

พงศาล มีคุณสมบัติ  
นักศึกษาระดับปริญญาโท

กิตติชัย ว่องนียมเกษตร  
นักศึกษาระดับปริญญาตรี (2536-2539)  
บริษัท โตโย-ไทย จำกัด

ดาวสรวง อรุณนภาพร  
นักศึกษาระดับปริญญาตรี (2536-2539)  
บริษัท ไทยแสตนเลย์การไฟฟ้า จำกัด

สุวัฒน์ กุศลนปรีดา  
e-mail: suwat@kmitnb.ac.th  
อาจารย์

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล  
คณะวิศวกรรมศาสตร์  
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้า  
พระนครเหนือ  
บางซื่อ กรุงเทพฯ 10800

# เครื่องจำลองการควบคุมแอตติจูดสำหรับ ดาวเทียมขนาดเล็กแบบแกนเดียว

## A Single-Axis Small Satellite Attitude Control Simulator

งานวิจัยนี้สร้างเครื่องจำลองเพื่อใช้ศึกษาพฤติกรรมทางพลวัตและระบบควบคุมแอตติจูดของดาวเทียมเล็ก โดยในระยะแรกนี้จะเน้นการจำลองแบบแกนเดียวเท่านั้น เครื่องจำลองดาวเทียมที่สร้างในงานวิจัยนี้เป็นแผ่นโครงสร้างที่ลอยอยู่บนแบริ่งชนิดที่มีแรงเสียดทานน้อย และได้รับการปรับตำแหน่งจุดศูนย์กลางมวลให้อยู่ในแนวแกนหมุนเพื่อจำลองสภาวะไร้น้ำหนัก บนเครื่องจำลองจะประกอบด้วยอุปกรณ์วัดและควบคุม เช่น หัวฉีดก๊าซ, ถังบรรจุก๊าซ, แบตเตอรี่, และตัววัดสัญญาณ เป็นต้น โดยระบบคอมพิวเตอร์ที่ใช้ในการควบคุมจะต่อผ่านสายตัวนำจากภายนอก งานวิจัยนี้จะเน้นการหาพารามิเตอร์ของระบบและการควบคุมเป็นหลัก การหาค่าพารามิเตอร์จะใช้สองวิธีเพื่อเป็นการเปรียบเทียบกันเอง และพบว่าแต่ละวิธีให้ค่าที่ใกล้เคียงกัน จากนั้นนำค่าพารามิเตอร์ที่ได้มาออกแบบตัวควบคุมแบบแบงก์-แบงก์ และใช้ตัวควบคุมกับเครื่องจำลอง ซึ่งให้ผลลัพธ์เป็นที่น่าพอใจและสอดคล้องกับผลลัพธ์ที่ได้จากการจำลองการทำงานในคอมพิวเตอร์ ในอนาคตเครื่องจำลองนี้จะได้รับการพัฒนาและปรับปรุงเพื่อใช้จำลองระบบแบบสามแกนเพื่อใช้กับงานวิจัยระดับสูงต่อไป

*This research develops a hardware simulator for studying dynamic behavior and attitude control of small satellites. At this time, the research only focuses on one-axis simulation. The simulator is a platform floating on a low friction bearing. It is balanced to simulate the weightless environment by locating its center of mass along the rotation axis. Sensors and control equipment such as gas jet thrusters, gas tanks, batteries and attitude sensors are mounted on the simulator. A computer control system is not included and is connected to the simulator via light weight wires. This research emphasizes on system identification and attitude control. The parameters of the system are determined using two different methods. All methods give similar results. These parameters are used to design a bang-bang controller. The control law is implemented showing good results compared to computer simulations. In the future, this work will be extended to be a three-axis simulator for further researches.*

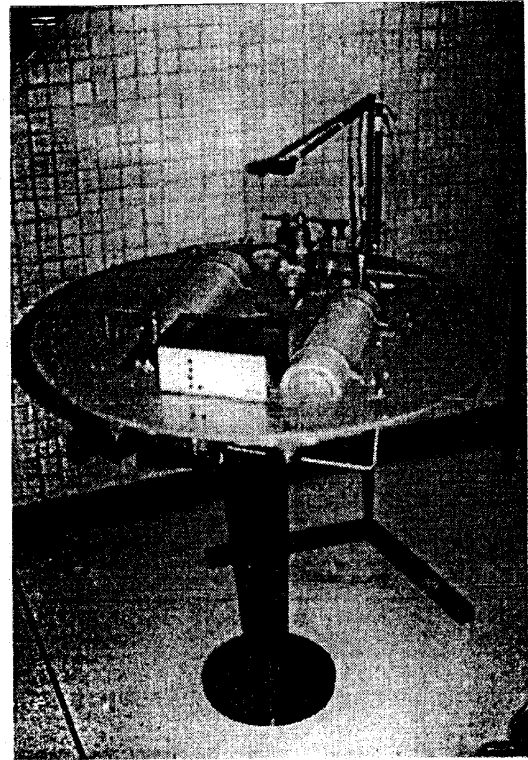
### 1. บทนำ

การสื่อสารดาวเทียมในปัจจุบันกลายเป็นสิ่งที่มีบทบาทสำคัญของการเปลี่ยนแปลงสังคมในปัจจุบัน การเตรียมบุคลากรของไทยให้มีความรู้และคุ้นเคยกับเทคโนโลยีด้านอวกาศโดยเฉพาะเทคโนโลยีดาวเทียมเล็กเป็นสิ่งที่จำเป็นอย่างยิ่ง ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ ได้เตรียมพร้อมกับการเปลี่ยนแปลงในครั้งนี้โดยจะเปิดหลักสูตรวิศวกรรมการบินและอวกาศขึ้นในปีการศึกษา 2541 และมีการส่งเสริมการวิจัยในด้านวิศวกรรมการบินและอวกาศอย่างมากขึ้น

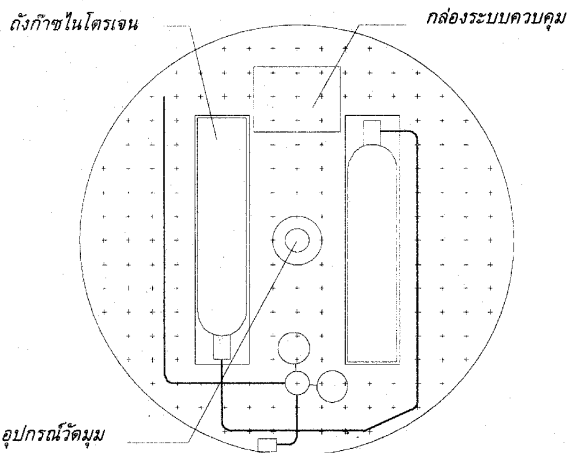
งานวิจัยนี้เป็นการสร้างเครื่องจำลองดาวเทียมเล็กเพื่อใช้ศึกษาพฤติกรรมทางพลวัตและการควบคุมแอตติจูดเป็นหลัก ในระยะแรกของการศึกษานี้จะเน้นเฉพาะเครื่องจำลองดาวเทียมแบบแกนเดียวเท่านั้น เครื่องจำลองดาวเทียมเป็นสิ่งจำเป็นต่อการศึกษาและวิจัยด้านอวกาศยาน<sup>1,2</sup> การศึกษาโดย computer simulation จะเหมาะสมกับการศึกษาในระดับต้นเท่านั้น และอาจจะเกิดความผิดพลาดได้เนื่องจากความไม่เหมาะสมของ mathematical model และ/หรือจากปัญหาเสถียรภาพของการคำนวณเชิงตัวเลข<sup>3</sup> ดังนั้นการศึกษาและทดสอบขั้นสุดท้ายกับระบบจริงเป็นสิ่งที่จะต้องทำ อย่างไรก็ตามในระบบบางชนิดการทดสอบกับระบบจริงเป็นสิ่งที่เป็นไปไม่ได้หรือต้องเสียค่าใช้จ่ายสูง ดังนั้นการทดสอบกับ

ระบบจำลองที่เป็น hardware (หรือที่เรียกว่าเครื่องจำลองในบทความนี้) จะให้ผลลัพธ์ที่ใกล้เคียงกับระบบจริงมากที่สุด

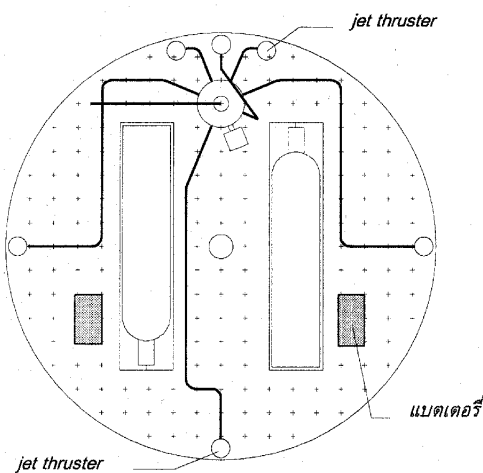
เครื่องจำลองดาวเทียมที่สร้างในงานวิจัยนี้เป็นแผ่นโครงสร้างอลูมิเนียมกลมรัศมี 90 ซม. (ดูรูปที่ 1) โดยแผ่นโครงสร้างนี้จะลอยอยู่บนแบริ่งกันรุน ชนิดที่มีแรงเสียดทานน้อยสามารถหมุนรอบแกนแนวตั้งได้อย่างอิสระ และแผ่นโครงสร้างจะได้รับการปรับให้จุดศูนย์กลางมวลอยู่ที่จุดศูนย์กลางแบริ่งเพื่อจำลองสภาวะไร้น้ำหนัก บนแผ่นโครงสร้างจะติดตั้งด้วยอุปกรณ์ที่ใช้เพื่อการประมวลผลและควบคุม เช่น ถังบรรจุก๊าซไนโตรเจน, gas jet thrusters, อุปกรณ์วัดมุม และแบตเตอรี่ เป็นต้น โดยระบบคอมพิวเตอร์ที่ใช้ในการควบคุมจะต่อสายผ่านสายตัวนำแบบน้ำหนักเบาจากภายนอก รูปที่ 2 แสดงภาพถ่ายของเครื่องจำลองจริงที่สร้างขึ้น ในงานวิจัยนี้จะเป็นการสร้างและเน้นการหาค่า parameters ของดาวเทียมจำลอง คือค่าทอร์กที่เกิดจากแรงดันของก๊าซไนโตรเจนที่ฉีดผ่าน jet thruster และค่า moment of inertia รอบแกนหมุนของระบบ และเน้นการควบคุม attitude แบบ bang-bang ของดาวเทียมแบบแกนเดียว ในอนาคตโครงการนี้จะได้รับการพัฒนาต่อไปเป็นเครื่องจำลองที่สามารถเคลื่อนที่ได้แบบสามแกน เพื่อใช้ในการศึกษาและวิจัยต่อไป



รูปที่ 2 ภาพถ่ายของเครื่องจำลอง



ก. ส่วนประกอบของเครื่องจำลองด้านบน



ข. ส่วนประกอบของเครื่องจำลองด้านล่าง

รูปที่ 1 โครงสร้างของเครื่องจำลอง

## 2. การหาค่าพารามิเตอร์ของระบบ

ในตอนนี้จะกล่าวถึงการหาพารามิเตอร์ของระบบที่จะนำมาใช้เพื่อการออกแบบระบบควบคุมต่อไป โดยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบสามารถเขียนได้เป็น

$$I\ddot{\theta} = u, \quad u = \{T, -T, 0\} \quad (1)$$

โดยที่  $I$  คือค่าโมเมนต์ความเฉื่อย (Moment of Inertia) รอบแกนหมุน,  $\theta$  คือมุมที่เคลื่อนที่,  $u$  คือสัญญาณอินพุตที่ให้กับระบบ ซึ่งมีค่าเท่ากับ  $T$ ,  $-T$  หรือ  $0$  ซึ่งจะกำหนดโดยตัวควบคุม และ  $T$  คือค่าทอร์กที่กระทำรอบจุดหมุนของระบบที่เกิดจากแรงดันของก๊าซที่ฉีดผ่านหัวฉีด ในงานวิจัยนี้อัตราส่วน  $T/I$  เป็นค่าพารามิเตอร์ที่จะใช้ในการออกแบบระบบควบคุม ซึ่งในที่นี้การหาค่าอัตราส่วน  $T/I$  จะทำกัน 2 วิธีเพื่อเป็นการเปรียบเทียบกัน วิธีแรกเป็นหาค่า  $I$  และ  $T$  จากการทดลองที่แยกกันอิสระ ส่วนวิธีที่สองเป็นการหาค่าอัตราส่วน  $T/I$  โดยตรง

### 2.1 การหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อย

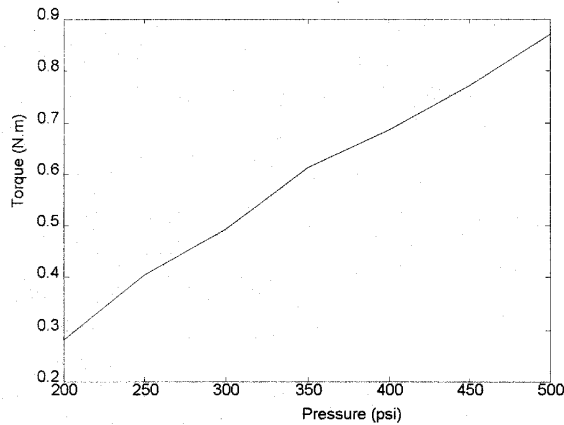
เนื่องจากเครื่องจำลองประกอบด้วยชิ้นส่วนต่าง ๆ ที่ซับซ้อน ทำให้การหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อยโดยตรงจากทฤษฎีทำได้ยาก ในงานวิจัยนี้จะใช้วิธีการทดลองตามหลักการของไบเฟอร์ลาร์เพนดูลัม<sup>5</sup> (Bifilar Pendulum) โดยหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อยจากค่าความถี่ธรรมชาติของระบบ ซึ่งได้จากการแขวนตัวแบบจำลองด้วยเชือกน้ำหนักเบา 4 เส้น ยึดติดกับเพดาน แล้วปล่อยให้ตัวเครื่องจำลองแกว่งอย่างอิสระรอบแกนหมุน ด้วยมุมเล็ก ๆ จับเวลาความถี่ของการแกว่ง แล้วนำมาคำนวณหาค่า  $I$  จากสมการความสัมพันธ์ของไบเฟอร์ลาร์เพนดูลัม

$$I = \frac{mgr^2}{\omega_n^2 l} \quad (2)$$

และจากการทดลองจะสามารถหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อยรอบแกนหมุนของเครื่องจำลองได้เท่ากับ  $3.766 \text{ kg.m}^2$

### 2.2 การหาค่าทอร์ค T

ค่าทอร์คสามารถหาได้จากการวัดแรงปฏิกิริยาของหัวฉีดที่กระทำกับฐานยึดในขณะที่ปล่อยก๊าซฉีดผ่าน jet thruster อุปกรณ์วัดแรงที่ใช้ในงานวิจัยนี้เป็น electronic load cell ค่าทอร์คจะได้จากผลคูณของแรงกับรัศมีของเครื่องจำลอง โดยกราฟความสัมพันธ์ระหว่างความดันของก๊าซไนโตรเจนที่หัวฉีดกับค่าทอร์คที่กระทำกับเครื่องจำลองแสดงไว้ดังรูปที่ 3 จากนั้นนำค่าที่ได้จากการทดลองมาเปรียบเทียบกับค่าจากการคำนวณดังแสดงในตารางที่ 1



รูปที่ 3 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างความดันกับทอร์ค

ตารางที่ 1 เปรียบเทียบทอร์คจากการทดลองและคำนวณทางทฤษฎี

ความดันของก๊าซที่หัวฉีด (psi)	ทอร์คที่กระทำกับแบบจำลอง (N.m)		ความแตกต่างเป็นร้อยละ
	ทดลอง	คำนวณ	
200 ( 1.379 MPa )	0.281	0.298	6.103
250 ( 1.723 MPa )	0.406	0.373	8.176
300 ( 2.068 MPa )	0.493	0.447	9.406
350 ( 2.413 MPa )	0.613	0.522	14.888
400 ( 2.758 MPa )	0.684	0.596	12.886
450 ( 3.103 MPa )	0.771	0.671	13.011
500 ( 3.447 MPa )	0.869	0.745	14.315

ซึ่งจะพบว่าค่าที่ได้จากการทดลองและการคำนวณมีความใกล้เคียงกันมาก จะมีความแตกต่างกันบ้างซึ่งอาจจะเกิดจากความคลาดเคลื่อนของขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของหัวฉีด, มุมและตำแหน่งการติดตั้งหัวฉีดและมุมของแรงที่กระทำกับ load cell เป็นต้น

### 2.3 การหาค่าอัตราส่วน T/I

การหาค่าอัตราส่วน T/I โดยตรง สามารถกระทำได้โดยการจับเวลาการหมุนของเครื่องจำลอง ในขณะที่เปิดหัวฉีดข้างใดข้างหนึ่งค้างไว้แล้วปล่อยให้เครื่องจำลองหมุนอย่างอิสระไปตามแรงดันของก๊าซ จากนั้นนำค่าเวลามาคำนวณหาค่าความเร่งเชิงมุม ซึ่งจะเท่ากับค่าอัตราส่วน T/I ตามสมการ (1) นั้นเอง ถ้าสมมุติว่าค่าแรงเสียดทานจลน์น้อยมาก

ค่าอัตราส่วน T/I จากวิธีแรกที่เป็นการหาค่า T และ I ที่แยกกันอิสระ และจากวิธีที่สองที่เป็นการหาค่าอัตราส่วน T/I โดยตรง ได้แสดงเปรียบเทียบไว้ในตารางที่ 2 จะเห็นว่าค่าที่ได้ค่อนข้างใกล้เคียงกันมาก เป็นการยืนยันความถูกต้องของค่าพารามิเตอร์ที่ต้องการหา อาจแตกต่างกันบ้างเนื่องจากความไม่แน่นอนในการจับเวลาการหมุน และค่าความผิดพลาดของเบริงของชุดรองรับซึ่งทำให้ค่าที่ได้จากวิธีที่ 2 มีค่าน้อยกว่าวิธีแรก

ตารางที่ 2 เปรียบเทียบค่าอัตราส่วน T/I จากสองวิธี

ความดัน	ค่าอัตราส่วน T/I	
	หาจากวิธีที่ 1	หาจากวิธีที่ 2
200 psi	0.0746	0.0552
300 psi	0.1309	0.1010
400 psi	0.1816	0.1517
500 psi	0.2308	0.1878

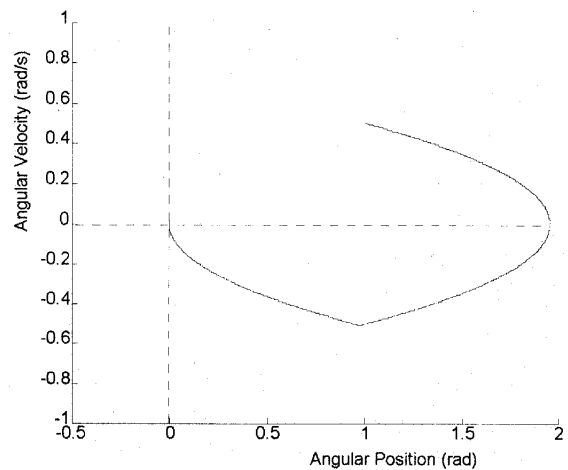
### 3. ระบบควบคุม

ระบบควบคุมที่ใช้กับเครื่องจำลองนี้เป็นแบบ bang-bang<sup>4,6</sup> ซึ่งเป็นระบบควบคุมที่สามารถใช้เวลาในการหันตัวหรือเปลี่ยนแอตติจูด (attitude) สั้นที่สุด โดยมีกฎการควบคุมดังนี้

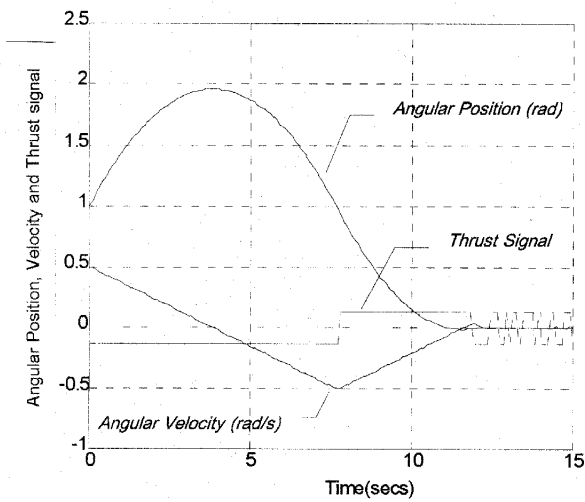
$$u = -T \operatorname{sign}\left(\frac{2T}{I} \theta + \frac{d\theta}{dt} \left| \frac{d\theta}{dt} \right|\right) \quad (3)$$

โดยที่ u คือสัญญาณควบคุมที่ป้อนให้กับระบบตามสมการ (1) และ  $\operatorname{sign}(x)$  เป็นฟังก์ชันที่ให้ค่า 1 เมื่อ x เป็นบวก -1 เมื่อ x เป็นลบ และ 0 เมื่อ x เป็นศูนย์

จากการนำค่า parameters ที่หาได้ในตอนที่ 2 มาจำลองระบบการทำงานและทดสอบกฎการควบคุม (3) ในคอมพิวเตอร์ ได้ผลลัพธ์ที่สอดคล้องทางทฤษฎี รูปที่ 4 แสดงผลตอบสนองของระบบที่ได้จาก computer simulation



ก. Phase plan ของระบบ



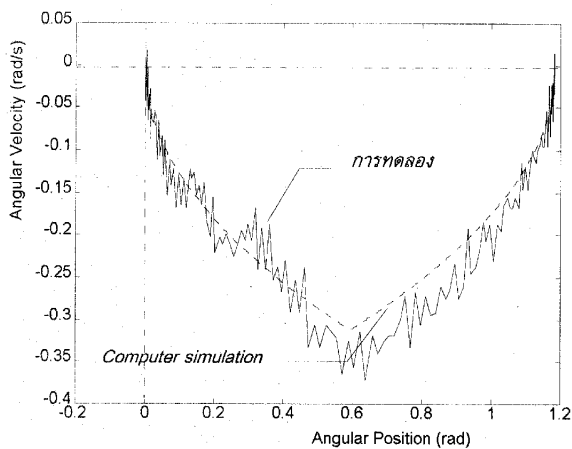
ข. กราฟการเปลี่ยนแปลงของระบบกับเวลา

รูปที่ 4 ผลลัพธ์การทดสอบโดย computer simulation

#### 4. การควบคุมเครื่องจำลอง

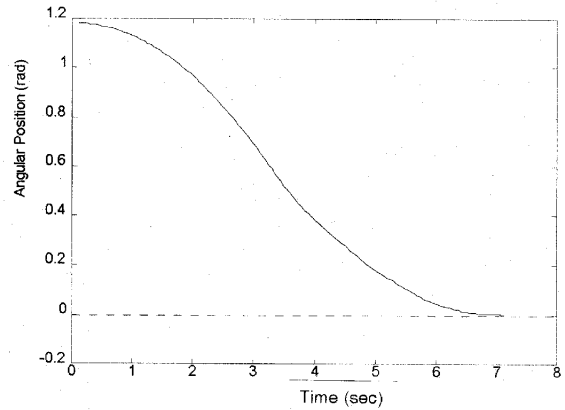
ในตอนนี้เป็น การ implement ระบบควบคุมกับเครื่องจำลอง ในการควบคุมนั้นสัญญาณค่าตำแหน่งมุมจะได้มาจากตัววัดมุม (continuous potentiometer) และค่าความเร็วเชิงมุมจะคำนวณจากค่าการเปลี่ยนแปลงของมุม จากนั้นจึงคำนวณกฎการควบคุม และส่งสัญญาณควบคุมเพื่อทำเปิดปิดหัวฉีด การคำนวณทั้งหมดกระทำในคอมพิวเตอร์ที่แยกออกมา และมีชุด A/D converter เป็นอุปกรณ์รับส่งสัญญาณ analog โดยมีสายสัญญาณแบบหน้าหนักเบาเชื่อมโยงกับเครื่องจำลองอีกทีหนึ่ง คาบเวลาของการ sampling ที่ใช้ตลอดการทดลองเท่ากับ 30 msec

รูปที่ 5 แสดงผลลัพธ์ของการควบคุมโดยแสดงในรูปของ phase plane โดยเส้นทึบในรูปคือสัญญาณจริงที่ได้จากการทดลอง ส่วนเส้นปะเป็นผลลัพธ์ที่ได้จาก computer simulation ซึ่งเมื่อเปรียบเทียบแล้วจะเห็นว่าทั้งสองมีค่าใกล้เคียงกัน

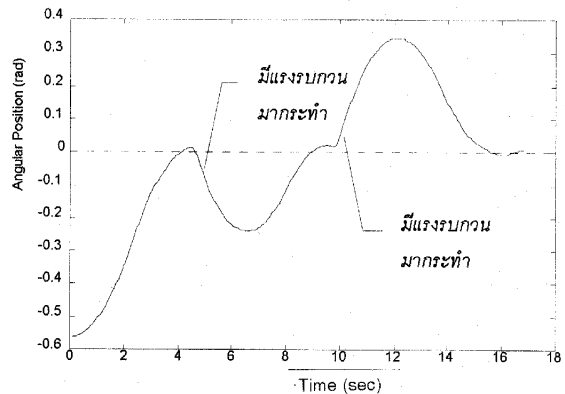


รูปที่ 5 ผลลัพธ์ของการควบคุม simulator

ผลตอบสนองของเครื่องจำลองในรูปความสัมพันธ์ของตำแหน่งเชิงมุมกับเวลาแสดงในรูปที่ 6 และรูปที่ 7 แสดงผลตอบสนองของเครื่องจำลองในรูปความสัมพันธ์ระหว่างตำแหน่งเชิงมุมกับเวลา โดยมีแรงภายนอกในรูปของ impulse มารบกวน จะเห็นว่าไม่ว่าแรงภายนอกจะเข้ามารบกวนในทิศทางบวกหรือลบก็ตาม ระบบควบคุมก็จะสามารถที่จะควบคุมให้เครื่องจำลองหันกลับไปยังตำแหน่งศูนย์ตามเดิมได้ตลอดเวลา ซึ่งโดยทั่วไปถือว่าผลลัพธ์ที่ได้อยู่ในระดับที่น่าพอใจมาก



รูปที่ 6 ผลตอบสนองในรูปความสัมพันธ์ของตำแหน่งเชิงมุมกับเวลา



รูปที่ 7 ผลตอบสนองเมื่อมีแรงรบกวนจากภายนอก

#### 5. งานวิจัยในอนาคต

เครื่องจำลองการควบคุมแอดติฟสำหรับดาวเทียมขนาดเล็กแบบแกนเดี่ยวนี้ ได้ถูกออกแบบให้สามารถพัฒนาเป็นเครื่องจำลองแบบ 3 แกนได้โดยทันที ซึ่งจะต้องใช้ Sphere Air Bearing เป็นอุปกรณ์รองรับแทนเบร็งที่ใช้อยู่ เพื่อให้เครื่องจำลองสามารถเคลื่อนไหวในสามแกนได้อย่างอิสระและอยู่ในสภาพไร้น้ำหนักใกล้เคียงกับดาวเทียมจริงมากที่สุด และจะต้องใช้ on-board computer เป็นศูนย์กลางการประมวลผลและควบคุม เพื่อให้ดาวเทียมเคลื่อนไหวโดยอิสระโดยไม่มีสายสัญญาณเชื่อมโยงจากภายนอก เครื่องจำลองแบบ 3 แกนจะสามารถใช้ศึกษาและวิจัยระบบควบคุมดาวเทียมเล็กแบบต่างๆ ได้อย่างมากมายต่อไป

## 6. เอกสารอ้างอิง

1. Haeusserman, W. and H. Kennel , "A Satellite Motion Simulator" , Astronautics, Vol. 5, No. 12, Dec. 1960
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 7<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite, Logan, Utah USA, Aug. 1993
3. Kincaid, D and W. Cheney , Numerical Analysis: Mathematics of Scientific Computing, Brooks/Cole Pub. 1990
4. Wertz, J. , Spacecraft Attitude Determination and Control, Kluwer Academic Pub., 1978
5. Steidel, R. Jr., An Introduction to Mechanical Vibrations, John Wiley&Sons, 1989
6. Bryson, A.E. and Yu-Chi Ho, Applied Optimal Control: Optimization, Estimation, and Control, Hemisphere Pub., 1975