

การออกแบบตัวควบคุมวงล้อโมเมนตัมแบบพีไอปรับค่า
สำหรับชดเชยแรงเสียดทานของดาวเทียมจำลอง
Design of Adaptive PI Momentum-Wheel Controllers for
Friction Compensation of a Satellite Simulator

วาทิต ยาวาปานี¹ และ สุวัฒน์ กุลธนปรีดา²

คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ

1518 ถ. พิบูลสงคราม บางซื่อ กรุงเทพฯ 10800

โทรศัพท์ 0-29132500 ต่อ 8308 โทรสาร 0-5870026

Wathit Yaowapanee¹ and Suwat Kuntanapreeda²

Faculty of Engineering, King Mongkut's Institute of Technology North Bangkok,

Pibulsongkram Road, Bangsue, Bangkok 10800. Tel 0-29132500 ext. 8308, Fax. 0-5870026

บทคัดย่อ

บทความนี้นำเสนอผลลัพธ์การใช้ตัวควบคุมแบบพีไอปรับค่าได้ในการควบคุมวงล้อโมเมนตัมที่ใช้ชดเชยแรงเสียดทานที่เกิดขึ้นกับดาวเทียมจำลอง อันเนื่องจากแรงเสียดทานที่แบร์ริงอากาศและแรงต้านของอากาศ ซึ่งทำให้สามารถจำลองดาวเทียมแบบหมุนได้ดีขึ้น วงล้อโมเมนตัมทำหน้าที่ถ่ายโอนโมเมนตัมระหว่างวงล้อกับตัวดาวเทียมจำลองเพื่อชดเชยแรงเสียดทาน โดยได้ทำการทดสอบการทำงานขั้นต้นและปรับค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมบนคอมพิวเตอร์จนได้ผลลัพธ์ที่น่าพอใจ จากนั้นจึงนำไปทดสอบกับตัวดาวเทียมจำลองจริง ซึ่งผลการทดสอบเป็นที่น่าพอใจ นั่นคือ วงล้อโมเมนตัมที่ควบคุมด้วยตัวควบคุมพีไอปรับค่าได้ สามารถชดเชยแรงเสียดเพื่อรักษาให้ความเร็วการหมุนของดาวเทียมคงที่ได้ตลอดเวลา แต่เนื่องจากระบบจริงมีสัญญาณรบกวนผสมอยู่ด้วย ทำให้ค่าตัวแปรของตัวควบคุมพีไอปรับค่าได้ไม่สามารถเข้าสู่ค่าคงที่ได้ดังเช่นที่ปรากฏในผลลัพธ์จากการจำลองการทำงานบนคอมพิวเตอร์ ดังนั้นจำเป็นจะต้องมีการกำหนดช่วงค่าการปรับค่าของตัวควบคุมเพื่อชะลอการลู่ออก และทำการรีเซ็ตค่าตัวแปรใหม่เพื่อค่ามีขนาดใหญ่อีกต่อไป

คำหลัก การควบคุมการทรงตัว, ตัวควบคุมแบบพีไอปรับค่า, การชดเชยแรงเสียดทาน, ดาวเทียมจำลอง

Abstract

This paper presents the results of developing an adaptive PI controller to control a momentum wheel for compensating friction going on a satellite simulator. The friction occurs at the air-bearing

and is due to aerodynamic drag. With this friction compensation, the simulator can be employed to mimic the behavior of spin satellites better. The wheel exchanges the momentum between the wheel and the satellite while compensating the friction. We utilize computer simulations to test and tune the controller prior to implementing it on the actual simulator. The control results are satisfactory. The controlled wheel compensates the friction to maintain the spin rate as desired. However, due to measurement noise, the control parameters do not converge to some constant values as observed in the computer simulations. Thus, an adaptive dead-zone has enforced to reduce the divergent rate and the parameters are reset when the values get large.

Keywords: Attitude Control, Adaptive PI Controller, Friction Compensation, Satellite Simulator

1. บทนำ

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและการบิน-อวกาศ (Department of Mechanical and Aerospace Engineering) คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ (สจพ) ได้จัดสร้างเครื่องจำลองดาวเทียมสำหรับเลียนแบบพฤติกรรมการณ์การทรงตัวของดาวเทียมในสภาวะไร้น้ำหนักขึ้นในปี พ.ศ. 2543 ดังแสดงในรูปที่ 1 เพื่อใช้ในการเรียนการสอนในหลักสูตรวิศวกรรมการบินและอวกาศ และสำหรับใช้ในงานวิจัยด้านการควบคุมการทรงตัว (attitude control) ดาวเทียม [1,2]

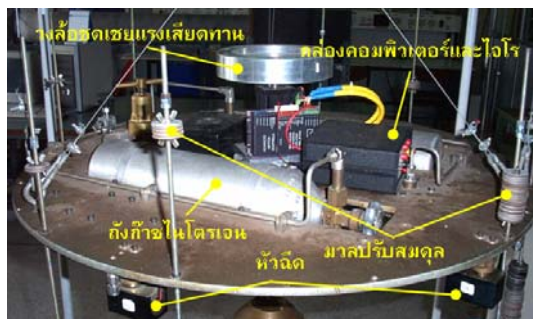
¹ นักศึกษาปริญญาโท ภาควิชาวิศวกรรมไฟฟ้า

² อาจารย์ประจำภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและการบิน-อวกาศ

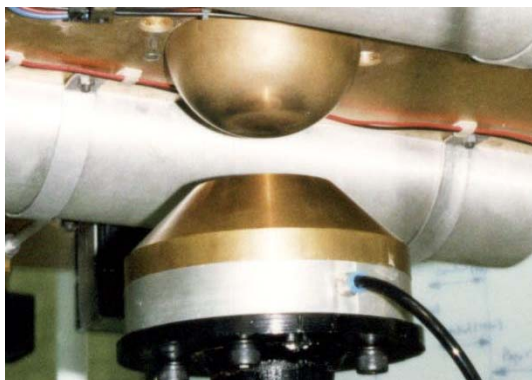
เครื่องจำลองดาวเทียมเป็นแผ่นจานแบนกลมขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางประมาณ 90 เซนติเมตร ลอยอยู่บนเบร้งอากาศทรงกลมขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 10 เซนติเมตร ส่วนประกอบหลักของเครื่องจำลองสามารถแบ่งออกเป็น 2 ส่วน คือ ส่วนที่ใช้สร้างสภาวะไร้น้ำหนักจำลอง และส่วนที่เป็นตัวดาวเทียม ซึ่งติดตั้งด้วยระบบควบคุมประกอบด้วย 3 ส่วนหลัก คือ Actuators (หัวฉีดและวงล้อโมเมนตัม) Sensors (เรดาร์) และตัวควบคุม (คอมพิวเตอร์ขนาดเล็ก) ในส่วนที่ใช้สร้างสภาวะไร้น้ำหนักจำลองประกอบไปด้วยเบร้งอากาศทรงกลมและชุดปรับสมดุลมวลรายละเอียดสามารถอ่านเพิ่มเติมในเอกสารอ้างอิง [1,2]



(ก)



(ข)



(ค)

รูปที่ 1 เครื่องจำลองดาวเทียม: (ก) ภาพถ่ายทั้งเครื่อง, (ข) แสดงส่วนประกอบบนตัวเครื่อง, (ค) แบร้งอากาศ

บทความนี้ออกแบบตัวควบคุมแบบพีโอปรับค่าสำหรับควบคุมการทรงตัวของดาวเทียมจำลองที่ทำงานเป็นดาวเทียมแบบหมุนโดยใช้วงล้อโมเมนตัม ซึ่งการทรงตัวในที่นี้จะหมายถึงความเร็วรอบในการหมุนของดาวเทียมจำลอง หน้าที่หลักของวงล้อโมเมนตัมประกอบด้วยการปรับเปลี่ยนความเร็ว และชดเชยแรงเสียดทานที่เกิดขึ้นกับดาวเทียมจำลอง เนื่องจากดาวเทียมจำลองที่ใช้ในการทดลองนั้นขณะที่ดาวเทียมจำลองหมุน ความเร็วในการหมุนจะลดลงอย่างช้า ๆ เนื่องจากระบบมีแรงเสียดทานซึ่งดาวเทียมจริงที่หมุนอยู่ในอวกาศจะไม่มี แรงเสียดทานที่เกิดขึ้นนี้เป็นผลมาจากความเสียดทานของเบร้งทรงกลมที่ใช้รองรับตัวเครื่องจำลองดาวเทียมและแรงต้านของอากาศเป็นหลัก

2.การควบคุมแบบพีโอปรับค่า

การควบคุมแบบพีโอปรับค่าเป็นการควบคุมแบบพีโอที่มีการปรับอัตราขยายของตัวควบคุมโดยอัตโนมัติตามค่าความคลาดเคลื่อนที่เกิดขึ้น โดยมีจุดประสงค์บังคับผลลัพธ์การควบคุมให้เข้าสู่สภาวะคงตัวโดยที่ปราศจากความคลาดเคลื่อน และไม่จำเป็นต้องต้องทราบค่าพารามิเตอร์ของระบบที่ชัดเจน

พิจารณาระบบที่เป็นหนึ่งอินพุท/หนึ่งเอาต์พุต(SISO) ที่มีการรบกวนแบบคงที่อย่างต่อเนื่องแสดงด้วยสมการ 1

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + bu(t) + d$$

$$y = cx(t) \quad (1)$$

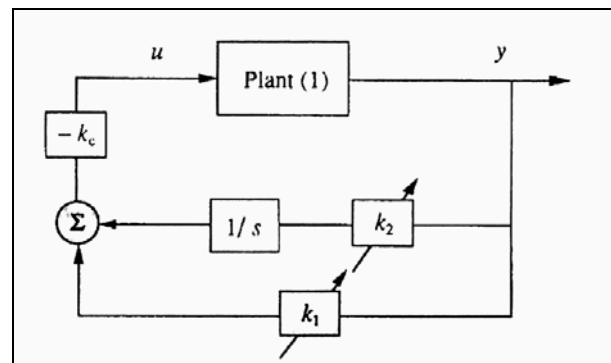
เมื่อ $A \in \mathbb{R}^{n \times n}$ และ b และ c เป็นเวกเตอร์ที่มีมิติที่สอดคล้องกับ A และ d เป็นเวกเตอร์การรบกวนที่คงที่มีมิติเดียวกันกับ $x(t)$ โดยมีกฎการควบคุมพีโอแบบปรับค่าได้ในสมการ 2 และบล็อกไดอะแกรมของตัวควบคุมพีโอแบบปรับค่าได้แสดงดังภาพที่ 2 (รายละเอียดสามารถอ่านได้จากเอกสารอ้างอิง [3-5])

$$u(t) = -k_c(k_1(t)y(t) + \int_0^t k_2(\tau)y(\tau)d\tau)$$

$$k_1(t) = k_p(t) + \alpha_1 k_i(t), k_2(t) = \alpha_2 k_i(t) \quad (2)$$

$$k_p(t) = y^2(t), \dot{k}_i(t) = y^2(t)$$

โดยที่ k_c , α_1 และ α_2 เป็นค่าคงที่ที่มีค่าเป็นบวก



รูปที่ 2 บล็อกไดอะแกรมการควบคุมแบบพีโอปรับค่า

และเมื่อนำกฎการควบคุมในสมการ 2 มาประยุกต์ใช้กับการควบคุมการทรงตัวดาวเทียม จะได้ว่า y ก็คือค่าความคลาดเคลื่อน e ของการควบคุมนั่นเอง และเมื่อพิจารณาเปรียบเทียบกับสมการตัวควบคุมแบบพีโอมาตรฐาน

$$u(t) = K_p e(t) + K_I \int e(t) dt \quad (3)$$

จะได้ว่า $K_p = k_c k_1(t)$ และ $K_I = k_c k_2(t)$ และจากความสัมพันธ์

$$k_1(t) = k_p(t) + \alpha_1 k_i(t)$$

$$k_2(t) = \alpha_2 k_i(t)$$

ที่สภาวะคงตัวภายหลังจากที่ $e=0$ จะได้

$$K_p = k_c \alpha_1 k_i(t)$$

$$K_I = k_c \alpha_2 k_i(t)$$

ดังนั้นตัวควบคุมจะวางซีโรระบบควบคุมที่

$$-\frac{K_I}{K_p} = -\frac{\alpha_2}{\alpha_1}$$

ซึ่งสามารถใช้เป็นปัจจัยในการกำหนดค่า α_1 และ α_2 ได้ ส่วนค่า k_c

นั้นจะมีผลต่อความเร็วผลการตอบสนองของระบบควบคุมโดยตรง

3. พลศาสตร์การทรงตัว

ปัญหาการเคลื่อนที่หรือพลศาสตร์ทั่วไปของวัตถุแข็งเกร็ง (rigid body) สามารถแยกพิจารณาเป็นการเคลื่อนที่ของจุดศูนย์กลางมวล และการเคลื่อนที่หรือหมุนรอบจุดศูนย์กลางมวล และโดยทั่วไปในการพิจารณาปัญหาพลศาสตร์ของดาวเทียมจะสมมุติให้ดาวเทียมเป็นวัตถุแข็งเกร็ง โดยปัญหาการเคลื่อนที่ของจุดศูนย์กลางมวลเรียกว่ากลศาสตร์วงโคจร (orbital mechanics) ซึ่งการเคลื่อนที่ที่จะเนื่องมาจากแรงดึงดูดระหว่างมวล (gravitational force) เป็นหลัก ส่วนการหมุนรอบจุดศูนย์กลางมวลเรียกว่า พลศาสตร์การทรงตัว (attitude dynamics) ซึ่งเป็นปัญหาที่สนใจในงานวิจัยนี้ และมีการศึกษาความสัมพันธ์ระหว่างแรงบิด (torque) T และโมเมนต์เชิงมุม h ดังนี้

$$T = \frac{dh}{dt}$$

โดยที่พจน์ทางขวามือเป็นการหาอนุพันธ์นี้จะเทียบกับระนาบอ้างอิง ในกรณีที่ h พิจารณาเทียบกับระนาบตัววัตถุ จะสามารถเขียนใหม่ได้เป็น

$$T = \left[\frac{dh}{dt} \right]_b + \omega \times h$$

โดยที่ตัวห้อย b บ่งชี้ว่าเป็นการหาอนุพันธ์เทียบกับระนาบตัววัตถุ ω คือเวกเตอร์ความเร็วเชิงมุม และ $h = I\omega$ (I คือ inertia matrix ของดาวเทียม) ในกรณีที่กำหนดระนาบตัววัตถุในแนว principal axes จากการดำเนินการกระจายแต่ละพจน์ของสมการข้างต้น จะได้สมการพลศาสตร์การทรงตัวของดาวเทียมที่ ดังนี้

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x - (I_y - I_z) \omega_y \omega_z &= T_x \\ I_y \dot{\omega}_y - (I_z - I_x) \omega_z \omega_x &= T_y \\ I_z \dot{\omega}_z - (I_x - I_y) \omega_x \omega_y &= T_z \end{aligned} \quad (4)$$

โดยที่ I_x, I_y, I_z คือพจน์ทแยงมุมของ inertia matrix I

สำหรับดาวเทียมจำลองที่ใช้ในงานวิจัยนี้ มีวงล้อโมเมนตัมซึ่งเป็นอุปกรณ์แลกเปลี่ยนโมเมนตัมชนิดหนึ่งติดตั้งอยู่บนแกน z และโมเมนต์ความเฉื่อยในแกน x และแกน y มีค่าเท่ากัน ดังนั้นจะได้สมการพลศาสตร์การทรงตัวของดาวเทียมจำลองดังนี้

$$T_x = I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z + I_{wz} \omega_{wz} \omega_y$$

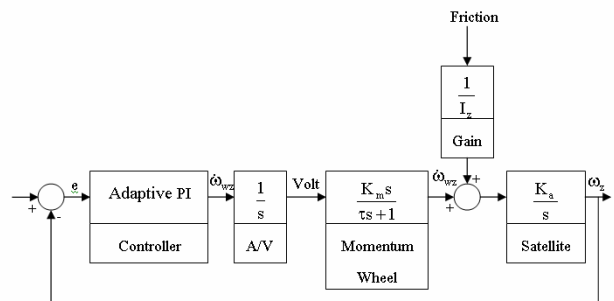
$$T_y = I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z - I_{wz} \omega_{wz} \omega_x$$

$$T_z = I_z \dot{\omega}_z + I_{wz} \dot{\omega}_{wz}$$

โดยที่ I_{wz} และ ω_{wz} คือค่า moment of inertia และความเร็วเชิงมุมรอบแกน z ของวงล้อโมเมนตัม ตามลำดับ

4. การออกแบบและผลลัพธ์การควบคุม

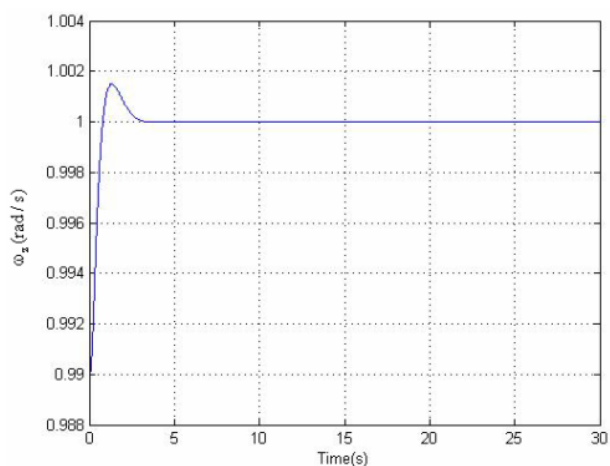
รูปที่ 3 แสดงบล็อกไดอะแกรมของระบบควบคุม โดยในที่นี้ให้ความสนใจเฉพาะการควบคุมความเร็วรอบการหมุนรอบแกน z เท่านั้น



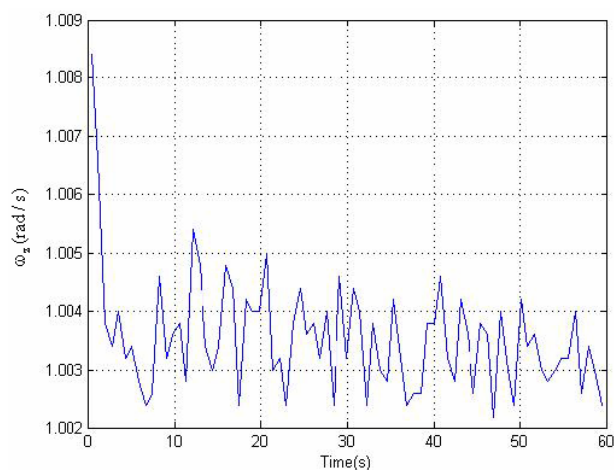
รูปที่ 3 บล็อกไดอะแกรมของการควบคุมวงล้อโมเมนตัม

การออกแบบตัวควบคุมเริ่มต้นจากการจำลองการทำงานบนคอมพิวเตอร์ เพื่อปรับแต่งค่ากฎการควบคุมขั้นต้น โดยในที่นี้ได้ใช้ประสบการณ์เดิมที่ได้ออกแบบตัวควบคุมพีโอมาตรฐานไว้ก่อนหน้านี้ ช่วยในการกำหนดค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุม ซึ่งได้กำหนดให้ซีโรของตัวควบคุมอยู่ที่ -1.25 นั่นคือ $\alpha_2 = 1.25\alpha_1$ และเพื่อให้ระบบควบคุมมีผลตอบสนองตามที่ต้องการ ได้เลือก $k_c = 900000$ $\alpha_1 = 100000$ และ $\alpha_2 = 125000$ ซึ่งเมื่อนำไปจำลองการทำงาน จะได้ผลตอบสนองที่น่าพอใจ ดังแสดงในรูปที่ 4-6 โดยค่า k_1 และ k_2 ลู่เข้าค่า 3.1596 และ 3.9495 ตามลำดับ ภายใน 3 วินาทีแรก นอกจากนี้ในรูปที่ 6 จะพบว่าความเร็วรอบของวงล้อโมเมนตัมลดลงอย่างต่อเนื่องเพื่อชดเชยแรงเสียดทาน เป็นไปตามที่คาดหมาย

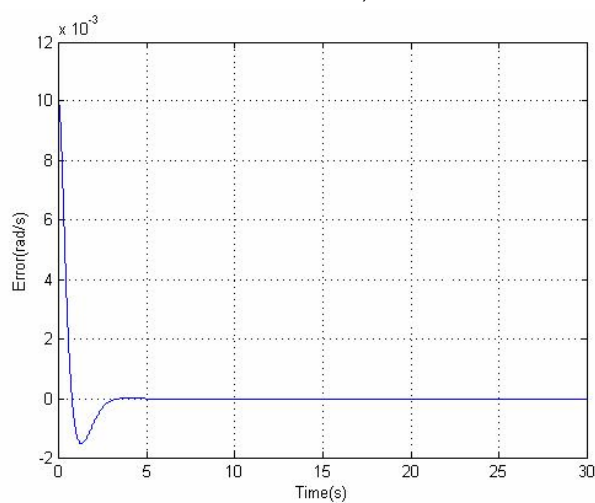
หลังจากที่ได้ผลลัพธ์เป็นที่น่าพอใจจากการทดลองบนคอมพิวเตอร์แล้ว จึงได้นำตัวควบคุมที่ได้มาทำการทดลองกับเครื่องจำลองดาวเทียม โดยการทดลองครั้งนี้กำหนดความเร็วอ้างอิงที่ 1.0035 rad/s ผลการทดลองเป็นดังรูปที่ 7-11 อย่างไรก็ตามเมื่อทำการพิจารณาการลู่ของค่า k_1 และ k_2 พบว่าลู่ออก ดังแสดงในรูปที่ 10 และ 11 ซึ่งจะทำให้เกิดปัญหา overflow ของตัวเลข เมื่อควบคุมไประยะเวลาหนึ่ง แต่พบว่าการลู่ออกนี้ไม่ได้ส่งผลกระทบต่อผลตอบสนองของระบบควบคุม ส่วนสาเหตุของการไม่ลู่เข้านั้นเกิดจากการที่ค่า e ไม่สามารถเป็นศูนย์ได้เนื่องจาก noise ทำให้ตัวควบคุมมีการปรับค่าอย่างต่อเนื่อง



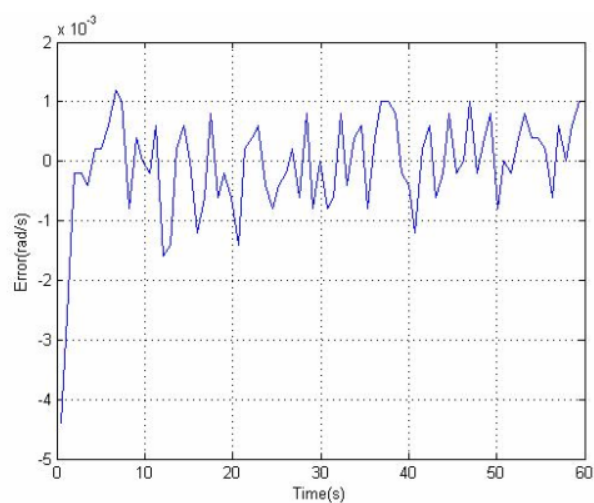
รูปที่ 4 ความเร็วรอบการหมุนของตัวดาวเทียมจำลอง (ผลลัพธ์การจำลองการทำงานบนคอมพิวเตอร์)



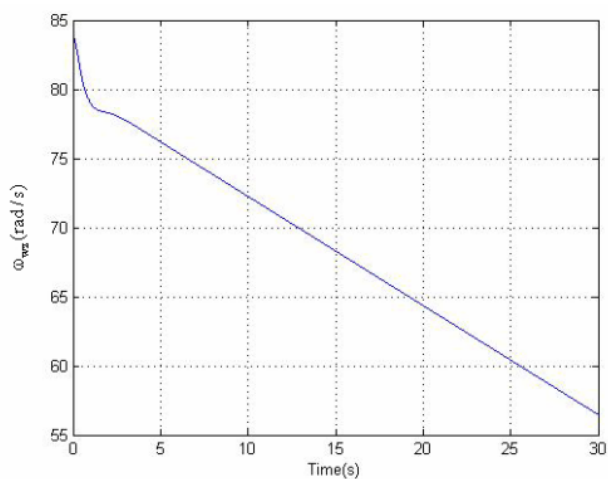
รูปที่ 7 ความเร็วรอบการหมุนของตัวดาวเทียมจำลอง



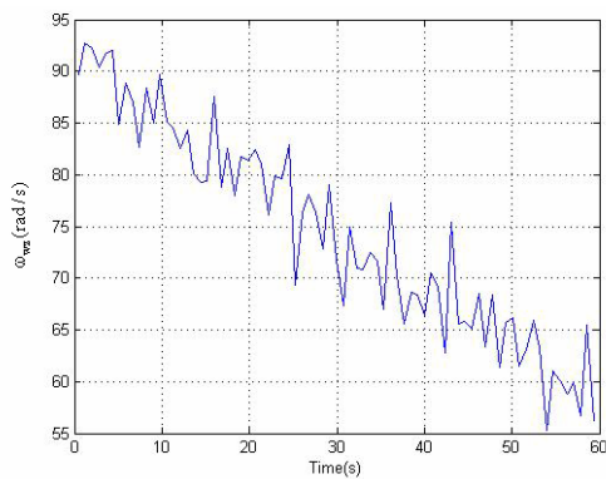
รูปที่ 5 ค่าความผิดพลาดของความเร็วยรอบการหมุน (ผลลัพธ์การจำลองการทำงานบนคอมพิวเตอร์)



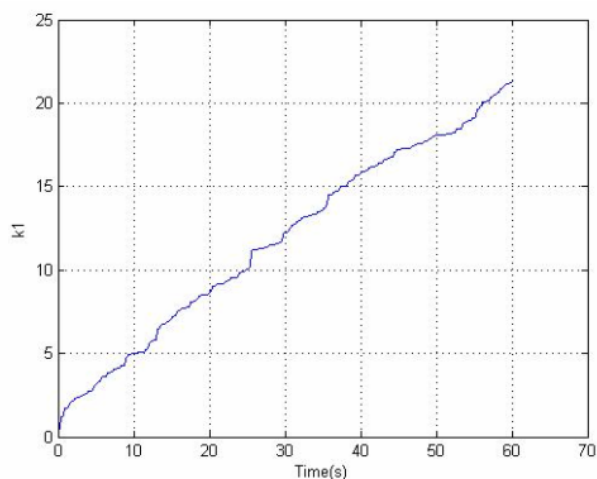
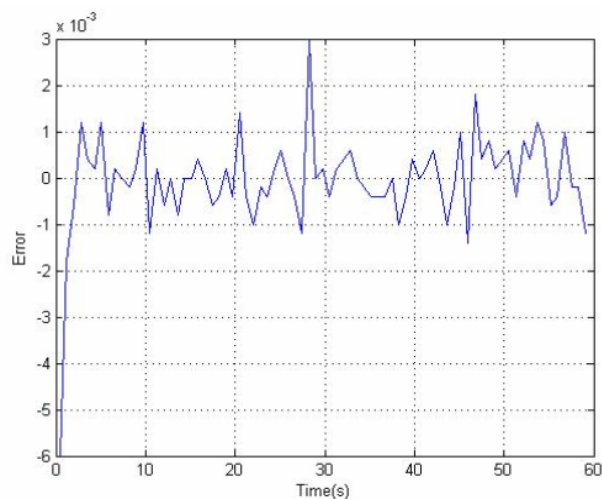
รูปที่ 8 ค่าความผิดพลาดของความเร็วยรอบการหมุน



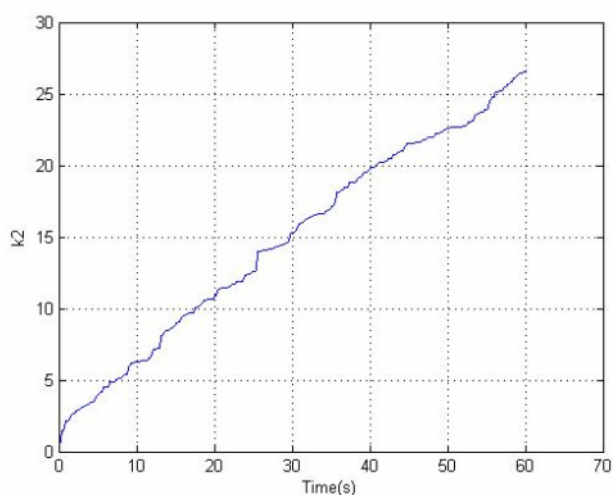
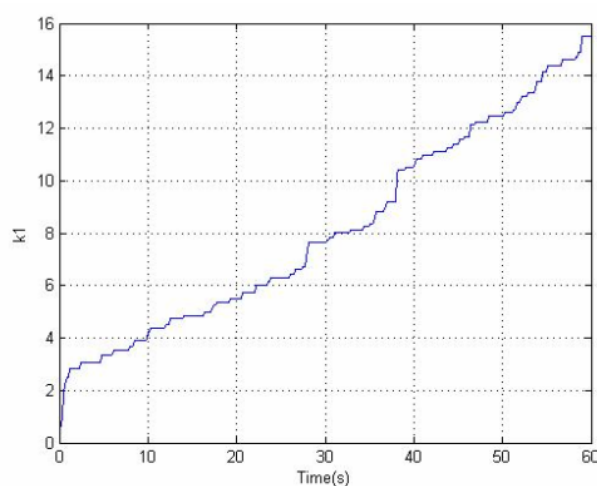
รูปที่ 6 การเปลี่ยนแปลงความเร็วรอบของวงล้อโมเมนตัม (ผลลัพธ์การจำลองการทำงานบนคอมพิวเตอร์)



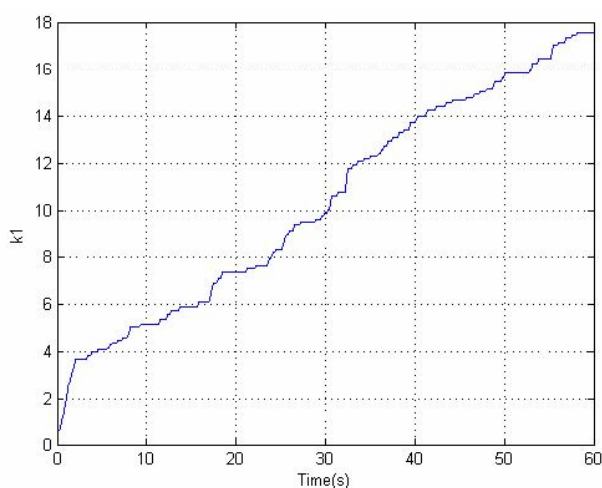
รูปที่ 9 การเปลี่ยนแปลงความเร็วรอบของวงล้อโมเมนตัม

รูปที่ 10 การส่งออกของค่า k_1 

รูปที่ 12 ค่าความผิดพลาดของความเร็วรอบการหมุน

รูปที่ 11 การส่งออกของค่า k_2 รูปที่ 13 การส่งออกของค่า k_1

การลดอัตราการส่งออกของ k_1 และ k_2 สามารถกระทำได้โดยการกำหนดช่วงค่าแคบๆ ของ e ที่บังคับให้ตัวควบคุมไม่ต้องปรับค่า รูปที่ 12-14 แสดงผลลัพธ์การควบคุม ในกรณีกำหนดช่วงการไม่ต้องปรับค่าของตัวควบคุมเท่ากับ $|e| < 0.003$ จะพบว่าผลตอบสนองการควบคุมยังเป็นที่น่าพอใจ (ความเร็วอ้างอิงเท่ากับ 1.0197 rad/s) ในขณะที่อัตราการส่งออกของ k_1 และ k_2 ช้าลง อย่างไรก็ตามยังไม่สามารถแก้ปัญหา overflow ได้ ซึ่งปัญหา overflow สามารถป้องกันได้โดยการ reset ค่า k_1 และ k_2 เป็นระยะ

รูปที่ 14 การส่งออกของค่า k_2

6.สรุป

ตัวควบคุมแบบพีไอปรับค่าได้ถูกออกแบบและสร้างขึ้นในงานวิจัยนี้ เพื่อใช้ในการชดเชยแรงเสียดทานบนตัวดาวเทียมจำลอง เพื่อรักษาความเร็วรอบการหมุนของดาวเทียมคงที่ เหมือนที่เกิดขึ้นบนดาวเทียมจริงในกรณีที่ไม่มีแรงบิดภายนอกมากระทำ บทความนี้ได้ทดสอบการทำงานขั้นต้นและปรับค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมบนคอมพิวเตอร์จนได้ผลลัพธ์ที่น่าพอใจ จากนั้นจึงนำไปทดสอบกับตัวดาวเทียมจำลองจริง ซึ่งผลการทดสอบเป็นที่น่าพอใจ แต่พบปัญหาการไม่ลู่เข้าของค่าตัวแปรตัวควบคุมในการควบคุมตัวเทียมจำลองจริง อันเป็นผลมาจากสัญญาณรบกวนที่ทำให้ค่าผิดพลาดไม่เป็นศูนย์ ทำให้ตัวควบคุมปรับค่าตลอดเวลา และได้เสนอวิธีการแก้ไขโดยการกำหนดช่วงค่าหยุดการปรับค่าของตัวควบคุมเพื่อชะลอการลู่ออก และทำการรีเซ็ตค่าตัวแปรใหม่เพื่อค่ามีขนาดใหญ่เกินไปเพื่อป้องกันการเกิด overflow ของตัวเลข

เอกสารอ้างอิง

- [1] สุริยา ทองเซตุ และ สุวัฒน์ กุลธนปรีดา, "การออกแบบและสร้างเครื่องจำลองการทรงตัวของดาวเทียมขนาดเล็ก", การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 14, 2-3 พฤศจิกายน 2543 โรงแรม โนโวเทล เชียงใหม่
- [2] วาทีต ยาวปาณี และ สุวัฒน์ กุลธนปรีดา, "การออกแบบวงล้อชดเชยแรงเสียดทานสำหรับเครื่องจำลองการทรงตัวของดาวเทียม", การประชุมวิชาการองค์กรเครือข่ายวิศวกรรมการบินและอวกาศครั้งที่ 2, 18-19 สิงหาคม 2547 จังหวัดเชียงใหม่
- [3] K. Sato, K. Watanabe, H. Honda and R. Oguro, "A Design Method of an Adaptive PI Controller for a Positioning Mechanism with Stand.", IEEE International Conference on Control Applications, Alaska, 2000
- [4] J.C. Fan and T. Kobayashi, "A Simple Adaptive PI Controller for Linear Systems with Constant Disturbances", IEEE Tran. Automatic Control, Vol.43, No.5, May 1998
- [5] K. Sato, H. Honda, A. Hayakawa and K. Watanabe, "Adaptive PI Control Method for Positioning Control using Linear Slider-Feedforward Control Approach-", IEEE International Conference on Control Applications, Scotland, Sep. 2002