

การปรับตัวควบคุมฟัซซี่ - พีไอดี สำหรับการหันทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ขนาดเล็ก Fuzzy - PID Controller for Heading Control of Small Helicopter

เอกลักษณ์ ศุภมณี และ ทวีดา มณีวรรณ

สถาบันวิทยาการหุ่นยนต์ภาคสนาม มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี

126 ถ.ประชาอุทิศ แขวงบางมด เขตทุ่งครุ กรุงเทพฯ 10140 โทรศัพท์: 0-2470-9339 โทรสาร: 0-2470-9691

อีเมลล์: akekalak_s@hotmail.com, praew@fibo.kmutt.ac.th

Akekalak Supamane and Thavida Maneewarn

Institute of Field Robotics (FIBO), King Mongkut's University of Technology Thonburi

126 Pracha-u-tit Road, Bangmod, Tungkru, Bangkok 10140, Thailand, Tel: 0-2470-9339 Fax: 0-2470-9691

E-Mail: akekalak_s@hotmail.com, praew@fibo.kmutt.ac.th

บทคัดย่อ

การวิจัยนี้นำเสนอเกี่ยวกับการปรับตัวควบคุมฟัซซี่-พีไอดี ซึ่งระบบควบคุมนี้ มีความสามารถในการปรับการทำงานของระบบได้โดยอัตโนมัติตามการเปลี่ยนแปลงของสภาวะแวดล้อม ในการทดสอบระบบควบคุมนี้ ได้ทำการทดลองกับเฮลิคอปเตอร์ขนาดเล็กบังคับวิทยุรุ่น T-REX450XL ซึ่งยึดติดไว้กับฐานทดลอง ระบบทดสอบสามารถที่จะเคลื่อนที่หมุนได้ใน 3 แกนองศาอิสระ แต่ในการทดลองนี้จะจำกัดให้เหลือเพียง 1 แกนองศาอิสระ คือให้หมุนได้เฉพาะในการหันทิศทางของเฮลิคอปเตอร์เท่านั้น (หมุนรอบแกน Z) ระบบที่ใช้ในการควบคุมนี้ใช้พื้นฐานการควบคุมแบบพีไอดี และแบบจำลองฟัซซี่ของ ทาคากิ-ซุกิโน โดยจะมีส่วนปรับตัวควบคุม ที่ได้จากการสังเกตสถานะที่เปลี่ยนไป เป็นตัวปรับปรุงแก้ไขตัวควบคุมฟัซซี่ โดยเปลี่ยนแปลงค่าความละเอียดในการควบคุม

Abstract

This paper discusses about the design of Fuzzy-PID (Proportional Integral Derivative) controller. This controller system can automatically adapt its operation to the changes in dynamic environment. The radio control Helicopter model T-REX450XL were used in the testing of the controller system. The helicopter was fixed into the test base. It can move in 3 degree of freedom, but in this paper we only tested the controller in 1 degree of freedom which is the heading of helicopter (Yaw : rotate in Z axis). The control system is based on the conventional PID control combined with Takagi-Sugeno's type fuzzy model and

precompensation by Self-tuning method, which learns to tune itself online for modifying Scale-factor.

Keywords

Helicopter, PID controller, Fuzzy-PID Controller

1. บทนำ

เฮลิคอปเตอร์ เป็นอากาศยานชนิดหนึ่งที่มีลักษณะโครงสร้างแตกต่างจากเครื่องบินปีกติด(Fixed wings) โดยทั่วไป คือเฮลิคอปเตอร์จะมีใบพัดหลักขนาดใหญ่(Main rotor blades) ที่หมุนได้รอบๆตามแนวนอน และมีใบพัดขนาดเล็ก(Tail rotor blades) ที่หมุนได้ตั้งอยู่ด้านหลัง ดังนั้นเฮลิคอปเตอร์จึงมีอีกชื่อหนึ่งว่า "เครื่องบินปีกหมุน" ด้วยลักษณะโครงสร้างดังกล่าวข้างต้น จึงทำให้เฮลิคอปเตอร์สามารถที่จะบินขึ้น-ลงในแนวดิ่ง บินออกด้านข้างซ้าย-ขวา และบินนิ่งอยู่กับที่(Hovering)ได้ด้วยคุณสมบัติที่ดีเหล่านี้ เฮลิคอปเตอร์จึงถูกนำไปใช้ประโยชน์อย่างมากในงานด้านต่างๆ อย่างกว้างขวาง

แต่เนื่องจากความไม่เป็นเชิงเส้น(Nonlinear) ของเฮลิคอปเตอร์ การควบคุมอัตโนมัติจึงมักจะมีปัญหาในการควบคุมอยู่เสมอ การควบคุมโดยใช้พีไอดี(PID) เพียงอย่างเดียวซึ่งเป็นการควบคุมเชิงเส้น(Linear) จึงไม่สามารถที่จะจัดการกับปัญหาให้หมดไปได้

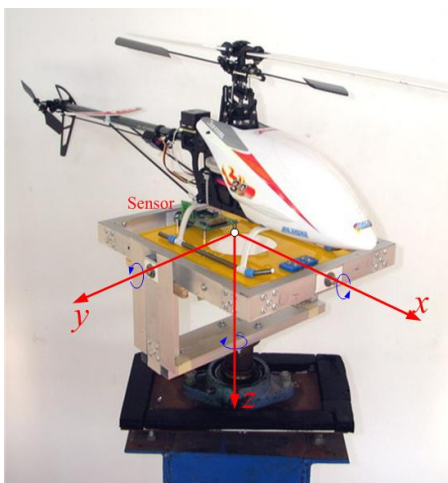
จากแนวความคิดของ Zadeh, L.A. [1] ที่เสนอวิธีการใช้ฟัซซี่ลอจิก (Fuzzy Logic) ในการอธิบายเกี่ยวกับความไม่แน่นอน(Uncertain) และสิ่งที่คลุมเครือ(Fuzzy) มาช่วยในการแก้ไขปัญหาต่างๆ ได้รับความสนใจเป็นอย่างมาก จนแนวความคิดนี้ได้แพร่หลาย และการขยายความเพื่อนำไปประยุกต์ใช้ในด้านต่างๆอย่างมากมาย

ในการใช้งานระบบควบคุมนั้น ฟัชชี่ลอจิกถูกใช้เป็นเทคนิคการประมวลผลแบบหนึ่ง ซึ่งแตกต่างจากระบบประมวลผลแบบธรรมดาตรงที่มีความยืดหยุ่น และสามารถรองรับความไม่แน่นอนของระบบได้อย่างดี ดังนั้นจึงมีงานวิจัยที่เกี่ยวกับการนำเอา ฟัชชี่ลอจิกมาประยุกต์ใช้ในการควบคุมเฮลิคอปเตอร์อย่างต่อเนื่อง โดยมีทั้งการใช้ฟัชชี่ลอจิกแบบเดี่ยวๆ และการใช้ฟัชชี่ลอจิกร่วมกับระบบควบคุมแบบอื่นๆ เช่น งานวิจัยของสุคนธ์ พันธูเณร และมนูกิจ พาณิชกุล [2] ใช้ฟัชชี่ลอจิกร่วมกับการควบคุมแบบพีไอดี ในการหันทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ และใช้วิธีการปรับค่า(Self-tuning) ในการปรับปรุงระบบควบคุม, งานวิจัยของ Edgar N. Sanchez และคณะ [3] ใช้ฟัชชี่ลอจิกร่วมกับการควบคุมแบบพีไอดี ในการทรงตัวและเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์ในระบบเสมือนจริง(Simulation)

ในงานวิจัยนี้ได้นำเอาฟัชชี่ลอจิก และระบบควบคุมพีไอดี มาใช้ร่วมกัน โดยใช้ฟัชชี่ลอจิกปรับค่าเกน(gain) ของระบบพีไอดี ในการหันทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ โดยเลือกใช้แบบจำลองฟัชชี่ของ ทาคากิ-ซูกิโน (Takaki-Sugeno Fuzzy Model) [4] และมีระบบการเรียนรู้ โดยระบบสามารถที่จะเรียนรู้และปรับปรุงการควบคุม โดยใช้วิธีการปรับตัว (Adaptive-method) ซึ่งรวมเอาทั้ง วิธีการปรับกฎ(Rule modification) และวิธีการปรับค่า(Self-tuning) ไว้ด้วยกัน

2. เฮลิคอปเตอร์ ที่ใช้ในการควบคุม

เฮลิคอปเตอร์ที่ใช้ในการทดลองนี้ จะใช้เฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุระบบไฟฟ้า รุ่น T-REX450XL ของ ALIGN โดยเฮลิคอปเตอร์จะถูกยึดติดไว้กับฐานทดสอบที่ทำจากอลูมิเนียม ระบบทดสอบสามารถที่จะเคลื่อนที่หมุนได้ใน 3 แกนองศาอิสระ แต่ในการทดลองนี้จะจำกัดให้เหลือเพียง 1 แกนองศาอิสระ คือให้หมุนได้เฉพาะในการหันทิศทางของเฮลิคอปเตอร์เท่านั้น (หมุนรอบแกน Z)



รูปที่ 1 เฮลิคอปเตอร์กับฐานทดลอง

เฮลิคอปเตอร์จะใช้ R/C Servomotor รุ่น HS-56SB ของ Hitec ในการปรับมุมเอียงองศาของใบพัด

ตารางที่ 1 แสดงขนาดของเฮลิคอปเตอร์

รายละเอียดข้อมูล	เฮลิคอปเตอร์
ความยาว	650 มิลลิเมตร
ความสูง	230 มิลลิเมตร
ขนาดใบพัดหลัก	700 มิลลิเมตร
ขนาดใบพัดหาง	150 มิลลิเมตร
น้ำหนักไม่รวมอุปกรณ์ไฟฟ้า	355 กรัม
น้ำหนักรวมทั้งหมด	730 กรัม

3. อุปกรณ์ที่ใช้ในการควบคุม

อุปกรณ์ที่ใช้ในการควบคุมระบบการทดลองนี้ แบ่งเป็น 2 ส่วนคือ เซนเซอร์ที่ใช้ในการตรวจวัดค่าต่างๆ ที่ได้จากเฮลิคอปเตอร์ และไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ใช้ในการรับคำสั่งสัญญาณที่ได้จากเซนเซอร์ และสั่งงานควบคุมระบบ

3.1 เซนเซอร์

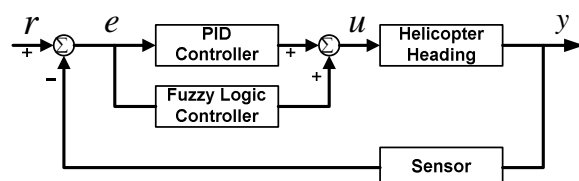
เซนเซอร์ที่ใช้ในการตรวจวัดค่าต่างๆ ใช้เซนเซอร์ของ Android World ซึ่งประกอบด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง(Accelerometer) Analog Devices ADXL202AE 2-axis Accelerometer, เซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม (Gyrometer) Murata ENC-03J Gyrostar piezoelectric vibrating gyros, และอุณหภูมิของบอร์ด(Temperature) และใช้ใจโรเซนเซอร์ GY240 ของ Futaba เป็น Rate Gyro ใช้ในการควบคุมการหันทิศทาง(Heading) ของเฮลิคอปเตอร์

3.2 ไมโครคอนโทรลเลอร์

ไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ใช้ในการรับคำสั่งต่างๆ จากเซนเซอร์ และใช้ในการประมวลผลระบบควบคุม คือ ARM7 ซึ่งเป็น CPU แบบ 16/32 bit ของบริษัท PHILIPS เบอร์ LPC2138 โดยไมโครคอนโทรลเลอร์จะเชื่อมต่อกับคอมพิวเตอร์ผ่านทางพอร์ตอนุกรม RS232 โดยจะใช้พอร์ต A/D(Analog to Digital) ขนาด 10 bit ในการอ่านสัญญาณจากเซนเซอร์ และใช้ในการสร้างสัญญาณ PWM(Pulse Width Modulation) ในการควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ ไมโครคอนโทรลเลอร์จะถูกสั่งงานให้ทำงานตามคำสั่งต่างๆ ที่ความถี่ 50 Hz คือคาบเวลาเท่ากับ 20 ms ตามคาบเวลาสัญญาณ PWM ของระบบ R/C(Radio Control)

4. ระบบควบคุมการหันทิศทางของเฮลิคอปเตอร์

ในการวิจัยครั้งนี้ได้ใช้ระบบที่ทำการควบคุมด้วยพีไอดี ในการบังคับการหันทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ แล้วใช้ตัวควบคุมแบบฟัชชี่ลอจิก เป็นส่วนเสริมเพื่อให้การควบคุมเกิดความแม่นยำมากขึ้น



รูปที่ 2 ผังแสดงการควบคุมการหันทิศทางของเฮลิคอปเตอร์

5. ทฤษฎีตัวควบคุมฟัซซีแบบพีไอดี

จากสมการที่ใช้ในการควบคุมแบบพีไอดี [4] ของการควบคุมการหันทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ คือ

$$u(t) = K_p e(t) + K_d \frac{d(e(t))}{dt} + K_i \int_0^t e(t) dt \quad (1)$$

โดย u คือเอาต์พุต(Output) ของระบบ, e คือค่าผิดพลาด (error), K_p คืออัตราขยายแบบสัดส่วน(Proportional gain), K_d คืออัตราขยายแบบอนุพันธ์(Derivative gain), K_i คืออัตราขยายแบบอินทิกรัล (Integral gain)

จากสมการ (1) เมื่อแสดงในรูปแบบกฎฟัซซี โดยให้เวลาใดๆ $t = k$ จะได้

$$e(k) \wedge \Delta e(k) \wedge \sum_{i=0}^k e(k) \Rightarrow u(k) \quad (2)$$

$$\text{IF } [e(k) \text{ is antecedent AND } \Delta e(k) \text{ is antecedent AND } \sum_{i=0}^k e(k) \text{ is antecedent }] \text{ THEN } u(k) \text{ is consequent} \quad (3)$$

โดย e คือค่าผิดพลาด, Δe คือค่าความเปลี่ยนแปลงของความผิดพลาด, $\sum e$ คือค่าผลรวมของความผิดพลาด

แบบจำลองฟัซซีของ ทาคากิ-ซูกิโน[5] กฎฟัซซีโดยปกติจะมีลักษณะเป็น

$$\text{กฎที่ } L: \text{ IF } (x_1 \text{ is } A_{L1}) \text{ AND } (x_2 \text{ is } A_{L2}) \text{ AND } (x_3 \text{ is } A_{L3}) \text{ THEN } y_L = f_L(x_1, x_2, x_3) \quad (4)$$

โดยที่ x_j , $j = 1, 2, 3$ เป็นตัวประกอบที่ j ของตัวแปรอินพุต(Input) x , A_{ij} เป็นพจน์ภาษาของข้อตั้ง (consequence linguistic term) หรือเป็นฟังก์ชันความเป็นสมาชิกของข้อตั้ง (antecedent membership function) ในกฎที่ i , $i = 1, \dots, L$, y เป็นตัวแปรเอาต์พุต, f_i เป็นสมการเชิงเส้นของข้อตาม (consequent linear function) ของกฎข้อที่ i ตามปกติ $f_i(x_1, x_2, x_3)$ จะเป็นพหุนาม(Polynomial) ที่มีตัวแปรข้อมูลเข้าเป็น (x_1, x_2, x_3) แต่ $f_i(x_1, x_2, x_3)$ อาจเป็นฟังก์ชันอื่นก็ได้ ตราบใดที่เป็นฟังก์ชันที่สามารถอธิบายข้อมูลออกของแบบจำลองภายในบริเวณฟัซซีที่กำหนดโดยข้อนำของกฎได้

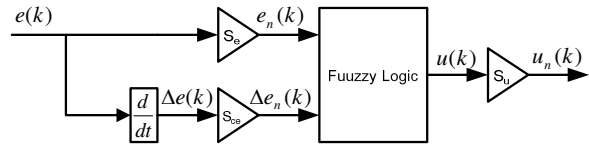
และค่าเอาต์พุตของระบบเป็นผลรวมจากเอาต์พุตจากกฎแต่ละข้อโดยใช้สมการ

$$y = \frac{\sum_{i=1}^L \alpha_i \times y_i}{\sum_{i=1}^L \alpha_i} \quad (5)$$

y_i คือค่าความเป็นสมาชิกของกฎที่ i ของตัวแปรเอาต์พุต, α_i คือค่าคริสป์เอาต์พุต (Crisp output) ที่ได้จากกฎข้อที่ i

6. การทดลอง

จากรูปที่ 3 ในส่วนของตัวควบคุมฟัซซี กำหนดตัวแปรสถานะข้อตั้ง และการกระทำควบคุมข้อตาม กำหนดได้ดังนี้



รูปที่ 3 ผังแสดงการโครงสร้างของตัวควบคุมฟัซซี

จากรูปที่ 2 ตัวแปรสถานะคือ มุมที่เฮลิคอปเตอร์หันเบนออกไป= ค่าความผิดพลาด(e), ค่าความเปลี่ยนแปลงของความผิดพลาด(Δe) โดยให้เวลาใดๆ $t = k$

$$e(k) = r(k) - y(k) \quad (6)$$

$$\Delta e(k) = e(k) - e(k-1) \quad (7)$$

โดย $r(k)$ คือ ค่าอ้างอิงหรือค่าที่ตั้งไว้ของระบบที่เวลา k , $y(k)$ คือ ค่าที่วัดได้จริงของระบบที่เวลา k

ก่อนจะเข้าสู่ส่วนกลไกการหาเหตุผลของฟัซซีจะทำการนอร์มอลไลซ์(Normalization) โดยคูณกับค่าสเกลแฟคเตอร์(Scale factor) เพื่อแปลงปริมาณค่าตัวแปรสถานะของอินพุต และเอาต์พุต ไปเป็นค่าบรรทัดฐาน หรือสเกลที่เหมาะสมในเอกภพสัมพัทธ์

$$e_n(k) = S_e e(k) \quad (8)$$

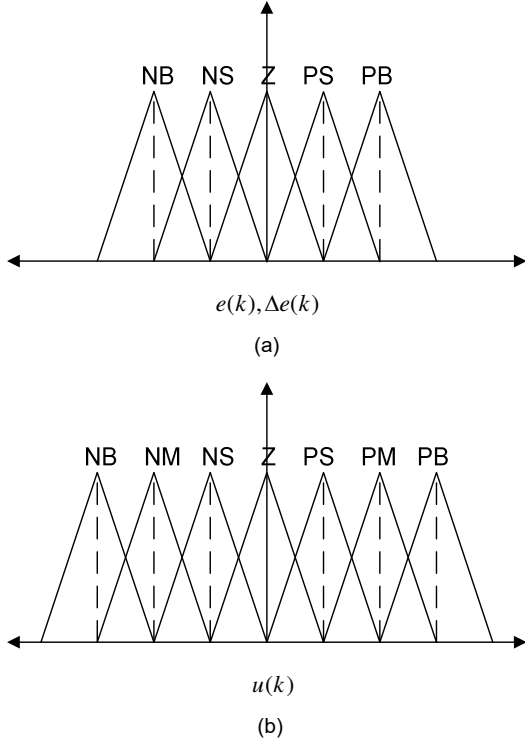
$$\Delta e_n(k) = S_{ce} \Delta e(k) \quad (9)$$

ส่วนการกระทำควบคุมคือ การบิดมุมบังคับหางของเซอร์โวมอเตอร์(u)

$$u(k) = F[e_n(k), \Delta e_n(k)] \quad (10)$$

$$u_n(k) = S_u u(k) \quad (11)$$

กำหนดให้สมาชิกของ e มี 5 เทอม, Δe มี 5 เทอม และ u มี 7 เทอม โดยมี [NB, NM, NS, Z, PS, PM, PB] ซึ่งแทน S=Small, M=Medium, B=Big, N=Negative, Z=Zero, P=Positive, สมาชิกของ $e(k)$, $\Delta e(k)$ และ $u(k)$ แสดงไว้ดังรูปที่ 4



รูปที่ 4 (a) สมาชิกในฟัซซีเซต $e(k)$ และ $\Delta e(k)$
(b) สมาชิกในฟัซซีเซต $u(k)$

ตารางที่ 2 แสดงกฎที่ใช้ในการควบคุมเฮลิคอปเตอร์

		Error, e(t)				
		NB	NS	Z	PS	PB
Change of Error, $\Delta e(t)$	PB	PM	PS	NM	NB	NB
	PS	PM	PS	NS	NB	NB
	Z	PB	PM	Z	NM	NB
	NS	PB	PB	PS	NS	NM
	NB	PB	PB	PM	NS	NM

7. การปรับตัวควบคุม

ในการนำตัวควบคุมฟัซซี-พีไอดี ไปใช้ในการควบคุมการหันทิศทางของเฮลิคอปเตอร์นั้น จำเป็นจะต้องมีการปรับปรุงแก้ไขตัวควบคุม เนื่องจากระบบมีการเปลี่ยนแปลงของสภาวะแวดล้อมเข้ามาเกี่ยวข้อง ดังนั้นพารามิเตอร์ต่างๆ ที่ออกแบบไว้ตอนแรก เช่น สเกลของฟังก์ชันความเป็นสมาชิกของอินพุต หรือค่ากฎต่างๆ จำเป็นจะต้องได้รับการปรับปรุงแก้ไข เพื่อให้จะสามารถรักษาเสถียรภาพการหันทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ให้บรรลุเป้าหมาย เป็นที่น่าพอใจได้

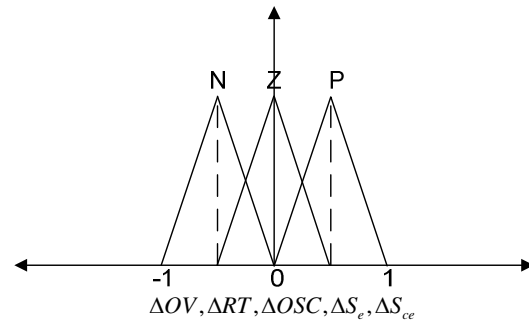
วิธีการปรับค่าด้วยตนเองของการทดลองในครั้งนี้ จะใช้การปรับค่าสเกลของฟังก์ชันความเป็นสมาชิกของอินพุต โดยใช้สเกลแฟคเตอร์เปลี่ยนค่าของความผิดพลาด และอัตราความผิดพลาด สเกลใหม่นี้สร้างโดยอาศัยตัววัดสมรรถนะของระบบ 3 ค่า คือ เปอร์เซนต์การพุ่งเกิน (Overshoot percentage : OV), ช่วงเวลาขาขึ้น(Rise time : RT) และ เปอร์เซนต์การสั่นของแอมพลิจูด(Amplitude Oscillation percentage : OSC)

$$\Delta OV = OV - OV_{ref} \quad (12)$$

$$\Delta RT = RT - RT_{ref} \quad (13)$$

$$\Delta OSC = OSC - OSC_{ref} \quad (14)$$

โดยที่ ΔOV , ΔRT และ ΔOSC แบ่งเป็น 3 เทอมดังรูปที่ 5



รูปที่ 5 สมาชิกในฟัซซีเซต $\Delta OV, \Delta RT, \Delta OSC, \Delta S_e, \Delta S_{ce}$

การปรับค่าสเกลแฟคเตอร์นั้นใช้

$$S_e(k+1) = S_e(k) + \Delta S_e \quad (15)$$

$$S_{ce}(k+1) = S_{ce}(k) + \Delta S_{ce} \quad (16)$$

สำหรับการหาค่า ΔS_e และ ΔS_{ce} จะต้องอาศัยการปรับสเกลแฟคเตอร์ที่ขึ้นกับค่าสมรรถนะ กฎของการคำนวณค่า ΔS_e มีดังนี้

กฎที่ 1 IF $\Delta OV = P$ THEN $\Delta S_e = P$

กฎที่ 2 IF $\Delta OV = Z$ THEN $\Delta S_e = Z$

กฎที่ 3 IF $\Delta OV = N$ THEN $\Delta S_e = N$

กฎที่ 4 IF $\Delta RT = P$ THEN $\Delta S_e = P$

กฎที่ 5 IF $\Delta RT = Z$ THEN $\Delta S_e = Z$

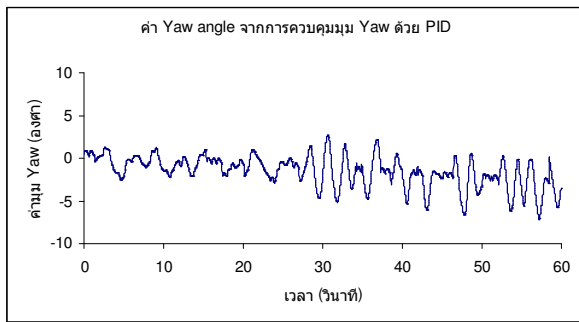
กฎที่ 6 IF $\Delta RT = N$ THEN $\Delta S_e = N$

- กฎที่ 7 IF $\Delta OSC = P$ THEN $\Delta S_e = P$
- กฎที่ 8 IF $\Delta OSC = Z$ THEN $\Delta S_e = Z$
- กฎที่ 9 IF $\Delta OSC = N$ THEN $\Delta S_e = N$

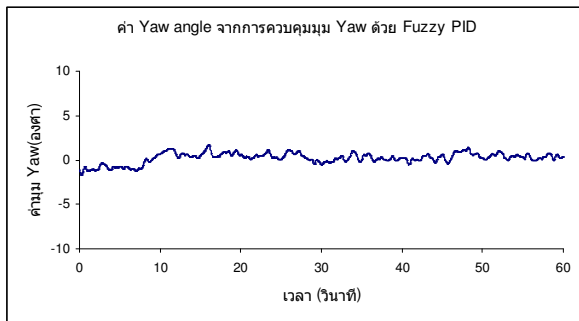
สำหรับกฎคำนวณค่า ΔS_{ce} จะใช้ค่าอัตราของ ΔOV โดยที่ $DOV = [\Delta OV(k) - \Delta OV(k - 1)]$

- กฎที่ 1 IF $DOV = P$ THEN $\Delta S_{ce} = N$
- กฎที่ 2 IF $DOV = Z$ THEN $\Delta S_{ce} = Z$
- กฎที่ 3 IF $DOV = N$ THEN $\Delta S_{ce} = P$

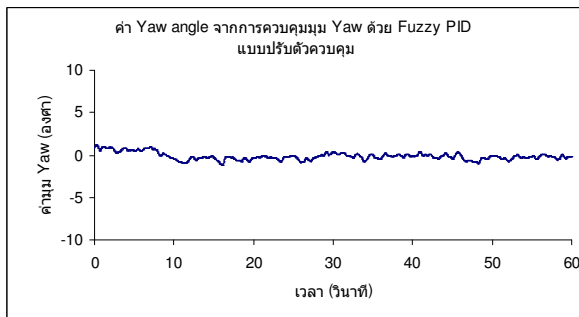
8. ผลการทดลอง



(a)



(b)



(c)

รูปที่ 6 กราฟแสดงค่ามุมที่เปลี่ยนแปลงไป เทียบกับเวลา

จากกราฟผลการทดลอง แสดงให้เห็นถึงความสัมพันธ์ระหว่างค่ามุมที่เปลี่ยนไป(องศา)ในแนวแกนตั้ง และค่าเวลา(วินาที)ในแนวแกนนอน ในรูป (a) แสดงการควบคุมด้วยระบบ พีไอดี, รูป(b) แสดงถึงการควบคุมด้วยระบบฟัซซี่-พีไอดี, และในรูป(c) แสดงถึงการควบคุมด้วยระบบฟัซซี่-พีไอดี แบบปรับค่าได้

จากกราฟทั้งสามแสดงให้เห็นว่า ระบบการควบคุมฟัซซี่-พีไอดีแบบปรับค่าได้(c) สามารถที่จะควบคุมทิศทางการบินให้อยู่ในช่วงที่แคบกว่า คืออยู่ในช่วง +2องศา ถึง -2องศา รองลงมาคือระบบการควบคุมแบบฟัซซี่-พีไอดี(b) อยู่ในช่วง +3องศา ถึง -3องศา ส่วนระบบการควบคุมด้วยพีไอดีอย่างเดียว(a) การหันทิศทางจะอยู่ในช่วงที่กว้างกว่าคือ +3องศาถึง -7องศา

9. สรุปผลการวิจัย และแนวทางการพัฒนา

จากผลการทดลอง สรุปได้ว่าระบบการควบคุมการหันทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ โดยการปรับตัวควบคุมฟัซซี่-พีไอดี แบบปรับค่าได้ สามารถที่จะใช้ควบคุม การหันทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ได้อย่างมีประสิทธิภาพ เนื่องมาจากการควบคุมฟัซซี่-พีไอดี แบบปรับค่าได้ เราสามารถที่จะปรับค่าตัวแปรต่างๆ ได้ละเอียดมากขึ้น การพัฒนาระบบขั้นต่อไปคือขยายระบบให้ควบคุมได้ทั้ง 3 แกน

เอกสารอ้างอิง

- [1] Zadeh, L.A., 1965, Fuzzy set, Information and control. Vol.8, pp. 338 – 353.
- [2] Puntunan, S. and Parnichkun, M., 2005, Self-tuning precompensation of PID based heading control of a flying robot, Advanced Robotics and its Social Impacts. IEEE Workshop, pp. 226 – 230.
- [3] Sanchez, E.N., Becerra, H.M., and Velez, C.M., 2005, Combining fuzzy and PID control for an unmanned helicopter, Fuzzy Information Processing Society, 2005. NAFIPS 2005. Annual Meeting of the North American, pp. 235 – 240.
- [4] กิตติไพฑูรย์วัฒนกิจ, 2547, ฟัซซี่ลอจิก, ไดโนนาพรีนซ์, หน้า 130
- [5] Takagi, T. and Sugeno, M., 1985, Fuzzy Indentification of system and its application to modeling and control, IEEE Trasactions on Systems Man and Sybernetics, Vol. 15, pp. 116-132.