

**การวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม
เพื่อวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม**

**Research and Development of Satellite Engineering Model
to Analyze the Attitude Determination and Control System**

^{1*}กนก ทองสว่าง และ ^{2#}อิทธิ ยูทรยานนท์

^{1,2}ภาควิชาวิศวกรรมอากาศยาน โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

^{1*}Kanok Tongsawang and ^{2#}Itti Yuthayanon

Received : January 31, 2024

Revised : March 4, 2024

Accepted : April 1, 2024

^{1,2}Aeronautical Engineering Department, Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy

*kanok_t@rtaf.mi.th, #itti@rtaf.mi.th

บทคัดย่อ

การวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมเพื่อวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม มีวัตถุประสงค์เพื่อศึกษาองค์ความรู้ที่เกี่ยวข้องในการสร้างแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมขนาด 3U ซึ่งประกอบด้วยโครงสร้างของแบบจำลองดาวเทียม ระบบสั่งการและจัดการข้อมูล ระบบพลังงานไฟฟ้า และระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม โดยได้ทำการออกแบบการทำงานร่วมกันของระบบดังกล่าวและสร้างขึ้นเป็นแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมที่มุ่งเน้นการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่พิจารณาเลือกติดตั้งใช้งานอุปกรณ์ Magnetorquer จำนวน 3 EA และ Reaction Wheel จำนวน 1 EA ซึ่งผลการวิจัยทำให้ได้องค์ความรู้ในการออกแบบแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม และแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมขนาด 3U ที่ประกอบด้วยระบบย่อยซึ่งมีคุณลักษณะตามที่ได้ทำการออกแบบและเลือกอุปกรณ์ติดตั้งใช้งานพร้อมทั้งสามารถผ่านการทดสอบการทำงานร่วมกัน การทดสอบ Hardware in the Loop ที่ได้พัฒนาและสร้างโปรแกรมการคำนวณสำหรับการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม และการทดสอบภายใต้การจำลองสภาวะแวดล้อมจริงกับ Helmholtz Cage ที่สามารถยืนยันขีดความสามารถในการทำงานของระบบควบคุมท่าทางการโคจรของแบบจำลองดาวเทียมในการควบคุมค่ามุมผิดพลาดและความเร็วเชิงมุมของดาวเทียม ทั้งใน Detumbling Mode และ Nominal Mode ที่มีความสอดคล้องและใกล้เคียงกัน

คำสำคัญ: ดาวเทียม, แบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม, ระบบควบคุมท่าทางการโคจร

Abstract

The objectives of the research and development of satellite engineering model to analyze the attitude determination and control system are to study the relevant knowledge in the construction of a 3U satellite engineering model consisting of the structure of the satellite engineering model, command and data handling system (CDHS), electrical power system (EPS) and attitude determination and control system (ADCS). The system interoperability is designed and built into a satellite engineering model focusing on the analysis of the satellite's attitude determination and control system by considering the installation of 3 EA Magnetorquer devices and 1 EA Reaction Wheel. The results of this research resulted in the knowledge of satellite engineering model design and a 3U satellite engineering model, which includes a feature subsystem of design along with being able to pass interoperability testing, Hardware in the Loop testing developed and built a computational program for the analysis of the attitude determination and control system and testing under real environment simulation with Helmholtz Cage, which can validate that the attitude determination and control system of the satellite engineering model could regulate the tracking error angle and tracking error angular velocity of satellite model in both Detumbling Mode and Nominal Mode in a consistent and comparable manner.

Keywords: Satellite, Satellite Engineering Model, Attitude Determination and Control System

1. บทนำ

กองทัพอากาศตระหนักถึงความสำคัญของเทคโนโลยีอวกาศ รวมถึงการรวบรวมองค์ความรู้เพื่อเพิ่มความมั่นคงในอวกาศ ซึ่งเกี่ยวข้องโดยตรงกับความมั่นคงของชาติทั้งทางด้านการทหาร เศรษฐกิจ สังคม และจิตวิทยา และนับเป็นผลประโยชน์ของชาติในการนำพื้นที่อวกาศเข้ามาเป็นพื้นที่ปฏิบัติการที่สามารถช่วยสนับสนุนการปฏิบัติการทั้งทางบก ทางน้ำ และทางอากาศ ซึ่งกองทัพอากาศจำเป็นต้องเพิ่มเติมศักยภาพของบุคลากร โดยต้องมีขีดความสามารถในการวิจัยและพัฒนาเทคโนโลยีด้านอวกาศได้นอกเหนือจากการใช้งานตามปกติ และสามารถนำไปต่อยอดองค์ความรู้หรือประยุกต์ใช้งานได้จริง ตามแนวทางในยุทธศาสตร์กองทัพอากาศ 20 ปี (พ.ศ.2561 - 2580) ซึ่งมีวิสัยทัศน์เพื่อบ่มบ่ม “กองทัพอากาศชั้นนำในภูมิภาค (One of The Best Air Forces in ASEAN)” [1] โดยได้กำหนดแนวทางด้านการวิจัยและพัฒนาในการส่งเสริมการนำเทคโนโลยีอวกาศมาพิจารณาขยายผล พร้อมทั้งเผยแพร่วิทยาการเพื่อจุดประกายแนวความคิดให้หน่วยต่าง ๆ ประกอบกับการสร้างเครือข่ายด้านเทคโนโลยีอวกาศร่วมกับหน่วยงานภายนอกกองทัพอากาศที่มีศักยภาพ โดยเน้นการแลกเปลี่ยนนวัตกรรมองค์ความรู้และการถ่ายทอดเทคโนโลยีตามทิศทางยุทธศาสตร์กองทัพอากาศ

การพัฒนาศักยภาพของบุคลากร ซึ่งต้องมีขีดความสามารถในการต่อยอดองค์ความรู้หรือประยุกต์ใช้งานได้จริง มีความสำคัญเป็นอย่างมาก โดยการวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมเพื่อวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม จะเป็นเครื่องมือสำคัญในการพัฒนาและต่อยอดองค์ความรู้ในการวิจัยด้านเทคโนโลยีอวกาศได้ต่อไปในอนาคต ซึ่งจะสอดคล้องและตอบสนองกับยุทธศาสตร์กองทัพอากาศ 20 ปี (พ.ศ.2561 - 2580) ในการปฏิบัติการด้านความมั่นคงของประเทศไทยได้ครบทั้ง 3 มิติ และจะเป็นรากฐานสำคัญในการเสริมสร้างความเข้าใจและร่วมขับเคลื่อนอุตสาหกรรมป้องกันประเทศ ตามหลักการจัดหาพร้อมการพัฒนา (Purchase and Development) ของกองทัพอากาศ

ให้ทันต่อเทคโนโลยีด้านอวกาศและสถานการณ์โลกที่เปลี่ยนแปลงอย่างรวดเร็ว อันเป็นการรักษาผลประโยชน์ของชาติในอวกาศและเป็นการเตรียมความพร้อมในการรับมือกับภัยคุกคามรูปแบบใหม่ที่จะเกิดขึ้นในอนาคต [2]

2. ขอบเขตงานวิจัย

การวิจัยนี้มุ่งเน้นการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมในส่วนภาคอวกาศ (Space Segment) ของดาวเทียมที่เคลื่อนที่ในวงโคจรรอบโลกระดับต่ำเป็นหลัก โดยการสร้างและทดสอบแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมขนาด 3U ประกอบด้วย โครงสร้างของแบบจำลองดาวเทียม ระบบสั่งการและจัดการข้อมูล ระบบพลังงานไฟฟ้า และระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่พิจารณาติดตั้งใช้งาน Magnetorquer จำนวน 3 EA สำหรับ Detumbling Mode และ Reaction Wheel จำนวน 1 EA สำหรับ Nominal Mode

3. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

การวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมเพื่อวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม อ้างอิงการใช้หลักการวิศวกรรมระบบเป็นกระบวนการบริหารจัดการ วางแผน และดำเนินการในภาพรวมเบื้องต้น [3] ซึ่งจำเป็นต้องเข้าใจในขั้นตอนการวิเคราะห์ความต้องการของภารกิจ (Mission Analysis) พร้อมด้วยการกำหนดข้อจำกัดของภารกิจและข้อจำกัดเชิงเทคนิค และระบบของดาวเทียมที่เกี่ยวข้องรวมถึงปัจจัยภายนอกที่ส่งผลกระทบต่อภารกิจ ดังนี้

3.1 ระบบควบคุมท่าทางการโคจร (Attitude Determination and Control System : ADCS) เป็นระบบที่มีหน้าที่ในการตรวจสอบและควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม ประกอบด้วยส่วนประกอบหลัก 2 ส่วน คือ Sensor และ Actuator โดยส่วนของ Sensor จะทำหน้าที่ตรวจสอบตำแหน่งและลักษณะท่าทางการโคจรของดาวเทียม ณ เวลาปัจจุบัน ได้แก่ Magnetometer, Gyroscope, Accelerometer, Sun Sensor, Horizon Sensor, Star Tracker, GPS Receiver เป็นต้น และในส่วนของ Actuator จะทำหน้าที่บังคับควบคุมและปรับเปลี่ยนท่าทางการโคจรของดาวเทียมโดยสามารถเลือกใช้อุปกรณ์ต่าง ๆ ได้แก่ Magnetorquer, Momentum Bias Wheel, Reaction Wheel, Control-Moment Gyroscope (CMG), Thruster เป็นต้น [4] ซึ่งจากการศึกษาของ Fernández, M. V. (2011) [5] และ Narkiewicz, J. (2020) [6] ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม Nanosatellite ส่วนมากจะใช้ Magnetorquer ในการควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่ไม่ต้องการความแม่นยำมาก ยกตัวอย่างเช่น ในการควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมในกรณี Detumbling หลังจากดาวเทียมถูกปล่อยออกจากจรวดนำส่งในช่วงแรก เป็นต้น และจะใช้ Reaction Wheel ในการควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมในกรณี Pointing หรือ Nominal Mode ในการรักษาเสถียรภาพในท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่ต้องการความละเอียดและความแม่นยำสูงในการปรับท่าทางการโคจร เพื่อให้ดาวเทียมสามารถปฏิบัติการได้ตามที่ออกแบบไว้ โดยในการเลือกใช้งานอุปกรณ์ Sensor หรือ Actuator จำเป็นต้องทราบถึงขีดความสามารถและข้อจำกัดของอุปกรณ์ที่นำมาพิจารณา ซึ่งมีรายละเอียดคุณลักษณะทั่วไปของอุปกรณ์ Sensor ดังแสดงในตารางที่ 1 และคุณลักษณะทั่วไปของอุปกรณ์ Actuator ดังแสดงในตารางที่ 2 [7]

ตารางที่ 1 คุณสมบัติทั่วไปของอุปกรณ์ Sensor

ชนิดของ Sensor	ความแม่นยำ	มวล	กำลังไฟฟ้า
Magnetometer	0.5 ถึง 3 องศา	0.6 ถึง 1.2 กิโลกรัม	< 1 วัตต์
Horizon Sensor			
- Scanner	0.1 องศา	2 ถึง 5 กิโลกรัม	5 ถึง 10 วัตต์
- Fixed Head (Static)	0.1 องศา	2.5 ถึง 3.5 กิโลกรัม	0.3 ถึง 5 วัตต์
Sun Sensor	0.005 ถึง 3 องศา	0.5 ถึง 2 กิโลกรัม	0 ถึง 3 วัตต์
Gyroscope & Accelerometer	0.003 ถึง 1 องศา	3 ถึง 25 กิโลกรัม	10 ถึง 200 วัตต์
Star Tracker (Scanner and Mapper)	0.0003 ถึง 0.03 องศา	3 ถึง 7 กิโลกรัม	5 ถึง 20 วัตต์

ตารางที่ 2 คุณสมบัติทั่วไปของอุปกรณ์ Actuator

ชนิดของ Actuator	ขีดความสามารถ	มวล	กำลังไฟฟ้า
Magnetorquer	ขั้วแม่เหล็กไฟฟ้า 10 ถึง 4,000 แอมแปร์ตารางเมตร	0.4 ถึง 50 กิโลกรัม	0.6 ถึง 16 วัตต์
Reaction & Momentum Wheel	แรงบิด 0.01 ถึง 1 นิวตันเมตร	2 ถึง 20 กิโลกรัม	10 ถึง 110 วัตต์
Control-Moment Gyroscope (CMG)	แรงบิด 25 ถึง 500 นิวตันเมตร	มากกว่า 40 กิโลกรัม	90 ถึง 150 วัตต์
Thruster			
- Cold Gas	แรงขับ < 5 นิวตัน	Variable	N/A
- Hot Gas	แรงขับ 0.5 ถึง 9,000 นิวตัน	Variable	N/A

3.2 แรงบิดรบกวนท่าทางการโคจรของดาวเทียม (Disturbance Torque) [8-11] เกิดขึ้นจากผลกระทบจากสภาวะแวดล้อมภายนอกที่ทำให้ดาวเทียมหรือวัตถุอวกาศมีการปรับเปลี่ยนท่าทางการโคจรจากแรงภายนอกที่กระทำอยู่ตลอดเวลา ซึ่งแรงบิดรบกวนท่าทางการโคจรของดาวเทียมสามารถเกิดขึ้นได้จากปัจจัยหลัก จำนวน 4 ปัจจัย ได้แก่

3.2.1 Gravity Gradient Torque เกิดขึ้นจากผลต่างของแรงโน้มถ่วงของโลกที่กระทำกับดาวเทียม ซึ่งในบริเวณที่แตกต่างกันของดาวเทียมดวงเดียวกันจะมีค่าแรงโน้มถ่วงของโลกที่ไม่เท่ากัน โดยสามารถอธิบายได้ตามกฎความโน้มถ่วงสากลของนิวตัน (Newton's Law of Universal Gravitation) ที่แสดงถึงความสัมพันธ์ระหว่างแรงดึงดูดระหว่างมวล (F_g) ที่แปรผันตามพารามิเตอร์ความโน้มถ่วงมาตรฐาน (μ) และมวลของดาวเทียม (m) แต่จะแปรผกผันกับระยะทางระหว่างจุดศูนย์กลางของมวลทั้งสอง (R) ดังแสดงในสมการที่ (1) ซึ่งจะเป็นผลให้มีแรงบิดรบกวนที่เกิดขึ้นจากผลต่างของแรงโน้มถ่วงของโลก (T_g) ตามคุณลักษณะโมเมนต์ความเฉื่อยของวัตถุ I_z และ I_y และมุมระหว่างแกน $\hat{Z}$ และ Local Vertical (θ) โดยสามารถคำนวณได้ตามสมการที่ (2)

$$\vec{F}_g = \frac{-\mu m}{R^2} \hat{R} \quad (1)$$

$$T_g = \left(\frac{3\mu}{2R^3} \right) |I_z - I_y| \sin 2\theta \quad (2)$$

3.2.2 Solar Radiation Pressure เกิดจากความดันจากการแผ่รังสีของดวงอาทิตย์ที่มีค่าคงที่สุริยะ (P_s) มากระทบกับพื้นผิวของดาวเทียม โดยแสงหรืออนุภาคโฟตอน (Photon) จากดวงอาทิตย์จะมีการแลกเปลี่ยนโมเมนตัมกับพื้นผิวของดาวเทียมที่แสงมาตกกระทบ (A_s) ทำให้เกิดเป็นแรงที่พื้นผิวของดาวเทียมที่ไม่สมมาตร ซึ่งขึ้นอยู่กับระยะทางระหว่างจุดศูนย์กลางความดันและจุดศูนย์กลางมวล (L_s) ของส่วนประกอบต่าง ๆ ของดาวเทียม รวมถึงสัมประสิทธิ์การสะท้อนบนพื้นผิว (r) และมุมตกกระทบของแสง (I) จึงทำให้เกิดเป็นแรงบิดรบกวนท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่เกิดขึ้นจากการแผ่รังสีของดวงอาทิตย์ (T_{sp}) ซึ่งสามารถคำนวณได้ตามสมการที่ (3)

$$T_{sp} = P_s A_s L_s (1 + r) \cos I \quad (3)$$

3.2.3 Earth's Magnetic Field เกิดขึ้นจากสนามแม่เหล็กของโลก โดยดาวเทียมหรือวัตถุอวกาศจะได้รับการเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าจากอนุภาคในอวกาศ ให้กลายเป็นแม่เหล็กไฟฟ้าที่มีขั้วเหนือและขั้วใต้ ซึ่งจะทำให้ดาวเทียมมีความพยายามที่จะปรับท่าทางการโคจรไปตามสนามแม่เหล็กของโลก โดยแรงบิดรบกวนท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่เกิดขึ้นจากสนามแม่เหล็กของโลก (T_m) สามารถคำนวณได้ตามสมการที่ (4) ซึ่งจะแปรผันตามขั้วแม่เหล็กไฟฟ้าของดาวเทียม (D) ซึ่งขึ้นอยู่กับขนาดของดาวเทียมและอุปกรณ์ที่ติดตั้ง และแปรผันตามความเข้มของสนามแม่เหล็กโลกท้องถิ่น (B) ที่เปลี่ยนแปลงตามโมเมนต์แม่เหล็กของโลก (M) ระดับความสูงและตำแหน่งละติจูดของดาวเทียม (r) ดังแสดงในสมการที่ (5) โดยดาวเทียมขนาดเล็กที่โคจรอยู่ในวงโคจรรอบโลกระดับต่ำ (Low Earth Orbit : LEO) จะได้รับผลกระทบมากกว่าดาวเทียมที่มีขนาดใหญ่ที่โคจรอยู่ในวงโคจรรอบโลกในระดับที่สูงกว่า

$$T_m = 10^{-7} DB \quad (4)$$

$$B = \frac{2M}{r^3} \quad (5)$$

3.2.4 แรงต้านของอากาศในชั้นบรรยากาศ (Atmospheric Drag) เกิดขึ้นในขณะที่ดาวเทียมหรือวัตถุอวกาศกำลังเคลื่อนที่อยู๋ในวงโคจรรอบโลกระดับต่ำ ซึ่งดาวเทียมจะได้รับผลกระทบจากแรงต้านของอากาศในชั้นบรรยากาศ (F_{drag}) ที่แปรผันตามความหนาแน่นของอากาศ (ρ) ความเร็วของดาวเทียม (V) สัมประสิทธิ์แรงต้าน (C_D) และพื้นที่หน้าตัดของดาวเทียม (A) ดังแสดงในสมการที่ (6) และเนื่องจากส่วนประกอบของดาวเทียมที่มีลักษณะพื้นที่หน้าตัดที่แตกต่างกันในแต่ละบริเวณ ส่งผลให้ในแต่ละบริเวณของดาวเทียมเกิดแรงต้านของอากาศที่ไม่เท่ากัน (F_i) ซึ่งเกิดขึ้นที่ระยะทางที่แตกต่างกันระหว่างจุดศูนย์กลางของแต่ละพื้นที่หน้าตัดต่าง ๆ และจุดศูนย์กลางของดาวเทียม (I_i) จึงเป็นผลให้เกิดเป็นแรงบิดรบกวนท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่เกิดขึ้นจากแรงต้านของอากาศ (T_{drag}) ดังแสดงในสมการที่ (7)

$$F_{\text{drag}} = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D A \quad (6)$$

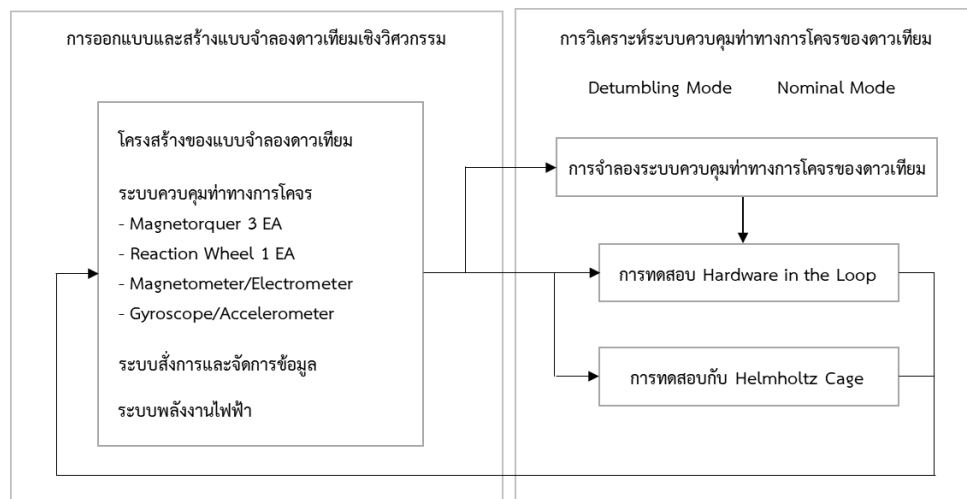
$$T_{\text{drag}} = \sum F_{l_i} \quad (7)$$

4. การดำเนินการวิจัย

การวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมเพื่อวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม ประกอบด้วยขั้นตอนในการดำเนินการวิจัยซึ่งประกอบด้วย การออกแบบและสร้างแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม และการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม ดังแสดงในรูปที่ 1 ดังนี้

4.1 การออกแบบและสร้างแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม

ระบบดาวเทียมประกอบด้วยส่วนประกอบและระบบย่อยต่าง ๆ หลากหลายระบบที่เป็นพื้นฐานสำคัญที่ทำให้ระบบดาวเทียมสามารถปฏิบัติการกิจได้ตามที่ทำการออกแบบไว้ โดยแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมในงานวิจัยนี้จะทำการวิจัยและพัฒนาเฉพาะส่วนประกอบที่เกี่ยวข้องและเป็นพื้นฐานสำคัญในการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม ซึ่งประกอบด้วย



รูปที่ 1 การดำเนินการวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม

4.1.1 โครงสร้างของแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม มีขนาด 3U (10 x 10 x 30 cm) เป็นส่วนประกอบพื้นฐานหลักที่ชุดอุปกรณ์ของระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม (ADCS) ทั้งอุปกรณ์ Sensor และ Actuator ระบบสั่งการและจัดการข้อมูล (CDHS) และระบบพลังงานไฟฟ้า (EPS) ได้รับการประกอบติดตั้งและทำการทดสอบ ซึ่งโครงสร้างของดาวเทียมจำเป็นต้องสามารถรองรับการทำงานของระบบต่าง ๆ และกลไกที่ใช้ภายในดาวเทียมได้ และต้องสามารถทนต่อสภาพแวดล้อมและแรงที่ดาวเทียมจะได้รับ เพื่อป้องกันไม่ให้อุปกรณ์ต่าง ๆ ของดาวเทียมเกิดความเสียหายและยังคงสามารถทำงานได้อย่างเต็มประสิทธิภาพ [11]

4.1.2 ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมในการวิจัยครั้งนี้เป็นแบบ 3-Axis Stabilization ตามความแม่นยำของระบบที่ต้องการในการออกแบบที่เหมาะสมสำหรับการปฏิบัติการกิจของดาวเทียมขนาดเล็กที่เคลื่อนที่ในวงโคจรรอบโลกระดับต่ำ [7] โดยสามารถสรุปข้อมูลคุณสมบัติของ Actuator แบบ 3-Axis Stabilization ตามรูปแบบของอุปกรณ์ที่พิจารณาในการติดตั้งได้ตามตารางที่ 3 ซึ่งพบว่า กรณีที่ 1 เป็นการใช้อย่างน้อย 3 แกน ในการควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม โดยมีความแม่นยำอยู่ระหว่าง 1 ถึง 5 องศา และใช้พลังงานที่ค่อนข้างต่ำเมื่อเปรียบเทียบกับกรณีที่ 3 ซึ่งเป็น

รูปแบบที่มีความแม่นยำสูงสุด แต่ใช้พลังงานสูงและใช้พื้นที่ในการติดตั้งที่มากขึ้น สำหรับกรณีที่ 2 มีการใช้พลังงานปานกลางและมีความแม่นยำที่สูง ดังนั้น การเลือกรูปแบบ Actuator ในกรณีที่ 2 จึงมีความเหมาะสมมากที่สุด และจะสอดคล้องกับการเลือกติดตั้งใช้งาน Sensor แบบ Magnetometer ที่มีความแม่นยำ 0.5 ถึง 3 องศา และ Gyroscope & Accelerometer ที่มีความแม่นยำ 0.003 ถึง 1 องศา ดังแสดงรายละเอียดไว้ในตารางที่ 1

ตารางที่ 3 คุณสมบัติของ Actuator รูปแบบต่าง ๆ

กรณี	รูปแบบ Actuator	ความแม่นยำ	การใช้พลังงาน
1	Magnetorquer (x 3)	$\pm 1^\circ$ ถึง $\pm 5^\circ$	ต่ำ
2	Reaction Wheel (x 1) Magnetorquer (x 3)	$\pm 0.01^\circ$ ถึง $\pm 3^\circ$	ปานกลาง
3	Reaction Wheels (x 3)	$\pm 0.0001^\circ$ ถึง $\pm 1^\circ$	สูง

จากผลการวิเคราะห์ความต้องการของระบบ ADCS ข้างต้น สามารถสรุปส่วนประกอบของระบบ ADCS ที่พิจารณาเลือกใช้งานและทำการติดตั้ง โดยมีรายละเอียดดังนี้

4.1.2.1 Magnetorquer เป็นอุปกรณ์ Actuator ที่ติดตั้งในแต่ละแกนของโครงสร้างแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม รวมจำนวน 3 EA ซึ่งจะใช้ในการควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมในกรณี Detumbling หลังจากดาวเทียมถูกปล่อยออกจากจรวดนำส่ง ร่วมกับตัวควบคุมแบบ B-dot Control โดยสนามแม่เหล็กที่ถูกสร้างขึ้นจาก Magnetorquer จะสร้างแรงบิดตรงข้ามกับแรงบิดจากภายนอกเพื่อให้ดาวเทียมหยุดหมุน ซึ่ง Magnetorquer จะควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมในแกน Pitch และ Roll และมีหน้าที่ลดความอึดตัวของ Reaction Wheel

4.1.2.2 Reaction Wheel จำนวน 1 EA เป็นอุปกรณ์ Actuator ที่ควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมในแกน Yaw ซึ่งจะใช้ในการควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมร่วมกับ Magnetorquer ในกรณี Pointing หรือ Nominal Mode ที่ต้องการความละเอียดและความแม่นยำในการปรับท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่สูงขึ้น ซึ่ง Reaction Wheel จะทำงานร่วมกับตัวควบคุมแบบ PID

4.1.2.3 Magnetometer/Electrometer เป็นอุปกรณ์ Sensor ที่ตรวจสอบท่าทางการโคจรของดาวเทียม โดยได้เลือกใช้ 3-Axis Magnetic Sensing จาก MEMSIC หมายเลข MMC5883L เพื่อวัดสนามแม่เหล็กโลกในช่วงการวัด $\pm 8\text{G}$ Resolution 0.244mG ซึ่งเป็นช่วงที่เหมาะสมกับดาวเทียมที่เคลื่อนที่ในวงโคจรรอบโลกระดับต่ำ

4.1.2.4 Gyroscope/Accelerometer เป็นอุปกรณ์ Sensor ที่ตรวจสอบท่าทางการโคจรของดาวเทียม โดยได้เลือกใช้ 3-Axis Gyro Meter จาก Bosch หมายเลข BMG250 ซึ่งสามารถวัดความเร็วเชิงมุมได้ทั้งแกน x-y-z (Roll-Pitch-Yaw) โดยจะสามารถตรวจวัดความเร็วเชิงมุมได้สูงสุด 2,000 deg/s ซึ่งเพียงพอสำหรับ Detumbling Mode ของดาวเทียม

4.1.3 ระบบสั่งการและจัดการข้อมูล (Command and Data Handling System : CDHS) ของแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม เป็นระบบปฏิบัติการที่มีหน้าที่ในการรับข้อมูลจากระบบต่าง ๆ ของดาวเทียม จัดเก็บรวบรวมข้อมูลประมวลผล ส่งคำสั่ง และเชื่อมโยงข้อมูลไปยังระบบที่เกี่ยวข้อง รวมทั้งติดตามสถานะภาพการใช้งานของระบบดาวเทียม ซึ่งลักษณะการทำงานจะอยู่ในรูปแบบการตรวจสอบการทำงานของระบบย่อยภายในดาวเทียมและจัดการกับปัญหาหากตรวจพบข้อผิดพลาดภายในระบบ

4.1.4 ระบบพลังงานไฟฟ้า (Electrical Power System : EPS) ของแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม มีหน้าที่หลักในการจัดเก็บและส่งพลังงานไฟฟ้าไปยังระบบย่อยของดาวเทียม โดยการพิจารณาการใช้พลังงานจะแบ่งโหมดการทำงานหลักออกเป็น 2 โหมด ได้แก่ Detumbling Mode ซึ่งจะใช้ Magnetorquers จำนวน 3 ชุด ในการควบคุมดาวเทียมทั้ง 3 แกน และ Safe Mode ซึ่งจะปิดระบบที่ไม่จำเป็นออกจากระบบดาวเทียมเพื่อให้เหลือพลังงานมากเพียงพอสำหรับกักเก็บในแบตเตอรี่

4.2 การวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม

4.2.1 การจำลองระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม เป็นส่วนหนึ่งในการตรวจสอบว่าโปรแกรมการคำนวณที่ได้ทำการออกแบบสามารถทดสอบระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมได้ โดยจะทำการจำลองการคำนวณในโปรแกรม Simulink ของ MATLAB ซึ่งจะกำหนดสถานะแวดล้อมจำลอง ความเร็วเชิงมุมเบื้องต้นของดาวเทียม โมเมนต์ของแรงคู่ควบของขดลวดสนามแม่เหล็ก แรงบิดที่เกิดจากโมเมนต์ของแรงคู่ควบจากสนามแม่เหล็กตกค้างภายในดาวเทียม ค่ามุมผิดพลาดเริ่มต้นเมื่อเทียบกับ Reference Frame และแรงบิดของ Reaction Wheel ในการจำลองระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม ซึ่งแบ่งการควบคุมเป็นสองส่วน ได้แก่ การจำลอง Detumbling Mode และการจำลอง Nominal Mode โดยมีรายละเอียดดังนี้

4.2.1.1 การจำลอง Detumbling Mode มีวัตถุประสงค์เพื่อตรวจสอบการทำงานของระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมหลังจากดาวเทียมถูกปล่อยออกจากจรวด โดยต้องการให้ความเร็วเชิงมุมโดยรวมของดาวเทียมเข้าใกล้ศูนย์ โดยใช้ตัวควบคุม B-Dot Control ซึ่งมีหลักการพื้นฐานโดยการสร้างโมเมนต์ของแรงคู่ควบของขดลวดสนามแม่เหล็กกระทำกับสนามแม่เหล็กของโลก เพื่อลดโมเมนต์เชิงมุมที่แปรผันตรงกับความเร็วเชิงมุมของดาวเทียม ซึ่งในการคำนวณจะใช้สมมุติฐานดังนี้

- ความเร็วเชิงมุมเบื้องต้นที่ประมาณการจากการถูกปล่อยจาก International Space Station มีค่าเท่ากับ $[6 \ 6 \ -6] \text{ deg/s}$
- โมเมนต์ของแรงคู่ควบของขดลวดสนามแม่เหล็กที่ได้รับการออกแบบสำหรับดาวเทียมวงโคจรรอบโลกระดับต่ำมีค่าน้อยกว่า $[0.20 \ 0.20 \ 0.20] \text{ A}\cdot\text{m}^2$
- แรงบิดที่เกิดจากโมเมนต์ของแรงคู่ควบจากสนามแม่เหล็กตกค้างภายในดาวเทียม มีค่าน้อยกว่า $[0.057 \ 0.057 \ 0.057] \text{ N}\cdot\text{m}$

4.2.1.2 การจำลอง Nominal Mode มีวัตถุประสงค์เพื่อควบคุมให้ดาวเทียมหมุนไปในทิศทางที่ต้องการ โดยต้องการให้ทิศทางของดาวเทียมมีความคลาดเคลื่อนที่น้อยมาก ซึ่งจะใช้ Magnetorquer ทั้งสามแกนและ Reaction Wheel หนึ่งแกน ในการสร้างแรงบิดควบคุมโดยใช้ตัวควบคุม PID ในการคำนวณการสร้างแรงบิดในแต่ละรอบ และใช้สมมุติฐานในการคำนวณดังนี้

- ความเร็วเชิงมุมเริ่มต้นที่เกิดหลังจากทำการ Detumbling Mode มีค่าเท่ากับ $[0.1 \ 0.1 \ -0.1] \text{ deg/s}$
- ค่ามุมผิดพลาดเริ่มต้นเมื่อเทียบกับ Reference Frame เท่ากับ $[-45 \ 45 \ -150] \text{ deg}$
- โมเมนต์ของแรงคู่ควบของขดลวดสนามแม่เหล็กมีค่าน้อยกว่า $[0.20 \ 0.20 \ 0.20] \text{ A}\cdot\text{m}^2$
- แรงบิดของ Reaction Wheel ที่เกิดจากการคำนวณ มีค่าเท่ากับ $0.000635 \text{ N}\cdot\text{m}$
- แรงบิดที่เกิดจากโมเมนต์ของแรงคู่ควบจากสนามแม่เหล็กตกค้างภายในดาวเทียม มีค่าน้อยกว่า $[0.057 \ 0.057 \ 0.057] \text{ N}\cdot\text{m}$

4.2.2 การทดสอบ Hardware in the Loop มีวัตถุประสงค์เพื่อทำการทดสอบระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม (Hardware) ในสภาวะเสมือนอวกาศ ซึ่งสภาวะเหล่านี้รวมถึงแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในการเปลี่ยนแปลงท่าทางการโคจรของดาวเทียมจะทำการจำลองในโปรแกรม MATLAB/Simulink (Software) เพื่อทดสอบว่าระบบ ADCS สามารถทำงานในโหมด Detumbling Mode และ Nominal Mode ได้อย่างถูกต้อง โดยมีขั้นตอนการทดสอบดังนี้

4.2.2.1 ทำการเชื่อมต่อกระแสไฟฟ้าให้กับ Magnetorquer และ Reaction Wheel ของ Actuator (Hardware) ของแบบจำลองดาวเทียม และเชื่อมต่อสัญญาณกับ Actuator Model (Software)

4.2.2.2 ทำการเชื่อมต่อสัญญาณข้อมูลการเคลื่อนที่ของดาวเทียมที่ได้จากแบบจำลองดาวเทียม Vehicle Dynamics Model (Software) ไปยัง Controller Board (Hardware)

4.2.2.3 กำหนดค่าของสภาพแวดล้อมในอวกาศ (Environment) ให้มีค่าเป็นไปตามระดับความสูงของดาวเทียมที่จำลองให้โคจรที่ระดับความสูง 600 กิโลเมตร โดยมีรายละเอียดดังนี้

- Spherical Harmonic Gravity Model จะเป็นการคำนวณหา Spherical Harmonic ของแรงโน้มถ่วงระหว่างดาวเทียมและโลกที่ตำแหน่งต่าง ๆ ซึ่งในการทดสอบนี้ใช้แบบจำลอง EGM2008 [12]

- Earth Magnetic Field จะเป็นการคำนวณหาขนาดและทิศทางของสนามแม่เหล็กโลก โดยสามารถใช้ค่าของระดับความสูงหรือพิกัดละติจูดลองจิจูดในการคำนวณ ซึ่งค่าที่คำนวณมาจากการอ้างอิงจากแบบจำลองของ International Geomagnetic Reference Field [13]

- ตำแหน่งของดวงอาทิตย์ในกรณีที่ต้องการคำนวณทิศทางอ้างอิงของแบบจำลองดาวเทียมใช้ค่าจาก NASA's Jet Propulsion Laboratory Chebyshev Coefficients [14]

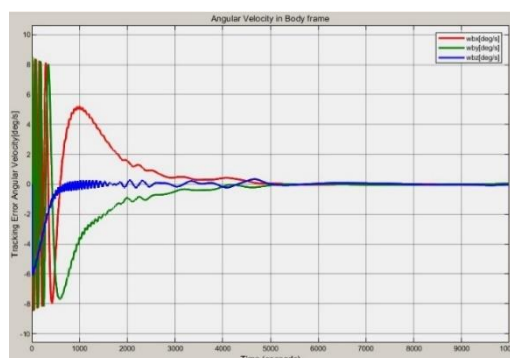
- ค่าตัวแปรที่มีผลต่อการเคลื่อนที่ของดาวเทียมในระดับความสูงที่ทดสอบ (600 กิโลเมตร) เช่น Atmospheric Density เป็นต้น

4.2.3 การทดสอบกับ Helmholtz Cage ซึ่งเป็นอุปกรณ์ที่ใช้ในการจำลองสนามแม่เหล็กโลกสำหรับการทดสอบการควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม เนื่องจากก่อนที่ดาวเทียมจะได้รับการส่งขึ้นไปยังชั้นบรรยากาศ ต้องมีการทดสอบที่ภาคพื้นเพื่อตรวจสอบว่าดาวเทียมนั้นมีประสิทธิภาพในการทำงานและสามารถควบคุมได้ตามมาตรฐาน โดยอุปกรณ์ Helmholtz Cage ประกอบด้วยส่วนของแกนสร้างสนามแม่เหล็กที่ได้ทำการติดตั้ง Mass Balancing Platform และส่วนการควบคุมของ Helmholtz Cage

5. ผลการวิจัย

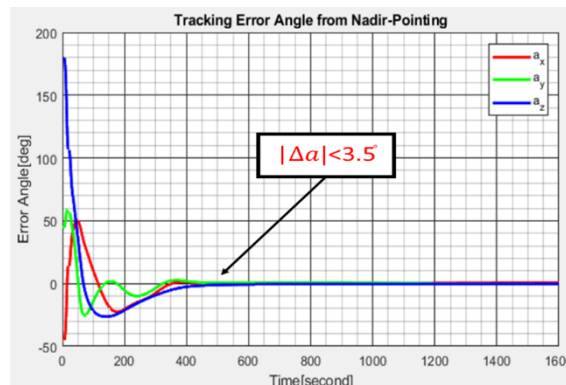
5.1 ผลการจำลองระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม

5.1.1 ผลการตอบสนองของความเร็วเชิงมุมของดาวเทียมหลังจากเข้า Detumbling Mode ดังแสดงในรูปที่ 2 แสดงถึงความเร็วเชิงมุมของดาวเทียมตอนเริ่มต้นมีค่า $[6 \ 6 \ -6]$ deg/s และหลังจากเข้าสู่ Detumbling Mode ความเร็วเชิงมุมโดยรวมมีค่าลดลงอยู่ในช่วงไม่เกิน ± 1 deg/s ที่เวลาประมาณ 2,500 วินาที หลังจากนั้นความเร็วเชิงมุมโดยรวมของดาวเทียมจะมีค่าเข้าใกล้ศูนย์โดยอยู่ในช่วงไม่เกิน ± 0.1 deg/s ซึ่งตรงตามเป้าหมายของโหมดนี้ และสอดคล้องกับแรงบิดที่ Actuator กระทำกับดาวเทียมในช่วงเริ่มต้นของ Detumbling Mode จะมีค่ามากจนถึงเวลาประมาณ 5,000 วินาที แรงบิดจะลดลงจนมีค่าเข้าใกล้ศูนย์

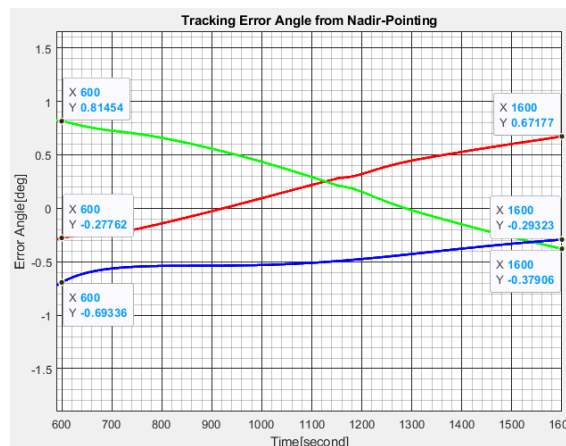


รูปที่ 2 ผลการตอบสนองของความเร็วเชิงมุมของดาวเทียมหลังจากเข้า Detumbling Mode

5.1.2 ผลการตอบสนองของค่ามุมผิดพลาดหลังเข้าสู่ Nominal Mode ดังแสดงในรูปที่ 3 แสดงค่ามุมผิดพลาด (Tracking Error Angle) เมื่อเทียบกับ Reference Frame โดยจากผลการทดสอบระบบ ADCS พบว่าระบบ ADCS มีความสามารถในการควบคุมท่าทางการโคจร ซึ่งมีความแม่นยำของทั้งสามแกนในช่วงแรกไม่เกิน ± 3.5 องศา โดยใช้ระยะเวลาประมาณ 500 วินาที ซึ่งหลังจากนั้น ระบบ ADCS จะสามารถรักษาสถียรภาพของค่ามุมผิดพลาดโดยรวมให้อยู่ในช่วงไม่เกิน ± 0.8 องศา ในระหว่างวินาทีที่ 600 ถึง 1,600 ดังแสดงในรูปที่ 4



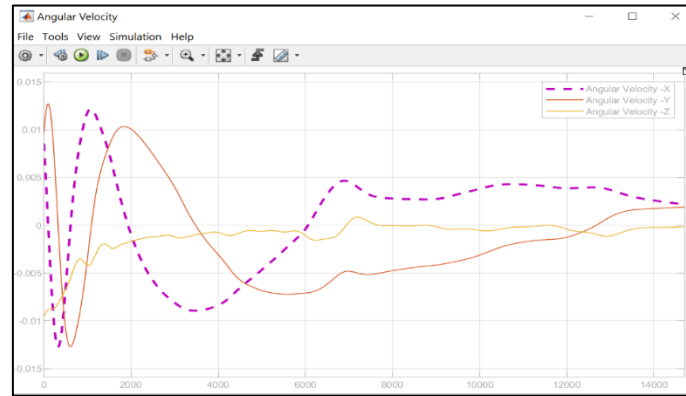
รูปที่ 3 ผลการตอบสนองของค่ามุมผิดพลาดหลังเข้าสู่ Nominal Mode



รูปที่ 4 ผลการตอบสนองของค่ามุมผิดพลาดหลังเข้าสู่ Nominal Mode ในระหว่างวินาทีที่ 600 ถึง 1,600

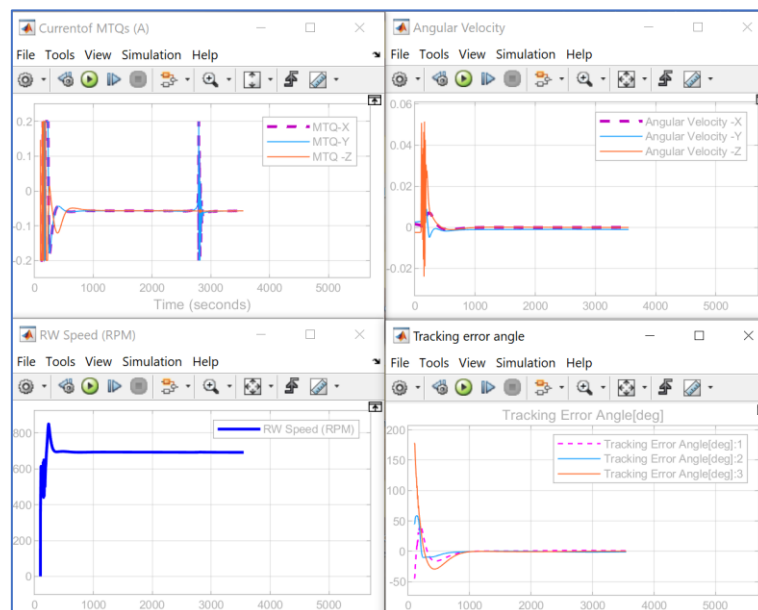
5.2 ผลการทดสอบ Hardware in the Loop

5.2.1 การทดสอบการทำงานใน Detumbling Mode สามารถสั่งการให้ระบบ ADCS ให้ทำงานใน Detumbling Mode ได้อย่างถูกต้อง ด้วยการสั่งผ่าน Flight Software ที่อยู่ในระบบ CDHS ซึ่งสามารถสังเกตค่าของความเร็วเชิงมุมของดาวเทียมที่ลดลงอย่างต่อเนื่องจนกระทั่งเข้าใกล้ศูนย์โดยอยู่ในช่วงไม่เกิน ± 0.01 deg/s ที่เวลาประมาณ 2,000 วินาที ดังแสดงในรูปที่ 5 ซึ่งแสดงให้เห็นว่าดาวเทียมใน Detumbling Mode สามารถทำงานได้ตามวัตถุประสงค์ของระบบควบคุมในโหมดนี้



รูปที่ 5 ค่าความเร็วเชิงมุมของดาวเทียมในการทดสอบ Detumbling Mode

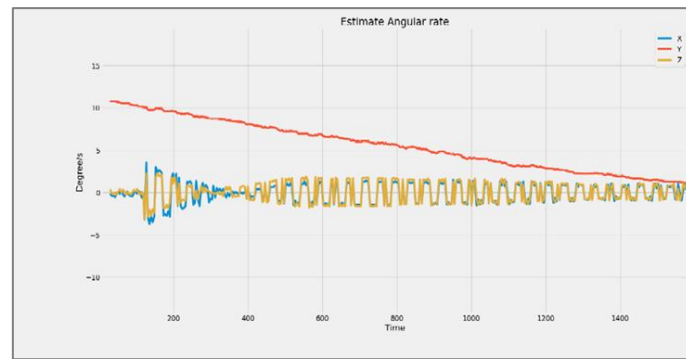
5.2.2 การทดสอบการทำงานใน Nominal Mode สามารถสั่งการให้ระบบ ADCS ให้ทำงานใน Nominal Mode ได้อย่างถูกต้อง ด้วยการสั่งผ่าน Flight Software ที่อยู่ในระบบ CDHS ซึ่งสามารถสังเกตได้จากผลการทดสอบ ดังแสดงในรูปที่ 6 โดยกราฟแสดงกระแสไฟฟ้าที่ Magnetorquer ในแต่ละแกนได้รับ (Current of MTQs) เพื่อทำการสร้างสนามแม่เหล็กให้ได้ผลลัพธ์ตามที่ต้องการ นอกจากนี้ยังมีกราฟที่แสดงถึงความเร็วในการหมุนของ Reaction Wheel (RW Speed) ที่ช่วยในการควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม โดยความแม่นยำใน Nominal Mode สามารถสังเกตได้จากค่ามุมผิดพลาด (Tracking Error Angle) ในการปรับทิศทางของดาวเทียม โดยจะมีค่าอยู่ในช่วงไม่เกิน ± 0.5 องศา ที่เวลาประมาณ 1,000 วินาที



รูปที่ 6 ค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ในการทดสอบการทำงานใน Nominal Mode

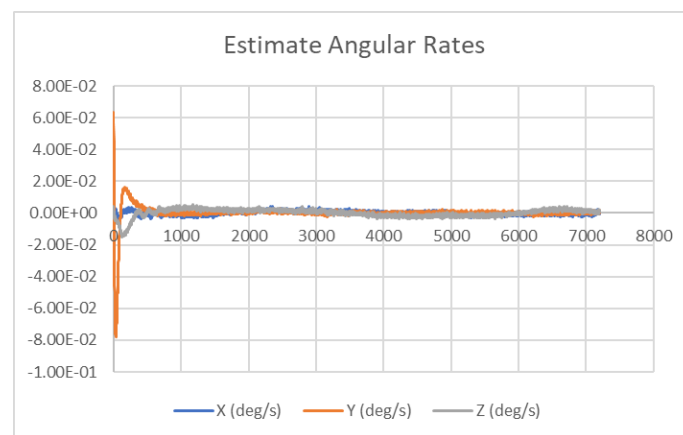
5.3 ผลการทดสอบกับ Helmholtz Cage

5.3.1 การทดสอบระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมใน Detumbling Mode ซึ่งพบว่าเมื่อกำหนดให้ดาวเทียมมีความเร็วเชิงมุมเริ่มต้นในแกน y ที่ 11 deg/s แกน x ที่ 4 deg/s และแกน z ที่ 3 deg/s ดาวเทียมจะใช้ระยะเวลาในการลดความเร็วเชิงมุมในแต่ละแกนจนกระทั่งเข้าใกล้ศูนย์อยู่ในช่วงไม่เกิน ± 1 deg/s ภายในระยะเวลาประมาณ 2,000 วินาที ดังแสดงรายละเอียดในรูปที่ 7



รูปที่ 7 ความเร็วเชิงมุมของดาวเทียมในแต่ละแกนในการทดสอบ Detumbling Mode

5.3.2 การทดสอบระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมใน Nominal Mode โดยความแม่นยำจะมีค่าอยู่ในช่วงไม่เกิน ± 0.5 องศา และดาวเทียมจะใช้ระยะเวลาในการลดความเร็วเชิงมุมในแต่ละแกนจนกระทั่งเข้าใกล้ศูนย์อยู่ในช่วงไม่เกิน ± 0.01 deg/s ภายในระยะเวลาประมาณ 1,000 วินาที ดังแสดงรายละเอียดในรูปที่ 8



รูปที่ 8 ความเร็วเชิงมุมของดาวเทียมในแต่ละแกนในการทดสอบ Nominal Mode

6. สรุป

การวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมเพื่อวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม เป็นการวิจัยเพื่อศึกษาองค์ความรู้ที่เกี่ยวข้องในการสร้างแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมขนาด 3U ซึ่งประกอบด้วย โครงสร้างของแบบจำลองดาวเทียม ระบบสั่งการและจัดการข้อมูล ระบบพลังงานไฟฟ้า และระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม โดยได้ทำการออกแบบการทำงานร่วมกันของระบบดังกล่าวและสร้างขึ้นเป็นแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมที่มุ่งเน้นการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่พิจารณาเลือกติดตั้งใช้งานอุปกรณ์ Magnetorquer จำนวน 3 EA และ Reaction Wheel จำนวน 1 EA เพื่อให้สามารถพัฒนาและสร้างโปรแกรมสำหรับการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม พร้อมทั้งสามารถทำการทดสอบการทำงานของระบบย่อยต่าง ๆ ร่วมกัน การทดสอบ Hardware in the Loop ที่ได้พัฒนาและสร้างโปรแกรมการคำนวณสำหรับการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม และการทดสอบภายใต้การจำลองสถานะแวดล้อมจริงกับอุปกรณ์ Helmholtz Cage ซึ่งสามารถเปรียบเทียบและยืนยันการทำงานของระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมตามที่ได้ทำการออกแบบไว้ โดยจากข้อมูลผลการทดสอบในรูปแบบต่าง ๆ สามารถยืนยันขีดความสามารถในการทำงานของระบบควบคุมท่าทางการโคจรของแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมที่มีความใกล้เคียงและสอดคล้องกัน ดังแสดงรายละเอียดในตารางที่ 4

ตารางที่ 4 สรุปผลการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม

การวิเคราะห์ระบบ ควบคุมท่าทางการ โคจรของดาวเทียม	การจำลองระบบควบคุม ท่าทางการโคจร ของดาวเทียม		การทดสอบ Hardware in the Loop		การทดสอบกับ Helmholtz Cage	
	Detumbling Mode	Nominal Mode	Detumbling Mode	Nominal Mode	Detumbling Mode	Nominal Mode
Tracking Error Angle [deg]	-	± 0.8	-	± 0.5	-	± 0.5
Tracking Error Angular Velocity [deg/s]	± 0.1	± 0.01	± 0.01	± 0.01	± 1	± 0.01
Time to Stabilization [s]	5,000	1,000	2,000	1,000	2,000	1,000

7. ข้อเสนอแนะ

การวิจัยในครั้งนี้ประกอบด้วยการศึกษาองค์ความรู้และดำเนินการสร้างแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมขนาด 3 U ที่พิจารณาเฉพาะในส่วนของการสร้างของแบบจำลองดาวเทียม ระบบสั่งการและจัดการข้อมูล ระบบพลังงานไฟฟ้า และระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม โดยมุ่งเน้นการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมเป็นหลัก ซึ่งยังขาดการพิจารณาระบบควบคุมความร้อนที่มีหน้าที่ควบคุมและรักษาความร้อนให้ชุดอุปกรณ์ของระบบต่าง ๆ สามารถใช้งานได้ตามที่ออกแบบไว้ ระบบสื่อสารที่มีหน้าที่ในการเชื่อมโยงสัญญาณการติดต่อสื่อสารทั้งการรับและการส่งสัญญาณระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นหรือระหว่างดาวเทียมกับดาวเทียมหรือวัตถุอวกาศอื่น และระบบขับเคลื่อนที่มีหน้าที่ในการปรับเพิ่มหรือลดความเร็วของดาวเทียมเพื่อเคลื่อนที่ไปยังวงโคจรตามที่ได้ออกแบบไว้ ทั้งนี้ การวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมเพื่อวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม สามารถทำการพัฒนาต่อยอดการวิจัยโดยการออกแบบระบบควบคุมความร้อน ระบบสื่อสาร และระบบขับเคลื่อนให้กับแบบจำลองดาวเทียมเพิ่มเติมให้สมบูรณ์และใกล้เคียงกับระบบดาวเทียมที่ใช้งานจริงในปัจจุบันมากที่สุด ซึ่งสามารถปรับเปลี่ยนโครงสร้างของแบบจำลองดาวเทียมให้มีขนาดที่ใหญ่ขึ้น รวมทั้งสามารถมุ่งเน้นการวิเคราะห์ในระบบย่อยอื่นของดาวเทียมที่ต้องการหรือสามารถทำการปรับปรุงพัฒนาขีดความสามารถความแม่นยำของระบบควบคุมท่าทางการโคจรของแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมเพิ่มเติมจากกระบวนการออกแบบและการเลือกใช้อุปกรณ์ในขั้นตอนการออกแบบของแบบจำลองเพื่อให้ได้แบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมที่มีคุณลักษณะที่สอดคล้องและใกล้เคียงกับความต้องการในการปฏิบัติการกิจของดาวเทียมกองทัพอากาศที่จะสามารถสนับสนุนภารกิจของกองทัพอากาศได้ต่อไปในอนาคต

8. กิตติกรรมประกาศ

การวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมเพื่อวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมในครั้งนี้สามารถดำเนินการสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดีนั้น ผู้วิจัยขอขอบคุณ ภาควิชาวิศวกรรมอากาศยาน กองวิชาวิศวกรรมอากาศยาน และเทคโนโลยีการบิน กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช และภาควิชาวิศวกรรมไฟฟ้า กองวิชาวิศวกรรมไฟฟ้าและโยธา กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช ที่ให้โอกาสและให้การสนับสนุน

ในการดำเนินงานวิจัย ตลอดจน อาจารย์ กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช และผู้มีส่วนเกี่ยวข้องทุกท่าน ที่ให้ความช่วยเหลือและสนับสนุนในการดำเนินงานวิจัยในครั้งนี้เป็นอย่างดี

9. เอกสารอ้างอิง

- [1] กองทัพอากาศ. (2563). **ยุทธศาสตร์กองทัพอากาศ 20 ปี (พ.ศ.2561 - 2580)**. ฉบับปรับปรุง ปี พ.ศ.2563.
- [2] คณะเจ้าหน้าที่ทำงานพัฒนาและปรับปรุงแนวความคิดในการปฏิบัติการกิจความมั่นคงด้านอวกาศ. (2564). **แนวความคิดในการปฏิบัติการกิจความมั่นคงด้านอวกาศของกองทัพอากาศ (RTAF Space Security Concept of Operations)**.
- [3] Fortescue, P., Stark, J. & Swinerd, G. (2003). **Spacecraft Systems Engineering**. Third Edition. West Sussex: Astrium Limited.
- [4] Sidi, M. J. (1997). **Spacecraft Dynamics and Control**. Cambridge: Cambridge University Press.
- [5] Fernández, M. V. (2011). **Mission Analysis of QB50, a Nanosatellite Intended to Study the Lower Thermosphere**. Final Project. Faculty of Applied Sciences, University of Liège.
- [6] Narkiewicz, J. (2020). Generic Model of a Satellite Attitude Control System. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2020: 1-17.
- [7] Wertz, J. R. & Larson, W. J. (1991). **Space Mission Analysis and Design**. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers.
- [8] Anderson Jr., J. D. (1989). **Introduction to Flight**. Third edition. New York: McGraw-Hill Book Company.
- [9] Bate, R. R. (1971). **Fundamentals of Astrodynamics**. New York: Dover Publications, Inc.
- [10] Vallado, D. A. (1997). **Fundamental of Astrodynamics and Applications**. New York: McGraw-Hill Companies, Inc.
- [11] Sellers, J. J. (2004). **Understanding Space, An Introduction to Astronautics**. Revised Second edition. New York: McGraw-Hill Companies, Inc.
- [12] Office of Geomatics. (2022). World Geodetic System 1984 (WGS 84). Retrieved on September 14, 2022, from <https://earth-info.nga.mil/index.php?dir=wgs84&action=wgs84>
- [13] IAGA Division V-MOD Geomagnetic Field Modeling. (2022). International Geomagnetic Reference Field. Retrieved on September 14, 2022, from <https://www.ngdc.noaa.gov/IAGA/vmod/igrf.html>
- [14] NASA Jet Propulsion Laboratory California Institute of Technology. (2022). JPL Planetary and Lunar Ephemerides. Retrieved on September 14, 2022, from https://ssd.jpl.nasa.gov/planets/eph_export.html