

ระบบควบคุมแบบผสมสำหรับการรักษาเสถียรภาพของเฮลิคอปเตอร์

Hybrid control system for stabilization of helicopter

ฐาปนศักดิ์ ทองสุวรรณ และ อรรณพ เรืองวิเศษ
สถาบันวิทยาการหุ่นยนต์ภาคสนาม(ฟีโบ้) มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี
91 ถ.ประชาอุทิศ แขวงบางมด เขตทุ่งครุ กรุงเทพฯ 10140
โทร 02-470-9339 โทรสาร 02-470-9691 E-mail: annop@fibo.kmutt.ac.th

Thapanasak THONGSUWAN and Annop RUANGWISET
Institute of Field roBOTics(FIBO), King Mongkut's University of Technology Thonburi
91 Pracha-u-tid Rd. Bangmod Tungkru Bangkok 10140 Thailand
Tel 02-470-9339 Fax 02-470-9691 E-mail: annop@fibo.kmutt.ac.th

บทคัดย่อ

บทความนี้นำเสนอระบบควบคุมเฮลิคอปเตอร์แบบผสมเพื่อรักษาเสถียรภาพจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้จากการทดลองของ M. V. Nieuwstadt, R. M. Murray[3] มาออกแบบระบบควบคุมแบบผสมโดยใช้ระบบป้อนกลับสแตตในการรักษาเสถียรภาพในสภาวะปกติหากมีลมพัดเข้ามาจนสูญเสียเสถียรภาพให้เปลี่ยนมาใช้การควบคุมด้วยระบบโครงข่ายประสาท โดยระบบการควบคุมทั้ง 2 แบบต้องถูกต้องตามเงื่อนไขของเลียปูนอฟ จำกัดวงในการออกแบบควบคุมไว้เพียงการบินลอยตัวนิ่ง

Abstract

This paper presents the design and analysis of the hybrid control system for helicopter stabilization. The plant used through out the paper follows the result given by M. V. Nieuwstadt and R. M. Murray [3]. The helicopter uses a state feedback control system during the normal and disturbance-free flight. The neural network control system takes over whenever there are disturbances from turbulence. Both control systems are designed under the Lyapunov criteria. We limit the scope of our control design and analysis to the hovering case only.

1. บทนำ

การเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์มี 6 ชั้นอิสระ (degree of freedom) คือการเคลื่อนที่เชิงเส้นในแนว ขึ้น/ลง ซ้าย/ขวา หน้า/หลัง รอบแกน x รอบแกน y รอบแกน z หากแบ่งแยกตามรูปแบบของการบินจะแบ่ง

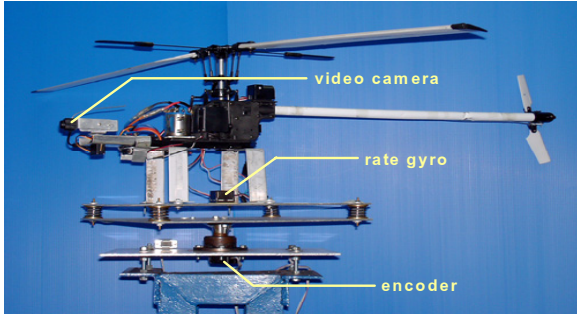
ออกได้เป็นการบินไปข้างหน้า บินไปด้านข้าง บินลอยตัวนิ่ง บินเปลี่ยนทิศทางโดยการหมุนรอบตัว การควบคุมเฮลิคอปเตอร์มี 3 ตัวควบคุม ป้อนเข้าคือ elevator (δ_e) aileron (δ_a) rudder (δ_r) ตำแหน่งของตัวควบคุมป้อนเข้าจะทำให้รูปแบบการบินเปลี่ยนไป

ปัญหาทางพลศาสตร์ทางการบินของเฮลิคอปเตอร์ คือ เฮลิคอปเตอร์จะไร้เสถียรภาพโดยธรรมชาติ หรือ มีความหน่วงต่ำมาก ได้รับผลกระทบจากลมในสภาพแวดล้อมง่ายมาก อีกทั้งมีความเกี่ยวพันระหว่างสแตต ไม่สามารถแยกรูปแบบในการเคลื่อนที่ได้อย่างเด็ดขาดจึง ทำให้ควบคุมได้ยากมาก บทความนี้จึงได้นำเสนอระบบควบคุมเฮลิคอปเตอร์แบบผสมระหว่าง ระบบป้อนกลับสแตต กับ ระบบโครงข่ายประสาท โดยมีเงื่อนไขในการเปลี่ยนแบบระบบควบคุมจากการวิเคราะห์เสถียรภาพของเลียปูนอฟ (Lyapunov) คือเมื่อมีลมพัดเข้าหาเฮลิคอปเตอร์ หากเฮลิคอปเตอร์ยังมีเสถียรภาพอยู่ให้ใช้การควบคุมแบบป้อนกลับสแตต แต่เมื่อสูญเสียเสถียรภาพให้เปลี่ยนมาใช้การควบคุมด้วยระบบโครงข่ายประสาทที่มีการจำกัดค่าความถ่วง

โดยในบทความนี้เป็นการศึกษาเฉพาะรูปแบบการบินลอยตัวนิ่งของเฮลิคอปเตอร์ขนาดเล็กที่มีเซนเซอร์ที่สามารถวัดปริมาณสแตตได้ทั้งหมด มีเซนเซอร์วัดความเร็วลมและทิศทางได้ครบทุกแกน

2. แบบจำลองของเฮลิคอปเตอร์

เฮลิคอปเตอร์ที่ใช้ในการศึกษา เป็นเฮลิคอปเตอร์บังคับด้วยวิทยุรุ่น Kyosho EP ขับเคลื่อนด้วยมอเตอร์ไฟฟ้า มีเส้นผ่านศูนย์กลางใบพัด 30 นิ้ว ตั้งรูปที่ 1 มี 4 ตัวควบคุมได้แก่ ตัวควบคุมซ้าย/ขวา (aileron) ตัวควบคุมหน้า/หลัง (elevator) ทิศทาง (rudder) และ ตัวควบคุมความเร็วรอบของใบพัด (rotor revolution) แต่ในการศึกษากำหนดให้ความเร็วรอบของใบพัดคงที่



รูปที่ 1 เฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุที่ใช้ในการศึกษา

จากการทดลองของหาแบบจำลองของระบบ M. V. Nieuwstadt, R. M. Murray[1] นำมาพิจารณาสมการผลต่างสี่ปีเนื่อง(difference equation) ของระบบอันดับที่ n สามารถเขียนได้เป็น

$$\begin{aligned} x(k+1) &= Ax(k) + Bu(k) \\ y(k) &= Cx(k) \end{aligned} \quad (1)$$

เมื่อ A, B, C เป็นเมทริกซ์อธิบายถึงพลวัตของเฮลิคอปเตอร์ k แทนเวลาที่ $t = kT$ เมื่อ T คือเวลาในการซิกซ์สัญญาณ k ตัวอย่าง

$k, x(k), y(k)$ เป็นเวกเตอร์ของสแตต และเอาต์พุตตามลำดับ $u(k)$ คำสั่งที่ให้กับระบบ

เวกเตอร์ของสแตตและอินพุตเป็นดังสมการที่ (2)

$$\begin{aligned} x(k) &= [\theta \ \phi \ \psi \ p \ q \ r] \\ u(k) &= [\delta_a \ \delta_e \ \delta_r \ 0 \ 0 \ 0] \end{aligned} \quad (2)$$

จากค่านิยามของเสถียรภาพของเลียพูนอฟ ในระบบเวลาไม่ต่อเนื่อง[2] พิจารณาระบบอิสระ(unforced system) จะได้เป็นสมการที่(3)

$$x(k+1) = Ax(k) \quad (3)$$

เมื่อ $x(k)_{(6 \times 1)}$ และ $A_{s(6 \times 6)}$ มีจุดสมมูลของstate ที่ $X_e = 0$ เป็น asymptotically stable Q เป็นเมทริกซ์ positive-definite เมทริกซ์

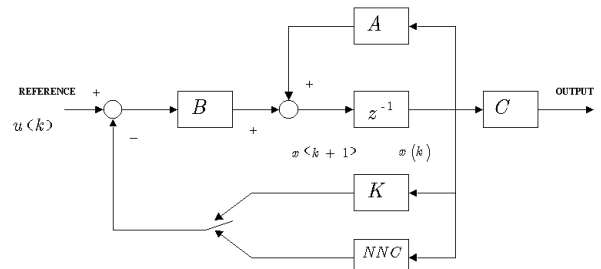
$$\begin{aligned} V(x) &= x^T(k)Px(k) \\ \Delta V[x(k)] &= V[x(k+1)] - V[x(k)] \\ A^T P A - P &= -Q \end{aligned} \quad (4)$$

ในสมการที่(4) ระบบจะมีเสถียรภาพเมื่อ ΔV เป็น negative definite

เมื่อนำ A, B, C มาทดสอบโดยกำหนดให้ Q เป็นเมทริกซ์เอกลักษณ์ พบว่าเฮลิคอปเตอร์ไม่มีเสถียรภาพในแบบของเลียพูนอฟตามสมการที่(4)

3. การวิเคราะห์เสถียรภาพแบบเลียพูนอฟและ เงื่อนไขในการเปลี่ยนแบบในการควบคุม

ดังรูปที่ 2 การออกแบบระบบควบคุมเพื่อรักษาเสถียรภาพในรูปแบบของเลียพูนอฟ ได้ใช้ระบบป้อนกลับสแตต และระบบโครงข่ายประสาท สลับกันตามเงื่อนไขที่กำหนดไว้



รูปที่2 โครงสร้างของระบบควบคุม

ขณะที่เฮลิคอปเตอร์อยู่ในสภาวะที่มีเสถียรภาพจะใช้ระบบควบคุมแบบระบบป้อนกลับสแตตแต่หากมีลมพัดเข้ามาจนเฮลิคอปเตอร์สูญเสียเสถียรภาพจะเปลี่ยนมาใช้การควบคุมด้วยระบบโครงข่ายประสาท ในหัวข้อนี้แบ่งเนื้อหาเป็น 3 ส่วนคือ (1) ส่วนระบบควบคุมแบบระบบป้อนกลับสแตต (2)ส่วนระบบควบคุมแบบโครงข่ายประสาท (3)เงื่อนไขในการเปลี่ยนแบบในการควบคุม

จากรูปที่ 2 กำหนดเงื่อนไขในการเปลี่ยนแบบสรุปดังตารางที่1

ตารางที่ 1 แสดงตรรกะในการเลือกระบบควบคุม

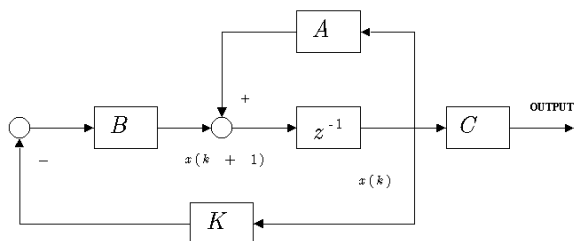
	ระบบป้อนกลับสแตต	โครงข่ายประสาท
มีเสถียรภาพ	1	0
สูญเสียเสถียรภาพ	0	1

จากตารางที่ 1 แสดงตรรกะในการเลือกระบบควบคุมโดยใช้สัญลักษณ์ $sig_{ss}(\cdot), sig_{nm}(\cdot)$ แสดงค่าของตรรกะของระบบควบคุมแบบระบบป้อนกลับสแตต และระบบควบคุมแบบโครงข่ายประสาทตามลำดับจากสมการที่(1) จะเขียนเป็นดังสมการที่ (5)

$$x(k+1) = A_s x(k) + B_s \{ [sig_{ss}(\cdot) u_{ss}(k)] + [sig(\cdot) u_{nm}(k)] \} \quad (5)$$

3.1 การออกแบบระบบควบคุมเพื่อรักษาเสถียรภาพด้วยระบบป้อนกลับสเตต

หากเฮลิคอปเตอร์มีเสถียรภาพในการบิน จะใช้ระบบควบคุมแบบป้อนกลับสเตต เมื่อพิจารณาจากระบบอิสระ(unforced system) จะสามารถเขียนรูปที่ 2 ใหม่ได้ ดังรูปที่ 3



รูปที่ 3 โครงสร้างของระบบควบคุมป้อนกลับสเตต

ตัวควบคุมป้อนเข้าจะเขียนได้เป็น $u(k) = -Kx(k)$ เมื่อ K เป็นเมทริกซ์อัตราขยาย (gain) เมื่อแทนลงในสมการที่ (1) จะได้เป็นสมการที่ (6)

$$x(k+1) = (A - BK)x(k) \quad (6)$$

จากสมการที่ (6) ให้ $\Lambda = (A - BK)$ เมื่อนำแทนในสมการที่ (4) จะได้สมการที่ (7) หรือ (8)

$$\Lambda^T P \Lambda - P = -Q \quad (7)$$

$$(A - BK)^T P (A - BK) - P = -Q \quad (8)$$

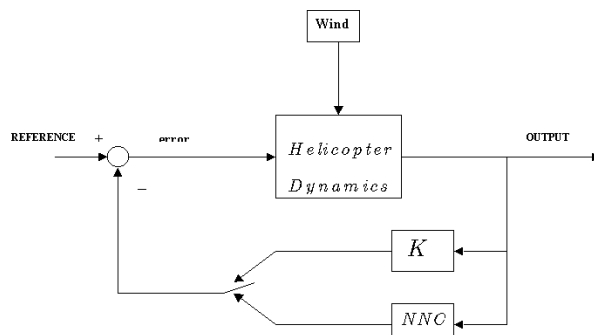
จากข้อกำหนดของเลียฟูนอฟ ให้ Q เป็น positive-definite เมทริกซ์ ดังนั้นให้ Q เป็นเมทริกซ์เอกลักษณะ หาค่า K ที่ทำให้ P เป็นไปตามเงื่อนไขของการมีเสถียรภาพของเลียฟูนอฟ จากสมการที่ (4) จะได้ว่า

$$\Delta V(k) = x^T(k) [(A - BK)^T P (A - BK) - P] x(k) < 0 \quad (9)$$

ซึ่งหากค่า ΔV มีค่าน้อยกว่าศูนย์ถือว่าเสถียรภาพในรูปแบบของเลียฟูนอฟ

3.2 เงื่อนไขในการเปลี่ยนแบบการควบคุม

ในการออกแบบระบบควบคุมทั้งแบบป้อนกลับสเตตเป็นการออกแบบที่สภาวะอากาศหนึ่ง หากในสภาวะที่มีลมพัดเข้ามาหาเฮลิคอปเตอร์ดังรูปที่ 4 ซึ่งเป็นสาเหตุที่ทำให้เกิดการสูญเสียเสถียรภาพ จะสามารถเขียนแผนผังระบบควบคุมใหม่ได้ดังรูปที่ 4



รูปที่ 4 โครงสร้างของระบบควบคุมเมื่อมีลมพัดเข้ามาหาเฮลิคอปเตอร์

เวกเตอร์ของสเตตเมื่อมีลมพัดเข้ามาหาเฮลิคอปเตอร์ สามารถเขียนใหม่เป็น $x(k) = \hat{x}(k) + \Delta x(k)$ โดย \hat{x} และ Δx เป็นเวกเตอร์ค่าที่เกิดตามพลวัตของเฮลิคอปเตอร์และค่าที่เกิดจากความเร็วลมตามลำดับ เมื่อนำค่าที่เกิดจากความเร็วมมาเขียนเป็นเวกเตอร์ของสเตตจะได้เป็น $\Delta x(k) = [0 \ 0 \ 0 \ p_w \ q_w \ r_w]$ โดยกำหนดทิศทางลมให้เข้ามาที่จุดรวมแรงดัน (center of pressure) ซึ่งมีระยะห่างจากจุดศูนย์ถ่วง (center of gravity) เป็นระยะ \bar{r} ดังนั้นเมื่อคิดเป็นความเร็วเชิงมุมของลมที่ทำการอบจุดศูนย์ถ่วงก็จะได้ตั้งเวกเตอร์ของสเตต Δx

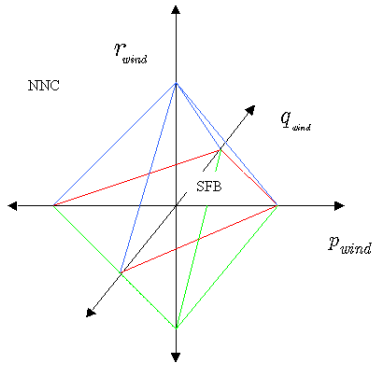
นำ $x(k) = \hat{x}(k) + \Delta x(k)$ แทนลงในสมการ (1) จะได้เป็นสมการที่ (10)

$$x(k+1) = (A - BK)\hat{x}(k) + (A - BK)\Delta x(k) \quad (10)$$

โดยพิจารณาเป็นระบบอิสระ(unforced system) จากคำนิยามของเสถียรภาพของเลียฟูนอฟ ในระบบเวลาไม่ต่อเนื่อง แล้วใช้ค่า P และ K จากระบบควบคุมแบบป้อนกลับสเตต จะได้สมการที่ (11)

$$\begin{aligned} \Delta V(k) = & \hat{x}^T(k) [\Lambda^T P \Lambda - P] \hat{x}(k) \\ & + \hat{x}^T(k) [\Lambda^T P \Lambda - P] \Delta x(k) \\ & + \Delta x^T(k) [\Lambda^T P \Lambda - P] \hat{x}(k) \\ & + \Delta x^T(k) [\Lambda^T P \Lambda - P] \Delta x(k) < 0 \end{aligned} \quad (11)$$

เมื่อทดลองเพิ่มค่า Δx แล้วหาค่าจากสมการที่ (11) จะได้เป็นความเร็วลมที่ยังมีเสถียรภาพอยู่แสดงเป็นรูปหลายเหลี่ยม ดังรูปที่ 5



รูปที่5 การเลือกแบบการควบคุมสัมพันธ์กับความเร็วลม

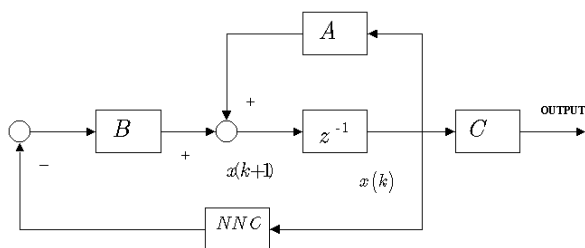
โดยถ้าความเร็วลมที่พัดเข้ามาอยู่ในรูปหลายเหลี่ยมนี้หมายถึงมีเสถียรภาพในแบบของเลียฟนอฟให้ใช้การควบคุมแบบแบบป้อนกลับสแตต หากความเร็วลมอยู่นอกรูปหลายเหลี่ยมนี้หมายถึงไม่มีเสถียรภาพให้เปลี่ยนมาใช้การควบคุมแบบระบบโครงข่ายประสาท

3.3 การออกแบบระบบควบคุมโดยระบบโครงข่ายประสาทแบบรับประกันช่วง weight ที่มีเสถียรภาพ [1]

หากเอลิคอปเตอร์มีการสูญเสียเสถียรภาพในการบิน จะใช้ระบบควบคุมแบบระบบโครงข่ายประสาทโดยสามารถเขียนรูปที่2 ใหม่ได้ตั้งรูปที่6 ซึ่งเมื่อพิจารณาระบบอิสระ(unforced system) ตัวควบคุมป้อนเข้าจะเขียนได้เป็น $u(k) = -NN(x(k))$ เมื่อ $NN(\cdot)$ แสดงระบบโครงข่ายประสาท

จากเอกสารอ้างอิง[5] เมื่อพิจารณาโครงสร้างจะแสดงดังสมการที่ (12)

$$y_k = \Gamma \left(\sum_{j=1}^p w_{kj}(k) u_j + w_b \right) \quad (12)$$



รูปที่6 แผนภาพระบบควบคุมด้วยระบบโครงข่ายประสาท

เมื่อ $U^T = [u_1, u_2, \dots, u_n]$ คือเวกเตอร์ของตัวควบคุมป้อนเข้า

คือส่วนย่อยของเมทริกซ์ค่าความถ่วง(weight)

$W(k)$ คือเมทริกซ์ค่าความถ่วง ซึ่งแสดงค่าความสัมพันธ์ระหว่างข้อมูลเข้ากับข้อมูลออก

w_b คือค่าบวกเพิ่มของเมทริกซ์ค่าความถ่วงมีค่าน้อยมากใกล้เคียง 0

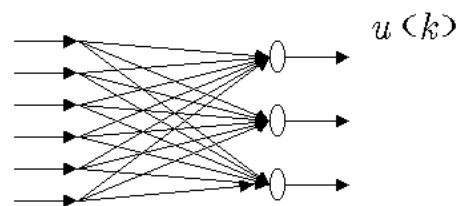
Γ คือฟังก์ชันต่อเนื่อง

ดังนั้นเมื่อพิจารณา ว่าตัวควบคุมป้อนเข้าของระบบโครงข่ายประสาทคือเวกเตอร์ของสแตต ข้อมูลออกของระบบโครงข่ายประสาทคือเวกเตอร์ของอินพุต และ กำหนดให้ Γ เป็นฟังก์ชันเชิงเส้น นำไปแทนในสมการที่ (1) จะได้

$$\begin{aligned} x(k+1) &= Ax(k) + B[\Gamma Wx(k)] \\ x(k+1) &= (A - B\Gamma W)x(k) \end{aligned} \quad (13)$$

จากสมการที่ (13) จะเห็นว่าผลคูณ $B\Gamma W$ ต้องมีขนาดเท่ากับ A ดังนั้นสามารถออกแบบโครงสร้างระบบโครงข่ายประสาทโดยกำหนดให้ Γ เป็นสมการเชิงเส้นมีค่าความชันเท่ากับ 1 จะได้โครงสร้างดังรูปที่ 7

$x < k >$



รูปที่7 ระบบโครงข่ายประสาทที่ออกแบบ

จากรูปที่ 7 ระบบโครงข่ายประสาทที่มี 6 ข้อมูลเข้า 3 ข้อมูลออก เมทริกซ์ค่าความถ่วง จะมีขนาดเท่ากับ 3 แถว 6 หลัก หากนำสมการที่ (13) มาคิดโดยใช้วิธีการเดียวกับการพิจารณาเงื่อนไขในการเปลี่ยนแบบการควบคุมในหัวข้อ 3.2 จะได้เป็นสมการที่(14)

$$\begin{aligned} \Delta V(k) &= \Delta x^T(k) [\Delta^T P \Delta - P] \Delta x(k) \\ &+ \Delta x^T(k) [\Delta^T P \Delta - P] \Delta x(k) \\ &+ \Delta x^T(k) [\Delta^T P \Delta - P] \Delta x(k) \\ &+ \Delta x^T(k) [\Delta^T P \Delta - P] \Delta x(k) < 0 \end{aligned} \quad (14)$$

โดย $\Delta = A - B\Gamma W$ มีเงื่อนไขของเสถียรภาพเหมือนสมการที่ (11) ซึ่งจะเป็นเงื่อนไขในการตัดเลือกค่าความถ่วง โดยมีวิธีการในการเรียนรู้ดังนี้

ขั้นตอนการคำนวณ

- (1) คำนวณค่าตามสมการที่(14) หากจุดเกิดการสูญเสียเสถียรภาพ
- (2) กำหนดค่าคงที่ในการเรียนรู้ (α) , ค่าเมทริกซ์ค่าความถ่วงเริ่มต้นให้เท่ากับค่าอัตราขยายที่จากระบบควบคุมแบบสแตตป้อนกลับ
- (3) เนื่องจากค่าอัตราขยายแต่ละตัวมีผลต่อเสถียรภาพไม่เท่ากัน ดังนั้นอัตราการเรียนรู้ของแต่ละตัวย่อมไม่เท่ากัน โดยแต่ละตัวจะมีอัตราการเรียนรู้อิสระ η_{ij} สามารถหาได้จากสมการที่ (15)

$$\eta_{ij} = \frac{\sqrt{w_{ij}^2}}{\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \sqrt{w_{ij}^2}} \quad (15)$$

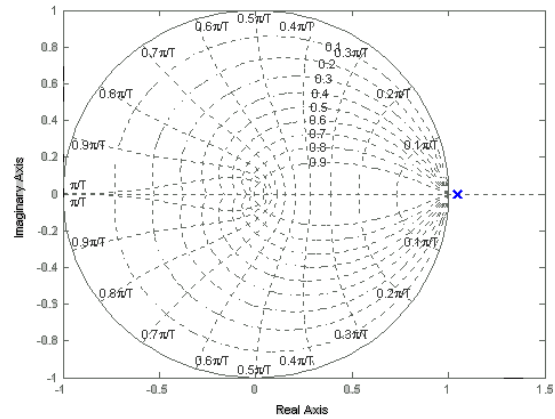
- (4) กำหนดค่าเมทริกซ์ปรับค่าความถ่วง (ΔW) เพื่อใช้ในการเรียนรู้โดย $\Delta w_{ij} = \eta_{ij} w_{ij}$ โดย Δw_{ij} เป็นส่วนย่อยของ (ΔW)
- (5) บันทึกค่าเวกเตอร์ สเตตแยกเป็น $x(k) = \hat{x}(k) + \Delta x(k)$
- (6) หาค่าความผิดพลาด $e(k) = \Delta V - \Delta V_{target}$ โดยค่า ΔV_{target} ต้องมีค่าน้อยกว่า 0
- (7) ทำการปรับค่าเมทริกซ์ค่าความถ่วง ตามสมการที่ (16)

$$W(k+1) = W(k) - \alpha [\Delta W(k)] e(k) \quad (16)$$

- (8) ทำการแทนค่าใน $\Delta^T P \Delta - P = -Q$ หาค่า P และทำการตรวจสอบ หากค่า P ไม่เป็น positive-definite เมตริกซ์ ให้กลับไปปรับค่าเมทริกซ์ค่าความถ่วง จนกว่าจะได้ P เป็น positive-definite เมตริกซ์
- (9) นำค่า Δ และ P ที่ได้ไปแทนในสมการ (14) หากได้ค่า ΔV มีค่าเป็นลบให้จบขั้นตอนการเรียนรู้ หากมีค่าเป็นบวกให้ย้อนกลับไปทำใหม่ตั้งแต่ขั้นตอนที่ (5) ลงมา
- (10) นำค่า W ที่ได้ไปใช้แทนค่าอัตราขยายใช้ในการควบคุม

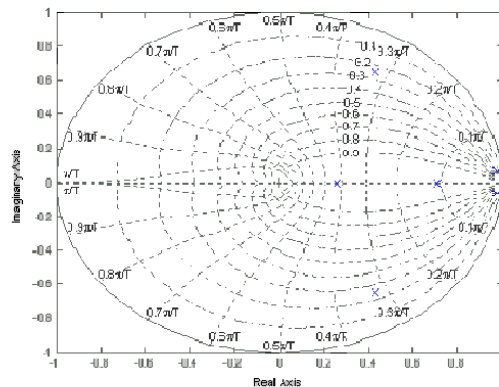
4. ผลการจำลองทางคณิตศาสตร์

จากการทดลองของ M. V. Nieuwstadt, R. M. Murray[1] แบบจำลองทาคณิตศาสตร์ของเฮลิคอปเตอร์ที่ใช้ศึกษาอยู่ในรูปเมทริกซ์อธิบายถึงพลวัตของเฮลิคอปเตอร์ในระบบเวลาต่อเนื่อง ในรูป A, B, C, D เมื่อทำการแปลงให้อยู่ในระบบเวลาไม่ต่อเนื่อง และค่าโพลของเฮลิคอปเตอร์แล้วพล็อตโพลลงในวงกลมหนึ่งหน่วยได้ดังรูปที่ 8 พบว่าระบบวงเปิดของเฮลิคอปเตอร์ไม่มีเสถียรภาพในระบบวงเปิด



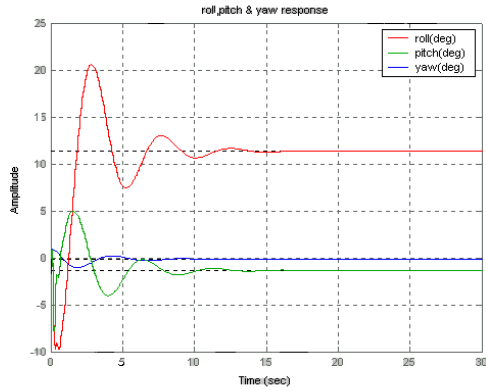
รูปที่ 6 รูปแสดงโพลของเฮลิคอปเตอร์ในระบบวงเปิด

แต่ระบบเป็นระบบของเฮลิคอปเตอร์ที่มีความสามารถในการควบคุมอย่างสมบูรณ์ (complete controllability) จากนั้นทำการออกแบบตามหัวข้อ 3.4 จะได้อัตราขยาย เมื่อนำค่า K ทำการควบคุมในระบบวงปิดแล้วจำลองการทำงานทางคณิตศาสตร์ หาค่าโพลของระบบวงปิดพบว่าค่าโพลทั้งหมดย้ายมาอยู่ในวงกลมหนึ่งหน่วย ดังรูปที่ 7 และเมื่อป้อนฟังก์ชันขั้น 1 หน่วยเข้าสู่ระบบผลตอบสนองจะได้ผลตามรูปที่ 8 พบว่าระบบมีเสถียรภาพในระบบวงปิด



รูปที่ 7 รูปแสดงโพลของเฮลิคอปเตอร์ในระบบวงปิด

และเมื่อป้อนฟังก์ชันขั้น 1 หน่วยผลตอบสนองจะได้ผลตามรูปที่ 8 พบว่าระบบมีเสถียรภาพในระบบวงปิด



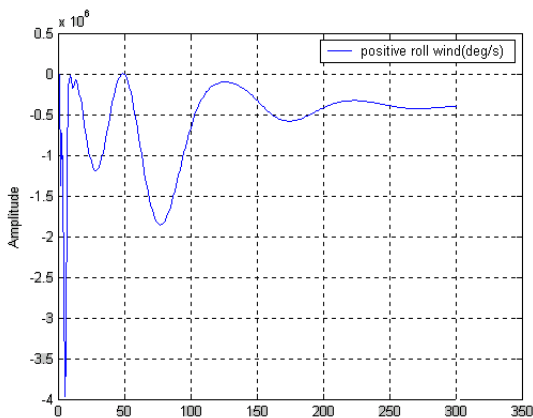
รูปที่ 8 การตอบสนองเมื่อป้อนฟังก์ชันขั้นบันได 1 หน่วย

จากหัวข้อ 3.3 ทดสอบจำลองสภาวะที่มีลมพัดเข้าหาเฮลิคอปเตอร์จนสูญเสียเสถียรภาพ ตามสมการที่(11) โดยลมที่จำลองมีค่าคงที่ไม่เปลี่ยนแปลงตามเวลา และมีลมในทิศทางเดียวเท่านั้น

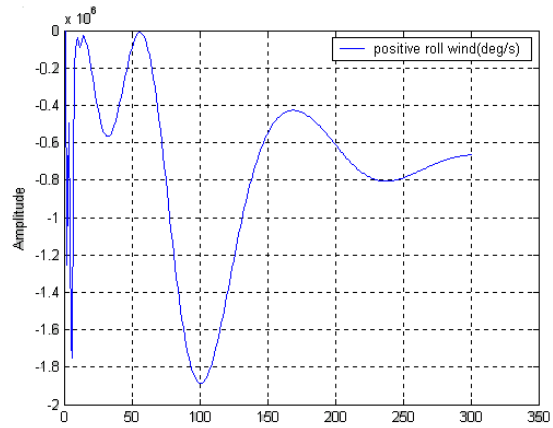
	p_w (deg/s)	q_w (deg/s)	r_w (deg/s)
positive	109.4	109	240
negative	273.5	200	910

ตารางที่ 3 ความเร็วเชิงมุมที่ลมที่พัดเข้าหาทั้งแนวตามและสวนการเคลื่อนที่

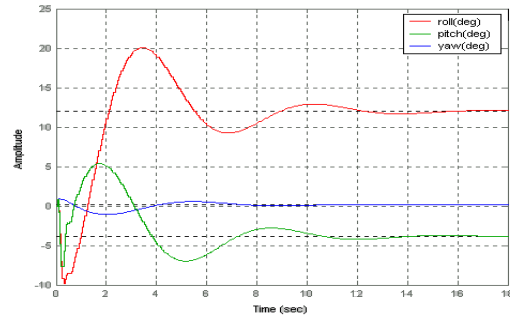
จากการหาเสถียรภาพตามสมการของเลียพูนอฟ ในสมการที่ (14) แล้วทำการพล็อต จะได้เป็นรูปที่ 9 พบว่าที่ค่า ΔV ที่ช่วงเวลา 49 มีค่ามากกว่าศูนย์หมายถึงเฮลิคอปเตอร์สูญเสียเสถียรภาพในการบิน จึงเปลี่ยนมาใช้ระบบโครงข่ายประสาทแทนระบบป้อนกลับสเตตทำการจำลองทางคณิตศาสตร์ ตามหัวข้อ 3.3 จะได้ พล็อตของ ΔV ดังรูปที่ 10 พบว่าที่ค่า ΔV มีค่าน้อยกว่าศูนย์หมายถึงเฮลิคอปเตอร์เสถียรภาพในการบิน



รูปที่ 9 การเปลี่ยนแปลงของฟังก์ชันของเลียพูนอฟเมื่อมีลมพัดเข้ามา ขณะใช้ระบบการควบคุมแบบป้อนกลับสเตต



รูปที่ 10 ฟังก์ชันของเลียพูนอฟเมื่อมีลมพัดเข้ามา ขณะใช้ระบบโครงข่ายประสาท



รูปที่ 11 การตอบสนองต่อฟังก์ชันขั้น 1 หน่วยเมื่อใช้ระบบโครงข่ายประสาท

และเมื่อทำการป้อนฟังก์ชันขั้น 1 หน่วยเข้าสู่ระบบจะได้ผลตอบสนองจะได้ผลตามรูปที่ 11

6. สรุป

จากการวิเคราะห์และผลการจำลองทางคณิตศาสตร์แสดงให้เห็นว่าระบบควบคุมแบบผสมสำหรับการรักษาเสถียรภาพของเฮลิคอปเตอร์เป็นแนวคิดที่สามารถนำมาใช้ควบคุมเฮลิคอปเตอร์แต่ต้องเพิ่มความสามารถให้ระบบควบคุม โดยเริ่มจากการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ไม่เป็นเชิงเส้น และออกแบบระบบควบคุมแบบไม่เป็นเชิงเส้น ควรเพิ่มความสามารถในการเรียนรู้ให้รวดเร็วขึ้นและไม่จำเป็นต้องเป็นเชิงเส้น ส่วนการเปลี่ยนแบบการควบคุม จำเป็นจะต้องแบ่งเป็นระดับและทำการเปลี่ยนแบบการควบคุมก่อนที่จะเกิดการสูญเสียเสถียรภาพในการบิน และ เพิ่มคุณสมบัติในการติดตามสเตต(observability) ให้ระบบ

7. กิตติกรรมประกาศ

งานวิจัยนี้ได้รับทุนอุดหนุนโครงการวิจัย พัฒนาและวิศวกรรมขนาดเล็กจากศูนย์เทคโนโลยีโลหะและวัสดุแห่งชาติ สำนักงานพัฒนา

วิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีแห่งชาติ คณะผู้วิจัยจึงขอขอบคุณไว้ ณ ที่นี้ และขอขอบคุณคณาจารย์และนักศึกษาของสถาบันวิทยาการหุ่นยนต์ภาคสนามและภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรีที่ให้คำปรึกษาอันเป็นประโยชน์ต่องานวิจัย

8. เอกสารอ้างอิง

- [1] S.Kuntanapreeda ,R. Rees Fullmer,"A Training Rule Which Guarantees Finite-Region Stability for a Class of Closed-Loop Neural-Network Control System" IEEE Transactions on neural networks VOL 7: pp745-751
- [2] Benjamin C. Kuo "Digital Control Systems :Second Edition"pp302-303
- [3] M. V. Nieuwstadt,R. M. Murray,"OUTER FLATNESS: TRAJECTORY GENERATION FOR A MODEL HELICOPTER" European Control Conference ,1997
- [4] M.Sugeno ,L. Hirano,S. Nakamura,S.Kotsu," Development of an Intelligent Unmanned Helicopter"
- [5] A.U. Levin,K.S. Narendra ,"Control of Nonlinear Dynamical Systems Using Neural Networks:Controllability and Stabilization" IEEE Transaction on neural networks VOL.4 pp192-206