

การออกแบบและจัดสร้าง Magnetic Torquer (MTQ) สำหรับ CUBESAT Design And Construction Of Magnetic Torquer (MTQ) For CUBESAT

เอกจิรา กุญยกานนท์^{1*}, ประมิษฐ์ ปรุณณคม¹, พศุทธิ์ ปัทมรินทร์กุล¹, ธนเดช วรรณพีระ¹, Takaya Inamori²
และ พงศธร สายสุจริต³

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

²Department of Aeronautics and Astronautics, The University of Tokyo
7-3-1 Hongo, Bunkyo-ku, Tokyo 113-8656, Japan

³กลุ่มวิจัยเฉพาะทางวิศวกรรมอวกาศและทะเล มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ
1518 ถ.พระราชราษฎร์ สาย 1 แขวงวงศ์สว่าง เขตบางซื่อ กรุงเทพมหานคร 10800

*E-mail: aekjira25757@gmail.com, โทรศัพท์ 0-843577588

บทคัดย่อ

บทความนี้อธิบายเกี่ยวกับโครงการ การออกแบบและจัดสร้าง magnetic torquer (MTQ) สำหรับ CubeSat เพื่อการศึกษาและพัฒนาเทคโนโลยีทางด้านอวกาศในมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ โดยจะกล่าวถึง การออกแบบแอกชูเอเตอร์ MTQ แบบ 3 แกนและระบบควบคุมการทรงตัวด้วยวิธี b-dot และ cross product จากนั้นจะนำเสนอการจำลองการทำงานของระบบด้วยตัวควบคุมแบบควบคุมค่ากำลังสองเชิงเส้น (Liner Quadratic Regulator: LQR) ผลลัพธ์การจำลองแสดงให้เห็นว่าระบบควบคุมสามารถควบคุมดาวเทียมให้หันไปยังทิศทางที่กำหนดไว้ได้อย่างถูกต้อง

คำหลัก: CubeSat, Magnetic Torquer, ออกแบบ, ตัวควบคุมแบบควบคุมค่ากำลังสองเชิงเส้น, B-dot, cross product

Abstract

This paper describes design and construction of magnetic torquer (MTQ) for CubeSat in King Mongkut's University of Technology North Bangkok (KMUTNB). Three MTQs are designed to accomplish 3-axis attitude control with b-dot and cross product control law. The design and control system will be simulated with Liner Quadratic Regulator (LQR). The result shows that the controller is able to correctly orient the satellite as desired.

Keywords: CubeSat, Magnetic Torquer, design, LQR, B-dot, cross product

1. บทนำ

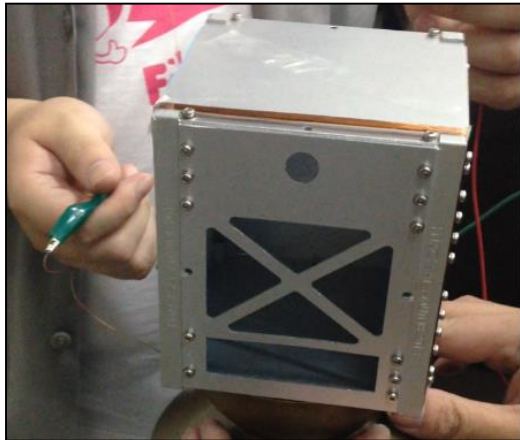
ในช่วง 2 ปีที่ผ่านมา มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและการบิน-อวกาศได้จัดตั้งโครงการ CubeSat เพื่อศึกษาวิจัยออกแบบและพัฒนา CubeSat ขึ้นเพื่อการศึกษาและพัฒนาเทคโนโลยีทางด้านอวกาศ [1]

โดย Cubesat คือดาวเทียมขนาดเล็ก ซึ่งมีการตั้งข้อกำหนดของการออกแบบดาวเทียมคือ มีขนาด 10 x 10 x 10 ซม. และน้ำหนักไม่เกิน 1 กก. ปฏิบัติงานอยู่ที่วง

โคจรใกล้โลกคือ 600-800 กม. ซึ่ง CubeSat ส่วนใหญ่จะควบคุมการทรงตัวแบบพาสซีฟ (passive control) โดยใช้ permanent magnet เกิดโมเมนต์แม่เหล็กเพื่อสร้างแรงบิดที่เกิดจากสนามแม่เหล็กโลก แต่เนื่องจากการเปลี่ยนแปลงเป็นแม่เหล็กของอะลูมิเนียมทำให้เกิดผลกระทบต่อการทรงตัว ทำให้ CubeSat ที่ปฏิบัติการภารกิจสำรวจระยะไกล (remote sensing) ไม่สามารถถ่ายภาพในแนวซีกโลก (nadir) ได้ตามที่ต้องการ จึงเลือกใช้การควบคุม

AME-16

แบบแอคทีฟ (active control) แทน โดยใช้ magnetic torquer (MTQ) 3 ชุด เพื่อควบคุมการทรงตัว

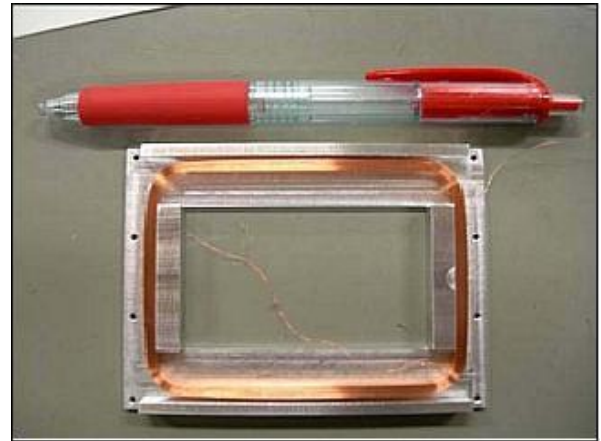


รูปที่ 1 CubeSat

2. Magnetic Torquer (MTQ)

การควบคุมการทรงตัวของดาวเทียมด้วยแรงบิดแม่เหล็ก อาศัยการเกิดปฏิกิริยากันระหว่างเวกเตอร์ของค่าสนามแม่เหล็กโลก และเวกเตอร์ของสนามแม่เหล็กที่สร้างขึ้นจากการจ่ายกระแสไฟฟ้าเข้าไปยังชุดขดลวด ที่ติดตั้งบนแต่ละแกนของดาวเทียมข้อดีของวิธีการนี้ที่เห็นได้ชัดคือเรื่องของความประหยัด เนื่องจากเราใช้สิ่งที่มียู่ในธรรมชาติอยู่แล้วมาประยุกต์ใช้งาน แต่มีข้อจำกัดในการนำไปประยุกต์ใช้งาน คือ ใช้ได้กับเฉพาะดาวเทียมที่โคจรอยู่ในวงโคจรใกล้โลก และแรงบิดที่เกิดขึ้นมีค่าไม่มากนักเมื่อเทียบกับแอคชูเอเตอร์แบบอื่นๆ ทำให้ความแม่นยำที่ได้มีตั้งแต่อยู่ในช่วง 10^0 ถึง 0.1^0 ทั้งนี้ขึ้นอยู่กับลักษณะการออกแบบดาวเทียม ชนิดของเซนเซอร์ และแอคชูเอเตอร์ เป็นต้น การใช้งาน MTQ ยังไม่เป็นที่แพร่หลายมากนักเมื่อเทียบกับแอคชูเอเตอร์ประเภทอื่นๆ เช่น หัวฉีดแก๊ส (gas jet) ล้อโมเมนตัมและล้อปฏิกิริยา (momentum and reaction wheel) เป็นต้น

MTQ ไม่ได้เป็นเพียงแอคชูเอเตอร์ที่ถูกเลือกใช้ในการควบคุมดาวเทียม ให้ทำงานบรรลุวัตถุประสงค์ตามที่ตั้งไว้ แต่ยังนำไปใช้ร่วมกับแอคชูเอเตอร์ประเภทอื่นเพื่อปรับปรุงประสิทธิภาพในการควบคุม เช่น ใช้ร่วมกับ flywheel เพื่อลด หรือ กำจัด ผล ของ การ อิ่ม ตัว (desaturation) ของ แอคชูเอเตอร์



รูปที่ 2 Magnetic Torquer [4]

3. ดาวเทียม CubeSat

การจำแนกชนิดดาวเทียมขึ้นอยู่กับว่าใช้เกณฑ์อะไรบ้างในการแบ่ง ถ้าจำแนกชนิดของดาวเทียมตามเกณฑ์ของน้ำหนักดาวเทียม และความสูงของวงโคจรของดาวเทียมที่โคจรอยู่ ได้ตามตารางที่ 1 และ 2 ตามลำดับดังต่อไปนี้

ชนิดของดาวเทียม	น้ำหนักสุทธิของดาวเทียม
Large	มากกว่า 1000 กิโลกรัม
Medium	500-1000 กิโลกรัม
Mini	100-500 กิโลกรัม
Micro	10-100 กิโลกรัม
Nano	1-10 กิโลกรัม
Pico	0.1-1 กิโลกรัม

ตารางที่ 1 ชนิดของดาวเทียมตามขนาดของน้ำหนัก

ชนิดของดาวเทียม	ความสูงของวงโคจรจากพื้นผิวโลก
วงโคจรใกล้โลก (Low Earth Orbit: LEO)	น้อยกว่า 2,000 กิโลเมตร
วงโคจรระดับกลาง (Medium Earth Orbit: MEO)	2,000-35,786.034 กิโลเมตร
วงโคจรค้างฟ้า (Geostationary Orbit: GEO)	มากกว่า 35,786.034 กิโลเมตร

ตารางที่ 2 ชนิดของดาวเทียมตามความสูงของวงโคจรจากพื้นผิวโลก

AME-16

ระดับความสูงต่ำสุดจากผิวโลกที่ดาวเทียมจะมีวงโคจรแบบวงกลม (circular orbit) ได้อยู่ที่ระดับความสูงประมาณ 150 กม. แต่ถ้าปราศจากการขับเคลื่อน (propulsion) ดาวเทียมก็จะสูญเสียความเร็วและตกกลับสู่พื้นโลกภายใน 1-2 วัน หลังจากเข้าสู่วงโคจร จึงอาจกล่าวได้ว่าอวกาศเริ่มต้น ณ ระดับความสูง 150 กม. และในวงโคจรที่ระดับความสูงต่ำกว่า 100 กม. ดาวเทียมต้องพบกับแรงต้านอากาศมาก ในทางปฏิบัติจะพบว่าดาวเทียมส่วนใหญ่แล้วจะมีวงโคจรที่ระดับความสูงมากกว่า 600 กม. จากพื้นผิวโลกที่ซึ่งแรงต้านอากาศจะมีผลต่อวงโคจรน้อยมาก

ดาวเทียม CubeSat มีลักษณะเป็นลูกบาศก์ขนาด 10 x 10 x 10 ซม. และมีน้ำหนักไม่เกิน 1 กก. ซึ่งจัดอยู่ในดาวเทียมขนาดพิโค และเป็นดาวเทียมที่ปฏิบัติการอยู่ที่ความสูง 600-800 กม. จากพื้นผิวโลกซึ่งถือเป็นวงโคจรใกล้โลก

4. ชุดแบร์ริงอากาศ

แบร์ริงอากาศทรงกลมเป็นอุปกรณ์สำคัญสำหรับการจำลองสภาวะไร้น้ำหนัก มีลักษณะเป็นครึ่งทรงกลมทำด้วยทองเหลือง มีส่วนประกอบสองส่วนคือส่วนที่เป็นบอลและส่วนที่เป็นเบ้าโดยหล่อขึ้นด้วยอากาศ ส่วนที่เป็นบอลมีเส้นผ่าศูนย์กลาง 10 ซม. ยึดกับตัวจำลอง ในขณะที่ส่วนเบ้ายึดติดกับฐานเครื่อง ขนาดและผิวสัมผัสระหว่างตัวบอลและตัวเบ้ามีความละเอียดและถูกต้องสูง อากาศที่ใช้หล่อขึ้นจะปล่อยเข้าเบ้าผ่านหัวฉีดบนเบ้าจำนวน 5 รู และอุปกรณ์ปรับความดันของอากาศที่ใช้หล่อขึ้น [3]



รูปที่ 3 แบร์ริงอากาศ

5. การควบคุมการวางตัว และตัวขับเคลื่อน

การควบคุมการทรงตัว (Attitude control) ในบางครั้งก็เป็นการควบคุมเพื่อเปลี่ยนสถานะการวางตัว และบางครั้งก็เพื่อรักษาสถานะการทรงตัวให้อยู่ ณ ตำแหน่งสมดุล โดยทั่วไปแล้ว สามารถที่จะจำแนกวิธีการควบคุมออกเป็นวิธีการหลักๆ ได้อยู่ 2 แบบ ได้แก่ การควบคุมแบบพาสซีฟ (passive control) และการควบคุมแบบแอคทีฟ (active control)

การควบคุมแบบพาสซีฟ (passive control)

เป็นการควบคุมโดยดาวเทียมอาศัยแรงบิดภายนอกที่เกิดขึ้นจากการเกิดปฏิกิริยากันระหว่างดาวเทียมกับสภาพแวดล้อม เช่น การใช้แม่เหล็กถาวร (permanent magnet) เพื่อการรักษาเสถียรภาพในการชี้ลงโลก (nadir pointing) เป็นต้น

เป้าหมายของการควบคุมการทรงตัวที่ปรับมุมแต่ละแกนของอากาศยานไปยังมุมที่ต้องการจะเรียกว่าการรักษาเสถียรภาพแบบ 3 แกน (3-axes stabilization) อย่างไรก็ตามเมื่อใช้การควบคุมแบบพาสซีฟ โดยส่วนใหญ่จะควบคุมได้เพียงแกนเดียว จึงเป็นการรักษาเสถียรภาพแบบแกนเดียว (1-axes stabilization) และโดยทั่วไปแล้ว การรักษาเสถียรภาพด้วยวิธีแบบพาสซีฟจะให้ค่าความแม่นยำค่อนข้างต่ำ ซึ่งถ้าต้องการปรับปรุงความแม่นยำในการควบคุมก็ต้องใช้ร่วมกับตัวขับเคลื่อนประเภทแอคทีฟ

การควบคุมแบบแอคทีฟ (active control)

หมายถึงการที่ตัวควบคุมคำนวณหาแรงบิดควบคุมที่จำเป็นในการหมุนดาวเทียมให้หันชี้ไปในทิศทางที่ต้องการ โดยการใช้ตัวขับเคลื่อนประเภทแอคทีฟ ซึ่งมีอยู่ด้วยกันหลายประเภท เช่น ล้อโมเมนตัม ล้อปฏิกิริยา หัวฉีดแก๊ส คอนโทรลโมเมนต์ไจโร (control moment gyro) และ MTQ

ตัวขับเคลื่อนทั้งหมดยกเว้น MTQ อาศัยการหมุนดาวเทียมด้วยการแลกเปลี่ยนโมเมนตัม ในขณะที่ MTQ อาศัยการเกิดแรงกิริยาระหว่างสนามแม่เหล็กโลกกับสนามแม่เหล็กไฟฟ้าที่สร้างขึ้นในชุดขดลวดแม่เหล็ก รูปที่ 4 แสดงตัวอย่างของตัวขับเคลื่อนประเภทแอคทีฟชนิดต่างๆ และตารางที่ 3 เปรียบเทียบคุณลักษณะของตัวขับเคลื่อนแต่ละชนิด

AME-16



รูปที่ 4 ตัวอย่างของตัวขับเคลื่อนชนิดต่างๆ

แอคชูเอเตอร์	ข้อดี	ข้อเสีย
หัวฉีดแก๊ส	ผลตอบสนองเร็ว	ขนาดใหญ่, หนัก, ช่วงอายุการใช้งานสั้น
ล้อโมเมนตัม	ผลตอบสนองเร็ว และแม่นยำ	ขนาดใหญ่, ราคาแพง, เกิดจิสเตอร์
คอนโทรลโมเมนตัมไอโร	ผลตอบสนองเร็ว และแม่นยำ	ขนาดใหญ่, ราคาแพง, เกิดจิสเตอร์
MTQ	ราคาถูก, ไม่เกิดจิสเตอร์	ผลตอบสนองช้า, ใช้ได้เฉพาะในวงโคจรใกล้โลก

ตารางที่ 3 เปรียบเทียบคุณลักษณะของตัวขับเคลื่อน

ด้วยเหตุที่ระบบการควบคุมด้วยแม่เหล็กนั้นใช้พลังงานต่ำ น้ำหนักเบา ราคาถูก ไม่เกิดจิสเตอร์ และมีส่วนประกอบทางฮาร์ดแวร์ที่ง่าย ทำให้เป็นตัวขับเคลื่อนแรกๆ ที่ถูกเลือกใช้ในระบบการควบคุมการทรงตัวของดาวเทียมวงโคจรใกล้โลก

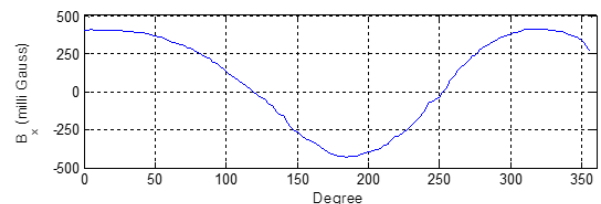
ข้อเสียของการใช้ตัวขับเคลื่อนแบบนี้คือ มีความซับซ้อนในการใช้งาน และมีความไม่เป็นเชิงเส้นสูงเนื่องจากธรรมชาติของสนามแม่เหล็กโลกเอง และมีผลตอบสนองช้า และปัญหาหนึ่งของการใช้ตัวขับเคลื่อนนี้คือ ความไม่แน่นอนที่เกิดขึ้นจากการเปลี่ยนแปลงของค่าสนามแม่เหล็กโลกเนื่องจากผลกระทบของสภาพแวดล้อมในอวกาศมีการเปลี่ยนแปลงอยู่ตลอดเวลา โดยเฉพาะผลกระทบจากพายุสุริยะ อาจจะทำให้เกิดพายุแม่เหล็กซึ่งถือว่าค่าของแม่เหล็กบริเวณมากกว่า 2000 นาโนเทสลา ความรุนแรงของสนามแม่เหล็กบริเวณจะแปรเปลี่ยนตามค่าพิกัดความสูง (altitude) ในอวกาศ โดยที่ตำแหน่งความสูงที่มากกว่า ค่าพายุแม่เหล็กจะมี

ความผิดปกติมากกว่าที่ค่าความสูงต่ำกว่า และ ณ ตำแหน่งเดียวกันของดาวเทียมในวงโคจรเอง อาจจะมีค่าสนามแม่เหล็กโลกไม่เท่ากันได้เนื่องมาจากลักษณะการหมุน และความไม่เป็นทรงกลมของโลก และยังมีสนามแม่เหล็กบริเวณที่เกิดขึ้นจากการทำงานของอุปกรณ์ทางไฟฟ้า และอิเล็กทรอนิกส์ภายในและภายนอกดาวเทียมเอง ซึ่งจะเกิดปฏิกิริยากับสนามแม่เหล็กโลก ทำให้เกิดแรงบิดรบกวนที่อาจจะส่งผลกระทบต่อประสิทธิภาพการทำงานของระบบการควบคุมการทรงตัวได้

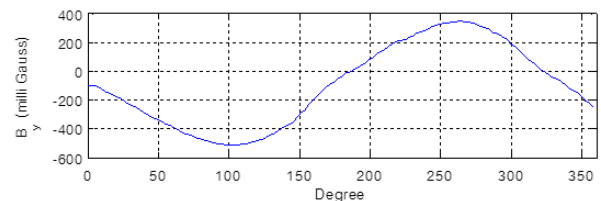
6. ค่าสนามแม่เหล็กโลกเทียบของดาวเทียม

เนื่องจากสนามแม่เหล็กโลกมีความสำคัญกับการทำงานของ MTQ และแรงแม่เหล็กโลกเป็นเวกเตอร์ ดังนั้นแรงแม่เหล็กจาก MTQ ที่กระทำกับแรงแม่เหล็กโลก และเกิดแรงลัพธ์นั้น มีค่าเปลี่ยนแปลงไปตามองศาที่ทั้งสองแรงกระทำต่อกัน

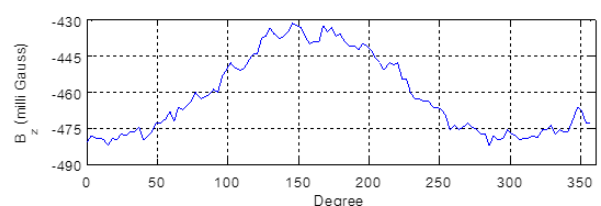
ทำการวัดค่าสนามแม่เหล็กโลกทั้งสามแกน จาก magnetometer (ชิป HMC5883L) โดยให้แกน x ทำองศาการวัดเริ่มที่ 0 องศา (ชี้ไปทางทิศเหนือ) หมุนทวนเข็มนาฬิกา 1 รอบ (360 องศา) พบว่าการเปลี่ยนแปลงของค่าสนามแม่เหล็กโลกทั้งสามแกนมีลักษณะเป็นรูปคลื่น ดังรูปที่ 5.1-5.3



รูปที่ 5.1 กราฟค่าสนามแม่เหล็กโลกแกน x



รูปที่ 5.2 กราฟค่าสนามแม่เหล็กโลกแกน y



รูปที่ 5.3 กราฟค่าสนามแม่เหล็กโลกแกน z

AME-16

ให้แอมพลิจูดสูงสุดแต่ละกราฟเป็น A_x, A_y และ A_z ตามลำดับ จะได้ค่าสนามแม่เหล็กโลกแกน x, y และ z มีความสัมพันธ์ดังนี้

$$B_x = A_x \sin(\theta + 90^\circ) \quad (1.1)$$

$$B_y = -A_y \sin(\theta) \quad (1.2)$$

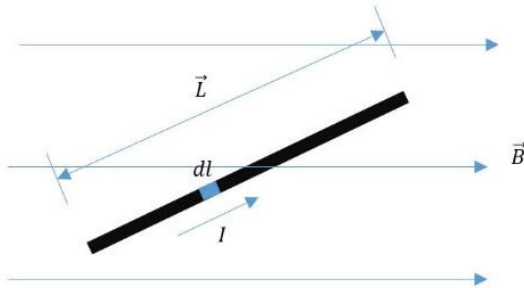
$$B_z = A_z \sin(\theta - 90^\circ) + c \quad (1.3)$$

7. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

การทำงานของ MTQ คือการสร้างแรงบิดที่เกิดจากขดลวดตัวนำที่มีกระแสไหลผ่าน ซึ่งขดลวดตั้งอยู่ในสนามแม่เหล็กตามทฤษฎีแรงแม่เหล็ก

7.1 แรงบนขดลวดตัวนำขณะมีกระแสไหลผ่านภายในสนามแม่เหล็ก

พิจารณาขดลวดตัวนำยาว l มีกระแส I ไหลผ่านตัวนำทำมุม θ กับสนามแม่เหล็ก ดังรูปที่ 6



รูปที่ 6 ขดลวดตัวนำที่วางในสนามแม่เหล็ก

พิจารณาความยาวขดลวดตัวนำที่น้อยมาก dl พบว่ามีประจุ dq โดยประจุ dq นี้จะเคลื่อนที่ด้วยความเร็ว v ดังนั้นแรงที่ $d\vec{F}$ กระทำบนความยาว dl คือ

$$\begin{aligned} d\vec{F} &= dq\vec{v} \times \vec{B} \\ &= dq\left(\frac{d\vec{l}}{dt}\right) \times \vec{B} \\ &= \frac{dq}{dt}(d\vec{l} \times \vec{B}) \\ &= Id\vec{l} \times \vec{B} \end{aligned} \quad (2)$$

ดังนั้นแรงทั้งหมดบนตัวนำคือ

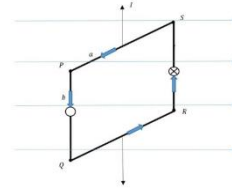
$$\vec{F} = \int d\vec{F} = I \int d\vec{l} \times \vec{B} \quad (3)$$

กรณี $\vec{B}$ มีค่าคงที่ จะได้

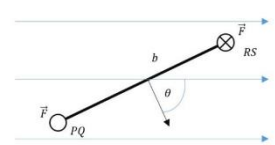
$$\vec{F} = I\vec{L} \times \vec{B} \quad (4)$$

7.2 แรงบิดบนขดลวดตัวนำ

เมื่อวางขดลวดตัวนำรูปสี่เหลี่ยมผืนผ้ากว้าง a ยาว b และมีกระแสไหลผ่าน I วางในสนามแม่เหล็ก B ดังรูปที่ 7ก



ก.



ข.

รูป 7 ขดลวดตัวนำที่วางอยู่ในสนามแม่เหล็ก

แรงลัพธ์บนขดลวดตัวนำคือ

$$\vec{F}_T = \vec{F}_{PQ} + \vec{F}_{RS} + \vec{F}_{SP} + \vec{F}_{PQ} = 0 \quad (5)$$

แรง $\vec{F}_{PQ}$ และ $\vec{F}_{RS}$ เป็นแรงคู่ควบ ทำให้เกิดแรงบิดบนขดลวดตัวนำ แขนของแรงคู่ควบเป็น $b \sin \theta$ ดังรูปที่ 7ข โดย θ เป็นมุมระหว่างเวกเตอร์บนพื้นที่ ab กับทิศทางของสนามแม่เหล็ก $\vec{B}$ แรงบิดที่เกิดขึ้นคือ

$$\begin{aligned} \tau &= \vec{F}_{PQ} b \sin \theta \\ &= Iab \sin \theta B \\ \vec{\tau} &= I\vec{S} \times \vec{B} \end{aligned} \quad (6)$$

เมื่อ $|\vec{S}| = ab$ คือพื้นที่ของขดลวดตัวนำ

ขดลวดตัวนำ N รอบ แรงบิดที่เกิดขึ้นจะได้

$$\tau = NI\vec{S} \times \vec{B} \quad (7)$$

$$\vec{M} = NI\vec{S} \quad (8)$$

แรงบิดที่เกิดขึ้นในสมการ (7) ทำให้ขดลวดหมุนจนกระทั่งระนาบของขดลวดตั้งฉากกับสนามแม่เหล็กหรือ $\vec{S}$ และ $\vec{B}$ อยู่ในทิศเดียวกัน ซึ่งหลักการนี้ถูกนำมาใช้กับ MTQ

8. สมการพลศาสตร์และการควบคุมการทรงตัว

ในส่วนนี้จะกล่าวถึงสมการพลศาสตร์การทรงตัวของดาวเทียม ซึ่งเกี่ยวข้องกับการออกแบบตัวควบคุม โดยทั่วไปสมการพลศาสตร์การทรงตัวหาได้จากทฤษฎีโมเมนตัมเชิงมุม (angular momentum) เป็นหลัก ส่วนของการควบคุมการทรงตัวประกอบด้วย 3 ส่วนหลักคือ อุปกรณ์ห้วงสัญญาณ (sensor) เพื่อวัดการทรงตัว อุปกรณ์คำนวณและประมวลผล (computer) และอุปกรณ์กระตุ้น (actuators) สำหรับสร้างแรงบิด

AME-16

8.1 สมการพลศาสตร์การทรงตัว

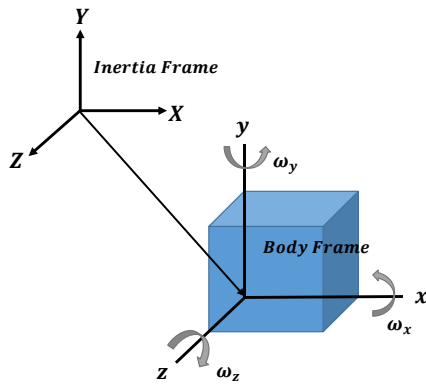
สมการพลศาสตร์การเคลื่อนที่ของดาวเทียมขนาดเล็กจะสมมุติให้ดาวเทียมเป็นวัตถุแข็งเกร็งซึ่งสามารถใช้ทฤษฎีโมเมนต์เชิงมุมได้โดยตรง โดยเมทริกซ์ความเฉื่อย (Inertia matrix, J) ของแกนमुखสำคัญ (Principle axis) คือ

$$J = \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \quad (9)$$

จากสมการความสัมพันธ์ระหว่างทอร์ก (torque, τ) และโมเมนต์เชิงมุม (h) โดยการหาเทียบกับ body frame สามารถเขียนได้ดังนี้

$$\tau = \left[\frac{dh}{dt} \right]_b + \omega \times h \quad (10)$$

กำหนดแกนของดาวเทียมดังรูปที่ 8



รูปที่ 8 แสดงแกนวัตถุ

จากสมการ (10) แยกได้สมการพลศาสตร์การทรงตัว ดังนี้

$$\tau_x = J_x \dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z (J_z - J_y) \quad (11.1)$$

$$\tau_y = J_y \dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z (J_x - J_z) \quad (11.2)$$

$$\tau_z = J_z \dot{\omega}_z + \omega_x \omega_y (J_y - J_x) \quad (11.3)$$

8.2 สมการความสัมพันธ์ระหว่างทอร์กและโมเมนต์ขั้วคู่

สมการความสัมพันธ์ระหว่างทอร์กและโมเมนต์ขั้วคู่ที่เกิดจากขดลวด ดังนี้

$$\tau_a^B = B_{a(t)} u = \begin{bmatrix} 0 & B_z & -B_y \\ -B_z & 0 & B_x \\ B_y & -B_x & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix} \quad (12)$$

จากสมการ (8) M เป็นโมเมนต์ขั้วคู่ที่เกิดจากขดลวดที่มีกระแส (I) ไหลผ่าน n คือจำนวนรอบขดลวด และ S แทนพื้นที่แกนที่ขดลวดพันรอบ แทนในสมการ (11) ได้สมการความสัมพันธ์ระหว่างทอร์กและโมเมนต์ขั้วคู่ ดังนี้

$$\tau = \begin{bmatrix} 0 & B_z & -B_y \\ -B_z & 0 & B_x \\ B_y & -B_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (nis)_x \\ (nis)_y \\ (nis)_z \end{bmatrix} \quad (13)$$

9. การออกแบบ

9.1 การออกแบบ MTQ

กำหนดความต้องการในการออกแบบ MTQ ดังนี้

1) กำหนดโมเมนต์ขั้วคู่ (Dipole Moment) 0.1 แอมป์ตารางเมตร

2) พินขดลวดเป็นรูปสี่เหลี่ยมจัตุรัสขนาด 80 x 80 มม. สองชุด

จากสมการ (7) จะได้

$$nI = \frac{0.1}{(80 \times 10^{-3})^2}$$

เหลือตัวแปรอยู่ 2 ตัวคือ จำนวนรอบ (N) กับ กระแส (I) โดยจำนวนรอบกับกระแสนั้นแปรผกผันกันเนื่องจากขดลวดที่ใช้มีขนาดเส้นผ่าศูนย์กลาง 0.33 มม. ซึ่ง MTQ ที่สร้างนั้นจะจ่ายกระแสไม่เกิน 1 แอมป์ ดังนั้นจึงกำหนดรอบขดลวด 160 รอบ จะได้

$$I = \frac{0.1}{(80 \times 10^{-3})^2 \times 160}$$

$$I = 0.0977 \text{ A}$$

ดังนั้น กระแสที่ต้องจ่ายเพื่อให้ได้โมเมนต์ขั้วคู่ตามที่ต้องการคือ 0.0977 แอมแปร์ หรือโดยประมาณ 0.01 แอมแปร์ ซึ่งในที่นี้หากต้องการเพิ่มโมเมนต์ขั้วคู่ก็สามารถทำได้โดยการเพิ่มกระแสที่จ่ายให้ MTQ ซึ่ง MTQ ที่สร้างขึ้นมีคุณสมบัติดังตารางที่ 4

Size: length, side, thickness	80 mm, 80 mm, 10 mm
Drive current	0.9 A
Coil resistance	10 Ω
Electric power consumption	8.1 W
Layer/Step	10/16
Magnetic dipole	0.1 Am ²

ตารางที่ 4 คุณสมบัติของ MTQ

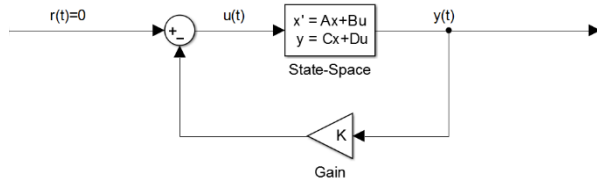


รูปที่ 9 MTQ บนชุดทดสอบ

AME-16

9.2 การออกแบบตัวควบคุมการทรงตัว

ระบบนี้เป็นการควบคุมที่มีการป้อนกลับสถานะ (state feedback control) ซึ่งเหมาะกับระบบที่มีความซับซ้อน และปัญหาการควบคุมแบบมีอินพุตและเอาต์พุตมากกว่าหนึ่งค่า



รูปที่ 10 State Feedback Control

9.2.1 สมการปริภูมิสถานะ (state space)

จากสมการ (11) และ (13) จะได้

$$\ddot{\theta}_x = (B_z(nis)_y - B_y(nis)_z - \dot{\theta}_y \dot{\theta}_z (J_z - J_y)) / J_x \quad (14.1)$$

$$\ddot{\theta}_y = (-B_z(nis)_x + B_x(nis)_z - \dot{\theta}_x \dot{\theta}_z (J_x - J_z)) / J_y \quad (14.2)$$

$$\ddot{\theta}_z = (B_y(nis)_x - B_x(nis)_y - \dot{\theta}_x \dot{\theta}_y (J_y - J_x)) / J_z \quad (14.3)$$

ซึ่งระบบไม่เป็นเชิงเส้นจึงประมาณพจน์ที่ไม่เป็นเชิงเส้นเป็นศูนย์ เขียนให้อยู่รูปของสมการปริภูมิสถานะ ได้ดังนี้

$$\begin{Bmatrix} \dot{\theta}_x \\ \dot{\theta}_y \\ \dot{\theta}_z \\ \ddot{\theta}_x \\ \ddot{\theta}_y \\ \ddot{\theta}_z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \theta_x \\ \theta_y \\ \theta_z \\ \dot{\theta}_x \\ \dot{\theta}_y \\ \dot{\theta}_z \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{B_z n_y S_y}{J_x} & \frac{B_y n_z S_z}{J_x} \\ \frac{B_z n_x S_x}{J_y} & 0 & \frac{B_x n_z S_z}{J_y} \\ \frac{B_y n_x S_x}{J_z} & \frac{B_x n_y S_y}{J_z} & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} i_x \\ i_y \\ i_z \end{Bmatrix} \quad (15)$$

9.2.2 เวกเตอร์อัตราขยาย

ในการออกแบบตัวควบคุมจะใช้ตัวควบคุมแบบควบคุมค่ากำลังสองเชิงเส้น (Liner Quadratic Regulator: LQR) การหาค่า k ที่เหมาะสมกับระบบมากที่สุดโดยที่พลังงานของระบบน้อยที่สุด กำหนดดัชนีสมรรถนะ (Performance index) J เป็นดังต่อไปนี้

$$J = \int \{x' Q x + u' R u\} dt \quad (16)$$

โดยมีค่าถ่วงน้ำหนัก Q และ R สำหรับค่าสถานะและการใช้พลังงานของตัวขับเคลื่อนที่ยอมรับได้ การปรับค่าถ่วงน้ำหนักที่แตกต่างกันจะส่งผลให้การควบคุมแตกต่างกัน การเลือกค่าถ่วงน้ำหนักที่เหมาะสมที่สุดนั้นมีความซับซ้อนและต้องใช้เวลา ในการหาค่าที่เหมาะสม [2] ได้นำการเลือกค่าถ่วงน้ำหนักไว้ ดังนี้

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} q_i \quad (17)$$

$$R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} r_i \quad (18)$$

$$q_i = \frac{1}{(\Delta x_i)^2} \quad (19)$$

$$r_i = \frac{1}{(\Delta u_i)^2} \quad (20)$$

โดยที่ Δx_i และ Δu_i คือ ค่าแปรปรวนปกติที่ยอมรับได้ของสถานะของระบบและกระแสของตัวขับเคลื่อน ตามลำดับ ซึ่งได้กำหนดค่าความแม่นยำในการควบคุมไว้ที่ ± 10 องศา และความแปรปรวนของกระแสที่จ่ายเข้า MTQ ± 0.05 แอมแปร์ ดังนั้นจะได้ว่า

$$\Delta x_i = \left(3 \cdot \frac{2\pi}{360}\right) \text{ และ } \Delta u_i = (0.05)$$

เมทริกซ์ค่าน้ำหนักของ Q และ R จะกำหนดได้

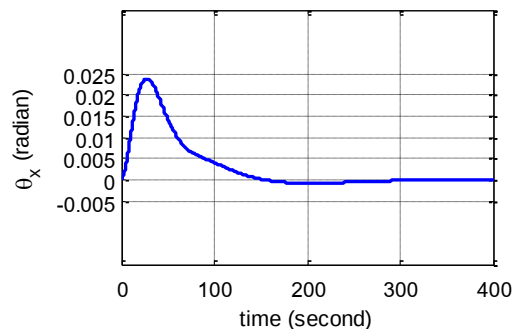
$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \frac{1}{\left(3 \cdot \frac{2\pi}{360}\right)^2}$$

$$R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \frac{1}{(0.05)^2}$$

10. ผลการจำลองระบบควบคุมด้วยโปรแกรม

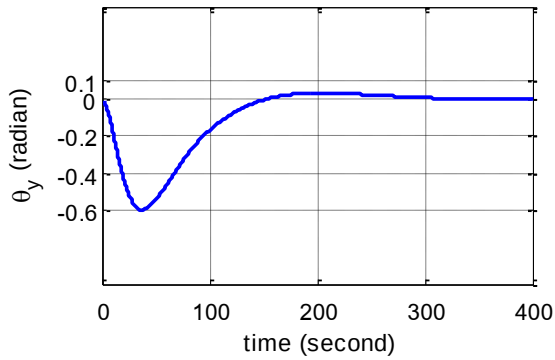
MATLAB Simulink

นำทั้งระบบที่หาได้จำลองด้วยโปรแกรม MATLAB Simulink สมมติให้ไม่มีแรงจากภายนอกมารบกวนระบบ โดยให้ค่าองศาเริ่มต้น $\theta_x = 0$, $\theta_y = 0$ และ $\theta_z = 0$ และองศาที่ต้องการให้ดาวเทียมหมุนไป $\theta_x = 0$, $\theta_y = 0$ และ $\theta_z = \pi/2$ และใช้ Scope เพื่อดูค่า θ_x , θ_y , θ_z , I_x , I_y และ I_z ซึ่งได้ผลตามรูปที่ 11-16

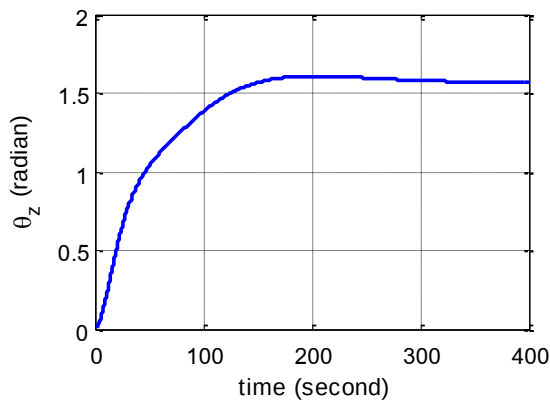


รูปที่ 11 θ_x ต่อเวลา

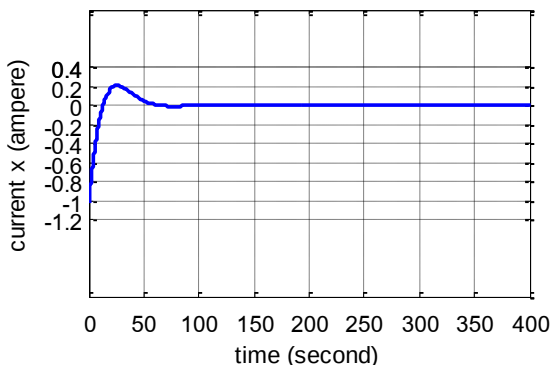
AME-16



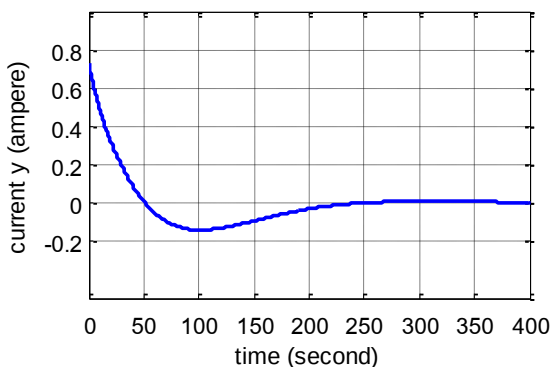
รูปที่ 12 θ_y ต่อเวลา



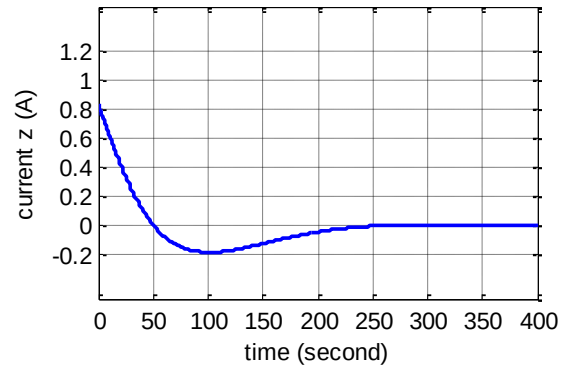
รูปที่ 13 θ_z ต่อเวลา



รูปที่ 14 กระแสของขดลวดในแนวแกน x ต่อเวลา



รูปที่ 15 กระแสของขดลวดในแนวแกน y ต่อเวลา



รูปที่ 16 กระแสของขดลวดในแนวแกน z ต่อเวลา

จากผลการจำลองพบว่าดาวเทียมหมุนไปองศาที่ต้องการได้อย่างถูกต้อง ในขั้นตอนต่อไปจะนำระบบที่ได้นี้ไปสร้างชุดทดสอบตามรูปที่ 9 แล้วนำไปทดสอบจริงบนแท่งอากาศตามรูปที่ 3 เป็นลำดับถัดไป

11. สรุป

โครงการนี้เกี่ยวกับการวิจัย MTQ เพื่อนำไปใช้กับ CubeSat ในมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ โดยชี้ให้เห็นถึงจุดประสงค์คือการจำลองระบบที่ได้ด้วยโปรแกรม MATLAB Simulink เพื่อนำไปสู่การทดสอบจริงของอุปกรณ์ MTQ และระบบบนแท่งอากาศในสภาพเสมือนไร้น้ำหนัก และพัฒนาความรู้ด้านดาวเทียมและอวกาศเพื่อนำไปต่อยอดต่อไป

12. กิตติกรรมประกาศ

โครงการนี้ได้รับการสนับสนุนจากภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและการบิน-อวกาศ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ และคณะผู้วิจัยขอขอบพระคุณอาจารย์พงศธร สายสุจริต ที่ปรึกษาโครงการ รศ.ดร.สุวัฒน์ กุลธนปรีดา และอาจารย์ธีรวัจน์ แสงเพชร ที่ได้เสียสละรับฟังปัญหาต่างๆ และได้ให้คำแนะนำในการแก้ปัญหาที่เกิดขึ้น ตลอดจนโครงการนี้สำเร็จลุล่วงได้ด้วยดี

13. เอกสารอ้างอิง

[1] พงศธร สายสุจริต, สว่างทิพย์ ศรีกิจสุวรรณ, สมศักดิ์ โชติชนาทวิวงศ์, ธีราพร แสนทวิ, "การออกแบบและพัฒนาดาวเทียมขนาดเล็กในระดับมหาวิทยาลัย", การ

AME-16

ประชุมวิชาการวิศวกรรมเครื่องกลครั้งที่ 11, ภูเก็ต, 9-11 พ.ค.
2556

[2] พีรวัฒน์ อาทิตยัตตั้ง, โครงการการควบคุมการทรงตัวของดาวเทียมวงโคจรใกล้โลกโดยใช้ตัวขับเคลื่อนแม่เหล็ก มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีมหานคร

[3] สุวัฒน์ กุลธนปรีดา, เครื่องจำลองระบบพลศาสตร์ทำวงตัวของดาวเทียมขนาดเล็ก มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ

[4] Comparison of the magnetic torquer with a pen (image credit: TITech), URL:<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cute-17-apd>