

แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทและการปรับปรุงประสิทธิภาพการ
บริโภคกำลังงานโดยการใช้รหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้

THE CUBESAT ENGINEERING MODEL AND IMPROVEMENT OF POWER
CONSUMPTION USING ADJUSTABLE CODE RATE CONVOLUTION CODE



ชนาธิป ฤกษ์สุขรุ่งเรือง

CHANATHIP ROEKSUKRUEANG

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ. 2559

KMITL-2016-EN-M-010-155

แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทและการปรับปรุงประสิทธิภาพการ
บริโภคกำลังงานโดยการใช้รหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้

THE CUBESAT ENGINEERING MODEL AND IMPROVEMENT OF POWER
CONSUMPTION USING ADJUSTABLE CODE RATE CONVOLUTION CODE



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ.2559

KMITL-2016-EN-M-010-155

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

THE CUBESAT ENGINEERING MODEL AND IMPROVEMENT OF POWER
CONSUMPTION USING ADJUSTABLE CODE RATE CONVOLUTION CODE



CHANATHIP ROESUKRUNGRUEANG

A THESIS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT
OF THE REQUIREMENT FOR THE DEGREE OF
DOCTOR OF ENGINEERING IN ELECTRICAL ENGINEERING
FACULTY OF ENGINEERING
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG
2016
KMUTL-2016-EN-M-010-155

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



COPYRIGHT 2016

FACULTY OF ENGINEERING

KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ใบรับรองวิทยานิพนธ์

หัวข้อวิทยานิพนธ์ แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทและการปรับปรุงประสิทธิภาพการบริโภคกำลังงานโดยใช้รหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้

Thesis Title The CubeSat Engineering Model and Improvement of Power Consumption using Adjustable Code Rate Convolution Code

นักศึกษา ชนาธิป ฤกษ์สุขรุ่งเรือง

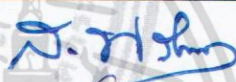
รหัสประจำตัว 58601262

ปริญญา วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชา วิศวกรรมโทรคมนาคม

อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ผศ.ดร.ศรววัฒน์ ชิวปรีชา

หมายเลขวิทยานิพนธ์ KMITL-2016-EN-M-010-155

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์		ลายมือชื่อ
ดร.สถาพร	พรหมวงศ์	
ผศ.ดร.พิชญ	สุพรรณกุล	
ศ.ดร.ประยุทธ์	อัครเอกฉมาลิน	
รศ.ดร.สุวิพล	สิทธิชีวกา	
ผศ.ดร.ศรววัฒน์	ชิวปรีชา	

วัน / เดือน / ปี ที่สอบ วันจันทร์ที่ 25 กรกฎาคม พ.ศ. 2559 เวลา 09.00-11.00 น.
สถานที่สอบ ณ อาคาร A ชั้น 5 ห้องประชุม 4

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

คณะวิศวกรรมศาสตร์ รับรองแล้ว



(รองศาสตราจารย์ ดร. คมสัน มาลีสี)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของลิขสิทธิ์ที่ปรากฏบนเอกสารนี้

วันที่ 25 กรกฎาคม พ.ศ. 2559

หัวข้อวิทยานิพนธ์	แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทและการปรับปรุงประสิทธิภาพการบริโภคกำลังงานโดยการใช้รหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้
นักศึกษา	นายชนาธิป ฤกษ์สุขรุ่งเรือง
รหัสประจำตัว	58601262
ปริญญา	วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชา	วิศวกรรมโทรคมนาคม
พ.ศ.	2559
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์	ผศ.ดร.ศรววัฒน์ ชิวปรีชา

บทคัดย่อ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้นำเสนอการออกแบบและสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทเพื่อสร้างองค์ความรู้ทางด้านการสร้างดาวเทียมและด้านเทคโนโลยีอวกาศ แต่ปัญหาหลักอย่างหนึ่งของดาวเทียมคิวบ์แซทคือมีแหล่งพลังงานที่ค่อนข้างจำกัดเนื่องจากขนาดของดาวเทียมที่เล็กทำให้มีพื้นที่สำหรับการติดตั้งแผงเซลล์สุริยะน้อย ส่งผลให้ดาวเทียมคิวบ์แซทดวงหนึ่งมีการบริโภคกำลังงานสำหรับใช้งานสูงสุดเพียง 2 – 3 วัตต์เท่านั้น อีกทั้งการส่งผ่านข้อมูลจากดาวเทียมคิวบ์แซทไปยังสถานีภาคพื้นดินผ่านทางช่องสัญญาณที่ประกอบด้วยสัญญาณรบกวนซึ่งส่งผลกระทบต่อทำให้การรับ - ส่งข้อมูลมีอัตราผิดพลาดสูงขึ้น วิทยานิพนธ์ฉบับนี้จึงทำการวิเคราะห์กำลังส่งขั้นต่ำที่สามารถลดลงได้เนื่องจากการเข้ารหัสช่องสัญญาณ และได้นำเสนอระบบการเข้ารหัสคอนโวลูชันที่สามารถปรับอัตรารหัสได้เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพของการส่งผ่านข้อมูล และสามารถปรับปรุงประสิทธิภาพการบริโภคกำลังงานของดาวเทียมคิวบ์แซทโดยการลดกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลสำหรับสภาพแวดล้อมของช่องสัญญาณที่แตกต่างกันในแต่ละช่วงเวลาได้ ซึ่งระบบที่มีการเข้ารหัสช่องสัญญาณสามารถลดกำลังส่งขั้นต่ำที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลได้ด้วยผลของอัตราขยายของการเข้ารหัส ผลของการวิเคราะห์การลดกำลังส่งขั้นต่ำพบว่าระบบที่มีการเข้ารหัสช่องสัญญาณสามารถลดกำลังส่งขั้นต่ำได้สูงสุดถึง 56.16 เพอร์เซ็นต์เมื่อเปรียบเทียบกับระบบที่ไม่มีการเข้ารหัสช่องสัญญาณ และลดกำลังส่งลงได้ 24.14 เพอร์เซ็นต์เมื่อเปรียบเทียบกับระบบการเข้ารหัสคอนโวลูชันตามมาตรฐานของคณะกรรมการที่ปรึกษาาระบบจัดการข้อมูลในอวกาศด้วยอัตรารหัส $1/2$ และ constraint length เท่ากับ 7 โดยการใช้รหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้ที่นำเสนอสามารถปรับอัตรารหัสให้เหมาะสมต่อสภาพแวดล้อมของช่องสัญญาณต่างๆ ตามเงื่อนไขที่กำหนด คือ อัตราผิดพลาดต่ำกว่า 10^{-4} และใช้กำลังในการส่งผ่านข้อมูลต่ำที่สุด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Thesis Title	The CubeSat Engineering Model and Improvement of Power Consumption using Adjustable Code Rate Convolution Code
Student	Mr. Chanathip Roeksukrungrueang
Student ID.	58601262
Degree	Master of Engineering
Program	Telecommunications Engineering
Year	2016
Thesis Advisor	Asst. Prof. Dr. Sorawat Chivapreecha

ABSTRACT

This thesis presents the design and implementation of CubeSat engineering model to improve capacity-building in space technology. CubeSat is a small size satellite, which restricts the CubeSat's solar panel size and limits the available power budget and stored energy reserves. Typically, the CubeSat maximum power consumption range from 2 to 3 watts. Moreover, in a communication system, the receiver side bit error rate may be affected by transmission channel noise. This thesis also analyzes the factors of channel coding that affect the minimum transmitted power. In addition, an improvement of power consumption using adjustable code rate convolution code is proposed for CubeSat image transmission. Use of adjustable code rate convolution code lowers the required minimum transmitted power as a result of the coding gain compared to uncoded system. The analysis showed that the coded system can reduce transmitted power up to 56.16 percent compared to uncoded system and 24.14 percent compared to the Consultative Committee for Space Data Systems (CCSDS) recommended standard using a rate 1/2 convolution code with constraint length 7. The proposed adjustable code rate convolution code can apply the optimum code rate for different channel environments. The proposed system will apply optimum code rate to achieve the total bit error rate (BER) less than 10^{-4} and to use the lowest transmitted power.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี เนื่องจากข้าพเจ้าได้รับความกรุณา ความเมตตา จาก ผศ.ดร.ศรวรัตน์ ชิวปรีชา ที่คอยให้ความช่วยเหลือ ดูแลเอาใจใส่ แนะนำ ชี้แนะข้อบกพร่องและ ร่วมแก้ไขปัญหา ติดตามความก้าวหน้าของงานวิจัย รวมทั้งฝึกฝนให้ข้าพเจ้ามีทักษะทางด้าน การคิด การอ่าน การเขียนและการนำเสนอผลงานวิชาการ ซึ่งเป็นประโยชน์อย่างมากในการพัฒนาตนเอง

ข้าพเจ้าขอขอบพระคุณคณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์ ดร.สถาพร พรหมวงศ์ ผศ.ดร.พิชญ์ สุพรรณกุล ศ.ดร.ประยุทธ์ อัครเอกฉลิติน รศ.ดร.สุวิมล สิทธิชีวภาค และ ผศ.ดร.สุทธิชัย นพนาศิ พงษ์ ที่ให้ข้อเสนอแนะ คำแนะนำในงานวิจัยของข้าพเจ้า

ขอขอบคุณเพื่อนร่วมงานในห้องปฏิบัติการภาควิชาโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ทุกท่านที่ได้ให้คำปรึกษา แนะนำ และ ถ่ายทอดเทคโนโลยีความรู้ให้แก่ข้าพเจ้า

สุดท้ายนี้ข้าพเจ้าขอกราบขอบพระคุณบิดามารดาและครอบครัวของข้าพเจ้าที่ได้ให้ชีวิตและ โอกาสทางการศึกษา คอยเป็นกำลังใจและให้ความห่วงใยเสมอมา ตลอดจนคุณครูและอาจารย์ทุก ท่านที่กรุณาประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้อันเป็นประโยชน์แก่ข้าพเจ้า

ชนาธิป ฤกษ์สุขรุ่งเรือง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย.....	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	II
กิตติกรรมประกาศ.....	III
สารบัญ.....	IV
สารบัญตาราง.....	VI
สารบัญรูป.....	IX
บทที่ 1 บทนำ.....	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา.....	1
1.2 วัตถุประสงค์และขอบเขตวิทยานิพนธ์.....	4
1.3 รายละเอียดวิทยานิพนธ์.....	4
บทที่ 2 การออกแบบต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมคิวบ์แซท.....	6
2.1 ดาวเทียมคิวบ์แซท.....	6
2.1.1 ดาวเทียมวงโคจรต่ำ.....	8
2.1.2 กลุ่มดาวเทียมคิวบ์แซท.....	11
2.2 ภาพรวมของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท.....	12
2.2.1 ระบบสื่อสาร.....	14
2.2.1.1 โมดูลSV650.....	14
2.2.2 ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ด.....	15
2.2.2.1 Arduino Pro Mini 328.....	15
2.2.2.2 การสื่อสารแบบ I ² C.....	16
2.2.3 เซนเซอร์เพย์โหลด.....	19
2.2.3.1 เซนเซอร์ BMP180.....	19
2.2.3.2 เซนเซอร์ ADXL345.....	24
2.2.3.3 เซนเซอร์ DHT22.....	26
2.2.3.4 โมดูล Adafruit GPS.....	28
2.2.3.5 กล้องถ่ายภาพ.....	32
2.3 การออกแบบสถานีภาคพื้นดิน.....	34

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
บทที่ 3 รหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้.....	35
3.1 รหัสคอนโวลูชัน.....	35
3.1.1 การเข้ารหัสคอนโวลูชัน.....	36
3.1.1.1 โครงสร้างรหัสคอนโวลูชันในรูปผลตอบสนองอิมพัลส์.....	37
3.1.1.2 โครงสร้างรหัสคอนโวลูชันในรูปเมทริกซ์ตัวกำเนิด.....	38
3.1.1.3 โครงสร้างรหัสคอนโวลูชันในรูปพหุนามตัวกำเนิด.....	38
3.1.2 รหัสคอนโวลูชันในเชิงแผนภาพ.....	39
3.1.2.1 แผนภาพสถานะ.....	39
3.1.2.2 แผนภาพเทรลลิส.....	40
3.1.3 ระยะเวลาฟรี.....	41
3.1.4 รหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมที่สุด.....	41
3.1.5 การถอดรหัสคอนโวลูชันด้วยวิธีของวิเทอร์บี.....	44
3.2 รหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้.....	48
3.2.1 การวิเคราะห์กำลังส่งขั้นต่ำ.....	48
3.2.2 อัตราขยายของรหัส.....	51
3.2.3 ขั้นตอนการปรับอัตรารหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมต่อสภาพแวดล้อมหนึ่งๆ.....	51
บทที่ 4 ผลการทดสอบและวิเคราะห์การทำงาน.....	54
4.1 การทดสอบการทำงานของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซท.....	54
4.2 การวิเคราะห์ประสิทธิภาพของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน.....	58
4.3 ผลการวิเคราะห์การลดกำลังส่งขั้นต่ำของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน.....	63
4.4 การจำลองการทำงานของระบบเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้.....	68
4.4.1 การจำลองการทำงานด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์.....	69
4.4.2 การจำลองการทำงานเชิงฮาร์ดแวร์.....	84
บทที่ 5 สรุปผลงานวิจัย.....	94
5.1 สรุปผล.....	94
5.2 ข้อเสนอแนะ.....	95
เอกสารอ้างอิง.....	96

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1 คำอธิบาย PIN ทั้งหมดของโมดูล SV650.....	15
2.2 คุณลักษณะเด่นของ Arduino Pro Mini 328.....	16
2.3 คำอธิบาย PIN ของเซนเซอร์ BMP180.....	20
2.4 Address ของรีจิสเตอร์ที่เก็บค่าสัมประสิทธิ์.....	21
2.5 ค่าพารามิเตอร์สำหรับสมการ Barometric.....	24
2.6 คุณลักษณะเด่นของของเซนเซอร์ ADXL345.....	25
2.7 คุณลักษณะเด่นของของเซนเซอร์ DHT22.....	27
2.8 คำอธิบาย PIN ทั้งหมดของโมดูล Adafruit GPS.....	28
2.9 คำอธิบายประโยคใน GGA Protocol.....	31
2.10 คุณลักษณะเด่นของกล้องถ่ายภาพ LinkSprite	32
2.11 คำสั่งในการติดต่อกับกล้องถ่ายภาพ.....	33
3.1 การกำหนดค่าสำหรับแต่ละสถานะ.....	39
3.2 รหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมที่สุดที่มีอัตรารหัส 1/2.....	41
3.3 รหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมที่สุดที่มีอัตรารหัส 1/3.....	42
3.4 รหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมที่สุดที่มีอัตรารหัส 1/4.....	42
3.5 รหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมที่สุดที่มีอัตรารหัส 2/3.....	43
3.6 รหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมที่สุดที่มีอัตรารหัส 3/4.....	43
3.7 การหาระยะแสมมิงระหว่างชุดบิตที่รับได้ 101 000 001 เฉพาะ 9 บิตแรกกับรหัสทั้ง 8 เส้นทาง.....	45
3.8 การคำนวณหาเส้นทางที่สั้นที่สุดเมื่อพิจารณาบิตที่ 10-12 ซึ่งมีค่าเท่ากับ 001.....	45
3.9 การคำนวณหาเส้นทางที่สั้นที่สุดเมื่อพิจารณาบิตที่ 13-15 ซึ่งมีค่าเท่ากับ 111.....	46
3.10 การคำนวณหาเส้นทางที่สั้นที่สุดเมื่อพิจารณาบิตที่ 16-18 ซึ่งมีค่าเท่ากับ 011.....	46
3.11 การคำนวณหาเส้นทางที่สั้นที่สุดเมื่อพิจารณาบิตที่ 19-21 ซึ่งมีค่าเท่ากับ 100.....	47
3.12 การคำนวณหาเส้นทางที่สั้นที่สุดเมื่อพิจารณาบิตที่ 22-24 ซึ่งมีค่าเท่ากับ 100.....	47
4.1 พารามิเตอร์ที่ใช้ในการคำนวณกำลังส่งขั้นต่ำที่ใช้สำหรับส่งผ่านข้อมูล.....	63
4.2 การเปรียบเทียบกำลังส่งขั้นต่ำและพลังงานที่ใช้สำหรับการส่งผ่านข้อมูลเมื่อมีการเข้ารหัส คอนโวลูชันต่างๆ.....	64
4.3 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 1/2 และ K เท่ากับ 3 – 5 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN).....	70

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง (ต่อ)

ตารางที่	หน้า
4.4 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา $1/2$ และ K เท่ากับ 6 – 8 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN).....	71
4.5 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา $1/2$ และ K เท่ากับ 9 – 11 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN).....	72
4.6 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา $1/3$ และ K เท่ากับ 3 – 5 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN).....	73
4.7 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา $1/3$ และ K เท่ากับ 6 – 8 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN).....	74
4.8 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา $1/3$ และ K เท่ากับ 9 – 11 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN).....	75
4.9 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา $1/4$ และ K เท่ากับ 3 – 5 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN).....	76
4.10 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา $1/4$ และ K เท่ากับ 6 – 8 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN).....	77
4.11 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา $1/4$ และ K เท่ากับ 9 – 11 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN).....	78
4.12 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา $2/3$ และ K เท่ากับ 2 – 4 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN).....	79
4.13 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา $2/3$ และ K เท่ากับ 5 – 6 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN).....	80
4.14 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา $3/4$ และ K เท่ากับ 2 – 4 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN).....	81
4.15 การจำลองส่งผ่านภาพด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์โดยใช้ระบบการเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้.....	83
4.16 การจำลองการทำงานเชิงฮาร์ดแวร์ที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา $1/2$ และ K เท่ากับ 3, 5 และ 7 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนเกาส์เซียนแบบขาว.....	85
4.17 การจำลองการทำงานเชิงฮาร์ดแวร์ที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา $1/3$ และ K เท่ากับ 3, 5 และ 7 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนเกาส์เซียนแบบขาว.....	86
4.18 การจำลองการทำงานเชิงฮาร์ดแวร์ที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา $1/4$ และ K เท่ากับ 3, 5 และ 7 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนเกาส์เซียนแบบขาว.....	87

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อการศึกษาเท่านั้น มิอนุญาตให้ทำซ้ำโดยไม่ได้รับอนุญาต
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง (ต่อ)

ตารางที่	หน้า
4.19 การจำลองการทำงานเชิงฮาร์ดแวร์ที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 2/3 และ K เท่ากับ 2, 4 และ 6 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนเกาส์เซียนแบบขาว.....	88
4.20 การจำลองการทำงานเชิงฮาร์ดแวร์ที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 3/4 และ K เท่ากับ 2, 3 และ 4 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนเกาส์เซียนแบบขาว.....	89
4.21 ผลการรับภาพถ่ายโดยใช้ระบบที่ไม่มีการเข้ารหัสช่องสัญญาณ.....	91
4.22 ผลการรับภาพถ่ายโดยใช้ระบบการเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้.....	92
4.23 ผลของการปรับอัตรารหัสคอนโวลูชันของระบบที่นำเสนอ.....	93



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1	โครงสร้างดาวเทียมคิวบ์แซทขนาดต่างๆ.....7
2.2	ระบบย่อยของดาวเทียมคิวบ์แซท.....8
2.3	แผนภาพตำแหน่งของดาวเทียม (SAT) กับสถานีภาคพื้นดิน (G).....10
2.4	กลุ่มดาวเทียมวอล์คเกอร์.....11
2.5	ภาพรวมระบบของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท.....13
2.6	แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท.....13
2.7	โมดูลสื่อสารไร้สาย SV650.....14
2.8	ไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Pro Mini 328.....15
2.9	รูปแบบการเขียน/อ่านข้อมูลแบบ I ² C Bus.....16
2.10	Timing Diagram การทำงานของ I ² C Bus.....18
2.11	เซนเซอร์ BMP180.....20
2.12	โพลิวาร์ตการอ่านค่าของ BMP180.....21
2.13	เซนเซอร์ ADXL345.....25
2.14	มุม Pitch และ มุม Roll.....26
2.15	เซนเซอร์ DHT22.....27
2.16	ลำดับของข้อมูลในการอ่านค่าจากเซนเซอร์ DHT22.....27
2.17	โมดูล Adafruit GPS.....28
2.18	การหาระยะห่างระหว่างดาวเทียมกับตำแหน่งของเครื่องรับ.....29
2.19	กล้องถ่ายภาพ LinkSprite.....32
2.20	การทำงานของสถานีภาคพื้นดิน.....34
3.1	ตัวอย่างวงจรถ่ายรหัส (2,1,2).....36
3.2	ตัวอย่างแผนภาพการเปลี่ยนสถานะของวงจรถ่ายรหัสคอนโวลูชัน (3,1,2).....40
3.3	แผนภาพเทรลลิสสำหรับวงจรถ่ายรหัสคอนโวลูชันที่มีแผนภาพการเปลี่ยนสถานะดังรูปที่ 3.1.....40
3.4	กราฟแสดงการหาอัตราขยายของรหัส ณ ระดับอัตราบิดผิดพลาดที่ 10 ⁻⁴51
3.5	ขั้นตอนการส่งผ่านข้อมูลโดยใช้รหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้.....52
4.1	ผลการรับสัญญาณข้อมูลของแบบจำลองทางวิศวกรรมของการทำงานของดาวเทียมคิวบ์ แซท.....55
4.2	กราฟพหุนามที่วัดได้จากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทเทียบกับเวลา.....55
4.3	กราฟความถี่ที่วัดได้จากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทเทียบกับเวลา.....55

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อใช้ในการศึกษาเท่านั้น เมื่อผู้ใดเห็นประโยชน์ในการนำ
เอกสารนี้ไปเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาตจากเจ้าของเอกสาร กรุณาแจ้งให้ทราบ

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.4	กราฟความกดอากาศที่วัดได้จากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทเทียบกับเวลา.....56
4.5	กราฟระดับความสูงที่วัดได้จากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทเทียบกับเวลา.....56
4.6	กราฟค่าความเร่งที่วัดได้จากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทเทียบกับเวลา.....56
4.7	ภาพถ่ายจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท.....57
4.8	สเปกตรัมของสัญญาณที่ส่งจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของการทำงานของดาวเทียมคิวบ์แซท.....58
4.9	การทดสอบประสิทธิภาพของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน.....58
4.10	กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่างอัตราบิดผิดพลาด (BER) กับ E_b / N_0 ของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน ด้วยอัตราการเข้ารหัส 1/2 และ Constraint Length (K) เท่ากับ 3 - 11.....59
4.11	กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่างอัตราบิดผิดพลาด (BER) กับ E_b / N_0 ของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน ด้วยอัตราการเข้ารหัส 1/3 และ Constraint Length (K) เท่ากับ 3 - 11.....60
4.12	กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่างอัตราบิดผิดพลาด (BER) กับ E_b / N_0 ของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน ด้วยอัตราการเข้ารหัส 1/4 และ Constraint Length (K) เท่ากับ 3 - 11.....61
4.13	กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่างอัตราบิดผิดพลาด (BER) กับ E_b / N_0 ของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน ด้วยอัตราการเข้ารหัส 2/3 และ Constraint Length (K) เท่ากับ 2 - 6.....62
4.14	กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่างอัตราบิดผิดพลาด (BER) กับ E_b / N_0 ของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน ด้วยอัตราการเข้ารหัส 3/4 และ Constraint Length (K) เท่ากับ 2 - 4.....62
4.15	กำลังส่งขั้นต่ำสำหรับส่งผ่านข้อมูลสำหรับการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตราหัส 1/2 และ 1/3 เพื่อให้อัตราบิดผิดพลาดน้อยกว่า 10^{-4}67
4.16	กำลังส่งขั้นต่ำสำหรับส่งผ่านข้อมูลสำหรับการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตราหัส 1/4, 2/3 และ 3/4 เพื่อให้อัตราบิดผิดพลาดน้อยกว่า 10^{-4}67
4.17	การจำลองส่งภาพผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาวด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์.....69
4.18	ภาพต้นฉบับที่ใช้ในการจำลองส่งผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว.....69
4.19	แผนภาพการจำลองการทำงานเชิงฮาร์ดแวร์.....84

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

ดาวเทียมขนาดเล็กมีบทบาทสำคัญมากขึ้นในปัจจุบัน หนึ่งในนั้น คือ ดาวเทียมคิวบ์แซทซึ่งเป็นที่ได้รับความนิยมในหมู่นักวิจัยเป็นอย่างมากทั้งด้านการศึกษาและพัฒนาความสามารถของนักวิจัย เป็นจุดเริ่มต้นในการสร้างองค์ความรู้ทางด้านเทคโนโลยีดาวเทียมเพื่อสร้างดาวเทียมได้เองภายในประเทศในอนาคต การสร้างดาวเทียมได้ด้วยตนเองสามารถประหยัดค่าใช้จ่ายได้อย่างมากเมื่อเปรียบเทียบกับ การซื้อดาวเทียมจากต่างประเทศ ดาวเทียมคิวบ์แซทเป็นดาวเทียมขนาดนาโนที่มีมาตรฐานทั้งขนาด มวล พลังงาน และการกำหนดการปล่อยดาวเทียม ส่วนประกอบสำหรับการออกแบบและสร้างดาวเทียมคิวบ์แซทจะอาศัยการวิจัยและทดสอบอุปกรณ์ที่สามารถใช้งานในอวกาศได้ รวมไปถึงยังมีบริษัทที่มีเป้าหมายเฉพาะในตลาดของดาวเทียมคิวบ์แซท เช่น Pumpkin และ Clyde Space ด้วยมาตรฐานและความพร้อมของอุปกรณ์สำหรับสร้างดาวเทียมคิวบ์แซท ทำให้ดาวเทียมคิวบ์แซทมีราคาค่อนข้างถูกและง่ายต่อการสร้างเมื่อเทียบกับดาวเทียมที่มีขนาดใหญ่ อีกทั้งยังมีประวัติการส่งดาวเทียมคิวบ์แซทเพื่อปฏิบัติการกิจในอวกาศ ซึ่งแต่ละหน่วย (U) ของดาวเทียมคิวบ์แซทจะมีลักษณะเป็นลูกบาศก์ขนาดเท่ากับ 10 ซม. x 10 ซม. x 10 ซม. มีมวลไม่เกิน 1.33 กิโลกรัม [1] โดยดาวเทียมคิวบ์แซทจะถูกส่งขึ้นสู่อวกาศในระดับวงโคจรต่ำ (Low Earth Orbit) ด้วยค่าใช้จ่ายที่ต่ำรวมถึงความเรียบง่ายและความพร้อมของอุปกรณ์สำหรับสร้างดาวเทียมคิวบ์แซททำให้ดาวเทียมนี้เป็นแพลตฟอร์มทางวิทยาศาสตร์ที่ถูกนำมาใช้งานมากขึ้น [2] การกิจของดาวเทียมคิวบ์แซทส่วนใหญ่ ได้แก่ การสำรวจทางวิทยาศาสตร์ที่มีการติดอุปกรณ์ตรวจวัดที่ดาวเทียมคิวบ์แซท เช่น อุปกรณ์ตรวจวัดสภาพแวดล้อมในอวกาศ การทดสอบการทำงานของอุปกรณ์ในอวกาศ การถ่ายภาพ เป็นต้น โดยดาวเทียมคิวบ์แซทมีข้อได้เปรียบเมื่อเทียบกับการสร้างดาวเทียมขนาดใหญ่หลายอย่าง ได้แก่ 1. ใช้ระยะเวลาในการสร้างไม่นานโดยผู้ที่มีประสบการณ์อาจจะใช้เวลาเพียง 6 เดือน ในขณะที่ดาวเทียมขนาดใหญ่อาจต้องใช้เวลา 2 – 5 ปี 2. ใช้งบประมาณในการสร้างและการขนส่งดาวเทียมคิวบ์แซทขึ้นสู่อวกาศที่ต่ำโดยรูปแบบการขนส่งขึ้นสู่อวกาศมีหลายรูปแบบ เช่น การขนส่งที่อาศัยจรวดขนส่งเดียวกับดาวเทียมหลัก (Piggyback) หรือ การปล่อยดาวเทียมคิวบ์แซทจากสถานีอวกาศนานาชาติ เป็นต้น ทำให้งบประมาณการสร้างและขนส่งดาวเทียมคิวบ์แซทจะอยู่ที่ประมาณ

10 ล้านบาท ในขณะที่งบประมาณในการสร้างดาวเทียมขนาดใหญ่โดยทั่วไปจะอยู่ในระดับไม่ต่ำกว่าเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1,000 ล้านบาท 3. เนื่องจากดาวเทียมคิวบแซทเป็นดาวเทียมที่ได้รับความนิยมในหมู่นักพัฒนาและนักวิจัยทำให้ทรัพยากรด้านแหล่งข้อมูลทางวิชาการที่สนับสนุนการสร้างดาวเทียมคิวบแซทสามารถหาได้ง่ายและมีอยู่เป็นจำนวนมาก

แม้ว่าดาวเทียมคิวบแซทจะถูกส่งขึ้นสู่อวกาศในวงโคจรต่ำทำให้มีการครอบคลุมพื้นที่ที่ต่ำ แต่สามารถเพิ่มประสิทธิภาพการครอบคลุมพื้นที่ได้โดยใช้รูปแบบการทำงานแบบกลุ่มดาวเทียมซึ่งเป็นการส่งดาวเทียมคิวบแซทหลายๆ ดวงขึ้นไปทำงานเป็นกลุ่มดาวเทียมทำให้ประสิทธิภาพการครอบคลุมพื้นที่สูงขึ้นเทียบเคียงกับดาวเทียมที่ขนาดใหญ่กว่า [3] โดยจะเป็นประโยชน์อย่างมากสำหรับการสำรวจโลกเชิงวิทยาศาสตร์ การเฝ้าระวังและการประยุกต์ใช้งานด้านการตรวจสอบภัยพิบัติที่ต้องการความละเอียดเชิงเวลาที่สูงในการระบุและติดตามความเสียหายที่เกิดขึ้น (ระยะเวลาในการตรวจสอบ ณ พื้นที่เดิมต้องห่างไม่เกิน 15 นาที) [4, 5] ในปัจจุบันได้มีหน่วยงานที่ให้การสนับสนุนการขนส่งดาวเทียมขนาดนาโนขึ้นสู่อวกาศ เช่น หน่วยงานการศึกษาของคณาจารย์สำหรับการปล่อยดาวเทียมขนาดนาโน (NASA Educational Launch of nanosatellites : Elana) [3] การสนับสนุนการปล่อยดาวเทียมคิวบแซทจากสถานีอวกาศนานาชาติโดยสำนักงานกิจการอวกาศส่วนนอกแห่งสหประชาชาติ (UNOOSA) และองค์การวิจัยและพัฒนาการสำรวจอวกาศญี่ปุ่น (JAXA) [6] เป็นต้น จึงทำให้ดาวเทียมคิวบแซทเป็นแพลตฟอร์มที่เหมาะสมแก่การเริ่มต้นศึกษาและพัฒนาความสามารถในการสร้างดาวเทียมอันเป็นรากฐานอันสำคัญในการสร้างดาวเทียมได้ด้วยตนเอง ดังนั้นวิทยานิพนธ์นี้จึงพัฒนาแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทขึ้นโดยมีภารกิจหลักคือ การถ่ายภาพและตรวจวัดสภาพแวดล้อมทางกายภาพ

ในปัจจุบันการทดสอบดาวเทียมคิวบแซทนั้นมีหลายวิธีซึ่งวิธีที่น่าสนใจวิธีหนึ่ง คือ การทดสอบใกล้อวกาศโดยการทดลองผูกดาวเทียมคิวบแซทกับบอลูนขนาดใหญ่ ซึ่งได้มีงานวิจัยที่พัฒนาดาวเทียมคิวบแซทโดยมีภารกิจถ่ายภาพ ซึ่งทำการทดสอบในสภาวะใกล้อวกาศโดยใช้บอลูนขนาดใหญ่ในการนำดาวเทียมคิวบแซทขึ้นสู่ที่ระดับความสูงได้สูงสุดประมาณ 30 กิโลเมตร โดยที่ระดับความสูงนี้สภาพแวดล้อมภายนอกจะมีสภาวะคล้ายกับอวกาศทั้งอุณหภูมิ ความกดอากาศ ทำให้สามารถทดสอบการสื่อสารระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดินได้เหมือนอยู่บนอวกาศแต่มีค่าใช้จ่ายที่ถูกทำให้การทดสอบนี้เป็นที่นิยมในการทดสอบดาวเทียมก่อนการขนส่งขึ้นสู่อวกาศจริง [7] นอกจากนี้ยังมีงานวิจัยเรื่องบอลูนชนิดไร้ความกดอากาศ (Zero Pressure Balloon) โดยบอลูนนี้สามารถค้างอยู่ในระดับความสูงที่กำหนดได้นานโดยระดับความสูงจะขึ้นอยู่กับปริมาตรของแก๊สฮีเลียมที่บรรจุในบอลูนซึ่งเป็นการทดสอบการทำงานของดาวเทียมคิวบแซทได้เป็นอย่างดี โดยที่งานวิจัย [8] เป็นการวิจัยถึงระดับความสูงที่เหมาะสมที่สุดสำหรับการติดต่อสื่อสารเนื่องจากบอลูนเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จะเดินทางตามทิศทางลมที่พัดในแต่ละชั้นแตกต่างกัน ทำให้สามารถอยู่ค้างฟ้าในบริเวณที่ต้องการได้ เป็นระยะเวลาหนึ่ง โดยในงานวิจัยนี้แสดงให้เห็นว่าที่ระดับความสูงที่เหมาะสมที่สุดคือ 20 กิโลเมตร โดยจะสามารถค้างฟ้าได้นานถึง 7 ชั่วโมง 30 นาที ด้วยระยะครอบคลุม 1,180 กิโลเมตร

แต่กระนั้นการส่งผ่านข้อมูลจากดาวเทียมคิวบแซทไปยังสถานีภาคพื้นดินโดยผ่านช่องสัญญาณสื่อสารที่ประกอบด้วยสัญญาณรบกวนที่มีผลกระทบทำให้ระดับกำลังของสัญญาณต่อกำลังของสัญญาณรบกวน (Signal to Noise Ratio : SNR) ต่ำลงและมีอัตราผิดพลาด (Bit Error Rate : BER) สูงขึ้น ซึ่งการแก้ไขผิดพลาดในการรับ-ส่งข้อมูลสามารถทำได้หลายวิธี เช่น การเพิ่มคุณภาพของสัญญาณหรือเพิ่มกำลังเครื่องส่งเพื่อให้ SNR สูงขึ้น แต่การเพิ่มกำลังส่งของดาวเทียมคิวบแซทที่ซึ่งมีปัญหาหลักอย่างหนึ่งคือเรื่องแหล่งพลังงานที่ค่อนข้างจำกัดเนื่องจากขนาดของดาวเทียมที่เล็กทำให้มีพื้นที่สำหรับการติดตั้งแผงเซลล์สุริยะน้อย ส่งผลให้ดาวเทียมคิวบแซทมีกำลังสำหรับใช้งานเพียง 2 – 3 วัตต์ เท่านั้น [9] จึงเป็นวิธีที่ไม่เหมาะสม นอกจากการเพิ่มกำลังส่งแล้วยังมีวิธีที่นิยมใช้คือเทคนิคการเข้ารหัสช่องสัญญาณ (Channel Coding) โดยใช้วิธีการเพิ่มบิตพิเศษหรือเรียกว่าบิตพาริตีเข้ามาในบิตข้อมูลข่าวสาร โดยบิตพาริตีที่เพิ่มเข้ามาจะช่วยให้ภาครับสามารถตรวจจับบิตที่ผิดพลาดได้ หรือในกรณีที่บิตพาริตีมีจำนวนมากพอสำหรับแก้ไขผิดพลาด ภาครับก็อาจจะสามารถแก้ไขผิดพลาดของข้อมูลได้ ซึ่งเรียกว่า การตรวจสอบและแก้ไขผิดพลาดด้วยตัวเอง (Forward Error Correction : FEC) โดยทั่วไปดาวเทียมคิวบแซทจะการใช้การเข้ารหัสช่องสัญญาณด้วยรหัสคอนโวลูชัน (Convolutional Code) ซึ่งเป็นการตรวจสอบและแก้ไขผิดพลาดด้วยตัวเอง (FEC) ตามมาตรฐานของหน่วยงานคณะกรรมการที่ปรึกษาระบบจัดการข้อมูลในอวกาศ (The Consultative Committee for Space Data Systems : CCSDS) ได้กำหนดมาตรฐานของการเข้ารหัสช่องสัญญาณสำหรับการสื่อสารดาวเทียมโดยการใช้รหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) = 7 [10] ดังนั้น วิทยานิพนธ์ฉบับนี้จึงนำเสนอวิธีการเพิ่มประสิทธิภาพของการส่งผ่านข้อมูล และการใช้พลังงานที่จำกัดของดาวเทียมคิวบแซทโดยการใช้การเข้ารหัสช่องสัญญาณด้วยรหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้ ซึ่งนอกจากจะสามารถแก้ไขผิดพลาดของข้อมูลได้แล้ว ยังสามารถลดกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลได้

1.2 วัตถุประสงค์และขอบเขตวิทยานิพนธ์

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้ได้ศึกษาการออกแบบและการสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทที่มีภารกิจหลักคือการถ่ายภาพและตรวจวัดสภาพแวดล้อมทางกายภาพ ซึ่งเป็นดาวเทียมขนาดนาโนที่เป็นแพลตฟอร์มที่เหมาะสมแก่การเริ่มต้นศึกษา พัฒนาความสามารถ และสร้างองค์ความรู้ในการสร้างดาวเทียมอันเป็นรากฐานอันสำคัญในการสร้างดาวเทียมได้ด้วยตนเองในอนาคต แต่ปัญหาหลักอย่างหนึ่งของดาวเทียมคิวบ์แซทมีแหล่งพลังงานที่ค่อนข้างจำกัดเนื่องจากขนาดของดาวเทียมที่เล็กทำให้มีพื้นที่สำหรับการติดตั้งแผงเซลล์สุริยะน้อย ส่งผลให้ดาวเทียมคิวบ์แซทมีกำลังสำหรับใช้งานเพียง 2 – 3 วัตต์เท่านั้น ซึ่งการส่งผ่านข้อมูลจากดาวเทียมคิวบ์แซทไปยังสถานีภาคพื้นดินผ่านทางช่องสัญญาณที่ประกอบด้วยสัญญาณรบกวนที่ส่งผลกระทบต่อทำให้การรับ-ส่งข้อมูลมีอัตราบิดผิดพลาดสูงขึ้น โดยการแก้ไขบิดผิดพลาดสามารถทำได้โดยการเข้ารหัสช่องสัญญาณสำหรับดาวเทียมคิวบ์แซทที่มีภารกิจถ่ายภาพจะใช้การเข้ารหัสช่องสัญญาณตามมาตรฐานของหน่วยงานคณะกรรมการที่ปรึกษาระบบจัดการข้อมูลในอวกาศ (The Consultative Committee for Space Data Systems : CCSDS) ที่กำหนดมาตรฐานของการเข้ารหัสช่องสัญญาณสำหรับการสื่อสารดาวเทียมโดยการใช้รหัสคอนโวลูชันด้วยอัตราหัสเท่ากับ $1/2$, Constraint length (K) = 7 ดังนั้นวิทยานิพนธ์ฉบับนี้จึงได้วิเคราะห์และนำเสนอระบบการเข้ารหัสช่องสัญญาณที่สามารถปรับอัตราหัสเพื่อแก้ไขความผิดพลาดของการส่งผ่านข้อมูล และสามารถลดกำลังส่งขั้นต่ำที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลลงได้ เพื่อแก้ไขปัญหาด้านพลังงานที่จำกัดของดาวเทียมคิวบ์แซท

1.3 รายละเอียดวิทยานิพนธ์

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้อธิบายถึงขั้นตอนและรายละเอียดต่างๆ โดยแบ่งเนื้อหาออกเป็น 5 บท ดังนี้

บทที่ 1 กล่าวถึงที่มาและความสำคัญรวมถึงวัตถุประสงค์ของวิทยานิพนธ์ฉบับนี้

บทที่ 2 กล่าวถึงรายละเอียดของดาวเทียมคิวบ์แซท การออกแบบและสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท

บทที่ 3 กล่าวถึงการเข้ารหัสช่องสัญญาณด้วยรหัสคอนโวลูชัน การวิเคราะห์การลดกำลังส่งขั้นต่ำที่เกิดจากการเข้ารหัสช่องสัญญาณ และระบบการเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตราหัสได้ที่นำเสนอเพื่อช่วยประสิทธิภาพการส่งผ่านข้อมูลรวมถึงลดกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4 กล่าวถึงการทดสอบการทำงานของต้นแบบจำลองดาวเทียมคิวบแซท การวิเคราะห์ประสิทธิภาพของการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรารหัสต่างๆ และการจำลองการทำงานของระบบเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้ที่นำเสนอซึ่งประกอบด้วย การจำลองการทำงานด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ และการจำลองการทำงานเชิงฮาร์ดแวร์

บทที่ 5 เป็นการสรุปผลการวิจัย



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 2

ดาวเทียมคิวบ์แซทและแบบจำลองทางวิศวกรรม

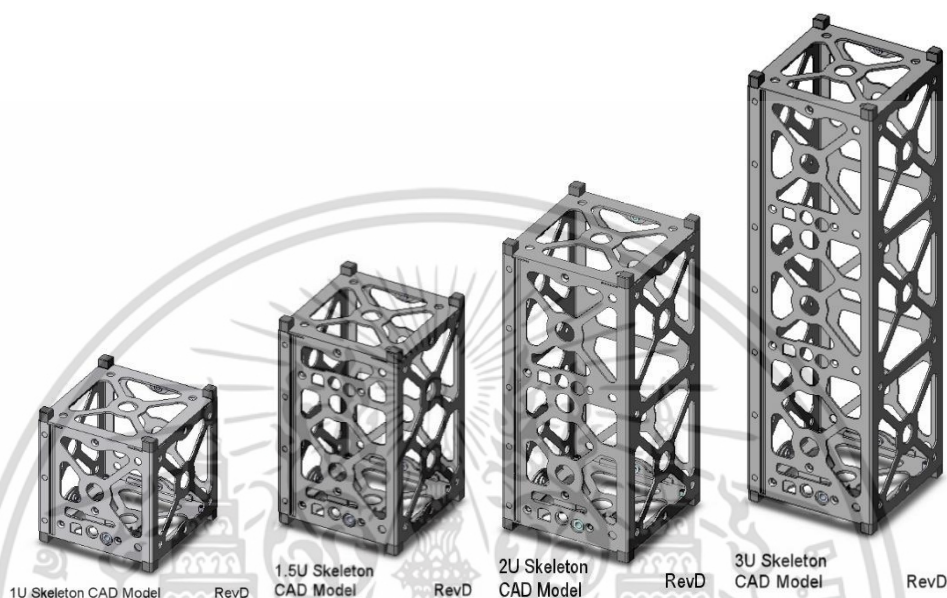
ดาวเทียมขนาดเล็กมีบทบาทสำคัญมากขึ้นในปัจจุบัน หนึ่งในนั้น คือ ดาวเทียมคิวบ์แซทซึ่งเป็นดาวเทียมขนาดนาโนซึ่งเป็นที่นิยมมากขึ้นเรื่อยๆ โดยเฉพาะอย่างยิ่งในมหาวิทยาลัยและงานวิจัยทางวิทยาศาสตร์ ในด้านการศึกษาและพัฒนาความสามารถของนักวิจัยในด้านเทคโนโลยีดาวเทียม ซึ่งเป็นจุดเริ่มต้นในการสร้างองค์ความรู้ทางด้านเทคโนโลยีดาวเทียมเพื่อสร้างดาวเทียมได้เองภายในประเทศในอนาคต วิทยานิพนธ์นี้จึงได้ทำการศึกษารายละเอียดของดาวเทียมคิวบ์แซทและสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท โดยรายละเอียดพื้นฐานของดาวเทียมคิวบ์แซทจะอธิบายอยู่ในหัวข้อที่ 2.1 การออกแบบแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทที่มีภารกิจหลักคือการทดสอบการถ่ายภาพและข้อมูลเซนเซอร์ที่ระดับความสูงประมาณ 20 กิโลเมตรจะอธิบายอยู่ในหัวข้อที่ 2.2 และการออกแบบสถานีภาคพื้นดินจะอธิบายในหัวข้อที่ 2.3

2.1 ดาวเทียมคิวบ์แซท (CubeSat)

ดาวเทียมคิวบ์แซทเป็นดาวเทียมขนาดนาโนที่มีมาตรฐานทั้งขนาด มวล พลังงาน และข้อกำหนดการปล่อยดาวเทียม โดยส่วนประกอบสำหรับสร้างดาวเทียมคิวบ์แซทสามารถหาได้ตามร้านค้าทั่วไป (Commercial Off-the-Shelf: COTS) หรืออาศัยการวิจัยและทดสอบอุปกรณ์ที่สามารถใช้งานในอวกาศได้ รวมไปถึงยังมีบริษัทที่มีเป้าหมายเฉพาะในตลาดของดาวเทียมคิวบ์แซท (เช่น Pumpkin และ Clyde Space) ด้วยมาตรฐานนี้และความพร้อมของชิ้นส่วนอุปกรณ์สำหรับสร้างดาวเทียมคิวบ์แซท ทำให้ดาวเทียมคิวบ์แซทมีราคาค่อนข้างถูกและง่ายต่อการสร้างเมื่อเทียบกับดาวเทียมที่มีขนาดใหญ่ อีกทั้งยังมีประวัติการส่งดาวเทียมคิวบ์แซทเพื่อปฏิบัติการกิจในอวกาศ เช่น ดาวเทียมคิวบ์แซท NSF Firefly ซึ่งปฏิบัติการสำรวจคลื่นรังสีแกมมา (Terrestrial Gamma ray Flashes: TGF) ซึ่งถูกปล่อยออกมาหลังจากเกิดฟ้าผ่า [11] ดาวเทียมคิวบ์แซท Quakesat มีภารกิจหลักคือเพิ่มประสิทธิภาพการตรวจจับแผ่นดินไหวโดยการใช้สัญญาณแม่เหล็ก [12] ดาวเทียมคิวบ์แซท DICE-1 และ DICE-2 (Dynamic Ionosphere CubeSat Experiment) มีภารกิจคือตรวจวัดเพื่อหาความสัมพันธ์ของการเปลี่ยนแปลงของ Plasmasphere ของโลกที่เกิดจากพายุสุริยะ [13] เป็นต้น โดยแต่ละหน่วย (Unit: U) ของดาวเทียมคิวบ์แซทจะมีลักษณะเป็นลูกบาศก์ขนาดเท่ากับ 10 ซม. x 10 ซม. x 10 ซม. มีมวลไม่เกิน 1.33 กิโลกรัม [1] ซึ่งสามารถนำแต่ละหน่วยมาสร้างเป็น

ดาวเทียมคิวบ์แซทขนาด 1U, 1.5U, 2U หรือ 3U โดยโครงสร้างของดาวเทียมคิวบ์แซทขนาดต่างๆ เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แสดงได้ดังรูปที่ 2.1 ด้วยค่าใช้จ่ายที่ต่ำรวมถึงความเรียบง่ายและความพร้อมของส่วนประกอบที่ใช้ร่วมกันสำหรับสร้างดาวเทียมคิวบแซททำให้ดาวเทียมนี้เป็นที่นิยมมากขึ้นเรื่อยๆ โดยเฉพาะในมหาวิทยาลัยและงานวิจัย ส่งผลให้ดาวเทียมคิวบแซทเป็นแพลตฟอร์มทางวิทยาศาสตร์ที่ถูกนำมาใช้งานมากขึ้น [14]



รูปที่ 2.1 โครงสร้างดาวเทียมคิวบแซทขนาดต่างๆ [15]

ดาวเทียมคิวบแซทประกอบด้วยระบบย่อยหลายระบบที่ทำหน้าที่แตกต่างกันแสดงเป็นองค์ประกอบได้รูปที่ 2.2 ประกอบด้วย

1) ระบบสื่อสารที่ทำหน้าที่ติดต่อสื่อสารระหว่างดาวเทียมคิวบแซทกับสถานีภาคพื้นดิน ซึ่งข้อมูลหลักที่ถูกส่งจากสถานีภาคพื้นดินขึ้นไปยังดาวเทียมคือคำสั่งการทำงาน ในขณะที่ข้อมูลที่ถูกส่งจากดาวเทียมจะเป็นข้อมูลสถานะของดาวเทียมและข้อมูลที่ได้รับจากอุปกรณ์ตรวจจับ (Sensor)

2) ระบบพลังงานทำหน้าที่ในการเก็บและจ่ายไฟฟ้าให้แก่ระบบย่อยอื่นๆ โดยใช้แผงเซลล์สุริยะในการแปลงพลังงานแสงเป็นพลังงานไฟฟ้าและเก็บพลังงานในแบตเตอรี่ เนื่องจากดาวเทียมคิวบแซทมีพื้นผิวสำหรับติดตั้งแผงเซลล์สุริยะที่จำกัด ทำให้การออกแบบระบบย่อยอื่นๆ ต้องคำนึงถึงการใช้พลังงานอย่างระมัดระวัง โดยทั่วไปดาวเทียมคิวบแซทหนึ่งดวงจะสามารถใช้ Power Consumption ได้สูงสุดอยู่ที่ 2-3 วัตต์เท่านั้น [9]

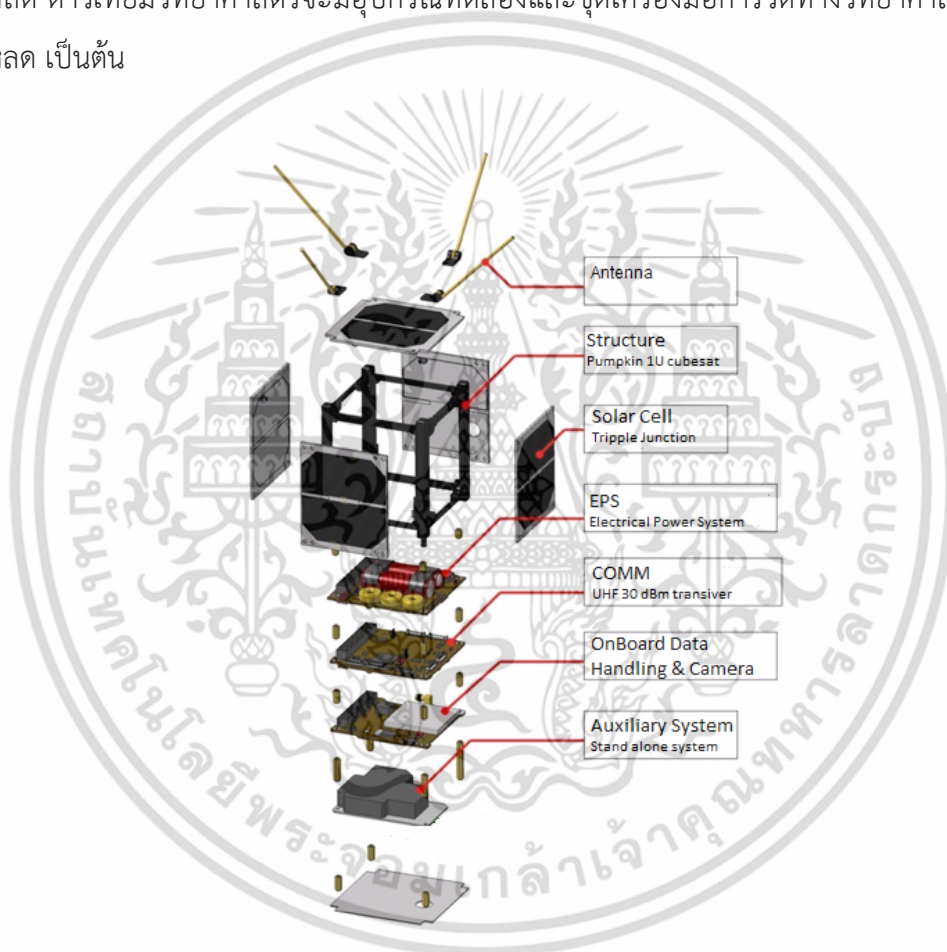
3) ระบบคอมพิวเตอร์สำหรับการจัดการข้อมูล (On-Board Data Handling: OBDH) ทำหน้าที่ในการประมวลผลข้อมูลแล้วส่งผ่านกระจายคำสั่งที่ได้รับมาจากสถานีภาคพื้นดินให้กับอุปกรณ์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และเพย์โหลดที่เกี่ยวข้อง แล้วบันทึกข้อมูลที่รับจากเพย์โหลด ในบางครั้งอาจมีการแปลงหรือเข้ารหัสสัญญาณก่อนที่จะส่งต่อไปยังระบบสื่อสารเพื่อดำเนินการส่งข้อมูลลงมายังสถานีภาคพื้นดิน

4) โครงสร้างของดาวเทียมคิวบ์แซททำหน้าที่เป็นโครงสร้างหลักรองรับมวล และจับยึดชิ้นส่วนรวมทั้งอุปกรณ์ของดาวเทียมทั้งหมดเข้าด้วยกันและปกป้องดาวเทียมไม่ให้สัมผัสต่อสภาวะอวกาศโดยตรง

5) เพย์โหลด เป็นอุปกรณ์หรือระบบที่ติดตั้งบนดาวเทียมเพื่อทำงานตามพันธกิจของโครงการดาวเทียมนั้นๆ เช่น ระบบถ่ายภาพบนดาวเทียมสำรวจทรัพยากรธรรมชาติจะมีกล้องถ่ายภาพเป็นเพย์โหลด ดาวเทียมวิทยาศาสตร์จะมีอุปกรณ์ทดลองและชุดเครื่องมือการวัดทางวิทยาศาสตร์เป็นเพย์โหลด เป็นต้น



รูปที่ 2.2 ระบบย่อยของดาวเทียมคิวบ์แซท [16]

2.1.1 ดาวเทียมวงโคจรต่ำ (Low Earth Orbit)

ดาวเทียมวงโคจรต่ำเป็นดาวเทียมที่มีระดับความสูงจากโลกไม่เกิน 2,000 กิโลเมตร ใช้ในการสังเกตการณ์, สำรวจสถานะแวดล้อม, ถ่ายภาพ เป็นต้น ซึ่งดาวเทียมวงโคจรต่ำนี้จะไม่สามารถใช้งานครอบคลุมบริเวณใดบริเวณหนึ่งได้ตลอดเวลา เพราะมีความเร็วในการเคลื่อนที่สูง ทำเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ให้ดาวเทียมวงโคจรต่ำจึงโคจรรอบโลกใช้เวลาน้อยโดยใช้เวลาประมาณ 90 – 130 นาที ในการโคจรรอบโลกหนึ่งรอบ ดาวเทียมวงโคจรต่ำจึงนิยมใช้วงโคจรขั้วโลก (Polar Orbit) หรือ ใกล้ขั้วโลก (Near Polar Orbit) ซึ่งดาวเทียมจะโคจรในแนวเหนือ-ใต้ ขณะที่โลกหมุนรอบตัวเอง ดาวเทียมจึงเคลื่อนที่ผ่านเกือบทุกส่วนของพื้นผิวโลก

ในขณะที่ดาวเทียมเคลื่อนที่รอบโลกจะมีแรงสู่ศูนย์กลางกระทำต่อดาวเทียม และจากกฎความโน้มถ่วงแห่งเอกภพของนิวตัน กล่าวว่า “วัตถุสองชิ้นดึงดูดกันด้วยแรงซึ่งแปรผันตามมวลของวัตถุ แต่แปรผกผันกับระยะทางระหว่างวัตถุยกกำลังสอง”

แรงสู่ศูนย์กลาง = แรงดึงดูดระหว่างมวล

$$\frac{mv^2}{r} = \frac{GMm}{r^2}$$

$$v = \sqrt{\frac{GM}{r}}$$

(2.1)

โดยที่ v คือ อัตราเร็วในการเคลื่อนที่ของดาวเทียม

M คือ มวลของโลก

m คือ มวลของดาวเทียม

r คือ ระยะทางระหว่างศูนย์กลางของโลกกับดาวเทียม

G คือ ค่าคงที่ของแรงโน้มถ่วง มีค่าเท่ากับ $6.67 \times 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{kg}^2$

จากสมการที่ 2.1 จะสามารถคำนวณหาอัตราเร็วของดาวเทียมที่โคจรรอบโลก ณ ตำแหน่งวงโคจรต่างๆ ได้ ซึ่งในการส่งดาวเทียมให้โคจรรอบโลก จะมีการกำหนดรัศมีของวงโคจรไว้ก่อนแล้วคำนวณหาแรงสู่ศูนย์กลางที่กระทำต่อดาวเทียมและอัตราเร็วเชิงเส้นในวงโคจรนั้นๆ จากนั้นจึงจะส่งดาวเทียมขึ้นสู่วงโคจร โดยส่งดาวเทียมขึ้นไปจนมีความสูงหรือรัศมีของวงโคจรตามต้องการ แล้วปรับทิศทางและอัตราเร็วตามที่กำหนดไว้ เพื่อให้ดาวเทียมเข้าสู่วงโคจรของโลก

ในการโคจรรอบโลกของดาวเทียมที่วงโคจรต่างกัน จะมีคาบของการโคจรที่แตกต่างกันด้วย ขึ้นอยู่กับรัศมีของวงโคจร สามารถหาความสัมพันธ์ระหว่างคาบของการโคจรกับรัศมีของวงโคจร ได้ดังนี้

จากความสัมพันธ์ระหว่างคาบและอัตราเร็วเชิงเส้น

$$v = \frac{2\pi r}{T} \quad (2.2)$$

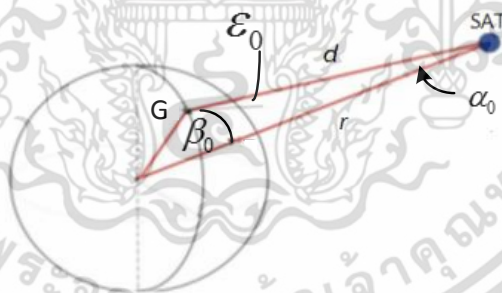
จากสมการที่ 2.1 และ 2.2 จะได้ว่า

$$\frac{GM}{r} = \left(\frac{2\pi r}{T}\right)^2$$

$$T^2 = \frac{4\pi^2}{Gm_e} r^3 \quad (2.3)$$

จากสมการที่ 2.3 ซึ่งสอดคล้องกับกฎข้อที่ 3 ของเคปเลอร์ที่กล่าวว่า “กำลังสองของคาบการโคจรของดาวเทียมหรือดาวเคราะห์เป็นสัดส่วนโดยตรงกับกำลังสามของรัศมีวงโคจร”

ตำแหน่งของดาวเทียมในวงโคจรเมื่อพิจารณาจากสถานีภาคพื้นดินจะถูกกำหนดด้วยมุมกวาด (Azimuth) และมุมเงย (Elevation : ϵ_0) โดยตำแหน่งระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดินสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 2.3 เมื่อพิจารณารูปสามเหลี่ยมระหว่างจุด 3 จุด ได้แก่ ตำแหน่งของดาวเทียม (SAT), ตำแหน่งของสถานีภาคพื้นดิน (G) และ จุดศูนย์กลางของโลก β_0



รูปที่ 2.3 แผนภาพตำแหน่งของดาวเทียม (SAT) กับสถานีภาคพื้นดิน (G)

สำหรับระยะเวลาการติดต่อสื่อสารระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดิน (Visible Time : t_v) [17] เมื่อดาวเทียมโคจรผ่านสถานีภาคพื้นดินสามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2.4

$$t_v (\text{min}) = 84.5 \left(1 + \frac{H}{R_e}\right)^{3/2} \frac{1}{\pi} \arccos \frac{R_e}{R_e + H} \quad (2.4)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 2.3 ในการคำนวณหาระยะห่างระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดิน (d) โดยสามารถใช้กฎสามเหลี่ยมของโคไซน์ ได้ดังสมการที่ (2.5)

$$r^2 = R_e^2 + d^2 - 2R_e d \cos(90 + \varepsilon_0) \quad (2.5)$$

โดยที่

$$r = H + R_e \quad (2.6)$$

$$\varepsilon_0 + \alpha_0 + \beta_0 = 90 \quad (2.7)$$

$$d \cos \varepsilon_0 = r \sin \beta_0 \quad (2.8)$$

$$d \sin \alpha_0 = R_e \sin \beta_0 \quad (2.9)$$

เมื่อแก้สมการที่ (2.5) โดยการแทนสมการที่ (2.6), (2.7), (2.8) และ (2.9) เพื่อหาระยะห่างระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดิน (d) [17] ได้ดังสมการที่ (2.10)

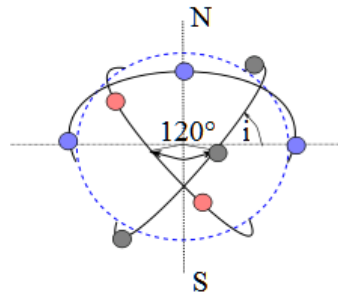
$$d(\varepsilon_0) = R_e \left[\sqrt{\left(\frac{H + R_e}{R_e}\right)^2 - \cos^2 \varepsilon_0} - \sin \varepsilon_0 \right] \quad (2.10)$$

เมื่อ H คือ ระดับความสูงของดาวเทียมเหนือผิวโลก
 R_e คือ รัศมีของโลกซึ่งมีค่าเท่ากับ 6,378 km
 ε_0 คือ มุมเอียงจากสถานีภาคพื้นดินไปยังดาวเทียม

2.1.2 กลุ่มดาวเทียมคิวบ์แซท (CubeSat Constellation)

เนื่องจากดาวเทียมคิวบ์แซทจะถูกส่งขึ้นสู่อวกาศในวงโคจรต่ำทำให้มีการครอบคลุมพื้นที่ที่ต่ำ แต่สามารถเพิ่มประสิทธิภาพการครอบคลุมพื้นที่ได้ใช้รูปแบบการทำงานแบบกลุ่มดาวเทียม (Constellation) ซึ่งเป็นการส่งดาวเทียมคิวบ์แซทหลายๆ ดวงขึ้นไปทำงานร่วมกันเป็นกลุ่มดาวเทียม ทำให้ประสิทธิภาพการครอบคลุมพื้นที่สูงขึ้น และถ้าจำนวนดาวเทียมคิวบ์แซทมากเพียงพอ การครอบคลุมพื้นที่ก็จะสามารถเทียบเคียงได้กับดาวเทียมขนาดใหญ่ โดยจะเป็นประโยชน์มากสำหรับการสำรวจโลกเชิงวิทยาศาสตร์ การเฝ้าระวังภัย การตรวจสอบภัยพิบัติ เป็นต้น โดยรูปแบบกลุ่มดาวเทียมทั่วไป คือ กลุ่มดาวเทียมวอล์คเกอร์ (Walker Constellation) เป็นรูปแบบกลุ่มดาวเทียมที่มีการกระจายดาวเทียมอย่างสม่ำเสมอในแต่ละระนาบวงโคจรแสดงได้ดังรูปที่ 2.4

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อการเรียนเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อผู้ยู่ได้เห็นว่าไม่เหมาะสมหรือมีข้อผิดพลาดใดๆ กรุณาแจ้งให้เราทราบเพื่อปรับปรุงแก้ไขให้ดียิ่งขึ้น



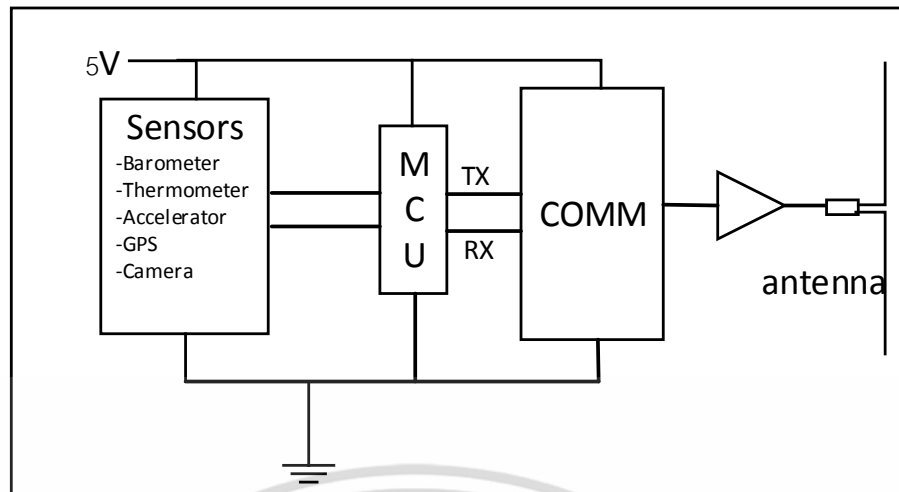
รูปที่ 2.4 กลุ่มดาวเทียมวอล์คเกอร์

การสร้างกลุ่มดาวเทียมวอล์คเกอร์นี้เนื่องจากการออกแบบกลุ่มดาวเทียมจะมีตำแหน่งระนาบวงโคจรที่แน่นอนทำให้การขนส่งดาวเทียมคิวิบ์แซทต้องถูกส่งขึ้นไปตามแนววงโคจรที่ออกแบบไว้ซึ่งมีค่าใช้จ่ายในการขนส่งที่สูง กลุ่มดาวเทียมวอล์คเกอร์จึงไม่เหมาะสมสำหรับการสร้างกลุ่มดาวเทียมคิวิบ์แซท นอกจากกลุ่มดาวเทียมวอล์คเกอร์แล้ว ได้มีงานวิจัยที่ศึกษาการสร้างกลุ่มดาวเทียมคิวิบ์แซทจากการปล่อยดาวเทียมแบบทุติยภูมิ [3] กล่าวคือ การสร้างกลุ่มดาวเทียมคิวิบ์แซทที่มีการขนส่งโดยอาศัยจรวดขนส่งเดียวกับดาวเทียมหลัก โดยแนววงโคจรที่ใช้ในการสร้างกลุ่มดาวเทียมจะเป็นไปตามวงโคจรของดาวเทียมหลักซึ่งวิธีการนี้ไม่สามารถเลือกวงโคจรได้อย่างอิสระ กลุ่มดาวเทียมที่บทความ [3] นำเสนอจะสร้างกลุ่มดาวเทียมจากวงโคจรของดาวเทียมคิวิบ์แซทที่ปล่อยแบบทุติยภูมิหลายๆ วงโคจรมาทำงานร่วมกัน ทำให้ระยะห่างของระนาบวงโคจรแต่ละระนาบไม่เท่ากัน แต่การอาศัยการปล่อยดาวเทียมแบบทุติยภูมินี้จะสามารถลดค่าใช้จ่ายในการขนส่งดาวเทียมขึ้นสู่อวกาศได้อย่างมากเมื่อเทียบกับกลุ่มดาวเทียมวอล์คเกอร์

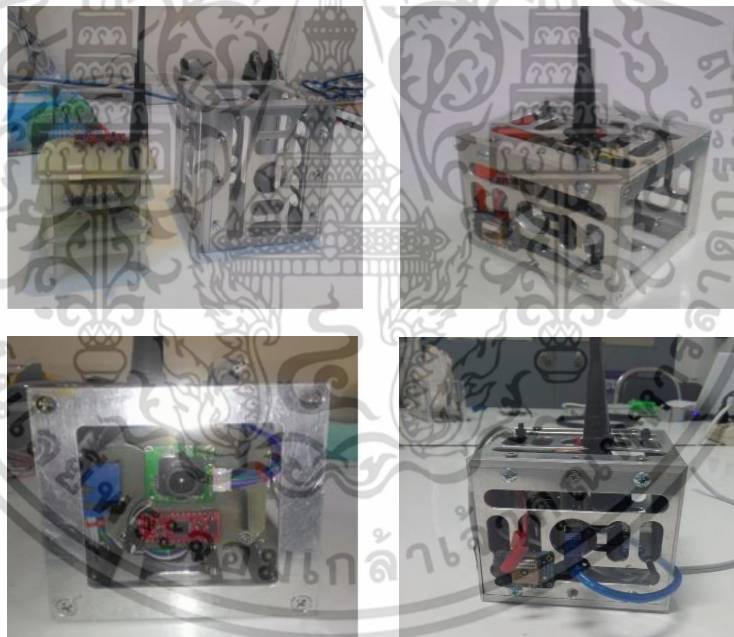
2.2 ภาพรวมของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวิบ์แซท (Engineering Model : EM)

แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวิบ์แซทที่นำเสนอในวิทยานิพนธ์นี้ได้กำหนดให้มีภารกิจหลัก คือ การถ่ายภาพรวมถึงการวัดสภาพแวดล้อมทางอากาศ ได้แก่ อุณหภูมิ ความกดอากาศ ความชื้น และความเร่ง 3 แกนของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวิบ์แซท ที่ระดับความสูง 20 กิโลเมตร แล้วส่งข้อมูลมายังสถานีภาคพื้นดิน โดยภาพรวมของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวิบ์แซทสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 2.5 แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวิบ์แซทนี้จะมีขนาด 1 หน่วย (1U) โดยแสดงได้ดังรูปที่ 2.6

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.5 ภาพรวมระบบของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท



รูปที่ 2.6 แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท

จากรูปที่ 2.5 และ 2.6 แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทจะประกอบด้วยระบบย่อยหลัก คือ ระบบสื่อสาร ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ด และเซนเซอร์เพย์โหลด โดยระบบย่อยของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท สามารถอธิบายได้ดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2.1 ระบบสื่อสาร

ระบบสื่อสารเป็นส่วนประกอบหลักของที่ทำหน้าที่ติดต่อสื่อสารระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดิน โดยแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทในวิทยานิพนธ์นี้ใช้โมดูลสื่อสาร SV650 ในการสื่อสารแบบไร้สาย

2.2.1.1 โมดูล SV650

เป็นโมดูลสื่อสารไร้สายที่มีคุณลักษณะดังนี้

- ช่วงความถี่ใช้งาน 415 MHz – 454 MHz
- มอดูเลชันแบบ GFSK
- UART/TTL Interface
- Data Rate: 1200 – 115200 bps
- กำลังส่งสูงสุด 27 dBm (500 mW)

วิธีการมอดูเลชันแบบ GFSK มีลักษณะเหมือนกับการมอดูเลชันแบบ FSK แตกต่างเพียง GFSK มีการใช้ Gaussian Filter ในการลด Spectral Width ของสัญญาณเพื่อแก้ไขข้อเสียของการมอดูเลชันแบบ FSK ที่ในขณะที่ข้อมูลเปลี่ยนจาก 0 เป็น 1 หรือ 1 เป็น 0 จะเกิดการเปลี่ยนเฟสของคลื่นพาห้อย่างรวดเร็วส่งผลให้คลื่นพาห้มีความถี่ที่ผิดเพี้ยนไป (สูงหรือต่ำกว่าความถี่ที่กำหนดไว้)

รูปของโมดูลสื่อสาร SV650 แสดงดังรูปที่ 2.7 และ แสดงคำอธิบาย PIN ของโมดูลสื่อสารดังตารางที่ 2.1



รูปที่ 2.7 โมดูลสื่อสารไร้สาย SV650

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.1 คำอธิบาย PIN ทั้งหมดของโมดูล SV650

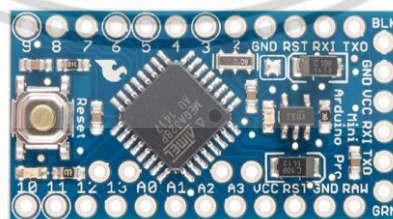
PIN	คำอธิบาย
VCC	ไฟเลี้ยง DC 5 V
GND	0 V Ground
TXD	PIN TX ใช้สำหรับส่งข้อมูลไปยังอุปกรณ์อื่น
RXD	PIN RX ใช้สำหรับรับข้อมูลจากอุปกรณ์อื่น
SET	ใช้สำหรับเซตอัปเดตค่าพารามิเตอร์
CS	ใช้กำหนดการทำงานของโมดูล

2.2.2 ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ด

ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ด (On-board Data Handling : OBDH) ทำหน้าที่ในการประมวลผลข้อมูล แล้วส่งผ่านกระจายคำสั่งที่ได้รับมาจากสถานีภาคพื้นดินให้กับอุปกรณ์และเพย์โพลด์ที่เกี่ยวข้อง แล้วบันทึกข้อมูลที่ได้รับจากเพย์โพลด์ รวมทั้งควบคุมการทำงานของอุปกรณ์และเพย์โพลด์ โดยอุปกรณ์ที่ใช้ในระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ดของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทในวิทยานิพนธ์นี้ ได้แก่ Arduino Pro Mini 328

2.2.2.1 Arduino Pro mini 328

เป็นบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ (MCU) ที่ใช้ชิปประมวลผล คือ ATmega328 เป็นหน่วยประมวลผลหลักมี 14 ดิจิตอลอินพุต/เอาต์พุต (สามารถใช้เป็น PWM เอาต์พุต ได้ 6 pins) มีขนาดเล็กเพียง 18 x 33 มิลลิเมตร และมีความหนาเท่ากับ 0.8 มิลลิเมตร แสดงดังรูปที่ 2.8 และคุณลักษณะเด่นของ Arduino Pro Mini 328 แสดงดังตารางที่ 2.2



รูปที่ 2.8 ไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Pro Mini 328

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.2 คุณลักษณะเด่นของ Arduino Pro Mini 328

ชื่อ	รายละเอียด
ไมโครคอนโทรลเลอร์	ATmega328
Operating Voltage	5 V
Input Voltage	7-12 V
ดิจิตอลอินพุท/เอาต์พุท pins	14 (สามารถใช้เป็น PWM เอาต์พุท ได้ 6 pins)
อนาล็อกอินพุท pins	6
Flash Memory	32 KB
SRAM	2 KB
E ² PROM	1 KB
Clock speed	16 MHz

2.2.2.2 การสื่อสารแบบ I²C

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

การรับ-ส่งข้อมูลแบบ I²C Bus

การรับ-ส่งข้อมูลแบบ I²C Bus มีรูปแบบการเขียน/อ่านข้อมูลดังรูปที่ 2.9



รูปที่ 2.9 รูปแบบการเขียน/อ่านข้อมูลแบบ I²C Bus [18]

ไมโครคอนโทรลเลอร์จะทำการส่งสถานะเริ่มต้น (START Conditions) เพื่อแสดงการขอใช้บัส ตามด้วยรหัสควบคุม (Control Byte) ซึ่งประกอบด้วยรหัส ประจำตัวอุปกรณ์ Device ID, Device Address และ Mode ในการเขียนหรืออ่านข้อมูล เมื่ออุปกรณ์รับทราบว่าจะเอกสารนี้เป็นเอกสารลิขสิทธิ์ของ บริษัท การช่าง เพื่อการศึกษาก็ได้ นั้น เมื่อผู้ดูแลระบบเซิร์ฟเวอร์ได้นำการศึกษามากกว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ไมโครคอนโทรลเลอร์ต้องการจะติดต่อด้วย ก็ต้องส่งสถานะรับรู้ (Acknowledge) หรือแจ้งให้ไมโครคอนโทรลเลอร์รับรู้ว่าคุณข้อมูลที่ได้ส่งมา มีความถูกต้อง เมื่อสิ้นสุดการส่งข้อมูลไมโครคอนโทรลเลอร์จะต้องส่งสถานะสิ้นสุด (STOP Conditions) เพื่อบอกกับอุปกรณ์ว่า สิ้นสุดการใช้บัส

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

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

สถานะที่เกิดขึ้นบนบัส I²C มีทั้งหมด 5 สถานะ ดังนี้

1) บัสว่าง สถานะนี้เกิดขึ้นเมื่อ สถานะลอจิกบนสาย SDA และ SCL มีลอจิกสูงทั้งคู่ นั้นหมายความว่า การถ่ายทอดข้อมูลสามารถเริ่มต้นขึ้นได้

2) เริ่มต้นการถ่ายทอดข้อมูล (Start Data Transfer) เกิดขึ้นเมื่อสาย SDA มีการเปลี่ยนแปลงลอจิกจากสูงไปต่ำ ในขณะที่สาย SCL มีสถานะลอจิกสูง เรียกสถานะนี้ว่า สถานะเริ่มต้น (START)

3) ข้อมูลดำรงอยู่บนบัส (Data Valid) สถานะนี้เกิดขึ้นถัดจากสถานะเริ่มต้น โดยสถานะลอจิกที่เกิดขึ้นบนสาย SDA ก็คือข้อมูลที่ทำการถ่ายทอด เมื่อสาย SCL มีลอจิกสูง สถานะที่สาย SDA ต้องคงที่ เพื่อให้อุปกรณ์รับข้อมูลในจังหวะนั้นว่า เป็น "0" หรือ "1" ข้อมูลอาจเกิดความเปลี่ยนแปลงได้ในขณะที่สาย SCL เป็นลอจิกต่ำ แต่เมื่อใดก็ตามที่ต้องการให้เกิดการถ่ายทอดข้อมูลอย่างสมบูรณ์ สถานะลอจิกที่ขา SDA ต้องคงที่ตลอดช่วงเวลาที่สาย SCL มีสถานะลอจิกสูง หากเกิดการเปลี่ยนแปลงสถานะลอจิกในขณะที่สาย SCL มีลอจิกสูงอยู่นั้น อุปกรณ์มาสเตอร์ที่ควบคุมการถ่ายทอดข้อมูลจะแปลความหมายเป็นสถานะหยุด หรือ สถานะเริ่มต้นก็ได้ ทำให้ข้อมูลที่ทำการถ่ายทอดเกิดความผิดพลาดเกิดขึ้น

4) รับรู้ข้อมูล (Acknowledge) เกิดขึ้นหลังจากการถ่ายทอดข้อมูลจากตัวส่งมายังตัวรับเกิดขึ้นอย่างสมบูรณ์ โดยตัวส่งจะทำการส่งข้อมูลมา 1 บิตเรียกว่า บิตรับรู้ (Acknowledge bit) มีสถานะเป็นลอจิกสูง หลังการส่งข้อมูลมาครบถ้วน ส่วนอุปกรณ์มาสเตอร์จะทำการส่งสัญญาณ

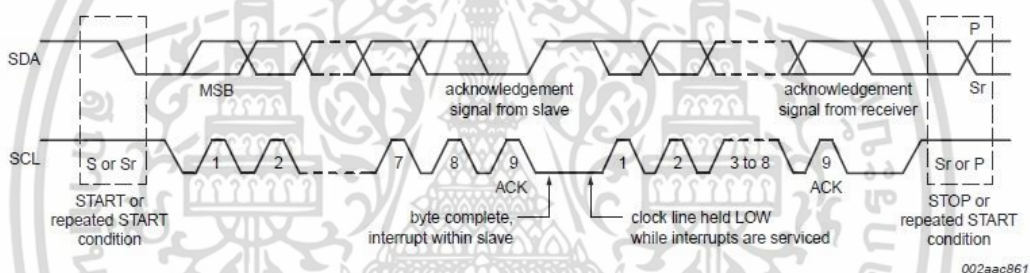
รับรู้พิเศษซึ่งสัมพันธ์กับสัญญาณนาฬิกา อุปกรณ์ Slave ที่ถูกอ้างอิงในการติดต่อ หรือกำลังติดต่ออยู่ ในขณะนั้นก็จะกำเนิดบิตรับรู้ที่มีสถานะลอจิกต่ำเพื่อตอบสนองให้ทราบว่า ได้รับข้อมูลเรียบร้อยแล้ว

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

ลำดับการทำงานของ การสื่อสารบนบัส I²C

ลำดับการทำงานของ การสื่อสารบนบัส I²C แสดงดังรูปที่ 2.10

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



รูปที่ 2.10 Timing Diagram การทำงานของ I²C Bus [18]

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

4) จากนั้นก็จะเป็นอย่างนี้ไปอีกเพื่อส่งค่า Address ของอุปกรณ์ที่ต้องการจะติดต่อ ด้วยไปรวมทั้งสิ้น 7 บิตและตามด้วยบิตที่ 8 ซึ่งจะระบุว่า จะส่งให้ Slave รอคำสั่ง (Write ระบุโดย SDA มีลอจิกสูง) หรือจะรออ่านค่าที่ส่งมาจาก Slave (Read ระบุค่าโดย SDA มีลอจิกต่ำ)

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

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

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

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

9) จะกลับเข้าการทำงานในข้อ 6) และอ่านข้อมูลไปจนครบบิตที่ 9 - 16

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

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

2.2.3 เซนเซอร์เพย์โหลด

เป็นอุปกรณ์ หรือ ระบบที่ติดตั้งบนดาวเทียมเพื่อทำงานตามพันธกิจของโครงการดาวเทียมนั้นๆ ซึ่งแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทที่นำเสนอถูกออกแบบเพื่อการทดสอบการส่งผ่านข้อมูลที่ระดับความสูง 20 กิโลเมตร โดยเซนเซอร์เพย์โหลดประกอบด้วย เซนเซอร์ BMP180 สำหรับวัดอุณหภูมิและความกดอากาศ เซนเซอร์ ADXL345 สำหรับวัดค่าความเร่ง 3 แกน เซนเซอร์ DHT22 สำหรับวัดความชื้น โมดูล GPS สำหรับระบุตำแหน่ง และ กล้องถ่ายภาพ

2.2.3.1 เซนเซอร์ BMP180

เซนเซอร์ BMP180 ใช้สำหรับวัดอุณหภูมิได้ในช่วง -40 ถึง 85 องศาเซลเซียส และความกดอากาศในช่วง 300 ถึง 1100 hPa (หรือที่ระดับความสูง -500 เมตร ถึง 9000 เมตรจากระดับน้ำทะเล) ซึ่งถูกออกแบบให้สามารถเชื่อมต่อกับบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์โดยตรงผ่าน I²C Bus แสดงดังรูปที่ 2.11 และเซนเซอร์ BMP180 ประกอบไปด้วย 4 pins แสดงดังตารางที่ 2.3



รูปที่ 2.11 เซนเซอร์ BMP180

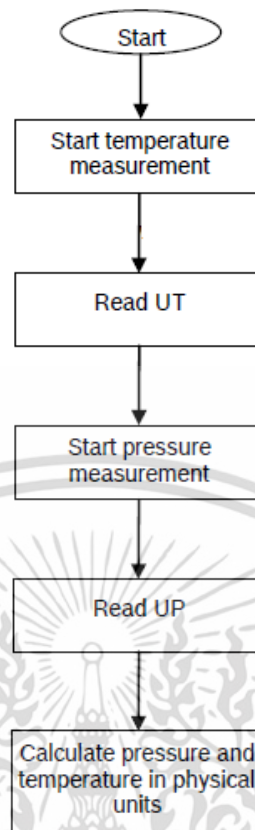
ตารางที่ 2.3 คำอธิบาย PIN ของเซนเซอร์ BMP180

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

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

ค่าความกดอากาศที่ยังไม่ได้ชดเชยด้วยค่าสัมประสิทธิ์ (UP) และค่าอุณหภูมิที่ยังไม่ได้ชดเชยด้วยค่าสัมประสิทธิ์ (UT) ที่วัดได้จากเซนเซอร์ BMP180 จะต้องนำมาแปลงเพื่อให้ได้ข้อมูลที่ถูกต้อง โดยข้อมูลที่นำมาใช้ในการคำนวณถูกเก็บอยู่ใน E²PROM ของเซนเซอร์ซึ่งมีทั้งหมด 176 บิต สามารถแสดงโพลีชาร์ตการได้ดังรูปที่ 2.12

สำหรับการแปลงค่าอุณหภูมิให้อยู่ในหน่วยองศาเซลเซียส (°C) และค่าความกดอากาศให้อยู่ในหน่วยเฮกโตพาสกาล (hPa) สามารถทำได้โดยการนำค่าสัมประสิทธิ์ที่ถูกเก็บไว้ใน E²PROM มาใช้ในการคำนวณ โดยการอ่านค่าสัมประสิทธิ์ต่างๆ ใน E²PROM มีค่า address ดังตารางที่ 2.4



รูปที่ 2.12 โฟลวชาร์ตการอ่านค่าของ BMP180 [19]

ตารางที่ 2.4 Address ของรีจิสเตอร์ที่เก็บค่าสัมประสิทธิ์

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

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.4 (ต่อ) Address ของรีจิสเตอร์ที่เก็บค่าสัมประสิทธิ์

พารามิเตอร์	Address ของรีจิสเตอร์	
	MSB	LSB
MC (16 bits)	0xBC	0xBD
MD (16 bits)	0xBE	0xBF

การคำนวณหาค่าอุณหภูมิและค่าความกดอากาศ [19]

ขั้นตอนการคำนวณหาค่าอุณหภูมิและค่าความกดอากาศสามารถทำได้ดังนี้

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

$$X_1 = (UT - AC_6) \times AC_5 / 2^{16} \quad (2.11)$$

$$X_2 = MC \times 2^{11} / (X_1 + MD) \quad (2.12)$$

$$B_5 = X_1 + X_2 \quad (2.13)$$

$$T = (B_5 + 8) / 2^4 \quad (2.14)$$

$$T = T \times 0.1 \quad (2.15)$$

- 5) คำนวณหาค่าจริงของความกดอากาศในหน่วยพาสคาล จากสมการ

$$B_6 = B_5 - 4000 \quad (2.16)$$

$$X_1 = (B_2 \times (B_6 \times B_6 / 2^{12})) / 2^{11} \quad (2.17)$$

$$X_2 = AC_2 \times B_6 / 2^{11} \quad (2.18)$$

$$X_3 = X_1 + X_2 \quad (2.19)$$

$$B_3 = (((AC_1 \times 4 + X_3) \times 2^{oss}) + 2) / 4 \quad (2.20)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$X_1 = AC_3 \times B_6 / 2^{13} \quad (2.21)$$

$$X_2 = (B_1 \times (B_6 \times B_6 / 2^{12})) / 2^{16} \quad (2.22)$$

$$X_3 = ((X_1 + X_2) + 2) / 2^2 \quad (2.23)$$

$$B_4 = AC_4 \times (X_3 + 32768) / 2^{16} \quad (2.24)$$

$$B_7 = (UP - B_3) \times 50000 / 2^{oss} \quad (2.25)$$

$$p = \begin{cases} (B_7 \times 2) / B_4; & B_7 < 16^7 \\ (B_7 / B_4)^2; & \text{else} \end{cases} \quad (2.26)$$

$$X_1 = (p / 2^8) \times (p / 2^8) \quad (2.27)$$

$$X_1 = (X_1 \times 3038) / 2^{16} \quad (2.28)$$

$$X_2 = (-7357 \times p) / 2^{16} \quad (2.29)$$

$$p = p + (X_1 + X_2 + 3791) / 2^4 \quad (2.30)$$

การคำนวณหาระดับความสูง [20]

เนื่องจากระดับความสูงจะเปลี่ยนแปลงตามค่าความกดอากาศ ทำให้สามารถนำค่าความกดอากาศที่วัดได้จากเซนเซอร์ BMP180 มาคำนวณหาระดับความสูงได้จากสมการ Barometric

$$P \approx P_0 \cdot \left(1 - \frac{g \cdot h}{c_p \cdot T_0}\right)^{\frac{c_p \cdot M}{R}} \quad (2.31)$$

โดยที่ค่าพารามิเตอร์ต่างๆ แสดงดังตารางที่ 2.5

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.5 ค่าพารามิเตอร์สำหรับสมการ Barometric

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

เมื่อแทนค่าพารามิเตอร์ลงในสมการแล้วแก้สมการจะได้สมการหาระดับความสูง

$$h = 44,330 \cdot \left(1 - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{5.2558} \right) \quad (2.32)$$

เมื่อ h คือ ค่าระดับความสูงจากตำแหน่งอ้างอิง (เมตร)

P คือ ค่าความกดอากาศ ณ ตำแหน่งที่วัดได้ (hPa)

P_0 คือ ค่าความกดอากาศ ณ ตำแหน่งอ้างอิง (hPa)

ถ้าใช้ P_0 เป็นค่าความกดอากาศเฉลี่ย ณ ระดับน้ำทะเล ซึ่งมีค่าเท่ากับ 1,013.25 hPa ค่าระดับความสูงที่คำนวณได้จะเป็นระดับความสูงจากระดับน้ำทะเล

ถ้าใช้ P_0 เป็นค่าความกดอากาศ ณ ระดับพื้นดิน ค่าระดับความสูงที่คำนวณได้จะเป็นระดับความสูงจากระดับพื้นดิน

2.2.3.2 เซนเซอร์ ADXL345

เซนเซอร์ ADXL345 เป็นเซนเซอร์วัดความเร่ง 3 แกน แสดงดังรูปที่ 2.13 ใช้เทคโนโลยี MEMS หรือ Micro Electro Mechanical Systems หมายถึง ระบบขนาดเล็กตั้งแต่ 1 ไมโครเมตรถึง 1 มิลลิเมตร ที่รวมโครงสร้างทางกลและวงจรรอิเล็กทรอนิกส์เข้าด้วยกันเพื่อใช้เป็นเซนเซอร์ และแอกทูเอเตอร์ (Actuator) โดยผลิตขึ้นด้วยเทคโนโลยีการสร้างระดับไมครอน (Micro Fabrication) โดยเซนเซอร์ ADXL345 ได้นำ MEMS มาใช้ในการวัดความเร่งด้านไจโรสโคป (Gyroscope) สำหรับการตรวจสอบการเคลื่อนที่และการหมุนของวัตถุ เมื่อวัตถุเกิดการเคลื่อนที่ มวลของไจโรสโคปจะเคลื่อนที่เช่นกัน แต่เคลื่อนที่ช้ากว่าเนื่องจากความเฉื่อย และทำให้ตำแหน่งของปลายทั้งสองด้านของมวลเปลี่ยนไป ซึ่งตำแหน่งที่เปลี่ยนไปสามารถวัดได้ด้วยเซนเซอร์ตัวเก็บประจุ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ไฟฟ้า โดยที่การเปลี่ยนแปลงของความจุในแต่ละแกนจะถูกแปลงเป็นแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตที่เป็นสัดส่วนต่อความเร่งบนแกนนั้นๆ ทำให้รู้ค่าความเร่งของการเคลื่อนที่นั้นได้ ซึ่งเซนเซอร์ ADXL345 มีคุณลักษณะดังตารางที่ 2.6



รูปที่ 2.13 เซนเซอร์ ADXL345

ตารางที่ 2.6 คุณลักษณะเด่นของ ADXL345

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

การนำค่าความเร่ง 3 แกนมาคำนวณหามุม Pitch และ Roll [21]

มุม pitch และมุม roll สามารถคำนวณหาได้โดยใช้ค่าความเร่ง 3 แกน แสดงดังรูปที่ 2.14 โดยที่ค่าความเร่งที่อ่านได้จะต้องถูกแปลงให้เป็นจำนวนเท่าของค่า g ($1 g = 9.81 m/s^2$) ในการแปลงค่าความเร่งที่อ่านได้จะขึ้นอยู่กับความละเอียดของการอ่านค่า ดังที่แสดงในตารางที่ 2.9 โดยค่าเริ่มต้นจะกำหนดเป็น 10 บิต ซึ่งหมายถึงความละเอียด $\pm 2g$ จากนั้นสามารถคำนวณหาค่าความเร่งจากค่าที่อ่านได้จากเซนเซอร์ได้ดังสมการที่ 2.33

$$G_{accel} = Raw_{accel} \times \frac{Range}{2^{resolution} - 1} \quad (2.33)$$

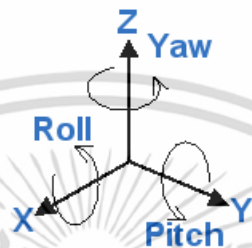
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

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

Raw_{accel} คือ ค่าที่อ่านได้จากเซนเซอร์ ADXL345

$Range$ คือ ช่วงความไวของข้อมูล

$2^{resolution}$ คือ ความละเอียดของข้อมูลที่กำหนด



รูปที่ 2.14 มุม Pitch และ มุม Roll

เมื่อคำนวณหาองค์ประกอบค่าความเร่งในแต่ละแกนแล้ว สามารถคำนวณหามุม pitch และมุม roll ได้ดังสมการที่ 2.34 และ 2.35

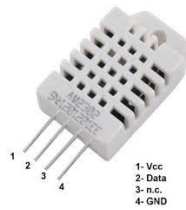
$$pitch = \tan^{-1}\left(\frac{G_y}{\sqrt{G_x^2 + G_z^2}}\right) \quad (2.34)$$

$$roll = \tan^{-1}\left(\frac{-G_x}{G_z}\right) \quad (2.35)$$

ซึ่งมุม pitch และมุม roll สามารถนำไปต่อยอดประยุกต์ใช้ในการพัฒนาระบบ Stabilization ของดาวเทียมได้

2.2.3.3 เซนเซอร์ DHT22

DHT22 เป็นอุปกรณ์เซนเซอร์สำหรับวัดอุณหภูมิและความชื้นสัมพัทธ์แสดงดังรูปที่ 2.15 ให้ค่าข้อมูลเป็นแบบดิจิตอล ใช้ขาสัญญาณดิจิตอลเพียงเส้นเดียว (one-wire bus) ในการเชื่อมต่อสื่อสารอนุกรมสองทิศทาง คุณลักษณะเด่นของ DHT22 แสดงได้ดังตารางที่ 2.7



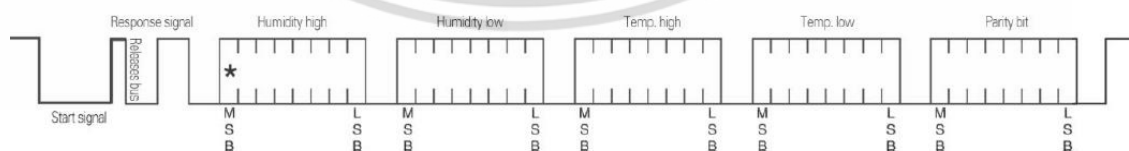
รูปที่ 2.15 เซนเซอร์ DHT22

ตารางที่ 2.7 คุณสมบัติเด่นของเซนเซอร์ DHT22

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

ในการอ่านข้อมูลจากเซนเซอร์จะใช้สัญญาณเพียงเส้นเดียวคือ DATA และในสถานะปกติสัญญาณ DATA จะมีสถานะเป็นลอจิกสูง (HIGH) ซึ่งในการอ่านข้อมูลแต่ละครั้งไมโครคอนโทรลเลอร์จะต้องกำหนดให้ขา DATA เป็นเอาท์พุทและสร้างบิตเริ่มต้นซึ่งจะต้องเป็นสถานะลอจิกต่ำ (LOW) อย่างน้อย 800 μsec จากนั้นจึงให้เป็นลอจิกสูงอย่างน้อย 20 μsec หลังจากนั้นเป็นการรอการตอบกลับ (response)

การตอบกลับของเซนเซอร์จะดึงสัญญาณเป็น LOW และปล่อยให้เป็น HIGH ช่วงละ 80 μsec โดยประมาณ (เรียกว่า Response Bit) จากนั้นจึงจะเป็นการส่งข้อมูลที่ละบิต รวม 40 บิต โดยสองบิตแรกสำหรับความชื้น สองบิตถัดมาสำหรับอุณหภูมิ และบิตสุดท้ายเป็น checksum หรือ parity bits แสดงดังรูปที่ 2.16



รูปที่ 2.16 ลำดับของข้อมูลในการอ่านค่าจากเซนเซอร์ DHT22 [22]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2.3.4 โมดูล Adafruit GPS

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



รูปที่ 2.17 โมดูล Adafruit GPS

โมดูล Adafruit GPS มีทั้งหมด 9 pins โดยคำอธิบายของ pin ทั้งหมดแสดงดังตารางที่ 2.8

ตารางที่ 2.8 คำอธิบาย PIN ทั้งหมดของโมดูล Adafruit GPS

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

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก

ระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก คือระบบบอกตำแหน่งบนพื้นผิวโลก โดยอาศัยการคำนวณจากความถี่สัญญาณนาฬิกาที่ส่งมาจากดาวเทียมระบบกำหนดตำแหน่งบนโลกที่โคจรอยู่รอบโลกซึ่งทราบตำแหน่ง ทำให้ระบบนี้สามารถบอกตำแหน่ง ณ จุดที่สามารถรับสัญญาณได้ทั่วโลก โดยเครื่องรับสัญญาณระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก รุ่นใหม่ๆ จะสามารถคำนวณความเร็วและทิศทางนำมาใช้ร่วมกับโปรแกรมแผนที่ เพื่อใช้ในการนำทางได้

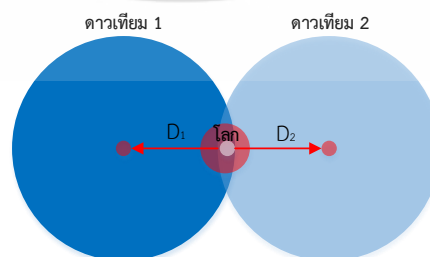
ดาวเทียมระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก เป็นดาวเทียมที่มีวงโคจรระดับกลาง (Medium Earth Orbit: MEO) ที่ระดับความสูงประมาณ 20,200 กิโลเมตร (12,600 ไมล์ หรือ 10,900 ไมล์ทะเล) จากพื้นโลก ใช้การยืนยันตำแหน่งโดยอาศัยพิกัดจากดาวเทียมอย่างน้อย 4 ดวง ดาวเทียมจะโคจรรอบโลกเป็นเวลา 4-8 ชั่วโมงต่อหนึ่งรอบ ที่ความเร็ว 4 กิโลเมตร/วินาที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

เทคนิคการหาตำแหน่ง

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

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

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



รูปที่ 2.18 การหาระยะห่างระหว่างดาวเทียมกับตำแหน่งของเครื่องรับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ถ้าเป็นระนาบ 3 มิติก็สามารถทำได้ในลักษณะเดียวกัน โดยมีจุดที่กำหนดให้ 3 จุด ในทำนองเดียวกันจะได้สมการอย่างง่ายดังนี้

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

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

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

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

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

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

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

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

ในกรณีที่มีจำนวนดาวเทียมมากกว่านี้ ก็จะมีจำนวนสมการมากขึ้นเท่ากับจำนวนดาวเทียมสังเกตการณ์ ซึ่งจะทำให้การระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณแม่นยำมากขึ้น

NMEA [23]

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

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

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1) GGA (Global Positioning System Fix Data) เป็นรูปแบบที่แสดงข้อมูลของ GPS ซึ่งเพียงพอที่จะแสดงพิกัดได้ในระนาบ 3 มิติ โดยดาวเทียมที่รับได้ต้องมากถึง 4 ดวงขึ้นไป ตัวอย่างและคำอธิบายประโยคใน GGA Protocol แสดงดังตารางที่ 2.9

ตัวอย่าง

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

ตารางที่ 2.9 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
Units	M	หน่วยเมตร
Age of Diff. Corr.		ไม่มีข้อมูลหมายถึงไม่ได้ใช้งาน DGPS
Checksum	*65	การตรวจสอบความถูกต้องของข้อมูล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.3.3.5 กล้องถ่ายภาพ

กล้องถ่ายภาพ LinkSprite JPEG Camera Serial UART Interface with Built-in Infrared ใช้การควบคุมผ่านทาง UART (TTL) โดยกล้องจะมีเซนเซอร์รับแสงสำหรับการปรับโหมดอินฟราเรดอัตโนมัติ ทำให้กล้องสามารถถ่ายในที่มืดได้ ความละเอียดสูงสุด VGA (640x480) กล้องถ่ายภาพ LinkSprite แสดงดังรูปที่ 2.19 และคุณลักษณะเด่นสามารถแสดงได้ดังตารางที่ 2.10



รูปที่ 2.19 กล้องถ่ายภาพ LinkSprite [24]

การเชื่อมต่อกล้องถ่ายภาพ มีทั้งหมด 4 ขา ได้แก่ ขา RX (TTL) ใช้ในการเชื่อมต่อกับฝั่งส่ง ขา TX (TTL) ใช้ในการเชื่อมต่อกับฝั่งรับ ขา GND เป็นกราวด์ของกล้องถ่ายภาพ และ 5 VDC เป็นไฟเลี้ยงสำหรับกล้องถ่ายภาพ คำสั่งที่ใช้ในการติดต่อกับกล้องถ่ายภาพ LinkSprite มีทั้งหมด 7 คำสั่ง ดังนี้ คำสั่งรีเซ็ต (Reset) คำสั่งถ่ายภาพ คำสั่งอ่านขนาดไฟล์ภาพ คำสั่งอ่านข้อมูลภาพ คำสั่งหยุดถ่ายภาพ คำสั่งตั้งค่าขนาดของภาพถ่าย และการตั้งค่า Baud rate แสดงได้ดังตารางที่ 2.11

ตารางที่ 2.10 คุณลักษณะเด่นของกล้องถ่ายภาพ LinkSprite

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

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.11 คำสั่งในการติดต่อกับกล้องถ่ายภาพ [24]

คำสั่ง (HEX)	การตอบกลับ (HEX)
1. คำสั่งรีเซ็ต 56 00 26 00	76 00 26 00
2. คำสั่งถ่ายภาพ 56 00 36 01 00	76 00 36 00 00
3. คำสั่งอ่านขนาดไฟล์ภาพ 56 00 34 01 00	76 00 34 00 04 00 00 XH XL XH และ XL คือขนาดของรูปภาพที่ถูกถ่ายได้ (XH คือ MSB และ XL คือ LSB)
4. คำสั่งอ่านข้อมูลภาพ 56 00 32 0C 00 0A 00 00 MH ML 00 00 KH KL XX XX MH และ ML คือ แอดเดรสเริ่มต้นที่ต้องการอ่านข้อมูล KH และ KL คือ ความยาวของรูปภาพที่ต้องการอ่านข้อมูล	76 00 32 00 00 DATA 76 00 32 00 00 DATA คือ ข้อมูลรูปภาพ โดยมีขนาดเท่ากับการตั้ง ค่าของ KH และ KL
5. คำสั่งหยุดถ่ายภาพ 56 00 36 01 03	76 00 36 00 00
6. คำสั่งตั้งค่าขนาดของภาพถ่าย	
Baud rate	คำสั่ง (HEX)
640x480	56 00 31 05 04 01 00 19 00
320x240	56 00 31 05 04 01 00 19 11
160x120	56 00 31 05 04 01 00 19 22
7. การตั้งค่า Baud rate	
Baud rate	คำสั่ง (HEX)
9600	56 00 24 03 01 AE C8
19200	56 00 24 03 01 56 E4
38400	56 00 24 03 01 2A F2
57600	56 00 24 03 01 1C 4C
115200	56 00 24 03 01 0D A6
	76 00 24 00 00

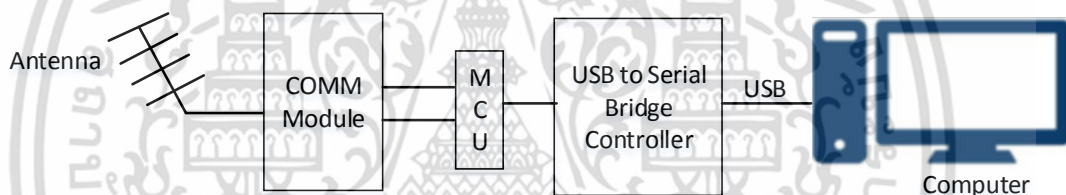
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.3 การออกแบบสถานีภาคพื้นดิน

ในส่วนของระบบสถานีภาคพื้นดินซึ่งจะทำหน้าที่รับข้อมูลจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทรวมทั้งจะต้องทำการควบคุมเช่นคำสั่งถ่ายภาพ ซึ่งในส่วนของสถานีภาคพื้นดินแสดงแผนผังการทำงานได้ดังรูปที่ 2.18 ประกอบด้วย 2 ส่วน คือ

1) ภาครับส่งข้อมูลผ่านวิทยุ (RF Transceiver) ซึ่งจะเป็นอุปกรณ์ที่สามารถรับส่งข้อมูลผ่านวิทยุโดยในวิทยานิพนธ์นี้ใช้โมดูลสื่อสารไร้สาย SV650 ที่ความถี่ 430 MHz โดยจะทำการรับข้อมูลจากดาวเทียมคิวบ์แซทและส่งข้อมูลไปยังคอมพิวเตอร์เพื่อประมวลผลข้อมูลรวมถึงแสดงผลข้อมูล

2) คอมพิวเตอร์ ซึ่งจะทำการรับเฟรมข้อมูลจากโมดูลสื่อสารไร้สายมาประมวลผลข้อมูลซึ่งได้แก่ การถอดรหัสช่องสัญญาณ การแยกข้อมูลจากเฟรมข้อมูลเพื่อแสดงผล รวมถึงการส่งคำสั่งการทำงานไปยังดาวเทียมคิวบ์แซท โดยในส่วนของการประมวลผลและแสดงผลข้อมูลถูกออกแบบโดยการใช้โปรแกรม LabVIEW ซึ่งการเขียนโปรแกรมจะมีลักษณะที่เป็นการเขียนโปรแกรมเชิงรูปภาพ (Graphic Programming) ซึ่งเป็นภาษาระดับสูงอย่างหนึ่ง



รูปที่ 2.20 การทำงานของสถานีภาคพื้นดิน

เมื่อรับสัญญาณข้อมูลจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทโดยโมดูลสื่อสารไร้สายแล้ว จะส่งข้อมูลผ่าน UART ให้กับ MCU และผ่านข้อมูลไปยังคอมพิวเตอร์โดยมีซอฟต์แวร์ที่ใช้ในการแสดงผลข้อมูลบนจอแสดงผล และ ใช้สำหรับส่งคำสั่งถ่ายภาพ โดยข้อมูลจะถูกเก็บลงบนฐานข้อมูล

สำหรับระบบของสถานีภาคพื้นดินนี้จะอยู่บนพื้นฐานของเทคโนโลยีระบบวิทยุกำหนดด้วยซอฟต์แวร์ (Software Defined Radio : SDR) ซึ่งเป็นระบบเครื่องรับ-ส่งวิทยุ ที่ใช้การปรับเปลี่ยนคุณลักษณะของเครื่องรับ-ส่งวิทยุ โดยการควบคุมจากซอฟต์แวร์ทั้งหมด ดังนั้นการทำงานของเครื่องรับ-ส่งวิทยุบนพื้นฐานของเทคโนโลยีวิทยุกำหนดด้วยซอฟต์แวร์จึงเป็นรูปแบบของระบบดิจิทัล ซึ่งซอฟต์แวร์ที่ใช้ในการควบคุมจะทำงานอยู่บนเครื่องคอมพิวเตอร์

รหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้

ภารกิจของดาวเทียมคิวบแซทส่วนใหญ่ ได้แก่ การสำรวจทางวิทยาศาสตร์ที่มีการติดอุปกรณ์ตรวจวัดที่ดาวเทียมคิวบแซท เช่น อุปกรณ์ตรวจวัดสภาพแวดล้อมในอวกาศ, การถ่ายภาพ เป็นต้น สำหรับการส่งผ่านข้อมูลระหว่างดาวเทียมคิวบแซทกับสถานีภาคพื้นดิน เช่น การส่งผ่านภาพนั้น ต้องการคุณภาพการส่งข้อมูลที่สูงและมีอัตราบิตผิดพลาด (Bit Error Rate: BER) ที่ต่ำ โดยทั่วไปดาวเทียมคิวบแซทจะใช้การเข้ารหัสช่องสัญญาณด้วยอัตรารหัสคอนโวลูชันตามมาตรฐานของหน่วยงานคณะกรรมการที่ปรึกษาระบบจัดการข้อมูลในอวกาศ (The Consultative Committee for Space Data Systems: CCSDS) ได้กำหนดมาตรฐานของการเข้ารหัสช่องสัญญาณสำหรับการสื่อสารดาวเทียมโดยการใช้รหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 7 [8] แต่ปัญหาหลักอีกอย่างหนึ่งของดาวเทียมคิวบแซทคือมีแหล่งพลังงานที่ค่อนข้างจำกัดเนื่องจากขนาดของดาวเทียมที่เล็ก ดังนั้นวิทยานิพนธ์นี้จึงได้นำเสนอระบบการรหัสคอนโวลูชันที่สามารถปรับอัตรารหัสได้เพื่อเพิ่มคุณภาพการส่งข้อมูลให้มีอัตราบิตผิดพลาดที่ต่ำอีกทั้งยังสามารถลดกำลังที่ใช้ในการส่งข้อมูลเพื่อใช้พลังงานที่มีอยู่อย่างจำกัดได้อย่างมีประสิทธิภาพมากขึ้น

3.1 รหัสคอนโวลูชัน (Convolutional code)

รหัสคอนโวลูชัน (Convolutional Code) [25, 26] เป็นรหัสที่มีความจำ (Coding with memory) ซึ่งหมายความว่า ผลลัพธ์ที่ได้จะขึ้นกับข้อมูลทั้งในอดีตและปัจจุบัน โดยลักษณะของการเข้ารหัส คือ การป้อนชุดบิตข้อมูลที่ไม่จำกัดความยาวเข้าสู่วงจรเข้ารหัสคอนโวลูชันอย่างต่อเนื่อง และผลลัพธ์ที่ได้ทางด้านออกจะเป็นชุดคำรหัสที่มีความยาวเป็นสัดส่วนกับความยาวของชุดบิตข้อมูลที่ป้อนเข้า โดยสัดส่วนนี้มักจะเป็นตัวเลขจำนวนเต็มน้อยๆ มาหารกัน

พารามิเตอร์ที่ใช้กันมากในการอ้างถึงความยาวบิตขาเข้าและขาออกนี้ จะเรียกว่า อัตรารหัส (Code Rate) โดยค่านี้จะต่ำกว่าหนึ่ง เนื่องจากการนำจำนวนบิตขาเข้าหารด้วยจำนวนบิตขาออก

$$\text{อัตรารหัส (Code Rate)} = k / n < 1$$

โดยที่ k คือ ความยาวของบิตข้อมูลขาเข้า

n คือ ความยาวของคำรหัส (Codeword)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

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

3.1.1 การเข้ารหัสคอนโวลูชัน

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

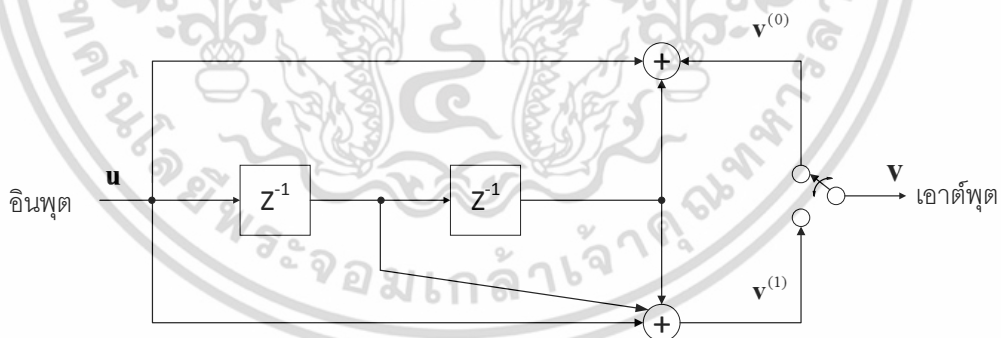
n คือ จำนวนบิตที่ได้จากการเข้ารหัสบิตข้อมูลจำนวน k บิต และออกมาที่ขาออกของวงจรเข้ารหัส

k คือ จำนวนบิตที่เข้าในแต่ละหน่วยเวลา

K คือ constraint length

k/n คือ อัตราการเข้ารหัส (Code rate)

สำหรับตัวอย่างของวงจรเข้ารหัสคอนโวลูชัน $(2,1,2)$ แสดงได้ดังรูปที่ 3.1 การเข้ารหัสนั้นสามารถใช้วงจรดิจิทัลแบบลำดับ (Sequential Circuit) โดยเครื่องหมายบวกในวงจรเข้ารหัสหมายถึงการบวกแบบมอดูโล-2



รูปที่ 3.1 ตัวอย่างวงจรเข้ารหัส $(2,1,2)$

การเข้ารหัสคอนโวลูชันตามวงจรในรูป 3.1 สามารถอธิบายเป็นขั้นตอนได้ดังนี้ เมื่อมีบิตข้อมูล (Information Bit) u_i เข้ามาที่อินพุตของวงจรทีละหนึ่งบิต วงจรจะทำการเข้ารหัสบิตดังกล่าวและได้บิตรหัส (Code Bit) ที่ด้านเอาต์พุตเป็นจำนวนสองบิต คือ $v_i^{(0)}$ และ $v_i^{(1)}$ ค่าของเอาต์พุตทั้งสองบิตขึ้นอยู่กับบิตข้อมูลปัจจุบันที่อินพุตและค่าของบิตข้อมูลในอดีตที่อยู่ในเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หน่วยความจำเท่านั้น สำหรับรูปแบบการต่อเชื่อมของวงจรมันถูกกำหนดด้วยเวกเตอร์ $g^{(0)} = (101)$ และ $g^{(1)} = (111)$ โดยตัวเลข 1 หมายถึงมีการเชื่อมต่อของวงจร และตัวเลข 0 หมายถึงไม่มีการเชื่อมต่อวงจร ดังนั้น การคำนวณหาค่า $v_i^{(0)}$ และ $v_i^{(1)}$ จึงหาได้จากสมการต่อไปนี้

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

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

ตัวแปรที่ระบุในวงจรรูปที่ 2 อธิบายได้ดังนี้

u คือ ลำดับข้อมูล (Data Sequence) ซึ่งสามารถเขียนให้อยู่ในรูปของเวกเตอร์

$$\mathbf{u} = (u_0, u_1, u_2, \dots)$$

v คือ คำรหัส (Codeword) ที่ออกมาจากวงจรเข้ารหัส เนื่องจากวงจรเข้ารหัสคอนโวลูชันจะให้บิตรหัสทีละ $n > 1$ บิตต่อหนึ่งหน่วยเวลา ซึ่งคำรหัสที่ได้ \mathbf{v} นี้ ประกอบด้วยลำดับบิตรหัส $\mathbf{v}^{(0)}, \mathbf{v}^{(1)}, \dots, \mathbf{v}^{(n-1)}$ รวมเป็นจำนวน n สายย่อย มามีลติเพล็กซ์รวมกัน

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

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

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

3.1.1.1 โครงสร้างรหัสคอนโวลูชันในรูปผลตอบสนองอิมพัลส์

วงจรเข้ารหัสคอนโวลูชันเป็นระบบเชิงเส้นที่ไม่แปรเปลี่ยนตามเวลา (Linear Time-Invariant System) ซึ่งเอาต์พุตของระบบสามารถคำนวณได้จากการทำคอนโวลูชันกันระหว่าง ข้อมูลที่เข้ามา กับผลตอบสนองอิมพัลส์ของระบบ ดังนั้นจึงเรียกรหัสแบบนี้ว่า รหัสคอนโวลูชัน และการระบุโครงสร้างของรหัสสามารถทำได้โดยจากผลตอบสนองทางอิมพัลส์ของวงจรซึ่งสามารถทำได้โดยการป้อนข้อมูลขาเข้าที่เป็นอิมพัลส์ คือ $\mathbf{u} = (1, 0, 0, 0, \dots)$ เข้าไป แล้วสังเกตค่าข้อมูลที่ขาออก

3.1.1.2 โครงสร้างรหัสคอนโวลูชันในรูปเมทริกซ์ตัวกำเนิด (Generator Matrix)

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

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} g_0^{(0)} & g_0^{(1)} & g_1^{(0)} & g_1^{(1)} & g_2^{(0)} & g_2^{(1)} & \cdots & g_m^{(0)} & g_m^{(1)} \\ & g_0^{(0)} & g_0^{(1)} & g_1^{(0)} & g_1^{(1)} & \cdots & g_{m-1}^{(0)} & g_{m-1}^{(1)} & g_m^{(0)} & g_m^{(1)} \\ & & g_0^{(0)} & g_0^{(1)} & \cdots & g_{m-2}^{(0)} & g_{m-2}^{(1)} & g_{m-1}^{(0)} & g_{m-1}^{(1)} & g_m^{(0)} & g_m^{(1)} \\ & & & \ddots & & & & & & \ddots & \ddots \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

ซึ่งเมทริกซ์ตัวกำเนิดของรหัสคอนโวลูชันจะเป็นเมทริกซ์กึ่งอนันต์ (Semi-Infinite Matrix) เนื่องจากข้อมูลที่ป้อนเข้ารหัสคอนโวลูชันมีขนาดไม่จำกัด และคำรหัสที่ได้ก็มีขนาดไม่จำกัดด้วย ทำให้เมทริกซ์ที่ใช้ในการคำนวณสามารถขยายได้เรื่อยๆ สังเกตว่า แถวล่างของเมทริกซ์ของสมการที่ (3.1) มีลักษณะซ้ำกับแถบบนโดยมีการเลื่อนไปเท่ากับ n บิต ตัวอย่างเช่น รหัส $(2,1,K)$ จะเลื่อน 2 บิต เป็นต้น เมทริกซ์กึ่งอนันต์นี้จะมีจำนวนแถวเท่ากับ จำนวนข้อมูลที่เข้ามา

ในการคำนวณหาคำรหัสสามารถทำได้โดยการคูณเมทริกซ์ ดังนี้

$$\mathbf{v} = \mathbf{uG} \quad (3.2)$$

3.1.1.3 โครงสร้างรหัสคอนโวลูชันในรูปพหุนามตัวกำเนิด (Generator Polynomial)

ในการวิเคราะห์ระบบเชิงเส้นนั้นนอกจากจะวิเคราะห์ในโดเมนทางเวลาแล้ว ยังสามารถวิเคราะห์ในโดเมนแปลงได้ โดยหลักการ คือ การคอนโวลูชันในโดเมนเวลาจะเทียบเท่ากับการคูณในโดเมนแปลงซึ่งหลักการนี้สามารถนำมาประยุกต์ใช้กับการเข้ารหัสคอนโวลูชันได้ โดยโครงสร้างของรหัสในโดเมนแปลงจะระบุในรูปพหุนามที่มีค่าสัมประสิทธิ์มาจากผลตอบสนองอิมพัลส์ โดยเรียกพหุนามนี้ว่าพหุนามตัวกำเนิด (Generator Polynomial)

ตัวอย่างของพหุนามตัวกำเนิดของรหัสเมื่อกำหนดให้ผลตอบสนองอิมพัลส์ของรหัส คือ $g^{(0)} = (101)$ และ $g^{(1)} = (111)$ จะได้พหุนามตัวกำเนิดของรหัสดังนี้ $g^{(0)}(D) = 1 + D^2$ และ $g^{(1)}(D) = 1 + D + D^2$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สำหรับลำดับบิตข้อมูลขาเข้า $\mathbf{u} = (10111)$ จะได้ลำดับบิตข้อมูลขาเข้าในโดเมนแปลงหรือพหุนามข้อมูล $u(D) = 1 + D^2 + D^3 + D^4$

ความสัมพันธ์ระหว่างคาร์รหัสในโดเมนแปลงและบิตข้อมูลขาเข้าในโดเมนแปลงแสดงได้ดังสมการที่ (3.3)

$$v^{(i)}(D) = u(D)g^{(i)}(D) \quad (3.3)$$

เมื่อได้ผลลัพธ์สายย่อยแล้ว พหุนามคาร์รหัสรวมจะหาได้จาก

$$v(D) = v^{(0)}(D^n) + Dv^{(1)}(D^n) + \dots + D^{n-1}v^{(n-1)}(D^n) \quad (3.4)$$

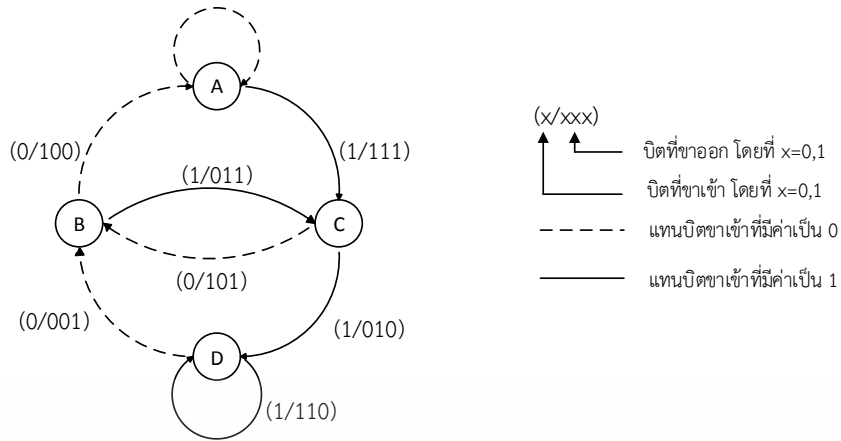
3.1.2 รหัสคอนโวลูชันในเชิงแผนภาพ

3.1.2.1 แผนภาพสถานะ (State Diagram)

ในการพิจารณาและเข้าใจถึงคุณลักษณะของวงจรเข้ารหัสสามารถใช้แผนภาพสถานะ (State Diagram) หรืออาจเรียกว่าแผนภาพแสดงการเปลี่ยนสถานะ (State Transition Diagram) ช่วยในการอธิบายได้ ในรูปที่ 3.2 แสดงแผนภาพการเปลี่ยนสถานะของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน (3,1,2) โดยกำหนดให้สถานะหมายถึงค่าของบิต S_1 และ S_2 ที่เก็บอยู่ในชิฟต์รีจิสเตอร์ ดังนั้นจึงมีสถานะได้ทั้งสิ้น 4 สถานะ ดูรายละเอียดการกำหนดสถานะได้ในตารางที่ 3.1 การเปลี่ยนสถานะของวงจรเข้ารหัสขึ้นอยู่กับบิตข้อมูลที่ป้อนเข้าสู่วงจร เส้นประหมายถึงข้อมูลบิตที่เข้ามาเป็น 0 และเส้นทึบหมายถึงข้อมูลบิตที่เข้ามาเป็น 1 ส่วนค่าในวงเล็บคือคาร์รหัสที่ได้จากการเข้ารหัส

ตาราง 3.1 การกำหนดค่าสำหรับแต่ละสถานะ (State)

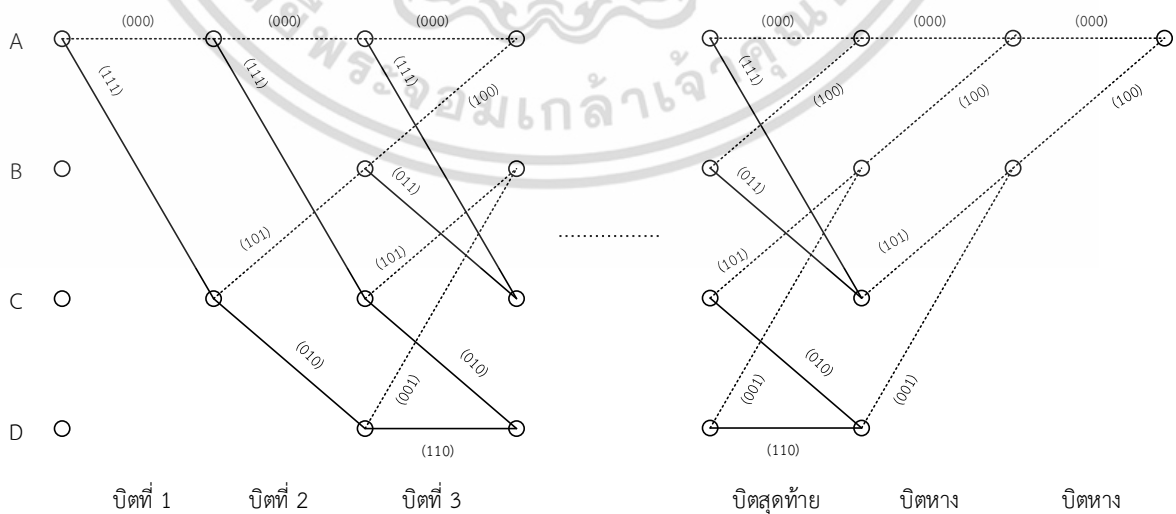
สถานะ	S_1	S_2
A	0	0
B	0	1
C	1	0
D	1	1



รูปที่ 3.2 ตัวอย่างแผนภาพการเปลี่ยนสถานะของวงจรเข้ารหัสคอนโวลูชัน (3,1,2)

3.1.2.2 แผนภาพเทรลลิส (Trellis Diagram)

จากแผนภาพแสดงการเปลี่ยนสถานะ ถ้าเพิ่มแกนทางเวลาในลักษณะที่มีการแสดงสถานะของระบบทั้งหมดในแต่ละเวลาอย่างเป็นระบบ ผลที่ได้จะมีลักษณะดังแสดงในรูปที่ 3.3 แผนภาพที่กล่าวถึงเรียกว่า แผนภาพเทรลลิส (Trellis Diagram) สังเกตว่าจุดเริ่มต้นของแผนภาพจะอยู่ในสถานะ A เสมอ จากนั้นบิตข้อมูลที่ป้อนเข้าสู่วงจรเข้ารหัสจะทำให้วงจรเปลี่ยนสถานะไปจากรูปสังเกตว่าโครงสร้างของแผนภาพเทรลลิสจะเริ่มซ้ำหลังจากบิตที่ 3 ดังนั้นจึงไม่มีความจำเป็นต้องเขียนซ้ำอีก และเมื่อป้อนบิตข้อมูลจนหมดแล้วจะมีการเติมบิตทางที่มีค่าเป็นศูนย์เข้าไปจนทำให้ระบบกลับไปยังสถานะ A อีกครั้งจึงเป็นอันเสร็จสิ้นกระบวนการเข้ารหัสคอนโวลูชัน



รูปที่ 3.3 แผนภาพเทรลลิสสำหรับวงจรเข้ารหัสคอนโวลูชันที่มีแผนภาพการเปลี่ยนสถานะดังรูปที่ 3.1

เอกสารนี้เป็นเอกสารทรัพย์สินทางปัญญาของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ไม่ควรละเมิดลิขสิทธิ์ หากมีข้อสงสัยหรือต้องการข้อมูลเพิ่มเติม กรุณาติดต่อฝ่ายวิชาการ โทร. 0-2616-0000

3.1.3 ระยะฟรี (Free Distance)

พารามิเตอร์หนึ่งที่มีผลต่อประสิทธิภาพของรหัสคอนโวลูชันคือ ระยะฟรี (Free Distance) ซึ่งเป็นระยะห่างที่น้อยที่สุดระหว่างคำรหัสสองคำในรหัสคอนโวลูชันหนึ่งๆ โดยรูปสมการเขียนได้ดังนี้

$$d_{free} = \min\{d(\mathbf{v}', \mathbf{v}'') : \mathbf{u}' \neq \mathbf{u}''\} \quad (3.5)$$

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

เนื่องจากคำรหัสคอนโวลูชันมีความยาวได้ไม่จำกัดแต่ในการใช้งานจริงที่ข้อมูลมีจำนวนสิ้นสุดนั้นจะมีการบิตศูนย์เข้าไปเพื่อให้ข้อมูลในหน่วยความจำถูกเข้ารหัสออกมาเป็นบิตทางและปรับให้หน่วยความจำมีค่าเป็นศูนย์ทั้งหมดตั้งนั้นสามารถพิจารณาได้ว่าคำรหัสเริ่มจากสถานะศูนย์และสิ้นสุดที่สถานะศูนย์เสมอ ซึ่งสามารถใช้แผนภาพเทรลิสช่วยในการหาคำรหัสเหล่านี้ได้

3.1.4 รหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมที่สุด

การหารหัสที่ดีโดยทั่วไปสำหรับรหัสคอนโวลูชันคือการค้นหาโดยคอมพิวเตอร์ เพราะยังไม่พบลักษณะคุณลักษณะคุณสมบัติแบบพีชคณิตที่สามารถใช้สร้างรหัสที่มีระยะฟรีตามที่ต้องการได้ ซึ่งตัวอย่างของรหัสบางส่วนมีนักวิจัยค้นหาไว้แล้ว [27, 28] แสดงดังตารางที่ 3.2-3.6 โดยตัวเลขแต่ละหลักในคอลัมน์ $\mathbf{g}^{(0)}$ ถึง $\mathbf{g}^{(n-1)}$ จะแสดงในรูปของเลขฐาน 8 ซึ่งเป็นเวกเตอร์ที่ใช้แสดงการเชื่อมต่อของวงจรเข้ารหัส

ตารางที่ 3.2 รหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมที่สุด (Optimum) ที่มีอัตรารหัส 1/2

Constraint length K	$\mathbf{g}^{(0)}$	$\mathbf{g}^{(1)}$	d_{free}
3	5	7	5
4	64	74	6
5	46	72	7
6	65	57	8
7	554	744	10
8	712	476	10
9	561	753	12
10	4734	6624	12

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3.2 (ต่อ) รหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมที่สุด (Optimum) ที่มีอัตรารหัส 1/2

Constraint length K	$\mathbf{g}^{(0)}$	$\mathbf{g}^{(1)}$	d_{free}
11	4672	7542	14
12	4335	5723	15
13	42554	77304	16
14	43572	56246	16

ตารางที่ 3.3 รหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมที่สุด (Optimum) ที่มีอัตรารหัส 1/3

Constraint length K	$\mathbf{g}^{(0)}$	$\mathbf{g}^{(1)}$	$\mathbf{g}^{(2)}$	d_{free}
3	5	7	7	8
4	54	64	74	10
5	52	66	76	12
6	47	53	75	13
7	554	624	764	15
8	452	662	756	16
9	557	663	711	18
10	4474	5724	7154	20
11	4726	5562	6372	22
12	4767	5723	6265	24
13	42254	43364	77304	24
14	43512	73542	76266	26

ตารางที่ 3.4 รหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมที่สุด (Optimum) ที่มีอัตรารหัส 1/4

Constraint length K	$\mathbf{g}^{(0)}$	$\mathbf{g}^{(1)}$	$\mathbf{g}^{(2)}$	$\mathbf{g}^{(3)}$	d_{free}
3	5	7	7	7	10
4	54	64	64	74	13
5	52	56	66	76	16
6	53	67	71	75	18
7	564	564	634	714	20
8	472	572	626	736	22

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3.4 (ต่อ) รหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมที่สุด (Optimum) ที่มีอัตรารหัส 1/4

Constraint length K	$\mathbf{g}^{(0)}$	$\mathbf{g}^{(1)}$	$\mathbf{g}^{(2)}$	$\mathbf{g}^{(3)}$	d_{free}
9	463	535	733	745	24
10	4474	5724	7154	7254	27
11	4656	4726	5562	6372	29
12	4767	5723	6265	7455	32
13	44624	52374	66754	73534	33
14	42226	46372	73256	73276	36

ตารางที่ 3.5 รหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมที่สุด (Optimum) ที่มีอัตรารหัส 2/3

Constraint length K	$\mathbf{g}_0^{(0)}$	$\mathbf{g}_0^{(1)}$	$\mathbf{g}_0^{(2)}$	d_{free}
	$\mathbf{g}_1^{(0)}$	$\mathbf{g}_1^{(1)}$	$\mathbf{g}_1^{(2)}$	
2	6	2	6	3
	2	4	4	
3	7	1	4	5
	2	5	7	
4	64	30	64	7
	30	64	74	
5	64	12	52	8
	26	66	44	
6	63	15	46	10
	32	65	61	

ตารางที่ 3.6 รหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมที่สุด (Optimum) ที่มีอัตรารหัส 3/4

Constraint length K	$\mathbf{g}_0^{(0)}$	$\mathbf{g}_0^{(1)}$	$\mathbf{g}_0^{(2)}$	$\mathbf{g}_0^{(3)}$	d_{free}
	$\mathbf{g}_1^{(0)}$	$\mathbf{g}_1^{(1)}$	$\mathbf{g}_1^{(2)}$	$\mathbf{g}_1^{(3)}$	
	$\mathbf{g}_2^{(0)}$	$\mathbf{g}_2^{(1)}$	$\mathbf{g}_2^{(2)}$	$\mathbf{g}_2^{(3)}$	
2	4	4	4	4	4
	0	6	2	4	
	0	2	5	5	

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3.6 (ต่อ) รหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมที่สุด (Optimum) ที่มีอัตรารหัส 3/4

Constraint length K	$\mathbf{g}_0^{(0)}$	$\mathbf{g}_0^{(1)}$	$\mathbf{g}_0^{(2)}$	$\mathbf{g}_0^{(3)}$	d_{free}
	$\mathbf{g}_1^{(0)}$	$\mathbf{g}_1^{(1)}$	$\mathbf{g}_1^{(2)}$	$\mathbf{g}_1^{(3)}$	
	$\mathbf{g}_2^{(0)}$	$\mathbf{g}_2^{(1)}$	$\mathbf{g}_2^{(2)}$	$\mathbf{g}_2^{(3)}$	
3	6	1	0	7	6
	3	4	1	6	
	2	3	7	4	
4	40	14	34	60	8
	04	64	20	70	
	34	00	60	64	

3.1.5 การถอดรหัสคอนโวลูชันด้วยวิธีของวิเทอร์บี

การถอดรหัสที่ภาครับสามารถกระทำได้โดยวิธีของวิเทอร์บีเพราะเป็นวิธีที่มีประสิทธิภาพและนำมาใช้งานได้ดี การทำงานของวิธีวิเทอร์บี อาศัยแผนภาพทรลลิสเป็นกลไกพื้นฐานในกระบวนการถอดรหัส โดยจะเปรียบเทียบเส้นทางที่แตกต่างกัน 2 เส้นทางที่ให้สถานะของรีจิสเตอร์เดียวกัน โดยเส้นทางที่ดีที่สุดจะถูกเลือกกล่าวคือเลือกเส้นทางที่มีค่าระยะแอมมิงน้อยที่สุด และเรียกว่า เส้นทางที่เหลืออยู่ (Surviving Path)

การถอดรหัสของคำรหัสจะใช้ตัวอย่างอธิบาย โดยกำหนดให้คำรหัสที่จะใช้ในการถอดรหัส คือ 111 010 001 011 101 011 101 100 ซึ่งได้จากการเข้ารหัสข้อมูล 110101 โดยอาศัยวงจรเข้ารหัสในรูปที่ 3.1 เพื่อให้เห็นภาพว่ารหัสคอนโวลูชันมีขีดความสามารถในการแก้ไขความผิดพลาดที่อาจเกิดขึ้นระหว่างการส่งผ่านช่องสัญญาณ จะสมมติให้คำรหัสที่ได้รับมีความผิดพลาดเกิดขึ้น 5 บิต โดยกำหนดให้บิตที่จะนำไปผ่านการถอดรหัสมีค่าเท่ากับ 101 000 001 001 111 011 100 100

ในการถอดรหัสจะเริ่มพิจารณาที่สถานะ A เสมอ ขั้นแรกพิจารณาเส้นทางแต่ละเส้นทางที่จะเกิดขึ้นได้ในแผนภาพทรลลิส 3 ระดับ ซึ่งจะมีเส้นทางทั้งหมด 8 เส้นทาง แล้วพิจารณาว่ามีความคล้ายคลึงกับชุดบิตที่ได้รับมากน้อยเท่าใด โดยอาศัยการวัดค่าระยะแอมมิงระหว่างเส้นทางเหล่านั้นกับชุดบิตที่รับได้ 9 บิตแรก แสดงได้ดังตารางที่ 3.7 จากค่าระยะแอมมิงที่ได้จะถูกนำมาเปรียบเทียบเป็นคู่ทั้งหมด 4 คู่ โดยแต่ละคู่จะมีสถานะสิ้นสุดเดียวกัน เช่น เส้นทางที่สิ้นสุดที่สถานะ A มี 2 เส้นทาง คือ AAAA และ ACBA โดยที่เส้นทาง AAAA มีขนาดของระยะแอมมิงเท่ากับ 3 ซึ่งสั้นกว่า

ACBA ดังนั้นเส้นทางที่สั้นกว่าจะถูกเลือกหรือกล่าวว่าเส้นทางนี้เป็นเส้นทางที่เหลืออยู่ (Surviving Path)

ตารางที่ 3.7 การหาระยะแอมมิงระหว่างชุดบิตที่ได้รับได้ 101 000 001 เฉพาะ 9 บิตแรกกับรหัสทั้ง 8 เส้นทาง

เส้นทาง	รหัส	ระยะแอมมิง	Survivor
AAAA	000 000 000	3	เลือก
ACBA	111 101 100	5	ไม่เลือก
ACDB	111 010 001	2	เลือก
AACB	000 111 101	6	ไม่เลือก
AAAC	000 000 111	4	ไม่เลือก
ACBC	111 101 011	4	เลือก
ACDD	111 010 110	5	เลือก
AACD	000 111 010	7	ไม่เลือก

ในกรณีของเส้นทางที่สิ้นสุดที่สถานะ C เส้นทางทั้งสองมีค่าระยะแอมมิงเท่ากันคือ 4 จึงสามารถเลือกเส้นทางใดเส้นทางหนึ่งเป็นเส้นทางที่ถูกเลือกก็ได้

ในขั้นตอนถัดมาจะดูข้อมูลที่ละ 3 บิตหรือเพียงหนึ่งขั้นของการเปลี่ยนสถานะจากเส้นทาง 4 เส้นทางที่ถูกเลือกจากขั้นตอนแรก โดยนำสถานะสุดท้ายของแต่ละเส้นทางมาเป็นจุดเริ่มต้นเพื่อใช้ในการพิจารณาหาเส้นทางต่อไป ค่าระยะแอมมิงของเส้นทางใหม่ที่ได้จะถูกนำไปรวมกันค่าระยะแอมมิงของค่าเดิมแล้วทำการตัดสินใจเก็บเส้นทางที่สั้นกว่าไว้ โดยรายละเอียดของขั้นตอนการพิจารณาบิตที่ 10-12, 13-15, 16-18, 19-21 และ 22-24 ได้แสดงในตารางที่ 3.8-3.12 ตามลำดับ

ตารางที่ 3.8 การคำนวณหาเส้นทางที่สั้นที่สุดเมื่อพิจารณาบิตที่ 10-12 ซึ่งมีค่าเท่ากับ 001

เส้นทาง	ระยะแอมมิงของ Survivor เดิม	ส่วนของเส้นทางใหม่	ระยะแอมมิงเฉพาะส่วนของเส้นทางใหม่	ระยะแอมมิงของเส้นทางทั้งหมด	Survivor
AAAAA	3	AA	1	4	ไม่เลือก
ACDBA	2	BA	2	4	เลือก
ACBCB	4	CB	1	5	ไม่เลือก
ACddb	4	DB	0	4	เลือก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับใช้ภายในเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้เผยแพร่ไปยังบุคคลอื่นใด
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3.8 (ต่อ) การคำนวณหาเส้นทางที่สั้นที่สุดเมื่อพิจารณาบิตที่ 10-12 ซึ่งมีค่าเท่ากับ 001

เส้นทาง	ระยะแฮมมิงของ Survivor เดิม	ส่วนของ เส้นทางใหม่	ระยะแฮมมิงเฉพาะ ส่วนของเส้นทาง ใหม่	ระยะแฮมมิงของ เส้นทางทั้งหมด	Survivor
AAAAC	3	AC	2	5	ไม่เลือก
ACDBC	2	BC	1	3	เลือก
ACBCD	4	CD	2	6	เลือก
ACDDD	4	DD	3	7	ไม่เลือก

ตารางที่ 3.9 การคำนวณหาเส้นทางที่สั้นที่สุดเมื่อพิจารณาบิตที่ 13-15 ซึ่งมีค่าเท่ากับ 111

เส้นทาง	ระยะแฮมมิงของ Survivor เดิม	ส่วนของ เส้นทางใหม่	ระยะแฮมมิงเฉพาะ ส่วนของเส้นทาง ใหม่	ระยะแฮมมิง ของเส้นทาง ทั้งหมด	Survivor
ACDBAA	4	AA	3	7	ไม่เลือก
ACDDBA	4	BA	2	6	เลือก
ACDBCBC	3	CB	1	4	เลือก
ACBCDB	6	DB	2	8	ไม่เลือก
ACDBAC	4	AC	0	4	เลือก
ACDDBC	4	BC	1	5	ไม่เลือก
ACDBCD	3	CD	2	5	เลือก
ACBCDD	6	DD	1	7	ไม่เลือก

ตารางที่ 3.10 การคำนวณหาเส้นทางที่สั้นที่สุดเมื่อพิจารณาบิตที่ 16-18 ซึ่งมีค่าเท่ากับ 011

เส้นทาง	ระยะแฮมมิงของ Survivor เดิม	ส่วนของ เส้นทางใหม่	ระยะแฮมมิง เฉพาะส่วนของ เส้นทางใหม่	ระยะแฮมมิง ของเส้นทาง ทั้งหมด	Survivor
ACDBAAA	6	AA	2	8	ไม่เลือก
ACDBCBA	4	BA	3	7	เลือก
ACDBACB	4	CB	2	6	ไม่เลือก
ACBCDB	5	DB	1	6	เลือก
ACDDBAC	6	AC	1	7	ไม่เลือก
ACBCBC	4	BC	0	4	เลือก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3.10 (ต่อ) การคำนวณหาเส้นทางที่สั้นที่สุดเมื่อพิจารณาบิตที่ 16-18 ซึ่งมีค่าเท่ากับ 011

เส้นทาง	ระยะแสมมิงของ Survivor เดิม	ส่วนของ เส้นทางใหม่	ระยะแสมมิง เฉพาะส่วนของ เส้นทางใหม่	ระยะแสมมิง ของเส้นทาง ทั้งหมด	Survivor
ACDBACD	4	CD	1	5	เลือก
ACDBCDD	5	DD	2	7	ไม่เลือก

ตารางที่ 3.11 การคำนวณหาเส้นทางที่สั้นที่สุดเมื่อพิจารณาบิตที่ 19-21 ซึ่งมีค่าเท่ากับ 100

เส้นทาง	ระยะแสมมิง ของ Survivor เดิม	ส่วนของ เส้นทาง ใหม่	ระยะแสมมิง เฉพาะส่วนของ เส้นทางใหม่	ระยะแสมมิง ของเส้นทาง ทั้งหมด	Survivor
ACDBCBA	7	AA	1	8	ไม่เลือก
ACDBCDBA	6	BA	0	6	เลือก
ACDBCBCB	4	CB	1	5	เลือก
ACDBACDB	5	DB	2	7	ไม่เลือก
ACDBCBCAC	7	AC	2	9	เลือก
ACDBCDBC	6	BC	3	9	ไม่เลือก
ACDBCBCD	4	CD	2	6	เลือก
ACDBACDD	5	DD	1	6	ไม่เลือก

ตารางที่ 3.12 การคำนวณหาเส้นทางที่สั้นที่สุดเมื่อพิจารณาบิตที่ 22-24 ซึ่งมีค่าเท่ากับ 100

เส้นทาง	ระยะแสมมิง ของ Survivor เดิม	ส่วนของ เส้นทาง ใหม่	ระยะแสมมิง เฉพาะส่วนของ เส้นทางใหม่	ระยะแสมมิง ของเส้นทาง ทั้งหมด	Survivor
ACDBCDBAA	6	AA	1	7	ไม่เลือก
ACDBCBCBA	5	BA	0	5	เลือก
ACDBCBCB	9	CB	1	10	ไม่เลือก
ACDBCBCDB	6	DB	2	8	เลือก
ACDBCBCAC	6	AC	2	8	ไม่เลือก
ACDBCBCBC	5	BC	3	8	เลือก
ACDBCBCD	9	CD	2	11	ไม่เลือก
ACDBCBCDD	6	DD	1	7	เลือก

เอกสารนี้เป็นเอกสารสิทธิ์ของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี ไม่อนุญาตให้เผยแพร่หรือใช้ซ้ำโดยไม่ได้รับอนุญาต
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อพิจารณาเส้นทางจนครบทุกบิตแล้วจะได้เส้นทางที่เหลืออยู่ทั้งหมด 4 เส้นทาง และเมื่อเปรียบเทียบเส้นทางทั้ง 4 เส้นทางพบว่าเส้นทางที่สั้นที่สุด คือ ACDBCBCBA ซึ่งมีค่าระยะแฮมมิงเท่ากับ 5 จึงตัดสินใจว่าเส้นทางดังกล่าวนี้คือเส้นทางแทนค่ารหัสที่ถูกต้อง และเมื่อแปลงเส้นทางนี้อยู่ในรูปของชุดบิตจะได้ข้อมูลเป็น 111 010 001 011 101 011 101 100 ซึ่งถูกต้องตรงกับค่ารหัสที่ต้นทางได้ส่งออก หมายความว่าบิตที่ผิดพลาดไปในระหว่างการส่งผ่านช่องสัญญาณทั้ง 5 บิตได้รับการแก้ไขให้ถูกต้องแล้ว

3.2 รหัสคอนวอลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้

เนื่องจากการสื่อสารดาวเทียมนั้นต้องการการส่งผ่านข้อมูลที่มีอัตราบิตผิดพลาดที่ต่ำ ดังนั้นการเข้ารหัสช่องสัญญาณจึงถูกนำมาใช้เพื่อแก้ไขปัญหาเรื่องของการลดอัตราบิตผิดพลาด อีกทั้งดาวเทียมควิเบคแซทซึ่งมีแหล่งพลังงานที่จำกัดตั้งที่กล่าวในบทที่ 2 ซึ่งการเข้ารหัสช่องสัญญาณนั้นนอกจากจะสามารถแก้ไขปัญหาเรื่องอัตราบิตผิดพลาดได้แล้ว ยังสามารถลดกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลได้ จากการวิเคราะห์ดังต่อไปนี้

3.2.1 การวิเคราะห์กำลังส่งขั้นต่ำ (Minimum Transmitted Power)

เมื่อพิจารณาอัตราส่วนกำลังส่งของสัญญาณต่อกำลังของสัญญาณรบกวน S/N ขั้นต่ำที่ภาครับต้องการจะสามารถแสดงในรูปของ E_b/N_0 ขั้นต่ำได้ดังสมการที่ (3.6) โดยที่ E_b คือพลังงานขั้นต่ำต่อการส่งข้อมูลบิต และ N_0 คือความหนาแน่นสเปกตรัมของสัญญาณรบกวน

$$\frac{S}{N} = \frac{RE_b}{N_0B} = \eta \frac{E_b}{N_0} \quad (3.6)$$

เมื่อ R คืออัตราการส่งข้อมูลในหน่วย บิต/วินาที B คือแบนด์วิธของสัญญาณ และ η คือประสิทธิภาพการส่งผ่านซึ่งหาได้จากอัตราส่วนของอัตราการส่งข้อมูลต่อแบนด์วิธ

สัญญาณรบกวน N จะแปรผันตรงต่อสัญญาณรบกวนความร้อนและแบนด์วิธ B [29] ดังนี้

$$N = mkTB \quad (3.7)$$

โดยที่ m คือค่าคงที่สัญญาณรบกวน, k คือค่าคงที่ของโบลท์ซมานน์ (Boltzmann Constant) และ

T คืออุณหภูมิสัมบูรณ์ในหน่วยเคลวิน ซึ่ง Noise Figure ของภาครับ (RNF) ในหน่วยเดซิเบล เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สามารถใช้ในการคำนวณหาค่าคงที่สัญญาณรบกวน m ได้ โดยที่ $m \geq 1$ และ $m = 10^{RNF/10}$ โดยกรณีทีการรับอุดมคติมีค่า $RNF=0$ dB จะได้ $m=1$

กำลังของสัญญาณที่รับได้ $S_{RX} = S$ ที่ระยะห่างจากภาคส่ง d สามารถแสดงได้โดยสมการส่งผ่านของฟรีส (Friis Transmission Formula) [30] โดยกำหนดให้ใช้สายอากาศแบบรอบทิศทางและไม่มีสิ่งกีดขวาง

$$S_{RX} = \left(\frac{1}{4\pi d^2} \right) \frac{\lambda^2}{4\pi} P_{TX} \quad (3.8)$$

โดยที่ λ คือ ความยาวคลื่นซึ่งสามารถหาได้จากความถี่ และ P_{TX} คือ กำลังส่ง

จากสมการที่ (3.6), (3.7) และ (3.8) สามารถหากำลังส่งขั้นต่ำ P_{TX} ที่ต้องการในรูปของ S/N ใดๆ ที่ระยะห่าง d ได้ดังนี้

$$P_{TX} [W] = \frac{S}{N} N \left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2$$

$$P_{TX} [W] = \eta \frac{E_b}{N_0} m \mathbb{k}TB \left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2 \quad (3.9)$$

จากสมการที่ (3.9) กำลังส่งขั้นต่ำจะแปรผันตรงกับระยะทางกำลังสองระหว่างภาคส่งและภาครับ และแปรผกผันกับ λ^2 ซึ่งหมายถึงแปรผันตรงกับความถี่ f ดังนั้นการใช้งานที่ความถี่ที่สูงขึ้นจะต้องใช้กำลังในการส่งที่สูงขึ้นด้วย

เมื่อพิจารณากำลังส่งขั้นต่ำสำหรับระบบที่ไม่มีการเข้ารหัส กำหนดดังสมการที่ (3.10)

$$P_{TX, Uncoded} [W] = \eta_U \frac{E_b}{N_0} \mathbb{k}TB \left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2 \quad (3.10)$$

เนื่องจาก

$$RNF [dB] = \left(\frac{E_b}{N_0} \right)_{dB} - \left(\frac{E_b}{N_0} \right)_{Rx, dB}$$

$$\left(\frac{E_b}{N_0} \right) = 10^{(SNR_{U, dB}/10 + RNF_{dB}/10)} \quad (3.11)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จะได้

$$P_{TX,Uncoded} [W] = \eta_U 10^{(SNR_{U,dB}/10 + RNF_{dB}/10)} (kTB) \left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2 \quad (3.12)$$

โดยที่ $SNR_{U,dB}$ คือ $\frac{E_b}{N_0}$ ในหน่วย dB ที่ต้องการเพื่อให้ระบบที่ไม่มีการเข้ารหัสมีอัตราบิดผิดพลาดตามที่กำหนด

สำหรับระบบที่มีการเข้ารหัสช่องสัญญาณ กำหนดให้ $\eta_C B_C = R$ และ $\eta_U B = R$

$$P_{TX,Coded} [W] = \eta_C 10^{(SNR_{C,dB}/10 + RNF_{dB}/10)} (kTB_C) \left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2 \quad (3.13)$$

จากสมการการหาอัตราขยายของรหัสแสดงดังสมการที่ (3.12)

$$Coding\ Gain = \left(\frac{E_b}{N_0} \right)_U (dB) - \left(\frac{E_b}{N_0} \right)_C (dB) \quad (3.14)$$

จะได้

$$P_{TX,Coded} [W] = \frac{\eta_C 10^{(SNR_{U,dB}/10 + RNF_{dB}/10)} (kTB_C) \left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2}{10^{Coding\ Gain/10}} \quad (3.15)$$

ซึ่งสามารถเขียนสมการกำลังส่งขั้นต่ำของระบบที่มีการเข้ารหัสในรูปของกำลังส่งขั้นต่ำของระบบที่ไม่มีการเข้ารหัสได้ดังสมการ (3.14)

$$P_{TX,Coded} [W] = \frac{\eta_C B_C}{\eta_U B} \frac{P_{TX,Uncoded}}{10^{Coding\ Gain/10}} = \frac{P_{TX,Uncoded}}{10^{Coding\ Gain/10}} \quad (3.16)$$

ค่ากำลังส่ง P_{TX} สามารถแปลงเป็นพลังงานที่ใช้ในการส่งต่อข้อมูลหนึ่งบิตได้โดยการนำ P_{TX} หารด้วย อัตราการส่งข้อมูล R บิต/วินาที จะได้ $E_{b,TX} = P_{TX} / R$ ในหน่วย จูล/บิต สามารถสรุปพลังงานที่ต้องการส่งขั้นต่ำต่อข้อมูลบิตสำหรับระบบที่ไม่มีการเข้ารหัสและมีการเข้ารหัสช่องสัญญาณได้ดังนี้

$$E_{b,TX,Uncoded} = \frac{P_{TX,Uncoded}}{R} \quad (3.17)$$

$$E_{b,TX,Coded} = \frac{P_{TX,Coded}}{R} = \frac{E_{b,TX,Uncoded}}{10^{Coding\ Gain/10}} \quad (3.18)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

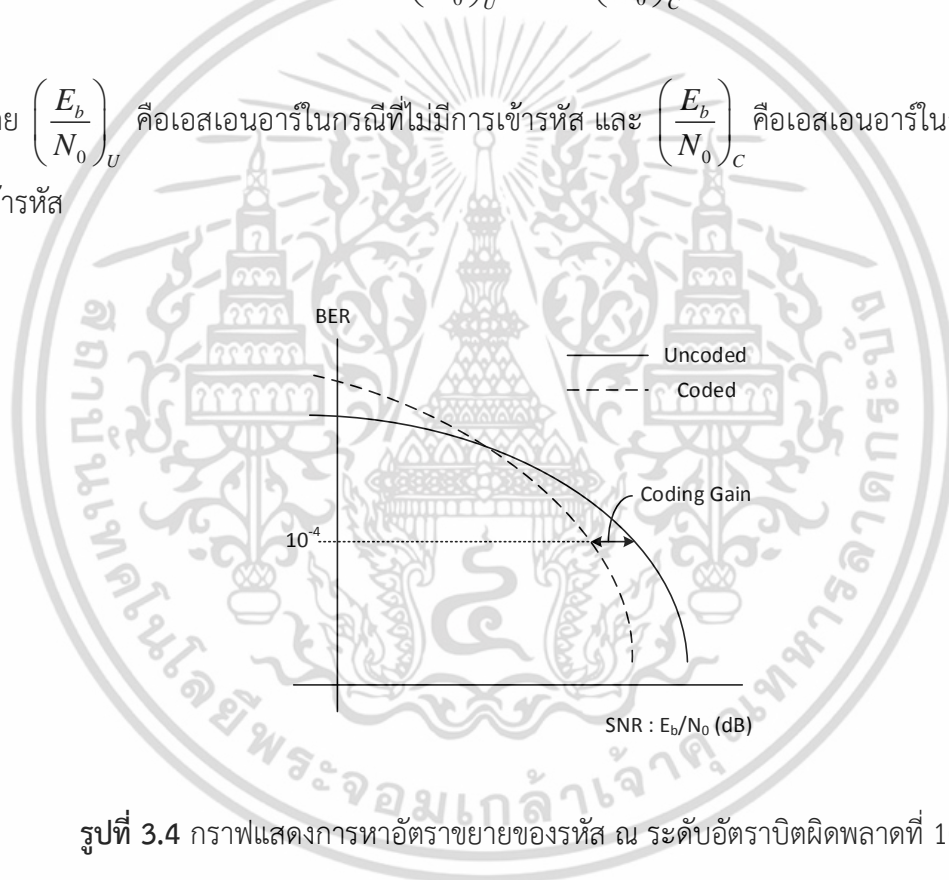
จากสมการที่ (3.14) และ (3.16) จะเห็นว่าการเข้ารหัสช่องสัญญาณจะทำให้กำลังส่งและพลังงานที่ใช้ในการส่งข้อมูลขั้นต่ำลงเนื่องจากผลของอัตราขยายของรหัส (Coding Gain)

3.2.2 อัตราขยายของรหัส (Coding Gain)

อัตราขยายของรหัสสามารถหาได้จากผลต่างของเอสเอนอาร์ของกรณีที่ไม่มีการเข้ารหัส และกรณีที่มีการเข้ารหัส ณ ระดับอัตราบิดผิดพลาดของระบบที่สนใจ

$$\text{Coding Gain} = \left(\frac{E_b}{N_0} \right)_U (\text{dB}) - \left(\frac{E_b}{N_0} \right)_C (\text{dB})$$

โดย $\left(\frac{E_b}{N_0} \right)_U$ คือเอสเอนอาร์ในกรณีที่ไม่มีการเข้ารหัส และ $\left(\frac{E_b}{N_0} \right)_C$ คือเอสเอนอาร์ในกรณีที่มีการเข้ารหัส



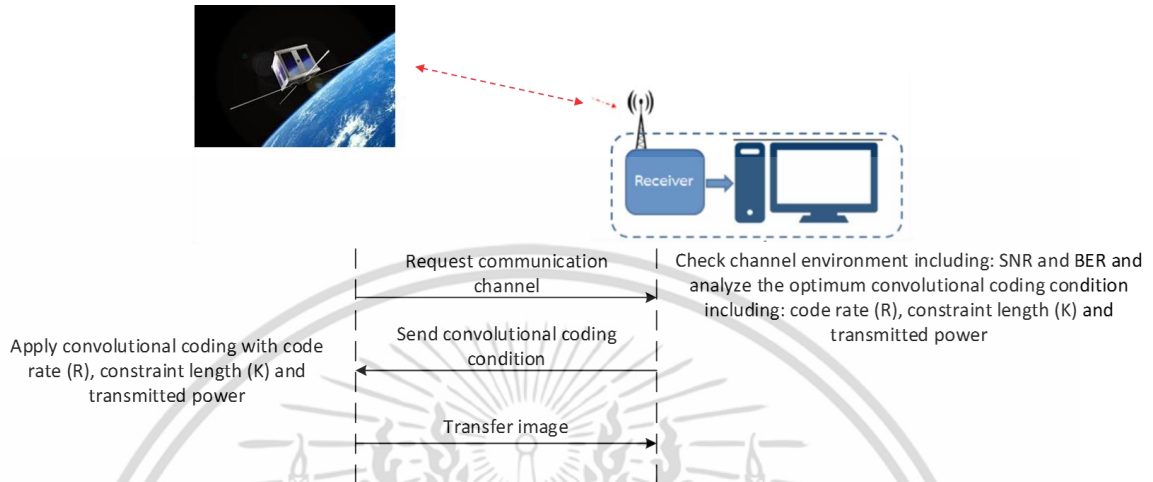
รูปที่ 3.4 กราฟแสดงการหาอัตราขยายของรหัส ณ ระดับอัตราบิดผิดพลาดที่ 10^{-4}

3.2.3 ขั้นตอนการปรับอัตรารหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมต่อสภาพแวดล้อมหนึ่งๆ

การวิเคราะห์ผลของการเพิ่มประสิทธิภาพการส่งผ่านข้อมูลโดยใช้รหัสคอนโวลูชัน รวมถึงการลดกำลังที่ใช้สำหรับการส่งผ่านข้อมูลได้ จึงถูกนำมาเสนอเป็นระบบการเข้ารหัสแบบปรับอัตรารหัสได้ โดยอาศัยค่า E_b / N_0 ที่วัดได้จากสถานีภาคพื้นดินซึ่งส่งผลต่ออัตราบิดผิดพลาดของข้อมูล และนำมากำหนดอัตรารหัสคอนโวลูชัน และ Constraint Length (K) ที่สามารถลดอัตราบิด

ผิดพลาดให้น้อยกว่าที่กำหนดได้ เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพการส่งผ่านข้อมูลของดาวเทียมคิวบ์แซท และเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

พิจารณารหัสที่ใช้กำลังในการส่งผ่านข้อมูลน้อยที่สุด จากการคำนวณตามสมการที่ได้อธิบายในหัวข้อ 3.2.1 โดยขั้นตอนของการส่งผ่านข้อมูลสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 3.5



รูปที่ 3.5 ขั้นตอนการส่งผ่านข้อมูลโดยใช้รหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตราหัสได้

อธิบายรายละเอียดขั้นตอนของการสื่อสารโดยใช้รหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตราหัสได้ ดังนี้

- 1) เมื่อดาวเทียมคิวบ์แซทต้องการส่งผ่านข้อมูล จะมีการร้องขอเงื่อนไขของการเข้ารหัสช่องสัญญาณจากสถานีภาคพื้นดินเพื่อเตรียมการส่งผ่านข้อมูลภาพถ่าย
- 2) สถานีภาคพื้นดินจะทำการประเมิน E_b / N_0 ของสัญญาณที่รับได้จากสเปกตรัมของสัญญาณเพื่อใช้ในการวิเคราะห์หาอัตราหัส Constraint Length และกำลังส่งที่เหมาะสมในสภาพแวดล้อมของช่องสัญญาณ ณ เวลานั้น เมื่อพิจารณารหัสคอนโวลูชันที่อัตราหัสต่างๆ ซึ่งแต่ละรหัสจะมีประสิทธิภาพการลดอัตราบิตผิดพลาดต่อ E_b / N_0 ของสัญญาณที่แตกต่างกัน ระบบจะทำการเลือกอัตราหัสที่สามารถลดอัตราบิตผิดพลาด (BER) ได้ตามที่กำหนด
- 3) หลังจากที่ได้อัตราหัสคอนโวลูชันที่สามารถลดอัตราบิตผิดพลาดได้ต่ำกว่าที่กำหนดแล้ว ระบบจะประเมินกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลตามการคำนวณในหัวข้อ 3.2.1 เพื่อหารหัสคอนโวลูชันที่ใช้กำลังในการส่งผ่านข้อมูลน้อยที่สุด ซึ่งเป็นการเพิ่มประสิทธิภาพการบริโภคกำลังงานของดาวเทียมคิวบ์แซท
- 4) เมื่อสถานีภาคพื้นดินสามารถเลือกรหัสคอนโวลูชันที่เหมาะสมต่อสภาพแวดล้อมของช่องสัญญาณ ณ เวลานั้นได้ สถานีภาคพื้นดินจะตอบกลับเงื่อนไขของการเข้ารหัสช่องสัญญาณ

ได้แก่ อัตรารหัสคอนโวลูชัน Constraint Length (K) และกำลังส่งขั้นต่ำที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลไปยังดาวเทียมคิวิบ์แซท

5) ดาวเทียมคิวิบ์แซทจะทำการปรับเงื่อนไขการเข้ารหัสช่องสัญญาณที่ทำให้การส่งผ่านข้อมูลมีอัตราบิดผิดพลาตน้อยกว่าที่กำหนด และใช้กำลังในการส่งผ่านข้อมูลน้อยที่สุด ตามที่สถานีภาคพื้นดินได้ทำการวิเคราะห์หา

6) ดาวเทียมคิวิบ์แซททำการส่งผ่านข้อมูลไปยังสถานีภาคพื้นดิน



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

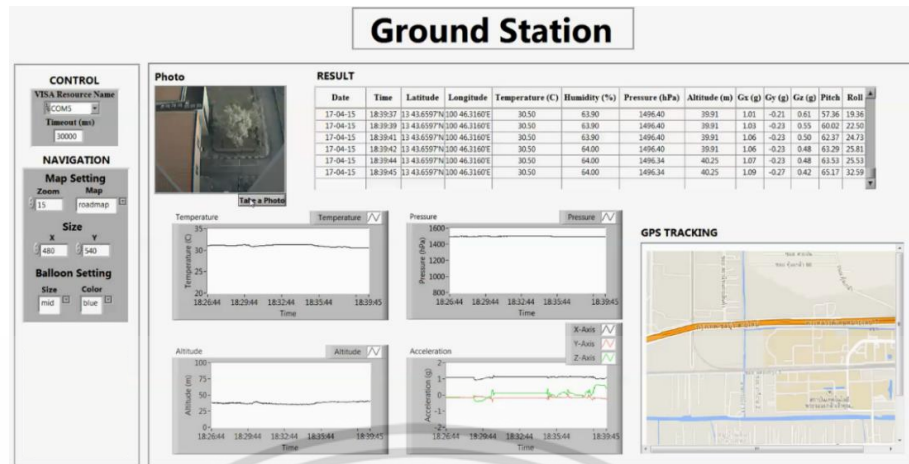
บทที่ 4

ผลการทดสอบและวิเคราะห์การทำงาน

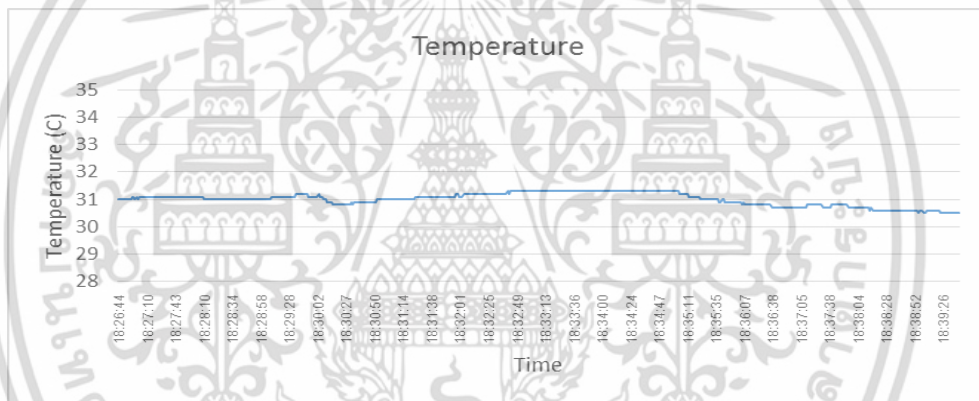
ในบทนี้จะแสดงผลการทดสอบการทำงานของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทที่ได้สร้างขึ้น และผลการวิเคราะห์ประสิทธิภาพของรหัสคอนโวลูชันที่อัตรารหัสต่างๆ ที่สามารถเพิ่มประสิทธิภาพของการส่งผ่านข้อมูลและสามารถลดกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลได้ รวมถึงการจำลองการส่งผ่านภาพในช่องสัญญาณรบกวนเกาส์เซียนแบบขาว (Additive White Gaussian Noise : AWGN) โดยใช้รหัสคอนโวลูชันที่อัตรารหัสต่างๆ และสุดท้ายเป็นผลการทำงานของระบบการเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้ที่นำเสนอ

4.1 การทดสอบการทำงานของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท

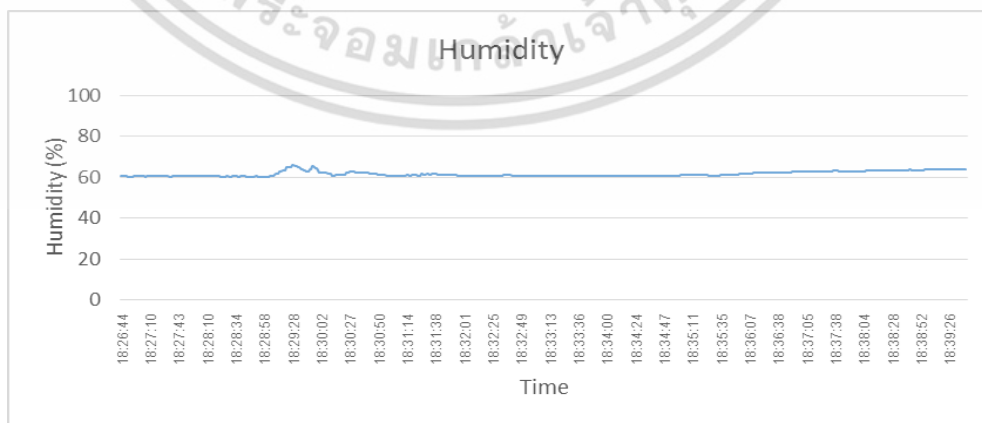
ในการทดสอบการสื่อสารระหว่างแบบจำลองทางวิศวกรรมของการทำงานของดาวเทียมคิวบ์แซทกับสถานีภาคพื้นดิน ได้ทดลองโดยการนำแบบจำลองทางวิศวกรรมของการทำงานของดาวเทียมคิวบ์แซทขึ้นไปที่ระดับความสูงประมาณ 35 เมตร ถึง 40 เมตร จากพื้นดิน แล้วทำการทดลองสื่อสารข้อมูลระหว่างแบบจำลองทางวิศวกรรมของการทำงานของดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดินเพื่อทดสอบการวัดค่าพารามิเตอร์ทางกายภาพของเซนเซอร์ต่างๆ สามารถแสดงผลการรับสัญญาณข้อมูลของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทได้ดังรูปที่ 4.1 ซึ่งเป็นการรับสัญญาณข้อมูลจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท ได้แก่ ภาพถ่ายจากกล้องถ่ายภาพ ข้อมูลจากเซนเซอร์พัยโพลดที่ถูกนำมาแสดงผล ประกอบด้วย วันที่ เวลา ตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียม อุณหภูมิ ความชื้น ความกดอากาศ ความสูง ค่าความเร่ง 3 แกน มุม Pitch และ Roll ตามลำดับ โดยตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดจะถูกนำมาแสดงผลบนแผนที่เพื่อระบุตำแหน่งของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียม โดยข้อมูลที่วัดได้จากเซนเซอร์แสดงได้ดังรูปที่ 4.2 – 4.6



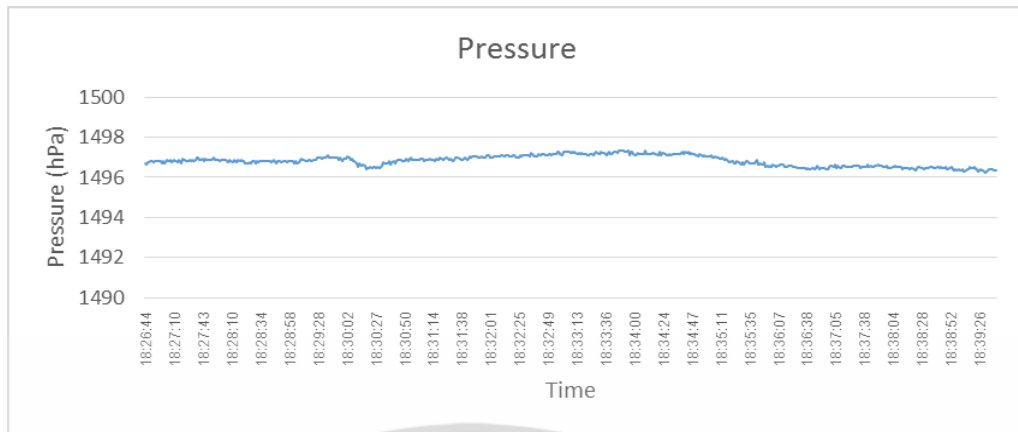
รูปที่ 4.1 ผลการรับสัญญาณข้อมูลของแบบจำลองทางวิศวกรรมของการทำงานของดาวเทียมคิวิบ์แซท



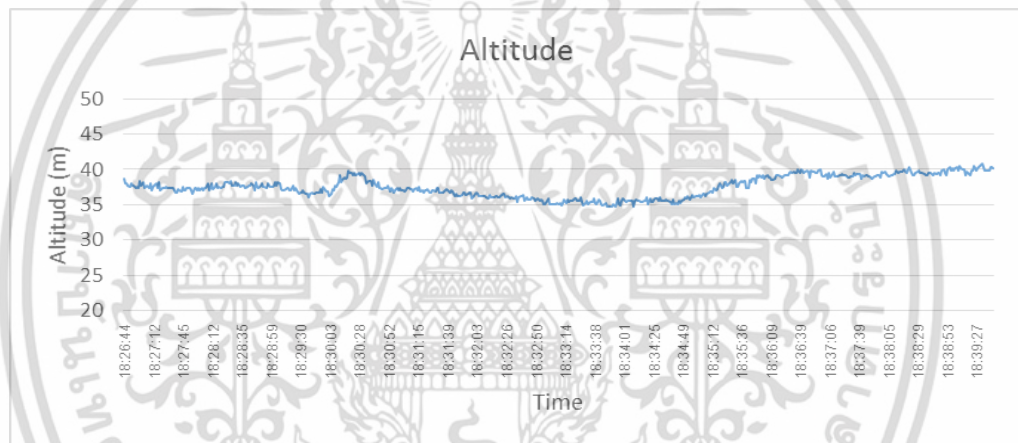
รูปที่ 4.2 กราฟอุณหภูมิที่วัดได้จากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวิบ์แซทเทียบกับเวลา



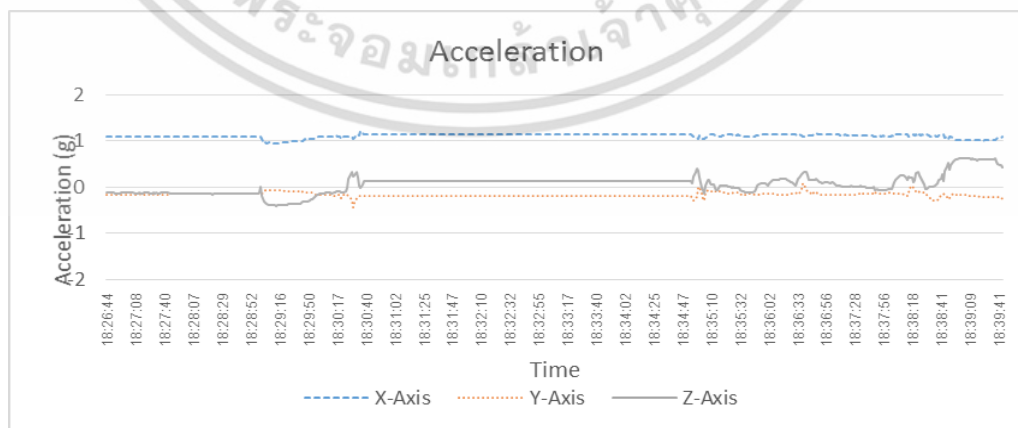
รูปที่ 4.3 กราฟความชื้นที่วัดได้จากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวิบ์แซทเทียบกับเวลา เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.4 กราฟความกดอากาศที่วัดได้จากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทเทียบกับเวลา



รูปที่ 4.5 กราฟระดับความสูงที่วัดได้จากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทเทียบกับเวลา



รูปที่ 4.6 กราฟค่าความเร่งที่วัดได้จากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทเทียบกับเวลา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 4.2 แสดงค่าอุณหภูมิที่แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทได้ ในช่วงระยะเวลาที่ปฏิบัติการซึ่งมีค่าอยู่ที่ประมาณ 31°C และรูปที่ 4.3 แสดงผลของการวัดความชื้น ในช่วงระยะเวลาที่ปฏิบัติการซึ่งวัดค่าได้ประมาณ 60% ถึง 64%

จากรูปที่ 4.4 แสดงผลของการวัดความกดอากาศในช่วงระยะเวลาที่ปฏิบัติการซึ่งมีค่าประมาณ 1,496.5 hPa จากรูปที่ 4.5 แสดงผลของการวัดระดับความสูงในช่วงที่ปฏิบัติการซึ่งมีค่าประมาณอยู่ในช่วง 35 เมตร ถึง 40 เมตร และจากรูปที่ 4.6 แสดงถึงการวัดค่าความเร่ง 3 แกนที่วัดได้ ซึ่งแสดงให้เห็นถึงการเปลี่ยนแปลงตำแหน่งของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียม เนื่องจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมนี้อาศัยการเคลื่อนที่เพียงเล็กน้อยทำให้ค่าความเร่งทั้ง 3 แกนมีค่าค่อนข้างคงที่

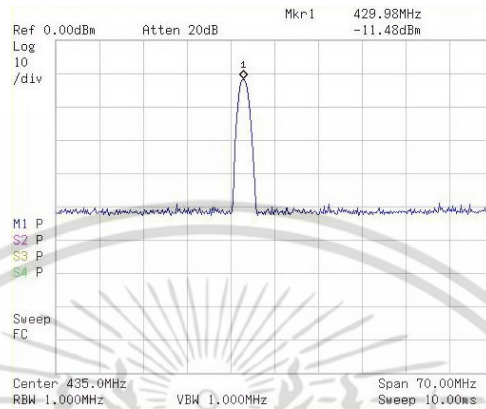
ผลของการถ่ายภาพและส่งผ่านภาพจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทไปยังสถานีภาคพื้นดินแสดงได้ดังรูปที่ 4.7 ซึ่งควบคุมการถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดิน โดยภาพถ่ายมีความละเอียด 320×240 พิกเซล



รูปที่ 4.7 ภาพถ่ายจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซท

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

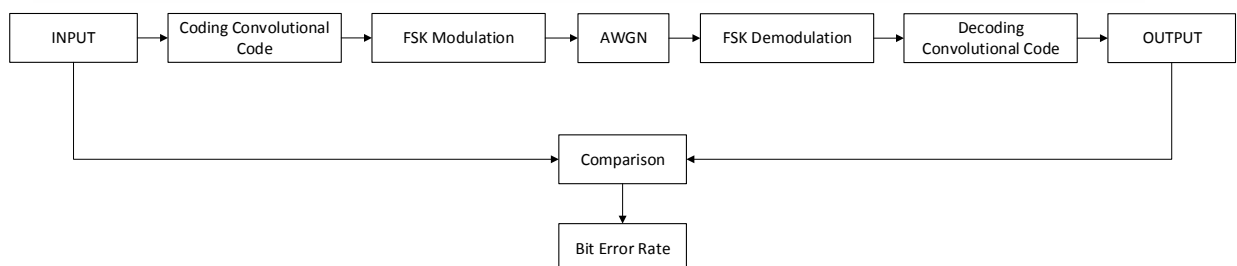
สำหรับแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวิบ์แซทจะรับ-ส่งข้อมูลด้วยความถี่ 430 MHz ซึ่งสามารถแสดงสเปกตรัมของสัญญาณที่ส่งจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมได้ดังรูปที่ 4.8



รูปที่ 4.8 สเปกตรัมของสัญญาณที่ส่งจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของการทำงานของดาวเทียมคิวิบ์แซท

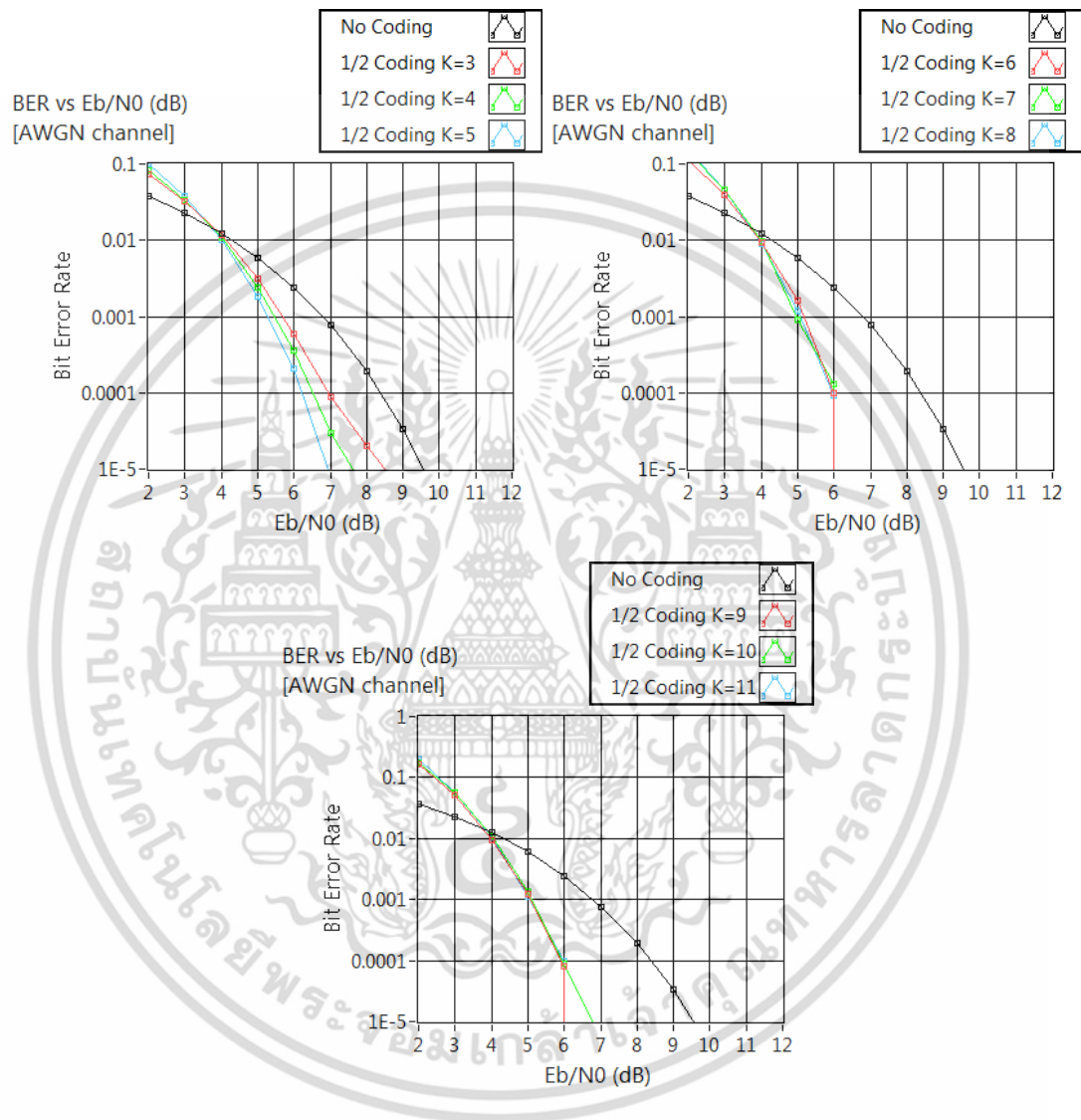
4.2 การวิเคราะห์ประสิทธิภาพของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน

เมื่อทำการทดสอบประสิทธิภาพของการเข้ารหัสคอนโวลูชันโดยการส่งผ่านข้อมูลผ่านช่องสัญญาณรบกวนเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN) ที่อัตรารหัสต่างๆ แสดงดังรูปที่ 4.9 โดยอัตรารหัสคอนโวลูชันตามที่กล่าวในหัวข้อ 3.1.4 รูปที่ 4.10 ถึงรูปที่ 4.14 แสดงการเปรียบเทียบระหว่างอัตราบิตผิดพลาด (BER) กับ E_b / N_0 ของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน ด้วยอัตราการเข้ารหัส 1/2, 1/3, 1/4, 2/3 และ 3/4 ตามลำดับ โดยมีการปรับเปลี่ยนค่า Constraint Length (K) เพื่อหาอัตราขยายของรหัส (Coding Gain) ซึ่งส่งผลต่อกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูล ดังนั้นการลดกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลจะสามารถลดได้มากหรือน้อยขึ้นอยู่กับค่าอัตราขยายของรหัส กล่าวคือ รหัสที่มีประสิทธิภาพในการลดอัตราบิตผิดพลาดได้สูงจะสามารถลดกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลได้สูงเช่นกัน



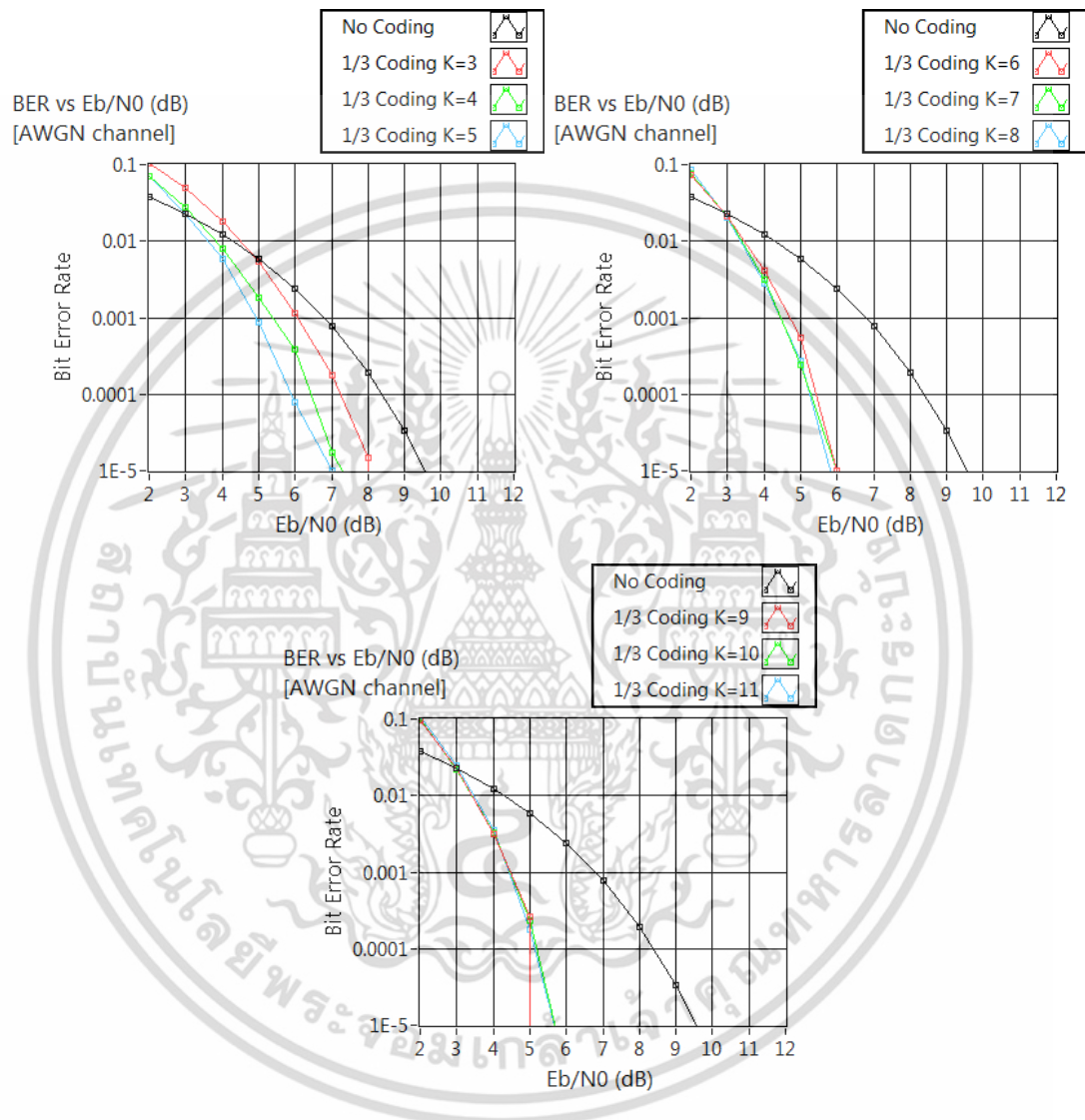
รูปที่ 4.9 การทดสอบประสิทธิภาพของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



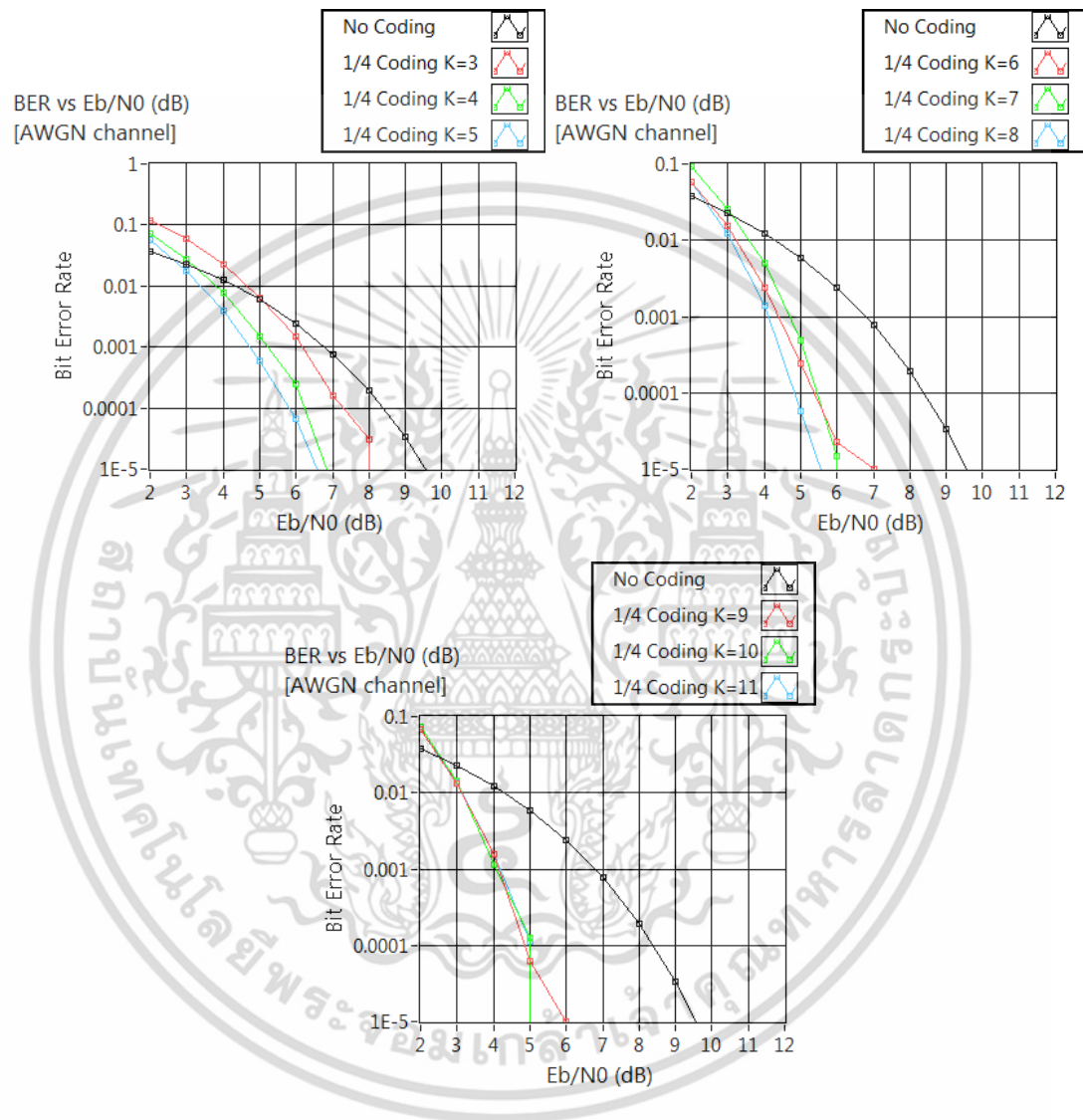
รูปที่ 4.10 กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่างอัตราผิดพลาด (BER) กับ E_b/N_0 ของการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตราการเข้ารหัส 1/2 และ Constraint Length (K) เท่ากับ 3 - 11

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



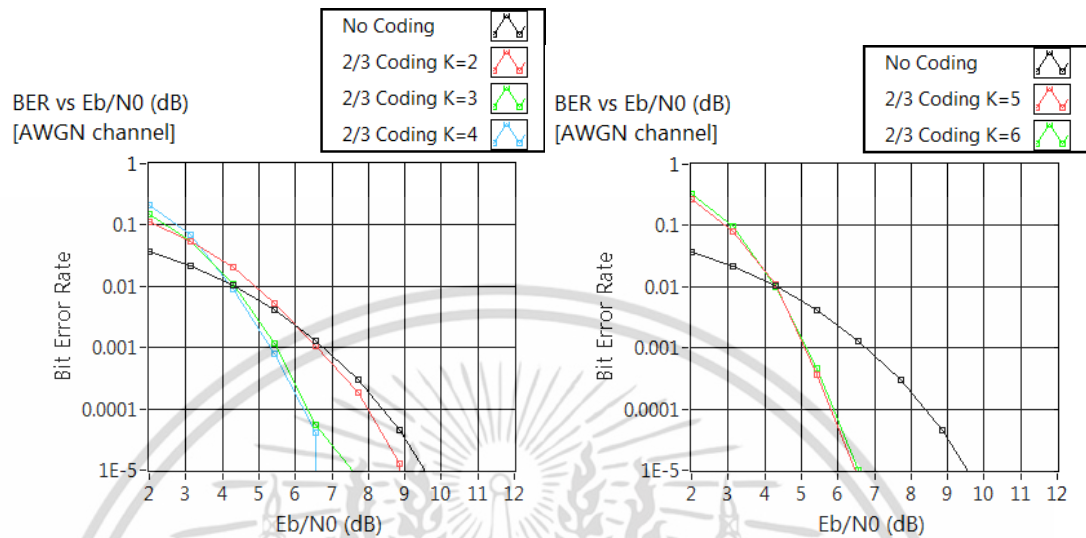
รูปที่ 4.11 กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่างอัตราบิดผิดพลาด (BER) กับ E_b/N_0 ของการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตราการเข้ารหัส 1/3 และ Constraint Length (K) เท่ากับ 3 - 11

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

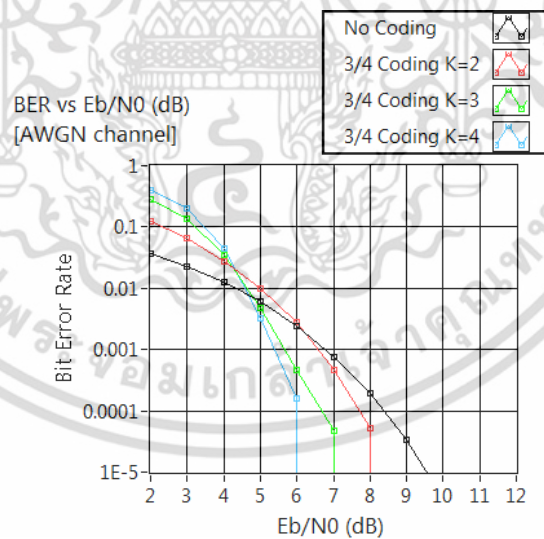


รูปที่ 4.12 กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่างอัตราผิดพลาด (BER) กับ E_b/N_0 ของการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตราการเข้ารหัส 1/4 และ Constraint Length (K) เท่ากับ 3 - 11

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.13 กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่างอัตราบิดผิดพลาด (BER) กับ E_b / N_0 ของการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตราการเข้ารหัส 2/3 และ Constraint Length (K) เท่ากับ 2 - 6



รูปที่ 4.14 กราฟแสดงการเปรียบเทียบระหว่างอัตราบิดผิดพลาด (BER) กับ E_b / N_0 ของการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตราการเข้ารหัส 3/4 และ Constraint Length (K) เท่ากับ 2 - 4

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.3 ผลการวิเคราะห์การลดกำลังส่งขั้นต่ำของการเข้ารหัสคอนวอลูชัน

รูปที่ 4.10 ถึงรูปที่ 4.14 เมื่อพิจารณาที่อัตราบิดผิดพลาด (BER) = 10^{-4} เพื่อหาอัตราขยายของรหัส (Coding Gain) รวมถึงกำลังส่งขั้นต่ำที่ต้องใช้เพื่อให้การส่งผ่านข้อมูลมีอัตราบิดผิดพลาดต่ำกว่า 10^{-4} โดยการกำหนดให้การส่งผ่านข้อมูลจากดาวเทียมคิวกซ์แซทซึ่งอยู่ในวงโคจรต่ำที่ระดับความสูง 300 กิโลเมตร โดยมีมุมเอียง ϵ_0 0 องศา ส่งผ่านข้อมูลโดยใช้ความถี่ 430 MHz ด้วยอัตราการส่งผ่านข้อมูล 9,600 bps โดยสรุปค่าพารามิเตอร์ของการคำนวณดังตารางที่ 4.1

ตารางที่ 4.1 พารามิเตอร์ที่ใช้ในการคำนวณหาลำดับส่งขั้นต่ำที่ใช้สำหรับส่งผ่านข้อมูล

ระดับความสูงของดาวเทียม	300 กิโลเมตร
อัตราบิดผิดพลาดของข้อมูลที่ต้องการ	ต่ำกว่า 10^{-4}
ความถี่ของการสื่อสาร	430 MHz
อัตราการส่งข้อมูล	9600 bps
$SNR_{Uncoded} (E_b / N_0)$	8.4 dB

ระยะทางระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดิน (d) สามารถหาได้จากสมการ

$$d(\epsilon_0) = R_e \left[\sqrt{\left(\frac{H + R_e}{R_e} \right)^2 - \cos^2 \epsilon_0} - \sin \epsilon_0 \right]$$

$$d(0) = \sqrt{(H + R_e)^2 - R_e^2}$$

$$d(0) = \sqrt{(300 + 6,378)^2 - 6,378^2} \approx 1,979 \text{ km}$$

การคำนวณหาลำดับส่งขั้นต่ำของระบบที่มีการเข้ารหัสคอนวอลูชันด้วยอัตรารหัส และ constraint length (K) ต่างๆ ที่ต้องใช้เพื่อให้การส่งผ่านข้อมูลมีอัตราบิดผิดพลาดต่ำกว่า 10^{-4} สามารถสรุปผลลัพธ์ของการคำนวณได้ดังตารางที่ 4.2 โดยใช้สมการการคำนวณดังที่กล่าวในหัวข้อ 3.3

ตารางที่ 4.2 การเปรียบเทียบกำลังส่งขั้นต่ำและพลังงานที่ใช้สำหรับการส่งผ่านข้อมูลเมื่อมีการเข้ารหัสคอนโวลูชันต่างๆ

รหัสคอนโวลูชัน	E_b / N_0 [dB] ขั้นต่ำที่ให้อัตราบิดผิดพลาด (BER) น้อยกว่า 10^{-4}	อัตราขยายของรหัส (Coding Gain) [dB]	กำลังส่งขั้นต่ำ (mW)	พลังงานที่ใช้สำหรับการส่งผ่านข้อมูล [mJ/bit]
No Coding	8.4	0	1,104.78	0.115
Code Rate = 1/2 K=3	7	1.4	800.34	0.083
Code Rate = 1/2 K=4	6.5	1.9	713.31	0.074
Code Rate = 1/2 K=5	6.2	2.2	665.70	0.069
Code Rate = 1/2 K=6	6	2.4	635.73	0.066
Code Rate = 1/2 K=7	6	2.4	635.73	0.066
Code Rate = 1/2 K=8	6	2.4	635.73	0.066
Code Rate = 1/2 K=9	6	2.4	635.73	0.066
Code Rate = 1/2 K=10	6	2.4	635.73	0.066
Code Rate = 1/2 K=11	5.9	2.3	650.54	0.068
Code Rate = 1/3 K=3	7.2	1.2	838.06	0.087
Code Rate = 1/3 K=4	6.5	1.9	713.31	0.074
Code Rate = 1/3 K=5	5.9	2.5	621.26	0.065

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.2 (ต่อ) การเปรียบเทียบกำลังส่งขั้นต่ำและพลังงานที่ใช้สำหรับการส่งผ่านข้อมูลเมื่อมีการเข้ารหัสคอนโวลูชันต่างๆ

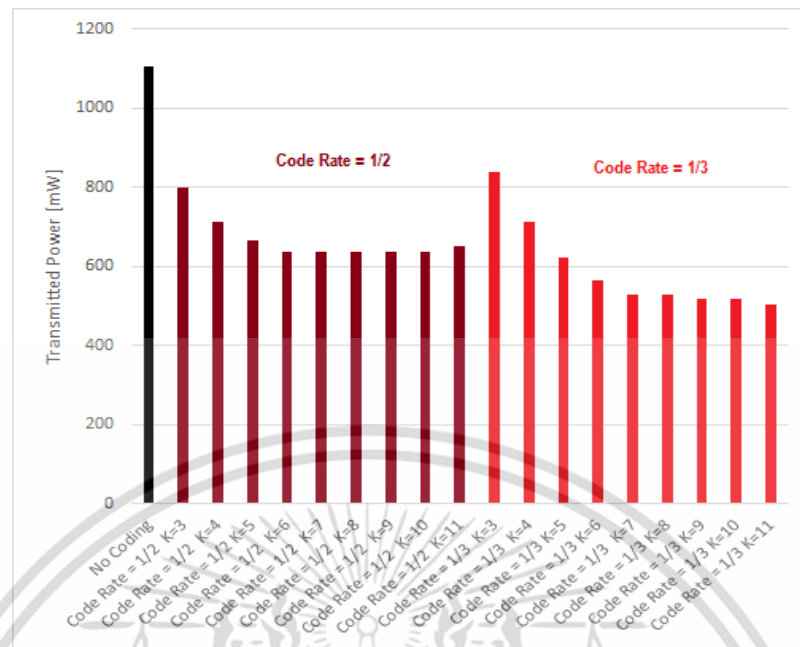
รหัสคอนโวลูชัน	E_b / N_0 [dB] ขั้นต่ำที่ให้อัตราผิดพลาด (BER) น้อยกว่า 10^{-4}	อัตราขยายของรหัส (Coding Gain) [dB]	กำลังส่งขั้นต่ำ (mW)	พลังงานที่ใช้สำหรับการส่งผ่านข้อมูล [mJ/bit]
Code Rate = 1/3 K=6	5.5	2.9	566.60	0.059
Code Rate = 1/3 K=7	5.3	3.2	528.78	0.055
Code Rate = 1/3 K=8	5.3	3.2	528.78	0.055
Code Rate = 1/3 K=9	5.2	3.3	516.74	0.054
Code Rate = 1/3 K=10	5.2	3.3	516.74	0.054
Code Rate = 1/3 K=11	5.1	3.4	504.98	0.053
Code Rate = 1/4 K=3	7.4	1	877.56	0.091
Code Rate = 1/4 K=4	6.5	1.9	713.31	0.074
Code Rate = 1/4 K=5	5.8	2.6	607.12	0.063
Code Rate = 1/4 K=6	5.5	2.9	566.60	0.059
Code Rate = 1/4 K=7	5.4	3	553.70	0.058
Code Rate = 1/4 K=8	4.8	3.6	482.25	0.050

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

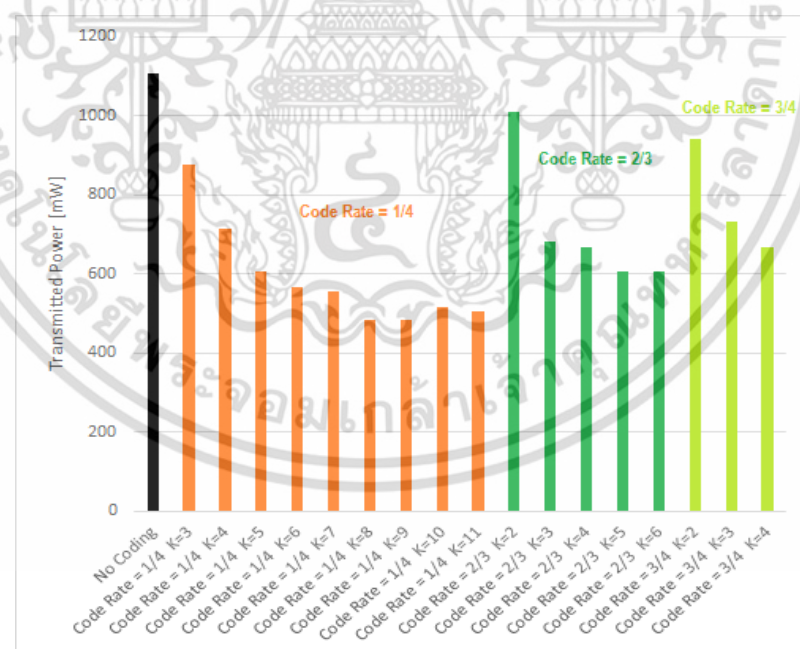
ตารางที่ 4.2 (ต่อ) การเปรียบเทียบกำลังส่งขั้นต่ำและพลังงานที่ใช้สำหรับการส่งผ่านข้อมูลเมื่อมีการเข้ารหัสคอนโวลูชันต่างๆ

รหัสคอนโวลูชัน	E_b / N_0 [dB] ขั้นต่ำที่ให้อัตราบิดผิดพลาด (BER) น้อยกว่า 10^{-4}	อัตราขยายของรหัส (Coding Gain) [dB]	กำลังส่งขั้นต่ำ (mW)	พลังงานที่ใช้สำหรับการส่งผ่านข้อมูล [mJ/bit]
Code Rate = 1/4 K=9	4.8	3.6	482.25	0.050
Code Rate = 1/4 K=10	5.1	3.3	516.74	0.054
Code Rate = 1/4 K=11	5	3.4	504.98	0.053
Code Rate = 2/3 K=2	8	0.4	1,007.57	0.105
Code Rate = 2/3 K=3	6.3	2.1	681.20	0.071
Code Rate = 2/3 K=4	6.2	2.2	665.70	0.069
Code Rate = 2/3 K=5	5.8	2.6	607.12	0.063
Code Rate = 2/3 K=6	5.8	2.6	607.12	0.063
Code Rate = 3/4 K=2	7.7	0.7	940.32	0.098
Code Rate = 3/4 K=3	6.6	1.8	729.92	0.076
Code Rate = 3/4 K=4	6.2	2.2	665.70	0.069

จากตารางที่ 4.2 สามารถแสดงการใช้พลังงานขั้นต่ำสำหรับส่งผ่านข้อมูลต่อบิตสำหรับการเข้ารหัสคอนโวลูชันรูปแบบต่างๆ เพื่อให้อัตราบิดผิดพลาดน้อยกว่า 10^{-4} ได้ดังรูปที่ 4.15 และ 4.16 เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.15 กำลังส่งขั้นต่ำสำหรับส่งผ่านข้อมูลสำหรับการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตราหัส 1/2 และ 1/3 เพื่อให้อัตราบิดผิดพลาดน้อยกว่า 10^{-4}



รูปที่ 4.16 กำลังส่งขั้นต่ำสำหรับส่งผ่านข้อมูลสำหรับการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตราหัส 1/4, 2/3 และ 3/4 เพื่อให้อัตราบิดผิดพลาดน้อยกว่า 10^{-4}

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 4.15 และ 4.16 จะเห็นว่า การเข้ารหัสคอนโวลูชันสามารถลดกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลได้เมื่อเทียบกับระบบที่ไม่มีการเข้ารหัสของสัญญาณ โดยระบบที่ไม่มีการเข้ารหัสของสัญญาณต้องใช้กำลังส่งขั้นต่ำประมาณ 1.1 วัตต์เพื่อให้อัตราบิดผิดพลาดต่ำกว่า 10^{-4} สำหรับระบบที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันการลดกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลจะสามารถลดได้มากหรือน้อยขึ้นอยู่กับค่าอัตราขยายของรหัส (Coding Gain) กล่าวคือ รหัสที่มีประสิทธิภาพในการลดอัตราบิดผิดพลาดได้สูงจะสามารถลดกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลได้สูงเช่นกัน สำหรับรหัสคอนโวลูชันตามมาตรฐานของคณะกรรมการที่ปรึกษาระบบจัดการข้อมูลในอวกาศ (CCSDS) ที่ใช้รหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 7 จะใช้กำลังส่งขั้นต่ำเท่ากับ 635.73 มิลลิวัตต์ โดยรหัสคอนโวลูชันที่สามารถลดกำลังส่งได้ต่ำที่สุด คือ รหัสคอนโวลูชันที่มีอัตรารหัส $1/4$ และ Constraint Length (K) เท่ากับ 8 โดยใช้กำลังส่งขั้นต่ำเพียง 482.25 มิลลิวัตต์ เพื่อให้อัตราบิดผิดพลาดของข้อมูลต่ำกว่า 10^{-4}

4.4 การจำลองการทำงานของระบบเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้

สำหรับดาวเทียมวงโคจรต่ำ เช่น ดาวเทียมที่มีระดับความสูงเท่ากับ 300 กิโลเมตร จากการคำนวณหาคาบวงโคจรของดาวเทียมโดยใช้สมการที่ 2.3 พบว่าดาวเทียมจะมีคาบวงโคจรประมาณ 90 นาที และจากการคำนวณหาระยะเวลาติดต่อสื่อสารกับสถานีภาคพื้นดินโดยใช้สมการที่ 2.4 จะมีเวลาประมาณ 9 นาทีเท่านั้น โดยเวลาที่เหลือจะไม่สามารถติดต่อสื่อสารกับดาวเทียมได้ เมื่อพิจารณาอัตราการส่งผ่านข้อมูลเท่ากับ 9,600 bps และช่วงเวลาในการสื่อสารกับดาวเทียมเท่ากับ 540 วินาที ทำให้การสื่อสารระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดินสามารถส่งผ่านข้อมูลได้ทั้งหมด $9,600 \times 540 = 5,184,000$ บิต หรือ 633 กิโลไบต์ สำหรับการโคจรของดาวเทียมหนึ่งรอบ

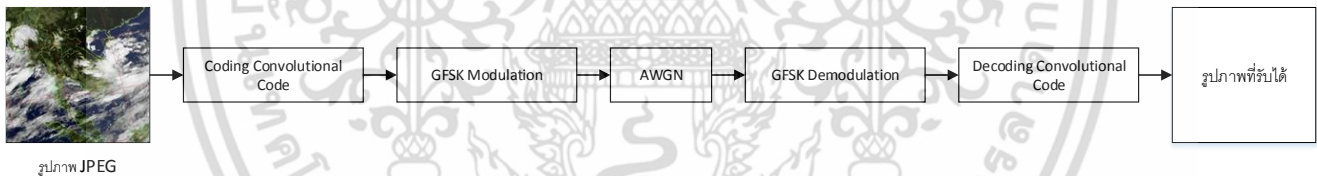
ในกรณีการส่งผ่านภาพด้วยอัตราการส่งผ่านเท่ากับ 9,600 bps ขนาดของภาพจึงต้องมีขนาดน้อยกว่า 633 กิโลไบต์ ถ้ามีขนาดมากกว่าจะต้องมีการบีบอัดข้อมูล หรือ เพิ่มอัตราการส่งผ่านข้อมูลเพื่อให้สามารถส่งผ่านข้อมูลภาพทั้งหมดได้ทันภายในเวลา 9 นาที สำหรับแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทซึ่งใช้กล้องถ่ายภาพที่ให้ข้อมูลภาพเป็นรูปแบบ JPEG ซึ่งมีการบีบอัดข้อมูลแล้ว โดยภาพถ่าย 640×480 พิกเซล จะมีขนาดประมาณ 60 กิโลไบต์ ภาพถ่าย 320×240 พิกเซล จะมีขนาดประมาณ 30 กิโลไบต์ ในกรณีที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันจะทำให้ขนาดของข้อมูลสูงขึ้น โดยกรณีที่มีการเข้ารหัสด้วยอัตราเท่ากับ $1/4$ จะทำให้ข้อมูลภาพถ่าย 640×480 พิกเซล และ 320×240 พิกเซล มีขนาดเพิ่มขึ้นเป็น 240 กิโลไบต์ และ 120 กิโลไบต์ ตามลำดับ ซึ่งสามารถ

ส่งผ่านภาพถ่ายอย่างน้อย 1 ภาพได้ทันภายในเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านพื้นที่ของสถานีภาคพื้นดิน เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

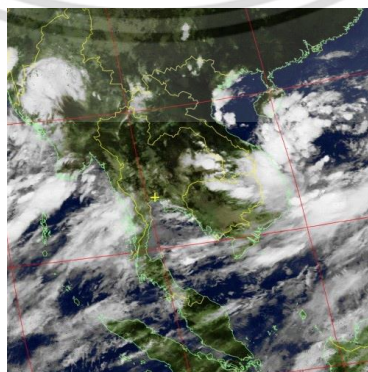
สำหรับการจำลองการส่งผ่านภาพโดยมีการเข้ารหัสข้อมูลด้วยรหัสคอนโวลูชันรูปแบบต่างๆ และการใช้ระบบเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้ที่นำเสนอจะแบ่งออกเป็น 2 ส่วน คือ การจำลองการทำงานด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ และการจำลองการทำงานเชิงฮาร์ดแวร์

4.4.1 การจำลองการทำงานด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์

การจำลองการทำงานด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์เป็นการจำลองการส่งผ่านภาพผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN) เนื่องจากการจำลองการทำงานนี้กำหนดให้การสื่อสารไม่มีสิ่งกีดขวางกัน แผนภาพการจำลองการทำงานแสดงได้ดังรูปที่ 4.17 โดยผลของสัญญาณรบกวนจะมีการกระจายโอกาสแบบเกาส์เซียนและมีสเปกตรัมระดับความเข้มที่คงที่ซึ่งมาจากหลายแหล่งกำเนิดในธรรมชาติ โดยผลลัพธ์ของการจำลองแสดงได้ดังตารางที่ 4.3 ถึง ตารางที่ 4.14 ซึ่งแสดงภาพที่รับได้ในสภาพแวดล้อมของช่องสัญญาณที่ถูกรบกวนแตกต่างกันโดยใช้รหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 1/2, 1/3, 1/4, 2/3 และ 3/4 รวมถึงการปรับค่า constraint length (K) ของรหัสต่างๆ ซึ่งจำลองการส่งผ่านภาพโดยกำหนดให้ E_b / N_0 ของสัญญาณที่รับเท่ากับ 3 ถึง 7 dB ได้โดยภาพต้นฉบับที่ใช้ในการส่งแสดงดังรูปที่ 4.18

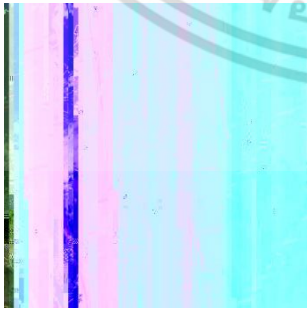
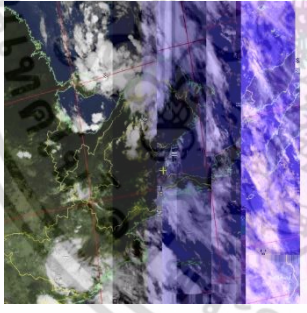
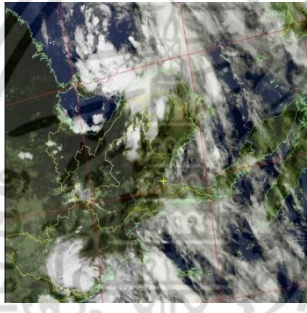
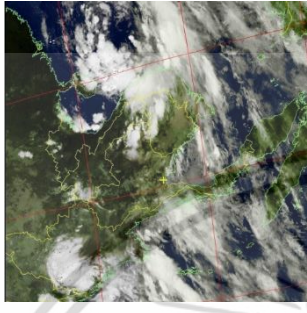
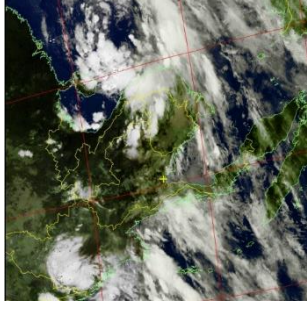

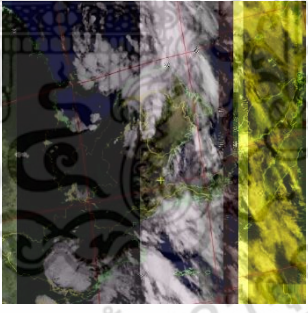
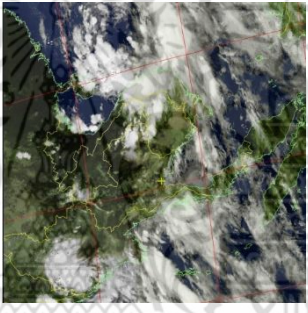
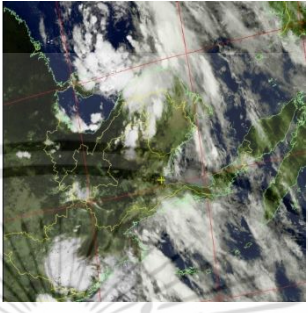
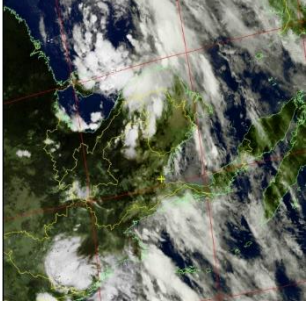
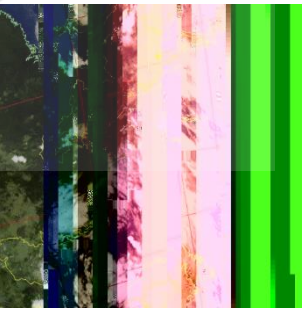
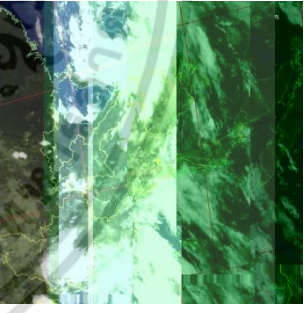
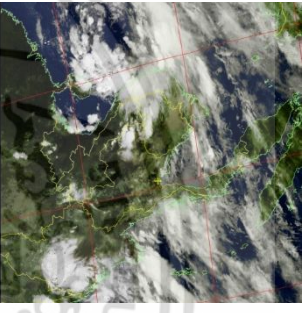
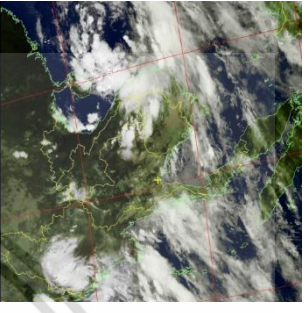
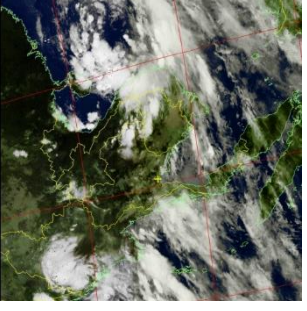


รูปที่ 4.17 การจำลองส่งภาพผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาวด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์


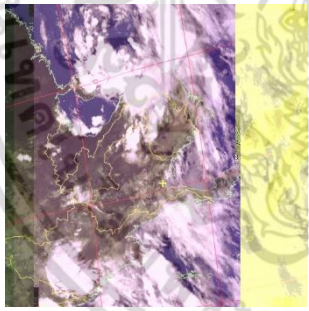
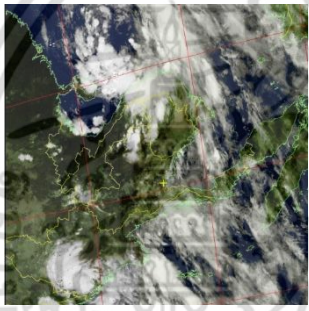
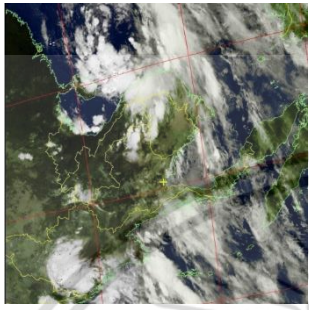
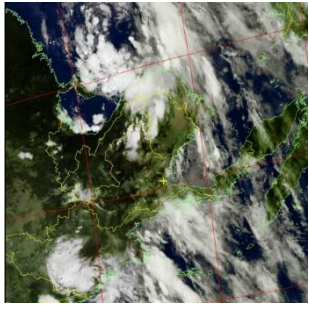
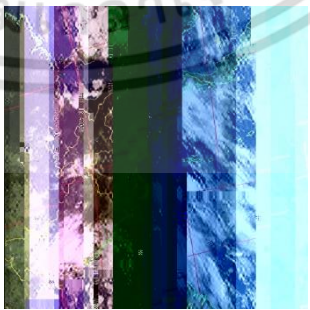
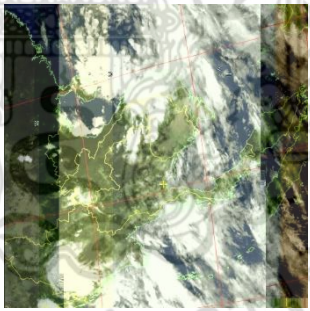
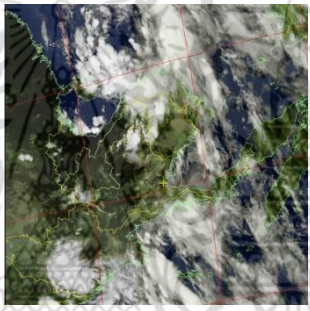
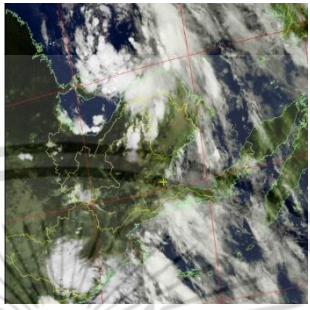
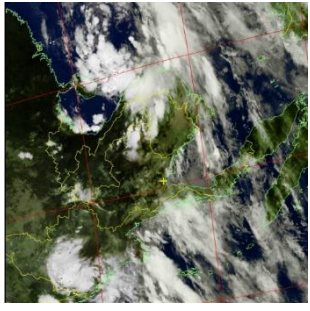
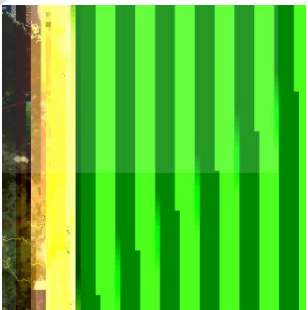
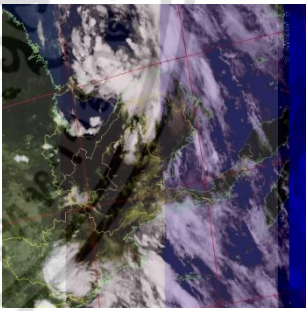
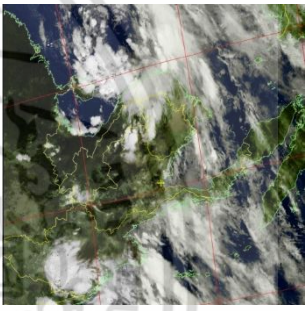
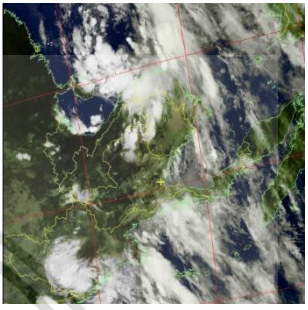
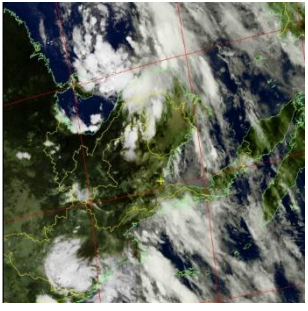


รูปที่ 4.18 ภาพต้นฉบับที่ใช้ในการจำลองส่งผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่ออนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

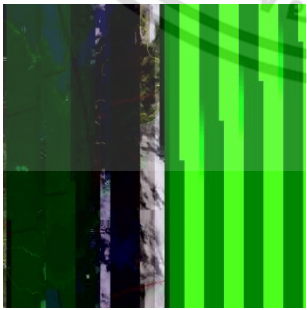
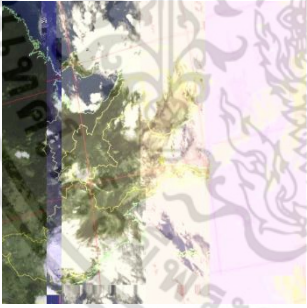
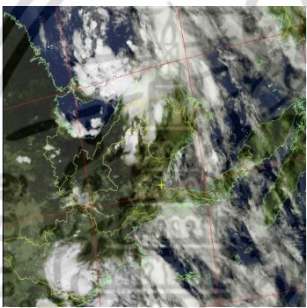
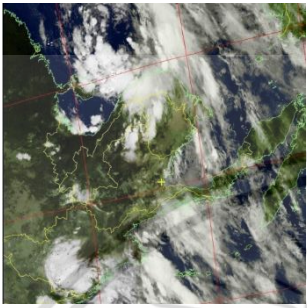
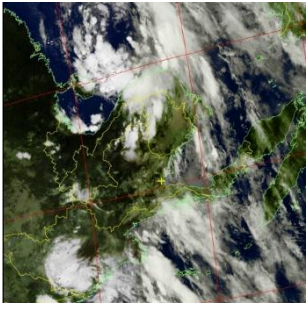
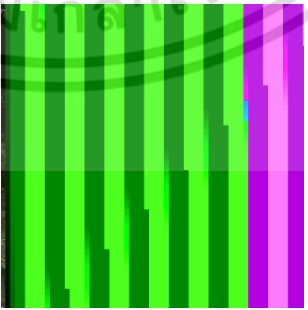
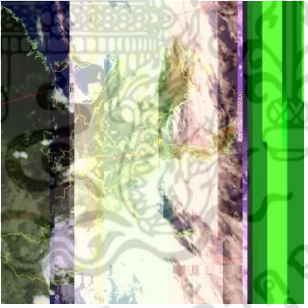
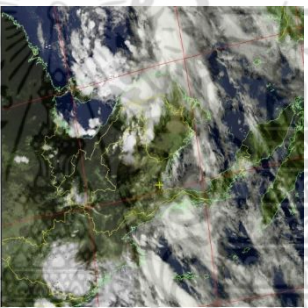
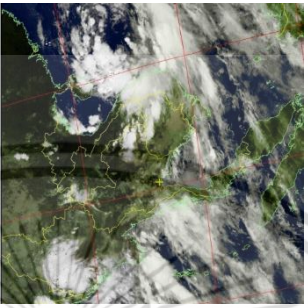
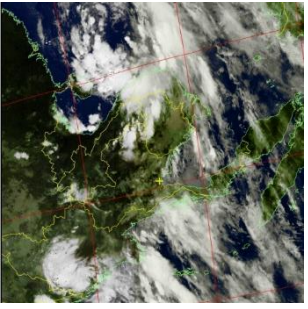
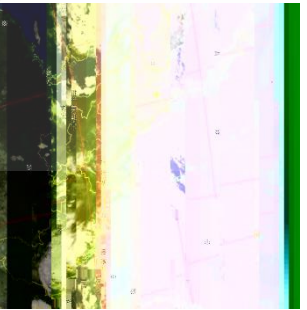
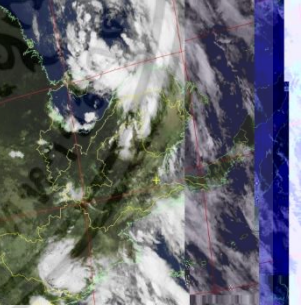
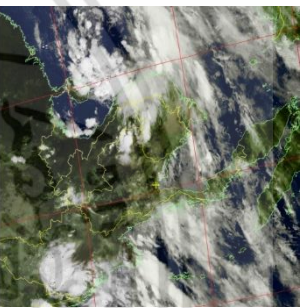
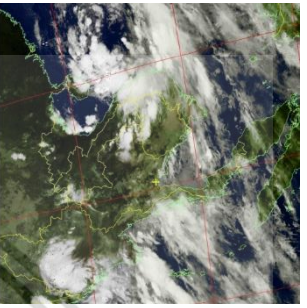
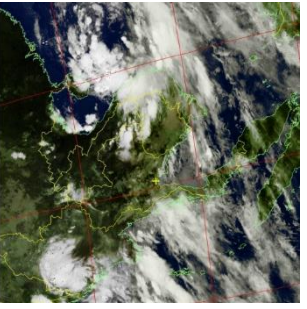
ตารางที่ 4.3 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 1/2 และ K เท่ากับ 3 – 5 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN)

E_b / N_0	3 dB	4 dB	5 dB	6 dB	7 dB
Code Rate = 1/2 K=3					
Code Rate = 1/2 K=4					
Code Rate = 1/2 K=5					

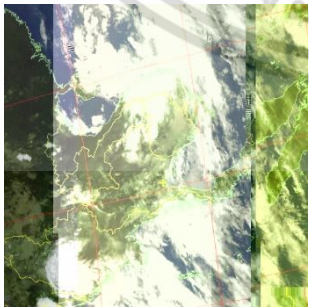
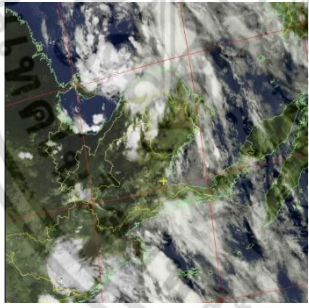
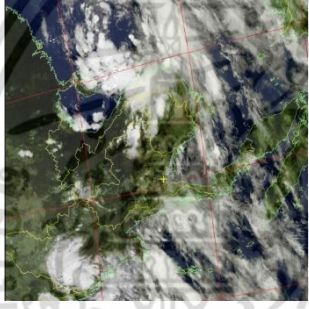
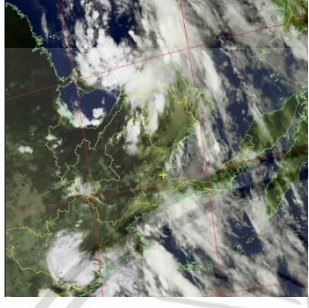
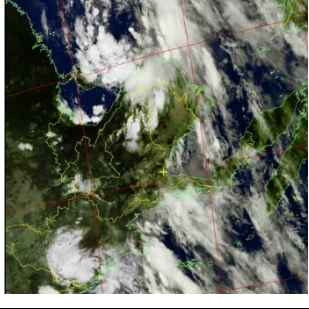
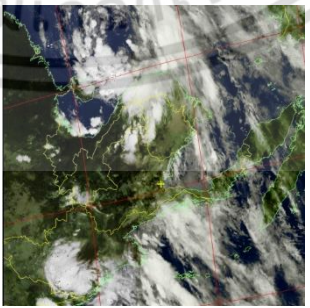
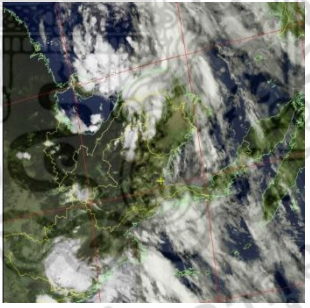
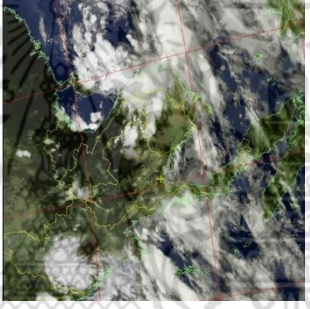
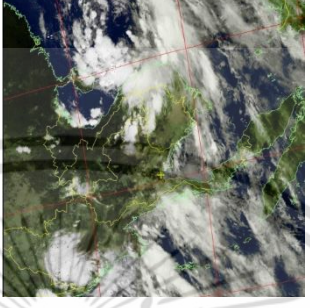
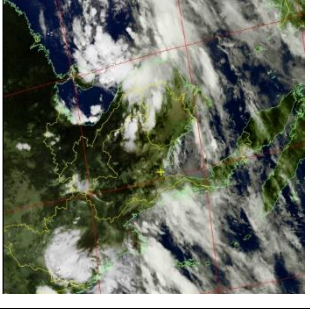
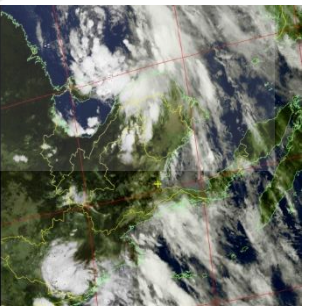
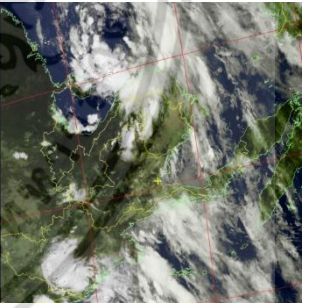
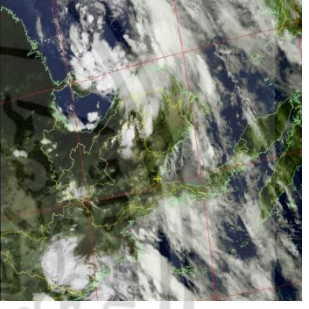
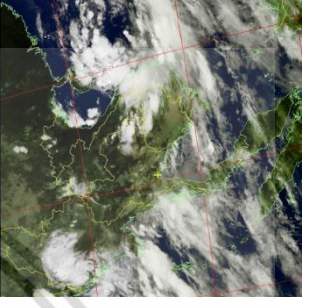
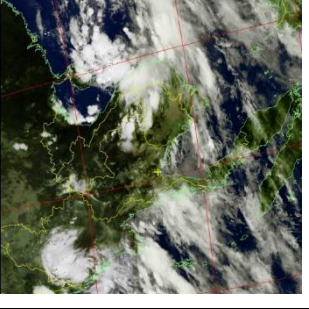
ตารางที่ 4.4 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 1/2 และ K เท่ากับ 6 – 8 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN)

E_b / N_0	3 dB	4 dB	5 dB	6 dB	7 dB
Code Rate = 1/2 K=6					
Code Rate = 1/2 K=7					
Code Rate = 1/2 K=8					

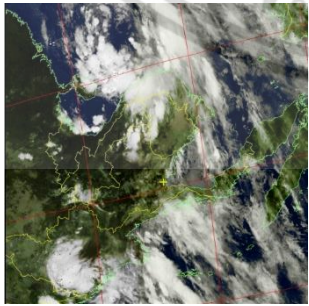
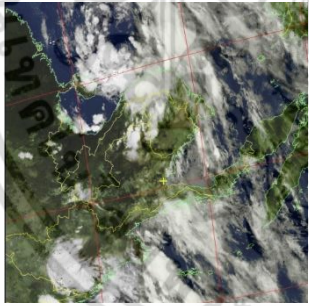
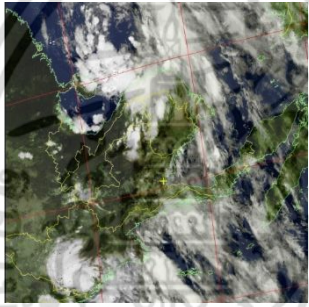
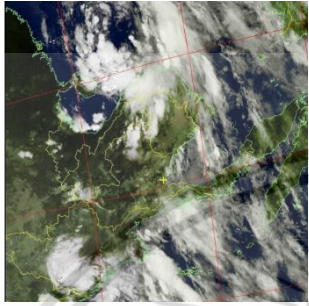
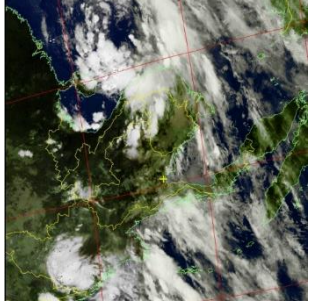
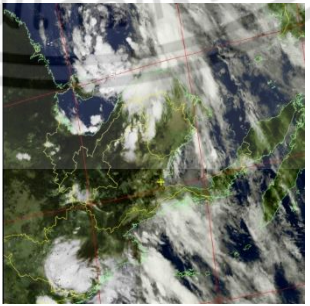
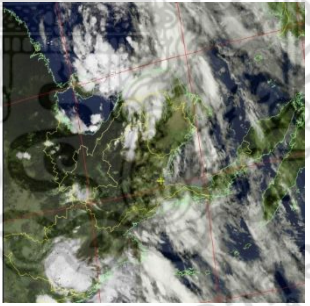
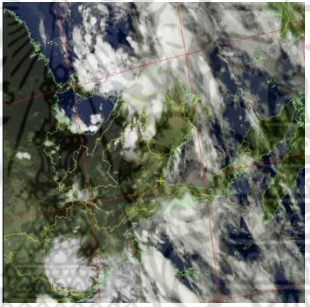
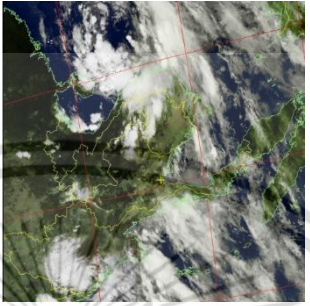
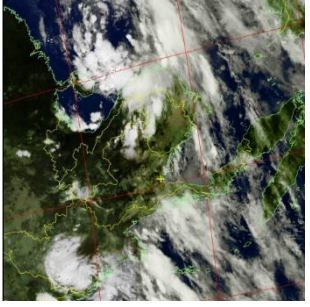
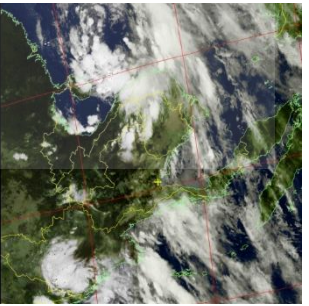
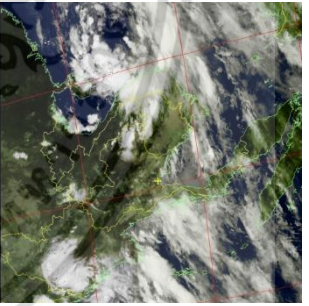
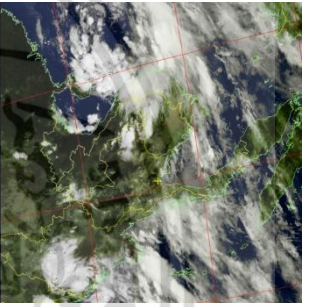
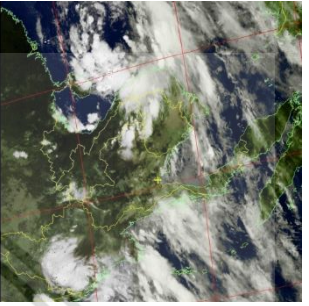
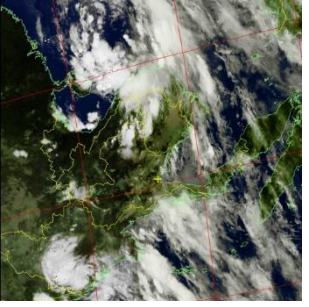
ตารางที่ 4.5 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสด้วยอัตรา 1/2 และ K เท่ากับ 9 – 11 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN)

E_b / N_0	3 dB	4 dB	5 dB	6 dB	7 dB
Code Rate = 1/2 K=9					
Code Rate = 1/2 K=10					
Code Rate = 1/2 K=11					

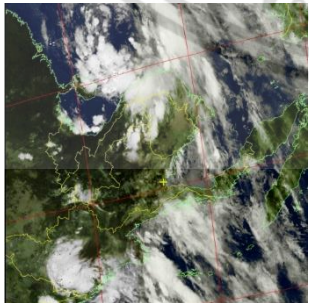
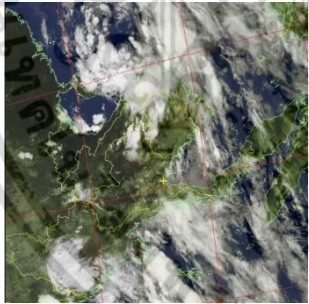
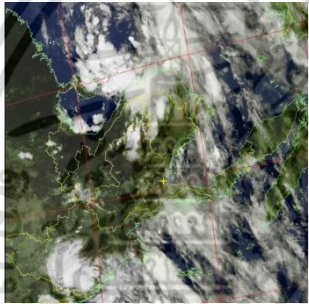
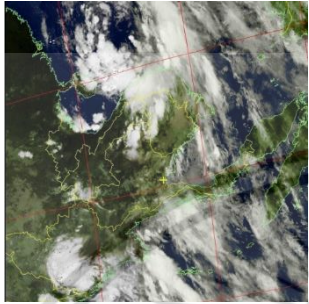
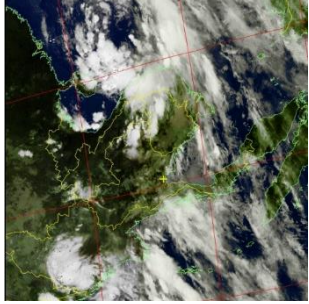
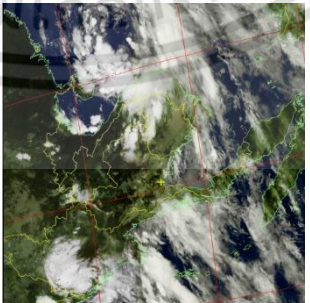
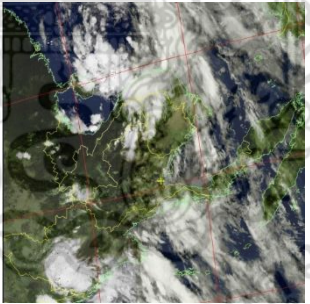
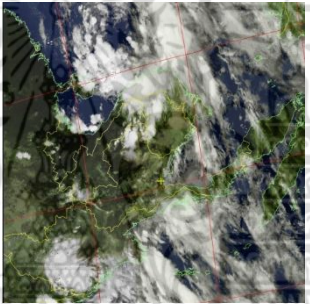
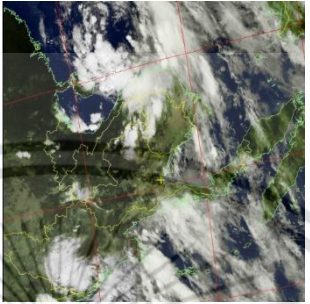
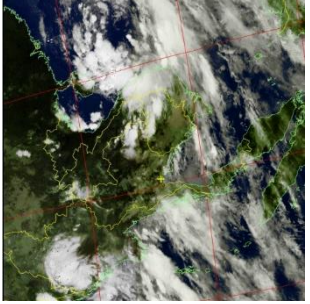
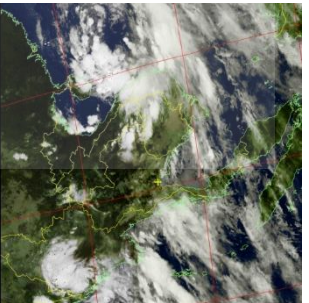
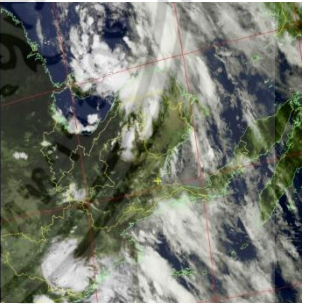
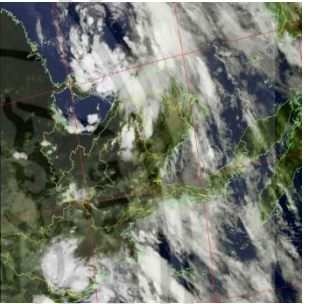
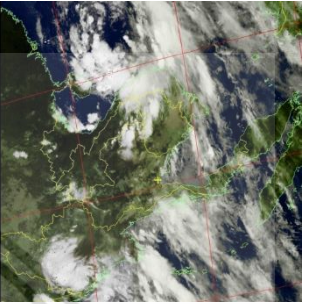
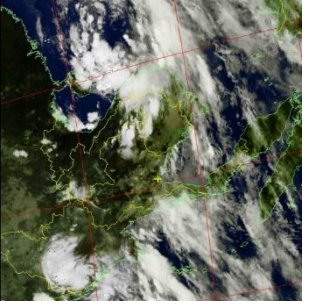
ตารางที่ 4.6 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 1/3 และ K เท่ากับ 3 – 5 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN)

E_b / N_0	3 dB	4 dB	5 dB	6 dB	7 dB
Code Rate = 1/3 K=3					
Code Rate = 1/3 K=4					
Code Rate = 1/3 K=5					

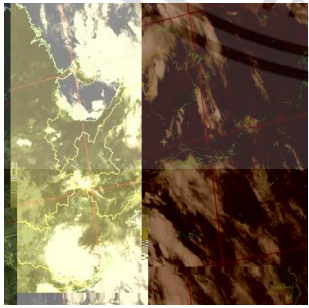
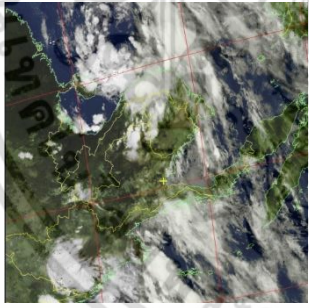
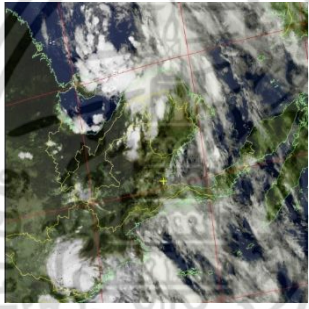
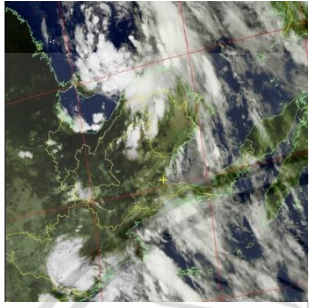
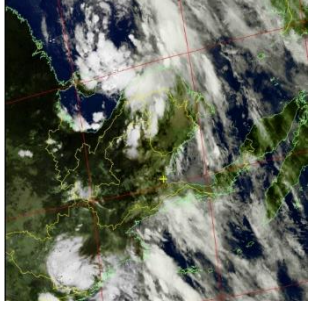
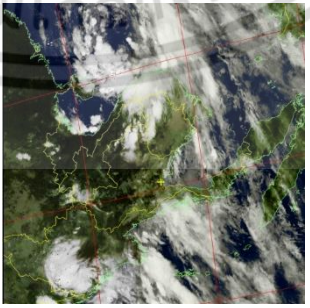
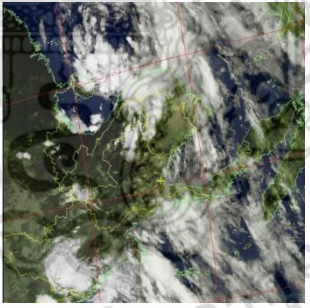
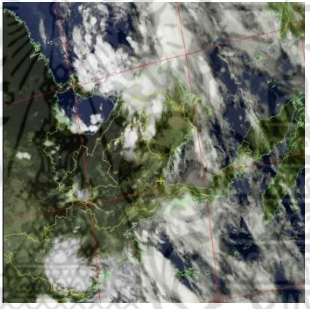
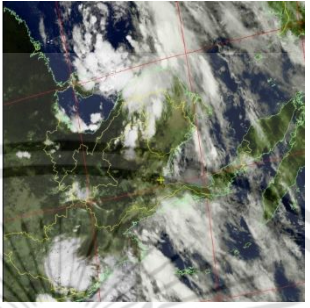
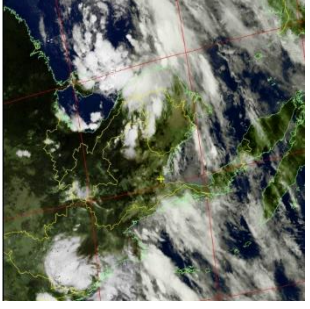
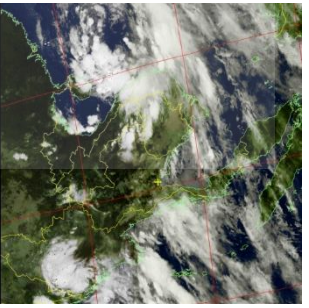
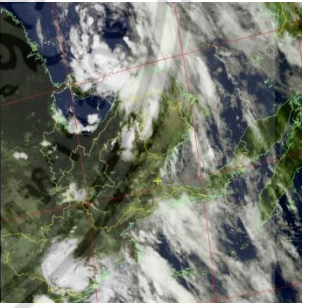
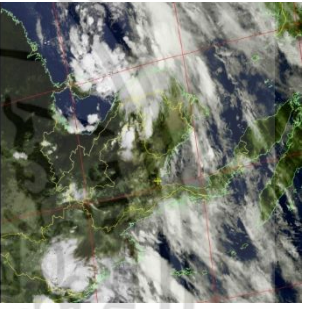
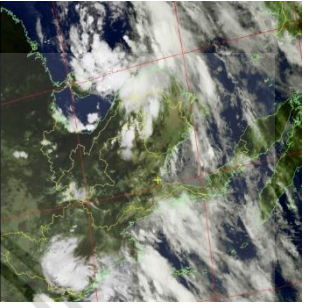
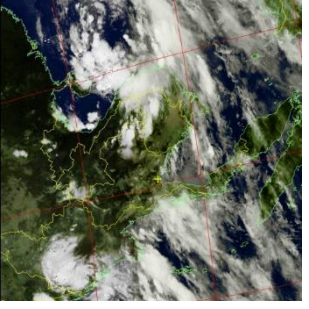
ตารางที่ 4.7 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 1/3 และ K เท่ากับ 6 – 8 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN)

E_b / N_0	3 dB	4 dB	5 dB	6 dB	7 dB
Code Rate = 1/3 K=6					
Code Rate = 1/3 K=7					
Code Rate = 1/3 K=8					

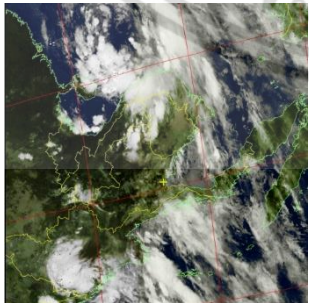
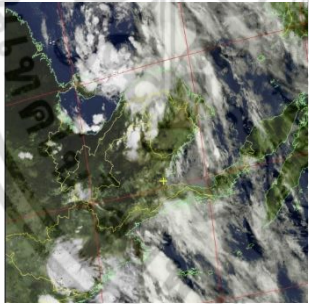
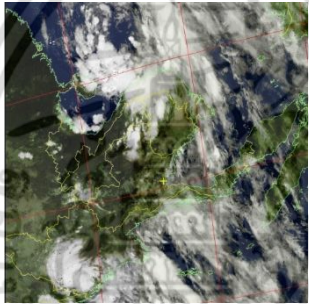
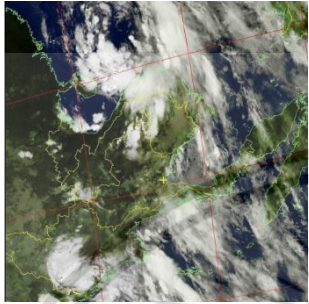
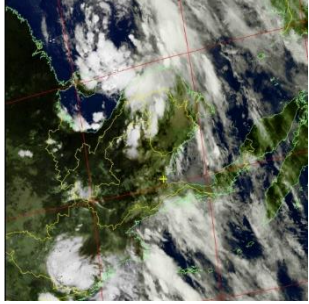
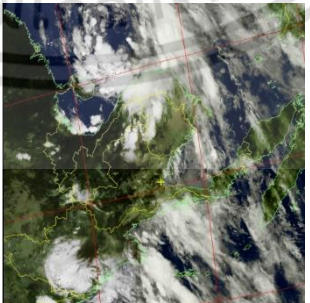
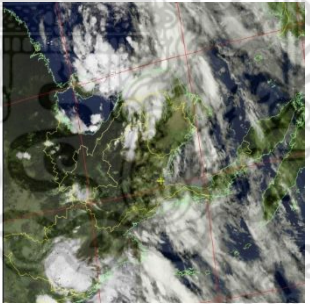
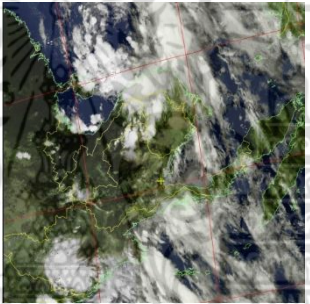
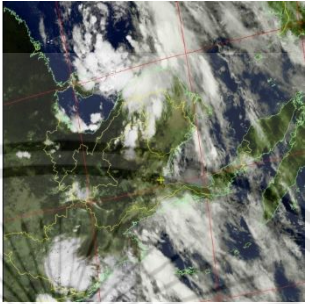
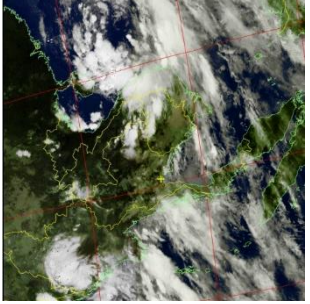
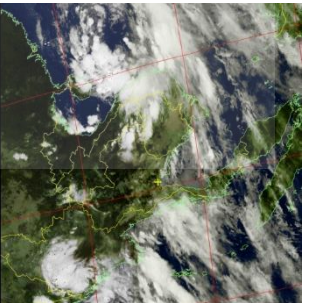
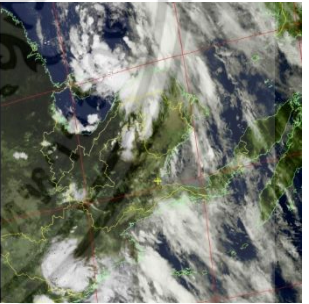
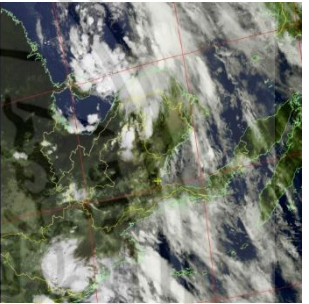
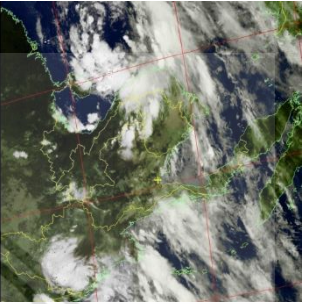
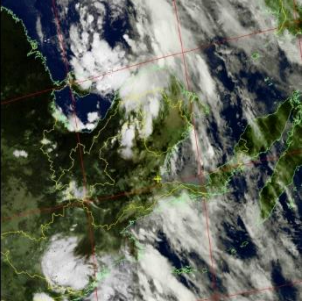
ตารางที่ 4.8 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 1/3 และ K เท่ากับ 9 – 11 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN)

E_b / N_0	3 dB	4 dB	5 dB	6 dB	7 dB
Code Rate = 1/3 K=9					
Code Rate = 1/3 K=10					
Code Rate = 1/3 K=11					

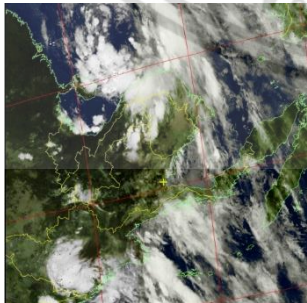
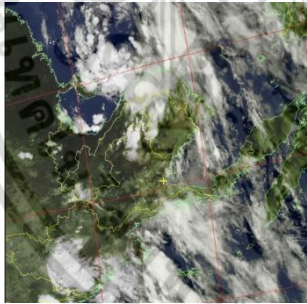
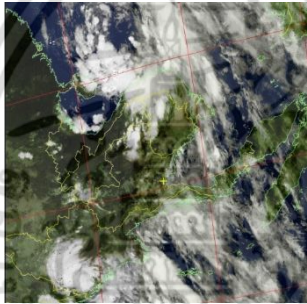
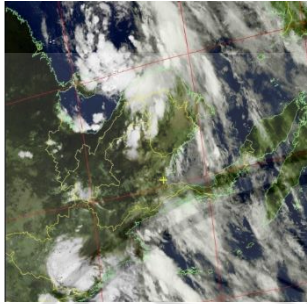
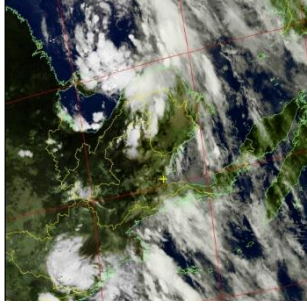
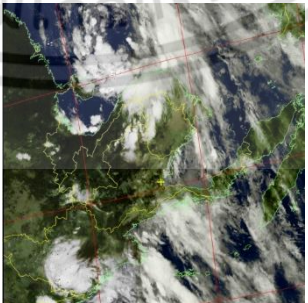
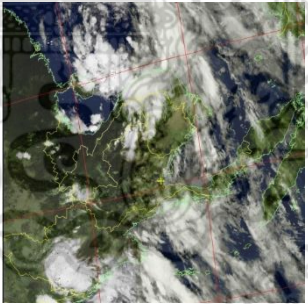
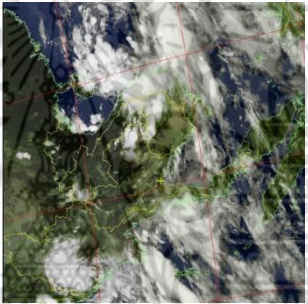
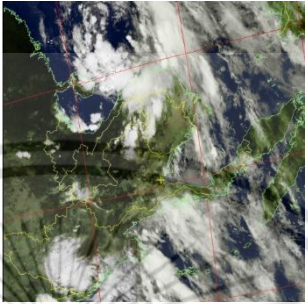
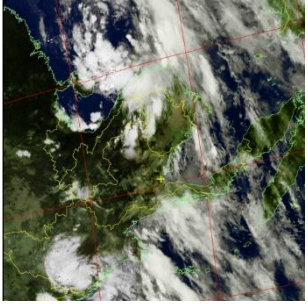
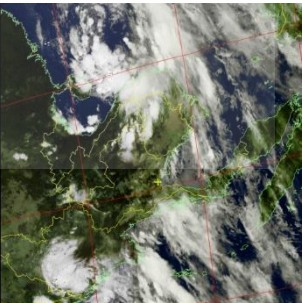
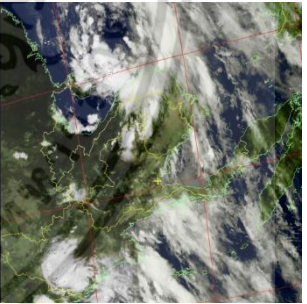
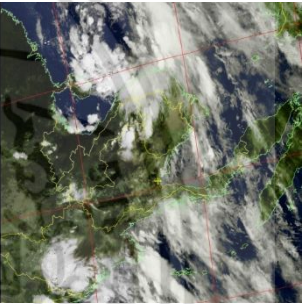
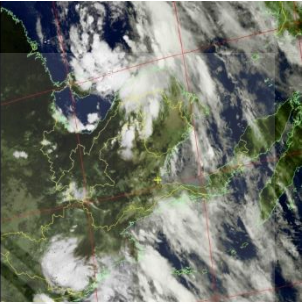
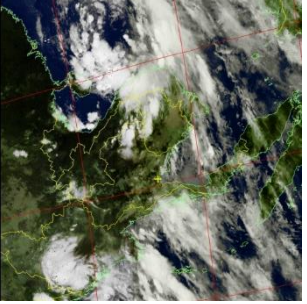
ตารางที่ 4.9 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 1/4 และ K เท่ากับ 3 – 5 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN)

E_b / N_0	3 dB	4 dB	5 dB	6 dB	7 dB
Code Rate = 1/4 K=3					
Code Rate = 1/4 K=4					
Code Rate = 1/4 K=5					

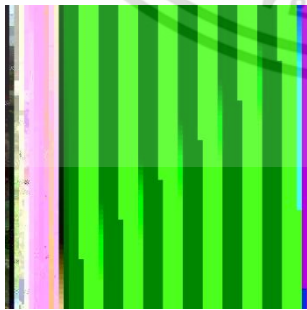



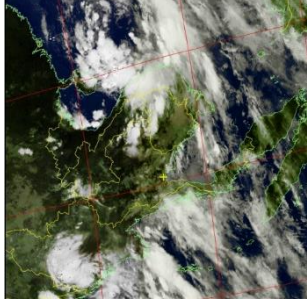
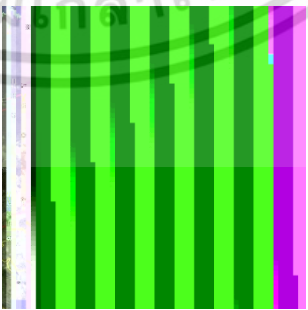

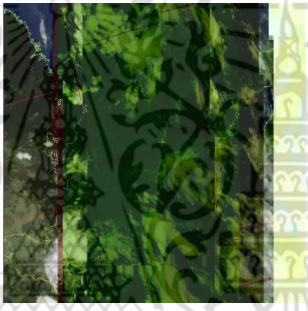
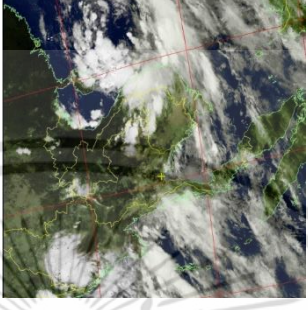
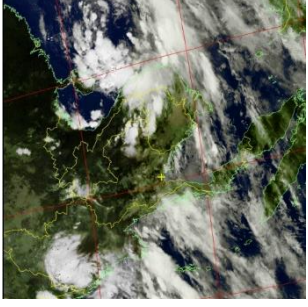
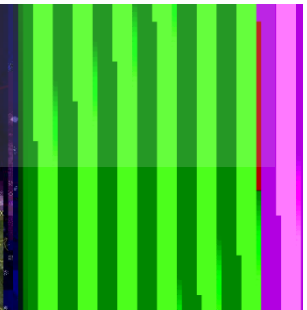

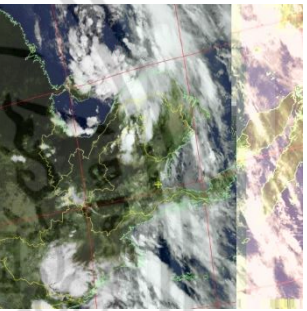
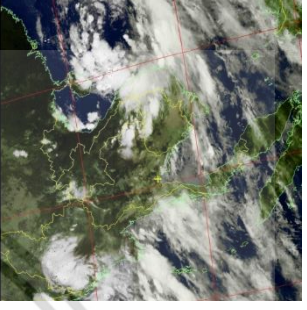
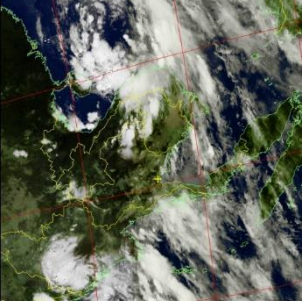
ตารางที่ 4.10 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 1/4 และ K เท่ากับ 6 – 8 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN)

E_b / N_0	3 dB	4 dB	5 dB	6 dB	7 dB
Code Rate = 1/4 K=6					
Code Rate = 1/4 K=7					
Code Rate = 1/4 K=8					

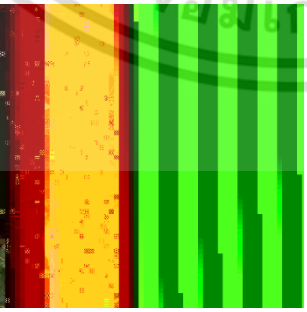


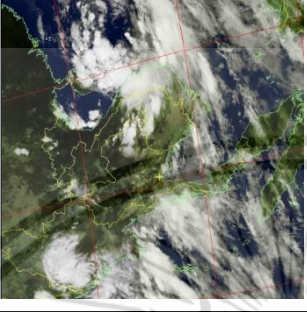
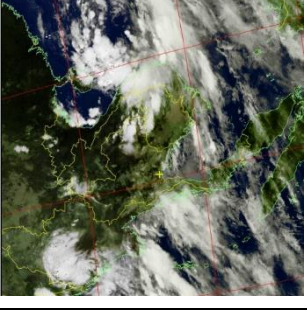
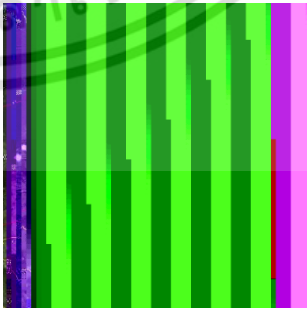

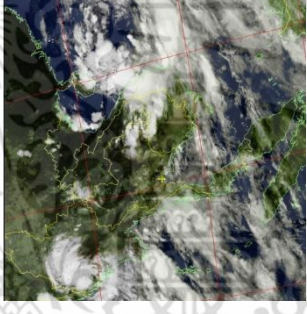
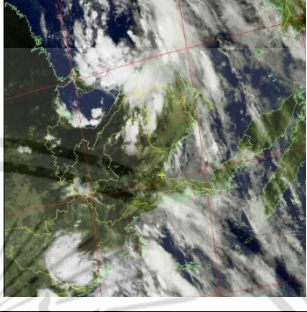
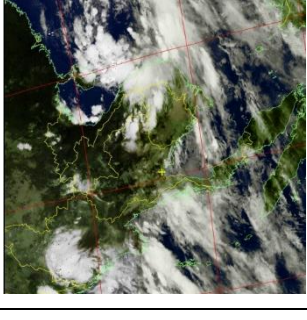
ตารางที่ 4.11 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 1/4 และ K เท่ากับ 9 – 11 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN)

E_b / N_0	3 dB	4 dB	5 dB	6 dB	7 dB
Code Rate = 1/4 K=9					
Code Rate = 1/4 K=10					
Code Rate = 1/4 K=11					

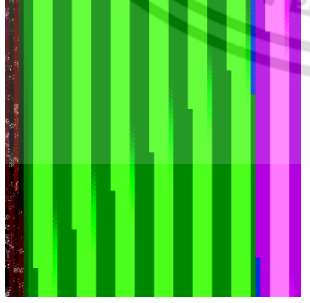


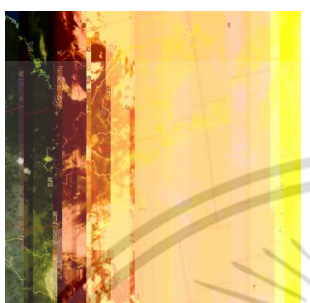
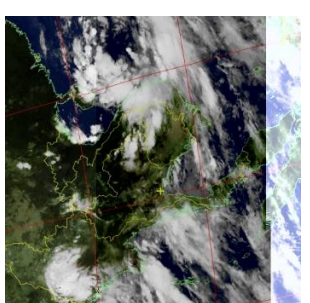
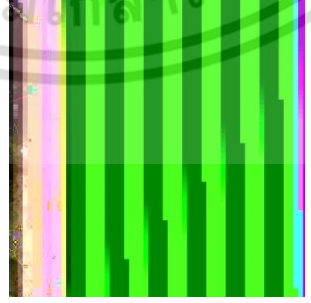


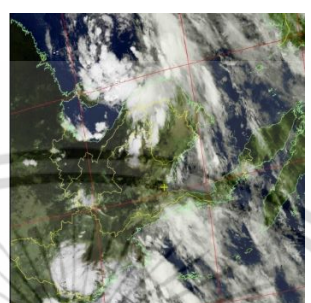
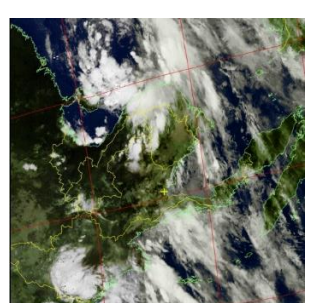
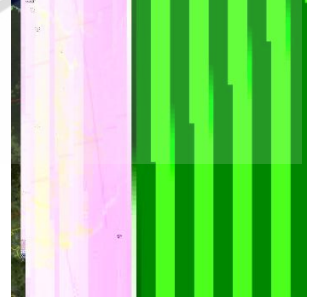
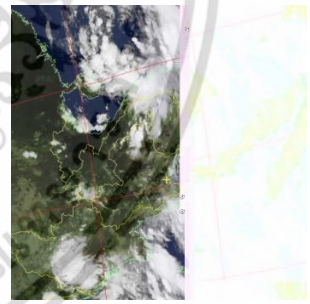
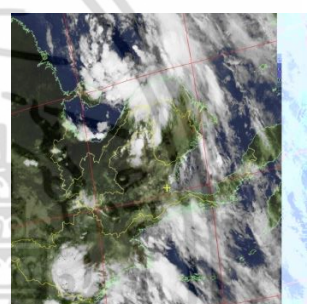
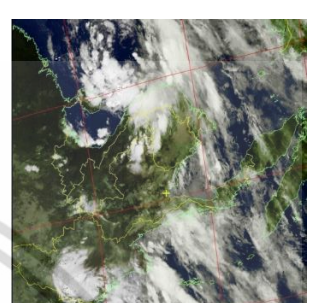
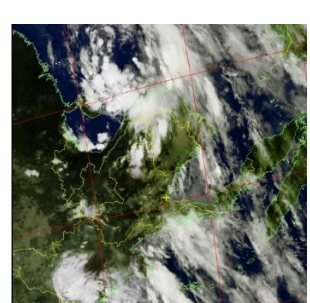
ตารางที่ 4.12 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 2/3 และ K เท่ากับ 2 – 4 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN)

E_b / N_0	3 dB	4 dB	5 dB	6 dB	7 dB
Code Rate = 2/3 K=2					
Code Rate = 2/3 K=3					
Code Rate = 2/3 K=4					

ตารางที่ 4.13 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 2/3 และ K เท่ากับ 5 – 6 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN)

E_b / N_0	3 dB	4 dB	5 dB	6 dB	7 dB
Code Rate = 2/3 K=5					
Code Rate = 2/3 K=6					

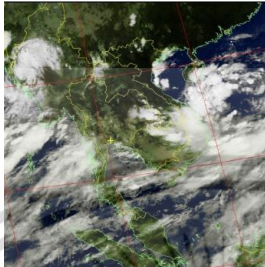
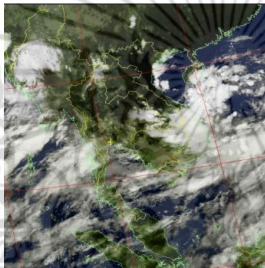
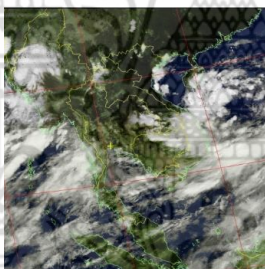

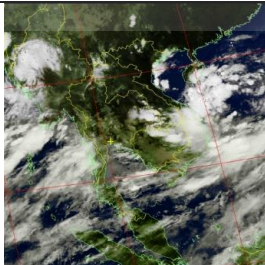
ตารางที่ 4.14 การจำลองส่งผ่านภาพที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 3/4 และ K เท่ากับ 2 – 4 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN)

E_b / N_0	3 dB	4 dB	5 dB	6 dB	7 dB
Code Rate = 3/4 K=2					
Code Rate = 3/4 K=3					
Code Rate = 3/4 K=4					

ผลของการจำลองการส่งผ่านภาพผ่านช่องสัญญาณรบกวนเกาส์เซียนแบบขาว โดยการเข้ารหัสคอนโวลูชันรูปแบบต่างๆ พบว่าการเข้ารหัสคอนโวลูชันจะสามารถช่วยเพิ่มประสิทธิภาพการส่งผ่านข้อมูลได้ กล่าวคือ สามารถลดอัตราบิดผิดพลาดที่เกิดขึ้นจากสัญญาณรบกวนได้เนื่องจากรหัสคอนโวลูชันสามารถแก้ไขข้อมูลบิตที่ผิดพลาดให้ถูกต้องได้ จากตารางที่ 4.3 ถึง 4.14 แสดงให้เห็นถึงการเพิ่มประสิทธิภาพในการแก้ไขความผิดพลาดของข้อมูลของรหัสคอนโวลูชันที่อัตรารหัสและ Constraint Length (K) ต่างๆ โดยรหัสคอนโวลูชันที่อัตรารหัสเดียวกันแต่มีการเพิ่ม Constraint Length (K) ซึ่งเป็นการเพิ่มหน่วยความจำของวงจรเข้ารหัสทำให้การเข้ารหัสมีความซับซ้อนมากขึ้นจะสามารถเพิ่มประสิทธิภาพของการลดอัตราบิดผิดพลาดได้ รหัสคอนโวลูชันที่มีอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ จะสามารถแก้ไขความผิดพลาดของข้อมูลได้เมื่อ E_b / N_0 สูงกว่า 5 dB แต่ถ้า E_b / N_0 ต่ำกว่า 5 dB จะพบว่ายังมีความผิดพลาดของการส่งผ่านข้อมูลเกิดขึ้นอยู่ซึ่งรหัสคอนโวลูชันที่อัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ ไม่สามารถแก้ไขความผิดพลาดของข้อมูลให้ถูกต้องได้ทั้งหมด ในขณะที่รหัสคอนโวลูชันที่มีอัตรารหัสเท่ากับ $1/3$ และ $1/4$ จะมีประสิทธิภาพในการแก้ปัญหาความผิดพลาดของข้อมูลใกล้เคียงกัน โดยจะมีเพียงกรณีที่ Constraint Length (K) เท่ากับ 3 ของทั้งอัตรารหัสเท่ากับ $1/3$ และ $1/4$ ที่ยังเกิดบิดผิดพลาดของข้อมูลอยู่เมื่อ E_b / N_0 ของสัญญาณเท่ากับ 3 dB และเมื่อเปรียบเทียบภาพที่รับได้ของการส่งผ่านข้อมูลด้วยรหัสคอนโวลูชันรูปแบบต่างๆ แล้ว จะพบว่ารหัสคอนโวลูชันที่มีอัตรารหัสเท่ากับ $1/3$ และ $1/4$ จะสามารถแก้ไขความผิดพลาดของข้อมูลได้มีประสิทธิภาพที่สุด

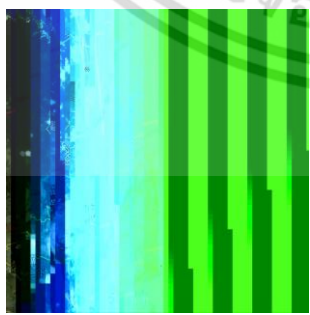

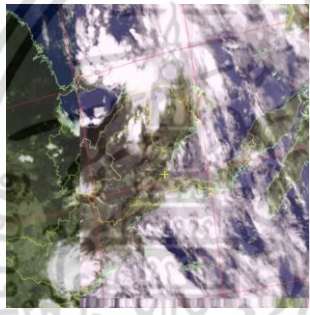
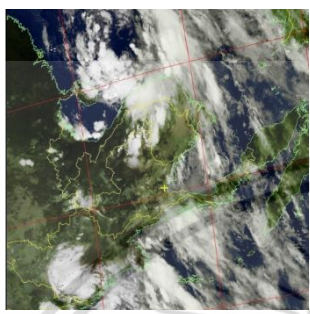
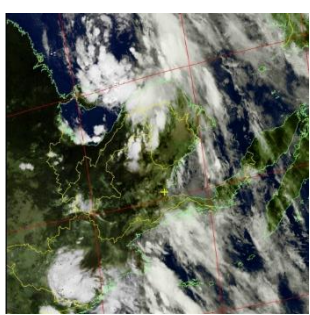

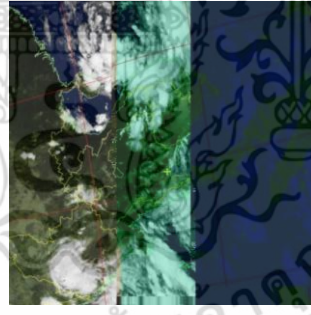
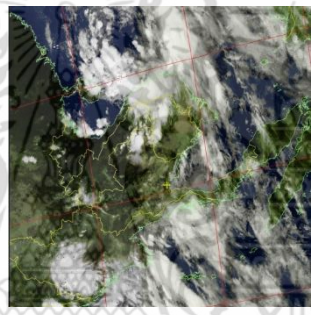
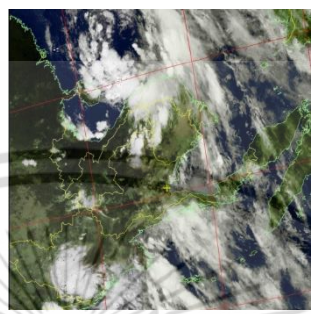
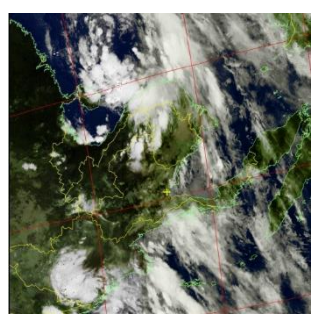
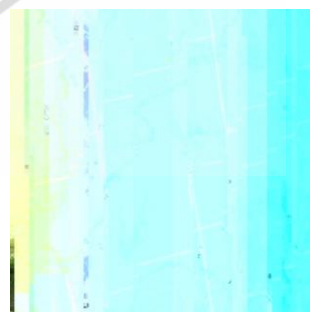
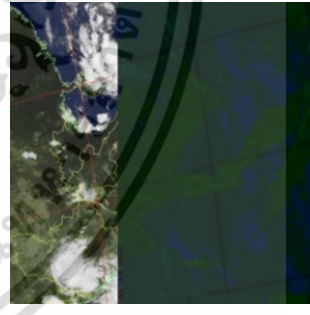
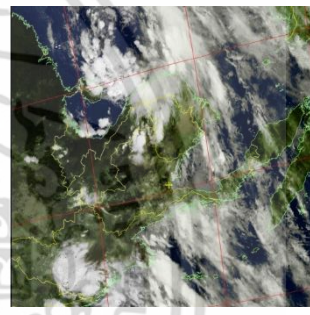
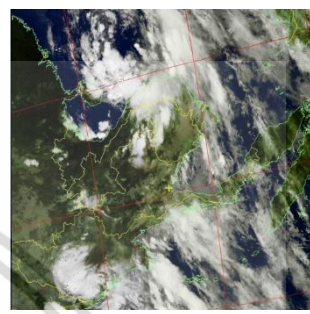
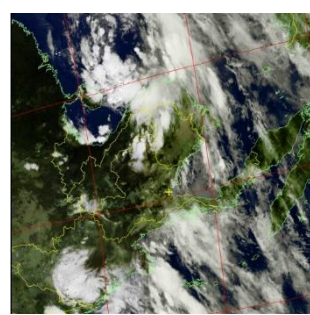
สำหรับระบบการเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตราหัดที่นำเสนอ ระบบจะทำการประเมินสภาพแวดล้อมของช่องสัญญาณก่อนเพื่อพิจารณารหัสคอนโวลูชันที่สามารถทำให้การส่งผ่านข้อมูลมีอัตราบิดผิดพลาดต่ำกว่า 10^{-4} จากนั้นจะทำการเลือกรหัสที่สามารถลดกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลได้มากที่สุด กล่าวคือ ใช้กำลังในการส่งผ่านข้อมูลต่ำที่สุด โดยขั้นตอนการทำงานของรหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตราหัดได้ถูกกล่าวไว้ในบทที่ 3 ผลของการจำลองส่งผ่านภาพโดยใช้ระบบการเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตราหัดได้แสดงได้ดังตารางที่ 4.15 โดยเมื่อ E_b / N_0 ของสัญญาณที่รับได้มีค่าเท่ากับ 3 และ 4 dB ระบบจะทำการเลือกรหัสคอนโวลูชันที่อัตรารหัส $1/3$ และ Constraint Length (K) เท่ากับ 9 ซึ่งสามารถลดอัตราบิดผิดพลาดให้ต่ำกว่า 10^{-4} และใช้กำลังส่งต่ำที่สุด คือ 516.74 มิลลิวัตต์ ในขณะที่ ถ้า E_b / N_0 ของสัญญาณที่รับได้มีค่าเท่ากับ 6 และ 7 dB ระบบจะทำการเลือกรหัสคอนโวลูชันที่อัตรารหัส $1/4$ และ Constraint Length (K) เท่ากับ 8 ซึ่งสามารถลดอัตราบิดผิดพลาดให้ต่ำกว่า 10^{-4} และใช้กำลังส่งต่ำที่สุด คือ 482.25 มิลลิวัตต์

ตารางที่ 4.15 การจำลองส่งผ่านภาพด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์โดยใช้ระบบการเข้ารหัสคอนวอลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้

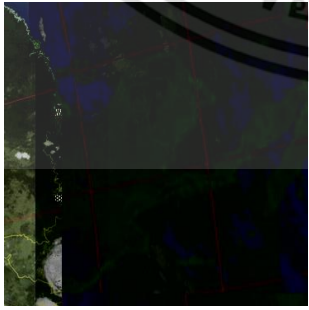
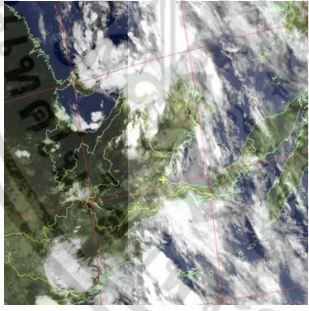
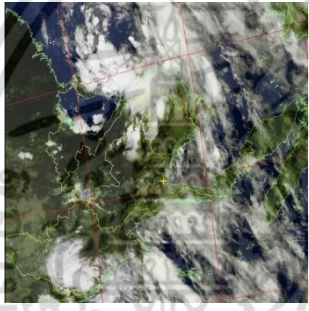
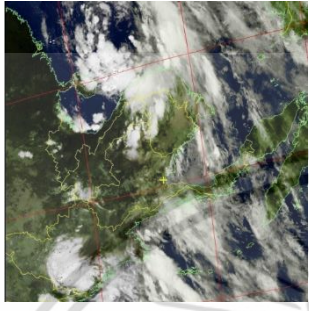
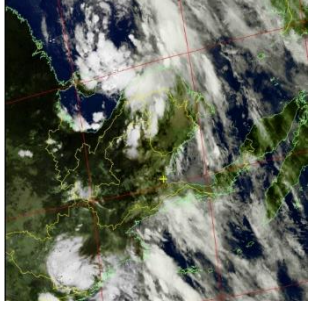
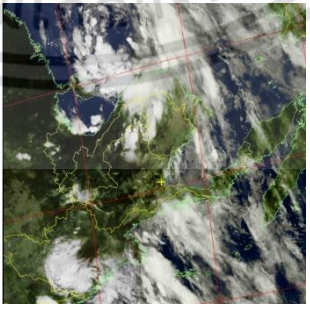
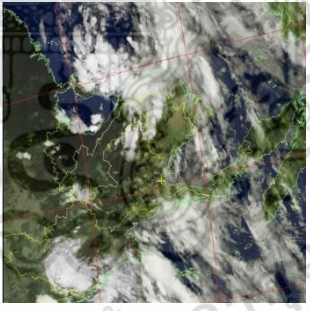
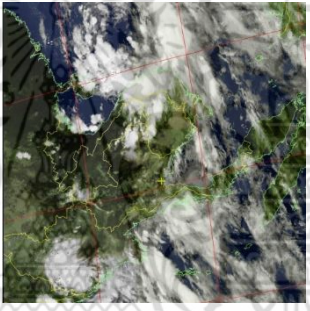
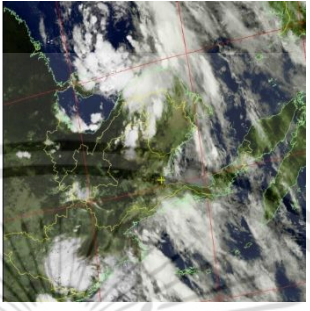
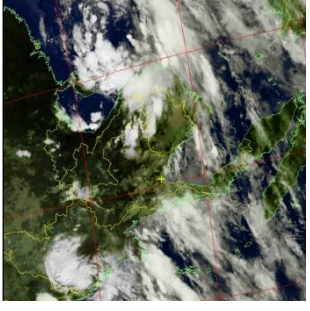
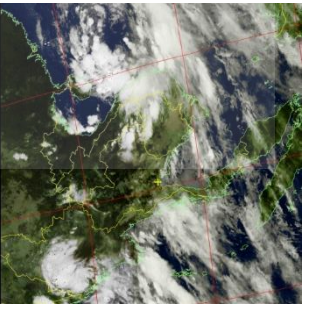
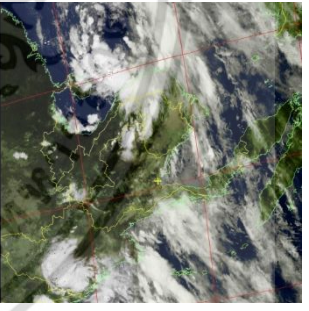
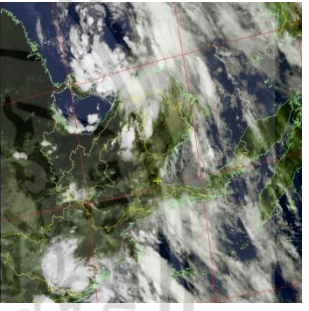
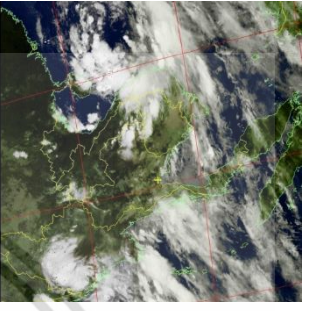
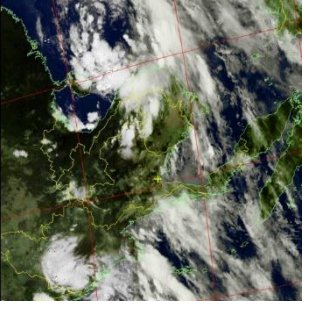
E_b / N_0	ภาพที่ได้รับได้	อัตรารหัสที่ใช้	กำลังส่งที่ใช้ (mW)
3 dB		Code Rate = 1/3 K=9	516.74
4 dB		Code Rate = 1/3 K=9	516.74
5 dB		Code Rate = 1/3 K=11	504.98
6 dB		Code Rate = 1/4 K=8	482.25
7 dB		Code Rate = 1/4 K=8	482.25

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

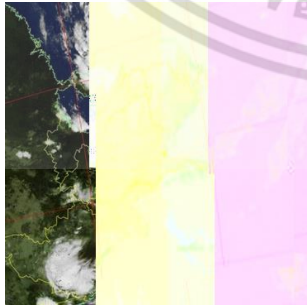
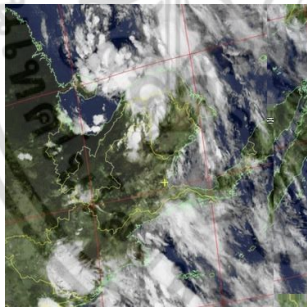
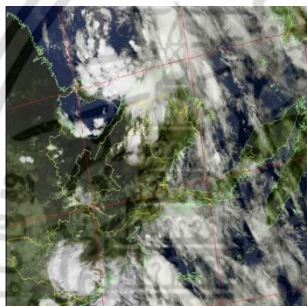
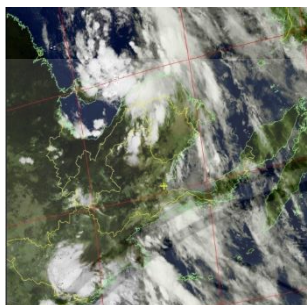
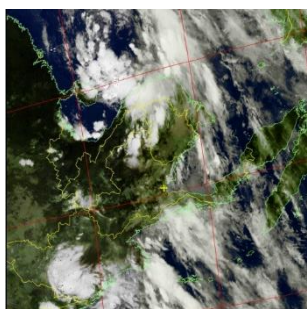
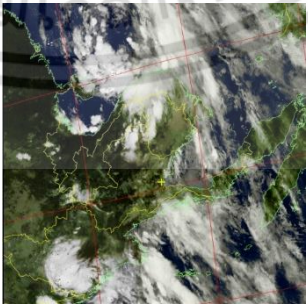
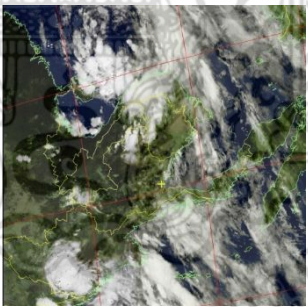
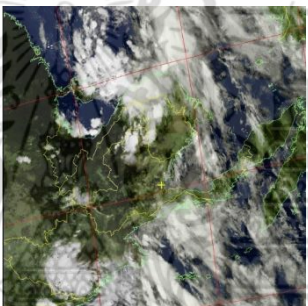
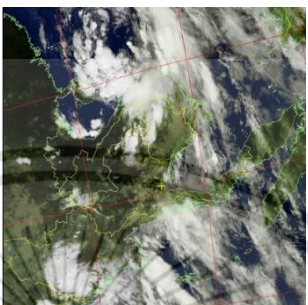
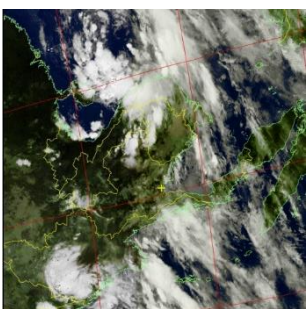
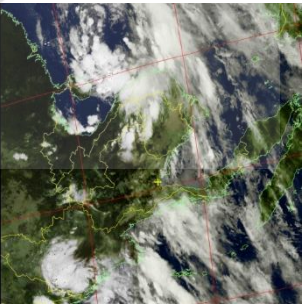
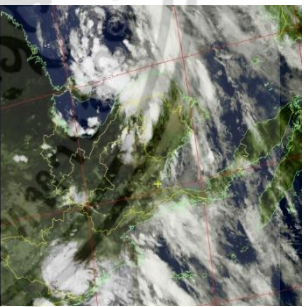
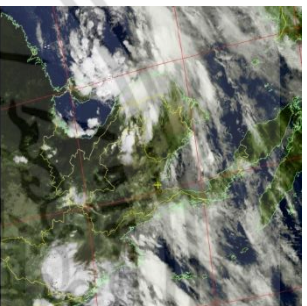
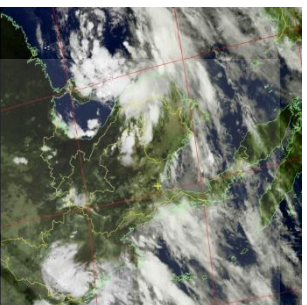
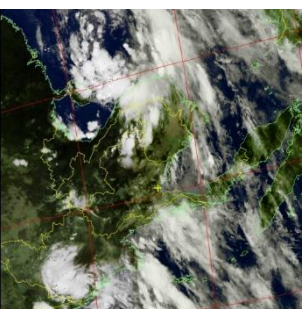
ตารางที่ 4.16 การจำลองการทำงานเชิงฮาร์ดแวร์ที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 1/2 และ K เท่ากับ 3, 5 และ 7 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนเกาส์เซียนแบบขาว

E_b / N_0	3 dB	4 dB	5 dB	6 dB	7 dB
Code Rate = 1/2 K=3					
Code Rate = 1/2 K=5					
Code Rate = 1/2 K=7					

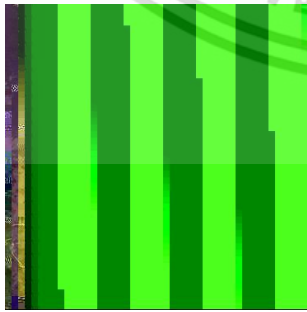


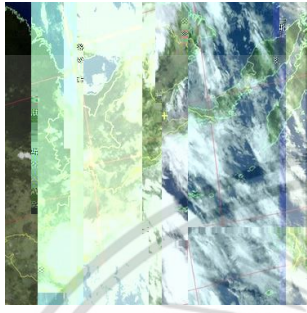
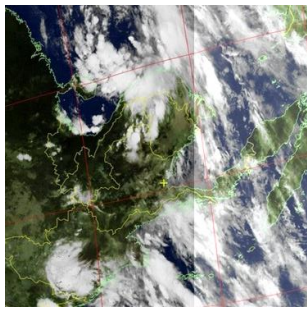
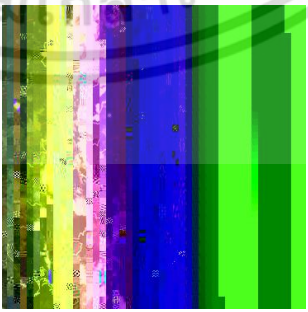

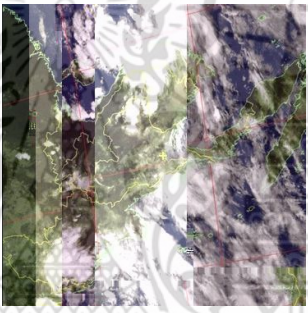
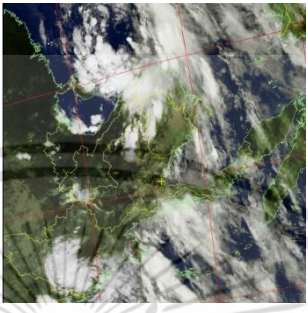
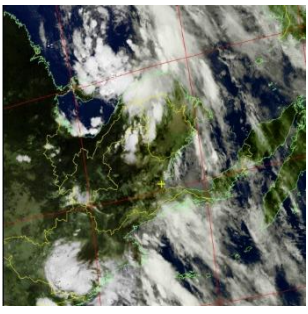
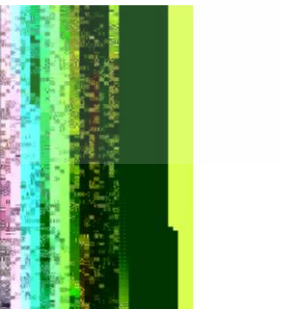

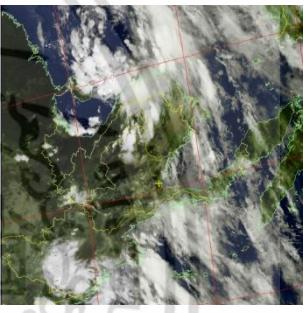
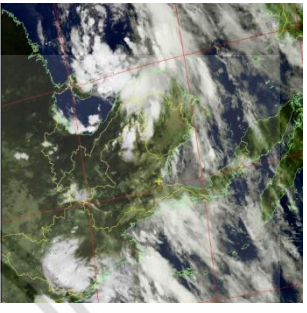
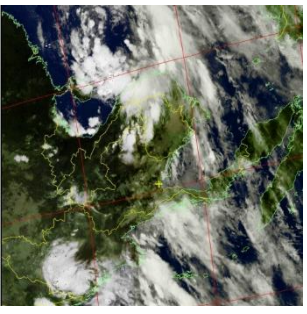
ตารางที่ 4.17 การจำลองการทำงานเชิงฮาร์ดแวร์ที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 1/3 และ K เท่ากับ 3, 5 และ 7 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนเกาส์เซียนแบบขาว

E_b / N_0	3 dB	4 dB	5 dB	6 dB	7 dB
Code Rate = 1/3 K=3					
Code Rate = 1/3 K=5					
Code Rate = 1/3 K=7					

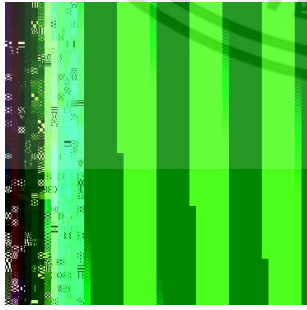
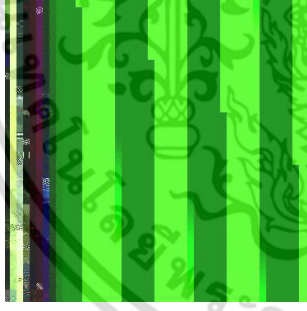


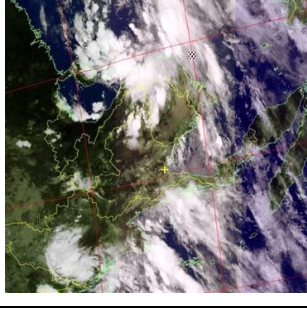
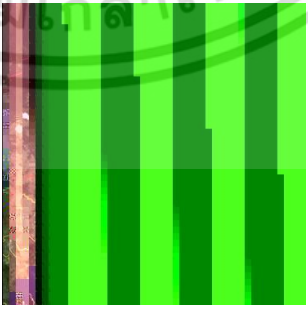

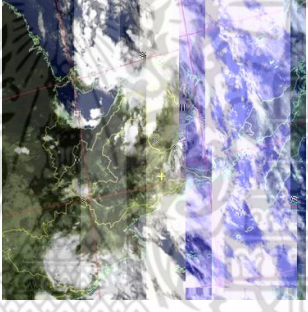
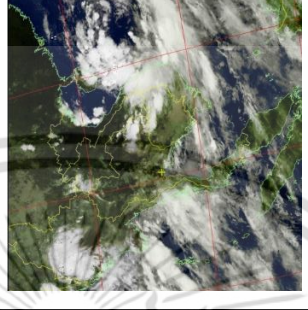
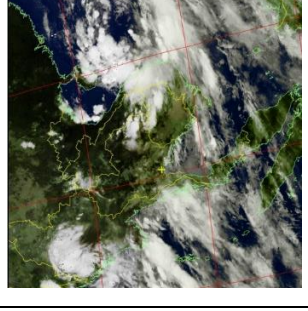
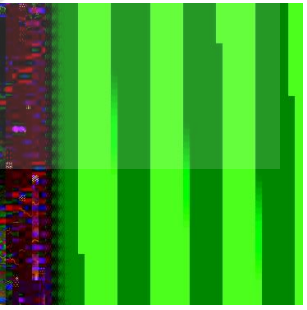
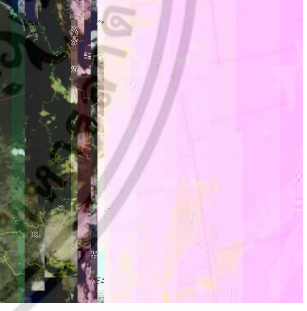
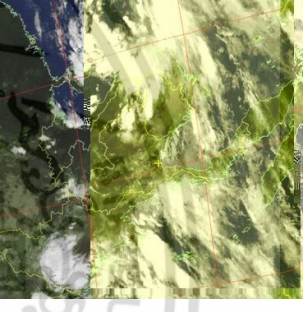
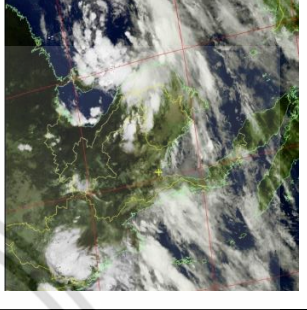
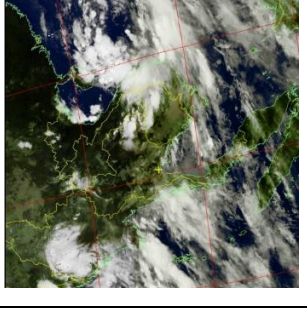
ตารางที่ 4.18 การจำลองการทำงานเชิงฮาร์ดแวร์ที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 1/4 และ K เท่ากับ 3, 5 และ 7 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนแบบขาว

E_b / N_0	3 dB	4 dB	5 dB	6 dB	7 dB
Code Rate = 1/4 K=3					
Code Rate = 1/4 K=5					
Code Rate = 1/4 K=7					

ตารางที่ 4.19 การจำลองการทำงานเชิงฮาร์ดแวร์ที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 2/3 และ K เท่ากับ 2, 4 และ 6 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนแบบขาว

E_b / N_0	3 dB	4 dB	5 dB	6 dB	7 dB
Code Rate = 2/3 K=2					
Code Rate = 2/3 K=4					
Code Rate = 2/3 K=6					

ตารางที่ 4.20 การจำลองการทำงานเชิงฮาร์ดแวร์ที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรา 3/4 และ K เท่ากับ 2, 3 และ 4 ผ่านช่องสัญญาณรบกวนเกาส์เซียนแบบขาว

E_b / N_0	3 dB	4 dB	5 dB	6 dB	7 dB
Code Rate = 3/4 K=2					
Code Rate = 3/4 K=3					
Code Rate = 3/4 K=4					

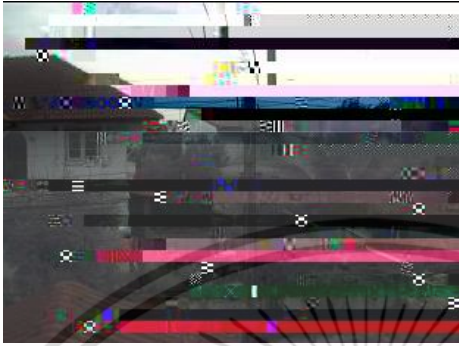
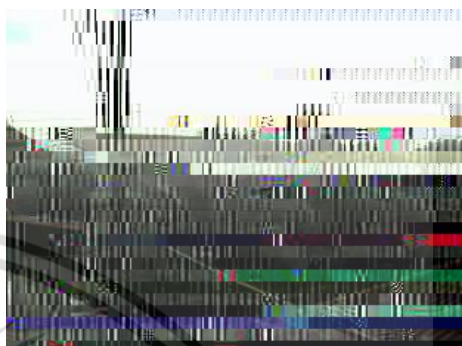






จากตารางที่ 4.16 ถึง 4.20 แสดงให้เห็นถึงการเพิ่มประสิทธิภาพในการแก้ไขความผิดพลาดของข้อมูลของรหัสคอนโวลูชันที่อัตรารหัส และ Constraint Length (K) ต่างๆ โดยรหัสคอนโวลูชันที่อัตรารหัสเดียวกันแต่มีการเพิ่ม Constraint Length (K) ซึ่งเป็นการเพิ่มหน่วยความจำของวงจรเข้ารหัสทำให้การเข้ารหัสมีความซับซ้อนมากขึ้นจะสามารถเพิ่มประสิทธิภาพของการลดอัตราบิตผิดพลาดได้ รหัสคอนโวลูชันที่มีอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ จะสามารถแก้ไขความผิดพลาดของข้อมูลได้เมื่อ E_b / N_0 สูงกว่า 6 dB ในขณะที่รหัสคอนโวลูชันที่มีอัตรารหัสเท่ากับ $1/3$ และ $1/4$ จะมีประสิทธิภาพในการแก้ไขความผิดพลาดของข้อมูลใกล้เคียงกัน โดยจะมีเพียงกรณีที่ Constraint Length (K) เท่ากับ 3 ของทั้งอัตรารหัสเท่ากับ $1/3$ และ $1/4$ ที่ยังเกิดบิตผิดพลาดของข้อมูลอยู่เมื่อ E_b / N_0 ของสัญญาณเท่ากับ 3 dB และเมื่อเปรียบเทียบภาพที่รับได้ของการส่งผ่านข้อมูลด้วยรหัสคอนโวลูชันรูปแบบต่างๆ แล้ว จะพบว่ารหัสคอนโวลูชันที่มีอัตรารหัสเท่ากับ $1/3$ และ $1/4$ จะสามารถแก้ไขความผิดพลาดของข้อมูลได้มีประสิทธิภาพที่สุด ซึ่งผลการจำลองการทำงานเชิงฮาร์ดแวร์นี้สอดคล้องกับการจำลองการทำงานด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ที่กล่าวในหัวข้อ 4.4.1

การจำลองการส่งผ่านภาพซึ่งถ่ายโดยใช้ไมโครกล้องถ่ายภาพที่ติดตั้งในแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทเป็นภาพ JPEG ขนาด 320×240 พิกเซล ซึ่งส่งไปยังภาครับโดยมีการจำลองช่องสัญญาณรบกวนเกาส์เซียนแบบขาวโดยใช้เครื่องส่งสัญญาณรบกวนเช่นเดียวกับรูปที่ 4.16

การจำลองการส่งผ่านภาพนี้จะแบ่งเป็น 2 กรณี คือ การส่งผ่านภาพโดยไม่มีการเข้ารหัสช่องสัญญาณซึ่งแสดงผลของการรับผ่านภาพได้ดังตารางที่ 4.21 และ การส่งผ่านภาพโดยใช้ระบบการเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้ซึ่งแสดงผลของการรับภาพได้ดังตารางที่ 4.22 ซึ่งผลลัพธ์จะแสดงภาพที่รับได้ในกรณีแต่ละกรณีของ E_b / N_0 ที่ภาครับรับได้









ตารางที่ 4.21 แสดงให้เห็นว่าเมื่อ E_b / N_0 ของสัญญาณต่ำสำหรับระบบที่ไม่มีการเข้ารหัสช่องสัญญาณจะทำให้ภาพที่รับได้มีอัตราความผิดพลาดของข้อมูลเกิดขึ้นทำให้ต้องมีการใช้การเข้ารหัสช่องสัญญาณเพื่อแก้ไขปัญหาเรื่องความผิดพลาดของข้อมูล โดยเมื่อนำระบบการเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้ที่นำเสนอมาใช้จะสามารถเพิ่มประสิทธิภาพการส่งผ่านข้อมูลโดยลดอัตราบิตผิดพลาดลงได้ ผลของการรับภาพโดยระบบที่นำเสนอแสดงได้ดังตารางที่ 4.22

ตารางที่ 4.21 ผลการรับภาพถ่ายโดยการไร้ระบบที่ไม่มีการเข้ารหัสช่องสัญญาณ

E_b / N_0	ภาพที่รับได้	
3 dB		
4 dB		
5 dB		
6 dB		

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.22 ผลการรับภาพถ่ายโดยการใส่ระบบการเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตราหัสได้

E_b / N_0	ภาพที่รับได้	
3 dB		
4 dB		
5 dB		
6 dB		

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากตารางที่ 4.22 การเข้ารหัสคอนโวลูชันสามารถช่วยลดอัตราบิดผิดพลาดของการส่งผ่านข้อมูลภาพได้ จะเห็นว่าแม้ E_b / N_0 ของสัญญาณต่ำแต่ระบบที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันสามารถลดอัตราบิดผิดพลาดโดยการแก้ไขบิดผิดพลาดได้เมื่อเทียบกับระบบที่ไม่มีการเข้ารหัสช่องสัญญาณ โดยรหัสคอนโวลูชันที่ระบบทำการปรับในสภาพแวดล้อมที่แตกต่างกันแสดงได้ดังตารางที่ 4.23

ตารางที่ 4.23 ผลของการปรับอัตรารหัสคอนโวลูชันของระบบที่นำเสนอ

E_b / N_0	อัตรารหัสที่ใช้	กำลังส่งที่ใช้ (mW)
3 dB	Code Rate = 1/3 K=9	516.74
4 dB	Code Rate = 1/3 K=9	516.74
5 dB	Code Rate = 1/3 K=11	504.98
6 dB	Code Rate = 1/4 K=8	482.25

สำหรับระบบการเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสที่นำเสนอ ระบบจะทำการประเมินสภาพแวดล้อมของช่องสัญญาณก่อนเพื่อพิจารณารหัสที่รหัสคอนโวลูชันที่สามารถทำให้การส่งผ่านข้อมูลมีอัตราบิดผิดพลาดต่ำกว่า 10^{-4} จากนั้นจะทำการเลือกรหัสที่สามารถลดกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลได้มากที่สุด กล่าวคือ ใช้กำลังในการส่งผ่านข้อมูลต่ำที่สุด โดยเมื่อ E_b / N_0 ของสัญญาณที่รับได้มีค่าเท่ากับ 3 และ 4 dB ระบบจะทำการปรับรหัสคอนโวลูชันเป็นอัตรารหัส 1/3 และ Constraint Length (K) เท่ากับ 9 ซึ่งสามารถลดอัตราบิดผิดพลาดให้ต่ำกว่า 10^{-4} และใช้กำลังส่งต่ำที่สุด คือ 516.74 มิลลิวัตต์ สำหรับกรณี E_b / N_0 เท่ากับ 5 dB ระบบจะทำการปรับอัตรารหัสเป็นอัตรารหัส 1/3 Constraint Length (K) เท่ากับ 9 ซึ่งใช้กำลังส่ง 504.98 มิลลิวัตต์ และในขณะที่ E_b / N_0 ของสัญญาณที่รับได้มีค่าเท่ากับ 6 ระบบจะทำการปรับรหัสคอนโวลูชันเป็นอัตรารหัส 1/4 และ Constraint Length (K) เท่ากับ 8 ซึ่งใช้กำลังส่งต่ำที่สุด คือ 482.25 มิลลิวัตต์

บทที่ 5

สรุปผลงานวิจัย

5.1 สรุปผล

ดาวเทียมคิวบ์แซทเป็นที่นิยมมากขึ้นเรื่อยๆ ในปัจจุบัน โดยเฉพาะอย่างยิ่งในมหาวิทยาลัย และงานวิจัยทางวิทยาศาสตร์ โดยมีภารกิจได้หลากหลาย เช่น การถ่ายภาพ การสำรวจอวกาศ การทดสอบการทำงานของอุปกรณ์ในอวกาศ หรือ การสื่อสาร เป็นต้น ซึ่งการสร้างดาวเทียมคิวบ์แซทนี้เป็นจุดเริ่มต้นในการศึกษาและสร้างองค์ความรู้ทางด้านเทคโนโลยีดาวเทียมเพื่อสร้างดาวเทียมได้เองภายในประเทศ ซึ่งการสร้างดาวเทียมได้ด้วยตนเองสามารถประหยัดค่าใช้จ่ายได้อย่างมากเมื่อเปรียบเทียบกับดาวเทียมจากต่างประเทศ การสร้างดาวเทียมคิวบ์แซทมีข้อได้เปรียบเมื่อเทียบกับการสร้างดาวเทียมขนาดใหญ่ในด้านการใช้เวลาในการสร้างที่ไม่นาน ใช้งบประมาณในการสร้างที่ต่ำ ดังนั้นวิทยานิพนธ์ฉบับนี้จึงได้ทำการออกแบบและแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทที่มีภารกิจหลักคือการถ่ายภาพเพื่อสร้างองค์ความรู้ในด้านการสร้างดาวเทียม โดยแบบจำลองทางวิศวกรรมนี้ถูกออกแบบและสร้างเพื่อทดสอบการส่งผ่านข้อมูลที่มีความสูง 20 กิโลเมตร ซึ่งประกอบด้วย ภาพถ่าย อุณหภูมิ ความกดอากาศ ความชื้น ความเร่ง 3 แกน ตำแหน่งพิกัดของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทมายังสถานีภาคพื้นดิน

แต่กระนั้นการสร้างดาวเทียมคิวบ์แซทจะต้องคำนึงถึงการบริโภคกำลังงานของดาวเทียมอย่างระมัดระวัง เนื่องจากดาวเทียมคิวบ์แซทขนาดหนึ่งหน่วยจะมีการบริโภคกำลังงานเพียง 2 – 3 วัตต์เท่านั้น อีกทั้งการส่งผ่านข้อมูลจากดาวเทียมคิวบ์แซทไปยังสถานีภาคพื้นดินผ่านทางช่องสัญญาณที่ประกอบด้วยสัญญาณรบกวนซึ่งส่งผลกระทบต่อทำให้การรับ-ส่งข้อมูลมีอัตราบิดผิดพลาดสูงขึ้น วิทยานิพนธ์นี้จึงได้นำเสนอวิธีแก้ปัญหาด้านความถูกต้องของการส่งผ่านข้อมูลและด้านพลังงานที่จำกัดของดาวเทียมคิวบ์แซท จากการวิเคราะห์กำลังส่งขั้นต่ำที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลพบว่าการเข้ารหัสช่องสัญญาณนอกจากจะสามารถลดอัตราบิดผิดพลาดของการส่งผ่านข้อมูลได้แล้วยังสามารถลดกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลลงได้เมื่อเทียบกับระบบที่ไม่มีการเข้ารหัสช่องสัญญาณด้วยผลของอัตราขยายของการเข้ารหัส (Coding Gain) จากการเปรียบเทียบกำลังส่งขั้นต่ำที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลจากดาวเทียมที่ระดับความสูง 300 กิโลเมตร มายังสถานีภาคพื้นดิน โดยกำหนดให้การส่งผ่านข้อมูลต้องมีอัตราบิดผิดพลาดน้อยกว่า 10^{-4} พบว่าระบบที่ไม่มีการเข้ารหัสช่องสัญญาณต้องใช้กำลังส่งขั้นต่ำประมาณ 1.1 วัตต์ เพื่อให้การส่งผ่านข้อมูลมีอัตราบิดผิดพลาดน้อยกว่า 10^{-4} ในขณะที่ระบบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ที่มีการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตราหัสต่างๆ สามารถลดกำลังส่งขั้นต่ำลงได้ สำหรับรหัสคอนโวลูชันตามมาตรฐานของคณะกรรมการที่ปรึกษาระบบจัดการข้อมูลในอวกาศ (CCSDS) ที่ใช้รหัสคอนโวลูชันด้วยอัตราหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 7 จะใช้กำลังส่งขั้นต่ำเท่ากับ 635.73 มิลลิวัตต์ โดยรหัสที่สามารถลดกำลังส่งขั้นต่ำได้สูงที่สุด คือ รหัสคอนโวลูชันที่มีอัตราหัส $1/4$ และ Constraint Length (K) เท่ากับ 8 โดยใช้กำลังส่งขั้นต่ำเพียง 482.25 มิลลิวัตต์เท่านั้น ซึ่งสามารถลดกำลังส่งขั้นต่ำลงได้ 24.14 เปอร์เซ็นต์เมื่อเทียบกับรหัสคอนโวลูชันตามมาตรฐานของคณะกรรมการที่ปรึกษาระบบจัดการข้อมูลในอวกาศ และสามารถลดกำลังส่งขั้นต่ำลงได้ถึง 56.16 เปอร์เซ็นต์เมื่อเทียบกับระบบที่ไม่มีการเข้ารหัสช่องสัญญาณ

ดังนั้นวิทยานิพนธ์ฉบับนี้จึงได้นำเสนอระบบการเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตราหัสได้ เพื่อนำมาประยุกต์ใช้กับดาวเทียมคิวบ์แซทที่มีการบริโภคกำลังงานที่จำกัด โดยระบบที่นำเสนอจะสามารถปรับอัตราหัสของรหัสคอนโวลูชันให้เหมาะสมต่อสภาพแวดล้อมของช่องสัญญาณในเวลาหนึ่งๆ ได้โดยใช้เงื่อนไขดังนี้ รหัสคอนโวลูชันที่ใช้ต้องสามารถลดอัตราบิดผิดพลาดให้น้อยกว่า 10^{-4} และรหัสคอนโวลูชันต้องใช้กำลังในการส่งผ่านข้อมูลต่ำที่สุด จากการจำลองการทำงานการส่งผ่านข้อมูลผ่านช่องสัญญาณรบกวนเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN) จะเห็นได้ว่าการเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตราหัสได้สามารถปรับอัตราหัสของรหัสคอนโวลูชันให้เหมาะสมต่อสภาพแวดล้อมของช่องสัญญาณต่างๆ ได้ ทำให้การส่งผ่านภาพมีอัตราบิดผิดพลาดที่น้อยกว่า 10^{-4} รวมถึงยังใช้กำลังในการส่งผ่านข้อมูลที่ต่ำ ซึ่งวิธีการนี้จึงเหมาะสมต่อการนำไปประยุกต์ใช้กับดาวเทียมคิวบ์แซท

5.2 ข้อเสนอแนะ

การออกแบบและสร้างดาวเทียมนอกเหนือจากระบบการทำงานของดาวเทียมแล้ว ยังต้องคำนึงถึงการเคลื่อนที่ในวงโคจรของดาวเทียมด้วย ซึ่งมีซอฟต์แวร์ชื่อว่า Systems Tool Kit (STK) ที่พัฒนาขึ้นเพื่อช่วยในการออกแบบและวิเคราะห์ห้วงโคจรของดาวเทียมในรูปแบบสามมิติ ทำให้สามารถออกแบบวงโคจรของดาวเทียมได้สะดวกยิ่งขึ้น ในส่วนของระบบการเข้ารหัสช่องสัญญาณแบบปรับอัตราหัสได้ที่นำเสนอในวิทยานิพนธ์นี้ เนื่องจากกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลสามารถลดลงได้ด้วยผลของอัตราขยายของรหัส ทำให้สามารถนำระบบที่นำเสนอไปประยุกต์ใช้กับการเข้ารหัสช่องสัญญาณวิธีการอื่นได้ เช่น รหัสพาริตีที่ใช้ความหนาแน่นต่ำ (Low Density Parity-Check Code) เป็นต้น ในกรณีที่มีการเข้ารหัสช่องสัญญาณจะทำให้ขนาดของข้อมูลมีขนาดใหญ่ขึ้น จึงต้องระมัดระวังถึงการใช้พลังงานในการประมวลผลข้อมูลที่สูงขึ้นตามขนาดของข้อมูลด้วย

เอกสารอ้างอิง

- [1] The CubeSat Program Cal Poly SLP. 2009. “**CubeSat Design Specification**,” [Online].
Available : http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev12.pdf
- [2] 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.
- [3] Anne Marinan, Austin Nicholas and Kerri Cahoy, “Ad Hoc CubeSat Constellations: Secondary Launch Coverage and Distribution,” **IEEE Aerospace Conference**, pp. 1-15, 2013.
- [4] Committee on Earth Sciences and Applications from Space, “Earth Science and Applications from Space: National Imperatives for the Next Decade and Beyond,” **National Academy of Sciences**, Washington, D.C., 2007.
- [5] Brenda Jones, “US Geological Survey Disaster Response,” **Proc. the AIAA/USU Conference on Small Satellites**, Keynote, Logan, UT, 2012.
- [6] United Nations Office for Outer Space Affairs, “**The United Nations/Japan Cooperation Programme on CubeSat Deployment from the International Space Station (ISS) Japanese Experiment Module (Kibo) "KiboCUBE"**,” [Online].
Available : <http://www.unoosa.org/oosa/en/ourwork/psa/hsti/kibocube.html>
- [7] 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.
- [8] 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.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เอกสารอ้างอิง (ต่อ)

- [9] Space Exploration, “CubeSats: Power System and Budget Analysis,” 2015.
- [10] The Consultative Committee for Space Data Systems (CCSDS), “Recommendation for Space Data System Standards: TM SYNCRONIZATION AND CHANNEL CODING,” 2011.
- [11] 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.
- [12] Leonard David, “Cubesats: On the Prowl for Earthquake Clues,” *Space.com*, 2003.
- [13] Space Dynamics Laboratory, “DICE: DYNAMIC IONOSPHERE CUBESAT EXPERIMENT,”
- [14] 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.
- [15] Pumpkin Inc., “3D Models of the CubeSat Kit,” [Online]. Available : <http://www.cubesatkit.com/content/design.html>.
- [16] 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/>
- [17] M. Capdderou, “Satellites: Orbits and Missions,” Springer Science & Business Media, 2006.
- [18] NXP Semiconductors N.V. “UM10204 I2C-bus specification and user manual,” 2014.
- [19] Bosch Sensortec, **Data sheet BMP180.**
- [20] Mechtly, “The International System of Units, Physical Constants and Conversion Factors,” REV. 2, 1973.

เอกสารอ้างอิง (ต่อ)

- [21] Mark Pedley, **Tilt Sensing Using a Three-Axis Accelerometer**, Freescale Semiconductor, 2013.
- [22] T. Liu, “**Digital relative humidity & temperature sensor DHT22 Datasheet**,”
- [23] National Marine Electronics Association, **The NMEA 0183 Protocol**,
- [24] LinkSprite, “**LinkSprite JPEG Color Camera Serial UART Interface With Infrared**,” 2010.
- [25] Martin Bossert, **Channel Coding for Telecommunications**, John Wiley and Sons, 1999.
- [26] Peter Sweeney, **Error Control Coding form Theory to Practice**, John Wiley and Sons, 2002.
- [27] Stephen B. Wicker, **Error Control Systems for Digital Communication and Storage**, Prentice Hall. 1995.
- [28] Shu Lin and Daniel J. Costello, **Error Control Coding**, 2nd ed., Prentice Hall, 2004.
- [29] B. Sklar, **Digital Communications: Fundamentals and Applications**, NJ, USA, Prentice Hall, 1988.
- [30] W. L. Stutzman and G. A. Thiele, **Antenna Theory and Design**, 2nd ed., John Wiley and Sons, 1998.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ก.

ผลงานวิจัยที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่

1. C. Roeksukrungrueang and S. Chivapreecha, "A Study and Implementation of Miniaturized Satellite: CanSat for Space Activity Enhancement," The 2016 International Conference on Data, Internet & Education Technologies, pp. 11-15, 2016.
2. ชนาธิป ฤกษ์สุรุ่งเรือง และ ศรววัฒน์ ชิวปรีชา "แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทและการปรับปรุงประสิทธิภาพการบริโภคกำลังงานโดยใช้รหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตราหัสได้," การประชุมวิชาการ งานวิจัย และพัฒนาเชิงประยุกต์ ครั้งที่ 8 (8th ECTI-CARD 2016), น. 329-332, 2559.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

A Study and Implementation of Miniaturized Satellite: CanSat for Space Activity Enhancement

Chanathip Roeksukrungrueang¹, Sorawat Chivapreecha¹

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

To build a satellite for countries with a modest research budget and little experience in space technology is very difficult. The concept of CanSat reach every country the opportunity to learn space technology of design, build, launch and operate a very small and simple satellite. This paper presents a CanSat which has been used to teach practical space engineering. The mission of our CanSat is to collect and transmit data from the sensors that are equipped in CanSat to ground station. But the problem of wireless communication is noise that make a lot of errors especially large data such as image. Therefore, channel coding, the extended Golay code, is applied to our CanSat for error correction. And with experienced from CanSat, we are ready to share CanSat education with space activity in our country. This is an excellent opportunity for students in Thailand to take their first steps practical in space technology.

Keywords: CanSat, Channel Coding, Space Education.

1. INTRODUCTION

At present, small satellite trends are moving toward more regular use in a constellation setting which is inspired by the strategy Skybox Imaging¹ used, where a small number of satellites are used for technology demonstration purposed in earth observation missions. Small satellites using off-the-shelf technologies for missions as an opportunity for countries with a modest research budget and little experience in space technology to enter the field of space-borne earth observation. Small satellite technology is a major means of bringing within the reach of every country the opportunity to operate earth observation missions at a low cost and to utilize the acquired data effectively, as well as to develop and build application-driven missions.

The idea of CanSat was first introduced by professor Bob Twiggs of Stanford University in 1998 at the University Space Systems Symposium (USSS)². A CanSat is a simulation of real satellite that used to teach basic knowledge of space engineering and to experience engineering challenges in building a satellite. All of the components are required to fit inside the volume of a soda can and have a mass below 350 grams. The CanSat will

be launched by a rocket, balloon or multi-rotor and released in the air. Using a parachute to slowly descend back to ground as it performs its designated mission.

Since 2011, it has a program called “CanSat Leader Training Program (CLTP)”³ which is designed for researchers and educators in space engineering to learn the basic concept of space education, and also to experience practical hands-on training, system engineering, project management and teamwork.

In 2nd CLTP⁴, Dr. Sawat Tantiphanwadi from National Science and Technology Development Agency (NSTDA-THAILAND) participated this program. After that, he supports space camp that would train children in fields of science and space technologies in Thailand using concept of CanSat. We thought that this is the first step for improving capacity building in space technology. With the low cost of implementation, short preparation time and simplicity of design make of this concept an excellent practical opportunity for students to take in space. It is a basic scale of the design, creation and launch of a real satellite. Therefore, the students who experienced the CanSat project can join the development project of pico-satellite such as CubeSat. A CubeSat is a nanosatellite that is cheap and simple to integrate when compared with

larger satellites. Each unit (U) of a CubeSat is a 10 cm x 10 cm x 10 cm cube with a 1.33 kg mass limit⁵. CubeSats are popular with schools and amateur radio satellite builders because they are cheap and relatively easy to build. Many CubeSats used for scientific research, for example, the NSF Firefly CubeSat used to study Terrestrial Gamma ray Flashes (TGFs), their link to lightning, and their effect in producing energetic electrons that may become stably trapped in the inner radiation belt⁶, the Quakesat was set out on a mission to help scientists improve earthquake detection using magnetic signals⁷, the DICE-1 and DICE-2 (Dynamic Ionosphere CubeSat Experiment) are intended to map changes in the Earth's Plasmasphere caused by Geomagnetic storms⁸. Some CubeSats became their country's first national satellite. The first Swiss satellite is SwissCube-1, which was designed to conduct research into nightglow within the Earth's atmosphere, and to develop technology for future spacecraft⁹.

Our target is to improving capacity-building in space technology for students with the concept of CanSat. We are planning to apply this concept to satellite communication system course. Moreover, we will make space activity camp for students in Thailand. In the future, we will use knowledge to develop project of pico-satellite such as CubeSat.

This paper is organized as follow. Next section explains the CanSat overview. In section 3, our proposed CanSat & ground station are presented. The experimental results of our proposed CanSat are presented in section 3. Finally, our work of this paper is summarized in the last section.

2. CANSAT OVERVIEW

A CanSat is a can-sized satellite which has been used to teach practical space engineering for student or people who are interested in space technology. The CanSat consists of the major subsystems that found in a real satellite, such as power, sensors and a communication system. The CanSat is launched to an altitude of a few hundred meters by a rocket, balloon or multi-rotor.

There are mainly two types of CanSats. The first one is "telemetry" whose primary purpose is to collect and transmit data from the flight and weather information in real time to a ground station. The second one is "comeback" whose main task is to land in a controlled manner as close as possible to a target marked by GPS coordinates. The microcontroller is the heart of the CanSat and should interface with variety of sensors as well as sending the data and receive commands from ground station.

CanSats have the major subsystems found in a satellite. The main subsystem is a microprocessor. It is responsible for receiving signals from sensors and also processes. The commercial microprocessors used in CanSat are arduino and MBed. They have battery to supplies power for operation of all systems. Another subsystem is the communications subsystem which used

for receives the commands from ground stations and transmits equipment operation data to ground stations. They also have sensor payloads which are devices or systems that installed in satellite for operate the mission. Usually sensors that equipped in CanSat are barometer, thermometer, GPS module, camera, accelerometer or electronic compass. And the last one, the re-entry subsystem is a recovery system, usually a parachute, which used to limit damage when the CanSat descend and to allow the CanSat to be reused.

There are many main objectives of CanSat. For example, to launch and land the CanSat to a predefined target point using motor driven propeller and servo controlled rudder¹⁰ or flight back to the target by a paraglider¹¹ and roving on the ground on wheels¹² which are a type of comeback mission. To deploy the CanSat from a launcher and have it landing within an egg safely without breaking¹³.

The biggest problem of wireless communication is noise which is added by channel, the noise make a lot of errors while the receiver received data especially large data such as images. The channel coding is used for solve this problem in communication. Therefore, we applied channel coding using the extended Golay code to our CanSat for error correction.

3. OUR PROPOSED CANSAT & GROUND STATION

A. CanSat

i. Mission

We launched and deployed CanSat at altitude about 60 meters by multi-rotor. The primary purpose is to collect and transmit data from the flight and weather information include temperature, pressure, altitude, acceleration, GPS and image in real time to ground station.

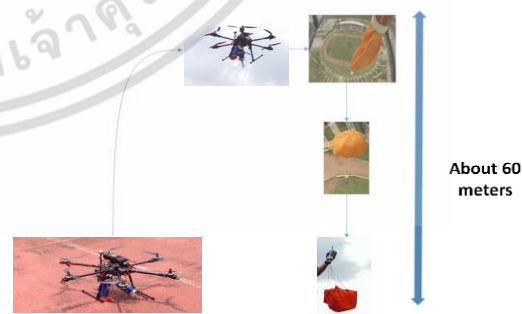


Fig.1. Mission plan

ii. Subsystems

The microcontroller arduino pro mini is the main on-board in on-board data handling subsystem, which carries and stores data between the various electronics units and the ground segment. Sensor Payloads are devices or systems that installed on the satellite to operate under the mission. Our CanSat sensor payloads consist of

barometer, thermometer, accelerator, GPS and camera. The communication part operating at 430 MHz frequency with FSK modulation. All components in our CanSat are shown in Table 1 and our CanSat model is shown in Figure 2.

Table.1. Our CanSat hardware and their function.

Function	Component
Microprocessor	Arduino Pro mini
Barometer & thermometer	BMP180
Accelerator	AXDL345
GPS	Adafruit GPS
Camera	Linksprite Camera
RF transceiver	APC220



Fig.2. CanSat model.

Re-entry Subsystem: We use a parachute to protect the CanSat from crash. To design the parachute we'll use some simple physics¹⁴. During the descent two forces will be acting on the CanSat. Gravity will pull on the can and accelerate it towards the ground, and the drag force on the parachute will pull the CanSat in the opposite direction and slow down the descent rate. The two forces are shown in the figure 3. When the CanSat is deployed, the force of gravity will cause it to accelerate. After a few seconds the drag force from the parachute will reach equilibrium with the force of gravity. From that point on, the acceleration will be zero and the CanSat will descend at a constant velocity.



Fig.3. The two forces acting on the CanSat.

We defined descent velocity of the CanSat (V) is 2.6 m/s^2 and our CanSat has a mass of 150 grams. So, total area of the parachute is equal to 0.24 m^2 . We decided to use semi-spherical parachute¹⁵ because it is the most common shape of a parachute and is not hard to make one. The figure 4 show our parachute with calculated parameters.

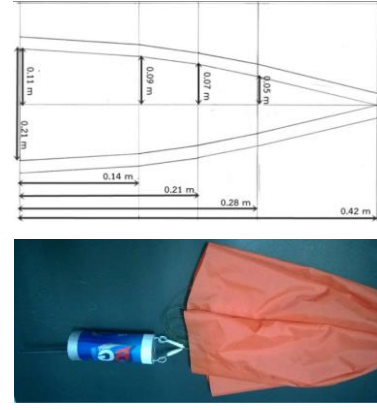


Fig.4. Semi-Spherical parachute.

iii. Ground Station

Ground station has been developed using LabVIEW to design the received data display. The graphical user interface (GUI: Graphic User Interface) shown in Figure 4. The ground station consists of four parts: 1. Control part used to control device to receiving data. 2. Navigation part used to setting parameters of the map. 3. GPS tracking part used to specify the position of the CanSat on the map. 4. Data display used to display the receiving information from CanSat which is showed in the form of tables and graphs.

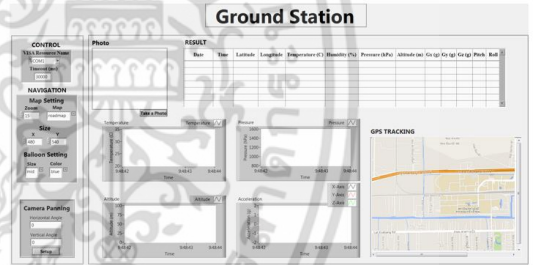


Fig.5. Ground Station GUI.

B. Channel Coding

Channel coding is a technique used to ensure a transmission is received with minimal or no errors. The main idea is the sender encodes the message with some redundancy bits. The redundancy allows the receiver to correct or at least detect many errors without retransmission. There are two major types of codes: block codes and convolutional codes. The extended binary Golay Code is a type of linear block code used in digital communications. The Golay code (G_{24}) encodes 12 bits of data in a 24-bit word that any 3-bit errors can be corrected.

The algorithm¹⁶, to generate a Golay Code vector (\mathbf{v}) it has to multiply the vector \mathbf{i} which containing 12 information symbols by the G matrix.

$$G = [B \ I], H = [I \ B]$$

$$\mathbf{i} = [i_1, i_2, i_3, i_4, i_5, i_6, i_7, i_8, i_9, i_{10}, i_{11}, i_{12}]$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$B = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 1 \\ 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 1 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 1 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$v = iG$$

The decoding algorithm of the extended Golay code consists in determining the error pattern $u = v + w$, where w is the vector received, $wt(s)$ is the weight of the vector s (the number of “ones” contained in s), b_i is i -th row of the matrix B , e_i is the word of length 12 with 1 in the i -th position and 0 elsewhere. After determining u , the corrected received vector will be $v = w + u$. The steps of the algorithm show below.

1. Compute the syndrome $s = wH^T$.
2. If $wt(s) \leq 3$ then $u = [s, 000000000000]$.
3. If $wt(s + b_i) \leq 2$ for some b_i of B then $u = [s + b_i, e_i]$.
4. Compute the second syndrome sB .
5. If $wt(sB) \leq 3$ then $u = [000000000000, sB]$.
6. If $wt(sB + b_i) \leq 2$ for some b_i of B then $u = [e_i, sB + b_i]$.
7. If u is not yet determined then request retransmission.

4. EXPERIMENTAL RESULT

A. CanSat

In this section, we launched and deployed CanSat at altitude about 60 meters by manned multi-rotor. We choose altitude of 60 meters because it hard to control the multi-rotor at higher altitude of 60 meters. In addition, the operation time at 60 meters is about two minutes that enough for use in the experiment. The ground station received data and display as shown in Figure 5. The graphs from figure 6 was shown in figure 7 to 10.

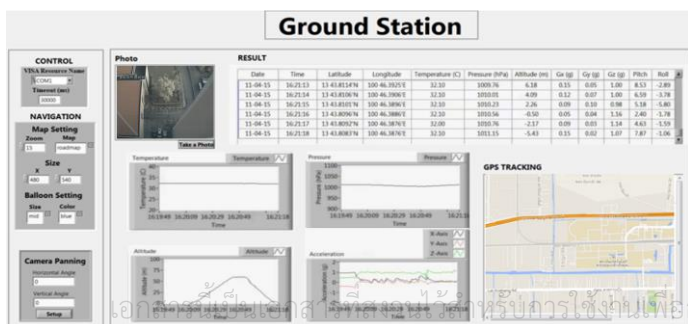


Fig.6. Ground Station GUI.

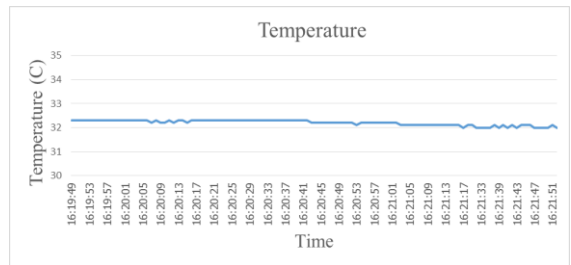


Fig.7. Temperature.

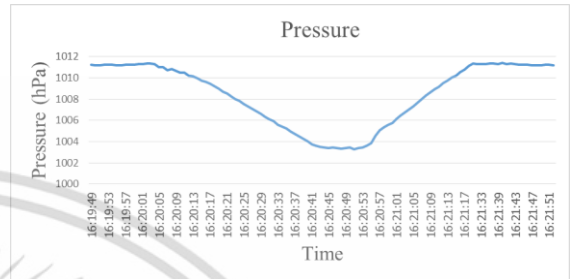


Fig.8. Pressure.

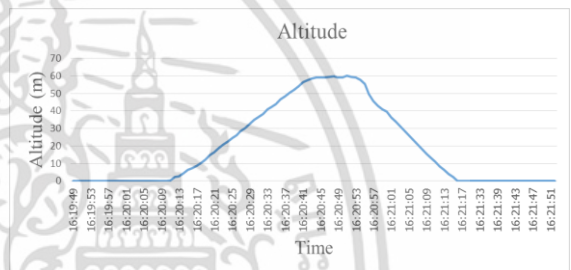


Fig.9. Altitude.

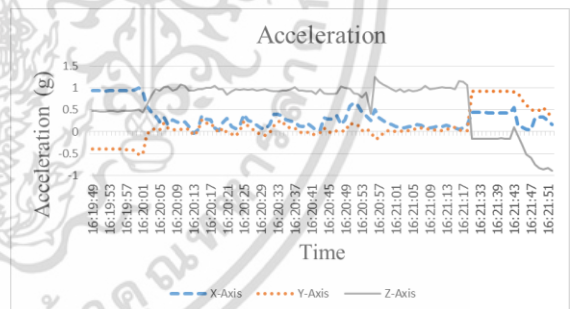


Fig.10. Acceleration.

B. Channel Coding

When we transmit huge data such as image, errors may be introduced during transmission. The highlight of errors in our received images shown in figure 11. Therefore, we apply a channel coding using the Golay code to our CanSat for error correction. The images that we received from CanSat are better as shown in figure 12.



Fig.11. Images from CanSat with some errors.



Fig.12. Images from CanSat with no error.

Bit error rate for FSK with and without channel coding using the Golay code are shown in figure 13.

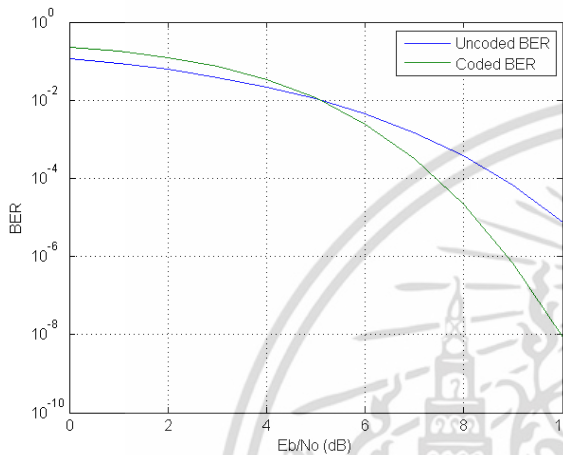


Fig.13. Bit Error Rate for FSK with and without channel coding using the Golay code.

C. Launch and Re-entry

Multi-rotor was provided for launch and deployment of the CanSat at altitude of 60 m. The CanSat landed safely with a parachute and obtained data from sensors and image taken by small camera.

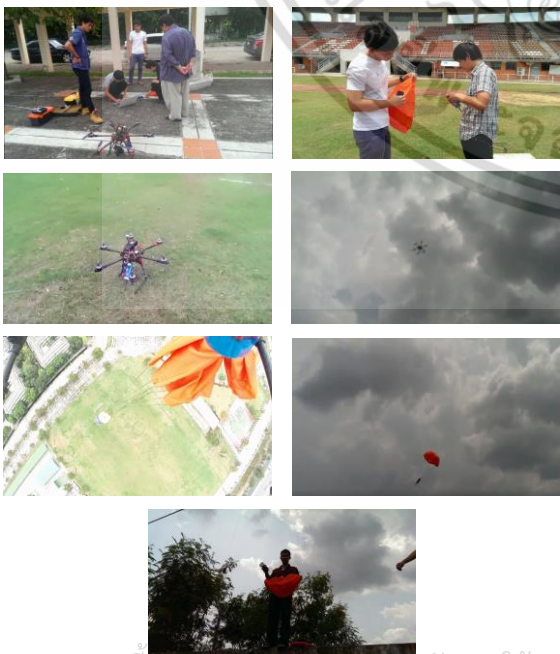


Fig.14. Launch and deployment of CanSat

5. CONCLUSIONS

The concept of CanSat has been used for education. Our proposed CanSat mission is to collect and transmit data from the flight and weather information are explained in this paper. For transmission of large data such as images, the data is possible error because of noise, so the channel coding using the Golay code is used in our CanSat for error correction. This study is the first practical experienced in space technology for ours with knowledge of design, build, launch, operate and analyze data. We are ready to share CanSat education in our country. The students will get practical experience in design, build, launch, operate the simulation of satellite. Moreover, we will make space activity camp for students in Thailand. This is an excellent opportunity for students in Thailand to take their first steps in space technology.

REFERENCES

- [1] Tekla S. Perry. Start-up Profile: Skybox Imaging. IEEE Spectrum, (2014).
- [2] S. Yamaura, H. Akiyama, R. Kawashima. Report of Cansat Leader Training Program, 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), (2011) 856-860.
- [3] The CanSat Leader Training Program (CLTP). <http://ctlp.info>
- [4] The CanSat Leader Training Program 2 (CLTP2). <http://ctlp.info/ctlp2.html>
- [5] The CubeSat Program, Cal Poly SLO. CubeSat Design Specification, (2009).
- [6] D. E. Rowland, J. Hill, P. Uribe, J. Klenzing. The NSF Firefly CubeSat mission: Rideshare mission to study energetic electrons produced by lightning. IEEE Aerospace Conference, (2011) 1-12.
- [7] Leonard David. Cubesats: On the Prowl for Earthquake Clues. Space.com (2003).
- [8] Space Dynamics Laboratory. DICE: DYNAMIC IONOSPHERE CUBESAT EXPERIMENT.
- [9] Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne (EPFL). SwissCube: The first Swiss satellite, (2009)
- [10] M. ÇELEBİ, M. K. Ibrahim, M. E. AYDEMİR, M. Bensaada, L. Fernando, H. Akiyama. Design and Navigation Control of an Advanced Level CANSAT. 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), (2011) 752-757.
- [11] M. E. Aydemir, E. V. Vivas, M. Celebi, F. C. Bustinza, S. Ay, D. Phan. Design and Implement of a Rover-Back CANSAT. 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), (2011) 800-803.
- [12] H. Aly, O. Sharkawy, A. Nabil, A. Yassin, M. Tarek, S. M. Amin, M. K. Ibrahim. Project-based Space Engineering Education: Application to Autonomous Rover-Back CanSat. 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), (2013) 1087-1092.
- [13] G. Songül, A. Yalman, A. İlginöğlü, A. Gökçe, O. E. C. Koçulu, A. Kırılı, A. T. Koru, C. S. Tüfekçi. Model Picosatellite Design for Energy Harvesting and Telemetry Data Transmission through RF Communication. 7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), (2015) 839-844.
- [14] The Physics Classroom. Free Fall and Air Resistance.
- [15] Richard Nakka. Parachute Design and Construction, (2011).
- [16] C. Koscielny. Extended (24, 12) Binary Golay Code: Encoding and Decoding Procedures. (2006).

เอกสารนี้เป็นเอกสารทรัพย์สินทางปัญญาสำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่หวังผลใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามเผยแพร่ข้อมูล และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้






การประชุมวิชาการ งานวิจัย และพัฒนาเชิงประยุกต์ ครั้งที่ 8
ECTI CARD 2016
 การประยุกต์ใช้เทคโนโลยีอย่างชาญฉลาด เพื่อตอบสนองภาคอุตสาหกรรมสมัยใหม่อย่างยั่งยืน

วันที่ 27-29 กรกฎาคม พ.ศ.2559
 ณ โรงแรมหัวหินแกรนด์ ไฮเทล แอนด์ รีสอร์ท
 อำเภอหัวหิน จังหวัดประจวบคีรีขันธ์

จัดโดย
 สมาคมวิชาการไฟฟ้า อิเล็กทรอนิกส์ คอมพิวเตอร์ โทรคมนาคมและสารสนเทศ
 มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลพระนคร
 สถาบันมาตรฐานวิทยาระดับชาติ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทและการปรับปรุงประสิทธิภาพการบริโภคกำลังงานโดยการใช้รหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้

The CubeSat Engineering Model and Improvement of Power Consumption using Adjustable Convolution Code Rate

ชนาธิป ฤกษ์สุขรุ่งเรือง และ สรวัดน์ ชิวปรีชา

ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เลขที่ 1 ซอยฉลองกรุง 1 เขตลาดกระบัง กรุงเทพฯ 10520 โทรศัพท์ 02-329-8000 ต่อ 3361

E-mail: chanathip_ro@hotmail.com, sorawat@telecom.kmitl.ac.th

บทคัดย่อ

บทความนี้นำเสนอการออกแบบและสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทเพื่อสร้างองค์ความรู้ในด้านเทคโนโลยีอวกาศ และใช้รหัสคอนโวลูชันเพื่อแก้ไขความผิดพลาดของการส่งผ่านข้อมูล จากการวิเคราะห์ประสิทธิภาพของการเข้ารหัสช่องสัญญาณพบว่าสามารถลดกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลได้ด้วยผลของอัตราขยายของการเข้ารหัส จึงนำเสนอระบบการเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้ที่สามารถปรับอัตรารหัสให้เหมาะสมต่อสภาพแวดล้อมของช่องสัญญาณ ที่ให้อัตราผิดพลาดต่ำกว่า 10^{-4} ซึ่งระบบที่นำเสนอสามารถใช้การบริโภคกำลังงานต่ำที่สุด

คำสำคัญ: ดาวเทียมคิวบ์แซท, รหัสคอนโวลูชัน, การปรับอัตรารหัส

Abstract

This article presents the design and implementation of CubeSat engineering model to improving capacity-building in space technology. The engineering model uses convolution code to solve the problem bit error rate. The analysis showed that use of channel coding lowers the minimum transmitted power as a result of the coding gain. This paper proposes the adjustable code rate convolution code that can adjust the optimum code rate for different channel environments. The code rate is adjusted to achieve the total bit error rate (BER) less than 10^{-4} and to use the lowest power consumption.

Keywords: CubeSat, Convolution Code, Adjustable Code Rate

1. บทนำ

ดาวเทียมขนาดเล็กมีบทบาทสำคัญมากขึ้นในปัจจุบัน หนึ่งในนั้น คือ ดาวเทียมคิวบ์แซทซึ่งเป็นที่ได้รับความนิยมในหมู่นักวิจัยเป็น

อย่างมากทั้งด้าน การศึกษาและพัฒนาความสามารถของนักวิจัย เป็นจุดเริ่มต้นในการสร้างองค์ความรู้ทางด้านเทคโนโลยีดาวเทียมเพื่อสร้างดาวเทียมได้เองภายในประเทศในอนาคต ดาวเทียมคิวบ์แซทเป็นดาวเทียมขนาดเล็กโดยแต่ละหน่วย (Unit : U) มีลักษณะเป็นลูกบาศก์ขนาดเท่ากับ 10 ซม. x 10 ซม. x 10 ซม. มีมวลไม่เกิน 1.33 กิโลกรัม [1] การกิจของดาวเทียมคิวบ์แซทส่วนใหญ่ ได้แก่ การสำรวจทางวิทยาศาสตร์ในอวกาศ การทดสอบการทำงานของอุปกรณ์ในอวกาศ การถ่ายภาพ เป็นต้น โดยงานวิจัย [2] แสดงให้เห็นว่าภาพถ่ายที่ส่งมาจากดาวเทียมคิวบ์แซทมีความผิดพลาดของข้อมูลเกิดขึ้นเนื่องจากกำลังของสัญญาณที่อ่อนซึ่งเกิดจากสัญญาณรบกวน การแก้ไขผิดพลาดในการรับ-ส่งข้อมูลสามารถทำได้หลายวิธี เช่น การเพิ่มกำลังของเครื่องส่ง แต่การเพิ่มกำลังส่งของดาวเทียมคิวบ์แซทที่ซึ่งมีปัญหาลักษณะหนึ่งคือแหล่งพลังงานที่จำกัดเนื่องจากขนาดของดาวเทียมที่เล็กทำให้มีพื้นที่สำหรับการติดตั้งแผงเซลล์สุริยะน้อย ส่งผลให้ดาวเทียมคิวบ์แซทมีกำลังสำหรับใช้งานเพียง 2 – 3 วัตต์ เท่านั้น [3] จึงเป็นวิธีที่ไม่เหมาะสมนอกจากการเพิ่มกำลังส่งแล้วยังมีวิธีที่นิยมใช้คือเทคนิคการเข้ารหัสช่องสัญญาณ โดยทั่วไปดาวเทียมคิวบ์แซทจะใช้รหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรารหัสเท่ากับ 1/2 และ Constraint length (K) = 7 ตามมาตรฐานของหน่วยงานคณะกรรมการที่ปรึกษาระบบจัดการข้อมูลในอวกาศ (The Consultative Committee for Space Data Systems : CCSDS) [4]

ผู้วิจัยเห็นความสำคัญของการพัฒนาองค์ความรู้ทางด้านเทคโนโลยีดาวเทียมจึงได้สร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทและแก้ไขปัญหาค่าผิดพลาดของข้อมูลโดยใช้รหัสคอนโวลูชันที่เป็นรูปแบบการแก้ไขความผิดพลาดล่วงหน้า และจากการวิเคราะห์กำลังที่ใช้ในการส่งผ่านระหว่างระบบที่ไม่มีเข้ารหัสและมีการเข้ารหัสพบว่าระบบที่มีการเข้ารหัสช่องสัญญาณ นอกจากจะสามารถลดอัตราผิดพลาดของข้อมูลได้แล้ว ยังสามารถลดกำลังส่งขั้นต่ำที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลได้ บทความนี้จึงนำเสนอระบบการเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตรารหัสได้เพื่อนำมาประยุกต์ใช้กับดาวเทียมคิวบ์แซท

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

8th ECTI-CARD 2016 “การประยุกต์ใช้เทคโนโลยีอย่างชาญฉลาดเพื่อตอบสนองภาคอุตสาหกรรมสมัยใหม่อย่างยั่งยืน”

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทความวิจัย

การประชุมวิชาการ งานวิจัยและพัฒนาเชิงประยุกต์ ครั้งที่ 8

8th ECTI-CARD 2016, Hua Hin, Thailand

2. ทฤษฎีและหลักการ

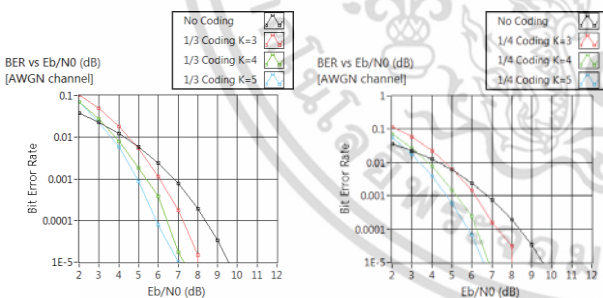
2.1 การพัฒนาดาวเทียมคิวบแซท

หลักการพัฒนาดาวเทียมคิวบแซทจะเริ่มจากการออกแบบและสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมโดยกำหนดภารกิจหลักของดาวเทียมและทำการทดสอบการใช้งานก่อนส่งขึ้นสู่อวกาศจริง ตัวอย่างการทดสอบ เช่น การทดสอบในสภาวะใกล้เคียงอวกาศโดยการใช้อลูมิเนียมขนาดใหญ่ในการนำดาวเทียมคิวบแซทขึ้นสู่ระดับความสูงได้สูงสุดประมาณ 20-30 กิโลเมตร สภาพแวดล้อมภายนอกจะมีสภาวะคล้ายกับอวกาศทำให้สามารถทดสอบการสื่อสารระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดินได้

2.2 รหัสคอนวอลูชันและการวิเคราะห์กำลังส่งขั้นต่ำ

รหัสคอนวอลูชัน [5] เป็นรูปแบบการเข้ารหัสช่องสัญญาณแบบแก้ไขความผิดพลาดล่วงหน้า โดยทั่วไปจะมีพารามิเตอร์ที่บอกถึงคุณลักษณะของรหัสคอนวอลูชันที่ประกอบด้วย 3 ค่า ได้แก่ n คือจำนวนบิตเอาต์พุต k คือ จำนวนบิตอินพุต และ K คือ Constraint Length ซึ่งบ่งบอกถึงหน่วยความจำของวงจรเข้ารหัส โดยเขียนในรูปแบบ (n, k, K) และ อัตรารหัส (Code Rate) = k/n

ได้มีการศึกษาและค้นคว้ารหัสคอนวอลูชันที่เหมาะสมที่สุดสำหรับแต่ละอัตรารหัส และ Constraint Length (K) ใน [6-7] บทความนี้จึงนำรหัสคอนวอลูชันเหล่านี้มาประยุกต์ใช้ในดาวเทียมคิวบแซท โดยตัวอย่างประสิทธิภาพของรหัสคอนวอลูชันที่มีอัตรารหัส 1/3 และ 1/4 ในช่องสัญญาณรบกวนเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN) แสดงได้ดังรูปที่ 1



รูปที่ 1 ประสิทธิภาพของรหัสคอนวอลูชันที่มีอัตรารหัส 1/3 และ 1/4

เมื่อพิจารณาอัตราส่วนกำลังส่งของสัญญาณต่อกำลังของสัญญาณรบกวน S/N จะสามารถแสดงในรูปของ E_b/N_0 ได้ดังสมการที่ (1) โดยที่ E_b คือพลังงานขั้นต่ำต่อการส่งข้อมูลบิตที่ภาครับ และ N_0 คือความหนาแน่นสเปกตรัมของสัญญาณรบกวน

$$S/N = \frac{RE_b}{BN_0} = \eta \frac{E_b}{N_0} \quad (1)$$

เมื่อ R คืออัตราการส่งข้อมูลในหน่วย บิต/วินาที B คือแบนด์วิธของสัญญาณ และ η คือประสิทธิภาพการส่งผ่าน

กำลังของสัญญาณรบกวน N แสดงดังสมการที่ (2) [8]

$$N = kTB \quad (2)$$

โดยที่ k คือค่าคงที่ของโบลท์ซมานน์ (Boltzmann Constant) และ T คืออุณหภูมิสัมบูรณ์ในหน่วยเคลวิน

กำลังของสัญญาณที่รับได้ S_{RX} ที่ระยะห่างจากภาคส่ง d สามารถแสดงได้โดยสมการส่งผ่านของฟรีส [9] โดยกำหนดให้ใช้สายอากาศแบบรอบทิศทางและไม่มีการหักเหของคลื่น λ คือความยาวคลื่น และ P_{TX} คือ กำลังส่ง

$$S_{RX} = \left(\frac{1}{4\pi d^2}\right) \frac{\lambda^2}{4\pi} P_{TX} \quad (3)$$

จากสมการที่ (1), (2) และ (3) สามารถหากำลังส่งขั้นต่ำ P_{TX} ในรูปของ S/N ใดๆ ที่ระยะห่าง d ได้ดังนี้

$$P_{TX}[W] = \eta \frac{E_b}{N_0} kTB \left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right)^2 \quad (4)$$

เมื่อพิจารณา กำลังส่งขั้นต่ำสำหรับระบบที่ไม่มีการเข้ารหัส กำหนดดังสมการที่ (5)

$$P_{TX,Unencoded}[W] = \eta_U \frac{E_b}{N_0} kTB \left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right)^2 \quad (5)$$

จากระดับสัญญาณรบกวนที่อุปกรณ์ภาครับ (Receiver Noise Figure : RNF)

$$RNF[dB] = \left(\frac{E_b}{N_0}\right)_{Tx,dB} - \left(\frac{E_b}{N_0}\right)_{Rx,dB} \quad (6)$$

จะได้

$$P_{TX,Unencoded}[W] = \eta_U 10^{\left(\frac{SNR_{R,dB} + RNF_{dB}}{10}\right)} (kTB) \left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right)^2 \quad (7)$$

สำหรับระบบที่มีการเข้ารหัสช่องสัญญาณ

$$P_{TX,Coded}[W] = \eta_C 10^{\left(\frac{SNR_{C,dB} + RNF_{dB}}{10}\right)} (kTB) \left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right)^2$$

โดย $SNR_{U,dB}$ และ $SNR_{C,dB}$ คือ E_b/N_0 ในหน่วย dB ที่ทำให้ระบบที่ไม่มีการเข้ารหัสและมีการเข้ารหัสช่องสัญญาณมีอัตราบิดเบือนตามที่กำหนดตามลำดับ

จากสมการการอัตราขยายของรหัสแสดงดังสมการที่ (8)

$$Coding\ Gain = SNR_U(dB) - SNR_C(dB) \quad (8)$$

จะได้

$$P_{TX,Coded}[W] = \frac{\eta_C 10^{\left(\frac{SNR_{U,dB} + RNF_{dB}}{10}\right)} (kTB) \left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right)^2}{10^{Coding\ Gain/10}} \quad (9)$$

ซึ่งสามารถเขียนสมการกำลังส่งขั้นต่ำของระบบที่มีการเข้ารหัสในรูปของกำลังส่งขั้นต่ำของระบบที่มีการเข้ารหัสได้ดังสมการ (10)

$$P_{TX,Coded}[W] = \frac{\eta_C B}{\eta_U B} \frac{P_{TX,Unencoded}}{10^{Coding\ Gain/10}} = \frac{P_{TX,Unencoded}}{10^{Coding\ Gain/10}} \quad (10)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
8th ECTI-CARD 2016 “การประยุกต์ใช้เทคโนโลยีอย่างชาญฉลาดเพื่อตอบสนองภาคอุตสาหกรรมสมัยใหม่อย่างยั่งยืน”
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทความวิจัย

การประชุมวิชาการ งานวิจัยและพัฒนาเชิงประยุกต์ ครั้งที่ 8

8th ECTI-CARD 2016, Hua Hin, Thailand

จากสมการที่ (7) และ (10) จะเห็นว่า การเข้ารหัสช่องสัญญาณ จะทำให้กำลังส่งที่ใช้ในการส่งข้อมูลขึ้นต่ำลง เนื่องจากผลของ อัตราขยายของรหัส (Coding Gain)

3. แบบจำลองทางวิศวกรรมและการปรับปรุงการบริโภคกำลังงานของดาวเทียมคิวบแซทที่นำเสนอ

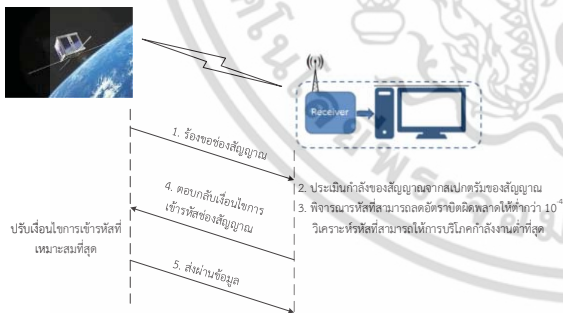
3.1 แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทที่นำเสนอ

แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทที่นำเสนอในบทความนี้ได้กำหนดให้มีภารกิจหลัก คือ การถ่ายภาพ แบบจำลองทางวิศวกรรมนี้มีขนาด 1 หน่วย (IU) แสดงดังรูปที่ 2 ใช้กล้องถ่ายภาพ CMOS ที่ให้ภาพขนาดใหญ่ที่สุดคือ 640x480 พิกเซล และถูกบีบอัดภาพด้วยรูปแบบ JPEG โดยชิป VC0706 โดยการส่งผ่านข้อมูลไปยังสถานีภาคพื้นดินจะถูกส่งผ่านโมดูลสื่อสารไร้สาย SV650 ด้วยความถี่ 430 MHz ความเร็ว 9,600 bps ด้วยรูปแบบการมอดูเลชัน GFSK



รูปที่ 2 แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซท

การออกแบบสถานีภาคพื้นดินจะทำหน้าที่รับข้อมูลจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทมาประมวลผลข้อมูล รวมถึงการควบคุมการถ่ายภาพ



รูปที่ 3 ขั้นตอนการทำงานของระบบที่นำเสนอ

3.2 การปรับปรุงประสิทธิภาพการบริโภคกำลังงานด้วยการปรับอัตราหัส

จากผลของการลดอัตราบิดเบือนและการลดกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลของรหัสคอนไวลูชัน บทความนี้จึงได้นำเสนอการเข้ารหัสคอนไวลูชันแบบปรับอัตราหัสได้ โดยมีขั้นตอนการทำงานแสดงดังรูปที่ 3 ดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

8th ECTI-CARD 2016 “การประยุกต์ใช้เทคโนโลยีอย่างชาญฉลาดเพื่อตอบสนองภาคอุตสาหกรรมสมัยใหม่อย่างยั่งยืน”

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1) เมื่อดาวเทียมคิวบแซทต้องการส่งผ่านข้อมูล จะมีการร้องขอเงื่อนไขของการเข้ารหัสช่องสัญญาณจากสถานีภาคพื้นดิน

2) สถานีภาคพื้นดินจะทำการประเมิน E_b / N_0 ของสัญญาณที่ได้รับได้จากสเปกตรัมของสัญญาณเพื่อใช้ในการวิเคราะห์หาอัตราหัส Constraint Length (K) และกำลังส่งที่เหมาะสมในสภาพแวดล้อมของช่องสัญญาณ ณ เวลานั้น เมื่อพิจารณาอัตราคอนไวลูชันที่อัตราหัสต่างๆ ระบบจะทำการเลือกอัตราหัสที่สามารถลดอัตราบิดเบือน (BER) ให้ต่ำกว่า 10^{-4}

3) หลังจากที่ได้รับรหัสคอนไวลูชันที่สามารถลดอัตราบิดเบือนได้ต่ำกว่า 10^{-4} แล้ว ระบบจะประเมินกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลเพื่อหาอัตราคอนไวลูชันที่ใช้กำลังในการส่งผ่านข้อมูลน้อยที่สุด

4) เมื่อสถานีภาคพื้นดินสามารถเลือกอัตราคอนไวลูชันที่เหมาะสมต่อสภาพแวดล้อมของช่องสัญญาณ ณ เวลานั้นได้ สถานีภาคพื้นดินจะตอบกลับเงื่อนไขของการเข้ารหัสช่องสัญญาณ ได้แก่ อัตรารหัสคอนไวลูชัน Constraint Length (K) และกำลังส่งขั้นต่ำที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลไปยังดาวเทียมคิวบแซท

5) ดาวเทียมคิวบแซทจะทำการปรับเงื่อนไขการเข้ารหัสตามที่ได้รับจากสถานีภาคพื้นดินได้ทำการวิเคราะห์หา และทำการส่งผ่านข้อมูล

4. การจำลองการทำงาน

จากรูปที่ 1 เมื่อพิจารณาที่อัตราบิดเบือน 10^{-4} จะได้ $SNR_c = 8.4$ dB และคำนวณหา กำลังส่งขั้นต่ำที่ใช้สำหรับการส่งผ่านข้อมูล โดยใช้สมการที่ (7) และ (10) เมื่อกำหนดค่าพารามิเตอร์ดังนี้ ดาวเทียมคิวบแซทอยู่ในวงโคจรต่ำที่ระดับความสูง 300 กิโลเมตร โดยระยะทางระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดิน d [10] สามารถคำนวณได้จาก $d = \sqrt{(H + R_c)^2 - R_c^2}$ เมื่อ H คือระดับความสูงของดาวเทียม และ R_c คือรัศมีโลก ส่งผ่านข้อมูลโดยใช้ความถี่ 430 MHz ด้วยอัตราการส่งผ่านข้อมูล 9,600 bps และอุณหภูมิสัมบูรณ์เท่ากับ 300 เคลวิน ตารางที่ 1 แสดงการเปรียบเทียบกำลังส่งขั้นต่ำของการใช้รหัสด้วยอัตราหัสต่างๆ ระบบที่ไม่มีการเข้ารหัสต้องใช้กำลังส่งขั้นต่ำ 1,104.78 mW ในขณะที่ระบบที่มีการเข้ารหัส เช่น รหัสคอนไวลูชันที่มีอัตรา 1/3 และ $K=7$ ใช้กำลังส่งขั้นต่ำเพียง 528.78 mW เพื่อให้มีอัตราบิดเบือนต่ำกว่า 10^{-4}

การเปรียบเทียบการส่งผ่านภาพระหว่างระบบที่ไม่มีการเข้ารหัสกับระบบที่มีการเข้ารหัสโดยใช้กำลังส่งเท่ากันผ่านช่องสัญญาณรบกวนเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN) แสดงได้ดังตารางที่ 2 ซึ่งการเข้ารหัสคอนไวลูชันสามารถลดอัตราบิดเบือนสัญญาณลงได้สำหรับการส่งผ่านภาพด้วยระบบที่มีการเข้ารหัสคอนไวลูชันแบบปรับอัตราหัสได้ แสดงได้ดังตารางที่ 3 โดยระบบที่นำเสนอสามารถปรับอัตราหัสให้เหมาะสมต่อสภาพแวดล้อมของช่องสัญญาณได้ สามารถลดอัตราบิดเบือนให้ต่ำกว่า 10^{-4} และลดกำลังที่ใช้ในการส่งข้อมูลลงได้

บทความวิจัย





การประชุมวิชาการ งานวิจัยและพัฒนาเชิงประยุกต์ ครั้งที่ 8

8th ECTI-CARD 2016, Hua Hin, Thailand




ตารางที่ 1 การเปรียบเทียบกำลังส่งขั้นต่ำที่ใช้ส่งสำหรับผ่านข้อมูล

อัตราหัสที่ใช้	E_b / N_0 (dB) ขั้นต่ำ ที่ให้อัตราบิด ผิดพลาดต่ำกว่า 10^{-4}	อัตราขยาย ของรหัส	กำลังส่ง ขั้นต่ำ (mW)
No Coding	8.4	0	1,104.78
Code Rate = 1/2 K = 7	6	2.4	635.73
Code Rate = 1/3 K = 7	5.2	3.2	528.78
Code Rate = 1/4 K = 7	5.4	3	553.70
Code Rate = 2/3 K = 5	5.8	2.6	607.12

ตารางที่ 2 เปรียบเทียบการส่งผ่านภาพของระบบที่ไม่มีและมีการเข้ารหัส

E_b / N_0	5 dB	7 dB
ไม่มีการเข้ารหัส		
Code Rate = 1/4 K = 8		

ตารางที่ 3 การจำลองการส่งผ่านภาพด้วยการใช้ระบบที่นำเสนอ

E_b / N_0	ภาพที่รับได้	อัตราหัสที่ เหมาะสม	กำลังส่งที่ใช้ (mW)
3 dB		Code Rate = 1/3 K = 9	516.74
5 dB		Code Rate = 1/3 K = 11	504.98
7 dB		Code Rate = 1/4 K = 8	482.25

5. สรุป

บทความนี้นำเสนอการสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทเพื่อสร้างองค์ความรู้ในด้านเทคโนโลยีอวกาศ และนำเสนอการเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตราหัสได้ที่สามารถลดอัตราบิดผิดพลาดให้ต่ำกว่า 10^{-4} และใช้การบริโภคกำลังงานที่ต่ำที่สุด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

8th ECTI-CARD 2016 “การประยุกต์ใช้เทคโนโลยีอย่างชาญฉลาดเพื่อตอบสนองภาคอุตสาหกรรมสมัยใหม่อย่างยั่งยืน”

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากการจำลองการทำงานการส่งผ่านข้อมูลผ่านช่องสัญญาณรบกวนเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN) แสดงให้เห็นว่าการเข้ารหัสคอนโวลูชันแบบปรับอัตราหัสได้สามารถปรับอัตราหัสให้เหมาะสมต่อสภาพแวดล้อมของช่องสัญญาณต่างๆ สามารถลดอัตราบิดผิดพลาดของการส่งผ่านข้อมูล รวมถึงลดกำลังที่ใช้ในการส่งผ่านข้อมูลได้มากที่สุดถึง 56.35 เปอร์เซ็นต์เมื่อเทียบกับระบบที่ไม่มีเข้ารหัสช่องสัญญาณ ซึ่งสามารถนำไปประยุกต์ใช้กับดาวเทียมคิวบ์แซทได้

เอกสารอ้างอิง

- [1] The CubeSat Program (2009). Cal Poly SLP. CubeSat Design Specification. [Online]. Available: http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev12.pdf
- [2] Pirada Techavijit, Polkit Sukchalerm, Aniwat Plodpai and Sorawat Chivapreecha, “CubeSat Image Transmission in JPEG Compression: An Experiment on High Altitude Platform,” KST International Conference (KST-iCON), 2016.
- [3] Space Exploration, “CubeSats: Power System and Budget Analysis”. 2015.
- [4] The Consultative Committee for Space Data Systems (CCSDS), Recommendation for Space Data System Standards: TM Synchronization and Channel Coding, 2011.
- [5] P. Elias, “Coding for noisy channels,” IRE Conv. Rec., pp. 37-46, 1955.
- [6] Stephen B. Wicker, Error Control Systems for Digital Communication and Storage, Prentice Hall, 1995.
- [7] Shu Lin and Daniel J. Costello, Error Control Coding, 2nd ed., Prentice Hall, 2004.
- [8] B. Sklar, Digital Communications: Fundamentals and Applications, NJ, USA : Prentice Hall, 1988.
- [9] W. L. Stutzman and G. A. Thiele. Antenna Theory and Design, 2nd ed., John Wiley and Sons, 1998.
- [10] Shkelzen Cakaj, Bexhet Kamo, Argenti Lala, and Alban Rakipi, “The Coverage Analysis for Low Earth Orbiting Satellites at Low Elevation.” Int. Journal of Advanced Computer Science and Applications, vol. 5, no. 6, 2014.



นายชนาธิป ฤกษ์สุขรุ่งเรือง

นักศึกษาระดับปริญญาโท ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์ สจล.



ผศ.ดร. ศรวัฒน์ ชิวปรีชา

อาจารย์ประจำภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์ สจล.

ประวัติผู้เขียน

ชื่อ-นามสกุล นายชนาธิป ฤกษ์สุขรุ่งเรือง
 วัน เดือน ปีเกิด 11 กรกฎาคม 2536
 ที่อยู่ 98/91 หมู่บ้านสุภาวาลัย ซ.ที่ดินทอง 4 ถ.เทพารักษ์ ต.บางเมือง
 อ.เมืองสมุทรปราการ จ.สมุทรปราการ 10270
 ประวัติการศึกษา ปี พ.ศ. 2558 วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต
 สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์
 สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
 ความชำนาญเฉพาะด้าน 1) เทคโนโลยีวิทยุกำหนดด้วยซอฟต์แวร์ (Software Defined Radio)
 2) เทคโนโลยีดาวเทียม
 3) การประมวลผลสัญญาณดิจิทัล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้