



รายงานการวิจัยฉบับสมบูรณ์

โครงการสร้างศักยภาพการวิจัยและพัฒนาด้านวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกล
และสภาวะอวกาศ

Capacity Building Program on Research and Development in Space
Engineering, Remote Sensing and Space Weather

นายพรชัย ทรัพย์นิธิ
นายศรวัฒน์ ชิวปรีชา
นายเวริต ภาคย์พิสุทธิ์

ได้รับทุนสนับสนุนงานวิจัยงบประมาณแผ่นดิน ประจำปีงบประมาณ พ.ศ. 2561

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รายงานการวิจัยฉบับสมบูรณ์

โครงการสร้างศักยภาพการวิจัยและพัฒนาด้านวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกล
และสภาวะอวกาศ

Capacity Building Program on Research and Development in Space
Engineering, Remote Sensing and Space Weather

นายพรชัย ทรัพย์นิธิ
นายศรวัฒน์ ชิวปรีชา
นายเวริต ภาคย์พิสุทธิ์

ได้รับทุนสนับสนุนงานวิจัยงบประมาณแผ่นดิน ประจำปีงบประมาณ พ.ศ. 2561

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ชื่อโครงการ (ภาษาไทย) โครงการสร้างศักยภาพการวิจัยและพัฒนาด้านวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกล
และสภาวะอวกาศ.....

แหล่งเงิน เงินงบประมาณ.....

ประจำปีงบประมาณ 2561..... จำนวนเงินที่ได้รับการสนับสนุน.....9,640,000.....บาท

ระยะเวลาทำการวิจัย.....1..... ปี ตั้งแต่ 1 ตุลาคม 2560..... ถึง 30 กันยายน 2561.....

ชื่อ-สกุล หัวหน้าโครงการ และผู้ร่วมโครงการวิจัย

1. นายพรชัย ทรัพย์นิธิ คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.....
2. นายศรวัฒน์ชีวปรีชา คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.....
3. นายเวริต ภาคย์พิสุทธิ คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.....

บทคัดย่อ

โครงการวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อพัฒนาองค์ความรู้ด้านวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกลสภาวะอวกาศ และเทคโนโลยีมัลติจีเอ็นเอสเอส ในประเทศไทย

ในด้านวิศวกรรมดาวเทียม ได้ทำการพัฒนาดาวเทียมคิวบแซท (cubesat) ขนาด 1U ร่วมกับมหาวิทยาลัยฮอกไกโด ประเทศญี่ปุ่น ผลลัพธ์ที่ได้คือมีการจัดทาสถานีรับสัญญาณดาวเทียม 1 แห่ง และมีการสร้างดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรม (engineering prototype) จำนวน 3 ดวง

ในด้านสภาวะอวกาศ การรับรู้ระยะไกลและมัลติจีเอ็นเอสเอส ได้ทำการพัฒนาหน่วยวิจัยด้าน GNSS และ Space Weather ตั้งอยู่ที่อาคารเรียนรวม 12 ชั้น คณะวิศวกรรมศาสตร์ มีการจัดระบบเซิร์ฟเวอร์กลางรับข้อมูลจีเอ็นเอสเอสที่ดูแลรักษาจำนวน 7 สถานีเข้ามา เพื่อทำการแบ็กอัปข้อมูลรวมทั้งประมวลผลค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิตัว (TEC) และอัตราการเปลี่ยนแปลงค่า TEC โดยในแสดงผลลัพธ์ประจำวันในหน้าเว็บไซต์ <http://iono-gnss.kmitl.ac.th> ในหน้าเว็บนี้ยังมีข้อมูลสภาวะอวกาศอื่น ๆ แสดงผลด้วย ในส่วนการวิจัยขั้นสูงได้ทำการวิเคราะห์ค่า TEC และกาจัดปัญหา cycle slip การศึกษาสถิติการเกิดสเปรดเอฟ ที่สถานีชุมพร

ในโครงการวิจัยนี้ได้มีการพัฒนาศักยภาพนักวิจัยโดยการส่งบุคลากรไปอบรมด้านสภาวะอวกาศที่หน่วยงาน NICT ประเทศญี่ปุ่น และด้านวิศวกรรมดาวเทียมที่มหาวิทยาลัยฮอกไกโด ประเทศญี่ปุ่นเป็นระยะเวลาด้านละ 1 เดือน

คำสำคัญ : ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์; เครื่องไอโอโนซอนด์, ความถี่วิกฤต, สเปรดเอฟ

Research Title : Capacity Building Program on Research and Development in Space Engineering, Remote Sensing and Space Weather..

Researcher: PornchaiSupnithi, SorawatChaewpreecha, WatidPhakphisut.....

Faculty : Engineering... **Department :** Telecommunications Engineering...

ABTRACT

The objectives of this research project are to develop know-hows in space engineering, remote sensing, space weather and multi-GNSS in Thailand

For the area of satellite engineering, 3 engineering prototypes of 1U cubesats have been developed and satellite reception station is established.

For the area of space weather, remote sensing and multi-GNSS, we have established GNSS and Space Weather research center and website at the Faculty of Engineering, KMITL. The data center has been set up with 2 servers which store GNSS data in RINEX format and process the total electron content (TEC) and rate of TEC change index (ROTI) plots and maps. The website [://iono-gnss.kmitl.ac.th](http://iono-gnss.kmitl.ac.th) also displays Sun data (from NASA), Space environment data (NASA) and Ionosphere data as well. In terms of advanced research, the cycle slip issues have been researched and eliminated from TEC processing, and the Spread F statistics at Chumphon station have been studied.

In addition, researchers have been sent to the training on Space Weather forecasting at NICT, Japan, for 1 month, and also on Satellite engineering at Hokkaido University, Japan, for 1 month.

Keywords : Ionosphere; Ionosonde, Critical frequency, Spread F

กิตติกรรมประกาศ

คณะผู้วิจัยขอขอบคุณ ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์ และวิทยาเขตชุมพร สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ที่ได้อำนวยความสะดวกในการใช้พื้นที่และเครื่องมือ สิ่งอำนวยความสะดวกต่าง ๆ นอกจากนี้ได้รับการสนับสนุนเครื่องมือและข้อมูลทางเทคนิคต่าง ๆ จากหน่วยงานในประเทศไทยและประเทศญี่ปุ่น สำหรับหน่วยงานในประเทศญี่ปุ่นที่ให้การสนับสนุนการวิจัยได้แก่ National Institute of Information and Communication Technology (NICT) ประเทศญี่ปุ่น สำหรับสถานีไอโอโนซอนด์และสถานีจีเอ็นเอสเอสที่วิทยาเขตชุมพร มหาวิทยาลัยฮอกไกโด ประเทศญี่ปุ่นสำหรับการอบรมด้านดาวเทียมคิวบแซท

ขอขอบคุณนักศึกษา ผู้ช่วยวิจัยที่ได้ช่วยเหลืองานในโครงการวิจัยนี้ ได้แก่ นายพิมมะสอน ทำมะวงสี ที่ช่วยในเก็บรวบรวมข้อมูลไอโอโนซอนด์ และยังได้ทำการวิเคราะห์พารามิเตอร์ต่าง ๆ นายณภัทร ทองเกษม ในการวิเคราะห์ปริมาณอิเล็กทรอนิกส์ นักศึกษาระดับปริญญาโทและเอกที่ทำวิจัยด้านดาวเทียม การรับรู้ระยะไกล ไอโอโนสเฟียร์ และเทคโนโลยีมัลติจีเอ็นเอสเอส ในภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม และนายจุฬร ด้วงทอง ในการจัดทำรายงานความก้าวหน้าและรายงานฉบับสมบูรณ์

การวิจัยครั้งนี้ได้รับทุนสนับสนุนการวิจัยจากสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง จากงบประมาณแผ่นดิน ประจำปีงบประมาณพ.ศ. 2561 ทั้งนี้ขอขอบคุณสำนักงานคณะกรรมการวิจัยแห่งชาติ (วช.) ที่ประสานงานการประเมินข้อเสนอโครงการวิจัยในเบื้องต้นด้วย โครงการวิจัยนี้ซึ่งมีระยะเวลา 1 ปี ตั้งแต่วันที่ 1 ตุลาคม 2560 ถึง 30 กันยายน 2561

นายพรชัย ทรัพย์นิธิ
นายศรวัฒน์ ชิวปรีชา
นายเวธิต ภาคย์พิสุทธิ์
(คณะผู้วิจัย)

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย.....	ก
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	ข
กิตติกรรมประกาศ.....	ค
สารบัญ.....	ง
สารบัญตาราง.....	ช
สารบัญภาพ.....	ซ
บทที่ 1 บทนำ.....	1
1.1 ความสำคัญและที่มาของปัญหา.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของโครงการวิจัย.....	6
1.3 ขอบเขตการวิจัย.....	6
1.3.1 การพัฒนาดาวเทียมขนาดเล็ก.....	6
1.3.2 การพัฒนาองค์ความรู้ด้านวิศวกรรมอวกาศและการรับรู้ระยะไกล.....	7
1.3.3 การสนับสนุนภาคอุตสาหกรรมและบริการในด้านวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกล และสภาวะอวกาศ.....	8
1.3.4 การถ่ายทอดองค์ความรู้และบริการวิชาการด้านวิศวกรรมอวกาศการรับรู้ระยะไกล และสภาวะอวกาศ แก่บุคคลทั่วไป และภาคอุตสาหกรรมที่เกี่ยวข้อง.....	9
1.3.5 การผลิตบัณฑิตด้านวิศวกรรมวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกลและสภาวะอวกาศ....	10
1.3.6 การสร้างเครือข่ายวิจัยและนักวิจัยรุ่นใหม่ในระดับชาติและนานาชาติด้าน วิศวกรรม อวกาศ การรับรู้ระยะไกลและสภาวะอวกาศ.....	10
1.4 วิธีการดำเนินการวิจัย.....	10
1.4.1 การจัดตั้งหน่วยวิจัยวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกล.....	10
1.4.2 หน่วยวิจัยด้านสภาวะอวกาศ (Space Weather Research Center).....	19
1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ.....	23
บทที่ 2 ผลการวิจัยและพัฒนาด้านการวิเคราะห์สภาวะอวกาศ การรับรู้ระยะไกล และมัลติจีเอ็มเอสเอส.....	25
2.1 การจัดตั้งศูนย์ข้อมูล GNSS และ Space Weather แห่งประเทศไทย (Thai GNSS and Space Weather Information Center).....	25

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
2.1.1 อุปกรณ์ประเภทเซิร์ฟเวอร์เพื่อจัดเก็บ และประมวลผลข้อมูลจีเอ็นเอสเอส.....	26
2.1.2 การปรับปรุงหน้าเว็บไซต์ http://iono-gnss.kmitl.ac.th	34
2.1.3 ผลิตภัณฑ์ข้อมูลสภาวะอวกาศ.....	36
2.2 ผลงานวิจัยขั้นสูงด้าน Multi-GNSS.....	44
2.2.1 การวิเคราะห์ค่า TEC.....	44
2.2.2 การปรับปรุงสัมประสิทธิ์แบบจำลองโคลบูชา (Klobuchar model).....	49
2.3 การวิจัยและพัฒนาด้านการวิเคราะห์สัญญาณจากระบบ Ionosonde.....	51
2.3.1 การวิเคราะห์ค่าความถี่วิกฤต.....	51
2.3.2 การตรวจสอบช่วงเวลาการเกิดสเปรดเอฟในปี 2013 และ 2014 ที่สถานีชุมพร.....	52
2.3.3 การวิเคราะห์ ROTI และสเปรดเอฟ (spread-F) สำหรับการปรับปรุง แบบจำลอง NN.....	57
2.4 การอบรมด้าน Space Weather Forecasting ที่ NICT.....	60
2.4.1 Space weather forecast in NICT.....	60
2.4.2 Lecture on the forecast of the Sun.....	60
2.4.3 Magnetosphere and Ionosphere.....	60
2.4.4 Ionospheric model.....	60
2.4.5 Ionosonde system and GPS system.....	61
2.4.6 Forecasting training.....	61
2.5 การสร้างเครือข่ายวิจัย.....	62
บทที่ 3 การวิจัยและพัฒนาด้านดาวเทียมและการประยุกต์ใช้งานด้านการรับรู้ระยะไกล.....	65
3.1 NOAA weather satellite in APT mode receiver system based on SDR technology [55].....	65
3.2 การถ่ายทอดองค์ความรู้ CanSat.....	78
3.2.1 Arduino Nano.....	80
3.2.2 เซนเซอร์ BMP180 [64].....	82
3.2.3 เซนเซอร์ ADXL345 [66].....	83
3.2.4 โมดูล GPS Ublox NEO-6M [68].....	84

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
3.2.5 โมดูลสื่อสารไร้สาย HC-12.....	87
3.3 KMITL-CubeSat EM-3.....	92
3.4 การดำเนินจัดตั้งสถานีภาคพื้นดิน.....	131
3.5 การดำเนินการจัดหาซอฟต์แวร์ AGI STK Pro และการใช้สำหรับจำลองการทำงาน.....	145
3.6 กิจกรรมการมีส่วนร่วมและความร่วมมือ.....	152
บทที่ 4 สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ.....	165
บทที่ 5 สรุปผลผลิตงานวิจัย.....	166
5.1 สรุปรายชื่อและรายละเอียดผลผลิตงานวิจัยที่ผลิตได้และที่อยู่ระหว่างดำเนินการทั้งหมด.....	166
5.1.1 บทความวิชาการในวารสารวิชาการระดับนานาชาติ (ที่มี Impact Factor).....	166
5.1.2 บทความวิชาการในการประชุมวิชาการระดับนานาชาติ.....	166
5.1.3 ต้นแบบฮาร์ดแวร์และซอฟต์แวร์.....	167
5.1.4 แหล่งทุน/ความช่วยเหลือจากภายนอก.....	167
บรรณานุกรม.....	168
ภาคผนวก.....	175
ภาคผนวก ก.....	176
ภาคผนวก ข.....	177
ประวัตินักวิจัย.....	178

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1 คุณสมบัติคอมพิวเตอร์เซิร์ฟเวอร์ยี่ห้อ DELL รุ่น PowerEdge T430.....	26
2.2 ค่าสัมประสิทธิ์ที่คำนวณได้ใหม่.....	51
3.1 คุณสมบัติของ สายอากาศ Cross-Dipole รุ่น KX-137.....	66
3.2 คุณสมบัติของ RTL-SDR.....	67
3.3 คุณสมบัติของไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Nano.....	81
3.4 คุณสมบัติของเซนเซอร์ BMP180.....	82
3.5 คุณสมบัติของ ADXL345.....	84
3.6 คุณสมบัติของโมดูล GPS NEO-6M Ublox.....	85
3.7 คำอธิบายประโยคใน GGA Protocol.....	86
3.8 คำอธิบายประโยคใน RMC Protocol.....	87
3.9 คุณสมบัติของโมดูล HC-12.....	88
3.10 คำอธิบายพินทั้งหมดของโมดูลสื่อสารไร้สาย HC-12.....	89
3.11 คุณสมบัติที่ต้องการของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท.....	94
3.12 คุณสมบัติของสายอากาศยาก็.....	96
3.13 ส่วนประกอบบน ดาวเทียมคิวบ์แซท EM-3.....	112
3.14 เปรียบเทียบคุณสมบัติของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท.....	120
3.15 รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดิน.....	125
3.16 คุณสมบัติของสายอากาศ Yagi-Uda ย่าน VHF.....	135
3.17 คุณสมบัติของสายอากาศ Yagi-Uda ย่าน UHF.....	135
3.18 คุณสมบัติของชุดงานสายอากาศความถี่ย่านไมโครเวฟ.....	136
3.19 คุณสมบัติของ Yaesu G-5500.....	141
3.20 คุณสมบัติของ Transciever Icom ic-7100.....	141
3.21 วันที่และเวลาที่สถานีภาคพื้นจะสามารถติดต่อดาวเทียม CubeSat ได้.....	149
3.22 ผลรวมของพลังงานที่ได้รับในแต่ละเดือน.....	151

สารบัญภาพ

ภาพที่	หน้า
1.1 ภาพรวมการทดสอบดาวเทียมคิวบ์แซทที่เป็น Flight Model ก่อนทำการส่งขึ้นสู่อวกาศ.....	11
1.2 กลุ่มดาวเทียมวอล์คเกอร์.....	12
1.3 ภาพรวมระบบของแบบจำลองทางวิศวกรรมอย่างง่ายของดาวเทียมคิวบ์แซท.....	13
1.4 ไดอะแกรมส่วนควบคุมการถ่ายภาพ.....	13
1.5 ไดอะแกรมส่วนควบคุมการจ่ายพลังงาน.....	13
1.6 แบบจำลองทางวิศวกรรมต้นแบบของดาวเทียมคิวบ์แซทขนาด 1U ที่จะจัดทำขึ้น สำหรับการทดสอบด้วย High Altitude Balloon.....	14
1.7 สถานีรับสัญญาณภาคพื้นดินอย่างง่ายสำหรับการทดสอบด้วย High Altitude Balloon.....	15
1.8 Flowchart ควบคุมการทำงานของต้นแบบดาวเทียมคิวบ์แซทและสถานีรับสัญญาณภาคพื้นดิน สำหรับการทดสอบการถ่ายภาพด้วย High Altitude Balloon.....	15
1.9 การทดสอบดาวเทียมต้นแบบโดยใช้บอลลูนฮีเลียมระยะสูง (High Altitude Balloon) ทำภารกิจถ่ายภาพและส่งภาพแบบเวลาจริงมายังสถานีภาคพื้นดิน.....	16
1.10 ภาพถ่ายพื้นผิวโลกจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมต้นแบบ.....	16
1.11 ขั้นตอนการส่งผ่านข้อมูลโดยใช้รหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตราหัสได้.....	18
1.12 แผนงานของ WMO.....	20
1.13 แผนผังการทำงานของศูนย์ข้อมูลสภาวะชั้นบรรยากาศอวกาศของประเทศไทย (Thailand Space Weather Information Center).....	22
1.14 เว็บไซต์ศูนย์รวมข้อมูลสภาวะชั้นบรรยากาศอวกาศของสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.....	22
1.15 ตัวอย่างของห้อง Control room แสดงสภาวะอวกาศ (Space Weather).....	23
2.1 ห้องวัดสัญญาณดาวเทียม GNSS.....	25
2.2 (ก) เครื่องรับสัญญาณ GNSS ยี่ห้อ Novatel รุ่น DL-V3 (ข) เครื่องรับสัญญาณ GNSS ยี่ห้อ Novatel รุ่น Propak-6.....	25
2.3 ห้อง Control room.....	26
2.4 แผนผังการออกแบบชุดการทำงานของฮาร์ดดิสก์ในเครื่องเซิร์ฟเวอร์.....	27
2.5 การตั้งค่าระบบป้องกันข้อมูลสูญหายในฮาร์ดดิสก์ผ่านเซอร์วิส IDRAC.....	28

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่	หน้า
2.6 หน้าต่างหลักสำหรับจัดการระบบปฏิบัติการ VMware vSphere 6 Hypervisor.....	29
2.7 หน้าต่างการแบ่งทรัพยากรให้ระบบปฏิบัติการย่อยจากระบบปฏิบัติการ VMware vSphere 6 Hypervisor.....	29
2.8 การตั้งค่าระบบปฏิบัติการ FREENAS ผ่านทางเว็บไซต์.....	30
2.9 หน้าต่างการตั้งค่าการป้องกันข้อมูลสูญหายในกรณีที่ฮาร์ดดิสก์ล้มเหลว.....	31
2.10 การเข้าใช้งานระบบ NAS ผ่านช่องทาง SSH จากโปรแกรมในระบบปฏิบัติการวินโดวส์.....	32
2.11 การเข้าใช้งานระบบ NAS ผ่านช่องทาง SMB.....	32
2.12 หน้าต่างการจัดการข้อมูลผ่านเว็บไซต์จากโปรแกรม Nextcloud.....	33
2.13 การเชื่อมต่อระบบ Nextcloud เพื่อดึงข้อมูลจากระบบ NAS ผ่านช่องทาง SMB.....	34
2.14 หน้าหลักของเว็บไซต์ http://iono-gnss.kmitl.ac.th	34
2.15 หน้าเว็บ Data ของเว็บไซต์ http://iono-gnss.kmitl.ac.th	35
2.16 หน้าเว็บ Observation ของเว็บไซต์ http://iono-gnss.kmitl.ac.th	35
2.17 หน้าเว็บ NTRIP บนเว็บไซต์ http://iono-gnss.kmitl.ac.th	36
2.18 ระดับของ solar flare.....	37
2.19 ตัวอย่างพื้นผิวดวงอาทิตย์ จุดดับและการระเบิด.....	37
2.20 พารามิเตอร์สำคัญแสดงสิ่งแวดล้อมอวกาศ (Space environment).....	38
2.21 ตัวอย่างระดับฟลักซ์คลื่นเอ็กซ์เรย์ (X-ray flux).....	39
2.22 ตัวอย่างระดับฟลักซ์โปรตอน (Proton flux).....	39
2.23 ตัวอย่างค่าดัชนี Dst.....	40
2.24 ตัวอย่างค่าดัชนี Kp.....	40
2.25 ค่า TEC และ ROTI ที่วิเคราะห์ได้จากสถานี KMIT และ NNKI.....	41
2.26 ค่า TEC และ ROTI ที่วิเคราะห์ได้จากสถานี CMU และ CPN.....	41
2.27 ตัวอย่างภาพไอโอโนแกรมชนิด quick look ที่ได้จากสถานีไอโอโนซอนด์ ที่ชุมพร	42
2.28 ค่าความถี่วิกฤต foF2 ที่ได้จากสถานีไอโอโนซอนด์ เชียงใหม่ (CMU) ชุมพร (CPN) และโกโตตาบัง ประเทศอินโดนีเซีย (KTB).....	42
2.29 เหตุการณ์สเปรดเอฟ (Spread F) ในปี 2014 และ 2015 สถานีชุมพร.....	43

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่	หน้า
2.30 ค่าดัชนีซินทิเลชัน (S4 index) ที่วัดได้จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสที่สถานีภูเก็ต ในวันที่ 31 ธันวาคม 2018.....	43
2.31 ขั้นตอนการคำนวณค่า TEC.....	44
2.32 ตัวอย่างการเกิด cycle slip ที่พบในค่า STEC จากเฟส สถานี KMIT.....	45
2.33 The cycle slip correction of sTEC.....	45
2.34 The windowed adjust of STEC carrier-phase.....	45
2.35 The flowchart of the TEC model calculation (2nd part).....	46
2.36 The vTEC in 26/03/2014 at KMIT station.....	46
2.37 ค่า VTEC ที่สถานี KMIT ในวันที่ DOY 002 ปี 2016.....	47
2.38 ค่า Median ของ VTEC ก่อนการทำ smoothing.....	47
2.39 ค่า Median ของ VTEC หลังการทำ smoothing.....	48
2.40 การเปรียบเทียบค่า VTEC ที่วิเคราะห์จากสถานี KMIT กับแบบจำลองต่าง ๆ.....	48
2.41 ขั้นตอนในการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์ใหม่ของแบบจำลองโคลบูชา.....	49
2.42 ค่า STEC และค่ามัธยฐานของค่า VTEC ในวันที่ 10 เมษายนปี 2018 จากสถานี KMIT.....	50
2.43 ผลเปรียบเทียบค่า TEC ระหว่างค่าที่ได้จากสัมประสิทธิ์เดิมและค่าใหม่.....	51
2.44 ค่า foF2 ที่วิเคราะห์ได้จากภาพไอโอโนแกรม ค่ามัธยฐาน 27 วันและค่าขอบเขตใน วันที่ 27 มกราคม 2016 ที่สถานีชุมพร.....	52
2.45 ข้อมูลไอโอโนแกรมที่สามารถใช้งานได้ของปี 2014 ที่สถานีชุมพร.....	52
2.46 การแจกแจงช่วงเวลาการเกิดสเปรดเอฟในเดือนมิถุนายน กรกฎาคม และสิงหาคมในปี 2013 ที่สถานีชุมพร.....	53
2.47 การแจกแจงการเกิดสเปรดเอฟในเดือนมกราคม กุมภาพันธ์ และมีนาคม ในปี 2014 ที่สถานีชุมพร.....	53
2.48 การแจกแจงช่วงเวลาการเกิดสเปรดเอฟในเดือนเมษายน พฤษภาคม และสิงหาคม ในปี 2014 ที่สถานีชุมพร.....	54
2.49 การแจกแจงการเกิดสเปรดเอฟในเดือนกันยายน ตุลาคม พฤศจิกายน และธันวาคม ในปี 2014 ที่สถานีชุมพร.....	54

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่	หน้า
2.50 เปอร์เซ็นต์การเกิดสเปรดเอฟในเดือนมกราคม กุมภาพันธ์ มีนาคมและเมษายนในปี 2014 ที่สถานีชุมพร.....	55
2.51 เปอร์เซ็นต์การเกิดสเปรดเอฟในเดือนพฤษภาคม สิงหาคม กันยายน และตุลาคมในปี 2014 ที่สถานีชุมพร.....	56
2.52 เปอร์เซ็นต์การเกิดสเปรดเอฟในเดือนพฤศจิกายน และตุลาคมในปี 2014 ที่สถานีชุมพร.....	56
2.53 การเปรียบเทียบค่า ROTI กับเหตุการณ์สเปรดเอฟ ระหว่างวันที่ 1 ถึง 8 กุมภาพันธ์ 2014.....	57
2.54 การเปรียบเทียบค่า ROTI กับเหตุการณ์สเปรดเอฟ ระหว่างวันที่ 9 ถึง 16 กุมภาพันธ์ 2014.....	58
2.55 การเปรียบเทียบค่า ROTI กับเหตุการณ์สเปรดเอฟ ระหว่างวันที่ 17 ถึง 24 กุมภาพันธ์ 2014.....	59
2.56 การเปรียบเทียบค่า ROTI กับเหตุการณ์สเปรดเอฟ ระหว่างวันที่ 25 ถึง 28 กุมภาพันธ์ 2014.....	59
2.57 ภาพทีมงานที่ไปอบรมที่ NICT ประเทศญี่ปุ่น (เวริต ภาควิชาฟิสิกส์, จิรภูมิ บุตรโท และ ปุณยวีร์ จามจรีกุลกาญจน์).....	61
2.58 (ซ้าย) ทางหน่วยงาน NICT ให้ของที่ระลึก (ขวา) ภาพขณะพยานกรณปรากฏการณ์ต่างๆ ทั้งนอกโลก และในโลกจากข้อมูลจริง.....	62
2.59 ภาพเครื่องมือที่ติดตั้งอยู่ที่หน่วยงาน NICT ประเทศญี่ปุ่น.....	62
2.60 ภาพการเซ็น MOU ร่วมกันระหว่างสจล. กับบริษัทวิทยุการบินแห่งประเทศไทย.....	62
2.61 การจัดแสดงกราฟฟิคแสดงสถานะของเทคโนโลยี GNSS.....	63
2.62 คณะบริหารและผู้เข้าร่วมชมห้องวิจัย.....	63
2.63 การเข้าร่วมประชุมงาน ASEAN IVO FORUM 2018.....	64
3.1 ภาพรวมของระบบรับสัญญาณ.....	66
3.2 สายอากาศ Turnstile Antenna.....	67
3.3 RTL-SDR.....	67
3.4 Matching Pad 50Ω Male to 75Ω Female.....	68
3.5 วงจร Bias Tee.....	68
3.6 สเปกตรัมความถี่ของสัญญาณจากดาวเทียม NOAA.....	69
3.7 การกำหนดพิกัดของสถานีฐาน.....	70
3.8 ตารางเวลาที่ดาวเทียม NOAA จะพาดผ่านสถานีฐาน.....	70

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่	หน้า
3.9 ตำแหน่งการโคจรของดาวเทียม NOAA.....	71
3.10 การรับและประมวลผลสัญญาณจากดาวเทียม NOAA 19.....	71
3.11 ข้อมูลภาพภาพที่รับได้จากดาวเทียม NOAA 19 วันที่ 4 มกราคม เวลา 16:50 น.....	73
3.12 ข้อมูลภาพภาพที่รับได้จากดาวเทียม NOAA 15 วันที่ 4 มกราคม เวลา 19:19 น.....	74
3.13 ข้อมูลภาพภาพที่รับได้จากดาวเทียม NOAA 19 วันที่ 5 มกราคม เวลา 05:27 น.....	75
3.14 ข้อมูลภาพภาพที่รับได้จากดาวเทียม NOAA 18 วันที่ 5 มกราคม เวลา 9:29 น.....	76
3.15 ข้อมูลภาพภาพที่รับได้จากดาวเทียม NOAA 15 วันที่ 5 มกราคม เวลา 18:54 น.....	76
3.16 ข้อมูลภาพภาพที่รับได้จากดาวเทียม NOAA 18 วันที่ 6 มกราคม เวลา 9:16 น.....	77
3.17 ตัวอย่าง CanSat.....	78
3.18 แผนภาพการปฏิบัติการกิจของ CanSat.....	79
3.19 แผนภาพการทำงานของ CanSat.....	80
3.20 การเชื่อมต่ออุปกรณ์บน CanSat.....	80
3.21 ไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Nano.....	81
3.22 โปรแกรม Arduino IDE สำหรับคอมไพล์และอัปโหลดโปรแกรมลงบอร์ด Arduino.....	81
3.23 เซนเซอร์ BMP180.....	82
3.24 เซนเซอร์ ADXL345.....	83
3.25 โมดูล GPS NEO-6M Ublox.....	84
3.26 โมดูลสื่อสารไร้สาย HC-12.....	88
3.27 ภาพรวมของ CanSat kits 1 ชุด.....	89
3.28 CanSat kits สำหรับใช้อบรมภายในค่าย CanSat camp.....	89
3.29 กิจกรรมในค่าย Telecom NextGen ช่วงพานักเรียนชมห้องปฏิบัติการ.....	90
3.30 ช่วงเกริ่นนำความเป็นมาของ “CanSat”.....	90
3.31 ช่วงทดลองต่อวงจรและการประกอบชุด CanSat kit.....	91
3.32 ช่วงปฏิบัติการปล่อย CanSat ด้วยโดรน.....	91
3.33 ช่วงตามเก็บกู้ CanSat.....	92

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่	หน้า
3.34 แผนภาพการทำงานของ KMITL-CubeSat EM-3.....	93
3.35 แผนภาพความสัมพันธ์ระหว่างอุณหภูมิและความสูงในบรรยากาศ [71].....	94
3.36 แผนผังการทำงานของสถานีภาคพื้นดิน.....	95
3.37 สายอากาศยาก็.....	96
3.38 รูปแบบการแผ่สัญญาณของสายอากาศยาก็ [76].....	97
3.39 ร่มชูชีพแบบ Semi-spherical.....	98
3.40 ร่มชูชีพแบบ Cross	98
3.41 ร่มชูชีพแบบ Parapent.....	98
3.42 ร่มชูชีพแบบ Flat.....	99
3.43 รูปแบบของร่มชูชีพแบบ Semi-Spherical.....	100
3.44 อัตราส่วนของร่มชูชีพแบบ Semi-spherical ที่มีความเร็ว 3 เมตรต่อวินาที.....	100
3.45 การทำร่มชูชีพแบบ Semi-spherical.....	101
3.46 ตัวอย่างบอลลูนที่บรรจุด้วยแก๊สฮีเลียม.....	101
3.47 บอลลูนบรรจุแก๊สฮีเลียมเพื่อสร้างแรงยกตัว.....	102
3.48 แผนผังการใช้งานสถานีแทร์กเกอร์โดย APRS [24].....	106
3.49 ต้นแบบของแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท KMITL-CubeSat EM-1.....	106
3.50 แบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท KMITL-CubeSat EM-1.....	107
3.51 ลายวงจรของส่วนอุปกรณ์เซนเซอร์ (Layer 1).....	107
3.52 ลายวงจรของส่วนประมวลผล (Layer 2).....	107
3.53 ลายวงจรส่วนแบตเตอรี่และกล้องถ่ายภาพ (Layer 3).....	108
3.54 ต้นแบบของแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท KMITL-CubeSat EM-2.....	108
3.55 แบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท KMITL-CubeSat EM-2.....	108
3.56 ลายวงจรส่วนสื่อสาร (Layer 1 ด้านบน).....	109
3.57 ลายวงจรส่วนสื่อสาร (Layer 1 ด้านล่าง).....	109
3.58 ลายวงจรส่วนประมวลผล และจัดการข้อมูล (Layer 2 ด้านบน).....	109
3.59 ลายวงจรส่วนประมวลผล และจัดการข้อมูล (Layer 2 ด้านล่าง).....	110

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่	หน้า
3.60 ลายวงจรส่วนแบตเตอรี่ เซนเซอร์ และกล้องถ่ายภาพ (Layer 3 ด้านบน).....	110
3.61 ลายวงจรส่วนแบตเตอรี่ เซนเซอร์ และกล้องถ่ายภาพ (Layer 3 ด้านล่าง).....	110
3.62 ต้นแบบของแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-3.....	111
3.63 แบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-3.....	111
3.64 ลายวงจรส่วนสายอากาศของ EM-3 (ด้านบน).....	113
3.65 ลายวงจรส่วนสายอากาศของ EM-3 (ด้านล่าง).....	113
3.66 ลายวงจรส่วนควบคุมการถ่ายภาพ (ด้านบน).....	114
3.67 ลายวงจรส่วนควบคุมการถ่ายภาพ (ด้านล่าง).....	114
3.68 ส่วนประมวลผลและจัดการข้อมูล (ด้านบน).....	115
3.69 ส่วนประมวลผลและจัดการข้อมูล (ด้านล่าง).....	115
3.70 ส่วนแจกจ่ายพลังงาน (ด้านบน).....	116
3.71 ส่วนแจกจ่ายพลังงาน (ด้านล่าง).....	116
3.72 ส่วนควบคุมการสื่อสารกับสถานีภาคพื้นดิน (ด้านบน).....	117
3.73 ส่วนควบคุมการสื่อสารกับสถานีภาคพื้นดิน (ด้านล่าง).....	117
3.74 แผนผังการทำงานของดาวเทียมคิวบ์แซท EM – 3.....	119
3.75 การวัดกำลังส่งของดาวเทียมคิวบ์แซทก่อนการทดสอบ.....	121
3.76 กราฟความสูงเทียบกับความกดอากาศที่วัดได้จากแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท.....	121
3.77 ความกดอากาศเทียบกับความสูงจากระดับน้ำทะเลโดยค่าอ้างอิง.....	122
3.78 กราฟระดับความสูงจากความกดอากาศที่วัดได้จากแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท.....	122
3.79 กราฟความสูงเทียบกับอุณหภูมิภายในคิวบ์แซท.....	123
3.80 กราฟความสูงจากจีพีเอสโมดูลที่วัดได้จากแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซทเทียบกับเวลา.....	123
3.81 กราฟการเปรียบเทียบระหว่างความสูงจากความกดอากาศและความสูงจากจีพีเอสโมดูล.....	124
3.82 แกนอ้างอิงสำหรับการวัดความเร่ง 3 แกน.....	124
3.83 กราฟความเร่งที่วัดได้จากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทเทียบกับเวลา.....	125
3.84 ภาพถ่ายทางอากาศจากกล้องออฟไลน์ที่ความสูง 7 กิโลเมตร เหนือพื้นดิน.....	128
3.85 การติดตามแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทด้วย APRS.....	128

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่	หน้า
3.86 การวัดระยะกระจัดระหว่างจุดปล่อยและจุดตก.....	129
3.87 ดาวเทียมคิวบ์แซทที่เก็บกู้ได้.....	129
3.88 ระยะทางจริงที่ดาวเทียมเคลื่อนผ่าน.....	129
3.89 เส้นทางที่ดาวเทียมเคลื่อนผ่านและความสูงในรูปแบบสามมิติ.....	130
3.90 สถาบันวิจัยแสงซินโครตรอน.....	130
3.91 เครื่อง vacuum brazing furnace สำหรับจำลองสภาวะสุญญากาศ.....	131
3.92 สถานีภาคพื้นดินและหน่วยวิจัยวิศวกรรมดาวเทียมขนาดเล็ก (KMITL-CubeSat).....	132
3.93 บริเวณเหนือห้องสถานีภาคพื้นดินก่อนทำการติดตั้งเสาทาวเวอร์และสายอากาศ.....	133
3.94 บริเวณเหนือห้องสถานีภาคพื้นดินขณะทำการติดตั้งเสาทาวเวอร์และสายอากาศ.....	133
3.95 ชุดสายอากาศบริเวณเหนือห้องสถานีภาคพื้นดิน.....	134
3.96 ชุดจานสายอากาศความถี่ย่านไมโครเวฟ.....	136
3.97 ชุดสายอากาศบริเวณดาดฟ้าอาคารภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม.....	137
3.98 บริเวณดาดฟ้าอาคารภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคมขณะทำการติดตั้งเสาทาวเวอร์.....	137
3.99 การลดทอนของสัญญาณในสายนำสัญญาณเส้นผ่าศูนย์กลาง 10 มิลลิเมตร.....	138
3.100 ค่าทนกำลังและแรงดันสูงสุดของสายนำสัญญาณเส้นผ่าศูนย์กลาง 10 มิลลิเมตร.....	139
3.101 Impedance matching ของ 1:2.....	139
3.102 การต่อจุดของสายนำสัญญาณ.....	140
3.103 G-5500.....	140
3.104 Icom ic-7100.....	143
3.105 ขณะกำลังรับสัญญาณ SSTV จากสถานีอวกาศนานาชาติ (ISS).....	144
3.106 ภาพ SSTV ที่รับได้ วันที่ 29 ตุลาคม 2561 เวลา 13:08 น.....	144
3.107 ภาพ SSTV ที่รับได้ วันที่ 29 ตุลาคม 2561 เวลา 14:41 น.....	145
3.108 แผนภาพของ “V-Model”.....	146
3.109 การจำลองการเคลื่อนที่ของดาวเทียม CubeSat ด้วยโปรแกรมประยุกต์ AGI’s STK pro.....	147
3.110 การจำลองการเคลื่อนที่ของดาวเทียม CubeSat เข้าใกล้พื้นที่ติดต่อสถานีภาคพื้นดิน.....	148
3.111 การจำลองการทำงานของดาวเทียม KMITL CubeSat เพื่อใช้คำนวณค่าวิเคราะห์พลังงานที่ได้รับ.....	150

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่	หน้า
3.112 ตัวอย่างผลจำลองการรับค่าพลังงานที่ได้รับของดาวเทียม KMITL CubeSat.....	150
3.113 กราฟผลจำลองการรับค่าพลังงาน โดยแยกผลรวมเป็นแบบรายเดือน.....	151
3.114 การประชุมวิชาการด้านวิทยาศาสตร์อวกาศและการสำรวจอวกาศ ครั้งที่ 1.....	153
3.115 ข้อตกลงความร่วมมือ โครงการ SPACEBOX STEP-1.....	153
3.116 ข้อตกลงความร่วมมือ โครงการ SPACEBOX STEP-1.....	155
3.117 ใบปิดประกาศรับสมัครบุคคลในโครงการ THEOS-2.....	156
3.118 KMITL-CubeSat ร่วมจัดแสดงในงานประชุมวิชาการ ITC-CSCC 2018.....	156
3.119 KMITL-CubeSat ร่วมจัดแสดงในงาน Digital Thailand Big Bang 2018.....	157
3.120 การอบรมการใช้งาน Digital Oscilloscope รุ่น DSOX1102G.....	157
3.121 การอบรมการใช้งาน Handheld Spectrum Analyzer รุ่น N9344C.....	157
3.122 การประกูก้าขีเลียนสู่บอลลูนสำหรับส่งแบบจำลองทางวิศวกรรมของ ดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1....	158
3.123 การประกูก้าขีเลียนสู่บอลลูนสำหรับส่งแบบจำลองทางวิศวกรรมของ ดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1.....	158
3.124 การบรรจุแก๊สฮีเลียนเข้าสู่บอลลูนสำหรับส่งแบบจำลองทางวิศวกรรมของ ดาวเทียมคิวบ์แซท EM-2.....	159
3.125 การเตรียมการส่งแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท ดาวเทียมคิวบ์แซท EM-3.....	159
3.126 การประกูก้าขีเลียนสู่บอลลูนสำหรับส่งแบบจำลองทางวิศวกรรมของ ดาวเทียมคิวบ์แซท EM-3.....	160
3.127 ภาพถ่ายทางอากาศที่ระดับความสูง 11.170 km เหนือระดับน้ำทะเล.....	160
3.128 ทีมพัฒนา KMITL-CubeSat EM-3.....	160
3.129 ใบปิดค่าย TELECOM NEXTGEN CAMP ครั้งที่ 1 (ชาย) และ ครั้งที่ 2 (สาว).....	161
3.130 กิจกรรมในส่วนของการอบรมและประกอบ CanSat.....	161
3.131 กิจกรรมในส่วนภาคสนาม ปล่อย CanSat ด้วยโดรน.....	161
3.132 CanSat ร่วงสู่พื้นดินด้วยร่มชูชีพ.....	162
3.133 นักเรียนและพี่สตาฟค่าย TELECOM NEXTGEN.....	162
3.134 Meisei Electric Co.Ltd. นำเสนอความเป็นมาของบริษัท.....	163
3.135 KMITL-CubeSat มอบของที่ระลึกแด่ Meisei Electric Co.Ltd.....	163
3.136 Prof.Dr. Watanabe อธิบายเรื่อง heat transfer ของตัวโครงสร้างดาวเทียม.....	164

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่

หน้า

3.137 Prof.Dr. Watanabe พาชม Ground operations ของดาวเทียม Himawari.....164



บทที่ 1

บทนำ

โครงการวิจัยนี้เกี่ยวข้องกับการศึกษาวิจัยการเสริมสร้างศักยภาพด้านวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกลและสภาวะอวกาศ ในประเทศไทย โดยมีที่มาของปัญหา วัตถุประสงค์ ขอบเขตการวิจัย วิธีการดำเนินการวิจัยโดยสรุปและประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ ดังต่อไปนี้

1.1 ความสำคัญและที่มาของปัญหา

ด้วยเทคโนโลยีอวกาศมีความสำคัญต่อการพัฒนาประเทศในหลากหลายด้าน เช่น การออกแบบและสร้างดาวเทียม ทั้งสำหรับการถ่ายทอดข้อมูลและข่าวสารผ่านดาวเทียม การส่งสัญญาณความถี่สูง (High Frequency: HF) การรับรู้ระยะไกล (Remote Sensing) การประยุกต์ใช้งานด้านการทหาร ด้านการค้นหายุทธยากรรมชาติและธรณี และการประยุกต์ใช้งานด้านภัยพิบัติ รวมทั้งงานด้านการนำร่องอากาศยาน ความแม่นยำในการระบุตำแหน่งของระบบจีเอ็นเอสเอส (Global Navigation Satellite System: GNSS) การพยากรณ์อากาศ (Weather Forecast) การศึกษาแผ่นดินไหว เป็นต้น โดยสภาวะอวกาศ (Space Weather) และชั้นบรรยากาศโลกเป็นปัจจัยสำคัญที่มีผลกระทบต่อเทคโนโลยีเหล่านี้

ตามที่รัฐบาลมีนโยบายสำคัญอย่างหนึ่งคือการพัฒนาและส่งเสริมการใช้ประโยชน์จากวิทยาศาสตร์ เทคโนโลยี การวิจัย พัฒนาและนวัตกรรม และจากยุทธศาสตร์การวิจัยของชาติฉบับที่ 9 ประจำปี 2560-2563 ในการสร้างศักยภาพและความสามารถในการพัฒนานวัตกรรมและบุคลากรทางการวิจัย รวมทั้งยุทธศาสตร์การพัฒนาประเทศตามแผนพัฒนาเศรษฐกิจและสังคมแห่งชาติฉบับที่ 12 ประจำปี 2560-2563 ในการปรับโครงสร้างเศรษฐกิจสู่การเติบโตอย่างมีคุณภาพและยั่งยืนและการจัดการทรัพยากรธรรมชาติและสิ่งแวดล้อมอย่างยั่งยืน อีกทั้งนโยบายของรัฐบาลในการสนับสนุนซูเปอร์คลัสเตอร์จำนวน 6 คลัสเตอร์นั้น เทคโนโลยีอวกาศและการนำมาใช้ประโยชน์จัดอยู่ได้คลัสเตอร์ดิจิทัล ทั้งนี้การดำเนินการจัดทำโครงการสร้างศักยภาพการวิจัยและพัฒนาด้านวิศวกรรมอวกาศและการรับรู้ระยะไกลและสภาวะอวกาศ ยังเป็นการเพิ่มสมรรถนะและขีดความสามารถในการแข่งขันของประเทศในด้านเทคโนโลยีสารสนเทศและการสื่อสารอีกด้วยอันจะเป็นการแสดงถึงศักยภาพของประเทศและนำไปสู่การหลุดพ้นจากการเป็นประเทศรายได้ปานกลาง นอกจากนี้ในแผนแม่บทการพัฒนาอวกาศของประเทศ (พ.ศ. 2550-2559) ภายใต้การดำเนินการจัดทำของกระทรวงเทคโนโลยีสารสนเทศและการสื่อสาร (ก่อนที่จะเปลี่ยนมาเป็นกระทรวงดิจิทัลเพื่อการพัฒนาเศรษฐกิจและสังคม) กำหนดยุทธศาสตร์สำคัญคือการพัฒนาบุคลากรด้านอวกาศ การ

พัฒนาและสะสมองค์ความรู้ด้านอวกาศ การใช้อวกาศเพื่อการพัฒนาสังคมและสาธารณประโยชน์ รวมทั้งการดำเนินการด้านอวกาศเชิงพาณิชย์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง มีพันธกิจสำคัญในการผลิตบัณฑิตและพัฒนาความเป็นเลิศทางวิชาการในเทคโนโลยีด้านต่าง ๆ โดยมีส่วนวิชาการจำนวนมากหลายส่วนเช่น คณะวิศวกรรมศาสตร์ คณะครุศาสตร์ คณะวิทยาศาสตร์ คณะเทคโนโลยีการเกษตร และวิทยาเขตชุมพร ที่มีความเกี่ยวข้องกับเทคโนโลยีอวกาศและการนำไปใช้ประโยชน์ อาทิเช่น เทคโนโลยีสื่อสารโทรคมนาคม เทคโนโลยีการบิน ธรณีฟิสิกส์ การรับรู้ระยะไกล การประยุกต์ใช้งานภาพเพื่อการเกษตรและการจัดการทรัพยากรธรรมชาติ การจัดการภัยพิบัติ เทคโนโลยีดิจิทัล เป็นต้น รวมทั้งการพัฒนาและส่งเสริมการใช้ประโยชน์จากวิทยาศาสตร์เทคโนโลยี การวิจัยและพัฒนา และนวัตกรรม อันจะนำไปสู่การพัฒนาอย่างยั่งยืนของประเทศ

ในขณะนี้ทางสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบังมีความร่วมมือกับมหาวิทยาลัย Hokkaido มหาวิทยาลัย Kagoshima องค์การสำรวจอวกาศการบินของญี่ปุ่น (Japan Aerospace Exploration Agency: JAXA) รวมทั้งเครือข่ายวิจัยในประเทศซึ่งประกอบด้วย บริษัทไทยคม จำกัด (มหาชน) ทีมวิจัย SpaceBox และมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี ในการศึกษาและพัฒนาโครงการสร้างดาวเทียมขนาดเล็ก (Miniaturized Satellites) ขึ้นเองภายในประเทศและนำส่งขึ้นสู่อวกาศเพื่อการศึกษา วิจัย และเป็นแนวทางในการพัฒนาดาวเทียมที่มีขนาดใหญ่ขึ้นในระดับ Micro-Satellite ต่อไปเพื่อการใช้ประโยชน์อย่างยั่งยืนในประเทศ นอกจากนี้ยังได้เตรียมการดำเนินการจัดกิจกรรมค่ายเยาวชนทางด้านอวกาศและวิศวกรรมดาวเทียมและการจัดการแข่งขันดาวเทียมกระป๋อง (CANSAT) ระดับประเทศ ร่วมกับเครือข่าย ทั้งนี้เพื่อเป็นการสร้างแรงบันดาลใจและแรงผลักดันให้เยาวชนและประชาชนทั่วไปได้เล็งเห็นถึงประโยชน์ของเทคโนโลยีอวกาศและการรับรู้ระยะไกล ในการนำมาประยุกต์ใช้งานด้านต่าง ๆ ของประเทศ

สำหรับเทคโนโลยีดาวเทียมที่มีความเหมาะสมและเป็นไปได้ในการพัฒนาขึ้นเองจากองค์ความรู้ที่มีรวมทั้งใช้ทรัพยากรบุคคลในประเทศคือเทคโนโลยีดาวเทียมคิวบ์แซท (CubeSat) โดยดาวเทียม “คิวบ์แซท (CubeSat)” เป็นดาวเทียมขนาดเล็กในระดับพิโค (Pico-Satellite) ทรงลูกบาศก์ที่มีความกว้าง ยาว สูง ขนาด 10 ลูกบาศก์เซนติเมตร และมีน้ำหนักไม่เกิน 1 กิโลกรัม สำหรับดาวเทียมขนาด 1U (Unit) นอกจากนั้นยังสามารถขยายขนาดของดาวเทียมไปเป็นขนาด 2U หรือ 3U ได้ เพื่อให้สามารถติดตั้งอุปกรณ์ต่าง ๆ และเซ็นเซอร์ ตามลักษณะภารกิจการทำงานในอวกาศที่แตกต่างกันตามการวัตถุประสงค์ของการออกแบบ อาทิเช่น การถ่ายภาพ การสื่อสาร การเฝ้าระวังการเกิดภัยพิบัติ การเก็บสภาพแวดล้อมในอวกาศเพื่อการวิจัยทางด้านวิทยาศาสตร์อวกาศ (Space Science) และสภาวะอวกาศ เป็นต้น

ในปัจจุบันเทคโนโลยีการสร้างดาวเทียมคิวบ์แซทกำลังได้รับความนิยมในนักพัฒนาเป็นอย่างมาก เนื่องจากมีข้อได้เปรียบมากกว่าการสร้างดาวเทียมดวงใหญ่หลายอย่าง ได้แก่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- ❖ ใช้ระยะเวลาในการสร้างไม่นานเมื่อเทียบกับการจัดสร้างดาวเทียมดวงใหญ่ทั่วไป โดยผู้ที่มีประสบการณ์อาจจะใช้เวลาเพียง 6 เดือน ถึง 1 ปี ในขณะที่ดาวเทียมดวงใหญ่อาจจะต้องใช้ถึง 3 - 5 ปี
- ❖ ใช้งบประมาณการสร้างและการส่งขึ้นดาวเทียมขึ้นสู่วงโคจรที่ต่ำ รวมถึงใช้รูปแบบการส่งที่ติดไปกับดาวเทียมหลัก (Piggy back) หรือการฝากส่งจากสถานีอวกาศนานาชาติ (International Space Station: ISS) โดยงบประมาณในการสร้างและส่งขึ้นสู่อวกาศของคิวบ์แซทจะตกประมาณไม่เกิน 10 ล้านบาท ในขณะที่งบประมาณสร้างดาวเทียมทั่วไปจะอยู่ในระดับไม่ต่ำกว่า 1,000 ล้านบาท (โครงการดาวเทียมไทยโชต 6,000 ล้านบาท)
- ❖ เนื่องจากเป็นดาวเทียมที่ได้รับความนิยมมากในหมู่นักพัฒนา ทรัพยากรด้านแหล่งข้อมูลทางวิชาการที่สนับสนุนการสร้างคิวบ์แซทสามารถหาได้ง่ายและมีอยู่เป็นจำนวนมาก

ผลลัพธ์ที่แท้จริงของการพัฒนาดาวเทียมคิวบ์แซทไม่ใช่เพียงความสำเร็จของดาวเทียมที่สามารถทำงานได้ในอวกาศ แต่เป็นการพัฒนาความสามารถและศักยภาพของนักวิจัยของประเทศนั้น ๆ เพื่อให้มีความสามารถในการสร้างดาวเทียมขนาดใหญ่ขึ้น ดังนั้นการสร้างดาวเทียมคิวบ์แซทจึงเป็นรากฐานอันสำคัญและก้าวแรกประเทศไทยจะสามารถสร้างดาวเทียมได้ด้วยตนเอง และเป็นการพัฒนาเทคโนโลยีอวกาศอย่างยั่งยืนด้วยคนไทยเอง

ความสำคัญในการพัฒนาดาวเทียมมีความสำคัญอย่างยิ่งต่อการพัฒนาด้านการวิจัย และเศรษฐกิจของประเทศไทยเป็นอย่างมาก กล่าวคือ การสร้างดาวเทียมได้ด้วยตนเองสามารถประหยัดค่าใช้จ่ายเมื่อเปรียบเทียบกับ การซื้อดาวเทียมจากต่างประเทศได้อย่างมหาศาล เปลี่ยนจากการลงทุนให้กับต่างชาติมาเป็นการลงทุนให้กับนักวิจัยในประเทศไทย ทำให้เงินหมุนเวียนภายในประเทศ รวมทั้งก่อให้เกิดอุตสาหกรรมด้านอวกาศขึ้นในประเทศ ซึ่งนอกจากการที่จะได้ดาวเทียมที่มีราคาถูกแล้ว ยังส่งผลให้นักวิจัยในประเทศมีความรู้ ความสามารถ ความเชี่ยวชาญมากขึ้น ซึ่งจะสามารถนำองค์ความรู้ความสามารถเหล่านี้ไปพัฒนาเทคโนโลยีที่มีความจำเป็นอื่น ๆ ในประเทศได้อีกด้วย

หนึ่งในประเทศที่มีการพัฒนาจากดาวเทียมคิวบ์แซทที่ประสบความสำเร็จ คือ ประเทศญี่ปุ่น โดยมหาวิทยาลัยโตเกียวได้เริ่มพัฒนาจากดาวเทียมคิวบ์แซทโดยมีภารกิจในการถ่ายภาพ และถูกส่งขึ้นสู่วงโคจรเพื่อทำงานในอวกาศเมื่อปี 2003 หลังจากนั้นได้มีการพัฒนาและสร้างดาวเทียมคิวบ์แซทอย่างต่อเนื่องจนปัจจุบันกำลังมีการพัฒนาดาวเทียมระดับไมโคร (Micro-Satellites) ขึ้นอีกหลายดวง ทั้งนี้รวมทั้งมหาวิทยาลัย Tohoku และมหาวิทยาลัย Hokkaido ซึ่งดาวเทียมขนาดเล็กทั้งหลายจะทำงานร่วมกันแบบกลุ่ม (Constellation) เพื่อเพิ่มการครอบคลุมพื้นที่ (Coverage) ในการทำงานให้เทียบเคียงกับดาวเทียมขนาดใหญ่ และสามารถทำหน้าที่ในการสำรวจรวมทั้งเฝ้าระวังภัยพิบัติรวมทั้งสำหรับการสื่อสารได้ นอกจากนี้หลายประเทศในกลุ่มประเทศอาเซียน (ASEAN) ก็ได้มีการพัฒนาโครงการอวกาศในลักษณะเดียวกับที่ได้กล่าวมา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คือเริ่มต้นจากดาวเทียมคิวบแซทและพัฒนาต่อเป็น Micro-Satellites อาทิเช่น ประเทศ อินโดนีเซีย ฟิลิปปินส์ และเวียดนาม เป็นต้น ทั้งนี้เพื่อให้เกิดการเริ่มต้นในการสร้างศักยภาพของนักวิจัยไทยและประเทศไทยในการสร้างองค์ความรู้และสร้างดาวเทียมเพื่อการใช้ประโยชน์เองภายในประเทศ โครงการวิจัยนี้จะเป็นตัวเร่งให้เกิดผลแห่งการพัฒนาเทคโนโลยีอวกาศอย่างยั่งยืน (Sustainable Development) พร้อมกันกับเครือข่ายวิจัยทั้งภายในประเทศและต่างประเทศซึ่งจะเกิดจากผลของโครงการวิจัยนี้

ในส่วนของสภาวะอวกาศ (Space Weather) คือสภาวะนอกโลกและสภาวะในชั้นบรรยากาศต่าง ๆ ทั้งในช่วงเวลาปกติและช่วงเวลาที่มีความผิดปกติ โดยความผิดปกติหรือความแปรปรวนที่เกิดขึ้นอาจจะเป็นผลมาจากสภาวะบนโลกเองหรือสภาวะจากดวงอาทิตย์ ในชั้นบรรยากาศแต่ละชั้นเหนือโลกนั้น ชั้นบรรยากาศที่มีความแปรปรวนสูงได้แก่ ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งในชั้นนี้เองมีความสูงประมาณ 80 กิโลเมตรถึง 1,200 กิโลเมตรจากพื้นโลก มีคุณสมบัติสำคัญคือเป็นชั้นบรรยากาศที่มีปริมาณไอออนและอิเล็กตรอนอิสระจำนวนมากเมื่อเปรียบเทียบกับชั้นบรรยากาศชั้นอื่น ๆ ความแปรปรวนของอิเล็กตรอนในชั้นนี้ก่อให้เกิดผลกระทบสำคัญได้แก่ (1) ความผิดปกติของสัญญาณดาวเทียมเช่นการเกิดซินทิลเลชัน (scintillation) และสภาวะ loss-of-lock ของดาวเทียม (2) ความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในระบบดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส ที่สูงกว่าปกติ (3) ความผิดพลาดในการนำร่องเครื่องบินเพื่อการลงจอดในมาตรฐาน ground-based augmentation system (GBAS) และ (4) ความผิดพลาดของวงจรรีเลย์ทรอนิกส์ในดาวเทียมที่โคจรอยู่ เมื่อพิจารณาแต่ละพื้นที่ของโลก ความผิดปกติในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นี้มีความรุนแรงในเขตละติจูดต่ำ (Low Latitude) และบริเวณเส้นศูนย์สูตรแม่เหล็กมากกว่าบริเวณอื่นของโลก เมื่อเกิดความแปรปรวนของอิเล็กตรอนในเขตนี้ก็จะแพร่กระจายไปยังส่วนอื่นของโลกที่มีละติจูดสูงขึ้นอีกด้วย ประเทศไทยเองมีทำเลที่ตั้งในเขตละติจูดต่ำและใกล้เส้นศูนย์สูตรโลก

ในช่วงที่ผ่านมา ทางสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบังนั้นมีความร่วมมือด้านวิจัยกับสถาบันการศึกษา และสถาบันวิจัยต่าง ๆ ในประเทศและต่างประเทศ อาทิเช่น (1) โครงการ SEALION (Southeast Asia Low Ionospheric Latitude Network) ร่วมมือกับ National Institute of Information and Communication Technology (NICT) มหาวิทยาลัยเกียวโต ประเทศญี่ปุ่น และประเทศในอาเซียน (2) โครงการ Multi-GNSS ร่วมมือกับ Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) (3) โครงการศึกษาผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ต่อการลงจอดเครื่องบินในมาตรฐาน Ground-based augmentation system (GBAS) ร่วมกับ Electronic Navigation Research Institute และบริษัทวิทยุการบินแห่งประเทศไทย ผ่านโครงการวิจัยต่างๆ (4) โครงการศึกษาร่องรอยของผลกระทบจากแผ่นดินไหวในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และโครงการ Multi-GNSS ร่วมมือกับ Chinese Academy of Science (5) โครงการศูนย์ข้อมูลด้านไอโอโนสเฟียร์และจีเอ็นเอสเอส ร่วมกับจุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย กรมโยธาธิการและผังเมือง เป็นต้น โดยมีสถานที่และพื้นที่วิจัยสำคัญที่ดำเนินการอยู่ได้แก่ สถานีสังเกตการณ์ชั้นบรรยากาศไอโอ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โนสเฟียร์ที่วิทยาเขตชุมพร สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง และสถานีจีเอ็นเอสเอสใน 7 จังหวัดทั่วประเทศไทย รวมทั้งมีการติดตั้งอุปกรณ์อื่นๆอีกหลายชนิด เช่นเครื่องถ่ายภาพชั้นบรรยากาศ (Optical Sky Imager) และเครื่องวัดสนามแม่เหล็กโลก เป็นต้น ในด้านความร่วมมือทางวิชาการ ทางสถาบันฯเองได้เป็นเจ้าภาพในการจัดประชุมวิชาการระดับนานาชาติ International Reference Ionosphere 2015 (IRI 2015) Workshop ระหว่างวันที่ 2 ถึง 13 พฤศจิกายน พ.ศ. 2558 เป็นครั้งแรกในอาเซียน โดยมีนักวิจัยที่มีชื่อเสียงเข้าร่วมงานจาก 30 ประเทศทั่วโลก

ภายใต้โครงการสร้างศักยภาพการวิจัยและพัฒนาด้านวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกล และสภาวะอวกาศ ตามที่นำเสนอ นอกจากจะเป็นการจุดประกายและเริ่มต้นพัฒนาดาวเทียมเพื่อประโยชน์ทั้งในด้านการศึกษาและการประยุกต์ใช้งานแล้ว อย่างไรก็ดี ปัจจุบันยังขาดความรู้ความเข้าใจด้านสภาวะอวกาศ Multi-GNSS และชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในสังคมไทยในวงกว้าง และองค์ความรู้ในด้านนี้ยังมีความเกี่ยวข้องกับหลักสูตรทางด้านวิศวกรรมอีกจำนวนหลายหลักสูตรเช่น วิศวกรรมโทรคมนาคม วิศวกรรมโยธา (เทคโนโลยีการสำรวจ) วิศวกรรมสิ่งแวดล้อม รวมทั้งหลักสูตรทางด้านวิทยาศาสตร์ ดังนั้นภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง จึงเห็นความสำคัญต่อการจัดตั้งหน่วยวิจัยด้านสภาวะอวกาศ เทคโนโลยีจีเอ็นเอสเอสและชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Space Weather, GNSS and Ionosphere Research Unit) ควบคู่ไปกับหน่วยวิจัยทางด้านวิศวกรรมดาวเทียม เพื่อเป็นการสร้างความเป็นเลิศทางวิชาการทางด้านสภาวะอวกาศ วิศวกรรมและเทคโนโลยีดาวเทียม เทคโนโลยี Multi-GNSS และชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์รวมถึงการพัฒนานวัตกรรมที่เกี่ยวข้อง อาทิเช่น การสร้างกลุ่มดาวเทียมและเครือข่ายดาวเทียม (Satellites Constellation/Satellite Networking) ระบบวิเคราะห์และแจ้งเตือนความผิดปกติในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ซึ่งทำให้เกิดการขาดหายของสัญญาณดาวเทียมบางดวงในระบบจีเอ็นเอสเอสและความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งมีค่าเพิ่มสูงขึ้น อันเกิดจากการขาดการจัดทำระบบส่งค่าแก้ตำแหน่งที่ผิดพลาดจากสถานีจีเอ็นเอสเอสทั่วประเทศไทย ซึ่งระบบในลักษณะนี้จะประโยชน์อย่างมากต่อระบบการประยุกต์ใช้งานต่างๆ ที่อาศัยเทคโนโลยีจีเอ็นเอสเอส เช่น ระบบการทำรังวัด การร่อนลงจอดของอากาศยานในมาตรฐาน GBAS นอกจากนี้ในระดับนานาชาติ มาตรฐานข้อมูลชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ เช่น มาตรฐาน International Reference Ionosphere (IRI) และมาตรฐาน ITU-R ยังขาดการปรับปรุงความถูกต้องของพารามิเตอร์ต่างๆ สำหรับเขตละติจูดต่ำและเส้นศูนย์สูตรแม่เหล็ก

1.2 วัตถุประสงค์ของโครงการวิจัย

- ก. พัฒนาศักยภาพความรู้ด้านวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกล และสภาวะอวกาศ
- ข. สร้างศักยภาพการวิจัยและพัฒนาด้านดาวเทียมและการประยุกต์ใช้งานด้านการรับรู้ระยะไกล โดยการจัดตั้งหน่วยวิจัยด้านวิศวกรรมดาวเทียม (Satellite Engineering Research Unit) ออกแบบ สร้าง และจัดส่งดาวเทียมขึ้นสู่วงโคจร
- ค. สร้างศักยภาพการวิจัยและพัฒนาด้านการวิเคราะห์สภาวะอวกาศ การรับรู้ระยะไกล และมลพิษอวกาศ โดยการจัดตั้งหน่วยวิจัยด้านการวิเคราะห์สภาวะอวกาศและมลพิษอวกาศ (Space weather and Multi-GNSS Analytics Research Unit) แห่งแรกในประเทศไทย
- ง. สร้างเครือข่ายด้านวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกลและสภาวะอวกาศ ทั้งจากภาคการศึกษา หน่วยงานรัฐและภาคอุตสาหกรรม

1.3 ขอบเขตการวิจัย

1.3.1 การพัฒนาดาวเทียมขนาดเล็ก

การพัฒนาและสร้างดาวเทียมขนาดเล็กขึ้นภายในประเทศเองจะเป็นการเพิ่มขีดความสามารถและศักยภาพของทีมนักพัฒนาและวิศวกรไทยในการสร้างองค์ความรู้ทางด้านวิศวกรรมดาวเทียมและอวกาศ เพื่อให้มีความรู้ความสามารถในการพัฒนาดาวเทียมใช้งานขึ้นได้เองในอนาคต โดยภายใต้ขอบเขตที่กำหนดจะดำเนินการสร้างดาวเทียมขนาดเล็กระดับพิโค ที่เรียกว่าดาวเทียม “คิวบ์แซท” ขึ้นภายในประเทศ รวมทั้งการทดสอบองค์ประกอบของระบบย่อย (Sub-systems) และตัวดาวเทียมทั้งดวงก่อนการปล่อยเข้าสู่วงโคจรในอวกาศ นอกจากนั้นยังดำเนินการสร้างสถานีภาคพื้นดิน (Ground Station) เพื่อการควบคุมและรับสัญญาณจากดาวเทียมที่สร้างขึ้นรวมถึงดาวเทียมคิวบ์แซทดวงอื่นที่อยู่ในวงโคจร เพื่อฝึกฝนให้นักพัฒนาได้เกิดการเรียนรู้ในการฝึกติดต่อสื่อสารกับดาวเทียม รวมถึงการติดต่อกับสถานีอวกาศนานาชาติด้วย ดำเนินการสร้างห้องวิจัยและทดสอบ (Assembly and Integration: AIT) ที่ใช้ในการสร้างและทดสอบดาวเทียมคิวบ์แซท ซึ่งห้องวิจัยดังกล่าวจะสามารถรองรับกับการสร้างดาวเทียมคิวบ์แซทดวงอื่น ๆ อีกด้วย ซึ่งระบบดาวเทียมขนาดเล็กที่สร้างขึ้นนั้นสามารถปฏิบัติการกิจ 3 ด้าน คือ

1. ถ่ายภาพในช่วง Visible/Infrared และส่งสัญญาณภาพที่ได้ลงมายังสถานีภาคพื้นดิน
2. ตรวจวัดปริมาณทางกายภาพในอวกาศ เช่น ความหนาแน่นของอิเล็กตรอน สนามแม่เหล็กโลก หรือ ไอออนในอวกาศใกล้บรรยากาศของโลกในระดับวงโคจรต่ำ (Low Earth Orbit: LEO)
3. ทวนสัญญาณสำหรับกิจกรรมเครือข่ายนักวิทยุสมัครเล่น หรือกระจายสัญญาณเสียงมายังสถานี ภาคพื้นดิน

1.3.2 การพัฒนาองค์ความรู้ด้านวิศวกรรมอวกาศและการรับรู้ระยะไกล

ในการกิจนี้ จะมีการพัฒนาองค์ความรู้ในด้านต่าง ๆ ได้แก่ วิศวกรรมดาวเทียม การรับรู้ระยะไกล สภาวะอวกาศ (Space weather) เทคโนโลยี Multi-GNSS และชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

➤ หน่วยวิจัยด้านวิศวกรรมดาวเทียม

ในด้านการดำเนินงานสำหรับหน่วยวิจัยด้านวิศวกรรมดาวเทียมจะดำเนินการศึกษาและสร้างองค์ความรู้ทางด้านวิศวกรรมดาวเทียมและอวกาศ ศึกษาและออกแบบเรื่องวงโคจรของดาวเทียมซึ่งอยู่ในระบบวงโคจรต่ำ (LEO: Low Earth Orbit) สร้างและทดสอบดาวเทียมต้นแบบ (Engineering Model) จำนวน 2 ดวงเป็นอย่างน้อย และดาวเทียมคิวบ์แซทที่ส่งขึ้นสู่วงโคจรในอวกาศเพื่อทำการกิจที่กำหนด (Flight Model) จำนวน 2 ดวง ดำเนินการทดสอบระบบย่อย (Sub-systems) ต่างๆ และตัวดาวเทียมทั้งดวง ก่อนทำการปล่อยเข้าสู่วงโคจรในอวกาศเพื่อปฏิบัติการกิจ เพื่อให้มั่นใจว่าดาวเทียมจะทำงานได้ในสภาวะอวกาศ รวมถึงการทดสอบต่างๆที่ได้รับการร้องขอจากผู้ให้บริการจรวดหรือทางหน่วยงานที่ช่วยดำเนินการปล่อยจากสถานีอวกาศนานาชาติที่ส่งดาวเทียมขึ้นสู่วงโคจร (Launcher) การสร้างสถานีภาคพื้นดินสำหรับควบคุมและรับสัญญาณดาวเทียมคิวบ์แซท และใช้ในติดต่อกับดาวเทียมคิวบ์แซทดวงอื่นในวงโคจร รวมถึงสถานีอวกาศนานาชาติ โดยใช้ย่านความถี่ VHF/UHF การกิจด้านส่งดาวเทียมขึ้นสู่วงโคจรในอวกาศเพื่อปฏิบัติการกิจการทดลองตามที่กำหนดไว้ รวมทั้งการสร้างร่วมมือระหว่างหน่วยงานภาครัฐ เอกชน และสถาบันการศึกษาภายในประเทศ/ต่างประเทศ สร้างความร่วมมือกับหน่วยงานทางด้านอวกาศระดับนานาชาติในการแลกเปลี่ยนประสบการณ์ องค์ความรู้ และให้คำปรึกษาในการดำเนินกิจกรรม และการสร้างแนวทางในการพัฒนาเทคโนโลยีดาวเทียมและอวกาศเพื่อการประยุกต์ใช้งานในการพัฒนาประเทศอย่างยั่งยืนในระดับดาวเทียมขนาด Micro-Satellites รวมทั้งเป็นแรงบันดาลใจและแรงผลักดันให้กับเยาวชนและประชาชนในประเทศ

➤ หน่วยวิจัยด้านสภาวะอวกาศ (Space weather) เทคโนโลยี Multi-GNSS และการประยุกต์ใช้งาน

ในด้านสภาวะอวกาศ (Space weather) เทคโนโลยี Multi-GNSS และชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จะมีการวิเคราะห์ค่าพารามิเตอร์ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ เช่น ความถี่วิกฤต, ความสูงของชั้น F2, ค่า foE, Spread F และ Sporadic E, ปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ ในช่วงเวลาปกติ ระหว่างปี 2556-2563 จากข้อมูลที่ได้รับจากสถานีสังเกตการณ์ไอโอโนซอนด์ นอกจากนี้จะทำการวิเคราะห์ค่าพารามิเตอร์เหล่านี้ในช่วงที่เกิดความแปรปรวนสูงหรือเกิดพายุสนามแม่เหล็ก และในช่วงก่อนและหลังการเกิดแผ่นดินไหว ข้อมูลที่ได้รับจะมีการเผยแพร่ไปยังหน่วยงานภาครัฐ และภาคเอกชน รวมทั้งเข้าร่วมการปรับปรุงมาตรฐานข้อมูล International Reference Ionosphere โดยใช้ข้อมูลที่เกิดการณ์และวิเคราะห์ได้จากประเทศไทย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

นอกจากนี้จะมีการจัดตั้งศูนย์สารสนเทศด้านสภาวะอวกาศ (Space Weather) เทคโนโลยี Multi-GNSS และชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แห่งประเทศไทย โดยทำการเชื่อมต่อข้อมูลจากอุปกรณ์สังเกตการณ์ เช่น จากสถานีไอโอโนโซนด เครื่องรับจีเอ็นเอสเอสจากหลายแห่งทั่วประเทศ เครื่องวัดสนามแม่เหล็กโลก มายังสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง จะมีการจัดทำห้อง control room สภาวะชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และสภาวะอวกาศที่สถาบันฯ (ลาดกระบัง) และวิทยาเขตชุมพร โดยรวบรวมค่าที่สังเกตการณ์การณได้ มีการจัดทำแผนที่แสดงคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และความผิดพลาดของสัญญาณจีเอ็นเอสเอสเหนือประเทศไทย มีระบบวิเคราะห์และแจ้งเตือนความผิดปกติในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เหนือประเทศไทย รวมทั้งมีการจัดทำเว็บไซต์ด้านสภาวะอวกาศและชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ มีทำการติดตั้งเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสชนิดสองความถี่เพิ่มเติมที่สามารถวัดค่าซินทิเลชันได้ในประเทศไทย ในประเทศเพื่อนบ้าน เช่น สาธารณรัฐประชาชนลาว ประเทศกัมพูชาและประเทศพม่า และทำการเชื่อมต่อข้อมูลมายังศูนย์ข้อมูลจีเอ็นเอสเอสที่จัดตั้งขึ้นมายังประเทศไทย

1.3.3 การสนับสนุนภาคอุตสาหกรรมและบริการในด้านวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกลและสภาวะอวกาศ

➤ หน่วยวิจัยด้านวิศวกรรมดาวเทียม

ภาคอุตสาหกรรมที่หน่วยวิจัยด้านวิศวกรรมดาวเทียมสามารถสนับสนุนการดำเนินงานจะมีทางบริษัทไทยคม จำกัด (มหาชน) ซึ่งเป็นผู้ให้บริการทางด้านการสื่อสารดาวเทียมรายใหญ่ของประเทศในการต่อยอดองค์ความรู้สำหรับการดำเนินการสร้างดาวเทียมเพื่อการใช้งานเองในประเทศ และยังเป็นการสร้างแรงกระตุ้นและแรงบันดาลใจแก่เยาวชน นอกจากนี้ยังมีหน่วยงานภาครัฐอาทิเช่นสำนักงานพัฒนาเทคโนโลยีอวกาศและภูมิสารสนเทศ (องค์การมหาชน) ซึ่งสามารถนำเอาองค์ความรู้จากการพัฒนาดาวเทียมคิวบแซทไปใช้ประยุกต์ต่อยอดหรือร่วมมือกันในการสร้างดาวเทียมสำรวจระยะไกลใช้งานเองในประเทศ รวมทั้งสถาบันการศึกษาทั้งภาครัฐและเอกชนสามารถนำข้อมูลไปตั้งสถานีรับสัญญาณดาวเทียมและศูนย์วิจัยลักษณะเดียวกันได้ นอกจากนี้ก็ยังมีหน่วยงานจากเหล่าทัพ อาทิ กรมกิจการอวกาศกลาโหมสำหรับการประยุกต์ใช้งานดาวเทียมคิวบแซทเพื่อความมั่นคง และการประยุกต์ใช้งานคิวบแซทด้านการเฝ้าระวังภัยพิบัติ

➤ หน่วยวิจัยด้านสภาวะอวกาศ (Space Weather) และเทคโนโลยี Multi-GNSS

ในวัตถุประสงค์ข้อนี้จะมีการจัดทำฐานข้อมูลค่าแก้ความผิดพลาดของตำแหน่งจากเครือข่ายเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสเพื่อให้ภาคอุตสาหกรรมต่างๆสามารถใช้ค่าแก้ความผิดพลาดเหล่านี้ได้ จัดทำระบบวิเคราะห์และแจ้งเตือนความผิดปกติในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เหนือประเทศไทย สำหรับการ

ให้บริการในระบบ Ground-based augmentation system (GBAS) เพื่ออุตสาหกรรมการบิน จัดทำฐานข้อมูลค่าแก้ความผิดพลาดของตำแหน่งจากเครือข่าย Multi-GNSS เพื่อให้ภาคอุตสาหกรรมต่าง ๆ สามารถใช้ค่าแก้ความผิดพลาดเหล่านี้ได้ จัดทำระบบเตือนภัยของ Solar Flare เพื่ออุตสาหกรรมดาวเทียม

1.3.4 การถ่ายทอดองค์ความรู้และบริการวิชาการด้านวิศวกรรมอวกาศการรับรู้ระยะไกล และสภาวะอวกาศ แก่บุคคลทั่วไป และภาคอุตสาหกรรมที่เกี่ยวข้อง

➤ หน่วยวิจัยด้านวิศวกรรมดาวเทียม

ในการดำเนินการของหน่วยวิจัยด้านวิศวกรรมดาวเทียมจะมีส่วนของการสร้างแรงบันดาลใจให้กับเยาวชน เป็นลักษณะเน้นการลงมือทำโดยจะมีการจัดทำค่ายเยาวชนอวกาศเพื่อสร้างองค์ความรู้ทางด้านเทคโนโลยีอวกาศให้กับนักเรียน นักศึกษา รวมถึงบุคคลที่สนใจ ซึ่งในแผนของโครงการจะมีการแจกจ่ายชุด Kit สำหรับรับสัญญาณจากดาวเทียมคิวบ์แซทจำนวน 100 เครื่อง ซึ่งเป็นเครื่องรับสัญญาณภาพราคาต่ำที่ทางคณะผู้วิจัยจะผลิตและแจกจ่ายให้กับผู้ที่สนใจรับสัญญาณจากดาวเทียม ผู้ใช้สามารถใช้งานได้เมื่อต่อกับคอมพิวเตอร์ และสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมได้พร้อมกันกับสถานีรับสัญญาณภาคพื้นดิน เพียงแต่ไม่สามารถควบคุมดาวเทียมได้ รวมทั้งถ่ายทอดองค์ความรู้ในการสร้างสถานีรับสัญญาณดาวเทียม อุทยานวิทยาศาสตร์ NOAA (Weather Satellites) ต้นทุนต่ำในแนวทางเดียวกับชุด Kit ที่ใช้สำหรับรับสัญญาณจากดาวเทียมคิวบ์แซท เพื่อให้เห็นภาพของการประยุกต์ใช้งานดาวเทียมสำหรับการตรวจสอบสภาพอากาศ การจัดการประกวดแข่งขันการออกแบบดาวเทียมกระป๋อง (CANSAT) ซึ่งสามารถศึกษา ออกแบบสร้างและทดลองได้ด้วยแนวทางคล้ายกับการสร้างดาวเทียมคิวบ์แซท ทั้งนี้ ทางคณะผู้วิจัยมีการวางแผนเพื่อประชาสัมพันธ์โครงการดาวเทียมคิวบ์แซทนี้ให้มีความน่าสนใจในการรับสัญญาณภาพถ่ายดาวเทียมตามโรงเรียน และมหาวิทยาลัยอีกด้วย

➤ หน่วยวิจัยด้านสภาวะอวกาศ (Space weather) เทคโนโลยี Multi-GNSS และการประยุกต์ใช้งาน

ในส่วนนี้จะมีการจัดอบรมเชิงปฏิบัติการเทคโนโลยีจีเอ็นเอสเอส สภาวะอวกาศและชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ รวมทั้งผลกระทบในด้านการสื่อสารโทรคมนาคม การบิน การระบุตำแหน่ง การรับรู้ระยะไกล (Remote Sensing) อุทยานวิทยาศาสตร์ ให้แก่ ภาคการวิจัยภาคอุตสาหกรรม นักเรียน นักศึกษา และเครือข่ายวิจัยในสถาบันต่าง ๆ และจัดทำเว็บไซต์ เผยแพร่องค์ความรู้ด้าน สภาวะอวกาศ เทคโนโลยี Multi-GNSS และชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

1.3.5 การผลิตบัณฑิตด้านวิศวกรรมวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกลและสภาวะอวกาศ

ในวัตถุประสงค์ข้อนี้ จะมีการผลิตบัณฑิตในระดับปริญญาตรี โทและเอก ในสาขาวิศวกรรมอวกาศและการรับรู้ระยะไกล โดยมีการเปิดวิชาเลือกด้านวิศวกรรมดาวเทียมและการรับรู้ระยะไกล เทคโนโลยี Multi-GNSS สภาวะอวกาศและชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ในหลักสูตรปริญญาตรี และพัฒนาหลักสูตรวิศวกรรมอวกาศในระดับบัณฑิตศึกษา

1.3.6 การสร้างเครือข่ายวิจัยและนักวิจัยรุ่นใหม่ในระดับชาติและนานาชาติด้านวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกลและสภาวะอวกาศ

ในวัตถุประสงค์ข้อนี้จะมีสร้างความร่วมมือทางวิชาการและวิจัยกับสถาบันการศึกษา สถาบันวิจัย ในประเทศและต่างประเทศ การจัดประชุมวิชาการด้าน วิศวกรรมดาวเทียมและการรับรู้ระยะไกล เทคโนโลยี Multi-GNSS สภาวะอวกาศและชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ การประชุมเครือข่ายนักวิจัย การแลกเปลี่ยนบุคลากร นักศึกษากับหน่วยงานที่ในและต่างประเทศรวมทั้งมีการเชิญผู้เชี่ยวชาญจากต่างประเทศ มาให้ความรู้ด้านวิศวกรรมดาวเทียมและการรับรู้ระยะไกล เทคโนโลยี Multi-GNSS สภาวะอวกาศและชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

1.4 วิธีการดำเนินการวิจัย

ในโครงการนี้จะมีการจัดตั้งหน่วยวิจัยซึ่งประกอบไปด้วยหน่วยวิจัยจำนวน 2 หน่วย ได้แก่ (1) หน่วยวิจัยด้านวิศวกรรมดาวเทียม และ (2) หน่วยวิจัยด้านสภาวะอวกาศ (Space weather) และเทคโนโลยี Multi-GNSS ที่สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง กรุงเทพมหานคร และวิทยาเขตชุมพร

1.4.1 การจัดตั้งหน่วยวิจัยวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกล

การจัดตั้งหน่วยวิจัยด้านดาวเทียม ณ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง โดยหน่วยวิจัยนี้จะประกอบด้วยชุดทดลองที่เกี่ยวข้องกับเทคโนโลยีดาวเทียม เครื่องมืออุปกรณ์ สำหรับการสร้างดาวเทียมคิวบ์แซท อุปกรณ์สำหรับการทดสอบดาวเทียมคิวบ์แซทเพื่อการเตรียมพร้อมสำหรับการปฏิบัติการกิจบนอวกาศ รวมถึงการสร้างสถานีภาคพื้นดินสำหรับรับ-ส่งสัญญาณเพื่อติดต่อสื่อสารกับดาวเทียมคิวบ์แซทและดาวเทียมอื่น ๆ ดังนั้นการดำเนินการแบ่งออกเป็น 2 ส่วน คือ การออกแบบระบบย่อยของดาวเทียมคิวบ์แซท และขั้นตอนการทดสอบดาวเทียมคิวบ์แซทเพื่อการเตรียมพร้อมสำหรับการปฏิบัติการกิจบนอวกาศ

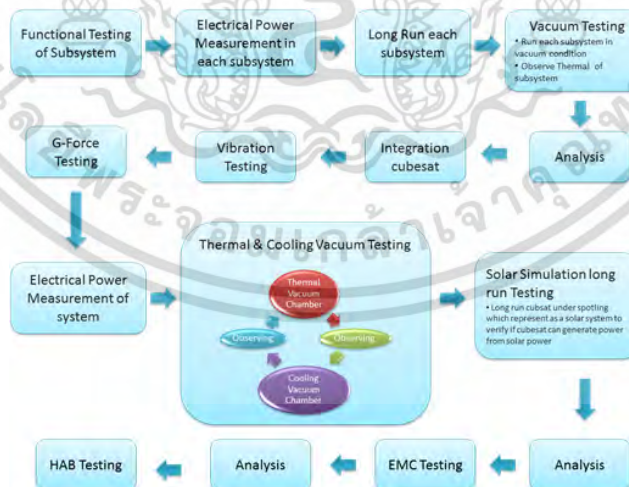
1.4.1.1 การออกแบบระบบย่อยของดาวเทียมคิวบ์แซท

การออกแบบระบบย่อยของดาวเทียมคิวบ์แซทประกอบด้วยระบบย่อยดังนี้

- 1) ระบบพลังงานไฟฟ้า (Electrical Power System : EPS) ทำหน้าที่ในการเก็บและจ่ายไฟฟ้าให้แก่ดาวเทียมคิวบ์แซท
- 2) ระบบสื่อสาร (Communication System) ทำหน้าที่สื่อสารกับสถานีภาคพื้นดินเพื่อ รับ-ส่งสัญญาณข้อมูล หรือคำสั่งควบคุม
- 3) ระบบประมวลผลกลางและระบบถ่ายภาพ (OnBoard Data Handling & Camera) ทำหน้าที่รับคำสั่งจากสถานีภาคพื้นดินและทำการถ่ายภาพรวมถึงประมวลผลสัญญาณข้อมูล
- 4) ระบบสำรอง (Auxiliary System) ทำหน้าที่ทวนสัญญาณให้กับสถานีรับสัญญาณ

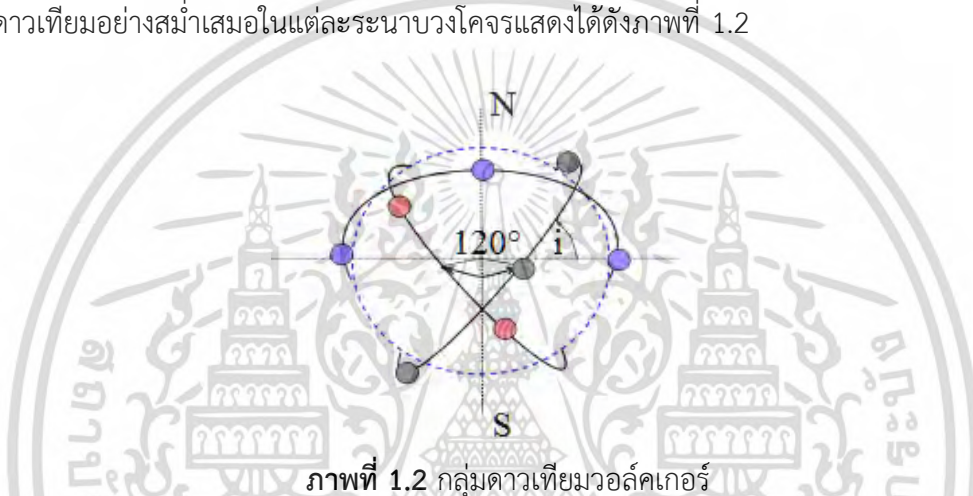
ขั้นตอนการทดสอบ

ขั้นตอนการทดสอบโดยภาพรวมสามารถสรุปได้ดังแสดงในภาพที่ 1.1 โดยในขั้นตอนการทดสอบบางส่วนโดยเฉพาะสำหรับดาวเทียมคิวบ์แซทที่เป็น Flight Model จะทำการใช้ Testing Facilities ซึ่งประกอบไปด้วย Chambers ต่าง ๆ สำหรับทดสอบด้าน Thermal, Vacuum, Thermal-Vacuum, Shock Test และ Vibration Test จะอาศัยความร่วมมือที่มีกับเครือข่ายวิจัยต่างประเทศ พร้อมกันกับพิจารณาความเป็นไปได้ในการจัดหาอุปกรณ์ Test ต่าง ๆ เพื่อมีใช้งานเองในประเทศ



ภาพที่ 1.1 ภาพรวมการทดสอบดาวเทียมคิวบ์แซทที่เป็น Flight Model ก่อนทำการส่งขึ้นสู่อวกาศ
กลุ่มดาวเทียมคิวบ์แซท (CubeSat Constellation)

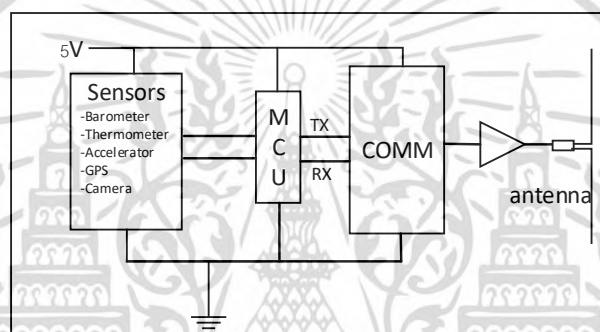
เนื่องจากดาวเทียมคิวบแซทจะถูกส่งขึ้นสู่อวกาศในวงโคจรต่ำทำให้มีการครอบคลุมพื้นที่ที่ต่ำ ดังที่ได้อธิบายมาก่อนหน้า แต่ทั้งนี้เราสามารถเพิ่มประสิทธิภาพการครอบคลุมพื้นที่ได้ใช้รูปแบบการทำงานแบบกลุ่มดาวเทียม (Constellation) ซึ่งเป็นการส่งดาวเทียมคิวบแซทหลายๆ ดวงขึ้นไปทำงานร่วมกันเป็นกลุ่มดาวเทียมทำให้ประสิทธิภาพการครอบคลุมพื้นที่สูงขึ้น และถ้าจำนวนดาวเทียมคิวบแซทมากเพียงพอ การครอบคลุมพื้นที่ก็จะสามารถเทียบเคียงได้กับดาวเทียมขนาดใหญ่ โดยจะเป็นประโยชน์มากสำหรับการสำรวจโลกเชิงวิทยาศาสตร์ การเฝ้าระวังภัย การตรวจสอบภัยพิบัติ เป็นต้น โดยรูปแบบกลุ่มดาวเทียมทั่วไป คือ กลุ่มดาวเทียมวอล์คเกอร์ (Walker Constellation) เป็นรูปแบบกลุ่มดาวเทียมที่มีการกระจายดาวเทียมอย่างสม่ำเสมอในแต่ละระนาบวงโคจรแสดงได้ดังภาพที่ 1.2



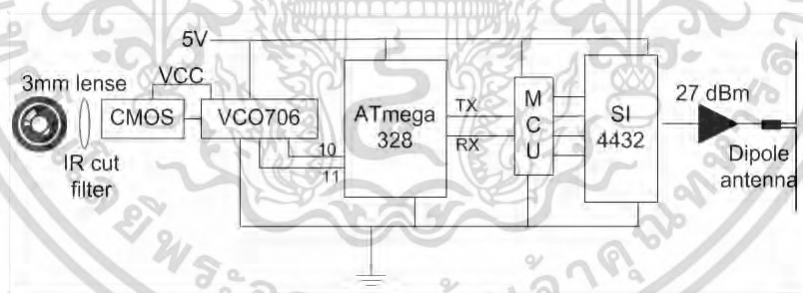
การสร้างกลุ่มดาวเทียมวอล์คเกอร์นี้เนื่องจากการออกแบบกลุ่มดาวเทียมจะมีตำแหน่งระนาบวงโคจรที่แน่นอนทำให้การขนส่งดาวเทียมคิวบแซทต้องถูกส่งขึ้นไปตามแนววงโคจรที่ออกแบบไว้ซึ่งมีค่าใช้จ่ายในการขนส่งที่สูง กลุ่มดาวเทียมวอล์คเกอร์จึงไม่เหมาะสมสำหรับการสร้างกลุ่มดาวเทียมคิวบแซท นอกจากกลุ่มดาวเทียมวอล์คเกอร์แล้ว ได้มีงานวิจัยที่ศึกษาการสร้างกลุ่มดาวเทียมคิวบแซทจากการปล่อยดาวเทียมแบบทุติยภูมิ [12] กล่าวคือ การสร้างกลุ่มดาวเทียมคิวบแซทที่มีการขนส่งโดยอาศัยจรวดขนส่งเดียวกับดาวเทียมหลัก โดยแนววงโคจรที่ใช้ในการสร้างกลุ่มดาวเทียมจะเป็นไปตามวงโคจรของดาวเทียมหลัก ซึ่งวิธีการนี้ไม่สามารถเลือกวงโคจรได้อย่างอิสระ กลุ่มดาวเทียมที่บทความ [12] นำเสนอจะสร้างกลุ่มดาวเทียมจากวงโคจรของดาวเทียมคิวบแซทที่ปล่อยแบบทุติยภูมิหลาย ๆ วงโคจรมาทำงานร่วมกัน ทำให้ระยะห่างของระนาบวงโคจรแต่ละระนาบไม่เท่ากัน แต่การอาศัยการปล่อยดาวเทียมแบบทุติยภูมินี้จะสามารถลดค่าใช้จ่ายในการขนส่งดาวเทียมขึ้นสู่อวกาศได้อย่างมากเมื่อเทียบกับกลุ่มดาวเทียมวอล์คเกอร์

1.4.1.2 แบบจำลองทางวิศวกรรมดาวเทียมคิวบ์แซทและการทดสอบด้วย High Altitude Balloon

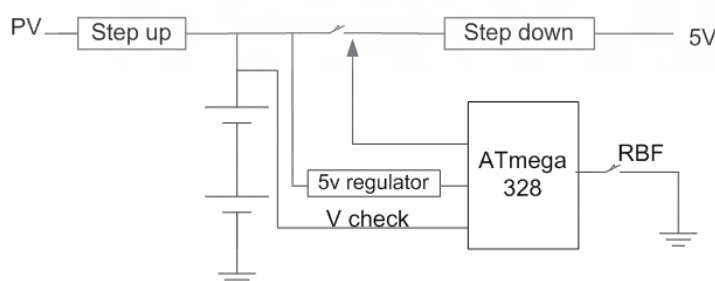
แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทที่จะได้ทำการทดลองในเบื้องต้นได้กำหนดให้มีภารกิจหลัก คือ การถ่ายภาพ รวมถึงการวัดสภาพแวดล้อมทางอากาศ ได้แก่ อุณหภูมิ ความกดอากาศ ความชื้น และความเร่ง 3 แกนของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท ที่ระดับความสูง 20 กิโลเมตร แล้วส่งข้อมูลมายังสถานีภาคพื้นดิน โดยภาพรวมของแบบจำลองทางวิศวกรรมอย่างง่ายของดาวเทียมคิวบ์แซทขนาด 1U สามารถแสดงได้ดังภาพที่ 1.3 และส่วนของไดอะแกรมส่วนควบคุมการถ่ายภาพและระบบแหล่งจ่ายพลังงาน แสดงได้ในภาพที่ 1.4 และภาพที่ 1.5 ตามลำดับ



ภาพที่ 1.3 ภาพรวมระบบของแบบจำลองทางวิศวกรรมอย่างง่ายของดาวเทียมคิวบ์แซท

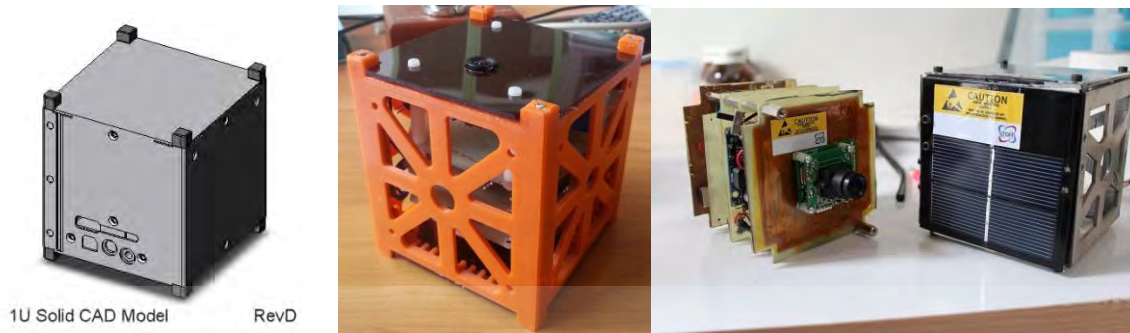


ภาพที่ 1.4 ไดอะแกรมส่วนควบคุมการถ่ายภาพ



ภาพที่ 1.5 ไดอะแกรมส่วนควบคุมการจ่ายพลังงาน

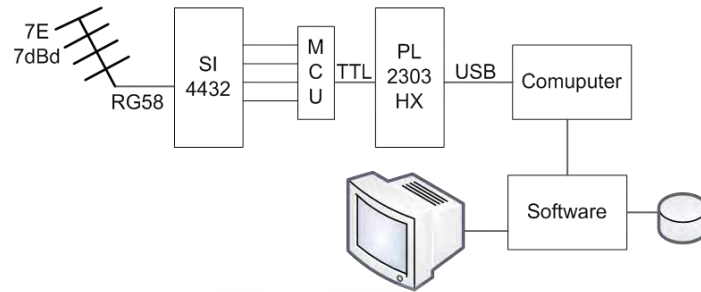
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



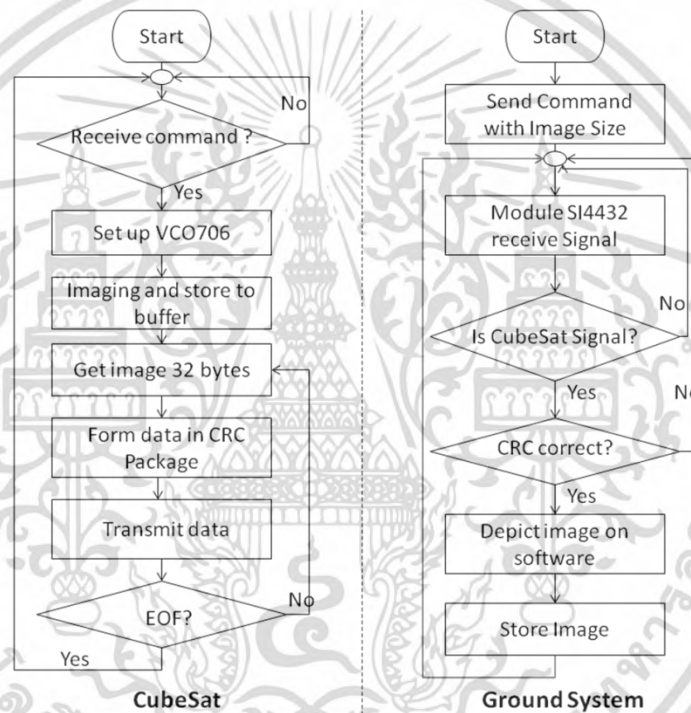
ภาพที่ 1.6 แบบจำลองทางวิศวกรรมต้นแบบของดาวเทียมคิวบ์แซทขนาด 1U ที่จะจัดทำขึ้น สำหรับการทดสอบด้วย High Altitude Balloon

ในปัจจุบันการทดสอบดาวเทียมคิวบ์แซทนี้มีหลายวิธีซึ่งวิธีที่น่าสนใจวิธีหนึ่ง คือ การทดสอบในอวกาศโดยการทดลองผูกดาวเทียมคิวบ์แซทกับบอลูนขนาดใหญ่ ซึ่งได้มีงานวิจัยที่พัฒนา ดาวเทียมคิวบ์แซทโดยมีการถ่ายภาพ ซึ่งทำการทดสอบในสภาวะในอวกาศโดยใช้บอลูนขนาดใหญ่ในการนำดาวเทียมคิวบ์แซทขึ้นสู่ที่ระดับความสูงได้สูงสุดประมาณ 30 กิโลเมตร โดยที่ระดับความสูงนี้ สภาพแวดล้อมภายนอกจะมีสภาวะคล้ายกับอวกาศทั้งอุณหภูมิ ความกดอากาศ ทำให้สามารถทดสอบการสื่อสารระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดินได้เหมือนอยู่บนอวกาศแต่มีค่าใช้จ่ายที่ถูกทำให้การทดสอบนี้เป็น ที่นิยมในการทดสอบดาวเทียมก่อนการขนส่งขึ้นสู่อวกาศจริง [13] นอกจากนี้ยังมีงานวิจัยเรื่องบอลูนชนิดไร้ ความกดอากาศ (Zero Pressure Balloon) โดยบอลูนนี้สามารถค้างอยู่ในระดับความสูงที่กำหนดได้นาน โดยระดับความสูงจะขึ้นอยู่กับปริมาณของแก๊สฮีเลียมที่บรรจุในบอลูนซึ่งเป็นการทดสอบการทำงานของ ดาวเทียมคิวบ์แซทได้เป็นอย่างดี โดยที่งานวิจัย [14] เป็นการวิจัยถึงระดับความสูงที่เหมาะสมที่สุดสำหรับการ ติดต่อสื่อสารเนื่องจากบอลูนจะเดินทางตามทิศทางลมที่พัดในแต่ละชั้นแตกต่างกัน ทำให้สามารถอยู่ค้างฟ้าใน บริเวณที่ต้องการได้เป็นระยะเวลาหนึ่ง โดยในงานวิจัยนี้แสดงให้เห็นว่าที่ระดับความสูงที่เหมาะสมที่สุดคือ 20 กิโลเมตร โดยจะสามารถค้างฟ้าได้นานถึง 7 ชั่วโมง 30 นาที ด้วยระยะครอบคลุม 1,180 กิโลเมตร

ในการทดสอบด้วย High Altitude Balloon สามารถจัดสร้างภาครับสัญญาณ ภาคพื้นดินได้ตามไดอะแกรมในภาพที่ 1.7 โดยมี Flowchart ของการควบคุมการทำงานทั้งส่วนของ แบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซทและสถานีรับสัญญาณภาคพื้นดินอย่างง่ายได้ดังในภาพที่ 1.8

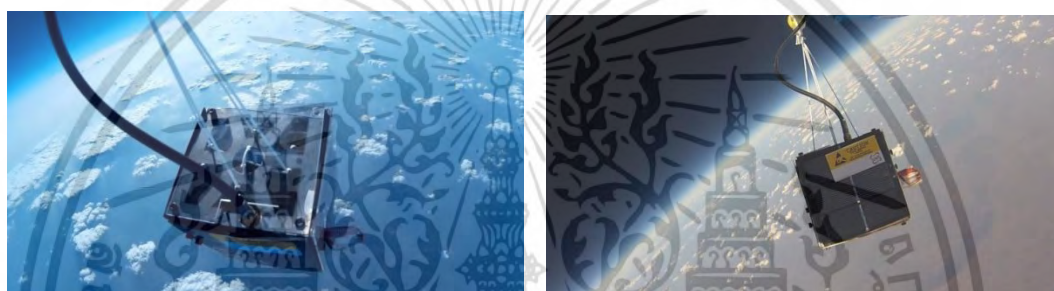
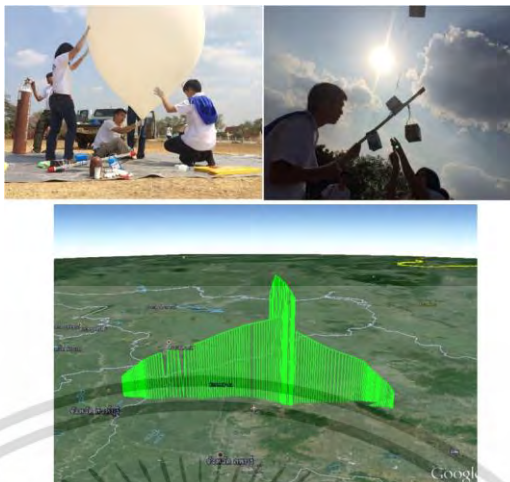


ภาพที่ 1.7 สถานีรับสัญญาณภาคพื้นดินอย่างง่ายสำหรับการทดสอบด้วย High Altitude Balloon

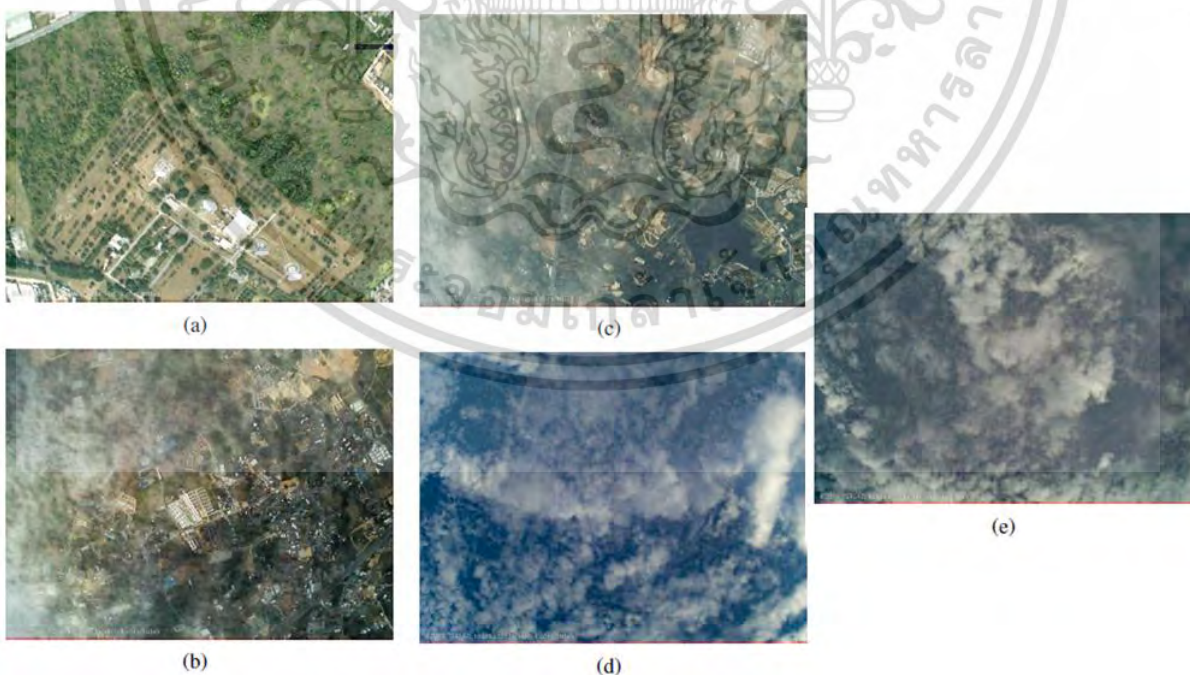


ภาพที่ 1.8 Flowchart ควบคุมการทำงานของต้นแบบดาวเทียมคิวบ์แซทและสถานีรับสัญญาณภาคพื้นดิน สำหรับทดสอบภารกิจถ่ายภาพด้วย High Altitude Balloon

ดาวเทียมต้นแบบได้ทดสอบโดยการผูกติดไปกับบอลลูนฮีเลียมระยะสูง (High Altitude Balloon) ทำภารกิจถ่ายภาพและส่งภาพแบบเวลาจริง (Real time) มายังสถานีภาคพื้นดินได้สำเร็จ โดยบอลลูนขึ้นไปสูงสุดที่ระยะ 30 กิโลเมตรเหนือระดับน้ำทะเล และสามารถส่งภาพกลับมาได้ตลอดเที่ยวบิน ดังแสดงตัวอย่างภาพถ่ายในภาพที่ 1.9



ภาพที่ 1.9 การทดสอบดาวเทียมต้นแบบโดยการใช้บอลลูนฮีเลียมระยะสูง (High Altitude Balloon) ทำภารกิจถ่ายภาพและส่งภาพแบบเวลาจริงมายังสถานีภาคพื้นดิน



ภาพที่ 1.10 ภาพถ่ายพื้นผิวโลกจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมต้นแบบ

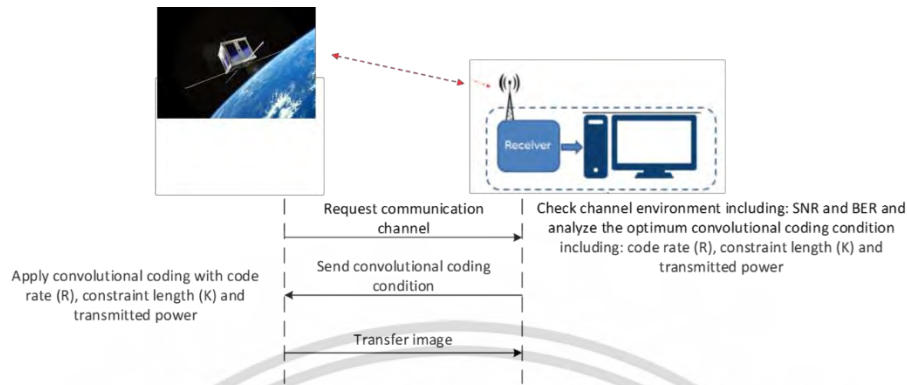
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.4.1.3 การเข้ารหัสช่องสัญญาณดาวเทียมคิ่วบแซทและค่ากำลังงานเหมาะสมที่สุด

แม้ว่าจากการทดสอบภารกิจถ่ายภาพด้วย High Altitude Balloon สามารถดำเนินการได้ แต่กระนั้นการส่งผ่านข้อมูลจากดาวเทียมคิ่วบแซทไปยังสถานีภาคพื้นดินโดยผ่านช่องสัญญาณสื่อสารที่ประกอบด้วยสัญญาณรบกวนที่มีผลกระทบทำให้ระดับกำลังของสัญญาณต่อกำลังของสัญญาณรบกวน (Signal to Noise Ratio : SNR) ต่ำลงและมีอัตราบิตผิดพลาด (Bit Error Rate : BER) สูงขึ้น ซึ่งการแก้ไขบิตผิดพลาดในการรับ-ส่งข้อมูลสามารถทำได้หลายวิธี เช่น การเพิ่มคุณภาพของสัญญาณหรือเพิ่มกำลังเครื่องส่งเพื่อให้ SNR สูงขึ้น แต่การเพิ่มกำลังส่งของดาวเทียมคิ่วบแซทซึ่งมีปัญหาหลักอย่างหนึ่งคือเรื่องของแหล่งพลังงานที่ค่อนข้างจำกัดเนื่องจากขนาดของดาวเทียมที่เล็กทำให้มีพื้นที่สำหรับการติดตั้งแผงเซลล์สุริยะน้อยส่งผลให้ดาวเทียมคิ่วบแซทมีกำลังสำหรับใช้งานเพียง 2 – 3 วัตต์ เท่านั้น [10] จึงเป็นวิธีที่ไม่เหมาะสม นอกจากการเพิ่มกำลังส่งแล้วยังมีวิธีที่นิยมใช้คือเทคนิคการเข้ารหัสช่องสัญญาณ (Channel Coding) โดยใช้วิธีการเพิ่มบิตพิเศษเข้ามาในบิตข้อมูลข่าวสาร โดยบิตที่เพิ่มเข้ามาจะช่วยให้ภาครับสามารถตรวจจับบิตที่ผิดพลาดและแก้ไขบิตผิดพลาดได้ ซึ่งเรียกว่า การตรวจสอบและแก้ไขบิตผิดพลาดด้วยตัวเอง (Forward Error Correction : FEC) โดยทั่วไปดาวเทียมคิ่วบแซทจะทำการเข้ารหัสช่องสัญญาณด้วยรหัสคอนโวลูชัน (Convolutional Code) ซึ่งเป็นการตรวจสอบและแก้ไขบิตผิดพลาดด้วยตัวเอง (FEC) ตามมาตรฐานของหน่วยงานคณะกรรมการที่ปรึกษาระบบจัดการข้อมูลในอวกาศ (The Consultative Committee for Space Data Systems : CCSDS) ได้กำหนดมาตรฐานของการเข้ารหัสช่องสัญญาณสำหรับการสื่อสารดาวเทียมโดยการใช้รหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) = 7 [15] แต่กระนั้นในงานวิจัยนี้จะได้นำเสนอทั้งวิธีการเพิ่มประสิทธิภาพของการส่งผ่านข้อมูล และการใช้พลังงานที่จำกัดของดาวเทียมคิ่วบแซทให้มีความเหมาะสมที่สุด (Power Optimization) โดยใช้การเข้ารหัสช่องสัญญาณด้วยรหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้ ซึ่งนอกจากจะสามารถแก้ไขบิตผิดพลาดของข้อมูลได้แล้ว ยังสามารถลดกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลได้

ขั้นตอนการปรับอัตรารหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมต่อสภาพแวดล้อมหนึ่ง ๆ

การวิเคราะห์ผลของการเพิ่มประสิทธิภาพการส่งผ่านข้อมูลโดยการใช้รหัสคอนโวลูชันรวมถึงการลดกำลังที่ใช้สำหรับการส่งผ่านข้อมูลได้ จึงถูกนำมาเสนอเป็นระบบการเข้ารหัสแบบปรับอัตรารหัสได้ โดยอาศัยค่า E_b / N_0 ที่วัดได้จากสถานีภาคพื้นดินซึ่งส่งผลต่ออัตราบิตผิดพลาดของข้อมูล และนำมากำหนดอัตรารหัสคอนโวลูชัน และ Constraint Length (K) ที่สามารถลดอัตราบิตผิดพลาดให้น้อยกว่าที่กำหนดได้ เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพการส่งผ่านข้อมูลของดาวเทียมคิ่วบแซท และพิจารณารหัสที่ใช้กำลังในการส่งผ่านข้อมูลน้อยที่สุด (Power Minimization) ตามการคำนวณโดยใช้หลักการวิเคราะห์ในทางทฤษฎี โดยขั้นตอนของการส่งผ่านข้อมูลสามารถแสดงได้ดังภาพที่ 1.11



ภาพที่ 1.11 ขั้นตอนการส่งผ่านข้อมูลโดยใช้รหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้

อธิบายรายละเอียดขั้นตอนของการสื่อสารโดยใช้รหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้ ดังนี้

- 1) เมื่อดาวเทียมคิวบแซทต้องการส่งผ่านข้อมูล จะมีการร้องขอเงื่อนไขของการเข้ารหัสช่องสัญญาณจากสถานีภาคพื้นดินเพื่อเตรียมการส่งผ่านข้อมูลภาพถ่าย
- 2) สถานีภาคพื้นดินจะทำการประเมิน E_b / N_0 ของสัญญาณที่ได้รับจากสเปกตรัมของสัญญาณเพื่อใช้ในการวิเคราะห์หาอัตรารหัส Constraint Length และกำลังส่งที่เหมาะสมในสภาพแวดล้อมของช่องสัญญาณ ณ เวลานั้น เมื่อพิจารณาอัตรารหัสคอนโวลูชันที่อัตรารหัสต่างๆ ซึ่งแต่ละรหัสจะมีประสิทธิภาพการลดอัตราบิดเบือนต่อ E_b / N_0 ของสัญญาณที่แตกต่างกัน ระบบจะทำการเลือกอัตรารหัสที่สามารถลดอัตราบิดเบือน (BER) ได้ตามที่กำหนด
- 3) หลังจากที่ได้รับรหัสคอนโวลูชันที่สามารถลดอัตราบิดเบือนได้ต่ำกว่าที่กำหนดแล้ว ระบบจะประเมินกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลตามการคำนวณตามอัลกอริธึมที่นำเสนอ เพื่อหารหัสคอนโวลูชันที่ใช้กำลังในการส่งผ่านข้อมูลน้อยที่สุด ซึ่งเป็นการเพิ่มประสิทธิภาพการบริโภคกำลังงานของดาวเทียมคิวบแซท
- 4) เมื่อสถานีภาคพื้นดินสามารถเลือกรหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมต่อสภาพแวดล้อมของช่องสัญญาณ ณ เวลานั้นได้ สถานีภาคพื้นดินจะตอบกลับเงื่อนไขของการเข้ารหัสช่องสัญญาณ ได้แก่ อัตรารหัสคอนโวลูชัน Constraint Length (K) และกำลังส่งขั้นต่ำที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลไปยังดาวเทียมคิวบแซท

5) ดาวเทียมคิวบแซทจะทำการปรับเงื่อนไขการเข้ารหัสช่องสัญญาณที่ทำให้การส่งผ่านข้อมูลมีอัตราบิดเบือนน้อยกว่าที่กำหนด และใช้กำลังในการส่งผ่านข้อมูลน้อยที่สุด ตามที่สถานีภาคพื้นดินได้ทำการวิเคราะห์หา

6) ดาวเทียมคิวบแซททำการส่งผ่านข้อมูลไปยังสถานีภาคพื้นดิน

1.4.2 หน่วยวิจัยด้านสภาวะอวกาศ (Space Weather Research Center)

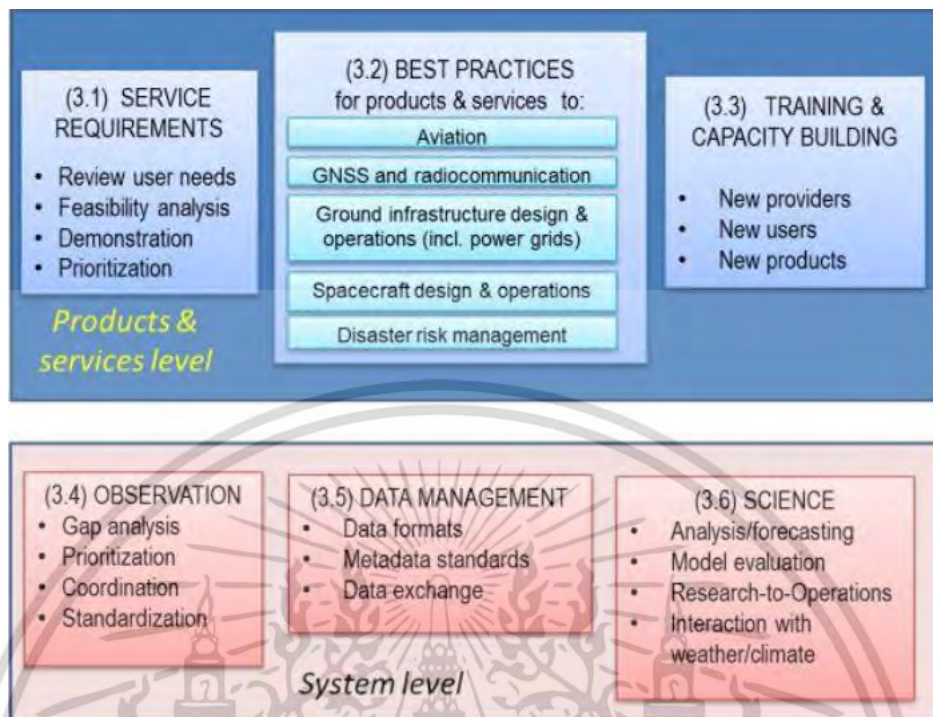
การดำเนินงานของหน่วยวิจัยด้านสภาวะอวกาศประกอบไปด้วยการดำเนินงานสองด้านหลักๆ ได้แก่ (1) การจัดตั้งศูนย์สภาวะอวกาศ KMITL-NICT (KMITL-NICT Space Weather Center) หรือ ศูนย์สภาวะอวกาศไทย-ญี่ปุ่น (Thai-Japan Space Weather Center) หรือศูนย์สภาวะอวกาศอินโดจีน (Indo-China Regional Space Weather Center) เป็นต้น และ (2) การดำเนินงานวิจัยด้านสภาวะอวกาศ โดยศูนย์สภาวะอวกาศที่สร้างขึ้นนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อนำข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับสภาวะอวกาศ ดังต่อไปนี้

1. Solid earth and magnetic field: Geomagnetic field
2. Ionospheric disturbances: foE, foF2, hmF2, h'F, Spread F, Ionospheric scintillation, etc.
3. Energetic particles and solarwind: neutron flux, solar wind density, solar wind temperature, solar wind velocity, etc.
4. Solar monitoring Solar EUV flux, Solar EUV image, Solar radio flux, Solar X-ray flux, etc.

เพื่อนำมาแสดงผลในห้องควบคุม (Control Room) ข้อมูลในข้อ 1 – 2 นำมาจากสถานีในประเทศไทย ที่ได้ทำการสังเกตการณ์ ส่วนข้อมูลในข้อ 3-4 บางส่วนนำมาจากมหาวิทยาลัย และจากศูนย์ข้อมูลในต่างประเทศ

การตั้งศูนย์ข้อมูลแห่งนี้จะเป็นศูนย์ย่อยในภูมิภาคเอเชีย เป็นไปตามเป้าหมายขององค์การอุตุนิยมวิทยาโลก (World Meteorological Organization) ในการที่จะทำการประสานงานในระดับนานาชาติ เพื่อส่งเสริมการสังเกตการณ์สภาวะอวกาศเพื่อการใช้งาน ผลิตภัณฑ์และบริการต่าง ๆ ทั้งนี้เพื่อป้องกันจากอันตรายของสภาวะอวกาศรอบ ๆ โลก

ภาพที่ 1.12 แสดงแผนงานในระยะ 4 ปีตั้งแต่ปี 2016-2019 ในการประสานงานระดับนานาชาติเพื่อการสังเกตการณ์และการทำนายสภาวะอวกาศ



ภาพที่ 1.12 แผนงานของ WMO

ที่มา: J. Lafeuille, “WMO Activities in Support of International Coordination and Cooperation in Space Weather”, Space Weather as a Global Challenge Meeting, 4 April 2016

การจัดตั้งศูนย์สภาวะอากาศแห่งนี้มีขั้นตอนการดำเนินงานใหญ่ ๆ สองระยะได้แก่
ระยะที่ 1 คือการจัดตั้งศูนย์ข้อมูลและควบคุมการถ่ายทอดข้อมูลสภาวะอวกาศ

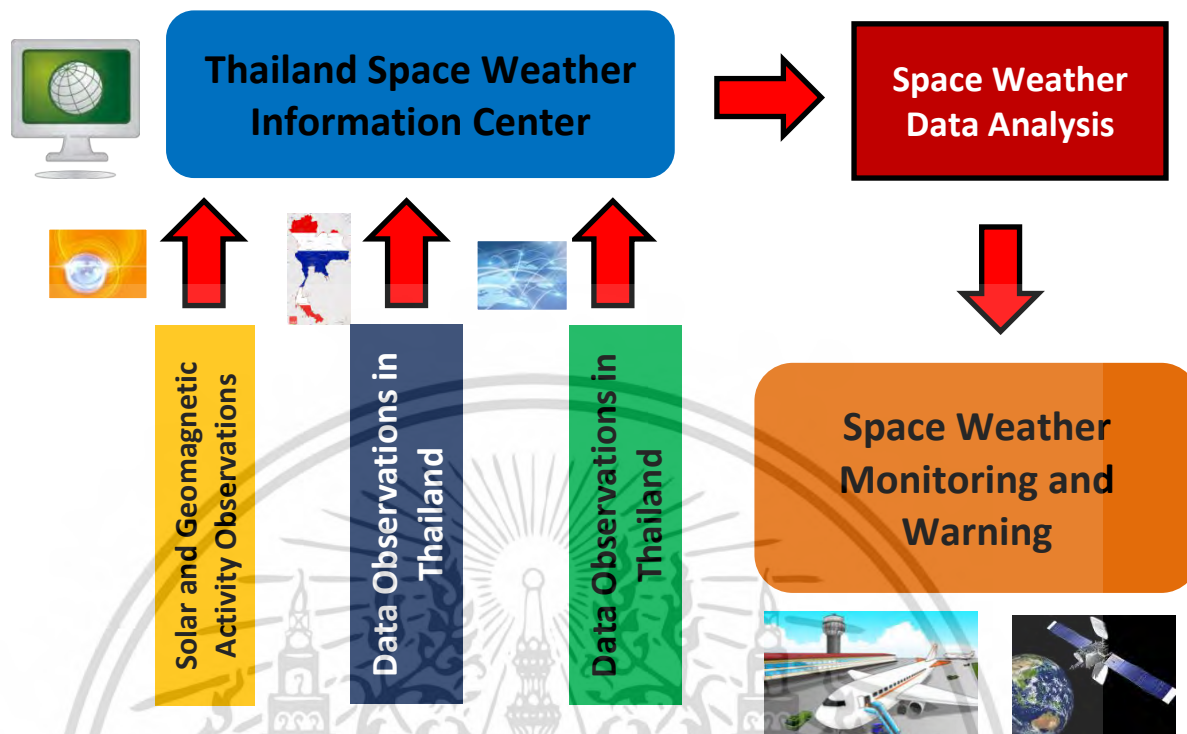
1. ศึกษามาตรฐานต่างๆในการวิเคราะห์ข้อมูล
2. ส่งนักวิจัยในฝั่งไทย ไปเรียนรู้การวิเคราะห์ข้อมูลประเภทต่าง และการทำนายสภาวะอวกาศ ที่หน่วยงาน NICT ประเทศญี่ปุ่น
3. จัดหาอุปกรณ์ และสถานที่สำหรับศูนย์สภาวะอวกาศที่คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
4. เชิญนักวิจัยจาก NICT ประเทศญี่ปุ่น มาร่วมติดตั้งอุปกรณ์และซอฟต์แวร์ต่าง ๆ ในศูนย์สภาวะอวกาศ ทดสอบการทำงานของระบบรวบรวมข้อมูล ระบบแสดงผล
5. การให้ความรู้แก่สาธารณะ และภาคอุตสาหกรรม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ระยะที่ 2 คือการให้บริการผลิตภัณฑ์ข้อมูลสำหรับภาคอุตสาหกรรมต่าง ๆ เช่น อุตสาหกรรมการบิน

1. และการทำนายสภาวะอวกาศ
2. จัดทำผลิตภัณฑ์และการบริการข้อมูลแต่สาธารณชน และองค์กรที่เกี่ยวข้อง ในภาคอุตสาหกรรม 4 ด้าน ได้แก่
 - ก. การบิน (aviation)
 - ข. ระบบดาวเทียม GNSS และการสื่อสารคลื่นวิทยุ
 - ค. ระบบไฟฟ้า (power grid)
 - ง. การออกแบบและดำเนินการใช้เครื่องบิน (Spacecraft design and operations)
 - จ. การจัดการภัยพิบัติ (disaster management)
3. การให้ความรู้แก่สาธารณะ และภาคอุตสาหกรรม ในส่วนการบริการแก่อุตสาหกรรมการบิน ข้อมูลสภาวะอวกาศจะอยู่ใน Annex 3 ของเอกสาร SARP ภายในเดือนพฤศจิกายน 2018 ครอบคลุมบริการต่าง ๆ ได้แก่
 - ก. การขาดหายของสัญญาณสื่อสารวิทยุ
 - ข. การขาดหายหรือการลดทอนคุณภาพของระบบ GNSS
 - ค. การทำลายอุปกรณ์อากาศยานอันเนื่องมาจากรังสีต่าง ๆ
 - ง. ปริมาณของรังสี ที่กระทบต่อพนักงานและผู้โดยสารบนเครื่องบิน

ทั้งนี้ในการทำนายพารามิเตอร์ต่าง ๆ ควรจะประกอบไปด้วย ระดับความรุนแรง, ระยะเวลา และสถานที่ที่เกิดการรบกวน



ภาพที่ 1.13 แผนผังการทำงานของศูนย์ข้อมูลสภาวะชั้นบรรยากาศอวกาศของประเทศไทย (Thailand Space Weather Information Center)



ภาพที่ 1.14 เว็บไซต์ศูนย์รวมข้อมูลสภาวะชั้นบรรยากาศอวกาศของสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตัวอย่างของห้อง Control room แสดงสภาวะอวกาศ ที่จัดแสดงในหน่วยงาน NICT ประเทศญี่ปุ่น แสดงด้านล่าง



ภาพที่ 1.15 ตัวอย่างของห้อง Control room แสดงสภาวะอวกาศ (Space Weather)

1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

ประโยชน์ที่จะได้รับจากโครงการวิจัยที่นำเสนอ “โครงการสร้างศักยภาพการวิจัยและพัฒนา ด้านวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกล และสภาวะอวกาศ” ประกอบไปด้วยมิติต่าง ๆ หลายมิติ ดังนี้

มิติในการสร้างผลกระทบกับสังคมและประเทศชาติ : ประเทศไทยมีการใช้ประโยชน์ในด้านเทคโนโลยีอวกาศมาอย่างยาวนานทั้งการใช้ประโยชน์ของดาวเทียมสำหรับการสื่อสารและการสำรวจทรัพยากรจากระยะไกล แต่ทั้งหมดนั้นดาวเทียมที่ใช้งานล้วนแล้วแต่พึ่งพาอาศัยเทคโนโลยีจากต่างชาติทั้งสิ้น ทำให้สิ้นเปลืองงบประมาณจำนวนมากและเป็นรูปแบบการพัฒนาที่ไม่ยั่งยืน ผลที่จะได้รับจากโครงการวิจัยนี้จะเป็นการเริ่มต้นสร้างองค์ความรู้ด้านวิศวกรรมดาวเทียมและสร้างตัวดาวเทียมขึ้นเองด้วยบุคลากรในชาติที่พร้อมส่งทดสอบขึ้นไปยังวงโคจร และเป็นแนวทางในการพัฒนาดาวเทียมขนาดใหญ่ขึ้นเพื่อการประยุกต์ใช้งานตามภารกิจที่กำหนดทั้งสำหรับการสื่อสาร การสำรวจทรัพยากรธรรมชาติ สภาพอากาศ และการเฝ้าระวังภัยพิบัติ นอกจากนั้นการสร้างงานวิจัยขั้นสูงและนวัตกรรมทางด้านสภาวะอวกาศ และเทคโนโลยี Multi-GNSS ยังสามารถนำมาประยุกต์ใช้งานได้อย่างหลากหลายทั้งในเรื่องระบบการนำทาง (Navigation) และระบุตำแหน่ง (Positioning) รวมทั้งการศึกษาและวิจัยผลกระทบอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศที่มีต่อระบบสื่อสารก็จะสามารถนำมาใช้ในการออกแบบระบบสื่อสารหรือแก้ไขข้อผิดพลาดเพื่อให้การใช้งานระบบมีประสิทธิภาพดียิ่งขึ้น ผลลัพธ์ของการสร้างองค์ความรู้และเทคโนโลยีดังกล่าวจะสร้างความตระหนักรู้ ความตื่นตัวและเห็นประโยชน์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ซึ่งอยู่ใกล้ตัวของประชาชนคนในชาติยิ่งขึ้น รวมทั้งเป็นการแสดงถึงศักยภาพของประเทศในขีดความสามารถในการพัฒนาเทคโนโลยีขั้นสูงให้เป็นที่ประจักษ์ในนานาประเทศ

มิติในด้านวิชาการ: การดำเนินโครงการวิจัยนี้จะช่วยเป็นตัวสร้างเครือข่ายวิจัยและวิชาการทั้งในระดับชาติและนานาชาติ รวมทั้งการสร้างหลักสูตรการศึกษาในสาขาด้านวิศวกรรมและเทคโนโลยีอวกาศ ดาวเทียม การรับรู้ระยะไกลและสภาวะอวกาศ และผลิตบุคลากร นักวิจัยรุ่นใหม่ นักศึกษาในทุกระดับ เพื่อเป็นกำลังสำคัญในการพัฒนาประเทศในเทคโนโลยีดังกล่าว และสร้างความเชื่อมโยงทั้งภาคอุตสาหกรรมและหน่วยงานรัฐในการสร้างประโยชน์ให้เกิดขึ้นจากองค์ความรู้ที่ได้จากการวิจัย และยกระดับการศึกษาของชาติให้สูงขึ้นทัดเทียมนานาชาติที่มีเทคโนโลยีด้านนี้อยู่

มิติในด้านนโยบายของชาติ: ผลพวงจากโครงการวิจัยนี้จะช่วยให้รัฐบาลเล็งเห็นถึงศักยภาพของนักวิจัยไทยที่มีความสามารถทัดเทียมต่างชาติ อันจะช่วยให้ลดความลังเลในการผลักดันนโยบายอวกาศของชาติให้เด่นหน้าอย่างเป็นรูปธรรม นอกจากนั้นผลการวิจัยขั้นสูงและนวัตกรรมที่จะเกิดขึ้นจากโครงการวิจัยนี้ยังสามารถช่วยขับเคลื่อนประเทศไปในทิศทางใหม่อย่างที่ไม่เคยมีมาก่อนอันเป็นการสอดคล้องกับนโยบาย Thailand 4.0 ที่จะขับเคลื่อนประเทศด้วยฐานรากของนวัตกรรม

อย่างไรก็ตามผลของความสำเร็จที่จะเกิดขึ้นในหลากหลายมิติดังกล่าวจะนำมาไปสู่การพัฒนาอุตสาหกรรมทางด้านอวกาศภายในประเทศอย่างเป็นรูปธรรมมากขึ้น งานด้านวิศวกรรมและเทคโนโลยี ดาวเทียม รวมทั้งเรื่องของจรวดสำหรับการนำส่ง (Launcher) การสำรวจทรัพยากรและเฝ้าระวังการเกิดภัยพิบัติจากอวกาศและการใช้ประโยชน์อื่น ๆ ของเทคโนโลยีดังกล่าวในเชิงพาณิชย์ต่อไปได้ในอนาคต อันนำไปสู่แนวทางการพัฒนาประเทศอย่างยั่งยืน

บทที่ 2

ผลการวิจัยและพัฒนาด้านการวิเคราะห์สภาวะอวกาศ การรับรู้ระยะไกล และมัลติจีเอ็มเอสเอส

2.1 การจัดตั้งศูนย์ข้อมูล GNSS และ Space Weather แห่งประเทศไทย (Thai GNSS and Space Weather Information Center)

คณะผู้วิจัยได้ทำการปรับปรุงหน่วยวิจัยด้าน GNSS และ Space Weather ซึ่งประกอบไปด้วย 2 ส่วนได้แก่ ส่วนห้องวัดสัญญาณดาวเทียม GNSS ซึ่งมีอุปกรณ์วิจัยต่าง ๆ ได้แก่ เครื่องรับสัญญาณ GNSS เครื่องรับสัญญาณดาวเทียมปีคอน คอมพิวเตอร์เชื่อมต่อกับเครื่องรับ เป็นต้น แสดงดังภาพที่ 2.1 และส่วนห้อง Control room ซึ่งมีจอมอนิเตอร์แสดงผล สำหรับการแสดงต่อผู้เยี่ยมชม แสดงดังภาพที่ 2.3 ตัวอย่างเครื่องรับ GNSS ในห้องนี้ได้แก่ ยี่ห้อ Novatel รุ่น DL-V3 และ Propak-6 แสดงดังภาพที่ 2.2 เป็นต้น



ภาพที่ 2.1 ห้องวัดสัญญาณดาวเทียม GNSS

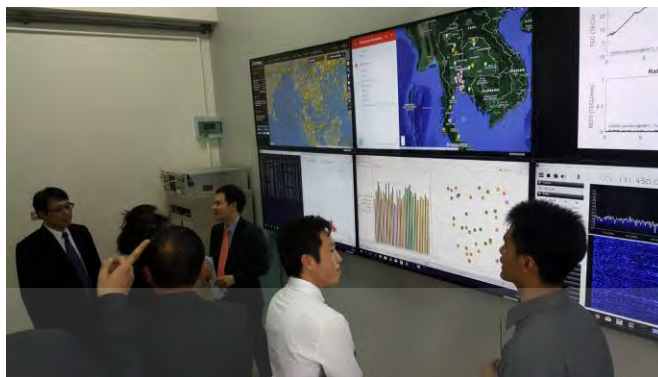


(ก)



(ข)

ภาพที่ 2.2 (ก) เครื่องรับสัญญาณ GNSS ยี่ห้อ Novatel รุ่น DL-V3 (ข) เครื่องรับสัญญาณ GNSS ยี่ห้อ Novatel รุ่น Propak-6



ภาพที่ 2.3 ห้อง Control room

2.1.1 อุปกรณ์ประเภทเซิร์ฟเวอร์เพื่อจัดเก็บ และประมวลผลข้อมูลจีเอ็นเอสเอส

2.1.1.1 รายละเอียดอุปกรณ์

เซิร์ฟเวอร์ที่ใช้สำหรับจัดเก็บข้อมูล และประมวลผลข้อมูลได้อย่างเหมาะสมนั้น จำเป็นที่จะต้องใช้เครื่องที่มีคุณสมบัติทั้งในด้านประสิทธิภาพในด้านการประมวลผลที่สูง และมีหน่วยเก็บข้อมูลที่สูง โดยในโครงการนี้ จะเลือกใช้คอมพิวเตอร์เซิร์ฟเวอร์ยี่ห้อ DELL รุ่น PowerEdge T430 ที่มีรายละเอียดต่าง ๆ ดังตารางที่ 2.1

ตารางที่ 2.1 คุณสมบัติคอมพิวเตอร์เซิร์ฟเวอร์ยี่ห้อ DELL รุ่น PowerEdge T430

ส่วนประกอบ	รายละเอียด
Processor	1 x Intel Xeon 8-Core/16T E5-2620v4 2.1GHz, 20MB Cache, 85W, 2133MHz
Memory	16GB (1 x 8GB) RDIMM, 2133MT/s, Dual Rank, x8 Data Width
Storage controller	PERC H730 Controller, 1GB NV Cache (Supports RAID 0, 1, 10, 5, 50, 6, 60), Up to 8, 3.5" Hot Plug HDD
Storage capacity	2 x 1TB 7.2K RPM NLSAS 12Gbps 512n 3.5in Hot-plug Hard Drive, 13G
Additional Storage	6 x 4TB WD Red SATA Hard Drive
Network	2 x Gigabit Ethernet port
Power Supply	Dual, Hot-plug, Redundant Power Supply (1+1), 750W

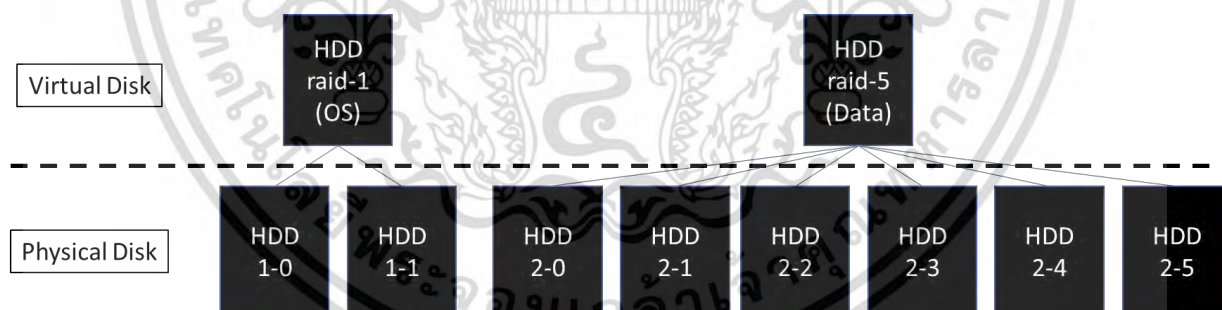
จากตารางที่ 2.1 จะเห็นได้ว่าทั้งในส่วนหน่วยประมวลผล หน่วยความจำ และ หน่วยเก็บข้อมูลมีจำนวนมาก เหมาะกับการนำไปประยุกต์ใช้ในการติดตั้งหลายระบบปฏิบัติการในเครื่องเดียวกัน (Virtual Machine) เพื่อรองรับทั้งในส่วนการจัดเก็บข้อมูล การให้บริการข้อมูลผ่านระบบให้บริการต่าง ๆ และการประมวลผลข้อมูล โดยจะกล่าวในหัวข้อถัดไป

2.1.1.2 การแบ่งการใช้งานฮาร์ดดิสก์ในเครื่องเซิร์ฟเวอร์และระบบป้องกันข้อมูลสูญหาย

เครื่องเซิร์ฟเวอร์ที่ใช้งานสำหรับจัดเก็บ บันทึกข้อมูล พร้อมทั้งให้บริการข้อมูลผ่านอินเทอร์เน็ต จำเป็นที่จะต้องมีความสามารถในการรองรับข้อมูลสูญหายจากฮาร์ดดิสก์ล้มเหลวในขณะปฏิบัติงาน (RAID: Redundant Array of Independent Disks) โดยสำหรับเซิร์ฟเวอร์ชุดนี้ ทางผู้ออกแบบได้ติดตั้งฮาร์ดดิสก์จำนวน 8 ลูก แบ่งออกเป็น

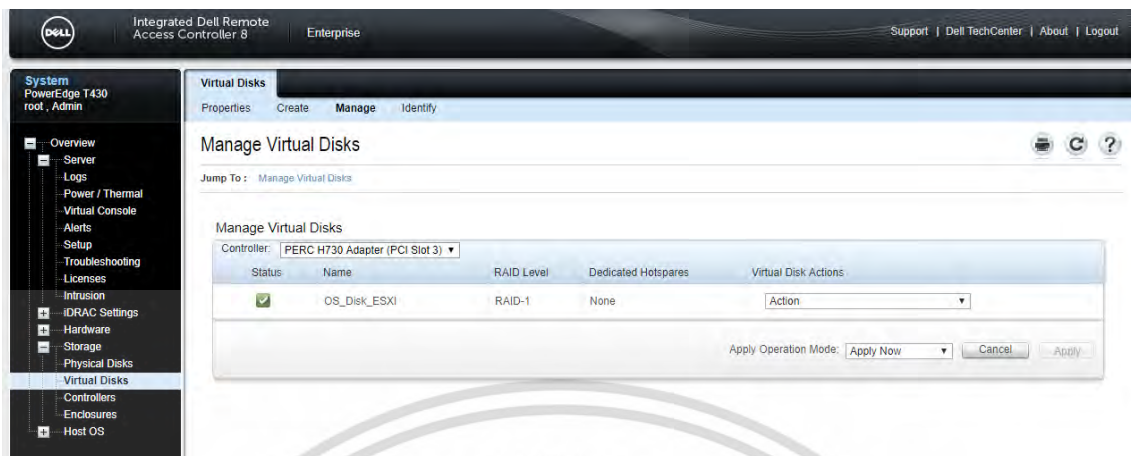
ก. การใช้งานระบบปฏิบัติการ (OS-Disk) จำนวน 2 ลูก (1TB x 2) มีการออกแบบระบบป้องกันฮาร์ดดิสก์ล้มเหลวแบบ RAID-1 (รองรับฮาร์ดดิสก์ล้มเหลวได้โดยต้องมีอย่างน้อย 1 ลูกใช้งานได้) และ

ข. การใช้งานบันทึกข้อมูล (Data) จำนวน 6 ลูก (4TB x 6) มีการออกแบบระบบป้องกันฮาร์ดดิสก์ล้มเหลวแบบ RAID-5 (รองรับฮาร์ดดิสก์ล้มเหลวจำนวน 1 ลูก) โดยมีการแสดงแผนภาพการเชื่อมต่อฮาร์ดดิสก์ดังภาพที่ 2.4



ภาพที่ 2.4 แผนผังการออกแบบชุดการทำงานของฮาร์ดดิสก์ในเครื่องเซิร์ฟเวอร์

จากภาพที่ 2.4 ฮาร์ดดิสก์จะถูกสร้างระบบป้องกันข้อมูลสูญหาย (RAID-1, OS-Disk) จากการตั้งค่าจากไบออสในตู้เครื่องโดยตรงผ่านคอนโทรลเลอร์ PERC H730 โดยสามารถตั้งค่าได้ผ่านเซอว์วิส IDRAC (Integrated Dell Remote Access) ที่ใช้งานผ่านเครือข่ายได้ดังการตั้งค่าตามภาพที่ 2.5



ภาพที่ 2.5 การตั้งค่าระบบป้องกันข้อมูลสูญหายในฮาร์ดดิสก์ผ่านเซอวิวิส IDRAC

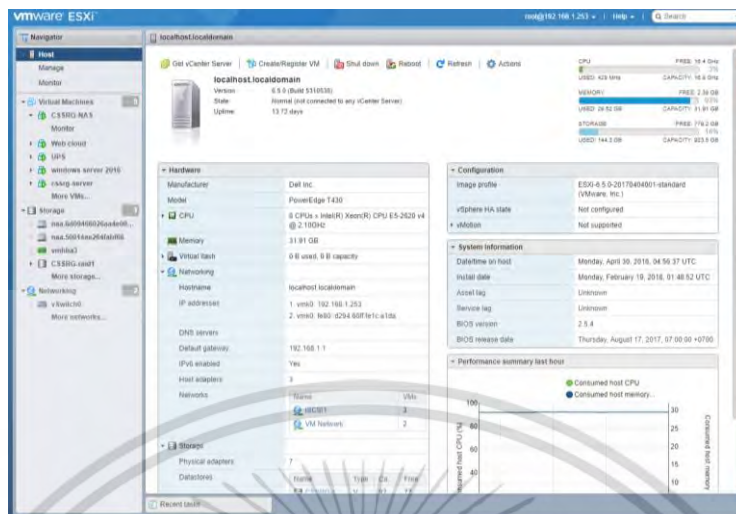
สำหรับฮาร์ดดิสก์จำนวน 6 ลูกที่เหลือ (RAID-5, Data) จะทำการส่งผ่านการเชื่อมต่อ (bypass) ให้ระบบปฏิบัติการที่ใช้สำหรับการจัดเก็บข้อมูล ซึ่งในที่นี้จะใช้ระบบปฏิบัติการ FREENAS (<https://freenas.org>) ซึ่งเป็นระบบปฏิบัติการแบบเปิดที่มีความนิยมสูงและไม่มีค่าใช้จ่ายด้านลิขสิทธิ์ ทำการเชื่อมต่อฮาร์ดดิสก์ทั้ง 6 ลูกโดยตรง โดยจะกล่าวในหัวข้อถัดไป

2.1.1.3 ระบบปฏิบัติการสำหรับเครื่องเซิร์ฟเวอร์

เครื่องเซิร์ฟเวอร์นี้ใช้สำหรับจัดเก็บข้อมูลพร้อมทั้งให้บริการข้อมูลได้ในเครื่องเดียวกัน จำเป็นต้องติดตั้งระบบปฏิบัติการหลายระบบในเครื่องเดียวกันเพื่อแยกส่วนการทำงาน และเพื่อความปลอดภัยจากการเจาะระบบ โดยระบบปฏิบัติการที่ใช้จะแบ่งออกเป็น 2 ส่วนหลัก ได้แก่ (1) ระบบปฏิบัติการสำหรับจัดการทรัพยากรของเครื่อง และ (2) ระบบปฏิบัติการย่อยสำหรับให้บริการแก่ผู้ใช้งาน

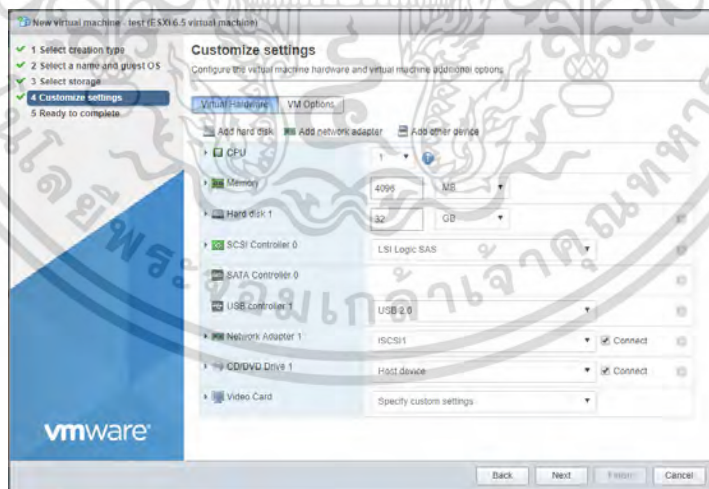
1) ระบบปฏิบัติการหลักสำหรับจัดการทรัพยากรของเครื่อง

ระบบปฏิบัติการสำหรับจัดการทรัพยากรของเครื่อง จะเป็นระบบปฏิบัติการหลักที่ถูกติดตั้งในเครื่องเซิร์ฟเวอร์โดยตรง โดยสามารถลงปฏิบัติการภายใต้ระบบปฏิบัติการหลักได้อย่างอย่างไม่จำกัด ขึ้นอยู่กับทรัพยากรที่เครื่องหลักสามารถรองรับได้ โดยจะมีหน้าที่แบ่งทรัพยากรให้กับระบบปฏิบัติการย่อยได้อย่างเหมาะสม ในที่นี้ จะเลือกใช้ระบบปฏิบัติการ VMware vSphere 6 Hypervisor (<https://www.vmware.com/products/vsphere-hypervisor.html>) ที่เป็นรุ่นย่อยที่ไม่มีค่าลิขสิทธิ์มีหน้าต่างหลักในการใช้งานดังภาพที่ 2.6



ภาพที่ 2.6 หน้าต่างหลักสำหรับจัดการระบบปฏิบัติการ VMware vSphere 6 Hypervisor

จากภาพที่ 2.6 จะเป็นหน้าต่างภาพรวมการใช้งานเครื่องเซิร์ฟเวอร์โดยสามารถดูสถานะของอุปกรณ์ที่ติดตั้งได้ทั้งหมดว่าสามารถทำงานได้อย่างเพียงพอต่อความต้องการหรือไม่ โดยสามารถแยกดูระบบปฏิบัติการย่อยว่าเกิดความผิดพลาดในการทำงานหรือไม่ได้เช่นกัน โดยวิธีการติดตั้งระบบปฏิบัติการย่อยในเครื่องสามารถกดเลือกในหัวข้อ Create /Register VM และมีหน้าต่างในการจองทรัพยากรของเครื่องได้ดังภาพที่ 2.7



ภาพที่ 2.7 หน้าต่างการแบ่งทรัพยากรให้ระบบปฏิบัติการย่อยจากระบบปฏิบัติการ VMware vSphere 6 Hypervisor

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

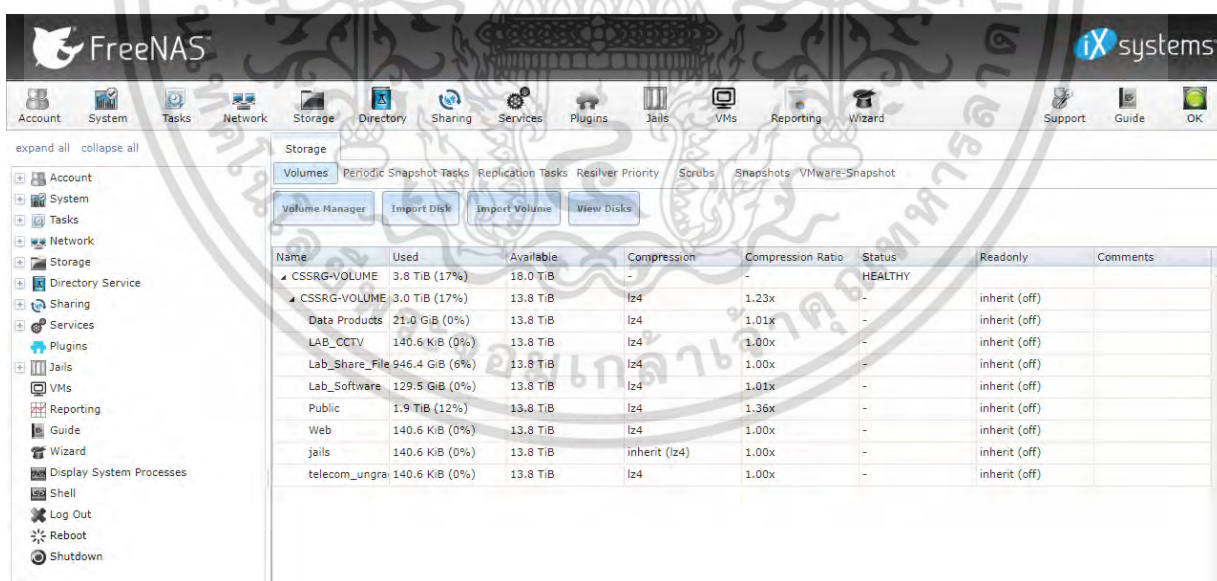
สำหรับการแบ่งทรัพยากรให้ระบบปฏิบัติการย่อนั้น ประกอบไปด้วย 4 ส่วนหลักได้แก่ (1) CPU (2) Memory (3) Hard disk ที่ใช้และ (4) Network โดยจากส่วนประกอบทั้งหมดนั้น ผู้ติดตั้งจำเป็นต้องปรับทรัพยากรให้แก่ระบบปฏิบัติการย่อยทั้งหมดด้วยตัวเอง

2) ระบบปฏิบัติการย่อยสำหรับให้บริการแก่ผู้ใช้งาน

ในหัวข้อก่อนหน้านี้เป็นการกล่าวถึงการจัดการทรัพยากรในเครื่องให้แก่ระบบปฏิบัติการย่อยที่มีหน้าที่แตกต่างกันออกไป ดังนั้นในหัวข้อนี้จะกล่าวถึงระบบปฏิบัติการย่อยทั้งหมดพร้อมทั้งหน้าที่ การติดตั้ง รายละเอียดสำคัญ และหน้าที่ในการใช้งาน โดยมีระบบปฏิบัติการย่อยทั้งสิ้นจำนวน 3 ระบบได้แก่ (i) FREENAS-11.1-U4 (ii) Nextcloud และ (iii) Ubuntu server 16.04.4 LTS

i) ระบบปฏิบัติการ FREENAS

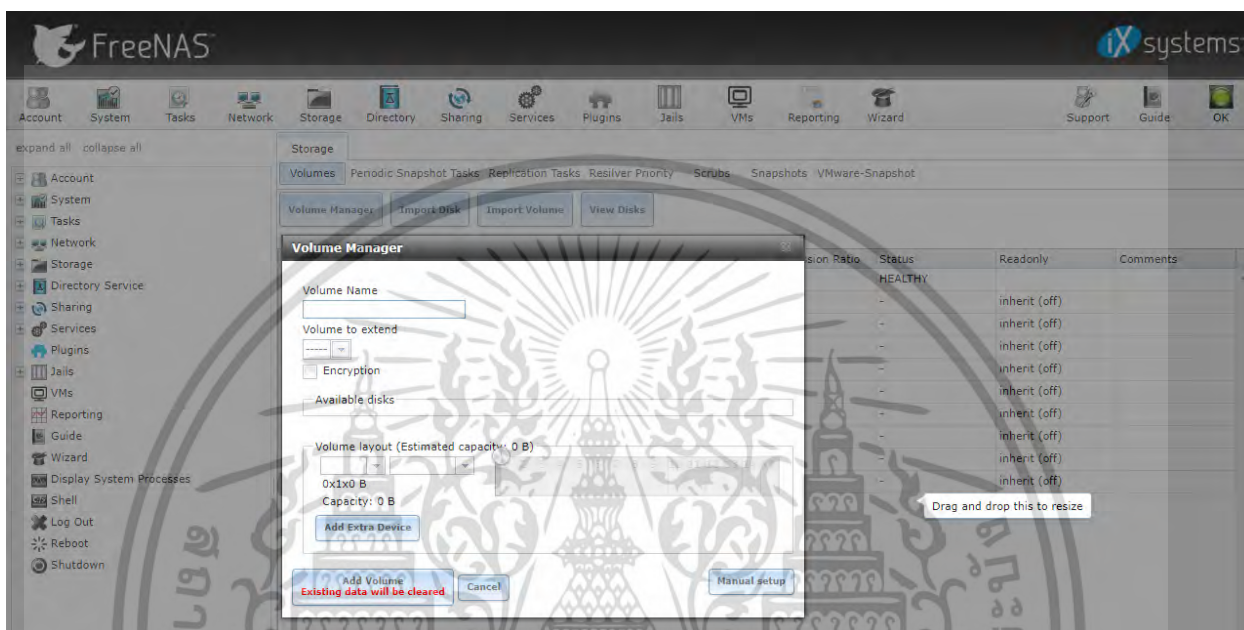
ระบบระบบปฏิบัติการ FREENAS เป็นระบบระบบปฏิบัติการที่ไม่เสียค่าลิขสิทธิ์ ใช้สำหรับจัดการข้อมูลทั้งการบันทึกข้อมูลจากสถานีต่าง ๆ เพื่อรวมข้อมูลจากทุกสถานีให้อยู่ในที่เดียวกัน และมีการแบ่งปันข้อมูลให้กับเครื่องคอมพิวเตอร์ที่ได้รับอนุญาตผ่านทางเซอร์วิส SMB (Server Message Block) หรือส่งต่อข้อมูลผ่านระบบปฏิบัติการอื่น ๆ ที่สามารถจัดการแบ่งปันผ่านอินเทอร์เน็ตได้ โดยระบบปฏิบัติการนี้สามารถตั้งค่าทั้งหมดผ่านทางเว็บไซต์ดังภาพที่ 2.8



ภาพที่ 2.8 การตั้งค่าระบบปฏิบัติการ FREENAS ผ่านทางเว็บไซต์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การเชื่อมต่อระบบปฏิบัติการ FREENAS เข้ากับฮาร์ดดิสก์ จำเป็นที่จะต้องส่งต่ออุปกรณ์ให้สามารถเชื่อมต่อได้โดยตรงดังกล่าวไว้ในหัวข้อ 1.2 จากนั้นจึงนำฮาร์ดดิสก์ทั้ง 6 ลูกมาสร้างระบบป้องกันข้อมูลสูญหายจากฮาร์ดดิสก์ล้มเหลวแบบ RAID-5 ผ่านการตั้งค่าจากภาพที่ 2.9

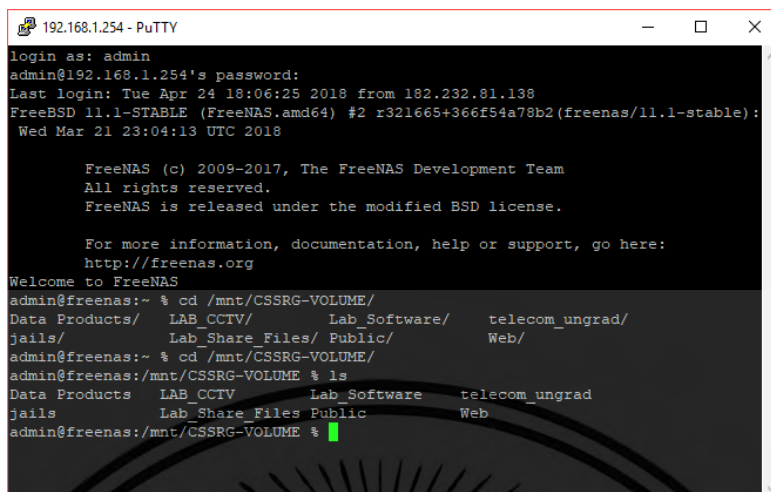


ภาพที่ 2.9 หน้าต่างการตั้งค่าการป้องกันข้อมูลสูญหายในกรณีที่ฮาร์ดดิสก์ล้มเหลว

จากการตั้งค่าในเบื้องต้น ระบบบันทึกข้อมูลประเภท NAS ที่สร้างไว้จะพร้อมสำหรับการแบ่งปันข้อมูลผ่านทางช่องทางต่าง ๆ ที่เหมาะสมต่อไป โดยในที่นี้ ผู้ออกแบบจะสร้างช่องทางการเชื่อมต่อเพื่อสามารถเข้าถึงข้อมูลต่างๆ ได้ผ่านช่องทางหลัก ๆ 2 ทางดังนี้ (1) การเชื่อมต่อแบบ Secure Shell (SSH) และ (2) ผ่านช่องทาง SMB

1) การเข้าถึงข้อมูลผ่านทาง SSH

การเชื่อมต่อระบบ NAS ผ่านทางช่องทาง SSH นี้ จะเป็นการเปิดให้สามารถเขียนสคริปต์เพื่อเพิ่มข้อมูลได้จากสถานี่ต่าง ๆ ที่ส่งข้อมูลกลับมาผ่านการเชื่อมต่ออินเทอร์เน็ต เหมาะสำหรับเครื่องที่มาเชื่อมต่อที่ใช้ระบบปฏิบัติการลินุกซ์ หรือถ้าใช้ระบบปฏิบัติการวินโดวส์ ก็จำเป็นต้องลงโปรแกรมเสริมจึงจะสามารถใช้งานได้ โดยมีตัวอย่างการเชื่อมต่อดังภาพที่ 2.10



```

192.168.1.254 - PuTTY
login as: admin
admin@192.168.1.254's password:
Last login: Tue Apr 24 18:06:25 2018 from 182.232.81.138
FreeBSD 11.1-STABLE (FreeNAS.amd64) #2 r321665+366f54a78b2(freenas/11.1-stable):
Wed Mar 21 23:04:13 UTC 2018

FreeNAS (c) 2009-2017, The FreeNAS Development Team
All rights reserved.
FreeNAS is released under the modified BSD license.

For more information, documentation, help or support, go here:
http://freenas.org
Welcome to FreeNAS
admin@freenas:~ % cd /mnt/CSSRG-VOLUME/
Data Products/  LAB CCTV/      Lab Software/    telecom_ungrad/
jails/         Lab_Share_Files/ Public/         Web/
admin@freenas:~ % cd /mnt/CSSRG-VOLUME/
admin@freenas:/mnt/CSSRG-VOLUME % ls
Data Products  LAB CCTV      Lab Software    telecom_ungrad
jails          Lab_Share_Files Public           Web
admin@freenas:/mnt/CSSRG-VOLUME %

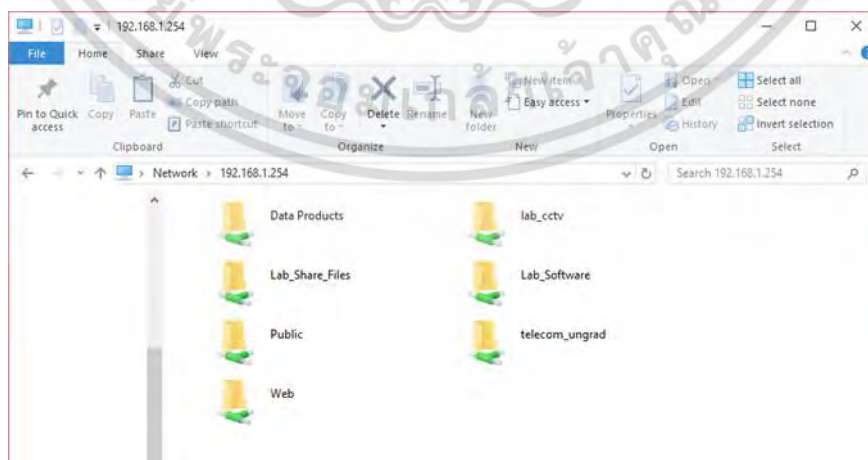
```

ภาพที่ 2.10 การเข้าใช้งานระบบ NAS ผ่านช่องทาง SSH จากโปรแกรมในระบบปฏิบัติการวินโดวส์

การเชื่อมต่อแบบ SSH มีข้อดีคือ ไม่จำเป็นต้องเดินทางไปถ่ายโอนข้อมูลด้วยตนเอง เป็นประจำ สามารถโปรแกรมสถานีต้นทางจำนวนกี่เครื่องก็ได้ โดยต้องมีการแยกประเภทโฟลเดอร์ภายในเพื่อความเป็นระเบียบในการเรียกใช้งานในภายหลังได้

2) การเข้าถึงข้อมูลผ่านช่องทาง SMB

การเชื่อมต่อแบบ SSH ที่กล่าวไว้ข้างต้นมีประโยชน์ต่อเครื่องมือที่ทำงานอย่างอัตโนมัติ โดยผู้ใช้งานจำเป็นต้องมีทักษะด้านโปรแกรมพอสมควร ดังนั้น เพื่อลดความซับซ้อนต่อผู้ใช้งานบางประเภท ผู้ออกแบบได้เปิดช่องทางการเชื่อมต่อเป็นแบบ SMB ควบคู่กันไปด้วย โดยมีการสร้างรหัสผ่านสำหรับผู้ใช้งานแต่ละคน และมีการบันทึกการเข้าใช้งานทุกครั้งเพื่อความปลอดภัย โดยมีตัวอย่างการเข้าใช้งานดังภาพที่ 2.11



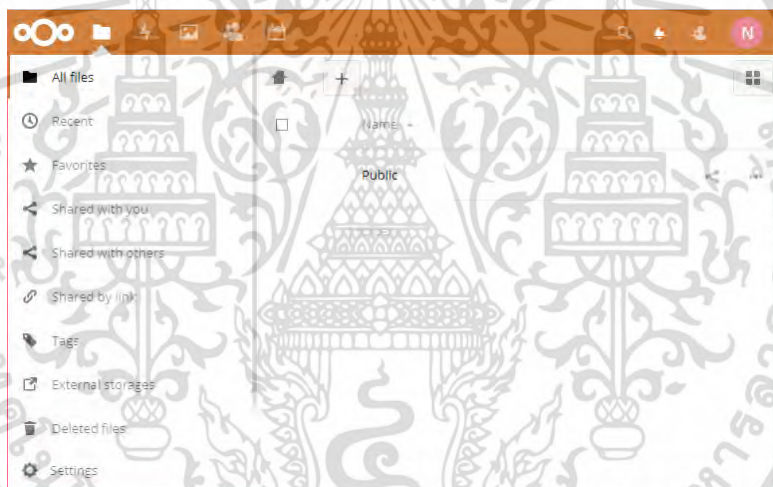
ภาพที่ 2.11 การเข้าใช้งานระบบ NAS ผ่านช่องทาง SMB

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ข้อจำกัดของการเชื่อมต่อผ่านช่องทาง SMB คือมีความปลอดภัยต่ำ หากเชื่อมอยู่กับเครือข่ายสาธารณะ จึงต้องให้ผู้เข้ามาเชื่อมต่ออยู่ในวงแลนภายในเท่านั้น ดังนั้น การประยุกต์ใช้งานกับผู้ใช้งานสาธารณะ จำเป็นที่จะต้องพึงพากระบวนการที่ออกแบบมาเพื่อการแบ่งปันข้อมูลผ่านช่องทางสาธารณะโดยเฉพาะ ที่มีการเชื่อมต่อกับระบบ NAS ภายในผ่านช่องทาง SMB ดังจะกล่าวในหัวข้อถัดไป

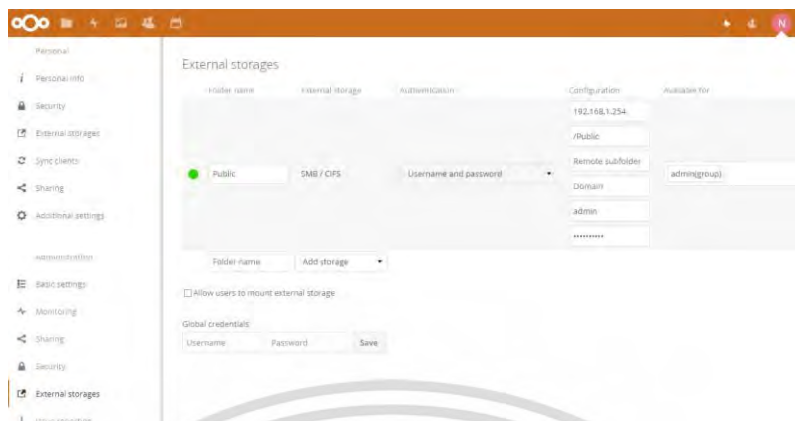
ii) ระบบปฏิบัติการ Nextcloud

ระบบปฏิบัติการ Nextcloud เป็นระบบจัดการข้อมูลผ่านเว็บไซต์ที่สามารถติดตั้งร่วมกับ VMware vSphere 6 Hypervisor ได้ โดยสามารถกำหนดสิทธิ์ผู้ใช้แต่ละคน และยังสามารถแบ่งปันข้อมูลผ่านเครือข่ายสาธารณะได้และมีความปลอดภัยสูง มีลักษณะการใช้งานผ่านเว็บไซต์ดังภาพที่ 2.12



ภาพที่ 2.12 หน้าตาการจัดการข้อมูลผ่านเว็บไซต์จากโปรแกรม Nextcloud

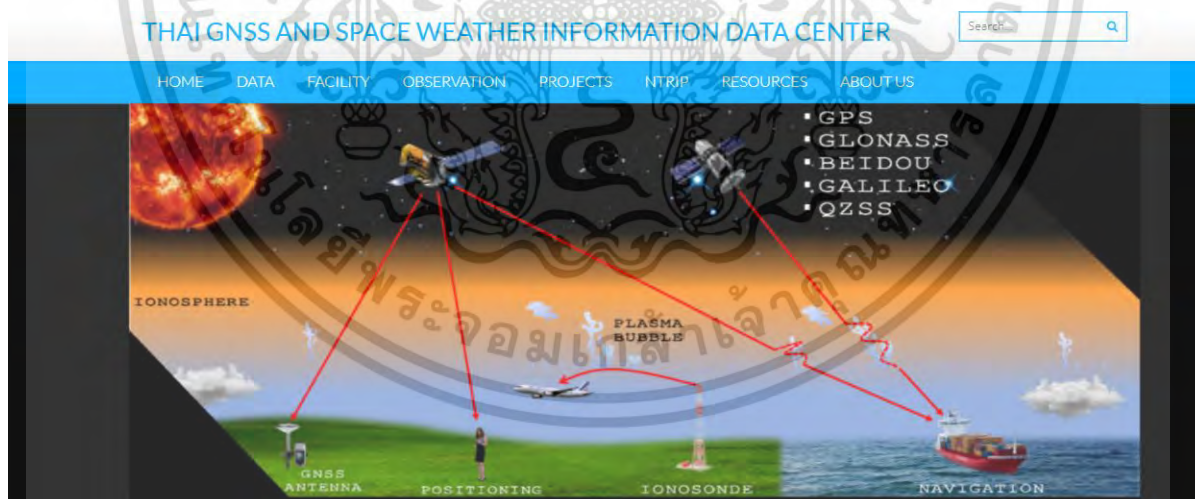
การใช้งานระบบปฏิบัติการ Nextcloud ให้เชื่อมต่อมายังเครื่องเก็บข้อมูล NAS ที่ได้ออกแบบไว้ตอนแรก จะใช้วิธีการเชื่อมต่อผ่านช่องทาง SMB จากหัวข้อ 2.2.1.2. ตามภาพที่ 2.13



ภาพที่ 2.13 การเชื่อมต่อระบบ Nextcloud เพื่อดึงข้อมูลจากระบบ NAS ผ่านช่องทาง SMB

2.1.2 การปรับปรุงหน้าเว็บไซต์ <http://iono-gnss.kmitl.ac.th>

ในโครงการวิจัยนี้ได้ทำการปรับปรุงหน้าเว็บของศูนย์ข้อมูล GNSS และ Space Weather โดยเมื่อเข้าถึงหน้าหลัก จะพบว่าเมนูย่อยบริการผู้ใช้งานในหลายส่วน อาทิเช่น บริการดาวน์โหลดข้อมูล (data) ข้อมูลสถานีวัดสัญญาณทั่วประเทศ (Facility) ผลการวัดค่าพารามิเตอร์และการวิเคราะห์ค่าเบื้องต้น (Obsevation) โครงการวิจัยของศูนย์ (Projects) บริการเชื่อมต่อ NTRIP แหล่งข้อมูลต่าง ๆ (Resources) และข้อมูลเกี่ยวกับผู้จัดทำโครงการวิจัยรวมทั้งผู้ให้การสนับสนุน (About us)



WELCOME

Welcome to the **Thai GNSS and Space Weather Information Data Center** hosted at King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang (KMITL). In the future, we hope to cover the forecasting service as well.

The Data Center serves the following purposes:

ภาพที่ 2.14 หน้าหลักของเว็บไซต์ <http://iono-gnss.kmitl.ac.th>

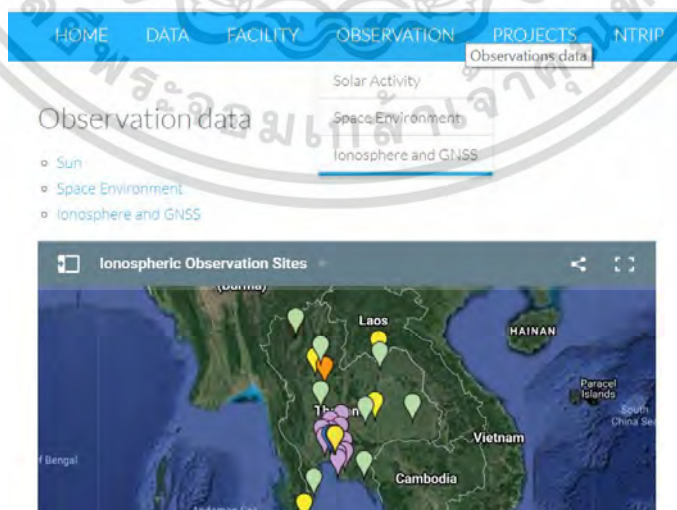
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 2.15 แสดงหน้าเว็บ Data ซึ่งผู้ใช้งานสามารถขอดาวน์โหลดข้อมูล GNSS และข้อมูลไอโอโนสเฟียร์หลังจากทำการกรอกแบบฟอร์มขอใช้ข้อมูล (Data request form) และส่งมายังอีเมลที่กำหนดไว้ หลังจากนั้นผู้ใช้งานจะได้รับลิงค์สำหรับดาวน์โหลดข้อมูล ซึ่งมีระยะเวลาจำกัด ทั้งนี้ผู้ใช้งานต้องใส่ชื่อนักวิจัยไทยในบทความวิจัยที่ใช้ข้อมูลเหล่านี้ เมื่อมีการส่งบทความเพื่อตีพิมพ์ในการประชุมวิชาการหรือวารสารวิชาการต่อไป



ภาพที่ 2.15 หน้าเว็บ Data ของเว็บไซต์ <http://iono-gnss.kmitl.ac.th>

ภาพที่ 2.16 แสดงหน้าเว็บ Observation ซึ่งประกอบไปด้วยข้อมูลสังเกตการณ์เกี่ยวข้องกับ (1) Solar activity (2) Space Environment และ (3) Ionosphere and GNSS ข้อมูลในส่วนของ (1) และ (2) โดยหลักนำมาจากเว็บไซต์ต่างประเทศซึ่งมีการส่งค่ามาจากดาวเทียมนอกโลกหรือเซ็นเซอร์ต่าง ๆ ในขณะที่ส่วนของ (3) เป็นข้อมูลสังเกตการณ์ในประเทศไทย



ภาพที่ 2.16 หน้าเว็บ Observation ของเว็บไซต์ <http://iono-gnss.kmitl.ac.th>

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในหน้าเว็บ Ionosphere and GNSS ซึ่งมีการแสดงกราฟต่าง ๆ ได้แก่ (1) แผนที่ค่า TEC (2) ค่า foF2 (3) ค่า TEC และ (4) ค่า Scintillation เป็นต้น

ภาพที่ 2.17 แสดงหน้าเว็บ NTRIP ให้บริการตำแหน่งความแม่นยำสูงในระดับเซนติเมตร (cm level) ซึ่งผู้ใช้งานสามารถล็อกอินเข้ามาที่เซิร์ฟเวอร์ NTRIP 1 ใน 3 สถานีซึ่งให้บริการอยู่ ได้แก่ สถานี กรุงเทพฯ (KMIT) สถานีโคราช (RUTI) และสถานีหนองคาย (NNKI) การให้บริการนี้ไม่มีค่าใช้จ่ายแก่หน่วยงานวิจัยหรือสถาบันการศึกษา เหมาะสำหรับการศึกษาวิจัย ในระดับประเทศมีหน่วยงานให้บริการในลักษณะนี้ ได้แก่ กรมที่ดิน กรมโยธาธิการและผังเมือง และสถาบันเทคโนโลยีแห่งเอเชีย (AIT) เป็นต้น



ภาพที่ 2.17 หน้าเว็บ NTRIP บนเว็บไซต์ <http://iono-gnss.kmitl.ac.th>

2.1.3 ผลิตภัณฑ์ข้อมูลสภาวะอวกาศ

ผลิตภัณฑ์ข้อมูลสภาวะอวกาศแบ่งได้เป็น 3 ชนิดใหญ่ๆ ได้แก่ ข้อมูลดวงอาทิตย์ (Solar activity) ข้อมูลสิ่งแวดล้อมในอวกาศ (Space environment) และข้อมูลชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Ionosphere)

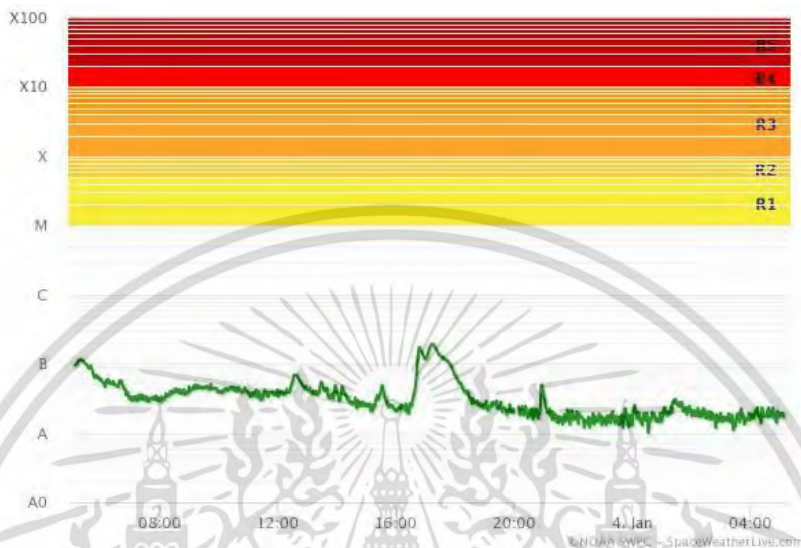
2.1.3.1 Solar activity

ในส่วนของ solar activity คือลักษณะของพื้นผิวดวงอาทิตย์ จุดดับและการระเบิดของดวงอาทิตย์ โดยมีแหล่งข้อมูลหลักจากองค์กรนาซ่า เช่นเว็บไซต์ดังต่อไปนี้

- SOHO Image: <https://sohowww.nascom.nasa.gov/>
- Stereo Image: <https://stereo.gsfc.nasa.gov/>
- Solar activity: solar flares, active region (AR), sun spot areas, CME)

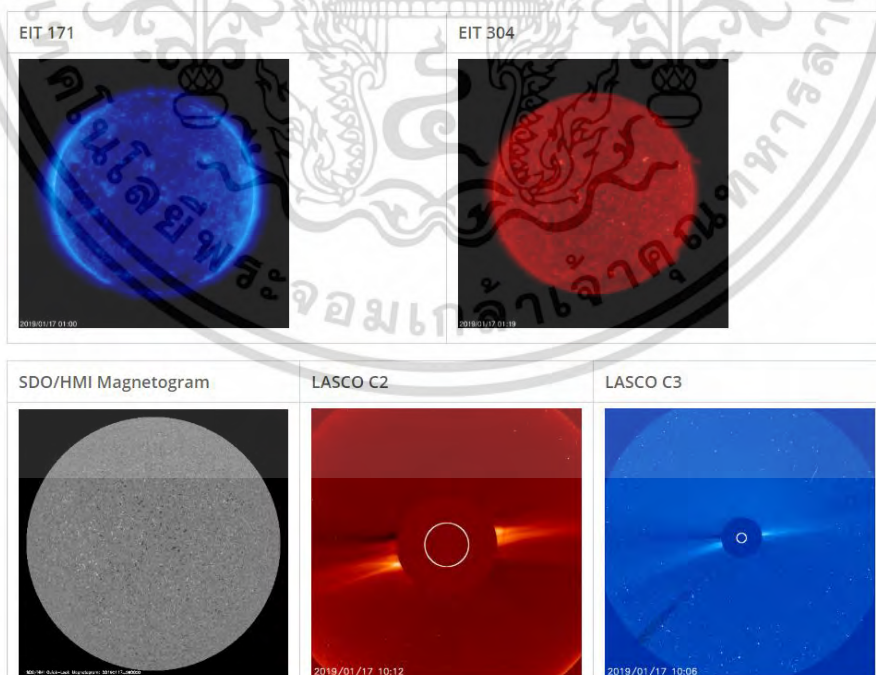
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Error! Reference source not found. แสดงตัวอย่างระดับของ solar flare ซึ่งมีหลายระดับเรียงตามความรุนแรง ได้แก่ A, B, C, M, X



ภาพที่ 2.18 ระดับของ solar flare

ภาพที่ 2.19 ตัวอย่างพื้นผิวดวงอาทิตย์ จุดดับและการระเบิดบนพื้นผิว

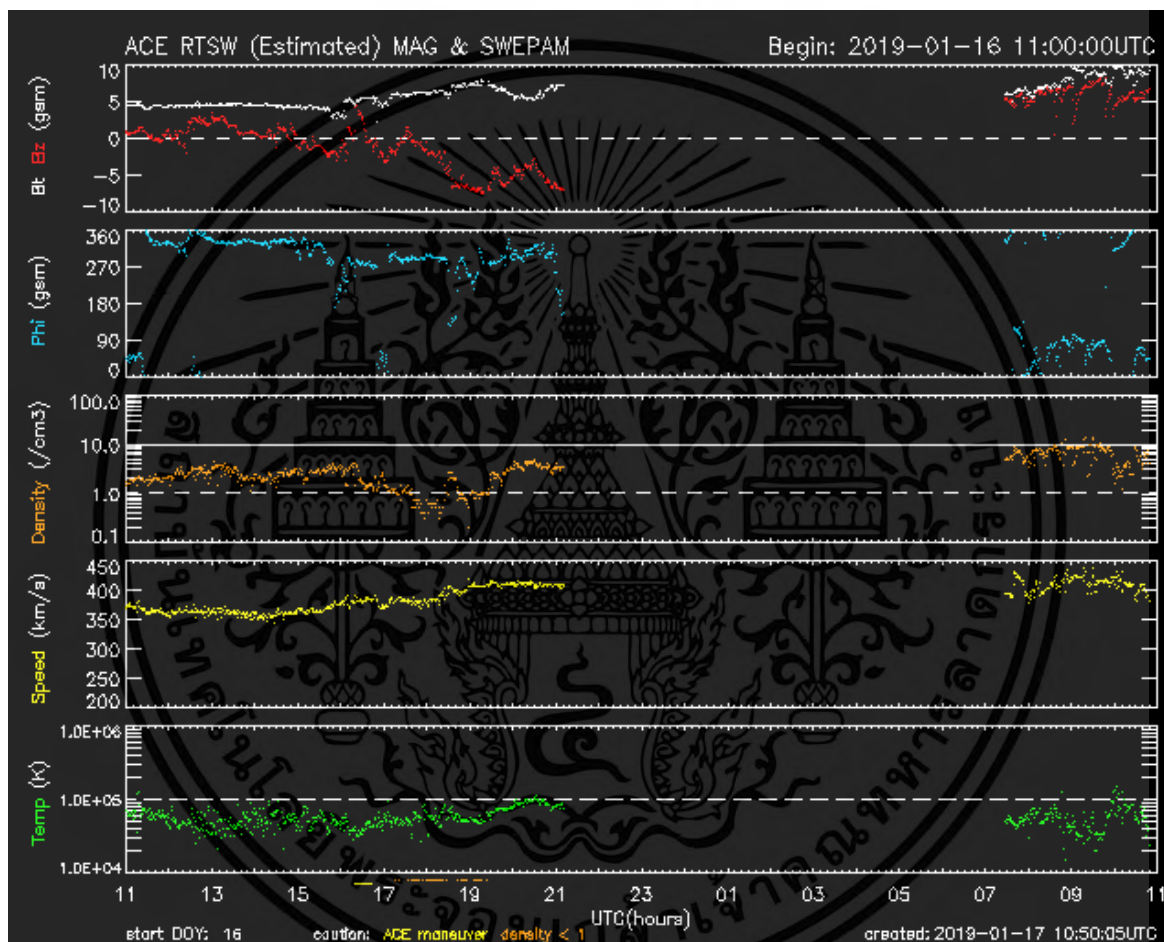


ภาพที่ 2.19 ตัวอย่างพื้นผิวดวงอาทิตย์ จุดดับและการระเบิด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.1.3.2 Space environment

ในส่วนของ Space environment นั้นประกอบไปด้วยคลื่นต่าง ๆ จากดวงอาทิตย์ที่พุ่งเข้าโลก และผลกระทบต่อสนามแม่เหล็กโลก บางครั้งก่อให้เกิดพายุสนามแม่เหล็ก (Geomagnetic storm) ภาพที่ 2.20 แสดงระดับสนามแม่เหล็กทิศใต้ (Bz) ความหนาแน่นสนามแม่เหล็ก (density) ความเร็วของลมสุริยะ (speed) ในวันที่ 16 มกราคม ปี 2019 จากดาวเทียม ACE

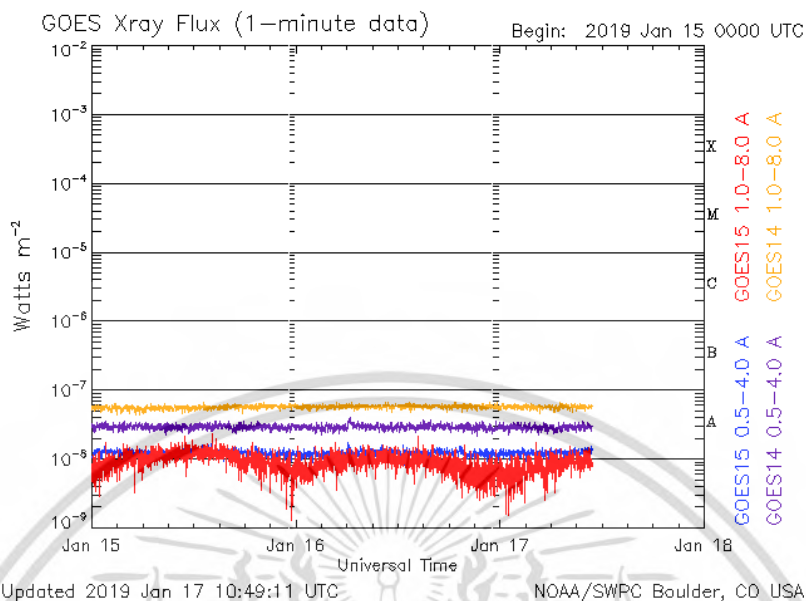


ภาพที่ 2.20 พารามิเตอร์สำคัญแสดงสิ่งแวดล้อมอวกาศ (Space environment)

ที่มา : <https://services.swpc.noaa.gov/images/ace-mag-sweptam-24-hour.gif>

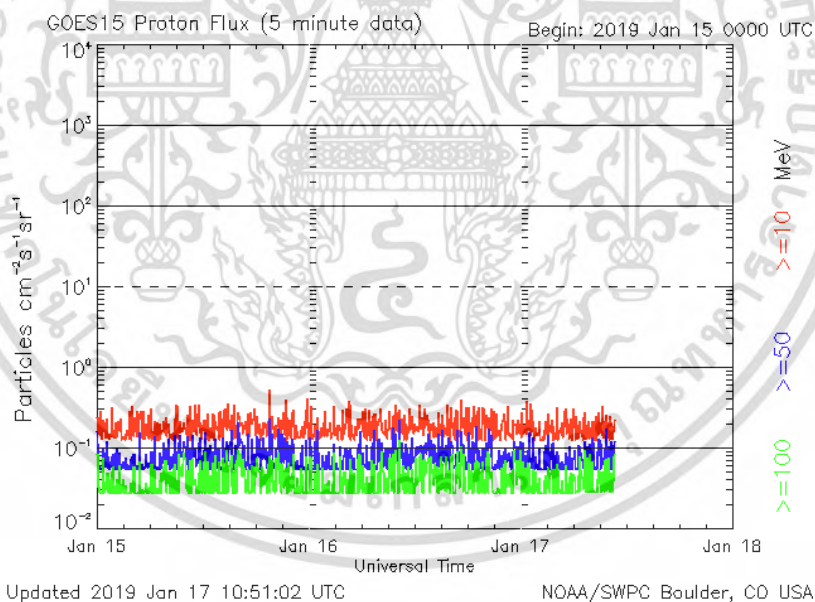
ภาพที่ 2.21 และ ภาพที่ 2.22 แสดงระดับฟลักซ์คลื่นเอ็กซ์เรย์ (X-ray flux) อนุภาคโปรตอน (Proton flux) ที่พุ่งเข้าสู่โลกตามลำดับ โดยค่าเหล่านี้วัดได้จากดาวเทียม GOES (GOES satellite) และสนามแม่เหล็กทิศ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 2.21 ตัวอย่างระดับฟลักซ์คลื่นเอ็กซ์เรย์ (X-ray flux)

ที่มา : <https://www.swpc.noaa.gov/products/goes-x-ray-flux>



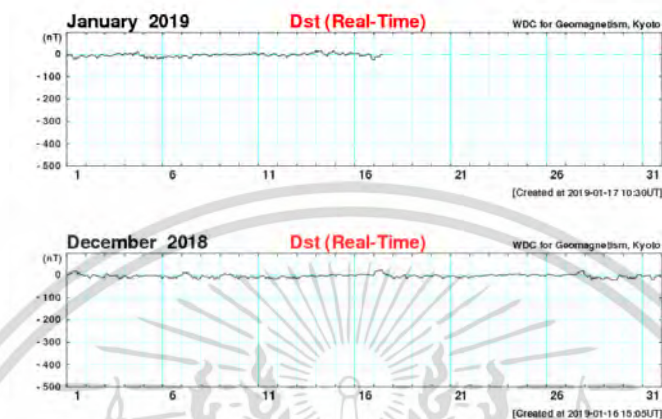
ภาพที่ 2.22 ตัวอย่างระดับฟลักซ์โปรตอน (Proton flux)

ที่มา : <https://www.swpc.noaa.gov/products/goes-proton-flux>

ภาพที่ 2.23 แสดงดัชนี Dst (Disturbance storm time) คือระดับของกระแสไฟฟ้าวงแหวน (ring current) รอบ ๆ โลก อันเกิดจากโปรตอนและอิเล็กตรอนจากดวงอาทิตย์ ซึ่งค่า

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

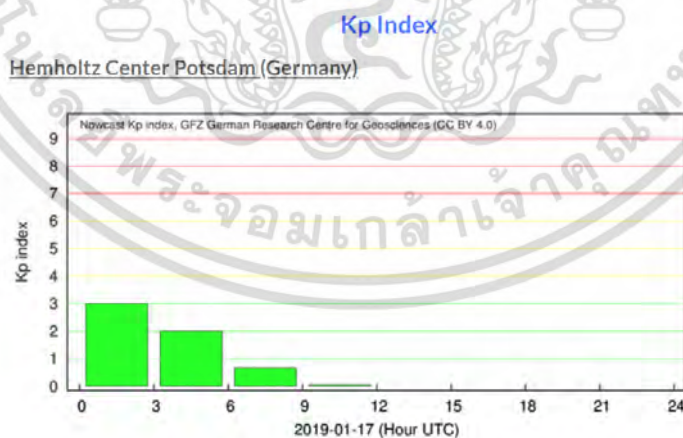
Dst ตีความหมายความวาระดับสนามแม่เหล็กโลกมีค่าอ่อนลง ดัชนี Dst วัดได้จากสถานีเครื่องวัดหลายสถานีที่ติดตั้งบริเวณเส้นศูนย์โลก



ภาพที่ 2.23 ตัวอย่างค่าดัชนี Dst

ที่มา : <http://wdc.kugi.kyoto-u.ac.jp/>

ภาพที่ 2.24 แสดงดัชนี Kp คือระดับการเปลี่ยนแปลงของสนามแม่เหล็กโลก วัดจากเครื่องวัดสนามแม่เหล็กโลกทั่วโลกทุก ๆ 3 ชั่วโมง โดยมีค่าเท่ากับ 0 ถึง 9 ถ้าดัชนี Kp มีค่าสูงกว่า 4 แสดงว่ามีพายุสนามแม่เหล็ก (geomagnetic storm) เกิดขึ้น



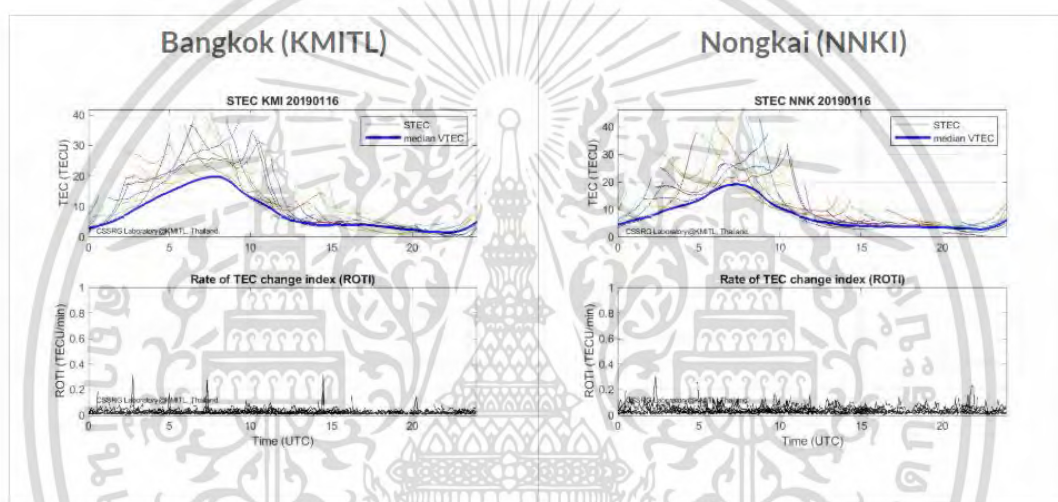
ภาพที่ 2.24 ตัวอย่างค่าดัชนี Kp

ที่มา : <https://www.gfz-potsdam.de/en/kp-index/>

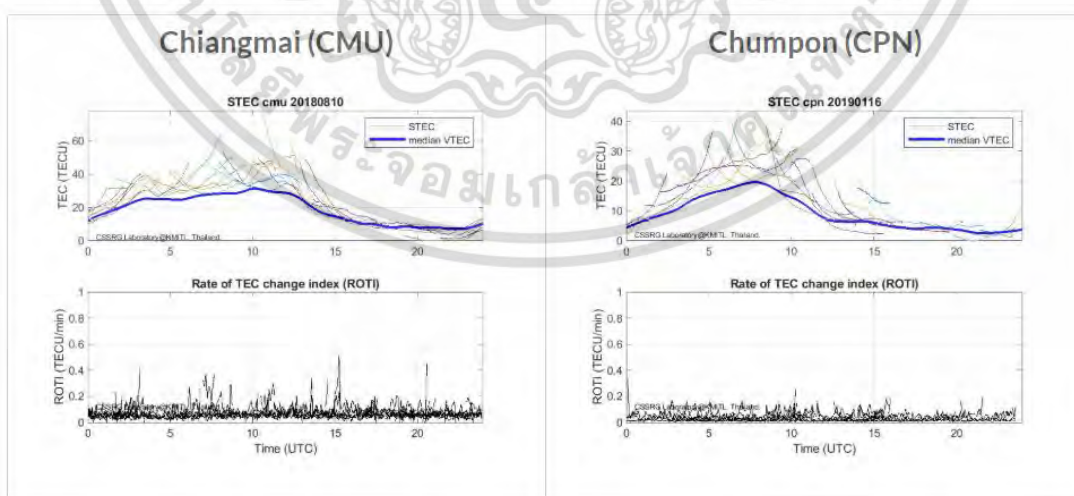
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.1.3.3 คุณสมบัติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (ionosphere)

พารามิเตอร์สำคัญในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ได้แก่ ปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (Total electron content: TEC) ความแปรปรวนในชั้นไอโอโนสเฟียร์หรือค่าซินทิเลชัน (scintillation) และความถี่วิทยุที่สะท้อนจากชั้น F2 (foF2) เป็นต้น ภาพที่ 2.25 แสดงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิที่วิเคราะห์ได้จากสถานี KMIT และ NNKI โดยกราฟด้านล่างแสดงอัตราการเปลี่ยนแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (rate of TEC change) หรือ ROTI สำหรับภาพที่ 2.26 แสดงค่าเดียวกันจากสถานี CMU และ CPN ซึ่งนำขึ้นเว็บไซต์โน้ตทุกวัน



ภาพที่ 2.25 ค่า TEC และ ROTI ที่วิเคราะห์ได้จากสถานี KMIT และ NNKI

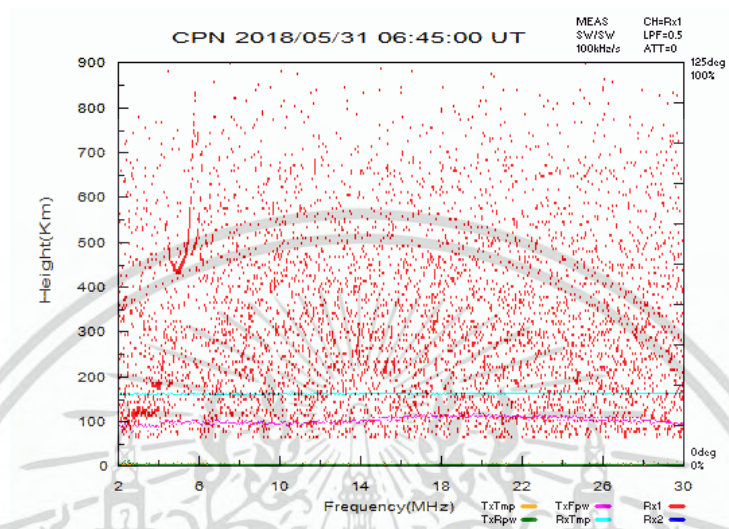


ภาพที่ 2.26 ค่า TEC และ ROTI ที่วิเคราะห์ได้จากสถานี CMU และ CPN

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

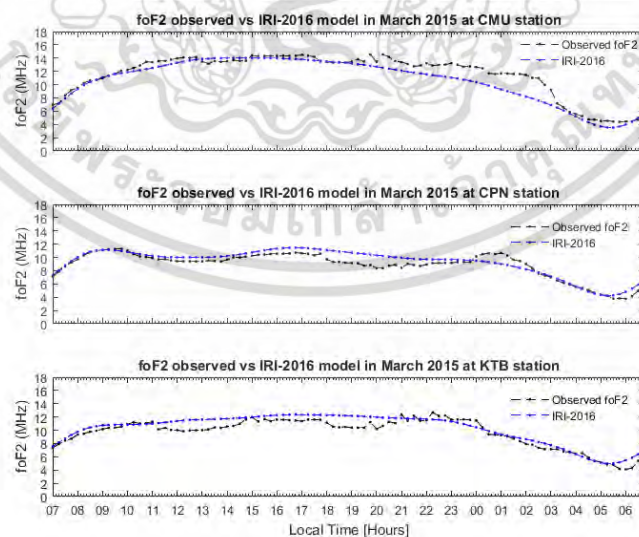
ภาพที่ 2.27 แสดงภาพไอโอโนแกรมชนิด quick look ที่ได้จากสถานีไอโอโน

ซอนด์ ที่ชุมพร



ภาพที่ 2.27 ตัวอย่างภาพไอโอโนแกรมชนิด quick look ที่ได้จากสถานีไอโอโนซอนด์ ที่ชุมพร

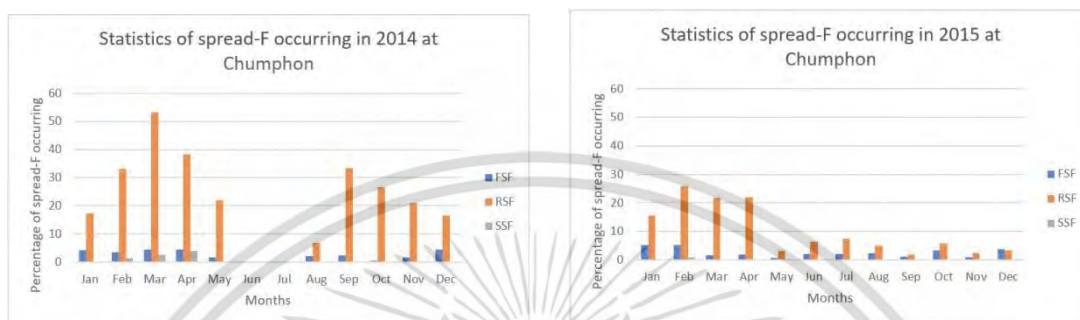
ภาพที่ 2.28 แสดงค่าความถี่วิกฤต foF2 ที่ได้จากสถานีไอโอโนซอนด์ เชียงใหม่ (CMU) ชุมพร (CPN) และโกโตตาบัง ประเทศอินโดนีเซีย (KTB) ตามลำดับ ทั้งนี้มีการเปรียบเทียบกับค่าจากแบบจำลอง IRI-2016



ภาพที่ 2.28 ค่าความถี่วิกฤต foF2 ที่ได้จากสถานีไอโอโนซอนด์ เชียงใหม่ (CMU) ชุมพร (CPN) และโกโตตาบัง ประเทศอินโดนีเซีย (KTB)

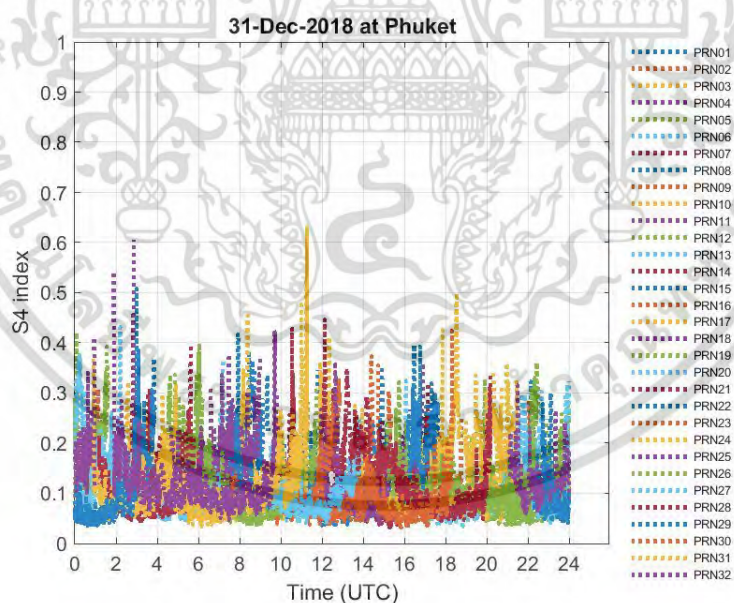
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 2.29 แสดงเหตุการณ์สเปรดเอฟ (Spread F) ในปี 2014 และ 2015 สถานีชุมพร คือเหตุการณ์ซึ่งเกิดความแปรปรวนในชั้นไอโอโนสเฟียร์ โดยเฉพาะด้านล่าง ทำให้สัญญาณวิทยุมีการสะท้อนหลายทิศทาง อาจจะไม่เหมาะสมต่อการใช้งานวิทยุย่านความถี่สูง (HF)



ภาพที่ 2.29 เหตุการณ์สเปรดเอฟ (Spread F) ในปี 2014 และ 2015 สถานีชุมพร

ภาพที่ 2.30 แสดงค่าดัชนีซินทิเลชัน (S4 index) ที่วัดได้จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสที่สถานีภูเก็ต ในวันที่ 31 ธันวาคม 2018 โดยแต่ละสีแสดงค่าที่วัดได้จากดาวเทียมแต่ละดวง



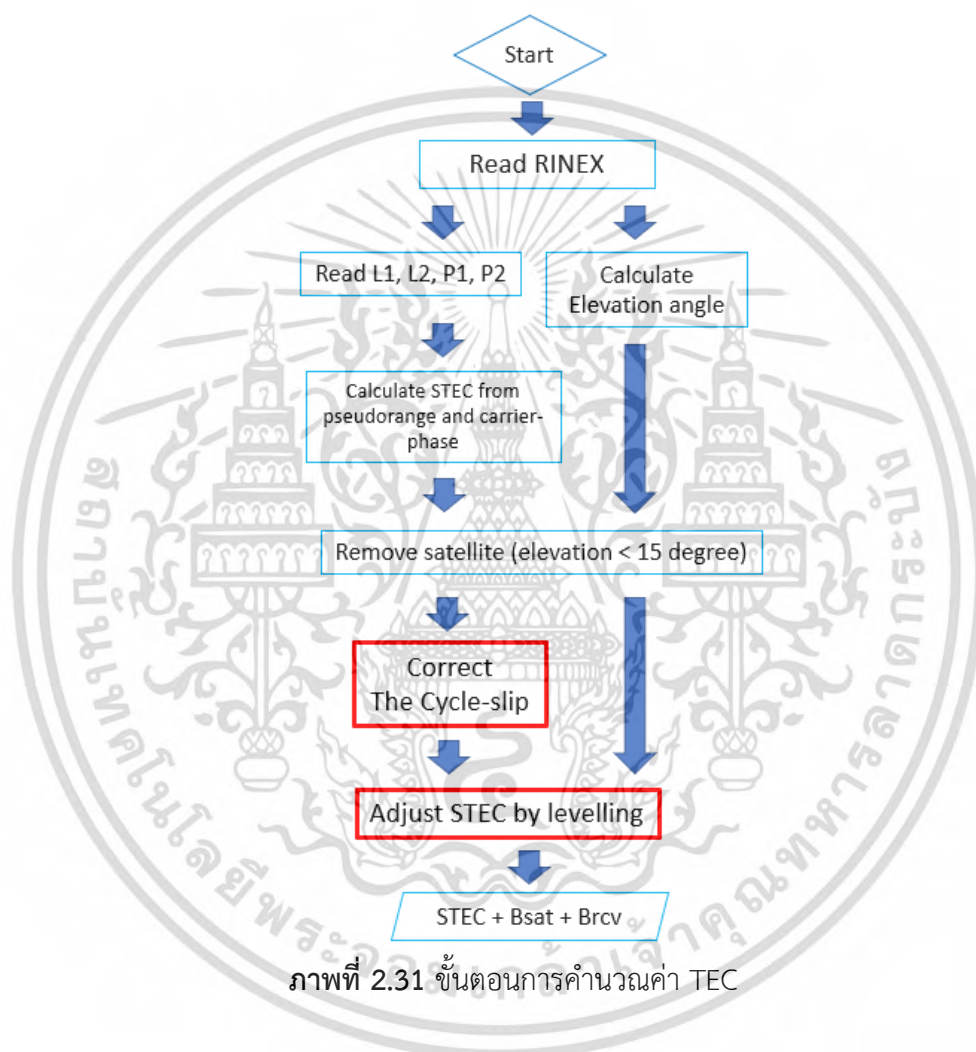
ภาพที่ 2.30 ค่าดัชนีซินทิเลชัน (S4 index) ที่วัดได้จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสที่สถานีภูเก็ต ในวันที่ 31 ธันวาคม 2018

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

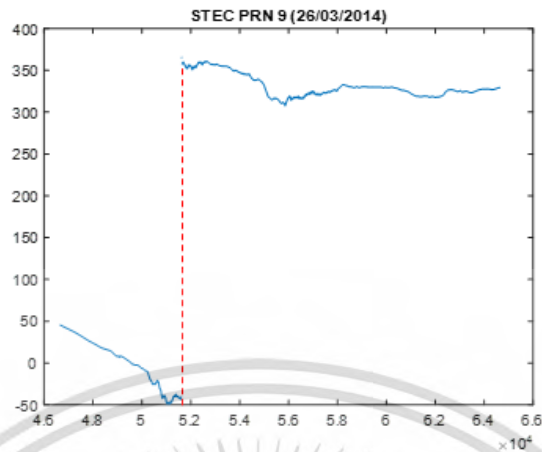
2.2 ผลงานวิจัยขั้นสูงด้าน Multi-GNSS

2.2.1 การวิเคราะห์ค่า TEC

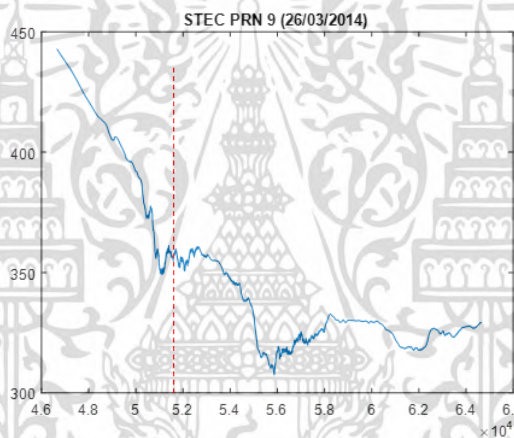
ในส่วนนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อวิเคราะห์ปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (Total Electron Content: TEC) ขั้นตอนการคำนวณค่า TEC แสดงดังแผนภาพในภาพที่ 2.31



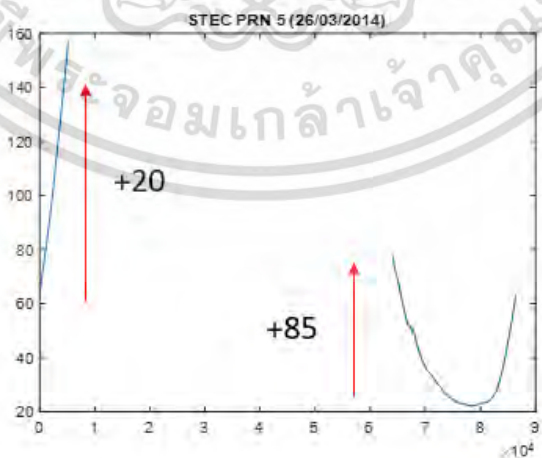
เริ่มจากการอ่านค่าระยะทางเทียมโค้ด (code pseudorange) และเฟส (carrier phase pseudorange) ของทั้งสองความถี่ที่ได้รับจากเครื่องรับสัญญาณจีเอ็นเอสเอส เพื่อนำไปคำนวณค่า slant TEC (TEC) ซึ่งค่า STEC จากเฟสนั้นมีสัญญาณรบกวนต่ำกว่าค่า STEC ที่ได้จากโค้ดแต่อาจจะได้รับผลกระทบจากการกระโดดของค่าเฟสที่วัดได้เรียกว่า cycle slip ภาพที่ 2.32 แสดงตัวอย่างการเกิด cycle slip ที่พบในค่า STEC จากเฟส



ภาพที่ 2.32 ตัวอย่างการเกิด cycle slip ที่พบในค่า STEC จากเฟส สถานี KMIT

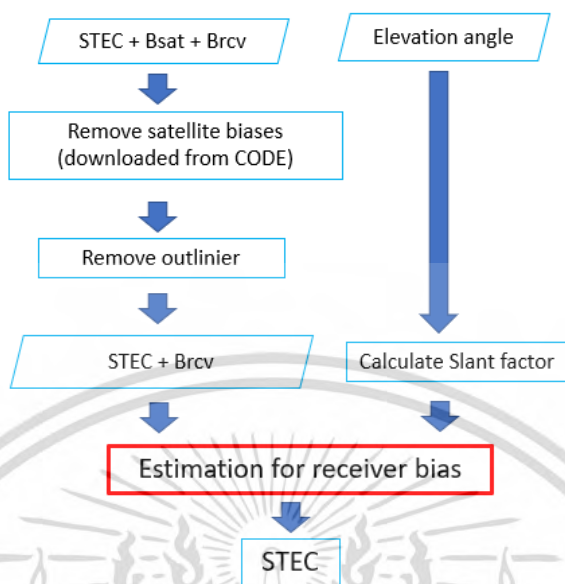


ภาพที่ 2.33 The cycle slip correction of STEC



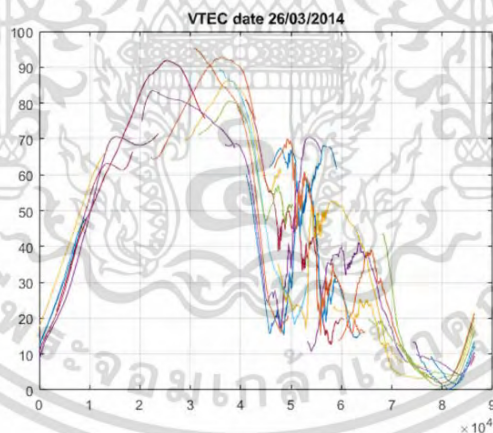
ภาพที่ 2.34 The windowed adjust of STEC carrier-phase

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 2.35 The flowchart of the TEC model calculation (2nd part)

From the flowchart in 5, the satellite biases are provided from CODE that can be downloaded from CODE website [3]. The receiver bias must be estimated. The receiver bias is estimated bias on the finding minimum standard deviation algorithm. The program is defined the bound of bias at -30 to 30, then the receiver bias is added to sTEC and convert to the vTEC. Finally, the vTEC must be calculated the standard deviation. The corrected receiver bias will be performed the minimum of the standard deviation. The experiment is used the sTEC date 26/03/2014 at the KMITL station.

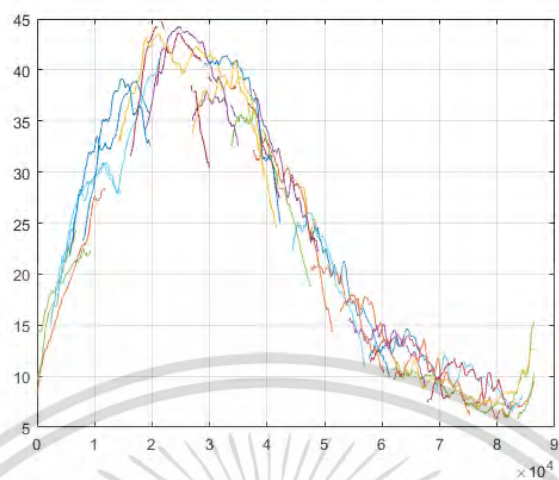


ภาพที่ 2.36 The vTEC in 26/03/2014 at KMIT station

From the fig 6, the result is shown the vTEC, that is removed the biases (satellite and receiver biases). The sTEC model on website <http://iono-gnss.kmitl.ac.th> are using this TEC calculation algorithm. The example of sTEC are shown the 7.

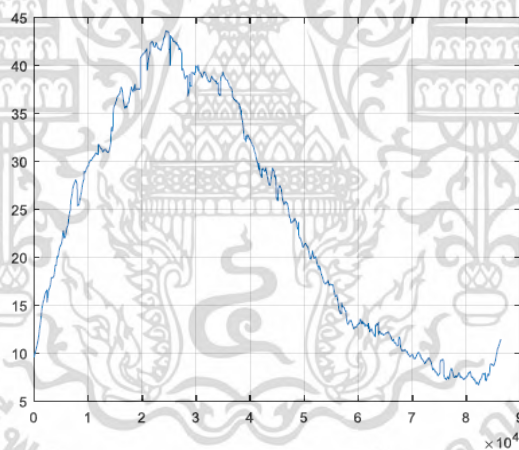
ในหน่วย TECU ที่สถานี KMIT ในปี 2016 (2559) ภาพที่ 2.37 แสดงตัวอย่างค่า Vertical TEC (VTEC) ที่คำนวณได้ ก่อนการทำ smoothing

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



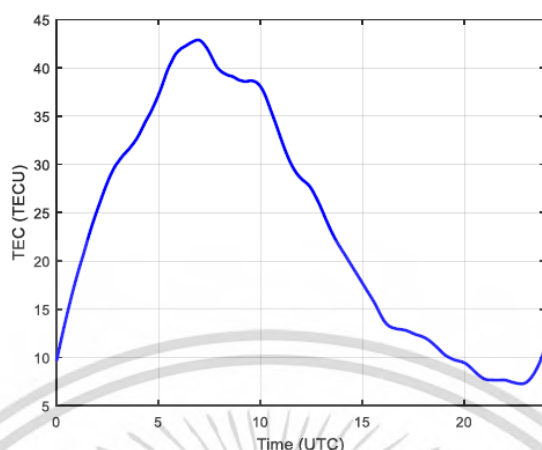
ภาพที่ 2.37 ค่า VTEC ที่สถานี KMIT ในวันที่ DOY 002 ปี 2016

เมื่อทำการคำนวณค่ามัธยฐาน (median) จะได้ค่า VTEC แสดงดังภาพที่ 2.38



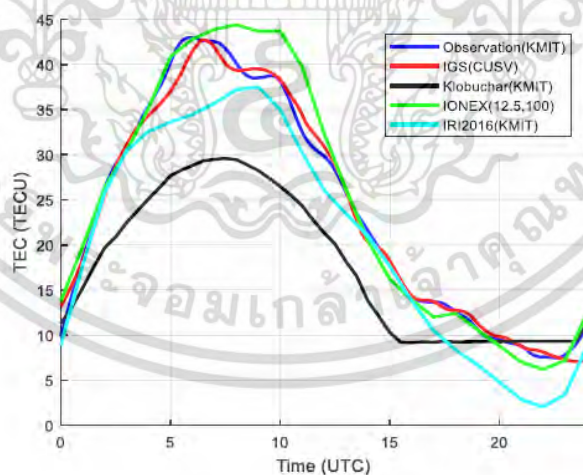
ภาพที่ 2.38 ค่า Median ของ VTEC ก่อนการทำ smoothing

หลังจากการทำ smoothing ให้กราฟดูเรียบขึ้น เพื่อให้สามารถเห็นแนวโน้ม ภาพที่ได้แสดงดังภาพที่ 2.39



ภาพที่ 2.39 ค่า Median ของ VTEC หลังจากการทำ smoothing

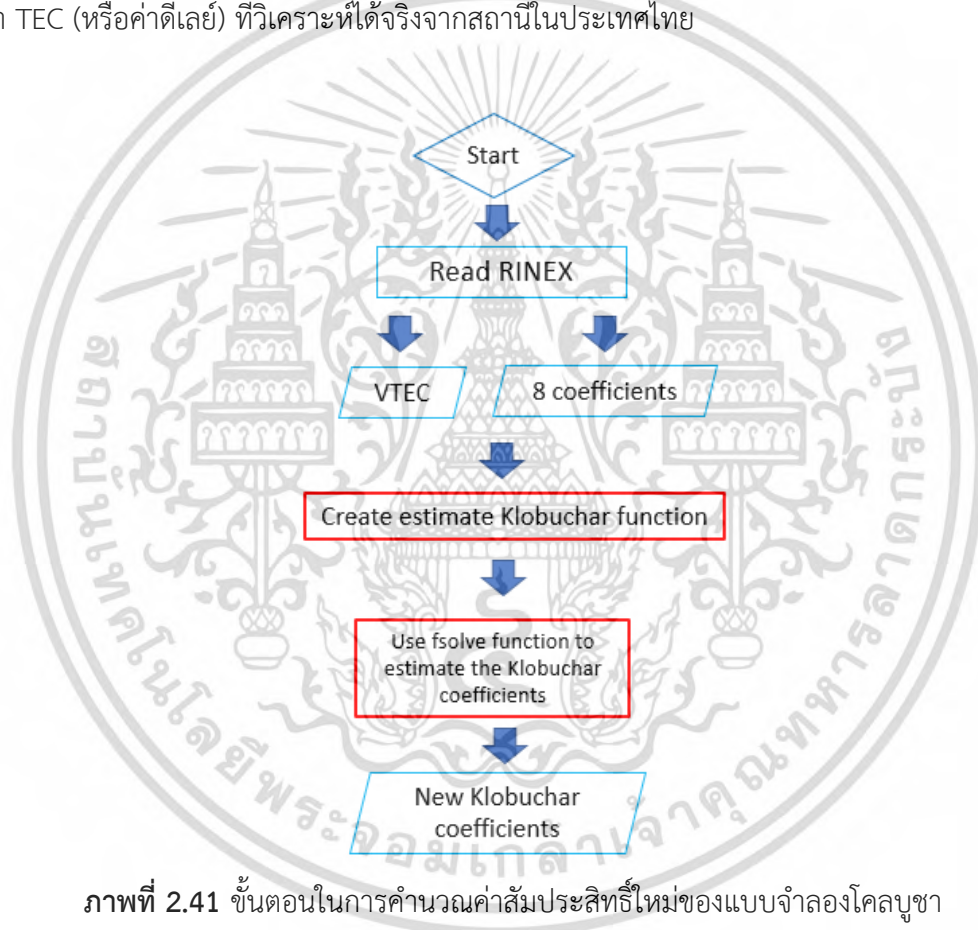
เมื่อนำค่า VTEC ที่คำนวณได้มาเทียบกับแบบจำลองต่าง ๆ เช่น IGS (CUSV), Klobuchar, IONEX, IRI2016 ได้ผลลัพธ์ แสดงดังรูปด้านล่าง ผลลัพธ์ที่ได้ แสดงให้เห็นว่าค่า VTEC ที่วิเคราะห์จากสถานีต่าง ๆ พบว่ามีค่าใกล้เคียงกัน อย่างไรก็ตาม ในเวลากลางวัน ค่าที่วิเคราะห์ได้มีค่าต่ำกว่าค่าที่เลยจากแบบจำลอง Klobuchar และสำหรับเวลากลางคืนไม่ได้เป็นค่าคงที่เหมือนในแบบจำลอง Klobuchar



ภาพที่ 2.40 การเปรียบเทียบค่า VTEC ที่วิเคราะห์จากสถานี KMIT กับแบบจำลองต่าง ๆ

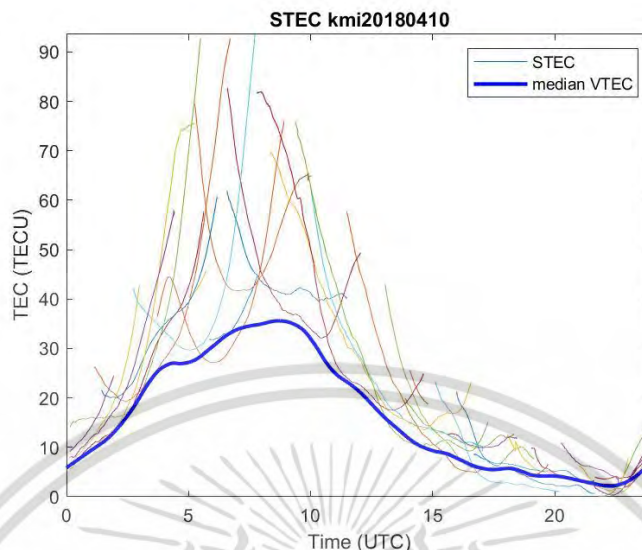
2.2.2 การปรับปรุงสัมประสิทธิ์แบบจำลองโคลบูชา (Klobuchar model)

แบบจำลองโคลบูชาให้ค่า TEC ในแต่ละเวลาที่ตำแหน่งใด ๆ บนโลก โดยในระบบจีเอ็นเอสเอสเองจะส่งสัมประสิทธิ์จำนวน 8 ค่าของแบบจำลองนี้ในแต่ละวัน ผู้ใช้งานสามารถนำสัมประสิทธิ์ที่ได้เพื่อคำนวณค่า TEC ซึ่งค่า TEC แปรผันกับค่าดีเลย์อันเนื่องมาจากชั้นไอโอโนสเฟียร์ จึงสามารถนำไปใช้ประกอบการคำนวณตำแหน่งผู้ใช้งาน ช่วยเพิ่มความแม่นยำการระบุตำแหน่งโดยระบบจีเอ็นเอสเอส อย่างไรก็ตาม เนื่องจากการออกแบบแบบจำลองโคลบูชานี้ ใช้จำนวนสัมประสิทธิ์ไม่มากแต่ต้องสามารถให้ค่าดีเลย์สำหรับทุกตำแหน่งทั่วโลกได้ จึงมีความแม่นยำเพียง 50% เท่านั้น ดังนั้นในส่วนนี้จะทำการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์ใหม่โดยใช้ค่า TEC (หรือค่าดีเลย์) ที่วิเคราะห์ได้จากสถานีในประเทศไทย



ภาพที่ 2.41 ขั้นตอนในการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์ใหม่ของแบบจำลองโคลบูชา

ภาพที่ 2.41 แสดงขั้นตอนในการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์ใหม่ โดยใช้วิธีการแก้สมการไม่เป็นเชิงเส้น ซึ่งในโปรแกรม MATLAB สามารถใช้ฟังก์ชันได้ชนิด เช่น fsolve เป็นต้น



ภาพที่ 2.42 ค่า STEC และค่ามัธยฐานของค่า VTEC ในวันที่ 10 เมษายนปี 2018 จากสถานี KMIT

ภาพที่ 2.42 แสดงตัวอย่างค่า STEC ที่คำนวณได้จากดาวเทียมแต่ละดวง และค่ามัธยฐานของค่า VTEC ในวันที่ 10 เมษายนปี 2018 จากสถานี KMIT พบว่าค่า STEC สูงสุดเท่ากับ 90 TECu ที่เวลา 7 UTC (14.00 น. LT) ซึ่งใช้ฟังก์ชัน fsolve ได้จากคำสั่ง

```
x = fsolve(@x) estimateklob(x, VTEC, rcvpos, t ,elev), x0, options)
```

เมื่อ x คือเมทริกซ์ของสัมประสิทธิ์คำตอบ, x0 คือค่าเริ่มต้นของสัมประสิทธิ์, rcvpos คือตำแหน่งเครื่องรับ, t คือเวลา และ elev คือมุมเงยดาวเทียม ค่า STEC ที่ใช้มาจาก 4 สถานีได้แก่ CMU, KMIT, NNKI และ CPN ค่า option ที่เลือกใช้คือ

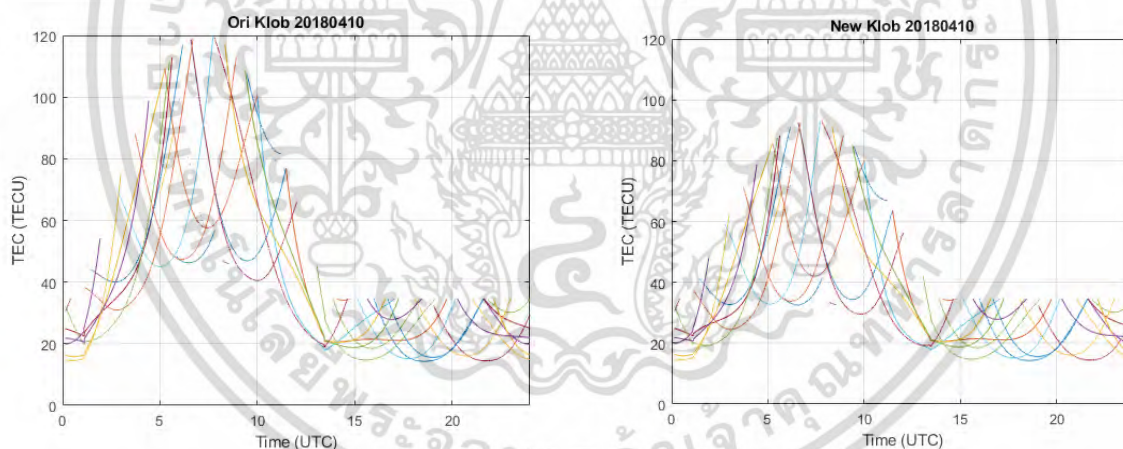
```
options = optimoptions('fsolve', 'Display', 'iter-detailed', 'Algorithm', 'levenberg-marquardt')
```

ผลลัพธ์ที่ได้จากการคำนวณ แสดงในตารางที่ 2.2 จะเห็นว่าค่า beta เปลี่ยนแปลง แต่ค่า alpha เปลี่ยนแปลงไป

ตารางที่ 2.2 ค่าสัมประสิทธิ์ที่คำนวณได้ใหม่

สัมประสิทธิ์	ค่าจากไฟล์ .n	ค่าที่คำนวณได้
α_0	1.1176×10^{-8}	6.1349×10^{-9}
α_1	1.4901×10^{-8}	2.4725×10^{-9}
α_2	-5.9605×10^{-8}	1.9781×10^{-6}
α_3	-5.9605×10^{-8}	-2.2697×10^{-5}
β_0	88064	88064
β_1	16384	16384
β_2	-196610	-196610
β_3	-131070	-131070

ภาพที่ 2.43 แสดงค่า TEC ที่คำนวณจากสัมประสิทธิ์เดิมเทียบกับค่าใหม่

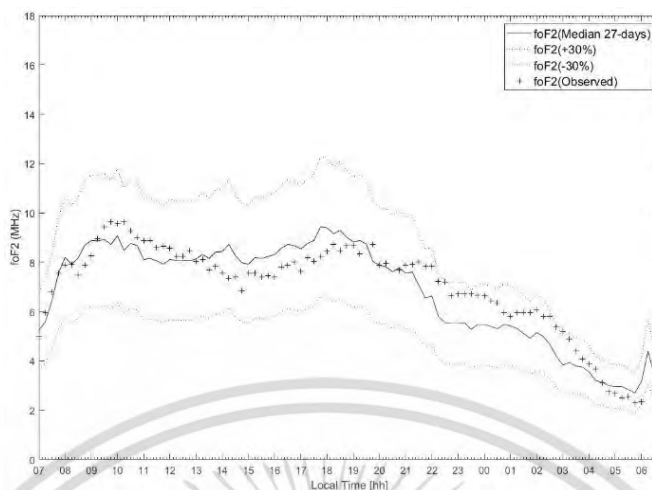


ภาพที่ 2.43 ผลเปรียบเทียบค่า TEC ระหว่างค่าที่ได้จากสัมประสิทธิ์เดิมและค่าใหม่

2.3 การวิจัยและพัฒนาด้านการวิเคราะห์สัญญาณจากระบบ Ionosonde

2.3.1 การวิเคราะห์ค่าความถี่วิกฤต

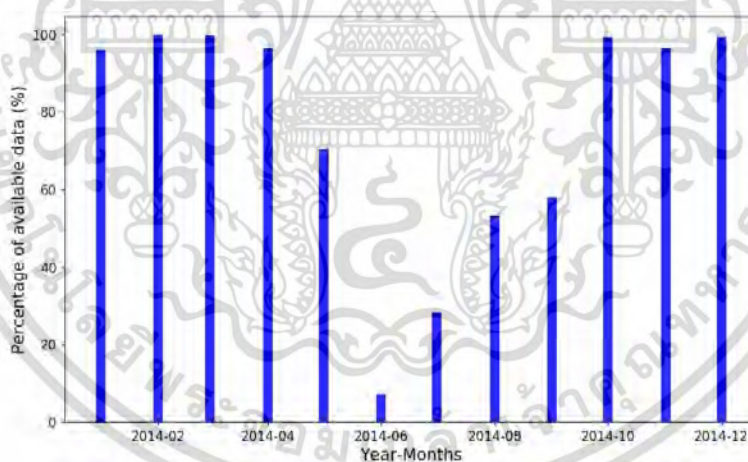
ภาพที่ 2.44 แสดงค่า foF2 ที่วิเคราะห์ได้จากภาพไอโอโนแกรม ค่ามัธยฐาน 27 วันและค่าขอบเขตในวันที่ 27 มกราคม 2016 ที่สถานีชุมพร



ภาพที่ 2.44 ค่า foF2 ที่วิเคราะห์ได้จากภาพไอโอโนแกรม ค่ามัธยฐาน 27 วันและค่าขอบเขตในวันที่ 27 มกราคม 2016 ที่สถานีชุมพร

2.3.2 การตรวจสอบช่วงเวลาการเกิดสเปรดเอฟในปี 2013 และ 2014 ที่สถานีชุมพร

ภาพที่ 2.45 แสดงปริมาณภาพไอโอโนแกรมที่สามารถใช้งานได้ในปี 2014 ที่สถานีชุมพร



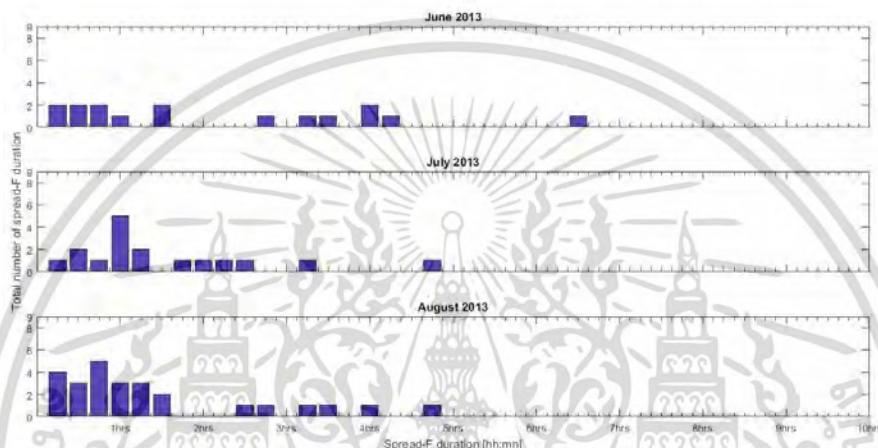
ภาพที่ 2.45 ข้อมูลไอโอโนแกรมที่สามารถใช้งานได้ของปี 2014 ที่สถานีชุมพร

2.3.2.1 การแจกแจงของช่วงเวลาการเกิดสเปรดเอฟในปี 2013

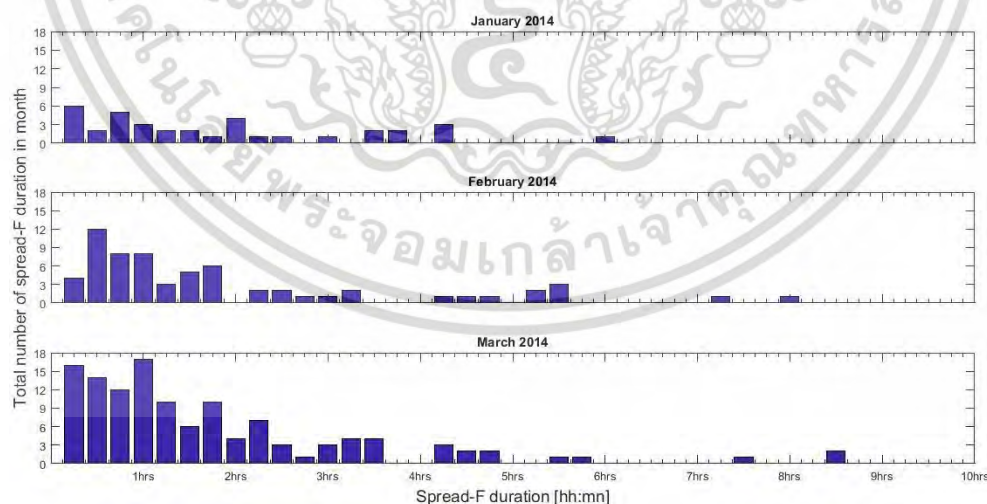
การแจกแจงช่วงเวลาการเกิดสเปรดเอฟ แสดงดังในภาพที่ 2.46 ถึง ภาพที่ 2.49 แกนตั้งแทนจำนวนช่วงเวลาการเกิดสเปรดเอฟทั้งหมดและแกนนอนแทนช่วงเวลาการเกิดสเปรดเอฟ (ชั่วโมง) การแจกแจงของช่วงเวลาการเกิดสเปรดเอฟปรากฏให้เห็นอย่างซ้ำ ๆ ในช่วงเวลา 1 ถึง 4 ชั่วโมง ในภาพที่ 2.48 และภาพที่ 2.49 เวลาการเกิดสเปรดเอฟที่ยาวนานที่สุดที่พบได้แก่ 6.30 ชั่วโมงในเดือนมิถุนายน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.45 ชั่วโมง ในเดือนกรกฎาคมและสิงหาคม 8 ชั่วโมงในเดือนกันยายน 7.15 ชั่วโมงในเดือนตุลาคม และ 5.45 ชั่วโมงในเดือนธันวาคม ซึ่งช่วงเวลาการเกิดสเปรดเอฟดังกล่าวปรากฏให้เห็นเพียงบางครั้งแต่ละเดือน นอกจากนี้ ช่วงเวลาการเกิดสเปรดเอฟยังปรากฏให้เห็นบ่อย ๆ เป็นเวลาหลายครั้งในแต่ละเดือนระหว่าง 15 นาที ถึง 5.15 ชั่วโมงดังแสดงในภาพที่ 13 และ 14 พึงระลึกไว้ว่า จากการวิเคราะห์ทั้งหมดนี้บ่งชี้ว่าช่วงเวลาการเกิดสเปรดเอฟที่ยาวนานที่สุดคือ 9 ชั่วโมงซึ่งพบในเดือนตุลาคมดังแสดงในภาพที่ 2.49

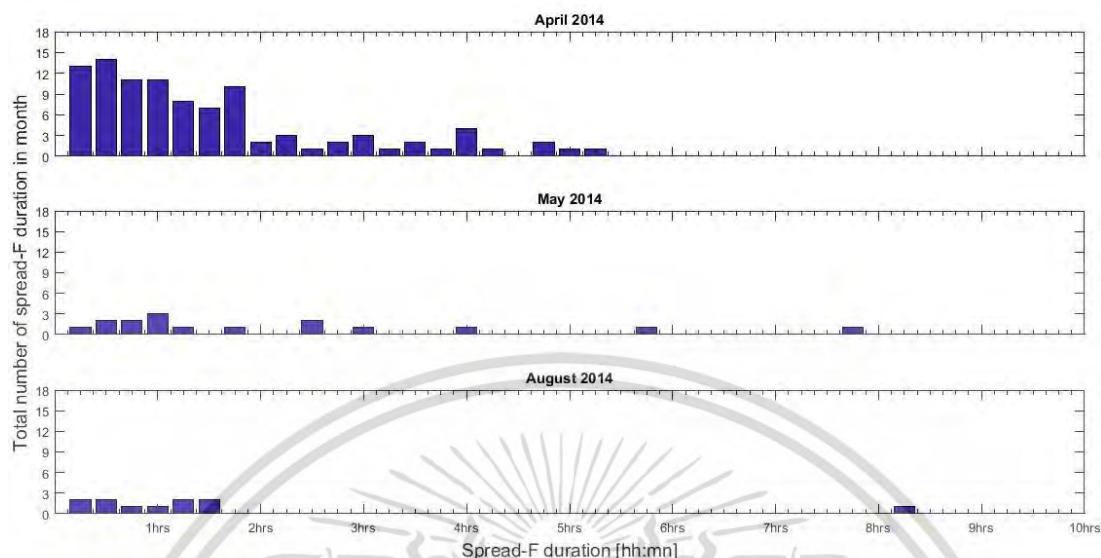


ภาพที่ 2.46 การแจกแจงช่วงเวลาการเกิดสเปรดเอฟในเดือนมิถุนายน กรกฎาคม และสิงหาคมในปี 2013 ที่สถานีชุมพร

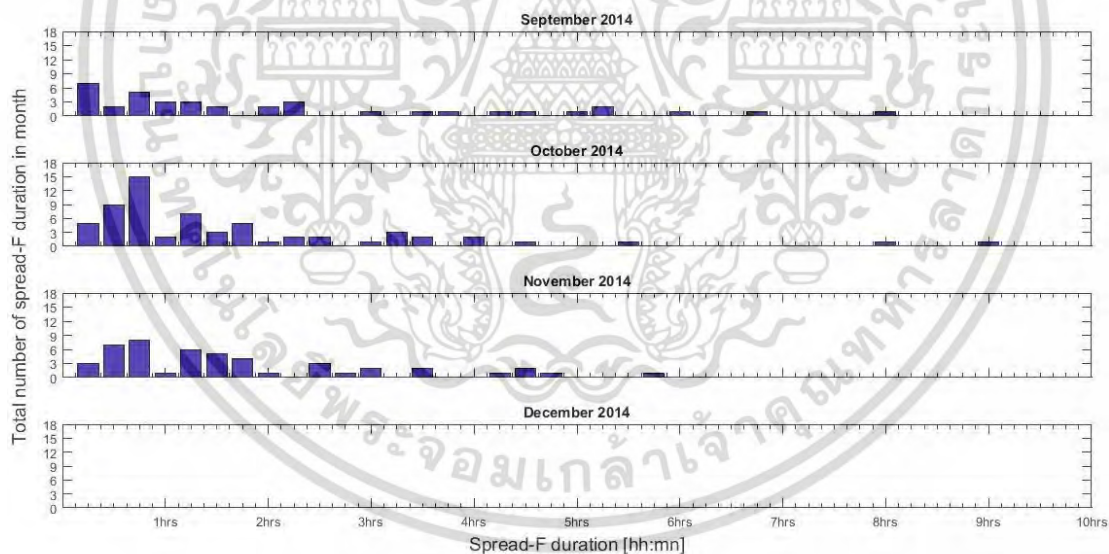


ภาพที่ 2.47 การแจกแจงการเกิดสเปรดเอฟในเดือนมกราคม กุมภาพันธ์ และมีนาคม ในปี 2014 ที่สถานีชุมพร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 2.48 การแจกแจงช่วงเวลากการเกิดสเปรดเอฟในเดือนเมษายน พฤษภาคม และสิงหาคม ในปี 2014
ที่สถานีชุมพร



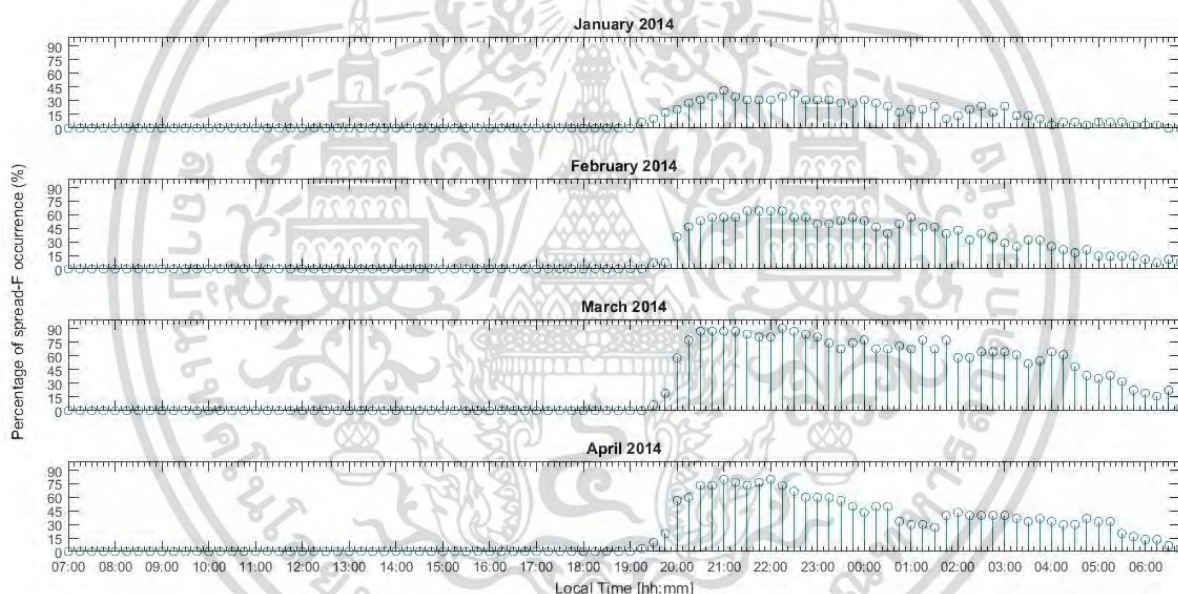
ภาพที่ 2.49 การแจกแจงการเกิดสเปรดเอฟในเดือนกันยายน ตุลาคม พฤศจิกายน และธันวาคม ในปี 2014 ที่สถานีชุมพร

ในการวิเคราะห์การเกิดเปอร์เซ็นต์การเกิดสเปรดเอฟตามเวลาท้องถิ่นในปี 2014 ลักษณะของการเกิดสเปรดเอฟโดยปกติแล้วจะเกิดขึ้นหลังจากเวลา 18.00 น. ตามเวลาท้องถิ่น ดังแสดงในภาพที่ 2.50 ถึง ภาพที่ 2.52 สถานีชุมพรอยู่ใกล้กับเส้นศูนย์สูตรแม่เหล็ก ดังนั้นการเกิดสเปรดเอฟจะเกิดได้

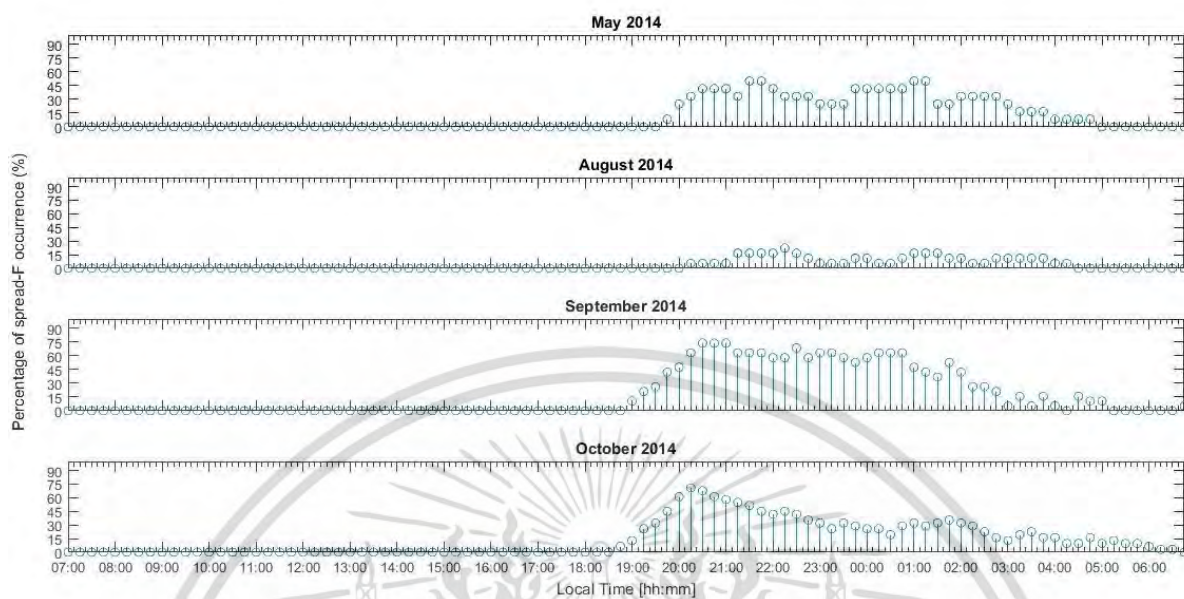
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บอยในเดือนวิษุวัต (equinoctial month) มากกว่าเดือนอายัน (solstice) เนื่องจากบริเวณเส้นศูนย์สูตรของโลกได้รับอนุภาคที่มีพลังงานสูงจากดวงอาทิตย์ ส่วนใหญ่การเกิดสเปรดเอฟจะพบในช่วง 19.30 น. ถึง 6.30 น. ตามเวลาท้องถิ่นในทุก ๆ เดือน นอกจากนี้ เปอร์เซ็นต์สูงสุดของการเกิดสเปรดเอฟที่พบในแต่ละเดือนได้แก่ 41% ในเดือนมกราคม 64% ในเดือนกุมภาพันธ์ 90% ในเดือนมีนาคม 80% ในเดือนเมษายน 50% ในเดือนพฤษภาคม 22% ในเดือนสิงหาคม 73% ในเดือนกันยายน 70% ในเดือนตุลาคม 73% ในเดือนพฤศจิกายน และ 35% ในเดือนธันวาคม ดังแสดงในภาพที่ 2.50 ถึงภาพที่ 2.52 ตามลำดับ

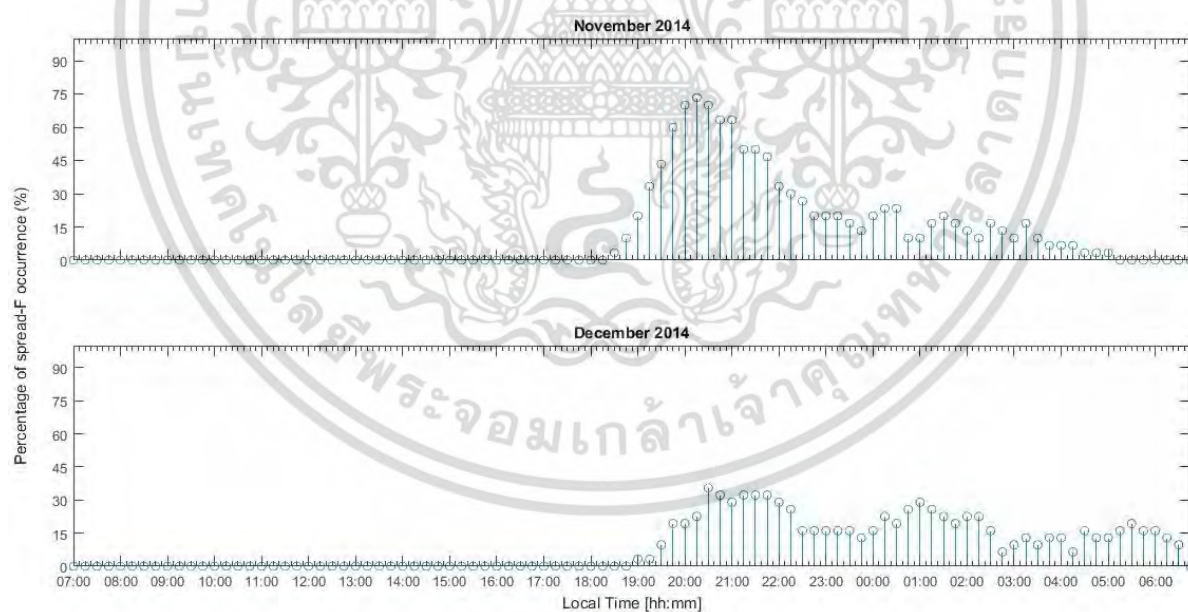
สำหรับการพิจารณาควบคู่กัน ข้อมูลไอโอโนแกรมที่สามารถใช้งานได้นี้จะต้องถูกนำมาแสดงเพื่อทำให้การวิเคราะห์เปอร์เซ็นต์การเกิดสเปรดเอฟมีความถูกต้องตามที่ได้กล่าวถึงไปแล้วภาพที่ 2.52 แสดงข้อมูลไอโอโนแกรมที่สามารถใช้งานได้ของปี 2014



ภาพที่ 2.50 เปอร์เซ็นต์การเกิดสเปรดเอฟในเดือนมกราคม กุมภาพันธ์ มีนาคมและเมษายนในปี 2014 ที่สถานีชุมพร



ภาพที่ 2.51 เปอร์เซ็นต์การเกิดสเปรดเอฟในเดือนพฤษภาคม สิงหาคม กันยายน และตุลาคมในปี 2014 ที่สถานีชุมพร

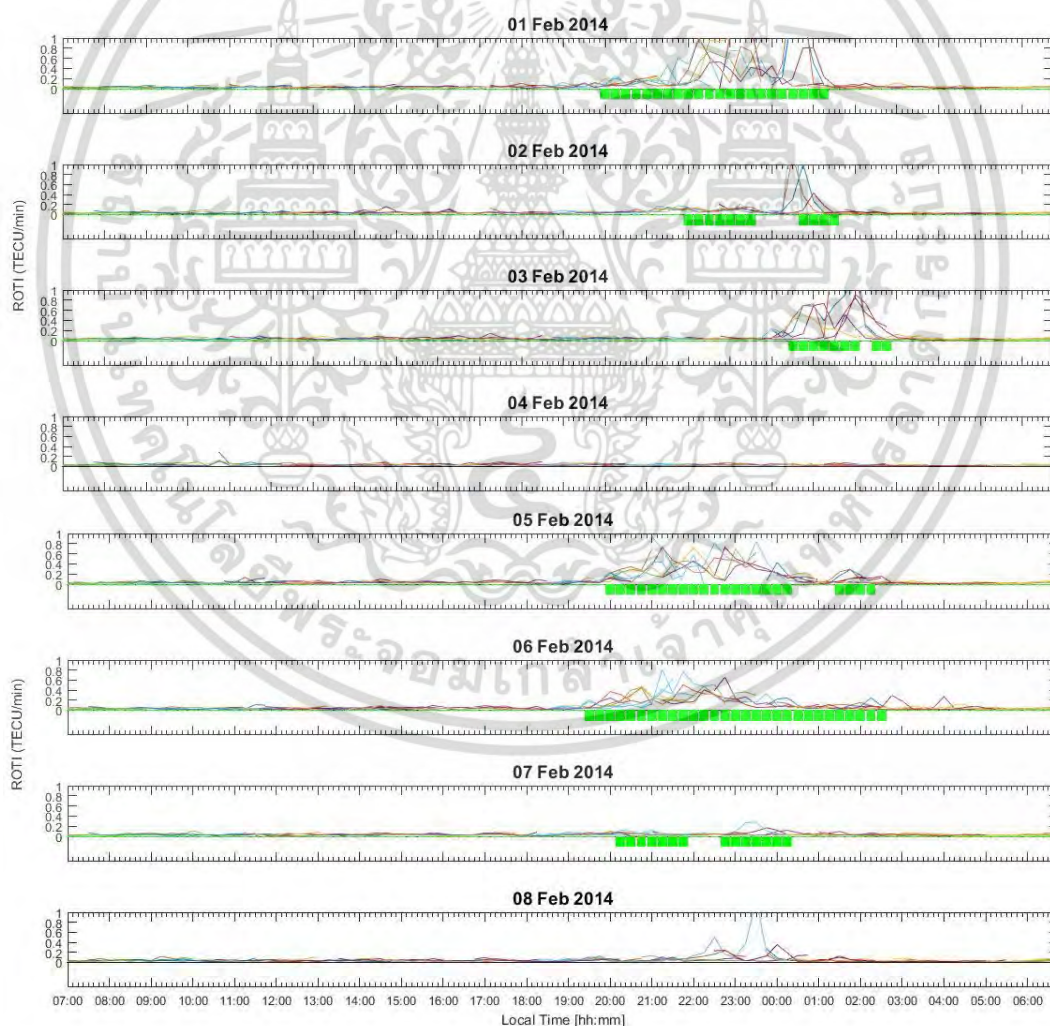


ภาพที่ 2.52 เปอร์เซ็นต์การเกิดสเปรดเอฟในเดือนพฤศจิกายน และตุลาคมในปี 2014 ที่สถานีชุมพร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

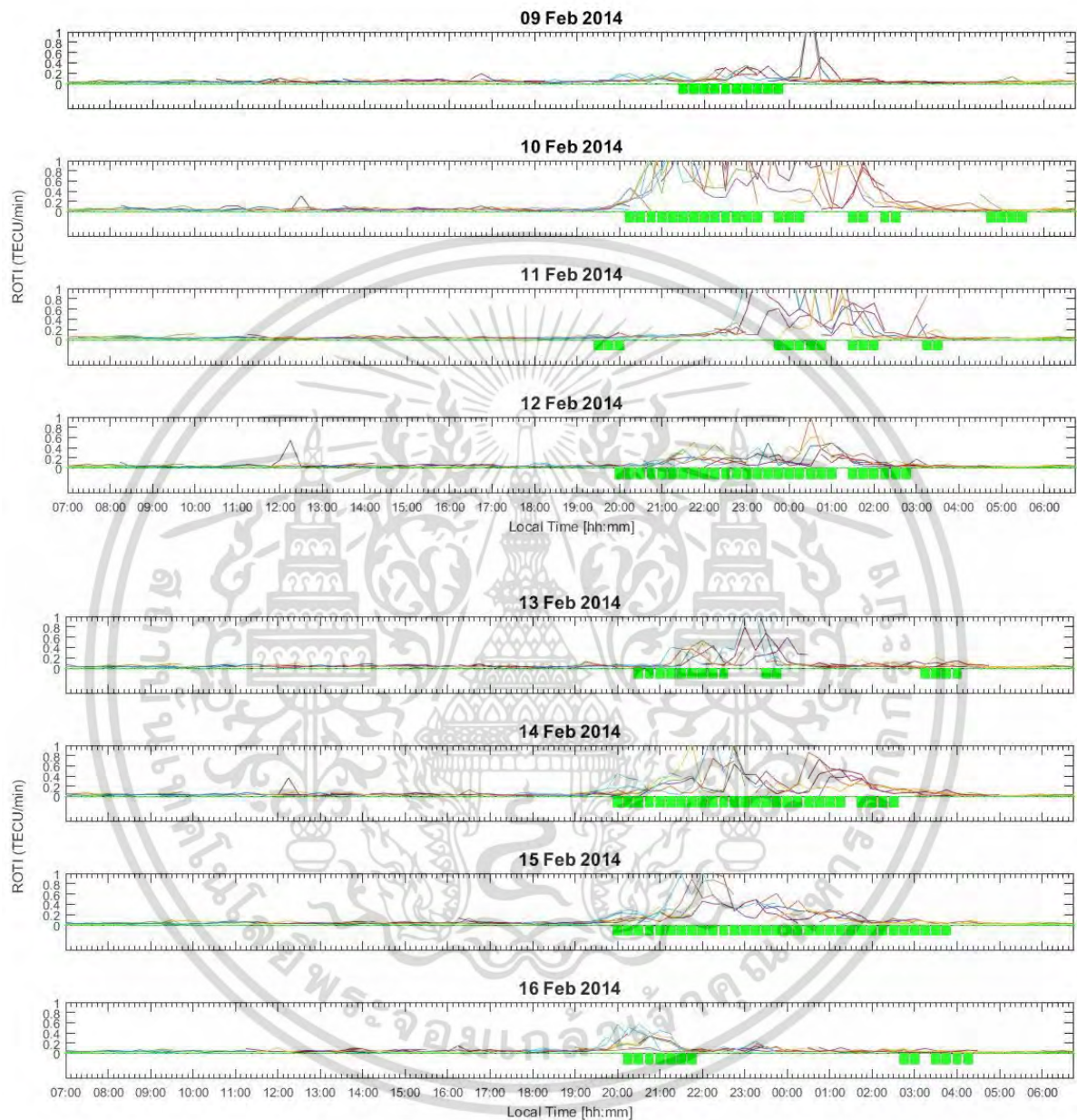
2.3.3 การวิเคราะห์ ROTI และสเปรดเอฟ (spread-F) สำหรับการปรับปรุงแบบจำลอง NN

จุดประสงค์ของส่วนนี้เพื่อที่จะตรวจสอบว่าอัตราการเปลี่ยนแปลงดัชนี TEC สอดคล้องกับการเกิดสเปรดเอฟ (spread-F occurrence: RSF) ที่สถานีชุมพรอย่างไร ถ้าเป็นไปได้ ค่า ROTI นี้อาจจะถูกรวมเข้าไปในส่วนของการปรับปรุงแบบจำลอง NN จากการวิเคราะห์กราฟที่ถูกพลอตอย่างสมบูรณ์บ่งชี้ว่าส่วนใหญ่ความผันผวนของค่า ROTI สัมพันธ์กับการเกิดสเปรดเอฟดังที่แสดงในภาพที่ 2.53 ถึงภาพที่ 2.56 มิใช่กรณีที่การเกิดสเปรดเอฟไม่สัมพันธ์กับการเปลี่ยนแปลงของค่า ROTI ดังภาพที่ 2.53 ทั้งนี้ cycle slip ถูกกำจัดออกไปเพื่อการคำนวณค่า ROTI และค่าไบอัสของดาวเทียม (satellite bias) ก็ถูกกำจัดออกไปด้วยเช่นกัน ช่วงของสเปรดเอฟถูกสเกลทุก 15 นาที กราฟเส้นแต่ละเส้นแทนค่า ROTI ของดาวเทียม 32 ดวง (ไม่มีไซเคิลสลิป) และกราฟแท่งสีเขียวแทนการเกิดสเปรดเอฟ (RSF)



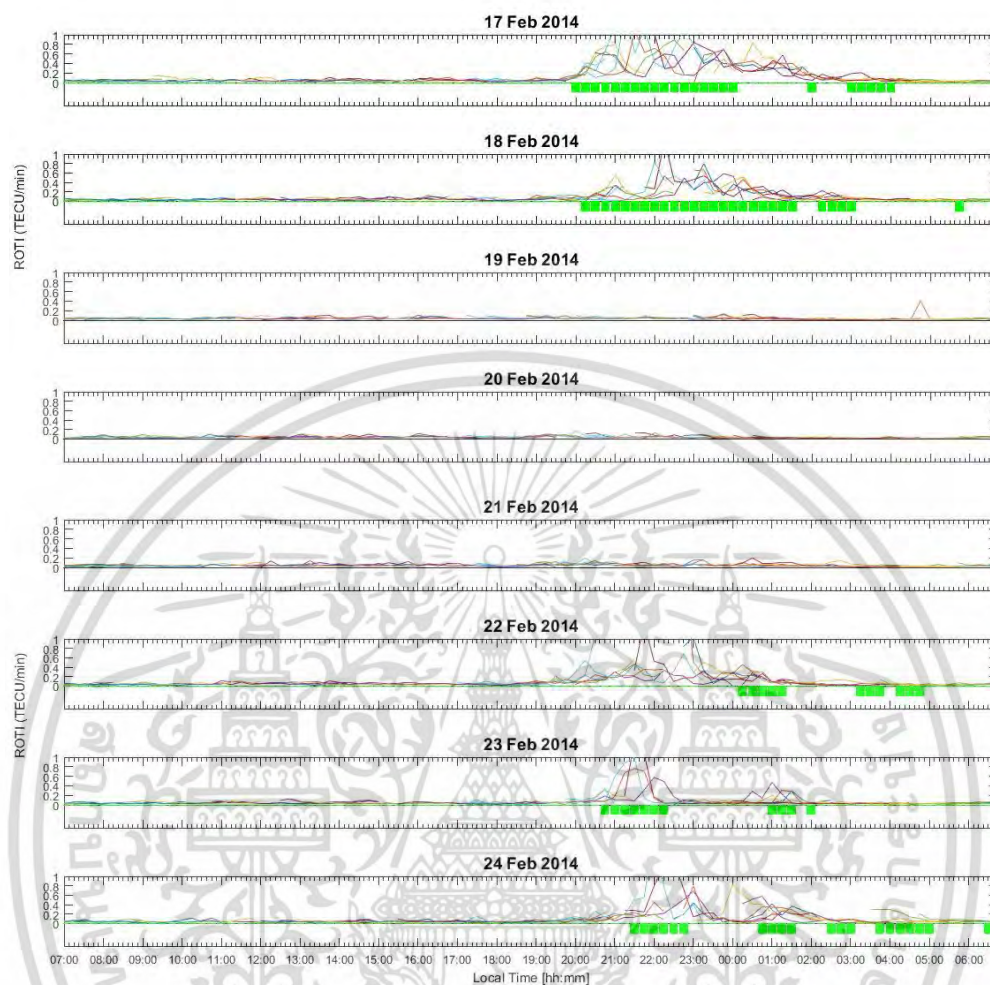
ภาพที่ 2.53 การเปรียบเทียบค่า ROTI กับเหตุการณ์สเปรดเอฟ ระหว่างวันที่ 1 ถึง 8 กุมภาพันธ์ 2014

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

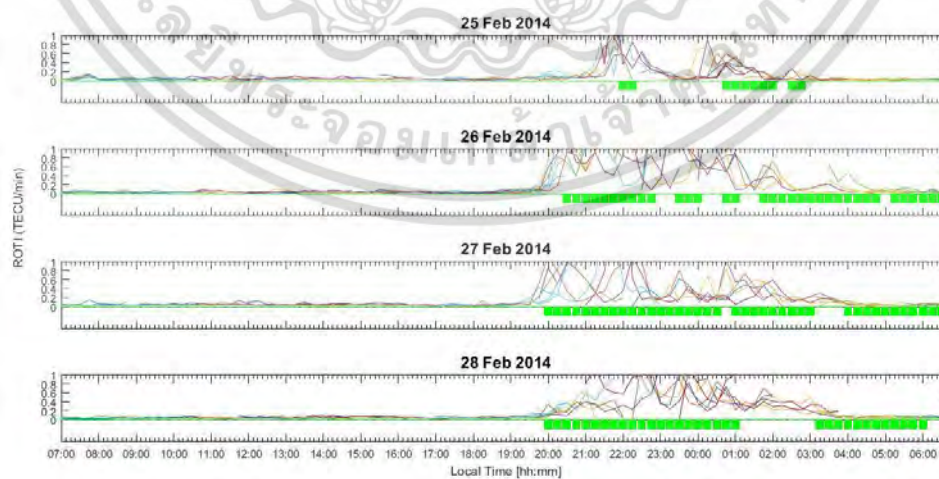


ภาพที่ 2.54 การเปรียบเทียบค่า ROTI กับเหตุการณ์สเปรดเอฟ ระหว่างวันที่ 9 ถึง 16 กุมภาพันธ์ 2014

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 2.55 การเปรียบเทียบค่า ROTI กับเหตุการณ์สเปรดเอฟ ระหว่างวันที่ 17 ถึง 24 กุมภาพันธ์ 2014



ภาพที่ 2.56 การเปรียบเทียบค่า ROTI กับเหตุการณ์สเปรดเอฟ ระหว่างวันที่ 25 ถึง 28 กุมภาพันธ์ 2014

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4 การอบรมด้าน Space Weather Forecasting ที่ NICT

การสรุปการอบรมหัวข้อ Data Forecasting ที่หน่วยงาน NICT ประเทศญี่ปุ่นมีเนื้อหาที่ได้เข้าอบรม รวมไปถึงเครื่องมือที่ทาง NICT ใช้วิจัยสภาวะชั้นบรรยากาศ และปรากฏการณ์ต่าง ๆ ที่เกิดขึ้นบนโลก ในระหว่างวันที่ 23 กันยายน ถึง 21 ตุลาคม 2561 เป็นจำนวน 29 วัน โดยประกอบไปด้วยเนื้อหาต่าง ๆ ในหัวข้อถัดไป

2.4.1 Space weather forecast in NICT

ในหัวข้อนี้ ผู้บรรยายได้แก่ Yuki Kubo ได้กล่าวถึงหัวข้อที่ทาง NICT ให้ความสนใจเพื่อใช้ในการพยากรณ์ และรายงานผลไปยังหน่วยงานที่สนใจ โดยอ้างอิงตามมาตรฐานที่หน่วยงาน International Solar Energy Society (ISES) เป็นผู้ดูแลโดยแบ่งเป็นหัวข้อต่าง ๆ ด้านล่างดังนี้ 1. Sun 2. Magnetosphere and ionosphere 3. Ionosphere model 5. Measurement of Ionosphere using Ionosonde and GPS system โดยจะกล่าวในหัวข้อถัดไป

2.4.2 Lecture on the forecast of the Sun

ในหัวข้อนี้ ผู้บรรยายได้แก่ Yuki Kubo โดยกล่าวถึงองค์ประกอบพื้นฐานของดวงอาทิตย์ที่จำเป็นต่อการพยากรณ์ว่ามีส่วนประกอบด้วยอะไรบ้าง โดยเริ่มต้นจะกล่าวถึงชั้นต่าง ๆ ของดวงอาทิตย์ตั้งแต่ชั้นนอกสุด จนถึงชั้นในสุด ว่าสามารถสังเกตปรากฏการณ์ต่าง ๆ ได้จากเครื่องมืออะไรบ้าง และสุดท้ายได้กล่าวถึงพารามิเตอร์ที่จำเป็นต่อการพยากรณ์ ได้แก่ 1. Sunspot 2. Solar X-ray 3. Solar wind ว่าค่าในระดับต่าง ๆ จะส่งผลต่อโลกอย่างไรบ้าง

2.4.3 Magnetosphere and Ionosphere

ในหัวข้อนี้ ผู้บรรยายได้แก่ Kaori Sakaguchi จะกล่าวถึงชั้น Magnetosphere ว่าเป็นชั้นบรรยากาศที่ทำหน้าที่ปกป้องพลังงานจากดวงอาทิตย์ในรูปแบบต่าง ๆ ไม่ให้เป็นอันตรายต่อสิ่งมีชีวิต และเครื่องมือที่อยู่ภายในโลก โดยค่าที่สำคัญได้แก่ magnetic storm จากดวงอาทิตย์ที่มีทิศ Bz เป็นค่าลบ โดยหากเกิดเหตุการณ์นี้ขึ้น ก็จะทำให้ชั้นบรรยากาศในส่วนนี้ถูกทำลายไป และทำการแจ้งเตือนหน่วยงานที่เกี่ยวข้องต่อไป

2.4.4 Ionospheric model

ในหัวข้อนี้ ผู้บรรยายได้แก่ Takashi Maruyama, Tatsuhiro Yokoyama และ Hidekatsu Jin ในหัวข้อนี้จะกล่าวถึงการก่อตัวขึ้นของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ว่ามีทฤษฎีที่เกี่ยวข้องอย่างไรบ้าง ถัดมาจะเป็นปรากฏการณ์ต่างๆ จากดวงอาทิตย์ที่เกี่ยวข้องกับชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ เช่น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Equatorial Ionospheric Anomaly (EIA) หรือ Plasma bubble โดยสำหรับ Plasma bubble จะส่งผลกระทบต่อการใช้สื่อสารแบบ HF และการใช้สัญญาณจีพีเอสมากที่สุด จึงบรรยายในเชิงสมการเพื่อจำลองในโมเดลต่าง ๆ ต่อไป

2.4.5 Ionosonde system and GPS system

ในส่วนนี้ ผู้บรรยายได้แก่ kanyanat hozumi, Takumi Kondo และ Takuya Tsugawa จะเป็นการกล่าวถึงเครื่องมือวัดพารามิเตอร์ต่าง ๆ ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ได้แก่ เครื่อง Ionosonde และเครื่องรับ GPS สำหรับเครื่อง Ionosonde นี้จะเป็นเครื่องมือที่ใช้วัดระยะทางที่สัญญาณวิทยุสะท้อนชั้นบรรยากาศลงมา และวัดค่าความสูงนั้นว่าอยู่ในค่าที่เหมาะสมหรือไม่ ส่วนเครื่องรับ GPS นี้จะเป็นการคำนวณค่าสัญญาณ GPS ที่วัดได้ ว่ามีจำนวนอิเล็กทรอนิกส์อยู่ในชั้นบรรยากาศอยู่ในค่าที่เหมาะสมหรือไม่ โดยทั้งสองเครื่องนี้ จะนำข้อมูลที่ได้อาวิเคราะห์และรายงานผลไปยังหน่วยงานที่เกี่ยวข้องต่อไป

2.4.6 Forecasting training

ในส่วนสุดท้ายนี้ จะเป็นการทดลองพยากรณ์เหตุการณ์ต่าง ๆ ที่เกิดขึ้นทั้งในโลก และนอกโลกจากข้อมูลเครื่องรับหลายๆชนิด ทั้งจากหน่วยงานภายนอก และจากทาง NICT เอง โดยเป็นการพยากรณ์ที่เหมือนกับทาง NICT ทำเป็นประจำ โดยอ้างอิงวิธีการจากหัวข้อที่กล่าวมาทั้งหมด โดยในส่วนนี้ เป็นหัวใจหลักของการมาอบรมในครั้งนี้ เพื่อทำการปรับใช้ให้เหมาะสมกับข้อมูล และหน่วยงานของประเทศไทยต่อไปในอนาคต



ภาพที่ 2.57 ภาพทีมงานที่ไปอบรมที่ NICT ประเทศญี่ปุ่น
(เวธิต ภาควัยพิสุทธี, จิรภูมิ บุตรโท และ ปุณยวีร์ จามจรีกุลกาญจน์)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 2.58 (ซ้าย) ทางหน่วยงาน NICT ให้ของที่ระลึก (ขวา) ภาพขณะพยานกรณปรากฏการณ์ต่างๆ ทั้งนอกโลก และในโลกจากข้อมูลจริง



ภาพที่ 2.59 ภาพเครื่องมือที่ติดตั้งอยู่ที่หน่วยงาน NICT ประเทศญี่ปุ่น

2.5 การสร้างเครือข่ายวิจัย

ในวันที่ 7 มีนาคม 2561 ได้มีการจัดทำ MOU ร่วมกับบริษัทวิทยุการบินแห่งประเทศไทย เพื่อทำความร่วมมือในการแชร์ข้อมูล GNSS และศึกษาวิจัยผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบการบิน



ภาพที่ 2.60 ภาพการเซ็น MOU ร่วมกันระหว่างสกล. กับบริษัทวิทยุการบินแห่งประเทศไทย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภายหลังจากการเซ็น MOU ได้มีการนำคณะบริหารจากบริษัทวิทยุการบินแห่งประเทศไทย เพื่อเยี่ยมชมห้อง Control Room ด้านเทคโนโลยี GNSS โดยมีการแสดงสัญญาณวิทยุที่ได้รับจากสนามบินสุวรรณภูมิ สถานะของดาวเทียม GNSS ความคลาดเคลื่อนของตำแหน่งที่ระบบ GNSS ทำการประมาณค่าให้ รวมทั้งค่า Vertical TEC ที่ทำการพล็อตอัตโนมัติในทุก ๆ วัน



ภาพที่ 2.61 การจัดแสดงกราฟฟิกแสดงสถานะของเทคโนโลยี GNSS



ภาพที่ 2.62 คณะบริหารและผู้เข้าร่วมชมห้องวิจัย

ในช่วงวันที่ 27 ตุลาคม ถึง 28 ตุลาคม 2018 ได้เข้าร่วมการประชุม ASEAN IVO Forum 2018 แสดงดังภาพที่ 2.63 เพื่อนำเสนอการขอข้อเสนอโครงการวิจัยประจำปี 2019 เพื่อขอทุนวิจัยจากหน่วยงาน National Institute of Information and Communication Technology (NICT) ประเทศญี่ปุ่น โดยขณะนี้ อยู่ระหว่างการรอผลการพิจารณาจาก NICT

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 2.63 การเข้าร่วมประชุมงาน ASEAN IVO FORUM 2018



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

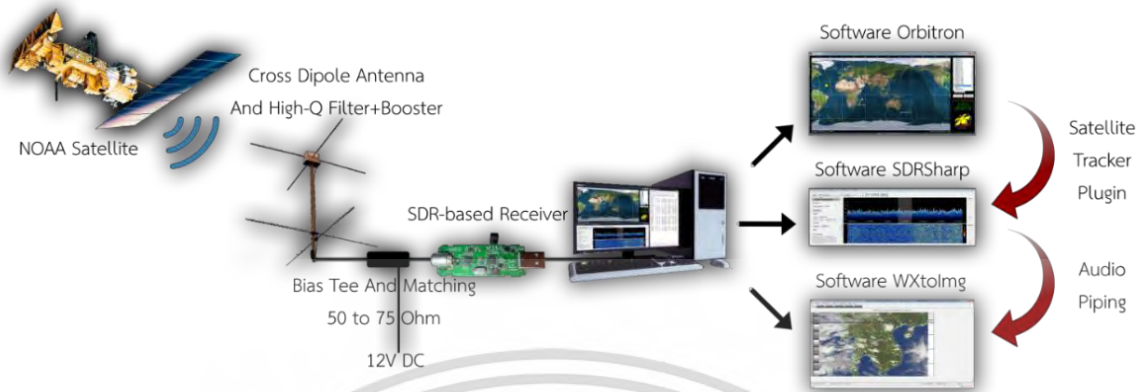
บทที่ 3

การวิจัยและพัฒนาด้านดาวเทียมและการประยุกต์ใช้งานด้านการรับรู้ระยะไกล

3.1 NOAA weather satellite in APT mode receiver system based on SDR technology [55]

การจัดตั้งระบบรับสัญญาณดาวเทียมอุตุนิยมวิทยา NOAA ในโหมด APT บนเทคโนโลยีวิทยุกำหนดด้วยซอฟต์แวร์ เพื่อให้สามารถสร้างสถานีรับสัญญาณและผลิตภาพถ่ายจากดาวเทียมอุตุนิยมวิทยา NOAA ในราคาถูกลงได้ ซึ่งจะเป็นประโยชน์ในการศึกษาทดลองงานด้านอุตุนิยมวิทยา รวมทั้งใช้ในการสร้างเป็นชุดอุปกรณ์ในการฝึก เพื่อสร้างแรงบันดาลใจแก่เยาวชนในการนำคุณค่าจากเทคโนโลยีอวกาศมาใช้งาน โดยสถานีรับสัญญาณดาวเทียมอุตุนิยมวิทยา NOAA ในโหมด APT จะใช้รับในย่านความถี่ 137 MHz โดยมีการทำงานร่วมกันระหว่างซอฟต์แวร์ 3 ซอฟต์แวร์ ได้แก่

1. Orbitron [56] เป็นซอฟต์แวร์ที่ใช้ในการในการติดตามการโคจรของดาวเทียมต่าง ๆ ในที่นี้คือดาวเทียมอุตุนิยมวิทยา NOAA
2. SDRSharp [57] เป็นซอฟต์แวร์ที่ใช้ในการควบคุมการทำงานของอุปกรณ์รับสัญญาณ การเลือกช่องความถี่ การกรองสัญญาณ รวมไปถึงการดีมอดูเลตสัญญาณ โดยใช้ซอฟต์แวร์ Orbitron เป็นตัวควบคุมการเลือกช่องความถี่ (Satellite Tracker Plugin) เพื่อให้รับสัญญาณจากดาวเทียมอุตุนิยมวิทยา NOAA ดวงต่าง ๆ
3. WXtoImg [58] เป็นซอฟต์แวร์ที่ใช้ในการถอดรหัสสัญญาณซึ่งเป็นสัญญาณเสียงให้เป็นภาพถ่ายดาวเทียม ในที่นี้จะทำ Audio Piping ส่งสัญญาณที่ถูกดีมอดูเลตแล้วจากซอฟต์แวร์ SDRSharp เพื่อให้ WXtoImg ถอดรหัสสัญญาณซึ่งเป็นสัญญาณเสียงให้เป็นภาพถ่ายดาวเทียม โดยที่ซอฟต์แวร์ทั้ง 3 จะต้องมีการตั้งค่าเพื่อเชื่อมต่อให้ซอฟต์แวร์ทั้ง 3 ทำงานร่วมกันได้



ภาพที่ 3.1 ภาพรวมของระบบรับสัญญาณ

อุปกรณ์ในระบบรับสัญญาณดาวเทียมอุตุนิยมวิทยา NOAA ในโหมด APT ด้วยเทคโนโลยี SDR สามารถหาซื้อหรือสร้างเองได้ง่าย เหมาะสำหรับที่จะนำไปใช้สำหรับเป็นชุดฝึกด้านการสื่อสารดาวเทียม (ชุด kits)

1) สายอากาศ Cross-Dipole รุ่น KX-137 [59] ราคา 265.0 EU เป็นสายอากาศแบบแอคทีฟ ที่มีคุณสมบัติดังตารางที่ 3.1

ตารางที่ 3.1 คุณสมบัติของ สายอากาศ Cross-Dipole รุ่น KX-137

รายละเอียด	KX-137
ความถี่	137 เมกกะเฮิร์ตซ์
โพลาริเซชัน	วงกลม
การเชื่อมต่อ	N-type 50 โอห์ม
วงจรขยาย	LNA และตัวกรอง
อัตราขยาย	17 dB
แรงดันไฟฟ้า	12 โวลต์
ขนาด	1.15 เมตร x 1.15 เมตร x 1 เมตร
น้ำหนัก	1 กิโลกรัม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

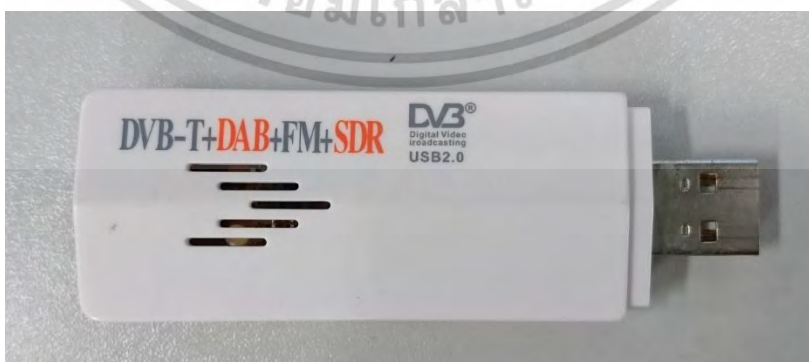


ภาพที่ 3.2 สายอากาศ Turnstile Antenna

2) RTL-SDR [60] USB 2.0 DVB-T/FM/DAB ราคาประมาณ 20 US เป็นเทคโนโลยี SDR (Software-defined radio) แพลตฟอร์มหนึ่งที่มีคุณสมบัติดังตารางที่ 3.2

ตารางที่ 3.2 คุณสมบัติของ RTL-SDR

รายละเอียด	RTL-SDR
ความถี่	24 - 1766 เมกกะเฮิร์ตซ์
ความละเอียดการแปลง D/A	8 บิต
แบนด์วิดท์	3.2 เมกกะเฮิร์ตซ์
วงจรขยาย	LNA และตัวกรอง
รับ/ส่งสัญญาณ	รับได้อย่างเดียว



ภาพที่ 3.3 RTL-SDR

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

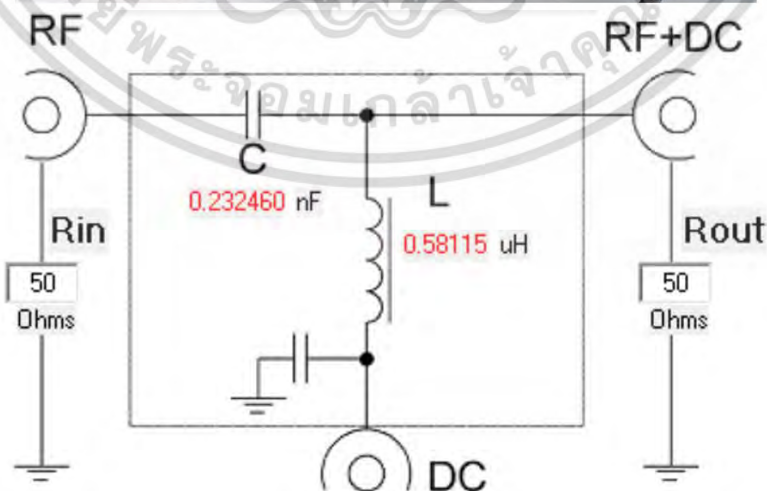
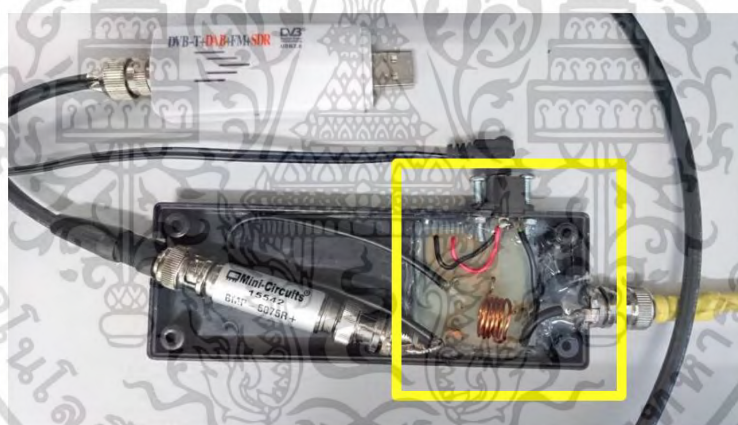
3) Matching Pad 50 Ω Male to 75 Ω Female [61] ราคาประมาณ 40 US



ภาพที่ 3.4 Matching Pad 50 Ω Male to 75 Ω Female

4) Bias Tee [62] (สามารถสร้างเองได้) สำหรับจ่ายไฟเลี้ยงให้แก่สายอากาศแบบแอดทีฟ รุ่น

KX-137



ภาพที่ 3.5 วงจร Bias Tee

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การติดตั้งอุปกรณ์

1) เริ่มต้นจากการติดตั้งสายอากาศ โดยสายอากาศที่ใช้จะเป็นสายอากาศ Turnstile Antenna ซึ่งดาวเทียม NOAA จะมีการส่งสัญญาณที่เป็นโพลาไรเซชันแบบวงกลมวนขวา ดังนั้นสายอากาศที่ใช้ก็ต้องมีโพลาไรเซชันแบบวงกลมวนขวาเช่นเดียวกัน สถานที่ติดตั้งสายอากาศที่ดีควรเป็นที่สูง โล่ง ไม่มีสิ่งกีดขวาง เพื่อให้ได้สัญญาณจากดาวเทียมมีคุณภาพที่ดี

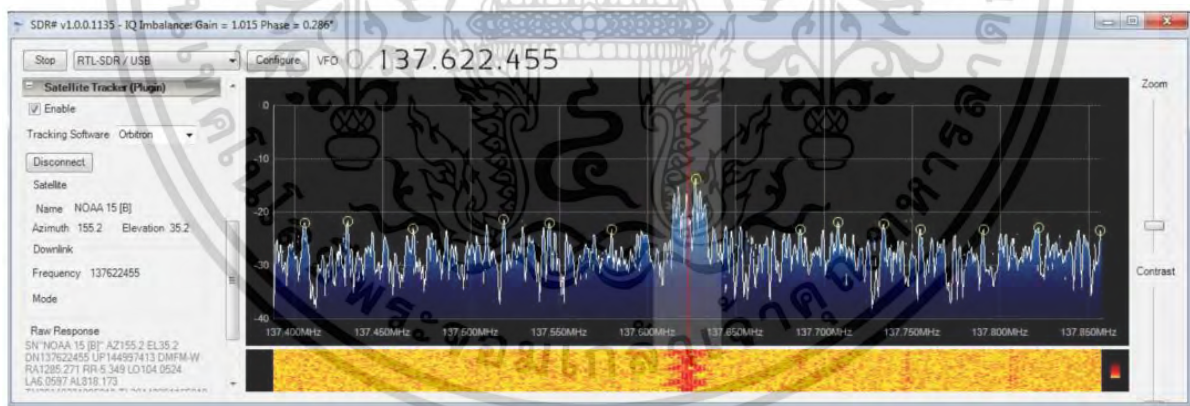
2) ทำการต่อสายนำสัญญาณจากสายอากาศมายังอุปกรณ์รับสัญญาณ พร้อมทั้งต่อสาย USB จากอุปกรณ์รับสัญญาณเข้ากับ PC และต่อสายไฟเลี้ยงเข้ากับอุปกรณ์รับสัญญาณเพื่อจ่ายไฟเลี้ยงให้แก่วงจร Low Noise Amplifier โดยไฟเลี้ยงจะถูกจ่ายผ่านสายนำสัญญาณไปยังวงจรที่ประกอบอยู่กับสายอากาศ

โดยสถานีฐานรับสัญญาณดาวเทียมอูนิยมิวิทยา NOAA ในโหมด APT ได้จัดตั้ง ณ ชั้นดาดฟ้าของอาคารภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม ตำแหน่งละติจูด 13.727581 ลองจิจูด 100.775954 ซึ่งในปัจจุบันดาวเทียม NOAA ที่ยังสามารถใช้งานอยู่ได้แก่ NOAA 15, NOAA 18 และ NOAA 19 แต่ละดวงจะใช้ความถี่แตกต่างกันแต่จะอยู่ที่ประมาณ 137 MHz

NOAA 15 ความถี่ 137.6200 MHz

NOAA 18 ความถี่ 137.9125 MHz

NOAA 19 ความถี่ 137.1000 MHz



ภาพที่ 3.6 สเปกตรัมความถี่ของสัญญาณจากดาวเทียม NOAA

City: Bangkok

Country: Thailand

Look Lat/Lon

Enter City and Country and click Lookup Lat/Lon or enter latitude and longitude in degrees and fractions of degrees. North and east should be entered as positive numbers, south and west as negative numbers (example: enter 45 degrees 30 minutes west as -45.500).

Latitude: 13.72752

Longitude: 100.77602

Altitude (meters): 15

☐ Use GPS on COM2: at 4800 baud

☐ Set PC clock from GPS (if use GPS enabled)

OK Cancel

ภาพที่ 3.7 การกำหนดพิกัดของสถานีฐาน

Lookahead 1 week

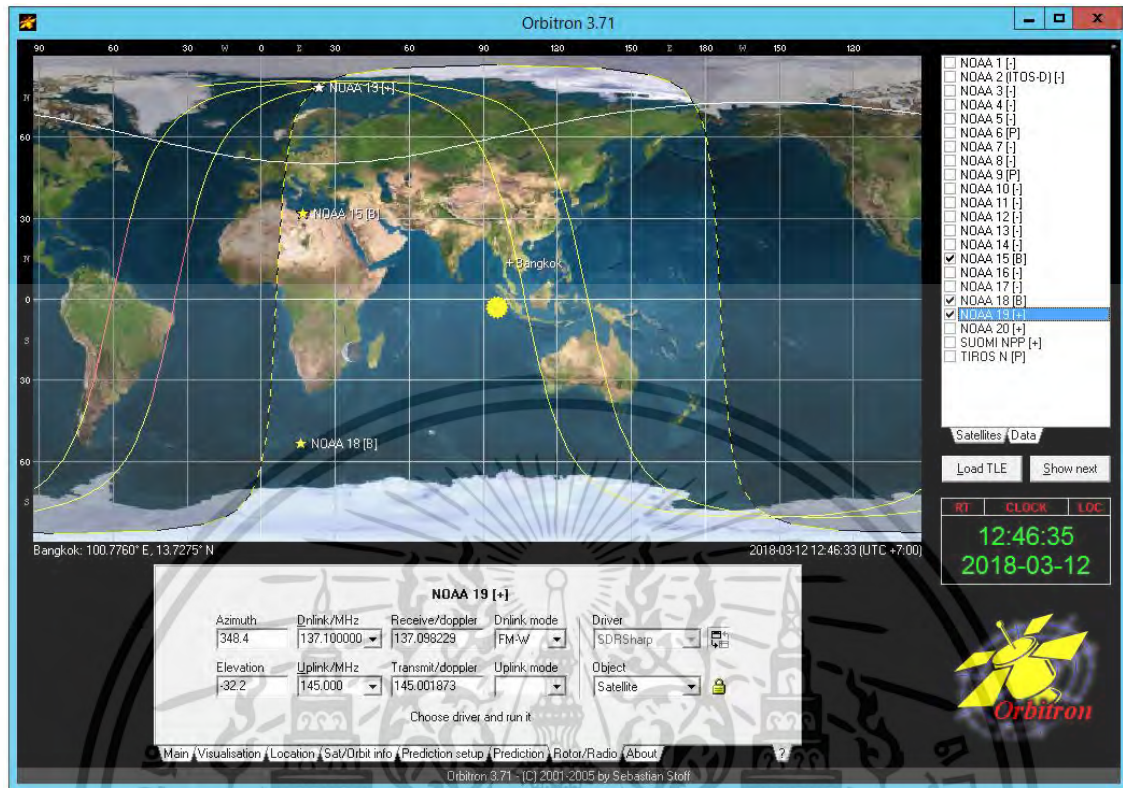
Satellite passes for Bangkok, Thailand (13°43'N 100°30'E) while above 8.0 degrees with a maximum elevation (MEL) over 20.0 degrees from 2018-03-12 11:37:50 SE Asia Standard Time (2018-03-12 04:37:50 UTC).

2018-03-12 UTC							
Satellite	Dir	MEL	Long	Local Time	UTC Time	Duration	Freq
NOAA 19	N	67E	103E	03-12 15:41:21	08:41:21	11:44	137.1000
NOAA 15	N	65W	97E	03-12 13:47:25	11:47:25	11:17	137.6200
NOAA 18	N	46W	94E	03-12 20:08:15	13:08:15	11:14	137.9125
NOAA 19	S	76W	99E	03-13 04:18:21	21:18:21	11:44	137.1000
2018-03-13 UTC							
Satellite	Dir	MEL	Long	Local Time	UTC Time	Duration	Freq
NOAA 18	S	21E	114E	03-13 07:05:32	00:05:32	9:15	137.9125
NOAA 15	S	45W	94E	03-13 07:17:29	00:17:29	10:44	137.6200
NOAA 18	S	29W	90E	03-13 08:45:28	01:45:28	10:19	137.9125
NOAA 19	N	48E	106E	03-13 15:29:59	08:29:59	11:27	137.1000
NOAA 15	N	65E	103E	03-13 18:22:30	11:22:30	11:16	137.6200
NOAA 18	N	64W	97E	03-13 19:56:26	12:56:26	11:34	137.9125
NOAA 19	S	80E	102E	03-14 04:06:48	21:06:48	11:46	137.1000
NOAA 15	S	89W	100E	03-14 06:52:20	23:52:20	11:14	137.6200
2018-03-14 UTC							
Satellite	Dir	MEL	Long	Local Time	UTC Time	Duration	Freq
NOAA 18	S	39W	93E	03-14 08:33:30	01:33:30	11:02	137.9125
NOAA 19	N	36E	109E	03-14 15:18:45	08:18:45	10:55	137.1000
NOAA 15	N	33E	108E	03-14 17:58:00	10:58:00	10:15	137.6200

Print Close

ภาพที่ 3.8 ตารางเวลาที่ดาวเทียม NOAA จะพาดผ่านสถานีฐาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.9 ตำแหน่งการโคจรของดาวเทียม NOAA



ภาพที่ 3.10 การรับและประมวลผลสัญญาณจากดาวเทียม NOAA 19

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

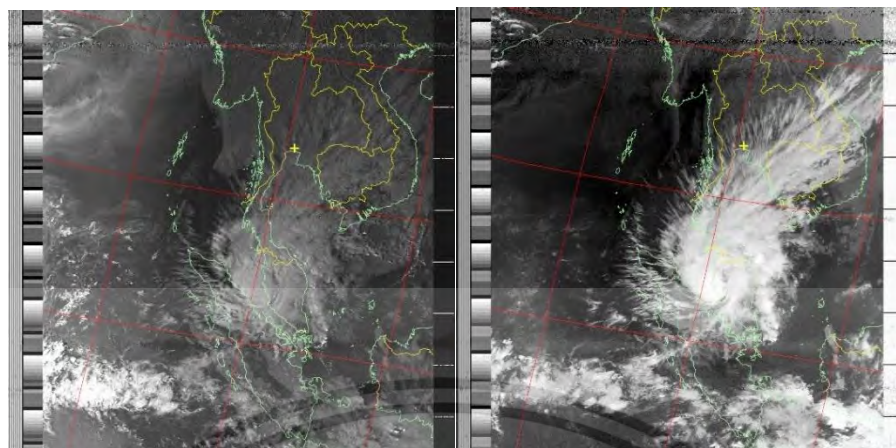
พายุปลาบึก

สถานีภาคพื้นดินที่พวกเราคณาจารย์และนักศึกษาในภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม ซึ่งกำลังพัฒนาสำหรับโครงการดาวเทียม KMITL-CubeSat ถึงแม้ตอนนี้ดาวเทียม KMITL-CubeSat ยังไม่ได้ถูกส่งขึ้นไปในอวกาศ แต่เราก็เตรียมพร้อมกับการทดลองสร้างสถานีภาคพื้นดินอย่างง่ายไว้สำหรับติดต่อสื่อสารรับสัญญาณกับดาวเทียม KMITL-CubeSat รวมทั้งรับสัญญาณจากดาวเทียมดวงอื่น ๆ ด้วย ซึ่งหนึ่งในนั้นคือ ดาวเทียมอุตุนิยมวิทยา NOAA ของสหรัฐอเมริกา

จากสถานการณ์พายุปลาบึกเข้าถล่มภาคใต้และขึ้นฝั่งประเทศไทยในวันที่ 4 มกราคม 2562 พวกเราเผาคอยติดตามข้อมูลข่าวสารพี่น้องประชาชนทางภาคใต้อยู่ตลอดในทุก ๆ ช่องทาง หนึ่งในนั้นเราได้ตั้งค่ารับสัญญาณที่สถานีภาคพื้นดินที่ตั้งไว้บนดาดฟ้าอาคาร 12 ชั้น คณะวิศวกรรมศาสตร์ สจล. พร้อมกันกับกลุ่มนักศึกษาชั้นปีที่ 3 ที่กำลังทำงานวิจัยเกี่ยวกับเรื่อง Low Cost Ground Station for Weather Satellites ที่ทำการทดลองรับสัญญาณจากสถานีควบคุมและแสดงผลที่ภาควิชาฯ โดยทั้งสองจุดสื่อสารกันผ่าน Digital Microwave Link ที่เราตั้ง link กันขึ้นมาเอง

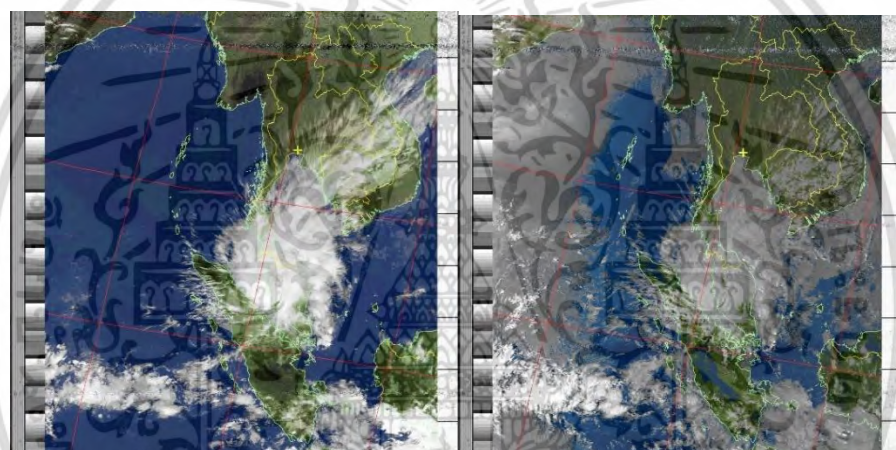
งานทั้งหมดที่ดำเนินการอยู่นี้เป็นผลพวงจากโครงการวิจัยที่พวกเราได้รับงบประมาณสนับสนุนมาจากทาง วช. (สำนักงานคณะกรรมการวิจัยแห่งชาติในปี งบประมาณ 2560) ภายใต้โครงการสร้างศักยภาพการวิจัยและพัฒนาด้านวิศวกรรมอวกาศ: หน่วยวิจัยด้านวิศวกรรมดาวเทียมและการสร้างดาวเทียมคิวแซท นอกจากนี้ทีมกลุ่มนักศึกษาชั้นปีที่ 3 จะดำเนินการพัฒนาเรื่องสถานีภาคพื้นดินนี้ต่อให้มีการใช้งานที่ง่ายและสะดวก สามารถต่อยอดให้เป็นชุด kits ที่นักเรียนนักศึกษาสามารถนำมาทดลองติดตั้งเพื่อรับสัญญาณภาพถ่ายดาวเทียมอุตุนิยมวิทยาทั้งของ NOAA สหรัฐอเมริกา และ Meteor M2 ของ Russia ต่อไป รวมทั้งยังนำไปประยุกต์ต่อยอดเพื่อสร้างเป็นสถานีรับสัญญาณดาวเทียมอุตุนิยมวิทยาในระดับชุมชนทั้งเพื่อการร่วมเฝ้าระวังและการให้การศึกษาแรงบันดาลใจการใช้ประโยชน์จากเทคโนโลยีอวกาศให้กับเยาวชนและประชาชนทั่วไป

และด้วยระบบรับภาพถ่ายดาวเทียมอย่างง่ายที่รับได้ด้วยสถานีภาคพื้นดินของพวกเราเองที่คณะวิศวกรรมศาสตร์ สจล. เราได้รับสัญญาณภาพถ่ายมาจากดาวเทียม NOAA 15, NOAA 18 และ NOAA 19 ในช่วงที่พายุปลาบึกเข้าถล่มภาคใต้และขึ้นฝั่งประเทศไทยในวันที่ 4-6 มกราคม 2562 โดยประมวลผลจากดาวเทียมดังแสดงในภาพที่ 3.11 ถึงภาพที่ 3.16



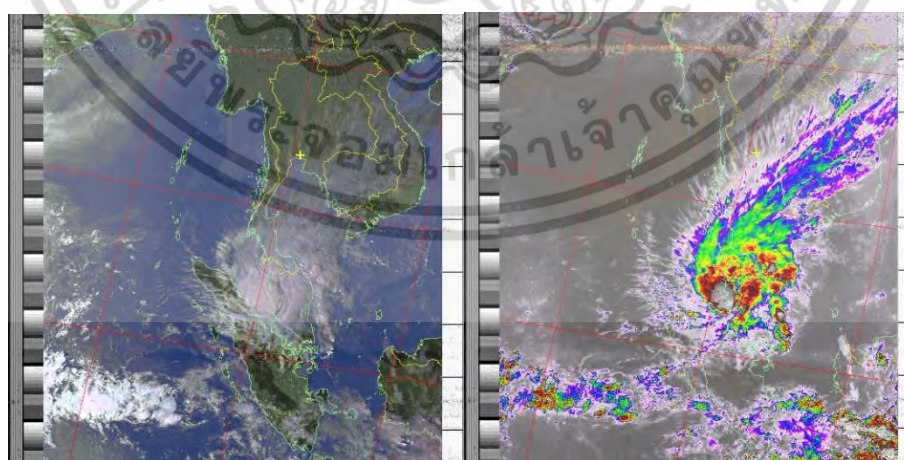
ก) NOAA 19 Contrast

ข) NOAA 19 Contrast ch B



ค) NOAA 19 MCIR

ง) NOAA 19 MSA

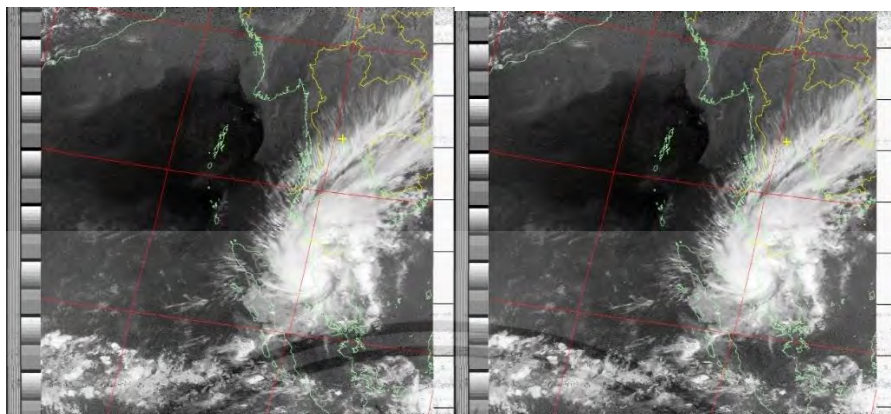


จ) NOAA 19 HVCT

ช) NOAA 19 No enhancement

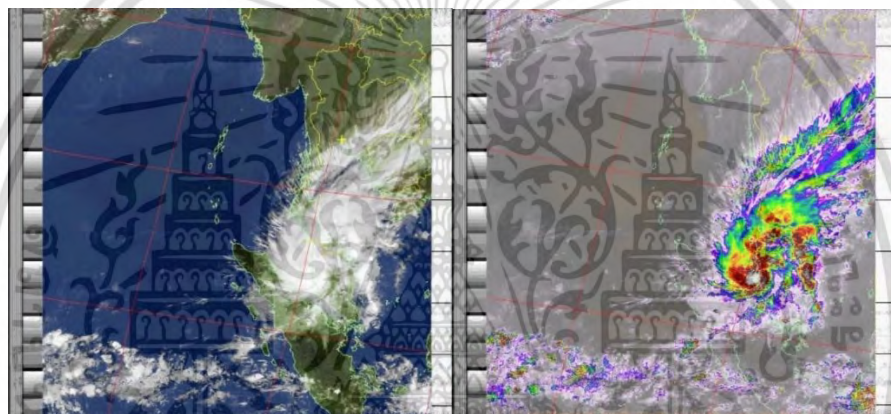
ภาพที่ 3.11 ข้อมูลภาพภาพที่รับได้จากดาวเทียม NOAA 19 วันที่ 4 มกราคม เวลา 16:50 น.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ก) NOAA 15 Contrast ch A

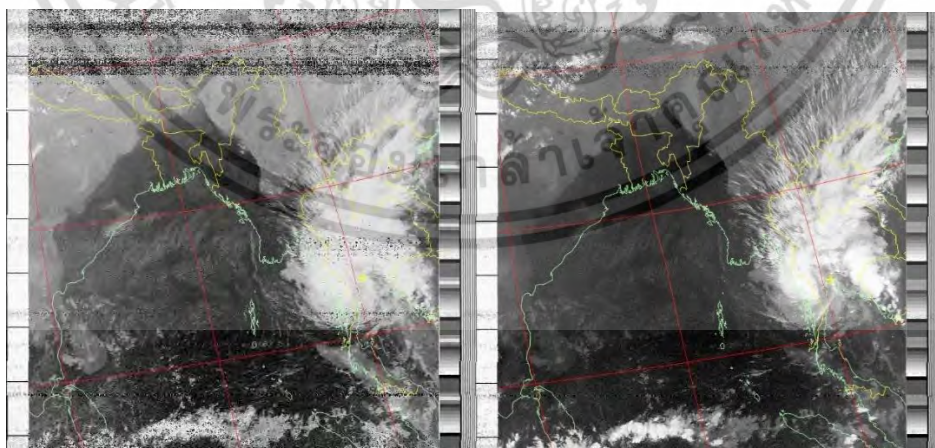
ข) NOAA 15 Contrast ch B



ค) NOAA 15 MCIR

ง) NOAA 15 No enhancement

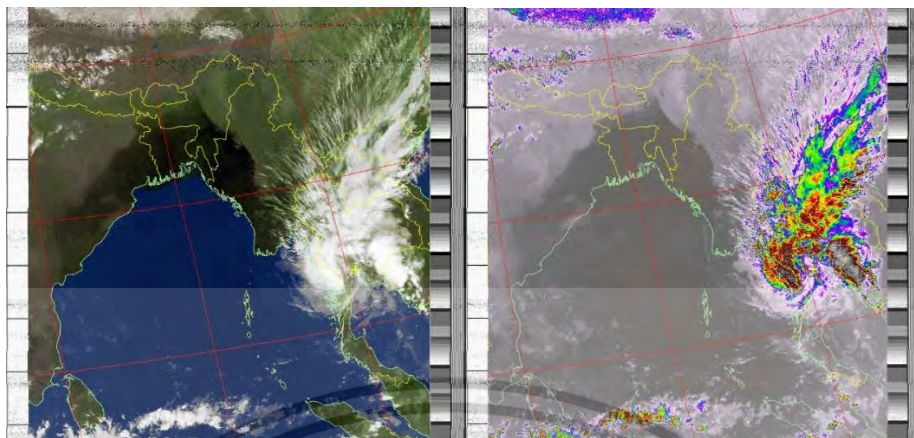
ภาพที่ 3.12 ข้อมูลภาพภาพที่รับได้จากดาวเทียม NOAA 15 วันที่ 4 มกราคม เวลา 19:19 น.



ก) NOAA 19 Contrast ch A

ข) NOAA 19 Contrast ch B

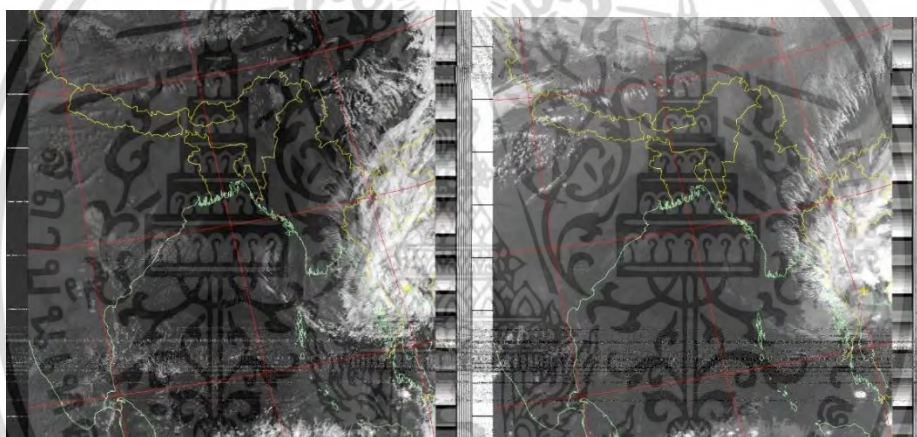
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ค) NOAA 19 MCIR

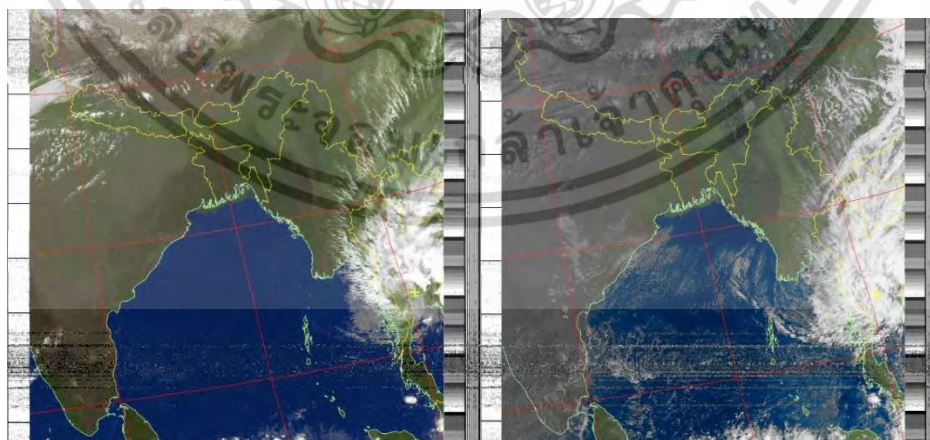
ง) NOAA 19 No enhancement

ภาพที่ 3.13 ข้อมูลภาพภาพที่รับได้จากดาวเทียม NOAA 19 วันที่ 5 มกราคม เวลา 05:27 น.



ก) NOAA 18 Contrast ch A

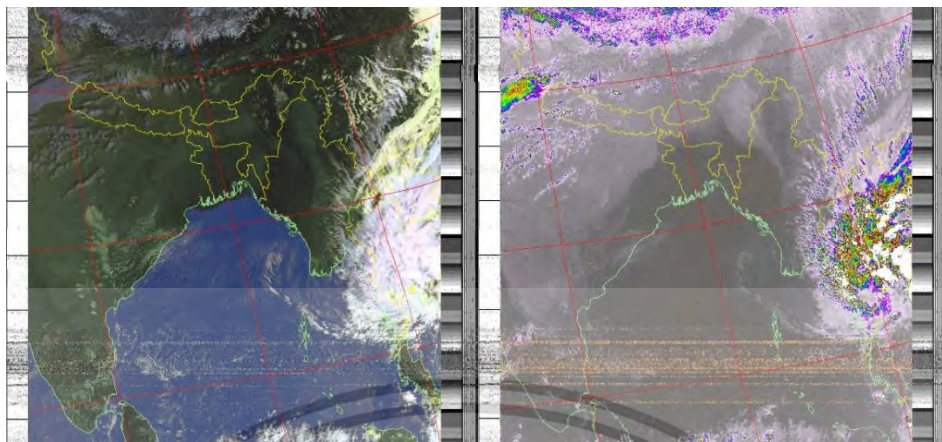
ข) NOAA 18 Contrast ch B



ค) NOAA 18 MCIR

ง) NOAA 18 MSA

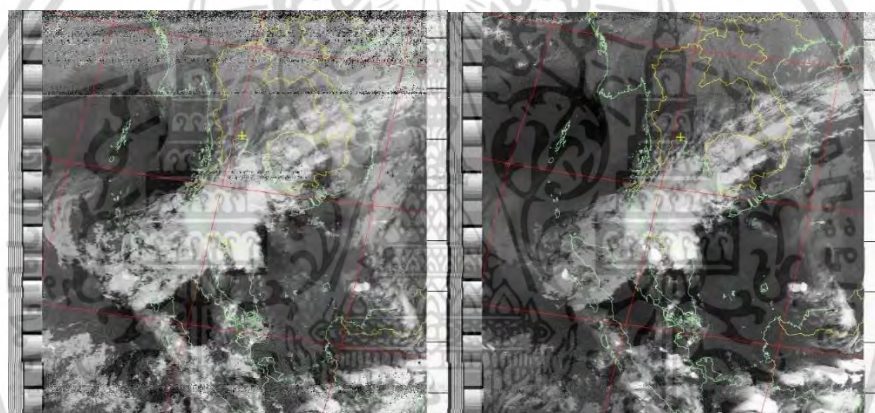
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



จ) NOAA 18 HVCT

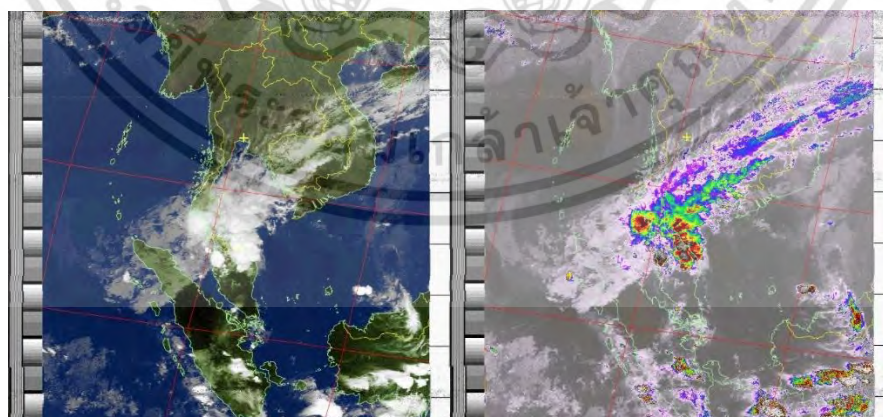
ข) NOAA 18 No enhancement

ภาพที่ 3.14 ข้อมูลภาพภาพที่รับได้จากดาวเทียม NOAA 18 วันที่ 5 มกราคม เวลา 9:29 น.



ก) NOAA 15 Contrast ch A

ข) NOAA 15 Contrast ch B

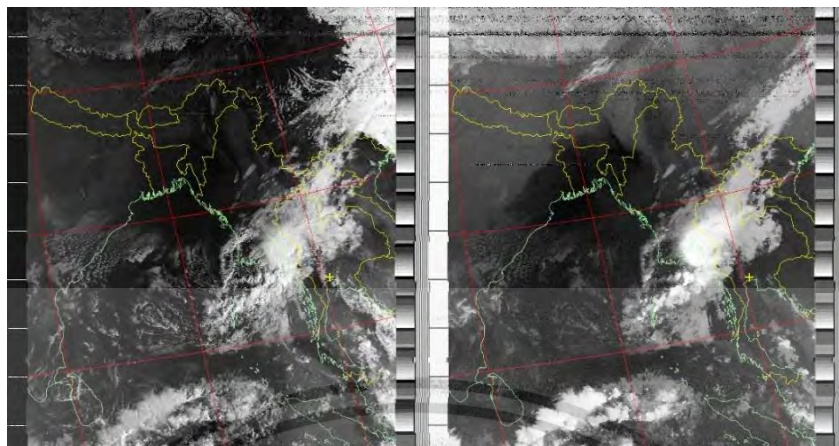


ค) NOAA 15 MCIR

ง) NOAA 15 No enhancement

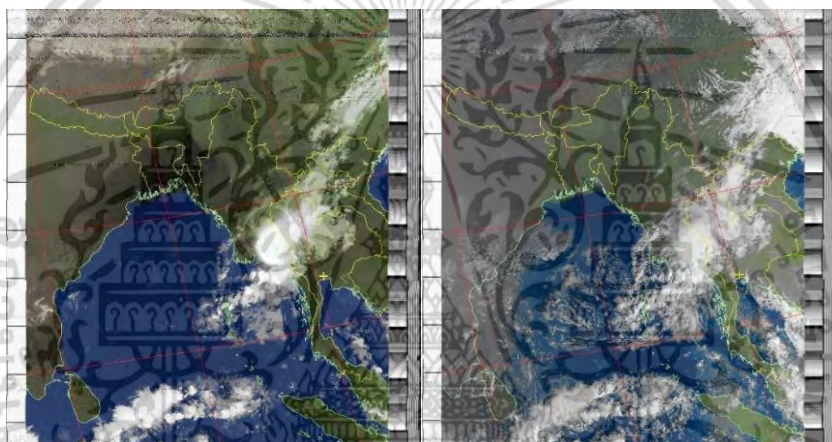
ภาพที่ 3.15 ข้อมูลภาพภาพที่รับได้จากดาวเทียม NOAA 15 วันที่ 5 มกราคม เวลา 18:54 น.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



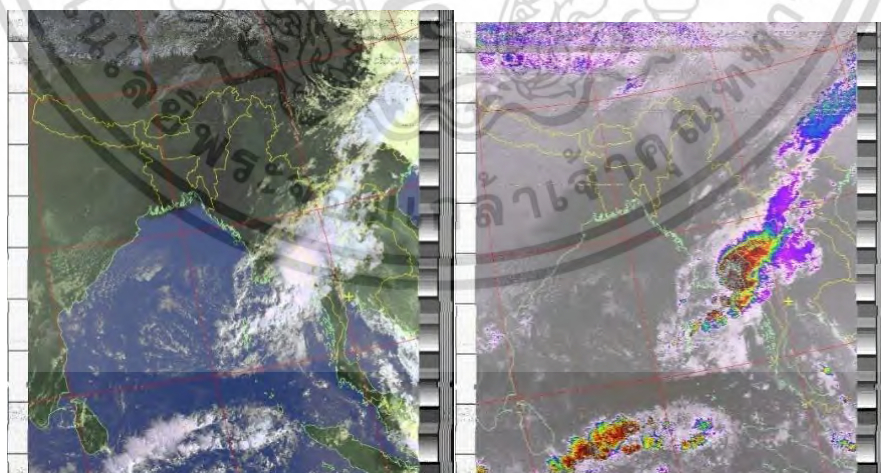
ก) NOAA 18 Contrast ch A

ข) NOAA 18 Contrast ch B



ค) NOAA 18 MCIR

ง) NOAA 18 MSA



จ) NOAA 18 HVCT

ฉ) NOAA 18 No enhancement

ภาพที่ 3.16 ข้อมูลภาพภาพที่รับได้จากดาวเทียม NOAA 18 วันที่ 6 มกราคม เวลา 9:16 น.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.2 การถ่ายทอดองค์ความรู้ CanSat

ดาวเทียมกระป๋อง (CanSat) คือการจำลองดาวเทียมจริง โดยใช้กระป๋องน้ำอัดลม เป็นการแข่งขันกันของนักศึกษาวิชาที่เกี่ยวข้องกับดาวเทียม โดย CanSat ประกอบไปด้วย ส่วนของพลังงาน ส่วนเซนเซอร์ และส่วนสื่อสาร โดยจะถูกปล่อยที่ความสูงไม่กี่ร้อยเมตร อาจจะใช้จรวด หรือบอลลูน เพื่อทำการเก็บข้อมูล และลงจอดอย่างปลอดภัย

การจัดทำชุดฝึก (CanSat kits) สำหรับการเรียนรู้และสร้างดาวเทียมพื้นฐาน โดยวัตถุประสงค์หลัก เพื่อใช้ในการเรียนรู้องค์ประกอบพื้นฐานในการสร้างดาวเทียม และทำการทดลองสร้างขึ้นมาจริง ๆ รวมทั้งทดสอบการทำงานของ CanSat ที่ได้สร้างขึ้น



ภาพที่ 3.17 ตัวอย่าง CanSat

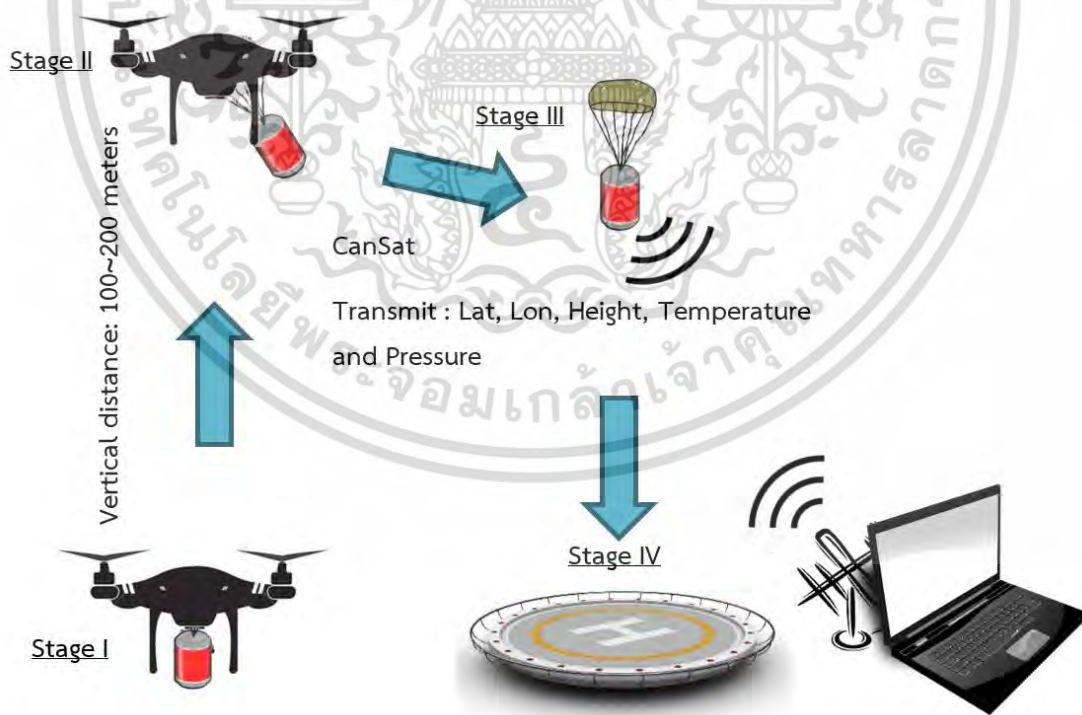
ความต้องการของ CanSat [63]

อุปกรณ์และการกิจของ CanSat ต้องออกแบบตามคุณสมบัติต่อไปนี้

- 1) ทุก ๆ ส่วนประกอบของ CanSat ต้องอยู่ในกระป๋องน้ำอัดลม (รัศมี 33 มิลลิเมตร สูง 115 มิลลิเมตร) โดยยกเว้นร่มชูชีพ หรือสายอากาศสำหรับใช้สื่อสาร และสายอากาศ GPS ที่สามารถติดตั้งไว้ภายนอกได้ (ด้านบนสุด หรือด้านล่างสุดของกระป๋อง แต่ไม่ใช่ด้านข้าง) ขึ้นอยู่กับการออกแบบ
- 2) สายอากาศหรือเครื่องรับวิทยุและส่วนอื่น ๆ ไม่สามารถอยู่นอกรัศมีของกระป๋องได้ จนกว่าจะทำการปล่อยออกจากพาหะที่ส่งขึ้นไป
- 3) มวลของ CanSat ต้องอยู่ระหว่าง 300 กรัม ถึง 350 กรัม ถ้าเบาเกินไปจะต้องถ่วงน้ำหนักให้ได้ 300 กรัมเป็นอย่างน้อย
- 4) วัสดุไวไฟ หรือวัสดุอันตราย เป็นของต้องห้าม สามารถดูได้จาก Material Safety Data Sheets (MSDS)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- 5) CanSat ใช้พลังงานจากแบตเตอรี่หรือพลังงานแสงอาทิตย์ ซึ่งมีความสามารถในการจ่ายพลังงานต่อเนื่อง 3 ชั่วโมง
- 6) แบตเตอรี่ต้องสามารถถอดเปลี่ยนได้ง่าย และสามารถนำมาประจุใหม่ได้
- 7) ต้องมีปุ่มเปิด/ปิดหลัก
- 8) CanSat ควรมีระบบกู้คืนตัวเอง เช่น ร่มชูชีพ ที่สามารถใช้ซ้ำได้ โดยแนะนำให้ใช้ผ้าสีที่สะท้อนแสงซึ่งง่ายต่อการเก็บกู้เมื่อลงจอด
- 9) ส่วนเชื่อมต่อกับร่มชูชีพต้องสามารถต้านทานแรง 1000N และร่มชูชีพต้องผ่านการทดสอบความแข็งแรง เพื่อให้มั่นใจว่าสามารถใช้งานได้จริง
- 10) เวลาที่ใช้ในการบินอยู่ที่ 120 วินาที ถ้ารวมกับเวลาลงจอดแบบตรง ๆ จะประมาณ 166 วินาที
- 11) อัตราเร็วในการตกต้องอยู่ระหว่าง 8 เมตร/วินาที ถึง 11 เมตร/วินาที ถ้าเป็นการตกแบบตรง ๆ อัตราเร็วจะประมาณ 6 เมตร/วินาที
- 12) CanSat ต้องสามารถทนความเร่ง 20g ได้
- 13) ค่าใช้จ่ายในการสร้าง CanSat ไม่ควรเกิน 20,000 บาท



ภาพที่ 3.18 แผนภาพการปฏิบัติการกิจของ CanSat

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

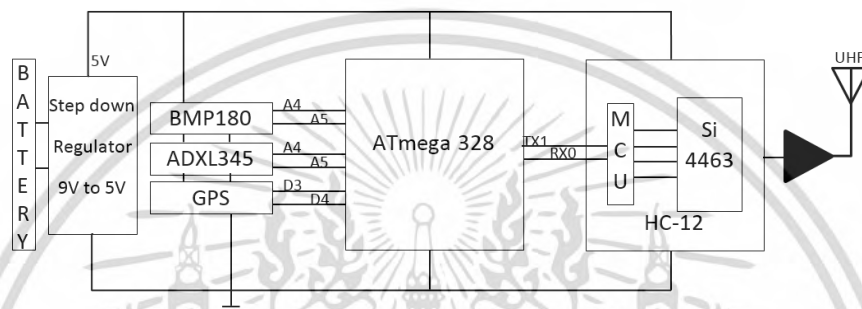
จากภาพที่ 3.18 สามารถอธิบาย stage ต่าง ๆ ได้ดังนี้

Stage I: ฝาก CanSat ขึ้นไปกับโดรนโดยบินไปที่ความสูง 100-200 เมตร พื้นดิน

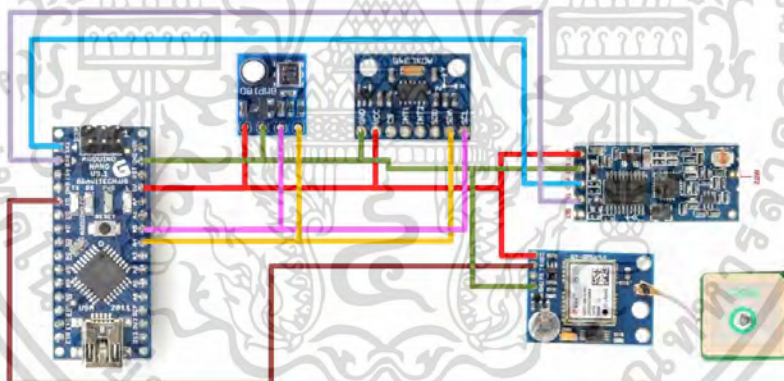
Stage II: ปลอ่ย CanSat และร่มชูชีพ จากโดรน

Stage III: CanSat จะวัดค่าด้วยเซนเซอร์ต่าง ๆ แล้วส่งข้อมูลมายังภาคพื้น

Stage IV: CanSat ร่อนลงสู่พื้นดินโดยร่มชูชีพ



ภาพที่ 3.19 แผนภาพการทำงานของ CanSat



ภาพที่ 3.20 การเชื่อมต่ออุปกรณ์บน CanSat

3.2.1 Arduino Nano

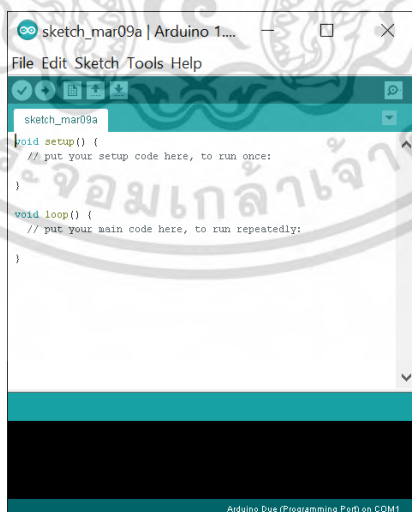
Arduino Nano เป็นบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ (MCU) ที่ใช้ชิปประมวลผลกลาง คือ ATmega328 โดยมีดิจิทัลอินพุต 14 พิน ซึ่งสามารถใช้เป็น PWM เอาต์พุตได้ 6 พิน และแอนะล็อกอินพุต 8 พิน รวมทั้งมีขนาดเล็กเพียง 18 มิลลิเมตร x 45 มิลลิเมตร และมีน้ำหนักเพียง 5 กรัม แสดงดังภาพที่ 3.21 และคุณลักษณะของ Arduino Nano แสดงดังตารางที่ 3.3



ภาพที่ 3.21 ไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Nano

ตารางที่ 3.3 คุณลักษณะของไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Nano

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



ภาพที่ 3.22 โปรแกรม Arduino IDE สำหรับคอมไพเลอร์และอัปโหลดโปรแกรมลงบอร์ด Arduino

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.2.2 เซนเซอร์ BMP180 [64]

BMP180 เป็นอุปกรณ์เซนเซอร์สำหรับวัดอุณหภูมิและความกดอากาศซึ่งถูกออกแบบให้สามารถเชื่อมต่อกับบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์โดยตรงผ่าน I²C Bus แสดงดังภาพที่ 3.23 และคุณลักษณะเด่นของเซนเซอร์ BMP180 แสดงดังตารางที่ 3.4



ภาพที่ 3.23 เซนเซอร์ BMP180

ตารางที่ 3.4 คุณลักษณะของเซนเซอร์ BMP180

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

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

การคำนวณหาระดับความสูง [65]

เนื่องจากระดับความสูงจะแปรผกผันกับค่าความกดอากาศ ทำให้สามารถนำค่าความกดอากาศที่วัดได้จากเซนเซอร์ BMP180 มาคำนวณหาระดับความสูงได้จากสมการหาระดับความสูง

$$h = 44330 \cdot \left(1 - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{1}{5.2558}} \right) \quad (3.1)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อ h คือ ค่าระดับความสูงจากตำแหน่งอ้างอิง (เมตร)

P คือ ค่าความกดอากาศ ณ ตำแหน่งที่วัดได้ (เฮกโตปาสกาล)

P_0 คือ ค่าความกดอากาศ ณ ตำแหน่งอ้างอิง (เฮกโตปาสกาล)

หากกำหนด P_0 เป็นค่าความกดอากาศเฉลี่ย ณ ระดับน้ำทะเล ซึ่งมีค่าเท่ากับ 1,013.25 เฮกโตปาสกาล ค่าระดับความสูงที่คำนวณได้จะเป็นระดับความสูงจากระดับน้ำทะเล

หากกำหนด P_0 เป็นค่าความกดอากาศ ณ ระดับพื้นดิน ค่าระดับความสูงที่คำนวณได้จะเป็นระดับความสูงจากระดับพื้นดิน

3.2.3 เซนเซอร์ ADXL345 [66]

เซนเซอร์ ADXL345 เป็นเซนเซอร์วัดความเร่ง 3 แกน แสดงดังภาพที่ 3.24 ใช้เทคโนโลยี MEMS หรือ Micro Electro Mechanical Systems [67] หมายถึง ระบบขนาดเล็กตั้งแต่ 1 ไมโครเมตรถึง 1 มิลลิเมตร ที่รวมโครงสร้างทางกลและวงจรอิเล็กทรอนิกส์เข้าด้วยกันเพื่อใช้เป็นเซนเซอร์ และแอคทูเอเตอร์ (Actuator) โดยผลิตขึ้นด้วยเทคโนโลยีการสร้างระดับไมครอน (Micro Fabrication) โดยเซนเซอร์ ADXL345 ได้นำ MEMS มาใช้ในการวัดความเร่งด้านไจโรสโคป (Gyroscope) สำหรับการตรวจสอบการเคลื่อนที่และการหมุนของวัตถุ เมื่อวัตถุเกิดการเคลื่อนที่ มวลของไจโรสโคปจะเคลื่อนที่เช่นกัน แต่เคลื่อนที่ช้ากว่าเนื่องจากความเฉื่อย และทำให้ตำแหน่งของปลายทั้งสองด้านของมวลเปลี่ยนไป ซึ่งตำแหน่งที่เปลี่ยนไปสามารถวัดได้ด้วยเซนเซอร์ตัวเก็บประจุไฟฟ้า โดยที่การเปลี่ยนแปลงของความจุในแต่ละแกนจะถูกแปลงเป็นแรงดันไฟฟ้า เอาต์พุตที่เป็นสัดส่วนต่อความเร่งบนแกนนั้น ๆ ทำให้รู้ค่าความเร่งของการเคลื่อนที่นั้นได้ ซึ่งเซนเซอร์ ADXL345 มีคุณลักษณะดังตารางที่ 3.5



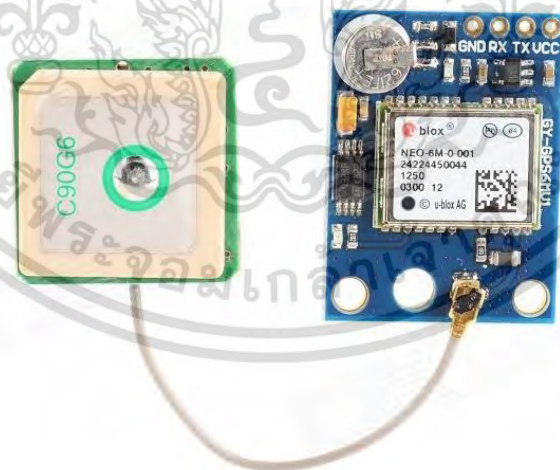
ภาพที่ 3.24 เซนเซอร์ ADXL345

ตารางที่ 3.5 คุณสมบัติของ ADXL345

รายละเอียด	ADXL345
แรงดันไฟฟ้าเข้า	3 ถึง 5 โวลต์
การอินเตอร์เฟส	I ² C / SPI
ความไว	$\pm 2g$ / $\pm 4g$ / $\pm 8g$ / $\pm 16g$
ความละเอียด	10 บิต / 11 บิต / 12 บิต / 13 บิต ตามลำดับ
การบริโภคกระแส	23 ไมโครแอมป์ ในโหมดการวัด 0.1 ไมโครแอมป์ ในโหมด Standby
ขนาด	3 มิลลิเมตร x 5 มิลลิเมตร x 1 มิลลิเมตร

3.2.4 โมดูล GPS Ublox NEO-6M [68]

โมดูล GPS Ublox NEO-6M แสดงดังภาพที่ 3.25 เป็นจีพีเอสโมดูลที่ใช้ชิพ Aircraft FZ0040 สามารถติดตามดาวเทียมได้ถึง 22 ดวงบน 50 ช่องสัญญาณจีพีเอสโมดูลมีอัตราการอัปเดต 1 ถึง 5 เฮิร์ตซ์ ความแม่นยำของการระบุตำแหน่งอยู่ที่ 2.5 เมตร โดยให้เอาต์พุตมาตรฐาน NMEA-0183 สามารถเชื่อมต่อกับบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์โดยตรงผ่าน Serial UART



ภาพที่ 3.25 โมดูล GPS NEO-6M Ublox

ตารางที่ 3.6 คุณสมบัติของโมดูล GPS NEO-6M Ublox

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

ระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก

ระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก คือระบบบอกตำแหน่งบนพื้นผิวโลก โดยอาศัยการคำนวณจากความถี่สัญญาณนาฬิกาที่ส่งมาจากดาวเทียม ระบบกำหนดตำแหน่งบนโลกที่โคจรอยู่รอบโลกซึ่งทราบตำแหน่ง ทำให้ระบบนี้สามารถบอกตำแหน่ง ณ จุดที่สามารถรับสัญญาณได้ทั่วโลก โดยเครื่องรับสัญญาณระบบกำหนดตำแหน่งบนโลกรุ่นใหม่จะสามารถคำนวณความเร็วและทิศทางนำมาใช้ร่วมกับโปรแกรมแผนที่เพื่อใช้ในการนำทางได้

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

NMEA [69]

NMEA ย่อมาจาก Nation Maritime Electronics Association ซึ่งเป็นสมาคมที่มุ่งเน้นศึกษาและพัฒนาอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ เพื่อการเชื่อมต่อและทำงานร่วมกันของอุปกรณ์ โดยอุปกรณ์เหล่านี้เมื่อเชื่อมต่อและทำงานร่วมกันต้องสามารถเข้าใจกันได้ หรือสื่อสารโดยใช้ภาษาเดียวกัน NMEA จึงพัฒนา

มาตรฐานในการสื่อสารข้อมูลระหว่างอุปกรณ์ดังกล่าว เรียกว่า NMEA Standard ซึ่งระบุข้อมูลการเชื่อมต่อทางไฟฟ้าและรูปแบบของข้อมูล

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

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

ตารางที่ 3.7

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

ตารางที่ 3.7 คำอธิบายประโยคใน GGA Protocol

ชื่อ	ตัวอย่าง	คำอธิบาย
Message ID	\$GPGGA	GGA Protocol Header
UTC Time	064951.000	hhmmss.sss (06:49:51)
Latitude	2307.1256	ddmm.mmmm (23 องศา 07.1256 ลิปดา)
N/S Indicator	N	N=ทิศเหนือ, S=ทิศใต้
Longitude	12016.4438	dddmm.mmmm (120 องศา 16.4438 ลิปดา)
E/W Indicator	E	E=ทิศตะวันออก, W=ทิศตะวันตก
Position Fix Indicator	1	0 = Fix not available 1 = GPS fix 2 = Differential GPS fix
Satellites used	8	จำนวนดาวเทียมที่ใช้
HDOP	0.95	ค่าสถานภาพทางเรขาคณิตของตำแหน่งดาวเทียมทางราบ
MSL Altitude	39.9	ความสูงจากระดับน้ำทะเลเฉลี่ย
	M	หน่วยเมตร
Geoid Separation	17.8	ระยะ Geoid

ชื่อ (ต่อ)	ตัวอย่าง (ต่อ)	คำอธิบาย (ต่อ)
Age of Diff. Corr.		ไม่มีข้อมูลหมายถึงไม่ได้ใช้งาน DGPS
Checksum	*65	การตรวจสอบความถูกต้องของข้อมูล

2) RMC (Recommended Minimum sentence) ตัวอย่างและคำอธิบายประโยคใน RMC Protocol แสดงดังตารางที่ 3.8

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

ตารางที่ 3.8 คำอธิบายประโยคใน RMC Protocol

ชื่อ	ตัวอย่าง	คำอธิบาย
Message ID	\$GPRMC	RMC Protocol Header
UTC Time	123519	hhmmss.sss (12:35:19)
Status	A	A=active หรือ V=Void
Latitude	4807.038	dddm.mmm (48 องศา 07.038 ลิปดา)
N/S Indicator	N	N=ทิศเหนือ, S=ทิศใต้
Longitude	01131.000	dddm.mmm (11 องศา 31.000 ลิปดา)
E/W Indicator	E	E=ทิศตะวันออก, W=ทิศตะวันตก
Speed	022.4	ความเร็ว 22.4 knots
Heading	084.4	Track angle 84.4 °
Date	230394	Ddmmyy (23 มีนาคม 2537)
Magnetic Variation	003.1W	Magnetic declination 3.1W °
Checksum	*6A	การตรวจสอบความถูกต้องของข้อมูล

3.2.5 โมดูลสื่อสารไร้สาย HC-12

HC-12 เป็นโมดูลสื่อสารไร้สายที่ใช้ transceiver Si4463 มอดูเลชันแบบ GFSK ซึ่งมีลักษณะเหมือนกับการมอดูเลชันแบบ FSK แตกต่างเพียง GFSK มีการใช้ Gaussian Filter ในการลด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

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

ตารางที่ 3.9 คุณสมบัติของโมดูล HC-12

รายละเอียด	โมดูลสื่อสารไร้สาย HC-12
แรงดันไฟฟ้าเข้า	3 ถึง 5 โวลต์
การอินเทอร์เฟส	UART/TTL
Baude Rate	1.2 – 19.2 กิโลบิตต่อวินาที
ความถี่ที่ใช้งาน	433 - 470 เมกกะเฮิรตซ์
กำลังส่งสูงสุด	20 dBm (100 มิลลิวัตต์)
ความไวสูงสุด	-121 dBm
การบริโภคกระแส	สูงสุด 100 มิลลิแอมป์
ขนาด	27.8 มิลลิเมตร x 14.4 มิลลิเมตร x 4 มิลลิเมตร

รูปของโมดูลสื่อสาร HC-12 แสดงดังภาพที่ 3.26 และ แสดงคำอธิบายพินของโมดูลสื่อสารไร้สายดังตารางที่ 3.10



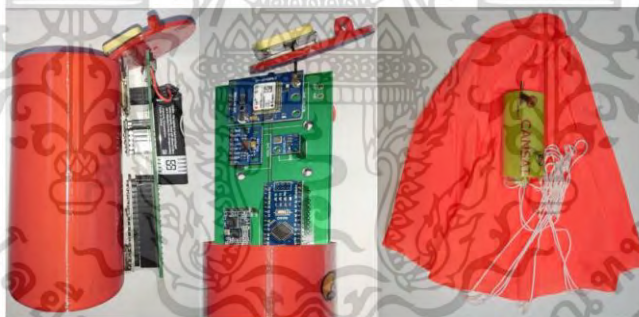
ภาพที่ 3.26 โมดูลสื่อสารไร้สาย HC-12

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3.10 คำอธิบายพินทั้งหมดของโมดูลสื่อสารไร้สาย HC-12

PIN	คำอธิบาย
VCC	ไฟเลี้ยงกระแสตรง 3.3 - 5 โวลต์
GND	0 โวลต์ กราวด์
RXD	พิน RX ใช้สำหรับรับข้อมูลจากอุปกรณ์อื่น
PIN (ต่อ)	คำอธิบาย (ต่อ)
TXD	พิน TX ใช้สำหรับส่งข้อมูลไปยังอุปกรณ์อื่น
SET	ใช้สำหรับเซตอัปค่าพารามิเตอร์ (เมื่อต่อ GND)

CanSat เพื่อจุดเริ่มต้นการศึกษาเทคโนโลยีอวกาศ สามารถเป็นผลิตภัณฑ์จากโครงการภายใต้ชื่อ “CanSat kits” เพื่อจัดจำหน่ายแก่สถาบันการศึกษาได้อีกด้วย ซึ่งล่าสุดได้มีการใช้ CanSat kits ในการอบรมกลุ่มเยาวชนในค่ายอบรมเชิงวิชาการ Telecom NextGen ที่จัดขึ้นโดยภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง



ภาพที่ 3.27 ภาพรวมของ CanSat kits 1 ชุด



ภาพที่ 3.28 CanSat kits สำหรับใช้อบรมภายในค่าย CanSat camp

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ค่ายอบรมเชิงวิชาการ Telecom NextGen ปัจจุบันจัดขึ้นมารวม 2 ครั้งแล้ว โดยครั้งแรก จัดระหว่างวันที่ 24-28 พฤษภาคม 2560 โดยไปปิดแสดงในภาพที่ 3.29 และครั้งที่สอง จัดระหว่างวันที่ 23-27 พฤษภาคม 2561



ภาพที่ 3.29 กิจกรรมในค่าย Telecom NextGen ช่วงพานักเรียนชมห้องปฏิบัติการ

นายภิรมวิชัย สุทธิกาญจน์ นักศึกษาปริญญาโท ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม นำน้อง ๆ นักเรียนพาชมหน่วยวิจัยวิศวกรรมดาวเทียมขนาดเล็ก หนึ่งในห้องปฏิบัติการของภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

กิจกรรม CanSat ในค่ายอบรมเชิงวิชาการ Telecom NextGen จะประกอบด้วย 4 ช่วง ได้แก่ ช่วงเกริ่นนำความเป็นมาของ “CanSat” ช่วงทดลองต่อวงจรและการประกอบชุด CanSat kit ช่วงปฏิบัติการปล่อย CanSat ด้วยโดรน และ ช่วงตามเก็บกู้ CanSat ดังแสดงในภาพที่ 3.30 ถึงภาพที่ 3.33 ตามลำดับ



ภาพที่ 3.30 ช่วงเกริ่นนำความเป็นมาของ “CanSat”

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผศ.ดร.ศรวัฒน์ ชิวปรีชา อาจารย์ประจำภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม ได้ให้การบรรยายเกี่ยวกับความเป็นมาของ “CanSat” จุดเริ่มต้นการศึกษาเทคโนโลยีอวกาศ



ภาพที่ 3.31 ช่วงทดลองต่อวงจรและการประกอบชุด CanSat kit



ภาพที่ 3.32 ช่วงปฏิบัติการปล่อย CanSat ด้วยโดรน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ย้ายจากห้องปฏิบัติการภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม มายังสนามกีฬาสถาบันฯ เพื่อปฏิบัติการปล่อย CanSat ด้วยโดรน โดยน้อง ๆ นักเรียนที่มาเข้าค่ายแต่ละกลุ่มจะเฝ้าดูข้อมูลโทรมาตรที่ส่งมาจาก CanSat ของกลุ่มตัวเองผ่านหน้าจocomพิวเตอร์ เมื่อ CanSat ถูกปล่อยออกจากโดรน จากร่วงลงสู่พื้นด้วยร่มชูชีพ



ภาพที่ 3.33 ช่วงตามเก็บกู้ CanSat

เมื่อ CanSat ร่วงลงสู่พื้นด้วยร่มชูชีพ ที ๆ สถานีจะนำไปซ่อนโดยไม่ให้น้อง ๆ นักเรียนแต่ละกลุ่มเห็น CanSat ของตัวเอง เพื่อให้ใช้งาน ground station ของกลุ่มดูค่าพิกัดที่ CanSat ส่งมา แล้วออกตามหาให้พบ

3.3 KMITL-CubeSat EM-3

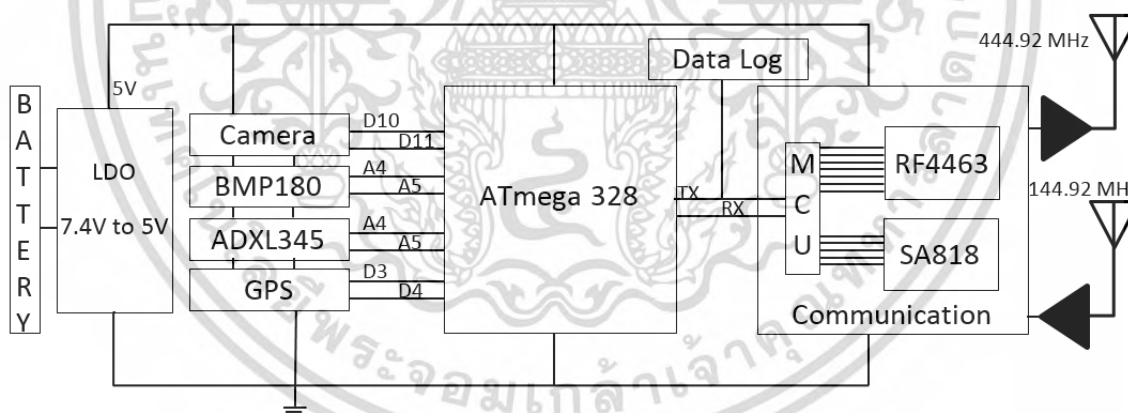
ดาวเทียมขนาดเล็กมีบทบาทสำคัญมากขึ้นในปัจจุบัน หนึ่งในนั้น คือ ดาวเทียมคิวบ์แซท [70] ซึ่งเป็นที่นิยมในหมู่นักวิจัยเป็นอย่างมากทั้งในด้านการศึกษาและพัฒนาความสามารถของนักวิจัย เป็นจุดเริ่มต้นในการสร้างองค์ความรู้ทางด้านเทคโนโลยีดาวเทียมเพื่อสร้างดาวเทียมได้เองภายในประเทศในอนาคต การสร้างดาวเทียมได้ด้วยตนเองสามารถประหยัดค่าใช้จ่ายได้อย่างมากเมื่อเทียบกับการซื้อดาวเทียมจากต่างประเทศ ดาวเทียมคิวบ์แซทเป็นดาวเทียมขนาดนาโนที่ได้มาตรฐานทั้งขนาด มวล พลังงาน และการกำหนดการปล่อยดาวเทียม ส่วนประกอบสำหรับการออกแบบและสร้างดาวเทียมคิวบ์แซทจะอาศัยการวิจัยและทดสอบอุปกรณ์ที่สามารถใช้งานในอวกาศได้ รวมไปถึงยังมีบริษัทที่มีเป้าหมายเฉพาะในตลาดของดาวเทียมคิวบ์แซท เช่น Clyde Space และ Pumpkin ด้วยมาตรฐานและความพร้อมของอุปกรณ์สำหรับสร้างดาวเทียมคิวบ์แซท ทำให้ดาวเทียมคิวบ์แซทมีราคาถูกและง่ายต่อการสร้างเมื่อเทียบกับดาวเทียมที่มีขนาดใหญ่ อีกทั้งยังมีประวัติการส่งดาวเทียมคิวบ์แซทเพื่อออกสู่อวกาศ

ปัจจุบันการทดสอบดาวเทียมคิวบ์แซทนี้มีหลายวิธี ซึ่งการทดสอบใกล้อวกาศเป็นวิธีหนึ่งที่น่าสนใจ การทดสอบทำได้โดยผูกดาวเทียมคิวบ์แซทกับบอลลูกขนาดใหญ่ ซึ่งบอลลูกขนาดใหญ่สามารถนำดาวเทียมคิวบ์แซทขึ้นไปที่ระดับความสูงได้สูงสุดประมาณ 30 กิโลเมตร [71] โดยที่ระดับความสูงนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สภาพแวดล้อมภายนอกจะมีอุณหภูมิ และความกดอากาศคล้ายกับอวกาศ ทำให้สามารถทดสอบการสื่อสารระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดินได้เหมือนอยู่บนอวกาศแต่มีค่าใช้จ่ายที่ถูกทำให้การทดสอบนี้เป็นที่นิยมในการทดสอบดาวเทียมก่อนการส่งขึ้นสู่อวกาศจริง นอกจากนี้ยังมีงานวิจัย [72] เรื่องบอลูนชนิดไร้ความกดอากาศ (Zero Pressure Balloon) ซึ่งบอลูนนี้สามารถค้างอยู่ในระดับความสูงที่กำหนดได้นาน โดยระดับความสูงจะขึ้นอยู่กับปริมาตรของแก๊สฮีเลียมที่บรรจุในบอลูน โดยในโครงการวิจัยนี้แสดงให้เห็นว่าที่ระดับความสูงที่เหมาะสมที่สุดคือ 25 กิโลเมตร

ในโครงการวิจัยนี้ได้มีการจัดสร้างต้นแบบแบบจำลองทางวิศวกรรม (Engineering Model: EM) ของดาวเทียม CubeSat ขนาด 1 U พร้อมทำการทดสอบโดยเบื้องต้น รวมไปถึงการทดสอบการทำงานจริงในสภาวะใกล้เคียง/เลียนแบบอวกาศ ด้วยการปล่อยดาวเทียมทดสอบ (Launching) ด้วย High Altitude Balloon ที่ระดับความสูงกว่า 25 กิโลเมตร เพื่อทดสอบการทำงานในส่วนประกอบต่าง ๆ ระบบสื่อสารและระบบถ่ายภาพในแบบเวลาจริง ซึ่งในขณะนี้กำลังอยู่ระหว่างการพัฒนาเพื่อเตรียมทดสอบปล่อยด้วย High Altitude Balloon ในครั้งที่ 3 กับต้นแบบ EM-3 และนำข้อมูลที่ได้ทั้งหมดมาทำการปรับปรุงเพื่อสร้างแบบจำลองการบิน (Flight Model: FM) ที่จะเหมือนกับต้นแบบที่จะทำการปล่อยขึ้นสู่ส่วโคจรในอวกาศจริงต่อไป



ภาพที่ 3.34 แผนภาพการทำงานของ KMITL-CubeSat EM-3

ในการออกแบบและสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทมีการิกิจหลักคือการถ่ายภาพทางอากาศ โดยปฏิบัติการจริงช่วงความสูงไ้ระดับตั้งแต่ 100 เมตร ถึง 25 กิโลเมตรเหนือพื้นดิน ซึ่งที่ระดับความสูง 25 กิโลเมตรนี้จะมีสภาพแวดล้อมภายนอกคล้ายคลึงกับอวกาศทั้งอุณหภูมิและความกดอากาศ ทำให้สามารถทดสอบการสื่อสารระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดินได้ใกล้เคียงกับอยู่ในอวกาศ โดยการออกแบบจะกำหนดให้แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทมีคุณลักษณะดังตารางที่ 3.11 รวมทั้งมี

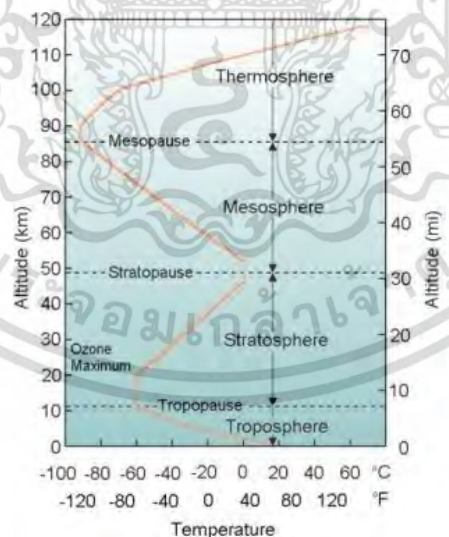
ขนาดตามมาตรฐาน P-POD (Poly-Picosatellite Orbital Deployer) [70] ที่ใช้ในการติดตามดาวเทียมคิวแซทออกจากสถานีอวกาศนานาชาติ ให้โคจรรอบในวงโคจร LEO (Low Earth orbit)

ตารางที่ 3.11 คุณสมบัติที่ต้องการของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวแซท

คุณลักษณะ	ค่าที่กำหนด
อุณหภูมิการทำงาน	-60 ถึง 80 องศาเซลเซียส
ระยะเวลาการทำงาน	5 ชั่วโมง
น้ำหนัก	น้อยกว่า 500 กรัม
ระยะทางการสื่อสาร	มากกว่า 20 กิโลเมตร
CubeSat form factor [16]	1U (10 × 10 × 10 เซนติเมตร)

สาเหตุในการกำหนดคุณลักษณะดังกล่าว สามารถอธิบายได้ดังนี้

1. ที่ระดับความสูง 20 กิโลเมตรจากพื้นดิน มีอุณหภูมิประมาณ -60 องศาเซลเซียส โดยอ้างอิงจากรูปภาพที่ 3.35



ภาพที่ 3.35 แผนภาพความสัมพันธ์ระหว่างอุณหภูมิและความสูงในบรรยากาศ [71]

2. ระยะเวลาในการทำงานตั้งแต่เริ่มทำการทดสอบจนกระทั่งตกลงสู่พื้นดินจะใช้เวลาประมาณ 3 ชั่วโมงรวมกับระยะเวลาในการเก็บกู้อีกประมาณ 2 ชั่วโมง รวมทั้งหมดเป็น 5 ชั่วโมง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. เนื่องจากต้องการทดสอบปล่อยดาวเทียมให้ไปถึงระดับความสูง 20 กิโลเมตรจากพื้นดินโดยใช้บอลลูนที่บรรจุแก๊สฮีเลียมจึงต้องออกแบบให้ดาวเทียมคิ่วบ์แซทมีน้ำหนักน้อยที่สุดคือไม่เกิน 500 กรัม เพื่อให้สามารถใช้บอลลูนขนาดเพียง 300 กรัมในการทดสอบ

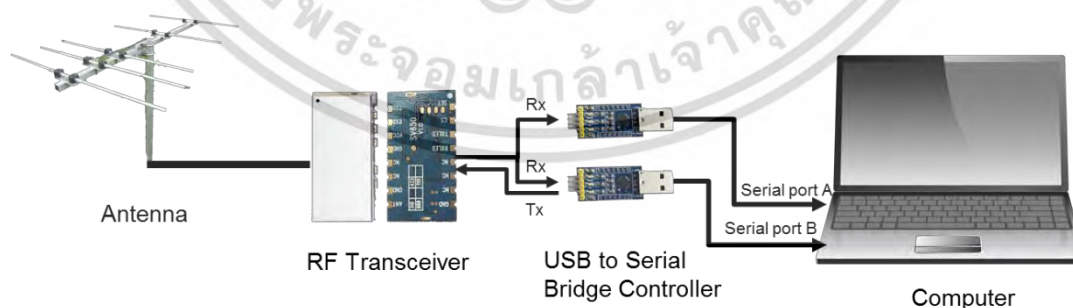
4. เนื่องจากแบบจำลองดาวเทียมคิ่วบ์แซทใช้ CubeSat form factor 1U ซึ่งขนาดของ PCB ในแต่ละ Layer จะต้องไม่เกิน 10 เซนติเมตร x 10 เซนติเมตร รวมไปถึงความสูงรวมของทุก Layer ต้องไม่เกิน 10 เซนติเมตรด้วยเช่นกัน โดยการออกแบบจะแบ่งเป็น 3 Layer ได้แก่ Layer 1 ส่วนสื่อสาร Layer 2 ส่วนประมวลผล และหน่วยความจำ Layer 3 ส่วนแหล่งจ่ายพลังงาน และกล้องถ่ายภาพ

สถานีภาคพื้นดิน (Ground Station)

ในส่วนของสถานีภาคพื้นดินจะทำหน้าที่รับข้อมูลจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิ่วบ์แซทรวมทั้งส่งคำสั่งเพื่อควบคุมการทำงาน เช่น คำสั่งถ่ายภาพ เป็นต้น ในส่วนของสถานีภาคพื้นดินแสดงแผนผังการทำงานได้ดังภาพที่ 3.36 ประกอบด้วย 2 ส่วนคือ

1) ส่วนของการรับส่งข้อมูลผ่านคลื่นวิทยุในที่นี้จะใช้โมดูลสื่อสาร SV650 ที่ทำงานในย่านความถี่ 444.92 เมกกะเฮิร์ตซ์

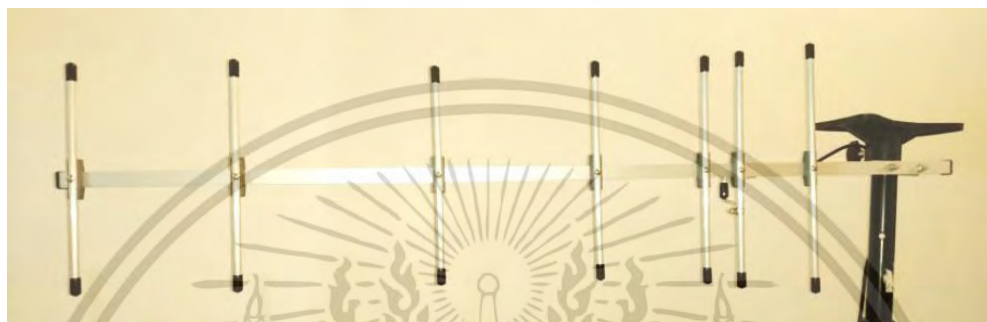
2) ส่วนของการประมวลผลข้อมูล ซึ่งจะใช้คอมพิวเตอร์มาทำการรับเฟรมข้อมูลจากโมดูลสื่อสารไร้สายและประมวลผลข้อมูลได้แก่ การถอดรหัสช่องสัญญาณ การแยกข้อมูลจากเฟรมข้อมูลเพื่อแสดงผล รวมถึงการส่งคำสั่งการทำงานไปยังดาวเทียมคิ่วบ์แซท โดยในส่วนของการประมวลผลและแสดงผลข้อมูลถูกออกแบบด้วยโปรแกรม LabVIEW (Laboratory Virtual Instrument Engineering Workbench) ในการเขียนโปรแกรมจะมีลักษณะที่เป็นการเขียนโปรแกรมเชิงรูปภาพ (Graphic Programming) ซึ่งเป็นภาษาระดับสูงอย่างหนึ่ง [73]



ภาพที่ 3.36 แผนผังการทำงานของสถานีภาคพื้นดิน

สายอากาศสถานีภาคพื้นดิน

สถานีภาคพื้นดินใช้สายอากาศยาก็ เนื่องจากมีอัตราขยายที่สูง และขนาดไม่ใหญ่ สามารถพกพาเพื่อตามเก็บกู้แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทได้ โดยมีรูปแบบการแผ่สัญญาณแบบ Unidirectional [74] ดังแสดงในภาพที่ 3.37



ภาพที่ 3.37 สายอากาศยาก็

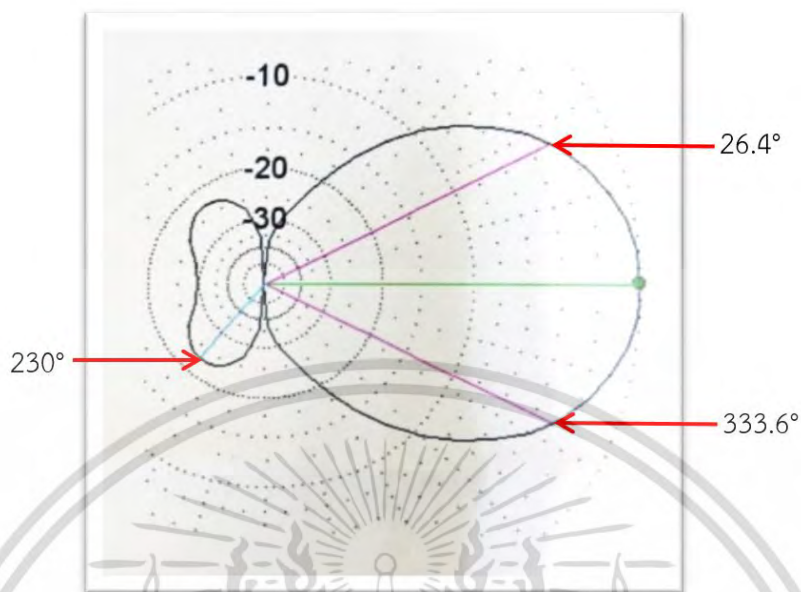
ตารางที่ 3.12 คุณลักษณะของสายอากาศยาก็

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

หมายเหตุ: ความกว้างบีม วัดจากตำแหน่ง -3dB (half power) คือระหว่าง 333.6° กับ 26.4°

Sideloop Gain วัดจากมุมเงย 180°

Front/Sideloop = 12.22 dBi - (-1 dBi)



ภาพที่ 3.38 รูปแบบการแผ่สัญญาณของสายอากาศยาก็ [76]

ร่มชูชีพ (Parachute) [75]

ร่มชูชีพ เป็นอีกหนึ่งอุปกรณ์ที่สำคัญมากสำหรับดาวเทียมคิวบ์แซท เนื่องจากเป็นอุปกรณ์ที่ทำให้ดาวเทียมคิวบ์แซทที่ปฏิบัติการเสร็จสิ้นแล้วตกลงสู่พื้นดินโดยได้รับความเสียหายน้อยที่สุด ซึ่งจะอาศัยแรงต้านอากาศในการลดความเร็ว ในปัจจุบันมีร่มชูชีพสำหรับใช้กับดาวเทียมคิวบ์แซทมี 4 ประเภท

- 1) ร่มชูชีพแบบ Semi-spherical [75] ซึ่งมีประสิทธิภาพในการสร้างแรงต้านอากาศได้ดี แสดงดังภาพที่ 3.39
- 2) ร่มชูชีพแบบ Cross [75] ซึ่งเป็นรูปสี่เหลี่ยมจัตุรัสได้ง่ายแต่ประสิทธิภาพในการสร้างแรงต้านอากาศต่ำ แสดงดังภาพที่ 3.40
- 3) ร่มชูชีพแบบ Parapent [75] ซึ่งสามารถควบคุมทิศทางได้ดีแต่มีความซับซ้อนในการจัดสร้าง แสดงดังภาพที่ 3.41
- 4) ร่มชูชีพแบบ Flat [75] ซึ่งจัดสร้างได้ง่ายแต่ประสิทธิภาพในการสร้างแรงต้านอากาศต่ำ แสดงดังภาพที่ 3.42



ภาพที่ 3.39 ร่มชูชีพแบบ Semi-spherical



ภาพที่ 3.40 ร่มชูชีพแบบ Cross



ภาพที่ 3.41 ร่มชูชีพแบบ Parapent

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.42 ร่มชูชีพแบบ Flat

ในโครงการวิจัยนี้ใช้ร่มชูชีพแบบ Semi-spherical ในการพยางแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซทลงสู่พื้นดิน

การคำนวณร่มชูชีพแบบ Semi-spherical [75]

สมการในการออกแบบคือ

$$r = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{8mg}{\pi \rho C_d v^2}} \quad (3.2)$$

โดยที่ r คือ รัศมีของร่มชูชีพ หน่วย เมตร (m)

m คือ มวลของดาวเทียมคิวบ์แซท มีค่าเท่ากับ 1 กิโลกรัม (kg)

..... g คือ ค่าแรงโน้มถ่วงของโลก มีค่าเท่ากับ 9.81 m/s^2

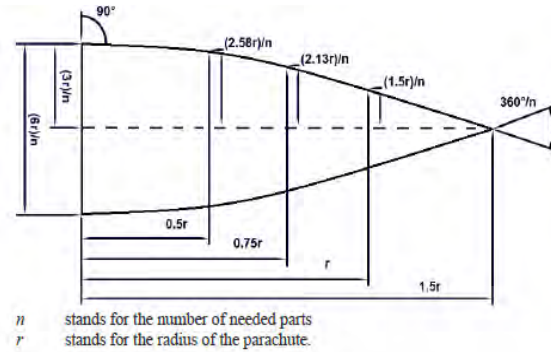
..... π คือ ค่าคงที่ มีค่าประมาณ 3.14159

..... ρ คือ ความหนาแน่นของอากาศ มีค่าเท่ากับ 1.225 kg/m^3

..... C_d คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศ มีค่าเท่ากับ 1.5

..... v คือ ความเร็วในการตกของร่มชูชีพ หน่วย เมตรต่อวินาที

การกำหนดความเร็วในการตกของร่มชูชีพ จำเป็นต้องกำหนดให้มีค่าน้อย เพื่อป้องกันไม่ให้เกิดความเสียหายกับอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ภายในดาวเทียมคิวบ์แซท กำหนดให้ความเร็วของร่มชูชีพเท่ากับ 3 เมตรต่อวินาที ดังนั้น ในการออกแบบจึงแบ่งร่มชูชีพออกเป็น 8 ส่วน โดยมีอัตราส่วนดังภาพที่ 3.43



ภาพที่ 3.43 รูปแบบของร่มชูชีพแบบ Semi-Spherical

จากสมการที่ 3.2 สามารถคำนวณรัศมีของร่มชูชีพที่มีความเร็วเท่ากับ 3 เมตรต่อวินาที ได้เท่ากับ 0.62 เมตร ดังนั้น จากนั้นแทนค่าลงในอัตราส่วนต่าง ๆ จะได้ขนาดของร่มชูชีพเป็นไปตามอัตราส่วนดังภาพที่ 3.44

$$(6r)/n = 0.47 \text{ เมตร}$$

$$(3r)/n = 0.24 \text{ เมตร}$$

$$0.5r = 0.31 \text{ เมตร}$$

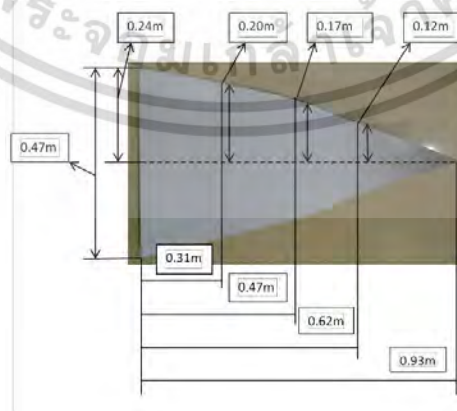
$$0.75r = 0.47 \text{ เมตร}$$

$$1.5r = 0.93 \text{ เมตร}$$

$$(2.58r)/n = 0.20 \text{ เมตร}$$

$$(2.13r)/n = 0.17 \text{ เมตร}$$

$$(1.5r)/n = 0.12 \text{ เมตร}$$



ภาพที่ 3.44 อัตราส่วนของร่มชูชีพแบบ Semi-spherical ที่มีความเร็ว 3 เมตรต่อวินาที

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หลังจากที่ออกแบบร่มชูชีพเรียบร้อยแล้วให้นำผ้าร่ม มาตัดตามรูปแบบ แล้วเย็บตามรอยให้ครบทั้ง 8 ชั้น เมื่อเย็บเสร็จแล้วผ้าที่ได้จะครบเป็นวงกลมรวมเป็นมุม 360 องศา ต่อจากนั้นเย็บเชือกที่ส่วนปลายของร่มชูชีพแสดงดังภาพที่ 3.45



ภาพที่ 3.45 การทำร่มชูชีพแบบ Semi-spherical

บอลลูนบรรจุแก๊สฮีเลียม

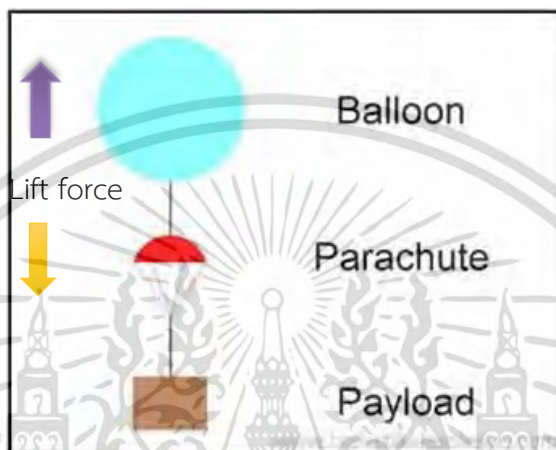
ในส่วนของบอลลูนบรรจุแก๊สฮีเลียมซึ่งทำหน้าที่นำดาวเทียมคิวบ์แซทขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศ ด้วยคุณสมบัติของแก๊สฮีเลียมที่มีความหนาแน่นต่ำกว่าอากาศจึงสามารถสร้างแรงยกตัวขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศ อีกทั้งแก๊สฮีเลียมไม่ติดไฟจึงปลอดภัยต่อการใช้งานแสดงในภาพที่ 3.46



ภาพที่ 3.46 ตัวอย่างบอลลูนที่บรรจุด้วยแก๊สฮีเลียม

การหาขนาดของบอลลูนบรรจุแก๊สฮีเลียม

การหาขนาดของบอลลูนบรรจุแก๊สฮีเลียม เนื่องจากต้องนำดาวเทียมคิวบ์แซทเทลไลท์ไปกับบอลลูน แล้วทำให้ลอยขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศ โดยใช้บอลลูนบรรจุแก๊สฮีเลียมในการสร้างแรงยกตัวแสดงในภาพที่ 3.47 ซึ่งจำเป็นต้องคำนวณหาขนาดและแรงยกตัวของบอลลูน คำนวณได้จากสมการที่ 3.3



ภาพที่ 3.47 บอลลูนบรรจุแก๊สฮีเลียมเพื่อสร้างแรงยกตัว

การคำนวณหาแรงยกตัวของบอลลูนสามารถคำนวณได้จากสมการที่ 3.3 ดังนี้

$$F = (\rho_{air} - \rho_{gas}) \times g \times V \quad (3.3)$$

โดยที่ F คือ แรงยกขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศ (N)

ρ_{air} คือ ความหนาแน่นของอากาศ มีค่าเท่ากับ 1.292 kg/m^3

..... ρ_{gas} คือ ความหนาแน่นของแก๊สฮีเลียม มีค่าเท่ากับ 0.178 kg/m^3

..... g คือ ความเร่งโน้มถ่วงของโลก มีค่าเท่ากับ 9.81 m/s^2

ในการจัดหาบอลลูนสามารถหาบอลลูนที่บรรจุแก๊สฮีเลียมได้ 300 กรัม ซึ่งสามารถคำนวณหาปริมาตรของบอลลูนได้จากสมการดังนี้

$$V_{balloon} = \frac{m_{gas}}{\rho_{gas}} \quad (3.4)$$

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

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

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดังนั้นบอลูนที่บรรจุแก๊สฮีเลียม 300 กรัม จะมีปริมาตร 1.685 ลูกบาศก์เมตร ซึ่งสามารถคำนวณหาแรงยกตัวต่อบอลูนหนึ่งลูกได้จากสมการที่ 3.5

$$F = (\rho_{air} - \rho_{gas}) \times g \times V \quad (3.5)$$

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

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

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

แสดงให้เห็นว่าบอลูนที่บรรจุแก๊สฮีเลียมได้ 300 กรัม 1 ลูก สร้างแรงยกน้ำหนักได้ 1.877 กิโลกรัม ซึ่งหากประมาณน้ำหนักรวมของบอลูน ดาวเทียมคิวบแซทและร่มชูชีพจะได้ประมาณ 1.35 กิโลกรัม ดังนั้นใช้บอลูนที่บรรจุแก๊สฮีเลียม 300 กรัม 1 ลูก สามารถสร้างแรงยกดาวเทียมคิวบแซทขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศได้

Automatic Packet Reporting System (APRS) [76]

ระบบ APRS ถูกออกแบบไว้สำหรับกลุ่มนักวิทยุสมัครเล่นโดยอาศัยวัตถุประสงค์อุปกรณ์ในโครงสร้างพื้นฐานเดิมนำมาแก้ไขใหม่ได้ จึงเป็นที่นิยมอย่างแพร่หลายแม้ว่าจะเป็นเทคโนโลยีเก่าก็ตาม ด้วยระบบสื่อสารที่รองรับการใช้งานได้หลากหลายรูปแบบ อาทิเช่น ระบบติดตามยานพาหนะ รายงานสภาพอากาศ การแจ้งเตือนภัยพิบัติ การแจ้งตำแหน่งพิกัดจีพีเอส เป็นต้น

➤ คำจำกัดความและความหมาย

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

➤ รูปแบบข้อมูลของ APRS

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

1. Position/objects

ประกอบไปด้วยข้อมูลพิกัด ละติจูด ลองจิจูด ทิศทางและความเร็ว รวมทั้งกำลังส่ง ความสูงของสายอากาศจากพื้นดิน อัตราขยาย และความถี่ในการออกอากาศในระบบเสียง ซึ่งทำให้สามารถวาดระยะทางที่สามารถทำการติดต่อสื่อสารได้ ทำให้สามารถวางแผนในการติดต่อสื่อสารทั้งในภาวะปกติและฉุกเฉิน นอกจากนี้ยังสามารถส่งข้อมูลข่าวอากาศจากสถานีตรวจอากาศได้อีกด้วย โดยมีสัญลักษณ์ให้เลือกใช้งานหลายร้อยชนิดตามความเหมาะสม โดยสัญลักษณ์นั้น จะมีสีหรืออื่นๆ ที่แตกต่างกันออกไป เพื่อบ่งบอกว่า เป็นสถานีเคลื่อนที่หรือประจำที่ ใหม่หรือเก่า สามารถรับส่งข้อความได้หรือไม่ สถานีหรือวัตถุ เป็นวัตถุหรือเป็นวัตถุที่ถูกส่งมาจากสถานีลูกข่าย สถานะสถานะของสถานีนั่นๆ เช่น ฉุกเฉิน เร่งด่วน หรือสถานีพิเศษ

2. Status/Messages

เป็นรูปแบบข้อมูลที่แต่ละสถานีสามารถที่จะประกาศส่งต่าง ๆ ลงไปได้ เช่น ข้อมูลการติดต่อ การทดลองต่าง ๆ หรือข้อมูลใด ๆ ที่ต้องการ โดยรูปแบบของการส่งข้อมูลจะเป็นแบบข้อความจุดต่อจุด ข่าวประกาศ หรือแม้แต่จดหมายอิเล็กทรอนิกส์ ซึ่งข่าวประกาศก็จะมีกำหนดขนาดของข่าวและมีการจัดเรียงในการแสดง โดยมีจุดประสงค์ที่จะให้ทุกคนในระบบได้มองเห็นข้อมูลเดียวกันในเวลาเดียวกัน โดยผู้เขียนสามารถแก้ไข ลบ เพื่อให้ข่าวสารทันสมัยอยู่เสมอ ข้อความทุกอันจะถูกส่งทันทีให้กับผู้ใช้งานที่อยู่ในระบบ ซึ่งข้อความไม่สามารถที่จะเก็บและส่งต่อไปได้ แต่จะมีการส่งซ้ำ จนกว่าจะหมดเวลาที่กำหนด ซึ่งสามารถส่งไปได้ทั่วโลกโดยผ่าน APRS-IS และผ่านสถานี Igate (Internet Gateway) แล้วเชื่อมต่อผ่านระบบ RF ได้อีกครั้งทั้งยังสามารถส่งเข้าสู่ระบบจดหมายอิเล็กทรอนิกส์ได้อีกด้วย

➤ อุปกรณ์ที่ใช้งาน

1. GPS

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

2. วิทยุสื่อสาร

วิทยุสื่อสารและระบบสายอากาศสามารถเลือกใช้ได้ตามต้องการ ไม่ว่าจะวิทยุมือถือติดรถยนต์ หรือติดตั้งประจำที่ โดยการเชื่อมต่อวิทยุสื่อสารกับ Tracker หรือ TNC ตามความเหมาะสม

3. คอมพิวเตอร์

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

4. Tracker

เป็นอุปกรณ์ที่ใช้สำหรับรายงานพิกัดของยานพาหนะที่เคลื่อนที่ โดยจำเป็นจะต้องต่อใช้งานร่วมกับ GPS และวิทยุสื่อสาร ซึ่งสามารถสร้างเองได้ในราคาถูก

5. TNC Modem หรือ Soundcard Inter

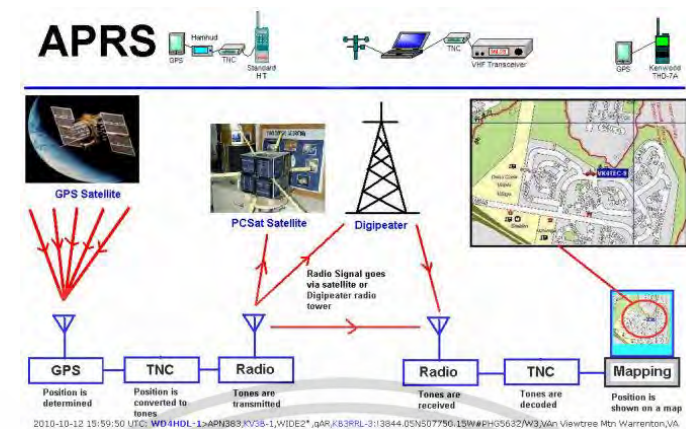
TNC หรือ Modem ที่ใช้งานในระบบ Packet Radio นั้นสามารถนำมาต่อใช้งานระบบ APRS ได้ ซึ่งมีเสถียรภาพมากกว่า การใช้ Soundcard แต่หากไม่มีหรือเพิ่งเริ่มทดลองระบบ ก็สามารถใช้โปรแกรม AGW Engine และ Soundcard Interface มาใช้งานได้ สำหรับสถานที่ที่เป็นสถานี Igate หรือ Digipeater ขอแนะนำให้ใช้ TNC หรือ Modem ด้วยเหตุผลข้างต้น

➤ รูปแบบการเชื่อมโยงของ APRS

ในโครงการวิจัยนี้ระบบ APRS มาใช้ในการระบุพิกัดของบอลูนบรรจุแก๊สฮีเลียมเพื่อติดตามเก็บรูปแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท

1. การใช้งานสถานีแทร็กเกอร์

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



ภาพที่ 3.48 แผนผังการใช้งานสถานีแทริกเกอร์โดย APRS [24]

➤ ค่าต่าง ๆ ที่ใช้งาน APRS ในไทย

SSID's: CALLSIGN-0 หรือไม่ต้องใช้ SSID กับสถานีประจำที่ (บ้าน)

CALLSIGN-1 สำหรับสถานีตรวจอากาศ (WX)

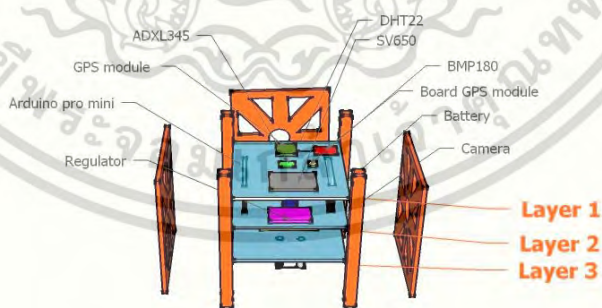
CALLSIGN-2 สำหรับสถานีทวนสัญญาณ (Digipeater) ที่ใช้ APRS4R Ui-Digi FoxDigi หรือ Hardware Digipeater อื่น ๆ

CALLSIGN-7 สำหรับสถานีอากาศยาน เช่น เครื่องบิน ร่มบิน บอลลูน เครื่องร่อน

CALLSIGN-9 สำหรับสถานียานพาหนะ

ประวัติการออกแบบดาวเทียม KMITL-CubeSat ในอนุกรม EM KMITL-CubeSat

EM-1



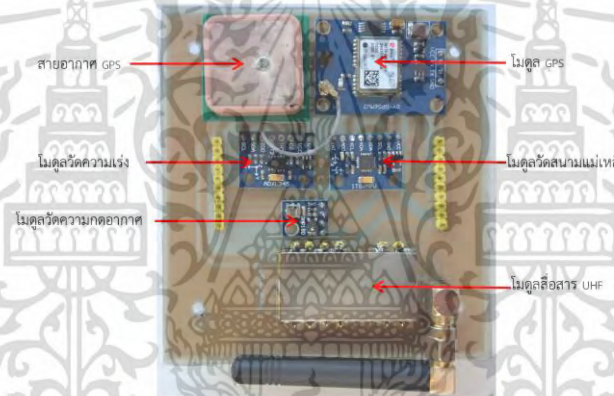
ภาพที่ 3.49 ต้นแบบของแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท KMITL-CubeSat EM-1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

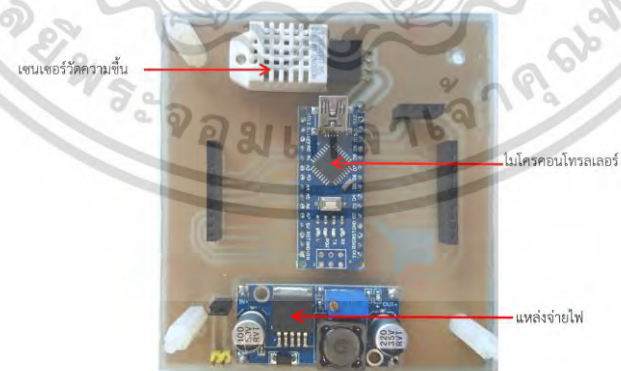


ภาพที่ 3.50 แบบจำลองดาวเทียมคิวบแซท KMITL-CubeSat EM-1

การออกแบบลายวงจรในแต่ละ Layer

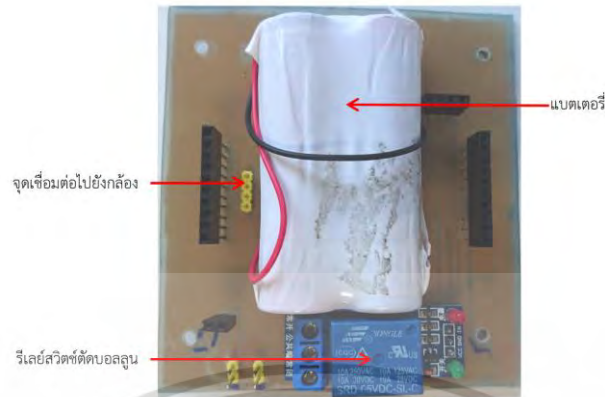


ภาพที่ 3.51 ลายวงจรของส่วนอุปกรณ์เซนเซอร์ (Layer 1)



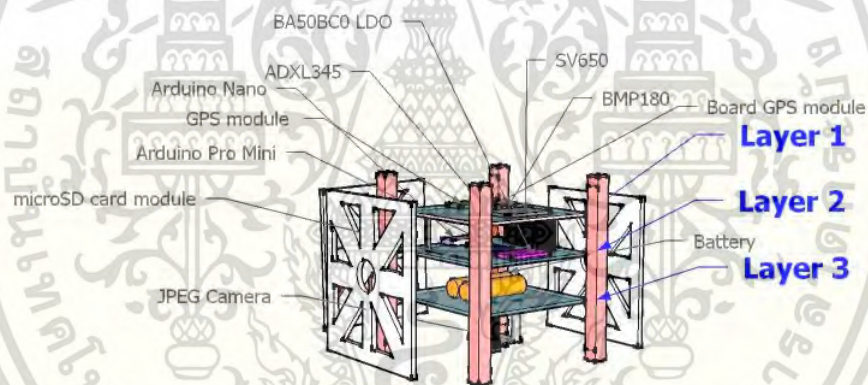
ภาพที่ 3.52 ลายวงจรของส่วนประมวลผล (Layer 2)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.53 ลายวงจรส่วนแบตเตอรี่และกล้องถ่ายภาพ (Layer 3)

KMITL-CubeSat EM-2



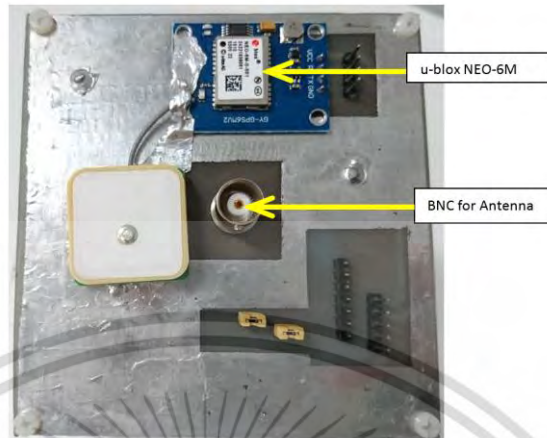
ภาพที่ 3.54 ต้นแบบของแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท KMITL-CubeSat EM-2



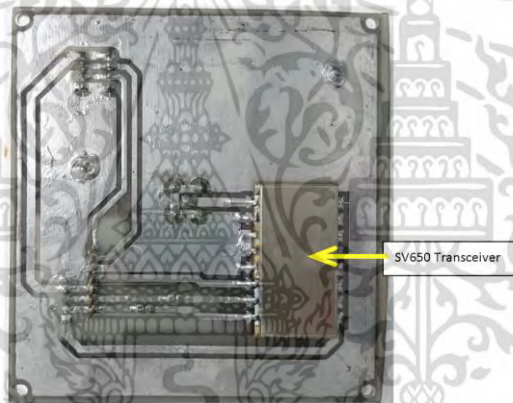
ภาพที่ 3.55 แบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท KMITL-CubeSat EM-2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

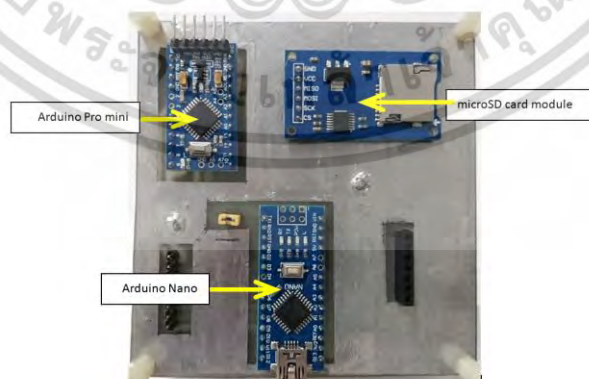
การออกแบบลายวงจรในแต่ละ Layer



ภาพที่ 3.56 ลายวงจรส่วนสื่อสาร (Layer 1 ด้านบน)

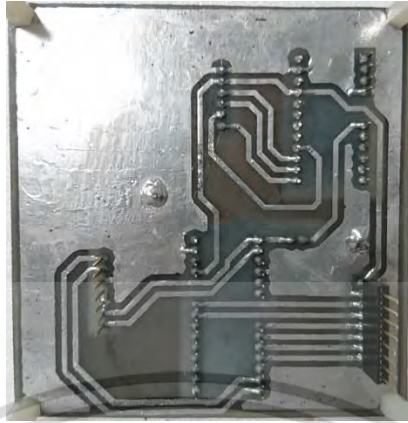


ภาพที่ 3.57 ลายวงจรส่วนสื่อสาร (Layer 1 ด้านล่าง)

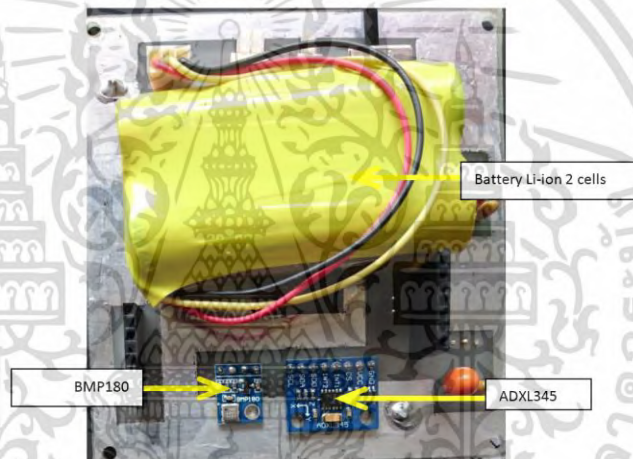


ภาพที่ 3.58 ลายวงจรส่วนประมวลผล และจัดการข้อมูล (Layer 2 ด้านบน)

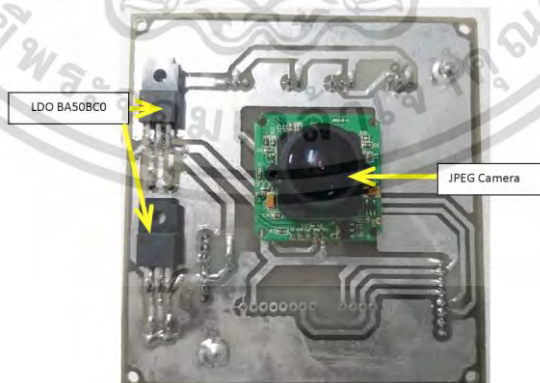
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.59 ลายวงจรส่วนประมวลผล และจัดการข้อมูล (Layer 2 ด้านล่าง)



ภาพที่ 3.60 ลายวงจรส่วนแบตเตอรี่ เซนเซอร์ และกล้องถ่ายภาพ (Layer 3 ด้านบน)

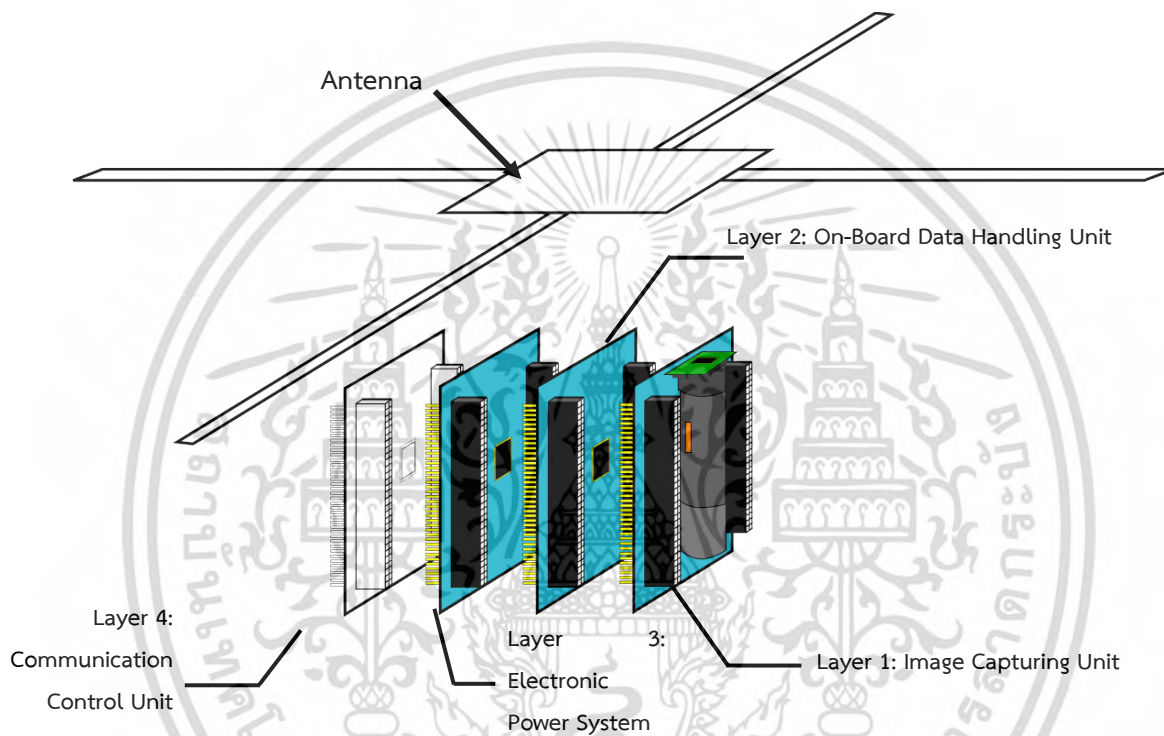


ภาพที่ 3.61 ลายวงจรส่วนแบตเตอรี่ เซนเซอร์ และกล้องถ่ายภาพ (Layer 3 ด้านล่าง)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

KMITL-CubeSat EM-3

แบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-3 ถูกสร้างขึ้นและทำการทดลองในปี 2561 และได้ทำการทดสอบการปล่อยแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซทขึ้นสู่อวกาศโลก ในวันพฤหัสบดีที่ 1 ธันวาคม 2561 โดยแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท EM - 3 แสดงดังภาพที่ 3.62 ที่ได้ออกแบบนั้นจะประกอบไปด้วย 4 ชั้น มีรายละเอียดดังภาพที่ 3.63



ภาพที่ 3.62 ต้นแบบของแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-3



ภาพที่ 3.63 แบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 54 Layer 1 คือ ส่วนควบคุมการถ่ายภาพ, Layer 2 คือ ส่วนประมวลผลและจัดการข้อมูล, Layer 3 คือ ส่วนแจกจ่ายพลังงาน และ Layer 4 คือ ส่วนควบคุมการสื่อสารกับสถานีภาคพื้นดิน ซึ่งส่วนประกอบของแต่ละชั้นแสดงดังตารางที่ 3.13

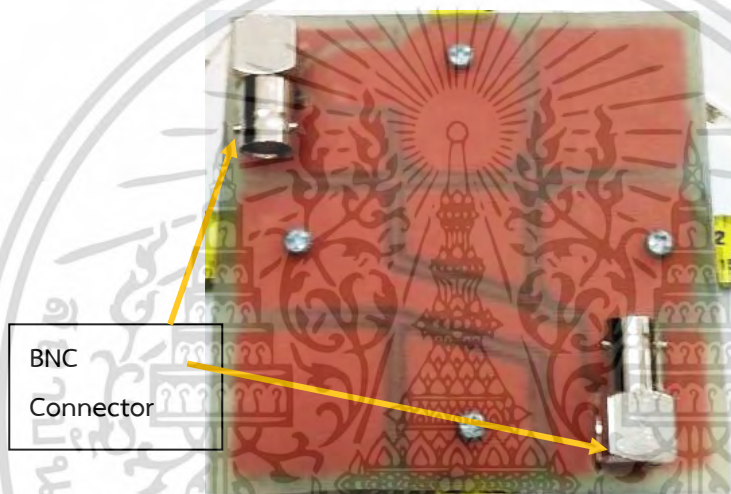
ตารางที่ 3.13 ส่วนประกอบบน ดาวเทียมคิวบ์แซท EM-3

ส่วนประกอบ	คำอธิบาย
Antenna	
- BNC Connector	หัวต่อ BNC สำหรับการเชื่อมต่อการส่งข้อมูล
Layer 1	
- Arduino Nano	ไมโครคอนโทรลเลอร์สำหรับประมวลผลและจัดการกับอุปกรณ์
- microSD card module	โมดูลสำหรับบันทึกข้อมูลลง microSD
- JPEG Camera	กล้องถ่ายภาพ ให้ภาพออกมาเป็นไฟล์ JPEG
- Extension Lens	เลนส์ต่อขยายเพื่อเพิ่มกำลังขยายของกล้องขนาด 8x
Layer 2	
- Battery Li-ion	แบตเตอรี่แบบเตอรีลิเทียมไอออน ความจุ 3200 มิลลิแอมป์ชั่วโมง 2
- microSD card module	โมดูลสำหรับบันทึกข้อมูลลง microSD
- ADXL345	เซนเซอร์วัดการทรงตัว
- u-blox NEO-6M	โมดูลจีพีเอส สำหรับระบุตำแหน่ง
- CJMCU – 175	โมดูลสำหรับวัดอุณหภูมิบนบอร์ด
Layer 3	
- INA226	ไอซีวัดกระแส 3 ชุด
- BA50BC0 LDO	ไอซีแปลงแรงดันลงเหลือ 5V แบบ Linear 3 ชุด
- KIA287R05	ไอซี Regulator ขนาด 2 แอมแปร์
- RD3H200SNTL1	Power MOSFET
Layer 4	
- LoRa6100AES	ใช้ในการ Modulate ข้อมูลฝั่ง UHF
- SA818-VHF	ใช้ในการ Modulate ข้อมูลฝั่ง VHF
- Arduino Nano	ไมโครคอนโทรลเลอร์สำหรับประมวลผลและจัดการกับอุปกรณ์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การออกแบบลายวงจรในแต่ละ Layer

ลายวงจรส่วนสายอากาศ ด้านบนและด้านล่าง แสดงดังภาพที่ 3.64 และภาพที่ 3.65 ตามลำดับ, ลายวงจรส่วนควบคุมการถ่ายภาพ ด้านบนและด้านล่าง แสดงดังภาพที่ 3.66 และภาพที่ 3.67 ตามลำดับ, ลายวงจรส่วนประมวลผลและจัดการข้อมูล ด้านบนและด้านล่าง แสดงดังภาพที่ 3.68 และภาพที่ 3.69 ตามลำดับ, ลายวงจรส่วนแจกจ่ายพลังงาน ด้านบนและด้านล่าง แสดงดังภาพที่ 3.70 และภาพที่ 3.71 ตามลำดับ และลายวงจรส่วนควบคุมการสื่อสารกับสถานีภาคพื้นดิน ด้านบนและด้านล่าง แสดงดังภาพที่ 3.72 และภาพที่ 3.73 ตามลำดับ

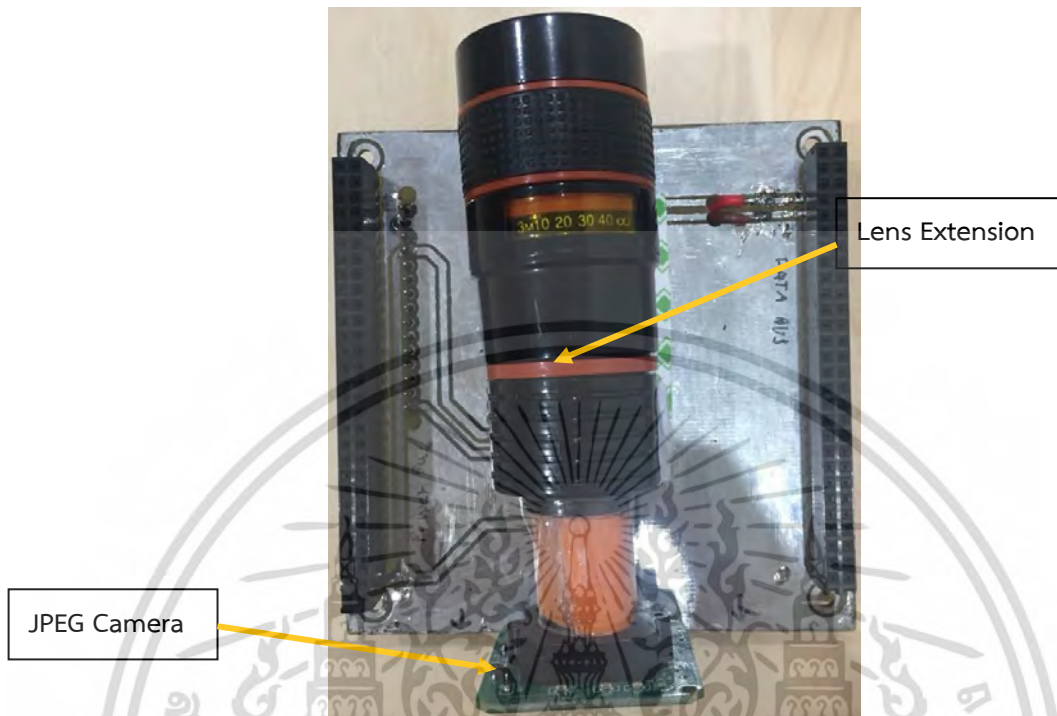


ภาพที่ 3.64 ลายวงจรส่วนสายอากาศของ EM-3 (ด้านบน)



ภาพที่ 3.65 ลายวงจรส่วนสายอากาศของ EM-3 (ด้านล่าง)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

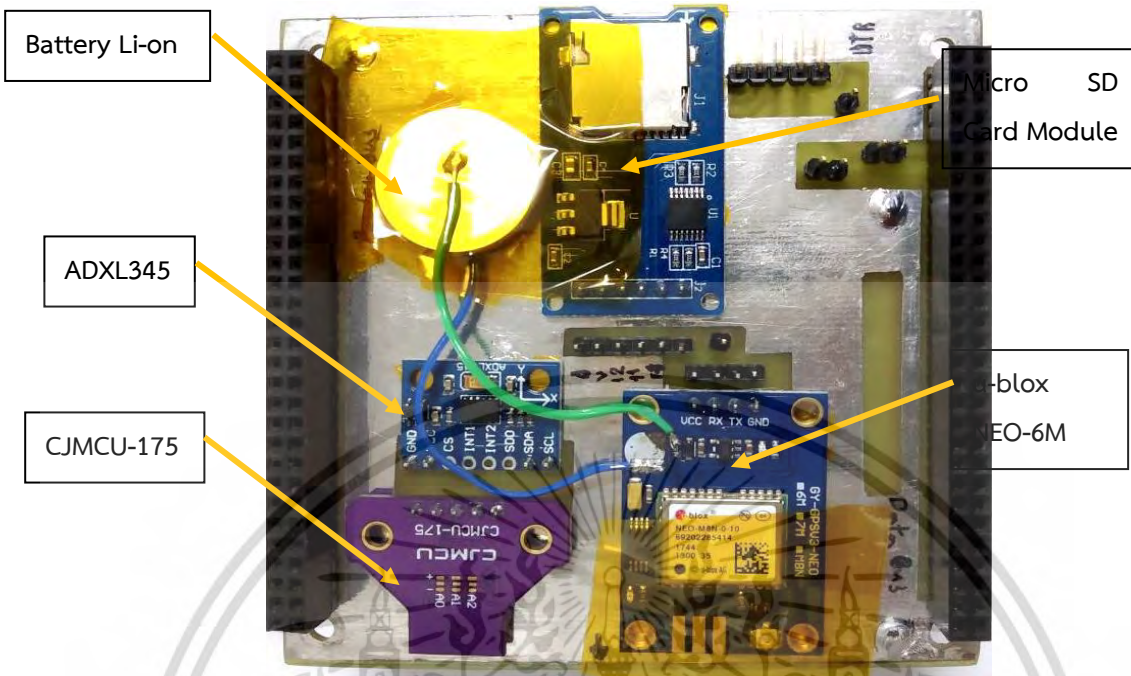


ภาพที่ 3.66 ลายวงจรส่วนควบคุมการถ่ายภาพ (ด้านบน)

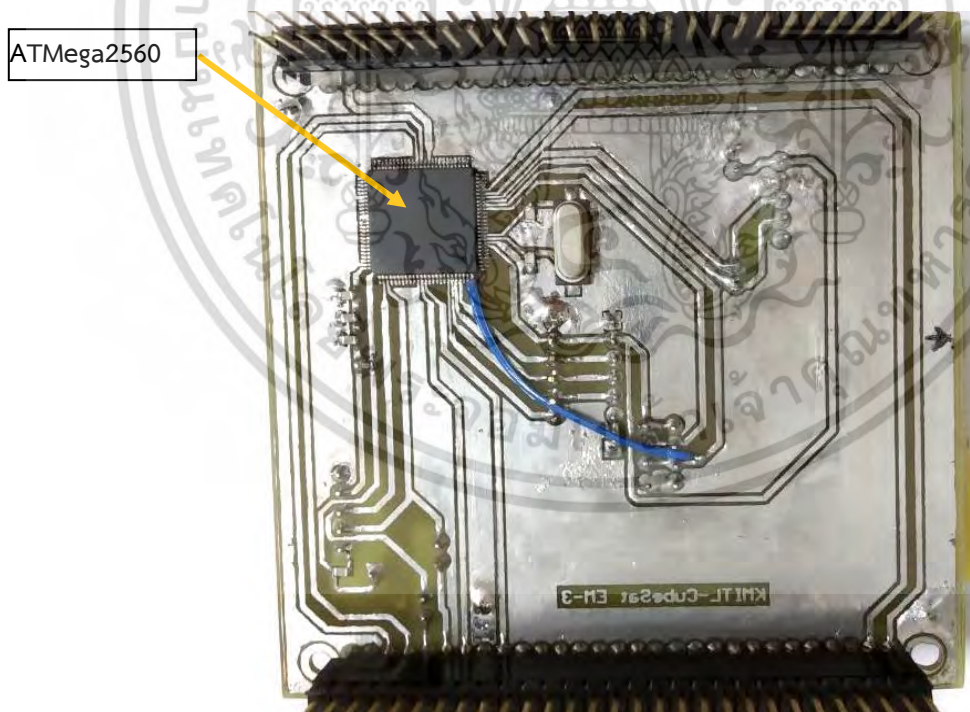


ภาพที่ 3.67 ลายวงจรส่วนควบคุมการถ่ายภาพ (ด้านล่าง)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

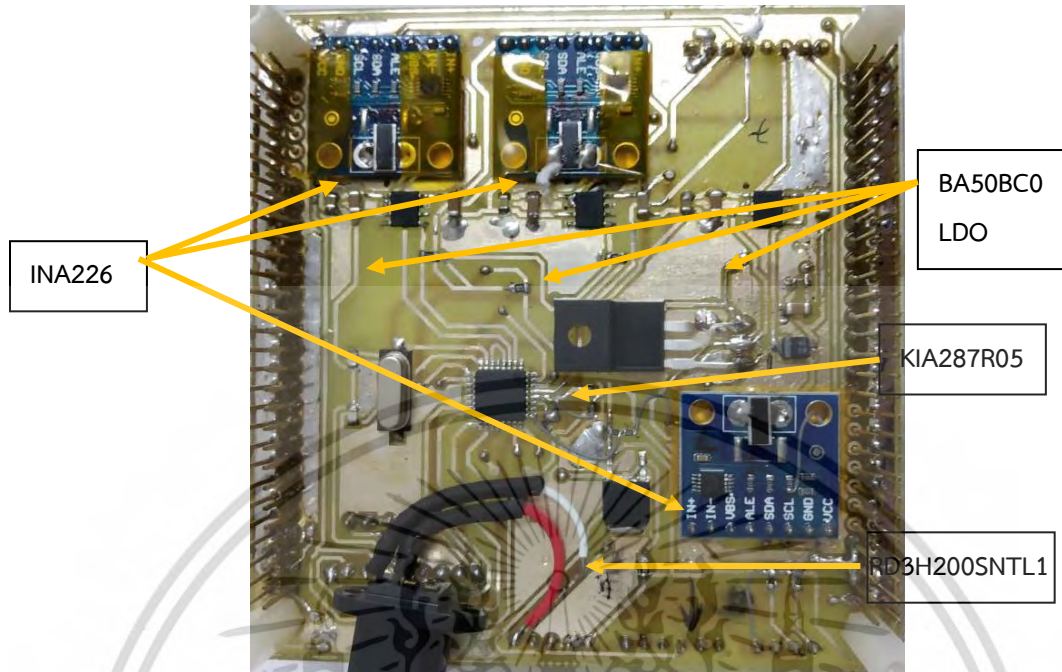


ภาพที่ 3.68 ส่วนประมวลผลและจัดการข้อมูล (ด้านบน)

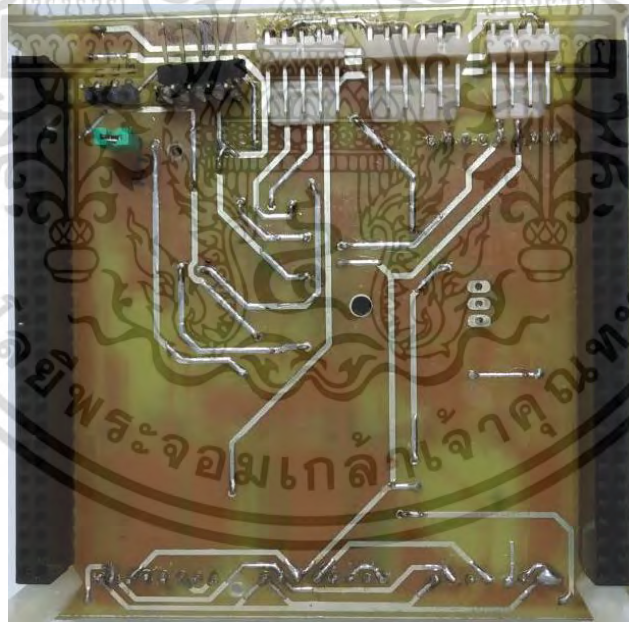


ภาพที่ 3.69 ส่วนประมวลผลและจัดการข้อมูล (ด้านล่าง)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

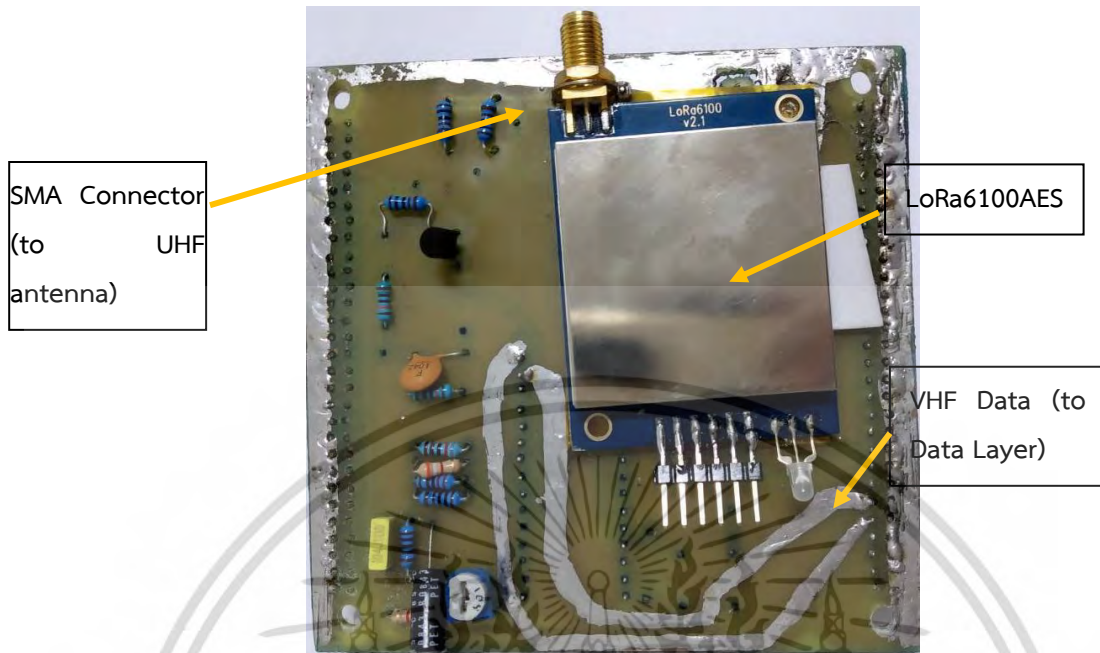


ภาพที่ 3.70 ส่วนแจกจ่ายพลังงาน (ด้านบน)

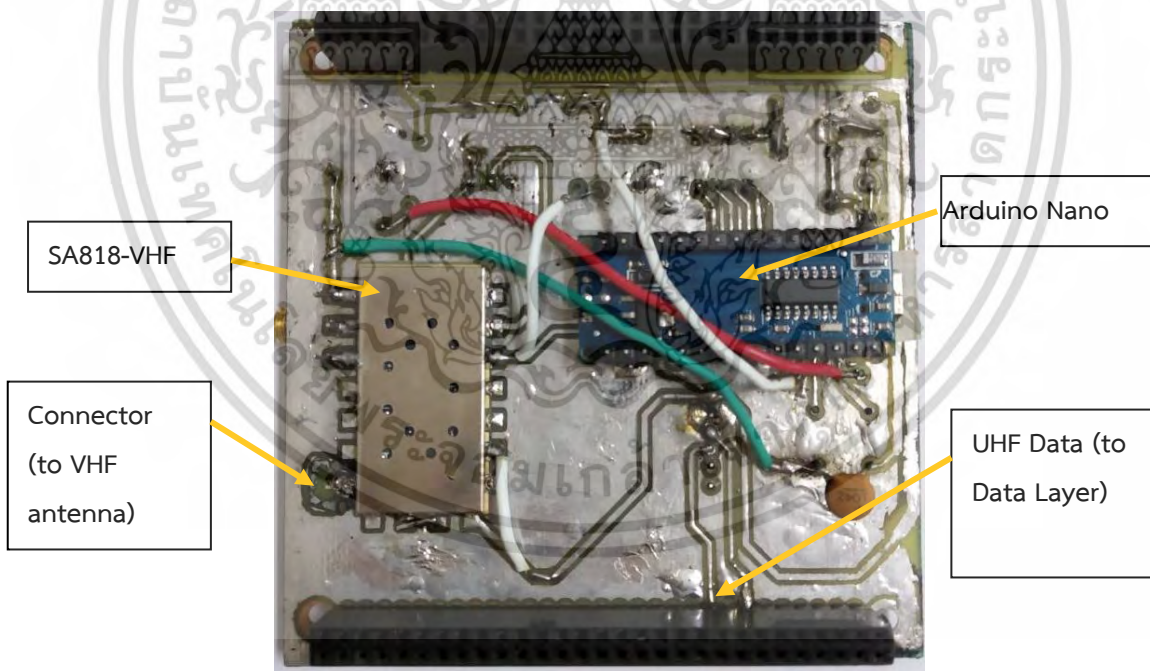


ภาพที่ 3.71 ส่วนแจกจ่ายพลังงาน (ด้านล่าง)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.72 ส่วนควบคุมการสื่อสารกับสถานีภาคพื้นดิน (ด้านบน)



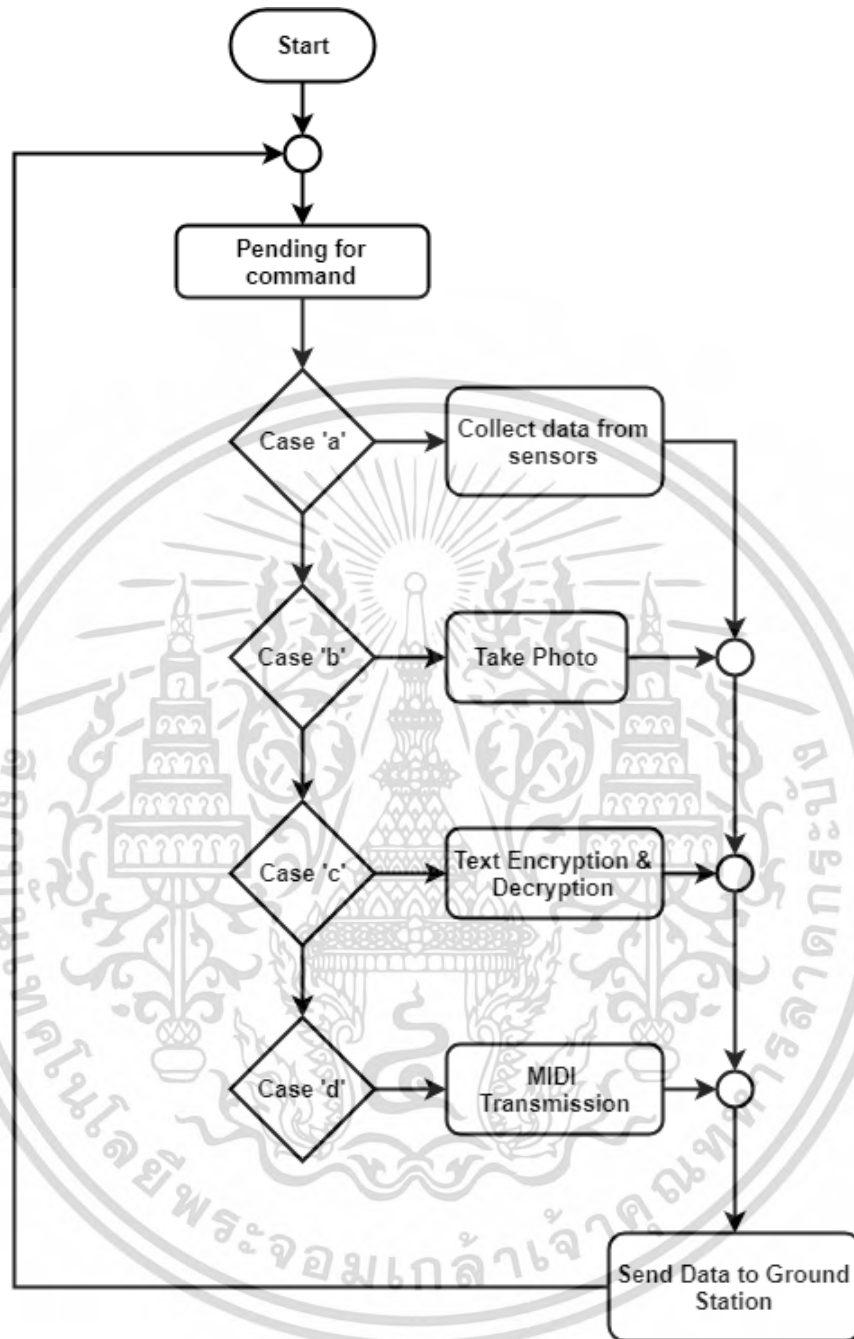
ภาพที่ 3.73 ส่วนควบคุมการสื่อสารกับสถานีภาคพื้นดิน (ด้านล่าง)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การทำงานของดาวเทียมคิวบแซทแบบจำลองทางวิศวกรรม EM - 3

เมื่อคิวบแซทถูกเปิดการใช้งานหรือมีการจ่ายไฟ ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ดหรือหน่วย On-Board Data Handling จะทำหน้าที่รอรับคำสั่งจากซอฟต์แวร์สถานีภาคพื้นดินเพื่อรอการทำงานว่า ผู้ใช้งานต้องการสั่งการให้ดาวเทียมคิวบแซททำงานใด การทำงานของดาวเทียมคิวบแซท EM - 3 นั้นจะแบ่งออกเป็น 4 โหมดการทำงานซึ่งโหมดการทำงานเหล่านี้จะสอดคล้องกับการออกแบบซอฟต์แวร์สถานีภาคพื้นดินซึ่งจะกล่าวต่อไปในปริิณญานิพนธ์ฉบับนี้ โดยมีรายละเอียดดังแสดงในภาพที่ 3.74 และคำอธิบายดังนี้

1. การทำงานแรกจะเป็นการส่งค่าเซนเซอร์ต่าง ๆ และพิกัดทางภูมิศาสตร์โดยดาวเทียมคิวบแซทจะส่งค่าดังกล่าวลงมาเมื่อมีการส่งคำสั่งการกรณี 'a' ขึ้นไป
2. การทำงานที่สองเป็นการเรียกใช้ระบบถ่ายภาพด้วยค่าความละเอียดและอัตราส่วนการบีบอัดของภาพแบบเลือกใช้ได้จากซอฟต์แวร์สถานีภาคพื้นดิน สำหรับค่าความละเอียดของภาพถ่ายที่สามารถเลือกใช้ได้ ได้แก่ 320×240 , 640×480 และ 800×600 และให้เป็นกรณีถ่ายภาพกรณี 1, 2 และ 3 ตามลำดับส่วนระดับการบีบอัดภาพสามารถเลือกใช้ได้ 3 ระดับเช่นกัน ได้แก่ กรณีที่ 1 คือบีบอัดน้อยที่สุด, กรณีที่ 2 คือบีบอัดปานกลาง และกรณีที่ 3 คือบีบอัดมากที่สุด โดยดาวเทียมคิวบแซทจะทำการถ่ายรูปเมื่อมีการส่งคำสั่ง 'bx,y' ขึ้นไปจากภาคพื้นดินเมื่อ x คือกรณีความละเอียดของภาพและ y คือกรณีการบีบอัดภาพ
3. การทำงานที่สามเป็นการทดลองระบบการเข้ารหัสลับ - ถอดรหัสลับของข้อมูลประเภทข้อความโดยดาวเทียมจะทำงานเมื่อซอฟต์แวร์สถานีภาคพื้นดินส่งคำสั่ง 'c' แล้วตามด้วยข้อความที่ต้องการจะเข้ารหัสลับ ดาวเทียมคิวบแซทจะทำการถอดรหัสลับและเข้ารหัสลับด้วยสัมประสิทธิ์การเข้ารหัสอีกชุดหนึ่ง แล้วส่งข้อความที่เข้ารหัสนั้นกลับมายังซอฟต์แวร์สถานีภาคพื้นดินเพื่อทำการถอดรหัสด้วยชุดสัมประสิทธิ์ชุดเดียวกัน
4. การทำงานที่สี่เป็นการกระจายเสียงข้อมูลประเภทเสียงในรูปแบบเพลงโดยที่ซอฟต์แวร์สถานีภาคพื้นดินนั้นผู้ใช้จะสามารถเลือกได้ 7 เพลงที่ต้องการจะให้ดาวเทียมคิวบแซททำการกระจายเสียงกลับลงมา โดยดาวเทียมจะทำงานลักษณะดังกล่าวเมื่อมีการส่งคำสั่งการ 'd' ตามด้วยหมายเลขเพลง 1 ถึง 7 ขึ้นไป



ภาพที่ 3.74 แผนผังการทำงานของดาวเทียมคิวบ์แซท EM – 3

การเปรียบเทียบการออกแบบตัวแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1, EM-2, และ EM-3

เมื่อนำแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1, EM-2, และ EM-3 ส่วนการทำงานต่าง ๆ มาเปรียบเทียบกับกันทั้งหมด สามารถจัดทำได้ดังตารางที่ 3.14

ตารางที่ 3.14 เปรียบเทียบคุณลักษณะของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท

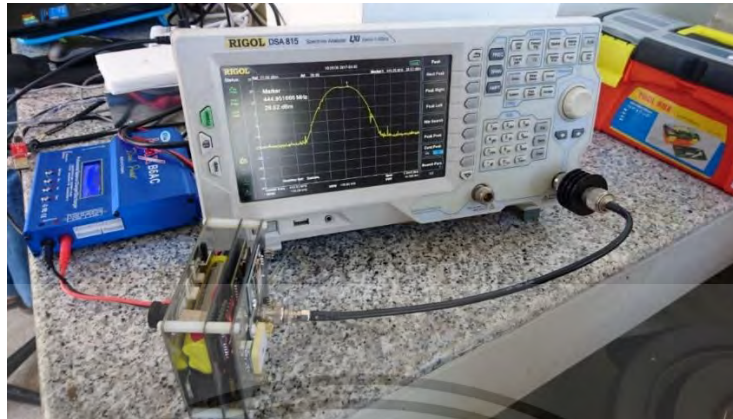
รายการ			EM-1	EM-2	EM-3
รูปแบบการรับ-ส่ง			Half-duplex	Half-duplex	Full-duplex
ย่านความถี่			UHF	UHF	VHF และ UHF
โมดูลสื่อสาร			SV650	SV650	SA818 และ LoRA6100AES
รูปแบบสายอากาศ			Omni antenna	Omni antenna	Dipole antenna
กำลังส่งสูงสุด			27 dBm	27 dBm	29.5 และ 30 dBm
ค่า Sensitivity			-121 dBm	-121 dBm	-124 และ -139 dBm
Built-in IR Cut JPEG Camera			N/A	N/A	✓
Cryptography Unit			N/A	N/A	✓
Battery	Health	Monitoring	N/A	N/A	✓
Software			N/A	N/A	✓
MIDI Transmission Unit			N/A	N/A	✓

ผลการทดสอบปล่อยแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซทขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศ

- การเตรียมการก่อนการทดสอบ

1. การวัดกำลังส่งของแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซทก่อนการทดสอบ

การทดสอบวัดกำลังส่งของดาวเทียมคิวบ์แซท ก่อนทำการปล่อยด้วยบอลลูนนั้น เพื่อยืนยันว่าส่วนของการสื่อสารสามารถใช้งานได้ปกติ และเป็นหลักประกันว่าจะสามารถสื่อสารด้วยระยะไกลได้ โดยสามารถวัดกำลังส่งได้ 26.52 dBm



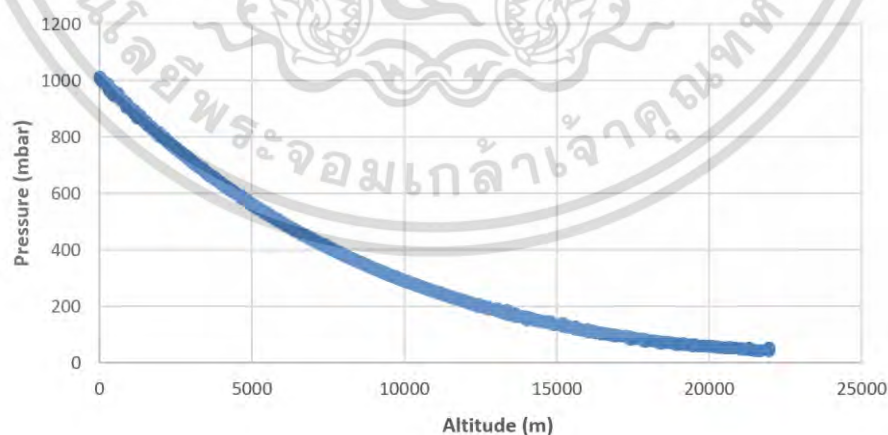
ภาพที่ 3.75 การวัดกำลังส่งของดาวเทียมคิวบแซทก่อนการทดสอบ

2. การคำนวณปริมาณแก๊สฮีเลียมก่อนการทดสอบ

จากบทที่ 2 แสดงให้เห็นว่าบอลลูนที่บรรจุแก๊สฮีเลียม 300 กรัม จำนวน 1 ลูก จะสร้างแรงยกน้ำหนักได้ 1.877 กิโลกรัม ซึ่งหากประมาณน้ำหนักรวมของบอลลูน ดาวเทียมคิวบแซท และร่มชูชีพแล้ว จะได้ประมาณ 1 กิโลกรัม ดังนั้นบอลลูนที่บรรจุแก๊สฮีเลียม 300 กรัม จำนวน 1 ลูก เพียงพอที่จะสร้างแรงยกดาวเทียมคิวบแซทขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศได้

- ผลการทดสอบ

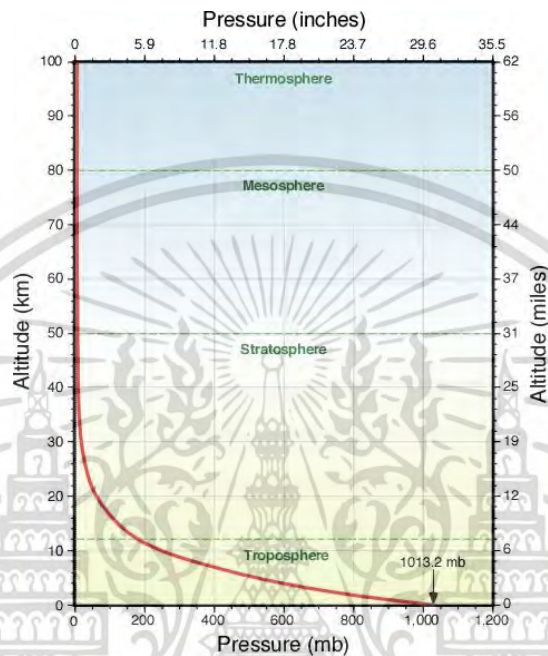
1. ผลการทดสอบรับส่งข้อมูลเซนเซอร์ต่าง ๆ



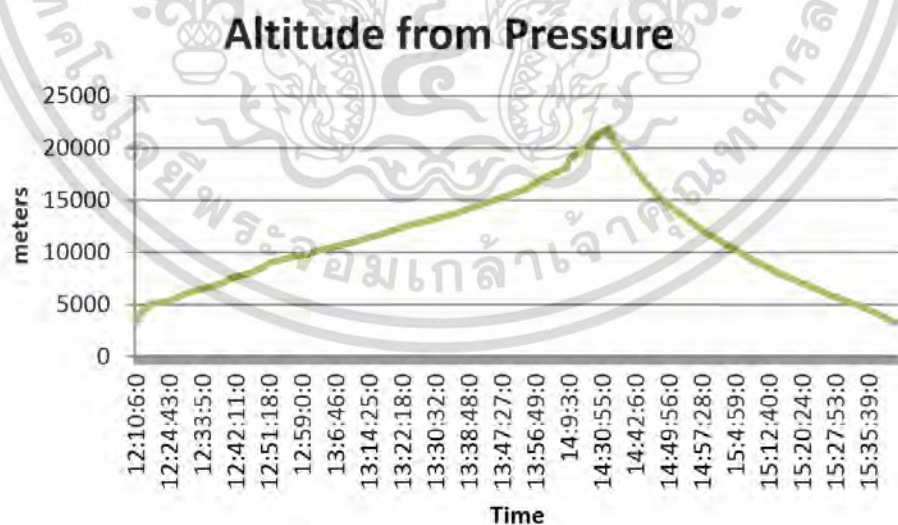
ภาพที่ 3.76 กราฟความสูงเทียบกับความกดอากาศที่วัดได้จากแบบจำลองดาวเทียมคิวบแซท

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

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



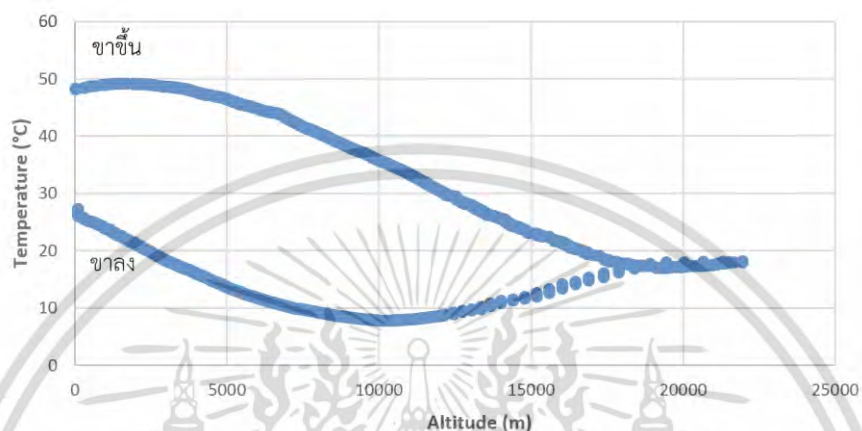
ภาพที่ 3.77 ความกดอากาศเทียบกับความสูงจากระดับน้ำทะเลโดยค่าอ้างอิง



ภาพที่ 3.78 กราฟระดับความสูงจากความกดอากาศที่วัดได้จากแบบจำลองดาวเทียมคิวบแซท

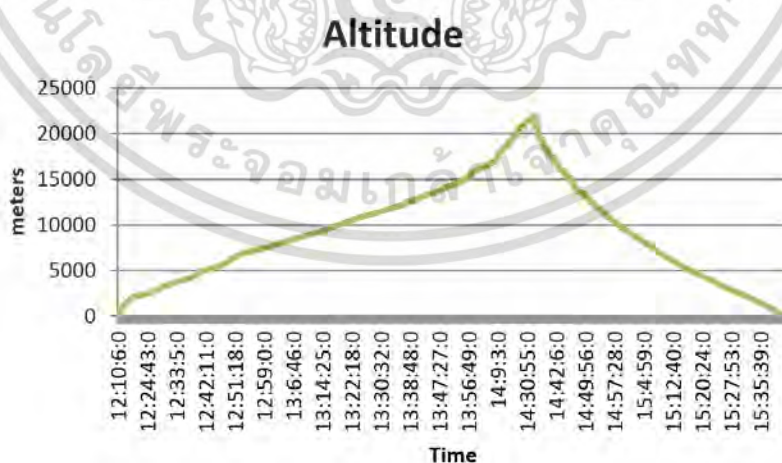
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

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



ภาพที่ 3.79 กราฟความสูงเทียบกับอุณหภูมิภายในคิวบ์แซท

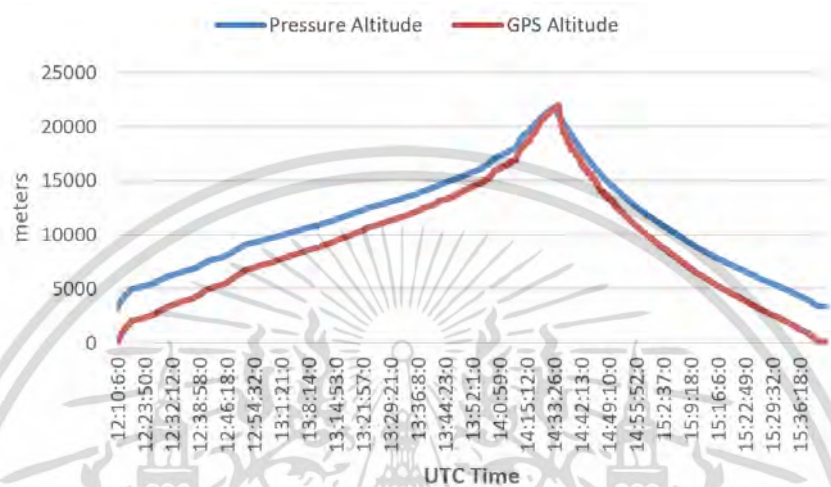
อุณหภูมิต่ำที่สุดที่วัดได้ภายในแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท คือ 7.8 องศาเซลเซียส ณ เวลา 14:56:27 น. (ความสูง 12464.3 เมตร จากพื้นดิน) หลังจากบอลลูนแตกประมาณ 20 นาที พิกัดละติจูดที่ 14.782755 ลองจิจูดที่ 100.70504 เป็นช่วงขาลงที่คิวบ์แซทเดินทางผ่านกลุ่มเมฆที่ทำให้เกิดฝน อุณหภูมิภายในจึงลดต่ำกว่าตอนที่อยู่บริเวณจุดสูงสุด



ภาพที่ 3.80 กราฟความสูงจากจีพีเอสโมดูลที่วัดได้จากแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซทเทียบกับเวลา

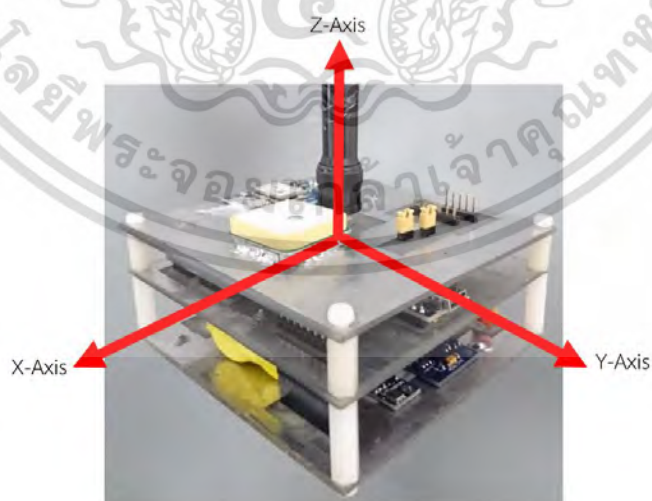
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

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



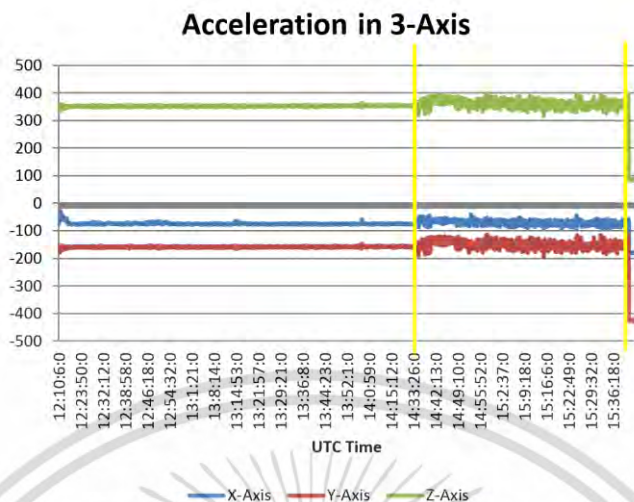
ภาพที่ 3.81 กราฟการเปรียบเทียบระหว่างความสูงจากความกดอากาศและความสูงจากจีพีเอสโมดูล

จากกราฟ ความสูงจากความกดอากาศจะมีความคลาดเคลื่อนสูงมากที่ระดับพื้นดิน แต่เมื่อ บอลูนไ้ระดับสูงขึ้น ค่าความสูงจากทั้งจีพีเอสโมดูลและความสูงจากความกดอากาศ จะมีค่าใกล้เคียงกัน มากขึ้น



ภาพที่ 3.82 แกนอ้างอิงสำหรับการวัดความเร่ง 3 แกน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.83 กราฟความเร่งที่วัดได้จากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทเทียบกับเวลา

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

2. ผลการรับส่งข้อมูลภาพถ่ายทางอากาศ

ตารางที่ 3.15 รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดิน

	เวลา 12:10 น. ละติจูดที่ 14.642137 ลองจิจูดที่ 100.426990 ระดับความสูง 27.3 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิกเซล
--	--

	เวลา 12:16 น. ละติจูดที่ 14.649545 ลองจิจูดที่ 100.434950 ระดับความสูง 1466.8 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิกเซล
	เวลา 12:29 น. ละติจูดที่ 14.675363 ลองจิจูดที่ 100.434290 ระดับความสูง 3045.5 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิกเซล
	เวลา 12:49 น. ละติจูดที่ 14.711672 ลองจิจูดที่ 100.463640 ระดับความสูง 6057.3 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิกเซล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

	เวลา 13:36 น. ละติจูดที่ 14.77367 ลองจิจูดที่ 100.707 ระดับความสูง 12194.7 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิกเซล
	เวลา 14:07 น. ละติจูดที่ 14.77783 ลองจิจูดที่ 100.80167 ระดับความสูง 17262.65 เมตร ขนาดภาพ 640x480 พิกเซล
	เวลา 14:16 น. ละติจูดที่ 14.764 ลองจิจูดที่ 100.81517 ระดับความสูง 18759.22 เมตร ขนาดภาพ 640x480 พิกเซล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

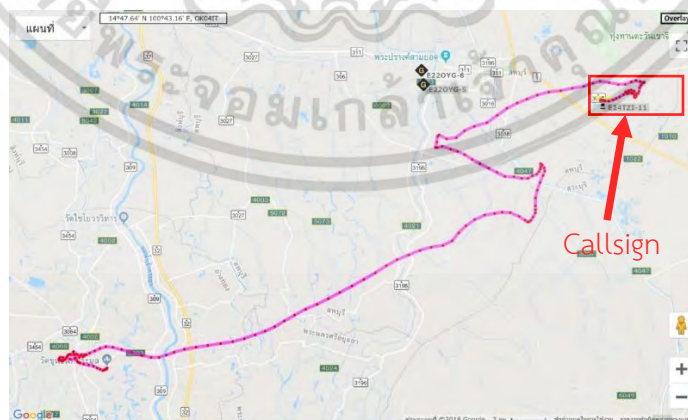
	เวลา 14:31 น. ละติจูดที่ 14.77917 ลองจิจูดที่ 100.917 ระดับความสูง 21389.64 เมตร ขนาดภาพ 640x480 พิกเซล
---	--

3. ภาพถ่ายทางอากาศจากกล้องออฟไลน์



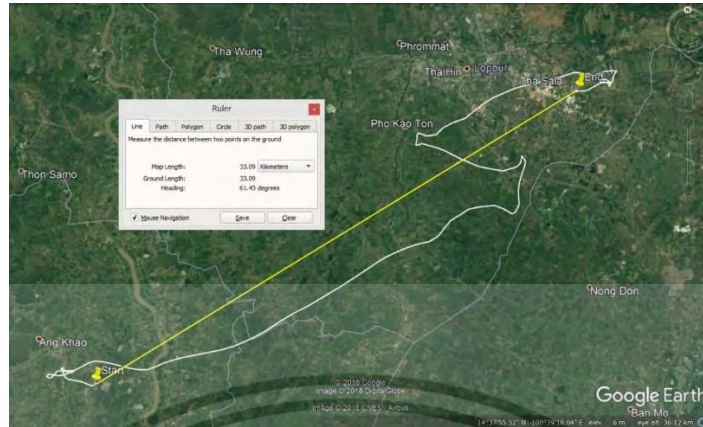
ภาพที่ 3.84 ภาพถ่ายทางอากาศจากกล้องออฟไลน์ที่ความสูง 7 กิโลเมตร เหนือพื้นดิน

4. เส้นทางการเคลื่อนผ่านของแบบจำลองดาวเทียมคิวบแซท



ภาพที่ 3.85 การติดตามแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทด้วย APRS

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

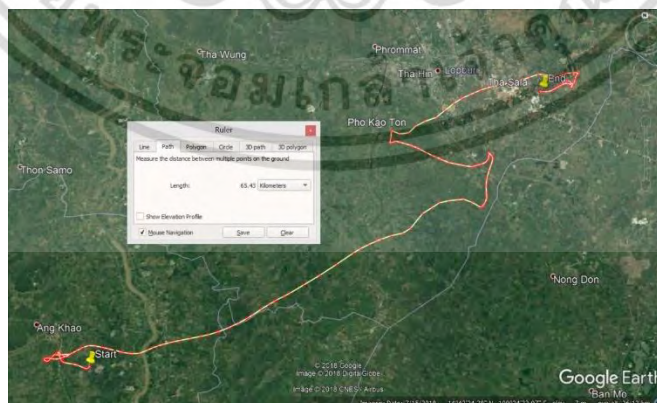


ภาพที่ 3.86 การวัดระยะกระจัดระหว่างจุดปล่อยและจุดตก

การตามเก็บกุ่มดาวเทียมที่ ศูนย์การเรียนรู้ศาสตร์พระราชาศีนป่าสัก จังหวัดลพบุรี พิกัดละติจูดที่ 14.4711 ลองจิจูดที่ 100.4196 ห่างจากจุดปล่อยเป็นระยะทางกระจัดประมาณ 61.43 กิโลเมตร



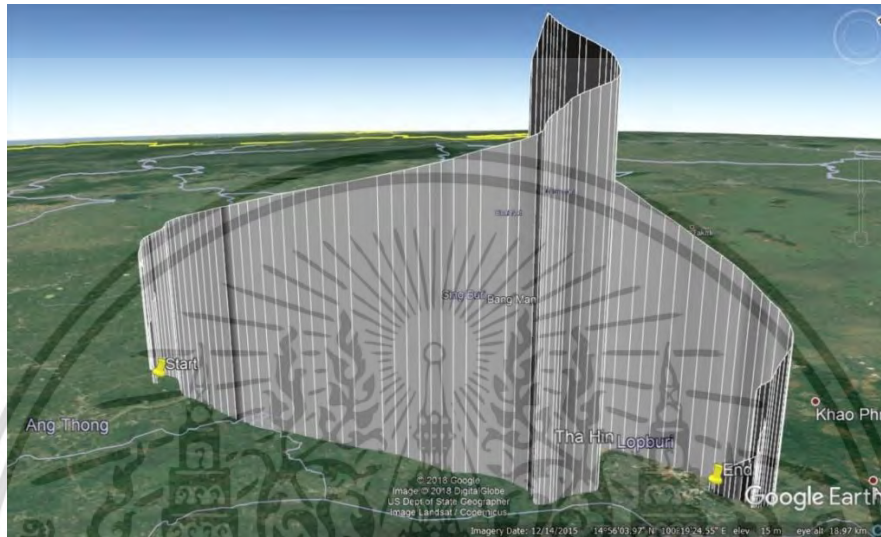
ภาพที่ 3.87 ดาวเทียมคิวบแซทที่เก็บกุ่มได้



ภาพที่ 3.88 ระยะทางจริงที่ดาวเทียมเคลื่อนผ่าน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ระยะเวลาที่ทำการทดสอบแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทรวมทั้งสิ้น 210 นาที (ระหว่างเวลา 12:10 น. ถึง 15:40 น.) และระยะทางจริงที่ดาวเทียมเคลื่อนผ่านรวมทั้งสิ้น 65.43 กิโลเมตร



ภาพที่ 3.89 เส้นทางที่ดาวเทียมเคลื่อนผ่านและความสูงในรูปแบบสามมิติ

การเตรียมความพร้อมสำหรับ KMITL-CubeSat ในอนุกรม FM (Flight Model)

การทดสอบในอนาคตสำหรับ KMITL-CubeSat ในอนุกรม FM ในด้านอุณหภูมิและความดัน ในสภาวะสุญญากาศที่จะทำการจำลองให้เทียบเคียงกับอวกาศจริง ณ สถาบันวิจัยแสงซินโครตรอน



ภาพที่ 3.900 สถาบันวิจัยแสงซินโครตรอน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.91 เครื่อง vacuum brazing furnace สำหรับจำลองสภาวะสุญญากาศ

3.4 การดำเนินจัดตั้งสถานีภาคพื้นดิน

การดำเนินจัดตั้งสถานีภาคพื้นดิน (Ground Station) [24] สำหรับควบคุม ติดตาม และสื่อสารกับดาวเทียม CubeSat ซึ่งเป็นดาวเทียมขนาดเล็กและโคจรในวงโคจรต่ำ Low Earth Orbit: LEO ซึ่งดาวเทียมจะโคจรรอบโลกอยู่ตลอดเวลาโดยที่คาบการโคจร 1 รอบใช้เวลาประมาณ 90 นาที โดยสถานีภาคพื้นดินจะสามารถรับส่งสัญญาณจากดาวเทียมภายในช่วงเวลา 3 - 9 นาทีต่อหนึ่งรอบของการโคจร

สถานีภาคพื้นดินดังกล่าวนอกจากจะใช้ในการติดต่อสื่อสารกับดาวเทียม KMUTL CubeSat ที่ทางคณะผู้วิจัยกำลังดำเนินการจัดสร้างและมีแผนการจัดส่งขึ้นสู่อวกาศในอนาคตนั้น สถานีภาคพื้นดินดังกล่าวยังสามารถใช้ในการติดต่อสื่อสารกับดาวเทียม CubeSat ดวงอื่น ๆ ที่มีการโคจรอยู่ในอวกาศรวมทั้งสามารถใช้ในการติดต่อสื่อสารกับสถานีอวกาศนานาชาติ (International Space Station: ISS) ได้อีกด้วย ดังนั้นเพื่อเป็นการเตรียมความพร้อมการพัฒนาเทคโนโลยีอวกาศควรดำเนินการควบคู่กันไปทั้งการพัฒนาในส่วนของ Space Segment และ Ground Segment ขณะนี้ดำเนินการปรับปรุงสถานที่บริเวณหาดฟ้าอากาศเรียนรวม 12 ชั้น คณะวิศวกรรมศาสตร์ เพื่อใช้เป็นสถานีภาคพื้นดินดังกล่าวและเตรียมความพร้อมในเรื่องอุปกรณ์ที่จำเป็นต้องใช้ในการจัดตั้งสถานีเป็นที่เรียบร้อยแล้ว

เพื่อให้สามารถรับสัญญาณระยะไกลจากดาวเทียมได้ดี และเพื่อเป็นการเตรียมความพร้อมในเรื่องอุปกรณ์สำหรับการจัดตั้งสถานี สายอากาศเป็นสิ่งสำคัญอันดับต้นๆที่จะติดตั้งบนสถานี โดยใช้การออกแบบสายอากาศเพื่อรับส่งข้อมูลกับดาวเทียมในลักษณะ Narrow Beam Directive Antennas ซึ่งรองรับทั้งความถี่ย่าน Very High Frequency : VHF และ Ultra-High Frequency : UHF เพื่อให้สามารถรับส่งสัญญาณจากดาวเทียมในขณะที่โคจรผ่านสถานีภาคพื้นดิน โดยที่ใช้ย่านความถี่ VHF เป็นความถี่ Uplink และความถี่ย่าน UHF เป็นความถี่ Downlink และมี Software ในการคำนวณหาค่าความถี่เมื่อเกิดปรากฏการณ์ Doppler-shift ที่ความถี่เปลี่ยนเมื่อตัวดาวเทียมเคลื่อนที่

จุดประสงค์ของการออกแบบสถานีรับสัญญาณดาวเทียม CubeSat

1. ระบบเพื่อการสื่อสารโดยสายอากาศ ยากิ 2 ตัวเพื่อรับและส่งขนาด 2 เมตร กว้าง 70 เซนติเมตร
2. สามารถสื่อสารกับดาวเทียมได้ตามระเบียบของบังคับสากล
3. สถานีรับต้องรับสัญญาณได้กำลังสูงโดยไม่ต้องใช้เครื่องส่งกำลังสูงจากดาวเทียม
4. สามารถ modulate และ demodulate สัญญาณได้
5. สามารถรีโมทควบคุมดาวเทียมได้
6. ตัวสายอากาศต้องสามารถตรวจจับสัญญาณจากดาวเทียมและติดตามตามตำแหน่งการเคลื่อนที่ของดาวเทียม
7. สามารถปรับความถี่เมื่อเกิดปรากฏการณ์ Doppler-shift



ภาพที่ 3.92 สถานีภาคพื้นดินและหน่วยวิจัยวิศวกรรมดาวเทียมขนาดเล็ก (KMITL-CubeSat)

สถานีภาคพื้นดินและหน่วยวิจัยวิศวกรรมดาวเทียมขนาดเล็ก (KMITL-CubeSat) ตั้งอยู่บริเวณ ดาดฟ้าอาคารเรียนรวม 12 ชั้น คณะวิศวกรรมศาสตร์ ซึ่งมีความสูงจากพื้นดินกว่า 50 เมตร มีความเหมาะสมที่จะเป็นจุดติดตั้งสายอากาศสำหรับรับสัญญาณจากดาวเทียม KMITL-CubeSat และดาวเทียมดวงอื่น ๆ



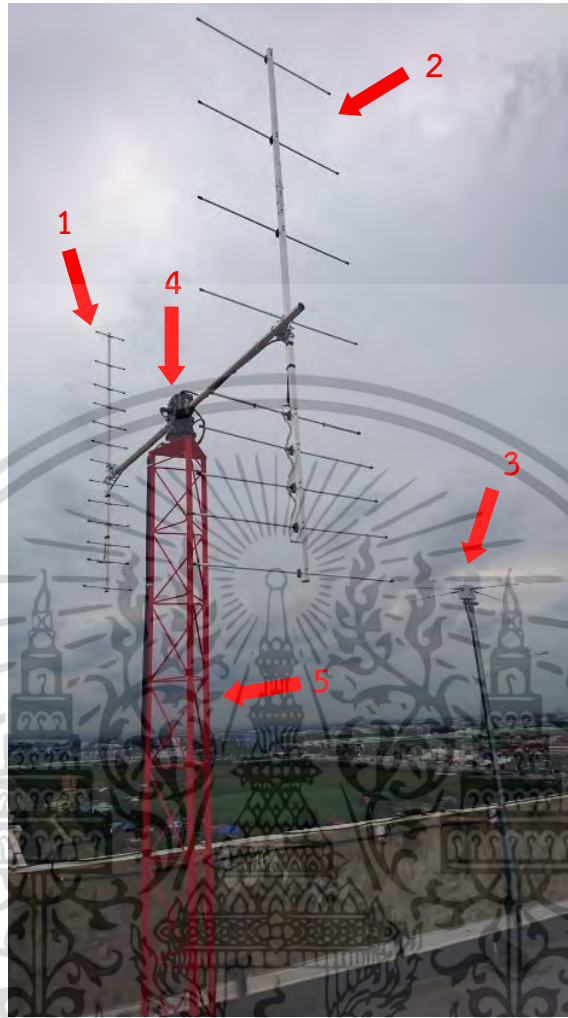
ภาพที่ 3.93 บริเวณเหนือห้องสถานภาคพื้นดินก่อนทำการติดตั้งเสาทาวเวอร์และสายอากาศ

ตำแหน่งติดตั้งสายอากาศจะเลือกใช้บริเวณเหนือห้องสถานภาคพื้นดินเพื่อให้สามารถลากสายโคแอกซ์เชียล RG-8 สำหรับนำสัญญาณได้ในทางที่ระยะสั้นที่สุด ซึ่งจะส่งผลให้มีการสูญเสียสัญญาณในสายส่งได้น้อยที่สุด



ภาพที่ 3.94 บริเวณเหนือห้องสถานภาคพื้นดินขณะทำการติดตั้งเสาทาวเวอร์และสายอากาศ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.95 ชุดสายอากาศบริเวณเหนือห้องสถานีภาคพื้นดิน

จากภาพที่ 3.95 ด้านบนประกอบด้วย

1. สายอากาศ Yagi-Uda ย่าน VHF
2. สายอากาศ Yagi-Uda ย่าน UHF
3. สายอากาศ Cross-dipole สำหรับรับสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศ
4. Elevator-Azimuth Rotator Yaesu G-5500
5. เสาทาวเวอร์

ตารางที่ 3.16 คุณสมบัติของสายอากาศ Yagi-Uda ย่าน VHF

รายละเอียด	สายอากาศยาคิ
องค์ประกอบ	9
ความถี่ที่ใช้งาน	144 – 147 MHz
อัตราขยาย	17.65 dBi
VSWR	1:<1.5
Front/Back	13.21 dB
ความกว้าง빔	30.8°
Sidelobe Gain	-1 dBi
Front/Sidelobe	13.21 dB
Connector	N-type

ตารางที่ 3.17 คุณสมบัติของสายอากาศ Yagi-Uda ย่าน UHF

รายละเอียด	สายอากาศยาคิ
องค์ประกอบ	13
ความถี่ที่ใช้งาน	400 – 450 MHz
อัตราขยาย	15.10 dBi
VSWR	1:<1.5
Front/Back	16.10 dB
ความกว้าง빔	33.6°
Sidelobe Gain	-1 dBi
Front/Sidelobe	16.10 dB
Connector	N-type



ภาพที่ 3.96 ชุดจานสายอากาศความถี่ย่านไมโครเวฟ

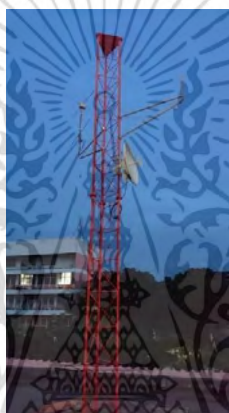
ชุดจานสายอากาศความถี่ย่านไมโครเวฟบริเวณดาดฟ้าอาคารเรียนรวม 12 ชั้น สำหรับสื่อสารข้อมูลกับหน่วยวิจัยดาวเทียมขนาดเล็กภายในอาคารภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม ซึ่งอยู่ภายใต้โครงการวิจัยเดียวกัน

ตารางที่ 3.18 คุณสมบัติของชุดจานสายอากาศความถี่ย่านไมโครเวฟ

รายละเอียด	ชุดจานสายอากาศความถี่ย่านไมโครเวฟ
ความถี่ที่ใช้งาน	5150 – 5970 MHz
อัตราขยาย	14 dBi
3dB Beamwidth-azimuth	30°
3dB Beamwidth-elevation	20°
Polarization	DUAL LINEAR, H/ V
Front-to-Back isolation	>20 dB
กำลังส่ง	-17 to +30 dBm

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รายละเอียด (ต่อ)	ชุดงานสายอากาศความถี่ย่านไมโครเวฟ (ต่อ)
อัตราขยาย	14 dBi
Ethernet Interface	100Base-T
Environmental	IP55
อัตราบริโภคพลังงาน	7 W
แรงดันไฟที่ใช้งาน	10 – 30 V



ภาพที่ 3.97 ชุดสายอากาศบริเวณดาดฟ้าอาคารภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

ชุดสายอากาศบริเวณดาดฟ้าอาคารภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม ประกอบไปด้วยสายอากาศ Cross-dipole สำหรับรับสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศและชุดงานสายอากาศความถี่ย่านไมโครเวฟ เช่นเดียวกับอาคารเรียนรวม 12 ชั้น



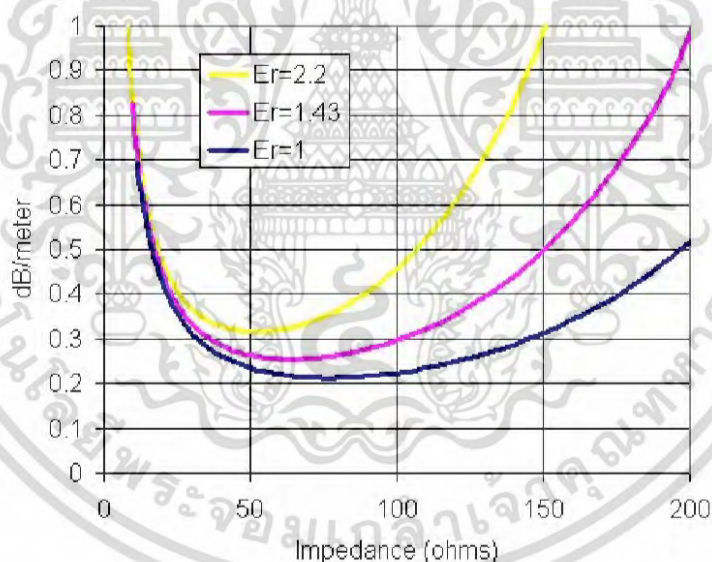
ภาพที่ 3.98 บริเวณดาดฟ้าอาคารภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคมขณะทำการติดตั้งเสาทาวเวอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เสาทาวเวอร์ที่ทำการติดตั้งทั้ง 2 ต้น เป็นชนิด self-supporting โดยเสาบนดาดฟ้าอาคารเรียนรวม 12 ชั้น มีความสูง 3 เมตร และเสาบนดาดฟ้าอาคารภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคมมีความสูง 6 เมตร เพื่อให้งานสายอากาศความถี่ย่านไมโครเวฟสามารถสื่อสารกันได้ในแนว line of sight และไม่มีสิ่งกีดขวางในพื้นที่ Fresnel ลำดับแรก

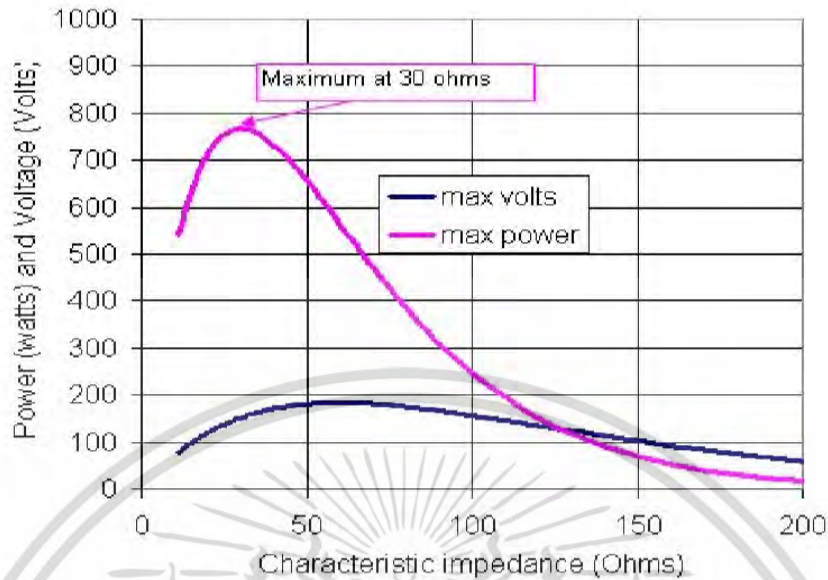
หลักการออกแบบสายอากาศ

นำสายอากาศทั้งฝั่งส่ง Tonna 20818 (2 m 2x9 el.) และรับ 20438 (70 cm 2x19 el.) เพื่อปรับค่า Impedance กับสายนำสัญญาณ ซึ่งสายนำสัญญาณที่ใช้จะมีเส้นผ่าศูนย์กลาง 10 มิลลิเมตร และค่า Impedance 77 Ω ซึ่งจะทำให้เกิด Loss ของสัญญาณในสายน้อยเมื่อใช้รูปแบบ Air Filled Coaxial ($\epsilon_r = 1$) จะเป็นอากาศหรือ พลาสติกและ PTFE ซึ่งจะให้การลดทอนของสัญญาณในสายนำสัญญาณตามภาพที่ 3.99 ซึ่ง solid PTFE ($\epsilon_r = 2.2$) และ PTFE-Foam ($\epsilon_r = 1.43$) ในสายนำสัญญาณจะเป็นวัสดุที่กั้นระหว่างตัวสายทองแดงนำสัญญาณและตัว shield ภายนอก



ภาพที่ 3.99 การลดทอนของสัญญาณในสายนำสัญญาณเส้นผ่าศูนย์กลาง 10 มิลลิเมตร

อีกตัวแปรที่ต้องสนใจคือค่าทนกำลังสูงสุดและแรงดันสูงสุดของสายนำสัญญาณ ซึ่งค่าทนแรงดันสูงสุดจะขึ้นอยู่กับหลาย ๆ ปัจจัย เช่น ความชื้น, ความกดอากาศ, อุณหภูมิ, สภาพของทองแดงนำสัญญาณ ซึ่งในภาพที่ 3.100 จะแสดงค่าความทนแรงดันและกำลังสูงสุดของสายนำสัญญาณกับค่า Impedance

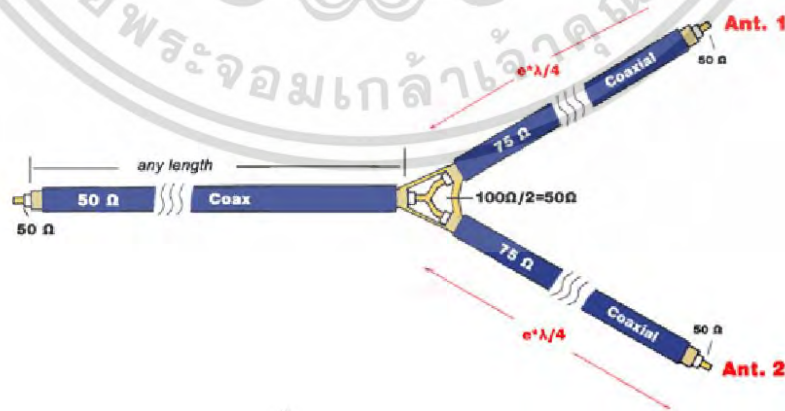


ภาพที่ 3.100 ค่าทนกำลังและแรงดันสูงสุดของสายนำสัญญาณเส้นผ่าศูนย์กลาง 10 มิลลิเมตร

ในกรณีที่ต้องการออกแบบสายอากาศแบบ Narrow Beam Directive Antennas และต้องการที่จะต่อสายนำสัญญาณแยกระหว่างสายอากาศรับและสายอากาศส่งต้องคำนวณค่า Impedance ตามสมการที่ 6

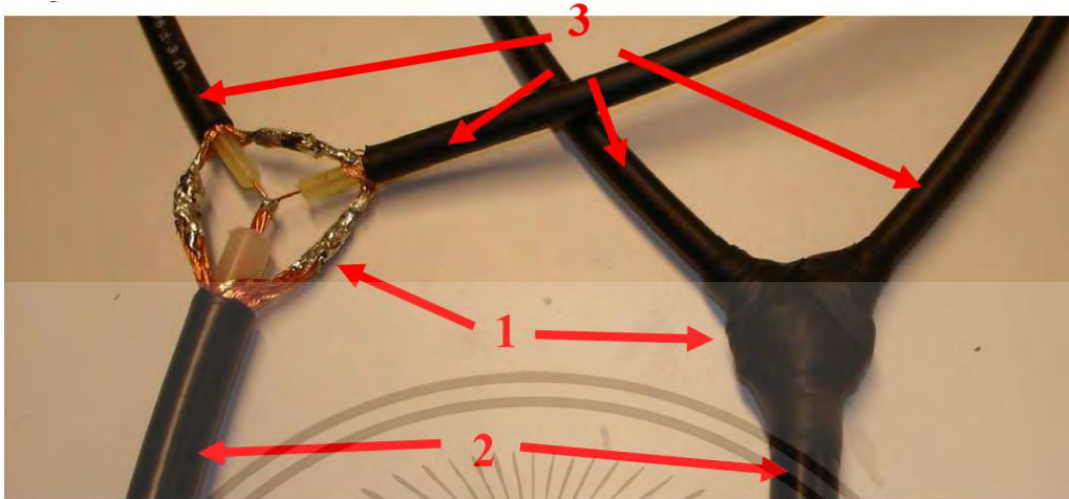
$$Z = \sqrt{Z_1 * Z_2} \quad (3.6)$$

ซึ่ง $Z_2 = 50 \Omega$ จากค่า Impedance ของสายนำสัญญาณโคแอกซ์เชิลโดยทั่วไป และจุดต่อที่มีค่า Impedance $Z_1 = 100$ จะได้เท่ากับ $Z = \sqrt{100 * 50} = 70.71 \Omega$ ซึ่งสายนำสัญญาณ 70.71Ω ไม่มีในการใช้งานจริง จึงใช้งานสายอากาศ 75Ω แทนตามภาพที่ 3.101 โดยมีการเชื่อมต่อดังภาพที่ 3.102



ภาพที่ 3.101 Impedance matching ของ 1:2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.102 การต่อจุดของสายนำสัญญาณ

ตำแหน่งที่ 1 จุดแยกจากสายนำสัญญาณ ตำแหน่งที่ 2 สาย RG-213 และ ตำแหน่งที่ 3 สายนำสัญญาณ RG-11

Antenna Rotators

เป็นอุปกรณ์ที่ใช้ในการตรวจจับและปรับสายอากาศตามตำแหน่งการเคลื่อนที่ของดาวเทียมซึ่งตัวอุปกรณ์ที่ใช้ตามภาพที่ 3.103 คือ Yaesu G-5500



ภาพที่ 3.103 G-5500

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3.19 คุณสมบัติของ Yaesu G-5500

รายละเอียด	Yaesu G-5500
แรงดันมอเตอร์	24 VAC
เวลาในการหมุน	มุมเงย (180°) : 67 วินาที มุมกวาด (360°) : 58 วินาที
แรงบิดในการหมุน	มุมเงย : 14 กิโลกรัมเมตร มุมกวาด : 6 กิโลกรัมเมตร
ความแม่นยำการชี้	±4 เพอร์เซ็นต์
สายควบคุม	2 × 6 ตัวนำ
ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางเสา	38 – 63 มิลลิเมตร
ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางบูม	32 – 43 มิลลิเมตร
น้ำหนัก	ชุดหมุน : 9 กิโลกรัม ชุดควบคุม : 3 กิโลกรัม

อุปกรณ์ที่ใช้ในการรับสัญญาณจากดาวเทียม Icom ic-7100

เพื่อทำการรับส่งสัญญาณกับดาวเทียมทั้งในย่านส่ง VHF และในย่านการรับสัญญาณ UHF ตามภาพที่ 3.104 ซึ่งตัวอุปกรณ์นี้จะมีคุณสมบัติดังนี้

ตารางที่ 3.20 คุณสมบัติของ Transciever Icom ic-7100

รายละเอียด	Icom ic-7100
ความถี่ที่ใช้ได้	เครื่องรับ : 0.030–199.999 เมกกะเฮิร์ตซ์ 400.000–470.000 เมกกะเฮิร์ตซ์ เครื่องส่ง : 1.810–1.999 เมกกะเฮิร์ตซ์ 3.500–3.800 เมกกะเฮิร์ตซ์ 7.000–7.200 เมกกะเฮิร์ตซ์ 10.100–10.150 เมกกะเฮิร์ตซ์ 14.000–14.350 เมกกะเฮิร์ตซ์

รายละเอียด (ต่อ)	Icom ic-7100 (ต่อ)
ความถี่ที่ใช้ได้	18.068–18.168 เมกกะเฮิร์ตซ์ 21.000–21.450 เมกกะเฮิร์ตซ์ 24.890–24.990 เมกกะเฮิร์ตซ์ 28.000–29.700 เมกกะเฮิร์ตซ์ 50.000–52.000 เมกกะเฮิร์ตซ์ 70.000–70.500 เมกกะเฮิร์ตซ์ 144.000–146.000 เมกกะเฮิร์ตซ์ 430.000–440.000 เมกกะเฮิร์ตซ์
โหมด	USB, LSB, CW, RTTY, AM, DV, FM, WFM (เฉพาะเครื่องรับ)
การเชื่อมต่อสายอากาศ	SO-239 x2 สำหรับ HF และ VHF/UHF, 50Ω
ช่วงอุณหภูมิทำงาน	-10°C ถึง +60°C
แรงดันไฟเลี้ยง	13.8 โวลต์ ±15 เปอร์เซ็นต์
กำลังส่ง (ที่ 13.8 โวลต์)	SSB/CW/RTTY/FM/DV: HF/50 เมกกะเฮิร์ตซ์: 2–100 วัตต์ 70 เมกกะเฮิร์ตซ์: 2–50 วัตต์ 144 เมกกะเฮิร์ตซ์: 2–50 วัตต์ 430 เมกกะเฮิร์ตซ์: 2–35 วัตต์ AM: HF/50 เมกกะเฮิร์ตซ์: 1–30 วัตต์ 70 เมกกะเฮิร์ตซ์: 1–15 วัตต์
ความถี่กลาง	SSB/CW/AM/FM/RTTY/DV: 124.487 เมกกะเฮิร์ตซ์, 455 กิโลเฮิร์ตซ์, 36 กิโลเฮิร์ตซ์ WFM: 134.732 เมกกะเฮิร์ตซ์, 10.700 เมกกะเฮิร์ตซ์
ขนาดมิติ	ชุดหลัก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รายละเอียด (ต่อ)	Icom ic-7100 (ต่อ)
ขนาดมิติ	167 × 58 × 225 มิลลิเมตร ชุดควบคุม 165 × 64 × 78.5 มิลลิเมตร
น้ำหนัก	ชุดหลัก : 2.3 กิโลกรัม ชุดควบคุม : 0.5 กิโลกรัม

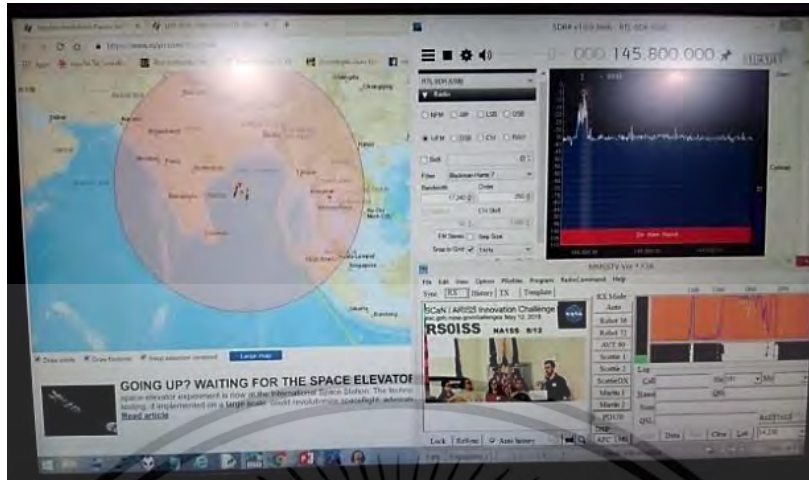


ภาพที่ 3.104 Icom ic-7100

ทดสอบการใช้งานระบบสายอากาศที่ติดตั้งบนเสาทาวเวอร์

เนื่องจากสถานีภาคพื้นดินดังกล่าวนอกจากจะใช้ในการติดต่อสื่อสารกับดาวเทียม KMITL CubeSat ที่ทางคณะผู้วิจัยกำลังดำเนินการจัดสร้างและมีแผนการจัดส่งขึ้นสู่อวกาศในอนาคตนั้น สถานีภาคพื้นดินดังกล่าวยังสามารถใช้ในการติดต่อสื่อสารกับดาวเทียม CubeSat ดวงอื่นๆ ที่มีการโคจรอยู่ในอวกาศ จึงทำการทดสอบรับสัญญาณ SSTV ที่สถานีอวกาศนานาชาติ (International Space Station: ISS) กระจายสัญญาณออกมา

SSTV ย่อมาจากคำว่า Slow-scan television เป็นการส่งภาพผ่านวิทยุสื่อสาร โดยนักวิทยุสมัครเล่น ภาพที่รับได้จะเป็นภาพนิ่ง (static pictures) มีทั้งแบบสี และขาวดำ โดยการส่งภาพของทีวีทั่วไปจะใช้ Bandwidth ตั้งแต่ 5-8 MHz ส่งภาพ 25 หรือ 30 ภาพต่อวินาที แล้วแต่ระบบ แต่สำหรับ ระบบ SSTV แล้ว ใช้ Bandwidth แค่ 3 KHz ซึ่งอาจจะเรียกว่า narrowband television



ภาพที่ 3.105 ขณะกำลังรับสัญญาณ SSTV จากสถานีอวกาศนานาชาติ (ISS)

สัญญาณ SSTV จากสถานีอวกาศนานาชาติ (ISS) ส่งผ่านคลื่นความถี่ 145.8 เมกะเฮิรตซ์ ที่มอดูเลตข้อมูลแบบ FM เราจึงใช้สายอากาศ Yagi-Uda ย่าน VHF บนเสาทาวเวอร์ของเราในการรับสัญญาณ ก่อนจะส่งให้ RTL-SDR ทำการแปลงสัญญาณ อนาล็อกไปเป็นดิจิทัล ก่อนจะทำการ downconverter สัญญาณเพื่อผ่านกระบวนการตีมอดูเลตแบบ FM ด้วยโปรแกรม SDRSharp เพื่อให้ได้ข้อมูลกลับมา จากนั้นใช้โปรแกรม MMSSTV ในการถอดรหัสข้อมูลเป็นภาพ SSTV ดังแสดงในภาพที่ 3.106 ถึงภาพที่ 3.107



ภาพที่ 3.106 ภาพ SSTV ที่รับได้ วันที่ 29 ตุลาคม 2561 เวลา 13:08 น.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.107 ภาพ SSTV ที่รับได้ วันที่ 29 ตุลาคม 2561 เวลา 14:41 น.

3.5 การดำเนินการจัดหาซอฟต์แวร์ AGI STK Pro และการใช้สำหรับจำลองการทำงาน

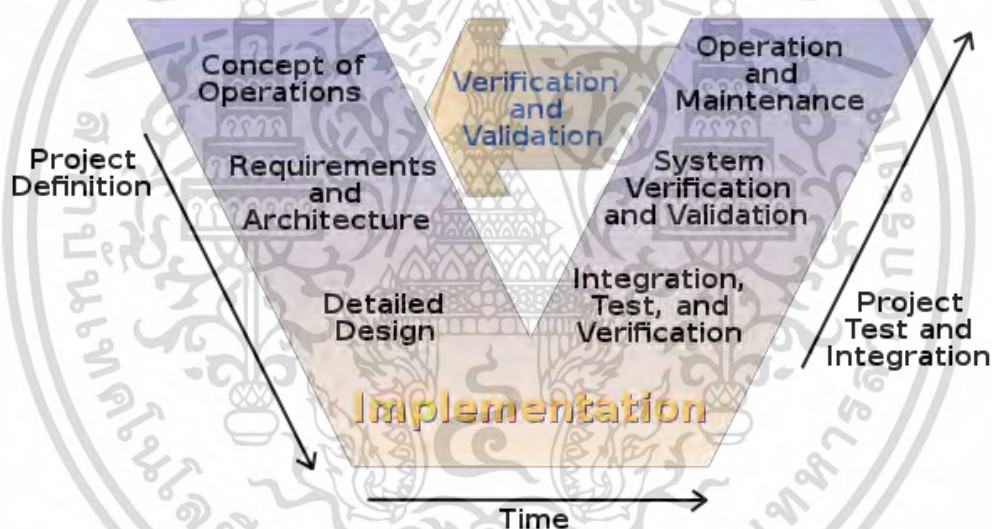
เนื่องจากในการพัฒนาดาวเทียมและการส่งขึ้นสู่วงโคจรนั้นเป็นสิ่งที่ไม่สามารถจะทำการแก้ไขได้เลย หากเกิดข้อผิดพลาดขึ้นในการดำเนินการ ดังนั้นการจำลองการทำงาน (Simulation) ระบบก่อนทำการส่งดาวเทียมที่สร้างขึ้นสู่วงโคจรจริง ไปอยู่ในสภาวะอวกาศจริง การจำลองแบบจำลองการทำงานจึงเป็นสิ่งจำเป็นอย่างยิ่ง [77-80]

จากงบประมาณโครงการวิจัย โครงการสร้างศักยภาพการวิจัยและพัฒนาด้านวิศวกรรมอวกาศ: หน่วยวิจัยด้านวิศวกรรมดาวเทียมและการสร้างดาวเทียม CubeSat ที่ได้รับการจัดสรรมาในปีงบประมาณ 2561 ในหมวดครุภัณฑ์ ทางทีมวิจัยได้รับงบประมาณสำหรับจัดหาซอฟต์แวร์ ชื่อ AGI's Satellite/System Tool Kits (STK) มาใช้ในงาน ซึ่งในขณะนี้ทางทีมวิจัยได้ทำการจัดซื้อจัดจ้างเป็นที่เรียบร้อยแล้ว ซึ่งซอฟต์แวร์ดังกล่าวเป็นระบบซอฟต์แวร์ที่เป็นที่ยอมรับและใช้งานกันในอุตสาหกรรมดาวเทียมและเทคโนโลยีอวกาศ รวมทั้งใช้ในสถาบันวิจัย สถาบันการศึกษาที่มีการเรียนการสอนในด้านดังกล่าว

ในขณะนี้ทางทีมวิจัยได้จัดทำคู่มือฝึกหัดใช้งานโปรแกรมประยุกต์ AGI's STK pro สำเร็จเป็นที่เรียบร้อยแล้ว โดยได้จัดทำคู่มือแบ่งเป็น 2 ระดับคือสำหรับผู้เริ่มต้นและระดับสูง ทั้งนี้คู่มือที่ได้จัดทำขึ้นนี้จะใช้ในการอบรมนักศึกษา เพื่อฝึกหัดใช้งานและสร้างแบบจำลองการทำงาน และนำมาใช้ในการดำเนินการวิจัยให้ได้อย่างมีประสิทธิภาพ ซึ่งโปรแกรมประยุกต์ AGI's STK pro นี้จะใช้สำหรับจำลองการทำงานต่าง ๆ ของดาวเทียม CubeSat เช่น จำลองการเคลื่อนที่ของ CubeSat ในวงโคจรที่กำหนดรอบโลก, จำลองสถานะอุณหภูมิขณะเคลื่อนที่ในวงโคจร, จำลองทิศทางและเวลาของแสงอาทิตย์ที่ตกกระทบบดาวเทียม เป็นต้น โดยทางทีมวิจัยจำเป็นต้องใช้ข้อมูลต่าง ๆ เหล่านี้เพื่อประกอบการออกแบบดาวเทียม CubeSat เช่น การออกแบบ

วงโคจรของดาวเทียม, การออกแบบระบบเพื่อป้องกันอุณหภูมิต่าง ๆ ให้ดาวเทียมยังคงทำงานอยู่ได้, การออกแบบตัวรับพลังงาน Solar Cell และ ความจุ Battery ให้เพียงพอกับการใช้งาน การกำหนดเวลาและตำแหน่งที่แน่นอนเพื่อใช้ในการติดต่อสื่อสารระหว่างดาวเทียม CubeSat และสถานีภาคพื้นเป็นต้น ดังนั้นจะเห็นได้ว่าข้อมูลที่ได้ที่ได้จากการจำลองการทำงานของ โปรแกรมประยุกต์ AGI's STK pro นี้มีความสำคัญมากในขั้นตอนการออกแบบดาวเทียม CubeSat

โดยแนวคิดการใช้งานโปรแกรมประยุกต์ AGI's STK pro จะใช้รูปแบบทั่วไปของวิศวกรรมระบบ คือ “V-Model” ซึ่งโมเดลนี้จะอธิบายถึงการออกแบบด้วยกระบวนการทำซ้ำ เริ่มต้นจากการกำหนดความต้องการต่าง ๆ ของระบบ จากนั้นทำการออกแบบและสร้าง ขั้นตอนต่อมาจะทำการประกอบ ทดสอบระบบ และตรวจสอบความถูกต้องโดยตรวจสอบเช็คกับความต้องการที่กำหนดไว้ข้างต้น และทำซ้ำขั้นตอนแรกใหม่หากต้องมีการปรับแก้ในส่วนความต้องการของระบบ [81]



ภาพที่ 3.108 แผนภาพของ “V-Model”

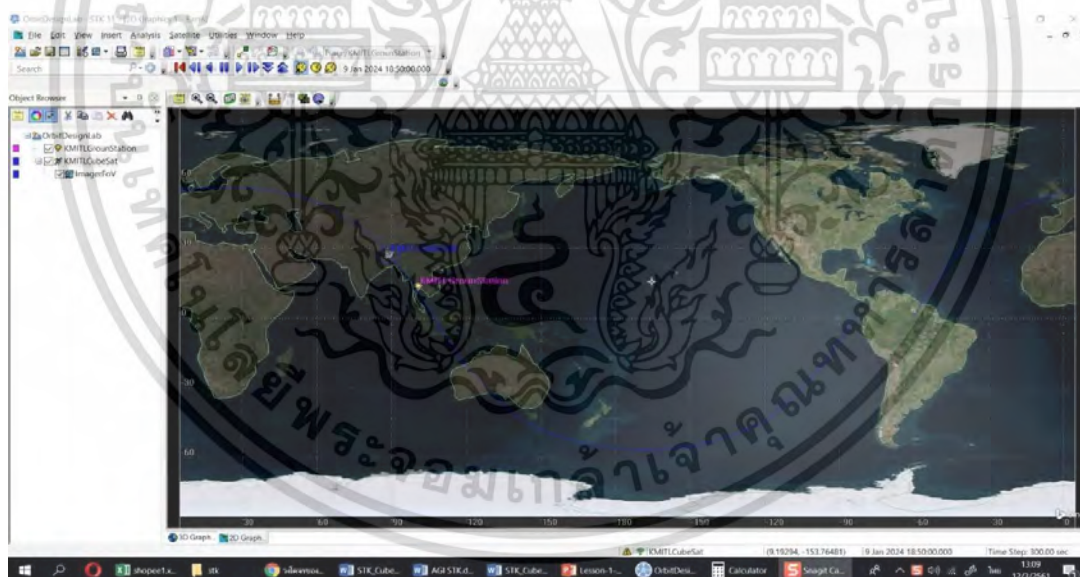
AGI's Systems Tool Kit (STK) สามารถนำมาใช้ได้ในทุกส่วนของกระบวนการวิศวกรรมระบบนี้ แต่ในเบื้องต้นทางทีมวิจัยจะให้ความสำคัญในส่วนของขั้นตอนแรก คือการกำหนดกำหนดความต้องการต่าง ๆ ของระบบก่อน เพื่อให้ง่ายในขั้นตอนการสร้างจริงต่อไป โดยในเบื้องต้นจะแสดงตัวอย่างการใช้งานโปรแกรมประยุกต์ AGI's STK pro ดังนี้ [82]

1. การใช้งานโปรแกรมประยุกต์ AGI's STK pro ในการคำนวณหาวันและเวลา ที่ดาวเทียม CubeSat ได้เคลื่อนที่เข้ามาใกล้กับสถานีภาคพื้น เพื่อใช้เตรียมการติดต่อสื่อสารระหว่างกัน โดยกำหนดเงื่อนไขดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

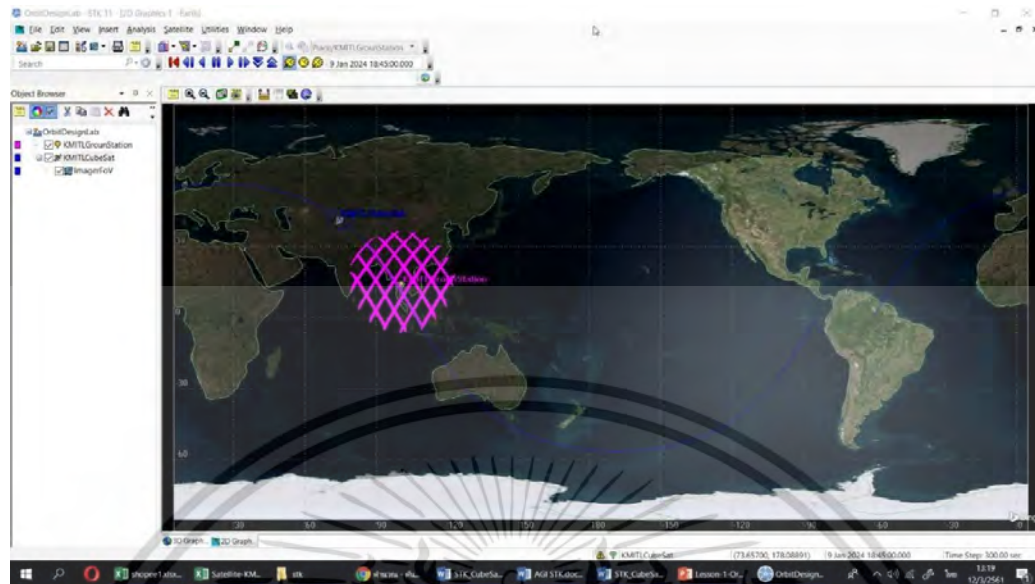
- ช่วงเวลาที่ต้องการคำนวณ ตั้งแต่วันที่ 1 มกราคม 2567 00:00:00.000 UTCG จนถึงวันที่ 15 มกราคม 2567 00:00:00.000 UTCG
- สถานที่ตั้งสถานีภาคพื้นชื่อ KMITL Ground Station ตั้งอยู่ที่ อาคาร 12 ชั้นคณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง โดยอยู่ที่ตำแหน่ง 13.727826 N, 100.772372 E
- ดาวเทียมที่ใช้ทดสอบชื่อ KMITL CubeSat อยู่ที่ความสูง 250 km ถึง 550 km ซึ่งเป็นวงโคจรระยะต่ำ (Low Earth Orbit "LEO") อยู่สูงจากพื้นโลกไม่เกิน 1,000 กม. เหมาะสำหรับการถ่ายภาพรายละเอียดสูง ติดตามสังเกตการณ์อย่างใกล้ชิด แต่เนื่องจากวงโคจรประเภทนี้อยู่ใกล้พื้นผิวโลกมาก จึงไม่สามารถครอบคลุมบริเวณใดบริเวณหนึ่งได้นาน เนื่องจากดาวเทียมต้องเคลื่อนที่ด้วยความเร็วสูงมาก

ทำการจำลองการเคลื่อนที่ของดาวเทียม CubeSat และตำแหน่งของสถานีภาคพื้นตามที่กำหนดด้วยโปรแกรมประยุกต์ AGI's STK pro โดยจะแสดงดังภาพที่ 3.109



ภาพที่ 3.109 การจำลองการเคลื่อนที่ของดาวเทียม CubeSat ด้วยโปรแกรมประยุกต์ AGI's STK pro

จากนั้นทำการคำนวณหาวันที่และเวลาที่ดาวเทียม CubeSat เคลื่อนที่เข้าภายในพื้นที่ ที่ดาวเทียมจะสามารถติดต่อสื่อสารกับสถานีภาคพื้นได้ แสดงดังภาพที่ 3.110



ภาพที่ 3.110 การจำลองการเคลื่อนที่ของดาวเทียม CubeSat เข้าใกล้พื้นที่ติดต่อสถานีภาคพื้น

จากผลการจำลองการทำงานพบว่าระหว่าง 1 มกราคม 2567 00:00:00.000 UTCG จนถึง วันที่ 15 มกราคม 2567 00:00:00.000 UTCG สถานีภาคพื้น KMITL Ground Station จะสามารถติดต่อกับ ดาวเทียม KMITL CubeSat ได้ทั้งหมด 59 ครั้ง โดยมีเวลาเฉลี่ยสำหรับการติดต่อแต่ละครั้งอยู่ที่ 546.3 วินาที

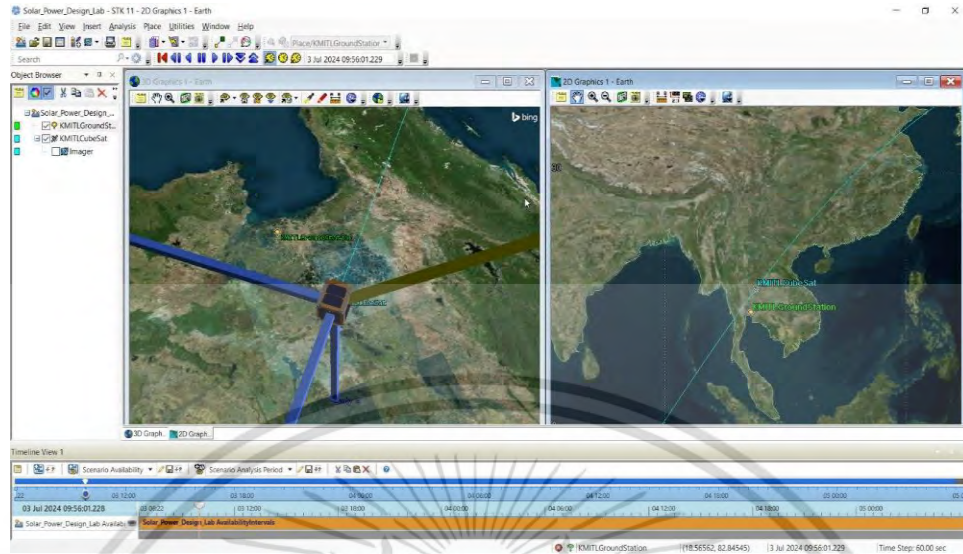
2. การใช้งานโปรแกรมประยุกต์ AGI's STK pro ในการวิเคราะห์หาพลังงานแสงอาทิตย์เฉลี่ย ที่ ดาวเทียม CubeSat จะได้รับในระยะเวลา 1 ปี โดยกำหนดเงื่อนไขดังนี้

- ใช้การกำหนดค่าดาวเทียมและสถานีภาคพื้นเหมือนจากในตัวอย่างที่ 1
- เป็นดาวเทียม CubeSat ขนาด 1U โดยติดตั้ง Solar Cell แบบรอบตัวทั้ง 6 ด้าน
- วิเคราะห์ค่าพลังงานที่รับได้จากดวงอาทิตย์ในช่วงระยะเวลา 1 ปี ตั้งแต่วันที่ 1 มกราคม 2567 00:00:00.000 UTCG จนถึง วันที่ 31 ธันวาคม 2568 24:00:00.000 UTCG

จำลองการทำงานของดาวเทียม CubeSat โดยกำหนดเงื่อนไขต่าง ๆ ตามตัวอย่างที่ 1 จากนั้น กำหนดจุดติดตั้งแผงรับพลังงานแสงอาทิตย์ Solar Cell ทั้ง 6 ด้านของดาวเทียม CubeSat แสดงดังภาพที่ 3.111

ตารางที่ 3.21 วันที่และเวลาที่สถานีภาคพื้นจะสามารถติดต่อดาวเทียม CubeSat ได้

Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
1	1/1/2024 9:41:25	1/1/2024 9:48:43	438.914
2	1/1/2024 11:14:52	1/1/2024 11:26:38	706.701
3	1/1/2024 12:55:08	1/1/2024 12:59:09	240.97
4	1/1/2024 21:07:32	1/1/2024 21:17:46	614.483
5	1/1/2024 22:44:57	1/1/2024 22:51:44	406.766
6	2/1/2024 10:21:45	2/1/2024 10:33:18	693.12
7	2/1/2024 11:59:12	2/1/2024 12:07:59	526.659
8	2/1/2024 20:14:48	2/1/2024 20:23:52	543.869
9	2/1/2024 21:50:27	2/1/2024 21:59:58	571.058
10	3/1/2024 9:29:14	3/1/2024 9:39:28	614.288
11	3/1/2024 11:04:47	3/1/2024 11:15:34	647.03
12	3/1/2024 19:22:48	3/1/2024 19:29:01	372.315
13	3/1/2024 20:56:45	3/1/2024 21:07:19	634.143
14	4/1/2024 8:37:38	4/1/2024 8:44:46	428.145
15	4/1/2024 10:11:06	4/1/2024 10:22:40	693.751
16	4/1/2024 11:51:41	4/1/2024 11:54:53	191.412
17	4/1/2024 20:03:32	4/1/2024 20:14:04	631.595
18	4/1/2024 21:40:59	4/1/2024 21:48:00	420.391
19	5/1/2024 9:17:59	5/1/2024 9:29:20	681.215
20	5/1/2024 10:55:30	5/1/2024 11:03:56	506.098
21	5/1/2024 19:10:47	5/1/2024 19:20:12	564.655
22	5/1/2024 20:46:29	5/1/2024 20:56:13	584.543
23	6/1/2024 8:25:28	6/1/2024 8:35:31	602.988
24	6/1/2024 10:01:03	6/1/2024 10:11:34	630.964
25	6/1/2024 18:18:42	6/1/2024 18:25:25	403.164
26	6/1/2024 19:52:46	6/1/2024 20:03:35	648.812
27	7/1/2024 7:33:52	7/1/2024 7:40:49	416.186
28	7/1/2024 9:07:21	7/1/2024 9:18:41	679.734
29	7/1/2024 10:48:26	7/1/2024 10:50:24	118.038
30	7/1/2024 18:59:33	7/1/2024 19:10:21	648.107
31	7/1/2024 20:37:01	7/1/2024 20:44:15	433.959
32	8/1/2024 8:14:14	8/1/2024 8:25:22	668.416
33	8/1/2024 9:51:50	8/1/2024 9:59:53	483.453
34	8/1/2024 18:06:46	8/1/2024 18:16:30	584.317
35	8/1/2024 19:42:31	8/1/2024 19:52:29	597.794
36	9/1/2024 7:21:42	9/1/2024 7:31:33	590.88
37	9/1/2024 8:57:20	9/1/2024 9:07:34	613.649
38	9/1/2024 17:14:37	9/1/2024 17:21:48	431.015
39	9/1/2024 18:48:48	9/1/2024 18:59:51	663.028
40	10/1/2024 6:30:08	10/1/2024 6:36:51	403.258
41	10/1/2024 8:03:37	10/1/2024 8:14:42	664.798
42	10/1/2024 17:55:34	10/1/2024 18:06:38	663.873
43	10/1/2024 19:33:03	10/1/2024 19:40:31	447.203
44	11/1/2024 7:10:29	11/1/2024 7:21:24	654.883
45	11/1/2024 8:48:11	11/1/2024 8:55:50	458.703
46	11/1/2024 17:02:46	11/1/2024 17:12:48	602.761
47	11/1/2024 18:38:33	11/1/2024 18:48:44	610.612
48	12/1/2024 6:17:57	12/1/2024 6:27:36	578.151
49	12/1/2024 7:53:38	12/1/2024 8:03:33	595.202
50	12/1/2024 16:10:33	12/1/2024 16:18:10	456.187
51	12/1/2024 17:44:50	12/1/2024 17:56:06	676.612
52	13/1/2024 5:26:23	13/1/2024 5:32:53	389.593
53	13/1/2024 6:59:54	13/1/2024 7:10:43	649.076
54	13/1/2024 16:51:35	13/1/2024 17:02:54	678.753
55	13/1/2024 18:29:06	13/1/2024 18:36:46	459.87
56	14/1/2024 6:06:45	14/1/2024 6:17:26	640.784
57	14/1/2024 7:44:33	14/1/2024 7:51:45	431.793
58	14/1/2024 15:58:46	14/1/2024 16:09:06	619.911
59	14/1/2024 17:34:35	14/1/2024 17:44:58	622.811



ภาพที่ 3.111 การจำลองการทำงานของดาวเทียม KMITL CubeSat เพื่อใช้ค่าวิเคราะห์พลังงานที่ได้รับ

ขั้นตอนต่อไปทำการวิเคราะห์ค่าพลังงานที่ KMITL CubeSat จะได้รับในช่วงเวลา 1 ปี ตั้งแต่วันที่ 1 มกราคม 2567 00:00:00.000 UTCG จนถึง วันที่ 31 ธันวาคม 2568 24:00:00.000 UTCG จากแผง Solar Cell ทั้ง 6 รวมกัน โดยจะแสดงตัวอย่างที่ได้จากการวิเคราะห์ในภาพที่ 3.112

Report: STKSat - Solar Panel Power

Satellite-STKSat

All Solar Panel Groups

Time (UTC)	Power (W)	Solar Intensity
15 Jan 2024 00:00:00.000	2.705	1.000000
15 Jan 2024 00:02:00.000	2.798	1.000000
15 Jan 2024 00:04:00.000	2.876	1.000000
15 Jan 2024 00:06:00.000	2.935	1.000000
15 Jan 2024 00:08:00.000	2.977	1.000000
15 Jan 2024 00:10:00.000	2.993	1.000000
15 Jan 2024 00:12:00.000	2.987	1.000000
15 Jan 2024 00:14:00.000	2.961	1.000000
15 Jan 2024 00:16:00.000	2.909	1.000000
15 Jan 2024 00:18:00.000	2.837	1.000000
15 Jan 2024 00:20:00.000	2.753	1.000000
15 Jan 2024 00:22:00.000	2.682	1.000000
15 Jan 2024 00:24:00.000	2.687	1.000000
15 Jan 2024 00:26:00.000	2.747	1.000000
15 Jan 2024 00:28:00.000	2.828	1.000000
15 Jan 2024 00:30:00.000	2.890	1.000000
15 Jan 2024 00:32:00.000	2.930	1.000000
15 Jan 2024 00:34:00.000	2.950	1.000000
15 Jan 2024 00:36:00.000	2.949	1.000000
15 Jan 2024 00:38:00.000	2.926	1.000000
15 Jan 2024 00:40:00.000	2.883	1.000000
15 Jan 2024 00:42:00.000	2.821	1.000000
15 Jan 2024 00:44:00.000	2.738	1.000000
15 Jan 2024 00:46:00.000	2.654	1.000000
15 Jan 2024 00:48:00.000	2.692	1.000000
15 Jan 2024 00:50:00.000	2.714	1.000000
15 Jan 2024 00:52:00.000	2.718	1.000000
15 Jan 2024 00:54:00.000	2.702	1.000000
15 Jan 2024 00:56:00.000	2.676	1.000000
15 Jan 2024 00:58:00.000	2.632	1.000000

ภาพที่ 3.112 ตัวอย่างผลจำลองการรับค่าพลังงานที่ได้รับของดาวเทียม KMITL CubeSat

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

นำผลจำลองการรับค่าพลังงานใน 1 ปีที่ได้มาแยกวิเคราะห์ผลรวมเป็นแบบรายเดือน จะได้ผลดังตารางที่ 3.22 และภาพที่ 3.113

ตารางที่ 3.22 ผลรวมของพลังงานที่ได้รับในแต่ละเดือน

Month	#	Power(W)
January	1	1,400
February	2	1,095
March	3	1,168
April	4	1,260
May	5	1,050
June	6	1,395
July	7	1,200
August	8	1,320
September	9	1,370
October	10	1,360
November	11	1,250
December	12	1,340

Sum =	15,208
Average =	1,267



ภาพที่ 3.113 กราฟผลจำลองการรับค่าพลังงาน โดยแยกผลรวมเป็นแบบรายเดือน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากผลจำลองการทำงานพบว่าในช่วงเวลา 1 ปี ตั้งแต่วันที่ 1 มกราคม 2567 00:00:00.000 UTCG จนถึง วันที่ 31 ธันวาคม 2568 24:00:00.000 UTCG พบว่าดาวเทียม KMITL CubeSat จะได้รับพลังงานทั้งหมด 15,208 วัตต์ ซึ่งในแต่ละเดือนจะได้รับค่าพลังงานเฉลี่ยเท่ากับ 1,267 วัตต์ โดยเดือนที่ได้รับพลังงานน้อยที่สุดคือ เดือนพฤษภาคมได้พลังงานรวมเท่ากับ 1,050 วัตต์ ซึ่งข้อมูลที่วิเคราะห์ได้ทั้งหมดนี้จะนำมาประกอบการออกแบบดาวเทียม CubeSat ในส่วนของการจัดการพลังงานในตัวดาวเทียมเช่น จำนวน Battery รวมถึงแผง Solar Cell ที่ต้องใช้ และจัดการการใช้พลังงานของ payload ต่าง ๆ บนดาวเทียม CubeSat เป็นต้น

จากตัวอย่างจำลองการทำงานของดาวเทียม CubeSat ทั้งสองที่แสดงไปข้างต้นจะเห็นว่าในทุกขั้นตอนการออกแบบดาวเทียม CubeSat มีความจำเป็นต้องใช้ผลจากการจำลองการทำงาน มาใช้ประกอบการพิจารณา เพื่อให้ดาวเทียมสามารถทำงานตามที่ออกแบบได้อย่างถูกต้องแม่นยำ และปราศจากข้อผิดพลาด จึงถือได้ว่าโปรแกรมประยุกต์ AGI's STK pro เป็นเครื่องมือที่สำคัญมากในการออกแบบและทดสอบดาวเทียม CubeSat

3.6 กิจกรรมการมีส่วนร่วมและความร่วมมือ

การสร้างความร่วมมือ เครือข่าย การมีส่วนร่วม และการดำเนินกิจกรรมต่าง ๆ ที่เกี่ยวข้องกับการดำเนินโครงการวิจัย (ทั้งที่ผ่านมาและที่ดำเนินการอยู่ในปัจจุบัน) ทางคณะผู้วิจัยได้ดำเนินการสร้างความร่วมมือทางวิชาการและการดำเนินกิจกรรมร่วมกับหน่วยงานทั้งภาครัฐและเอกชน รวมทั้งมหาวิทยาลัยและเครือข่ายระหว่างประเทศ นอกจากนั้นยังมีการเข้าร่วมกิจกรรมทางวิชาการกับหน่วยงานด้านเทคโนโลยีอวกาศทั้งในและต่างประเทศ และยังมีการดำเนินกิจกรรมต่าง ๆ ที่เกี่ยวข้องกับการสร้างองค์ความรู้ และส่งเสริมองค์ความรู้ให้แก่บุคคลอื่นภายใต้การดำเนินงานของคณะผู้วิจัย

1. วันที่ 2 กุมภาพันธ์ 2561 ผศ.ดร. ศรวัฒน์ ชิวปรีชา ได้รับเชิญจากทางสำนักงานพัฒนาเทคโนโลยีอวกาศและภูมิสารสนเทศ (องค์การมหาชน) GISTDA เป็นวิทยากรใน การประชุมวิชาการด้านวิทยาศาสตร์อวกาศและการสำรวจอวกาศ ครั้งที่ 1 (1st TSEF) ณ ศูนย์ประชุมวายุภักษ์ โรงแรมเซ็นทารา บาย เซ็นทารา ศูนย์ราชการและคอนเวนชันเซ็นเตอร์ แจ้งวัฒนะ ในหัวข้อ “Capacity Building on Space Technology and Miniaturized Satellite at KMITL”



ภาพที่ 3.114 การประชุมวิชาการด้านวิทยาศาสตร์อวกาศและการสำรวจอวกาศ ครั้งที่ 1

2. จัดทำบันทึกข้อตกลงความร่วมมือ โครงการ SPACEBOX STEP-1 Thailand's CubeSat ร่วมกันระหว่าง 4 หน่วยงานคือ บริษัท ไทยคม จำกัด (มหาชน), สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง, มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี และนักวิจัย SpaceBox Laboratory โดยมีวัตถุประสงค์เพื่อพัฒนาองค์ความรู้ที่เกี่ยวข้องกับเทคโนโลยีดาวเทียมและอวกาศ ผ่านการทำโครงการพัฒนาและสร้างดาวเทียมขนาดเล็ก (CubeSat) และเพื่อเป็นการเปิดโอกาสให้เยาวชนทั่วไปในประเทศไทยและพื้นที่อื่น ๆ ทั่วโลกสามารถมีโอกาสในการสัมผัสกับเทคโนโลยีอวกาศได้อย่างใกล้ชิด โดยการรับสัญญาณที่จะถูกส่งออกมาจากดาวเทียมมายังพื้นโลก

โดยทาง สจล. ตกลงให้ความร่วมมือและสนับสนุนการดำเนินงานโครงการ โดยจะจัดหาวัสดุอุปกรณ์ที่จำเป็น และจัดหาพื้นที่เพื่อใช้ในโครงการนี้ รวมทั้งเพื่อใช้เป็นสถานีภาคพื้นดินที่จะติดต่อกับดาวเทียม CubeSat ที่ส่งออกไป อีกทั้งจะอำนวยความสะดวกให้ใช้พื้นที่ของ สจล. ในการจัดกิจกรรมที่มีเป้าหมายให้บุคคลทั่วไปได้เกิดการรับรู้ถึงการดำเนินงานและประโยชน์จากโครงการนี้ เช่น ค่ายวิทยาศาสตร์ การประชุมวิชาการทางด้านเทคโนโลยีอวกาศและดาวเทียม เป็นต้น



ภาพที่ 3.115 ข้อตกลงความร่วมมือ โครงการ SPACEBOX STEP-1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. ร่วมจัดทำบันทึกข้อตกลงความร่วมมือ โครงการ ASIAN MICRO-SATELLITE CONSORTIUM (AMC) ร่วมกันระหว่าง 15 หน่วยงาน จาก 9 ประเทศในทวีปเอเชีย ดังนี้

Bangladesh:	Bangladesh Space Research & Remote Sensing Organization (SPARRSO)
Indonesia:	Indonesian National Institute of Aeronautics and Space (LAPAN)
	Agency for the Assessment and Application of Technology (BPPT)
Malaysia:	Multimedia University
Mongolia:	National University of Mongolia (NUM)
	New Mongol Institute of Technology (NMIT)
	German-Mongolian Institute for Resources and Technology (GMIT)
Myanmar:	Myanmar Maritime University
	Myanmar Aerospace Engineering University (MAEU)
	University of Yangon (UY)
Philippines:	Philippine Council for Industry, Energy and Emerging Technology Research and Development (DOST-PCIEERD)
Thailand:	<i>King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang (KMITL)</i>
Vietnam:	Vietnam National Satellite Center (VAST-VNSC)
	University of Science and Technology of Hanoi (VAST-USTH)
Japan:	Tohoku University, Hokkaido University

โดยมีหน้าที่ความรับผิดชอบร่วมกันคือ

1. ให้ความรู้แก่นักศึกษาและเจ้าหน้าที่ผ่านโปรแกรมการฝึกอบรมสำหรับการพัฒนาไมโครแซทเทลไลท์และหลักสูตรการศึกษาระดับบัณฑิตศึกษา
2. ร่วมกันส่งเสริมมาตรฐานของ payloads และระบบปฏิบัติการดาวเทียม
3. Design possible international on-demand operations, super-constellation technology and collaboration with other remote sensing technologies, such as Unmanned Aerial Vehicles (UAV) or larger-scale satellites
4. ร่วมกันสร้างมาตรฐานของข้อมูลที่จะใช้ในการแบ่งปันกันระหว่างประเทศสำหรับแอปพลิเคชันต่าง ๆ เช่น น้ำท่วม, การจัดการคาร์บอน, การจัดการไฟฟ้า, การปรับตัวของ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การเปลี่ยนแปลงสภาพภูมิอากาศ, และการบรรเทาความหลากหลายทางชีวภาพการ
ประมง ฯลฯ



ภาพที่ 3.116 ข้อตกลงความร่วมมือ โครงการ SPACEBOX STEP-1

4. วันที่ 22 สิงหาคม 2559 ผศ.ดร. ศรวณีย์ ชิวปรีชา ได้รับเชิญเข้าร่วมบรรยายในงานสัมมนา “Space Electronics Technologies and their applications” ณ มหาวิทยาลัย Kagoshima ประเทศญี่ปุ่น ในหัวข้อ “Capacity Building on Space Technology and Miniaturized Satellite at KMITL”
5. วันที่ 24-27 กรกฎาคม 2560 ผศ.ดร. ศรวณีย์ ชิวปรีชา ได้รับเชิญเข้าร่วมประชุมในหัวข้อ “Asian Micro-satellite Consortium (AMC)” ณ มหาวิทยาลัย Hokkaido ประเทศญี่ปุ่น เพื่อแนะนำประสบการณ์และสถานการณ์พัฒนาเทคโนโลยีอวกาศภายในประเทศไทย โดยมีการแลกเปลี่ยนประสบการณ์กับนักวิจัยจาก 5-10 ประเทศ ในกรอบบันทึกข้อตกลงความร่วมมือ โครงการ ASIAN MICRO-SATELLITE CONSORTIUM (AMC)
6. ผศ.ดร. ศรวณีย์ ชิวปรีชา ได้รับเชิญเป็นกรรมการร่วมออกข้อสอบเพื่อคัดเลือกบุคคลเข้าร่วมพัฒนาดาวเทียมเล็กและระบบภาคพื้นดิน ภายใต้โครงการ THEOS-2



ภาพที่ 3.117 ใบปิดประกาศรับสมัครบุคคลในโครงการ THEOS-2

7. ร่วมจัดแสดง ดาวเทียมกระป๋อง (CanSat) และดาวเทียมคิวแซท (CubeSat) ในงานประชุมวิชาการ ITC-CSCC 2018 วันที่ 4-7 กรกฎาคม 2561 ณ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย



ภาพที่ 3.118 KMITL-CubeSat ร่วมจัดแสดงในงานประชุมวิชาการ ITC-CSCC 2018

8. วันที่ 19 - 23 กันยายน 2561 ร่วมจัดแสดง KMITL-CubeSat ในงาน Digital Thailand Big Bang 2018 ณ Hall 1-3 Impact เมืองทองธานี

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.119 KMITL-CubeSat ร่วมจัดแสดงในงาน Digital Thailand Big Bang 2018

9. เข้าร่วมการอบรมการใช้งานเครื่องมือวัดโดย บริษัท ไออาร์ซี เทคโนโลยีส์ จำกัด



ภาพที่ 3.120 การอบรมการใช้งาน Digital Oscilloscope รุ่น DSOX1102G



ภาพที่ 3.121 การอบรมการใช้งาน Hanheld Spectrum Analyzer รุ่น N9344C

10. ทดสอบปล่อยดาวเทียมคิวบแซท EM-1, EM-2 และ EM-3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.122 การประจุก๊าซฮีเลียมสูบลูกบอลสำหรับส่งแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1



ภาพที่ 3.123 การเก็บกู้แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1

ดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1 ทำการทดสอบด้วยบอลูนเมื่อวันที่ 1 ธันวาคม 2559

ดาวเทียมคิวบ์แซท EM-2 ทำการทดสอบด้วยบอลูนเมื่อวันที่ 3 มีนาคม 2560

ดาวเทียมคิวบ์แซท EM-3 ถูกสร้างขึ้นและทำการทดลองในปี 2561 และได้ทำการทดสอบด้วยการปล่อยบอลูนในวันพฤหัสบดี ที่ 1 ธันวาคม 2561



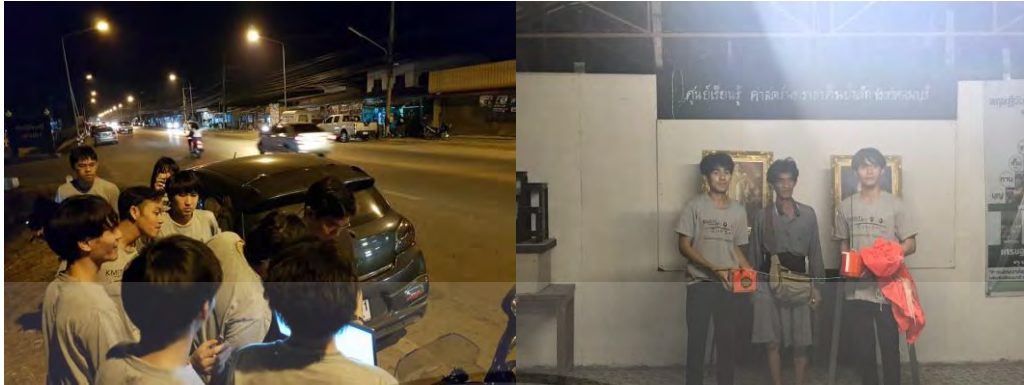
ภาพที่ 3.124 การบรรจุแก๊สฮีเลียมเข้าสู่บอลูนสำหรับส่งแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซท EM-2

การส่งแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศ ใช้บอลูนขนาด 300 กรัม บรรจุแก๊สฮีเลียม 3 คิวบิกเมตร ทำให้เกิดแรงยก 2 กิโลกรัมซึ่งสามารถยกวัตถุน้ำหนัก 1 ถึง 1.2 กิโลกรัมให้ลอยสู่ชั้นบรรยากาศได้ประมาณ 20 กิโลเมตร



ภาพที่ 3.125 การเตรียมการส่งแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทดาวเทียมคิวบแซท EM-3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.126 การเก็บกู้แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท EM-3



ภาพที่ 3.127 ภาพถ่ายทางอากาศที่ระดับความสูง 11.170 km เห็นระดับน้ำทะเล



ภาพที่ 3.128 ทีมพัฒนา KMITL-CubeSat EM-3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

11. อบรม CanSat camp

ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคมได้จัดค่าย TELECOM NEXTGEN CAMP ครั้งที่ 1 ขึ้นเมื่อวันที่ 24-28 พฤษภาคม 2560 และครั้งที่ 2 ขึ้นเมื่อวันที่ 23-27 พฤษภาคม 2561 กิจกรรม CanSat CAMP จะมีในวันที่ 4 ของค่าย เป็นกิจกรรมสำหรับนักเรียนระดับมัธยมปลาย โดยมีวัตถุประสงค์ให้เกิดความตระหนักถึงเทคโนโลยีอวกาศอย่างดาวเทียม



ภาพที่ 3.129 ใบปิดค่าย TELECOM NEXTGEN CAMP ครั้งที่ 1 (ซ้าย) และ ครั้งที่ 2 (ขวา)



ภาพที่ 3.130 กิจกรรมในส่วนของการอบรมและประกอบ CanSat



ภาพที่ 3.131 กิจกรรมในส่วนภาคสนาม ปล่อย CanSat ด้วยโดรน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.132 CanSat ร่วงสู่พื้นดินด้วยร่มชูชีพ



ภาพที่ 3.133 นักเรียนและพี่สตาฟค่าย TELECOM NEXTGEN

12. ความร่วมมือกับ Meisei Electric Co.Ltd. และ IHI Corporation ในด้านการทำ Space Environment Test ต่าง ๆ ทั้ง Vibration Testing System, Small Space Chamber สำหรับทดสอบสภาวะความเป็นสุญญากาศรวมทั้ง Thermal Vacuum, EMC shield room และในส่วนของ Safety Assessment Review (SAR) ซึ่งเป็นการทบทวนทุกอย่างโดย JAXA ทั้งนี้ทาง Meisei จะทำหน้าที่เป็นผู้ประสานงานรวมทั้งเรื่องการทำ Compatibility Assessment Review (Checking ทั้ง Electrical & Mechanical) ก่อนการปล่อยดาวเทียม ขึ้นสู่วงโคจร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

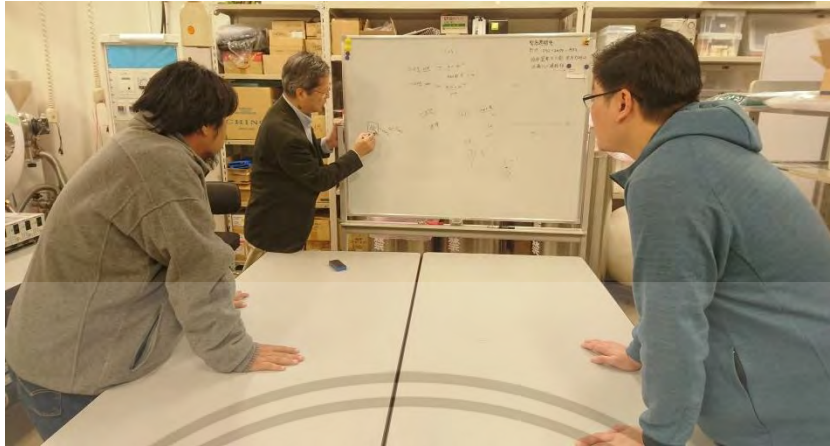


ภาพที่ 3.134 Meisei Electric Co.Ltd. นำเสนอความเป็นมาของบริษัท



ภาพที่ 3.135 KMITL-CubeSat มอบของที่ระลึกแก่ Meisei Electric Co.Ltd.

13. ความร่วมมือกับ Hokkaido Information University และ Hokkaido University ผ่านทาง Prof.Dr. Shigeto Watanabe ในส่วนของการกำหนดภารกิจและการสร้างพิมพ์เขียว (blueprint) ในการออกแบบ KMITL-CubeSat Flight Model เป็นที่ปรึกษาให้กับ KMITL-CubeSat จนกว่าจะสามารถส่งดาวเทียมขึ้นสู่วงโคจรได้



ภาพที่ 3.136 Prof.Dr. Watanabe อธิบายเรื่อง heat transfer ของตัวโครงสร้างดาวเทียม



ภาพที่ 3.137 Prof.Dr. Watanabe พาชม Ground operations ของดาวเทียม Himawari

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4

สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ

โครงการวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อพัฒนาองค์ความรู้ด้านวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกล สภาวะอวกาศ และเทคโนโลยีมัลติจีเอ็มเอสเอส ในประเทศไทย

ในด้านวิศวกรรมดาวเทียม ได้ทำการพัฒนาดาวเทียมคิวบ์แซท (CubeSat) ขนาด 1U ร่วมกับ Hokkaido University, Hokkaido Information University และ Meisei Electric Co.Ltd. ประเทศญี่ปุ่น ผลลัพธ์ที่ได้คือมีการจัดหาสถานีรับสัญญาณดาวเทียม 1 แห่ง ศูนย์วิจัยด้านดาวเทียมคิวบ์แซท 1 แห่ง และมีการสร้างดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรม (Engineering Prototype) จำนวน 3 ดวง ทั้งนี้ในการส่งจริงจำเป็นต้องทำการวิจัยอย่างต่อเนื่อง และมีการทดสอบคุณสมบัติในระดับ space test ให้เสมือนจริงเช่น Thermal Vacuum, Random Vibration, Pyroshock Test เป็นต้น นอกจากนี้ในอนาคตควรพัฒนาดาวเทียมคิวบ์แซท ในขนาดใหญ่ขึ้น เช่น 3U เพื่อให้สามารถใส่อุปกรณ์ได้มากขึ้น และเมื่อพร้อมแล้วควรที่จะพัฒนาดาวเทียมในลักษณะ Microsatellite แทน

ในด้านสภาวะอวกาศ การรับรู้ระยะไกลและมัลติจีเอ็มเอสเอส ได้ทำการพัฒนาหน่วยวิจัยด้าน GNSS และ Space Weather ตั้งอยู่ที่ตาดฟ้าอาคารเรียนรวม 12 ชั้น คณะวิศวกรรมศาสตร์ มีการจัดระบบ เซอร์เวอร์กลางรับข้อมูลจีเอ็มเอสเอสที่ดูแลรักษาจำนวน 7 สถานีเข้ามา เพื่อทำการแบ็กอัพข้อมูลรวมทั้งประมวลผลค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (TEC) และอัตราการเปลี่ยนแปลงค่า TEC โดยในแสดงผลประจำวัน ในหน้าเว็บไซต์ <http://iono-gnss.kmitl.ac.th> ในหน้าเว็บนี้ยังมีข้อมูลสภาวะอวกาศอื่นๆ แสดงผลด้วย ในส่วนการวิจัยขั้นสูงได้ทำการวิเคราะห์ค่า TEC และกาจัดปัญหา cycle slip การศึกษาสถิติการเกิดสเปรดเอฟ ที่สถานีชุมพร ในอนาคตควรที่จะทำการวิจัยเพื่อแสดงผลข้อมูลแบบเรียลไทม์ การพัฒนาผลิตภัณฑ์ข้อมูล สำหรับการบินรวมทั้งการพัฒนาอัลกอริธึมเพื่อการทำนายพารามิเตอร์ต่างๆเพื่อการใช้งานต่อไป ในด้านจีเอ็มเอสเอสควรพัฒนางานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการใช้งานหลายความถี่ (multi-frequency) หลายระบบ (multi-constellation)

ในโครงการวิจัยนี้ได้มีการพัฒนาศักยภาพนักวิจัยโดยการส่งบุคลากรไปอบรมด้านสภาวะอวกาศที่หน่วยงาน NICT ประเทศญี่ปุ่น และด้านวิศวกรรมดาวเทียมที่มหาวิทยาลัยฮอกไกโด ประเทศญี่ปุ่นเป็นระยะเวลาแต่ละ 1 เดือน ทั้งนี้ติดต่อการอบรมอยู่บนเว็บไซต์ <http://iono-gnss.kmitl.ac.th/>

บทที่ 5

สรุปผลผลิตงานวิจัย

ในบทนี้ทำการสรุปผลผลิตงานวิจัยที่ได้รับจากโครงการวิจัยนี้ ได้แก่ บทความวิชาการในการประชุมวิชาการ โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

5.1 สรุปรายชื่อและรายละเอียดผลผลิตงานวิจัยที่ผลิตได้และที่อยู่ระหว่างดำเนินการทั้งหมด

5.1.1 บทความวิชาการในวารสารวิชาการระดับนานาชาติ (ที่มี Impact Factor) จำนวน 2 ฉบับ

- 1) J. Buddho, P. Supnithi, S. Saito, "Analysis of quiet-time vertical ionospheric delay gradients around Suvarnabhumi Airport, Thailand," Radio Science, 2018. DOI: 10.1029/2018RS006606. (2016 JCR Impact Factor = 1.58)
- 2) P. Techavijit, P. Sukchalerms, N. Wongphuangfuthaworn, A. Plodpai, S. Manuthasna, and S. Chivapreecha, "Internet Network in Space for Small Satellites: Concept and Experiments," Sensors and Materials, 2018. DOI: 10.18494/SAM.2018.1854. (2016 JCR Impact Factor = 0.519)

5.1.2 บทความวิชาการในการประชุมวิชาการระดับนานาชาติ จำนวน 4 ฉบับ

- 1) P. Thammavongsy, P. Supnithi, W. Phakphisut, "A Preliminary Neural Network Model for Range Spread-F Events at Chumphon Station, Thailand," ISCIT 2018, Bangkok, Thailand, 2018.
- 2) N.Tonkasem, P. Supnithi and W.Phakphisut, "New Receiver Bias Calculation for Total Electron Content (TEC), in Bangkok, Thailand," ECTI-CON 2018, Chiangrai, Thailand, 18-21 July, 2018.
- 3) J. Buddho, P. Supnithi, S.Saito, "Title: The analysis of positioning accuracy from the usage of multi-constellation in single-frequency RTK technique in Bangkok ," ITC-CSCC 2018, 4-7 July, 2018, Bangkok, Thailand.

- 4) A. Bumrunkit, P. Supnithi, T. Tsugawa, K. Hozumi, "Thai GNSS and Space Weather Information Center," ITC-CSCC 2018, 4-7 July, 2018, Bangkok, Thailand.

5.1.3 ต้นแบบฮาร์ดแวร์และซอฟต์แวร์

- 1) ศูนย์วิจัยด้านดาวเทียมคิวบ์แซท จำนวน 1 แห่ง
- 2) ต้นแบบเชิงวิศวกรรมดาวเทียมคิวบ์แซท จำนวน 3 ดวง
- 3) สถานีรับสัญญาณดาวเทียมคิวบ์แซท จำนวน 1 แห่ง
- 4) ศูนย์วิจัย GNSS และ Space Weather จำนวน 1 ศูนย์
- 5) ฐานข้อมูล GNSS และ Ionosonde จำนวน 1 ชุด
- 6) ต้นแบบซอฟต์แวร์คำนวณ TEC จำนวน 1 โปรแกรม

5.1.4 แหล่งทุน/ความช่วยเหลือจากภายนอก

ทุนวิจัยจาก National Institute of Information and Communication Technology (NICT) ประเทศญี่ปุ่น ภายใต้ Collaborative Research Agreement

บรรณานุกรม

- [1] Anil K.Maini and Varsha Agrawal, “Satellite Technology Principles and Application,” 2nd Edition, Wiley, 2011
- [2] Gerard Maral and Michel Bousquet, “Satellite Communication Systems,” 5th Edition, Wiley, 2009
- [3] M. Capdderou, “Satellites: Orbits and Missions,” Springer Science & Business Media, 2006.
- [4] D. E. Rowland, J. Hill, P. Uribe and J. Klenzing, “The NSF Firefly CubeSat mission: Rideshare mission to study energetic electrons produced by lightning,” IEEE Aerospace Conference, pp. 1-12, 2011.
- [5] Leonard David, “Cubesats: On the Prowl for Earthquake Clues,” Space.com, 2003.
- [6] Space Dynamics Laboratory, “DICE: DYNAMIC IONOSPHERE CUBESAT EXPERIMENT,”
- [7] The CubeSat Program Cal Poly SLP. 2009. “CubeSat Design Specification,” [Online]. Available : http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev12.pdf
- [8] D. Krejci and D. Selva, “A Survey and Assessment of the Capabilities of CubeSats for Earth Observation,” Acta Astronautica, vol. 74, pp. 50-68, 2012.
- [9] Pumpkin Inc., “3D Models of the CubeSat Kit,” [Online]. Available : <http://www.cubesatkit.com/content/design.html>.
- [10] Space Exploration, “CubeSats: Power System and Budget Analysis,” 2015.
- [11] Lee H. Goldberg, “Arduino-based MCUs, Nano Boards to Power Science Package in DIY Micro-Satellite,” [Online]. Available : <http://www.digikey.com.au/en/articles/techzone/2012/dec/>
- [12] Anne Marinan, Austin Nicholas and Kerri Cahoy, “Ad Hoc CubeSat Constellations: Secondary Launch Coverage and Distribution,” IEEE Aerospace Conference, pp. 1-15, 2013.

- [13] P. Techavijit, P. Sukchalerm, A. Plodpai and S. Chivapreecha, "CubeSat Image Transmission in JPEG Compression: An Experiment on High Altitude Platform," KST International Conference (KST-iCON), 2016.
- [14] P. Techavijit, P. Sukchalerm, N. Wongphuangfuthaworn and S. Chivapreecha, "Suitable Altitude for Long-Operated Communication High Altitude Balloon with Experimental Flights," KST International Conference (KST-iCON), 2016.
- [15] The Consultative Committee for Space Data Systems (CCSDS), "Recommendation for Space Data System Standards: TM SYNCHRONIZATION AND CHANNEL CODING," 2011.
- [16] Yasuyuki Miyazaki and Masahiko Yamazaki, "A Practical Education of Space Engineering by using CanSat and Pico-Satellite," 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), pp. 1081-1086, 2013.
- [17] "The CanSat Leader Training Program (CLTP)" <http://cltp.info>
- [18] "The Cansat Leader Training Program 2 (CLTP2)" <http://cltp.info/cltp2.html>
- [19] "ดาวเทียมกระป๋อง...เล็กจิ๋ว แต่แจ่มแจ๋ว" <http://www.nstda.or.th/news/15214-satellite>
- [20] S. Yamaura, H. Akiyama and R. Kawashima, "Report of Cansat Leader Training Program," 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), pp. 856-860, 2011.
- [21] Norwegian Centre for Space-related Education. "The CANSat Book." https://www.narom.no/bilder/bilde1_20130826154135.pdf
- [22] Richard Nakka, "Parachute Design and Construction." www.nakka-rocketry.net/paracon.html
- [23] T. Maruyama, Science of Space Environment. Tadanori Ondoh and Katsushide Marubashi Eds. 2001.
- [24] S.S. Kouris, K.V. Polimeris, Lj.R.Cander, and L.Ciraolo, "Solar and latitude dependence of TEC and SLAB thickness," Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics 70, pp.1351-1365. 2008.
- [25] G. Blewitt, "An automatic editing algorithm for GPS data," Geophys. Res. Lett., 17, pp. 199-202, 1990.

- [26] G. Ma and T. Maruyama, "Derivation of TEC and estimation of instrumental biases from GEONET in Japan," *Ann. Geophys.*, vol. 21, pp. 2083-2093, 2003.
- [27] S.M. Radicella, M.-L. Zhang, L. Romanelli, and A. Figliola, "A critical analysis of monthly medians and variability of ionospheric parameter," *Adv. Space Res.*, vol. 15 (2), pp. 45-50, 1995.
- [28] T.L. Gulyaeva, S. Aggaewal, K.K. Mahajan, and S. Shastri, "Variability of f_oF_2 at low and middle latitudes," *Adv. Space Res.* Vol. 22 (6), pp. 847-850, 1998.
- [29] J.M. Forbes, S.E. Palo, and X. Zhang, "Variability of the ionosphere," *J.Atmos. Solar-Torres. Phys.* Vol. 62 (8), pp. 685-693, 2000.
- [30] S.S. Kouris, and D.N. Fotiadis, "Ionospheric variability: a comparative statistical study," *Adv. Space Res.* Vol. 29 (6), pp. 977-985, 2002.
- [31] R.G. Ezquer, M. Mosert, and R.J. Corbella, "Variability of critical frequency and $M(3000)F_2$ at Tucuman and San Juan," *ICTP Conference*, pp. 85-94, 2002.
- [32] M.-L. Zhang, J.K. Shi, X. Wang, and S.M. Radicella, "Ionospheric variability at low latitude station: Hainan, China," *Adv. Space Res.* vol. 34, pp. 1860-1868, 2004.
- [33] D. Bilitza, O.K. Obrou, J.O. Adeniyi, and O. Oladipo, "Variability of f_oF_2 in the equatorial ionosphere" *Adv. Space Res.* vol. 34, pp. 1901-1906, 2004.
- [34] J.O. Adeniyi, D. Bilitza, S.M. Radicella and A.A. Willoughby, "Equatorial F_2 -Peak Parameters in the IRI Model," *Adv. Space Res.* Vol. 31, No. 3, pp. 507-512, 2003.
- [35] S. Batista, M.A. Abdu, "Ionospheric variability at Brazilian low and equatorial latitude: comparison between observations and IRI model," *Adv. Space Res.* Vol. 34, pp.1894-1900, 2004.
- [36] J.O. Adeniyi, O.A. Oladipo, and S.M. Radicella, "Variability of f_oF_2 and comparison with IRI Model For an equatorial station," *The Abdus Salam International Centre for Theoretical Physics*, 2005.
- [37] M. L. Zhang, J. K. Shi, X. Wang, S.P. Shang, S. Z. Wu, "Ionospheric behavior of the F_2 peak parameters f_oF_2 and h_mF_2 at Hainan and comparisons with IRI model predictions," *Adv. Space Res.* Vol. 39, pp. 661-667, 2007.

- [38] F. Bertoni, Y. Sahai, P.R. Fagundes, V.G. Pillat, F. B. Guedes, J.R. Abalde, “ IRI-๒๐๐๑ model predictions compared with ionospheric data observed at Brazilian low latitude stations,” *Ann. Geophys.*, Vol. 24, pp. 2191-2200, 2006.
- [39] Y. J. Chuo, C. C. Lee, “Ionospheric variability at Taiwan low latitude station: Comparison between observations and IRI-2001 model,” *Adv. Space Res.*, 2007.
- [40] N.K. Sethi, R.S. Dabas, Y. Ninawe, “foF2 variability over New Delhi during different solar cycle conditions and compareison with IRI-2001 model,” *Adv. Space Res.* Vol. 40, pp. 855-860, 2007.
- [41] R. Attaviriyasuwon, T. Boonchuk, N. Leelaruji, N. Hemmakorn, “Observation of ionospheric height changes at Chumphon near the magnetic equator” *ICICS Conference*, pp. 1169-1172, 2005.
- [42] V. Yamvinij, N. Hemmakorn, N. leelaruji, P. supnithi, “The spread F phenomenon of the ionosphere in Thailand” *IASTED International Conference*, pp.467-469, 2006.
- [43] N. Tsushinki, “Model ๗๖๓๓ Realtime TECMETER Operation Manual”, Japan.
- [44] G. Ma and T. Maruyama, “Derivation of TEC and estimation of instrumental biases from GEONET in Japan”, *Ann. Geophys.* Vol. 21, pp. 2083-2093.
- [45] G.R. Ezuer, A.O. Nieves, and H. Teresita, “Predicted and measured total electron content at both peak of the equatorial anomaly”, *Radio Science*, Vol. 29, No. 4, pp.831-838, 1994.
- [46] P.B. Rao, B. Jayachadran, and N. Balan, “Low latitude TEC and Np variations during the solar cycles of ๒๐ and ๒๑ , in: *Investigation of ionosphere by means of Beacon satellite measurements* edited by Cao Chong”, *Int. Beacon Satellite symposium*, Beijing, China, p. 241, 1988.
- [47] P. Kenpankho, K. Watthanasangmechai, P.Supnithi, “Solar and Latitude Dependence of TEC in Thailand,” *Proceeding. ISAP.*, 2009.
- [48] N. Wichaipanich, P. Supnithi, M. Ishii and T. Maruyama, “Ionospheric variation at Thailand equatorial latitude station: comparison between observations and IRI-๒๐๐๑ model predictions,” *Adv. Space Res.*, 45, pp. 215-350, 2010.

- [49] M. Yamada, Y. Miura, “Rain attenuation characteristics at 12 GHz on an earth-space path” International Conference on Microwave Millimeter Wave Technology. Aug 1998.
- [50] M. Yamada et al., “Measurement of rain attenuation at 12 GHz by using VSAT” ๒๐๐๐ International Symposium on Antenna and Propagation. Aug 2000.
- [51] J.D. Kanellopoulos, V.A. Houdzoumis, “A model for the prediction of differential rain attenuation on adjacent Earth-space propagation paths” Radio Science, Vol. 25, Sep 1990, pp. 853-864.
- [52] Z.X. Zhou et al., “Cumulative distributions of rainfall rate and microwave attenuation in Singapore’s tropical region” Radio Science, Vol. 35, 2000, pp. 751-756.
- [53] Recommendation ITU-r P.838 “Specific Attenuation Model for Rain use in Prediction Methods”. 1999.
- [54] Q.W. Pan, J.E. Allnutt. “Seasonal and Diurnal Effects on Ku-Band Site-Diversity Performance Measured in a Rainy Tropical Region”. IEEE International Symposium. Vol. 3, 2001. pp. 113-116.
- [55] Chanatip M., Chanon J. and Charisa V.. “NOAA satllites in APT mode receiver system based on SDR technology and application for cloud density estimation,” KMITL, Bangkok, June 2013.
- [56] Stoff. “Orbitron - Satellite Tracking System,” [Online]. Available: <http://www.stoff.pl/>
- [57] Airspy. “SDR#,” [Online]. Available: <https://airspy.com/>
- [58] Wxtoimg. “WXtoimg,” [Online]. Available: <http://www.wxtoimg.com/>
- [59] Wraase. “Cross-Dipole KX-137,” [Online].
Available: http://www.wraase.de/produkt_e.htm
- [60] Rtl-sdr. “RTL-SDR,” [Online]. Available: <https://www.rtl-sdr.com/>
- [61] Pasternack. “Matching Pad 50 Male to 75 Female,” [Online].
Available: <http://www.pasternack.com/50-ohm-bnc-female-75-ohm-bnc-male-matching-pad-pe7007-p.aspx>
- [62] Wikipedia. “Bias-Tee,” [Online]. Available: http://en.wikipedia.org/wiki/Bias_tee
- [63] Esa. “CanSat,” [Online].
Available: https://m.esa.int/Education/CanSat/What_is_a_CanSat

- [64] Bosch Sensortec, Data sheet BMP180.
- [65] Mechtly, “The International System of Units, Physical Constants and Conversion Factors,” REV. 2, 1973.
- [66] Bill Earl, “ADXL345 Digital Accelerometer.”
- [67] Mark Pedley, Tilt Sensing Using a Three-Axis Accelerometer, Freescale Semiconductor, 2013.
- [68] Ublox, “NEO-6 u-blox 6 GPS Modules Data Sheet”
- [69] National Marine Electronics Association, The NMEA 0183 Protocol,
- [70] The CubeSat Program Cal Poly SLO. 2014. “CubeSat Design Specification,” [Online].
Available: https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/56e9b62337013b6c063a655a/1458157095454/cds_rev13_final2.pdf
- [71] Wikipedia. “Atmospheric temperature,” [Online].
Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Atmospheric_temperature
- [72] Sherif Saleh, “Floating Performance Analysis and Extended Lifetime for High Altitude Zero Pressure Balloon,” International Journal of Modeling and Optimization, Vol. 6, No. 4, August 2016.
- [73] National Instruments. “LabVIEW Environment Basics,” [Online].
Available: <http://www.ni.com/getting-started/labview-basics/environment>
- [74] W. L. Stutzman and G. A. Thiele, Antenna Theory and Design, 2nd ed., John Wiley and Sons, 1998.
- [75] Thomas Gansmoe, Stian Vik Mathisen, Jøran Grande, Jens F. Dalsgaard Nielsen, Nils Kristian Rossing, “The CanSat Book,” 2013.
- [76] Bob Bruninga. “Automatic Packet Reporting System,” [Online].
Available: <http://www.aprs.org/>
- [77] Henning Vangli, “Construction of a remotely operated satellite ground station for low earth orbit communication,” THE UNIVERSITY OF OSLO, Norway, February 2010.
- [78] D. Kaslow, G. Soremekun, H. Kim, S. Spangelo. “Integrated Model-Based Systems Engineering (MBSE) Applied to the Simulation of a CubeSat Mission,” IEEE Aerospace Conference, January 2014.

- [79] D. R. Beering, A. Corder, D. Elwell, R. Fish. “ RF COMMUNICATION DATA MODEL FOR SATELLITE NETWORKS,” IEEE Military Communications Conference, Oct 2009.
- [80] C. Rodriguez, H. Boiardt, S. Bolooki. “ CubeSat to Commercial Intersatellite Communications: Past, Present and Future,” IEEE Aerospace Conference, March 2016.
- [81] Analytical Graphics, Inc. “STK Training and Tutorials,” [Online].
Available: <http://help.agi.com/stk/index.htm#training/manuals.htm>
- [82] Analytical Graphics, Inc. “STK Level 1 and Level 2 Training Manual,” [Online].
Available: <http://help.agi.com/stk/stktraining/pdf/Printed%20Manual%20-%20Comprehensive.pdf>





เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ก
สรุปค่าใช้จ่ายการดำเนินงานโครงการวิจัย

รายการ	
	จำนวนเงิน
1. งบประมาณ	1,040,000.00
2. งบดำเนินการ (ค่าวัสดุ)	3,085,000.00
3. ค่าครุภัณฑ์	2,370,000.00
4. งบดำเนินการ (ค่าใช้สอย)	3,145,000.00
รวม	9,640,000.00

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ข
บทความวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์
 (ตามแนบ)

ก. บทความวิชาการในวารสารวิชาการระดับนานาชาติ (ที่มี Impact Factor) จำนวน 2 ฉบับ

- 1) J. Buddho, P. Supnithi, S. Saito, "Analysis of quiet-time vertical ionospheric delay gradients around Suvarnabhumi Airport, Thailand," Radio Science, 2018. DOI: 10.1029/2018RS006606. (2016 JCR Impact Factor = 1.58)
- 2) P. Techavijit, P. Sukchalerm, N. Wongphuangfuthaworn, A. Plodpai, S. Manuthasna, and S. Chivapreecha, "Internet Network in Space for Small Satellites: Concept and Experiments," Sensors and Materials, 2018. DOI: 10.18494/SAM.2018.1854. (2016 JCR Impact Factor = 0.519)

ข. บทความวิชาการในการประชุมวิชาการระดับนานาชาติ จำนวน 4 ฉบับ

- 1) P. Thammavongsy, P. Supnithi, W. Phakphisut, "A Preliminary Neural Network Model for Range Spread-F Events at Chumphon Station, Thailand," ISCIT 2018, Bangkok, Thailand, 2018.
- 2) N.Tonkasem, P. Supnithi and W.Phakphisut, "New Receiver Bias Calculation for Total Electron Content (TEC), in Bangkok, Thailand," ECTI-CON 2018, Chiangrai, Thailand, 18-21 July, 2018.
- 3) J. Buddho, P. Supnithi, S. Saito, "Title: The analysis of positioning accuracy from the usage of multi-constellation in single-frequency RTK technique in Bangkok ," ITC-CSCC 2018, 4-7 July, 2018, Bangkok, Thailand.
- 4) A. Bumrunkit, P. Supnithi, T. Tsugawa, K. Hozumi, "Thai GNSS and Space Weather Information Center," ITC-CSCC 2018, 4-7 July, 2018, Bangkok, Thailand.

ประวัตินักวิจัย

1. นายพรชัย ทรัพย์นิธิ

1.1 เลขหมายบัตรประจำตัวประชาชน 3 1015 02028 22 4

1.2 ตำแหน่งปัจจุบัน ศาสตราจารย์

1.3 ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ลาดกระบัง กทม. 10520 โทรศัพท์ 081-618-5151 อีเมลล์ ksupornc@kmitl.ac.th

เว็บไซต์ <http://www.kmitl.ac.th/~ksupornc/index.htm>

1.4 ประวัติการศึกษา

B.S. Electrical Engineering 1995 University of Rochester, USA

M.S. Electrical Engineering 1997 University of Southern California, USA

Ph.D. Electrical Engineering 2002 Georgia Institute of Technology, USA

1.5 สาขาวิชาการที่มีความชำนาญพิเศษ

Atmospheric Study, Communication System, Signal Processing, Error Correction Codes

1.6 ประสบการณ์ที่เกี่ยวข้องกับการบริหารงานวิจัยทั้งภายในและภายนอกประเทศ

โครงการวิจัย	หน่วยงานให้ ทุน	ระยะเวลา	ตำแหน่ง
Dual-frequency GPS network and ionospheric study in Thailand	9	1 year (Feb'11 – Jan '12)	Leader
Digital satellite beacon receiver based on the software defined radio (SDR)	6	1 year (Oct'10 – Sept'11)	Leader
Advanced Read Channel for Perpendicular Recording and Bit Patterned Media	1,2	3 years (Sept '10 – Aug '13)	Leader
An Inter-Track Interference Mitigation Technique Using Partial ITI Estimation in Patterned Media	1,8	2 years (1 Oct '09 – 30 Sept '11)	Leader

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Storage			
Design of High-Rate Modified Array Codes for Iterative Processing in Magnetic Recording Systems	1,2	2 years (2 July '08 – 15 Nov '10)	Leader
Ionospheric Observation in Thailand	7	1 years (1 May '09 – 30 June '10)	Leader
Variable Bit Aspect Ratio (VBAR) Optimization in Perpendicular Magnetic Recording System	1,2	2 years(June 2008 – May 2010)	Leader
A method for reducing the effect of Thermal Asperity in Magnetic Recording System	1,2	2 years(June 2008 – May 2010)	Leader
Statistical Analysis of Head Failure from Read Channel Perspectives	1,2	2 years(June 2007 – May 2009)	Leader
Performance of Digital Modulation in Combined Scintillation and Multipath Fading in Satellite MobileCommunication with Maximal-Ratio Combining (MRC)	3,4	2 years(July 2007 – June 2009)	Leader
Optimization of Read channel chip in magnetic recording system	1	2 years(June 2006 – May 2008)	Adviser
Satellite Mobile Communications for Channels with Scintillation	5	1 year(2005 - 2006)	
Feasibility Study of Setting up I/U CRC in Data Storage Technolgy and Applications at KMITL	1	3 months(2006)	Leader
Technology Roadmap of Hard Disk Drive Industry of Thailand 2006-	1	3 months(2005)	Researc her

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2010			
Elliptic Curve Crytosystem with FPGA	6	1 year (2005)	Leader
Diversity Techniques for Satellite Channels with Scintillation	6	1 year (2005)	Researcher

หน่วยงานให้ทุนวิจัย

1. ศูนย์เทคโนโลยีคอมพิวเตอร์และอิเล็กทรอนิกส์แห่งชาติ สำนักงานพัฒนาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี
2. วิทยาลัยนวัตกรรมการจัดการข้อมูล
3. สำนักงานคณะกรรมการอุดมศึกษา
4. กองทุนสนับสนุนการวิจัย (สกว.)
5. สำนักงานพัฒนาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี
6. คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
7. Space Environment Group, NICT, Japan
8. ศูนย์วิจัยร่วมเฉพาะทางด้านส่วนประกอบฮาร์ดดิสก์ไดรฟ์ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยขอนแก่น
9. มูลนิธิโทรแห่งประเทศไทย

เอกสารวิชาการ - วารสารวิชาการ

1. Y. Suppakhun, P. Supnithi, Y. Okamoto, Y. Nakamura and H. Osawa, "Performance Improvement System for Perpendicular Magnetic Recording with Thermal Asperity," **IEICE Transaction on Electronics**, *accepted*, 2011. (impact factor = 0.608)
2. S. Osaklang, A. Kaewrawang, A. Kruesubthaworn, V. Ungvichian, P. Supnithi and A. Siritaratiwat, "A Practical Crosstalk Reduction Technique Applied to High-Density Hard Disk Interconnecting Assembly Traces," **IEEE Transaction on Magnetics**, *accepted*, 2011 (impact factor = 1.061).
3. K. Watthanasangmechai, P. Supnithi, S. Lerkvaranyu, T. Maruyama, "TEC prediction with neural network for Thailand equatorial latitude station," **Earth Planets Space**, *accepted*, 2011. (impact factor = 1.074)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4. W. Phakpisut, **P. Supnithi**, L. M.M. Myint and T. Sapon, "Serial schedulings for LDPC decoders and the performances in the bit patterned media systems with media noise," **IEEE Transaction on Magnetics**, *accepted*, 2011, (impact factor = 1.061)
5. **P. Supnithi**, K. Bunsri, and M. Novid, "Improved Bit Error Rate from Head/Media Optimization in Perpendicular Magnetic Recording Systems, **IEEE Transaction on Magnetics**, July 2011, (impact factor = 1.061).
6. P. Kenpankho, **P. Supnithi**, T. Tsugawa and T. Maruyama, "Equatorial magnetic variation of ionospheric slab thickness observations at Chumphon, ", **Earth Planets Space**, *Accepted*, 2011. (impact factor = 1.074)
7. **P. Supnithi**, W. Phakpisut and W. Singhaudom, "Improved Iterative Processing to Combat Pseu-do Cycles in Perpendicular Magnetic Recording, " **IEICE on Fundamentals**, vol. E94-A, No.5, pp.xxx , May 2011. (impact factor = 0.366)
8. C. Warisarn, P. Kovintavewat, and **P. Supnithi**, "Modified Per-Survivor Processing (MPSP) timing recovery for magnetic recording channels," **IEICE Transaction on Electronics**, vol. E94-C, No.3, Mar. 2011. (impact factor = 0.535)
9. P. Kenpankho, **P. Supnithi**, T. Tsugawa and T. Maruyama, "Comparison of GPS TEC measurements with IRI TEC prediction at an equatorial latitude station, Chumphon, Thailand, " **Earth Planets Space**, 2011. (impact factor = 1.074)
10. N. Wichaipanich, **P. Supnithi**, M. Ishii and T. Maruyama, "Thailand low and equatorial F2-layer peak electron density and comparison with IRI-2007 model," **Earth Planets Space**, 2011. (impact factor = 1.074)
11. L.M.M.Myint, **P. Supnithi**, P. Tantasawasd, "Iterated Viterbi Detection Methods for a 2-D Bit Patterned Media Storage, " **Srinakarin Journal of Science and Technology (SJST)**, October 2010.
12. N. Wichaipanich, **P. Supnithi**, M. Ishii and T. Maruyama, "Ionospheric variability at Thailand equatorial latitude station: comparison between observations and IRI-2001 model predictions," **Journal of Advanced Space Research**, vol. 45, Issue 2, pp. 215-350, January 2010. (impact factor = 0.86)

13. L.M.M.Myint, P. Tantasawasdi, **P. Supnithi**, "An inter-track mitigation technique using partial ITI estimation in patterned media storage," **IEEE Transaction on Magnetics**, vol. 5, no. 10, October 2009. (impact factor = 1.129)
 14. **P. Supnithi**, W. Wongtrairat, , S. Tantaratana , "Performance of M-PSK and M-QAM in Mobile Satellite and Flat Fadings with MRC diversity," **IEEE Transaction on Wireless Communication**, vol. 8, no. 7, July 2009, pp. 3360-3364. (impact factor = 2.181)
 15. W. Wongtrairat, **P. Supnithi**, "Performance of digital modulation in double Nakagami-m fading channels with MRC diversity," **IEICE Transaction on Communication**, vol. E92-B, No. 2, Feb. 2009. (impact factor = 0.252)
 16. A. Wongkeeratikul, N. Leelaruji, N. Hemakorn, S. Noppakeepong and **P. Supnithi** , "Modeling and Measurement of Airplane Flutter Phenomena on TV Broadcasting Signal" **IEEE Trans. on Broadcasting**, June, 2008. (impact factor = 1.102)
 17. **P. Supnithi**, R.A. Lopes, and S.W. McLaughlin, "Reduced-complexity turbo equalizations in high-density magnetic recording systems," **IEEE Trans. on Magnetics**, September, 2003, pp. 2585- 2587. (impact factor = 1.129)
-

2. นายสรวิวัฒน์ ชิวปรีชา

Date of birth: 12 September 1977

Present position/Department: Assistant Professor, Department of Telecommunication Engineering, Faculty of Engineering, King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang.

Education:

- Doctor of Engineering (Electrical Engineering) from King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang, Bangkok, Thailand in 2008.
Doctoral Thesis Title “**The Pascal Matrices and Their Applications to Digital Signal Processing**”
- Master of Engineering (Electrical Engineering) from King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang, Bangkok, Thailand in 2002.
Master Thesis Title “**Design of Distributed Arithmetic Digital Filter by State-Space Representation**”
- Bachelor of Engineering (Telecommunication Engineering) from Suranaree University of Technology, Nakhon Ratchasima, Thailand in 1998.

Field of Specialization: Digital Signal Processing, Digital Filter Design and Implementation, VLSI for Digital Signal Processing and FPGA Applications, Software Defined Radio, Satellite Engineering.

Honors Awarded:

- **Bronze Medal Award** for the invention of “Development of Microwave Sensor System for Durian Maturity Inspection” from The 44th International Exhibition and Invention of Geneva 2016.
- อาจารย์ดีเด่น คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ปี 2554
- **Best Presentation Award** for research paper entitle “Design of IIR Notch Filter for Removal of Baseline Wander and Power Line Interference from ECG Signal,” in 2005 International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS 2005), Gyeonggi-Do, Korea, June 2-5, 2005.
- **Best Paper Award** for research paper entitle “Design of Logarithmic Encoder and Error

Corrections,” published in GESTS International Transactions on Computer Science and Engineering, vol. 26, no. 1, pp. 222-240, Jan. 2006.

- Grant from Geo-Informatics and Space Technology Development Agency (GISTDA), Ministry of Science for training specialists on “**Earth Remote Sensing Space Systems**,” specialized course at the NPO Mashinostroyeniya, Reutov, Moscow, Russian Federation, Oct.-Nov. 2005.
- Visiting Research Scholar at Department of Embedded Technology, School of Information Technology and Science, the Tokai University, Japan, April-June 2008. (Research Topics : “Hardware-Software Co-Design” and “VLSI Design”)
- Visiting Research Scholar at Department of Embedded Technology, School of Information Technology and Science, the Tokai University, Japan, Oct.-Nov. 2009. (Research Topics : “Digital IC Design with Alliance Tools” and “VLSI Implementation of Tunable Biquad Digital Filter”)

สมาคมวิชาการและวิชาชีพที่เป็นสมาชิก

- ภาควิศวกรและสมาชิกประเภทสามัญของสภาวิศวกร ประเทศไทย
- Regular member, The Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE), USA.
- Regular member, The Institute of Electronics, Information and Communication Engineers (IEICE), Japan

ตำแหน่งหน้าที่อื่น (เช่น กรรมการที่ปรึกษา ผู้เชี่ยวชาญ ประธานกรรมการ คณะอนุกรรมการ ฯลฯ)

- วิทยากรรับเชิญบรรยาย การประชุมวิชาการวิทยาการหลังการเก็บเกี่ยวแห่งชาติ ครั้งที่ 16: จันทบุรี (Invited Speaker การบรรยายพิเศษ เรื่อง “การตรวจสอบความอ่อน-แก่ และการสุกของผลทุเรียน”)
- วิทยากรรับเชิญบรรยาย การประชุมวิชาการด้านวิทยาศาสตร์อวกาศและการสำรวจอวกาศครั้งที่ 1 (1st TSEF)

โดยสำนักงานพัฒนาเทคโนโลยีอวกาศและภูมิสารสนเทศ (สทอภ) 2 กุมภาพันธ์ 2561

- วิทยากรบรรยายงานสัมมนา Inno Seminar จัดโดย SME Bank 23 สิงหาคม 2560
- คณะกรรมการกำกับโครงการความร่วมมือการพัฒนาศักยภาพและสร้างสรรค์นวัตกรรมของเด็กวัยเรียน สำนักงานคณะกรรมการนโยบายวิทยาศาสตร์ เทคโนโลยีและนวัตกรรมแห่งชาติ (5 ม.ค. 2560 –ปัจจุบัน)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- ผู้ทรงคุณวุฒิเพื่อประเมินคุณภาพงานวิจัยก่อนการเผยแพร่ สถาบันวิจัยและพัฒนา มหาวิทยาลัยทักษิณ (มกราคม 2560)
- หัวหน้าภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง (กันยายน 2557-พฤศจิกายน 2558)
- Organizing Committee (Publicity Chair) The 2016 International Workshop on Smart Info-Media Systems in Asia (SISA 2016), September 14-17, 2016, Ayutthaya, Thailand.
- Organizing Committee (Submission Chair) The 2014 IEEE Region 10 Conference (TENCON 2014), Oct. 22-25, 2014, Bangkok, Thailand.
- กรรมการพัฒนาหลักสูตรและประธานหลักสูตรวิศวกรรมดนตรีและสื่อประสม คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง (ช่วงระยะเวลาระหว่าง 2555 – 2558)
- กรรมการรับเชิญพิจารณาบทความของวารสาร IEEE Transactions on Circuits and Systems II (ปี 2013)
- กรรมการรับเชิญพิจารณาบทความของวารสาร Journal of Signal Processing (ปี 2011, 2012)
- คณะกรรมการจัดงานประชุมวิชาการนานาชาติ International Symposium on Technology for Sustainability 2012 (ISTS 2012), Bangkok, Thailand
- คณะกรรมการจัดงานประชุมวิชาการนานาชาติ International Conference on Engineering, Applied Sciences, and Technology 2012 (ICEAST 2012), Bangkok, Thailand
- ผู้พิจารณาบทความในการประชุมวิชาการ The 8th International Symposium on Management, Engineering and Informatics (MEI 2012), Florida, USA.
- คณะกรรมการจัดงานประชุมวิชาการนานาชาติ International Workshop on Information Communication Technology (ICT 2010), KMITL Bangkok, Thailand, August 24-25, 2010.
- กรรมการวิพากษ์หลักสูตรวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมอิเล็กทรอนิกส์ มหาวิทยาลัยราชภัฏอุดรธานี (ปี 2554)
- กรรมการวิพากษ์หลักสูตรวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า มหาวิทยาลัยราชภัฏพระนครศรีอยุธยา (ปี 2552)
- ประธานสาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง (พฤศจิกายน 2552 – กันยายน 2553)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- ผู้พิจารณาบทความในการประชุมวิชาการ The 2009 International Symposium on Circuits and Systems (ISCAS 2009), Taipei, Taiwan.
- ผู้พิจารณาบทความในการประชุมวิชาการ The 2007 International Symposium on Circuits and Systems (ISCAS 2007), New Orleans, Louisiana, USA.
- กรรมการรับเชิญพิจารณาบทความของวารสาร IET Signal Processing (ปี 2008)
- กรรมการรับเชิญพิจารณาบทความของวารสาร IEEE Signal Processing Letters (ปี 2006)
- ผู้ทรงคุณวุฒิที่ปรึกษา **โครงการศึกษาความเป็นไปได้ในการวิจัยพัฒนาดาวเทียมเฝ้าตรวจเพื่อความมั่นคง กรมเทคโนโลยีสารสนเทศและอวกาศกลาโหม** สำนักงานปลัดกระทรวงกลาโหม (กรกฎาคม – กันยายน 2551)
- ผู้ทรงคุณวุฒิพิจารณาข้อเสนอโครงการวิจัยเพื่อการศึกษาในระดับปริญญาตรี โท และเอก ปีการศึกษา 2550 สำนักวิจัยร่วมด้านเทคโนโลยีการบันทึกข้อมูลและการประยุกต์ใช้งาน สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
- กรรมการร่วมการประเมินความก้าวหน้าครั้งที่ 1 โครงการวิจัยเพื่อการศึกษาในระดับปริญญาตรี โท และเอก ประจำปี 2550 สำนักวิจัยร่วมด้านเทคโนโลยีการบันทึกข้อมูลและการประยุกต์ใช้งาน สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
- Session Chair ในการประชุมวิชาการ The 2007 International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2007), Busan, Korea, July 8-11, 2007.
- Session Chair ในการประชุมวิชาการ The 2005 International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2005), Jeju, Korea, July 4-7, 2005.
- วิทยากรบรรยายการอบรมหลักสูตร “การประยุกต์ใช้งานโปรแกรม Matlab ทางวิศวกรรมไฟฟ้า” ให้กับนักศึกษาของโปรแกรมวิชาเทคโนโลยีอุตสาหกรรม คณะวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี มหาวิทยาลัยราชภัฏพระนครศรีอยุธยา (9-10 สิงหาคม 2549)
- วิทยากรบรรยายในหัวข้อเรื่อง “*Earth Remote Sensing Space Systems*” ให้กับเจ้าหน้าที่ของสำนักงานพัฒนาเทคโนโลยีอวกาศและภูมิสารสนเทศ (สทอภ.) และผู้แทนหน่วยงานที่เกี่ยวข้อง ณ ห้องประชุมชั้น 5 อาคาร สทอภ. (4 พฤษภาคม 2549)
- วิทยากรบรรยายการอบรมหลักสูตร “การใช้งานโปรแกรมจำลองการทำงานทางด้านวิศวกรรมไฟฟ้า” ให้กับนักศึกษาของโปรแกรมวิชาเทคโนโลยีอุตสาหกรรม คณะวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี มหาวิทยาลัยราชภัฏพระนครศรีอยุธยา (10-12 มิถุนายน และ 20-22 มิถุนายน 2548)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- กรรมการเพื่อร่างหลักสูตร “วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า” คณะวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี มหาวิทยาลัยราชภัฏพระนครศรีอยุธยา (มิถุนายน 2548)
- ผู้พิจารณาบทความเพื่อตีพิมพ์ในวิศวกรรมสารลาดกระบัง (พฤษภาคม 2548)
- วิทยาการรับเชิญและคณะทำงานประชุมปฏิบัติการระดมความคิด กำหนดกรอบแนวทางการเพิ่มประสิทธิภาพการเรียนรู้และการจัดทำหลักสูตรสำหรับการจัดค่ายคณิตศาสตร์ วิทยาศาสตร์ และเทคโนโลยี โดยสำนักพัฒนานวัตกรรมการจัดการศึกษา สำนักงานคณะกรรมการการศึกษาขั้นพื้นฐาน กระทรวงศึกษาธิการ (9-13 พฤษภาคม 2548)
- ร่วมเป็นคณาจารย์ผู้ออกข้อสอบสำหรับทดสอบความรู้ผู้ขอรับใบอนุญาตใหม่ระดับภาควิศวกร ปี พ.ศ. 2552 สำหรับวิชา Communication Network and Transmission Lines ของทางสภาวิศวกร (ปี 2548)

โครงการวิจัยพัฒนา

1. การพัฒนาระบบการให้บริการเข้าถึงข้อมูลสินค้าผ่าน Mobile Application
หน่วยงานที่ให้การสนับสนุนทุนวิจัย คือ โครงการ Innovation and Technology Assistance Program: ITAP ร่วมกับ บริษัท แอ็กโกร (ประเทศไทย) จำกัด ปีงบประมาณ 2561
2. โครงการสร้างศักยภาพการวิจัยและพัฒนาด้านวิศวกรรมอวกาศ การรับรู้ระยะไกลและสภาวะอวกาศ:
หน่วยวิจัยวิศวกรรมดาวเทียม
หน่วยงานที่ให้การสนับสนุนทุนวิจัย คือ สำนักงานคณะกรรมการวิจัยแห่งชาติ ปีงบประมาณ 2561
3. เครื่องวัดความอ่อน-แก่ของทุเรียนด้วยระบบไมโครเวฟเซ็นเซอร์ (Microwave Sensor for Durian Maturity Inspection)
หน่วยงานที่ให้การสนับสนุนทุนวิจัย คือ กิจกรรมการสนับสนุนเพื่อเร่งการเติบโตของธุรกิจนวัตกรรมรายใหม่สำหรับอุตสาหกรรมเป้าหมายของประเทศ ภายใต้โครงการพัฒนาธุรกิจนวัตกรรมเกิดใหม่ที่มีการเติบโตสูง (Innovative Startup) สำนักปลัดกระทรวงวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี ปีงบประมาณ 2560
4. การพัฒนาสถานีภาคพื้นดินสำหรับดาวเทียมอุตุนิยมวิทยา NOAA ในโหมด APT ด้วยเทคโนโลยีวิทยุกำหนดด้วยซอฟต์แวร์และการประยุกต์ใช้งาน (Development of NOAA Weather Satellites Ground Station in APT Mode Using Software-Defined Radio Technology and Application)
หน่วยงานที่ให้การสนับสนุนทุนวิจัย คือ สำนักงานคณะกรรมการวิจัยแห่งชาติ ปีงบประมาณ 2556
5. การออกแบบและสร้างวงจรกรองสัญญาณดิจิทัลรูปแบบใหม่สำหรับเครื่องช่วยฟังแบบดิจิทัลที่มีความซับซ้อนต่ำความแม่นยำสูง (Design and Implementation of A New Digital Filter for Low-Complexity High-Accuracy Digital Hearing Aids)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หน่วยงานที่ให้การสนับสนุนทุนวิจัย คือ สำนักงานคณะกรรมการวิจัยแห่งชาติ ปีงบประมาณ 2555-2556

6. การเข้ารหัส-ถอดรหัสลับแบบ Chaotic สำหรับความปลอดภัยในการสื่อสารโดยอาศัยปรากฏการณ์ไม่เป็นเชิงเส้นในวงจรกรองสัญญาณดิจิทัล : การออกแบบและการสร้าง (Chaotic Crypto System for Communication Security Based on Nonlinear Phenomenon in Digital Filter : Design and Implementation)

หน่วยงานที่ให้การสนับสนุนทุนวิจัย คือ คณะวิศวกรรมศาสตร์ ปีงบประมาณ 2554

7. การออกแบบและสร้างวงจรตรวจจับขอบภาพแบบโซเบลและแบบผลต่างของเกาส์เซียนที่ปราศจากตัวคูณบน FPGA (Design and Implementation of Multiplierless Sobel-edge Detection and Difference of Gaussian (DoG) on FPGA)

หน่วยงานที่ให้การสนับสนุนทุนวิจัย คือ คณะวิศวกรรมศาสตร์ ปีงบประมาณ 2553

8. การออกแบบและพัฒนาเครื่องช่วยฟังแบบดิจิทัลรูปแบบใหม่ (Design and Development of A New Digital Hearing Aid)

หน่วยงานที่ให้การสนับสนุนทุนวิจัย คือ คณะวิศวกรรมศาสตร์ ปีงบประมาณ 2553

9. การพัฒนาระบบติดตามและบอกตำแหน่งรถยนต์โดยสารสาธารณะผ่านระบบ GPS/GPRS (Development of Tracking and Positioning System for Public Vehicles via GPS/GPRS)

หน่วยงานที่ให้การสนับสนุนทุนวิจัย คือ คณะวิศวกรรมศาสตร์ ปีงบประมาณ 2552

10. การออกแบบและสร้างวงจรกรองสัญญาณแบบปรับค่าความหน่วงเป็นเศษส่วนโดยสมการพหุนามปาสคาลและการประยุกต์ใช้งาน (Design and Implementation of Variable Fractional Delay Digital Filter by Pascal Polynomial and Applications)

หน่วยงานที่ให้การสนับสนุนทุนวิจัย คือ คณะวิศวกรรมศาสตร์ ปีงบประมาณ 2551

11. การออกแบบระบบประมวลผลสัญญาณภาพเชิงเลขแบบเวลาจริงโดยใช้อุปกรณ์ FPGA (Design of Real-Time Digital Image Processing System on FPGA)

หน่วยงานที่ให้การสนับสนุนทุนวิจัย คือ คณะวิศวกรรมศาสตร์ ปีงบประมาณ 2550

List of Publications

International Journals

1. Pirada Techavijit, Polkit Sukchalerm, Nutthapong Wongphuangfuthaworn, Aniwat Plodpai, Shariff Manuthasna, and **Sorawat Chivapreecha**, “Internet Network in Space for Small Satellites: Concept and Experiments”, *Sensors and Materials*, Vol. 30, No. xx, 2018.
2. Parinya Soontornwong, Tian-Bo Deng, and **Sorawat Chivapreecha**, “Low-Complexity and High-Modularity Structure for Implementing Transient-Free Pascal-Delay Filter”, *IEEE Trans. Signal Processing*, Vol. 65, No. 23, pp. 6233-6243, December 2017.
3. C. Roeksukrungrueang, and **S. Chivapreecha**, “A Study and Implementation of Miniaturized Satellite: CanSat for Space Activity Enhancement,” *Advanced Science Letters*, vol. 22, issue 8, pp. 1869-1873, August 2016.
4. P. Leekul, **S. Chivapreecha**, C. Phongcharoenpanich, and M. Krairiksh, “Rician k-factors-based Sensor for Fruit Classification by Maturity Stage,” *IEEE Sensors Journal*, vol. 17, no. 17, pp. 6559-6565, Sept. 2016.
5. P. Leekul, **S. Chivapreecha**, and M. Krairiksh, “Microwave Sensor for Tangerine Classification based on Coupled-Patch Antennas,” *International Journal of Electronics*, vol. 103, issue 8, pp. 1287-1300, 2016.
6. Parinya Sonntornwong and **Sorawat Chivapreecha**, “Pascal-Interpolation-Based Noninteger Delay Filter and Low Complexity Realization,” *Radioengineering*, vol. 24, no. 4, Dec. 2015.
7. Tian-Bo Deng, **Sorawat Chivapreecha**, and Kobchai Dejhan, “Bi-Minimax Design of Even-Order Variable Fractional-Delay FIR Digital Filters,” *IEEE Trans. Circuits Syst. I : Regular Papers*, vol. 59, no. 8, pp. 1766-1774, August 2012.
8. Chusit Pradabpet, **Sorawat Chivapreecha**, Douangsamone Phetsomphou, and Yoshikazu Miyanaga “An Improved GA in Hybrid of PTS-CAPPR Methods for PAPR Reduction in OFDM Systems” *Journal of Communication and Computer*, vol. 7, no.12, pp. 63-68, December 2010.

9. Tian-Bo Deng, **Sorawat Chivapreecha**, and Kobchai Dejhan, “Unified Pascal Matrix for First-Order s-z Domain Transformations,” *IEEE Trans. Signal Processing*, vol. 57, no. 6, pp. 2130-2139, June 2009.
10. Tian-Bo Deng, **Sorawat Chivapreecha**, and Kobchai Dejhan, “Generalized Pascal Matrices, Inverses, Computations and Properties Using One-to-One Rational Polynomial s-z Transformations,” *IEEE Trans. Circuits Syst. I : Regular Papers*, vol. 55, no. 9, pp. 2650-2663, Oct. 2008.
11. **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, “Design of Logarithmic Encoder and Error Corrections,” *GESTS International Transactions on Computer Science and Engineering*, vol. 26, no. 1, pp. 222-240, Jan. 2006.

International Conferences

1. Phuvin Kongsawat, **Sorawat Chivapreecha**, and Tomoaki Sato, “Quality Assessment of Thai Rice Kernels Using Low Cost Digital Image Processing System”, Proc. International Workshop on Advanced Image Technology, January 7-10, 2018.
2. Reatrey Pich, **Sorawat Chivapreecha**, and Jaruwit Prabnasak, “A Single, Triple Chaotic Cryptography Using Chaos in Digital Filter and Its Own Comparison to DES and Triple DES”, Proc. International Workshop on Advanced Image Technology, January 7-10, 2018.
3. Chanathip Roeksukrungrueang, Theeradet Kusonthammrat, Napasin Kunapronsujarit, Thiwat Nunjaruwong, and **Sorawat Chivapreecha**, “An Implementation of Automatic Container Number Recognition System”, Proc. International Workshop on Advanced Image Technology, January 7-10, 2018.
4. Tomoaki Sato, **Sorawat Chivapreecha**, Kohji Higuchi, and Pichet Moungnoul, “A Detection Method of Web Authentication Problems for Mobile Devices Corresponding to IEEE 802.11ac”, Proc. International Workshop on Advanced Image Technology, January 7-10, 2018.
5. Pemmavit Sutthikarn, **Sorawat Chivapreecha**, and Akraphon Trirat, “A Tunable Multiple Outputs FIR Filter Structure Realization”, Proc. The 10th International Conference on Robotics, Vision, Signal Processing & Power Applications, August 14-15, 2018.

6. Phuvin Kongsawat and **Sorawat Chivapreecha**, “A New Threshold Using Gaussian Density Function for Gray Scale to Binary Image and Its Application”, Proc. The 10th International Conference on Robotics, Vision, Signal Processing & Power Applications, August 14-15, 2018.
7. Reatrey Pich, **Sorawat Chivapreecha**, and Jaruwit Prabnasak, “A New Key Generator for Data Encryption Using Chaos in Digital Filter”, Proc. 2017 IEEE 8th Control and System Graduate Research Colloquium (ICSGRC 2018), August 4-5, 2017.
8. **S. Chivapreecha**, N. Ronnaronglit, and Tamoaki Sato, “Chaos in Digital Filter for Digital Image Encryption,” Proc. 2017 International Workshop on Advanced Image Technology (IWAIT 2017), Jan. 8-19, 2017.
9. T. Sato, **S. Chivapreecha**, P. Mounghoul, and K. Higuchi, “RCA on FPGAs Designed by The RTL Design Methodology and Wave-Pipelined Operation,” Proc. 2016 13th International Conference on Electrical Engineering/Electronics, Computer, Telecommunications and Information Technology (ECTI-CON 2016), June 28 – July 1, 2016.
10. Pirada Techavijit, **Sorawat Chivapreecha**, Polkit Sukchalerm, and Aniwat Plodpai, “CubeSat Image Transmission in JPEG Compression: An Experiment on High Altitude Platform,” Proc. 2016 8th International Conference on Knowledge and Smart Technology (KST 2016), pp. 164-168, Feb. 3-6, 2016.
11. Pirada Techavijit, **Sorawat Chivapreecha**, Polkit Sukchalerm, and Natthapong Wongphuangfuthaworn, “Suitable Altitude for Long-Operated Communication High Altitude Balloon with Experimental Flights,” Proc. 2016 8th International Conference on Knowledge and Smart Technology (KST 2016), pp. 169-174, Feb. 3-6, 2016.
12. P. Leekul, **S. Chivapreecha**, and M. Krairiksh, “Microwave Sensor for Defected Fruit Classification” 2015 IEEE Conference on Antenna Measurement and Applications (CAMA), Nov. 30-Dec.2, 2015.
13. T. Sato, **S. Chivapreecha**, and P. Mounghoul, “Fine-Tuning of Wave-Pipelines on FPGAs Developed by The RTL Design,” Proc. 2015 12th International Conference on Electrical

- Engineering/Electronics, Computer, Telecommunications and Information Technology (ECTI-CON 2015), June 24 – 27, 2015.
14. T. Sato, **S. Chivapreecha**, and P. Moungnoul, “A Connection Block Implemented in The RTL Design for Delay Time Equalization of Wave Pipelining,” Proc. 19th World Multi-Conference on Systemics, Cybernetics and Informatics (WMSCI 2015), pp. 169-174, July 12 – 15, 2015.
 15. Jaraspat La-inchua, **Sorawat Chivapreecha**, and Suttipong Thajchayapong, “Adaptive Neuro-Fuzzy Inference System for Automatic Traffic Incident Detection,” Proc. The 2015 International Workshop on Smart Info-Media Systems in Asia (SISA 2015), pp.72-77, Narashino, Japan, August 26-28, 2015.
 16. P. Sunantasaengtong and **S. Chivapreecha**, “Mixed K-means and GA-based Weighted Distance Fingerprint Algorithm for Indoor Localization System,” Proc. 2014 IEEE Region 10 Conference (TENCON 2014), Oct. 22-25, 2014.
 17. P. Leekul, T. Limpiti, T. Tantisoparak, P. Yoiod, **S. Chivapreecha**, C. Phongcharoenpanich, and M. Krairiksh, “Remote Sensing of the Physical Qualities of Fruits,” Asia-Pacific Microwave Conference (APMC), Nov. 4-7, 2014.
 18. P. Leekul, P. Soontornwong, and **S. Chivapreecha**, “Low Complexity Artificial Neural Network Unit for Sugar Content Detection in Microwave Sensor System,” Proc. 2014 Asia-Pacific Signal and Information Processing Association Annual Summit and Conference (APSIPA 2014), Dec. 9-12, 2014.
 19. T. Sato, **S. Chivapreecha**, and P. Moungnoul, “Wiring Control by RTL Design for Reconfigurable Wave-Pipelined Circuits,” Proc. 2014 Asia-Pacific Signal and Information Processing Association Annual Summit and Conference (APSIPA 2014), Dec. 9-12, 2014.
 20. S. U-Thong, C. Pradabpet, J. La-Inchua, **S. Chivapreecha**, and P. Soontornwong, “Variable to Variable Crossover in GA to Solve PAPR Reduction in OFDM Systems,” Proc. 2014 Asia-Pacific Signal and Information Processing Association Annual Summit and Conference (APSIPA 2014), Dec. 9-12, 2014.
 21. C. Roeksukrungrueang, X. Dittaphong, K. Khongsomboon, N. Panyanouyong, and **S. Chivapreecha**, “Chaotic Encoder-Decoder on FPGA for Crypto System,” Proc. 2014 Asia-

- Pacific Signal and Information Processing Association Annual Summit and Conference (APSIPA 2014), Dec. 9-12, 2014.
22. T. Sato, P. Moungnoul, **S. Chivapreecha**, and K. Higuchi, "Performance Estimates of An Embedded CPU for High-Speed Packet Processing," Proc. 2014 11th International Conference on Electrical Engineering/Electronics, Computer, Telecommunications and Information Technology (ECTI-CON 2014), May 14 – 17, 2014.
 23. T. Sato, P. Moungnoul, **S. Chivapreecha**, and K. Higuchi, "Evaluation of Wave-Shift Registers for The Multiplexed Bus," Proc. 2014 International Electrical Engineering Congress (iEECON 2014), March 19 – 21, 2014.
 24. T. Sato, **S. Chivapreecha**, and P. Moungnoul, "A Crossbar Switch Circuit Design for Reconfigurable Wave-pipelined Circuits," Proc. 18th World Multi-Conference on Systemics, Cybernetics and Informatics (WMSCI 2014), pp. 200-205, July 15 – 18, 2014.
 25. Jaraspat La-inchua, **Sorawat Chivapreecha**, and Suttipong Thajchayapong, "Fuzzy Logic-based Traffic Incident Detection System with Discrete Wavelet Transform," The 11th International Conference on Electrical Engineering/Electronics, Computer, Telecommunications and Information Technology (ECTI-CON 2014), Nakhon Ratchasima, Thailand, May 14-17, 2014.
 26. P. Soontornwong, **Sorawat Chivapreecha**, and C. Pradabpet, "A Transient-Free Structure for Lagrange-Type Variable Fractional-Delay Digital Filter," The 11th International Conference on Electrical Engineering/Electronics, Computer, Telecommunications and Information Technology (ECTI-CON 2014), Nakhon Ratchasima, Thailand, May 14-17, 2014.
 27. T.-B. Deng, **S. Chivapreecha**, and K. Dejhan, "Weighted Least-Squares Design of Variable Recursive Digital Filters with Guaranteed Stability," Prof. 13rd International Symposium on Communications and Information Technologies (ISCIT 2013), pp. 360-363, Sept. 4-6, 2013.
 28. C. Pradabpet, **S. Chivapreecha**, and S. Yimman, "The Hybrid of PTS-CAPPR Methods with MA for PAPR Reduction in OFDM Systems," Prof. 13rd International Symposium on Communications and Information Technologies (ISCIT 2013), pp. 680-684, Sept. 4-6, 2013.

29. P. Leekul, P. Yoiyod, **S. Chivapreecha**, C. Phongchareonpanich, P. Youryon, K. Bunyatichart, and M. Krairiksh, "Scattered Waves from Different Maturity Stages of Fruits," IEEE Asia-Pacific Conference on Antenna and Propagation (APCAP), pp. 153-154, Aug. 2013.
30. Jaraspat La-inchua, **Sorawat Chivapreecha**, and Suttipong Thajchayapong, "An Improved Traffic Incident Detection System Using Fuzzy Logic," The 2013 IEEE Thailand Student Conference on Senior Capstone Project (IEEE Thailand SCAP 2013), Bangkok, Thailand, March 29, 2013.
31. Jaraspat La-inchua, **Sorawat Chivapreecha**, and Suttipong Thajchayapong, "A New System for Traffic Incident Detection Using Fuzzy Logic and Majority Voting," The 10th International Conference on Electrical Engineering/Electronics, Computer, Telecommunications and Information Technology (ECTI-CON 2013), Krabi, Thailand, May 15-17, 2013.
32. Wuttichai Puchana, **Sorawat Chivapreecha**, and Tulaya Limpiti, "Wireless Intelligent Fall Detection and Movement Classification using Fuzzy Logic," Proc. The 2012 Biomedical Engineering International Conference (BMEiCON-2012), Ubon Ratchathani, Thailand, Dec. 5-7, 2012.
33. Piyamas Suapang, Chadaporn Naruephai, Methinee Thongyoun, and **Sorawat Chivapreecha**, "Mammographic Masses Segmentation Based on Morphology," Proc. The 2012 Biomedical Engineering International Conference (BMEiCON-2012), Ubon Ratchathani, Thailand, Dec. 5-7, 2012.
34. Piyamas Suapang, Methinee Thongyoun, Rodjarin Boontawan, **Sorawat Chivapreecha**, and Kobchai Dejhan, "A Mammography Database and Viewer System," Proc. The 2012 Biomedical Engineering International Conference (BMEiCON-2012), Ubon Ratchathani, Thailand, Dec. 5-7, 2012.
35. Anirut Trakultritung and **Sorawat Chivapreecha**, "Decomposed Distributed Arithmetic Structure for High Filter Length LMS Adaptive Filter," Proc. The 2nd International Symposium on Technology for Sustainability (ISTS 2012), pp. 485-488, Bangkok, Thailand, Nov. 21-24, 2012.
36. Chusit Pradabpet, Krung Luewattana, **Sorawat Chivapreecha**, and Kobchai Dejhan, "The PTS Method with Iterated Local Search for PAPR Reduction in OFDM-WLAN Systems,"

- Proc. The 2012 International Conference on Engineering, Applied Sciences, and Technology, pp. 142-146, Bangkok, Thailand, Nov. 21-24, 2012.
37. Dolchai Sookcharoenphol, **Sorawat Chivapreecha**, and Pitak Thumwarin, “New Realization of Low Sensitivity Linear Phase Magnitude Complementary Filter Pair,” Proc. The 2012 International Conference on Engineering, Applied Sciences, and Technology, pp. 460-464, Bangkok, Thailand, Nov. 21-24, 2012.
 38. Narong Borijindakul, Chuwong Phongcharoenpanich, **Sorawat Chivapreecha**, Monai Krairiksh, and Kittisak Phaebua, “Microwave Sensors for Sugar Concentration Measurement,” Proc. The 2012 International Conference on Engineering, Applied Sciences, and Technology, pp. 479-482, Bangkok, Thailand, Nov. 21-24, 2012.
 39. Nattawut Hochairat and **Sorawat Chivapreecha**, “Design of Fractional Delay Allpass Filter Using Genetic Algorithm,” Proc. The 2012 International Workshop on Smart Info-Media Systems in Asia (SISA 2012), pp.108-112, Bangkok, Thailand, Sept. 6-8, 2012.
 40. Tiwakarn Saetang and **Sorawat Chivapreecha**, “A New Design of Digital Filter for Digital Hearing Aids,” Proc. The 2012 International Workshop on Smart Info-Media Systems in Asia (SISA 2012), pp.113-118, Bangkok, Thailand, Sept. 6-8, 2012.
 41. Anirut Trakultritung, Ekkawin Thanangchusin, and **Sorawat Chivapreecha**, “Distributed Arithmetic LMS Adaptive Filter Implementation without Look-Up Table,” Proc. The 9th International Conference on Electrical Engineering/Electronics, Computer, Telecommunications and Information Technology (ECTI-CON 2012), Petchaburi, Thailand, May 16-18, 2012.
 42. Supasin Kumsroy, **Sorawat Chivapreecha**, and Akraphon Tirat, “On Hardware Realization of the Binomial Filter,” Proc. 1st International Symposium on Technology for Sustainability (ISTS 2011), pp. 388-391, KMITL Bangkok, Thailand, Jan. 26-29, 2012.
 43. Chusit Pradabpet, **Sorawat Chivapreecha**, and Kobchai Dejhan, “An Improved GA by Using RCO for PAPR Reduction in OFDM Systems,” Proc. 1st International Symposium on Technology for Sustainability (ISTS 2011), pp.194-197, KMITL Bangkok, Thailand, Jan. 26-29, 2012.
 44. Parinya Soontornwong, **Sorawat Chivapreecha**, and Chusit Pradabpet, “A Cubic Hermite Variable Fractional Delay Filter,” Proc. The 2011 International Symposium on Intelligent

- Signal Processing and Communication Systems (ISPACS 2011), Chiang Mai, Thailand, Dec. 7-9, 2011.
45. **Sorawat Chivapreecha**, “Universal Biquadratic Digital Filter with Tunable Capability,” Proc. The 2011 IEEE Region 10 Conference (TENCON 2011), pp. 152-156, Bali, Indonesia, Nov. 21-24, 2011.
 46. Pichet Srisangngam, **Sorawat Chivapreecha**, and Kobchai Dejhan “A Design of IIR Based Digital Hearing Aids Using Genetic Algorithm”, Proc. The 8th ECTI Conference (ECTI-CON 2011), Khon Kaen, Thailand, May 17-19, 2011.
 47. Chusit Pradabpet, Yoshikazu Miyakawa, and **Sorawat Chivapreecha** “New Hybrid of PTS-CAPPR Methods with Non-Uniform Phase Factor and Coded SI Technique in OFDM Systems”, Proc. The 8th ECTI Conference (ECTI-CON 2011), Khon Kaen, Thailand, May 17-19, 2011.
 48. Ussanai Nithirochananont, **Sorawat Chivapreecha**, Chanchai Peanvijarnpong, and Kobchai Dejhan “*GISTDA EOC Synthetic Aperture Radar Data Processing System*”, Proc. 6th International Colloquium on Signal Processing and Its Application (CSPA 2010), Malacca, Malaysia, May 21-23, 2010.
 49. Chusit Pradabpet, Channarong Noybangyang, and **Sorawat Chivapreecha** “NEW HYBRID OF PTS-CAPPR METHODS FOR PAPR REDUCTION IN OFDM SYSTEMS”, Proc. 25th International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2010), Pattaya, Thailand, July 4-7, 2010.
 50. **Sorawat Chivapreecha** and Chusit Pradabpet “A NEW VARIABLE FRACTIONAL-DELAY FIR FILTER” Proc. 25th International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2010), Pattaya, Thailand, July 4-7, 2010.
 51. Ussanai Nithirochananont, **Sorawat Chivapreecha**, Chanchai Peanvijarnpong, and Kobchai Dejhan “*RADARSAT-1 DATA PRODUCTS VERIFICATION*”, Proc. 25th International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2010), Pattaya, Thailand, July 4-7, 2010.
 52. Chusit Pradabpet, Sutud U-thong, and **Sorawat Chivapreecha** “NEW PAPR REDUCTION IN OFDM SYSTEMS USING UNION ALGORITHM OF WL-SLM AND CAPPR TECHNIQUES” Proc.

- 25th International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2010), Pattaya, Thailand, July 4-7, 2010.
53. **Sorawat Chivapreecha** and Tian-Bo Deng “Very Low-Complexity Structure for Lagrange-Type Variable Fractional-Delay Filter”, *Proc. International Conference on Green Circuits and Systems*, Shanghai, P.R. China, June 21-23, 2010.
54. Chusit Pradabpet, Sutud U-thong, **Sorawat Chivapreecha**, and Yoshikazu Miyanaga “Blind Detection of Hybrid PTS-CAPPR Methods in OFDM Systems”, *Proc. 2010 International Workshop on Information Communication Technology (ICT 2010)*, KMITL, Bangkok, Thailand, August 24-25, 2010.
55. Chusit Pradabpet, Narong Ravinu, **Sorawat Chivapreecha**, Boonying Knobnob and Kobchai Dejhan, “An Efficient Filter Structure for Multiplierless Sobel Edge Detection,” *Proc. 2009 Conference on Innovative Technologies in Intelligent Systems and Industrial Applications (CITISIA 2009)*, pp. 40-44, Malaysia, July 25-26, 2009.
56. Naohiko Shimizu, Masami Ikura, Warangrat Wiriya and **Sorawat Chivapreecha**, “A New Logic Circuit Design Methodology with UML,” *Proc. 24th International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2009)*, Jeju Island, Korea, July 5-8, 2009.
57. Chusit Pradabpet, **Sorawat Chivapreecha**, Kobchai Dejhan and Surapan Yimman, “A New PTS Method Using GA for PAPR Reduction in OFDM-WLAN 802.11a Systems,” *Proc. 6th International Joint Conference on Computer Science and Software Engineering (JCSSE2009)*, Phuket Thailand, May 13-15, 2009.
58. Ussanai Nithirochananont, **Sorawat Chivapreecha** and Kobchai Dejhan, “An FPGA-Based Implementation of Variable Fractional Delay Filter,” *Proc. 5th International Colloquium on Signal Processing and Its Application (CSPA 2009)*, Kuala Lumpur, Malaysia, March 6-8, 2009.
59. **Sorawat Chivapreecha**, Naohiko Shimizu and Kobchai Dejhan, “A New Multiplierless Sobel Edge Detection Filter Structure,” *Proc. International Workshop on Nonlinear Circuits and Signal Processing (NCSP’09)*, Honolulu, Hawaii USA., March 1-3, 2009.

60. Ussanai Nithirochananont, Theetima Treepayak, **Sorawat Chivapreecha**, Tian-Bo Deng and Kobchai Dejhan, “Discrete Pascal Filter and Its Hardware Realization,” *Proc. 2008 International Symposium on Intelligent Signal Processing and Communication Systems (ISPACS 2008)*, pp. 461-464, Bangkok, Thailand, Feb. 8-10, 2009.
61. Pichet Srisangngam, **Sorawat Chivapreecha** and Kobchai Dejhan, “Even Order Biquad Digital Filter Design Using Pascal Matrix,” *Proc. 2008 International Symposium on Communications and Information Technology (ISCIT 2008)*, pp. 327-330, Vientien, Laos, October 21-23, 2008.
62. Chusit Pradabpet, Shingo Yoshizawa, Yoshikazu Miyana, **Sorawat Chivapreecha** and Kobchai Dejhan, “New PTS Method with Coded Side Information Technique for PAPR Reduction in OFDM Systems,” *Proc. 2008 International Symposium on Communications and Information Technology (ISCIT 2008)*, pp. 104-109, Vientien, Laos, October 21-23, 2008.
63. Tian-Bo Deng, **Sorawat Chivapreecha**, and Kobchai Dejhan, “Recurrent Formula and Property of Generalized Pascal Matrix,” *Proc. 23rd International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2008)*, Shimonoseki, Yamagushi, Japan, July 6-9, 2008.
64. Tian-Bo Deng, **Sorawat Chivapreecha**, and Kobchai Dejhan, “Generalized Pascal Matrices and Inverses Using One-to-One Rational Polynomial s-z Transformations,” *Proc. 23rd International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2008)*, Shimonoseki, Yamagushi, Japan, July 6-9, 2008.
65. Jetsarawut Kreuakum, **Sorawat Chivapreecha**, Somyot Junnapiya, Naohiko Shimizu and Kobchai Dejhan, “Biquad-Parametric Technique for Digital Filter Design Using Bilinear Pascal Matrix Operation,” *Proc. International Conference on Control, Automation and Systems 2008 (ICCAS 2008)*, pp. 2270 – 2273, COEX Seoul, Korea, Oct. 14-17, 2008.
66. C. Pradabpet, K. Eupree, **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, “A New PAPR Reduction Technique for OFDM-WLAN in 802.11a Systems,” *Proc. 9th ACIS International Conference on Software Engineering, Artificial Intelligence, Networking, and Parallel/Distributed Computing (SNPD 2008)*, Phuket, Thailand, August 6-8, 2008.

67. Kongsit Eupree, **Sorawat Chivapreecha**, Kobchai Dejhan and Chusit Pradabpet, "PAPR Reduction in OFDM Systems Using SLM Cascade with APPR Methods," *Proc. 5th ECTI Annual Conference (ECTI-CON 2008)*, Kra-bi, Thailand, May 14-17, 2008.
68. N. Ronnarongrit, **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, "Efficient Hardware Realization for Discrete Pascal Transform Using Matrix Factorization," *Proc. 4th International Colloquium on Signal Processing and Its Application (CSPA 2008)*, Kuala Lumpur, Malaysia, March 7-9, 2008.
69. **S. Chivapreecha**, U. Nithirochananont, and K. Dejhan, "Investigation of Frequency Characteristic in Discrete Pascal Transform and Its Applications," *Proc. 4th International Colloquium on Signal Processing and Its Application (CSPA 2008)*, Kuala Lumpur, Malaysia, March 7-9, 2008.
70. **S. Chivapreecha**, A. Jaruvarakul, and K. Dejhan, "Modified Pascal Matrix for Biquad Digital Filter Design and Its Filter Structure Realization," *Proc. 4th International Colloquium on Signal Processing and Its Application (CSPA 2008)*, Kuala Lumpur, Malaysia, March 7-9, 2008.
71. Jetsarawoot Kreuakum, Siraphop Tooprakrai, **Sorawat Chivapreecha**, Somyot Junnapiya and K. Dejhan, "High-Speed Bootsatrrpped BiCMOS Tristate Buffer Circuit," *Proc. 2007 International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2007)*, vol. 2, pp. 759-760, Busan, Korea, July 8-11, 2007.
72. Wasan Mongkhommalee, **Sorawat Chivapreecha**, Siraphop Tooprakrai and K. Dejhan, "Biquad Digital Filter Design Using Pascal Matrix," *Proc. 2007 International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2007)*, vol. 1, pp. 21-22, Busan, Korea, July 8-11, 2007.
73. P. Leekul, **S. Chivapreecha**, K. Sripimanwat and P. Supnithi, "Subblock Encoder Design of Modified Array-Based Low-Density Parity-Check Codes," *Proc. 4th ECTI Annual Conference (ECTI-CON 2007)*, pp.557-560, Chiang Rai, Thailand, May 9-12, 2007.
74. C. Noisuwan, J. Nakasuwan, B. Knobnob, **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, "A CMOS Median Circuit Design," *Proc. 2006 International Symposium on Communications and Information Technology (ISCIT 2006)*, Bangkok, Thailand, October 18-20, 2006.

75. **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, "Pascal Matrix Operation for Bilinear s-z with Frequency Transformation," *Proc. 2006 International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2006)*, Chiang Mai, Thailand, July 10-13, 2006.
76. **S. Chivapreecha**, A. Jaruvarakul, N. Jaruvarakul and K. Dejhan, "Adaptive Equalization Architecture Using Distributed Arithmetic for Partial Response Channels," *Proc. 2006 IEEE Tenth International Symposium on Consumer Electronics (ISCE2006)*, St. Petersburg, Russia, June 28- July 1, 2006.
77. **S. Chivapreecha**, A. Jaruvarakul and K. Dejhan, "Multi-Functional Digital Filter Based on Non-Recursive Scheme," *Proc. 8th International Conference and Exhibition on Digital Signal Processing and Its Applications (DSPA-2006)*, Moscow, Russia, March 29-31, 2006.
78. **S. Chivapreecha**, S. Sriyapong, S. Junnapiya and K. Dejhan, "Bilinear s-z with Frequency Transformation using Pascal Matrix Operation," *Proc. 2005 International Symposium on Communications and Information Technology (ISCIT 2005)*, Beijing, China, October 12-14, 2005.
79. **S. Chivapreecha**, S. Yimman and K. Dejhan, "FPGA Implementation of Multi-Functional Digital Filter Based on Non-Recursive Scheme," *Proc. International Conference on Robotics, Vision, Information & Signal Processing (ROVISP 2005)*, Penang, Malaysia, July 20-22, 2005.
80. **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, "Hardware Implementation of Tunable IIR Notch Filter Based on All-Pass Lattice Structure Using TMS320C31," *Proc. International Conference on Robotics, Vision, Information & Signal Processing (ROVISP 2005)*, Penang, Malaysia, July 20-22, 2005.
81. **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, "Design of Digital Logarithmic Multiplier Based on Mitchell's Algorithm and Error Correction," *Proc. 2005 International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2005)*, Jeju, Korea, July 4-7, 2005.
82. **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, "FPGA-based Tunable IIR Notch Filter Using All-Pass Lattice Structure," *Proc. 2005 International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2005)*, Jeju, Korea, July 4-7, 2005.

83. **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, "Design of IIR Notch Filter for Removal of Baseline Wander and Power Line Interference in ECG Signal," *Proc. 2005 International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS 2005)*, Gyeonggi-Do, Korea, June 2-5, 2005.
84. **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, "Microstep Stepper Motor Control Based on FPGA Hardware Implementation," *Proc. 2005 International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS 2005)*, Gyeonggi-Do, Korea, June 2-5, 2005.
85. **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, "Design of Logarithmic Encoder and Error Corrections," *Proc. 2005 IEEE-EURASIP Workshop on Nonlinear Signal and Image Processing (NSIP 2005)*, Sapporo, Japan, May 18-20, 2005.
86. **S. Chivapreecha**, C. Pradabpet, S. Yimman and K. Dejhan, "FPGA-Based Multiplierless Digital PID Controller Using Distributed Arithmetic," *Proc. 4th Asian Conference on Industrial Automation and Robotics (ACIAR'05)*, Bangkok, Thailand, May 11-13, 2005.
87. **S. Chivapreecha** and K. Dejhan "Design of Symmetry IIR Notch Filter Using Quadratic Programming," *Proc. 7th International Conference and Exhibition on Digital Signal Processing and Its Applications (DSPA-2005)*, Moscow, Russia, March 16-18, 2005.
88. **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, "Hardware Implementation of Sobel-edge Detection Distributed Arithmetic Digital Filter," *Proc. 25th Asian Conference on Remote Sensing (ACRS'2004)*, Chiangmai, Thailand, November 22-26, 2004.
89. A. Tirat, **S. Chivapreecha**, T. Khunaworawet, T. Ruangrangsarn and K. Dejhan, "Design of Multiplierless Elliptic Narrowband IIR Digital Filter based on Sensitivity Analysis," *Proc. 2004 International Symposium on Communications and Information Technology (ISCIT 2004)*, Sapporo, Japan, October 27-29, 2004.
90. **S. Chivapreecha**, S. Piyamahachot, A. Namcharoenwattanakul, D. Chaimanee and K. Dejhan, "Distributed Arithmetic Adaptive Digital Filter using FPGA ," *Proc. 2004 International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS 2004)*, Bangkok, Thailand, August 25-27, 2004.
91. **S. Chivapreecha**, N. Ronnarongrit, S. Yimman, C. Pradabpet and K. Dejhan, "Multiplierless Digital PID Controller using FPGA ," *Proc. 2004 International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS 2004)*, Bangkok, Thailand, August 25-27, 2004.

92. N. Whamook, S. Yimman, M. Puangpool, **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, "Speed Sensorless DC Motor using Kalman Filter," *Proc. 2004 International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS 2004)*, Bangkok, Thailand, August 25-27, 2004.
93. **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, "FPGA-Based Minimum Noise Distributed Arithmetic State-Space Digital Filter," *Proc. 2004 International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2004)*, Sendai/Matsushima, Japan, July 5-8, 2004.
94. **S. Chivapreecha**, P. Lamun and K. Dejhan, "FPGA-Based Distributed Arithmetic 2-D Digital Filter," *Proc. 2004 International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2004)*, Sendai/Matsushima, Japan, July 5-8, 2004.
95. **S. Chivapreecha**, A. Panchuen, A. Saninud and K. Dejhan, "Design of 2-D Distributed Arithmetic Digital Filter on FPGA," *Proc. 1st ECTI Annual Conference (ECTI-CON 2004)*, pp.218-221, Pataya, Thailand, May 13-14, 2004.
96. P. Lamun, **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, "An Implementation of AWGN Generator on FPGA," *Proc. 1st ECTI Annual Conference (ECTI-CON 2004)*, pp.129-133, Pattaya, Thailand, May 13-14, 2004.
97. C. Pradabpet, S. Yimman, W. Hinjit, **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, "Design and Implementation of Biquad Digital Filter," *Proc. 9th Asia Pacific Conference on Communications (APCC 2003)*, Penang, Malaysia, September 21-24, 2003.
98. **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, "Multiplierless Optimal Multi-Band Digital Filter Design and Implementation based on Logarithmic Number System," *Proc. 2003 International Symposium on Communications and Information Technology (ISCIT 2003)*, Songkhla, Thailand, September 3-5, 2003.
99. K. Dejhan, **S. Chivapreecha**, S. Yimman, W. Hinjit and C. Pradabpet, "Design and Implementation of Multi-Narrow Band Digital Filter," *Proc. 2003 International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2003)*, pp. 1795-1798, Korea, July 7-9, 2003.
100. **S. Chivapreecha**, K. Dejhan, F. Cheevasuvit, C. Pradabpet and S. Yimman, "An Optimal Multiband Digital Filter Design-based Spline Transition Function Technique,"

- Proc. 2003 International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2003)*, pp. 1791-1794, Korea, July 7-9, 2003.
101. **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, "Design and Implementation of Multiplierless FIR Digital Filter using Logarithmic Numbering System Technique," *Proc. 2003 International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2003)*, pp. 1799-1802, Korea, July 7-9, 2003.
 102. **S. Chivapreecha** and K. Dejhan, "Error Spectrum Shaping in State-Space Distributed Arithmetic Digital Filter for Self-roundoff Noise Cancellation," *Proc. 2003 International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC 2003)*, pp. 252-255, Korea, July 7-9, 2003.
 103. **S. Chivapreecha**, K. Dejhan and C. Pradapet, "Noise Reduction in State-Space Digital Filter using Error Spectrum Shaping," *Proc. Third Asian Conference on Industrial Automation and Robotic (ACIAR 2003)*, pp. 205-211, BITEC Bangkok, Thailand, May 8-9, 2003.
 104. **S. Chivapreecha**, S. Yimmun, C. Pradabpet and K. Dejhan, "Optimal Multiband Digital Filter Design based on Spline Transition Function Technique," *Proc. Third Asian Conference on Industrial Automation and Robotic (ACIAR 2003)*, pp. 212-217, BITEC Bangkok, Thailand, May 8-9, 2003.

3. นายเวธิต ภาคย์พิสุทธิ์

ตำแหน่ง อาจารย์ คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

โทรศัพท์ 081-9484388 โทรสาร -

อีเมล watid.ph@kmitl.ac.th

อายุ 31 ปี สัญชาติ ไทย

บัตรประจำตัวประชาชน เลขที่ 1100200311473 ออกให้โดย กรุงเทพมหานคร

บ้านเลขที่ 90/164 ถนนลาดกระบัง แขวงลาดกระบัง เขตลาดกระบัง จังหวัดกรุงเทพมหานคร รหัสไปรษณีย์ 10520

การศึกษา

ม.ย. 54 - ก.ค. 58 วิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต (วิศวกรรมไฟฟ้า),
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ม.ย. 52 - พ.ค. 54 วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต (เทคโนโลยีการบันทึกข้อมูล),
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ม.ย. 48 - มี.ค. 52 วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต (วิศวกรรมโทรคมนาคม),
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ประสบการณ์การทำงาน

ก.ค. 59 - ปัจจุบัน อาจารย์ประจำ

ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ก.ค. 59 - มี.ย. 60 อาจารย์พิเศษ

สาขาวิชาเทคโนโลยีสารสนเทศ คณะวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี
มหาวิทยาลัยกรุงเทพสุวรรณภูมิ

มี.ย. 58 - มี.ย. 59 อาจารย์ประจำ

สาขาวิชาเทคโนโลยีสารสนเทศ คณะวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี
มหาวิทยาลัยกรุงเทพสุวรรณภูมิ

ส.ค. 57 - เม.ย. 58 ผู้ช่วยนักวิจัย

School of Electrical and Electronic Engineering
Nanyang Technological University, Singapore

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ม.ย. 54 - พ.ค. 58 อาจารย์พิเศษ

สาขาวิชาเทคโนโลยีสารสนเทศ คณะวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี
มหาวิทยาลัยกรุงเทพสุวรรณภูมิ

พ.ย. 52 - พ.ค. 54 ผู้ช่วยนักวิจัย

ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

The seal of the National Library of Thailand is a circular emblem. It features a central five-tiered umbrella (parasol) with a sunburst at the top. Flanking the central umbrella are two smaller, three-tiered umbrellas. The entire emblem is surrounded by a circular border containing Thai text. The text at the top reads "หอสมุดแห่งชาติ" (National Library) and the text at the bottom reads "พระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง" (King Chulalongkornrajavidyalaya University, Rajabhat Bangkok).

บทความวิชาการในวารสารวิชาการระดับนานาชาติ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



Radio Science

RESEARCH ARTICLE

10.1029/2018RS006606

Key Points:

- The paper focuses on the statistics of quiet time vertical ionospheric delay gradients around Suvarnabhumi Airport, Thailand
- The single-frequency-based method is used to estimate the ionospheric delay gradient under daytime, nighttime, and seasonal conditions
- The results show that the background ionospheric delay gradients during equinox are higher than during solstice and fluctuate during daytime more than nighttime

Supporting Information:

- Data Set S1

Correspondence to:

J. Budtho,
60601161@kmitl.ac.th

Citation:

Budtho, J., Supnithi, P., & Saito, S. (2018). Analysis of quiet time vertical ionospheric delay gradients around Suvarnabhumi airport, Thailand. *Radio Science*, 53, 1067–1074. <https://doi.org/10.1029/2018RS006606>

Received 17 APR 2018

Accepted 25 JUN 2018

Accepted article online 6 JUL 2018

Published online 14 SEP 2018

Analysis of Quiet Time Vertical Ionospheric Delay Gradients Around Suvarnabhumi Airport, Thailand

J. Budtho¹, P. Supnithi¹, and S. Saito²

¹Faculty of Engineering, King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang, Bangkok, Thailand, ²Communication, Navigation and Surveillance Department, Electronic Navigation Research Institute, Tokyo, Japan

Abstract Global Navigation Satellite System (GNSS) is vital to aircraft navigation at many phases of flight. To extend its use to the approach and landing phases, ground-based augmentation system is an important on-the-ground technology to reduce the positioning errors. However, nonuniform spatial ionospheric delays need to be assessed during ground-based augmentation system planning at each airport, particularly, in equatorial and low-latitude regions. In this work, we analyze the statistics of ionospheric delay gradients around Suvarnabhumi airport, Thailand. The ionospheric delay gradients are estimated using single-frequency code and carrier phase observation through the Kalman filter. To increase the success of the ratio test, the satellite elimination technique is then proposed. Based on the analysis between 2013 and 2016, we find that the background ionospheric delay gradients during equinox are higher than solstice, especially during September equinox 2013 when the gradients are about 9 mm/km. Moreover, the ionospheric delay gradients are more variable during daytime than nighttime.

1. Introduction

In 2013, the implementation guideline of the ground-based augmentation system (GBAS) was announced to aid future-generation navigation system in the approach and landing phases (International Civil Aviation Organization, 2013). The benefits of GBAS over the traditional Instrument Landing System are well known including flexible flight paths, fewer equipment units, fuel savings, and reduced maintenance costs. The GBAS ground station consists of multiple Global Navigation Satellite System (GNSS) receivers installed in the airport area. Estimation of the GNSS ranging correction will be sent to the nearby approaching aircrafts. In addition, the background statistics of the ionosphere, particularly, ionospheric delay gradients (International Civil Aviation Organization, 2014), need to be computed and periodically sent to the aircrafts in order to compute their protection levels. Ionospheric delay gradients have been studied for both quiet (background) and disturbed periods (Koroglu et al., 2017; Rungraengwajjake et al., 2015; Saito, Fujita, et al., 2012). For midlatitude region all over Europe (Schlüter et al., 2013) and Asia (Reddy, 2017; Z. Wang et al., 2017), the ionospheric disturbances do not frequently occur. On the other hand, in low-latitude regions, the largest gradient was found in Brazil at approximately 850 mm/km (Lee et al., 2015); the results show that the ionospheric disturbances occur almost daily especially during equinoctial months. Yet few studies analyze the quiet time ionospheric delay gradients in the low-latitude region. In addition, the constant σ_{VIG} levels of the background ionosphere are typically considered in GBAS standards regardless of the time, seasons, and other factors; hence, the system performance is sacrificed for the worst-case conditions and, as a result, does not utilize the actual measured statistical values.

Ionospheric delay gradients can be computed from dual-frequency (Jung & Lee, 2012) or single-frequency methods (Fujita et al., 2010; Saito, Fujita, et al., 2012). The Long-Term Ionospheric Anomaly Monitoring (LTIAM; Jung & Lee, 2012) was proposed as the postprocessing gradient estimation algorithm based on dual-frequency GNSS receivers. However, the L2 signal is not always available on aircrafts, and in addition, it has relatively lower signal-to-noise ratios than the L1 counterpart. Moreover, the receiver bias value and the manual validation with human are required; hence, this method may not be suitable for near real-time conditions. On the other hand, the aircrafts are typically equipped with L1-only GNSS receivers. In this situation, the ionospheric delay gradients based on two frequencies are incomputable. Fujita et al. (2010) and Saito, Fujita, et al. (2012) proposed the ionospheric delay gradient estimation based on the pseudo range and the carrier-phase in a single-frequency receiver. A Kalman filter and the LAMBDA method were used to obtain the fixed solution of ionospheric delay gradients.

In this work, we analyze the quiet time ionospheric delay gradients and compute the corresponding standard deviation σ_{Vig} around the Suvarnabhumi airport, Thailand, during 2013 and 2016. The method is based on a single-frequency approach. The seasonal, daytime, and nighttime characteristics are as well studied. The paper is organized as follows. The methodology of obtaining the σ_{Vig} is reviewed in section 2. The seasonal, daytime, and nighttime conditions are used to analyze the σ_{Vig} in section 3. The results of ionospheric delay gradients under each condition are shown and then discussed in section 4. Finally, the conclusions are made in section 5.

2. Methods

For each single-frequency GNSS receiver (Fujita et al., 2010), Two measurements can be used to determine the distance from a receiver to the p^{th} satellite. One is the code measurement (pseudo range) and the other is carrier-phase measurement (Φ), both of which can be expressed as

$$\Phi^{(p)} = r^{(p)} + b - B^{(p)} - \delta I^{(p)} + T^{(p)} + \lambda N^{(p)} + \varepsilon_{\Phi}^{(p)} \quad (1)$$

and

$$\rho^{(p)} = r^{(p)} + b - B^{(p)} + \delta I^{(p)} + T^{(p)} + \varepsilon_{\rho}^{(p)} \quad (2)$$

where r is the true distance between the receiver and the satellite in meters (m); the superscript p represents the pseudo-random number of the satellite, b is the receiver clock bias (m), B is the satellite clock bias (m), δI is the ionospheric delay (m), T is the tropospheric delay (m), N is the integer ambiguity (cycles), and ε is the measurement noise relative to the multipath effect. Below we review the approach used in Byun et al. (2002).

To remove the ionosphere term included in the pseudo range and the carrier-phase, the ionosphere-free combination $\tilde{L}$ is computed from

$$\tilde{L}^{(p)} = \frac{\Phi^{(p)} + \rho^{(p)}}{2} - r^{(p)} \quad (3)$$

The single difference (SD) is defined as the difference of code or carrier phases between two stations. The SD of ionosphere-free combination ($\tilde{L}_{SD}^{(p)}$), which removes the satellite clock bias terms between stations 1 and 2, can be computed from

$$\tilde{L}_{SD}^{(p)} = \tilde{L}_1^{(p)} - \tilde{L}_2^{(p)} \quad (4)$$

Therefore, from (1)–(3), we have

$$\tilde{L}_{SD}^{(p)} = b_{SD} - \frac{\lambda}{2} N_{SD}^{(p)} + \frac{\varepsilon_{\Phi,SD}^{(p)} + \varepsilon_{\rho,SD}^{(p)}}{2} \quad (5)$$

Similarly, the SD of geometry-free carrier-phase ($\tilde{\Phi}_{SD}^{(p)}$) can be expressed as

$$\tilde{\Phi}_{SD}^{(p)} = \Phi_{SD}^{(p)} - r_{SD}^{(p)} \quad (6)$$

$$= b_{SD} - \delta I_{SD}^{(p)} + \lambda N_{SD}^{(p)} - \varepsilon_{\Phi}^{(p)} \quad (7)$$

The tropospheric delay is assumed to be constant within a large area (Iwabuchi et al., 2003). In (5) and (7), since the baseline between both receivers is small compared with the tropospheric delay gradients, the SD of tropospheric delay (T_{SD}) is negligible. Furthermore, (5) and (7) can be expressed in a matrix form of

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

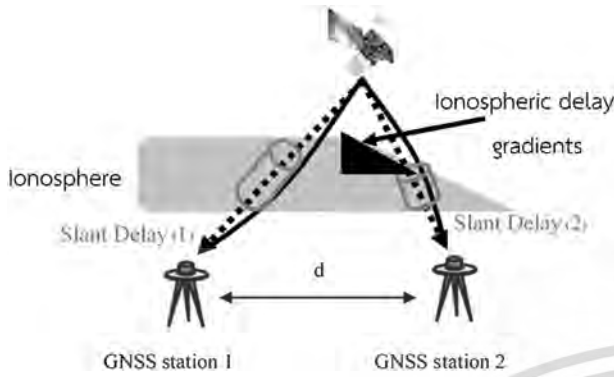


Figure 1. Global Positioning System satellite transmission through ionosphere to two Global Navigation Satellite System (GNSS) stations.

$$\begin{bmatrix} \tilde{\Phi}_{SD} & \tilde{L}_{SD} \end{bmatrix}_{(2n) \times 1} = \begin{bmatrix} \mathbf{1} & \mathbf{0} & -\mathbf{I} & \lambda \mathbf{I} \\ \mathbf{1} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \frac{\lambda}{2} \mathbf{I} \end{bmatrix}_{(2n) \times (2n+2)} \begin{bmatrix} \mathbf{b}_{SD} \\ \delta \mathbf{l}_{SD} \\ \mathbf{N}_{SD} \end{bmatrix}_{(2n+2) \times 1} + \begin{bmatrix} \epsilon_{\Phi,SD} \\ \frac{\epsilon_{\Phi,SD} + \epsilon_{\rho,SD}}{2} \end{bmatrix}_{(2n) \times 1} \quad (8)$$

where $\tilde{\Phi}_{SD} = [\tilde{\Phi}_{SD}^1, \dots, \tilde{\Phi}_{SD}^n]^T$, $\tilde{L}_{SD} = [\tilde{L}_{SD}^1, \dots, \tilde{L}_{SD}^n]^T$, $\delta \mathbf{l}_{SD} = [\delta l_{SD}^1, \dots, \delta l_{SD}^n]^T$, $\mathbf{N}_{SD} = [N_{SD}^1, \dots, N_{SD}^n]^T$, $\epsilon_{\Phi,SD} = [\epsilon_{\Phi,SD}^1, \dots, \epsilon_{\Phi,SD}^n]^T$, $\epsilon_{\rho,SD} = [\epsilon_{\rho,SD}^1, \dots, \epsilon_{\rho,SD}^n]^T$, $\mathbf{b}_{(SD,k)} = [b_{(SD,k)}, \dot{b}_{(SD,k)}]^T$, $\dot{\mathbf{b}}$ is receiver clock bias drift. The vector $\mathbf{1} = [1, \dots, 1]^T: n \times 1$, The vector $\mathbf{0} = [0, \dots, 0]^T: n \times 1$, n is the number of the satellites in view, $\mathbf{I}$ is a $n \times n$ unit matrix, and $\mathbf{O}$ is a $n \times n$ zero matrix.

Once the matrix form of the linear equation has been identified, as the number of equations is fewer than the number of unknown parameters, the next step is to use the Kalman filter to estimate $\mathbf{b}_{SD}$, $\delta \mathbf{l}_{SD}$ and $\mathbf{N}_{SD}$ to the float solutions.

In general, the estimated parameters from the Kalman filter still contain decimals due to the fact that the integer ambiguities $\mathbf{N}_{SD}$ must consist of the integer values only. To estimate the appropriate integer solution, they are modified to the double difference of integer ambiguities ($\hat{\mathbf{N}}_{DD}$). Then, the LAMBDA method (De Jonge & Tiberius, 1996; Teunissen, 1995) is used to provide the best and the second best of the integer candidates ($\tilde{\mathbf{N}}_{DD,1st}$, $\tilde{\mathbf{N}}_{DD,2nd}$) for the validation step.

The validation of the integer ambiguities is a key to measure the reliability of integer solution (L. Wang & Verhagen, 2015). The ratio test, based on the best and the second candidates, compares the ratio of the corresponding errors with the success threshold (β), that is,

$$\frac{(\hat{\mathbf{N}}_{DD} - \tilde{\mathbf{N}}_{DD,2nd})^T \hat{\mathbf{P}}_{\mathbf{N}_{DD}}^{-1} (\hat{\mathbf{N}}_{DD} - \tilde{\mathbf{N}}_{DD,2nd})}{(\hat{\mathbf{N}}_{DD} - \tilde{\mathbf{N}}_{DD,1st})^T \hat{\mathbf{P}}_{\mathbf{N}_{DD}}^{-1} (\hat{\mathbf{N}}_{DD} - \tilde{\mathbf{N}}_{DD,1st})} > \beta, \quad (9)$$

where $\hat{\mathbf{P}}_{\mathbf{N}_{DD}}$ is the covariance matrix of double-difference integer ambiguities and β is typically set to 2 and 3. The higher value of β means it has strong reliability but loses its fixed rates. Therefore, this value must be set appropriately depending on the environment at each airport.

When processing the ratio test, there are some epochs, which unsuccessfully resolved integer ambiguities due to the failed ratio test. According to the transformation matrix, when the integer ambiguity of the first satellite is questionable, this error will affect the others and causes such failure. For this reason, the first satellite elimination (Budtho et al., 2017) is applied whenever the faults occur. Then the LAMBDA method chooses the new candidates and processes all the remaining steps again. If only three satellites remain while the ratio test is still failed, the ionospheric delay gradients will not be calculated during that epoch.

Given the successful solutions of integer ambiguities in the double difference form ($\tilde{\mathbf{N}}_{DD}$), they are used to adjust the SD of ionospheric delay ($\delta \mathbf{l}_{SD}$) to the fixed solution ($\delta \mathbf{l}_{SD}$) from

$$\delta \mathbf{l}_{SD} = \delta \mathbf{l}_{SD} - \mathbf{P}_{IN}^{-1} \mathbf{P}_N^{-1} (\hat{\mathbf{N}}_{DD} - \tilde{\mathbf{N}}_{DD}) \quad (10)$$

The next step is to calculate the ionospheric delay gradients as shown in Figure 1; the SD term is converted into the ionospheric gradient term $\Delta \mathbf{l}$ (mm/km) from

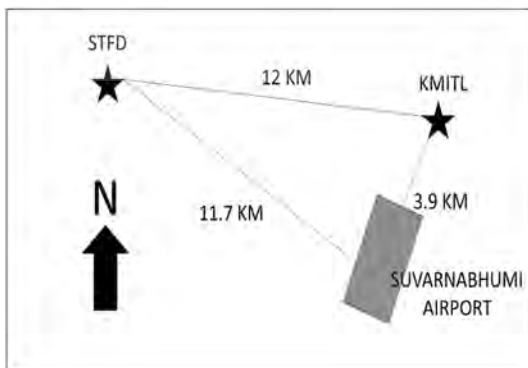


Figure 2. Global Navigation Satellite System receiver locations.



Figure 3. Global Navigation Satellite System antenna at (left) Stamford International University station and (right) King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang station.

$$\Delta I = \frac{\delta \tilde{I}_{SD}}{d} \quad (11)$$

where d is the baseline between two receivers (km). It should be noted that the baseline should not encounter the tropospheric delay gradients or nonlinear effects in the ionosphere (Brack, 2017), which typically more than about 50 km.

The observed satellites are usually spread throughout the sky. The signals from those satellites are not exactly perpendicular to the ionosphere. The ionospheric delay gradients from the previous procedure are tilted from their path in the various ways depending on their elevation angles. Therefore, to analyze the ionospheric delay gradients accurately, they need to be converted to the vertical ionospheric delay gradients (ΔI_v) with the mapping function (Ma & Maruyama, 2003), for example,

$$\Delta I_v^{(p)} = \Delta I^{(p)} \sqrt{1 - \left(\frac{R_E \cos(\alpha^{(p)})}{R_E + h_{IPP}} \right)^2}, \quad (12)$$

where R_E is the Earth's radius of 6,376.97 km, h_{IPP} is the height of the ionosphere layer assumed to be 350 km, and α is the elevation angle from a receiver to the p^{th} satellite.

Finally, the standard deviation of ionospheric delay gradients (σ_{VIG}) is computed from the estimation of vertical ionospheric delay within one day. The main point of this article is to choose the σ_{VIG} values to perform the analysis in the different conditions, which is described in the next section.

3. Experimental Setup

Two dual-frequency NovAtel Global Positioning System (GPS) receivers are located on the campuses of King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang (KMIT: 13.72°N, 100.77°E) and Stamford International University (STFD 13.72°N, 100.77°E) as shown in Figures 2 and 3. The baseline between these stations is about 12 km. The sampling rate of GPS data

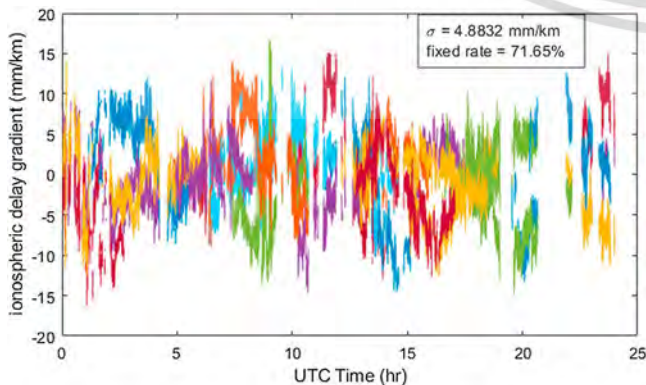


Figure 4. Ionospheric delay gradients on day of year 128 in 2013 as estimated from Kalman filter.

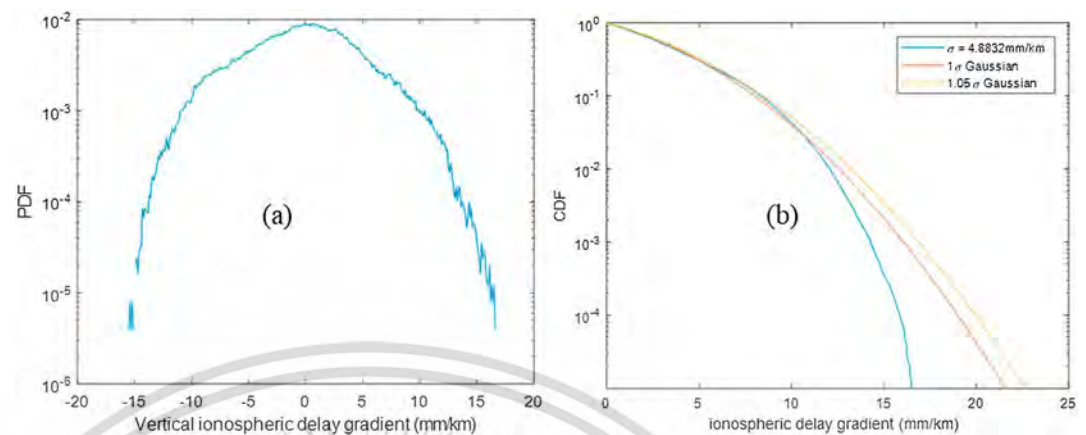


Figure 5. (a) The probability distribution function and (b) the cumulative distribution function of the ionospheric delay gradients.

is set as 1 Hz. Likewise, the cutoff elevation angle is set to about 30° to reduce the flawed GPS signals from the multipath effect.

The data from both stations between 2013 and 2016 were selected to compute the σ_{Vig} parameter. This work focuses on the variation of daily σ_{Vig} during the year under different conditions. First, the seasonal distribution of averaged σ_{Vig} is studied for four different seasons. Second, daytime and nighttime conditions are selected.

3.1. Seasonal Condition

The Earth movement is at the fastest level when it is away from the elliptical orbit and at the slowest level when it is at the closest distance from the Sun. The distance variation between the Earth and the Sun involved with rotation angle causes the seasons on Earth. Each season corresponds to the difference of radiation energy from the Sun. The effects of sunrise and the sunset cause the photoionization and the recombination of electrons in the ionosphere layer. The entire year is classified into four seasons, March equinox, June solstice, September equinox, and December solstice. During these two equinoctial days of the year, equal daytime and nighttime exist.

3.2. Daytime and Nighttime Conditions

When the Sun shines directly on Earth during daytime, the electrons from the ionosphere will be photoionized. This effect reduces the speed of light traveling along through ionosphere, so the pseudo-range estimated between the receiver and the satellite is longer than true range. However, when this signal travels to other areas, since the photoionization from the new path is not the same as the first one, so the pseudo-ranges from different areas are not identical. Nevertheless, the characteristics of nighttime are different from daytime since the Sun does not shine on Earth and only electron recombination exists. Hence, there is a small variation of delay time in each area.

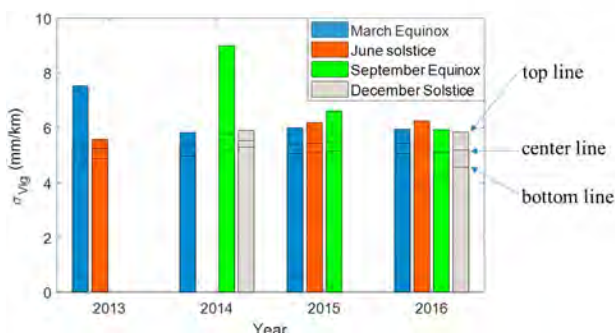


Figure 6. The seasonal averages of σ_{Vig} during 2013 and 2016.

4. Results and Discussions

4.1. Ionospheric Delay Gradient Estimation

The data from day of year 128 in 2013 are used as an example to illustrate the results of the ionospheric delay gradients, and the solutions obtained from Kalman filter and LAMBDA method are shown in Figure 4. The unsuccessfully resolved integer ambiguities are flagged and used to remove values from those epochs. The successfully resolved parameters from the ratio test are used to convert the slant gradients to the vertical gradients. The X axis is the universal time (hour), and the Y axis is the vertical ionospheric delay gradient (mm/km). Each line shows the ionospheric delay gradients estimated from a different satellite.

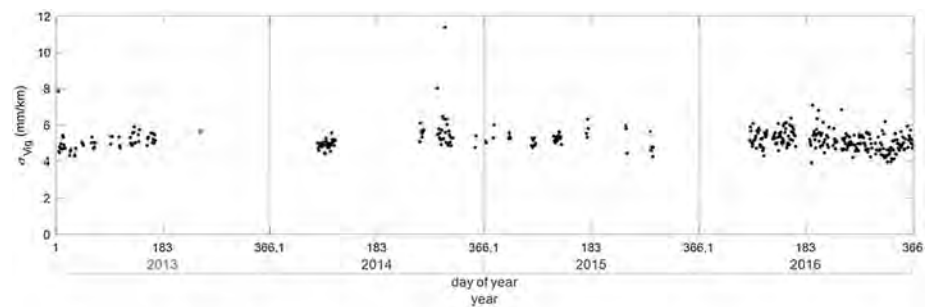


Figure 7. The daily averages of daytime period during 2013 and 2016.

The results of ionospheric delay gradient estimation in Figure 4 shows the background of the ionosphere on the nominal day in the range between -15 and 15 mm/km. The positive or negative values represent the differences of ionospheric delay between the STFD station and the King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang station. The daily estimates in this figure also show that the averaged ionospheric delay gradients are close to 0 mm/km. Then, to perform the standard deviation in this work, the probability mass function and the cumulative distribution function (CDF) of the ionospheric delay gradients are shown in Figure 5. The raw standard deviation (σ_{Vig}) from the probability mass function of the observed ionospheric delay gradients in Figure 5a is about 4.88 mm/km. The CDF of the observed ionospheric delay gradients (blue line) are shown in Figure 5b. As it can be seen in this figure, the boundary of the CDF created from the Gaussian function (orange line) with the observed standard deviation value does not cover all the observed distribution; therefore, the miss-detection case in the ionospheric monitoring may occur. To bound the observed distribution and reduce the miss-detection probability, the Gaussian CDF in this case is inflated by the factor of 1.05 (experimentally tested) resulting to 5.13 mm/km (yellow line). Finally, to perform the analysis in this work, the ionospheric delay gradients are calculated under different conditions in the following parts.

4.2. Seasonal Conditions

The analysis results of daily σ_{Vig} estimated under the seasonal condition during 2013 and 2016 are shown in Figure 6. The X axis includes four seasons, the Y axis is the σ_{Vig} in each season, and the bar colors show the years (2013 to 2016). Moreover, each bar has three lines showing the characteristics of the σ_{Vig} values: the top line of each bar is the maximum value in each season, the center line is the average value from daily estimates of σ_{Vig} , and the bottom line is the minimum value.

The results in Figure 6 show that σ_{Vig} in all the seasons from 2013 to 2016 are about 5.5 mm/km, but the maximum value and the minimum value seem to vary. In this case, the maximum values from the equinox season are apparently higher than the solstice season. Especially in 2013 and 2014, they are up to 7.5 and 9 mm/km, respectively. Unlike the minimum values, they are about 5 mm/km and close to the averaged value. Except for the data from 2016, the σ_{Vig} values from June to December are about 4 mm/km.

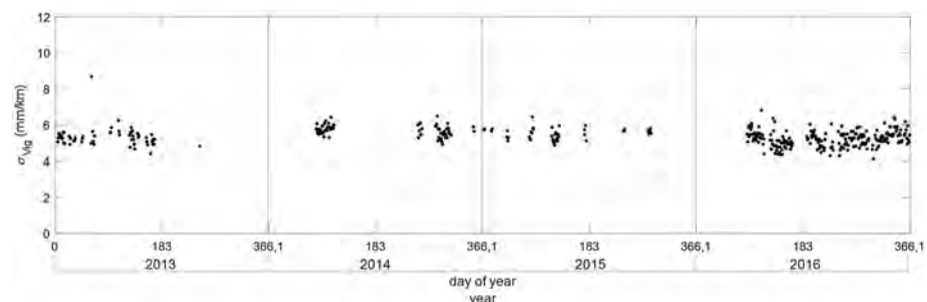


Figure 8. The daily averages of nighttime period during 2013 and 2016.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่... นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Table 1
The Standard Deviation of σ_{Vig} Estimation During 2013 and 2016

	The first half of year		The second half of year	
	Daytime (mm/km)	Nighttime (mm/km)	Daytime (mm/km)	Nighttime (mm/km)
2013	0.52	0.55	–	–
2014	0.24	0.23	1.15	0.35
2015	0.33	0.34	0.64	0.09
2016	0.43	0.50	0.53	0.42

4.3. Daytime and Nighttime Conditions

The analysis of σ_{Vig} estimation under daytime and nighttime conditions is shown in Figures 7 and 8, respectively. The X axis shows the days of year from 2013 to 2016, while the Y axis shows the daily σ_{Vig} in mm/km.

The results in Figure 7 show that the average σ_{Vig} is about 5.5 mm/km. Furthermore, from the first day of year to the June solstice, they are about 5 to 6 mm/km. During this period, the characteristics of the σ_{Vig} estimates are near the nominal activity in ionosphere, that is, quiet-day period. However, the estimated σ_{Vig} from the second half of the year tend to fluctuate more, generally close to 7 mm/km. However, the highest value

reaches 11 mm/km on the 298th day in 2014. These days with unusually high gradients are in the equinox season. Finally, to compare with the nighttime analysis, more details are shown in Figure 8.

The results in Figure 8 show the average of the σ_{Vig} analysis during nighttime period. From 2013 to 2016, the averages of σ_{Vig} are about 5 mm/km. In the related works, Budtho et al. (2017) measured the nominal ionospheric delay gradients during 2015 in the Thailand area and Saito, Yoshihara, et al. (2012) measured ionospheric delay gradients from 2011 in the Japan area, σ_{Vig} values on quiet days showing they are about 5.27 and 4.9 mm/km respectively, which are comparable to the nighttime estimation in this work. The range of the σ_{Vig} estimation is around 4.5 to 6.5 mm/km, except on the 62nd day in 2013, when there is only one day within the four-year period with σ_{Vig} of about 8.5 mm/km. Moreover, to support comparing the variation of σ_{Vig} estimation during the year, the standard deviation of σ_{Vig} from daytime and nighttime conditions is divided into two parts within a year, which are shown in Table 1.

The results in Table 1 show that the σ_{Vig} from both conditions during the first half of the year seems to be similar. The difference of standard deviation between both conditions is less than 10%. However, the values during nighttime condition seem to be quieter when compared with the daytime condition. In 2014 and 2015, the standard deviations on nighttime condition are 69.57 and 85.94% less than daytime condition, respectively. These results indicate that σ_{Vig} values should be used appropriately, so as not to overbound the performances of GBAS for the worst-case situation.

Finally, in GBAS standard, the σ_{Vig} values at each airport are transmitted in the Message Type 2. The approaching aircrafts with GBAS equipped receivers can utilize these values to determine the system availability.

5. Conclusions

In this work, we analyze the ionospheric delay gradients around Suvarnabhumi airport, Thailand. Based on the estimation between 2013 and 2016, we find that the background ionospheric delay gradients during equinox are higher than during solstice, especially in 2013 and 2014 when they are up to 7.5 and 9 mm/km, respectively. The minimum values are about 5 mm/km and close to the averaged values except in 2016. The σ_{Vig} values in 2016 from June to December are about 4 mm/km. Moreover, based on the standard deviation, the ionospheric delay gradients fluctuate during daytime more than nighttime. The σ_{Vig} values during the second half of the year at daytime conditions fluctuate more than nighttime condition. The σ_{Vig} on average is about 6 mm/km, and the highest level is 11 mm/km on the 298th day in 2014. So the broadcast σ_{Vig} parameter for GBAS must be set to bound the background ionosphere delay gradients depending on the season, time of day, and GBAS location. Alternatively, the σ_{Vig} could be broadcast to bound the worst times with some degradation in availability at times when the background gradients are smaller. The background ionosphere delay gradients are highest during the daytime equinox and are higher when compared with midlatitude estimations. Therefore, the σ_{Vig} estimation for this work is useful for GBAS installation at Suvarnabhumi airport.

References

- Brack, A. (2017). Long baseline GPS+BDS RTK positioning with partial ambiguity resolution. In Proceedings of the 2017 International Technical Meeting of The Institute of Navigation (pp. 754–762). Monterey, California.
- Budtho, J., Supnithi, P., Saito, S., & Saekow, A. (2017). Nominal ionospheric delay gradient estimation at Suvarnabhumi airport, Thailand. In *Electrical Engineering Congress (IEECON), 2017 International* (pp. 1–5). Pattaya, Thailand: IEEE.

Acknowledgments

The authors are sincerely thankful to Stamford International University for providing the GPS receiver location. This work is partially funded by King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang under grants A118-0161-006 and A118-0161-005. The GPS data used in this article are prepared named "year_grad.mat." The analysis can be obtained using MATLAB M-file attached in the supporting information.

- Byun, S. H., Hajj, G. A., & Young, L. E. (2002). Development and application of GPS signal multipath simulator. *Radio Science*, 37(6), 1098. <https://doi.org/10.1029/2001RS002549>
- De Jonge, P., & Tiberius, C. (1996). The LAMBDA method for integer ambiguity estimation: Implementation aspects. *Publications of the Delft Computing Centre, LGR-Series*, 12(12), 1–47.
- Fujita, S., Yoshihara, T., & Saito, S. (2010). Determination of ionosphere gradient in short baselines by using single frequency measurements. *Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation, Series A*, 42(4), 269–276. Retrieved from <http://www.scopus.com/inward/record.url?eid=2-s2.0-79851504297&partnerID=tZOTx3y1>
- International Civil Aviation Organization. (2013). Guide for ground based augmentation system implementation.
- International Civil Aviation Organization. (2014). International standards and recommended practices. In *Aeronautical telecommunications, annex 10 to the convention of International Civil Aviation* (Vol. 4). Montreal, Canada: International Civil Aviation Organization (ICAO).
- Iwabuchi, T., Miyazaki, S., Heki, K., Naito, I., & Hatanaka, Y. (2003). An impact of estimating tropospheric delay gradients on tropospheric delay estimations in the summer using the Japanese nationwide GPS array. *Journal of Geophysical Research*, 108(D10), 4315. <https://doi.org/10.1029/2002JD002214>
- Jung, S., & Lee, J. (2012). Long-term ionospheric anomaly monitoring for ground based augmentation systems. *Radio Science*, 47, RS4006. <https://doi.org/10.1029/2012RS005016>
- Koroglu, M., Koroglu, O., & Arikan, F. (2017). Analysis of seasonal ionospheric gradients over Turkey for year 2011. In *2017 XXXIInd General Assembly and Scientific Symposium of the International Union of Radio Science (URSI GASS)* (pp. 1–4). Montreal, QC, Canada: IEEE. <https://doi.org/10.23919/URSIGASS.2017.8105305>
- Lee, J., Yoon, M., Pullen, S., Gillespie, J., Mathur, N., Cole, R., et al. (2015). Preliminary results from ionospheric threat model development to support GBAS operations in the brazilian region. *28th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, ION GNSS 2015*, 2, 1500–1506. Retrieved from <https://www.scopus.com/inward/record.url?eid=2-s2.0-84975503226&partnerID=40&md5=220fc1ee62dfff98c6345270cb975f1d>
- Ma, G., & Maruyama, T. (2003). Derivation of TEC and estimation of instrumental biases from GEONET in Japan. *Annales Geophysicae*, 21(10), 2083–2093. <https://doi.org/10.5194/angeo-21-2083-2003>
- Reddy, A. S. (2017). Investigation of anomalous ionospheric gradient effects on the performance of Indian GBAS. In *Computing Methodologies and Communication (ICCMC), 2017 International Conference on* (pp. 931–933). Erode, India: IEEE.
- Rungraengwajiake, S., Supnithi, P., Saito, S., Siansawasdi, N., & Saekow, A. (2015). Ionospheric delay gradient monitoring for GBAS by GPS stations near Suvarnabhumi airport, Thailand. *Radio Science*, 50, 1076–1085. <https://doi.org/10.1002/2015RS005738>
- Saito, S., Fujita, S., & Yoshihara, T. (2012). Precise measurements of ionospheric delay gradient at short baselines associated with low latitude ionospheric disturbances. In *Proceedings of the 2012 International Technical Meeting of The Institute of Navigation* (pp. 1445–1450).
- Saito, S., Yoshihara, T., & Fujita, S. (2012). Absolute gradient monitoring for GAST-D with a single-frequency carrier-phase based and code-aided technique. In *Proc. ION GNSS* (pp. 2184–2190).
- Schlüter, S., Prieto Cerdeira, R., Orús Pérez, R., Lam, J. P., Juan Zornoza, J. M., Sanz Subirana, J., & Hernández Pajares, M. (2013). Characterization and modelling of the ionosphere for EGNOS development and qualification. In *Proceedings ENC 2013* (pp. 1–5).
- Teunissen, P. J. G. (1995). The least-squares ambiguity decorrelation adjustment: A method for fast GPS integer ambiguity estimation. *Journal of Geodesy*, 70(1–2), 65–82. <https://doi.org/10.1007/BF00863419>
- Wang, L., & Verhagen, S. (2015). A new ambiguity acceptance test threshold determination method with controllable failure rate. *Journal of Geodesy*, 89(4), 361–375. <https://doi.org/10.1007/s00190-014-0780-2>
- Wang, Z., Wang, S., Zhu, Y., & Xin, P. (2017). Assessment of ionospheric gradient impacts on ground-based augmentation system (GBAS) data in Guangdong Province, China. *Sensors*, 17(10), 2313. <https://doi.org/10.3390/s17102313>

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Internet Network in Space for Small Satellites: Concept and Experiments

Pirada Techavijit,^{1*} Polkit Sukchalerm,² Natthapong Wongphuangfuthaworn,²
Aniwat Plodpai,² and Sorawat Chivapreecha¹

¹Department of Telecommunication Engineering, Faculty of Engineering,
King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang, Bangkok 10520, Thailand

²Thailand Space and Aeronautics Research (TSR),
81/741 Prachautid79 Thung Kru, Bangkok 10140, Thailand

(Received December 18, 2017; accepted July 23, 2018)

Keywords: Internet in space, nanosatellite, high-altitude platform, CubeSat, LoRaWAN, satellite communication

Currently, no wireless network service is being offered in space. This fact has caused satellite developers to establish their own wireless network with a low coverage area that does not function very well. These problems can be resolved by setting up an effective wireless network that can be offered as a service to satellites in orbit. This study is focused on designing a high-quality wireless-in-space network to connect satellites in orbit to the Internet. Such a network would enable satellites to be controlled through the Internet from the Earth without having their own ground stations. In this paper, various aspects of the design of a network set-up standard are discussed. These aspects include appropriate wireless communication and the construction of a model satellite that can be connected to the network from space. The work also included testing the design by setting up the Internet network for use above Thailand's territory and launching the original model satellite for the demonstration of the principle. The sensor data was then transmitted in real time to audiences from all over the country and used to design an Internet network in space with global coverage, which is a target for further development.

1. Introduction

Over the past five years, the number of low earth orbit (LEO) satellites has increased significantly. This is especially true for nanosatellites^(1,2) that weigh only 1–50 kg and are much smaller than previous satellites. This is possible because of advancements in computer and electronics technology in recent years. As a result, the number of nanosatellites launched to orbit has tripled from 88 in 2016 to 292 in 2017.⁽³⁾

However, there are still some challenges in communication systems for nanosatellites because no wireless network service is offered in space. Therefore, satellite developers often have to create their own satellite communication system from scratch, including RF modulation

*Corresponding author: e-mail: ptechavi@gmail.com

<https://doi.org/10.18494/SAM.2018.1854>

and protocol settings. Unfortunately, their development has not shown promising results. It has been reported that 81% of the systems still have data transmission modes with data rates lower than 10 kbps. These systems are also the main cause of failure in 49% of the nanosatellites.⁽⁴⁾ Moreover, only specific pairs of ground stations and satellites are compatible and can successfully communicate with each other. As a result, the coverage area of the communication is very limited and a ground station can communicate with its satellite counterpart for only 40 min per day.

Such problems will be resolved if a highly efficient central network that offers service in space is available. The existing network with the highest potential is the Internet.^(5,6) Its capacity is so advanced that all types of protocols are available for transmitting different kinds of data, including hyper text transfer protocol (HTTP), file transfer protocol (FTP), and real-time streaming protocol (RTSP). Additionally, the physical layer aspect of the Internet has been so highly developed that it can connect the entire world. More importantly, commercial off-the-shelf (COTS) systems have been designed to be very user-friendly and widely adopted.

This study aims at designing and developing the concept of expanding the Internet into space. A satellite could then directly connect to the Internet using a global standard protocol while orbiting in space. This would enhance communication and enable ubiquitous communication between ground stations and satellites in orbit. Furthermore, the study has resulted in the design of a model satellite to test this concept and launched it into near-space to demonstrate the operation of the entire system. The results will allow us to improve our idea and develop an Internet with global coverage in the future.

2. Satellite Communication: Traditional and New Concept Design

Most nanosatellites orbit in LEO at an altitude of 2000 km or less. Their orbital periods usually take 84–127 min. As the satellites keep changing their locations while orbiting, they enter the visibility region of their ground receiving station 3–4 times per day. During this time, the communication between the stations and the satellites is enabled through a wireless connection by using radio waves.

2.1 Traditional method of satellite communication

In the past, no wireless network services were offered in space because the number of orbiting satellites was small. Therefore, satellite developers needed to develop their own communication system under some constraints. Thus, the satellite developers have not achieved good results. Some satellites may provide service to other receivers. However, usually only one control station exists and its communication characteristic can be described as follows (Fig. 1).

2.1.1 Various modes of modulation and data transmission speed

According to a statistical survey on the satellite CubeSat, which accounts for 90% of the nanosatellites, a great variety of modes of communication were reported as shown in Fig. 2.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

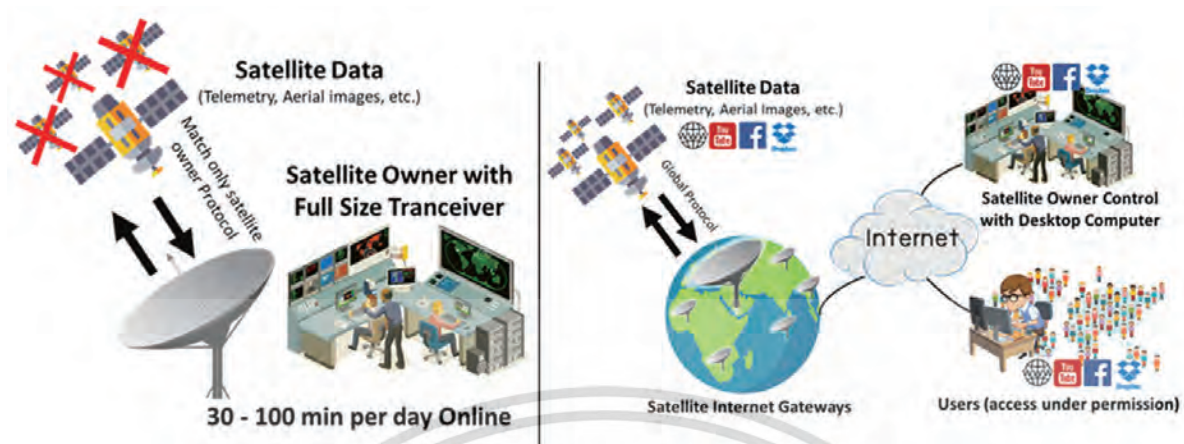


Fig. 1. (Color online) Traditional vs new concept of communication.

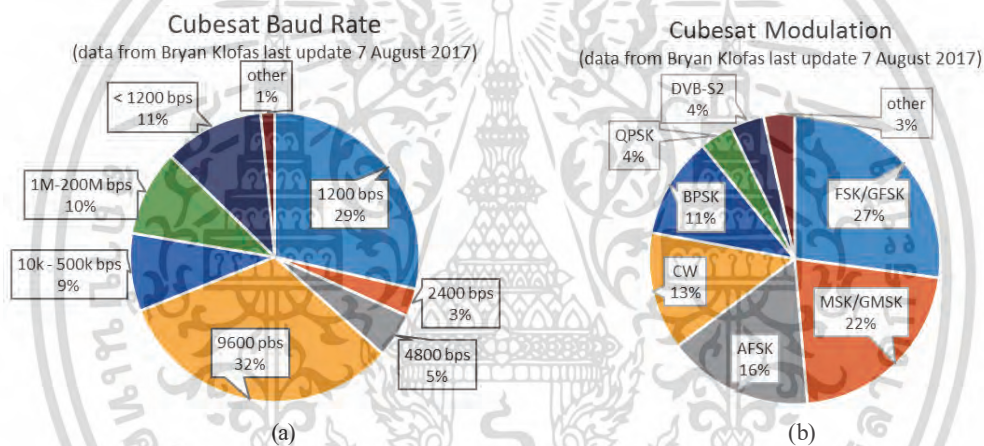


Fig. 2. (Color online) (a) Statistics for CubeSat Baud rate and (b) statistics for CubeSat modulation.^(3,7)

Because a specific standard of communication has not been determined, developers can freely choose the protocol and speed of communication. They can also choose to use any legally allocated frequencies. Consequently, various modes of communication exist, which results in incompatibility between some satellites and ground stations. However, over 80% of the satellites have data rates lower than 10 kbps, which is relatively low compared with those of the wireless networks available on the ground.

2.1.2 Duration of communication

Communication is enabled only when the satellites enter the visibility region of their ground stations. The frequency of entering the region and the duration of being in the region depend on the orbit of each satellite and the location of the ground station. If only one ground station is available, communication is possible for only 30–100 min/d.⁽⁸⁾

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2 A new concept of Internet network in space

The limitations of the traditional method of satellite communication have lead to the situation in which no network service is offered in space. This study proposes a new scheme using the Internet. The concept is that small satellites will be able to connect to the Internet while working in orbit, which will allow satellite owners control through the Internet. The satellite owners will not need to have their own stations. The rise of this standard may encourage the COTS system to be available in the market, which will help satellite developers decrease the risk of failure of their communication systems.

To expand the Internet into space, two main parts must be developed: a communication system for small satellites and an Internet gateway. All other satellite systems remain the same except the communication system that should follow the new concept. The Internet gateway needs to work both as a ground station and a gateway to the terrestrial Internet. The structure of the concept is shown in Fig. 3.

In this concept, satellites will have to formalize data into an application layer for the Internet protocol that is able to connect to the Internet, e.g., HTTP, FTP, or simple mail transfer protocol (SMTP), and to identify the IP address or domain name of receivers. They will then send this data to an Internet gateway on the ground. As the medium between a satellite and the ground is a radio link, we introduced LoRa, which stands for “Long Range”, a technology that replicates in the first and second layers of open system interconnection (OSI) using LoRa media access control (LoRa MAC) and a low-power wide-area network (LPWAN) as standards. The details of LoRa are explained in the next section.

An Internet gateway acts as a network address translation (NAT) server. It forwards data from a satellite to the Internet and pushes data to reach their destinations. It also forwards commands from destinations to satellites in orbit.

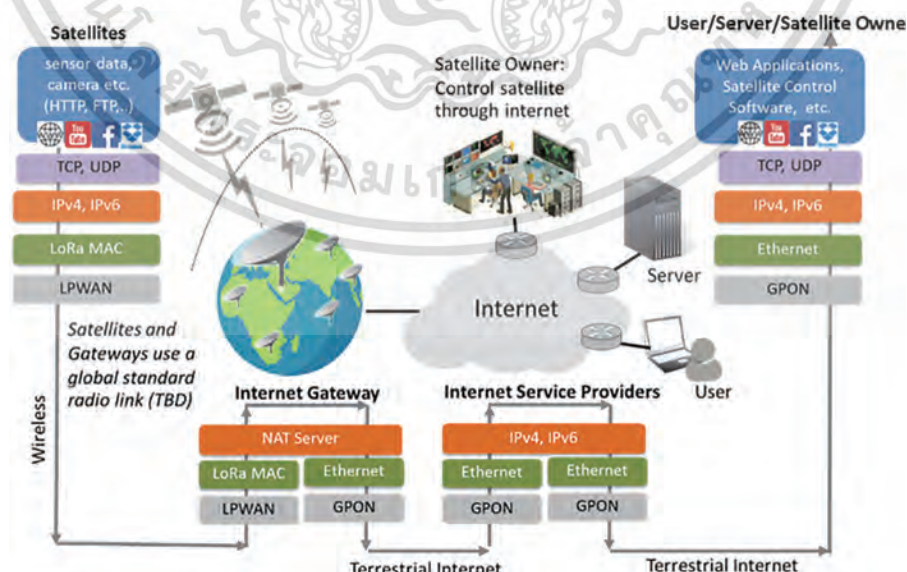


Fig. 3. (Color online) New concept for the Internet in space.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

When a satellite changes position, it connects to other suitable gateways and works with the same concept to exchange data. With this concept, satellite owners do not need to build their own ground station but may still access the satellite most of the time over the Internet. The satellites themselves are similar to devices on the ground that perform activities through the Internet such as writing a post on facebook, submitting email, and sending data to store in databases.

2.3 Internet network in space with LoRaWAN

LoRaWAN is a type of LPWAN developed by the LoRa™ Alliance. It is a standard designed for a network of the Internet of Things (IoT) that has the ability to transmit data via radio frequencies with a maximum power of 30 dBm. It is able to communicate over a distance of up to 100 km while using low power, and one gateway can communicate to many devices in its coverage area. These features are appropriate for application to a prototype for the Internet of satellites. LoRaWAN has defined standards in its physical and MAC layers, and has features that are described in the following.

2.3.1 RF in industrial scientific medical (ISM) band

LoRaWAN uses ISM band frequency, which is an unlicensed band, in its communication. The users are allowed to employ the frequency and develop devices under the regulations of their country including the actual frequency band and maximum transmitting power. LoRaWAN has been defined in regulations as shown in Table 1. To apply the ISM band in this research, as it is an unlicensed band, the satellite developers and gateway setters do not need to ask for permission. It provides a way to increase the number of gateways and expand coverage area.

2.3.2 LoRaWAN RF modulation

LoRa is a proprietary spread spectrum modulation scheme, which is a derivative of chirp spread spectrum (CSS) modulation and trades data rate for sensitivity within a fixed channel bandwidth. It uses a variable data rate utilizing orthogonal spreading factors (SFs), which allow the system designer to trade data rate for range or power to optimize network performance for a constant bandwidth.⁽¹⁰⁾

Table 1
LoRa frequency in ISM band.⁽⁹⁾

Standard	Frequency	Max EIRP*
EU 863–870	863–870 MHz	20 dBm
US 902–928	902–928 MHz	30 dBm
CN779–787	779–787 MHz	10 dBm
EU433	433.05–434.79 MHz	10 dBm

*EIRP: effective isotropic radiated power

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.3.3 LoRaWAN MAC

LoRaWAN MAC can be mapped to the second and third layers of the OSI model. It is implemented on top of LoRa or frequency-shift keying (FSK) modulation in ISM radio bands. LoRaWAN protocols are defined by the LoRa Alliance and formalized in the LoRaWAN specifications.

3. Prototype Implementation

As proof of the concept of the Internet in space, we developed a CubeSat prototype, a small satellite using COTS devices similar to other CubeSat developments such as CUTE-1.7 + APD II, and a gateway. These prototypes are used to demonstrate the functions described in the next section.

3.1 CubeSat prototype with LPWAN communication

We redesigned the CubeSat previously developed by Geo-Informatics and Space Technology Development Agency (GISTDA) and Mahanakorn University of Technology (MUT) by modifying the software of the data handling and communication systems (Figs. 4 and 5). However, the main missions of the CubeSat are the imaging and compression of files into the JPEG format. These data are forwarded to a formalized FTP for data handling and then sent to a communication board that transmits data to a ground station in the form of LoRa MAC and Gaussian frequency-shift keying (GFSK) modulation.

3.1.1 Communication subsystem

The communication subsystem is an interface for the exchange of data between the CubeSat and a ground station. This subsystem has main and redundant systems for reliability. It uses an ATmega328 as a microcontroller to manage and communicate data in the form of LoRa MAC

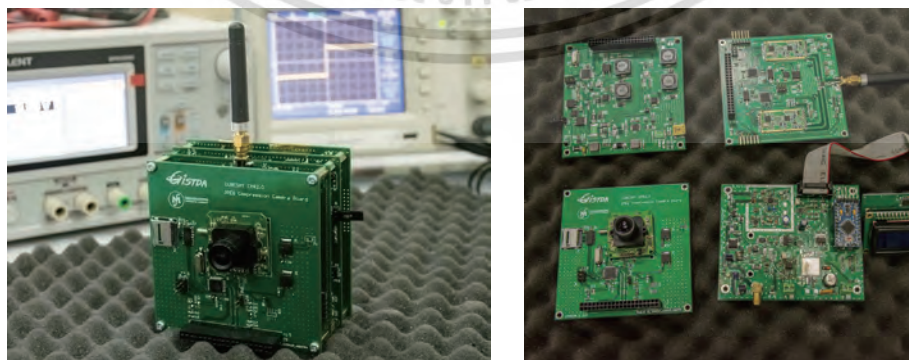


Fig. 4. (Color online) CubeSat prototype.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

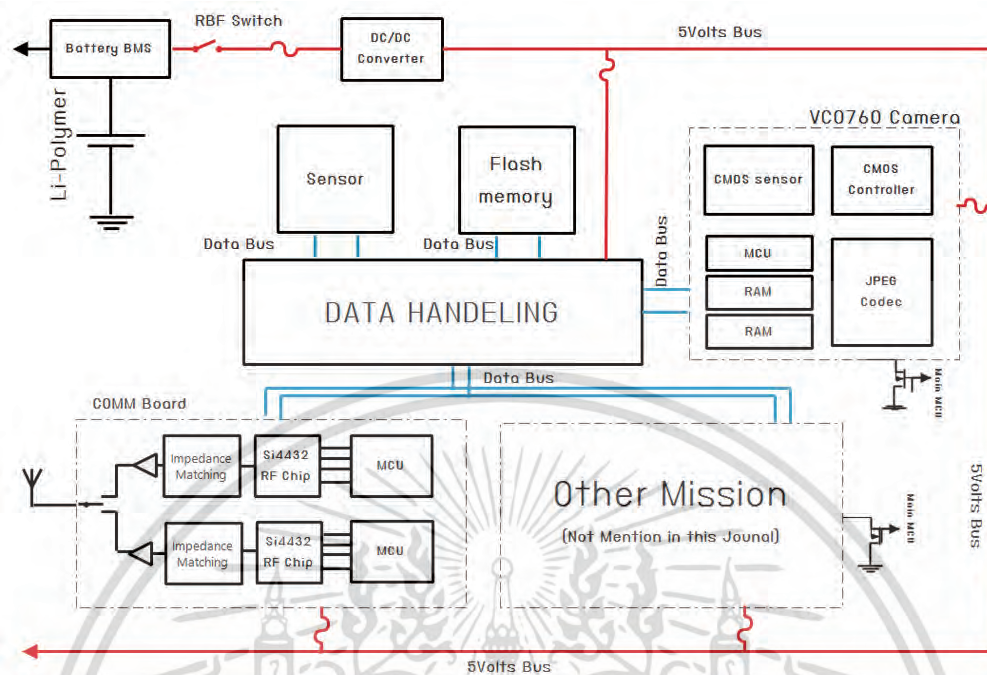


Fig. 5. (Color online) CubeSat diagram.

and a RFM23BP transceiver that modulates data into GFSK with a transmitting power of 30 dBm (Fig. 6).

3.1.2 Mission subsystem

The mission of the CubeSat is imaging using a VC0760 camera that contains a complementary metal-oxide-semiconductor (CMOS) sensor and a CMOS controller that convert light into digital signals. In addition, it involves a microcontroller, ram and JPEG codec process images, and compressed data sent to a universal asynchronous receiver/transmitter (UART) as a JPEG and to data handling via FTP (Fig. 7).

3.2 LoRa communication prototype board

The LoRa communication prototype board has been developed for testing LoRa communication and will be sent to near-space to test along with the CubeSat. The mission of this board is to cut the balloon rope by responding to telecommands from users (when they decide to end the mission) and sensing the temperature and global positioning system (GPS) position. We select a Ublox NEO-7 as the GPS module on this board. All data are processed at the ATmega328 microcontroller. For the communications section, we use a module LoRa610, which contains a Semtech SX1276 transceiver designed for LoRa communication. Its frequency was adjusted at 433.720 MHz with a transmitting power of 100 mW and SF 12 with a bandwidth of 125 kHz, as shown in the diagram in Fig. 8.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

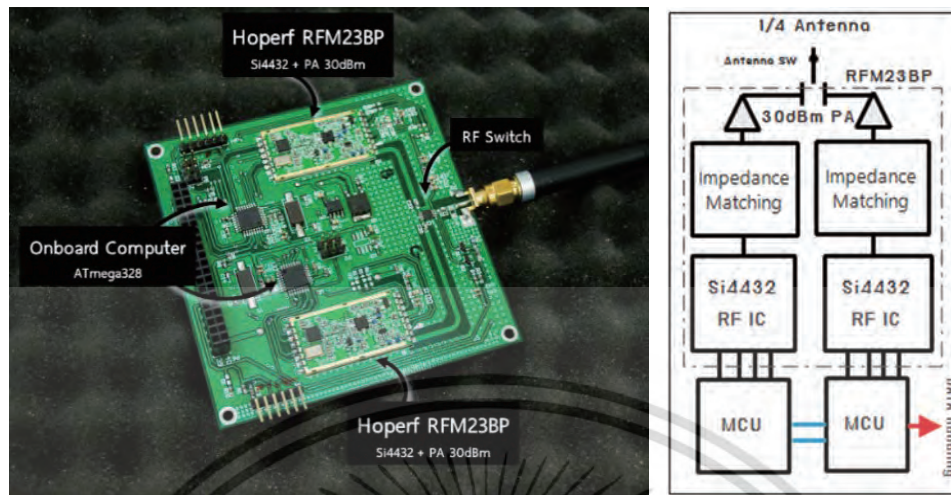


Fig. 6. (Color online) Communication subsystem board and diagram.

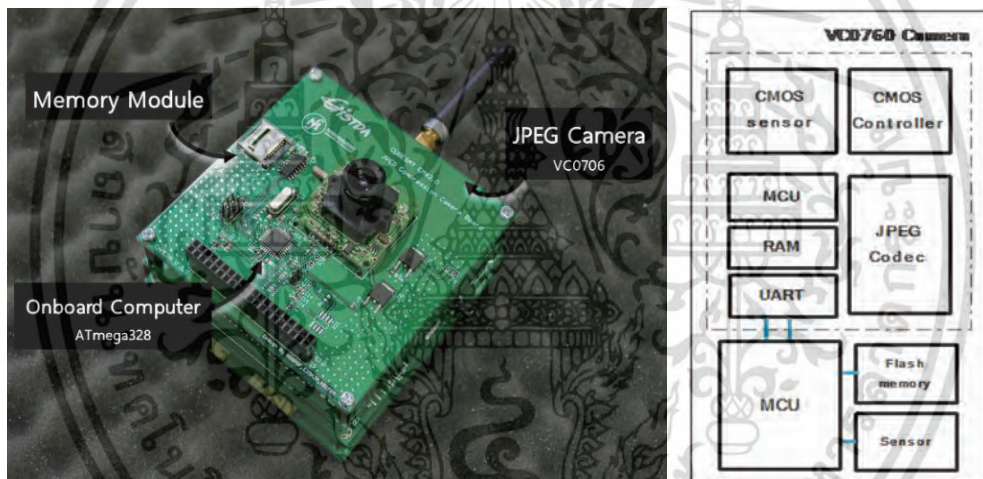


Fig. 7. (Color online) Mission subsystem board and diagram.



Fig. 8. (Color online) LoRa communication prototype board.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3 Internet gateway prototype

The Internet gateway works as a ground station to communicate with the CubeSat and LoRa communication prototype board. It uses a Yagi–Uda antenna 7E to communicate at a frequency of 433.920 MHz, and it is able to communicate via LoRa modulation and GFSK as shown in Fig. 9.

The Internet gateway router unit is composed of two transceiver systems: 1) SI4432, which is the same module as that on the CubeSat, and 2) Semtech SX1276, which is the same module as that on the LoRa communication prototype board. Data from these two transceivers are demodulated and transformed from LoRa MAC to Ethernet with Ethernet module IEEE 802.3 as shown in the diagram in Fig. 10. This is a proper format for sending data to the terrestrial Internet. In addition, this system also has an antenna controller that allows remote control via the Internet.



Fig. 9. (Color online) (a) Internet gateway prototype and (b) Internet gateway router unit.

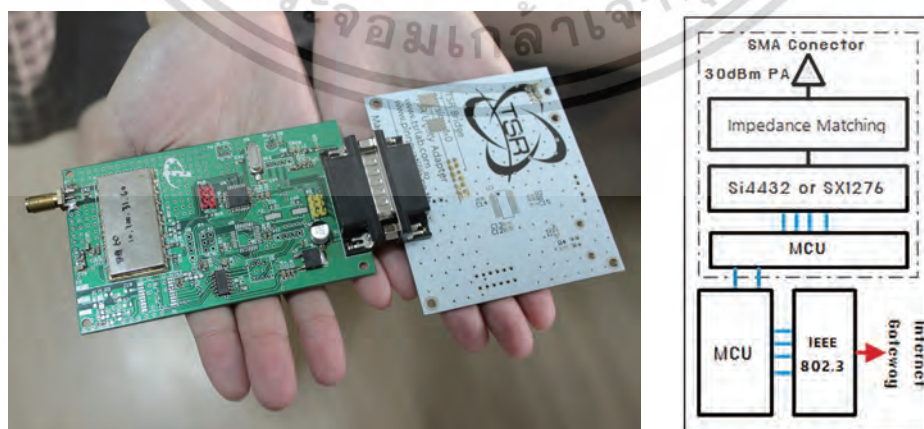


Fig. 10. (Color online) Internet gateway board.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.4 Possibility of using LoRaWAN and GFSK for satellite communication by calculation

In this section, we describe the calculation of distance between a satellite and a ground station that affects the link margin, which is the parameter that indicates the success of communication.

3.4.1 Distance between satellite and gateway

This research is of interest for small satellites that usually remain in LEO. The period that satellites travel over a ground station is called visibility. During visibility, the distance between a satellite and a ground station changes with the elevation of the satellite that can be calculated as

$$D = R_e \left[\sqrt{\left(\frac{H + R_e}{R_e} \right)^2 - \cos^2(\varepsilon)} - \sin(\varepsilon) \right], \quad (1)$$

where D = distance between the satellite and the station at an elevation ε (km), R_e = earth radius (m) with a value of 6378 km, H = altitude of the satellite in orbit (m), and ε = elevation (degrees).

91% of all satellites in orbit usually remain at an altitude of 600 km or lower.⁽³⁾ Using Eq. (1) to calculate the elevation beginning at 30°, we found that the maximum distance between the satellite and the station is 1075 km.

3.4.2 Free-space path loss (FSPL)

FSPL is the attenuation of radio energy between a transmitter and a receiver that results from many factors, e.g., the obstacle-free, line-of-sight path through free-space (usually air). We can calculate FSPL as

$$FSPL = 32.45 + 20 \log(D) + 20 \log(f), \quad (2)$$

where D = distance (km) and f = frequency (MHz).

3.4.3 Link margin

The link margin is the difference between a receiver's sensitivity and the expected minimum received power. It is used to determine the success of a communication and can be calculated using Eq. (3). In the case of applying LoRa SF 12, which achieves its highest sensitivity with a bandwidth of 125 kHz, we obtain a sensitivity of −137 dB (according to the Semtech SX1276 datasheet).⁽¹¹⁾ If we neglect transmission gain and receiver gain, a link margin with different standards is obtained as shown in Table 2.

$$\text{Link Margin} = (-\text{sensitivity} + \text{Max EIRP} + G_t + G_r) - \text{FSPL}, \quad (3)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Table 2
Link margin and FSPL.

Standard	FSPL at 1100 km	Max EIRP	Link margin
EU 863–870	151	20 dBm	4
US 902–928	152	30 dBm	13
CN 779–787	150	10 dBm	−5
EU 433	145	10 dBm	0

where G_t = transmit antenna gain, G_r = receiver antenna gain, $Max\ EIRP$ = maximum power of transmitter, and $FSPL$ = free-space path loss.

EU863-870 and US 902-928 have sufficient link margins for communication. We therefore assume that it is possible to use LoRa as a link between ground and a satellite.

4. Demonstration of Internet Network in Space by Near-space Flight

To demonstrate the concept of Internet in space described in Sect. 2, this project modified a CubeSat prototype as well as built a new Internet gateway prototype to illustrate this concept. The objective is to demonstrate the possibility of implementing a real system to work in a real situation.

The demonstration included the Internet gateway that works as a ground station and links Internet to space. The CubeSat was sent in near-space to an altitude of 30 km above sea level via a high-altitude balloon (HAB). The objectives were to test the data link from the CubeSat to the Internet on earth and evaluate the connection between the CubeSat and the Internet gateway.

4.1 HAB for the experiments

An HAB is a huge balloon made from Latex, usually filled with helium, a lighter-than-air gas, that can rise into the stratosphere at altitudes up to 30 km, the so-called “near-space”, without any propellant. It is an interesting platform to use for experiments because it can replicate the environment of space without actually going into space.

This experiment used a HAB with a diameter of 2.5 m as shown in Fig. 11; the HAB contained 7 m³ of helium that provided a gross lift of 5 kg. After subtracting the payload (experiment) weight of 2 kg, 3 kg of free lift was retained. This platform can transport a payload to a high altitude at a speed of 4 m/s.

When it was released from the ground, the HAB brought the payload to a high altitude gradually. It traveled according to the wind direction and wind speed at that altitude, which cannot be controlled. The total flight path is shown in Fig. 12. It took about 2 h to ascend to an altitude of 30 km, and the balloon expanded gradually as a function of air pressure, which decreases with increasing altitude.

Thus, when the balloon expanded, the thickness of the balloon skin decreased until it reached a critical value at which the pressure of the gas inside exceeded the strength of the elastic balloon material. Then, the balloon burst at an altitude of 30 km and the payload fell back to the ground by parachute, which spent about 2 h. The distance between the sites of the



Fig. 11. (Color online) HAB with CubeSat prototype attached.

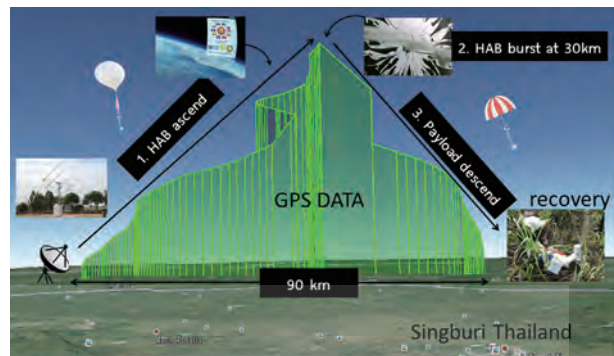


Fig. 12. (Color online) Flight path of HAB.

release and recovery of the parachute was about a hundred km, which depended on the wind speed and direction on the day of the test.

4.2 Diagram experimental concept

The CubeSat and Internet gateway described in Sect. 3 were used in a real situation on 5 December 2016 (Fig. 13). The system was installed according to the diagram shown in Fig. 14.

The demonstration included the installation of the Internet gateway system at a ground station that connected the CubeSat and terrestrial Internet while the CubeSat was launched into near-space with a HAB. The objectives of this project were to test the connection between the CubeSat and the terrestrial Internet. The CubeSat was set to send telemetry and aerial photographs in real time through the Internet. Data should be broadcast to all online users, and the CubeSat should allow the controller to access it through the Internet as well.

The mission of this flight was to bring a message of condolence for His Majesty King Bhumibol Adulyadej to the highest altitude and then photograph this message with the view of near-space. Then, the data should be sent back using the Internet protocol that could be broadcast live on television (TV) and Facebook.

The CubeSat worked for 3 h throughout the mission and sent telemetry of position, altitude, temperature, and aerial photographs to the gateway. All data were uploaded to the Internet in real time. The CubeSat delivered two types of data: 1) CubeSat's status in Java script object notation (JSON) format and in HTTP protocol, sent via LoRa modulation SF 12 with a transmitting power of 15 dBm, and 2) aerial photographs by FTP protocol through modulation GFSK at a speed of 9600 bps and a transmitting power of 30 dBm. Both data were sent at a frequency of 433.920 MHz, one at a time, according to the programming sequence.

The gateway also used a frequency of 433.920 MHz to link to the CubeSat using a Yagi-Uda antenna with a transmitting power of 10 dBi. It demodulated data from LoRa and the GFSK format, then transformed LoRa MAC to Ethernet to deliver them to satellite controllers and the Thairat TV server. The Thairat TV server processed the images and added graphics into the information before uploading it online to Facebook and broadcasting it on TV.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



Fig. 13. (Color online) (a) Prototype of CubeSat working in near-space and (b) view at the highest altitude.

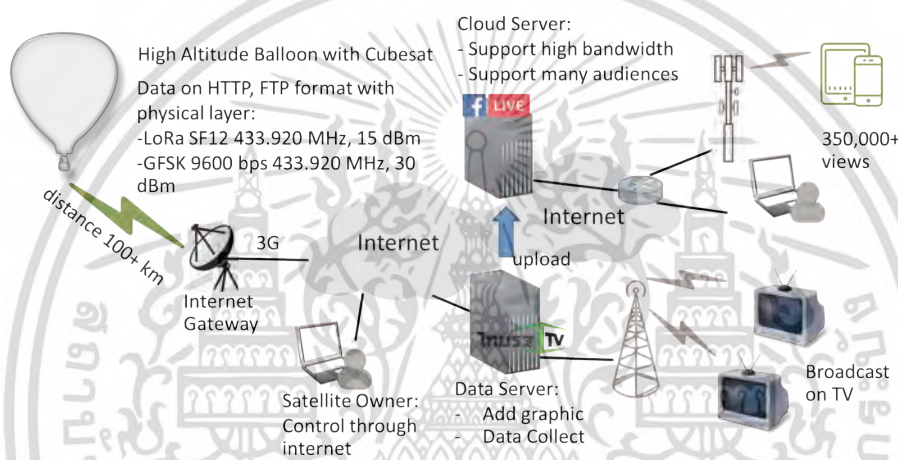


Fig. 14. (Color online) Diagram of concept demonstration.

During the mission, the satellite owners were able to control the CubeSat using the Internet. They could receive CubeSat's status and images as well as change some configurations on the CubeSat by sending control commands back through the Internet without being at a ground station.

4.3 Results

4.3.1 Experimental results

We succeeded in building a connection between the CubeSat and a gateway, which were able to communicate seamlessly. Data from the CubeSat can be delivered through the Internet in real time.

The images of the message of condolence taken in near-space were broadcast live online both on Facebook and on TV. Even though there were other TV programs running, CubeSat's images were presented on the right-hand side of the screen and CubeSat's altitude and temperature on the left-hand side allowed users to follow the balloon in real time as shown in Fig. 15.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



Fig. 15. (Color online) Real-time telemetry from CubeSat broadcast live on Facebook and TV.

They were more than 350000 views on Facebook Live, and they were also live broadcasts on TV at the same time for 3 h throughout the mission. We were able to send control commands to change some configurations on the CubeSat.

However, this demonstration is just a beginning in the development of the concept of using the Internet in space. To implement this concept for working in actual space, one must be concerned about the link budget and link margin that must be sufficient for communicating from space to ground as described in Sect. 3.4.

4.3.2 Sensor data from CubeSat

This flight used sensors to collect data from near-space, which included temperatures inside, outside, and at the battery of CubeSat, carbon dioxide (CO₂) concentration, air pressure, and solar density. The data are described as follows.

Temperature data

This flight attached 3 temperature sensors in different places, namely, outside, inside, and at the battery of the CubeSat. We observed the temperature at the battery because the battery is sensitive to the temperature. When the HAB was released from the ground and reached a higher altitude, the temperature decreased, particularly the temperature outside, while the temperature inside became more stable as shown in Fig. 16. At the battery, we attached a heater to maintain the temperature to be not less than 0.

However, the temperature outside the CubeSat depended on the sensor direction into or out of the sunlight. The lowest temperature in this flight was -37°C . This data will be beneficial for the future CubeSat design and development to operate potentially long term in space.

Concentration of carbon dioxide

The nondispersive infrared (NDIR) CO₂ sensor was installed outside the CubeSat to measure the CO₂ concentration in atmosphere at different altitudes. The sensor can measure the CO₂

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

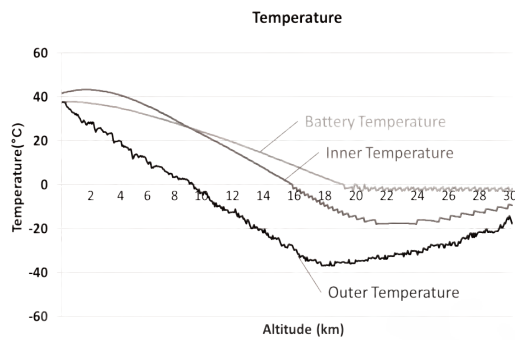


Fig. 16. (Color online) Temperatures obtained at different altitudes.

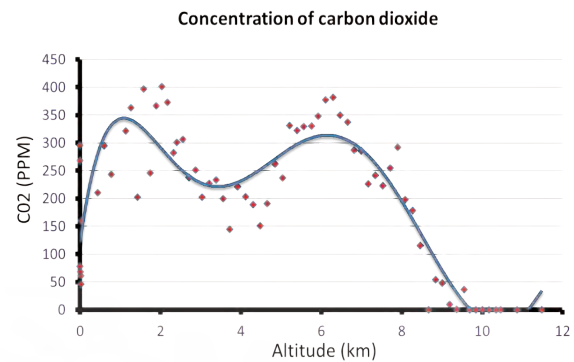


Fig. 17. (Color online) CO₂ concentrations obtained at different altitudes.

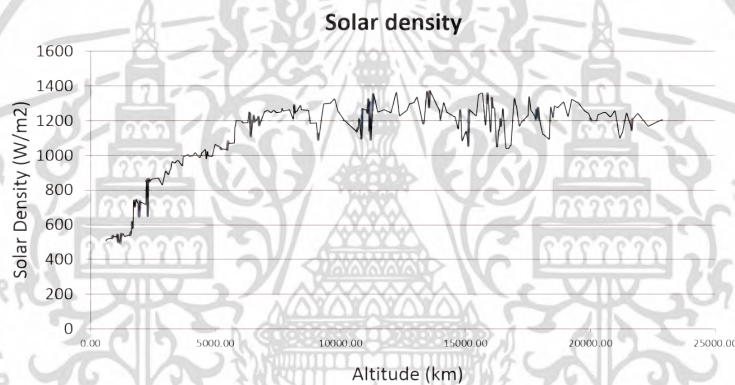


Fig. 18. (Color online) Solar densities obtained at different altitudes.

concentration in the range from 0 to 5000 parts per million (ppm). The graph in Fig. 17 shows high CO₂ concentrations at altitudes of 2 and 6 km. It might be possible that the greenhouse gas usually concentrated at these altitudes. However, the sensor stopped working after the altitude of 12 km due to some technical problems.

Solar density

To measure solar density at near-space, we installed the photovoltaic that connects with the load and then measured the power supplied to the load by considering the area of the photovoltaic and its efficiency. The solar density unit is W/m².

The graph in Fig. 18 shows solar densities obtained at different altitudes. We found that the solar density increased at higher altitudes and became stable at an altitude of about 10 km. The maximum value corresponds to a solar constant of 1353 W/m², which has been recorded by National Aeronautics and Space Administration (NASA) and accepted as a standard value.⁽¹²⁾

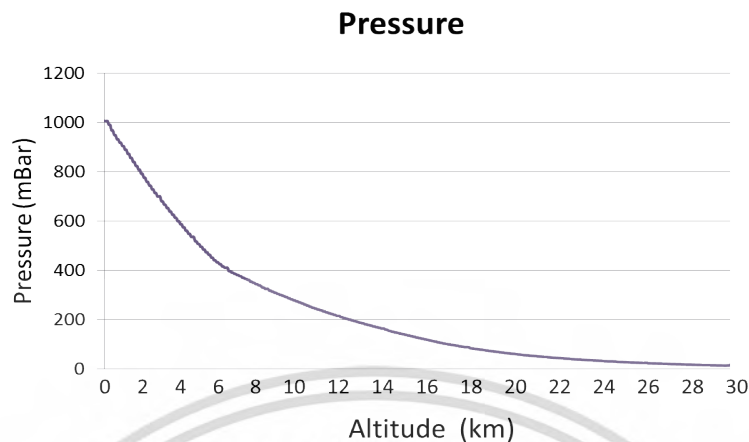


Fig. 19. Air pressures obtained at different altitudes.

Air pressure

This flight installed the air pressure sensor outside the CubeSat to measure air pressure at different altitudes. The graph in Fig. 19 shows that air pressure decreased with increasing altitude and its value was close to 0 at the highest altitude of 30 km.

5. Conclusions

In this paper, we propose a new concept for small satellite communication by implementing an Internet in space to solve the problems of traditional communication that does not have any service network in space. Developers need to implement their own communication, which has problems of low coverage and does not function very well.

The concept of Internet in space addresses all these issues by a new method of communication that can be applied globally. Satellite developers do not need to have their own ground stations but still could access their satellites most of the time through the Internet. For a radio communication link, this research introduced LoRa technology, because LoRa uses the ISM band that is convenient for both satellite developers and gateway setters to implement without a frequency license. In addition, the link margin is also sufficient for communicating from ground to space using standard EU 863-870 and US 902-928.⁽⁹⁾

This work involved building a CubeSat, a small satellite, and an Internet gateway to demonstrate the entire system. The CubeSat was launched with a HAB into near-space and a gateway was installed to connect to the terrestrial Internet. After testing for 3 h, the result showed that the CubeSat could communicate using an Internet protocol and submit data from near-space to the terrestrial Internet by broadcasting real-time aerial photographs on TV and Facebook Live that had more than 350000 viewers throughout the mission. The records of all activities are on the Thairath youtube channel.⁽¹³⁾

The data collected from sensors, which include temperature, solar density, CO₂ concentration, and air pressure, are useful for us to study the environmental conditions at

altitudes of 0–30 km. In addition, the data at the highest altitude is similar to the condition of the outer space. This will be helpful for our team to understand the space environment and will help us design and develop a CubeSat that can stay in orbit for a long time.

For future development, our research team will test this concept with an actual satellite in space. We are developing a CubeSat called “Spacebox-STEP1” that will be launched into actual space by a rocket. We are also modifying an Internet gateway to be able to communicate to a CubeSat in orbit. The Spacebox project will be a prototype for the future development of the Internet in space.

Acknowledgments

This work was supported by the FY2018 Thesis Grant from the National Research Council of Thailand (NRCT). We would like to thank especially the Thailand Space and Aeronautic Research (TSR) team for their participation in the development of Cubesat “Spacebox-STEP1”.

References

- 1 N. Miyashita, M. Iai, K. Omagari, K. Imai, H. Yabe, K. Miyamoto, T. Iljic, T. Usuda, K. Fujiwara, S. Masumoto, Y. Konda, S. Sugita, T. Yamanaka, K. Konoue, and S. Matunaga: Proc. Int. Astronautical Congr. <http://lss.mes.titech.ac.jp/ssp/cutel.7/paper/iac2005.pdf>
- 2 S. Nakasuka, N. Sako, H. Sahara, Y. Nakamura, T. Eishima, and M. Komatsu: Acta Astronaut. **66** (2010) 1099. <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576509004810>
- 3 M. Swartwout: Swartwout's CubeSat database: <https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout> (accessed November 2017).
- 4 P. Halis, J. Virgili-Llop, and M. Romano: JoSS **5** (2016) 513. <https://goo.gl/ZM8fCN>
- 5 Z. Qu, G. Zhang, H. Cao, and J. Xie: IEEE Access **5** (2017) 18391. <https://ieeexplore.ieee.org/document/8002583>
- 6 T. R. Henderson and R. H. Katz: IEEE JSAC **17** (1999) 326. <https://goo.gl/sL4Xvo>
- 7 B. Klofas: CubeSat Communications System Table: <http://www.klofas.com/comm-table> (accessed November 2017).
- 8 M. Krynitz and K. Olafsson: 34th Asian Conf. Remote Sensing, Bali, Indonesia (2013) 291–292. <https://goo.gl/SlugL5>
- 9 LoRa Alliance Technical Committee Regional Parameters Workgroup, LoRaWAN™ 1.1 Regional Parameters (January 2018). <https://goo.gl/tkPKbK>
- 10 N. Sornin, M. Luis, T. Eirich, T. Kramp, and O. Hersent: LoRaWAN™ Specification (V1.1, October 2017). <http://net868.ru/assets/pdf/LoRaWAN-v1.1.pdf>
- 11 SEMTECH SX1276 datasheet: <http://www.semtech.com/wireless-rf/rf-transceivers/sx1276> (accessed November 2017) p. 21.
- 12 K. N. Liou: An Introduction to Atmospheric Radiation (Academic press, Cambridge, 2002) p. 38.
- 13 The record of experiment of balloon light broadcast on facebook live on 5 December 2016 by Thairath TV: <https://www.youtube.com/watch?v=iRNsj8mv7zM&t=1772s>

The seal of the National Library of Thailand is a circular emblem. It features a central five-tiered umbrella (parasol) with a sunburst at the top. Flanking the central umbrella are two smaller, three-tiered umbrellas. The entire emblem is surrounded by a circular border containing Thai text. The text at the top reads "หอสมุดแห่งชาติ" (National Library) and the text at the bottom reads "พระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง" (King Chulalongkornrajavidyalaya University).

บทความวิชาการในการประชุมวิชาการระดับนานาชาติ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

A Preliminary Neural Network Model for Range Spread-F Events at Chumphon Station, Thailand

Phimmasone Thammavongsy
International College, King Mongkut's
Institute of Technology Ladkrabang,
Bangkok 10520, Thailand
Email: 58610016@kmitl.ac.th

Watid Phakphisut
Faculty of Engineering, King
Mongkut's Institute of Technology
Ladkrabang, Bangkok 10520, Thailand
Email: watid.ph@kmitl.ac.th

Pornchai Supnithi
Faculty of Engineering, King
Mongkut's Institute of Technology
Ladkrabang, Bangkok 10520, Thailand
Email: pornchai.su@kmitl.ac.th

Abstract—In this work, we develop a preliminary neural network model for range-type spread-F events over Chumphon station (10.7N latitude, 99.4E longitude), Thailand. The spread-F neural network model is designed with the input parameters including seasonal variations, diurnal variations, window-averaged magnetic activity (A_p index) and window-averaged solar activity ($F_{10.7}$ index). The model is based on the ionogram data during the 24th solar cycle from 2013 to 2016. As a result, the proposed model can provide the predicted results and the network performance of 97.8% for correct classification.

Keywords—Neural Network, Spread-F, Ionosphere, Equatorial region

I. INTRODUCTION

Ionospheric irregularity is known to affect high-frequency communication as well as satellite navigation, particularly, at the frequency below 3 GHz [1]. The ionospheric irregularity so called spread-F which mostly occurs at night time in an equatorial region and can be detected by frequency modulated/continuous waves (FM/CW) ionosonde, optical sky imager and others [2], [3], [4]. The types of spread-F can be categorized into several types depending on the shape of spreading as seen on ionogram, for example, frequency spread-F (FSF), range spread-F (RSF), mixed spread-F (MSF) and strong spread-F (SSF). Frequency spread-F (FSF) is related with narrow spectrum irregularities nearby the peak of F layer, while the range spread-F (RSF) is associated with development of plasma bubble phenomenon, on the other hand, the mixed spread-F (MSF) is a mixture of two type of FSF and RSF, and, finally, strong spread-F (SSF) is a long-extended spread-F of RSF [5]. The characteristics of spread-F occurrence were investigated on seasonal variations over the three ionosonde stations in Southeast Asia [6]. Spread-F occurrence was analyzed and discovered by comparing the spread-F and the variability of ionospheric layer in two FM/CW ionosonde in Thailand, this study indicated that RSF mostly happened near low latitude and the sudden rise of F layer height corresponded to RSF occurrence [7]. The prediction model was proposed for forecasting the spread-F occurrence in Brazil and the development of spread-F model was presented by using neural network (NN) in Brazilian sector [8],[9]. The applications of neural network are successfully applied to solve the complex issue in the variety of science fields. Similarly, this effective method of neural network is utilized to predict the total electron content (TEC) and the critical of F2 layer (f_oF_2) in Thailand and other regions [10]-[13]. The popular NNs are made by applying the feedforward network which is trained by the backpropagation algorithm (BP) of the Levenberg-Marquardt [14]. Among the various training methods, this BP is denoted as the fastest training technique for the learning of NN [15],

[16]. Therefore, the improvement and study of spread-F has been being a major issue which must be examined.

Equatorial spread-F has been observed and investigated, for example, by FM/CW ionosonde system. The FM/CW ionosonde at Chumphon province is a part of Southeast Asia ionosonde network under administration of SouthEast Asia Low-latitude Ionospheric Network (SEALION) [4]. The observation of spread-F is represented by two conditions comprising the spread-F presence and absence. These two conditions of spread-F are defined by a binary classification system (1 or 0). For this study, the RSF data is classified in this way, the 3 years of hourly ionograms from CPN station are trained in our proposed model. Eventually, the equatorial spread-F plays an important role as the development of a single spread-F is aimed to develop the prediction of spread-F model by using the neural network for the equatorial station at Chumphon (CPN) station, Thailand.

II. METHODOLOGY

A. Equatorial spread-F

The plasma irregularities which occur as spreading in the F layer, appears on time scales ranging from seconds to hours and length scales from centimeters to tens of kilometers [1]. Its occurrence after sunset in the equatorial region is often caused by the Rayleigh-Taylor (R-T) instability mechanism [17] and spreads to higher latitudes. On the other hand, the spread-F in the middle-latitude tend to be caused by high solar activity and it spreads to lower-latitude areas. The spread-F influences the performance and reliability of ground based electronic system and space such as the disruption of satellite signal, communications and navigation systems, leading to the economic losses.

B. Neural Network

The benefit of neural networks has been widely shown in various works of the ionospheric predictions [8]-[13]. They demonstrated the complex processes of ionospheric model which can handle with variety of given data in neural networks.

In this study, NNs are selected as a tool for developing the prediction of spread-F happening. The entire inputs are fed into the network representing as a high dimensional vector which corresponds to the measured output or desired output parameters. These inputs and outputs play the very important role in learning of the network model in order to identify the relationship of them. Moreover, the NNs are implemented in Matlab. The NN model based on a feed forward neural network and it is trained by a backpropagation algorithm. This training algorithm aims to adjust the weight values by minimizing the errors between the actual outputs and the predicted outputs. The process of

this training algorithm is repeated until the error on testing set is stabilized. Identically, the network is trained upon 100 epochs, 0.005 of learning rate, and the error goal is given by 0.001.

C. Data selection

The essential requirement of neural network is a large data set which describes the history of the relationship between inputs and output parameters for training. Then the selected data based on the limited availability of the spread-F data from 2013 to 2015 is illustrated in Fig 1. These spread-F datasets are obtained from CPN station. Similarly, the input spaces are chosen as an involving of physical and theory between the desired output and the input spaces comprising the variations of seasons, the variations of diurnal, the solar activity and the magnetic activity, respectively. Before presenting the data to the network, the dataset is randomly split into training and testing subsets as a ratio of 70% and 30%, respectively. In addition, the trained network model is tested with the unknown dataset which is reserved for predicting the new outputs, namely, the given dataset of 2016 is never used to train the network as shown in Fig 2. The spread-F data is observed at every 15 minutes by manual scaling of an ionogram data and its scaled values have two conditions as the presence of spread-F which is represented by one and the absence of spread-F, which is defined by zero.

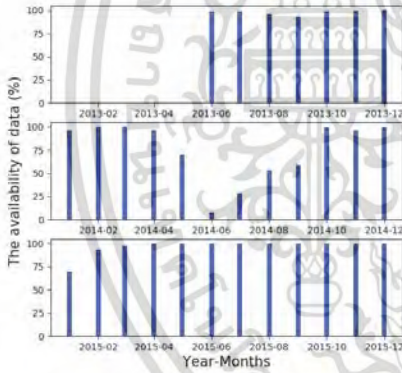


Fig. 1. The data available for training and testing the model.

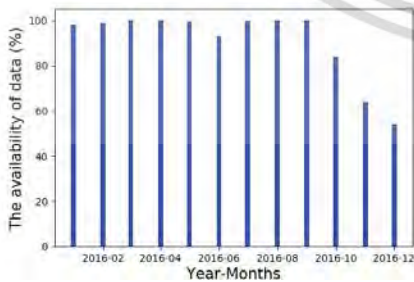


Fig. 2. The unknown data available for prediction.

D. Determination of optimal parameters

The preparation of dataset has been done in Section II(B), but this section aims to demonstrate the determination of an optimal parameters for all of network model. The optimal parameters are mainly dependent on the performance of network model denoted by the errors between the actual outputs and the predicted outputs of network model after training. The error calculation is obtained by the root-mean-square error (RMSE).

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (P_{pred} - P_{act})^2}, \quad (1)$$

where P_{act} and P_{pred} , respectively, represent the actual outputs and the predicted outputs, and n is the number of data points. This RMSE is computed for the entire training set after each iteration of training which is called an epoch. Hence, the parameters of NN are determined by evaluating the RMSE. The seasonal variations are indicated by the day number (in each year) which is referred as cyclic components as [9]-[13]

$$DNS = \sin\left(\frac{2\pi * DN}{365}\right), \quad (2)$$

and,

$$DNC = \cos\left(\frac{2\pi * DN}{365}\right), \quad (3)$$

where DN represents the day number, $DN = 1, 2, \dots, 365$. The inputs associated to hour number are

$$HrS = \sin\left(\frac{2\pi * HrN}{24}\right), \quad (4)$$

$$HrC = \cos\left(\frac{2\pi * HrN}{24}\right), \quad (5)$$

where HrN represents the hour number, $HrN = 0, 1, 2, \dots, 24$.

The solar activity is represented by F10.7 radio flux and the magnetic activity is represented by Ap index. For the last two inputs, F10.7 index is provided daily by data center and Ap index is obtained from the data center at every hour as well [18]. Therefore, these two inputs are estimated by interpolating the step size of them into every 15 minutes in order to match the observed target dataset. All these parameters are scaled to range between zero and one.

Although the RMSE results for varying number of hidden layers, F10.7 and Ap index are not shown here, based on the system simulation, the CPN neural network is finally selected by the combination of all optimal parameters and it can be written as a function of

$$Model_{CPN} = f(DNS, DNC, HrS, HrC, F10.7_4, Ap_8), \quad (6)$$

where $Ap(8)$ means the average of the previous *eight* 3-hourly Ap index values and $F10.7(4)$ represents the average of the previous *four* daily F10.7 index values. The number of hidden layers is 3 with 45 neurons in each hidden layer.

This final network model is trained and used as the CPN spread-F model for forecasting the occurrence of spread-F.

The confusion matrix illustrated the details of CPN spread-F NN model after it is already trained for the final classifier. The entire dataset of 78,144 samples is trained with CPN spread-F model. The two output classes denote the spread-F presence and absence respectively. The learning effectiveness of the model is 91.4% of class 1 and 98.3% of class 2 for correct classification. The correct classification of model is 97.8% for correct prediction of both outputs.

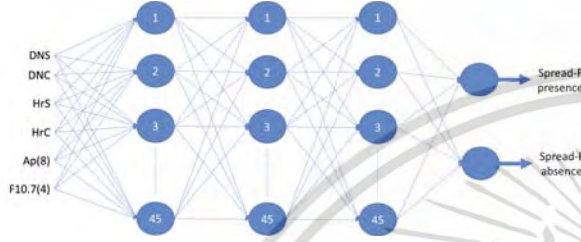


Fig. 3. The CPN spread-F neural network model.

Confusion			
Output Class 1	5679 7.3%	537 0.7%	91.4% 8.6%
	1198 1.5%	70730 90.5%	98.3% 1.7%
		82.6% 17.4%	99.2% 0.8%
		97.8% 2.2%	
		Target Class 1	Target Class 2

Fig. 4. The more details of CPN spread-F neural network model.

Finally, the combination of all optimal parameters is selected as a CPN spread-F neural network model for prediction. Then it is retrained and retested with the unknown datasets as mentioned in the above section. The results of model are comparatively analyzed with the observed or measured results by depicting in the probability of the occurrence of spread-F event

$$SpF_{prob} = \frac{\sum SpF_{occur}}{T} \times 100, \quad (7)$$

where SpF_{prob} represents the monthly percentage of spread-F occurrence, SpF_{occur} represents the occurrence of spread-F, and T represents the total number of observations.

III. RESULTS AND DISCUSSIONS

The results of the proposed spread-F NN model are compared with the measured results in 2016 which is defined as the unknown dataset. The CPN spread-F NN model can predict the occurrence of spread-F with the whole performance of model at 97.8% of the correct classification for both output classes in combination. The compared results

between the predicted and observed values indicated that the CPN model produced the results closely to the results of observation in March equinoxes including February, March and April, respectively.

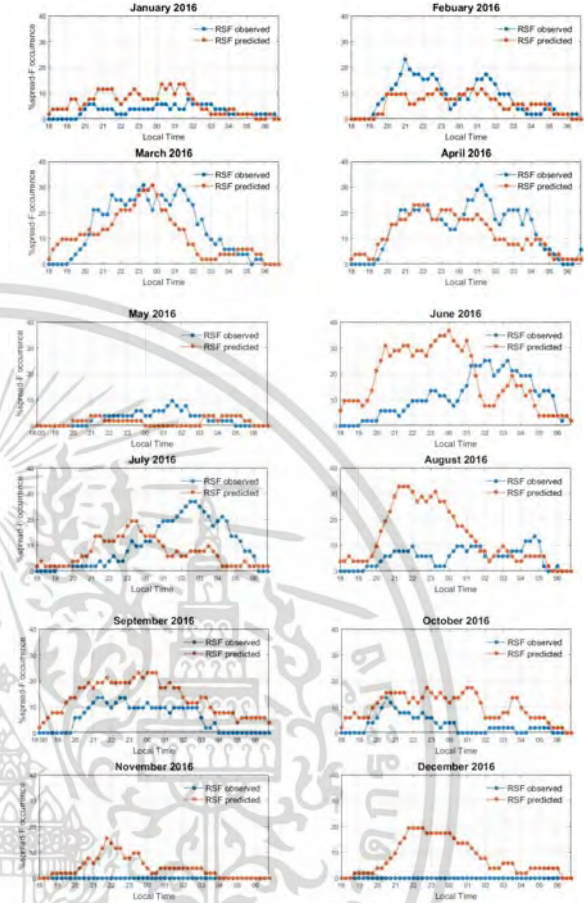


Fig. 5. Comparison between the observed and predicted results.

The derived results of the model underestimated the results of observation in these three months. As the behaviors of observed RSF are more seen during 19:00LT to 06:00LT in the equinoctial months in 2016 for CPN station and it can then be implied whether the CPN model is in good agreement with the high rate of spread-F occurrence. In June solstice months, which comprise May, June and July, the occurrence percentage of RSF is at the lowest level in May from 21:00LT to 05:00LT at below 10%. The development of RSF occurrence is similarly observed in June and July as can be seen during 19:00LT to 06:00LT and the response of model produced the overprediction from 18:00LT until midnight. On the contrary, the underprediction is simultaneously observed after midnight to the morning in June and July. For September equinoxes are composed of August, September and October, the overestimated value of CPN model can be normally seen in each month and it is specially observed more frequently than other months in this September equinoxes, namely, the

overestimated values are observed during 18:00LT to 01:00LT in August. Moreover, CPN model gives the overestimated results in September and October for all the times. Accordingly, the December solstice months are respectively considered as November, December and January. As the amount of available data is lower than other months in 2016 and therefore, this is reasonable to see the absence of RSF occurrence in these two months. Even without the occurrence of RSF, CPN model still predicts that there are approximately not more than 15% of RSF occurrence during 18:00LT to 04:00LT in November and lower than 20% during 18:30LT to 06:00LT in December. Lastly, in January, CPN model slightly overestimates the percentage of RSF occurrence during a normal period as November and December, namely, 18:00LT to 02:00LT. Eventually, the entire result of CPN model indicated that the proposed model can predicts the results of RSF occurrence with CPN model's deviation at lower than 20% including Jan, Feb, Mar, Apr, Sep, Oct, Nov and Dec. For June, July, and August, the standard deviation of our proposed model is between 20% and 30%.

IV. CONCLUSION

In this work, we construct a neural network to predict the spread-F occurrences. It consists of three hidden layers containing 45 neurons and the chosen six input parameters including seasonal variations, diurnal variations, the average of the previous four daily F10.7 index values, and the average of the previous eight 3-hourly Ap index values. All these input parameters are related to the development of the spread-F NN model. Our single proposed model can predict the probability of RSF occurrence with the performance of classifier model at 97.8%. However, this model can be improved for the higher accuracy by considering the new input parameters which influence on RSF occurrence and the larger amount of train datasets in the future.

ACKNOWLEDGMENT

This work is financially supported by King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang under grant #A118-0161-006 and #A118-0161-005 and the researched data is supported by NICT, Japan.

REFERENCES

- [1] R. McDaniel, "A Review of Equatorial Spread F," *Geographic. Res.*, 1998.
- [2] B. W. Reinisch et al., "New Digisonde for research and monitoring applications," *Radio Science*, vol. 44, 2009, pp. 1-15.
- [3] D. Nade et al., "Occurrence of F-Region Plasma Bubble Over Low Latitude Station: Kolhapur," *Proceedings of the National Symposium on Current trends in*

Atmospheric Research including Communication And Navigation Aspects, 2012, pp. 94-99.

- [4] T. Maruyama et al., "Ionospheric Irregularities and the SEALION Project; Outline of the SEALION Project and Initial Results," *Journal of the National Institute of Information and Communication Technology*, vol. 56, no.1-4, 2009, pp. 243-256.
- [5] M.A. Abdu et al., "Equatorial Spread-F Statistics in the American Longitude: Some Problems Relevant to ESF Description in the IRI Scheme," *Advances in Space Research*, vol. 25(1), 1999, pp. 113-124.
- [6] S. Kinnangam et al., "The Statistics of Equatorial Spread-F at the Conjugate Stations in Southeast Asia," *The 4th Joint Information and Communication Technology, Electronic and Electrical Engineering (JICTEE)*, 2014, pp. 1-5.
- [7] S. Rungraengwajiake et al., "The Variation of Equatorial Spread-F Occurrences Observed by Ionosondes at Thailand Longitude Sector," *Advances in Space Research*, vol. 52, no. 10, 2013, pp. 1809-1819.
- [8] M.A. Abdu et al., "Equatorial Spread F Statistics and Empirical Representation for IRI: A Regional Model for the Brazilian Longitude Sector," *Advances in Space Research*, vol. 31, no.3, 2003, pp. 703 – 716.
- [9] L.A. McKinnell et al., "Predicting the Probability of Occurrence of Spread-F Over Brazil using Neural Networks," *Advances in Space Research*, vol. 46, no. 8, 2010, pp. 1047-1054.
- [10] K. Wathanasangmechai et al., "TEC Prediction with Neural Network for Equatorial Latitude Station in Thailand," *Earth, Planets and Space*, vol. 64, no.6, 2012, pp. 473-483.
- [11] O. Oyeyemi et al., "Near-real time foF2 Predictions using Neural Networks," *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, vol. 68, no.16, 2006, pp. 1807-1818.
- [12] N. Wichaipanich et al., "Prediction of foF2 using Neural Network at Thailand equatorial latitude station, Chumphon," *2014 11th International Conference on Electrical Engineering/Electronics, Computer, Telecommunications and Information Technology (ECTI-CON)*, 1-4, 2014.
- [13] L.A. Willisroft et al., "Neural Networks, foF2, Sunspot Number and Magnetic Activity," *Geophysical Research Letters*, vol. 23, no. 24, 1996, pp. 3659-3662.
- [14] S. Haykin et al., "Neural Networks and Machines Learning (Third Edition)," Ontario: Pearson Education, 2009, ISBN-13: 978-0-13-147139-9.
- [15] K. Ozgur et al., "Comparison of Three Back-Propagation Training Algorithms for Two Case Studies," *Indian Journal of Engineering and Materials Sciences*, vol.12(5), 2005, pp. 434-442.
- [16] Y. Youngwoo et al., "Fast Training of Convolutional Neural Network Classifier through Extreme Learning machines," *2016 International Joint Conference on Neural Network (IJCNN)*, 2016, pp. 1702-1708.
- [17] D.H. Sharp et al., "An Overview of Rayleigh-Taylor Instability," *Physica D: Nonlinear Phenomena*, vol.12: no.1-3, 1984, pp. 3-10.
- [18] NOAA, "http://www.swpc.noaa.gov," 2018. [Online]. Available: <http://www.swpc.noaa.gov/phenomena/f107-cm-radio-emissions>.

New receiver bias calculation for total electron content (TEC) in Bangkok, Thailand

Napat Tongkasem¹, Pornchai Supnithi², Watid Phakphisut³

Faculty of Engineering

King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang

Bangkok 10520, Thailand

60601058@kmitl.ac.th¹, pornchai.su@kmitl.ac.th², watid.ph@kmitl.ac.th³

Abstract— Ionospheric delay is an important parameter which affects the positioning accuracy of Global Navigation Satellite System (GNSS). It can be analyzed from the total electron content (TEC) in the signal propagation path, computed from the code and carrier phase of at least dual-frequency GNSS signals. Although TEC models have previously been developed by several models including the Global Ionospheric Map (GIM), International Reference Ionosphere (IRI) and Klobuchar model for equatorial region, the estimation of TEC may not be as accurate as in other regions due to relatively fewer research studies as well as unique ionospheric characteristics at these latitudes. Generally, computed slant TECs need to be adjusted for satellite and receiver biases, the latter is dependent upon receivers and receiver location. Therefore, this study proposed the new receiver bias calculation algorithm which can deal with these problems including cycle slips, outlier data, and missing data. In particular, the TEC is computed from code pseudo range only, while the receiver bias is computed from both code and carrier phase together with the elevation angle restriction above 60 degrees (to reduce the cycle slip issue). To verify the proposed algorithm, TEC values at KMIT station (latitude = 13.73°, longitude = 100.77°), located in an equatorial region, in 2016 are estimated during 4 seasons. The TEC results are with those of International GNSS Service (latitude = 13.74°, longitude = 100.5°) and the global ionospheric map (at grid position: latitude = 13.7°, longitude = 100°) based on the Root Mean Square (RMS) error. The results evidently demonstrated that the averages of RMS are 20.60% and 10.99% for GIM and IGS, respectively.

Keywords—Total electron content (TEC); GPS; ionospheric delay; Vertical TEC; receiver bias; cycle slip

I. INTRODUCTION

Global Navigation Satellite System (GNSS) is the universal navigation and position determination on the continental and the oceanic regions; some of the currently operating systems include Global Positioning Systems (GPS) by the United States, GLONASS by Russia, Galileo by European Union and Beidou-2 by China (Beidou-1 is the Regional navigation satellite systems). The GPS is the most utilized satellite navigation system, which is based on dual frequency transmission signals (L1 frequency of 1575.42-MHz and L2 signal of 1227.60-MHz). The satellite signals propagate through of the atmosphere especially ionosphere layer of which the altitude is about 50 km to 1000 km from the ground. The

ionosphere contains electrons and ions, which can cause transmission error through the parameter so-called ionospheric delay.

The ionospheric delay can be calculated by using pseudo-range and carrier phase values from at least 2 frequencies, that are provided by GPS receiver called Receiver Independent Exchange Format (RINEX). The ionospheric delay is related to the Total Electron Content (TEC). When computing TEC, one needs to be aware of some issues such as cycle-slip issue [1], receiver biases or the missing of recording. From the previous works, the Ionospheric Research Laboratory (IONOLAB) [2] calculates TEC by avoiding these problems, but the estimated receiver bias depends on GIM, suitable for post-processing. In this work, motivated by [2] and [3], we propose a new receiver bias calculation procedure which does not need GIM TEC; therefore, near real-time TEC computation can be achieved.

We divide the paper into 5 Sections. Section 1 is the introduction. Section 2 presents the TEC model from the global institutions and algorithms. Section 3 is the main section of this paper, that presents the vertical TEC (VTEC) from the proposed algorithm. In section 4, the results are divided into 2 parts as the presentation of comparison the VTEC calculation with other global models and present the RMS and the relative RMS error of different VTEC from calculation relative to the others. Finally, Section 5 presents the conclusion of this paper.

II. METHODOLOGY

TEC values can be obtained from a number of the well-known model such as Klobuchar model, GIM, and IGS, for example.

A. Klobuchar model

The Klobuchar model [4] is an ionospheric model produces the vertical time delay of ionosphere at height of 350 km for single frequency user (L1) based on some important parameters such as the geomagnetic latitude (ϕ_m) calculated from geodetic latitude and longitude at the receiver position, alpha (α_n) and beta (β_n) coefficients; $n = 0, 1, 2, 3$ which are broadcast daily from GNSS satellites. The ionospheric delay (I_{iono}) can be estimated from

$$I_{iono} = \begin{cases} SF \times \left[5 \times 10^{-9} + \sum_{n=0}^3 \alpha_n \phi_m^n \left(1 - \frac{T^2}{2} + \frac{T^4}{24} \right) \right] & ; |T| \leq 1.57 \\ SF \times 5 \times 10^{-9} & ; \text{otherwise} \end{cases} \quad (1)$$

where the period $T = \frac{2\pi(t-50400)}{\sum_{n=0}^3 \beta_n \phi_m^n}$ and the local time t [s] is

$$t = \begin{cases} t - 86400 & ; t > 86400 \\ t + 86400 & ; t \leq 0 \end{cases} \quad \text{and the slant factor (SF) is from}$$

$$SF = 1.0 + 16 \cdot (0.53 - e)^3, \quad (2)$$

where e is the elevation angle, the angle between the GPS receiver and the satellite.

The slant ionospheric delay can be converted to vertical ionospheric delay by using the mapping function (MF)

$$MF = \sqrt{1 - \left[\frac{R \times \cos(e)}{(R+h)} \right]^2}, \quad (3)$$

where R is the radius of the earth = 6371 km, h is the ionosphere height = 350 km. Finally, the VTEC is computed from

$$VTEC[TECU] = I_{iono} [ns] \times 10^{-9} \times \frac{c \cdot f_1^2 \cdot f_2^2}{A \cdot (f_2^2 - f_1^2) \times 10^{16}}, \quad (4)$$

where A is the coefficient = 40.3, f_1 = 1575.42 MHz and f_2 = 1227.60 MHz.

B. The global ionospheric map (GIM)

The Astronomical Institute of the University of Bern (AIUB) operates the Center for Orbit Determination in Europe (CODE) to generate the Global Ionospheric Map, that presents VTEC on each grid position by using data from about 200 GPS/GLONASS sites of the International GNSS Service (IGS) [5].

The GIM provides the VTEC values, according to the grid of position in the geodetic latitude from 87.5° to -87.5° and the geodetic longitude from -180° to 180° with the resolution of latitude 2.5° and longitude 5° , respectively. The time spacing of their values is 2 hours.

C. International Reference Ionosphere (IRI)

The International Reference Ionosphere [6] from Space Physics Data Facility (SPDF) of NASA can be accessed through web-based services for ionospheric data such as VTEC, electron, ion or neutral temperatures. This paper, we focus on VTEC, that has the online service routine on omniweb.gsfc.nasa.gov/vitmo. The IRI-2016 is the newest VTEC model and it can estimate VTEC at the height of 60 to 2000 km.

D. Observational TEC

The observational TEC is calculated from pseudo-range and carrier phase. Slant TEC (STEC) can be computed from

$$STEC = k \times \left[(L_1 - L_2) + \left[(P_2 - C_1) - (L_1 - L_2) \right] \right] \quad (5)$$

where k is the coefficient = 9.5196, L_1 and L_2 are the carrier phase from f_1 and f_2 , respectively, C_1 and P_2 are the pseudo range from f_1 and f_2 , respectively. Then, the STEC can be converted to VTEC by using (3), but the resulted VTEC is not final yet. The satellite and receiver biases must be removed.

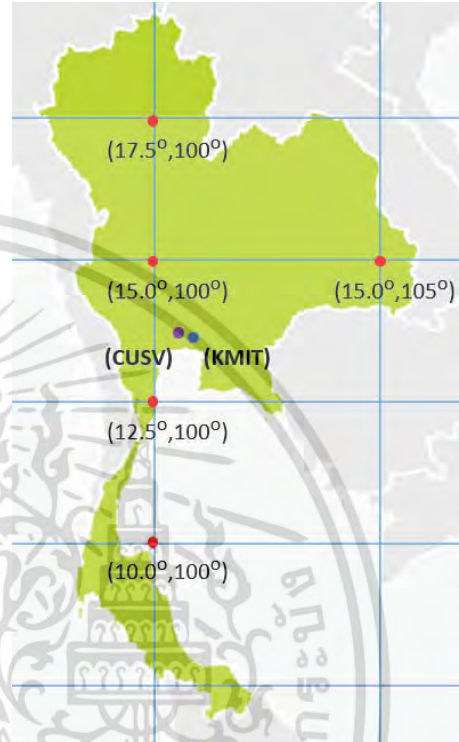


Fig. 1. The grid position of GIM and the Bangkok station in Thailand.

The observation VTEC represents the ionospheric delay values, which analyzed based on GPS observation, but there are many inherent such as cycle-slip, receiver biases or the missing of recording.

We focus on the Thailand region and the station in Bangkok (KMIT and CUSV station). Fig. 1 displays the grid position of GIM in Thailand region as well as KMIT and CUSV stations.

III. THE PROPOSED TEC CALCULATION ALGORITHM

From (5), the pseudo-range and carrier phase STEC are calculated. The carrier phase STEC will be raised to the pseudo-range STEC level [7]. The cycle slip issue is found in the carrier phase STEC because the carrier phase measures the frequency between satellite clock and receiver clock, so if the signal disappears for a short time, the clock will record a new cycle; this can change the initial phase and discontinue the data. The problems from cycle-slip can be avoided by calculating STEC from the pseudo-range only. The flowchart in Fig. 2 is present the proposed calculation algorithm.

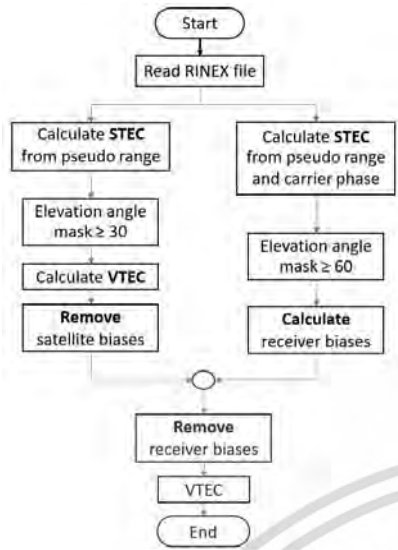


Fig. 2. The flowchart of the proposed TEC calculation algorithm.

From Fig. 2, the pseudo-range and carrier phase are extracted from RINEX, then separate VTEC and receiver bias calculation. The VTEC is calculated from the pseudo-range STEC only with the elevation angle mask ≥ 30 to remove satellite biases. The receiver bias is calculated from the leveling of pseudo-range and carrier phase STEC with the elevation angle mask ≥ 60 . The satellite biases (satellite clock or the delay time from the equipment of satellites) are serviced by CODE. The satellite biases can be downloaded from <ftp://ftp.aiub.unibe.ch/CODE>.

A. The Lowpass filter process

Generally, The VTEC is not calculated from pseudo range STEC only because of associated noise (although the cycle slip issue does not). Therefore, a lowpass filter is used to smooth the pseudo-range STEC. The important design filter is the transfer function $H(N)$, that can smooth STEC. The filtered STEC can be expressed as

$$STEC = [k \times (P_2(N) - C_1(N))] H(N) \quad (6)$$

where the $STEC$ is the result of TEC calculation with biases and N is the data sequence, that depends on window size.

B. Receiver bias calculation

From Fig. 2, The elevation angle mask ≥ 60 degrees is based on the experiment, that confirms the signal does not contain cycle slips. The standard deviation value will be calculated with the less error of data than the data at elevation angle mask ≥ 30 or lower.

IV. RESULTS AND DISCUSSIONS

This section presents the comparison of the proposed ionospheric delay calculation algorithm with other models such as Klobuchar model, IRI model, and GIM.

A. The comparison outline

The observation and navigation data are recorded from KMIT (King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang) station (latitude = 13.73° , longitude = 100.77°) in Bangkok, Thailand. The Klobuchar model and the IRI-2016 are calculated at KMIT position. The GIM must be interpolated from the data at the latitude 13.73° from latitude 12.5° to 15.0° because GIM only provides specific value at each grid position.

The comparison is divided into 2 parts. First, the result compares with the delay model from GIM, which is used as a reference. The IGS observation files (RINEX file can be provided from IGS) are from CUSV (Chulalongkorn University) station (latitude = 13.74° , longitude = 100.5°).

The results show the VTEC on four days of months in January, April, July, and October, representing the four seasons in 2016. These days are the quiet days (no plasma bubble).

The root means square (RMS) error is used as the statistical indicator [8] to qualify the ionospheric models [9]. It is calculated by

$$RMS_{error} = \sqrt{\langle (VTEC_{obs} - VTEC_{ref})^2 \rangle}, \quad (7)$$

where $VTEC_{obs}$ is the VTEC value from the TEC calculation algorithm, $VTEC_{ref}$ is the VTEC from GIM and IGS observation calculation.

The relative RMS error, that indicates the error percentage of the difference between VTEC from the calculation with GIM and IGS, can be expressed as

$$error_{rms} = \frac{RMS}{VTEC_{ref}} \times 100\%. \quad (8)$$

B. The comparison results

The comparison of VTEC from KMIT observation, CUSV observation (IGS), GIM (IONEX), IRI model and Klobuchar model. These results from 3 represent the ionospheric delay, that is varied by solar activity [9].

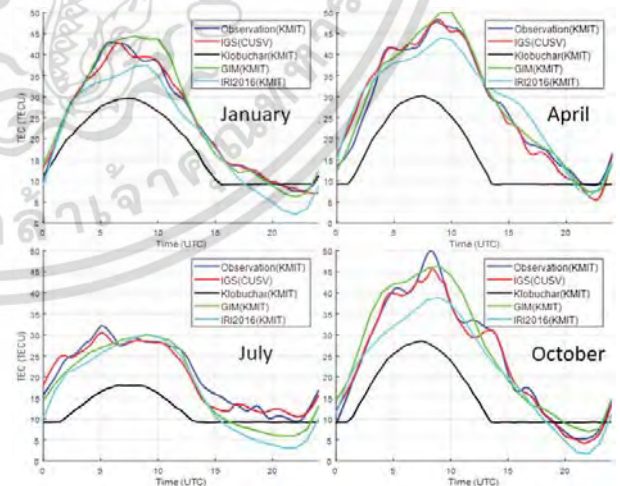


Fig. 3. The comparison of VTEC plot from observation file, IGS, Klobuchar, IONEX and IRI-2016 on day 002 (January), 093 (April), 184 (July), 276 (October) of 2016 at UTC time.

From Fig 3, the observational TEC has similar a trend as TEC from IGS and IONEX model. The IRI-2016 model gives the lowest TEC values among dual frequency models. Finally, Klobuchar gives the lowest VTEC values overall. From the comparison, the ionospheric delay from the proposed algorithm is comparable to those of others models, especially GIM. In addition, this algorithm can solve the cycle slip problem in carrier phase.

The RMS of the different $VTEC_{obs}$ related to $VTEC_{ref}$ form (7) represents the reliability of $VTEC_{obs}$ and the comparison with IGS represents the reliability of the data at KMIT station. The results are shown in Table 1.

TABLE 1 THE RMS OF THE DIFFERENT VTEC CALCULATED RELATES TO VTEC FROM GIM AND IGS.

Day of year	The statistical indicators			
	RMS_{GIM} [TECu]	RMS_{GIM} [%]	RMS_{IGS} [TECu]	RMS_{IGS} [%]
002	3.27	20.06 %	1.04	6.17 %
093	2.44	12.26 %	2.28	11.87 %
184	3.44	26.74 %	1.73	10.08 %
276	5.03	23.33 %	2.09	15.84 %
Mean	3.55	20.60 %	1.79	10.99 %

Form Table 1, the average RMS error of the calculated VTEC and reference VTEC is 20.60 percent indicating the VTEC values from the proposed algorithm are close to GIM values. Similarly, the obtained average of RMS error is 10.99 percent which is derived from KMIT and CUSV. The relative RMS error from (8) represents all the time in four days. The results are shown in Fig. 4.

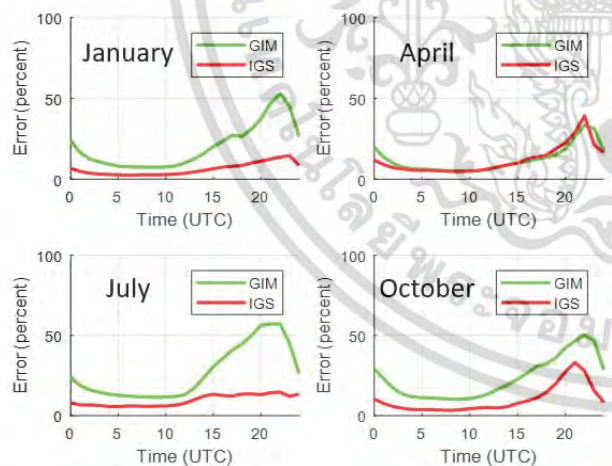


Fig. 4. The relative RMS errors of the difference between VTEC from GIM and IGS on day 002 (January), 093 (April), 184 (July), 276 (October) of 2016 at UTC time

From Fig. 4, the relative RMS error of GIM are higher than IGS, but the relative RMS error on all days are similar at night time (12.00-24.00 UTC or 19.00 – 7.00 LT).

V. CONCLUSION

This paper proposes a new receiver bias calculation algorithm for computing the TEC using the pseudo-range STEC filter that can handle the cycle slips. Moreover, the calculated TEC of KMIT station is compared with the global model of IGS, GIM, and IRI. The calculated TEC of KMIT provides comparable results to them although post-processing is not required. Additional data and periods will further help validate and ascertain the use of the proposed algorithm.

ACKNOWLEDGMENT

The author would like to acknowledge downloaded data from the Center for Orbit Determination in Europe (CODE), Space Physics Data Facility (SPDF) and the International GNSS Service (IGS). This work is partially supported by King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang under the grant #A118-0161- 005 and A118-0161- 006.

VI. REFERENCES

- [1] G. Blewitt, "An Automatic Editing Algorithm for GPS Data," *Geophysical Research Letters*, vol. 17, no. 3, pp. 199-202, 1990.
- [2] Arıkan, F., H. Nayir, U. Sezen, and O. Arıkan, "Estimation of single station inter-frequency receiver bias using GPS-TEC," *Radio Sci.*, vol. 43, RS4004, 2008, doi:10.1029/2007RS003785.
- [3] G. Ma and T. Maruyama, "Derivation of TEC and estimation of instrumental biases from GEONET in Japan," *Annales Geophysicae*, vol. 21, no. 10, pp. 2083-2093, 2003.
- [4] J.A. Klobuchar, "Ionospheric time-delay algorithm for single-frequency GPS users," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. AES-23, no. 3, pp. 325-331, May 1987, Doi:10.1109/TAES.1987.310829.
- [5] "International GNSS Service," [Online]. Available: <http://www.igs.org/>.
- [6] "International Reference Ionosphere-IRI-2016," [Online]. Available: https://cohoweb.gsfc.nasa.gov/vitmo/iri2016_vitmo.html.
- [7] L. Ciralo, F. Azpilicueta, C. Brunini and A.Meza, "Calibration errors on experimental slant total electron content (TEC) determined with GPS," *J Geodesy*, pp. 111-120, 2006.
- [8] O. Hernandez-Parjares and others, "Performance of different TEC models to provide GPS ionospheric corrections," *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, vol. 64, Issue 18, pp. 2055-2062, 2002.
- [9] X. Li, "Multisatellite observations of the outer zone electron variation during the November 3-4, 1993, magnetic storm," *Journal of Geophysical Research A: Space Physics*, vol. 102, no. A7, pp. 14123-14140, 1997.

The analysis of positioning accuracy from the usage of multi-constellation in single-frequency RTK technique in Bangkok.

Jirapoom Budtho, Nattanon Nilchan, Natthaphon Popaichit, Natdanai Ngamprasert, Watid Phakphisut and Pornchai Supnithi

Faculty of Engineering, King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang,
Bangkok 10520, Thailand.

60601161@kmitl.ac.th, 57010397@kmitl.ac.th, 57010400@kmitl.ac.th, 57010421@kmitl.ac.th,
watid.ph@kmitl.ac.th, pornchai.su@kmitl.ac.th

Abstract

The real-time kinematic (RTK) technique is key to reduce the errors of rover station positioning to sub-meter levels with the aid of base stations. When using the Global Navigation Satellite Systems (GNSS) with single-frequency receivers, some issues affect the positioning performances such as the high positioning errors, low fixed rates and long Time-to-first-fix (TTFF). Hence, this paper analyzes the usage of the multiple GNSS such as QZSS, Galileo and BDS system in Bangkok, Thailand. There are three parameters which are used to compare the positioning improvements. The results show that the system with the lowest number of satellites, the GPS+QZSS system, can still be useful to improve the positioning error below 10 cm. Finally, from all the parameters of positioning performance, the BDS system gives the most improvement of positioning.

Keywords: single-frequency RTK, multiple GNSS positioning, positioning performance

1. Introduction

Global Navigation Satellite Systems (GNSS) play an essential role in modern-day positioning technology. With the help of the carrier-phase, Real-Time Kinematic (RTK) technique and dual-frequency GPS receivers, the rover station can achieve sub-meter levels in positioning. Nevertheless, when using the GPS system with the single-frequency receivers, the positioning issues such as the high positioning errors, low fixed rates by the ratio test and longtime of the first fix occurs. Nowadays, more positioning satellites are launched to improve the positioning ability such as the Quasi-Zenith Satellite System (QZSS) [1], European GNSS (Galileo) [2] and Beidou navigation system from China [3]. The improvement of positioning with the aid of GNSS system was studied in Japan [4] and China region [5]. Hence, to analyze the performance in the Bangkok region, this paper investigates the aid of these systems to improve the performance of single-frequency positioning. The methodology of obtaining the position is reviewed in

Section 2. The experimental setup and the parameters of positioning improvement are described in Section 3. The compared results are shown in Section 4. Finally, the conclusions are made in Section 5.

2. Methodology

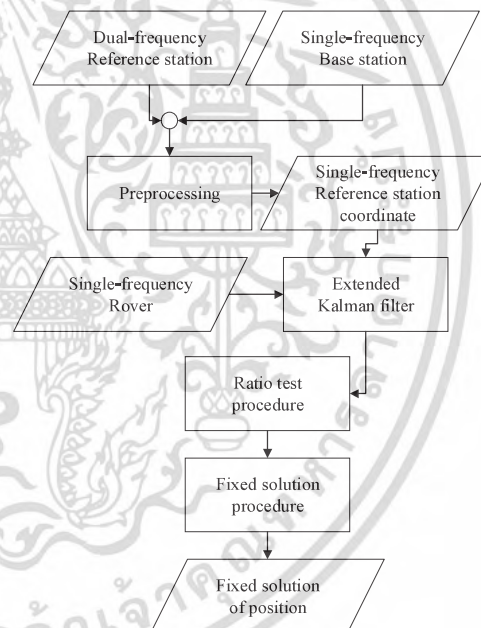


Figure 1. The flowchart in the RTKLIB GNSS data processing software.

We use the RTKLIB software [6] for the multi-GNSS data processing to obtain the positioning solutions as shown in Fig. 1. By using the Extended Kalman filter [7], a state vector for unknown model parameters and its covariance matrix can be estimated with a measurement vector at each epoch. The double-difference and the Least Square AMBiguity Decorrelation Adjustment (LAMBDA) method [8] are used to obtain the appropriate solution of the integer ambiguity vector $\tilde{N}$, i. e.,

$$\hat{\mathbf{N}} = \arg \min_{\mathbf{N} \in \mathbf{Z}} \left((\mathbf{N} - \hat{\mathbf{N}})^T \mathbf{Q}_{\mathbf{N}}^{-1} (\mathbf{N} - \hat{\mathbf{N}}) \right), \quad (1)$$

where $\hat{\mathbf{N}}$ is the vector of float-solution integer ambiguities obtained from the extended Kalman filter, $\mathbf{N}$ is a candidate vector of the integer ambiguity in the search space $\mathbf{Z}$ and $\mathbf{Q}_{\mathbf{N}}$ is the covariance matrix.

To validate the reliability of the integer ambiguity solution, the ratio test procedure chooses the best and the second candidates from the LAMBDA to compute the reliability value and then compare it with the threshold β , i. e.,

$$\frac{(\hat{\mathbf{N}} - \hat{\mathbf{N}}_{2nd})^T \mathbf{Q}_{\mathbf{N}}^{-1} (\hat{\mathbf{N}} - \hat{\mathbf{N}}_{2nd})}{(\hat{\mathbf{N}} - \hat{\mathbf{N}}_{1st})^T \mathbf{Q}_{\mathbf{N}}^{-1} (\hat{\mathbf{N}} - \hat{\mathbf{N}}_{1st})} > \beta. \quad (1)$$

Finally, if the solution of integer ambiguities pass the ratio test, the fixed solution of position vector will be obtained from the fixed solution procedure.

3. Experimental setup



Figure 2. The dual-frequency GNSS reference station located on KMITL.

The permanent reference station with the dual-frequency GNSS antenna (Fig. 2) is used to obtain the precise position of the single-frequency base station (Fig. 3), which is located away from the rover testing area (Fig. 4). The baselines between the single-frequency receivers are 1 km (DOY 265 2017), 3 km (DOY 272 2017) and 6 km (DOY 019 2018).



Figure 3. Portable single-frequency base station.



Figure 4. The rover testing area.

The reference points in the rover testing area are marked using dual-frequency receivers, located on a parking lot of the convention hall at King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang (KMITL) as shown in Fig. 5.

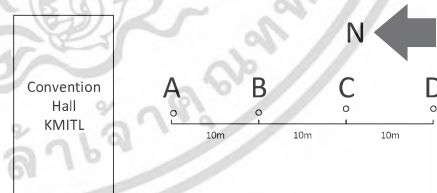


Figure 5. The reference points of the rover station.

Once the positioning solution of the rover is obtained and fixed, the rover station is moved to other reference points of interest (A to D) and held for at least 30 seconds. These positioning solutions are compared with the reference one, and then the performances of the positioning system are evaluated. The satellite systems used in this paper are divided into three groups, GPS only (reference), GPS+QZSS and GPS+BDS.

4. Results and discussions

4.1 The average number of satellites.

The average number of satellites from each constellation is shown in Table 1. These results show that when we use only GPS system, the number of satellites in the RTK position estimation is approximately eight satellites. The QZSS system is designed to use in a specific region, and it can see a few satellites. However, for the Compass (BeiDou) from China, there are five geostationary satellites which can be seen in Thailand region. When included with the rest of this system, the number of the visible satellite is about 12 satellites, which can be used in positioning without using the GPS system.

Table 1. Number of visible global positioning satellites.

	1 KM	3 KM	6 KM
GPS	8	8	8
GPS+QZSS	9	10	10
GPS+BDS	21	21	19

4.2 Positioning errors.

The 95% error from each considered constellation is shown in Table 2. These results show that when using only GPS in the RTK positioning, the float solution can reduce the positioning error to almost 20 cm. When including the other systems, the error can be achieved below 10 cm. The most improvement is the BDS which can decrease the error to about 5 cm. in all baseline.

Table 2. The 95% error from the reference point.

	1KM (cm)	3KM (cm)	6KM (cm)
GPS	19.2	3.7	11.8
GPS+QZSS	8.4	3.7	3.5
GPS+BDS	5.3	5.2	4.1

4.3 The time to first fix (TTFF).

The time to first fix from each considered constellation is shown in Table 3. The results show that more satellites lead to lower initiating time of positioning. Typically, the time to the first fix of single-frequency RTK positioning is about half an hour. When using twice number of satellites such as GPS + BDS, the TTFF is lower than 200 seconds or in 10 seconds for the 1km baseline.

Table 3. Comparison of time to first fix for the considered system.

	1KM(sec.)	3KM(sec.)	6KM(sec.)
GPS	2073	445	2073
GPS+QZSS	400	313	400
GPS+BDS	10	199	106

5. Conclusion

This work investigates the benefits of aiding of the other global positioning satellites in the single-frequency RTK positioning system. The results show that the lowest number of the satellites such as the GPS+QZSS system can be useful to improve the positioning error below 10 cm. Finally, from all the parameters of positioning performance, the BDS system gives the most improvement of positioning.

Acknowledgment

This work is partially funded by The Thailand Research Fund (TRF) (grant number RDG60T0171). The authors are sincerely thankful to King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang for providing the GNSS reference base station data and the rover testing area. In addition, the authors thank Dr. Vasu Udompetakul for technical discussions on many occasions.

References

- [1] N. Inaba, A. Matsumoto, H. Hase, S. Kogure, M. Sawabe, and K. Terada, "Design concept of Quasi Zenith Satellite System," *Acta Astronaut.*, vol. 65, no. 7–8, pp. 1068–1075, 2009.
- [2] European Space Agency, "European GNSS (Galileo) Open Service Signal In Space Interface Control Document," *Eur. Union*, no. 1, 2010.
- [3] C. Han, Y. Yang, and Z. Cai, "BeiDou Navigation Satellite System and its time scales," *Metrologia*, vol. 48, no. 4, 2011.
- [4] H. Namie, N. Tanaka, and A. Yasuda, "RTK-GPS positioning in Japan by GPS-based control station via DMCA mobile radio communication system," in *Proceedings of 1999 National Technical Meeting ION*, 1999, pp. 495–503.
- [5] L. Lau, H. Tateshita, and K. Sato, "Impact of Multi-GNSS on Positioning Accuracy and Multipath Errors in High-Precision Single-Epoch Solutions—A Case Study in Ningbo China," *J. Navig.*, vol. 68, no. 5, pp. 999–1017, 2015.
- [6] T. Takasu and A. Yasuda, "Development of the low-cost RTK-GPS receiver with an open source program package RTKLIB," *Int. Symp. GPS/GNSS*, pp. 4–6, 2009.
- [7] A. Gelb, *Applied Optimal Estimation*. The M.I.T. Press, 1974.
- [8] P. De Jonge and C. Tiberius, "The LAMBDA method for integer ambiguity estimation: implementation aspects," *Publ. Delft Comput. Centre, LGR-Series*, vol. 12, no. 12, pp. 1–47, 1996.

Thai GNSS and Space Weather Information Center

Acharaporn Bumrungrkit* and Pornchai Supnithi
 Faculty of Engineering, King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang,
 Bangkok 10520, Thailand.
 58601022@kmitl.ac.th and pornchai.su@kmitl.ac.th

Abstract

The data from ionosphere and global navigation satellite system (GNSS) are important to the various studies such as ionospheric characteristics, satellite communications, aviation and navigations. To study the characteristics of ionosphere, we can analyze the total electron content (TEC). This work proposes the daily results of vertical total electron content (VTEC) and the rate of TEC change index (ROTI) on the same date. To publicize the ionospheric and GNSS database for anyone who utilizes the space weather data. These results will be shown on the ionosphere and GNSS observation data which is part of website "Thai GNSS and space weather information center".

Keywords: Ionosphere, Space weather, Total electron content

1. Introduction

The ionospheric space weather affects the global navigation satellite system (GNSS) and the radio wave signals by introducing ionospheric delays [1], ionospheric scintillations [2] and ionospheric gradients [3]. To understand the characteristics of ionosphere and its effect on GNSS signals, we should analyze the background of ionospheric behavior for each area. Ionospheric and GNSS data are important for long-term study and research. The aspiration of this work is to analyze the space weather information by using the data from GNSS and public to the website "Thai GNSS and space weather information data center" at <http://iono-gnss.kmitl.ac.th/>. Section 2 explains the data and methodology to compute the vertical total electron content (VTEC) and rate of TEC change index (ROTI) values. The experimental setup and results are shown in section 3. Finally, the conclusion is presented in section 4.

2. Data and methodology

Total electron content (TEC) [4] is an important parameter used to characterize the ionosphere; it is typically expressed in TEC unit (TECU). Slant TEC

(STEC) is the electron density on a slant path among a satellite and a receiver, it can be computed from [5]

$$STEC = \int_s N_e ds, \quad (1)$$

where N_e is the electron density (electrons/meter³) and s is the distance along the propagation path in meters. The vertical TEC (VTEC) is the electron density in the vertical path at the ionospheric piece point (IPP). VTEC is given by

$$VTEC = STEC \cos(\chi), \quad (2)$$

and

$$\cos(\chi) = \sqrt{1 - \left(\frac{R_E}{R_E + h} \cos(\theta) \right)^2}, \quad (3)$$

where χ and θ are the satellite zenith angle and elevation angle which are expressed in degrees, respectively. R_E is the mean radius of earth (kilometers) and h is the height of the ionospheric thin shell, in this case, we assume the height at 350 kilometers. The satellite biases can be obtained from the differential code bias (DCB) files from the center for orbit determination in Europe (CODE) organization and the instrumental biases are computed based on the minimum summation of TEC standard deviation method [6].

The rate of TEC change index (ROTI) is defined by the standard deviation of rate of TEC change. It can be used to monitor the ionospheric disturbance. The ROTI (TECU/minute) can be expressed as

$$ROTI = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (ROT(i) - \overline{ROT})^2}, \quad (4)$$

where $ROT(i)$ is the rate of TEC change between the time index $i+1$ and i and N is the number of TEC samples in a window.

3. Experimental setup and results

In this section, we compute the vertical TEC based on the data from dual-frequency GPS receiver which is installed at King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang, KMIT station (13.7278° N, 100.7726° E). The processing step is shown in Fig. 1. First, the RINEX observation and navigation files are daily downloaded from Network Attached Storage (NAS). Next, the data are processed by a server. Afterward, a server sends the result to daily display onto the website and save all of observation data into NAS.

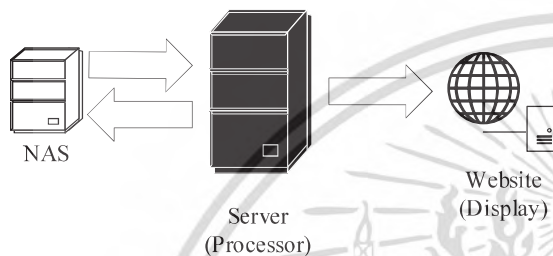


Fig 1. Flow diagram of data processing.

In this work, we present examples of vertical TEC results which are observed on 12th and 17th March 2017. These two specific days represent the day of nominal and disturbed ionosphere. The vertical TECs which are computed from GPS satellites are shown in Fig. 2(a) and (b) as a function of universal time, respectively. The date of nominal ionosphere is the 12th and the date of disturbed ionosphere is the 17th March 2017, respectively. The different colors represent the data from different satellites.

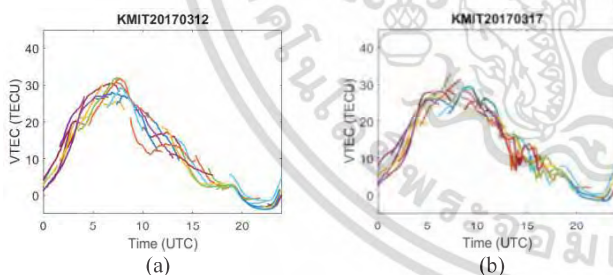


Figure 2. Vertical TEC on (a) 12 March 2017 and (b) 17 March 2017 at KMIT station.

From Fig. 3(a) and 4(a), the hourly median of VTECs are represented as black lines on nominal and disturbed days, respectively. The ROTI values on nominal and disturbed days are shown in Fig. 3(b) and 4(b), respectively. From Fig. 4(b), the ROTI magnitudes are higher than 0.5 TECU/min at around 13.30 to 17.00 UTC.

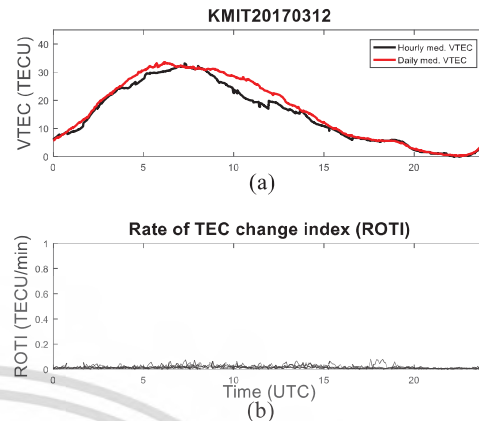


Figure 3. (a) VTEC hourly median on 12th March 2017 (nominal day) and daily median on March 2017 and (b) ROTI values on 12th March 2017.

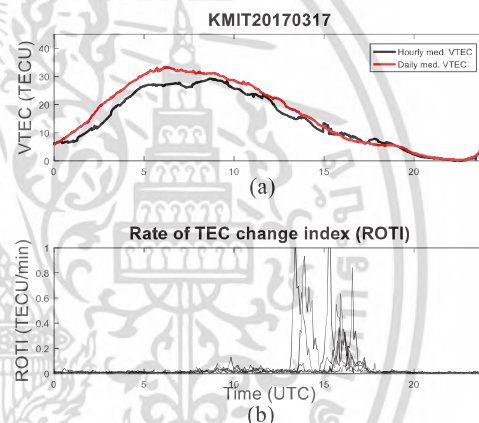


Figure 4. (a) VTEC hourly median on 17th March 2017 (disturbed day) and daily median on March 2017 and (b) ROTI values on 17th March 2017.

4. Conclusion

This work aims to analyze the daily TEC and ROTI to the Thai GNSS and Space Weather Information Center. To monitor the ionospheric disturbance, ROTI parameter is used. The ionospheric and GNSS data are publicized to researchers and the person, interested in these data.

Acknowledgments

This work is financially supported by King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang under grant #A118-0161-006 and #A118-0161-005. Furthermore, we acknowledge the Royal Golden Jubilee (RGJ) scholarship (PHD/0024/2558) granted from the Thailand Research Fund (TRF).

References

- [1] S. Saito and T. Yoshihara, "Evaluation of extreme ionospheric total electron content gradient associated with plasma bubbles for GNSS Ground-Based Augmentation System," *Radio Science*, pp. 951-962, 2017
- [2] K. C. Yeh and C. H. Liu, "Radio wave scintillations in the ionosphere," *Proceedings of the IEEE*, pp. 324-360, 1982.
- [3] S. Rungraengwajiake, P. Supnithi, S. Saito, N. Siansawasdi, and A. Saekow, "Ionospheric delay gradient monitoring for GBAS by GPS stations near Suvarnabhumi airport, Thailand," *Radio Science*, pp. 1076-1085, 2015.
- [4] T. W. Garner, et al., "Total electron content measurements in ionospheric physics," *Advances in Space Research*, pp. 720-726, 2008.
- [5] A. J. Mannucci, et al., "A global mapping technique for GPS-derived ionospheric total electron content measurements," *Radio science*, pp. 565-582, 1998.
- [6] G. Ma and T. Maruyama, "Deviation of TEC and estimation of instrumental biases from GEONET in Japan," *Annales Geophysicae*, pp. 2083-2093, 2003.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้