



กทปส

รายงานฉบับสมบูรณ์

โครงการขอรับการส่งเสริมและสนับสนุนจากเงินกองทุนวิจัยและพัฒนากิจการ
กระจายเสียง กิจการโทรทัศน์ และกิจการโทรคมนาคม เพื่อประโยชน์สาธารณะ

โครงการ KNACKSAT โครงการออกแบบและจัดส่งดาวเทียมขนาดเล็กเพื่อการศึกษา
KNACKSAT – Design and Launch CubeSat for Education
สัญญาเงินทุนเลขที่ T2-1-0009/57

ศาสตราจารย์ ดร. สุวัฒน์ กุลธนปรีดา
นักวิจัยหัวหน้าโครงการ
ธันวาคม 2561

รายงานฉบับสมบูรณ์

ทุนส่งเสริมและสนับสนุนการวิจัยและพัฒนา
สัญญา์รับทุนเลขที่ T2-1-0009/57

โครงการ KNACKSAT โครงการออกแบบและจัดส่งดาวเทียมขนาดเล็กเพื่อการศึกษา
KNACKSAT – Design and Launch CubeSat for Education

หัวหน้าโครงการ

ศาสตราจารย์ ดร. สุวัฒน์ กุลธนปรีดา

นักวิจัยร่วมโครงการ

ดร. พงศธร สายสุจริต

ดร. สว่างทิตย์ ศรีกิจสุวรรณ

ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. สุรเมธ เฉลิมวิสุตม์กุล

ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. กรองแก้ว เล้าหลิดานนท์

อ. สมศักดิ์ โชติชนาทวีวงศ์

อ. อีราพร แสนทวี

อ. อีรวัจน์ แสงเพชร

ศูนย์วิจัยเฉพาะทางวิศวกรรมอวกาศและทะเล

สำนักวิจัยวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ

ได้รับทุนอุดหนุนจากกองทุนวิจัยและพัฒนาโครงการกระจายเสียง กิจกรรมโทรทัศน์

และกิจการโทรคมนาคม เพื่อประโยชน์สาธารณะ (สำนักงาน กสทช.)

ธันวาคม 2561

รายงานสรุปสำหรับผู้บริหาร

โครงการนี้ได้ทำการออกแบบและจัดสร้างดาวเทียมขนาดเล็กเพื่อการศึกษาในรูปแบบ CubeSat พร้อมทั้งจัดส่งเข้าสู่วงโคจร โดยใช้ชื่อของดาวเทียมว่า “KNACKSAT” (ย่อมาจาก KmutNb Academic Challenge of Knowledge SATellite) ดาวเทียม KNACKSAT ที่ส่งเข้าสู่วงโคจรมีขนาดและน้ำหนักจากการวัดจริงเท่ากับ 10 ซม. x 10 ซม. x 11.4 ซม. และ 1.052 กก. ตามลำดับ และใช้คลื่นวิทยุย่านความถี่วิทยุสมัครเล่นในการสื่อสาร (Call sign: HS0K, Downlink: 435.635 MHz)

ผลผลิตหลักของโครงการนี้ประกอบด้วย สถานีภาคพื้นดิน (Ground Station) ดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรม (Engineering Model) ดาวเทียม KNACKSAT ที่ส่งเข้าสู่วงโคจร (Flight Model) และการจัดส่งดาวเทียม KNACKSAT เข้าสู่วงโคจรและปฏิบัติการกิจ

ผลลัพธ์หลักของโครงการประกอบด้วย

1. ดาวเทียม KNACKSAT ได้จัดส่งเข้าสู่วงโคจรเป็นที่เรียบร้อยแล้ว และได้เริ่มต้นปฏิบัติงานในอวกาศแล้ว โดยสัญญาณวิทยุแรกของดาวเทียม KNACKSAT ถูกรับได้แล้ว
2. โครงการได้จัดอบรมการรับสัญญาณดาวเทียมให้กับนักศึกษาทั้งหมดจำนวน 2 ครั้ง รวม 3 วัน และมีนักศึกษาเข้ารับการอบรมทั้งหมด 96 คน
3. ดาวเทียมได้ปฏิบัติงานส่งสัญญาณ CW (Beacon) จากอวกาศแล้ว แต่ยังไม่สามารถปฏิบัติการกิจอื่นได้
4. จากการวิเคราะห์ Debris พบว่าดาวเทียม KNACKSAT จะสามารถโคจรอยู่ได้ไม่น้อยกว่า 6 ปีก่อนที่จะ de-orbit อย่างไรก็ตาม อายุการใช้งานดาวเทียมจริงอาจจะสั้นกว่านั้น เนื่องจากการเสื่อมสภาพของอุปกรณ์ต่างๆ จากความร้อนและรังสีที่รุนแรงในอวกาศ
5. ดาวเทียมผ่านการตรวจสอบว่าเป็นไปตามข้อกำหนดของการส่งจรวด โดยเฉพาะการทำ Bake-out Test เพื่อวัดการปล่อยก๊าซของวัสดุที่ใช้ทำดาวเทียม ซึ่งถือว่าการรับรองขั้นต้นว่าวัสดุที่ใช้ในการสร้างดาวเทียมสามารถใช้ได้ในกิจการด้านอวกาศได้
6. โครงการได้ดำเนินการเผยแพร่ผลงานผ่านการประชุมวิชาการต่างๆ อย่างต่อเนื่อง โดยมีบทความเผยแพร่ในงานประชุมวิชาการระดับนานาชาติจำนวน 5 บทความ และระดับชาติจำนวน 1 บทความ ตลอดจนได้เข้าร่วมการประชุมวิชาการอื่นๆ ในรูปแบบนำเสนออย่างเดียวยังอีกจำนวน 4 การประชุม
7. โครงการได้สร้างการรับรู้และตื่นตัวของประชาชน หน่วยงาน และอุตสาหกรรมอย่างต่อเนื่อง ทั้งในรูปแบบการเผยแพร่ผ่านสื่อโทรทัศน์และสื่อหนังสือพิมพ์

สารบัญ

หน้าที่

สารบัญ	ก-1
สารบัญรูป	ข-1
สารบัญตาราง	ค-1
บทที่ 1 บทนำ	1-1
1.1 ความเป็นมา	1-2
1.2 วัตถุประสงค์	1-2
1.3 ขอบเขตและกิจกรรมการดำเนินงาน	1-2
1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ	1-2
1.5 กรอบแนวคิด	1-3
1.6 แผนการดำเนินโครงการ	1-9
บทที่ 2 การประสานงานเพื่อขอใช้คลื่นความถี่	2-1
2.1 สมาคมวิทยุสมัครเล่นแห่งประเทศไทย	2-1
2.2 สำนักงานคณะกรรมการกิจการกระจายเสียง กิจการโทรทัศน์ และกิจการโทรคมนาคมแห่งชาติ	2-1
2.3 กระทรวงดิจิทัลเพื่อเศรษฐกิจและสังคมแห่งชาติ	2-4
2.4 International Amateur Radio Union (IARU)	2-5
2.5 International Telecommunication Union (ITU)	2-6
บทที่ 3 การประสานงานกับต่างประเทศเพื่อจองช่วงเวลาการนำส่งดาวเทียมสู่อวกาศ	3-1
3.2 ผลการดำเนินการคัดเลือกผู้ให้บริการจัดส่งดาวเทียม	3-1
3.3 การประสานงานกับบริษัท Spaceflight Inc.	3-4
	4-1
บทที่ 4 การกำหนดและประเมินภารกิจของดาวเทียมก่อนดำเนินการสร้างดาวเทียม	
4.1 การกำหนดภารกิจ	4-1
4.2 การประเมินและวิเคราะห์ภารกิจ	4-2

สารบัญ (ต่อ)

	หน้าที่
บทที่ 5 การออกแบบดาวเทียม CubeSat ขั้นต้น	5-1
5.1 ระบบย่อยโครงสร้าง (STR)	5-1
5.2 ระบบย่อยการสื่อสาร (COMM)	5-6
5.3 ระบบย่อยไฟฟ้ากำลัง (EPS)	5-24
5.4 ระบบย่อยการจัดการคำสั่งและข้อมูล (CDH)	5-33
5.5 ระบบย่อยการหาและควบคุมการทรงตัว (ADCS)	5-36
5.6 เพย์โหลด (Payload) หรือกล้องถ่ายรูป (CAM)	5-39
บทที่ 6 การประเมินและตรวจสอบแบบเบื้องต้น (PDR, Preliminary Design Review)	6-1
6.1 การดำเนินกิจกรรมการประเมินและตรวจสอบแบบเบื้องต้น	6-1
6.2 ผลการประเมินและตรวจสอบแบบเบื้องต้น	6-4
บทที่ 7 งานศึกษาดาวเทียม CubeSat จากต่างประเทศ	7-1
7.2 ผลการศึกษาข้อมูลทั่วไปของดาวเทียม CubeSat	7-1
7.3 ผลการศึกษาดาวเทียม CubeSat จากต่างประเทศ	7-2
บทที่ 8 การวิเคราะห์ประเมินชิ้นส่วนและวงจรเพื่อเตรียมการสร้างดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรม (Engineering Model)	8-1
8.1 ระบบย่อยโครงสร้าง (Structure Subsystem, STR)	8-1
8.2 ระบบย่อยไฟฟ้ากำลัง (Electrical Power Subsystem, EPS)	8-5
8.3 ระบบย่อยการสื่อสาร (Communication Subsystem, COMM)	8-6
8.5 ระบบย่อยการหาและควบคุมการทรงตัว (Attitude Determination and Control Subsystem, ADCS)	8-8
8.6 ระบบย่อยการจัดการคำสั่งและข้อมูล (Command and Data Handling Subsystem, CDH)	8-9
8.7 เพย์โหลด (Payload) หรือกล้องถ่ายรูป (Camera, CAM)	8-9

สารบัญ (ต่อ)

	หน้าที่
บทที่ 9 การติดตั้งสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม (Ground Station)	9-1
9.1 บริเวณที่ติดตั้งสายอากาศสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม	9-1
9.2 แผนผังการทำงานของสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม	9-4
9.3 การวิเคราะห์การสื่อสารระหว่างสถานีภาคพื้นดินและดาวเทียม KNACKSAT	9-5
9.4 การทดสอบการสื่อสารระยะไกล	9-8
บทที่ 10 การสร้างดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรม (Engineering Model, EM)	10-1
10.1 ระบบย่อยโครงสร้าง (Structure Subsystem, STR)	10-1
10.2 ระบบย่อยไฟฟ้ากำลัง (Electrical Power Subsystem, EPS)	10-3
10.3 ระบบย่อยการสื่อสาร (Communication Subsystem, COMM)	10-5
10.4 ระบบย่อยการจัดการคำสั่งและข้อมูล (Command and Data Handling, CDH)	10-7
10.5 ระบบย่อยการหาและควบคุมการทรงตัว (Attitude Det & Control Sys, ADCS)	10-9
10.6 เพย์โหลด (Payload) หรือกล้องถ่ายรูป (Camera, CAM)	10-11
10.7 การทดสอบการทำงานรวมของระบบ (Integration Test)	10-12
บทที่ 11 การติดตั้งห้องปลอดฝุ่นเพื่อทดสอบดาวเทียม	11-1
11.1 การเปรียบเทียบและคัดเลือกรูปแบบของห้องปลอดฝุ่น	11-1
11.2 ข้อกำหนดในการติดตั้งห้องปลอดฝุ่น	11-3
11.3 ห้องปลอดฝุ่นที่ห้องปฏิบัติการคลื่นความถี่วิทยุและไมโครเวฟ	11-3
11.4 ห้องปลอดฝุ่นรูปแบบ Clean Booth	11-5
บทที่ 12 การประเมินการออกแบบขั้นสุดท้าย (CDR, Critical Design Review)	12-1
12.1 กิจกรรมการดำเนินการประเมินและตรวจสอบแบบขั้นสุดท้าย	12-2
12.2 ผลการดำเนินการประเมินและตรวจสอบแบบขั้นสุดท้าย	12-3
บทที่ 13 การทดสอบดาวเทียมในสภาพแวดล้อมเหมือนอวกาศ (Environment Test)	13-1
13.1 การทดสอบการสั่นสะเทือน	13-2
13.2 การทดสอบอุณหภูมิในสภาวะสุญญากาศ	13-8
13.3 การทดสอบรังสีจักรวาล	13-10

สารบัญ (ต่อ)

	หน้าที่
บทที่ 14 การสร้างดาวเทียมพร้อมส่งเข้าสู่วงโคจร (Flight Model)	14-1
14.1 การลงอุปกรณ์บนบอร์ด PCB ของดาวเทียม Flight Model	14-1
14.2 การประกอบดาวเทียม Flight Model	14-2
บทที่ 15 การทดสอบโปรแกรมดาวเทียมและทดสอบตามมาตรฐานการส่งเข้าสู่วงโคจรของ ต่างประเทศที่ปล่อยจรวด	15-1
15.1 การทดสอบโปรแกรมดาวเทียม	15-1
15.2 การทดสอบดาวเทียมตามมาตรฐานการส่งเข้าสู่วงโคจรของต่างประเทศที่ปล่อยจรวด	15-10
บทที่ 16 การประชุมวิชาการ	16-1
16.1 การประชุมเชิงวิชาการ	16-1
16.2 การจัดอบรมการใช้งานสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม	16-9
บทที่ 17 การปล่อยดาวเทียมเข้าสู่วงโคจร	17-1
17.1 การนำดาวเทียมไปประกอบรวมกับชุดอุปกรณ์ปล่อยดาวเทียม	17-2
17.2 ผลการส่งจรวดและปล่อยดาวเทียม	17-5
บทที่ 18 การติดตามและประเมินขั้นความสำเร็จการทำงานของดาวเทียม KNACKSAT	18-1
18.1 ผลการติดต่อสื่อสารผ่านดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดิน	18-1
18.2 การติดตามและการประเมินขั้นความสำเร็จ	18-4
บทที่ 19 การเผยแพร่โครงการสู่สาธารณะ	19-1
19.1 การเผยแพร่ผ่านสื่อโทรทัศน์	19-1
19.2 การเผยแพร่ผ่านสื่อหนังสือพิมพ์	19-6
บทที่ 20 บทสรุป	20-1
20.1 สรุป	20-1
20.2 ข้อเสนอแนะ	20-6

สารบัญรูป

รูปที่		หน้าที่
1.1	ส่วนประกอบหลักของดาวเทียม KNACKSAT ตามกรอบแนวคิด	1-3
1.2	กรอบแนวคิดของระบบการทำงานของดาวเทียม KNACKSAT	1-4
1.3	ตัวอย่างรูปแบบโครงสร้างของ KNACKSAT	1-5
1.4	กรอบแนวคิดของระบบไฟฟ้ากำลังของ KNACKSAT	1-6
1.5	กรอบแนวคิดของระบบสื่อสารของ KNACKSAT	1-8
1.6	ตัวอย่าง Magnetic Torquer (MTQ)	1-8
1.7	ผลของ Plasma Drag Force caused by MTQs	1-9
2.1	จดหมายตอบการขออนุญาตและสัญญาณเรียกขาน	2-2
2.2	จดหมายตอบการตรวจสอบเอกสาร API	2-3
2.3	จดหมายส่งเอกสาร API ให้กับ ITU	2-4
2.4	เอกสารแสดงการจัดสรรคลื่นความถี่ของดาวเทียม KNACKSAT โดย IARU	2-5
2.5	เอกสารแสดงการประกาศ API ของข่ายงานดาวเทียม KNACKSAT โดย ITU	2-6
3.1	ตัวอย่างหน้าแรกของสัญญาจ้างส่งดาวเทียม	3-3
3.2	Kickoff Meeting	3-4
3.3	ข้อมูลเบื้องต้นของ Mission จาก Kickoff Meeting	3-5
3.4	โปรแกรม JAMA ที่ใช้ในการจัดทำเอกสาร ICD	3-6
3.5	ประชาสัมพันธ์สู่สาธารณะผ่านเว็บของบริษัท Spaceflight Inc.	3-7
3.6	การประชาสัมพันธ์สู่สาธารณะผ่านเว็บ GUNTER'S SPACE PAGE	3-8
3.7	การประชาสัมพันธ์สู่สาธารณะผ่านเว็บ forum.nasaspaceflight.com	3-9
3.8	การประชาสัมพันธ์สู่สาธารณะผ่านเว็บ satellitetoday.com	3-10
4.1	ตัวอย่างหน้าจอโปรแกรม Orbitron	4-3
4.2	ความถี่ของระยะเวลาที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวเทียมใน 1 เดือน (กรณี Dnepr)	4-5
4.3	ระยะเวลาที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวเทียมใน 1 เดือน (กรณี Dnepr)	4-5
4.4	ค่ามุม Elevation สูงสุดที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวเทียมใน 1 เดือน (กรณี Dnepr)	4-6
4.5	ระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดินที่ Max Elevation ใน 1 เดือน (กรณี Dnepr)	4-6
4.6	ความถี่ของระยะเวลาที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวเทียมใน 1 เดือน (กรณี PSLV)	4-8

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่		หน้าที่
4.7	ระยะเวลาที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวเทียมใน 1 เดือน (กรณี PSLV)	4-8
4.8	ค่ามุม Elevation สูงสุดที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวเทียมใน 1 เดือน (กรณี PSLV)	4-9
4.9	ระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดินที่ Max Elevation ใน 1 เดือน (กรณี PSLV)	4-9
4.10	ความถี่ของระยะเวลาที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวเทียมใน 1 เดือน (กรณี Atlas-V)	4-11
4.11	ระยะเวลาที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวเทียมใน 1 เดือน (กรณี Atlas-V)	4-11
4.12	ค่ามุม Elevation สูงสุดที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวเทียมใน 1 เดือน (กรณี Atlas-V)	4-12
4.13	ระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดินที่ Max Elevation ใน 1 เดือน (กรณี Atlas-V)	4-12
4.14	ตัวอย่างระบบถ่ายภาพ	4-14
5.1	แบบทางวิศวกรรมของโครงสร้างหลักของดาวเทียม	5-3
5.2	ส่วนประกอบของโครงสร้างและการวาง Layout ของบอร์ด	5-4
5.3	ชุดจับยึดสายอากาศและวงจรไฟฟ้าปล่อยสายอากาศ	5-5
5.4	ภาพถ่ายขณะการทดลองการปล่อยสายอากาศของชุดปล่อยที่จัดสร้างขึ้น	5-6
5.5	แผนผังการทำงานของบอร์ด COMM แนวทาง (A)	5-7
5.6	แผนผังการทำงานของบอร์ด COMM แนวทาง (B)	5-8
5.7	ผลการวัดของข้อมูลที่ส่งออก (0x7E) ด้วยเครื่อง Oscilloscope	5-9
5.8	ระบบส่งสัญญาณแบบ CW	5-10
5.9	สเปกตรัมสัญญาณที่ได้จากวงจรส่งสัญญาณแบบ CW กับวงจรขยายกำลัง	5-10
5.10	วงจรที่ใช้ในระบบรับส่งสัญญาณแบบ GMSK และ FSK	5-11
5.11	การทดสอบการรับส่งสัญญาณแบบ GMSK และ FSK	5-11
5.12	แผนผังการทดสอบการส่งสัญญาณของ GMSK และ FSK แบบ wireline	5-12
5.13	แผนผังการทดสอบการส่งสัญญาณของ GMSK และ FSK แบบ Wireless	5-12
5.14	สัญญาณข้อมูลเปรียบเทียบระหว่างภาคส่งและภาครับ จากการมอดูเลตแบบ FSK	5-13
5.15	แผนผังการทำงานของระบบสื่อสารแบบ GMSK	5-13
5.16	สัญญาณข้อมูลเปรียบเทียบระหว่างภาคส่งและภาครับ จากการมอดูเลตแบบ GFSK	5-13

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่		หน้าที่
5.17	สเปกตรัมของสัญญาณที่มอดูเลตแบบ FSK	5-14
5.18	สเปกตรัมของสัญญาณที่มอดูเลตแบบ GFSK	5-14
5.19	การจำลองวงจรรขยายกำลัง โดยโปรแกรม ADS	5-16
5.20	ผลการจำลองวงจรรขยายกำลัง	5-17
5.21	ผลการจำลองค่า S-Parameter ของสายอากาศบนดาวเทียม	5-18
5.22	3D Far Field Plot ของสายอากาศแบบไดโพลย่าน VHF ที่ความถี่ 145 MHz	5-18
5.23	Polar Far Field Plot ของสายอากาศแบบไดโพลย่าน VHF ที่ความถี่ 145 MHz	5-18
5.24	3D Far Field Plot ของสายอากาศแบบไดโพลย่าน UHF ที่ความถี่ 435 MHz	5-19
5.25	Polar Far Field Plot ของสายอากาศแบบไดโพลย่าน UHF ที่ความถี่ 435 MHz	5-19
5.26	บล็อกไดอะแกรมของสถานีรับส่งสัญญาณภาคพื้นดิน	5-20
5.27	Link Budget ระหว่างสถานีรับส่งสัญญาณภาคพื้นดินและดาวเทียม	5-20
5.28	แผนผังการทำงานของระบบย่อย EPS	5-26
5.29	วงจรส่วนการเก็บเกี่ยวพลังงาน	5-28
5.30	วงจรส่วนการกักเก็บพลังงาน	5-29
5.31	วงจรส่วนจัดการพลังงาน	5-30
5.32	การทดสอบฟังก์ชันของอุปกรณ์ MPPT เมื่อให้แรงดันอินพุตเท่ากับ 1.0 โวลต์	5-31
5.33	แผงโซลาร์เซลล์ที่ใช้ในการทดสอบ	5-32
5.34	การทดสอบการทำงานของวงจร MPPT	5-32
5.35	แผนผังการเชื่อมต่อของ MCU	5-33
5.36	การเชื่อมต่อภายในของ OBC	5-34
5.37	โครงสร้างซอฟต์แวร์	5-35
5.38	ชุดทดสอบวงจร CDH ที่จัดสร้างขึ้น	5-36
5.39	ผลการทดลองอ่านค่า Sensor ของชุดทดสอบวงจร CDH	5-36
5.40	ขดลวด MTQ แบบไม่มีแกนที่ทดลองจัดสร้างขึ้น	5-37
5.41	แผนผังการทำงานของบอร์ด ADCS	5-37
5.42	บอร์ดที่จัดสร้างขึ้นเพื่อทดสอบการทำงานของระบบย่อย ADCS	5-38
5.43	เลนส์ LS-40207	5-40

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่		หน้าที่
5.44	ตัวอย่างภาพแสดงพื้นที่ที่ครอบคลุมการถ่ายภาพ	5-40
5.45	แผนผังการทำงานของบอร์ด CAM	5-41
5.46	บอร์ด CAM ที่จัดสร้างขึ้นสำหรับทดสอบการถ่ายภาพและโปรแกรมควบคุมการทำงาน	5-41
5.47	ผลการทดสอบถ่ายภาพขนาด QVGA	5-42
5.48	ผลการทดสอบถ่ายภาพขนาด VGA	5-43
5.49	ผลการทดสอบถ่ายภาพขนาด HDR	5-44
6.1	ภาพถ่ายรวม	6-1
6.2	ภาพถ่ายขณะหัวหน้าโครงการนำเสนอภารกิจของดาวเทียม	6-2
6.3	ภาพถ่ายขณะผู้จัดการโครงการนำเสนอโครงสร้างระบบดาวเทียม	6-3
6.4	ภาพถ่ายขณะผู้ช่วยวิจัยนำเสนอระบบย่อยต่างๆ	6-3
6.5	ภาพถ่ายขณะผู้เชี่ยวชาญให้ความเห็นและคำแนะนำต่างๆ	6-3
7.1	กราฟสถิติแสดงจำนวนการส่งดาวเทียม CubeSat	7-2
7.2	ดาวเทียม XI-IV	7-3
7.3	ดาวเทียม PW-SAT1	7-3
7.4	ดาวเทียม EstCuve-1	7-4
7.5	ดาวเทียม SwissCube-1	7-4
7.6	ดาวเทียม Compass-1	7-5
8.1	รูปภายนอกและภาพตัดของ P-POD	8-2
8.2	ขนาดของดาวเทียม CubeSat 1U	8-2
8.3	โครงสร้างหลักของ KNACKSAT	8-3
8.4	ทิศทางการวางตัวของ P-POD	8-3
8.5	ขนาดและทิศทางของแรงที่กระทำ	8-4
8.6	ความเค้นที่ดาวเทียมได้รับ	8-4
8.7	การเสียรูปของดาวเทียม	8-5
8.8	แผนผังการทำงานของระบบ EPS	8-6
8.9	การเชื่อมต่อภายในของระบบ CDH	8-9

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้าที่
9.1	บริเวณที่ติดตั้งสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม 9-2
9.2	การติดตั้ง Rotator และสายอากาศสำหรับรับส่งสัญญาณ ที่บริเวณคาดฟ้าอาคาร 9-3
9.3	ห้องควบคุมดาวเทียม และอุปกรณ์ภายในห้อง 9-4
9.4	แผนผังการทำงานของสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม 9-4
9.5	การจำลองวงโคจร 9-6
9.6	ข้อมูล Rotator 9-7
9.7	การรับสัญญาณ Beacon ของดาวเทียม Horyu4 9-7
9.8	ภาพที่รับสัญญาณโดยตรงจากสถานีอวกาศนานาชาติ ในระบบ Slow Scan TV ในโอกาสครบรอบ 20 ปีโครงการวิทยุสมัครเล่นบน ISS 9-8
9.9	สถานที่ทดสอบการสื่อสารระยะไกล 9-9
9.10	รูปแบบการทดสอบสื่อสารระยะไกล 9-10
9.11	การติดตั้งดาวเทียม ณ จุดทดสอบ 9-11
10.1	โครงสร้างหลักของ KNACKSAT 10-1
10.2	โครงสร้างที่ประกอบเสร็จแล้ว 10-2
10.3	ตำแหน่งการวางของดาวเทียมและแรงที่ใช้กระทำขณะทำการทดสอบ 10-2
10.4	ลายวงจร PCB ของระบบ EPS 10-3
10.5	แผ่น PCB ของระบบ EPS 10-4
10.6	ลายวงจร PCB ของระบบ COMM 10-6
10.7	แผ่น PCB ของระบบ COMM 10-6
10.8	การทดสอบส่งสัญญาณข้อมูลผ่านคลื่นวิทยุแบบ FSK (9600bps) 10-7
10.9	การส่งข้อมูลดิจิทัลผ่าน I2C Bus 10-7
10.10	ลายวงจร PCB ของระบบ CDH และแผ่น PCB ของระบบ CDH 10-8
10.11	ผลการทดสอบการทำงานของ Temperature Sensor 10-9

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่		หน้าที่
10.12	ลายวงจร PCB ของระบบ ADCS และแผ่น PCB ของระบบ ADCS	10-10
10.13	Helmholtz Coil และ Air Baring	10-10
10.14	ลายวงจร PCB ของระบบ CAM และแผ่น PCB ของระบบ CAM	10-11
10.15	TableSat สำหรับทดสอบการทำงานรวมของระบบ	10-12
10.16	การทดสอบการทำงานรวมของระบบ	10-13
10.17	ระบบการส่งคำสั่งเพื่อการทดสอบ	10-13
11.1	รูปแบบของห้องปลอดฝุ่น	11-2
11.2	Clean Booth ที่ออกแบบไว้	11-2
11.3	แบบแปลนของห้องปลอดฝุ่นที่ห้องปฏิบัติการคลื่นความถี่วิทยุและไมโครเวฟ	11-4
11.4	ห้องปลอดฝุ่นที่ห้องปฏิบัติการคลื่นความถี่วิทยุและไมโครเวฟ	11-5
11.5	Clean Booth ที่จัดสร้างขึ้นเพื่อประกอบดาวเทียม	11-6
12.1	ภาพถ่ายรวมกิจกรรมการประเมินและตรวจสอบแบบขั้นสุดท้าย	12-1
12.2	ภาพถ่ายขณะผู้เชี่ยวชาญกำลังให้ความเห็นและคำแนะนำการติดตั้งตัวดาวเทียม	12-2
12.3	ภาพถ่ายขณะ Professor Shinichi Nakasuka ให้ความเห็นและคำแนะนำระบบ Reset System	12-2
12.4	ภาพถ่ายขณะ Mr. Masanobu Tsuji ให้ความเห็นและคำแนะนำการส่งสัญญาณ Reset	12-3
12.5	ภาพถ่ายขณะ Dr. Nakamura Tai ให้ความเห็นและคำแนะนำ Grounding Camera	12-3
13.1	ภาพถ่ายบรรยากาศในระหว่างการทดสอบ	13-1
13.2	ภาพถ่ายเครื่องทดสอบการสั่นสะเทือน	13-3
13.3	ภาพถ่ายขณะติดตั้งดาวเทียม KNACKSAT ภายใน POD และบนเครื่องทดสอบการสั่นสะเทือน	13-3
13.4	แผนผังการทดสอบการสั่นสะเทือน	13-4
13.5	ผลการทดสอบการสั่นสะเทือนเปรียบเทียบก่อนและหลังการทดสอบในแนวแกน x	13-5
13.6	ผลการทดสอบการสั่นสะเทือนเปรียบเทียบก่อนและหลังการทดสอบในแนวแกน y	13-6
13.7	ผลการทดสอบการสั่นสะเทือนเปรียบเทียบก่อนและหลังการทดสอบในแนวแกน z	13-7
13.8	โปรไฟล์อุณหภูมิที่ทดสอบอุณหภูมิในสภาวะสุญญากาศ	13-8
13.9	ภาพถ่ายเครื่องทดสอบอุณหภูมิในสภาวะสุญญากาศ	13-9

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่		หน้าที่
13.10	ภาพถ่ายดาวเทียม KNACKSAT ติดตั้งภายในเครื่องทดสอบอุณหภูมิในสภาวะสุญญากาศ	13-9
13.11	โปรแกรมอุณหภูมิที่ทดสอบวัฏจักรอุณหภูมิ	13-10
13.12	เครื่องทดสอบวัฏจักรอุณหภูมิ	13-11
13.13	ดาวเทียม KNACKSAT ขณะติดตั้งอยู่ในเครื่องทดสอบวัฏจักรอุณหภูมิ	13-11
14.1	ภาพถ่ายของบอร์ด PCB ที่ลงอุปกรณ์เสร็จแล้ว	14-1
14.2	ภาพถ่ายของบอร์ด PCB ขณะตรวจสอบความสะอาดด้วยแสง UV	14-2
14.3	ภาพถ่ายขณะติดตั้ง Solar Cell	14-3
14.4	ภาพถ่ายขณะประกอบดาวเทียม	14-3
14.5	ภาพถ่ายขณะดาวเทียมติดตั้งอยู่บนอุปกรณ์จับยกให้ลอยขึ้นมา	14-4
14.6	ดาวเทียม Flight Model ที่ประกอบเสร็จสมบูรณ์	14-4
15.1	แผนภาพลำดับการปฏิบัติการกิจ	15-2
15.2	แผนภาพแสดงสลับเปลี่ยนโหมดในการปฏิบัติการกิจ	15-3
15.3	แผนภาพแสดงการจัดการข้อมูลของ Safe Mode	15-3
15.4	แผนภาพแสดงการจัดการข้อมูลของ Normal Mode	15-4
15.5	การทดสอบการทำงานของไฟล์ซอฟต์แวร์กับดาวเทียมพร้อมส่งสู่อวกาศ (FM)	15-5
15.6	รูปการทดสอบโปรแกรมอ่านค่าเซ็นเซอร์ต่างๆ ของดาวเทียม	15-5
15.7	รูปโปรแกรมแสดงการ Encode สัญญาณ CW	15-6
15.8	รูปโปรแกรมแสดงข้อมูลการ Decode สัญญาณ CW	15-6
15.9	รูปโปรแกรมส่งสัญญาณคำสั่งจากสถานีภาคพื้นดิน	15-7
15.10	รูปโปรแกรมรับสัญญาณข้อมูลจากดาวเทียมด้วยสถานีภาคพื้นดิน	15-7
15.11	แผนผังการทดสอบโปรแกรมการควบคุมการทรงตัวดาวเทียม	15-8
15.12	ผลลัพธ์การควบคุมการทรงตัว	15-10
15.13	Air Space Volume	15-11
15.14	Venting Area	15-11
15.15	TestPOD	15-12
15.16	วงจรตัดพลังงานไฟฟ้า	15-12

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่		หน้าที่
15.17	ตำแหน่ง RBF Pin และ Deployment SW Pin	15-13
15.18	วงจรตัดพลังงานไฟฟ้า	15-13
15.19	ดาวเทียมทำงานเมื่อนำ RBF Pin ออก	15-14
15.20	ดาวเทียมไม่ทำงานหลังจากปิดฝา TestPOD	15-14
15.21	ทิศทางการสั่นในแต่ละแกนและตำแหน่งการติดตั้งเซนเซอร์	15-15
15.22	ผลการทำ Modal Survey Test ในแนวแกน X	15-16
15.23	ผลการทำ Modal Survey Test ในแนวแกน Y	15-16
15.24	ผลการทำ Modal Survey Test ในแนวแกน Z	15-17
15.25	Spectrum ของการทำ Random Vibration Test ในแนวแกน X	15-17
15.26	Spectrum ของการทำ Random Vibration Test ในแนวแกน Y	15-18
15.27	Spectrum ของการทำ Random Vibration Test ในแนวแกน Z	15-18
15.28	Spectrum ของการทำ Sine Bust Test ในแนวแกน X	15-19
15.29	Spectrum ของการทำ Sine Bust Test ในแนวแกน Y	15-19
15.30	Spectrum ของการทำ Sine Bust Test ในแนวแกน Z	15-20
15.31	ภาพถ่ายก่อนและหลังการทำ Vibration Test	15-20
15.32	ภาพถ่ายเครื่อง Vacuum Brazing Furnace	15-21
15.33	ภาพถ่ายขณะที่ดาวเทียมอยู่ในเครื่อง Vacuum Brazing Furnace	15-21
15.34	ภาพถ่ายแสดงค่ามวลของดาวเทียมก่อนและหลังทำการอบ	15-22
15.35	กราฟแสดงค่าความดันและอุณหภูมิระหว่างการอบ	15-22
16.1	บทความการประชุมวิชาการ TJIAC-2016	16-1
16.2	บทความการประชุมวิชาการ ACDT-2017	16-2
16.3	บทความการประชุมวิชาการ ISAP-2017	16-3
16.4	บทความการประชุมวิชาการ IOP/TSME-ICoME-2017	16-4
16.5	บทความการประชุมวิชาการ TSME-ICoME-2017	16-5
16.6	บทความการประชุมวิชาการ ME-NETT-2018	16-6
16.7	การประชุมวิชาการ SEKUW	16-7
16.8	การประชุมวิชาการ NAC2017	16-8

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้าที
16.9	การประชุมวิชาการ TSEF 16-8
16.10	การประชุมวิชาการ GSW 16-9
16.11	ภาพถ่ายบรรยายภาคการอบรมในวันที่ 8 กุมภาพันธ์ พ.ศ. 2561 16-10
16.12	ภาพถ่ายบรรยายภาคการอบรมในวันที่ 8 กุมภาพันธ์ พ.ศ. 2561 16-11
16.13	ภาพถ่ายบรรยายภาคการอบรมในวันที่ 17 ตุลาคม พ.ศ. 2561 16-12
17.1	มิชชั่น SSO-A ของบริษัท Spaceflight 17-1
17.2	ภาพวาดแสดงชุดปล่อยดาวเทียมมิชชั่น SSO-A 17-2
17.3	การประกอบดาวเทียม KNACKSAT เข้ากับ Cubesat Dispenser 17-4
17.4	การติดตั้ง Cubesat Dispenser เข้ากับ Lower Free Flyer 17.5
17.5	เอกสารแถลงข่าวของบริษัท SpaceX 17-6
17.6	ภาพถ่ายของจรวด Falcon 9 มิชชั่น SSO-A 17.8
17.7	ค่า Orbital Parameters ของ LFF 17.9
17.8	การยืนยันการปล่อยดาวเทียม KNACKSAT ออกจาก LFF 17.9
18.1	สัญญาณวิทยุรับได้โดยนักวิทยุสมัครเล่นที่ใช้ชื่อว่า Mike Rupprecht 18-1
18.2	สัญญาณวิทยุรับได้โดยนักวิทยุสมัครเล่นที่ใช้ชื่อว่า Fatc Mubin 18-3
18.3	สถานะภาพของดาวเทียม KNACKSAT ในเว็บของ SatNOGS Network 18-3
18.4	สถานะภาพของดาวเทียม KNACKSAT ในเว็บของ DK3WN 18-4
19.1	รายการเดินหน้าประเทศไทย 19-1
19.2	รายการเปิดประตูรั้วมหาวิทยาลัย 19-1
19.3	รายการกล้าคิดกล้าทำ 19-2
19.4	รายการ Thailand Today 19-2
19.5	รายการ NHK World 19-2
19.6	รายการข่าว NBT 19-3
19.7	รายการข่าว 3 มิติ 19-3
19.8	รายการคนไทย...ไม่ทิ้งกัน และรายการ World Trend 19-4
19.9	รายการ TNN Life News 19-4

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้าที	
19.10	รายการช่วยคิดช่วยทำ	19-5
19.11	รายการเรื่องเด่นเย็นนี้	19-5
19.12	รายการ NewsNBT ข่าวเช้า	19-5
20.1	ภาพถ่ายสถานีภาคพื้นดิน	20-1
20.2	ภาพถ่ายดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรม	20-2
20.3	ภาพถ่ายดาวเทียมจริงเพื่อส่งเข้าสู่วงโคจร	20-3
20.4	ภาพถ่ายดาวเทียม KNACKSAT ประกอบเข้ากับชุดอุปกรณ์ปล่อยดาวเทียม	20-4
20.5	Infographic ของมิชชั่น SSO-A	20-4
20.6	สัญญาณวิทยุของดาวเทียม KNACKSAT รับได้ครั้งแรก	20-5

สารบัญตาราง

	หน้าที่	
ตารางที่		
1.1	ข้อกำหนดพื้นฐานของ KNACKSAT ตามกรอบแนวคิด	1-5
1.2	ตัวอย่างวัสดุมาตรฐาน	1-6
1.3	KNACKSAT Power Consumption	1-7
1.4	แผนการดำเนินโครงการ	1-10
4.1	ค่าตัวแปรวงโคจร (Orbital Parameters) ของดาวเทียม UWE-3	4-4
4.2	ค่าตัวแปรวงโคจร (Orbital Parameters) ของดาวเทียม AAUSAT3	4-7
4.3	ค่าตัวแปรวงโคจร (Orbital Parameters) ของดาวเทียม Fox-1A	4-10
4.4	ผลการเปรียบเทียบคุณสมบัติของกล้อง	4-16
4.5	แรงต้านอากาศที่ความสูง 600 กิโลเมตร จากระดับน้ำทะเล	4-18
4.6	แรงต้านอากาศที่ความสูง 800 กิโลเมตร จากระดับน้ำทะเล	4-18
4.7	Solar Radiation ที่ความสูง 800 กิโลเมตร จากระดับน้ำทะเล	4-19
5.1	รูปแบบของ Unnumbered Information Frame ของ AX.25	5-8
5.2	ผลการทดสอบกำลังของสัญญาณที่รับได้เทียบกับระยะทาง ด้วยมอดูเลตแบบ FSK	5-15
5.3	ผลการทดสอบกำลังของสัญญาณที่รับได้เทียบกับระยะทาง ด้วยมอดูเลตแบบ GFSK	5-15
5.4	การประมาณ Link Budget สำหรับ FSK Uplink	5-21
5.5	การประมาณ Link Budget สำหรับ GMSK Downlink	5-22
5.6	การประมาณ Link Budget สำหรับ CW Downlink	5-23
5.7	การประมาณค่าการใช้พลังงานของชิ้นส่วนหลัก	5-24
5.8	การประมาณค่าการใช้พลังงานของโหมดการทำงานหลัก	5-25
5.9	รายการอุปกรณ์หลักที่จะติดตั้งอยู่บนบอร์ด CDH	5-34
5.10	ฟังก์ชันการควบคุม H-SW ของตัวขับ MTQ	5-38
5.11	คุณสมบัติ MTQ ของดาวเทียม KNACKSAT	5-39
5.12	ข้อมูลเฉพาะของเซ็นเซอร์กล้อง OV5642	5-40
8.1	ข้อมูลด้านเทคนิคของ MTQ	8-8
9.1	รายละเอียดโครงสร้างและอุปกรณ์ของสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม	9-5
9.2	ผลการทดสอบการควบคุมดาวเทียมและการรับส่งข้อมูล	9-11
9.3	ผลการวัดความแรงสัญญาณ ณ สถานีภาคพื้นดิน	9-12

สารบัญตาราง (ต่อ)

	หน้าที่	
ตารางที่		
9.4	ค่าความแรงสัญญาณโดยประมาณจากการคำนวณ	9-12
10.1	ความสัมพันธ์ระหว่างแรงกดและระยะยึดตัวของดาวเทียม KNACKSAT	10-3
10.2	ผลการทดสอบ Power Consumption ของแต่ละระบบย่อย	10-4
10.3	ผลการทดสอบประสิทธิภาพของ Regulator	10-5
10.4	ผลการทดสอบการส่งข้อมูลผ่าน I2C Bus	10-8
10.5	ผลการทดสอบระบบ CAM	10-11
10.6	รายละเอียดคำสั่งและผลการทดสอบการทำงานของระบบ	10-14

บทที่ 1

บทนำ

ปัจจุบันการพัฒนาองค์ความรู้ด้านอวกาศได้เกิดขึ้นทั่วโลกแม้กระทั่งในเขตภูมิภาคอาเซียน เช่น เวียดนาม มาเลเซีย สิงคโปร์ เป็นต้น ประเทศดังกล่าวได้เริ่มต้นสร้างองค์ความรู้ด้านอวกาศแล้ว อีกทั้งได้มีการจัดตั้งองค์กรพัฒนาเทคโนโลยีด้านอวกาศและสร้างดาวเทียมเป็นของตนเอง หากประเทศไทยไม่เริ่มพัฒนาเทคโนโลยีด้านนี้อย่างจริงจังก็จะกลายเป็นผู้ซื้อเทคโนโลยีและเป็นการลดอรรถประโยชน์ในการสร้างองค์ความรู้ดังกล่าว ทำให้ความสามารถแข่งขันกับประเทศอื่นๆ ในด้านการนำเทคโนโลยีทางอวกาศมาต่อยอด และการเข้าถึงเทคโนโลยีดาวเทียมได้ระดับต่ำ ซึ่งส่งผลกระทบต่อการพัฒนาทางวิทยาศาสตร์และความมั่นคงของประเทศในหลายด้านโดยเฉพาะด้านการปกครอง ภูมิศาสตร์ และเศรษฐกิจ

1.1 ความเป็นมา

ดาวเทียมขนาดเล็กรูปแบบ CubeSat เป็นดาวเทียมขนาดประมาณ $10 \times 10 \times 10$ เซนติเมตร และมีน้ำหนักประมาณ 1 กิโลกรัม ซึ่งเป็นขนาดมาตรฐานของดาวเทียม CubeSat แบบ 1U ทั้งนี้อาจจะนำมาต่อกันเป็นขนาดที่ใหญ่ขึ้น เช่น แบบ 2U, 3U หรือ 6U เป็นต้น การพัฒนาดาวเทียม CubeSat ทำให้เกิดงานวิจัยและพัฒนาภารกิจทางด้านอวกาศรวมถึงการทดลองในอวกาศที่เป็นไปได้ภายใต้งบประมาณค่าใช้จ่ายที่ไม่สูงมากและสามารถกระทำภายในระดับมหาวิทยาลัย เนื่องจากส่วนประกอบของดาวเทียมดังกล่าวใช้อุปกรณ์หรือวัสดุที่หาซื้อได้ตามท้องตลาด (Commercial –Off-The-Shelf, COTS) ไม่ใช้อุปกรณ์พิเศษที่ถูกออกแบบมาเพื่อใช้ในกิจการอวกาศโดยเฉพาะซึ่งมีราคาสูงมาก และใช้เวลาในการสร้างเพียง 1-2 ปี นอกจากนี้การจัดส่งดาวเทียมเข้าสู่วงโคจรเป็นแบบ Piggyback หรือการฝากส่งร่วมกับดาวเทียมดวงอื่นหลายดวงในเวลาเดียวกันในวงโคจรแบบต่ำ (Low Earth Orbit, LEO) และใช้คลื่นความถี่วิทยุสมัครเล่นในการสื่อสาร จึงทำให้ค่าจัดส่งดาวเทียมเข้าสู่วงโคจรมีราคาถูกลงด้วย

ในช่วงทศวรรษที่ผ่านมา การออกแบบพัฒนาและสร้างดาวเทียมขนาดเล็กหนึ่งกิโลกรัมหรือระดับ PicoSatellite จนถึงขนาดหลายสิบกิโลกรัมหรือระดับ NanoSatellite รวมถึงการจัดส่งดาวเทียมขึ้นสู่วงโคจรเกิดขึ้นในระดับองค์กรนิติบุคคลขนาดเล็ก ระดับมหาวิทยาลัย ระดับวิทยาลัย หรือแม้กระทั่งในระดับมัธยมศึกษา ในต่างประเทศทั่วโลกอย่างกว้างขวาง รวมถึงประเทศเพื่อนบ้าน เช่น เวียดนาม [1] มาเลเซีย [2] สิงคโปร์ [3] เป็นต้น ปัจจุบันมีจำนวนดาวเทียมระดับดังกล่าวกว่านับร้อยดวงอยู่บนวงโคจร โดยไม่จำเป็นต้องพึ่งพาเทคโนโลยีขั้นสูงจากองค์กรอวกาศ (Space Agency) เช่น NASA, ESA, JAXA ในการออกแบบพัฒนาดาวเทียม [4] การพัฒนาและสร้างดาวเทียมภายในรั้วมหาวิทยาลัย ถือได้ว่าเป็นมิติใหม่ของการเรียนรู้ที่มีประสิทธิภาพและนำไปปฏิบัติจริงได้ [5, 6]

1.2 วัตถุประสงค์

1. ออกแบบและสร้างดาวเทียมขนาดเล็กในรูปแบบ CubeSat โดยทุกกระบวนการตั้งแต่แนวคิดเบื้องต้นเกี่ยวกับการออกแบบ (Conceptual Design) จนถึงการจัดสร้างดาวเทียมเพื่อจัดส่งเข้าสู่วงโคจรทำขึ้นเองทั้งหมดภายในประเทศไทย
2. เพื่อสร้างองค์ความรู้และเทคโนโลยีด้านอวกาศ รวมทั้งการประยุกต์ใช้ให้เกิดประโยชน์ในด้านต่างๆ และนำองค์ความรู้ไปพัฒนาดาวเทียมที่มีศักยภาพที่สูงขึ้นและสามารถปฏิบัติการกิจเพื่อตอบโจทย์ความต้องการของผู้ใช้ทั้งหน่วยงานของรัฐ ภาคเอกชนจนถึงระดับผู้บริโภคในอนาคต
3. ส่งเสริมนักวิद्यุสมัครเล่นการใช้สื่อสารผ่านดาวเทียมทั้งในรูปของข้อมูลและเสียงโดยผ่านดาวเทียม CubeSat ที่ทำด้วยคนไทย
4. สร้างความสามารถในการแข่งขันของประเทศ และเข้าถึงเทคโนโลยีในกิจการด้านอวกาศ
5. สร้างนักศึกษา บุคลากรและนักวิจัยในกิจการด้านอวกาศ
6. เพื่อเผยแพร่ความรู้และเทคโนโลยีทางด้านอวกาศให้กับหน่วยงาน อุตสาหกรรมและเยาวชนไทย

1.3 ขอบเขตและกิจกรรมการดำเนินงาน

1. ดำเนินการจัดสร้างสถานีภาคพื้น (Ground Station)
2. ดำเนินการจัดสร้างดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรม (Engineering Model) และทดสอบภาคพื้นดิน
3. ดำเนินการจัดสร้างดาวเทียมที่ส่งเข้าวงโคจร (Flight Model)
4. ดำเนินการจัดส่งดาวเทียมเข้าสู่วงโคจร
5. ดำเนินการติดตามการทำงานของดาวเทียมผ่านสถานีภาคพื้น

1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

1. เป็นต้นแบบของโครงสร้างของดาวเทียมที่พร้อมให้ติดตั้งอุปกรณ์เพื่อทดลองทางอวกาศ หรือภารกิจอื่นที่ผู้ใช้งานต้องการ
2. สร้างองค์ความรู้และการเข้าถึงเทคโนโลยีด้านอวกาศโดยบุคลากรภายในประเทศ
3. สร้างการรับรู้และถ่ายทอดองค์ความรู้ด้านเทคโนโลยีด้านอวกาศให้กับเยาวชนไทย
4. สร้างศักยภาพและความสามารถในการแข่งขันด้านเทคโนโลยีอวกาศสำหรับประเทศ
5. สร้างเครือข่ายความร่วมมือในการวิจัยพัฒนาดาวเทียมและพัฒนาบุคลากร เช่น นักวิจัย และนักศึกษาที่มีความเข้าใจในวิธีการสร้างดาวเทียม

1.5 กรอบแนวคิด

โครงการนี้ได้รับการส่งเสริมและสนับสนุนเพื่อจัดสร้างดาวเทียม CubeSat โดยกำหนดวงโคจรดาวเทียมให้ผ่านประเทศไทยซึ่งโดยประมาณเวลาได้ 5-15 นาทีที่ตอรอบ และมีวงรอบจำนวน 2-5 ครั้งต่อวัน เพื่อปฏิบัติการกิจการทดสอบเทคโนโลยีอวกาศไว้ 4 ข้อ คือ

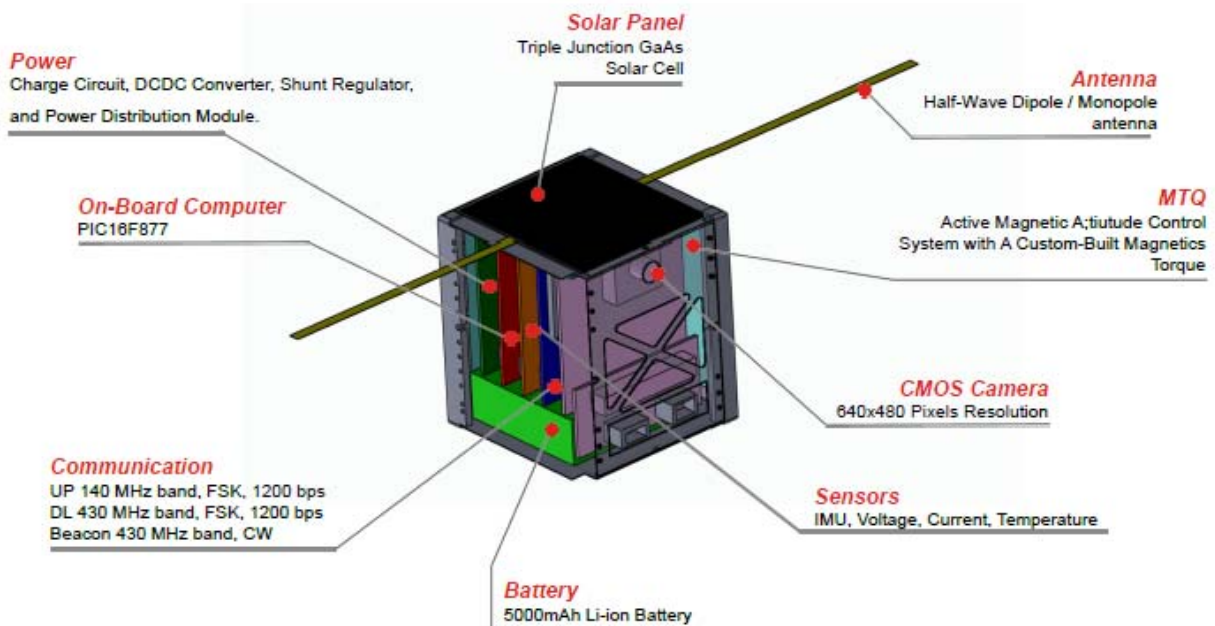
ภารกิจหลัก

1. การพัฒนาระบบสื่อสารดาวเทียมผ่านคลื่นวิทยุสมัครเล่น
2. การสำรวจข้อมูลจากระยะไกล (Remote Sensing) การถ่ายภาพจากอวกาศ

ภารกิจรอง

3. การควบคุมการทรงตัวของดาวเทียมแบบ 3 แกนโดยใช้ Magnetic Torquers (MTQs)
4. การทดสอบ Technology Deorbit ด้วย MTQs

ดาวเทียมที่จะจัดสร้างขึ้นในโครงการนี้ภายใต้ชื่อว่า KNACKSAT (ย่อมาจาก KmutNb Academic Challenge of Knowledge SATellite) เป็นการออกแบบและพัฒนาดาวเทียมที่ปฏิบัติการกิจจริงในอวกาศ ส่วนประกอบหลักของตัวดาวเทียม KNACKSAT ประกอบไปด้วย Solar Panel, Antenna, MTQ, CMOS Camera, Sensors, Battery, Communication, On-Board Computer และ Power ดังแสดงในรูปที่ 1.1

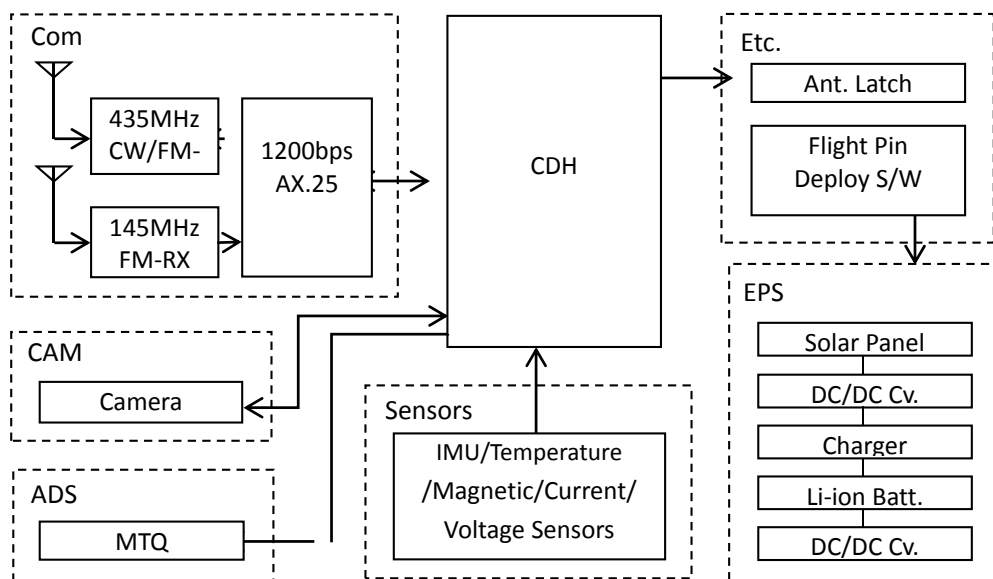


รูปที่ 1.1 ส่วนประกอบหลักของดาวเทียม KNACKSAT ตามกรอบแนวคิด

ในการออกแบบระบบของ KNACKSAT ได้แบ่งหน้าที่การทำงานแต่ละส่วนออกเป็นระบบย่อย (Subsystem) 6 ระบบ ดังนี้คือ

1. ระบบย่อยโครงสร้าง (Structure Subsystem, STR)
2. ระบบย่อยการสื่อสาร (Communication Subsystem, COM)
3. ระบบไฟฟ้ากำลัง (Electrical Power Subsystem, EPS)
4. ระบบย่อยคำสั่งและการจัดการข้อมูล (Command and Data Handling Subsystem, CDH)
5. ระบบย่อยการหาและควบคุมการทรงตัว (Attitude Determination and Control Subsystem, ADCS)
6. ระบบย่อยกล้องถ่ายภาพ (หรือเพย์โหลด) (Camera Subsystem (or Payload), CAM)

แผนผังการทำงานและการเชื่อมโยงกันของแต่ละระบบย่อยแสดงในรูปที่ 1.2 โดยมี On-Board Computer (OBC) ควบคุมการทำงาน ตารางที่ 2.1 สรุปข้อกำหนดพื้นฐานตามกรอบแนวคิด



รูปที่ 1.2 กรอบแนวคิดของระบบการทำงานของดาวเทียม KNACKSAT

ตารางที่ 1.1 ข้อกำหนดพื้นฐานของ KNACKSAT ตามกรอบแนวคิด

ระบบย่อย	ข้อกำหนดพื้นฐาน
Structure	- 10 cm cubic, 1 kg - Al-A7075 body
Main Processor	- PIC16F877 - 4MHz(8k, RAM 368) - Data Recorder: EEPROM 256kB ~ 1MB
Communication	- DL: 430MHz Band, FSK, AX.25, 1200bps, 0.8W - UP: 140MHz Band, FSK, AX.25, 1200bps - Beacon: 430MHz Band, CW, 80mW
Power	- Battery: Li-ion - Solar Cells: Single crystal silicon - Bus Voltage: 5V
Attitude Control	- Active stabilization using Magnetic torquer
Sensors	- Voltage, Current, Temperature, Gyroscope

ในการออกแบบระบบโครงสร้าง (STR) ระบบโครงสร้างจะต้องถูกออกแบบให้ตรงกับข้อกำหนดด้านขนาดที่สำคัญ เช่น Launch Interface และมีพื้นที่เพียงพอให้ระบบย่อยอื่นๆ สามารถเชื่อมต่อกันได้ตลอดจนดาวเทียมสามารถปฏิบัติการได้อย่างปลอดภัยตลอดช่วงอายุการใช้งาน รูปแบบโครงสร้างของ KNACKSAT ที่คณะผู้วิจัยได้ออกแบบและจัดสร้างขึ้นเพื่อเป็นตัวอย่างแสดงในรูปที่ 1.3



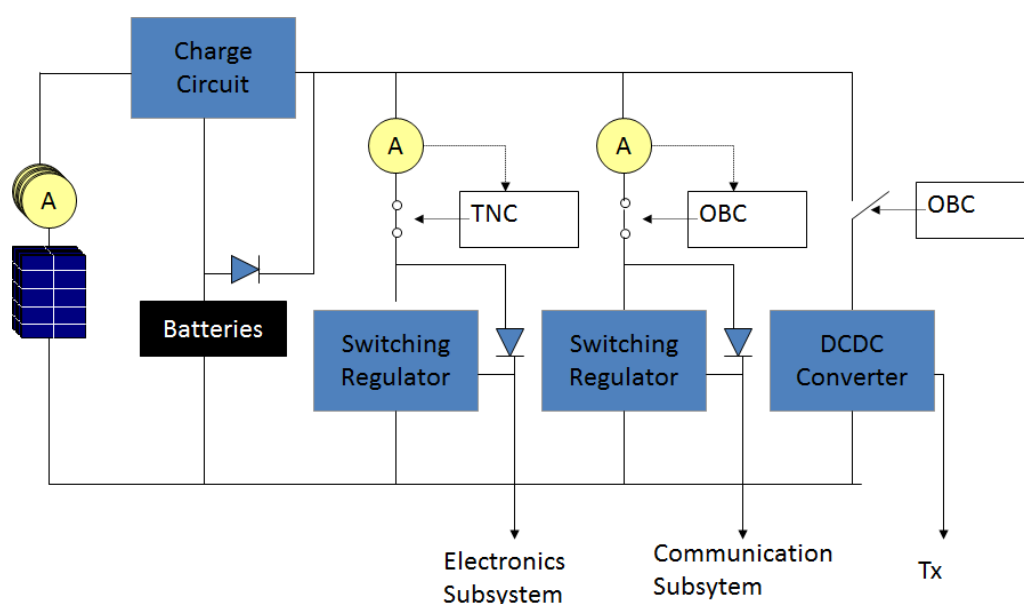
รูปที่ 1.3 ตัวอย่างรูปแบบโครงสร้างของ KNACKSAT

วัสดุที่ใช้ในระบบโครงสร้างจะต้องสามารถรองรับการสั่นสะเทือนและไม่ทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงของโครงสร้างเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงความร้อนในสภาวะอวกาศ ในขณะที่วัสดุอุปกรณ์ที่ใช้ในแต่ละระบบย่อยจะต้องสามารถทำงานในอวกาศได้ ตัวอย่างวัสดุมาตรฐานที่ถูกกำหนดไว้ แสดงดังตารางที่ 1.2

ตารางที่ 1.2 ตัวอย่างวัสดุมาตรฐาน

ชิ้นส่วน	วัสดุมาตรฐาน
Structure	A70xx or A60xx
PCB	Glass Epoxy
Battery	Li-ion
Solar Cells	Si-Cell
IC	Plastic Packaged
Wiring	Teflon coated
Bolt, Nut	Steel
Antenna	Convex tape

ในส่วนของระบบไฟฟ้ากำลัง (EPS) นั้น ระบบต้องจ่ายพลังงานไฟฟ้าอย่างต่อเนื่อง โดยใช้แหล่งพลังงานจาก Solar Cells และใช้ Li-ion Battery เพื่อเก็บพลังงานไว้ใช้ในเวลาที่ไม่มีแสงจากดวงอาทิตย์ บอร์ดของระบบไฟฟ้ากำลังจะประกอบไปด้วยวงจรชาร์ต Battery และ DC/DC Converter ซึ่งทำหน้าที่จ่ายไฟฟ้า 5 V ให้กับระบบย่อยต่างๆ ดังแสดงในรูปที่ 1.4 โดยมีผลการประมาณการการใช้พลังงานสรุปไว้ในตารางที่ 1.3



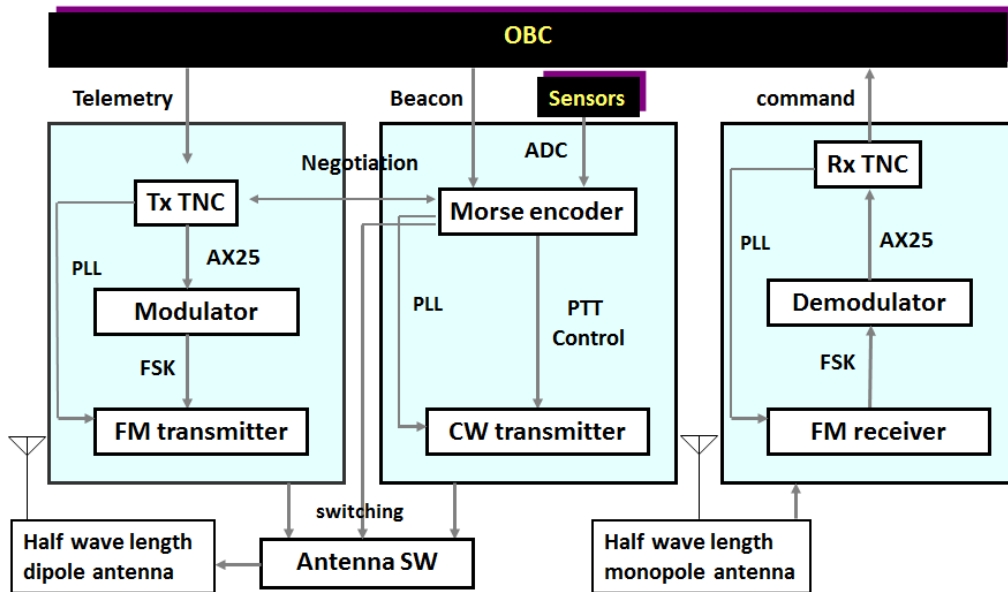
รูปที่ 1.4 กรอบแนวคิดของระบบไฟฟ้ากำลังของ KNACKSAT

ตารางที่ 1.3 KNACKSAT Power Consumption

Components	Power (mW)	Frequency in use
OBC	20	All times
Sensors	20	All times
Tx TNC	20	During downlink
Tx	6000	During downlink
CW	300/125	All times (ON / OFF)
CW TNC	20	All times
Rx	125	All times
Rx TNC	20	All times
Camera	150	Sometimes
Magnetic Plg.	800	Antenna deployment
MTQ	TBD	All times

ในส่วนของระบบสื่อสาร (Communications) ดาวเทียม KNACKSAT จะทำการกระจายสัญญาณมอร์ส (Morse Code) Continuous Wave (CW) และ Beacon ด้วยย่านความถี่วิทยุสมัครเล่น ข้อมูลสถานะของดาวเทียมถูกกระจายผ่านคลื่นวิทยุด้วยบีคอน (Beacon) ในส่วนของการส่งคำสั่งและการรับข้อมูลระยะไกล (Telemetry) จะใช้คลื่นวิทยุย่านความถี่ 140MHz/430MHz มอดูเลตแบบ FM AFSK Packet Communication

บอร์ดสื่อสาร (Communication) ทำหน้าที่สื่อสารกับสถานีภาคพื้นดินด้วยเครื่องส่งสัญญาณ (TX) 2 ระบบ คือ FM และ CW และเครื่องรับสัญญาณ (RX) 1 ระบบ เครื่องรับส่งสัญญาณเหล่านี้มีส่วนประมวลผลเพื่อทำหน้าที่ Encoding/Decoding ข้อมูลและสื่อสารกับ On-Board Computer (OBC) ดังแสดงในรูปที่ 1.5 ระบบสื่อสารถูกออกแบบให้ทำงานเป็นอิสระไม่ขึ้นตรงกับ OBC เพื่อให้ดาวเทียมสามารถสื่อสารกับภาคพื้นดินได้โดยตรงในเวลาที่ OBC ไม่สามารถทำงานได้ปกติ



รูปที่ 1.5 กรอบแนวคิดของระบบสื่อสารของ KNACKSAT

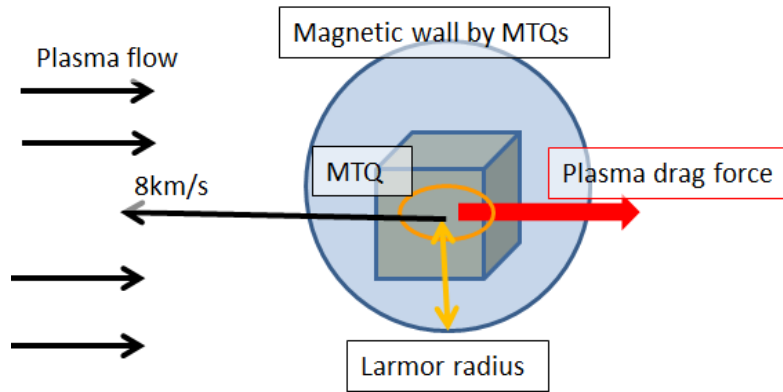
ในส่วนของการควบคุมการทรงตัว ดาวเทียม KNACKSAT จะใช้การควบคุมการทรงตัวแบบ Passive โดยใช้ Permanent Magnet สร้าง Magnetic Moment เพื่อสร้าง Torque ที่สัมพันธ์กับสนามแม่เหล็กโลกเป็นหลัก นอกจากนี้แล้ว สำหรับภารกิจรอง คณะผู้วิจัยได้มีแนวคิดในการเพิ่มการควบคุมแบบ Active เข้าไปด้วยโดยใช้ MTQs 3 ชุด เพื่อควบคุมการทรงตัวแบบสามแกนด้วย ตัวอย่างของ MTQ แบบแกนเดียว แสดงในรูปที่ 1.6



รูปที่ 1.6 ตัวอย่าง Magnetic Torquer (MTQ)

ในส่วนสุดท้ายของภารกิจ จะเป็นการทดสอบการ Deorbit โดยใช้ MTQ เพื่อนำดาวเทียมออกนอกวงโคจร เป็นการแก้ปัญหาขยะอวกาศ โดยทั่วไปการ Deorbit ของดาวเทียมขนาดใหญ่สามารถกระทำได้ 2 วิธี คือ การใช้ระบบขับเคลื่อน หรือการใช้แรงต้านของอากาศด้วยโครงสร้าง แต่ดาวเทียมขนาด CubeSat มีขนาดเล็กและมีข้อจำกัดทางด้านน้ำหนักจึงไม่สามารถทำการ Deorbit ได้ด้วยวิธีที่กล่าวมา จึงเป็นปัญหาสำคัญที่รอการแก้ไข ณ ปัจจุบัน

ดาวเทียม KNACKSAT ที่คณะผู้วิจัยกำลังออกแบบจึงใช้หลักการสร้างสนามแม่เหล็กที่เกิดจาก MTQs กระทำต่อพลาสมาในอวกาศ ดังแสดงในรูปที่ 1.7 ผลลัพธ์ที่เกิดขึ้นจะสร้างแรงต้านทานทำให้สามารถลดระดับความสูงของดาวเทียมได้โดยไม่ต้องใช้โครงสร้างหรือเชื้อเพลิงเพิ่มขึ้น [7]



รูปที่ 1.7 ผลของ Plasma Drag Force caused by MTQs

1.6 แผนการดำเนินโครงการ

แผนการดำเนินโครงการที่จัดทำตั้งแต่เริ่มต้นโครงการแสดงในตารางที่ 1.4 อย่างไรก็ตาม เนื่องจากปัญหาการเลื่อนกำหนดการส่งดาวเทียมออกไปเป็นปี พ.ศ. 2561 ทำให้การดำเนินกิจกรรมลำดับที่ 16-19 ในแผนดำเนินโครงการจำเป็นต้องเลื่อนออกไปเป็นปี พ.ศ. 2561

ตารางที่ 1.4 แผนการดำเนินโครงการ

ลำดับ	กิจกรรมที่สำคัญ	ระยะเวลาการดำเนินกิจกรรม									น้ำหนัก (%)
		2558	ประจำปี 2559				ประจำปี 2560				
		Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	
1.	การจัดทำกรอบแนวคิด และแผนการดำเนินงานโครงการ	↔									2.5
2.	การประสานงานเพื่อขอใช้คลื่นความถี่	↔									2.5
3.	การประสานงานกับทางต่างประเทศเพื่อจองช่วงเวลาการนำดาวเทียมสู่อวกาศ	↔									2.5
4.	การออกแบบดาวเทียม CubeSat ขั้นต้น	↔									5
5.	การกำหนดและประเมินภารกิจของดาวเทียมก่อนดำเนินการสร้างดาวเทียม (Mission Analysis)	↔									5
6.	การประเมินและตรวจสอบแบบเบื้องต้น (PDR, Preliminary Design Review)		↔								2.5
7.	การศึกษาดาวเทียม CubeSat จากต่างประเทศ เพื่อปรับปรุงดาวเทียมให้ทันสมัย		↔								2.5
8.	การวิเคราะห์ประเมินชิ้นส่วนและวงจรเพื่อเตรียมการสร้างดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรม (Engineering Model)		↔								5
9.	การติดตั้งสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม (Ground Station)			↔							10
10.	การสร้างดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรม (Engineering Model, EM)			↔							10

ตารางที่ 1.4 แผนการดำเนินโครงการ (ต่อ)

ลำดับ	กิจกรรมที่สำคัญ	ระยะเวลาการดำเนินกิจกรรม										
		2558	ประจำปี 2559				ประจำปี 2560				น้ำหนัก (%)	
		Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4		
11.	การติดตั้งห้องปลอดฝุ่นเพื่อเตรียมการประกอบดาวเทียมที่ส่งเข้าสู่วงโคจร			↔								5
12.	การประเมินการออกแบบขั้นสุดท้าย (CDR, Critical Design Review)					↔						2.5
13.	การทดสอบดาวเทียมในสภาพแวดล้อมเหมือนอวกาศ (Space Environment Test)			↔								10
14.	การสร้างดาวเทียมพร้อมส่งเข้าสู่วงโคจร (Flight Model) พร้อมเตรียมจัดส่ง				↔							10
15.	การทดสอบโปรแกรมดาวเทียมและทดสอบตามมาตรฐานการส่งเข้าสู่วงโคจรของต่างประเทศที่ปล่อยจรวด						↔					15
16.	การประชุมเชิงวิชาการ							↔				2.5
17.	การปล่อยดาวเทียมเข้าสู่วงโคจร								↔			2.5
18.	การติดตามและประเมินขั้นความสำเร็จการทำงานของดาวเทียม KNACKSAT									↔		2.5
19.	นำส่งรายงานฉบับสมบูรณ์									↔		2.5
รวม												100%

เอกสารอ้างอิง

- [1] Pico Dragon, http://space.skyrocket.de/doc_sdat/picodragon.htm
- [2] Pico Dragon, http://space.skyrocket.de/doc_sdat/innosat.htm
- [3] VELOX-P Pico-satellite, <http://www.sarc.eee.ntu.edu.sg/Research/Projects/Pages/VELOX-P.aspx>
- [4] D. Selva and D. Krejci, “A survey and assessment of the capabilities of Cubesats for Earth observation,” *Acta Astronautica*, Vol. 74, 2012, pp. 50–68.
- [5] L. Alminde, M. Bisgaard, D. Vinther, T. Viscor, and K. Ostergard, “Educational value and lessons learned from the AAU-CubeSat project,” *Proc. Int. Conf. Recent Advances in Space Technologies*, 2003, pp. 57–62.
- [6] S. Nakasuka, N. Sako, H. Sahara, Y. Nakamura, T. Eishima, and M. Komatsu, “Evolution from education to practical use in University of Tokyo’s nano-satellite activities,” *Acta Astronautica*, Vol. 66, 2010, pp. 1099–1105
- [7] T. Inamori, R. Kawashima, P. Saisutjarit, N. Sako, and H. Ohsaki, “Magnetic plasma de-orbit (MPD) system using MTQs for nano-satellites”, *The 5th Nano-Satellite Symposium*, Tokyo, 2013.

บทที่ 2

การประสานงานเพื่อขอใช้คลื่นความถี่

คลื่นความถี่ที่ใช้สำหรับระบบสื่อสารของดาวเทียม KNACKSAT เป็นคลื่นความถี่วิทยุสมัครเล่น การประสานงานเพื่อขอใช้คลื่นความถี่สำหรับดาวเทียม KNACKSAT เกี่ยวข้องกับหลายหน่วยงานด้วยกัน ประกอบด้วย สมาคมวิทยุสมัครเล่นแห่งประเทศไทย สำนักงานคณะกรรมการกิจการกระจายเสียง กิจการโทรทัศน์ และกิจการโทรคมนาคมแห่งชาติ (กสทช.) กระทรวงดิจิทัลเพื่อเศรษฐกิจและสังคมแห่งชาติ International Amateur Radio Union (IARU) และ International Telecommunication Union (ITU)

2.1 สมาคมวิทยุสมัครเล่นแห่งประเทศไทย

โครงการได้หารือและขอคำแนะนำจากสมาคมวิทยุสมัครเล่นแห่งประเทศไทยอย่างต่อเนื่องในเรื่องการขอใช้คลื่นความถี่วิทยุสมัครเล่น เครื่องมือและอุปกรณ์สื่อสาร และการจัดตั้งสถานีภาคพื้นดินสำหรับรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม

2.2 สำนักงานคณะกรรมการกิจการกระจายเสียง กิจการโทรทัศน์ และกิจการโทรคมนาคมแห่งชาติ

สำนักงานคณะกรรมการกิจการกระจายเสียง กิจการโทรทัศน์ และกิจการโทรคมนาคมแห่งชาติ (กสทช.) มีความเห็นว่า โครงการเป็นกิจกรรมการพัฒนากิจการวิทยุสมัครเล่นไทย ซึ่งสอดคล้องตามวัตถุประสงค์ของประกาศ กสทช. เรื่องหลักเกณฑ์การอนุญาตและกำกับดูแลกิจการวิทยุสมัครเล่น จึงอนุญาตให้มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ ดำเนินการตั้งสถานีวิทยุคมนาคมควบคุมดาวเทียมภาคพื้นดิน ณ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ และนำเข้าเครื่องวิทยุคมนาคมที่เกี่ยวข้อง ตลอดจนให้ใช้สัญญาณเรียกขาน HSOK กับสถานีวิทยุคมนาคมที่ใช้สถานีอวกาศบนดาวเทียม KNACKSAT และใช้สัญญาณเรียกขาน HSOAK กับสถานีวิทยุคมนาคมควบคุมดาวเทียมภาคพื้นดิน ดังแสดงในรูปที่ 2.1

นอกจากนี้ สำนักงาน กสทช. ได้ดำเนินการตรวจสอบเอกสาร Advance Publication Information (API) เพื่อให้กระทรวงดิจิทัลเพื่อเศรษฐกิจและสังคมแห่งชาติ ดำเนินการส่งต่อให้กับ International Telecommunication Union (ITU) ซึ่งผลของการตรวจสอบพบว่า การใช้งานคลื่นความถี่ที่ขायงานดาวเทียม KNACKSAT ประสงค์จะใช้งานนั้นเป็นไปตามตารางกำหนดคลื่นความถี่แห่งชาติ จึงสามารถใช้งานคลื่นความถี่ในช่วงดังกล่าวสำหรับกิจการวิทยุสมัครเล่นผ่านดาวเทียมได้ ดังแสดงในรูปที่ 2.2

ที่ สทช ๕๐๑๓/๒ ๔ ๔ ๔ ๔



สำนักงาน กสทช.
๘๗ ถนนพหลโยธิน ซอย ๘
แขวงสามเสนใน เขตพญาไท
กรุงเทพฯ ๑๐๔๐๐

๖ มิถุนายน ๒๕๕๙

เรื่อง การขออนุญาตนำเข้าเครื่องวิทยุคมนาคมและสัญญาณเรียกขานเพื่อใช้ในโครงการดาวเทียม

เรียน อธิการบดีมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ

อ้างถึง หนังสือมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ ที่ ศธ ๐๕๒๕/๐๒๓๓๓
ลงวันที่ ๒๙ มกราคม ๒๕๕๙

ตามหนังสือที่อ้างถึง มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ ขออนุญาตติดตั้งและนำเข้าซึ่งเครื่องวิทยุคมนาคม เพื่อใช้ในโครงการออกแบบและจัดส่งดาวเทียมขนาดเล็กเพื่อการศึกษา KNACKSAT โดยได้รับการสนับสนุนจากกองทุนวิจัยและพัฒนากิจการและพัฒนาการกระจายเสียงกิจการโทรทัศน์ และกิจการโทรคมนาคมแห่งชาติ (กสทช.) เพื่อประโยชน์สาธารณะ ความละเอียดแจ้งแล้ว นั้น

สำนักงาน กสทช. พิจารณาแล้ว เพื่อเป็นการพัฒนากิจการวิทยุสมัครเล่นไทย ซึ่งสอดคล้องตามวัตถุประสงค์ของประกาศ กสทช. เรื่องหลักเกณฑ์การอนุญาตและกำกับดูแลกิจการวิทยุสมัครเล่น จึงอนุญาตให้มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ ดำเนินการ ดังนี้

๑. ให้ตั้งสถานีวิทยุคมนาคมควบคุมดาวเทียมภาคพื้นดินสถานีหลัก ณ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ เลขที่ ๑๕๑๘ ถนนประชากรราษฎร์ สาย ๑ แขวงวงศ์สว่าง เขตบางซื่อ กรุงเทพมหานคร และตั้งสถานีวิทยุคมนาคมควบคุมดาวเทียมภาคพื้นดินสถานีสำรอง ณ สำนักงานพัฒนาเทคโนโลยีอวกาศและภูมิสารสนเทศ (บางเขน) เลขที่ ๑๙๖ ถนนพหลโยธิน แขวงลาดยาว เขตจตุจักร กรุงเทพมหานคร

๒. ให้ใช้สัญญาณเรียกขาน HSOK กับสถานีวิทยุคมนาคมที่ใช้สถานีอวกาศบนดาวเทียม และใช้สัญญาณเรียกขาน HSOAK กับสถานีวิทยุคมนาคมภาคพื้นดินเพื่อรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม

๓.ให้นำเข้าเครื่องวิทยุคมนาคม เพื่อใช้ในโครงการออกแบบและจัดส่งดาวเทียมขนาดเล็กเพื่อการศึกษา KNACKSAT โดยมีรายละเอียดเครื่องวิทยุคมนาคม ดังนี้

๑) เครื่องวิทยุคมนาคม ทรานซ์มิเตอร์ KENWOOD แบบ/รุ่น TH-F7E พร้อมอุปกรณ์ จำนวน ๓ เครื่อง

๒) เครื่องวิทยุคมนาคม ทรานซ์มิเตอร์ ICOM แบบ/รุ่น IC-9100 พร้อมอุปกรณ์ จำนวน ๒ เครื่อง

๔. กรณีเครื่องวิทยุคมนาคมตามข้อ ๓. ที่ยังไม่ผ่านการรับรองมาตรฐานเครื่องวิทยุคมนาคมจากสำนักงาน กสทช. เมื่อดำเนินการนำเข้าเครื่องวิทยุคมนาคมภายหลังจากได้รับใบอนุญาตให้นำเข้าเครื่องวิทยุคมนาคมแล้ว ให้สมาคมฯ ส่งเครื่องวิทยุคมนาคมดังกล่าวให้สำนักงาน กสทช. เพื่อตรวจสอบยืนยันลักษณะทางวิชาการก่อนนำไปติดตั้งใช้งานตามวัตถุประสงค์ต่อไป

จึงเรียนมาเพื่อโปรดดำเนินการต่อไป

ขอแสดงความนับถือ

(นายก่อกิจ ต่านชัยวิจิตร)

รองเลขาธิการ กสทช.

พนักงานเจ้าหน้าที่

รูปที่ 2.1 จดหมายตอบการขออนุญาตและสัญญาณเรียกขาน



กระทรวงวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี
เลขที่ 1167
วันที่ 9 ส.ค. 2560
เวลา 13.00 น.

ที่ สทช ๓๐๐๒/๗๓๙๙

สำนักงานคณะกรรมการ
กิจการกระจายเสียง กิจการโทรทัศน์
และกิจการโทรคมนาคมแห่งชาติ
๘๗ ถนนพหลโยธิน กทม. ๑๐๕๐๐

๒ มีนาคม ๒๕๖๐

สำนักวิจัยวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี
เลขที่ 256
วันที่ 9 ส.ค. 2560
เวลา 14.30

เรื่อง ผลการตรวจสอบเอกสาร Advance Publication Information ของดาวเทียม
เรียน อธิการบดีมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ
อ้างถึง หนังสือมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือที่ ศธ ๐๕๒๕/๐๓๙๑ ลงวันที่ ๓ กุมภาพันธ์
๒๕๖๐

ตามหนังสือที่อ้างถึง มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ ขอความอนุเคราะห์ให้
สำนักงานคณะกรรมการกิจการกระจายเสียง กิจการโทรทัศน์ และกิจการโทรคมนาคมแห่งชาติ (สำนักงาน
กสทช.) ตรวจสอบเอกสาร Advance Publication Information (API) ของดาวเทียม KNACKSAT และขอให้
สำนักงาน กสทช. อนุญาตจัดสร้างดาวเทียม นำดาวเทียมออกนอกประเทศเพื่อเข้าสู่วงโคจร และใช้คลื่นความถี่
สำหรับดาวเทียม KNACKSAT ความละเอียดแจ้งแล้ว นั้น

สำนักงาน กสทช. พิจารณาแล้ว ขอเรียนดังนี้

๑. เอกสาร Advance Publication Information (API) ที่มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้า
พระนครเหนือขอความอนุเคราะห์ในการตรวจสอบนั้น สอดคล้องเป็นไปตามภาคผนวก ๔ ของข้อบังคับวิทยุ และ
การใช้งานคลื่นความถี่ที่ขออนุญาตดาวเทียม KNACKSAT ประสงค์ที่จะใช้งานนั้น เป็นไปตามตารางกำหนด
คลื่นความถี่แห่งชาติ จึงสามารถใช้งานคลื่นความถี่ในช่วงดังกล่าวสำหรับกิจการวิทยุสมัครเล่นผ่านดาวเทียมได้
อย่างไรก็ตาม หากสำนักงาน กสทช. ตรวจพบหรือได้รับการร้องเรียนการรบกวนคลื่นความถี่ในย่าน 435-438 MHz
ที่เกิดจากการใช้งานกิจการวิทยุสมัครเล่นผ่านดาวเทียมของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ
มหาวิทยาลัยฯ จำเป็นต้องแก้ไขปัญหาการรบกวนโดยทันทีทันใด เพื่อให้เป็นไปตามเชิงอรรถระหว่างประเทศ
๕.๒๘๒ ของข้อบังคับวิทยุ ทั้งนี้ สามารถส่งเอกสาร API ดังกล่าวข้างต้นให้กระทรวงดิจิทัลเพื่อเศรษฐกิจและ
สังคม เพื่อดำเนินการในส่วนที่เกี่ยวข้องต่อไปได้

๒. การอนุญาตจัดสร้างดาวเทียม นำดาวเทียมออกนอกประเทศเพื่อเข้าสู่วงโคจร และการอนุญาตให้
ใช้คลื่นความถี่สำหรับดาวเทียม KNACKSAT ในส่วนของสถานีภาคพื้นโลก (Earth Station) ขณะนี้อยู่ระหว่างการ
พิจารณาดำเนินการของสำนักการอนุญาตและกำกับวิทยุคมนาคม สำนักงาน กสทช. และจะได้แจ้งผลให้ทราบต่อไป

จึงเรียนมาเพื่อโปรดทราบ

เรียน รศ.ดร.กมลวิมล ป่ามกิจิยะ
เพื่อไปขอทบทวนและพิจารณาเรื่อง คลื่นความถี่
ถูกต้องโปรด ส่งไปให้ รศ.ดร.กมลวิมล ป่ามกิจิยะ
๙ มี.ค. ๖๐
Tina 15/3

ขอแสดงความนับถือ

(นายฐากร ตัณฑสิทธิ์)
เลขาธิการ กสทช.

รูปที่ 2.2 จดหมายตอบการตรวจสอบเอกสาร API

2.3 กระทรวงดิจิทัลเพื่อเศรษฐกิจและสังคมแห่งชาติ

คณะกรรมการดิจิทัลเพื่อเศรษฐกิจและสังคมแห่งชาติ กระทรวงดิจิทัลเพื่อเศรษฐกิจและสังคมแห่งชาติ ในฐานะตัวแทนของประเทศไทย ได้ส่งเอกสาร Advance Publication Information (API) ของดาวเทียม KNACKSAT ให้กับ International Telecommunication Union (ITU) เรียบร้อยแล้ว ดังแสดงในรูปที่ 2.3



No. 0407/837

Office of the National Digital Economy
and Society Commission
The Government Complex, Bldg B
Chaeng Wattana Rd. Laksi
Bangkok 10210, Thailand

4 April 2017

Dear Sir,

Subject: API of KNACKSAT Amateur-satellite network

In accordance with the provisions of Article 9, Sub-Section I-A an Appendix 4 of the Radio Regulations, the Administration of Thailand is providing Advance publication information for the KNACKSAT satellite network.

Enclosed is a CD-ROM containing an electronic copy of the subject Advanced publication information for the KNACKSAT satellite network, have been run through the ITU validation software program and all appropriate corrections to any errors have been made.

Please add King Mongkut's University of Technology North Bangkok (KMUTNB) to the list of operating agency. We understand that Cost-recovery fees are not application for this network.

Your kind consideration and your further processing our notice would be highly appreciated.

Sincerely yours,

(Mr. Puchapong Nodthaisong)
Deputy Director-General for Administrations
Of Thai Meteorological Department, Acting
Secretary-General of National Digital Economy
and Society Commission

รูปที่ 2.3 จดหมายส่งเอกสาร API ให้กับ ITU

2.4 International Amateur Radio Union (IARU)

โครงการได้รับการจัดสรรความถี่จาก The International Amateur Radio Union (IARU) เป็นที่เรียบร้อยแล้วเมื่อวันที่ 10 ตุลาคม 2559 ดังเอกสารแสดงในรูปที่ 2.4



The International Amateur Radio Union

Since 1925, the Federation of National Amateur Radio Societies
Representing the Interests of Two-Way Amateur Radio Communication

IARU Amateur Satellite Frequency Coordination

[Back to List of Sats formally submitted](#)

Knacksat	Updated: 10 Oct 2016	Responsible Operator	Apiwat Jirawattanaphol HS0K
----------	----------------------	----------------------	-----------------------------

Supporting Organisation King Mongkut University of Technology North Bangkok

Contact Person apiwatjira26@gmail.com.nospam

Headline Details: A 1U cubesat. The main missions of KNACKSAT includes: (1) testing in-house developed subsystems in orbit (2) studying 3-axis attitude control using magnetic torques (3) testing in-house developed transmitter and receiver in orbit and (4) take picture of Earth by CMOS camera. The earth images will be shared through radio amateur networks. Another mission is message relay service for amateur radio community. Details of the service will be determined. The on-board subsystem is the in-house developed by engineering students. After satellite launched in the orbit, KNACKSAT attitude control system is active controlled by three axis magnetic torquers. The attitude determination uncertainty will be less than ± 10 degree. The attitude determination will be done using sun sensors, magnetometers and rate-gyros. The communication subsystem is using in-house developed transmitter and receiver. The transmitter is able to work with GFSK modulation at 1200/9600 bps speed. The receiver is able to receive FSK at 1200 bps speed. KNACKSAT is carry a 5M pixel CMOS camera module onboard satellite and aim to capture images of the Earth. The image will be widely distributed and use for educational purpose. This mission has both research and outreach objectives. The image will be distributed to communication and space based Science, Technology, Engineering and Mathematics education (STEM program). Proposing a UHF downlink. More information is available here <https://drive.google.com/open?id=0B4dwLLK3X59yekd6ekc5a284TEE> and here: <https://www.knacksat.space/#amateurRadio> No Launch opportunity has been finalised but aiming for polar orbit around 550 -600km kms. Planning a FY 2017 launch. **A downlink on 435.635MHz has been coordinated**

Application Date:	30 Aug 2016	Freq coordination completed on	10 Oct 2016
-------------------	-------------	--------------------------------	-------------



The IARU Amateur Satellite Frequency Coordination Status pages are hosted by [AMSAT-UK](#) as a service to the world wide Amateur Satellite Community

รูปที่ 2.4 เอกสารแสดงการจัดสรรคลื่นความถี่ของดาวเทียม KNACKSAT โดย IARU

2.5 International Telecommunication Union (ITU)

ITU ได้ประกาศ API ของข่ายงานดาวเทียม KNACKSAT เป็นที่เรียบร้อยแล้วตั้งแต่วันที่ 13 มิถุนายน 2560 โดยมีเลขที่ SSN เท่ากับ 11991 ดังแสดงในรูปที่ 2.5

Space Services Department (SSD) - SNL Part B - Query result

[عربي](#) | [中文](#) | [Español](#) | [Français](#) | [Русский](#)
[Advanced Search](#)

Home : [ITU-R](#) : [Space Services](#) : [SNL](#) : Query result

Radiocommunication Sector (ITU-R) ITU Sectors Newsroom Events Publications Statistics About ITU

SNL Part B - Query result

The Parts and Special Sections are not available online. They can be found in the collection of the BR WIC and BR IFIC DVD-ROM. You can [order it](#) or [get more information about this DVD-ROM](#)

Your query : / IFIC = 2847

[Complete list](#) - [Explanations](#) - [Export in txt format](#) - [Export in Excel format](#)

Total line = 2800/2812
 Go to page : [1](#) [2](#) [3](#) [4](#) [5](#) [6](#) [7](#) [8](#) [9](#) [10](#) [11](#) [12](#) [13](#) [14](#) [15](#)

ID number (SNS)	adm	ORG or Geo.area	Satellite name	Earth station	long_nom	Date of receipt	ssn_ref	ssn_no	ssn rev/ Sup	ssn rev no	removal	Part/ Art.	WIC/IFIC (ific.mdb)	WIC/IFIC date
116540546	QAT		QATARSAT-G4-162W		-162	19.04.2016	API/A	11704	S				2847	13.06.2017
116540547	QAT		QATARSAT-G4-168W		-168	19.04.2016	API/A	11705	S				2847	13.06.2017
116540548	QAT		QATARSAT-G4-174W		-174	19.04.2016	API/A	11706	S				2847	13.06.2017
116540549	QAT		QATARSAT-G4-179W		-179	19.04.2016	API/A	11707	S				2847	13.06.2017
116540550	QAT		QATARSAT-G4-196E		156	19.04.2016	API/A	11708	S				2847	13.06.2017
116540552	G		UKMMSAT-BX		-34	28.04.2016	API/A	11710	S				2847	13.06.2017
116540554	USA		USGOVSAT-14A		-77	29.04.2016	API/A	11712	S				2847	13.06.2017
116540560	USA		USGOVSAT-2A		-151	29.04.2016	API/A	11718	S				2847	13.06.2017
116540561	USA		USGOVSAT-1A		180	29.04.2016	API/A	11719	S				2847	13.06.2017
117545288	F		STRIPE		N-GSO	01.03.2017	API/A	11982					2847	13.06.2017
117545289	G		VANGUARD		N-GSO	01.03.2017	API/A	11983					2847	13.06.2017
117545290	G		VERA		N-GSO	01.03.2017	API/A	11984					2847	13.06.2017
117545291	USA		DISCOVERY		N-GSO	07.03.2017	API/A	11985					2847	13.06.2017
117545319	USA		RANGE-A-B		N-GSO	07.03.2017	API/A	11986					2847	13.06.2017
117545305	USA		FOX-1B		N-GSO	07.03.2017	API/A	11987					2847	13.06.2017
117545283	USA		SWOT-USA		N-GSO	16.02.2017	API/A	11988					2847	13.06.2017
117545293	CHN		JILIN-1SPW-2		N-GSO	23.03.2017	API/A	11989					2847	13.06.2017
117545295	J		EQUULEUS		N-GSO	03.04.2017	API/A	11990					2847	13.06.2017
117545297	THA		KNACKSAT		N-GSO	05.04.2017	API/A	11991					2847	13.06.2017
117545303	USA		USCSU		N-GSO	10.04.2017	API/A	11992					2847	13.06.2017
117545304	J		JCUBES-B		N-GSO	11.04.2017	API/A	11993					2847	13.06.2017

รูปที่ 2.5 เอกสารแสดงการประกาศ API ของข่ายงานดาวเทียม KNACKSAT โดย ITU

บทที่ 3

การประสานงานกับต่างประเทศเพื่อจองช่วงเวลาการนำส่งดาวเทียมสู่อวกาศ

การส่งดาวเทียมเข้าสู่วงโคจรในอวกาศถือว่าเป็นกิจกรรมที่มีความสำคัญไม่น้อยไปกว่าการสร้างดาวเทียม ช่องทางการส่งดาวเทียม CubeSat เข้าสู่วงโคจรโดยทั่วไปสามารถกระทำได้ 2 วิธี ดังนี้

1. ส่งด้วย Launch Vehicle (LV) ผ่านผู้ให้บริการจัดส่งดาวเทียม (Launch Service Provider, LSP)
2. ส่งจาก International Space Station (ISS)

เนื่องจากระดับความสูงของวงโคจรในกรณีส่งจาก ISS จะมีค่าที่ประมาณ 350-400 กิโลเมตร ทำให้อายุของวงโคจรของดาวเทียมมีค่าเพียงประมาณ 3-5 เดือน ดังนั้นโครงการนี้จึงเลือกที่จะส่งด้วย LV ที่ระดับความสูงประมาณ 550-600 กิโลเมตร ซึ่งอายุของวงโคจรมีค่า 1-10 ปี การส่งด้วย LV จะเป็นการฝากส่งแบบที่เรียกว่า Piggyback หรือ Rideshare การส่งในลักษณะดังกล่าวเป็นการฝากส่งไปพร้อมกับดาวเทียมขนาดใหญ่ซึ่งถือว่าเป็นดาวเทียมหลัก และไปพร้อมกับดาวเทียมอีกหลายดวง โดยวงโคจรและวันเวลาในการส่งจะเป็นไปตามเงื่อนไขของดาวเทียมหลัก อย่างไรก็ตามค่าใช้จ่ายในการส่งด้วย LV จะสูงกว่าการส่งผ่าน ISS

3.1 ผลการดำเนินการคัดเลือกผู้ให้บริการจัดส่งดาวเทียม

โครงการได้ทำการติดต่อและสอบถามข้อมูลไปยัง LSP จำนวนหลายแห่งสำหรับการส่งด้วย LV เช่น Group of Astrodynamics for the Use of Space Systems (GAUSS Srl) ประเทศอิตาลี, China Great Wall Industry Corporation (CGWIC) ประเทศจีน, Innovation Solutions In Space (ISIS) ประเทศเนเธอร์แลนด์, UTIAS Space flight laboratory ประเทศแคนาดา, Antrix Corporation ประเทศอินเดีย และ Tyvak INC. ประเทศสหรัฐอเมริกา และได้รับการติดต่อกลับจาก 3 ราย ได้แก่

1. บริษัท Group of Astrodynamics for the Use of Space Systems (GAUSS Srl) ประเทศอิตาลี ประมาณการค่าจัดส่งเท่ากับ 80,000 USD
2. บริษัท China Great Wall Industry Corporation (CGWIC) ประเทศจีน ประมาณการค่าจัดส่งเท่ากับ 150,000 USD
3. บริษัท Innovative Solutions In Space (ISIS) ประเทศเนเธอร์แลนด์ ประมาณการค่าจัดส่งเท่ากับ 75,000-95,000 Euro

จากการติดต่อและสอบถามข้อมูลพบว่า ราคาการจัดส่งเพิ่มขึ้นสูงมาก หลังจาก 2 ปี ที่คณะผู้วิจัยเขียนข้อเสนอขอรับการสนับสนุน โดยงบประมาณของโครงการในส่วนของค่าส่งดาวเทียมตั้งไว้เพียง 1,400,000 บาท ดังนั้นโครงการจึงได้ขอรับเงินสนับสนุนเพิ่มเติมจากกองทุนฯ สำหรับค่าส่งดาวเทียม ซึ่งได้รับการสนับสนุนเพิ่มเติมเป็นจำนวน 542,500 บาท และให้โครงการใช้การงบประมาณในส่วนอื่นมาสมทบด้วย

จากการติดต่อกับ GAUSS Srl เพื่อปรับลดราคา วันที่ 1 เมษายน 2559 โครงการได้รับใบเสนอราคาจากบริษัท GAUSS Srl เพื่อจัดส่งดาวเทียม KNACKSAT ด้วยจรวด DNEPR ในราคา 70,000 USD และโครงการได้มีการติดต่อกับบริษัท GAUSS Srl อย่างต่อเนื่องเพื่อเซ็นสัญญาจ้างการส่งดาวเทียม แต่เนื่องจากกำหนดการส่งดาวเทียมยังไม่มีที่แน่นอน ดังนั้นบริษัท GAUSS Srl จึงให้ชะลอการเซ็นสัญญาไปก่อนจนกว่าจะได้กำหนดการส่งดาวเทียมที่แน่นอน

ต่อมา วันที่ 12 พฤศจิกายน 2559 โครงการได้รับแจ้งจากทางบริษัท GAUSS Srl ว่าได้มีการเลื่อนการส่งดาวเทียมออกไปเป็นไตรมาสแรกของปี พ.ศ. 2561 โดยใช้จรวด Indian PSLV ดังนั้นโครงการจึงได้ถามกลับไปถึงการเปลี่ยนแปลง และได้รับคำตอบว่าจรวด DNEPR ถูกระงับการใช้งานชั่วคราว และทางบริษัท GAUSS Srl แจ้งเพิ่มเติมว่า ราคาจัดส่งจรวดเพิ่มขึ้นเป็น 100,000 USD ซึ่งราคาดังกล่าวเกินงบประมาณที่มีอยู่มาก

ในขณะเดียวกัน โครงการได้มีการหา LSP เพิ่มเติม คือ บริษัท Spaceflight Inc. ประเทศสหรัฐอเมริกา หลังจากมีความชัดเจนเรื่องจากส่งดาวเทียมกับบริษัท GAUSS Srl มีความล่าช้า โครงการจึงได้ดำเนินการขอใบเสนอราคาจากบริษัท Spaceflight Inc. และได้รับใบเสนอราคาในวันที่ 29 พฤศจิกายน 2559 เพื่อจัดส่งดาวเทียม KNACKSAT ด้วยจรวด SpaceX/Falcon 9 ในราคา 70,000 USD โดยมีกำหนดการส่งระหว่างวันที่ 30 พฤศจิกายน 2560 ถึง 28 กุมภาพันธ์ 2561 และทางมหาวิทยาลัยได้ดำเนินการเซ็นสัญญาการจ้างส่งในวันที่ 26 มกราคม 2560 ดังแสดงในรูปที่ 3.1

อย่างไรก็ตาม กำหนดการส่งดาวเทียมได้ถูกเลื่อนออกไป 2 ครั้ง กำหนดการส่งปัจจุบัน คือ ไตรมาสที่ 3 ของปี พ.ศ. 2561

LAUNCH SERVICES AGREEMENT

This Launch Services Agreement ("Agreement") is effective 26 January 2017 ("Effective Date") by and between King Mongkut University of Technology North Bangkok (KMUTNB) with offices at 1518 Pracharat 1 Road, Wongsawang, Bangsue, Bangkok 10800, Thailand ("Customer") and Spaceflight, Inc., with offices at 1505 Westlake Avenue North, Suite 600, Seattle, WA 98109 U.S.A. ("Spaceflight"). Customer and Spaceflight may be referred to individually as a "Party" or collectively as the "Parties".

BACKGROUND

Customer desires to obtain launch capacity and certain associated services from Spaceflight; and

Spaceflight is prepared to provide such capacity and services under the terms and conditions of this Agreement.

NOW THEREFORE, based on the mutual promises and terms and conditions set forth below, the Parties agree as follows:

AGREEMENT

1. DOCUMENTS AND PRIORITY

This Agreement consists of the documents below, listed in order of priority if there is a conflict. Each document is attached hereto and incorporated herein by reference.

- (1) Exhibit A – FAA Cross-Waiver, see 14 C.F.R. § 440.17;
- (2) Launch Services Agreement (this document);
- (3) Exhibit B – Spaceflight Standard Terms and Conditions;
- (4) Exhibit C – Spaceflight Launch Services Document Package;
- (5) Exhibit D – Definitions (for capitalized terms in this Agreement);
- (6) Exhibit E – Launch Risk Guarantee (if applicable)

2. AGREEMENT SCOPE

- A. Subject to the terms and conditions below, Customer agrees to purchase and Spaceflight agrees to provide Launch Services and Integration Services for the Spacecraft on the Spaceflight SSO-A Mission ("Mission"). Customer may add additional services as detailed and priced in Exhibit C.
- B. Spaceflight's duties and obligations are made expressly subject to the Launch Provider's reasonable efforts to provide the products and services Spaceflight requires to provide the Launch Services and Integration Services.
- C. The Launch Provider shall be SpaceX. The Launch Vehicle shall be Falcon 9. The Spacecraft shall be one KNACKSAT CubeSat with maximum dimensions of 10 x 10 x 10 cm, and a maximum mass of 1.5 kg, excluding any adapters, separation systems, and other similar components as a Rideshare customer. Further, the CubeSat must be compatible with the Innovative Solutions in Space Quadpack Deployer or equivalent. Additionally, the Spacecraft shall be exclusively for peaceful purposes and adhere to the provided Spaceflight Payload Users Guide.
- D. The planned nominal orbital parameters for the Mission are 575 km SSO 10:30 LTDN.
- E. Because the Customer and Spacecraft are in the Rideshare Class of Service, Customer shall have no input into any aspect of the Launch characteristics, including, without limitation, scheduling, orbital parameters, and Spacecraft placement/location on the Launch Vehicle.

3. TERM

This Agreement begins on the Effective Date and ends seven (7) days after the Launch, or Launch Failure (if applicable).

4. SCHEDULING; NO RIGHT TO DELAY

- A. The Launch will occur on a Launch Date set within the Launch Period of November 30, 2017 to February 28, 2018. *
- B. Under no circumstances will the Customer have the right to delay any aspect of the Launch, including the Launch Period, Launch Slot, Launch Interval, or Launch Date (as applicable).



CONFIDENTIAL & PROPRIETARY – S Rev 1.3

รูปที่ 3.1 ตัวอย่างหน้าแรกของสัญญาจ้างส่งดาวเทียม

3.2 การประสานงานกับบริษัท Spaceflight Inc.

โครงการฯ มีการสื่อสารกับตัวแทนบริษัท Spaceflight Inc. อย่างต่อเนื่องตั้งแต่มีการเซ็นสัญญาการจ้างส่งดาวเทียม เพื่อเป็นการเตรียมการส่งดาวเทียม โดยได้จัดให้มีการประชุมกับ Mr. Drew Hess ซึ่งทำหน้าที่ Mission Manager ทางโทรศัพท์ทุกๆ 2 สัปดาห์ โดยมีการประชุมครั้งแรก (Kickoff Meeting) วันที่ 5 เมษายน 2560 โดย Mr. Drew Hess ได้นำเสนอภาพรวมของ Mission และกำหนดการต่างๆ รูปที่ 3.2 และรูปที่ 3.3 แสดงหน้าแรกของสไลด์ของการนำเสนอ และสไลด์หน้าแสดงข้อมูลเบื้องต้นของ Mission โดยดาวเทียม KNACKSAT จะส่งไปกับ SSO-A Mission



รูปที่ 3.2 Kickoff Meeting

SSO-A Mission Overview



รูปที่ 3.3 ข้อมูลเบื้องต้นของ Mission จาก Kickoff Meeting

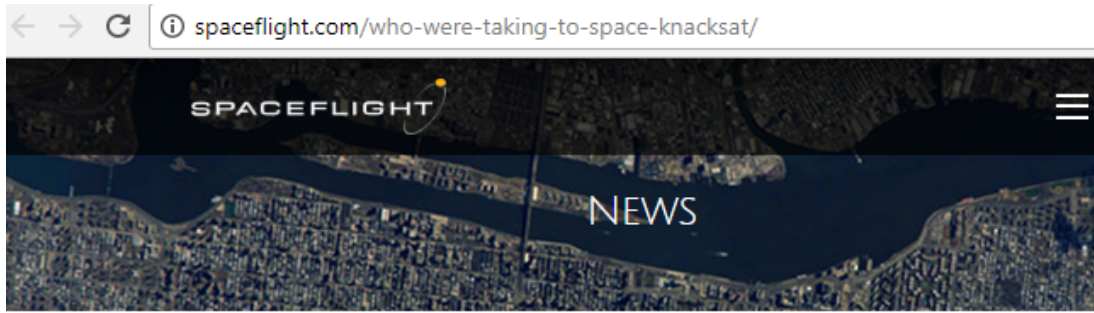
วันที่ 28 เมษายน 2560 บริษัท Spaceflight Inc. ได้แจ้งให้โครงการฯ ทราบว่า บริษัทได้รับ BIS Export License จาก Bureau of Industry and Security, U.S. Department of Commerce สำหรับการสื่อสารทางเทคนิคที่เกี่ยวข้องกับการส่งดาวเทียม KNACKSAT กับมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือเป็นที่เรียบร้อยแล้ว ดังนั้น บริษัทสามารถเริ่มดำเนินการจัดทำเอกสาร Interface Control Document (ICD) ร่วมกับโครงการ KNACKSAT ได้

โครงการฯ จัดทำเอกสาร ICD ผ่านทางโปรแกรม JAMA (ดังแสดงในรูปที่ 3.4) ร่วมกับ Mr. Drew Hess และทีมงาน เพื่อกำหนดรายละเอียดในการเตรียมดาวเทียม KNACKSAT ให้สอดคล้องกับข้อกำหนดของ Mission SSO-A และมาตรฐานที่เกี่ยวข้องต่างๆ



รูปที่ 3.4 โปรแกรม JAMA ที่ใช้ในการจัดทำเอกสาร ICD

นอกจากนี้ บริษัท Spaceflight Inc. ได้ดำเนินการช่วยประชาสัมพันธ์การส่งดาว KNACKSAT ผู้สาธารณะ เช่น ผ่านเว็บของบริษัทเอง ดังแสดงในรูปที่ 3.5 ผ่านเว็บ GUNTER'S SPACE PAGE ดังแสดงในรูปที่ 3.6 ผ่านเว็บ forum.nasaspaceflight.com ดังแสดงในรูปที่ 3.7 และ satellitetoday.com ดังแสดงในรูปที่ 3.8 เป็นต้น

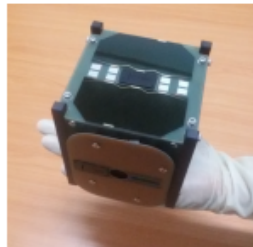


WHO WE'RE TAKING TO SPACE: KNACKSAT

[BACK TO NEWS](#)

By **Jodi Sorensen**
MAY 1, 2017

The first entirely Thai-built satellite, KNACKSAT is going to be aboard Spaceflight's SSO-A mission in 2018



KNACKSAT is going to space! KNACKSAT, an acronym for **K**MUTNB **A**cademic **C**hallenge of **K**nowledge **S**ATellite, is a 1U-CubeSat satellite (roughly 10 x 10 x 10 cm, 1.3 kg) developed by King Mongkut's University of Technology North Bangkok (KMUTNB), Thailand. The satellite uses amateur radio frequencies for the communication between the satellite station and the ground station. It's the first satellite entirely built in Thailand, entirely by a university team.

"We are very excited about this KNACKSAT project because it is our first time to design and build a real satellite. KNACKSAT will be the first satellite that is fully developed in Thailand and by Thai people," says Dr. Suwat Kuntanapreeda, professor at KMUTNB. "Our students, the most important part of our team, have been learning so many things that they have never learn from textbooks. I would like to emphasize that this project is not only design and build a satellite, but also, more importantly, build a Thai team who know how to design and build satellites."



Part of the KNACKSAT team.

รูปที่ 3.5 ประชาสัมพันธ์สู่สาธารณะผ่านเว็บไซต์ของบริษัท Spaceflight Inc.

space.skyrocket.de/doc_sdat/knacksat.htm

Please make a donation to support Gunter's Space Page. Thank you very much for visiting Gunter's Space Page. I hope that this site is useful and informative for you. If you appreciate the information provided on this site, please consider supporting my work by making a simple and secure donation via PayPal. Please help to run the website and keep everything free of charge. Thank you very much.

KNACKSAT

Home * Spacecraft by country * Thailand

The 1U CubeSat **KNACKSAT (KMUTNB Academic Challenge of Knowledge SATellite)** is the first entirely Thai-built satellite.

The 1.3 kg satellite is developed and entirely built by an university team of King Mongkut's University of Technology North Bangkok (KMUTNB), Thailand. The satellite uses amateur radio frequencies for the communication between the satellite station and the ground station.

The main missions of KNACKSAT include:

- * developing a communication system using amateur radio frequencies.
- * taking images from space.
- * testing 3-axis attitude control algorithms by using magnetic torquers.
- * verifying a deorbit technology by a magnetic torque and
- * confirming the uses of Commercial Off-The-Shelf (COTS) components in space.

Also the educational objective is to enhance the knowledge and experience of the students in satellite design and construction. The satellite will be on-board Spaceflight's dedicated rideshare mission "SSO-A" aboard a SpaceX Falcon-9 v1.2 rocket in 2018.

Nation:	Thailand
Type / Application:	Technology
Operator:	King Mongkut's University of Technology North Bangkok (KMUTNB)
Contractors:	King Mongkut's University of Technology North Bangkok (KMUTNB)
Equipment:	
Configuration:	CubeSat (1U)
Propulsion:	None
Power:	Solar cells, batteries
Lifetime:	
Mass:	1kg
Orbit:	SSO

Satellite	COSPAR	Date	LS	Launch Vehicle	Remarks
KNACKSAT	-	2018	Va SLC-4E	Falcon-9 v1.2	with SkySat 14, SkySat 15, Eu.CROPIS, ORS 6, STPSat 5, NEXTSat 1, KazSTSAT, BlackSky Global 1, ..., 4, HawkEye Pathfinder 1, 2, 3, COPPER 2, MinXSS 2, Audacy Zero, Fox 1C, Elysium-Star 2, JY1-Sat, ?

รูปที่ 3.6 การประชาสัมพันธ์สู่สาธารณะผ่านเว็บ GUNTER'S SPACE PAGE

NASA SPACEFLIGHT.COM

Follow @NASASpaceFlight

Home Forums **L2 Sign Up** ISS Commercial Shuttle SLS/Orion Russian European Chinese Unmanned

Other Home Help Tags Calendar Login Register

NASASpaceflight L2 Subscription Sections

<p>L2 Master Section The home of L2 Space Shuttle Content and all Current Vehicle documentation etc. Everything that is not already in a specific L2 home. Click L2 SIGN UP above for access to ALL L2 sections</p>	<p>58672 Posts 4379 Topics</p>	<p>Last post by Protected in Protected on 12/03/2017 08:45 PM</p> <p>Last post by Dinkertail</p>
---	------------------------------------	--

gongora
Global Moderator
Senior Member

Posts: 2049
US
Liked: 1426
Likes Given: 1023

Re: SpaceX Falcon 9 - Spaceflight SSO-A (Sun Synch Express) - 2018
« Reply #64 on: 05/07/2017 12:31 AM »

[This post will be updated as we find out more payloads for SSO-A.]

Spaceflight's 2017 Sun Synch Express mission manifest includes satellites as small as 5 kg 3U CubeSat up to 575 kg satellite. Over 20 satellites from 10 countries will be deployed during the mission. Currently at 90 percent capacity.

Terra Bella Skysat 14 & 15 (lead payload, controls schedule) (87kg each?)

Compact Ocean Wind Vector Radiometer (COVWR or ORS-6) (Air Force) (~300kg according to Gunter)

EU:CROPIS The Eu:CROPIS spacecraft will be manifested as a commercial customer on one of five available ports on Spaceflight's SHERPA rideshare vehicle going to a sun synchronous orbit. (250kg according to Gunter)

Cubesats:

Audacy Zero (3U)

Elysium Star II (1U Cubesat)

Fox-1Cliff (1U) "The launches of AMSAT satellites Fox-1Cliff and Fox-1D have been rebooked from the original Spaceflight Formosat-5/Sherpa mission aboard a SpaceX Falcon 9 on to two separate new launches...Fox-1Cliff will launch on Spaceflight's SSO-A dedicated rideshare mission aboard a SpaceX Falcon 9 scheduled to launch from Vandenberg Air Force Base in California in late 2017 or early 2018."

JY1SAT (1U Cubesat from Jordan)

KNACKSAT (1U Cubesat, Thailand)

Myriota (3U IOT Cubesat from Australia)

รูปที่ 3.7 การประชาสัมพันธ์สู่สาธารณะผ่านเว็บ forum.nasaspacelight.com

Spaceflight Completes Modal Survey for SSO-A Spacecraft

By *Kendall Russell* | October 4, 2017 | *Launch, North America, Regional, Satellite News Feed, ST Briefs*



SSO-A, with satellite mass simulators attached for testing. Photo: Spaceflight.

Rideshare broker **Spaceflight** announced its SSO-A Integrated Payload Stack has successfully completed a modal survey of the primary structure. The series of tests, conducted by a third party, subjected Spaceflight's nearly 20-foot satellite rideshare structure to low-level vibration to excite the core structure. Results from these tests are used to correlate the detailed finite element model of the structure with flight structure, ultimately allowing engineers to calculate flight environments that the structure, avionics, and customer spacecraft will be exposed to during the launch.

The survey marks an important milestone for the company's first dedicated rideshare mission, dubbed "SSO-A," which plans to launch many small satellites into sun-synchronous orbit from a **SpaceX** Falcon 9 next year. Spaceflight's SSO-A mission will carry spacecraft from nearly 50 government and commercial organizations across 16 different countries, including **Thailand**, Finland, Germany, Australia and Singapore. It will deploy all of the smallsats to a sun-synchronous

Low Earth Orbit (LEO), which is popular for Earth-imaging satellites. The mission, scheduled to launch from Vandenberg Air Force Base in California, will transport both microsats and cubesats, with 90 percent of the manifest accounted for by commercial and/or international organizations.

รูปที่ 3.8 การประชาสัมพันธ์สู่สาธารณะผ่านเว็บ satellitetoday.com

บทที่ 4

การกำหนดและประเมินภารกิจของดาวเทียมก่อนดำเนินการสร้างดาวเทียม

การกำหนดและประเมินภารกิจ (Mission Analysis) คือ กระบวนการหรือขั้นตอนในการวิเคราะห์ภารกิจอวกาศ เพื่อกำหนดจุดประสงค์ของภารกิจ (Mission) อย่างชัดเจน และรวบรวมข้อจำกัดต่างๆ ของโครงการ อีกทั้งแจกแจงรายละเอียดที่ได้จากการวิเคราะห์เพื่อให้ได้มาซึ่งความต้องการของภารกิจ (Requirements) แล้วจึงนำไปกำหนดแนวทางการออกแบบระบบและค้นหาวิธีการหรือคำตอบ (Solution) ที่เป็นไปได้และเหมาะสมสำหรับภารกิจที่ต้องการ เช่น ประเภทของดาวเทียม ชนิดของเพย์โหลด ลักษณะของวงโคจร การควบคุมการทรงตัว และข้อจำกัดต่างๆ เป็นต้น

สำหรับดาวเทียม KNACKSAT ที่จะทำการออกแบบและจัดสร้างขึ้นในโครงการนี้ เป็นดาวเทียมรูปแบบ CubeSat ซึ่งมีข้อกำหนดชัดเจนว่า ต้องมีขนาดไม่เกิน 10 ซม. x 10 ซม. x 10 ซม. และมีน้ำหนักไม่เกิน 1.3 กิโลกรัม ทำให้ไม่สามารถที่จะมีตัวเลือกที่หลากหลายได้ ในส่วนของเพย์โหลดจะเป็นกล้อง CMOS สำหรับภารกิจการถ่ายภาพระยะไกลจากอวกาศ ส่วนระบบการควบคุมการทรงตัวจะใช้การควบคุมการทรงตัวแบบ 3 แกนโดยใช้ Magnetic Torquers (MTQs) ตามภารกิจที่กำหนดไว้

ในส่วนของวงโคจร ดาวเทียม KNACKSAT จะถูกส่งเข้าสู่วงโคจรด้วยการส่งแบบฝากส่งไปกับดาวเทียมหลัก (การส่งแบบ Piggyback) ทำให้ไม่สามารถเลือกวงโคจรได้เอง วงโคจรที่ได้จะขึ้นอยู่กับวงโคจรของดาวเทียมหลักนั้นๆ โดยโครงการนี้เลือกการส่งเข้าสู่วงโคจรด้วยยานนำส่งผ่าน Launch Service Provider (LSP) และกำหนดลักษณะพื้นฐานของวงโคจรที่ต้องการ คือ ระดับความสูงของวงโคจรประมาณ 600-800 กิโลเมตร และเป็นวงโคจรแบบ Sun Synchronization Orbit

4.1 การกำหนดภารกิจ

คณะผู้วิจัยได้กำหนดภารกิจของดาวเทียม KNACKSAT โดยพิจารณาจากวัตถุประสงค์หลักของโครงการดาวเทียม KNACKSAT คือ การสร้างองค์ความรู้และสาธิตบัสเทคโนโลยีที่จำเป็นในการสร้างดาวเทียมขนาดเล็ก ซึ่งแบ่งเป็นภารกิจหลักและภารกิจรองดังนี้

ภารกิจหลัก (Main Mission)

1. การพัฒนาระบบสื่อสารดาวเทียมผ่านคลื่นวิทยุสมัครเล่น
2. การสำรวจข้อมูลจากระยะไกล (Remote Sensing) โดยการถ่ายภาพจากอวกาศ

ภารกิจรอง (Advanced mission)

1. การควบคุมการทรงตัวของดาวเทียมแบบ 3 แกนโดยใช้ Magnetic Torquers (MTQs)
2. การทดสอบ Technology Deorbit ด้วย MTQs

4.2 การประเมินและวิเคราะห์ภารกิจ

ในการประเมินภารกิจกระทำโดยการกำหนดระดับความสำเร็จ (Success Criteria) เป็น 4 ระดับดังนี้

ระดับที่ 1 Minimum Success: สร้างองค์ความรู้ด้านการออกแบบและสร้างดาวเทียม (60/100)

- ดำเนินโครงการโดยผ่านทุกขั้นตอนตั้งแต่การออกแบบจนถึงกระบวนการสร้าง
- มีองค์ความรู้ (Expertise) ด้านวิธีการออกแบบ
- มีองค์ความรู้และมีการพัฒนาเทคโนโลยีเกี่ยวกับการสร้าง
- ดาวเทียมที่สร้างสามารถรับข้อมูลสถานะ (Housekeeping) ผ่านสัญญาณ Beacon (CW) ได้

ระดับที่ 2 Nominal Success: Uplink คำสั่งและ Downlink ข้อมูลภาพถ่ายได้ (80/100)

- สามารถถ่ายภาพด้วยกล้อง CMOS Camera
- สามารถส่งสัญญาณคำสั่งผ่านคลื่นวิทยุได้
- สามารถรับสัญญาณข้อมูลผ่านคลื่นวิทยุได้

ระดับที่ 3 Full Success: ควบคุมการทรงตัว (100/100)

- สามารถควบคุมการทรงตัวแบบ Active ด้วย MTQ ได้

ระดับที่ 4 Extra Success: สามารถปฏิบัติภารกิจรองได้ (Over 100)

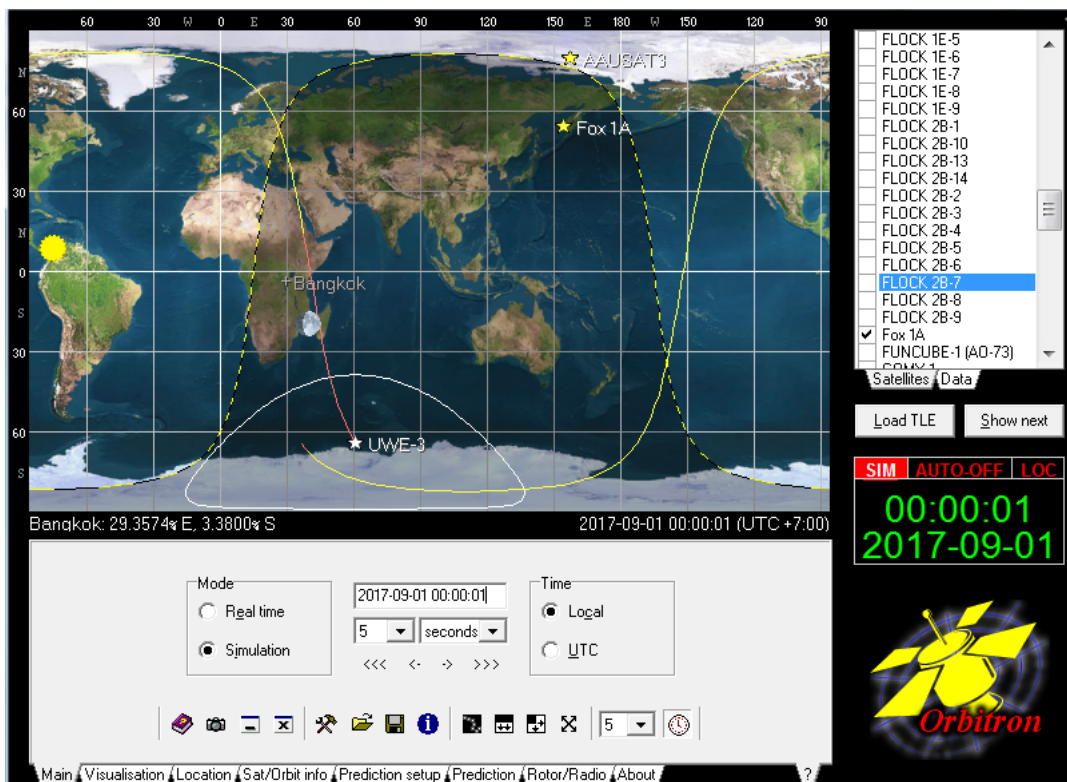
- ทดสอบการ Deorbit ด้วย MTQ ได้

สำหรับการวิเคราะห์ภารกิจ โครงการนี้จะแบ่งการวิเคราะห์ออกเป็น 3 ส่วน คือ (1) การวิเคราะห์วงโคจรซึ่งจะทำการวิเคราะห์ความถี่ ช่วงเวลา และระยะทางที่ดาวเทียม KNACKSAT จะโคจรผ่านสถานีภาคพื้นดิน (2) การวิเคราะห์เพย์โหลดและประเมินความเหมาะสมของเซ็นเซอร์สำหรับภารกิจถ่ายภาพ

เชิงแสงที่จะนำมาใช้งาน และ (3) การวิเคราะห์ Disturbance Torque ที่กระทำกับดาวเทียมในวงโคจรต่ำ เพื่อนำไปกำหนดความต้องการของระบบต่อไป

4.2.1 การวิเคราะห์ห้วงโคจร

ในการกำหนดและประเมินวงโคจรที่เหมาะสมสำหรับ KNACKSAT นั้น เนื่องจากการส่งเข้าสู่ห้วงโคจรจะเป็นแบบฝากส่งไปกับดาวเทียมหลัก (หรือ Piggyback) ซึ่งไม่สามารถเลือกวงโคจรได้เอง อย่างไรก็ตามโครงการนี้กำหนดยานนำส่ง 3 ตัวเลือก คือ Dnepr [1] PSLV [2] และ Atlas-V [3] ซึ่งเป็นยานนำส่งที่มีประวัติการส่งดาวเทียม CubeSat เข้าสู่ห้วงโคจรมาแล้ว ดังนั้น โครงการนี้จะใช้ข้อมูลของดาวเทียม CubeSat ที่ส่งเข้าสู่ห้วงโคจรด้วย Dnepr, PSLV และ Atlas-V ในการวิเคราะห์ห้วงโคจร โดยใช้โปรแกรม Orbitron [4] ในการจำลองการทำงาน (Simulation) ในคอมพิวเตอร์ ตัวอย่างหน้าจอของโปรแกรม Orbitron ที่ใช้งานแสดงในรูปที่ 4.1



รูปที่ 4.1 ตัวอย่างหน้าจอโปรแกรม Orbitron

โปรแกรม Orbitron เป็นโปรแกรมที่ใช้กันแพร่หลายในกลุ่มนักวิทยุสมัครเล่น ใช้แบบจำลอง SPG4 (Simplified General Perturbations No. 4) ในการจำลองการทำงาน และรับค่าตัวแปรวงโคจร (Orbital Parameters) รูปแบบ Two-Line Mean Element (TLE) ได้โดยตรง ในการวิเคราะห์จะกำหนดให้สถานีภาคพื้นดิน (Ground Station) ตั้งอยู่ที่มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ แขวงวงศ์สว่าง

เขตบางซื่อ กรุงเทพฯ และจำลองการทำงานในเดือนกันยายน พ.ศ. 2560 ซึ่งเป็นช่วงเดือนที่โครงการกำหนดให้เป็นช่วงเวลาส่ง KNACKSAT เข้าสู่วงโคจร

การวิเคราะห์ห้วงโคจร กรณี Dnepr

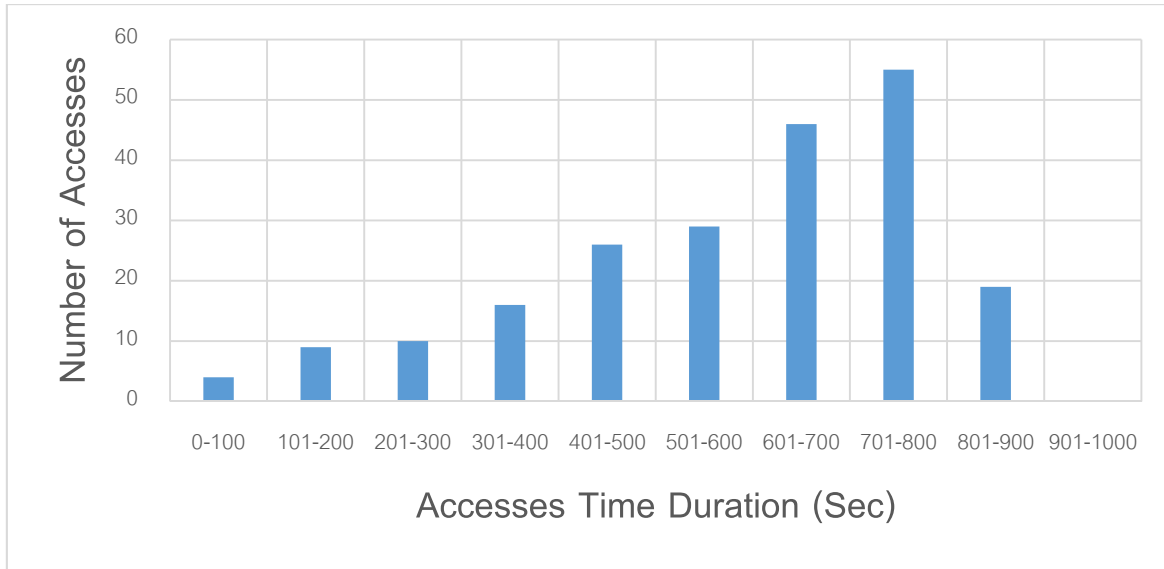
Dnepr [1] เป็นยานนำส่งภายใต้การดูแลของบริษัท ISC Kosmotras ซึ่งมีสำนักงานใหญ่อยู่ในประเทศรัสเซีย มีฐานยิง (Launch Site) 2 แห่ง คือ Baikonur Cosmodrome ประเทศคาซัคสถาน และ Yasny ประเทศรัสเซีย

ดาวเทียม CubeSat ที่ถูกส่งเข้าสู่ห้วงโคจรด้วย Dnepr และยังคงโคจรอยู่ในปัจจุบันที่โครงการที่จะใช้ในการวิเคราะห์ห้วงโคจร คือ ดาวเทียม UWE-3 [5] ซึ่งเป็นดาวเทียม CubeSat ขนาด 1U รุ่นที่ 3 ของ University of Würzburg ประเทศเยอรมนี ดาวเทียม UWE-3 ถูกส่งเข้าสู่ห้วงโคจรจากฐานยิง Yasny ในวันที่ 21 พ.ย. 2556 โดยค่าตัวแปรวงโคจร (Orbital Parameters) ของวงโคจรจะหามาจากค่า TLE (Two Line Elements) โดย North American Aerospace Defense Command (NORAD) ณ วันที่ 8 ธ.ค. 2558 ดังแสดงในตารางที่ 4.1

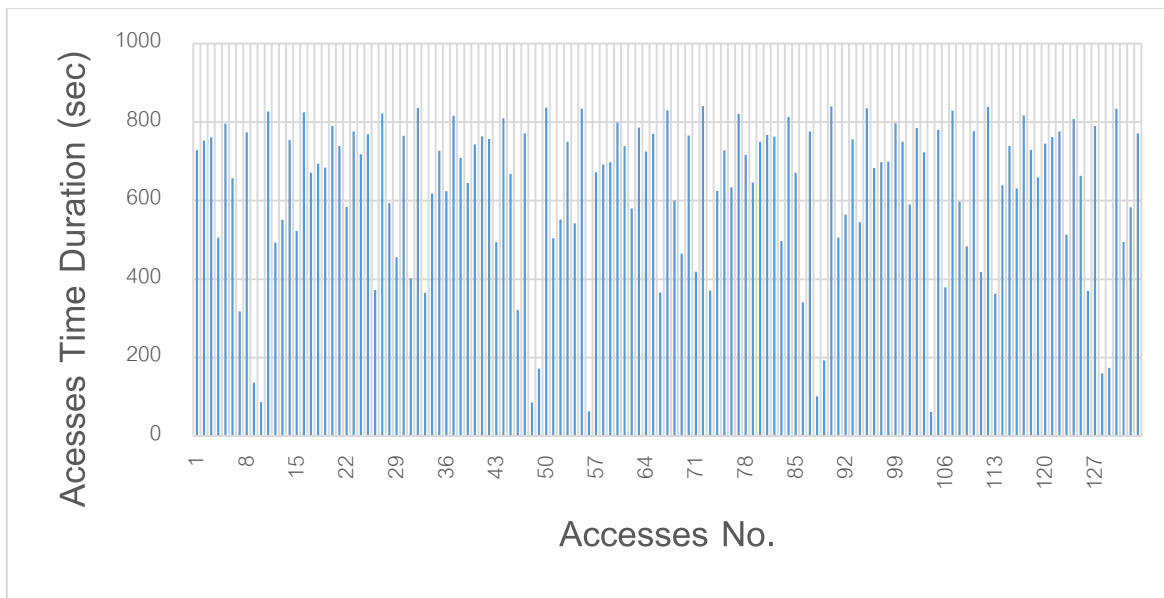
ตารางที่ 4.1 ค่าตัวแปรวงโคจร (Orbital Parameters) ของดาวเทียม UWE-3

ตัวแปรวงโคจร	ค่าที่หาได้
Mean anomaly	61.367 Degrees
Mean motion	14.77379 Revs per day
Semi-major axis	7016 km
Alt. Perigee	589 km
Alt. Apogee	687 km
Inclination	97.705 Degrees
Eccentricity	0.0069922
Argument of Perigee	298.048 Degrees
R.A. of Node	34.751 Degrees

ผลลัพธ์จากการจำลองวงโคจรดาวเทียมสรุปไว้ในรูปที่ 4.2 ถึงรูปที่ 4.5 โดยรูปที่ 4.2 และรูปที่ 4.3 แสดงให้เห็นว่าในช่วงเดือนกันยายน พ.ศ. 2560 ดาวเทียมจะโคจรผ่านสถานีภาคพื้นดิน ณ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือเป็นระยะเวลามากกว่า 10 นาที ทั้งหมด 120 ครั้ง และเป็นระยะเวลา น้อยกว่า 10 นาที ทั้งหมด 97 ครั้ง ซึ่งจำนวนครั้งที่สามารถรับส่งสัญญาณจากดาวเทียมได้นั้น ถือว่ามีจำนวนมากเพียงพอสำหรับการปฏิบัติการกิจ

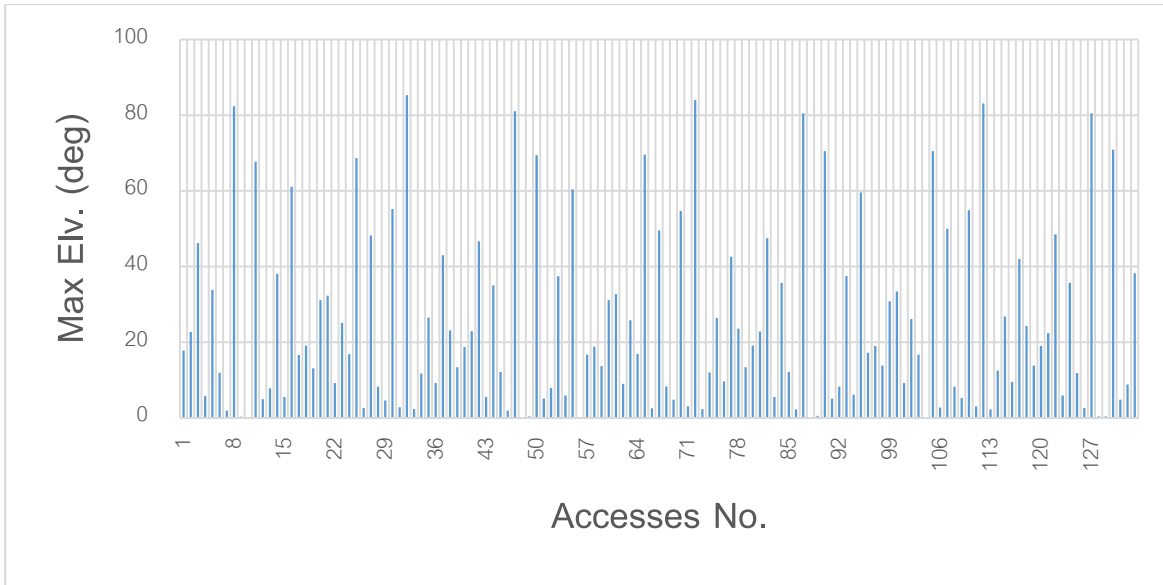


รูปที่ 4.2 ความถี่ของระยะเวลาที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวศุกร์ใน 1 เดือน (กรณี Dnepr)



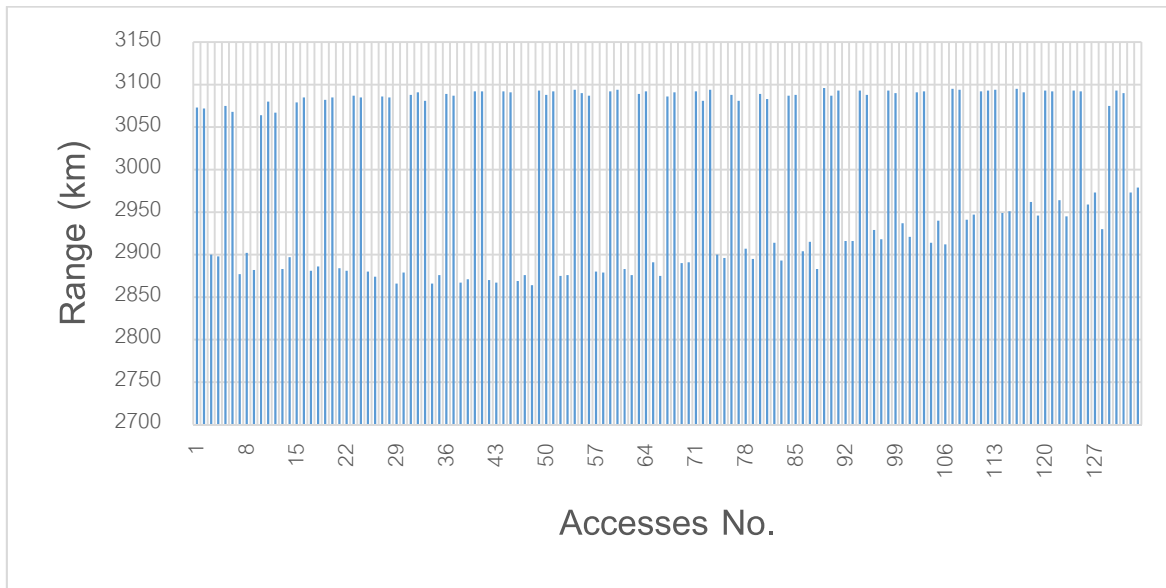
รูปที่ 4.3 ระยะเวลาที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวศุกร์ใน 1 เดือน (กรณี Dnepr)

ในการพิจารณาความสามารถในการรับส่งสัญญาณกับดาวศุกร์นั้น เนื่องจากสถานีภาคพื้นดินถูกบดบังด้วยอาคารต่างๆ ในกรุงเทพฯ ทำให้ไม่สามารถรับส่งสัญญาณได้เมื่อมุม Elevation มีค่าน้อย ดังนั้นในที่นี้จึงกำหนดให้สามารถรับส่งสัญญาณได้ตั้งแต่มุม Elevation ตั้งแต่ 10 องศา ขึ้นไป จากรูปที่ 4.4 พบว่าดาวศุกร์จะโคจรผ่านสถานีภาคพื้นดินที่มุม Max Elv (Maximum Elevation) มากกว่า 10 องศา จำนวน 167 ครั้ง จากทั้งหมดจำนวน 217 ครั้ง โดยถ้าพิจารณาเฉพาะในกรณีที่โคจรผ่านเป็นระยะเวลามากกว่า 10 นาที และมุม Max Elv มากกว่า 10 องศา จะมีทั้งหมดจำนวน 116 ครั้ง ดังนั้นภายใน 1 เดือน ดาวศุกร์จะสามารถรับส่งสัญญาณกับสถานีภาคพื้นดินได้ไม่น้อยกว่า 19.3 ชั่วโมง



รูปที่ 4.4 ค่ามุม Elevation สูงสุดที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวเทียมใน 1 เดือน (กรณี Dnepr)

สุดท้ายเป็นการวิเคราะห์ระยะทางระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดินที่ Max Elv เนื่องจากดาวเทียม KNACKSAT เป็นดาวเทียมขนาดเล็กจึงมีข้อจำกัดด้านพลังงานที่สามารถใช้ได้ ซึ่งในการส่งสัญญาณจากดาวเทียมในแต่ละครั้งยิ่งดาวเทียมห่างจากสถานีมากเท่าไรยิ่งต้องใช้กำลังส่งมากขึ้น จากรูปที่ 4.5 พบว่าระยะทางระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดินน้อยสุด คือ 2,860 กิโลเมตร และมากที่สุด คือ 3,090 กิโลเมตร



รูปที่ 4.5 ระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดินที่ Max Elevation ใน 1 เดือน (กรณี Dnepr)

การวิเคราะห์ห้วงโคจร กรณี PSLV

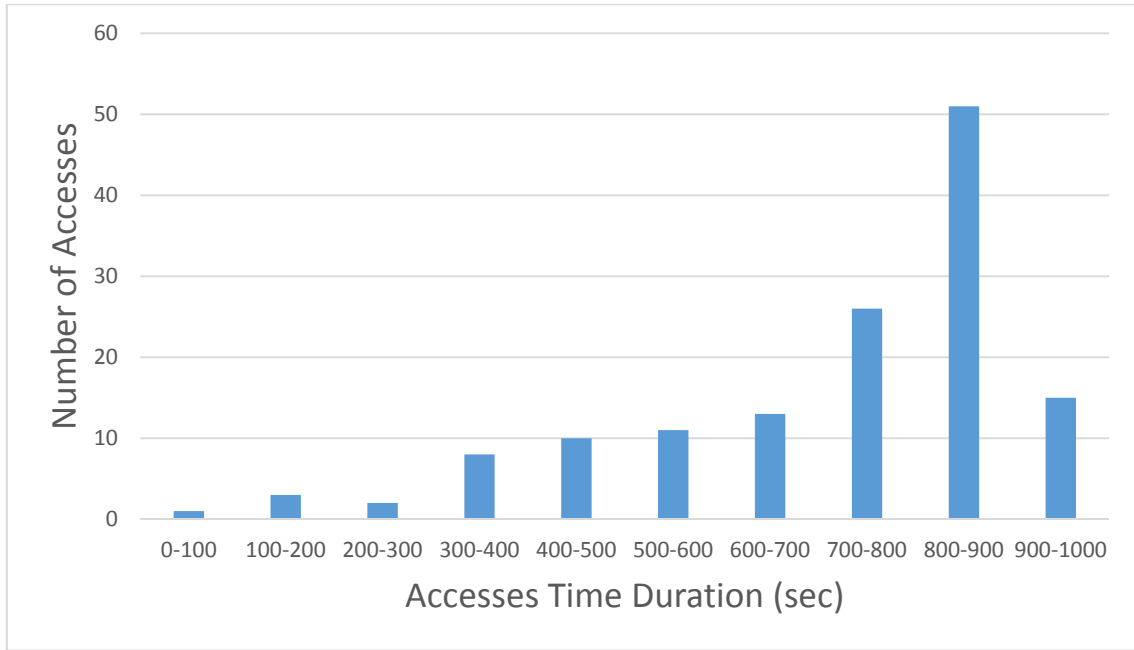
PSLV (Polar Satellite Launch Vehicle) [2] เป็นยานนำส่งภายใต้การดูแลของ Indian Space Research Organization ประเทศอินเดีย โดยมีฐานยิง คือ Satish Dhawan Space Center, Sriharikota ประเทศอินเดีย

ดาวเทียม CubeSat ที่ถูกส่งเข้าสู่ห้วงโคจรด้วย PSLV และยังคงโคจรอยู่ในปัจจุบันที่โครงการที่จะใช้ในการวิเคราะห์ห้วงโคจร คือ ดาวเทียม AAUSAT3 [6] ซึ่งเป็นดาวเทียม CubeSat ขนาด 1U รุ่นที่ 3 ของ Aalborg University ประเทศเดนมาร์ก ดาวเทียม AAUSAT3 ถูกส่งเข้าสู่ห้วงโคจรในวันที่ 25 ก.พ. 2556 โดยมีค่าตัวแปรวงโคจร (Orbital Parameters) หามาจากค่า TLE (Two Line Elements) โดย North American Aerospace Defense Command (NORAD) ณ วันที่ 8 ธ.ค. 2558 ดังแสดงในตารางที่ 4.2

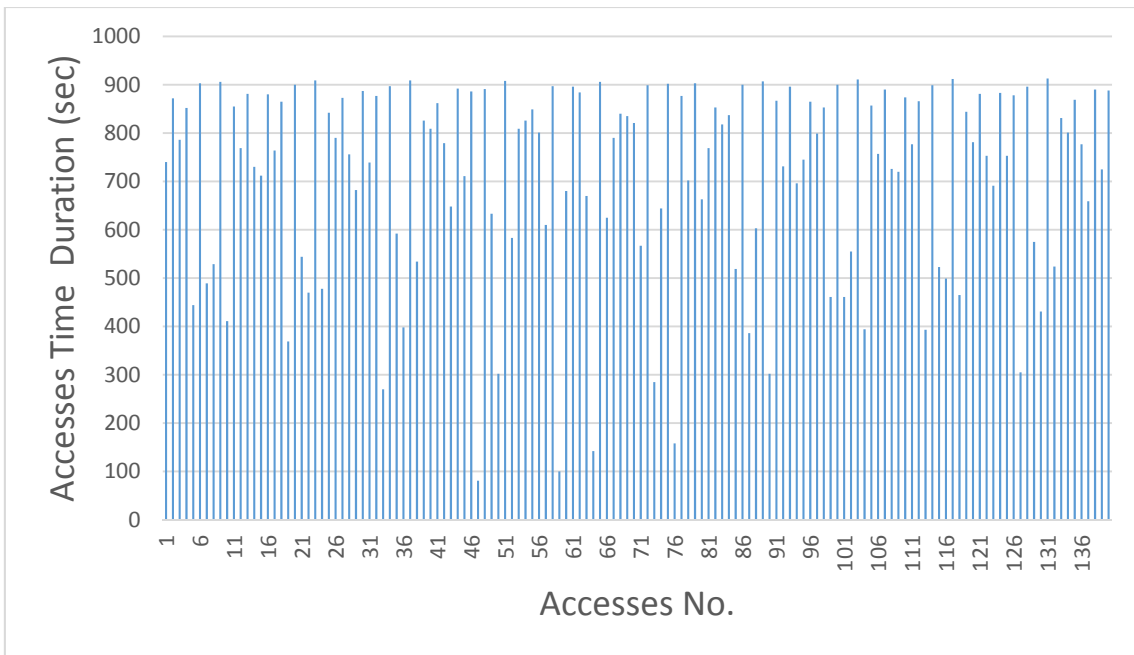
ตารางที่ 4.2 ค่าตัวแปรวงโคจร (Orbital Parameters) ของดาวเทียม AAUSAT3

ตัวแปรวงโคจร	ค่าที่หาได้
Mean anomaly	211.7142 Degrees
Mean motion	14.35245 Revs per day
Semi-major axis	7152 km
Alt. Perigee	772.3 km
Alt. Apogee	790.5 km
Inclination	98.5907 Degrees
Eccentricity	0.0012768
Argument of Perigee	148.4817 Degrees
R.A. of Node	180.2447 Degrees

ผลลัพธ์จากการจำลองวงโคจรดาวเทียมสรุปไว้ในรูปที่ 4.6 ถึงรูปที่ 4.9 ในลักษณะเดียวกันกับในกรณี Dnepr ข้างต้น จากรูปที่ 4.6 และรูปที่ 4.7 พบว่า ดาวเทียมจะโคจรผ่านสถานีภาคพื้นดิน ณ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือเป็นระยะเวลามากกว่า 10 นาที ทั้งหมด 105 ครั้ง และเป็นระยะเวลา น้อยกว่า 10 นาที ทั้งหมด 35 ครั้ง

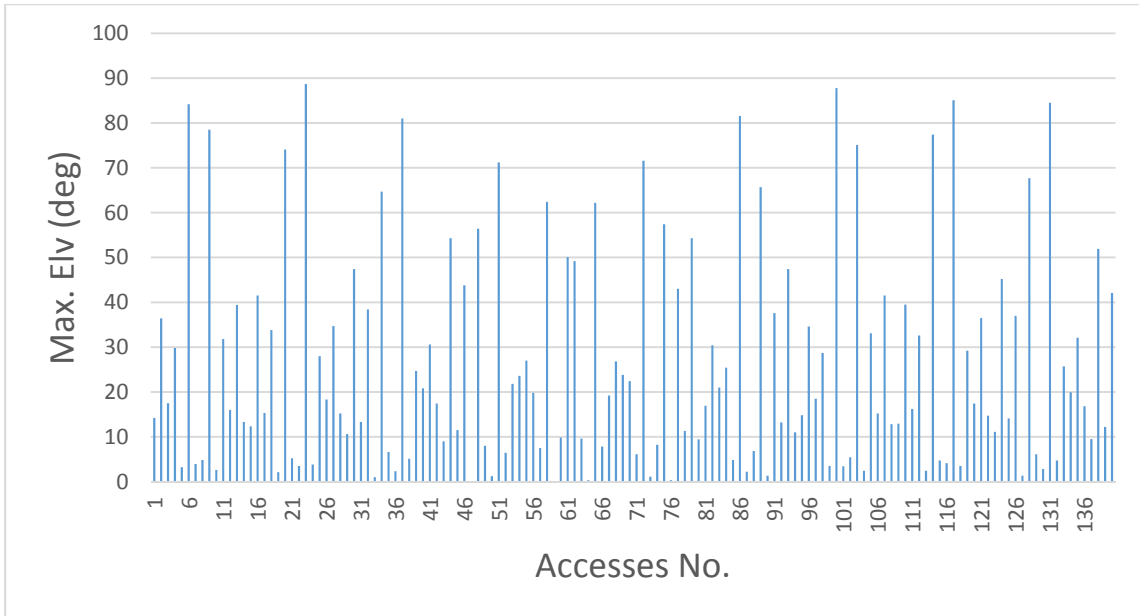


รูปที่ 4.6 ความถี่ของระยะเวลาที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวเทียมใน 1 เดือน (กรณี PSLV)

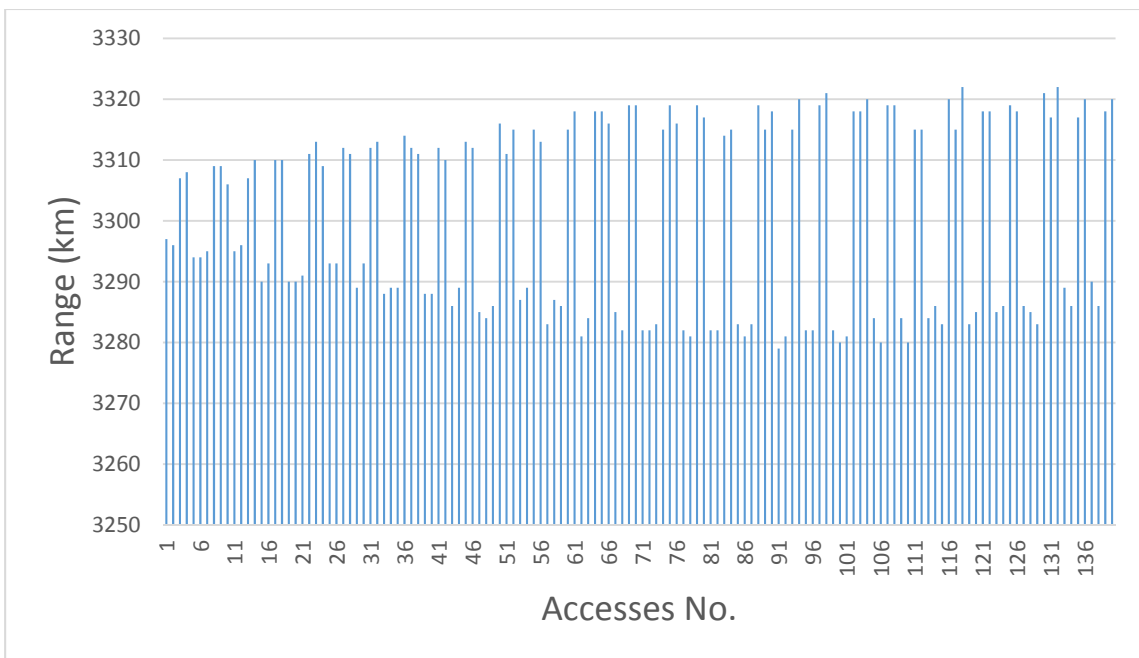


รูปที่ 4.7 ระยะเวลาที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวเทียมใน 1 เดือน (กรณี PSLV)

จากรูปที่ 4.8 พบว่า ดาวเทียมจะโคจรผ่านสถานีภาคพื้นดินที่มุม Max. Elev มากกว่า 10 องศา จำนวน 95 ครั้ง จากทั้งหมดจำนวน 140 ครั้ง โดยถ้าพิจารณาเฉพาะในกรณีที่โคจรผ่านเป็นเวลามากกว่า 10 นาที และมุม Max. Elev มากกว่า 10 องศา จะมีทั้งหมดจำนวน 86 ครั้ง ดังนั้นภายใน 1 เดือน ดาวเทียมจะสามารถรับส่งสัญญาณกับสถานีภาคพื้นดินได้ไม่น้อยกว่า 14.3 ชั่วโมง และจากรูปที่ 4.9 พบว่า ระยะทางระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดินที่น้อยสุด คือ 3,280 กิโลเมตร และมากที่สุด คือ 3,320 กิโลเมตร



รูปที่ 4.8 ค่ามุม Elevation สูงสุดที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวเทียมใน 1 เดือน (กรณี PSLV)



รูปที่ 4.9 ระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดินที่ Max Elevation ใน 1 เดือน (กรณี PSLV)

การวิเคราะห์ห้วงโคจร กรณี Atlas-V

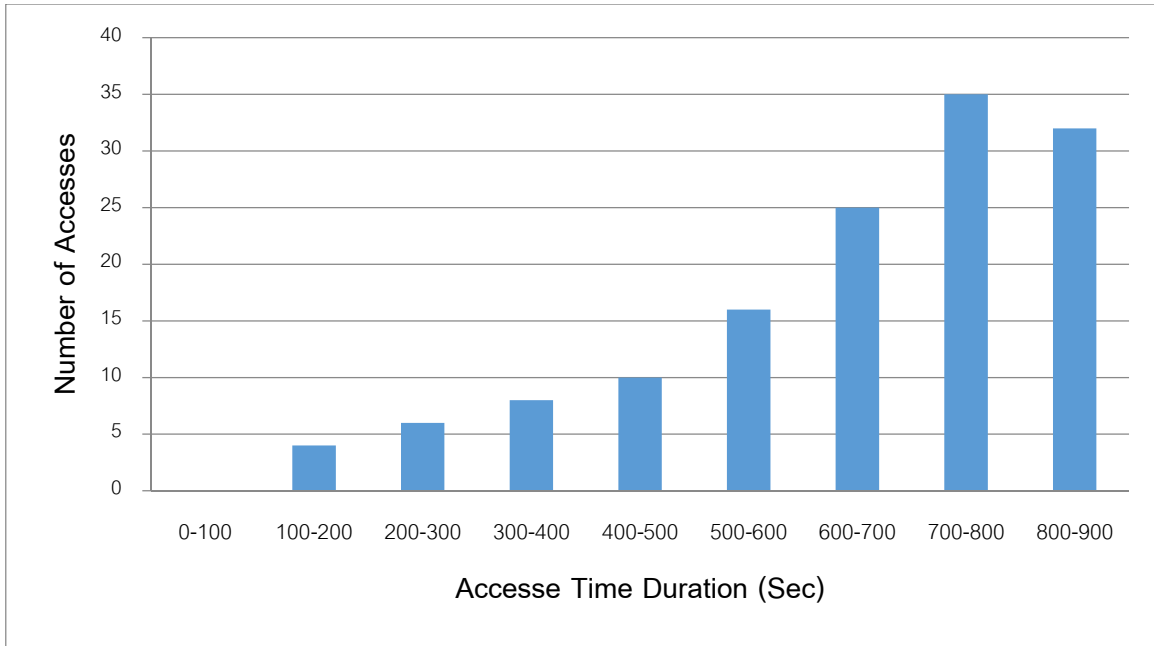
Atlas-V [3] เป็นยานนำส่งภายใต้การดูแลร่วมกันของบริษัท Lockheed Martin และ Boeing ประเทศสหรัฐอเมริกา โดยมีฐานยิง คือ Cape Canaveral Air Force Base, Florida และ Vandenberg Air Force Base, California ประเทศสหรัฐอเมริกา

ดาวเทียม CubeSat ที่ถูกส่งเข้าสู่วงโคจรด้วย Atlas-V และยังคงโคจรอยู่ในปัจจุบันที่โครงการที่จะใช้ในการวิเคราะห์ห้วงโคจร คือ ดาวเทียม Fox-1A [7] ซึ่งเป็นดาวเทียม CubeSat ขนาด 1U ของ AMSAT ดาวเทียม Fox-1A ถูกส่งเข้าสู่วงโคจรจากฐานยิง Vandenberg Air Force Base ในวันที่ 8 ต.ค. 2558 โดยมีค่าตัวแปรวงโคจร (Orbital Parameters) หามาจากค่า TLE (Two Line Elements) โดย North American Aerospace Defense Command (NORAD) ณ วันที่ 8 ธ.ค. 2558 ดังแสดงในตารางที่ 4.3

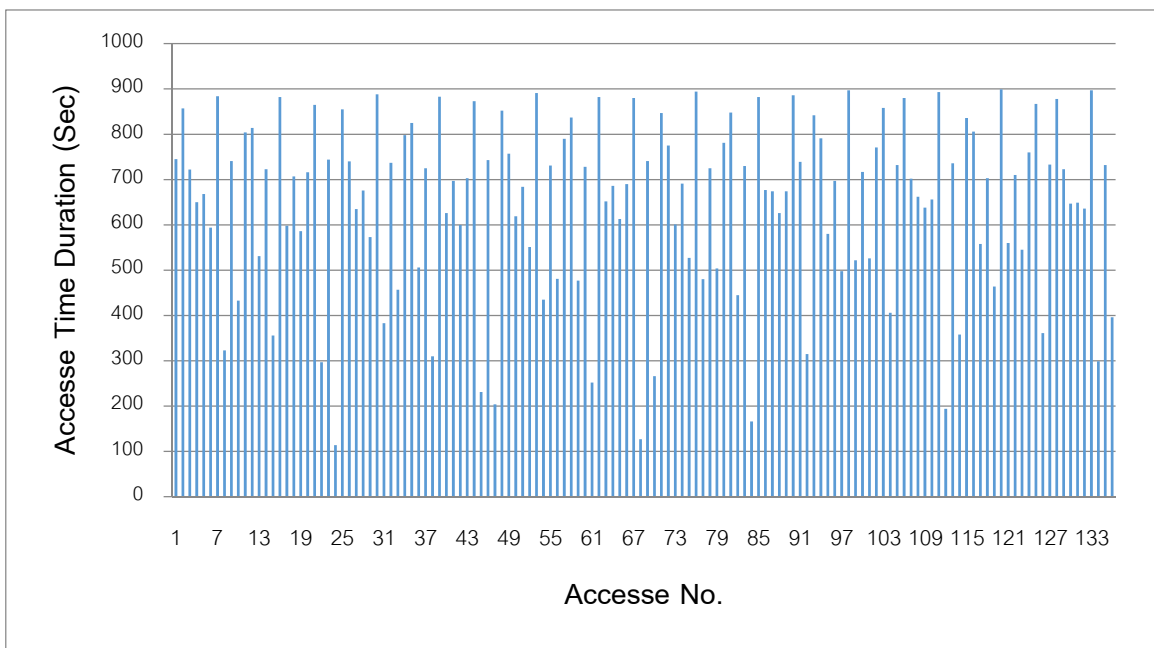
ตารางที่ 4.3 ค่าตัวแปรวงโคจร (Orbital Parameters) ของดาวเทียม Fox-1A

ตัวแปรวงโคจร	ค่าที่หาได้
Mean anomaly	88.372 Degrees
Mean motion	14.744 Revs per day
Semi-major axis	7025 km
Alt. Perigee	494 km
Alt. Apogee	800 km
Inclination	64.777 Degrees
Eccentricity	0.0217735
Argument of Perigee	269.243 Degrees
R.A. of Node	164.523 Degrees

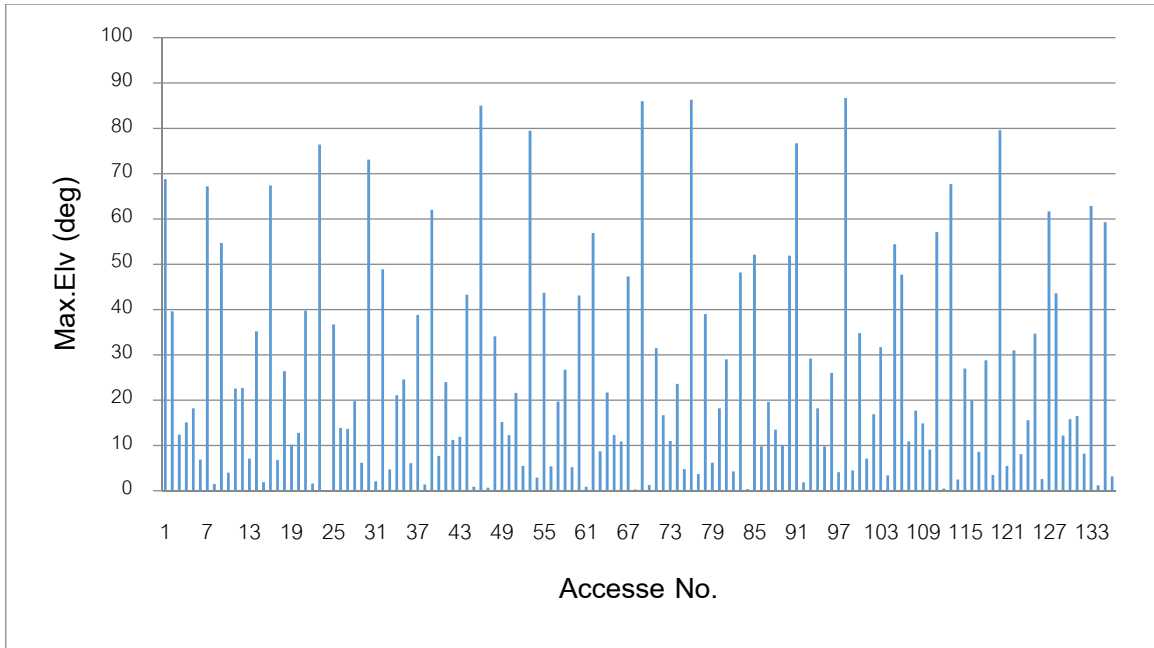
ผลลัพธ์จากการจำลองวงโคจรดาวเทียมสรุปไว้ในรูปที่ 4.10 ถึงรูปที่ 4.13 ในลักษณะเดียวกันกับในกรณี UWE-3 และ AAUSAT3 ข้างต้น จากรูปที่ 4.10 และ 4.11 พบว่า ดาวเทียมจะโคจรผ่านสถานีภาคพื้นดิน มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือเป็นระยะเวลาที่มากกว่า 10 นาที ทั้งหมด 92 ครั้ง และเป็นระยะเวลาน้อยกว่า 10 นาที ทั้งหมด 44 ครั้ง และจากรูปที่ 4.12 พบว่า ดาวเทียมจะโคจรผ่านสถานีภาคพื้นดินที่มุม Max. Elev มากกว่า 10 องศา จำนวน 89 ครั้ง จากทั้งหมดจำนวน 136 ครั้ง โดยถ้าพิจารณาเฉพาะในกรณีที่โคจรผ่านเป็นเวลามากกว่า 10 นาที และมุม Max. Elev มากกว่า 10 องศา จะมีทั้งหมดจำนวน 88 ครั้ง ดังนั้นภายใน 1 เดือน ดาวเทียมจะสามารถรับส่งสัญญาณกับสถานีภาคพื้นดินได้ไม่น้อยกว่า 14.7 ชั่วโมง และจากรูปที่ 4.13 พบว่า ระยะทางระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดินน้อยสุด คือ 500 กิโลเมตร และมากที่สุด คือ 3,150 กิโลเมตร



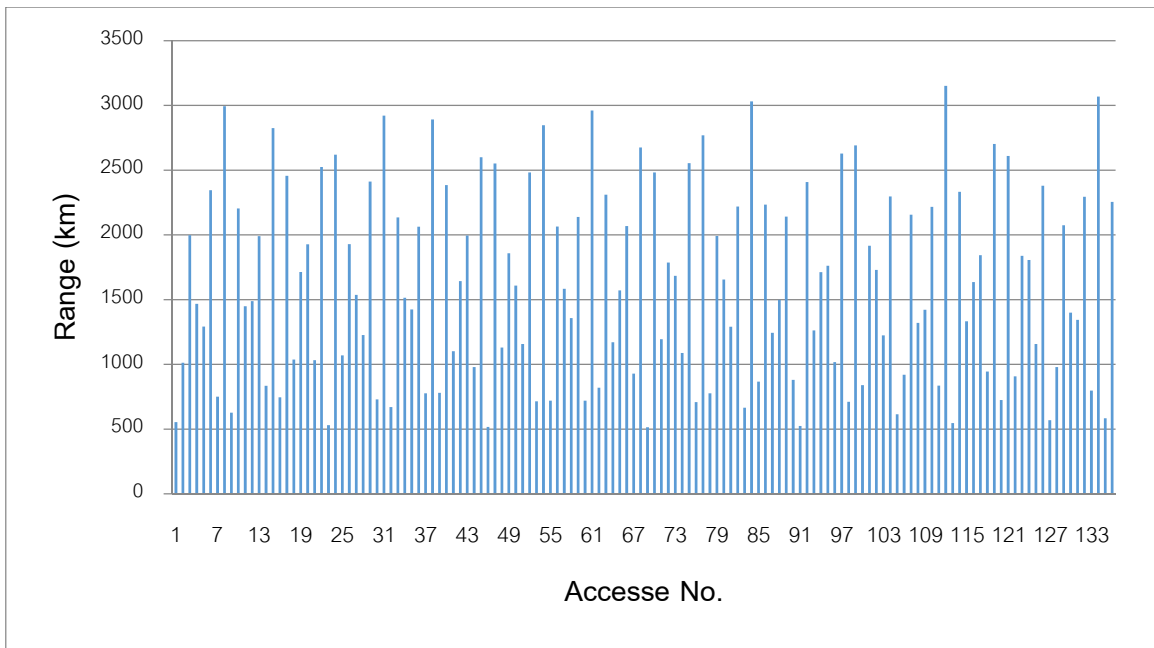
รูปที่ 4.10 ความถี่ของระยะเวลาที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวเทียมใน 1 เดือน (กรณี Atlas-V)



รูปที่ 4.11 ระยะเวลาที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวเทียมใน 1 เดือน (กรณี Atlas-V)



รูปที่ 4.12 ค่ามุม Elevation สูงสุดที่สถานีภาคพื้นดินมองเห็นดาวเทียมใน 1 เดือน (กรณี Atlas-V)



รูปที่ 4.13 ระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดินที่ Max Elevation ใน 1 เดือน (กรณี Atlas-V)

4.2.2 สรุปการกำหนดและประเมินวงโคจร

จากการประเมินวงโคจรในหัวข้อที่ 4.2.1 โดยพิจารณาจากจำนวนครั้งที่ดาวเทียมโคจรผ่านสถานีระยะเวลาที่มองเห็นดาวเทียมเหนือสถานีภาคพื้นดิน และมุม Maximum Elevation สามารถสรุปได้ว่าวงโคจรกรณี Dnepr ซึ่งเป็นวงโคจรแบบ Sun Synchronous มีความเหมาะสมที่สุดสำหรับภารกิจของดาวเทียม KNACKSAT เนื่องจากสถานีภาคพื้นดินสามารถสื่อสารกับดาวเทียมที่มีมุม Elevation สูงกว่า 10

องศาโดยมีระยะเวลาที่ยาวนานที่สุด นอกจากนี้แล้วข้อดีของวงโคจรแบบ Sun Synchronous คือ มุมของแสงอาทิตย์มีความคงที่ เหมาะกับการถ่ายภาพเชิงแสง อีกทั้งดาวเทียมสามารถรับพลังงานแสงอาทิตย์ได้ตลอดเวลา ทำให้เป็นการผ่อนคลายเป็นข้อจำกัดในด้านการออกแบบระบบไฟฟ้ากำลัง

4.2.3 การวิเคราะห์เพย์โหลด

ในการกำหนดและประเมินเพย์โหลดหรือกล้องถ่ายภาพเชิงแสงที่เป็นไปได้และมีความเหมาะสมสำหรับภารกิจของดาวเทียม KNACKSAT ได้กำหนดเป้าหมายหลักในการออกแบบระบบกล้อง คือ ระบบกล้องสามารถติดตั้งอยู่ในตัวดาวเทียมซึ่งมีขนาดจำกัดได้ และมีข้อกำหนดดังต่อไปนี้

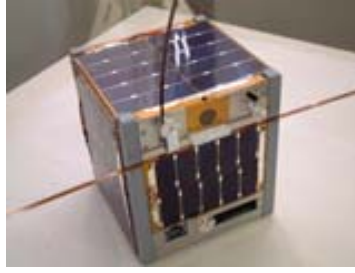
1. ถ่ายภาพด้วยความละเอียดอย่างน้อยที่สุด คือ VGA (640x480) และความละเอียดมากที่สุด คือ Full HD (1920x1080)
2. ถ่ายภาพแบบ HDR ได้
3. ถ่ายแบบต่อเนื่อง (Snapshot) 14 ภาพขึ้นไป ด้วยความละเอียดไม่ต่ำกว่า QQVGA (160x120)

ข้อกำหนดข้างต้นถือว่าเป็นข้อกำหนดที่มีความร่วมสมัยและท้าทาย ทำให้เกิดการสร้างประสบการณ์และองค์ความรู้ใหม่ในการพัฒนาระบบถ่ายภาพเชิงแสงระยะไกลให้กับบุคลากร

ระบบกล้องของดาวเทียมรูปแบบ CubeSat ส่วนมากจะโมดูลกล้องที่หาได้ตามท้องตลาด (COTS) เนื่องจากมีต้นทุนที่ไม่สูง เช่น ดาวเทียม XI-IV และ XI-V ของประเทศญี่ปุ่นใช้ CMOS Camera ซึ่งมีความละเอียด 0.3 ล้าน พิกเซล ขนาด 16 บิต และสามารถถ่ายภาพในอวกาศส่งมายังโลกได้เป็นจำนวนมาก [8, 9] แต่คุณภาพของภาพที่ถ่ายได้นั้นลดลงเมื่ออยู่ในอวกาศ [10] ดาวเทียม Swiss Cube ของประเทศสวิตเซอร์แลนด์ใช้โมดูลกล้อง MT9V032 แบบ Monochrome CMOS ซึ่งสามารถถ่ายภาพจากอวกาศได้เป็นจำนวนมาก และมีประสิทธิภาพดี [11] ดาวเทียม Compass-1 ของประเทศเยอรมันใช้โมดูลกล้องจากค่าย Omnivision เบอร์ OV7648 และสามารถถ่ายภาพในอวกาศได้ แต่ระบบกล้องมีปัญหาที่เกิดจากระบบการปรับ Exposure แบบอัตโนมัติ ทำให้ภาพที่ได้เกิดความคลาดเคลื่อนในลักษณะ Over Exposed [12] จากเหตุผลนี้จึงจำเป็นที่จะต้องเพิ่ม ND Filter เข้ามาในระบบกล้อง และดาวเทียม ESTCUBE [13] ของประเทศเอสโตเนียใช้โมดูล MT9V011 ในดาวเทียม และใช้ ND Filter ช่วยในการถ่ายภาพ และสามารถถ่ายภาพที่มีความคมชัดจากอวกาศได้สำเร็จ เป็นต้น รูปที่ 4.14 แสดงตัวอย่างโมดูลกล้องที่ใช้ในดาวเทียม CubeSat และภาพที่ถ่ายได้



(ก)



(ข)



(ค)

รูปที่ 4.14 ตัวอย่างระบบถ่ายภาพ

(ก) C3188A camera module (OV7620 sensor) ในดาวเทียม XI-IV

(ข) รูปดาวเทียม XI-IV (ค) ตัวอย่างรูปถ่ายจากดาวเทียม XI-IV [8]

เพื่อให้สามารถปฏิบัติการถ่ายภาพได้สำเร็จ โครงการนี้ได้พิจารณากล้องจำนวน 6 ตัวเลือก ดังนี้

กล้อง OV7720

กล้อง OV7720 ผลิตโดยบริษัท Omnivision ใช้กำลังไฟฟ้าขนาด 120 mW เป็นกล้องที่มีความไวต่อการทำงานสูงแม้อยู่ในสภาวะแสงน้อย คุณภาพของรูปภาพสามารถควบคุมได้ เช่น ความคมชัด Color Saturation และการปรับค่าอัตโนมัติตามแสง UV กล้องรองรับภาพขนาด VGA และ QVGA สามารถเก็บข้อมูลภาพเป็น Bayer Raw, RGB, YCbCr มีระบบ ISP ที่ลดสัญญาณรบกวนและแก้ไขตำแหน่งบกพร่อง นอกจากนี้ยังสามารถปรับค่า Edge Enhancement และ Noise Suppression ได้อัตโนมัติ

กล้อง OV7648

กล้อง OV7648 ผลิตโดยบริษัท Omnivision ใช้กำลังไฟฟ้าขนาด 40 mW เป็นกล้องที่มีความไวต่อการทำงานสูงแม้อยู่ในสภาวะแสงน้อย คุณภาพของรูปภาพสามารถควบคุมได้ เช่น ความคมชัด Color Saturation Hue และรองรับภาพขนาด VGA และ QVGA สามารถเก็บข้อมูลภาพเป็น Bayer Raw, RGB, YCbCr, YUV สามารถปรับค่า Saturation Exposure, White Balance, Brightness, Black Level Calibration ได้อัตโนมัติ

กล้อง MT9V011

กล้อง MT9V011 ผลิตโดยบริษัท Aptina Imaging Corporation ใช้กำลังไฟฟ้าขนาด 70 mW เป็นกล้องที่สามารถทำงานภายใต้สภาวะแสงน้อยได้อย่างดี ใช้พลังงานต่ำ ราคาถูก ใช้ระบบ I²C รองรับภาพขนาด

VGA, QVGA, CIF ปรับค่า Black Level Calibration ได้อัตโนมัติ และสามารถควบคุมค่า Gain, Frame Rate, Window Size, Panning และ Image Reversal ได้

กล้อง MT9V032

กล้อง MT9V032 ผลิตโดยบริษัท Aptina Imaging Corporation ใช้กำลังไฟฟ้าขนาด 320 mW เป็นกล้องที่สามารถถ่ายภาพในอวกาศได้ภาพที่มีประสิทธิภาพสูงขึ้น ไม่พบ Near Infrared (NIR) จากแสงสว่าง มีประสิทธิภาพของซีตเตอร์สูง ใช้ระบบ I²C รองรับภาพขนาด QVGA, CIF, QCIF สามารถปรับค่า Saturation Exposure, White Balance, Brightness, Black Level Calibration ได้อัตโนมัติและยังรองรับการถ่ายภาพแบบ HDR อีกด้วย

กล้อง OV5642

กล้อง OV5642 ผลิตโดยบริษัท Omnivision ใช้กำลังไฟฟ้าขนาด 270 mW เป็นกล้องที่มีประสิทธิภาพสูง สามารถควบคุมอัตราการถ่ายภาพในเวลา 1 วินาทีได้ (Frame Rate) เช่น Mirror Scaling Cropping Panning รองรับภาพได้ตั้งแต่ขนาด 5 Megapixel ลงมา เก็บข้อมูลภาพเป็น Bayer Raw, RGB, YCbCr, YUV, JPEG Compression สามารถปรับค่า Saturation Exposure, White Balance, Band Filter, Black Level Calibration ได้อัตโนมัติ สามารถรองรับการควบคุมโฟกัสอัตโนมัติ (Auto Focus Control) และสั่งการทำงานเป็น Video หรือ Snapshot ได้อีกด้วย

กล้อง OV7670

กล้อง OV7670 ผลิตโดยบริษัท Omnivision ใช้กำลังไฟฟ้าขนาด 60 mW เป็นกล้องที่ใช้พลังงานน้อยในการทำงาน ใช้ระบบ I²C รองรับภาพขนาด VGA, CIF และขนาดที่ต่ำกว่า CIF ลงไป เก็บข้อมูลภาพเป็น Bayer Raw, RGB, YCbCr, YUV ซึ่งคุณภาพของรูปภาพสามารถควบคุมได้ เช่น ความคมชัด, Color Saturation, Hue, Anti-Blooming สามารถปรับค่า Saturation Exposure, White Balance, Gain, Band Filter, Black Level Calibration ได้อัตโนมัติ มีระบบ ISP ที่ลดสัญญาณรบกวน นอกจากนี้ยังสามารถปรับค่า Edge Enhancement และ Noise Suppression ได้อัตโนมัติ

จากการศึกษาข้อมูลกล้อง คณะผู้วิจัยได้ทำการเปรียบเทียบคุณสมบัติของกล้องทั้ง 6 ตัวเลือก โดยหลักในการพิจารณาคุณสมบัติของกล้องประกอบด้วย

1. Image Size เนื่องจากภาพที่ได้กำหนดไว้ในภารกิจมีขนาดขั้นต่ำสุดคือ VGA 640x480 และมีขนาดมากที่สุด 1920x1080
2. JPEG Compress เนื่องจากขนาดของภาพที่ต้องการในภารกิจขนาดใหญ่ที่สุดนั้นไม่เพียงพอสำหรับการเก็บข้อมูลเป็น RAW ไฟล์ ดังนั้นจึงต้องทำการ Compress ไฟล์เป็น JPEG
3. Auto White Balance สำหรับการถ่ายภาพจะมีการทำสมดุลแสงขาว เนื่องจาก White Balance จะเปลี่ยนไปตามแหล่งกำเนิดแสงในธรรมชาติ ดังนั้นการทำ Auto White Balance คือ การปรับให้สภาพแสงที่ถ่ายภาพเพราะแหล่งกำเนิดแสงต่างกันให้อุณหภูมิสีต่างกัน เพื่อให้กล้องสามารถบันทึกสีสันทันให้ถูกต้องหรือใกล้เคียงกับสีที่แท้จริงของวัตถุมากที่สุด
4. Exposure Value เนื่องจากข้อกำหนดที่ได้ตั้งไว้ในภารกิจ กำหนดให้สามารถถ่ายภาพแบบ HDR ได้ ดังนั้นกล้องจึงต้องสามารถปรับค่า Exposure Value ได้แบบ Manual เพื่อปรับให้ได้ภาพถ่ายที่มีความมืดสว่างต่างกัน โดย Exposure Value (EV) เป็นค่าที่ใช้ในการวัดความสว่างของแสงในการถ่ายภาพ เพื่อกำหนดมาตรฐานความไวแสงของเซ็นเซอร์รับภาพ คำนวณจากปัจจัยที่ส่งผลให้แสงผ่านเข้ากล้องได้มากน้อยต่างกันคือ หน้ากล้อง (F-Number) และความเร็วชัตเตอร์ (Shutter Speed) และการถ่ายภาพแบบ HDR เป็นเทคนิคการสร้างภาพเพื่อให้ภาพมีรายละเอียดครบทุกส่วน ทั้งในส่วนมืดและส่วนสว่าง โดยถ่ายภาพในมุมเดียวกัน ให้มีค่าแสงที่แตกต่างกันประมาณ 3-5 ภาพ ให้ห่างกันประมาณ 1 Stop หลังจากนั้นก็นำภาพมารวมกันเพื่อได้ภาพที่มีรายละเอียดครบ ทั้งฉากหน้าและฉากหลัง ทั้งในส่วนมืดและส่วนที่สว่าง

ตารางที่ 4.4 แสดงผลการเปรียบเทียบคุณสมบัติของกล้อง

ตารางที่ 4.4 ผลการเปรียบเทียบคุณสมบัติของกล้อง

คุณสมบัติ	OV7720	OV7648	MT9V011	MT9V032	OV5642	OV7670
Image size	3	3	3	4	5	3
JPEG compression	0	0	0	0	5	0
Auto White Balance	5	5	0	5	5	5
Exposure Value	3	4	4	5	5	3
Result (20)	11	12	7	14	20	11

หมายเหตุ 5 = ดีมาก 4 = ดี 3 = ปานกลาง 2 = พอใช้ 1 = ต่ำ 0 = ไม่มี

4.2.4 สรุปการวิเคราะห์เพย์โหลด

จากตารางที่ 4.4 พบว่า กล้อง OV5642 มีฟังก์ชันต่างมากกว่ากล้องตัวอื่นๆ โดยที่กล้อง OV5642 สามารถปรับขนาดของภาพได้มากถึง 5 ขนาด คือ 5 Megapixel (2592x1944), 1080p (1920x1080),

720p (1280×720), VGA (640×480) และ QVGA (320×240) ซึ่งจะเห็นว่าขนาดภาพถ่ายทั้ง 5 แบบนี้ครอบคลุมขนาดของภาพที่กล้องรุ่นอื่นๆ ทำได้ โดยกล้อง OV564 สามารถทำ JPEG Compression ได้ ในขณะที่กล้องตัวอื่นๆ ไม่สามารถทำได้ ในส่วน Filter ของกล้อง OV5642 จะมี Filter ที่ครอบคลุม Filter ของกล้องตัวอื่นๆ และกล้องทุกตัวมีระบบอัตโนมัติใกล้เคียงกันแต่กล้อง OV5642 มีระบบอัตโนมัติที่สำคัญ คือ Auto Focus สามารถสั่งการทำงานเป็นระบบวิดีโอหรือ Snapshot ได้อีกด้วย เมื่อพิจารณาราคาจะเห็นว่า OV7720 มีราคาที่สูงกว่า OV5642 แต่จากคุณสมบัติแล้ว กล้อง OV5642 มีฟังก์ชันที่เยอะกว่าเหมาะสมกับภารกิจมากกว่า และ MT9V032 ก็มีความเหมาะสมกับภารกิจเช่นกัน แต่กล้องนี้ไม่มีการผลิตจำหน่ายอีกต่อไปแล้ว ดังนั้นจากการวิเคราะห์ทั้งหมดที่กล่าวมาจึงเป็นสาเหตุในการเลือกใช้กล้อง OV5642

4.2.5 การวิเคราะห์ disturbance torque

ในการวิเคราะห์ Disturbance Torque จะทำการพิจารณาจากองค์ประกอบต่างๆ ที่มีอิทธิพลต่อการทรงตัวของดาวเทียมในวงโคจรต่างต่อไปนี้ คือ Atmospheric Drag, Solar Radiation, Gravity Gradient และ Residual Magnetic torque [14] จากนั้นจะทำการคำนวณ Disturbance Torque ต่างๆ โดยการกำหนดค่าที่แย่ที่สุดที่เป็นไปได้ (Worst Case Value) แล้วจึงทำการประเมินค่า Torque ที่มากที่สุด เพื่อนำไปกำหนดความต้องการของ MTQ ต่อไป

Atmospheric drag

เนื่องจากที่ความสูงระดับ 600-800 กิโลเมตร ระดับความเป็นสุญญากาศยังไม่สูงมากนัก แรงต้านอากาศจะกระทำกับดาวเทียมในทิศทางตรงข้ามกับทิศทางการเคลื่อนที่ของดาวเทียม แรงต้านอากาศจะแปรผันตามระดับความสูงของวงโคจร ขนาดและความเร็วของดาวเทียม ผลการคำนวณแรงต้านอากาศที่กระทำกับดาวเทียมในความสูงที่ระดับ 600 กิโลเมตรและ 800 กิโลเมตร แสดงในตารางที่ 4.5 และตารางที่ 4.6 ตามลำดับ

ตารางที่ 4.5 แรงต้านอากาศที่ความสูง 600 กิโลเมตร จากระดับน้ำทะเล

พารามิเตอร์	ค่าที่ได้	หน่วย
Alt.	600000	m
Length	0.1	m
Area	0.01	m ²
P _{air}	1.137×10^{-14}	kg/m ³
Coefficient	2	
Velocity of Satellite	8150	m/s
F _{air}	7.55224×10^{-9}	N
length from c.g. to c.a.	0.03	m
Torque	2.26567×10^{-10}	N·m

ตารางที่ 4.6 แรงต้านอากาศที่ความสูง 800 กิโลเมตร จากระดับน้ำทะเล

พารามิเตอร์	ค่าที่ได้	หน่วย
Alt.	800000	m
Length	0.1	m
Area	0.01	m ²
P _{air}	1×10^{-13}	kg/m ³
Coefficient	2	
Velocity of Satellite	7452	m/s
F _{air}	5.55323×10^{-8}	N
length from c.g. to c.a.	0.03	m
Torque	1.66597×10^{-9}	N·m

Solar Radiation

แรงดันที่เกิดจาก Solar Radiation จะเกิดขึ้นเป็นระยะในวงโคจร และมีอิทธิพลมากขึ้นเมื่อระดับความสูงเกิน 800 กิโลเมตรขึ้นไป ผลการคำนวณ Torque ที่กระทำกับดาวเทียมแสดงในตารางที่ 4.7

ตารางที่ 4.7 Solar Radiation ที่ความสูง 800 กิโลเมตร จากระดับน้ำทะเล

พารามิเตอร์	ค่าที่ได้	หน่วย
Alt.	800000	m
Length	0.1	m
Area	0.01	m ²
reflect coeff	1	
Solar pressure	4.60×10^{-6}	Nm ⁻²
length from c.g. to c.a.	0.03	m
Torque	1.38×10^{-9}	Nm

Gravity gradient

ในกรณี CubeSat สามารถประมาณ Torque ที่เกิดจาก Gravity Gradient โดยการคำนวณจากวัตถุ น้ำหนัก 500 กรัม ที่ระยะห่าง 3 เซนติเมตร คือ 1.23×10^{-8} Nm

Residual Magnetic Torque

สนามแม่เหล็กที่ตกค้างในดาวเทียมเนื่องจากวัสดุ Ferromagnetic มีปฏิกิริยากับสนามแม่เหล็กโลก ทำให้เกิด Torque ที่ไม่ต้องการ ในการประเมิน Magnetic Moment ของดาวเทียม กำหนดให้ Magnetic Dipole ของดาวเทียมเท่ากับ $D = 0.1 \text{ A}\cdot\text{m}^2$ ดังนั้นหากกำหนดความเข้มข้นสนามแม่เหล็กโลกในกรณีที่ค่าสูงที่สุด (Worst Case Value) ที่ความสูง 800 กิโลเมตร จากระดับน้ำทะเลสามารถคำนวณได้ดังสมการต่อไปนี้

$$M = (2) \times (8 \times 10^{15} [\text{T}\cdot\text{m}^3]) / (7178 \times 10^8[\text{m}])^3$$

$$= 4.7 \times 10^{-5} [\text{T}] \text{ (0.47gauss)}$$

จะได้ Torque โดยประมาณคือ

$$T=0.1 \times 4.7 \times 10^{-6} = 4.7 \times 10^{-6} \text{ Nm}$$

4.2.6 สรุปการกำหนดและประเมิน Disturbance Torque

จากผลการคำนวณ Disturbance Torque ที่มีขนาดใหญ่ที่สุดที่กระทำกับ KNACKSAT คือ Torque ที่เกิดจาก Residual Magnetic Torque ซึ่งมีค่าสูงกว่า Atmospheric Drag และ Solar Radiation ประมาณ 1000 เท่า และมากกว่า Gravity Gradient ประมาณ 100 เท่า

จากการประเมิน Disturbance Torque สามารถกำหนดความต้องการ (Requirement) ของ MTQ ได้เท่ากับ $\text{Max. Torque} = 4.7 \times 10^{-6} \text{ N}\cdot\text{m}$ นั่นคือ Magnetic Dipole Moment ของ MTQ ต้องมีค่ามากกว่า $4.7 \times 10^{-6} \text{ N}\cdot\text{m}$ จึงจะสามารถควบคุมการทรงตัวของดาวเทียม KNACKSAT ได้ตามจุดประสงค์ภารกิจ

เอกสารอ้างอิง

- [1] “International Space Company Kosmotras page,” http://www.kosmotras.ru/en/rn_dnepr/
- [2] “Indian Space Research Organization page,” <http://www.isro.gov.in/launchers/pslv>
- [3] “Atlas V Wikipédia page,” https://en.wikipedia.org/wiki/Atlas_V
- [4] “Orbitron - Satellite Tracking System page,” <http://www.stoff.pl/>
- [5] “UWE-3 Project page,” http://www7.informatik.uniwuerzburg.de/forschung/space_exploration/projects/uwe_3/
- [6] “AAUSAT3 Home page,” <http://www.space.aau.dk/aausat3/>
- [7] “Fox Project page,” http://www.amsat.org/?page_id=1113
- [8] “University of Tokyo CubeSat project page,” <http://www.space.t.u-tokyo.ac.jp/cubesat/index-e.html> (accessed 21 May 2012)
- [9] “XI-V Twitter feed,” http://twitter.com/#!/XI_V/media/grid (accessed 21 May 2012)
- [10] Y. Tsuda, N. Sako, T. Eishima, T. Ito, Y. Arikawa, N. Miyamura, A. Tanaka, and S. Nakasuka, “University of Tokyo’s CubeSat Project - Its Educational 45 And Technological Significance,” in “The 15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites,” (Logan, Utah, 2001), pp. 13–16.
- [11] “SwissCube project main page,” <http://swisscube.epfl.ch/> (accessed 21 May 2012).
- [12] A. Scholz, W. Ley, B. Dachwald, J. J. Miao, and J. C. Juang, “Flight results of the COMPASS-1 picosatellite mission,” *Acta Astronautica* 67, 1289–1298 (2010).
- [13] “ESTCube project main page,” <http://www.estcube.eu/>.
- [14] James R. Wertz, Wiley J. Larson, “Space Mission Analysis and Design” 3rd edition

บทที่ 5

การออกแบบดาวเทียม CubeSat ขั้นต้น

การออกแบบขั้นต้น (Conceptual Design) จะเป็นการออกแบบระบบย่อย (Subsystems) แต่ละระบบอย่างคร่าวๆ เพื่อทดสอบการทำงานพื้นฐานและสำหรับพัฒนาเป็นระบบที่จะใช้งานจริงต่อไป สำหรับโครงการดาวเทียม KNACKSAT นี้ได้แบ่งระบบย่อยออกเป็น 6 ระบบ ดังนี้

1. ระบบย่อยโครงสร้าง (Structure Subsystem, STR)
2. ระบบย่อยการสื่อสาร (Communication Subsystem, COMM)
3. ระบบย่อยไฟฟ้ากำลัง (Electrical Power Subsystem, EPS)
4. ระบบย่อยการจัดการคำสั่งและข้อมูล (Command and Data Handling Subsystem, CDH)
5. ระบบย่อยการหาและควบคุมการทรงตัว (Attitude Determination and Control, ADC)
6. เพย์โหลด (Payload) หรือกล้องถ่ายรูป (Camera, CAM)

5.1 ระบบย่อยโครงสร้าง (STR)

ระบบย่อยโครงสร้าง (STR) มีหน้าที่จับยึดระบบย่อยและอุปกรณ์ต่างๆ เข้าด้วยกัน และป้องกันความเสียหายที่อาจเกิดขึ้นจากแรงกระแทกและการสั่นสะเทือนจากจรวดนำส่งในขณะทำการปล่อยดาวเทียมเข้าสู่วงโคจร ทั้งนี้โครงสร้างของดาวเทียมควรมีน้ำหนักเบาที่สุด โดยยังสามารถรักษาความแข็งแรงทนทานไว้ได้ โดยระบบ STR ของดาวเทียม KNACKSAT จะถูกออกแบบให้ระบบย่อยแต่ละระบบมีลักษณะการทำงานแบบแยกบอร์ด (Module) ซึ่งทำให้การทำงานของแต่ละระบบเสร็จสมบูรณ์ภายในบอร์ด และการพัฒนาหรือปรับปรุงแต่ละระบบย่อยสามารถกระทำได้ง่าย และกระทบกับระบบย่อยอื่นน้อยที่สุด

5.1.1 การออกแบบโครงสร้างหลัก

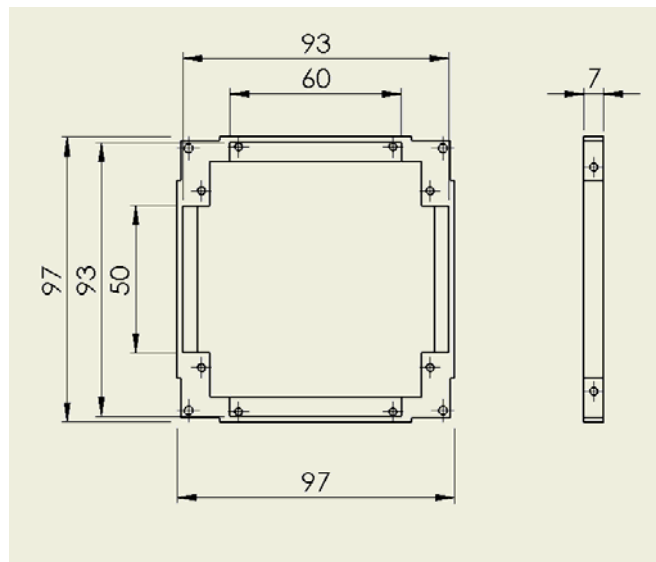
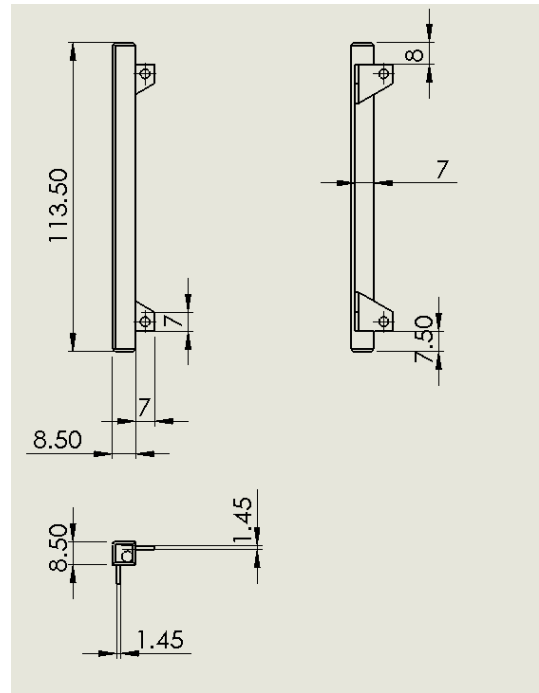
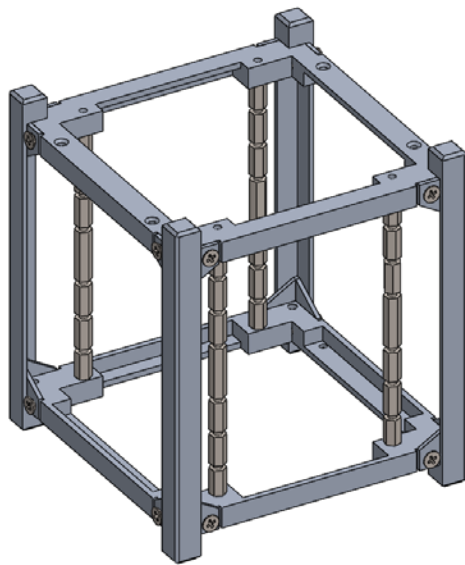
เนื่องจากการนำส่งดาวเทียม CubeSat เข้าสู่วงโคจรจำเป็นต้องอาศัยการฝากส่ง (Piggyback) ไปกับดาวเทียมขนาดใหญ่ดวงอื่น ดังนั้นโครงสร้างของดาวเทียมจะต้องออกแบบให้สอดคล้องกับข้อกำหนดของยานนำส่ง และเพื่อลดค่าใช้จ่ายในการสร้างชุดปล่อยหรือ POD สำหรับ CubeSat ทางโครงการเลือกใช้ลักษณะโครงสร้างที่สอดคล้องกับมาตรฐานของ Poly Picosatellite Orbital Deployer POD หรือ P-POD โดยการออกแบบโครงสร้างจะต้องพิจารณาถึงข้อจำกัดและเงื่อนไขต่างๆ ดังต่อไปนี้

- มีขนาดไม่เกิน 10 x 10 x 10 เซนติเมตร และน้ำหนักประมาณ 1 กิโลกรัม
- วัสดุโครงสร้างจะต้องมีคุณสมบัติทางกายภาพสอดคล้องกับวัสดุของ POD ที่จะเลือกใช้

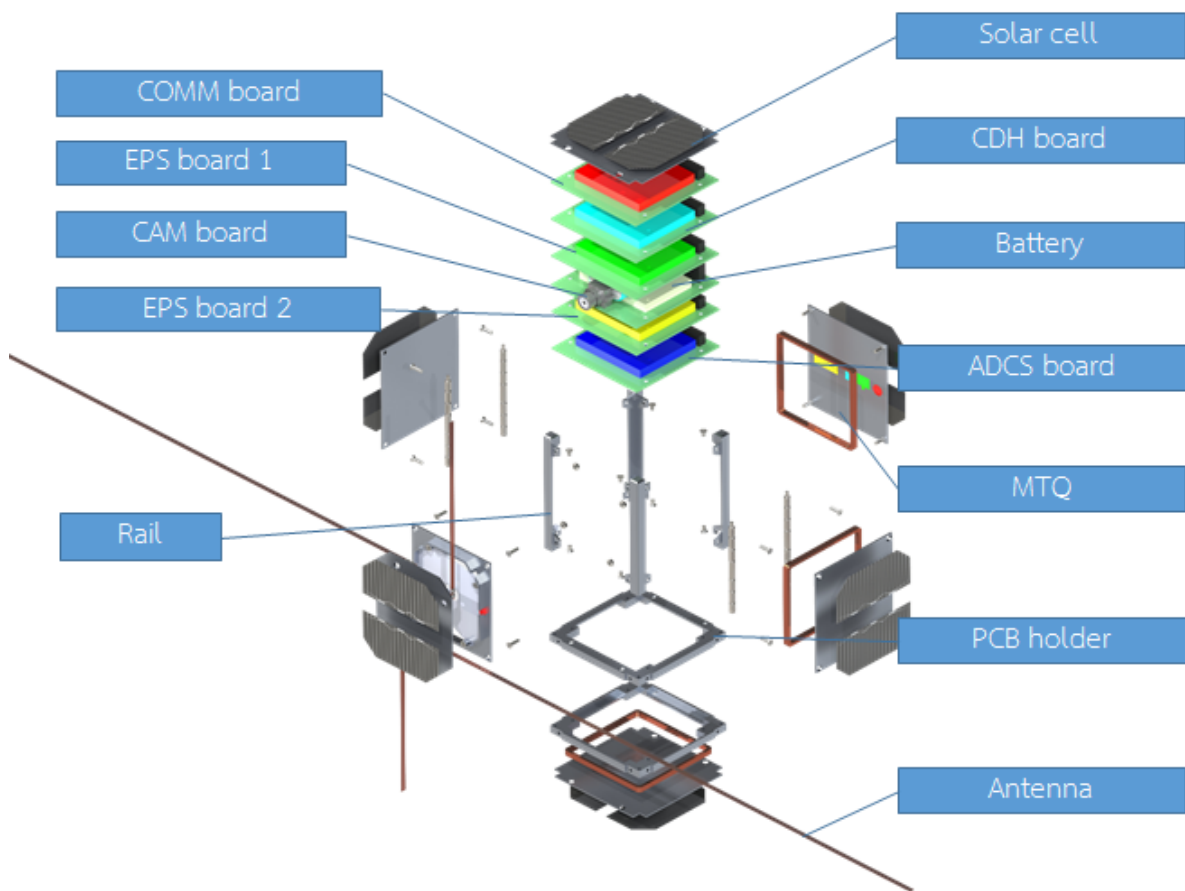
- จุดศูนย์กลางมวลมวลของดาวเทียมจะต้องอยู่ห่างจากจุดศูนย์กลางของดาวเทียมไม่เกิน 20 มิลลิเมตร
- อุณหภูมิของภายในดาวเทียมจะต้องอยู่ภายในช่วงอุณหภูมิที่อุปกรณ์ต่างๆ สามารถทำงานได้ปกติ โดยเฉพาะแบตเตอรี่จะสามารถทำงานได้ในช่วงอุณหภูมิที่แคบเมื่อเทียบกับอุปกรณ์อื่น คือ 0-40 องศาเซลเซียส
- อุปกรณ์และเซ็นเซอร์ที่มีความไวต่อสนามแม่เหล็ก จะต้องวางอยู่ไกลจากการรบกวนจากสนามแม่เหล็กของ MTQ
- ระยะเวลาพักและขนาดของกล้องถ่ายภาพจะต้องสามารถบรรจุลงในพื้นที่จำกัดสำหรับเพย์โหลดได้
- อุปกรณ์วิทยุสื่อสารจะต้องอยู่ใกล้สายอากาศมากที่สุด เพื่อให้การลดทอนสัญญาณเกิดขึ้นน้อยที่สุด

รูปที่ 5.1 แสดงภาพแบบทางวิศวกรรมของโครงสร้างหลักของดาวเทียมที่ออกแบบไว้เบื้องต้น โดยใช้วัสดุอลูมิเนียม A7075-T6 (หรือ A7075-T7351) โดยรูปแบบการจับยึดแผงวงจรหรือบอร์ดของแต่ละระบบย่อยเป็นแบบชั้นซ้อนกัน (Stack) ยึดระหว่างชั้นด้วย Spacer และยึดกับโครงสร้างด้านบนและด้านล่าง

รูปที่ 5.2 แสดงการวางตำแหน่ง (Layout) ของแผงวงจรหรือบอร์ด ด้านข้างโดยรอบโครงสร้างจะเป็นที่ติดตั้งแผงโซลาร์เซลล์เพื่อผลิตพลังงานไฟฟ้า และเป็นที่ยึดตั้งสายอากาศ อย่างไรก็ตามในระหว่างขั้นตอนการออกแบบและพัฒนารายละเอียด (Detail Design) จะมีการวิเคราะห์โครงสร้างและอุณหภูมิอีกครั้งหนึ่ง ดังนั้นการวางตำแหน่งของอุปกรณ์ต่างๆ อาจจะมีการเปลี่ยนแปลงได้



รูปที่ 5.1 แบบทางวิศวกรรมของโครงสร้างหลักของดาวเทียม

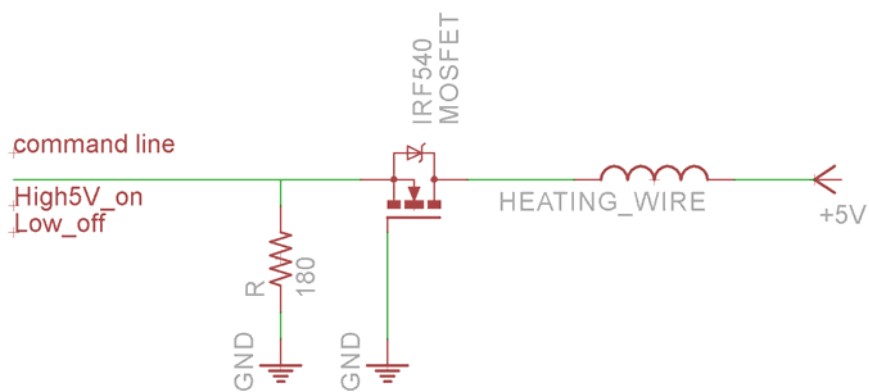
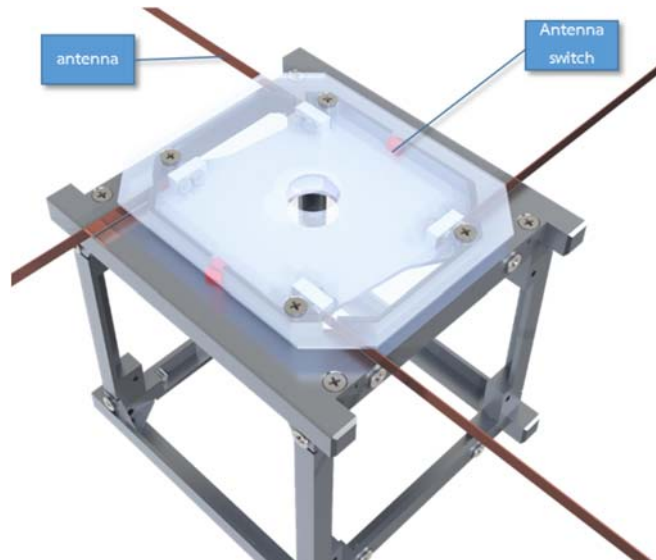


รูปที่ 5.2 ส่วนประกอบของโครงสร้างและการวาง Layout ของบอร์ด

5.1.2 การทดสอบการปล่อยสายอากาศเบื้องต้น

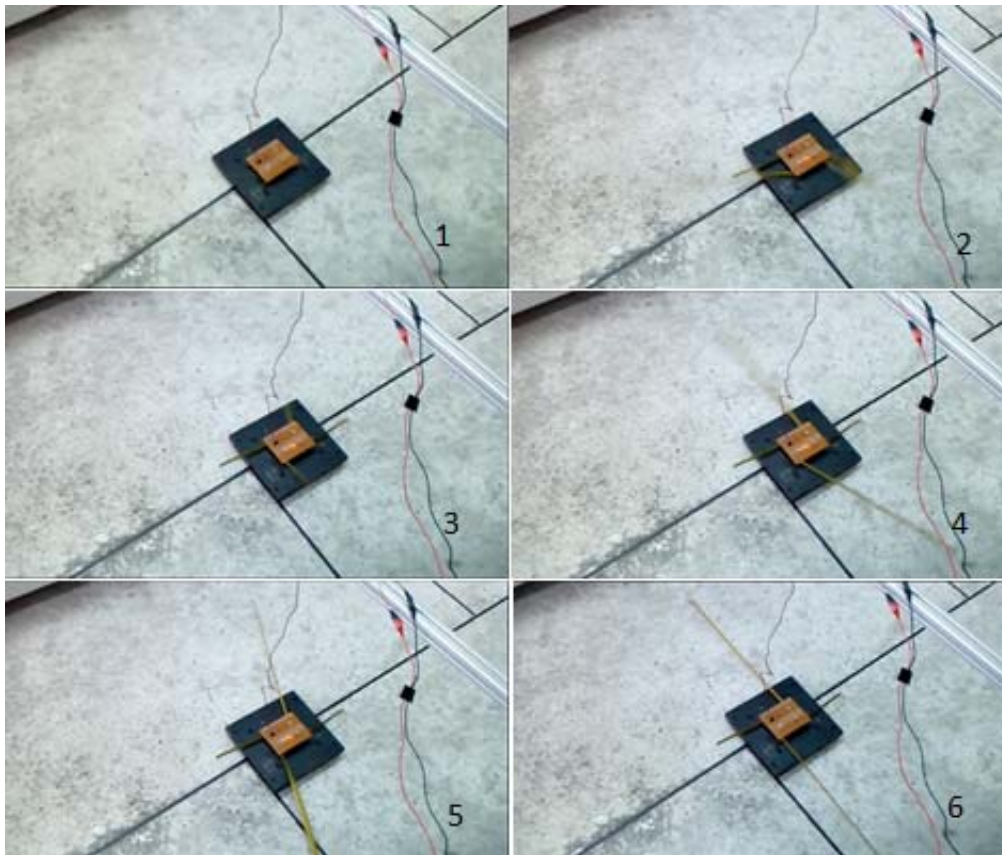
โครงการนี้ได้ทำการทดลองชุดการปล่อยสายอากาศ (Antenna Deployment) ซึ่งสายอากาศจะต้องจัดหรือม้วนเก็บไว้ในโครงสร้างในระหว่างการยิงเข้าสู่อวกาศตามข้อกำหนดของ POD และสายอากาศจะถูกปล่อยออกมาได้หลังจากที่ดาวเทียมหลุดออกมาจากตัวจรวดแล้วเท่านั้น

ในการออกแบบเบื้องต้นได้กำหนดให้สายอากาศที่ใช้ในการ Uplink และ Downlink เป็นแบบ Dipole โดยสายอากาศแบบ Dipole จะกางออกไปในทิศตรงข้ามซึ่งจะวางตัวขนานกัน และวางตัวตั้งฉากกันในแต่ละคู่ รูปที่ 5.3 แสดงภาพจำลองและภาพถ่ายของระบบปล่อยสายอากาศที่จัดสร้างขึ้นมาเพื่อทดสอบการทำงานและวงจรที่ใช้งาน โดยในที่นี้ใช้แถบตลับเมตรชนิดโลหะเป็นสายอากาศและยึดม้วนเก็บไว้ด้วยลวดไนลอน และทำการปล่อยสายอากาศโดยการป้อนกระแสไฟฟ้าให้กับขดลวดความร้อนเพื่อทำการตัดลวดไนลอน การตรวจวัดผลสำเร็จของการปล่อยกระทำโดย Antenna Switch



รูปที่ 5.3 ชุดจับยึดสายอากาศและวงจรไฟฟ้าปล่อยสายอากาศ

ภาพถ่ายการทดสอบการปล่อยสายอากาศแสดงในรูปที่ 5.4 ซึ่งพบว่า ผลลัพธ์ที่ได้เป็นไปตามต้องการ แต่ขณะที่สายอากาศคลายตัวออกจะเกิดแรงบิดที่จะทำให้ดาวเทียมหมุนได้ ซึ่งจะส่งผลกระทบต่อควบคุมดาวเทียม ดังนั้นจึงต้องออกแบบและพัฒนาการวางสายอากาศและการพันเก็บสายอากาศเพิ่มเติม เพื่อให้เกิดแรงบิดที่น้อยที่สุด



รูปที่ 5.4 ภาพถ่ายขณะการทดลองการปล่อยสายอากาศของชุดปล่อยที่จัดสร้างขึ้น

5.2 ระบบย่อยการสื่อสาร (COMM)

ระบบย่อยการสื่อสาร (COMM) ทำหน้าที่รับและส่งข้อมูลระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดิน ข้อมูลที่จะทำการส่งให้กับสถานีภาคพื้นดิน (TX, Downlink) ประกอบไปด้วยข้อมูล 2 ส่วน คือ

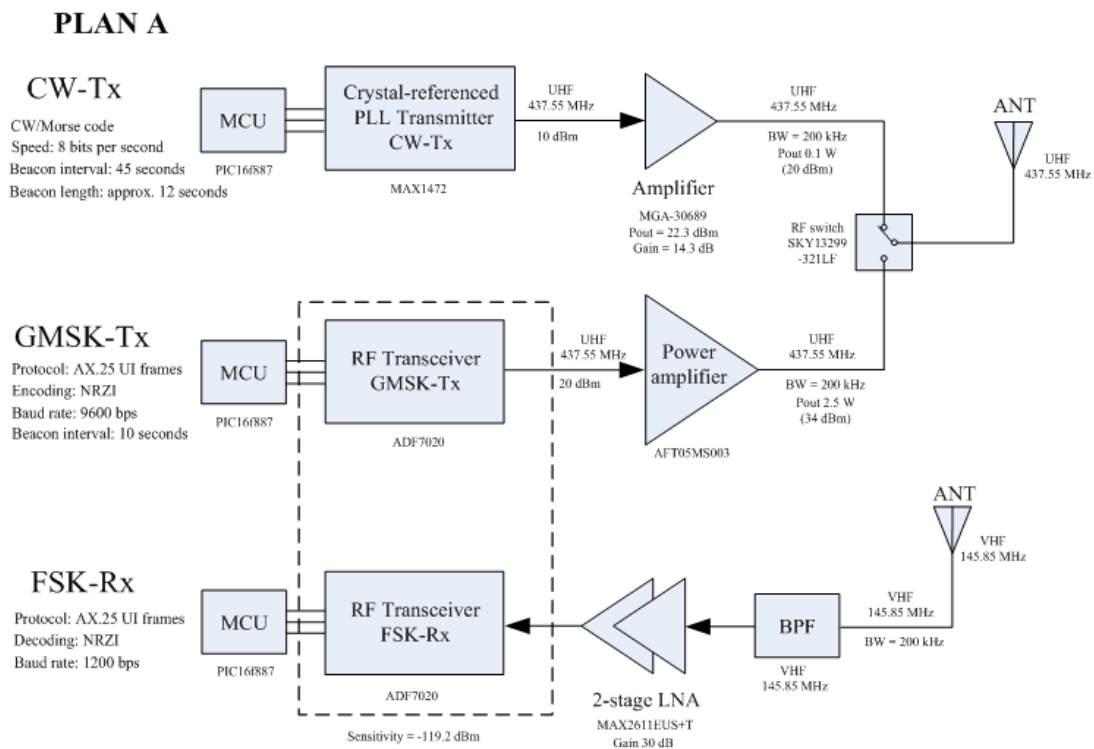
- ข้อมูลสถานะของดาวเทียม (Telemetry Data) โดยจะส่งเป็น Continuous Wave (CW) Beacon ที่ย่านความถี่ UHF โดยข้อมูลจะอยู่ในรูปแบบ Morse Code และสื่อสารด้วย Baud Rate เท่ากับ 8 bps
- ข้อมูลภาพถ่ายดาวเทียม (Digital Image) โดยจะส่งด้วยแปลงสัญญาณแบบ Gaussian Minimum Shift Keying (GMSK) ที่ย่านความถี่ UHF โดยข้อมูลจะอยู่ในรูปแบบ AX.25 Protocol และสื่อสารด้วย Baud Rate เท่ากับ 9600 bps

ส่วนข้อมูลคำสั่งที่จะรับจากภาคพื้นดิน (RX, Uplink) จะส่งด้วยการแปลงสัญญาณ แบบ Frequency Shift Keying (FSK) ที่ย่านความถี่ VHF โดยข้อมูลจะอยู่ในรูปแบบ AX.25 Protocol และสื่อสารด้วย Baud Rate เท่ากับ 1200 bps

การออกแบบบอร์ด COMM ได้กำหนดการออกแบบไว้ 2 แนวทาง ดังนี้

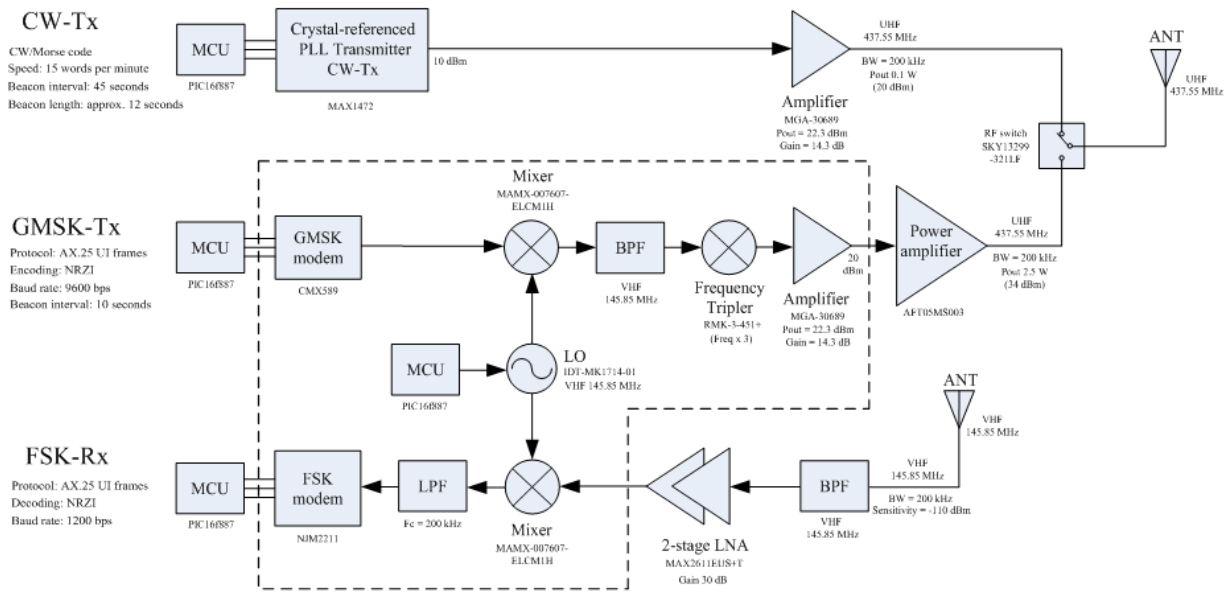
- แนวทาง (A) คือ การใช้ไอซีหรือวงจรรสำเร็จรูปในส่วนของ GMSK-TX และ FSK-RX ดังแสดงในแผนผังการทำงานในรูปที่ 5.5
- แนวทาง (B) คือ การพัฒนาส่วนของ GMSK-TX และ FSK-RX โดยไม่ใช่ไอซีสำเร็จรูป ดังแสดงในแผนผังการทำงานในรูปที่ 5.6

ข้อดีของแนวทาง (A) คือ ความง่ายของการนำมาใช้งาน เนื่องจากเป็นไอซีสำเร็จรูป แต่ค่อนข้างจะมีขีดจำกัดในการปรับแต่งเพื่อให้ได้สมรรถนะที่ต้องการ ส่วนแนวทาง (B) เป็นการออกแบบขึ้นมาเอง ทำให้มีอิสระในการปรับแต่งสมรรถนะที่มากกว่า



รูปที่ 5.5 แผนผังการทำงานของบอร์ด COMM แนวทาง (A)

PLAN B



รูปที่ 5.6 แผนผังการทำงานของบอร์ด COMM แนวทาง (B)

สำหรับการออกแบบเบื้องต้นนี้ จะเริ่มจากการออกแบบในแนวทาง (A) โดยแบ่งส่วนของการออกแบบออกเป็น 6 ส่วน ประกอบด้วย (1) โปรโตคอลสื่อสารแบบ AX.25 (2) ระบบสื่อสารแบบ CW (3) ระบบสื่อสารที่ใช้การมอดูเลตแบบ FSK/GMSK (4) วงจรขยายกำลังประสิทธิภาพสูง (5) สายอากาศสำหรับดาวเทียม และ (6) สถานีรับส่งสัญญาณภาคพื้นดิน ดังรายละเอียดต่อไปนี้

5.2.1 การออกแบบโปรโตคอลสื่อสารแบบ AX.25

โปรโตคอลสื่อสารแบบ AX.25 เป็นโปรโตคอลที่ใช้งานอย่างแพร่หลายในระบบสื่อสารของดาวเทียมดวงอื่น การรับส่งข้อมูลมีรูปแบบที่แน่นอนและช่วยในการจัดการข้อมูลด้วยความเร็วข้อมูลสูงได้ ตารางที่ 5.1 แสดงรูปแบบของ Frame ในโปรโตคอล AX.25 ที่ใช้ในการสื่อสาร ซึ่งจะเห็นได้ว่าโปรโตคอล AX.25 ประกอบไปด้วย Flag ที่ใช้สำหรับเริ่มต้นและสิ้นสุดของ Frame มีส่วนของ Address, Control สำหรับเป็นส่วนควบคุมและคำสั่งไปยังอุปกรณ์เป้าหมายที่ต้องการสื่อสาร ส่วนของ Info หรือ Information คือ ส่วนที่เป็นข้อมูลที่ต้องการส่ง และส่วนสุดท้ายเป็น FCS หรือ Frame-Check Sequence เป็นส่วนที่ใช้ในการตรวจสอบความถูกต้องของข้อมูลที่ได้รับ

ตารางที่ 5.1 รูปแบบของ Unnumbered Information Frame ของ AX.25

Flag	Address	Control	Info	FCS	Flag
01111110	112	16	N*8	16	01111110

ในการออกแบบและทดสอบโปรโตคอลสื่อสาร AX.25 โครงการได้ใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์สองตัวในการส่งและรับข้อมูล โดยทดสอบป้อน 0x7E จากไมโครคอนโทรลเลอร์ตัวส่ง โดยใช้โปรโตคอล AX.25 และทำการดึงข้อมูลกลับมาที่ตัวรับเพื่อตรวจสอบความถูกต้อง ผลการทดสอบโดยทำการวัดรูปสัญญาณที่ออกมาจากขา IO และจาก UART แสดงดังในรูปที่ 5.7 ซึ่งพบว่า ระบบสามารถส่งข้อมูลที่เป็นโปรโตคอล AX.25 ได้อย่างถูกต้อง และสามารถกำหนดความเร็วของข้อมูลได้ตามที่ต้องการ

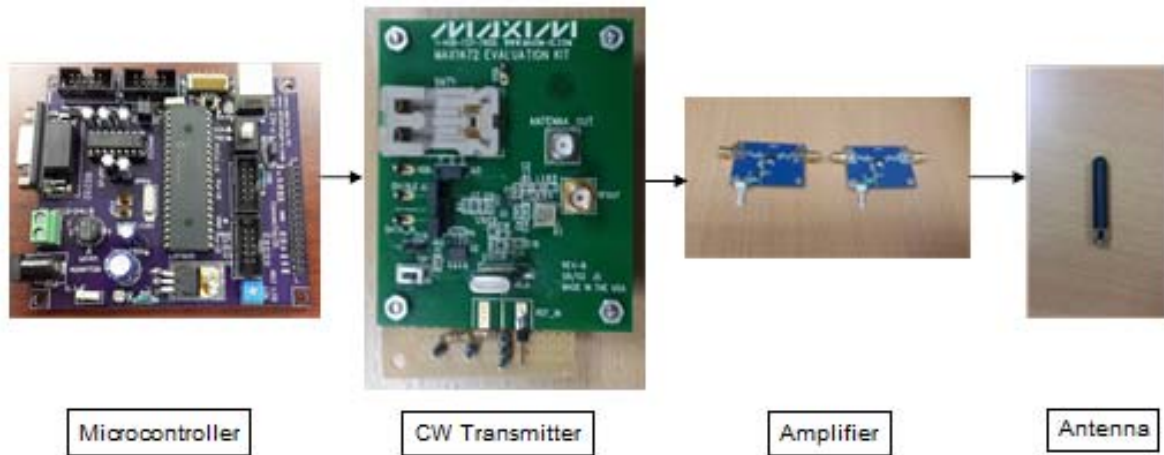


รูปที่ 5.7 ผลการวัดของข้อมูลที่ส่งออก (0x7E) ด้วยเครื่อง Oscilloscope

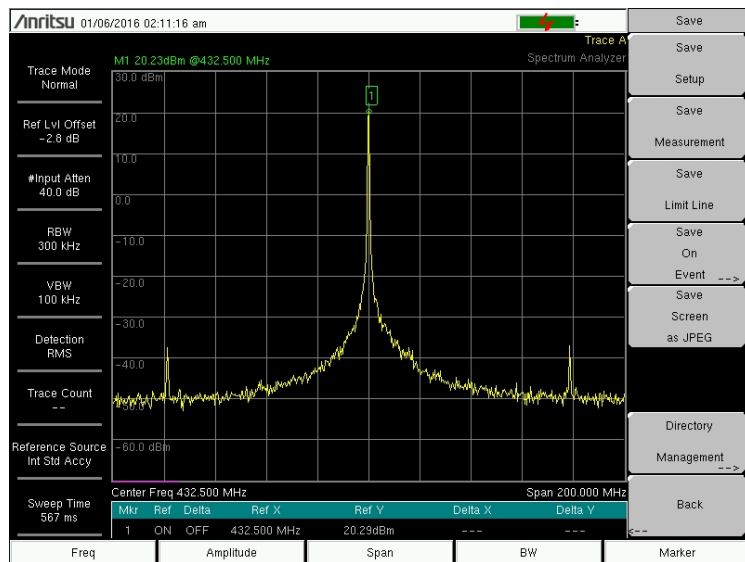
5.2.2 การออกแบบระบบสื่อสารแบบ CW

การออกแบบระบบสื่อสารแบบ CW นั้นจะใช้ความถี่ย่าน UHF ที่ความถี่ 437 MHz ที่กำลังส่งจากดาวเทียม 0.1 วัตต์ (20 dBm) โดยจะใช้การเข้ารหัสก่อนที่จะส่งออกอากาศ โดยรูปที่ 5.8 แสดงระบบส่งสัญญาณแบบ CW ที่ใช้ในการทดสอบการทำงาน ประกอบด้วย (1) ไมโครคอนโทรลเลอร์ (2) โมดูลส่งสัญญาณ CW (3) วงจรขยายกำลัง และ (4) สายอากาศย่าน UHF โมดูลกำเนิดสัญญาณ CW จะทำหน้าที่กำเนิดสัญญาณความถี่เดียวที่กำลังด้านออก 10 dBm ส่วนวงจรขยายกำลังจะทำหน้าที่ขยายกำลังให้ได้กำลังด้านออก 20 dBm และส่งออกอากาศโดยผ่านสายอากาศย่าน UHF

ผลการทดสอบสเปกตรัมที่ได้จากระบบส่งสัญญาณ CW แสดงดังในรูปที่ 5.9 พบว่า ได้ความถี่ 432.5 MHz ไม่ตรงตามที่ต้องการ และได้กำลังด้านออก 20 dBm ตามที่ต้องการ โดยมีค่า Power Consumption เท่ากับ 953 mW ซึ่งถือว่าค่อนข้างจะสูงเกินไป ดังนั้นในการออกแบบรายละเอียด (Detail Design) จะต้องปรับปรุงความถี่ที่ใช้งานให้เป็นความถี่ 437 MHz และ Power Consumption ของระบบไม่เกิน 500 mW



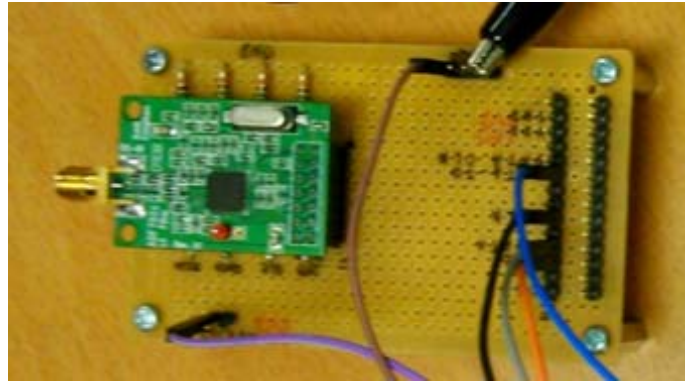
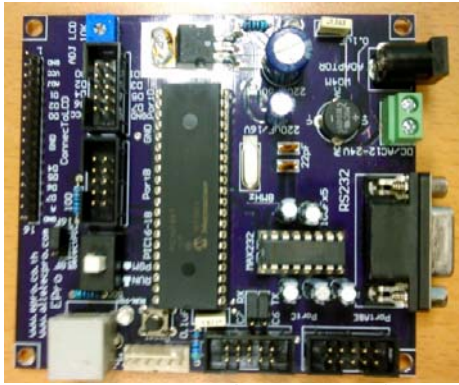
รูปที่ 5.8 ระบบส่งสัญญาณแบบ CW



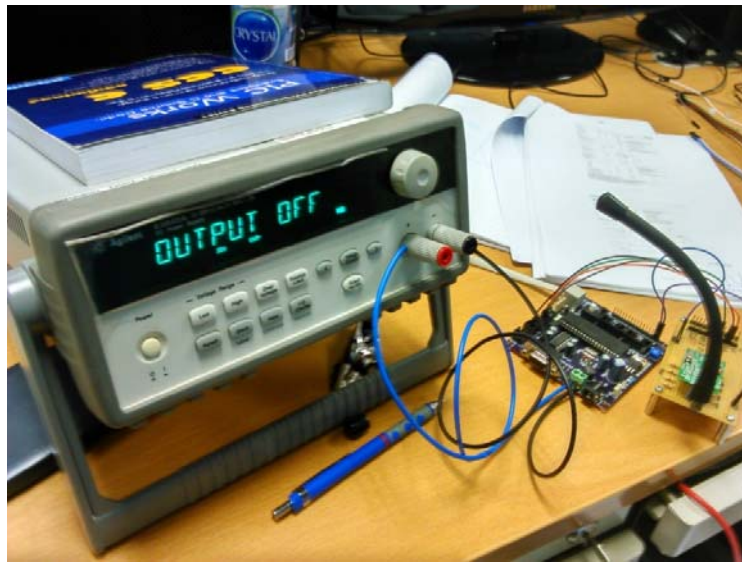
รูปที่ 5.9 สเปกตรัมสัญญาณที่ได้จากวงจรส่งสัญญาณแบบ CW กับวงจรขยายกำลัง

5.2.3 การออกแบบระบบสื่อสารที่ใช้การมอดูเลตแบบ FSK/GMSK

ในส่วนการออกแบบระบบสื่อสาร FSK/GMSK นั้น ดาวเทียมที่ได้ออกแบบจะกำหนดให้ Uplink ใช้การมอดูเลตแบบ FSK ที่ความเร็วของข้อมูล 1200 bps ที่ความถี่ 145 MHz และในส่วนของ Downlink จะใช้การมอดูเลตแบบ GMSK ที่ความเร็วของข้อมูล 9600 bps ที่ความถี่ 437 MHz ซึ่งโมดูล ADF7020 ที่เลือกใช้สามารถที่จะกำหนดรูปแบบของมอดูเลตขั้นได้ และสามารถกำหนดความถี่ที่ใช้งานได้ โดยการโปรแกรมได้โดยตรงจากไมโครคอนโทรลเลอร์ รูปที่ 5.10 แสดงชุดทดสอบที่ใช้ในระบบรับส่งสัญญาณแบบ GMSK และ FSK และรูปที่ 5.11 แสดงการทดสอบระบบสื่อสารทั้งสองแบบคือ GMSK และ FSK



รูปที่ 5.10 วงจรที่ใช้ในระบบรับส่งสัญญาณแบบ GMSK และ FSK



รูปที่ 5.11 การทดสอบการรับส่งสัญญาณแบบ GMSK และ FSK

ในการทดสอบระบบ GFSK และ FSK นั้นแบ่งออกเป็น 2 ส่วน คือ การวิเคราะห์ใน Time Domain และการวิเคราะห์ใน Frequency Domain ดังนี้

การวิเคราะห์ใน Time Domain

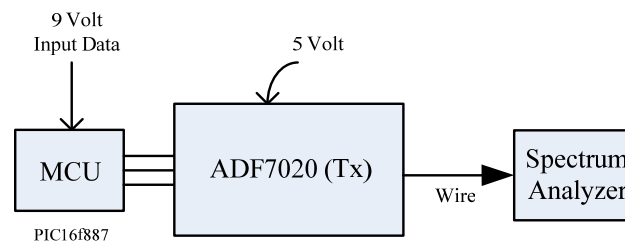
การวิเคราะห์ใน Time Domain ใช้เครื่อง Oscilloscope ช่วยในการวัดสัญญาณข้อมูล ประกอบด้วย 2 ส่วน ดังนี้

- สัญญาณข้อมูลที่ส่งและรับ ที่มอดูเลตแบบ FSK เพื่อเปรียบเทียบสัญญาณ
- สัญญาณข้อมูลที่ส่งและรับ ที่มอดูเลตแบบ GFSK เพื่อเปรียบเทียบสัญญาณ

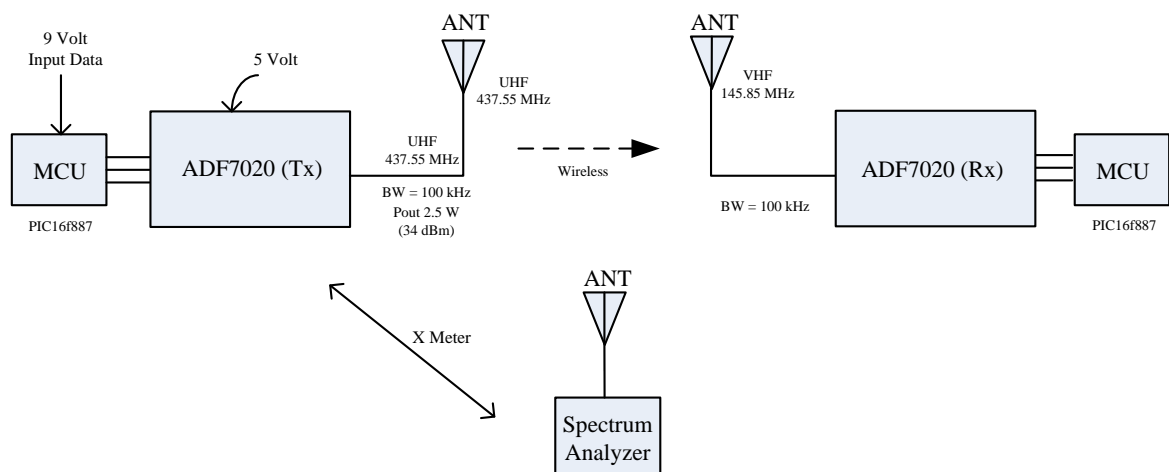
การวิเคราะห์ใน Frequency Domain

การวิเคราะห์ใน Frequency Domain ใช้เครื่องวิเคราะห์สเปกตรัม (Spectrum Analyzer) ในการวัดสเปกตรัมของสัญญาณ เพื่อตรวจสอบความถูกต้องทางความถี่ รูปแบบการมอดูเลชัน และกำลังสัญญาณ ซึ่งสามารถแบ่งการทดสอบออกเป็น 2 ส่วน ดังนี้

- การทดสอบแบบ Wireline ซึ่งจะเป็นการทดสอบโดยการวัดสเปกตรัมโดยตรงจากโมดูล ADF7020 เพื่อพิจารณากำลังด้านออก ความถี่ และรูปแบบการมอดูเลต ดังแสดงในรูปที่ 5.12
- การทดสอบแบบ Wireless ดังแสดงในรูปที่ 5.13 เป็นการทดสอบการรับส่งสัญญาณ FSK และ GFSK ว่าจะสามารถทำการดีมอดูเลตข้อมูลกลับมาได้หรือไม่ และยังเป็น การทดสอบระยะในการรับส่งสัญญาณอีกด้วย

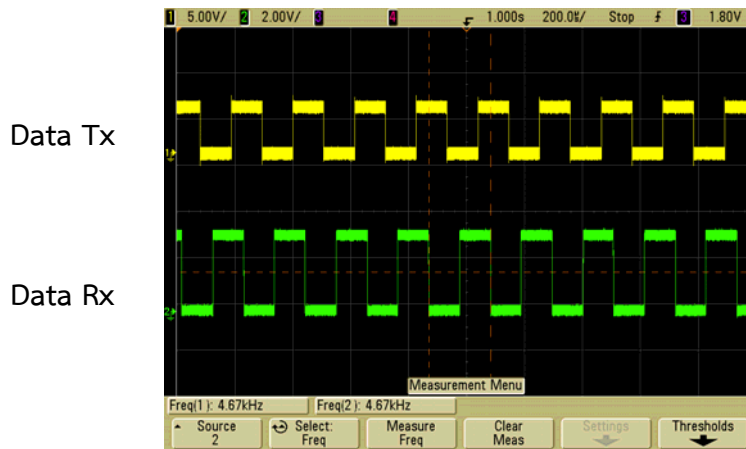


รูปที่ 5.12 แผนผังการทดสอบการส่งสัญญาณของ GMSK และ FSK แบบ Wireline



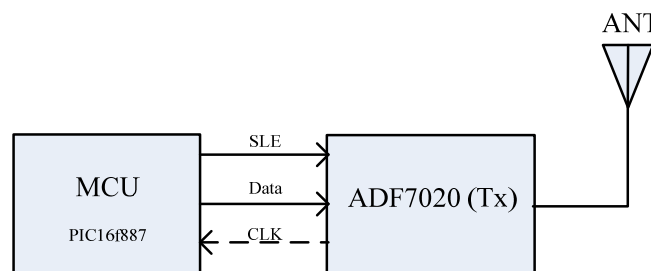
รูปที่ 5.13 แผนผังการทดสอบการส่งสัญญาณของ GMSK และ FSK แบบ Wireless

รูปที่ 5.14 แสดงสัญญาณข้อมูลเปรียบเทียบระหว่างภาคส่งและภาครับ จากการมอดูเลตแบบ FSK ที่ความเร็วข้อมูล 9600 bps ซึ่งจะเห็นว่าสัญญาณข้อมูลที่ได้จากภาครับและภาคส่งมีลักษณะสัญญาณไม่แตกต่างกัน

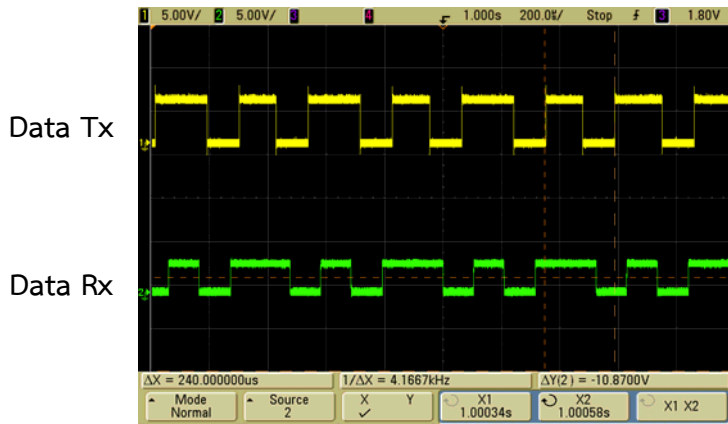


รูปที่ 5.14 สัญญาณข้อมูลเปรียบเทียบระหว่างภาคส่งและภาครับ จากการมอดูเลตแบบ FSK

สำหรับในการทดสอบระบบ GMSK หรือ GFSK นั้น สามารถอธิบายด้วยแผนผังดังแสดงในรูปที่ 5.15 ซึ่งจะเห็นได้ว่าสำหรับระบบ GFSK นั้นจำเป็นต้องจะมีการ Synchronize กันระหว่างข้อมูลที่ส่งไปยังโมดูล ADF7020 กับสัญญาณ CLK จากโมดูลไปยังไมโครคอนโทรลเลอร์ สำหรับผลที่ได้จากการทดสอบรับส่งข้อมูลแบบ GFSK นั้นแสดงดังในรูปที่ 5.16 ซึ่งจะเห็นได้ว่า สัญญาณข้อมูลภาคส่งและภาครับมีความแตกต่างกันเล็กน้อย ที่เป็นเช่นนี้เนื่องมาจากเทคนิคในการเขียนโปรแกรมควบคุมการ Synchronize นั้นใช้การ Interrupt จากสัญญาณ CLK ของโมดูลไปควบคุมข้อมูลแต่ละบิตให้ออกมาจากไมโครคอนโทรลเลอร์ ซึ่งอาจทำให้เกิด Delay ขึ้นในระบบได้ ซึ่งต้องมีการพัฒนาเพิ่มเติมในระหว่างการออกแบบรายละเอียด

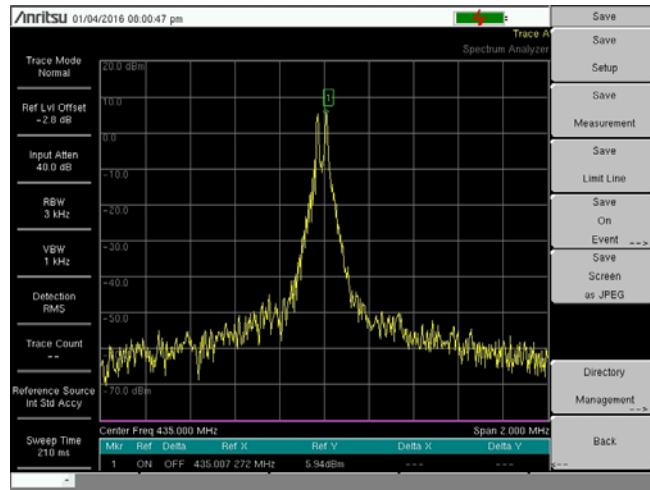


รูปที่ 5.15 แผนผังการทำงานของระบบสื่อสารแบบ GMSK

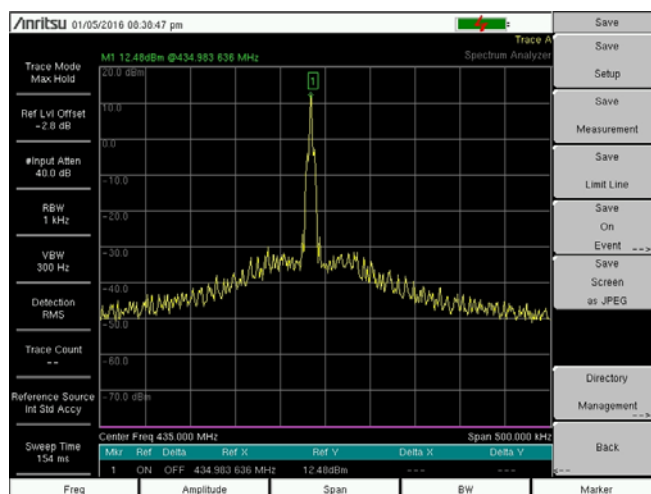


รูปที่ 5.16 สัญญาณข้อมูลเปรียบเทียบระหว่างภาคส่งและภาครับ จากการมอดูเลตแบบ GFSK

ผลลัพธ์ของการทดสอบทางความถี่แบบ FSK และ GFSK แสดงในรูปที่ 5.17 และ 5.18 ตามลำดับ ซึ่งจะเห็นได้ว่าการมอดูเลตแบบ GFSK จะใช้ Bandwidth ที่น้อยกว่าเมื่อเทียบกับแบบ FSK



รูปที่ 5.17 สเปกตรัมของสัญญาณที่มอดูเลตแบบ FSK



รูปที่ 5.18 สเปกตรัมของสัญญาณที่มอดูเลตแบบ GFSK

ตารางที่ 5.2 และตารางที่ 5.3 แสดงผลการทดสอบกำลังของสัญญาณที่รับได้เปรียบเทียบกับระยะทางด้วยมอดูเลตแบบ FSK และ GFSK ตามลำดับ

ตารางที่ 5.2 ผลการทดสอบกำลังของสัญญาณที่รับได้เทียบกับระยะทาง ด้วยมอดูเลตแบบ FSK

Distance (meter)	Received Power (dBm)
0.5	-18.78
1	-19.32
1.5	-23.23
2	-25.68
2.5	-29.28
3	-29.75

ตารางที่ 5.3 ผลการทดสอบกำลังของสัญญาณที่รับได้เทียบกับระยะทาง ด้วยมอดูเลตแบบ GFSK

Distance (meter)	Received Power (dBm)
0.5	-15.04
1	-18.11
1.5	-20.31
2	-24.18
2.5	-27.07
3	-30.76

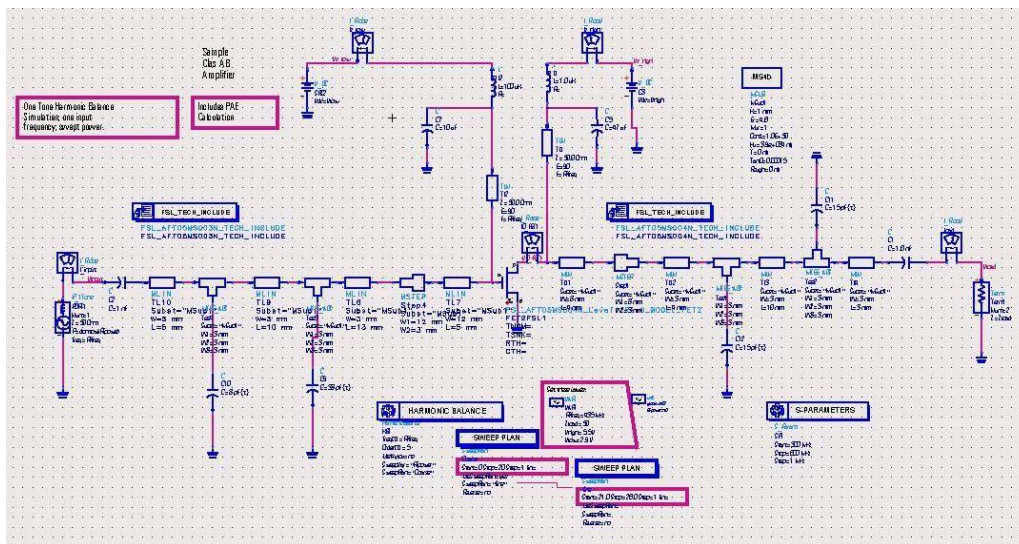
ผลจากการทดสอบระบบสื่อสารทั้งสองแบบ GFSK/FSK พบว่า กำลังด้านออกของระบบ GFSK เท่ากับ 12.5 dBm ซึ่งต่ำกว่าเป้าหมายของการออกแบบ คือ 34 dBm (>30 dBm) ดังนั้นจึงต้องมีการออกแบบวงจรขยายกำลังเพื่อให้ได้กำลังด้านออกตามที่ต้องการซึ่งจะกล่าวในหัวข้อต่อไป สำหรับ Power Consumption ในขณะทำงานแบบ Full Duplex พบว่า มีค่าเพียง 163.3 mW เนื่องจากยังไม่ได้รวม Power Consumption จากวงจรขยายกำลัง (PA) ในส่วนของ GFSK และวงจรขยายสัญญาณรบกวนต่ำ (LNA) ในส่วนของ FSK

5.2.4 การออกแบบวงจรขยายกำลังประสิทธิภาพสูง

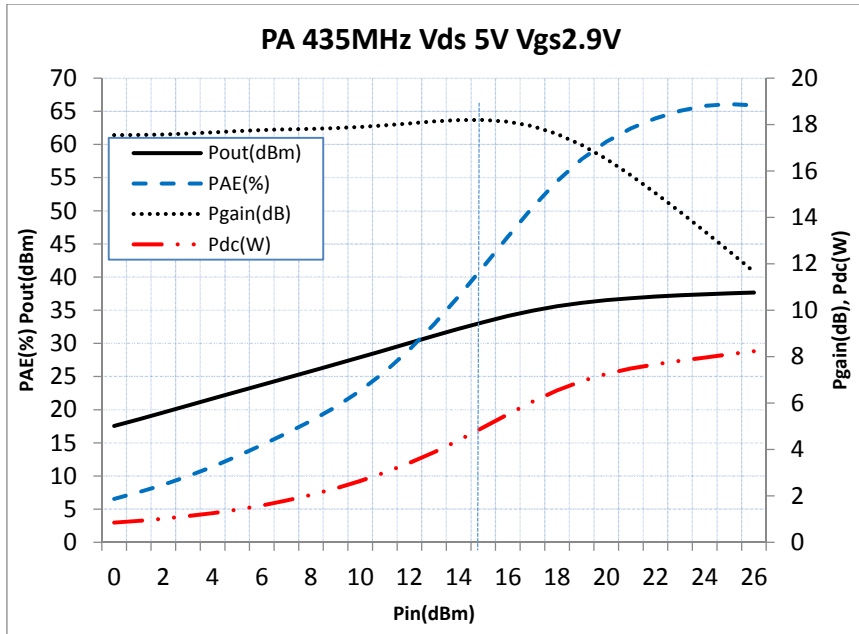
ในการออกแบบวงจรขยายกำลังประสิทธิภาพสูงนั้น จะเริ่มจากการจำลองวงจรขยายกำลังโดยใช้โปรแกรม ADS เพื่อพิจารณาความเป็นไปได้ในการออกแบบ โดยตั้งเป้าหมายการออกแบบไว้ดังนี้

1. มีกำลังด้านออก 30-34 dBm (1-2.5 วัตต์)
2. Power efficiency > 30%
3. ความถี่ 435-438 MHz
4. ใช้ไฟเลี้ยงต่ำ 3-5.5 V
5. มีขนาดของวงจรที่เล็กต่ำกว่า 5x5 cm
6. Power consumption ไม่เกิน 500 mW
7. ออกแบบให้ระบบเป็น 50 Ohm

การจำลองวงจรรขยายกำลังแสดงในรูปที่ 5.19 โดยใช้โปรแกรม ADS ซึ่งส่วนประกอบของวงจรรขยายกำลังประกอบไปด้วย (1) Input Matching Network (2) Bias Network (3) Output Matching Network และ (4) Power Device ซึ่งในการจำลองสามารถกำหนดความถี่ กำลังที่ป้อนเข้าวงจร เพื่อดูอัตราขยายกำลัง Power Efficiency และกำลังด้านออกสูงสุดของวงจรได้ รูปที่ 5.20 แสดงผลการจำลองวงจรรขยายกำลังที่ได้ ออกแบบ โดยออกแบบที่ไปเลี้ยง 5 V มีแรงดันไบอัส 2.9 V ที่ความถี่ 437 MHz โดยแสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่างกำลังด้านออก, Power Efficiency, Gain และ Power Consumption เทียบกับกำลังด้านเข้า ผลลัพธ์จากการจำลองวงจรรขยายกำลังพบว่า วงจรสามารถทำงานได้ที่ไฟเลี้ยงเพียง 5 V ในขณะที่ให้กำลังด้านออกสูงสุด 34 dBm (2.5 วัตต์) มี Power Efficiency สูงถึง 41.5% มี Power Consumption ของวงจรเพียง 4700 mW



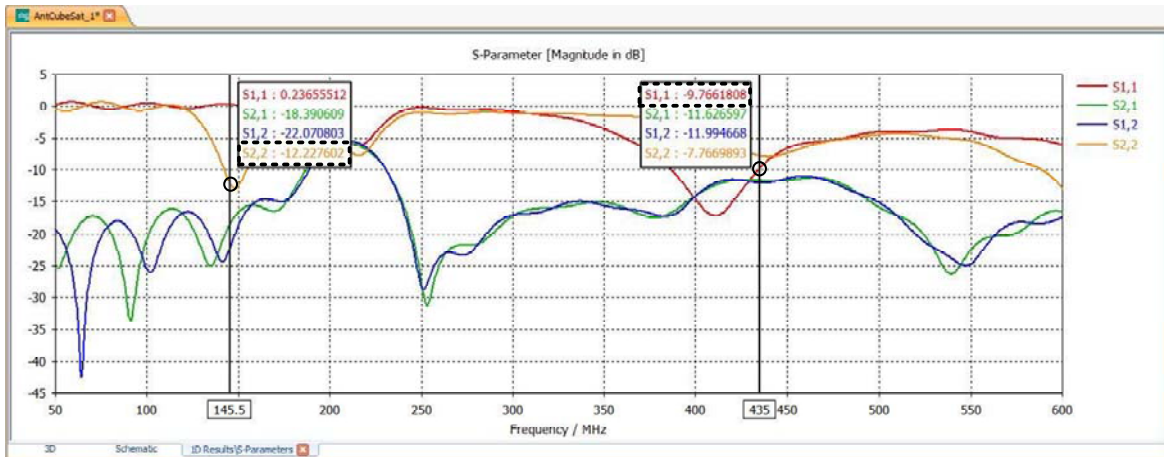
รูปที่ 5.19 การจำลองวงจรรขยายกำลัง โดยโปรแกรม ADS



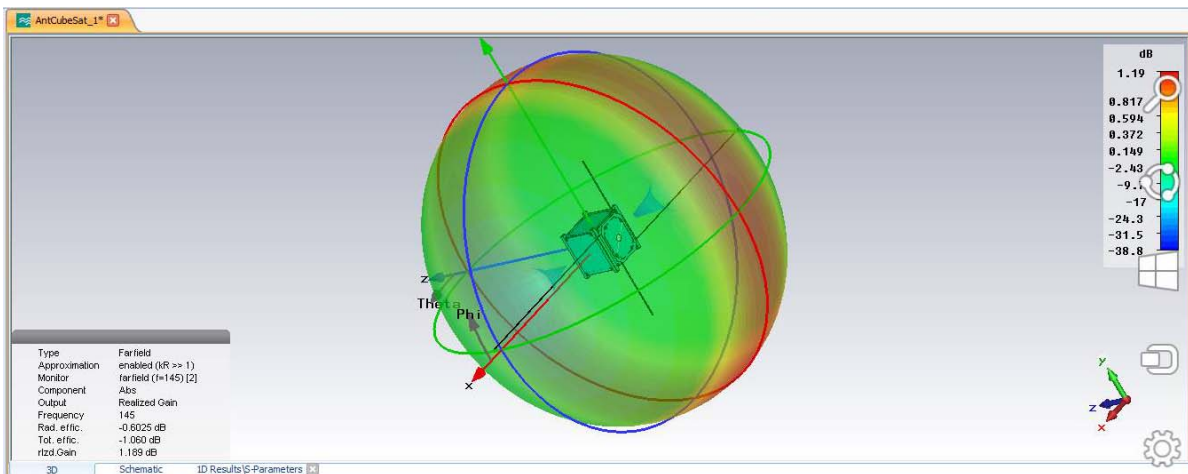
รูปที่ 5.20 ผลการจำลองวงจรขยายกำลัง

5.2.5 การออกแบบสายอากาศสำหรับดาวเทียม

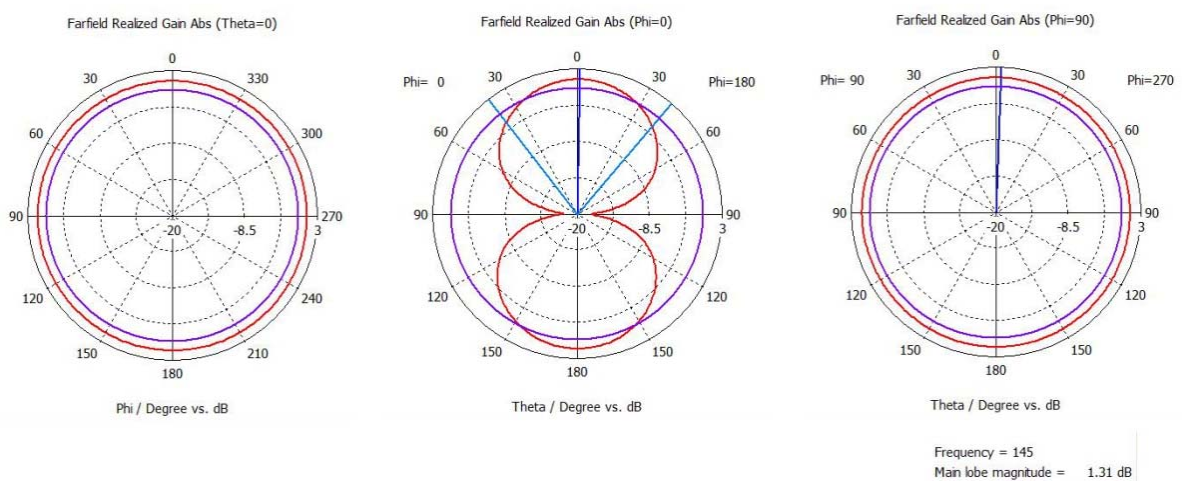
ในการออกแบบสายอากาศนั้นจะใช้โปรแกรม CST Studio ช่วยในการออกแบบสายอากาศทั้งสองย่านความถี่ โดยรูปที่ 5.21 แสดงผลการจำลอง S-Parameter ของสายอากาศทั้งสอง โดย S (2,2) เป็นของสายอากาศย่าน VHF ที่ความถี่ 145 MHz และ S (1,1) เป็นของสายอากาศย่าน UHF ที่ความถี่ 435 MHz ซึ่งถือว่า Match ได้เป็นอย่างดี สำหรับรูปที่ 5.22 และรูปที่ 5.23 แสดง 3D Far-Field Plot และ Polar Far-Field Plot ของสายอากาศย่าน VHF ที่ความถี่ 145 MHz และสำหรับรูปที่ 5.24 และรูปที่ 5.25 แสดง 3D Far-Field Plot และ Polar Far-Field Plot ของสายอากาศย่าน UHF ที่ความถี่ 435 MHz จากผลการจำลองเพื่อพิจารณา Radiation Pattern ของสายอากาศในแต่ละย่านจะเห็นได้ว่า สายอากาศย่าน VHF นั้นมี Radiation Pattern เป็นรูปทรงโดม (Omni-Directional) ตรงตามที่ได้ออกแบบไว้ แต่สำหรับสายอากาศในย่าน UHF นั้น มี Radiation Pattern ที่เปลี่ยนรูปไป เนื่องจากถูกรบกวนด้วยตัวดาวเทียมที่เป็นโลหะ และสายอากาศย่าน VHF



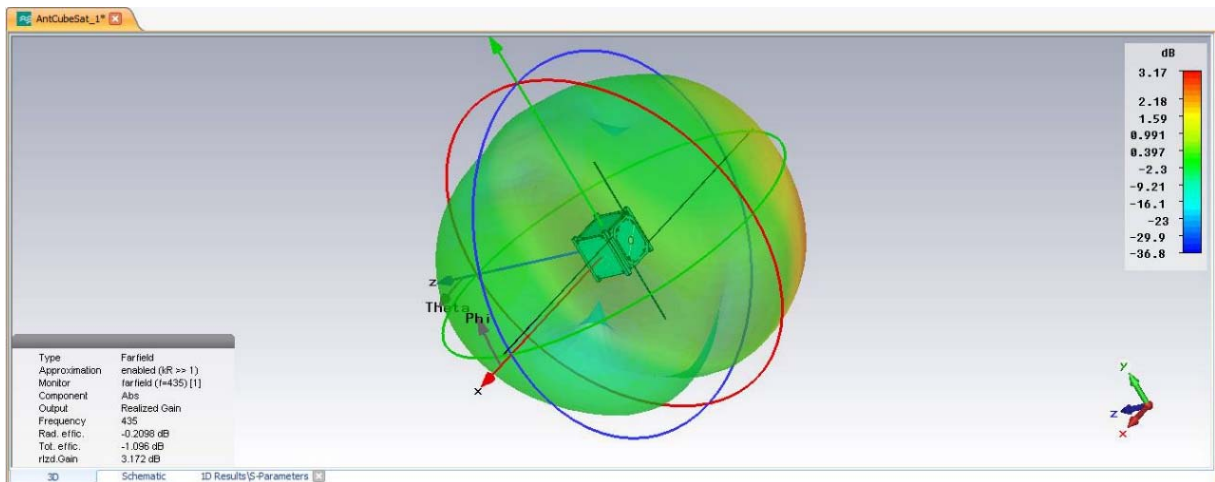
รูปที่ 5.21 ผลการจำลองค่า S-Parameter ของสายอากาศบนดาวเทียม



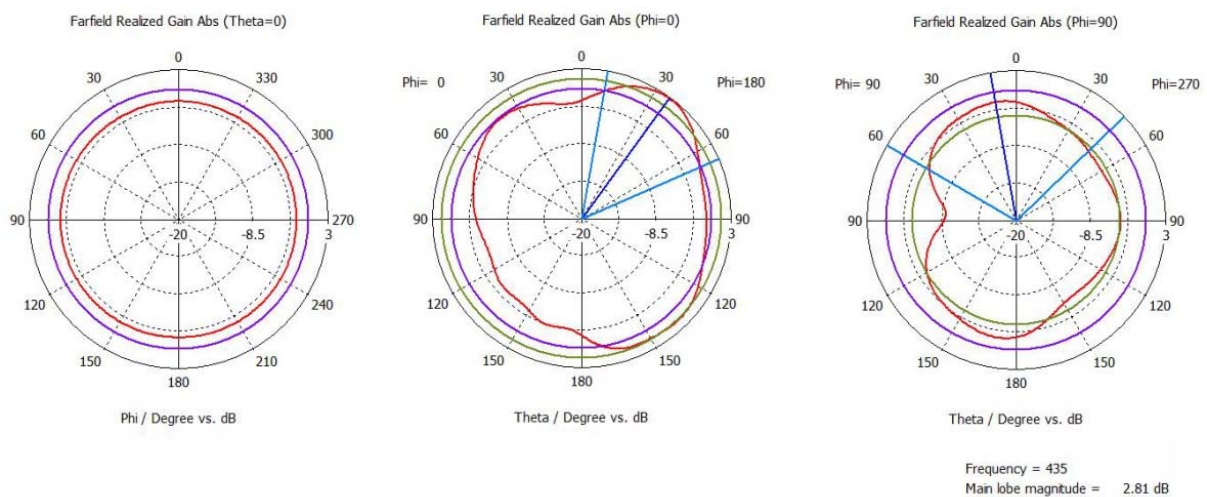
รูปที่ 5.22 3D Far Field Plot ของสายอากาศแบบไดโพลย่าน VHF ที่ความถี่ 145 MHz



รูปที่ 5.23 Polar Far Field Plot ของสายอากาศแบบไดโพลย่าน VHF ที่ความถี่ 145 MHz



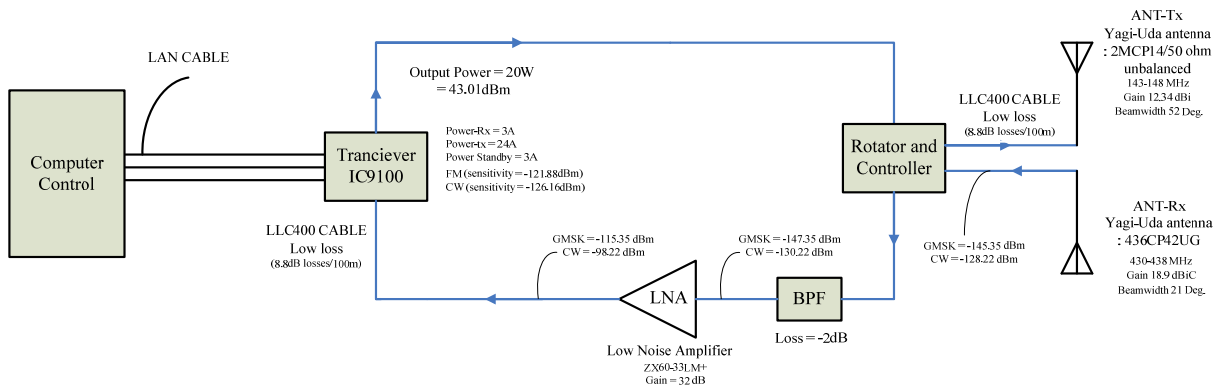
รูปที่ 5.24 3D Far Field Plot ของสายอากาศแบบไดโพลย่าน UHF ที่ความถี่ 435 MHz



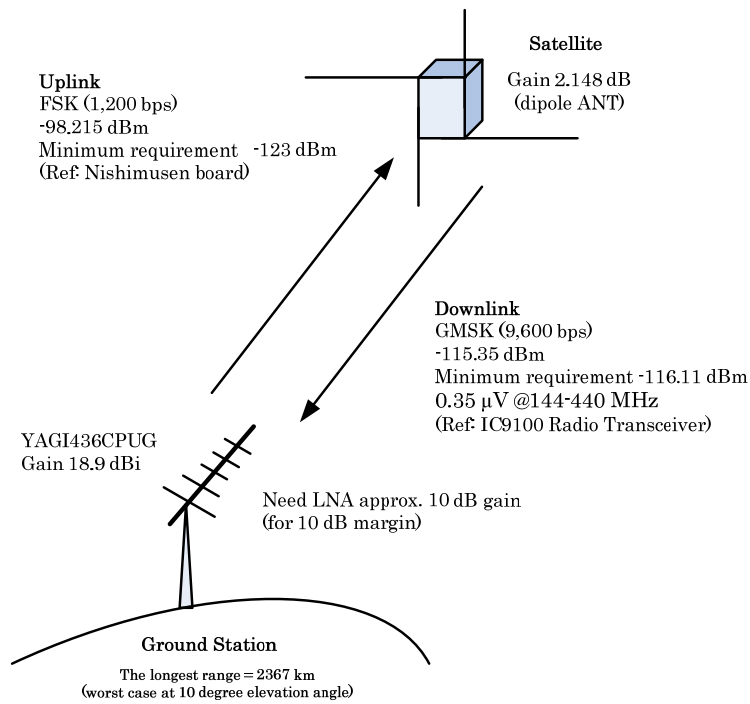
รูปที่ 5.25 Polar Far Field Plot ของสายอากาศแบบไดโพลย่าน UHF ที่ความถี่ 435 MHz

5.2.6 การออกแบบสถานีรับส่งสัญญาณภาคพื้นดิน

ในส่วนของการออกแบบสถานีรับส่งสัญญาณภาคพื้นดินนั้น จะใช้ที่กักบัณฑิตวิทยาลัยวิศวกรรมศาสตร์นานาชาติ สิรินคร ไทย-เยอรมัน (TGGS) มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ เป็นสถานที่ติดตั้ง ซึ่งเป็นตำแหน่งที่ดีที่สุดและไม่ถูกรบกวนจากตึกข้างๆ สำหรับในส่วนของการออกแบบนั้นแสดงดังในรูปที่ 5.26 ซึ่งแสดงบล็อกไดอะแกรมของสถานีรับส่งสัญญาณภาคพื้นดิน ซึ่งประกอบไปด้วย Computer, Transceiver IC9100, Rotator, สายอากาศทั้งสองย่านความถี่ และวงจร LNA+BPF รูปที่ 5.27 แสดง Link Budget ของระบบสื่อสารทั้งหมดระหว่างสถานีรับส่งสัญญาณภาคพื้นดินและดาวเทียม และตารางที่ 5.4 ถึง ตารางที่ 5.6 แสดง Link Budget ที่ได้จากการคำนวณระบบสื่อสารต่างๆ



รูปที่ 5.26 บล็อกไดอะแกรมของสถานีรับส่งสัญญาณภาคพื้นดิน



รูปที่ 5.27 Link Budget ระหว่างสถานีรับส่งสัญญาณภาคพื้นดินและดาวเทียม

ตารางที่ 5.4 การประมาณ Link Budget สำหรับ FSK Uplink

Parameter	Symbol	Unit	Telemetry	Note
frequency	f	MHz	145.85	input
transmit power	P	Watts	20	input
transmit power	P	dB-W	13.01029996	10log(P)
transmitter line loss	L_f	dB-W	-3	input
peak transmit antenna gain	G_{pt}	dB-i	12.34	
transmit antenna beam width	θ_t	degrees	52	input
transmit antenna pointing offset	e_t	degrees	15	input
transmit antenna pointing loss	L_{pt}	dB	-0.99852071	
transmit antenna gain (net)	G_t	dB-i	11.34147929	
equiv isotropic radiated power	EIRP	dB-W	21.35177925	
propagation path length	S	km	2367	input
space loss	L_s	dB	-143.2120938	
propagation & polarization loss	L_a	dB	-0.47	Figure
peak receive antenna gain (net)	G_{rp}	dB-i	2.148	input
receive antenna beam width	θ_r	deg	110	input
receive antenna pointing error	e_r	deg	90	input
receive antenna pointing loss	L_{pr}	dB	-8.033057851	
receive antenna gain	G_r	dB-i	-5.885057851	
system noise temp	T_s	Kelvin	1288.25	Input
system noise temp	T_s	dB-K	31.10000151	
data rate	R	bps	1200	input
Received Power	P_r	dB-W	-128.2153724	
E_b/N_o	E_b/N_o	dB	38.4928136	
carrier to noise density ratio	C/N_o	dB-Hz	69.28462606	
bit error rate	e_b	bps	0	
required E_b/N_o	$(E_b/N_o)_{required}$	dB-Hz	13	Figure
implementation loss	IL	dB	-5	input
Final Margin		dB	20.4928136	

ตารางที่ 5.5 การประมาณ Link Budget สำหรับ GMSK Downlink

Parameter	Symbol	Unit	Telemetry	Note
frequency	f	MHz	437.55	input
transmit power	P	Watts	2.5	input
transmit power	P	dB-W	3.979400087	10log(P)
transmitter line loss	L_f	dB-W	-3	input
peak transmit antenna gain	G_{pt}	dB-i	2.148	half wave dipole
transmit antenna beam width	θ_t	degrees	110	input
transmit antenna pointing offset	e_t	degrees	90	input
transmit antenna pointing loss	L_{pt}	dB	-8.033057851	
transmit antenna gain (net)	G_t	dB-i	-5.885057851	
equiv isotropic radiated power	EIRP	dB-W	-4.905657765	
propagation path length	S	km	2367	input
space loss	L_s	dB	-152.7545189	
propagation & polarization loss	L_a	dB	-0.47	Figure
peak receive antenna gain (net)	G_{rp}	dB-i	18.9	Input
receive antenna beam width	θ_r	deg	21	Input
receive antenna pointing error	e_r	deg	15	Input
receive antenna pointing loss	L_{pr}	dB	-6.12244898	
receive antenna gain	G_r	dB-i	12.77755102	
system noise temp	T_s	Kelvin	371.535	Input
system noise temp	T_s	dB-K	25.69999732	
data rate	R	bps	9600	Input
Received Power	P_r	dB-W	-145.3526257	
E_b/N_o	E_b/N_o	dB	17.72466468	
carrier to noise density ratio	C/N_o	dB-Hz	57.54737701	
bit error rate	e_b	bps	1	
required E_b/N_o	$(E_b/N_o)_{required}$	dB-Hz	5	Figure
implementation loss	IL	dB	-5	Input
Final Margin		dB	7.724664681	

ตารางที่ 5.6 การประมาณ Link Budget สำหรับ CW Downlink

Parameter	Symbol	Unit	Telemetry	Note
Frequency	f	MHz	437.55	input
transmit power	P	Watts	0.1	input
transmit power	P	dB-W	-10	10log(P)
transmitter line loss	L _f	dB-W	-3	input
peak transmit antenna gain	G _{pt}	dB-i	2.148	monopole
transmit antenna beam width	θ_t	degrees	110	input
transmit antenna pointing offset	e _t	degrees	90	input
transmit antenna pointing loss	L _{pt}	dB	-8.033057851	
transmit antenna gain (net)	G _t	dB-i	-5.885057851	
equiv isotropic radiated power	EIRP	dB-W	-18.88505785	
propagation path length	S	km	2367	input
space loss	L _s	dB	-152.7545189	
propagation & polarization loss	L _a	dB	-0.47	Figure
peak receive antenna gain (net)	G _{rp}	dB-i	18.9	input
receive antenna beam width	θ_r	deg	21	input
receive antenna pointing error	e _r	deg	15	input
receive antenna pointing loss	L _{pr}	dB	-6.12244898	
receive antenna gain	G _r	dB-i	12.77755102	
system noise temp	T _s	Kelvin	371.535	Input
system noise temp	T _s	dB-K	25.69999732	
data rate	R	bps	1200	input
Received Power	Pr	dB-W	-159.3320258	
E _b /N _o	E _b /N _o	dB	12.77616446	
carrier to noise density ratio	C/N _o	dB-Hz	43.56797692	
bit error rate	e _b	bps	0	
Threshold	(C/N _o) _{required}	dB-Hz	10	Figure
implementation loss	IL	dB	-5	input
Final Margin		dB	28.56797692	

5.3 ระบบย่อยไฟฟ้ากำลัง (EPS)

ระบบย่อยไฟฟ้ากำลัง (EPS) มีหน้าที่ผลิตไฟฟ้าให้กับระบบย่อยต่างๆ รวมถึงการบริหารจัดการการใช้พลังงานไฟฟ้าให้มีความเหมาะสม พลังงานไฟฟ้าของดาวเทียมจะมาจากแผงโซลาร์เซลล์ (Solar Cell) ที่ติดตั้งอยู่รอบตัวดาวเทียม และกักเก็บพลังงานในรูปของแบตเตอรี่

ผลการประมาณการของการใช้พลังงานของชิ้นส่วนหลักๆ สรุปไว้ในตารางที่ 5.7 จากตารางพบว่า ชิ้นส่วนที่ใช้พลังงานมากที่สุด คือ FM Transmitter คือ 6000 mW อย่างไรก็ตาม FM Transmitter ใช้งานเฉพาะในช่วงส่งข้อมูลให้กับสถานีภาคพื้นดินเท่านั้น ซึ่งมีช่วงเวลาทำงานสูงสุดไม่เกิน 10 นาที

ตารางที่ 5.7 การประมาณค่าการใช้พลังงานของชิ้นส่วนหลัก

Component	Power Consumption(mW)	Operating time
Receiver	125	All time
CW Transmitter	510/67.2	Most time
FM Transmitter	6000/100	During downlink (10 min)
Microcontroller Unit	$120 \times 5 + 100 = 700$	All time
Sensor	460	All time
CMOS Camera + FIFO	973	Capturing image
ADCS (MTQ)	1000	Stabilizing and Pointing

การพิจารณาการใช้พลังงานจะแบ่งโหมดการทำงานหลักออกเป็น 4 โหมด ประกอบด้วย

1. CW Mode ใช้ CW transmitter ส่งสัญญาณ Beacon
2. FM Mode ใช้ FM transmitter ส่งข้อมูลสถานะและภาพถ่าย
3. Camera Mode ใช้ Camera ถ่ายรูปโลกระยะไกล
4. MTQ Mode ใช้ MTQ ควบคุมการทรงตัวของดาวเทียม

ผลการประมาณการการใช้พลังงานในแต่ละโหมดการทำงานแสดงไว้ในตารางที่ 5.8

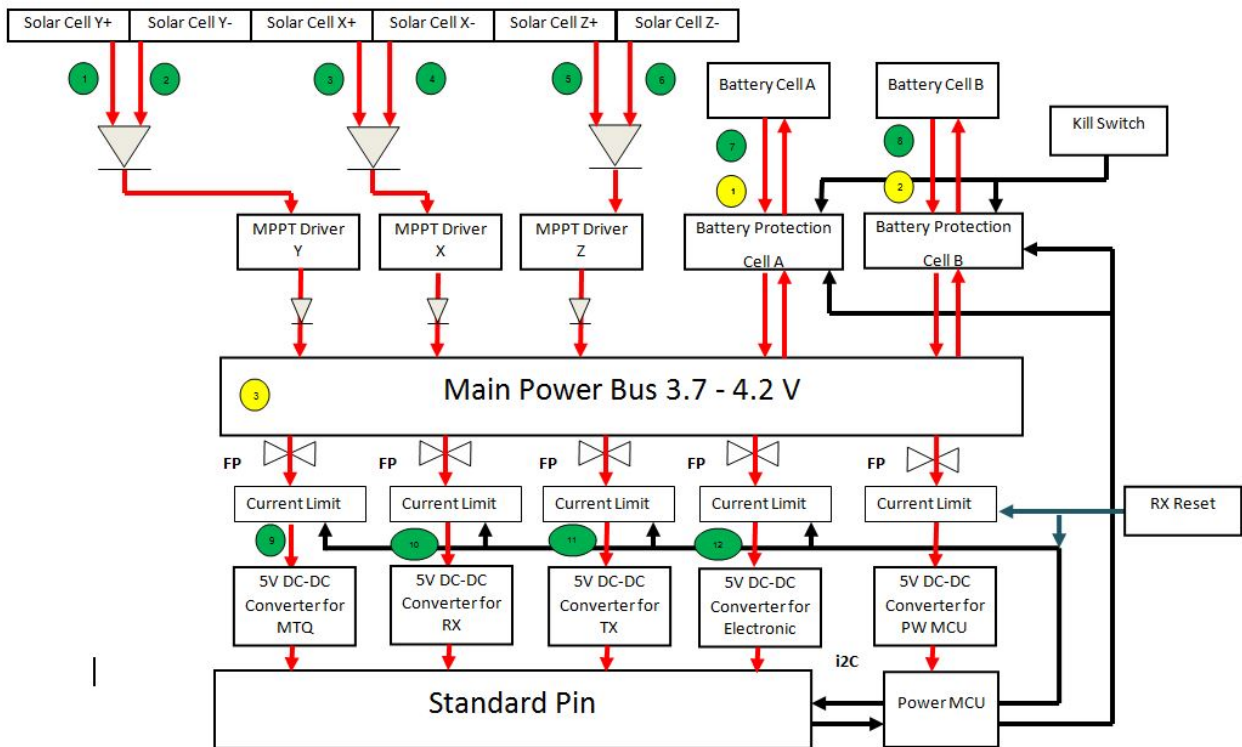
ตารางที่ 5.8 การประมาณค่าการใช้พลังงานของโหมดการทำงานหลัก

Sub-System	CW Mode (mW)	FM Mode (mW)	Camera Mode (mW)	MTQ Mode (mW)
Communication	850	6432.2	850	850
Main + Sensor	330	330	330	330
Power	120	120	120	120
Camera	5	5	1093	5
ADCS	255	255	255	1259.9
Total	1,560	7,142.2	2,648	2,564.9

ในการเลือกแผงโซลาร์เซลล์จะต้องคำนึงถึงความสามารถในการจ่ายพลังงานไฟฟ้าให้เป็นไปอย่างต่อเนื่องในช่วงการทำงาน CW Mode ดังนั้นทางโครงการจึงเลือกใช้แผงโซลาร์เซลล์แบบ Triple Junction Gallium Arsenide (GaAs) พบว่า สามารถจ่ายพลังงานไฟฟ้าได้ 2400 mW ต่อพื้นที่ 1 ด้านของดาวเทียม KNACKSAT ซึ่งถ้ากำหนดให้ประสิทธิภาพของการแปลงพลังงานไฟฟ้าเท่ากับ 70% จะได้ค่าพลังงานไฟฟ้าที่สามารถนำมาใช้จริงได้เท่ากับ 1680 mW ซึ่งเพียงพอสำหรับการทำงานใน CW Mode

ในส่วนของแบตเตอรี่สำหรับกักเก็บพลังงานไว้ใช้ในกรณีที่ใช้พลังงานจากแผงโซลาร์เซลล์ไม่เพียงพอในการปฏิบัติงาน จะต้องคำนึงถึงการทำงานใน FM Mode เป็นหลัก เนื่องจากเป็นโหมดการทำงานที่ใช้พลังงานสูงสุด โดยกำหนดค่า DOD (Deep of Discharge) ของการใช้งานแบตเตอรี่จะต้องไม่เกิน 15% เพื่อรักษาอายุการใช้งานให้มากที่สุด

แผนผังการทำงานของระบบย่อย EPS แสดงในรูปที่ 5.28 โดยการแปลงพลังงานไฟฟ้าจากแผงโซลาร์เซลล์จะใช้แบบ Maximum Power Point Tracking (MPPT) เพื่อให้สามารถนำพลังงานไฟฟ้าจากแผงโซลาร์เซลล์มาใช้ประโยชน์มากที่สุด นอกจากนี้ระบบย่อย EPS จะมี MCU ทำหน้าที่ควบคุมและบริหารการใช้พลังงานในส่วนต่างๆ ตามความเหมาะสม



รูปที่ 5.28 แผนผังการทำงานของระบบย่อย EPS

5.3.1 วงจรไฟฟ้าของระบบย่อย EPS

ในส่วนของวงจรไฟฟ้าของระบบย่อย EPS ได้มีการออกแบบวงจรไปในทิศทางเดียวกันกับแผนผังการทำงานข้างต้น โดยแยกพิจารณาเป็น 3 ส่วน ประกอบด้วย (1) ส่วนเก็บเกี่ยวพลังงาน (2) ส่วนกักเก็บพลังงาน และ (3) ส่วนจัดการระบบพลังงาน

ส่วนเก็บเกี่ยวพลังงาน

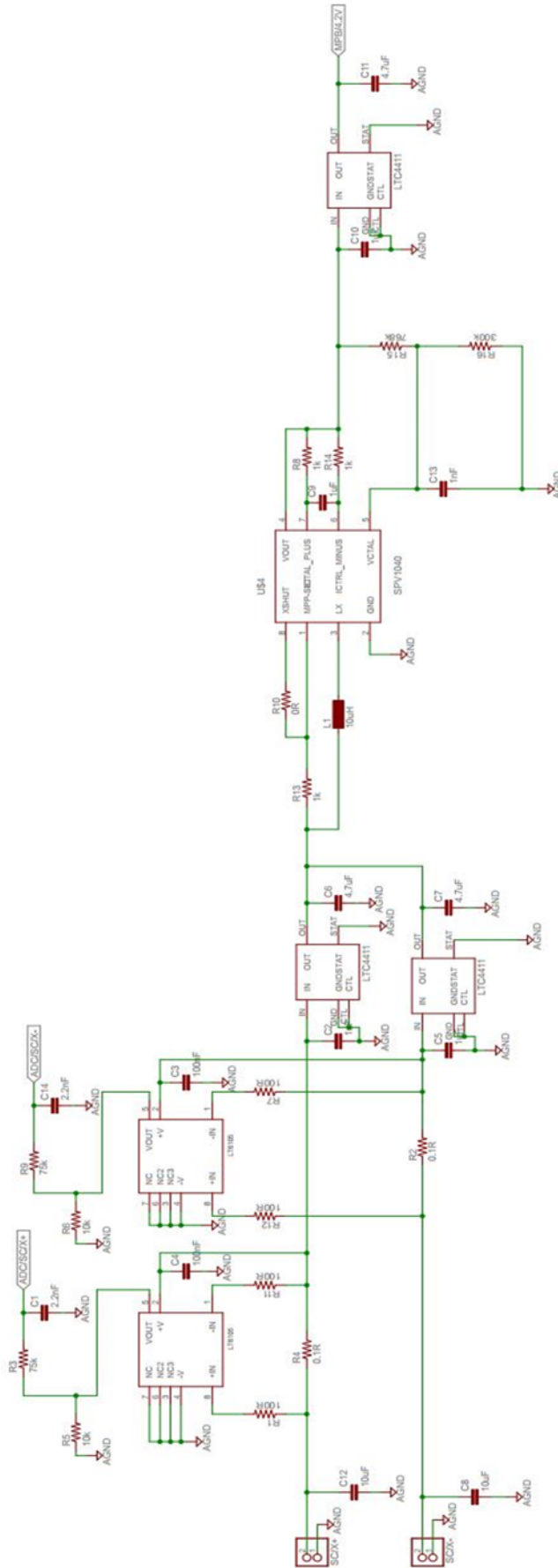
วงจรของส่วนเก็บเกี่ยวพลังงาน (Energy Harvesting) แสดงในรูปที่ 5.29 วงจรนี้เป็นส่วนที่ใช้สำหรับเก็บเกี่ยวพลังงานจากแผงโซลาร์เซลล์เมื่อได้รับแสงจากดวงอาทิตย์ โดยแผงโซลาร์เซลล์ทั้ง 6 ด้านจะต่อขนานกันเพื่อเพิ่มกระแสไฟฟ้า ซึ่งในแต่ละด้านจะมีการวัดกระแสไฟฟ้าอย่างต่อเนื่องเพื่อนำข้อมูลไปใช้ในการประมาณการทรงตัวของดาวเทียม และแต่ละด้านจะเชื่อมต่อกับไดโอดสำหรับป้องกันกระแสไหลย้อนจากแผงโซลาร์เซลล์ที่รับแสงจากดวงอาทิตย์ไปสู่แผงโซลาร์เซลล์ที่ไม่ได้รับแสงจากดวงอาทิตย์ นอกจากนี้แล้ว เพื่อให้การใช้พลังงานของโซลาร์เซลล์เป็นไปอย่างมีประสิทธิภาพ วงจรมีการทำงานของระบบ MPPT (Maximum Power Pointing Tracking) เพื่อให้สามารถนำพลังงานไฟฟ้าจากแผงโซลาร์เซลล์มาใช้ประโยชน์มากที่สุด ระดับแรงดันไฟฟ้าที่ออกจากระบบ MPPT กำหนดให้เท่ากับ 4.2 โวลต์ ซึ่งเป็นระดับแรงดันสำหรับการเก็บพลังงาน (Charge) ไว้ในแบตเตอรี่ และส่วนสุดท้ายของวงจรมีการใช้ไดโอดอีกครั้งเพื่อป้องกันกระแสไหลย้อนกลับเมื่อนำไปใช้งาน

ส่วนกักเก็บพลังงาน

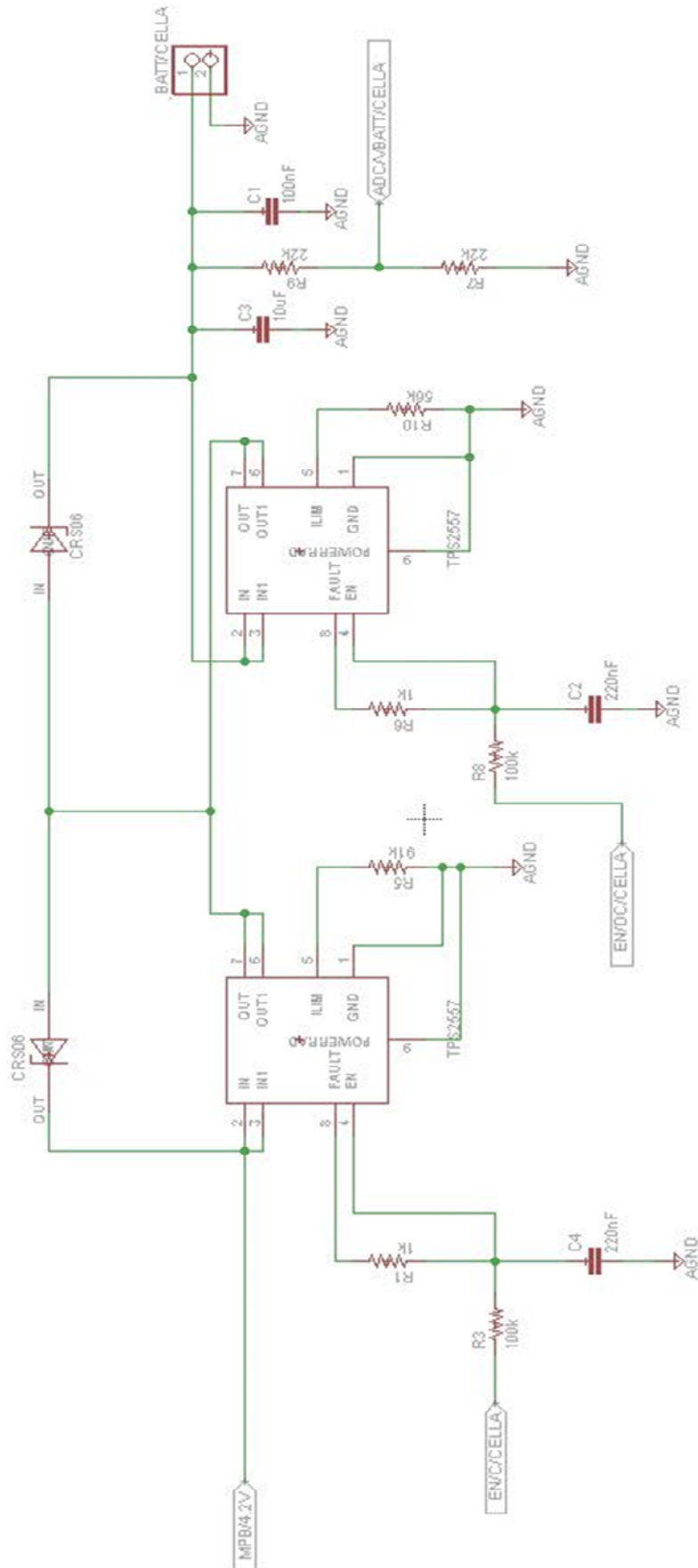
วงจรของส่วนกักเก็บพลังงาน (Energy Storage) แสดงในรูปที่ 5.30 หน้าที่หลักของวงจร คือ กักเก็บพลังงานไฟฟ้าจากโซลาร์เซลล์ที่เหลือจากการใช้งานในระบบ โดยใช้แบตเตอรี่ในการเก็บพลังงาน วงจรประกอบด้วยการทำงาน 2 ส่วน คือ (1) ส่วนวงจรเก็บพลังงาน (Charge) และ (2) ส่วนวงจรปล่อยพลังงาน (Discharge) ซึ่งเป็นการจ่ายพลังงานไฟฟ้าให้กับระบบ ในกรณีที่พลังงานไฟฟ้าจากแผงโซลาร์เซลล์ไม่พอ แต่ละวงจรจะประกอบด้วยอุปกรณ์จำกัดกระแส (Current Limit) สำหรับควบคุมและจัดการการใช้พลังงานไฟฟ้า

ส่วนจัดการระบบพลังงาน

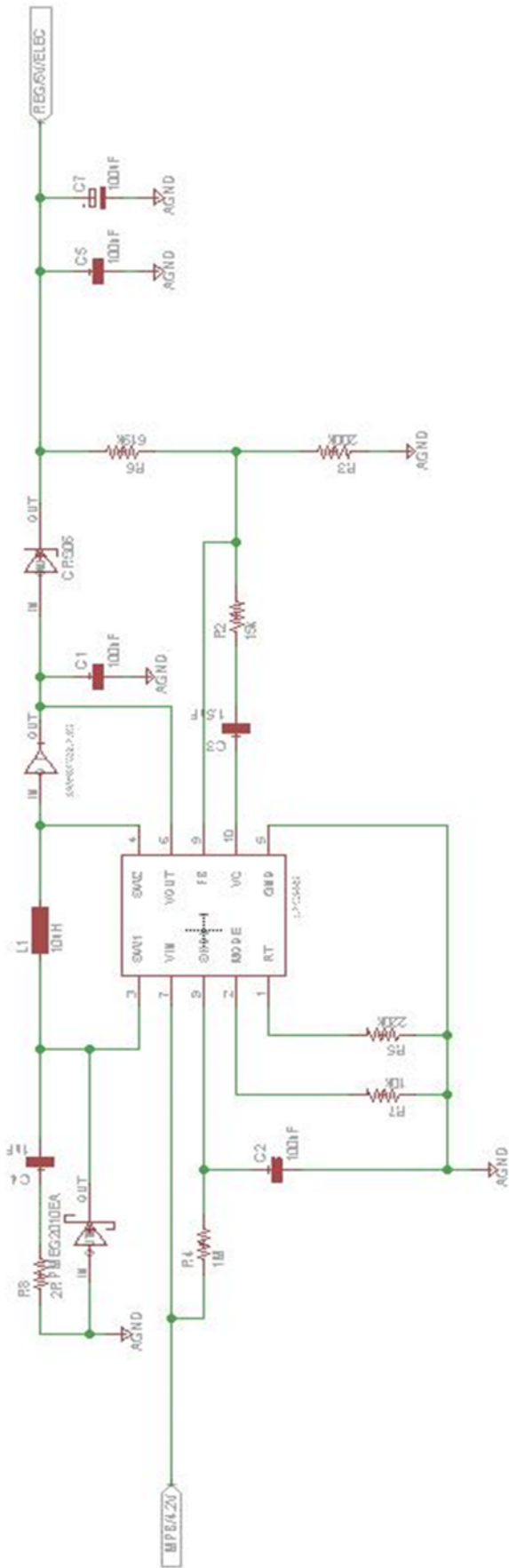
วงจรของส่วนจัดการระบบพลังงาน (Power Management) แสดงในรูปที่ 5.31 ส่วนจัดการระบบพลังงานนี้เป็นส่วนที่ใช้สำหรับควบคุมแรงดันไฟฟ้าให้ได้ตามที่ระบบต้องการ ประกอบด้วยอุปกรณ์เสริมแรงดันไฟฟ้า (Boost Converter) สำหรับเสริมแรงดันไฟฟ้าที่ 4.2 โวลต์ ให้เป็น 5 โวลต์ ตามที่ระบบต้องการ และมีไมโครคอนโทรลเลอร์สำหรับควบคุมการทำงานของระบบในบอร์ด EPS ไม่ว่าจะเป็นการควบคุมการเก็บพลังงานหรือการปล่อยพลังงาน และสามารถสังเคราะห์ระบบดาวเทียมได้ด้วยเช่นกัน



รูปที่ 5.29 วงจรส่วนการเก็บเกี่ยวพลังงาน



รูปที่ 5.30 วงจรส่วนการกักเก็บพลังงาน



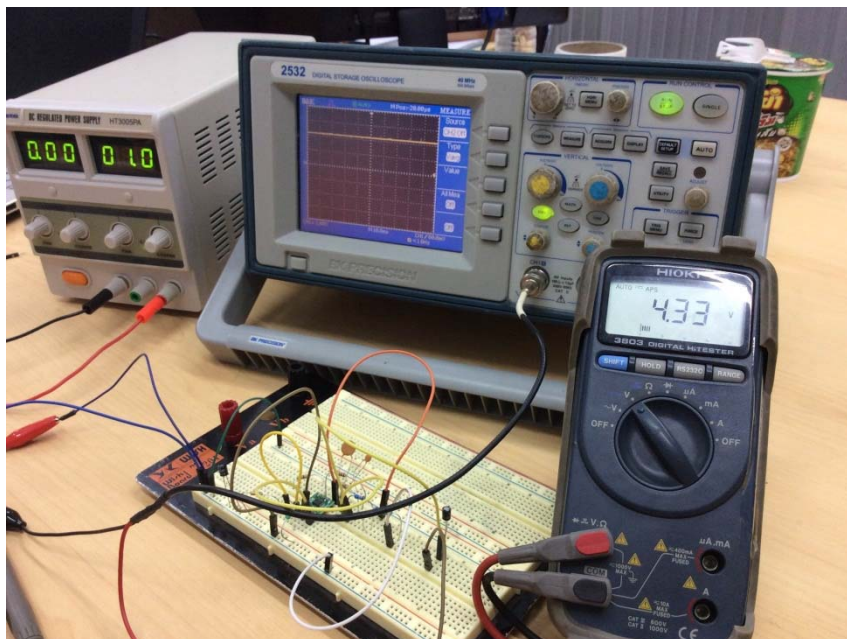
รูปที่ 5.31 วงจรส่วนจัดการพลังงาน

5.3.2 การทดสอบการทำงานเบื้องต้น

หลังจากที่ออกแบบวงจรเรียบร้อยแล้ว คณะผู้วิจัยได้ดำเนินการการทดสอบวงจร MPPT เพื่อตรวจสอบความถูกต้องและศึกษาการทำงานของอุปกรณ์ โดยจะแบ่งการทดสอบออกเป็น 2 รูปแบบ คือ (1) การทดสอบฟังก์ชันของอุปกรณ์ และ (2) การทดสอบการทำงานของวงจร MPPT โดยมีรายละเอียดดังแสดงด้านล่าง

การทดสอบฟังก์ชันของอุปกรณ์

ในการทดสอบฟังก์ชันของอุปกรณ์จะนำวงจร MPPT ต่อเชื่อมกับแหล่งจ่ายพลังงาน (Power Supply) และใช้ออสซิลโลสโคป (Oscilloscope) วัดสัญญาณขาออก (Output) ของระบบ แสดงในรูปที่ 5.32 โดยพบว่า วงจร MPPT สามารถ Boot-up จากแรงดัน 1 โวลต์ เป็นระดับแรงดัน 4.33 โวลต์ (หมายเหตุ ค่าแรงดันไฟฟ้าที่ต้องการคือ 4.2 โวลต์ ค่าผิดพลาดในนี้ที่เกิดจากการที่ยังไม่มีการปรับจูนวงจรอย่างละเอียด ซึ่งจะต้องดำเนินการหลังจากที่สร้างแผงวงจรใช้งานจริงแล้วเสร็จ)

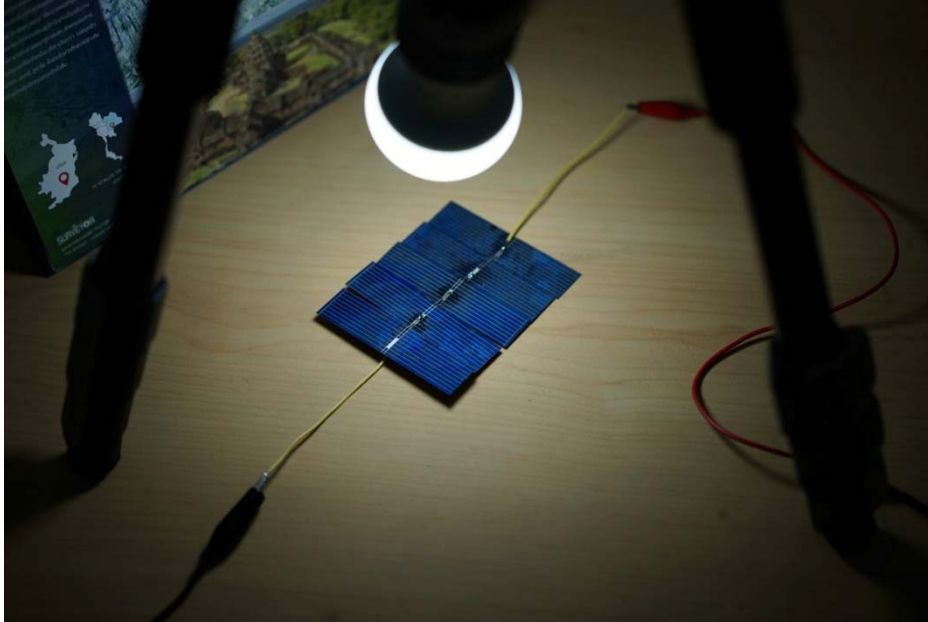


รูปที่ 5.32 การทดสอบฟังก์ชันของอุปกรณ์ MPPT เมื่อให้แรงดันอินพุตเท่ากับ 1.0 โวลต์

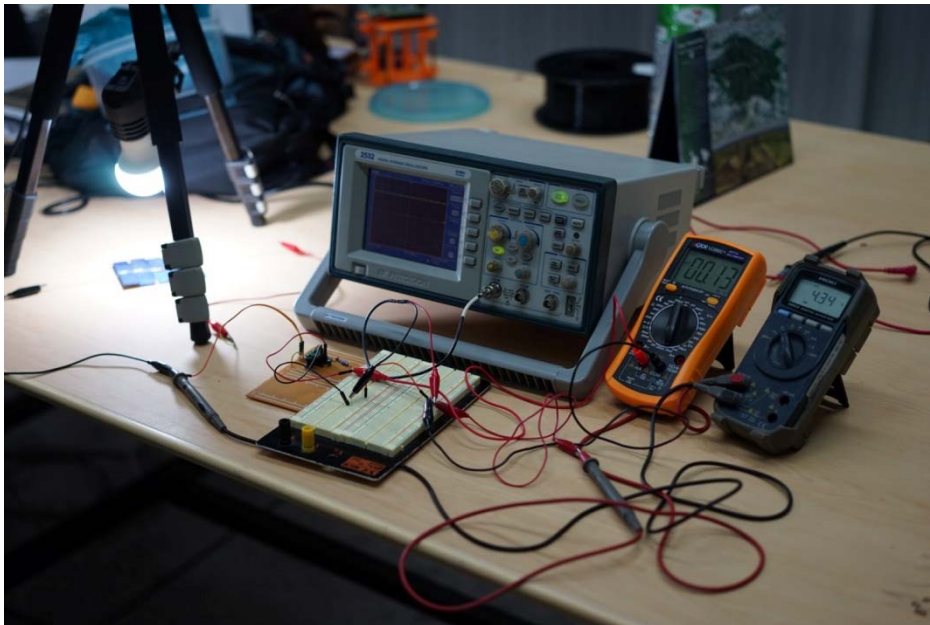
การทดสอบการทำงานของวงจร MPPT

การทดสอบการทำงานของวงจร MPPT จะทำการต่อวงจรกับแผงโซลาร์เซลล์และโหลดที่เป็นตัวต้านทาน ดังแสดงในรูปที่ 5.33 และรูปที่ 5.34 โดยในการทดลองนี้ใช้แผงโซลาร์เซลล์ชนิด Mono-

Crystalline จำนวน 5 เซลล์ต่ออนุกรมกัน ซึ่งจะให้ระดับแรงดันไฟฟ้าสูงสุดเท่ากับ 2.5 โวลต์ อย่างไรก็ตาม ในการทดลองนี้ ความสว่างของแสงไฟที่ส่องให้กับแผงโซลาร์เซลล์มีจำกัด ทำให้ได้แรงดันไฟฟ้าโดยประมาณ เพียง 1.5 โวลต์ และวงจร MPPT ก็สามารถ Boot-up เป็นระดับแรงดัน 4.33 โวลต์ ได้อย่างมีประสิทธิภาพ



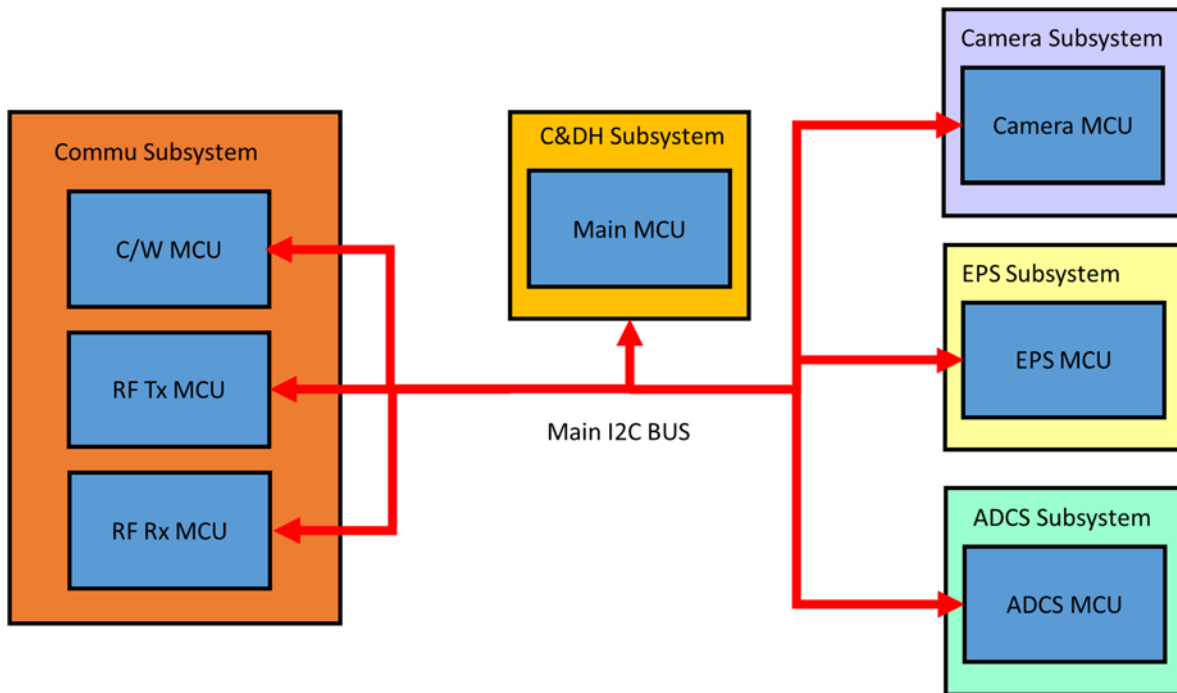
รูปที่ 5.33 แผงโซลาร์เซลล์ที่ใช้ในการทดสอบ



รูปที่ 5.34 การทดสอบการทำงานของวงจร MPPT

5.4 ระบบย่อยการจัดการคำสั่งและข้อมูล (CDH)

ระบบย่อยการจัดการคำสั่งและข้อมูล (CDH) ทำหน้าที่หลักในการจัดการแปลงคำสั่งและข้อมูลเพื่อแจกจ่ายให้แต่ละระบบย่อยที่เกี่ยวข้องปฏิบัติงาน ระบบมี Main MPU ทำหน้าที่ควบคุมการทำงานทุกทั้งหมดยกเว้นแต่ละระบบย่อย (ยกเว้นระบบย่อยโครงสร้าง) จะมี MCU เป็นของตัวเอง แต่เชื่อมต่อเข้าด้วยกันกับระบบสื่อสารภายในรูปแบบ I2C ดังแสดงในรูปที่ 5.35 ดังนั้น MCU ระบบย่อยใดเสียหาย MCU ของระบบย่อยอื่นสามารถเข้ามาควบคุมการทำงานแทนได้



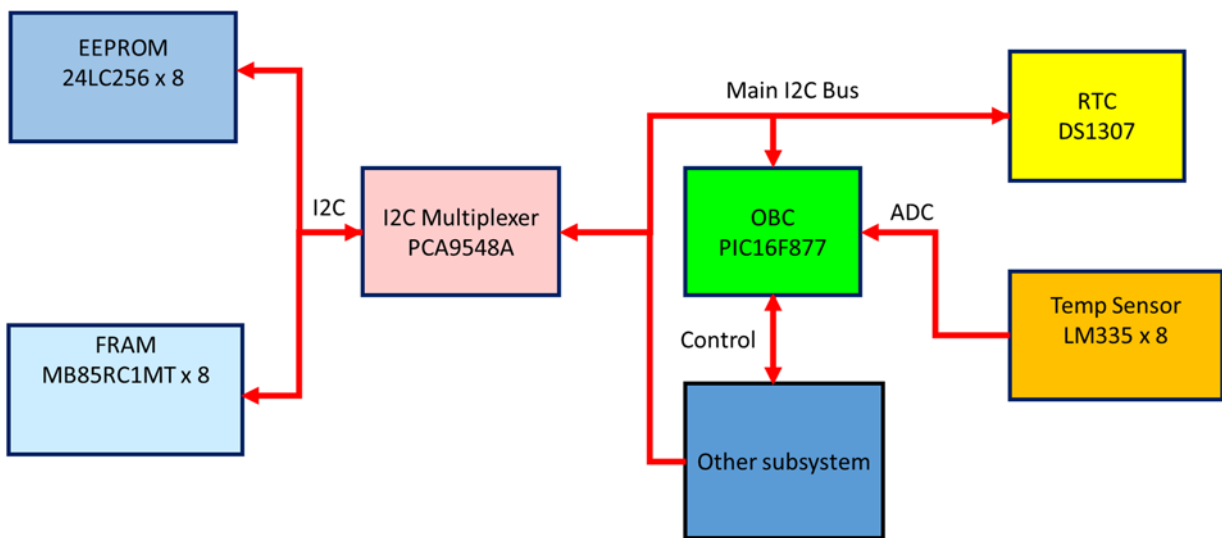
รูปที่ 5.35 แผนผังการเชื่อมต่อของ MCU

3.4.1 อุปกรณ์หลักของระบบย่อย CDH

อุปกรณ์หลักที่จะติดตั้งอยู่บนบอร์ด CDH สรุปไว้ในตารางที่ 5.9 โดยอุปกรณ์ส่วนใหญ่เป็นอุปกรณ์ที่ผ่านการทดสอบการใช้งานกับดาวเทียมอื่นมาแล้ว อุปกรณ์ภายในบนบอร์ดจะทำการเชื่อมต่อสื่อสารกันด้วย Main I2C Bus แต่มีเพียง Temperature Sensor LM335 เท่านั้นที่ถูกอ่านค่าผ่านทาง ADC โดยสามารถอ่านได้เพียง Main MCU เท่านั้น ดังแสดงในรูปที่ 5.36 ในส่วนของการเข้าถึง Central Memories ก็จะมี I2C Multiplexer PCA9548A ทำหน้าที่สับเปลี่ยนการเข้าถึง Central Memories โดย Central Memories จะถูกแบ่งออกเป็น 2 ส่วน คือ (1) FRAM MB85RC1MT สำหรับเก็บข้อมูลรูปภาพ จาก Camera Subsystem และ (2) EEPROM 24LC256 สำหรับทำการเก็บข้อมูล Housekeeping Data

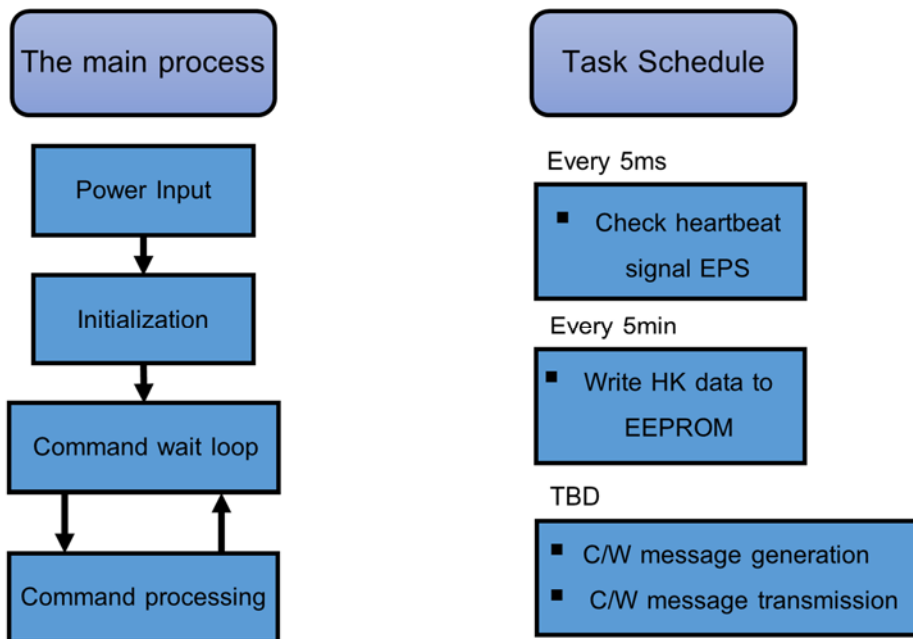
ตารางที่ 5.9 รายการอุปกรณ์หลักที่จะติดตั้งอยู่บนบอร์ด CDH

Type of element		Model Number
Main OBC		PIC16F877
Memory	FRAM	MB85RC1MT
	EEPROM	24LC256
RTC		DS1307
Temperature Sensor		LM335
I2C Multiplexer		PCA9548A



รูปที่ 5.36 การเชื่อมต่อภายในของ OBC

การออกแบบซอฟต์แวร์ภายในถูกออกแบบเป็น 2 ส่วนใหญ่ๆ คือ Main Process และ Task Schedule ดังแสดงในรูปที่ 5.37 ส่วนของ Main Process จะเริ่มจาก Power Input โดยการได้รับ Power จาก EPS บอร์ด จากนั้นจึงทำการ Initialization ระบบ แล้วจึงทำการ Command Wait Loop คือ รอคำสั่งจากส่วนของ Ground Station และเมื่อได้รับคำสั่งจาก Ground Station แล้ว ก็ทำการ Command Processing คือ ทำงานตามคำสั่งที่ได้รับมาจาก Ground Station

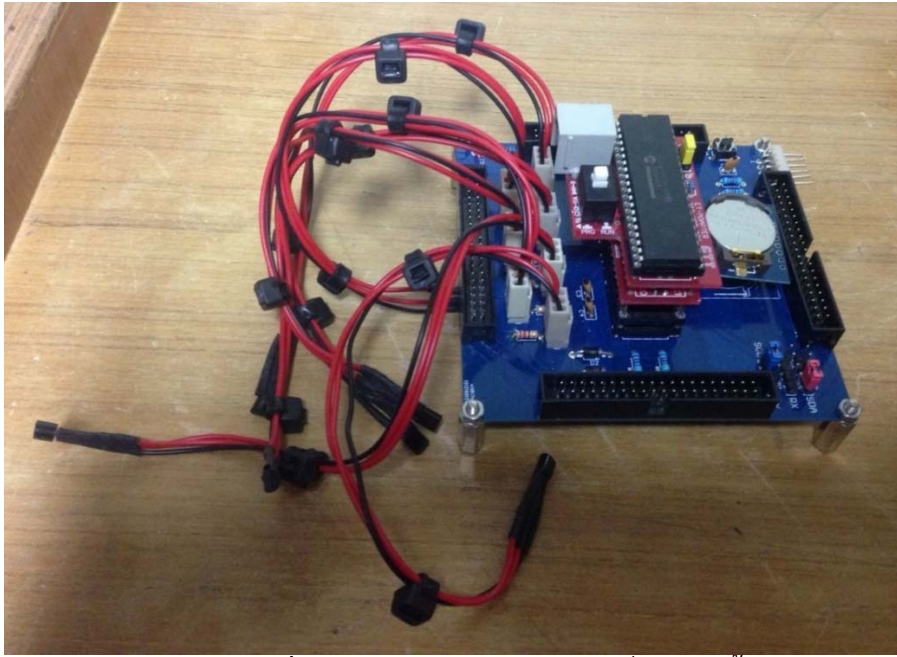


รูปที่ 5.37 โครงสร้างซอฟต์แวร์

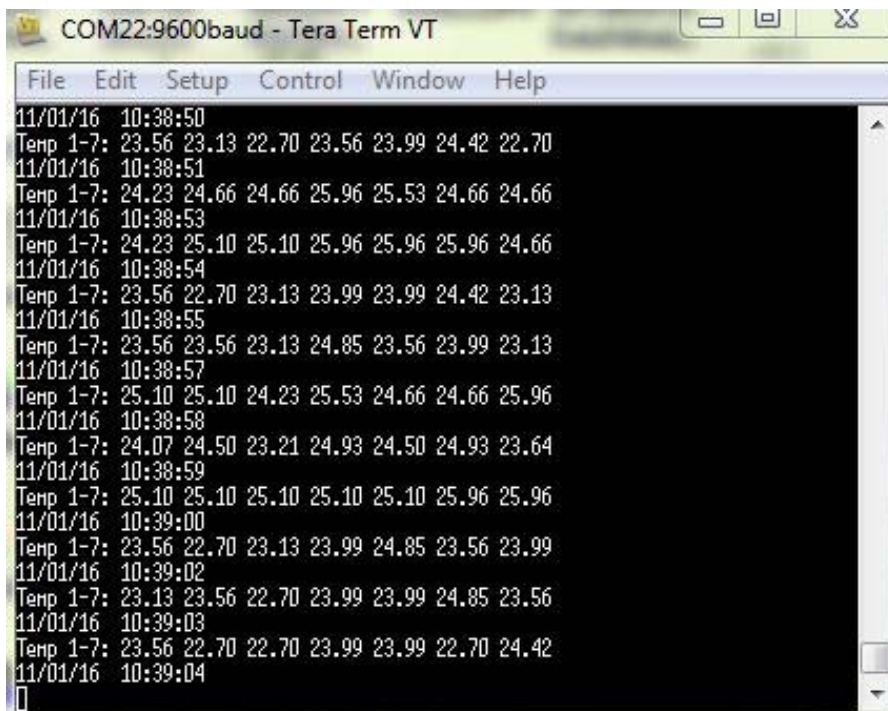
สำหรับส่วนของ Task Schedule จะทำงานตามลูปของเวลา ซึ่งทุกๆ 5 วินาทีจะทำการ Check Heartbeat Signal จาก EPS Subsystem และทุกๆ 5 นาทีจะทำการเขียนข้อมูลส่วนของ Housekeeping Data ลง EEPROM และก็จะมีการ Generate C/W Message และ Transmit C/W Message

5.4.2 การทดสอบการทำงานเบื้องต้น

รูปที่ 5.38 แสดงชุดทดสอบการทำงานของระบบย่อย CDH ที่จัดสร้างขึ้นเพื่อทดสอบการทำงานของโปรแกรม โดยได้ทำการทดลองอ่านค่าเวลา อุณหภูมิ และบันทึกค่าลง EEPROM ได้ตามที่ต้องการ ดังตัวอย่างแสดงในรูปที่ 5.39



รูปที่ 5.38 ชุดทดสอบวงจร CDH ที่จัดสร้างขึ้น



รูปที่ 5.39 ผลการทดลองอ่านค่า Sensor ของชุดทดสอบวงจร CDH

5.5 ระบบย่อยการหาและควบคุมการทรงตัว (ADCS)

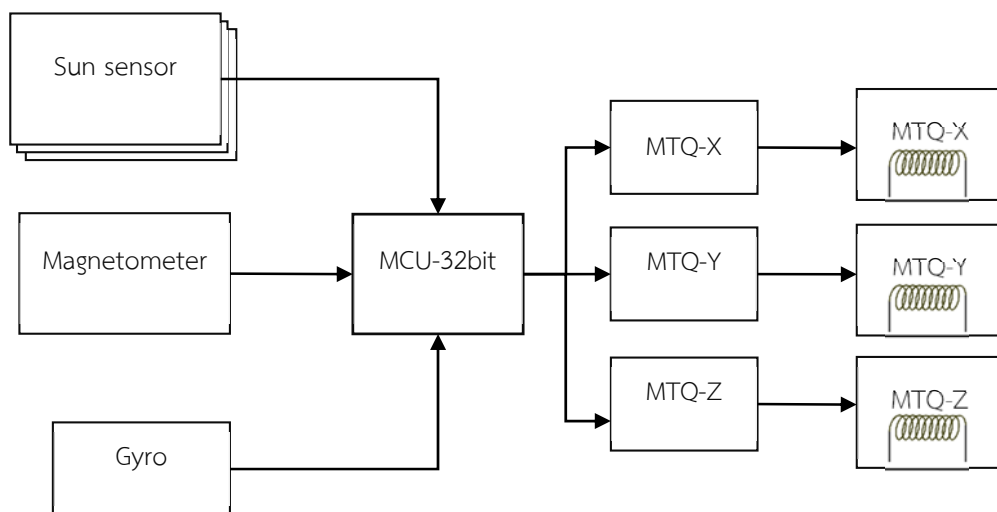
ระบบย่อยการหาและควบคุมการทรงตัว (ADCS) ทำหน้าที่ Detumbling ดาวเทียมในตอนเริ่มแรกที่ดาวเทียมถูกปล่อยออกมาจากจรวด และทำหน้าที่ควบคุมการทรงตัวของดาวเทียม (Attitude Control) ให้

สามารถหันหน้าไปในทิศทางที่ต้องการ เพื่อทำการถ่ายภาพโลกที่ตำแหน่งที่ต้องการได้อย่างมีเสถียรภาพ ดาวเทียม KNACKSAT จะใช้ Magnetic Torquer (MTQ) เป็นแอกชูเอเตอร์ (Actuator) โดยใช้หลักการสร้างสนามแม่เหล็กไฟฟ้าขึ้นมา เพื่อสร้างแรงบิดที่เหมาะสมกับสนามแม่เหล็กโลก สำหรับการ Detumbling และควบคุมการทรงตัว MTQ สร้างขึ้นเป็นขดลวดไม่มีแกนดังแสดงในรูปที่ 5.40

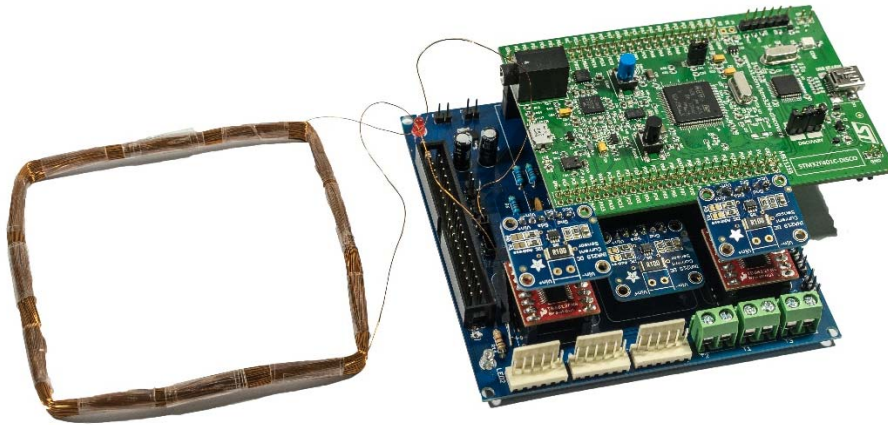


รูปที่ 5.40 ขดลวด MTQ แบบไม่มีแกนที่ได้ทดลองจัดสร้างขึ้น

ภายในบอร์ด ADCS ประกอบด้วยอุปกรณ์ที่สำคัญ ได้แก่ MCU, Magnetometer, Rate Gyro และ Sun Sensor ดังแสดงในรูปที่ 5.41 และรูปที่ 5.42 แสดงบอร์ดที่จัดสร้างขึ้นเพื่อทดสอบการทำงานของอุปกรณ์



รูปที่ 5.41 แผนผังการทำงานของบอร์ด ADCS



รูปที่ 5.42 บอร์ดที่จัดสร้างขึ้นเพื่อทดสอบการทำงานระบบย่อย ADCS

อุปกรณ์บนบอร์ดประกอบด้วยไมโครคอนโทรลเลอร์ 32 Bit รุ่น STM32F401 ทำหน้าที่สั่งงานอุปกรณ์อื่นๆ บนบอร์ด และรับข้อมูลมาคำนวณทางคณิตศาสตร์ ใจโรซินิด Triple Axis Digital Output Gyro ใช้ในการวัดความเร็วเชิงมุมของดาวเทียม 3 แกน รุ่น ITG-3200 แมกนีโตมิเตอร์รุ่น HMC588L เป็นอุปกรณ์วัดค่าสนามแม่เหล็กโลกในสามมิติ เซ็นเซอร์แสงอาทิตย์รุ่น S3931 ฎูกออกแบบมาให้ลำแสงสามารถส่องมากระทบกับโฟโตไดโอดและใช้รูปทรงเรขาคณิตพร้อมกับการอ่านค่าความต่างศักย์ทางไฟฟ้าเพื่อคำนวณองศามุมตกกระทบของแสง ทำให้รู้ถึงตำแหน่งของดวงอาทิตย์ได้ และตัวขับกระแส MTQ รุ่น TB6612FNG ขับ MTQ ด้วยสัญญาณ PWM มีฟังก์ชันการควบคุม H-SW ดังตารางที่ 5.10 สามารถขับกระแสในช่วงปกติได้สูงสุด 1.2 แอมป์ และในช่วงที่กระแสกระชากได้สูงสุด 3.2 แอมป์

ตารางที่ 5.10 ฟังก์ชันการควบคุม H-SW ของตัวขับ MTQ

Input				Output		
IN1	IN2	PWM	STBY	OUT1	OUT2	Mode
H	H	H/L	H	L	L	Short brake
L	H	H	H	L	H	CCW
		L	H	L	L	Short brake
H	L	H	H	H	L	CW
		L	H	L	L	Short brake
L	L	H	H	OFF (High impedance)		Stop
H/L	H/L	H/L	L	OFF (High impedance)		Standby

สำหรับการออกแบบ MTQ ดาวเทียม KNACKSAT เลือกใช้ MTQ แบบไม่มีแกน เนื่องจากมีน้ำหนักเบา กว่าแบบแกนโลหะและเกิดสนามแม่เหล็กตกค้างหลังการหยุดจ่ายกระแสน้อยมาก ข้อกำหนดสำหรับการ

ออกแบบ คือ MTQ จะต้องสามารถสร้าง Magnetic dipole moment ที่มากกว่า Disturbance Torque ขนาด 4.7×10^{-6} Nm ผลการออกแบบสรุปในตารางที่ 5.11

ตารางที่ 5.11 คุณสมบัติ MTQ ของดาวเทียม KNACKSAT

คุณสมบัติ	ค่าที่ออกแบบ
Coil Material	Copper
Coil size	AWG 33
Core Material	No core
Magnetic Dipole Moment	0.15 Am^2
Turn	199
Supply Voltage	3.3 V
Size	80 mm x 80 mm x 5 mm
Weight	30 g
Residual Magnetic Flux Density	7.5×10^{-3} Tesla (75 Gauss)

5.6 เพย์โหลด (Payload) หรือกล้องถ่ายรูป (CAM)

เพย์โหลด (Payload) หรือกล้องถ่ายรูป (CAM) ทำหน้าที่ถ่ายภาพจากอวกาศและส่งภาพกลับมายังโลก ในการออกแบบระบบกล้องนั้นจะมีการออกแบบในลักษณะของโมดูล (Module) ซึ่งการออกแบบในลักษณะนี้มีข้อดี คือ ระบบมีความยืดหยุ่นสูง สามารถนำไปใช้ได้หลากหลายภารกิจในดาวเทียมดวงอื่นๆ ต่อไปในอนาคตได้

5.6.1 ระบบกล้องถ่ายรูป

ในการออกแบบเบื้องต้นนี้ได้กำหนดให้สามารถถ่ายภาพได้ความละเอียดไม่น้อยกว่า VGA (640x480) และได้ละเอียดมากที่สุดแบบ Full HD (1920x1080) ดังนั้นจึงเลือกใช้เซ็นเซอร์กล้อง OV5642 (ข้อมูลเฉพาะแสดงในตารางที่ 5.12) และเลนส์ LS-40207 (ดังแสดงในรูปที่ 5.43) โดยใช้ MPU ATmega2560 ในการประมวลผล ในกรณีที่ระดับความสูงวงโคจรของดาวเทียมเท่ากับ 600 กิโลเมตร จะได้ขนาดภาพครอบคลุมพื้นที่ยาวประมาณ 787 กิโลเมตร และกว้างประมาณ 587 กิโลเมตร ดังตัวอย่างภาพในรูปที่ 5.44 แผนผังการทำงานของระบบกล้องถ่ายรูปหรือบอร์ด CAM แสดงในรูปที่ 5.45

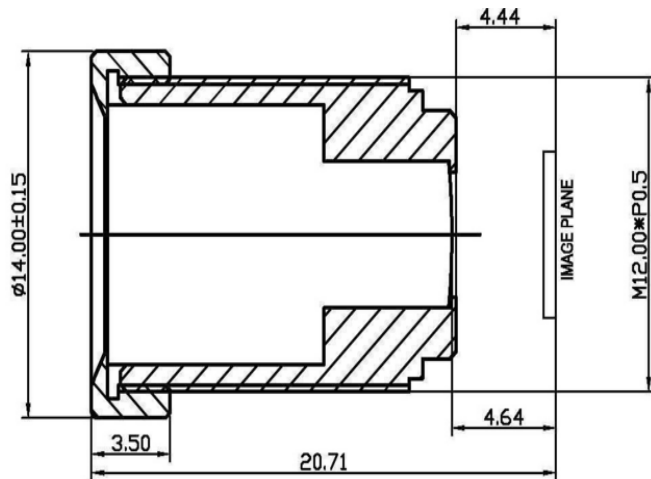
ตารางที่ 5.12 ข้อมูลเฉพาะของเซ็นเซอร์กล้อง OV5642

คุณสมบัติ	รายละเอียด
Type	CMOS
Active Array Size	2592 x 1944 Pixels
Operating Voltage	core 1.5VDC +5%, analog: 2.6~ 3.0 V, I/O: 1.7~ 3.0 V
Resolution	5 megapixel (2592 x 1944), 1080p, 720p, VGA, QVGA
Pixel Size	1.4 μm x 1.4 μm
Shutter	Rolling Shutter

SPECIFICATION :

- 1.SENSOR SIZE
- 2.WAVELENGTH
- 3.FOCAL LENGTH (EFL)
- 4.F/NO (INFINITE)
- 5.BACK FOCAL LENGTH
- 6.FLANGE BACK LENGTH
- 7.FIELD OF VIEW (DIAGONAL)
- 8.OPTICAL DISTORTION (DIAGONAL)
- 9.Thread Size
- 10.Element

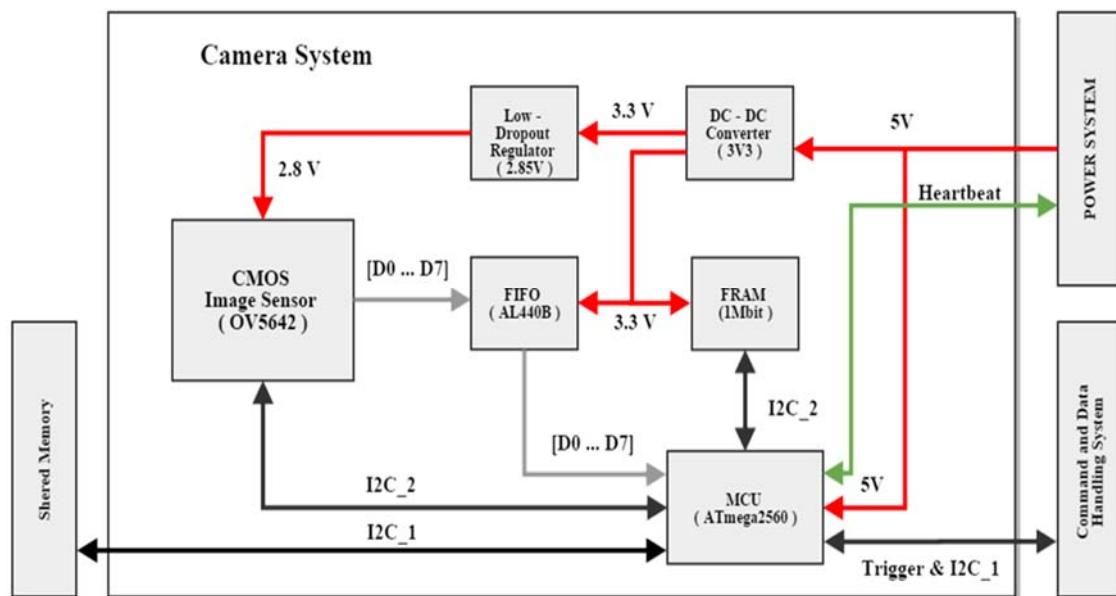
1/4" CMOS CCD	
λ	= 400-700nm(COLOR)
f	= 2.8 mm
F/NO	= 2.0
BFL	= 4.64 mm
FB	= 4.44 mm
	= 120°
	<-35%
	M12XP0.5
	4G



รูปที่ 5.43 เลนส์ LS-40207



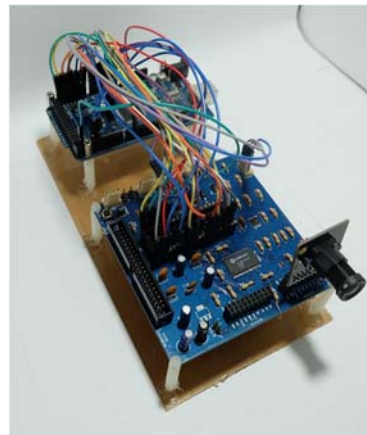
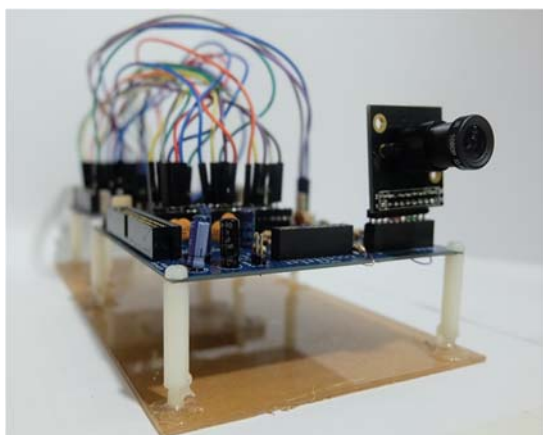
รูปที่ 5.44 ตัวอย่างภาพแสดงพื้นที่ที่ครอบคลุมการถ่ายภาพ



รูปที่ 5.45 แผนผังการทำงานของบอร์ด CAM

5.6.2 การทดสอบการถ่ายภาพเบื้องต้น

จากแผนผังการในงานในรูปที่ 5.45 นำมาจัดสร้างเป็นชุดทดสอบดังแสดงในรูปที่ 5.46 เพื่อทดสอบการถ่ายภาพ ตรวจสอบความถูกต้องและศึกษาการทำงานของอุปกรณ์และโปรแกรมควบคุมการทำงาน ผลการถ่ายภาพขนาด QVGA (320 x 420) และ VGA (640 x 480) แสดงในรูปที่ 5.47 และรูปที่ 5.48 ตามลำดับ โดยพบว่า กล้องสามารถทำงานได้ตามที่ต้องการ ส่วนแบบ Multiple Images (QQVGA 160 x 120) และ Full HD 1080P (1920x1080) ยังอยู่ในขั้นตอนการศึกษา นอกจากนี้ยังได้ทดสอบถ่ายภาพแบบ HDR (High Dynamic Range) ซึ่งเป็นการเทคนิคการสร้างภาพเพื่อให้ภาพมีรายละเอียดครบทุกส่วน ทั้งในส่วนมืดและส่วนสว่าง ดังแสดงในรูปที่ 5.49 ได้ผลลัพธ์เป็นที่น่าพอใจ



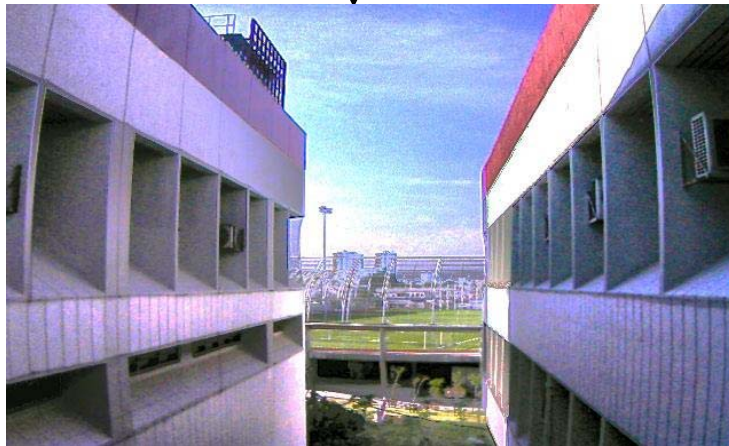
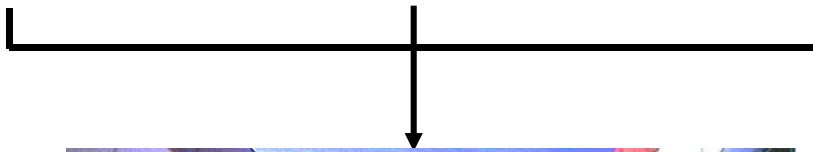
รูปที่ 5.46 บอร์ด CAM ที่จัดสร้างขึ้นสำหรับทดสอบการถ่ายภาพและโปรแกรมควบคุมการทำงาน



รูปที่ 5.47 ผลการทดสอบถ่ายภาพขนาด QVGA



รูปที่ 5.48 ผลการทดสอบถ่ายภาพขนาด VGA



รูปที่ 5.49 ผลการทดสอบถ่ายภาพขนาด HDR

บทที่ 6

การประเมินและตรวจสอบแบบเบื้องต้น (PDR, Preliminary Design Review)

การประเมินและตรวจสอบแบบเบื้องต้น (PDR, Preliminary Design Review) เป็นขั้นตอนการประเมินและตรวจสอบความเหมาะสมของการออกแบบดาวเทียมขั้นต้นที่ได้ดำเนินการมาโดยผู้เชี่ยวชาญที่มีประสบการณ์ด้านดาวเทียม

6.1 การดำเนินกิจกรรมการประเมินและตรวจสอบแบบเบื้องต้น

โครงการได้จัดกิจกรรมการประเมินและตรวจสอบแบบเบื้องต้นขึ้นในวันที่ 13 มกราคม 2559 โดยมีคณบดีคณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือให้เกียรติมาเปิดงาน ดังแสดงในรูปที่ 6.1 และมีผู้เชี่ยวชาญภายนอก 3 คน เป็นกรรมการประเมินผลการออกแบบ รายชื่อในรูปประกอบด้วย (จากขวามาซ้าย) Dr. Shinichi Nakamura (ผู้เชี่ยวชาญ) Mr. Masanobu Tsuji (ผู้เชี่ยวชาญ) Professor Shinichi Nakasuka (ผู้เชี่ยวชาญ) ดร. อุดมเกียรติ นนทแก้ว (คณบดีคณะวิศวกรรมศาสตร์ มจพ.) ดร. สุวัฒน์ กุลธนปรีดา (หัวหน้าโครงการ) ดร. พงศธร สายสุจริต (ผู้จัดการโครงการ) และ ดร. เพชร เจียรนัย ศีลาวงศ์ (รองคณบดี)



รูปที่ 6.1 ภาพถ่ายรวม

ประวัติโดยของผู้เชี่ยวชาญ 3 คน สรุปโดยย่อได้ดังนี้

1. Professor Shinichi Nakasuka จาก The University of Tokyo ประเทศญี่ปุ่น ซึ่งท่านถือว่าเป็นผู้ริเริ่มโครงการดาวเทียม CubeSat ของประเทศญี่ปุ่น และเป็นหัวหน้าโครงการดาวเทียมขนาดเล็กหลายดวง
2. Dr. Shinichi Nakamura ปัจจุบันทำงานเป็น Visiting Professor ของ Asian Institute of Technology (AIT) อดีตทำงานกับ Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) ประเทศญี่ปุ่น มีประสบการณ์เกี่ยวกับดาวเทียมจำนวนมาก
3. Mr. Masanobu Tsuji ปัจจุบันเป็น Director สำนักงาน Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) ประจำประเทศไทย

ภาพบรรยายของกิจกรรม PDR แสดงในรูปที่ 6.2 ถึงรูปที่ 6.5



รูปที่ 6.2 ภาพถ่ายขณะหัวหน้าโครงการนำเสนอภารกิจของดาวเทียม



รูปที่ 6.3 ภาพถ่ายขณะผู้จัดการโครงการนำเสนอโครงสร้างระบบดาวเทียม



รูปที่ 6.4 ภาพถ่ายขณะผู้ช่วยวิจัยนำเสนอระบบย่อยต่างๆ



รูปที่ 6.5 ภาพถ่ายขณะผู้เชี่ยวชาญให้ความเห็นและคำแนะนำต่างๆ

6.2 ผลการประเมินและตรวจสอบแบบเบื้องต้น

กิจกรรมที่จัดขึ้นมีผู้เข้าร่วมกิจกรรมทั้งหมด 26 คน ประกอบไปด้วย

1. ผู้เชี่ยวชาญ	3	คน
2. หัวหน้าโครงการ	1	คน
3. ผู้จัดการโครงการ	1	คน
4. ผู้วิจัย	5	คน
5. ผู้ช่วยวิจัย	14	คน
6. บุคคลภายนอก	2	คน

กิจกรรมเริ่มต้นเวลา 09.00 น. และสิ้นสุดในเวลา 15.00 น. จากนั้นผู้เชี่ยวชาญเยี่ยมชมห้องปฏิบัติการต่างๆ จนถึงเวลา 17.00 น. เนื้อหาการนำเสนอในแต่ละส่วนสามารถสรุปได้ดังนี้

- ระบบโครงสร้างได้นำเสนอการออกแบบโครงสร้างหลัก และโครงสร้างรองให้ได้ขนาดตามมาตรฐานของ P-POD ซึ่งเป็นมาตรฐานที่ใช้กันอยู่ทั่วไปของดาวเทียม CubeSat

- ระบบการสื่อสารได้นำเสนอโครงสร้างของระบบสื่อสาร การเลือกรูปแบบการสื่อสาร และผลการการคำนวณ Link Budget เป็นหลัก

- ระบบไฟฟ้าต้นกำลังได้นำเสนอการเลือกรูปแบบการจัดการด้านพลังงาน การเลือกแบตเตอรี่ และการเลือก Solar Cell

- ระบบการจัดการข้อมูลได้นำเสนอการเลือกตัวประมวลผล หน่วยความจำ และการจัดเรียง Format ของข้อมูล

- ระบบการควบคุมการทรงตัวได้นำเสนอเกี่ยวกับ Actuator ที่ใช้สำหรับควบคุมการทรงตัวของดาวเทียม วิธีการควบคุม และการเลือกอุปกรณ์สำหรับระบบควบคุม

- ระบบถ่ายภาพหรือเพย์โหลด ได้นำเสนอการเลือกกล้อง โดยมีการเปรียบเทียบข้อดี ข้อเสีย เพื่อเลือกใช้กล้องที่มีความเหมาะสมกับภารกิจของดาวเทียม KNACKSAT ให้มากที่สุด ตลอดจนการเลือกเมมโมรี่สำหรับการบันทึกภาพด้วย

จากการประเมินระบบย่อยต่างๆ ของดาวเทียม KNACKSAT ผู้เชี่ยวชาญให้ความเห็นว่า โครงการมีผลงานที่ดี มีความก้าวหน้าเป็นที่น่าพอใจเมื่อเทียบกับระยะเวลาที่ดำเนินการมา และการออกแบบดำเนินการมาในทิศทางที่เหมาะสมและสามารถนำไปใช้ในการสร้าง Engineering Model ของดาวเทียม KNACKSAT ในขั้นตอนต่อไปได้

บทที่ 7

งานศึกษาดาวเทียม CubeSAT จากต่างประเทศ

เพื่อให้การออกแบบดาวเทียมที่ความทันสมัยและมีการเลือกใช้ชิ้นส่วนต่างๆ ให้เหมาะสมตามลักษณะการใช้งาน โดยเฉพาะการเลือกใช้ชิ้นส่วนที่รับการทดลองใช้งานแล้วกับดาวเทียม CubeSat ดวงอื่นๆ คณะวิจัยจึงได้ดำเนินการค้นคว้าและศึกษาข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับดาวเทียม CubeSat จากแหล่งข้อมูลต่างๆ โดยมีทั้งข้อมูลจาก Website ของดาวเทียม CubeSat ดวงต่างๆ และจากบทความวิชาการต่างๆ

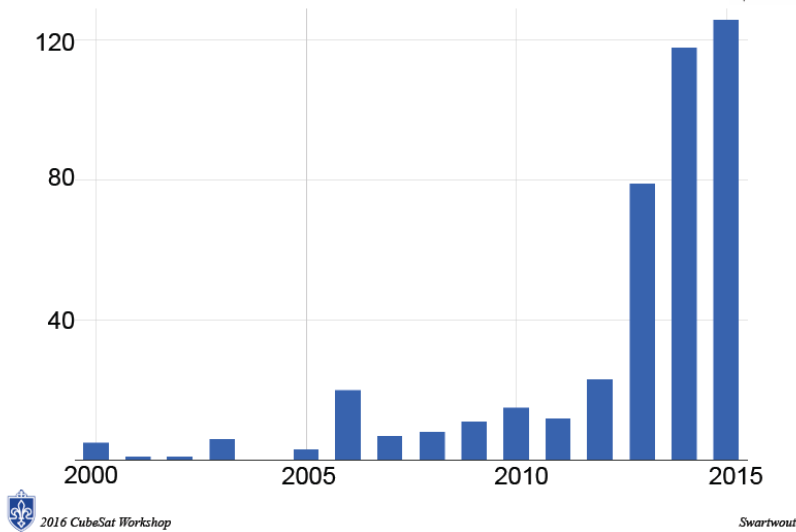
ตัวอย่างบทความวิชาการที่ได้ทำการศึกษา เช่น Klofas และคณะ [1] ได้นำเสนอผลการสำรวจระบบย่อยการสื่อสารรูปแบบต่างๆ ที่มีใช้งานสำหรับดาวเทียม CubeSat Nakasuka และคณะ [2] ได้รายงานประโยชน์ในด้านการศึกษาที่ได้รับจากการพัฒนาดาวเทียม CubeSat ภายในรั้วมหาวิทยาลัย University of Tokyo Woellert และคณะ [3] ได้นำเสนอการพัฒนาและการใช้ดาวเทียม CubeSat เป็นเครื่องมือสำหรับการพัฒนาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีสำหรับประเทศที่กำลังพัฒนา Selva และ Krejci [4] ได้รายงานศักยภาพของการใช้ดาวเทียม CubeSat เป็นดาวเทียมสำรวจโลก เป็นต้น

ในส่วนของการศึกษาข้อมูลของดาวเทียม CubeSat ต่างประเทศ ดาวเทียมดวงหลักๆ ที่โครงการที่ได้ทำการศึกษาและการนำข้อมูลที่ได้มาใช้ประโยชน์ประกอบด้วย ดาวเทียม XI-IV [5], ดาวเทียม PW-SAT [6], ดาวเทียม EstCube-1 [7], ดาวเทียม SwissCube-1[8] และดาวเทียม Compass-1 [9]

7.1 ผลการศึกษาข้อมูลทั่วไปของดาวเทียม CubeSat

ตั้งแต่อดีตจนถึงปัจจุบัน (โดยเฉพาะในช่วง 2-3 ปีที่ผ่านมา) มีดาวเทียม CubeSat ถูกส่งขึ้นสู่วงโคจรทั้งหมดมากกว่า 400 ดวง ดังแสดงในรูปที่ 7.1

CubeSats Launched (2000-2015)



รูปที่ 7.1 กราฟสถิติแสดงจำนวนการส่งดาวเทียม CubeSat [10]

ข้อมูลทางสถิติความสำเร็จของการพัฒนาดาวเทียม CubeSat [10] สามารถสรุปได้ดังนี้

- ดาวเทียมที่สามารถทำงานได้ตามพันธกิจอย่างสมบูรณ์ มีจำนวนเพียง 17.4%
- ดาวเทียมที่สามารถทำงานได้ตามพันธกิจบางส่วน มีจำนวน 25.7%
- ดาวเทียมที่สามารถทำงานได้เพียงระยะเวลาสั้นๆ มีจำนวน 10.4%
- ดาวเทียมที่ขึ้นสู่วงโคจรแต่ไม่สามารถทำงานได้ มีจำนวนมากถึง 21.5%
- ดาวเทียมที่ไม่สามารถขึ้นสู่วงโคจรเนื่องจากความล้มเหลวของจรวดส่ง มีจำนวน 14.2%

จากสถิติข้างต้นพบว่า การออกแบบดาวเทียม CubeSat ให้สามารถทำงานได้ตามพันธกิจมีความท้าทายสูง ดังนั้น โครงการนี้ได้ทำงานศึกษาข้อมูลของดาวเทียม CubeSat ที่ประสบความสำเร็จ เพื่อนำข้อมูลมาใช้ในการออกแบบดาวเทียม โดยเฉพาะการเลือกใช้ชิ้นส่วนต่างๆ

7.2 ผลการศึกษาดาวเทียม CubeSat จากต่างประเทศ

7.2.1 ดาวเทียม XI-IV [5, 11]

ดาวเทียม XI-IV (ดังแสดงในรูปที่ 7.2) เป็นดาวเทียม CubeSat ขนาด 1U ของประเทศญี่ปุ่น ออกแบบและจัดสร้างโดยทีมงานจาก The University of Tokyo ถูกส่งขึ้นสู่อวกาศวันที่ 30 มิ.ย. 2546 ถือว่าดาวเทียม CubeSat ชุดแรกของโลกที่ขึ้นสู่วงโคจร โดยมีพันธกิจหลักคือทดสอบการใช้งานของอุปกรณ์

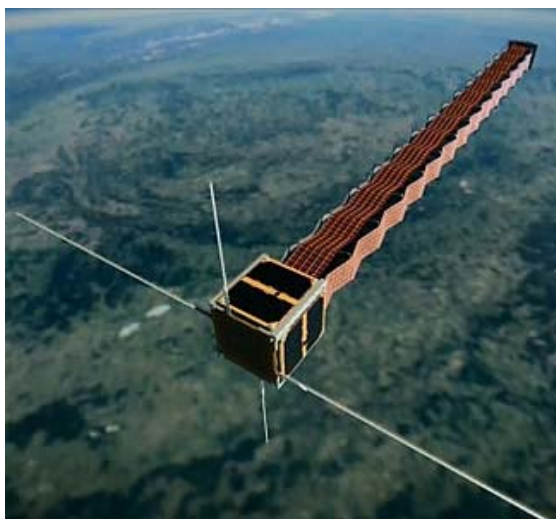
COTS นับตั้งแต่ประสบความสำเร็จกับดาวเทียม XI-IV จนถึงปัจจุบัน ทีมงานนี้ได้ทำการออกแบบ สร้าง และ ส่งดาวเทียมอีกหลายดวง



รูปที่ 7.2 ดาวเทียม XI-IV [11]

7.2.2 ดาวเทียม PW-SAT1 [6, 11]

ดาวเทียม PW-SAT1 (ดังแสดงในรูปที่ 7.3) เป็นดาวเทียม CubeSat ขนาด 1U ของประเทศโปแลนด์ ออกแบบและจัดสร้างโดยทีมงานจาก Warsaw University of Technology ถูกส่งขึ้นสู่อวกาศเมื่อวันที่ 13 ก.พ. 2555 ขณะนี้ได้ De-orbit ไปแล้ว ปัจจุบันทีมงานได้ดำเนินการออกแบบและจัดสร้างดาวเทียม PW-SAT2 และอยู่ระหว่างการรอส่งเข้าสู่วงโคจร



รูปที่ 7.3 ดาวเทียม PW-SAT1 [11]

7.23.3 ดาวเทียม EstCube-1 [7, 11]

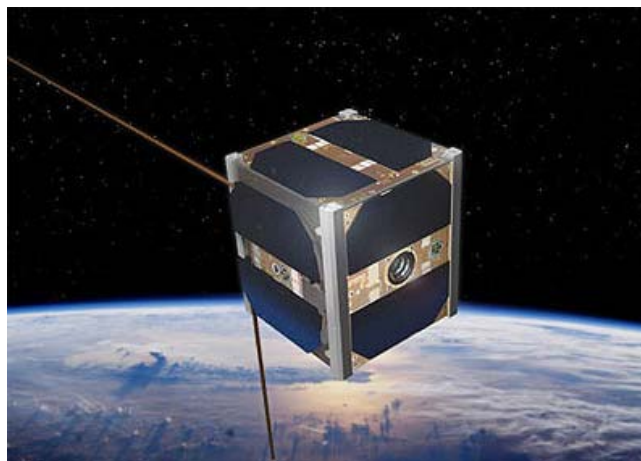
ดาวเทียม EstCube-1 (ดังแสดงในรูปที่ 7.4) เป็นดาวเทียม CubeSat ขนาด 1U ของประเทศเอสโตเนีย ออกแบบและจัดสร้างโดยทีมงานจาก University of Tartu ถูกส่งขึ้นสู่อวกาศวันที่ 7 พ.ค. 2556 และได้หยุดการทำงานไปแล้วตั้งแต่วันที่ 19 พ.ค. 2558 เนื่องจากปัญหาระบบย่อยไฟฟ้ากำลัง ดาวเทียม EstCube-1 สามารถควบคุมการทรงตัวแบบ 3 แกนโดยใช้ MTQ และสามารถถ่ายภาพที่มีความคมชัดจากอวกาศได้สำเร็จ ขณะนี้ทีมงานอยู่ระหว่างการวางแผนที่จะจัดสร้างดาวเทียมดวงใหม่ต่อไป



รูปที่ 7.4 ดาวเทียม EstCube-1 [11]

7.2.4 ดาวเทียม SwissCube-1 [8, 11]

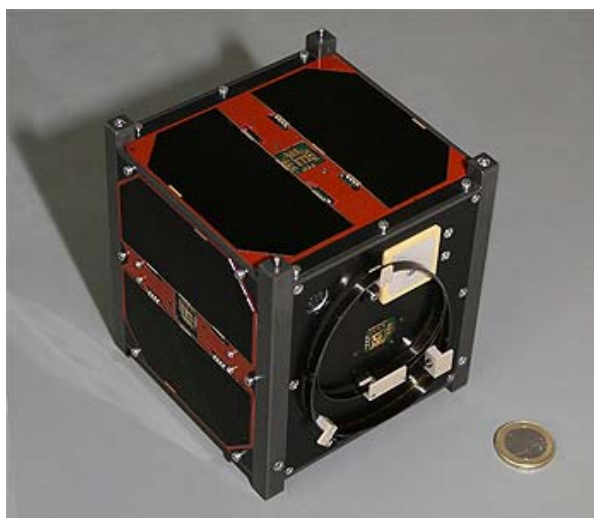
ดาวเทียม SwissCube-1 (ดังแสดงในรูปที่ 7.5) เป็นดาวเทียม CubeSat ขนาด 1U ของประเทศสวิตเซอร์แลนด์ ออกแบบและจัดสร้างโดยทีมงานจาก Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne ถูกส่งขึ้นสู่อวกาศวันที่ 23 ก.ย. 2552 ดาวเทียม SwissCube-1 ใช้ Monochrome CMOS sensor และสามารถถ่ายภาพจากอวกาศได้เป็นจำนวนมากและมีประสิทธิภาพที่ดี



รูปที่ 7.5 ดาวเทียม SwissCube-1 [11]

7.2.5 ดาวเทียม Compass-1 [9, 11]

ดาวเทียม Compass-1 (ดังแสดงในรูปที่ 7.6) เป็นดาวเทียม CubeSat ขนาด 1U ของประเทศประเทศเยอรมนี ออกแบบและจัดสร้างโดยทีมงานจาก Fachhochschule Aachen ถูกส่งขึ้นสู่อวกาศวันที่ 28 เม.ย. 2551 ดาวเทียม Compass-1 ใช้โมดูลกล้องจากค่าย Omnivision สามารถถ่ายภาพในอวกาศได้ แต่ระบบกล้องมีปัญหาที่เกิดจากระบบการปรับ Exposure แบบอัตโนมัติ ทำให้ภาพที่ได้เกิดความคลาดเคลื่อนในลักษณะ Over Exposed



รูปที่ 7.6 ดาวเทียม Compass-1 [11]

เอกสารอ้างอิง

- [1] B. Klofas, J. Anderson and K. Leveque, “A survey of CubeSat communication systems,” The AMSAT Journal, November/December, 2009, pp.23–29.
- [2] S. Nakasuka, N. Sako, H. Sahara, Y. Nakamura, T. Eishima and M. Komatsu, “Evolution from education to practical use in University of Tokyo's nano-satellite activities,” Acta Astronautica, 66, 2010, pp.1099–1105.
- [3] K. Woellert, P. Ehrenfreund, A. Ricco and H.R. Hertzfeld, “Cubesats: Cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations,” Advances in Space Research, 47(4), 2011, pp.663–684.
- [4] D. Selva and D. Krejci, “A survey and assessment of the capabilities of Cubesats for Earth observation,” Acta Astronautica, 74, 2012, pp.50-68.

- [5] Intelligent Space Systems Laboratory, University of Tokyo, "University of Tokyo CubeSat," [Online]. Available: <http://www.space.t.u-tokyo.ac.jp/cubesat/index-e.html> [Accessed: 01-Mar-2016].
- [6] PW-Sat, Warsaw University of Technology, "PW-Sat" [Online]. Available: <http://pw-sat.pl/> [Accessed: 01-Mar-2016].
- [7] ESTCube, University of Tartu, "ESTCube," [Online]. Available: <http://www.estcube.eu/> [Accessed: 01-Mar-2016].
- [8] Swiss Cube, École polytechnique fédérale de Lausanne, "Swiss Cube," [Online]. Available: <http://swisscube.epfl.ch/> [Accessed: 01-Mar-2016].
- [9] Compass-1, Aachen University of Applied Science, "Compass-1," [Online]. Available: <http://www.raumfahrt.fh-aachen.de/> [Accessed: 01-Mar-2016].
- [10] CubeSat Database, Saint Louis University, "CubeSat Database," [Online]. Available: <https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/home/cubesat-database> [Accessed: 01-Mar-2016].
- [11] Gunter's Space Page, "CubeSat- Gunter's Space Page," [Online]. Available: http://space.skyrocket.de/doc_sat/cubesat.htm [Accessed: 01-Mar-2016].

บทที่ 8

การวิเคราะห์ประเมินชิ้นส่วนและวงจร เพื่อเตรียมการสร้างดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรม (Engineering Model)

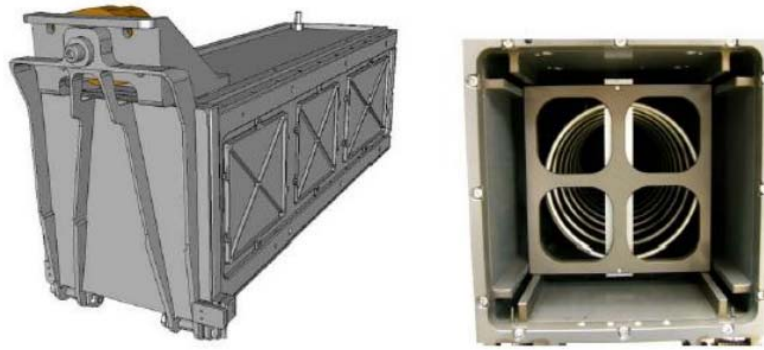
โครงการได้ทำการศึกษา ออกแบบ และทดลองการทำงานเบื้องต้นเพื่อวิเคราะห์ชิ้นส่วนหลักและที่วงจรที่จำเป็นในแต่ละระบบย่อยก่อนที่จะจัดสร้างดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรม (Engineering Model) โดยจะแบ่งออกเป็น 6 ระบบย่อย คือ

1. ระบบย่อยโครงสร้าง (Structure Subsystem, STR)
2. ระบบย่อยไฟฟ้ากำลัง (Electrical Power Subsystem, EPS)
3. ระบบย่อยการสื่อสาร (Communication Subsystem, COMM)
4. ระบบย่อยการจัดการคำสั่งและข้อมูล (Command and Data Handling Subsystem, CDH)
5. ระบบย่อยการหาและควบคุมการทรงตัว (Attitude Determination and Control Subsystem, ADCS)
6. เพย์โหลด (Payload) หรือกล้องถ่ายรูป (Camera, CAM)

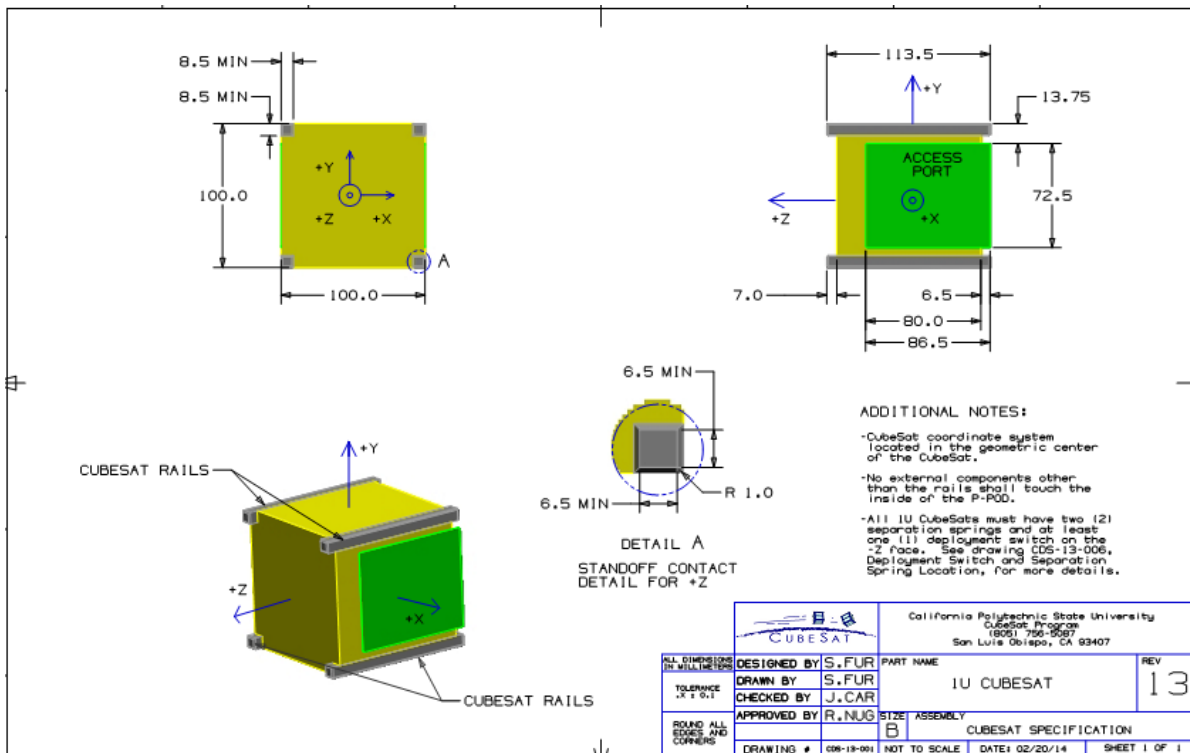
8.1 ระบบย่อยโครงสร้าง (Structure Subsystem, STR)

ในการออกแบบโครงสร้างของดาวเทียม CubeSat เพื่อให้ได้รับการอนุมัติก่อนที่จะบรรจุในจรวดนั้น ตัวโครงสร้างของดาวเทียม CubeSat ต้องมีขนาดไม่เกิน Deployer และตัวโครงสร้างต้องมีความสามารถรับแรงในขณะที่จะจรวดขึ้นสู่วงโคจรด้วย ซึ่งข้อกำหนดเหล่านี้เป็นข้อกำหนดจากผู้รับผิดชอบในการส่งจรวดเป็นหลัก (Launch Provider)

ในการออกแบบดาวเทียม KNACKSAT ผู้วิจัยได้ออกแบบโดยอ้างอิงกับ Poly Picosatellite Orbital Deployer (P-POD) แสดงดังรูปที่ 8.1 และรูปที่ 8.2

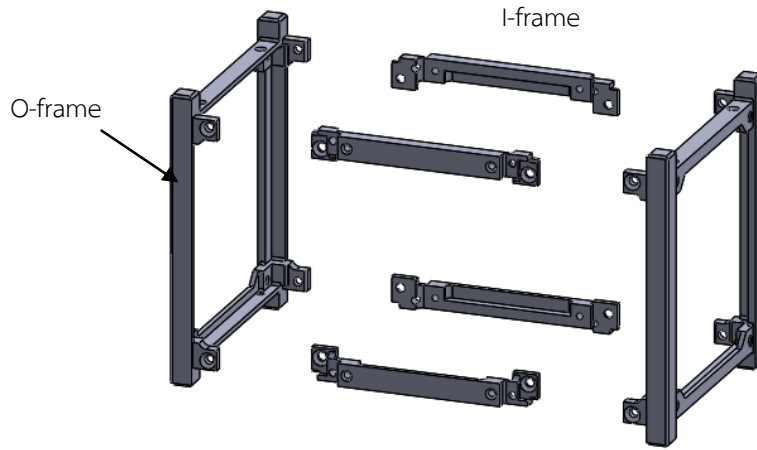


รูปที่ 8.1 รูปภายนอกและภาพตัดของ P-POD



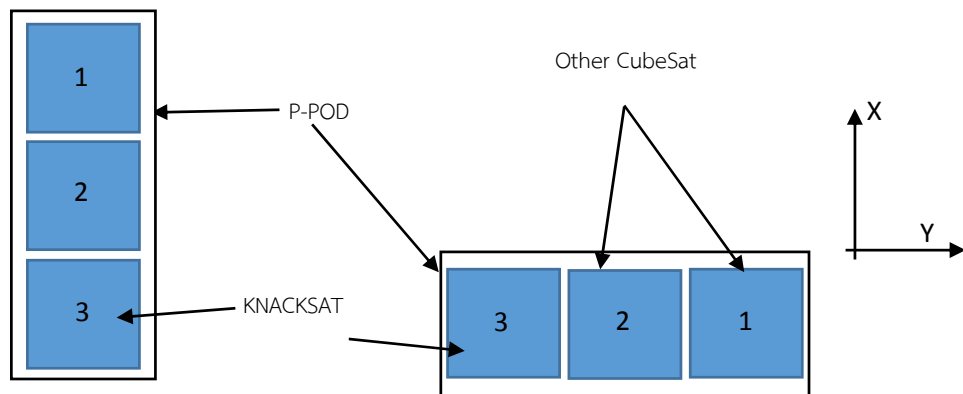
รูปที่ 8.2 ขนาดของดาวเทียม CubeSat 1U

โครงสร้างหลักของดาวเทียม KNACKSAT ประกอบด้วยโครงสร้าง O-frame 2 ชั้น และโครงสร้าง I-frame 4 ชั้น (แสดงดังรูปที่ 8.3) โครงสร้างยึดติดกันด้วย Stainless Steel Screw M3x5 สำหรับวัสดุที่เลือกใช้สำหรับโครงสร้างหลัก คือ Aluminum 7075 เหมือนกับวัสดุที่ใช้ทำ P-POD เพื่อต้องการให้โครงสร้างมีค่า Thermal Expansion เท่ากัน



รูปที่ 8.3 โครงสร้างหลักของ KNACKSAT

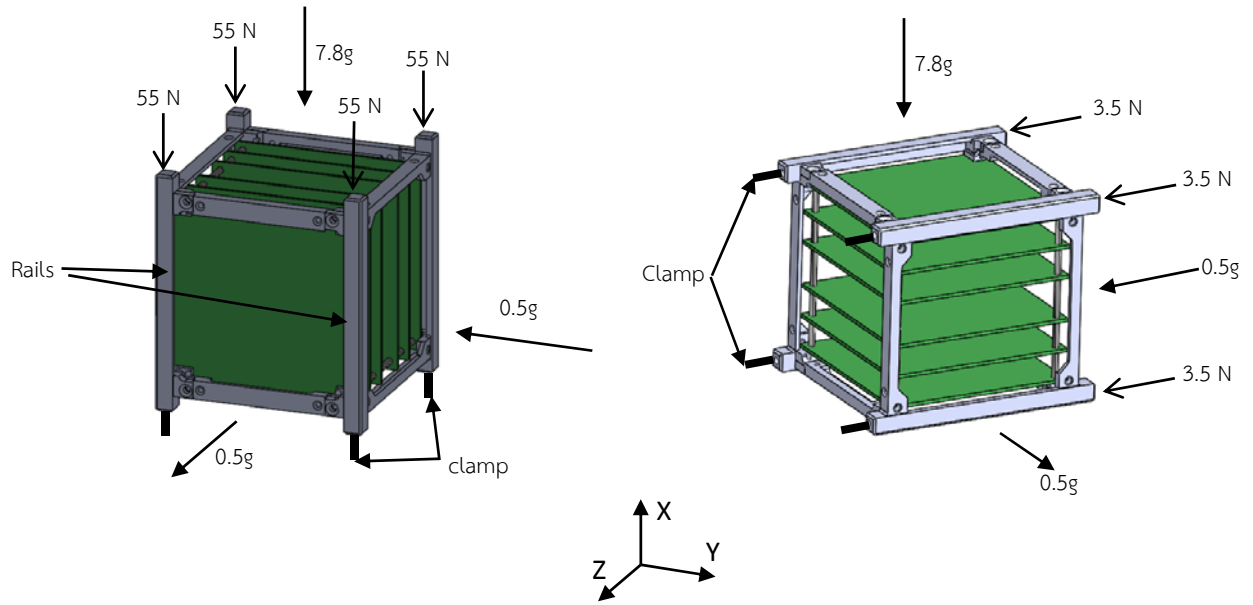
โครงสร้างหลักของดาวเทียมจะต้องมีความแข็งแรงเพียงพอในกรณีที่จรวดกำลังทะยานขึ้นสู่วงโคจร โดยโครงการได้ทำการวิเคราะห์ Quasi-Static Load จากการพิจารณาในกรณีที่ KNACKSAT รับแรงมากที่สุด ซึ่งการพิจารณาแบ่งเป็น 2 กรณีตามทิศทางการวางของ P-POD (รูปที่ 8.4) สามารถคำนวณหาภาระแรงที่ดาวเทียมได้รับและตำแหน่งที่แรงกระทำทั้งในกรณีที่ 1 และกรณีที่ 2 ได้ดังรูปที่ 8.5



(ก) กรณีที่ 1

(ข) กรณีที่ 2

รูปที่ 8.4 ทิศทางการวางตัวของ P-POD

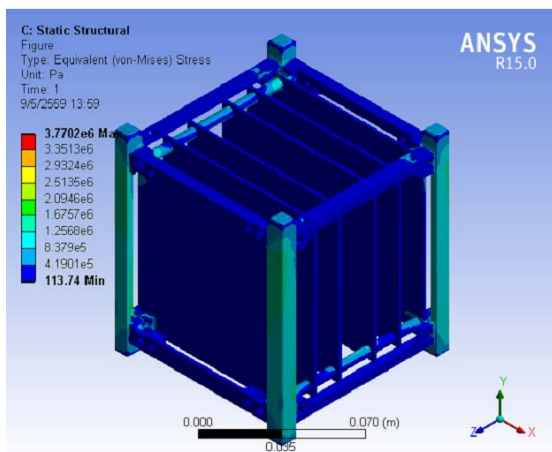


(ก) กรณีที่ 1

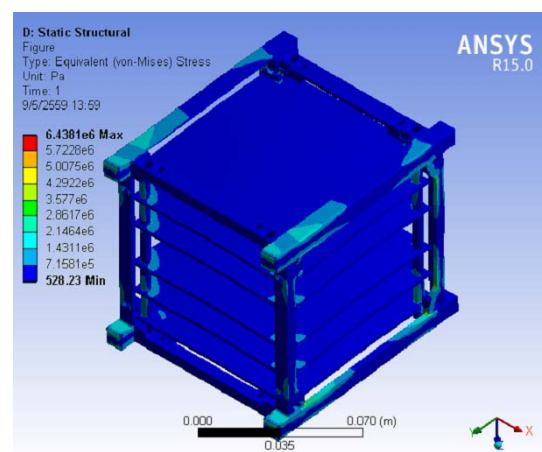
(ข) กรณีที่ 2

รูปที่ 8.5 ขนาดและทิศทางของแรงที่กระทำ

ผลลัพธ์การจำลองภาระแรงด้วยคอมพิวเตอร์แสดงในรูปที่ 8.6 และรูปที่ 8.7 พบว่า ค่าความเค้นสูงสุดที่ดาวเทียมได้รับตามภาระแรงที่เกิดขึ้นในกรณีที่ 1 มีค่าเท่ากับ 3.7 MPa และในกรณีที่ 2 มีค่าเท่ากับ 6.4 MPa เมื่อเปรียบเทียบกับค่าความแข็งแรงของวัสดุ Yields Strength ซึ่งมีค่าเท่ากับ 503 MPa จะเห็นว่า ค่าความเค้นที่ดาวเทียมได้รับมีค่าน้อยเมื่อเทียบกับจุด Yield ของวัสดุ ในส่วนของการเสียรูป ทั้งสองกรณีมีการเสียรูปสูงสุดเท่ากับ 0.0025 มิลลิเมตร และ 0.024 มิลลิเมตร ตามลำดับ เท่านั้น

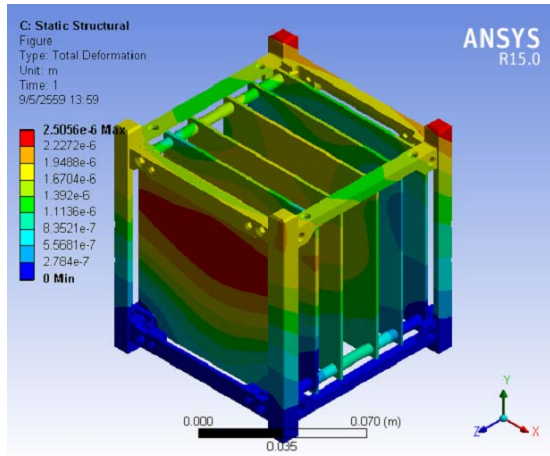


(ก) กรณีที่ 1

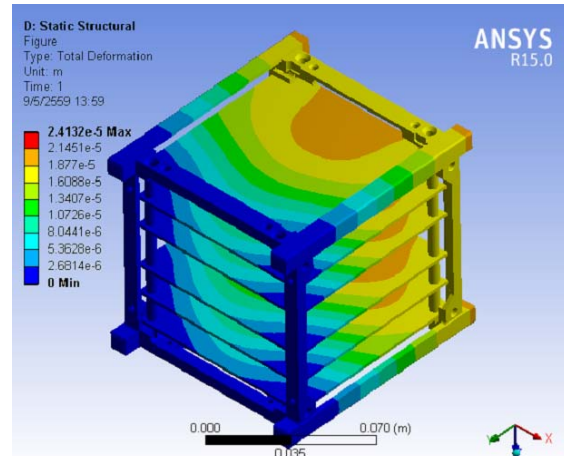


(ข) กรณีที่ 2

รูปที่ 8.6 ความเค้นที่ดาวเทียมได้รับ



(ก) กรณีที่ 1



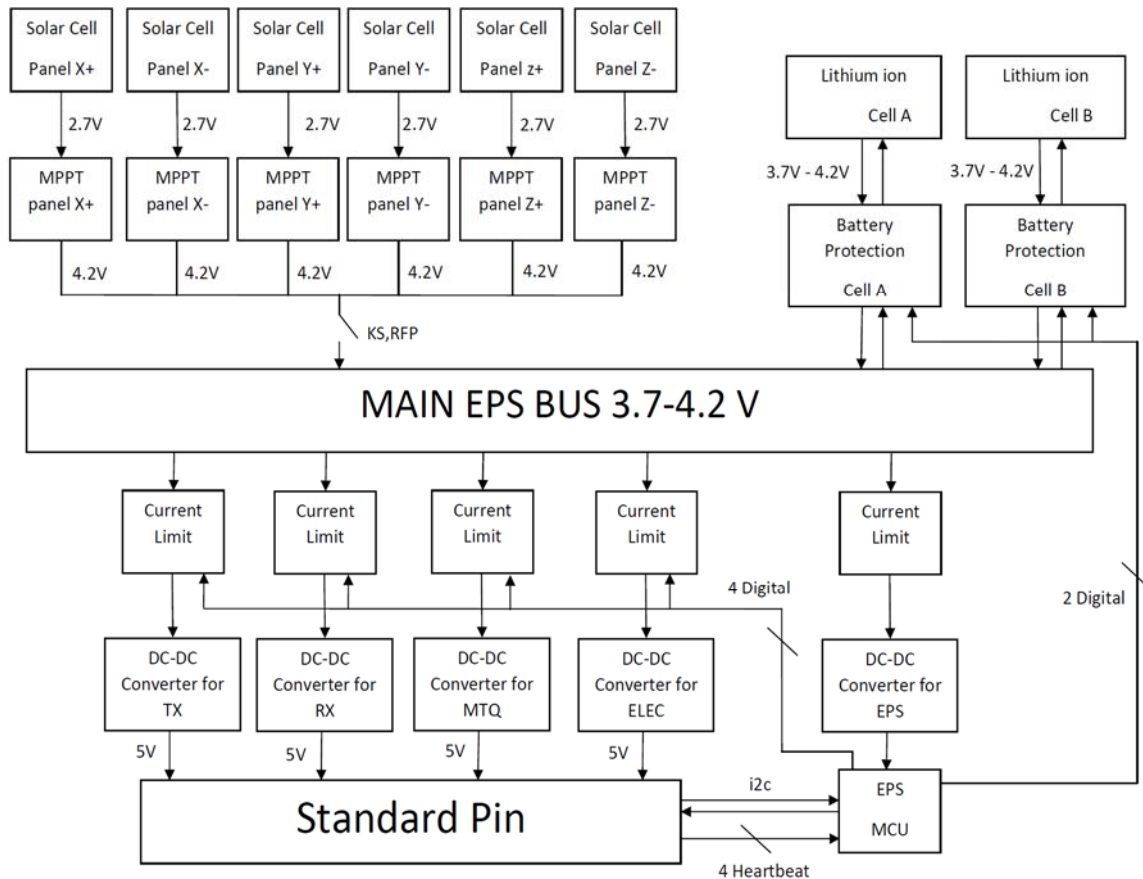
(ข) กรณีที่ 2

รูปที่ 8.7 การเสียรูปของดาวเทียม

8.2 ระบบย่อยไฟฟ้ากำลัง (Electrical Power Subsystem, EPS)

ระบบย่อยไฟฟ้ากำลัง (EPS) มีหน้าที่ผลิตไฟฟ้าให้กับระบบย่อยต่างๆ รวมถึงการบริหารจัดการการใช้พลังงานไฟฟ้าให้มีความเหมาะสม พลังงานไฟฟ้าของดาวเทียมจะมาจาก Solar Cell ที่ติดตั้งอยู่รอบตัวดาวเทียมและกักเก็บพลังงานในรูปของ Battery โดยรายการอุปกรณ์หลักที่เลือกใช้งานสรุปได้ดังนี้

- Maximum Power Point Tracking IC
- Power Switch and Current Limit
- Current Sensor
- DC-DC Converter
- MCU
- Li-ion Battery
- Solar Cell



รูปที่ 8.8 แผนผังการทำงานของระบบ EPS

โครงการได้เลือก Solar Cell ประเภท Triple Junction (GaAs) เพราะเป็นประเภทที่เป็น Space Proven และในด้านพลังงาน Solar Cell ประเภทนี้ให้พลังงานต่อหน้าประมาณ 2400 mW ซึ่งเพียงพอต่อความต้องการของระบบ และใช้วงจร Maximum Power Point Tracking (MPPT) ทำหน้าที่เก็บเกี่ยวพลังงานจาก Solar Cell เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพการนำพลังงานไฟฟ้าที่ได้จาก Solar Cell มาใช้งาน โดยในส่วนของ Battery เลือกใช้ Battery Li-ion ซึ่งถูกใช้งานได้ดีในดาวเทียมหลายดวง เช่น XI-IV และ ESTCUBE-1 เป็นต้น

ไมโครคอนโทรลเลอร์ (Microcontroller) สำหรับระบบ EPS ไม่จำเป็นต้องใช้การคำนวณที่ซับซ้อน และต้องเป็น MCU ที่มีความน่าเชื่อถือได้มากที่สุดในระบบ โดยเฉพาะ MCU จำพวก 8 bit ซึ่งมีการใช้งานมาแล้วในดาวเทียม CubeSat หลายดวง

8.3 ระบบย่อยการสื่อสาร (Communication Subsystem, COMM)

ระบบย่อยการสื่อสาร (COMM) ทำหน้าที่รับและส่งข้อมูลระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดิน ข้อมูลที่จะทำการส่งให้กับสถานีภาคพื้นดิน (TX, Downlink) ประกอบไปด้วยข้อมูล 2 ส่วน คือ

- ข้อมูลสถานะของดาวเทียม (Telemetry Data) โดยจะส่งเป็น Continuous Wave (CW) Beacon ที่ย่านความถี่ UHF โดยข้อมูลจะอยู่ในรูปแบบ Morse Code และสื่อสารด้วย Baud Rate เท่ากับ 8 bps
- ข้อมูลภาพถ่ายดาวเทียม (Digital Image) โดยจะส่งด้วยแปลงสัญญาณแบบ Gaussian Minimum Shift Keying (GFSK) ที่ย่านความถี่ UHF โดยข้อมูลจะอยู่ในรูปแบบ AX.25 Protocol และสื่อสารด้วย Baud Rate เท่ากับ 9600 bps

ส่วนข้อมูลคำสั่งที่จะรับจากภาคพื้นดิน (RX, Uplink) จะส่งด้วยการแปลงสัญญาณ แบบ Frequency Shift Keying (FSK) ที่ย่านความถี่ VHF โดยข้อมูลจะอยู่ในรูปแบบ AX.25 Protocol และสื่อสารด้วย baud rate เท่ากับ 1200 bps

รายการอุปกรณ์หลักของระบบ COMM มีดังนี้

- RF transceiver
- MCU
- CW transmitter
- Power Amplifier
- Antenna S/W
- UHF antenna
- VHF antenna

ฮาร์ดแวร์ในระบบ COMM สามารถแบ่งเป็น 2 ส่วน คือ

1. บอร์ดของวงจรภาคส่ง (Transmitter Board): บอร์ดของวงจรภาคส่งของบอร์ดสื่อสารใช้สำหรับการส่งข้อมูลจากดาวเทียมไปยังสถานีภาคพื้นดิน (TX, Downlink) ซึ่งข้อมูลที่ส่งไปยังสถานีภาคพื้นดินมีข้อมูลสองส่วนด้วยกัน คือ (1) ข้อมูลสถานะของดาวเทียม (CW) และ (2) ข้อมูลภาพถ่ายดาวเทียม (GFSK) ซึ่งได้ออกแบบให้ใช้ความถี่ต่างกัน เพื่อเพิ่มเสถียรภาพให้กับระบบ โดยในส่วนของวงจร CW นั้นได้เลือกใช้ความถี่ย่าน 430-440 MHz ให้มีกำลังส่งด้านออก 100 mW (20dBm) โดยเข้ารหัสข้อมูลแบบรหัสสมอร์ส (Morse Code) สำหรับในส่วนของวงจร GFSK จะเลือกใช้ความถี่ย่าน 430-440 MHz ที่กำลังส่งด้านออก 1W (30dBm) โพรโตคอลที่ใช้จะเป็นแบบ AX.25

2. บอร์ดของวงจรถอดรับ (Receiver Board): บอร์ดของวงจรถอดรับของบอร์ดสื่อสาร ใช้ในการรับคำสั่งจากสถานีภาคพื้นดินไปยังดาวเทียม (RX, Uplink) สำหรับในภาครับนี้ เนื่องจากเป็นส่วนที่มีความสำคัญอย่างมากในการรับคำสั่งจากสถานีฐาน จึงได้ออกแบบให้มีการสำรองวงจรถอดรับไว้ด้วย

8.4 ระบบย่อยการหาและควบคุมการทรงตัว (Attitude Determination and Control Subsystem, ADCS)

ระบบ ADCS มี 2 หน้าที่หลัก คือ (1) ทำการหยุดหมุน (Detumbling) ดาวเทียม KNACKSAT ในครั้งแรกที่ถูกปล่อยออกมาจากรวด (Rocket) และ (2) ควบคุมการทรงตัว (Attitude) ของดาวเทียม KNACKSAT ให้หันหน้าเข้าโลก (Nadir-Pointing) หรือในทิศทางที่กำหนด

ADCS โดยรายการอุปกรณ์หลักของระบบ ADCS มีดังนี้

- Sun Sensor
- Magnetometer
- Gyroscope
- MCU

ตารางที่ 8.1 ข้อมูลด้านเทคนิคของ MTQ

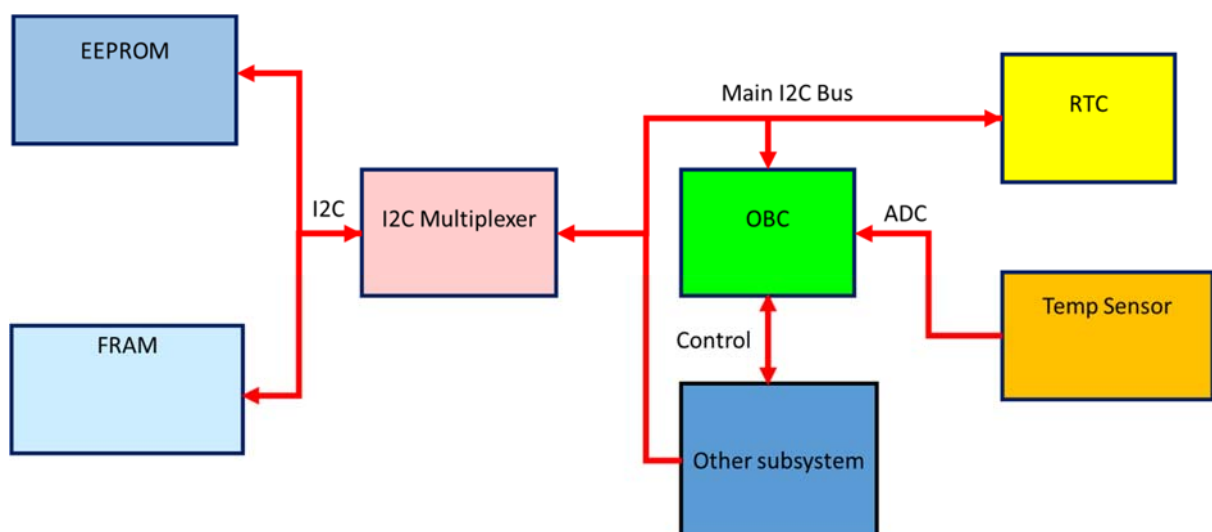
คุณสมบัติ	ค่าที่ออกแบบ
Coil Material	Copper
Coil size	AWG 33
Core Material	No core
Magnetic Dipole Moment	0.15 Am ²
Turn	199
Supply Voltage	5 V
Size	90 mm x 90 mm x 5 mm
Weight	30 g
Inductance	12 mH

สำหรับระบบ ADCS จะเลือกใช้ MCU 32 bit เนื่องจากระบบ ADCS เป็นระบบที่มีความซับซ้อน ต้องการ MCU ที่มีการประมวลผลที่ความเร็วค่อนข้างสูง

8.5 ระบบย่อยการจัดการคำสั่งและข้อมูล (Command and Data Handling Subsystem, CDH)

อุปกรณ์ส่วนใหญ่ภายในบนบอร์ดจะทำการเชื่อมต่อสื่อสารกันด้วย Main I2C Bus ดังแสดงในรูปที่ 8.9 โดยอุปกรณ์หลักของระบบ CDH มีดังนี้

- OBC (On-Board Computer)
- FRAM
- EEPROM
- I2C Multiplexer



รูปที่ 8.9 การเชื่อมต่อภายในของระบบ CDH

8.6 เพย์โหลด (Payload) หรือกล้องถ่ายรูป (Camera, CAM)

เป้าหมายหลักในการออกแบบระบบกล้อง คือ ระบบกล้องสามารถติดตั้งอยู่ในตัวดาวเทียมซึ่งมีขนาดที่จำกัดได้ มีความทนทานต่อการใช้งาน และเป็นไปตามข้อกำหนด ดังต่อไปนี้

1. ถ่ายภาพด้วยความละเอียดอย่างน้อยที่สุด คือ VGA (640x480) และความละเอียดมากที่สุด คือ Full HD (1920x1080) ในรูปแบบไฟล์ JPEG
2. การถ่ายภาพแบบ HDR
3. ถ่ายแบบต่อเนื่อง (snap shot) 14 ภาพขึ้นไป ด้วยความละเอียด QQVGA (160x120)

จากเป้าหมายหลักในการออกแบบ จึงได้เลือกใช้ CMOS camera OV5642 เนื่องจากกล้อง OV5642 มีประสิทธิภาพสูง สามารถควบคุมอัตราการถ่ายภาพในเวลา 1 วินาทีได้ (Frame Rate) เช่น Mirror Scaling

Cropping Panning รองรับภาพได้ตั้งแต่ขนาด 5 Megapixel ลงมา เก็บข้อมูลภาพเป็น Bayer Raw, RGB, YCbCr, YUV, JPEG Compression สามารถปรับค่า Saturation Exposure, White Balance, Band Filter, Black Level Calibration ได้อัตโนมัติ สามารถรองรับการควบคุมโฟกัสอัตโนมัติ (Auto Focus Control) และสั่งการทำงานเป็น Video หรือ Snapshot ได้อีกด้วย

โดยรายการอุปกรณ์หลักของระบบ CAM มีดังนี้

- Lens
- CMOS sensor
- FIFO
- FRAM
- MCU

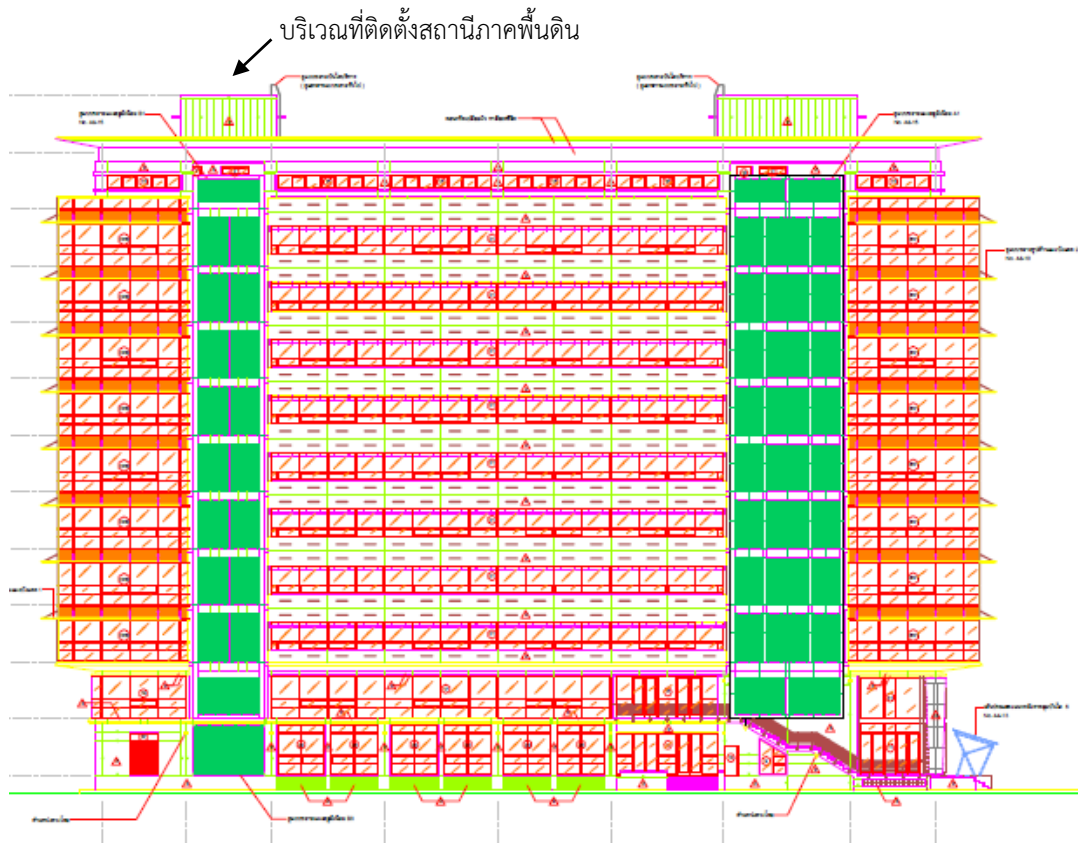
บทที่ 9

การติดตั้งสถานีรับส่งสัญญาณและ ควบคุมดาวเทียม (Ground Station)

สถานีรับส่งสัญญาณเป็นองค์ประกอบของระบบสื่อสาร ซึ่งทำหน้าที่ส่งสัญญาณคำสั่งและการควบคุมต่างๆ จากโลกไปยังดาวเทียมที่จัดสร้างและส่งเข้าสู่วงโคจรในอวกาศ รวมทั้งรับสัญญาณที่ส่งมาจากดาวเทียมที่อยู่บนวงโคจรมายังโลก เช่น ข้อมูลสถานะต่างๆ ของดาวเทียม ภาพถ่ายพื้นผิวโลก หรือภาพอื่นๆ ที่ถ่ายได้จากวงโคจร เพื่อนำมาใช้ประโยชน์ในด้านการสำรวจทรัพยากร การเฝ้าระวังภัยพิบัติ หรือการศึกษาต่อไป โดยเมื่อมีการติดตั้งสถานีดาวเทียมขึ้น ก็จะสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมที่โคจรๆทำการสร้างและจัดส่งขึ้นสู่วงโคจร รวมทั้งสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมดวงอื่นๆ และสถานีอวกาศนานาชาติ (International Space Station: ISS) ประสบการณ์การก่อสร้างสถานีภาคพื้นดินในโครงการนี้ จึงเป็นองค์ประกอบที่สำคัญต่อการพัฒนาเทคโนโลยีดาวเทียมของประเทศ เนื่องจากสามารถก่อให้เกิดความร่วมมือกับประเทศอื่นๆ ได้ในระดับสากล เช่น การเข้าเป็นสมาชิกเครือข่ายสถานีภาคพื้นดิน (Ground Station Network) ซึ่งเป็นความพยายามที่จะใช้สถานีภาคพื้นดินที่ตั้งอยู่ในประเทศต่างๆ ทั่วโลก ร่วมกันในการรับสัญญาณดาวเทียมและนำข้อมูลที่รับได้มารวมกันให้เป็นข้อมูลชุดเดียวบนโลก ผ่านเครือข่ายสื่อสารอินเทอร์เน็ตภาคพื้นดิน เนื่องจากสำหรับดาวเทียมวงโคจรต่ำ (Low Earth Orbit: LEO) จะมีช่วงเวลาการรับสัญญาณที่สั้น เมื่อเคลื่อนที่ผ่านท้องฟ้าในบริเวณที่ตั้งของสถานีภาคพื้นดินเท่านั้น การร่วมกันรับสัญญาณดาวเทียมโดยสถานีภาคพื้นดินที่กระจายอยู่ในหลายๆ ประเทศ จึงเป็นการเพิ่มเวลาในการรับสัญญาณจากดาวเทียมได้เป็นอย่างมาก และไม่ต้องการการรับสัญญาณจนครบถ้วนโดยสถานีเดียวในหลายรอบวงโคจร

9.1 บริเวณที่ติดตั้งสายอากาศสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม

โครงการฯ ดำเนินการจัดตั้งสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียมภาคพื้นดินบริเวณดาดฟ้าของอาคารบัณฑิตวิทยาลัยวิศวกรรมศาสตรนานาชาติสิรินธรไทย-เยอรมัน (TGGS) มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ เลขที่ 1518 ถนนประชาราษฎร์ 1 แขวงวงศ์สว่าง เขตบางซื่อ กรุงเทพฯ เนื่องจากเป็นบริเวณที่ไม่มีอาคารอื่นๆ บังทิศทางการรับส่งสัญญาณดาวเทียมที่จะจัดส่งขึ้นสู่วงโคจร สำหรับตำแหน่งพิกัดทางภูมิศาสตร์ของสถานีคือ (13° 49'8.65 "N, 100° 30'49.30" E) รูปที่ 9.1 แสดงบริเวณที่ติดตั้งสายอากาศรับส่งสัญญาณ



รูปที่ 9.1 บริเวณที่ติดตั้งสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม

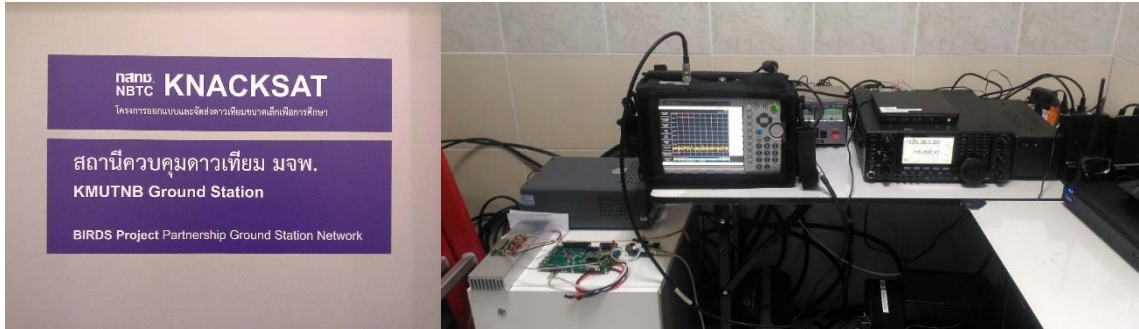
ก่อนการติดตั้งสายอากาศ จะต้องมีการติดตั้งสายล่อฟ้า เพื่อป้องกันฟ้าผ่าที่จะทำให้เกิดความเสียหายต่ออุปกรณ์ของสถานีได้ โครงการฯจึงทำการติดตั้งสายล่อฟ้าทั้งหมดสี่ต้น รอบบริเวณที่จะติดตั้งสายอากาศ

โดยมีพื้นที่การป้องกันครอบคลุมบริเวณที่ติดตั้งสายอากาศ สำหรับฐานที่ติดตั้งทำด้วยเหล็กกล้าวาล์นซ์ ประกอบขึ้นเป็นฐาน จากนั้นจึงทำการถ่วงน้ำหนักบริเวณฐานสายอากาศด้วยแท่งปูน ซึ่งได้ทำการคำนวณให้รับแรงลมได้ถึง 120 กิโลเมตรต่อชั่วโมง สำหรับการติดตั้งสายอากาศที่บริเวณดาดฟ้าของอาคาร TGGS แสดงดังรูปที่ 9.2



รูปที่ 9.2 การติดตั้ง Rotator และสายอากาศสำหรับรับส่งสัญญาณ ที่บริเวณดาดฟ้าอาคาร

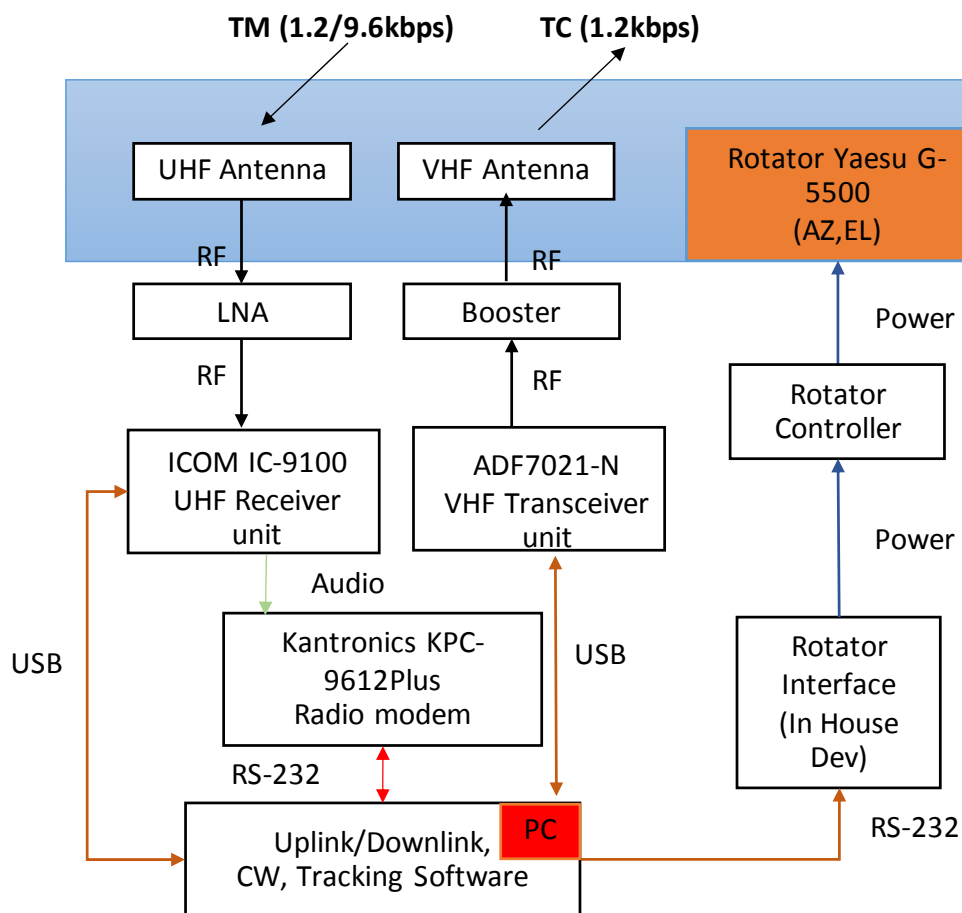
หลังจากติดตั้งฐานแล้ว ขั้นตอนต่อไปเป็นการตั้งเสาเพื่อติดตั้ง Rotator เพื่อทำการหมุนทิศทางของสายอากาศ ให้หันไปในทิศทางเคลื่อนที่ของดาวเทียม ทำการติดตั้งสายอากาศย่าน VHF สำหรับภาคส่ง และสายอากาศย่าน UHF สำหรับภาครับ ปรับแต่งค่า VSWR ของสายอากาศแต่ละต้น แล้วทำการเชื่อมต่อสัญญาณด้วยสายนำสัญญาณแกนร่วม ยาวประมาณ 30 เมตร ลงมายังบริเวณชั้น 11 ของอาคาร ซึ่งเป็นที่ตั้งของห้องสถานีควบคุมดาวเทียม รูปที่ 9.3 แสดงห้องสถานีควบคุมดาวเทียม และอุปกรณ์ภายในห้องรับส่งสัญญาณ



รูปที่ 9.3 ห้องควบคุมดาวเทียม และอุปกรณ์ภายในห้อง

9.2 แผนผังการทำงานของสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม

แผนผังการทำงานของสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม แสดงดังรูปที่ 9.4 และตารางที่ 9.1 แสดงสรุปรายละเอียดโครงสร้างและอุปกรณ์ของสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม



รูปที่ 9.4 แผนผังการทำงานของสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม

ตารางที่ 9.1 รายละเอียดโครงสร้างและอุปกรณ์ของสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม

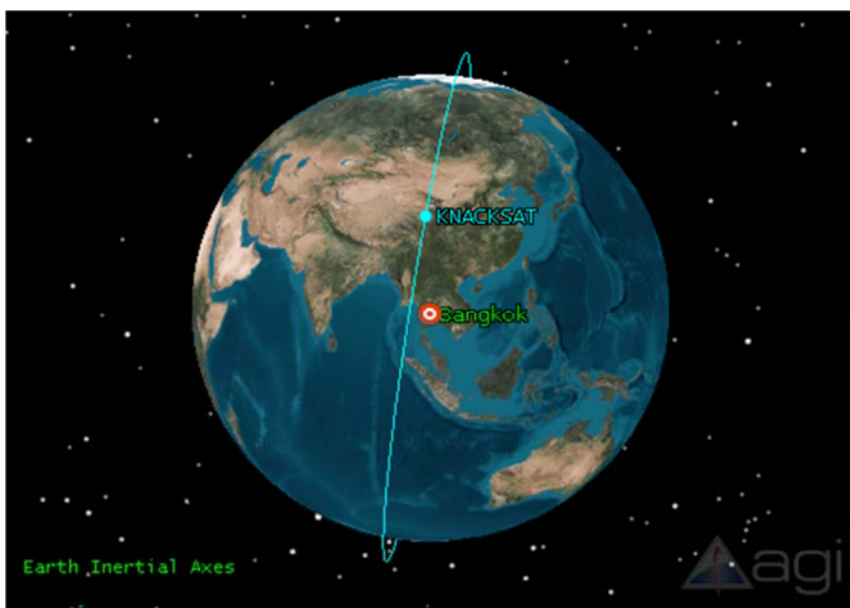
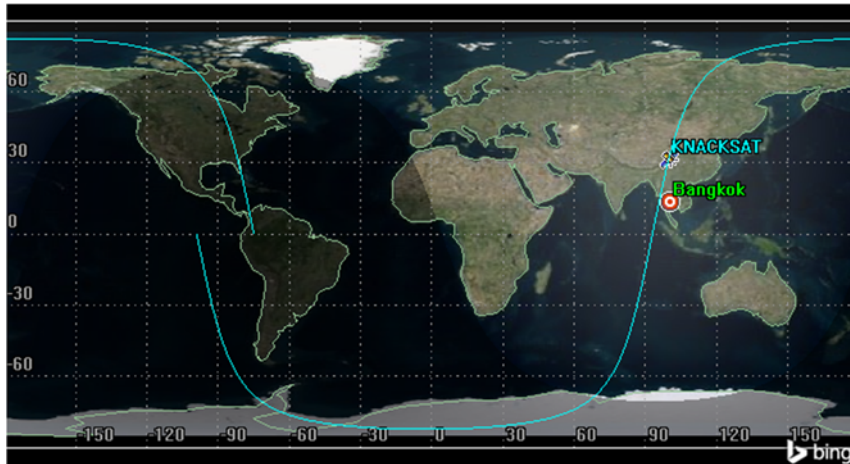
อุปกรณ์	คุณลักษณะ
สายอากาศย่าน VHF สำหรับส่งสัญญาณควบคุมไปยังดาวเทียมที่อยู่บนวงโคจร	สายอากาศชนิด YAGI 10 elements อัตราขยาย 12.41 dBi
สายอากาศย่าน UHF สำหรับรับสัญญาณจากดาวเทียมบนวงโคจร	สายอากาศชนิด YAGI 20 elements (m2 Antenna System Inc. 436CP42UG อัตราขยาย 18.9 dBi
วิทยุรับส่งสัญญาณ	ICOM IC 9100 http://www.icomamerica.com/en/products/amateur/hf/9100/specifications.aspx
ฐานและเสากลางสำหรับติดตั้ง Rotator และคานยึดสายอากาศ	ฐานและเสากลางทำจากเหล็กชุบสังกะสี คานยึดสายอากาศทำจากไฟเบอร์กลาส
Low Noise Amplifier	Mirage KP-2/440 Gain: from 15 dB to greater than 25 dB Noise figure: less than 1 dB
เครื่องส่งสัญญาณย่านความถี่ VHF	โครงการประดิษฐ์ขึ้นโดยใช้ชิป ADF7021-N และวงจรขยายกำลัง ที่มีกำลังส่งประมาณ 50 วัตต์
Rotator และเครื่องควบคุม	YAESU G-5500, Azimuth turning range 450°, Elevation rotation range 180°.
Terminal Node Control	Kantronics KPC-9612 Plus Radio Modem
เครื่องคอมพิวเตอร์ที่ติดตั้งโปรแกรม ควบคุมและโปรแกรมหาตำแหน่งของดาวเทียม	Orbitron + WispDDE (Satellite Tracking Software) โปรแกรมควบคุมการแทรกกิ่งสายอากาศ และปรับเปลี่ยนความถี่เนื่องจาก Doppler Shift

นอกจากอุปกรณ์หลักในการรับส่งสัญญาณแล้ว ภายในห้องสถานียังต้องมีการติดตั้งเครื่องปรับอากาศ และเชื่อมต่อสายสัญญาณจากสายอากาศบนดาวเทียมเข้าสู่เครื่องวิทยุ รวมทั้งติดตั้งกล่องวงจรปิดเพื่อตรวจสอบการหมุนสายอากาศในแนวอาซิมุทและมุมก้มเงย เพื่อการแทรกกิ่งดาวเทียม

9.3 การวิเคราะห์การสื่อสารระหว่างสถานีภาคพื้นดินและดาวเทียม KNACKSAT

โครงการฯ ได้ดำเนินการวิเคราะห์การสื่อสารระหว่างสถานีภาคพื้นดินและดาวเทียม KNACKSAT โดยมีรายละเอียด ดังต่อไปนี้

1. การ Matching ของสายอากาศ: หลังการปรับ Matching ของสายอากาศ ทำให้สามารถวัดค่า SWR ได้ 1.63 สำหรับสายอากาศ VHF และ 1.28 สำหรับสายอากาศ UHF
2. การวิเคราะห์ Link Budget: จากการวิเคราะห์ Link Budget พบว่า มีค่า Margin ประมาณ 6.44 dB สำหรับ GMSK Downlink 28.4 dB CW Downlink และ 31 dB สำหรับ FSK Uplink
3. การ Tracking: จากผลการจำลองวงโคจรด้วยโปรแกรม STK ของดาวเทียม KNACKSAT (Inclination 97.7 องศา และความสูงวงโคจร 575 กิโลเมตร) ดังแสดงในรูปที่ 9.5 พบว่า ดาวเทียมมีค่า Azimuth Rate และ Elevation Rate สูงสุดเท่ากับ 1.5 และ 0.85 องศาต่อวินาที ตามลำดับ เมื่อเปรียบเทียบกับค่าอัตราการหมุนของ Rotator ซึ่งเท่ากับ 2.68 และ 6.20 องศาต่อวินาที ตามลำดับ ดังแสดงในรูปที่ 9.6 จะพบว่า Rotator มีขีดความสามารถในการหมุนที่เร็วกว่าค่าของการโคจรของดาวเทียม ดังนั้น Rotor สามารถหมุนสายอากาศ track การเคลื่อนที่ของดาวเทียมเมื่อโคจรผ่านท้องฟ้าเหนือสถานีภาคพื้นดินได้ทัน



รูปที่ 9.5 การจำลองวงโคจร

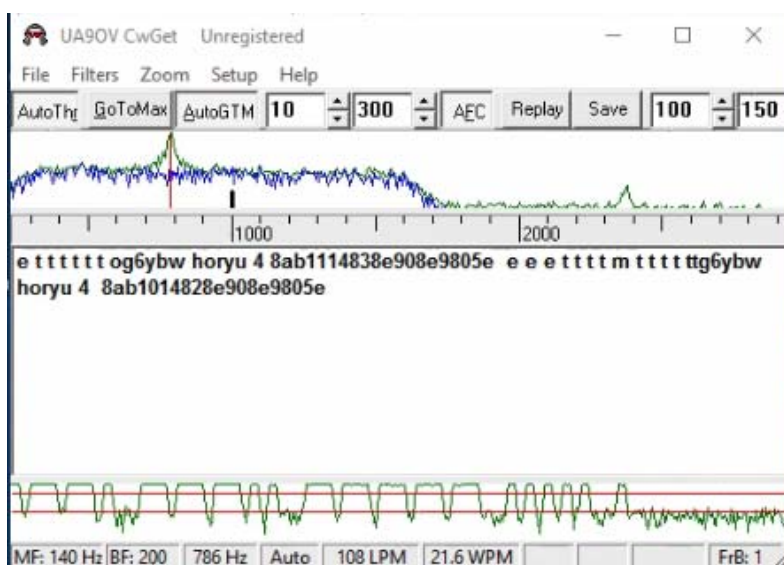
G-5500 Antenna Azimuth-Elevation Rotators & Controller Instruction Manual

SPECIFICATIONS

Voltage requirement:	110-120 or 200-240 VAC
Motor voltage:	24 VAC
Rotation time (approx., @60Hz):	Elevation (180°): 67 sec. Azimuth (360°): 58 sec.
Maximum continuous operation:	5 minutes
Rotation torque:	Elevation: 14 kg-m (101 ft-lbs) Azimuth: 6 kg-m (44 ft-lbs)
Braking torque:	Elevation: 40 kg-m (289 ft-lbs) Azimuth: 40 kg-m (289 ft-lbs)
Vertical load:	200 kg (440 lbs)

รูปที่ 9.6 ข้อมูล Rotator

- การทดสอบ Track ดาวเทียมดวงอื่น: ได้ทดสอบการทำงานด้วยการทำ Auto Tracking และรับสัญญาณ Beacon (CW) ของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่นดวงอื่นๆ ประกอบด้วย ดาวเทียม XI-IV (Inclination 98.69 องศา และความสูงวงโคจร 820 กิโลเมตร), ดาวเทียม XI-V (Inclination 97.86 องศา และความสูงวงโคจร 682 กิโลเมตร), ดาวเทียม Prism (Inclination 98.04 องศา และความสูงวงโคจร 627 กิโลเมตร) และดาวเทียม Horyu4 (Inclination 31.00 องศา และความสูงวงโคจร 565 กิโลเมตร) ซึ่งพบว่า สามารถทำงานและรับสัญญาณได้อย่างถูกต้อง ตัวอย่างการรับสัญญาณ beacon ของดาวเทียม Horyu4 แสดงในรูปที่ 9.7 นอกจากนี้ โครงการฯ ยังได้ทดลองรับสัญญาณจากสถานีอวกาศนานาชาติ ISS ที่ทำการส่งสัญญาณภาพระบบ SSTV เพื่อให้วิทยุสมัครเล่นทั่วโลกได้ทดลองรับสัญญาณ เนื่องในโอกาสครบรอบ 20 ปี โครงการวิทยุสมัครเล่นบน ISS โดยภาพที่สถานีดาวเทียม KNACKSAT สามารถรับได้ แสดงในรูปที่ 9.8



รูปที่ 9.7 การรับสัญญาณ Beacon ของดาวเทียม Horyu4



รูปที่ 9.8 ภาพที่รับสัญญาณโดยตรงจากสถานีอวกาศนานาชาติ ในระบบ Slow Scan TV ในโอกาสครบรอบ 20 ปีโครงการวิทยุสมัครเล่นบน ISS

ดังนั้น จากผลการดำเนินการข้างต้นแสดงให้เห็นได้ว่า สถานีควบคุมภาคพื้นดินมีขีดความสามารถสื่อสารกับดาวเทียม KNACKSAT ที่จะส่งขึ้นสู่วงโคจรได้

9.4 การทดสอบการสื่อสารระยะไกล

การทดสอบการสื่อสารระยะไกลเป็นส่วนหนึ่งของการทดสอบที่จำเป็นระหว่างพัฒนาดาวเทียม การทดสอบนี้มีไว้สำหรับตรวจสอบ Communication Link ระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดิน โดยมีวัตถุประสงค์หลักของการทดสอบ คือ (1) เพื่อจำลองความแรงของสัญญาณวิทยุที่สถานีภาคพื้นดินจะได้รับเมื่อดาวเทียมอยู่ในวงโคจร โดยการเพิ่มตัวลดทอนสัญญาณวิทยุ (Attenuator) เข้าไปในระบบย่อยสื่อสารของดาวเทียม และ (2) เพื่อตรวจสอบการทำงานของสถานีภาคพื้นดินและดาวเทียม โดยจะมีการส่งชุดคำสั่งจากสถานีภาคพื้นดินไปสั่งงานดาวเทียม หลังจากดาวเทียมรับชุดคำสั่งได้แล้วจะทำงานแล้วส่งสัญญาณกลับมาที่สถานีภาคพื้นดิน

9.4.1 การวิเคราะห์ประกอบการทดสอบ

การทดสอบสื่อสารระยะไกลได้ทำการทดสอบการสื่อสารจากสถานีภาคพื้นดินดาวเทียม KNACKSAT ณ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ ไปยังดาวเทียม KNACKSAT ตัวต้นแบบวิศวกรรม (Engineering Model) ที่ถูกติดตั้งเพื่อทำการทดสอบ ณ คาตฟ้าอาคารเรียน มหาวิทยาลัยราชพฤกษ์ ซึ่งอยู่ห่างจากสถานีภาคพื้นดิน 6 กิโลเมตร ดังแสดงในรูปที่ 9.9



รูปที่ 9.9 สถานที่ทดสอบการสื่อสารระยะไกล

ดาวเทียม KNACKSAT จะโคจรที่ความสูง 575 กิโลเมตรเหนือพื้นดิน จากข้อมูลความสูงของดาวเทียม สามารถคำนวณค่าสูญเสียของสัญญาณระหว่างสถานีภาคพื้นดินและดาวเทียม ณ จุดที่ดาวเทียมอยู่ไกลสถานีภาคพื้นดินมากที่สุดได้

ในการทดสอบครั้งนี้กำหนดให้จุดที่ดาวเทียมทำมุมเงย 10 องศา เป็นระยะการสื่อสารที่ไกลที่สุด ระยะทางสื่อสารที่ไกลสุด $d(\epsilon_0)$ สามารถคำนวณ โดยการแทนค่าความสูงวงโคจร H และมุมเงย ϵ_0 ลงในสมการที่ 9.1

$$d(\epsilon_0) = R_e \left\{ \sqrt{\left(\frac{H+R_e}{R_e}\right)^2 - \cos^2 \epsilon_0} - \sin \epsilon_0 \right\} \quad (9.1)$$

ซึ่งจะได้ว่า ขณะที่ดาวเทียมโคจรทำมุมเงย 10 องศากับสถานีภาคพื้นดิน ดาวเทียมจะมีระยะทางห่างจากสถานีภาคพื้นดิน 2,268 กิโลเมตร ค่าการสูญเสียสัญญาณระหว่างสถานีภาคพื้นดินและดาวเทียม (FSPL) สามารถคำนวณได้โดยการแทนค่า ระยะทางสื่อสารที่ไกลสุด d และความถี่ใช้งาน f ลงในสมการที่ 9.2

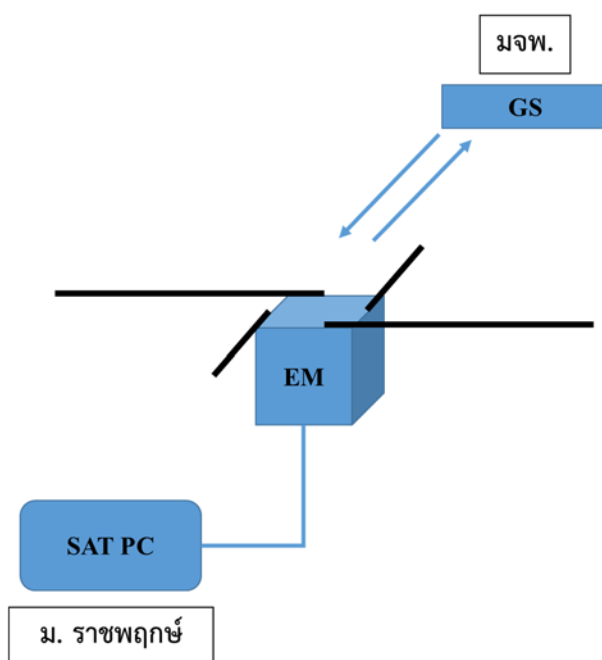
$$FSPL (dB) = 20\log_{10}(d) + 20\log_{10}(f) + 32.45 \quad (9.2)$$

จะได้ว่า ณ ความถี่ UHF 435.635 MHz มีค่า FSPL ที่ระยะทาง 2,268 กิโลเมตร เท่ากับ 152.33 dB และที่ระยะทาง 6 กิโลเมตร มีค่าเท่ากับ 100.79 dB และ ณ ความถี่ VHF 145 MHz มีค่า FSPL ที่ระยะทาง 2,268 กิโลเมตร เท่ากับ 142.84 dB และที่ระยะทาง 6 กิโลเมตร มีค่าเท่ากับ 91.29 dB

จากการคำนวณพบว่า หากต้องการจำลองการสื่อสารในสถานะที่ดาวเทียมอยู่ไกลสถานีภาคพื้นดินมากที่สุด จะต้องเพิ่มตัวลดทอนสัญญาณในระบบย่อยสื่อสารในดาวเทียม ซึ่งจะมีค่าเท่ากับส่วนต่างระหว่างค่าการสูญเสียที่ระยะทาง 2,268 กิโลเมตร และระยะทาง 6 กิโลเมตร ซึ่งในย่าน UHF มีค่าเท่ากับ 51.54 dB และย่าน VHF มีค่าเท่ากับ 51.55 หรือมีค่าประมาณ 50 dB

9.4.2 รูปแบบการทดสอบ

ในการทดสอบ ดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรม KNACKSAT ถูกนำไปติดตั้ง ณ อาคารเรียนของมหาวิทยาลัยราชพฤกษ์ ดาวเทียมต่อกับคอมพิวเตอร์เพื่อสังเกตการทำงานและเก็บค่าการทำงานระหว่างทดสอบ ระหว่างการทดสอบดาวเทียมถูกเปิดการทำงานเพื่อรอสัญญาณชุดคำสั่งจากสถานีภาคพื้นดิน เมื่อดาวเทียมได้รับชุดคำสั่งจะส่งสัญญาณกลับมายังสถานีภาคพื้นดิน รูปแบบการทดสอบสื่อสารระยะไกลแสดงในรูปที่ 9.10 และรูปที่ 9.11 แสดงการติดตั้งดาวเทียม ณ จุดทดสอบ



รูปที่ 9.10 รูปแบบการทดสอบสื่อสารระยะไกล



รูปที่ 9.11 การติดตั้งดาวเทียม ณ จุดทดสอบ

9.4.3 ผลการทดสอบ

สถานีภาคพื้นดินประสบความสำเร็จในการส่งชุดคำสั่งไปควบคุมดาวเทียม และรับสัญญาณข้อมูลภารกิจจากดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรม ตามรายละเอียดในตารางที่ 9.2

ตารางที่ 9.2 ผลการทดสอบการควบคุมดาวเทียมและการรับส่งข้อมูล

ภารกิจ	ผลการทดสอบ
CW Beacon	- สถานีภาคพื้นดินสามารถรับสัญญาณได้
GMSK Downlink	- ดาวเทียมสามารถรับชุดคำสั่ง - ดาวเทียมส่งสัญญาณ GMSK Downlink - สถานีภาคพื้นดินสามารถรับสัญญาณและถอดรหัสข้อมูลได้

ระหว่างการทดสอบสามารถวัดความแรงของสัญญาณ GMSK Downlink ณ สถานีภาคพื้นดิน ค่าความแรงของสัญญาณได้แสดงไว้ในตารางที่ 9.3 และผลการทดสอบมีค่าเป็นไปตามการวิเคราะห์ค่าความแรงสัญญาณโดยใช้สมการที่ 9.3

$$P_{Rx} = P_{Tx} - FSPL - Atten. + G_{Tx} + G_{Rx} - L_{Tx+Rx} \quad (9.3)$$

โดยที่ P_{Rx} คือ ความแรงสัญญาณที่เครื่องรับ
 P_{Tx} คือ ความแรงสัญญาณที่เครื่องส่งดาวเทียมเท่ากับ 29.03 dBm (0.8 W)

- Atten คือ ค่าตัวลดทอนสัญญาณ
- G_{Tx} คือ อัตราขยายของสายอากาศเครื่องส่ง คิดในสถานะแย่งสุดเท่ากับ 0 dB
- G_{Rx} คือ อัตราขยายของสายอากาศเครื่องรับเท่ากับ 18.9 dB
- L_{Tx+Rx} คือ ค่าสูญเสียรวมในระบบ (รวมถึงค่าสูญเสียในเครื่องรับ เครื่องส่ง และสายนำสัญญาณ) คิดเป็น 10 dB

ซึ่งจากสมการที่ 9.3 จะได้ค่าความแรงของสัญญาณดังสรุปในตารางที่ 9.4

ตารางที่ 9.3 ผลการวัดความแรงสัญญาณ ณ สถานีภาคพื้นดิน

ค่าตัวลดทอนสัญญาณ	ความแรงสัญญาณที่วัดได้
ไม่ใส่	-63 dBm
10	-70 dBm
20	-80 dBm
30	-90 dBm
40	-93 dBm
50	-93 dBm

ตารางที่ 9.4 ค่าความแรงสัญญาณโดยประมาณจากการคำนวณ

ค่าตัวลดทอนสัญญาณ	ความแรงสัญญาณที่คำนวณได้
ไม่ใส่	-62.86 dBm
10	-72.86 dBm
20	-82.86 dBm
30	-92.86 dBm
40	-102.86 dBm
50	-112.86 dBm

จากตารางที่ 9.3 และตารางที่ 9.4 เมื่อเปรียบเทียบค่าความแรงสัญญาณจากการทดสอบและจากการคำนวณ ในขณะที่ไม่ใส่ตัวลดทอนสัญญาณไปจนถึงใส่ตัวลดทอนสัญญาณค่า 30 dB ซึ่งถือว่าค่าความแรงสัญญาณที่วัดได้เป็นไปตามการคำนวณ อย่างไรก็ตาม ในกรณีที่ใส่ตัวลดทอนสัญญาณค่า 40 และ 50 dB พบว่าสัญญาณเกิดการ Couple จึงทำให้ไม่สามารถลดทอนสัญญาณเพิ่มเติมได้อีก ค่าสัญญาณที่วัดได้ จึงมีค่าสูงกว่าค่าที่ได้จากการคำนวณ

บทที่ 10

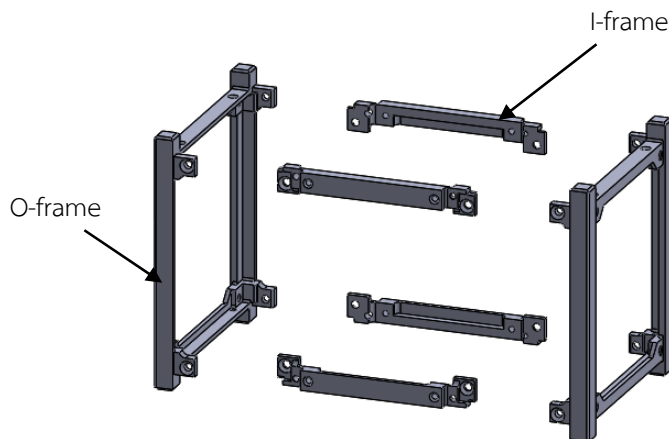
การสร้างดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรม (Engineering Model, EM)

ในบทนี้จะกล่าวถึงผลการสร้างดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรม (Engineering Model) ซึ่งคณะผู้วิจัยได้ทำการศึกษาและออกแบบไว้ รวมถึงการทดสอบการทำงานเบื้องต้นเพื่อวิเคราะห์ชิ้นส่วนหลักและวงจรที่จำเป็นในแต่ละระบบย่อย และการทดสอบการทำงานรวมของระบบ (Integration Test) โดยได้แบ่งระบบย่อยออกเป็น 6 ระบบย่อย ดังนี้

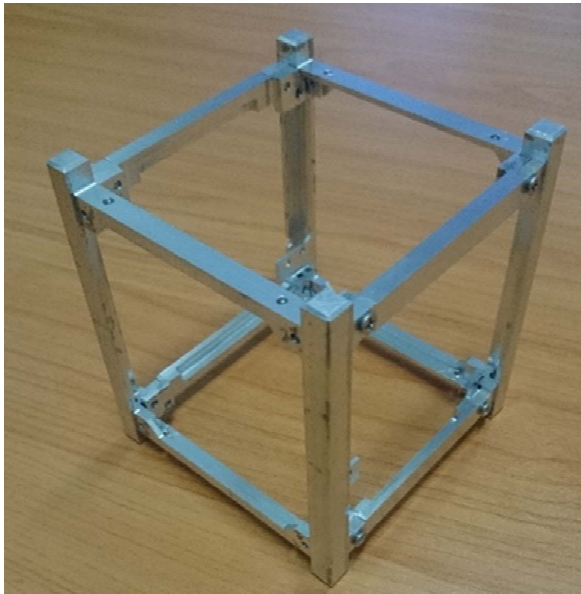
1. ระบบย่อยโครงสร้าง (Structure Subsystem, STR)
2. ระบบย่อยไฟฟ้าต้นกำลัง (Electrical Power Subsystem, EPS)
3. ระบบย่อยการสื่อสาร (Communication Subsystem, COMM)
4. ระบบย่อยการจัดการคำสั่งและข้อมูล (Command and Data Handling, CDH)
5. ระบบย่อยการหาและควบคุมการทรงตัว (Attitude Determination & Control System, ADCS)
6. เพย์โหลด (Payload) หรือกล้องถ่ายรูป (Camera, CAM)

10.1 ระบบย่อยโครงสร้าง (Structure Subsystem, STR)

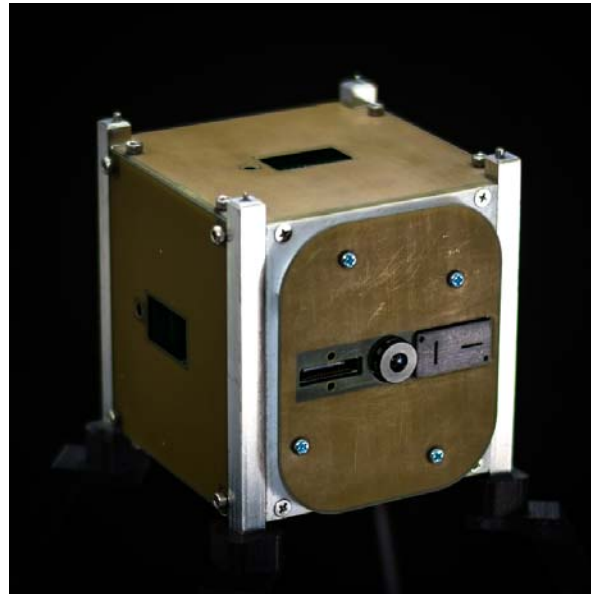
โครงสร้างหลักของดาวเทียม KNACKSAT ประกอบด้วย โครงสร้าง O-frame 2 ชั้น และโครงสร้าง I-frame 4 ชั้น (แสดงดังรูปที่ 10.1) โครงสร้างยึดติดกันด้วย Stainless Steel Screw M3x5 สำหรับวัสดุที่เลือกใช้สำหรับโครงสร้างหลัก คือ Aluminum 7075 เหมือนกับวัสดุที่ใช้ทำ P-POD เพื่อต้องการให้โครงสร้างมีค่า Thermal Expansion เท่ากัน รูปที่ 10.2 แสดงรูปถ่ายของโครงสร้างที่จัดสร้างเสร็จแล้ว



รูปที่ 10.1 โครงสร้างหลักของ KNACKSAT



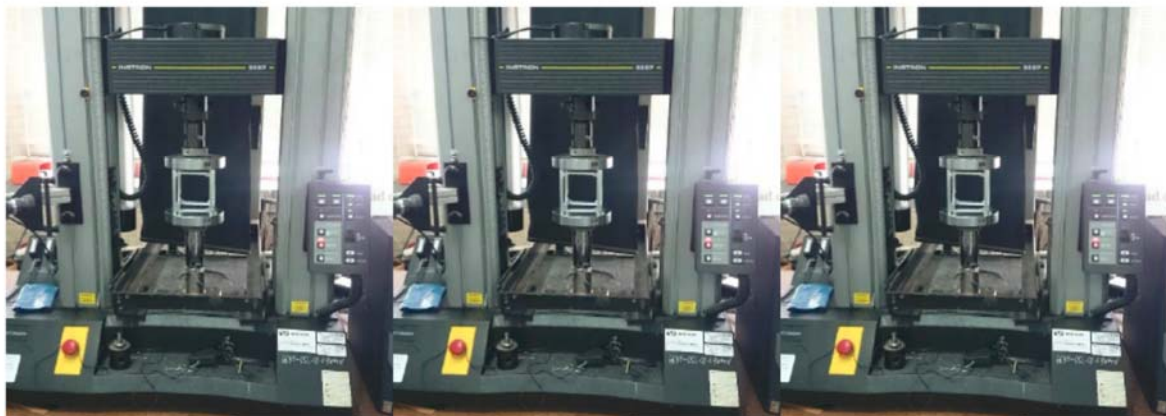
(ก)



(ข)

รูปที่ 10.2 โครงสร้างที่ประกอบเสร็จแล้ว (ก) เฉพาะโครงสร้าง (ข) เมื่อประกอบเข้ากับชิ้นส่วนภายนอกอื่นๆ

โครงการได้ทำการวิเคราะห์ความแข็งแรงของโครงสร้างโดยใช้แรง Quasi Static ซึ่งเป็นภาระแรงสูงสุดที่กระทำกับดาวเทียมในขณะที่ส่งดาวเทียมขึ้นสู่วงโคจร ตามข้อกำหนดของข้อมูลจรวดที่ใช้ส่ง และการทดสอบเป็น 3 กรณี ดังแสดงในรูปที่ 10.3



(ก) กรณีที่ 1

(ข) กรณีที่ 2

(ค) กรณีที่ 3

รูปที่ 10.3 ตำแหน่งการวางของดาวเทียมและแรงที่ใช้กระทำขณะทำการทดสอบ

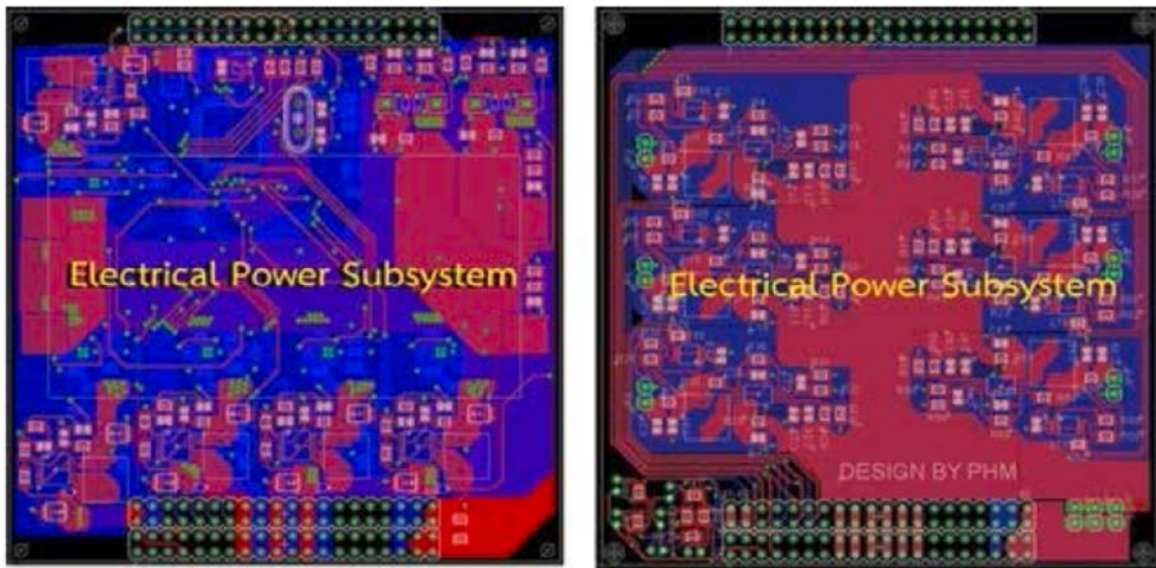
ผลลัพธ์ของการทดสอบการรับแรงทั้ง 3 กรณี พบว่า โครงสร้างสามารถรับแรง Static ได้ตามที่กำหนด โดยที่โครงสร้างไม่เกิดความเสียหาย (Visual Inspection) ผลการทดสอบสามารถสรุปได้ดังตารางที่ 10.1

ตารางที่ 10.1 ความสัมพันธ์ระหว่างแรงกดและระยะยึดตัวของดาวเทียม KNACKSAT

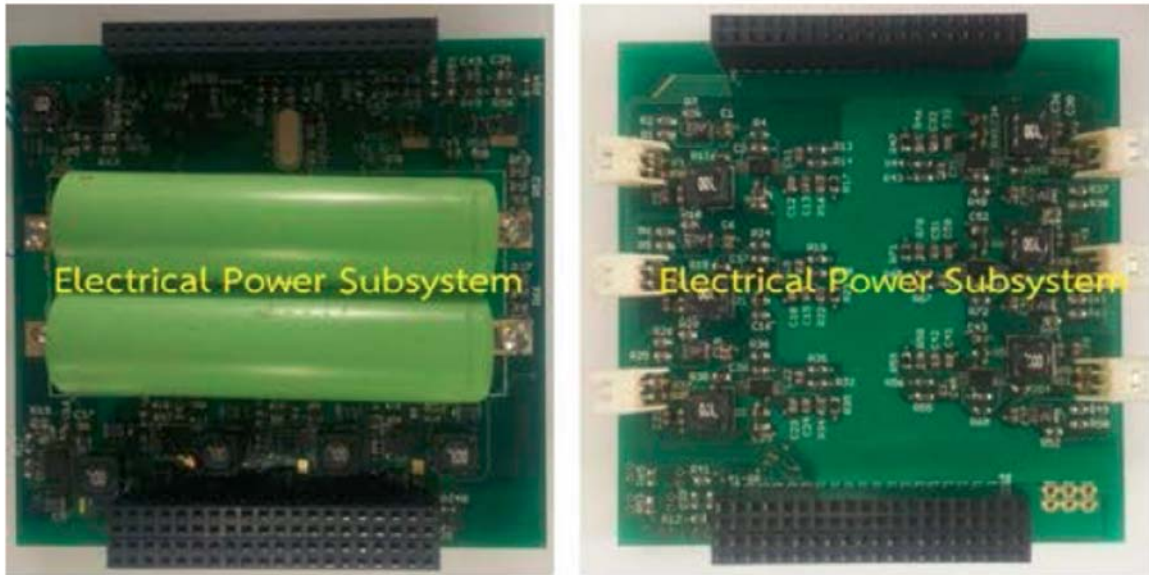
กรณีที่	แรงกด (N)	Total Deflection (μm)
1	310	113.1
2	20	6.32
3	101	37.78

10.2 ระบบย่อยไฟฟ้ากำลัง (Electrical Power Subsystem, EPS)

จากแผนผังการทำงานของระบบ EPS ซึ่งแสดงไว้ในบทที่ 5 ของรายงานฉบับนี้ ทางโครงการได้ดำเนินการออกแบบลายวงจร PCB ดังแสดงในรูปที่ 10.4 และได้ติดตั้งอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์บนแผ่น PCB เสร็จเรียบร้อยแล้วดังแสดงในรูปที่ 10.5



รูปที่ 10.4 ลายวงจร PCB ของระบบ EPS



รูปที่ 10.5 แผ่น PCB ของระบบ EPS (ซ้าย) บอร์ดควบคุมและจัดการพลังงาน (ขวา) บอร์ด Solar Cell

จากนั้นจึงทำการทดสอบการทำงานของระบบ EPS ในหัวข้อต่างๆ ได้แก่ การทดสอบวัด Power Consumption ของแต่ละระบบย่อย และการทดสอบหาประสิทธิภาพของ Regulator โดยผลการทดสอบแสดงในตารางที่ 10.2 และตารางที่ 10.3 ตามลำดับ

ตารางที่ 10.2 ผลการทดสอบ Power Consumption ของแต่ละระบบย่อย

ระบบย่อย	EST Power Consumption (mW)
CDH	200
EPS	150
ADCS	TBD
MTQ Coil	500/Coil
CAM	TBD
CW TX	614.379085
FM TX	6175.163399
RX	260.5228758
Antenna Deploy	4500

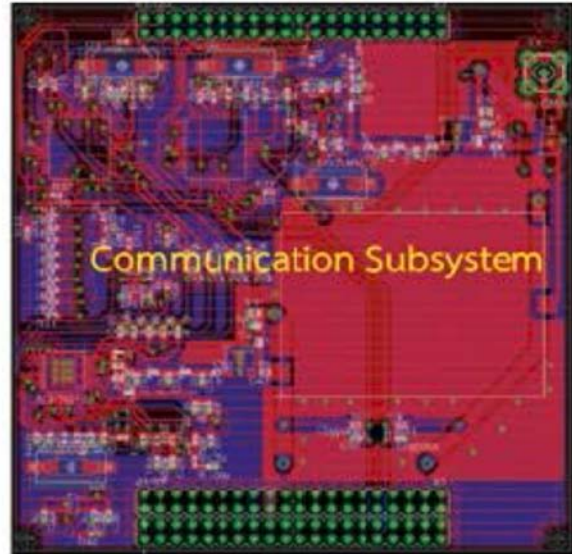
ตารางที่ 10.3 ผลการทดสอบประสิทธิภาพของ Regulator

Current (mA)	Regulator	Power Input (mW)	Power Output (mW)	Efficiency (%)
100	Elec	543.4	465	84
	TX	545.3	468	85.82
	RX	565.8	478	84.58
	MTQ	553.5	471	85.18
200	Elec	1,135.7	900	79.25
	TX	1,184.9	950	80.17
	RX	1,156.2	900	77.8
	MTQ	1,107	900	81.3
330	Elec	1,893.3	1,580	81.87
	TX	1,996.7	1,600	80.1
	RX	2,037.7	1,600	78.52
	MTQ	1,988.5	1,600	80.46

จากผลการทดสอบพบว่า ระบบ EPS สามารถทำงานได้ถูกต้องและเป็นไปตามข้อกำหนดการออกแบบ

10.3 ระบบย่อยการสื่อสาร (Communication Subsystem, COMM)

จากแผนผังการทำงานของระบบ COMM ซึ่งแสดงไว้ในบทที่ 5 ตามแนวทาง A ทางโครงการได้ดำเนินการออกแบบลายวงจร PCB ดังแสดงในรูปที่ 10.6 และได้ติดตั้งอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์บนแผ่น PCB เสร็จเรียบร้อยแล้วดังแสดงในรูปที่ 10.7



รูปที่ 10.6 ลายวงจร PCB ของระบบ COMM

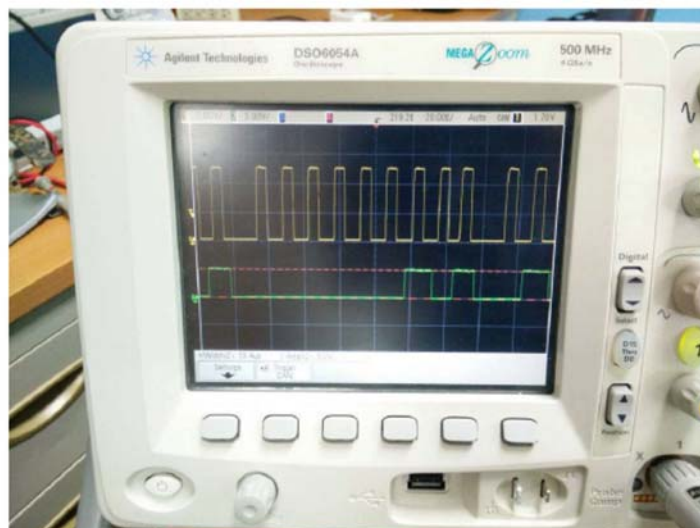


รูปที่ 10.7 แผ่น PCB ของระบบ COMM (ซ้าย) บอร์ด RX (ขวา) บอร์ด TX

จากนั้นจึงทำการทดสอบการทำงานของระบบ COMM ในหัวข้อต่างๆ ได้แก่ การทดสอบการส่งสัญญาณผ่านคลื่นวิทยุ และการทดสอบการส่งข้อมูลดิจิทัลผ่าน I2C bus โดยผลการทดสอบแสดงดังรูปที่ 10.8 และรูปที่ 10.9 ตามลำดับ จากผลการทดสอบพบว่า ระบบ COMM สามารถรับและส่งสัญญาณคลื่นวิทยุได้ตามที่ออกแบบไว้



รูปที่ 10.8 การทดสอบส่งสัญญาณข้อมูลผ่านคลื่นวิทยุแบบ FSK (9600bps)



รูปที่ 10.9 การส่งข้อมูลดิจิทัลผ่าน I2C bus

10.4 ระบบย่อยการจัดการคำสั่งและข้อมูล (Command and Data Handling, CDH)

จากแผนผังการทำงานของระบบ CDH ซึ่งแสดงไว้ในบทที่ 5 ทางโครงการได้ดำเนินการออกแบบลายวงจร PCB และได้ติดตั้งอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์บนแผ่น PCB เสร็จเรียบร้อยแล้วดังแสดงในรูปที่ 10.10



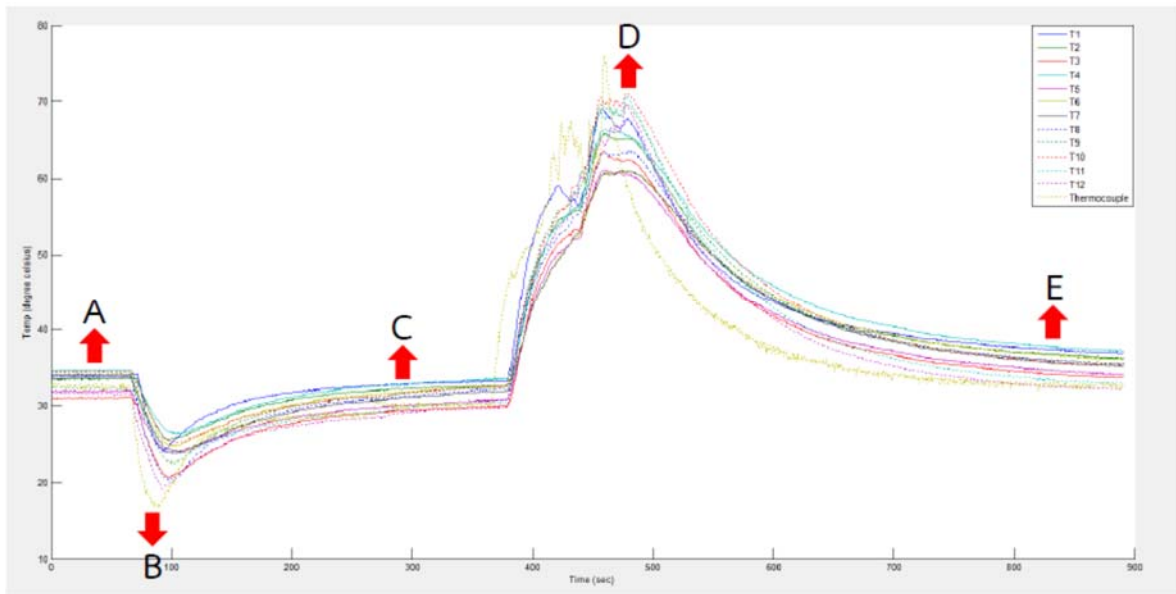
รูปที่ 10.10 (ซ้าย) ลายวงจร PCB ของระบบ CDH (ขวา) แผ่น PCB ของระบบ CDH

ในการทดสอบการทำงานของระบบ CDH จะพิจารณา 2 หัวข้อ ได้แก่ การทดสอบการส่งข้อมูลผ่าน I2C Bus และการทดสอบการทำงานของ Temperature Sensor ซึ่งผลการทดสอบดังกล่าวแสดงไว้ในตารางที่ 10.4 และรูปที่ 10.11 ตามลำดับ

ตารางที่ 10.4 ผลการทดสอบการส่งข้อมูลผ่าน I2C Bus

วิธีการทดลอง	เวลาสำหรับการส่งข้อมูลจำนวน 255 Byte	
	เวลาเมื่อรวมปริ้นท์ข้อมูล (μ s)	เวลาเมื่อส่งข้อมูลอย่างเดียว (μ s)
1. ส่งข้อมูลจาก Slave ไป Master	222,580	25,724
2. ส่งข้อมูลจาก Master ไป Slave	68,912	272,684
3. ส่งข้อมูลจาก Slave ตัวที่ 1 ผ่าน Master และรับข้อมูลด้วย Slave ตัวที่ 255	25,696	51,092

จากตารางที่ 10.4 สรุปได้ว่าระบบ CDH สามารถรับส่งข้อมูลผ่าน I2C bus ได้อย่างถูกต้องตามข้อกำหนดการออกแบบ



รูปที่ 10.11 ผลการทดสอบการทำงานของ Temperature Sensor

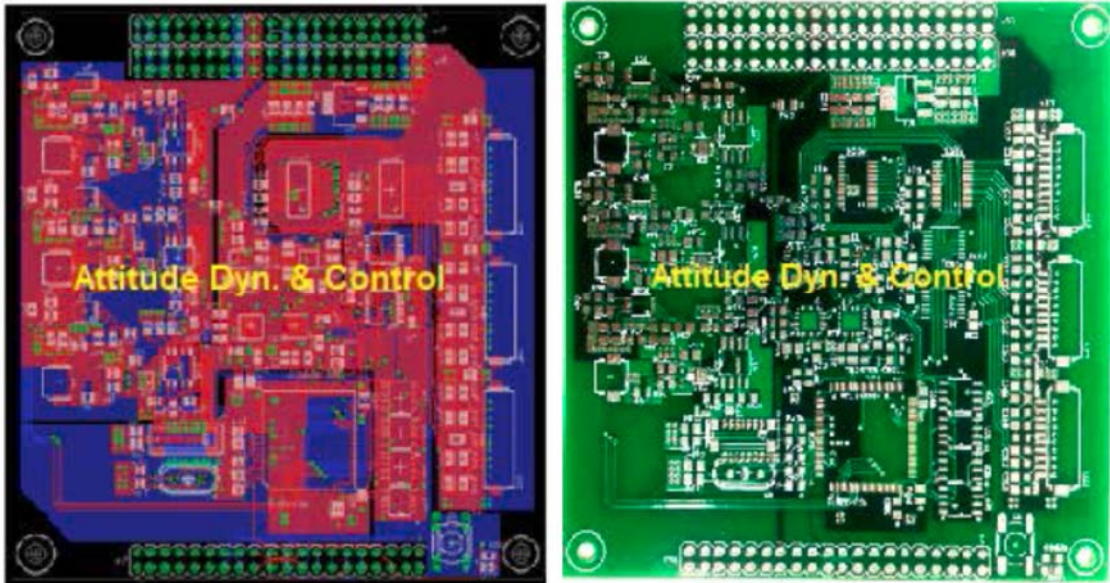
จากรูปที่ 10.11 ได้ทำการทดสอบวัดอุณหภูมิโดยแบ่งออกเป็น 5 ช่วง ดังนี้

- A คือ ช่วงอุณหภูมิเริ่มต้นเป็นช่วงอุณหภูมิห้องปกติ
- B คือ ช่วงอุณหภูมิที่มีการให้ความเย็น
- C คือ ช่วงอุณหภูมิที่ปล่อยจากช่วงให้ความเย็นให้กลับสู่อุณหภูมิห้อง
- D คือ ช่วงอุณหภูมิที่มีการให้ความร้อนเพิ่มขึ้น
- E คือ ช่วงอุณหภูมิที่ปล่อยจากช่วงให้ความร้อนกลับสู่อุณหภูมิห้อง

จากผลการทดลองพบว่า Temperature Sensor สามารถวัดอุณหภูมิได้ตรงกับ Thermocouple มาตรฐาน

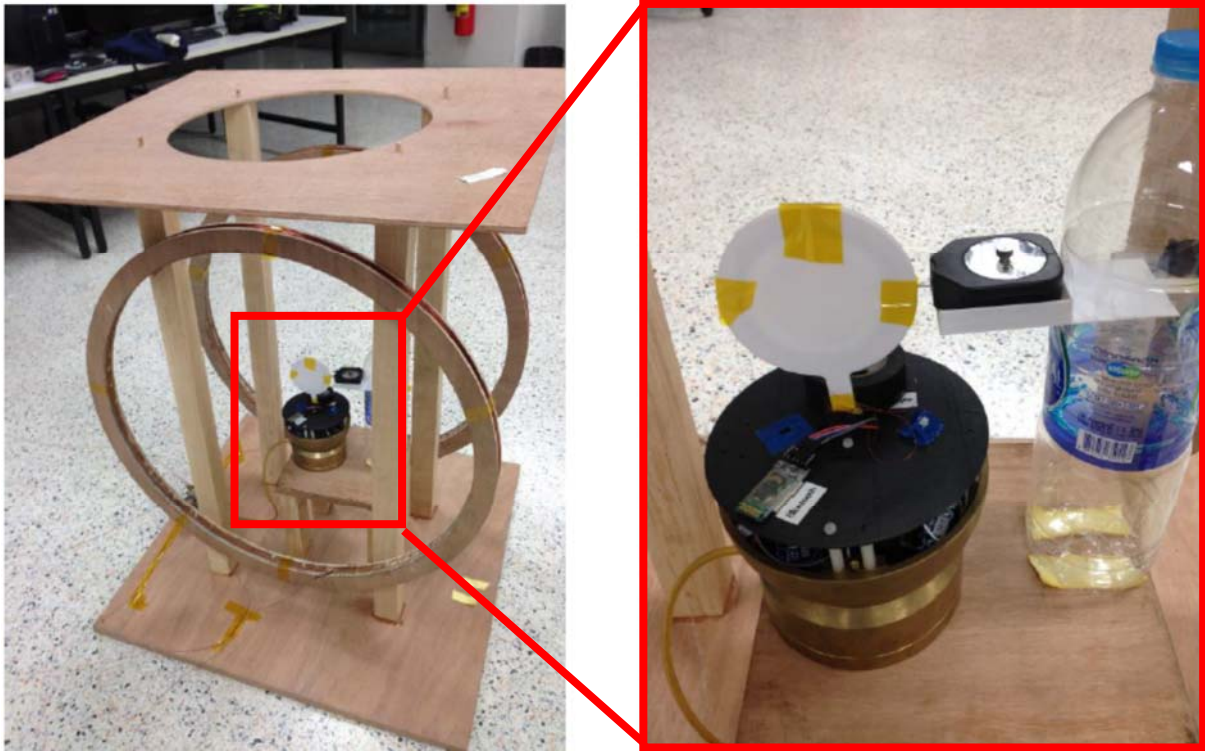
10.5 ระบบย่อยการหาและควบคุมการทรงตัว (Attitude Determination & Control System, ADCS)

จากแผนผังการทำงานของระบบ ADCS ซึ่งแสดงไว้ในบทที่ 5 ทางโครงการได้ดำเนินการออกแบบลายวงจร PCB และได้ติดตั้งอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์บนแผ่น PCB เสร็จเรียบร้อยแล้วดังแสดงในรูปที่ 10.12



รูปที่ 10.12 (ซ้าย) ลายวงจร PCB ของระบบ ADCS (ขวา) แผ่น PCB ของระบบ ADCS

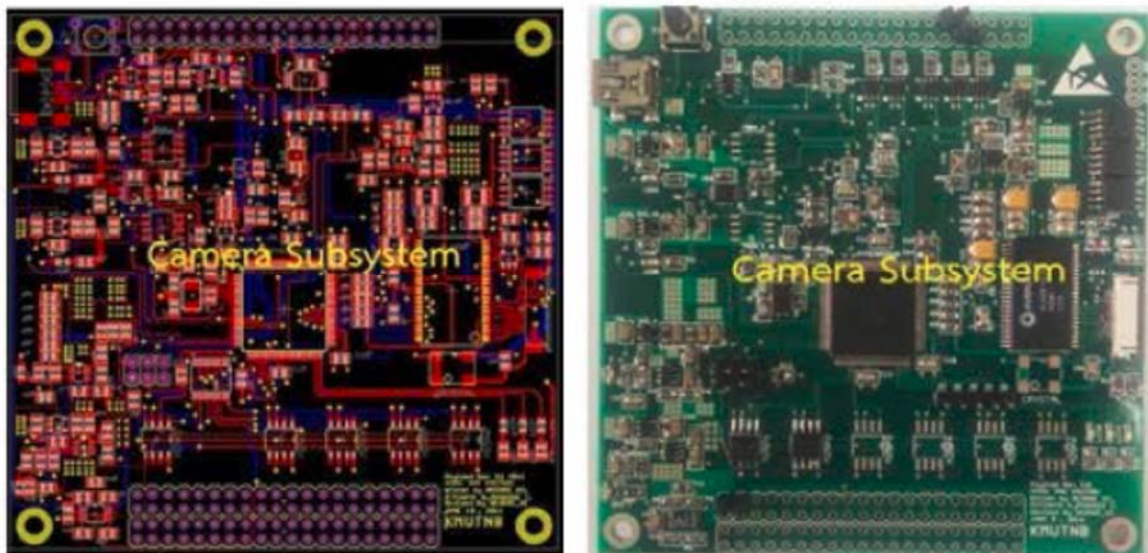
จากนั้นจึงทำการสร้างชุดทดสอบวัด Torque ของ MTQ ซึ่งประกอบด้วย Helmholtz Coil สำหรับสร้างสนามแม่เหล็กจำลองและ Air Bearing และ Gram Gauge เพื่อวัดแรงบิดที่เกิดจาก MTQ ดังแสดงในรูปที่ 10.13



รูปที่ 10.13 Helmholtz Coil และ Air Baring

10.6 เพย์โหลด (Payload) หรือกล้องถ่ายรูป (Camera, CAM)

จากแผนผังการทำงานของระบบ CAM ซึ่งแสดงไว้ในบทที่ 5 ทางโครงการได้ดำเนินการออกแบบลายวงจร PCB และได้ติดตั้งอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์บนแผ่น PCB เสร็จเรียบร้อยแล้วดังแสดงในรูปที่ 10.14



รูปที่ 10.14 (ซ้าย) ลายวงจร PCB ของระบบ CAM (ขวา) แผ่น PCB ของระบบ CAM

จากนั้นจึงทดสอบการถ่ายภาพในโหมดต่างๆ โดยผลการทดสอบแสดงดังตารางที่ 10.5

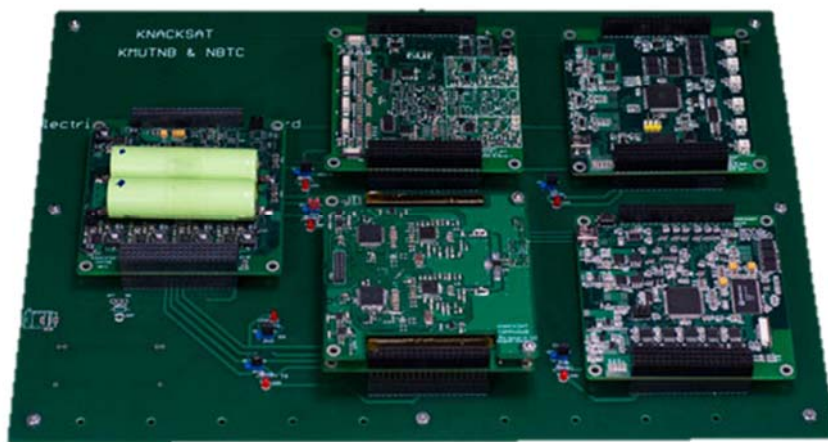
ตารางที่ 10.5 ผลการทดสอบระบบ CAM

ขนาดภาพถ่าย	Test	ผลการทดสอบ
RAW		
QCIF (176 x 144)	√	สามารถถ่ายภาพโดยรับคำสั่งจาก DCH และเรียกเรียกภาพถ่ายมาแสดงผ่านโปรแกรม Visual C# ได้
QVGA (320 x 240)	√	
VGA (640 x 480)	√	
SVGA (800 x 600)	√	
YUV		
QQCIF (88 x 72)	√	สามารถถ่ายภาพโดยรับคำสั่งจาก DCH และเรียกเรียกภาพถ่ายมาแสดงผ่านโปรแกรม Visual C# ได้
QQVGA (160 x 120)	√	
QVGA (320 x 240)	√	
VGA (640 x 480)	√	

จากผลการทดสอบพบว่าระบบ CAM สามารถถ่ายภาพชนิด RAW และ YUV ได้นอกจากนี้ยังสามารถเรียกภาพถ่ายมาแสดงผ่านโปรแกรม Visual C# ได้อย่างไรก็ตามยังต้องทำการทดสอบถ่ายภาพชนิด RGB ต่อไป

10.7 การทดสอบการทำงานรวมของระบบ (Integration Test)

หลังจากที่ทำการติดตั้งอุปกรณ์ลงบนแผ่น PCB และทดสอบการทำงานเบื้องต้นของระบบย่อยต่างๆ เสร็จแล้ว จึงนำระบบย่อยต่างๆ มาเชื่อมต่อลงบน TableSat เพื่อทดสอบการทำงานรวมของระบบดังแสดงในรูปที่ 10.15 และรูปที่ 10.16 โดยมีคำสั่งที่ใช้ในการทดสอบดังแสดงในรูปที่ 10.17



รูปที่ 10.15 TableSat สำหรับทดสอบการทำงานรวมของระบบ

ผลการทดสอบการทำงานรวมของระบบแสดงในตารางที่ 10.6 โดยจากผลการทดสอบพบว่า เมื่อเชื่อมต่อระบบย่อยต่างๆ เข้าด้วยกันแล้วระบบย่อยสามารถทำงานได้ตามที่ออกแบบไว้

ตารางที่ 10.6 รายละเอียดคำสั่งและผลการทดสอบการทำงานรวมของระบบ

ลำดับ	คำสั่ง	รายละเอียด	ผลการทดสอบ
1	CAM_ON	เปิดการจ่ายไฟให้ระบบ Camera	ใช้งานได้
2	CAM_OFF	ปิดการจ่ายไฟให้ระบบ Camera	ใช้งานได้
3	INIT_CAM	ตั้งค่าเริ่มต้นระบบ Camera	ใช้งานได้
4	CAM_FLASH	บันทึกข้อมูลภาพลงใน flash memory	ใช้งานได้
5	TK_PIC	ถ่ายภาพด้วยโหมดที่กำหนด	ใช้งานได้
6	CAM_TEMP	วัดอุณหภูมิระบบ Camera	ใช้งานได้
7	TX_OFF	เปิดการจ่ายไฟให้ระบบ TX	ใช้งานได้
8	TX_ON	ปิดการจ่ายไฟให้ระบบ TX	ใช้งานได้
9	RX_ON	เปิดการจ่ายไฟให้ระบบ RX	ใช้งานได้
10	MTQ_ON	เปิดการจ่ายไฟให้ MTQ	ใช้งานได้
11	MTQ_OFF	ปิดการจ่ายไฟให้ MTQ	ใช้งานได้
12	EPS_NORMAL	โหมดการทำงานปกติของระบบ EPS	ใช้งานได้
13	EPS_ON	เปิดการทำงานของระบบ EPS	ใช้งานได้
14	EPS_OFF	ปิดการทำงานของระบบ EPS	ใช้งานได้
15	ADCS_ON	เปิดการจ่ายไฟให้ระบบ TX	ใช้งานได้
16	ADCS_OFF	ปิดการจ่ายไฟให้ระบบ TX	ใช้งานได้

อย่างไรก็ตามผลที่ได้จากการทดสอบการทำงานรวมของระบบจะถูกนำไปใช้ในการปรับปรุงระบบย่อยต่างๆ ให้สามารถอย่างมีประสิทธิภาพและมี Reliability มากที่สุด ก่อนที่จะนำไปสร้างดาวเทียมต้นแบบสำหรับนำไปทดสอบในสภาวะใกล้เคียงอวกาศต่อไป

บทที่ 11

การติดตั้งห้องปลอดฝุ่นเพื่อทดสอบดาวเทียม

การประกอบดาวเทียมสำหรับส่งขึ้นสู่วงโคจร (Flight Model) จะต้องดำเนินการในห้องปลอดฝุ่น ซึ่งห้องปลอดฝุ่นที่จะใช้ในโครงการนี้ คือ ห้องปลอดฝุ่น Class 10,000 นั่นคือ มีจำนวนอนุภาคฝุ่นขนาด 0.5 ไมครอน ไม่เกิน 10,000 อนุภาคต่ออากาศ 1 ลูกบาศก์ฟุต โดยในแผนการดำเนินงานเดิมของโครงการ คณะผู้วิจัยมีแนวคิดที่จะสร้างห้องปลอดฝุ่นขึ้นใหม่ ณ ห้องปฏิบัติการระบบอวกาศ ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล และการบิน-อวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ

11.1 การเปรียบเทียบและคัดเลือกรูปแบบของห้องปลอดฝุ่น

จากการศึกษาข้อมูลเกี่ยวกับห้องปลอดฝุ่นพบว่า ห้องปลอดฝุ่นมี 3 รูปแบบหลัก คือ Clean Bench, Clean Booth และ Clean Room ดังรายละเอียดต่อไปนี้

1. Clean Bench (รูปที่ 11.1 ก) ใช้งานในลักษณะที่เน้นการควบคุมฝุ่นเพียงอย่างเดียว เหมาะกับงานที่ไม่มีข้อจำกัดมากนัก ไม่มีระบบปรับอากาศแยกออกมา มีขนาดเล็ก ใช้งานไม่สะดวก แต่มีราคาไม่แพงมาก
2. Clean Booth (รูปที่ 11.1 ข) ใช้งานในลักษณะที่เน้นการควบคุมฝุ่นและความชื้น โดยมีประสิทธิภาพการทำงานขึ้นอยู่กับระบบดูดและกรองอากาศ จากการศึกษาพบว่า ราคา Clean Booth ขนาด 5 ตารางเมตร อยู่ระหว่าง 150,000-300,000 บาท ขึ้นอยู่กับวัสดุโครงสร้าง และระบบดูดและกรองอากาศ และราคายังไม่รวมการปรับปรุงสภาพแวดล้อมของห้องสำหรับติดตั้ง Clean Booth
3. Clean room (รูปที่ 11.1 ค) มีลักษณะเป็นห้องที่มีผนังติดตั้งถาวร มีระบบปรับอากาศแยกออกมาสำหรับห้องปลอดฝุ่นโดยเฉพาะ สามารถควบคุมทั้งปริมาณฝุ่น ความชื้น และอุณหภูมิได้อย่างมีประสิทธิภาพ แต่มีข้อเสีย คือ มีราคาสูง โดยทั่วไปจะมีราคาสูงกว่า Clean Booth เป็นเท่าตัว



(ก)



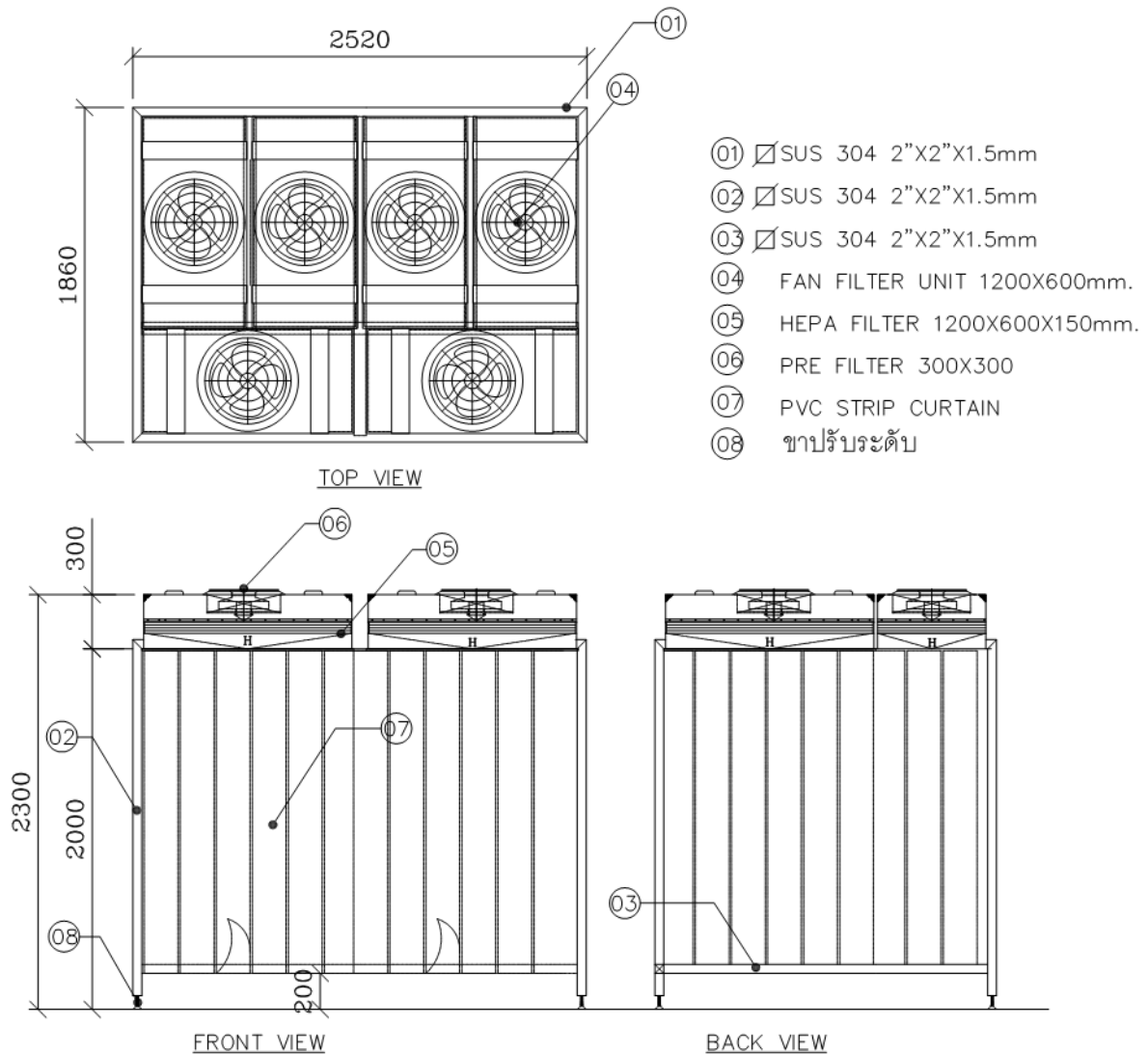
(ข)



(ค)

รูปที่ 11.1 รูปแบบของห้องปลอดฝุ่น (ก) Clean Bench, (ข) Clean Booth, (ค) Clean Room

จากการเปรียบเทียบข้อดี-ข้อเสีย งบประมาณ และลักษณะการใช้งานห้องปลอดฝุ่นทั้ง 3 รูปแบบ โครงการนี้อาจจะเลือกใช้ห้องปลอดฝุ่นแบบ Clean booth โดยมีรายละเอียดของ Clean Booth ดังแสดงในรูปที่ 11.2



รูปที่ 11.2 Clean Booth ที่ออกแบบไว้

11.2 ข้อจำกัดในการติดตั้งห้องปลอดฝุ่น

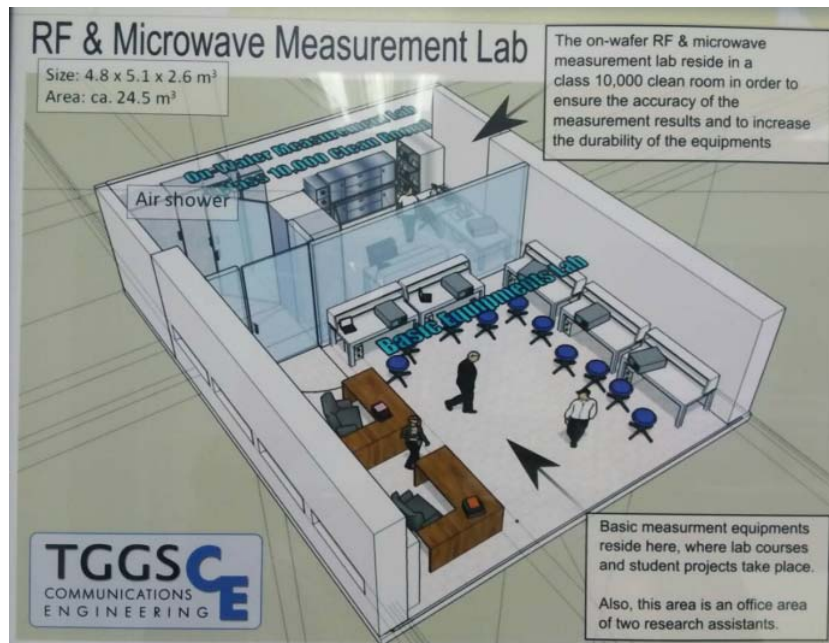
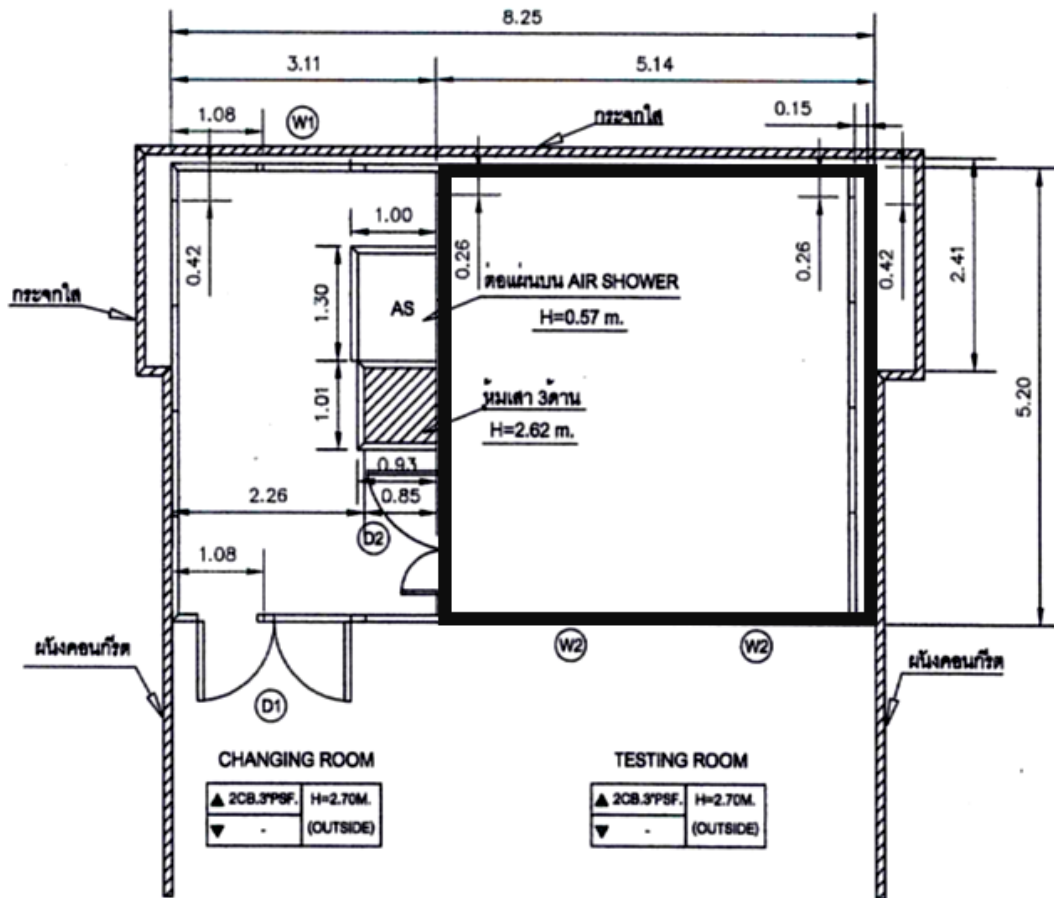
จากผลการศึกษาในหัวข้อที่ 11.2 พบว่า ห้องปลอดฝุ่นรูปแบบ Clean Booth และ Clean Room มีราคาสูงมาก ซึ่งงบประมาณโครงการไม่เพียงพอ และจากมติคณะอนุกรรมการกลั่นกรองโครงการและงบประมาณฯ เมื่อวันที่ 21 มิถุนายน 2559 ซึ่งมีความเห็นให้นำงบประมาณจากรายการอื่น เช่น ค่าปรับปรุงห้องปลอดฝุ่น ไปสมทบกับค่าจัดส่งดาวเทียม อาจทำให้โครงการมีงบประมาณที่เหลือไม่เพียงพอสำหรับติดตั้ง Clean Booth ในกรณีนี้จึงได้เสนอทางเลือกโดยการไปใช้ห้องปลอดฝุ่นที่มีอยู่ที่ห้องปฏิบัติการคลื่นความถี่วิทยุและไมโครเวฟ บัณฑิตวิทยาลัยวิศวกรรมศาสตรนานาชาติสิรินธร ไทย-เยอรมัน มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ และสร้างห้องปลอดฝุ่นรูปแบบ Clean Bench ซึ่งมีราคาถูกกว่าติดตั้งในห้องปฏิบัติการระบบอวกาศแทน

11.3 ห้องปลอดฝุ่นที่ห้องปฏิบัติการคลื่นความถี่วิทยุและไมโครเวฟ

ห้องปลอดฝุ่น (Clean Room) ณ ห้องวิจัยคลื่นความถี่วิทยุและไมโครเวฟ บัณฑิตวิทยาลัยวิศวกรรมศาสตรนานาชาติสิรินธรไทย-เยอรมัน มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ เป็นห้องปลอดฝุ่นสำหรับวัดทดสอบวงจรความถี่สูงบนแผ่น Wafer ของวงจรรวม (On-Wafer Signal Measurement and Analysis) โดยมีคุณลักษณะเป็นห้องปลอดฝุ่น Class 10,000 ตามมาตรฐาน NASA Standard หรือ US Federal Standard 209E Classification of Clean Rooms ที่มีความถี่ในการถ่ายเทอากาศมากกว่า 20 ครั้งต่อชั่วโมง โดยอากาศจะถูกถ่ายเทผ่านแผ่นกรองอากาศ Hepa Unit บนฝ้าเพดาน ผ่านช่อง Return Grille และผนังห้องเป็นผนังสองชั้น เพื่อการควบคุมอุณหภูมิ โดยมีแบบแปลนดังแสดงในรูปที่ 11.3 และมีรายละเอียดของห้องดังนี้

- ขนาดของห้องปลอดฝุ่น กว้าง x ยาว x สูง = 4.8 เมตร x 5.1 เมตร x 2.62 เมตร
- พื้นที่ห้องโดยรวมประมาณ 24.5 ตารางเมตร
- อุณหภูมิภายใน 21 ถึง 25 องศาเซลเซียส \pm 0.56 องศาเซลเซียส
- ความชื้นภายในห้อง 50 ถึง 60 %RH
- ความสว่าง 300-600 LUX
- ความสะอาดมากกว่า Class 10,000 (มีจำนวนอนุภาคฝุ่นละอองไม่เกิน 10,000 Particles ต่อลูกบาศก์ฟุต)
- ปริมาณลมหมุนเวียนสูงสุด 35 ครั้งต่อชั่วโมง
- แรกดัน 20-22 PA (Overpressure)
- ผนังห้องเป็นแบบ Conductive Floor เพื่อป้องกันการถ่ายเทประจุไฟฟ้าสถิต (Electro Static Discharge: ESD) ที่เป็นอันตรายต่อวงจรที่ประกอบเสร็จแล้ว

- มีห้องเปลี่ยนเสื้อผ้าและแอร์ล็อก เป็นห้องกักฝุ่นภายนอกก่อนเข้าห้อง Clean Room และเป็นห้องเก็บเสื้อผ้า พร้อมทั้งชั้นรองเท้า เพื่อเปลี่ยนชุดผ่านห้องไล่ฝุ่น (Air Shower) ก่อนเข้าห้อง Clean Room



รูปที่ 11.3 แบบแปลนของห้องปลอดฝุ่น

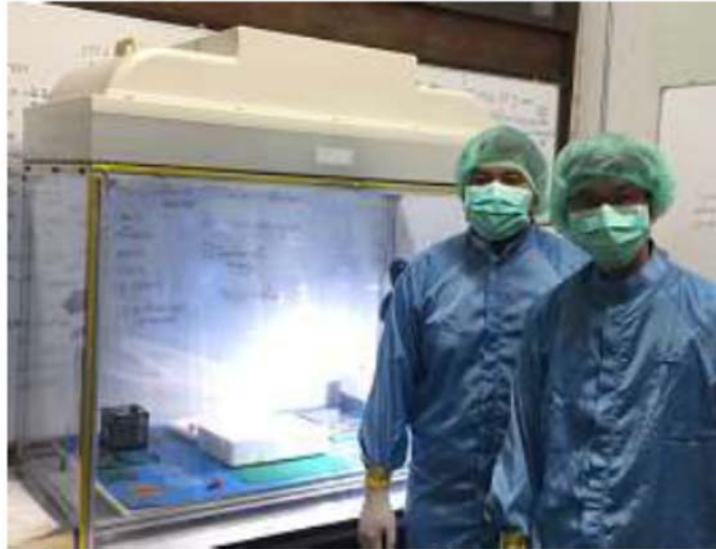
ทั้งนี้ เมื่อดำเนินการตรวจสอบคุณลักษณะแล้วพบว่า ห้องปลอดฝุ่นดังกล่าวมีความเหมาะสมที่จะใช้เป็นห้องประกอบดาวเทียม รวมทั้งมีนักวิจัยสาขาวิศวกรรมโทรคมนาคมของห้องวิจัยคลื่นความถี่วิทยุและไมโครเวฟร่วมทำวิจัยในโครงการดาวเทียมด้วย จึงได้รับอนุญาตใช้งานห้องปลอดฝุ่นดังกล่าวได้โดยไม่ต้องเสียค่าใช้จ่าย รูปที่ 11.4 แสดงภาพถ่ายจริงของห้องปลอดฝุ่นที่ห้องปฏิบัติการคลื่นความถี่วิทยุและไมโครเวฟ



รูปที่ 11.4 ห้องปลอดฝุ่นที่ห้องปฏิบัติการคลื่นความถี่วิทยุและไมโครเวฟ

11.4 ห้องปลอดฝุ่นรูปแบบ Clean Booth

ถึงแม้ว่าโครงการสามารถใช้ห้องปลอดฝุ่นที่ห้องปฏิบัติการคลื่นความถี่วิทยุและไมโครเวฟได้ แต่เพื่อให้สามารถควบคุมความสะอาดและความชื้นในระหว่างการประกอบดาวเทียมที่จะส่งขึ้นสู่อวกาศ (Flight Model) ได้ โครงการจึงได้จัดทำห้องปลอดฝุ่นรูปแบบ Clean Booth ในห้องปฏิบัติการระบบอวกาศ ซึ่ง Clean Booth ที่จัดทำเป็นเป็น Class 100,000 และมีขนาดกว้าง 60 เซนติเมตร ยาว 120 เซนติเมตร สูง 83 เซนติเมตร ดังแสดงในรูปที่ 11.5



รูปที่ 11.5 Clean Booth ที่จัดสร้างขึ้นเพื่อประกอบดาวเทียม

บทที่ 12

การประเมินการออกแบบขั้นสุดท้าย (CDR, Critical Design Review)

โครงการฯ ได้จัดกิจกรรมการประเมินและตรวจสอบแบบขั้นสุดท้าย (CDR, Critical Design Review) ขึ้นในวันที่ 31 มีนาคม 2560 โดยมีคณบดีคณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ ให้เกียรติมาเปิดงาน ดังแสดงในรูปที่ 12.1 โดยมีผู้เชี่ยวชาญภายนอก 4 คน เป็นกรรมการประเมินผลการออกแบบ



รูปที่ 12.1 ภาพถ่ายรวมกิจกรรมการประเมินและตรวจสอบแบบขั้นสุดท้าย

ประวัติโดยย่อของผู้เชี่ยวชาญ 4 คน สรุปโดยย่อได้ดังนี้

1. Professor Shinichi Nakasuka จาก The University of Tokyo ประเทศญี่ปุ่น ซึ่งท่านถือว่าเป็นผู้ริเริ่มโครงการดาวเทียม CubeSat ของประเทศญี่ปุ่น และเป็นหัวหน้าโครงการดาวเทียมขนาดเล็กหลายดวง
2. Dr. Nakamura Tai ปัจจุบันเป็น Visiting Professor ที่ Asian Institute of Technology (AIT) โดยในอดีตท่านเคยทำงานที่ Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) ประเทศญี่ปุ่น มีประสบการณ์เกี่ยวกับดาวเทียมจำนวนมาก
3. Mr. Masanobu Tsuji ปัจจุบันเป็น Director สำนักงาน Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) ประจำประเทศไทย
4. ดร. สาว์สดี บุญยะเวศ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีมหานคร มีประสบการณ์เกี่ยวกับระบบสื่อสารดาวเทียม

12.1 กิจกรรมการดำเนินการประเมินและตรวจสอบแบบขั้นสุดท้าย

การประเมินและตรวจสอบแบบขั้นสุดท้ายเริ่มต้นในเวลา 09.00 น. และสิ้นสุดในเวลา 17.00 น. ตัวอย่างภาพบรรยากาศของกิจกรรมการประเมินฯ แสดงในรูปที่ 12.2 ถึงรูปที่ 12.5



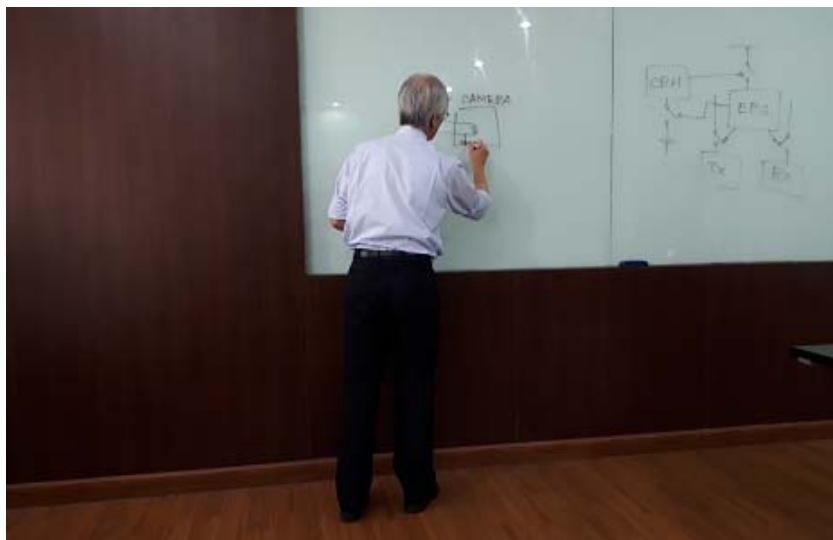
รูปที่ 12.2 ภาพถ่ายขณะผู้เชี่ยวชาญกำลังให้ความเห็นและคำแนะนำการจัดสร้างตัวดาวเทียม



รูปที่ 12.3 ภาพถ่ายขณะ Professor Shinichi Nakasuka ให้ความเห็นและคำแนะนำระบบ Reset System



รูปที่ 12.4 ภาพถ่ายขณะ Mr. Masanobu Tsuji ให้ความเห็นและคำแนะนำการส่งสัญญาณ Reset



รูปที่ 12.5 ภาพถ่ายขณะ Dr. Nakamura Tai ให้ความเห็นและคำแนะนำ Grounding Camera

12.2 ผลการดำเนินการประเมินและตรวจสอบแบบขั้นสุดท้าย

กิจกรรมที่จัดขึ้นมีผู้เข้าร่วมกิจกรรมทั้งหมด 15 คน ประกอบไปด้วย

- | | |
|---------------------|------|
| 1. ผู้เชี่ยวชาญ | 4 คน |
| 2. หัวหน้าโครงการ | 1 คน |
| 3. ผู้จัดการโครงการ | 1 คน |
| 4. นักวิจัย | 3 คน |
| 5. ผู้ช่วยวิจัย | 5 คน |
| 6. บุคคลภายนอก | 1 คน |

ผู้เชี่ยวชาญสรุปความเห็นในประเด็นหลักที่ควรนำไปปรับปรุง ดังนี้

- ระบบ Reset ปัจจุบันที่ใช้สัญญาณ Reset เพียงสัญญาณเดียว เป็นระบบที่ค่อนข้างจะกระทำได้ง่ายเกินไป ถ้าการรบกวนจากภายนอกหรือบางระบบย่อยทำงานผิดพลาด อาจจะทำให้ระบบ Reset ทำงานโดยไม่มีประสิทธิภาพ ดังนั้นควรปรับปรุงให้การ Reset ใช้สัญญาณมากกว่า 1 สัญญาณ

- ชุดตัวกลิ้งให้ระวางการต่อกราวด์เข้ากับตัวโครงสร้างของกล่อง เพราะจะทำให้คุณภาพของภาพลดลงได้

- การต่อขั้วของ MTQ ต้องตรวจสอบให้ถูกต้อง ระวางการสลัขั้ว และควรจะต้องมีการวัดทดสอบด้วยผลของการต่อสลัขั้ว จะทำให้การ Detumbling ของดาวเทียมโคจรอยู่นั้น เป็นการเพิ่ม Tumbling มากขึ้น ซึ่งจากประสบการณ์ของผู้เชี่ยวชาญพบว่า กว่าจะหาสาเหตุของปัญหาที่ได้ใช้เวลาระยะหนึ่ง และต้องทำการ Upload โปรแกรมขึ้นไปที่ดาวเทียมใหม่

- การ Upload โปรแกรมใหม่ขึ้นไปที่ดาวเทียมเป็นสิ่งที่ดี แต่ก็ต้องกระทำอย่างระมัดระวังจะต้องมีกลไกป้องกันผลของการ Upload โปรแกรมผิดพลาดไว้ด้วย

- การใช้ Current Limit 2 ตัวขนานกันไม่ได้เป็นการ Redundancy เพราะถ้า Current Limit ตัวใดตัวหนึ่งไม่ทำงาน จะส่งผลให้กระแสไหลผ่านอีกตัวสูงกว่าที่ Limit ไว้ ทำให้ไม่สามารถทำงานได้เช่นกัน

- ค่าที่อ่านได้จาก Rate Gyro มีความคลาดเคลื่อนสูง ให้ตรวจสอบหรือสอบเทียบอีกครั้ง

- โปรแกรมของระบบ ADCS บางส่วนยังไม่ชัดเจน ค่าพารามิเตอร์บางค่าอาจจะต้องหาหลังจากดาวเทียมอยู่ในวงโคจรแล้ว ดังนั้นโปรแกรมบางส่วนอาจจะต้องใช้การ Upload

-ผู้เชี่ยวชาญสรุปโดยรวมว่า การออกแบบดาวเทียมต้นแบบเชิงวิศวกรรม (Engineering Model) มีความเหมาะสม ผนวกกับการทดสอบในสภาพแวดล้อมเหมือนอวกาศให้ผลลัพธ์ที่ดี ดังนั้นสามารถนำแบบไปพัฒนาเพื่อสร้างดาวเทียมจริงที่จะส่งเข้าสู่วงโคจร (Flight Model) ได้ โดยให้พิจารณาความคิดเห็นและข้อเสนอแนะทั้งหมดในการปรับปรุงแบบด้วย

- นอกจากนี้ผู้เชี่ยวชาญยังเห็นด้วยว่า ควรจะให้บริษัทที่มีความเชี่ยวชาญสูงในการลงอุปกรณ์ในบอร์ด PCB ดำเนินการจัดสร้างบอร์ดของดาวเทียมจริง เพื่อลดความเสี่ยงของการลงอุปกรณ์ที่ไม่แม่นยำ ซึ่งไม่สามารถสังเกตด้วยตาเปล่าได้

บทที่ 13

การทดสอบดาวเทียมในสภาพแวดล้อมเหมือนอวกาศ (Environment Test)

โครงการได้ดำเนินการทดสอบดาวเทียมในสภาพแวดล้อมเหมือนอวกาศเป็นที่เรียบร้อยแล้ว โดยได้ดำเนินการทดสอบที่ Center for Nanosatellite Testing (CeNT) มหาวิทยาลัย Kyushu Institute of Technology ประเทศญี่ปุ่น ในระหว่างวันที่ 27 กุมภาพันธ์ 2560 ถึงวันที่ 10 มีนาคม 2560 การทดสอบประกอบด้วยหัวข้อหลัก 3 หัวข้อ คือ

1. การทดสอบการสั่นสะเทือน (Vibration Test)
2. การทดสอบอุณหภูมิในสภาวะสุญญากาศ (Thermal Vacuum Test)
3. การทดสอบวัฏจักรอุณหภูมิ (Thermal Cycle Test)

ตัวอย่างภาพถ่ายบรรยากาศในระหว่างการทดสอบแสดงในรูปที่ 13.1



(ก)



(ข)

รูปที่ 13.1 ภาพถ่ายบรรยากาศในระหว่างการทดสอบ (ก) ภาพถ่ายรวม (ข) ภาพถ่ายการทดสอบ

13.1 การทดสอบการสิ้นสะท้อน

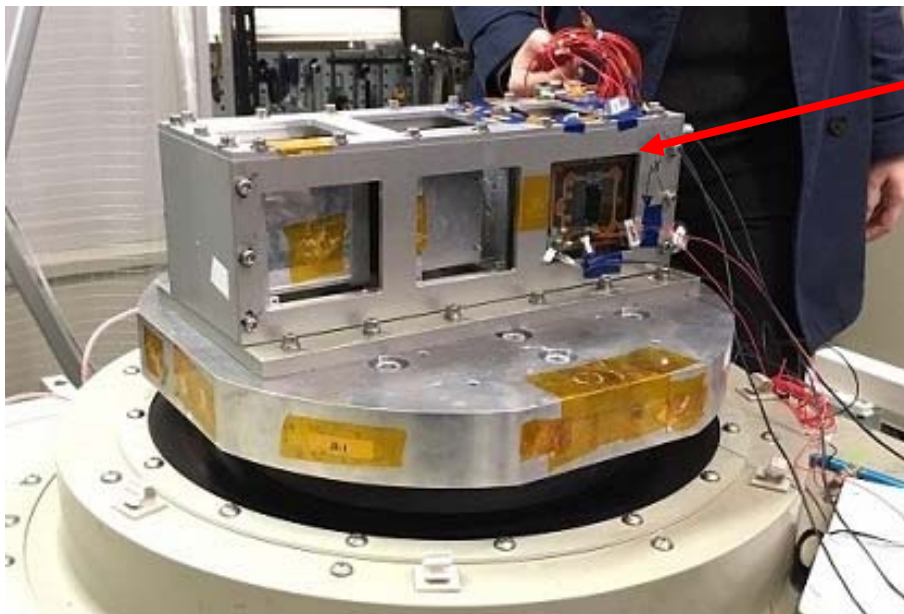
จุดประสงค์ของการทดสอบการสิ้นสะท้อน คือ การประเมินผลกระทบของการสิ้นสะท้อนจากจรวด
ขณะส่งดาวเทียมขึ้นสู่วงโคจรไปยังดาวเทียม KNACKSAT และระบบย่อยต่างๆ ของดาวเทียม

วิธีการทดสอบ

ในการทดสอบการสิ้นสะท้อนจะทำการตรวจสอบการทำงานของดาวเทียมทั้งก่อนและหลังการ
ทดสอบการสิ้นสะท้อนในแต่ละครั้ง ภาพถ่ายของเครื่องทดสอบแสดงในรูปที่ 13.2 ตัวอย่างภาพถ่ายขณะที่
ดาวเทียม KNACKSAT ติดตั้งอยู่ภายใน POD และบนเครื่องทดสอบแสดงในรูปที่ 13.3



รูปที่ 13.2 ภาพถ่ายเครื่องทดสอบการสั่นสะเทือน



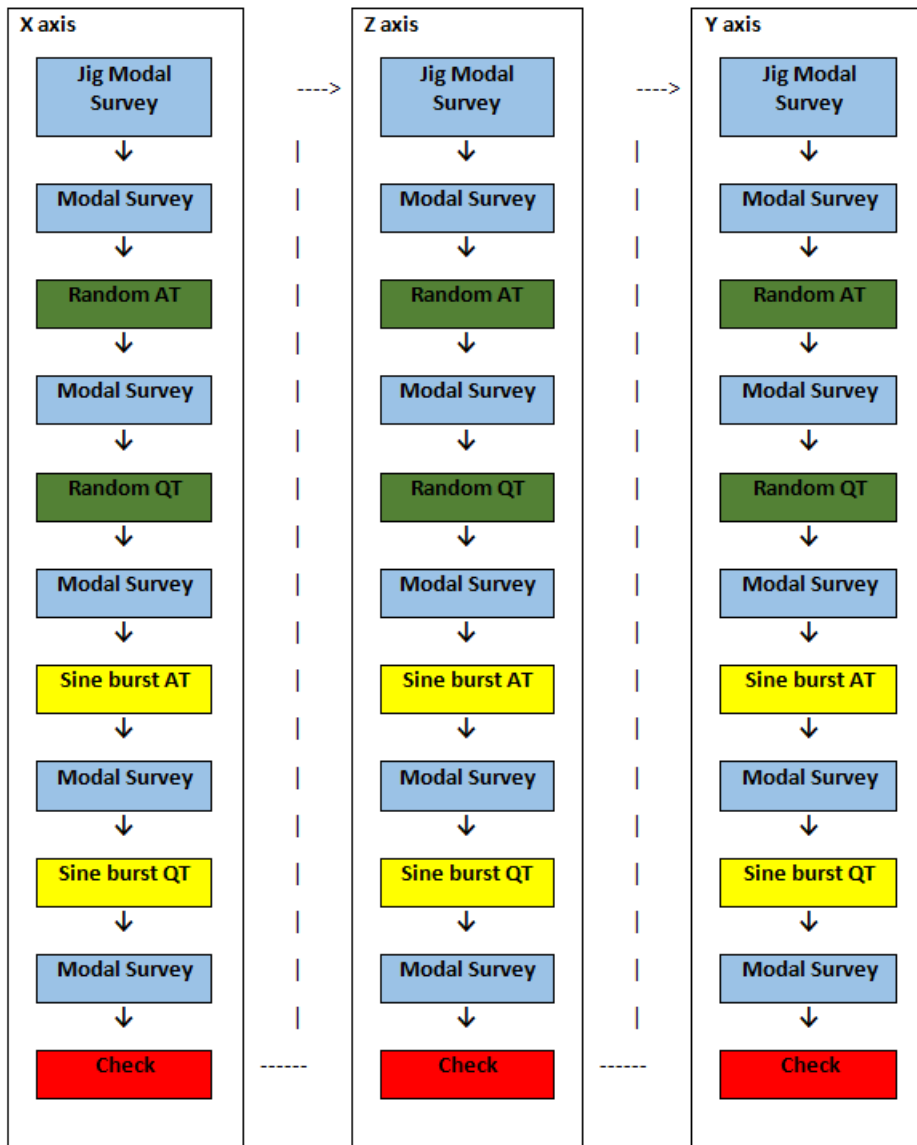
KNACKSAT

รูปที่ 13.3 ภาพถ่ายขณะติดตั้งดาวเทียม KNACKSAT ภายใน POD และบนเครื่องทดสอบการสั่นสะเทือน

การทดสอบการสั่นสะเทือนแบ่งเป็น 3 ชนิด คือ

- Modal survey ในแนวแกน x, y, z
- ทดสอบการสั่นสะเทือน sinusoidal wave ในแนวแกน x, y, z
- ทดสอบการสั่นสะเทือน random wave ในแนวแกน x, y, z

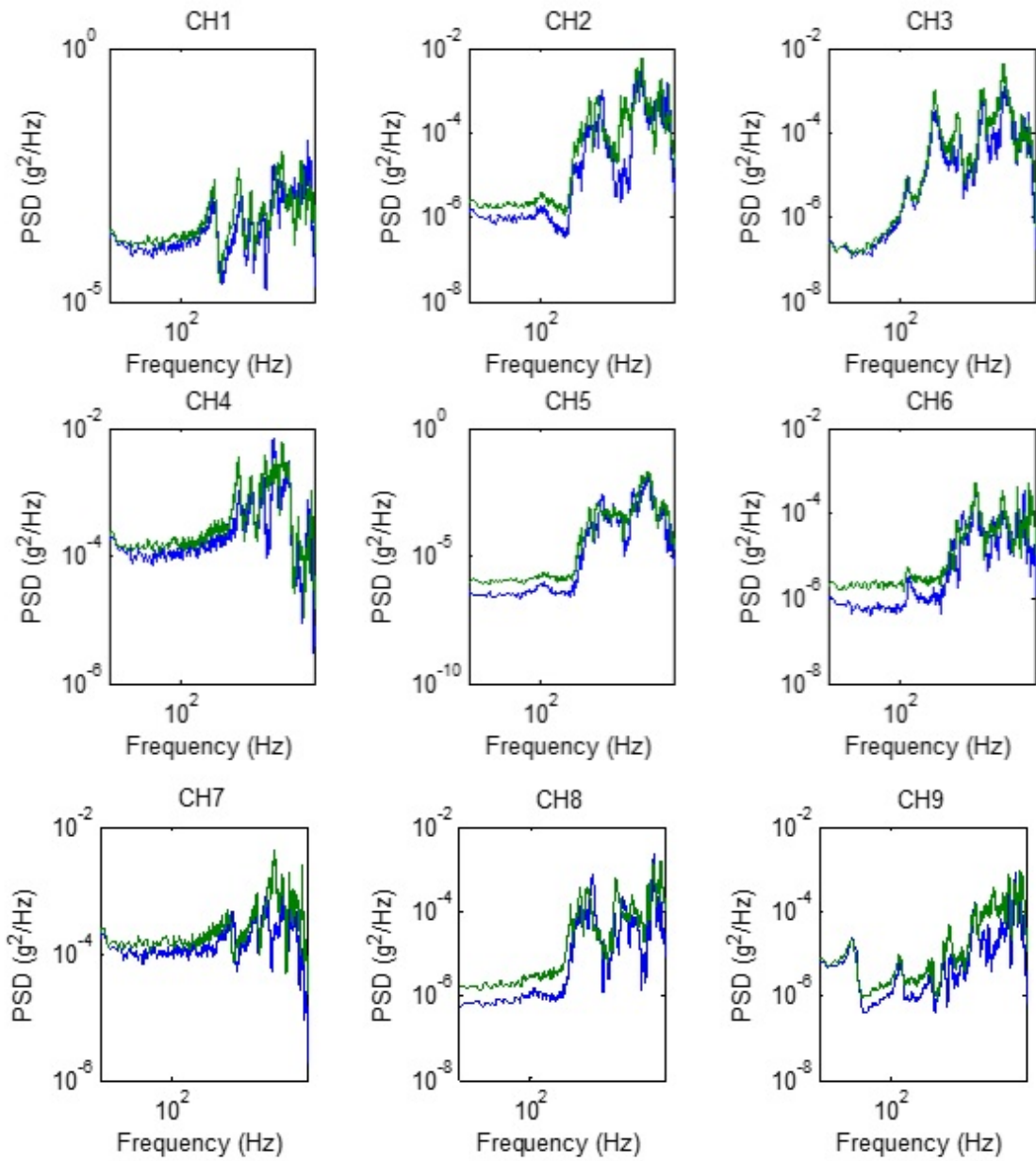
โดยมีแผนผังขั้นตอนการทดสอบแสดงในรูปที่ 13.4



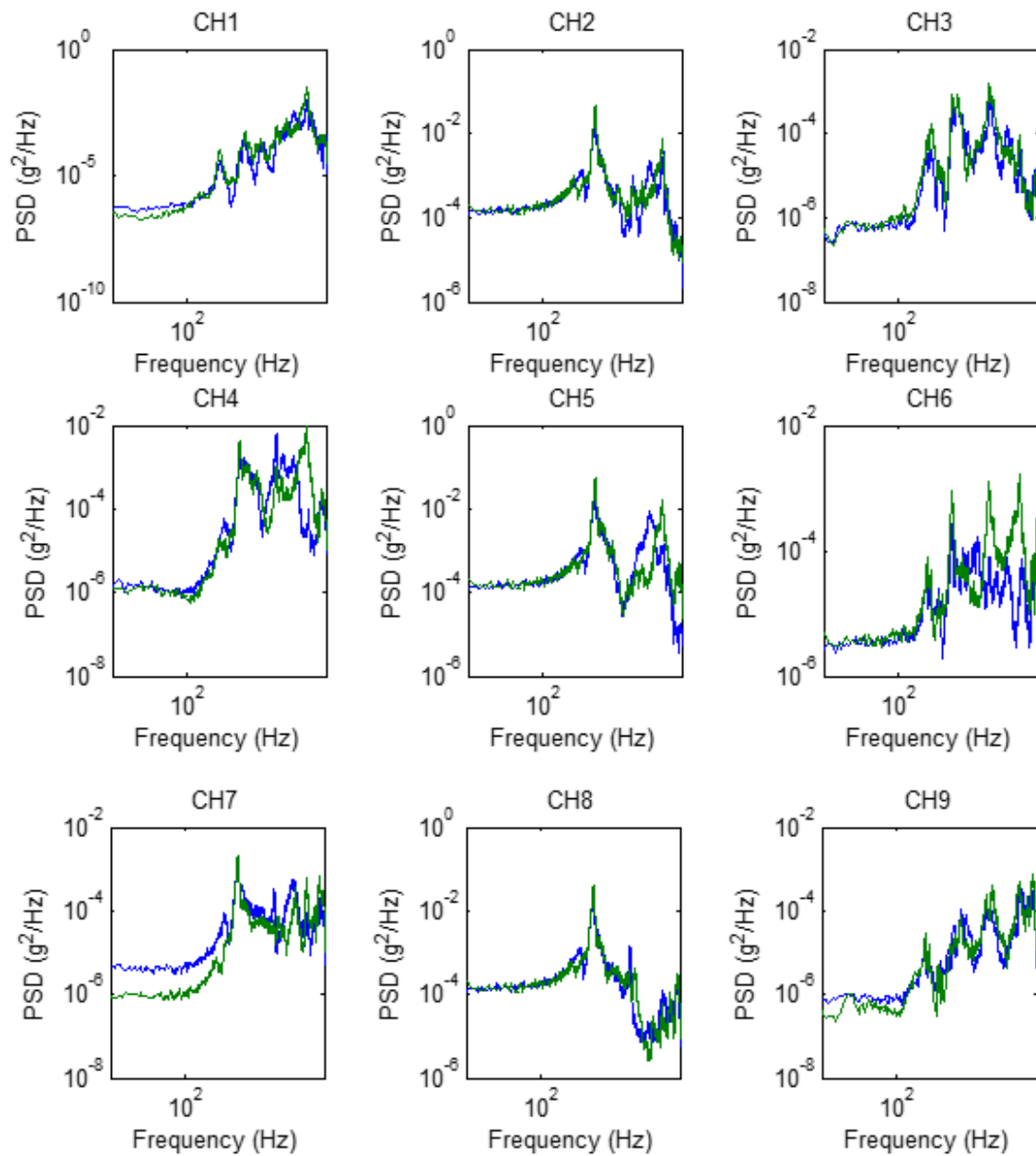
รูปที่ 13.4 แผนผังการทดสอบการสั่นสะเทือน

ผลการทดสอบ

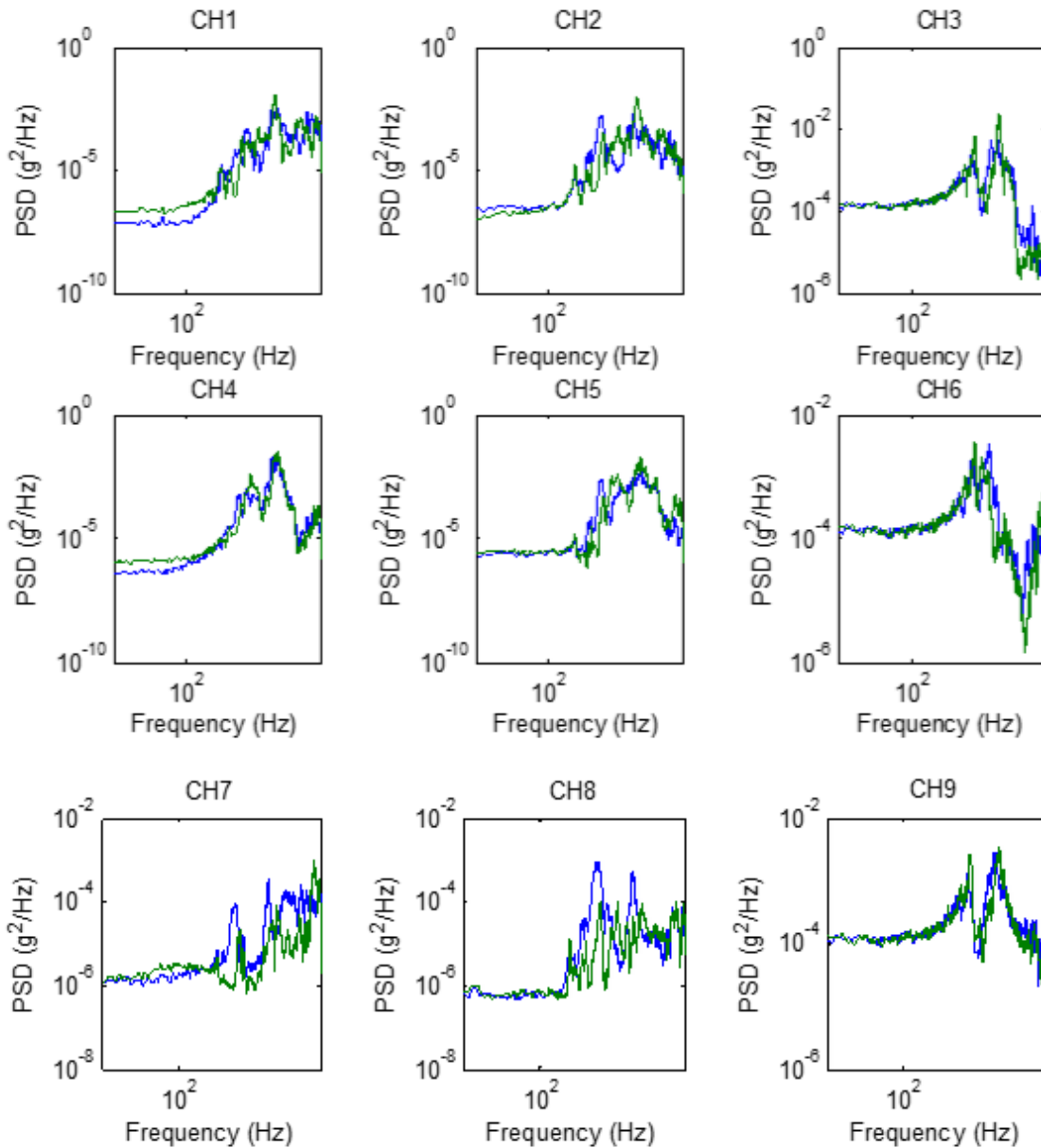
จากผลการทดสอบการสั่นสะเทือน พบว่า ความถี่ธรรมชาติโหมดแรกมีค่ามากกว่า 100 Hz ซึ่งเป็นไปตามข้อกำหนดของการส่งดาวเทียม และความถี่ธรรมชาติไม่มีการเปลี่ยนแปลงอย่างมีนัยสำคัญจากการสั่นสะเทือน ดังแสดงผลการทดสอบในรูปที่ 13.5 ถึงรูปที่ 13.7 ซึ่งสามารถสรุปได้ว่า ไม่มีชิ้นส่วนใดของดาวเทียมได้รับความเสียหาย แตกหัก หรือเปลี่ยนรูป อันเป็นผลมาจากการสั่นสะเทือน และดาวเทียมสามารถทำงานได้อย่างปกติทั้งก่อนและหลังการทดสอบการสั่นสะเทือน



รูปที่ 13.5 ผลการทดสอบการสั่นสะเทือนเปรียบเทียบก่อนและหลังการทดสอบในแนวแกน x (CH1-3: -x)-panel ของดาวเทียม, CH4-6: (-y)-panel ของดาวเทียม, CH7-9: (-x)-panel ของ POD



รูปที่ 13.6 ผลการทดสอบการสั่นสะเทือนเปรียบเทียบก่อนและหลังการทดสอบในแนวแกน y (CH1-3: (-x)-panel ของดาวเทียม, CH4-6: (-y)-panel ของดาวเทียม, CH7-9: (-x)-panel ของ POD)



รูปที่ 13.7 ผลการทดสอบการสั่นสะเทือนเปรียบเทียบก่อนและหลังการทดสอบในแนวแกน z (CH1-3: (-x)-panel ของดาวเทียม, CH4-6: (-y)-panel ของดาวเทียม, CH7-9: (-x)-panel ของ POD)

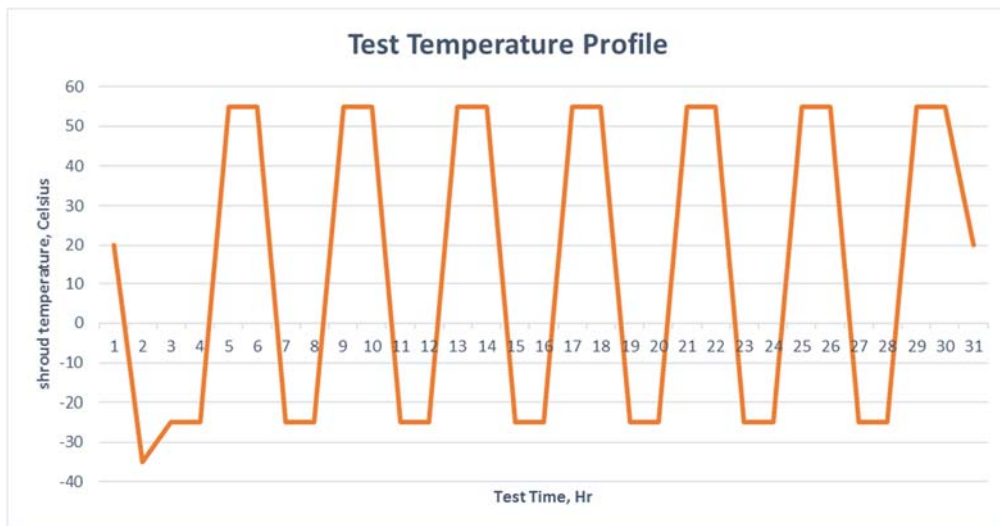
13.2 การทดสอบอุณหภูมิในสภาวะสุญญากาศ

การทดสอบอุณหภูมิในสภาวะสุญญากาศมีวัตถุประสงค์เพื่อตรวจสอบความสามารถของดาวเทียมในการปฏิบัติตามข้อกำหนดด้านคุณสมบัติภายใต้สภาวะสุญญากาศและอุณหภูมิที่สูงสุด

วิธีการทดสอบ

การทดสอบอุณหภูมิในสภาวะสุญญากาศประกอบด้วย

- ทดสอบการทำงานของดาวเทียมในสภาวะสุญญากาศในอุณหภูมิห้องปกติ
- ทดสอบการทำงานของดาวเทียมในสภาวะสุญญากาศที่อุณหภูมิสุดขีด (-35 °C ถึง +55 °C) เป็นจำนวน 7 cycles ดังแสดงในรูปที่ 13.8
- ทดสอบการทำงานของดาวเทียมขณะที่อยู่ในสภาวะอุณหภูมิต่ำที่สุดและสูงที่สุด

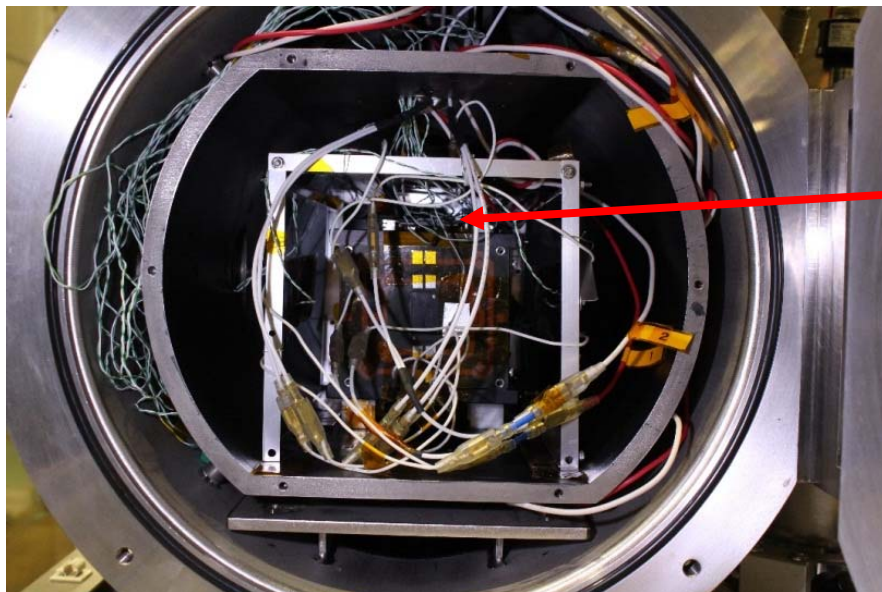


รูปที่ 13.8 โปรไฟล์อุณหภูมิที่ทดสอบอุณหภูมิในสภาวะสุญญากาศ

รูปที่ 13.9 แสดงภาพถ่ายของเครื่องทดสอบอุณหภูมิ และรูปที่ 13.10 แสดงภาพถ่ายขณะที่ดาวเทียม KNACKSAT ติดตั้งอยู่ในเครื่องทดสอบ



รูปที่ 13.9 ภาพถ่ายเครื่องทดสอบอุณหภูมิในสภาวะสุญญากาศ



KNACKSAT

รูปที่ 13.10 ภาพถ่ายดาวเทียม KNACKSAT ติดตั้งภายในเครื่องทดสอบอุณหภูมิในสภาวะสุญญากาศ

ผลการทดสอบ

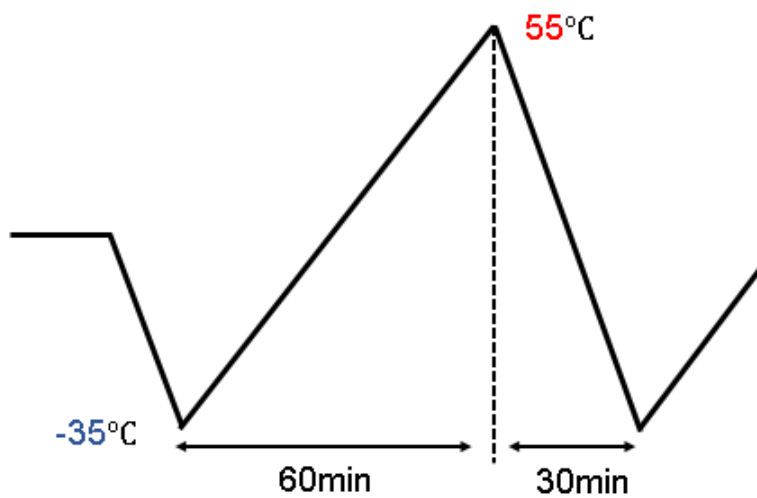
จากผลการทดสอบ พบว่า ดาวเทียม KNACKSAT สามารถทำงานได้ปกติในขณะที่อยู่ในสภาวะสุญญากาศและในสภาวะอุณหภูมิต่ำที่สุด (-35°C) และอุณหภูมิสูงที่สุด ($+55^{\circ}\text{C}$)

13.3 การทดสอบวัฏจักรอุณหภูมิ

การทดสอบวัฏจักรอุณหภูมิมิมีวัตถุประสงค์เพื่อพิสูจน์ว่าดาวเทียม KNACKSAT สามารถอยู่ภายในสภาวะการเปลี่ยนแปลงอุณหภูมิที่รุนแรงได้

วิธีการทดสอบ

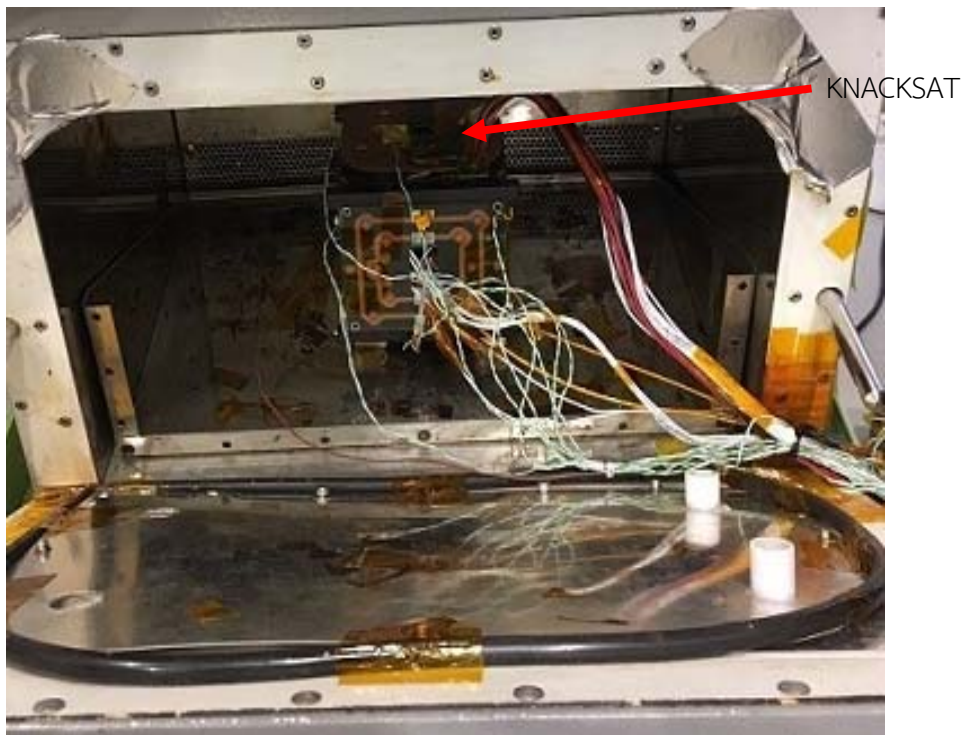
การทดสอบการทำงานของดาวเทียมจะใช้โปรไฟล์อุณหภูมิดังแสดงในรูปที่ 13.11 จำนวน 14 วัฏจักรรูปที่ 13.12 และรูปที่ 13.13 แสดงภาพถ่ายของเครื่องทดสอบที่ใช้งานและขณะติดตั้งดาวเทียมอยู่ภายในเครื่องทดสอบ ตามลำดับ



รูปที่ 13.11 โปรไฟล์อุณหภูมิที่ทดสอบวัฏจักรอุณหภูมิ



รูปที่ 13.12 เครื่องทดสอบวัฏจักรอุณหภูมิ



รูปที่ 13.13 ดาวเทียม KNACKSAT ขณะติดตั้งอยู่ในเครื่องทดสอบวัฏจักรอุณหภูมิ

ผลการทดสอบ

ดาวเทียมสามารถทำงานได้ปกติตลอดเวลาที่อุณหภูมิมีการเปลี่ยนแปลงตามที่ได้กำหนดไว้และทำงานได้ปกติหลังจากผ่านการทดสอบจำนวน 14 วัฏจักร ที่อุณหภูมิปกติ

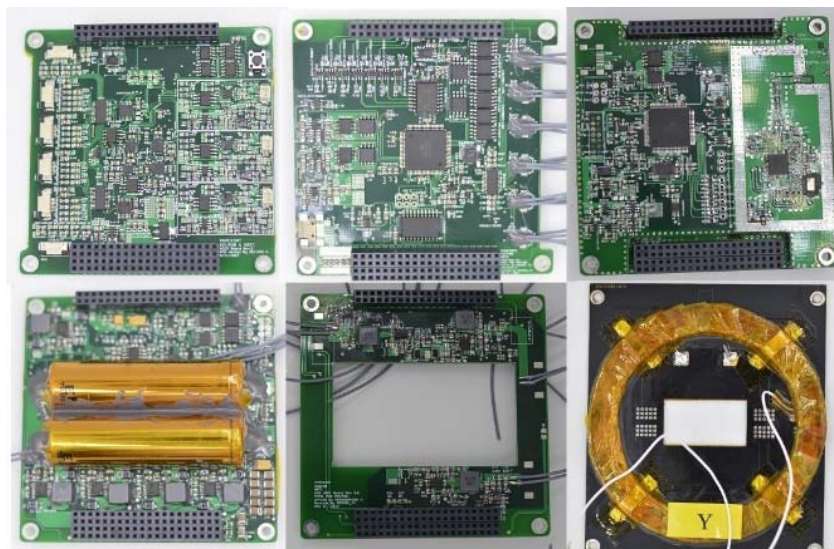
บทที่ 14

การสร้างดาวเทียมพร้อมส่งเข้าสู่วงโคจร (Flight Model)

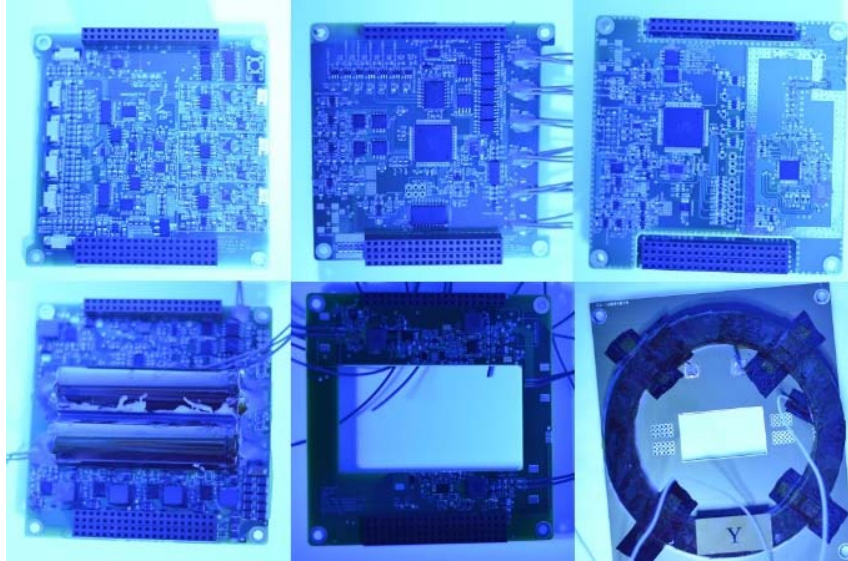
ตามที่โครงการได้รับข้อเสนอแนะจากผู้เชี่ยวชาญจากการประเมินการออกแบบครั้งสุดท้าย (CDR) ให้จัดหาบริษัทในประเทศไทยที่มีประสบการณ์ลงอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์บนบอร์ด PCB สำหรับดาวเทียม Flight Model โครงการไม่สามารถหาบริษัทในประเทศไทยที่มีประสบการณ์ลงอุปกรณ์ฯ ดาวเทียมมาก่อนได้ และการจัดจ้างบริษัทในต่างประเทศสำหรับประกอบอุปกรณ์สำหรับดาวเทียมนั้นมีค่าใช้จ่ายสูงมาก และใช้ระยะเวลาในการดำเนินการนาน เนื่องจากต้องมีการแก้ไขรายละเอียดบางอย่างร่วมกัน ดังนั้น โครงการจึงเลือกที่จะดำเนินการลงอุปกรณ์เอง โดยเพิ่มขั้นตอนการลงอุปกรณ์ให้มีความรอบคอบมากที่สุด และตรวจสอบการลงอุปกรณ์ด้วยกล้องขยาย

14.1 การลงอุปกรณ์บนบอร์ด PCB ของดาวเทียม Flight Model

โครงการได้ดำเนินการลงอุปกรณ์บนบอร์ด PCB ของระบบย่อยต่างๆ เสร็จเรียบร้อยแล้ว ดังตัวอย่างแสดงในรูปที่ 14.1 โดยเพิ่มขั้นตอนการลงอุปกรณ์ให้มีความรอบคอบมากที่สุด และตรวจสอบการลงอุปกรณ์ด้วยกล้องขยายเพื่อหาจุดบกพร่องหรือจุดเสี่ยง และแก้ไขให้การลงอุปกรณ์มีความแม่นยำ ตลอดจนมีการใช้ Epoxy กับชิ้นส่วนขนาดใหญ่และขั้วต่อสายไฟต่างๆ ด้วย นอกจากนี้ หลังจากลงอุปกรณ์และทดสอบการทำงานเป็นที่เรียบร้อยแล้ว โครงการได้ทำความสะอาดและการตรวจสอบความสะอาดของชิ้นส่วนทุกชิ้นส่วนรวมทั้งบอร์ด PCB ของระบบย่อยต่างๆ ด้วยแสง UV แล้ว ดังตัวอย่างแสดงในรูปที่ 14.2



รูปที่ 14.1 ภาพถ่ายของบอร์ด PCB ที่ลงอุปกรณ์เสร็จแล้ว



รูปที่ 14.2 ภาพถ่ายของบอร์ด PCB ขณะตรวจสอบความสะอาดด้วยแสง UV

14.2 การประกอบดาวเทียม Flight Model

ในการประกอบดาวเทียม Flight Model จะต้องประกอบภายใต้สิ่งแวดล้อมที่สะอาดตามมาตรฐาน ดังนั้นโครงการจึงได้จัดสร้าง Clean Booth (class 100k) ขึ้นมาเพื่อใช้ในการประกอบดาวเทียมดังกล่าวถึงไว้แล้วในบทที่ 11

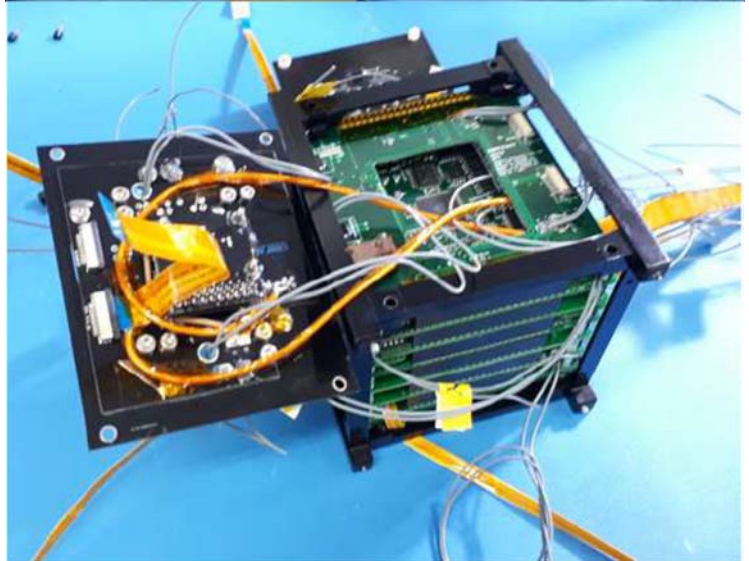
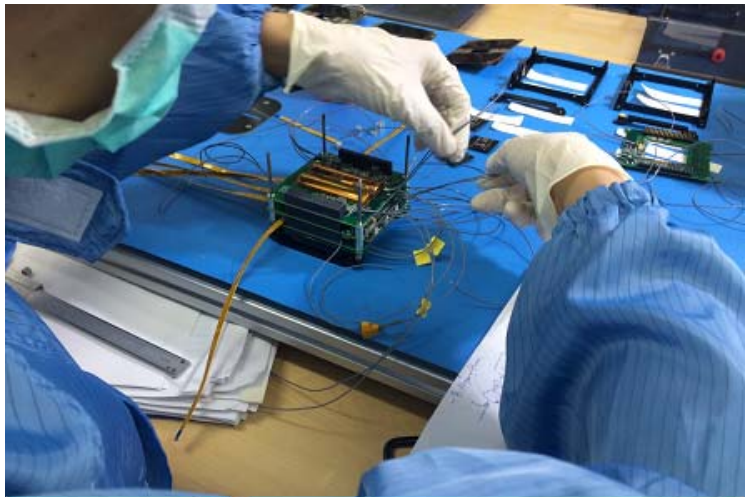
รูปที่ 14.3 แสดงภาพถ่ายการประกอบดาวเทียมที่ได้ติดตั้งแผง Solar cell แล้วบางส่วน ซึ่งในขั้นตอนนี้ต้องใช้ความระมัดระวังเป็นพิเศษ เพื่อป้องกันความเสียหายที่อาจจะเกิดขึ้นกับ Solar Cell ได้ อีกทั้งจำเป็นต้องใช้อุปกรณ์จับยกตัวดาวเทียมให้ลอยขึ้นมา ดังแสดงในรูปที่ 14.4 และรูปที่ 14.5 เพื่อสะดวกกับการประกอบสายไฟฟ้าต่างๆ

กระบวนการประกอบดาวเทียมและการติดตั้ง Solar Cell ทั้งหมดได้ดำเนินการใน Clean Booth ดาวเทียม Flight Model ที่ประกอบเสร็จสมบูรณ์แล้วแสดงในรูปที่ 14.6 และดาวเทียมถูกเก็บไว้ในตู้รักษาความชื้นเพื่อรอการดำเนินการทดสอบโปรแกรม Flight Software และทำการ Shipping ไปยัง Launch Service Provider ต่อไป

ดาวเทียมมีขนาดและน้ำหนักจากการวัดจริงเท่ากับ 10 ซม. x 10 ซม. x 11.4 ซม. และ 1.052 กก. ตามลำดับ และใช้คลื่นวิทยุย่านความถี่วิทยุสมัครเล่นในการสื่อสาร (Call sign: HS0K, Downlink: 435.635 MHz)



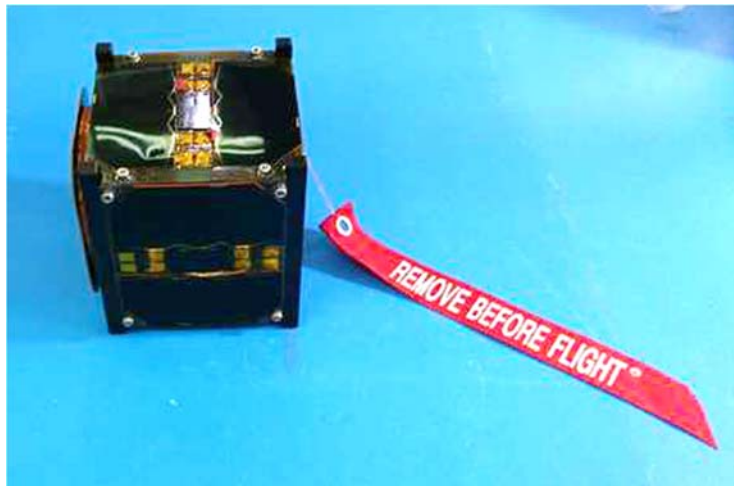
รูปที่ 14.3 ภาพถ่ายขณะติดตั้ง Solar Cell



รูปที่ 14.4 ภาพถ่ายขณะประกอบดาวเทียม



รูปที่ 14.5 ภาพถ่ายขณะดาวเทียมติดตั้งอยู่บนอุปกรณ์จับยกให้ลอยขึ้นมา



รูปที่ 14.6 ดาวเทียม Flight Model ที่ประกอบเสร็จสมบูรณ์

บทที่ 15

การทดสอบโปรแกรมดาวเทียมและทดสอบตามมาตรฐานการส่งเข้าสู่วงโคจร ของต่างประเทศที่ปล่อยจรวด

หลังจากประกอบดาวเทียม Flight Model เสร็จเรียบร้อยแล้ว โครงการฯ ได้ดำเนินการพัฒนาโปรแกรมและทดสอบโปรแกรมดาวเทียม ตลอดจนการทดสอบดาวเทียมตามมาตรฐานและข้อกำหนดที่ทางบริษัท Spaceflight Inc. ได้จัดส่งเอกสารมาตรฐานหรือข้อกำหนดต่างๆ เพื่อเตรียมความพร้อมสำหรับการส่งดาวเทียมเข้าสู่วงโคจร

15.1 การทดสอบโปรแกรมดาวเทียม

ในส่วนของโปรแกรมการทำงานหรือเฟลทซอฟต์แวร์ (Flight Software) นั้น โครงการได้กำหนดเฟสการปฏิบัติการกิจออกเป็น 3 เฟส และโหมดการทำงานหลักอยู่ 3 โหมด โครงการได้ดำเนินการพัฒนาโปรแกรมพื้นฐานสำหรับการทำงานและทดสอบการทำงานโปรแกรมดาวเทียมเป็นที่เรียบร้อยแล้ว

15.1.1 การกำหนดเฟสการปฏิบัติการกิจ (Operation Phases)

ในการพัฒนาซอฟต์แวร์สำหรับดาวเทียมจำเป็นต้องกำหนดลำดับการปฏิบัติการกิจโดยสามารถแบ่งเป็น 3 เฟส ดังแสดงในรูปที่ 15.1

เฟสเริ่มต้นภารกิจ (Initial Operation Phase)

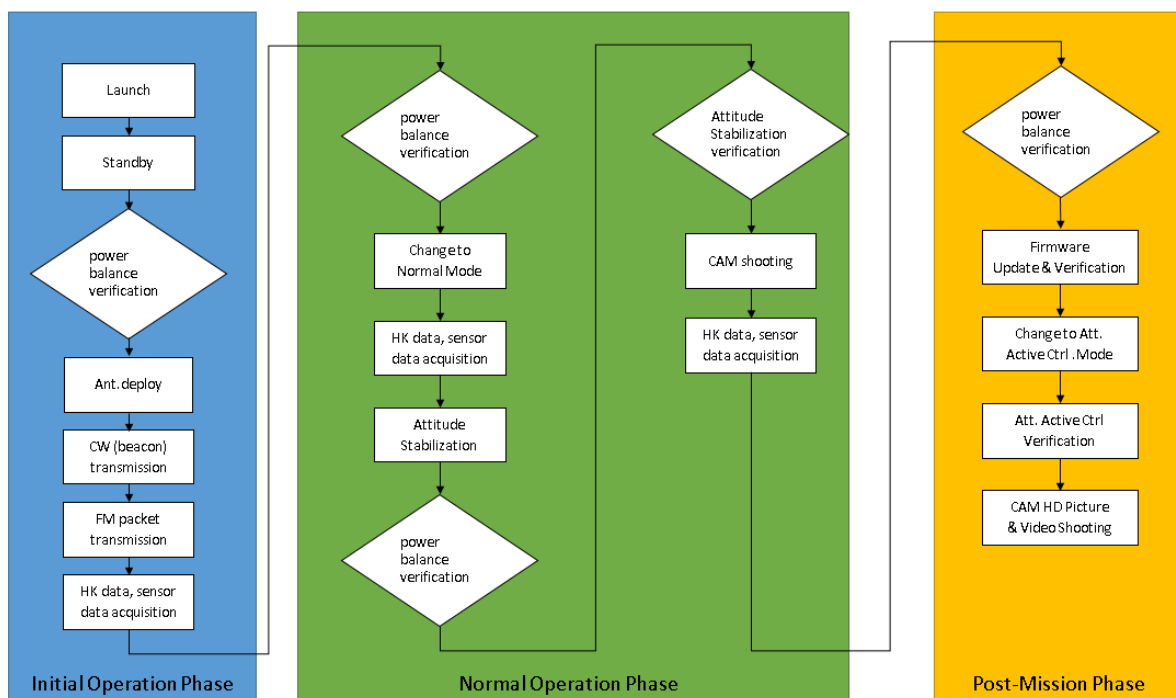
เฟสเริ่มต้นภารกิจเป็นช่วงการทำงานตั้งแต่ดาวเทียมเริ่มถูกปล่อยเข้าสู่วงโคจร ทางสายอากาศ ส่งสัญญาณ CW (Beacon) จวบจนสามารถรับสัญญาณคำสั่งพื้นฐานจากสถานีภาคพื้นดิน (Ground Station) ได้ถูกต้อง ในเฟสนี้ข้อมูลดาวเทียมที่จะไปกับสัญญาณ CW จะเป็นข้อมูลพื้นฐานเท่านั้น ประกอบด้วยสถานะภาพของแหล่งจ่ายพลังงานไฟฟ้าเป็นหลัก และสลับกับการรอรับสัญญาณคำสั่งจากภาคพื้นดิน หลังจากที่ดาวเทียมสามารถรับสัญญาณคำสั่งและตรวจสอบความถูกต้องของคำสั่งแล้ว ถือว่าดาวเทียมสามารถสื่อสารทั้งการรับและส่งสัญญาณกับสถานีภาคพื้นดินได้เป็นที่เรียบร้อยแล้ว และการทำงานเฟสเริ่มต้นภารกิจได้สิ้นสุดลง

เฟสปฏิบัติการกิจประจำ (Normal Operation Phase)

เฟสปฏิบัติการกิจประจำเป็นช่วงการปฏิบัติการหลักของดาวเทียมประกอบไปด้วย การรับคำสั่งต่างๆ การอ่านและถอดรหัสสัญญาณคำสั่ง การทำงานตามคำสั่ง การควบคุมการทรงตัว การถ่ายภาพ และการส่งสัญญาณข้อมูลแบบ GMSK ให้กับสถานีภาคพื้นดิน เป็นต้น

เฟสภายหลังการปฏิบัติการกิจ (Post-mission Phase)

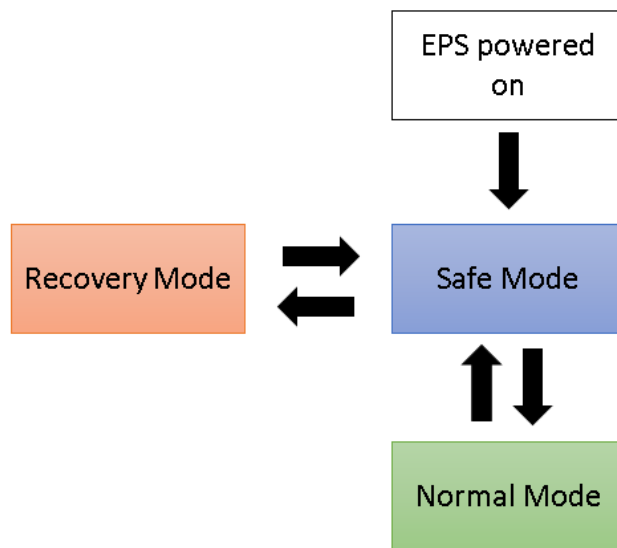
เฟสสุดท้าย คือ เฟสภายหลังการปฏิบัติการกิจ จะเป็นเฟสระยะการปฏิบัติการกิจพิเศษ (Extra Mission) หรือการทดลองต่างๆ ที่ต้องการทำเพิ่มเติมหลังจากได้ปฏิบัติการกิจหลักที่กำหนดไว้เสร็จสิ้นเป็นที่เรียบร้อยแล้ว เช่น การทดลอง Update Firmware การทดลองถ่ายภาพแบบอื่นๆ และการทดลองการควบคุมการทรงตัวแบบอื่นๆ เป็นต้น



รูปที่ 15.1 แผนภาพลำดับการปฏิบัติการกิจ

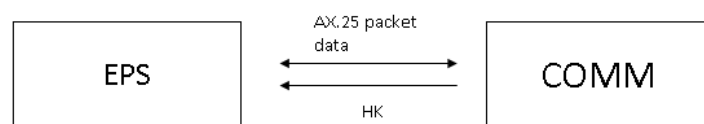
15.1.2 การกำหนดโหมดการปฏิบัติการกิจ (Modes of Operations)

เมื่อดาวเทียมได้มีการเริ่มการทำงานโดยมีการจ่ายพลังงานจากระบบไฟฟ้ากำลัง (EPS) แล้ว ไฟล์ซอฟต์แวร์ (Flight Software) สำหรับดาวเทียมจะมีโหมดการทำงานหลักอยู่ 3 โหมดด้วยกัน คือ Safe Mode, Normal Mode และ Recovery Mode ดังแสดงในรูปที่ 15.2 โดยแต่ละโหมดจะถูกควบคุมและจัดการโดยระบบย่อย EPS การสลับโหมดในการปฏิบัติการกิจนั้นสามารถกระทำได้จากการส่งคำสั่งจากสถานีภาคพื้นดินหรือจากไฟล์ซอฟต์แวร์ซึ่งขึ้นอยู่กับสถานการณ์และสถานะของดาวเทียมขณะนั้น



รูปที่ 15.2 แผนภาพแสดงสลับเปลี่ยนโหมดในการปฏิบัติการกิจ

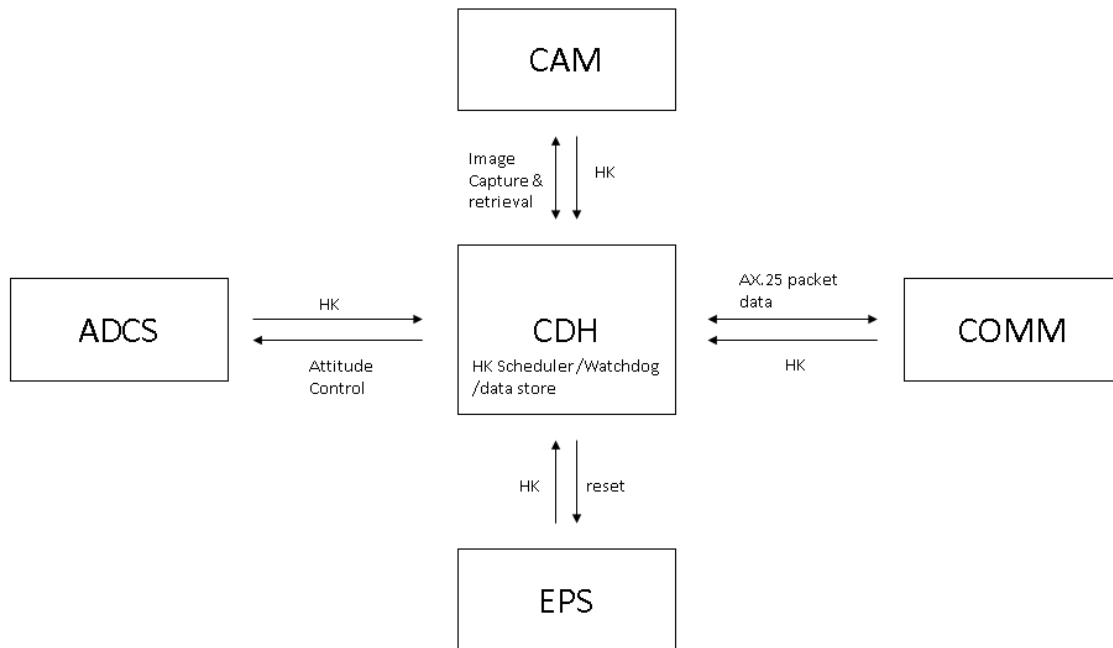
สถานการณ์และสถานะหลักของดาวเทียมที่จะเกิด Safe Mode คือ การเริ่มการทำงานของ EPS และเมื่อระบบ EPS ตรวจสอบพบว่า ระดับพลังงานไฟฟ้าของแบตเตอรี่ต่ำกว่าที่กำหนด ระบบ EPS จะทำการปิดการทำงานระบบต่างๆ เพื่อเป็นการประหยัดพลังงานไฟฟ้า จะเหลือเฉพาะการส่งสัญญาณ CW และการรอรับคำสั่งจากสถานีภาคพื้นดินเป็นหลัก (ดังแสดงในรูปที่ 15.3) จนกระทั่งระดับพลังงานไฟฟ้าของแบตเตอรี่สูงขึ้นจากการ charge ประจุไฟฟ้าด้วย Solar Cells ดาวเทียมจึงจะกลับมาทำงานในโหมดการทำงานปกติ (Normal Mode) อีกครั้ง



รูปที่ 15.3 แผนภาพแสดงการจัดการข้อมูลของ Safe Mode

15.1.3 การประมวลผลข้อมูลในแต่ละระบบย่อย

ข้อมูลสถานะของเซ็นเซอร์ต่างๆ ในแต่ละระบบย่อยจะถูกประมวลผลด้วยไมโครคอนโทรลเลอร์ที่อยู่บนแต่ละบอร์ดของแต่ละระบบย่อย โดยข้อมูลเหล่านี้จะถูกส่งผ่านด้วย Bus (I2C, ISP และ UART) ไปยังระบบคำสั่งและการจัดการข้อมูล (CDH) เพื่อทำการบันทึกลงในหน่วยความจำและส่งผ่านไปยังระบบการสื่อสาร (COMM) ต่อไปเพื่อทำการส่งสัญญาณวิทยุไปยังสถานีภาคพื้นดิน รูปที่ 15.4 แสดง Data Flow ระหว่างระบบย่อยในแต่ละโหมด



รูปที่ 15.4 แผนภาพแสดงการจัดการข้อมูลของ Normal Mode

15.1.4 ผลการทดสอบโปรแกรม

โครงการฯ ได้ดำเนินการทดสอบการทำงานของโปรแกรมไฟล์ซอฟต์แวร์กับดาวเทียมพร้อมส่งสู่อวกาศ (Flight Model) เป็นที่เรียบร้อยแล้ว ทั้งนี้ในการทดสอบและประเมินผลการทำงานของโปรแกรมไฟล์ซอฟต์แวร์ ผู้วิจัยได้ทำการทดสอบการทำงานของโปรแกรมในโหมดการปฏิบัติการกิจของดาวเทียมทั้ง 3 โหมดเฉพาะในส่วนของเฟสเริ่มต้นภารกิจ (Initial Operation Phase) และเฟสปฏิบัติการกิจประจำ (Normal Operation Phase) เท่านั้น ในส่วนการทดสอบการทำงานในเฟสช่วงภายหลังการปฏิบัติการกิจ (Post-mission Phase) จะทดสอบโดยการอัปเดตเฟิร์มแวร์ (Firmware) หลังจากดาวเทียมได้ถูกส่งเข้าสู่วงโคจรและปฏิบัติการกิจทั้งหมดตามที่กำหนดไว้เป็นที่เรียบร้อยแล้ว รูปที่ 15.5 แสดงตัวอย่างระหว่างการทดสอบการทำงาน

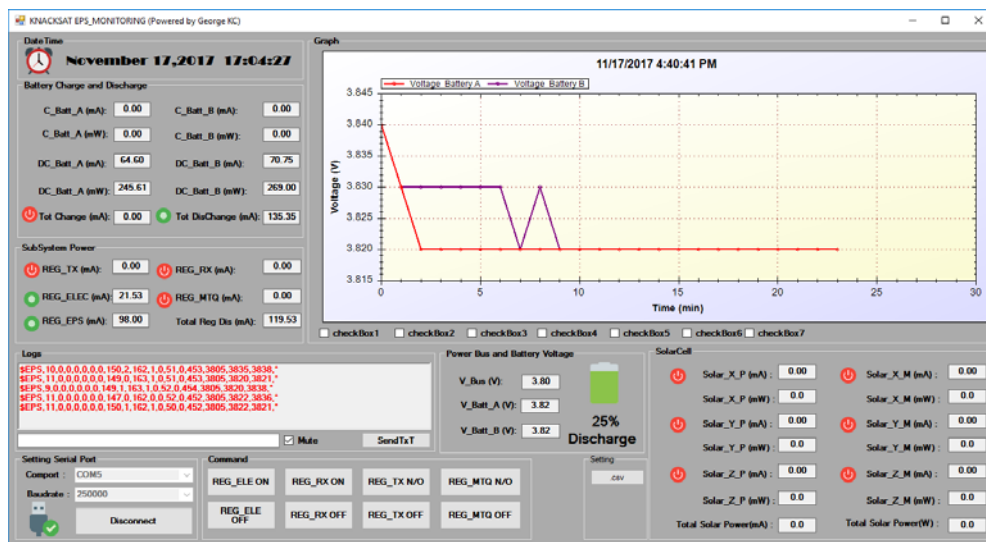


รูปที่ 15.5 การทดสอบการทำงานของไฟท์ซอฟต์แวร์กับดาวเทียมพร้อมส่งสู่อวกาศ (FM)

ผลการทดสอบการทำงานของโปรแกรมไฟท์ซอฟต์แวร์ดาวเทียมได้ผลลัพธ์เป็นไปตามที่ได้ออกแบบไว้โดยหัวข้อการทดสอบมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

โปรแกรมอ่านค่าเซ็นเซอร์ต่างๆ

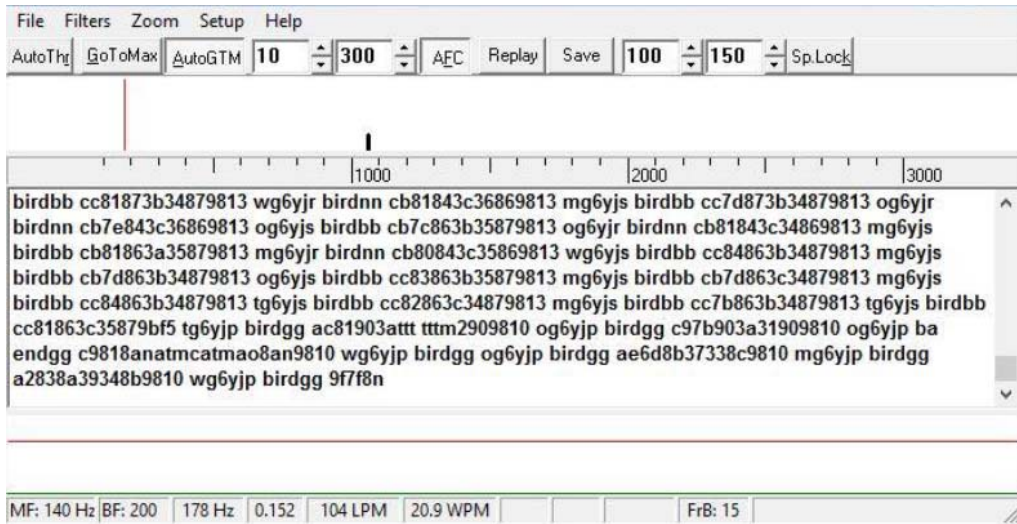
ดาวเทียมสามารถรวบรวมข้อมูลสถานะของเซ็นเซอร์ในแต่ละบอร์ดและบันทึกข้อมูลลงในหน่วยความจำได้อย่างถูกต้องดังแสดงในรูปที่ 15.6 จากรูปจะเห็นว่าค่าเซ็นเซอร์ต่างๆ เช่น ค่าแรงดันไฟฟ้าของแบตเตอรี่ ค่าแรงดันไฟฟ้าและค่ากระแสไฟฟ้าในบัส สถานะการชาร์จหรือดิชาร์จของแบตเตอรี่ สามารถแสดงบนโปรแกรมได้อย่างถูกต้อง



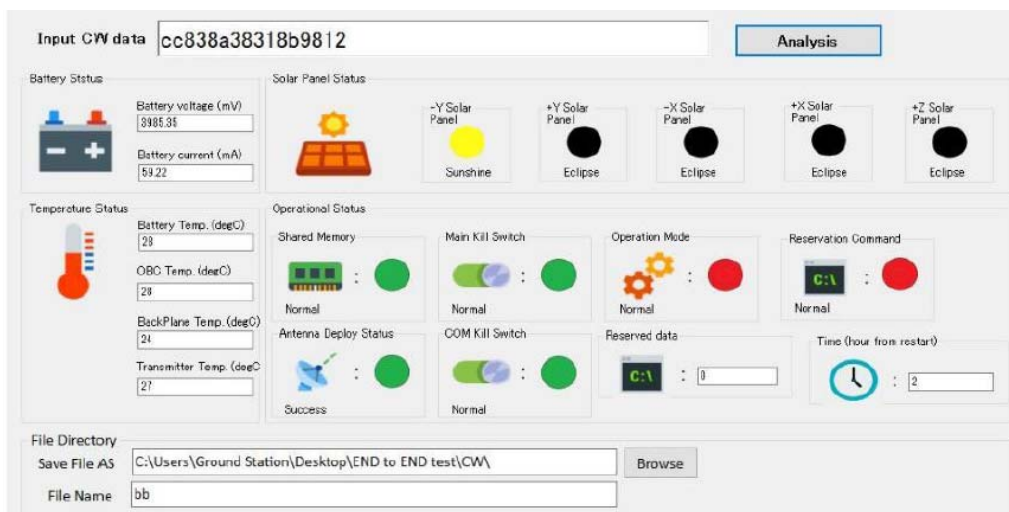
รูปที่ 15.6 รูปการทดสอบโปรแกรมอ่านค่าเซ็นเซอร์ต่างๆ ของดาวเทียม

โปรแกรม Encode/Decode คำสั่งและข้อมูล

ดาวเทียมสามารถรับและ Decode สัญญาณคำสั่งที่ถูก Encode ผ่านสถานีภาคพื้นดินและทำการ Encode ข้อมูลเพื่อส่งให้สถานีภาคพื้นดินได้อย่างถูกต้อง ดังแสดงในรูปที่ 15.7 และรูปที่ 15.8



รูปที่ 15.7 รูปโปรแกรมแสดงการ Encode สัญญาณ CW

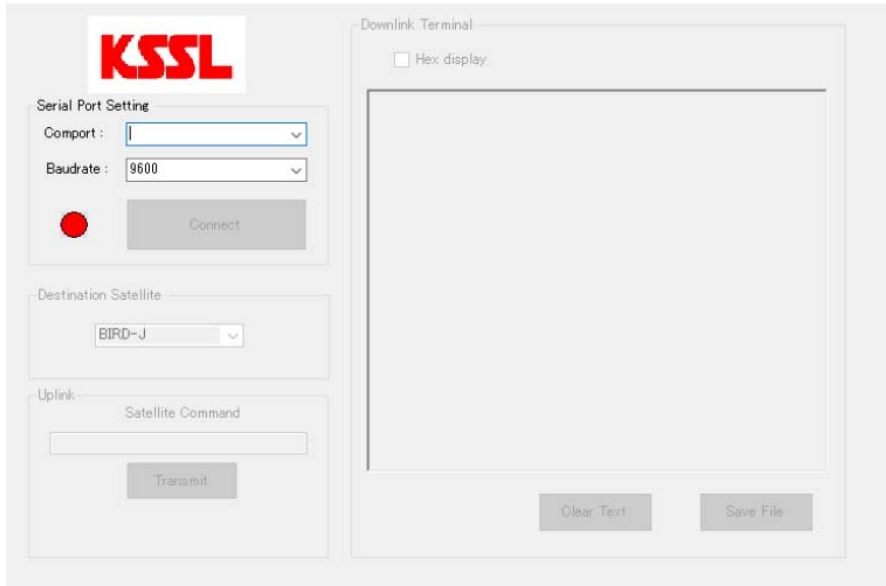


รูปที่ 15.8 รูปโปรแกรมแสดงข้อมูลการ Decode สัญญาณ CW

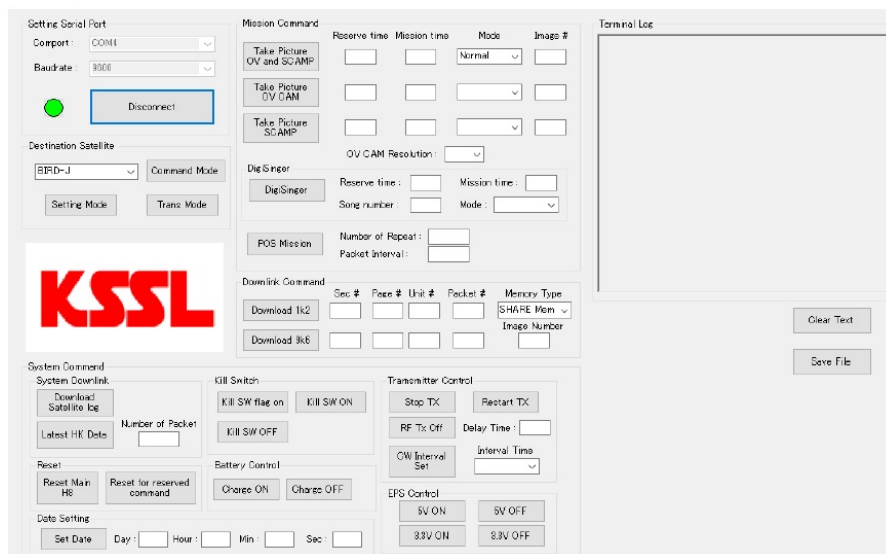
โปรแกรมรับและส่งสัญญาณระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดิน

การรับและส่งสัญญาณระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดินจะกระทำผ่านโปรแกรมส่งสัญญาณคำสั่ง ดังรูปที่ 15.9 เมื่อดาวเทียมได้รับสัญญาณคำสั่งที่ถูกส่งจากโปรแกรมส่งสัญญาณคำสั่งจากสถานีภาคพื้นดินและทำการถอดรหัสได้ถูกต้อง ดาวเทียมจะทำงานตามคำสั่งที่ได้ถูกส่งไปและจะตอบสนองด้วย

ส่งผลการประมวลคำสั่งผ่าน Packet Data ด้วยการโมดูเลตคลื่นวิทยุแบบ GMSK (9600bps) และเมื่อสถานีภาคพื้นดินรับสัญญาณข้อมูลที่เป็นแบบ Packet Data และทำการ Decode ข้อมูลเรียบร้อยแล้ว ข้อมูลต่างๆ จะถูกแสดงด้วยโปรแกรมรับสัญญาณข้อมูลดังแสดงในรูปที่ 15.10



รูปที่ 15.9 รูปโปรแกรมส่งสัญญาณคำสั่งจากสถานีภาคพื้นดิน



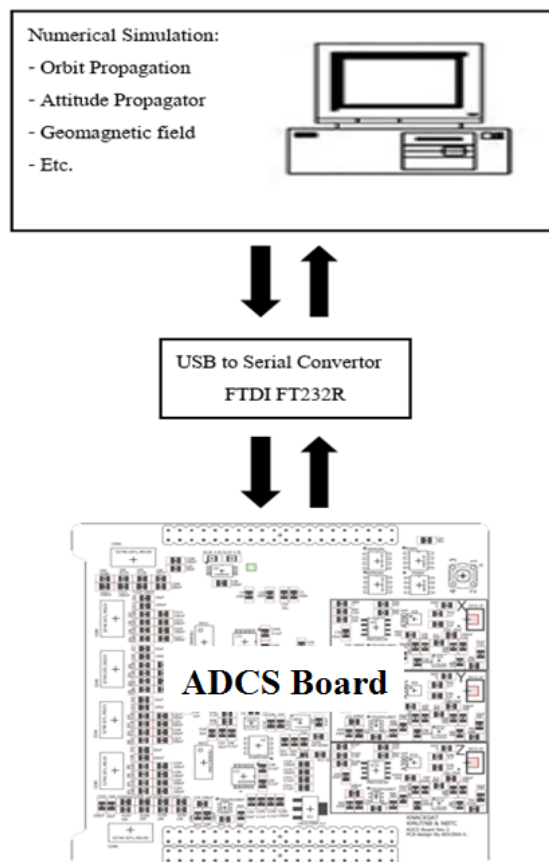
รูปที่ 15.10 รูปโปรแกรมรับสัญญาณข้อมูลจากดาวเทียมด้วยสถานีภาคพื้นดิน

โปรแกรมถ่ายรูป

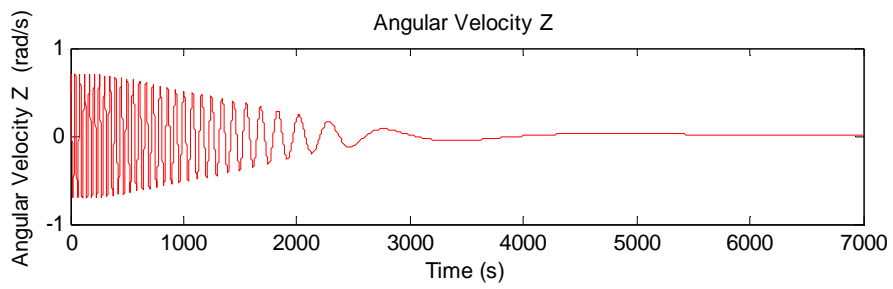
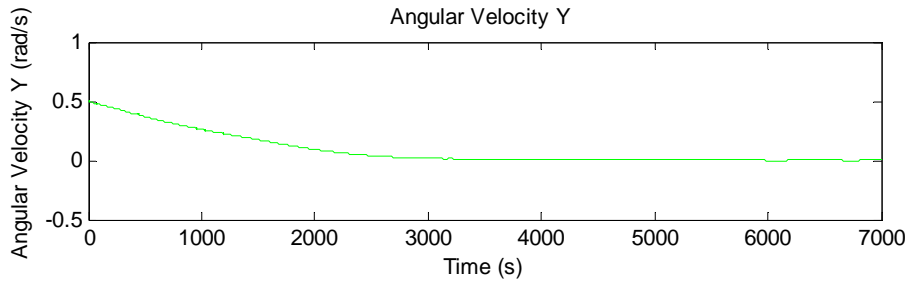
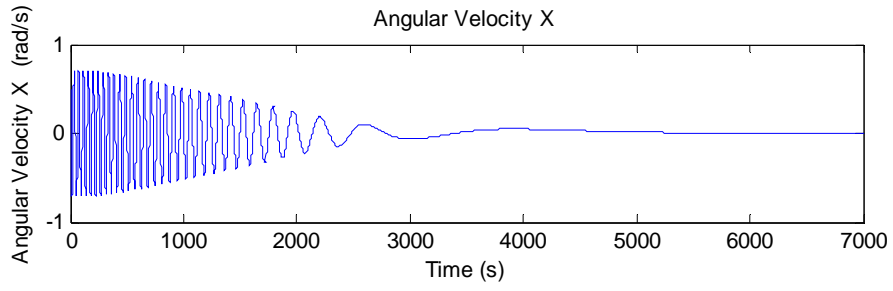
ดาวเทียมสามารถถ่ายรูปได้ตามคำสั่งและบันทึกข้อมูลลงหน่วยความจำได้อย่างถูกต้อง

โปรแกรมการควบคุมการทรงตัวดาวเทียม

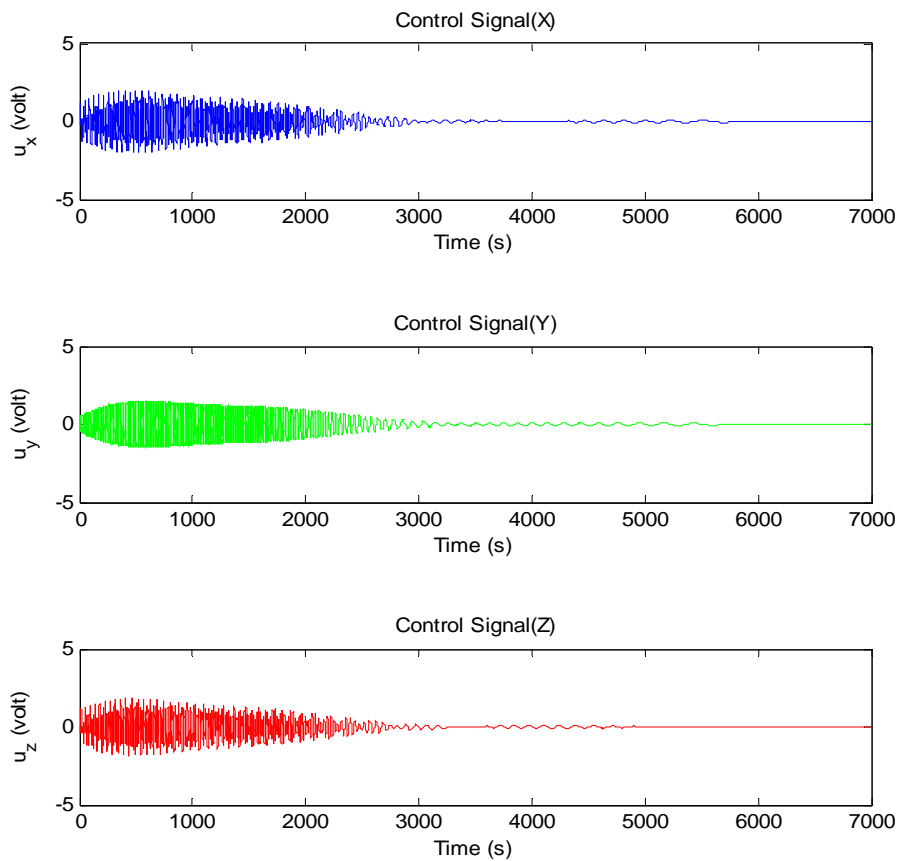
ในส่วนของโปรแกรมไฟล์ซอฟต์แวร์การควบคุมการทรงตัวดาวเทียมจะทำการ Detumbling เพื่อลดหรือขจัดความเร็วเชิงมุมของดาวเทียม โดยในโครงการนี้เลือกใช้กฎการควบคุม B-dot โดยการทดสอบจะเป็นการทดสอบโปรแกรมไฟล์ซอฟต์แวร์ร่วมกับโปรแกรม Simulation ใน MATLAB เพื่อจำลองพลวัตของดาวเทียมในอวกาศและค่าสนามแม่เหล็กโลก ดังแสดงในรูปที่ 15.11 โดยระบบย่อยการหาและควบคุมการทรงตัว (ADCS) จะรับข้อมูลพลวัตและสนามแม่เหล็กจากโปรแกรม Simulation เพื่อทำการคำนวณสัญญาณควบคุมตามกฎการควบคุม B-dot ทั้งหมดบนบอร์ด ADCS จากนั้นสัญญาณควบคุมจากบอร์ด ADCS จะถูกป้อนกลับไปโปรแกรม Simulation เพื่อใช้ในการจำลองพลวัตของดาวเทียมเป็นการทำงานครบรูปรูปที่ 15.12 แสดงผลการทำการของโปรแกรม Detumbling ของดาวเทียม จากรูปที่ 15.12 (ก) จะเห็นว่าเมื่อเวลาผ่านไปค่าความเร็วเชิงมุมที่มีค่าสูงเข้าใกล้ศูนย์เป็นไปตามที่ต้องการ ส่วนรูปที่ 15.12 (ข) จะพบว่า ขนาดของสัญญาณควบคุมมีค่าไม่เกิน 5 โวลต์สอดคล้องกับการทำงานจริงของดาวเทียม



รูปที่ 15.11 แผนผังการทดสอบโปรแกรมการควบคุมการทรงตัวดาวเทียม



(ก) ค่าความเร็วเชิงมุม



(ข) ค่าสัญญาณควบคุม

รูปที่ 15.12 ผลลัพธ์การควบคุมการทรงตัว

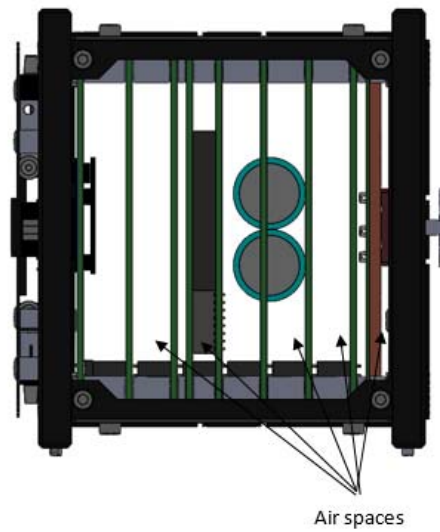
15.2 การทดสอบดาวเทียมตามมาตรฐานการส่งเข้าสู่วงโคจรของต่างประเทศที่ปล่อยจรวด

โครงการดำเนินการตรวจสอบและทดสอบดาวเทียมในหัวข้อต่างๆ และผ่านความเห็นชอบจากบริษัท Spaceflight Inc. แล้ว ดังนี้

15.2.1 Venting

ข้อกำหนดได้กำหนดให้ค่า Air Space Volume ต่อ Venting Area ต้องไม่เกิน 2,000 นิ้ว ซึ่งจากรูปที่ 15.13 ค่า Air Space Volume (ASV) สามารถประมาณการได้ดังนี้

$$\begin{aligned}
 \text{ASV} &= \text{Spacecraft Volume} - \text{PCBs Volume} - \text{Connectors Volume} - \text{Batteries Volume} \\
 &= 1,000,000 \text{ มม.}^3 - 12,960 \times 9 \text{ มม.}^3 - 2161.41 \times 18 \text{ มม.}^3 - 17,529.19 \times 2 \text{ มม.}^3 \\
 &= 809,396.38 \text{ มม.}^3
 \end{aligned}$$

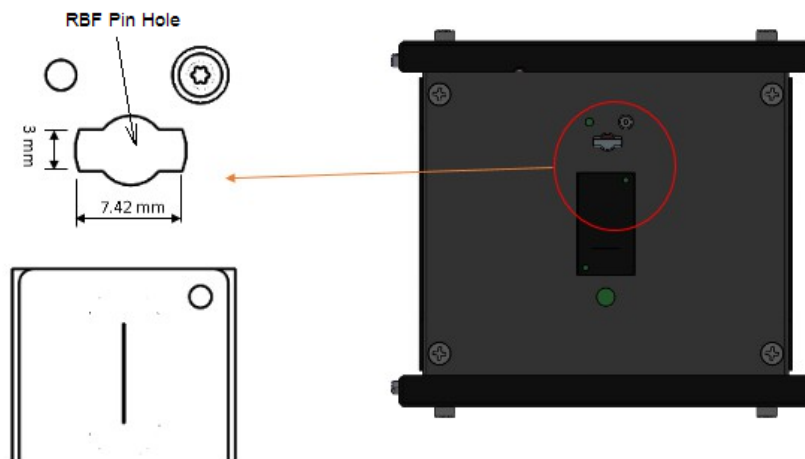


รูปที่ 15.13 Air Space Volume

เนื่องจากบนดาวเทียมมีรูสำหรับเสียบ RBF Pin ซึ่งมีพื้นที่ประมาณ $7.42 \times 3 = 22.26 \text{ มม.}^2$ ดังแสดงในรูปที่ 15.14 ดังนั้นดาวเทียมมี Venting Area (VA) ไม่น้อยกว่า 22.26 มม.^2 จะได้ค่า AVS/VA ดังนี้

$$\begin{aligned} \text{AVS/VA} &< 809,396.38/22.26 = 36,361.02 \text{ มม.} \\ &= 1,431.54 \text{ นิ้ว} \end{aligned}$$

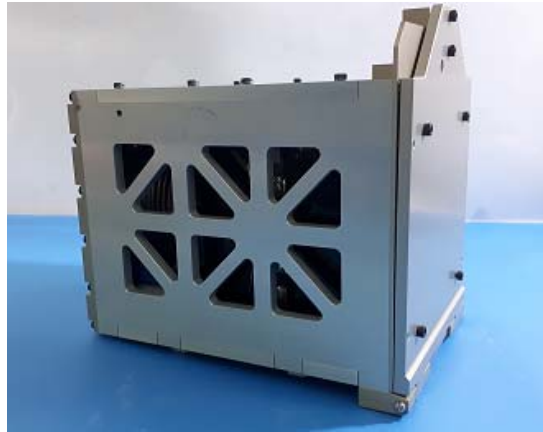
ซึ่งเป็นไปตามข้อกำหนด



รูปที่ 15.14 Venting Area

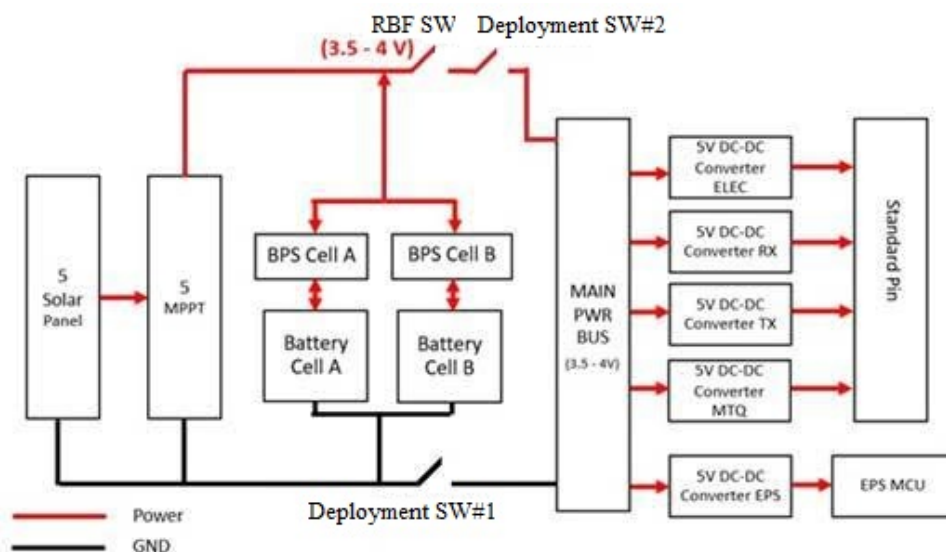
15.2.2 Fit Check

บริษัท Spaceflight Inc. ได้ส่ง TestPOD ดังแสดงในรูปที่ 15.15 มาให้เพื่อใช้สำหรับการทดสอบ Fit Check และ Vibration Test โดยในการทำ Fit Check จะทำการตรวจสอบ 3 อย่าง คือ (1) การเข้ากันได้ของดาวเทียมกับ TestPOD (2) ความสามารถนำ RBF Pin ออกได้โดยไม่ต้องเปิดผนังด้านข้าง และ (3) การตัดการทำงานของดาวเทียมในขณะที่ดาวเทียมบรรจุอยู่ใน TestPOD

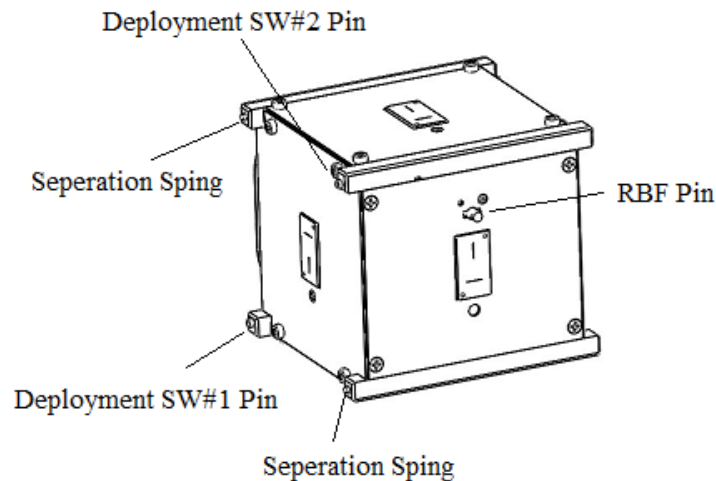


รูปที่ 15.15 TestPOD

รูปที่ 15.16 แสดงแผนผังวงจรการตัดพลังงานไฟฟ้าของดาวเทียม ซึ่งใช้ RBF SW จำนวน 1 ตัว และ Deployment SW จำนวน 2 ตัวในการตัดพลังงานไฟฟ้าเพื่อให้ดาวเทียมทุกระบบไม่ทำงาน โดย RBF SW จะถูกกดให้ตัดไฟฟ้าเมื่อเสียบ RBF Pin เข้ากับดาวเทียม ส่วน Deployment SW จะถูกกดด้วย Deployment SW Pin (ดังแสดงในรูปที่ 15.17) เมื่อดาวเทียมบรรจุอยู่ใน POD (Deployer)

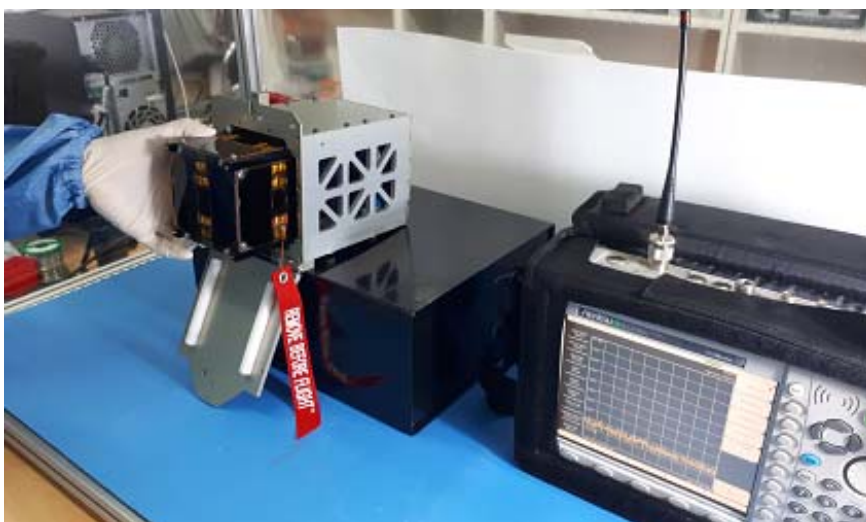


รูปที่ 15.16 วงจรตัดพลังงานไฟฟ้า



รูปที่ 15.17 ตำแหน่ง RBF Pin และ Deployment SW Pin

ผลการทดสอบแสดงในรูปที่ 15.18 ถึงรูปที่ 15.20 โดยในที่นี้ได้กำหนดโปรแกรมการทำงานให้ดาวเทียมส่งสัญญาณ CW ออกมาอย่างต่อเนื่อง รูปที่ 15.18 ดาวเทียมยังมี RBF Pin เสียบอยู่ ดังนั้นระบบไฟฟ้าจะถูกตัดจึงไม่มีการทำงานใดๆ จะสังเกตว่า Spectrum Analyzer ตรวจไม่เจอสัญญาณ CW จากนั้นในรูปที่ 15.19 ได้ทำการถอด RBF Pin ออกก่อนที่จะบรรจุดาวเทียมใส่ใน TestPOD เต็มตัว โดยไม่ต้องเปิดผนังด้านข้าง สอดคล้องกับข้อกำหนดข้อที่ 2 และจะสังเกตว่าขณะที่ดาวเทียมทำงานอยู่ โดย Spectrum Analyzer ตรวจพบสัญญาณ CW จากนั้นในรูปที่ 15.20 ได้ทำการปิดฝา TestPOD ส่งผลให้ Deployment SW ถูกกด และระบบไฟฟ้าถูกตัดและไม่มีการทำงานใดๆ เกิดขึ้น ซึ่งจะสังเกตว่า Spectrum Analyzer ตรวจไม่เจอสัญญาณ CW รูปที่ 15.20 แสดงให้เห็นดาวเทียมสามารถบรรจุอยู่ใน TestPOD ได้ สอดคล้องกับข้อกำหนดที่ 1 และมีการตัดการทำงานของดาวเทียมในขณะที่ดาวเทียมบรรจุอยู่ใน TestPOD เป็นไปตามข้อกำหนดที่ 3



รูปที่ 15.18 ดาวเทียมไม่ทำงานเนื่องจาก RBF Pin เสียบอยู่



รูปที่ 15.19 ดาวเทียมทำงานเมื่อนำ RBF Pin ออก



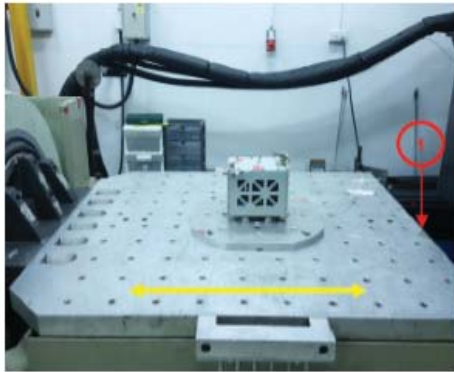
รูปที่ 15.20 ดาวเทียมไม่ทำงานหลังจากปิดฝา TestPOD

15.2.3 Vibration Test

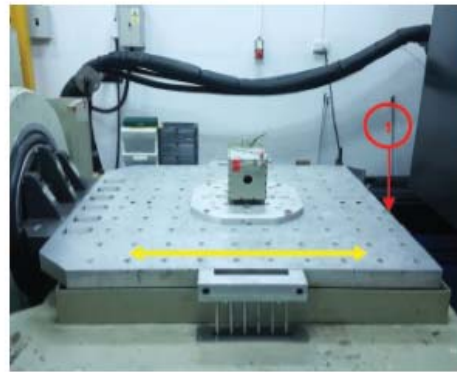
การทำ Vibration Test มีการทดสอบ 3 อย่างคือ

1. Modal Survey Test เพื่อตรวจสอบว่าความถี่ธรรมชาติของดาวเทียมมีค่าสูงกว่า 150 Hz
2. Random Vibration Test เพื่อยืนยันว่าดาวเทียมทนสภาวะการสั่นจากตัวจรวด
3. Sine Bust Test เพื่อยืนยันว่าดาวเทียมทนแรงกระทำจากตัวจรวด

เนื่องจากโครงการไม่มีเครื่อง Vibration Test ดังนั้นจึงได้จัดจ้างการทำ Vibration Test กับบริษัท TÜV SÜD THAILAND รูปที่ 15.21 แสดงทิศทางการสั่นในแต่ละแกนและตำแหน่งการติดตั้งเซ็นเซอร์ 4 ตัว ดังแสดงด้วยตัวเลข 1-4 ในวงกลม



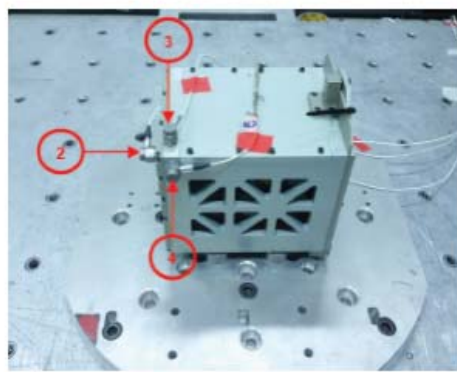
Vibration test setup: Z Axis



Vibration test setup: Y Axis



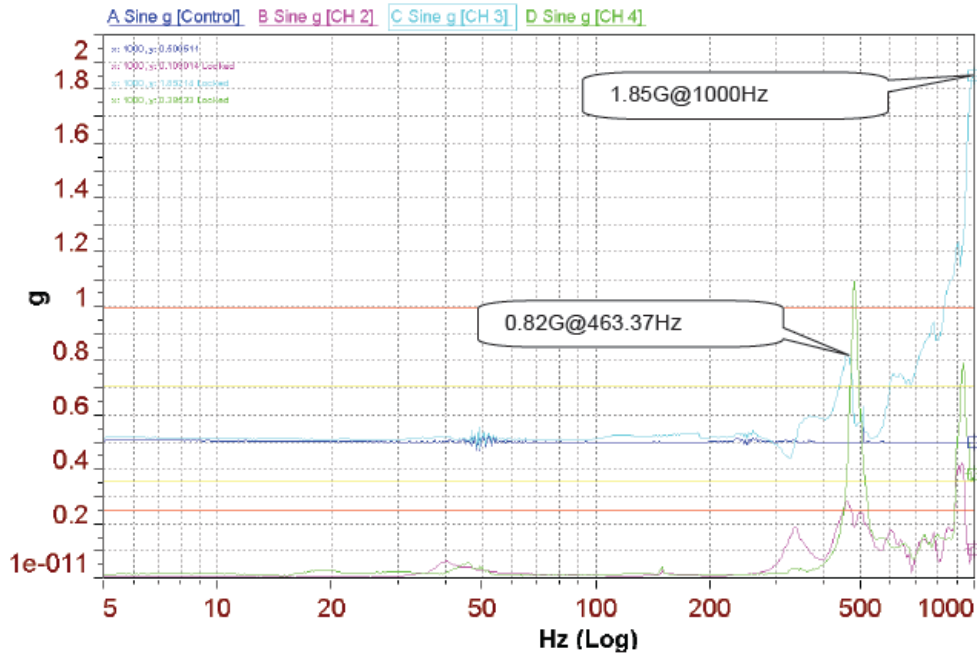
Vibration test setup: X Axis



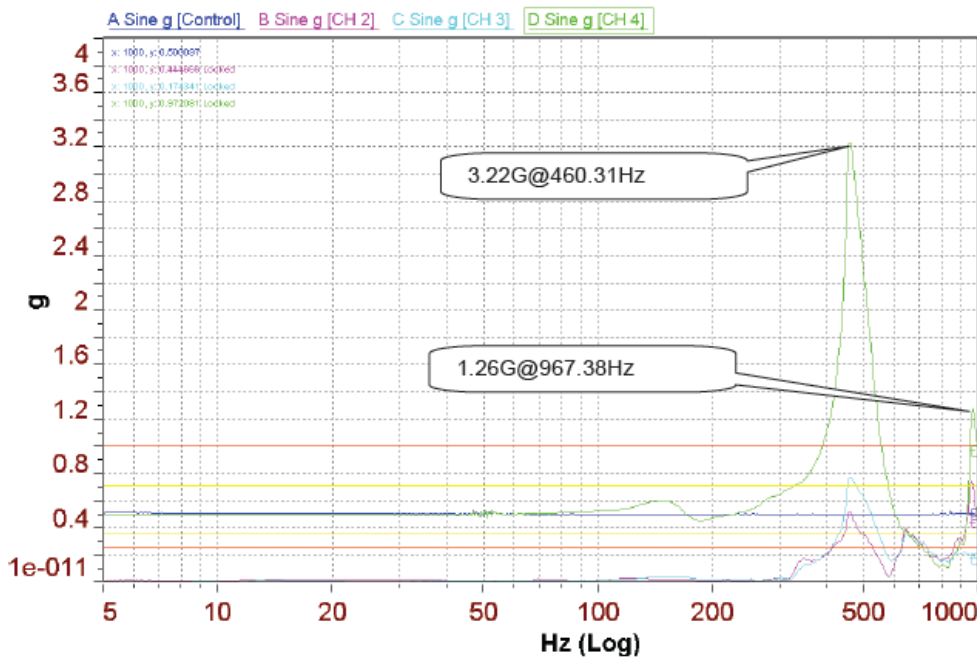
Monitoring sensors locations

รูปที่ 15.21 ทิศทางการสั่นในแต่ละแกนและตำแหน่งการติดตั้งเซ็นเซอร์

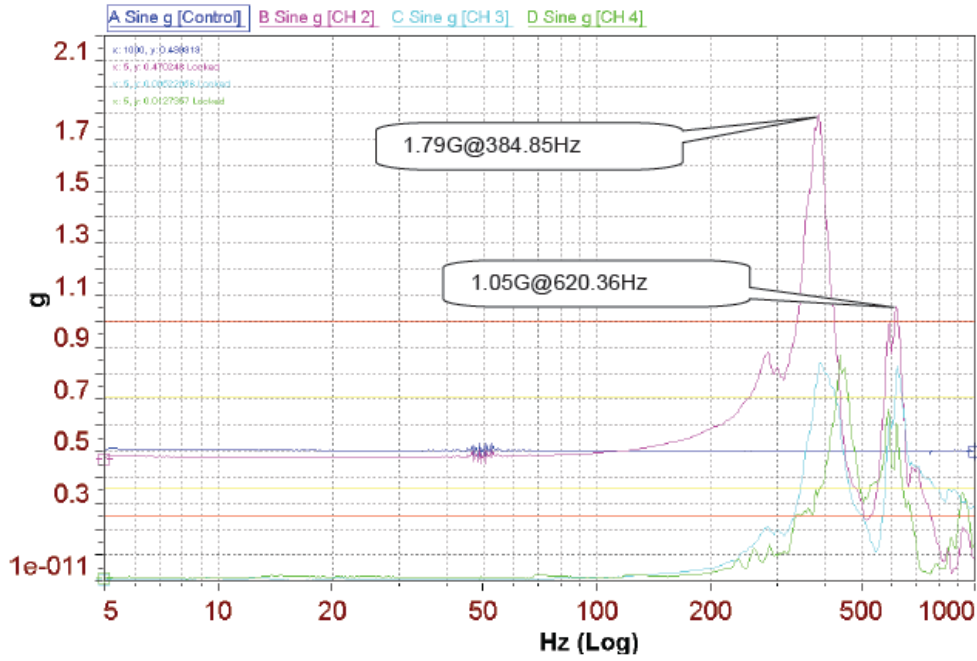
รูปที่ 15.22 ถึงรูปที่ 15.24 แสดงผลการหาความถี่ธรรมชาติในแต่ละแนวแกน ซึ่งจะพบว่า ความถี่ธรรมชาติโหมดแรกทุกแนวแกนมีค่าสูงกว่า 150 Hz สอดคล้องกับข้อกำหนดที่ 1



รูปที่ 15.22 ผลการทำ Modal Survey Test ในแนวแกน X

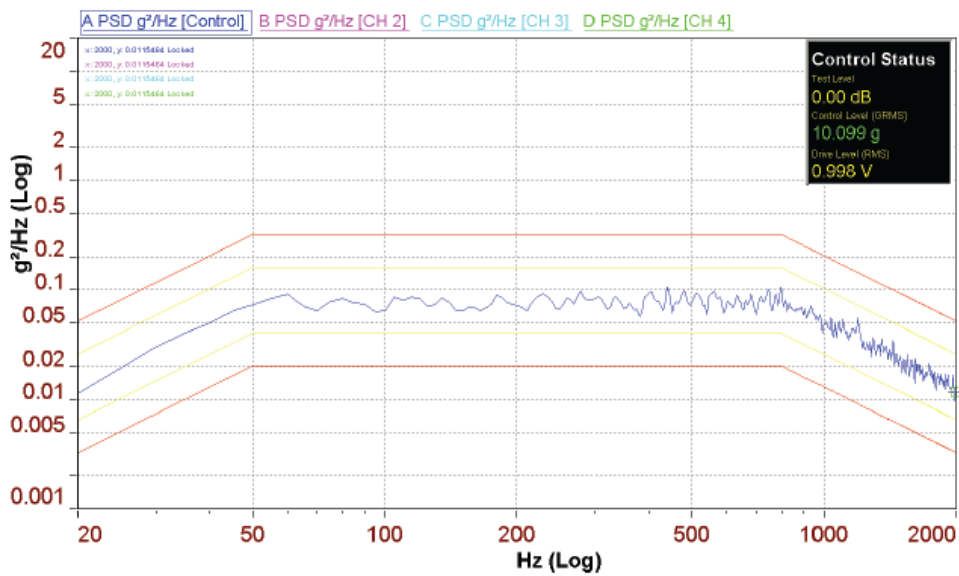


รูปที่ 15.23 ผลการทำ Modal Survey Test ในแนวแกน Y

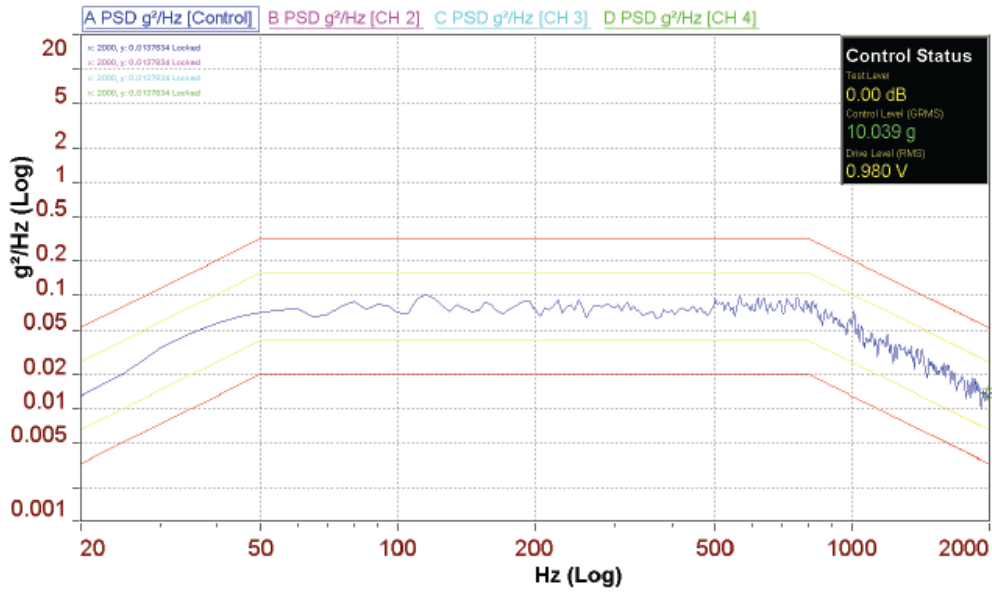


รูปที่ 15.24 ผลการทำ Modal Survey Test ในแนวแกน Z

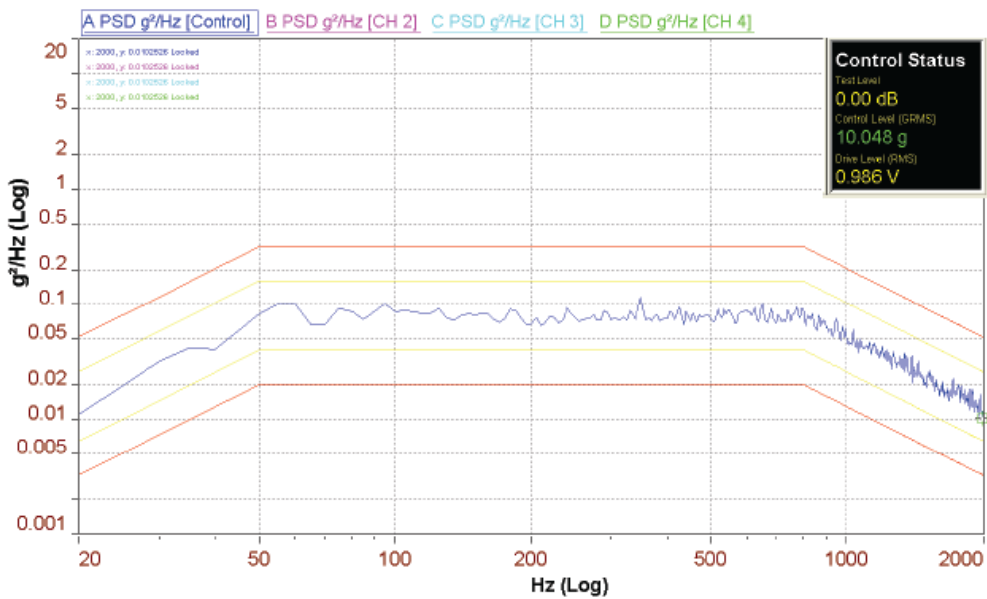
รูปที่ 15.25 ถึงรูปที่ 15.27 แสดง Spectrum ของการทำ Random Vibration Test ว่าเป็นไปตามข้อกำหนด



รูปที่ 15.25 Spectrum ของการทำ Random Vibration Test ในแนวแกน X

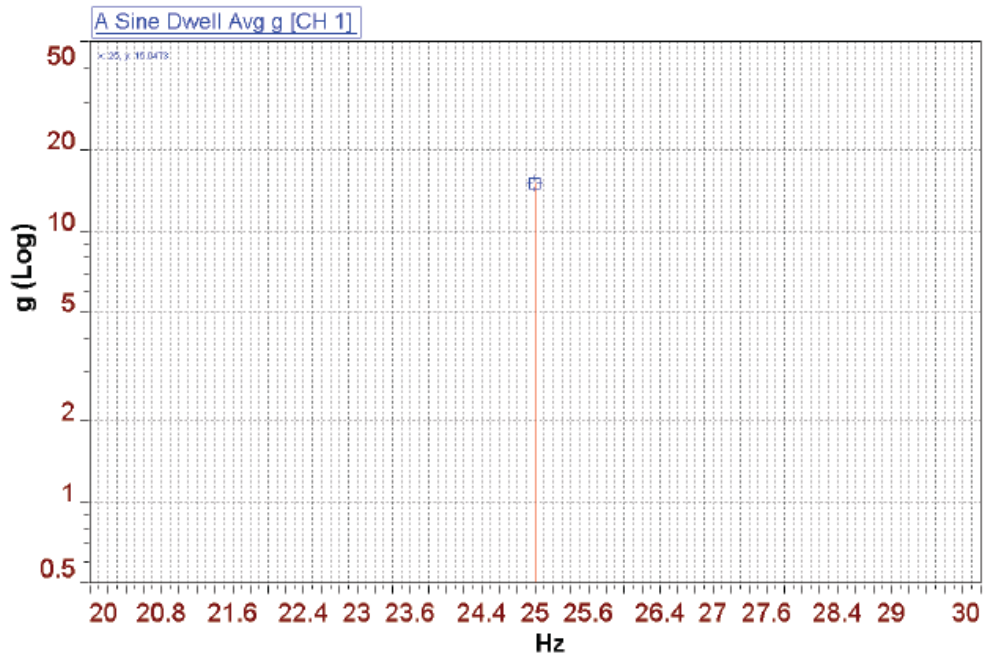


รูปที่ 15.26 Spectrum ของการทำ Random Vibration Test ในแนวแกน Y

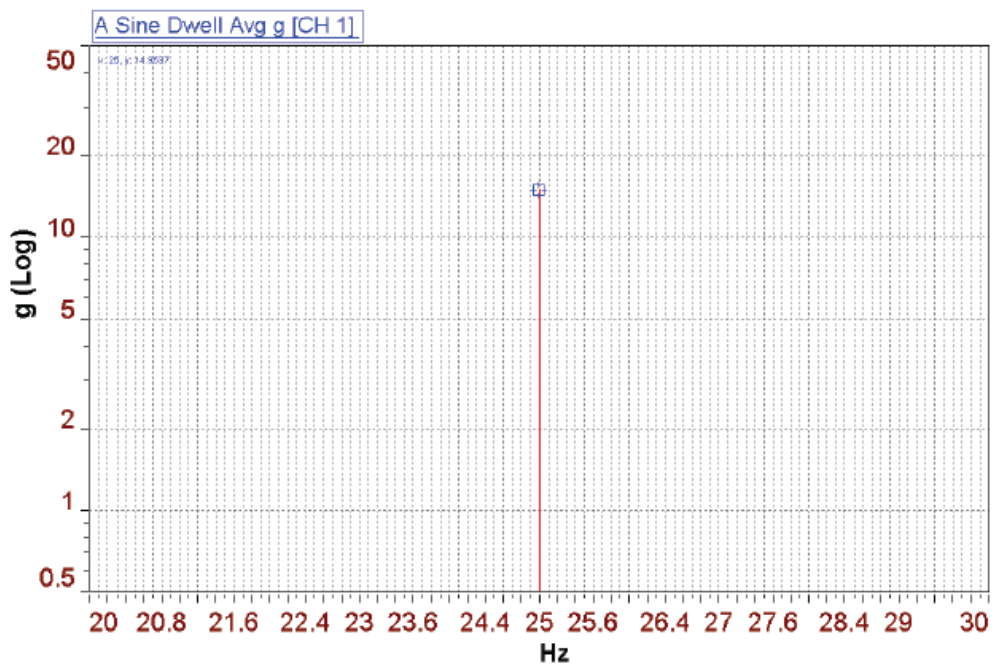


รูปที่ 15.27 Spectrum ของการทำ Random Vibration Test ในแนวแกน Z

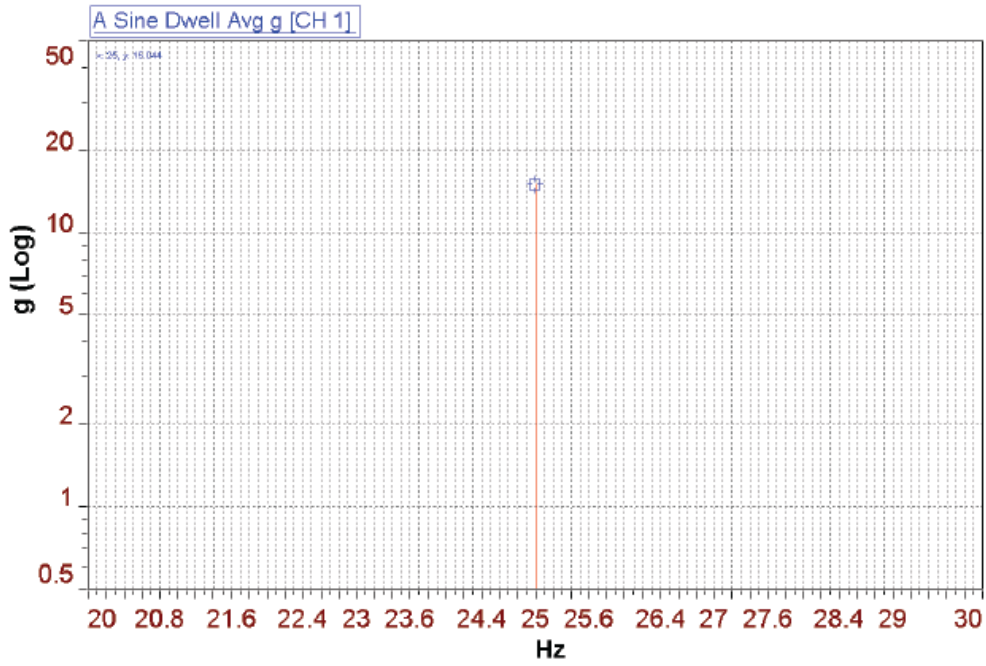
ส่วน Sine Bust Test ทำการทดสอบที่ความถี่ 25Hz โดยขนาดความเร่ง 15g เป็นระยะเวลา 1 วินาที ดังกราฟ Spectrum ที่แสดงในรูปที่ 15.28 ถึงรูปที่ 15.30



รูปที่ 15.28 Spectrum ของการทำ Sine Bust Test ในแนวแกน X

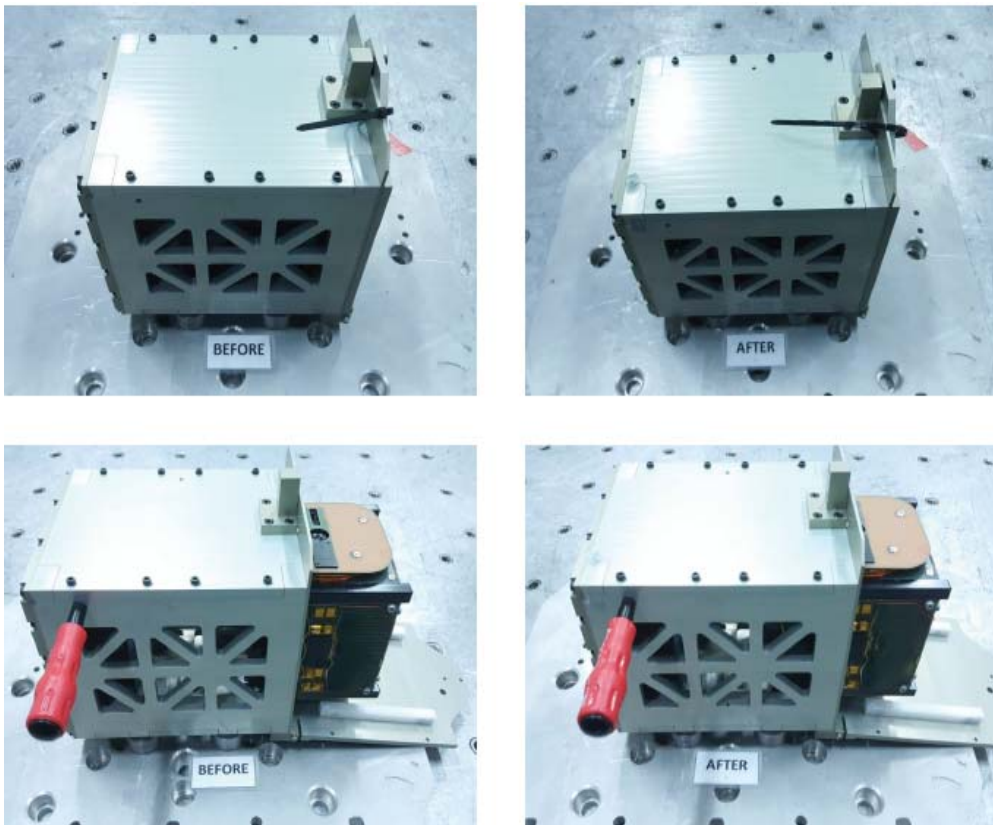


รูปที่ 15.29 Spectrum ของการทำ Sine Bust Test ในแนวแกน Y



รูปที่ 15.30 Spectrum ของการทำ Sine Bust Test ในแนวแกน Z

ผลการทดสอบพบว่า ดาวเทียมไม่เกิดความเสียหาย ดังแสดงในรูปที่ 15.31 สอดคล้องกับข้อกำหนดที่ 2 และ 3



รูปที่ 15.31 ภาพถ่ายก่อนและหลังการทำ Vibration Test

15.2.4 Bakeout Test

การทำ Bakeout Test กำหนดให้ออบดาวเทียม KNACKSAT ที่ความดันไม่เกิน 1×10^{-4} Torr และ อุณหภูมิไม่ต่ำกว่า 60°C เป็นระยะเวลาไม่น้อยกว่า 6 ชั่วโมง เพื่อตรวจสอบว่าค่า Total Mass Loss ของ ดาวเทียมไม่เกิน 1% โดยโครงการได้รับความอนุเคราะห์จากสถาบันวิจัยแสงซินโครตรอน (องค์การมหาชน) ในการอบดาวเทียม โดยใช้เครื่อง Vacuum Brazing Furnace ดังแสดงในรูปที่ 15.32

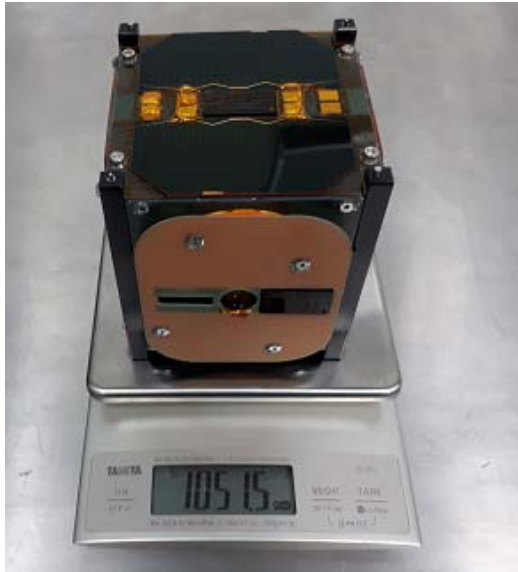


รูปที่ 15.32 ภาพถ่ายเครื่อง Vacuum Brazing Furnace

รูปที่ 15.33 แสดงภาพถ่ายของดาวเทียม KNACKSAT ขณะอยู่ภายในเครื่องอบ ค่ามวลของดาวเทียม ก่อนทำการอบมีค่าเท่ากับ 1051.5 กรัม ดังแสดงในรูปที่ 15.34(ก) ค่าความดันและอุณหภูมิภายในเครื่องอบ ระหว่างการอบแสดงในรูปที่ 15.35 และค่ามวลของดาวเทียมหลังทำการอบมีค่าเท่ากับ 1051.0 กรัม ดังแสดง ในรูปที่ 15.34(ข) ซึ่งพบว่ามีค่า $\text{TML} = (1051.5 - 1051.0) / 1051.5 = 0.048\% < 1\%$ สอดคล้องกับข้อกำหนด



รูปที่ 15.33 ภาพถ่ายขณะที่ดาวเทียมอยู่ภายในเครื่อง Vacuum Brazing Furnace

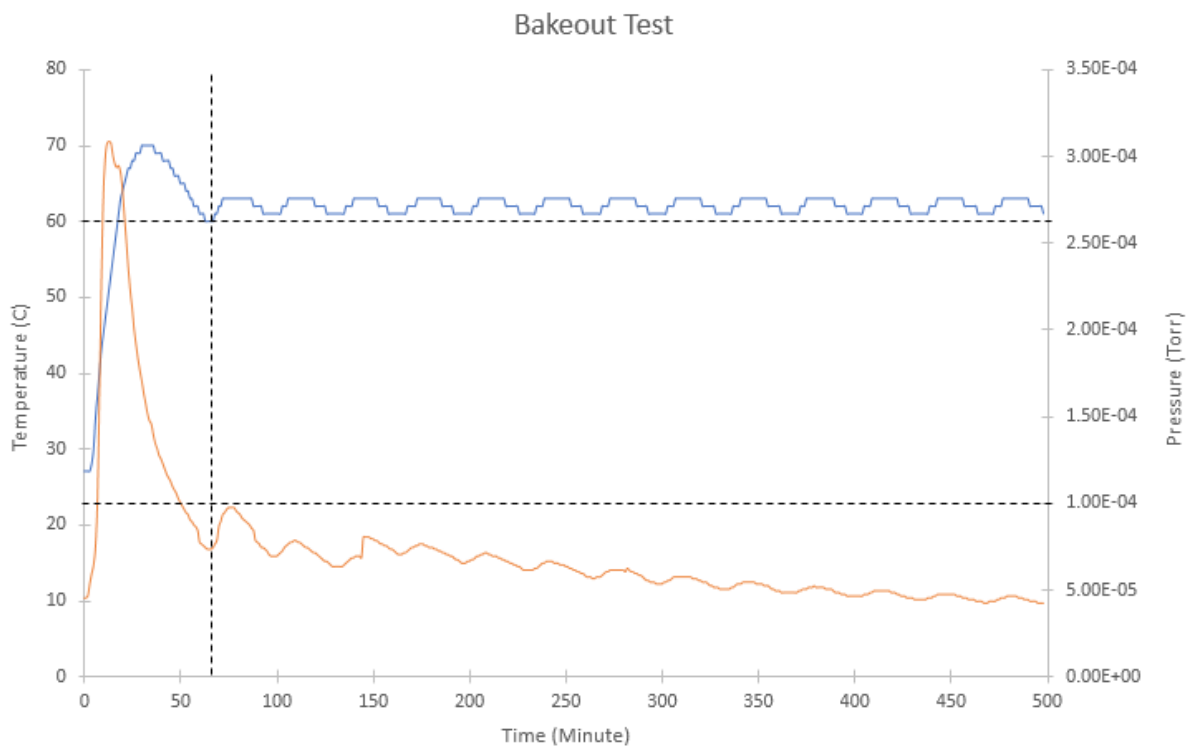


(ก) ก่อนทำการอบ



(ข) หลังทำการอบ

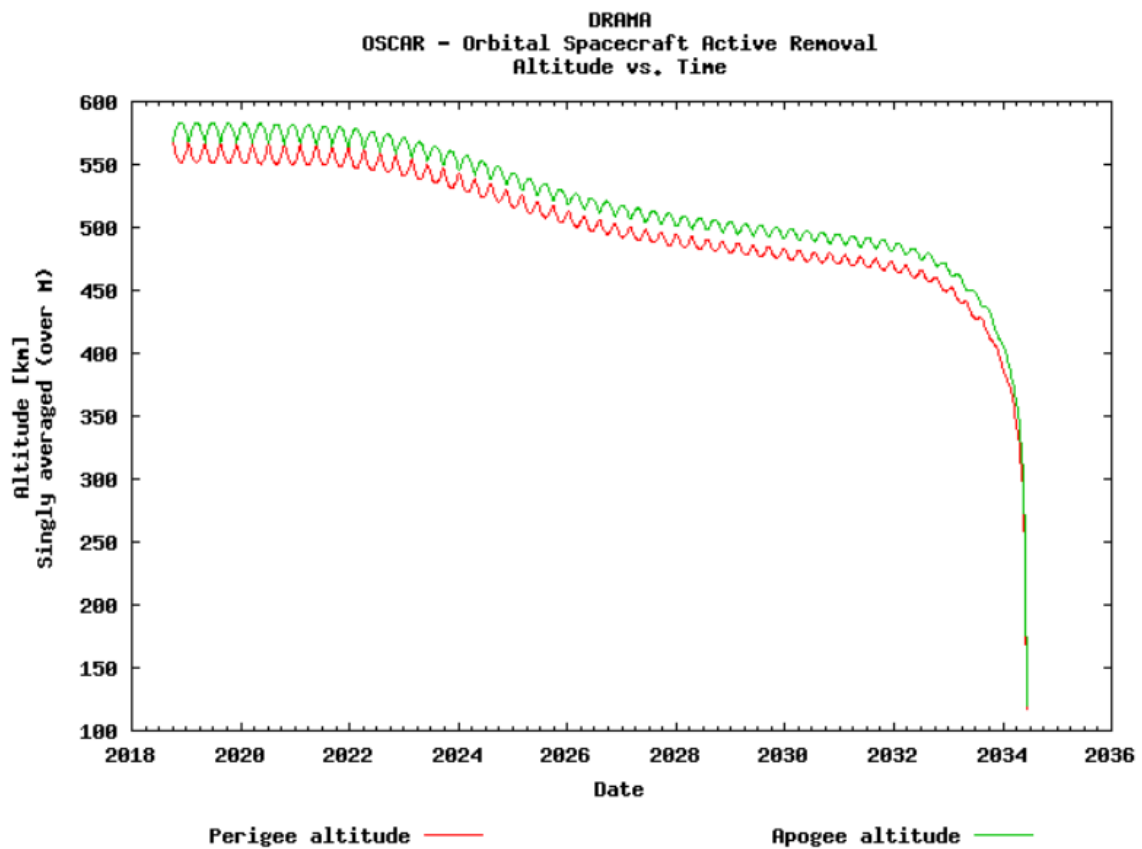
รูปที่ 15.34 ภาพถ่ายแสดงค่ามวลของดาวเทียมก่อนและหลังทำการอบ



รูปที่ 15.35 กราฟแสดงค่าความดันและอุณหภูมิระหว่างการอบ

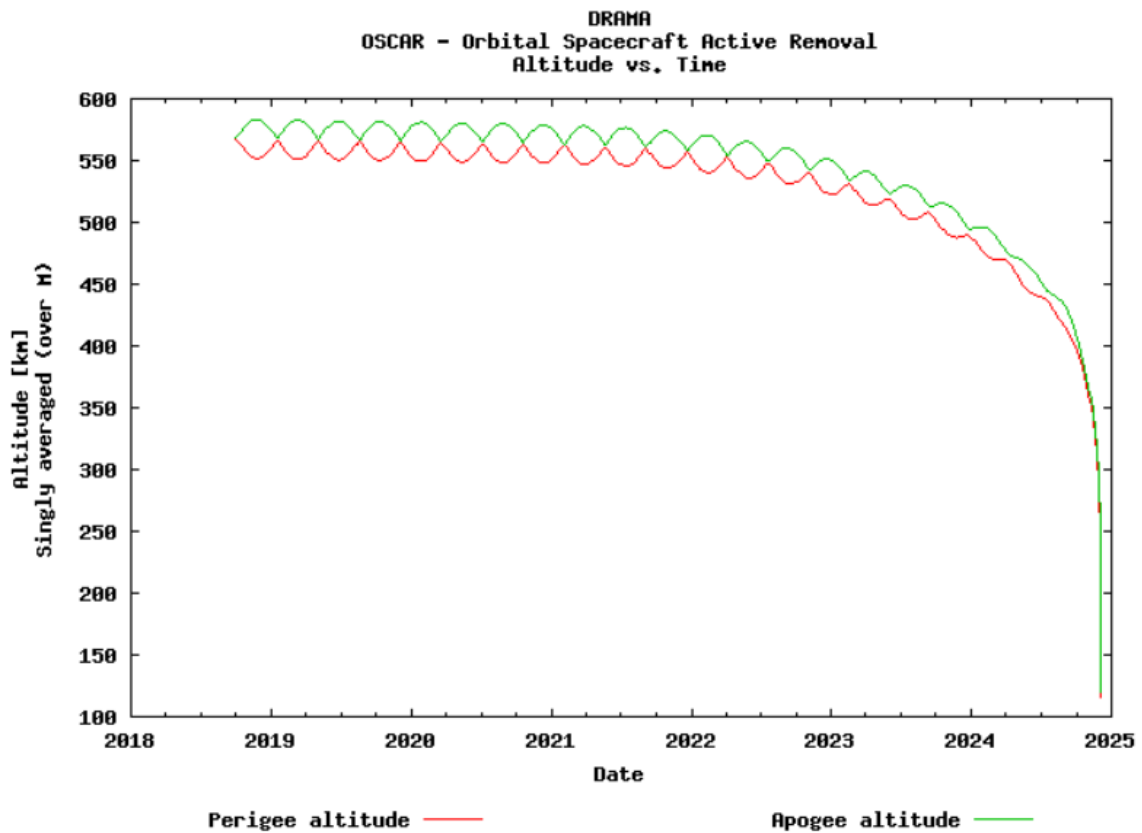
15.2.5 Debris Analysis

จากการวิเคราะห์ด้วยโปรแกรม DRAMA Version 2.2.0 ของ ESA พบว่าดาวเทียมจะ de-orbit ภายในเวลาไม่เกิน 25 ปีตามข้อกำหนดในเรื่องขยะอวกาศ ดังแสดงในรูปที่ 15.36 และ 15.37 จากรูปที่ 15.36 ซึ่งวิเคราะห์โดยพิจารณาพื้นที่หน้าตัดน้อยสุดของดาวเทียมเท่ากับ 100 ตารางเซนติเมตร และสายอากาศดาวเทียมไม่ได้กางออก พบว่าดาวเทียมจะ de-orbit ภายในเวลา 16.47 ปี



รูปที่ 15.36 กราฟแสดงการ de-orbit ภายในเวลา 16.47 ปี

รูปที่ 15.37 เป็นการวิเคราะห์โดยพิจารณาพื้นที่หน้าตัดเฉลี่ยของดาวเทียมรวมกับพื้นที่หน้าตัดของสายอากาศ ซึ่งมีค่าเท่ากับ 225 ตารางเซนติเมตร พบว่าดาวเทียมจะ de-orbit ภายในเวลา 6.49 ปี



รูปที่ 15.37 กราฟแสดงการ de-orbit ภายในเวลา 6.49 ปี

บทที่ 16

การประชุมวิชาการ

โครงการฯ ได้เข้าร่วมการประชุมวิชาการในระดับชาติและนานาชาติเพื่อเป็นการเผยแพร่ผลงานและความรู้สู่สาธารณะอย่างต่อเนื่อง ตลอดจนได้จัดอบรมการใช้งานสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียมเพื่อเป็นการเผยแพร่องค์ความรู้และเทคโนโลยีด้านอวกาศให้กับนักศึกษา

16.1 การประชุมวิชาการ

16.1.1 การประชุมวิชาการระดับนานาชาติ

1. Apiwat Jirawattanaphol, Suramate Chalermwisutkul and Phongsatorn Saisujarit, “Design and Development of Ground Station Network for Nano-Satellites, Thailand Ground Station Network,” The 8th Thailand- Japan International Academic Conference (TJIAC), 29 Oct. 2016, Tokyo, Japan (รูปที่ 16.1)

Conference Proceedings
The 8th Thailand-Japan International Academic Conference 2016

Design and Development of Ground Station Network for Nano-Satellites, Thailand Ground Station Network

Apiwat Jirawattanaphol^{1,2,a}, Suramate Chalermwisutkul¹, and Phongsatorn Saisujarit¹

¹ King Mongkut's University of Technology North Bangkok, Bangkok, Thailand

² Laboratory of Spacecraft Environment Interaction Engineering Kyushu Institute of Technology, Kitakyushu, Japan

E-mail: ^aapiwatjira26@gmail.com (Corresponding author)

Abstract Thailand ground station network is designed to support the communication systems of CubeSats by connecting the four ground stations of each member via internet to increase the communication time between the ground stations and the satellites. Thus, the network operation can increase the downlink data throughput. During the operation time, each ground station shall access the operation schedule pre-programmed in the network server, and uplink a set of command to the CubeSats, as well as receive mission data from them by using the satellites tracking system. Later, the received mission data will be stored in the network server database for further post processing and analysis.

Keywords: CubeSat, Satellite Communication, Satellite Ground Station, Ground Station Network

1. Introduction

KNACKSAT [1] is a CubeSat project under development by the students and faculty members of King Mongkut's University of Technology North Bangkok (KMUTNB). The project was initiated in 2012 with a financial support from the Office of National Broadcasting and Telecommunications Commission of Thailand (NBTC) to design and fabricate a 1U nanosatellite named KNACKSAT

รูปที่ 16.1 บทความการประชุมวิชาการ TJIAC-2016

2. Nawarat Worrakul, Krongkaew Laohalidanond, Phongsatorn Saisutjarit, Suwat Kuntanapreeda and Takaya Inamori, “Design and development of KNACKSAT: First fully in-house developed satellite in Thailand,” Third Asian Conference on Defence Technology (ACDT), 18-20 Jan. 2017, Phuket, Thailand (รูปที่ 16.2)

Third Asian Conference on Defence Technology (3rd ACDT)

Design and Development of KNACKSAT

First fully in-house developed satellite in Thailand

Nawarat Worrakul, Krongkaew Laohalidanond,
Phongsatorn Saisutjarit, Suwat Kuntanapreeda
Department of Mechanical and Aerospace Engineering,
Faculty of Engineering,
King Mongkut's University of Technology North Bangkok,
Wongsawang Bang sue, Bangkok, Thailand
nt.worrakul@gmail.com

Takaya Inamori
Department of Aerospace Engineering, Nagoya University,
Graduate School of Engineering, Furo-cho, Chikusa-ku,
Nagoya, Japan
takayainamori@gmail.com

Abstract—This study presents conceptual design and development of a 1U CubeSat satellite named KNACKSAT (KmutNb Academic Challenge of Knowledge SATellite). The minimum requirements of the satellite are that its maximum dimensions are 10 cm × 10 cm × 10 cm and a maximum mass is 1.3 kilogram. The components used are commercial off-the-shelf. The main functions of the satellite include transmitting housekeeping data through a continuous wave, sending uplink commands and downlink data through radio frequencies, and taking images by using a CMOS camera. KNACKSAT consists of seven subsystems: (1) Electrical Power Subsystem, (2) Camera Subsystem (or Payload), (3) Structure Subsystem, (4) Command and Data Handling Subsystem, (5) Attitude Determination and Control Subsystem, (6) Communication Subsystem and (7) Deployment Control Subsystem. The satellite is planned to be launched into a sun-synchronous orbit in 2017. Some results of a functional integration test of the subsystems through TableSat are also presented in this paper.

Keywords—CubeSat; Pico/Nano/Micro satellite; Piggyback; KNACKSAT; Conceptual Design

I. INTRODUCTION

The project “KNACKSAT” (KmutNb Academic Challenge of Knowledge SATellite) is the design and construction of a

testing 3-axis attitude control by using magnetic torquers, (4) verifying a deorbit technology by a magnetic torque, and (5) confirming the uses of Commercial Off-The-Shelf (COTS) components in space. Fig. 1 displays a model of KNACKSAT.

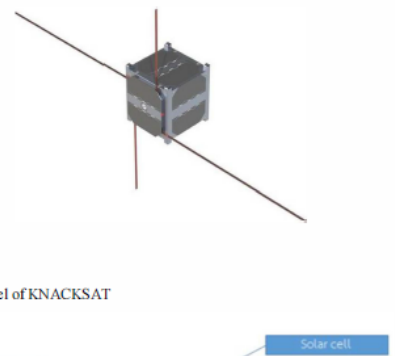


Fig. 1. (a) Model of KNACKSAT

(ก) หน้าแรก

Fig. 11. System integration test with TableSat

TABLE IV. COMMAND FOR INTEGRATION TEST

No.	Command	Description
1	CAM ON	Turn on camera power
2	CAM OFF	Turn off camera power
3	INIT CAM	Initialization camera subsystem
4	CAM FLASH	Save image to flash memory
5	TK PIC	Camera mode
6	CAM TEMP	Camera temperature

(ข) กิตติกรรมประกาศ

รูปที่ 16.2 บทความการประชุมวิชาการ ACDT-2017

ACKNOWLEDGMENT

This work was financially supported by the National Broadcasting Telecommunications Commission (NBTC), Thailand. The authors would like to thank the Intelligent Space Systems Laboratory, the University of Tokyo, Microwave and Radio Frequency Laboratory, the Sirindhorn International Thai-German Graduate School of Engineering, ESTCUBE team and the RWTH University for their technical contributions to this work.

3. Suramate Chalermwisutkul, Apiwat Jirawattanaphol, Vasan Jantarachote and Kirote Arpanutud, "Communication system development of the pioneer Thai CubeSat project: KNACKSAT," 2017 International Symposium on Antennas and Propagation (ISAP), 30 Oct.-2 Nov. 2017, Phuket, Thailand (รูปที่ 16.3)

Communication System Development of the Pioneer Thai CubeSat Project: KNACKSAT

Suramate Chalermwisutkul¹, Apiwat Jirawattanaphol², Vasan Jantarachote¹

¹The Sirindhorn International Thai-German Graduate School of Engineering (TGGS)

²Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Faculty of Engineering

King Mongkut's University of Technology North Bangkok

suramate.c.ce@tggs-bangkok.org, apiwatjira26@gmail.com, vasan.j-ce2015@tggs-bangkok.org

Kirote Arpanutud

Thailand Advanced Institute of Science and Technology and Tokyo Institute of Technology (TAIST-Tokyo Tech)

Department of Electrical Engineering, Faculty of Engineering, Kasetsart University

apc_mp5@hotmail.com

Abstract—Development of a 1-U CubeSat communication system is presented in this paper. GMSK modulated data from the satellite is transmitted to the ground station via a UHF channel. The uplink of the FSK modulated command from ground to the satellite is carried out via a VHF channel. As Tx and Rx antennas aboard KNACKSAT—the CubeSat to be created in this project, half wavelength dipoles were chosen. The developed communication system have successfully been tested with data communication between the satellite and the ground station.

Keywords—CubeSat, VHF/UHF Dipole Antenna, Bus system

I. INTRODUCTION

After specifications of CubeSat were issued by California Polytechnic State University and Stanford University in 1999 [1], this kind of miniature satellites with the size of 10x10x10 cm and the weight of approximately 1 kilogram was developed by academies, private companies and organizations in various countries around the world [2]. In case of Thailand, the CubeSat activity has started with the capacity building and

design and in-house development of the research team. The design concept was proven by the Preliminary Design Review (PDR) in January 2016 and Critical Design Review in March 2017 with the judges from the University of Tokyo, JAXA and Asian Institute of Technology. KNACKSAT is planned to be launched by Q1 of 2018 to a sun synchronous orbit with the altitude of approximately 575 km.

II. KNACKSAT COMMUNICATION SYSTEMS

Design process of the communication system started from analysis of the link budget given an altitude of 575 km, the slant range from the earth station to the satellite with an elevation angle of 10 degrees can be calculated to 1,874 km. The communication system including Tx and Rx boards has been designed to have typical RF parameters similar to other 1-U CubeSats [5] which are working properly at a comparable orbit. Technical parameters of the KNACKSAT communication system are shown in Table I. The block diagram and photographs of the KNACKSAT Tx and Rx modules are depicted in Fig.1 and 2, respectively.

(ก) หน้าแรก

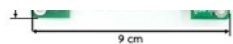


Fig. 2. Photographs of KNACKSAT Tx (above) and Rx (below) modules.

As one of the first satellites ever built and operated completely in Thailand, the main objective of the KNACKSAT project is the proof of the bus system's reliability for future missions and payloads. Thus, simple half-

ACKNOWLEDGMENTS

This work was financially supported by the National Broadcasting Telecommunications Commission (NBTC), Thailand. The authors would like to thank the staffs and researchers of KMUTNB Space Systems Laboratory, Faculty of Engineering, KMUTNB for their technical supports.

(ข) กิตติกรรมประกาศ

รูปที่ 16.3 บทความการประชุมวิชาการ ISAP-2017

4. Aekjira Kuyyakanont, Suwat Kuntanapreeda and Nisai H. Fuengwarodsakul, "On verifying magnetic dipole moment of a magnetic torquer by experiments," 8th TSME-International Conference on Mechanical Engineering (TSME-ICoME 2017), 12–15 Dec. 2017, Bangkok, Thailand (รูปที่ 16.4)

8th TSME-International Conference on Mechanical Engineering (TSME-ICoME 2017) IOP Publishing
IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering 297 (2018) 012011 doi:10.1088/1757-899X/297/1/012011

On verifying magnetic dipole moment of a magnetic torquer by experiments

Aekjira Kuyyakanont^{1*}, Suwat Kuntanapreeda¹ and Nisai H. Fuengwarodsakul²

¹ Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Faculty of Engineering, King Mongkut's University of Technology North Bangkok, Bangkok 10800, Thailand

² Department of Electrical and Software Systems Engineering, The Sirindhorn International Thai-German Graduate School of Engineering, King Mongkut's University of Technology North Bangkok, Bangkok 10800, Thailand

*Corresponding Author: aekjira25757@gmail.com

Abstract. Magnetic torquers are used for the attitude control of small satellites, such as CubeSats with Low Earth Orbit (LEO). During the design of magnetic torquers, it is necessary to confirm if its magnetic dipole moment is enough to control the satellite attitude. The magnetic dipole moment can affect the detumbling time and the satellite rotation time. In addition, it is also necessary to understand how to design the magnetic torquer for operation in a CubeSat under the space environment at LEO. This paper reports an investigation of the magnetic dipole moment and the magnetic field generated by a circular air-coil magnetic torquer using experimental measurements. The experiment testbed was built on an air-bearing under a magnetic field generated by a Helmholtz coil. This paper also describes the procedure to determine and verify the magnetic dipole moment value of the designed circular air-core magnetic torquer. The experimental results are compared with the design calculations. According to the comparison results, the designed magnetic torquer reaches the required magnetic dipole moment. This designed magnetic torquer will be applied to the attitude control systems of a 1U CubeSat satellite in the project "KNACKSAT."

(ก) หน้าแรก

8th TSME-International Conference on Mechanical Engineering (TSME-ICoME 2017) IOP Publishing
IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering 297 (2018) 012011 doi:10.1088/1757-899X/297/1/012011

Acknowledgment

This work was financially supported by the National Broadcasting Telecommunications Commission (NBTC), Thailand. We would like to thank Miss Chanakarn Nin-inchan and Mr. Watcharapong Narongsak for preparing the experimental equipment and testing.

(ข) กิตติกรรมประกาศ

รูปที่ 16.4 บทความการประชุมวิชาการ IOP/TSME-ICoME-2017

5. Phongsakorn Meemak, Phongsatorn Saisutjarit, and Nisai H. Fuengwarodsakul, “Design of power system for KNACKSAT satellite,” 8th TSME-International Conference on Mechanical Engineering (TSME-ICoME 2017), 12–15 Dec. 2017, Bangkok, Thailand (รูปที่ 16.5)

The 8th TSME International Conference on Mechanical Engineering
12-15 December 2017
Bangkok, Thailand



AME0002

Design of power system for KNACKSAT satellite

Phongsakorn Meemak^{1*}, Phongsatorn Saisutjarit¹, and Nisai H. Fuengwarodsakul²

¹Department of Mechanical and Aerospace Engineering,

King Mongkut's University of Technology North Bangkok, Bangkok 10800, Thailand

²Department of Electrical and Software Systems Engineering,

The Sirindhorn International Thai-German Graduate School of Engineering,

King Mongkut's University of Technology North Bangkok, Bangkok 10800, Thailand

*Corresponding Author: phongsakommyart@gmail.com

Abstract. This paper presents the design of a power system for a 1U CubeSat satellite in the KNACKSAT project (KMUTNB Academic Challenge of Knowledge SATellite), which has been started since 2015. The major mission of this KNACKSAT is capturing geographical image. The power system has been designed for continuous operation with high efficiency. It consists of four parts, power generation, power storage, power distribution and power management. Many protections against fault situations have been designed and implemented to enhance reliability and robustness of the power system. Furthermore, the system was constructed using only commercial off-the-shelf components (COTS) in order to prove the possibility to minimize component costs. This paper also discusses the testing conditions with simulated space environment for validating the functionality of the developed power system.

(ก) หน้าแรก

Acknowledgment

This work was financially supported by Broadcasting and Telecommunications Research and Development Fund for the Public Interest, the Office of the National Broadcasting and Telecommunications Commission of Thailand (NBTC).

(ข) กิตติกรรมประกาศ

รูปที่ 16.5 บทความการประชุมวิชาการ TSME-ICoME-2017

16.1.2 การประชุมวิชาการระดับชาติ

1. อีรวัจน์ แสงเพชร และ พศุทธิ์ ปัทมิรัตน์กุล, “การออกแบบโครงสร้างและการทดสอบการสั่นสะเทือนของดาวเทียมแนคแซท,” การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 32, 3-6 กรกฎาคม 2561 จังหวัดมุกดาหาร (รูปที่ 16.6)

AME – 009

การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 32
3 – 6 กรกฎาคม 2561 จังหวัดมุกดาหาร



การออกแบบโครงสร้างและการทดสอบการสั่นสะเทือนของดาวเทียมแนคแซท Structure Design and Vibration Tests of KNACKSAT

อีรวัจน์ แสงเพชร¹ และ พศุทธิ์ ปัทมิรัตน์กุล¹

¹ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและการบิน-อวกาศ ม.เทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ
1518 ถนนประชาราษฎร์ 1 แขวงวงศ์สว่าง เขตบางซื่อ กรุงเทพมหานคร 10800
*ติดต่อ: teerawats@seng.kmutnb.ac.th

บทคัดย่อ

บทความนี้นำเสนอการออกแบบโครงสร้างและผลการทดสอบการสั่นสะเทือนของดาวเทียมแนคแซท ซึ่งเป็นดาวเทียมรูปแบบคิวบิกแซทขนาด $10 \times 10 \times 10$ ลูกบาศก์เซนติเมตร น้ำหนักไม่เกิน 1.33 กิโลกรัม โครงสร้างหลักของดาวเทียมแนคแซท ทำมาจากอลูมิเนียม 7075 T6 มั่งทั้ง 6 ด้านทำมาจากแผ่นวงจรีเล็กทรอนิกส์ทำหน้าที่ปกป้องอุปกรณ์ด้านใน และชั้นนอกสุดของผนังติดตั้งด้วยแผงโซลาร์เซลล์ ผลการจำลองในคอมพิวเตอร์พบว่า ความเค้นที่กระทำกับโครงสร้างดาวเทียม ในขณะที่ดาวเทียมถูกส่งขึ้นสู่อวกาศมีค่าน้อยกว่าจุดครากตัวของวัสดุ และในการทดสอบการสั่นสะเทือนของตัวดาวเทียมจริง พบว่าความถี่ธรรมชาติโหมดแรกทั้งสามแนวแกนของดาวเทียมเป็นไปตามข้อกำหนดของจรวดส่งดาวเทียม และไม่พบว่ามีชิ้นส่วนใดเสียหายหรือหลุดออกมาระหว่างการทดสอบ

(ก) หน้าแรก

6. กิตติกรรมประกาศ

โครงการ “KNACKSAT โครงการการออกแบบและจัดส่งดาวเทียมขนาดเล็กเพื่อการศึกษา” ได้รับการสนับสนุนงบประมาณในการวิจัยจาก กองทุนวิจัยและพัฒนากิจการกระจายเสียง กิจการโทรทัศน์ และกิจการโทรคมนาคมเพื่อประโยชน์สาธารณะ สำนักงานคณะกรรมการกิจการกระจายเสียง กิจการโทรทัศน์ และกิจการโทรคมนาคมแห่งชาติ (กสทช.)

www.knacksat.com/2015/07/21/04-nett.pdf

[7] ISIS (2017) ISIPOD CubeSat Deployer, แหล่งที่มา https://www.isispace.nl/brochures/ISIS_ISIPOD_Brochure_v.7.11.pdf

(ข) กิตติกรรมประกาศ

รูปที่ 16.6 บทความการประชุมวิชาการ ME-NETT-2018

16.1.3 การประชุมวิชาการอื่นๆ

โครงการได้เข้าร่วมการประชุมวิชาการอื่นๆ ในรูปแบบนำเสนออย่างเดียวน ประกอบด้วย

1. Space Environment and Kibo Utilization Workshop (SEKUW), 9-10 February 2017, Bangkok, Thailand, 9-10 February 2017 (รูปที่ 16.7)



รูปที่ 16.7 การประชุมวิชาการ SEKUW

2. National Space Exploration: พัฒนาประเทศด้วยเทคโนโลยีอวกาศ, 30 มีนาคม 2560, อุทยานวิทยาศาสตร์ประเทศไทย, กรุงเทพฯ (รูปที่ 16.8)



รูปที่ 16.8 การประชุมวิชาการ NAC2017

3. การประชุมวิชาการนานาชาติด้านวิทยาศาสตร์อวกาศและการสำรวจอวกาศ (TSEF), 1-2 กุมภาพันธ์ 2561, โรงแรมเซ็นทาราบายเซ็นทารา, ศูนย์ราชการและคอนเวนชันเซ็นเตอร์, กรุงเทพฯ (รูปที่ 16.9)



รูปที่ 16.9 การประชุมวิชาการ TSEF

4. First Ground Station Workshop (GSW), 29 Jan. 2018, Kitakyushu, Japan (รูปที่ 16.10)



รูปที่ 16.10 การประชุมวิชาการ GSW

16.2 การจัดอบรมการใช้งานสถานีรับส่งสัญญาณและควบคุมดาวเทียม

โครงการฯ ได้ดำเนินจัดอบรมการใช้งานสถานีภาคพื้นดินและรับสัญญาณดาวเทียมให้กับนักศึกษา ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและอวกาศและนักศึกษาอื่นๆ ที่สนใจ จำนวน 2 ครั้ง ในวันที่ 8 และ 9 กุมภาพันธ์ พ.ศ. 2561 และวันที่ 17 ตุลาคม 2561

16.2.1 การจัดการอบรมครั้งที่ 1

การจัดการอบรมครั้งที่ 1 จัดอบรมในวันที่ 8 และ 9 กุมภาพันธ์ พ.ศ. 2561 ณ ห้องประชุม Aachen Conference ชั้น 3 อาคาร TGGG มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ มีนักศึกษาเข้าร่วมรับการอบรมทั้งหมด 74 คน การอบรมได้สอนทฤษฎีพื้นฐานและส่วนประกอบของสถานีฯ ตลอดจนสาธิตการใช้งานต่างๆ โดยได้รับความสนใจจากผู้เข้าอบรมเป็นอย่างดี รูปที่ 16.11 และรูปที่ 16.12 แสดงภาพถ่ายกิจกรรมระหว่างการอบรม



(ก)



(ข)



(ค)

รูปที่ 16.11 ภาพถ่ายบรรยายภาคการอบรมในวันที่ 8 กุมภาพันธ์ พ.ศ. 2561 (ก) การบรรยาย (ข) การเยี่ยมชมห้องควบคุม (ค) การเยี่ยมชมสถานที่ติดตั้งสายอากาศ



(ก)



(ข)

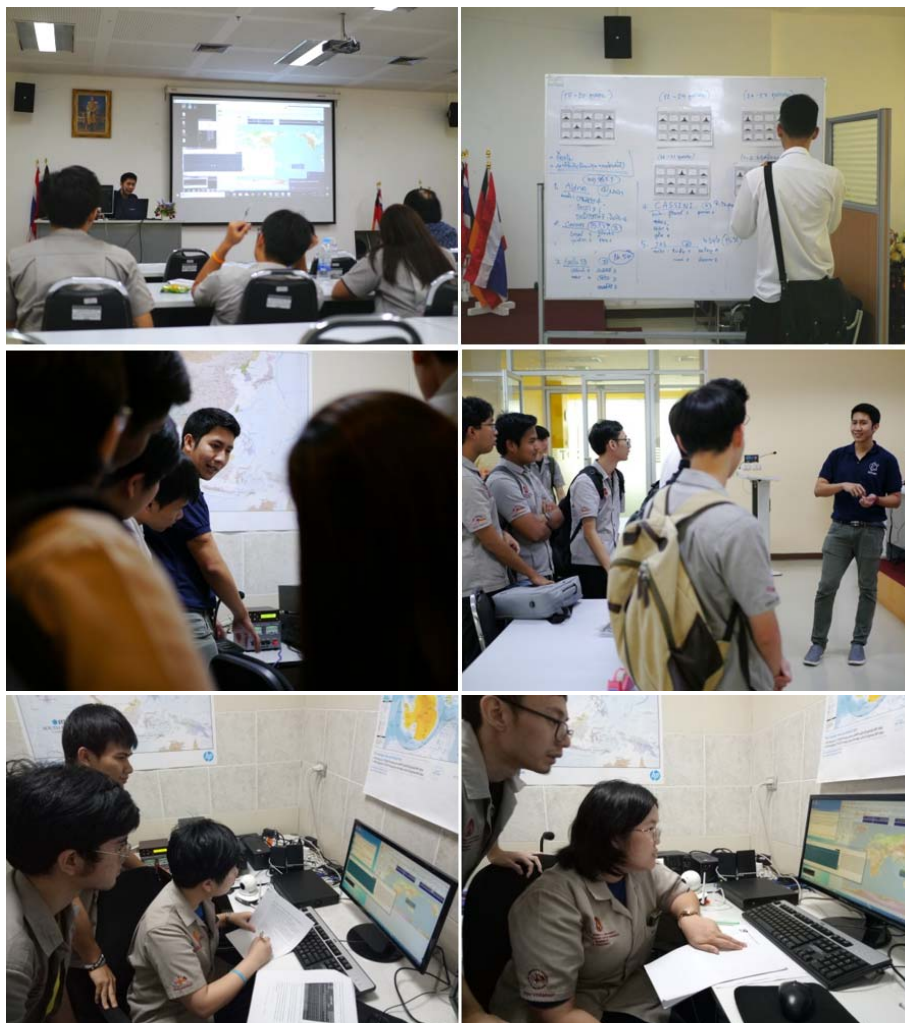


(ค)

รูปที่ 16.12 ภาพถ่ายบรรยายภาคการอบรมในวันที่ 9 กุมภาพันธ์ พ.ศ. 2561 (ก) การบรรยาย (ข) การเยี่ยมชมห้องควบคุม (ค) การเยี่ยมชมสถานที่ติดตั้งสายอากาศ

16.2.2 การจัดการอบรมครั้งที่ 2

การจัดการอบรมครั้งที่ 2 จัดอบรมในวันที่ 17 ตุลาคม 2561 ณ ห้องประชุม Aachen Conference ชั้น 3 อาคาร TGGS มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ โดยมีนักศึกษาเข้าร่วมอบรมทั้งหมด 22 คน โดยเนื้อหาในการฝึกอบรมครั้งที่ 2 นี้ ได้ทำการแบ่งกลุ่มนักศึกษาที่เข้าอบรมออกเป็น 5 กลุ่ม เพื่อทำการฝึกเก็บสัญญาณดาวเทียมของกลุ่ม Birds-2 project ซึ่งประกอบไปด้วยดาวเทียม 3 ดวงเรียงกัน ได้แก่ 1. Bhutan-1, 2. Maya-1 และ 3. UiTMSaT-1 หลังจากเสร็จการอบรมเป็นระยะเวลา 1 เดือน โดยนักศึกษาสามารถทำการรับสัญญาณได้เป็นอย่างดี รูปที่ 16.13 แสดงภาพถ่ายกิจกรรมระหว่างการอบรม



รูปที่ 16.13 ภาพถ่ายบรรยายการอบรมในวันที่ 17 ตุลาคม พ.ศ. 2561

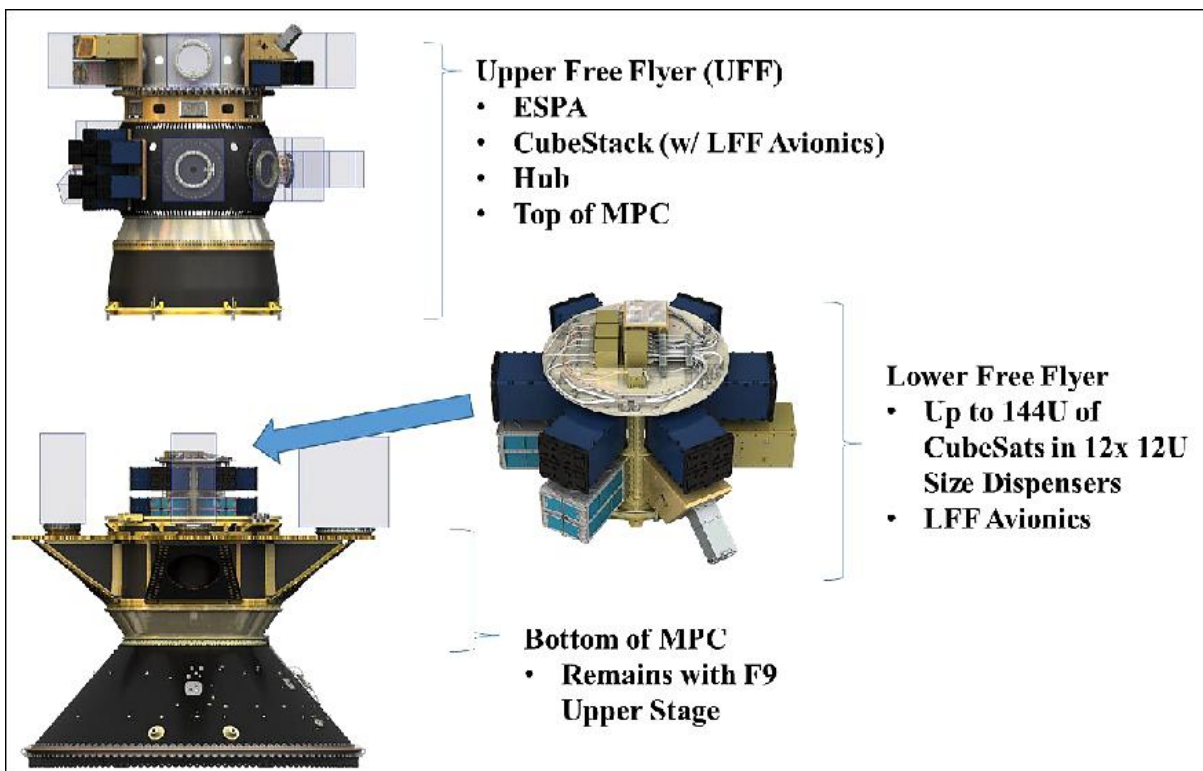


(ข)

รูปที่ 17.1 มิซชัน SSO-A ของบริษัท Spaceflight (ก) Infographic (ข) Patch [1]

17.1 การนำดาวเทียมไปประกอบรวมกับชุดอุปกรณ์ปล่อยดาวเทียม

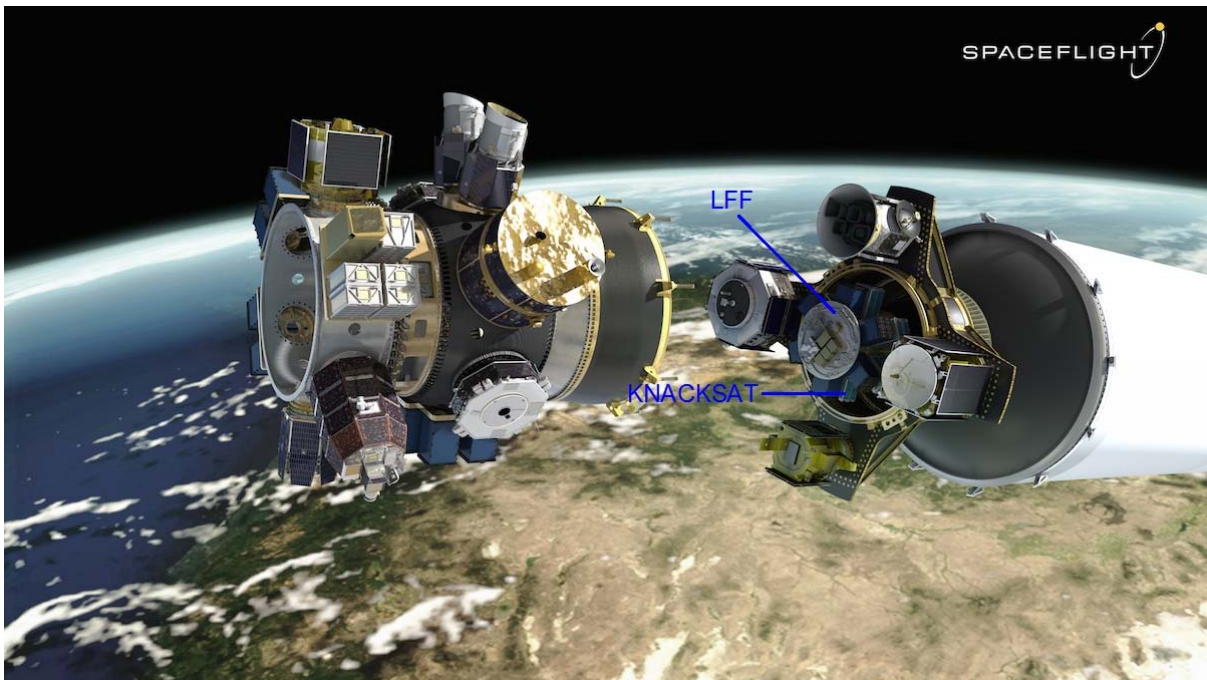
ในการปล่อยดาวเทียม KNACKSAT เข้าสู่วงโคจรนั้น ดาวเทียม KNACKSAT ถูกบรรจุอยู่ใน Cubesat Dispenser ซึ่งจะติดตั้งอยู่กับชุด Lower Free Flyer ดังแสดงในรูปที่ 17.2



(ก)



(ข)



(ค)

รูปที่ 17.2 ภาพวาดชุดปล่อยดาวเทียมมิซชัน SSO-A (ก) ส่วนประกอบ (ข) ติดตั้งอยู่บนหัวจรวด (ค) ระหว่างการปล่อย [3]

ดาวเทียม KNACKSAT ถูกนำไปประกอบเข้ากับ Cubesat Dispenser สำหรับปล่อยดาวเทียมในวันที่ 24 กันยายน 2561 ณ เมืองออบีร์น รัฐวอชิงตัน ประเทศสหรัฐอเมริกา โดยหลังจากที่ดาวเทียม KNACKSAT ได้รับการตรวจสอบอีกครั้งว่า เป็นไปตามข้อกำหนดต่างๆ โดยทีมบริษัท Spaceflight เป็นที่เรียบร้อยแล้ว

จากนั้น ทีม KNACKSAT และทีมบริษัท Spaceflight ได้ร่วมกันประกอบดาวเทียม KNACKSAT เข้ากับ Cubesat Dispenser และประสบความสำเร็จในการประกอบเป็นอย่างดี ดังแสดงในรูปที่ 17.3 โดยรูปที่ 17.4 แสดงการติดตั้ง Cubesat Dispenser เข้ากับชุด Lower Free Flyer (LFF) ก่อนนำไปติดตั้งกับชุดปล่อยดาวเทียมมิชชั่น SSO-A ต่อไป



รูปที่ 17.3 การประกอบดาวเทียม KNACKSAT เข้ากับ Cubesat Dispenser



รูปที่ 17.4 การติดตั้ง Cubesat Dispenser เข้ากับ Lower Free Flyer

จากนั้นชุดปล่อยจรวดพร้อมดาวเทียมทั้งหมดที่ประกอบอยู่ในชุดปล่อยจรวดได้ถูกเคลื่อนย้ายไปที่ฐานส่งจรวด Vandenberg รัฐแคลิฟอร์เนีย ประเทศสหรัฐอเมริกา และประกอบเข้ากับจรวด Falcon-9 ตามลำดับ

17.2 ผลการส่งจรวดและปล่อยดาวเทียม

จรวด Falcon 9 ของบริษัท SpaceX ที่ใช้ในการส่งดาวเทียม KNACKSAT เข้าสู่โคจรที่ระดับความสูง 575 กิโลเมตร ภายใต้มิชชั่น SSO-A ของบริษัท Spaceflight จรวดการทะยานขึ้น (lift-off) ในวันที่ 3 ธันวาคม พ.ศ. 2561 เวลา 18:32UTC (ตรงกับวันที่ 4 ธ.ค. เวลา 01:32น. ตามเวลาในประเทศไทย) โดยมิชชั่น SSO-A ได้ทำการส่งดาวเทียมพร้อมกันทั้งหมดถึง 64 ดวงจากทั้งหมด 17 ประเทศ ซึ่งมีดาวเทียม KNACKSAT ของประเทศไทยรวมอยู่ด้วย การส่งจรวดครั้งนี้ถือว่าเป็นครั้งประวัติศาสตร์นี้เป็นการส่งดาวเทียมพร้อมกันจำนวนมากที่สุดเท่าที่เคยส่งจากฐานยิงจรวดของประเทศสหรัฐอเมริกา และเป็นครั้งแรกที่บริษัทสเปซเอ็กซ์นำตัวผลักดัน (booster) ของจรวดมาใช้ซ้ำเป็นครั้งที่ 3 ข้อมูลเพิ่มเติมการส่งจรวดสรุปอยู่ในเอกสารแถลงข่าวของบริษัท SpaceX ดังแสดงในรูปที่ 17.5 และในเอกสารอ้างอิง [4, 5] รูปที่ 17.6 แสดงภาพถ่ายของจรวด Falcon 9 มิชชั่น SSO-A

Spaceflight SSO-A: SmallSat Express Mission

MISSION OVERVIEW

SpaceX is targeting launch of the Spaceflight SSO-A: SmallSat Express mission to low Earth orbit on Sunday, December 2 from Space Launch Complex 4E (SLC-4E) Vandenberg Air Force Base in California. The primary launch window opens at 10:32 a.m. PST, or 18:32 UTC, and closes at 11:00 a.m. PST, or 19:00 UTC. A series of six deployments will occur approximately 13-43 minutes after liftoff, after which Spaceflight will begin to command its own deployment sequences. Spaceflight's deployments are expected to occur over a period of six hours.

A backup launch window opens on Monday, December 3 at 10:32 a.m. PST, or 18:32 UTC, and closes at 11:00 a.m. PST, or 19:00 UTC.

Falcon 9's first stage for the Spaceflight SSO-A: SmallSat Express mission previously supported the Bangabandhu Satellite-1 mission in May 2018 and the Merah Putih mission in August 2018. Following stage separation, SpaceX will attempt to land Falcon 9's first stage on the "Just Read the Instructions" droneship, which will be stationed in the Pacific Ocean.



Official SpaceX Spaceflight SSO-A: SmallSat Express Mission Patch

PAYLOAD

A total of 64 spacecraft from 34 organizations will be launched as part of the Spaceflight SSO-A: SmallSat Express mission. The mission signifies Spaceflight's first dedicated rideshare mission to a sun-synchronous low Earth orbit and represents the company's effort to accommodate the growing number of domestic, international, government, and commercial customers seeking affordable rideshare options to launch their spacecraft into orbit. Spaceflight SSO-A: SmallSat Express is the largest single rideshare mission from a U.S.-based launch vehicle to-date.

The mission includes 15 microsats and 49 cubesats from commercial and government entities, like universities, startups, and even a middle school. The payloads, which vary from technology demonstrations and imaging satellites to educational research endeavors, are from 17 countries, including the U.S., Australia, Italy, Netherlands, Finland, South Korea, Spain, Switzerland, U.K., Germany, Jordan, Kazakhstan, Thailand, Poland, Canada, Brazil, and India.

Spaceflight also constructed a unique payload stack, which is one of the most complex and intricate endeavors that Spaceflight has undertaken. The smallsats will be integrated with a variety of dispensers and avionics to an upper free flyer and lower free flyer.

รูปที่ 17.5 เอกสารแถลงข่าวของบริษัท SpaceX

MISSION TIMELINE (ALL TIMES APPROXIMATE)

COUNTDOWN

Hour/Min/Sec	Events
- 00:38:00	SpaceX Launch Director verifies go for propellant load
- 00:35:00	RP-1 (rocket grade kerosene) loading underway
- 00:35:00	1st stage LOX (liquid oxygen) loading underway
- 00:16:00	2nd stage LOX loading underway
- 00:07:00	Falcon 9 begins engine chill prior to launch
- 00:01:00	Command flight computer to begin final prelaunch checks
- 00:01:00	Propellant tank pressurization to flight pressure begins
- 00:00:45	SpaceX Launch Director verifies go for launch
- 00:00:03	Engine controller commands engine ignition sequence to start
00:00:00	Falcon 9 liftoff

LAUNCH, LANDING, AND SATELLITE DEPLOYMENTS

Hour/Min/Sec	Events
00:00:59	Max Q (moment of peak mechanical stress on the rocket)
00:02:21	1st stage main engine cutoff (MECO)
00:02:24	1st and 2nd stages separate
00:02:32	2nd stage engine starts
00:02:38	Boostback burn
00:02:43	Fairing deployment
00:05:58	1st stage entry burn
00:07:45	1st stage landing
00:10:01	2nd stage engine cutoff (SECO-1)
00:13:47	Spaceflight SSO-A:SmallSat Express deployment begins
00:43:11	Spaceflight SSO-A:SmallSat Express final deployment

LAUNCH FACILITY

Space Launch Complex 4E at Vandenberg Air Force Base, California

SpaceX's Space Launch Complex 4E at Vandenberg Air Force Base has a long history dating back to the early 1960s. Originally an Atlas launch pad activated in 1962, SLC-4E was in active use until its last Titan IV launch in 2005. SpaceX's groundbreaking was in July 2011, and extensive modifications and reconstruction of the launch pad were completed just 17 months later.

SLC-4E consists of a concrete launch pad/apron and a flame exhaust duct. Surrounding the pad are RP-1 and liquid oxygen storage tanks and an integration hangar. Before launch, Falcon 9's stages, fairing and the mission payload are housed inside the hangar. A crane/lift system moves Falcon 9 into a transporter erector system and the fairing and its payload are mated to the rocket. The vehicle is rolled from the hangar to the launch pad shortly before launch to minimize exposure to the elements.

RESOURCES

SpaceX Contact | Eva Behrend, Sr. Communications Manager, 310-363-6247, media@spacex.com.

Photos | High-resolution photos will be posted at [flickr.com/spacex](https://www.flickr.com/photos/spacex/).

Webcast | Launch webcast will go live about 15 minutes before liftoff at [spacex.com/webcast](https://www.spacex.com/webcast).

รูปที่ 17.5 (ต่อ)



(ก) SSO-A Fairing [5]



(ข) จรวด Falcon 9 ถูกขโมยขึ้น [6]

รูปที่ 17.6 ภาพถ่ายของจรวด Falcon 9 มิชชั่น SSO-A

การปล่อยดาวเทียมออกจากหัวจรวดเริ่มดำเนินการหลังจากการยิงจรวดขึ้นแล้ว 43 นาที 11 วินาที ซึ่งตรงกับวันที่ 3 ธ.ค. เวลา 19:32 UTC (หรือวันที่ 4 ธ.ค. เวลา 02:32 น. ตามเวลาในประเทศไทย) โดยในการ

ปล่อยชุดแรกประกอบด้วยการปล่อย Upper Free Flyer (UFF), Lower Free Flyer (LFF) และดาวเทียมหลักอีก 4 ดวง รูปที่ 17.7 แสดงค่า Orbital Parameters ของ LFF

ผลการปล่อยดาวเทียม KNACKSAT ได้รับการยืนยันว่า ดาวเทียม KNACKSAT ถูกปล่อยออกจากชุดปล่อยดาวเทียม LFF ณ วันที่ 3 ธ.ค. เวลา 22:49:57UTC (ตรงกับวันที่ 4 ธ.ค. เวลา 05:49:57น. ตามเวลาในประเทศไทย) ดังแสดงในรูปที่ 17.8

SpaceX OPM output (generated 2018-12-03-Mon-11-27-21 PST):

```
UTC time at liftoff:          337:18:34:05.178
UTC time of current state:    337:19:17:20.137
Mission elapsed time (s):     +2594.96
ECEF (X,Y,Z) Position (m):    +298517.975, +1606440.041, -6765323.000
ECEF (X,Y,Z) Velocity* (m/s): +5498.193, +5090.077, +1448.050
LVLH to BODY quaternion (S,X,Y,Z): +0.0005875, -0.9999968, +0.0000773, -0.0024395
Inertial body rates (X,Y,Z) (deg/s): -0.1570641, +0.0477949, +0.0014608
Apogee Altitude** (km):      +582.079
Perigee Altitude** (km):     +559.969
Inclination (deg):           +97.773
Argument of Perigee (deg):   +116.158
Longitude of the Asc. Node*** (deg): +45.056
True Anomaly (deg):          +165.009
```

Notes:

- * ECEF velocity is Earth relative
- ** Apogee/Perigee altitude assumes a spherical Earth, 6378.137 km radius
- *** LAN is defined as the angle between Greenwich Meridian (Earth longitude 0) and the ascending node
- **** All orbital elements are defined as osculating at the instant of the printed state. Orbital elements are computed in an inertial frame realized by inertially freezing the WGS84 ECEF frame at time of current state.

รูปที่ 17.7 ค่า Orbital Parameters ของ LFF

20 December 2018

VIA ELECTRONIC MAIL – CONFIDENTIAL

Professor Suwat Kuntanapreeda
King Mongkut University of Technology North Bangkok
1518 Pracharat 1 Road, Wongsawang, Bangsue
Bangkok 10800, Thailand

RE: SSO-A Mission, Deployment Confirmation

Dear Professor Kuntanapreeda,

This letter serves as official notice that Spaceflight confirmed deployment of your spacecraft at the time below. This confirmation was originally provided via electronic mail on Monday, December 3 23:29 UTC.

Spacecraft Name	Deployment Status	Deployment Time
KnackSat	Deployed	Monday, December 3 2018 22:49:57 UTC

Please do not hesitate to contact me directly with any questions or concerns.

Sincerely,



Drew Hess
Mission Development Manager

รูปที่ 17.8 การยืนยันการปล่อยดาวเทียม KNACKSAT ออกจาก LFF

เอกสารอ้างอิง

- [1] <http://spaceflight.com/sso-a/>
- [2] <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/sso-a>
- [3] Scott Schoneman, Jeff Roberts, Adam Hadaller, Tony Frego, Kristen Smithson, Eric Lund, "SSO-A: The First Large Commercial Dedicated Rideshare Mission," Proceedings of the 32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan UT, USA, Aug. 4-9, 2018
- [4] <https://spaceflightnow.com/2018/12/03/timeline-of-falcon-9s-launch-on-the-sso-a-mission/>
- [5] <http://spaceflight.com/spaceflight-successfully-launches-64-satellites-on-first-dedicated-rideshare-mission/>
- [6] <https://www.flickr.com/photos/spacex>

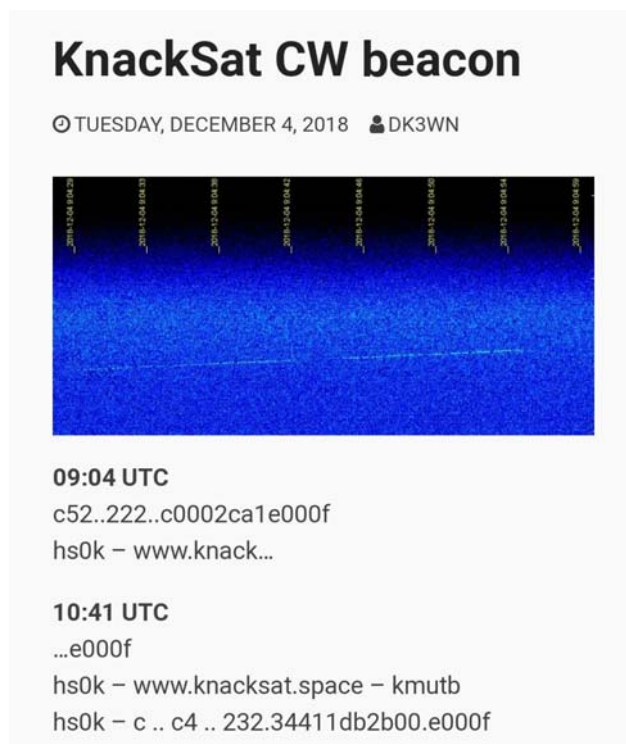
บทที่ 18

การติดตามและประเมินขั้นความสำเร็จการทำงานของดาวเทียม KNACKSAT

หลังจากที่ดาวเทียม KNACKSAT ถูกปล่อยออกจากชุดปล่อยดาวเทียม LFF แล้ว ดาวเทียมจะทำงานในเฟสเริ่มต้นภารกิจ (Initial Operation Phase) โดยจะเริ่มตรวจสอบความพร้อมของระบบและแบตเตอรี่ทันที หลังจากนั้น 45 นาที ถ้าทุกอย่างมีความพร้อม ดาวเทียมจะกางสายอากาศ ส่งสัญญาณ CW (Beacon) และรอรับสัญญาณคำสั่งพื้นฐานจากสถานีภาคพื้นดิน (Ground Station)

18.1 ผลการติดต่อสื่อสารผ่านดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดิน

สัญญาณวิทยุของดาวเทียม KNACKSAT ถูกรับได้ครั้งแรก (First Voice) โดยนักวิทยุสมัครเล่นที่ใช้ชื่อว่า Mike Rupprecht ณ วันที่ 4 ธ.ค. 2561 เวลา 09:04 น. ตามเวลาสากล (ตรงกับเวลา 14:04 น. ตามเวลาในประเทศไทย) เป็นการยืนยันว่าดาวเทียม KNACKSAT ได้เริ่มต้นปฏิบัติงานในอวกาศแล้ว ดังแสดงในรูปที่ 18.1 และนักวิทยุสมัครเล่นท่านเดิมรับสัญญาณวิทยุของดาวเทียม KNACKSAT ได้อีกครั้งในเวลา 10:41 น. ตามเวลาสากล (ตรงกับเวลา 17:41 น. ตามเวลาในประเทศไทย) ในวันเดียวกัน



รูปที่ 18.1 สัญญาณวิทยุรับได้ครั้งแรกโดยนักวิทยุสมัครเล่นที่ใช้ชื่อว่า Mike Rupprecht [1] [2]

จากรูปที่ 18.1 สัญญาณวิทยุที่รับได้สามารถถอดเป็นตัวอักษรได้ไม่สมบูรณ์ แต่จากตัวอักษรที่สามารถถอดออกมาได้บางส่วน สามารถสรุปได้ดังนี้

09:04 UTC

- c52..222..c0002ca1e000f
- hs0k – www.knack...

10:41 UTC

- ...e000f
- hs0k – www.knacksat.space – kmutb
- hs0k – c .. c4 .. 232.34411db2b00.e000f

ข้อความที่ ①

[c52..222..c0002ca1e000f...] คือ ข้อมูลที่ดาวเทียมส่งออกมาแต่ยังไม่สมบูรณ์ สามารถแปลความหมายได้ดังนี้

V-Batt A	3.85	V
Solar Z+	1054.69	mA
Solar Z-	0.00	mA
Gyro A	0.04	deg/s
Gyro B	0.45	deg/s
Status	11110	

จากข้อมูลสถานะสามารถรับทราบได้ว่าระดับแรงดันไฟฟ้าของแบตเตอรี่อยู่ในเกณฑ์ที่ปกติ แผงโซลาร์เซลล์ด้าน Z+ มีกระแสไฟฟ้าไหลเข้าสู่ระบบ และดาวเทียมหมุนรอบจุดศูนย์ถ่วงมวลที่ความเร็วอยู่ระหว่าง 0.04-0.45 deg/s ซึ่งถือว่าอยู่ในระดับปกติตามที่ได้คาดการณ์ไว้ และในส่วนของ Status ได้ระบุการทำงานของระบบได้ดังนี้

- ระบบกางสายอากาศเริ่มต้นทำงานได้ปกติ
- ระบบตัดเชื้อเพลิงสายอากาศ A ทำงานปกติ
- ระบบตัดเชื้อเพลิงสายอากาศ B ทำงานปกติ
- ดาวเทียมอยู่ในระบบ safe mode (มี EPS เป็น master)

- สวิตช์สายอากาศ A open
- สวิตช์สายอากาศ B close

ข้อความที่ ②

hs0 คือ ตัวอักษร 3 ตัวแรกของ call sign ดาวเทียม KNACKSAT ซึ่งคือ hs0k
 www.knack คือ ส่วนหนึ่งของชื่อ web site ของโครงการดาวเทียม KNACKSAT ซึ่งประโยคเต็ม คือ
[www.knacksat.space - kmutnb]

ข้อความที่ ③

เป็นข้อความที่ไม่สมบูรณ์ ซึ่งส่วนท้ายของข้อความที่บ่งบอกสถานะของดาวเทียม

ข้อความที่ ④

web site ของโครงการดาวเทียม KNACKSAT ซึ่งสามารถถอดสัญญาณรหัสมอสได้สมบูรณ์

ข้อความที่ ⑤

ถอดเป็นตัวอักษรได้ไม่สมบูรณ์เช่นกัน แต่มีข้อมูลบางส่วนที่สมบูรณ์มากกว่าครั้งแรก ประกอบด้วย
 hs0k คือ call sign ดาวเทียม KNACKSAT และตามด้วย

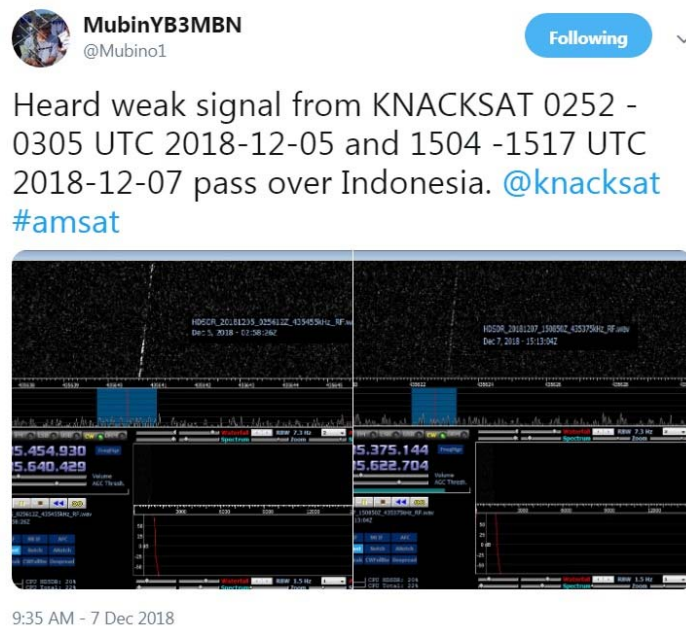
[c .. c4 .. 232.34411db2b00.e000f] ซึ่งเป็นส่วนของข้อมูลสถานะ สามารถแปลความหมายได้
 บางส่วนดังนี้

V-Bus	3.83	V
T- Batt B	12	°C
Solar X+	175.78	mA
Solar X-	16.48	mA
Solar Y+	373.54	mA
Solar Z+	93.38	mA
Solar Z-	1203.00	mA
Gyro A	0.21	deg/s
Gyro B	0.00	deg/s

จากสถานะข้างต้นสามารถทราบได้ว่า ระดับแรงดันไฟฟ้าของ bus กลางอยู่ในระดับที่ปกติ อุณหภูมิ
 ของแบตเตอรี่ B คือ 12 องศาซึ่งถือว่าอยู่ในระดับที่ปกติ มีกระแสไฟฟ้าไหลจากแผงโซลาร์ด้าน X+, X-, Y+,

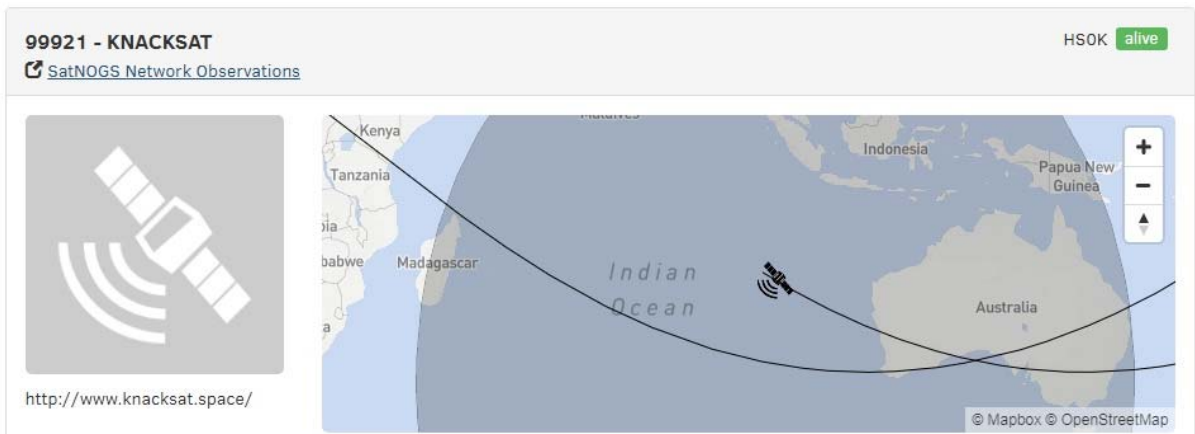
Z+ และ Z- แสดงให้เห็นว่าแผงโซลาร์เซลล์ทำงานได้ปกติและสามารถชาร์จพลังงานไฟฟ้าเข้าสู่แบตเตอรี่ได้ปกติ ดาวเทียมหมุนรอบจุดศูนย์ถ่วงมวลที่ความเร็วประมาณ 0 – 0.21 deg/s

ต่อมาเมื่อวันที่ 5 ธ.ค. 2561 เวลา 02:52 น. ตามเวลาสากล (ตรงกับเวลา 07:52 น. ตามเวลาในประเทศไทย) และวันที่ 7 ธ.ค. 2561 เวลา 15:04 น. ตามเวลาสากล (ตรงกับเวลา 22:04 น. ตามเวลาในประเทศไทย) สัญญาณวิทยุของดาวเทียมแนคแซทถูกจับได้โดยนักวิทยุสมัครเล่นที่ใช้ชื่อว่า Fatc Mubin ดังแสดงในรูปที่ 18.2 โดยนักวิทยุสมัครเล่นท่านนี้แจ้งว่าสัญญาณค่อนข้างจะอ่อน และไม่มีการถอดเป็นตัวอักษร



รูปที่ 18.2 สัญญาณวิทยุจับได้โดยนักวิทยุสมัครเล่นที่ใช้ชื่อว่า Fatc Mubin [3]

ปัจจุบันสถานะภาพของดาวเทียม KNACKSAT ในเว็บของ SatNOGS Network ได้ให้สถานะดาวเทียม KNACKSAT เป็น alive ดังแสดงในรูปที่ 18.3 และสถานะภาพของดาวเทียม KNACKSAT ในเว็บของ DK3WN ได้ให้สถานะดาวเทียม KNACKSAT เป็น active ดังแสดงในรูปที่ 18.4



รูปที่ 18.3 สถานะภาพของดาวเทียม KNACKSAT ในเว็บของ SatNOGS Network [4]

Status of active Satellites on Amateur Radio Frequencies
last update: Dec 22, 2018

Satellite	Status	NORAD	Uplink	Downlink	Beacon	Mode	Callsign	Reports	Info	IARU freq coord	Telemetry Decoder
CHOMPIT	ACTIVE	43855			437.560	1k2 AFSK AX.25	W12XVT	latest report	details	YES	
3CAT-1	ACTIVE	43743			437.250	9k6 BPSK CW		latest report	details	YES	
Reaktor Hello World	ACTIVE	43743		2410.0	437.775	9k6 2GFSK CW	OH2RHW1	latest report	details	YES	
Al-Farabi-2	ACTIVE	43805			436.500	4k8 GMSK / CW	UN1GWA	latest report	details	NO	
FacSat-1	ACTIVE	43721			437.350	9k6 GMSK		latest report	details	YES	
VisionCube	tbd	tbd			437.425	9k6 FSK	.	latest report	details	YES	
RANGE-A	ACTIVE	43798			437.150	FSK	.	latest report	details	YES	
RANGE-B	tbd	tbd			437.475	FSK	.	latest report	details	YES	
VO-96 (ExSeedSat-1)	tbd	tbd	145.900 435.340	145.900 435.340	145.90	45.45bd RTTY	.	latest report	details	YES	
AO-95 (FOX-1C)	ACTIVE	43769?	435.300 1267.3	145.920	145.920	9k6 AFSK	.	latest report	details	YES	
JO-97 (JY1SAT)	ACTIVE	43803?	435.100 – 435.120	145.855 – 145.875	145.840	1k2 BPSK	JY1SAT	latest report	details	YES	
KNACKSAT	ACTIVE	tbd			435.635	1k2 FSK	HSOK	latest report	details	YES	
MOVE-2	ACTIVE	43780	437.800	145.950	145.950	CW, 12k5k BPSK	DB0MVE	latest report	details	YES	

รูปที่ 18.4 สถานะภาพของดาวเทียม KNACKSAT ในเว็บของ DK3WN [5]

18.2 การประเมินขั้นความสำเร็จ

ผลการประเมินความสำเร็จการทำงานของดาวเทียม KNACKSAT ขั้นต้นที่สามารถประเมินได้ขณะนี้คือ ดาวเทียม KNACKSAT ได้มีการปฏิบัติการกิจขั้นต้นในอวกาศแล้ว นั่นคือ ประสบความสำเร็จในการส่งสัญญาณ CW (Beacon) กลับมาที่โลก แต่ยังไม่สามารถประเมินเรื่องอื่นได้ เช่น การถ่ายภาพ การส่งสัญญาณภาพกลับมาที่โลก การควบคุมการทรงตัว เป็นต้น

จากการกำหนดระดับความสำเร็จ (Success Criteria) เป็น 4 ระดับ ดังแสดงไว้ในบทที่ 4 พบว่า ในปัจจุบันดาวเทียมผ่านระดับที่ 1 คือ Minimum Success: สร้างองค์ความรู้ด้านการออกแบบและสร้างดาวเทียม (60/100) ประกอบด้วย

- ดำเนินโครงการโดยผ่านทุกขั้นตอนตั้งแต่การออกแบบจนถึงกระบวนการสร้าง
- มีองค์ความรู้ (Expertise) ด้านวิธีการออกแบบ
- มีองค์ความรู้และมีการพัฒนาเทคโนโลยีเกี่ยวกับการสร้างดาวเทียม
- ดาวเทียมที่สร้างสามารถส่งข้อมูลสถานะ (Housekeeping) ผ่านสัญญาณ Beacon (CW) ได้

ในส่วนระดับความสำเร็จที่เหลือ คือ

ระดับที่ 2 คือ Nominal Success: Uplink คำสั่งและ Downlink ข้อมูลภาพถ่ายได้ (80/100)

ระดับที่ 3 คือ Full Success: ควบคุมการทรงตัว (100/100)

ระดับที่ 4 คือ Extra Success: สามารถปฏิบัติการกิจรองได้ (Over 100)

18.3 สถานะปัจจุบันและผลการวิเคราะห์เบื้องต้น

ปัจจุบันที่มิววิจัยยังไม่สามารถรับสัญญาณดาวเทียม KNACKSAT ได้ด้วยสถานีภาคพื้นดินของที่มิววิจัยเอง และยังอยู่ระหว่างการเฝ้าติดตามรับสัญญาณอยู่อย่างต่อเนื่อง

เนื่องจากค่า TLE (Two-Line Element) ของดาวเทียม KNACKSAT ยังไม่สามารถบอกได้ชัดเจน ทำให้มุมของสายอากาศของสถานีภาคพื้นดินในการติดตามตำแหน่งของดาวเทียมอาจจะมีค่าผิดพลาดสูง ส่งผลให้การรับสัญญาณกระทำได้อย่างขึ้น โดยข้อมูล ณ วันที่ 23 ธันวาคม 2561 จาก CelesTrack [6] มีดาวเทียมที่รู้ค่า TLE แล้วเพียง 24 ดวง จากทั้งหมด 64 ดวงที่ส่งขึ้นอวกาศพร้อมกันกับมิชชัน SSO-A ในขณะที่ข้อมูลจาก Space-track [7] มีดาวเทียมที่รู้ค่า TLE แล้วเพียง 12 ดวงเท่านั้น

จากผลการวิเคราะห์เบื้องต้นโดยพิจารณาจากข้อมูลสถานะของดาวเทียมที่ถูกปรับได้โดยนักวิทยุสมัครเล่นที่ใช้ชื่อว่า Mike Rupprecht สามารถวิเคราะห์สาเหตุที่อาจจะเป็นไปได้ของปัญหาและแนวทางแก้ไข ได้ดังนี้คือ

1. สาเหตุที่อาจจะเป็นไปได้: เนื่องจากค่า TLE ยังไม่มีความชัดเจน และความแรงของสัญญาณ beacon จากดาวเทียม KNACKSAT อาจอยู่ในระดับที่ต่ำและมีสัญญาณรบกวนในบริเวณที่ตั้งสถานีภาคพื้นดินทำให้การติดตามดาวเทียมกระทำได้ยากกว่าปกติ
แนวทางแก้ไข: ฝึกรับสัญญาณอย่างต่อเนื่อง และปรับปรุงสถานีภาคพื้นดินให้มีความสามารถในการรับสัญญาณที่ดีขึ้น ตลอดจนการขอความร่วมมือกับสมาคมวิทยุสมัครเล่นทั้งในและต่างประเทศ
2. สาเหตุที่อาจจะเป็นไปได้: โปรแกรมการทำงานของดาวเทียมหลังจากที่ถูกปล่อยออกมาจะทำงานในเฟสเริ่มต้นภารกิจ ซึ่งจะมีการตรวจระดับแรงดันไฟฟ้าของแบตเตอรี่อย่างต่อเนื่อง ถ้าระดับแรงดันไฟฟ้าต่ำกว่าค่าที่กำหนด ดาวเทียมจะหยุดการส่งสัญญาณ จนกว่าแบตเตอรี่ได้รับการชาร์จให้มีระดับแรงดันไฟฟ้าที่สูงเพียงพอ จึงจะเริ่มส่งสัญญาณใหม่ ดังนั้นมีความเป็นไปได้ว่าดาวเทียมอยู่ในช่วงเวลาที่กำลังชาร์จพลังงานในเฟสเริ่มต้นภารกิจในระหว่างที่โคจรผ่านท้องฟ้าประเทศไทย
แนวทางแก้ไข: ฝึกรับสัญญาณอย่างต่อเนื่อง เมื่อรับสัญญาณได้แล้วให้ทำการส่งสัญญาณคำสั่งให้กับดาวเทียมทันที เมื่อดาวเทียมได้รับคำสั่งจากสถานีภาคพื้นแล้ว โปรแกรมการทำงานจะออกจากเฟสเริ่มต้นภารกิจ
3. สาเหตุที่อาจจะเป็นไปได้: ระบบย่อยการสื่อสาร (Communication Subsystem, COMM) ได้รับความเสียหายจากสิ่งแวดล้อมในอวกาศที่คาดไม่ถึงขณะอยู่ในวงโคจร ส่งผลให้กำลังส่งสัญญาณลดลงและสูญเสียความสามารถในการส่งสัญญาณในที่สุด
แนวทางแก้ไข: ไม่สามารถแก้ไขได้
4. สาเหตุที่อาจจะเป็นไปได้: ระบบย่อยไฟฟ้ากำลังเกิดความเสียหายโดยทั้งหมดอย่างกะทันหัน คือแผงโซลาร์เซลล์ทุกด้านไม่สามารถจ่ายกระแสไฟฟ้าให้กับระบบได้เลย ซึ่งในกรณีนี้มีความเป็นไปได้น้อยมากเมื่อเทียบกับกรณีอื่น เนื่องจากข้อมูลสถานะบ่งบอกถึงการทำงานได้อย่างปกติของแผงโซลาร์เซลล์ และมีโอกาสน้อยที่แผงโซลาร์เซลล์จะสูญเสียการทำงานพร้อมกันทุกด้าน
แนวทางแก้ไข: ไม่สามารถแก้ไขได้

เอกสารอ้างอิง

- [1] <http://www.dk3wn.info/p/?p=91435>
- [2] <https://twitter.com/dk3wn/status/1069886268677459968>
- [3] <https://twitter.com/Mubino1/status/1071095874829221888>
- [4] <https://db.satnogs.org/satellite/99921/>
- [5] http://www.dk3wn.info/p/?page_id=29535
- [6] <https://www.celestrak.com>
- [7] <https://www.space-track.org>

บทที่ 19

การเผยแพร่โครงการสู่สาธารณะ

ทีมนักวิจัยและมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือได้มีการเผยแพร่โครงการสู่สาธารณะอย่างต่อเนื่อง เพื่อสร้างความรับรู้และตื่นตัวของประชาชน หน่วยงาน และอุตสาหกรรมในการใช้เทคโนโลยีทางด้านอวกาศ

19.1 การเผยแพร่ผ่านสื่อโทรทัศน์

โครงการได้มีการเผยแพร่ผ่านสื่อโทรทัศน์มากกว่า 12 รายการ ตัวอย่างเช่น

1. วันที่ 15 ตุลาคม 2558 “เดินหน้าประเทศไทย” โทรทัศน์รวมการเฉพาะกิจแห่งประเทศไทย ดังแสดงในรูปที่ 19.1



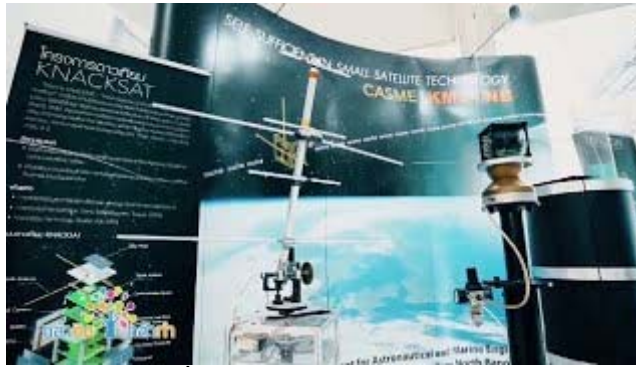
รูปที่ 19.1 รายการเดินหน้าประเทศไทย

2. วันที่ 7 เมษายน 2559 “เปิดประตูสู่รั้วมหาวิทยาลัย” สถานีโทรทัศน์ช่อง 14 MCOT Family ดังแสดงในรูปที่ 19.2



รูปที่ 19.2 รายการเปิดประตูสู่รั้วมหาวิทยาลัย

3. วันที่ 12 พฤษภาคม 2559 “กล้าคิดกล้าทำ” สถานีโทรทัศน์ ททบ. 5 ดังแสดงในรูปที่ 19.3



รูปที่ 19.3 รายการกล้าคิดกล้าทำ

4. วันที่ 10 มิถุนายน 2559 “Thailand Today” สถานีโทรทัศน์ NBT World ดังแสดงในรูปที่ 19.4



รูปที่ 19.4 รายการ Thailand Today

5. วันที่ 2 พฤศจิกายน 2559 “NHK World” สถานีโทรทัศน์ NHK, Japan ดังแสดงในรูปที่ 19.5



รูปที่ 19.5 รายการ NHK World

6. วันที่ 16 กุมภาพันธ์ 2561 “ข่าวเที่ยง NBT” และ “ข่าวตึก NBT” สถานีโทรทัศน์ NBT ดังแสดง
ในรูปที่ 19.6



(ก)



(ข)

รูปที่ 19.6 รายการข่าว NBT (ก) ข่าวเที่ยง (ข) ข่าวดึก

7. วันที่ 17 กุมภาพันธ์ 2561 “ข่าว 3 มิติ” สถานีโทรทัศน์ช่อง 3 ดังแสดงในรูปที่ 19.7



รูปที่ 19.7 รายการข่าว 3 มิติ

8. วันที่ 4 มีนาคม 2561 “คนไทย...ไม่ทิ้งกัน” สถานีโทรทัศน์ TNN2 และ “World Trend” สถานีโทรทัศน์ VoiceTV21 ดังแสดงในรูปที่ 19.8



(ก)



(ข)

รูปที่ 19.8 รายการ (ก) คนไทย...ไม่ทิ้งกัน (ข) World Trend

9. วันที่ 5 มีนาคม 2561 “TNN Life News” สถานีโทรทัศน์ TNN24 ดังแสดงในรูปที่ 19.9



รูปที่ 19.9 รายการ TNN Life News

10. วันที่ 23-25 เมษายน 2561 “ช่วยคิดช่วยทำ” สถานีโทรทัศน์ช่อง 3 ดังแสดงในรูปที่ 19.10



รูปที่ 19.10 รายการช่วยคิดช่วยทำ

11. วันที่ 18 ธันวาคม 2561 “เรื่องเด่นเย็นนี้” สถานีโทรทัศน์ช่อง 3 ดังแสดงในรูปที่ 19.11



รูปที่ 19.11 รายการเรื่องเด่นเย็นนี้

12. วันที่ 18 ธันวาคม 2561 “NewsNBT ข่าวเช้า” และ “NewsNBT ข่าวเย็น” สถานีโทรทัศน์ NBT ดังแสดงในรูปที่ 19.12



รูปที่ 19.12 รายการ NewsNBT ข่าวเช้า

19.2 การเผยแพร่ผ่านสื่อหนังสือพิมพ์

โครงการได้มีการเผยแพร่ผ่านสื่อหนังสือพิมพ์มากกว่า 8 รายการ ตัวอย่างเช่น

1. วันที่ 4 กรกฎาคม 2559 “พล.อ.อ.ดร.ประจิน จั่นตอง รองนายกรัฐมนตรี เยี่ยมชมดูงาน มจพ.” หนังสือพิมพ์ไทยรัฐ
2. วันที่ 16 กุมภาพันธ์ 2561 “KNACKSAT ดาวเทียมฝีมือ มจพ.พร้อมทะยานสู่อวกาศในปี 61” หนังสือพิมพ์กรุงเทพธุรกิจ
3. วันที่ 16 กุมภาพันธ์ 2561 “มจพ.ทำสำเร็จสร้างดาวเทียมแนคแซทส่งขึ้นสู่วงโคจรกลางปีนี้” หนังสือพิมพ์สยามรัฐ
4. วันที่ 17 กุมภาพันธ์ 2561 “ดาวเทียมเล็ก ไทยทำสำเร็จ พร้อมขึ้นส่งไปอวกาศ ส.ค.นี้” หนังสือพิมพ์ไทยรัฐ
5. วันที่ 5 ตุลาคม 2561 “พระจอมเกล้าพระนครเหนือเจ๋ง! ประกอบดาวเทียมแนคแซทสำเร็จ พร้อมปล่อยสู่วงโคจรปลายปีนี้” หนังสือพิมพ์ข่าวสด
6. วันที่ 6 ตุลาคม 2561 “ดาวเทียมแนคแซท..พร้อมปล่อยสู่วงโคจรปลายปีนี้” หนังสือพิมพ์เดลินิวส์
7. วันที่ 18 ธันวาคม 2561 “สัญญาณดาวเทียมแนคแซทเริ่มปฏิบัติการแล้ว” หนังสือพิมพ์เดลินิวส์
8. วันที่ 20 ธันวาคม 2561 “แนคแซท ดาวเทียมไทยฝีมือ มจพ. ผงาดหวังอวกาศสัญญาณดาวเทียมแนคแซทเริ่มปฏิบัติการแล้ว” หนังสือพิมพ์สยามรัฐ

บทที่ 20

บทสรุป

โครงการนี้ได้ทำการออกแบบและจัดสร้างดาวเทียมขนาดเล็กเพื่อการศึกษาในรูปแบบ CubeSat พร้อมทั้งจัดส่งเข้าสู่วงโคจร โดยใช้ชื่อย่อของดาวเทียมว่า “KNACKSAT” (ย่อมาจาก KmutNb Academic Challenge of Knowledge SATellite) โดยดาวเทียม KNACKSAT ได้ถูกส่งขึ้นวงโคจรที่ระดับความสูงประมาณ 575 กิโลเมตร เป็นที่เรียบร้อยแล้ว

20.1 สรุป

20.1.1 ผลผลิต

ผลผลิตหลักของโครงการนี้ประกอบด้วย สถานีภาคพื้นดิน (Ground Station) ดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรม (Engineering Model) ดาวเทียมจริงเพื่อส่งเข้าสู่วงโคจร (Flight Model) และการจัดส่งดาวเทียมเข้าสู่วงโคจรและปฏิบัติการกิจ

โครงการได้ดำเนินการจัดตั้งสถานีภาคพื้นดินบริเวณดาดฟ้าของอาคารบัณฑิตวิทยาลัย วิศวกรรมศาสตรบัณฑิตสิรินธรไทย-เยอรมัน (TGGS) มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ เลขที่ 1518 ถนนประชาราษฎร์ 1 แขวงวงศ์สว่าง เขตบางซื่อ กรุงเทพฯ ดังแสดงในรูปที่ 20.1 ตำแหน่งพิกัดทางภูมิศาสตร์ของสถานีคือ (13° 49'8.65 "N, 100° 30'49.30" E) และได้ทดสอบรับสัญญาณดาวเทียมดวงอื่นๆ เช่น ดาวเทียม XI-IV, ดาวเทียม XI-V, ดาวเทียม Prism และดาวเทียม Horyu4 เป็นต้น ซึ่งพบว่าสามารถทำงานและรับสัญญาณได้อย่างถูกต้อง



รูปที่ 20.1 ภาพถ่ายสถานีภาคพื้นดิน

ดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรมได้จัดสร้างแล้วเสร็จก่อนดำเนินการจัดสร้างดาวเทียมดาวเทียมจริงเพื่อส่งเข้าสู่วงโคจร โดยดาวเทียมประกอบไปด้วยระบบย่อย 6 ระบบ ดังนี้

1. ระบบย่อยโครงสร้าง (Structure Subsystem, STR)
2. ระบบย่อยไฟฟ้าต้นกำลัง (Electrical Power Subsystem, EPS)
3. ระบบย่อยการสื่อสาร (Communication Subsystem, COMM)
4. ระบบย่อยการจัดการคำสั่งและข้อมูล (Command and Data Handling, CDH)
5. ระบบย่อยการหาและควบคุมการทรงตัว (Attitude Determination & Control System, ADCS)
6. เพย์โหลด (Payload) หรือกล้องถ่ายรูป (Camera, CAM)

ภาพถ่ายของดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรมที่จัดสร้างเสร็จแล้วแสดงในรูปที่ 20.2



รูปที่ 20.2 ภาพถ่ายดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรม

นอกจากนี้ โครงการได้ดำเนินการทดสอบดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรมในสภาพแวดล้อมเหมือนอวกาศ โดยการทดสอบประกอบด้วยหัวข้อหลัก 3 หัวข้อ คือ

1. การทดสอบการสั่นสะเทือน (Vibration Test)
2. การทดสอบอุณหภูมิในสภาวะสุญญากาศ (Thermal Vacuum Test)
3. การทดสอบวัฏจักรอุณหภูมิ (Thermal Cycle Test)

ผลการทดสอบพบว่าดาวเทียมต้นแบบวิศวกรรมสามารถทำงานได้ปกติหลังจากผ่านการทดสอบแล้ว

ดาวเทียมจริงเพื่อส่งเข้าสู่วงโคจรจัดสร้างแล้วเสร็จ มีขนาดและน้ำหนักจากการวัดจริงเท่ากับ 10 ซม. x 10 ซม. x 11.4 ซม และ 1.052 กก. ตามลำดับ ดังแสดงในรูปที่ 20.3 ดาวเทียมใช้คลื่นวิทยุย่านความถี่วิทยุสมัครเล่นในการสื่อสาร (Call sign: HS0K, Downlink: 435.635 MHz)

ดาวเทียม KNACKSAT ผ่านการตรวจสอบตามมาตรฐานและข้อกำหนดการส่งดาวเทียมเข้าสู่วงโคจรเป็นที่เรียบร้อยโดยทีมวิจัย โดยการตรวจสอบประกอบด้วย

1. ตรวจสอบค่า Venting
2. Fit Check (ทั้งเชิงกลและเชิงไฟฟ้า)
3. Vibration Test ซึ่งประกอบด้วย
 - 3.1 Modal Survey Test
 - 3.2 Random Vibration Test
 - 3.3 Sine Bust Test
4. Bakeout Test



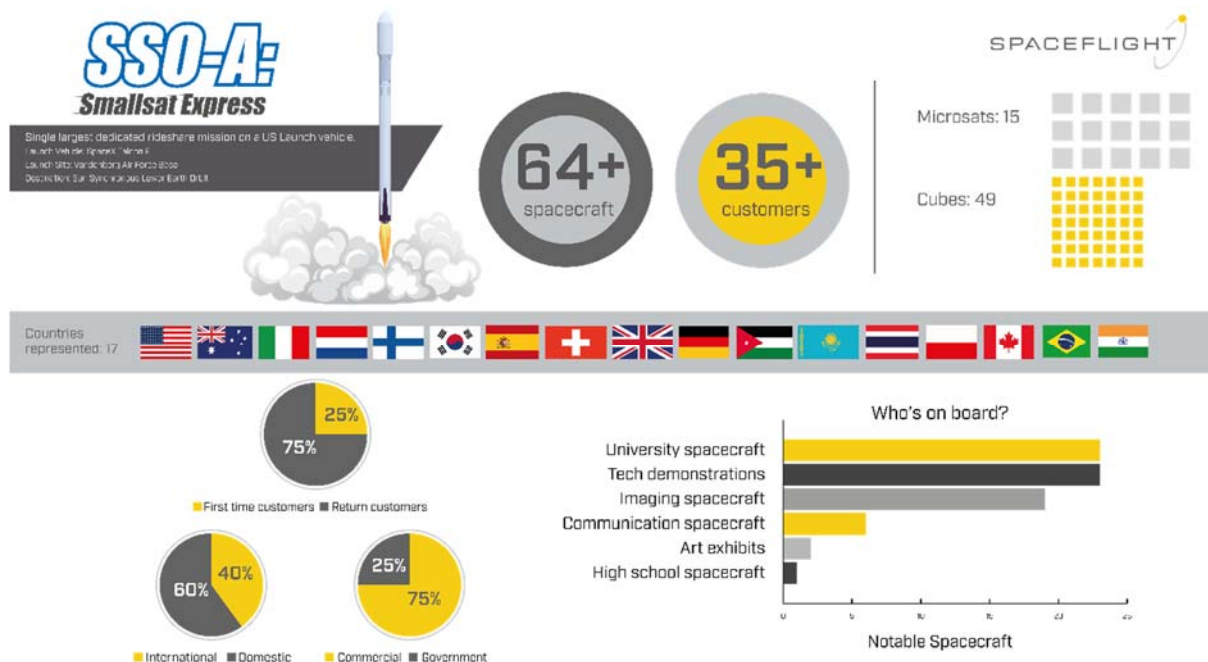
รูปที่ 20.3 ภาพถ่ายดาวเทียมจริงเพื่อส่งเข้าสู่วงโคจร

นอกจากนี้ ดาวเทียม KNACKSAT ได้รับการตรวจสอบว่าเป็นไปตามข้อกำหนดต่างๆ โดยทีมบริษัท Spaceflight อีกครั้ง ก่อนที่ทีมวิจัยและทีมบริษัท Spaceflight ร่วมกันประกอบดาวเทียมเข้ากับชุดอุปกรณ์ปล่อยดาวเทียม ดังแสดงในรูปที่ 20.4 ก่อนนำไปติดตั้งกับจรวดส่งต่อไป



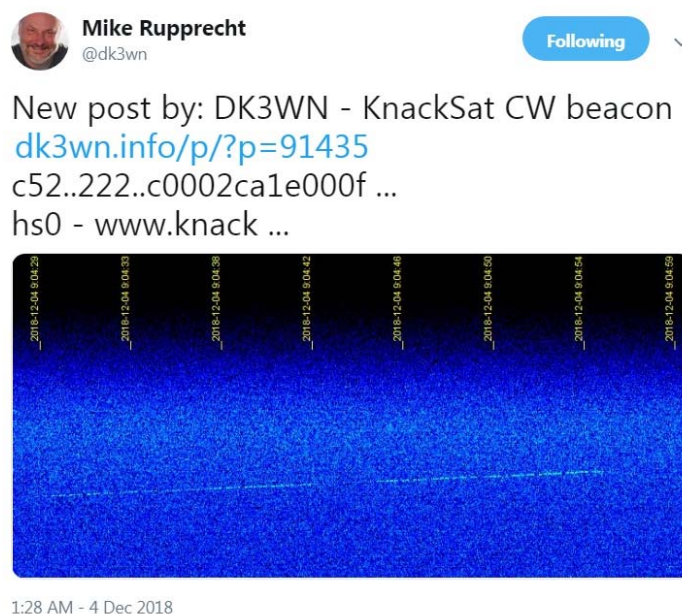
รูปที่ 20.4 ภาพถ่ายดาวเทียม KNACKSAT ประกอบเข้ากับชุดอุปกรณ์ปล่อยดาวเทียม

ดาวเทียม KNACKSAT ถูกส่งขึ้นสู่วงโคจรด้วยจรวด Falcon-9 ของบริษัท SpaceX กับมิชชั่น SSO-A ของบริษัท Spaceflight เป็นที่เรียบร้อยแล้วในวันที่ 3 ธันวาคม พ.ศ. 2561 เวลา 18:32UTC (ตรงกับวันที่ 4 ธ.ค. เวลา 01:32 น. ตามเวลาในประเทศไทย) และถูกปล่อยออกจากชุดปล่อยดาวเทียมในวันที่ 3 ธ.ค. เวลา 22:49:57UTC (ตรงกับวันที่ 4 ธ.ค. เวลา 05:49:57 น. ตามเวลาในประเทศไทย)



รูปที่ 20.5 Infographic ของมิชชั่น SSO-A

สัญญาณวิทยุของดาวเทียม KNACKSAT ถูกรับได้ครั้งแรก (First Voice) โดยนักวิทยุสมัครเล่นที่ใช้ชื่อว่า Mike Rupprecht ณ วันที่ 4 ธ.ค. 2561 เวลา 09:04 น. ตามเวลาสากล (ตรงกับเวลา 14:04 น. ตามเวลาในประเทศไทย) เป็นการยืนยันว่าดาวเทียม KNACKSAT ได้เริ่มต้นปฏิบัติงานในอวกาศเป็นที่เรียบร้อยแล้ว ดังแสดงในรูปที่ 20.6 และนักวิทยุสมัครเล่นท่านเดิมรับสัญญาณวิทยุของดาวเทียม KNACKSAT ได้อีกครั้งในเวลา 10:41 น. ตามเวลาสากล (ตรงกับเวลา 17:41 น. ตามเวลาในประเทศไทย) ในวันเดียวกัน และรับได้โดยนักวิทยุสมัครเล่นที่ใช้ชื่อว่า Fatc Mubin ในวันที่ 5 ธ.ค. 2561 เวลา 02:52 น. ตามเวลาสากล (ตรงกับเวลา 07:52 น. ตามเวลาในประเทศไทย) และวันที่ 7 ธ.ค. 2561 เวลา 15:04 น. ตามเวลาสากล (ตรงกับเวลา 22:04 น. ตามเวลาในประเทศไทย)



รูปที่ 20.6 สัญญาณวิทยุของดาวเทียม KNACKSAT รับได้ครั้งแรก

20.1.2 ผลลัพธ์

ผลลัพธ์หลักของโครงการสามารถสรุปได้ดังนี้

1. ดาวเทียม KNACKSAT ได้จัดส่งเข้าสู่วงโคจรเป็นที่เรียบร้อยแล้ว และได้เริ่มต้นปฏิบัติงานในอวกาศแล้ว โดยสัญญาณวิทยุแรกของดาวเทียม KNACKSAT ถูกรับได้แล้ว
2. โครงการได้จัดอบรมการรับสัญญาณดาวเทียมให้กับนักศึกษาทั้งหมดจำนวน 2 ครั้ง รวม 3 วัน และมีนักศึกษาเข้ารับการอบรมทั้งหมด 96 คน
3. ดาวเทียมได้ปฏิบัติงานส่งสัญญาณ Beacon จากอวกาศแล้ว แต่ยังไม่สามารถปฏิบัติการอื่นได้

4. จากการวิเคราะห์ Debris พบว่าดาวเทียมจะสามารถโคจรอยู่ได้ไม่น้อยกว่า 6 ปีก่อนที่จะ de-orbit อย่างไรก็ตาม อายุการใช้งานดาวเทียมจริงอาจจะสั้นกว่านั้น เนื่องจากการเสื่อมสภาพของอุปกรณ์ต่างๆ จากความร้อนและรังสีที่รุนแรงในอวกาศ

5. ดาวเทียมผ่านการตรวจสอบว่าเป็นไปตามข้อกำหนดของการส่งจรวด โดยเฉพาะการทำ Bake-out Test เพื่อวัดการปล่อยก๊าซของวัสดุที่ใช้ทำดาวเทียม ซึ่งถือว่าการรับรองขั้นต้นว่าวัสดุที่ใช้ในการสร้างดาวเทียมสามารถใช้ได้ในกิจการด้านอวกาศได้

6. โครงการได้ดำเนินการเผยแพร่ผลงานผ่านการประชุมวิชาการต่างๆ อย่างต่อเนื่อง โดยมีบทความเผยแพร่ในงานประชุมวิชาการระดับนานาชาติจำนวน 5 บทความ และระดับชาติจำนวน 1 บทความ ตลอดจนได้เข้าร่วมการประชุมวิชาการอื่นๆ ในรูปแบบนำเสนออย่างเดียวยังอีกจำนวน 4 การประชุม

7. โครงการได้สร้างการรับรู้และตื่นตัวของประชาชน หน่วยงาน และอุตสาหกรรมอย่างต่อเนื่อง ทั้งในรูปแบบการเผยแพร่ผ่านสื่อโทรทัศน์และสื่อหนังสือพิมพ์

20.2 ข้อเสนอแนะ

- การสร้างและส่งดาวเทียมค่อนข้างจะมีรายละเอียดทั้งในด้านเทคนิคและที่ไม่ใช่เทคนิค (เช่น เรื่องข้อกำหนด การขออนุญาตต่างๆ กฎหมายหรือสนธิสัญญาระหว่างประเทศที่เกี่ยวข้อง เป็นต้น) มาก ดังนั้น เพื่อเป็นการส่งเสริมการสร้างนวัตกรรมในด้านนี้ ควรจะมีหน่วยงานสนับสนุนข้อมูลที่ไม่ใช่เทคนิคที่เกี่ยวข้อง เพื่อให้ทีมวิจัยได้เน้นด้านเทคนิคเป็นหลัก

- สำหรับโครงการนี้ กำหนดการส่งดาวเทียมเป็นปัจจัยหลักที่กำหนดระยะเวลาสิ้นสุดโครงการ ซึ่งโดยทั่วไปกำหนดการส่งดาวเทียมมีแนวโน้มว่าจะมีการเลื่อนออกไปจากกำหนดการเริ่มต้นที่เซ็นสัญญาจ้างส่งดาวเทียม

- โครงการนี้ได้ออกแบบและจัดสร้างระบบย่อยต่างๆ ของดาวเทียมทุกระบบขึ้นเอง ซึ่งถือว่าการศึกษาและวิจัยที่ครบถ้วน ก่อให้เกิดองค์ความรู้ของการออกแบบและสร้างดาวเทียมในทุกด้าน แต่เป็นการสร้างอัตราเสี่ยงที่สูงมาก แนวทางต่อไปในอนาคต อาจพิจารณาเลือกใช้ระบบย่อยบางระบบที่มีจำหน่ายและผ่านการพิสูจน์การทำงานมาแล้ว และเน้นวิจัยและพัฒนาบางระบบย่อยที่ทีมวิจัยมีความถนัดแทน

