

การออกแบบและสร้างเครื่องจำลองการทรงตัวของดาวเทียมขนาดเล็ก

Design and Construction of a Small Satellite Attitude Simulator

สุริยา ทองเชตุ และ สุวัฒน์ กุลธนปรีดา

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ

กรุงเทพฯ 10800 โทร 02-9132500 โทรสาร 02-5870026, E-mail: mme18028@kmitnb.ac.th

S. Thongchet , and S. Kuntanapreeda

Department of Mechanical Engineering, King Mongkut's Institute of Technology North Bangkok

Bangkok 10800, Thailand, Tel: 02-9132500, Fax: 02-5870026

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้เป็นการออกแบบและสร้างเครื่องจำลองดาวเทียมขนาดเล็กเพื่อใช้สำหรับการศึกษาและวิจัยในสาขาการควบคุมการทรงตัวของดาวเทียม เครื่องจำลองที่จัดสร้างขึ้นเป็นแผ่นจานแบนกลมที่ได้รับการปรับสมดุลอย่างดีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 90 เซนติเมตร ลอยอยู่บนเบร้งอากาศทรงกลมเพื่อจำลองพฤติกรรมของการทรงตัวในสภาวะไร้น้ำหนัก บนแผ่นจานประกอบด้วยอุปกรณ์หลัก คือ ใจโรวัดการเปลี่ยนแปลงมุมสามตัวทำหน้าที่วัดค่าอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมการทรงตัวในระบบพิกัดของตัวดาวเทียม คอมพิวเตอร์ขนาดเล็กทำหน้าที่ประมวลผลและคำนวณกฎการควบคุม และระบบขับเคลื่อนเพื่อใช้เปลี่ยนมุมการทรงตัวของดาวเทียมโดยอาศัยแรงขับเคลื่อนของก๊าซไนโตรเจนที่ถูกฉีดออกมาทางหัวฉีด ในที่นี้ค่ามุมการทรงตัวหาโดยตรงจากการอินทิเกรตค่าอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมออยเลอร์ ซึ่งแปลงมาจากค่าอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมการทรงตัวในระบบพิกัดของตัวดาวเทียม ในส่วนการหาพารามิเตอร์ของระบบ ซึ่งประกอบด้วยค่าโมเมนต์ความเฉื่อยและค่าแรงขับเคลื่อน ค่าโมเมนต์ความเฉื่อยหาได้จากการวัดความถี่ธรรมชาติตามวิธีไบเฟอร์ลาร์เพนดูลัม และค่าแรงขับเคลื่อนหาได้โดยตรงจากการวัดด้วยอุปกรณ์วัดแรง

Abstract

This work designs and constructs a small satellite simulator for studying and researching in the area of attitude control. The constructed simulator is a well-

balanced circular flat plate with the diameter of 90 centimeters floating on a spherical air bearing to mimic attitude behavior in a weightless environment. The plate consists of the following major parts: three rate-gyros for sensing body rates related to the body-fixed coordinate, an onboard-computer for data processing and calculating control laws, and a propulsion system for changing the attitudes of the plate by jetting compressed nitrogen through the nozzles. Here, the attitude angles are determined by integrating the Euler-rate, which is transformed directly from the body rates. Regarding the system parameters, the inertia is determined by measuring a natural frequency using the Bi-filar technique. The thrust is directly measured using a calibrated load cell.

1. บทนำ

เทคโนโลยีอวกาศเข้ามาเกี่ยวข้องกับชีวิตประจำวันมากขึ้นอย่างหลีกเลี่ยงไม่ได้ องค์ความรู้ทางด้านวิศวกรรมอวกาศทั้งด้านการสื่อสารและตัวถังดาวเทียมเองจึงกลายเป็นสิ่งจำเป็นที่คนในชาติต้องมีความรู้ความเข้าใจอย่างพอเพียง อย่างน้อยที่สุดก็เพื่อเป็นผู้บริโภคที่ฉลาดที่สามารถเลือกใช้เทคโนโลยีอย่างมีเหตุมีผลและพูดคุยกับผู้ผลิตได้อย่างเข้าใจ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือได้ตระหนักถึงความสำคัญนี้ จึงได้มีการส่งเสริมวิจัยด้านนี้และให้มีการจัด

การศึกษาในสาขาวิศวกรรมการบินและอวกาศ (Aerospace Engineering) ขึ้นเป็นแขนงวิชาในสาขาวิศวกรรมเครื่องกล ตั้งแต่ปีการศึกษา 2541 เป็นต้นมา

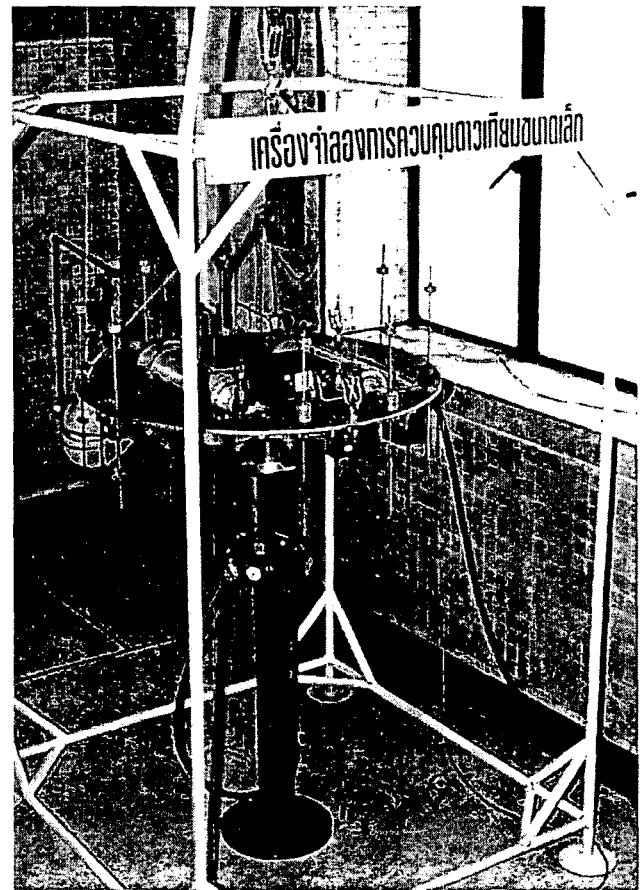
เครื่องจำลองดาวเทียมเล็กที่เสนอในบทความนี้เป็นตัวอย่างหนึ่งของการศึกษาและวิจัยในสาขาวิศวกรรมการบินและอวกาศ ณ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ จุดประสงค์หลักก็เพื่อเป็นเครื่องจำลองสำหรับการเรียนการสอนและการวิจัยในสาขาการควบคุมการทรงตัว (attitude) ของดาวเทียมขนาดเล็ก ในปัจจุบันการสื่อสารที่ใช้ดาวเทียมขนาดเล็กเป็นที่นิยมและมีบทบาทเป็นอย่างมาก เนื่องจากมีราคาค่อนข้างต่ำและระยะเวลาการสร้างสั้น แต่มีประสิทธิภาพในระดับเป็นที่ยอมรับ ทั้งในการใช้งานในด้านวิทยาศาสตร์และการพาณิชย์

ในด้านการควบคุมการทรงตัวสิ่งสำคัญที่ต้องคำนึงถึงคือ ในความเป็นจริงดาวเทียมนั้นทำงานอยู่ในอวกาศซึ่งเป็นสภาวะไร้น้ำหนัก ดังนั้นโดยทั่วไปในการจำลองพลศาสตร์ของดาวเทียมจึงทำโดยการจำลองในคอมพิวเตอร์ที่เรียกว่า Computer Simulation อย่างไรก็ตามในบางครั้งการจำลองนี้อาจจะเกิดความผิดพลาดได้ โดยเฉพาะจากปัญหาความไม่ถูกต้องของสมการคณิตศาสตร์ และปัญหาเสถียรภาพของการคำนวณเชิงตัวเลข ดังนั้นการศึกษาด้วยเครื่องจำลองจึงเป็นอีกแนวทางหนึ่งที่ได้รับความสะดวกมากขึ้น ซึ่งจะให้ความรู้และความเข้าใจที่ชัดเจนใกล้เคียงกับระบบจริงมากที่สุด

งานวิจัยนี้ได้ออกแบบและสร้างเครื่องจำลองของดาวเทียมขนาดเล็ก ดังแสดงในรูปที่ 1 โดยการปรับปรุงจากเครื่องจำลองแบบแกนเดี่ยวที่มีอยู่เดิมเพื่อให้มีการเคลื่อนที่ทั้งสามแนวแกน [1] รูปแบบโครงสร้างของเครื่องจำลองนี้ดัดแปลงมาจากเครื่องต้นแบบของภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ Utah State University, USA [2] ในงานวิจัยนี้อุปกรณ์หลักที่เพิ่มขึ้นจากดาวเทียมจำลองเดิมแบบแกนเดี่ยวประกอบด้วย แบร์ริงอากาศทรงกลม ใจโรวัดการเปลี่ยนแปลงมุมจำนวนสามตัว และชุดคอมพิวเตอร์ขนาดเล็กเพื่อทำหน้าที่ประมวลผลและคำนวณกฎการควบคุม ในการใช้งานแผ่นดาวเทียมจำลองจะได้รับการปรับให้จุดศูนย์กลางมวลเป็นจุดเดียวกันกับจุดศูนย์กลางของแบร์ริงหรือใกล้เคียงมากที่สุด และวางลอยอยู่บนแบร์ริงอากาศทรงกลมนี้เพื่อจำลองสภาพไร้น้ำหนัก

นอกจากนี้แล้ว งานวิจัยนี้ได้ดำเนินการหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อย และออกแบบตัวควบคุมการทรงตัวโดยใช้กฎการควบคุมแบบ-แบง (Bang-Bang) พร้อมกันทั้งสามแกน ผล

ลัพท์การทำงานเปรียบเทียบกับผลการจำลองด้วยคอมพิวเตอร์มีความสอดคล้องกันและอยู่ในระดับที่น่าพอใจ

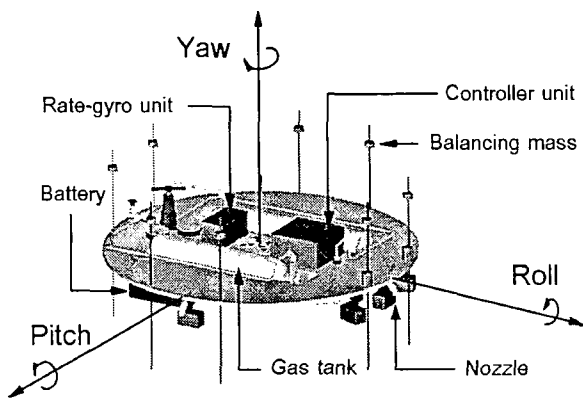


รูปที่ 1 ภาพถ่ายเครื่องจำลองที่จัดสร้างขึ้น

2. ดาวเทียมจำลอง

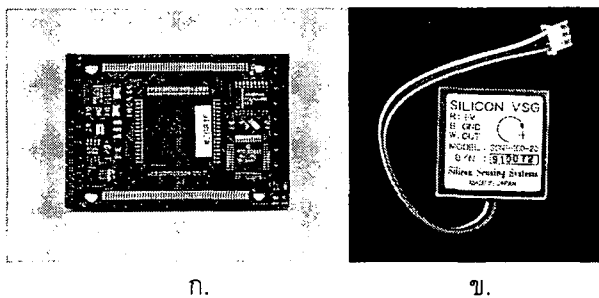
ดาวเทียมจำลองที่จัดสร้างขึ้นเป็นแผ่นจานแบนกลม ขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางประมาณ 90 เซนติเมตร ลอยอยู่บนแบร์ริงอากาศทรงกลม เครื่องจำลองนี้แบ่งออกเป็น 2 ส่วน คือ ส่วนที่ใช้สร้างสภาพไร้น้ำหนักจำลอง และส่วนที่เป็นตัวถังดาวเทียม ซึ่งในที่นี้ตัวถังจะมีเฉพาะส่วนของการควบคุมการทรงตัวโดยใช้หัวฉีด (nozzle) ในส่วนแรกจะประกอบไปด้วยแบร์ริงอากาศทรงกลมและชุดปรับสมดุลมวล ในส่วนของระบบควบคุมประกอบไปด้วย 3 อุปกรณ์หลัก คือ ชุดระบบขับเคลื่อน ชุดใจโร และชุดควบคุม ดังแสดงในรูปที่ 2

ชุดระบบขับเคลื่อนประกอบด้วย ถังอัดอากาศสองถัง ท่อส่งหัวปรับความดัน และหัวฉีดจำนวนหกหัว ทำหน้าที่เปลี่ยนการทรงตัวของดาวเทียมโดยการฉีดก๊าซไนโตรเจนออกมาทางหัวฉีด เวลาหรือจังหวะการฉีดถูกสั่งโดยตรงมาจากชุดควบคุมตามกฎหมายของการควบคุมที่โปรแกรมไว้



รูปที่ 2 ส่วนประกอบของดาวเทียมจำลอง

ชุดควบคุมประกอบด้วยวงจรอิเล็กทรอนิกส์ปรับปรุงสัญญาณและคอมพิวเตอร์ขนาดเล็ก (ดูรูปที่ 3ก) ทำหน้าที่หลักเป็นตัวควบคุมและบันทึกค่าสำหรับไว้ใช้วิเคราะห์ต่อไป คอมพิวเตอร์ขนาดเล็กที่ใช้คือ Tattletale Model 8 (TT8C) ของ Onset มีขนาด $2 \times 3 \times 0.5$ นิ้ว น้ำหนัก 1 ออนซ์ ใช้โปรเซสเซอร์รุ่น 68332 เป็นตัวประมวลผลหลัก โดยมีหน่วยความจำ 256K มี TPU I/O 16 ช่อง และสามารถรับสัญญาณ analog ได้ 8 ช่องด้วยค่าความละเอียดระดับ 12 bits และความเร็วในการสุ่มสูงสุดเท่ากับ 100 kHz ในส่วนของการทำงานจะโปรแกรมด้วยภาษา C บนเครื่องคอมพิวเตอร์พีซี จากนั้นทำการ comply และ load เข้า TT8C ผ่านทาง RS232



ก.

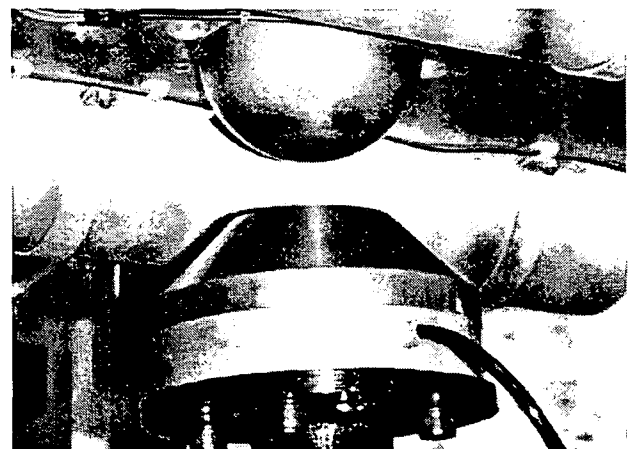
ข.

รูปที่ 3 อุปกรณ์ ก. คอมพิวเตอร์ขนาดเล็ก, ข. ไจโร

ไจโรที่ใช้มีทั้งหมด 3 ตัว สำหรับวัดการเปลี่ยนแปลงมุมในทิศทาง roll pitch และ yaw เป็นชนิด Vibrating Structure Gyroscope โดยใช้ผลของ coriolis ในการวัดอัตราการเปลี่ยนแปลงของมุม เนื่องจากตัวไจโรทั้งสามยึดติดกับดาวเทียม ดังนั้นค่าอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมที่วัดได้จะเป็น

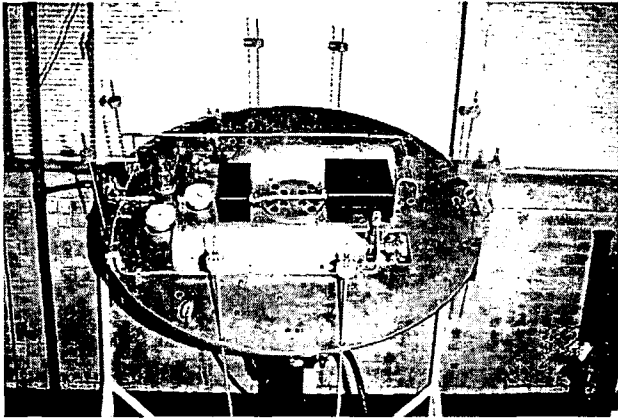
ค่าที่เทียบกับพิกัดของดาวเทียมเอง ในงานวิจัยนี้ไจโรที่ใช้ผลิตโดย Silicon Sensing System Japan Ltd. มีขนาด $35 \times 30 \times 35$ มิลลิเมตร น้ำหนัก 50 กรัม และมีช่วงทำงาน ± 100 deg/sec รูปที่ 3ข แสดงภาพถ่ายของไจโรที่ใช้

แบร็ริงอากาศทรงกลมเป็นอุปกรณ์หลักที่สำคัญสำหรับการจำลองสภาวะไร้น้ำหนัก มีลักษณะเป็นครึ่งทรงกลมทำด้วยทองเหลือง มีสองส่วนประกอบกันคือส่วนที่เป็นบอลและส่วนที่เป็นเบ้าโดยหล่อขึ้นด้วยอากาศ ส่วนที่เป็นบอลมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 10 cm ยึดติดกับตัวดาวเทียมจำลอง ในขณะที่ส่วนเบ้ายึดติดกับฐานเครื่อง ขนาดและสภาพผิวสัมผัสระหว่างตัวบอลและตัวเบ้ามีความจำเป็นต้องถูกต้องและละเอียดสูง ในงานวิจัยนี้ตัวบอลและเบ้ากลึงขึ้นด้วยเครื่องกลึง CNC ความเที่ยงตรงสูง แล้วจากนั้นนำมาขัดผิวกันเอง อากาศที่ใช้หล่อขึ้นถูกปล่อยเข้าเบ้าผ่านหัวฉีดบนเบ้าจำนวน 5 รู ด้วยความดันอากาศประมาณ 40 psi รูปที่ 4 แสดงภาพถ่ายของแบร็ริงอากาศที่ประกอบยึดติดกับดาวเทียมจำลองแล้ว



รูปที่ 4 Air-bearing

อุปกรณ์สำคัญหลักอีกอย่างสำหรับการจำลองสภาวะไร้น้ำหนัก คือชุดปรับสมดุลมวล เพื่อใช้ปรับให้ตำแหน่งของจุดศูนย์กลางมวลของตัวดาวเทียมให้ตรงกับจุดศูนย์กลางของแบร็ริงหรือใกล้เคียงมากที่สุด ซึ่งจะทำให้แผ่นดาวเทียมจำลองมีพฤติกรรมด้านพลศาสตร์การทรงเหมือนกับอยู่ในสภาวะไร้น้ำหนัก การปรับสมดุลนี้จะต้องทำการสมดุลทั้ง 3 แนวแกน จากรูปที่ 5 จะเห็นเสาที่ติดกอน้ำหนักติดตั้งอยู่รอบตัวดาวเทียมจำลอง อันเป็นผลมาจากการถ่วงน้ำหนักเพื่อให้ดาวเทียมจำลองเกิดความสมดุลทั้งสามแกน



รูปที่ 5 แสดงรูปดาวเทียมจำลองที่ทำการสมมูลแล้ว

3. สมการคณิตศาสตร์ของดาวเทียม

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของดาวเทียมขนาดเล็กแบบสมมาตรสามารถเขียนในรูปของสมการของออยเลอร์ได้เป็น

$$\begin{aligned} I_{11}\dot{\omega}_1 - (I_{22} - I_{33})\omega_2\omega_3 &= u_1 \\ I_{22}\dot{\omega}_2 - (I_{33} - I_{11})\omega_1\omega_3 &= u_2 \\ I_{33}\dot{\omega}_3 - (I_{11} - I_{22})\omega_1\omega_2 &= u_3 \end{aligned} \quad (1)$$

โดยที่ I_{ii} คือค่าโมเมนต์ความเฉื่อยรอบแกนสมมาตรที่ i และ ω_i คืออัตราการเปลี่ยนแปลงของมุมรอบแกน i เมื่อเทียบกับพิกัดของตัวดาวเทียมเอง

เนื่องจากค่าการเปลี่ยนแปลงของมุมที่ได้มาจากไจโรบนดาวเทียมจำลองเป็นค่าที่อยู่ในระบบพิกัดของตัวดาวเทียมเอง (Body-Frame) ดังนั้นในส่วนของการรับเข้าจึงต้องแปลงให้อยู่ในพิกัดแกนอ้างอิงที่อยู่กับที่ (Inertia-Reference-Frame) เสียก่อน ซึ่งสามารถคำนวณจากอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมของออยเลอร์ได้ดังนี้ [3]

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \\ \dot{\theta}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos \theta_2} \begin{bmatrix} 1 & \sin \theta_1 \sin \theta_2 & \cos \theta_1 \sin \theta_2 \\ 0 & \cos \theta_1 \cos \theta_2 & -\sin \theta_1 \cos \theta_2 \\ 0 & \sin \theta_1 & \cos \theta_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} \quad (2)$$

จะเห็นว่าในทางปฏิบัติค่ามุมการทรงตัว θ_1, θ_2 และ θ_3 ซึ่งเป็นมุมที่เทียบกับพิกัดแกนอ้างอิงนั้นจะได้อัตราการอินทิเกรตค่าอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมออยเลอร์ $\dot{\theta}_1, \dot{\theta}_2$ และ $\dot{\theta}_3$ ซึ่งแปลงมาจากค่าอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมการทรงตัวในระบบพิกัดของตัวดาวเทียม ω_1, ω_2 และ ω_3

แต่ในการเขียนสมการทางคณิตศาสตร์ของระบบนั้นต้องเขียนอยู่ในเทอมของพิกัดแกนอ้างอิง ดังนั้นจากสมการที่ (2) เขียนให้อยู่ในรูปที่นำไปใช้งานได้ดังสมการที่ (3)

$$\begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta_2 & 0 & -\sin \theta_2 \cos \theta_2 \\ 0 & \cos \theta_1 & \sin \theta_1 \cos \theta_2 \\ 0 & -\sin \theta_1 & \cos \theta_1 \cos \theta_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \\ \dot{\theta}_3 \end{bmatrix} \quad (3)$$

จะเห็นว่าค่าอัตราการเปลี่ยนแปลงของมุมในพิกัดของดาวเทียม สามารถเขียนให้อยู่ในรูปของอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมในพิกัดของแกนอ้างอิง จากนั้นนำสมการที่ (3) ไปแทนใน (1) จะได้สมการของระบบที่ค่าอัตราการเปลี่ยนแปลงของมุมอยู่ในพิกัดอ้างอิงที่ถูกต้องในการคำนวณ แต่สมการที่เกิดขึ้นจากการเปลี่ยนพิกัดนี้มีความซับซ้อนและไม่เป็นเชิงเส้นอยู่มาก การออกแบบระบบควบคุมจึงทำได้ยากมาก ดังนั้นเพื่อต้องการความง่ายในการออกแบบระบบควบคุม จึงมีการประมาณสมการให้อยู่รูปของสมการเชิงเส้น (Linearization) โดยการตัดเทอมที่ไม่เป็นเชิงเส้นออก ด้วยเหตุนี้จึงได้สมการที่ลดรูปลงมาเพื่อใช้ในการออกแบบตัวควบคุมดังนี้

$$I_{ii}\ddot{\theta}_i = u_i, \quad i=1,2,3 \quad (4)$$

โดยที่ I_{ii} เป็นโมเมนต์ความเฉื่อย $\ddot{\theta}_i$ เป็นอัตราการเปลี่ยนแปลงความเร็วของมุมที่เทียบกับพิกัดแกนอ้างอิงที่อยู่กับที่ และ u_i ก็คือทอร์กที่กระทำกับระบบมีค่าเป็น $\{-T_i, 0, T_i\}$

4. ค่าพารามิเตอร์ของระบบ

จากสมการที่ 4 ค่าพารามิเตอร์ที่จะใช้ในการออกแบบตัวควบคุมประกอบด้วยค่า I_{ii} และค่า T_i ในการหาค่า T_i นั้นทำได้โดยการทดลองด้วยการวัดค่าแรงปฏิกิริยาของหัวฉีดขณะที่ปล่อยอากาศไหลผ่าน จากนั้นค่าทอร์กคำนวณโดยตรงจากการคูณของแรงกับรัศมีของแผ่นดาวเทียม รายละเอียดและผลการวัดเสนอยู่ใน [1] สำหรับในงานวิจัยนี้จะใช้ความดันของก๊าซเท่ากับ 200 psi ซึ่งจะให้ค่า $T_i = 0.28 \text{ Nm}$

ค่าโมเมนต์ความเฉื่อย ใช้วิธีการหาค่าตามหลักการของไบเฟอร์ลาร์เพนดูลัม (Bi-filar Pendulum) [4] ซึ่งเป็นวิธีที่หาค่าโมเมนต์ความเฉื่อยจากความถี่ธรรมชาติ โดยที่ค่าโมเมนต์ความเฉื่อยที่เกิดขึ้นนั้นเป็น I_{11}, I_{22} และ I_{33} เนื่องจากคิด

ทั้ง 3 แกนการเคลื่อนที่ ซึ่งความสัมพันธ์ของวิธีไบเฟอร์ลาร์ เพนดูลัมดังสมการที่ (5)

$$I_{ii} = \frac{mgr^2}{\omega_n^2 l} \quad (5)$$

และจากการทดลองได้ค่าโมเมนต์ความเฉื่อยรอบแกนหมุน I_{11} , I_{22} และ I_{33} ของดาวเทียมเท่ากับ $1.93 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $1.93 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $4.95 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ตามลำดับ

5. การควบคุม

การควบคุมที่ใช้เป็นแบบ Bang-bang [3,5] ซึ่งเป็นการควบคุมที่ใช้เวลาในการเคลื่อนที่ให้น้อยที่สุด โดยมีกฎการควบคุมดังนี้

$$u_i = -\frac{T_i}{I_{ii}} \text{sgn}\left(\frac{2T_i}{I_{ii}}\theta_i + \frac{d\theta_i}{dt}|\dot{\theta}_i|\right) \quad (6)$$

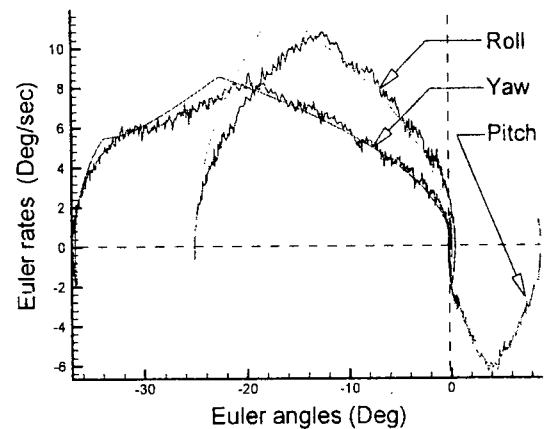
และ $u_i = 0$ ถ้า $|\theta_i| < \text{Dead-angle}$ โดยที่

$$\text{sgn}(x) = \begin{cases} 1 & , x > 0 \\ 0 & , x = 0 \\ -1 & , x < 0 \end{cases} \quad (7)$$

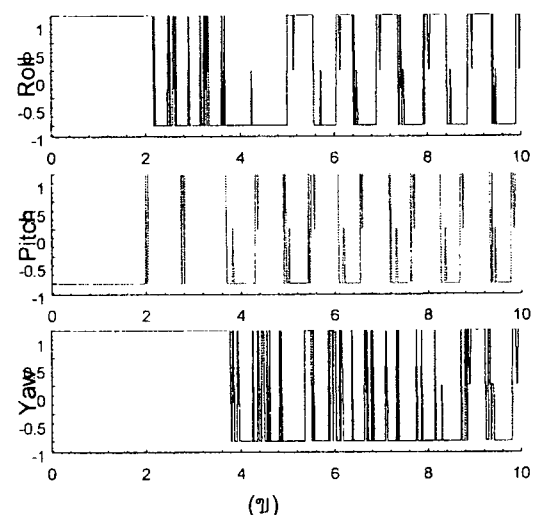
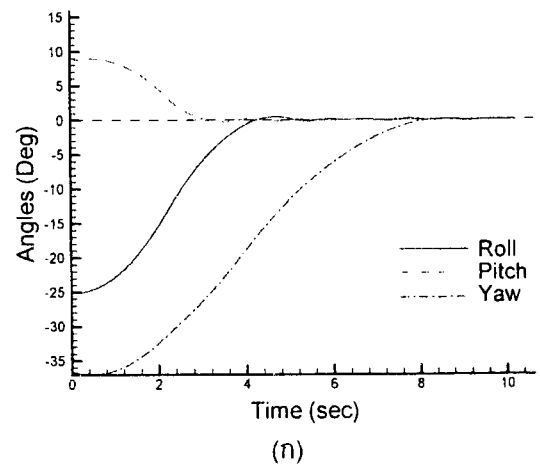
ในที่นี้ u_i คือสัญญาณควบคุมที่ป้อนเข้าระบบ ในที่นี้มีค่าเป็น $\{-1, 0, 1\}$ และค่า Dead-angle คือค่ามุมที่กำหนดให้หัวฉีดปิดการทำงานเนื่องจากมุมอยู่ในขอบเขตความผิดพลาดที่ยอมรับได้ เพื่อป้องกันการเกิด chattering อย่างต่อเนื่อง ซึ่งจะส่งผลให้อายุการใช้งานของหัวฉีดสั้นลง ในงานวิจัยนี้ กำหนดให้มีค่าเท่ากับ 0.01 องศา นั่นคือเมื่อระบบเคลื่อนที่อยู่ในช่วงที่น้อยกว่าค่าของ dead angle แล้ว หัวฉีดจะไม่ทำงาน การกำหนดค่า dead angle นี้ จะทำให้การเคลื่อนที่ของดาวเทียมเกิดการแกว่งขึ้นซึ่งเป็นเรื่องที่หลีกเลี่ยงไม่ได้ ดังนั้นในการควบคุมการทรงตัวในดาวเทียมจริง เมื่อมุมการทำงานมีค่าน้อยๆ ระบบควบคุมจะทำการเปลี่ยนไปใช้ตัวควบคุมอย่างอื่นมาควบคุมแทน เช่น Momentum-Wheel และ Toquer-Coil เป็นต้น

รูปที่ 6 แสดงผลลัพธ์ของการควบคุมในรูปของ phase-plane เปรียบเทียบกับผลลัพธ์จาก computer simulation รูปที่ 7 แสดงการเปลี่ยนแปลงของมุมและสัญญาณควบคุม ซึ่งพบว่าระบบควบคุมสามารถควบคุมดาวเทียมให้กลับมามีมุมทรงตัวศูนย์ได้อย่างน่าพอใจ โดยมีข้อสังเกตจากรูปที่ 6 ว่าผลลัพธ์มีความแตกต่างกับผลจาก computer simulation

บ้างเล็กน้อย ซึ่งคาดว่าเนื่องจากดาวเทียมจำลองจริงมีพารามิเตอร์บางตัวที่ไม่ได้รวมในสมการคณิตศาสตร์ เช่น ค่าความเสียดทานของแบริ่งและอากาศ เป็นต้น



รูปที่ 6 ผลลัพธ์ในรูปของ phase-plane



รูปที่ 7 ผลลัพธ์: (ก) ค่ามุม, (ข) ค่าสัญญาณควบคุม

6. สรุปและงานวิจัยในอนาคต

การวิจัยนี้ได้จัดสร้างดาวเทียมจำลองขึ้นมาเพื่อใช้สำหรับการศึกษาและวิจัยในสาขาการควบคุมการทรงตัวของดาวเทียมเล็ก ดาวเทียมจำลองที่จัดสร้างขึ้นเป็นแผนงานแบบกลมที่ได้รับการปรับสมดุลลอยอยู่บนบรรยากาศทรงกลมเพื่อเลียนแบบพลศาสตร์การทรงตัวในสภาวะไร้น้ำหนักบนตัวถังดาวเทียมติดตั้งด้วยอุปกรณ์สำหรับการควบคุมการทรงตัว ซึ่งประกอบด้วย ไจโร ชุดขับเคลื่อน และคอมพิวเตอร์ขนาดเล็ก ผลการศึกษาด้วยการควบคุมด้วยกฎการควบคุมแบบ-แบ่งพบว่าตัวควบคุมสามารถรักษาให้มุมของการทรงตัวเป็นศูนย์ได้ตามที่ต้องการ ผลลัพธ์โดยรวมเป็นที่น่าพอใจ

งานวิจัยในอนาคตต่อไปจะเป็นการเน้นในการวิจัยการควบคุมแบบต่างๆ เช่น

- การควบคุมโดยใช้ Momentum Wheel และ Torquer-Coil แทนหัวฉีด
- การใช้ inertial sensors ประเภทอื่น เช่น sun-sensor ร่วมกับไจโร
- การควบคุมด้วย neural networks และ fuzzy logics
- การทำ time-optimization ด้วย Genetic Algorithm
- ฯลฯ

เอกสารอ้างอิง

- [1] พงศาล มีคุณสมบัติ, กิตติชัย ว่องนิยมเกษตร, ดาวสรวง อรุณนภาพร, สุวัฒน์ กุลชนปรีดา "เครื่องจำลองการควบคุมแอตติจูดสำหรับดาวเทียมขนาดเล็กแบบแกนเดียว" การประชุมวิชาการวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 11, ธันวาคม 2540
- [2] Fullmer, R., G. Peterson, W. Holmans, J. Smith, J. Nottingham, S. Anderson, T. Olsen and F. Redd, "The Development of a Small Satellite Attitude Control Simulator", The 7th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite, Logan, Utah USA, Aug. 1993
- [3] Wertz, J. , Spacecraft Attitude Determination and Control, Kluwer Academic Pub., 1978
- [4] Steidel, R. Jr., "An Introduction to Mechanical Vibrations", John Wiley&Sons, 1989
- [5] Bryson, A.E. and Yu-Chi Ho, "Applied Optimal Control: Optimization, Estimation, and Control", Hemisphere Pub., 1975