

สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

ระบบควบคุมเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ

2 DOF MODELED HELICOPTER CONTROL SYSTEM



T104668



โดย

นายพิริยพงษ์ วงศ์ราษฎร์

นายภราด วาริศรี

นายมารุต คุ้มเจริญ

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาคามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

สาขาวิศวกรรมระบบควบคุม

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2550

บท.
พ 7325
9550

เลขหมู่.....104668

เลขทะเบียน.....5 พ.ย. 2552

วัน,เดือน,ปี.....

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่ให้บริการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้
ในวงกว้างโดยไม่ได้รับอนุญาต และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้ง
i: มีโครงการไม่ใช้.....

121 b220b

ระบบควบคุมเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ

2 DOF MODELED HELICOPTER CONTROL SYSTEM



โดย

นายพิริยพงษ์ วงศ์ราษฎร์

นายภราดล วารีศรี

นายมารุต กุ่มเจริญ

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

สาขาวิศวกรรมระบบควบคุม

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2550

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้


ปริญญานิพนธ์ปีการศึกษา 2550

ภาควิชาวิศวกรรมระบบควบคุม

คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง ระบบควบคุมเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ
2 DOF MODELED HELICOPTER CONTROL SYSTEM

ผู้จัดทำ	นายพิริยพงษ์ วงศ์รายณ์	47010522
	นายภราดล วารีศรี	47010546
	นายมารุต คุ่มเจริญ	47010591



ดร. เบนจอนราสุทธี อาจารย์ที่ปรึกษา
(ผศ.ดร. ถาวร เบนจอนราสุทธี)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ระบบควบคุมเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ

โดย

นายพิริยพงษ์ วงศ์ราษฎร์ 47010522

นายภราดล วาริศรี 47010546

นายมารุต กุ่มเจริญ 47010591

อาจารย์ที่ปรึกษา

ผศ.ดร. ถาวร เเบญจนราษฎร์

ปีการศึกษา 2550

บทคัดย่อ

ปฏิญานิพนธ์ฉบับนี้นำเสนอการศึกษาและขั้นตอนการออกแบบระบบควบคุมเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ ซึ่งมีจุดมุ่งหมายเพื่อนำความรู้ทางด้านระบบควบคุมไปใช้งานในการออกแบบระบบควบคุมมุมปีกและมุมสายของเฮลิคอปเตอร์จำลอง การศึกษาประกอบด้วย การประมาณแบบจำลองทางคณิตศาสตร์โดยการพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบและการพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบแบบเวียนบังเกิด การออกแบบตัวควบคุมแบบพีไอดีโดยใช้วิธีของซิกเลอร์ – นิโคล การออกแบบตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตท การออกแบบตัวควบคุมแบบอาร์เอสที และการออกแบบตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟ

การทดลองประกอบด้วยการจำลองระบบ โดยอาศัย โปรแกรมแมทแลป และการทดลองจริง โดยอาศัยโปรแกรมวิซวลเบสิกพบว่าผลการจำลองและผลการทดลองควบคุมเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ สามารถควบคุมมุมปีกและมุมสายให้ติดตามสัญญาณอ้างอิงได้โดยไม่มีค่าความผิดพลาดที่สภาวะอยู่ตัว และสามารถกำจัดผลของสิ่งรบกวนได้

2 DOF MODELED HELICOPTER CONTROL SYSTEM

By

Mr. Piriyapong Wongras

Mr. Paradon Wareesri

Mr. Marut Komcharoen

Advisor

Asst.Prof .Dr. Taworn Benjanarasuth

Academic Year 2007

ABSTRACT

This thesis presents the study and implementation procedures of the 2 DOF modeled helicopter control system. The objective is to utilize the knowledge of control system design in designing the control systems for the pitch and yaw angles of the helicopter. The study in this thesis composes of system identification and recursive identification, PID controller design based on Ziegler – Nichols method, state feedback controller design, RST controller design and adaptive controller design.

The simulations and experiments in controlling are conducted by employing MATLAB in the simulations and Visual Basic in the experiments. The results of the simulations and experiments are compared to demonstrate the capability of the control systems in tracking the reference signals and rejecting the effect of disturbances.

กิตติกรรมประกาศ

ปริญญาานิพนธ์ฉบับนี้สามารถสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี เพราะได้รับความเมตตาเป็นอย่างสูงจาก ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. ถาวร เบญจนาสุทธี อาจารย์ที่ปรึกษาที่ได้ให้คำแนะนำ ข้อคิดเห็น ให้ความกรุณาเอื้อเฟื้ออุปถัมภ์ที่จำเป็น และความช่วยเหลืออื่นๆ แก่คณะผู้จัดทำ

ขอขอบพระคุณรองศาสตราจารย์ ดร.จกมล งามวิทย์ ที่ได้ให้ความกรุณา และคำแนะนำที่เป็นประโยชน์ ตลอดจนให้ความสนใจใส่ถามถึงความก้าวหน้าอย่างสม่ำเสมอ ทำให้ผู้จัดทำมีความกระตือรือร้น กวดขันให้มีความเป็นระเบียบเรียบร้อย และทำงานอย่างเป็นระบบมากขึ้น และยังขอขอบพระคุณคณาจารย์ทุกท่านที่ได้ประสิทธิประสาทวิชาความรู้แก่คณะผู้จัดทำ

สุดท้ายนี้ผู้จัดทำขอกราบขอบพระคุณ บิดา มารดา ของคณะผู้จัดทำ ที่ได้ให้ความสนับสนุนให้ โอกาสผู้จัดทำได้เล่าเรียนจนถึงทุกวันนี้ และเป็นกำลังใจแก่ผู้จัดทำตลอดมา อีกทั้งขอขอบคุณเพื่อนๆ โดยเฉพาะอย่างยิ่งนางสาวจิราพร พรอนันรัตน์ นางสาววิชรา ลำเจียก ที่คอยให้ความช่วยเหลือและเป็นกำลังใจแก่ผู้จัดทำ จนทำให้ปริญญาานิพนธ์ฉบับนี้เสร็จสิ้นสมบูรณ์

คณะผู้จัดทำ

นายพิริยพงษ์ วงศ์ราษฎร์

นายภราดล วารีศรี

นายมารุต คุ้มเจริญ

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อ	I
กิตติกรรมประกาศ	III
สารบัญ	IV
สารบัญภาพ	VI
สารบัญตาราง	VIII
บทที่ 1 บทนำ	1
1.1 กล่าวนำ	1
1.2 วัตถุประสงค์ในการทำปริญญานิพนธ์	2
1.3 ขั้นตอนการศึกษาและการจัดทำโครงการ	2
1.4 รายละเอียดของปริญญานิพนธ์	2
บทที่ 2 โครงสร้างระบบควบคุมเสถียรภาพเครื่องกำเนิด	3
2.1 เสถียรภาพเครื่องกำเนิด	4
2.2 หน่วยประมวลผล	4
2.3 วงจรเชื่อมต่อระหว่างคอมพิวเตอร์กับวงจรขับเคลื่อน	5
2.4 วงจรขับเคลื่อน	5
2.5 ชุดเซ็นเซอร์วัดมุมปีกและมุมสาย	6
บทที่ 3 ทฤษฎีและหลักการเบื้องต้น	8
3.1 การประมาณระบบโดยวิธีพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบ	8
3.2 ตัวควบคุมแบบพีไอดี	10
3.3 ตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตทและตัวสังเกตสเตท	11
3.3.1 ตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตทเวลาต่อเนื่อง	11
3.3.2 ตัวสังเกตสเตทเวลาต่อเนื่อง	12
3.3.3 ระบบเซอร์โวป้อนกลับสเตทเวลาต่อเนื่อง	14
3.3.4 ระบบเซอร์โวป้อนกลับสเตทร่วมกับตัวสังเกตสเตทเวลาดิครีต	16
3.4 การควบคุมแบบอะแดปทีฟ	19
3.4.1 การควบคุมแบบอะแดปทีฟชนิดอ้างอิงแบบจำลอง	20
3.4.2 การควบคุมแบบอะแดปทีฟชนิดปรับค่าเอง	21
3.4.3 การออกแบบโดยการวางตำแหน่งโพลเมื่อทราบค่าพารามิเตอร์	22
3.4.4 การออกแบบโดยการวางตำแหน่งโพลเมื่อไม่ทราบค่าพารามิเตอร์	26

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ(ต่อ)

	หน้า
บทที่ 4 การทดลอง	28
4.1 การทดลองระบบวงเปิดทางด้านแกนปีกเงย	28
4.2 การทดลองระบบวงเปิดทางด้านแกนสายทั้งด้านซ้ายและขวา	29
4.3 การทดลองระบบวงเปิดทางด้านแกนปีกเงยที่มีผลกระทบต่อแกนสาย	31
4.4 การทดลองระบบวงเปิดทางด้านแกนสายที่มีผลกระทบต่อแกนปีกเงย	32
4.5 การหาตัวควบคุมทางด้านแกนปีกเงย	33
4.6 การหาตัวควบคุมทางด้านแกนสาย	36
4.6.1 การหาตัวควบคุมทางด้านแกนสายขวา	36
4.6.2 การหาตัวควบคุมทางด้านแกนสายซ้าย	37
4.7 การทดลองตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตท โดยอิสระจากกัน	38
4.8 การทดลองตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตท โดยไม่อิสระจากกัน	42
4.9 การออกแบบตัวควบคุมแบบ อาร์เอสที ทางด้านแกนปีกเงย	44
4.10 การทดลองพิจารณาาระบบ โดยมีสภาวะที่เปลี่ยน ไปด้านแกนปีกเงย	47
4.11 การจำลองการพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบแบบเวียนบังเกิด	49
4.12 การทดลองการพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบแบบเวียนบังเกิด	51
4.13 การจำลองระบบควบคุมแบบอะแดปทีฟ	54
4.14 การทดลองระบบตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟ	59
บทที่ 5 สรุปและวิจารณ์	64
5.1 สรุป	64
5.2 ปัญหาที่พบใน โครงการและแนวทางการพัฒนา	64
ภาคผนวก ก โปรแกรม	65
ก.1 โปรแกรมควบคุมแบบอะแดปทีฟในการทดลอง	65
ก.2 โปรแกรมจำลองการควบคุมแบบอะแดปทีฟ	84
เอกสารอ้างอิง	87

สารบัญภาพ

รูปที่	หน้า
1.1 เกล็ดคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ	1
2.1 บล็อกไดอะแกรมและการทำงานของระบบควบคุมเกล็ดคอปเตอร์จำลอง	3
2.2 โครงสร้างเกล็ดคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ	4
2.3 วงจรเชื่อมต่อระหว่างคอมพิวเตอร์และวงจรขับเคลื่อน	5
2.4 วงจรขับเคลื่อน	6
2.5 โพลแทนทิโอมิเตอร์ที่ใช้วัดมุมสาย	7
2.6 โพลแทนทิโอมิเตอร์ที่ใช้วัดมุมปีก	7
3.1 บล็อกไดอะแกรมของระบบป้อนกลับสเตท	11
3.2 บล็อกไดอะแกรมของระบบวงปิดแบบตัวส่งเกตสเตท	13
3.3 บล็อกไดอะแกรมของระบบเซอร์โวป้อนกลับสเตท	14
3.4 บล็อกไดอะแกรมของระบบเซอร์โวป้อนกลับสเตทและตัวส่งเกตสเตทเวลาอิสระ	17
3.5 บล็อกไดอะแกรมของระบบควบคุมอะแดปทีฟชนิดอ้างอิงแบบจำลอง	21
3.6 บล็อกไดอะแกรมของระบบที่สามารถปรับค่าเองได้	22
3.7 โครงสร้างของระบบควบคุมแบบอาร์เอสที	24
4.1 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองวงเปิดด้านแกนปีก	29
4.2 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองวงเปิดด้านแกนสาย	30
4.3 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองวงเปิดด้านแกนสายซ้าย	31
4.4 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองด้านแกนปีกที่มีผลต่อแกนสาย	32
4.5 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองด้านแกนสายที่มีผลต่อแกนปีก	33
4.6 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองเมื่อใช้ตัวควบคุมพีไอด้านแกนปีก	34
4.7 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองเมื่อปรับแต่งตัวควบคุมพีไอด้านแกนปีก	35
4.8 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองเมื่อใช้ตัวควบคุมไอด้านแกนปีก	36
4.9 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองเมื่อใช้ตัวควบคุมพีไอด้านสาย	37
4.10 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองเมื่อใช้ตัวควบคุมพีไอด้านสายซ้าย	38

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญญภาพ(ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.11 ผลการจำลองด้านแกนปีกเงยเมื่อปรับน้ำหนักในการออกแบบ LQR	39
4.12 ผลการทดลองด้านแกนปีกเงยเมื่อปรับน้ำหนักในการออกแบบ LQR	40
4.13 ผลการจำลองด้านแกนส่ายเมื่อปรับน้ำหนักในการออกแบบ LQR	41
4.14 ผลการทดลองด้านแกนส่ายเมื่อปรับน้ำหนักในการออกแบบ LQR	41
4.15 ผลการทดลองของระบบควบคุมแบบป้อนกลับสเตททางด้านแกนปีกเงย	42
4.16 ผลการทดลองของระบบควบคุมแบบป้อนกลับสเตททางด้านแกนส่ายขวา	43
4.17 ผลการทดลองของระบบควบคุมแบบป้อนกลับสเตททางด้านแกนส่ายซ้าย	43
4.18 บล็อก ไดอะแกรมของระบบควบคุมอาร์เอสทีร่วมกับอินทริเกรเตอร์	44
4.19 ผลการทดลองวงเปิดของแบบจำลองอ้างอิง	45
4.20 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลอง โดยใช้ตัวควบคุมอาร์เอสที	46
4.21 ผลการทดลองด้านแกนปีกเงยที่ถูกแขวนมวลที่เวลา 30 วินาที	46
4.22 เซลิกอปเตอร์จำลองที่มีมวลแขวนอยู่ด้านหน้า	47
4.23 ผลตอบสนองวงเปิดเปรียบเทียบระบบปกติกับระบบที่มีการรบกวน	48
4.24 ค่าพารามิเตอร์การพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบแบบเวียนบังเกิดจากการจำลอง	50
4.25 ค่าพารามิเตอร์การพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบแบบเวียนบังเกิดจากการทดลอง	52
4.26 ผลการทดลองเปรียบเทียบระหว่างเอาต์พุตจริงกับเอาต์พุตทดลอง	53
4.27 ค่าความผิดพลาดระหว่างค่าเอาต์พุตจริงกับค่าเอาต์พุตประมาณจากการทดลอง	53
4.28 ผลการจำลองเปรียบเทียบตัวควบคุมอาร์เอสทีกับตัวควบคุมอะแดปทีฟ	55
4.29 ค่าพารามิเตอร์อาร์ของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟจากการจำลอง	56
4.30 ค่าพารามิเตอร์เอสของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟจากการจำลอง	57
4.31 ค่าพารามิเตอร์ทีของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟจากการจำลอง	58
4.32 ผลการทดลองระหว่างค่าเอาต์พุตจริงกับเอาต์พุตประมาณ โดยตัวควบคุมอะแดปทีฟ	59
4.33 ค่าพารามิเตอร์อาร์ของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟจากการทดลอง	60
4.34 ค่าพารามิเตอร์เอสของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟจากการทดลอง	62
4.35 ค่าพารามิเตอร์ทีของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟจากการทดลอง	63

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
3.1 การหาค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมแบบพีไอดี โดยวิธีของซิกเลอร์-นิโคล วิธีที่สอง	11
4.1 ค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมป้อนกลับสเตทเมื่อปรับน้ำหนักในการออกแบบ LQR	42
4.2 เปรียบเทียบพารามิเตอร์ของระบบที่ถูกรบกวนกับระบบปกติ	48
4.3 เงื่อนไขการปรับเปลี่ยนค่ามุมทางด้านแกนปีกงย	54
4.4 เงื่อนไขการปรับเปลี่ยนระบบในการจำลอง	54



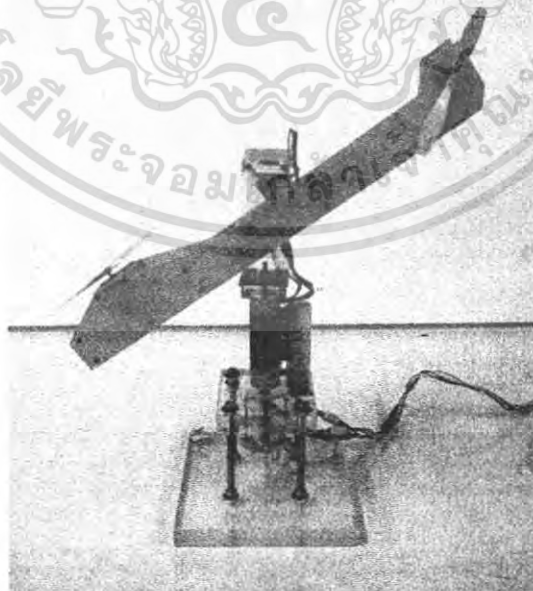
บทที่ 1

บทนำ

1.1 กล่าวนำ

การศึกษาในสาขาวิชาวิศวกรรมระบบควบคุมเป็นการศึกษาและประยุกต์ทฤษฎีต่างๆ เพื่อออกแบบและควบคุมระบบให้มีเสถียรภาพและมีสมรรถนะตามความต้องการหรือให้เป็นไปตามข้อกำหนด ดังนั้นเพื่อให้เป็นไปตามวัตถุประสงค์ที่ต้องการนี้จึงจำเป็นต้องมีการศึกษาการจำลองระบบควบคุมด้วยสมการทางคณิตศาสตร์ การออกแบบตัวควบคุมหรือตัวชดเชยแบบต่าง การศึกษาวงจรรีเลย์ทรอนิกส์และอิเล็กทรอนิกส์กำลัง รวมถึงศึกษาการเขียน โปรแกรมคอมพิวเตอร์ การศึกษาและการเลือกอุปกรณ์วัดและแปลงสัญญาณ ตลอดจนการบูรณาการเรื่องที่ศึกษาเหล่านี้ในการประยุกต์ใช้กับระบบควบคุมทางกายภาพจริงซึ่งนับเป็นสิ่งที่จำเป็นในการศึกษาในสาขาวิชานี้

ในโครงการนี้จะเลือกที่จะศึกษาระบบควบคุมเสถียรภาพของมอเตอร์จ่ายแรงบิดอิสระ 2 มิติ โดยออกแบบตัวควบคุมเพื่อควบคุมการเคลื่อนที่ทางด้านแกนสายและแกนปีกงาย โดยเลือกใช้ตัวควบคุมป้อนกลับอัตราโนมิติ ซึ่งมีหลายแบบ เช่น การควบคุมแบบพีไอดี (PID Control) การควบคุมแบบป้อนกลับสเตต (State Feedback) การควบคุมแบบอาร์เอสที (RST Control) และการควบคุมแบบอะแดปทีฟ (Adaptive Control) โดยมีเป้าหมายเพื่อควบคุมมุมด้านแกนสายและแกนปีกงายให้ไปยังตำแหน่งมุมที่ต้องการได้และรักษาค่าแห่งมุมนั้นไว้แม้ระบบจะถูกรบกวน



รูปที่ 1.1 เสถียรภาพมอเตอร์จ่ายแรงบิดอิสระ 2 มิติ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.2 วัตถุประสงค์ในการทำปฏิญานิพนธ์

1. ศึกษาและทดลองการใช้งานอุปกรณ์ต่างๆในระบบควบคุม
2. ศึกษาทฤษฎีและการประยุกต์ใช้งานการควบคุมแบบต่างๆ ได้แก่ การควบคุมแบบพีไอดี การควบคุมแบบป้อนกลับสเตท การควบคุมแบบอาร์เอสที และการควบคุมแบบอะแดปทีฟ ในระบบควบคุมจริง
3. ศึกษาโปรแกรมวิซวลเบสิก (Visual Basic) เพื่อประยุกต์ใช้ในระบบควบคุม

1.3 ขั้นตอนการศึกษาและการจัดทำโครงการงาน

การศึกษาระบบควบคุมเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ พบว่าเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ มีความไม่เป็นเชิงเส้นอยู่มาก ในโครงการนี้จึงออกแบบตัวควบคุมที่สามารถชดเชยความไม่เป็นเชิงเส้นลงได้ ในเบื้องต้นแบ่งการควบคุมเป็น 2 แกน คือ ด้านแกนปีกและด้านแกนลำ โดยทางด้านแกนปีกแยกออกแบบตัวควบคุมแบบพีไอดี แบบป้อนกลับสเตท แบบอาร์เอสที และแบบอะแดปทีฟ ทางด้านแกนลำออกแบบตัวควบคุมแบบพีไอดี และป้อนกลับสเตท นำตัวควบคุมที่ได้จากการออกแบบไปทดลองควบคุมการเคลื่อนที่ทั้งด้านแกนลำและแกนปีก เพื่อให้มีมุมอยู่ ณ จุดที่ต้องการ

ในโครงการนี้เลือกใช้โปรแกรมวิซวลเบสิก ซึ่งมีคาบการสุ่มประมาณ 0.1 วินาที ผลที่ได้คือ ความเร็วในการควบคุมมุมให้อยู่ ณ จุดที่ต้องการอยู่ในระดับที่ยอมรับได้ และสามารถใช้งานได้

1.4 รายละเอียดของปฏิญานิพนธ์

เนื้อหาที่จะกล่าวในปฏิญานิพนธ์ฉบับนี้ประกอบด้วย

บทที่ 1 บทนำ กล่าวถึงวัตถุประสงค์ ขั้นตอนการศึกษา และการจัดทำโครงการงาน พร้อมทั้งรายละเอียดของปฏิญานิพนธ์ของแต่ละบท

บทที่ 2 หลักการออกแบบ นำเสนอการประกอบ โครงสร้างของระบบ และการใช้อุปกรณ์วัดเชื่อมต่อกับอุปกรณ์ภายนอก

บทที่ 3 ทฤษฎีและความรู้ที่เกี่ยวข้อง กล่าวถึงหลักการและทฤษฎีที่เกี่ยวข้องในการพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบ การพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบแบบเวียนบังเกิด การออกแบบตัวควบคุมแบบพีไอดี การออกแบบตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตท การออกแบบตัวควบคุมแบบอาร์เอสที และการออกแบบตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟ

บทที่ 4 การทดลอง เป็นส่วนการทดสอบองค์ประกอบต่างๆ ในระบบ ตลอดจนการทดลองระบบควบคุมเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ ด้วยตัวควบคุมแบบต่างๆ

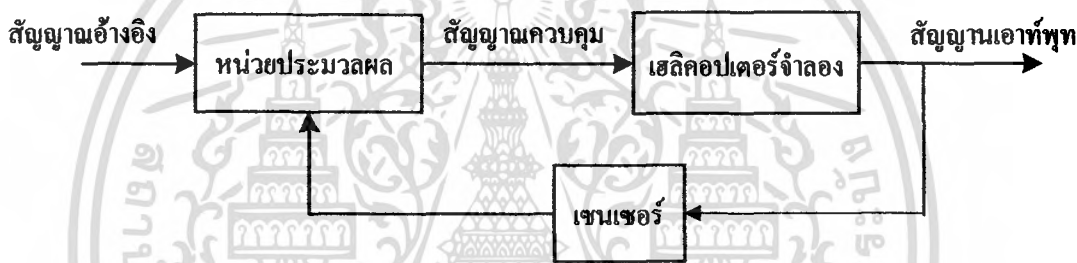
บทที่ 5 บทวิจารณ์และสรุป จะสรุปผลการดำเนินงาน ปัญหาที่เกิดขึ้น และแนวทางการปรับปรุงพัฒนาโครงการนี้ต่อไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

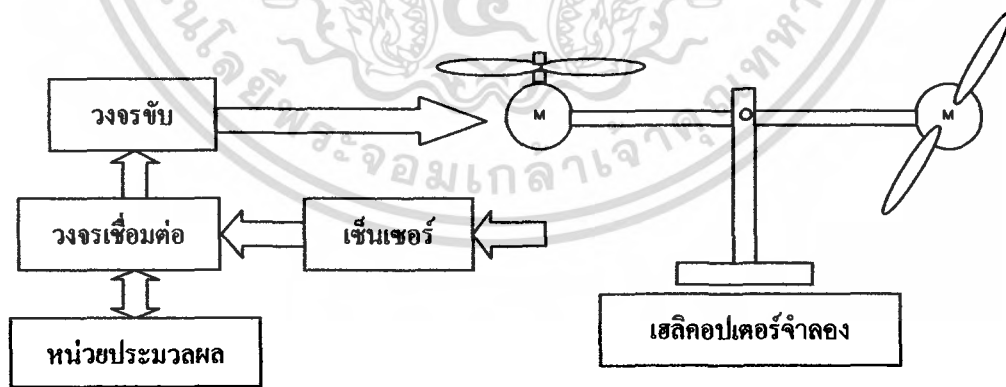
บทที่ 2

โครงสร้างระบบควบคุมเสถียรภาพเครื่องกำเนิด

การควบคุมเสถียรภาพเครื่องกำเนิดชนิดอิสระ 2 มิติ ให้เคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งมุมปีกแฉงและมุมต่ำที่กำหนดนั้นอาศัยการควบคุมมอเตอร์ในแต่ละแกน การควบคุมการเคลื่อนที่ดังกล่าว เกิดจากการทำงานร่วมกันของหน่วยประมวลผล วงจรเชื่อมต่อ ชุดขับเคลื่อน และเซ็นเซอร์ โดยเซ็นเซอร์จะทำการวัดสัญญาณป้อนกลับค่าตำแหน่งของมุม ไปยังคอมพิวเตอร์ผ่านวงจรเชื่อมต่อ และโปรแกรมคอมพิวเตอร์ทำหน้าที่คำนวณและสร้างสัญญาณควบคุมส่งไปยังชุดขับเคลื่อนเพื่อควบคุมให้เสถียรภาพเครื่องกำเนิดเคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งมุมที่ต้องการ ได้อย่างรวดเร็ว ไม่มีค่าพุงเกินและการแกว่ง และมีค่าผิดพลาดน้อยที่สุด การทำงานโดยรวมของระบบควบคุมแสดงได้ดังรูปที่ 2.1



(ก) บล็อก ไดอะแกรมของระบบควบคุมเสถียรภาพเครื่องกำเนิด



(ข) การทำงานของระบบควบคุมเสถียรภาพเครื่องกำเนิด

รูปที่ 2.1 บล็อก ไดอะแกรมและการทำงานของระบบควบคุมเสถียรภาพเครื่องกำเนิด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โครงสร้างระบบควบคุมเสถียรภาพเครื่องจักรที่ควบคุมการเคลื่อนที่ของแกนปิกเกย์และแกนสาย ประกอบด้วย

- 2.1 เสถียรภาพเครื่องจักร
- 2.2 หน่วยประมวลผล
- 2.3 วงจรเชื่อมต่อระหว่างคอมพิวเตอร์กับวงจรขับเคลื่อน
- 2.4 วงจรขับเคลื่อน
- 2.5 ชุดเซ็นเซอร์วัดมุมปิกเกย์และมุมสาย

2.1 เสถียรภาพเครื่องจักร

เสถียรภาพเครื่องจักรที่ออกแบบไว้ทำด้วยแผ่นปริ้นท์ความยาว 40 เซนติเมตร ปลายด้านหนึ่งยึดติดด้วยมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงติดใบพัดใบแนวแกนตั้ง ส่วนปลายอีกด้านหนึ่งยึดติดด้วยมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงติดใบพัดเช่นกันแต่ติดทางแนวแกนนอน และตัวโครงสร้างหลักทำด้วยแผ่นอะคริลิก มีความสูงโดยประมาณ 40 เซนติเมตรแสดงดังแสดงรูปที่ 2.2



รูปที่ 2.2 โครงสร้างเสถียรภาพเครื่องจักรชนิดอิสระ 2 มิติ

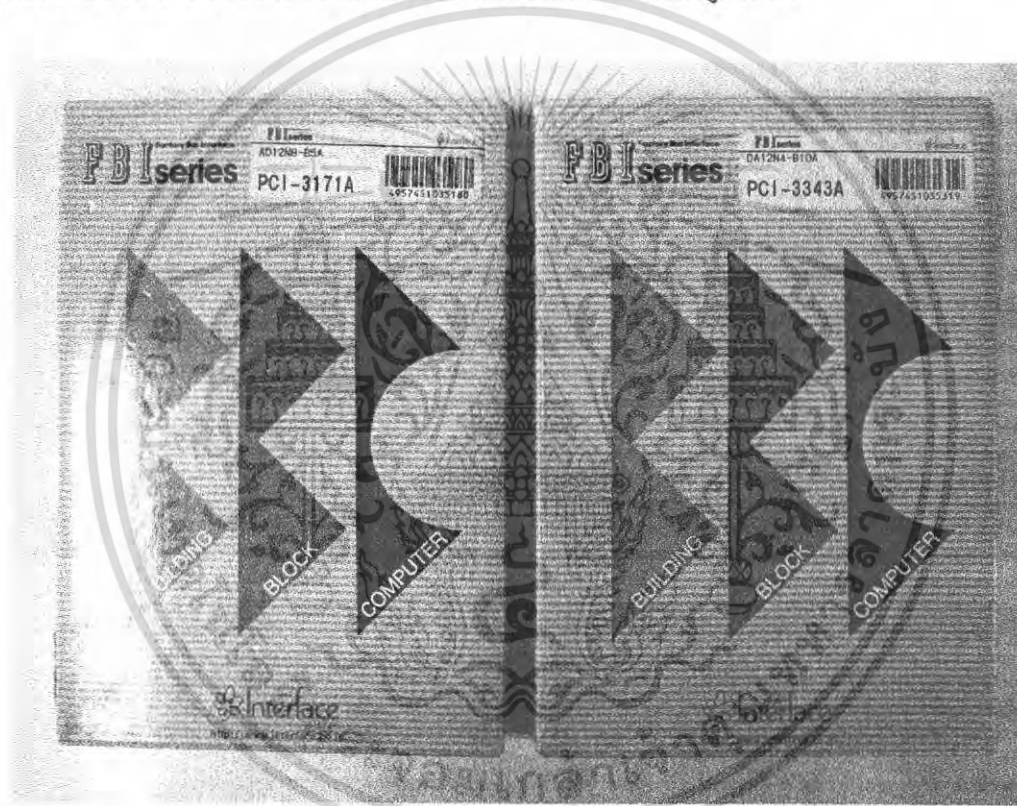
2.2 หน่วยประมวลผล

หน่วยประมวลผลประกอบด้วยคอมพิวเตอร์ส่วนบุคคล และ โปรแกรมควบคุมการเคลื่อนที่ของเสถียรภาพเครื่องจักร โดยคอมพิวเตอร์ที่เลือกใช้เป็นแบบที่เข้ากันได้กับของบริษัท IBM เนื่องจากเป็นคอมพิวเตอร์ส่วนบุคคลที่หาได้ง่ายและนิยมใช้กันอย่างแพร่หลายในปัจจุบัน ซึ่งคอมพิวเตอร์ส่วนบุคคลรุ่นนี้ใช้ระบบปฏิบัติการไมโครซอฟท์ วินโดวส์ มี (Microsoft Windows Me) และใช้โปรเซสเซอร์อินเทล เพนเทียม รุ่นที่ 3 (Intel Pentium (R) III Processor) โดยมีหน่วยความจำหลัก 256 เมกะไบต์ (256 MB of RAM) สำหรับโปรแกรมควบคุมการเคลื่อนที่ของเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เฮลิคอปเตอร์นั้น ใช้โปรแกรมไมโครซอฟต์วิซวลเบสิก รุ่นที่ 6.0 เขียนโปรแกรมด้วยภาษาวิซวลเบสิก เพื่อควบคุมการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์จำลองโดยอาศัยทฤษฎีระบบควบคุม

2.3 วงจรเชื่อมต่อระหว่างคอมพิวเตอร์กับวงจรขับมอเตอร์

วงจรที่ทำหน้าที่ช่วยให้คอมพิวเตอร์สามารถติดต่อส่งสัญญาณควบคุม ซึ่งมีขนาด $\pm 10V$ ไปยังวงจรขับมอเตอร์โดยผ่านวงจรเชื่อมต่อแปลงสัญญาณดิจิทัลเป็นสัญญาณอะนาล็อก (Digital to Analog, D/A) รหัส PCI-3171 ซึ่งมีขนาด 12 บิต และรับสัญญาณจากเซ็นเซอร์มุมปีกและมุมสายซึ่งมีขนาด 0-5V ผ่านวงจรเชื่อมต่อแปลงสัญญาณอะนาล็อกเป็นสัญญาณดิจิทัล (Analog to Digital, A/D) รหัส PCI-3343 ซึ่งมีขนาด 12 บิต เช่นกัน แสดงดังรูปที่ 2.3

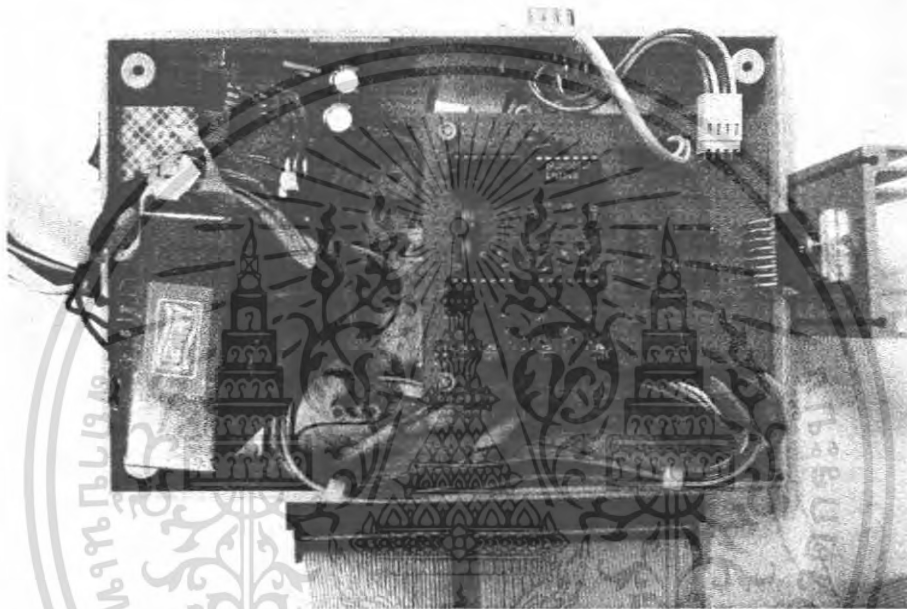


รูปที่ 2.3 วงจรเชื่อมต่อระหว่างคอมพิวเตอร์และวงจรขับมอเตอร์

2.4 วงจรขับมอเตอร์

สัญญาณควบคุมมาจากวงจรเชื่อมต่อกับคอมพิวเตอร์จะถูกส่งให้กับวงจรขับมอเตอร์เพื่อใช้ในการควบคุมความเร็วของใบพัดเพื่อทำให้เกิดแรง แรงแที่เกิดขึ้นจะทำให้เกิดการเคลื่อนที่ในด้านมุมปีกและมุมสาย การขับมอเตอร์อาศัยหลักการพัลส์วิทโมดูเลชัน (Pulse Width Modulation, PWM) วงจรประกอบด้วยส่วนของวงจรถ้าเนตสัญญาณสามเหลี่ยมเพื่อที่เป็นสัญญาณอ้างอิงในการปรับความกว้างของพัลส์ที่จ่ายให้กับมอเตอร์ในขณะที่สัญญาณควบคุมจากเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คอมพิวเตอรืที่ส่งผ่านวงจรเชื่อมต้อจะถูกนำมาเปรียบเทียบกับสัญญาณอ้างอิง ถ้าหากว่าสัญญาณจากคอมพิวเตอรืมีระดับสัญญาณที่สูงกว่าสัญญาณอ้างอิง ระดับสัญญาณเอาต์พุทที่ได้จากวงจรจะมีค่าตามสัญญาณควบคุมจากคอมพิวเตอรื และถ้าสัญญาณจากคอมพิวเตอรืมีระดับสัญญาณที่ต่ำกว่าสัญญาณอ้างอิง สัญญาณเอาต์พุทจากวงจรจะมีค่าเป็นศูนย์ สัญญาณเอาต์พุทจึงเป็นสัญญาณพัลส์ และเมื่อระดับสัญญาณจากคอมพิวเตอรืเปลี่ยนแปลงระดับ ก็จะทำให้สัญญาณพัลส์มีระดับและความถี่แตกต่างกันไป ซึ่งจะทำให้ความเร็วของมอเตอร์เปลี่ยนแปลง วงจรขับมอเตอร์จะใช้ไอซีเบอร์ L298 เพื่อไปขับมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง ดังแสดงในรูปที่ 2.4



รูปที่ 2.4 วงจรขับมอเตอร์

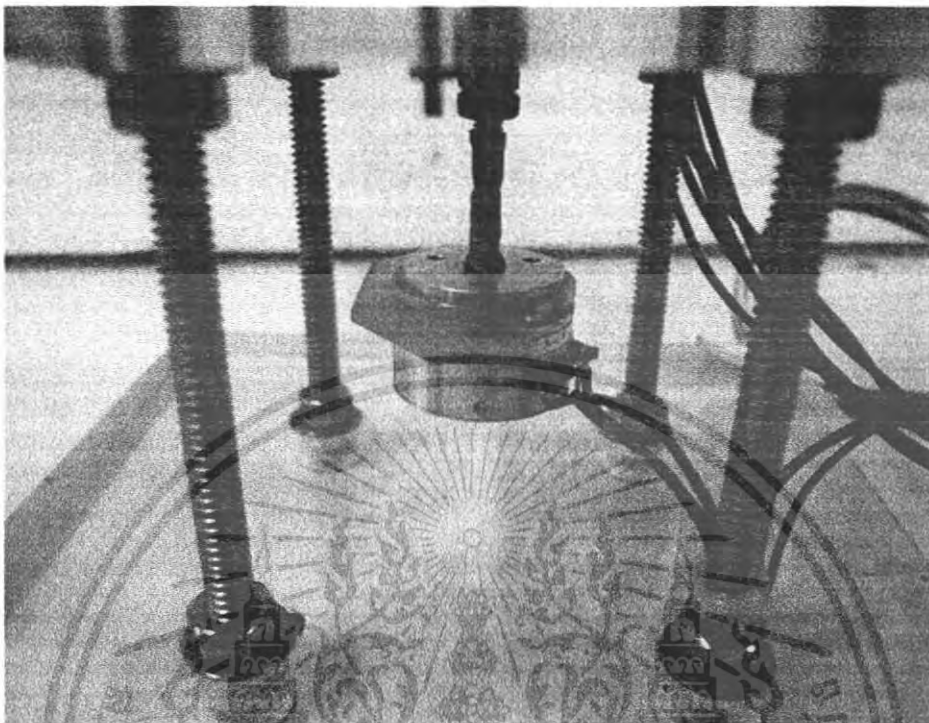
2.5 ชุดเซ็นเซอร์วัดมุมปีกเกยและมุมสาย

เซ็นเซอร์เป็นส่วนประกอบที่สำคัญในระบบควบคุมที่มีการป้อนกลับเพราะสัญญาณที่ป้อนกลับผ่านมาทางเซ็นเซอร์นั้นสามารถนำมาวิเคราะห์หาคุณสมบัติของระบบและสามารถบอกสถานะของระบบขณะนั้นได้ว่าเป็นอย่างไร ซึ่งจะนำมาคำนวณหาสัญญาณควบคุมที่จะส่งออกไปควบคุมระบบดังนั้นถ้าสัญญาณป้อนกลับที่ได้มีความถูกต้องมากและผลของสัญญาณรบกวนน้อย ก็จะได้ค่าสัญญาณควบคุมที่สามารถควบคุมระบบให้เกิดประสิทธิภาพได้สูงสุด

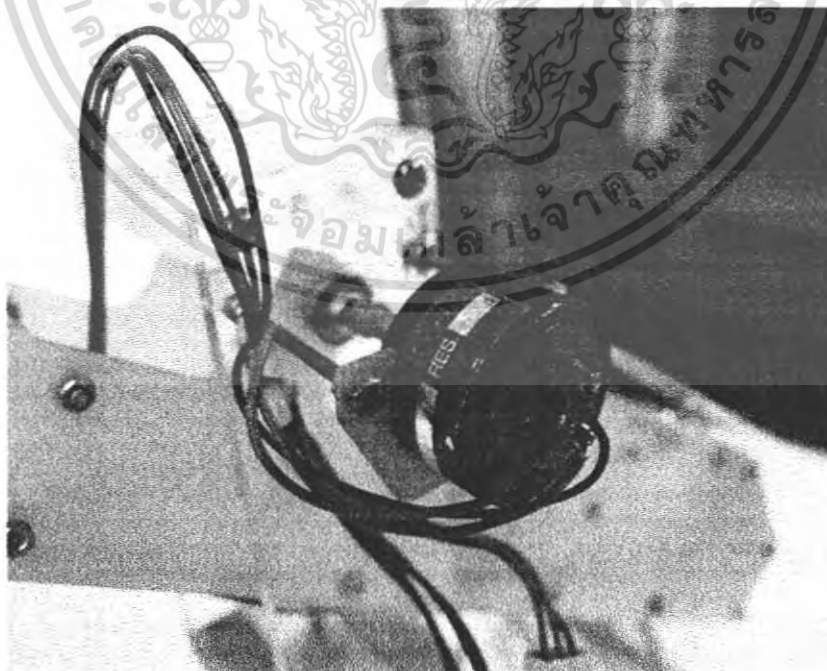
ในโครงงานนี้อาศัยโพเทนทิโอมิเตอร์เป็นเซ็นเซอร์วัดค่ามุมปีกเกยและมุมสาย โดยโพเทนทิโอมิเตอร์เป็นตัวต้านทานปรับค่าได้ชนิดหนึ่งที่มีแกนกลางหมุนได้ และจะหมุนไปตามแกนของเฮลิคอปเตอร์จำลอง ทำให้ค่าความต้านทานเปลี่ยนแปลงไปตามมุมของแกน ซึ่งส่งผลให้ค่า

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ระดับสัญญาณจากเซ็นเซอร์ที่จะส่งต่อให้คอมพิวเตอร์ผ่านวงจรเชื่อมต่อเปลี่ยนไปด้วย เซ็นเซอร์ทั้งสองได้ติดตั้งไว้ดังแสดงในรูปที่ 2.5 และ 2.6



รูปที่ 2.5 โปเทนติโอมิเตอร์ที่ใช้ขั้วคมมสาย



รูปที่ 2.6 โปเทนติโอมิเตอร์ที่ใช้ขั้วคมมปีกแฉก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไมออนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 3

ทฤษฎีและหลักการเบื้องต้น

ในบทนี้จะกล่าวถึงทฤษฎีและหลักการต่างๆ ที่เกี่ยวข้องกับโครงการซึ่งประกอบไปด้วย ทฤษฎีของการประมาณระบบ โดยวิธีพิชุนจ์เอกลักษณ์ระบบ การหาตัวควบคุมแบบพีไอดี การหาตัวควบคุมแบบป้อนกลับสแตท และการควบคุมแบบอะแดปทีฟ

3.1 การประมาณระบบโดยวิธีพิชุนจ์เอกลักษณ์ระบบ

ระบบเสถียรคอปเตอร์จำลองนั้นประกอบด้วยระบบทางไฟฟ้า ทางกล และทางด้านอากาศพลศาสตร์ รวมอยู่ในระบบเดียวกัน เป็นระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น มีความสัมพันธ์ของระบบที่ยุ่งยาก ทำให้หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เชิงวิเคราะห์โดยตรงได้ยาก และถ้าไม่สามารถหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบได้ ก็ไม่สามารถออกแบบระบบควบคุม โดยอาศัยหลักการวิเคราะห์ได้

อย่างไรก็ตาม ยังมีวิธีการประมาณแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่อาศัยความสัมพันธ์ระหว่างอินพุตและเอาต์พุตของระบบ โดยอาศัยวิธีพิชุนจ์เอกลักษณ์ระบบสำหรับเวลา discrete

เมื่อป้อนอินพุต $u(k)$ ที่ทราบค่าที่เวลา $k = 0$ ถึง $N+n-1$ และวัดค่าเอาต์พุต $y(k)$ ที่เวลา $k = 0$ ถึง $N+n-1$ โดยสมมติว่าระบบสามารถอธิบายด้วยสมการผลต่าง (Difference Equation) อันดับ n ได้ดังนี้

$$y(k) + a_1 y(k-1) + \dots + a_n y(k-n) = b_1 u(k-1) + \dots + b_n u(k-n) \quad (3.1)$$

สิ่งที่ต้องการหาคือพารามิเตอร์ a_1, a_2, \dots, a_n และ b_1, b_2, \dots, b_n ของระบบ จากสมการที่ (3.1) พิจารณา ณ ค่า $k = 0, 1, \dots, N+n-1$ จะได้

$$\begin{bmatrix} y(0) + a_1 y(-1) + \dots + a_n y(-n) = b_1 u(-1) + \dots + b_n u(-n) \\ y(1) + a_1 y(0) + \dots + a_n y(-n+1) = b_1 u(0) + \dots + b_n u(-n+1) \\ \vdots \\ y(n-1) + a_1 y(n-2) + \dots + a_n y(-1) = b_1 u(n-2) + \dots + b_n u(-1) \end{bmatrix} \quad (3.2a)$$

$$\begin{bmatrix} y(n) + a_1 y(n-1) + \dots + a_n y(0) = b_1 u(n-1) + \dots + b_n u(0) \\ \vdots \\ y(n+N-1) + a_1 y(n+N-2) + \dots + a_n y(N-1) = b_1 u(n+N-2) + \dots + b_n u(N-1) \end{bmatrix} \quad (3.2b)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หากกำหนดให้

$$\theta^T = [a_1 \ a_2 \ \dots \ a_n \ b_1 \ b_2 \ \dots \ b_n] \quad (3.3)$$

$$y^T = [y(n) \ y(n+1) \ \dots \ y(n+N-1)] \quad (3.4)$$

$$\begin{aligned} \phi &= \begin{bmatrix} \phi^T(0) \\ \phi^T(1) \\ \vdots \\ \phi^T(n+N-1) \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} -y(n-1) & \dots & -y(0) & | & u(n-1) & \dots & u(0) \\ -y(n) & \dots & -y(1) & | & u(n) & \dots & u(1) \\ \vdots & & \vdots & & \vdots & & \vdots \\ -y(n+N-2) & \dots & -y(N-1) & | & u(n+N-2) & \dots & u(N-1) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.5)$$

สมการที่ (3.2b) จะสามารถเขียนอยู่ในรูปเมตริกซ์ จะได้

$$y = \phi\theta \quad (3.6)$$

แต่เนื่องจากการทดลองจริงจะมีผลของค่าความผิดพลาดเกิดขึ้น โดยสมมติว่าสมการที่ (3.6) เปลี่ยนไปเป็น

$$y = \phi\theta + e \quad (3.7)$$

เมื่อ e คือ เวกเตอร์ค่าผิดพลาด (Error Vector)

$$e^T = [e(n) \ e(n+1) \ \dots \ e(n+N-1)] \quad (3.8)$$

การทำให้เวกเตอร์ค่าผิดพลาดมีค่าน้อยที่สุดในที่นี้จะใช้วิธีกำลังสองน้อยที่สุด (Least-Squares Method) โดยพิจารณา ดัชนีสมรรถนะ (Performance Index) เป็น

$$J = e^T e = \sum_{k=1}^N e^2(k) = (y - \phi\theta)^T (y - \phi\theta) \quad (3.9)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จะได้

$$\frac{\partial J}{\partial \theta} = -2\phi^T (y - \phi\theta) \quad (3.10)$$

ซึ่งค่านีสมรรถนะจะมีค่าน้อยที่สุดเมื่อ $\frac{\partial J}{\partial \theta} = 0$ และสามารถแก้หาเวกเตอร์พารามิเตอร์ θ ในสมการที่ (3.3) ได้โดย

$$\phi^T \phi \theta = \phi^T y \quad (3.11)$$

$$\therefore \theta = (\phi^T \phi)^{-1} \phi^T y = \phi^* y \quad (3.12)$$

ดังนั้น เมื่อนำค่าพารามิเตอร์ที่หาได้ตามสมการที่ (3.12) ไปแทนในสมการที่ (3.1) ก็จะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ต้องการ

3.2 ตัวควบคุมแบบพีไอดี

ตัวควบคุมแบบพีไอดี ประกอบด้วยการควบคุมสำคัญ 3 แบบ ได้แก่ พีหรือการควบคุมแบบสัดส่วน (P: Proportional Control) ไอหรือการควบคุมแบบอินทิกรัล (I: Integral Control) ดีหรือการควบคุมแบบอนุพันธ์ (D: Derivative Control) ซึ่งเป็นการนำข้อดีของการควบคุมทั้งสามมารวมกัน โดยฟังก์ชันถ่ายโอนของตัวควบคุมแบบพีไอดี เป็น

$$G_c(s) = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) \quad (3.13)$$

โดย K_p คือ ค่าอัตราขยายแบบสัดส่วน (Proportional Gain)

T_i คือ ค่าเวลาอินทิกรัล (Integral Time)

T_d คือ ค่าเวลาอนุพันธ์ (Derivative Time)

โดยการปรับแต่งค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมแบบพีไอดี ในโครงงานนี้นั้น จะใช้วิธีของซิกเลอร์-นิโคล (Ziegler-Nichols Tuning Rules) วิธีที่สอง โดยการต่อระบบวงปิดซึ่งอาศัยตัวควบคุมแบบพี แล้วปรับค่าอัตราขยาย K_p จนกระทั่งผลตอบสนองต่อสัญญาณขั้นบันไดเกิดการแกว่งอย่างคงที่ ณ จุดนี้ระบบควบคุมเกิดเสถียรวิกฤต (Marginally Stable) จากนั้นบันทึกค่าอัตราขยายที่ได้นี้เป็นค่าอัตราขยายวิกฤต K_{cr} (Critical Gain) และสังเกตคาบการแกว่งวิกฤต P_{cr}

(Critical Period) ของผลตอบสนอง นำค่าทั้งสองไปแทนลงในตารางที่ 3.1 เพื่อหาพารามิเตอร์ของตัวควบคุม

ชนิดของตัวควบคุม	K_p	T_i	T_d
พี	$0.5K_{cr}$	∞	0
พีไอ	$0.45K_{cr}$	$\frac{1}{1.2}P_{cr}$	0
พีไอดี	$0.6K_{cr}$	$0.5P_{cr}$	$0.125P_{cr}$

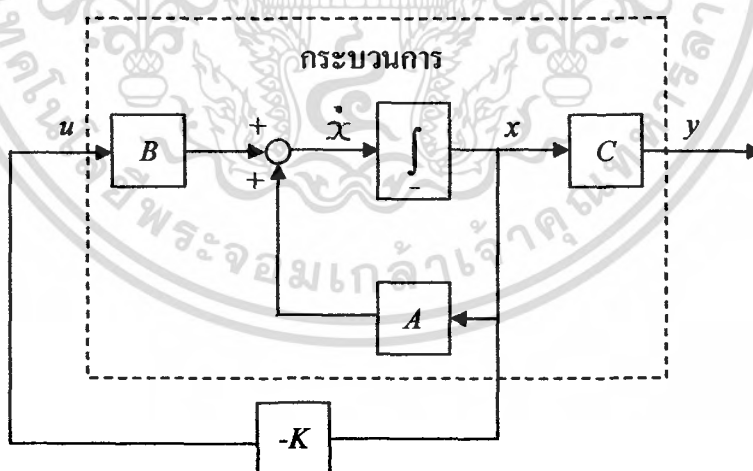
ตารางที่ 3.1 การหาค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมแบบพีไอดี โดยวิธีของซิกเลอร์-นิโคล วิธีที่สอง

3.3 ตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตทและตัวสังเกตสเตท

ตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตทและตัวสังเกตสเตทเป็นการควบคุมที่นิยมใช้กันอยู่แพร่หลายอีกประเภทหนึ่ง ซึ่งสามารถใช้ได้กับระบบควบคุมเวลาต่อเนื่องและระบบควบคุมเวลาดีสครีต ซึ่งจะอธิบายดังต่อไปนี้

3.3.1 ตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตทเวลาต่อเนื่อง

โครงสร้างของระบบป้อนกลับสเตทเวลาต่อเนื่อง แสดงได้ดังบล็อกไดอะแกรมในรูปที่ 3.1



รูปที่ 3.1 บล็อกไดอะแกรมของระบบป้อนกลับสเตท

ประกอบด้วยกระบวนการซึ่งนำเสนอด้วยแบบจำลองสเตทเวลาต่อเนื่อง (Continuous-time State Space Model) ดังสมการที่ (3.14) และ (3.15)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (3.14)$$

$$y = Cx \quad (3.15)$$

เมื่อ $x = [x_1 \ x_2 \ \dots \ x_n]^T$ คือ ตัวแปรสถานะของระบบ และตัวควบคุมการป้อนกลับสแตตซึ่งมีกฎการควบคุมดังอธิบายได้โดยสมการที่ (3.16)

$$u = -Kx = -\begin{bmatrix} k_1 & k_2 & \dots & k_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_n \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

เมื่อ $K = [k_1 \ k_2 \ \dots \ k_n]$ คือ เมตริกซ์อัตราขยายป้อนกลับสแตต (State Feedback Gain Matrix) ดังนั้นจะได้ระบบวงปิดดังสมการที่ (3.17)

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + B(-Kx) \\ &= (A - BK)x \end{aligned} \quad (3.17)$$

ซึ่งมีสมการคุณลักษณะของระบบวงปิดเป็น

$$\det(sI - (A - BK)) = 0 \quad (3.18)$$

การออกแบบเมตริกซ์อัตราขยายป้อนกลับสแตต K อาจออกแบบโดยวิธีการวางโพล โดยหากกำหนดให้โพลวงปิดที่ต้องการอยู่ที่ s_1, s_2, \dots, s_n จะได้สมการคุณลักษณะของระบบที่ต้องการออกแบบคือ

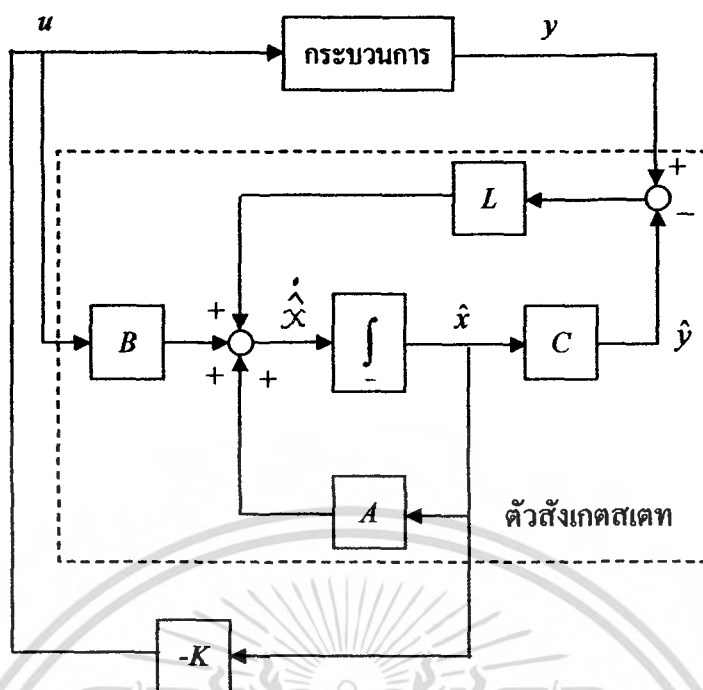
$$\alpha_c(s) = (s - s_1)(s - s_2)\dots(s - s_n) \quad (3.19)$$

ซึ่งสามารถหาแก้หาค่า K ได้จากความสัมพันธ์ของสมการที่ (3.18) และ (3.19)

3.3.2 ตัวสังเกตสถานะเวลาต่อเนื่อง

เนื่องจากการออกแบบระบบจริงนั้นตัวแปรสถานะ x ไม่สามารถวัดค่าเพื่อนำมาป้อนกลับได้จึงต้องใช้วิธีการออกแบบตัวสังเกตสถานะ (State Observer หรือ State Estimator) เพิ่มขึ้นมาในระบบป้อนกลับสแตต แสดงได้ดังบล็อกไดอะแกรมในรูปที่ 3.2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.2 บล็อกไดอะแกรมของระบบวงปิดแบบตัวสังเกตสถานะ

ซึ่งตัวสังเกตสถานะเวลาต่อเนื่องสามารถอธิบายด้วยสมการที่ (3.20) และ (3.21)

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + L(y - \hat{y}) \quad (3.20)$$

$$\hat{y} = C\hat{x} \quad (3.21)$$

เมื่อ $L = [l_1 \ l_1 \ \dots \ l_n]^T$ คือ เมตริกซ์อัตราขยายตัวสังเกตสถานะ (State Observer Gain Matrix) นิยามค่าผิดพลาดตัวสังเกต (Error in Estimator) \tilde{x} โดย

$$\tilde{x} = x - \hat{x} \quad (3.22)$$

จากสมการที่ (3.14), (3.20) และ (3.22) จะได้สมการสถานะของค่าผิดพลาดสังเกต ดังสมการที่(3.23)

$$\dot{\tilde{x}} = (A - LC)\tilde{x} \quad (3.23)$$

โดยการออกแบบ ต้องการให้ค่า \hat{x} ที่ประมาณนั้นลู่เข้าสู่ค่า x ของระบบจริงได้อย่างรวดเร็ว นั่นคือ \tilde{x} ลู่เข้าสู่ศูนย์ได้อย่างรวดเร็ว ซึ่งสามารถทำได้โดยการปรับค่าเมตริกซ์อัตราขยายตัวสังเกต เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นอนุญาตให้นำไปเผยแพร่บนสื่อออนไลน์ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สเตต L ให้สมการสเตตของค่าผิดพลาดสังเกตในสมการที่ (3.23) มีเสถียรภาพและสมรรถนะตามต้องการ ซึ่งสามารถใช้วิธีการวางโพลได้เช่นกัน จากสมการที่ (3.23) สมการคุณลักษณะของสมการสเตตของค่าผิดพลาดเป็น

$$\det(sI - (A - LC)) = 0 \quad (3.24)$$

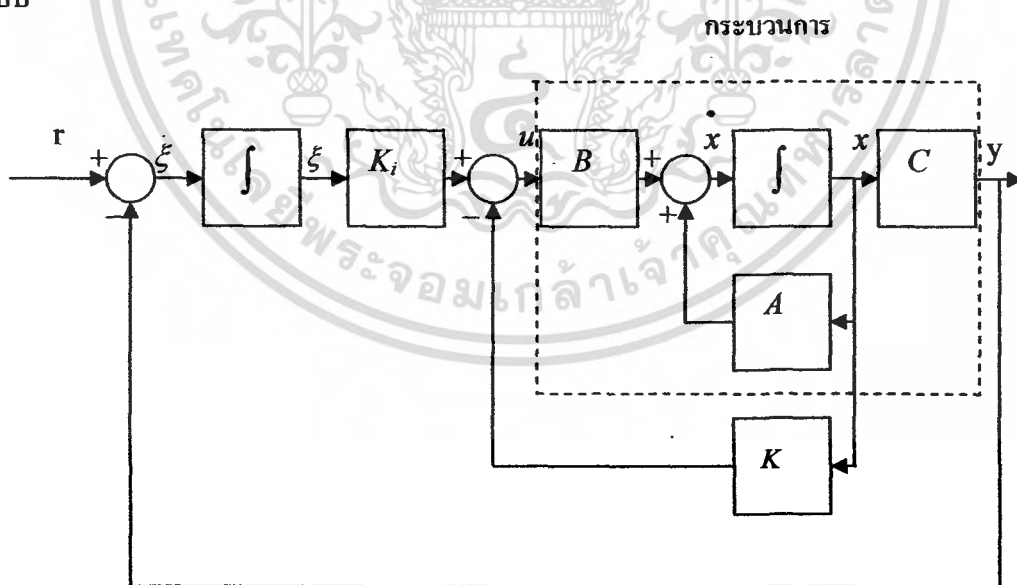
หากกำหนดให้ s_1, s_2, \dots, s_n คือโพลของตัวสังเกตสเตต ซึ่งเลือกตามข้อกำหนดเสถียรภาพและสมรรถนะที่ต้องการ จะได้สมการคุณลักษณะของตัวสังเกตสเตตที่ต้องการออกแบบเป็น

$$\alpha_e(s) = (s - s_1)(s - s_2) \dots (s - s_n) \quad (3.25)$$

ดังนั้นสามารถหาค่า L ได้จากความสัมพันธ์ของสมการที่ (3.24) และ (3.25)

3.3.3 ระบบเซอร์โวป้อนกลับสเตตเวลาต่อเนื่อง

เนื่องจากการออกแบบระบบป้อนกลับสเตตที่ได้กล่าวมาข้างต้นนั้น ไม่ได้พิจารณาถึงค่าอ้างอิงภายนอกซึ่งในทางปฏิบัติระบบที่ออกแบบจริง ๆ นั้นต้องการค่าอ้างอิงจากภายนอก ดังนั้นจึงต้องออกแบบระบบให้เป็นระบบเซอร์โว (Servo System) เพื่อรองรับค่าอ้างอิงที่จะป้อนเข้ามาในระบบ



รูปที่ 3.3 บล็อกไดอะแกรมของระบบเซอร์โวป้อนกลับสเตต

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 3.3 สามารถอธิบายความสัมพันธ์ด้วยสมการดังต่อไปนี้

$$u = -Kx + K_r \xi \quad (3.26)$$

$$\xi = r - y = r - Cx \quad (3.27)$$

เมื่อ K , คือ อัตราขยายแบบอินทิกรัล

$$\begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{\xi}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(t) \\ \xi(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} u(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} r(t) \quad (3.28)$$

$$\begin{bmatrix} x(\infty) \\ \xi(\infty) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(\infty) \\ \xi(\infty) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} u(\infty) + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} r(\infty) \quad (3.29)$$

โดยให้ $r(t)$ เป็นสัญญาณอินพุตแบบสัญญาณขั้นบันได (Step Signal) ดังนั้นจะได้ $r(0) = r(\infty) = r$ นำสมการที่ (3.28) – (3.29) และกำหนดให้

$$x(t) - x(\infty) = x_e(t) \quad (3.30)$$

$$\xi(t) - \xi(\infty) = \xi_e(t) \quad (3.31)$$

$$u(t) - u(\infty) = u_e(t) \quad (3.32)$$

จะได้

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_e(t) \\ \dot{\xi}_e(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_e(t) \\ \xi_e(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} u_e(t) \quad (3.33)$$

เมื่อ

$$u_e(t) = -Kx_e(t) + K_r \xi_e(t) \quad (3.34)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ถ้ากำหนดให้

$$e(t) = \begin{bmatrix} x_e(t) \\ \xi_e(t) \end{bmatrix} \quad (3.35)$$

ดังนั้น จากสมการที่ (3.33) จะได้

$$\dot{e} = \hat{A}e + \hat{B}u_e \quad (3.36)$$

โดยที่

$$\hat{A} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix} \quad (3.37)$$

$$\hat{B} = \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.38)$$

$$u_e(t) = -\hat{K}e \quad (3.39)$$

จะได้

$$\hat{K} = [K; K_i] \quad (3.40)$$

$$\dot{e} = (\hat{A} - \hat{B}\hat{K})e \quad (3.41)$$

ดังนั้น จากสมการที่ (3.41) จะได้สมการคุณลักษณะของค่าความผิดพลาดดังนี้

$$\det(sI - (\hat{A} - \hat{B}\hat{K})) = 0 \quad (3.42)$$

3.3.4 ระบบเซอร์โวป้อนกลับสเตทพร้อมด้วยตัวสังเกตสเตทเวลาติดครีต

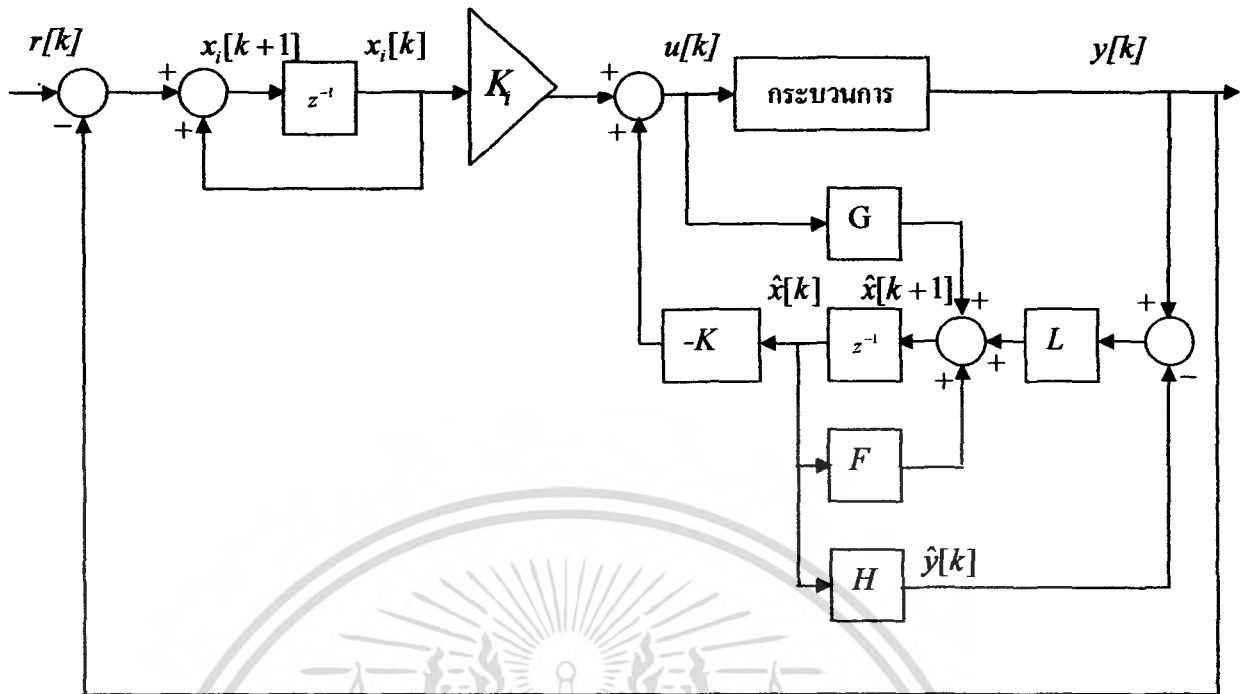
การออกแบบข้างต้นที่ได้กล่าวมานั้นเป็นการออกแบบระบบเซอร์โวบนโดเมนเวลาต่อเนื่อง แต่การจะออกแบบจำลองของระบบเพื่อไปใช้งานจริงนั้นต้องออกแบบให้อยู่บนโดเมนเวลาติดครีต

จากรูปที่ 3.4 พิจารณาระบบบนโดเมนเวลาติดครีตได้ดังนี้

$$x[k+1] = Fx[k] + Gu[k] \quad (3.43)$$

$$y[k] = Hx[k] \quad (3.44)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.4 บล็อกไดอะแกรมของระบบเซอร์โวป้อนกลับสเตทและตัวสังเกตสเตทเวลา discrete

จากรูปที่ 3.4 ระบบที่มีเซอร์โวบนเวลา discrete ซึ่งได้อธิบายมาแล้วในส่วนของเวลา ต่อเนื่องจะสามารถหาสมการคุณลักษณะของระบบในช่วงเวลา discrete ได้เป็น

$$\det(ZI - (\hat{F} - \hat{G}\hat{K})) = 0 \quad (3.45)$$

เมื่อ

$$\hat{F} = \begin{bmatrix} F & 0 \\ -H & 1 \end{bmatrix} \quad (3.46)$$

$$\hat{G} = \begin{bmatrix} G \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.47)$$

$$\hat{K} = [K : K_f] \quad (3.48)$$

การออกแบบระบบป้อนกลับสเตทสำหรับระบบที่เป็นเวลา discrete สามารถออกแบบโดยวิธีการวางโพลในทำนองเดียวกับกรณีระบบเวลาต่อเนื่อง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

นอกจากการออกแบบระบบป้อนกลับสเตทโดยวิธีการวางโพลแล้ว ยังสามารถออกแบบโดยวิธี LQR ซึ่งในที่นี้จะกล่าวถึงกรณีเวลาอิสระเท่านั้น

$$x[k+1] = Fx[k] + Gu[k] \quad (3.49)$$

โดยค่าการป้อนกลับสเตท

$$u[k] = -Kx[k] \quad (3.50)$$

เมื่อ

$$x[k] = \begin{bmatrix} x_1[k] \\ x_2[k] \\ \vdots \\ x_i[k] \end{bmatrix} \quad (3.51)$$

ในการออกแบบระบบป้อนกลับสเตท สามารถหาค่า เมตริกซ์อัตราขยายป้อนกลับแบบสเตทที่เหมาะสมได้จากการพิจารณาคณิตศาสตร์สมรรถนะควอดราติกซ์ (Quadratic Cost Function) ดังนี้

$$J = \sum_{n=1}^{\infty} (x[k]^T Qx[k] + u[k]^T Ru[k] + 2x[k]^T Nu[k]) \quad (3.52)$$

จะได้ว่าค่าเกน K ที่ทำให้ J มีค่าน้อยที่สุดสามารถหาได้จาก

$$K = (G^T S G + R)^{-1} (G^T S F + N^T) \quad (3.53)$$

เมื่อ S คือคำตอบของสมการริคคาติ (Riccati Equation)

$$F^T S F - S - (F^T S G + N)(G^T S G + R)^{-1} (G^T S F + N^T) + Q = 0 \quad (3.54)$$

โดยมีเงื่อนไขดังนี้

F, G ต้องเป็นเมตริกซ์ที่ทำให้ระบบเสถียร

$R > 0$ และ $Q - NR^{-1}N^T \geq 0$

$Q - NR^{-1}N^T, F - GR^{-1}N^T$ ต้องเป็นควาสังเกตค่าได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.4 การควบคุมแบบอะแดปทีฟ

การควบคุมแบบอะแดปทีฟ (Adaptive Control) เป็นวิธีการควบคุมกระบวนการอุตสาหกรรมที่ต้องใช้การคำนวณค่อนข้างยุ่งยากและจำเป็นต้องมีความรู้พื้นฐานเกี่ยวกับการใช้เครื่องคอมพิวเตอร์ในระบบควบคุม

การควบคุมแบบอะแดปทีฟ สามารถเปลี่ยนแปลงคุณลักษณะของระบบควบคุมตามคุณสมบัติของกระบวนการที่เปลี่ยนแปลงตลอดเวลา สาเหตุของการใช้การควบคุมแบบอะแดปทีฟคือ

1. กระบวนการส่วนใหญ่มักมีคุณสมบัติไม่เชิงเส้นและการควบคุมกระบวนการมักใช้การประมาณความสัมพันธ์เชิงเส้นรอบจุดปฏิบัติงานจุดใดจุดหนึ่งของกระบวนการ แต่เนื่องจากจุดปฏิบัติงานต้องเปลี่ยนแปลงตลอดเวลาจึงทำให้ระบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ใช้ในการควบคุมแบบอื่นไม่ถูกต้องตลอดเวลา แต่สำหรับการควบคุมแบบอะแดปทีฟ คุณสมบัติของระบบควบคุมจะสามารถเปลี่ยนแปลงตามคุณสมบัติของกระบวนการเองตลอดเวลา จึงทำให้ได้ผลการควบคุมที่ดีกว่าการควบคุมแบบอื่น

2. คุณสมบัติของกระบวนการไม่แน่นอน และเปลี่ยนแปลงตลอดเวลา การควบคุมแบบอะแดปทีฟสามารถเปลี่ยนแปลงการควบคุมตามคุณสมบัติของกระบวนการเองตลอดเวลา จึงดีกว่าการใช้ระบบควบคุมแบบอื่น

สำหรับการควบคุมแบบอะแดปทีฟบนเวลาไม่ต่อเนื่อง เหมาะสมกับระบบควบคุมที่ไม่ทราบแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของกระบวนการ และอุปกรณ์อื่น ๆ ในระบบควบคุมทั้งหมด โดยระบบควบคุมแบบอะแดปทีฟจะตรวจสอบคุณสมบัติของกระบวนการและแก้ไขคุณสมบัติของตัวควบคุมตามการเปลี่ยนแปลงของกระบวนการเพื่อให้การควบคุมได้ผลดีที่สุด การควบคุมแบบอะแดปทีฟมีเทคนิคพื้นฐานที่สำคัญ 2 ประการ คือ การควบคุมแบบอะแดปทีฟชนิดอ้างอิงแบบจำลอง หรือ เอ็มอาร์เอซี (Model Reference Adaptive Control, MRAC) และ การออกแบบตัวควบคุมแบบอาร์เอสที (Self-tuning Regulators, RST)

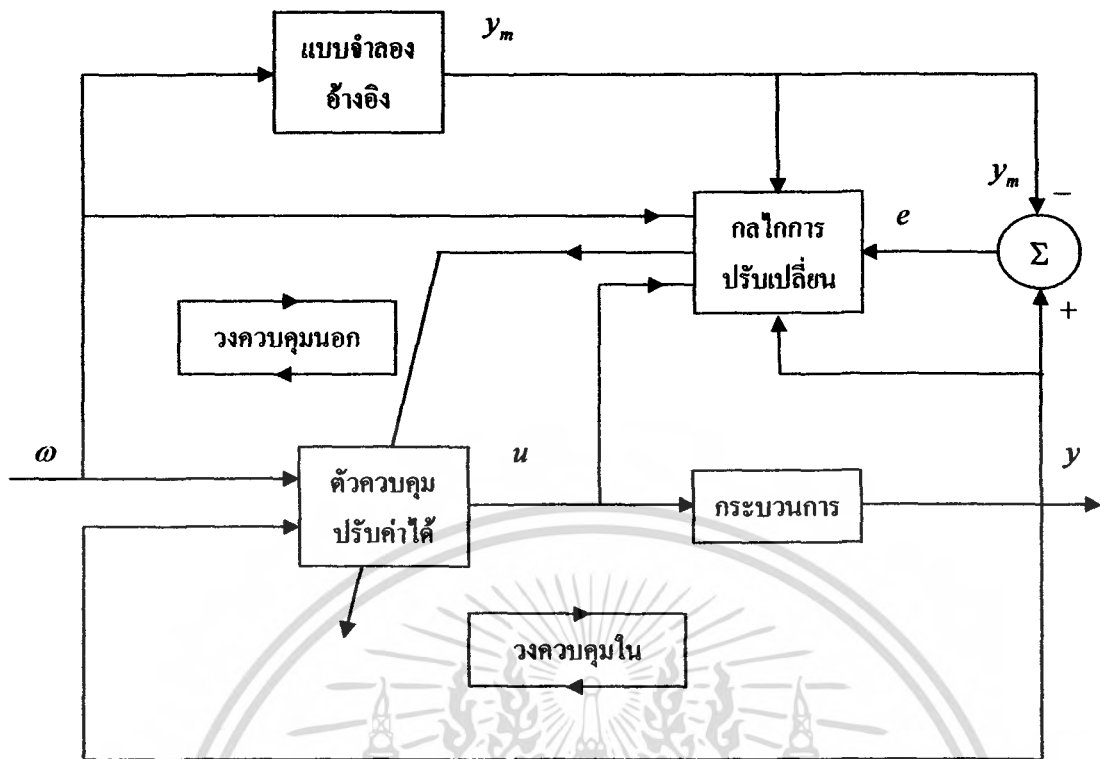
ในการควบคุมแบบเอ็มอาร์เอซี แบบจำลองที่อ้างอิงนั้นถูกนำมาใช้อย่างเห็นได้ชัดในระบบควบคุม และกำหนดรูปแบบที่ต้องการ จากนั้น สมควรอย่างยิ่งที่จะออนไลน์การปรับเปลี่ยนรูปแบบกลไกของระบบซึ่งจะถูกออกแบบให้ปรับเปลี่ยนค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมในแต่ละขั้นตอน ดังนั้นแล้ว เอาท์พุทจริงของระบบกับเอาท์พุทของแบบจำลองอ้างอิงจะเข้าสู่ค่าเดียวกัน และในเวลาเดียวกัน จะช่วยทำให้ระบบวงป้อนนั้นมีเสถียรภาพด้วย ส่วนการควบคุมแบบอาร์เอสทีและการเปลี่ยนแปลงกระบวนการจะถูกแยกออกจากกัน ค่าพารามิเตอร์ต่างๆ ในตัวสังเกตการณ์ระบบควบคุมจะทำให้เกิดผลลัพธ์ที่หลากหลายของการควบคุมแบบอาร์เอสที ขอบเขตของโครงสร้างของแบบจำลองภายใต้กฎเกณฑ์ของทั้งสองแบบจะอธิบายต่อไปนี้

ในการควบคุมแบบเอ็อมอาร์เอซี สามารถทำได้ทั้งโดยตรงหรือโดยอ้อม ข้อแตกต่างของทั้ง 2 แบบนี้คือ ในการควบคุมแบบเอ็อมอาร์เอซีโดยตรง ค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมจะถูกปรับแต่งไปตามการเปลี่ยนแปลงรูปแบบกลไกของระบบโดยตรง ในขณะที่การควบคุมแบบเอ็อมอาร์เอซีโดยอ้อมนั้น การปรับแต่งค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมจะประกอบไปด้วย 2 ขั้นตอน ในขั้นตอนแรกกฎการควบคุมจะถูกแทนด้วยค่าพารามิเตอร์ ดังนั้นค่าพารามิเตอร์ของกระบวนการจะปรากฏอย่างเห็นได้ชัดในกฎการควบคุม ความสัมพันธ์ระหว่างค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมและค่าพารามิเตอร์ของกระบวนการที่ถูกกำหนดขึ้นจะถูกปรับโดยการเปลี่ยนแปลงกลไกภายในระบบ ในขั้นตอนที่ 2 ค่าพารามิเตอร์ของกระบวนการจะถูกคำนวณโดยตัวสังเกตค่าพารามิเตอร์ของกระบวนการ

การควบคุมแบบอาร์เอสทีสามารถหาได้ทั้งในแบบเอ็อกพลีซีทีหรืออิมพลีซีที ในการควบคุมแบบอาร์เอสทีชนิดเอ็อกพลีซีที ตัวสังเกตค่าพารามิเตอร์ในแบบจำลองจะปรากฏขึ้นอย่างเห็นได้ชัด แบบจำลองกระบวนการชนิดเอ็อกพลีซีทีคือแบบจำลองกระบวนการจริง ส่วนในการควบคุมแบบอาร์เอสทีชนิดอิมพลีซีที ค่าพารามิเตอร์ของแบบจำลองจะถูกประมาณค่า แบบจำลองชนิดอิมพลีซีทีคือค่าพารามิเตอร์ค่าใหม่ของแบบจำลองชนิดเอ็อกพลีซีที ค่าพารามิเตอร์ของแบบจำลองชนิดอิมพลีซีทีและค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมจะเหมือนกัน เพื่อให้เป็นที่เข้าใจยิ่งขึ้น ดังนั้นจึงอธิบายความสัมพันธ์ระหว่างระบบการควบคุมแบบเอ็อมอาร์เอซีและการควบคุมแบบอาร์เอสที โดยการควบคุมแบบอาร์เอสทีชนิดเอ็อกพลีซีทีมีความสอดคล้องกับการควบคุมแบบเอ็อมอาร์เอซีโดยอ้อม ในขณะที่การควบคุมแบบอาร์เอสทีชนิดอิมพลีซีทีมีความสอดคล้องกับการควบคุมแบบเอ็อมอาร์เอซีโดยตรง ซึ่งการออกแบบตัวควบคุมแบบปรับค่าเองได้นี้อยู่บนพื้นฐานของการควบคุมแบบมินิมัม แวเรียนซ์ และการควบคุมโดยการวางตำแหน่งโพล ซึ่งในปริภูมิอนุพันธ์เล่มนี้ใช้วิธีการออกแบบตัวควบคุมแบบอาร์เอสทีชนิดเอ็อกพลีซีทีโดยการวางตำแหน่งโพลซึ่งจะกล่าวในหัวข้อต่อไป

3.4.1 การควบคุมแบบอะแดปทีฟชนิดอ้างอิงแบบจำลอง

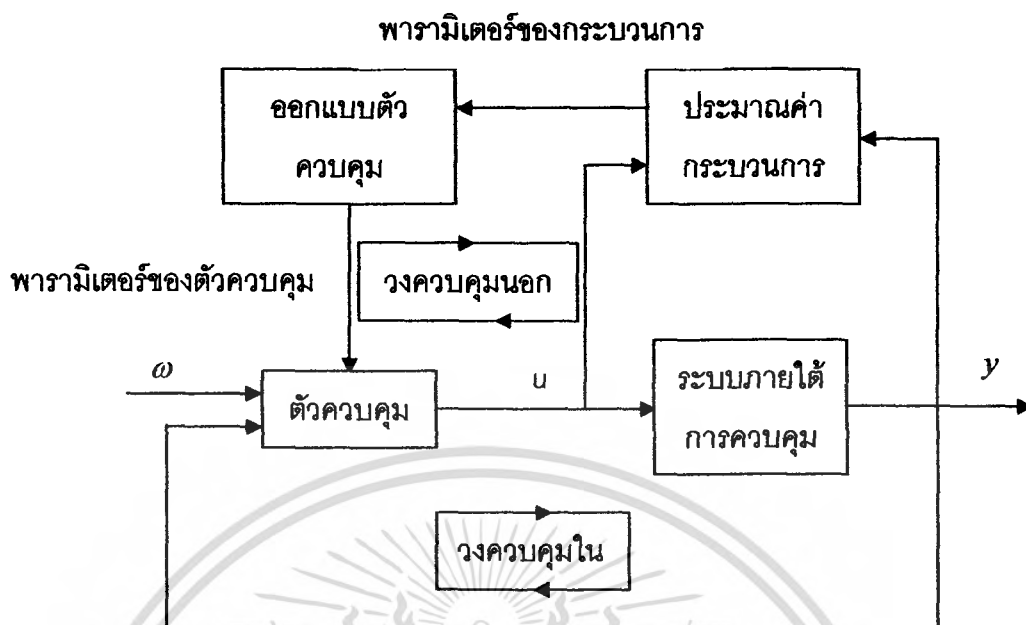
การควบคุมแบบอะแดปทีฟชนิดอ้างอิงแบบจำลองหรือเอ็อมอาร์เอซีคือวิธีการควบคุมระบบเมื่อไม่ทราบค่าพารามิเตอร์ของกระบวนการ โดยพื้นฐานของการควบคุมแบบเอ็อมอาร์เอซี สามารถอธิบายได้ดังรูปที่ 3.5 ซึ่งประกอบไปด้วยวงควบคุมในและวงควบคุมนอก วงควบคุมในประกอบไปด้วยกระบวนการที่ไม่ทราบค่าพารามิเตอร์และตัวควบคุมที่สามารถปรับค่าได้ ส่วนวงควบคุมนอกจะถูกออกแบบเพื่อปรับแต่งค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุม ซึ่งจะประกอบด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับอ้างอิงของกระบวนการ สร้างขึ้นเพื่อแสดงคุณสมบัติของระบบควบคุมที่ต้องการ เมื่อนำเอาที่พู่ของแบบจำลองอ้างอิง y_m เทียบกับเอาที่พู่ของกระบวนการจริง y ได้ค่าความคลาดเคลื่อน $e = y - y_m$ ระบบจะพยายามแก้ไขคุณสมบัติให้กับ e เกิดขึ้นน้อยที่สุด



รูปที่ 3.5 บล็อก ไดอะแกรมของระบบควบคุมอะแดปทีฟชนิดอ้างอิงแบบจำลอง

3.4.2 การควบคุมแบบอะแดปทีฟชนิดปรับค่าเอง

การควบคุมแบบอะแดปทีฟชนิดปรับค่าเอง (อาร์เอสที) ประกอบด้วยตัวควบคุมแบบป้อนกลับสำหรับควบคุมกระบวนการให้เข้าสู่เป้าหมายการควบคุมที่ต้องการหรืออินพุต ω โดยตัวควบคุมต้องสามารถปรับค่าตัวแปรควบคุมเองให้ได้ผลการควบคุมที่ดีที่สุด โดยวัดสัญญาณควบคุม u และเอาต์พุต y ของกระบวนการ ระบบควบคุมแบบนี้จะใช้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของกระบวนการในการปรับค่าตัวแปรควบคุมหาของตัวควบคุมอีกรอบ



รูปที่ 3.6 บล็อกไดอะแกรมของระบบที่สามารถปรับค่าเองได้

การควบคุมแบบอาร์เอสทีนี้ มีแนวคิดพื้นฐานที่จะแยกการหาค่าตัวแปรพารามิเตอร์ของระบบออกจากการออกแบบตัวควบคุม ซึ่งประกอบไปด้วย 2 วงควบคุมคือ วงควบคุมในจะเกี่ยวกับกระบวนการ ค่าพารามิเตอร์ที่ไม่ทราบค่า และมีตัวควบคุมแบบป้อนกลับเชิงเส้น ซึ่งปรับค่าพารามิเตอร์ได้ และวงควบคุมภายนอก จะถูกใช้ในกรณีประมาณค่าพารามิเตอร์ของกระบวนการ และออกแบบตัวควบคุม ในกรณีที่รู้ค่าพารามิเตอร์ของกระบวนการ การออกแบบตัวควบคุมปฏิบัติเหมือนระบบออฟไลน์ โดยตัวควบคุมต้องเป็นไปตามคุณสมบัติการออกแบบระบบควบคุม เช่น การวางตำแหน่งโพล, มินิมัม แวเรียนซ์ เป็นต้น

ในกรณีที่ไม่มีทราบค่าแน่นอนของพารามิเตอร์ของกระบวนการ บล็อกประมาณค่ากระบวนการจะออนไลน์ประมาณค่าพารามิเตอร์กระบวนการ ส่งค่าให้กับบล็อกออกแบบตัวควบคุมและทำการปรับค่าพารามิเตอร์ในตัวควบคุม

3.4.3 การออกแบบโดยการวางตำแหน่งโพลเมื่อทราบค่าพารามิเตอร์

ซึ่งในการเลือกตำแหน่งโพลก็เลือกตามทฤษฎีระบบควบคุมทั่วไป คือ เลือกที่ทำให้ระบบเสถียรในระบบเวลาไม่ต่อเนื่อง กล่าวคือเลือกให้อยู่ในวงกลม 1 หน่วย

พิจารณาระบบอินพุตเดี่ยวเอาต์พุตเดี่ยว (SISO: single-input single-output) ดังนี้

$$A(q^{-1})y(k) = q^{-d} B(q^{-1})u(k) \quad (3.55)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อ

$$A(q^{-1}) = 1 + a_1 q^{-1} + \dots + a_{nA} q^{-nA} \quad (3.56)$$

$$B(q^{-1}) = b_0 + b_1 q^{-1} + \dots + b_{nB} q^{-nB} \quad (3.57)$$

โดยสมการพหุนาม $A(q^{-1})$ เป็นพหุนามแบบโมนิค $A(q^{-1})$ และ $B(q^{-1})$ มีความสัมพันธ์กับระบบ d คือเวลาหน่วงโดย $d \geq 1$ ในการหาคัดลอินใจหาตัวควบคุมจากเป้าหมายกระบวนการ $\omega(k)$ และ $y(k)$ คือสัญญาณเอาต์พุต

$$A_m(q^{-1})y(k) = q^{-d} B_m(q^{-1})\omega(k) \quad (3.58)$$

เมื่อ $A_m(q^{-1})$ เป็นสมการพหุนามแบบโมนิคที่มีรากอยู่ในวงกลมหนึ่งหน่วยซึ่งจะทำให้ระบบเสถียรหรือทำให้ระบบมีสมรรถนะตามที่ต้องการ
รูปแบบของตัวควบคุมอาร์เอสที่มีโครงสร้างดังนี้

$$R(q^{-1})u(k) = T(q^{-1})\omega(k) - S(q^{-1})y(k) \quad (3.59)$$

นำ $q^{-d}B(q^{-1})$ คูณในสมการที่ (3.59) ได้

$$q^{-d}B(q^{-1})R(q^{-1})u(k) = q^{-d}T(q^{-1})B(q^{-1})\omega(k) - q^{-d}S(q^{-1})B(q^{-1})y(k) \quad (3.60)$$

ได้ความสัมพันธ์ระหว่าง $y(k)$ กับ $\omega(k)$ ดังนี้

$$\frac{y(k)}{\omega(k)} = \frac{q^{-d}T(q^{-1})B(q^{-1})}{A(q^{-1})R(q^{-1}) + q^{-d}B(q^{-1})S(q^{-1})} \quad (3.61)$$

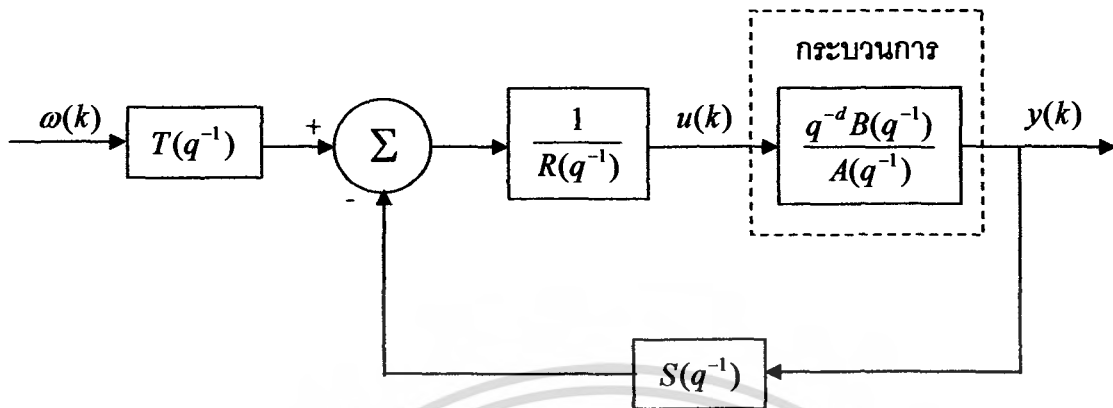
และจาก (3.58)

$$\frac{y(k)}{\omega(k)} = \frac{q^{-d}B_m(q^{-1})}{A_m(q^{-1})} \quad (3.62)$$

หาค่า $R(q^{-1}), S(q^{-1})$ และ $T(q^{-1})$ ได้จากสมการ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\frac{q^{-d}T(q^{-1})B(q^{-1})}{A(q^{-1})R(q^{-1})+q^{-d}B(q^{-1})S(q^{-1})} = \frac{q^{-d}B_m(q^{-1})}{A_m(q^{-1})} \quad (3.63)$$



รูปที่ 3.7 โครงสร้างของระบบควบคุมแบบอาร์เอสที

จากสมการข้างต้น ซีโรของระบบวงปิดจะถูกหักล้างไปกับโพลระบบวงปิด แต่ซีโรที่ไม่เสถียรไม่ควรถูกหักล้างไปกับตัวควบคุม ดังนั้นจึงให้ $B(q^{-1})$ มีรูปแบบดังนี้

$$B(q^{-1}) = B^+(q^{-1})B^-(q^{-1}) \quad (3.64)$$

เมื่อ $B^+(q^{-1})$ มีซีโรที่ตี หรืออยู่ในวงกลมหนึ่งหน่วย (สามารถหักล้างได้) และ $B^-(q^{-1})$ มีซีโรไม่ตี อาจอยู่บริเวณขอบของวงกลมหนึ่งหน่วยหรือนอกวงกลมหนึ่งหน่วย (ไม่สามารถหักล้างได้) จากสมการระบบวงปิด สมการคุณลักษณะของสมการ (3.63) คือ

$$A(q^{-1})R(q^{-1}) + q^{-d}B(q^{-1})S(q^{-1}) \quad (3.65)$$

ในการออกแบบ $A_m(q^{-1})$ อาจจะมีรากไปหักล้างกับ $B^+(q^{-1})$ ก็ได้ซึ่งอาจทำให้อันดับของ $(A_m(q^{-1}))$ อาจน้อยกว่าอันดับของ $A(q^{-1})R(q^{-1}) + q^{-d}B(q^{-1})S(q^{-1})$ เพื่อเป็นการแก้ปัญหาเหล่านี้จึงให้

$$A(q^{-1})R(q^{-1}) + q^{-d}B(q^{-1})S(q^{-1}) = B^+(q^{-1})A_m(q^{-1})A_0(q^{-1}) \quad (3.66)$$

จากสมการที่ (3.64) เพื่อให้สมการอยู่ในรูปแบบที่ง่ายขึ้น $B^+(q^{-1})$ ควรเป็นตัวประกอบของ $R(q^{-1})$ คือ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$R(q^{-1}) = B^+(q^{-1})R_1(q^{-1}) \quad (3.67)$$

จากสมการที่ (3.66) และสมการที่ (3.67) นำมาเขียนเป็นความสัมพันธ์ใหม่ได้ดังนี้

$$A(q^{-1})R_1(q^{-1}) + q^{-d}B^-(q^{-1})S(q^{-1}) = A_m(q^{-1})A_0(q^{-1}) \quad (3.68)$$

จากสมการที่ (3.63) จะได้

$$\frac{q^{-d}B^+(q^{-1})B^-(q^{-1})T(q^{-1})}{B^+(q^{-1})A_m(q^{-1})A_0(q^{-1})} = \frac{q^{-d}B_m(q^{-1})}{A_m(q^{-1})} \quad (3.69)$$

จากสมการที่ (3.69) จะได้

$$B_m(q^{-1}) = B^-(q^{-1})B_m^+(q^{-1}) \quad (3.70)$$

และ

$$T(q^{-1}) = A_0(q^{-1})B_m^+(q^{-1}) \quad (3.71)$$

ปัญหาที่สำคัญของการวางตำแหน่งโพล คือ การกำหนดรูปแบบของสมการหรือการเลือกอันดับของสมการให้สัมพันธ์กัน ตามเงื่อนไขต่างๆ ดังนี้

จากสมการที่ (3.66) จะได้เงื่อนไขตามสมการที่ (3.72) หรือ (3.73)

$$\deg R(q^{-1}) = \deg A_m(q^{-1}) + \deg A_0(q^{-1}) + \deg B^+(q^{-1}) - \deg A(q^{-1}) \quad (3.72)$$

$$\deg S(q^{-1}) = \deg A_m(q^{-1}) + \deg A_0(q^{-1}) - \deg B^-(q^{-1}) - d \quad (3.73)$$

หากเลือกทำให้เงื่อนไขในสมการที่ (3.72) เป็นจริง จะหาจำนวนอันดับของ $R_1(q^{-1})$ และ $S(q^{-1})$ ได้ดังนี้

$$\deg R_1(q^{-1}) = \deg A_m(q^{-1}) + \deg A_0(q^{-1}) - \deg A(q^{-1}) \quad (3.74)$$

$$\deg S(q^{-1}) = \deg A(q^{-1}) - 1 \quad (3.75)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากสมการที่ (3.74) และ (3.75) และเงื่อนไขในการออกแบบให้กฎการควบคุมมีคุณสมบัติ
คอซอล (Causal) จะได้

$$\deg A_0(q^{-1}) \geq 2 \deg A(q^{-1}) - \deg A_m(q^{-1}) - \deg B^+(q^{-1}) - 1 \quad (3.76)$$

โดยที่

$$\begin{aligned} \deg A_0(q^{-1}) + \deg B_m^+(q^{-1}) &= \deg T(q^{-1}) \leq \deg R(q^{-1}) \\ &= \deg A_m(q^{-1}) + \deg A_0(q^{-1}) + \deg B^+(q^{-1}) - \deg A(q^{-1}) \end{aligned} \quad (3.77)$$

หรือ

$$\deg A(q^{-1}) - \deg B(q^{-1}) \leq \deg A_m(q^{-1}) - \deg B_m(q^{-1}) \quad (3.78)$$

3.4.4 การออกแบบโดยการวางตำแหน่งโพลเมื่อไม่ทราบค่าพารามิเตอร์

ในกรณีที่ระบบมีค่าพารามิเตอร์ไม่แน่นอน ระบบจะประมาณหาค่าพารามิเตอร์ของ
กระบวนการเองและส่งค่าให้กับตัวควบคุมเพื่อปรับค่าพารามิเตอร์ในตัวควบคุม เริ่มจากประมาณ
ค่าพารามิเตอร์ของกระบวนการให้เป็นระบบเชิงเส้น ในที่นี้ใช้วิธี พิสูจน์เอกลักษณ์ หรือใช้คำสั่ง
arx ในแมทแล็บ ประมาณค่าพารามิเตอร์เริ่มต้นมาก่อนดังนี้

$$A(q^{-1})y(k) = B(q^{-1})u(k-d) \quad (3.79)$$

หรือ

$$\begin{aligned} y(k) + a_1 y(k-1) + \dots + a_{n_A} y(k-n_A) \\ = b_0 u(k-d) + b_1 u(k-d-1) + \dots + b_{n_B} u(k-d-n_B) \end{aligned} \quad (3.80)$$

ให้เวกเตอร์พารามิเตอร์คือ

$$\theta^T = [a_1, \dots, a_{n_A}, b_0, \dots, b_{n_B}] \quad (3.81)$$

และให้เวกเตอร์ในเวลาถดถอยดังนี้

$$\phi^T(k) = [-y(k-1), \dots, y(k-n_A), u(k-d), \dots, u(k-d-n_B)] \quad (3.82)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากสมการที่ (3.80) จัดรูปได้เป็น

$$y(k) = \theta^T \phi(k) \quad (3.83)$$

จากสมการที่ (3.82) การประมาณค่าพารามิเตอร์ด้วยวิธีกำลังสองน้อยสุด สามารถหาค่าพารามิเตอร์ที่เปลี่ยนแปลงไปตามเวลาได้สมการดังนี้

$$\hat{\theta}(k) = \hat{\theta}(k+1) + F(k)\phi(k)\varepsilon(k) \quad (3.84)$$

โดยมีค่าการทำนายความคลาดเคลื่อนตามสมการ

$$\varepsilon(k) = y(k) - \phi^T(k)\hat{\theta}(k-1) \quad (3.85)$$

โดยเมตริกซ์ $F(k)$ จะเปลี่ยนแปลงไปตามเวลาตามสมการ

$$F(k+1) = \frac{1}{\lambda} \left(F(k) - \left(\frac{F(k)\phi(k)\phi^T(k)F(k)}{1 + \phi^T(k)F(k)\phi(k)} \right) \right) \quad (3.86)$$

เมื่อ $F(0) > 0$ และ $0 < \lambda \leq 1$ เมื่อ λ คือแฟกเตอร์ลืมค่า (Forgetting Factors)

ขั้นตอนการออกแบบระบบควบคุมแบบอะแดปทีฟโดยเลือกวางตำแหน่งโพลเมื่อไม่ทราบค่าพารามิเตอร์ของระบบ ทำได้ดังนี้

ขั้นที่ 1. ประมาณหาค่าพารามิเตอร์ของ $A(q^{-1})$ และ $B(q^{-1})$ ในสมการที่ (3.84), (3.85) และ (3.86) โดยเวียนค่าไปเรื่อย ๆ เพื่อหา $A(q^{-1})$ และ $B(q^{-1})$ ในคาบการสุ่มต่อไป

ขั้นที่ 2. เมื่อได้ค่า $B(q^{-1})$ มาแล้วต้องทำการแยกตัวประกอบออกเป็น $B^+(q^{-1})$ และ $B^-(q^{-1})$ หาตัวควบคุม $R_1(q^{-1})$ และ $S(q^{-1})$ โดยเลือกอันดับตามสมการที่ (3.71) และ (3.72) หรือ (3.73) และ (3.74) และค่า $R_1(q^{-1})$ และ $S(q^{-1})$ ได้จากสมการที่ (3.68)

ขั้นที่ 3. คำนวณหาค่า $T(q^{-1})$ จาก $T(q^{-1}) = A_0(q^{-1})B_m^+(q^{-1})$ และค่า $R(q^{-1})$ จาก $R(q^{-1}) = B^+(q^{-1})R_1(q^{-1})$

ขั้นที่ 4. นำค่า $R(q^{-1})$ $S(q^{-1})$ และ $T(q^{-1})$ ที่ได้มาไว้ในกฎของการควบคุม

$$u(k) = \left(\frac{T(q^{-1})}{R(q^{-1})} \right) \omega(k) - \left(\frac{S(q^{-1})}{R(q^{-1})} \right) y(k) \quad (3.87)$$

วนซ้ำขั้นที่ 1 ถึง 4 ทุก ๆ คาบการสุ่ม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4

การทดลอง

ในบทนี้กล่าวถึงการทดลองระบบวงเปิดในแกนปีกงย และแกนสาย อิศระจากกัน และไม่ อิศระจากกัน เพื่อหาฟังก์ชันถ่ายโอน จากนั้นนำฟังก์ชันถ่ายโอนที่ได้ ใช้ออกแบบตัวควบคุมแบบ พีไอดี ตัวควบคุมป้อนกลับแบบสเตท ตัวควบคุมแบบอาร์เอสที และตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟ แล้วนำตัวควบคุมที่ได้ออกแบบไปทดลองกับระบบจริง ซึ่งในโครงการนี้เลือกใช้คาบเวลาการสุ่ม เป็น 0.1 วินาที ในทุกการทดลอง

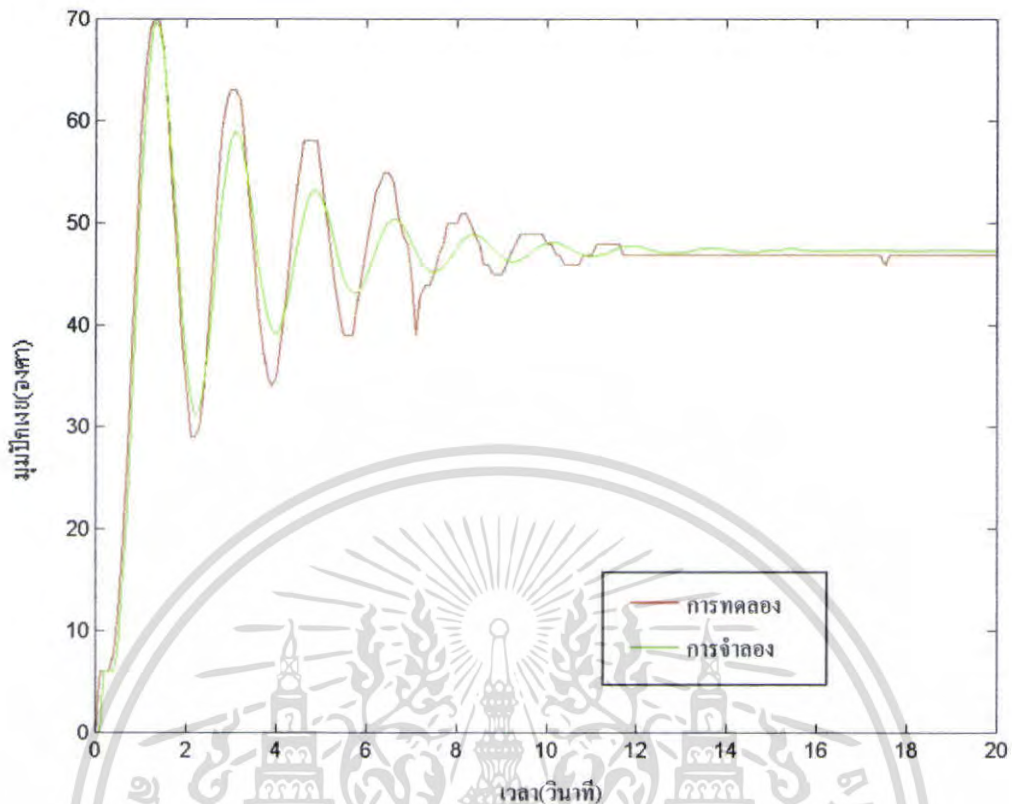
4.1 การทดลองระบบวงเปิดทางด้านแกนปีกงย

ทดลองระบบวงเปิดโดยป้อนอินพุตเป็นสัญญาณขั้นบันไดเข้ากับระบบวงจรเปิด แล้วดู ผลตอบสนองของระบบ โดยอินพุตของระบบก็คือ แรงดันที่ป้อนให้กับมอเตอร์ด้านแกนปีกงย ได้มาจากค่าคำสั่งของคอมพิวเตอร์ขนาดสัญญาณ 1500 (SDCH) จากการ์ด D/A ส่วนเอาต์พุต เป็นการเคลื่อนที่ในแกนปีกงยซึ่งเป็นมุมในหน่วยองศา ได้ผลตอบสนองดังแสดงในรูปที่ 4.1

จากผลการทดลองจะเห็นว่าระบบจะแกว่งมากในช่วงแรก แต่จะสามารถเข้าสู่สภาวะคงตัว ได้เมื่อเวลาผ่านไปประมาณ 14 วินาที โดยจากการทดลองได้เก็บค่าอินพุตและเอาต์พุตของแกน ปีกงย ที่เวลาต่างๆ และนำผลตอบสนองดังกล่าวมาวิเคราะห์เพื่อหาแบบจำลองฟังก์ชันถ่ายโอน ของระบบโดยวิธีพิสจูน์เอกลักษณ์ระบบ ได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์เป็นฟังก์ชันถ่ายโอนเวลา คีลคริตดังสมการที่ (4.1)

$$G(z) = \frac{0.0040z^4 - 0.0050z^3 + 0.0006z^2 + 0.0010z + 0.0043}{z^6 - 1.2596z^5 + 0.1450z^4 - 0.0807z^3 + 0.3335z^2 + 0.2565z - 0.2396} \quad (4.1)$$

จากสมการที่ (4.1) ทำการจำลองผลตอบสนองต่อสัญญาณขั้นบันได ได้ผลการจำลอง เทียบกับผลทดลองได้ในรูปที่ 4.1 พบว่าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ประมาณขึ้นมาให้ ผลตอบสนองใกล้เคียงกับผลตอบสนองของการทดลองจริง โดยค่ามุมที่เข้าสู่สภาวะคงตัวประมาณ 46 องศาใช้เวลา 13 วินาที จึงนำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์นี้ไปใช้อธิบายคุณลักษณะการ เคลื่อนที่ของระบบจริงเพื่อนำไปใช้ออกแบบระบบควบคุมต่อไป



รูปที่ 4.1 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองวงเปิดด้านแกนปีกแกน

4.2 การทดลองระบบวงเปิดทางด้านแกนสายทั้งด้านซ้ายและขวา

ทดลองเหมือนกับทางด้านแกนปีกแกน โดยป้อนอินพุทเป็นสัญญาณขั้นบันไดขนาดสัญญาณ 1500 (5DCH) จากการ์ด D/A เข้ากับระบบวงเปิดแล้วดูผลตอบสนองของระบบโดยอินพุทของระบบก็คือแรงดันที่ป้อนให้กับมอเตอร์ด้านแกนสาย ส่วนเอาต์พุทที่พิจารณาจะเป็นมุมของการเคลื่อนที่ทางด้านแกนสายในหน่วยองศา โดยคำนวณจากค่าเอาต์พุทจริงซึ่งเป็นตำแหน่งมุมที่วัดได้จากโพเทนทิโอมิเตอร์ จะพบว่าผลตอบสนองระบบจะมีมุมเพิ่มขึ้นไปเรื่อยๆ จึงพิจารณาหาอัตราการเปลี่ยนแปลงของมุมเทียบกับเวลา ซึ่งคือความเร็วเชิงมุมนั่นเอง ซึ่งได้ผลตอบสนองดังแสดงในรูปที่ 4.2

จากข้อมูลที่ได้ สามารถวิเคราะห์หาแบบจำลองฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบโดยวิธีพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบเมื่อพิจารณาเอาต์พุทเป็นความเร็วเชิงมุม จะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์เป็นฟังก์ชันถ่ายโอนเวลาตติสคริตดังสมการที่ (4.2a)

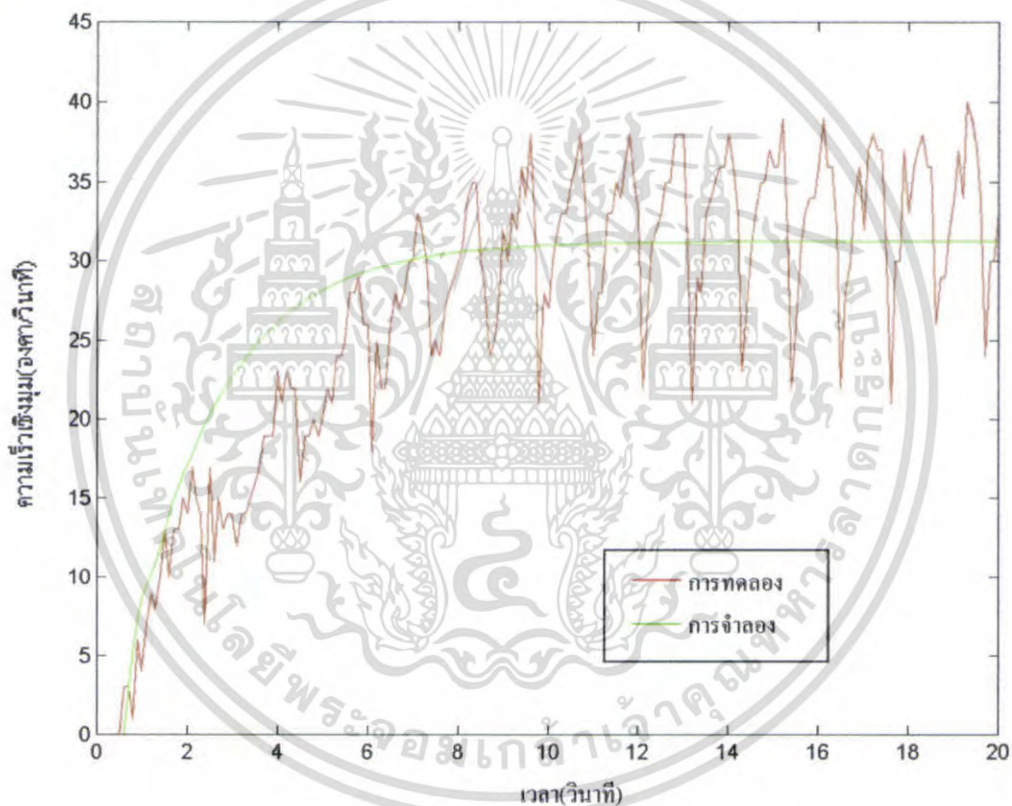
$$\hat{G}(z) = \frac{0.0020}{z^7 - 0.7430z^6 - 0.1449z^5 + 0.1795z^4 + 0.0319z^3 - 0.1510z^2 + 0.0354z - 0.1119}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ (4.2a) การคำนวณว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดังนั้นจะได้ฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบเมื่อพิจารณาเอาต์พุตเป็นตำแหน่งมุมเป็น

$$G(z) = \left[\frac{0.1z}{z-1} \right] \hat{G}(z) \quad (4.2b)$$

นำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ทางด้านแกนสายที่ประมาณขึ้นมาได้ในสมการที่ (4.2a) มาหาผลตอบสนองต่อสัญญาณขั้นบันได พบว่าผลตอบสนองที่ได้มีค่าใกล้เคียงกับผลตอบสนองของการทดลองจริง ดังแสดง ในรูปที่ 4.2 ดังนั้นจะนำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้นี้ไปใช้อธิบายคุณลักษณะการเคลื่อนที่ของระบบจริง



รูปที่ 4.2 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองวงเปิดด้านแกนสายขวา

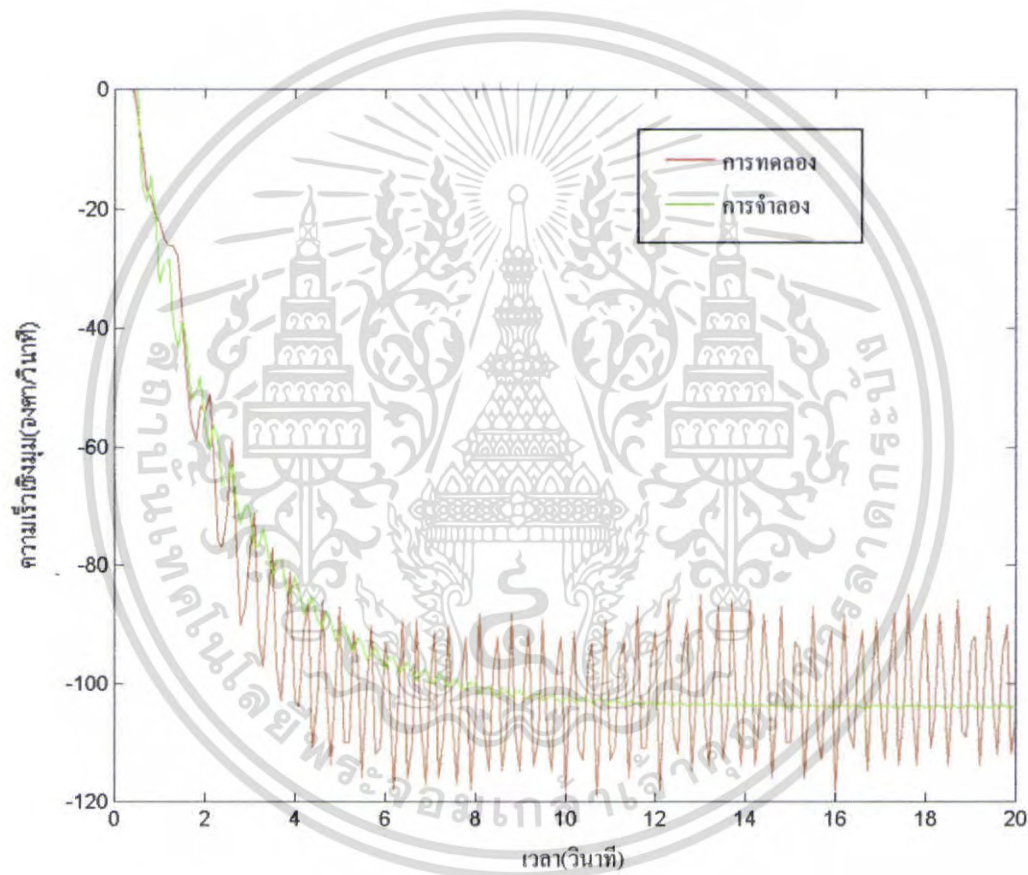
ทดลองเหมือนกับแกนสายขวา เพื่อหาผลตอบสนองต่อสัญญาณขั้นบันไดทางด้านแกนสายซ้าย ผลการทดลองแสดงในรูปที่ 4.3 จากข้อมูลที่ได้พบว่าผลตอบสนองวงเปิดด้านแกนสายทางด้านซ้ายและขวามีความแตกต่างกัน วิเคราะห์หาแบบจำลองฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบ โดยวิธีพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบเมื่อพิจารณาเอาต์พุตเป็นความเร็วเชิงมุม จะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์เป็นฟังก์ชันถ่ายโอนเวลาดีสครีตดังสมการที่ (4.3a)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\hat{G}(z) = \frac{0.0108}{z^6 - 0.1519z^5 + 0.2856z^4 + 0.4888z^3 - 0.4944z^2 + 0.1332z + 0.1278} \quad (4.3a)$$

ดังนั้นจะได้ฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบเมื่อพิจารณาเอาต์พุตเป็นตำแหน่งมุมเป็น

$$G(z) = \left[\frac{0.1z}{z-1} \right] \hat{G}(z) \quad (4.3b)$$



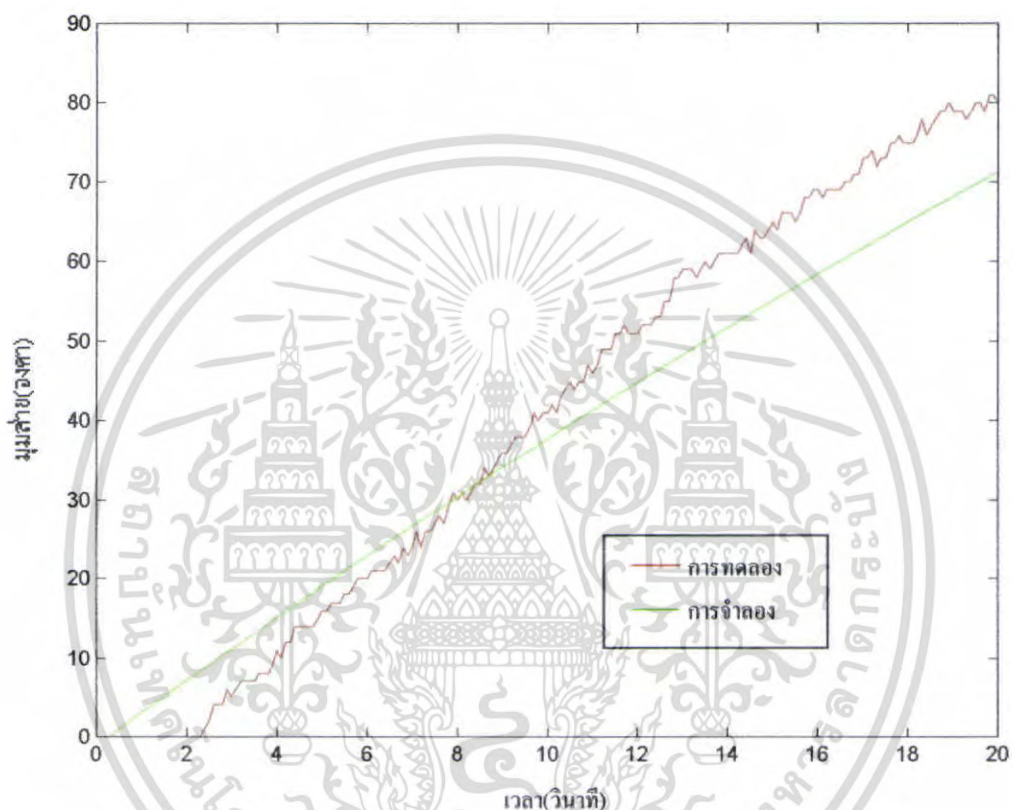
รูปที่ 4.3 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองวงเปิดด้านแกนสายซ้าย

4.3 การทดลองระบบวงเปิดทางด้านแกนปีกงยที่มีผลกระทบต่อแกนสาย

ทดลองระบบวงเปิดโดยป้อนอินพุตเป็นสัญญาณขั้นบันไดเข้ากับระบบวงเปิด แล้วดูผลตอบสนองของระบบโดยดูผลของแกนสายโดยอินพุตของระบบก็คือ แรงดันที่ป้อนให้กับมอเตอร์ด้านแกนปีกงยได้มาจากค่าคำสั่งของคอมพิวเตอร์ขนาดสัญญาณ 1500 (5DCH) จากการ์ด D/A ส่วนเอาต์พุต เป็นการเคลื่อนที่ในแกนสายซึ่งคือมุมในหน่วยองศา ได้ผลการทดลองเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แสดงในรูปที่ 4.4 จากข้อมูลที่ได้ วิเคราะห์หาแบบจำลองฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบโดยวิธีพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์เป็นฟังก์ชันถ่ายโอนเวลาดีสครีต ดังสมการที่ (4.4)

$$G(z) = \frac{0.0004}{z^4 - 0.5706z^3 - 0.3754z^2 - 0.0872z + 0.0353} \quad (4.4)$$



รูปที่ 4.4 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองด้านแกนปีกเงยที่มีผลต่อแกนสาย

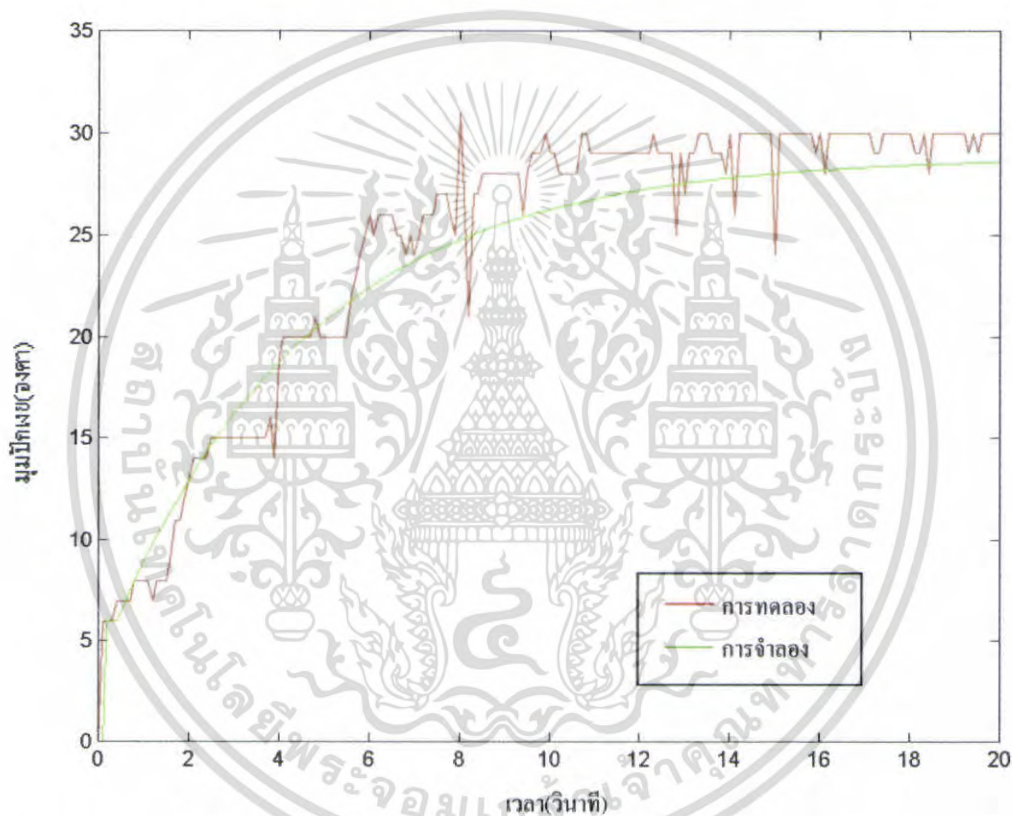
4.4 การทดลองระบบวงเปิดทางด้านแกนสายที่มีผลกระทบต่อแกนปีกเงย

ทดลองระบบวงจรเปิดโดยป้อนอินพุตเป็นสัญญาณ ชั้มนัน ไคเข้ากับระบบวงจรเปิดโดยให้มอเตอร์ควบคุมแกนสายทำงาน แล้วดูผลตอบสนองของระบบโดยดูผลของแกนปีกเงย โดยอินพุตของระบบก็คือแรงดันที่ป้อนให้กับมอเตอร์ด้านแกนปีกเงย ได้มาจากค่าคำสั่งของคอมพิวเตอร์ ขนาดสัญญาณ 1500 (SDCH) จากการ์ด D/A ส่วนเอาต์พุต เป็นการเคลื่อนที่ในแกนสายซึ่งเป็นมุมในหน่วยองศา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลตอบสนองต่อสัญญาณขั้นบันไดแสดงในรูปที่ 4.5 จากข้อมูลที่ได้ วิเคราะห์หาแบบจำลองฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบโดยวิธีพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบเมื่อพิจารณาเอาต์พุตเป็นมุมปีกงย จะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์เป็นฟังก์ชันถ่ายโอนเวลาดีสครีตดังสมการที่ (4.5)

$$G(z) = \frac{0.0040z^3 - 0.0015z^2 - 0.0011z - 0.0005}{z^5 - 0.3828z^4 - 0.2647z^3 - 0.1920z^2 - 0.0620z - 0.0517} \quad (4.5)$$



รูปที่ 4.5 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองด้านแกนสายที่มีผลต่อแกนปีกงย

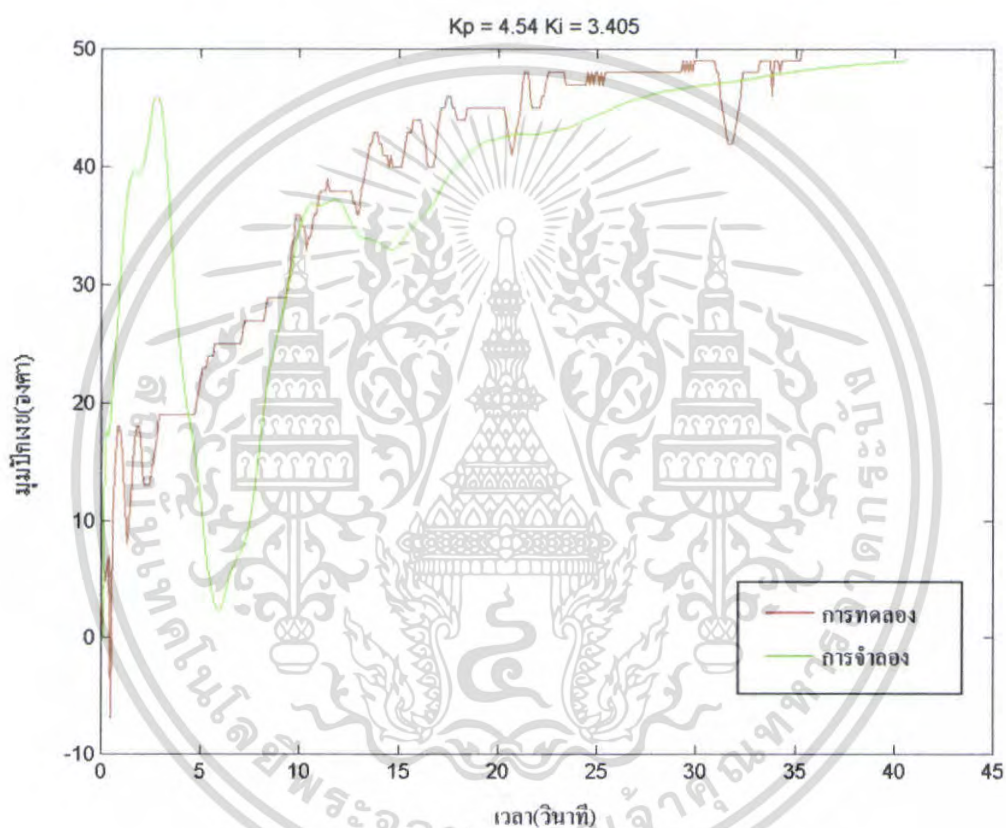
4.5 การหาตัวควบคุมทางด้านแกนปีกงย

การหาตัวควบคุมทางด้านแกนปีกงยนั้นในการทดลองได้ทำการทดลองโดยให้เฮลิคอปเตอร์จำลองเคลื่อนที่ทั้งสองแกนโดยไม่อิสระจากกันโดยให้เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ทั้งในแกนตั้งและแกนสาย ปรับค่าจนได้อัตราขยายวิกฤต $K_{cr} = 10.09$ และคาบการแกว่งวิกฤต $P_{cr} = 1.6$ วินาที นำค่าไปแทนในตารางของ ซิกเลอร์-นิโคล เลือกตัวควบคุมแบบพีไอ ได้ $K_p = 4.54$ และ $K_i = 3.40$ ได้ตัวควบคุมดังสมการที่ (4.6)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$G_c(s) = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} \right) = \left(4.54 + \frac{3.405}{s} \right) \quad (4.6)$$

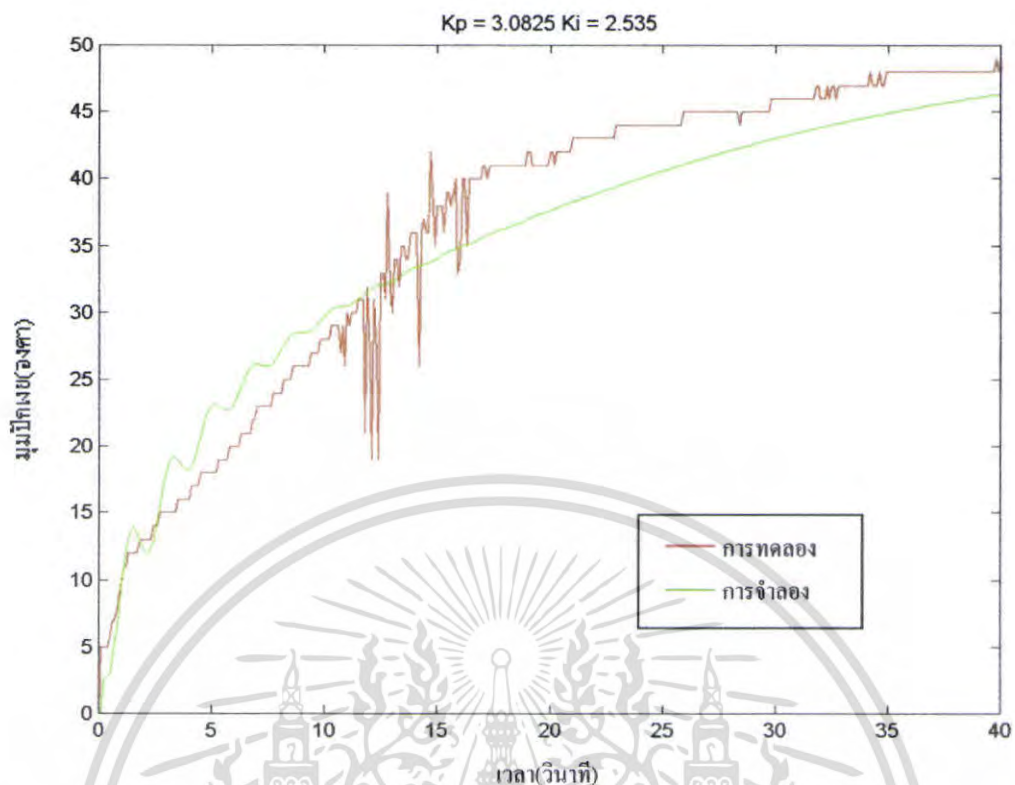
ตัวควบคุมชนิดพีไอ ที่มีค่าตามสมการที่ (4.6) ใช้ควบคุมในแกนปีกงย โดยวิธีของ ซิกเลอร์-นิโคล กับแบบจำลองของระบบวงปิด พบว่าระบบมีเสถียรภาพและสามารถเข้าสู่สภาวะถาวรได้อย่างดีโดยมีค่าความผิดพลาดที่สภาวะอยู่ตัวปริมาณหนึ่ง แต่แบบจำลองยังไม่ใกล้เคียงกับผลการทดลอง ดังแสดงในรูปที่ 4.6



รูปที่ 4.6 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองเมื่อใช้ตัวควบคุมพีไอด้านแกนปีกงย

ทำการลองปรับแต่งค่าตัวควบคุมใหม่เพื่อให้ระบบเร็วขึ้น พบว่าสามารถใช้ตัวควบคุมแบบพีไอ โดย $K_p = 3.0825$ และ $K_i = 2.535$ ซึ่งจะได้ผลตอบสนองที่ใกล้เคียงกับแบบจำลองมากขึ้น โดยใช้เวลาเข้าสู่สภาวะคงตัวประมาณ 40 วินาที แต่ยังคงพบว่าผลตอบสนองของระบบใช้เวลานานเกินไป ดังแสดงในรูปที่ 4.7

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



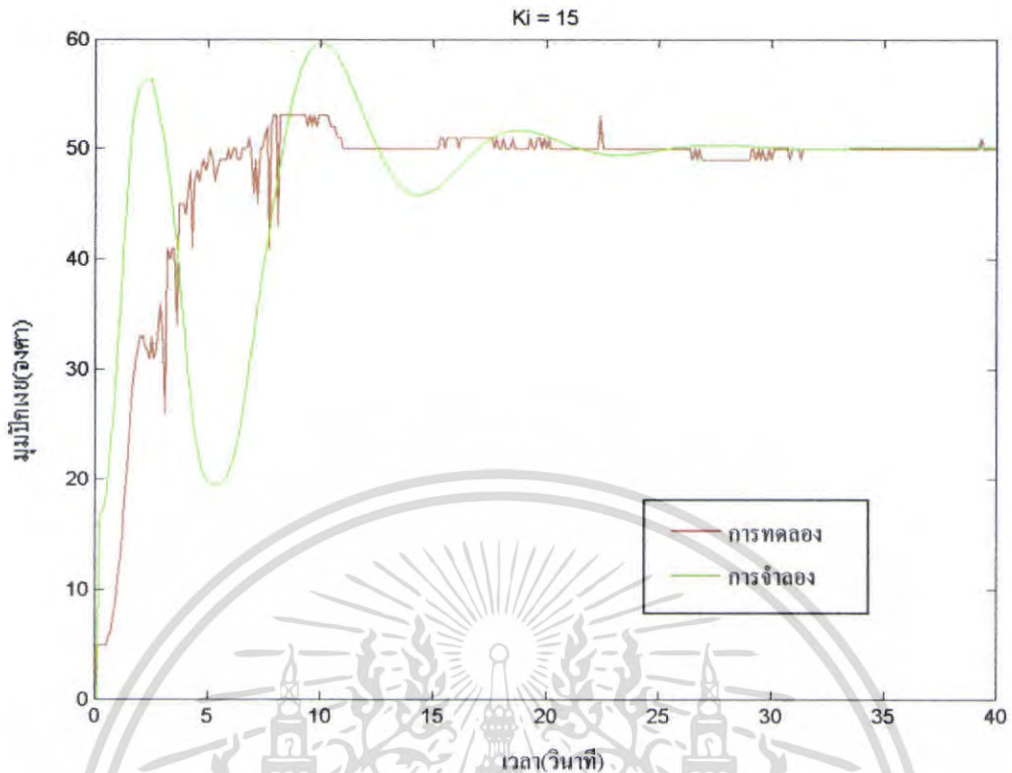
รูปที่ 4.7 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองเมื่อปรับแต่งตัวควบคุมพีไอด้านแกนปีกแฉก

ทำการลองปรับแต่งค่าตัวควบคุมใหม่เพื่อให้ระบบเร็วขึ้น พบว่าสามารถใช้ตัวควบคุมแบบไอเพียงลำพัง โดย $T_i = \frac{1}{15}$ วินาที หรือค่า $K_i = 15$ ได้ตัวควบคุมดังสมการที่ (4.7)

$$G_c(s) = \frac{1}{T_i s} = \frac{15}{s} \quad (4.7)$$

พบว่าผลตอบสนองที่ได้เร็วขึ้น โดยใช้เวลาเข้าสู่สภาวะคงตัวประมาณ 10 วินาที แต่ยังคงพบว่าการใช้ตัวควบคุมแบบไอเพียงลำพัง ผลตอบสนองของระบบมีการแกว่งในทุกช่วงเวลา ดังแสดงในรูปที่ 4.8

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.8 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองเมื่อใช้ตัวควบคุมไอดีด้านแกนบิดแกน

4.6 การหาตัวควบคุมทางด้านแกนสาย

การหาตัวควบคุมทางด้านแกนสายนั้นในการทดลองได้ทำการทดลองโดยให้เฮลิคอปเตอร์จำลองเคลื่อนที่ทั้งสองแกนโดยไม่อิสระจากกัน โดยให้เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ทางด้านแกนสาย

ทำการออกแบบเหมือนกับทางด้านแกนบิดแกนในเบื้องต้น โดยจะทำการออกแบบตัวควบคุมแบบพีไอดี โดยอาศัย วิธีของ ซิกเตอร์ - นิโคล และจากที่กล่าวมาข้างต้นจะเห็นว่าแบบจำลองของระบบทางด้านแกนสายนั้น การแกนสายซ้ายและและแกนสายขวามีค่าผลตอบสนองวงเปิดไม่เหมือนกัน ดังนั้นจึงทำการหาตัวควบคุมแบบพีไอดี แบบแยกกันทั้งแกนสายทางด้านซ้าย และแกนสายทางด้านขวา

4.6.1 การหาตัวควบคุมทางด้านแกนสายขวา

ปรับค่าจนได้อัตราขยายวิกฤต $K_{cr} = 110$ และคาบการแกว่งวิกฤต $P_{cr} = 6.1$ วินาที เพื่อใช้ในการหาค่าตัวควบคุมเบื้องต้น จากนั้นจึงปรับค่าพารามิเตอร์จนได้ผลตอบสนองที่ต้องการ

โดยพบว่าสามารถใช้ตัวควบคุมแบบพีไอดี โดยมีค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมเป็นดังนี้ $K_p = 66$ $K_i = 21.64$ $K_d = 50.325$ และได้ตัวควบคุมดังสมการที่ (4.8)

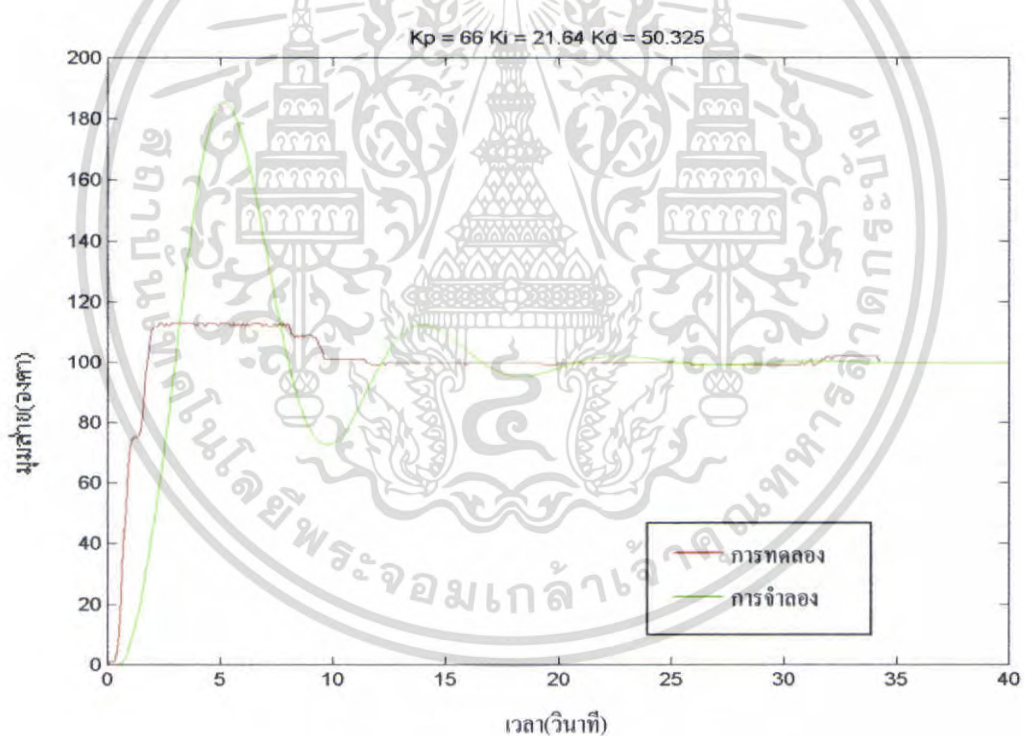
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$G_c(s) = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) = \left(66 + \frac{21.64}{s} + 50.325s \right) \quad (4.8)$$

4.6.2 การหาตัวควบคุมทางด้านแกนสายซ้าย

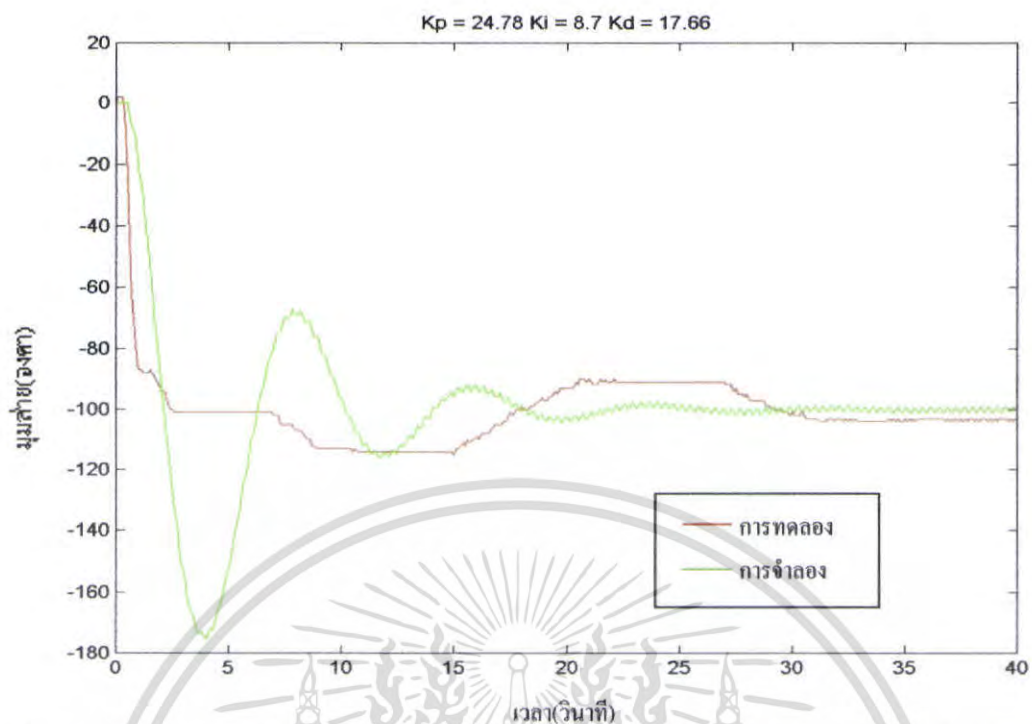
ทดลองตามหัวข้อ 4.6.1 โดยป้อนอินพุทให้เสลิกอปเตอร์เคลื่อนที่ไปทางซ้าย จะได้ อัตราขยายวิกฤต $K_{cr} = 41.3$ และคาบการแกว่งวิกฤต $P_{cr} = 5.7$ วินาที เพื่อใช้ในการหาค่าตัวควบคุมเบื้องต้น จากนั้นจึงปรับค่าพารามิเตอร์จนได้ผลตอบสนองที่ต้องการ โดยพบว่าสามารถใช้ตัวควบคุมแบบพีไอดี โดยมีค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมเป็น $K_p = 24.78$ $K_i = 8.7$ $K_d = 17.66$ ได้ตัวควบคุมดังสมการที่ (4.9)

$$G_c(s)K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) = \left(24.78 + \frac{8.7}{s} + 17.66s \right) \quad (4.9)$$



รูปที่ 4.9 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองเมื่อใช้ตัวควบคุมพีไอดีด้านสายขวา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.10 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองเมื่อใช้ตัวควบคุมพีไอดีด้านสายซ้าย

4.7 การทดลองตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตตโดยอิสระจากกัน

ออกแบบตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตต และตัวสังเกตสเตตซึ่งทำงานอยู่บนเวลา дискрет โดยการออกแบบนั้นใช้วิธี LQR เพื่อใช้ควบคุมการเคลื่อนที่ 2 แกน คือ แกนปีกเยย แกนลำยอง ดังนี้

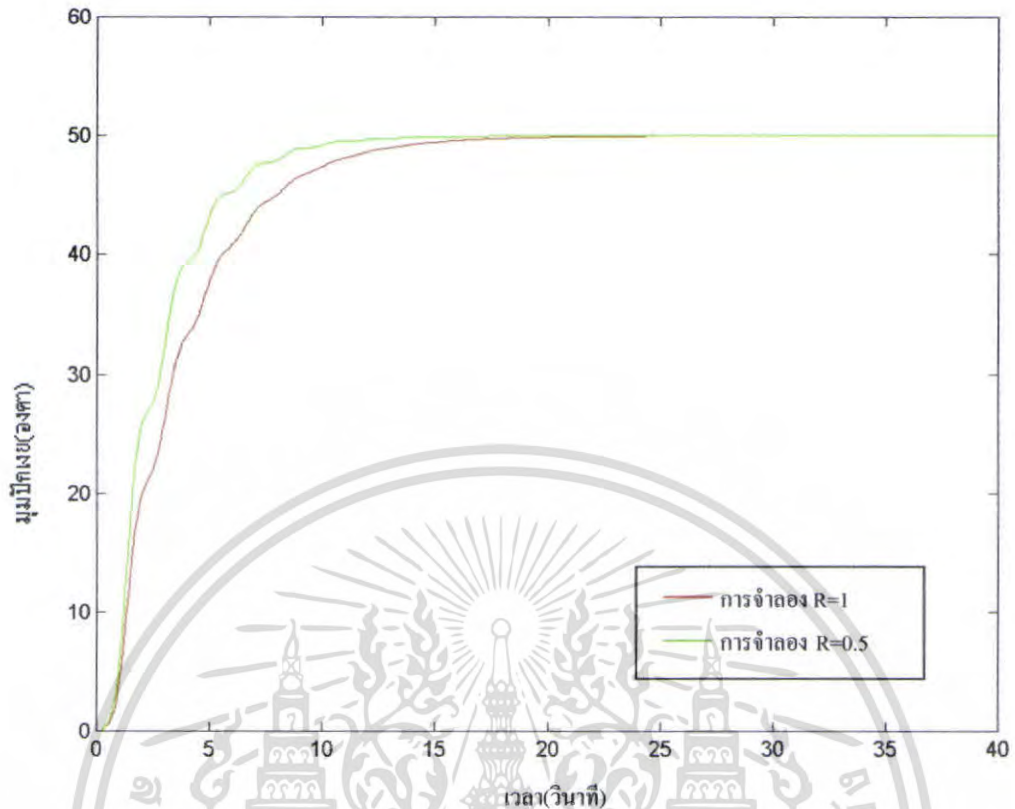
$$\text{แกนปีกเยย } Q = \text{diag}([0 \dots 0 \ q]) \text{ เมื่อ } q = 1 \quad R = 1, 0.5 \quad (4.10)$$

$$\text{ให้ค่าอัตราขยายแบบอินทริกัล} = 0.9833$$

$$\text{แกนลำยอง } Q = \text{diag}([0 \dots 0 \ q]) \text{ เมื่อ } q = 1 \quad R = 5, 15 \quad (4.11)$$

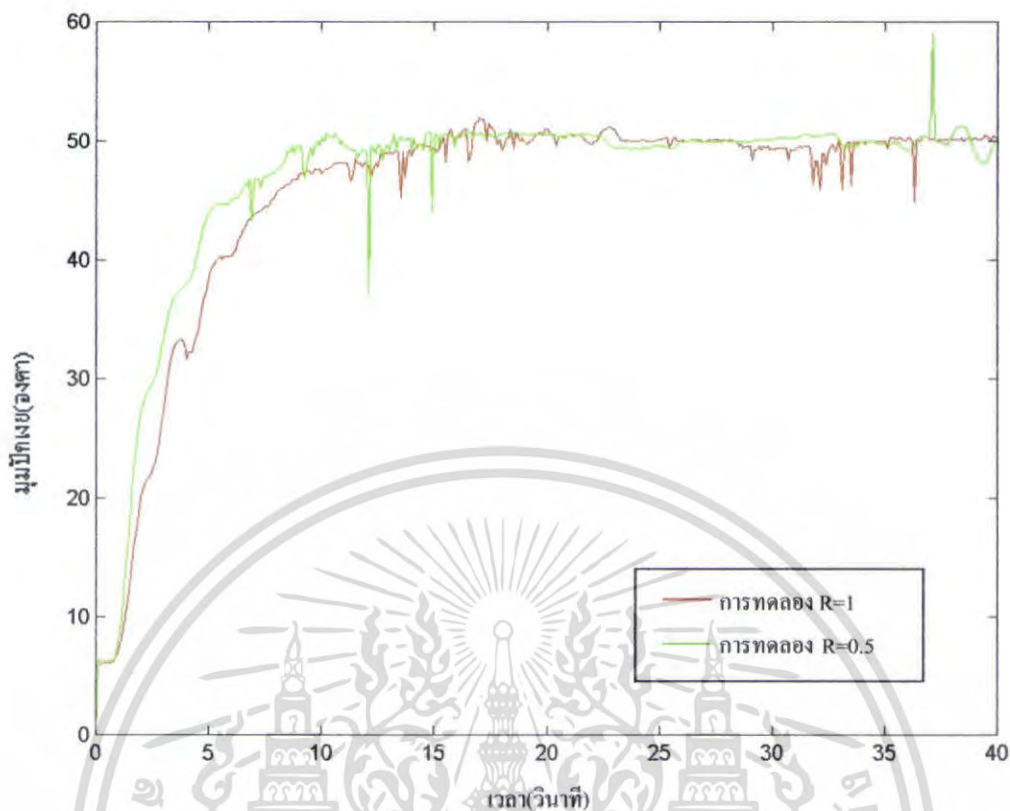
$$\text{ให้ค่าอัตราขยายแบบอินทริกัล} = 0.2541$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.11 ผลการจำลองด้านแกนปีกงยเมื่อปรับน้ำหนักในการออกแบบ LQR

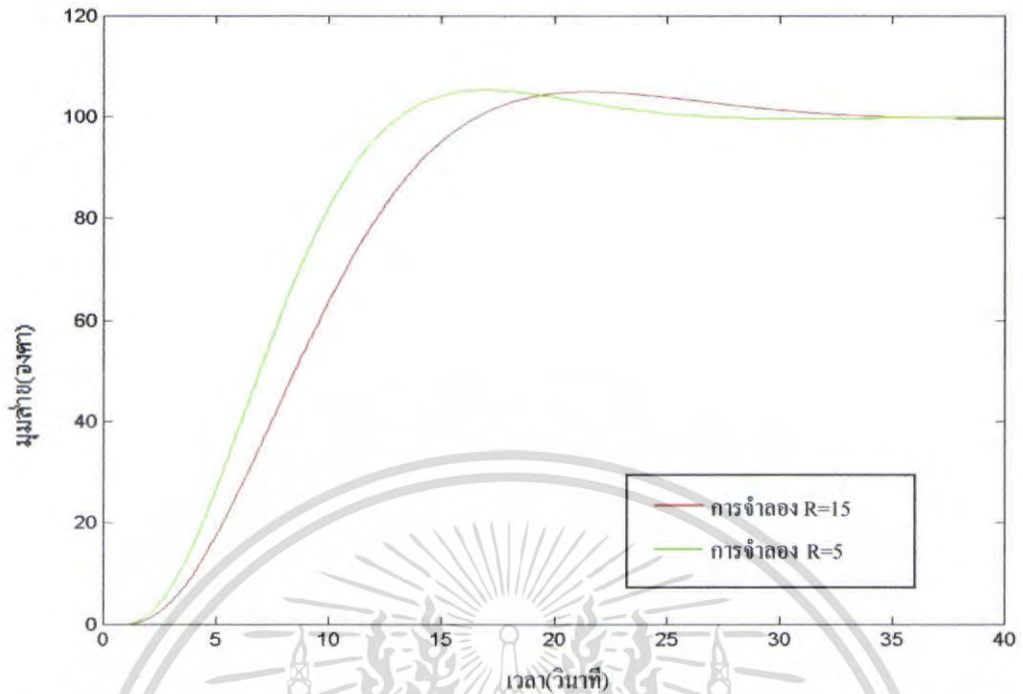
การปรับน้ำหนักในการออกแบบ LQR ทางด้านแกนปีกงยดังแสดงในรูปที่ 4.11 พบว่าผลตอบสนองวงปิดของแบบจำลองนั้นจะเข้าสู่สภาวะคงตัวที่เวลาประมาณ 20 วินาที และค่าความคลาดเคลื่อนสุดท้ายเท่ากับศูนย์ ทำให้เห็นความแตกต่างพอสมควรในการใช้ตัวควบคุมแบบพีไอดี และตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตท ทดลองกับระบบจริงโดยให้มีเงื่อนไขเดียวกับแบบจำลอง พบว่าผลการทดลองกับระบบจริงมีค่าใกล้เคียงกับแบบจำลอง โดยการทดลองกับระบบจริงนั้นจะมีการแกว่งในทุกช่วงเวลา แต่ก็สามารถเข้าสู่สภาวะอยู่ตัวได้ ผลการทดลองกับระบบจริงเมื่อปรับน้ำหนักในการออกแบบ LQR ทางด้านแกนปีกงย ที่ได้แสดงในรูปที่ 4.12



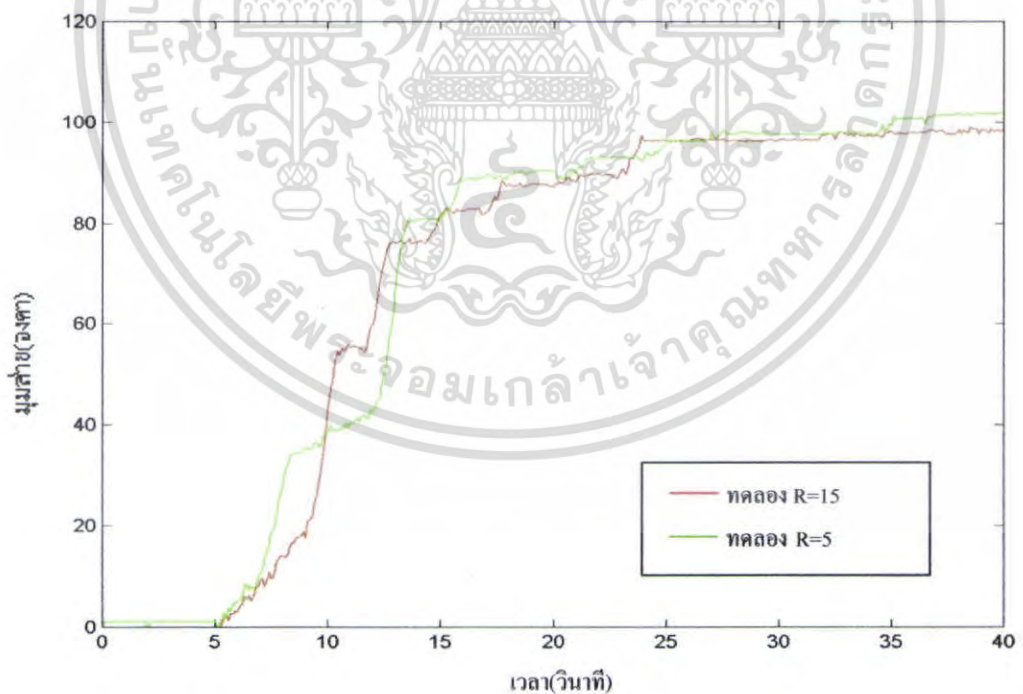
รูปที่ 4.12 ผลการทดลองด้านแกนปีกเกยเมื่อปรับน้ำหนักในการออกแบบ LQR

ทดลองใช้ค่าของตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตตดังสมการที่ (4.11) เพื่อใช้ควบคุมการเคลื่อนที่ในแกนสายของแบบจำลอง โดยใช้การปรับน้ำหนักในการออกแบบ LQR พบว่าผลตอบสนองของระบบสามารถเข้าสู่สภาวะคงตัวได้ที่เวลา 40 วินาที โดยไม่มีค่าผิดพลาดสุดท้าย แต่เมื่อทดลองกับระบบจริงพบว่า ระบบใช้เวลาน้อยลงในการเข้าสู่สภาวะคงตัว แต่มีค่าความผิดพลาดสุดท้ายประมาณ 5% ผลการทดลองที่ได้นี้แสดงในรูปที่ 4.13 และ 4.14

การควบคุมแบบป้อนกลับสเตตที่ทดลองทั้ง 2 แกน เมื่อคิอิสระจากกันแล้ว พบว่าผลตอบสนองของแบบจำลองและระบบจริงนั้นสามารถเข้าสู่สภาวะคงตัวได้ แต่ใช้เวลานานกว่าตัวควบคุมแบบพีไอดี ซึ่งอาจเป็นผลมาจากการเลือกค่าน้ำหนัก ไม่ใช่การเลือกโพลโดยตรง ซึ่งไม่สามารถกำหนดผลตอบสนองให้เป็นอย่างที่ต้องการได้ ทำให้ผลตอบสนองออกมาช้ากว่าตัวควบคุมพีไอดี



รูปที่ 4.13 ผลการจำลองด้านแกนสายเมื่อปรับน้ำหนักในการออกแบบ LQR



รูปที่ 4.14 ผลการทดลองด้านแกนสายเมื่อปรับน้ำหนักในการออกแบบ LQR

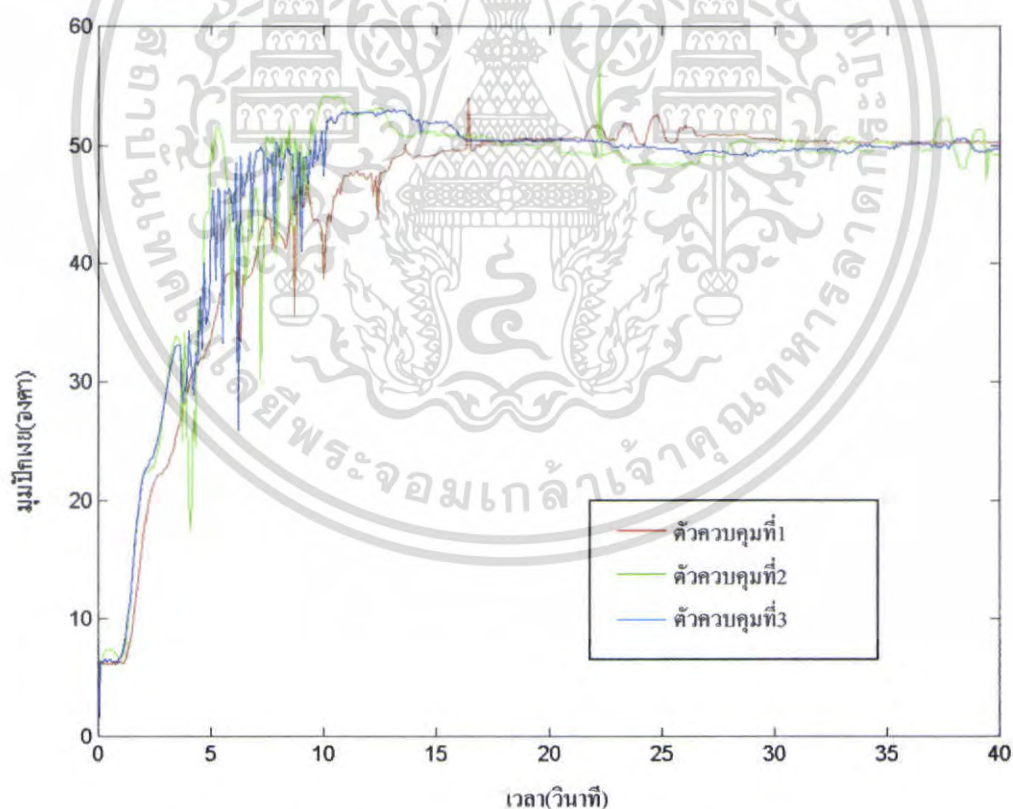
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.8 การทดลองตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตทโดยไม่มีอิสระจากกัน

ทดลองโดยให้เสถียรเตอร์เคลื่อนที่สองมิติ โดยแกนปีกงยก็จะมีการามีเตอร์ในการควบคุมค่าหนึ่ง และแกนสายมีค่าพารามิเตอร์ในการควบคุมค่าหนึ่ง และแกนสายซ้ายมีค่าพารามิเตอร์ในการควบคุมค่าหนึ่ง โดยค่าพารามิเตอร์ในการควบคุมนั้นทำได้โดยเปลี่ยนค่า R โดยให้ค่า Q เท่ากับการทดลองที่อิสระจากกันคือ $\text{diag}([0 \dots 0 \ q])$ เมื่อ $q=1$ โดยค่าการควบคุมมีดังนี้

ตัวควบคุม	แกนปีกงย (R)	แกนสาย ขวา (R)	แกนสาย ซ้าย (R)
1	1	15	25
2	0.5	5	10
3	0.5	15	25

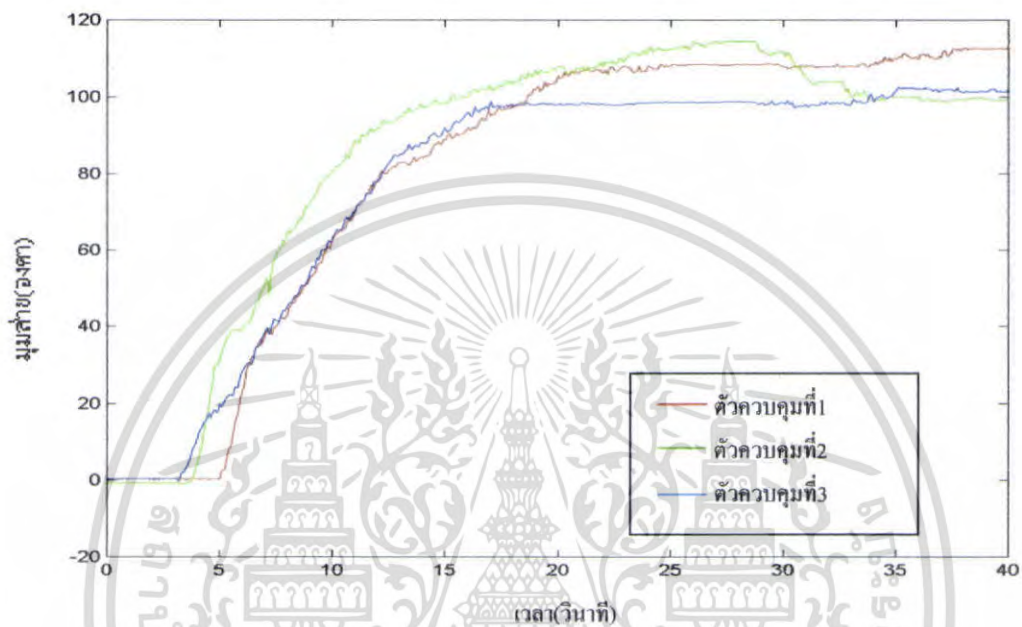
ตารางที่ 4.1 ค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมป้อนกลับสเตทเมื่อปรับน้ำหนักในการออกแบบ LQR



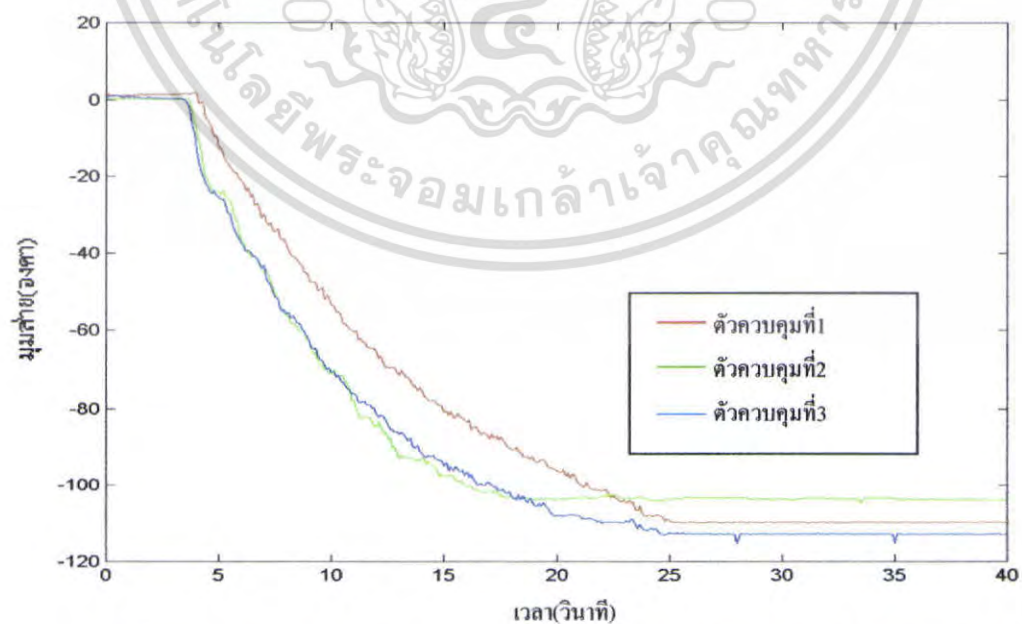
รูปที่ 4.15 ผลการทดลองของระบบควบคุมแบบป้อนกลับสเตททางด้านแกนปีกงย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 4.15 ผลการทดลองจริงของระบบมีค่าไม่ต่างกันมากเมื่อมีการเปลี่ยนตัวควบคุม และผลตอบสนองก็จะได้ใกล้เคียงผลการจำลองระบบ ซึ่งมีค่าการเข้าสู่สภาวะคงตัวประมาณ 20 วินาที และค่าความคลาดเคลื่อนสุดท้ายประมาณ 1% ซึ่งหมายความว่า ออกแบบตัวควบคุมได้เหมาะสมกับระบบจริง โดยจะมีการแกว่งเล็กน้อยซึ่งจะนำไปพัฒนาให้ดีขึ้นต่อไปในการหาตัวควบคุมชนิดอื่น



รูปที่ 4.16 ผลการทดลองของระบบควบคุมแบบป้อนกลับสเตททางด้านแกนลำตัวขวา



รูปที่ 4.17 ผลการทดลองของระบบควบคุมแบบป้อนกลับสเตททางด้านแกนลำตัวซ้าย

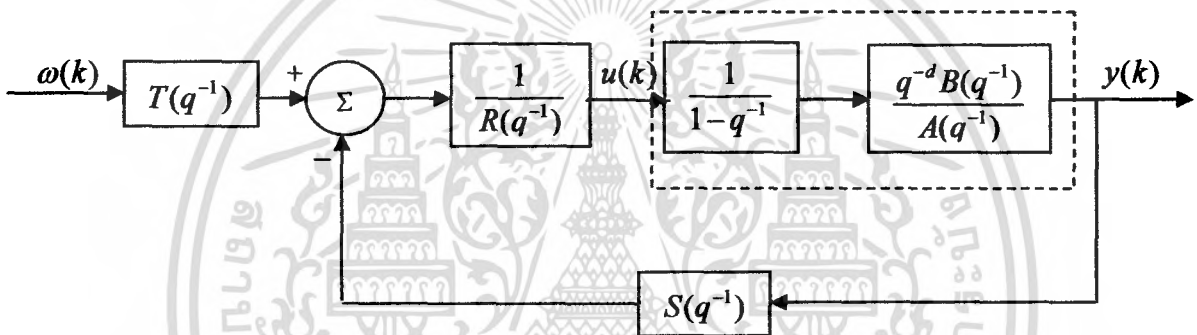
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.9 การออกแบบตัวควบคุมแบบอาร์เอสที ทางด้านแกนปีกเงย

ในเบื้องต้นการออกแบบตัวควบคุมแบบอาร์เอสที โดยอาศัยหลักการของการวางโพลไว้ตามตำแหน่งเมื่อทราบค่าพารามิเตอร์ โดยค่าพารามิเตอร์ของฟังก์ชันถ่ายโอนที่ได้ทำการพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบได้ดังสมการที่ (4.12)

$$G(q^{-1}) = \frac{0.0039q^{-5}}{1 - 1.0866q^{-1} - 0.2243q^{-2} + 0.182q^{-3} + 0.3565q^{-4} + 0.1335q^{-6} - 0.174q^{-6}} \quad (4.12)$$

ในการออกแบบระบบควบคุมแบบอาร์เอสที นั้นนิยมออกแบบโดยการรวมตัวอินทิเกรเตอร์เข้าไปในระบบไว้ด้วย เพื่อชดเชยค่าความผิดพลาดสุดท้ายทำให้ระบบเข้าสู่สภาวะคงตัวได้ โดยพิจารณาระบบดังรูปที่ 4.18



รูปที่ 4.18 บล็อกโคอะแกรมของระบบควบคุมอาร์เอสทีร่วมกับอินทิเกรเตอร์

โดยระบบที่ออกแบบ พิจารณาดังสมการ (4.13)

$$\tilde{G}(q^{-1}) = \frac{1}{1-q^{-1}} G(q^{-1}) \quad (4.13)$$

เมื่อทราบค่าพารามิเตอร์จากสมการ (4.13) ของฟังก์ชันถ่ายโอนแล้ว นำไปออกแบบตัวควบคุมแบบอาร์เอสทีโดยวางโพลไว้ที่ $0.86, 0.437, 0.336 \pm 0.065i, 0.22 \pm 0.04i$ ซึ่งทำให้ได้ค่าแบบจำลองอ้างอิงดังสมการ (4.14) (4.15) และ (4.16)

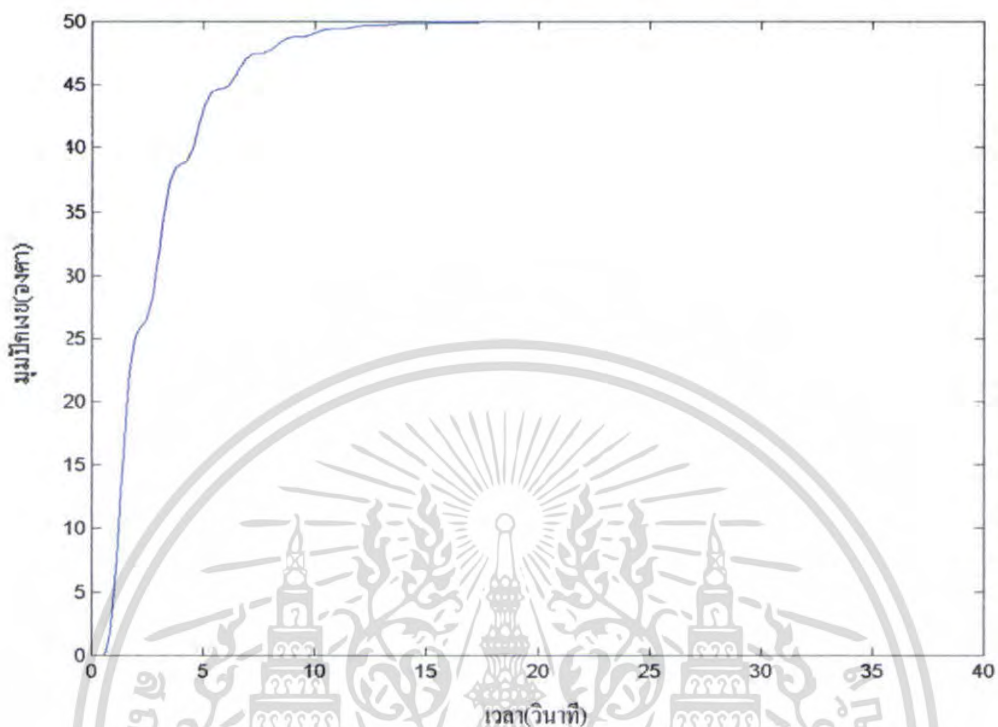
$$A_m = 1 - 2.859q^{-1} + 3.197q^{-2} - 2.291q^{-3} + 1.895q^{-4} - 1.289q^{-5} + 0.352q^{-6} \quad (4.14)$$

$$B_m = 0.00399984 \quad (4.15)$$

$$A_0 = 1 - 1.8q^{-1} + 1.19q^{-2} - 0.342q^{-3} + 0.036q^{-4} \quad (4.16)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

นำแบบจำลองอ้างอิงดังสมการ (4.14) (4.15) และ (4.16) วิเคราะห์หาผลตอบสนองของแบบจำลองอ้างอิงต่อสัญญาณขั้นบันได ได้ผลการทดลองแสดงในรูปที่ 4.19



รูปที่ 4.19 ผลการทดลองวงเปิดของแบบจำลองอ้างอิง

โดยนำค่าที่ได้จากแบบจำลองอ้างอิงจากสมการ (4.14) (4.15) และ (4.15) ออกแบบตัวควบคุมแบบอาร์เอสที ได้ค่าของตัวควบคุมอาร์เอสทีดังสมการ (4.17) (4.18) และ(4.19)

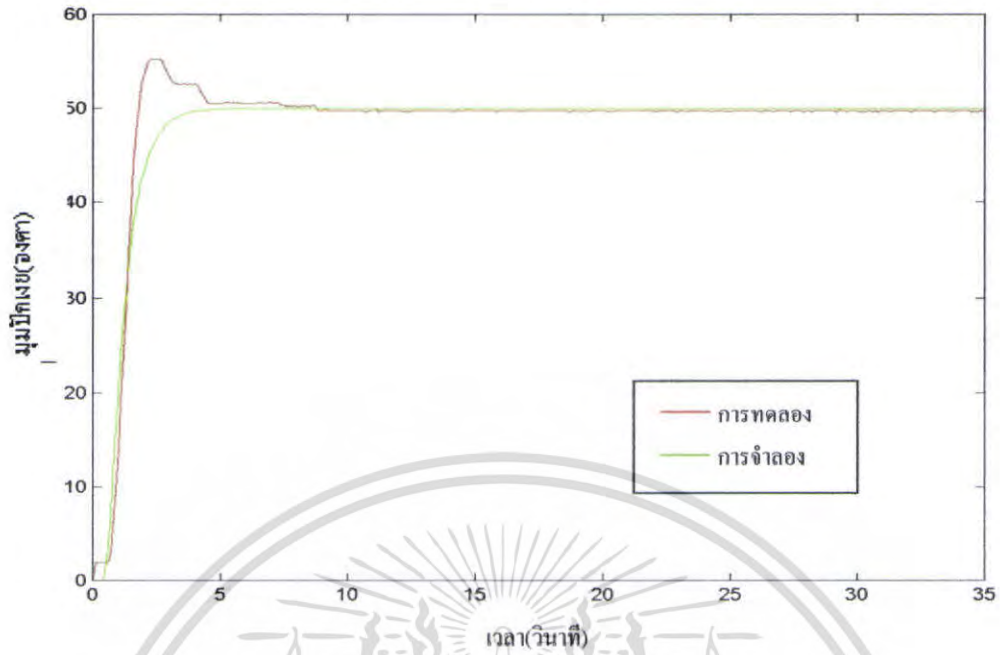
$$R = 1 - 0.8234q^{-1} + 1.00709q^{-2} - 0.09133q^{-3} + 0.19641q^{-4} \quad (4.17)$$

$$S = 32.519 - 30.99q^{-1} - 70.517q^{-2} + 102.329q^{-3} - 40.91q^{-4} + 19.561q^{-5} - 8.76q^{-6} \quad (4.18)$$

$$T = 5.4615 - 2.73075q^{-1} + 0.54615q^{-2} - 0.05462q^{-3} + 0.00273q^{-4} - 0.0000546q^{-5} \quad (4.19)$$

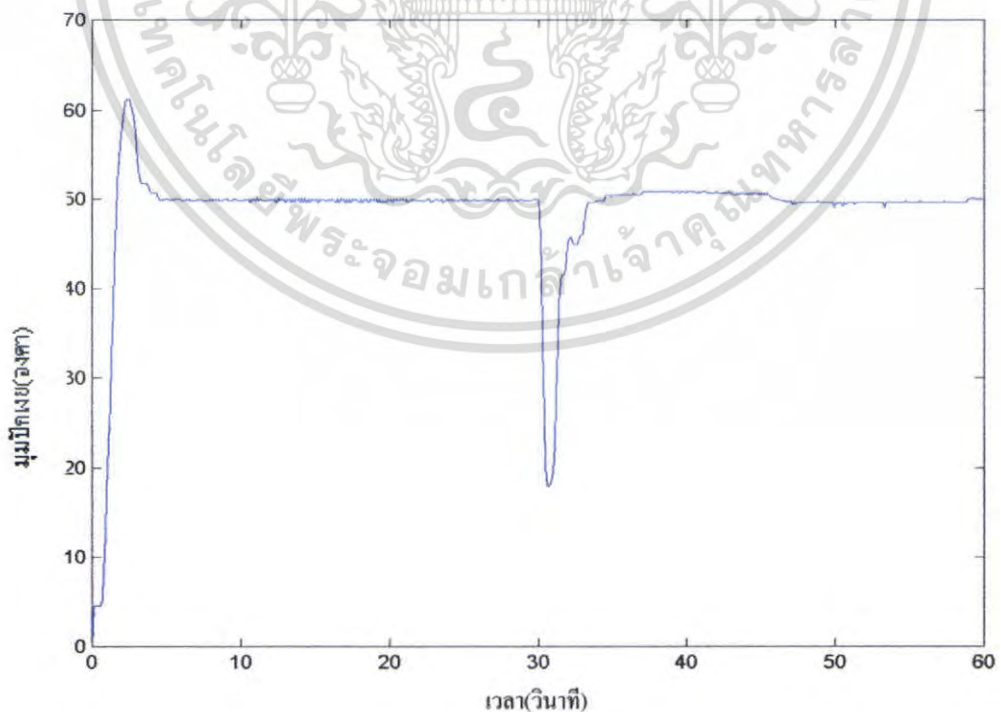
ผลการจำลองและผลการทดลองการออกแบบตัวควบคุมแบบอาร์เอสที ทางด้านแกนปีกเงยที่ได้แสดงในรูปที่ 4.20

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.20 ผลตอบสนองเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองโดยใช้ตัวควบคุมอาร์เอสที

ทดลองนำมวลจากภายนอกมาแขวนไว้ที่ส่วนหน้าของเฮลิคอปเตอร์จำลองโดยแขวนมวล ณ เวลาที่ 30 วินาทีผลการทดลองของตัวควบคุมแบบอาร์เอสทีที่ได้แสดงในรูปที่ 4.21



รูปที่ 4.21 ผลการทดลองด้านแกนปีกเมื่ถูกแขวนมวลที่เวลา 30 วินาที

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

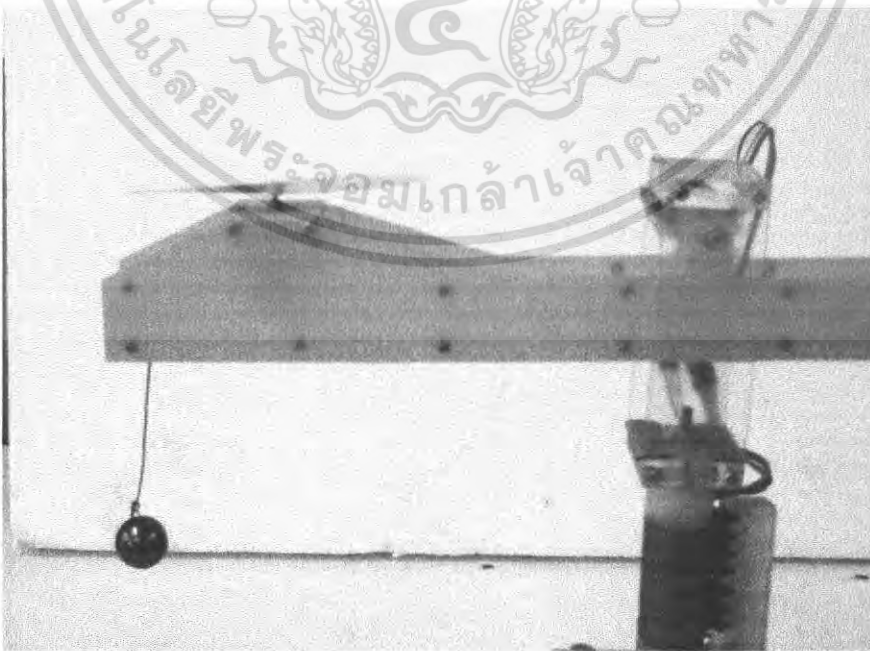
จากรูปที่ 4.20 เป็นการใช้ตัวควบคุมแบบอาร์เอสที จะเห็นว่าระบบมีเสถียรภาพและสามารถเข้าสู่สภาวะคงตัวได้อย่างดี โดยใช้เวลาเข้าสู่สภาวะคงตัวที่ 5 วินาที จากนั้นทำการรบกวนระบบจากภายนอกซึ่งได้ผลการทดลอง ดังแสดงในรูปที่ 4.21 แสดงว่าตัวควบคุมแบบอาร์เอสทีสามารถชดเชยสภาวะที่ถูกรบกวนจากภายนอกได้ และสามารถเข้าสู่สภาวะคงตัวโดยไม่มีควมผิดพลาด โดยจะนำหลักการออกแบบตัวควบคุมแบบอาร์เอสทีนั้น ไปเป็นพื้นฐานในการออกแบบตัวควบคุมชนิดแบบแคบที่ต่อไป

4.10 การทดลองพิจารณาระบบโดยมีสถานะที่เปลี่ยนไปด้านแกนปิกเงย

การพิจารณาระบบในการออกแบบตัวควบคุมที่เคชทำมา ทั้งตัวควบคุมแบบพีไอดี ตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตท และตัวควบคุมแบบอาร์เอสที โดยตัวควบคุมทั้งสามนั้นออกแบบโดยการพิจารณาฟังก์ชันถ่ายโอนคงที่ แต่ระบบเฮลิคอปเตอร์จำลองนั้น มีความไม่เป็นเชิงเส้นอยู่มาก การออกแบบตัวควบคุมในสถานะที่เป็นเชิงเส้น อาจจะไม่เหมาะสมกับระบบที่ใช้ทดลองจริง

ทดลองนำมวลแขวนที่ด้านหน้าระบบเฮลิคอปเตอร์จำลองดังรูป 4.22 แล้วทำการพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบ ได้ฟังก์ชันถ่ายโอนเวลาติดสกริต ดังสมการ (4.20)

$$\hat{G}(q^{-1}) = \frac{0.002722q^{-5}}{1 - 1.62q^{-1} + 0.877q^{-2} - 0.2178q^{-3} + 0.05156q^{-4} + 0.1831q^{-6} - 0.065q^{-6}} \quad (4.20)$$



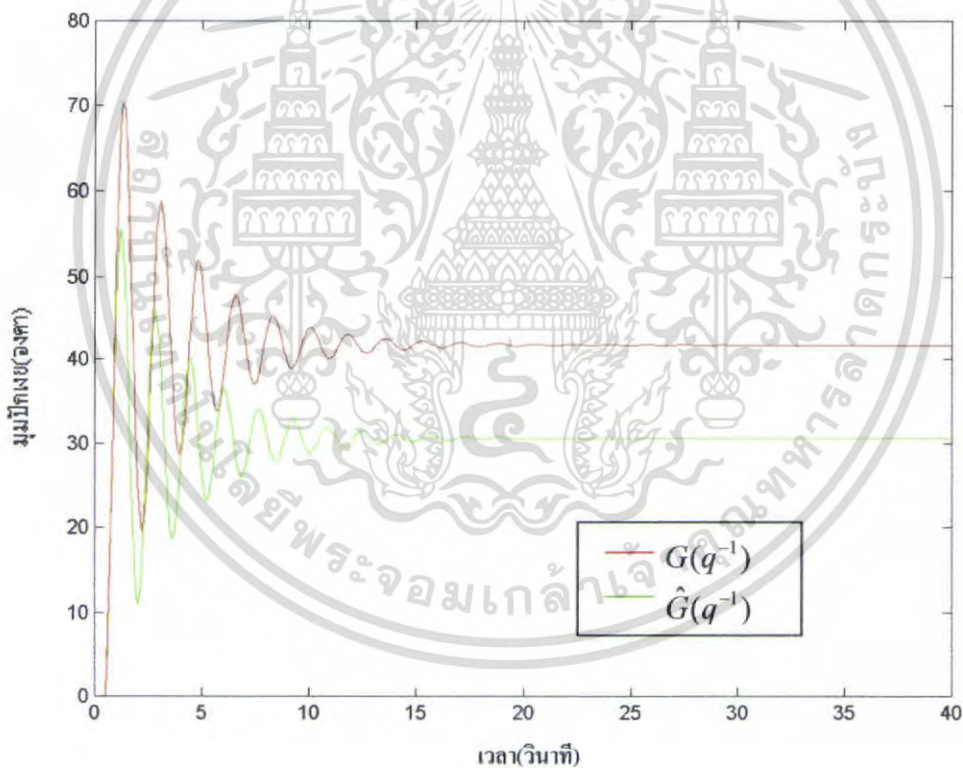
รูปที่ 4.22 เฮลิคอปเตอร์จำลองที่มีมวลแขวนอยู่ด้านหน้า

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ของคณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย เมื่อผู้ใดเห็นนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ทดลองนำฟังก์ชันถ่ายโอนเวลา discrete ของระบบที่ถูกรบกวนมาเทียบกับระบบที่อยู่ในสภาวะปกติพบว่า ค่าของพารามิเตอร์แต่ละค่าเปลี่ยนไปดังตารางที่ 4.2

พารามิเตอร์ สภาวะระบบ	b_0	a_0	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6
ปกติ	0.0039	1	-1.0866	-0.2243	0.182	0.3565	0.1335	-0.174
ถูกรบกวน	0.002722	1	-1.62	0.877	-0.2178	0.05156	0.1831	-0.0653

ตารางที่ 4.2 เปรียบเทียบพารามิเตอร์ของระบบที่ถูกรบกวนกับระบบปกติ เมื่อนำฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบทั้งสองสภาวะ วิเคราะห์หาผลตอบสนองวงเปิด ได้ผลตอบสนองดังรูปที่ 4.23



รูปที่ 4.23 ผลตอบสนองวงเปิดเปรียบเทียบระบบปกติกับระบบที่มีการรบกวน

จากรูปที่ 4.23 พบว่าผลตอบสนองของระบบวงเปิดของระบบที่ถูกรบกวนและระบบปกติแตกต่างกัน โดยค่าที่เข้าสู่สภาวะสมดุลของระบบที่มีการรบกวนมีค่าต่ำกว่าระบบปกติ 10 องศา ซึ่งอาจส่งผลไปถึงตัวควบคุมที่ได้ทำการออกแบบ อาจไม่สามารถใช้กับระบบที่ถูกรบกวนได้ จึงต้อง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ใช้ตัวควบคุมที่มีประสิทธิภาพในการปรับตัวเองได้ เมื่อระบบถูกรบกวนให้มีสถานะที่เปลี่ยนไป ซึ่งจะกล่าวในหัวข้อที่ 4.13

4.11 การจำลองการพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบแบบเวียนบังเกิด

ทดลองให้ระบบในสถานะปกติมีฟังก์ชันถ่ายโอนเวลา discrete เป็นดังสมการ (4.12) และระบบที่ถูกรบกวน โดยมีการเขวนมวลมีฟังก์ชันถ่ายโอนเวลา discrete เป็นสมการ (4.20)

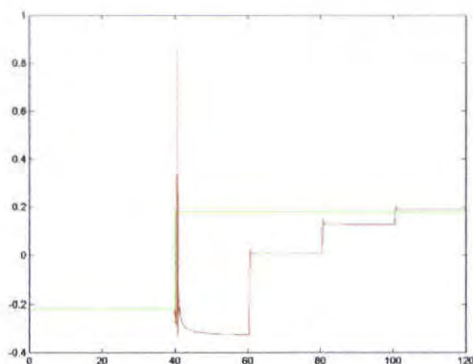
จากฟังก์ชันถ่ายโอนเวลา discrete ของทั้งสองระบบพบว่า ค่าพารามิเตอร์แต่ละตัวนั้นแตกต่างกัน ดังตารางที่ 4.2 โดยทำการพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบแบบเวียนบังเกิด เพื่อทดลองปรับค่าพารามิเตอร์แต่ละตัว โดยมีเงื่อนไขดังนี้

เวลา 0-40 วินาที ให้ระบบเป็นระบบที่มีเขวนมวล มีฟังก์ชันถ่ายโอนเวลา discrete เป็นดังสมการ (4.20) และเมื่อเวลา 40 วินาทีเป็นต้นไป เป็นระบบในสถานะปกติมีฟังก์ชันถ่ายโอนเวลา discrete เป็นดังสมการ (4.12)

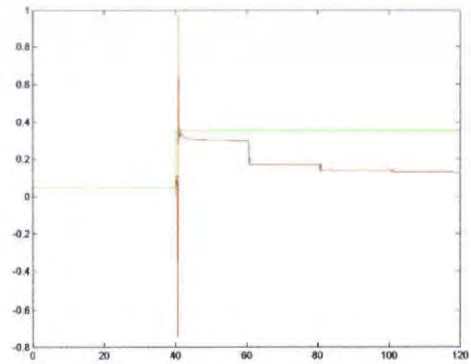
จำลองการพิสูจน์เอกลักษณ์ ระบบแบบเวียนบังเกิดด้วยโปรแกรม ให้ผลการทดลองค่าพารามิเตอร์แต่ละตัวที่เปลี่ยนไปดังรูปที่ 4.24



(ก) พารามิเตอร์ a_1 (ข) พารามิเตอร์ a_2

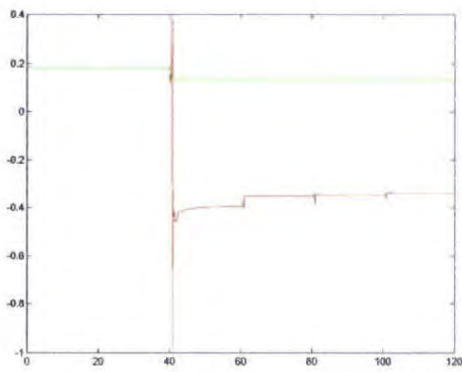
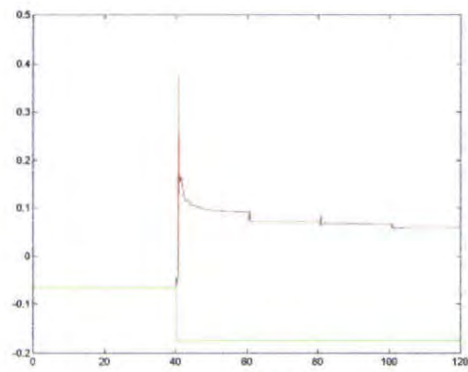


(ค) พารามิเตอร์ a_3



(ง) พารามิเตอร์ a_4

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

(จ) พารามิเตอร์ a_5 (ฉ) พารามิเตอร์ a_6 (ซ) พารามิเตอร์ b_0

รูปที่ 4.24 ค่าพารามิเตอร์การพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบแบบเวียนบังเกิดจากการจำลอง

จากรูปที่ 4.24 เส้นกราฟสีแดงคือ ค่าพารามิเตอร์จากการพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบแบบเวียนบังเกิด และเส้นกราฟสีเขียวคือ ค่าพารามิเตอร์จริง พบว่าค่าพารามิเตอร์ของแต่ละตัวแตกต่างกันออกไปจากค่าจริง อันมีผลมาจากค่าเริ่มต้นในการจำลองระบบ เช่น ค่าในเมตริกซ์เอฟ และ ค่าแฟคเตอร์ลิมค่า ซึ่งการหาค่าที่เหมาะสมสามารถทำได้ยาก

เมื่อพิจารณาค่าเอาต์พุตจริงกับค่าเอาต์พุตจากการประมาณ ซึ่งก็คือมุมของเฮลิคอปเตอร์ทางด้านแกนปีกเงย พบว่ามีค่าใกล้เคียงกัน ทำให้ค่าความผิดพลาดระหว่างค่าเอาต์พุตจริงกับค่าเอาต์พุตจากการประมาณมีค่าใกล้เคียงศูนย์ โดยจะนำการพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบแบบเวียนบังเกิด ไปใช้ในการออกแบบตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟต่อไป

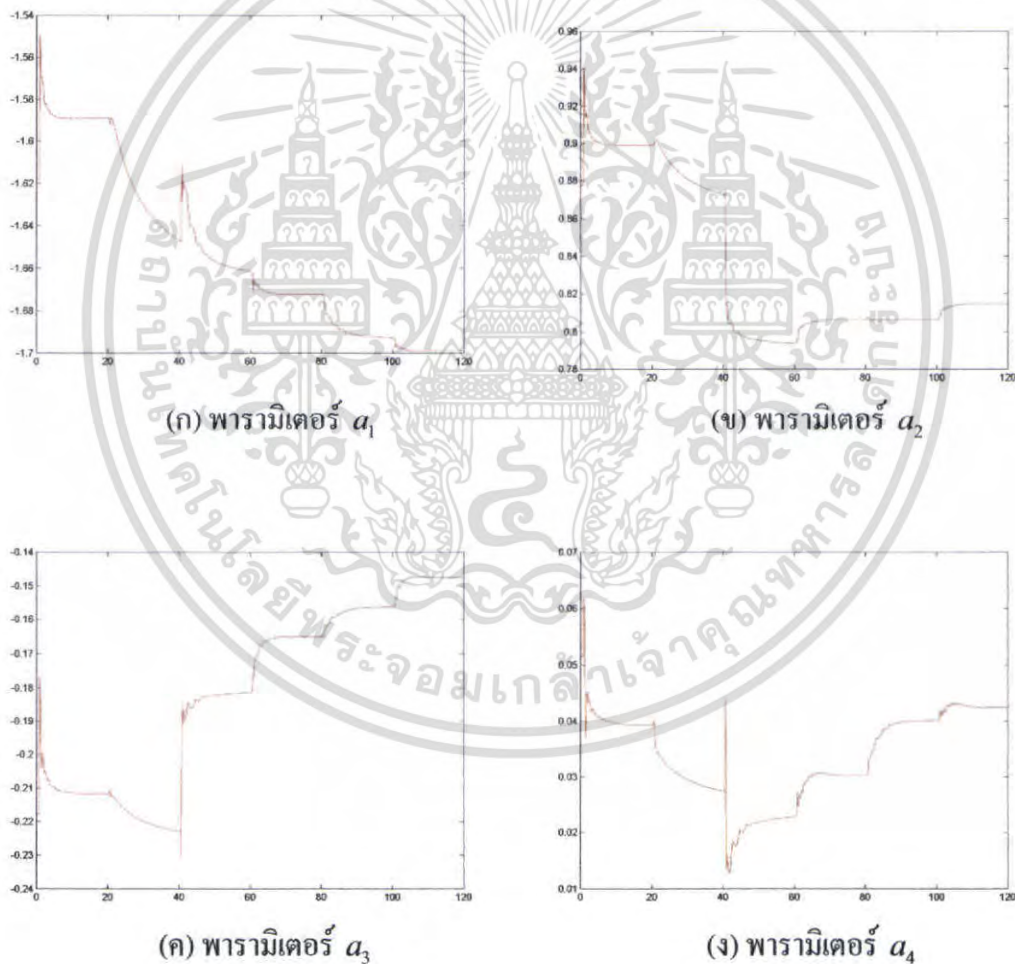
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.12 การทดลองการพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบแบบเวียนบังเกิด

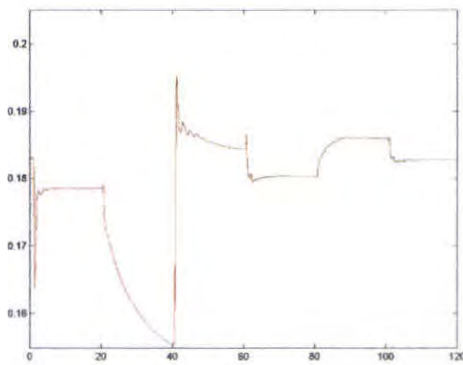
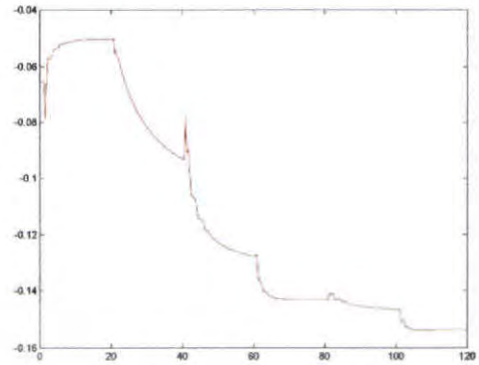
ทดลองพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบแบบเวียนบังเกิดโดยใช้กับระบบเสถียรคอปเตอร์จริงโดยมีเงื่อนไขเช่นเดียวกับหัวข้อ 4.11 คือให้ระบบในสภาวะปกติมีฟังก์ชันถ่ายโอนเวลาอิสระที่ดังสมการที่ 4.12 และระบบที่ถูกรบกวนโดยมีการเขวมนวลมีฟังก์ชันถ่ายโอนเวลาอิสระที่ดังสมการที่ 4.20

โดยมีเงื่อนไขที่เวลา 0-40 วินาทีให้ระบบเป็นระบบที่มีเขวมนวล มีฟังก์ชันถ่ายโอนเวลาอิสระที่ดังสมการ (4.20) และเมื่อเวลา 40 วินาทีเป็นต้นไป เป็นระบบในสภาวะปกติมีฟังก์ชันถ่ายโอนเวลาอิสระที่ดังสมการ (4.12)

ทดลองพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบแบบเวียนบังเกิดด้วยระบบจริงให้ผลการทดลองค่าพารามิเตอร์แต่ละตัวที่เปลี่ยนไปดังรูปที่ 4.25



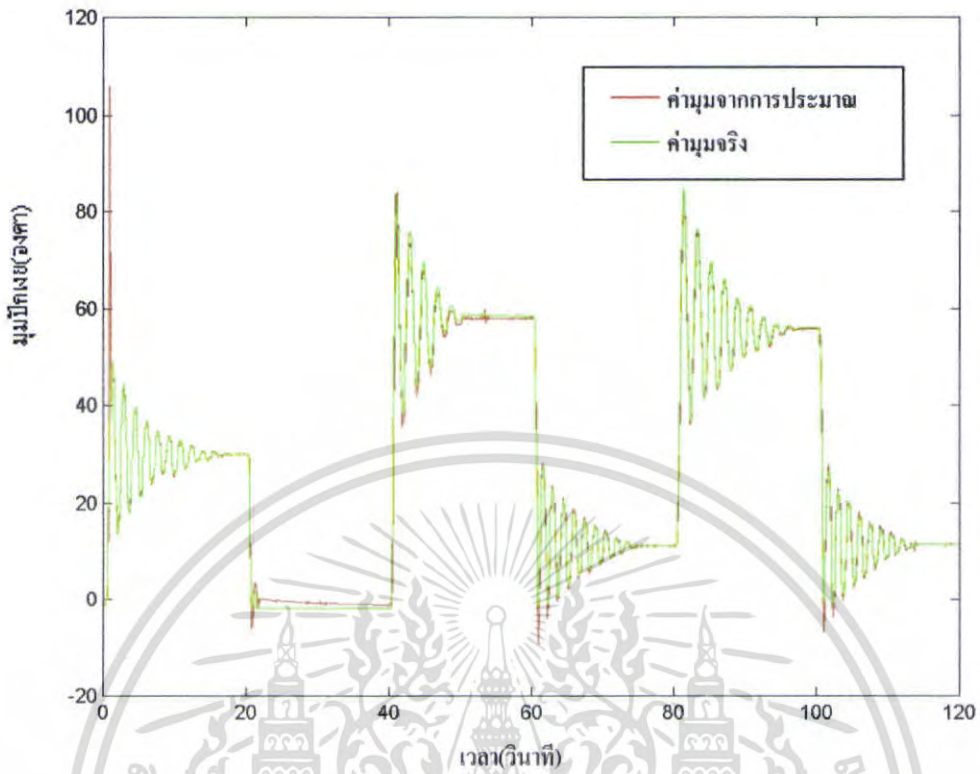
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

(จ) พารามิเตอร์ a_5 (ฉ) พารามิเตอร์ a_6 (ช) พารามิเตอร์ b_0

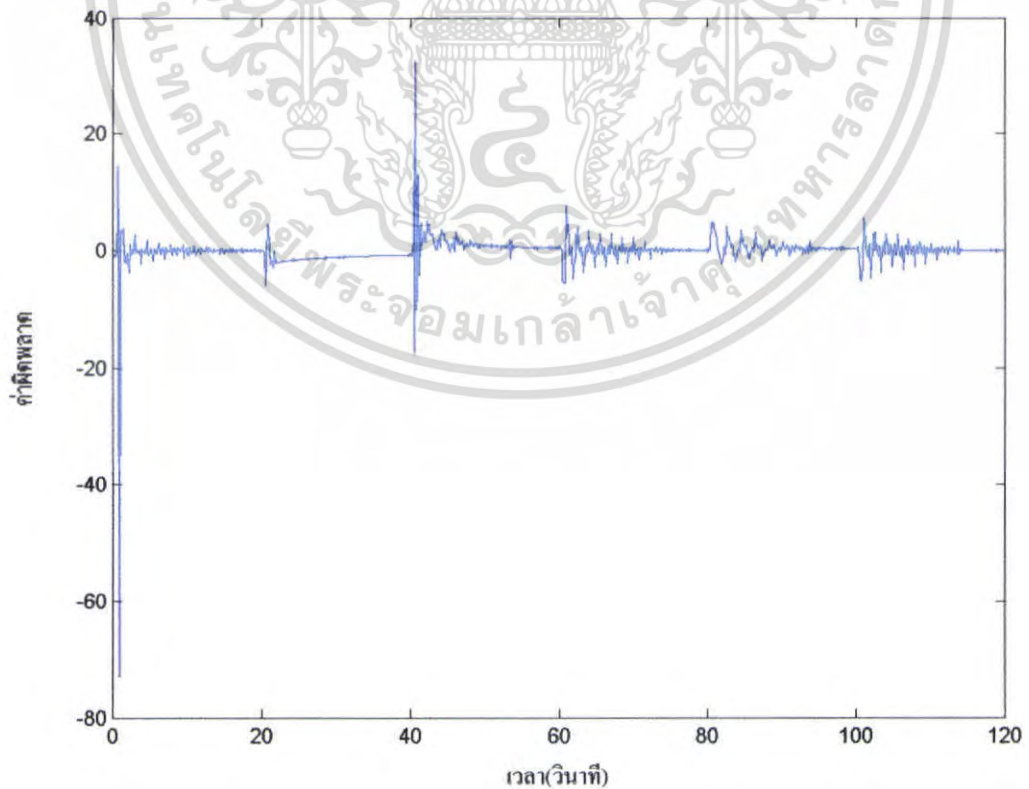
รูปที่ 4.25 ค่าพารามิเตอร์การพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบแบบเวียนบังเกิดจากการทดลอง

รูปที่ 4.25 แสดงค่าพารามิเตอร์แต่ละตัวจากการทดลอง พบว่ายังไม่ใกล้เคียงกับค่าจริง แต่เมื่อลองพิจารณาค่าเอาที่พหุจริงกับค่าเอาที่พหุประมาณ พบว่ามีค่าใกล้เคียงกัน ทำให้ค่าความผิดพลาดมีค่าใกล้เคียงศูนย์ ดังแสดงในรูปที่ 4.26 และ 4.27 จึงนำผลของการทดลองพิสูจน์เอกลักษณ์ระบบแบบเวียนบังเกิด ไปใช้ในการออกแบบตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟ ดังจะกล่าวในหัวข้อต่อไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.26 ผลการทดลองเปรียบเทียบระหว่างเอาต์พุตจริงกับเอาต์พุตทดลอง



รูปที่ 4.27 ค่าความผิดพลาดระหว่างค่าเอาต์พุตจริงกับค่าเอาต์พุตประมาณจากการทดลอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.13 การจำลองระบบควบคุมแบบอะแดปทีฟ

การทดลองระบบควบคุมแบบอะแดปทีฟ อาศัยหลักการของการออกแบบตัวควบคุมแบบอาร์เอสที เลือกออกแบบให้ระบบควบคุมสอดคล้องกับแบบจำลองอ้างอิงดังสมการ (4.14) (4.15) และ(4.16) โดยนำแบบจำลองอ้างอิงที่ได้นั้นมาออกแบบตัวควบคุมตั้งต้นซึ่งได้ตัวควบคุมดังสมการ (4.17) (4.18) และ(4.19)

เมื่อได้ตัวควบคุมแบบอาร์เอสที ในเบื้องต้นแล้ว ทำการทดลองโดยอาศัยเงื่อนไขตามตารางที่ 4.5 และ 4.6 ซึ่งอาศัยตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟ โดยใช้วิธีวางตำแหน่งโพลเมื่อไม่ทราบค่าพารามิเตอร์ ซึ่งมีการทำตามขั้นตอนทั้ง 4 ขั้นตอนในหัวข้อ 3.4.4

ในการจำลองการหาตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟนั้น ทำการจำลองโดยปรับเปลี่ยนจุดอ้างอิงตามเงื่อนไขดังตารางที่ 4.5

เวลา(วินาที)	ค่ามุมทางด้านแกนปีกเงย (องศา)
0-15	50
15-25	40
25 เป็นต้นไป	50

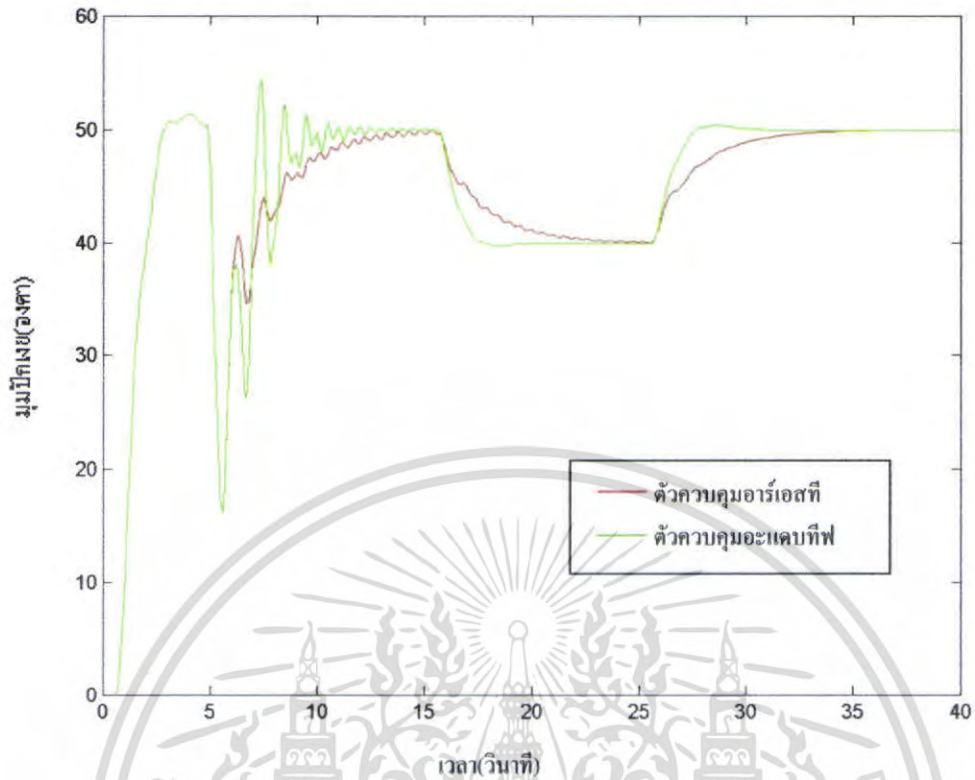
ตารางที่ 4.3 เงื่อนไขการปรับเปลี่ยนค่ามุมทางด้านแกนปีกเงย

และได้ทำการจำลองระบบให้เปลี่ยนไปตามเวลา โดยมีเงื่อนไขตามตารางที่ 4.6

เวลา(วินาที)	ระบบที่ใช้ในการทดลอง
0-5	ระบบปกติ
5 เป็นต้นไป	ถูกรบกวนโดยมีมวลแขวน

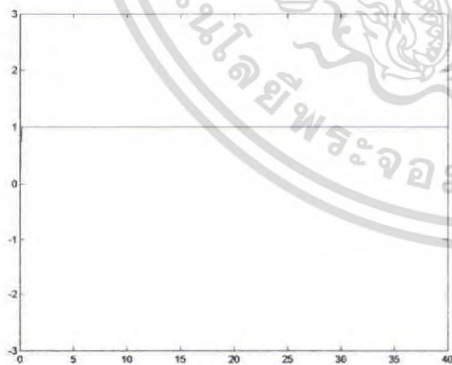
ตารางที่ 4.4 เงื่อนไขการปรับเปลี่ยนระบบในการจำลอง

จำลองควบคุมมุมทางด้านแกนปีกเงย โดยใช้ตัวควบคุมแบบอาร์เอสที และตัวควบคุมแบบพอดแคบทีฟ โดยอาศัยเงื่อนไขตามตารางที่ 4.5 และ 4.6 ผลการจำลองออกแบบตัวควบคุมแบบอาร์เอสทีเทียบกับผลการจำลองแบบอะแดปทีฟที่ได้ แสดงในรูปที่ 4.28

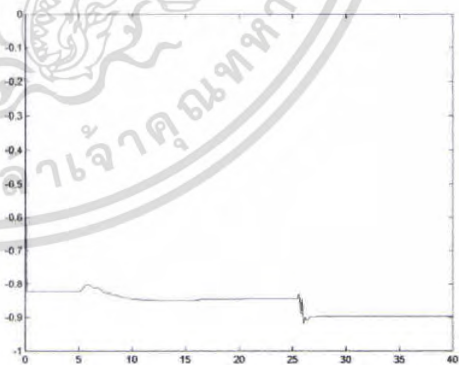


รูปที่ 4.28 ผลการจำลองเปรียบเทียบตัวควบคุมอาร์เอสทีกับตัวควบคุมอะแดปทีฟ

ผลการจำลองค่าพารามิเตอร์อาร์เอสทีของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟ ที่ได้แสดงในรูปที่ 4.29

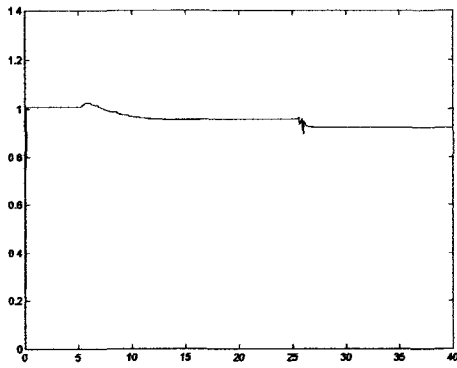
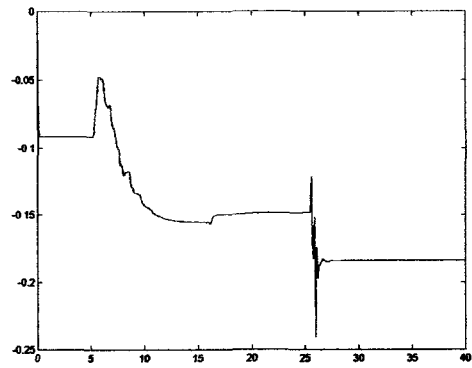
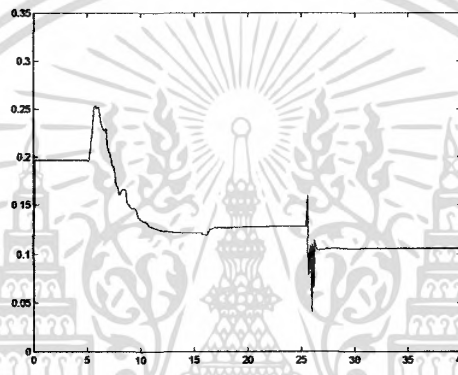


(ก) ค่าจำลองพารามิเตอร์ r_0



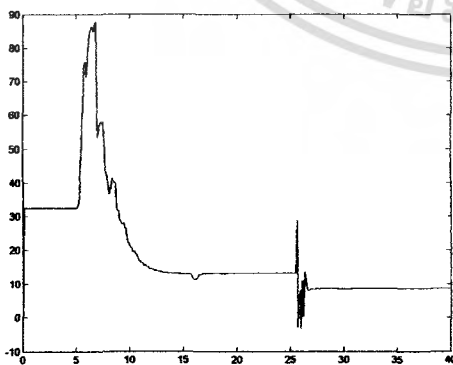
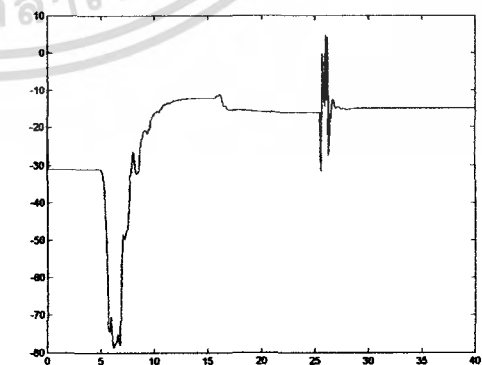
(ข) ค่าจำลองพารามิเตอร์ r_1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

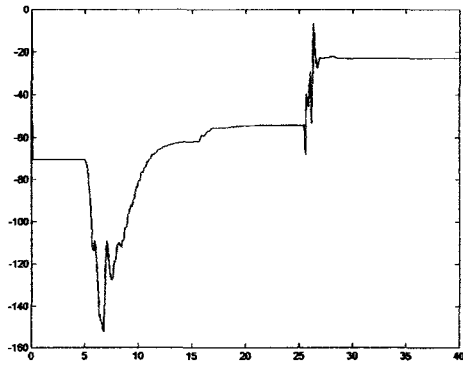
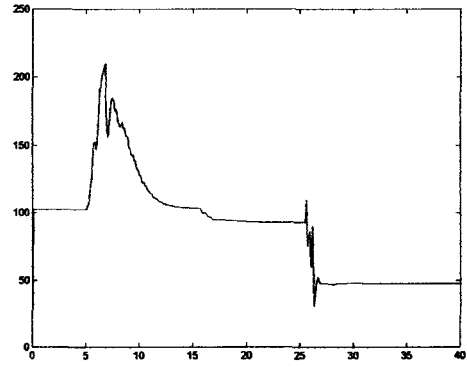
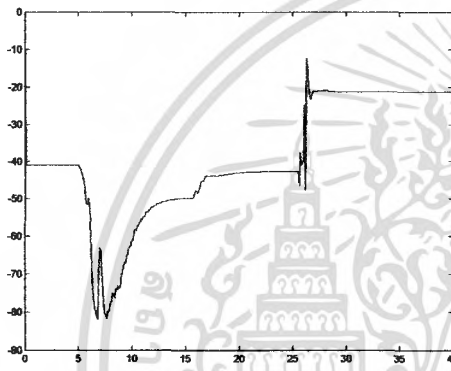
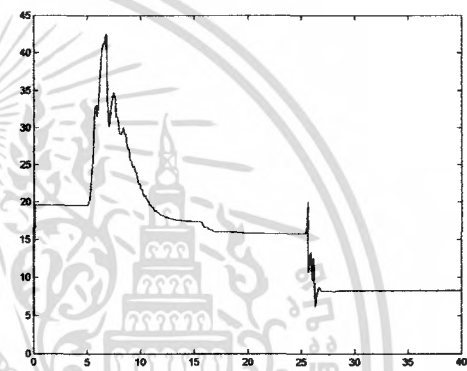
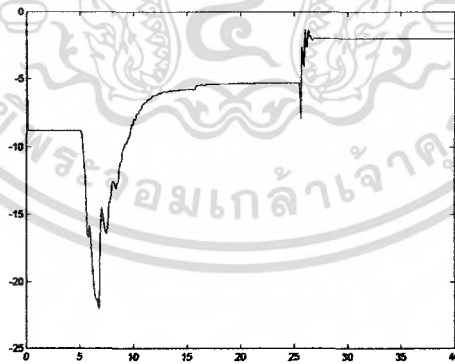
(ค) ค่าจำลองพารามิเตอร์ r_2 (ง) ค่าจำลองพารามิเตอร์ r_3 (จ) ค่าจำลองพารามิเตอร์ r_4

รูปที่ 4.29 ค่าพารามิเตอร์อาร์ของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟจากการจำลอง

ผลการจำลองค่าพารามิเตอร์เอสของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟ ที่ได้แสดงในรูปที่ 4.30

(ก) ค่าจำลองพารามิเตอร์ s_0 (ข) ค่าจำลองพารามิเตอร์ s_1

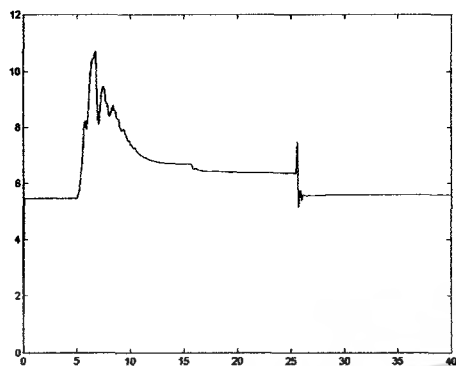
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

(ค) ค่าจำลองพารามิเตอร์ s_2 (ง) ค่าจำลองพารามิเตอร์ s_3 (จ) ค่าจำลองพารามิเตอร์ s_4 (ฉ) ค่าจำลองพารามิเตอร์ s_5 (ช) ค่าจำลองพารามิเตอร์ s_6

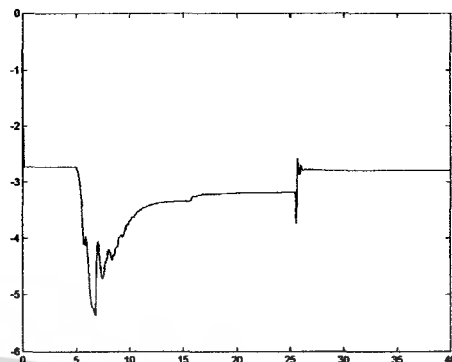
รูปที่ 4.30 ค่าพารามิเตอร์เอสของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟจากการจำลอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

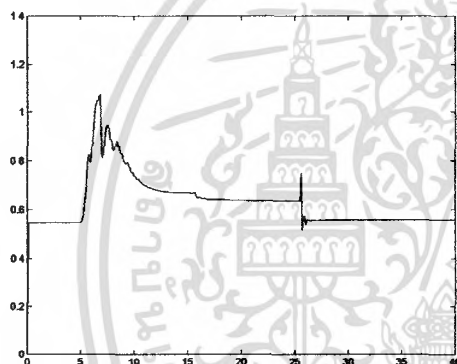
ผลการจำลองค่าพารามิเตอร์ที่ของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟ ที่ได้แสดงในรูปที่ 4.31



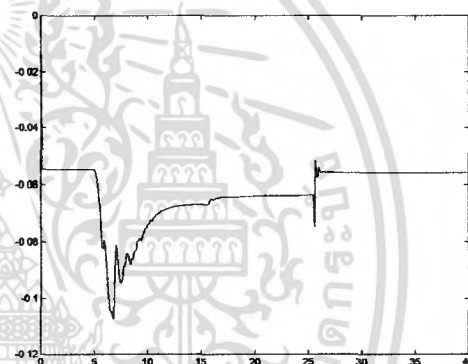
(ก) ค่าจำลองพารามิเตอร์ t_0



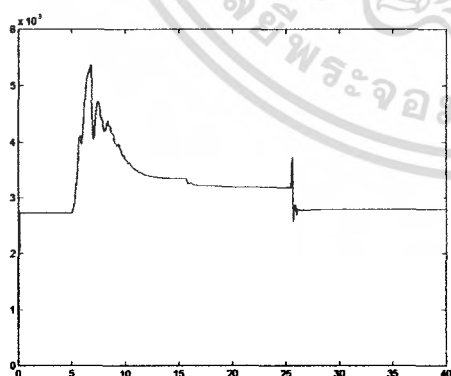
(ข) ค่าจำลองพารามิเตอร์ t_1



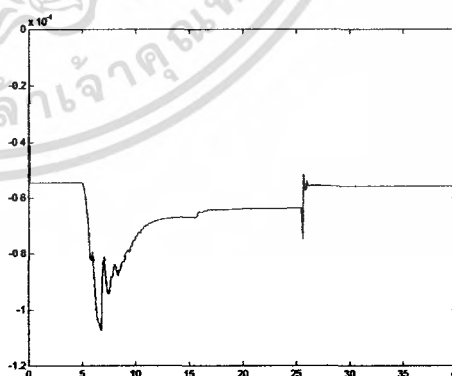
(ค) ค่าจำลองพารามิเตอร์ t_2



(ง) ค่าจำลองพารามิเตอร์ t_3



(จ) ค่าจำลองพารามิเตอร์ t_4



(ฉ) ค่าจำลองพารามิเตอร์ t_5

รูปที่ 4.31 ค่าพารามิเตอร์ที่ของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟจากการจำลอง

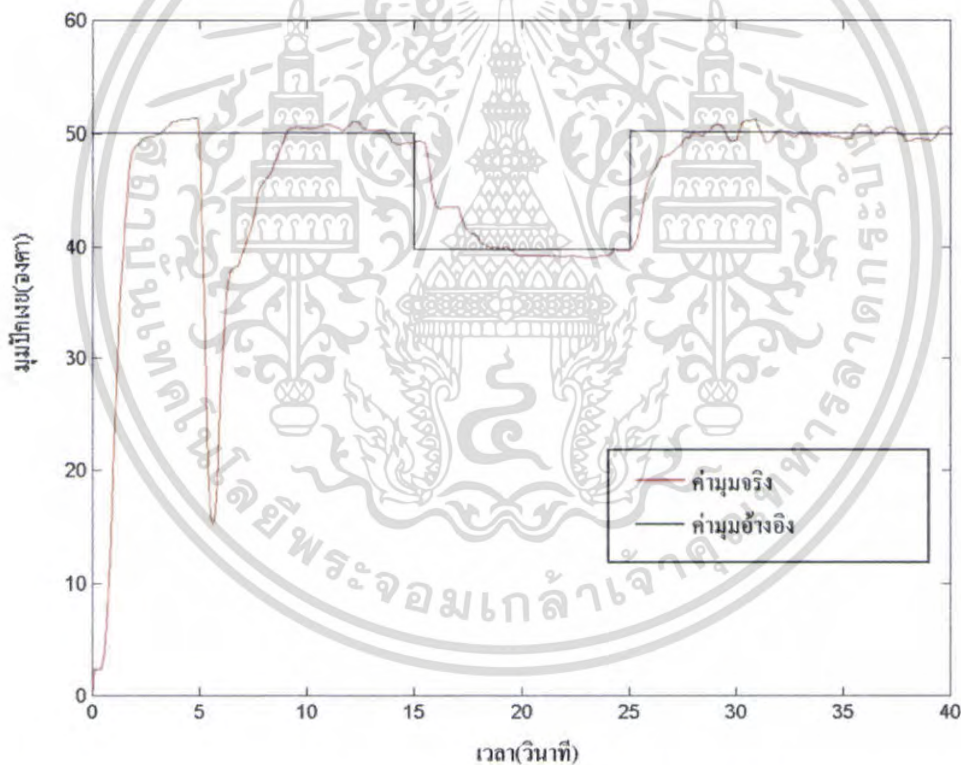
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.14 การทดลองระบบควบคุมแบบอะแดปทีฟ

การทดลองระบบควบคุมแบบอะแดปทีฟ อาศัยหลักการของการออกแบบตัวควบคุมแบบอาร์เอสที เลือกออกแบบให้ระบบควบคุมสอดคล้องกับแบบจำลองอ้างอิงดังสมการ (4.14) (4.15) และ(4.16) โดยนำแบบจำลองอ้างอิงที่ได้้นั้นมาออกแบบตัวควบคุมตั้งต้นซึ่งได้ตัวควบคุมดังสมการ (4.17) (4.18) และ(4.19)

เมื่อได้ตัวควบคุมแบบอาร์เอสที ในเบื้องต้นแล้ว ทำการทดลองโดยอาศัยเงื่อนไขตามตารางที่ 4.5 และ 4.6 ซึ่งอาศัยตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟ โดยใช้วิธีวางตำแหน่งโพลเมื่อไม่ทราบค่าพารามิเตอร์ ซึ่งมีการทำตามขั้นตอนทั้ง 4 ขั้นตอนในหัวข้อ 3.4.4

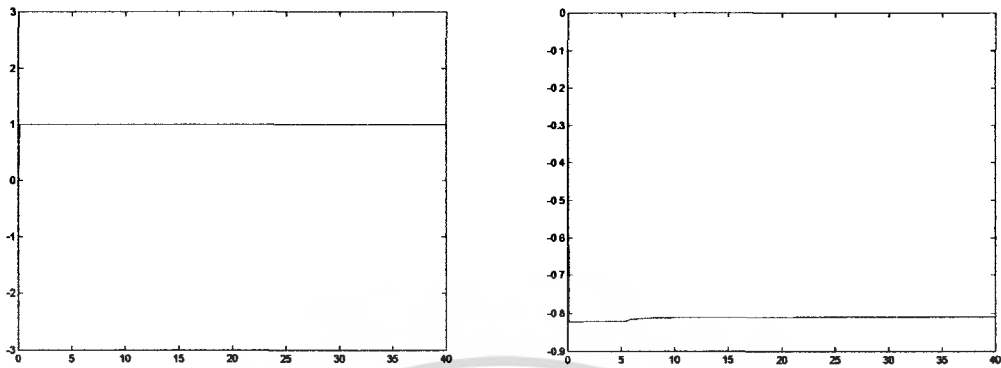
ผลการทดลองการออกแบบตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟได้ โดยอาศัยตัวควบคุมแบบอาร์เอสที ที่ได้นี้ แสดงในรูปที่ 4.32



รูปที่ 4.32 ผลการทดลองระหว่างค่าเอาต์พุตจริงกับเอาต์พุตประมาณ โดยตัวควบคุมอะแดปทีฟ

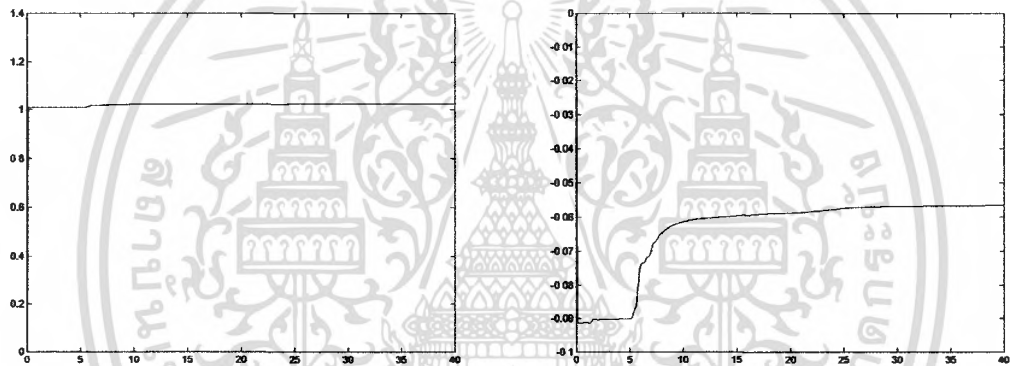
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลการทดลองค่าพารามิเตอร์อาร์ของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟ ที่ได้แสดงในรูปที่ 4.33



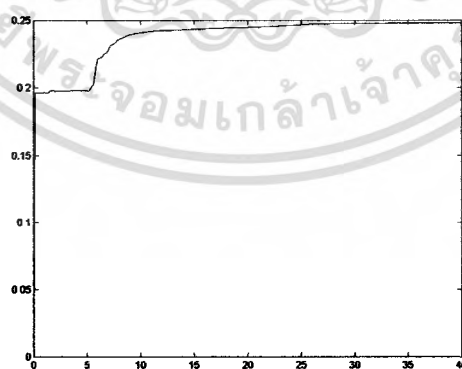
(ก) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ r_0

(ข) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ r_1



(ค) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ r_2

(ง) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ r_3

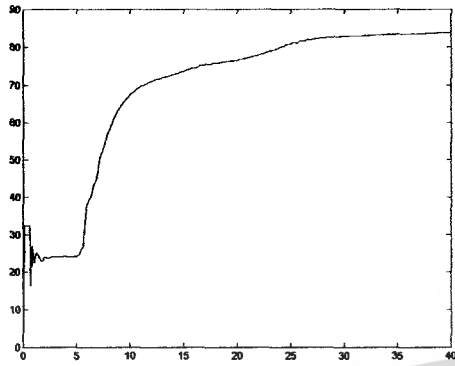


(จ) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ r_4

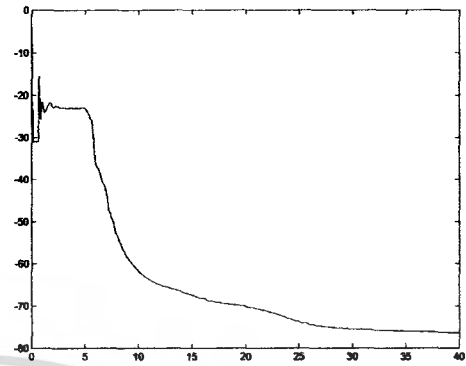
รูปที่ 4.33 ค่าพารามิเตอร์อาร์ของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟจากการทดลอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

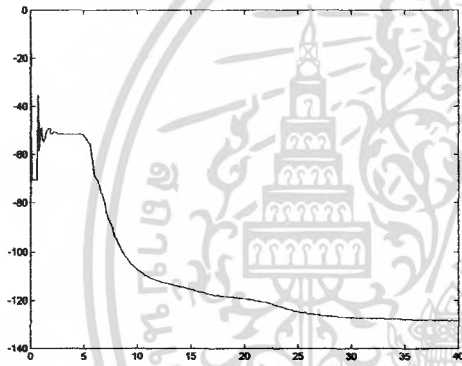
ผลการทดลองค่าพารามิเตอร์เอสของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟ ที่ได้แสดงในรูปที่ 4.34



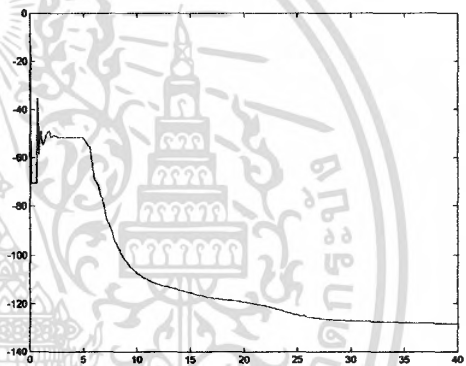
(ก) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ s_0



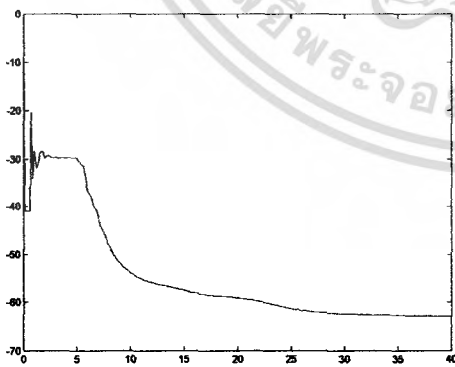
(ข) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ s_1



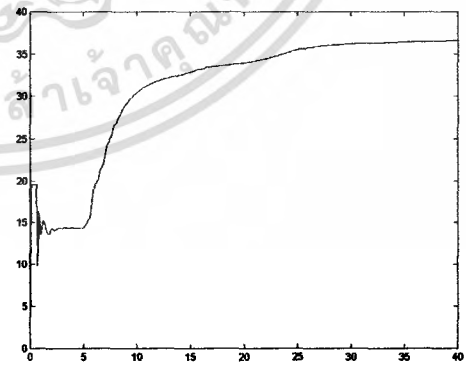
(ค) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ s_2



(ง) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ s_3

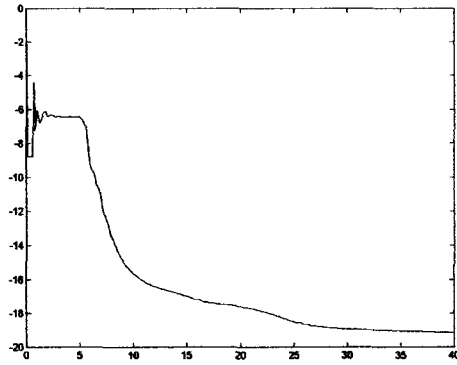


(จ) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ s_4



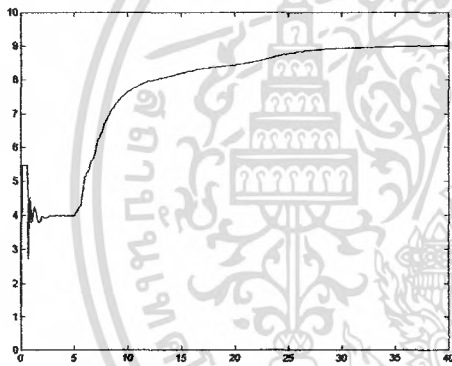
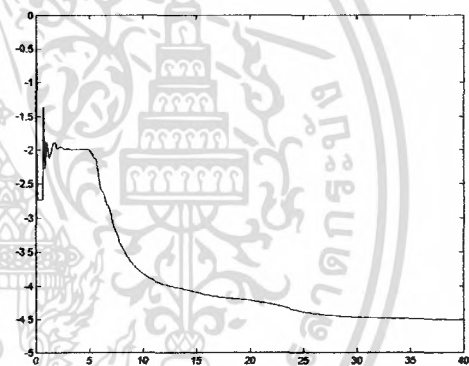
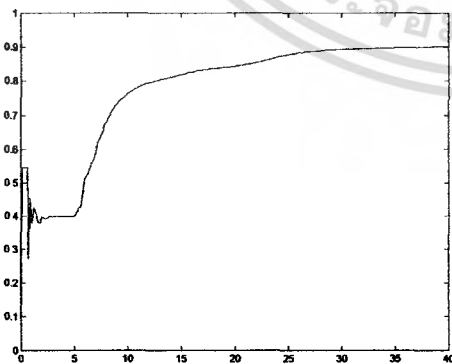
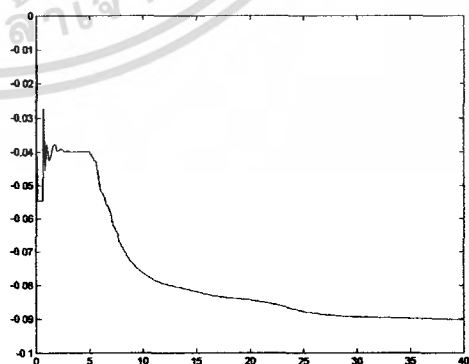
(ฉ) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ s_5

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

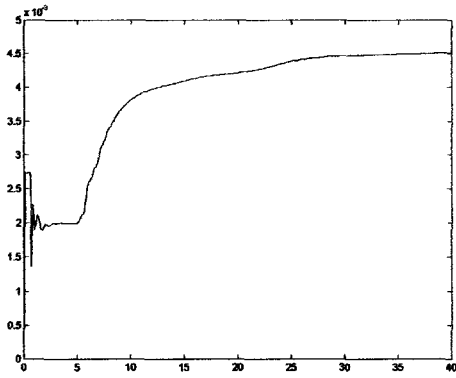
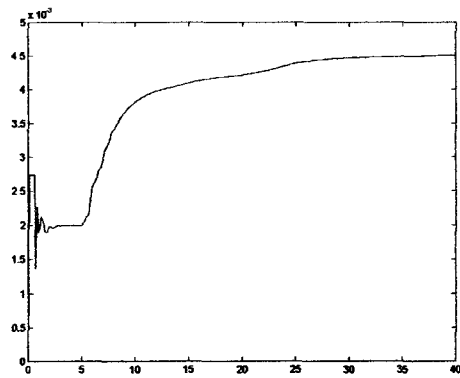
(ข) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ s_6

รูปที่ 4.34 ค่าพารามิเตอร์เอสของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟจากการทดลอง

ผลการทดลองค่าพารามิเตอร์ทีของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟ ที่ได้แสดงในรูปที่ 4.35

(ก) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ t_0 (ข) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ t_1 (ค) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ t_2 (ง) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ t_3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

(จ) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ t_4 (ฉ) ค่าการทดลองพารามิเตอร์ t_5

รูปที่ 4.35 ค่าพารามิเตอร์ที่ของตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟจากการทดลอง

การจำลองออกแบบตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟเทียบกับการจำลองตัวควบคุมแบบอาร์เอสที ได้ผลตอบสนองดังรูปที่ 4.28 พบว่าตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟสามารถเข้าสู่สภาวะคงตัวได้เร็วกว่าตัวควบคุมแบบอาร์เอสที และผลตอบสนองใกล้เคียงกับแบบจำลองอ้างอิง ดังแสดงดังรูปที่ 4.19 แต่เมื่อมีการรบกวนระบบจากภายนอกพบว่า ตัวควบคุมแบบอาร์เอสทีสามารถเข้าสู่สภาวะคงตัวโดยไม่มีแกว่งและไม่มีค่าพุ่งเกิน ส่วนในการทดลองจริงเลือกตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟโดยใช้เงื่อนไขเดียวกับการจำลอง พบว่าตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟสามารถเข้าสู่สภาวะคงตัวได้และติดตามสัญญาณอ้างอิงโดยไม่มีค่าพุ่งเกินดังแสดงในรูปที่ 4.32 ซึ่งสอดคล้องกับแบบจำลองอ้างอิงดังแสดงในรูปที่ 4.18

บทที่ 5

สรุปและวิจารณ์

5.1 สรุป

ในโครงการนี้ได้ศึกษาทฤษฎี การประมาณระบบโดยวิธีพิชุน์เอกลักษณ์ระบบ และการออกแบบตัวควบคุมชนิดต่างๆ ได้แก่ ตัวควบคุมแบบพีไอดี ตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตท ตัวควบคุมแบบอาร์เอสที และตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟ ซึ่งในส่วนของการศึกษาการหาตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟนั้น ได้ศึกษาเกี่ยวกับการพิชุน์เอกลักษณ์ระบบแบบเวียนบังเกิดไว้ด้วย โดยทดลองใช้กับระบบควบคุมเสถียรคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระสองมิติ

ในการหาตัวควบคุมมาควบคุมการเคลื่อนที่ออกเป็น 2 ส่วน คือ การควบคุมการเคลื่อนที่ทางด้านแกนปีกเงยและการควบคุมการเคลื่อนที่ทางด้านแกนส่าย โดยการเคลื่อนที่ทางด้านแกนปีกเงยนั้นออกแบบตัวควบคุม 4 ตัว คือ ตัวควบคุมแบบพีไอดี ตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตท ตัวควบคุมแบบอาร์เอสที และตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟ ในส่วนของเคลื่อนที่ทางด้านแกนส่ายนั้นออกแบบตัวควบคุม 2 ตัว คือ ตัวควบคุมแบบพีไอดี และตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตท

จากผลการทดลองและผลการจำลองพบว่า ตัวควบคุมที่ใช้ควบคุมด้านแกนปีกเงย ที่ให้ผลตอบสนองที่เข้าสู่ภาวะคงตัวได้เร็วที่สุดและมีค่าความผิดพลาดน้อยที่สุด และสามารถกำจัดผลของสิ่งรบกวนได้ คือตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟ ส่วนตัวควบคุมที่ใช้ควบคุมทางด้านแกนส่ายพบว่าตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตท สามารถควบคุมการเคลื่อนที่ทางด้านแกนส่ายได้ดีกว่า ตัวควบคุมแบบพีไอดี

5.2 ปัญหาที่พบในโครงการและแนวทางการพัฒนา

ระบบเสถียรคอปเตอร์จำลองมีความไม่เป็นเชิงเส้นอยู่มาก โดยได้ทำการออกแบบตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟมาชดเชยปัญหานี้โดยเฉพาะการควบคุมด้านแกนปีกเงย อย่างไรก็ตามเนื่องจากข้อจำกัดทางเวลา จึงยังมีได้ออกแบบตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟสำหรับด้านแกนส่าย จึงควรทดลองออกแบบตัวควบคุมแบบอะแดปทีฟทางด้านแกนส่ายต่อไป

ในส่วนการเขียนโปรแกรมควบคุมในโครงการนี้ซึ่งได้ใช้โปรแกรมวิซวลเบสิก พบว่าการเขียนโปรแกรมควบคุมจะให้ผลการคำนวณได้ถูกต้องที่คาบการสุ่มมากกว่าหรือเท่ากับ 0.1 วินาที โดยอาศัยการห้วงเวลา ดังนั้นในการพัฒนาต่อไป ควรศึกษาการปรับปรุงโปรแกรมให้มีคาบการสุ่มได้ต่ำกว่านี้ ตลอดจนศึกษาการใช้การอินเตอร์รัปแทนการห้วงเวลา นอกจากนั้นควรทดลองใช้โปรแกรมภาษาอื่นซึ่งมีสมรรถนะในการคำนวณดีกว่า วิซวลเบสิก

เอกสารอ้างอิง

- [1] P.N. Paraskevopoulos. **Digital Control Systems**. Prentice Hall. 1996.
- [2] Katsuhiko Okata. **Modern Control Engineering**. 4th edition. Prentice Hall. 1990.
- [3] Katsuhiko Okata. **Discrete Time Control Systems**. 4th edition. Prentice Hall. 1995.
- [4] Interface Corporation. “**User Manual PCI-3171A.**” Interface Corporation. 2001.
- [5] Interface Corporation. “**User Manual PCI-3343A.**” Interface Corporation. 2001.
- [6] Lennart Ljung. **System Identification Toolbox For Use With MATLAB®**.
MathWorks.1996.
- [7] ภาควิชาวิศวกรรมระบบควบคุม. “**เอกสารการสอนวิชาปฏิบัติการโดยโปรแกรม MATLAB.**”
ภาควิชาวิศวกรรมระบบควบคุม สถาบันเทคโนโลยีนานาชาติจุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย.
2549.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ก

โปรแกรม

ในภาคผนวก จะนำเสนอโปรแกรมที่ใช้ในการควบคุมแบบอะแดปทีฟ ซึ่งประกอบด้วย 2 ส่วนคือ ส่วนของโปรแกรมควบคุมแบบอะแดปทีฟในการทดลองและส่วนของโปรแกรมจำลองการควบคุมแบบอะแดปทีฟ

ก.1 โปรแกรมควบคุมแบบอะแดปทีฟในการทดลอง

โปรแกรมควบคุมแบบอะแดปทีฟที่ใช้ทดลองนี้ ออกแบบขึ้น โดยใช้ภาษาวิซวลเบสิกอาศัยทฤษฎีระบบควบคุมแบบอะแดปทีฟและการเขียน โปรแกรมติดต่อกับหน่วยเชื่อมต่อระหว่างคอมพิวเตอร์และชุดขับเคลื่อนอเตอร์ โดยจะนำเสนอตัวโปรแกรมดังนี้

Public myfso As New FileSystemObject

Public myfldr As Folder

Public myfil1 As TextStream

Public myfil2 As TextStream

Public myfil3 As TextStream

Public myfil4 As TextStream

Public myfil5 As TextStream

Public myfil6 As TextStream

Public myfil7 As TextStream

Public myfil8 As TextStream

Public myfil9 As TextStream

Public myfil10 As TextStream

Public myfil11 As TextStream

Public myfil12 As TextStream

Public Yest As Double

Public n, b, buf As Integer

Public Ts As Double

Public V_CON1, sp1, V_er1, pv1, er1, e1, dec_V1, eo1, Buf1 As Double

Public V_CON2, sp2, V_er2, pv2, er2, e2, dec_V2, eo2, Buf2, Asp2, Ae2 As Double

Dim Ys(0 To 6) As Double

Dim Un(0 To 5) As Double

Public a1, a2, a3, a4, a5, a6, a7, b0, b1, b2, b3, b4 As Double

Dim ABmatrix(1 To 7, 1 To 7) As Double

Dim ABkdmatrix(1 To 7, 1 To 7) As Double

Dim Fmatrix(1 To 7, 1 To 7) As Double

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Dim Fpmatrix(1 To 7, 1 To 7) As Double
 Public ud1, as1 As Double
 Dim Yudkmatrix(1 To 7, 1 To 7) As Double
 Dim Yudkmatrixl(1 To 7, 1 To 7) As Double
 Dim Ymatrix(1 To 7, 1 To 7) As Double
 Dim Negyudk(1 To 7, 1 To 7) As Double
 Dim Negyudkl(1 To 7, 1 To 7) As Double
 Dim NegF(1 To 7, 1 To 7) As Double
 Dim ud(1 To 5) As Double
 Public E As Double
 Dim Ematrix(1 To 7, 1 To 7) As Double
 Dim ans(1 To 7, 1 To 7) As Double
 Dim a(0 To 4, 1 To 2) As Double
 Dim Bs(1 To 2) As Double
 Dim cs(0 To 4, 1 To 2) As Double
 Dim x0(1 To 2) As Double
 Dim Z(0 To 4) As Double
 Dim Smatrix(1 To 7, 1 To 7) As Double
 Dim c(1 To 7, 1 To 7) As Double
 Dim R(0 To 4) As Double
 Dim T(0 To 5) As Double
 Dim S(0 To 6) As Double
 Dim U(0 To 4) As Double
 Dim W(0 To 5) As Double
 Dim Yk(0 To 6) As Double
 Public bufDO As Integer
 Public offset As Integer
 Public way As Integer

Private Sub cancel_Click()

myfil1.Close
 myfil2.Close
 myfil3.Close
 myfil4.Close
 myfil5.Close
 myfil6.Close
 myfil7.Close
 myfil8.Close
 myfil9.Close
 myfil10.Close
 myfil11.Close
 myfil12.Close

Timer1.Interval = 0

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

n = 0
Set myfso = CreateObject("Scripting.filesystemobject")
Set myfldr = myfso.GetFolder("D:\Test new")
Set myfil1 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adap1.dat", True)
Set myfil2 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adap2.dat", True)
Set myfil3 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapB.dat", True)
Set myfil4 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapa1.dat", True)
Set myfil5 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapa2.dat", True)
Set myfil6 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapa3.dat", True)
Set myfil7 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapa4.dat", True)
Set myfil8 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapa5.dat", True)
Set myfil9 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapa6.dat", True)
Set myfil10 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapR.dat", True)
Set myfil11 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapS.dat", True)
Set myfil12 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapT.dat", True)
Number.Text = 0
Text1.Text = 0
Text2.Text = 0
txtData(0).Text = 0
txtData(1).Text = 0
Call Me.out_Click
End Sub

Private Sub exit_Click()
    Me.Visible = False
End Sub

Private Sub Form_Load()
    Set myfso = CreateObject("Scripting.filesystemobject")
    Set myfldr = myfso.GetFolder("D:\Test new")
    Set myfil1 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adap1.dat", True)
    Set myfil2 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adap2.dat", True)
    n = 0
    Set myfil3 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapB.dat", True)
    Set myfil4 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapa1.dat", True)
    Set myfil5 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapa2.dat", True)
    Set myfil6 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapa3.dat", True)
    Set myfil7 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapa4.dat", True)
    Set myfil8 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapa5.dat", True)
    Set myfil9 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapa6.dat", True)
    Set myfil10 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapR.dat", True)
    Set myfil11 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapS.dat", True)
    Set myfil12 = myfso.CreateTextFile("D:\Test new\adapT.dat", True)

```

```

Timer1.Interval = 0
Call Me.out_Click
End Sub

```

```

Public Sub out_Click()

```

```

    Dim nRet As Long

```

```

    Dim SmpChInf(0 To 15) As DASMPLCHREQ

```

```

    Dim wData(0 To 15) As Integer

```

```

    Dim ulCh As Long

```

```

    Dim bitData As Integer

```

```

    ghChannel(0) = Val(Ch(0).Text)

```

```

    ghChannel(1) = Val(Ch(1).Text)

```

```

    ' Setup the output conations

```

```

    SmpChInf(0).ulChNo = ghChannel(0)

```

```

    SmpChInf(0).ulRange = gConfig1.SmpChReq(0).ulRange

```

```

    ' Configure the output data

```

```

    wData(0) = Val(txtData(0).Text)

```

```

    ulCh = 2

```

```

    SmpChInf(1).ulChNo = ghChannel(1)

```

```

    SmpChInf(1).ulRange = gConfig1.SmpChReq(0).ulRange

```

```

    ' Configure the output data

```

```

    wData(1) = Val(txtData(1).Text)

```

```

    ' Configure the output bitData

```

```

    bitData = Val("&H" + outbit.Text)

```

```

    ' Output one sample

```

```

    nRet = DaOutputDA(ghDeviceHandle1, ulCh, SmpChInf(0), wData(0))

```

```

    nRet = DaOutputDO(ghDeviceHandle1, bitData)

```

```

    If nRet <> DA_ERROR_SUCCESS Then

```

```

        Call DsplyErrMsgagel(nRet)

```

```

    Else

```

```

        nRet = MsgBox("The DA conversion output is successfully completed. [ DaOutputDA ]", vbInformation)

```

```

    End If

```

```

End Sub

```

```

Public Sub sample_Click()

```

```

    Dim nRet As Long

```

```

    Dim SmpChInf(0 To 1) As ADSMPLCHREQ

```

```

    Dim x As Double 'Integer

```

```

    Dim y As Double 'Integer

```

```

    Dim bSmpData() As Byte

```

```

    Dim wSmpData() As Integer

```

```

    Dim dwSmpData() As Long

```

```

    Dim ulCh As Long

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

ghChannel(0) = Val(Ch(2).Text)
ghChannel(1) = Val(Ch(3).Text)
SmpChInf(0).ulChNo = ghChannel(0)
SmpChInf(0).ulRange = gConfig.SmpChReq(0).ulRange
ulCh = 2
SmpChInf(1).ulChNo = ghChannel(1)
SmpChInf(1).ulRange = gConfig.SmpChReq(0).ulRange
'-----
If gInfo.ulResolution <= 8 Then
    ReDim bSmpData(ulCh)
    nRet = AdInputAD(ghDeviceHandle, ulCh, gConfig.ulSingleDiff, SmpChInf(0), bSmpData(0))
'-----
    If nRet = AD_ERROR_SUCCESS Then
        x = bSmpData(0) - 2047
        y = bSmpData(1) - 2047
    End If
'-----
ElseIf gInfo.ulResolution > 8 And gInfo.ulResolution <= 16 Then
    ReDim wSmpData(ulCh)
    nRet = AdInputAD(ghDeviceHandle, ulCh, gConfig.ulSingleDiff, SmpChInf(0), wSmpData(0))
'-----
    If nRet = AD_ERROR_SUCCESS Then
        x = wSmpData(0) - 2047
        y = wSmpData(1) - 2047
    End If
'-----
ElseIf gInfo.ulResolution > 16 Then
    ReDim dwSmpData(ulCh)
    nRet = AdInputAD(ghDeviceHandle, ulCh, gConfig.ulSingleDiff, SmpChInf(0), dwSmpData(0))
'-----
    If nRet = AD_ERROR_SUCCESS Then
        x = dwSmpData(0) - 2047
        y = dwSmpData(1) - 2047
    End If
'-----
End If
'-----
If x = 0 Then
    x = 0
Else
    x = (x / 2046) * 360 - 180
End If
'-----

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

If y = 0 Then
y = 0
Else
y = (y / 2046) * 360 - 180
End If
y = -y
-----

If nRet = AD_ERROR_SUCCESS Then
Text1.Text = x
Text2.Text = y
Else
Call DsplyErrMsg(nRet)
End If
End Sub

Public Sub start_Click()
Asp2 = sp2
buf = 1
' Set Sample Time
"%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Ts = 0.1
offset = 360
Timer1.Interval = Ts * 1000
End Sub

Private Sub stop_Click()
Timer1.Interval = 0
txtData(0).Text = "0"
txtData(1).Text = "0"
Call Me.out_Click
e1 = 0
V_CON1 = 0
e2 = 0
V_CON2 = 0
DISPLAY_E1.Text = ""
DISPLAY_V1.Text = ""
DISPLAY_E2.Text = ""
DISPLAY_V2.Text = ""
offset = 0
End Sub

Sub Eyesmatrix(ByRef a() As Double, b As Double)

```

```
Dim i, j As Integer
```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

For i = 1 To 7
  For j = 1 To 7
    If i = j Then
      Fmatrix(i, j) = b
    Else
      Fmatrix(i, j) = 0
    End If
  Next j
Next i
End Sub

```

```

Sub Zeromatrix(ByRef a() As Double)

```

```

  Dim i, j As Integer

```

```

  For i = 1 To 7

```

```

    For j = 1 To 7

```

```

      a(i, j) = 0

```

```

    Next j

```

```

  Next i

```

```

End Sub

```

```

Sub EqualAB(ByRef a() As Double, b() As Double)

```

```

  Dim i, j As Integer

```

```

  For i = 1 To 7

```

```

    For j = 1 To 7

```

```

      a(i, j) = b(i, j)

```

```

    Next j

```

```

  Next i

```

```

End Sub

```

```

Sub Mulmatrix(ByRef a() As Double, b() As Double)

```

```

  Dim i, j, k As Integer

```

```

  For i = 1 To 7

```

```

    For j = 1 To 7

```

```

      c(i, j) = 0

```

```

    Next j

```

```

  Next i

```

```

  For i = 1 To 7

```

```

    For j = 1 To 7

```

```

      For k = 1 To 7

```

```

        c(i, j) = a(i, k) * b(k, j) + c(i, j)

```

```

      Next k

```

```

    Next j

```

```

  Next i

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Call EqualAB(ans, c)

End Sub

Sub Plusmatrix(ByRef a() As Double, b() As Double)

Dim i, j, k As Integer

For i = 1 To 7

For j = 1 To 7

ans(i, j) = a(i, j) + b(i, j)

Next j

Next i

End Sub

Sub Transpose(ByRef a() As Double)

Dim i, j As Integer

For i = 1 To 7

For j = 1 To 7

c(i, j) = a(j, i)

Next j

Next i

Call EqualAB(ans, c)

End Sub

Sub Decmatrix(ByRef a() As Double, b() As Double)

Dim i, j, k As Integer

For i = 1 To 7

For j = 1 To 7

ans(i, j) = a(i, j) - b(i, j)

Next j

Next i

End Sub

Sub Divmatrix(ByRef a() As Double, b As Double)

Dim i, j, k As Integer

For i = 1 To 7

For j = 1 To 7

ans(i, j) = a(i, j) / b

Next j

Next i

End Sub

*****poly*****

Sub EqualCom(ByRef x() As Double, y() As Double)

Dim i, j As Integer

For i = 4 To 0 Step -1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

For j = 1 To 2
    x(i, j) = y(i, j)
Next j
Next i
End Sub

```

```

Sub Equalpoly4(ByRef x() As Double, y() As Double)

```

```

Dim i As Integer
For i = 4 To 0 Step -1
    x(i) = y(i)
Next i
End Sub

```

```

Sub Compu()

```

```

Dim i As Integer
For i = 0 To 4
    cs(i, 1) = a(i, 1) + Bs(1)
    cs(i, 2) = a(i, 2) + Bs(2)
    Bs(1) = (x0(1) * cs(i, 1)) - (x0(2) * cs(i, 2))
    Bs(2) = (x0(1) * cs(i, 2)) + (x0(2) * cs(i, 1))
Next i
End Sub

```

```

Sub Convo33(ByRef x() As Double, y() As Double)

```

```

Z(0) = x(0) * y(0)
Z(1) = x(0) * y(1) + x(1) * y(0)
Z(2) = x(0) * y(2) + x(1) * y(1) + x(2) * y(0)
Z(3) = x(1) * y(2) + x(2) * y(1)
Z(4) = x(2) * y(2)
End Sub

```

```

Sub findroot()

```

```

Dim x1(1 To 2) As Double
Dim Px0(1 To 2) As Double
Dim Ppx0(1 To 2) As Double
Dim P(1 To 2) As Double
Dim Rn(1 To 4, 1 To 2) As Double
Dim k As Double
Dim maxin As Integer
Dim max As Double
Dim Bmp(0 To 2) As Double
Dim Bd(0 To 2) As Double
Dim Bp(0 To 2) As Double

```

Dim Br(0 To 4) As Double

Dim i, j As Integer

Dim y As Variant

Dim x2 As Double

x2 = -2.91

x3 = 3.5875

x4 = -2.49645

x5 = 1.09535

x6 = -0.31926

x7 = 0.06324735

x8 = -0.008538925

x9 = 0.000772242

x10 = -0.0000447

x11 = 0.000001496

x12 = -0.000000022

*****variable a (from other sub)*****

a1 = ABmatrix(1, 1) - 1

a2 = ABmatrix(2, 1) - ABmatrix(1, 1)

a3 = ABmatrix(3, 1) - ABmatrix(2, 1)

a4 = ABmatrix(4, 1) - ABmatrix(3, 1)

a5 = ABmatrix(5, 1) - ABmatrix(4, 1)

a6 = ABmatrix(6, 1) - ABmatrix(5, 1)

a7 = ABmatrix(6, 1) * -1

*****variable B from other sub*****

b0 = ABmatrix(7, 1)

r0 = 1

r1 = x2 - a1 * r0

r2 = x3 - a2 * r0 - a1 * r1

r3 = x4 - a3 * r0 - a2 * r1 - a1 * r2

r4 = x5 - a4 * r0 - a3 * r1 - a2 * r2 - a1 * r3

s0 = (x6 - a5 * r0 - a4 * r1 - a3 * r2 - a2 * r3 - a1 * r4) / b0

s1 = (x7 - a6 * r0 - a5 * r1 - a4 * r2 - a3 * r3 - a2 * r4) / b0

s2 = (x8 - a7 * r0 - a6 * r1 - a5 * r2 - a4 * r3 - a3 * r4) / b0

s3 = (x9 - a7 * r1 - a6 * r2 - a5 * r3 - a4 * r4) / b0

s4 = (x10 - a7 * r2 - a6 * r3 - a5 * r4) / b0

s5 = (x11 - a7 * r3 - a6 * r4) / b0

s6 = (x12 - a7 * r4) / b0

*****R(q)*****

R(0) = r0

R(1) = r1

R(2) = r2

R(3) = r3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$R(4) = r4$$

*****T(q)*****

If n = 0 Then

$$T(0) = 5.4615$$

$$T(1) = -2.73075$$

$$T(2) = 0.54615$$

$$T(3) = -0.054615$$

$$T(4) = 0.00273075$$

$$T(5) = -0.000054615$$

End If

*****S(q)*****

$$S(0) = s0$$

$$S(1) = s1$$

$$S(2) = s2$$

$$S(3) = s3$$

$$S(4) = s4$$

$$S(5) = s5$$

$$S(6) = s6$$

$$xxx = s0 + s1 + s2 + s3 + s4 + s5 + s6$$

$$xx = T(0) + T(1) + T(2) + T(3) + T(4) + T(5)$$

$$T(0) = xxx * T(0) / xx$$

$$T(1) = xxx * T(1) / xx$$

$$T(2) = xxx * T(2) / xx$$

$$T(3) = xxx * T(3) / xx$$

$$T(4) = xxx * T(4) / xx$$

$$T(5) = xxx * T(5) / xx$$

If n = 0 Then

$$Ys(0) = Ymatrix(1, 1)$$

$$Ys(1) = Yudkmatrix(1, 1)$$

$$Ys(2) = Yudkmatrix(1, 2)$$

$$Ys(3) = Yudkmatrix(1, 3)$$

$$Ys(4) = Yudkmatrix(1, 4)$$

$$Ys(5) = Yudkmatrix(1, 5)$$

$$Ys(6) = Yudkmatrix(1, 6)$$

Else

$$Yk(0) = Ys(0)$$

$$Yk(1) = Ys(1)$$

$$Yk(2) = Ys(2)$$

$$Yk(3) = Ys(3)$$

$$Yk(4) = Ys(4)$$

$$Yk(5) = Ys(5)$$

$$Yk(6) = Ys(6)$$

$$Ys(0) = Ymatrix(1, 1)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

Ys(1) = Yudkmatrix(1, 1)
Ys(2) = Yudkmatrix(1, 2)
Ys(3) = Yudkmatrix(1, 3)
Ys(4) = Yudkmatrix(1, 4)
Ys(5) = Yudkmatrix(1, 5)
Ys(6) = Yudkmatrix(1, 6)

End If

U(1) = ud(1)
U(2) = ud(2)
U(3) = ud(3)
U(4) = ud(4)

U(0) = (T(0) * W(0) + T(1) * W(1) + T(2) * W(2) + T(3) * W(3) + T(4) * W(4) + T(5) * W(5) - (S(0) * Yk(0) + S(1) * Yk(1) +
S(2) * Yk(2) + S(3) * Yk(3) + S(4) * Yk(4) + S(5) * Yk(5) + S(6) * Yk(6) + R(1) * U(1) + R(2) * U(2) + R(3) * U(3) + R(4) *
U(4))) / R(0)

If n = 0 Then
    Un(0) = U(0)
Else
    Un(0) = Un(1) + U(0)
End If

If Un(0) > 4094 Then
    Un(0) = 4094
End If

If Un(0) < -4094 Then
    Un(0) = -4094
End If

V_CON1 = Un(0)
End Sub

Sub Adaptive()
    W(0) = sp1
    Ymatrix(1, 1) = pv1
    If n = 0 Then
        Ymatrix(1, 1) = 0
    End If
    If n = 0 Then
        Call Eyesmatrix(Fmatrix, 0.00001)
    End If
    If n < 150 Then
        W(0) = 50
    ElseIf n < 250 Then
        W(0) = 40
    Else

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

W(0) = 50

End If

(CH1) Pitch angle

If n < 6 Then

Call Zeromatrix(ABmatrix)

ABmatrix(1, 1) = -1.0866

ABmatrix(2, 1) = -0.2243

ABmatrix(3, 1) = 0.182

ABmatrix(4, 1) = 0.3565

ABmatrix(5, 1) = 0.1335

ABmatrix(6, 1) = -0.174

ABmatrix(7, 1) = 0.0039

Else

***** 1st step *****

Negyudk(1, 1) = Yudkmatrix(1, 1) * -1

Negyudk(1, 2) = Yudkmatrix(1, 2) * -1

Negyudk(1, 3) = Yudkmatrix(1, 3) * -1

Negyudk(1, 4) = Yudkmatrix(1, 4) * -1

Negyudk(1, 5) = Yudkmatrix(1, 5) * -1

Negyudk(1, 6) = Yudkmatrix(1, 6) * -1

Negyudk(1, 7) = Yudkmatrix(1, 7)

Call Mulmatrix(Negyudk, ABkdmatrix)

Yest = ans(1, 1)

Call Decmatrix(Ymatrix, ans)

Call EqualAB(Ematrix, ans)

***** 2nd step *****

Call Transpose(Yudkmatrix)

Call EqualAB(Yudkmatrix1, ans)

Call Transpose(Negyudk)

Call EqualAB(Negyudk1, ans)

If n = 6 Then

Call Eyesmatrix(Fmatrix, 0.00001)

End If

Call Mulmatrix(Fmatrix, Negyudk1)

Call Mulmatrix(ans, Ematrix)

Call Plusmatrix(ABkdmatrix, ans)

Call EqualAB(ABmatrix, ans)

***** 3rd step *****

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

Call Mulmatrix(Fmatrix, Negyudkl)
Call Mulmatrix(ans, Negyudk)
Call Mulmatrix(ans, Fmatrix)
Call EqualAB(Smatrix, ans)
Call Mulmatrix(Negyudk, Fmatrix)
Call Mulmatrix(ans, Negyudkl)
as1 = 1 + ans(1, 1)
Call Divmatrix(Smatrix, as1)
Call Decmatrix(Fmatrix, ans)
Call Divmatrix(ans, 1)
Call EqualAB(Fpmatrix, ans)
End If
Call findroot
DISPLAY_V1 = V_CON1
Text7.Text = Yudkmatrix(1, 1)
Text8.Text = Yudkmatrix(1, 2)
Text9.Text = Yudkmatrix(1, 3)
Text10.Text = Yudkmatrix(1, 4)
Text11.Text = Yudkmatrix(1, 5)
Text12.Text = Yudkmatrix(1, 6)
Text13.Text = Yudkmatrix(1, 7)
Text18.Text = ABmatrix(1, 1)
Text20.Text = ABmatrix(2, 1)
Text22.Text = ABmatrix(3, 1)
Text24.Text = ABmatrix(4, 1)
Text26.Text = ABmatrix(5, 1)
Text28.Text = ABmatrix(6, 1)
Text30.Text = ABmatrix(7, 1)
Text19.Text = Ymatrix(1, 1)
Text21.Text = Ematrix(1, 1)
Text25.Text = S(0)
Text27.Text = R(1)
Text29.Text = W(1)
Text31.Text = Fmatrix(1, 1)
Text33.Text = Fpmatrix(7, 7)
Text39.Text = S(1)
add.Visible = True
add.Text1.Text = S(0)
add.Text2.Text = S(1)
add.Text3.Text = S(2)
add.Text4.Text = S(3)
add.Text5.Text = S(4)
add.Text6.Text = S(5)

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

add.Text7.Text = S(6)
add.Text8.Text = Yk(0)
add.Text9.Text = Yk(1)
add.Text10.Text = Yk(2)
add.Text11.Text = Yk(3)
add.Text12.Text = Yk(4)
add.Text13.Text = Yk(5)
add.Text14.Text = Yk(6)
add.Text15.Text = W(0)
add.Text16.Text = W(1)
add.Text17.Text = W(2)
add.Text18.Text = W(3)
add.Text19.Text = W(4)
add.Text20.Text = W(5)
add.Text22.Text = U(0)
add.Text23.Text = U(1)
add.Text24.Text = U(2)
add.Text25.Text = U(3)
add.Text26.Text = U(4)
add.Text29.Text = Un(0)
add.Text30.Text = Un(1)
add.Text31.Text = Un(2)
add.Text32.Text = Un(3)
add.Text33.Text = Un(4)
add.Text34.Text = Un(5)
add.Text36.Text = T(0)
add.Text37.Text = T(1)
add.Text38.Text = T(2)
add.Text39.Text = T(3)
add.Text40.Text = T(4)
add.Text41.Text = T(5)
add.Text43.Text = R(0)
add.Text44.Text = R(1)
add.Text45.Text = R(2)
add.Text46.Text = R(3)
add.Text47.Text = R(4)

```

```

***** last *****

```

```

Call EqualAB(ABkdmatrix, ABmatrix)

```

```

Call EqualAB(Fmatrix, Fpmatrix)

```

```

For i = 5 To 1 Step -1

```

```

    Yudkmatrix(1, i + 1) = Yudkmatrix(1, i)

```

```

Next i

```

```

Yudkmatrix(1, 1) = Ymatrix(1, 1)

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

For i = 4 To 1 Step -1
    ud(i + 1) = ud(i)
Next i
ud(1) = U(0)
For i = 4 To 0 Step -1
    Un(i + 1) = Un(i)
Next i
Yudkmatrix(1, 7) = Un(5)
For i = 4 To 0 Step -1
    W(i + 1) = W(i)
Next i
, Call Transpose(Yudkmatrix)
Call EqualAB(Yudkmatrix1, ans)
End Sub

```

```

Private Sub Timer1_Timer()
Call Me.sample_Click
pv1 = Val(Text1.Text)
pv2 = Val(Text2.Text)
sp1 = Val(SP_01.Text)
sp2 = Val(SP_02.Text)
If n > 350 Then
sp1 = 50
Elseif n > 250 Then
sp1 = 40
End If
' Linear setpoint
' %%%%%%%%%%%
If Val(Text5.Text) = 1 Then
b = 5
Aer2 = sp2 - pv2
If Aer2 < (-180) Then 'find closest angle to go
Aer2 = Aer2 + 360
End If
If Aer2 > 180 Then
Aer2 = Aer2 - 360
End If
'-----
If Abs(Aer2) < 4 Then
buf = 1
End If
'-----

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

If sp2 < (-180) Then

sp2 = sp2 + 360

End If

If sp2 > 180 Then

sp2 = sp2 - 360

End If

Text6.Text = sp2

End If

'.....
' + + +

'.....

If sp2 < 0 Then

If er2 < (-180) Then

er2 = er2 + 360

End If

Else

If er2 > 180 Then

er2 = er2 - 360

End If

End If

'.....Call Adaptive controller.....

Call Adaptive

'.....

If V_CON1 < 0 Then

Buf1 = 1

V_CON1 = V_CON1 * -1

Else

Buf1 = 0

End If

If V_CON2 < 0 Then

Buf2 = 0

V_CON2 = (V_CON2 * -1)

Else

Buf2 = 1

End If

'.....
' V_CON TO dec_V

'.....

dec_V1 = V_CON1 * 4094 / 1.2

dec_V2 = V_CON2 * 4094 / 1.2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

' < Sign -
'      out2 out1
' 0 0 1 1
' 0 1 0 1
' 1 0 1 0
' 1 1 0 0

If Buf2 = 1 Then
If Buf1 = 1 Then
bufDO = 2
Else
bufDO = 0
End If
Elseif Buf1 = 1 Then
bufDO = 3
Else
bufDO = 1
End If
outbit.Text = bufDO

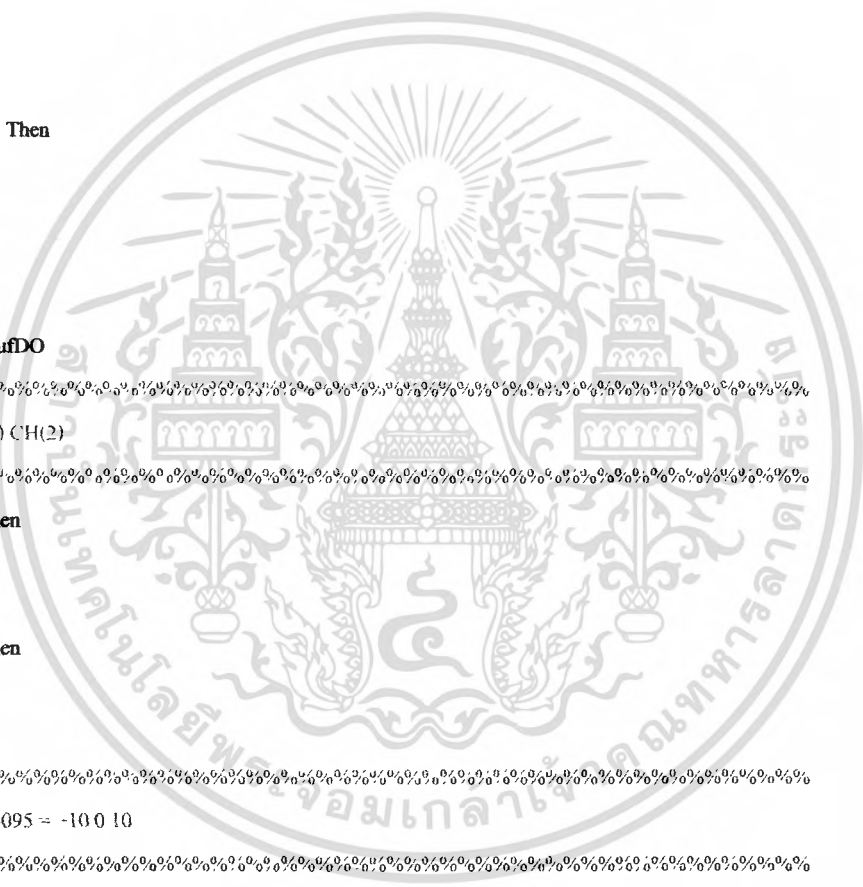
' No:Off CH(1) CH(2)

If Text3 = 0 Then
dec_V1 = 0
End If
If Text4 = 0 Then
dec_V2 = 0
End If

' Out Port 0-4095 = -10 0 10

If dec_V1 = 0 Then
dec_V1 = 0
Else
dec_V1 = dec_V1 + offset
End If
If dec_V2 = 0 Then
dec_V2 = 0
Else
dec_V2 = dec_V2 + offset
End If
If Buf2 = 0 Then
dec_V2 = dec_V2 + offset
End If

```



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้


```

myfil2.WriteLine (szDisp2)
myfil3.WriteLine (szDisp3)
myfil4.WriteLine (szDisp4)
myfil5.WriteLine (szDisp5)
myfil6.WriteLine (szDisp6)
myfil7.WriteLine (szDisp7)
myfil8.WriteLine (szDisp8)
myfil9.WriteLine (szDisp9)
myfil10.WriteLine (szDisp10)
myfil11.WriteLine (szDisp11)
myfil12.WriteLine (szDisp12)
End Sub

```

ก.2 โปรแกรมจำลองการควบคุมแบบอะแดปทีฟ

โปรแกรมจำลองการควบคุมแบบอะแดปทีฟออกแบบ โดยอาศัยโปรแกรมแมทแลปซึ่งจะนำเสนอต่อไปนี้

```

ab=[-1.0866;-0.2243;0.182;0.3565;0.1335;-0.174;0.0039];
W=[50 0 0 0 0];
yudk=[0 0 0 0 0];
T=[5.4615 -2.73075 0.54615 -0.054615 0.00273075 -0.000054615];
R=[1 -0.8234 1.00709356 -0.091330757704 0.19640988];
S=[32.51911879 -30.991085256 -70.51709739 102.32944306 -40.9137916 19.5613044 -8.762908];
Yk=[0 0 0 0 0];
U=[0 0 0 0 0];
Ui=[0 0 0 0 0];
x = [1 -2.91 3.5875 -2.49645 1.09535 -0.31926 0.06324735 -0.008538925 0.000772242 -0.0000447 0.000001496 -0.000000022];

f=eye(7,7)*0.00001;

W=[50 W(1) W(2) W(3) W(4) W(5)];
yudk=[Yk(2) Yk(3) Yk(4) Yk(5) Yk(6) Yk(7) Ui(5)];
for i=1:300
if i<50
    Yk(0+1)=1.0866*Yk(2)+0.2243*Yk(3)-0.182*Yk(4)-0.3565*Yk(5)-0.1335*Yk(6)+0.174*Yk(7)+0.0039*Ui(5)
else
    Yk(0+1)=1.0866*Yk(2)+0.2243*Yk(3)-0.182*Yk(4)-0.3565*Yk(5)-0.1335*Yk(6)+0.174*Yk(7)+0.002*Ui(5)
end
figure(1); hold on; plot(i,Yk(1),'*')
if i<=6
ab=[-1.0866;-0.2243;0.182;0.3565;0.1335;-0.174;0.0039]

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

else

y=Yk(1)
negyudk=yudk*-1;
negyudk(7)=negyudk(7)*-1;
yest=negyudk*abkd;
figure(1); hold on; plot(i,yest(1),'ro')
e= y-yest;
negyudkl=negyudk';
d=(f*negyudkl*e);

ab=abkd+d;
fp=(f-((f*negyudkl*negyudk*f)/(1+negyudk*f*negyudkl)))/0.95;
f=fp;
end
abkd = ab;
a1 = ab(1,1) - 1 ;
a2 = ab(2, 1) - ab(1, 1) ;
a3 = ab(3, 1) - ab(2, 1) ;
a4 = ab(4, 1) - ab(3, 1) ;
a5 = ab(5, 1) - ab(4, 1) ;
a6 = ab(6, 1) - ab(5, 1) ;
a7 = ab(6, 1) * -1 ;
b0 = ab(7, 1);
r0 = 1;
r1 = x(2) - a1 * r0;
r2 = x(3) - a2 * r0 - a1 * r1;
r3 = x(4) - a3 * r0 - a2 * r1 - a1 * r2;
r4 = x(5) - a4 * r0 - a3 * r1 - a2 * r2 - a1 * r3;
s0 = (x(6) - a5 * r0 - a4 * r1 - a3 * r2 - a2 * r3 - a1 * r4) / b0;
s1 = (x(7) - a6 * r0 - a5 * r1 - a4 * r2 - a3 * r3 - a2 * r4) / b0;
s2 = (x(8) - a7 * r0 - a6 * r1 - a5 * r2 - a4 * r3 - a3 * r4) / b0;
s3 = (x(9) - a7 * r1 - a6 * r2 - a5 * r3 - a4 * r4) / b0;
s4 = (x(10) - a7 * r2 - a6 * r3 - a5 * r4) / b0;
s5 = (x(11) - a7 * r3 - a6 * r4) / b0;
s6 = (x(12) - a7 * r4) / b0;
U={0 U(1) U(2) U(3) U(4) U(5)};
Ui={0 Ui(1) Ui(2) Ui(3) Ui(4) Ui(5)};
S=[s0 s1 s2 s3 s4 s5 s6];
xxx=polyval(S,1);
xx=polyval(T,1);
T=xxx*T/xx;
R=[r0 r1 r2 r3 r4];

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

u=(T(0+1)*W(0+1)+T(1+1)*W(1+1)+T(2+1)*W(2+1)+T(3+1)*W(3+1)+T(4+1)*W(4+1)+T(5+1)*W(5+1)-...
(S(0+1)*Yk(0+1)+S(1+1)*Yk(1+1)+S(2+1)*Yk(2+1)+S(3+1)*Yk(3+1)+S(4+1)*Yk(4+1)+S(5+1)*Yk(5+1)+S(6+1)*Yk(6+1)+...
R(1+1)*U(1+1)+R(2+1)*U(2+1)+R(3+1)*U(3+1)+R(4+1)*U(4+1))/R(0+1);
U(1) = u;
Ui(1)=U(1)+Ui(2);
Yk=[0 Yk(1) Yk(2) Yk(3) Yk(4) Yk(5) Yk(6)];
yudk=[Yk(2) Yk(3) Yk(4) Yk(5) Yk(6) Yk(7) Ui(5)];
if i<150
    ww=50;
elseif i<250
    ww=40;
else
    ww=50;
end
W=[ww W(1) W(2) W(3) W(4) W(5)];
end
figure(1); axis([0 i 0 60])

```



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้