

การควบคุมมุมเงยของอากาศยานโดยการปรับจูน PID ด้วย CS กับ FPA

Controlling the air craft pitch by tuning PID controller using CS vs FPA

ไชโย ธรรมรัตน์¹, สุริยัน เลหาเลิศเดชา^{2,3} และ วีระพันธ์ ดั่งทองสุข²

Chaiyo Thammarat¹, Suriyan Lahalertdecha^{2,3} and Weerapun Duangthongsuk²

¹สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเอเชียอาคเนย์ หนองแขม กทม. 10160

²สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเอเชียอาคเนย์ หนองแขม กทม. 10160

³บริษัท คันไซ 1980 เอ็นจิเนียริง จำกัด 295/29 ถนนราชพฤกษ์ แขวงบางจาก เขตภาษีเจริญ กทม.10160

ผู้พิมพ์ประสานงาน : chaiyot@sau.ac.th

วันที่รับบทความ: 17 กุมภาพันธ์ 2566 / วันที่แก้ไขบทความ: 29 มีนาคม 2566 / วันที่ตอบรับการตีพิมพ์: 12 พฤษภาคม 2566

บทคัดย่อ งานวิจัยนี้เป็นการนำเสนอการปรับจูนตัวควบคุมโดยใช้การหาค่าเหมาะที่สุดเพื่อควบคุมมุมเงยของอากาศยาน เนื่องจากระบบของ อากาศยานเป็นระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นซึ่งควบคุมได้ยาก และปัจจุบันนี้ระบบมุมเงยใช้กันมากในอากาศยานต่าง ๆ ทั่วไป การควบคุมใช้โครงสร้างตัวควบคุมแบบแผนเดิม(PID) เพื่อให้ระบบควบคุมมุมเงยนี้มีสมรรถนะและเสถียรภาพที่ดี โดยใช้การสุ่มแบบเลวีเป็นตัวหาค่าเหมาะที่สุดด้วยการค้นหาแบบนกกาเหว่า (cuckoo search ,CS) กับ ขั้นตอนวิธีการผสมเกสรดอกไม้ (flower pollination algorithm , FPA) เพื่อปรับจูนตัวควบคุม PID ผลจากการจำลองด้วยโปรแกรม MATLAB พบว่า FPA ให้ผลตอบสนองเหนือกว่า CS ในด้านของเวลาการค้นหา ในขณะที่ CS มีความสามารถเหนือกว่า FPA ในด้านการหาค่าผลเฉลยที่ถูกต้อง(ค่าวัตถุประสงคน้อยที่สุด) โดยรวมผลการเปรียบเทียบทั้ง 9 ด้านพบว่า FPA มีสมรรถนะเหนือกว่า CS

คำสำคัญ : ตัวควบคุม PID, ตัวหาค่าเหมาะที่สุด, มุมเงย, การค้นหาแบบนกกาเหว่า, ขั้นตอนวิธีการผสมเกสรดอกไม้

Abstract The objective of this research is to presents the tuning of controllers using the optimization for controlling the pitch angle of the aircraft. Since the aircraft system is nonlinear system that it is hard to control and pitch control system is predominantly used nowadays in several aircraft. By employing classical controller such as Proportional Integral Derivative Controller (PID), pitch control system get the better dynamic performance and stability. Introducing the well-known Lévy-based meta-heuristics for the optimizers, those are cuckoo search (CS) and flower pollination algorithm (FPA) for tuning of PID controllers. The comparison results shown that FPA is better than CS in terms of search speed while CS outperforms FPA in finding optimal solutions (minimum object function). By 9-comparison factors, FPA is better performance than CS.

Keywords: Integral Derivative Controller (PID), Optimizer, pitch angle, cuckoo search (CS), flower pollination algorithm (FPA)

1. บทนำ

1.1 ความเป็นมา

ในขณะที่เทคโนโลยีเปลี่ยนแปลงไปอย่างรวดเร็ว ทำให้เกิดการพัฒนากาชาศยาน (aircraft) ที่เริ่มจากพี่น้องตระกูลไวท์ (Wright brothers) [1] ซึ่งมีข้อจำกัดมากมายมาจนถึงปัจจุบันนี้ อากาศยานมีสมรรถภาพสูงขึ้น โดยนำมาใช้งานทั้งด้านการทหารและด้านการพาณิชย์รวมถึงด้านสำรวจภูมิอากาศ โดยมีการปรับปรุงทั้งด้านอากาศพลศาสตร์(aerodynamics) [2] ด้านโครงสร้าง ด้านวัสดุที่ใช้และด้านระบบควบคุมการขับเคลื่อน สำหรับอากาศยานสมัยใหม่ประกอบด้วยระบบควบคุมอัตโนมัติหลายอย่าง เช่น ระบบนำร่อง การควบคุมพารามิเตอร์ให้มีความเสถียรภาพ และระบบบริหารการบิน โดยระบบที่ช่วยการทำงานของนักบินคือระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ (autopilot) [3] ซึ่งถูกสร้างขึ้นครั้งแรกในปี ค.ศ. 1912 โดยบริษัท Sperry [1]

ปัญหาหลักสำคัญหนึ่งสำหรับระบบควบคุมการบินคือ ตัวระบบรวมประกอบด้วยระบบพลวัตที่ไม่เป็นเชิงเส้น (nonlinear dynamics) [3] แบบจำลองระบบ (model) ไม่แน่นอนและพารามิเตอร์เปลี่ยนไปตามสภาพแวดล้อม ขณะที่อากาศยานเคลื่อนที่อย่างอิสระในแนว แกนหมุน (roll axis) แกนยก (pitch axis) และ แกนเลี้ยวจะมีการทำงานซับซ้อนมาก [4] ปกติอากาศยานจะเคลื่อนที่ใน 3 แกน (yaw axes) โดยใช้ ปีก (aileron) หางเสือ (rudder) และ ส่วนยกขึ้น (elevator) ระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ เป็นเครื่องมือช่วยการทำงานของนักบินโดยช่วยให้เครื่องบินรักษาความสูงคงที่ หรือนำทางการบินหรือขณะร่อนลงจอดที่สนามบิน ในงานวิจัยนี้จะมุ่งถึงการออกแบบระบบควบคุมการบินอัตโนมัติในส่วนของการควบคุมมุมยก (pitch angle) เพื่อรักษาการเคลื่อนที่ขึ้น-ลงให้อยู่ในย่านตำแหน่งที่ตั้งไว้ (set point position) จุดประสงค์ในการออกแบบตัวควบคุมการควบคุมมุมยก

ใช้การปรับจูนตัวควบคุมตระกูล PID (proportional-integral-derivative controller family) นำเสนอโดย Minorsky ในปี ค.ศ.1922 [5] ด้วยการใส่เทอมสัดส่วน (proportional term) หรือเทอม P เพื่อปรับปรุงระดับการตอบสนอง เทอมปริพันธ์ (integral term) หรือเทอม I เพื่อปรับปรุงผลตอบสนองในสถานะอยู่ตัว และเทอมอนุพันธ์ (derivative term) หรือเทอม D เพื่อปรับปรุงผลตอบสนองชั่วคราว ตัวควบคุมตระกูล PID ประกอบด้วยตัวควบคุม P (proportional controller) ตัวควบคุม PD (proportional derivative controller) ตัวควบคุม PI (proportional integral controller) และ ตัวควบคุม PID (proportional integral derivative controller) [6] โดยที่ตัวควบคุม PID ได้ถูกประยุกต์ใช้สำหรับการควบคุมอัตโนมัติในวงการอุตสาหกรรมครั้งแรกเมื่อปี ค.ศ.1939 และได้รับการยอมรับอย่างกว้างขวางเนื่องจากมีโครงสร้างที่ไม่ซับซ้อน ทำให้การอนุวัติง่าย และสะดวกต่อการปรับแต่งค่าพารามิเตอร์ [7] ตัวควบคุมเริ่มแรกที่ได้รับความนิยมได้แก่ การปรับจูนของ Ziegler-Nichols (ZN) การปรับจูนของ Chien-Hrones-Reswick (CHR) และวิธีการปรับจูนของ Cohen-Coon (CC) [8] เป็นต้น ตัวควบคุม PID สามารถตอบสนองวัตถุประสงค์ของการควบคุมทั้งในด้านการติดตามคำสั่ง (command following) และการควบคุมค่าโหลด (load regulation) [9] สามารถปรับปรุงผลตอบสนองชั่วคราวและผลตอบสนองในสถานะอยู่ตัวเพื่อให้ระบบมีผลตอบสนองที่รวดเร็วและแม่นยำ อย่างไรก็ตาม ในกรณีที่ระบบการควบคุมมุมยกของอากาศยานมีความซับซ้อนการปรับจูนตัวควบคุม PID แบบดั้งเดิมดังกล่าวไม่สามารถแก้ปัญหานี้ได้

ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงใช้หลักเกณฑ์การปรับจูนแบบการหาค่าเหมาะที่สุดแนวใหม่ (modern optimization) มีลักษณะเป็นกรอบงานการออกแบบทั่วไป ที่อาศัยเทคนิคการค้นหาแบบอภิศักยภาพ (metaheuristic searching technique) [10] เพื่อทำหน้าที่เป็นตัวหาค่าเหมาะที่สุด

(optimizer) โดยงานวิจัยนี้นำเสนอวิธีการค้นหาแบบนกกาเหว่า (cuckoo search, CS) และขั้นตอนวิธีของการผสมเกสรดอกไม้ (flower pollination algorithm, FPA) มาทำการหาค่าพารามิเตอร์ของ PID ที่เหมาะสม

การค้นหาแบบนกกาเหว่าได้รับการนำเสนอเป็นครั้งแรกในปีค.ศ.2009 โดย Yang และ Deb [11] ในฐานะนักศึกษาปริญญาโทแบบอิงประชากรที่ทรงประสิทธิภาพ ขั้นตอนวิธีของ CS เลียนแบบพฤติกรรมกรวางไข่ของนกกาเหว่าที่วางไข่ในรังของนกชนิดอื่น ผสมผสานกับพฤติกรรมกรเคลื่อนที่แบบ Lévy flight ของนกและแมลงบางชนิด สมรรถนะการค้นหาค่าผลเฉลยของ CS ได้รับการตรวจสอบกับปัญหาการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดมาตรฐานทั้งแบบมีเงื่อนไขและไม่มีเงื่อนไข ทั้งแบบวัตถุประสงค์เดียวและหลายวัตถุประสงค์ พบว่า CS มีสมรรถนะการค้นหาค่าผลเฉลยที่เหนือกว่า ขั้นตอนวิธีเชิงพันธุกรรม (genetic algorithm, GA) และการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดแบบฝูงอนุภาค (particle swarm optimization, PSO) นอกจากนี้ CS ยังได้รับการพิสูจน์สมบัติการลู่เข้าผลเฉลยวงกว้าง (global convergent) สำหรับขั้นตอนวิธีของการผสมเกสรดอกไม้ (flower pollination algorithm: FPA) ได้รับการนำเสนอครั้งแรกโดย Yang ในปี ค.ศ.2012 [12] ในฐานะนักศึกษาปริญญาโทแบบอิงประชากร ขั้นตอนวิธีของ FPA เลียนแบบพฤติกรรมกรผสมเกสรดอกไม้ของไม้ดอกในธรรมชาติ ซึ่งเมื่อไม่นานมานี้ ทั้ง CS และ FPA ได้ถูกนำมาใช้แก้ปัญหาหาค่าที่เหมาะสมที่สุดในวงกว้าง [13]

1.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

งานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการควบคุมมุมเงยของอากาศยานได้แก่ F.C. Chen และ H.K. Khalil [14] ได้แยกการวิเคราะห์แบบจำลอง (model) ระบบออกเป็นแบบความถี่ต่ำและแบบความถี่สูง โดยมีผลการดำเนินงานที่เหมาะสม และ M Zugaj, J Narkiewicz [15] ได้ออกแบบ

แบบจำลองของอากาศยานเคลื่อนที่ 6 แกน อย่างอิสระ โดยใช้ระบบอันดับ 2 เป็นตัวขับเคลื่อนได้ผลการดำเนินงานอย่างมีประสิทธิภาพ

Z.M. Motea, H.Wahid, J. Zahid, S.H. Lwin, และ Hassan ทำการเปรียบเทียบผลตอบสนองการควบคุมมุมเงยของอากาศยานที่ออกแบบตัวควบคุม PID กับการใช้ฟัซซี่ (fuzzy controller) [16] ผลจากการออกแบบด้วยฟัซซี่ให้ผลดีกว่าการใช้ตัวควบคุม PID แบบดั้งเดิม และ N. Wahid และ M. F. Rahmat [17] ทำการเปรียบเทียบผลตอบสนองการควบคุมมุมเงยของอากาศยานที่ออกแบบตัวควบคุม PID ด้วยตัวควบคุมอันดับสองเชิงเส้น (Linear Quadratic Controller (LQR)) กับการใช้ฟัซซี่ (fuzzy controller) พบว่าการออกแบบด้วยการควบคุมอันดับสองเชิงเส้นให้ผลดีกว่า

G. Sudha และ S.N. Deepa [18] หาค่าที่เหมาะสมที่สุดในการออกแบบตัวควบคุม PID ด้วยวิธี ZN และวิธี Astrom – Hagglund (A-H) พบว่า วิธี A-H ให้ผลดีกว่า

T. Ljouad, A. Amine และ M. Rziza [19] ออกแบบตัวติดตามวัตถุเคลื่อนที่ (mobile object tracking) ด้วยการผสมขั้นตอนวิธีของ CS กับ วิธีคาร์มาน (Kalman Filter, KF) เปรียบเทียบกับ PSO ปรากฏว่าขั้นตอนวิธีด้วยการผสมขั้นตอนวิธีของ CS กับ KF ได้ผลดีกว่า

V. Tamilselvan และ T. Jayabarathi [20] ได้ทำการออกแบบวิธีวางตำแหน่งคาปาซิเตอร์ที่เหมาะสมที่สุดเพื่อให้กำลังไฟฟ้าสูญเสียในระบบจำหน่ายกระแสไฟฟ้ามีค่าน้อยที่สุด โดยใช้ขั้นตอนวิธี FPA เปรียบเทียบกับขั้นตอนวิธีของการค้นหาแรงโน้มถ่วง (Gravitational Search Algorithm (GSA))

จากงานวิจัยที่กล่าวมาพบว่าได้ทำการออกแบบการควบคุมมุมเงยของอากาศยานด้วยการปรับจูนตัวควบคุม PID โดยการหาค่าที่เหมาะสมที่สุดด้วยนักศึกษาสำนักมาบั้งแล้ว แต่ยังไม่มีการใช้ขั้นตอนวิธีของ CS กับ FPA มาปรับจูนตัวควบคุม PID ควบคุมมุมเงยของอากาศ

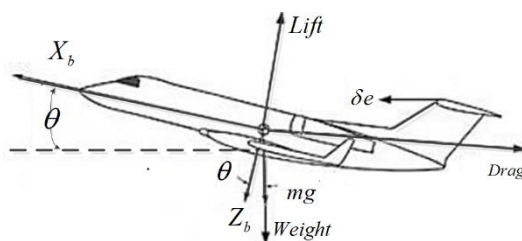
ยานเพื่อรักษาแนวการเคลื่อนที่ของยานอากาศให้คงที่ และทำการตรวจสอบสมรรถนะของขั้นตอนวิธีของ CS กับ FPA ที่เป็นวัตถุประสงค์หลักของงานวิจัยนี้

2. เปรียบวิธีวิจัย

รายละเอียดการวิจัยประกอบด้วย สมการ รูปแบบจำลองของมุมเงยของอากาศยาน ตัวควบคุม PID ขั้นตอนวิธีของ CS ขั้นตอนวิธีของ FPA ฟังก์ชัน วัตถุประสงค์ การหาค่าพารามิเตอร์ของ PID ด้วย CS และด้วย FPA ผลการจำลองหาผลตอบสนอง ด้วย CS และ ด้วย FPA การเปรียบเทียบผลตอบสนองจาก CS กับ FPA และสรุปผล

2.1 สมการพลวัตของระบบควบคุมมุมเงย

ปกติปีกของอากาศยานใช้สำหรับยกเครื่องบินขึ้น ให้สามารถลอยเคลื่อนที่ในอากาศโดยใช้เครื่องยนต์ ขับเคลื่อนด้วยการรักษาดำแหน่งมุมเงย (θ) ให้คงที่แสดง ดังรูปที่ 1 [21]



รูปที่ 1 มุมเงย (θ) ของอากาศยาน [21-22]

จากมุมเงย (θ) ของอากาศยานในรูปที่ 1 สามารถ บรรยายรูปสมการคุณลักษณะเฉพาะของระบบได้ตาม สมการที่ 1, 2, 3 [22] ในขณะที่ อินพุตของระบบคือ มุม

ของความชัน (elevator) ส่วนเอาพุตของระบบจะเป็นมุม เงยของอากาศยาน โดยค่ามุมที่ใช้วัดจะแสดงค่าเป็น เรเดียน

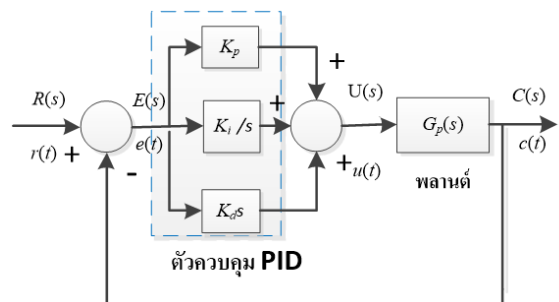
$$\dot{\alpha} = \mu\Omega\sigma[-(C_L - C_D)\alpha + \dots + \frac{1}{(\mu - C_L)}q - (C_w \sin \gamma)\theta + C_L \quad (1)$$

$$\dot{q} = \frac{\mu\Omega}{2i_{yy}}[[C_M - \eta(C_L - C_D)]\alpha + \dots + [C_M + \sigma C_M(1 - \mu C_L)]q + \dots + (\eta C_M \sin \gamma)\delta] \quad (2)$$

$$\dot{\theta} = \Omega q \quad (3)$$

2.2 ตัวควบคุม PID

ตัวควบคุม PID มีโครงสร้างแบบขนาน [23] แสดงวงรอบการควบคุม แสดงดังรูปที่ 2



รูปที่ 2 ตัวควบคุม PID โครงสร้างแบบขนาน

เมื่อสัญญาณควบคุม $u(t)$ [24] ของตัวควบคุม PID แสดงในโดเมนเวลาดังสมการที่ 4 และ รูปสมการ ฟังก์ชันถ่ายโอน แสดงดังสมการที่ 5 และ 6 [25]

$$u(t)_{-pid} = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (4)$$

$$G_{c_pid}(s) = k_p \left(1 + \frac{1}{\tau_i s} + \tau_d s \right) \quad (5)$$

$$G_{c_pid}(s) = \left(k_p + \frac{k_i}{s} + k_d s \right) \quad (6)$$

เมื่อ τ_i คือค่าคงตัวทางเวลาเชิงปริพันธ์ τ_d คือค่าคงตัวทางเวลาเชิงอนุพันธ์ k_p คือ อัตราขยายเชิงสัดส่วน k_i คือ อัตราขยายเชิงปริพันธ์ k_d คือ อัตราขยายเชิงอนุพันธ์

2.3 การค้นหาแบบนกกาเหว่า

ขั้นตอนวิธีของ CS เลียนแบบพฤติกรรมกราวงไข่ของนกกาเหว่า อาศัยกฎพื้นฐาน 3 ข้อดังนี้ [26]

1) นกกาเหว่าวางไข่ครั้งละ 1 ฟองลงในรังของนกอื่นที่ถูกเลือกแบบสุ่ม

2) รังที่ดีให้คุณภาพของไข่ (หรือผลเฉลย) ที่ดี และได้รับการรักษาเอาไว้

3) จำนวนรังนกถูกกำหนดให้คงที่ และแม่นกเจ้าของรังสามารถค้นพบไข่แปลกปลอม (ไข่นกกาเหว่า) ได้ด้วยความน่าจะเป็น $p_a \in [0, 1]$ ในกรณีที่ไข่ในนกกาเหว่าถูกพบ แม่นกเจ้าของรังอาจกำจัดไข่แปลกปลอมทิ้งไป หรืออาจทิ้งรังเดิมเพื่อไปสร้างรังใหม่ในตำแหน่งอื่นต่อไป

เริ่มแรกกำเนิดผลเฉลยที่มีการแข่งขันกัน ตามสมการที่ 7 และในแต่ละรอบการค้นหาที่มีคุณสมบัติการสำรวจ (exploration) โดยทำการสุ่มแบบ Lévy (λ) ตามสมการที่ 8

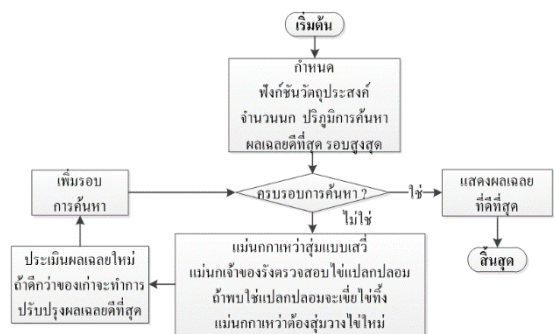
$$x_i^{(t+1)} = x_i^{(t)} + \alpha L(\lambda, s) \quad (7)$$

$$L(\lambda, s) \approx \frac{\lambda \Gamma(\lambda) \sin(\frac{\pi \lambda}{2})}{\pi s^{1+\lambda}}, (s \gg s_0 > 0) \quad (8)$$

เมื่อ α เป็น ขนาดขั้นของการสุ่ม (step size) และผลเฉลยที่ถูกเลือกอย่างสุ่ม นำมาเปรียบเทียบกับผลเฉลยที่ดีที่สุด ถ้าผลเฉลยนี้ดีกว่าก็เก็บผลเฉลยนี้เป็นผลเฉลยที่ดีที่สุด จากนั้นก็ทำการสุ่มแบบคุณสมบัติการแสวง (exploitation) ด้วยแบบการแจกแจงแบบปกติตามสมการที่ 9

$$x_i^{(t+1)} = x_i^{(t)} + \alpha s \otimes H(p_a - \epsilon) \otimes (x_j^{(t)} - x_k^{(t)}) \quad (9)$$

เมื่อ $x_j^{(t)}$ และ $x_k^{(t)}$ เป็นการสุ่ม, $H(u)$ เป็นฟังก์ชันเฮวิไซด์, ϵ เป็นเลขจากการสุ่มด้วยการแจกแจงแบบปกติ ขั้นตอนวิธีของ CS สามารถแสดงด้วยแผนภูมิดังรูปที่ 3 [27]



รูปที่ 3 แผนภูมิการค้นหา CS

2.4 ขั้นตอนวิธีการผสมเกสรดอกไม้

ขั้นตอนวิธีของ FPA เลียนแบบพฤติกรรมกราวงผสมเกสรดอกไม้ของไม้ดอกในธรรมชาติมี 2 แบบคือแบบไขว้ดอก (cross-pollination) และแบบดอกเดียวกัน (self-pollination) อาศัยกฎพื้นฐาน ดังนี้ [28]

1) การผสมเกสรดอกไม้แบบไขว้ดอกทำการสุ่มด้วยการแจกแจงแบบเลวี เป็นการค้นหาวงกว้าง

2) การผสมเกสรดอกไม้ในดอกเดียวกันจะทำการสุ่มด้วยการแจกแจงแบบปกติ เป็นการค้นหาเฉพาะที่

3) ระหว่างดอกไม้แต่ละดอกมีค่าเท่าเทียมกัน (constancy)

4) ใช้ switch probability, $p \in [0, 1]$ เป็นตัวควบคุมแบบการผสมเกสร กล่าวคือ ถ้า $p=0.8$ เป็นการผสมเกสรแบบไขว้ดอก

เบื้องต้นสมมุติฐานว่าแต่ละต้น ไม่มีดอกเดียวและแต่ละดอกไม้มีเกสรเดียวกัน โดยผลเฉลยเป็นเกสรหรือดอกไม้ก็ได้ เริ่มแรกทำการสุ่มดอกไม้จำนวนหนึ่งมาเพื่อหาค่าที่ดีที่สุดแล้วเก็บไว้เปรียบเทียบกับผลเฉลยใหม่ ในแต่ละรอบของการค้นหาใช้โอกาสความน่าจะเป็น $r \in [0, 1]$ เป็นตัวกำหนดรูปแบบการค้นหา คือถ้า r มีค่าน้อยกว่าความน่าจะเป็น p เป็นการค้นหาวงกว้าง ตามสมการที่ 10

$$x_i^{(t+1)} = x_i^{(t)} + L(x_i^{(t)} - gbest) \quad (10)$$

$$s = \frac{U}{|V|^{\lambda-1}}, U(0, \sigma_u^2), V(0, \sigma_v^2) \quad (11)$$

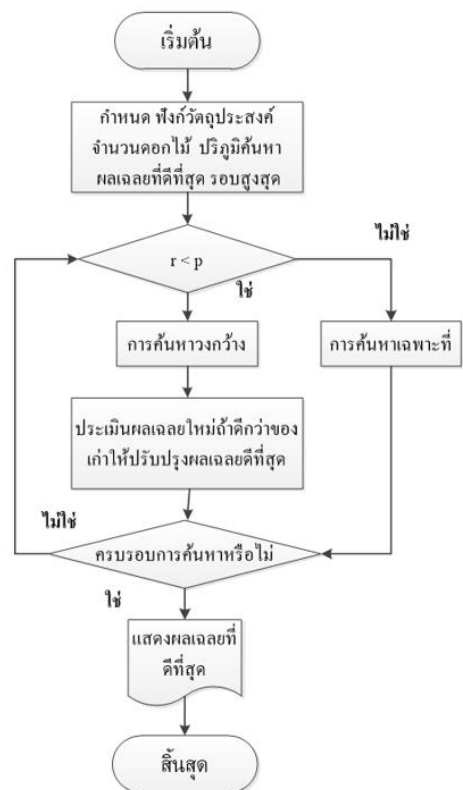
$$\sigma_u^2 = \left[\frac{\Gamma(1+\lambda) \sin(\pi\beta/2)}{\lambda \Gamma((1+\lambda)/2) 2^{(\lambda-1)/2}} \right]^{1/\lambda}, \sigma_v^2 = 1 \quad (12)$$

เมื่อ $\Gamma(\lambda)$ เป็นฟังก์ชัน แกมมามาตรฐานที่ ขนาดขั้นการคำนวณมีค่าเป็นบวก ($s > 0$) ซึ่งมีค่าตามขั้นตอนวิธีของแมคเทคนา (Mantegna) [29] เมื่อ U และ V ในสมการที่ 11 เป็นการแจกแจงแบบปกติที่มีค่าเฉลี่ยเป็นศูนย์ และ ค่า σ_u^2 กับ σ_v^2 เป็นค่าเบี่ยงเบน [30]

ในขณะ $p = 0.2$ หรือน้อยกว่าเป็นการค้นหาเฉพาะที่ตามสมการที่ 13

$$x_i^{(t+1)} = x_i^{(t)} + \epsilon(x_j^{(t)} - x_k^{(t)}) \quad (13)$$

เมื่อ $x_j^{(t)}$ และ $x_k^{(t)}$ เป็นค่าสุ่มที่ได้จากข้อมูลชุดเดียวกัน และ $\epsilon \in [0, 1]$ เป็นตัวเลขสุ่ม ทำการตรวจสอบโอกาสความน่าจะเป็น r ถ้าน้อยกว่า p จะเป็นการค้นหาวงกว้าง หลังจากนั้นทำการปรับปรุงค่าผลเฉลยที่ดีที่สุดครั้งล่าสุด ทำวนไปเรื่อยๆจนครบรอบการค้นหาจึงยุติการกระทำ



รูปที่ 4 แผนภูมิการค้นหา FPA

2.5 ฟังก์ชันวัตถุประสงค์

กำหนดฟังก์ชันวัตถุประสงค์ $f(t)$ ให้อยู่ในรูปของผลรวมของผลต่างยกกำลังสอง (sum-squared error: SSE) ระหว่างสัญญาณอินพุต $r(t)$ และสัญญาณเอาพุต $c(t)$ ตามสมการที่ 14 และเงื่อนไขการค้นหาคตามสมการที่ 15

$$\text{Minimize } f(K_p, K_i, K_d) \Big|_{PID} = \sum_{i=1}^n (r_i - c_i)^2 \quad (14)$$

$$\text{subject to } \left. \begin{array}{l} t_r \leq t_{r_max}, \\ M_p \leq M_{p_max}, \\ t_s \leq t_{s_max}, \\ e_{ss} \leq e_{ss_max}, \\ K_{p_min} \leq K_p \leq K_{p_max}, \\ K_{i_min} \leq K_i \leq K_{i_max}, \\ K_{d_min} \leq K_d \leq K_{d_max} \end{array} \right\} \quad (15)$$

3. การดำเนินการทดลอง

3.1 แบบจำลองของระบบควบคุมมูเมง

พิจารณาข้อมูลจากอากาศยานพาณิชย์โบอิง [21],[31] และ พลวัตการบินเบื้องต้น [32] แทนในสมการที่ 1-3 จะได้ผลในสมการที่ 16-18

$$\dot{\alpha} = -2.02\alpha + q + 0.16\delta \quad (16)$$

$$\dot{q} = -6.9868\alpha - 2.9476q + 11.7304\delta \quad (17)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (18)$$

ทำการแปลงสมการ 15-17 ให้อยู่ในรูปลาปลาซได้ตามสมการ 19-21 และจัดรูปให้อยู่ในรูปฟังก์ชันถ่ายโอนได้ดังสมการที่ 22 [1], [21], [33] ซึ่งจะใช้เป็น พลาเน็ตในงานวิจัยนี้

$$sA(s) = -2.02A(s) + Q(s) + 0.16\Delta(s) \quad (19)$$

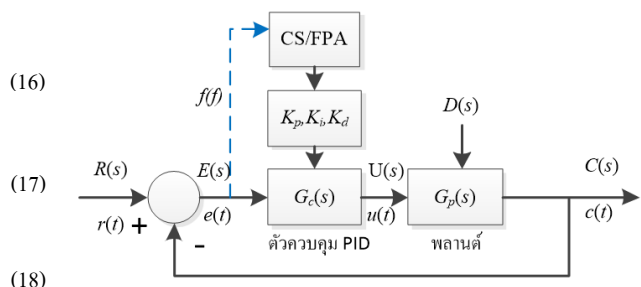
$$sQ(s) = -6.9868A(s) - 2.9476Q(s) + 11.7304\Delta(s) \quad (20)$$

$$s\Theta(s) = Q(s) \quad (21)$$

$$G_p(s) = \frac{\Theta(s)}{\Delta(s)} = \frac{11.7304s + 22.578}{s^3 + 4.9676s^2 + 12.941s} \quad (22)$$

3.2 ข้อกำหนดสมรรถนะการทดสอบ

การทดสอบดำเนินการระบบควบคุมมูเมงของอากาศยานตามรูปที่ 5 คือใช้ขั้นตอนวิธีของ CS/FPA ทำการปรับจูน ตัวควบคุม PID (K_p, K_i, K_d) เพื่อให้มูเมงตามสมการที่ 22 ได้ผลตอบสนองต่อสัญญาณเข้าแบบขั้นบันไดหนึ่งหน่วยสอดคล้องกับความต้องการในสมการที่ 23



รูปที่ 5 การทดสอบระบบควบคุมมูเมง

$$\text{subject to } \left. \begin{array}{l} t_r \leq 0.20s, \\ M_p \leq 5\%, \\ t_s \leq 1.0s, \\ e_{ss} \leq 0.01\%, \\ 0 \leq K_p \leq 10, \\ 0 \leq K_i \leq 2, \\ 0 \leq K_d \leq 2, \\ c(t) = \theta(t) \leq 0.2 \text{ rad} \end{array} \right\} \quad (23)$$

3.3 เครื่องมือและการกำหนดค่าทดสอบ

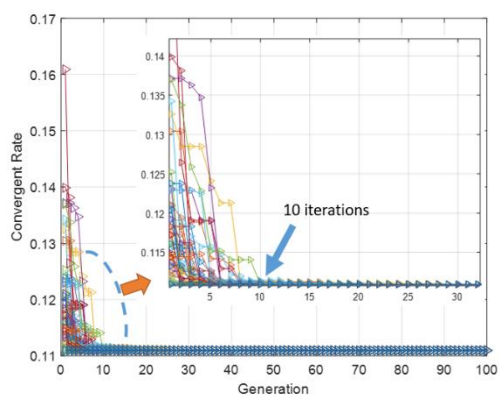
ดำเนินการตามรูปที่ 5 โดยจะใช้ CS / FPA ออกแบบตัวควบคุม PID สำหรับควบคุมมุมเงยของยานอากาศ ซึ่งขั้นตอนวิธี CS / FPA จะถูกพัฒนาเป็นโปรแกรมการค้นหาคำด้วยโปรแกรม MATLAB (2018b: License No. #40637337) ประมวลผลบนเครื่องคอมพิวเตอร์ Intel(R) Core(TM) i5-6200U CPU@2.40GHz, 4GB RAM จากนั้นดำเนินการทดสอบสมรรถนะการค้นหาคำของ CS / FPA กับระบบควบคุมมุมเงยของอากาศยานตามสมการที่ 22 ด้วยการกำหนดให้ $n = 20$ และ $p_a = 0.2$ (CS) และ $p = 0.8$ (FPA) เพื่อค้นหาคำพารามิเตอร์ของ PID ที่เหมาะสมที่สุด ดำเนินการทั้งหมด 50 ครั้ง (trial) ซึ่งในแต่ละครั้งกำหนดให้เกณฑ์ยุติการค้นหา (TC) เมื่อจำนวนรอบการค้นหา (Gen) มีค่าเท่ากับจำนวนรอบการค้นหาสูงสุด (Max_Gen = 100)

4. ผลการทดสอบและอภิปรายผล

4.1 ผลการปรับจูน ตัวควบคุม PID ด้วย CS

จากข้อกำหนดข้างต้นพบว่า ผลการทดสอบ

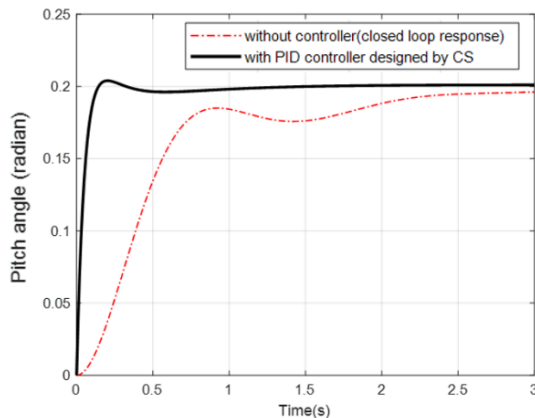
จะได้ $K_p = 9.5$, $K_i = 1.139$ และ $K_d = 1.8$ แสดงอัตราการลู่เข้าหาผลเฉลยในรูปที่ 6 โดยมีค่าฟังก์ชันวัตถุประสงค์เฉลี่ย (f_{mean}) = 0.1111 และเวลาเฉลี่ยในการคำนวณต่อครั้ง (T_{mean}) = 11.0384 s



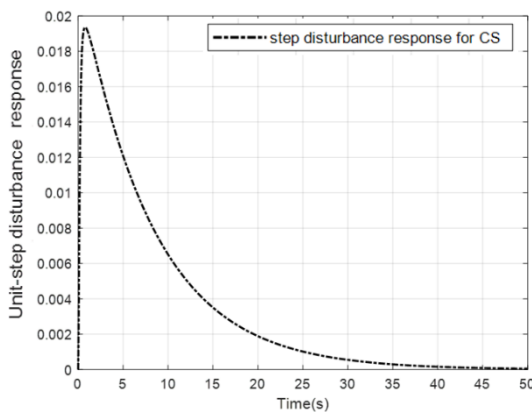
รูปที่ 6 อัตราการลู่เข้าหาผลเฉลยด้วย CS

จากผลตอบสนองต่อสัญญาณเข้าแบบขั้นบันได ขณะไม่มีตัวควบคุมกับขณะมีตัวควบคุม PID ด้วย CS แสดงในรูปที่ 7 พบว่าผลตอบสนองของระบบขณะที่ไม่ถูกควบคุมไม่มีค่า M_p แต่มีค่า $t_r = 0.63$ s และ $t_s = 2.94$ s ในขณะที่ผลตอบสนองขณะที่ถูกควบคุมด้วยตัวควบคุม PID ด้วย CS มีค่า $t_r = 0.0875$ s, $M_p = 1.5453\%$, $t_s = 0.77$ s และ $e_{ss} = 0.01\%$ สำหรับผลตอบสนองขณะคุมค่าโหลดขณะถูกควบคุมด้วยตัวควบคุม PID ด้วย CS แสดงในรูปที่ 8 พบว่าเปอร์เซ็นต์การพุ่งเกินสูงสุดเนื่องจากโหลด $Mp_{reg} = 10.40\%$

สำหรับผลตอบสนองขณะค้ำโหลด ของระบบควบคุมด้วย CS แสดงในรูปที่ 8 พบว่าเปอร์เซ็นต์การพุ่งเกินสูงสุดเนื่องจากโหลด $M_{p_reg} = 10.40\%$ และช่วงเวลาค้ำโหลด $t_{reg} = 28\text{ s}$

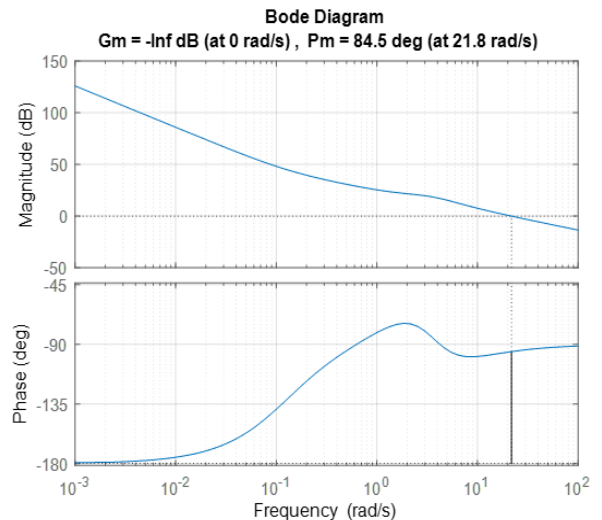


รูปที่ 7 ผลตอบสนองต่อสัญญาณเข้าแบบขั้นบันได
ขณะไม่มีตัวควบคุมกับขณะมีตัวควบคุม PID ด้วย CS



รูปที่ 8 ผลตอบสนองขณะค้ำโหลด ขณะการปรับจูน
PID ด้วย CS

การทดสอบเสถียรภาพด้วยโบดพล็อตในรูปที่ 9 ปรากฏว่ามีค่า phase margin (PM) = 84.5° (21.8 rad/s) ระบบมีเสถียรภาพเพราะว่าค่า PM มีค่าเป็นบวก



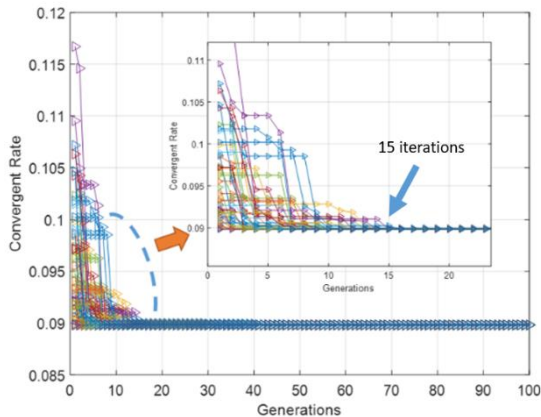
รูปที่ 9 แสดงโบดพล็อตขณะถูกควบคุมด้วยตัวควบคุม
PID ด้วย CS

4.2 ผลการปรับจูนตัวควบคุม PID ด้วย FPA

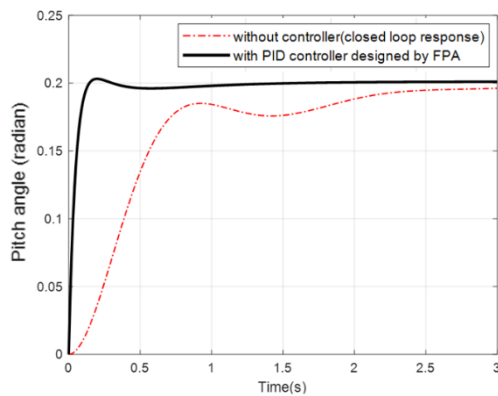
จากข้อกำหนดข้างต้นพบว่าผลการทดสอบได้ $K_p = 9.6$, $K_i = 1.016$ และ $K_d = 1.9$ แสดงอัตราการลู่เข้าหาผลเฉลี่ยในรูปที่ 10 มีค่าฟังก์ชันวัตถุประสงก์เฉลี่ย (f_{mean}) = 0.1147 และเวลาเฉลี่ยในการคำนวณต่อครั้ง (T_{mean}) = 10.9364 s

จากผลตอบสนองต่อสัญญาณเข้าแบบขั้นบันได ขณะไม่มีตัวควบคุมกับขณะมีตัวควบคุมด้วย FPA แสดงในรูปที่ 11 พบว่าผลตอบสนองของระบบขณะที่ไม่ถูกควบคุมไม่มีค่า M_p แต่มีค่า $t_r = 0.63\text{ s}$ และ $t_s = 2.94\text{ s}$ ในขณะที่ผลตอบสนองขณะที่ถูกควบคุมด้วยตัวควบคุม PID ด้วยการปรับจูน FPA มีค่า $t_r = 0.0846\text{ s}$, $M_p = 1.1339\%$, $t_s = 0.78\text{ s}$ และ $e_{ss} = 0.01\%$ สำหรับ

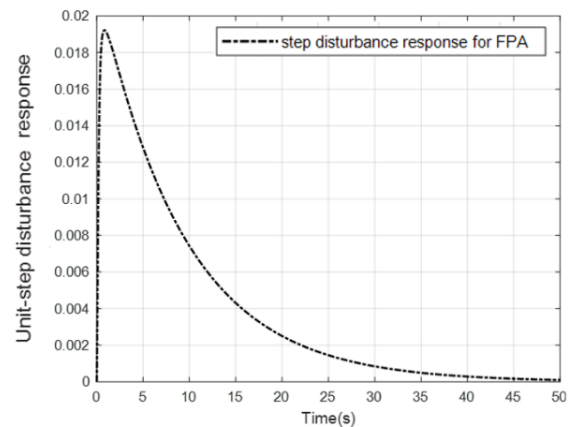
ผลตอบสนองต่อการคุมค่าโหลด แสดงในรูปที่ 12 พบว่าเปอร์เซ็นต์พุ่งเกินสูงสุดเนื่องจากโหลด $M_{p_reg} = 10.13\%$ และช่วงเวลาคุมค่าโหลด $t_{reg} = 30$ s



รูปที่ 10 อัตราการลู่เข้าหาผลเฉลยด้วย FPA

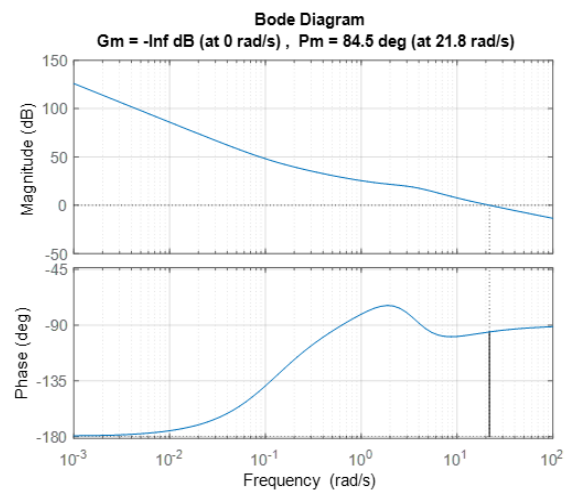


รูปที่ 11 ผลตอบสนองต่อสัญญาณเข้าแบบขั้นบันได
ขณะไม่มีตัวควบคุมกับขณะมีตัวควบคุม PID ด้วย FPA



รูปที่ 12 ผลตอบสนองขณะคุมค่าโหลด ขณะการ
ปรับจูน PID ด้วย CS

การทดสอบเสถียรภาพด้วยโบดพล็อตในรูปที่ 13
ปรากฏว่ามีค่า phase margin (PM) = 85.3° (22.9 rad/s)
ระบบมีเสถียรภาพเพราะว่าค่า PM มีค่าเป็นบวก



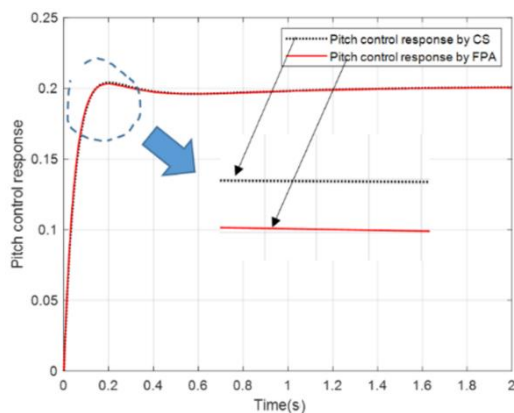
รูปที่ 13 โบดพล็อตขณะถูกควบคุมด้วยตัวควบคุม PID
ด้วย FPA

4.3 เปรียบเทียบผลการปรับจูนตัวควบคุม PID ด้วย CS

กับ FPA

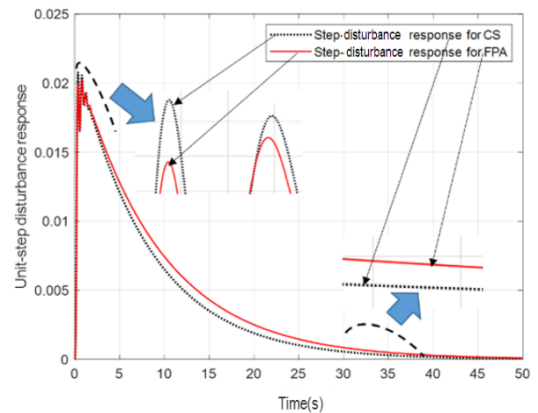
พิจารณาอัตราลู่เข้าหาผลเฉลยด้วย CS ในรูปที่ 6 พบว่า CS สามารถค้นพบผลเฉลยได้ภายใน 10 รอบ และในรูปที่ 10 พบว่า FPA สามารถค้นพบผลเฉลยได้นานกว่าคือ ภายใน 15 รอบ

จากรูปที่ 14 แสดงผลเปรียบเทียบการตอบสนองต่อสัญญาณเข้าแบบขั้นบันไดของระบบปรับจูนตัวควบคุม PID ด้วย CS และ FPA พบว่าการปรับจูนตัวควบคุมด้วย CS จะให้ค่า M_p มากกว่าค่าที่ได้จากการปรับจูนตัวควบคุมด้วย FPA 15 % ซึ่งผลที่ได้ทั้ง 2 วิธีจะมีค่า M_p ไม่เกิน 2% และจะมีค่า t_s ไม่เกิน 1 วินาที ผลได้ตรงตามความต้องการที่กำหนดในสมการที่ 23



รูปที่ 14 เปรียบเทียบผลการตอบสนองต่อสัญญาณเข้าแบบขั้นบันได

จากรูปที่ 15 ระบุค่าโหลดพบว่า ขณะทำการด้วย CS จะมีค่า M_{p_reg} มากกว่าค่าที่ได้จากการปรับจูนตัวควบคุม PID ด้วย FPA ประมาณ 2.7 % และระบบสามารถกลับมาทำงานตามปกติได้ภายในระยะเวลาอันสั้นเพียง 30 วินาทีหลังจากที่ได้รับสัญญาณรบกวน



รูปที่ 15 เปรียบเทียบผลตอบสนองขณะถูกรบกวนค่าโหลด

การเปรียบเทียบสมรรถนะใช้ระดับคะแนนในตารางที่ 1 และแสดงผลการเปรียบเทียบจากการออกแบบด้วย CS กับ FPA ในตารางที่ 2 ได้ผลการเปรียบเทียบสมรรถนะของ CS กับ FPA แสดงในตารางที่ 3

ตารางที่ 1 ระดับคะแนนใช้เปรียบเทียบสมรรถนะ

ระดับคะแนน	คะแนน
น้อย	1
ปานกลาง	2
มาก	3

จากผลการเปรียบเทียบสมรรถนะของ CS กับ FPA โดยรวมพบว่า FPA มีสมรรถนะดีกว่า CS ในเรื่องของเวลาขึ้น เพอร์เซ็นต์ฟุ้งเกินสูงสุด เพอร์เซ็นต์ฟุ้งเกินสูงสุดเนื่องจากโหลด เสถียรภาพ และ เวลาเฉลี่ยในการคำนวณต่อครั้ง

สำหรับ CS มีสมรรถนะดีกว่า FPA ในเรื่องของเวลาเข้าที่ ค่าฟังก์ชันวัตถุประสงค์เฉลี่ยและช่วงเวลาคุมค่าเนื่องจากการรบกวน

ตารางที่ 2 เปรียบเทียบผลการออกแบบด้วย CS กับ FPA

ตัวควบคุม	ค่าพารามิเตอร์			ผลตอบสนองต่อสัญญาณเข้าหนึ่งหน่วย				ผลตอบสนองคุมค่าโหลด	
	K_p	K_i	K_d	$t_r(\text{sec.})$	$t_s(\text{sec.})$	$M_p(\%)$	$e_{ss}(\%)$	$t_{reg}(\text{sec.})$	$M_{p_reg}(\%)$
Only- G_f	-	-	-	0.63	2.94	-	0.01	Out off control	
PID-CS	9.5	1.139	1.8	0.0875	0.77	1.5453	0.01	28	10.40
PID-FPA	9.6	1.016	1.9	0.0846	0.78	1.1339	0.01	30	10.13

ตารางที่ 3 การเปรียบเทียบสมรรถนะของ CS และ FPA

ตัวควบคุม	t_r	M_p	t_s	e_{ss}	M_{p_reg}	t_{reg}	PM	f_{mean}	T_{mean}	คะแนน
PID-CS	2	2	3	2	2	3	2	3	2	21
PID-FPA	3	3	2	2	3	2	3	2	3	23

5. สรุปผล

จากการใช้หลักเกณฑ์การปรับจูนดำเนินการหาค่าเหมาะที่สุดแนวใหม่ซึ่งมีลักษณะเป็นกรอบงานการออกแบบทั่วไปโดยอาศัยเทคนิคการค้นหาแบบอภิศักษาสำนึกเพื่อหาค่าเหมาะที่สุดทำหน้าที่เป็นตัวหาค่ามุมเหมาะที่สุดซึ่งในงานวิจัยนี้นำเสนอวิธีการค้นหาของ CS และ FPA เพื่อหาพารามิเตอร์ของ PID ที่เหมาะสมผลการออกแบบพบว่าทั้ง CS และ FPA มีความสามารถค้นหาพารามิเตอร์ของ PID ที่เหมาะที่สุดในเวลาอันสั้น ๆ และผลที่ได้จะสอดคล้องกับข้อกำหนดในสมการที่ 23

จากการออกแบบโดยรวมแล้วทั้ง CS และ FPA มีพื้นฐานจากการแจกแจงแบบ Lévy (λ) จึงมีสมรรถนะใกล้เคียงกันมากแตกต่างกันเพียงในเรื่องของเวลาการค้นหาและค่าวัตถุประสงค์ที่อยู่ในรูปของ SSE ซึ่งในงานวิจัยนี้ CS ให้ค่า SSE น้อยกว่า FPA แต่ FPA มีระดับคะแนนเปรียบเทียบสมรรถนะมากกว่า ของ CS (23:21) จึงสรุปได้ว่า FPA มีสมรรถนะเหนือกว่า CS

6. สัญลักษณ์

r/t	สัญญาณเข้า
$e(t)$	สัญญาณคลาดเคลื่อน
$u(t)$	สัญญาณควบคุม
$c(t)$	สัญญาณออก
t_r	เวลาขึ้น
M_p	ค่าพุ่งเกินสูงสุด
t_s	เวลาเข้าที่
e_{ss}	ความคลาดเคลื่อนในสถานะอยู่ตัว
t_{reg}	เวลาคุมค่าโหลด
M_{p_reg}	ค่าพุ่งเกินสูงสุดเนื่องจากโหลด
K_p	อัตราขยายเชิงสัดส่วน
K_i	อัตราขยายเชิงปริพันธ์
K_d	อัตราขยายเชิงอนุพันธ์
f_{mean}	ค่าฟังก์ชันวัตถุประสงค์เฉลี่ย
T_{mean}	ค่าเวลาจำลองเฉลี่ย
g_{best}	ผลเฉลยดีที่สุดปัจจุบัน
L	การกระจายแบบเลวี

α	มุมปะทะ
Q	อัตราเร็วขึ้น
θ	มุมเงย
δ	การเบี่ยงเบนการกระดกขึ้น
ρ	ความหนาแน่นอากาศ
S	พื้นที่ของปีกเครื่องบิน
Ω	ค่าคงที่ $= 2 U/C$
U	ความเร็วบินสมบูรณ์
C_L	สัมประสิทธิ์แรงยก
C_D	สัมประสิทธิ์แรงดึง
C_T	สัมประสิทธิ์แรงขับ
C_M	สัมประสิทธิ์โมเมนต์
C_W	สัมประสิทธิ์น้ำหนัก
γ	มุมทิศทางบิน
σ	ค่าคงที่ $= 1/(1+\mu C_L)$
i_{yy}	โมเมนต์แรงเฉื่อยมาตรฐาน
η	ค่าคงที่ $= \mu \sigma C_M$

7. กิตติกรรมประกาศ

ขอขอบคุณมหาวิทยาลัยเอเชียอาคเนย์ที่สนับสนุนการทำวิจัยผ่าน www.emerald.com/insight/ และขอขอบคุณสาขาวิศวกรรมไฟฟ้า คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเอเชียอาคเนย์ และบริษัท坎ไซ 1980 เอ็นจิเนียริง จำกัด ที่อนุเคราะห์สถานที่และงบประมาณในการทำวิจัยนี้ ตลอดจนบิดา-มารดาผู้เลี้ยงดูจนมีความรู้ถึงปัจจุบันนี้

8. เอกสารอ้างอิง

- [1] J. Shaji and R.B. Aswin, "Pitch control of flight system using dynamic inversion and PID controller," *International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT)*, ISSN: 2278-0181 IJERTV4IS070502, vol. 4, no.7, July. 2015.
- [2] N. Wahid, N. Hassan, M.F. Rahmat and S. Mansor, "Application of intelligent controller in feedback control loop for aircraft pitch control," *Australian Journal of Basic and Applied Sciences*, vol. 5, no.12, pp.1065-1074, 2011.
- [3] A. Tewari, *Advanced Control of Aircraft Spacecraft and Rockets*, Wiley, 2001.
- [4] R.C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, 2nd edition, 2007.
- [5] N. Minorsky, "Directional stability of automatically steered bodies," *American of Naval Engineering*, vol. 4, no. 2, pp. 280-309, 1922.
- [6] K.H. Ang, G.Chong and Y. Li, "PID control system analysis, design, and technology," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 13, no. 4, pp. 559-576, 2005.
- [7] M.Gopal, *Control Systems Principles and Design*, Second Edition, Tata McGraw Hill, 2002.
- [8] A. Abdulameer, M. Sulaiman, MSM Aras and D. Saleem, "Tuning methods of PID controller for DC motor speed control," *Indonesian Journal of Electrical Engineering and Computer Science*, vol. 3, no. 2, pp. 343- 349, Aug. 2016.
- [9] R. C. Dorf and R. H. Bishop, *Modern Control Systems*, Pearson Prentice Hall, 2017.

- [10] X. S. Yang, *Engineering Optimization an Introduction with Metaheuristic Application*, John Wiley & Sons, Inc., 2010.
- [11] X. S. Yang and S. Deb, "Cuckoo search via Lévy flights," *World Congress on Nature & Biologically Inspired Computing (NaBIC 2009)*, pp. 210-214, 2009.
- [12] X.S Yang, "Flower pollination algorithm for global optimization", in *Proc. International Conference on Unconventional Computing and Natural (UCNC 2012)*, Springer, Berlin and Heidelberg, 2012, pp. 240-249.
- [13] M. Abdel-Basset, "A comparative study of cuckoo search and flower pollination algorithm on solving global optimization problems," *Library Hi Tech*, vol. 35, no. 4, pp. 588-601, 2017.
- [14] F.C. Chenand and H.K. Khalil, "Two-time-scale longitudinal control of airplanes using singular perturbation," *AIAA, Journal of Guidance, Navigation and Control*, vol. 13, no. 6, pp. 952-960, 1990.
- [15] M. Zugaj and J. Narkiewicz, "Autopilot supported by nonlinear model following reconfigurable flight control system," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 23, no. 4, pp. 339-347, 2010.
- [16] Z.M. Motea, H.Wahid, J. Zahid, S.H. Lwin and A.M. Hassan, "A comparative analysis of intelligent and PID controllers for an aircraft pitch control system," *Applications of Modelling and Simulation*, vol. 2, no. 1, pp. 17-25, 2018.
- [17] N. Wahid and M. F. Rahmat, "Pitch control system using LQR and fuzzy logic controller," *IEEE Symposium on Industrial Electronics and Applications*, vol. 3, no. 5, pp. 325- 337, Oct. 2010.
- [18] G. Sudha and S.N. Deepa, "Optimization for PID control parameters on pitch control of aircraft dynamics based on tuning methods," *Applied Mathematics &Information Sciences*, vol. 10, no. 1, pp. 343-350, 2016.
- [19] T. Ljouad, A. Amine and M. Rziza, "A hybrid mobile object tracker based on the modified cuckoo search algorithm and the Kalman filter," *Pattern Recognition*, vol. 47, no. 11, pp. 3597-3613, 2014.
- [20] V. Tamilselvan and T. Jayabarathi, "Multi objective flower pollination algorithm for solving capacitor placement in radial distribution system using data structure load flow analysis," *Archives of Electrical Engineering*, vol. 65, no. 2, pp. 203-220, 2016.
- [21] H. Arrosida and M. E. Echsony, "Aircraft pitch control design using observer-state feedback control," *Kinetik: Game Technology, Information System, Computer Network, Computing, Electronics, and Control*, vol 2, no 4, pp. 263-272, Nov. 2017.
- [22] X. Liu, S. Sun, P. Lan, and L. Du, "Dynamic surface attack angle control for aircraft considering actuator position saturation," *IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC)*, pp. 20–24, 2016.
- [23] V. S. Sowmya, S. P. Dharsini, R. P. Dharshini and P. Aravind, "Application of various PID controller tuning techniques for a temperature system," *International Journal of Computer Applications*, vol. 103, no. 14, pp. 32-34, 2014.
- [24] B. C. Kuo and F. Golnaraghi, *Automatic Control Systems*, John Wiley & Sons, 2010.

- [25] H. O. Bansal, R. Sharma and P. R. Shreeraman, "PID controller tuning techniques: a review," *Journal of Control Engineering and Technology*, vol. 2, pp. 168-176, 2012.
- [26] K. Hussain, M. N. M. Salleh, Y. A. Prasetyo and S. Cheng, "Personal best cuckoo search algorithm for global optimization," *International journal on advanced science engineering and information technology*, vol. 8, no. 4, pp. 1209-1217, 2018.
- [27] X.S. Yang, and S. Deb, "Cuckoo search: recent advances and applications," *Neural Computing and Applications*, vol. 24 no. 1, pp. 169-174, 2014.
- [28] X.S. Yang, "Flower pollination algorithm for global optimization," in Proc. *Unconventional Computation and Natural Computation*, Springer, Berlin and Heidelberg, 2012, pp. 240-249.
- [29] R.N. Mantegna, "Fast, accurate algorithm for numerical simulation of Levy stable stochastic processes," *Physical Review E*, vol. 49, no. 5, pp. 4677-4683, 1994.
- [30] X.S. Yang, M. Karamanoglu and X. He, "Flower pollination algorithm: a novel approach for multi objective optimization," *Engineering Optimization*, vol. 46, no. 9, pp. 1222-1237, 2014.
- [31] F. T. Johnson, E. T. N, and N. J. Yu, "Thirty years of development and application of CFD at Boeing commercial airplanes, seattle," *Computers & Fluids*, vol. 34, no. 10, pp. 1115– 1151, Dec. 2005.
- [32] M. V. Cook, *Flight Dynamics Principles: A Linear Systems Approach to Aircraft Stability And Control*, Butterworth-Heinemann, 2013.
- [33] V. Chugh and J. Ohninn, "GA tuned LQR and PID controller for aircraft pitch control," in Proc. *2014 IEEE 6th India International Conference on Power Electronics (IICPE)*, 8-10 Dec. 2014 .

ประวัติผู้เขียน



ผศ.ดร.น.อ.ไชโย ธรรมรัตน์ ร.น.

ดำรงตำแหน่งผู้ช่วยศาสตราจารย์
ประจำสาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า
มหาวิทยาลัยเอเชียอาคเนย์ งานวิจัย

ที่สนใจ ได้แก่ ระบบควบคุมและการประยุกต์อภิศึกษา
สำนึก



นายสุริยัน เลหาเลิศเดชา

กรรมการผู้จัดการ บริษัท คันทัน
1980 เอ็นจิเนียริง จำกัด



รศ.ดร.วีระพันธ์ ดั่งทองสุข

การศึกษา : วิศวกรรมศาสตรดุษฎี
บัณฑิต , สาขา เครื่องกล
วิศวกรรมเครื่องกล

งานวิจัยที่สนใจ : การถ่ายเทความร้อนและอุปกรณ์
แลกเปลี่ยนความร้อน, การปรับอากาศ, กลศาสตร์ของ
ไหล, การไหลหลายสถานะ, ของไหลนาโน