

การพัฒนาระบบควบคุมวิชันนีย์สำหรับการบินอัตโนมัติของอากาศยาน
ไร้คนบังคับ

DEVELOPMENT OF FUZZY AUTOPILOT FOR UNMANNED AERIAL VEHICLE



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของงานศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ. 2556

KMITL-2013-EN-D-018-041

ห้องสมุดคณะวิศวกรรมศาสตร์ พระจอมเกล้าลาดกระบัง

การพัฒนาระบบควบคุมวิชันนีย์สำหรับการบินอัตโนมัติของอากาศยาน
ไร้คนบังคับ

DEVELOPMENT OF FUZZY AUTOPILOT FOR UNMANNED AERIAL VEHICLE



เลขหมู่.....
เลขทะเบียน..... 55286
รับ, เดือน, ปี 2 9 ๒๕๕6 2556

ที่ ma
b. 1855344X
i.....

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า
คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
พ.ศ.2556
KMITL-2013-EN-D-018-041

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

DEVELOPMENT OF FUZZY AUTOPILOT FOR UNMANNED AERIAL VEHICLE



A THESIS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT
OF THE REQUIREMENT FOR THE DEGREE OF
DOCTOR OF ENGINEERING IN ELECTRICAL ENGINEERING
FACULTY OF ENGINEERING
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG
2013

KMITL-2013-EN-D-018-041

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



COPYRIGHT 2013

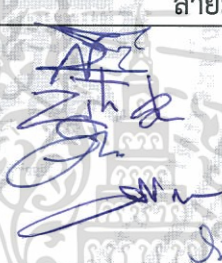
FACULTY OF ENGINEERING

KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ใบรับรองวิทยานิพนธ์

หัวข้อวิทยานิพนธ์ การพัฒนาระบบควบคุมวิถันย์สำหรับการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับ
Thesis Title Development of Fuzzy Autopilot for Unmanned Aerial Vehicle
นักศึกษา นายชาติ ฤทธิ์หิรัญ
รหัสประจำตัว 49060026
ปริญญา วิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต
สาขาวิชา วิศวกรรมไฟฟ้า
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ รศ.ดร.ปิติเขต สุรักษา
หมายเลขวิทยานิพนธ์ KMITL-2013-EN-D-018-041

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์		ลายมือชื่อ
รศ.ดร.สุรพันธุ์	เอื้อไพบูลย์	
ผศ.ดร.พิทักษ์	ธรรมวาริน	
ดร.วีระพล	โมนยะกุล	
รศ.ดร.อรรถสิทธิ์	เหล่าสกุล	
รศ.ดร.ปิติเขต	สุรักษา	

วัน / เดือน/ ปี ที่สอบ วันอังคารที่ 7 พฤษภาคม พ.ศ. 2556 เวลา 13.00-15.00 น.
สถานที่สอบ ณ อาคาร A ชั้น 5 ห้องประชุม 4

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

คณะวิศวกรรมศาสตร์ รับรองแล้ว


(ศาสตราจารย์ ดร.สุชัชวีร์ สุวรรณสวัสดิ์)

คณบดี คณะวิศวกรรมศาสตร์
วันที่ 7 พฤษภาคม พ.ศ. 2556

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หัวข้อวิทยานิพนธ์	การพัฒนาาระบบควบคุมวิถันย์สำหรับการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับ
นักศึกษา	นายชาติ ฤทธิ์หิรัญ
รหัสนักศึกษา	49060026
ปริญญา	วิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต
สาขาวิชา	วิศวกรรมไฟฟ้า
พ.ศ.	2556
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์	รศ.ดร. ปิติเขต สุรรักษา

บทคัดย่อ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้ นำเสนอการพัฒนาาระบบควบคุมการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับ ระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ เป็นระบบที่มีความยุ่งยาก และซับซ้อนในการที่จะควบคุมให้อากาศยานสามารถบินได้อย่างอัตโนมัติตลอดภารกิจตามเส้นทางการบินที่ได้กำหนดไว้ ระบบควบคุมที่นำมาใช้นี้เป็นระบบควบคุมแบบฟัซซีดีฟัลส์ไอ (Fuzzy PD+I) ซึ่งสามารถใช้กับระบบควบคุมแบบไม่เป็นเชิงเส้นได้เป็นอย่างดี และใช้ควบคุมระบบเซ็นเซอร์วัดท่าทางการบิน เพื่อกรองข้อมูลที่จำเป็นในการควบคุมสถานะ ให้มีความเชื่อถือได้สูง อีกทั้งยังพัฒนาระบบควบคุมให้สามารถนำทางอากาศยานไร้คนบังคับในการบินลงจอดอัตโนมัติ และการบินค้นหาเป้าหมายซึ่งใช้ระบบการนำทางที่เป็นแบบกระสวนอลวน (Chaotic pattern) ผลการจำลองแสดงให้เห็นว่า ตัวควบคุมแบบฟัซซีดีฟัลส์ไอสามารถใช้ควบคุมการบินอัตโนมัติของอากาศยาน ที่มีความซับซ้อนของระบบได้โดยไม่ต้องพิจารณาถึงแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบควบคุม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Thesis Title	Development of Fuzzy Autopilot for Unmanned Aerial Vehicle
Student	Mr. Chart Rithirun
Student ID	49060026
Degree	Doctor of Engineering
Program	Electrical Engineering
Year	2013
Thesis Advisor	Assoc. Prof. Dr. Pitikhate Sooraksa

ABSTRACT

This thesis presents the development of autopilot for Unmanned Aerial Vehicle. An automatic flight control system is a complex system in the sense that the aircraft can fly automatically for all assigned the waypoints. We employ fuzzy PD+I controllers as the nonlinear main control system. To filtering the sensors' raw data, the fuzzy logic control is used for the UAV's attitude sensors which is necessary to control the state to be highly reliable. Flight control system for unmanned aircraft is also developed to navigate automatic in-flight landing and the application of targets searching by using chaotic pattern for navigation system shown by the simulation results. Moreover fuzzy PD+I controllers can also use the automatic flight control of aircraft to fly with the complexity of the system without considering the mathematical model of the system control.

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์เล่มนี้สำเร็จได้ด้วยความกรุณาจากอาจารย์ที่ปรึกษา รศ.ดร. ปิติเขต สุรักษา ที่ให้ความช่วยเหลือ ชี้แนะให้แนวทาง และพร่ำสอนทฤษฎีการควบคุมต่างๆ ให้แก่ข้าพเจ้าจนเข้าใจอย่างถ่องแท้ ข้าพเจ้ารู้สึกซาบซึ้ง และขอกราบขอบพระคุณเป็นอย่างสูงมา ณ โอกาสนี้ด้วย

ขอขอบคุณเพื่อนๆ พี่ๆ และน้องๆ ที่ให้ความช่วยเหลือ และเป็นกำลังใจมาตลอด และสุดท้ายนี้ขอกราบขอบพระคุณ คุณพ่อ คุณแม่ ครูบาอาจารย์ ที่ได้เลี้ยงดูให้ความรู้จนประสบความสำเร็จในสิ่งที่มุ่งหวัง คุณความดีใดๆ ที่เกิดขึ้นจากวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ ขอมอบแต่ ทุกๆ ท่านที่ได้กล่าวมาแล้วข้างต้น

ชาติ ฤทธิหิรัญ



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย.....	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	II
กิตติกรรมประกาศ.....	III
สารบัญ.....	IV
สารบัญตาราง.....	VII
สารบัญรูป.....	VIII
บทที่ 1 บทนำ.....	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของงานวิจัย.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของงานวิจัย.....	2
1.3 ขอบเขตของงานวิจัย.....	2
1.4 โครงสร้างของวิทยานิพนธ์.....	2
บทที่ 2 ระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ.....	4
2.1 สถาปัตยกรรมของระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ.....	4
2.1.1 หน่วยประมวลผล.....	6
2.1.2 ระบบเซ็นเซอร์.....	7
2.1.2.1 ตัวรับสัญญาณจีพีเอส.....	7
2.1.2.2 เซ็นเซอร์วัดแรงดัน.....	8
2.1.2.3 เซ็นเซอร์วัดมุมเอียง.....	8
2.1.2.4 สวิตช์บายพาส.....	11
2.1.2.5 ระบบสื่อสารข้อมูล.....	12
2.1.2.6 ระบบสถานีควบคุมภาคพื้นดิน.....	13
2.1.2.7 โปรแกรมสถานีควบคุมภาคพื้นดิน.....	14
2.2 โปรแกรมระบบควบคุมการบิน.....	15
2.2.1 ระบบตัวควบคุมด้านข้าง (lateral controller).....	15
2.2.2 ระบบตัวควบคุมตามแนวยาว (longitudinal controller).....	16
บทที่ 3 ตัวควบคุมฟuzzyฟิตฟิลส์ไอ และการควบคุมการบินอัตโนมัติ.....	19
3.1 โครงสร้างของตัวควบคุมฟuzzyฟิตฟิลส์ไอ.....	19
3.2 การควบคุมการบินอัตโนมัติ.....	29
3.2.1 ระบบควบคุมการนำทาง.....	29
3.2.1.1 การอัปเดตจุดเป้าหมาย.....	29
3.2.1.2 การอัปเดตทิศทาง และความสูง.....	29

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์อื่นใด
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
3.2.2 ระบบควบคุมการบิน.....	31
3.2.2.1 ตัวควบคุมทิศทางการบิน.....	31
3.2.2.2 ตัวควบคุมปีกเล็กแก้อียง.....	32
3.2.2.3 ตัวควบคุมมุมระดับการบิน.....	32
3.2.2.4 ตัวควบคุมแพนหางระดับ.....	33
3.2.2.5 ตัวควบคุมความเร็วในการบิน.....	33
3.3 การวิเคราะห์และจำลองผลการทดลอง.....	39
บทที่ 4 ระบบเซ็นเซอร์การวัดท่าทางการบิน.....	49
4.1 ตัววัดความเร่ง.....	49
4.2 ไจโรสโคป.....	51
4.3 ตัวกรอง Kalman.....	51
4.4 ตัวกรองพีชชีลอจิกคอนโทรล.....	53
4.5 การสร้าง และการทดลอง.....	57
บทที่ 5 การพัฒนาระบบนำทางการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับโดยใช้กระสวยอลวนแบบ Chua.....	66
5.1 ดัชนีชี้วัด.....	70
5.2 การจำลองผลการบิน.....	71
บทที่ 6 สรุปผลการวิจัย และข้อเสนอแนะ.....	75
6.1 สรุปผลการจำลอง.....	75
6.1.1 การจำลองการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับ.....	75
6.1.1.1 ผลของการควบคุมทิศทางการบิน.....	75
6.1.1.2 ผลของการควบคุมความสูง.....	75
6.1.1.3 ผลของการควบคุมมุมเอียง.....	75
6.1.1.4 ผลของการควบคุมแพนหางระดับ.....	76
6.1.1.5 ผลของการควบคุมความเร็วในการบิน.....	76
6.1.2 การจำลองการบินลงจอดอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับ.....	76
6.1.2.1 ผลของการควบคุมความสูง.....	76
6.1.2.2 เส้นทางการบินในการบินลงสู่พื้นทางวิ่ง.....	76
6.1.3 การออกแบบ และทดลองเซ็นเซอร์วัดท่าทางการบิน.....	77
6.1.4 การจำลองระบบการนำทางของอากาศยานอัตโนมัติ โดยใช้กระสวยอลวนแบบ Chua.....	77

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อนุญาตให้นำไปเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาต
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
6.2 แนวทางการพัฒนาในอนาคต.....	77
เอกสารอ้างอิง.....	79
ภาคผนวก.....	82
ประวัติผู้เขียน.....	99



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
3.1 กฎพื้นฐานของการควบคุมพืชซีพีดี และ พืชซีไอ ของฟังก์ชันสมาชิกทางด้านอินพุท และฟังก์ชันสมาชิกด้านเอาต์พุท.....	24
3.2 ค่าเกณฑ์ควบคุมของตัวควบคุมพืชซีพีดีพีลัสไอ.....	40
3.3 ค่าเกณฑ์ของตัวควบคุมการลงจอดอัตโนมัติ พืชซีพีดีพีลัสไอ.....	46
5.1 ผลการจำลองการบินครอบคลุมพื้นที่.....	71
5.2 ผลการจำลองการบินค้นหาเป้าหมาย 4 จุด.....	72



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1 สถาปัตยกรรมของระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ.....	5
2.2 สถานีควบคุมภาพพื้นดิน และการแสดงผลการบิน.....	6
2.3 การเชื่อมต่อระบบเซ็นเซอร์ทั้งหมด.....	6
2.4 ตัวรับสัญญาณจีพีเอสยี่ห้อ Etek GPS รุ่น EB-85A.....	8
2.5 เซ็นเซอร์วัดแรงดันยี่ห้อ Motorola รุ่น MPX4015DP และ MPX4115.....	8
2.6 บล็อกไดอะแกรมการประมาณค่าท่าทางการบิน.....	10
2.7 ตัววัดความเร่งชนิด 3 แกนรุ่น ADXL335.....	11
2.8 ไจโรสโคปรุ่น ADXRS300.....	11
2.9 แผงวงจรสวิตช์บายพาส.....	12
2.10 วงจรของสวิตช์บายพาส.....	12
2.11 อุปกรณ์สื่อสารข้อมูลแบบไร้สายยี่ห้อ Aerocomm รุ่น AC4490.....	13
2.12 ระบบสถานีควบคุมภาคพื้นดิน.....	14
2.13 การแสดงผลบนหน้าจอหลักของโปรแกรมสถานีควบคุมภาคพื้นดิน.....	15
2.14 รูปภายในของตัวควบคุมปีกเล็กแก้อียง (Bank to aileron controller).....	16
2.15 รูปภายนอกของตัวควบคุมมุมเอียงในการบิน (Bank from heading controller).....	16
2.16 รูปภายในของตัวควบคุมแพนหางระดับ (Pitch to elevator controller).....	17
2.17 รูปภายในของตัวควบคุมความเร็วในการบิน (Velocity hold controller).....	17
2.18 รูปภายนอกของตัวควบคุมมุมระดับการบิน (Altitude to pitch controller).....	18
3.1 ระบบควบคุมพีดีพลัสไอแบบดั้งเดิม.....	20
3.2 บล็อกไดอะแกรมการจำลองของตัวควบคุมพีซีพีดีพลัสไอ.....	22
3.3 ฟังก์ชันความเป็นสมาชิกด้านอินพุทของพีดี.....	23
3.4 ฟังก์ชันความเป็นสมาชิกด้านเอาต์พุทของพีดี.....	23
3.5 ฟังก์ชันความเป็นสมาชิกด้านอินพุทของไอ.....	23
3.6 ฟังก์ชันความเป็นสมาชิกด้านเอาต์พุทของไอ.....	24
3.7 พื้นที่ความเป็นไปได้ของพีซีพีดี และพีซีไอ.....	25
3.8 ทิศทางการบินของอากาศยาน และทิศทางจุดเป้าหมาย.....	30
3.9 บล็อกไดอะแกรมของระบบควบคุมการนำทาง (Navigation control system).....	31
3.10 การจำลอง Matlab/Simulink ของตัวควบคุมทิศทางการบิน (Heading controller).....	32
3.11 การจำลอง Matlab/Simulink ของตัวควบคุมปีกเล็กแก้อียง (Bank to aileron controller).....	32
3.12 การจำลอง Matlab/Simulink ของตัวควบคุมมุมระดับการบิน (Altitude to pitch controller).....	33
3.13 การจำลอง Matlab/Simulink ของตัวควบคุมแพนหางระดับ (Pitch to elevator controller).....	33
3.14 การจำลอง Matlab/Simulink ของตัวควบคุมความเร็วในการบิน (Velocity hold controller).....	34
3.15 แผนผังการปรับแต่งค่าเกณฑ์อัตโนมัติ.....	34

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่ออนุญาตเห็นไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.16 ฟังก์ชันความเป็นสมาชิกอินพุทของ $e(t)$ และ $de(t)$	35
3.17 ฟังก์ชันความเป็นสมาชิกเอาต์พุทของ K_p , K_i และ K_d	35
3.17 (ต่อ) ฟังก์ชันความเป็นสมาชิกเอาต์พุทของ K_p , K_i และ K_d	36
3.18 กราฟพื้นผิวของกฎการควบคุม.....	37
3.18 (ต่อ) กราฟพื้นผิวของกฎการควบคุม.....	38
3.19 แผนผังของระบบควบคุมการลงจอดอัตโนมัติ.....	39
3.20 โปรแกรม Matlab/Simulink พร้อมด้วย Aerosim Toolbox ของระบบควบคุมการบินอัตโนมัติทั้งหมด.....	40
3.21 ทิศทางการบิน, อินพุทของมุมเอียง อินพุทของเซอร์โวควบคุมแพนหางตั้ง และความผิดพลาดของทิศทางการบินเปรียบเทียบกับค่าอ้างอิง.....	41
3.22 ความสูง, อินพุทของมุมระดับ และความผิดพลาดของความสูงเปรียบเทียบกับค่าอ้างอิง.....	41
3.23 มุมเอียง, อินพุทของเซอร์โวควบคุมปีกเล็กแก้อียง และความผิดพลาดของมุมเอียงเปรียบเทียบกับค่าอ้างอิง.....	42
3.24 มุมระดับ, อินพุทของเซอร์โวควบคุมแพนหางระดับ และความผิดพลาดของมุมเอียงเปรียบเทียบกับค่าอ้างอิง.....	42
3.25 ความเร็ว, อินพุทของเซอร์โวควบคุมคันเร่ง และความผิดพลาดของความเร็วเปรียบเทียบกับค่าอ้างอิง.....	43
3.26 เส้นทางการบินของอากาศยานไปยังจุดเป้าหมาย 12 จุด.....	43
3.27 เครื่องบินทดสอบ (ข้าย) เปรียบเทียบกับเครื่องบิน Aerosonde UAV (ขวา).....	44
3.28 ความสูงของเครื่องบินทดสอบเทียบกับเวลา.....	44
3.29 ความเร็วของเครื่องบินทดสอบเทียบกับเวลา.....	45
3.30 อัตราเร่งของเครื่องบินทดสอบเทียบกับเวลา.....	45
3.31 การจำลอง Matlab/Simulink ของระบบการควบคุมแพนหางระดับที่สามารถปรับเกนอัตโนมัติ.....	46
3.32 ความสูง, อินพุทของมุมระดับ และความผิดพลาดของความสูงเปรียบเทียบกับค่าอ้างอิงของระบบควบคุมการลงจอดอัตโนมัติ.....	47
3.33 มุมระดับ, อินพุทของเซอร์โวควบคุมแพนหางระดับ และความผิดพลาดของมุมระดับเปรียบเทียบกับค่าอ้างอิงของระบบควบคุมการลงจอดอัตโนมัติ.....	47
3.34 เส้นทางการบินลงจอดของอากาศยานด้วยระบบควบคุมการลงจอดอัตโนมัติ.....	48
4.1 ความสัมพันธ์ของตัววัดความเร่ง และแรงโน้มถ่วงของโลก.....	50
4.2 ข้อมูลที่ได้จากตัววัดความเร่งที่ได้รับการปรับแก้.....	54
4.3 ฟังก์ชันสมาชิกทางด้านอินพุท.....	54
4.4 ฟังก์ชันสมาชิกทางด้านเอาต์พุท.....	54
4.5 จุดกึ่งกลางมวล (Center of mass).....	55
4.6 บล็อกไดอะแกรมของระบบการกรองข้อมูลเซ็นเซอร์วัดท่าทางการบิน.....	57

เอกสารนี้เป็นเอกสารลิขสิทธิ์ของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.7 แผนภูมิของการจัดการข้อมูลดิบของไจโรสโคป และตัววัดความเร่ง.....	58
4.8 บล็อกไดอะแกรมการชดเชยข้อมูลของตัววัดความเร่ง และไจโรสโคป.....	59
4.9 บอร์ดทดลองระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ.....	59
4.10 การประมาณค่ามุมเอียง (Roll angle) ที่ได้จากตัววัดความเร่ง.....	60
4.10 (ต่อ) การประมาณค่ามุมเอียง (Roll angle) ที่ได้จากตัววัดความเร่ง.....	61
4.11 การประมาณค่ามุมเอียง (Roll angle) ที่ได้จากไจโรสโคป.....	61
4.11 (ต่อ) การประมาณค่ามุมเอียง (Roll angle) ที่ได้จากไจโรสโคป.....	62
4.12 การประมาณค่ามุมระดับ (Pitch angle) ที่ได้จากตัววัดความเร่ง.....	63
4.13 การประมาณค่ามุมระดับ (Pitch angle) ที่ได้จากไจโรสโคป.....	64
4.14 ผลการชดเชยของข้อมูลการประมาณค่ามุมเอียง (Roll angle).....	65
4.15 ผลการชดเชยของข้อมูลการประมาณค่ามุมระดับ (Pitch angle).....	65
5.1 กระสวยอวกาศแบบ Chua.....	67
5.2 การสร้างตำแหน่งระหว่างการบินไม่ให้ออกนอกพื้นที่.....	68
5.3 การควบคุมการนำทางแบบ LGCL.....	69
5.4 การแบ่งพื้นที่ที่ทำการทดสอบ และการวางจุดเป้าหมายสำหรับให้อากาศยานค้นหา.....	71
5.5 เส้นทางการบินของอากาศยานที่บินครอบคลุมพื้นที่ได้ดีที่สุด.....	73
5.6 ตัวอย่างเส้นทางการบินของอากาศยานที่บินค้นหาเป้าหมาย 4 เป้าหมาย.....	73

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของงานวิจัย

อากาศยานไร้คนบังคับ ผลิตขึ้นมาเพื่อลดการสูญเสียของนักบินจริงที่อาจต้องปฏิบัติภารกิจในพื้นที่ที่เสี่ยงอันตราย เช่นการบินลาดตระเวนตรวจการณ์ตามแนวชายแดน และการถ่ายภาพทางอากาศ นอกจากนี้การปฏิบัติการทางยุทธวิธี นับว่ามีความสำคัญอย่างมาก ในขณะที่ปฏิบัติการรบ หรือการเตรียมความพร้อมของกองกำลังในส่วนสนับสนุน ทั้งกำลังพล และเทคโนโลยี โดยเฉพาะการค้นหาเป้าหมาย และการระบุตำแหน่งของฝ่ายตรงข้าม จะทำให้ฝ่ายที่มีเทคโนโลยีที่เหนือกว่าจะได้เปรียบในการรบเหนือฝ่ายตรงข้าม ซึ่งในอดีตการปฏิบัติการการบินที่กล่าวมา จำเป็นต้องใช้เครื่องบินที่มีนักบินจริงเป็นผู้ทำการบิน ทำให้นักบินมีความเสี่ยงสูงหากบินเครื่องบินลาดตระเวน แล้วถูกฝ่ายตรงข้ามโจมตีอาจเกิดความสูญเสียขึ้นได้ และในการบินแต่ละครั้งก็มีค่าใช้จ่ายเป็นจำนวนมาก ปัจจุบันการพัฒนาอากาศยานไร้คนบังคับเริ่มมีแพร่หลายมากขึ้น แต่เทคโนโลยีดังกล่าว เป็นการซื้อมาจากต่างประเทศ แล้วนำมาใช้งานในประเทศไทย โดยเฉพาะระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ นั้นเป็นเทคโนโลยีที่ซับซ้อน

ที่ผ่านมา มีงานวิจัยเกี่ยวกับ ระบบควบคุมการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับมากมาย เช่น [1,2,3] แต่ส่วนใหญ่ระบบควบคุมดังกล่าวสามารถใช้ได้กับอากาศยานขนาดเล็กที่ใช้มอเตอร์ไฟฟ้าเป็นต้นกำลังในการขับเคลื่อนเท่านั้น และมีข้อจำกัดที่ไม่สามารถนำไปใช้ควบคุมอากาศยานที่ใช้เครื่องยนต์เล็กเป็นต้นกำลังได้ ด้วยสาเหตุมาจากความสั่นสะเทือนจากเครื่องยนต์ ทำให้เซ็นเซอร์วัดท่าทางการบินเกิดสัญญาณรบกวนขึ้นที่ตัววัดความเร่ง ทำให้ไม่สามารถวัดค่าได้ และยังไม่มีการวิจัยฉบับใดมุ่งเน้นไปที่การพัฒนาาระบบเซ็นเซอร์วัดท่าทางการบิน (Attitude) ให้เหมาะสมกับการใช้งานกับอากาศยานที่ใช้เครื่องยนต์เล็กเป็นต้นกำลัง และงานวิจัยฉบับนี้ใช้ตัวกรองฟuzzy logicคอนโทรลในการกรองสัญญาณรบกวนที่เกิดขึ้นที่ตัววัดความเร่ง จึงทำให้เซ็นเซอร์วัดท่าทางการบินที่พัฒนาขึ้นมาสามารถใช้ได้กับอากาศยานที่ใช้เครื่องยนต์เล็กเป็นต้นกำลัง

งานวิจัยนี้ ได้พัฒนาระบบควบคุมการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับ โดยระบบควบคุมดังกล่าวสามารถใช้ได้กับอากาศยานขนาดเล็กที่ใช้มอเตอร์ไฟฟ้า และเครื่องยนต์ขนาดเล็กเป็นต้นกำลัง ระบบควบคุมการบินอัตโนมัตินี้สามารถจำลองให้เห็นถึงการควบคุมอากาศยานให้บินไปตามจุดเป้าหมายที่กำหนดไว้ตลอดเส้นทางการบินที่วางไว้ล่วงหน้า ระบบควบคุมที่ถูกนำมาใช้ในงานวิจัยนี้เป็นระบบควบคุมแบบฟuzzyพีดีพลัสไอ (Fuzzy PD+I) ซึ่งระบบนี้สามารถนำไปใช้กับระบบควบคุมแบบไม่เป็นเชิงเส้น (Nonlinear) ได้เป็นอย่างดี โดยสามารถแก้ปัญหาความไม่แน่นอนของค่าพารามิเตอร์ในระบบ และสามารถควบคุมระบบพลวัตที่ซับซ้อนได้ของอากาศยาน เช่นการควบคุมการทำงานของปีกเล็กแก้อียง (Aileron), การควบคุมการทำงานของแพนหางตั้ง (Rudder), การควบคุมการทำงานของแพนหางระดับ (Elevator) และยังพัฒนาไปสู่การควบคุมการลงจอดของอากาศยานอีกด้วย นอกจากนี้การออกแบบระบบตัวควบคุมแบบฟuzzyยังใช้เวลาน้อยกว่าระบบอื่นๆ จึงทำให้ระบบควบคุมแบบฟuzzyเป็นเครื่องมือที่มีประสิทธิภาพสูง มีความง่ายในการออกแบบ มีความเสถียร มีความยืดหยุ่น และประหยัดเวลาในการทำงาน และในงานวิจัยนี้ยังสามารถประยุกต์นำเอา

เอกสาร สัญญาณอลวนมาสร้างเส้นทางการบินของอากาศยานไร้คนบังคับภายในพื้นที่ที่จำกัด ซึ่งภารกิจอาจไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เป็นการบินถ่ายภาพทางอากาศ การบินสำรวจ การบินลาดตระเวน หรือการบินค้นหาเป้าหมาย ซึ่งจะอาศัยการสร้างเส้นทางการบินออสวนแบบ Chua

ซึ่งผลจากงานวิจัยฉบับนี้ จะสามารถนำองค์ความรู้ที่ได้นำไปพัฒนาเป็นต้นแบบของการสร้างบอร์ดควบคุมการบินอัตโนมัติ (Flight control system) ขึ้นใช้ภายในประเทศ ที่เป็นเทคโนโลยีที่พัฒนาขึ้นในประเทศไทย ไม่ต้องนำเข้าจากต่างประเทศ และยังสามารถนำองค์ความรู้ที่ได้ไปต่อยอดงานวิจัย และพัฒนาในด้านอากาศยานไร้คนบังคับอื่นๆ ต่อไปได้อีกด้วย

1.2 วัตถุประสงค์ของงานวิจัย

งานวิจัยนี้มุ่งเน้นการพัฒนากระบวนการควบคุมการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับ โดยใช้ตัวควบคุมแบบฟuzzy พีดีพลัสไอ (Fuzzy PD+I controller) ในการควบคุมการบินอัตโนมัติ โดยมีวัตถุประสงค์ดังนี้

1.2.1 เพื่อเป็นการพัฒนาระบบควบคุมการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับ ให้บินไปตามเส้นทางการบินที่กำหนด และระบบควบคุมการบินลงจอดอัตโนมัติ (Automatic landing) และจำลองผลการบินอัตโนมัติโดยใช้โปรแกรมคอมพิวเตอร์ เพื่อเป็นแนวทางในการสร้างบอร์ดควบคุมการบินอัตโนมัติขึ้นใช้งานจริง

1.2.2 เพื่อพัฒนาระบบเซ็นเซอร์การวัดท่าทางการบิน (Attitude) หรือมุมที่อากาศยานทำกับพื้นโลก คือมุมเอียง (Roll angle) และมุมก้มเงย (Pitch angle) ให้เหมาะสมกับการใช้งานกับอากาศยานที่ใช้เครื่องยนต์เล็กเป็นต้นกำลัง

1.2.3 เพื่อพัฒนาระบบนำทางการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับ โดยใช้กระสวนออสวนแบบ Chua เข้ามาประยุกต์ใช้ในการนำทาง และจำลองการบินบนพื้นที่จำกัด ในการบินค้นหาเป้าหมาย และประเมินสรุปผลที่ได้ ซึ่งการจำลองการบินที่เป็นไปตามกฎทางพลศาสตร์ ของระบบการบินของอากาศยาน

1.3 ขอบเขตของงานวิจัย

ขอบเขตของงานวิจัยนี้มุ่งเน้นไปที่

1.3.1 การจำลองการควบคุมการบินอัตโนมัติ จะใช้ตัวควบคุมแบบฟuzzy พีดีพลัสไอ (Fuzzy PD+I controller) และจำลองผลที่ได้ด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ Matlab

1.3.2 ออกแบบ และสร้างระบบเซ็นเซอร์การวัดท่าทางการบิน (Attitude) ของมุมเอียง (Roll angle) และมุมก้มเงย (Pitch angle) เปรียบเทียบผลตอบสนองกับการติดตั้งใช้งานบนอากาศยานที่ใช้เครื่องยนต์เล็กที่มีความจุเครื่องยนต์ตั้งแต่ 0.15 – 1.40 ลูกบาศก์นิ้ว เป็นต้นกำลัง

1.4 โครงสร้างของวิทยานิพนธ์

วิทยานิพนธ์นี้มีการนำเสนอหัวข้อดังนี้ บทที่2 อธิบายระบบควบคุมการบินอัตโนมัติโดยองค์รวมทั้งหมด บทที่3 กล่าวถึงโครงสร้างของตัวควบคุมฟuzzy พีดีพลัสไอ (Fuzzy PD+I controller), การออกแบบการนำทางการบินอัตโนมัติ และการออกแบบตัวควบคุมการลงจอดของอากาศยาน บทที่4 เป็นการพัฒนาระบบเซ็นเซอร์การวัดท่าทางการบิน (Attitude) ของอากาศยาน โดยประยุกต์ใช้ตัวควบคุมฟuzzy ลอจิกคอนโทรล (Fuzzy logic control) ร่วมกับตัวกรอง Kalman ในการกรองข้อมูลเซ็นเซอร์ที่เกิดจากการสั่นสะเทือนของเครื่องยนต์ บทที่5 เป็นการพัฒนาระบบนำทางการบินอัตโนมัติ ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยใช้กระสวนอลวนแบบ Chua เข้ามาประยุกต์ใช้ในการนำทาง บทที่6 เป็นการสรุปเนื้อหาของวิทยานิพนธ์ และข้อเสนอแนะในการที่จะพัฒนาต่อไปในอนาคต



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

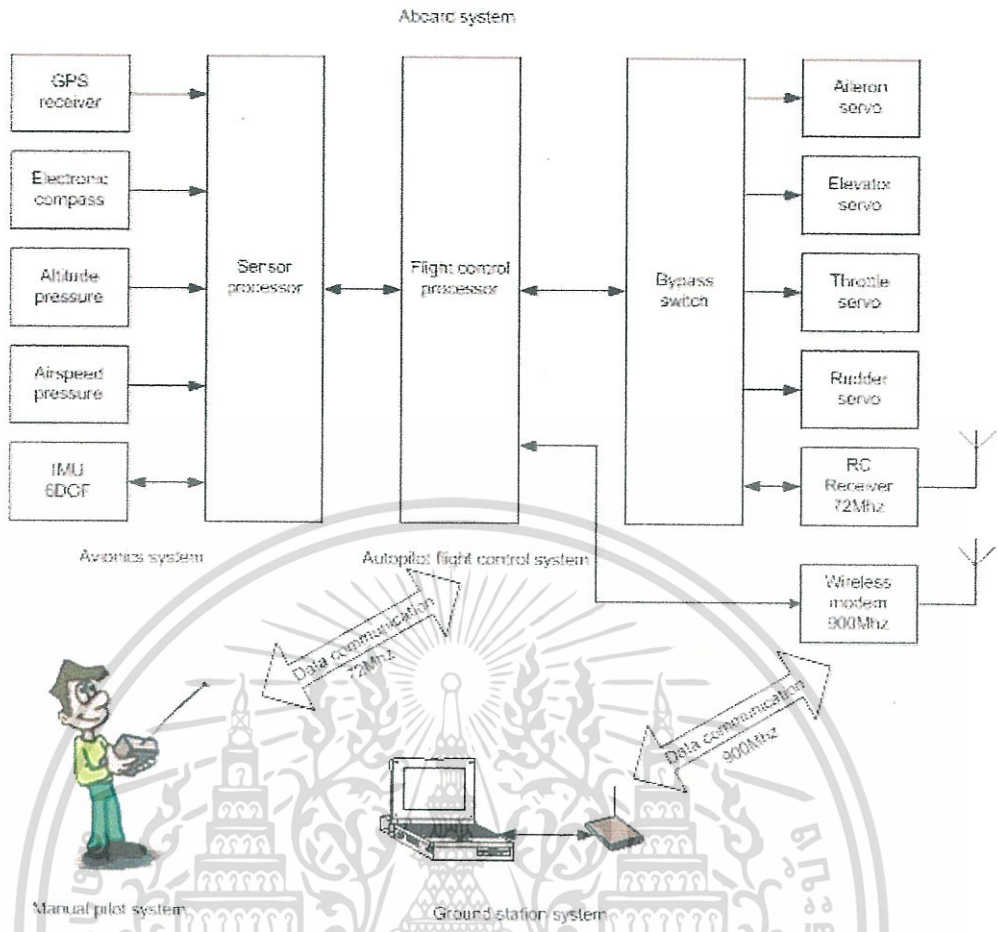
บทที่ 2

ระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ

การออกแบบระบบควบคุมการบินอัตโนมัตินั้น เราสามารถแบ่งออกเป็น 2 ส่วนใหญ่ ๆ คือ ส่วนที่เป็นฮาร์ดแวร์ (Hardware) และส่วนที่เป็นซอฟต์แวร์ (Software) ส่วนที่เป็นฮาร์ดแวร์นั้นจะติดตั้งอยู่บนอากาศยาน ซึ่งจะประกอบด้วยหน่วยประมวลผลกลาง ในการควบคุมการบินอัตโนมัติ ระบบเซ็นเซอร์การวัดท่าทางการบิน ระบบเซ็นเซอร์ระบุพิกัดที่ตั้งจีพีเอส (Global positioning system) และระบบสื่อสารการบินโดยใช้อุปกรณ์สื่อสารแบบไร้สาย (Wireless modem) ส่วนที่เป็นซอฟต์แวร์นั้น เป็นโปรแกรมควบคุมการบินอัตโนมัติ และโปรแกรมที่ใช้ในการควบคุมจากสถานีภาคพื้นดิน (Ground control station) ซึ่งสถานีภาคพื้นดินประกอบด้วย คอมพิวเตอร์ส่วนบุคคล (Personal computer) หรือ คอมพิวเตอร์โน้ตบุ๊ก (Notebook computer) อุปกรณ์สื่อสารแบบไร้สาย (Wireless modem) และอุปกรณ์ควบคุมการบินระยะไกลแบบมือบังคับ (Manual remote control transmitter) ระบบควบคุมการบินอัตโนมัตินั้นจะต้องสามารถสั่งการควบคุมให้อากาศยานบินไปยังจุดเป้าหมายที่ระบุ (Waypoints) ไว้ล่วงหน้า ซึ่งเป็นการกำหนดไว้เป็นเส้นทางการบิน (Trajectory planning) และยังสามารถส่งข้อมูลที่จำเป็นลงมายังสถานีภาคพื้นดิน คือการแสดงผลสถานะภาพของการบิน (Flight instrument display) และยังสามารถแสดงแผนที่ประกอบการนำร่อง (Moving map navigation) อีกด้วย

2.1 สถาปัตยกรรมของระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ (Autonomous flight control architecture)

ในส่วนนี้จะแบ่งออกเป็นระบบใหญ่ๆ ได้ 2 ระบบ และระบบย่อยได้ 5 ระบบ ซึ่งระบบใหญ่ทั้ง 2 ระบบได้แก่ ระบบที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยาน และระบบที่ติดตั้งอยู่ภาคพื้นดิน และ 5 ระบบย่อยจะแบ่งออกเป็นระบบเซ็นเซอร์การวัดท่าทางการบิน, ระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ, ระบบการสื่อสารข้อมูลระหว่างอากาศยานกับสถานีภาคพื้นดิน, ระบบสถานีควบคุมภาคพื้นดิน และระบบควบคุมการบังคับอากาศยานจากบุคคล ซึ่งระบบทั้งหมดที่กล่าวมาแสดงให้เห็นดังรูปที่ 2.1



รูปที่ 2.1 สถาปัตยกรรมของระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ

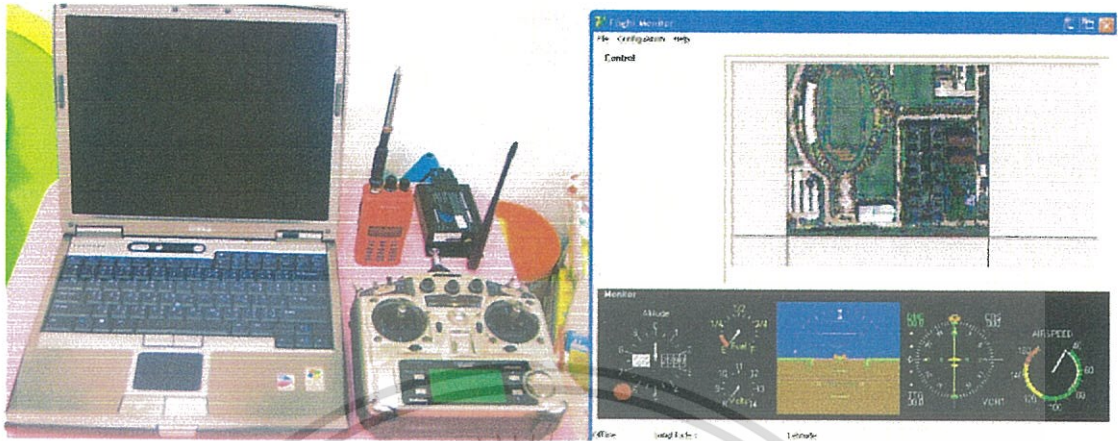
หน่วยประมวลผลเซ็นเซอร์จะทำหน้าที่ เก็บข้อมูลจากอุปกรณ์ตรวจวัดค่าต่างๆ คือ พิกัดจากจีพีเอส, ค่าจากตัววัดความเร็ว, ค่าจากไจโรสโคป, ค่าจากตัววัดแรงดันบรรยากาศ แล้วทำการประมวลผล และประมาณการค่าที่ได้ ซึ่งจะกล่าวถึงรายละเอียดไว้ในบทที่ 4 ซึ่งจะเป็นค่าจำเป็นที่สำคัญในการควบคุมการบินอัตโนมัติ แล้วจึงส่งค่าที่ได้นั้น ไปยังหน่วยประมวลผลการควบคุมการบิน ซึ่งจะทำงานด้วยโปรแกรมควบคุมการบินที่ถูกพัฒนาขึ้นมา แล้วจึงส่งค่าการควบคุมไปยังหน่วยประมวลผลการขับเคลื่อนเซอร์โว เพื่อส่งคำสั่งไปยังเซอร์โวควบคุมการทำงานของปีกเล็กแก้อียง (Aileron servo), การทำงานของแพนหางตั้ง (Rudder servo) และการทำงานของแพนหางระดับ (Elevator servo)

อีกทั้งหน่วยประมวลผลการควบคุมการบินยังส่งข้อมูล แสดงสถานะภาพของการบิน และตำแหน่งพิกัดของอากาศยาน ให้มาปรากฏยังจอภาพที่สถานีควบคุมภาคพื้นดิน โดยมีข้อมูลที่สำคัญประกอบด้วย

1. ความเร็วอากาศยาน
2. ความสูง
3. ท่าทางการบิน
4. ทิศทางการบิน
5. ตำแหน่งของอากาศยาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

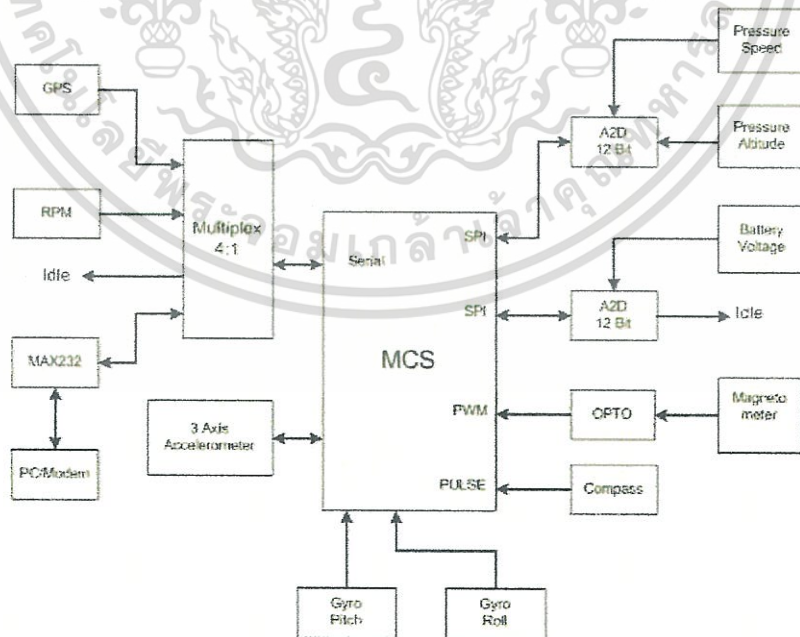
โดยข้อมูลทั้งหมดจะประกอบกับแผนที่การนำร่อง (Moving map navigation) มีลักษณะประกอบดังรูปที่ 2.2



รูปที่ 2.2 สถานีควบคุมภาพพื้นดิน และการแสดงผลการบิน

2.1.1 หน่วยประมวลผล (Processor)

หน่วยประมวลผลที่ใช้ในงานวิจัยฉบับนี้ เราเลือกใช้ตระกูล MCS-51 CPU DS89C450 จำนวน 2 ตัว ในการประมวลผลซึ่ง MCS-51 ที่ใช้งานมีความเร็วที่ 12 MHz หน่วยประมวลผลตัวแรกเราจะใช้ในการเก็บข้อมูลของตัววัดเซ็นเซอร์ต่างๆ โดยการจัดการผ่านตัวมัลติเพล็กซ์ และผ่านตัวแปลงค่าจากอนาล็อกเป็นดิจิตอล และการเชื่อมต่อของระบบเซ็นเซอร์ทั้งหมดแสดงให้เห็นดังรูปที่ 2.3



รูปที่ 2.3 การเชื่อมต่อระบบเซ็นเซอร์ทั้งหมด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ซึ่งระบบเซ็นเซอร์ทั้งหมดนั้นจะถูกส่งข้อมูลเข้าสู่หน่วยประมวลผลผ่านทาง พอร์ตอนุกรม และ พอร์ต SPI และทำการประมวลผลออกมาเป็นค่าจริงที่จะนำไปใช้งานต่อ ซึ่งค่าที่ได้จากหน่วยประมวลผลนี้จะได้อ้างอิงดังนี้

1. พิกัดของตำแหน่งของอากาศยาน
2. ค่าความสูงของอากาศยาน
3. ค่าความเร็วของอากาศยาน
4. ท่าทางการบินของอากาศยาน
5. ทิศทางการบินของอากาศยาน

หน่วยประมวลผลตัวที่สองจะเป็นหน่วยประมวลผลสำหรับการควบคุมการบิน ซึ่งจะรับข้อมูลจากหน่วยประมวลผลเซ็นเซอร์ตัวแรกเข้ามา ซึ่งระบบควบคุมของหน่วยประมวลผลนี้จะป็นศูนย์กลางการควบคุมของตัวควบคุมพีซีพีดีพีเอสไอซึ่งจะอธิบายรายละเอียดในบทที่ 3 และจะทำการส่งคำสั่งไปยังเซอร์โวลควบคุมการทำงานต่อไป

2.1.2 ระบบเซ็นเซอร์ (Sensors system)

2.1.2.1 ตัวรับสัญญาณจีพีเอส (GPS receiver)

ตัวรับสัญญาณจีพีเอสนี้จะถูกใช้ในการระบุพิกัดตำแหน่งของอากาศยาน ซึ่งข้อมูลที่ได้จากตัวรับสัญญาณจีพีเอส เราจะนำมาใช้ในรูปแบบตำแหน่งของละติจูด ลองจิจูด และความสูงของอากาศยาน และจะสัมพันธ์กับตำแหน่งของอากาศยานที่มีหน่วยเป็น Meters east และ Meters north ซึ่งสามารถคำนวณได้จาก

$$X = (\text{longitude} - \text{home_longitude}) \cdot \cos\left(\frac{\text{home_latitude}}{60 \text{ min/deg}} \cdot \frac{\pi}{180 \text{ deg}}\right) \cdot 1853.2 \text{ min/meter}$$

$$Y = (\text{latitude} - \text{home_latitude}) \cdot 1853.2 \text{ min/meter}$$

ซึ่ง longitude และ latitude มีหน่วยเป็น minutes และตำแหน่ง X และ Y จะอ้างอิงกับ meters east และ meters north ของ GPS home position

ในงานวิจัยนี้ เราใช้ตัวรับสัญญาณจีพีเอสของ Etek 5 Hz รุ่น EB-85A ซึ่งมีขนาดเล็ก กินกำลังไฟต่ำ ราคาประหยัด และมีค่าอัตราการอัปเดต อยู่ที่ 1 ถึง 5 Hz การติดต่อสื่อสารผ่านทาง Serial communication ที่ความเร็วในการรับ-ส่งข้อมูลที่ 4800 ถึง 115200 bps ซึ่งข้อมูลทางด้านเทคนิคตรงกับความต้องการในการใช้งานในงานวิจัยนี้ และตัวรับสัญญาณจีพีเอส Etek แสดงให้เห็นในรูปที่ 2.4



รูปที่ 2.4 ตัวรับสัญญาณจีพีเอสยี่ห้อ ETek GPSรุ่น EB-85A

2.1.2.2 เซ็นเซอร์วัดแรงดัน (Pressure sensors)

ในการวัดความเร็วและความสูงของอากาศยานนั้น เราสามารถใช้เซ็นเซอร์วัดแรงดันในการวัดค่าดังกล่าวได้ ซึ่งเป็นผลมาจากการเปลี่ยนแปลงความสูง ทำให้ความกดอากาศเปลี่ยนแปลงเช่นเดียวกับแรงลมที่วิ่งเข้าไปในท่อพิทอท (Pitot) ซึ่งก็เป็นตัวบ่งบอกถึงความเร็วของอากาศยานขณะกำลังเคลื่อนที่ได้ด้วย เราเลือกใช้เซ็นเซอร์วัดแรงดันของโมโตโรลา รุ่น MPX4015DP ซึ่งเป็นเซ็นเซอร์วัดแรงดันชนิดผลต่างของแรงดัน สำหรับวัดความเร็ว และใช้โมโตโรลา รุ่น MPX4115 ซึ่งเป็นเซ็นเซอร์วัดแรงดันชนิดค่าสมบูรณ์ สำหรับวัดความสูง ค่าที่ได้จากเซ็นเซอร์วัดแรงดันทั้งสองนี้ จะถูกขยายสัญญาณ และผ่านตัวกรองความถี่ต่ำ เพื่อกรองสัญญาณรบกวนที่ความถี่สูงออกไป ก่อนที่จะถูกแปลงค่าที่ได้โดยใช้คอนเวอร์เตอร์แปลงจากสัญญาณอนาล็อกเป็นดิจิตอลด้วย 12 bit A/D Convertor ซึ่ง MPX4115 มีย่านการทำงานที่แรงดัน 15 kPA ถึง 115 kPA และ MPX4015DP ทำงานที่แรงดัน 0 kPA ถึง 10 kPA MPX4015DP และ MPX4115 แสดงให้เห็นในรูปที่ 2.5



รูปที่ 2.5 เซ็นเซอร์วัดแรงดันยี่ห้อ Motorola รุ่น MPX4015DP และ MPX4115

2.1.2.3 เซ็นเซอร์วัดมุมเอียง (Attitude measurement unit)

ในการวัดมุมเอียงของอากาศยานนั้น เราจะใช้เซ็นเซอร์ที่เรียกว่าไจโรสโคป (Gyroscopes) และตัววัดความเร่ง (Accelerometers) ซึ่งมีความสำคัญในการบอกท่าทาง (Attitude) ของอากาศยานขณะเคลื่อนที่ ไจโรสโคป ADXR5300 ถูกใช้ในการวัดค่า Body fixed rotation rate P, Q และ R ซึ่งค่าสูงสุดที่อ่านได้คือ 300 degrees/second และตัววัดความเร่ง ADXL335 3-Axis accelerometer ถูกใช้ในงานวิจัยนี้ เพื่อหาค่าโดยประมาณของ ϕ และ θ เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ทางการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และ ψ มีการนำค่าที่ได้จาก ไจโรสโคปและตัววัดความเร่งมาประมาณค่าร่วมกัน เพื่อหาค่า Attitude ของอากาศยาน ไจโรสโคปและตัววัดความเร่งจะถูกติดตั้ง ทำมุมตั้งฉากซึ่งกันและกัน ขบวนการประมาณค่าของ ϕ และ θ ถูกนำมาใช้เป็นค่า Roll และ Pitch เพื่อเป็นค่าอ้างอิง ซึ่งคำนวณได้จากค่า \tan^{-1} ของเวกเตอร์ของตัววัดความเร่ง (Accelerometer vector) และ เวกเตอร์ของแรงโน้มถ่วง (Gravity vector) ของอากาศยาน ซึ่งจะได้ว่า

$$\bar{\phi} = \tan^{-1} \left[\frac{Ay}{Ax} \right] \quad (2.1)$$

$$\bar{\theta} = \tan^{-1} \left[\frac{Ax}{-Az(\cos \phi) - Ay(\sin \phi)} \right] \quad (2.2)$$

$$\bar{\psi} = \text{GPS Heading} \quad (2.3)$$

โดยที่ $\bar{\phi}$ คือ มุมเอียงอ้างอิง และ $\bar{\theta}$ คือ มุมระดับอ้างอิง มีหน่วยเป็นเรเดียน ซึ่งค่าทั้งสองนี้จะไม่ตอบสนอง ถ้าอากาศยานมีการบินเลี้ยวอย่างฉับพลัน ซึ่งตัววัดความเร่งนี้จะให้ค่าในแกน z เป็นค่าลบ ซึ่งในกรณีนี้ผลที่ได้จะเกิดการผิดพลาดคือค่า Roll จะมีค่าเป็น 0 และค่าผิดพลาดนี้จะเกิดขึ้นอีกในกรณีที่อากาศยานมีการบินยกตัวขึ้นอย่างฉับพลัน จะทำให้ค่า Pitch มีค่าเป็น 0 ได้เช่นกัน นี่จึงเป็นปัญหาในการใช้ตัววัดความเร่ง ในการวัดค่าประมาณของ Roll และ Pitch เพื่อที่จะแก้ปัญหานี้ให้หมดไปในการประมาณค่าสถานะปัจจุบันของ Roll และ Pitch จะต้องใช้ค่าที่ได้จากตัวไจโรสโคปเข้ามาช่วยคือค่า P, Q และ R มาช่วยในการประมาณการด้วย ซึ่งค่า Pitch และ Roll ที่ได้จากไจโรสโคปนี้จะให้ค่าเป็นอัตราความเร็วเชิงมุม ดังนี้

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & Q \sin \phi & \cos \phi \cdot \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \cdot \cos \phi & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

โดยที่ $\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$ และ $\dot{\psi}$ คือ อัตราความเร็วเชิงมุมที่เป็นปัจจุบันของไจโรสโคป และทำการบูรณาการ (Integrating) โดยระเบียบวิธีของออยเลอร์ จะได้

$$\begin{bmatrix} \hat{\phi} \\ \hat{\theta} \\ \hat{\psi} \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} \hat{\phi} \\ \hat{\theta} \\ \hat{\psi} \end{bmatrix}_k + \Delta t \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}_k \quad (2.5)$$

โดยที่ $\hat{\phi}$, $\hat{\theta}$ และ $\hat{\psi}$ เป็น การประมาณสถานะของ roll, pitch และ yaw ค่าสถานะปัจจุบันของ Pitch และ Roll จาก (2.5) สบด้วยค่าอ้างอิงที่ได้จาก (2.4) จะได้ค่าความคลาดเคลื่อนของการประมาณค่าสถานะซึ่งก็คือ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

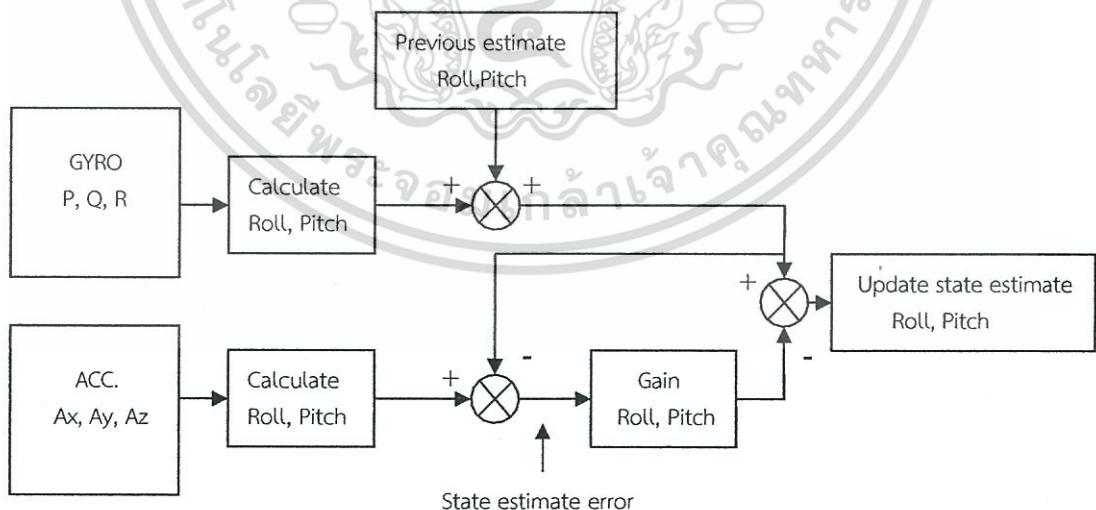
$$\begin{bmatrix} \tilde{\phi} \\ \tilde{\theta} \\ \tilde{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{\phi} \\ \bar{\theta} \\ \bar{\psi} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \hat{\phi} \\ \hat{\theta} \\ \hat{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

$\tilde{\phi}$, $\tilde{\theta}$ and $\tilde{\psi}$ คือ ค่าความคลาดเคลื่อนของการประมาณค่าสถานะ
 $\bar{\phi}$, $\bar{\theta}$ and $\bar{\psi}$ คือ ค่าที่ได้จากตัววัดความเร่ง (Accelerometers)
 $\hat{\phi}$, $\hat{\theta}$ and $\hat{\psi}$ คือ ค่าที่ได้จากตัวใจโรสโคป (Rate gyroscopes)

และ

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{\phi} \\ \hat{\theta} \\ \hat{\psi} \end{bmatrix} - \Delta t \begin{bmatrix} \tilde{\phi} & 0 & 0 \\ 0 & \hat{\theta} & 0 \\ 0 & 0 & \hat{\psi} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} k\phi \\ k\theta \\ k\psi \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

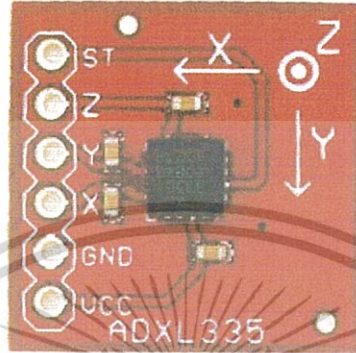
โดยที่ $k\phi$, $k\theta$ และ $k\psi$ เป็นค่าเกณฑ์ในการปรับแต่ง และ (2.7) เป็นขบวนการในการ Minimize integration error ที่เกิดจากค่าไบแอสการเลื่อนไหลของใจโรสโคป โดยที่ $k\phi$ และ $k\theta$ จะต้องถูกปรับแต่งค่าให้เหมาะสมกับการบินในขณะที่บินปกติ และการเปลี่ยนแปลงการบินเล็กน้อย และการบินดิ่งขึ้นอย่างฉับพลัน ค่าที่ถูกต้องแม่นยำที่สุดของการบินเพื่อที่จะใช้การควบคุมได้นั้นไม่สามารถคำนวณได้ แต่ค่าปรับแต่งที่เหมาะสมต้องให้การประมาณค่าสถานะที่ได้นั้น มีค่าตามจังหวะที่เกิดขึ้นจริงขณะที่อากาศยานเปลี่ยนแปลงท่าทางการบิน เพื่อนำค่าที่ได้ไปสูขบวนการควบคุมการบินต่อไป และขบวนการในการประมาณค่า Roll และ Pitch แสดงให้เห็นในรูปที่ 2.6



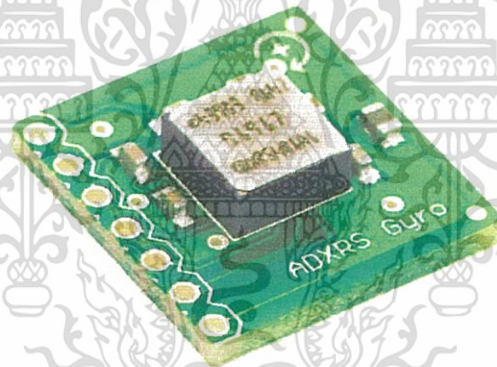
รูปที่ 2.6 บล็อกไดอะแกรมการประมาณค่าท่าทางการบิน

ขบวนการในการประมาณค่าท่าทางการบินนั้น เซ็นเซอร์ที่ใช้ในงานวิจัยนี้คือ ตัววัดความเร่ง 3 แกนเพื่อวัดค่าความเร่งในลำตัวของอากาศยานคือค่า A_x , A_y และ A_z ตามแกน x , y และ z ซึ่งการไม่ว่าการณ์ใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ประมาณค่าที่ได้จากฟังก์ชัน Arctangent ส่วนไจโรสโคป (Rate gyroscopes) ก็ให้การประมาณค่าท่าทางการบินในรูปของ Roll, Pitch และ Yaw วิธีการในการประมาณค่าท่าทางการบินจะใช้วิธีการ ค่าเกณฑ์ของตัวกรอง Kalman ซึ่งจะกล่าวโดยละเอียดในบทที่ 4 และตัววัดความเร่ง (Accelerometer) และไจโรสโคป (Rate gyroscopes) ที่ใช้ในงานวิจัยนี้ แสดงให้เห็นดังรูปที่ 2.7 และ 2.8 ตามลำดับ



รูปที่ 2.7 ตัววัดความเร่งชนิด 3 แกนรุ่น ADXL335

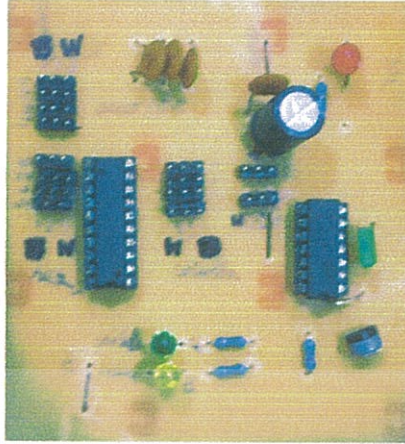


รูปที่ 2.8 ไจโรสโคปรุ่น ADXR300

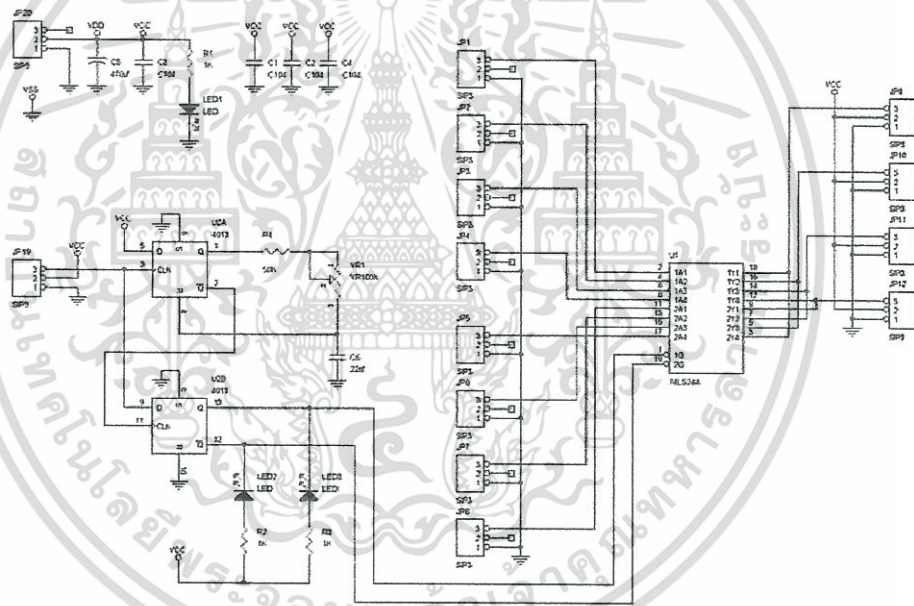
2.1.2.4 สวิตช์บายพาส (Bypass switch)

สวิตช์บายพาส เป็นอุปกรณ์ที่ทำหน้าที่สลับการทำงานระหว่างการควบคุมอัตโนมัติ (Autopilot mode) และการควบคุมโดยนักบิน (Manual mode) ในระหว่างการบินของอากาศยาน เพื่อให้มีความปลอดภัยในขณะที่บินอากาศยานแบบอัตโนมัติ (Autopilot mode) แล้วเกิดความผิดพลาดขึ้นของระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ ก็จะสลับการทำงานมาใช้ในการควบคุมโดยนักบิน เพื่อให้นักบินภายนอกเป็นผู้ควบคุมเครื่องบินแทน เพื่อความปลอดภัยขณะบินอัตโนมัติ และลดความสูญเสีย ถ้าหากระบบควบคุมการบินอัตโนมัติเกิดทำงานผิดพลาดจากสาเหตุใดๆก็ตาม นักบินก็ยังสามารถนำอากาศยานบินลงได้อย่างปลอดภัย สัญญาณซึ่งสามารถสั่งการสลับการทำงานระหว่างการควบคุมอัตโนมัติ และการควบคุมโดยนักบินมาจากสัญญาณช่องที่ 5 ของตัวรับสัญญาณรีโมทคอนโทรล (Remote control receiver) และต้นแบบของแผงวงจรสวิตช์บายพาส แสดงให้เห็นดังรูปที่ 2.9 และ

เอกสารของ สวิตช์บายพาส แสดงดังรูปที่ 2.10 การศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.9 แผงวงจรสวิตช์บายพาส



รูปที่ 2.10 วงจรของสวิตช์บายพาส

ถ้าสัญญาณพัลส์จากตัวรับสัญญาณรีโมทคอนโทรลมีค่าต่ำกว่าค่าจุดเริ่มต้นที่ตั้งไว้ สวิตช์บายพาสจะต่อสัญญาณจากตัวรับสัญญาณรีโมทคอนโทรล (RC receiver) ให้ควบคุมเซอร์โวโดยตรง ซึ่งเป็นการควบคุมแบบ Manual mode ซึ่งจะควบคุมโดยนักบินภายนอก และถ้าสัญญาณพัลส์จากตัวรับสัญญาณรีโมทคอนโทรลมีค่าสูงกว่าค่าที่ตั้งไว้ของจุดเริ่มต้น สวิตช์บายพาสจะต่อสัญญาณจากระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ เพื่อควบคุมการทำงานทั้งหมดของเซอร์โว ซึ่งเป็นการควบคุมแบบ Autopilot mode

2.1.2.5 ระบบสื่อสารข้อมูล (Data communication system)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในการสื่อสารข้อมูลที่จำเป็นในการควบคุม และเฝ้าดูอากาศยานที่บินอยู่นั้น จำเป็น ต้องใช้ตัวกลางในการสื่อสารข้อมูลระหว่างระบบควบคุมการบินที่อยู่บนอากาศยาน และระบบสถานีควบคุมภาคพื้นดิน ซึ่งต้องส่งข้อมูลที่เป็นแบบข้อมูลปัจจุบันในเวลาจริงเพื่อให้ผู้ปฏิบัติงานที่สถานีภาคพื้นดินรับทราบ และเพื่อที่จะสามารถปรับแต่งค่า หรือส่งข้อมูลที่จำเป็นในการควบคุม เช่นการตั้งค่าจุดหมายใหม่ให้กับระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ เป็นต้น ชุดอุปกรณ์ระบบสื่อสารข้อมูลนั้น ประกอบด้วย อุปกรณ์สื่อสารชนิดไร้สาย (Wireless modem) 2 ชุด ซึ่งจะติดตั้งบนอากาศยานจำนวนหนึ่งตัว และใช้งานบนสถานีควบคุมภาคพื้นดินอีกหนึ่งตัว ตัวโมเด็มไร้สายนี้ ต้องรองรับอัตราการรับส่งข้อมูล (Data rate) ของระบบควบคุมของบอร์ดควบคุม และคอมพิวเตอร์ภาคพื้นดินด้วย ส่วนอัตราการรับส่งการสื่อสารระหว่างโมเด็มไร้สายทั้งสองตัวนั้นต้องไม่ต่ำกว่าระยะทาง 10 กิโลเมตร มีน้ำหนักเบา และมีความเชื่อถือได้สูง ในงานวิจัยนี้ เราใช้โมเด็มไร้สายของ Aerocomm modem AC4490, 5 watts, 900 MHz spread spectrum band ซึ่งในการทดสอบการใช้งานอยู่ในขั้นที่เป็นที่น่าพอใจสำหรับงานวิจัยนี้ Aerocomm modem AC4490 แสดงให้เห็นในรูปที่ 2.11



รูปที่ 2.11 อุปกรณ์สื่อสารข้อมูลแบบไร้สายยี่ห้อ Aerocomm รุ่น AC4490

2.1.2.6 ระบบสถานีควบคุมภาคพื้นดิน (Ground control station, GCS)

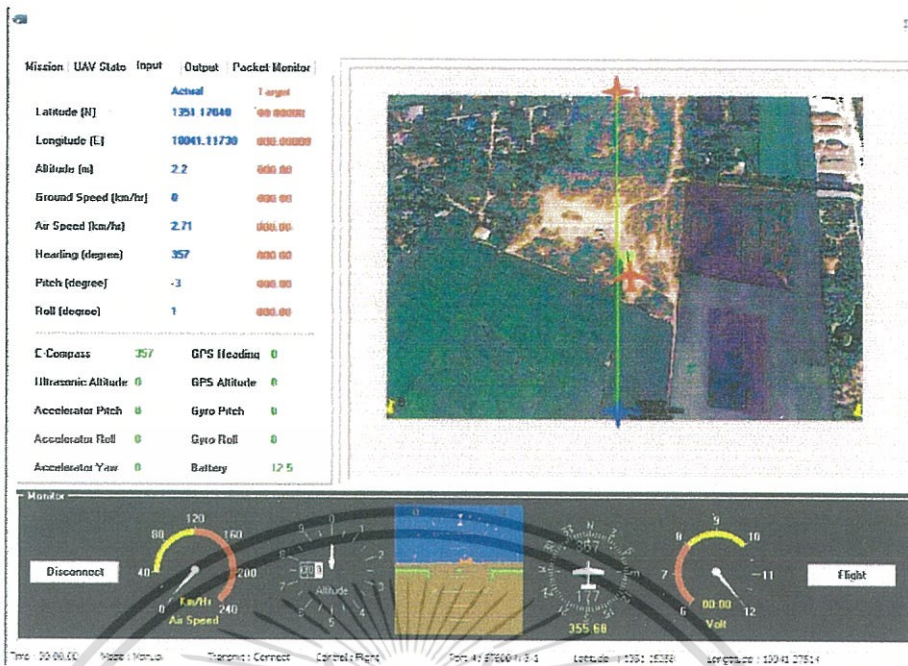
อุปกรณ์หลักของสถานีควบคุมภาคพื้นดิน ประกอบด้วย คอมพิวเตอร์ส่วนบุคคล หรือ โน้ตบุ๊กคอมพิวเตอร์ 1 เครื่อง, อุปกรณ์สื่อสารชนิดไร้สาย 1 ตัว และโปรแกรมสถานีควบคุมภาคพื้นดิน (Ground station software) หน้าที่หลักของสถานีควบคุมภาคพื้นดินก็คือ เฝ้าดูสถานะของอากาศยานอัตโนมัติผ่านข้อมูลที่รับมาจากอุปกรณ์สื่อสารชนิดไร้สาย และทำการส่งข้อมูลอัปเดตคำสั่งไปยังบอร์ดควบคุมการบินอัตโนมัติ ที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยานอัตโนมัติ สถานีควบคุมภาคพื้นดินจะรันโปรแกรมสถานีควบคุมภาคพื้นดิน ที่ถูกพัฒนาให้ผู้ใช้สามารถติดต่อกับชุดควบคุมการบินอัตโนมัติบนอากาศยานได้ด้วยการใช้งานที่ง่ายและสะดวก และสิ่งที่สำคัญอีกอย่างหนึ่งก็คือในส่วนของ แบตเตอรี่สำรอง หรือชุดจ่ายไฟฉุกเฉิน (UPS) ก็เป็นอีกปัจจัยหนึ่งที่ต้องใช้ในขณะปฏิบัติงานของสถานีควบคุมภาคพื้นดิน ในกรณีที่อาจเกิดเหตุขัดข้องของระบบจ่ายไฟหลัก ส่วนประกอบหลักของสถานีควบคุมภาคพื้นดินแสดงให้เห็นดังรูปที่ 2.12



รูปที่ 2.12 ระบบสถานีควบคุมภาคพื้นดิน

2.1.2.7 โปรแกรมสถานีควบคุมภาคพื้นดิน (Ground control station software)

โปรแกรมสำหรับควบคุมนี้ ถูกพัฒนาและเขียนขึ้นด้วยภาษา Delphi ที่มีซอฟต์แวร์สนับสนุนควบคุมการเคลื่อนไหว (Active X control) ซอฟต์แวร์นี้ถูกเขียนขึ้นมาให้ใช้งานสะดวกซึ่งสามารถเข้าถึงการควบคุมด้วยการใช้แท็บ หรือการใช้เมาท์คลิกลงบนตำแหน่งที่ต้องการแก้ไขข้อมูล สิ่งที่สำคัญอีกประการหนึ่งของการแสดงผลบนหน้าจอ คือหน้าจอหลักของการแสดงเส้นทางการบิน และการนำร่องการบินบนแผนที่ในเวลาจริง (Real - Time moving Map Navigation) ซึ่งหน้าจอนี้จะแสดงตำแหน่งของอากาศยานที่กำลังบินอยู่สัมพันธ์กับแผนที่ภูมิประเทศที่เป็นแผนที่ดิจิทัล แสดงผลการเคลื่อนที่เป็นพิกัดเส้นละติจูด และพิกัดเส้นลองจิจูด บนพื้นภาพด้านหลังแสดงแผนที่ของภูมิประเทศที่อากาศยานกำลังบินอยู่ และยิ่งกว่านั้นสถานีควบคุมภาคพื้นดินยังสามารถเฝ้าดูข้อมูลของเซ็นเซอร์ต่างๆ ค่าการควบคุมที่ตั้งไว้ และข้อมูลในการตั้งค่าทั้งหมดของบอร์ดควบคุมการบินอัตโนมัติ และยังสามารปรับแต่งค่าต่างๆ ของบอร์ดควบคุมการบินอัตโนมัติได้อีกด้วย ภาพหน้าจอหลักของโปรแกรมสถานีควบคุมภาคพื้นดินแสดงให้เห็นในรูปที่ 2.13



รูปที่ 2.13 การแสดงผลบนหน้าจอหลักของโปรแกรมสถานีควบคุมภาคพื้นดิน

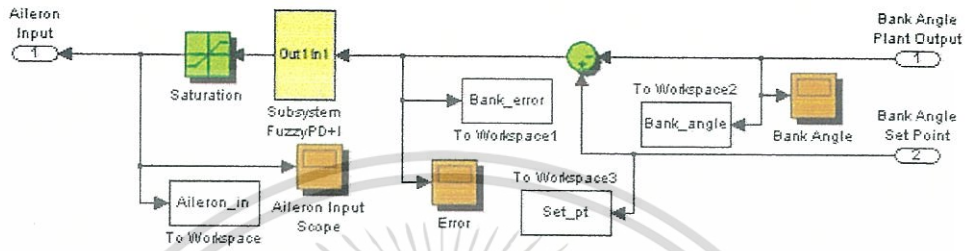
2.2 โปรแกรมระบบควบคุมการบิน (Autopilot flight control software)

การออกแบบโปรแกรมระบบควบคุมการบินอัตโนมัตินั้น จุดประสงค์หลักก็คือโปรแกรมนี้ต้องสามารถควบคุมการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์ ที่ควบคุมชุดปีกเล็กแก้อียง (Aileron) แพนหางตั้ง (Rudder) และแพนหางระดับ (Elevator) ให้อากาศยานบินได้ด้วยตัวเองอย่างสมดุล (Stabilize) และสามารถนำทางไปยังจุดเป้าหมายที่กำหนด (Waypoints) ว่างหน้าได้อย่างสมบูรณ์ เพื่อให้บรรลุวัตถุประสงค์ดังกล่าว ระบบควบคุมการบินอัตโนมัติต้องสามารถควบคุมทิศทางเคลื่อนที่ (Heading) ความสูงของการบิน (Attitude) และความเร็ว (Speed) ของอากาศยานได้เป็นอย่างดี โปรแกรมระบบควบคุมการบินอัตโนมัติจึงถูกพัฒนาขึ้นมาด้วยโครงสร้างการควบคุมแบบป้อนกลับ ที่เป็นชนิดฟัซซีพีดีพลัสไอ (Fuzzy PD+I) การสั่งการไปที่ปีกเล็กแก้อียง (Aileron) แพนหางระดับ (Elevator) และคำสั่งการควบคุมคันเร่ง (Throttle command) จะถูกควบคุมโดยลูปควบคุมภายใน (Inner control loops) ซึ่งจะควบคุมด้านการสมดุล (Stabilize) ที่มุมเอียงเลี้ยว (Roll) ϕ , มุมระดับ (Pitch) θ และ คันเร่ง ส่วนคำสั่งการควบคุมด้านความสูง (Attitude) และทิศทางการบิน (Heading) ถูกควบคุมด้วยลูปควบคุมภายนอก (Output loops) ส่วนควบคุมหลักถูกแบ่งออกเป็นระบบควบคุมย่อยได้ 2 ระบบ คือ ระบบควบคุมทางด้านข้าง (Lateral controller) และระบบควบคุมตามแนวยาว (Longitudinal controller)

2.2.1 ระบบตัวควบคุมด้านข้าง (Lateral controller)

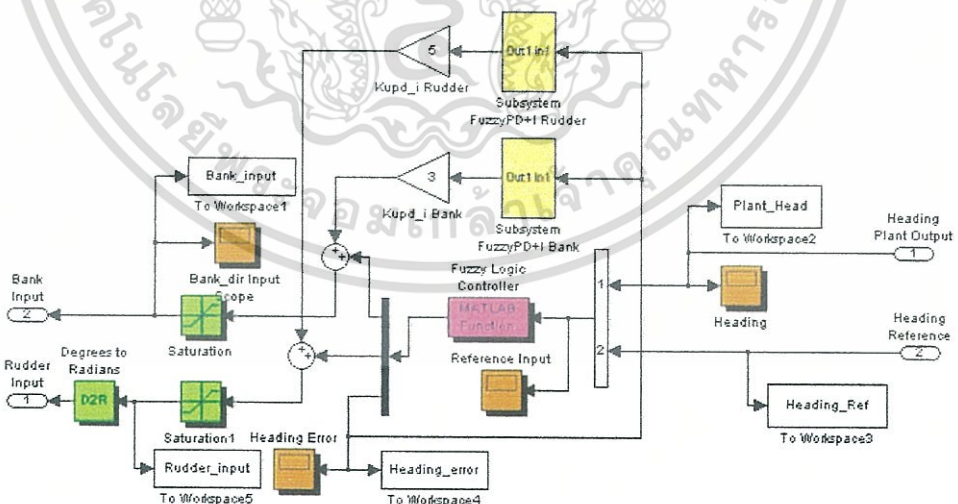
ระบบตัวควบคุมด้านข้าง (Lateral controller) มีจุดประสงค์หลักในการควบคุมการเอียงเลี้ยว (Roll) และทิศทางการบิน (Heading) ซึ่งการควบคุมนี้จะทำการควบคุมที่ลูปภายใน (Inner loop) 1 ลูป และลูปภายนอก (Outer loop) 1 ลูปซึ่งลูปภายในนั้นจะให้คำสั่งสั่งการไปขับเคลื่อนเซอร์โวมอเตอร์ของปีกเล็กแก้อียง (Aileron) และแพนหางตั้ง (Rudder) ส่วนลูปภายนอกนั้นจะเป็นตัวส่งเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คำสั่งมายังลูปลูกภายใน ซึ่งลูปลูกภายในของระบบควบคุมทางด้านข้าง (Lateral controller) จะเป็นในส่วนการควบคุมของตัวควบคุมปีกเล็กแก้อียง (Bank to aileron controller) ซึ่งลูปลูกนี้จะให้การควบคุมไปยังชุดเซอร์โวขับเคลื่อนปีกเล็กแก้อียง (Aileron) ซึ่งอินพุตมาจากเอาท์พุตพีซีซีทีดีพลัสโอของค่าผิดพลาดของมุมเอียง (Bank angle) ที่ป้อนเข้ามาทางอินพุตของระบบควบคุม ลูปลูกนี้จะทำการควบคุมให้ได้ค่ามุมเอียง (Bank angle) ที่ต้องการ โดยอะแกรมของชุดควบคุมลูปลูกภายในของตัวควบคุมปีกเล็กแก้อียง (Bank to aileron controller) แสดงให้เห็นดังรูปที่ 2.14



รูปที่ 2.14 ลูปลูกภายในของตัวควบคุมปีกเล็กแก้อียง (Bank to aileron controller)

ส่วนลูปลูกควบคุมภายนอกของระบบควบคุมทางด้านข้าง (Lateral controller) นั่นก็คือตัวควบคุมมุมเอียงในการบิน (Bank from heading controller) ซึ่งลูปลูกภายนอกนี้จะให้ค่าเป้าหมายของมุมเอียง (Bank angle) ซึ่งก็เป็นค่าอินพุตของลูปลูกภายในของตัวควบคุมปีกเล็กแก้อียง (Bank to aileron controller) ซึ่งลูปลูกควบคุมภายนอกนี้จะให้ค่าการนำทางที่ถูกคำนวณมาจากการบินไปหาจุดเป้าหมาย (Waypoints) ที่ต้องการ โดยอะแกรมของชุดควบคุมลูปลูกภายนอกของตัวควบคุมมุมเอียงการบิน (Bank from heading controller) แสดงให้เห็นดังรูปที่ 2.15



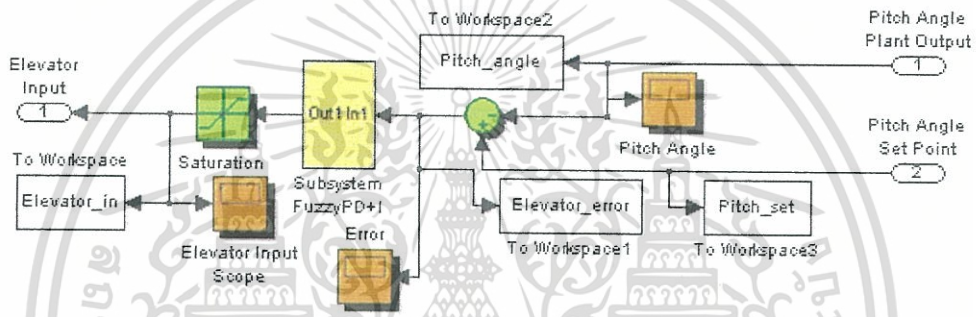
รูปที่ 2.15 ลูปลูกภายนอกของตัวควบคุมมุมเอียงในการบิน (Bank from heading controller)

2.2.2 ระบบตัวควบคุมตามแนวยาว (Longitudinal controller)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

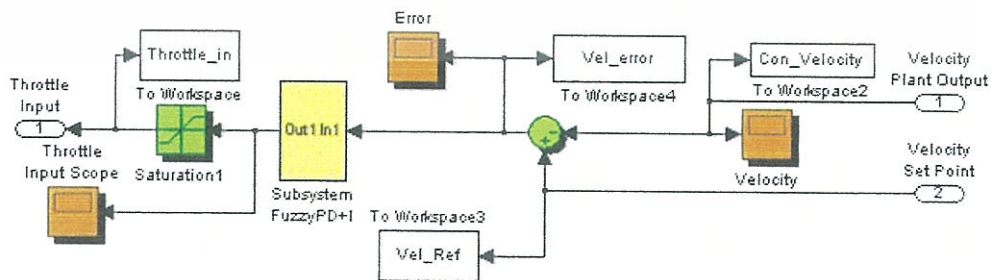
ระบบตัวควบคุมตามแนวยาว (Longitudinal controller) มีจุดประสงค์หลักในการควบคุมความสูง (Attitude) และความเร็ว (Velocity) ซึ่งการควบคุมนี้จะทำการควบคุมที่ลูปภายใน (Inner loop) 2 ลูป และลูปภายนอก (Outer loop) 1 ลูป ซึ่งลูปภายใน 2 ลูปนั้นจะให้คำสั่งสั่งการไปขับเคลื่อนเซอร์โวควบคุมของแพนหางระดับ (Elevator) และคันเร่ง (Throttle) ส่วนลูปภายนอกนั้นจะเป็นตัวส่งคำสั่งมายังลูปภายใน

ลูปภายในลูปแรกของระบบควบคุมตามแนวยาว (Longitudinal controller) ก็คือตัวควบคุมแพนหางระดับ (Pitch to elevator controller) ซึ่งลูปนี้จะให้คำสั่งสั่งการไปขับเคลื่อนเซอร์โวควบคุมแพนหางระดับ (Elevator) ซึ่งอินพุตมาจากเอาต์พุตของพีซีพีดีพีเอสไอของค่าผิดพลาดของมุมระดับ (Pitch angle) ที่ป้อนเข้ามาทางอินพุตของระบบควบคุม ลูปนี้จะทำการควบคุมให้ได้ค่ามุมระดับ (Pitch angle) ที่ต้องการ ไดอะแกรมของชุดควบคุมลูปภายในของตัวควบคุมแพนหางระดับ (Pitch to elevator controller) แสดงให้เห็นดังรูปที่ 2.16



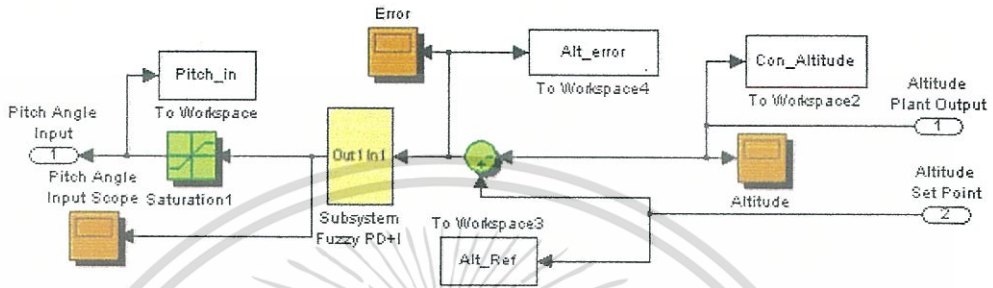
รูปที่ 2.16 ลูปภายในของตัวควบคุมแพนหางระดับ (Pitch to elevator controller)

ลูปภายในลูปที่สองของระบบควบคุมตามแนวยาว (Longitudinal controller) ก็คือตัวควบคุมความเร็วในการบิน (Velocity hold controller) ซึ่งลูปนี้จะให้คำสั่งสั่งการไปขับเคลื่อนเซอร์โวควบคุมคันเร่ง (Throttle) ซึ่งอินพุตมาจากเอาต์พุตของพีซีพีดีพีเอสไอของค่าผิดพลาดของความเร็ว (Velocity) ที่ป้อนเข้ามาทางอินพุตของระบบควบคุม ลูปนี้จะทำการควบคุมให้ได้ค่าความเร็วที่ต้องการ ไดอะแกรมของชุดควบคุมลูปภายในของตัวควบคุมความเร็วในการบิน (Velocity hold controller) แสดงให้เห็นดังรูปที่ 2.17



รูปที่ 2.17 ลูปภายในของตัวควบคุมความเร็วในการบิน (Velocity hold controller)

รูปภายนอกของระบบควบคุมตามแนวยาว (Longitudinal controller) ก็คือตัวควบคุมมุมระดับการบิน (Attitude to pitch controller) ซึ่งรูปภายนอกนี้จะให้ค่าเป้าหมายของมุมระดับ (Pitch angle) ซึ่งก็เป็นค่าอินพุทของรูปภายในของตัวควบคุมแพนทางระดับ (Pitch to elevator controller) ซึ่งรูปควบคุมภายนอกจะให้ค่ามุมระดับ (Pitch angle) ที่ต้องการ ซึ่งมาจากเอาท์พุทฟิชชีพีดีพีเอสไอของค่าผิดพลาดของความสูง (Attitude) ที่ต้องการ ไดอะแกรมของชุดควบคุมรูปภายนอกของตัวควบคุมมุมระดับการบิน (Attitude to pitch controller) แสดงให้เห็นดังรูปที่ 2.18



รูปที่ 2.18 รูปภายนอกของตัวควบคุมมุมระดับการบิน (Altitude to pitch controller)

จากที่กล่าวมาข้างต้น เป็นการอธิบายภาพรวมของระบบควบคุมการบินอัตโนมัติทั้งหมด ส่วนโครงสร้างของตัวควบคุมฟิชชีพีดีพีเอสไอ, รูปแบบการเขียนโปรแกรมควบคุมฟิชชีพีดีพีเอสไอ รวมถึงการจำลองการบินไปยังจุดเป้าหมายอย่างอัตโนมัติ และการออกแบบตัวควบคุมการลงจอดของอากาศยานอัตโนมัติ จะกล่าวถึงอย่างละเอียดในบทถัดไป

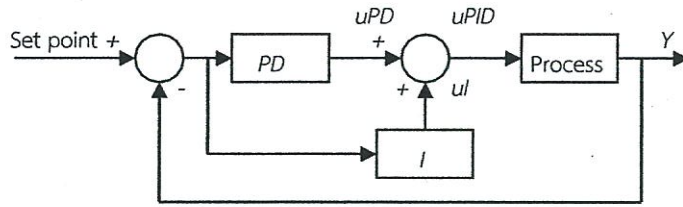
บทที่ 3

ตัวควบคุมฟuzzyพีดีพลัสไอ และการควบคุมการบินอัตโนมัติ

ในการออกแบบระบบควบคุมการบินอัตโนมัตินั้น เราจะต้องจำลองการควบคุมการบินอัตโนมัติให้ได้ โดยการใช้การจำลองการควบคุมอากาศยาน เพื่อให้สามารถควบคุมอากาศยานให้ทรงตัวอยู่ได้ และสามารถควบคุมการนำทางให้อากาศยานสามารถบินไปยังจุดเป้าหมายที่ต้องการอย่างต่อเนื่องได้ ตลอดเที่ยวบิน ตลอดจนการนำอากาศยานลงจอดอัตโนมัติหลังจากปฏิบัติการภารกิจเสร็จ ซึ่งจากลูปควบคุมที่ได้อธิบายในบทที่ 2 นั้น ตัวควบคุมที่นำมาใช้ในงานวิจัยนี้ก็คือตัวควบคุมฟuzzyพีดีพลัสไอ ซึ่งข้อดีของตัวควบคุมฟuzzyพีดีพลัสไอนี้ สามารถตอบสนองต่อการเปลี่ยนแปลงค่าอินพุตได้รวดเร็ว กว่าตัวควบคุมแบบดั้งเดิม และการจำลองการควบคุมการบินนี้จะมีตัวแปรที่มีผลต่อการบินถูกกำเนิดขึ้นมาจาก Aerosim Toolbox [4] ซึ่งเป็นซอฟต์แวร์เพิ่มเติมของโปรแกรม Matlab เพื่อใช้ในการจำลองการบิน โดยเลือกใช้งานโมเดลของอากาศยานที่ชื่อ Aerosonde [5] อีกทั้งอากาศยานนั้นก็มีคุณลักษณะของโมเดลที่เป็นไม่เชิงเส้น (Nonlinear model) ดังนั้นการควบคุมแบบดั้งเดิม (Conventional controller) นั้นทำได้ยาก ตัวควบคุมจะต้องปรับตัวเองได้เพื่อให้เข้ากับระบบที่ไม่เชิงเส้น ดังนั้นระบบการจำลองการบินทั้งหมดนี้จึงถูกประมวลผลการทำงานภายใต้โปรแกรม Matlab/Simulink ที่มีซอฟต์แวร์สนับสนุน Aerosim Toolbox และตัวควบคุมแบบฟuzzyพีดีพลัสไอ สามารถอธิบายได้โดยหลักการทางคณิตศาสตร์ ซึ่งสามารถกำหนดโครงสร้าง และเขียนในรูปแบบของโปรแกรม Matlab ในการจำลองการบินได้ดังนี้

3.1 โครงสร้างของตัวควบคุมฟuzzyพีดีพลัสไอ (Fuzzy PD+I controller configuration)

ในอดีตการควบคุมแบบดั้งเดิมชนิดพีไอดี (Proportional-Integral-Derivative control) สามารถควบคุมการบินของอากาศยานได้อย่างเป็นที่น่าพอใจอยู่แล้ว แต่ในการควบคุมยังไม่ครอบคลุมถึงระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น ดังนั้นจึงมีการประยุกต์ใช้การควบคุมแบบฟuzzyลอจิกคอนโทรล เข้ามามีบทบาทมากขึ้นในระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น ในงานวิจัยฉบับนี้นำเสนอตัวควบคุมฟuzzyพีดีพลัสไอ [2] เข้ามาใช้ในการควบคุมอากาศยาน ผสมผสานกับการควบคุมอากาศยานด้วยมือโดยนักบินที่ชำนาญ จึงทำให้เราสามารถออกแบบกฎพื้นฐานของตัวควบคุมฟuzzyพีดีพลัสไอ เพื่อควบคุมอากาศยานให้ได้อย่างที่เราต้องการ ซึ่งข้อดีของตัวควบคุมฟuzzyพีดีพลัสไอนี้สามารถปรับค่าเอาท์พุทที่ได้อย่างรวดเร็วตอบสนองต่อการเปลี่ยนแปลงท่าทางการบินได้ดี และให้ผลลัพธ์การพลาดเป้าหมายน้อยมาก (Less overshoot) เมื่อเทียบกับการควบคุมแบบดั้งเดิมชนิด พีไอดี และรูปที่ 3.1 แสดงระบบควบคุมแบบดั้งเดิมของ พีดีพลัสไอ



รูปที่ 3.1 ระบบควบคุมพีดีพลัสไอแบบดั้งเดิม

ในการออกแบบตัวควบคุมฟัซซีพีดีพลัสไอ (Fuzzy PD+I controller) นั้น ซึ่งมันจะประกอบด้วยตัวควบคุมฟัซซีพีดี และตัวควบคุมฟัซซีไอ ซึ่งเอาท์พุทของตัวควบคุมพีดีใน s-domain คือ

$$u_{PD}(s) = (K_p^c + sK_d^c)E(s) \quad (3.1)$$

เมื่อ K_p^c และ K_d^c เป็นค่าเกนของ Proportional และ Derivative ตามลำดับ และ $E(s)$ เป็นค่าสัญญาณผิดพลาด

ในสมการที่ (3.1) สามารถเปลี่ยนเป็นแบบไม่ต่อเนื่องโดยใช้การแปลง ไบลิเนียร์ทรานฟอร์ม (Bilinear transformation)

$$s = (2/T)[(z-1)/(z+1)]$$

เมื่อ T คือเวลาสุ่ม จะได้ในรูปของโดเมนความถี่ดังนี้

$$u_{PD}(z) = \left(K_p^c + \frac{K_d^c T}{2} \frac{1-z^{-1}}{1+z^{-1}} \right) E(z)$$

กำหนดให้ $K_p = K_p^c$ และ $K_d = 2K_d^c/T$ และทำการหาอินเวอร์ทซีทรานฟอร์มจะได้

$$u_{PD}(nT) + u_{PD}(nT-T) = K_p [e(nT) + e(nT-T)] + K_d [e(nT) - e(nT-T)] \quad (3.2)$$

ทำการหาร (3.2) ด้วย T และแทนค่า n ด้วย mean nT เราจะได้

$$\Delta u_{PD}(n) = K_p d(n) + K_d r(n) \quad (3.3)$$

โดยที่

$$\Delta u_{PD}(n) = \frac{u_{PD}(n) + u_{PD}(n-1)}{T} \quad (3.4)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$r(n) = \frac{e(n) - e(n-1)}{T} \quad (3.5)$$

$$d(n) = \frac{e(n) + e(n-1)}{T} \quad (3.6)$$

และจาก (3.4) เราสามารถเขียนใหม่ได้ดังนี้

$$u_{PD}(n) = -u_{PD}(n-1) + T\Delta u_{PD}(n) \quad (3.7)$$

และแทนค่า $T\Delta u_{PD}(n)$ ด้วยพีชชีคอนโทรลเกน เราจะได้

$$u_{PD}(n) = -u_{PD}(n-1) + K_{uPD} \Delta u_{PD}(n) \quad (3.8)$$

เมื่อ K_{uPD} คือ พีชชีคอนโทรลเกน ส่วนตัวควบคุมโอจากรูปที่ 3.1 เมื่อ e คือ อินพุต และ u_i คือ เอาท์พุท และเอาท์พุทของตัวควบคุมโอใน s -domain คือ

$$u_i(s) = \frac{K_i^c}{s} E(s) \quad (3.9)$$

เมื่อ K_i^c เป็น ค่าเกนของ Integral $E(s)$ เป็น ค่าสัญญาณผิดพลาด ในสมการที่ (3.9) สามารถเปลี่ยนเป็นแบบไม่ต่อเนื่องโดยการแปลงไบลิเนียร์ ทรานฟอร์ม (Bilinear transformation) เราจะได้

$$u_I(z) = \frac{Tz+1}{2z-1} K_i^c E(z) \quad (3.10)$$

$$u_I(z) = K_i^c \frac{T}{2} \left(1 + \frac{2z^{-1}}{1-z^{-1}}\right) E(z) \quad (3.11)$$

กำหนดให้ และทำการหาอินเวอร์ทซีทรานฟอร์ม จะได้

$$u_I(n) - U_I(n-1) = \frac{K_i^c T}{2} [e(n) - e(n-1)] \quad (3.12)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษเท่านั้น เมื่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ทำการหาร (3.12) ด้วย T และแทนค่า nT ด้วย n เราจะได้

$$\Delta u_I(n) = K_i e(n-1) + Kr(n) \quad (3.13)$$

เมื่อ $K_i = K_i^c$ และ $K = (T/2)K_i^c$ ดังนั้น

$$\Delta u_I(n) = \frac{u_I(n) + u_I(n-1)}{T} \quad (3.14)$$

และ

$$r(n) = \frac{e(n) - e(n-1)}{T} \quad (3.15)$$

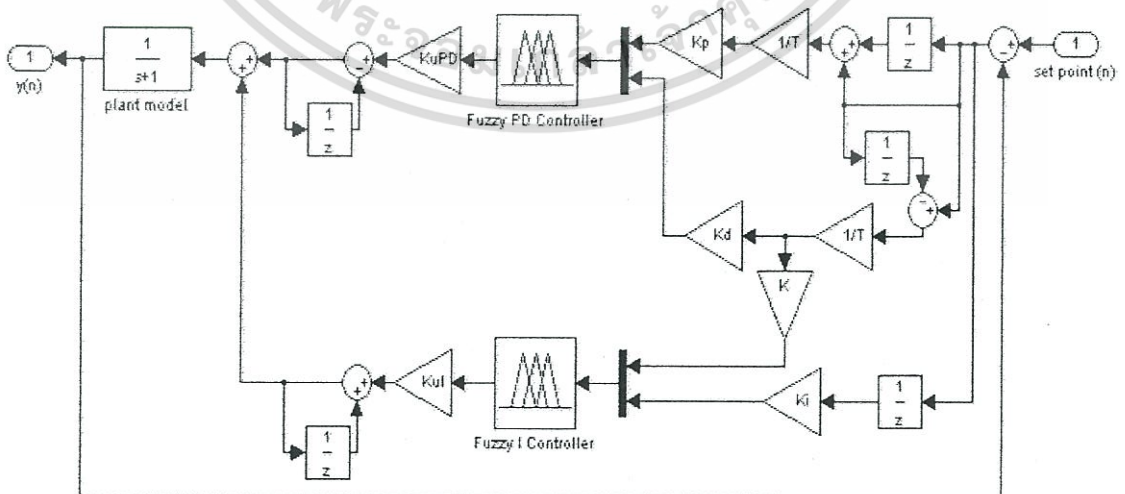
กำหนดให้ K_{ui} คือ ฟังก์ชันคอนโทรลเกน เราจะได้

$$u_I(n) = u_I(n-1) + K_{ui} \Delta u_I(n) \quad (3.16)$$

สุดท้ายเรารวมตัวควบคุมพีซีพีดี และพีซีไอ เข้าด้วยกันจะได้

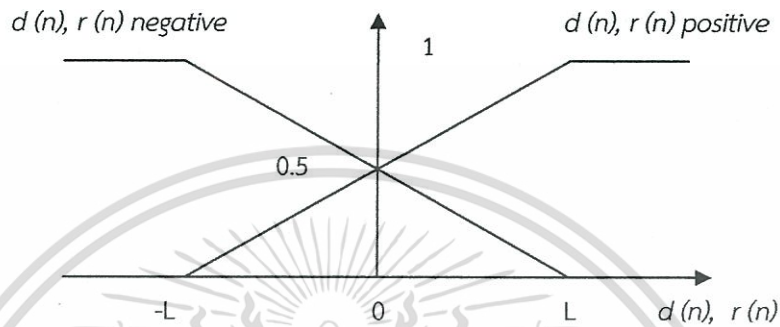
$$\begin{aligned} u_{PID}(n) &= u_{PD}(n) + u_I(n) \\ &= -u_{PD}(n-1) + K_{uPD} \Delta u_{PD}(n) \\ &\quad + u_I(n-1) + K_{ui} \Delta u_I(n) \end{aligned} \quad (3.17)$$

และสมการที่ (3.17) ก็คือตัวควบคุมพีซีพีดีพลัสไอ [5] และรูปแบบทั้งหมดนี้สามารถเขียนได้ในรูปแบบของบล็อกไดอะแกรมใน Matlab ได้ดังรูปที่ 3.2

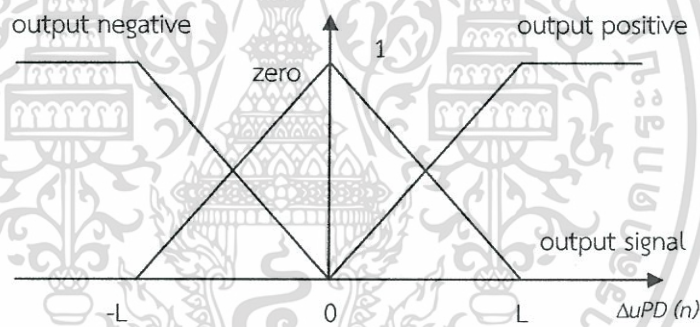


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่ **รูปที่ 3.2** บล็อกไดอะแกรมการจำลองของตัวควบคุมพีซีพีดีพลัสไอ ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

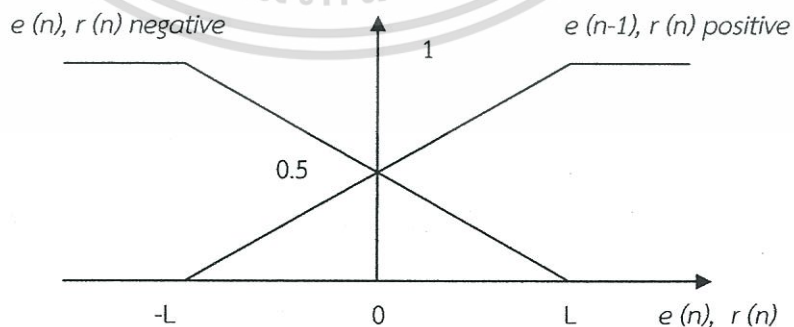
ในการออกแบบตัวควบคุมพีซีซีนั้น เราจะแบ่งออกเป็น 3 ขั้นตอนก็คือ ขั้นตอนการทำพีซีพีเค ชั้น, กฎพื้นฐาน และการดีพีซีพีเคชั้น ซึ่งเราจะใช้สมการ (24) ในการออกแบบตามขั้นตอนดังกล่าว ซึ่งขั้นตอนของการทำพีซีพีเคชั้นนั้น ทำได้โดยกำหนดให้ฟังก์ชันความเป็นสมาชิกทางด้านอินพุต และฟังก์ชันความเป็นสมาชิกทางด้านเอาต์พุตของส่วนที่เป็นพีดี นั้นแสดงให้เห็นดังรูปที่ 3.3 และ 3.4 ตามลำดับ และฟังก์ชันสมาชิกทางด้านอินพุต และฟังก์ชันสมาชิกทางด้านเอาต์พุตของส่วนที่เป็นไอ นั้นแสดงให้เห็นดังรูปที่ 3.5 และ 3.6 ตามลำดับ



รูปที่ 3.3 ฟังก์ชันความเป็นสมาชิกด้านอินพุตของพีดี

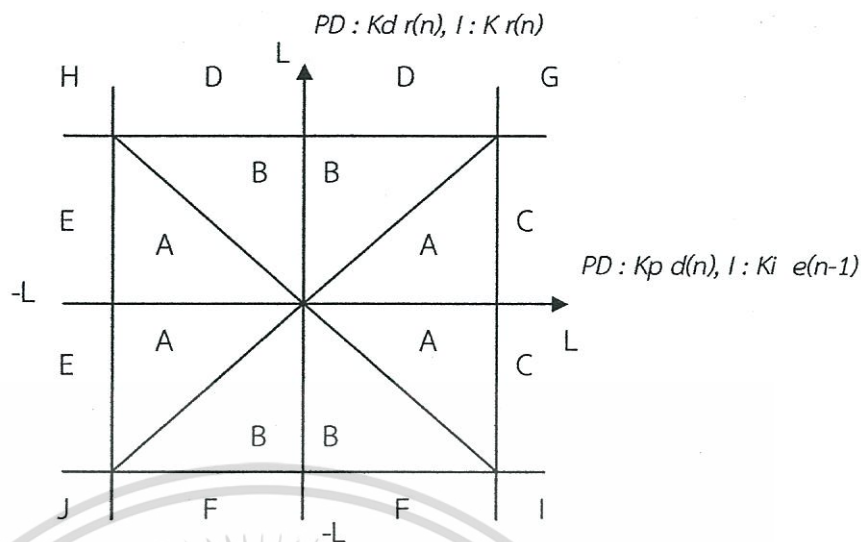


รูปที่ 3.4 ฟังก์ชันความเป็นสมาชิกด้านเอาต์พุตของพีดี



รูปที่ 3.5 ฟังก์ชันความเป็นสมาชิกด้านอินพุตของไอ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.7 พื้นที่ความเป็นไปได้ของพัชชีพีดี และพัชชีไอ

และได้สมการเอาท์พุทของพัชชีพีดีของแต่ละพื้นที่ออกมาเป็น 9 สมการตั้งแต่สมการที่ (3.19)-(3.27)

$$\Delta u_{PD}(n) = \frac{L[K_p d(n) - K_d r(n)]}{2[2L - K_p d(n)]} \quad \text{in A} \quad (3.19)$$

$$= \frac{L[K_p d(n) - K_d r(n)]}{2[2L - K_d r(n)]} \quad \text{in B} \quad (3.20)$$

$$= \frac{1}{2}[-K_d r(n) + L] \quad \text{in C} \quad (3.21)$$

$$= \frac{1}{2}[K_p d(n) - L] \quad \text{in D} \quad (3.22)$$

$$= \frac{1}{2}[-K_d r(n) - L] \quad \text{in E} \quad (3.23)$$

$$= \frac{1}{2}[K_p d(n) + L] \quad \text{in F} \quad (3.24)$$

$$= 0 \quad \text{in G, J} \quad (3.25)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$= -L \quad \text{in H} \quad (3.26)$$

$$= L \quad \text{in I} \quad (3.27)$$

เช่นเดียวกัน การตีฟิชซีฟิเคชันของฟิชซีไอที่มีค่าฟังก์ชันความเป็นสมาชิกอินพุท ของค่าเฉลี่ย สัญญาณผิดพลาดที่หนึ่งเวลาหนึ่งหน่วย $e(n-1)$ และอัตราการเปลี่ยนแปลงของสัญญาณผิดพลาด $r(n)$ ซึ่งจำแนกย่านของค่าเหล่านี้ได้ 20 พื้นที่และสามารถลดพื้นที่ได้เหลือ 10 พื้นที่ และจะได้สมการ เอาท์พุทของฟิชซีไอของแต่ละพื้นที่ออกมาเป็น 9 สมการตั้งแต่สมการที่ (3.28) - (3.36)

$$\Delta u_I(n) = \frac{L[K_i e(n-1) + r(n)]}{2(2L - K_i e(n-1))} \quad \text{in A} \quad (3.28)$$

$$= \frac{L[K_i e(n-1) + r(n)]}{2[2L - r(n)]} \quad \text{in B} \quad (3.29)$$

$$= \frac{1}{2}[r(n) + L] \quad \text{in C} \quad (3.30)$$

$$= \frac{1}{2}[K_i e(n-1) + L] \quad \text{in D} \quad (3.31)$$

$$= \frac{1}{2}[r(n) - L] \quad \text{in E} \quad (3.32)$$

$$= \frac{1}{2}[K_i e(n-1) - L] \quad \text{in F} \quad (3.33)$$

$$= 0 \quad \text{in H, I} \quad (3.34)$$

$$= L \quad \text{in G} \quad (3.35)$$

$$= -L \quad \text{in I} \quad (3.36)$$

และเราสามารถเขียนกฎพื้นฐานของตัวควบคุมฟิชซีพีดีพลัสไอออกมาได้ 42 กฎ เพื่อครอบคลุม พื้นที่ทั้ง 10 พื้นที่ได้ดังนี้

Rule 1: if $L > d(n)$ and $d(n) > 0$ and $-L < r(n)$ and $r(n) < 0$ and $d(n) > |r(n)|$ then

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- Upd = pd2
- Rule 2: if $L > d(n)$ and $d(n) > 0$ and $L > r(n)$ and $r(n) > 0$ and $d(n) > r(n)$ then
Upd = pd2
- Rule 3: if $L > d(n)$ and $d(n) > 0$ and $L > r(n)$ and $r(n) > 0$ and $d(n) < r(n)$ then
Upd = pd1
- Rule 4: if $-L < d(n)$ and $d(n) < 0$ and $L > r(n)$ and $r(n) > 0$ and $|d(n)| < r(n)$ then
Upd = pd1
- Rule 5: if $-L < d(n)$ and $d(n) < 0$ and $L > r(n)$ and $r(n) > 0$ and $|d(n)| > r(n)$ then
Upd = pd2
- Rule 6: if $-L < d(n)$ and $d(n) < 0$ and $-L < r(n)$ and $r(n) < 0$ and $|d(n)| > |r(n)|$ then
Upd = pd2
- Rule 7: if $-L < d(n)$ and $d(n) < 0$ and $-L < r(n)$ and $r(n) < 0$ and $|r(n)| > |d(n)|$ then
Upd = pd1
- Rule 8: if $L > d(n)$ and $d(n) > 0$ and $-L < r(n)$ and $r(n) < 0$ and $|r(n)| > d(n)$ then
Upd = pd1
- Rule 9: if $L < d(n)$ and $-L < r(n)$ and $r(n) < 0$ then Upd = pd3
- Rule 10: if $L < d(n)$ and $L > r(n)$ and $r(n) > 0$ then Upd = pd3
- Rule 11: if $L > d(n)$ and $d(n) > 0$ and $L < r(n)$ then Upd = pd4
- Rule 12: if $-L < d(n)$ and $d(n) < 0$ and $L < r(n)$ then Upd = pd4
- Rule 13: if $-L > d(n)$ and $L > r(n)$ and $r(n) > 0$ then Upd = pd5
- Rule 14: if $-L > d(n)$ and $-L < r(n)$ and $r(n) < 0$ then Upd = pd5
- Rule 15: if $-L < d(n)$ and $d(n) < 0$ and $-L > r(n)$ then Upd = pd6
- Rule 16: if $L > d(n)$ and $d(n) > 0$ and $-L > r(n)$ then Upd = pd6
- Rule 17: if $L < d(n)$ and $L < r(n)$ then Upd = 0
- Rule 18: if $-L > d(n)$ and $L < r(n)$ then Upd = -L
- Rule 19: if $-L > d(n)$ and $-L > r(n)$ then Upd = 0
- Rule 20: if $L < d(n)$ and $-L > r(n)$ then Upd = L
- Rule 21: if $d(n) = 0$ and $r(n) = 0$ then Upd = 0
- Rule 22: if $L > e(n-1)$ and $e(n-1) > 0$ and $-L < r(n)$ and $r(n) < 0$ and $e(n-1) > |r(n)|$
then $U_i = i_2$
- Rule 23: if $L > e(n-1)$ and $e(n-1) > 0$ and $L > r(n)$ and $r(n) > 0$ and $e(n-1) > r(n)$
then $U_i = i_2$
- Rule 24: if $L > e(n-1)$ and $e(n-1) > 0$ and $L > r(n)$ and $r(n) > 0$ and $e(n-1) < r(n)$
then $U_i = i_1$
- Rule 25: if $-L < e(n-1)$ and $e(n-1) < 0$ and $L > r(n)$ and $r(n) > 0$ and $|e(n-1)| < r(n)$
then $U_i = i_1$
- Rule 26: if $-L < e(n-1)$ and $e(n-1) < 0$ and $L > r(n)$ and $r(n) > 0$ and $|e(n-1)| > r(n)$
then $U_i = i_2$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Rule 27: if $-L < e(n-1)$ and $e(n-1) < 0$ and $-L < r(n)$ and $r(n) < 0$ and $|e(n-1)| > |r(n)|$
then $U_i = i_2$

Rule 28: if $-L < e(n-1)$ and $e(n-1) < 0$ and $-L < r(n)$ and $r(n) < 0$ and $|r(n)| > |e(n-1)|$
then $U_i = i_1$

Rule 29: if $L > e(n-1)$ and $e(n-1) > 0$ and $-L < r(n)$ and $r(n) < 0$ and $|r(n)| > e(n-1)$
then $U_i = i_1$

Rule 30: if $L < e(n-1)$ and $-L < r(n)$ and $r(n) < 0$ then $U_i = i_3$

Rule 31: if $L < e(n-1)$ and $L > r(n)$ and $r(n) > 0$ then $U_i = i_3$

Rule 32: if $L > e(n-1)$ and $e(n-1) > 0$ and $L < r(n)$ then $U_i = i_4$

Rule 33: if $-L < e(n-1)$ and $e(n-1) < 0$ and $L < r(n)$ then $U_i = i_4$

Rule 34: if $-L > e(n-1)$ and $L > r(n)$ and $r(n) > 0$ then $U_i = i_5$

Rule 35: if $-L > e(n-1)$ and $-L < r(n)$ and $r(n) < 0$ then $U_i = i_5$

Rule 36: if $-L < e(n-1)$ and $e(n-1) < 0$ and $-L > r(n)$ then $U_i = i_6$

Rule 37: if $L > e(n-1)$ and $e(n-1) > 0$ and $-L > r(n)$ then $U_i = i_6$

Rule 38: if $L < e(n-1)$ and $L < r(n)$ then $U_i = L$

Rule 39: if $-L > e(n-1)$ and $-L < r(n)$ then $U_i = 0$

Rule 40: if $-L > e(n-1)$ and $-L > r(n)$ then $U_i = -L$

Rule 41: if $L < e(n-1)$ and $-L > r(n)$ then $U_i = 0$

Rule 42: if $d(n) = 0$ and $r(n) = 0$ then $U_i = 0$

โดยที่

$$pd1 = \frac{L[K_p d(n) - K_d r(n)]}{2[2L - K_d r(n)]}, \quad pd2 = \frac{L[K_p d(n) - K_d r(n)]}{2[2L - K_p d(n)]}, \quad pd3 = \frac{1}{2}[-K_d r(n) + L],$$

$$pd4 = \frac{1}{2}[K_p d(n) - L], \quad pd5 = \frac{1}{2}[-K_d r(n) - L], \quad pd6 = \frac{1}{2}[K_p d(n) + L]$$

$$i1 = \frac{L[K_i e(n-1) + r(n)]}{2[2L - r(n)]}, \quad i2 = \frac{L[K_i e(n-1) + r(n)]}{2(2L - K_i e(n-1))}, \quad i3 = \frac{1}{2}[r(n) + L],$$

$$i4 = \frac{1}{2}[K_i e(n-1) + L], \quad i5 = \frac{1}{2}[r(n) - L], \quad i6 = \frac{1}{2}[K_i e(n-1) - L]$$

ซึ่งสุดท้ายเราจะได้

$$\text{Fuzzy PD+I} = \text{Fuzzy PD} + \text{Fuzzy I}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งาน = $Upd + U_i$ เท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ (3.37) ราค
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อเราได้บทสรุปของกฎทั้ง 42 ข้อ ของตัวควบคุมฟัซซีพีดีพลัสไอ (Fuzzy PD+I) แล้วเราจึงนำกฎการควบคุมที่ได้ทั้ง 42 ข้อนี้ไปทำการประยุกต์ใช้กับการจำลองผลการบินของระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ ซึ่งจะใช้ตัวควบคุมฟัซซีพีดีพลัสไอเป็นตัวควบคุมหลักของทุกระบบในหัวข้อถัดไป

3.2 การควบคุมการบินอัตโนมัติ (Autonomous flight control)

ในระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ สิ่งที่สำคัญของระบบนี้ก็คือ การนำทางอากาศยาน บินไปในทิศทางที่ถูกต้อง และการควบคุมให้อากาศยานสามารถรักษาท่าทางการบินรวมถึงการรักษาระดับความสมดุ่ยของอากาศยานให้มั่นคงตลอดเที่ยวบิน ซึ่งการนำทางนั้นจะต้องระบุทิศทางในการบินไปยังจุดเป้าหมาย (Waypoint) ได้อย่างถูกต้อง ซึ่งเมื่อถึงจุดเป้าหมายที่ต้องการแล้ว จึงอัปเดตจุดเป้าหมายใหม่ และระบบนำทางจะคำนวณทิศทางที่ถูกต้อง เพื่อให้อากาศยานบินไปยังจุดเป้าหมายที่ต้องการได้

ซึ่งระบบควบคุมการบินอัตโนมัติสามารถแบ่งออกได้เป็น 2 ระบบใหญ่ ตามที่ได้กล่าวมาแล้วข้างต้นดังนี้ คือ ระบบควบคุมการนำทาง และระบบควบคุมการบิน

3.2.1 ระบบควบคุมการนำทาง (Navigation control system)

ระบบควบคุมการนำทางนี้มีหน้าที่หลัก 2 หน้าที่ คือ การอัปเดตจุดเป้าหมาย และการอัปเดตทิศทางและความสูงที่ต้องการ

3.2.1.1 การอัปเดตจุดเป้าหมาย ระบบนี้จะพิจารณาว่าอากาศยานได้ทำการบินถึงจุดพิกัดเป้าหมายที่ต้องการแล้วหรือยัง โดยการประมวลผลจากข้อมูลพิกัดที่ได้รับมาจากจีพีเอสเซนเซอร์ ซึ่งถ้าบินถึงจุดเป้าหมายแล้ว ระบบนี้จะอัปเดตค่าพิกัดจุดเป้าหมายใหม่ที่อยู่ในแผนการบินให้อากาศยานรับทราบต่อไป

3.2.1.2 การอัปเดตทิศทาง และความสูง ระบบนี้จะเป็นตัวบอกทิศทางให้อากาศยานบินไปในทิศทาง (Heading) และความสูง (Altitude) ที่ต้องการ โดยการประมวลผลมาจากข้อมูลพิกัดที่ได้รับมาจากจีพีเอสเซนเซอร์ และข้อมูลพิกัดที่มาจากจุดเป้าหมายที่อากาศยานต้องบินไปให้ถึง

ในการนำทางของอากาศยานอัตโนมัติ นั้น ข้อมูลพื้นฐานที่เราต้องทราบคือ ค่าพิกัดปัจจุบันของอากาศยาน และพิกัดจุดเป้าหมายที่อากาศยานต้องบินไปให้ถึง ซึ่งเราสามารถคำนวณหาค่าการควบคุมความสูงที่ต้องการ ดังนี้

$$e_H = H_{desired} - H_{uav} \quad (3.38)$$

และ

$$\phi_d = H_{uav} + \text{Fuzzy set of PD+I} \quad (3.39)$$

เมื่อ

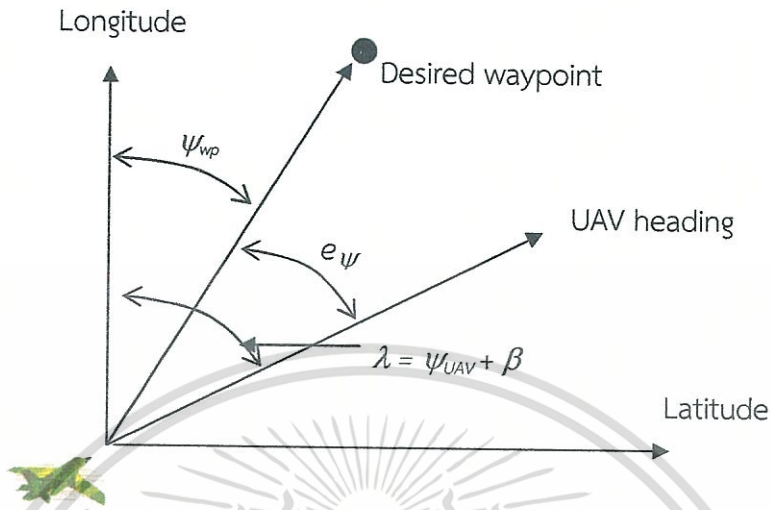
e_H คือ ความสูงที่คลาดเคลื่อนไป

$H_{desired}$ คือ ความสูงที่ต้องการ

H_{uav} คือ ความสูงปัจจุบันของอากาศยาน

ϕ_d คือ ค่าเป้าหมายของความสูงที่อากาศยานต้องบินไป

ส่วนค่าทิศทางการบิน (Heading) ของอากาศยานนั้น เราจะทำการประมวลผลมาจาก พิกัดตำแหน่งปัจจุบันของอากาศยาน และพิกัดเป้าหมายที่ต้องการบินไป



รูปที่ 3.8 ทิศทางการบินของอากาศยาน และทิศทางจุดเป้าหมาย

พิจารณาจากรูปที่ 3.8

$$e_{\psi} = \psi_{wp} - \lambda \quad (3.40)$$

$$\psi_{wp} = \tan^{-1}(k/\sigma) * (180/\Pi) \quad (3.41)$$

เมื่อ

ψ_{UAV} = ทิศทางการบินของอากาศยาน (UAV heading)

ψ_{wp} = ทิศทางของจุดเป้าหมาย (Waypoint heading)

K = ค่าลองจิจูดที่ต้องการ ($Longitude_{desired}$) - ค่าลองจิจูดของอากาศยานบิน ($Longitude_{UAV}$)

σ = ค่าละติจูดที่ต้องการ ($Latitude_{desired}$) - ค่าละติจูดของอากาศยานบิน ($Latitude_{UAV}$)

$$\lambda = \psi_{UAV} + \beta \quad (3.42)$$

β = ค่าเคลื่อนไปด้านข้างของอากาศยาน (Sideslip of UAV)

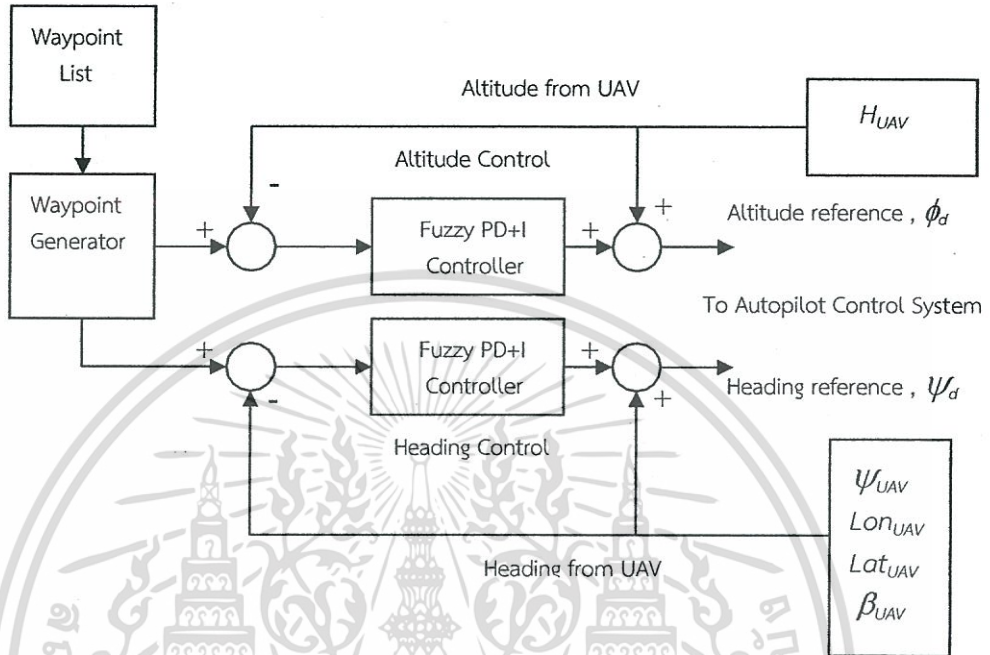
e_{ψ} = ค่าผิดพลาดของทิศทางการบิน (Heading error)

ซึ่งเมื่อมีการอัปเดตค่าตำแหน่งพิกัดของอากาศยานอย่างต่อเนื่อง เราก็จะได้ e_{ψ} เป็นค่าอินพุตเพื่อเข้าสู่ตัวควบคุมฟัซซีฟิตีฟลัสโอ และเราก็จะได้เอาต์พุตของการนำทางในส่วนของทิศทางการบินคือ ค่า ψ_d

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\psi_d = \psi_{UAV} + \text{Fuzzy set of PD+I} \quad (3.43)$$

และเราสามารถเขียนเป็นบล็อกไดอะแกรมของระบบการนำทาง (Navigation control system) ได้ดังรูปที่ 3.9



รูปที่ 3.9 บล็อกไดอะแกรมของระบบควบคุมการนำทาง (Navigation control system)

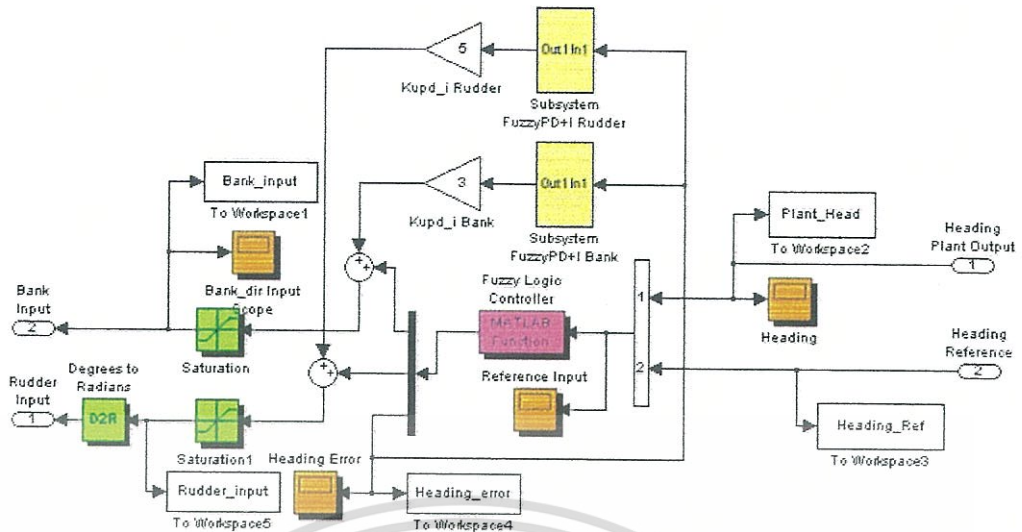
3.2.2 ระบบควบคุมการบิน (Autopilot control system)

ระบบควบคุมการบินนี้จะต้องควบคุมให้อากาศยาน บินได้อย่างมีเสถียรภาพ และมั่นคงตลอดเส้นทางการบินที่กำหนดให้ โดยที่ระบบควบคุมการบินนี้จะประกอบด้วยระบบควบคุมย่อยถึง 5 ส่วนคือ

1. ตัวควบคุมทิศทางการบิน (Heading controller)
2. ตัวควบคุมปีกเล็กแก้อียง (Bank to aileron controller)
3. ตัวควบคุมมุมระดับการบิน (Attitude to pitch controller)
4. ตัวควบคุมแพนหางระดับ (Pitch to elevator controller)
5. ตัวควบคุมความเร็วในการบิน (Velocity hold controller)

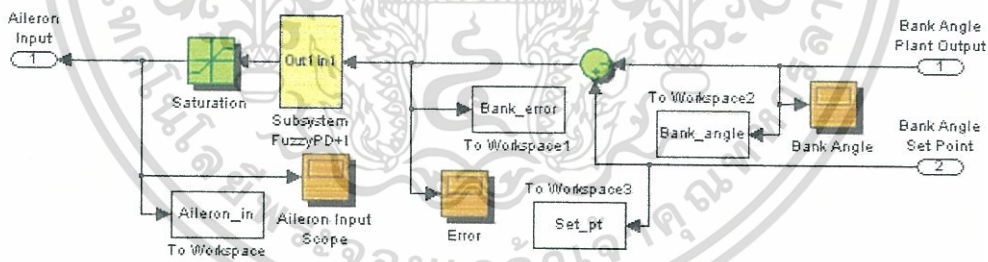
3.2.2.1 ตัวควบคุมทิศทางการบิน (Heading controller) จะมีค่าอินพุทของระบบ คือ ทิศทางการบินที่ต้องการ, ψ_d ที่รับค่ามาจากระบบควบคุมการนำทาง (Navigation control system) เพื่อนำมาเปรียบเทียบกับทิศทางการบินปัจจุบันของอากาศยาน, ψ_{UAV} โดยตัวควบคุมทิศทางการบินนี้จะให้ค่าเอาต์พุท 2 เอาต์พุท คือ เพื่อไปขับเคลื่อนเซอร์โวควบคุมแพนหางตั้ง (Rudder servo) และให้ค่ามุมเอียงอ้างอิง (Desired bank angle) ที่ต้องการ เพื่อส่งไปยังตัวควบคุมปีกเล็กแก้อียง และการจำลอง Matlab/Simulink ของตัวควบคุมทิศทางการบิน (Heading controller) แสดงให้เห็นดังรูปที่ 3.10

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.10 การจำลอง Matlab/Simulink ของตัวควบคุมทิศทางการบิน (Heading controller)

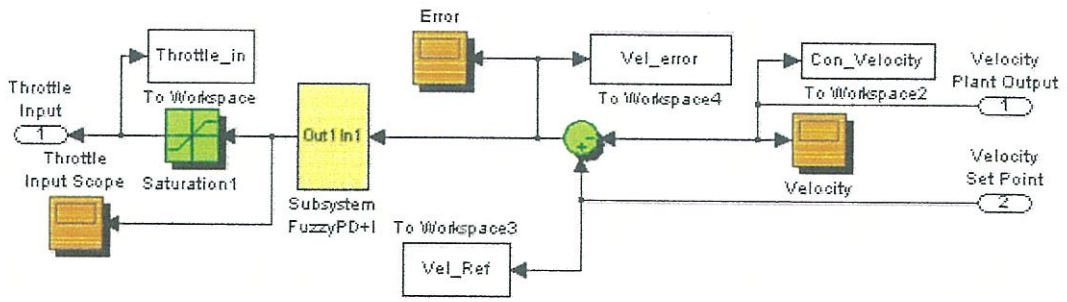
3.2.2.2 ตัวควบคุมปีกเล็กแก้อียง (Bank to aileron controller) จะมีค่าอินพุทของระบบคือค่ามุมเอียงอ้างอิง (Desired bank angle), θ_d ที่รับมาจากเอาต์พุทของตัวควบคุมทิศทางการบิน (Heading controller) เพื่อนำมาเปรียบเทียบกับมุมเอียงของอากาศยาน, θ_{UAV} โดยตัวควบคุมปีกเล็กแก้อียงนี้ จะให้ค่าเอาต์พุทไปขับเคลื่อนเซอร์โวควบคุมปีกเล็กแก้อียง (Aileron servo) และการจำลอง Matlab/Simulink ของตัวควบคุมปีกเล็กแก้อียง (Bank to aileron controller) แสดงให้เห็นดังรูปที่ 3.11



รูปที่ 3.11 การจำลอง Matlab/Simulink ของตัวควบคุมปีกเล็กแก้อียง (Bank to aileron controller)

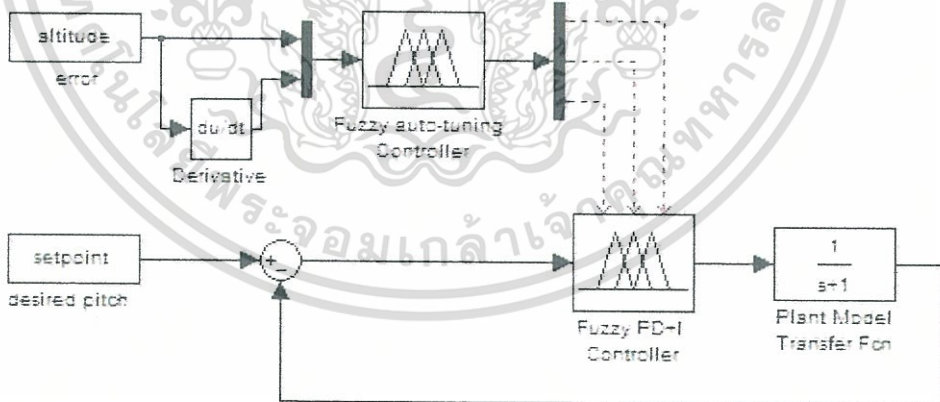
3.2.2.3 ตัวควบคุมมุมระดับการบิน (Altitude to pitch controller) จะมีค่าอินพุทของระบบ คือ ค่าเป้าหมายความสูงอ้างอิง ที่อากาศยานต้องบินไป, ϕ_d ที่รับมาจากเอาต์พุทของระบบควบคุมการนำทาง (Navigation control system) เพื่อนำมาเปรียบเทียบกับความสูงของอากาศยาน, H_{UAV} โดยตัวควบคุมมุมระดับการบินนี้จะให้ค่าเอาต์พุทเป็นมุมอ้างอิงระดับการบินที่ต้องการ (Pitch angle reference) และการจำลอง Matlab/Simulink ของตัวควบคุมมุมระดับการบิน (Altitude to pitch controller) แสดงให้เห็นดังรูปที่ 3.12

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.14 การจำลอง Matlab/Simulink ของตัวควบคุมความเร็วในการบิน (Velocity hold controller)

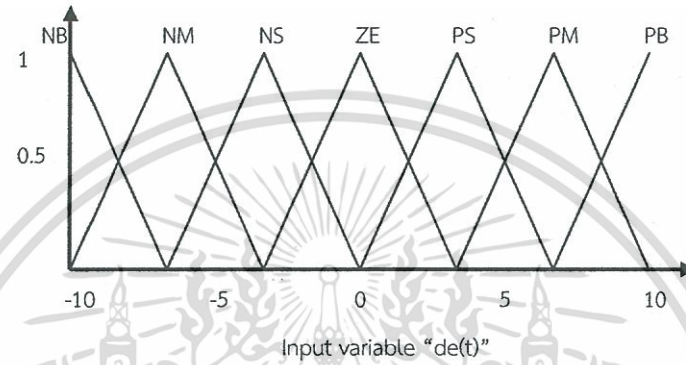
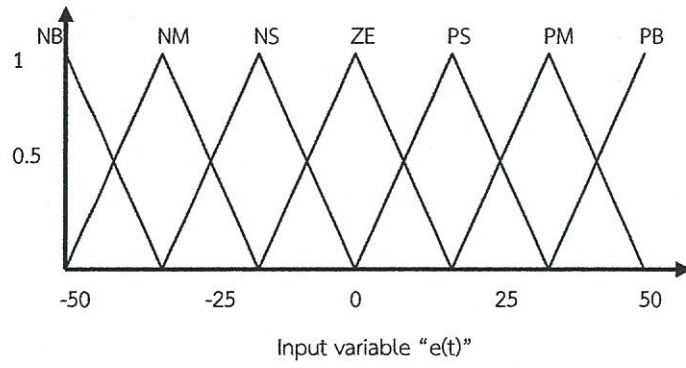
เมื่อเราออกแบบระบบควบคุมการบินอัตโนมัติทางอากาศยาน ให้สามารถบินไปยังจุดเป้าหมายได้อย่างต่อเนื่องแล้ว หลังจากภารกิจการบินเสร็จสิ้นก็จำเป็นต้องนำเอาอากาศยาน บินลงมายังทางวิ่งของสนามบินให้ปลอดภัยด้วย ซึ่งจะใช้นักบินภายนอกเป็นผู้บังคับอากาศยานให้บินลงด้วยมือโดยอาศัยความชำนาญเฉพาะตัวของนักบินที่มีประสบการณ์ งานวิจัยฉบับนี้ได้ออกแบบตัวควบคุมการลงจอดของอากาศยานอัตโนมัติ เพื่อให้ระบบควบคุมการบินอัตโนมัติสมบูรณ์ยิ่งขึ้นจึงออกแบบเพิ่มเติมการปรับแต่งค่าเกณฑ์ของตัวควบคุมฟัซซีแบบอัตโนมัติอีกด้วย ซึ่งการควบคุมยังคงใช้ตัวควบคุมฟัซซีที่ดีฟัลส์ไอในการควบคุมระบบลงจอด ที่เพิ่มความสามารถในการปรับแต่งค่าเกณฑ์โดยการเพิ่มหรือลดเกณฑ์ของ K_p , K_i และ K_d ของตัวควบคุมฟัซซีที่ดีฟัลส์ไอของการควบคุมแพนหางระดับ (Pitch to elevator controller) และไดอะแกรมของการปรับแต่งค่าเกณฑ์อัตโนมัติแสดงดังรูปที่ 3.15



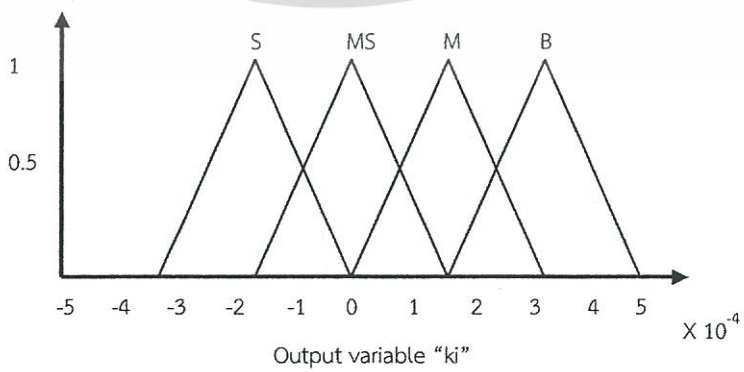
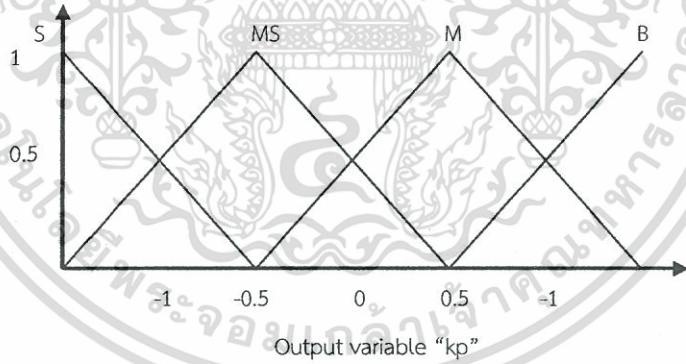
รูปที่ 3.15 แผนผังการปรับแต่งค่าเกณฑ์อัตโนมัติ

เราสร้างกฎควบคุมฟัซซี 49 ข้อ และฟังก์ชันความเป็นสมาชิกของอินพุท และเอาท์พุท แสดงดังรูปที่ 3.16 และ 3.17

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

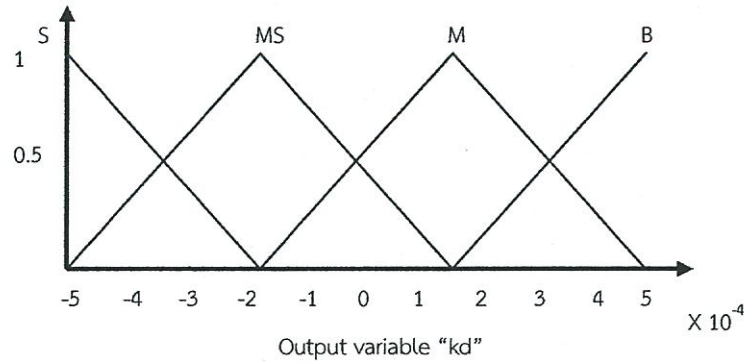


รูปที่ 3.16 ฟังก์ชันความเป็นสมาชิกอินพุทของ $e(t)$ และ $de(t)$



รูปที่ 3.17 ฟังก์ชันความเป็นสมาชิกเอาต์พุทของ K_p , K_i และ K_d

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.17 (ต่อ) ฟังก์ชันความเป็นสมาชิกเอาต์พุตของ K_p , K_i และ K_d

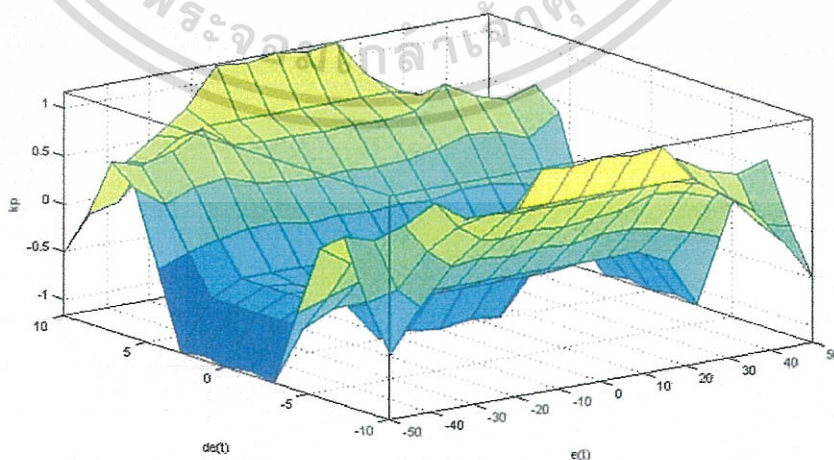
เราสามารถเขียนกฎพื้นฐานของตัวควบคุมฟuzzyออกมาได้ 49 กฎ ดังนี้

- Rule 1: if $e(t)$ is PB and $d(e(t))$ is PB then (k_p is MS) (k_d is M) (k_i is S)
- Rule 2: if $e(t)$ is PB and $d(e(t))$ is PM then (k_p is B) (k_d is S) (k_i is S)
- Rule 3: if $e(t)$ is PB and $d(e(t))$ is PS then (k_p is S) (k_d is M) (k_i is S)
- Rule 4: if $e(t)$ is PB and $d(e(t))$ is ZE then (k_p is S) (k_d is M) (k_i is S)
- Rule 5: if $e(t)$ is PB and $d(e(t))$ is NS then (k_p is S) (k_d is M) (k_i is S)
- Rule 6: if $e(t)$ is PB and $d(e(t))$ is NM then (k_p is B) (k_d is S) (k_i is S)
- Rule 7: if $e(t)$ is PB and $d(e(t))$ is NB then (k_p is MS) (k_d is M) (k_i is S)
- Rule 8: if $e(t)$ is PM and $d(e(t))$ is PB then (k_p is M) (k_d is B) (k_i is MS)
- Rule 9: if $e(t)$ is PM and $d(e(t))$ is PM then (k_p is MB) (k_d is M) (k_i is MS)
- Rule 10: if $e(t)$ is PM and $d(e(t))$ is PS then (k_p is MS) (k_d is B) (k_i is S)
- Rule 11: if $e(t)$ is PM and $d(e(t))$ is ZE then (k_p is MS) (k_d is B) (k_i is S)
- Rule 12: if $e(t)$ is PM and $d(e(t))$ is NS then (k_p is MS) (k_d is B) (k_i is S)
- Rule 13: if $e(t)$ is PM and $d(e(t))$ is NM then (k_p is B) (k_d is M) (k_i is MS)
- Rule 14: if $e(t)$ is PM and $d(e(t))$ is NB then (k_p is M) (k_d is B) (k_i is MS)
- Rule 15: if $e(t)$ is PS and $d(e(t))$ is PB then (k_p is B) (k_d is B) (k_i is M)
- Rule 16: if $e(t)$ is PS and $d(e(t))$ is PM then (k_p is M) (k_d is M) (k_i is MS)
- Rule 17: if $e(t)$ is PS and $d(e(t))$ is PS then (k_p is MS) (k_d is B) (k_i is MS)
- Rule 18: if $e(t)$ is PS and $d(e(t))$ is ZE then (k_p is S) (k_d is B) (k_i is S)
- Rule 19: if $e(t)$ is PS and $d(e(t))$ is NS then (k_p is MS) (k_d is B) (k_i is MS)
- Rule 20: if $e(t)$ is PS and $d(e(t))$ is NM then (k_p is M) (k_d is M) (k_i is MS)
- Rule 21: if $e(t)$ is PS and $d(e(t))$ is NB then (k_p is B) (k_d is B) (k_i is M)
- Rule 22: if $e(t)$ is ZE and $d(e(t))$ is PB then (k_p is B) (k_d is B) (k_i is B)
- Rule 23: if $e(t)$ is ZE and $d(e(t))$ is PM then (k_p is M) (k_d is M) (k_i is M)
- Rule 24: if $e(t)$ is ZE and $d(e(t))$ is PS then (k_p is MS) (k_d is B) (k_i is MS)
- Rule 25: if $e(t)$ is ZE and $d(e(t))$ is ZE then (k_p is S) (k_d is MS) (k_i is MS)
- Rule 26: if $e(t)$ is ZE and $d(e(t))$ is NS then (k_p is MS) (k_d is B) (k_i is MS)

เอกสารนี้เป็นทรัพย์สินของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

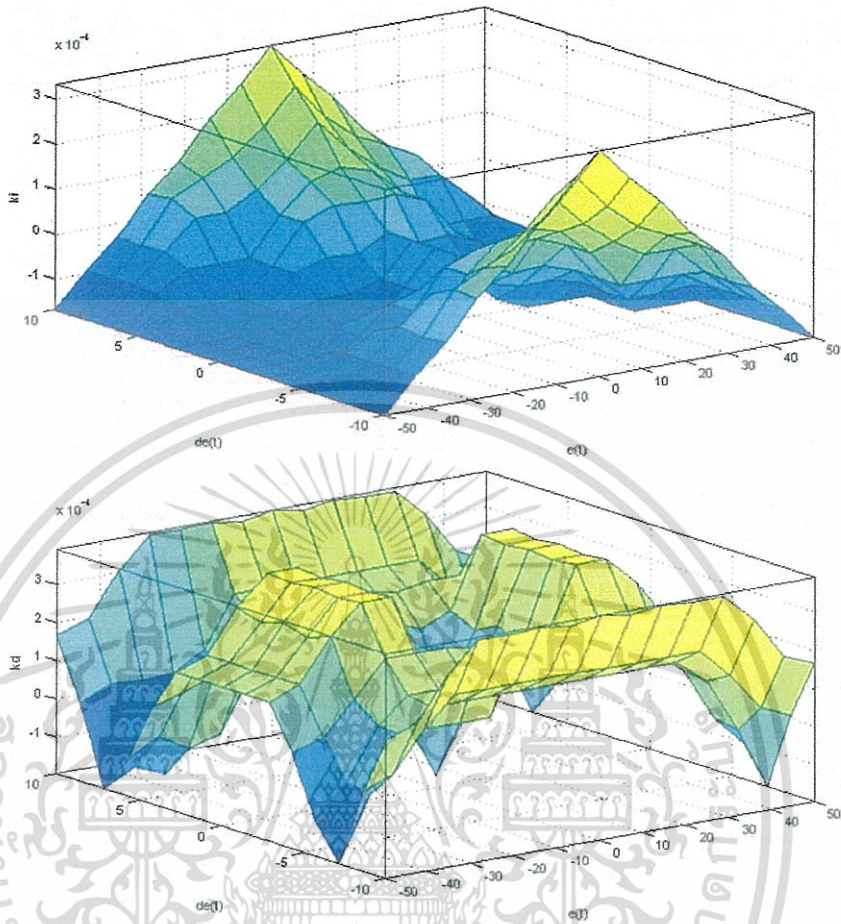
- Rule 27: if $e(t)$ is ZE and $d(e(t))$ is NM then (kp is M) (kd is M) (ki is M)
- Rule 28: if $e(t)$ is ZE and $d(e(t))$ is NB then (kp is B) (kd is B) (ki is B)
- Rule 29: if $e(t)$ is NS and $d(e(t))$ is PB then (kp is B) (kd is B) (ki is M)
- Rule 30: if $e(t)$ is NS and $d(e(t))$ is PM then (kp is M) (kd is M) (ki is MS)
- Rule 31: if $e(t)$ is NS and $d(e(t))$ is PS then (kp is MS) (kd is B) (ki is MS)
- Rule 32: if $e(t)$ is NS and $d(e(t))$ is ZE then (kp is S) (kd is B) (ki is S)
- Rule 33: if $e(t)$ is NS and $d(e(t))$ is NS then (kp is MS) (kd is B) (ki is MS)
- Rule 34: if $e(t)$ is NS and $d(e(t))$ is NM then (kp is M) (kd is M) (ki is MS)
- Rule 35: if $e(t)$ is NS and $d(e(t))$ is NB then (kp is B) (kd is B) (ki is M)
- Rule 36: if $e(t)$ is NM and $d(e(t))$ is PB then (kp is M) (kd is B) (ki is MS)
- Rule 37: if $e(t)$ is NM and $d(e(t))$ is PM then (kp is B) (kd is S) (ki is MS)
- Rule 38: if $e(t)$ is NM and $d(e(t))$ is PS then (kp is MS) (kd is B) (ki is S)
- Rule 39: if $e(t)$ is NM and $d(e(t))$ is ZE then (kp is MS) (kd is B) (ki is S)
- Rule 40: if $e(t)$ is NM and $d(e(t))$ is NS then (kp is MS) (kd is B) (ki is S)
- Rule 41: if $e(t)$ is NM and $d(e(t))$ is NM then (kp is B) (kd is M) (ki is MS)
- Rule 42: if $e(t)$ is NM and $d(e(t))$ is NB then (kp is M) (kd is B) (ki is MS)
- Rule 43: if $e(t)$ is NB and $d(e(t))$ is PB then (kp is MS) (kd is M) (ki is S)
- Rule 44: if $e(t)$ is NB and $d(e(t))$ is PM then (kp is B) (kd is S) (ki is S)
- Rule 45: if $e(t)$ is NB and $d(e(t))$ is PS then (kp is S) (kd is M) (ki is S)
- Rule 46: if $e(t)$ is NB and $d(e(t))$ is ZE then (kp is S) (kd is M) (ki is S)
- Rule 47: if $e(t)$ is NB and $d(e(t))$ is NS then (kp is S) (kd is M) (ki is S)
- Rule 48: if $e(t)$ is NB and $d(e(t))$ is NM then (kp is B) (kd is S) (ki is S)
- Rule 49: if $e(t)$ is NB and $d(e(t))$ is NB then (kp is MS) (kd is M) (ki is S)

และกราฟพื้นผิว ของกฎการควบคุมแสดงดังรูปที่ 3.18



รูปที่ 3.18 กราฟพื้นผิว ของกฎการควบคุม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.18 (ต่อ) กราฟพื้นผิว ของกฎการควบคุม

ตัวควบคุมพีชชีของระบบนำทางการลงจอด จะเริ่มจากจุดการที่อากาศยานเริ่มร่อนลงสู่ทางวิ่งของสนามบิน ซึ่งต้องอยู่ไกลจากจุดที่จะสัมผัสพื้นทางวิ่งเป็นระยะทางที่สามารถคำนวณได้ดังนี้

$$d_{\text{landing}} = \text{acos}(\sin(\text{lat}1) \times \sin(\text{lat}2) + \cos(\text{lat}1) \times \cos(\text{lat}2) \times \cos(\text{lon}1 - \text{lon}2)) \quad (3.44)$$

เมื่อ

Lat 1 = ละติจูดของอากาศยาน (Latitude of UAV)

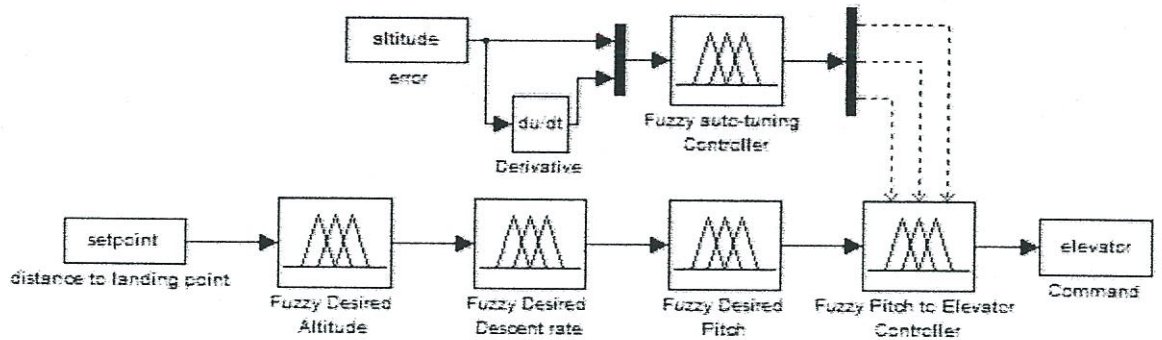
Lon 1 = ลองจิจูดของอากาศยาน (Longitude of UAV)

Lat 2 = ละติจูดของจุดที่สัมผัสพื้นทางวิ่ง (Latitude of landing point)

Lon 2 = ลองจิจูดของจุดที่สัมผัสพื้นทางวิ่ง (Longitude of landing point)

และแผนผังของระบบควบคุมการลงจอดอัตโนมัติ แสดงดังรูปที่ 3.19

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

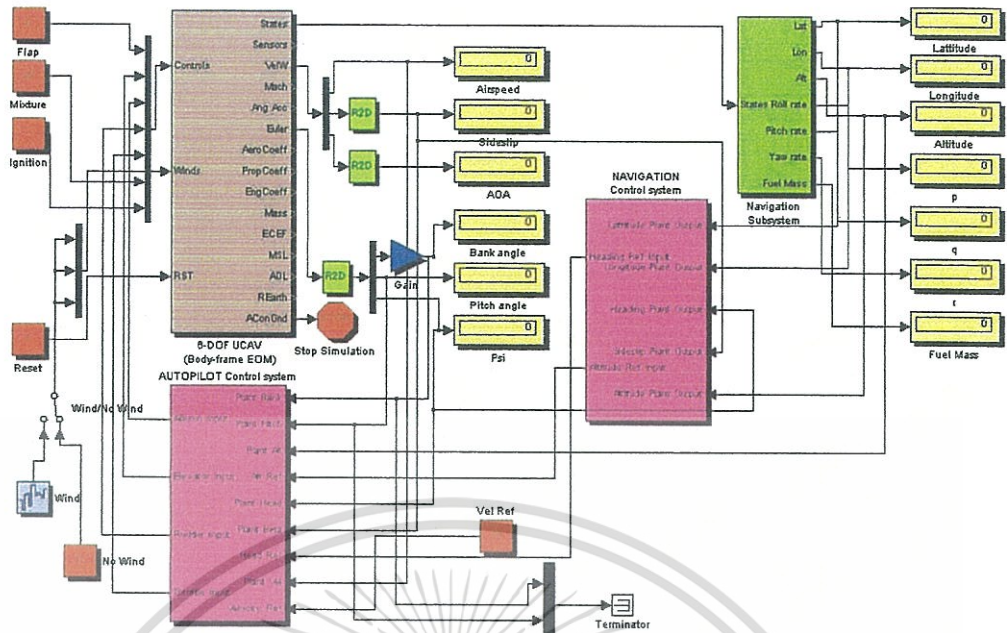


รูปที่ 3.19 แผนผังของระบบควบคุมการลงจอดอัตโนมัติ

เริ่มต้นจากการคำนวณหาระยะทางที่อากาศยาน เริ่มที่จะร่อนลงสู่ทางวิ่งของสนามบิน เพื่อให้ตัวควบคุมฟuzzy คำนวณความสูงที่ต้องการ แล้วจึงส่งข้อมูลไปยังตัวควบคุมฟuzzy เพื่อคำนวณ อัตราาร่วงหล่น (Descent rate) เพื่อไปหาค่ามุมระดับที่ต้องการ และตัวควบคุมฟuzzy ตัวสุดท้ายก็คือ ตัวควบคุมแพนหางระดับ ที่มีอินพุตคือค่ามุมระดับที่ต้องการ ซึ่งมีการปรับแต่งค่า K_p , K_i และ K_d ของตัวควบคุมพีดีพีเอสไอ ของตัวควบคุมแพนหางระดับ ซึ่งการปรับแต่งค่า K_p , K_i และ K_d นี้จะ ปรับแต่งมาจาก ผลของความคลาดเคลื่อนของความสูงของอากาศยาน ซึ่งเป็นข้อมูลอินพุตของตัว ควบคุมฟuzzy ปรับแต่งค่าอัตโนมัติ (Fuzzy auto-tuning controller) โดยเอาท์พุทของตัวควบคุมฟuzzy ปรับแต่งค่าอัตโนมัตินี้จะเป็นค่า K_p , K_i และ K_d ที่จะเข้าไป บวก หรือ ลบ กับค่าเริ่มต้นของ K_p , K_i และ K_d ของตัวควบคุมฟuzzy พีดีพีเอสไอควบคุมแพนหางระดับ (Elevator) ที่มีเอาท์พุทไปควบคุม การขับเคลื่อนเซอร์โวควบคุมแพนหางระดับ (Elevator servo)

3.3 การวิเคราะห์และจำลองผลการทดลอง (Analyzing and simulation)

ระบบควบคุมการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับ ถูกทดสอบด้วยการจำลองการบินโดยใช้โปรแกรม Matlab/Simulink พร้อมด้วยโมดูลเสริม Aerosim Toolbox ซึ่งโมเดลของอากาศยานที่เราจำลองการบินนั้น เราเลือกใช้อากาศยานชื่อ Aerosonde UAV ซึ่งมีโมเดลทางคณิตศาสตร์ที่ถูกพัฒนาโดย Unmanned Dynamics [5] และโปรแกรม Matlab/Simulink พร้อมด้วยโมดูลเสริม Aerosim Toolbox ของระบบควบคุมการบินอัตโนมัติทั้งหมดแสดงดังรูปที่ 3.20



รูปที่ 3.20 โปรแกรม Matlab/Simulink พร้อมด้วย Aerosim Toolbox ของระบบควบคุมการบินอัตโนมัติทั้งหมด

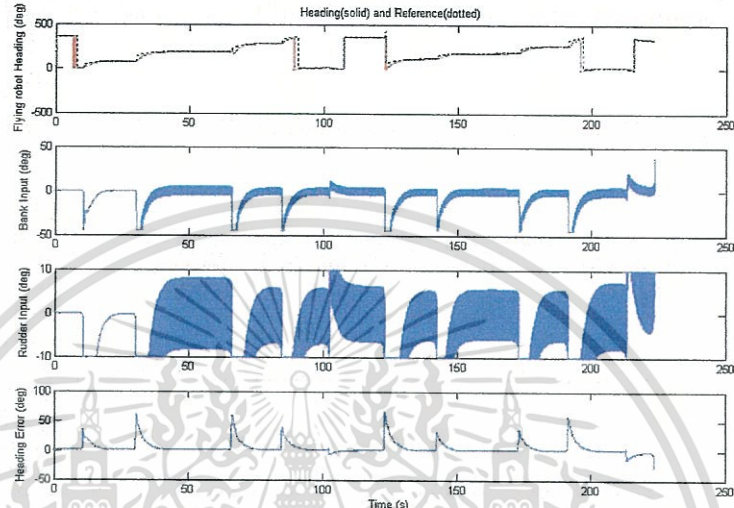
ในการจำลองผลการบินของระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ ของอากาศยานไร้คนบังคับที่ชื่อ Aerosonde UAV นั้นเราได้ทำการกำหนดจุดเป้าหมายไว้ 12 จุด และมีการปรับแต่งเกนของ K_p , K_i , K_d , K_{UPD} และ K_{UI} ของตัวควบคุมพีซีพีดีพีเอสไอ แสดงดังตารางที่ 3.2

ตารางที่ 3.2 ค่าเกนควบคุมของตัวควบคุมพีซีพีดีพีเอสไอ

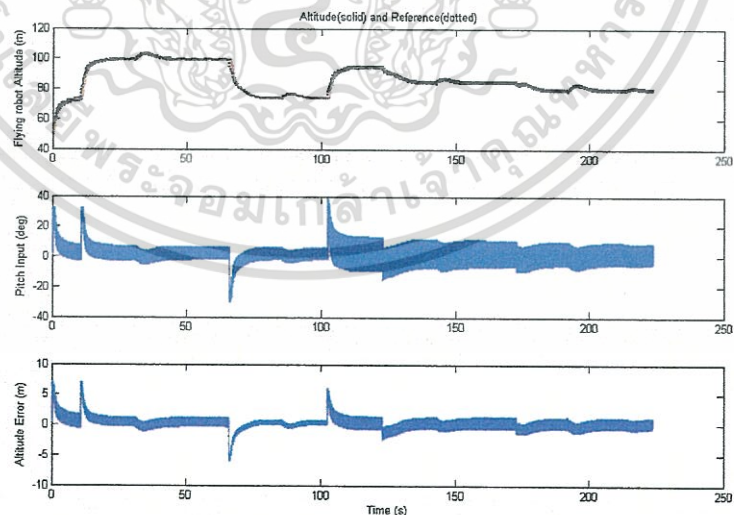
Motion	K_p	K_D	K_{UPD}	K_i	K_{UI}
Altitude Navigation	5	0.005	1	0.0005	0.85
Heading Navigation	1.05	0.000005	1	0.000005	0
Heading Controller	-1.1	-0.0001	1	-0.00005	0.1
Bank to aileron controller	0.6	0.0002	1	0.0005	1
Altitude to pitch controller	9.9	0.0005	1	0.0005	1
Pitch to elevator controller	-2.02	-0.0007	1	-0.0009	1
Velocity hold controller	10.2	0.0005	1	0.0005	1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลการจำลองการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับ แสดงได้ดังกราฟผลของการควบคุม ดังรูปที่ 3.21 ถึงรูปที่ 3.25 และเส้นทางการบินของอากาศยานอัตโนมัติไร้คนบังคับในการบินไปยัง จุดเป้าหมาย 12 จุด แสดงให้เห็นในรูปที่ 3.26

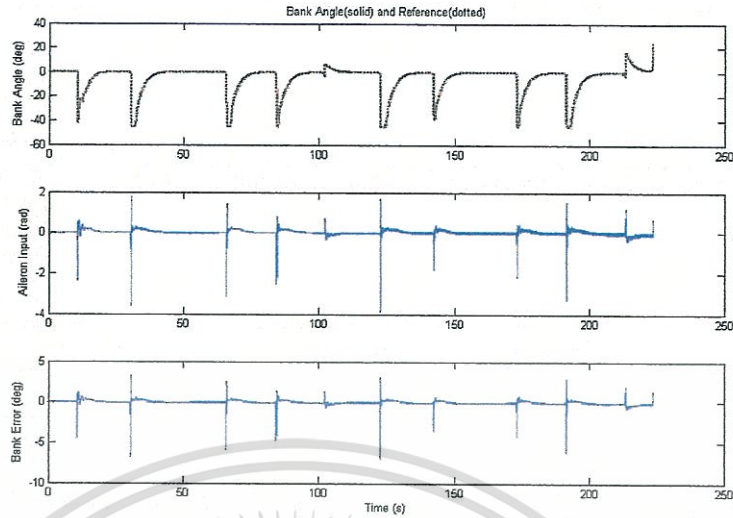


รูปที่ 3.21 ทิศทางการบิน, อินพุตของมุมเอียง อินพุตของเซอร์โวควบคุมแพนหางดิ่ง และความผิดพลาดของทิศทางการบินเปรียบเทียบกับค่าอ้างอิง

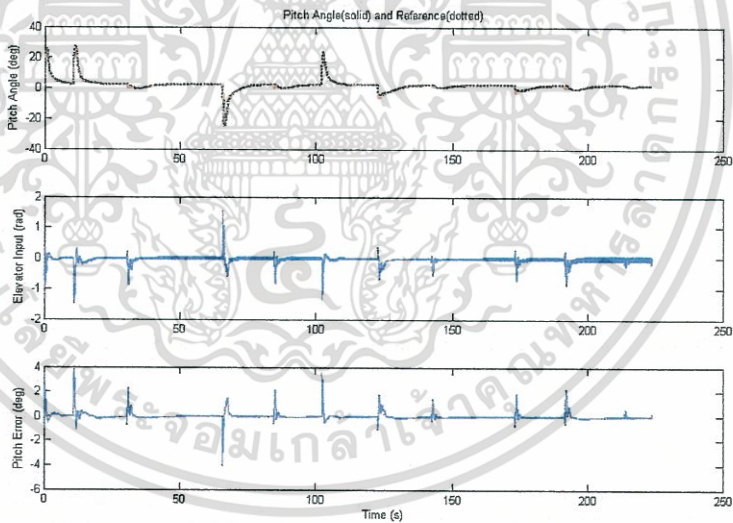


รูปที่ 3.22 ความสูง, อินพุตของมุมระดับ และความผิดพลาดของความสูงเปรียบเทียบกับค่าอ้างอิง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

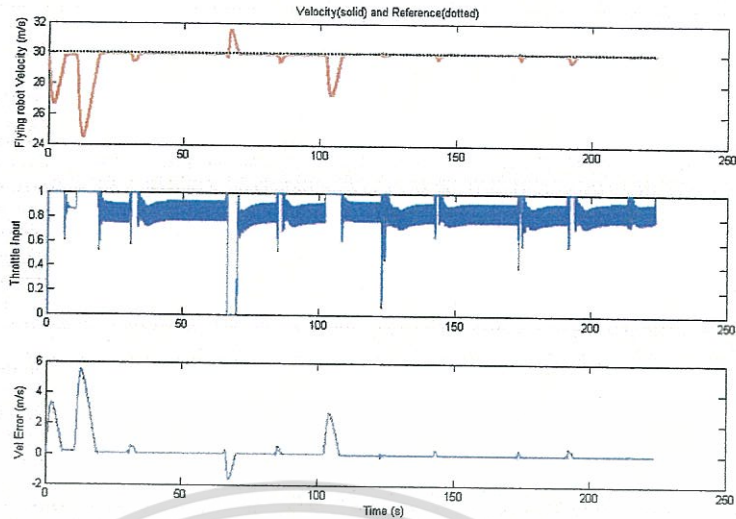


รูปที่ 3.23 มุมเอียง, อินพุตของเซอร์โวควบคุมปีกเล็กแก้อียง และค่าผิดพลาดของมุมเอียง
เปรียบเทียบกับค่าอ้างอิง

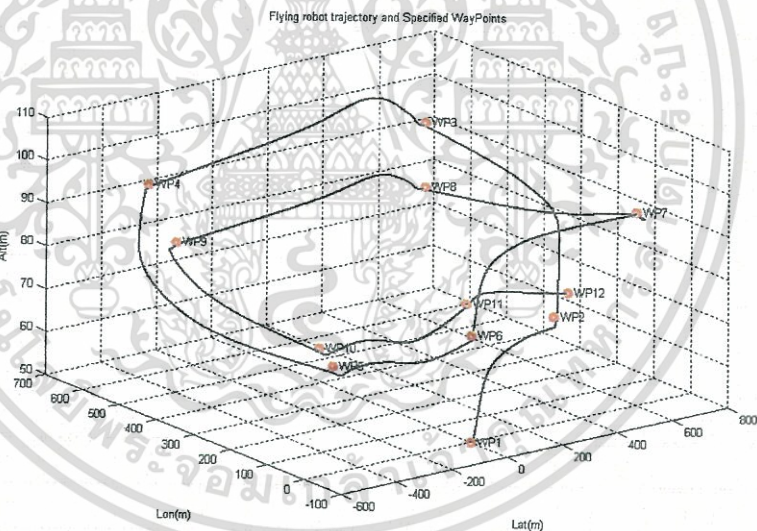


รูปที่ 3.24 มุมระดับ, อินพุตของเซอร์โวควบคุมแพนหางระดับ และค่าผิดพลาดของมุมเอียง
เปรียบเทียบกับค่าอ้างอิง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



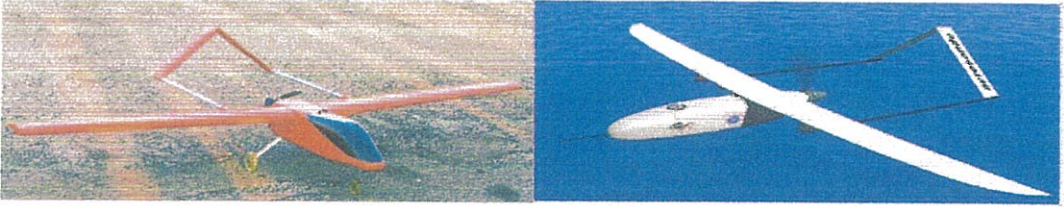
รูปที่ 3.25 ความเร็ว, อินพุทของเซอร์โวลควบคุมคันเร่ง และค่าผิดพลาดของความเร็ว เปรียบเทียบกับค่าอ้างอิง



รูปที่ 3.26 เส้นทางการบินของอากาศยานไปยังจุดเป้าหมาย 12 จุด

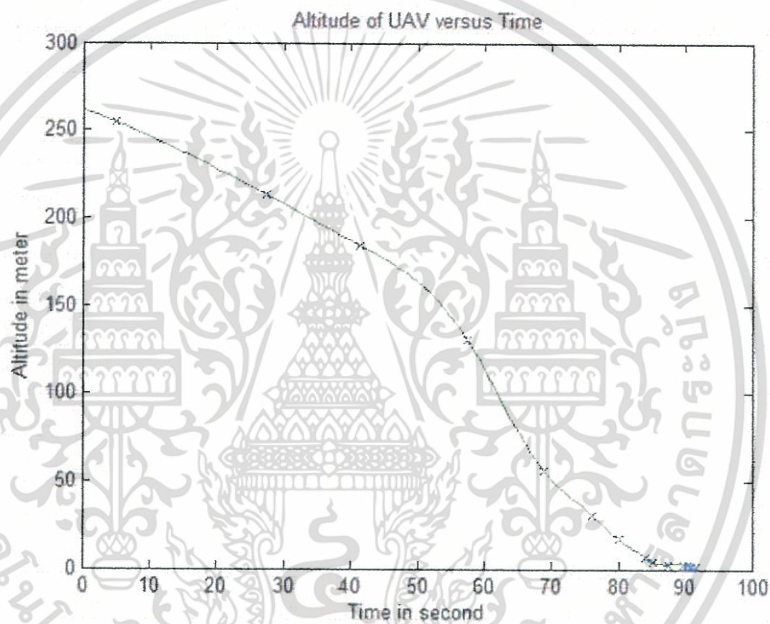
ส่วนการจำลองการบินลงจอดของอากาศยานอัตโนมัตินั้น เริ่มต้นเราทำการบินเครื่องบินทดสอบด้วยนักบินภายนอก และเก็บข้อมูลที่จำเป็นในขณะที่นักบินบังคับเครื่องบินบินลงสู่ทางวิ่งของสนามบิน ซึ่งลักษณะของเครื่องบินทดสอบมีลักษณะใกล้เคียงกับเครื่องบิน Aerosonde UAV ที่ใช้ในการจำลองการบินซึ่งแสดงได้ดังรูปที่ 3.27

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



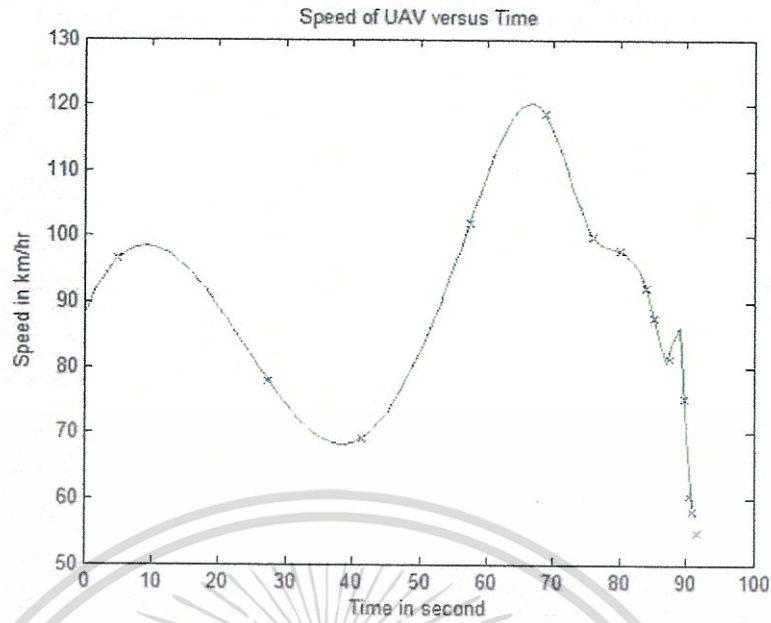
รูปที่ 3.27 เครื่องบินทดสอบ (ซ้าย) เปรียบเทียบกับเครื่องบิน Aerosonde UAV (ขวา)

เมื่อเก็บข้อมูลขณะที่นักบินบังคับเครื่องบินบินลงสู่ทางวิ่ง จึงทำการพลอตกราฟแสดงผลการ
บิน แสดงดังรูปที่ 3.28 ถึงรูปที่ 3.30

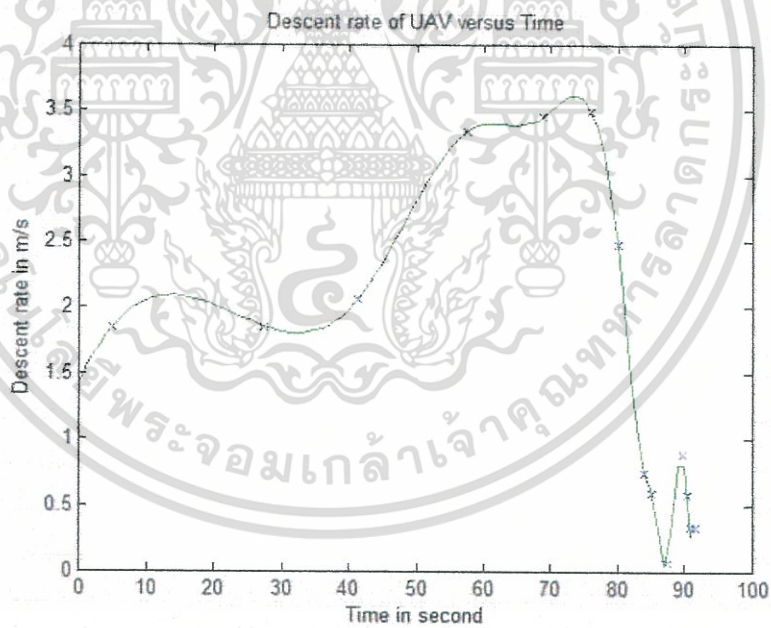


รูปที่ 3.28 ความสูงของเครื่องบินทดสอบเทียบกับเวลา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.29 ความเร็วของเครื่องบินทดสอบเทียบกับเวลา

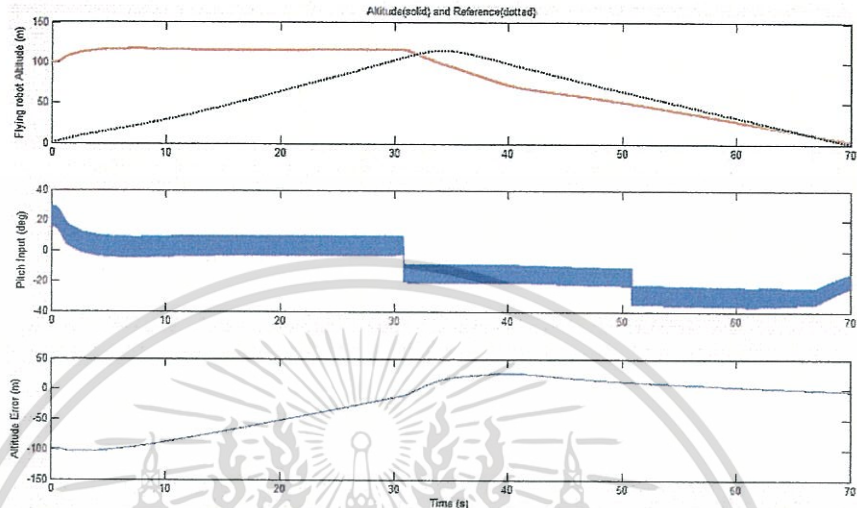


รูปที่ 3.30 อัตราร่วงหล่นของเครื่องบินทดสอบเทียบกับเวลา

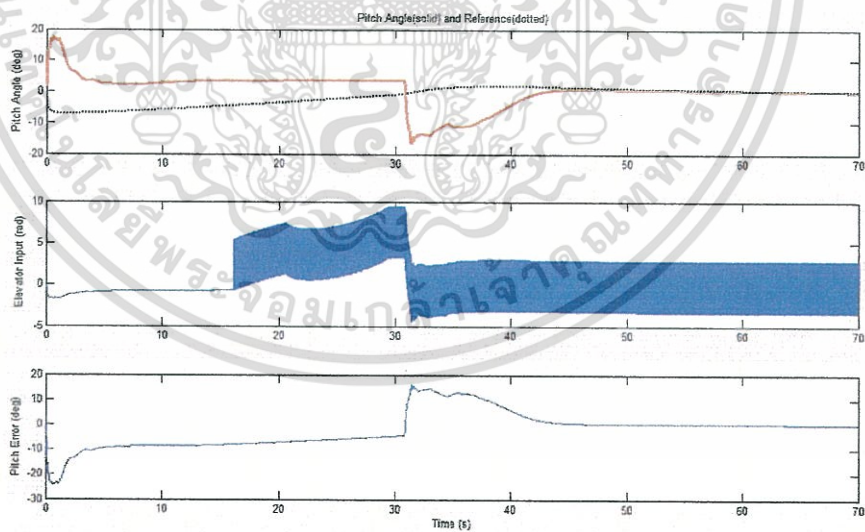
หลังจากเราวิเคราะห์ข้อมูลที่ได้จากเครื่องบินทดสอบแล้ว เราจึงใช้เป็นแนวทางในการปรับแต่งค่าคอนโทรลเกน K_p , K_i และ K_d ของตัวควบคุมแพนหางระดับสำหรับการควบคุมการลงจอด และค่าเกนของตัวควบคุมนี้แสดงดังตารางที่ 3.3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การจำลองการบินลงจอดอัตโนมัติด้วยโปรแกรม Matlab/Simulink โดยเราจะเริ่มให้อากาศยานเริ่มบินลงจอดสู่พื้นทางวิ่งที่ความสูง 120 เมตรที่มีทิศทางบินลงแนวเดียวกับจุดบินขึ้น ซึ่งผลการจำลองการบินแสดงให้เห็นดังรูปที่ 3.32 ถึงรูปที่ 3.34

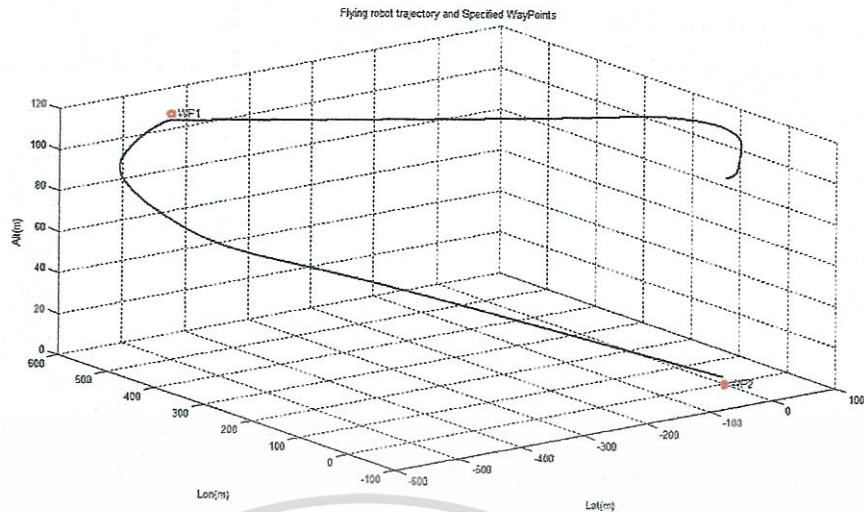


รูปที่ 3.32 ความสูง, อินพุทของมุมระดับ และความผิดพลาดของความสูงเปรียบเทียบกับค่าอ้างอิงของระบบควบคุมการลงจอดอัตโนมัติ



รูปที่ 3.33 มุมระดับ, อินพุทของเซอร์โวควบคุมแพนหางระดับ และค่าผิดพลาดของมุมระดับเปรียบเทียบกับค่าอ้างอิงของระบบควบคุมการลงจอดอัตโนมัติ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.34 เส้นทางการบินลงจอดของอากาศยานด้วยระบบควบคุมการลงจอดอัตโนมัติ

จากกราฟแสดงผลการจำลองการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับ จะเห็นได้ว่าเราสามารถควบคุมการบินให้อากาศยานบินไปยังจุดเป้าหมายที่เรากำหนดไว้ล่วงหน้าได้ทั้ง 12 จุดเป้าหมาย และอากาศยานก็สามารถทรงตัวอยู่ได้ขณะที่บินปฏิบัติภารกิจ โดยที่มีค่าความคลาดเคลื่อนของการควบคุมอยู่เล็กน้อยซึ่งยอมรับได้ ส่วนการจำลองผลการบินลงจอดสู่ทางวิ่งของสนามบินนั้น การควบคุมที่สำคัญคือ การควบคุมแพนหางระดับ เพื่อให้อากาศยานร่อนลง สัมพันธ์กับค่าความสูงอ้างอิงที่อากาศยานต้องรักษาระดับความสูงให้ได้ ดังนั้นตัวควบคุมฟีดแบ็คดีฟัลส์โอ ของชุดควบคุมแพนหางระดับ (Pitch to elevator controller) มีความสำคัญอย่างยิ่ง ต้องมีการปรับเกนควบคุมพารามิเตอร์ของ K_p , K_i และ K_d โดยการเพิ่มค่าหรือ ลดค่าซึ่งขึ้นอยู่กับความสูงอ้างอิง (Altitude setpoint) ซึ่งผลการจำลองนั้นอากาศยานสามารถบินรักษาระดับในการร่อนลงสู่พื้นทางวิ่งสนามบินได้เป็นอย่างดี ซึ่งถ้าเราเปรียบเทียบกับทดสอบการบินลงสู่สนามบินของเครื่องบินทดสอบ เราจะเห็นได้ว่าจุดที่เริ่มบินลงที่ความสูง 120 เมตร ทั้งอากาศยานที่เราจำลองผล และเครื่องบินทดสอบใช้เวลาร่อนลงถึงพื้นทางวิ่งของสนามบินไปประมาณ 35 วินาที ใกล้เคียงกัน ซึ่งแสดงว่าการจำลองการบินโดยใช้โมเดล Aerosonde UAV ในการจำลองผลการบิน มีความแม่นยำสูงเมื่อเปรียบเทียบกับผลการบินของอากาศยานที่ใช้ทดสอบ ซึ่งเป็นที่ยืนยันได้ว่า การพัฒนาระบบควบคุมการบินมีความถูกต้อง และเราสามารถปรับแต่งค่าเกนพารามิเตอร์ K_p , K_i และ K_d ในขณะที่เราจำลองผลด้วยคอมพิวเตอร์ได้ ซึ่งก็สามารถลดการสูญเสียของอากาศยานบินตกจริง เนื่องจากการปรับแต่งค่าเกนพารามิเตอร์ผิดพลาด ดังนั้นระบบควบคุมและการจำลองผลการควบคุมทั้งหมดที่พัฒนาขึ้นมา นี้ จึงเป็นอีกทางเลือกหนึ่งที่สามารถนำไปใช้งานได้จริง

บทที่ 4

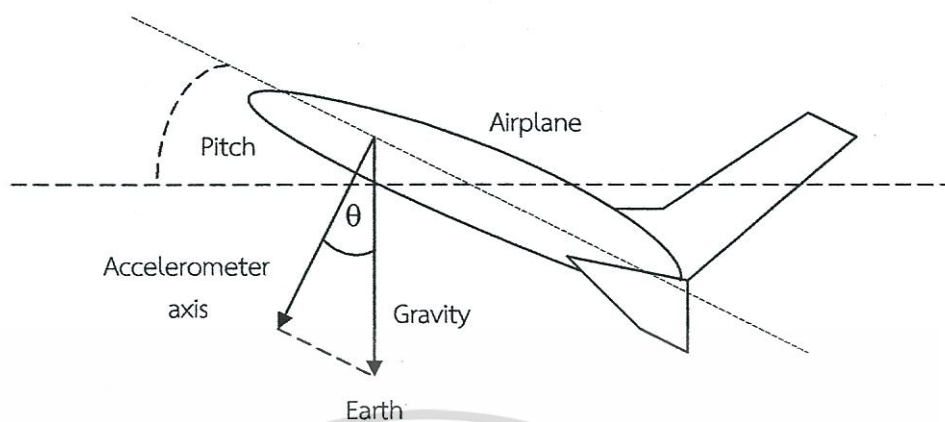
ระบบเซ็นเซอร์การวัดท่าทางการบิน

ในระบบควบคุมการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับนั้น สิ่งหนึ่งที่สำคัญก็คือการจัดการกับระบบเซ็นเซอร์ต่างๆ ซึ่งก็เป็นข้อมูลพื้นฐานที่มีความสำคัญอย่างยิ่งในการสั่งการให้อากาศยานไร้คนบังคับนั้นสามารถบินไปยังเป้าหมายที่เราต้องการได้เอง ถ้าหากการจัดการระบบเซ็นเซอร์ต่างๆ ไม่สามารถให้ข้อมูลได้อย่างถูกต้องแม่นยำแล้ว ก็จะส่งผลทำให้การควบคุมการบินอัตโนมัติมีปัญหาในการเดินทางไปยังเป้าหมายที่เราต้องการได้ และเซ็นเซอร์ที่มีความสำคัญในการบอกท่าทางการบิน (Attitude) ของอากาศยานไร้คนบังคับขณะเคลื่อนที่ก็คือ ตัววัดความเร่ง (Accelerometer) และไจโรสโคป (Gyroscope) งานวิจัยนี้นำเสนอการจัดการกับข้อมูลที่ได้จากตัววัดความเร่ง และไจโรสโคป ให้มีค่าถูกต้องมากที่สุด ซึ่งในสถานการณ์จริงหากจะต้องติดตั้งบนอากาศยานไร้คนบังคับ ที่มีแรงสั่นสะเทือนอันเนื่องมาจากเครื่องยนต์ที่กำลังทำงานอยู่นั่นเอง และยังได้นำเสนอการออกแบบโปรแกรมคอมพิวเตอร์ เพื่อแก้ไขค่าไบแอสการเลื่อนไหล (Bias drift) ที่เกิดขึ้นในไจโรสโคป ซึ่งเป็นตัววัดท่าทางการบินของอากาศยานไร้คนบังคับที่ต้องใช้ควบคู่กับตัววัดความเร่ง และผลของการรวมกันของข้อมูลที่ได้จากตัววัดความเร่ง และไจโรสโคป ก็เป็นค่าของการประมาณที่ดีที่สุดที่ถูกพัฒนาขึ้นมาใช้งานในระบบควบคุมการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับ

โดยงานวิจัยฉบับนี้เราใช้ตัววัดความเร่งและ ไจโรสโคป ซึ่งการใช้ตัววัดความเร่งในการวัดค่ามุมเอียง (Roll angle) และมุมระดับ (Pitch angle) เราจะใช้ตัววัดความเร่งที่เป็นแบบ 3 แกน (3-Axis accelerometer) ซึ่งตัววัดความเร่งนี้จะทำการประมาณค่าโดยใช้ค่าจากแรงโน้มถ่วงเป็นสำคัญในการคำนวณ แต่ในขณะที่อากาศยานในความเร็วแล้วเกิดการเลี้ยวที่กะทันหัน หรือวงเลี้ยวแคบๆ จะมีแรงกระทำเข้าสู่ศูนย์กลางเกิดขึ้นที่ตัวอากาศยาน และกระทำต่อตัววัดความเร่ง ทำให้การวัดค่ามุมเอียงจากการใช้ตัววัดความเร่งมีค่าผิดพลาด จนถึงวัดค่าไม่ได้เลย ในกรณีนี้เรามีความจำเป็นต้องใช้ไจโรสโคปเข้ามาช่วยแก้ปัญหานี้

4.1 ตัววัดความเร่ง (Accelerometer)

ตัววัดความเร่งเป็นตัววัดความเอียงของวัตถุโดยอาศัยหลักการของแรงโน้มถ่วงของโลก และจะใช้งานได้ดีจะต้องติดตั้งที่จุดศูนย์กลางมวล และสามารถหาค่าความเอียงได้สมการที่ (4.1) และรูปที่ 4.1 แสดงความสัมพันธ์ของตัววัดความเร่ง และแรงโน้มถ่วงของโลก



รูปที่ 4.1 ความสัมพันธ์ของตัววัดความเร่ง และแรงโน้มถ่วงของโลก

$$\begin{aligned}
 \text{Pitch angle} &= \theta + 90^\circ \\
 \text{Accelerometer} &= \text{Cos } \theta * \text{Gravity} \\
 \text{Cos } \theta &= \text{Accelerometer} / \text{Gravity} \\
 \theta &= \text{Acos} (\text{Output accelerometer} / \text{Gravity}) \\
 \text{Pitch} &= \text{Asin} (\text{Output accelerometer} / \text{Gravity}) \quad (4.1)
 \end{aligned}$$

ดังนั้น

ในการคำนวณมุมเอียง (Roll angle) ก็เช่นเดียวกัน แต่ต้องใช้ตัววัดความเร่งอีกตัวหนึ่ง ในแนวแกนที่ตั้งฉากกับตัววัดความเร่งของมุมระดับ (Pitch accelerometer)

จากสมการที่ (4.1) จะใช้ได้เฉพาะกับอากาศยานที่เคลื่อนที่ด้วยความเร่งคงที่ ถ้าเคลื่อนที่ด้วยความเร่งแล้วต้องรวมแรงเฉื่อย (Inertial force) เข้าไปด้วยจึงเป็นสาเหตุที่ต้องใช้เซ็นเซอร์อื่นช่วยในการหาค่าท่าทางการบินของอากาศยานในอากาศ ซึ่งจะคำนวณได้จากส่วนประกอบของแรงโน้มถ่วง (Gravity's components) แล้วลบด้วยค่าคงที่ที่ตัววัดความเร่งอ่านค่าได้ เพื่อที่จะได้ค่าความเร่งในแนว a_x , a_y และ a_z ของอากาศยาน

ในขณะที่อากาศยานเลี้ยวในวงแคบๆ จะมีแรงที่หลักที่ด้านข้างจะเรียกว่าแรงเข้าสู่ศูนย์กลาง (Centripetal force) กระทำ ซึ่งแรงกระทำนี้จะไม่สามารถวัดโดยตัววัดความเร่ง เพราะมันไม่มีอะไรเกี่ยวข้องกับแรงโน้มถ่วง (Gravity) เลย ดังนั้นเราจึงเชื่อถือการวัดที่ได้จากตัววัดความเร่งไม่ได้ ดังนั้นตัววัดท่าทางการบินหรือการวัดการเอียงไม่ว่าจะเป็นในมุมแนวเอียงหรือระดับ (Roll and pitch angle) จึงใช้ไจโรสโคปเป็นตัววัดหลัก ซึ่งไจโรสโคปเองไม่มีผลต่อแรงโน้มถ่วงของโลก (Gravity force) และการใช้ตัววัดความเร่งนั้น จะมีสัญญาณรบกวนมาก อาจเกิดจากการสั่นสะเทือน ซึ่งต้องใช้ตัวกรองความถี่ต่ำเข้าไปแก้ไข แต่มันก็ยังคงไม่สามารถตอบสนองได้อย่างรวดเร็วของการเปลี่ยนแปลงท่าทางการบินของอากาศยาน จึงเป็นสาเหตุต้องเพิ่มไจโรสโคปเข้าไปด้วย

4.2 ไจโรสโคป (Gyroscope)

เป็นเซ็นเซอร์ที่ใช้วัดความเร็วเชิงมุมของการเคลื่อนไหวของวัตถุ ที่ให้ค่าออกมาเป็นการเคลื่อนที่ของมุมต่อวินาที ซึ่งจะต้องนำค่าความเร็วเชิงมุมนี้ไปอินทิเกรต (Integrate) ก่อน จึงจะได้ค่ามุมเอียง ถึงแม้ไจโรสโคปจะทำงานได้ดีให้ค่าออกมาได้อย่างต่อเนื่อง และไม่มีผลต่อแรงโน้มถ่วงของโลกด้วยแล้ว ยังมีปัญหาหลักของไจโรสโคปก็คือค่าไบแอสการเลื่อนไหล (Bias drift) ซึ่งจะเป็นค่าความคลาดเคลื่อนของไจโรสโคปเอง ซึ่งเมื่อทำการอินทิเกรตแล้วจะทำให้ค่ามุมเอียงที่ได้มีค่ามากขึ้นเรื่อยๆ จึงต้องมีขบวนการมาจัดการกับการเลื่อนไหลนี้ด้วย และสมการพื้นฐานของไจโรสโคป แสดงได้ดังสมการที่ (39)

เมื่อ

$$d_y = V_y$$

โดยที่ y เป็นตำแหน่งบนบน y -axis และ V_y คือความเร็วบน y -axis

$$d(\alpha) = \text{angular rate} = \text{gyroscope output} \quad (4.2)$$

โดยที่ α คือมุมที่ต้องการวัด

ดังนั้นเราทำการอินทิเกรต (Integrating) สมการที่ (4.2) เราจะได้

$$\alpha = \int \text{angular rate} = \int \text{gyroscope output}$$

4.3 ตัวกรอง Kalman

เป็นวิธีการที่ดีที่สุดวิธีหนึ่งเพื่อประมาณสถานะของระบบ โดยเฉพาะอย่างยิ่งในศาสตร์ของดาต้าฟิวชัน (Data fusion) เพื่อใช้ประมวลข้อมูลจากเซ็นเซอร์หลายประเภท ภายใต้สัญญาณรบกวนมาใช้ร่วมกันในลักษณะเกื้อกูลกัน เพื่อหาค่าประมาณของสถานะของระบบที่ดีที่สุด

รูปแบบมาตรฐานของฟิลเตอร์อัลกอริทึมของ Kalman จะอยู่ในรูปของเมตริกซ์ เพื่อให้ใช้งานได้กับระบบที่มีสัญญาณเข้า-ออกหลายสัญญาณ และเพื่อใช้ประมาณสถานะของระบบหลายๆ สถานะ และสามารถเขียนแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ ในรูปของระบบที่ไม่ต่อเนื่องทางเวลา (Discrete-time system model) ด้วยสมการ

$$x_k = \Phi_{k-1} x_{k-1} + w_k \quad (4.3)$$

$$z_k = H_k x_k + v_k \quad (4.4)$$

สมการที่ (4.3) และ (4.4) คือรูปแบบขบวนการของระบบที่ไม่ต่อเนื่องทางเวลา (Discrete-time process model) และรูปแบบของการวัด (Measurement model) ตามลำดับ w_k และ v_k คือสัญญาณรบกวนแบบเกาส์เซียนของระบบที่มีค่าเฉลี่ยเป็นศูนย์ และกำหนดให้ความแปรปรวน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

(Variance) ของ w_k และ v_k ไม่เกี่ยวข้องกันโดยสิ้นเชิง และสามารถเขียนบรรยาย w และ v ได้ดังนี้

$$\text{Mean ของ } w = E[w] = 0, \text{ Variance ของ } w = E[w_k w_j] = \begin{cases} Q_k, k = j \\ 0, k \neq j \end{cases} \quad (4.5)$$

$$\text{Mean ของ } v = E[v] = 0, \text{ Variance ของ } v = E[v_k v_j] = \begin{cases} R_k, k = j \\ 0, k \neq j \end{cases} \quad (4.6)$$

$$\text{Covariance ของ } w \text{ และ } v \text{ คือ } E[w_k v_j] = 0, \text{ สำหรับทุกค่าของ } k \text{ และ } j \quad (4.7)$$

$E[\bullet]$ หมายถึง ค่าคาดหวัง

การประมาณค่าของตัวกรองคาลมาน ในขณะที่เซ็นเซอร์ยังไม่สามารถวัดค่าอะไรได้ การประมาณค่าสถานะของระบบ x_k ที่เวลา $t = t_k$ ได้จากสมการ

$$\hat{x}_k^- = \Phi_{k-1} \hat{x}_{k-1} \quad (4.8)$$

เครื่องหมายที่เป็นลบเป็นการระบุว่า \hat{x}_k^- เป็นการประมาณค่าในกรณีที่ยังไม่มีค่าที่เซ็นเซอร์วัดค่าได้มาประกอบการพิจารณา การคาดการณ์ในอนาคตย่อมมีความไม่แน่นอน และความคลาดเคลื่อนในการคาดการณ์นี้คือ $e_k^- = x_k - \hat{x}_k^-$ ซึ่งเป็นความแตกต่างระหว่างสถานะจริงของระบบกับค่าที่เราคาดการณ์จากการคำนวณโดยสมมุติฐานว่า เป็นตัวแปรสุ่มแบบเกาส์เซียน เราสามารถพิสูจน์ได้ว่า w_k จึงเป็นตัวแปรสุ่มแบบเกาส์เซียน ด้วย โดยที่ e_k^- มีค่าเฉลี่ยเป็นศูนย์ และมีค่าความแปรปรวน (Variance) คือ

$$P_k^- = E[(e_k^-)^2] = \Phi_{k-1}^2 P_{k-1} + Q_k \quad (4.9)$$

ให้สมการที่ (4.8) และ (4.9) เพื่อคาดการณ์ค่าของ $x(t)$ และความน่าเชื่อถือของการคาดการณ์ P_k^- ไปเรื่อยๆ จนกระทั่งเซ็นเซอร์สามารถวัดค่าได้ เมื่อมีค่าที่วัดได้เข้ามา ตัวกรองคาลมาน จะนำค่าที่วัดได้มาประกอบการพิจารณา เพื่อหาค่าประมาณสถานะของระบบตามสมการที่ (4.10)

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k (z_k - H_k \hat{x}_k^-) \quad (4.10)$$

โดยที่

$$K_k = P_k^- H_k (P_k^- H_k^2 + R_k)^{-1} \quad (4.11)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เครื่องหมายบวกเป็นการระบุว่า ค่า \hat{x}_k เป็นการประมาณค่าโดยนำเอาค่าที่เซ็นเซอร์วัดค่าได้มาประกอบการพิจารณา สมการที่ (4.10) คือสมการที่ใช้ในการอัปเดตค่า \hat{x}_k^- ที่เราคาดการณ์ไว้ล่วงหน้า ก่อนที่เซ็นเซอร์จะวัดค่าได้ เมื่อพิจารณาจากสมการที่ (4.10) และ (4.4) แล้วจะเห็นว่า $H_k \hat{x}_k^-$ คือ สมการที่ใช้ประมาณค่าที่เซ็นเซอร์คาดว่าจะวัดได้ (\hat{z}_k) คำนวณโดยใช้ค่าประมาณ \hat{x}_k^- ตัวกรอง Kalman จะทำงานโดยหาค่าตกค้าง (Residual) คือ $(z_k - H_k \hat{x}_k^-)$ ซึ่งเป็นผลต่างระหว่างค่าที่เซ็นเซอร์ควรวัดได้กับค่าที่วัดได้จริง นำมาให้น้ำหนักโดยการคูณด้วยเกน Kalman แล้วนำผลที่ได้มาใช้แก้ไขค่า ที่ได้คาดการณ์ไว้ล่วงหน้า ซึ่งจะสังเกตได้ว่าค่าที่นำมาใช้แก้ไข ขึ้นอยู่กับขนาดของค่าตกค้าง (Residual) และ K_k คือถ้าผลต่างระหว่างค่าที่คาดการณ์กับค่าที่วัดได้จริงมีมาก และข้อมูลมีความน่าเชื่อถือน้อย ค่าเกน Kalman, K_k ที่คำนวณได้จะมีค่าสูง ทำให้แก้ไข \hat{x}_k^- มาก ($K_k(z_k - H_k \hat{x}_k^-)$ มีค่ามาก) ในทางตรงกันข้าม ถ้าผลต่างระหว่างค่าที่คาดการณ์ไว้กับค่าที่วัดได้จริงมีค่าน้อย และข้อมูลมีความน่าเชื่อถือมาก ค่าเกน Kalman, K_k ที่คำนวณได้จะมีค่าต่ำ ทำให้แก้ไข \hat{x}_k^- เพียงเล็กน้อย ($K_k(z_k - H_k \hat{x}_k^-)$ มีค่าน้อย) โดยอัตโนมัติ การคำนวณค่าเกน Kalman, K_k ตามสมการที่ (4.11) เป็นการคำนวณที่ได้นำข้อมูลทางสถิติของระบบมาพิจารณาแล้ว และเป็นค่าเกนที่จะทำให้ P_k^+ มีค่าต่ำสุด, และการหาค่าประมาณโดยสมการที่ (4.10) เราจะได้ค่าความคลาดเคลื่อนของการประมาณ

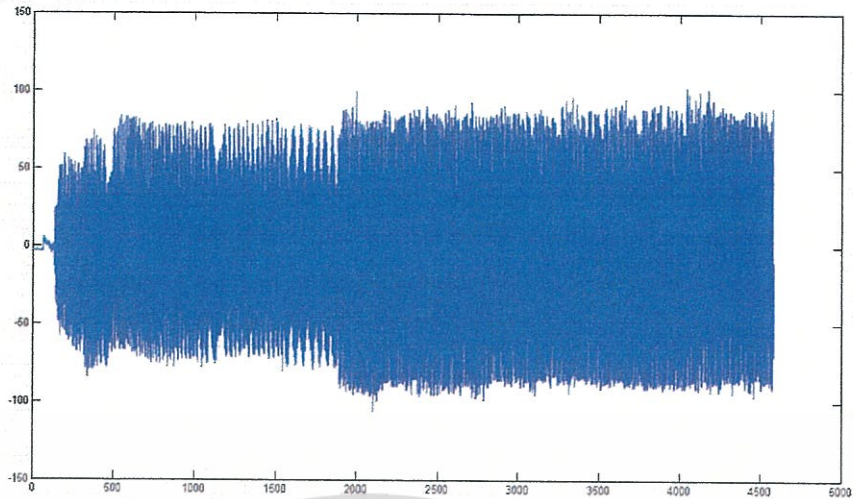
$e_k^+ = x_k - \hat{x}_k^+$ เป็นตัวแปรแบบเกาส์เซียน ที่มีค่าเฉลี่ยเป็นศูนย์ และมีค่าแปรปรวน คือ

$$P_k^+ = E[(e_k^+)^2] = (1 - K_k H_k)^2 P_k^- + K_k^2 R_k \quad (4.12)$$

ซึ่งตัวกรองคาลมานทำงานในลักษณะของการคาดการณ์ล่วงหน้าว่า สถานะของระบบ \hat{x}_k^- น่าจะเป็นอย่างไรโดยไม่ใช้ค่าจากเซ็นเซอร์ และการหาค่าประมาณ \hat{x}_k^+ เมื่อเซ็นเซอร์วัดค่าได้ และตัวกรอง Kalman มีลักษณะเด่นอย่างหนึ่ง คือเป็นการประมวลผลแบบทำซ้ำขั้นตอนเดิม ซึ่งหมายความว่าใช้เฉพาะข้อมูลจากเวลาก่อนหน้า $t = t_{k-1}$ เพียงอย่างเดียวเท่านั้น เพื่อคำนวณสถานะที่เวลาปัจจุบัน ซึ่งข้อดีของการประมวลผลแบบทำซ้ำขั้นตอนเดิม คือไม่ต้องใช้หน่วยความจำมากในการประมวลผล และความสามารถในการติดตามประมาณค่าสถานะของระบบพลวัตได้เป็นอย่างดี

4.4 ตัวกรองฟัซซีลอจิกคอนโทรล (Fuzzy logic control filtering)

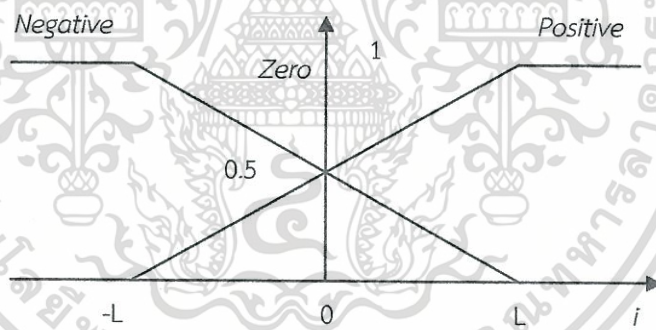
เป็นการประยุกต์ใช้ตัวควบคุมฟัซซีลอจิกคอนโทรลที่อาศัยหลักการในเชิงที่เป็นความจริง และนำมาเขียนเป็นกฎเพื่อใช้ในการควบคุม เช่น if constain then rule ซึ่งในงานวิจัยนี้ จะนำตัวควบคุมฟัซซี มาเพื่อกรองสัญญาณรบกวนที่เกิดขึ้น โดยการเก็บข้อมูลทดสอบสัญญาณรบกวนที่เกิดขึ้นกับตัววัดความเร่ง (Accelerometer) ซึ่งพบว่าสัญญาณรบกวนที่เกิดขึ้น (ในที่นี่มาจากการทำให้เกิดการสั่นสะเทือนที่ตัววัดความเร่ง) มีลักษณะขึ้นลงอย่างต่อเนื่อง ดังแสดงในรูปที่ 4.2



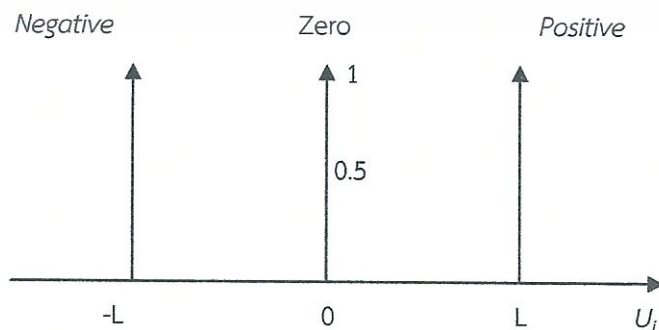
รูปที่ 4.2 ข้อมูลที่ได้จากตัววัดความเร่งที่ได้รับการสั่นสะเทือน

เราจึงได้ออกแบบระบบฟuzzyลอจิกคอนโทรล เพื่อจัดการกับสัญญาณรบกวนนี้ โดยให้มีฟังก์ชันสมาชิกทางด้านอินพุต และเอาต์พุตดังนี้

ฟังก์ชันสมาชิกทางด้านอินพุต คือ $i-1$, $i-2$, $i-3$ และ $i-4$ แสดงดังรูปที่ 4.3, ฟังก์ชันสมาชิกทางด้านเอาต์พุต คือ Positive, Zero และ Negative แสดงดังรูปที่ 4.4 และค่าพัวเดท คือ i



รูปที่ 4.3 ฟังก์ชันสมาชิกทางด้านอินพุต



รูปที่ 4.4 ฟังก์ชันสมาชิกทางด้านเอาต์พุต

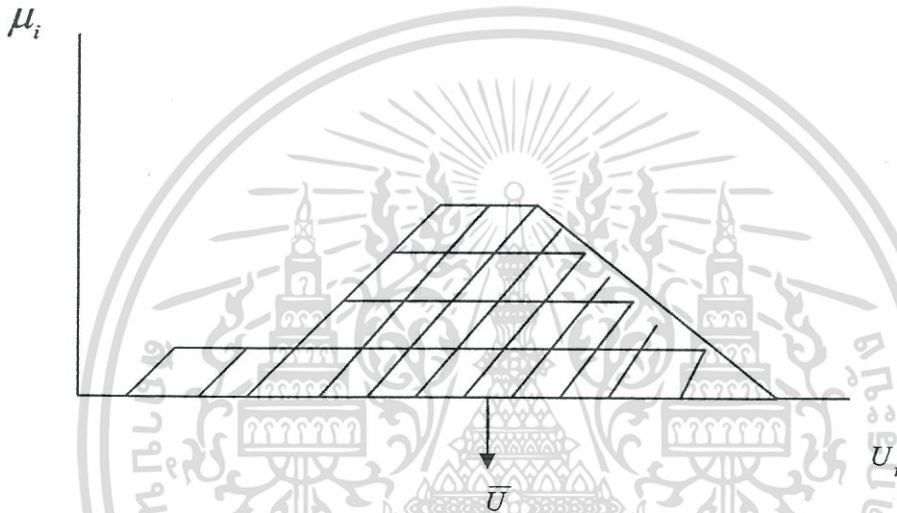
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่

$$\bar{U} = \frac{\sum \{ \text{membership value of input } x \text{ corresponding output} \}}{\sum \{ \text{membership value of input} \}} \quad (4.13)$$

$$\bar{U} = \frac{\mu_1 U_1 + \mu_2 U_2 + \mu_3 U_3 + \mu_4 U_4}{\mu_1 + \mu_2 + \mu_3 + \mu_4} \quad (4.14)$$

ซึ่งการทำดีฟัซซีฟิเคชัน จะใช้หลักจุดกึ่งกลางมวล (Center of mass) แสดงดังรูปที่ 4.5



รูปที่ 4.5 จุดกึ่งกลางมวล (Center of mass)

โดยที่ μ_1, μ_2, μ_3 และ μ_4 คือฟังก์ชันความเป็นสมาชิกด้านอินพุต และกฎการควบคุม ถูก ออกแบบไว้ 12 ข้อดังนี้

- Rule 1: if i-1 is P and i-2 is P then output is P
- Rule 2: if i-2 is P and i-3 is P then output is P
- Rule 3: if i-3 is P and i-4 is P then output is P
- Rule 4: if i-1 is P and i-2 is N then output is Z
- Rule 5: if i-2 is P and i-3 is N then output is Z
- Rule 6: if i-3 is P and i-4 is N then output is Z
- Rule 7: if i-1 is N and i-2 is P then output is Z
- Rule 8: if i-2 is N and i-3 is P then output is Z
- Rule 9: if i-3 is N and i-4 is P then output is Z
- Rule 10: if i-1 is N and i-2 is N then output is N
- Rule 11: if i-2 is N and i-3 is N then output is N

Rule 12: if i-3 is N and i-4 is N then output is N

เอกสารนี้เป็นเอกสารลิขสิทธิ์ของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณนนทบุรี นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\text{และ Fuzzy output} = \frac{\sum_{i=1}^{12} \mu_i U_i}{\sum_{i=1}^{12} U_i} \quad (4.15)$$

โดยที่ μ_i คือ ค่าสมาชิกอินพุท

U_i คือ ค่าสมาชิกเอาต์พุทที่สัมพันธ์กับสมาชิกอินพุท

$i-1, i-2, i-3$ และ $i-4$ เป็นการเรียงลำดับข้อมูลอินพุทตัวที่ -1 ถึงตัวที่ -4 ซึ่งจากการกฎการควบคุมฟัซซีทั้ง 12 ข้อ เราสามารถสรุปเขียนเป็นสมการได้ดังนี้

$$\text{Rule 1: } U_{1A} = \frac{L+(i-1)}{2L}, U_{1B} = \frac{L+(i-2)}{2L} \quad \text{และ } U_1 = \min(U_{1A}, U_{1B})$$

$$\text{Rule 2: } U_{2A} = \frac{L+(i-2)}{2L}, U_{2B} = \frac{L+(i-3)}{2L} \quad \text{และ } U_2 = \min(U_{2A}, U_{2B})$$

$$\text{Rule 3: } U_{3A} = \frac{L+(i-3)}{2L}, U_{3B} = \frac{L+(i-4)}{2L} \quad \text{และ } U_3 = \min(U_{3A}, U_{3B})$$

$$\text{Rule 4: } U_{4A} = \frac{L+(i-1)}{2L}, U_{4B} = \frac{L-(i-2)}{2L} \quad \text{และ } U_4 = \min(U_{4A}, U_{4B})$$

$$\text{Rule 5: } U_{5A} = \frac{L+(i-2)}{2L}, U_{5B} = \frac{L+(i-3)}{2L} \quad \text{และ } U_5 = \min(U_{5A}, U_{5B})$$

$$\text{Rule 6: } U_{6A} = \frac{L+(i-3)}{2L}, U_{6B} = \frac{L-(i-4)}{2L} \quad \text{และ } U_6 = \min(U_{6A}, U_{6B})$$

$$\text{Rule 7: } U_{7A} = \frac{L-(i-1)}{2L}, U_{7B} = \frac{L+(i-2)}{2L} \quad \text{และ } U_7 = \min(U_{7A}, U_{7B})$$

$$\text{Rule 8: } U_{8A} = \frac{L-(i-2)}{2L}, U_{8B} = \frac{L+(i-3)}{2L} \quad \text{และ } U_8 = \min(U_{8A}, U_{8B})$$

$$\text{Rule 9: } U_{9A} = \frac{L-(i-3)}{2L}, U_{9B} = \frac{L+(i-4)}{2L} \quad \text{และ } U_9 = \min(U_{9A}, U_{9B})$$

$$\text{Rule 10: } U_{10A} = \frac{L-(i-1)}{2L}, U_{10B} = \frac{L-(i-2)}{2L} \quad \text{และ } U_{10} = \min(U_{10A}, U_{10B})$$

$$\text{Rule 11: } U_{11A} = \frac{L-(i-2)}{2L}, U_{11B} = \frac{L-(i-3)}{2L} \quad \text{และ } U_{11} = \min(U_{11A}, U_{11B})$$

$$\text{Rule 12: } U_{12A} = \frac{L-(i-3)}{2L}, U_{12B} = \frac{L-(i-4)}{2L} \quad \text{และ } U_{12} = \min(U_{12A}, U_{12B})$$

และเราจะได้

เอกสารนี้เป็น Out_rule 1 = $L \times U_1$ ใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

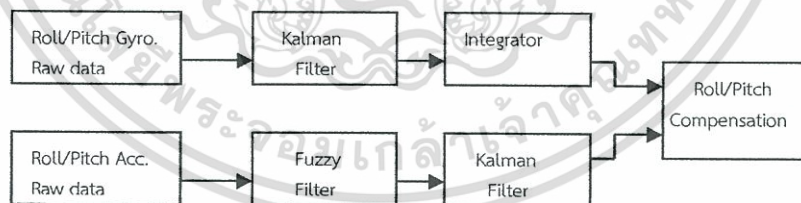
$$\begin{aligned} \text{Out_rule 2} &= L \times U2 \\ \text{Out_rule 3} &= L \times U3 \\ \text{Out_rule 10} &= -L \times U10 \\ \text{Out_rule 11} &= -L \times U11 \\ \text{Out_rule 12} &= -L \times U12 \end{aligned}$$

และ จากสมการที่ (4.15)

$$\text{Fuzzy} = \frac{\text{Out_rule1} + \text{Out_rule2} + \text{Out_rule3} + \text{Out_rule10} + \text{Out_rule11} + \text{Out_rule12}}{U1 + U2 + U3 + U4 + U5 + U6 + U7 + U8 + U9 + U10 + U11 + U12}$$

4.5 การสร้าง และการทดลอง (Implementation and Experiment)

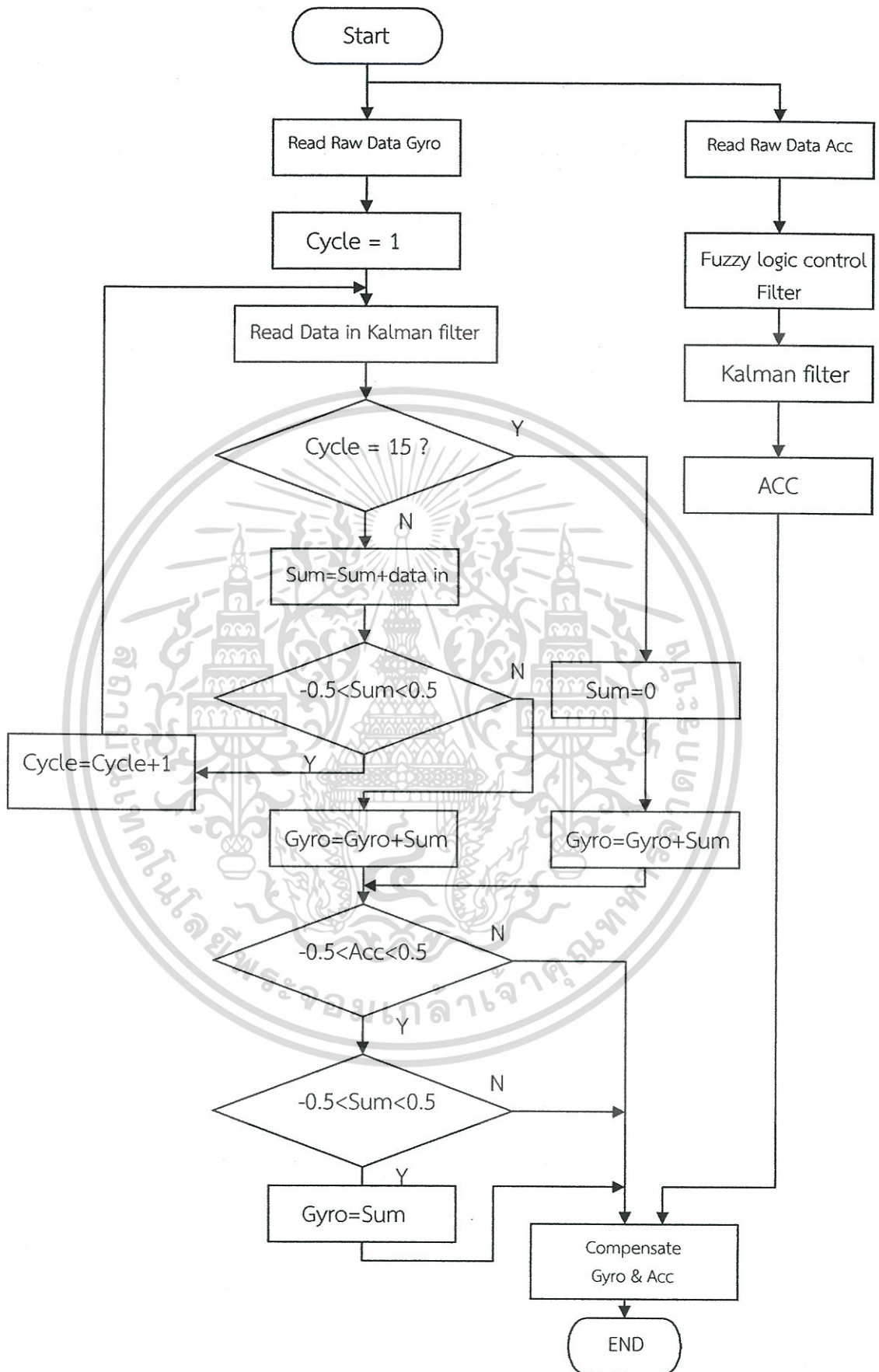
การประมาณการทำทางการบินที่จะได้ค่าที่ถูกต้องมากที่สุดนั้น เราต้องใช้ข้อมูลของไจโรสโคป รวมกันกับข้อมูลที่ได้จากตัววัดความเร็วควบคู่กัน ซึ่งตัววัดความเร็วจะทำงานได้ดี ถ้าหากอากาศยาน นั้นบินด้วยความเร็วต่ำ หรือบินแบบเสถียร (Stable) ในตัวไจโรสโคปเองต้องยอมรับกับผลกระทบที่ เรียกว่าค่าไบแอสการเลื่อนไหล (Bias drift) ซึ่งมันจะเกิดขึ้นเมื่อไจโรสโคปอยู่ในตำแหน่งที่เสถียร (Steady position) หรือเรียกว่าค่าไบแอสดริฟท์ ซึ่งก็คือค่าที่เลื่อนไหลออกจากค่าเริ่มต้นของค่าที่เสถียร ดังนั้นเราต้องแก้ค่าไบแอสนี้ไม่ให้เลื่อนไหลซึ่งทำได้โดยการทำให้ข้อมูลอยู่ในรูปปกติ คือการบวกหรือ การลบของข้อมูล เพื่อกำจัดค่าไบแอสการเลื่อนไหลให้หมดไป ซึ่งโดยปกติไจโรสโคปจะให้ค่าการหมุนตัว (Rotation) เป็นองศาต่อวินาที (Degree per second) แต่เราทำการอินทิเกรตมันเพื่อจะได้ค่ามุม ออกมา ดังนั้นค่าความคลาดเคลื่อนจะถูกรวมออกมาตลอด ดังนั้นเราต้องการตัววัดความเร็วเพื่อทำ การชดเชยกับค่าไหลเลื่อนที่เกิดขึ้นในไจโรสโคป และบล็อกไดอะแกรมของระบบการกรองข้อมูลสำหรับ เซ็นเซอร์วัดท่าทางการบินแสดงดังรูปที่ 4.6



รูปที่ 4.6 บล็อกไดอะแกรมของระบบการกรองข้อมูลเซ็นเซอร์วัดท่าทางการบิน

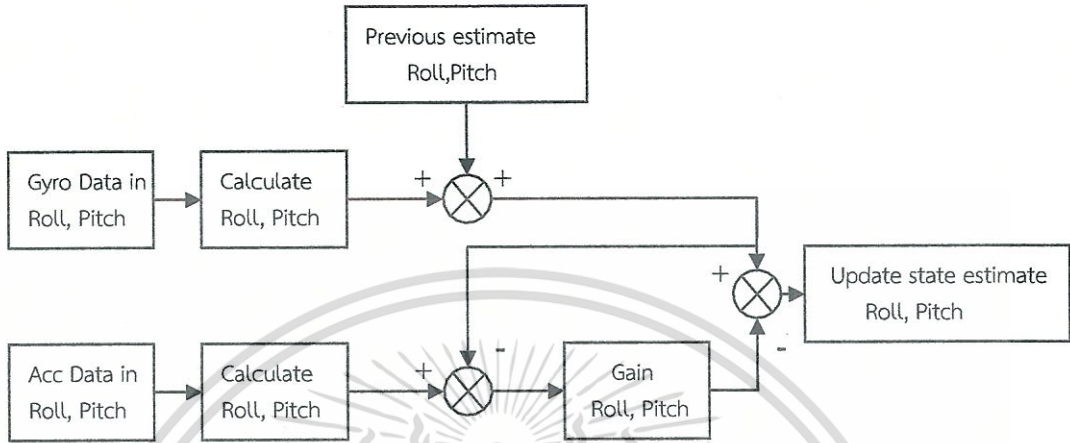
จากรูปที่ 4.6 ข้อมูลดิบที่ได้มาจากไจโรสโคปจะถูกป้อนเข้าสู่ตัวกรองคาลมาน แล้วจึงทำการ อินทิเกรต ซึ่งขบวนการนี้มีการทำให้ค่าไบแอสการเลื่อนไหลหมดไปด้วย ส่วนข้อมูลดิบที่ได้มาจากตัววัด ความเร็วมีความเปลี่ยนแปลงต่อการสั่นสะเทือนเป็นอย่างมาก เราจึงเอาข้อมูลในส่วนนี้ ไปผ่าน ขบวนการกรองสัญญาณรบกวนออกไป โดยใช้ตัวกรองพัซซีลอสจิกคอนโทรลตามที่กล่าวไว้ข้างต้นก่อน แล้วจึงผ่านไปยังขบวนการกรองด้วยตัวกรอง Kalman เราจึงจะได้ค่ามุมเอียงที่เกิดจากไจโรสโคป และตัววัดความเร็ว ซึ่งแผนภูมิของขบวนการจัดการข้อมูลดิบของไจโรสโคป และตัววัดความเร็ว แสดงดังรูปที่ 4.7

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



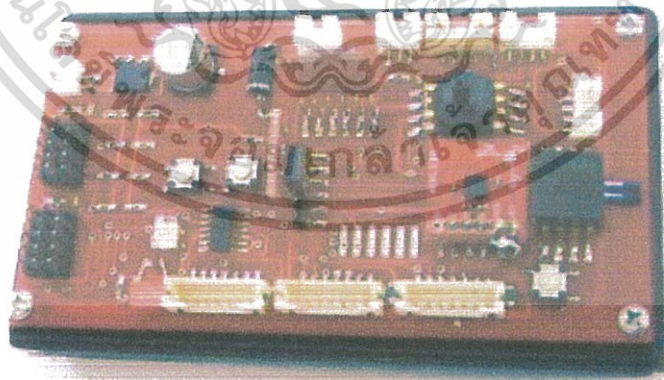
เอกสารนี้เป็นเอกสารรูปที่ 4.7 แผนภูมิของการจัดการข้อมูลดิบของไจโรสโคป และตัววัดความเร่ง ยখনด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อเราได้ข้อมูลประมาณการของตัววัดความเร่งและไจโรสโคปแล้ว ค่าที่ได้จะต้องนำมาทำการชดเชยกัน เพื่อให้ได้ข้อมูลที่วัดท่าทางการบินที่ถูกต้อง และสามารถตอบสนองได้อย่างรวดเร็วของการเปลี่ยนแปลงท่าทางการบินของอากาศยาน และบล็อกไดอะแกรมของการชดเชยข้อมูลของตัววัดความเร่ง และไจโรสโคป แสดงดังรูปที่ 4.8



รูปที่ 4.8 บล็อกไดอะแกรมการชดเชยข้อมูลของตัววัดความเร่ง และไจโรสโคป

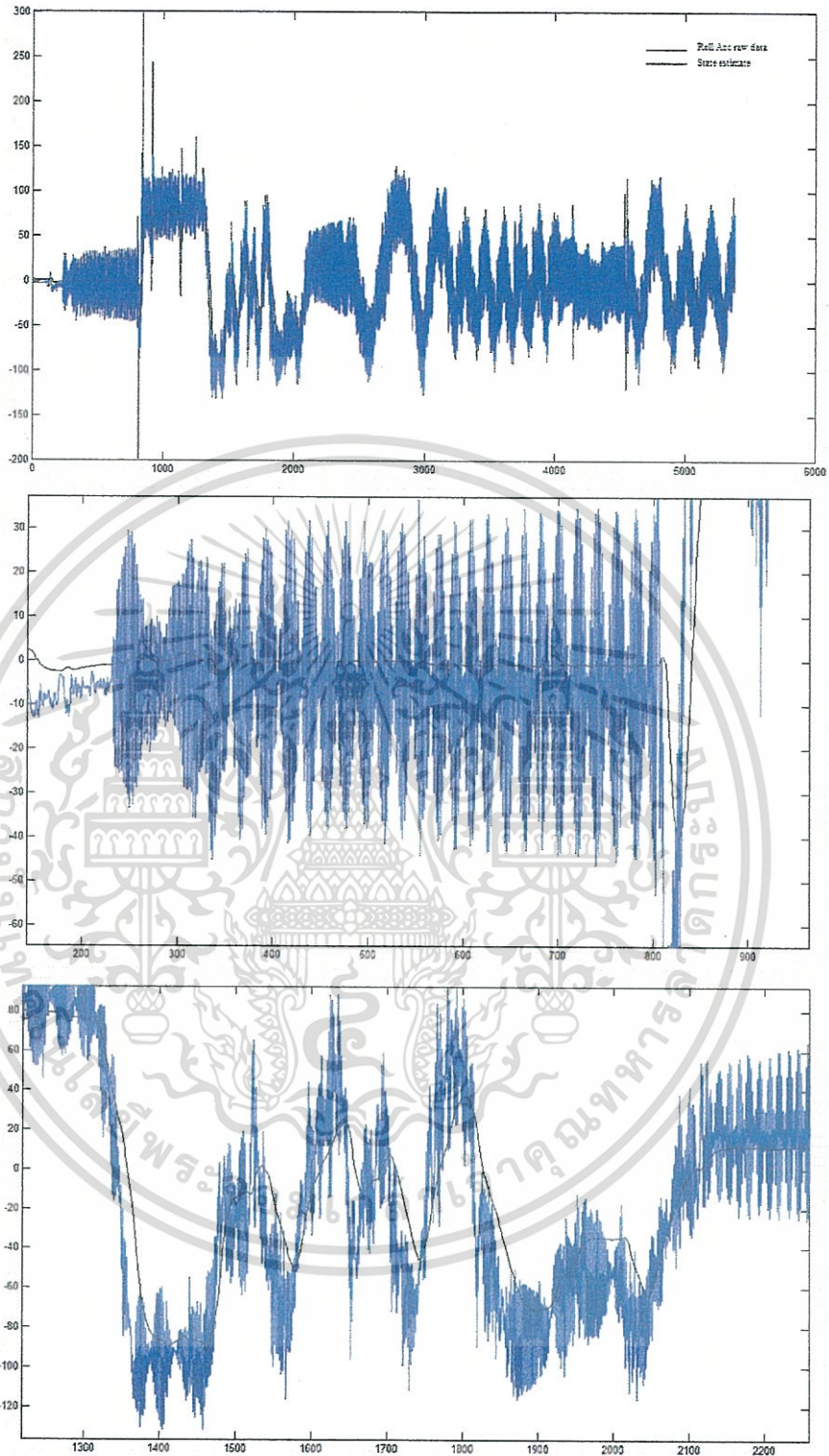
เราได้ทำการพัฒนาโปรแกรมลงบนบอร์ดทดลองระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ แสดงดังรูปที่ 4.9 และมีชุดเซ็นเซอร์วัดท่าทางการบิน คือตัววัดความเร่ง 3 แกน 1 ตัว และไจโรสโคป 2 ตัว เพื่อวัดมุมเอียง (Roll angle) และมุมระดับ (Pitch angle) โดยที่บอร์ดทดลองนี้ติดตั้งอยู่บนฐานที่มีการสั่นสะเทือนตลอดเวลา



รูปที่ 4.9 บอร์ดทดลองระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ

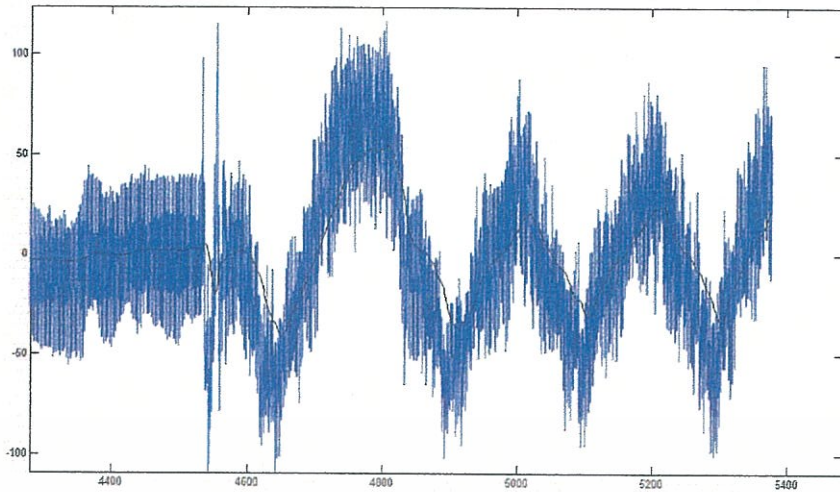
ผลการทดลองการประมาณค่ามุมเอียง (Roll angle) ที่ได้จากตัววัดความเร่งที่ช่วงเวลาต่างๆ แสดงได้ดังรูปที่ 4.10

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



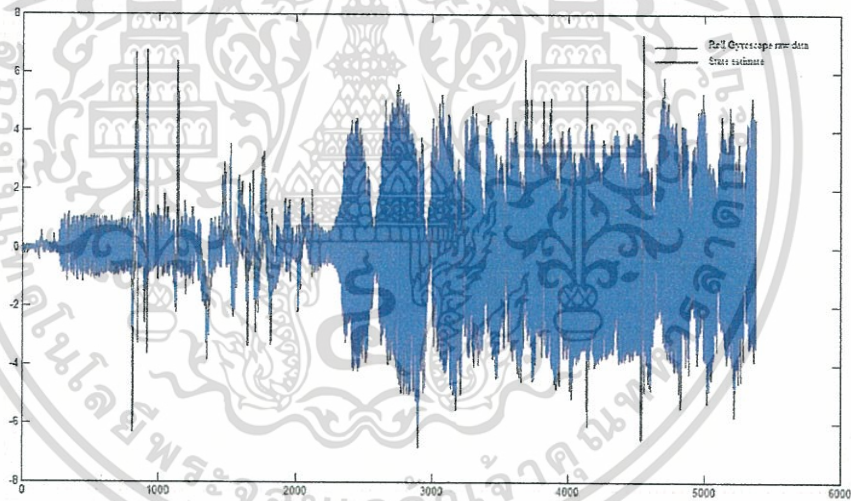
รูปที่ 4.10 การประมาณค่ามุมเอียง (Roll angle) ที่ได้จากตัววัดความเร่ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



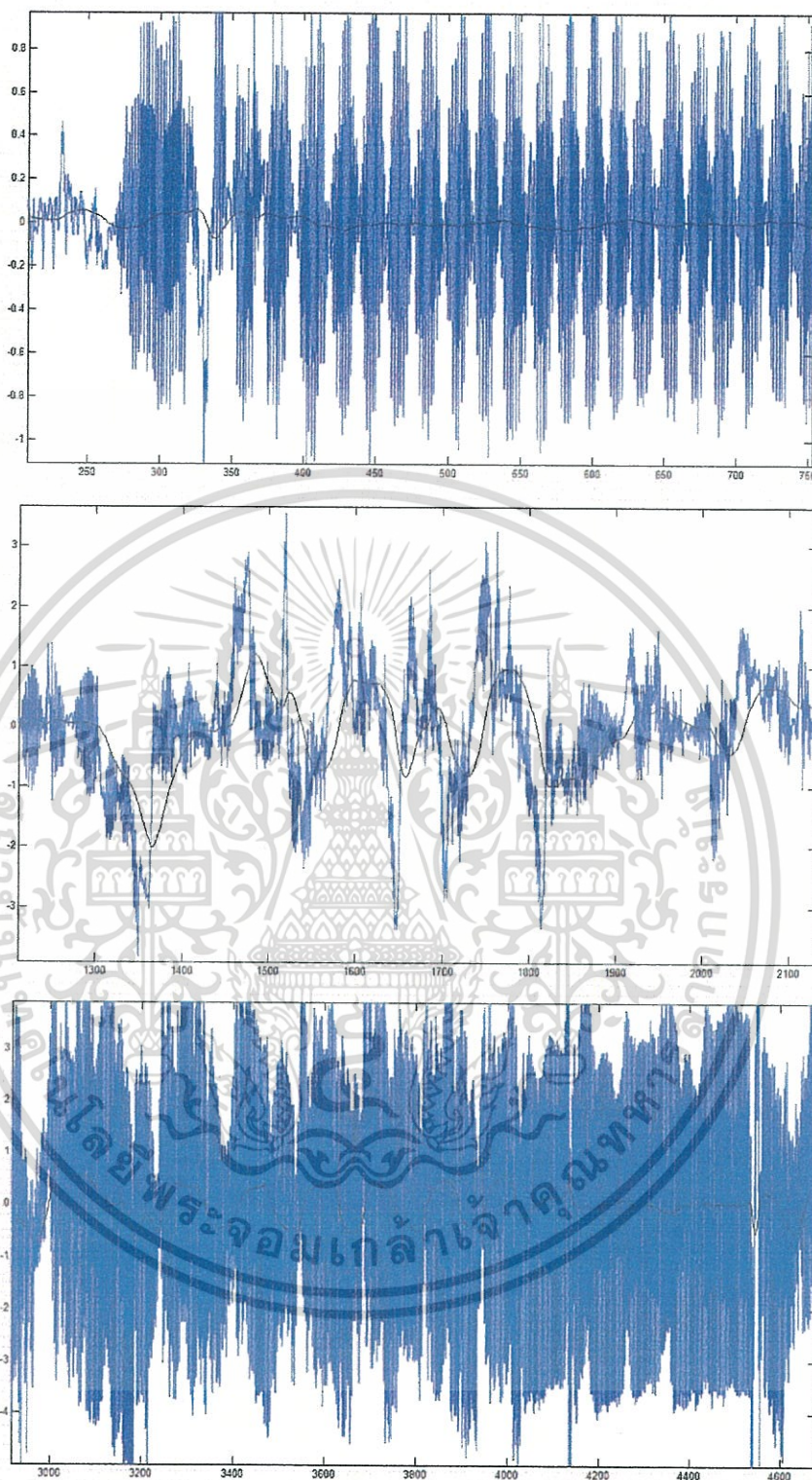
รูปที่ 4.10 (ต่อ) การประมาณค่ามุมเอียง (Roll angle) ที่ได้จากตัววัดความเร่ง

และผลการทดลองการประมาณค่ามุมเอียง (Roll angle) ที่ได้จากไจโรสโคปที่ช่วงเวลาต่างๆ แสดงได้ดังรูปที่ 4.11



รูปที่ 4.11 การประมาณค่ามุมเอียง (Roll angle) ที่ได้จากไจโรสโคป

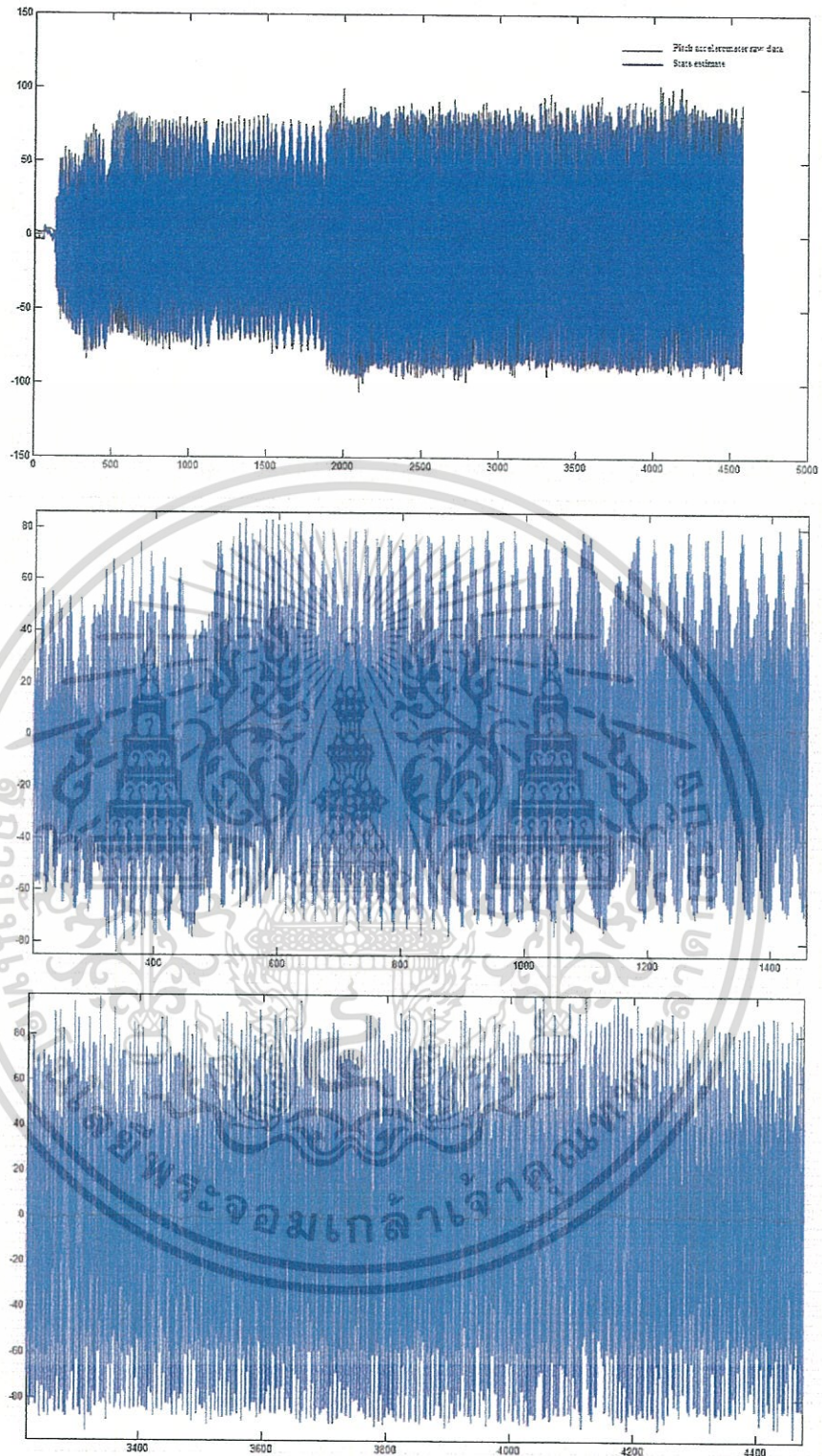
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.11 (ต่อ) การประมาณค่ามุมเอียง (Roll angle) ที่ได้จากไจโรสโคป

และผลการทดลองการประมาณค่ามุมระดับ (Pitch angle) ที่ได้จากตัววัดความเร็วที่ช่วงเวลาต่างๆ แสดงได้ดังรูปที่ 4.12

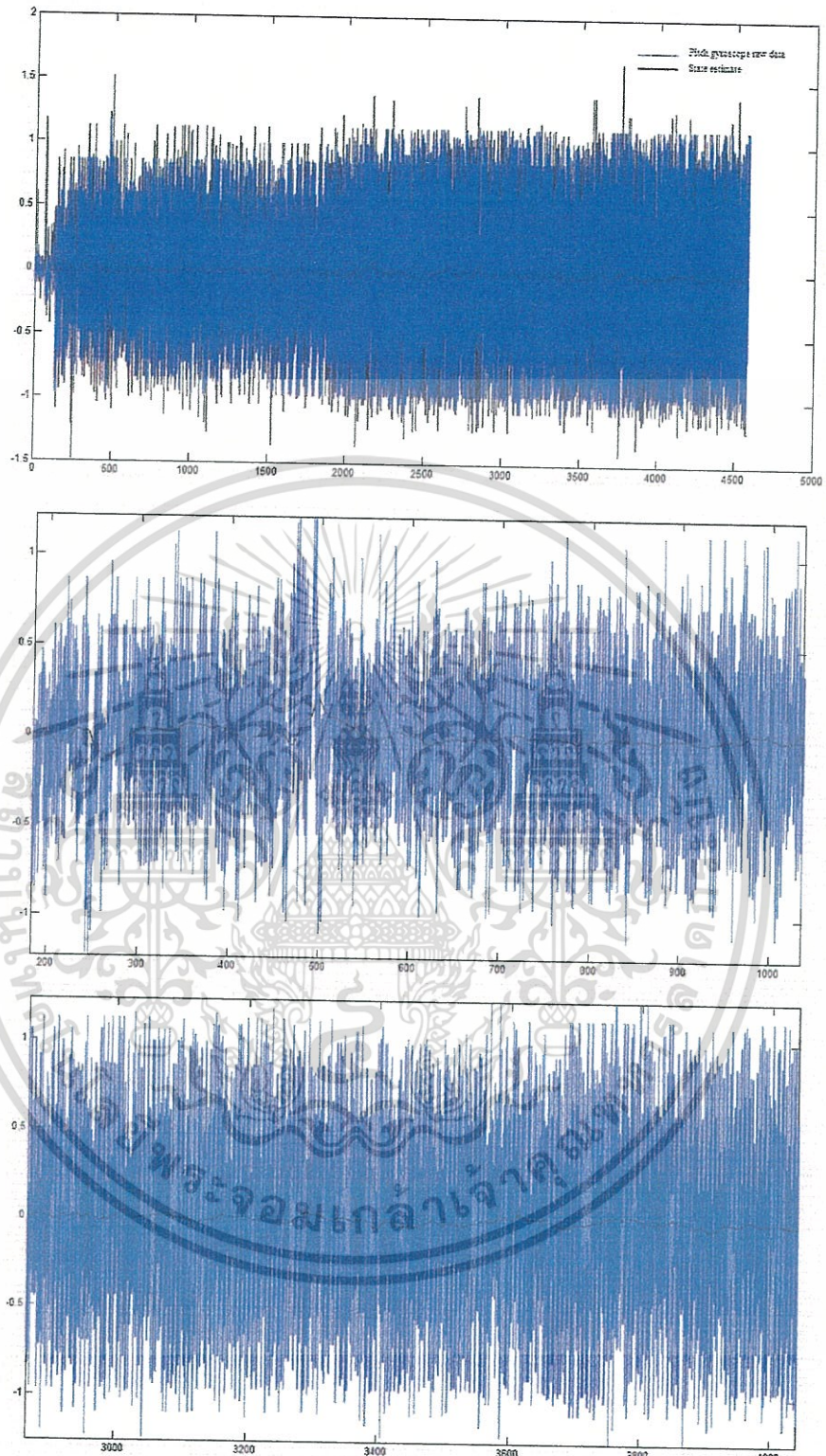
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.12 การประมาณค่ามุมระดับ (Pitch angle) ที่ได้จากตัววัดความเร็ว

และผลการทดลองการประมาณค่ามุมระดับ (Pitch angle) ที่ได้จากไจโรสโคปที่ช่วงเวลาต่างๆ แสดงได้ดังรูปที่ 4.13

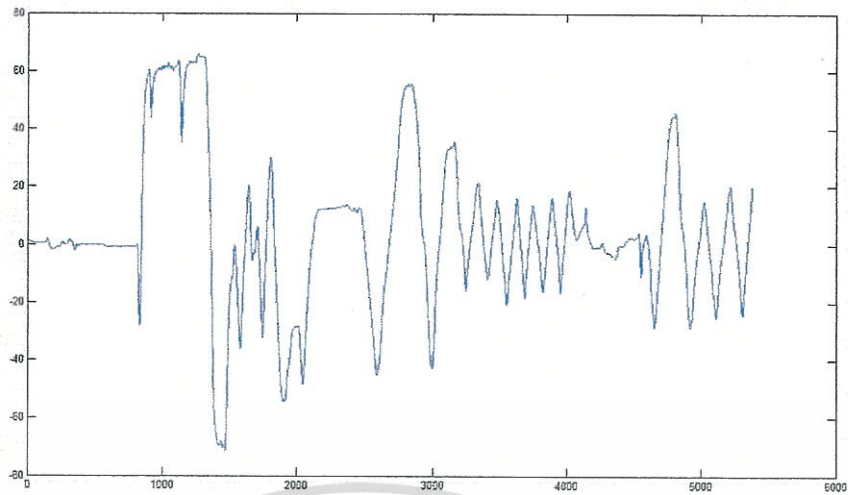
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



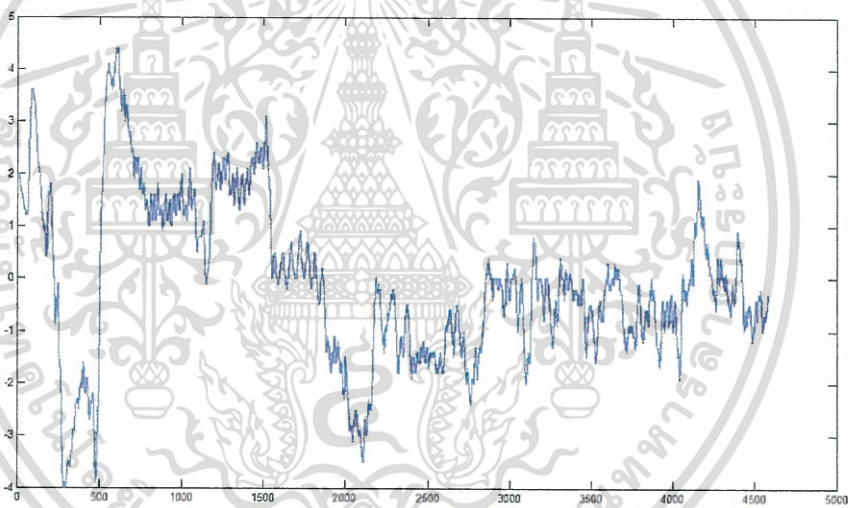
รูปที่ 4.13 การประมาณค่ามุมระดับ (Pitch angle) ที่ได้จากไจโรสโคป

และผลการชดเชยกันของข้อมูลตัววัดความเร็ว และไจโรสโคปของการประมาณค่ามุมเอียง (Roll angle) และมุมระดับ (Pitch angle) แสดงได้ดังรูปที่ 4.14 และ 4.15 ตามลำดับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.14 ผลการชดเชยของข้อมูลการประมาณค่ามุมเอียง (Roll angle)



รูปที่ 4.15 ผลการชดเชยของข้อมูลการประมาณค่ามุมระดับ (Pitch angle)

จากผลการทดลองเราพบว่า ตัวกรองพีชซีลอคจิกคอนโทรล สามารถกำจัดสัญญาณรบกวนที่เกิดขึ้นจากการสั่นสะเทือนของตัววัดความเร่งออกไปได้อย่างมีประสิทธิภาพที่ดี ทำให้สามารถประมาณค่ามุมที่เกิดขึ้นจริงได้ ประกอบกับการขจัดค่าไบแอสการสั่นไหลออกไปจากไจโรสโคป ทำให้ไม่เกิดค่าสั่นไหลขึ้นในไจโรสโคป และเราสามารถชดเชยค่าที่ได้จากตัววัดความเร่ง และไจโรสโคป จนเป็นค่าประมาณการการวัดท่าทางการบินที่ถูกต้อง สามารถนำไปใช้งานเป็นระบบเซ็นเซอร์วัดท่าทางการบินของระบบควบคุมการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับได้ต่อไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5

การพัฒนากระบวนการบินอัตโนมัติของอากาศยาน ไร้คนบังคับโดยใช้กระสวนอลวนแบบ Chua

การปฏิบัติงานจริงของอากาศยานอัตโนมัติไร้คนบังคับ ในการค้นหาเป้าหมายที่อยู่บริเวณภูมิประเทศที่กว้างขวาง อาจเป็นปัญหาในการบินให้ครอบคลุมพื้นที่ และค้นพบเป้าหมายได้อย่างรวดเร็ว ในงานวิจัยที่ผ่านมาได้มีการยอมรับแล้วว่า การกำเนิดตัวเลขแบบสุ่ม ชนิดที่เป็นแบบอลวน ที่นำมาเป็นสัญญาณในการควบคุมหุ่นยนต์นั้น สามารถทำให้หุ่นยนต์เคลื่อนที่แบบไม่ซ้ำแนวเดิมเลย ซึ่งดีกว่าควบคุมด้วยสัญญาณโดยการสุ่ม (Random) งานวิจัยนี้ทำการศึกษาสัญญาณอลวน เพื่อนำมาควบคุมทิศทางการบินของอากาศยานอัตโนมัติ ที่มีความซับซ้อนของพารามิเตอร์ต่าง ๆ ของตัวอากาศยาน ไม่ว่าจะเป็นความเร็ว, มุมเลี้ยวสูงสุด, กฎของการวางแผนเส้นทางบินบังคับเลี้ยวของตัวอากาศยานเอง ซึ่งงานวิจัยฉบับนี้ได้ทำการจำลองการบินลงในโปรแกรมคอมพิวเตอร์ตามกฎการวางแผนเส้นทางควบคุมการบินของอากาศยาน และใช้สัญญาณอลวน เป็นตัวควบคุมทิศทางการบิน เพื่อดูความเป็นไปได้ในการประยุกต์ใช้ในการบินเพื่อครอบคลุมพื้นที่ที่จำกัด และการค้นหาเป้าหมาย ภายในเวลาที่กำหนด และเป็นแนวทางในการใช้ปฏิบัติงานจริง งานวิจัยที่ผ่านมาได้พิสูจน์แล้วว่า การเคลื่อนที่ของหุ่นยนต์ที่นำทางด้วยสัญญาณอลวนนั้น ครอบคลุมพื้นที่ได้ดีกว่าใช้สัญญาณควบคุมโดยการสุ่ม (Random) [6] แต่อย่างไรก็ดีสัญญาณควบคุมอลวนนั้นมีหลายรูปแบบ [7] แต่จากงานวิจัยที่ผ่านมา [8] เส้นทางเดินของหุ่นยนต์ที่ใช้กระสวนอลวนรูปแบบ Chua นั้นสามารถครอบคลุมเส้นทางการเดินได้มากกว่าสัญญาณควบคุมอลวนแบบอื่น ๆ งานวิจัยฉบับนี้จึงใช้สัญญาณควบคุมที่มาจากสมการของ Chua มาเป็นสัญญาณควบคุม

สมการของ Chua

$$\frac{dx}{dt} = a(y - x - j(x))$$

$$\frac{dy}{dt} = b(x - y + z) \quad (5.1)$$

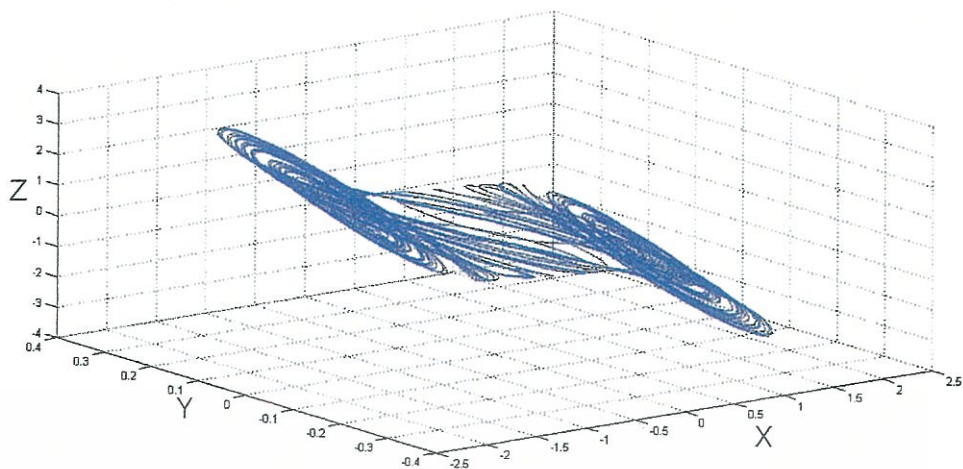
$$\frac{dz}{dt} = -cy$$

โดยที่ $f(x) = m_1x + 0.5(m_0 - m_1)(|x + 1| - |x - 1|)$

และ $x_0 = 0.1, y_0 = 0.1, z_0 = 0.1, a = 15.6, b = 1, c = 25.58, m_0 = -8/7$ และ $m_1 = -5/7$

และกระสวนอลวนแบบ Chua สามารถแสดงได้ในรูปที่ 5.1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 5.1 กระสวนอลวนแบบ Chua

การนำสัญญาณจากสมการของ Chua มาเป็นตัวกำหนดเส้นทางการบินของอากาศยานไร้คนบังคับนั้น จะให้เป็นการกำหนดจุดเป้าหมาย (Waypoint) ภายในพื้นที่ที่กำหนดขอบเขตการบิน ที่อากาศยาน จะต้องบินไปถึง แล้วจึงอัปเดตค่าตำแหน่งจุดเป้าหมายใหม่ไปตลอดการบิน ซึ่งสมการกำหนดจุดเป้าหมายเป็นไปตามสมการที่ (5.2)

$$\text{Target X} = (\text{chuaZ} + |\text{min_chuaZ}|) * (\text{max_X} - \text{min_X}) / (\text{max_chuaZ} - \text{min_chuaZ}) \quad (5.2)$$

$$\text{Target Y} = (\text{chuaY} + |\text{min_chuaY}|) * (\text{max_Y} - \text{min_Y}) / (\text{max_chuaY} - \text{min_chuaY})$$

โดยที่

Target X คือ ตำแหน่งของจุดเป้าหมาย อากาศยาน ในแนว E (เมตร)

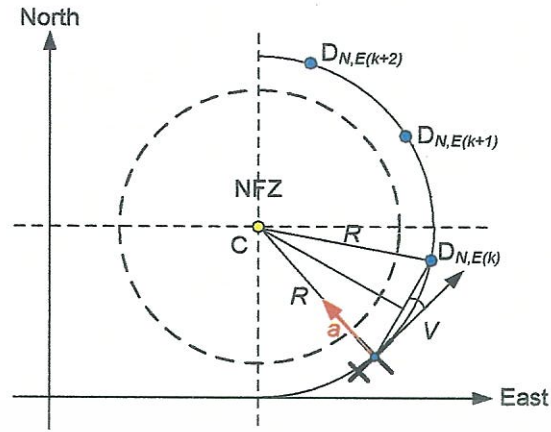
Target Y คือ ตำแหน่งของจุดเป้าหมาย อากาศยาน ในแนว N (เมตร)

max_X - min_X คือ Limit Area X ระยะความยาวขอบเขตการบินตามแนว E (เมตร)

max_Y - min_Y คือ Limit Area Y ระยะความยาวขอบเขตการบินตามแนว N (เมตร)

chuaZ และ chuaY คือ Chua's Pattern ค่าที่ได้จากสมการ (5.1)

การควบคุมการนำทางการบินบังคับเลี้ยวของอากาศยานในงานวิจัยนี้ จะเป็นไปตามกฎของการบินบังคับเลี้ยว (Lateral guidance control law, LGCL) [9] เพื่อให้เป็นจริงในการเคลื่อนที่ของอากาศยาน ในอากาศ ซึ่งจะแตกต่างกับการเคลื่อนที่ของหุ่นยนต์บนพื้นราบ ซึ่งกฎของการบินบังคับเลี้ยวนี้จะนำมาสร้างจุดเป้าหมายในการบินบังคับเลี้ยว เพื่อไม่ให้อากาศยาน บินออกนอกพื้นที่ที่กำหนด ซึ่งกระบวนการสร้างจุดเป้าหมายระบุตำแหน่งไม่ให้อากาศยาน บินออกนอกพื้นที่ แสดงดังรูป 5.2



รูปที่ 5.2 การสร้างตำแหน่งระหว่างการบินไม่ให้ออกนอกพื้นที่ [9]

การระบุตำแหน่งการหลบหลีก $D_{N,E(k)}$ บนลำดับที่ k ใด ๆ สามารถหาตำแหน่งได้จากสมการที่ (5.3)

$$D_{N(k+1)} = D_{N(k)} + V \cos\left(\frac{\pi R}{V}\right)$$

$$D_{E(k+1)} = D_{E(k)} + V \sin\left(\frac{\pi R}{V}\right)$$

(5.3)

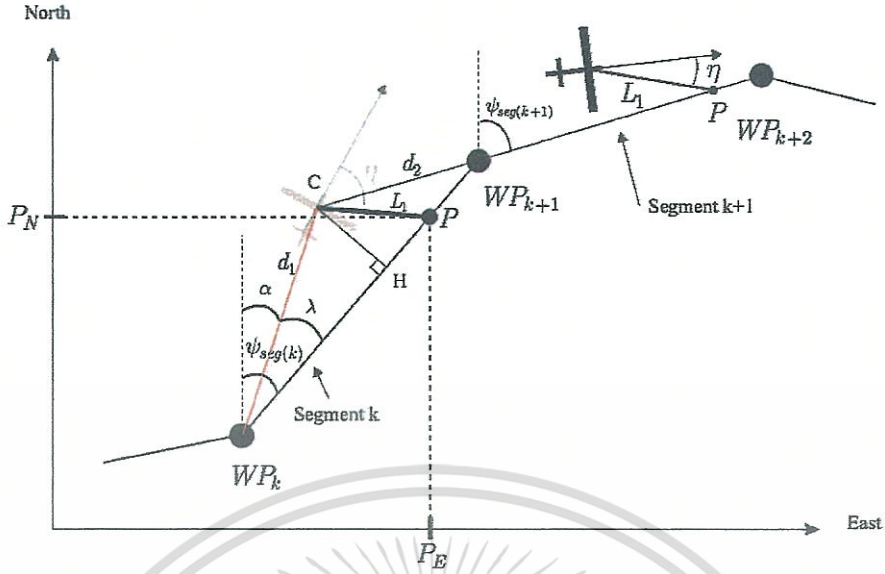
โดยที่

$D_{N,E(k)}$ = ตำแหน่งการบินที่ไม่ให้ออกนอกแนวพื้นที่ที่เวลา k ใด ๆ

R = ระยะปลอดภัยที่ไม่ให้อากาศยาน บินออกนอกพื้นที่

V = ความเร็วของอากาศยาน

และการควบคุมการนำทางแบบ LGCL ที่นำมาใช้ขณะที่มีการอัปเดตค่าจุดเป้าหมายใหม่ให้อากาศยาน บินไปนั้น สามารถอธิบายได้โดยอาศัยรูปที่ 5.3



รูปที่ 5.3 การควบคุมการนำทางแบบ LGCL [9]

โดยที่ L_1 คือระบบปรับแก้ (ม)

$$\psi_{seg(k)} = \tan^{-1} \left(\frac{WP(k+1)_E - WP(k)_E}{WP(k+1)_N - WP(k)_N} \right) \quad (5.4)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{X_E - WP(k)_E}{X_N - WP(k)_N} \right) \in [-\pi; \pi] \quad (5.5)$$

$$\lambda = |\psi_{seg(k)}| - |\alpha| \quad (5.6)$$

$$d_1 = \sqrt{(X_E - WP(k)_E)^2 + (X_N - WP(k)_N)^2} \quad (5.7)$$

$$\begin{aligned} [WP(k), P] &= [WP(k), H] + [H, P] \\ &= d \cos \lambda + \sqrt{L_1^2 - d_1^2 \sin^2 \lambda} \end{aligned} \quad (5.8)$$

$$P_N = WP(k)_N + [WP(k), P] \cos \psi_{seg(k)} \quad (5.9)$$

$$P_E = WP(k)_E + [WP(k), P] \sin \psi_{seg(k)} \quad (5.10)$$

$$\eta = \tan^{-1} \left(\frac{P_E - C_E}{P_N - C_N} \right) - heading \quad (5.11)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5.1 ดัชนีชี้วัด (Performance index)

ในการสร้างจุดเป้าหมายให้อากาศยาน บินในพื้นที่ที่กำหนดนั้น จำเป็นต้องมีการปรับแต่งค่าการบินให้เหมาะสมกับการอัปเดตค่าจุดเป้าหมายที่ถูกสร้างขึ้น โดยมีตัวแปรที่สำคัญนั้นได้มาจากสมการของ Chua ดังนั้นเราต้องหาตัววัดความสามารถที่เข้ากันได้กับ ลักษณะการบินของอากาศยาน ซึ่งแตกต่างกับการเคลื่อนที่ของหุ่นยนต์บนพื้นราบ ซึ่งตัวแปรที่สำคัญในการปรับแต่งค่าของกฎควบคุมการนำทางแบบ LGCL นั้นมีตัวแปรที่สำคัญคือ ระยะปรับแก้ (L), ความเร็วของอากาศยาน (V), ค่ามุมเลี้ยวสูงสุด และการอัปเดตค่าจากสมการของ Chua ที่มาในรูปของจุดเป้าหมาย (Waypoint) ที่ถูกสร้างขึ้น

การประเมินประสิทธิภาพนั้น จะประเมิน 2 หัวข้อดังนี้

1. ประเมินผลการบินครอบคลุมพื้นที่
2. ประเมินผลการบินค้นหาเป้าหมายที่อยู่ในพื้นที่

โดยที่การประเมินผลการบินครอบคลุมพื้นที่นี้จะใช้ดัชนี R ซึ่งก็คือ อัตราส่วนของพื้นที่ที่อากาศยาน บินผ่าน (A_u) ต่อพื้นที่ใช้งานทั้งหมด (A_t)

$$R = A_u / A_t \quad (5.12)$$

และประเมินพื้นที่ๆ อากาศยาน บินไปในแต่ละควอดรนต์ โดยแบ่งพื้นที่ออกเป็นส่วนได้ 4 ส่วน (Quarters) และสามารถประเมินได้ดังสมการข้างล่างนี้

$$R_Q = A_{uQ} / A_{tQ} \quad (5.13)$$

โดยที่

R_Q คือ ดัชนีชี้วัดที่ ควอดรนต์ใดๆ (Performance index of the Qth quadrant)

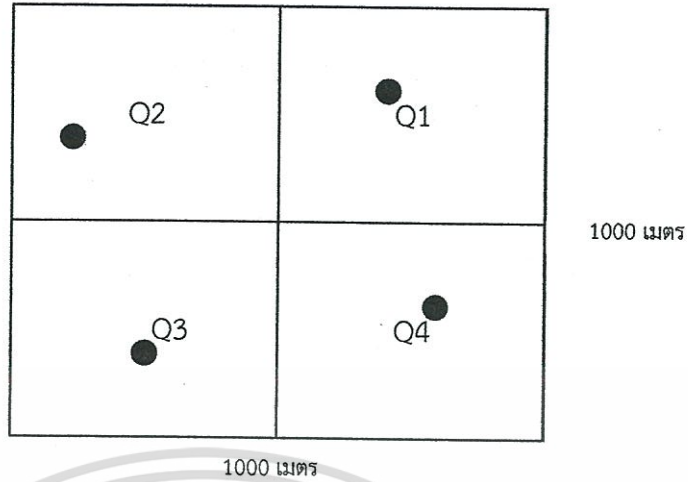
A_{uQ} คือ พื้นที่ที่อากาศยาน บินผ่านควอดรนต์ใดๆ (UAV's trajectory passing in the Qth quadrant)

A_{tQ} คือ พื้นที่ในแต่ละควอดรนต์ (The total working area in quadrant)

ซึ่ง

$$A_{tQ} = A_t / 4 \quad (5.14)$$

และการประเมินผลอีกประการหนึ่งคือ การปรับแต่งค่าที่สำคัญของกฎควบคุมการบินแบบ LGCL เพื่อให้สามารถบินค้นหาเป้าหมายภายในพื้นที่ที่กำหนด และภายในระยะเวลาทำการบินที่กำหนด เพื่อประเมินผลที่ได้ในการค้นหาเป้าหมายโดยใช้เวลาค้นพบเป้าหมายทั้งหมดได้เร็วที่สุด และรูปที่ 5.4 แสดงพื้นที่ที่ใช้ในการจำลองโปรแกรมคอมพิวเตอร์ และแบ่งพื้นที่ออกเป็น 4 ควอดรนต์ และกำหนดจุดเป้าหมายให้ทำการค้นหา 4 เป้าหมาย



รูปที่ 5.4 การแบ่งพื้นที่ที่ทำการทดสอบ และการวางจุดเป้าหมายสำหรับให้อากาศยานค้นหา

5.2 การจำลองผลการบิน (Computer simulation)

เราทำการจำลองการบินโดยใช้โปรแกรม Matlab เพื่อหาค่าพารามิเตอร์ของการบินที่เหมาะสมของการบินอัตโนมัติ โดยใช้สมการของ Chua เป็นตัวอรรถค่าจุดเป้าหมายของการบิน โดยที่เราจะทำการจำลองการบินในพื้นที่กำหนด ที่ 1000 เมตร x 1000 เมตร โดยที่มีการตั้งค่าอินพุท ของโปรแกรมดังนี้

$L = 30 \text{ m.}$, $V = 15 \text{ m/s}$, Run time = 120 min, Safety length = 40 m.
 ,Max angle move = 18, 19, 20, 25, 30 และ 40 degree

ผลที่ได้ถูกบันทึกลงในตารางบันทึกผลการจำลองการบินครอบคลุมพื้นที่ ตารางที่ 5.1 ได้ถูกบันทึกลงใน

ตารางที่ 5.1 ผลการจำลองการบินครอบคลุมพื้นที่

Max angle move	% of R	% Q1	% Q2	% Q3	% Q4
18	68.18	64.08	71.41	73.77	63.47
19	67.62	63.19	71.79	72.78	62.71
20	68.53	63.99	73.39	73.53	63.19
25	66.36	64.65	70.75	71.50	58.55
30	65.66	63.71	69.38	69.71	59.83
40	65.08	64.89	67.86	69.75	57.80

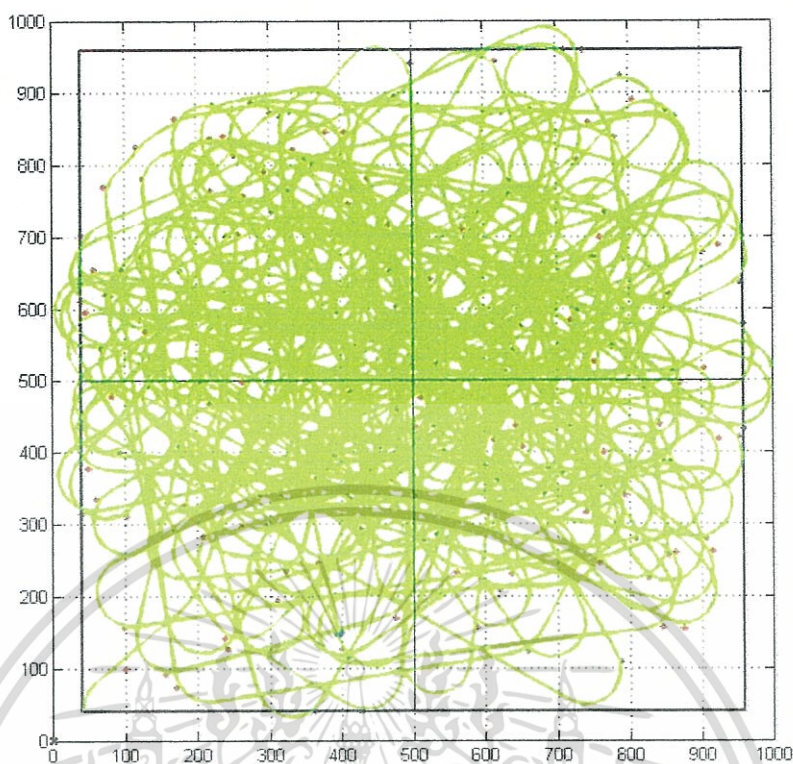
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และทำการจำลองบินค้นหาเป้าหมายโดยใช้ค่ามุมเลี้ยวสูงสุดที่ 18 และ 20 degree ในการบิน จับเวลาค้นหาเป้าหมาย 4 เป้าหมาย ที่ตำแหน่งของเป้าหมายต่างๆกัน และผลการจำลองการบิน ค้นหาเป้าหมาย ได้ถูกบันทึกลงในตารางที่ 5.2

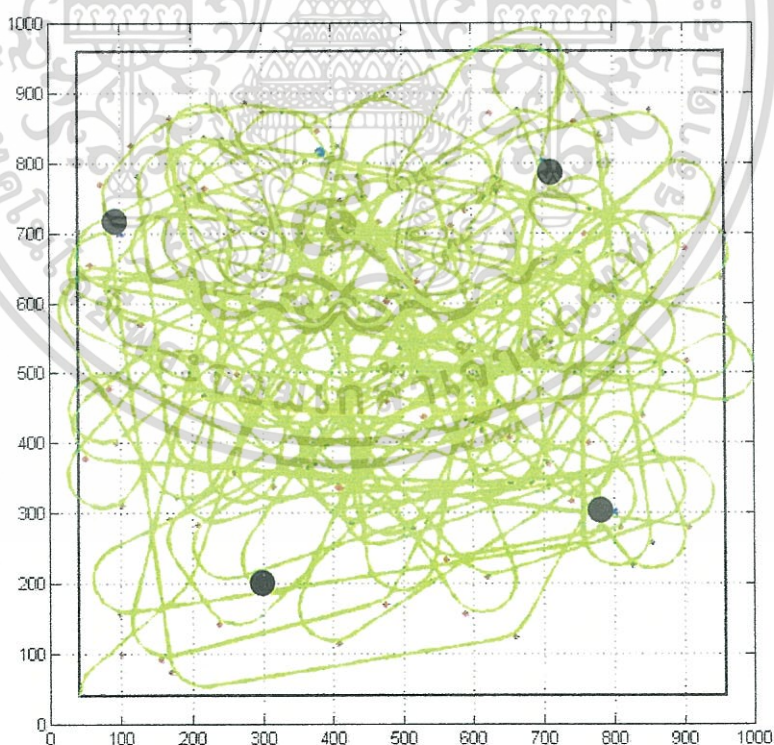
ตารางที่ 5.2 ผลการจำลองการบินค้นหาเป้าหมาย 4 เป้าหมาย

	Target position				Max angle move	Time to find (sec)			
	#1	#2	#3	#4		#1	#2	#3	#4
X1	300	300	700	700	20	4425	315	708	205
Y1	300	700	300	700	18	438	317	719	206
X2	300	800	700	100	20	3494	715	1011	4203
Y2	200	300	800	700	18	2208	726	1029	4283
X3	250	500	600	700	20	1900	936	257	3467
Y3	400	700	600	250	18	5512	953	258	3535
X4	300	500	700	500	20	30	936	1122	4762
Y4	500	700	500	300	18	30	953	1139	3402
X5	600	400	700	300	20	2801	929	165	3920
Y5	300	700	200	400	18	2862	946	165	648
X6	400	300	800	700	20	1785	297	715	205
Y6	600	800	300	700	18	1818	300	726	206
X7	300	450	800	300	20	4235	327	715	30
Y7	900	600	300	500	18	4316	329	726	30

เส้นทางการบินที่อากาศยาน บินครอบคลุมพื้นที่ได้ดีที่สุด แสดงดังรูปที่ 5.5 และ ตัวอย่างเส้นทางการบินของอากาศยานที่ค้นหาเป้าหมาย 4 เป้าหมาย แสดงดังรูปที่ 5.6



รูปที่ 5.5 เส้นทางการบินของอากาศยานที่บินครอบคลุมพื้นที่ได้ดีที่สุด



รูปที่ 5.6 ตัวอย่างเส้นทางการบินของอากาศยานที่บินค้นหาเป้าหมาย 4 เป้าหมาย

ในการพัฒนาระบบนำทางการบินด้วยสมการของ Chua กับอากาศยานอัตโนมัติไร้คนบังคับนั้น เอกสารนี้สามารถทำได้ดี และบินครอบคลุมพื้นที่ได้มาก ทั้งยังสามารถค้นหาเป้าหมายที่กระจายอยู่บนพื้นที่ที่ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กำหนดได้ และยังสามารถพัฒนาต่อไปในการให้อากาศยาน บินลาดตระเวน เพียงแต่กำหนดบริเวณ ให้บินและเขตหวงห้ามไม่ให้บินเข้าใกล้ หรือออกนอกเขตแดน โดยไม่ต้องมีคนบังคับอีกในอนาคต ซึ่ง การปรับแต่งพารามิเตอร์ของการบินก็มีผลอย่างมากซึ่งจะแตกต่าง จากการเคลื่อนที่ในแนวราบ และสามารถนำไปประยุกต์ใช้กับการทำแผนที่ทางยุทธวิธีทางทหาร ซึ่งต้องใช้เทคโนโลยีของการ ประมวลผลภาพถ่ายมาช่วยในการแสดงผลภาพถ่าย หรือการลาดตระเวนค้นหาเป้าหมายที่ต้องการ ภายใต้อากาศที่กำหนด



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 6

สรุปผลการวิจัย และข้อเสนอแนะ

งานวิจัยการพัฒนาระบบควบคุมการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับนี้ เป็นการสร้างตัวควบคุมการบิน และจำลองการบินไปยังจุดเป้าหมายที่กำหนด และยังพัฒนาตัวควบคุมฟิชซีลอจิกคอนโทรล เพื่อใช้ในการปรับแต่งเกนของตัวควบคุมฟิชซีพีดีพีเอสไอโดยอัตโนมัติ เพื่อใช้ในการควบคุมการบินลงจอดของอากาศยาน อีกทั้งสามารถพัฒนาตัวควบคุมฟิชซีลอจิกคอนโทรลในการกรองสัญญาณรบกวนที่เกิดจากการสั่นสะเทือนของเครื่องยนต์เล็กที่เป็นต้นกำลังของอากาศยาน ซึ่งเป็นปัจจัยสำคัญของเซ็นเซอร์ตัววัดความเร่ง ที่ใช้ในการวัดท่าทางการบินของอากาศยาน ซึ่งต้องให้ข้อมูลท่าทางการบินที่ถูกต้องขณะบินอยู่ในอากาศ และยังได้ประยุกต์ใช้สัญญาณอลวนแบบ Chua ในการนำทางให้อากาศยาน และจำลองการบินในพื้นที่ที่กำหนด และการค้นหาเป้าหมาย 4 เป้าหมาย เพื่อเป็นแนวทางในการปฏิบัติใช้งานจริง

6.1 สรุปผลการจำลอง

6.1.1 การจำลองการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับไปยังจุดเป้าหมาย 12 จุด

ในการควบคุมการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับนี้ ตัวควบคุมฟิชซีพีดีพีเอสไอ สามารถควบคุมการบินให้อากาศยานรักษาความเร็ว, ความสูง, ท่าทางการบิน และทิศทางได้ตามที่ต้องการ โดยสรุปผลการจำลองการบินอัตโนมัติไปยังจุดเป้าหมาย 12 เป้าหมายที่กำหนดไว้ล่วงหน้าได้ ดังนี้

6.1.1.1 ผลของการควบคุมทิศทางการบินที่แสดงดังรูปที่ 3.21 ตัวควบคุมทิศทางการบินสามารถควบคุมให้อากาศยานบินไปตามทิศทางที่อ้างอิงได้เป็นอย่างดี โดยค่าผิดพลาดของทิศทางการบินที่เกิดขึ้นมาจาก การที่อากาศยานได้บินถึงจุดเป้าหมายที่ต้องการแล้ว อากาศยานจึงปรับค่าทิศทางการบินไปยังจุดเป้าหมายต่อไป จึงเกิดความผิดพลาดของทิศทางการบินขึ้นในตำแหน่งที่เปลี่ยนจุดเป้าหมาย และตัวควบคุมฟิชซีพีดีพีเอสไอของตัวควบคุมทิศทางการบินก็ให้ค่าการควบคุมไปที่ค่ามุมเอียงที่ต้องการ (Bank input) และชุดควบคุมแพนหางดิ่ง (Rudder input) เพื่อให้อากาศยานบินไปในทิศทางที่ต้องการโดยจะเห็นเป็นเส้นทึบ ซึ่งเป็นรูปแบบของการควบคุมที่เป็นฟิชซีลอจิกคอนโทรล

6.1.1.2 ผลของการควบคุมความสูงที่แสดงดังรูปที่ 3.22 มาจากตัวควบคุมมุมระดับการบิน (Pitch to elevator) เพื่อให้ได้ความสูงตามต้องการ และอากาศยานสามารถบินไปที่ความสูงที่กำหนดไว้ที่จุดเป้าหมายได้ โดยมีค่าความผิดพลาดเพียงเล็กน้อย ซึ่งน้อยกว่า 2 เมตร การที่มีความผิดพลาดของความสูงมากกว่า 5 เมตร เพราะการเปลี่ยนจุดเป้าหมายที่มีความสูงในการบินที่มีความสูงแตกต่างจากค่าปัจจุบันที่อากาศยานบินรักษาระดับอยู่ ทำให้เกิดค่าผิดพลาดของความสูงมากกว่าปกติ แต่หลังจากตัวควบคุมมุมระดับการบินให้ค่าอินพุตมุมระดับการบินที่ต้องการบินไปยังความสูงเป้าหมายแล้ว อากาศยานก็สามารถบินไปยังความสูงที่ต้องการ โดยมีความผิดพลาดเพียงเล็กน้อย

6.1.1.3 ผลของการควบคุมมุมเอียงที่แสดงดังรูปที่ 3.23 ตัวควบคุมปีกเล็กแก้อียง (Bank to aileron controller) ทำหน้าที่ควบคุมมุมเอียงของการบินโดยสั่งการไปที่เซอร์โวควบคุมปีกเล็กแก้อียง (Aileron servo) เพื่อให้อากาศยาน บินเลี้ยวไปยังจุดเป้าหมายได้ตามต้องการ ซึ่งมุมเอียงสูงสุดตั้งค่าไว้ที่ ± 45 องศา จึงเห็นได้ว่าค่ามุมเอียงอ้างอิงขณะเปลี่ยนจุดเป้าหมายจะมีค่าสูงสุดที่ ± 45

องศาทุกครั้ง que เปลี่ยนจุดเป้าหมาย เพราะจุดเป้าหมายทั้ง 12 จุด ถูกกำหนดไว้ล่วงหน้าให้อากาศยานบินในทิศทางที่วนซ้ายมือ และค่าผิดพลาดของมุมเอียงสูงสุดก็จะอยู่ในจังหวะที่อากาศยานเปลี่ยนจุดเป้าหมายใหม่ทุกครั้งในการบิน ซึ่งตัวควบคุมปีกเล็กแก้อียงสามารถควบคุมมุมเอียงได้เป็นอย่างดีโดยมีค่าผิดพลาดเพียงเล็กน้อย

6.1.1.4 ผลของการควบคุมแพนหางระดับที่แสดงดังรูปที่ 3.24 ตัวควบคุมแพนหางระดับ (Pitch to elevator controller) ทำหน้าที่ควบคุมมุมระดับการบิน โดยส่งการไปที่เซอร์โวควบคุมแพนหางระดับ (Elevator servo) และอากาศยานก็สามารถบินเพื่อรักษามุมระดับในการบินไปยังจุดเป้าหมาย 12 จุดได้โดยที่มีค่าผิดพลาดสูงสุดที่ ± 4 องศา ในตำแหน่งที่อากาศยานบินถึงจุดเป้าหมายที่ต้องการ และกำลังจะบินไปยังจุดเป้าหมายใหม่ทุกครั้ง หลังจากนั้นตัวควบคุมแพนหางระดับก็สามารถบินรักษาระดับการบินได้เป็นอย่างดีโดยมีความผิดพลาดเพียงเล็กน้อย

6.1.1.5 ผลของการควบคุมความเร็วในการบินที่แสดงดังรูปที่ 3.25 ตัวควบคุมความเร็วในการบิน (Velocity hold controller) ทำหน้าที่ควบคุมความเร็วโดยการส่งการไปที่เซอร์โวควบคุมคันเร่ง (Throttle servo) ซึ่งสามารถควบคุมความเร็วที่ต้องการได้ที่ 30 m/s จะมีค่าความผิดพลาดเฉพาะในตำแหน่งที่อากาศยานบินถึงจุดเป้าหมาย และกำลังจะเปลี่ยนทิศทางบินไปยังจุดเป้าหมายใหม่ ซึ่งถ้าหากจุดเป้าหมายใหม่มีพิกัดความสูงที่แตกต่างกับตำแหน่งปัจจุบันของอากาศยาน ที่บินอยู่ในขณะนั้นก็จะมี ความคลาดเคลื่อนเกิดขึ้นได้ แต่หลังจากอากาศยานปรับทิศทางการบินตรงเข้าสู่จุดเป้าหมายได้แล้ว ตัวควบคุมความเร็วก็สามารถควบคุมความเร็วได้ตามต้องการโดยไม่มี ความผิดพลาดเลย

6.1.2 การจำลองการบินลงจอดอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับ

ในการควบคุมนี้ มีการเพิ่มชุดควบคุมการปรับเกนตัวควบคุมของพีซีพีดีฟลัสโอ ของชุดควบคุมแพนหางระดับ (Pitch to elevator controller) โดยใช้ตัวควบคุมพีซีลอจิกคอนโทรล และการจำลองผลชุดควบคุมการปรับเกนอัตโนมัติสรุปผลได้ดังนี้

6.1.2.1 ผลของการควบคุมความสูงที่แสดงดังรูปที่ 3.32 ในการบินลงจอดสู่พื้นทางวิ่ง จะเห็นว่ามีค่าผิดพลาดของความสูงอยู่ในช่วงแรกที่เข้าสู่ระบบการบินลงจอดอัตโนมัติ ตั้งแต่วินาทีที่ 31 เป็นต้นไป ซึ่งหลังจากนั้นตัวควบคุมแพนหางระดับ (Pitch to elevator controller) ที่มีการปรับค่าเกนควบคุมอัตโนมัติ ส่งการไปยังเซอร์โวควบคุมแพนหางระดับ (Elevator servo) ดังรูปที่ 3.33 และสามารถควบคุมให้ได้ค่ามุมระดับที่ต้องการได้ตั้งแต่วินาทีที่ 45 ทำให้ค่าผิดพลาดของมุมระดับน้อยมาก จึงสามารถควบคุมให้อากาศยานสามารถบินลงจอดได้อย่างปลอดภัย

6.1.2.2 เส้นทางการบินในการบินลงสู่พื้นทางวิ่งที่แสดงดังรูปที่ 3.32 นั้นจะเห็นได้ว่า เมื่ออากาศยานบินถึงที่ตำแหน่ง wp1 จะเข้าสู่ระบบการบินลงจอดอัตโนมัติ เพื่อบินลงสู่พื้นทางวิ่ง อากาศยานจะต้องบินเลี้ยวเปลี่ยนทิศทางการบิน ไปสู่ตำแหน่งที่ล้ออากาศยานสัมผัสพื้นทางวิ่งที่ตำแหน่ง wp2 ทำให้เครื่องบินสูญเสียความสูงตั้งแต่วินาทีที่ 31 และตัวควบคุมแพนหางระดับที่มีการปรับค่าเกนควบคุมอัตโนมัติ ก็สามารถควบคุมให้อากาศยานสามารถรักษามุมระดับได้ตั้งแต่วินาทีที่ 45 จึงเห็นว่าค่าผิดพลาดของมุมระดับในช่วงวินาทีที่ 31 ถึงวินาทีที่ 44 เกิดมาจากอากาศยานสูญเสียความสูง เนื่องจากการบินเลี้ยวเปลี่ยนทิศทางเข้าหาทางวิ่งลงจอด เพื่อเข้าสู่ระบบควบคุมการบินลงจอดอัตโนมัติ

การบินลงจอดอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับนี้ ถ้าหากไม่มีการปรับเกนควบคุมอัตโนมัติของตัวควบคุมแพนหางระดับ ตัวควบคุมนี้ก็จะไม่สามารถควบคุมแพนหางระดับให้ได้ค่าตามเป้าหมาย อย่างไรก็ตามการนี้ได้อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในขณะที่บินลงจอดได้ เพราะในขณะที่อากาศยานกำลังบินลงจอดนี้ อัตราการเปลี่ยนแปลงของความสูงนั้นรวดเร็วมาก โดยเฉพาะตอนบินเลี้ยวเปลี่ยนทิศทางเข้าหาทางวิ่งลงจอด ถ้าตัวควบคุมตอบสนองต่อการเปลี่ยนแปลงนี้ช้า ก็ทำให้รักษาระดับความสูงไม่ได้ อากาศยานก็จะบินตกได้ ซึ่งตัวควบคุมการปรับเกนอัตโนมัติที่ออกแบบโดยใช้ตัวควบคุมฟuzzyลอจิกคอนโทรล สามารถเป็นแนวทางในการออกแบบระบบควบคุมที่สมบูรณ์ยิ่งขึ้น

6.1.3 การออกแบบ และทดลองเซ็นเซอร์วัดท่าทางการบิน

ในงานวิจัยนี้ ชุดเซ็นเซอร์วัดท่าทางการบินที่ใช้คือ ตัววัดความเร่ง และไจโรสโคปเป็นตัววัดหลัก ซึ่งตัววัดความเร่งเอง มีผลจากการสั่นสะเทือนของเครื่องยนต์เล็กของอากาศยานเป็นอย่างมาก จนถึงทำให้ไม่สามารถวัดค่าได้ แต่จากการออกแบบตัวกรองสัญญาณรบกวนจากการสั่นสะเทือนของเครื่องยนต์เล็ก ซึ่งจากการทดสอบจริงกับการติดตั้งใช้งานบนฐานที่มีการสั่นสะเทือน จากเครื่องยนต์เล็กของเครื่องบินบังคับวิทยุ ผลที่ได้พบว่าค่ามุมท่าทางการบินที่วัดออกมาได้นี้มีค่าประมาณที่ถูกต้อง และไม่มีผลต่อแรงสั่นสะเทือนจากเครื่องยนต์เล็กขณะทำงาน และตัวกรองฟuzzyลอจิกคอนโทรลที่ออกแบบไว้ก็ทำงานได้เป็นอย่างดี ทำให้ระบบควบคุมหลักฟuzzyฟิตฟลัสโอสสามารถควบคุมอากาศยานขณะเอียงปีก ซ้าย ขวา และยกหัวอากาศยาน ก้ม เงย ได้ตามที่ต้องการ

6.1.4 การจำลองระบบการนำทางของอากาศยานอัตโนมัติ โดยใช้กระสวยอวกาศแบบ Chua

การจำลองการบินนำทางนี้ เราตั้งค่าให้อากาศยานบินด้วยความเร็วในการบินที่ต่ำ เราจึงต้องใช้มุมเลี้ยวสูงสุดมีค่าต่ำด้วย แต่ถ้าเราตั้งค่าให้อากาศยาน บินด้วยความเร็วในการบินที่สูง เราก็สามารถใช้มุมเลี้ยวสูงสุดมีค่าสูงได้ ในการจำลองนี้เป็นการบินครอบคลุมพื้นที่ และโดยเฉพาะอย่างยิ่งในการบินค้นหาจุดเป้าหมาย เราจึงตั้งค่าความเร็วในการบินที่ต่ำ เพื่อให้เราสามารถมองหาจุดเป้าหมายผ่านอุปกรณ์การภาพที่ติดตั้งบนอากาศยานได้ทัน การจำลองนี้กำหนดพื้นที่ให้ทำการบินมีขนาด 1000 เมตร x 1000 เมตร โดยให้อากาศยานบินครอบคลุมพื้นที่ๆ กำหนดให้ และใช้กฎบังคับการบินเลี้ยว LGCL ในการบินเพื่อให้เสมือนการบินจริง ผลที่ได้คือ อากาศยานสามารถบินครอบคลุมพื้นที่ได้มากถึง 68.53% ในเวลา 120 นาที ที่มุมเลี้ยวสูงสุดที่ 20 องศา และสามารถบินค้นหาจุดเป้าหมาย 4 เป้าหมาย ที่กระจายอยู่ในบริเวณพื้นที่ที่ทำการบิน และจากการจำลองผล 7 ครั้ง อากาศยานใช้เวลาบินค้นหาครบทุกครั้งทั้ง 4 เป้าหมาย โดยใช้เวลาในการค้นหาที่มุมเลี้ยวสูงสุด 18 องศา อยู่ในช่วงเวลา 719 วินาที ถึง 5512 วินาที และที่มุมเลี้ยวสูงสุด 20 องศา อยู่ในช่วงเวลา 1785 วินาที ถึง 4762 วินาที

6.2 แนวทางการพัฒนาในอนาคต

การจำลองการบินด้วยโปรแกรม Matlab เป็นแนวทางในการที่จะลดความผิดพลาด และการสูญเสียของการออกแบบระบบควบคุม และการวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบโดยรวมยังคงเป็นปัญหาปลายปิดที่ยังไม่ได้นำมาพิจารณา และเนื่องจากตัวควบคุมฟuzzyฟิตฟลัสโอสนี้มีค่าพารามิเตอร์หลายค่า การปรับแต่งแบบลองผิดลองถูกอาจใช้เวลาพอสมควร และในงานวิจัยนี้ได้ใช้ตัวควบคุมแบบฟuzzyลอจิกคอนโทรลมาเป็นตัวปรับแต่งค่าพารามิเตอร์ในการควบคุมหลัก เพื่อให้ได้เกณฑ์ที่ดีที่สุด ดังนั้นจึงเป็นเรื่องที่น่าสนใจเพื่อเป็นแนวทางในการออกแบบระบบให้สมบูรณ์ยิ่งขึ้น และแนวทางในการสร้างชุดควบคุม อุปกรณ์ภาคสนาม และการทดสอบการบินจริงของอากาศยานไร้คนบังคับนี้ ต้องใช้บุคลากรหลายฝ่าย และต้องใช้เงินทุน จึงจำเป็นต้องหาผู้สนับสนุนทางการเงิน เพื่อสร้างและ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ทดสอบตามแนวทางของงานวิจัยนี้ ซึ่งสุดท้ายเราก็จะมีชุดควบคุมการบินอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบังคับขึ้นใช้เองภายในประเทศ



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เอกสารอ้างอิง

- [1] Christiansen R. S. 2004. "Design of an Autopilot for Small Unmanned Aerial Vehicles." Master Thesis of Brigham Young University.
- [2] Hsiao F. B. and Lee M. T. 2001. "The Development of Unmanned Aerial Vehicle in RMRL/NCKU." 4th Pacific International Conference on Aerospace Science and Technology. Taiwan.
- [3] Tayler M. F. 2005. "Dynamic Stability and Handling Qualities of Small Unmanned-Aerial-Vehicles." Master Thesis of Brigham Young University.
- [4] Aerosim Blockset. [Online]. Available : <http://web.archive.org/web/20090913000641/http://www.u-dynamics.com/aerosim/default.htm>. (Retrieved Date : 4 June 2010)
- [5] Malki H. A., Misir D., Feigenspan D. and Chen G. 1997. "Fuzzy PID Control of a Flexible-Joint Robot Arm with Uncertainties from Time-Varying Loads." *IEEE Transaction on Control Systems Technology*. Vol.5(3) : 371-378
- [6] Sekiguchi A., Nakamura Y. 2001. "The Chaotic Mobile Robot." *IEEE Transactions On Robotic and Automation*. Vol.17(6) : 898-904.
- [7] Jansri A., Klornkarn K. and Sooraksa P. 2004. "On Comparision of Attractors for Chaotic Mobile Robots." *Proc. IEEE Industrial Electronics Society*. : 2536-2541.
- [8] Jansri A., Klornkarn K. and Sooraksa P. 2004. "Further Investigation of Trajectory of Chaotic Guiding Singals for Robotic Systems." *ISCIT 2004*. : 1166-1170.
- [9] Ducard G., Kulling K. C. and Geering H. P. 2007. "A Simple and Adaptive On-line Path Planning System for a UAV." *Conference on Control and Automation*.
- [10] Pattaradej T. 2003. "Implementation of fuzzy P²ID controller" Master Thesis of King Mongkut's Institute of Technology, Ladkrabang Bangkok.
- [11] Sooraksa P., Pattaradej T. and Chen G. 2002. "Design and Implementation of Fuzzy P²ID Controller for Handlebar Control of Bicycle Robot." *Integrated Computer-Aided Engineering*. Vol.9 : 319-331.
- [12] Tangcharoensuk T. 2007. "Implementation and Application of Geno-Fuzzy P²ID Control Systems." Master Thesis of King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang.
- [13] Nelson R. C. 1998. Flight Stability and Automatic Control. 2nd edition. : McGraw-Hill.
- [14] Li. W. 1998. "Design of a Hybrid Fuzzy Logic Proportional Plus Conventional Integral-Derivative Controller." *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*. Vol.6(4)

- [15] Malki H. A., Li H. and Chen G. 1994. "New Design and Stability Analysis of Fuzzy Proportional-derivative Control Systems." *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*. Vol.2 : 245-254.
- [16] Jetto L., Longhi S. and Vitali D. 1999. "Localization of a Wheeled Mobile Robot by Sensor Data Fusion Based on a Fuzzy Logic Adapted Kalman Filter." *Control Engineering Practice*. Vol.7 : 763-771.
- [17] Lin. C.F. 1991. "Modern navigation, guidance, and control processing." Volume II. Prentice Hall, Inc. Englewood Cliffs.
- [18] Bichraj K., Pamphile T., Yenilmez A., Li M., and Tansel N. 2006. "Fuzzy Logic Based Integrated Controller for Unmanned Aerial Vehicles." *Florida Conference on Recent Advances in Robotics, FCRAR*.
- [19] Najafi H. L., Champlin B. 2005. "A Fuzzy Inference System for Sub-Optimal Tuning of PID Controllers of Simulated Autopilot." *Control and Applications*. Cancun, Mexico.
- [20] Madhusudan B., Haneed A. 2003. "Auto-Land Controller for an Unmanned Aerial Vehicle using Fuzzy Logic." *Summer Project Report*. India Institute of Technology.
- [21] Malack S.M.B., Saduti N., Izadi H. and Pakmehr M. 2004. "Intelligent Autolanding Controller Design using Neural Networks and Fuzzy logic." *Control Conference*. vol.1 : 365-374.
- [22] Juang J. G., Chin K. C. and Chio J. Z. 2004. "Intelligent Automatic Landing System Using Fuzzy Neural Networks and Genetic Algorithm." *American Control Conference*. : 5790-5795.
- [23] R. C. Hoover, M.P. Schoen, and D.S. Naidu, 2005. "Fusion of Hard and Soft Control for Uninhabited Aerial Vehicles", *16th annual IFAC conference*. Prague, CZ.
- [24] Sooraksa P., Chung-Wai Li and Damrongporn P. 2007. "A New Hybrid Fuzzy Proportional-Derivative Phase-Locked-Loop Controller for DC Servomotor Speed Control." *Dynamics of Continuous, Discrete and Impulsive Systems Series B: Applications & Algorithms*. vol.14 : 463-477.
- [25] K. A. Kyoung and H. N. Bao. 2006. "Position Control of Shape Memory Alloy Actuators Using Self Tuning Fuzzy PID Controller." *International Journal of Control, Automation, and Systems*. vol.4(6) : 756-762.

- [26] Kitdakorn klomkarn. 2011. "Construction of Chaotic Attractors and its Applications." Phd. Thesis of King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก

บทความที่ได้รับการตีพิมพ์ในวิทยานิพนธ์

1. Rithirun C., Sooraksa P. 2010. "Software-in-the-Loop Simulation Control for Guidance and Navigation of Autonomous Flying Robot." *ITC-CSCC 2010* : 1235-1238.
2. Rithirun C., Sooraksa P. 2011. "The Implementation of Fuzzy Logic Control for Attitude Estimation of UAV." *ECTI-CON 2011* : 557-560.
3. Rithirun C., Sooraksa P. 2013. "Automatic Landing Controller of Unmanned Aerial Vehicle." *Advanced Materials Research*. Vol. 677 : 442-448.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

SOFTWARE-IN-THE-LOOP SIMULATION CONTROL FOR GUIDANCE AND NAVIGATION OF AUTONOMOUS FLYING ROBOT

Chart Rithirun

Pitikhate Sooraksa

Department of Electrical Engineering, Faculty of Engineering
King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang
Chalongkrung Rd., Ladkrabang, Bangkok, 10520
Email: chart20052548@yahoo.com and kspitikh@kmitl.ac.th

ABSTRACT

The objective of this paper is to present the soft control strategies for guidance and navigation of autonomous flying robot by simulating the system of a flying robot. The robot's trajectories are assigned in the series of waypoints. Fuzzy PD+I control schemes are employed and shown the effectiveness of the design by Matlab simulation program with Aerosim toolbox software. The model of flying robot for simulation in this paper is selected to be compatible with the model of Aerosonde UAV from Aerosonde Pty Ltd. for unmanned dynamics.

Index Terms— Fuzzy PD+I, Flying Robot, UAV

1. INTRODUCTION

More than five decades, an autonomous flying robot has been attracted attention for engineers in many sections such as military, academic and entertainment. Although many successful applications in military section have been completed, but academic section is still catching what the unpublished military know-how. The plant is not only fascinated to young engineers, but can also be used for inspiring engineering students. To make the control curriculum be practical yet cost effective in both time and budget, a software-in-the-loop simulation for designing and simulating an equivalent system of the autonomous flying robot is constructed. Given desirable waypoints along the flight plan, one may freely select a control scheme to stabilize and perform the target tracking with robustness. In this paper, we use fuzzy PD+I strategy [6,7] which can handle nonlinearity and outperform conventional PID version as shown in [1,2,6,7]. In this paper, the control signal is produced for guidance and navigation having the model obtained from Aerosim toolbox. The plant model is an improved plant model of Aerosonde, in the sense of being more realistic [3,4,5]. Next section presents a brief review of fuzzy PD+I.

2. FUZZY PD+I CONTROLLER

Twenty years ago, research in fuzzy control was in an infancy stage. As time goes by, many sophisticated fuzzy control techniques have been proposed providing the research area to be relatively matured. Even though the fuzzy logic based control can be found in many standard textbooks, but there is still some application in some control architecture and aspects that may be useful and is still left behind for the investigation. This paper is an example of a new application of fuzzy PD+I configuration to the robot flight simulation. The reason to use this scheme is that the control configuration can preserve the linear structure of the conventional PD+I controller, but it has non constant gains to handle nonlinearity. In addition, the structure can cope with the integral wired-up effects. The proportional, derivative and integral gains are nonlinear function of their input signals, which have self-tuning (adaptive) capabilities in set point tracking performance. Furthermore these variable gains make the fuzzy PD+I controller robust with faster response time and less overshoot than its conventional counterpart. To begin with, we have

$$u_{PD}(n) = -u_{PD}(n-1) + K_{uPD} \Delta u_{PD}(n) \quad (1)$$

$$u_I(n) = u_I(n-1) + K_{uI} \Delta u_I(n) \quad (2)$$

K_{uPD} and K_{uI} are the fuzzy control gain for fuzzy PD controller and fuzzy I controller respectively. Finally, we combine the fuzzy PD controller (1) and fuzzy I controller (2) together. The result is

$$\begin{aligned} u_{PID}(n) &= u_{PD}(n) + u_I(n) \\ &= -u_{PD}(n-1) + K_{uPD} \Delta u_{PD}(n) \\ &\quad + u_I(n-1) + K_{uI} \Delta u_I(n) \end{aligned} \quad (3)$$

This equation is the final fuzzy PD+I control law and the overall fuzzy PD+I controller for simulation block diagram is shown in Fig. 1

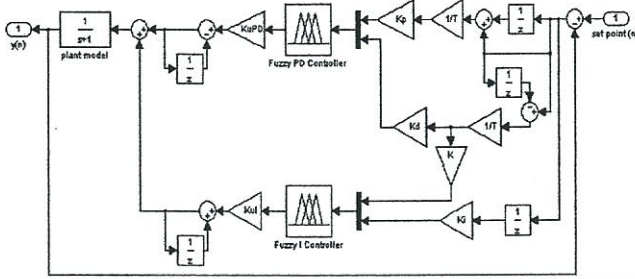


Fig.1 Fuzzy PD+I controller

The fuzzy controller design is divided into three parts, which consists of fuzzification, control rule base and defuzzification. To fuzzify components of the PD+I control system individually and combine the desired fuzzy control rules for each of them, we use the overall PD+I fuzzy control law given in (3). The input and output memberships function of PD component are shown in Figs. 2 and 3 respectively and the input and output memberships function of I component are shown in Figs.4 and 5 respectively.

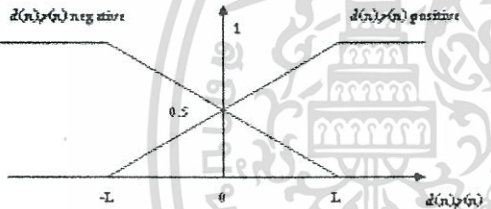


Fig.2 Input membership function of PD

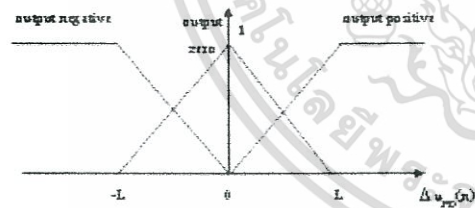


Fig.3 Output membership function of PD

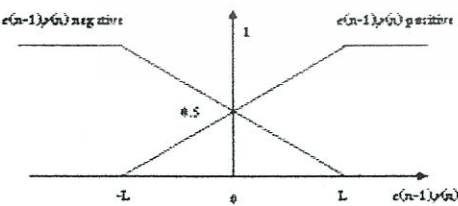


Fig.4 Input membership function of I

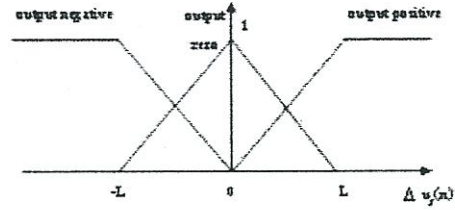


Fig.5 Output membership function of I

The fuzzy PD controller employs two inputs: the average error signal $d(n)$ and the rate of change of the error signal $r(n)$. The output of the fuzzy PD controller has one output: Δu_{PD} . The fuzzy I controller has two inputs: the delayed error signal $e(n-1)$ and the rate of change of error signal $r(n)$. The output of fuzzy I controller has one output: Δu_I , the selection of the control rules chosen for fuzzy PD and fuzzy I controller are shown in Table 1

Table 1 Fuzzy PD and Fuzzy I rule-bases of input and output membership

Rule base	$d(n)$	$r(n)$	Output
R1	P	P	0
R2	P	N	L
R3	N	P	-L
R4	N	N	0
Rule base	$e(n-1)$	$r(n)$	Output
R5	P	P	L
R6	P	N	0
R7	N	P	0
R8	N	N	-L

The defuzzification process is based on center of mass as follows

$$\Delta u(nT) = \frac{\sum \{ \text{membership value of input} \times \text{corresponding output} \}}{\sum \{ \text{membership value of input} \}}$$

3. GUIDANCE AND NAVIGATION SYSTEM

The guidance and navigation systems are developed in order to operate as the autopilot which this system can control the flying robot to be stabilized in the air and guide to fly to the desired waypoint which updates from the list of users. This system can be divided into two main systems, which are navigation control system and autopilot control system. The navigation control system has two main tasks for controlling the flying robot. The first task is the waypoint generator which monitors the arrival of the flying robot at the waypoint and updates the next waypoint. The second task is to generate a desirable trajectory for the flying robot to track the waypoint.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

for generating the desired heading and altitude based on the desired latitude, longitude and altitude. In doing so, we introduce an autopilot control system. The autopilot control system is the system which can steer the flying robot along the trajectory while maintain in stable control of the airframe. The autopilot control system consists of five sub-controllers. All five sub-controllers utilize performance of fuzzy PD+I configuration to achieve the desirable results. The five sub controllers are described as the feedback control loop of input and output parameters as the following.

1. Heading controller

Input is the heading of flying robot and the heading reference calculated from navigation control system. The two outputs are the desired bank angle and the rudder actuator command.

2. Bank to aileron controller

Input is the error between the desired bank angle generated from heading controller and the actual bank angle of flying robot. The output is the aileron actuator command.

3. Altitude to pitch controller

Input is the error between altitude reference from navigation control system and actual altitude of flying robot. The output is the pitch angle reference.

4. Pitch to elevator controller

Input is the error between pitch angle reference from altitude to pitch and the actual pitch angle of flying robot. The output is elevator actuator command.

5. Velocity hold controller

Input is the error between desired reference speed and the actual speed of flying robot. The output is throttle actuator command.

4. SIMULATION RESULT

The navigation control system and the autopilot control system are tested and simulated by Matlab/Simulink program using Aerosim toolbox. The tested model is Aerosonde UAV which mathematical model is developed by Unmanned Dynamics [5]. The Matlab/Simulink implementation with Aerosim block of overall system is shown in Fig.6

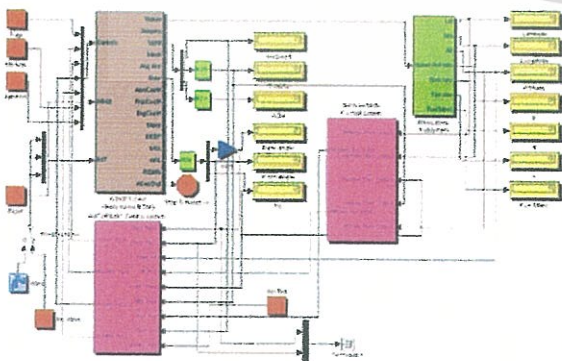


Fig.6 Matlab/Simulink of overall system

The simulation results for navigation control system and autopilot control system of Aerosonde UAV in the flight plan of 12 waypoints trajectory are shown in Fig.7 to 11 respectively. The gains and all parameters for tuning of fuzzy PD+I controller are shown in Table 2

Table 2 Control gains and parameters of the fuzzy PD+I controller

Motion	K_P	K_D	K_{UPD}	K_I	K_{UI}
Altitude Navigation	5	0.005	1	0.0005	0.85
Heading Navigation	1.05	0.000005	1	0.000005	0
Heading Controller	-1.1	-0.0001	1	-0.00005	0.1
Bank to aileron controller	0.6	0.0002	1	0.0005	1
Altitude to pitch controller	9.9	0.0005	1	0.0005	1
Pitch to elevator controller	-2.02	-0.0007	1	-0.0009	1
Velocity hold controller	10.2	0.0005	1	0.0005	1

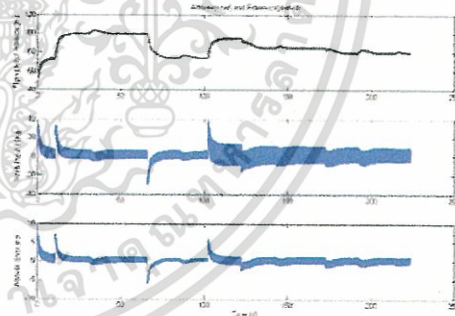


Fig.7 Altitude, reference input generated by altitude navigation controller, pitch angle reference, and error

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

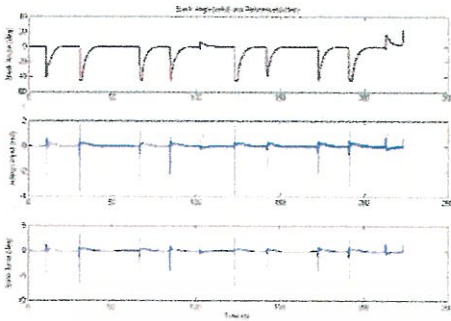


Fig.8 Bank angle, reference input generated by heading controller, aileron actuator, and error

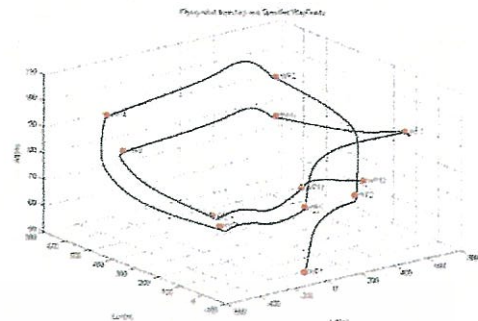


Fig.11 Flying robot trajectory with desired 12 waypoints

5. CONCLUSION

We have shown new application of the fuzzy PD+I control scheme for a flying robot. As we have seen, the designed system is effective shown by passing the assigned waypoints accurately. Nevertheless, real-time implementation of the system is required to justify the effectiveness of proposed scheme in real-time environment. The finding is also implied potential application for implementing flight simulator using for teaching a fuzzy control class.

6. REFERENCES

- [1] T. Pattaradej, *Implementation of fuzzy P²ID controller*, King Mongkut's Institute of Technology, Ladkrabang Bangkok, Master thesis, 2003.
- [2] P. Sooraksa, T. Pattaradej and G. Chen, "Design and implementation of fuzzy P²ID controller for handlebar control of bicycle robot," *Integrated Computer-Aided Engineering* 9(2002), pp.319-331.
- [3] Randy C.Hoover, *Fusion of hard and soft computation for guidance, navigation, and control of uninhabited aerial vehicles*, Idaho State University, Master thesis, 2004.
- [4] R.C. Nelson, *Flight stability and automatic control*, 2nd edition, McGraw-Hill Book Co., 1998.
- [5] Unmanned Dynamics, <http://www.u-dynamics.com>, Oct. 2004.
- [6] H.A. Malki, Dave Misir, Denny Feigen span, and G. Chen, "Fuzzy PID Control of a Flexible-Joint Robot Arm with Uncertainties from Time-Varying Loads," *IEEE Trans. Control Systems* Vol.5, No.3(1994), pp. 371-378.
- [7] H.A. Malki, H. Li and G. Chen, "New design and stability analysis of fuzzy proportional-derivative control system," *IEEE Trans. Fuzzy Systems* 2(4) (1994), pp. 345-354.

Fig.9 Pitch angle, reference input generated by altitude to pitch controller, elevator actuator, and error

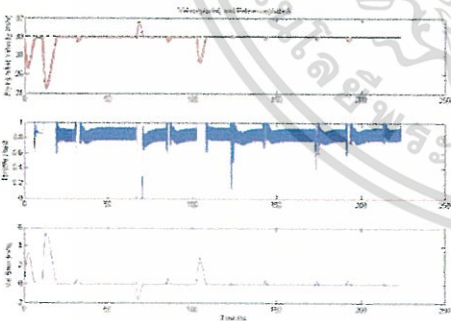


Fig.10 Velocity, throttle input, and error

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

The Implementation of Fuzzy Logic Control for Attitude Estimation of UAVs

Chart Rithirun and Pitikhate Sooraksa

Department of Electrical Engineering, Faculty of Engineering
King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang
Bangkok, 10520, Thailand

Abstract- This paper describes an attitude estimation of a UAV based on low-cost accelerometer and gyroscopes. This attitude is represented by its roll and pitch angles. The accelerometer can measure the angles between the actual gravity vector and the measured gravity related to the roll and pitch of UAV.

The first estimation is based on accelerometer which we can take the advantage of fuzzy logic control implemented with Kalman filter to estimate the raw data of accelerometer. The second one is based on gyroscopes by integration of the differential equations relating to the UAV's attitude and its instantaneous angular velocity. The results of the two estimations are compensated in order to take advantage on both of them. The experimental results show that this system can accurately estimate the attitude of the UAV including the testing on the vibration platform.

I. INTRODUCTION

The attitude estimation of UAV is its ability to localize itself with respect to its environment which the angular orientation of UAV may change along its path. In this case, a real time estimation of the attitude may be necessary. All terrain navigation requires at least rough measurements of the roll and pitch angles to ensure the UAV can fly stable under the control of an autopilot system. In our method, we use a low-cost accelerometer and gyroscopes. Roll and pitch angles may be estimated by using the gravity components deduced from the measurement of the 2-axis accelerometer, but there are more forces working on a flying UAV such as centripetal force when following a circular path. If this is the case, we need gyroscopes to correct this over short period of time. This is the main idea of our system. Moreover we implement the fuzzy logic control corporative with the Kalman filtering to eliminate the effect of vibrations force on the accelerometer. The compensation of two sensors and the final state of attitude estimation correlates these angle estimations with those resulting from the accelerometer and gyroscopes.

In this paper, the hardware development board has been implemented and successfully tested on the vibration platform equipped with low-cost sensors. Experimental result are presented and discussed in the last section.

II. Accelerometer

The 2-axis accelerometer can be used to determine the UAV's attitude (roll and pitch).

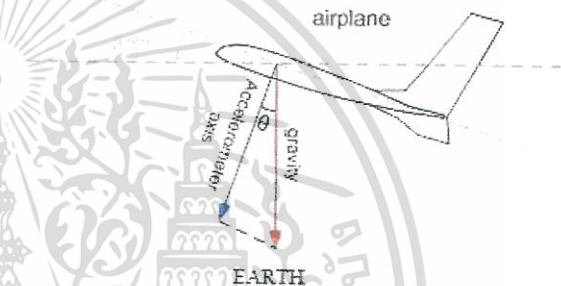


Fig. 1. The relation of the accelerometer axis and gravity.

Figure 1 shows an accelerometer which can measure the earth's gravity. The axis of this accelerometer is perpendicular to the UAV. The angle Theta between the actual gravity vector and the measured gravity is related to the pitch of the UAV. We can calculate the pitch orientation of UAV as follows:

$$\begin{aligned} \text{Pitch} &= \text{Theta} + 90^\circ \\ \text{Accelerometer} &= \cos(\text{Theta}) * \text{gravity} \\ \text{Theta} &= \text{Acos}(\text{Output_accelerometer} / \text{gravity}) \\ \text{then} \\ \text{Pitch} &= \text{Asin}(\text{Output_accelerometer} / \text{gravity}) \quad (1) \end{aligned}$$

For calculation of the roll angle, another axis of accelerometer which perpendicular to the pitch accelerometer is needed to determine.

III. Gyroscope

A gyroscope is a device that measures the angular rate of the UAV in degrees per second. The sensitivity axis of the two gyroscopes are set orthogonally. The relation between the angle and the gyroscope's output, by integrating the gyroscope outputs, then can calculate the attitude angle of the UAV as follows:

$$dy = V_y$$

where y is the position on the y-axis and V_y is the velocity along the y-axis,

$$d(\alpha) = \text{angular rate} = \text{gyroscope output} \quad (2)$$

where alpha is the angle. Integrating (2), then we obtain

$\alpha = \int \text{angular rate} = \int \text{gyroscope output}$.

IV. Fuzzy Filter System

In this paper we use fuzzy logic control for filtering the vibration noise of the accelerometer by which its characteristic is up and down continuously. Membership functions are simple triangles and only 12 fuzzy logic if-then rules create the output of the fuzzy logic which actually yields the angle from the accelerometer

Input membership functions are i-1, i-2, i-3, i-4 and the output membership function are Positive, Zero, Negative.

All 12 rules can be defined as follows:

- Rule 1 : If i-1 is P and i-2 is P then output is P.
- Rule 2 : If i-2 is P and i-3 is P then output is P.
- Rule 3 : If i-3 is P and i-4 is P then output is P.
- Rule 4 : If i-1 is P and i-2 is N then output is Z.
- Rule 5 : If i-2 is P and i-3 is N then output is Z.
- Rule 6 : If i-3 is P and i-4 is N then output is Z.
- Rule 7 : If i-1 is N and i-2 is N then output is Z.
- Rule 8 : If i-2 is N and i-3 is P then output is Z.
- Rule 9 : If i-3 is N and i-4 is P then output is Z.
- Rule 10 : If i-1 is N and i-2 is N then output is N.
- Rule 11 : If i-2 is N and i-3 is N then output is N.
- Rule 12 : If i-3 is N and i-4 is N then output is N.

And,

$$\text{the fuzzy output} = \frac{\sum_{i=1}^{12} \mu_i \cdot A_i}{\sum_{i=1}^{12} A_i}$$

where μ_i is the input membership value
 A_i is the corresponding output membership value, and
 i-1,...,i-4 is the sequence input data at the 1st iteration to the 4th iteration.

V. Filtering Process System

This process system is mainly important part for filtering the sensors' raw data. And the Kalman filter is an iterative filter that can predict the desired output using simple linear calculations. For every iteration, the Kalman filter will change the variables in the linear model a bit so that the output of the linear model will be closer to the second input. Fuzzy Kalman filtering architecture for attitude estimation of the UAV is shown in Figure 2.

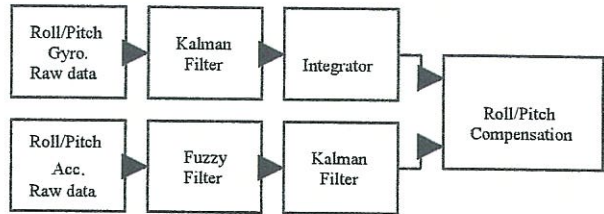


Fig. 2. Block diagram of the filtering process system.

VI. Experimental results

The hardware system described above has been implemented and test on the vibration platform is shown in Figure 3.

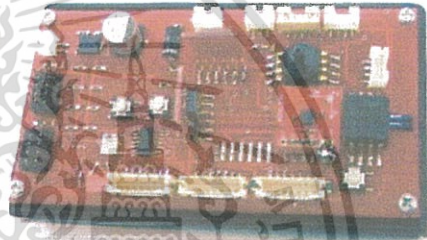


Fig. 3. Test platform in this experiment.

Figures 4 and 5 show the estimation of the roll angle from the accelerometer and the gyroscope respectively. Figures 6 and 7 also show the estimation of the pitch angle obtained from the accelerometer and the gyroscopes throughout the motion respectively. It can be seen that the vibration noise from the accelerometers and the gyroscopes can be cancelled and looked pretty good relative to the movement of the test platform.

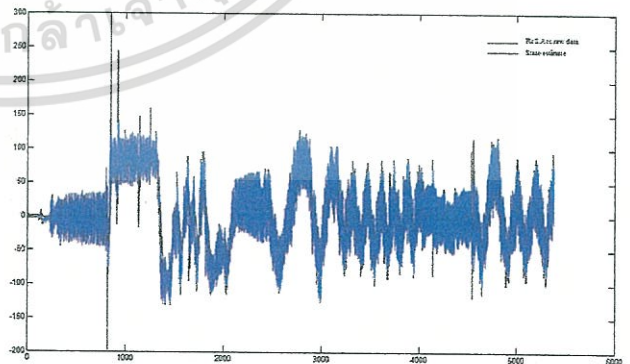


Fig. 4. The estimation of the roll angle from the accelerometer.

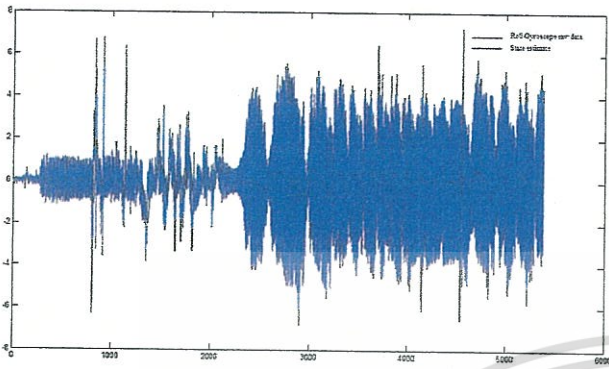


Fig. 5. The estimation of the roll angle from the gyroscope.

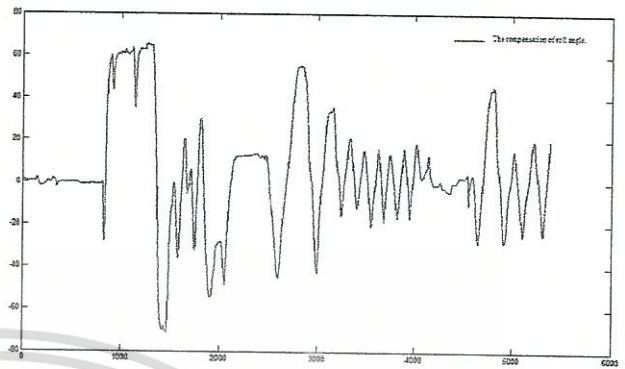


Fig. 8. The compensation of the roll angle estimated from the accelerometer and the gyroscope.

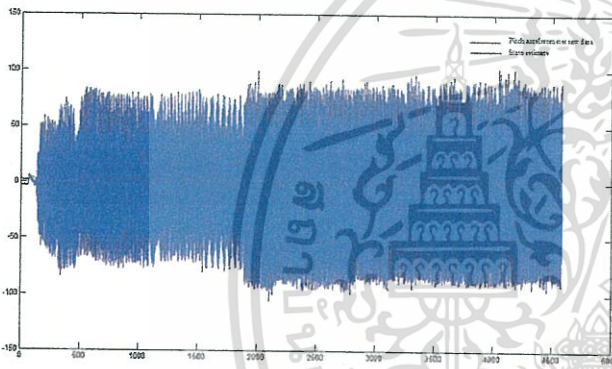


Fig. 6. The estimation of the pitch angle from the accelerometer.

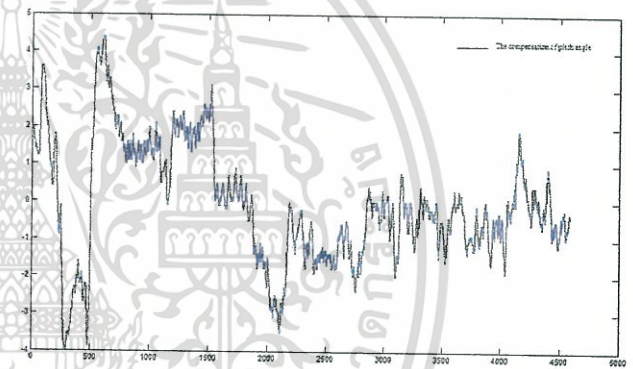


Fig. 9. The compensation of the pitch angle estimated from the accelerometer and the gyroscope.

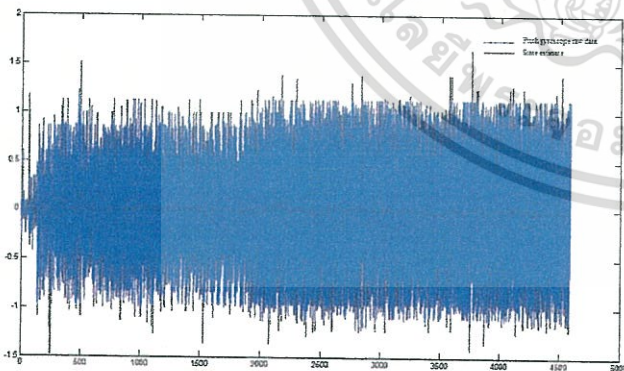


Fig. 7. The estimation of the pitch angle from the gyroscope.

In the final state, we compensate the roll angle and the pitch angle from the accelerometer and the gyroscopes to achieve the attitude estimation angle as shown in Figures 8 and 9.

VII. Conclusions

This paper describes the implementation of the fuzzy logic control for estimating the attitude of a UAV which can employ the autopilot system under the vibration environmental platform.

However, for more accuracy of the attitude estimation system, it depends on the tuned weight of the accelerometer and the gyroscope to gain up the results in the compensation process. Further work is currently being developed on the flight control system to be completed for the UAV's system.

REFERENCES

[1] L. Jetto, S. Longhi and D. Vitali, "Localization of a wheeled mobile robot by sensor data fusion based on a fuzzy logic adapted Kalman filter," *Control Engineering Practice* 7, 1999, pp.763-771.

- [2] Lin. C.F, "Modern navigation, guidance, and control processing," *Volume II, Prentice Hall, Inc., Englewood Cliffs*, 1991.
- [3] K. Bichraj, T. Pamphile, A. Yenilmez, M. Li, and N. Tansel, "Fuzzy Logic Based Integrated Controller for Unmanned Aerial Vehicles," *Florida Conference on Recent Advances in Robotics, FCRAR*, 2006.
- [4] H. L. Najafi and B. Champlin, "A Fuzzy Inference System for Sub-Optimal Tuning of PID Controllers of Simulated Autopilot," *Control and Applications, Cancun, Mexico*, 2005.
- [5] B. Madhusudan, and A. Haneed, "Auto-Land Controller for an Unmanned Aerial Vehicle using Fuzzy Logic," *Summer Project Report, India Institute of Technology*, July 2003



Automatic Landing Controller of Unmanned Aerial Vehicle

Chart Rithirun^{1,a} and Pitikhate Sooraksa^{2,b}

¹Department of Electrical Engineering, Faculty of Engineering, King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang, Thailand

²Department of Computer Engineering, Faculty of Engineering, King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang, Thailand

^achart20052548@yahoo.com , ^bkspitikh@kmitl.ac.th

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle, Automatic landing, Fuzzy PD+I.

Abstract. This paper presents the soft control strategies for automatic landing of Unmanned Aerial Vehicle and simulation the result of controller. The soft controller parameters can be modify and show off the results response of control surface of Unmanned Aerial Vehicle which can fly to the desirable waypoints along the flight plan, one may freely select a control scheme to stabilize and perform the target tracking with robustness. The main control system of Unmanned Aerial Vehicle is developed from Fuzzy PD+I controller with auto-tuning gain parameters and the simulation is carried out by Matlab/Simulink simulation program including with Aerosim toolbox software. The model of Unmanned Aerial Vehicle for simulation in this paper is selected the model of Aerosonde UAV from Aerosonde PTY LTD., which is developed mathematical model by Unmanned Dynamics.

Introduction

The Unmanned Aerial Vehicle (UAV) has to be produced a response that is accurate and fast despite serve variation in the environment of target. Hence the challenge for autonomous design is to produce closed loop simulation used to control to stabilize the UAV and navigation controller can guide UAV to flyable trajectories in the series of waypoints along the flight plan. The critical control of UAV after finished the target flight is automatic landing. The design controller synthesis techniques is implement by Fuzzy PD+I with auto tuning gain parameters for automatic landing purpose and the fuzzy controller for landing system is guided by the experienced pilots which emulate from manual landing. The Fuzzy PD+I can be response much faster than other conventional controller. The simulation signal is produced for guidance and navigation for automatic landing depends on the state variables which produced from Aerosim toolbox and the proposed scheme more realistic plant model of Aerosonde has to be taken. First of all, it is necessary to take into account nonlinearities of the UAV and to consider the guidance and navigation for automatic landing system is inherently nonlinear. Examination for over all system is provided by Matlab/Simulink program including with Aerosim toolbox. The results after auto-tuning the gain parameters is shown that the performance of Fuzzy PD+I controller can control the UAV for safe landing.

Research Problem

The objective of this research is to develop an automatic landing controller which can autonomously land a UAV. During the normal flight of landing that requires the aircraft to land which must be control surface and avionics control so that the aircraft is still able to maneuvers to a desired landing position. For landing procedure normally the expert pilot will control the aircraft by human piloted platforms and observe the action of aircraft by maintain the speed, roll control to maintain wing level, glide slope the aircraft and estimate the descent rate to match the distance to landing point on runway. The distance that the aircraft can glide is dependant on the altitude and lift to drag ratio of the aircraft. If the aircraft is higher altitude than another, the descent rate should be higher also. That is the different of glide angle depend on the altitude of aircraft while the aircraft is landing. The pilot which has more experience can approximate the glide slope of the aircraft suitable to the distance to landing point and wind effect must also be considered which it will effect to the desired landing position.

This research is to develop the automatic landing controller that tries the thinking process that the expert pilot goes through during landing the aircraft, enabling the system to autonomously land a UAV in the desired position. This research is proposing the Fuzzy PD+I with auto tuning gain parameters technique for automatic landing purpose. This research being proposed is a new area in UAV development and this work will be the starting point for research in the new technical approach in the future. The automatic landing controller will prevent the UAV from causing property damage when landing without expert pilot and finally to save the UAV itself. These points justify the need for this controller to improvement the UAV performance.

Literature Review

There are more some well-known studies on the use of fuzzy logic control for the flight control path of UAV the study indicated that the fuzzy logic control is very suitable for the tasks and can be easily implemented to the controller. The development of fuzzy logic of an integrated system by using conventional fuzzy logic and adaptive neuro-fuzzy inference system (ANFIS) [1] is to be integrated system that reduces the agility of the aircraft when any component has problems by adjust the gains of the PD and PID that control the autonomous flight system. The design and implementation of a fuzzy inference system that is response-driven and can be use for sub-optimal tuning of PID-derived Controllers of a simulated autopilot [2]. The desired response behavior is identified by the user and it utilized by the FIS to tune the control parameter. This system also has a generalization capability to tune a number of aircraft with different performance characteristics. Auto-Land Controller using fuzzy logic [3] has been designed and implemented to the LERUAV for the landing phase in the Real-time Simulator (RTS) at ADE, Bangalore. The design approach adopted is to harness classical controller synthesis techniques for inner stabilization loop and to design fuzzy logic control for outer loop controllers based on rules derived from the controller strategies used by the experienced pilot. Fuzzy logic control can provides approximate solution to complicate control problem via the use of fuzzy rule base expert systems focuses on the nonlinear control which operating effectively in the automated landing of UAV [4] which combines elements of human pilot intelligence with landing knowledge. The design a controller with outstanding performance and stability during landing phase of flight in presence of very strong winds can be approach in four different types of controller (Classic, Neuro, Neuro-PID and Anfis-PID) and the result of flight tests with this controller a mixed Nuero-PID of Fuzzy-PID controller has a better performance in comparison with the controller which are based only on classic methods or only on neural networks methods. Fuzzy Logic control can implement with neural networks and genetic algorithm to improve the performance of the conventional automatic landing systems as its study in [5] and the proposed scheme can successfully expand the safety envelope of an aircraft to include severe wind effect while landing.

The review of above mentions research mainly cooperate with fuzzy logic control for landing process and the main focus of this research we implement the automatic landing system by Fuzzy PD+I controller with an simple auto-tuning gain parameters and simulate the results can be shown in the very graphs in summary.

Fuzzy PD+I controller configuration

Twenty years ago, research in fuzzy control was in an infancy stage. As time goes by, many sophisticated fuzzy control techniques have been proposed providing the research area to be relatively matured. Even though the fuzzy logic based control can be found in many standard textbooks, but there is still some application in some control architecture and aspects that may be useful and is still left behind for the investigation. This paper is an example of a new application of Fuzzy PD+I configuration to the robot flight simulation. The reason to use this scheme is that the control configuration can preserve the linear structure of the conventional PD+I controller, but it has non constant gains to handle nonlinearity. In addition, the structure can coped with the integral wired-up

effects. The proportional, derivative and integral gains are nonlinear function of their input signals, which have self-tuning (adaptive) capabilities in set point tracking performance. Furthermore these variable gains make the Fuzzy PD+I controller robust with faster response time and less overshoot than its conventional counterpart. To begin with, we have

$$u_{PD}(n) = -u_{PD}(n-1) + K_{uPD} \Delta u_{PD}(n) \tag{1}$$

$$u_I(n) = u_I(n-1) + K_{uI} \Delta u_I(n) \tag{2}$$

When K_{uPD} and K_{uI} are the fuzzy control gain.

Finally, we combined the Fuzzy PD control law (1) and Fuzzy I control law (2) together. The result is

$$u_{PID}(n) = u_{PD}(n) + u_I(n) = -u_{PD}(n-1) + K_{uPD} \Delta u_{PD}(n) + u_I(n-1) + K_{uI} \Delta u_I(n) \tag{3}$$

This equation is the final Fuzzy PD+I control law and the overall Fuzzy PD+I controller for simulation block diagram is shown in Fig. 1

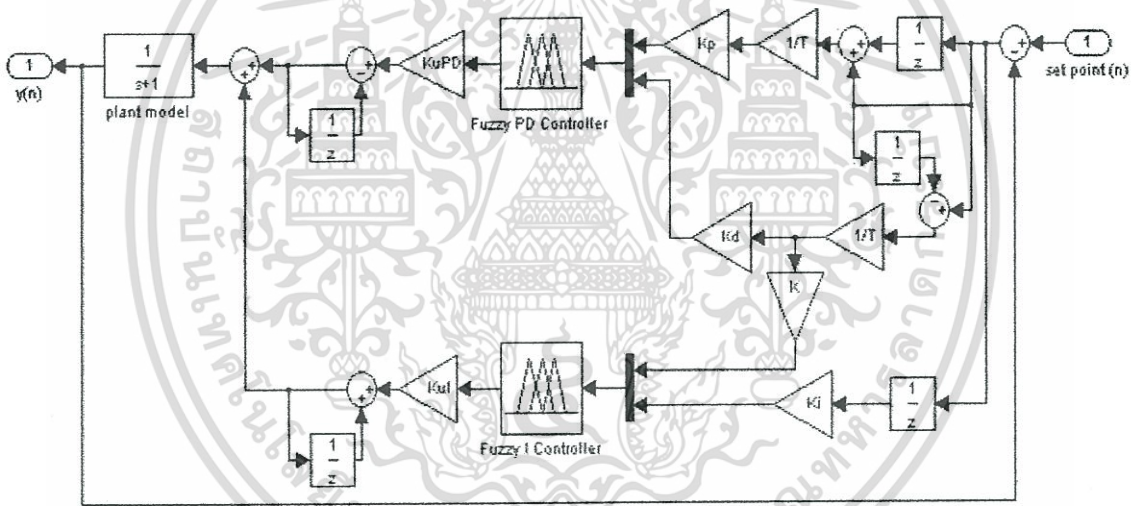


Fig. 1 Fuzzy PD+I Controller.

Automatic landing with auto-tuning gain parameters

The main tasks of automatic landing controller are performed to the roll control, desired heading to runway and auto-tuning gain parameters of desired pitch angle for the final leg of landing which relatively to the desired descent rate of UAV. The technique of tuning gain parameters [14] were designed using fuzzy logic base methodology by using the error and rate of change of error of UAV's altitude, which generated from the simulation and the set of fuzzy rule base was formulated to decrease or increase the control gain parameters k_p , k_i and k_d of the automatic landing controller. The fuzzy controller for landing system is starting from the point (latitude/longitude) to landing which is far from touch down the runway in the amount of meters which can be calculated from the formula of distance to landing point, $d_{landing}$.

$$d_{landing} = \text{acos}(\sin(\text{lat1}) \times \sin(\text{lat2}) + \cos(\text{lat1}) \times \cos(\text{lat2}) \times \cos(\text{lon1}-\text{lon2}))$$

Which

lat1 = latitude of UAV

lon1 = longitude of UAV

lat2 = latitude of landing point

lon2 = longitude of landing point

And the completely of fuzzy landing system is showed in the block diagram as Fig. 2

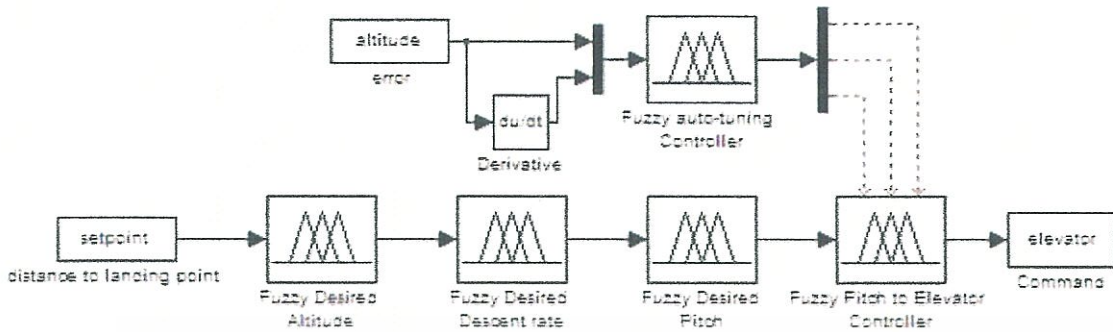


Fig. 2 Block diagram of automatic landing with auto-tuning gain parameters.

Analyzing and simulation

The navigation control system and the autopilot control system are tested and simulation by Matlab/Simulink program including with Aerosim toolbox. The tested model is Aerosonde UAV, which mathematical model is developed by Unmanned Dynamics [11]. First of all for design landing system, we collected the useful data of which it's landing by experience pilot. The test UAV model is similar to physically shape as Aerosonde UAV which is shown in Fig. 3



Fig. 3 Test model of UAV (left) compare to Aerosonde UAV (right).

After we analyzed the data of test UAV to perform the fuzzy logic controller, thereby we summarize the control gain and parameters of fuzzy controller for navigation control system, autopilot control system and landing system are shown in Table 1.

Table 1 Control gain and parameters of Fuzzy PD+I Controller.

Motion	K_p	K_D	K_{UPD}	K_I	K_{UI}
Altitude Navigation	5	0.005	1	0.0005	0.85
Bank to aileron controller	0.6	0.0002	1	0.0005	1
Altitude to pitch controller	9.9	0.0005	1	0.0005	1
Pitch to elevator for landing controller	-0.7	-0.00007	1	-0.00001	1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

The Matlab/Simulink with Aerosim Toolbox of overall system is shown in Fig. 4

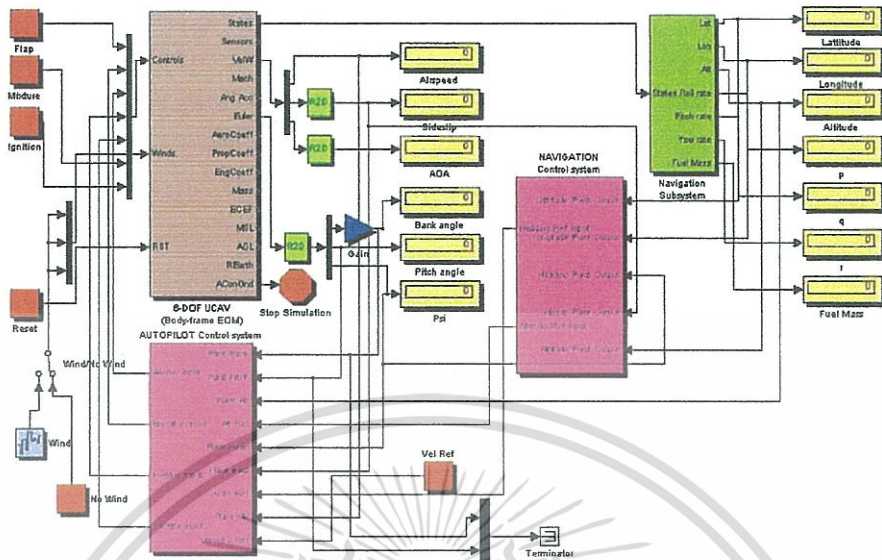


Fig. 4 Matlab/Simulink of overall system.

The simulation of overall systems, firstly we simulate the navigation control system of Aerosonde UAV in the flight plan of 12 waypoints which the simulation results of controller and the trajectory of UAV are shown in Fig. 5

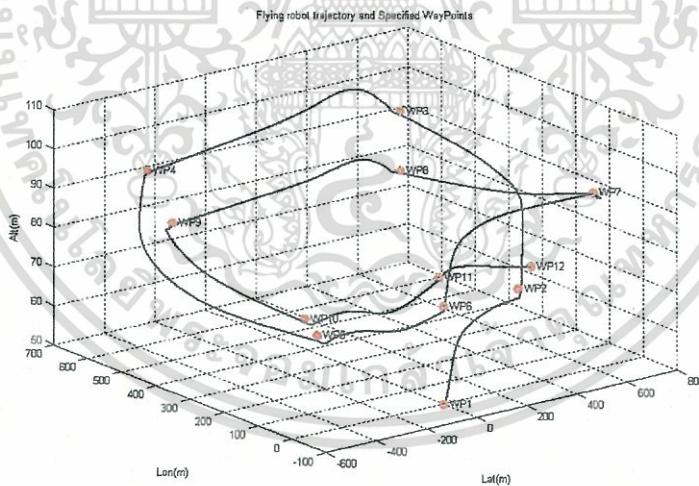


Fig. 5 UAV's trajectory with desired 12 waypoints.

After the satisfaction of navigation control system and autopilot control system, we simulate the automatic landing system of UAV at the altitude of 120 meters which heading direction to the take off point, and the simulation results are shown in Fig. 6 to 8 respectively which UAV can landing safety to ground.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

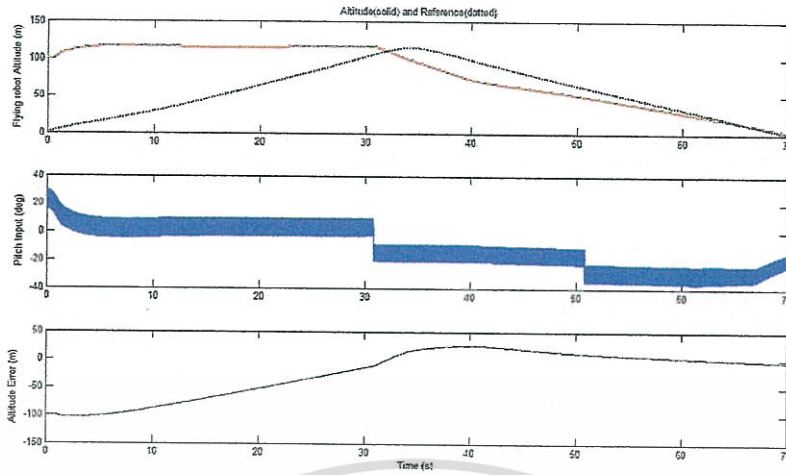


Fig. 6 Altitude, reference input generated by altitude navigation controller, pitch angle reference, and error of automatic landing system.

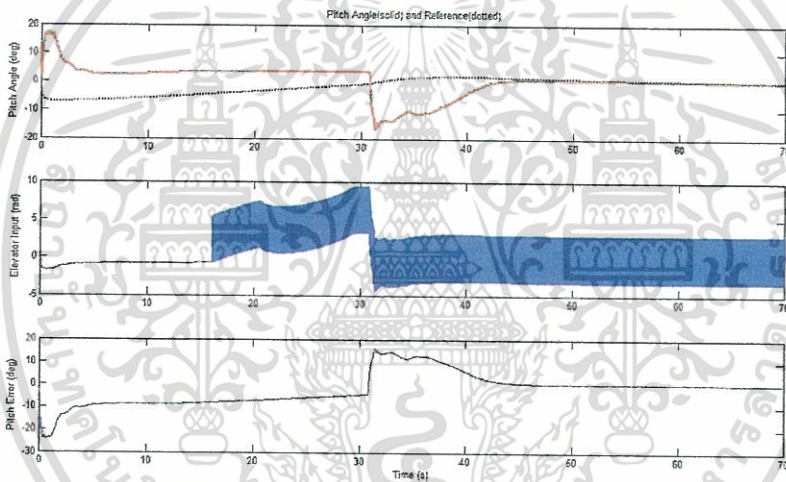


Fig. 7 Pitch angle, reference input generated by altitude to pitch controller, elevator actuator, and error of automatic landing system.

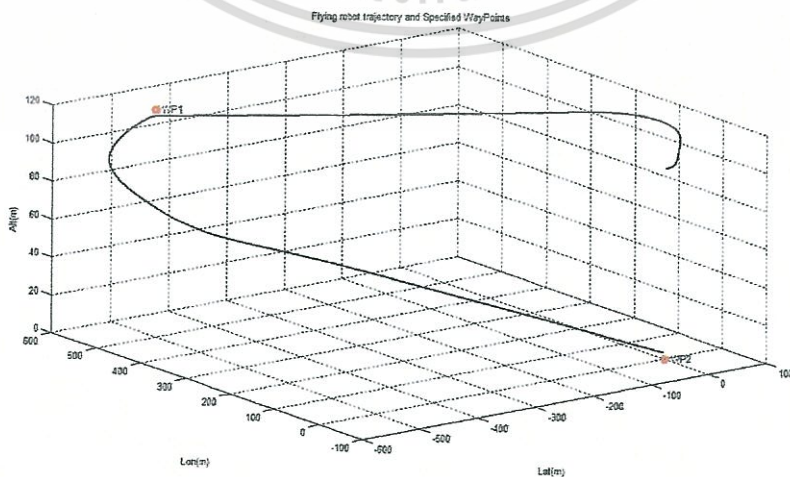


Fig. 8 UAV's trajectory with automatic landing system

เอกสารนี้เป็นเอกสารไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่าการณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Conclusion and future work

The implementation of Fuzzy PD+I controller for application of Unmanned Aerial Vehicle which can shown by the results that UAV can flown stable and be passing the assigned waypoints accurately. Furthermore, Fuzzy PD+I configuration has the fast response to the state of change of characteristics of Unmanned Aerial Vehicle which is the nonlinear model. The auto-tuning gain parameters method which present in this paper can adjust the gain parameters of k_p , k_i , and k_d to decrease or increase according to the moving of desired altitude set point of Unmanned Aerial Vehicle and the simulator can show the results of UAV can tracking the set point target while landing phase. Moreover, to compare the results of simulation Unmanned Aerial Vehicle trajectory and the tested UAV, we can found that at the level flight altitude of 120 meters, the tested UAV and simulation Unmanned Aerial Vehicle (Aerosonde) can landing to the touch down point with the spend of time equally at approximate 35 second which it can show that the simulation Unmanned Aerial Vehicle (Aerosonde) is more accurately model. However, further refinement of the fuzzy rules base is desirable for the improvement in the performance and analyze the Unmanned Aerial Vehicle dynamic stability which is valuable information to learn about airplane dynamic stability and problem identified and solved before Unmanned Aerial Vehicle is flown. Nevertheless, real-time implementation of the system is required to justify the effectiveness of proposed scheme in real-time environment. The finding is also implied potential application for implementing flight simulator using for teaching a fuzzy control class.

References

- [1] K. Bickraj, T. Pamphile, A. Yenilmez, M.Li, I. Tansel. "Fuzzy Logic Based Integrated Controller for Unmanned Aerial Vehicles". Florida Conference on Recent Advances in Robotics, FCRAR 2006
- [2] Hossein L. Najafi and B. Cahamplin. "A Fuzzy Inference system for Sub-Optimal Tuning of PID Controllers of A Simulated Autopilot".
- [3] B. Madhusudan, A. Hameed. "Auto-land controller for an Unmanned Aerial Vehicle using fuzzy logic". Summer Project Report, 2003
- [4] S.M.B. Malack, N. Saduti, H. Izadi and M. Pakmehr. "Intelligent Autolanding Controller Design using Neural Networks and Fuzzy logic".
- [5] J.G. Juang, K.C. Chin and J.Z.Chio. "Intelligent automatic landing system using fuzzy neural networks and genetic algorithm". American Control Conference, 2004, pp5790-5795
- [6] T. Pattaradej, "Implementation of fuzzy P^2ID controller". Master Thesis, King Mongkut's Institute of Technology, Ladkrabang Bangkok, 2003
- [7] P. Sooraksa, T. Pattaradej and G. Chen, "Design and implementation of fuzzy P^2ID controller for handlebar control of bicycle robot," Integrated Computer-Aided Engineering 9(2002), pp.319-331
- [8] Randy C.Hoover, "Fusion of hard and soft computation for guidance, navigation, and control of uninhabited aerial vehicles". Master Thesis, Idaho State University, 2004
- [9] P. Sooraksa, Chung-Wai Li and P. Damrongporn, "A New Hybrid Fuzzy Proportional-Derivative Phase-Locked-Loop Controller for DC Servomotor Speed Control". Dynamics of Continuous. Discrete and Impulsive Systems Series B: Applications & Algorithms 14 (2007), pp. 463-477
- [10] Kyoung Kwan Ahn and Bao Kha Nguyen, "Position Control of Shape Memory Alloy Actuators Using Self Tuning Fuzzy PID Controller", International Journal of Control, Automation, and Systems, vol. 4, no. 6, pp. 756-762
- [11] Unmanned Dynamics, <http://www.u-dynamics.com>, Oct. 2004.
- [12] H.A. Malki, Dave Misir, Denny Feigenspan, and G. Chen, "Fuzzy PID Control of a Flexible-Joint Robot Arm with Uncertainties from Time-Varying Loads". IEEE Trans. Control Systems Vol.5, No.3(1994),pp. 371-378

Micro Nano Devices, Structure and Computing Systems II

10.4028/www.scientific.net/AMR.677

Automatic Landing Controller of Unmanned Aerial Vehicle

10.4028/www.scientific.net/AMR.677.442



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ประวัติผู้เขียน

นายชาติ ฤทธิ์หิรัญ เกิดเมื่อวันที่ 4 มิถุนายน 2506 ที่จังหวัดกรุงเทพฯ สำเร็จการศึกษาระดับปริญญาตรี หลักสูตรวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า วิชาเอกไฟฟ้ากำลัง จากวิทยาลัยเทคโนโลยี และอาชีวศึกษา วิทยาเขตเทเวศน์ ปีการศึกษา 2530 ระดับปริญญาโท หลักสูตรวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า วิชาเอกไฟฟ้ากำลัง จากมหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ ปีการศึกษา 2540 และเข้าศึกษาในระดับปริญญาเอก ในหลักสูตรวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง เมื่อปีการศึกษา 2549



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้