

บทที่ 4

ผลการดำเนินงาน

ในการดำเนินงานของโครงการ การควบคุมการรักษาเสถียรภาพ การลอยตัวของอากาศยานแบบ 4 ใบพัด ด้วยระบบพีไอดี (Proportional Integral Differential :PID) ผลการดำเนินงานและการทดลองประกอบด้วย

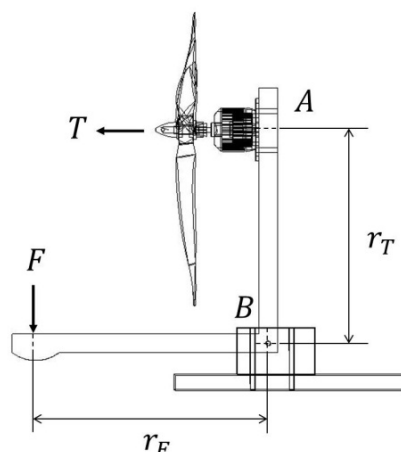
4.1 การออกแบบเครื่องวัดมือและการหาค่าแรงขับเคลื่อนของมอเตอร์ (Thrust)

การออกแบบเครื่องวัดแรงขับเคลื่อนของมอเตอร์นั้นสามารถทำได้โดยใช้หลักการของโมเมนต์

$$\sum M = 0$$

(4.1)

จากกฎข้อที่สามของนิวตันกล่าวว่า แรงกิริยาเท่ากับแรงปฏิกิริยา จึงได้ทำการออกแบบเครื่องวัดแรงขับเคลื่อนของมอเตอร์



ภาพที่ 4-1 แบบร่างของเครื่องมือวัดแรงยกของมอเตอร์

จากภาพจะเห็นว่า $r_F = r_T$ มีระยะที่เท่ากันทำให้น้ำหนักที่วัดได้บนเครื่องชั่งก็จะเท่ากับน้ำหนักที่มอเตอร์สามารถยกได้ โดยไม่ต้องทำการคำนวณใดๆ จึงทำให้เครื่องทดสอบนี้ใช้งานได้ง่าย และสะดวกในการหาค่ายกของมอเตอร์ที่ต้องการได้ เมื่อทำการสร้างเครื่องทดสอบขึ้นมาเสร็จสมบูรณ์แล้วนั้น ทำการทดสอบก็สามารถใช้งานได้อย่างน่าพอใจ



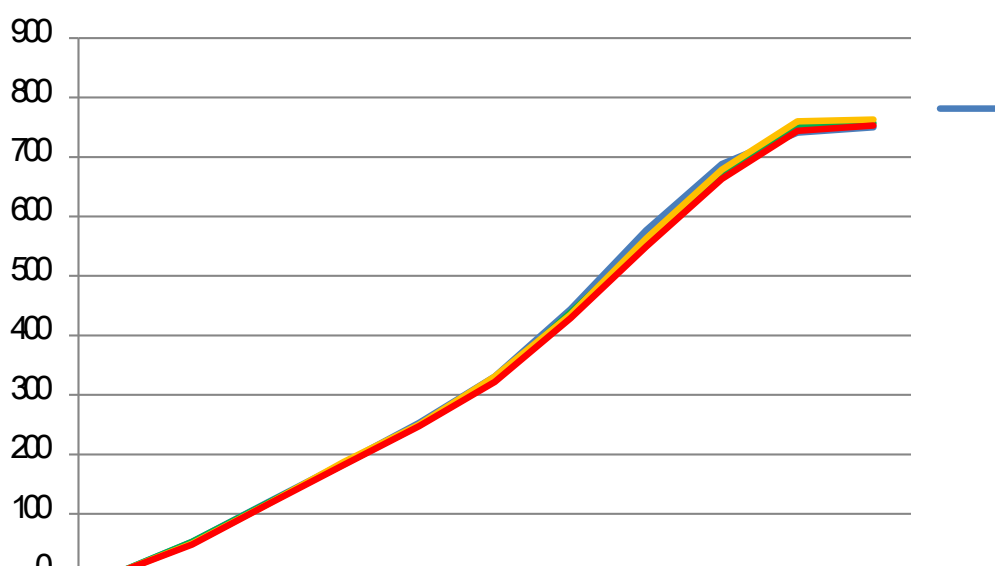
ภาพที่ 4-2 เครื่องมือวัดแรงยกของมอเตอร์

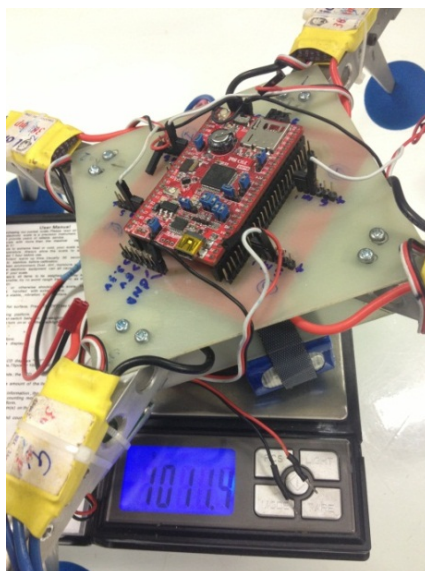
เมื่อทำการเก็บค่าที่ได้ จากเครื่องทดสอบเรียบร้อยแล้วนั้น จึงทำการหาความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณพัลส์วิดท์มอดูเลชั่น (PWM) กับค่าแรงยกของมอเตอร์แต่ละตัวได้ ดังตารางที่ 4-1

ตารางที่ 4-1 ความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณพัลส์วิดท์มอดูเลชั่น และแรงยกของมอเตอร์

PWM(ms)	แรงยก มอเตอร์ตัว ที่ 1 (g)	แรงยก มอเตอร์ตัว ที่ 2 (g)	แรงยก มอเตอร์ตัว ที่ 3 (g)	แรงยก มอเตอร์ตัว ที่ 4 (g)
1.0	0	0	0	0
1.1	53	52.9	50	48.4
1.2	119	118.2	116.2	115.9
1.3	185	183.2	186.9	182
1.4	252.9	249.1	250.1	247.3
1.5	331	323.6	330.6	322

1.6	444	438.5	434.9	428.9
1.7	577	555	563	549.3
1.8	688	670.3	678.6	663
1.9	741	752.9	760	744
2	750	757	763	753



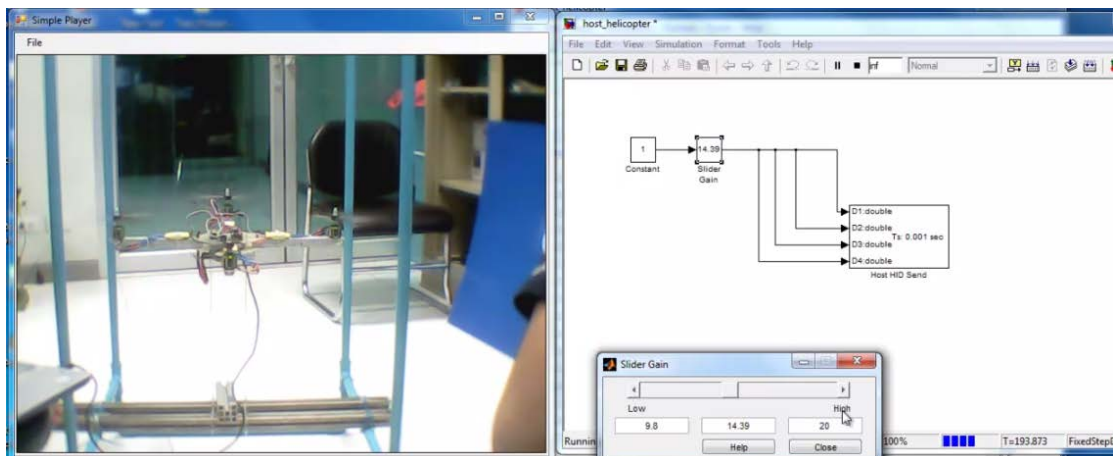


ภาพที่ 4-4 ผลการประกอบอากาศยาน และทำการชั่งน้ำหนัก

โดยน้ำหนักที่วัดได้หลังจากการประกอบเสร็จ คือ 1.011 กิโลกรัม ซึ่งมีน้ำหนักใกล้เคียงกับน้ำหนักที่ออกแบบเอาไว้ที่ น้ำหนักประมาณ 1.075 กิโลกรัม

จากนั้นทำการทดสอบการลอยตัว จะทดสอบแรงยกของมอเตอร์ผ่านโครงสร้างการทดสอบการลอยตัว โดยมีการประกอบตัวอากาศยานทั้งสี่ด้านแล้วทำการเร่งมอเตอร์ เพื่อหาค่าที่ทำให้อากาศยานสามารถลอยตัวได้ โดยการปรับเทียบกับค่าแรงยกของมอเตอร์ดังตารางที่ 4-1

การปรับค่านั้นทำการปรับผ่านโปรแกรม MATLAB ที่เป็นตัวสั่งการ (Host) ซึ่งจะทำหน้าที่เป็นตัวส่งค่าที่ปรับผ่านไปทาง USB ไปที่ไมโครคอนโทรลเลอร์ ซึ่งทำหน้าที่เป็นตัวรับ (Target) เพื่อสร้างสัญญาณพัลส์วิดท์มอดูเลชัน ออกไปจ่ายให้กับเครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ เพื่อทำการขับมอเตอร์ให้หมุน

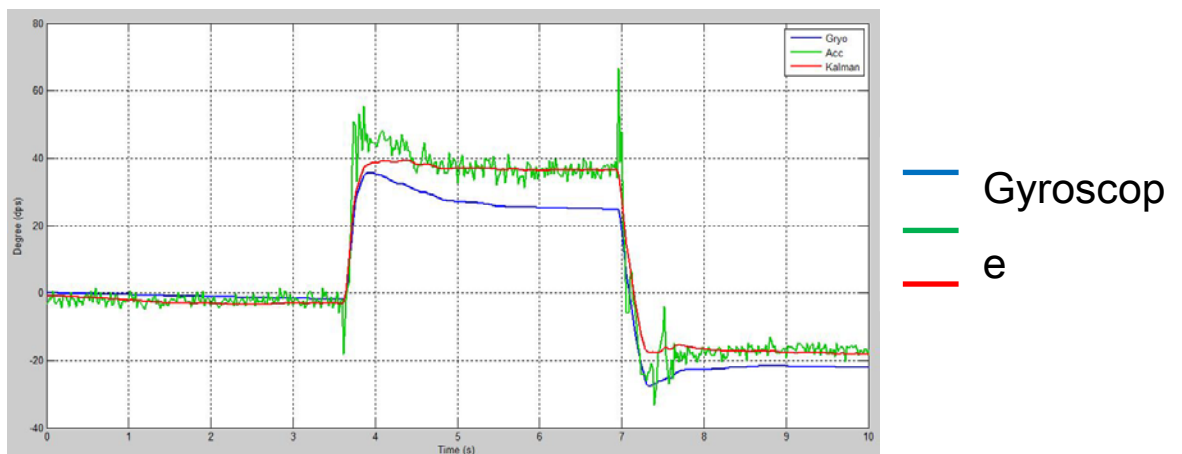


ภาพที่ 4-5 การปรับค่าแรงยกผ่านโปรแกรม MATLAB

โดยจากการทดสอบค่าเปอร์เซ็นต์ทำงาน (%duty) ที่ทำให้อากาศยานลอยตัวได้จะอยู่ที่ประมาณ 1.44 เมื่อเทียบจากตารางที่ 4-1 จะได้แรงยกของมอเตอร์แต่ละตัวโดยประมาณอยู่ที่ 255 กรัมต่อมอเตอร์ 1 ตัว เมื่อรวมแรงของมอเตอร์จำนวน 4 ตัว จะได้แรงยกทั้งหมด 1020 กรัม ซึ่งเป็นผลทำให้อากาศยานสามารถลอยตัวขึ้นได้ตามที่ได้ออกแบบไว้

4.3 การทดลองและประยุกต์ใช้ทฤษฎีการกรองข้อมูล

เนื่องจากค่ามุมเอียงที่ได้จากการวัดยังมีค่าความผิดพลาดที่สูงอยู่มาก จึงต้องทำการกรองข้อมูลเพื่อให้ได้ค่าจริงของมุมเอียงมากที่สุด

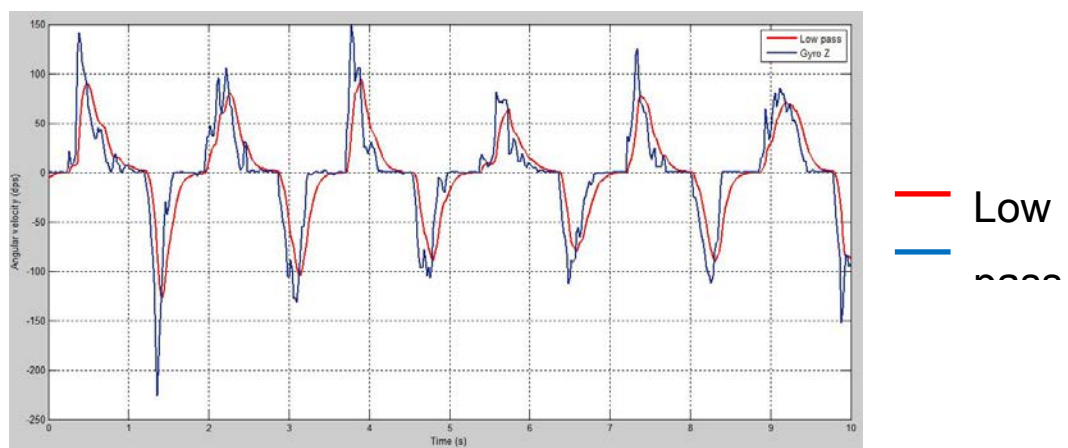


ภาพที่ 4-6 กราฟค่ามุมที่อ่านได้จากเซ็นเซอร์วัดมุมเอียง

จากภาพแสดงค่าจริงที่วัดได้ เมื่อทำการเปลี่ยนแปลงค่าของมุมโดยการเอียงค้ำมไปที ค่าต่างๆ จะเห็นได้จากค่าข้อมูลที่รับได้จากค่าของมุมที่ได้จากไจโรสโคปและเซ็นเซอร์วัดความเร่งค่าที่ได้ทำให้รู้ว่าค่ามุมที่ได้จากไจโรสโคปโดยการอินทิเกรตความเร็วเชิงมุมนั้นจะทำให้เกิดการสะสมค่าความผิดพลาดไปด้วย ทำให้ค่าที่ได้นั้นยังคงมีค่าความผิดพลาดอยู่ ส่วนค่ามุมที่ได้จากเซ็นเซอร์วัดความเร่งนั้นจะมีสัญญาณรบกวนที่สูงมากที่เกิดจากการสั่นสะเทือนของเซ็นเซอร์ ที่ทำให้ข้อมูลนั้นมีค่าที่ผิดพลาด ดังนั้นจำเป็นต้องใช้ตัวกรองแบบคาลมาน เพื่อทำการกรองข้อมูล ให้ได้ค่าความจริงมากขึ้น โดยทำการปรับค่าเพื่อให้ได้ค่าข้อมูลมีค่าใกล้เคียงกับค่าจริงมากที่สุด โดยค่าที่ปรับคือค่า R จะทำให้ช่วยลดสัญญาณการรบกวนได้ แต่เมื่อลดค่า R ทำให้สัญญาณรบกวนมากขึ้นกว่าเดิม R ที่ปรับแล้วได้ผลดีที่สุดคือ 0.1 ส่วนค่า Q_{Acc} และค่า Q_{Gyro} นี่เป็นการปรับเพื่อให้น้ำหนักกับที่วัด เช่น ถ้าปรับให้ Q_{Gyro} มีค่ามาก ก็เปรียบเสมือนการบอกว่าให้เชื่อค่าที่ได้จากไจโรสโคป มากกว่าเซ็นเซอร์วัดความเร่ง โดยค่าที่ปรับได้ดี

ที่สุดอยู่ที่ $q_{yro} = 0.02$ และ $Q_{accel} = 0.001$ ซึ่งเป็นเอาต์พุตที่ตอบสนองได้ดี เป็นที่น่าพอใจ

ผลการทดลองตัวกรองแบบความถี่ต่ำผ่าน ในการทดลองตัวกรองแบบความถี่ต่ำผ่าน จะมีความง่ายในการออกแบบและนำมาเขียนโปรแกรม โดยกำหนดให้ความถี่ต่ำผ่านที่ช่วง $= 2 \text{ Hz}$ และใช้ในการกรองข้อมูลที่ได้จากไจโรสโคป เพื่อลดสัญญาณรบกวนที่เกิดขึ้นความเร็วเชิงมุมที่ได้



ภาพที่ 4-7 กราฟผลการทดลองตัวกรองแบบความถี่ต่ำ

ค่าความเร็วเชิงมุมที่ได้มีความใกล้เคียงกับค่าจริงมากขึ้น สามารถลดสัญญาณรบกวนได้

4.4 การออกแบบการทดสอบการรักษาเสถียรภาพในแนวแกนบนคานทดสอบ

ในการเริ่มออกแบบระบบควบคุมเสถียรภาพ จะเริ่มต้นจากการทดสอบการรักษาเสถียรภาพบนคาน เพื่อความง่ายและความปลอดภัยในการทดสอบ โดยการควบคุมนั้นจะใช้โปรแกรมที่เขียน และควบคุมผ่านทางโปรแกรม MATLAB โดยส่วนควบคุม จะกระทำผ่านโปรแกรม MATLAB

ส่วนตัวประมวลผลจะอยู่ภายในบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ โดยทำการส่งข้อมูลติดต่อกันผ่านทาง USB

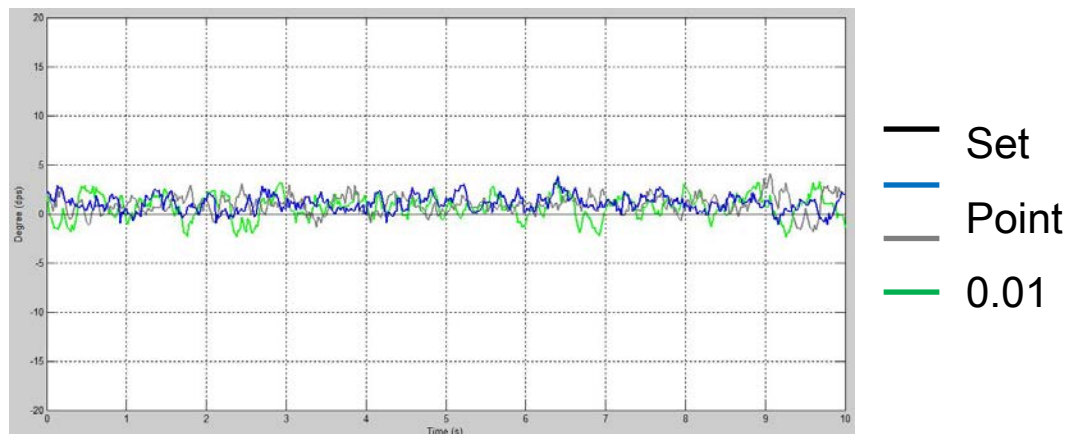
โดยการทดสอบจะใช้คานในการทดสอบที่ละแกนหมุน โดยการใช้คานยึดแกนหมุนของอากาศยานให้สามารถหมุนได้อย่างอิสระในช่วงมุมระหว่าง 30 องศาถึง -30 องศา



ภาพที่ 4-8 การทดสอบการรักษาเสถียรภาพ

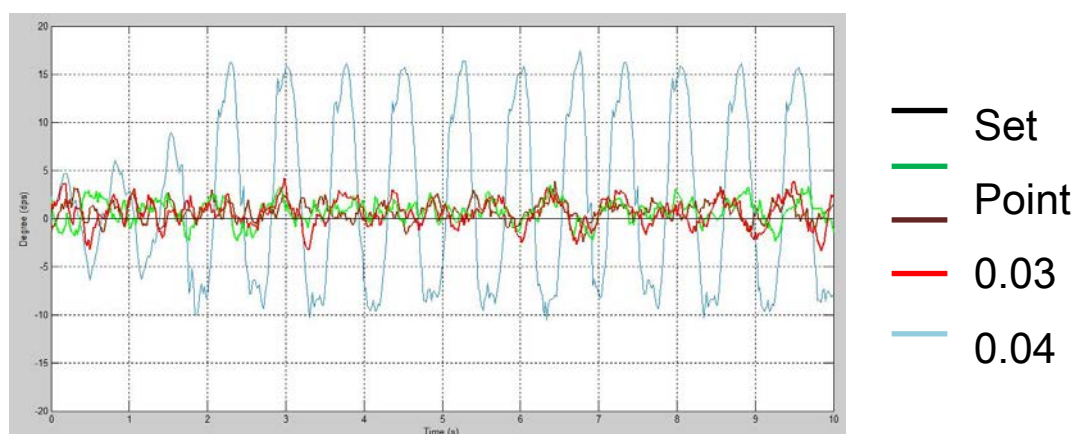
การออกแบบเพื่อใช้ทดสอบการรักษาเสถียรภาพในแนวระนาบ ใช้การควบคุมแบบพีไอดี โดยในที่นี้จะเป็นวิธีการทดสอบระบบ เพื่อหาค่าเกนที่เหมาะสมของตัวควบคุมแบบพีไอดีเพื่อใช้ในการปรับค่าที่เหมาะสมในการรักษาเสถียรภาพ ด้วยวิธีการของ วิธีการของซีเกลอร์ - นิโคล (Ziegler-Nichols Compensation) การทดสอบวิธีนี้มีขั้นตอนดังนี้

ขั้นตอนที่ 1 ปรับค่าเกนให้สูงขึ้นจนกระทั่งเกิดผลตอบสนองแบบไม่มีการหน่วง(Undamped)



ภาพที่ 4-9 กราฟผลการตอบสนองของระบบในรูปของมุมเอียง
เมื่อปรับค่าเกนที่ค่า 0.01 ถึง 0.03

จากกราฟแสดงผลการตอบสนองที่ได้ คือ ระบบจะพยายามจะเข้าสู่ค่าที่กำหนด (Set Point) โดยค่าเกนที่ 0.01 และ 0.02 นั้นค่าส่วนใหญ่จะยังไม่เข้าสู่ค่าที่กำหนด ส่วนค่า 0.03 นั้นมีค่าที่เข้าสู่ค่าที่กำหนดเล็กน้อย จึงทำให้ได้ผลการตอบสนองที่ยังไม่มีการแกว่งตัว ดังนั้นจึงทำการปรับค่าเกนเพิ่มขึ้นอีกเพื่อให้เข้าสู่ค่าที่กำหนด



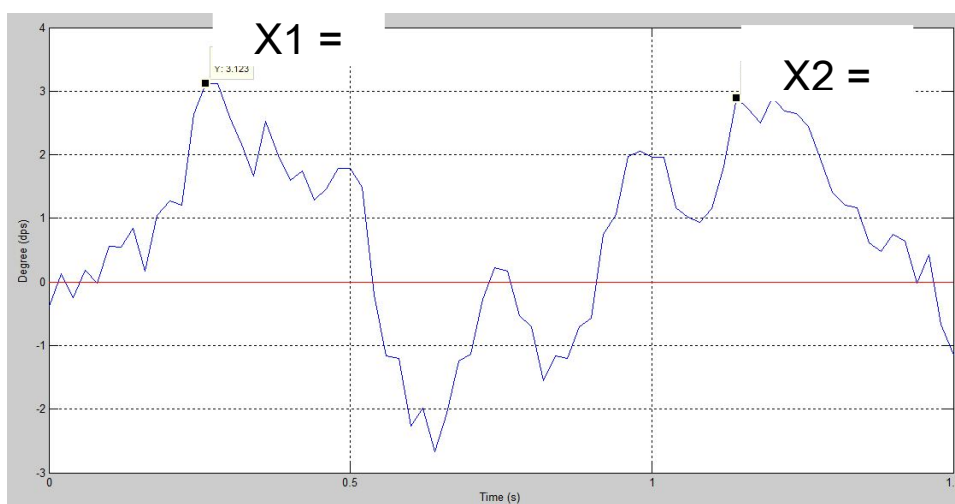
ภาพที่ 4-10 กราฟผลการตอบสนองของระบบในรูปของมุมเอียง

เมื่อปรับค่าเกนที่ค่า 0.03 ถึง 0.06

จากกราฟแสดงผลการตอบสนองที่ได้ คือ ระบบพยายามจะเข้าสู่ค่าที่กำหนด โดยค่าเกนที่ 0.04 จะได้ผลตอบสนองที่เข้าสู่ค่าที่กำหนด และมีการแกว่งเล็กน้อย แต่ในบางเวลายังคงมีค่าที่ไม่เข้าสู่ค่าที่กำหนดอยู่บ้าง และค่าเกนที่ 0.05 จะได้ผลตอบสนองที่ต้องการโดยมีการแกว่งโดยเฉลี่ยมีค่าคงที่มากที่สุดในการทดลอง ส่วนค่าที่ 0.06 นั้นทำให้ผลตอบสนองที่ได้มีการแกว่งตัวมากจนไม่สามารถทำการควบคุมระบบได้

ขั้นตอนที่ 2 บันทึกค่าเกน (K_c) และคาบเวลาของการแกว่งตัว (T)

ค่าเกนที่ได้ เลือกใช้ค่าเกนที่ 0.05 เนื่องจากให้ผลตอบสนองการแกว่งตัวในค่าที่เหมาะสม และไม่เกิดการหน่วงเวลาในการแกว่งตัว เพราะฉะนั้นได้ค่า $K_c = 0.05$



ภาพที่ 4-11 กราฟคาบเวลาของการแกว่งตัว

คาบเวลาของการแกว่ง สามารถหาได้จาก ช่วงเวลาของ ยอดผลตอบสนองของการแกว่งสูงสุด ถึงยอดผลตอบสนองการแกว่งสูงสุด จากการที่กราฟทำให้ได้ค่าคาบเวลา

$$\text{คือ } T = X_2 - X_1$$

$$T = 1.44 - 0.26$$

$$T = 0.88 \text{ s}$$

เพราะฉะนั้นคาบเวลาที่ได้คือ 0.88 วินาที

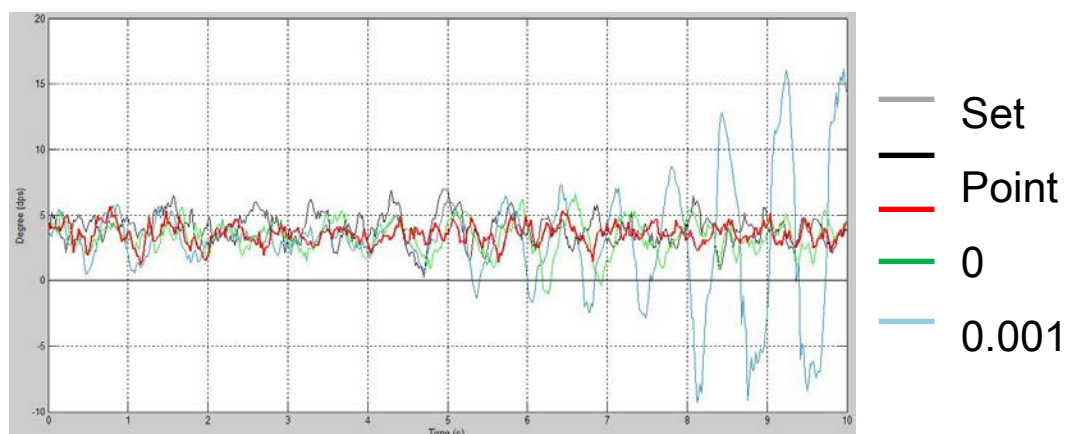
ขั้นตอนที่ 3 นำค่าเกนและคาบเวลาของการแกว่งตัวที่ได้ ไปเข้าสูตรเพื่อหาค่าเกนที่เหมาะสมสำหรับตัวควบคุมแบบพีไอดี

$$\text{จาก } K_p = 0.6 \times K_c$$

$$K_p = 0.6 \times 0.05$$

$$K_p = 0.03$$

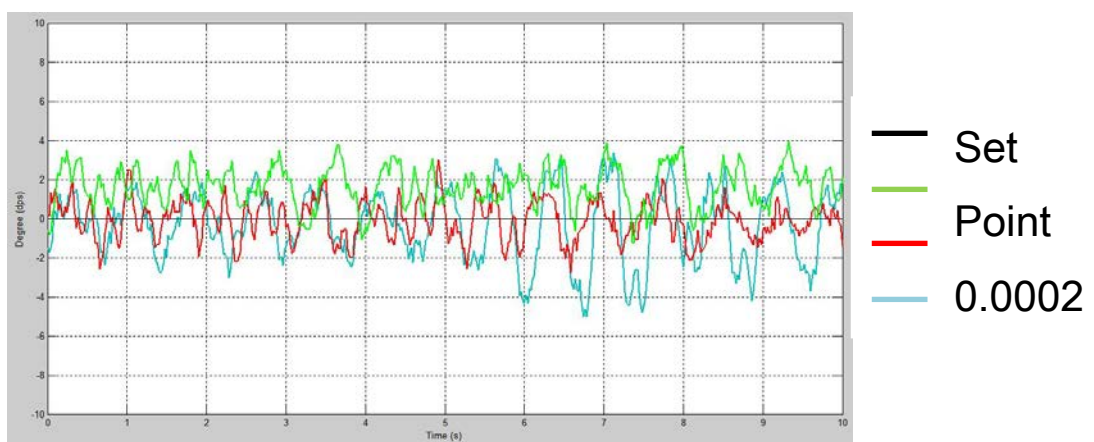
ทำให้ได้ค่า K_p อยู่ที่ค่า 0.03 โดยนำค่าที่ได้มาทดสอบเพื่อหาค่า K_d และค่า K_i ที่เหลือโดยการปรับหาค่าโดยจะเริ่มจากการปรับเพื่อหาค่า K_d ก่อนเพื่อทำการลดการแกว่งตัวแสดงดังภาพ



ภาพที่ 4-12 กราฟผลการตอบสนองของระบบในรูปของมุมเอียง เมื่อปรับค่า K_d

จากกราฟแสดงการปรับเพื่อหาค่า K_d โดยจะเริ่มจากค่าน้อยๆ โดยเริ่มจาก 0.001 ผลตอบสนองที่ได้ทำให้การแกว่งของระบบเริ่มลดน้อยลง เมื่อเทียบผลตอบสนองการแกว่งของระบบเมื่อไม่ได้ทำการปรับค่า K_d เมื่อให้ค่าที่ 0.002 นั้นระบบยังคงมีความหน่วงในการตอบสนองเพื่อเข้าสู่ค่าที่กำหนด ส่วนค่าที่ 0.003 นั้นจะทำให้ระบบเข้าสู่ค่าที่ไม่แน่นอน (Unstable) ทำให้ไม่สามารถควบคุมได้ ดังนั้นจึงสรุปเลือกใช้ค่า K_d ที่ค่า 0.001 เนื่องจากให้ผลตอบสนองที่ดี ลดการแกว่งตัวของระบบได้

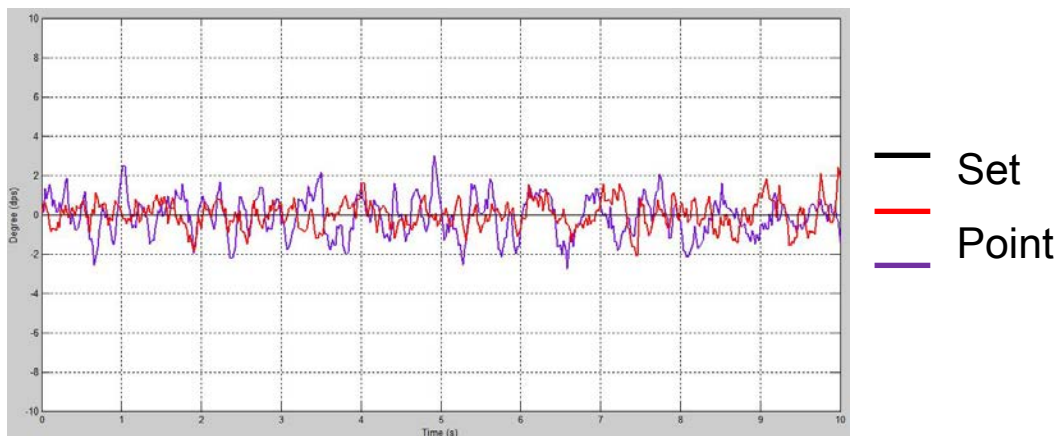
ระบบยังคงมีค่าความผิดพลาดของมุมอยู่มาก โดยค่าความผิดพลาด อยู่ที่ประมาณ 4 องศา ทำให้ต้องใช้ค่าอินทิเกรตเข้าช่วยเพื่อให้ผลตอบสนองเข้าสู่ค่าที่กำหนดมากยิ่งขึ้น โดยการหาค่า K_i เมื่อกำหนดค่า $K_p = 0.03$ และค่า $K_d = 0.001$ โดยได้ผลตอบสนองของการปรับตามภาพที่ 4.12



ภาพที่ 4-13 กราฟผลการตอบสนองของระบบในรูปของมุมเอียง
เมื่อปรับค่า K_i

จากกราฟแสดงผลการตอบสนองที่ได้เมื่อทำการปรับค่า K_i ที่ค่า 0.0002 ผลการตอบสนองยังไม่สามารถเข้าสู่ค่าที่กำหนด เมื่อทำการเพิ่มค่าขึ้นเป็น 0.0003 ซึ่งค่าที่ได้นั้นสามารถเข้าสู่ค่าที่กำหนดได้แต่เมื่อปรับค่าเพิ่มขึ้นที่ 0.0004 ผลการตอบสนองที่ได้ของค่าตัวอินทิเกรตที่มากเกินไปทำให้เกิดการสะสมค่ามากจนเกินไปจึงเป็นผลทำให้ระบบเกิดการแกว่งตัว

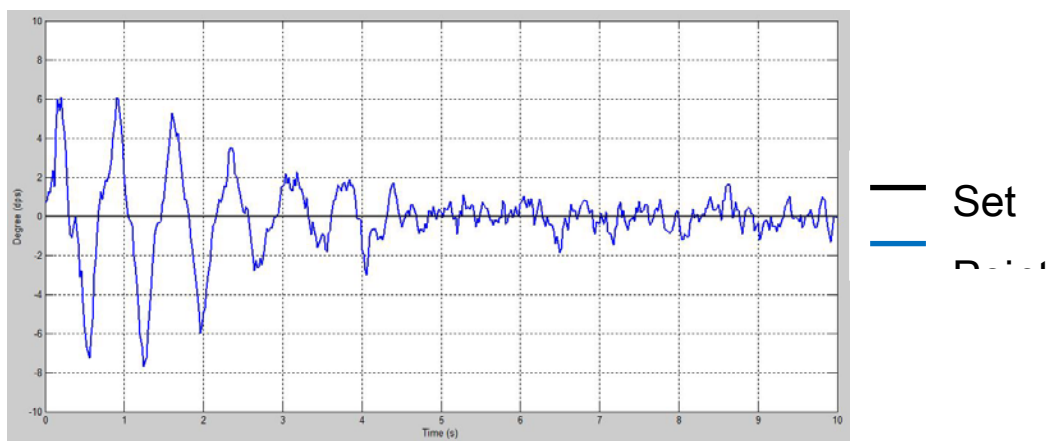
จากค่า K_i ที่ได้คือ 0.0003 สามารถปรับเพื่อให้ได้ค่าที่ดีขึ้น โดยการปรับลดค่าลงมาอีกทำให้ ผลการตอบสนองเข้าสู่ค่าที่กำหนดได้ดียิ่งขึ้นโดยค่า K_i ที่ได้อยู่ที่ค่า 0.00029 ดังภาพที่ 4.14



ภาพที่ 4-14 กราฟผลการตอบสนองของระบบในรูปของมุมเอียง
เมื่อปรับค่า K_i

ทำการทดสอบรบกวนระบบ เพื่อดูผลการสนองของระบบควบคุมแบบพีไอดี โดยการดึงให้อากาศยานเกิดมุมเอียงอยู่ที่

ประมาณ 6 องศา แล้วทำการปล่อยเพื่อให้อากาศยานตอบสนองต่อการควบคุมและเข้าสู่ค่าที่กำหนด โดยได้ผลดังภาพที่ 4.15

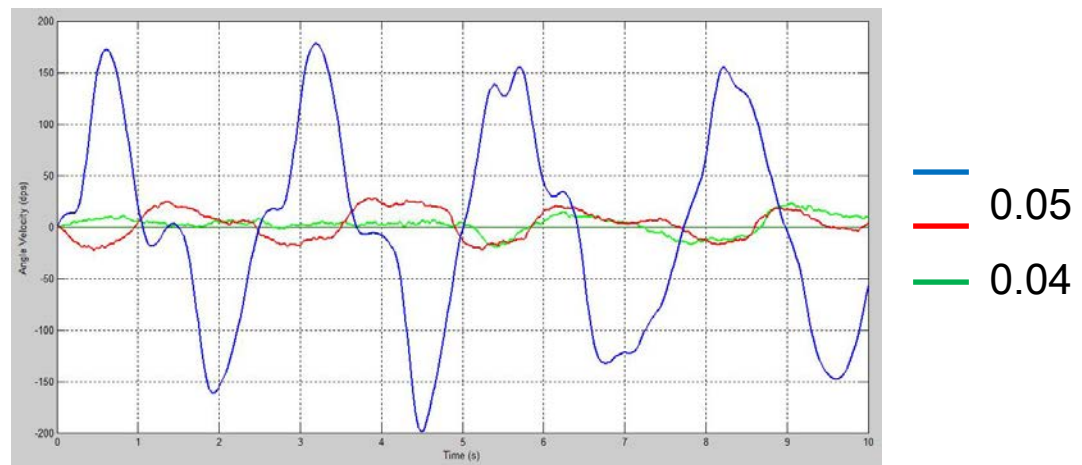


ภาพที่ 4-15 กราฟผลการตอบสนองต่อการรบกวนของระบบ

อากาศยานสามารถกลับเข้าสู่ค่าที่กำหนด ได้ภายในเวลาประมาณ 2.5 วินาทีโดยเวลาของค่ายอด (Peak Time) อยู่ที่ 0.5 วินาที โดยค่าช่วงเวลาเข้า (Rise Time) อยู่ที่ 0.025 วินาที จากค่าทั้งหมดจะเห็นได้ว่าหากระบบถูกมาก ก็จะทำให้เวลาที่เข้าสู่ระบบช้าตามไปด้วย เฉพาะฉะนั้นระบบจะสามารถถูกรบกวนโดยมุมเอียงที่ไม่เกิน 5 องศา เพื่อให้อากาศยานสามารถรักษาเสถียรภาพได้หากนำไปค่าที่ได้ไปใช้ในการรักษาเสถียรภาพการลอยตัวในอากาศ

แต่เนื่องจากอากาศยานมีการหมุนรอบตัว จึงต้องทำการควบคุมการหมุนรอบตัวเพื่อให้อากาศยานมีเสถียรภาพมากยิ่งขึ้น โดยการควบคุมการหมุนในแกน Yaw โดยใช้การควบคุมแบบพีไอดี ด้วยวิธีการของซีเกลอร์ - นิโคล การทดสอบวิธีนี้มีขั้นตอนดังนี้

ขั้นตอนที่ 1 ปรับค่าเกนให้สูงขึ้นจนกระทั่งเกิดผลตอบสนองแบบไม่มีการหน่วง(Undamped)

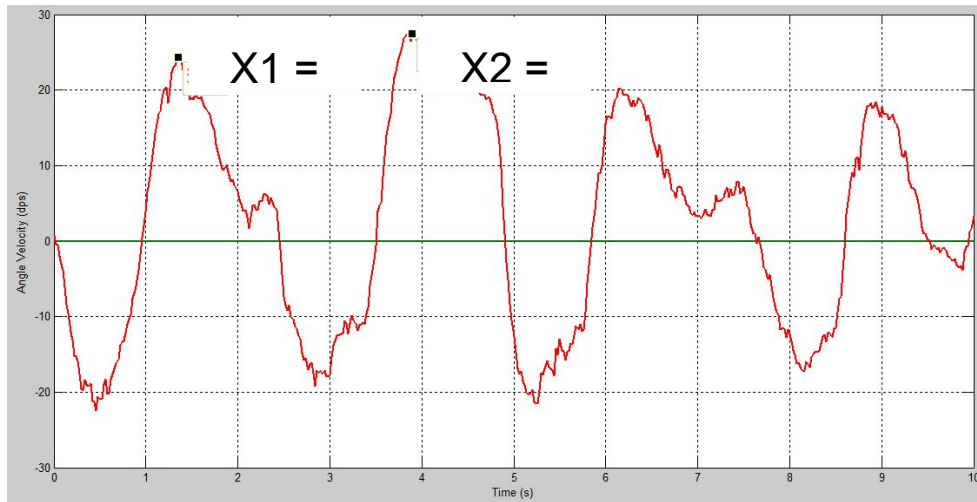


ภาพที่ 4-16 กราฟผลการตอบสนองของระบบในรูปของมุมเอียง
เมื่อปรับค่าเกน

จากกราฟแสดงผลการตอบสนองที่ได้ คือ ระบบจะพยายามจะเข้าสู่ค่าที่กำหนด โดยค่าเกนที่ 0.03 นั้นค่าส่วนใหญ่จะยังไม่เข้าสู่ค่าที่กำหนด ค่าเกนที่ 0.04 จะได้ผลตอบสนองที่ต้องการโดยมีการแกว่งโดยเฉลี่ยมีค่าคงที่ต่ำสุดในการทดลอง ส่วนค่า 0.05 นั้นมีการแกว่งตัวมากจนไม่สามารถทำการควบคุมระบบได้

ขั้นตอนที่ 2 บันทึกค่าเกน (K_c) และคาบเวลาของการแกว่งตัว (T)

ค่าเกนที่ได้ เลือกใช้ค่าเกนที่ 0.04 เนื่องจากให้ผลตอบสนองการแกว่งตัวในค่าที่เหมาะสม และไม่เกิดการหน่วงเวลาในการแกว่งตัว เพราะฉะนั้นได้ค่า $K_c = 0.04$



ภาพที่ 4-17 กราฟคาบเวลาของการแกว่งตัว

คาบเวลาของการแกว่ง สามารถหาได้จากช่วงเวลาของยอด
ผลตอบสนองของการแกว่งสูงสุด ถึงยอดผลตอบสนองการแกว่ง
สูงสุด จากกราฟทำให้ได้ค่าคาบเวลา

$$\text{คือ } T = X2 - X1$$

$$T = 3.9 - 1.36$$

$$T = 2.54 \text{ s}$$

เพราะฉะนั้นคาบเวลาที่ได้คือ 2.54 วินาที

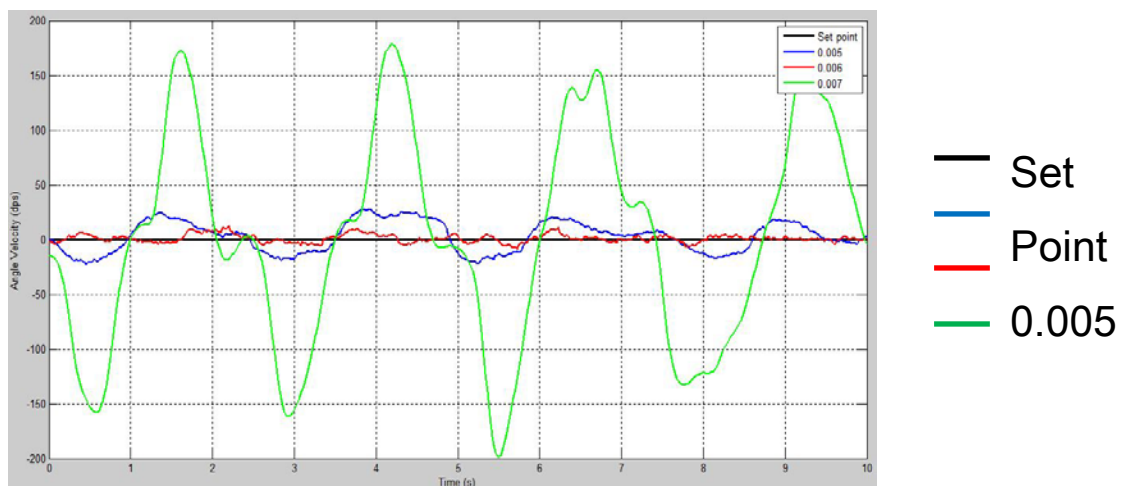
ขั้นตอนที่ 3 นำค่าเกนและคาบเวลาของการแกว่งตัวที่ได้ ไป
เข้าสู่สูตรเพื่อหาค่าเกนที่เหมาะสมสำหรับตัวควบคุมแบบพีไอดี

$$\text{จาก } K_p = 0.6 \times K_c$$

$$K_p = 0.6 \times 0.04$$

$$K_p = 0.024$$

ทำให้ได้ค่า K_p อยู่ที่ค่า 0.024 โดยการนำค่าที่ได้มาปรับเพื่อทดสอบหาค่า K_d และค่า K_i ที่เหลือโดยการปรับหาค่าจะเริ่มจากการปรับเพื่อหาค่า K_d ก่อนเพื่อลดการแกว่งตัว

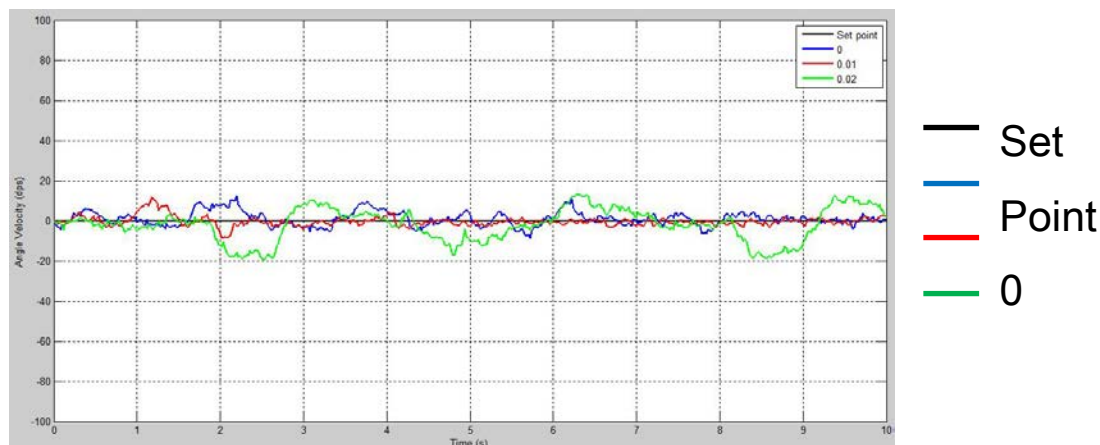


ภาพที่ 4-18 กราฟผลการตอบสนองของระบบในรูปของมุมเอียง
เมื่อปรับค่า K_d

จากกราฟแสดง การปรับเพื่อหาค่า K_d จะเริ่มจากค่าน้อย ๆ โดยเริ่มจาก 0.005 ผลการตอบสนองที่ได้ทำให้การแกว่งของระบบเริ่มลดน้อยลงเมื่อปรับค่าเพิ่มขึ้นอีก 0.006 ผลการตอบสนองการแกว่งของระบบมีค่าลดลง ส่วนค่า 0.007 นั้นจะทำให้ระบบเข้าสู่ค่าที่ไม่แน่นอน ทำให้ไม่สามารถควบคุมได้ ดังนั้นจึงสรุปเลือกใช้ค่า K_d ที่ค่า 0.006 เนื่องจากให้ผลตอบสนองที่ดี ลดการแกว่งตัวของระบบได้

จากกราฟระบบยังคงมีค่าความผิดพลาดของมุมอยู่ โดยค่าความผิดพลาด ทำให้ต้องใช้ค่าอินทิเกรตเข้าช่วยเพื่อให้ผลการ

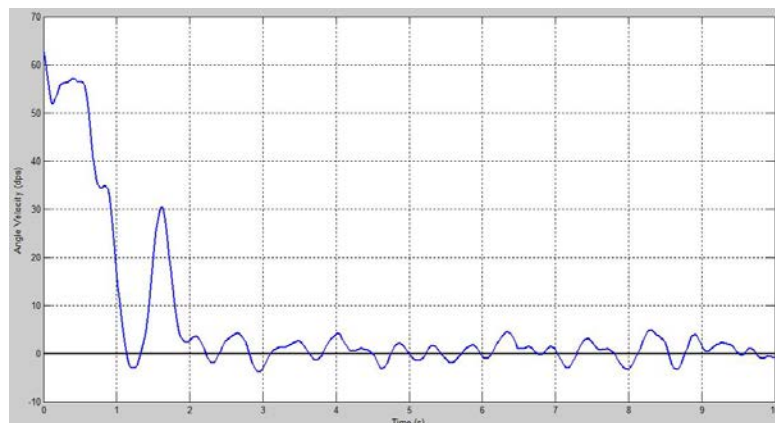
ตอบสนองเข้าสู่ค่าที่กำหนดมากยิ่งขึ้น โดยการหาค่า K_i เมื่อ กำหนดค่า $K_p = 0.024$ และค่า $K_d = 0.006$ โดยได้ผลการตอบสนองของการปรับดังภาพที่ 4.18



ภาพที่ 4-19 กราฟการผลตอบสนองของระบบในรูปของมุมเอียง เมื่อปรับค่า K_i

จากกราฟแสดงผลตอบสนองที่ได้เมื่อทำการปรับค่า K_i ที่ค่า 0.01 ทำค่าที่ได้นั้นสามารถเข้าสู่ค่าที่กำหนดได้ แต่เมื่อปรับค่าเพิ่มขึ้นที่ 0.02 ผลตอบสนองที่ได้ของค่าตัวอินทิเกรตที่มากเกินไปทำให้เกิดการสะสมค่ามากจนเกินไปจึงเป็นผลทำให้ระบบเกิดการแกว่งตัว

ทำการทดสอบรบกวนระบบ เพื่อดูผลการสนองของระบบควบคุมแบบพีไอดี โดยการพลักให้อากาศยานเกิดการหมุนรอบตัวแล้วทำการปล่อยให้อากาศยานตอบสนองต่อการควบคุม และเข้าสู่ค่าที่กำหนด โดยได้ผลดังภาพที่ 4-20

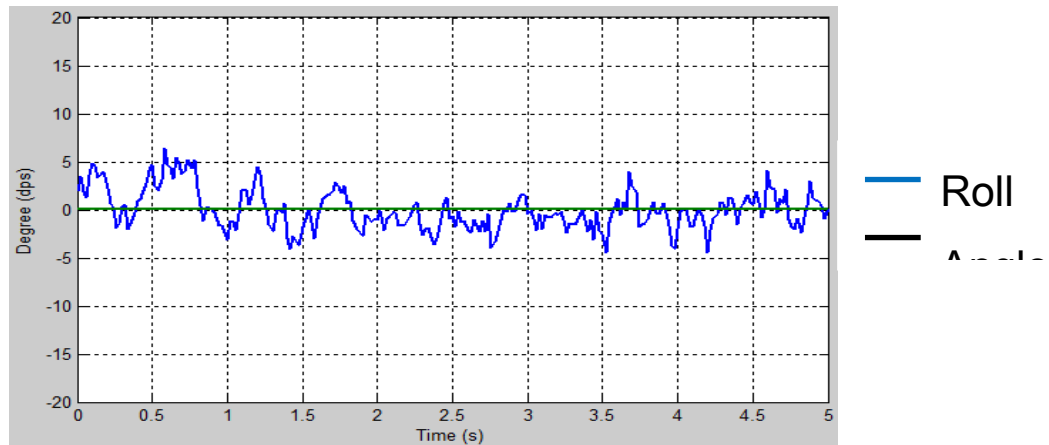


ภาพที่ 4-20 กราฟผลการตอบสนองต่อการรบกวนของระบบ

อากาศยานสามารถกลับเข้าสู่ค่าที่กำหนด ได้อยู่ภายในเวลาประมาณ 2 วินาที โดยเวลาของค่ายอด การหมุนของอากาศยานนั้นมีการหมุนเพียงเล็กน้อย ดังนั้นผลที่ได้ยังคงสามารถช่วยให้เพิ่มการรักษาเสถียรภาพของอากาศยานได้

4.5 การออกแบบการทดสอบการรักษาเสถียรภาพการลอยตัวในอากาศ

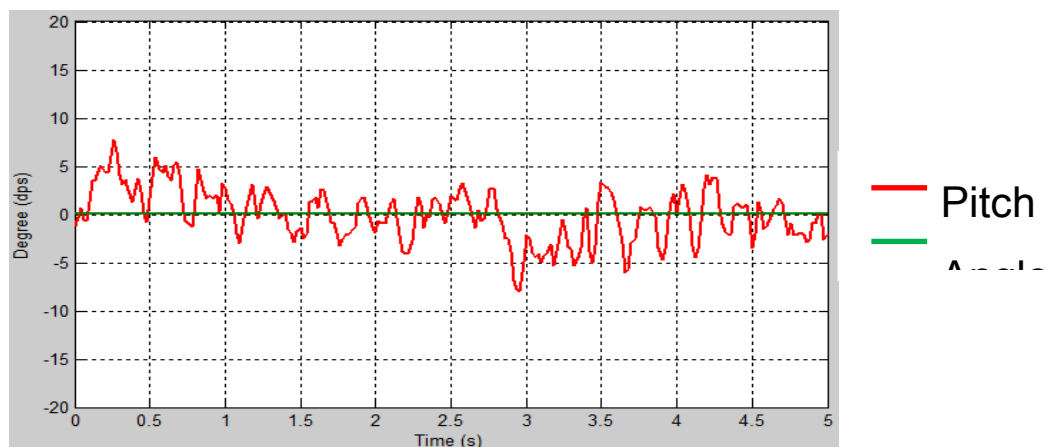
ในการออกแบบระบบการรักษาเสถียรภาพ จะใช้การควบคุมการลอยตัวด้วยการควบคุมแบบ พีไอดี โดยให้ค่าความแรงที่ใช้ควบคุมแรงยกนั้นมีค่าคงที่ ซึ่งอยู่ประมาณ 1.44 เปอร์เซ็นต์การทำงาน โดยแรงที่ได้สามารถยกได้ประมาณ 1020 กรัม ทำให้อากาศยานสามารถยกตัวลอยขึ้นได้โดยทำการควบคุมเสถียรภาพด้วยการควบคุมแบบพีไอดี ในการควบคุมเสถียรภาพของทั้งสองแกน



ภาพที่ 4-21 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่าที่ผิดพลาดใน

แนวแกน X กับค่าที่กำหนด

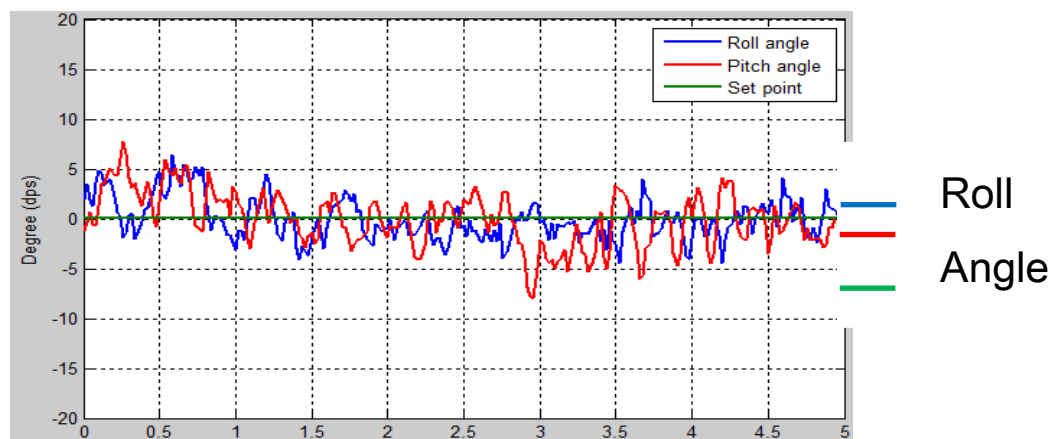
จากผลการทดลองค่าพีไอดี ที่ใช้ในการปรับความเสถียรภาพในแกน X มีค่าต่างๆ ดังนี้ ค่า $K_p = 0.03$, $K_i = 0.00029$, $K_d = 0.001$ โดยทำการปรับค่าพีไอดี ตามที่กล่าวมาแล้วในการทดสอบเสถียรภาพบนคาน โดยใช้การปรับด้วยวิธีการของซีเกลอร์ - นีโคล



ภาพที่ 4-22 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่าที่ผิดพลาดใน

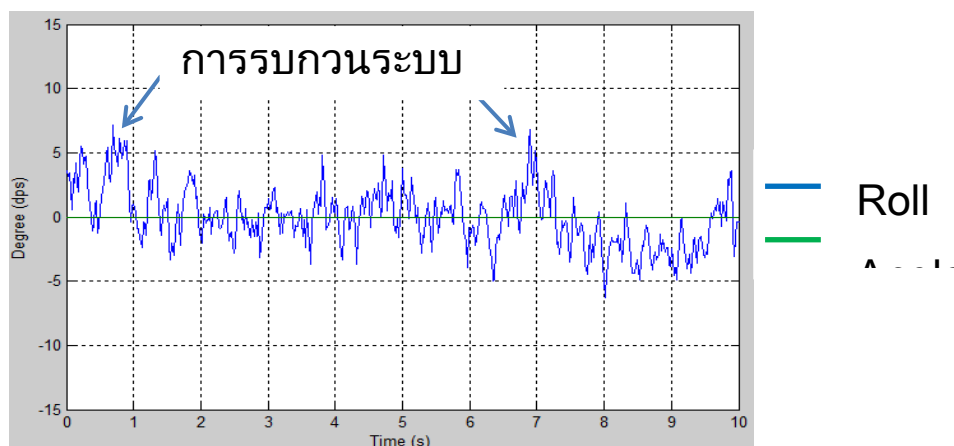
แนวแกน Y กับค่าที่กำหนด

จากผลการทดลอง ค่าพีไอดี ที่ใช้ในการปรับความเสถียรภาพในแกน Y มีค่าต่างๆ ดังนี้ ค่า $K_p = 0.03$, $K_i = 0.00029$, $K_d = 0.001$ โดยทำการปรับค่าต่างๆ เช่นเดียวกับค่าที่ปรับในการปรับความเสถียรภาพในแกน X



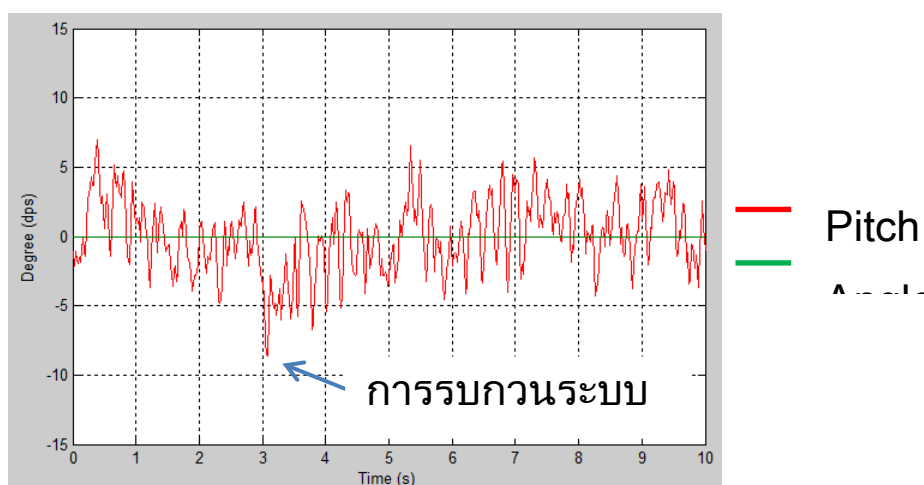
ภาพที่ 4-23 กราฟค่าผลการควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัดในมุมเอียงของแกน X และมุมเอียงของแกน Y เทียบกับค่าที่กำหนด

ผลการทดลองจะเห็นได้ว่า มีความพยายามที่จะเข้าใกล้จุดสมดุลอยู่ตลอดเวลา แต่ยังมีความผิดพลาด อันเป็นผลเนื่องมาจากการสั่นสะเทือนของการเร่งของมอเตอร์ และยังคงมีผลกระทบกับเซ็นเซอร์ อาจมีการชดเชยค่าให้แก่ระบบเพื่อให้ระบบมีความสมดุลมากยิ่งขึ้น และจากการลอยตัวบนอากาศจะทำให้ระบบเกิดการแกว่งตัว ที่สูงกว่า การทดสอบการรักษาเสถียรภาพบนคานจะนั้นอาจต้องปรับชดเชยค่า K_d เพิ่มขึ้นอีกเล็กน้อยเพื่อให้ได้ผลตอบสนองที่ดียิ่งขึ้น เมื่อทำการทดสอบด้วยการรบกวนระบบ โดยทำการดึงแกน X เพื่อดูผลการกลับเข้าค่าที่กำหนดไว้



ภาพที่ 4-24 กราฟค่าความผิดพลาดในแนวแกน X เทียบกับค่าที่กำหนด

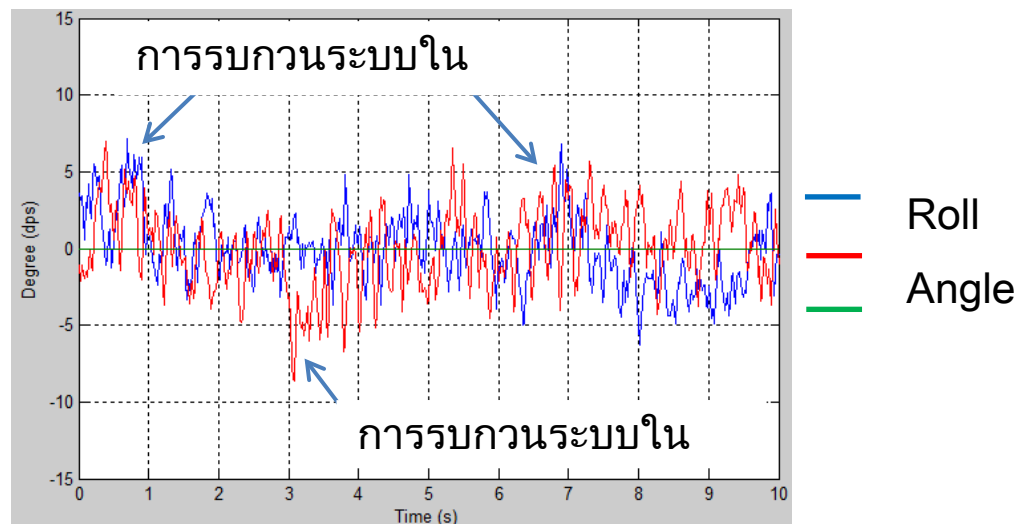
ทำการทดสอบโดยการรบกวนระบบ ด้วยการดึงแกน Y ให้เอียงแล้วปล่อยเพื่อดูผลการกลับเข้าค่าที่กำหนดไว้



ภาพที่ 4-25 กราฟค่าความผิดพลาดในแนวแกน Y เทียบกับค่าที่กำหนด

จากการทดลองทำการทดสอบด้วยการรบกวนระบบ โดยการดึงแกน X และแกน Y ให้เอียงแล้วปล่อยเพื่อดูผลการกลับเข้าค่าที่กำหนดไว้ เมื่อทำการรบกวนในแนวแกน X ซึ่งจะมีผลกระทบต่อ

ค่ามุมในแนวแกน Y ด้วย ซึ่งในกรณีเดียวกัน หากการรบกวนระบบในแนวแกน Y ก็จะมีผลกระทบต่อค่ามุมในแนวแกน X ด้วยเช่นกัน



ภาพที่ 4-26 กราฟค่าความผิดพลาดในแนวแกน Y เทียบกับแกน X และค่าที่กำหนดไว้

อากาศยานสามารถรักษาสมดุลในแนวระดับตามค่าที่กำหนดไว้ได้ ซึ่งค่าที่ได้ดังภาพที่ 4-26 แต่อาจจะยังคงมีการแกว่งตัวอยู่บ้าง ทั้งนี้ส่วนหนึ่งเป็นเพราะตัวควบคุมไม่สามารถใช้การควบคุมที่ซับซ้อนมากได้ เนื่องจากข้อจำกัดจากการประมวลผลของไมโครคอนโทรลเลอร์ ผู้จัดทำโครงการเสนอว่าควรใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ที่มีการประมวลผลและหน่วยความจำที่สูงกว่า