

บทที่ 4

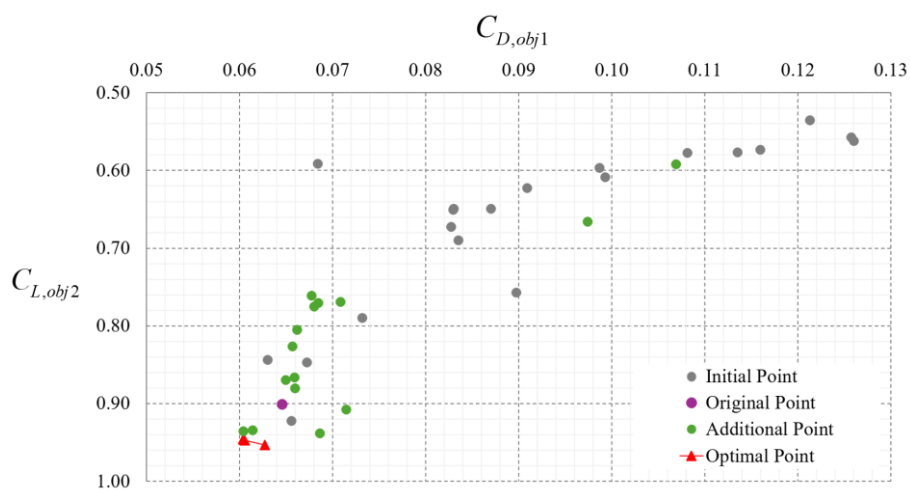
ผลการดำเนินการวิจัยและอภิปรายผล

4.1 ผลการวิจัย

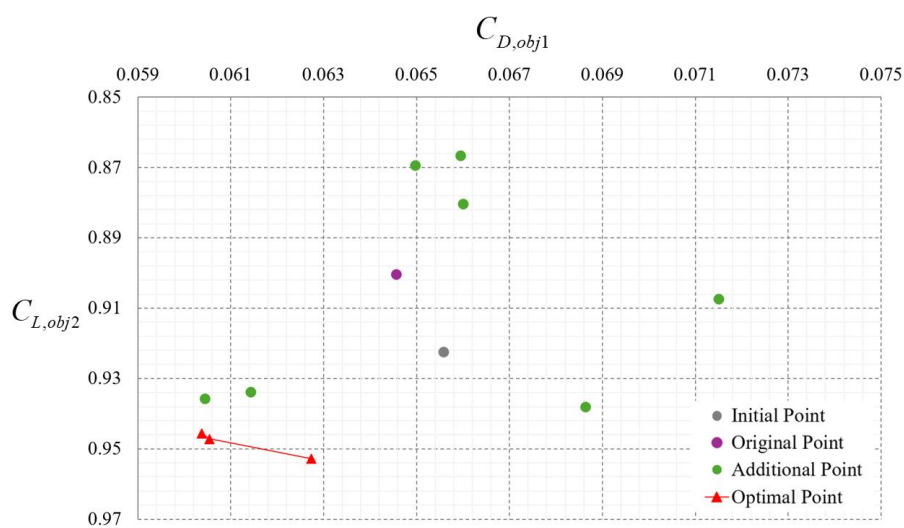
ผลการดำเนินการวิจัยของการหาค่าเหมาะสมสุดแบบมีประสิทธิภาพของภาพใหญ่ในการออกแบบปีกเครื่องบินของอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงด้วยการสร้างสมการแบบจำลองลูกผสมระหว่างข้อมูลความแม่นยำต่ำที่ได้จากการคำนวณด้วยวิธี Vortex Lattice ผ่านโปรแกรม OpenVSP และข้อมูลความแม่นยำสูงฝ่ายการคำนวณด้วยวิธี Reynolds-averaged Navier-Stokes ผ่านโปรแกรม ANSYS Fluent โดยใช้วิธีเชิงพันธุกรรมในการหาค่าสูงสุดของค่า Expected Hypervolume Improvement ของ 2 ฟังก์ชันวัตถุประสงค์การออกแบบ ได้ลักษณะของปีกที่เหมาะสมที่สุด 3 ลักษณะ โดยค่าวัตถุประสงค์แรก C_D สำหรับปีกต้นแบบ, ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้นและปีกที่เหมาะสมที่สุดทั้งสามแบบ เท่ากับ 0.0646, 0.0656, 0.0604, 0.0605 และ 0.0627 ตามลำดับ ในขณะที่ค่าวัตถุประสงค์ที่สอง C_L เท่ากับ 0.9004, 0.9224, 0.9457, 0.9472 และ 0.9529 และเมื่อเปรียบเทียบประสิทธิภาพของปีกต้นแบบกับปีกที่ได้จากการกระบวนการออกแบบดังกล่าวทั้ง 3 ลำดับพบว่า ค่า C_D ในสภาวะการบินระดับเพิ่มขึ้น 6.47%, 6.22% และ 2.83% ตามลำดับ นอกจากนี้ค่า C_L ในช่วงเตรียมลงจอดเพิ่มขึ้น 5.04%, 5.20% และ 5.83% ตามลำดับดังตารางที่ 4.1 ซึ่งสามารถแสดงผลขอบหน้าพาเรโตได้ดังรูปที่ 4.1 และ 4.2 โดยค่าตัวแปรการออกแบบและลักษณะของปีกที่ทำให้เกิดค่าเหมาะสมสุดแสดงดังตารางที่ 4.2 และรูปที่ 4.2 ตามลำดับ และลักษณะของอากาศยานไร้คนขับประเภทปีกตรึงที่ติดตั้งปีกต้น ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น ปีกที่ดีที่สุดลำดับที่ 1 2 และ 3 แสดงในรูปที่ 4.3

ตารางที่ 4.1 ค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของปีกเหมาะสมสุด

ลักษณะของปีก	$C_{D,obj1}$	$C_{L,obj2}$	ประสิทธิภาพที่เพิ่มขึ้นเป็นร้อยละ จากการเปรียบเทียบกับปีกต้นแบบ	
			$C_{D,obj1}$	$C_{L,obj2}$
ปีกต้นแบบ	0.0646	0.9004	-	-
ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น	0.0656	0.9224	-1.58	2.45
ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1	0.0604	0.9457	6.47	5.04
ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 2	0.0605	0.9472	6.22	5.20
ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3	0.0627	0.9529	2.83	5.83



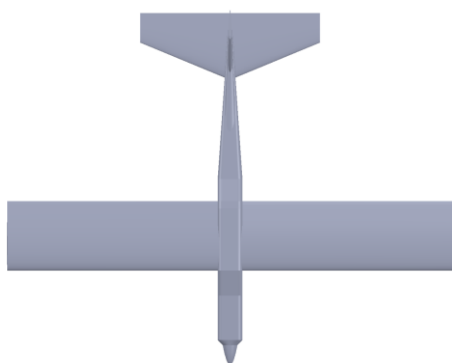
รูปที่ 4.1 ผลการหาค่าเหมาะสมสุดของการออกแบบ



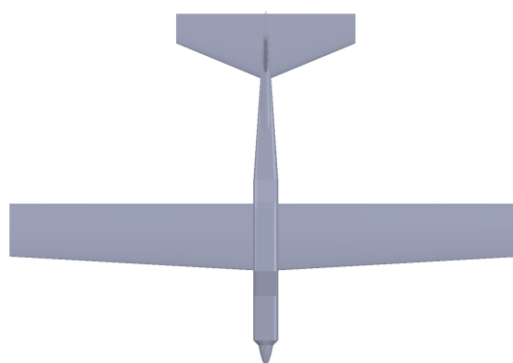
รูปที่ 4.2 ผลการหาค่าเหมาะสมสุดของการออกแบบบริเวณขอบหน้าพารेट

ตารางที่ 4.2 ค่าตัวแปรการออกแบบของปีกเหมาะสมสุด

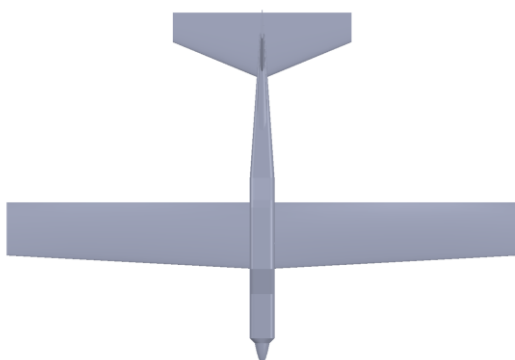
ลักษณะของปีก	อัตราส่วนความหนาต่อความยาว t/c	อัตราส่วนเรียว λ	มุมบิด θ
ปีกต้นแบบ	0.16 (Airfoil S8036)	1	0
ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น	0.0906 (NACA 6 series)	0.7880	2.1516
ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1	0.0856 (NACA 6 series)	0.7753	2.8088
ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 2	0.0845 (NACA 6 series)	0.7986	2.7523
ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3	0.0805 (NACA 6 series)	0.7779	2.9988



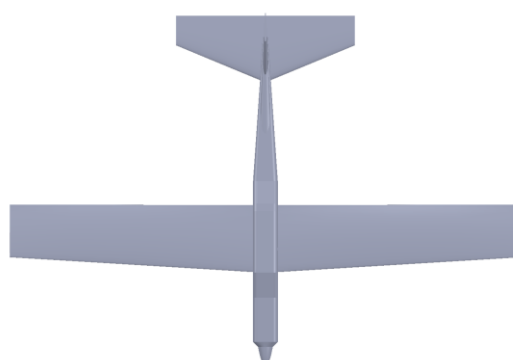
(ก.) ปีกต้นแบบ



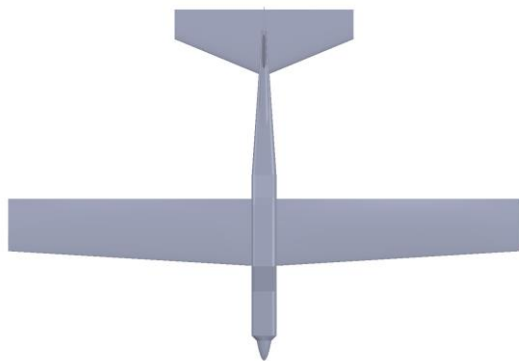
(ข.) ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น



(ค.) ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1



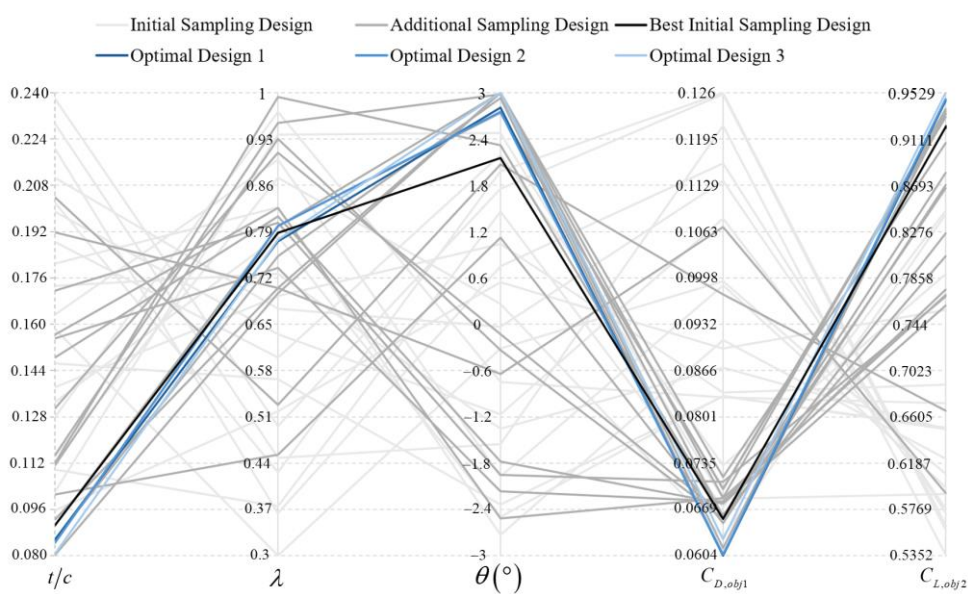
(ง.) ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 2



(จ.) ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3

รูปที่ 4.3 ลักษณะของอากาศยานไร้คนขับประเภทปีกตรึงแบบต่างๆ

แผนภาพ Parallel Coordinate Plot (PCP) แสดงในรูปที่ 4.4 นำเสนอพฤติกรรม การตอบสนองของวัตถุประสงค์การออกแบบต่อตัวแปรการออกแบบซึ่งเป็นภาพรวมที่ครอบคลุมความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปรอินพุตและค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ที่ได้จากการปรับปรุงข้อมูลโดยการเพิ่มตัวอย่าง ข้อมูลที่ถูกปรับให้อยู่ในรูปแบบ normalized ในกราฟแสดงให้เห็นว่า การลด t/c ร่วมกับการเพิ่ม λ ที่ปลายปีกส่งผลดีต่อการเพิ่มประสิทธิภาพ อีกทั้งค่า θ ของปีกที่อยู่ ในช่วงประมาณ 0.77 ถึง 0.8 แสดงให้เห็นว่ามีประสิทธิภาพสูงในการเพิ่มประสิทธิภาพของค่า C_D และ C_L ภายใต้สภาวะการบินที่กำหนด

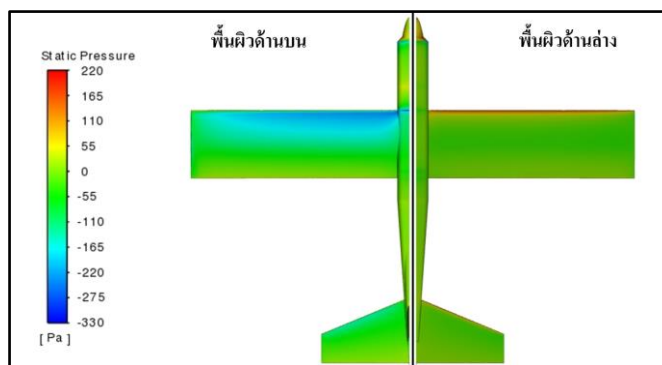


รูปที่ 4.4 แผนภาพความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปรการออกแบบกับประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์

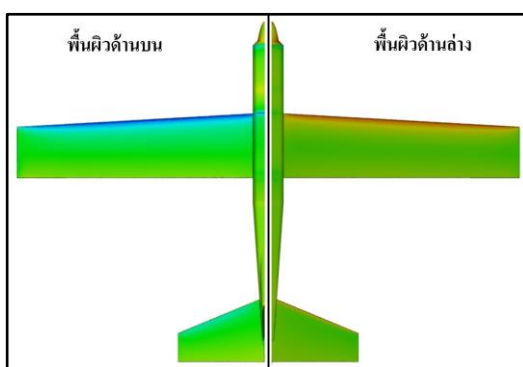
จากการเปรียบเทียบผลการกระจายของความดันสถิต (Static Pressure) บนพื้นผิวด้านบน และด้านล่างของปีกสำหรับ (ก.) ปีกต้นแบบ, (ข.) ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น, และ (ค., ง. และ จ.) ปีกที่เหมาะสมที่สุดทั้งสามลักษณะในสภาวะการบินระดับแสดงในรูปที่ 4.5 พบว่าการออกแบบปีกที่เหมาะสมช่วยให้การกระจายตัวของความดันมีความสม่ำเสมอมากขึ้น โดยปีกต้นแบบ แสดงให้เห็นถึงความแตกต่างของความดันบริเวณขอบหน้าของปีก (leading edge) และปลายปีก ซึ่งทำให้เกิดแรงต้านจากการเหนี่ยวนำสูงขึ้น ในขณะที่ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้นและปีกที่เหมาะสมลำดับที่ 1, 2, และ 3 แสดงให้เห็นถึงการควบคุมการกระจายความดันที่ดีขึ้นอย่างชัดเจน โดยเฉพาะบริเวณพื้นผิวด้านบนของปีก ซึ่งมีการกระจายความดันที่ราบเรียบและสม่ำเสมอมากขึ้น ส่งผลให้แรงต้านจากการไหลของอากาศที่ไม่สม่ำเสมอและแรงต้านจากการเหนี่ยวนำลดลง นอกจากนี้ยังช่วยเพิ่มประสิทธิภาพในการควบคุมความดันบริเวณขอบหน้าและปลายปีก ส่งผลให้แรงต้านลดลง และแรงยกเพิ่มขึ้นอย่างมีนัยสำคัญ ทำให้ปีกสามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพสูงสุดในขณะบินระดับ

และจากการเปรียบเทียบผลการกระจายของความดันสถิต (Static Pressure) บนพื้นผิวด้านบนและด้านล่างของปีกสำหรับ (ก.) ปีกต้นแบบ, (ข.) ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น, และ (ค., ง. และ จ.) ปีกที่เหมาะสมที่สุดทั้งสามลักษณะในสภาวะการก่อกองลงจอดแสดงในรูปที่ 4.6 พบว่าการออกแบบปีกที่เหมาะสมมีผลอย่างยิ่งต่อการเพิ่มแรงยกในช่วงมุมปะทะสูง ซึ่งแสดงให้เห็นถึงความแตกต่างของความดันอย่างชัดเจนระหว่างพื้นผิวด้านบนและด้านล่างของปีก ในปีกต้นแบบ พบว่าความดันบริเวณขอบหน้ามีความไม่สม่ำเสมอและเกิดความแตกต่างของความดันน้อย ส่งผลให้สร้างแรงยกได้น้อยกว่าปีกลักษณะอื่น อย่างไรก็ตามเมื่อทำการปรับปรุงรูปทรงปีกในกรณีปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น และปีกที่เหมาะสมลำดับที่ 1, 2 และ 3 พบว่าความดันบนพื้นผิวด้านบนลดลงอย่างสม่ำเสมอ (แสดงในโทนสีน้ำเงิน) ขณะที่ความดันบนพื้นผิวด้านล่างคงที่หรือมีค่าใกล้เคียงกับเดิม (แสดงในโทนสีเขียวถึงแดง) ซึ่งทำให้เกิดความแตกต่างของความดันมากขึ้นและส่งผลให้แรงยกเพิ่มขึ้นอย่างมีประสิทธิภาพ

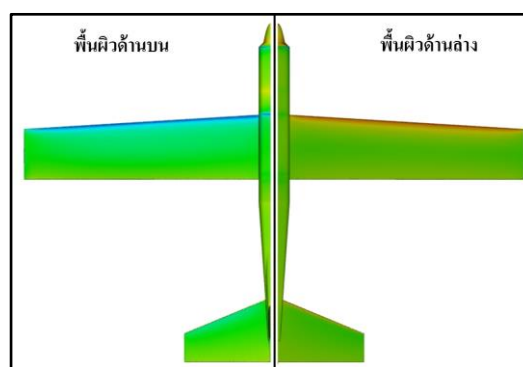
ดังนั้นการปรับค่าอัตราส่วนความหนาต่อความยาวปีก (t/c), อัตราส่วนเรียว (λ) และมุมบิดปีก (θ) ช่วยควบคุมการกระจายความดันให้เหมาะสมในสภาวะการบินระดับและสภาวะการบินมุมปะทะที่สูงขึ้นก่อนลงจอด โดยเฉพาะบริเวณขอบหน้าและปลายปีกที่มีการกระจายแรงดันที่ราบเรียบมากขึ้น ส่งผลให้ปีกสามารถลดแรงต้านเหนี่ยวนำขณะบินระดับและสามารถสร้างแรงยกได้เพียงพอในการควบคุมการบินขณะความเร็วต่ำและรักษาเสถียรภาพในการลงจอดได้ดีขึ้น



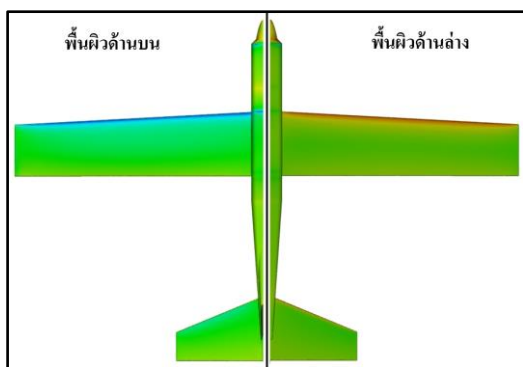
(ก.) ปีกต้นแบบ



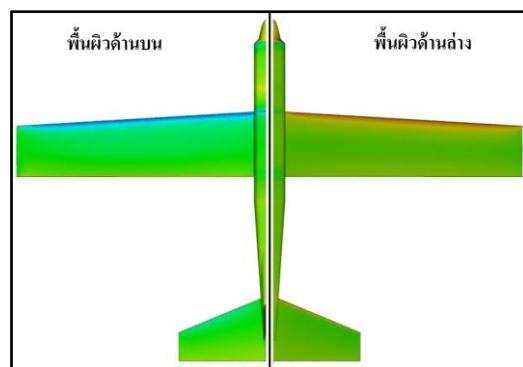
(ข.) ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น



(ค.) ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1

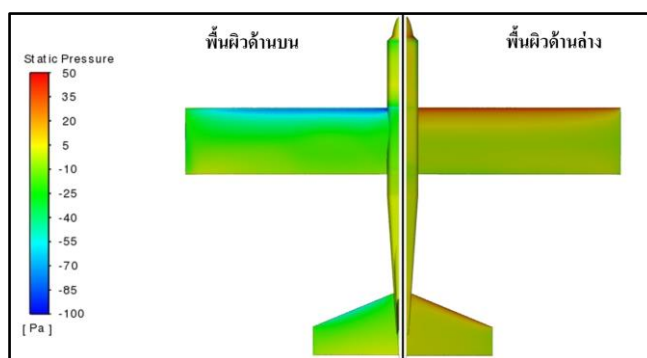


(ง.) ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 2

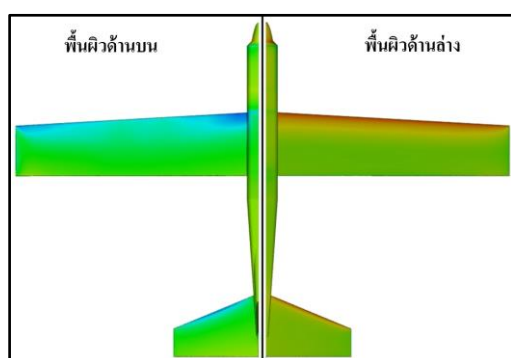


(จ.) ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3

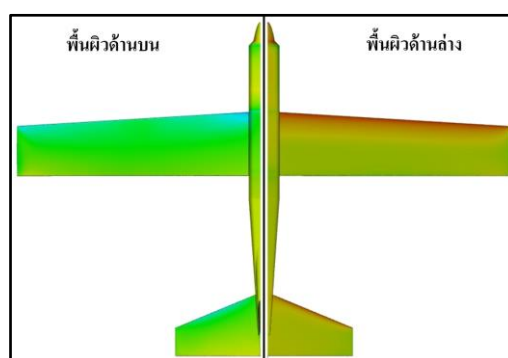
รูปที่ 4.5 แสดงการเปรียบเทียบผลการกระจายของความดันสถิต (Static Pressure) บนพื้นผิวด้านบนและด้านล่างของปีกชนิดต่างๆ ในสภาวะการบินระดับ



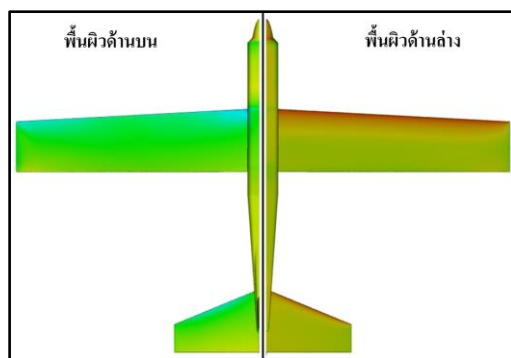
(ก.) ปีกต้นแบบ



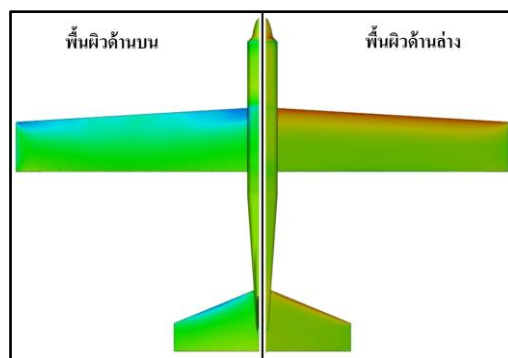
(ข.) ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น



(ค.) ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1



(ง.) ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 2



(จ.) ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3

รูปที่ 4.6 แสดงการเปรียบเทียบผลการกระจายของความดันสถิต (Static Pressure) บนพื้นผิวด้านบนและด้านล่างของปีกชนิดต่างๆ ในสภาวะการบินก่อนลงจอด

4.2 อภิปรายผลการวิจัย

ผลการออกแบบปีกเหมาะสมสุดทั้ง 3 ลักษณะแสดงให้เห็นถึงการเพิ่มขึ้นของประสิทธิภาพของการบินที่สำคัญเมื่อเปรียบเทียบกับปีกต้นแบบและปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น ในกรณีของสภาวะการบินระดับ พบว่าค่า C_D ลดลงอย่างมีนัยสำคัญ โดยปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1 มีการลด

ค่า C_D ได้มากที่สุดถึง 6.47% เมื่อเทียบกับปีกต้นแบบ ผลลัพธ์นี้ชี้ให้เห็นว่ากระบวนการหาค่าเหมาะสมที่สุดที่ใช้สามารถช่วยเพิ่มประสิทธิภาพในการลดแรงต้านได้อย่างมีประสิทธิภาพ ซึ่งจะส่งผลโดยตรงต่อการลดการใช้พลังงานระหว่างการบินระดับ และเมื่อพิจารณาถึงประเภทของแรงต้านอากาศที่ลดลงจากการเปลี่ยนแปลงรูปร่างของปีกเหมาะสมที่สุดสามารถพิจารณาได้จากตารางที่ 4.3

ตารางที่ 4.3 ปริมาณของสัมประสิทธิ์แรงต้านจากการเปลี่ยนแปลงรูปร่างแต่ละประเภท

ลักษณะของปีก	Pressure Drag Coefficient ($C_{D, pressure}$)	Skin Friction Drag Coefficient ($C_{D, skin friction}$)	Total Drag Coefficient (C_D)
ปีกต้นแบบ	0.0464	0.0182	0.0646
ปีกที่ดีที่สุดจากการออกแบบเริ่มต้น	0.0507	0.0149	0.0656
ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1	0.0444	0.0160	0.0604
ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 2	0.0446	0.0159	0.0605
ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3	0.0474	0.0153	0.0627

จากตารางที่ 4.3 ปริมาณของสัมประสิทธิ์แรงต้านจากการเปลี่ยนแปลงรูปร่างผ่านการคำนวณด้วยแบบจำลองพลศาสตร์ของไหลทางคอมพิวเตอร์สามารถแบ่งออกเป็น 2 ประเภท คือ แรงต้านจากการเสียดสีของอากาศกับผิวของเครื่องบิน (skin friction drag) และแรงต้านจากการกระจายความดันรอบเครื่องบิน (pressure drag หรือ form drag) โดยเมื่อทำการลดความหนาของแพนอากาศหรือปีกเครื่องบินลงจากปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1 และ 2 จะสามารถทำให้อากาศเกาะกับผิวของปีกได้ดีขึ้น ทำให้แรงต้านอากาศประเภท pressure drag ลดลง แต่สำหรับปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3 ที่มีมุมบิดที่สูงกว่าปีกแบบอื่นทำให้เกิดการแยกกันของอากาศส่วนหลัง (flow separation) เพิ่มขึ้นมากที่สุดจนทำให้มีค่าของ pressure drag มากกว่าปีกต้นแบบ อย่างไรก็ตามการลดความหนาของแพนอากาศร่วมกับการเพิ่มมุมบิดบริเวณปลายปีกที่ค่าอัตราส่วนเรียวที่เหมาะสมสามารถลดแรงต้านของ skin friction drag ได้อย่างมาก

ในสภาวะช่วงเตรียมลงจอด เนื่องจากการเพิ่มมุมบิดบริเวณปลายปีกส่งผลให้ค่า C_L มีการเพิ่มขึ้นโดยปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3 มีค่า C_L เพิ่มขึ้นสูงสุดอยู่ที่ 5.83% เมื่อเทียบกับปีกต้นแบบ เนื่องจากการเพิ่มมุมบิดสูงที่สุดจากปีกเหมาะสมแบบอื่น การเพิ่มขึ้นของค่า C_L นี้ส่งผลให้การควบคุมในช่วงลงจอดปลอดภัยจากการกระแทกของอากาศยานมากขึ้น อย่างไรก็ตามการเพิ่ม

ประสิทธิภาพของ C_L ในช่วงนี้แสดงให้เห็นถึงการแลกเปลี่ยน (Trade-off) กับค่า C_D ที่ไม่ได้ลดลงมากเท่ากับปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1 และปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 2

เมื่อวิเคราะห์รูปที่ 4.1 และ 4.2 ขอบหน้าพาเรโต พบว่าผลลัพธ์ทั้งสามแบบแสดงถึงการกระจายตัวที่สมดุลระหว่างค่า C_D และ C_L โดยปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 1 และปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 2 เน้นไปที่การลดค่า C_D ในขณะที่ปีกเหมาะสมสุดลำดับที่ 3 เน้นไปที่การเพิ่มค่า C_L มากกว่า ซึ่งการกระจายตัวนี้ชี้ให้เห็นถึงศักยภาพในการออกแบบที่สามารถตอบสนองต่อความต้องการในลักษณะของการใช้งานที่แตกต่างกัน

จากแผนภาพรูปที่ 4.4 Parallel Coordinate Plot (PCP) แสดงความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปรการออกแบบกับประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ ช่วยให้เข้าใจถึงความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปรการออกแบบ ได้แก่ t/c , λ , และ θ กับค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ที่ได้ โดยในเงื่อนไขการบินและขอบเขตของงานวิจัยนี้พบว่าการลดค่าอัตราส่วนของความหนาต่อความยาวคอร์ดของปีก (t/c) และการเพิ่มค่าอัตราส่วนเรียวของปีก (λ) ส่งผลดีต่อการลดค่า C_D ในขณะที่ค่ามุมบิด (θ) ควรอยู่ในช่วงระหว่าง 2.0° ถึง 3.0° เพื่อเพิ่มค่า C_L ในช่วงเตรียมลงจอด

ผลการศึกษานี้แสดงให้เห็นถึงประสิทธิภาพของกระบวนการออกแบบแบบหลายวัตถุประสงค์ที่พัฒนาขึ้น ซึ่งสามารถสร้างแบบจำลองลูกผสมที่เชื่อมโยงข้อมูลความแม่นยำต่ำและสูงเข้าด้วยกันได้อย่างมีประสิทธิภาพ พร้อมทั้งการใช้ฟังก์ชัน EHVI ในการเพิ่มตัวอย่างข้อมูลในพื้นที่ที่มีความไม่แน่นอนสูง ซึ่งเป็นปัจจัยสำคัญที่ช่วยให้กระบวนการค้นหาค่าเหมาะสมสุดในปัญหาที่ซับซ้อนนี้ประสบความสำเร็จ

ทั้งนี้ผลลัพธ์ที่ได้สามารถนำไปประยุกต์ใช้ในการออกแบบปีกของอากาศยานไร้คนขับสำหรับการใช้งานจริง หรือพัฒนาเพิ่มเติมสำหรับการใช้งานในเงื่อนไขการบินอื่นๆ ที่แตกต่างออกไป เช่น การบินของ อากาศยานไร้คนขับที่มีการติดตั้งอุปกรณ์ที่น้ำหนักต่างกัน หรือสภาวะการบินในระดับความเร็วต่างๆ