

บทที่ 5

สรุปและข้อเสนอแนะ

5.1 สรุปผลการวิจัย

งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อออกแบบและปรับปรุงปีกของอากาศยานไร้คนขับ (UAV) สำหรับการฝึกบิน โดยมุ่งเน้นไปที่การลดแรงต้านอากาศในสภาวะการบินระดับ (Cruising Condition) และการเพิ่มแรงยกในสภาวะการบินก่อนลงจอด (Final Approach Condition) เพื่อให้ได้ปีกที่มีประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์สูงสุด ด้วยการประยุกต์ใช้กระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพแบบหลายวัตถุประสงค์ (Multi-Objective Optimization) ผ่านการผสมผสานระหว่างแบบจำลองความแม่นยำต่ำ (Low-Fidelity) ซึ่งอาศัยวิธีการ Vortex Lattice Method (VLM) และแบบจำลองความแม่นยำสูง (High-Fidelity) โดยการใช้การจำลองพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (CFD) ภายใต้ Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)

การศึกษาได้เริ่มต้นด้วยการออกแบบการทดลองโดยใช้เทคนิค Latin Hypercube Sampling (LHS) เพื่อสุ่มตัวอย่างพารามิเตอร์สำคัญที่ส่งผลต่อประสิทธิภาพของปีก ได้แก่ อัตราส่วนความหนาต่อความยาวปีก (thickness-to-chord ratio, t/c), อัตราส่วนเรียว (taper ratio, λ) และมุมบิดปีก (twist angle, θ) จากนั้นจึงทำการวิเคราะห์และเพิ่มประสิทธิภาพปีกผ่านกระบวนการหาค่าเหมาะสมที่สุดของภาพใหญ่ Efficient Global Optimization (EGO) โดยแบ่งการประเมินผลประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ออกเป็นสองส่วน ได้แก่ การวิเคราะห์แบบ Low-Fidelity ด้วย VLM เพื่อลดเวลาคำนวณในขั้นต้น และการเพิ่มความแม่นยำของประสิทธิภาพแบบ High-Fidelity ด้วย CFD

ผลการศึกษาแสดงให้เห็นว่าการปรับปรุงรูปร่างของปีกสามารถลดแรงต้านอากาศและเพิ่มแรงยกได้อย่างมีประสิทธิภาพเมื่อเทียบกับปีกต้นแบบ โดยในสภาวะการบินระดับ (Cruising Condition) การกระจายความดันสถิตบนผิวปีกถูกปรับให้มีความเหมาะสมยิ่งขึ้น โดยเฉพาะบริเวณขอบนำและปลายปีก

ซึ่งพบว่าปีกที่ได้รับการออกแบบใหม่มีแรงต้านอากาศลดลงอย่างมีนัยสำคัญ ทั้งนี้เกิดจากการควบคุมความลาดเอียงของความดันระหว่างพื้นผิวด้านบนและด้านล่างของปีก ทำให้แรงต้านเหนี่ยวนำ (Induced Drag) ลดลง และในสภาวะการบินก่อนลงจอด (Final Approach Condition) การปรับมุมบิดปีกและอัตราส่วนความหนาต่อความยาวปีกช่วยให้เกิดการกระจายความดันสถิตที่เหมาะสม ส่งผลให้ความแตกต่างของความดันระหว่างพื้นผิวด้านบนและด้านล่างเพิ่มขึ้นอย่างชัดเจน ซึ่งเป็นปัจจัยสำคัญในการเพิ่มแรงยกและช่วยควบคุมการไหลเวียนอากาศให้ราบเรียบมากขึ้นในสภาวะการบินที่มีมุมปะทะสูง (High Angle of Attack)

จากผลการวิเคราะห์ปีกต้นแบบและปีกที่ผ่านการปรับปรุง พบว่าปีกที่เหมาะสมลำดับที่ 1, 2 และ 3 มีประสิทธิภาพสูงขึ้น โดยมีการลดแรงต้านลงมากกว่า 5% และเพิ่มแรงยกได้มากขึ้นในสภาวะการบินก่อนลงจอด ในขณะที่ปีกยังคงมีพื้นที่เท่าเดิม นอกจากนี้ปีกที่ออกแบบใหม่ยังแสดงให้เห็นถึงเสถียรภาพในการสร้างแรงยกในช่วงความเร็วต่ำ ซึ่งเป็นปัจจัยสำคัญในการรักษาความปลอดภัยในระหว่างการลงจอดของอากาศยานไร้คนขับ

จากการศึกษาครั้งนี้สามารถสรุปได้ว่าการประยุกต์ใช้กระบวนการเพิ่มประสิทธิภาพแบบหลายวัตถุประสงค์ร่วมกับเทคนิคการประเมินประสิทธิภาพหลายระดับความแม่นยำช่วยให้ได้รูปทรงปีกที่มีประสิทธิภาพสูงสุดสำหรับการลดแรงต้านขณะบินระดับและเพิ่มแรงยกขณะการบินก่อนลงจอด ซึ่งเหมาะกับความต้องการของ UAV ที่ใช้สำหรับการฝึกบินได้อย่างเหมาะสมมากขึ้น

5.2 ข้อเสนอแนะ

1) ข้อจำกัดของ Vortex Lattice Method (VLM) เนื่องจาก VLM ไม่สามารถทำนายพฤติกรรมการไหลได้แม่นยำหากเกิดการแยกตัวของการไหลหรือการหยุดชะงักของการไหล (stall) โดยเฉพาะในสภาวะการบินที่มีมุมปะทะสูง ดังนั้นจึงควรทำการตรวจสอบและยืนยันว่าการคำนวณในสภาวะต่าง ๆ ที่ใช้ VLM นั้นไม่อยู่ในช่วงที่อาจเกิดการ stall ได้ โดยเฉพาะเมื่อบินที่มีมุมปะทะสูงเพื่อป้องกันความคลาดเคลื่อนจากแบบจำลองในการออกแบบเบื้องต้น

2) การขยายขอบเขตการออกแบบของมุมบิดปีก (Twist Angle) เนื่องจากค่าของมุมบิดที่ได้จากการออกแบบครั้งนี้เป็นค่าที่เกือบจะสูงที่สุด และเนื่องด้วยมุมบิดมีผลโดยตรงต่อการกระจายแรงยก แต่หากมากเกินไปจะทำให้แรงต้านเพิ่มขึ้นจนเกิด stall นั้นหมายความว่าสามารถเพิ่มขอบเขต

การศึกษาของมุมบิดนี้ให้กว้างขึ้นได้อีกเพื่อให้สามารถหาค่าที่ช่วยเพิ่มแรงยกได้โดยไม่กระทบต่อแรงต้านมากเกินไป

3) การปรับขนาดของอัตราส่วนความหนาต่อความยาวของปีกเป็นสิ่งที่ควรพิจารณาต่อไป เนื่องจากการลดความหนาของปีกจะช่วยลดแรงต้านแต่ก็อาจทำให้โครงสร้างปีกมีความแข็งแรงลดลง หรือส่งผลต่อความแข็งแรงทางโครงสร้างของอากาศยานซึ่งอาจส่งผลต่อความปลอดภัยในการบิน ดังนั้นควรศึกษาผลกระทบของการลดขนาดนี้ต่อไป

4) ในการศึกษาแผ่นอากาศที่ใช้ในการออกแบบเป็น NACA ตระกูล 6 ซึ่งแตกต่างจากแผ่นอากาศรุ่นเดิมที่ใช้ S8036 ส่งผลให้การเปรียบเทียบในแง่ของคุณสมบัติต่างๆ ระหว่างแผ่นอากาศเดิม และแผ่นอากาศที่ออกแบบใหม่อาจทำได้ยากขึ้น อย่างไรก็ตามการเลือกใช้ NACA ตระกูล 6 ในครั้งนี้มีความเหมาะสม เนื่องจากรูปแบบดังกล่าวช่วยให้การควบคุมตัวแปรในการออกแบบทำได้ง่ายและเป็นระบบมากขึ้น ทำให้สามารถวิเคราะห์และปรับแต่งตัวแปร อัตราส่วนความหนาต่อความยาวปีกได้อย่างมีประสิทธิภาพ ซึ่งเป็นปัจจัยสำคัญในการศึกษา และเพื่อสร้างความน่าเชื่อถือของผลการออกแบบ ควรทำการเปรียบเทียบกับแผ่นอากาศแบบดั้งเดิมที่ใช้งานอยู่ในปัจจุบัน โดยเปรียบเทียบประสิทธิภาพทั้งด้านแรงยก แรงต้าน และสมรรถนะการบิน เพื่อยืนยันว่าการออกแบบใหม่มีประสิทธิภาพดีกว่าหรือคุ้มค่าที่จะนำไปใช้

5) การเปรียบเทียบกับการบินจริง หากมีเวลาและทรัพยากรเพิ่มเติม ควรสร้างต้นแบบปีกที่ได้จากการออกแบบครั้งนี้เพื่อทำการทดสอบกับการบินจริง โดยเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์จากการออกแบบด้วยการคำนวณทางคอมพิวเตอร์กับข้อมูลที่ได้จากการบินจริง ซึ่งจะช่วยยืนยันความถูกต้องของแบบจำลองที่ใช้ในการออกแบบ และนำไปสู่การปรับปรุงความแม่นยำของผลลัพธ์ในอนาคต