

โครงการ CubeSat เพื่อการศึกษาและพัฒนาเทคโนโลยีทางด้านอวกาศ ในมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ

CubeSat Project in KMUTNB

— Educational Purpose and Space Technology Development —

พงศธร สายสุจริต^{1*} สว่างทิตย ศรีกิจสุวรรณ¹ สมศักดิ์ โชติชนาทวีวงศ์² ชีราพร แสนทวี³
Takaya INAMORI⁴ และ สุวัฒน์ กุลธนปรีดา¹

¹ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและการบิน-อวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ
1518 ถ.ประชากรศาสตร์ สาย 1 แขวงวงศ์สว่าง เขตบางซื่อ กรุงเทพมหานคร 10800

*E-mail: phongsatorns@kmutnb.ac.th, โทรศัพท์ 0-25870026 Ext.414, โทรสาร 0-25869541

²ภาควิชาวิศวกรรมโยธา คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

³ศูนย์วิจัยเฉพาะทางวิศวกรรมอวกาศและทะเล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ

⁴Department of Advanced Energy, The University of Tokyo, Tokyo Japan

บทคัดย่อ

บทความนี้อธิบายเกี่ยวกับโครงการ CubeSat เพื่อการศึกษาและพัฒนาเทคโนโลยีทางด้านอวกาศในมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ โดยจะกล่าวถึง conceptual design ของดาวเทียม CubeSat เพื่อจุดประสงค์ในการสาธิต bus เทคโนโลยีของดาวเทียมขนาดเล็ก picosatellite และการยืนยันการใช้งานได้ของส่วนประกอบและอุปกรณ์ลักษณะ Commercial Off-The-Shelf (COTS) ในอวกาศรวมถึงการทดสอบเทคโนโลยีอวกาศ

คำหลัก: CUBESAT, pico- nano- and micro-satellite, Conceptual design, COTS

Abstract

This paper describes CubeSat Project and conceptual design of a CubeSat in King Mongkut's University of Technology North Bangkok (KMUTNB). The CubeSat platform is designed to accomplish demonstration and validation of remote sensing technology with commercial-of-the-shelf (COTS) components in space.

Keywords: CUBESAT, pico- nano- and micro-satellite, Conceptual design, COTS

1. บทนำ

ในช่วงทศวรรษที่ผ่านมา การออกแบบพัฒนาและสร้างดาวเทียมขนาดเล็กไม่เกินหนึ่งกิโลกรัมหรือระดับ picosatellite จนถึงขนาดหลายสิบกิโลกรัมหรือระดับ nanosatellite รวมถึงการจัดส่งดาวเทียมขึ้นสู่วงโคจรได้เกิดขึ้นในระดับมหาวิทยาลัยหรือระดับองค์กรนิติ

บุคคลขนาดเล็กในต่างประเทศทั่วโลกอย่างกว้างขวาง ปัจจุบันมีจำนวนกว่านับร้อยดวงอยู่บนวงโคจร

เนื่องจากงบประมาณค่าใช้จ่ายในการจัดสร้างดาวเทียม Cubesat มีราคาถูก (ไม่เกิน 2 ล้านบาท) เพราะส่วนประกอบของดาวเทียมดังกล่าวใช้อุปกรณ์หรือวัสดุที่หาซื้อได้ตามท้องตลาด (COTS) ไม่ใช่อุปกรณ์พิเศษที่ถูกออกแบบมาเพื่อใช้ในกิจการอวกาศ

AME-2010

โดยเฉพาะซึ่งมีราคาสูงมาก และใช้เวลาในการสร้างเพียง 1-2 ปี นอกจากนี้ การจัดส่งดาวเทียมเข้าสู่วงโคจรนั้นจะเป็นการใช้ piggyback หรือการฝากส่งร่วมกับดาวเทียมดวงอื่นอีกหลายดวงในเวลาเดียวกันในวงโคจรแบบต่ำ (Low Earth Orbit: LEO) และใช้คลื่นความถี่วิทยุสมัครเล่นในการสื่อสาร จึงทำให้อุปสรรคของปัจจัยในการเริ่มต้นของการพัฒนาสร้างดาวเทียมน้อยลงและมีโอกาสในการจัดส่งดาวเทียมเข้าสู่วงโคจรเป็นไปได้สูงเมื่อเทียบกับดาวเทียมที่มีขนาดใหญ่

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและการบิน-อวกาศ จึงได้จัดตั้งโครงการ CubeSat เพื่อศึกษาวิจัยออกแบบและพัฒนา CubeSat ขึ้นเพื่อเพื่อการศึกษาและพัฒนาเทคโนโลยีทางด้านอวกาศ [5]

บทความนี้กล่าวถึง conceptual design ของดาวเทียม CubeSat ของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือเพื่อจุดประสงค์ในการสาธิต bus เทคโนโลยีของดาวเทียมขนาด picosatellite และการยืนยันการใช้งานได้ของส่วนประกอบและอุปกรณ์ลักษณะ Commercial Off-The-Shelf (COTS) ในอวกาศรวมถึงภารกิจทดสอบเทคโนโลยีอวกาศเช่น remote sensing ถ่ายภาพจากอวกาศ การเปลี่ยนทิศทางอย่างรวดเร็วโดยไม่ใช้ Control Moment Gyroscope (CMG) และการ deorbit ด้วย Magnetic Torquers (MTQs)

2. CubeSat Program

ดาวเทียมขนาด picosatellite หรือที่รู้จักกันในชื่อ CubeSat แนวคิดนี้ได้ถูกนำเสนอโดย Prof. Bob Twiggs แห่งมหาวิทยาลัย Stanford ในวาระประชุมวิชาการ the University Space Systems Symposium (USSS) ในปีพ.ศ.2542 มีการตั้งข้อกำหนดของการออกแบบดาวเทียมดังกล่าวคือ มีขนาด 10 x 10 x 10 ซม. และน้ำหนักไม่เกิน 1 กก.

โครงการ Cubesat เป็นโครงการที่มีจุดประสงค์เพื่อพัฒนาทักษะของนักศึกษาทางด้านอวกาศและการ

จัดการโครงการ (project management) และเพื่อการส่งเสริมให้มีความร่วมมือในระดับประเทศ

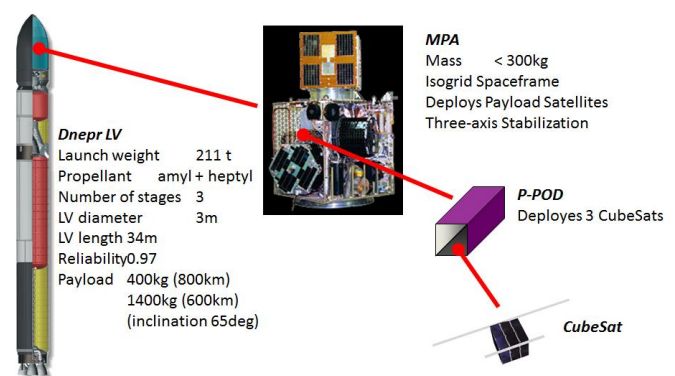
2.1 The P-POD : CubeSat deployer

CubeSat จะถูกบรรจุใน carrier มาตรฐานที่ชื่อว่า P-POD ซึ่งสามารถบรรจุ CubeSat ได้ถึง 3 ยูนิต ออกแบบโดยมหาวิทยาลัย California Polytechnic State University

P-POD นี้จะถูกยึดติดกับ Multi Payload Adapter (MPA) เพื่อจัดส่งดาวเทียมหลายดวงเข้าสู่วงโคจรได้ในการส่งเพียงรอบเดียว

จุดประสงค์หลักของ P-POD คือ

- ปกป้องเพย์โหลดหลัก(primary payload)
- ปกป้อง launch vehicle
- ปกป้อง CubeSat
- ปลอ่ย CubeSat เข้าสู่วงโคจรได้อย่างปลอดภัย
- เพิ่มความสามารถในการส่งดาวเทียม CubeSat
- สร้างมาตรฐานการเชื่อมต่อ (standard interface) กับ launch vehicle



รูปที่ 1 Payload configuration [1]

2.1 มาตรฐานของ CubeSat

จุดประสงค์หลักในการพัฒนาและออกแบบ CubeSat คือ platform ต้องมีราคาถูกและสามารถปฏิบัติการกิจทางวิทยาศาสตร์บนวงโคจรระดับต่ำ (LEO) ได้

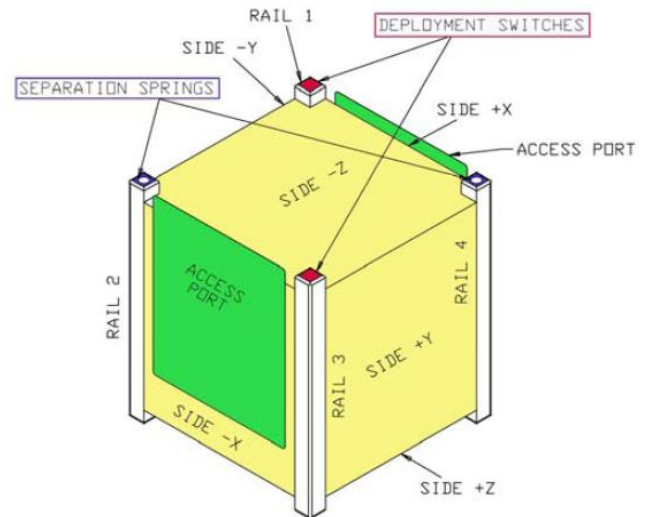
AME-2010

มาตรฐานของ CubeSat ขนาด 1 ยูนิต (1U) จะต้องมีความ 10 x 10 x 10 ซม. และน้ำหนักไม่เกิน 1 กก. โดยรายละเอียดคุณสมบัติของ CubeSat สามารถกำหนดได้จากข้อกำหนดพื้นฐาน 4 ข้อ ดังต่อไปนี้ [4]

- ขนาดของส่วนประกอบ COTS components เช่น Solar cells, แบตเตอรี่, เครื่องรับส่งสัญญาณวิทยุ เป็นต้น
- ขนาดและลักษณะเฉพาะของ P-POD
- ข้อกำหนดทางสภาพแวดล้อมและการปฏิบัติการของ Launch vehicle
- มาตรฐานความปลอดภัยที่ผู้พัฒนา CubeSat กำหนดขึ้น

ข้อกำหนดมาตรฐานการเชื่อมต่อระหว่าง CubeSat กับ P-POD มีดังนี้

- จุดศูนย์กลางมวล (the center of mass) ของ CubeSat จะต้องไม่เกิน 2cm จากจุดศูนย์กลางทางกายภาพของ CubeSat เพื่อลดการหมุนระหว่างการปล่อยออกจาก P-POD
- CubeSat จะต้องมีการ diagnostic ports และ remove before flight (RBF) pins ที่ตรงกับตำแหน่ง access ports ของ P-POD
- ร่างของ CubeSat จะต้องราบเรียบและมีการชุบเคลือบผิว เพื่อป้องกันการเชื่อมติดกันของโลหะในสภาพสุญญากาศ (cold welding) และเพื่อลดแรงเสียดทานระหว่างการปล่อย
- วัสดุที่ใช้จะต้องเป็น Aluminum 7075-T73 เพื่อให้การขยายตัวเนื่องจากความร้อนของ CubeSat เหมือนกันกับ P-POD
- ระดับการยอมรับได้ของความคลาดเคลื่อนในการออกแบบ (design tolerances) ของ CubeSat จะต้องสอดคล้องกันกับ P-POD tolerances



รูปที่ 2 Schematic of the CubeSat standard [2]

3. Outline of CubeSat

ตารางที่ 1 แสดงองค์ประกอบพื้นฐานของ CubeSat เนื่องจากวงโคจรยังไม่สามารถกำหนดได้แน่นอน CubeSat จึงจำเป็นต้องถูกออกแบบให้ทำงานได้ปกติในกรณีที่ช่วงการรับพลังงานแสงอาทิตย์ตั้งแต่ 60%-100% รวมถึงวงโคจรแบบ sun-synchronized orbit

นอกจากจุดประสงค์เพื่อการศึกษาแล้ว CubeSat เป็นดาวเทียมเพื่อการสาธิตเทคโนโลยีด้านอวกาศใน platform ที่มีขนาด picosatellites อีกด้วย หัวข้อการทดลองเพื่อทดสอบการทำงานของ CubeSat มีดังต่อไปนี้

- ทดสอบการทำงานของ COTS microcontroller ในอวกาศ
- ทดสอบระบบป้องกัน Single Event Latch up (SEL) และ Single Event Upset (SEU)
- ทดสอบระบบ Redundancy ด้วยวัสดุ COTS
- ทดสอบการรับส่งสัญญาณวิทยุทางไกลด้วยความถี่วิทยุสมัครเล่นรวมทั้งระบบ beacon
- การทดสอบวงจรชาร์จแบตเตอรี่ lithium-ion

AME-2010

- ทดสอบการถ่ายภาพด้วยกล้องดิจิทัลแบบ CMOS และฟังก์ชันระบบการตรวจสอบภาพบนบอร์ด
- ทดสอบการควบคุมการทรงตัวแบบ active ด้วย MTQs
- ทดสอบระบบภาคพื้นดินด้วยวัสดุ COTS

4. Missions

โครงการ CubeSat เป็นการออกแบบและพัฒนา ดาวเทียมที่ปฏิบัติการจริงในอวกาศเป็นครั้งแรก ดังนั้นจึงมีความจำเป็นที่จะต้องออกแบบ CubeSat เพื่อยืนยันการทำงานของระบบการทำงานพื้นฐานที่สำคัญของดาวเทียม เช่น ระบบอิเล็กทรอนิกส์และซอฟต์แวร์ ระบบการสื่อสาร ระบบไฟฟ้ากำลัง ระบบควบคุมการทรงตัว ระบบการหนทางต่อสภาพแวดล้อมในอวกาศ เป็นต้น

Mission หรือภารกิจของ CubeSat ที่กำหนดมีดังนี้คือ

- รวบรวมข้อมูลสถานะของดาวเทียมได้จาก beacon signal
- ส่งสัญญาณคำสั่ง (command uplink) และ ดาวโหลดสัญญาณ (data downlink)
- ทดสอบการทำงานของ COTS components
- ทดสอบเทคโนโลยี ถ่ายภาพทางอวกาศ ด้วย กล้อง CMOS camera
- ทดสอบการควบคุมการทรงตัวด้วยและการ เปลี่ยนทิศทางการเคลื่อนที่ด้วย MTQs
- ทดสอบเทคโนโลยีการ deorbit ด้วย MTQs

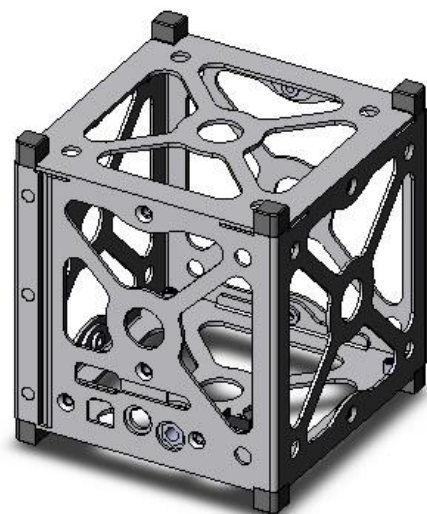
6. Subsystems

5.1 ระบบโครงสร้าง (Structures)

ระบบโครงสร้างจำเป็นต้องออกแบบให้ตรงกับ requirement ที่สำคัญเช่น launch interface และมีพื้นที่เพียงพอที่ระบบย่อยอื่นๆสามารถเชื่อมต่อกันได้ ตลอดจนดาวเทียมสามารถปฏิบัติการได้อย่างปลอดภัยระหว่างอายุการใช้งาน

ตารางที่ 1 CubeSat Basic Specification

Structure	10cm cubic, 1kg, Al-A7075 body
Main Processor	OBC: 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, 8 parallel
	Solar Cells: Single crystal silicon, 60 cells
	Bus Voltage: 5V
Attitude Control	Active stabilization using Magnetic torquers
Sensors	Voltage, Current, Temperature, Gyroscope



รูปที่ 3 Structural assembly By Pumpkin, Inc. [3]

AME-2010

รูปที่ 3 แสดงรูปแบบโครงสร้างของ CubeSat ที่คณะผู้วิจัยได้เลือกนำมาเป็นแนวทางในการออกแบบโครงสร้างนี้ได้ถูกออกแบบโดยบริษัท Pumpkin, Inc. เพื่อให้เข้ากับมาตรฐานของ CubeSat ตามข้อกำหนดที่ได้กล่าวไว้ในข้างต้น

วัสดุที่ใช้ในระบบโครงสร้างแสดงดังตารางที่ 2

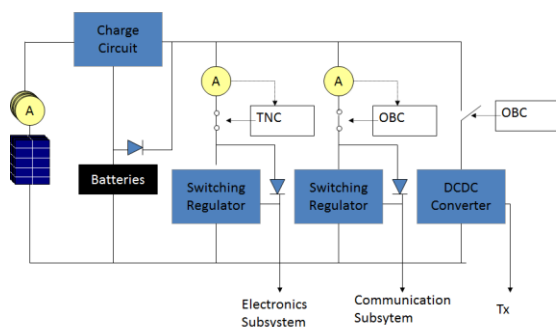
ตารางที่ 2 Structural Materials

Parts	Material
Structure	A7075
PCB	Glass Epoxy
Battery	Li-ion
Solar Cells	Si-Cell
IC	Plastic Packaged
Wiring	Teflon coated
Bolt, Nut	Steel
Antenna	Convex tape

5.2 ระบบพลังงาน (Power)

ระบบพลังงานจำเป็นต้องจ่ายไฟฟ้าอย่างต่อเนื่อง โดยใช้แหล่งพลังงานจาก solar cells และใช้ Li-ion Battery เพื่อเก็บพลังงานไว้ใช้ในเวลากลางคืน นอกจากนี้วงจรวัดกระแสไฟฟ้าจะทำหน้าที่ตรวจสอบ SEL อีกด้วย

บอร์ดของระบบพลังงาน จะประกอบไปด้วยวงจรชาร์ต battery และ step-up DC-DC converter 3 ชุด และมี Li-ion battery ต่อขนานกัน 8 cell ที่สามารถชาร์ตพลังงานได้จาก Solar Cell ผ่านวงจรชาร์ต battery DC-DC converter ทั้ง 3 ชุดนี้จะทำหน้าที่จ่ายไฟฟ้า 5V ให้กับ OBC, RX และ TX ดังรูป



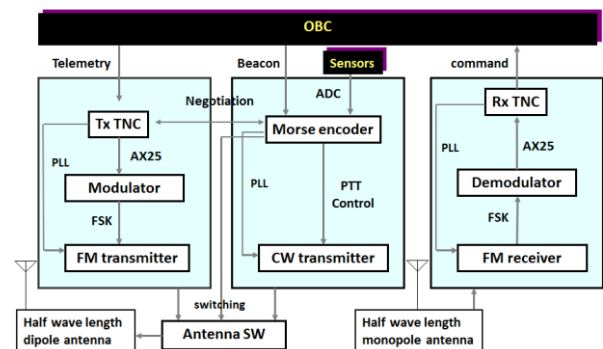
รูปที่ 4 ระบบพลังงาน

ตารางที่ 3 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

5.3 ระบบสื่อสาร (Communications)

CubeSat จะทำการกระจายสัญญาณมอร์ส (Morse Code) continuous wave (CW) beacon ด้วยย่านความถี่วิทยุสมัครเล่น ข้อมูลสถานะของดาวเทียมจะถูกกระจายผ่านคลื่นวิทยุด้วยบีคอน (beacon) ในส่วนของการส่งคำสั่งและการรับข้อมูล telemetry จะใช้คลื่นวิทยุย่านความถี่ 140MHz/430MHz มอดูเลตแบบ FM AFSK packet communication



รูปที่ 5 ระบบสื่อสาร

บอร์ด Communication ทำหน้าที่สื่อสารกับสถานีภาคพื้นดินด้วยเครื่องส่งสัญญาณ (TX) 2 ระบบคือ FM/CW และเครื่องรับสัญญาณ (RX) 1 ระบบ ซึ่งในเครื่องรับส่งสัญญาณเหล่านี้จะมี processor อยู่ในตัวเองเพื่อทำหน้าที่ encoding/decoding ข้อมูลและสื่อสารกับ OBC ระบบ Communication ถูกออกแบบให้ทำงานเป็นอิสระไม่ขึ้นตรงกับ OBC เพื่อให้

AME-2010

ดาวเทียมสามารถสื่อสารกับภาคพื้นดินได้โดยตรงในเวลาที่มี OBC ไม่สามารถทำงานได้ปกติ

5.4 ระบบควบคุมการทรงตัว (Attitude Control)

CubeSat ส่วนใหญ่จะควบคุมการทรงตัวแบบ passive โดยใช้ permanent magnet สร้าง magnetic moment เพื่อสร้าง torque ที่เกิดจากสนามแม่เหล็กโลก แต่เนื่องจาก การเปลี่ยนสภาพเป็นแม่เหล็กของอะลูมิเนียมทำให้เกิดผลกระทบต่อการทำงาน ทำให้ CubeSat ที่ปฏิบัติการกิจ remote sensing ไม่สามารถถ่ายภาพในแนว nadir ได้ตามที่ต้องการ คณะผู้วิจัยจึงเลือกที่จะใช้การควบคุมแบบ active แทนโดยใช้ MTQs 3 ชุด เพื่อควบคุมการทรงตัวแบบสามแกน



รูปที่ 6 Magnetic Torquer (MTQ)

5.5 การ deorbit

การ deorbit ของดาวเทียมขนาดใหญ่โดยทั่วไปแล้วสามารถกระทำได้ 2 วิธี วิธีแรกคือการใช้ระบบขับเคลื่อนและอีกวิธีคือการใช้แรงต้านของอากาศด้วยโครงสร้าง แต่ดาวเทียมขนาด CubeSat มีขนาดเล็กและมีข้อจำกัดทางด้านน้ำหนักจึงไม่สามารถทำการ deorbit ได้ด้วยวิธีที่กล่าวมาจึงเป็นปัญหาสำคัญที่รอการแก้ไข ณ ปัจจุบัน

ดาวเทียม CubeSat ที่คณะผู้วิจัยกำลังออกแบบจะใช้หลักการสร้างสนามแม่เหล็กที่เกิดจาก MTQs กระทำต่อพลาสมาในอวกาศเพื่อสร้างแรงต้านทานทำให้สามารถลดระดับความสูงของดาวเทียมได้โดยไม่ต้องใช้โครงสร้างหรือเชื้อเพลิงเพิ่มขึ้น

6. สรุป

บทความนี้อธิบายเกี่ยวกับโครงการ CubeSat และ conceptual design ของ CubeSat ในมหาวิทยาลัย

เทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ โดยชี้ให้เห็นถึงจุดประสงค์และภารกิจหลักคือ การสาธิต bus เทคโนโลยีของดาวเทียม CubeSat และการยืนยันการใช้งานได้ของส่วนประกอบและอุปกรณ์ COTS ในอวกาศรวมถึงภารกิจทดสอบเทคโนโลยีอวกาศเช่น การถ่ายภาพจากอวกาศด้วยกล้อง CMOS camera การควบคุมดาวเทียมแบบ active ด้วย MTQs และการทดสอบเทคโนโลยี deorbit

โครงการ CubeSat นับว่าเป็นก้าวแรกในการศึกษาและพัฒนาความรู้ด้านดาวเทียมและอวกาศที่เป็นไปได้ในระดับมหาวิทยาลัยที่ควรเกิดขึ้นในประเทศไทย เพื่อสร้างทรัพยากรบุคคล องค์ความรู้ รวมถึงการประยุกต์ความรู้ด้านอวกาศเพื่อสร้างความสามารถและเตรียมความพร้อมในการแข่งขันในอนาคต

7. เอกสารอ้างอิง

- [1] Yuichi T., Nakasuka S., et.al University of Tokyo's CubeSat Project - Its Educational and Technological Significance -, paper presented in 15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites 2001, Logan, UT, USA.
- [2] Jordi Puig-Suari, Clark Turner, Robert J. Twiggs, CubeSat: The Development and Launch Support Infrastructure for Eighteen Different Satellite Customers on One Launch, paper presented in 15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites 2001, Logan, UT, USA.
- [3] Pumpkin, Inc.
URL: www.cubesatkit.com, access on 01/07/2013.
- [4] Alexander Chin, Roland Coelho, Ryan Nugent, Riki Munakata, Jordi Puig-Suari, CubeSat: The Pico-Satellite Standard for Research and Education, AIAA SPACE2008 Conference & Exposition, 9-11 September 2008, San Diego, California, USA.

AME-2010

[5] พงศธร สายสุจริต, สว่างทิตย์ ศรีกิจสุวรรณ,
สมศักดิ์ โชติชนาวิวงศ์, ธีราพร แสนทวิ, "การ
ออกแบบและพัฒนาดาวเทียมขนาดเล็กในระดับ
มหาวิทยาลัย ", การประชุมวิชาการวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย
ครั้งที่ 27, ภูเก็ต, 9-11 พ.ค. 2556