



รายงานการวิจัยฉบับสมบูรณ์

การสร้างแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กสำหรับการแข่งขัน : ภาคส่ง

CanSat Design for Competition : Science Vehicle

ประเภททุน เงินรายได้ รหัสโครงการ 2561-02-01-015

นายพีระเมศร์ โชติกวิกิจญาดา

นายอชิวัตร เปียทอง

นางสาวอรจิรา สิริเศรษฐนันท์

ได้รับทุนสนับสนุนงานวิจัยจากเงินรายได้คณะฯ ประจำปีงบประมาณ 2561

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รายงานการวิจัยฉบับสมบูรณ์

การสร้างแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กสำหรับการแข่งขัน : ภาคส่ง

CanSat Design for Competition : Science Vehicle

ประเภททุน เงินรายได้ รหัสโครงการ 2561-02-01-015

นายพีระเมศร์ โชติกวิจิณญาดา

นายอชิวัตร เปี้ยทอง

นางสาวอรจิรา ทิวิเศรฐนันท์

ได้รับทุนสนับสนุนงานวิจัยจากเงินรายได้คณะฯ ประจำปีงบประมาณ 2561

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

600264372

RC00022

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ชื่อโครงการ (ภาษาไทย) การสร้างแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กสำหรับการแข่งขัน : ภาควิชา
 แหล่งเงิน สำนักบริหารงานวิจัยและนวัตกรรมพระจอมเกล้าลาดกระบัง
 ประจำปีงบประมาณ 2561 จำนวนเงินที่ได้รับการสนับสนุน 50,000 บาท
 ระยะเวลาทำการวิจัย 1 ปี ตั้งแต่ 1 ต.ค. 60 ถึง 30 ก.ย. 61
 ชื่อ-สกุล หัวหน้าโครงการ และผู้ร่วมโครงการวิจัย พร้อมระบุ หน่วยงานต้นสังกัด
 ดร.พีระเมษฐ์ โชติกวิกิจญาดา คณะวิศวกรรมศาสตร์ ภาควิชาโทรคมนาคม

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้ได้ถูกจัดทำขึ้น โดยมีจุดประสงค์เพื่อที่จะเข้าร่วมการแข่งขัน CanSat ในปี 2018 โดยแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กในส่วนของภาควิชา มีหลักการการทำงาน ดังนี้ CanSat จะทำหน้าที่เก็บข้อมูลสภาพอากาศหลังจากถูกปล่อยออกจากจรวด ณ ความสูงประมาณ 700 เมตร ซึ่งข้อมูลจากอุปกรณ์เซนเซอร์ต่างๆ ประกอบด้วยอุณหภูมิ, ความดัน, ความสูง, ไจโรสโคป, ความเร่ง 3 แกน, Magnetometer, Real Time Clock, Power Voltage และ GPS จะถูกรวบรวมโดยอุปกรณ์ประมวลผล และส่งไปยังภาคพื้นดิน เมื่อแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กถึงระดับความสูง 300 เมตร ทำการถ่ายภาพวิดีโอเพื่อเก็บในหน่วยความจำ

คำสำคัญ : ดาวเทียมขนาดเล็ก, ระบบเซนเซอร์

Research Title: CanSat Design for Competition : Science Vehicle

Researcher: Dr.Peeramed Chodkaveekityada

Faculty: Engineering

Department: Telecommunication

ABSTRACT

This project is a development of CanSat for the CanSat Competition in 2018. The CanSat will collect weather data with its sensor system and transmit the data back to a base station after it is released from a rocket at an attitude of around 700 m. The collected telemetry data consisting of air temperature, air pressure, altitude, gyroscopic data, 3-axis accelerometric data, magnetometric data, time measured by the clock, GPS data, and Voltage of the built-in battery will be collected by an Arduino device in the CanSat and sent to be processed at the ground station. The CanSat will also take a video clip at an altitude of 300 meters of the ground beneath it and stored the clip in its memory.

Keywords : CanSat, Sensor subsystem

กิตติกรรมประกาศ

การวิจัยครั้งนี้ได้รับเงินสนับสนุนการวิจัยจากสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ประจำปี
งบประมาณ พ.ศ. 2561

คณะผู้วิจัย



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย.....	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	II
กิตติกรรมประกาศ.....	III
สารบัญ.....	IV
สารบัญตาราง.....	VI
สารบัญภาพ.....	VIII
บทที่ 1 บทนำ	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย.....	1
1.3 ขอบเขตของการวิจัย.....	2
บทที่ 2 ทฤษฎีและหลักการที่เกี่ยวข้อง	4
2.1 แบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก.....	4
2.2 รายละเอียดการแข่งขัน.....	5
2.3 ระบบย่อยเซนเซอร์.....	7
2.4 ระบบย่อยพลังงานไฟฟ้า.....	18
2.5 ระบบย่อยการสื่อสารและการจัดการข้อมูล.....	18
2.6 ระบบย่อยทางกลไก.....	28
บทที่ 3 วิธีดำเนินการวิจัย	33
3.1 การออกแบบและสร้างแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก.....	34
3.2 การทำงานของระบบแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก.....	55
3.3 การจัดเก็บผลการทดสอบ.....	61
บทที่ 4 ผลการวิจัย	64
4.1 ผลการทดสอบการทำงานของ SENSOR SUBSYSTEM.....	64
4.2 ผลการทดสอบการทำงานของ ELECTRICAL POWER SUBSYSTEM.....	81
4.3 ผลการทดสอบการทำงานของ COMMUNICATION & DATA HANDLING SUBSYSTEM.....	82
4.4 ผลการทดสอบการทำงานของ MECHANICAL SUBSYSTEM.....	86

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
4.5 ผลการตรวจสอบความถูกต้องและความพร้อมของกลไกการทำงานตามภารกิจการแข่งขัน.....	89
บทที่ 5 สรุปผลและข้อเสนอแนะ	92
5.1 สรุปผล.....	92
5.2 ข้อเสนอแนะ.....	94
บทที่ 6 สรุปผลผลิตงานวิจัย	95
เอกสารอ้างอิง	96
ภาคผนวก	
ภาคผนวก ก สรุปค่าใช้จ่ายการดำเนินงาน โครงการวิจัย.....	100
ประวัตินักวิจัย	101



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1 ข้อกำหนดพื้นฐานของการแข่งขัน.....	5
2.2 คำอธิบาย PIN ของ GPS GY-NEO6MV2 MODULE.....	9
2.3 รูปแบบการจัดเรียงข้อมูลตามมาตรฐานของ NMEA.....	11
2.4 รูปแบบการจัดเรียงข้อมูลประเภท GGA.....	11
2.5 แสดงค่า FIX INDICATOR.....	12
2.6 รูปแบบการจัดเรียงข้อมูลประเภท GLL.....	12
2.7 รูปแบบการจัดเรียงข้อมูลประเภท GSA.....	13
2.8 รูปแบบการจัดเรียงข้อมูลประเภท GSV.....	13
2.9 รูปแบบการจัดเรียงข้อมูลประเภท RMC.....	14
2.10 รูปแบบการจัดเรียงข้อมูลประเภท VTG.....	15
2.11 คุณสมบัติของ RASPBERRY PI CAMERA BOARD.....	17
2.12 คุณสมบัติเด่นของ ARDUINO PRO MINI 328.....	19
2.13 คุณสมบัติทางเทคนิคของ RASPBERRY PI ZERO.....	20
2.14 รายละเอียดของ TINY RTC I2C MODULES.....	21
2.15 คำอธิบาย PIN ของ XBEE PRO S1 ที่มีการใช้งาน.....	24
3.1 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของเซ็นเซอร์วัดอุณหภูมิ.....	34
3.2 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของเซ็นเซอร์วัดความดัน.....	35
3.3 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของเซ็นเซอร์ GPS.....	36
3.4 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของโมดูลวัดแรงดันของแหล่งจ่ายไฟ.....	37
3.5 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของเซ็นเซอร์วัด ACCELEROMETER, GYROSCOPE.....	37
3.6 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของโมดูลกล้อง.....	38
3.7 คุณสมบัติจำเพาะและเหตุการณ์เลือกใช้ของ ELECTRICAL POWER SUBSYSTEM.....	39
3.8 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของหน่วยประมวลผล.....	40
3.9 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของหน่วยความจำ.....	40
3.10 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของโมดูลการนับเวลา.....	41
3.11 คุณสมบัติจำเพาะและเหตุการณ์เลือกใช้ของ ANTENNA และ RADIO CONFIGURATION.....	41

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง (ต่อ)

ตารางที่	หน้า
4.1 เปรียบเทียบค่าที่วัดได้จากเซ็นเซอร์โมดูล GY-BMEP 280 กับค่าที่วัดจากเทอร์โมมิเตอร์.....	64
4.2 ค่าเปรียบเทียบระดับความสูงจากระดับน้ำทะเลกลางที่เปลี่ยนแปลงไปได้ค่าจาก GPS.....	67
4.3 ค่าแรงดันจาก POWER VOLTAGE SENSOR และ แหล่งจ่ายไฟ.....	68
4.4 ค่าของมุมต่างๆที่วัดได้จากโมดูล GY-9250MPU9250 ในแนวแกน X.....	70
4.5 ค่าของมุมต่างๆที่วัดได้จากโมดูล GY-9250MPU9250 ในแนวแกน Y.....	71
4.6 ค่าของมุมต่างๆที่วัดได้จากโมดูล GY-9250MPU9250 ในแนวแกน Z.....	73
4.7 ทิศแสดงในหน่วยของสาขาของโมดูล GY-9250MPU9250 ทั้ง 4 ทิศ.....	76
4.8 หน่วยความจำจากการอัปเดตวิดีโอของRASPERRY PI CAMERA BOARD.....	80
4.9 รายละเอียดการใช้พลังงานของอุปกรณ์แต่ละชนิดจากการวัดด้วยมัลติมิเตอร์.....	81
4.10 ค่าเปรียบเทียบความเร็วที่ได้จากการคำนวณทางทฤษฎีกับความเร็วที่ได้จากการทดสอบ.....	86
4.11 ค่าเปรียบเทียบความเร็วที่ได้จากการคำนวณทางทฤษฎีกับความเร็วที่ได้จากการทดสอบ.....	88
4.12 การดำเนินงานตามเป้าหมายของการแข่งขัน.....	89
5.1 แผนงานโดยรวมในการสร้าง CANSAT เพื่อใช้ในการแข่งขัน.....	93

สารบัญภาพ

ภาพที่	หน้า
1.1 แผนภาพโดยรวมของแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก	2
1.2 บล็อกไดอะแกรมในส่วนภาคส่ง	3
2.1 โมดูล BME280	7
2.2 GPS GY-NEO6MV2 MODULE	9
2.3 ตัวอย่างประโยค NMEA และความหมายของข้อมูลแต่ละส่วนในประโยค	10
2.4 ตัวต้านทาน 1/4 W	15
2.5 วงจรการวัดแรงดันไฟฟ้า	15
2.6 เซ็นเซอร์โมดูล GY-9250	16
2.7 RASPBERRY PI CAMERA BOARD V1.3	17
2.8 แบตเตอรี่ LI-ION 9 V (800 MAH)	18
2.9 LM7805 REGULATOR	18
2.10 ไมโครคอนโทรลเลอร์ ARDUINO PRO MINI 328	19
2.11 RASPBERRY PI ZERO	20
2.12 MICRO SD CARD SANDISK 8 GB	21
2.13 TINY REAL TIME CLOCK MODULES	21
2.14 สายอากาศแบบ HALF-WAVELENGTH DIPOLE	22
2.15 รูปแบบการแพร่กระจายคลื่นของสายอากาศไดโพล	22
2.16 การแพร่กระจายคลื่นของสายอากาศไดโพล	23
2.17 โมดูลการสื่อสารไร้สาย XBEE PRO S1	24
2.18 รูปแบบการเขียน/อ่านข้อมูลแบบ I2C BUS	25
2.19 TIMING DIAGRAM การทำงานของ I2C BUS	26
2.20 รูปแบบการสื่อสารแบบ UNIVERSAL ASYNCHRONOUS RECEIVER TRANSMITTER	27
2.21 EXOMARS 2016 SCHIAPARELLI DESCENT SEQUENCE	29
2.22 ร่มชูชีพแบบ SEMI-SPHERICAL	29
2.23 ร่มชูชีพแบบ PARAPENT	30
2.24 ร่มชูชีพแบบ FLAT PARACHUTE	30

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่	หน้า
2.25 รั่มฐฐฐฐแบบ CROSS.....	31
2.26 การกระทำของแรงขณะที่วัตถุกำลังเคลื่อนที่ลง.....	32
3.1 บล็อกไดอะแกรมการทำงานของอุปกรณ์ที่นำเสนอ.....	33
3.2 MICROSTRIP DIPOLE ANTENNA (ความถี่ 2.4 GHZ).....	42
3.3 กราฟ S-PARAMETER.....	43
3.4 กราฟ VOLTAGE STANDING WAVE RATIO (VSWR).....	43
3.5 แบบรูปการแพร่กระจาย (FARFIELD 3D).....	43
3.6 วงจร SCHEMATIC การเชื่อมต่อโดยรวม โครงสร้างของ CANSAT.....	45
3.7 โครงสร้างของ CANSAT.....	45
3.8 การจัดองค์ประกอบภายในและภายนอกแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก.....	46
3.9 ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางและความสูงของ HEAT SHIELD ขณะใช้งานและไม่ใช้งาน.....	47
3.10 ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางและความสูงแต่ละชั้นของแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก.....	47
3.11 แรงที่กระทำต่อ CANSAT ขณะเคลื่อนที่.....	48
3.12 ค่าสัมประสิทธิ์แรงดึง (DRAG) ของรูปร่าง WEDGES, CONES และ SIMILAR.....	49
3.13 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างมวลของ CANSAT ต่อขนาดรัศมีของรั่มฐฐฐฐที่.....	50
3.14 รูปแบบของรั่มฐฐฐฐแบบ SEMI-SPHERICAL.....	51
3.15 แบบของชิ้นส่วนรั่มแต่ละชั้น.....	51
3.16 รั่มฐฐฐฐสภาพเสร็จสมบูรณ์และมวลของรั่มฐฐฐฐ.....	52
3.17 โครงสร้างการปลดสลัก.....	52
3.18 กลไกการปล่อยใช้งาน HEAT SHIELD.....	53
3.19 กลไกการปล่อย HEAT SHIELD ที่จ.....	53
3.20 กลไกการปล่อยรั่มฐฐฐฐใช้งาน.....	54
3.21 บล็อกไดอะแกรมพลังงานไฟฟ้า.....	54
3.22 FLOWCHART แสดงการทำงานโดยรวม.....	57
3.23 สถานะในการทำงานของแต่ละขั้นตอน.....	57
3.24 FLOWCHART แสดงการอ่านค่าจากเซ็นเซอร์ทั้งหมด.....	60

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่	หน้า
4.1 ค่าสัญญาณบิตข้อมูลจากโมดูลGY-BMEP280.....	64
4.2 ค่าสัญญาณบิตข้อมูลจากโมดูลGY-BMEP280 (ค่าอุณหภูมิ).....	65
4.3 สัญญาณบิตข้อมูลจากโมดูลGY-BMEP280 (ค่าความดัน).....	65
4.4 ค่าสัญญาณบิตข้อมูลจากโมดูล GY-NEO6MV2.....	66
4.5 การวัดค่าของแหล่งจ่ายไฟโดยใช้ POWER VOLTAGE.....	68
4.6 การปรับระดับทิศทางการเคลื่อนที่ของโมดูลตามมุมในแนวแกน X.....	69
4.7 มุมจากการอ่านค่าจากตัวโมดูลในแนวแกน X.....	69
4.8 การปรับระดับทิศทางการเคลื่อนที่ของโมดูลตามมุมในแนวแกน Y.....	71
4.9 มุมจากการอ่านค่าจากตัวโมดูลในแนวแกน Y.....	71
4.10 การปรับระดับทิศทางการเคลื่อนที่ของโมดูลตามมุมในแนวแกน Z.....	72
4.11 มุมจากการอ่านค่าจากตัวโมดูลในแนวแกน Z.....	73
4.12 การเทียบทิศของ โมดูลกับเข็มทิศแบบตลับและแสดงค่าเป็นองศาของทิศเหนือ.....	74
4.13 การเทียบทิศของ โมดูลกับเข็มทิศแบบตลับและแสดงค่าเป็นองศาของทิศตะวันออก.....	75
4.14 การเทียบทิศของ โมดูลกับเข็มทิศแบบตลับและแสดงค่าเป็นองศาของทิศใต้.....	75
4.15 การเทียบทิศของ โมดูลกับเข็มทิศแบบตลับและแสดงค่าเป็นองศาของทิศตะวันตก.....	75
4.16 ค่าสัญญาณบิตจากโมดูล GY-9250MPU9250.....	77
4.17 ค่าสัญญาณบิตข้อมูลจาก โมดูล GY-9250MPU9250 (ไบต์ที่ 4-8).....	77
4.18 ค่าสัญญาณบิตข้อมูลจาก โมดูล GY-9250MPU9250 (ไบต์ที่ 9-12).....	78
4.19 ค่าสัญญาณบิตข้อมูลจาก โมดูล GY-9250MPU9250 (ไบต์ที่ 13-17).....	78
4.20 ค่าสัญญาณบิตข้อมูลจาก โมดูล GY-9250MPU9250 (ไบต์ที่ 18-23).....	79
4.21 กระบวนการแปลงไฟลงจากการอควิตีโอ.....	80
4.22 ค่าสัญญาณบิตจากโมดูล REAL TIME CLOCK (DS 1307).....	82
4.23 ค่าสัญญาณบิตจากโมดูล REAL TIME CLOCK (DS 1307).....	83
4.24 MICROSTRIP DIPOLE ANTENNA.....	83
4.25 กราฟแสดง S-PARAMETER.....	84
4.26 กราฟแสดง VOLTAGE STANDING WAVE RATIO (VSWR).....	84

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่	หน้า
4.27 แบบรูปการแพร่กระจาย.....	85
4.28 การทดสอบการรับส่งสายอากาศ.....	85
4.29 กราฟความสัมพันธ์เปรียบเทียบของ AERO-BRAKING HEAT SHIELD.....	87
4.30 กราฟความสัมพันธ์เปรียบเทียบความเร็วที่ได้จากการคำนวณทางทฤษฎีกับที่ได้จากการทดสอบ.....	88
4.31 การเตรียมอุปกรณ์และการทดสอบอุปกรณ์ ณ ศาลี จ.นครสวรรค์.....	91
4.32 ข้อมูลการบินที่ค่าจากการเก็บค่าสภาพอากาศ.....	91



บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

แบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก (CanSat) คือ ดาวเทียมขนาดเล็กเท่าขนาดกระป๋องเครื่องดื่ม จึงมีชื่อเรียกคูนุหว่า “ดาวเทียมกระป๋อง” ซึ่งจะจำลองการทำงานเหมือนดาวเทียมจริง โดยติดตั้งอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ต่างๆไว้ภายใน โดยมีจุดประสงค์เพื่อใช้ในการเรียนรู้เกี่ยวกับเทคโนโลยีทางด้านอวกาศ อีกทั้งยังมีขนาดเล็กเหมาะแก่การประดิษฐ์และไม่ได้ปล่อยเข้าสู่วงโคจรในอวกาศจริง

ในปัจจุบันเทคโนโลยีดาวเทียม เริ่มเข้ามามีบทบาทและความสำคัญต่อระบบการสื่อสารมากขึ้น เราจึงควรให้ความสำคัญนั้นๆ โดยเริ่มต้นจากการสร้างแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กนั่นเอง ซึ่งผู้คนเริ่มหันมาสนใจ ต้องการที่จะพัฒนาและส่งเสริมในด้านนี้มากขึ้น จึงมีการจัดการแข่งขันการสร้างดาวเทียมกระป๋องหลากหลายทั่วโลก มีตั้งแต่ระดับการแข่งขันแบบพื้นฐานไปจนถึงระดับที่ยากมากขึ้น ซึ่งในแต่ละปีจะมีกฎกติกาที่แตกต่างกันไป โดยเปิดโอกาสให้ผู้สนใจได้พบกับความท้าทายในรูปแบบต่างๆในการแข่งขันนั้นๆ พื้นฐานของ CanSat จะมีระบบเซนเซอร์ต่างๆเพื่อเก็บรวบรวมข้อมูลซึ่งมีขนาดเล็ก ราคาถูก สามารถหาซื้อได้ตามท้องตลาด และสามารถหาข้อมูลการใช้งานได้ง่ายจากอินเทอร์เน็ตเพื่อนำมาพัฒนาตนเอง โดยจะปล่อยที่ความสูง 100 – 4000 เมตร จากจรวดหรือบอลลูนขึ้นอยู่กับการบินนั้นๆ ในระหว่างที่การแข่งขันพร้อมลงมา CanSat จะปฏิบัติภารกิจที่กำหนดไว้เพื่อส่งข้อมูลไปยังภาครับก่อนที่จะตกลงพื้นดิน

CanSat เป็นโครงการอวกาศขนาดเล็กที่มุ่งเน้นการปฏิบัติจริงเพื่อการเรียนรู้และการแข่งขัน ซึ่งมีประโยชน์ที่หลากหลาย เช่น การเรียนรู้ที่จะออกแบบและสร้างแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก การสร้างตามแผนภารกิจที่มีความท้าทายในความสามารถของตนเอง การวิเคราะห์ปัญหาและการแก้ปัญหาที่เกิดขึ้นได้ นอกจากนี้จะได้เรียนรู้ทักษะในการทำงานร่วมกับผู้อื่นในกลุ่ม โดยบริหารและจัดการแบ่งหน้าที่การทำงาน เพื่อให้บรรลุเป้าหมายตามที่ต้องการ

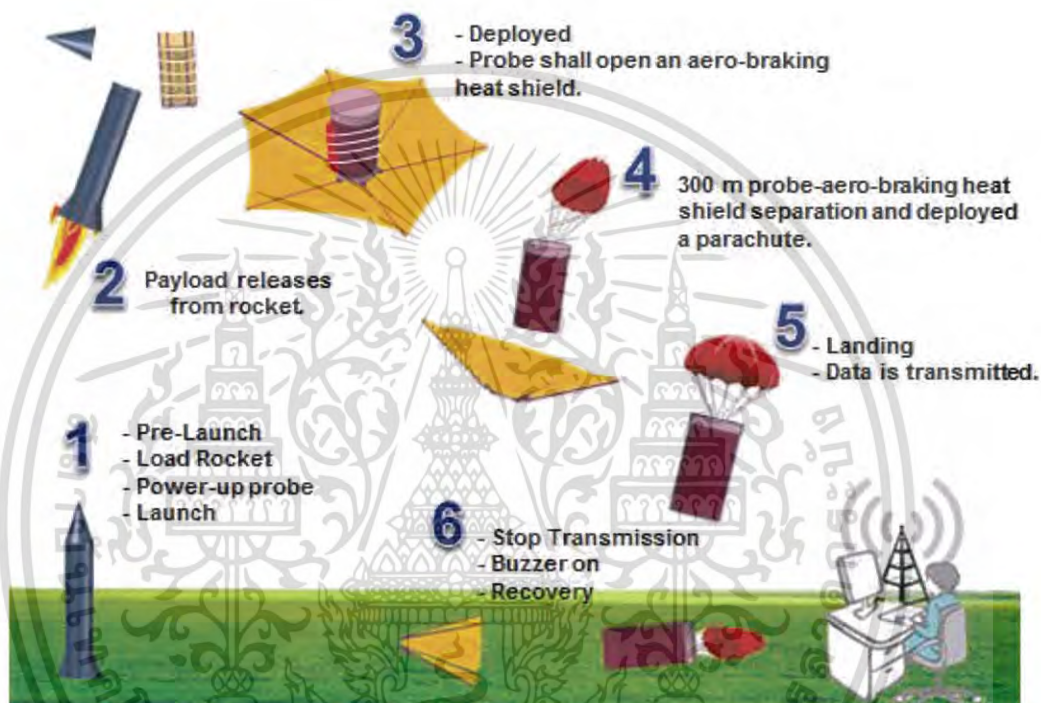
1.2 วัตถุประสงค์

- (1). ออกแบบและสร้างแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กตามภารกิจการแข่งขันประจำปี 2018 (ภาคส่ง)
- (2). ออกแบบและสร้างแบบจำลองดาวเทียมกระป๋องที่สามารถตรวจวัดสภาพอากาศบอกสถานะในการทำงาน และรายละเอียดต่างๆ ตามกติกาในการแข่งขัน
- (3). ออกแบบโครงสร้างและร่วมชุมชนเพื่อให้สามารถเก็บกู้และนำกลับมาใช้ใหม่ได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.3 ขอบเขตของการวิจัย

- (1). แบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กสามารถวัดสภาพอากาศโดยใช้เซนเซอร์ต่างๆ
- (2). แบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กสามารถส่งข้อมูลไปยังภาครับด้วยความถี่ 2.4 GHz
- (3). สามารถสำรองข้อมูลโดยเก็บไว้ในหน่วยความจำของแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กเพื่อกู้คืนข้อมูลได้

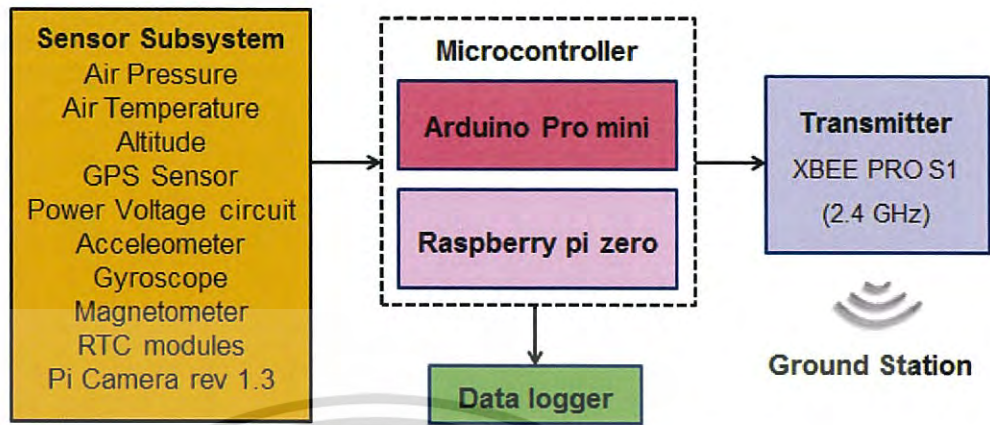


ภาพที่ 1.1 แผนภาพโดยรวมของแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก (CanSat)

จากภาพที่ 1.1 แสดงภาพรวมในรูปแบบของแผนภาพการทำงานแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กซึ่งจะประกอบด้วย Rocket, โครงสร้างทั้งหมดของ CanSat, Aero-braking heat shield และ Parachute โดยแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กในส่วนของภาคส่ง (Science Vehicle) จะทำการออกแบบและสร้างแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กตามภารกิจการแข่งขันประจำปี 2018 เพื่อตรวจวัดสภาพอากาศ บอกสถานะในการทำงาน รวมถึงรายละเอียดต่างๆ ตามกติกาการแข่งขัน เพื่อส่งข้อมูลไปยังภาคพื้นดิน (Ground Station)

บล็อกโคดอะแกรมในส่วนของภาคส่ง โดยข้อมูลจาก Sensor Subsystem จะถูกรวบรวมโดยอุปกรณ์ประมวลผล 2 ตัว ได้แก่ Arduino Pro mini และ Raspberry pi zero จากนั้นส่งข้อมูลไปยังสถานีภาคพื้นดินผ่านโมดูลการสื่อสารไร้สายระยะไกล (XBEE PRO S1) ที่ความถี่ 2.4 GHz และเก็บข้อมูลสำรองในหน่วยความจำ ดังภาพที่ 1.2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 1.2 บล็อกไดอะแกรมในส่วนภาคส่ง (Science Vehicle)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 2

ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

2.1 แบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก (CANSAT)

แคนแซท (CanSat) คือ ดาวเทียมขนาดเล็กเท่าขนาดกระป๋องเครื่องดื่ม ที่จำลองการทำงานเหมือนดาวเทียมจริง โดยติดตั้งอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ต่าง ๆ ไว้ภายในกระป๋องเครื่องดื่มหรือวัสดุทรงขนาดเท่ากระป๋องเครื่องดื่ม

การปล่อยแคนแซท จะใช้จรวดยิงขึ้นไปบนท้องฟ้า หรือใช้ Drone, บอลลูนปล่อยลงมาจากที่สูงในระดับหลายร้อยเมตร ตัวแคนแซทเมื่อถูกปล่อยออกมาแล้ว ก็จะกางร่มโดยอัตโนมัติ และระบบต่างๆ จะเริ่มทำงาน เช่น บันทึกภาพถ่ายหรือวิดีโอ ระบุตำแหน่งพิกัดของตัวแคนแซท วัดอุณหภูมิและความดันอากาศ สามารถรับส่งข้อมูลได้ทันทีผ่านอุปกรณ์ไร้สายส่งสู่อุปกรณ์รับสัญญาณภาคพื้นดิน [1]

การแข่งขัน CanSat [2] นั้นเกิดขึ้นในหลายประเทศทั่วโลกตั้งแต่ช่วงปลายทศวรรษที่ 1990 โดยปกติทีมนักเรียนจำนวนหนึ่งมารวมตัวกันเพื่อใช้ CanSats ของพวกเขาในระหว่างวันแข่งขันเพื่อชิงรางวัล กฎและวัตถุประสงค์อาจแตกต่างกันออกไป แต่ข้อกำหนดทั่วไปบางส่วนจะระบุดังนี้

1. ส่วนประกอบทั้งหมดของ CanSat ต้องอยู่ในขนาดกระป๋องเครื่องดื่มมาตรฐาน (ความสูง 115 มม. และเส้นผ่านศูนย์กลาง 66 มม.) ยกเว้นร่มชูชีพ เสาอากาศสื่อสารและเสาอากาศ GPS สามารถติดตั้งได้ภายนอก (ด้านบนหรือด้านล่างของกระป๋อง แต่ไม่ได้อยู่ที่ด้านข้าง) ขึ้นอยู่กับการออกแบบ
2. มวลของ CanSat ต้องอยู่ระหว่าง 300 ถึง 350 กรัม ซึ่ง CanSats ที่มีน้ำหนักเบาจะต้องเพิ่มความมั่นคงกับมันเพื่อให้ถึงขีดจำกัด 300 กรัมของมวลขั้นต่ำที่จำเป็น
3. ห้ามนำวัตถุระเบิด detonators, pyrotechnics และวัสดุที่เป็นอันตรายต่อการติดไฟหรือวัสดุอันตราย โดยวัสดุที่ใช้ต้องปลอดภัยสำหรับบุคลากร อุปกรณ์และสิ่งแวดล้อม
4. CanSat ต้องใช้พลังงานจากแบตเตอรี่หรือแผงเซลล์แสงอาทิตย์ และต้องสามารถเปิดเครื่องได้เป็นเวลา 4 ชั่วโมงอย่างต่อเนื่อง
5. CanSat ควรมียระบบการกู้คืน เช่นร่มชูชีพซึ่งสามารถนำกลับมาใช้ใหม่ได้หลังจากเปิดตัว ขอแนะนำให้ใช้ผ้าสีสดใสซึ่งจะช่วยให้การเก็บกู้ของ CanSat หลังจากร่อนลง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2 รายละเอียดการแข่งขัน CANSAT ประจำปี 2018

ในแต่ละปี American Astronautical Society (AAS) และ American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) จะมีการจัดการแข่งขันการออกแบบ และสร้างอุปกรณ์ที่มีการทำงานเลียนแบบดาวเทียมที่ซึ่งต้องอาศัยหลักการและความรู้ทางด้านวิศวกรรมศาสตร์ในการออกแบบ สร้าง และพัฒนาปรับปรุง CanSat ให้เหมาะสมตามการแข่งขัน และในแต่ละปีทางการแข่งขันจะมีการเพิ่มภารกิจต่างๆ เพื่อให้กติกากการแข่งขันมีความท้าทายแก่ผู้แข่งขัน ซึ่งจะเป็นเปิดโอกาสให้กับทีมจากมหาวิทยาลัยและวิทยาลัยทั่วโลก [3]

ภารกิจประจำปี 2018 จำลอง Space probe (CanSat) เพื่อเข้าสู่ชั้นบรรยากาศ โดย Probe จะต้องบรรจุไข่ไก่ขนาดใหญ่ โดยจะต้องรักษาไม่ให้ไข่ไก่แตกระหว่างการร่อนลงสู่พื้นดินซึ่งลำดับการดำเนินงานต้องเป็นดังนี้ [4]

- 1) Probe จะถูกปล่อยที่ระดับความสูง 670 เมตร ถึง 725 เมตร และจากนั้นก็จะถูกปล่อยออกจากจรวด (Rocket) โดยจะต้องไม่ถูกการควบคุมทิศทางการปล่อย
- 2) ในขณะที่ปล่อย Probe จะเปิด aero-braking heat shield ทันที และร่อนลงด้วยอัตราความเร็ว 50 เมตรต่อวินาที ซึ่งจะต้องรักษาความเสถียรภาพให้มั่นคง
- 3) ที่ระดับความสูง 300 เมตร Probe จะปล่อย aero-braking heat shield ทิ้งไป พร้อมกับปล่อยร่มชูชีพและลดความเร็วในการร่อนลงให้เหลือ 5 เมตรต่อวินาที
- 4) ขณะที่ร่อนลงสู่พื้นดิน Probe จะต้องปกป้องไข่ไก่เพื่อไม่ให้ไข่แตก ซึ่งประกอบด้วยรายละเอียดการแข่งขันพื้นฐาน ดังแสดงในตารางที่ 2.1 [5]

ตารางที่ 2.1 ข้อกำหนดพื้นฐานของการแข่งขัน

ข้อที่	ข้อกำหนด
1	มวลโดยรวมทั้งหมดของ CanSat (probe) ต้องไม่เกิน 500 กรัม
2	Probe จะต้องเก็บรักษา heat shield ในการควบคุมอัตราเร็ว
3	Probe จะต้องไม่กระเด้งหรือคว่ำในส่วใดส่วหนึ่งของการบิน
4	Probe และ aero-braking heat shield จะบรรจุลงกระป๋องทรงกระบอก ที่มีเส้นผ่าศูนย์กลาง 125 มิลลิเมตร และสูงไม่เกิน 310 มิลลิเมตร ได้พอดี
5	Probe จะต้องบรรจุไข่ไก่ขนาดใหญ่และปกป้องมันจากการถูกทำลาย
6	Probe จะต้องยึดต่อไข่ไก่ขนาดใหญ่ที่มีมวล 54 ถึง 68 กรัม และเส้นผ่าศูนย์กลางที่มากกว่า 50 มิลลิเมตร และความสูงที่มากกว่า 70 มิลลิเมตร
7	Aero-braking heat shield จะต้องไม่มีขอบแหลมที่จะติดค้างในส่วนของจรวด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ข้อที่	ข้อกำหนด
8	Aero-braking heat shield จะต้องเป็นสีสะท้อนแสง เช่น สีชมพูหรือสีส้ม
9	Aero-braking heat shield จะต้องถูกปล่อยออกจาก probe ที่ระดับความสูง 300 เมตร
10	Probe จะปล่อยร่มชูชีพที่ระดับความสูง 300 เมตร
11	องค์ประกอบทางอิเล็กทรอนิกส์ทั้งหมดจะถูกปิดล้อมและมีที่ปิดกั้นจากสิ่งแวดล้อมกับการยกเว้นของ เซนเซอร์
12	อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ทั้งหมดจะต้องติดตั้งอย่างมั่นคง เช่น ยึดด้วยสกรูหรือกาวที่มีประสิทธิภาพสูง
13	กลไกทั้งหมดจะต้องสามารถทำงาน ได้ภายใต้แรงกระทำทั้งหมดได้
14	กลไกต้องไม่ใช่วัสดุที่ทำให้เกิดการระเบิด คัดไฟ หรือสารเคมี
15	กลไกที่ใช้ความร้อน (เช่น ลวดนิโครม) ไม่ควรสัมผัสกับสภาพแวดล้อมภายนอก เพื่อลดความเสี่ยงที่อาจเกิดขึ้นจากไฟ
16	ระหว่างการร่อนลง probe จะเก็บความดันอากาศ, อุณหภูมิจากภายนอก, ตำแหน่ง GPS และระดับแรงดันของแบตเตอรี่ต่อหนึ่งวินาที และแท็กข้อมูลเวลาด้วย mission time
17	ระหว่างการร่อนลง probe จะส่ง telemetry ทั้งหมดได้อย่างต่อเนื่อง
18	XBEE จะถูกใช้สำหรับการส่ง telemetry ที่ความถี่ 2.4 GHz Series 1 และ 2 หรือที่ความถี่ 900 MHz
19	ข้อมูลจะต้องส่งไปยังภาครับด้วยอัตรา 1 วินาทีต่อ 1 ชุด
20	ต้นทุนของ CanSat จะต้องไม่เกิน 1,000 เหรียญ โดยไม่รวมภาคพื้นดิน
21	Telemetry ทั้งหมดจะต้องแสดงแบบเรียลไทม์ขณะที่ร่อนลงสู่พื้นดิน
22	Telemetry ทั้งหมดจะต้องแสดงผลในหน่วยทางวิศวกรรม เช่น เมตร, เมตรต่อวินาที และ องศาเซลเซียส เป็นต้น
23	ต้องมีสัญญาณเสียงเมื่อร่อนลงสู่พื้นดินและหยุดการทำงาน
24	ไม่อนุญาตให้ใช้เลเซอร์
25	Probe จะต้องประกอบด้วยสวิตช์ไฟที่สามารถเข้าถึงได้ง่าย
26	Probe จะต้องประกอบด้วยไฟแสดงสถานะ เช่น ไฟ LED หรือเครื่องสร้างเสียง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.3 ระบบย่อยเซ็นเซอร์ (SENSOR SUBSYSTEM)

Sensor Subsystem ซึ่งเป็นระบบย่อยๆของเซ็นเซอร์ประกอบรวมเป็นวงจรทางอิเล็กทรอนิกส์ทั้งหมด ซึ่งประกอบด้วย เซ็นเซอร์วัดสภาพอากาศ (ความดันอากาศ, อุณหภูมิอากาศและความสูง), เซ็นเซอร์ GPS, Power voltage, เซ็นเซอร์ความเร่ง 9 แกน และ Pi camera rev1.3

2.3.1 เซ็นเซอร์วัดสภาพอากาศ GY-BMEP280

โดยใช้ Sensor Module ในการตรวจวัดสภาพอากาศ ซึ่งเป็นที่นิยมกันอย่างแพร่หลาย และสามารถหาใช้งานได้ง่ายและราคาไม่แพงมากจนเกินไปซึ่ง Sensor คืออุปกรณ์ตรวจจับสัญญาณหรือปริมาณทางฟิสิกส์ต่างๆ เช่น อุณหภูมิ ความดัน ความชื้น เป็นต้น

2.3.1.1 เซ็นเซอร์ตรวจวัดอุณหภูมิและความดัน

เซ็นเซอร์ตรวจวัดอุณหภูมิ (Temperature Sensor) ซึ่งเป็นอุปกรณ์ที่ทำหน้าที่เปลี่ยนระดับอุณหภูมิ เช่น ความร้อน-เย็น เป็นระดับแรงดันไฟฟ้า ซึ่งจะทำหน้าที่เป็นส่วนตรวจวัดค่าอุณหภูมิ

เซ็นเซอร์วัดความดัน (Pressure Sensor) ซึ่งเป็นอุปกรณ์ที่สามารถวัดที่ควบคุมความดันที่มีหน่วยในการแสดงผลได้หลากหลายในตัวเดียว เช่น bar, kPa, psi, mmHg เป็นต้น และมีสัญญาณ output แบบต่างๆให้เลือกใช้งานได้ เช่น NPN, PNP, 4-20 mA เป็นต้น โดยทำการศึกษาและเลือกใช้เซ็นเซอร์โมดูล ดังต่อไปนี้

BME/BMP280 [6]

โมดูล BME/BMP280 สำหรับวัดอุณหภูมิ (Temperature) ความชื้นสัมพัทธ์ (Humidity) และความกดอากาศ (Pressure) ใช้ชิพ BME280 สื่อสารผ่านบัส I2C ใช้ไฟเลี้ยง 5 โวลต์ สามารถใช้ต่อกับบอร์ด arduino ได้ สามารถแสดงได้ดังภาพที่ 2.1



ภาพที่ 2.1 โมดูล BME280 [6]

โมดูล BME280 ใช้ไฟเลี้ยง 5 โวลต์ เชื่อมต่อเข้ากับไมโครคอนโทรลเลอร์ผ่านทางอินเตอร์เฟซ I2C ที่ขาสัญญาณ SCL กับ SDA ซึ่งมีวงจร Voltage Divider ที่สามารถต่อกับระดับแรงดัน 5 โวลต์ได้

ข้อมูลเชิงเทคนิค (Technical details)

- Supply Voltage: 1.8 - 5V DC
- Interface: I2C (up to 3.4 MHz)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- Temperature: -40 to +85°C
- Humidity: 0 -100 %
- Pressure: 300-1100 hPa
- Humidity: 0.008 %
- Pressure: 0.18 Pa
- Humidity: ± 3 %
- Pressure: ± 1 Pa
- Temperature: ± 1 °C
- โมดูลนี้มีขาเชื่อมต่อ 4 ขา ตามลำดับดังนี้ VCC (+3.3V), GND, SCL, SDA

2.3.1.2 การคำนวณความสูงจากค่าความดัน

ใช้ค่าความดันจากโมดูล BME280 เพื่อนำมาคำนวณหาระดับความสูงจากระดับน้ำทะเล ซึ่งสามารถคำนวณด้วยวิธีดังนี้

- ความกดอากาศที่ระดับน้ำทะเลปานกลาง(P_0) มีค่าเท่ากับ 1013.25 hPa
 - จาก 760 mmHg เท่ากับ 101325 Pascal มีค่าเท่ากับ 1013.35 hPa
- ดังนั้น ความสูงจากระดับน้ำทะเล สามารถคำนวณได้ดังสมการที่ 2.1 [6]

$$h = 44330 \times \left[1 - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{1}{5.255}} \right] \quad (2.1)$$

และ $P_0 = 1013.35 \text{ hPa}$

2.3.2 เซ็นเซอร์ GPS GY-NEO6MV2

GPS GY-NEO6MV2 Module แสดงดังภาพที่ 2.2 [7] เป็นโมดูล GPS ที่มีความไวในการรับถึง - 162 dBm และสามารถเชื่อมต่อได้ถึง 50 ช่องสัญญาณ โดยใช้แรงดันไฟฟ้า 3.3 - 5V DC เชื่อมต่อกับไมโครคอนโทรลเลอร์ผ่าน UART ความเร็ว 9600 ทำงานได้ในช่วงอุณหภูมิ -40 ถึง 85°C และมีทั้งหมด 4 pins แสดงคำอธิบายแต่ละ pin ดังตารางที่ 2.2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 2.2 GPS GY-NEO6MV2 Module [7]

ตารางที่ 2.2 คำอธิบาย PIN ของ GPS GY-NEO6MV2 Module

PIN	คำอธิบาย
Vcc	ไฟเลี้ยง 3.3-5.0 V DC
Rx	Receive
Tx	Transmit
GND	Ground

2.3.2.1 ความรู้ทั่วไปเกี่ยวกับ GPS

GPS ย่อมาจากคำว่า Global Positioning System คือ ระบบระบุตำแหน่งบนพื้นโลก โดยหลักการทำงานจะมี ดาวเทียม GPS (Navstar) ประกอบด้วย ดาวเทียม 24 ดวง โดยแบ่งเป็น 6 รอบวงโคจร การโคจรจะเอียงทำมุม 55 องศา กับเส้น ศูนย์สูตร (Equator) ในลักษณะสานกันคล้าย ลูกตะกร้อแต่ละวงโคจรมีดาวเทียม 4 ดวง รัศมีวงโคจรจากพื้นโลก 20,162.81 กิโลเมตร หรือ 12,600 ไมล์ ดาวเทียมแต่ละดวงใช้เวลาในการโคจรรอบโลก 12 ชั่วโมง

GPS ทำงานโดยการรับสัญญาณจากดาวเทียมแต่ละดวง โดยสัญญาณดาวเทียมนี้ประกอบไปด้วยข้อมูลที่ระบุตำแหน่งและเวลาขณะส่งสัญญาณ ตัวเครื่องรับสัญญาณ GPS จะต้องประมวลผลความแตกต่างของเวลาในการรับสัญญาณเทียบกับเวลา จริง ณ ปัจจุบันเพื่อแปรเป็นระยะทางระหว่างเครื่องรับสัญญาณกับดาวเทียมแต่ละดวง ซึ่ง ได้ระบุมีตำแหน่งของมันมากับสัญญาณดังกล่าว

เพื่อให้เกิดความแม่นยำในการค้นหาตำแหน่งด้วยดาวเทียม ต้องมีดาวเทียมอย่างน้อย 4 ดวง เพื่อบอกตำแหน่งบนผิวโลก ซึ่งระยะห่างจากดาวเทียมทั้ง 3 กับเครื่อง GPS ซึ่งจะสามารถระบุตำแหน่งบนผิวโลกได้ หากพื้นโลกอยู่ในแนวระนาบแต่ในความเป็นจริงพื้นโลกมีความ โค้งเนื่องจากสัณฐานของโลกมีลักษณะกลม ดังนั้น ดาวเทียมดวงที่ 4 จะทำให้สามารถคำนวณเรื่องความสูงเพื่อทำให้ได้ตำแหน่งที่ถูกต้องมากขึ้น [8]

2.3.2.2 โพรโทคอล NMEA ของ GPS [9]

NMEA ย่อมาจาก Nation Maritime Electronics Association ซึ่งเป็นสมาคมที่มุ่งเน้นศึกษาและพัฒนาอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์เพื่อการเชื่อมต่อและทำงานร่วมกันของอุปกรณ์ โดยอุปกรณ์เหล่านี้ เมื่อเชื่อมต่อและทำงานร่วมกันต้องสามารถเข้าใจ กันได้หรือสื่อสารโดยใช้ภาษาเดียวกัน NMEA จึงพัฒนามาตรฐานในการสื่อสารข้อมูลระหว่างอุปกรณ์ดังกล่าว เรียกว่า NMEA Standard ซึ่งระบุข้อมูลการเชื่อมต่อทางไฟฟ้าและรูปแบบของข้อมูล

NMEA Standard เป็น โพร โทคอลภาษาที่ได้มีการพัฒนาเวอร์ชัน โดยเริ่มตั้งแต่ NMEA-0180, NMEA-0182 จนถึง NMEA-0183 โดยที่การใช้งานของ NMEA-0180 และ NMEA-0182 ค่อนข้างมีข้อจำกัดและจะเน้นทางการสื่อสารระหว่าง Loran C กับ Autopilot ดังนั้น จึงได้มีการพัฒนาให้สามารถที่ใช้งานได้อย่างกว้างขวางขึ้น โดยครอบคลุมถึงอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ในการเดินเรือจนกลายมาเป็น NMEA-0183 ใช้อักษร ASCII และการสื่อสารข้อมูลแบบอนุกรมในการส่งข้อมูล จากอุปกรณ์ตัวหนึ่ง ไปยังอุปกรณ์รับตัวหนึ่งหรือหลายๆตัว

มาตรฐาน NMEA-0183 ซึ่งในมาตรฐานนี้ ตัวอักษรที่ใช้คือ ASCII Text ซึ่งสามารถพิมพ์ได้ (รวมถึง Carriage Return and Line Feed) NMEA-0183 นั้นส่งข้อมูลด้วยอัตรา 4800 baud

รูปแบบการจัดเรียงข้อมูลของจีพีเอสเป็นไปตามมาตรฐานของ National Marine Electronics Association หรือ NMEA โดยจะขึ้นต้นด้วยอักษร \$GPxxx ซึ่งมีทั้งหมด 6 รูปแบบด้วยกัน คือ GGA, GLL, GSA, GSV, RMC, VTG รายละเอียดตามที่ได้ แสดงในตารางที่ 2.3 ทั้งนี้แต่ละรูปแบบต่างมีการจัดเรียงข้อมูลภายในที่แตกต่างกันออกไป เช่น



ภาพที่ 2.3 ตัวอย่างประโยค NMEA และความหมายของข้อมูลแต่ละส่วนในประโยค [10]

ภาพที่ 2.3 [10] แสดงเป็นรูปแบบข้อมูล RMC หรือ Recommended minimum specific GNSS data ตามด้วยข้อมูลเวลา UTC พิกัดตำแหน่งละติจูด, ตำแหน่งซีกโลก, พิกัดลองจิจูด, ตำแหน่งซีกโลก, และข้อมูลอื่น ๆ ซึ่งการที่จะเขียน โปรแกรมเพื่อดึงข้อมูล ณ ตำแหน่งที่ต้องการจากข้อมูลที่ส่งมาเป็นประโยค

ตารางที่ 2.3 รูปแบบการจัดเรียงข้อมูลตามมาตรฐานของ NMEA

NMEA Record	Description
GGA	Global positioning system fixed data
GLL	Geographic position - latitude/longitude
GSA	GNSS DOP and active satellites
GSV	GNSS satellites in view
RMC	Recommended minimum specific GNSS data
VTG	Course over ground and ground speed

แบบที่ 1 GGA (Global positioning system fixed data) รูปแบบที่แสดงว่าข้อมูลของ GPS เพียงพอที่จะแสดงพิกัดได้สามมิติ (3D) ซึ่งดาวเทียมที่รับได้ต้อง มากถึง 4 ดวงขึ้นไป ภาษาอังกฤษเรียกว่า Fix data ซึ่งมีรูปแบบการจัดเรียงและตัวอย่าง แสดงดังตารางที่ 2.4 [11]

ตารางที่ 2.4 รูปแบบการจัดเรียงข้อมูลประเภท GGA

Name	Example	Units	Description
Message ID	\$GPGGA	-	GGA protocol header
UTC Position	161229.487	-	UTC Time : 161229.487
Latitude	3723.2475	-	37 องศา 23.2475 ลิปดา
N/S Indicator	N	-	N=north or S=south
Longitude	12158.3416	-	121 องศา 58.3416 ลิปดา
E/W Indicator	w	-	E=east or W=west
Position Fix Indicator	1	-	แสดงดังตารางที่ 2.7
Satellites Used	08	-	จำนวนดาวเทียมที่ GPS รับได้ (Range 0 to 12)
HDOP	1.1	-	Horizontal Dilution of Precision
MSL Altitude, Units	9,M	meters	ค่าความสูงเหนือระดับน้ำทะเลปานกลาง,หน่วย
Geoid Separation, Units	15.2,M	meters	ความสูงเหนือทรงรี WGS84,หน่วย
Age of Diff. Corr	-	second	เวลาเป็นวินาทีที่นับจากที่ได้รับค่า fix รูปแบบ DGPS
Diff. Ref. Station ID	0000	-	แสดงหมายเลขสถานีของ DGPS
Checksum	*18	-	Checksum Data

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.5 แสดงค่า Fix Indicator

Value	Description
0	Fix not available or invalid
1	GPS SPS Mode, fix valid
2	Differential GPS, SPS Mode, fix valid
3 to 5	Not supported
6	Dead Reckoning Mode, fix valid

แบบที่ 2 GLL (Geographic position - latitude/longitude) เป็นข้อมูลการครอบครองจากข้อมูล Loran และหน่วยเก่าบางส่วนอาจไม่สามารถส่งข้อมูลเวลาและข้อมูลที่ใช้งานได้ ซึ่งมีรูปแบบการจัดเรียงและตัวอย่างแสดงดังตารางที่ 2.6 [11]

ตารางที่ 2.6 รูปแบบการจัดเรียงข้อมูลประเภท GLL

Name	Example	Units	Description
Message ID	\$GPGLL	-	GLL protocol header
Latitude, N/S Indicator	4916.46,N	-	Latitude 49 deg. 16.45 min. North
Longitude, N/S Indicator	12311.12,W	-	Longitude 123 deg. 11.12 min. West
UTC Position	225444	-	Fix taken at 22:54:44 UTC
Status	A	-	Data Active or V (void)
Checksum	*ID	-	Checksum Data

แบบที่ 3 GSA (GNSS DOP and active satellites) รูปแบบที่แสดงรายละเอียดของข้อมูล Fix จำนวนดาวเทียมที่ใช้งานได้ รวมถึงค่าความคลาดเคลื่อน DOP (dilution of precision) ซึ่งตัวเลขน้อยๆจะเป็นค่าที่ดีมีความถูกต้องสูง ซึ่งมีรูปแบบการจัดเรียงและตัวอย่าง แสดงดังตารางที่ 2.7 [11]

ตารางที่ 2.7 รูปแบบการจัดเรียงข้อมูลประเภท GSA

Name	Example	Units	Description
Message ID	\$GPGSA	-	GSA protocol header
Status	A	-	Auto selection of 2D or 3D fix
value include	3	-	3D fix – value include
PRNs of satellites	10,05,28,27,09,02	-	PRNs of satellites used for fix
PDOP	2.5	-	Dilution of precision
HDOP	1.8	-	Horizontal dilution of precision
VDOP	1.8	-	Vertical dilution of precision
Checksum	*35	-	checksum data

แบบที่ 4 GSV (GNSS satellites in view) ซึ่งเป็นรูปแบบที่แสดงรายละเอียดของ GPS แต่ละดวงเช่น ระดับความสูง (Elevation) อะซิมัทและ SNR (Signal to Noise Ratio) ซึ่ง เทียบได้กับความแรงของสัญญาณ SNR มีค่าตั้งแต่ 0 ถึง 99 ซึ่งค่ามากเป็นค่าที่ดี ในบางขณะเครื่อง GPS อาจจะได้รับสัญญาณ ได้เต็มที่ทั้งหมด 12 ดวง การส่งข้อความจะมากไปถ้าต้องแสดงในบรรทัดเดียว สมาคม NMEA จึงออกแบบให้รูปแบบ GSV สามารถที่จะแสดงข้อมูลดาวเทียมได้เต็มที่ประโยคหรือบรรทัดละ 4 ดวงเท่านั้น ดังนั้นถ้ารับสัญญาณดาวเทียมมาได้ทั้ง 12 ดวงจะได้รับประโยคทั้งหมด 3 บรรทัด ซึ่งมีรูปแบบการจัดเรียงและตัวอย่าง แสดงดังตารางที่ 2.8 [11]

ตารางที่ 2.8 รูปแบบการจัดเรียงข้อมูลประเภท GSV

Name	Example	Units	Description
Message ID	\$GPGSV	-	GSV protocol header
Number of sentences	2	-	Number of sentences for full data
Sentence	1	-	Sentence 1 of 2
Satellites Used	08	-	จำนวนดาวเทียมที่ GPS รับได้
PRN number	01	-	Satellite PRN number
Elevation	40	degrees	Elevation
Azimuth	083	degrees	Azimuth
SNR	46	-	SNR - higher is better
Checksum	*75	-	Checksum data

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แบบที่ 5 RMC (Recommended minimum specific GNSS data) รูปแบบที่แสดงรายละเอียดของ GPS เรือความเร็ว (velocity) ค่าพิกัด เวลา ตลอดจน ทิศทางซึ่งมีรูปแบบการจัดเรียงและตัวอย่าง แสดงดัง ตารางที่ 2.9 [11]

ตารางที่ 2.9 รูปแบบการจัดเรียงข้อมูลประเภท RMC

Name	Example	Units	Description
Message ID	\$GPRMC	-	RMC protocol header
UTC Time	103740	-	UTC Time : 103740
Status	A	-	A=data valid or V=data not valid
Latitude	2503.6319	-	25 องศา 03.6319 ลิปดา
N/S Indicator	N	-	N=north or S=south
Longitude	12136.0099	-	121 องศา 36.0099 ลิปดา
E/W Indicator	E	-	E=east or W=west
Speed over ground	2.69	knots	True
Course over ground	79.65	degrees	-
Date	100106	-	10/01/06
Magnetic variation	-	degrees	-
Variation sense	-	-	E=east or W=west
Mode	A	-	A=autonomous, D=DGPS, E=DR
Checksum	*53	-	Checksum Data

แบบที่ 6 VTG (Course over ground and ground speed) ความเร็วที่ขึ้น ตัวรับสัญญาณ GPS อาจใช้ คำนำหน้า LC แทน GP ถ้ามีการจำลองเอาต์พุต Loran ซึ่งมีรูปแบบการจัดเรียงและตัวอย่าง แสดงดังตารางที่ 2.10 [11]

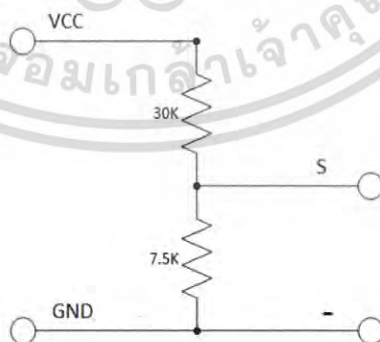
ตารางที่ 2.10 รูปแบบการจัดเรียงข้อมูลประเภท VTG

Name	Example	Units	Description
Message ID	\$GPVTG	-	VTG protocol header
True track	054.7,T	degrees	True track made good
Magnetic track	034.4,M	-	Magnetic track made good
Ground speed	005.5,N	Knots	Ground speed

2.3.3 เซ็นเซอร์ POWER VOLTAGE

โดยการใช้ตัวแบ่งแรงดันไฟฟ้าที่เป็นพื้นฐานการแบ่งแรงดันไฟฟ้า 5 : 1 โดยใช้ตัวต้านทาน 30K และ 7.5K Ohm 1/4W แสดงดังภาพที่ 2.4 และมีข้อจำกัดด้านแรงดันไฟฟ้าน้อยกว่า 25 โวลต์ และมีวงจรการวัดแรงดันไฟฟ้าแสดงดังภาพที่ 2.5 [12]

ภาพที่ 2.4 ตัวต้านทาน 1/4W [12]



ภาพที่ 2.5 วงจรการวัดแรงดันไฟฟ้า [12]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยเลือกใช้หลักการ divider แรงดันไฟฟ้าแบบใช้ตัวต้านทาน 2 ตัว แทนการใช้ Voltage sensor ที่เป็นโมดูลสำเร็จ เพราะประหยัดมากกว่าและสามารถสร้างเองได้ง่าย

จุดประสงค์ของการสร้าง Power Voltage ลงในแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก เพราะเราต้องการวัดแรงดันไฟฟ้าจากแบตเตอรี่ที่ใช้งาน 9 V ว่าเหลือเท่าไรในขณะนั้นๆ

2.3.4 เซ็นเซอร์ความเร่ง 9 แกน GY-9250

เซ็นเซอร์โมดูล GY-9250 MPU 9250 แสดงดังภาพที่ 2.6 [13] เป็นเซ็นเซอร์ที่สามารถวัดค่าข้อมูลได้ครบตามที่เรากำลังต้องการ นั่นคือ สามารถวัดได้ทั้ง accelerometers, gyroscope และ magnetometer ในตัวเดียวกัน ซึ่งช่วยในการลดจำนวน โมดูลภายใน CanSat และลดมวลน้ำหนักของอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์อีกด้วย โดยโมดูลนี้ใช้การเชื่อมต่อส่งข้อมูลผ่าน Bus I2C โดยใช้ในการหาค่าของการเคลื่อนไหวทั้ง 9 แกน และทิศทางของการเคลื่อนที่ของโมดูล



ภาพที่ 2.6 เซ็นเซอร์โมดูล GY-9250 [13]

ข้อมูลเชิงเทคนิค (Technical details) [13]

- ใช้ชิป: MPU-9250MPU9250MPU 9250
- แหล่งจ่ายไฟ: 3-5 โวลต์
- การสื่อสาร: มาตรฐาน I2C/SPI โพรโตคอลการสื่อสาร
- Gyro ช่วง: ± 250 500 1000 2000 °/s
- เร่งช่วง: ± 2 ± 4 ± 8 ± 16 กรัม
- สนามแม่เหล็กช่วง: ± 4800 uT
- โมดูลขนาด 15 มิลลิเมตร x 25 มิลลิเมตร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.3.5 PI CAMERA REV 1.3



ภาพที่ 2.7 Raspberry Pi Camera Board v1.3 [14]

Raspberry Pi Camera Board [14] สามารถเสียบเข้ากับช่อง CSI บน Raspberry Pi โดยตรงได้เลย และสามารถถ่ายภาพความละเอียด 5MP ที่คมชัดหรือบันทึกวิดีโอ 1080p HD ที่ความเร็ว 30 เฟรมต่อวินาทีของเวอร์ชันล่าสุด 1.3 แสดงดังภาพที่ 2.7

Raspberry Pi มีเซ็นเซอร์ Omnivision 5647 ขนาด 5MP ในโมดูลโฟกัสคงที่ โมดูลนี้ยึดติดกับ Raspberry Pi โดยใช้สายริบบิ้น 15 pin เพื่อเชื่อมต่อกับกล้องถ่ายภาพ MIPI 15 pin ซึ่งออกแบบมาโดยเฉพาะสำหรับการเชื่อมต่อกับกล้อง บัส CSI มีอัตราข้อมูลที่สูงมากและมีเฉพาะข้อมูลพิกเซลที่ประมวลผลโดย BCM2835 เท่านั้น

บอร์ดมีขนาดเล็กทำให้เหมาะสำหรับมือถือหรือแอปพลิเคชันอื่น ๆ ที่มีขนาดและน้ำหนักที่สำคัญ ตัวเซ็นเซอร์มีความละเอียด 5 ล้านพิกเซลและมีเลนส์โฟกัสคงที่บนตัวกล้อง ในแง่ของภาพนิ่งกล้องจะสามารถถ่ายภาพนิ่งได้และยังสามารถรองรับการบันทึกวิดีโอได้อีกด้วย

ตารางที่ 2.11 คุณลักษณะของ Raspberry Pi Camera Board [14]

คุณลักษณะ	Raspberry Pi Camera Board
การใช้งานร่วม	ใช้ร่วมกับทั้งรุ่น A และรุ่น B Raspberry Pi
ระบบโมดูล	โมดูลกล้อง 530 Omnivision 5647
ความละเอียดภาพนิ่ง	2592 x 1944 พิกเซล
วิดีโอ	รองรับ 1080p ที่ 30fps, 720p ที่ 60fps และ 640x480p 60/90 การบันทึก
ขนาด	20 x 25 x 9 มิลลิเมตร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4 ระบบย่อยพลังงานไฟฟ้า (ELECTRICAL POWER SUBSYSTEM)

2.4.1 แบตเตอรี่ LI-ION RECHARGEABLE

แบตเตอรี่ใช้เป็นแหล่งจ่ายแรงดันไฟฟ้า 9 โวลต์ ซึ่งเป็นแบตเตอรี่ Li-ion มีความจุ 800 mAh แสดงดังภาพที่

2.8



ภาพที่ 2.8 แบตเตอรี่ Li-ion 9 V (800 mAh)

2.4.2 LM 7805 REGULATOR

LM7805 ทำหน้าที่แปลงไฟจาก 9 Volt เป็น 5 Volt สามารถจ่ายกระแสไฟให้โหลด ได้สูงสุด 1 แอมป์ แสดงดังภาพที่ 2.9



ภาพที่ 2.9 LM7805 Regulator

2.5 ระบบย่อยการสื่อสารและการจัดการข้อมูล (COMMUNICATION AND DATA HANDLING SUBSYSTEM)

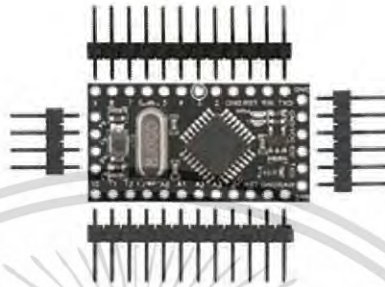
2.5.1 หน่วยประมวลผล (PROCESSOR)

ระบบการประมวลผลมีหน้าที่ในการประมวลผลและจัดการข้อมูล แล้วส่งผ่านกระจายคำสั่งที่ได้รับมาจากสถานีภาคพื้นดินให้กับอุปกรณ์และเพย์โหนดที่เกี่ยวข้อง แล้วบันทึกข้อมูลที่ได้รับจากเพย์โหนด รวมทั้งควบคุมการทำงานของอุปกรณ์และเพย์โหนด โดยอุปกรณ์ที่ใช้ในระบบประมวลผลสัญญาณ ประกอบด้วย Arduino Pro mini 328 ใช้กับ Sensor Subsystem และ Raspberry Pi ใช้กับ Raspberry Pi Camera Board v1.3

2.5.1.1 Arduino Pro mini 328

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Arduino Pro mini 328 เป็นบอร์ดไมโครโพรเซสเซอร์ (MCU) ที่ใช้ชิปประมวลผล คือ ATmega328 เป็นหน่วยประมวลผลหลักมี 14 ดิจิตอลอินพุต/ เอาต์พุต เนื่องจากไม่มีฟังก์ชันการติดต่อ USB ทำให้มีขนาดเล็ก แสดงดังภาพที่ 2.10 [15] และมีคุณลักษณะเด่นของ Arduino Pro Mini 328 แสดงดังตารางที่ 2.12



ภาพที่ 2.10 ไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Pro mini 328 [15]

ตารางที่ 2.12 คุณลักษณะเด่นของ Arduino Pro Mini 328

คุณสมบัติ	รายละเอียด
ไมโครคอนโทรลเลอร์	ATmega328
แรงดันไฟฟ้า	3.3 V
แรงดันไฟฟ้าอินพุต	3.3-9 V
ดิจิตอลอินพุต/เอาต์พุต	14 (สามารถใช้เป็น PWM เอาต์พุตได้ 6 pins)
อนาล็อกอินพุต	8 pins
Flash Memory	32 KB
SRAM	2 KB
E2PROM	1 KB
Clock speed	8 MHz

2.5.1.2 Raspberry Pi

Raspberry Pi [16] คือ บอร์ดคอมพิวเตอร์ขนาดเล็กที่สามารถเชื่อมต่อกับจอมอนิเตอร์ คีย์บอร์ด และเมาส์ได้ สามารถนำมาประยุกต์ใช้ในการทำโครงงานสามารถเล่นไฟล์วีดีโอความละเอียดสูง (High-Definition) ได้อีกด้วย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บอร์ด Raspberry Pi รองรับระบบปฏิบัติการลินุกซ์ (Linux Operating System) ได้หลายระบบ เช่น Raspbian (Debian) Pidora (Fedora) และ Arch Linux เป็นต้น โดยติดตั้งบน SD Card บอร์ด Raspberry Pi นี้ถูกออกแบบมาให้มีทั้ง CPU GPU และ RAM อยู่ภายในชิปเดียวกัน มีจุดเชื่อมต่อ GPIO ให้ผู้ใช้สามารถนำไปใช้ร่วมกับอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์อื่นๆได้ [17]

Raspberry Pi ได้ถูกสร้างขึ้นในปี 2549 ที่มหาวิทยาลัยเคมบริดจ์ ประเทศอังกฤษ โดยจะเลือกใช้ Raspberry Pi zero แสดงดังภาพที่ 2.11 ที่มีขนาดเล็กกว่า Raspberry Pi แบบทั่วไป เพราะว่าจะต้องจำกัดขนาดและน้ำหนักเพื่อให้สามารถบรรจุลงแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กได้



ภาพที่ 2.11 Raspberry pi zero [18]

บอร์ด Raspberry Pi zero เป็นบอร์ด Raspberry Pi ที่มีขนาดเล็กเป็นครึ่งหนึ่งของบอร์ด Raspberry Pi แบบทั่วไป มีช่องใส่ micro SD card พอร์ต mini HDMI พอร์ต micro USB สำหรับจ่ายไฟและ micro USB OTG / Host สำหรับต่อ อุปกรณ์ ขา GPIO มี 40 ขา และพอร์ต CSI Camera Interface สำหรับต่อกล้อง Raspberry Pi Camera [18] และคุณสมบัติของ Raspberry pi zero แสดงดังตารางที่ 2.13

ตารางที่ 2.13 คุณสมบัติทางเทคนิคของ Raspberry Pi zero

คุณสมบัติ	รายละเอียด
ระบบชิพ	Broadcom BCM2835 ARM11
ความเร็ว	1 GHz (ปกติรันที่ 700 MHz)
หน่วยความจำ	RAM LPDDR2 ขนาด 512 MB
ขนาด	65x30x5 มิลลิเมตร
แรงดันเอาต์พุต	3.3 V-5.0 V

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.5.2 หน่วยความจำ (Memory)

หน่วยความจำ ใช้ Micro SD card ที่มีขนาดเล็กใช้สำหรับบันทึกข้อมูลขนาด 8 GB แสดงดังในภาพที่ 2.12



ภาพที่ 2.12 Micro SD card SanDisk 8 GB

2.5.3 โมดูลนาฬิกาแบบเรียลไทม์ (REAL-TIME CLOCK)

Tiny RTC modules [19] แสดงดังภาพที่ 2.13 เป็น โมดูลนาฬิกาแบบเรียลไทม์ โดยใช้ IC เบอร์ DS 1307 เก็บข้อมูลวันเวลา แสดงผลเวลาได้ทั้งแบบ 12 และ แบบ 24 ชั่วโมง และหน่วยความจำ (memory) ใช้เบอร์ 24C32



ภาพที่ 2.13 Tiny Real Time Clock Modules (ด้านหน้าและด้านหลัง ตามลำดับ) [19]

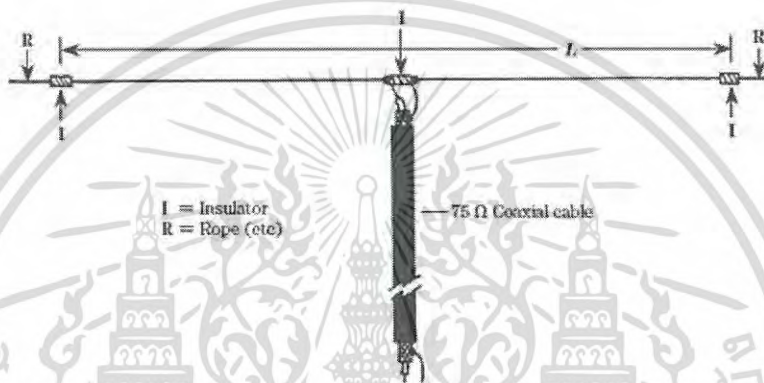
ตารางที่ 2.14 รายละเอียดของ Tiny RTC I2C modules [19]

คุณสมบัติ	Tiny RTC I ² C modules
ชิพ Real time clock	DS1307
หน่วยความจำ	24C32 32K EEPROM
แบตเตอรี่	ลิเทียม LIR2032 แบบชาร์จไฟและวงจรชาร์จ
ขนาด	27 × 28 × 8.4 มิลลิเมตร
การเชื่อมต่อ	I ² C

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.5.4 สายอากาศ (ANTENNA)

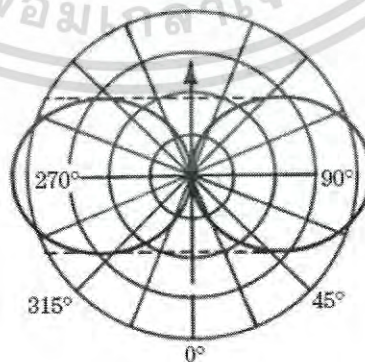
สายอากาศไดโพล [20] เป็นสายอากาศที่มีโครงสร้างง่ายที่สุด มีส่วนประกอบเป็นเส้นลวดสองเส้นที่มีความยาว L โดยสายอากาศไดโพล บางครั้งจะเรียกว่า สายอากาศแบบ Hertz เพราะว่าสายอากาศแบบนี้ถูก ค้นพบโดย Heinrich Rudolph Hertz เมื่อประมาณปี 1886 สายอากาศแบบ half-wavelength dipole เป็นสายอากาศแบบ สมดุล (balanced) ประกอบด้วยส่วนที่แพร่กระจายคลื่น 2 ส่วน แสดงดังภาพที่ 2.14 [20] ซึ่งสมดุล (balanced) หมายถึง ปลายสายทั้งสองข้อมีกระแสไหลเท่ากัน



ภาพที่ 2.14 สายอากาศแบบ half-wavelength dipole [20]

แต่แต่ละส่วนจะมีความยาว $1/4$ ของความยาวคลื่น (quarter-wavelength) เมื่อรวมทั้งสองข้างก็จะเท่ากับ $1/2$ ความยาวคลื่น (half-wavelength)

รูปแบบการแพร่กระจายคลื่นของสายอากาศไดโพล แบบ half-wavelength เมื่อทำการวางสายอากาศในแนวนอน



ภาพที่ 2.15 รูปแบบการแพร่กระจายคลื่นของสายอากาศไดโพล [20]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากภาพที่ 2.15 [20] ซึ่งก็จะเป็นว่าสายอากาศไดโพล แบบ half-wavelength จะมีการแพร่กระจายคลื่น ออกเป็นสองส่วนหลัก หรือก็คือสายอากาศแบบ 2 ทิศทางนั่นเอง (bidirectional) คลื่นจะแพร่ออกทางด้านข้างของ ตัวนำ ส่วนหัวและท้าย จะไม่มีการแพร่ออกมาหรือออกมาน้อยมาก แต่ถ้าเราจับสายอากาศมาวางในแนวตั้ง การ แพร่กระจายคลื่นก็จะออกมาในรูปคล้าย ๆ ขนมหุ้ย (doughnut) แสดงดังภาพที่ 2.16 [20] ซึ่งเป็นการแพร่กระจาย คลื่นในสุญญากาศ แต่เมื่อใช้งานจริง การติดตั้งใกล้กับพื้น โลก (earth's surface) ซึ่งทำให้รูปแบบการแพร่กระจาย คลื่นผิดเพี้ยนไป



ภาพที่ 2.16 การแพร่กระจายคลื่นของสายอากาศไดโพล [20]

2.5.5 โมดูลการสื่อสาร XBEE PRO S1

ระบบสื่อสารเป็นส่วนประกอบหลักของดาวเทียม โดยทั่วไปแล้วส่วนประกอบทางการสื่อสารเป็นเพียง ชุดอุปกรณ์เล็กๆ ในตัวดาวเทียมเท่านั้น ซึ่งดาวเทียม CanSat นี้จะใช้โมดูลสื่อสาร XBEE PRO S1 ในการสื่อสารแบบ ไร้สาย

XBEE PRO S1 เป็นโมดูลสื่อสาร ไร้สายที่มีคุณลักษณะดังนี้ [21]

- ความถี่ในการทำงาน 2.4 GHz
- ระยะทำการในร่ม สูงสุดประมาณ 100 เมตร
- กำลังส่ง 60 mW (18 dBm)
- ความไวในการรับสัญญาณ -100 dBm (1% Packet error rate)
- ขนาด 2.438 × 3.294 cm
- ไฟเลี้ยง 2.8 ถึง 3.4 V
- กระแสไฟฟ้า เมื่อส่งข้อมูล 215 mA รับข้อมูล 55 mA
- อุณหภูมิ ใช้งาน -40 ถึง 85 °C

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 2.17 โมดูลการสื่อสารไร้สาย XBEE PRO S1 [21]

โมดูลการสื่อสารไร้สาย XBEE PRO S1 แสดงดังภาพที่ 2.17 [22] และฟังก์ชันการทำงานของ PIN ในแต่ละขา ซึ่งจะแสดงคำอธิบาย PIN เฉพาะขาที่มีการใช้งานร่วมกับ arduino pro mini แสดงดังตารางที่ 2.5

ตารางที่ 2.15 คำอธิบาย PIN ของ XBEE PRO S1 ที่มีการใช้งาน

PIN	คำอธิบาย
RX	Receiver
TX	Transmit
GND	Ground
5V	ไฟเลี้ยง 5V

2.5.6 รูปแบบการสื่อสารของการรับ-ส่งข้อมูล

การสื่อสารของอุปกรณ์ในแต่ละโมดูลแต่ละตัวของเซนเซอร์ซึ่งก็แตกต่างกันไปขึ้นอยู่กับอุปกรณ์นั้นๆ ซึ่งการสื่อสารของเซนเซอร์แต่ละตัวเป็นดังนี้

การสื่อสารแบบ I^2C ได้แก่ โมดูล BME280 , โมดูล GY-9250 MPU 9250 และ โมดูล Tiny Real Time Clock DS1307

การสื่อสารแบบ UART ได้แก่ โมดูล GY-NEO6MV2 และ โมดูล XBEE PRO S1

การสื่อสารแบบ Analog ได้แก่ power voltage

2.5.6.1 การสื่อสารแบบ I^2C

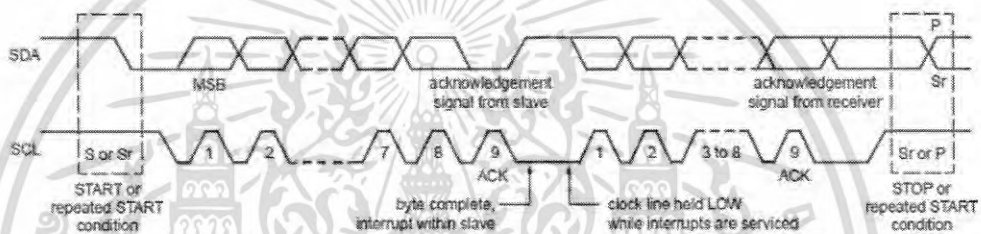
I^2C ย่อมาจากคำว่า Inter Integrate Circuit Bus (IIC) นิยมเรียกสั้นๆว่า I^2C BUS เป็นการสื่อสารอนุกรม แบบซิงโครนัส (Synchronous) เพื่อใช้ติดต่อสื่อสารระหว่าง ไมโครคอนโทรลเลอร์ (MCU) กับอุปกรณ์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4) รับรู้ข้อมูล (Acknowledge) เกิดขึ้นหลังจากการถ่ายทอดข้อมูลจากตัวส่งมายังตัวรับเกิดขึ้นอย่างสมบูรณ์ โดยตัวส่งจะทำการส่งข้อมูลมา 1 บิต เรียกว่า บิตรับรู้ (Acknowledge bit) มีสถานะเป็นลอจิกสูง หลังการส่งข้อมูลมาครบถ้วน ส่วนอุปกรณ์ Master จะทำการส่งสัญญาณรับรู้พิเศษซึ่งสัมพันธ์กับสัญญาณนาฬิกา อุปกรณ์ Slave ที่ถูกอ้างอิงในการติดต่อ หรือ กำลังติดต่ออยู่ในขณะนั้นก็จะกำเนิดบิตรับรู้ที่มีสถานะลอจิกต่ำ ได้รับข้อมูลเรียบร้อยแล้ว

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

ลำดับการทำงานของ การสื่อสารบนบัส I^2C แสดงดังภาพที่ 2.19 [24]



ภาพที่ 2.19 Timing Diagram การทำงานของ I^2C BUS

- 1) ในสภาวะที่ยังไม่เริ่มทำงาน อุปกรณ์ทุกตัวจะมีลอจิกสูง
- 2) เมื่อเริ่มจะส่งข้อมูล SDA จะลดสถานะลอจิกจากสูงไปต่ำในขณะที่ SCL ยังอยู่ และสถานะลอจิกสูง โดย SCL จะค้างที่ลอจิกสูงนานถึง 0.6 ไมโครวินาที เมื่อผ่านช่วงเวลานี้ไป Master จะเริ่มส่งการ
- 3) SCL จะมีสถานะลอจิกต่ำ จากนั้นระหว่างที่รอสัญญาณขาขึ้นของ Clock แรก Master จะส่งค่าบิตแรกไปพร้อมกับสัญญาณ Clock และอุปกรณ์ที่เป็น Slave บนบัสจะเริ่มอ่านค่าในจังหวะที่ SCL เป็นลอจิกสูง
- 4) จากนั้นส่งค่า Address ของอุปกรณ์ที่ต้องการจะติดต่อด้วย ไปรวมทั้งสิ้น 7 บิตและตามด้วยบิตที่ 8 ซึ่งจะระบุว่าส่งให้ Slave รอคำสั่ง (Write ระบุโดย SDA เป็นลอจิกสูง) หรือจะรออ่านค่าที่ส่งมาจาก Slave (Read ระบุค่าโดย SDA เป็นลอจิกต่ำ)
- 5) บิตที่ 9 จะเป็นการตอบรับจาก Slave ที่มี Address ตรงกับที่ Master ส่งไป ถ้า มี Slave ตอบรับ (Acknowledge) โดยการดึงสัญญาณ SDA ลงลอจิกต่ำ ได้ว่ามี Slave พร้อมจะสื่อสารด้วย แต่ถ้าไม่มี คือ SDA ค้างที่ลอจิกสูงได้ว่าไม่มี Slave พร้อมจะสื่อสารด้วย (Not Acknowledge)
- 6) หลังจากมีการ Acknowledge จะเป็นช่วงเวลาที่ SCL มีลอจิกต่ำเป็นเวลานสั้นๆ และ SDA จะถูกปล่อยวาง ก่อนที่ Slave ที่ติดต่อด้วยจะเริ่มส่งข้อมูลบิตแรกมาที่ SDA

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

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

8) เมื่อข้อมูล (Data) ครบ 8 บิตแรกแล้ว Master จะให้สัญญาณ Acknowledge โดยดึงสัญญาณเป็น L เพื่อแสดงให้ Slave รู้ว่า Master จะรอ Data อีก 8 บิตต่อไป (ในกรณีที่ข้อมูลที่ Slave ต้องการส่งเป็นแบบ 16 บิต)

9) จะกลับเข้าการทำงานในข้อ 6 อีกครั้งและทำการอ่านข้อมูลจนครบบิตที่ 9 ถึง 16

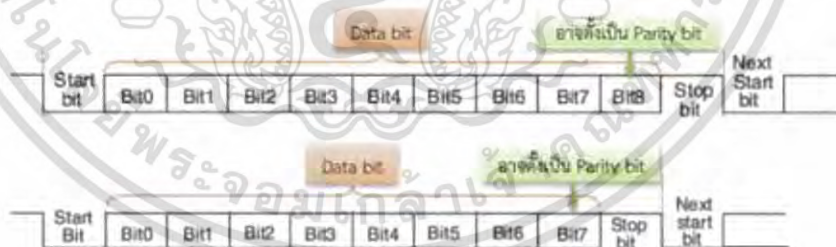
10) จากนั้นเมื่อถึงจังหวะการ Acknowledge ในบิตที่ 9 คราวนี้ Slave ไม่ต้องการส่งข้อมูลต่อแล้ว เพราะครบ 16 บิตแล้ว Slave จะ ไม่ตอบสนองแล้ว สาย SDA จะถูกปล่อยให้เป็น H

11) จากนั้น Master จะรู้ว่าข้อมูลมาครบถ้วน 16 บิต Master ก็จะสั่งหยุดโดยการส่งสัญญาณ ขา ขึ้นในสาย SDA พร้อมกับ SCL เป็น H ก็เป็นอันรู้กันว่าเป็น Stop bit หมายถึงส่งข้อมูลครบ Byte แรก ซึ่งเป็น Address ของ Slave ตัวที่ Master ต้องการคุย

2.5.6.2 การสื่อสารแบบ UART

โดย UART ซึ่งย่อมาจากคำว่า Universal Asynchronous Receiver Transmitter เป็นการเชื่อมต่อและสื่อสารข้อมูลอนุกรมกับอุปกรณ์ต่างๆ เช่น คอมพิวเตอร์, RFID, GPS, GSM Module, Wifi Module เป็นต้น [25]

ข้อดีของการใช้ Asynchronous คือสามารถสื่อสารแบบ Full duplex กล่าวคือสามารถรับและส่งข้อมูลระหว่าง Receiver และ Transmitter ได้ในเวลาเดียวกัน นอกจากนี้ ไม่ต้องใช้สายสัญญาณ Clock เพื่อกำหนดจังหวะการรับส่งข้อมูล แต่มีการกำหนดรูปแบบ Format หรือ Protocol การรับส่งข้อมูลขึ้นมาแทน และอาศัยการกำหนดความเร็วของการรับส่งข้อมูลให้เท่ากัน



ภาพที่ 2.20 รูปแบบการสื่อสารแบบ Universal Asynchronous Receiver Transmitter [25]

จากภาพที่ 2.20 แสดงรูปแบบการสื่อสารของ UART โดยจะต้องกำหนดคุณสมบัติเหล่านี้ให้เหมือนกันทั้งฝั่ง Receiver และ Transmitter ซึ่งประกอบด้วย

- Start Bit เป็นสถานะ Low
- ผู้ใช้งานสามารถกำหนดจำนวนข้อมูลของ Data Bit ให้เป็น 8 หรือ 9

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- ผู้ใช้งานสามารถกำหนดชนิดของ Parity Bit แบบ Odd, Even, None

- Stop Bit มีจำนวน 0.5, 1, 1.5 หรือ 2 บิต

นอกจากนี้ผู้ใช้ควรศึกษาระดับแรงดันไฟฟ้าของสัญญาณการสื่อสารแบบ UART โดยจะแบ่งได้ดังนี้

1) TTL เป็นระดับสัญญาณแบบดิจิทัลทั่วไปที่ใช้กับ Microcontroller โดยสถานะลอจิก “0” จะมีแรงดันเท่ากับ 0 โวลต์ และสถานะลอจิก “1” จะมีแรงดันเท่ากับ 3.3 หรือ 5 โวลต์

2) RS232 เป็นระดับสัญญาณที่ใช้กับ Computer โดยสถานะลอจิก “0” จะมีแรงดันเท่ากับ -5 หรือ -13 V และสถานะลอจิก “1” จะมีแรงดันเท่ากับ +5

2.5.6.3 การสื่อสารแบบ Analog

การสื่อสารแอนะล็อกเป็นระบบที่ออกแบบให้ส่งข้อมูลสัญญาณแอนะล็อก เช่น สัญญาณเสียง แต่ได้มีการพัฒนาจนประยุกต์ให้สามารถส่งข่าวสารได้ด้วยในปัจจุบัน ปัญหาสำคัญสำหรับการสื่อสารแอนะล็อกก็คือเรื่องสัญญาณรบกวน แต่เนื่องจากสัญญาณในธรรมชาติทั้งหมดเป็นสัญญาณแอนะล็อก จึงยังคงเห็นการพัฒนาของการสื่อสารแบบแอนะล็อกในปัจจุบัน เช่น การมอดูเลตแอมพลิจูด (Amplitude Modulation หรือ AM) และการมอดูเลตความถี่ (Frequency Modulation หรือ FM) ซึ่งการมอดูเลต (Modulation) เป็นการผสมสัญญาณของข้อมูลเข้ากับสัญญาณอีกสัญญาณหนึ่งเรียกว่า คลื่นพาห์ ซึ่งสัญญาณนี้มีความถี่ที่เหมาะสมกับช่องสัญญาณนั้นๆ เพื่อให้ข้อมูลที่ส่งเข้าไปในช่องสัญญาณเดินทางได้ไกลมากขึ้น การเลือกวิธีมอดูเลตขึ้นอยู่กับปัจจัยหลายประการ เช่น ชนิดของสัญญาณแบนด์วิดท์ ประสิทธิภาพของระบบที่ต้องการ และความต้านทานต่อสัญญาณรบกวน เป็นต้น

สัญญาณอนาล็อก (Analog Signal) เป็นสัญญาณแบบต่อเนื่อง มีลักษณะเป็นคลื่นไซน์ (sine wave) โดยที่แต่ละคลื่นจะมีความถี่และความเข้มของสัญญาณที่ต่างกัน เมื่อนำสัญญาณข้อมูลเหล่านี้ผ่านอุปกรณ์รับสัญญาณและแปลงสัญญาณก็จะได้ข้อมูลที่ต้องการ ตัวอย่างของการส่งข้อมูลที่มีสัญญาณแบบอนาล็อก คือ การส่งผ่านระบบโทรศัพท์ สัญญาณอนาล็อกเป็นสัญญาณที่มักเกิดขึ้นในธรรมชาติเป็นสัญญาณที่มีความต่อเนื่อง ไม่ได้มีการเปลี่ยนแปลงอย่างรวดเร็ว สัญญาณแบบนี้ เช่น เสียงพูด เสียงดนตรี เป็นต้น สัญญาณอนาล็อกสามารถถูกรบกวนได้ง่ายจากสัญญาณรบกวน (Noise) หากมีสัญญาณรบกวนปะปนมากับ สัญญาณอนาล็อกแล้ว จะส่งผลให้การส่งข้อมูลช้าลง และทำให้การจำแนกหรือตัดสัญญาณรบกวน ออกจากข้อมูลต้นฉบับทำได้ยาก [26]

2.6 ระบบย่อยทางกลไก (MECHANICAL SUBSYSTEM)

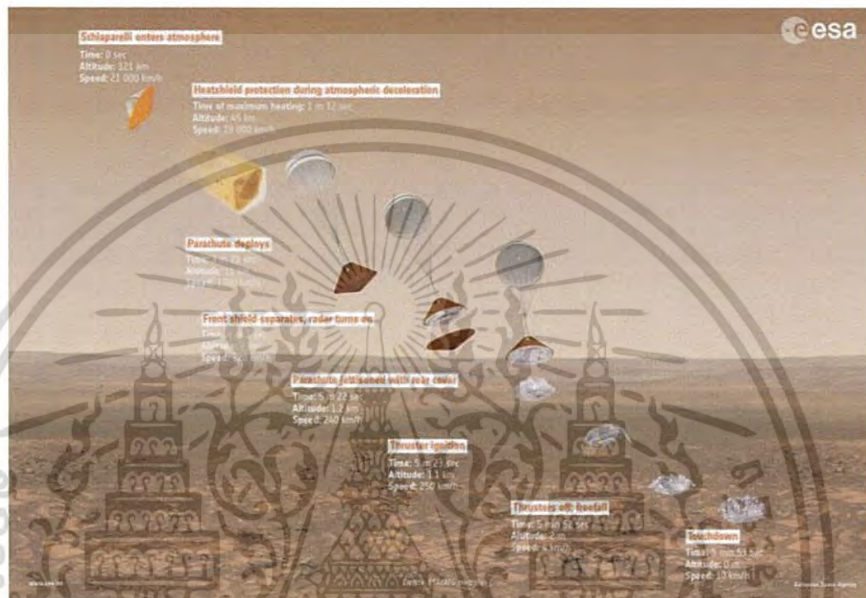
2.6.1 AERO-BRAKING HEAT SHIELD

Heat shields ส่วนใหญ่นั้นทำมาจากเซรามิกและพลาสติกที่ติดตั้งอยู่บนเปลือกนอกของกระสวยอวกาศเพื่อไม่ให้เกิดความร้อนสูงขึ้นและถูกเผาหลังจากเข้าสู่ชั้นบรรยากาศ เมื่อภารกิจอวกาศมีแนวโน้มที่จะใหญ่ขึ้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และยาวนานขึ้นเรื่อย ๆ ความร้อนก็จะยิ่งมากขึ้นและ NASA คาดว่าเมื่อถึงเวลาที่หีบวินที่ได้รับการจัดการอย่างถูกต้องก็จะเริ่มขึ้นใน Red Planet ดังนั้น Heat shields ก็จะขนาดเล็กลงไปสำหรับการออกแบบที่มีขนาดใหญ่

ดังนั้น NASA จึงได้ทำการทดสอบ aero-braking heat shield ใหม่ชื่อ Adaptive Deployable Entry และ Placement Technology (ADEPT) โดยใช้เส้นใยคาร์บอนที่สามารถใช้งานได้และพับเก็บได้เหมือนร่ม [27]



ภาพที่ 2.21 ExoMars 2016 Schiaparelli descent sequence [28]

2.6.2 ร่มชูชีพ (PARACHUTE)

2.6.2.1 ชนิดของร่มชูชีพ [29]

1) ร่มชูชีพแบบ Semi-Spherical



ภาพที่ 2.22 ร่มชูชีพแบบ Semi-Spherical

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ร่มชูชีพแบบ Simi-Spherical เป็นร่มชูชีพที่มีลักษณะครึ่งทรงกลม แสดงดังภาพที่ 2.22 ซึ่งเป็นร่มที่มีประสิทธิภาพดีเยี่ยม แต่ยากในสร้างให้ได้รูปทรงตรงตามต้องการ และมีค่าสัมประสิทธิ์ (Cd) เท่ากับ 1.5

2) ร่มชูชีพแบบ parapent



ภาพที่ 2.23 ร่มชูชีพแบบ parapent

ร่มชูชีพแบบ parapent ร่มชูชีพที่มีลักษณะคล้ายสี่เหลี่ยมผืนผ้า มีจุดเด่นคือสามารถควบคุมทิศทางได้ แต่มีโครงสร้างในการสร้างที่ซับซ้อน นิยมนำมาใช้ในการโดดร่ม โดนมินักกระโดดร่มควบคุมทิศทางแสดงดังภาพที่ 2.23 มีค่าสัมประสิทธิ์ (Cd) ขึ้นอยู่กับการออกแบบ

3) ร่มชูชีพแบบ Flat parachute



ภาพที่ 2.24 ร่มชูชีพแบบ Flat parachute

ร่มชูชีพแบบ Flat parachute เป็นร่มชูชีพที่มีลักษณะคล้ายแบบ Semi-Spherical แต่เกิดจากการประกอบกันขึ้นมาจากผ้ารูปสามเหลี่ยมมาประกอบกันหลายรูปจนเป็นวงกลม แต่มีเสถียรภาพน้อยกว่าร่มชูชีพแบบ Semi-Spherical แสดงดังภาพที่ 2.24 ซึ่งมีค่าสัมประสิทธิ์ (Cd) เท่ากับ 0.75

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4) ร่มชูชีพแบบ Cross



ภาพที่ 2.25 ร่มชูชีพแบบ Cross

ร่มชูชีพแบบ Cross เป็นร่มชูชีพที่มีลักษณะคล้ายเครื่องหมายบวก มีข้อดีที่ออกแบบง่าย ไม่ซับซ้อน แต่ไม่เหมาะกับวัตถุขนาดเล็ก แสดงดังภาพที่ 2.25 ซึ่งมีค่าสัมประสิทธิ์ (Cd) เท่ากับ 0.8

สรุป เราจึงเลือกร่มชูชีพแบบ Semi-Spherical ที่มีลักษณะครึ่งทรงกลม แสดงดังภาพที่ 2.15 เนื่องจากมีประสิทธิภาพการใช้งานที่เหมาะสมกับ CanSat มากที่สุด

2.6.2.2 วัสดุที่เลือกใช้ในการทำร่มชูชีพ

โดยปกติแล้วความแข็งแรง และความคงทนของร่มชูชีพนั้นจะขึ้นอยู่กับวัสดุที่ใช้ในการทำตัวร่ม ซึ่งผ้าที่นำมาทำตัวร่มชูชีพนั้นควรมีน้ำหนักเบา แข็งแรง และกันน้ำได้ในระดับหนึ่ง ซึ่งโดยปกติจะใช้ผ้าร่มชนิด Ripstop ที่เป็นเนื้อผ้าชนิดเดียวกันที่เราใช้ทำร่มกันแดด ว้าว และเสื้อชูชีพ

2.6.2.3 ความเร็วที่ CanSat เคลื่อนที่

ในการสร้างร่มชูชีพนั้นมีจุดประสงค์เพื่อให้ CanSat ตกกระทบพื้นโลกโดยไม่เสียหายจากแรงดึงดูดของโลก (Gravity Force (FG)) ดังนั้นความเร็วในการเคลื่อนที่ของ CanSat จึงเป็นปัจจัยหนึ่งในการออกแบบขนาดของร่มชูชีพ ซึ่งการที่จะทำให้ความเร็วของร่มชูชีพคงที่ได้ นั้น จะต้องออกแบบขนาดของร่มให้เกิดแรงในทิศตรงข้ามกัน เรียกแรงนั้นว่า Drag Force (FD) แสดงดังสมการที่ 2.2 [30]

$$F_D = \frac{1}{2} \rho C_d A v^2 \quad (2.2)$$

เมื่อ F_D คือ แรงดึงขึ้นที่เกิดจากร่มทำให้ความเร่งเข้าใกล้ศูนย์

ρ คือ ความหนาแน่นของอากาศ = 1.225 kg /m³

C_d คือ ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านของร่ม

A คือ ค่าพื้นที่หน้าตัดของตัวร่ม

v คือ ค่าความเร็วของร่มชูชีพ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เนื่องจาก CanSat เคลื่อนที่ลงมาตามแรงดึงดูดของโลก (Gravity Force (FG)) และสามารถหาค่าแรง FG แสดงดังสมการที่ 2.3 [30]

$$F_G = mg \quad (2.3)$$

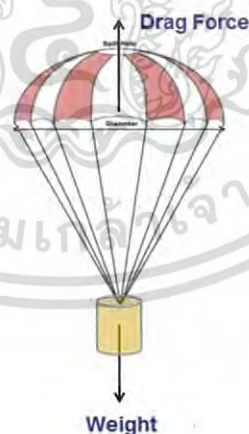
เมื่อ m คือ มวลของวัตถุ

g คือ ค่าความเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วง มีค่าเท่ากับ 9.81 m/s^2

เนื่องจากต้องการให้ความเร็วของ CanSat ขณะตกลงมานั้นคงที่และน้อยกว่า 3 เมตรต่อวินาที ที่เป็นค่าความเร็วที่ทำให้ CanSat ได้รับความเสียหายน้อย ดังนั้นจึงต้องมีการออกแบบให้ความเร่งขณะที่เคลื่อนที่ลงนั้นมีค่าเท่ากับ 0 m/s^2 ซึ่งจะได้แรงที่เคลื่อนที่ลงเนื่องจากแรงดึงดูดของโลกนั้นจะมีค่าเท่ากับแรงดึงที่เคลื่อนที่ขึ้นเนื่องจากร่มชูชีพดังภาพที่ 2.26 และแสดงดังสมการที่ 2.4 และแสดงตัวแปรต่างๆ ดังสมการที่ 2.5 [30]

$$F_G = F_D \quad (2.4)$$

$$mg = \frac{1}{2} \rho C_d A v^2 \quad (2.5)$$

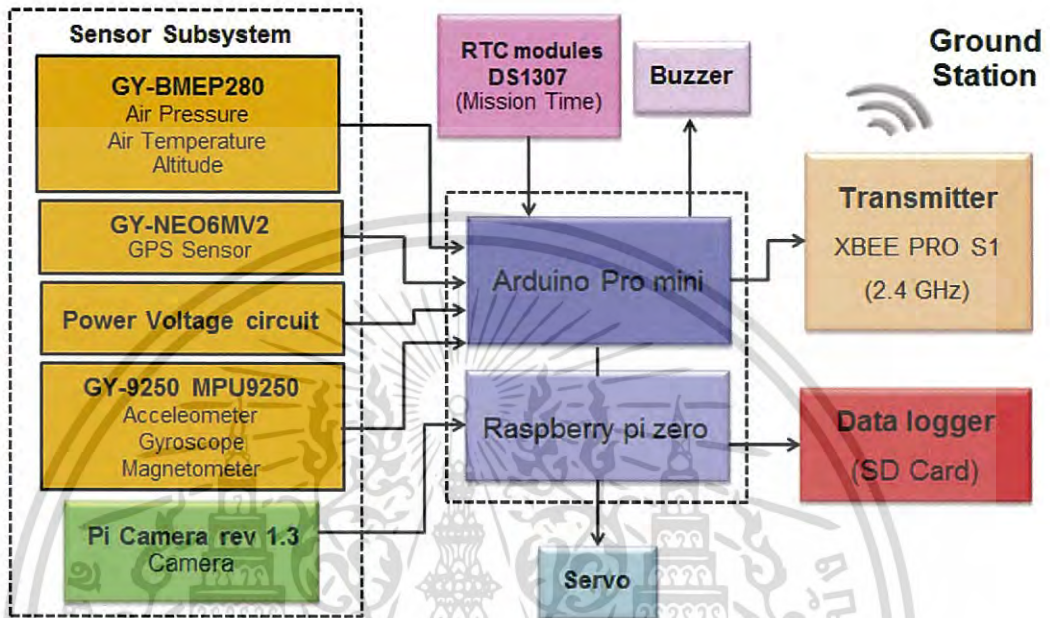


ภาพที่ 2.26 การกระทำของแรงขณะวัตถุกำลังเคลื่อนที่ลง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 3

วิธีดำเนินการวิจัย



ภาพที่ 3.1 บล็อกไดอะแกรมการทำงานของอุปกรณ์ที่นำเสนอ

รายงานนี้นำเสนอการออกแบบและสร้างแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก (CanSat) เพื่อใช้ในการแข่งขัน CanSat Competition ประจำปี 2018 โดยหลักการการทำงาน คือ จะวัดเก็บค่าสภาพอากาศ (ได้แก่ อุณหภูมิ ความดัน และความสูงจากระดับน้ำทะเลกลาง) เก็บค่าจาก GPS ที่ระบุถึงตำแหน่ง (ได้แก่ เวลา ละติจูด ลองจิจูด ความสูง เลขดาวเทียม) ค่าจากความเร่ง 9 แกน (ได้แก่ accelerometers, gyroscope และ magnetometer) ค่าระดับแรงดันจากแบตเตอรี่ และค่าการนับเวลาภารกิจจาก Real time clock ณ เวลานั้นๆของระบบอิเล็กทรอนิกส์ทั้งหมด และจะทำการประมวลผลด้วย Arduino pro mini อีกทั้งยังสามารถถ่ายวิดีโอบรรยากาศขณะร่อนลงด้วย pi camera rev 1.3 แล้วถูกประมวลผลด้วย Raspberry pi zero จากนั้นข้อมูลที่เก็บมานั้นจะทำการจัดเก็บลง SD Card on Board pi zero และส่งข้อมูลทั้งหมดไปแสดงผลยังภาครับ (Ground Station) ซึ่งปริญญาณิพนธ์นี้จะกล่าวถึงเฉพาะในส่วนของภาคส่งเท่านั้น โดยบล็อกไดอะแกรมการทำงานของ CanSat แสดงดังภาพที่ 3.1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้




3.1 การออกแบบและสร้างแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก

การแข่งขัน CanSat Competition มีปัจจัยพื้นฐานที่มีผลต่อการสร้างคือ CanSat จะต้องมือน้ำหนักรวมไม่เกิน 500 กรัม และมีต้นทุนในการสร้างไม่เกิน 1000 เหรียญ ดังนั้น เราจึงต้องพิจารณาในการเลือกโมดูล เซ็นเซอร์ และ อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ต่าง ๆ ที่เหมาะสมมากที่สุด จึงได้นำโมดูลและเซนเซอร์ที่หาซื้อได้ง่ายมาเปรียบเทียบ รวมทั้งพิจารณา คุณสมบัติ ขนาด น้ำหนัก และราคาที่เหมาะสม



3.1.1 การเลือกใช้ SENSOR SUBSYSTEM ที่เหมาะสม

โดยพิจารณาคุณสมบัติ ข้อมูลจำเพาะ ข้อดี และข้อเสียในแต่ละตัวของเซ็นเซอร์วัดอุณหภูมิ แสดงดังตารางที่ 3.1, เซ็นเซอร์วัดความดัน แสดงดังตารางที่ 3.2 เซ็นเซอร์ GPS แสดงดังตารางที่ 3.3, การวัดแรงดันของแหล่งจ่ายไฟ แสดงดังตารางที่ 3.4, เซ็นเซอร์วัด accelerometer, gyroscope และ magnetometer แสดงดังตารางที่ 3.5, และโมดูลกล้อง แสดงดังตารางที่ 3.6ตามลำดับ



ตารางที่ 3.1 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของเซ็นเซอร์วัดอุณหภูมิ

ชื่อ	ข้อมูลจำเพาะ	ข้อดี	ข้อเสีย
 DHT22	ทำงานที่แรงดัน 3.3 - 6 VDC ทำงานที่ กระแส 1-1.5 mA ทำงานได้ในช่วง : อุณหภูมิ -40 ถึง 80°C ± 0.5 °C ความชื้น 0 - 100% ± 2 %	- วัดได้ทั้งอุณหภูมิและความชื้น - ความแม่นยำสูง	- ขนาดใหญ่
 DS18B20	ทำงานที่แรงดัน 3.0 - 5.5 VDC ทำงานได้ในช่วง : อุณหภูมิ -55 ถึง 125°C ± 0.5 °C	- ขนาดเล็ก - ราคาถูก	- ไม่รองรับการเชื่อมต่อแบบ I ² C - วัดได้เพียงอุณหภูมิ
 DS1621	ทำงานที่แรงดัน 2.7 - 5.5 VDC รองรับการทำงานที่เชื่อมต่อแบบ I ² C ทำงานได้ในช่วง : อุณหภูมิ -55 ถึง 125°C ± 0.5 °C	- ราคาถูก - รองรับการทำงานที่เชื่อมต่อแบบ I ² C	- ใช้สายเชื่อมต่อเนื่องจากการขาของอุปกรณ์เยอะ


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

 <p>TMP36</p>	<p>ทำงานที่แรงดัน 2.7 - 5.5 VDCทำงานได้ในช่วง :</p> <p>อุณหภูมิ -55 ถึง 125°C ± 0.5 °C</p>	<p>-ราคาถูก</p> <p>-ขนาดเล็ก</p>	<p>-ไม่รองรับการเชื่อมต่อแบบ I²C</p> <p>-วัดได้เพียงอุณหภูมิ</p>
 <p>BME/BMP280</p>	<p>ทำงานที่แรงดัน 1.8 - 5 VDCรองรับการเชื่อมต่อ :</p> <p>I²C (up to 3.4 MHz)</p> <p>ทำงานได้ในช่วง :</p> <p>อุณหภูมิ -40 ถึง 85°C ± 1 °C ความชื้น 0 - 100% ± 3 %</p> <p>ความดัน 300 ถึง 1100 hPa ± 1%</p>	<p>-วัดได้ทั้งอุณหภูมิ ความดัน และความชื้น</p> <p>-ขนาดเล็ก</p> <p>-รองรับการเชื่อมต่อแบบ I²C</p>	<p>-ราคาสูง</p>


ตารางที่ 3.2 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของเซ็นเซอร์วัดความดัน

ชื่อ	ข้อมูลจำเพาะ	ข้อดี	ข้อเสีย
 <p>BME085</p>	<p>ทำงานที่แรงดัน 1.8 - 3.6 VDC รองรับการทำงานที่แรงดัน 1.8 - 3.6 VDC รองรับการทำงานที่แรงดัน 1.8 - 3.6 VDC</p> <p>เชื่อมต่อแบบ I²C ทำงานได้ในช่วง :</p> <p>ความดัน 300 ถึง 1100 hPa</p>	<p>-ขนาดใหญ่</p>	<p>-วัดได้แค่ความดัน</p>
 <p>BME180</p>	<p>ทำงานที่แรงดัน 3 - 5 VDC รองรับการทำงานที่แรงดัน 3 - 5 VDC รองรับการทำงานที่แรงดัน 3 - 5 VDC</p> <p>รองรับการเชื่อมต่อแบบ I²C</p> <p>ทำงานได้ในช่วง : 300-1100 hPa อุณหภูมิ -40 ถึง +85°C</p>	<p>- วัดได้ทั้งค่าความดันและอุณหภูมิ</p>	<p>-ขนาดใหญ่</p>

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



<p>BME/BMP280</p> 	<p>ทำงานที่แรงดัน 1.8 - 5 VDCรองรับการเชื่อมต่อ:</p> <p>I²C (up to 3.4 MHz)</p> <p>ทำงานได้ในช่วง:</p> <p>อุณหภูมิ -40 ถึง 85°C ± 1 °C ความชื้น 0 - 100% ± 3 %</p> <p>ความดัน 300 ถึง 1100 hPa ± 1%</p>	<p>-วัดได้ทั้งอุณหภูมิ ความดัน และความชื้น</p> <p>-ขนาดเล็ก</p> <p>-รองรับการเชื่อมต่อแบบ I²C และ SPI</p>	<p>- ราคาสูง</p>
--	--	--	------------------

ตารางที่ 3.3 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของเซ็นเซอร์ GPS



ชื่อ	ข้อมูลจำเพาะ	ข้อดี	ข้อเสีย
<p>GY-NEO6MV2</p> 	<p>ความไวในการรับข้อมูล -162 dBm</p> <p>ช่องสัญญาณ 50 ช่อง</p> <p>ทำงานที่แรงดัน 3 ถึง 5 VDC</p> <p>ทำงานที่อุณหภูมิ -40 ถึง 85°C</p> <p>น้ำหนัก 15 กรัม</p>	<p>-มีขนาดเล็ก</p> <p>-ราคาถูกกว่า EM-506</p>	<p>-น้ำหนักมาก</p>
<p>EM-506</p> 	<p>ความไวในการรับข้อมูล -163 dBm</p> <p>ช่องสัญญาณ 48 ช่อง</p> <p>ทำงานที่แรงดัน 5 VDC</p> <p>ทำงานที่กระแส 55 mA</p> <p>น้ำหนัก 16 กรัม</p>	<p>-ขนาดเล็ก</p>	<p>-ราคาแพง</p> <p>-น้ำหนักมาก</p>

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3.4 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของโมดูลวัดแรงดันของแหล่งจ่ายไฟ



ชื่อ	ข้อมูลจำเพาะ	ข้อดี	ข้อเสีย
Voltage Sensor Module 	ทำงานที่แรงดัน < 25 VDC รองรับการ เชื่อมต่อแบบ analog ความแม่นยำ ±1% Sensitivity: 100 mV/A	- ง่ายในการใช้งาน	- ขนาดใหญ่ - น้ำหนักมาก
Voltage Divider circuit 	ทำงานที่แรงดัน < 25 VDC รองรับการเชื่อมต่อแบบ analog กำลังวัตต์ ¼ ความแม่นยำ ±1%	- น้ำหนักเบา - ราคาถูก - หาซื้อง่าย	- ทนความร้อนได้น้อยกว่า

ตารางที่ 3.5 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของเซ็นเซอร์วัด accelerometer, gyroscope และ magnetometer

ชื่อ	ข้อมูลจำเพาะ	ข้อดี	ข้อเสีย
GY-87 	ทำงานที่แรงดัน 3.3 - 5.0 VDC รองรับ การเชื่อมต่อแบบ I ² C ทำงานได้ ในช่วง : อุณหภูมิ -40 ถึง +85 °C	- ขนาดเล็กกว่า	- วัดได้แค่ความเร่ง 3 แกนและ gyroscope
GY-9250 	ทำงานที่แรงดัน 3.3 - 5.0 VDC รองรับการเชื่อมต่อแบบ I ² C ทำงานได้ในช่วง : อุณหภูมิ -40 ถึง +105 °C	- วัดได้หลากหลายค่า (ความเร่ง 9 แกน)	- มีขนาดใหญ่กว่า GY-87

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3.6 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของ โมดูลกล้อง

ชื่อ	ข้อมูลจำเพาะ	ข้อดี	ข้อเสีย
Serial TTL Camera VC0706 	ทำงานที่แรงดัน +5 VDC ความละเอียด: 640×480 อัตราเฟรม: 30fps Dynamic Range: 60DB Max analog gain: 16DB	- มีความละเอียดที่ค่อนข้างสูง	- น้ำหนักมากกว่า - ขนาดใหญ่ - ราคาแพง
Pi Camera rev 1.3 	ความละเอียดในการถ่ายภาพ: 5 megapixel ความละเอียดในการถ่ายวิดีโอ: 1080p HD อัตราเฟรม: 30,60,90 fps	- มีขนาดเล็ก - น้ำหนักเบา - support ในการถ่ายวิดีโอ - ราคาถูกกว่า	- ใช้งานยากกว่า

จากตารางที่ 3.1 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของเซ็นเซอร์วัดอุณหภูมิ และ ตารางที่ 3.2 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของเซ็นเซอร์วัดความดัน พบว่า BME280 เป็นเซ็นเซอร์ที่สามารถวัดได้ทั้ง อุณหภูมิ, ความดัน และความชื้น ทำให้ประหยัดจำนวนของเซ็นเซอร์โดยรวมอยู่ในตัวเดียว อีกทั้งยังมีขนาดเล็ก น้ำหนักเบา รองรับการทำงานเชื่อมต่อแบบ I2C และ SPI

จากตารางที่ 3.3 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของโมดูล GPS พบว่า GY-NEO6MV2 และ EM-506 มีคุณสมบัติที่ใกล้เคียงกันแต่ GY-NEO6MV2 มีราคาที่ถูกกว่า

จากตารางที่ 3.4 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของโมดูลวัดแรงดันของแหล่งจ่ายไฟ พบว่า Voltage Divider circuit เป็นสิ่งที่เราสามารถสร้างเองได้เพียงใช้ตัวต้านทาน 2 ตัว มีราคาถูก ขนาดเล็ก และหาซื้อได้ง่ายกว่าด้วย

จากตารางที่ 3.5 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของเซ็นเซอร์วัด accelerometer, gyroscope และ magnetometer พบว่า เลือกใช้ GY-9250 เพราะสามารถวัดได้หลากหลาย ครบถ้วนตามที่ต้องการ แม้ GY-9250 จะมีขนาดใหญ่กว่า แต่น้ำหนักไม่ต่างกันมากนัก

จากตารางที่ 3.6 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของโมดูลกล้อง พบว่า Pi Camera rev 1.3 สามารถถ่ายวิดีโอได้ที่ความละเอียดที่ต้องการ มีราคาถูกกว่า น้ำหนักเบาและขนาดเล็กกว่า

3.1.2 การเลือกใช้ ELECTRICAL POWER SUBSYSTEM ที่เหมาะสม

พิจารณาคุณสมบัติ ข้อมูลจำเพาะของแหล่งพลังงานที่จะนำมาใช้งานเพื่อให้เพียงพอต่อการใช้ และ ตัวปรับแรงดันไฟ 5 V เพื่อหล่อเลี้ยงอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ให้พอเหมาะในแต่ละอุปกรณ์ แสดงดังตารางที่ 3.7

ตารางที่ 3.7 คุณสมบัติจำเพาะและเหตุผลการเลือกใช้ของ Electrical Power Subsystem

ชื่อ	ข้อมูลจำเพาะ	เหตุผลในการเลือกใช้
 <p>BESTON (NIMH) Rechargeable 9 V</p>	โวลต์: 9 VDC กระแส: 800 mAh ชนิด: Nickel-Metal Hydride ประเภท: Rechargeable	<ul style="list-style-type: none"> - มีกระแสที่สูงเพียงพอต่อการใช้งาน - ราคาถูก - สามารถใช้งานซ้ำได้อีกด้วย
 <p>LM7805</p>	<ul style="list-style-type: none"> - สามารถแปลงไฟจากโวลต์ที่สูงกว่าให้เหลือ 5 V - จ่ายกระแสไฟให้โหลด ได้สูงสุด 1 แอมป์ 	<ul style="list-style-type: none"> - สามารถทนต่อแรงดันและอุณหภูมิความร้อนได้มากกว่า - น้ำหนักเบา - ใช้งานได้ง่าย

3.1.3 การเลือกใช้ COMMUNICATION AND DATA HANDLING SUBSYSTEM

โดยพิจารณาคุณสมบัติ ข้อมูลจำเพาะของหน่วยประมวลผล แสดงดังตารางที่ 3.8, หน่วยความจำ (SD Card) แสดงดังตารางที่ 3.9, โมดูลการนับเวลา (Real Time Clock) แสดงดังตารางที่ 3.10 ตามลำดับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3.8 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของหน่วยประมวลผล

ลักษณะจำเพาะ	ชื่อโมดูล		
	ATmega328 (Arduino pro mini)	ATmega32U4 (Leonardo Pro Micro)	Raspberry Pi Zero
Clock Speed	8 MHz	16 MHz	1 GHz (Run 700MHz)
Digital I/O Pins	14 pins	12 pins	17 GPIO
Analog Input Pins	6 pins	4 pins	×
UART	✓	✓	✓
I2C	✓	✓	✓
SPI	✓	✓	✓
Flash Memory	32 KB	32 KB	512 MB
SRAM	2 KB	2.5 KB	512 MB

ตารางที่ 3.9 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของหน่วยความจำ



ชื่อ	การเชื่อมต่อ (interface)	พื้นที่หน่วยความจำ
SD CARD on Board Pi ZERO 	อยู่บนบอร์ด Raspberry pi zero	16GB และที่สามารถขยายมากกว่า นี้ได้
Arduino SD card Module 	การเชื่อมต่อแบบ SPI	รองรับหน่วยความจำได้มากกว่า 16GB

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3.10 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของโมดูลการนับเวลา

ชื่อ	ข้อมูลจำเพาะ	ข้อดี	ข้อเสีย
DS3231 	ทำงานที่แรงดัน 3.3 - 5.5 VDC รองรับการเชื่อมต่อแบบ I ² C ทำงานได้ในช่วง : อุณหภูมิ -40 ถึง +85°C	- ขนาดใหญ่	- น้ำหนักมากกว่า - ราคาสูงกว่า
Tiny RTC DS1307 	ทำงานที่แรงดัน 3.3 - 5.0 VDC รองรับการเชื่อมต่อแบบ I ² C ทำงานได้ในช่วง : อุณหภูมิ -40 ถึง +85°C	- ราคาถูกกว่า - น้ำหนักเบา	- ขนาดเล็ก

ตารางที่ 3.11 คุณสมบัติจำเพาะและเหตุผลการเลือกใช้ของ Antenna และ Radio Configuration

ชื่อ	ข้อมูลจำเพาะ	เหตุผลในการเลือกใช้
2.4 GHz Microstrip dipole Antenna 	Type: Omni-Directional ความถี่ต่ำสุด : 2106 MHz ความถี่สูงสุด: 2658 MHz Impedance: 50 Ohm Typical Gain: 2 dBi	- สามารถสร้างเองได้ตามรูปแบบที่ต้องการ - ราคาถูก -
XBEE PRO S1 	โวลต์ : 2.8 -3.4 VDC RF Data rate : 250 kbps กำลังส่ง : 60 mW	- มีกำลังส่งสูง - น้ำหนักเบา ขนาดเล็ก - มีช่วงการส่งที่กว้าง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากตารางที่ 3.8 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของหน่วยประมวลผลได้ทำการเลือกใช้ Arduino pro mini ในการประมวลผลเซนเซอร์เป็นส่วนใหญ่ เพราะว่าบอร์ดจะใช้แรงดันไฟฟ้าค่าที่ 3.3V ,อินพุต DC 3.3V ถึง 12V ราคาถูก และมีน้ำหนักที่เบา และเลือก Raspberry pi zero ใช้ประมวลผลกับโมดูลกล้องและการควบคุมเซอร์โว เพราะว่าง่ายต่อการเชื่อมต่อไปยังโมดูลกล้องและหน่วยความจำ

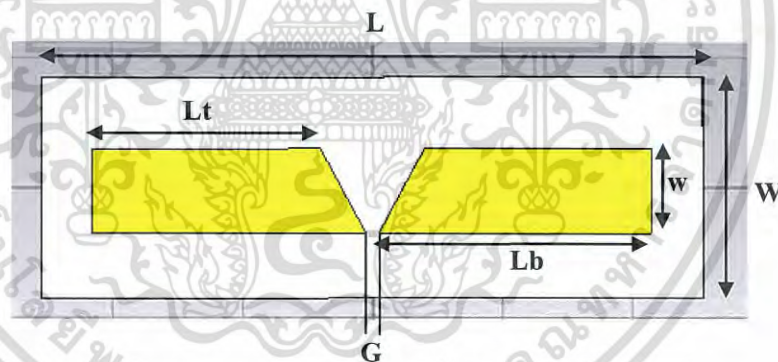
จากตารางที่ 3.9 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของหน่วยความจำเลือกใช้หน่วยความจำบนบอร์ด Raspberry pi zero ซึ่งมีความเร็วสูง มีหน่วยความจำที่มากกว่า และง่ายต่อการเชื่อมต่อไปยังหน่วยความจำ

จากตารางที่ 3.10 การเปรียบเทียบคุณสมบัติของโมดูลการนับเวลา พบว่า DS 3231 และ Tiny RTC DS1307 มีคุณลักษณะคล้ายคลึงกันมาก จึงเลือกใช้ Tiny RTC DS1307 เพราะว่า ราคาถูกกว่า และน้ำหนักเบากว่า

3.1.4 การออกแบบ Microstrip dipole antenna 2.4 GHz

พารามิเตอร์ส่วนต่างๆของสายอากาศที่ต้องพิจารณา มีดังนี้

- ความกว้างของสายอากาศและ substrate
- ความยาวของสายอากาศและ substrate
- ความหนาของสายอากาศและ substrate
- Feeding gap ของสายอากาศ

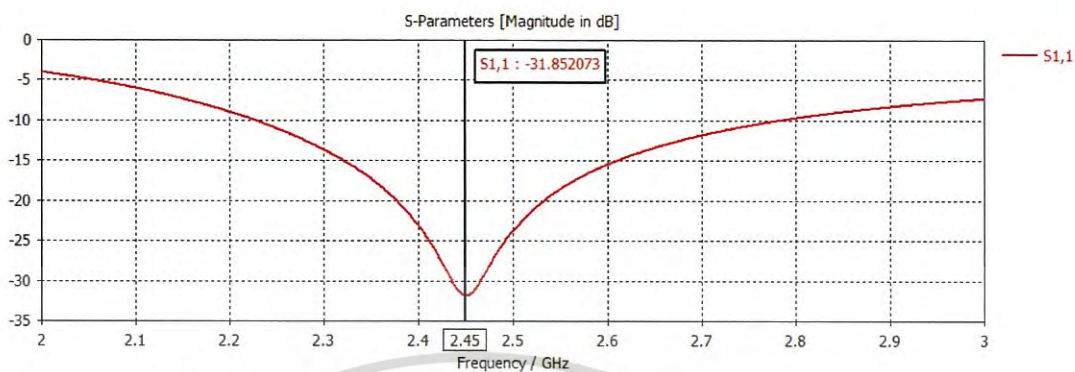


ภาพที่ 3.2 Microstrip dipole antenna (ความถี่ 2.4 GHz)

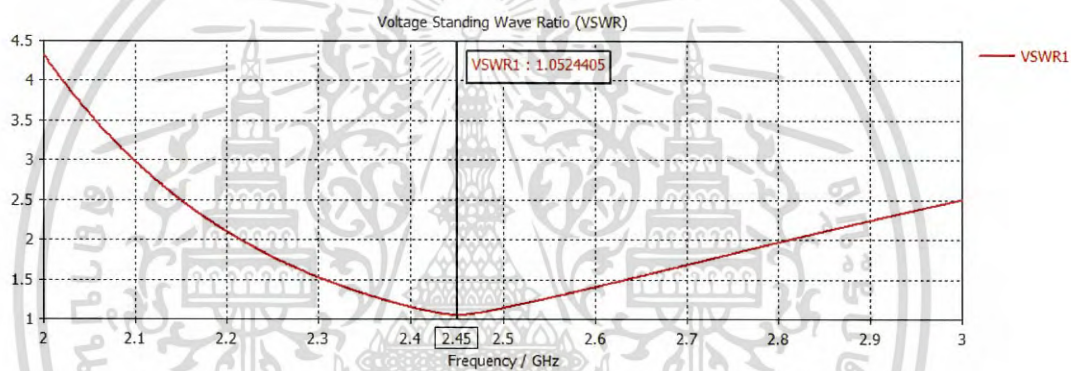
จากภาพที่ 3.2 Microstrip dipole antenna 2.4 GHz จะประกอบด้วยตัวแปรต่างๆในการกำหนดขนาดของสายอากาศทั้ง Substrate และ ขนาดของ Microstrip dipole ดังนี้ $L = 5.09$ cm , $W = 1.7$ cm, $L_t = 1.75$ cm, $L_b = 2.1$ cm, $w = 0.65$ cm และ $G = 0.15$ cm

ในการทำการออกแบบ Microstrip dipole antenna 2.4 GHz โดยใช้โปรแกรม CST STUDIO SUITE และทำการ simulation แมตซ์ที่ 50 โอห์ม จะได้ กราฟ S-parameter ดังภาพที่ 3.3 กราฟ Voltage Standing Wave Ratio (VSWR) แสดงดังภาพที่ 3.4 และแบบรูปการแพร่กระจาย (farfield 3D) แสดงดังภาพที่ 3.5

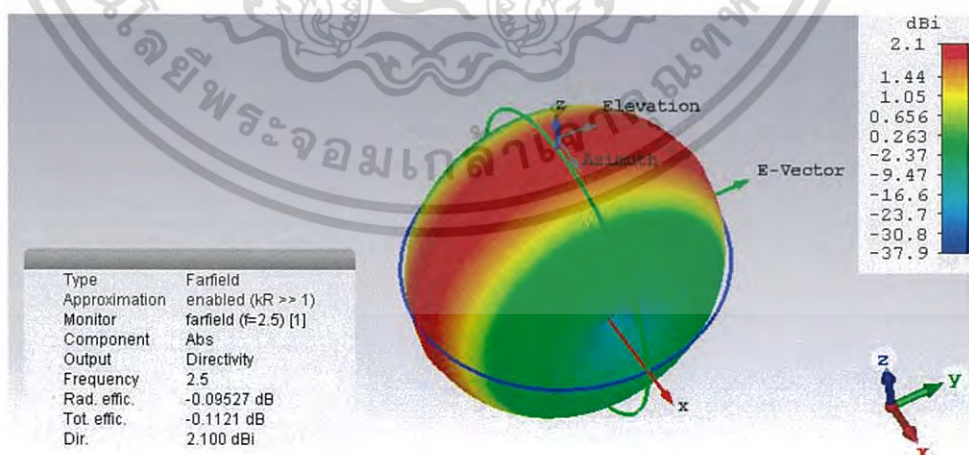
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.3 กราฟ S-parameter



ภาพที่ 3.4 กราฟ Voltage Standing Wave Ratio (VSWR)



ภาพที่ 3.5 แบบรูปการแผ่กระจาย (farfield 3D)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1.5 การออกแบบและสร้างโครงสร้างในแต่ละ LAYER

สำหรับปริญญาโทครั้งนี้ ได้ทำการออกแบบระบบย่อยต่างๆตามกติกาการแข่งขันพื้นฐานของการแข่งขัน CanSat Competition 2018 โดยการออกแบบ CanSat แบ่งเป็น 3 ส่วนหลัก ดังนี้

1. Sensor Subsystem เป็นระบบย่อยของเซ็นเซอร์ทั้งหมด ประกอบด้วย

- เซ็นเซอร์ GY-BMEP280 ใช้เพื่อวัดความดันอากาศ อุณหภูมิ และใช้ค่าความดันเพื่อคำนวณความสูง
- เซ็นเซอร์ GY-NEO6MV2 เป็น GPS ใช้ระบุตำแหน่งและพิกัดของ CanSat
- เซ็นเซอร์ Power Voltage ใช้วัดแรงดันที่เหลือของแบตเตอรี่ที่ใช้เป็นแหล่งจ่าย
- เซ็นเซอร์ GY-9250MPU9250 ใช้วัดค่าความเร่ง 9 แกน โดยจะใช้วัดค่า Accelerometer, Gyroscope และ Magnetometer เพื่อการเอียง, การหมุน, การเคลื่อนในตัวของ CanSat รวมทั้งค่าเข็มทิศแสดงทิศอีกด้วย
- เซ็นเซอร์ MPXV7002DP เป็น Airspeed Sensor ใช้วัดความเร็วลม
- Pi Camera rev 1.3 เป็น โมดูลกล้องใช้ถ่ายวิดีโอบรรยากาศกลางอากาศขณะที่ CanSat กำลังร่อนลงสู่พื้นดิน

2. Electrical Power Subsystem ซึ่งประกอบด้วย

- BESTON Rechargeable Battery 9 V (800 mAh) ใช้เป็นแหล่งจ่ายไฟเพื่อไปหล่อเลี้ยงส่วนประกอบทั้งหมดภายใน CanSat
- LM 7805 ใช้ในการลดแรงดันเหลือ 5 V
- Switch โดยใช้เปิด-ปิดในการปล่อยหรือหยุดการไหลของกระแสจากแบตเตอรี่ไปยังส่วนประกอบต่างๆ

3. Communication and Data Handling Subsystem ซึ่งประกอบด้วย

- ตัวประมวลผล (Processor) ประกอบด้วย 2 ตัว ดังนี้

1. โมดูล Arduino pro mini ใช้เป็นตัวประมวลผลของระบบย่อยของเซ็นเซอร์ทั้งหมด

2. Raspberry pi zero ใช้เป็นตัวประมวลผลของ โมดูลกล้อง และเก็บข้อมูลทั้งหมดลงหน่วยความจำ

บนบอร์ดของ Raspberry pi zero อีกด้วย

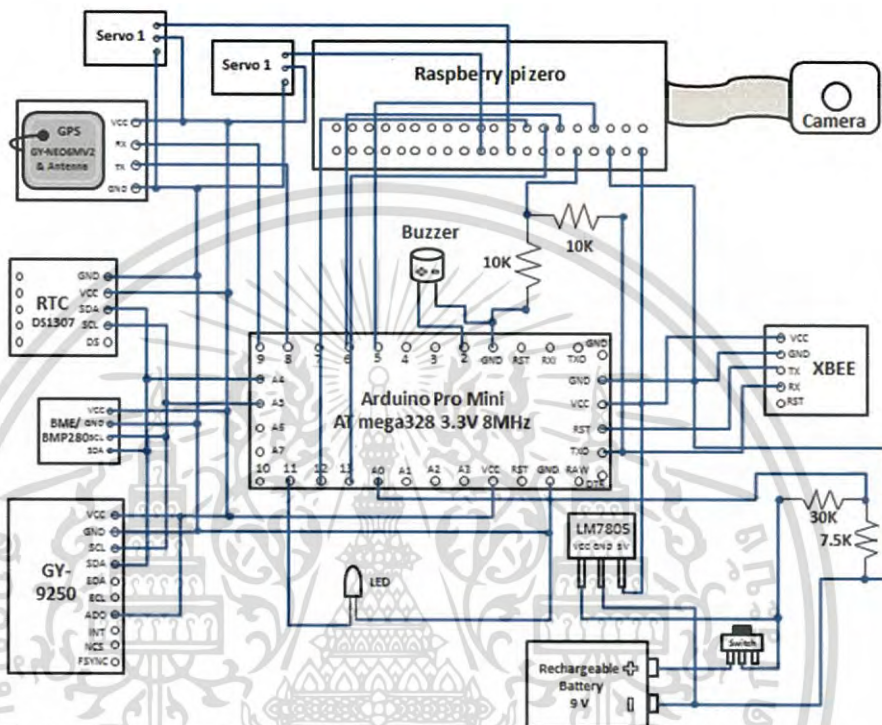
- Real Time Clock Modules DS1307 ใช้แสดงสถานะเวลาของภารกิจ (Mission Time)

- XBEE PRO S1 and Microstrip dipole antenna 2.4 GHz เป็น ตัวสื่อสารเพื่อส่งข้อมูลไปยังภาคพื้นดิน

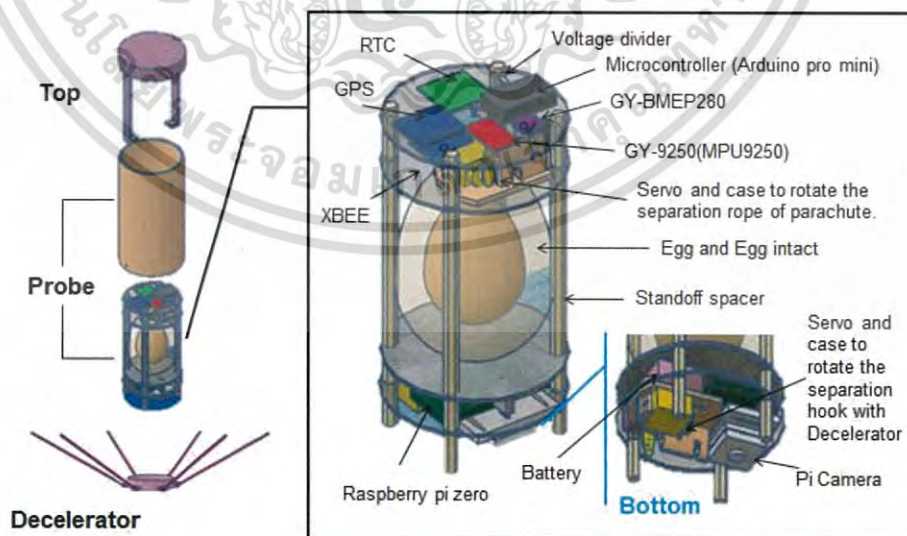
โดยองค์ประกอบทั้ง 3 ส่วนนี้ซึ่งจะแบ่งออกเป็น 4 ชั้น โดยชั้นที่ 1 (ชั้นบนสุด) จะประกอบด้วย GY-BMEP280, GY-NEO6MV2, GY-9250MPU9250 และ Real Time Clock Modules DS1307 เพื่อรับ สภาพอากาศ ตำแหน่งของแบบจำลองดาวเทียม และ หลีกเลี่ยงความร้อนจากด้านที่มีผลต่ออุณหภูมิที่ต้องการวัด และ Arduino pro mini เพื่อช่วยต่อการเชื่อมต่อกับ โมดูลในแต่ละตัว ชั้นที่ 2 จะเป็นชั้นของการปกป้องไข่ไก่ ชั้นที่ 3 ประกอบด้วย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Servo, XBEE PRO S1, Buzzer, LM7805 และ Power Voltage Circuit ชั้นที่ 4 ประกอบด้วยสองด้าน ด้านบนประกอบด้วย Raspberry pi zero และแบตเตอรี่ ด้านใต้ ประกอบด้วย Servo และ Pi camera แสดงผังภาพที่ 3.7 ซึ่งวงจรการเชื่อมต่อรวมทั้ง 3 ชั้น แสดงผังภาพที่ 3.6



ภาพที่ 3.6 วงจร Schematic การเชื่อมต่อโดยรวมโครงสร้างของ CanSat



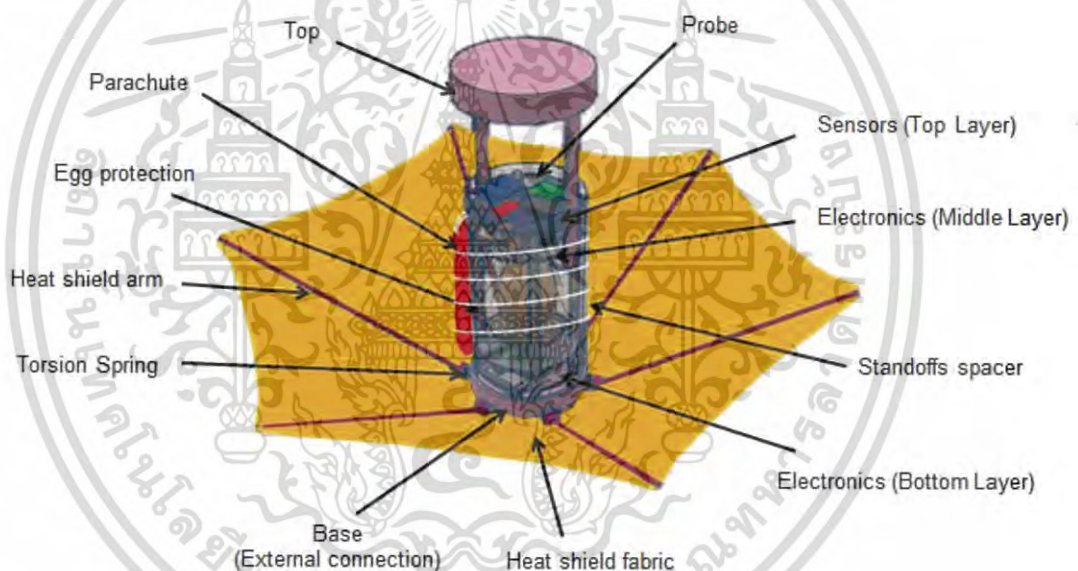
ภาพที่ 3.7 โครงสร้างของ CanSat

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1.6 การออกแบบและสร้าง MECHANICAL SUBSYSTEM

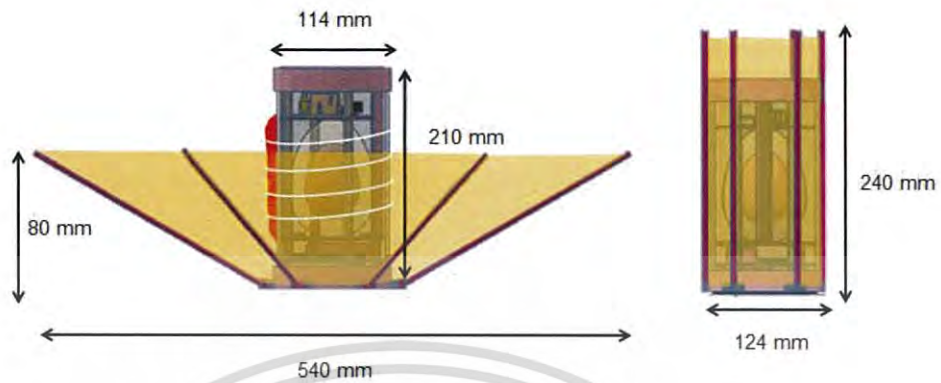
โครงสร้างและองค์ประกอบโดยรวมทั้งหมดจะแสดงดังภาพที่ 3.8 ซึ่งในส่วนของการออกแบบโครงสร้างจะทำการออกแบบด้วยโปรแกรม Tinkercad ซึ่งจากกติกาการแข่งขัน CANSAT จะต้องประกอบไปด้วย 2 ส่วนหลักๆ คือ ส่วนที่ 1 คือ Aero-braking Heat Shield เพื่อลดความเร็วเมื่อติดตัวออกจากจรวด และส่วนที่ 2 คือ ส่วน Probe เพื่อเก็บอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ของระบบย่อยต่างๆและโครงสร้างการป้องกันไขว่ไก่ โดยทั้ง 2 ส่วนนี้รวมกันจะต้องมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางไม่เกิน 125 มิลลิเมตร สูงไม่เกิน 310 มิลลิเมตร และน้ำหนักไม่เกิน 500 กรัม เพื่อให้สามารถบรรจุลงจรวดได้อย่างเหมาะสมและพอดี

ซึ่งระบบย่อย Mechanical จะประกอบด้วย โครงสร้าง Aero-Braking Heat Shield และ ร่มชูชีพ (parachute) ในการช่วยลดความเร็วของการร่อนลงของ CanSat

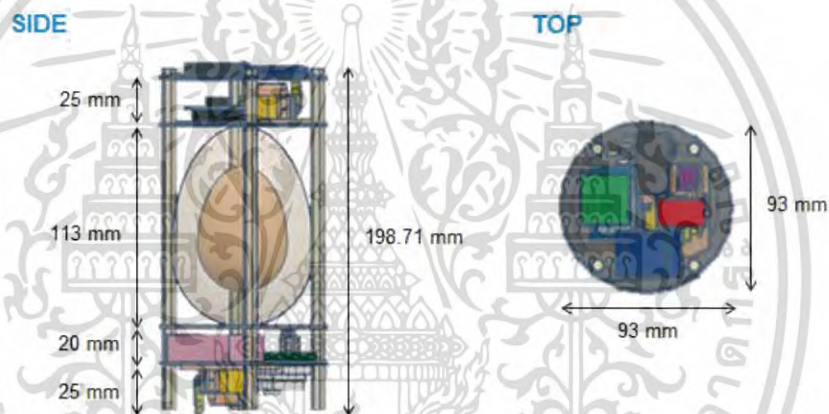


ภาพที่ 3.8 การจัดองค์ประกอบภายในและภายนอกแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก

โครงสร้าง Probe ทั้งหมดรวมทั้ง Aero-braking Heat Shield โดยเราได้ทำการออกแบบและกำหนดขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางและความสูงในแต่ละส่วน แสดงดังภาพที่ 3.9 และ โครงสร้างระบบภายใน แสดงดังภาพที่ 3.10



ภาพที่ 3.9 ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางและความสูงของ Heat Shield ขณะใช้งานและไม่ใช้งาน



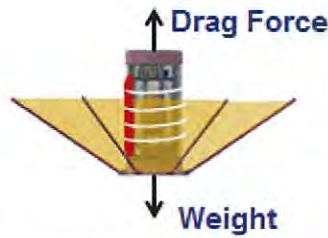
ภาพที่ 3.10 ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางและความสูงแต่ละชั้นของแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก

การออกแบบและสร้าง Aero-braking Heat Shield

การเคลื่อนที่ของวัตถุภายใต้แรงโน้มถ่วงพร้อมกับแรงต้านทานการเคลื่อนที่อันเนื่องมาจากของเหลวที่มีความหนืด โดยวัตถุที่ใช้คือแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก เมื่อเราปล่อยแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กลงไปในนั้นมีแรงที่มากกระทำ เนื่องจาก CanSat เคลื่อนที่ลงมาตามแรงดึงดูดของโลก (Gravity Force (FG)) และสามารถหาค่าแรง FG แสดงดังสมการที่ 3.1

$$F_G = mg \quad (3.1)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.11 แรงที่กระทำต่อ CanSat ขณะเคลื่อนที่

การเคลื่อนที่การตกของวัตถุกับความต้านทานอากาศ ดังภาพที่ 3.11 แสดงดังสมการที่ 3.2 และ 3.3

$$F = ma \quad (3.2)$$

$$a = \frac{F}{m} = \frac{(D - W)}{m} \quad (3.3)$$

สูตรในการคำนวณความเร็วปลาย (Terminal velocity) แสดงดังสมการที่ 3.4

$$V_t = \sqrt{\frac{2mg}{AC_d\rho}} \quad (3.4)$$

เมื่อ V_t คือ ความเร็วปลาย (Terminal velocity)

m คือ มวลของ CanSat ในหน่วยกิโลกรัม เท่ากับ 0.5 กิโลกรัม

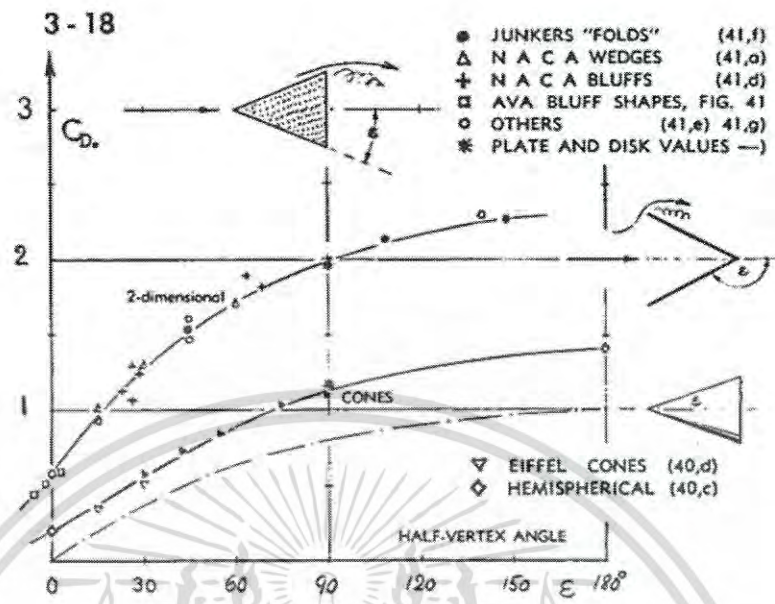
g คือ ความเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วงมีค่าเท่ากับ 9.81 m/s²

ρ คือ ความหนาแน่นของอากาศ = 1.22 kg/m³

A คือ พื้นที่ผิวสัมผัสกับอากาศเท่ากับ 0.104 m²

(ร่มชูชีพแบบ Semi-Spherical มีค่าเท่ากับ 1.5)

C_d คือ ค่าสัมประสิทธิ์แรงดึง (drag)



ภาพที่ 3.12 ค่าสัมประสิทธิ์แรงดึง (drag) ของรูปร่าง wedges, cones และ similar [31]

จากภาพที่ 3.12 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงดึง (Drag coefficients) ของทั้งรูปร่างทั้ง 3 รูปแบบ ซึ่งเป็นฟังก์ชันของ half-vertex angle (θ) โดยลักษณะของ heat shield เป็นลักษณะของ cone ที่มีค่ามุม half-vertex (θ) มีค่าเท่ากับ 60 องศา เมื่ออ่านค่าจากกราฟจะได้ประมาณ 0.8 หรือคำนวณจากสูตร

$$C_d = 0.0112(\theta) + 0.162 \tag{3.5}$$

$$C_d = 0.834$$

เมื่อแทนค่า C_d ในสมการความเร็วปลาย จะได้ความเร็วของแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กเท่ากับ 10.02 m/s

การออกแบบร่มชูชีพ

จากสมการที่ 2.5 ทำให้สามารถหาค่าขนาดรัศมีของร่มชูชีพได้ โดยให้ความเร็ว มีค่าเท่ากับ 5 m/s มวลมีค่าเท่ากับ 500 กรัม หรือ 0.5 กิโลกรัม ซึ่งเป็นค่าที่มวลมากที่สุดที่กำหนดตามกติกา จะได้พื้นที่หน้าตัดของตัวร่ม (A) เท่ากับ

$$A = \frac{2mg}{\rho C_d v^2} \tag{3.6}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อพื้นที่หน้าตัดของร่มเป็นวงกลมจะได้

$$A = \pi r^2 \quad (3.7)$$

$$\pi r^2 = \frac{2mg}{\rho C_d v^2} \quad (3.8)$$

จะได้ค่ารัศมีเท่ากับ

$$r = \sqrt{\frac{2mg}{\rho C_d v^2 \pi}} \quad (3.9)$$

เมื่อ r คือ รัศมีของร่มชูชีพในหน่วยเมตร

m คือ มวลของ CanSat ในหน่วยกิโลกรัม เท่ากับ 0.5 กิโลกรัม

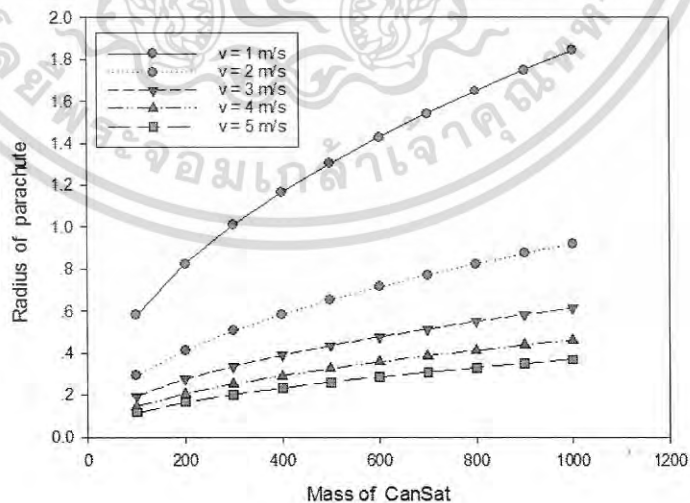
g คือ ความเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วงมีค่าเท่ากับ 9.81 m/s^2

ρ คือ ความหนาแน่นของอากาศ = 1.225 kg/m^3

C_d คือ ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านของร่ม ขึ้นอยู่กับชนิดของร่มชูชีพ
(ร่มชูชีพแบบ Semi-Spherical มีค่าเท่ากับ 1.5)

v คือ ค่าความเร็วของร่มชูชีพ

จากข้อกำหนดในการแข่งขันน้ำหนักของ CanSat ต้องมีค่าไม่เกิน 500 กรัม เมื่อทำการแทนค่าที่น้ำหนักต่างๆ จะทำให้หาค่ารัศมีของร่มชูชีพได้ดังภาพที่ 3.13



ภาพที่ 3.13 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างมวลของ CanSat ต่อขนาดรัศมีของร่มชูชีพที่ระดับความเร็วต่างๆ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

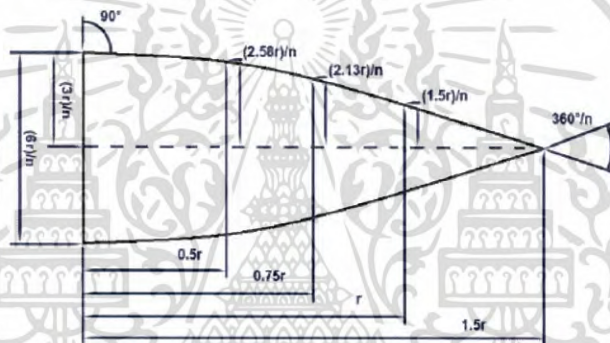
จากการแสดงให้เห็นความสัมพันธ์ระหว่างมวลของ CanSat ต่อขนาดรัศมีของร่มชูชีพที่ระดับความเร็วต่างๆ จะพบว่าที่ความเร็ว 5 m/s และมวล 500 กรัม ร่มชูชีพควรมีรัศมีไม่ต่ำกว่า 0.5 เมตร แสดงผลการคำนวณ ดังนี้

$$r = \sqrt{\frac{2 \times 0.5 \times 9.81}{1.225 \times 1.5 \times 5^2 \times \pi}}$$

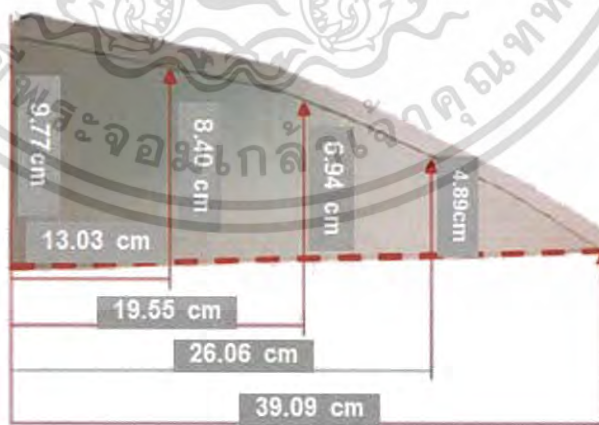
$$r = 0.26m$$

เมื่อ n คือ จำนวนชั้นส่วนของร่ม

r คือ รัศมีของร่ม



ภาพที่ 3.14 รูปแบบของร่มชูชีพแบบ Semi-Spherical [30]



ภาพที่ 3.15 แบบของชั้นส่วนร่มแต่ละชั้น [30]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



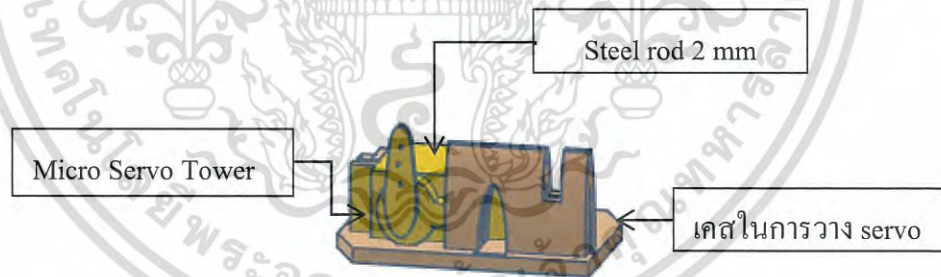
ภาพที่ 3.16 ร่มชูชีพสภาพเสร็จสมบูรณ์และมวลของร่มชูชีพ

การออกแบบและติดตั้งกลไกการทำงานของ Servo motor

ในส่วนของโครงสร้างการปลดสลักเพื่อใช้งานแมคคาณิก แบ่งเป็น 3 องค์ประกอบหลักๆ แสดงดังภาพที่

3.17 คือ

- 1) Micro Servo Tower Pro SG90
- 2) เคสในการวาง servo
- 3) Steel rod 2 mm

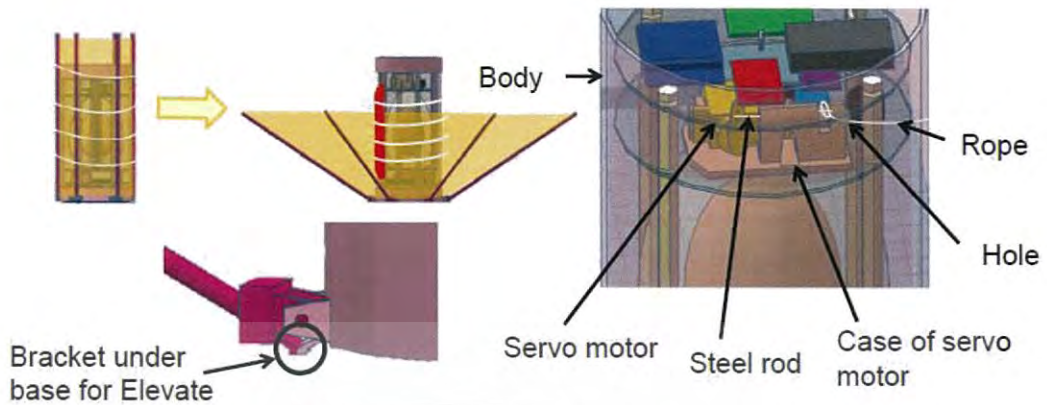


ภาพที่ 3.17 โครงสร้างการปลดสลัก

โดยในส่วนของโครงสร้างนี้จะแบ่งเป็น 2 ส่วน ดังนี้

ส่วนที่ 1 โครงสร้างการปล่อยเชือกที่พันรอบ heat shield โดยปล่อยใช้ heat shield ที่ระดับความสูง 700 เมตร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

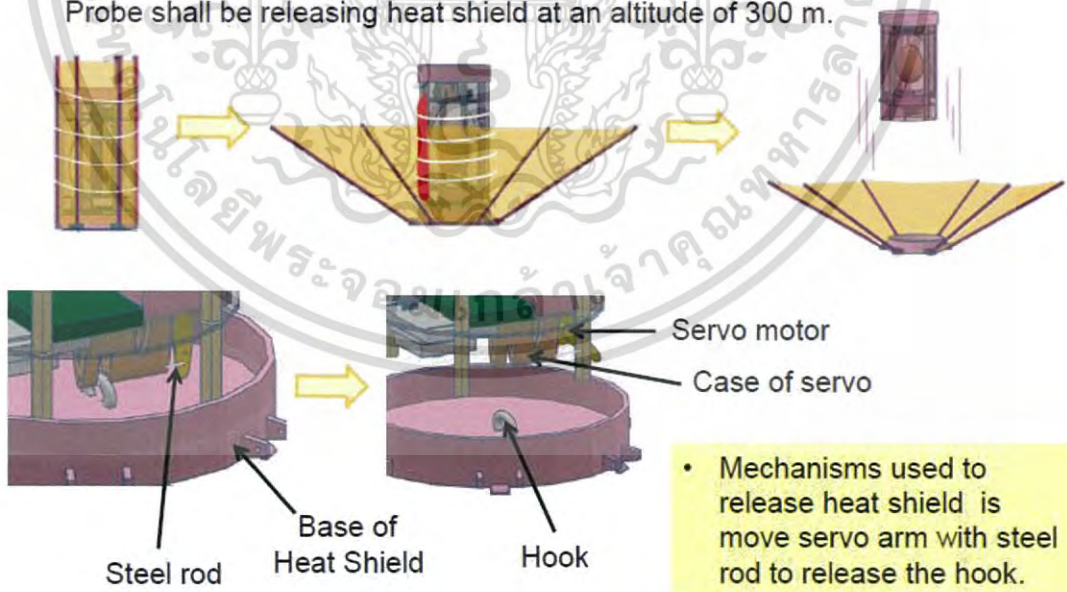


ภาพที่ 3.18 กลไกการปล่อยใช้งาน heat shield

กลไกที่ใช้ในการเปลี่ยนสถานะไปใช้งาน โดยการเลื่อนแขน servo ด้วย steel rod เพื่อปล่อยเชือกใช้ปีกของ heat shield และแขนของ heat shield ซึ่งพับเก็บไว้กับลำตัวจะต้องปล่อยใช้อัตโนมัติด้วยสปริงและที่ค้ำภายในฐาน heat shield ดังแสดงในภาพที่ 3.18

ส่วนที่ 2 โครงสร้างการปล่อย aero-braking heat shield ที่และปล่อยใช้ร่มชูชีพที่ระดับความสูง 300 เมตร

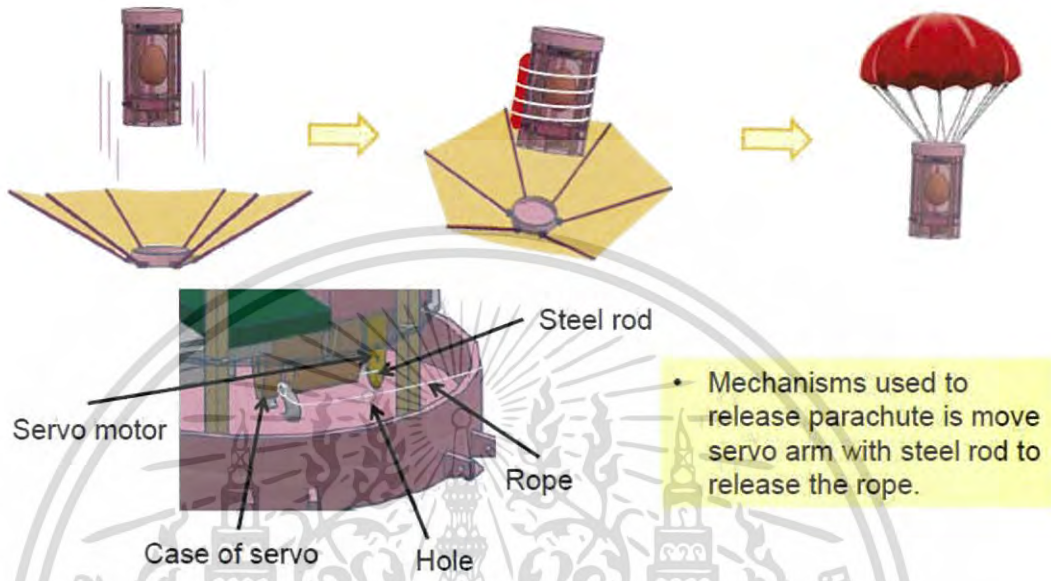
Probe shall be releasing heat shield at an altitude of 300 m.



ภาพที่ 3.19 กลไกการปล่อย heat shield

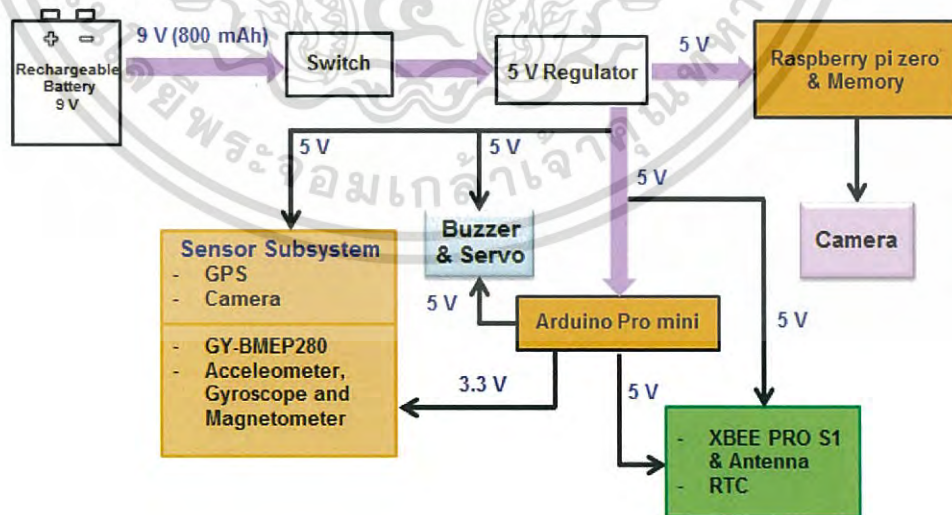
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากภาพที่ 3.19 กลไกที่ใช้ในการปล่อย heat shield ทิ้ง คือแขนของ servo เคลื่อนที่ซึ่งติดกับ steel rod เพื่อปล่อย hook ที่ติดอยู่กับ heat shield และปล่อยเชือกที่พันเก็บร่มชูชีพไว้เพื่อใช้งานร่มชูชีพ แสดงดังภาพที่ 3.20



ภาพที่ 3.20 กลไกการปล่อยร่มชูชีพใช้งาน

3.1.7 การออกแบบและสร้าง ELECTRICAL POWER SUBSYSTEM



ภาพที่ 3.21 บล็อกไดอะแกรมพลังงานไฟฟ้า

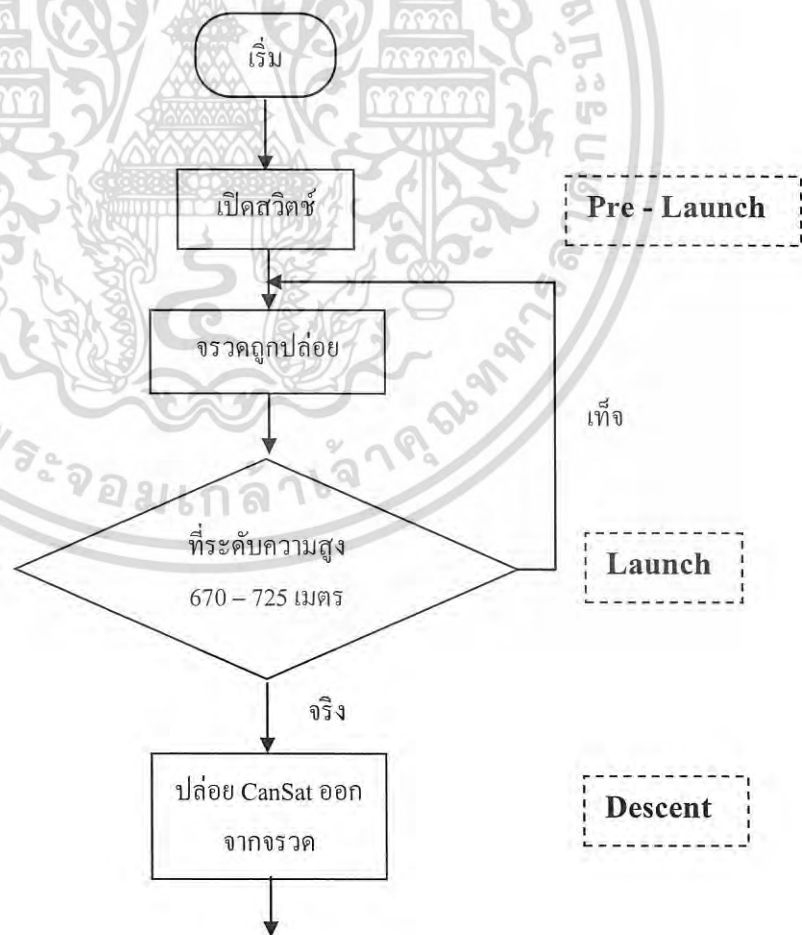
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากภาพที่ 3.21 แสดงบล็อกไดอะแกรมการใช้พลังงานไฟฟ้าในแต่ละอุปกรณ์ โดยใช้แบตเตอรี่ 9 โวลต์ 800 mAh ใช้ LM 7805 แบ่งแรงดันไฟฟ้าให้เหลือ 5 โวลต์เพื่อใช้เลี้ยงอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ต่างๆ และแรงดันไฟฟ้า 3.3 โวลต์ ใช้เลี้ยงเซนเซอร์บางตัว เพื่อลดพลังงานในการใช้งานภายในวงจร

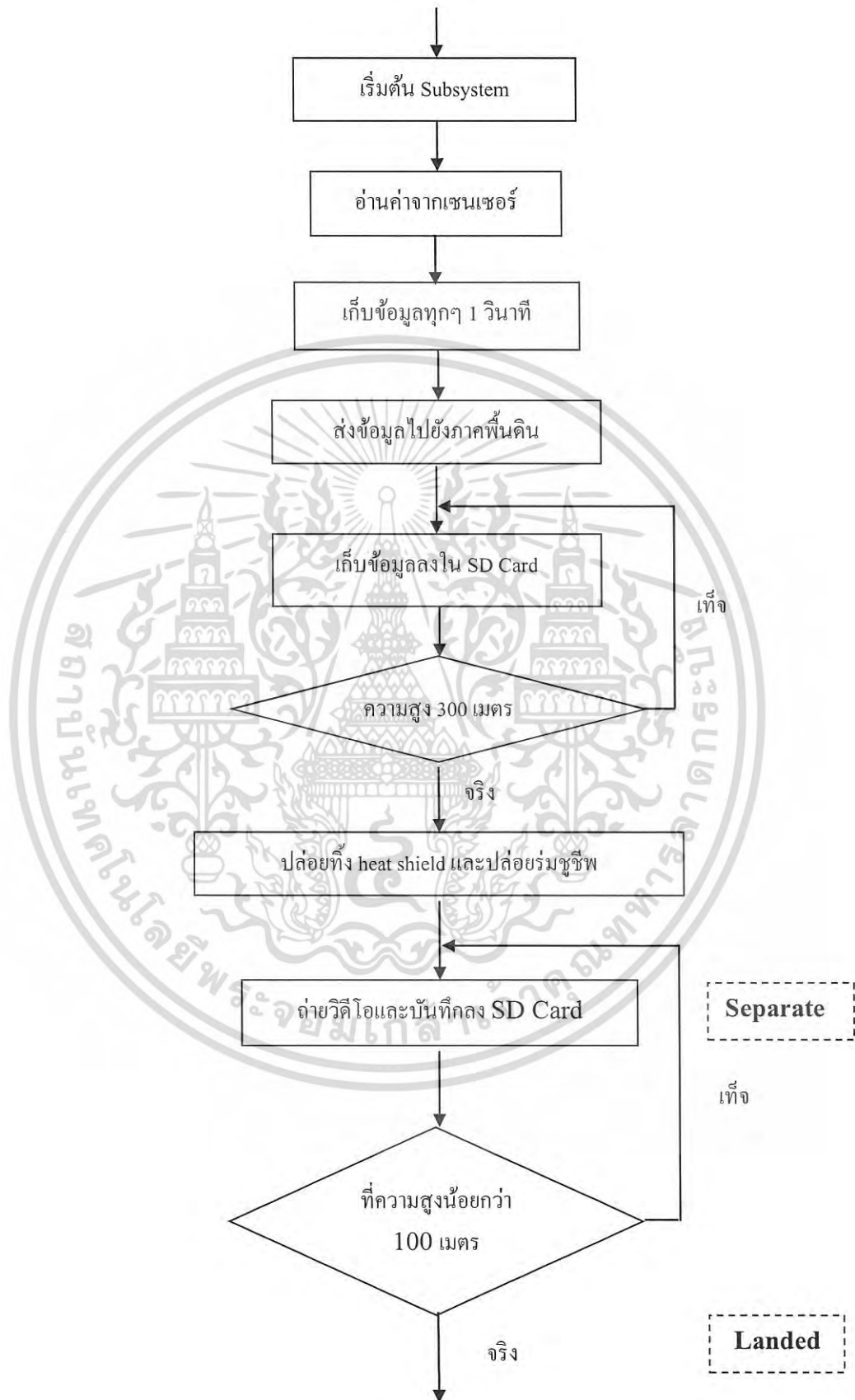
3.2 การทำงานของระบบแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก

3.2.1 โปรแกรมการทำงานของระบบย่อยทั้งหมดและการออกแบบ FLIGHT SOFTWARE STATE

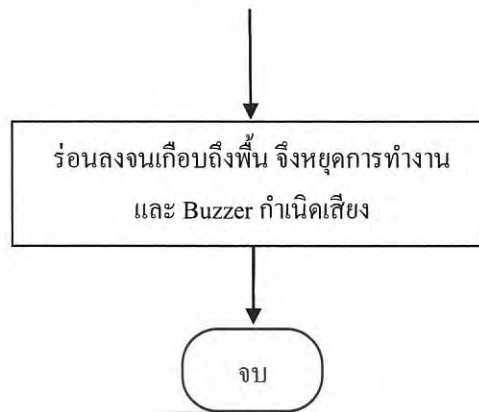
การออกแบบโปรแกรมการทำงานของอุปกรณ์และเซ็นเซอร์ต่างๆภายใน CanSat นั้นจะเริ่มเมื่อทำการเปิดสวิตช์ ทำการปล่อยจรวดพอดถึงที่ระดับความสูง 670-725 เมตร จรวดจะปล่อย CanSat ออกจากจรวด และระบบเซ็นเซอร์ทั้งหมดจะทำการเก็บค่า โดยเก็บข้อมูลและส่งข้อมูลไปยังภาคพื้นดินในทุกๆวินาที ในขณะที่นั้นก็เก็บข้อมูลลงใน SD Card ด้วย พอดถึงระดับความสูง 300 เมตร จะปล่อย heat shield ที่งอกและปล่อยร่มชูชีพ ทำการถ่ายวิดีโอ ขณะนั้น ต่อจากนั้นร่อนลงจนถึงใกล้พื้นดิน จึงหยุดระบบการทำงานทั้งหมด และให้ Buzzer กำเนิดเสียงเตือนเพื่อร้องให้รับรู้ว่า CanSat ตกสู่พื้นดินแล้ว ดัง Flowchart โดยรวมที่แสดงในภาพที่ 3.22



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.22 Flowchart แสดงการทำงานโดยรวม

จากภาพที่ 3.22 จะกำหนดถึงการบอกสถานะในการทำงานในขณะนั้นๆ โดยในแต่ละช่วงเวลานั้นมีการปล่อยตัวของอุปกรณ์ต่างๆ โดยแบ่งออกเป็น 5 สถานะ ดังแสดงในภาพที่ 3.23



ภาพที่ 3.23 สถานะในการทำงานของแต่ละขั้นตอน

จากภาพที่ 3.23 เป็นการแสดงสถานะ ณ ขณะนั้นๆ ว่า CanSat อยู่ในกระบวนการใดของการร่อนลงสู่พื้นดิน แบ่งเป็น 5 สถานะของการทำงาน ดังนี้

Pre – Launch เป็นสถานะเริ่มต้นในเวลาที่เปิดสวิตช์พร้อมเริ่มการใช้งานก่อนการปล่อยจรวดขึ้นสู่ท้องฟ้า

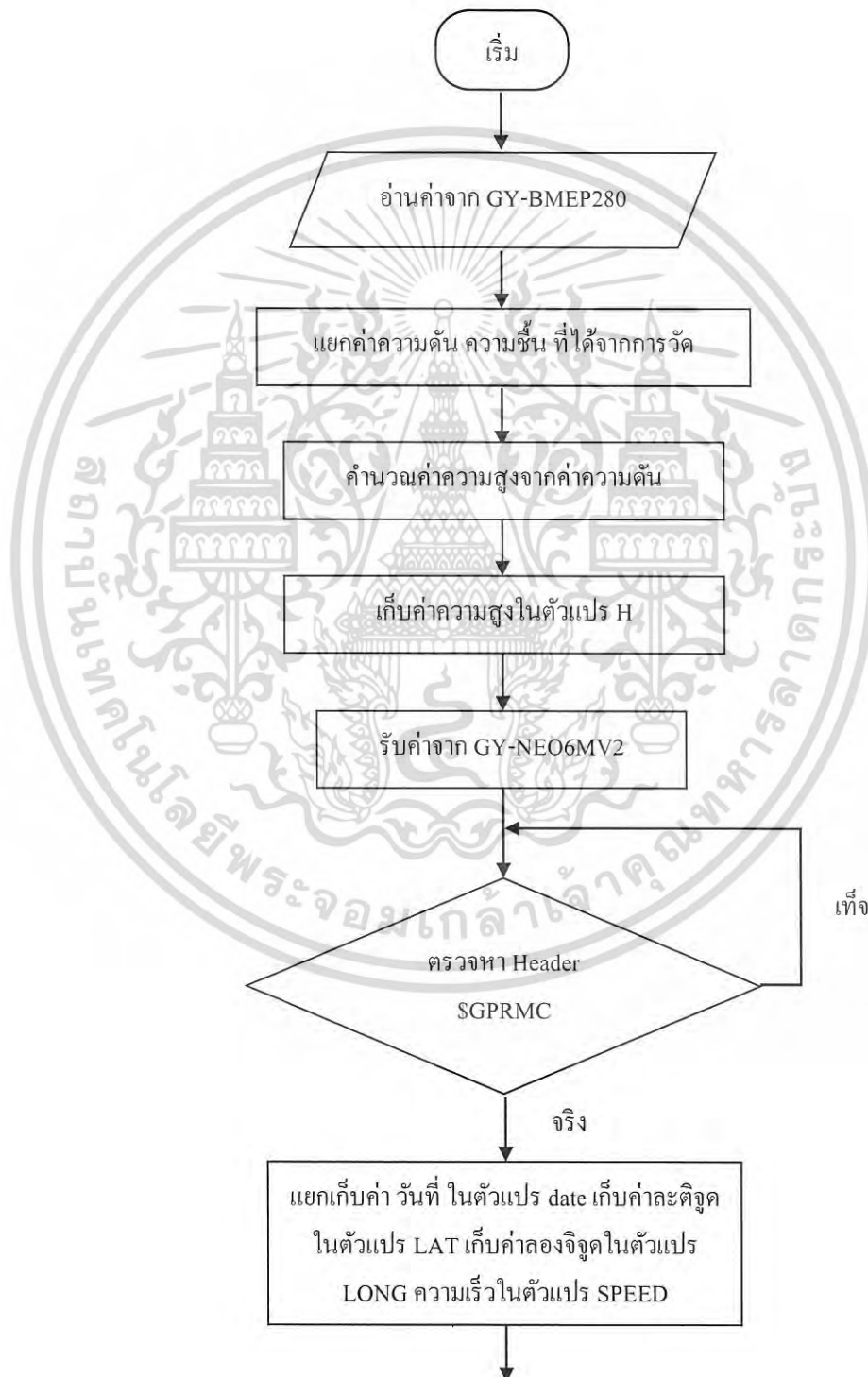
Launch เป็นสถานะในเวลา ณ ขณะที่จรวดถูกปล่อยและกำลังขึ้นสู่ท้องฟ้าจนถึงที่ระดับความสูง 670 – 725 เมตร

Descent เป็นสถานะเมื่อถึงจุดสูงสุด แล้วต้องปล่อย CanSat ออกจากจรวดและกำลังร่อนลงมา

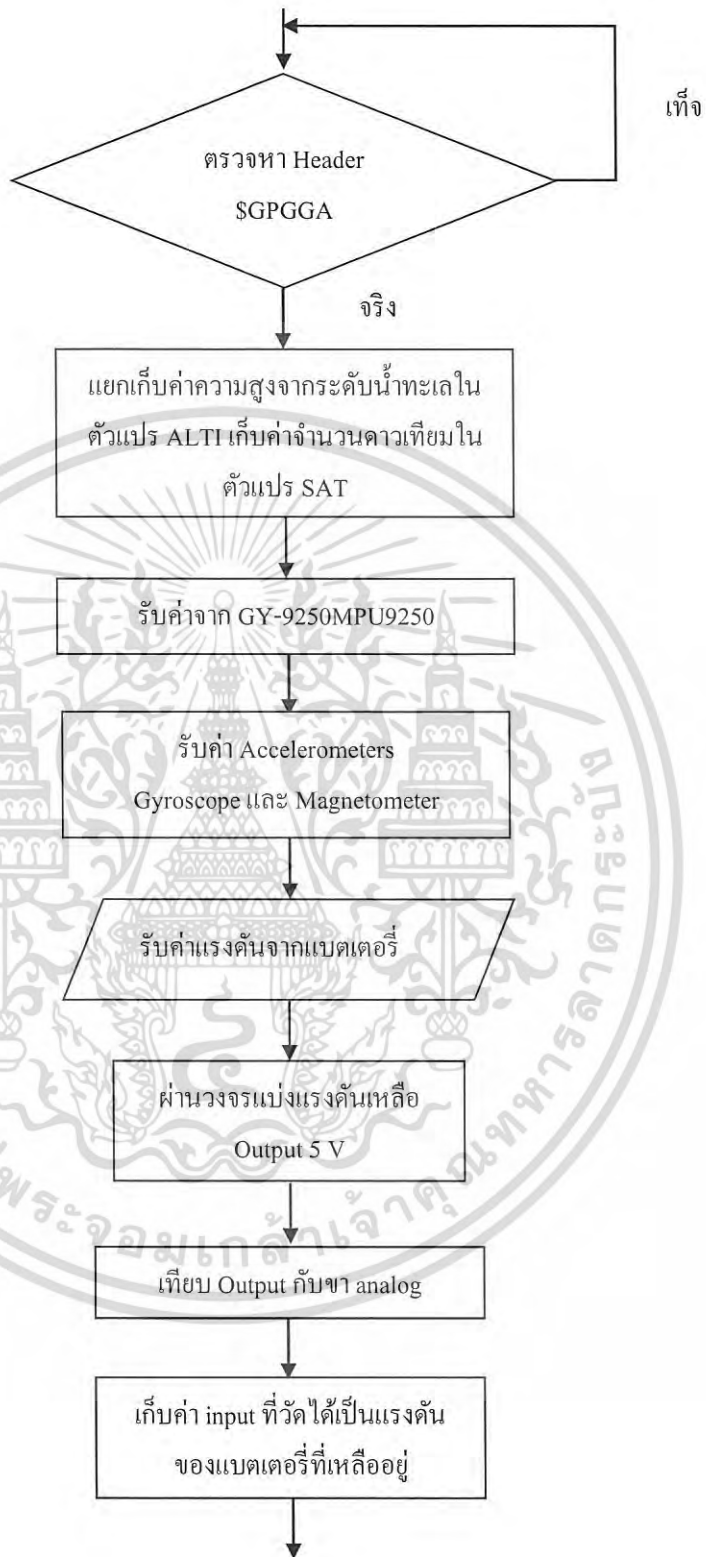
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Separate เป็นสถานะที่บ่งบอกว่าที่ความสูง 300 เมตร จะมีการปล่อย heat shield แยกออกจาก CanSat และ ณ เวลาเดียวกันนั้นก็มีการปล่อยร่มชูชีพเพื่อใช้งาน และการทำงานของโมดูลกล้องในการถ่ายวิดีโอขณะที่ปล่อย heat shield ไปพร้อมๆกัน

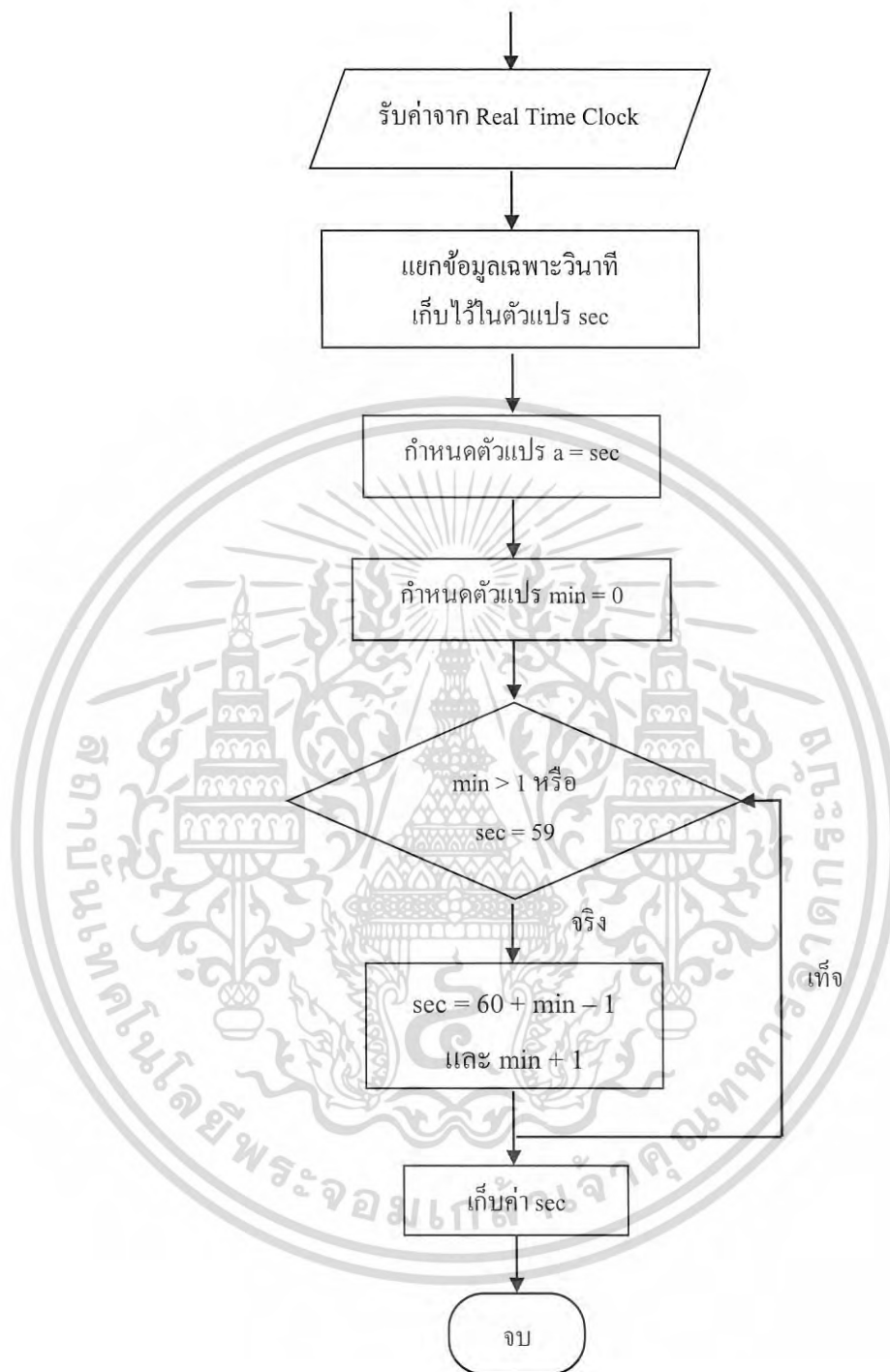
Landed เป็นสถานะแจ้งขณะที่แบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กตกลงสู่พื้นดิน



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.24 Flowchart แสดงการอ่านค่าจากเซนเซอร์ทั้งหมด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Flowchart แสดงการทำงาน โดยละเอียดของการอ่านค่าจากเซ็นเซอร์ทั้งหมด โดยจะแสดงในภาพที่ 3.23 ซึ่งประกอบไปด้วยการทำงานของ GY-BMEP280, GY-NEO6MV2, GY-9250MPU9250, Power voltage circuit และ Real Time Clock Modules DS1307 ตามลำดับ โดยเริ่มจากการรับค่าจากเซ็นเซอร์ BME 280 ซึ่งประกอบด้วย ค่าความดัน ความชื้น และอุณหภูมิ จากนั้นทำการแยกข้อมูลเล็กน้อยและส่งค่าและจัดเก็บค่าอุณหภูมิลง SD Card แยกค่าความดันที่ได้นำไปหาความสูงจากระดับน้ำทะเลกลาง และส่งค่าค่าความดัน และความสูงจากระดับน้ำทะเลกลางและจัดเก็บใน SD Card จากนั้นตามด้วยการรับค่าและอ่านค่าจากโมดูล GY-NEO6MV2 โดยต้องการข้อมูล วัน เวลา ละติจูด ลองจิจูด และความเร็ว จากในส่วนของheader \$GPRMC และข้อมูลความสูงจากระดับน้ำทะเลกลางจาก header \$GPGLA ก่อนที่จะจัดเก็บค่าลง SD Card ต่อมาอ่านค่าจากGY-9250MPU9250 ซึ่งจะรับค่า Accelerometers, Gyroscope และ Magnetometer แล้วรับค่าแรงดันจากแบตเตอรี่ นำมาผ่านวงจรแบ่งแรงดันให้เหลือ 5 V และทำการเทียบ Output กับขา analog จะได้เป็นค่าแรงดันของแบตเตอรี่ที่เหลืออยู่ จากนั้นรับค่าจาก Real Time Clock Sensor โดยแยกเก็บค่าเฉพาะวินาที เพื่อนำเป็นการนับเวลาในภารกิจการแข่งขัน และจัดเก็บลง SD Card

3.3 การจัดเก็บผลการทดลอง

3.3.1 การทดสอบการทำงานของ SENSOR SUBSYSTEM

เซ็นเซอร์วัดสภาพอากาศ GY-BMEP280

ทำการทดสอบของอุณหภูมิ โดยทำการวัดค่าอุณหภูมิของสภาพอากาศทั้ง 3 ครั้ง ที่อุณหภูมิแตกต่างกันคือที่ อุณหภูมิภายนอก อาคารอุณหภูมิห้องปรับอากาศ และอุณหภูมิภายในตู้เย็นตามลำดับแล้วทำการหาค่าเฉลี่ยเพื่อทำการเปรียบเทียบค่าอุณหภูมิที่วัดได้จากเทอร์โมมิเตอร์ และทำการบันทึกผล

เซ็นเซอร์ GPS GY-NEO6MV2

ทำทดสอบของเซ็นเซอร์ GPS GY-NEO6MV2 โดยทำการรับข้อมูลที่ได้จากเซ็นเซอร์ GPS GY-NEO6MV2 และวัดค่าสัญญาณบิตข้อมูลที่ได้ออกมา Rx ของอุปกรณ์จากออสซิลโลสโคป และทำการถอดรหัสข้อมูลที่ได้ออกมา

การทดสอบการทำงานของความสูงที่เปลี่ยนแปลงจากระดับน้ำทะเลกลาง

โดยทำการทดสอบจากดาวเทียม GPS นำ CanSat ผูกกับเชือกแล้วอ่านค่าความสูงจากระดับน้ำทะเลกลางที่ได้จากความดันและ GPS ในตำแหน่งนั้น แล้วบันทึกค่า จากนั้นปล่อยเชือกทีละ 1 เมตรแล้วทำการบันทึกค่าความสูงจากระดับน้ำทะเลกลางที่ได้จากโมดูล BME280 และ GPS GY-NEO6MV2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เซ็นเซอร์ POWER VOLTAGE

ทำการทดสอบการอ่านค่าของ Power Voltage เทียบกับค่าจากแหล่งจ่ายไฟที่ป้อนเข้ามาโดยทำการวัดที่ค่าแรงดันแตกต่างกัน 4 ค่า ดังนี้ 3V, 5V, 7V และ 9V ตามลำดับ โดยทำการหาค่าเฉลี่ยและเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน

เซ็นเซอร์ความเร่ง 9 แกน GY-9250

ทำการทดสอบ GY-9250 โดยทำการวัดค่า Accelerometers, Gyroscope และ Magnetometer ซึ่ง Accelerometers หรือการเคลื่อนไหวทั้ง 3 แกน (x,y,z) โดยจะวัดเทียบกับการสังเกตการปรับเปลี่ยนทิศทางการเคลื่อนที่ของโมดูลตามมุมต่างๆที่ทดสอบในแนวแกน x,y,z โดยนำค่าที่ได้จากการทดสอบโดยทำการสุ่ม 10 ค่าของมุมนั้นๆนำมาเฉลี่ยรวมทั้ง 3 แกน พร้อมทั้งหาเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อนและวัดสัญญาณบิตข้อมูลของค่า Accelerometers และ Gyroscope โดยแสดงข้อมูล ความเร่งในแนวแกน x (High), ความเร่งในแนวแกน x (Low), ความเร่งในแนวแกน y (High), ความเร่งในแนวแกน y (Low), ความเร่งในแนวแกน z (High), ความเร่งในแนวแกน z (Low), Gyroscope แกน x (High), Gyroscope แกน x (Low), Gyroscope แกน y (High), Gyroscope แกน y (Low), Gyroscope แกน z (High) และ Gyroscope แกน z (Low)

การวัดค่า Magnetometer หรือ Compass (สนามแม่เหล็กโลกหรือเข็มทิศ) ทั้ง 4 ทิศ ได้แก่ ทิศเหนือ ทิศตะวันออก ทิศใต้ และทิศตะวันตก ตามลำดับ โดยเทียบกับเข็มทิศแบบดัดลับ และแสดงค่าบนจอที่อ่านได้จากโมดูลทั้ง 4 ทิศ พร้อมทั้งหาเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน

Raspberry Pi Camera Board v1.3

ทำการอัดวิดีโอที่ความละเอียดต่างๆในอัตราเฟรม 30 และ 60 โดยเปรียบเทียบหน่วยความจำที่ใช้ในการบันทึกวิดีโอกับหน่วยความจำที่บรรจุในแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็ก เพื่อให้เพียงพอต่อการใช้งานในการอัดวิดีโอ 1-2 นาที

3.3.2 การทดสอบการทำงานของ ELECTRICAL POWER SUBSYSTEM

วัดการใช้กำลังและกระแสไฟฟ้าของอุปกรณ์แต่ละชนิดและพลังงานโดยรวมที่ใช้ในการทำงานทั้งหมด พร้อมทั้งเวลาในการใช้งานของแบตเตอรี่ 9 โวลต์ 1 ก้อน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3.3 การทดสอบการทำงานของ COMMUNICATION AND DATA HANDLING SUBSYSTEM

Real Time Clock Modules DS1307

ทำการวัดสัญญาณบิตข้อมูลจาก Tiny Real Time Clock Modules โดยแสดงข้อมูลขา SCL และ SDA ของ IC เบอร์ DS 1307 จะแสดงข้อมูลเรียงตามลำดับ ตั้งแต่ 7 bit DS1307 address คือ 1101000, R/ W (Read/Write) , A (Acknowledge) , register address จากนั้นตามด้วยข้อมูล second , minutes, hours, day, date, month, year โดยจะเลือกใช้ข้อมูล second เพียงนับเวลาเป็นวินาทีเท่านั้น

Microstrip dipole antenna 2.4 GHz

ทำการทดสอบคุณสมบัติการใช้งานของสายอากาศ Microstrip dipole 2.4 GHz ที่ทำการออกแบบและประดิษฐ์ขึ้น โดยทำการวัดค่า S11, Bandwidth, ความถี่กลาง, VSWR, รูปแบบการแพร่กระจาย และวัดค่า Gain ของสายอากาศ รวมถึงการใช้งานร่วมกับ XBEE PRO S1 ในการส่งข้อมูลไปยังภาครับ

3.3.4 การทดสอบการทำงานของ MECHANICAL SUBSYSTEM

Aero-braking heat shield

ทดสอบการ drop test โดยทำการเตรียมถุงทรายถุงละ 100 กรัม ใส่ในภาชนะที่ติดกับ Aero-braking heat shield ที่ระดับความสูงประมาณ 50 เมตร ทำการปล่อย Aero-braking heat shield ร่อนลงมาจากตึกแล้วทำการจับเวลา แล้วคำนวณหาความเร็วของ Aero-braking heat shield จากสูตร $v=s/t$ ทำการทดสอบ 3 ครั้ง แล้วบันทึกผลเพื่อหาค่าเฉลี่ยจากนั้นทำการทดสอบเช่นเดิมแต่เพิ่มถุงทรายทีละ 100 กรัม จนครบ 400 กรัม แล้วเปรียบเทียบค่าที่คำนวณได้ตามทฤษฎี

ร่มชูชีพ (Parachute)

โดยทำการเตรียมถุงทรายถุงละ 100 กรัม ใส่ในภาชนะที่ติดกับร่มชูชีพ แล้วปล่อยที่ระดับความสูง 55 เมตร จากนั้นจับเวลาที่ร่มชูชีพและภาชนะที่บรรจุถุงทรายใช้เคลื่อนที่ลงถึงพื้นดิน แล้วคำนวณหาความเร็วของร่มชูชีพและภาชนะที่บรรจุถุงทรายหนัก 100 กรัม จากสูตร $v = s/t$ ทำการทดสอบซ้ำ 3 ครั้ง แล้วบันทึกผลเพื่อหาค่าเฉลี่ย จากนั้นทำการทดสอบเช่นเดิมแต่เพิ่มถุงทรายทีละ 100 กรัม จนครบ 700 กรัม แล้วบันทึกผลการทดลองเปรียบเทียบกับค่าคำนวณที่ได้ตามทฤษฎี

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4 ผลการวิจัย

4.1 ผลการทดสอบการทำงานของ SENSOR SUBSYSTEM

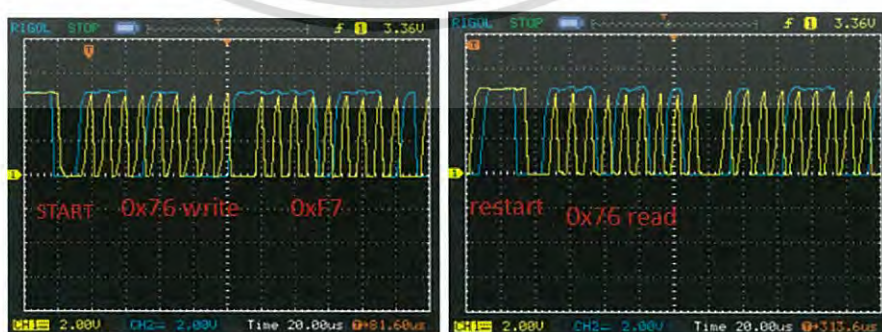
4.1.1 ผลการทดสอบของ GY-BMEP280

โดยจากการวัดค่าอุณหภูมิของสภาพอากาศทั้ง 3 ครั้งที่อุณหภูมิแตกต่างกันคือที่อุณหภูมิภายนอกอาคาร อุณหภูมิห้องปรับอากาศ และอุณหภูมิภายในตู้เย็น ตามลำดับ ซึ่งเมื่อนำไปหาค่าความคลาดเคลื่อนจะได้ดังตารางที่ 4.1

ตารางที่ 4.1 เปรียบเทียบค่าที่วัดได้จากเซ็นเซอร์โมดูล GY-BMEP 280 กับค่าที่วัดจากเทอร์โมมิเตอร์ (อ้างอิง) ในสภาพแวดล้อม 3 สภาวะ

สภาพแวดล้อม	ค่าที่วัดจากเทอร์โมมิเตอร์	ค่าที่วัดได้จากเซ็นเซอร์โมดูล GY-BMEP 280	ค่าความผิดพลาด (%)
อุณหภูมิภายนอกอาคาร	33.00°C	33.10°C	0.30
อุณหภูมิห้องปรับอากาศ	27.00°C	27.28°C	1.04
อุณหภูมิภายในตู้เย็น	6.00°C	6.11°C	1.83
	เฉลี่ย		1.06

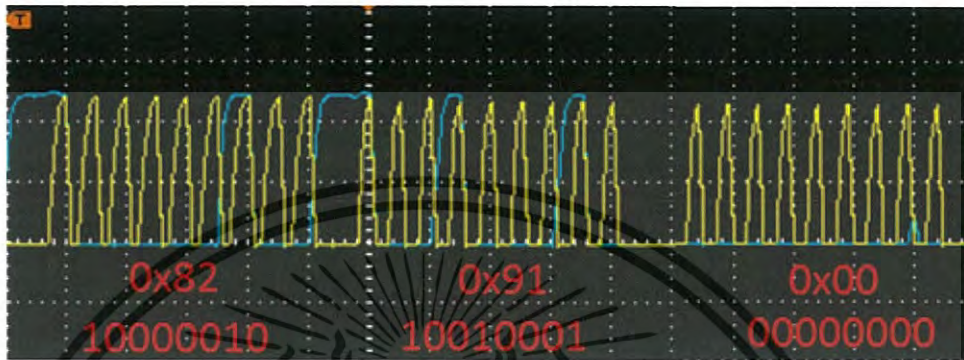
จากตารางที่ 4.1 ซึ่งเป็นการเปรียบเทียบค่าที่วัดได้จากเซ็นเซอร์โมดูลกับค่าที่วัดจากเทอร์โมมิเตอร์ (อ้างอิง) ในสภาพแวดล้อม 3 สภาวะ พบว่าค่าที่ได้จากอุปกรณ์จะมีค่าความคลาดเคลื่อนเกิดขึ้นจริงเฉลี่ย 1.06 %



ภาพที่ 4.1 ค่าสัญญาณบิตข้อมูลจากโมดูลGY-BMEP280

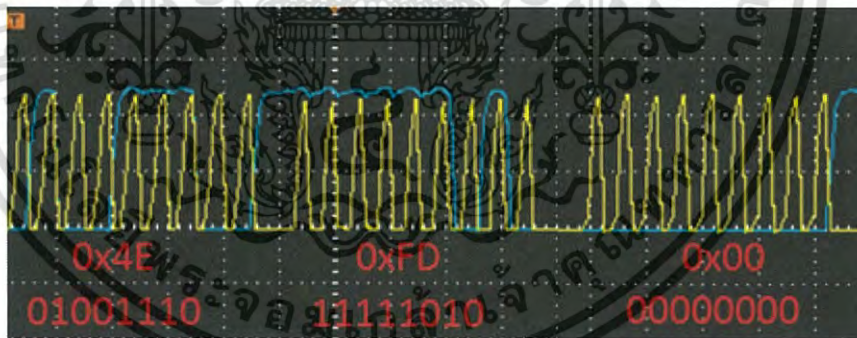
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากภาพที่ 4.1 ค่าสัญญาณบิตข้อมูลจาก โมดูล GY-BMEP 280 แสดงข้อมูลเป็นดังนี้ CH1:SCL , CH2:SDA , Address BME280 = 0x76 และ Register 0xF7 - 0xF9 เป็นค่าความดัน, Register 0xFA - 0xFC เป็นค่าอุณหภูมิ และตามด้วย Register 0xFD – 0xFE เป็นค่าความชื้น



ภาพที่ 4.2 ค่าสัญญาณบิตข้อมูลจาก โมดูล GY-BMEP280 (ค่าอุณหภูมิ)

จากภาพที่ 4.2 แสดงค่าสัญญาณบิตที่วัดจาก Oscilloscope ซึ่งมีค่าอุณหภูมิ 82910 และค่าสัญญาณบิตที่วัดจาก Oscilloscope ของค่าความดันมีค่าเท่ากับ 4EFD0 แสดงดังภาพที่ 4.3



ภาพที่ 4.3 สัญญาณบิตข้อมูลจากโมดูลGY-BMEP280 (ค่าความดัน)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

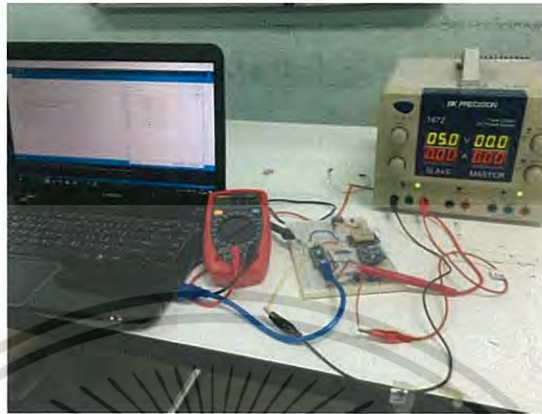
ตารางที่ 4.2 ค่าเปรียบเทียบระดับความสูงจากระดับน้ำทะเลกลางที่เปลี่ยนแปลงไปได้ค่าจาก GPS และที่ได้จากค่าความดัน

ความยาวเชือกจากคาน้ำ(เมตร)	ความสูงที่เปลี่ยนแปลง(เมตร)	
	ค่าจาก GPS (เมตร)	ค่าจากความดัน (เมตร)
0	-	-
1	1.50	0.34
2	0.90	1.00
3	0.40	0.51
4	3.90	1.25
5	5.30	1.34
6	0.40	0.92
7	6.20	1.18
8	3.70	1.08
9	3.40	0.92
10	2.70	1.09
ความยาวที่เปลี่ยนแปลงเฉลี่ย	2.84	0.96

จากตารางที่ 4.2 ค่าเปรียบเทียบระดับความสูงจากระดับน้ำทะเลกลางที่เปลี่ยนแปลงไปได้ค่าจาก GPS และที่ได้จากค่าความดัน พบว่าค่าความสูงจากระดับน้ำทะเลกลางที่ได้จากค่าความดันมีค่าใกล้เคียงกว่าความสูงจากระดับน้ำทะเลกลางที่ได้จากค่า GPS และมีความคลาดเคลื่อนเท่ากับ 3.70 เปอร์เซ็นต์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.1.4 ผลการทดสอบของ POWER VOLTAGE



ภาพที่ 4.5 การวัดค่าของแหล่งจ่ายไฟโดยใช้ Power Voltage

จากภาพที่ 4.5 ทดสอบการอ่านค่าของ Power Voltage Circuit เทียบกับค่าจากแหล่งจ่ายไฟที่ป้อนเข้ามา โดยทำการวัดที่ค่าแรงดันแตกต่างกัน 4 ค่า ดังนี้ 3V, 5V, 7V และ 9V ตามลำดับ แสดงดังตารางที่ 4.3

ตารางที่ 4.3 ค่าแรงดันจาก Power Voltage Sensor และ แหล่งจ่ายไฟ

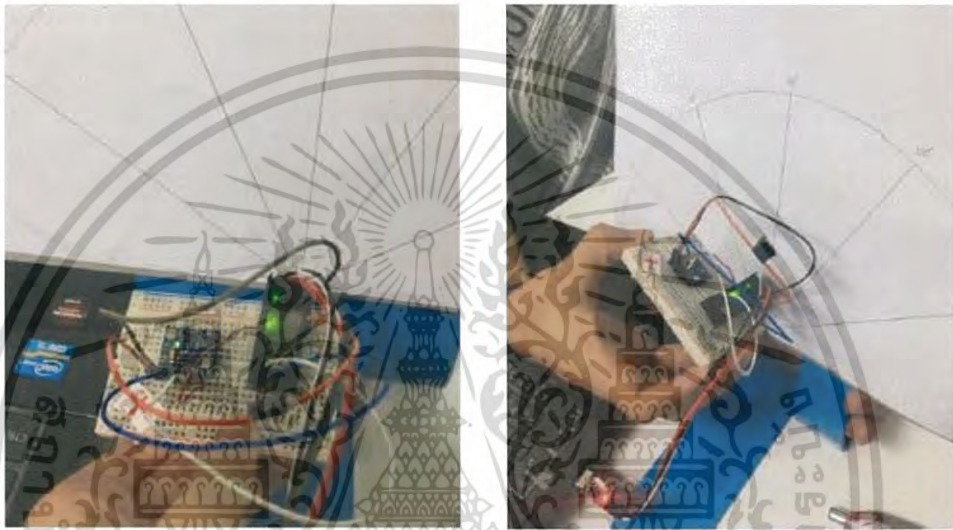
ค่าที่	ค่าที่วัดได้จาก Power Voltage Sensor			
	3 V	5 V	7 V	9 V
1	2.63	4.75	6.90	9.07
2	2.68	4.80	6.95	9.05
3	2.70	4.72	6.87	9.07
4	2.65	4.80	6.92	9.12
5	2.70	4.82	6.95	9.09
ค่าเฉลี่ย	2.67	4.78	6.92	9.08
% คลาดเคลื่อน	10.93	4.40	1.14	0.89

จากตารางที่ 4.3 แสดงข้อมูลจากการทดสอบการวัดแรงดันของ Power Voltage Circuit เทียบกับค่าแรงดันจากแหล่งจ่ายไฟที่ระดับแรงดัน 3V, 5V, 7V และ 9V ทำการหาค่าเฉลี่ยและเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน โดยหาเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อนของ Power Voltage Circuit มีค่าเท่ากับ 4.34 %

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.1.5 ผลการทดสอบของ GY-9250MPU9250

โดยทำการวัดค่า Accelerometers หรือการเคลื่อนไหวทั้ง 3 แกน (x,y,z) กับ การสังเกตปรับเปลี่ยนทิศทางการเคลื่อนที่ของโมดูลตามมุมต่างๆ ที่ทำการทดสอบในแนวแกน x,y,z แสดงดังภาพที่ 4.6, 4.8 และ 4.10 ตามลำดับ โดยนำค่าที่ได้จากการทดสอบ โดยทำการสุ่ม 10 ค่าของมุมนั้นๆ นำมาเฉลี่ยรวมทั้งในแนวแกน x,y,z แสดงดังตารางที่ 4.5, 4.6 และ 4.7 ตามลำดับ



ภาพที่ 4.6 การปรับระดับทิศทางการเคลื่อนที่ของโมดูลตามมุมในแนวแกน x (มุม 0 และ 30 องศา ตามลำดับ)

COM4	COM4
Angle of inclination in X axis = 359.99°	Angle of inclination in X axis = 31.43°
Angle of inclination in X axis = 0.26°	Angle of inclination in X axis = 30.07°
Angle of inclination in X axis = 359.96°	Angle of inclination in X axis = 30.48°
Angle of inclination in X axis = 1.01°	Angle of inclination in X axis = 30.78°
Angle of inclination in X axis = 1.86°	Angle of inclination in X axis = 30.66°
Angle of inclination in X axis = 1.22°	Angle of inclination in X axis = 30.42°
Angle of inclination in X axis = 0.56°	Angle of inclination in X axis = 30.97°
Angle of inclination in X axis = 0.80°	Angle of inclination in X axis = 31.15°
Angle of inclination in X axis = 0.66°	Angle of inclination in X axis = 30.50°
Angle of inclination in X axis = 0.85°	Angle of inclination in X axis = 30.70°
Angle of inclination in X axis = 0.44°	Angle of inclination in X axis = 30.41°
Angle of inclination in X axis = 0.68°	Angle of inclination in X axis = 30.60°
Angle of inclination in X axis = 0.70°	Angle of inclination in X axis = 30.24°
Angle of inclination in X axis = 0.62°	Angle of inclination in X axis = 30.46°
Angle of inclination in X axis = 0.77°	Angle of inclination in X axis = 30.81°
Angle of inclination in X axis = 0.23°	Angle of inclination in X axis = 30.78°

ภาพที่ 4.7 มุมจากการอ่านค่าจากตัวโมดูลในแนวแกน x (มุม 0 และ 30 องศา ตามลำดับ)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากภาพที่ 4.7 เป็นค่ามุมที่อ่านได้จากการปรับทิศทางการเคลื่อนที่ของโมดูลให้สัมพันธ์กันในแนวแกน x ดังแสดงในรูปที่ 4.4 (ที่มุม 0 และ 30 องศา ตามลำดับ)

ตารางที่ 4.4 ค่าของมุมต่างๆที่วัดได้จากโมดูลGY-9250MPU9250 ในแนวแกน x

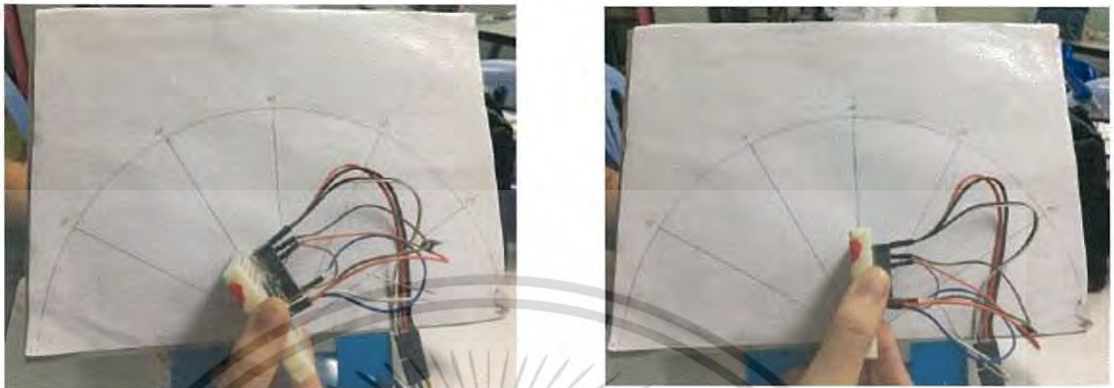
ค่ามุมที่	มุม (องศา)						
	0	30	60	90	120	150	180
1	359.99	30.66	60.30	90.97	119.06	150.70	180.94
2	359.96	30.36	59.68	90.74	119.57	150.51	181.23
3	1.01	31.15	58.91	90.95	118.80	150.35	179.83
4	1.22	30.42	60.09	90.44	119.52	150.47	179.73
5	0.56	30.97	60.21	90.62	119.01	150.72	179.75
6	0.80	30.46	60.70	90.32	119.57	150.45	180.06
7	0.66	30.36	60.78	89.91	118.84	150.94	180.29
8	0.44	30.51	60.53	89.84	119.72	150.64	180.30
9	0.56	30.52	60.30	89.99	119.20	150.68	180.16
10	0.96	29.56	60.10	90.20	120.05	150.58	180.01
เฉลี่ยรวม	0.616	30.497	60.16	90.398	119.334	150.604	180.23
เปอร์เซ็นต์ ความคลาด เคลื่อน(%)	0.17	1.66	0.27	0.44	0.56	0.40	0.13

จากตารางที่ 4.4 แสดงค่ามุม 10 ค่าของค่ามุมการเคลื่อนที่ของโมดูลแต่ละมุมในแนวแกน x ทั้งหมด 7 มุม นั่นคือ 0,30,60,90,120,150 และ 180 องศา ตามลำดับ ทำการเก็บค่าการปรับการเคลื่อนที่ของโมดูลทีละ 30 องศา จากนั้นนำค่า 10 ค่าของแต่ละองศา มาเฉลี่ยรวม พร้อมทั้งหาเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน ดังสรุปค่ามุมที่วัดได้ในแนวแกน x ได้ดังนี้

ที่มุม 0 องศา	เฉลี่ยรวม	0.616 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.17 %
ที่มุม 30 องศา	เฉลี่ยรวม	30.497 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 1.66 %
ที่มุม 60 องศา	เฉลี่ยรวม	60.16 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.27 %
ที่มุม 90 องศา	เฉลี่ยรวม	90.398 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.44 %
ที่มุม 120 องศา	เฉลี่ยรวม	119.334 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.56 %
ที่มุม 150 องศา	เฉลี่ยรวม	150.604 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.40 %

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ที่มุม 180 องศา เฉลี่ยรวม 180.230 องศา มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.13 %



ภาพที่ 4.8 การปรับระดับทิศทางเคลื่อนที่ของโมดูลตามมุมในแนวแกน y (มุม 60 และ 90 องศา ตามลำดับ)

COM4	COM4
Angle of inclination in Y axis = 60.16°	Angle of inclination in Y axis = 88.97°
Angle of inclination in Y axis = 60.01°	Angle of inclination in Y axis = 89.45°
Angle of inclination in Y axis = 59.47°	Angle of inclination in Y axis = 88.44°
Angle of inclination in Y axis = 61.37°	Angle of inclination in Y axis = 89.03°
Angle of inclination in Y axis = 60.39°	Angle of inclination in Y axis = 88.95°
Angle of inclination in Y axis = 61.34°	Angle of inclination in Y axis = 90.49°
Angle of inclination in Y axis = 60.67°	Angle of inclination in Y axis = 89.94°
Angle of inclination in Y axis = 60.17°	Angle of inclination in Y axis = 90.24°
Angle of inclination in Y axis = 60.13°	Angle of inclination in Y axis = 91.07°
Angle of inclination in Y axis = 60.01°	Angle of inclination in Y axis = 90.51°
	Angle of inclination in Y axis = 90.63°

ภาพที่ 4.9 มุมจากการอ่านค่าจากตัวโมดูลในแนวแกน y (มุม 60 และ 90 องศา ตามลำดับ)

ตารางที่ 4.5 ค่าของมุมต่างๆที่วัดได้จาก โมดูล GY-9250MPU9250 ในแนวแกน y

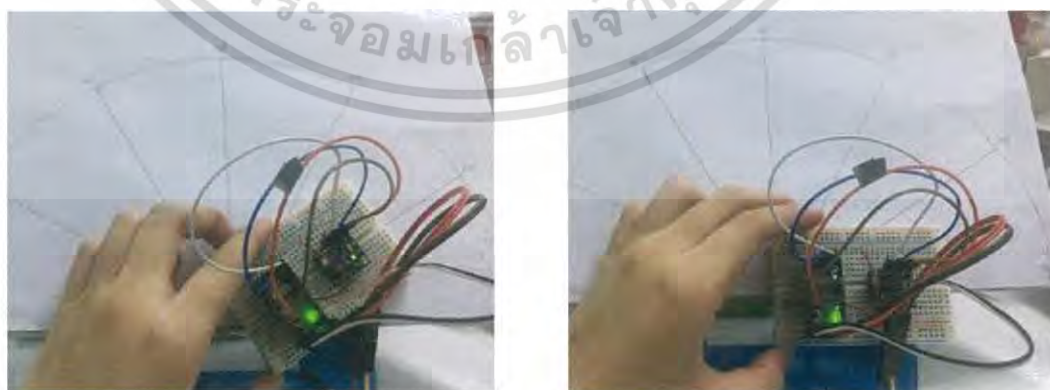
ค่ามุมที่	มุม (องศา)						
	0	30	60	90	120	150	180
1	0.88	29.45	60.16	89.45	120.25	149.40	176.22
2	0.96	29.92	60.01	88.44	120.53	150.29	180.60
3	1.23	30.78	59.47	89.03	120.87	151.08	180.70
4	1.23	29.72	60.67	90.49	119.90	151.78	180.80
5	1.17	29.53	60.17	89.94	121.01	150.77	180.85

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

6	1.03	29.91	60.13	90.27	120.04	151.06	180.43
7	0.85	30.04	60.01	90.01	120.18	150.46	178.82
8	1.05	30.14	60.61	90.99	120.64	151.42	179.41
9	0.92	30.10	59.99	90.70	120.35	151.19	180.26
10	1.07	29.07	59.93	90.25	120.65	151.02	179.90
เฉลี่ยรวม	1.039	29.866	60.115	89.957	120.442	150.847	179.799
เปอร์เซ็นต์ ความคลาด เคลื่อน(%)	0.29	0.45	0.19	0.05	0.37	0.56	0.11

จากตารางที่ 4.5 แสดงค่ามุม 10 ค่าของค่ามุมการเคลื่อนที่ของโมดูลแต่ละมุมในแนวแกน y ทั้งหมด 7 มุม นั่นคือ 0,30,60,90,120,150 และ 180 องศา ตามลำดับ ทำการเก็บค่าการปรับการเคลื่อนที่ของโมดูลทีละ 30 องศา จากนั้นนำค่า 10 ค่าของแต่ละองศา มาเฉลี่ยรวม พร้อมทั้งหาเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน ดังสรุปค่ามุมที่วัดได้ในแนวแกน y ได้ดังนี้

ที่มุม 0 องศา	เฉลี่ยรวม	1.039 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.29 %
ที่มุม 30 องศา	เฉลี่ยรวม	29.866 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.45 %
ที่มุม 60 องศา	เฉลี่ยรวม	60.115 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.19 %
ที่มุม 90 องศา	เฉลี่ยรวม	89.957 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.05 %
ที่มุม 120 องศา	เฉลี่ยรวม	120.442 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.37 %
ที่มุม 150 องศา	เฉลี่ยรวม	150.847 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.56 %
ที่มุม 180 องศา	เฉลี่ยรวม	179.799 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.11 %



ภาพที่ 4.10 การปรับระดับทิศทางารเคลื่อนที่ของ โมดูลตามมุมในแนวแกน z (มุม 150 และ 180 องศา ตามลำดับ)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

COM4

Angle of inclination in Z axis = 149.72°
 Angle of inclination in Z axis = 149.95°
 Angle of inclination in Z axis = 150.28°
 Angle of inclination in Z axis = 150.35°
 Angle of inclination in Z axis = 150.11°
 Angle of inclination in Z axis = 149.87°
 Angle of inclination in Z axis = 150.61°
 Angle of inclination in Z axis = 150.21°
 Angle of inclination in Z axis = 150.57°
 Angle of inclination in Z axis = 150.29°
 Angle of inclination in Z axis = 150.50°
 Angle of inclination in Z axis = 150.23°
 Angle of inclination in Z axis = 150.01°
 Angle of inclination in Z axis = 150.41°
 Angle of inclination in Z axis = 150.44°
 Angle of inclination in Z axis = 150.01°

COM4

Angle of inclination in Z axis = 181.12°
 Angle of inclination in Z axis = 181.29°
 Angle of inclination in Z axis = 180.79°
 Angle of inclination in Z axis = 180.63°
 Angle of inclination in Z axis = 180.52°
 Angle of inclination in Z axis = 180.60°
 Angle of inclination in Z axis = 180.46°
 Angle of inclination in Z axis = 180.39°
 Angle of inclination in Z axis = 180.71°
 Angle of inclination in Z axis = 180.63°
 Angle of inclination in Z axis = 180.99°
 Angle of inclination in Z axis = 180.68°
 Angle of inclination in Z axis = 180.65°
 Angle of inclination in Z axis = 180.24°
 Angle of inclination in Z axis = 180.89°
 Angle of inclination in Z axis = 180.97°

ภาพที่ 4.11 มุมจากการอ่านค่าจากตัวโมดูลในแนวแกน z (มุม 150 และ 180 องศา ตามลำดับ)

ตารางที่ 4.6 ค่าของมุมต่างๆที่วัดได้จากโมดูล GY-9250MPU9250 ในแนวแกน z

ค่าลุ่มที่	มุม (องศา)						
	0	30	60	90	120	150	180
1	0.91	29.38	61.38	90.24	120.65	149.72	181.12
2	0.54	30.18	60.08	90.01	121.27	149.95	180.63
3	359.87	30.28	60.04	90.10	120.44	150.01	180.68
4	359.12	30.38	60.11	90.28	120.38	150.41	180.24
5	358.40	30.36	60.60	89.85	120.30	150.44	180.81
6	359.87	30.19	60.30	90.21	120.12	149.97	180.30
7	359.69	30.21	59.98	89.63	120.35	149.93	180.85
8	359.54	29.84	59.97	90.12	120.10	150.18	181.02
9	0.06	29.93	60.20	90.23	120.44	150.04	180.29
10	359.92	30.18	60.44	90.06	120.35	150.31	180.39
เฉลี่ยรวม	0.208	30.093	60.31	90.073	120.44	150.096	180.633
เปอร์เซ็นต์ ความคลาด เคลื่อน (%)	0.58	0.31	0.52	0.08	0.37	0.06	0.35

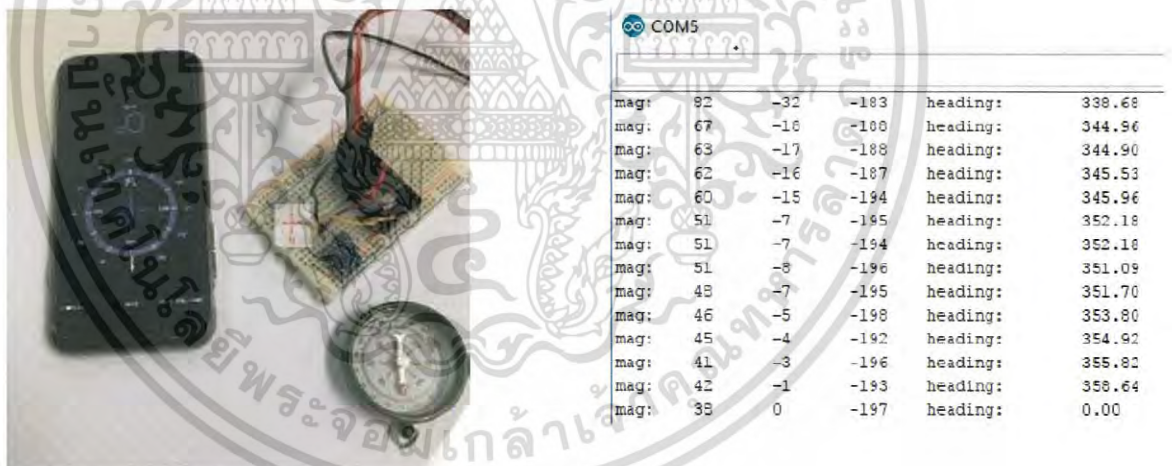
จากตารางที่ 4.6 แสดงค่าลุ่ม 10 ค่าของค่ามุมการเคลื่อนที่ของโมดูลแต่ละมุมในแนวแกน z ทั้งหมด 7 มุม นั่นคือ 0,30,60,90,120,150 และ 180 องศา ตามลำดับ ทำการเก็บค่าการปรับการเคลื่อนที่ของโมดูลที่ละ 30 องศา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากนั้นนำค่า 10 ค่าของแต่ละองศาเฉลี่ยรวม พร้อมทั้งหาเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน ดังสรุปค่ามุมที่วัดได้ในแนวแกน z ได้ดังนี้

ที่มุม 0 องศา เฉลี่ยรวม	0.208 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.58 %
ที่มุม 30 องศา เฉลี่ยรวม	30.093 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.31 %
ที่มุม 60 องศา เฉลี่ยรวม	60.31 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.52 %
ที่มุม 90 องศา เฉลี่ยรวม	90.073 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.08 %
ที่มุม 120 องศา เฉลี่ยรวม	120.44 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.37 %
ที่มุม 150 องศา เฉลี่ยรวม	150.096 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.06 %
ที่มุม 180 องศา เฉลี่ยรวม	180.633 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน 0.35 %

ทำการวัดค่า Magnetometer หรือ Compass (สนามแม่เหล็กโลกหรือเข็มทิศ) ของ ทั้ง 4 ทิศ ได้แก่ ทิศเหนือ ทิศตะวันออก ทิศใต้ และทิศตะวันตก ตามลำดับ โดยเทียบกับเข็มทิศแบบดัดแปลง และแสดงค่าบนจอที่อ่านได้จากโมดูลทั้ง 4 ทิศ ตามลำดับ แสดงดังภาพที่ 4.12, 4.13, 4.14 และ 4.15 ตามลำดับ



ภาพที่ 4.12 การเทียบทิศของ โมดูลกับเข็มทิศแบบดัดแปลงและแสดงค่าเป็นองศาของทิศเหนือ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



COM5

mag:	0	53	-168	heading:	90.00
mag:	0	54	-169	heading:	90.00
mag:	0	54	-172	heading:	90.00
mag:	0	52	-169	heading:	90.00
mag:	4	54	-156	heading:	85.76
mag:	0	48	-178	heading:	90.00
mag:	-1	49	-177	heading:	91.17
mag:	-2	49	-162	heading:	92.34
mag:	1	49	-184	heading:	88.83
mag:	1	49	-172	heading:	88.83
mag:	2	49	-177	heading:	87.66
mag:	2	48	-178	heading:	87.61
mag:	0	49	-176	heading:	90.00

ภาพที่ 4.13 การเทียบทิศของ โมดูลกับเข็มทิศแบบตลับและแสดงค่าเป็นองศาของทิศตะวันออก



COM5

mag:	-153	-3	-182	heading:	181.12
mag:	-152	-3	-182	heading:	181.13
mag:	-153	-3	-190	heading:	181.12
mag:	-153	-3	-185	heading:	181.12
mag:	-152	-3	-186	heading:	181.13
mag:	-152	-4	-192	heading:	181.51
mag:	-153	-4	-171	heading:	181.50
mag:	-152	-3	-188	heading:	181.13
mag:	-152	-4	-197	heading:	181.51
mag:	-152	-4	-190	heading:	181.51
mag:	-153	-4	-187	heading:	181.50
mag:	-153	-4	-189	heading:	181.50

ภาพที่ 4.14 การเทียบทิศของ โมดูลกับเข็มทิศแบบตลับและแสดงค่าเป็นองศาของทิศใต้



COM5

mag:	17	-338	-138	heading:	272.88
mag:	9	-342	-139	heading:	271.51
mag:	6	-341	-135	heading:	271.01
mag:	-1	-346	-142	heading:	269.83
mag:	-2	-344	-130	heading:	269.67
mag:	-1	-345	-140	heading:	269.83
mag:	0	-346	-130	heading:	270.00
mag:	2	-344	-131	heading:	270.33
mag:	2	-345	-136	heading:	270.33
mag:	3	-344	-132	heading:	270.50
mag:	4	-344	-129	heading:	270.67
mag:	3	-344	-128	heading:	270.50

ภาพที่ 4.15 การเทียบทิศของ โมดูลกับเข็มทิศแบบตลับและแสดงค่าเป็นองศาของทิศตะวันตก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

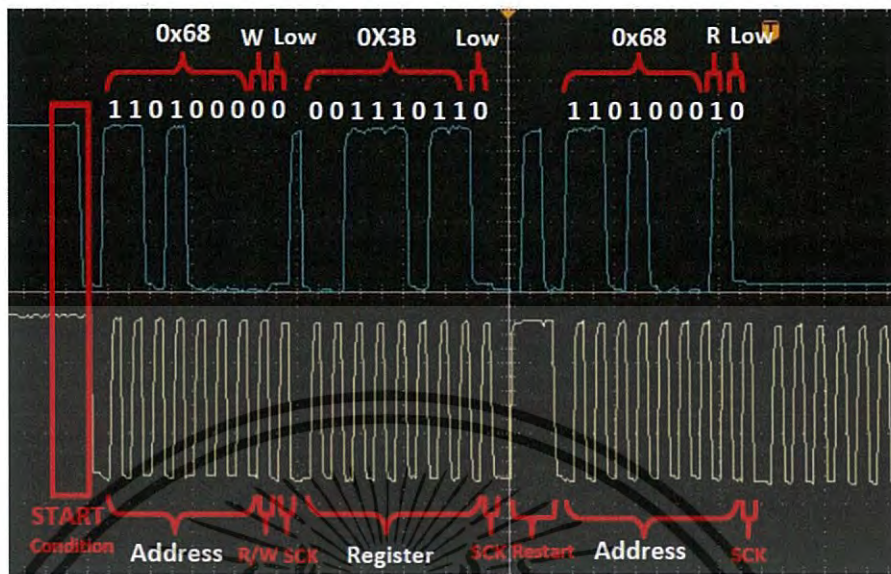
ตารางที่ 4.7 ทิศแสดงในหน่วยของสาขาโมดูล GY-9250MPU9250 ทั้ง 4 ทิศ

ค่ามุมที่	ทิศ (องศา)			
	ทิศเหนือ (0 องศา)	ทิศตะวันออก (90 องศา)	ทิศใต้ (180 องศา)	ทิศตะวันตก (270 องศา)
1	358.64	90.00	181.12	271.51
2	0.00	90.00	181.13	271.01
3	0.00	90.00	181.50	269.83
4	1.51	90.00	181.13	269.67
5	358.53	91.17	181.51	269.83
6	0.00	92.34	181.13	270.00
7	1.47	90.00	181.14	270.33
8	0.00	91.17	180.75	270.50
9	0.00	91.15	180.38	270.66
10	1.47	92.34	180.13	270.33
ค่าเฉลี่ยรวม	0.162	90.817	180.992	270.367
เปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน(%)	0.05	0.91	0.55	0.14

จากตารางที่ 4.7 แสดงค่ามุม 10 ค่าของทิศที่แสดงในหน่วยของสาขาทั้งหมด 4 ทิศ นั่นคือ ทิศเหนือ (0 องศา), ทิศตะวันออก (90 องศา), ทิศใต้ (180 องศา) และ ทิศตะวันตก (270 องศา) ตามลำดับ ทำการเก็บค่าในแต่ละทิศในการหันของโมดูล จากนั้นนำค่า 10 ค่าของแต่ละทิศมาเฉลี่ยรวม พร้อมทั้งหาเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน สรุปทิศ (หน่วยของสาขา) ของโมดูล GY-9250MPU9250 ทั้ง 4 ทิศ ได้ดังนี้

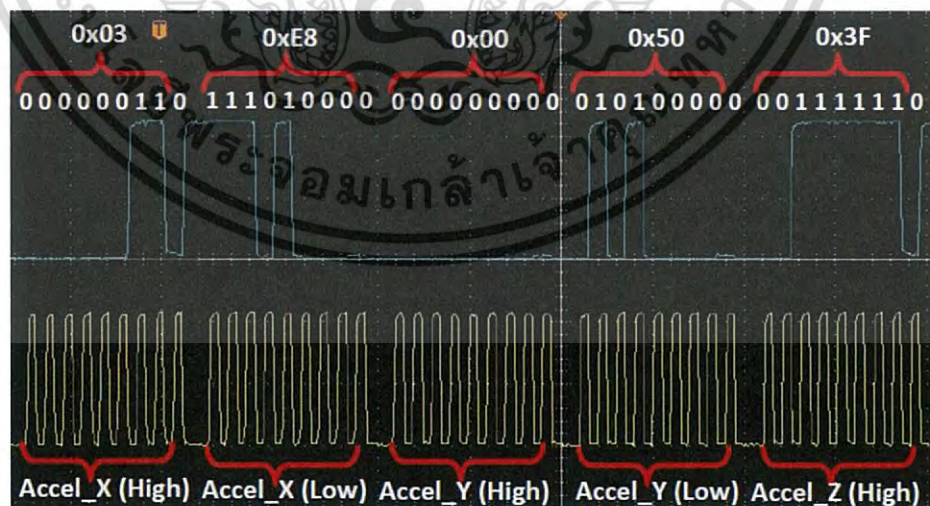
ทิศเหนือ 0 องศา	เฉลี่ยรวม	0.16 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน	0.05 %
ทิศตะวันออก 90 องศา	เฉลี่ยรวม	90.81 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน	0.91 %
ทิศใต้ 180 องศา	เฉลี่ยรวม	180.99 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน	0.55 %
ทิศตะวันตก 270 องศา	เฉลี่ยรวม	270.36 องศา	มีเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อน	0.14 %

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



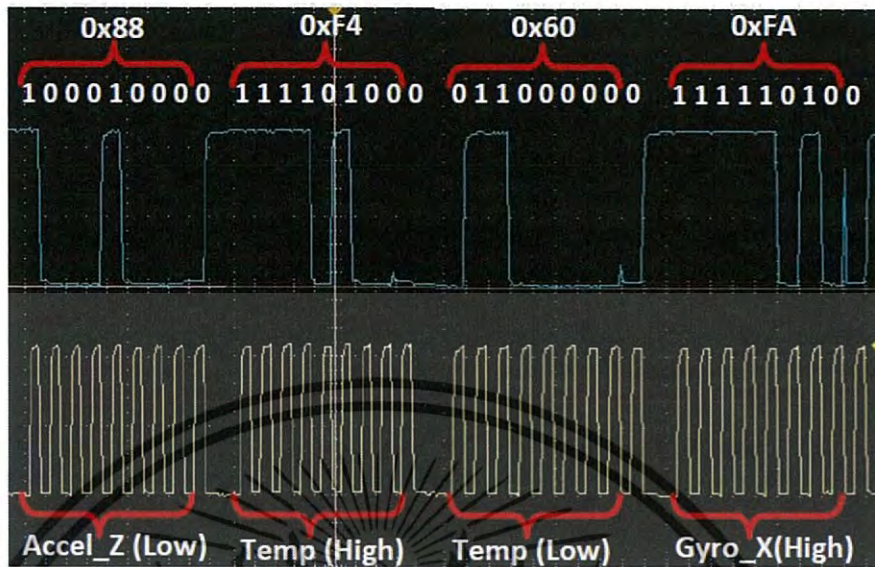
ภาพที่ 4.16 ค่าสัญญาณบิตจากโมดูล GY-9250MPU9250

จากภาพที่ 4.16 ค่าสัญญาณบิตข้อมูลจากโมดูล GY-9250MPU9250 แสดงข้อมูลเป็นดังนี้ CH1 คือ SCL (Serial Clock) CH2 คือ SDA (Signals serial data) และ Slave I2C Address ของชิป MPU9250 คือ 0x68 และ Register 0x3B จากนั้น Restart และเริ่ม Address 0x68 ใหม่อีกครั้ง แล้วตามด้วยข้อมูลตั้งแต่ไบต์ที่ 4 – 23 แสดงดังภาพที่ 4.17, 4.18, 4.19, 4.20 และ 4.21

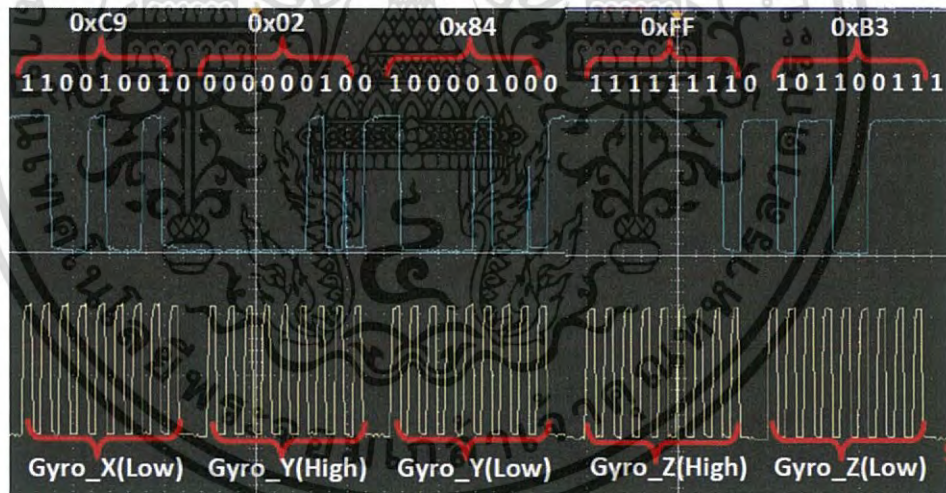


ภาพที่ 4.17 ค่าสัญญาณบิตข้อมูลจากโมดูล GY-9250MPU9250 (ไบต์ที่ 4-8)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

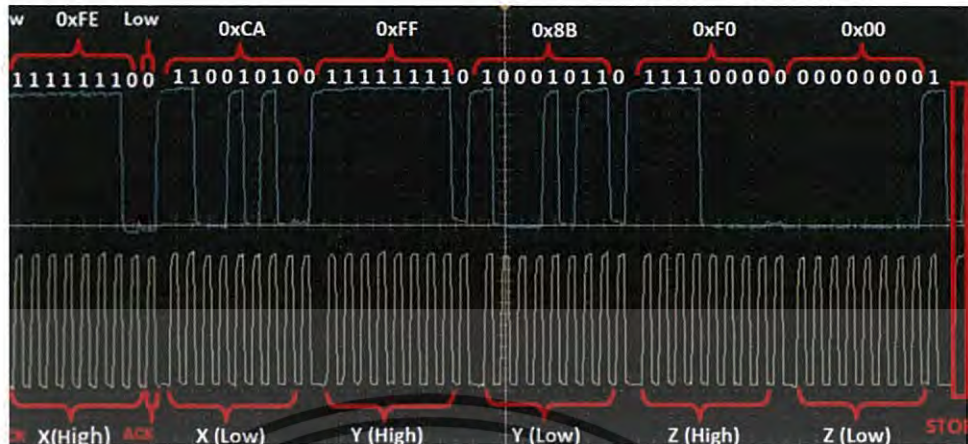


ภาพที่ 4.18 ค่าสัญญาณบิตข้อมูลจากโมดูล GY-9250MPU9250 (ไบต์ที่ 9-12)



ภาพที่ 4.19 ค่าสัญญาณบิตข้อมูลจากโมดูล GY-9250MPU9250 (ไบต์ที่ 13-17)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 4.20 ค่าสัญญาณบิตข้อมูลจากโมดูล GY-9250MPU9250 (ไบต์ที่ 18-23)

ค่าสัญญาณบิตข้อมูลที่ได้ตั้งแต่ไบต์ที่ 4-23 แสดงข้อมูล ความเร่งในแนวแกน x (High), ความเร่งในแนวแกน x (Low), ความเร่งในแนวแกน y (High), ความเร่งในแนวแกน y (Low), ความเร่งในแนวแกน z (High), ความเร่งในแนวแกน z (Low), อุณหภูมิ (High), อุณหภูมิ (Low), Gyroscope แกน x (High) , Gyroscope แกน x (Low), Gyroscope แกน y (High), Gyroscope แกน y (Low), Gyroscope แกน z (High) และ Gyroscope แกน z (Low) ตามลำดับ และ Magnetometer x (High), Magnetometer x (Low), Magnetometer y (High), Magnetometer y (Low), Magnetometer z (High), Magnetometer z (Low) และตามด้วยบิต STOP ตามลำดับ

การหาค่าของอุปกรณ์ในแต่ละแกนสามารถหาค่าได้โดยนำค่าที่อ่านได้มาผ่านการ AND GATE กับ แอคเตอรส์ของค่าที่อ่านได้ในแต่ละแกน

ค่าที่แสดงผล = ค่าที่อ่านได้ && แอคเตอรส์ของค่าที่อ่าน

ยกตัวอย่างเช่น การแสดงค่าความเร่งแกน x , y และ z

$$\text{ค่า แกนความเร่ง } x = 0x03E8 . 0x3B3C = 0x0328 = 808 \text{ degrees/s}$$

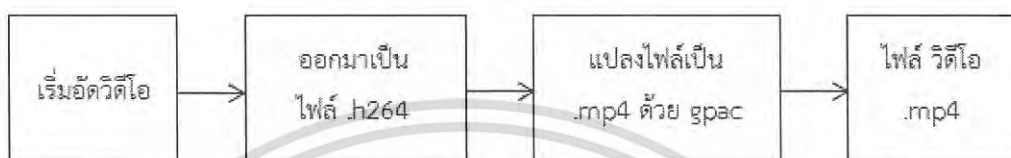
$$\text{ค่า แกนความเร่ง } y = 0x0050 . 0x3D3F = 0x0010 = 16 \text{ degrees/s}$$

$$\text{ค่า แกนความเร่ง } z = 0x3F88 . 0x3F40 = 0x3F00 = 16,128 \text{ degrees/s}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.1.6 ผลการทดสอบของ RASPBERRY PI CAMERA BOARD V1.3

ทำการอัดวิดีโอที่ความละเอียดต่างๆในอัตราเฟรม 30 และ 60 โดยทำการเปรียบเทียบหน่วยความจำที่ใช้ในการบันทึกวิดีโอกับหน่วยความจำที่บรรจุในควเทียมขนาดเล็ก เพื่อให้เพียงพอต่อการใช้งานในการอัดวิดีโอ 1-2 นาที โดยหลักการทำงาน เป็นดังภาพที่ 4.21



ภาพที่ 4.21 กระบวนการแปลงไฟล์จากการอัดวิดีโอ

จากภาพที่ 4.21 แสดงกระบวนการแปลงไฟล์จาก .h264 เป็นไฟล์ .mp4 เพราะว่าไฟล์ .mp4 ซึ่งสามารถเปิดได้ในอุปกรณ์ที่หลากหลายมากกว่า และแสดงหน่วยความจำที่ความละเอียดต่างๆ คือ 640×480 , 1280×720 และ 1920×1080 ในแต่ละอัตราเฟรมที่ 30 และ 60 ตามลำดับ โดยการอัดที่เวลา 1 นาที และ 2 นาที แสดงดังตารางที่ 4.8

ตารางที่ 4.8 หน่วยความจำจากการอัดวิดีโอของ Raspberry Pi Camera Board

ความละเอียด	30 เฟรมต่อวินาที		60 เฟรมต่อวินาที	
	1 นาที	2 นาที	1 นาที	2 นาที
640×480	13,195 KB	25,966 KB	36,992 KB	80,012 KB
1280×720	37,451 KB	85,631 KB	123,863 KB	232,122 KB
1920×1080	120,604 KB	224,420 KB	-	-

จากตารางที่ 4.8 สรุปได้ว่า เมื่อถ่ายวิดีโอที่มีความละเอียดมากขึ้นหน่วยจำในการบันทึกก็ยิ่งมากขึ้น อีกทั้งอัตราเฟรมส่งผลต่อหน่วยความจำ ถ้าอัตราเฟรมยิ่งมาก ภาพก็จะสมูทมากขึ้นและใช้หน่วยความจำที่เพิ่มมากขึ้นไปอีก จึงทดสอบถ่ายวิดีโอที่ 1 นาที และ 2 นาที ตามลำดับ

4.2 ผลการทดสอบการทำงานของ ELECTRICAL POWER SUBSYSTEM

ทำการทดสอบโดยวัดการใช้กำลังและกระแสไฟฟ้าของอุปกรณ์แต่ละชนิดและพลังงานโดยรวมที่ใช้ในการทำงานทั้งหมด พร้อมทั้งเวลาในการใช้งานของแบตเตอรี่ 9 โวลต์ 1 ก้อน

ตารางที่ 4.9 รายละเอียดการใช้พลังงานของอุปกรณ์แต่ละชนิดจากการวัดด้วยมัลติมิเตอร์

อุปกรณ์	ความต่างศักย์(V)	กระแสไฟฟ้า(mA)	กำลัง(mW)
BME280	3.3	0.008	0.0246
GPS	5	45.2	226
Voltage Divider Circuit	5	0.14	0.7
MPU 9250	3.3	3.65	12.045
Pi Camera	5	103.4	517
Arduino Pro mini	5	12.8	64
Raspberry Pi Zero	5	64.2	321
XBEE Pro S1	5	81.7	408.5
RTC	5	1.5	7.5
Buzzer	5	2.9	14.5
Servo	5	3.56	17.8
รวม	-	319.06	1,589.07

จากตารางที่ 4.9 แสดงผลรวมการวัดค่ากระแสไฟฟ้าทั้งหมดของแบบจำลองความเทียมกระป๋องขนาดเล็กโดยใช้กระแสรวมทั้งหมด เท่ากับ 319.06 mA และใช้กำลังรวมทั้งหมด เท่ากับ 1,589.07 มิลลิวัตต์

BESTON ถ่านชาร์จ 9V 800 mAh (NiMh) ที่เราใช้ซึ่งมีความจุ 800 mA เนื่องจากแบบจำลองความเทียมขนาดเล็กใช้กระแสไฟฟ้ารวม 319.06 mA ต่อชั่วโมงเพราะฉะนั้นถ่านหนึ่งก้อนก่อนจะสามารถใช้งานได้เป็นระยะเวลา 2.51 ชั่วโมง หรือประมาณ 2 ชั่วโมง 30 นาที

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.3 ผลการทดสอบการทำงานของ COMMUNICATION AND DATA HANDLING SUBSYSTEM

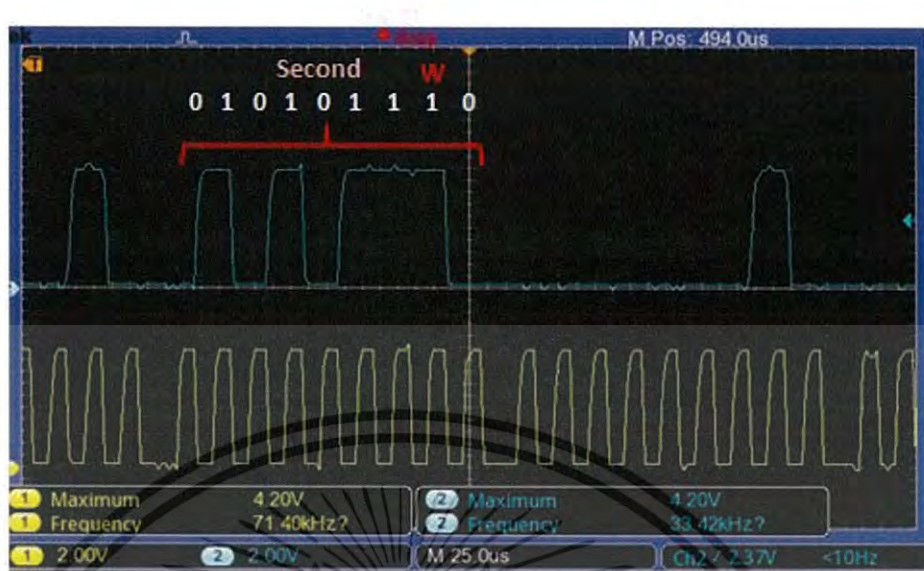
4.3.1 ผลการทดสอบของ REAL-TIME CLOCK MODULES DS1307

ทำการวัดสัญญาณบิตข้อมูลจาก Tiny Real Time Clock Modules แสดงข้อมูลขา SCL และ SDA ของ IC เบอร์ DS 1307 จะแสดงข้อมูลเรียงตามลำดับ ดังนี้ 7 bit DS1307 address คือ 1101000, R/ W (Read/Write) , A (Acknowledge) , register address จากนั้นตามด้วยข้อมูล second , minutes, hours, day, date, month, year โดยจะเลือกใช้ข้อมูล second เพียงนับเวลาเป็นวินาทีเท่านั้น



ภาพที่ 4.22 ค่าสัญญาณบิตจากโมดูล Real Time Clock (DS 1307)

จากภาพที่ 4.22 แสดงค่าสัญญาณบิตจากโมดูล Real Time Clock โดยวัดสัญญาณ กำหนดดังนี้ CH 1 คือ SCL (Serial Clock) CH2 คือ SDA (Signals serial data) แสดงบิตข้อมูล เริ่มต้น START, address ของ DS 1307 คือ 1101000 (0x68), Register คือ 0000100 (0x04)



ภาพที่ 4.23 ค่าสัญญาณบิตจาก โมดูล Real Time Clock (DS 1307)

จากภาพที่ 4.23 แสดงค่าสัญญาณบิตจาก โมดูล Real Time Clock แสดงข้อมูลวินาที (second) เป็น 0101011 (0x2B) โดยสามารถหาค่าได้โดยนำค่าที่อ่านได้มาผ่านการ AND GATE กับแอดเดรสของค่าที่อ่านได้
 ค่าที่แสดงผล = ค่าที่อ่านได้ && แอดเดรสของค่าที่อ่าน
 จะได้ 0101011 && 1101000 = 0101000 = 28 วินาที

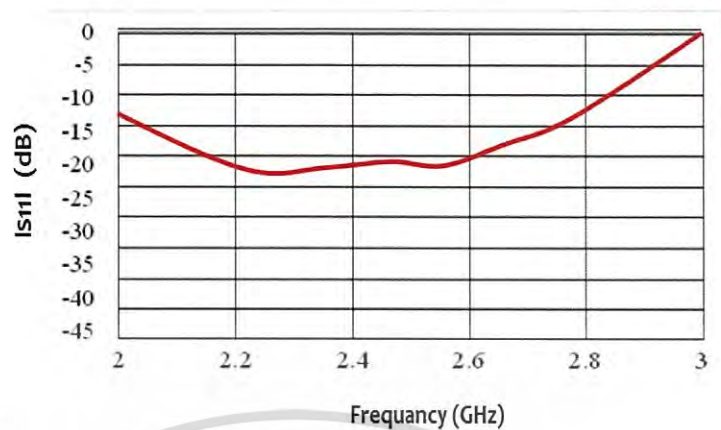
4.3.2 ผลการทดสอบของ MICROSTRIP DIPOLE ANTENNA



ภาพที่ 4.24 Microstrip dipole antenna

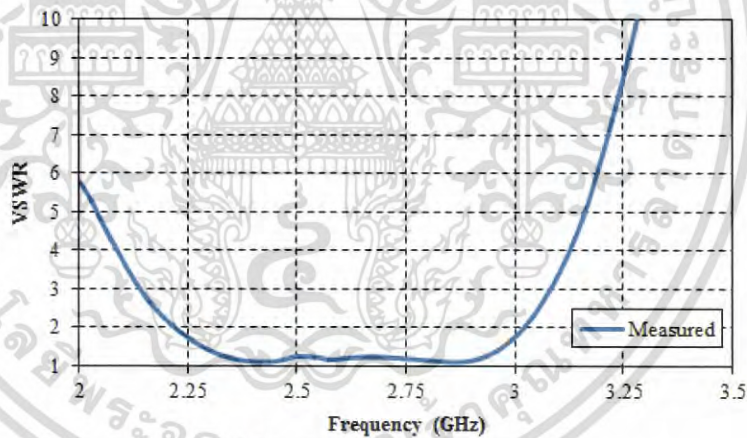
ทำการทดสอบสายอากาศที่ความถี่ 2.4 GHz ที่ได้ออกแบบและสร้างขึ้นมา ดังภาพที่ 4.24 ตามขนาดที่ได้ ออกแบบไว้ โดยการวัดคุณสมบัติพื้นฐานของสายอากาศ กราฟแสดงค่า S-parameter (S11) แสดงดังภาพที่ 4.25 และ กราฟแสดงค่า Voltage Standing Wave Ratio (VSWR) แสดงดังภาพที่ 4.26

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 4.25 กราฟแสดง S-parameter

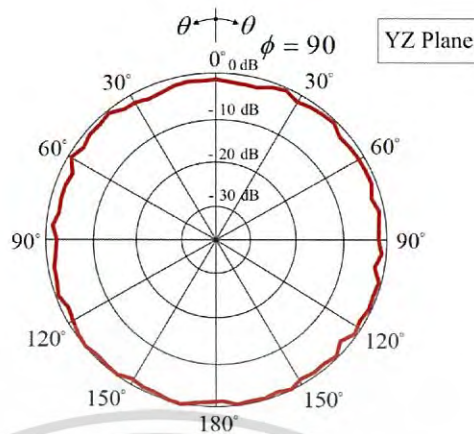
ภาพที่ 4.25 กราฟ S-parameter จะได้ค่าช่วงความถี่ที่ใช้งาน เท่ากับ 2.108 ถึง 2.658 GHz มีความถี่กลาง 2.45 GHz และมีค่าการสูญเสียเนื่องจากการย้อนกลับ (Return loss) มีค่าเท่ากับ -21.31 dB ซึ่งพบว่า อยู่ในมาตรฐานที่นำมาใช้งานจริงได้ และสามารถนำมาใช้งานร่วมกับ โมดูล XBEE PRO S1 ได้



ภาพที่ 4.26 กราฟแสดง Voltage Standing Wave Ratio (VSWR)

ภาพที่ 4.26 เป็นกราฟแสดงค่า Voltage Standing Wave Ratio (VSWR) มีค่าเท่ากับ 1.133 : 1 หมายความว่า แรงดันไฟฟ้ากระแสสลับเนื่องจากคลื่นนิ่งไปตามสายส่งขึ้นสูงถึงค่าสูงสุดเป็น 1.133 เท่าของแรงดันไฟฟ้า AC ต่ำสุดไปตามแนวสายส่งนั้น ซึ่งมาตรฐานที่สามารถใช้งานได้ต้องไม่เกิน 2 : 1 ถ้ายังมีค่ามาก ก็จะมี การสูญเสียและ ส่งผลกระทบต่อ การรับ-ส่ง มาก และแสดงแบบรูปการแพร่กระจาย ดังภาพที่ 4.27 ซึ่งจะได้การแพร่กระจาย เป็นแบบ รอบทิศทาง (Omnidirectional)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 4.27 แบบรูปการแพร่กระจาย

จากการวัดแบบรูปการแพร่กระจายของคลื่น จะทำการวัดกำลังในการส่งของสายอากาศ ระหว่าง 2 สายอากาศ ขณะการรับส่งของสายอากาศทั้ง 2 โดยใช้สายอากาศฝั่งส่งและฝั่งรับที่เป็นคู่เหมือน เพื่อให้ง่ายและแม่นยำต่อการหาอัตราขยายของสายอากาศ แสดงได้ดังรูปที่ 4.28 และสามารถวัดกำลังของการส่งได้เท่ากับ -27.54 dB ที่ระยะ 0.365 เมตร สามารถนำมาคำนวณหาอัตราขยายของสายอากาศที่จะใช้งาน ได้จากการคำนวณที่ 4.1



ภาพที่ 4.28 การทดสอบการรับส่งสายอากาศ

$$(G_{ot}) = (G_{or}) = 0.5 \left(20 \log \left(\frac{4\pi R}{\lambda} \right) + 10 \log \left(\frac{P_r}{P_t} \right) \right) \quad (4.1)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\lambda = \frac{c}{f} \quad (4.2)$$

จากการนำค่ากำลังของการส่งได้เท่ากับ -27.54 dB ที่ระยะ 0.365 เมตร ที่วัดได้จากสายอากาศมาคำนวณแทนค่าลงในสูตรที่ 4.1 และ 4.2 โดยแทนค่า $c = 3 \times 10^8$, $f = 2.45 \times 10^9$, $R = 0.365$, $Pr/Pt = -27.48$ dB จะได้อัตราขยาย (Gain) ของสายอากาศคู่เหมือนทั้ง 2 มีค่าเท่ากับ 1.995 dBi

4.4 ผลการทดสอบการทำงานของ MECHANICAL SUBSYSTEM

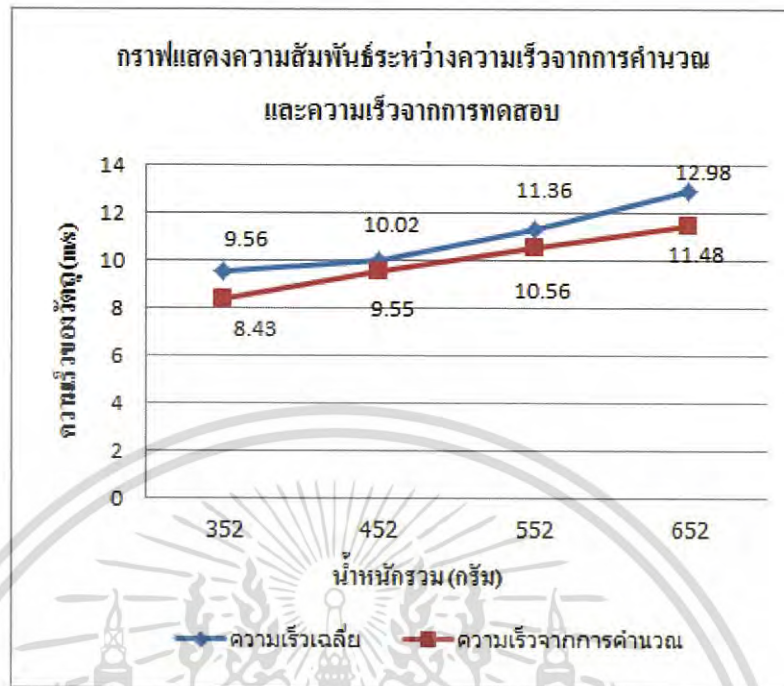
4.4.1 ผลการทดสอบของ AERO-BRAKING HEAT SHIELD

ทำการทดสอบปล่อยอุทราชนหนัก 100 กรัม จนถึง 400 กรัม ไปพร้อมกับ Aero-braking heat shield และกระป๋องที่มีน้ำหนักรวมกันเท่ากับ 252 กรัม เพื่อหาความเร็วที่ตกลงสู่พื้นดินได้ตามต้องการ จะได้ผลการทดสอบดังตารางที่ 4.10

ตารางที่ 4.10 ค่าเปรียบเทียบความเร็วที่ได้จากการคำนวณทางทฤษฎีกับความเร็วที่ได้จากการทดสอบที่น้ำหนักต่างๆ

น้ำหนัก Aero-braking heat shield และกระป๋อง (252 กรัม) และทราย (กรัม)	ความเร็วของวัตถุ (เมตรต่อวินาที)				
	ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3	เฉลี่ย	คำนวณ
352	10	9.47	9.23	9.56	8.43
452	9.47	10	10.59	10.02	9.55
552	12	11.18	10.91	11.36	10.56
652	12.41	12.68	13.85	12.98	11.48

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 4.29 กราฟความสัมพันธ์เปรียบเทียบความเร็วที่ได้จากการคำนวณทางทฤษฎีกับความเร็วที่ได้จากการทดสอบที่น้ำหนักต่างๆของ Aero-braking heat shield

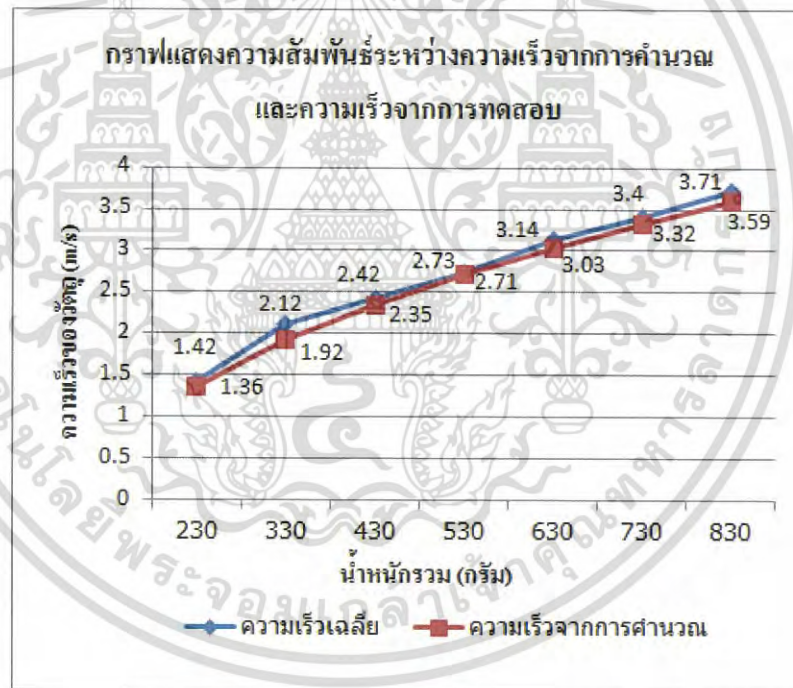
จากภาพที่ 4.29 แสดงกราฟความสัมพันธ์เปรียบเทียบความเร็วที่ได้จากการคำนวณทางทฤษฎีกับความเร็วที่ได้จากการทดสอบที่น้ำหนักต่างๆพบว่า ถ้ามวลยิ่งเพิ่มมากขึ้น ความเร็วของ CANSAT จะยังมีความเร็วเพิ่มขึ้นด้วย และเปรียบเทียบเส้นกราฟระหว่างความเร็วจากการคำนวณกับความเร็วเฉลี่ยที่ได้จากการทดลอง พบว่าความเร็วเฉลี่ยที่ได้จากการทดลองมีค่าสูงกว่าค่าจากการคำนวณซึ่งมีค่าความคลาดเคลื่อนเท่ากับ 9.74 เปอร์เซ็นต์ อันเนื่องมาจากความเร็วลม ทิศทางลม วัสดุต่างๆ ชนิดของสปริงและปัจจัยอื่นๆที่ส่งผลต่อความเร็ว

4.4.2 ผลการทดสอบของร่มชูชีพ (Parachute)

โดยจากการทดสอบปล่อยจรวดทรายที่หนัก 100 กรัม จนถึง 700 กรัม ไปกับร่มชูชีพที่ทำการทดสอบเพื่อหาความเร็วที่ได้ แล้วนำไปเปรียบเทียบกับค่าที่คำนวณตอนทำการออกแบบจะได้ผลการทดสอบดังตารางที่ 4.11

ตารางที่ 4.11 ค่าเปรียบเทียบความเร็วที่ได้จากการคำนวณทางทฤษฎีกับความเร็วที่ได้จากการทดสอบที่น้ำหนักต่างๆ

น้ำหนักของร่มชูชีพ (กรัม)	ความเร็วของวัตถุ (เมตรต่อวินาที)				
	ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3	เฉลี่ย	คำนวณ
230	1.36	1.42	1.47	1.42	1.36
330	2.12	2.24	2.01	2.12	1.92
430	2.35	2.46	2.46	2.42	2.35
530	2.63	2.84	2.72	2.73	2.71
563	3.13	3.12	3.17	3.14	3.03
730	3.37	3.48	3.35	3.40	3.32
830	3.70	3.76	3.66	3.71	3.59



ภาพที่ 4.30 กราฟความสัมพันธ์เปรียบเทียบความเร็วที่ได้จากการคำนวณทางทฤษฎีกับความเร็วที่ได้จากการทดสอบที่น้ำหนักต่างๆ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากภาพที่ 4.30 แสดงกราฟความสัมพันธ์เปรียบเทียบความเร็วที่ได้จากการคำนวณทางทฤษฎีกับความเร็วที่ได้จากการทดสอบที่น้ำหนักต่างๆพบว่า ถ้าน้ำหนักยิ่งเพิ่มมากขึ้น ความเร็วของ CANSAT จะยังมีความเร็วเพิ่มขึ้นด้วย และเปรียบเทียบเส้นกราฟระหว่างความเร็วจากการคำนวณกับความเร็วเฉลี่ยที่ได้จากการทดลอง พบว่าความเร็วเฉลี่ยที่ได้จากการทดลองมีค่าสูงกว่าค่าจากการคำนวณซึ่งมีค่าความคลาดเคลื่อนเท่ากับ 3.97 เปอร์เซ็นต์ อันเนื่องมาจากความเร็วลม ทิศทางลม และปัจจัยอื่นๆที่ส่งผลต่อความเร็ว

4.5 ผลการตรวจสอบความถูกต้องและความพร้อมของกลไกการทำงานตามภารกิจการแข่งขัน

ภารกิจการแข่งขัน CanSat ประจำปี 2018 ได้มีข้อกำหนดพื้นฐานสำหรับการแข่งขันและมีการดำเนินการสร้างแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กได้สำเร็จตามเป้าหมายไว้ดังตารางที่ 4.12

ตารางที่ 4.12 การดำเนินงานตามเป้าหมายของการแข่งขัน

ข้อกำหนดของการแข่งขัน	บรรลุเป้าหมาย
1. Probe จะต้องไม่กะพริบหรือกว่าในส่วนใดส่วนหนึ่งของการร่อนลง	✓
2. Probe และ aero-braking heat shield จะบรรจุลงกระป๋องทรงกระบอก ที่มีเส้นผ่าศูนย์กลาง 125 มิลลิเมตร และสูงไม่เกิน 310 มิลลิเมตร ได้พอดี	✓
3. Probe จะต้องบรรจุไข่ไก่ขนาดใหญ่และปกป้องมันจากการถูกทำลายตั้งแต่ปล่อยจนกระทั่งร่อนถึงพื้นดิน	✓
4. Aero-braking heat shield จะต้องไม่มีขอบแหลมที่จะทำให้มันติดค้างในส่วนของจรวด	✓
5. องค์ประกอบทางอิเล็กทรอนิกส์ทั้งหมดจะถูกปิดล้อมและมีที่ปิดกันจากสิ่งแวดล้อมกับการยกเว้นของเซนเซอร์บางตัว	✓
6. อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ทั้งหมดจะต้องติดตั้งอย่างมั่นคง เช่น ยึดด้วยสกรูหรือกาวที่มีประสิทธิภาพสูง	✓
7. กลไกทั้งหมดจะต้องสามารถทำงานได้ภายใต้แรงกระทำทั้งหมดได้	✓
8. กลไกต้องไม่ใช้วัตถุที่ทำให้เกิดการระเบิด ติดไฟ หรือสารเคมี	✓
9. กลไกที่ใช้ความร้อน (เช่นลวดนิโครม) ไม่ควรสัมผัสกับสภาพแวดล้อมภายนอก เพื่อลดความเสี่ยงที่อาจเกิดขึ้นจากไฟ	✓
10. ระหว่างการร่อนลง probe จะเก็บความดันอากาศ, อุณหภูมิจากภายนอก, ตำแหน่ง GPS และระดับแรงดันของแบตเตอรี่ต่อหนึ่งวินาที และแท็กข้อมูลเวลาด้วย mission time	✓
11. ระหว่างการร่อนลง probe จะส่ง telemetry ทั้งหมดได้อย่างต่อเนื่อง	✓
12. ข้อมูลจะต้องส่งไปยังภาครับด้วยอัตรา 1 วินาทีต่อ 1 ชุด	✓
13. XBEE จะถูกใช้สำหรับการส่ง telemetry ที่ความถี่ 2.4 GHz Series 1 และ 2 หรือที่ความถี่	✓

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

900 MHz	
14. ต้นทุนของ CanSat จะต้องไม่เกิน 1,000 เหรียญ โดยไม่รวมภาคพื้นดิน	✓
15. ทั้ง heat shield และ probe จะต้องมียายติดที่ประกอบด้วยข้อมูลการติดต่อของทีม นั่นคือ อีเมลล์	✓
16. ไม่อนุญาตให้ใช้เลเซอร์	✓
17. Probe จะต้องประกอบด้วยสวิตช์ไฟที่สามารถเข้าถึงได้ง่าย	✓
18. Probe จะต้องประกอบด้วยไฟแสดงสถานะ เช่น ไฟ LED หรือเครื่องส่งสัญญาณเสียง	✓
19. อัตราเร็วในการร่อนลงของ probe และ aero-braking heat shield 10-30 เมตรต่อวินาที	✓
20. อัตราเร็วในการร่อนลงของ probe ที่ปล่อย aero-braking heat shield และร่มชูชีพ 5 เมตรต่อวินาที	✓
21. ต้องมี audio beacon ส่งเสียงร้องหลังจากร่อนลงสู่พื้นดิน	✓
22. CanSat ต้องใช้แบตเตอรี่อัลคาไลน์, Ni-Cad, Ni-MH หรือลิเธียม	✓
23. ต้องใช้เซ็นเซอร์วัดความเอียงเพื่อยืนยันความเสถียรของ probe ระหว่างการร่อนลงของ CanSat	✓

จากการทำการรวมระบบทั้งหมดและทำการทดสอบของดาวเทียมกระป๋องขนาดเล็กแล้ว ณ สถานีเรดาร์ฝน หลวงดาตลี อ.ดาตลี จ.นครสวรรค์ ซึ่งได้ผลลัพธ์ตามที่คาดการณ์ไว้ที่สามารถรับส่งข้อมูลได้ถึงระยะความสูง 1000 เมตร และทำการทดสอบทั้งหมดในการทำงานจริงในสภาพแวดล้อมจริง แสดงดังภาพที่ 4.31 และตารางแสดงการบันทึกค่าข้อมูล แสดงดังภาพที่ 4.32

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 4.31 การเตรียมอุปกรณ์และการทดสอบอุปกรณ์ ณ ตาคติ จ.นครสวรรค์

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K
1	Team ID	Packet cou	Altitude	Pressure	Temperatu	Voltage	GPS time	GPS Lat	GPS Lon	Speed	Status
2	3806	88	196.48	965.39	21.2	7.96	0:45:06	15.25274	100.3286	51.41	Launch
3	3806	89	196.05	965.44	21.3	8.01	0:45:07	15.25274	100.3284	52.74	Descent
4	3806	90	195.44	965.51	21.3	7.96	0:45:08	15.25275	100.3283	54.6	Descent
5	3806	91	195.27	965.53	21.3	8.01	0:45:09	15.25275	100.3282	50.86	Descent
6	3806	92	195.44	965.51	21.3	7.98	0:45:10	15.25275	100.328	51.17	Launch
7	3806	93	195.27	965.53	21.3	8.03	0:45:11	15.25276	100.3279	55.02	Descent
8	3806	94	195.09	965.55	21.3	7.96	0:45:12	15.25277	100.3278	54.39	Descent
9	3806	95	195.01	965.56	21.4	8.01	0:45:13	15.25277	100.3276	49.82	Descent
10	3806	96	195.27	965.53	21.3	7.96	0:45:14	15.25277	100.3275	50.99	Launch
11	3806	97	195.53	965.5	21.4	8.01	0:45:15	15.25277	100.3274	54.99	Launch
12	3806	98	195.09	965.55	21.4	7.96	0:45:16	15.25278	100.3272	53.04	Descent
13	3806	99	196.39	965.4	21.3	8.01	0:45:17	15.25278	100.3271	100	195.53
14	3806	101	196.22	965.42	21.3	8.01	0:45:19	15.25278	100.3268	54.69	Launch
15	3806	102	195.87	965.46	21.4	7.98	0:45:20	15.25278	100.3267	50.97	Descent
16	3806	103	195.27	965.53	21.4	8.01	0:45:21	15.25278	100.3265	50.32	Descent
17	3806	104	198.47	965.16	21.3	7.96	0:45:22	15.25278	100.3264	53.95	Launch
18	3806	105	196.57	965.38	21.3	8.01	0:45:23	15.25278	100.3263	52.21	Descent
19	3806	106	196.91	965.34	21.3	7.96	0:45:24	15.25278	100.3261	47.54	Launch
20	3806	107	197.69	965.25	21.3	8.01	0:45:25	15.25278	100.326	51.74	Launch
21	3806	108	197.69	965.25	21.3	7.96	0:45:26	15.25278	100.3259	57.21	Launch
22	3806	109	198.91	965.11	21.2	7.98	0:45:27	15.25278	100.3257	52.74	Launch
23	3806	110	198.21	965.19	21.3	7.96	0:45:28	15.25279	100.3256	49.8	Descent
24	3806	111	200.38	964.94	21.3	8.01	0:45:29	15.25279	100.3255	54.5	Launch

ภาพที่ 4.32 ข้อมูลการบันทึกค่าจากการเก็บค่าสภาพอากาศ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5

สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ

5.1 สรุปผล

จากปัญญานิพนธ์เรื่องการออกแบบและสร้างดาวเทียมกระป๋องสำหรับการแข่งขัน (1) : ภาคส่ง ซึ่งได้ทำการศึกษาองค์ประกอบและหลักการทำงานของ CanSat เพื่อนำมาประยุกต์ใช้ในการสร้าง CanSat เพื่อใช้ในการแข่งขัน CanSat Competition ประจำปี 2018 สามารถสรุปผลการดำเนินงาน ได้ดังนี้

1) สามารถสร้างอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ ของ Sensor Subsystem ทั้งหมดเพื่อวัดเก็บค่าสภาพอากาศ ซึ่งได้แก่ อุณหภูมิ ความดัน และความสูงจากระดับน้ำทะเลกลาง, ค่าจาก GPS ที่ระบุถึงตำแหน่ง ซึ่งได้แก่ เวลา ละติจูด ลองจิจูด ความสูง และเลขดาวเทียม, ค่าจากความเร่ง 9 แกน ได้แก่ accelerometers, gyroscope และ magnetometer, ค่าระดับแรงดันจากแบตเตอรี่ และค่าการนับเวลาภารกิจเป็นวินาทีโดยใช้ Real time clock และเก็บวิดีโอจากโมดูลกล้อง

2) สามารถเก็บค่าอุณหภูมิ, ความดัน, GPS, accelerometers, gyroscope, magnetometer, ค่าระดับแรงดันจากแบตเตอรี่ และค่าการนับเวลาที่ละวินาทีจากโมดูลเซนเซอร์ต่างๆ โดยทำการประมวลผลด้วย Arduino pro mini และ Raspberry pi zero ทำการจัดเรียงฟอร์มเมต Telemetry สำหรับการส่งข้อมูลตามภารกิจการแข่งขัน ได้ดังนี้

```
<TEAM ID>,<MISSION TIME>,<PACKET COUNT>,<ALTITUDE>,<PRESSURE>,<TEMP>,<VOLTAGE>,<GPS TIME>,<GPS LATITUDE>,<GPS LONGITUDE>,<GPS ALTITUDE>,<GPS SATS>,<TILT X>,<TILT Y>,<TILT Z>,<SOFTWARE STATE>,<[BONUS STATUS]>,<GPS SPEED>,<GYRO X>,< GYRO Y >,< GYRO Z >,< HEAD >
```

● ข้อมูลในการส่ง(บังคับ) ตามภารกิจการแข่งขัน CanSat 2018

● ข้อมูลที่เพิ่มเติมเข้ามานอกเหนือจากข้อบังคับการแข่งขัน

ตัวอย่างรูปแบบการส่งข้อมูลทั้งหมดให้ภาครับ

```
<TEAM ID>,<1>,<1>,<1.20>,<100985.00>,<28.65>,<5.20>,<11/1/2017>,<13.7275321>,<100.7759516>,<14.20>,<4>,<2>,<-580>,<-92>,<17020>,<[recorded]>,<3.20>,<59>,<-37>,<7>,<226> .
```

3) สามารถส่งข้อมูลไปยังส่วนของภาครับ (ภาคพื้นดิน) โดยใช้โมดูล XBEE PRO S1 และเก็บข้อมูลลง SD Card on board pi zero ใน CanSat ได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4) สามารถสร้างสายอากาศ Microstrip dipole 2.45 GHz เพื่อใช้กับ โมดูล XBEE PRO S1 เพื่อให้สามารถส่งข้อมูลได้ไกลมากขึ้น

5) สามารถสร้างร่มชูชีพที่ใช้กับ CanSat และลดความเร็วในการร่อนลง

6) สามารถสร้างเพย์โหลดและ โครงสร้างอิเล็กทรอนิกส์ทั้งหมดได้

7) สร้าง Aero-braking heat shield เพื่อลดความเร็ว

8) พัฒนาโครงสร้างของ CanSat เพื่อความเหมาะสมในการใช้งาน

9) สร้างเพย์โหลดตามภารกิจการแข่งขัน

10) ทดสอบเก็บค่าข้อมูลที่ระดับความสูงต่างๆ โดยใช้บอลลูนและส่งมายังภาครับ

11) ทำการสร้างกลไกการปลดร่มชูชีพอัตโนมัติและกลไกการปล่อย Heat Shield

12) ทำการทดสอบความเร็วของการร่อนลงของ CanSat

ตารางที่ 5.1 แผนงาน โดยรวมในการสร้าง CanSat เพื่อใช้ในการแข่งขัน

รายการ	ทดสอบ
GY-BMEP280	✓
GPS (GY-NEO6MV2)	✓
GY-9250	✓
Tiny RTC DS1307	✓
Voltage Divider circuit	✓
Pi Camera rev 1.3	✓
Arduino pro mini	✓
Raspberry Pi Zero	✓
XBEE PRO Series 1	✓
LM7805	✓
Audio Beacon	✓
Micro SD card on board pi zero	✓
วงจรรวม	✓
รายการ	ทดสอบ
Servo motor	✓
โครงสร้างและเพย์โหลดของ CanSat	✓
ทดสอบ Droptest	✓

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5.2 ข้อเสนอแนะ

- เพย์โหลคควรมีความแข็งแรงทนต่อแรงกระทำ และน้ำหนักเบากว่านี้
- ควรเก็บข้อมูลที่ระดับความสูงที่ใกล้เคียงกับการแข่งขันในแนวตั้ง และทดสอบการส่งในพื้นที่ที่ไม่มีสัญญาณรบกวน



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 6

สรุปผลผลิตงานวิจัย

ปริญญานิพนธ์ ระดับปริญญาตรี เรื่อง การสร้างแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กสำหรับการแข่งขัน :
ภาคส่ง

นักศึกษาระดับปริญญาตรี 2 คน



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เอกสารอ้างอิง

- [1] Beng Paritat. “Cansat คืออะไร.”
<https://www.nstda.or.th/jaxa-thailand/what-is-cansat/>.
- [2] esa. “WHAT IS A CANSAT.”
http://www.esa.int/Education/CanSat/What_is_a_CanSat.
- [3] CanSat Competition. “Introduction.” <http://www.cansatcompetition.com/index.html>.
- [4] CanSat Competition. “Mission.”
<http://cansatcompetition.com/mission.html>.
- [5] CanSat Competition. “Mission Guide.”
http://cansatcompetition.com/docs/mission_guide_2018_r20171020_r1.4.pdf.
- [6] Bosch Sensortec. “BME280 Combined humidity and pressure sensor.”
https://cdn-shop.adafruit.com/datasheets/BST-BME280_DS001-10.pdf.
- [7] Electrotec. “Tutorial Arduino #7 - Uso del modulo GPS6MV2.”
<http://electrotec.pe/blog/GPS>.
- [8] Global5thailand. “ความรู้ทั่วไปเกี่ยวกับ GPS.”
<http://www.global5thailand.com/thai/gps.htm>.
- [9] Wichet Darakai. “GPS : โพรโตคอล NMEA ของ GPS.”
<http://darakai.blogspot.com/2011/11/nmea-gps.html>.
- [10] Arduitrronics. “Iteadstudio GPS Shield.”
<https://www.arduitronics.com/article/40/iteadstudio-gps-shield-part-1>.
- [11] Dale DePriest. “NMEA data.”
<http://www.gpsinformation.org/dale/nmea.htm>.
- [12] Henry’s Bench. “Arduino 25V Voltage Sensor Module User Manual.”
<http://henrysbench.capnfatz.com/henrys-bench/arduino-voltage-measurements/arduino-25v-voltage-sensor-module-user-manual/>.
- [13] AliExpress. “GY-9250 MPU 9250 MPU-9250 ที่ ส น ค ตี + Gyro + เร็ ง + Magnetometer เซ น เซ อ ร ์ โ ม ดูล MPU9250.”

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- https://th.aliexpress.com/store/product/1-pcs-SPI-IIC-GY-9250-MPU-9250-MPU-9250-9-Axis-Attitude-Gyro-Accelerator-Magnetometer/1089303_32789580858.html.
- [14] Pi Supply. "Raspberry Pi Camera Board v1.3 (5MP, 1080p)." <https://www.pi-supply.com/product/raspberry-pi-camera-board-v1-3-5mp-1080p/>.
- [15] AliExpress. "โปรมินิ ATmega168 3.3 โวลต์ (8เมกะเฮิรตซ์)." https://th.aliexpress.com/store/product/Pro-Mini-ATmega168-3-3V-8MHz-Compatible-for-Arduino-ProMini/1950989_32579105597.html.
- [16] ThaiEasyElec. "Raspberry Pi ." <http://www.thaieasyelec.com/article-wiki/embedded-electronics-application/>.
- [17] K Lock Pro. "มารู้จักคอมพิวเตอร์จิ๋ว Raspberry Pi." <http://www.vcharkarn.com/maker/501923>.
- [18] RASPBERRY PI FOUNDATION. "RASPBERRY PI ZERO." <https://www.raspberrypi.org/products/raspberry-pi-zero/>.
- [19] Arduino All. "Tiny RTC I2C modules 24C32 memory DS1307 clock for arduino" พร้อมแบตเตอรี่."
<https://www.arduinoall.com/product/158/tiny-rtc-i2cmodules24c32memoryds1307-clock-for-arduino>.
- [20] CW Freak. "HIGH-FREQUENCY DIPOLE." <http://www.hs8jyx.com/html/dipole.html>.
- [21] บริษัท อินโนเวทีฟ เอ็กเพอริเมนต์. "XBee-PRO โมดูลสื่อสารข้อมูลไร้สาย 2.4 GHz." <http://www.es.co.th/Schematic/PDF/XBEE-PRO.PDF>.
- [22] Seeed Studio. "XBee Pro Chip Antenna - S1 (802.15.4)." <https://www.seeedstudio.com/XBee-Pro-Chip-Antenna-S1%28802.15.4%29-p-1111.html>.
- [23] Thaimicrotron. "การเชื่อมต่ออุปกรณ์แบบ I2C." <http://www.thaimicrotron.com/CCS-628/Reference/I2CBUS.htm>.
- [24] Arduitrronics. "I2C Communication: Case study of GY-30." <https://www.arduitronics.com/article/47/i2c-communication-case-study-of-gy-30-ambient-light-sensor>.
- [25] Chaiyapron. "การใช้งานพอร์ตสื่อสาร UART." <http://aimagin.com/blog/%E0%B8%81%E0%B8%B2%E0%B8%A3%E0%B9%83%E0%B8%8A%E0%B9%89%E0%B8%87%E0%B8%B2%E0%B8%99%E0%B8%9E%E0%B8%AD%E0%B8%A3%E0%B9%8C%E0%B8%95%E0%B8%AA%E0%B8%B7%E0%B9%88%E0%B8%AD%E0%B8%AA%E0%B8%B2%E0%B8%A3-uart/?lang=th>.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- [26] LinkedIn Learning. “การสื่อสารแบบ Analog.”
<https://www.slideshare.net/ChainarongMaharak/analog-69579920>.
- [27] NASA. “NASA Tests Foldable Heat Shields For Future Martian Spacecrafts.”
<http://wonderfulengineering.com/nasa-tests-foldable-heat-shields-for-future-martian-spacecrafts/>.
- [28] ESA. “EXOMARS 2016 SCHIAPARELLI DESCENT SEQUENCE.”
http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2016/02/ExoMars_2016_Schiaparelli_descent_sequence.
- [29] John London. “Types of Parachutes.”
<http://ourpastimes.com/types-parachutes-8231828.html>.
- [30] Randy Culp. “Parachute Descent Calculations.”
<http://www.rocketmime.com/rockets/descent.html#Velocity>.
- [31] Dr.-Ing S.F. HOERNER. “Fluid-dynamic drag”
<http://dl.kashti.ir/ENBOOKS/NEW/FDD.pdf>.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาคผนวก ก

สรุปค่าใช้จ่ายการดำเนินงานโครงการวิจัย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สัญญาเลขที่ 2561-02-01-015

การสร้างแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กสำหรับการแข่งขัน : ภาคส่ง

CanSat Design for Competition : Science Vehicle

รายงานสรุปการเงินรอบ 12 เดือน

ชื่อหัวหน้าโครงการวิจัย ผู้รับทุน ดร. พีระเมศร์ โชติทวีกิจญาดา

รายงานในช่วงตั้งแต่วันที่ 15 ต.ค. 60 ถึงวันที่ 30 ก.ย. 61

สรุปงบประมาณค่าใช้จ่ายที่ใช้นับตั้งแต่เริ่มทำการวิจัยถึงปัจจุบัน

หมวดค่าใช้จ่าย	งบประมาณ รวมทั้งโครงการ	ค่าใช้จ่าย จากรายงานครั้ง ก่อน	ค่าใช้จ่าย งวดปัจจุบัน	รวมค่าใช้จ่าย สะสมถึง ปัจจุบัน	คงเหลือ (หรือเกิน)
งบดำเนินงาน					
ค่าตอบแทน					
ค่าใช้สอย					0
ค่าวัสดุ	50,000		50,000	50,000	0
รวม	50,000		50,000	50,000	0

จำนวนเงินที่ได้รับและจำนวนเงินที่ใช้จ่าย

งวดเงินที่ได้รับ	จำนวนเงินที่ได้รับ(บาท)	เมื่อ (ระบุวัน เดือน ปี)
งวดที่ 1	50,000	20 ก.ค. 61
รวม	50,000	①

งวดที่	จำนวนเงินที่ใช้จ่าย (บาท)	
งวดที่ 1	50,000	
รวม	50,000	②

จำนวนเงินคงเหลือ ① - ② 0 บาท

ลงนามหัวหน้าโครงการวิจัยผู้รับทุน

ลงนามเจ้าหน้าที่การเงินโครงการ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ข้อมูลประวัติคณะผู้วิจัย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ข้อมูลประวัติคณะผู้วิจัย

ประวัติส่วนตัว

ชื่อ-สกุล นาย พีระเมษฐ์ โชติกวิจิฏญาดา

ตำแหน่งปัจจุบัน อาจารย์

ประวัติการศึกษา

ชื่อย่อปริญญา	สาขา	สถาบันที่จบ	ปีที่จบ
Ph.D.	Aerospace Engineering	Tokyo Metropolitan University	2559
วศ.ม.	วิศวกรรมโทรคมนาคม	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้า เจ้าคุณทหารลาดกระบัง	2555
วศ.บ.	วิศวกรรมโทรคมนาคม	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้า เจ้าคุณทหารลาดกระบัง	2553

สาขาวิจัยที่มีความชำนาญพิเศษ ระบบการสื่อสารผ่านดาวเทียม

ทุนการศึกษาและทุนวิจัยที่เคยได้รับ

ปี พ.ศ.	ทุนการศึกษาและทุนวิจัย	สถาบันที่ให้
2555	โครงการวิจัยและพัฒนาระบบเรดาร์ระยะสั้น ด้วยวงจรแบบอโต้ไดน์	สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ (องค์การมหาชน) กระทรวงกลาโหม
2556	Asian Human Resource Fund	Tokyo Government

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลงานวิจัย/งานสร้างสรรค์

ผลงานวิจัย/งานสร้างสรรค์ที่ตีพิมพ์เผยแพร่ (ระดับชาติและนานาชาติ)

ผลงานตีพิมพ์ในวารสารวิชาการระดับนานาชาติ (ปี 2012 – ปัจจุบัน)

- [1] P. Chodkaveekityada and H. Fukuchi, “ Prediction Model of Time Diversity Using Rain Radar Data,” International journal of satellite communication and networking, 2016, DOI: 10.1002/sat. 1182.
- [2] P. Chodkaveekityada and H. Fukuchi, “Time Diversity Evaluation for Attenuation Mitigation Method Using Attenuation Data in Thailand and Japan,” International journal of satellite communication and networking, 2016, DOI: 10.1002/sat. 1184.
- [3] P. Chodkaveekityada and H. Fukuchi, “Evaluation of Adaptive Satellite Power Control Method Using Rain Radar Data,” IEICE Transaction on Communication, Vol. E99-B, No. 11, Nov 2016.
- [4] P. Chodkaveekityada and H. Fukuchi, “Effect of Raindrop Size Distribution and Rain Rate Inhomogeneity on the Relationship between Attenuation and Depolarization,” International journal of satellite communication and networking, 2016.
- [5] P. Chodkaveekityada and H. Fukuchi, “Differences in the Dynamic Properties of Rain Fade between Temperate and Tropical Regions,” Advances in Space Research, 2016, DOI: 10.1016/j.asr.2016.11.038.

ผลงานตีพิมพ์ในการประชุมวิชาการระดับนานาชาติ (ปี 2012 – ปัจจุบัน)

- [1] P. Chodkaveekityada and H. Fukuchi, “On-board Adaptive Attenuation Compensation Technique for Future Satellite Communication,” International Symposium on Antennas and Propagation (ISAP), Kaohsiung, Taiwan, December 2 – 5, 2014.
- [2] H. Fukuchi and P. Chodkaveekityada, “Spatial Correlation Property Derived from Radar Rain Map and Site-Diversity Effect Evaluation,” International Symposium on Antennas and Propagation (ISAP), Kaohsiung, Taiwan, December 2 – 5, 2014.
- [3] P. Chodkaveekityada and H. Fukuchi, “Improvement of Depolarization Formula Using Gamma Raindrop Size Distribution Up to 1 0 0 GHz,” Asia-Pacific Conference on Antennas and Propagation (APCAP), Bali Island, Indonesia, June 30 – July 3, 2015.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- [4] H. Fukuchi and P. Chodkaveekityada, "Propagation Impairments Along Satellite-To-Earth Path and Their Mitigation Technologies," Asia-Pacific Conference on Antennas and Propagation (APCAP), Bali Island, Indonesia, June 30 – July 3, 2015.
- [5] P. Chodkaveekityada, H. Fukuchi, T. Limpiti and P. Supnithi, "Time Diversity Evaluation for Attenuation Mitigation Method Using Attenuation Data in Thailand and Japan," International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), Kobe-Hyogo, Japan, July 4 – 10, 2015.
- [6] P. Chodkaveekityada, Y. Inose and H. Fukuchi, "Modeling of Site Diversity Gain Using Rain Radar Data in Japan," 33rd AIAA International Communications Satellite Systems Conference (ICSSC), Gold Coast, Australia, September 7 – 10, 2015.
- [7] P. Chodkaveekityada and H. Fukuchi, "Combination Benefits of Short-Time Diversity and Adaptive Satellite Power Control," International Symposium on Antennas and Propagation (ISAP), Hobart, Tasmania, Australia, November 9 – 12, 2015.
- [8] P. Chodkaveekityada and H. Fukuchi, "Variation of Boost Constants Effects for Adaptive Satellite Power Control," 10th International Conference on Information, Communication and Signal Processing (ICICS), Singapore, December 2 – 4, 2015.
- [9] P. Chodkaveekityada and H. Fukuchi, "Spatial Correlation Property Using Rain Gauge Network in Thailand to Improve Site Diversity Effect," International Conference on Electrical Engineering/ Electronic, Computer, Telecommunications and Information Technology (ECTI-CON), Chiang Mai, Thailand, June 28 – July 1, 2016.
- [10] P. Chodkaveekityada and H. Fukuchi, "Fade Slope Comparison between Thailand and Japan for Ka band Rain Attenuation," International Technical Conference on Circuits/ Systems, Computer and Communication (ITC-CSCC), Okinawa, Japan, July 10 – 13, 2016.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้