วารสารวิชาการและวิจัย มทร.พระนคร ฉบับพิเศษ
การประชุมวิชาการมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคล ครั้งที่ 5

การพัฒนาอากาศยานไร้นักบินต้นทุนต่ำเพื่อกิจการทางทหาร

Development of a Low-Cost Unmanned Aerial Vehicle for Military Affair

สมบูรณ์ ธีรวิสิฐพงศ์[1*] ประเสริฐ ปิ่นปฐมรัฐ[2] และ พีรสิทธิ์ บุตตะกะ[1]

[1]ห้องปฏิบัติการวิจัยด้านคลื่นความถี่สูงและการประยุกต์ สาขาครุศาสตร์อิเล็กทรอนิกส์และโทรคมนาคม
ภาควิชาครุศาสตร์อุตสาหกรรม คณะครุศาสตร์อุตสาหกรรม มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลธัญบุรี
จังหวัดปทุมธานี 12110

[2]สาขาครุศาสตร์ไฟฟ้า ภาควิชาครุศาสตร์อุตสาหกรรม คณะครุศาสตร์อุตสาหกรรม มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลธัญบุรี
จังหวัดปทุมธานี 12110

บทคัดย่อ

บทความนี้นำเสนอการศึกษาและพัฒนาต้นแบบอากาศยานไร้นักบิน (ยูเอวี) ต้นทุนต่ำ เพื่อการสังเกตการณ์ทางอากาศด้วยมุมมองเสมือนนักบิน ซึ่งสามารถนำไปประยุกต์ใช้ได้ทั้งในภารกิจด้านพลเรือนและทหาร อากาศยานต้นแบบในงานวิจัยนี้ เป็นอากาศยานชนิดปีกนิ่งบน ความยาวจากปีกถึงปีก 1.6 เมตร ความยาวจากหัวถึงท้าย 0.9 เมตร ความสูง 0.2 เมตร น้ำหนักรวมโหลด 2.6 กิโลกรัม โดยมีคุณสมบัติทางเทคนิค ประกอบด้วย รัศมีการบิน 2,500 เมตร เพดานบิน 1,000 เมตร ความเร็ว 60 กิโลเมตรต่อชั่วโมง บินได้นาน 1 ชั่วโมง แหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 12 โวลต์/3,000 มิลลิแอมแปร์ชั่วโมง มุมมองของกล้องในมุมกวาด มากกว่า 90 องศา และมุมมองของกล้องในมุมก้ม มากกว่า 45 องศา จุดเด่นของงานนี้ คือ ต้นทุนต่ำ ขนาดกะทัดรัด และน้ำหนักเบา นอกจากนี้ ยังสามารถนำไปประยุกต์ใช้งานได้อย่างหลากหลาย เช่น การค้นหาบุคคลสูญหาย งานสังเกตการณ์ทางอากาศ งานด้านภูมิสารสนเทศ เป็นต้น

Abstract

This paper proposes the study and development of a low-cost unmanned aerial vehicle (UAV) for survey with virtual pilot view that can be applied for both civilian and military purposes. Our prototype UAV is a fixed upper wing type with 1.6 m.-span, 0.9 m.-length, 0.2 m.-height, and 2.6 kg.-payload. Its technical specification is as follows: 2,500 m.-range, 1,000 m.-ceiling, 60 km/hr-speed, 1 hr-endurance, 12 VDC/3,000 mA/hr-power supply, >90° azimuth-angle adjustable, and >45° elevation-angle adjustable. The advantages of our prototype include low cost, compactness, and light weight. Furthermore, it can be applied in several missions such as missing person search, sky surveillance, geo-informatics, etc

คำสำคัญ : อากาศยานไร้นักบิน ยูเอวี เครื่องบินสอดแนม

Keywords : Unmanned Aerial Vehicle, UAV, Spy Plane

[*]*ผู้นิพนธ์ประสานงานไปรษณีย์อิเล็กทรอนิกส์ somboon@rmutt.ac.th โทร. 0 2549 4750-1*

1. บทนำ

แต่เดิมนั้น อากาศยานไร้นักบินได้รับการพัฒนามาเพื่อปฏิบัติภารกิจทางทหารเป็นหลัก โดยใช้ในการสอดแนม สังเกตการณ์ และจู่โจมข้าศึกในระยะไกล ในขณะเดียวกัน ก็สามารถนำมาประยุกต์ใช้ในทางพลเรือนด้วยอีกทางหนึ่ง คือ ใช้ในการสังเกตการณ์หรือการสำรวจภาคพื้นดินด้วยกล้องมุมสูงทางอากาศ (ทวีวุฒิ พงศ์พิพัฒน์, 2554, หน้า 5-16; อาภรณ์ พลเสน, มปป.) อย่างไรก็ดี จากการศึกษาค้นคว้า พบว่า ในประเทศไทยเองยังมีงานวิจัยด้านนี้อยู่น้อยมาก ทั้งยังไม่เป็นที่แพร่หลายในวงกว้างมากนัก ซึ่งอาจมีสาเหตุมาจากการใช้งบประมาณที่สูงในการวิจัย และจำเป็นต้องมีความรู้วิทยาการหลายด้านผสมผสานกัน ได้แก่ ด้านอากาศยานและพลศาสตร์ ด้านไฟฟ้าสื่อสาร ด้านวงจรอิเล็กทรอนิกส์ ด้านเครื่องกลและวัสดุ เป็นต้น นอกจากนี้ การวิจัยและพัฒนายังอยู่ในวงจำกัดเฉพาะผู้เกี่ยวข้องด้านอากาศยานและหน่วยวิจัยในทางทหารเท่านั้น ตลอดจนการขาดการสนับสนุนทุนวิจัยอย่างจริงจังและต่อเนื่อง ทำให้พัฒนาการของการวิจัยเป็นไปอย่างเชื่องช้าและขาดความต่อเนื่อง ด้วยเหตุนี้ คณะผู้วิจัย จึงได้ให้ความสำคัญในการศึกษาและพัฒนาอากาศยานไร้นักบินที่สามารถประยุกต์ใช้งานได้จริง และมีศักยภาพทัดเทียมผลิตภัณฑ์ที่นำเข้าจากต่างประเทศ ซึ่งมีราคาสูง และมีข้อจำกัดด้านลิขสิทธิ์ในการถ่ายทอดเทคโนโลยีเพื่อการพัฒนาต่อยอด

สำหรับต้นแบบอากาศยานฯ ที่นำเสนอในบทความนี้ ได้รับการพัฒนาให้สามารถใช้งานได้อย่างเอนกประสงค์และลดข้อจำกัดด้านต่างๆ จากการศึกษาผลงานวิจัยที่ผ่านมา (วีระภัทร์ เจริญผล, 2553; ศิริชัย ลาภสระน้อย, 2552; อนุรักษ์ อุ่นศิริ, 2554; อรรณพ เรืองวิเศษ, 2554; อรรณพ เรืองวิเศษ, 2554) โดยได้พัฒนาให้สามารถขึ้นบินได้ด้วยการขว้างด้วยมือ เพื่อให้สามารถใช้ได้ในทุกสถานการณ์โดยไม่จำเป็นต้องมีรันเวย์ในการขึ้นบิน และการพัฒนาให้ใช้แหล่งจ่ายพลังงานไฟฟ้ากระแสตรงจากแบตเตอรี่แทนการใช้น้ำมันเชื้อเพลิง ซึ่งเป็นพลังงานที่สิ้นเปลือง มีน้ำหนักมาก และก่อให้เกิดก๊าซคาร์บอนได้ออกไซด์ นอกจากนี้ ยังสามารถปรับมุมมองกล้องบันทึกภาพในมุมกวาดและมุมก้มจากภาคพื้นดินได้อีกด้วย สำหรับคุณลักษณะทางกายภาพและคุณสมบัติทางเทคนิคของอากาศยานฯ ที่พัฒนา แสดงดังตารางที่ 1

ตารางที่ 1 คุณลักษณะทางกายภาพและคุณสมบัติทางเทคนิค

คุณลักษณะทางกายภาพ		คุณสมบัติทางเทคนิค	
ชนิด:	ปีกนิ่งบน	รัศมีการบิน:	2,500 เมตร
ความยาว (ปีกถึงปีก):	1.6 เมตร	เพดานบิน:	1,000 เมตร
ความยาว (หัวถึงท้าย):	0.9 เมตร	ความเร็ว:	60 กิโลเมตรต่อชั่วโมง
ความสูง:	0.2 เมตร	บินได้นาน:	1 ชั่วโมง
น้ำหนัก (รวมโหลด):	2.6 กิโลกรัม	การปรับมุมมองกล้อง:	มุมกวาด >90 องศา, มุมก้ม >45องศา
		แหล่งจ่ายกระแสตรง:	12 โวลต์/3,000 มิลลิแอมแปร์ชั่วโมง

โดยจุดเด่นของอากาศยานฯ ในงานวิจัยนี้ คือ ต้นทุนต่ำ ขนาดกะทัดรัด น้ำหนักเบา และสามารถประยุกต์ใช้งานได้หลากหลายสถานการณ์ เช่น การค้นหาบุคคลสูญหายในป่าหรือเหตุภัยพิบัติอุทกภัย/ แผ่นดินไหว/อัคคีภัย การติดตามคนร้ายทางอากาศ การสำรวจสภาพภูมิประเทศในถิ่นทุรกันดารหรือพื้นที่ที่ยากแก่การเข้าถึง การสังเกตการณ์ด้านความมั่นคงและรักษาความปลอดภัย การสำรวจสภาพจราจรทางบก/ทางน้ำ งานด้านการข่าวและการสืบสวนการสำรวจและเก็บข้อมูลในงานด้านอวกาศและภูมิสารสนเทศ เป็นต้น

2. วิธีการทดลอง

2.1 ทฤษฎีที่สำคัญในการพัฒนาอากาศยาน การคำนวณภาระและพื้นที่ปีก

การออกแบบและพัฒนาอากาศยานฯ ใช้หลักการพื้นฐานของการออกแบบเครื่องบินเล็ก (ประวิทย์ พงษ์อนันต์,) และทฤษฎีแรงยกของปีกเครื่องบิน รวมทั้งหลักการเลือกชนิดมอเตอร์ไฟฟ้าที่เหมาะสมกับการใช้ในการขับเคลื่อนของเครื่องบิน โดยลักษณะของปีกที่ใช้กับอากาศยานที่ออกแบบเป็นแบบปีกตรง (Straight wing) ซึ่งใช้ติดตั้งกับเครื่องบินขนาดเล็กความเร็วต่ำ (ประวิทย์ พงษ์อนันต์, 2553) มีผลทำเกิดให้แรงยกสูงเมื่อเครื่องบินมีความเร็วต่ำหรือในช่วงที่เครื่องบินกำลังลอยตัวในอากาศ แต่ไม่เหมาะกับเครื่องบินที่ต้องการความเร็วสูง เนื่องจากมีแรงฉุดของอากาศที่เกิดขึ้นจากปีกสูง แต่ก็ให้เสถียรภาพในการบินดีและมีน้ำหนักเบา

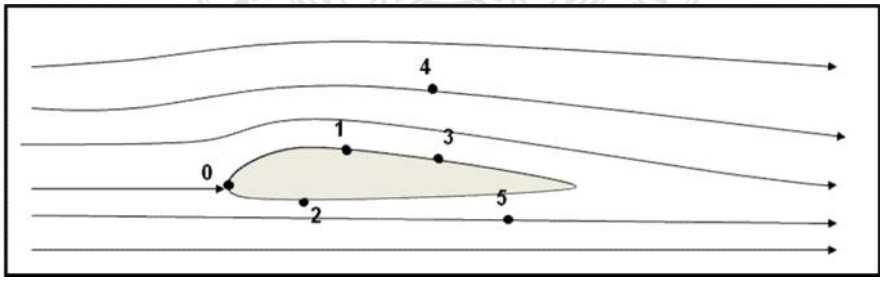
นอกจากนี้ เราจำเป็นต้องมีการกำหนดขนาดและชนิดของเครื่องยนต์ที่จะนำมาใช้ก่อนเป็นอันดับแรก โดยขนาดของเครื่องยนต์จะเป็นตัวกำหนดขนาดของเครื่องบิน โดยเมื่อได้กำหนดขนาดของเครื่องยนต์แล้ว ในขั้นต่อมาคือขนาดของพื้นที่ปีกที่มีขนาดเหมาะสมกับ โดยสามารถหาภาระปีก (Wing load) ได้จากสมการว่า

ภาระปีก (Wing load) = น้ำหนักเครื่องบิน (หน่วยออนซ์)/พื้นที่ปีก (หน่วยสแควร์ฟิต)

โดยภาระปีกนี้ เป็นค่าตัวเลขที่เกิดจากการเอาน้ำหนักของเครื่องบินที่สร้างเสร็จแล้วมาหารด้วยพื้นที่ปีกทั้งหมด ส่วนเครื่องบินเล็กที่มีภาระปีกน้อยๆ จะมีคุณลักษณะในการร่อนที่ดี สามารถบินด้วยความเร็วต่ำๆ ได้ดี อาการสั้น (Stall) จะเกิดได้ยากกว่าประเภทที่มีภาระปีกสูงๆ ในการวิ่งขึ้นและร่อนลงจะมีความเร็วค่อนข้างต่ำและไม่ต้องการกำลังเครื่องยนต์มากนักในขณะนั้น แต่ก็มีข้อด้อย คือ เมื่อบินในบริเวณที่มีลมกระโชก เครื่องบินแบบนี้จะบินได้ไม่ค่อยดี ค่าภาระปีกจะถูกกำหนดด้วยตัวแปรสองตัว คือ น้ำหนักของเครื่องบินและพื้นที่ทั้งหมดของปีก ค่าพื้นที่ปีกถูกกำหนดด้วยขนาดของเครื่องยนต์และชนิดของเครื่องบิน ดังนั้นสิ่งที่มีอิทธิพลต่อภาระปีก คือ น้ำหนักของเครื่องบิน เป็นสำคัญ

2.2 แรงยก (Lifting)

แรงยกเกิดขึ้นโดยความกดอากาศต่ำที่เกิดขึ้นที่พื้นผิวด้านบนของปีกเปรียบเทียบกับความกดอากาศที่พื้นผิวด้านล่างของปีกเครื่องบิน หรือแรงที่เกิดขึ้นบนพื้นผิวด้านบนของปีกน้อยกว่าแรงที่เกิดขึ้นที่พื้นผิวของปีกด้านล่างตามหลักของเบอร์นูลลี ทำให้เกิดแรงยกขึ้นข้างบนที่ปีกของเครื่องบิน ลักษณะรูปร่างของปีกเครื่องบินได้ถูกออกแบบมาให้อากาศที่พัดไหลผ่านด้านบนของปีก ซึ่งมีระยะทางที่อากาศที่ต้องเดินทางมากกว่า จึงทำให้ต้องไหลผ่านเร็วกว่าด้านล่าง ทำให้เกิดความกดอากาศต่ำ ดังรูปที่ 1 จึงทำให้ปีกถูกยกขึ้น ซึ่งเป็นแรงยกที่อยู่ตรงข้ามกับน้ำหนักหรือแรงดึงดูดของโลก



รูปที่ 1 แสดงการไหลของอากาศพื้นที่ผิวด้านบนและด้านล่าง

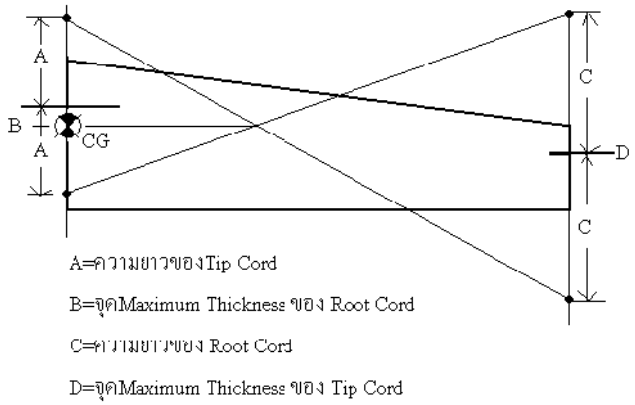
สมการการคำนวณแรงยกของแพนอากาศ

$$L = \left(\frac{1}{2} \circ V^{2} \right) C_{L} S = qC_{L} S$$

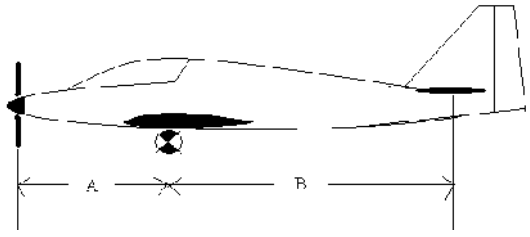
เมื่อ L = แรงยก
C_L = ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก
ρ = ความหนาแน่น
V = ความเร็วของลมสัมพัทธ์
S = พื้นที่ของแพนอากาศ

2.3 ตำแหน่งจุดศูนย์มวล (Center of Gravity, CG)

ในการออกแบบจะมีจุดของแรงที่กระทำต่อปีกสองจุดคือ Center of lift และ Center of gravity (CG) ในขณะการออกแบบจะทำการกำหนดให้จุด CG จะอยู่ที่ตำแหน่งเดียวกับจุด Center of lift แต่เมื่อเครื่องบินพร้อมที่จะบิน จุด CG จะไปอยู่ข้างหน้าของ Center of lift เพื่อทำให้เครื่องบินมีเสถียรภาพดีขึ้น Center of lift จะมีตำแหน่งอยู่ที่จุดหนาที่สุดของ Airfoil สำหรับเครื่องบินเล็กทั่วๆไปจุดที่ Airfoil มีความหนาที่สุดจะอยู่ที่ระยะ 1/3 ของค่าความยาว ของ Cord วัดจากชายหน้าดังรูปที่ 2 และรูปที่ 3 แสดงวิธีการหาตำแหน่ง CG ที่สามารถใช้หาตำแหน่ง CG ของปีกเครื่องบินเล็กได้ทุกรูปแบบ



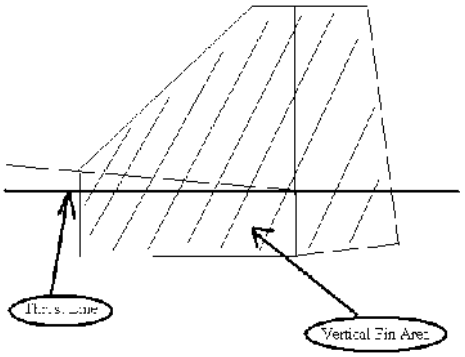
รูปที่ 2 การหาตำแหน่งของ Center of gravity (CG)



รูปที่ 3 ภาพตัดขวางแสดงตำแหน่ง Center of gravity (CG) ของเครื่องบิน

2.4 แพนหางดิ่ง (Vertical Fin and Rudder)

ตำแหน่งของแพนหางดิ่ง จะวัดตั้งแต่จุด CG ถึงตำแหน่งกึ่งกลางโดยประมาณของแพนหางดิ่งตำแหน่งกึ่งกลางของแพนหางดิ่ง ระยะตำแหน่งของแพนหางดิ่ง จะมีค่าประมาณ 40-50% ของกางปีกทั้งหมด (Wing Span) แพนหางดิ่งนี้ จะมีพื้นที่ประมาณ 7-12% ของพื้นที่ปีก (Wing Area) โดยพื้นที่แพนหางดิ่ง หมายถึงพื้นที่ทั้งหมดของ Fin รวมทั้งแผ่น Rudder และบริเวณของลำตัวเครื่องบินที่อยู่ใต้ Fin

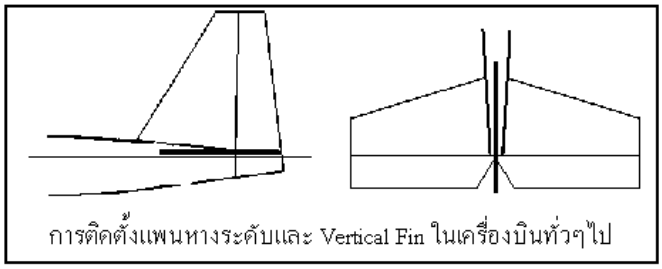


รูปที่ 4 แพนหางดิ่ง

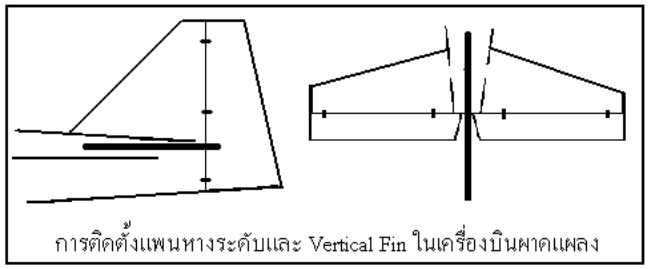
Rudder คือ ส่วนของแพนหางดิ่งที่เคลื่อนไหวได้ พื้นที่ของ Rudder ประมาณ 30-50% ของพื้นที่ แพนหางดิ่งทั้งหมด สำหรับเครื่องบินปีกสูงหรือเครื่องบิน Trainer จะมีพื้นที่ของ Rudder ประมาณ 30% ของพื้นที่แพนหางดิ่ง ส่วนเครื่องบินผาดแผลงจะมีพื้นที่ของ Rudder ประมาณ 50% ของพื้นที่แพนหางดิ่ง และพื้นที่ของ Rudder ที่อยู่ใต้แพนหางระดับ (Stabilizer) ควรมีพื้นที่ประมาณ 25-35% ของพื้นที่ Rudder ทั้งหมด

2.5 แพนหางระดับ (Horizontal Stabilizer)

ตำแหน่งของแพนหางระดับ จะอยู่ตำแหน่งเดียวกับแพนหางดิ่ง คือ ห่างจากจุด CG เป็นระยะ 45-50% ของกางปีก (Wing Span) ปกติในการออกแบบให้ตำแหน่งของบานพับ (Hinge Ling) ของแพนหางดิ่ง และแพนหางระดับอยู่ในแนวเดียวกัน



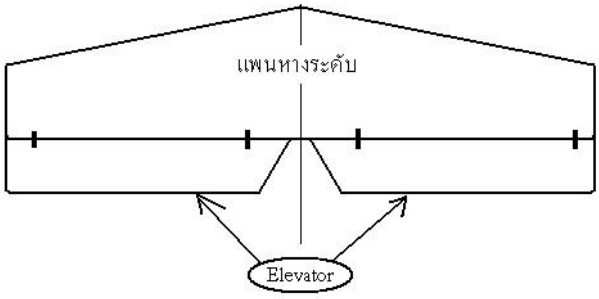
(ก)



(ข)

รูปที่ 5 แพนหางระดับ (Horizontal Stabilizer)

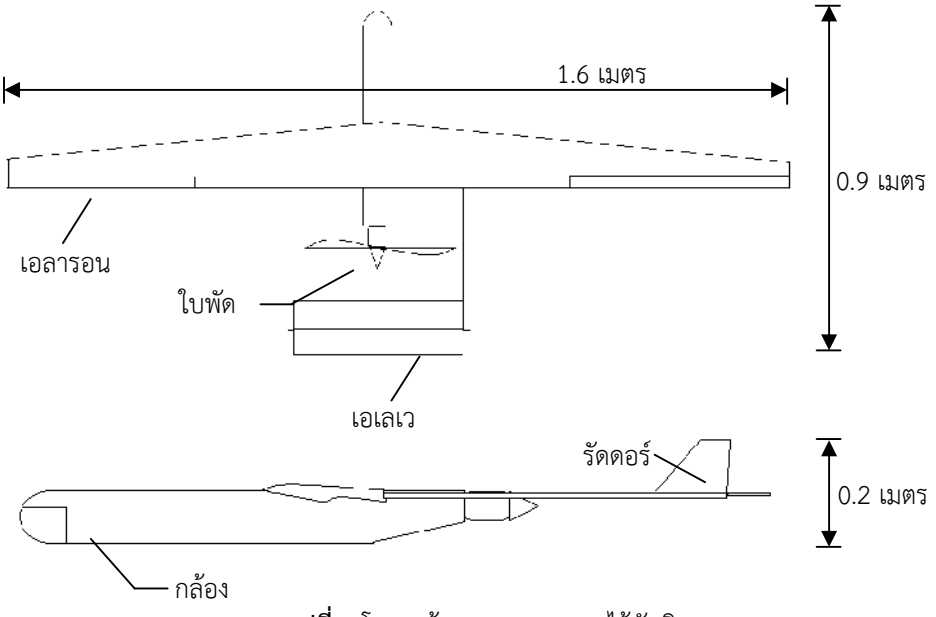
ขนาดของแพนหางระดับจะมีขนาดประมาณ 20-26% ของพื้นที่ปีก และขนาดของแพนหางระดับจะแปรผันตามขนาดของแพนหางดิ่ง โดยที่แพนหางดิ่งมีขนาด 7% ของพื้นที่ปีก แพนหางระดับจะมีขนาด 20 % ของพื้นที่ปีก และถ้าแพนหางดิ่งมีขนาด 12% แพนหางระดับจะมีขนาด 26% โดยแพนหางระดับจะมีค่า Aspect Ratio 3:1 ซึ่งเครื่องบินส่วนใหญ่มักออกแบบให้แพนหางระดับมักจะมีรูปร่างแบบ Leading edge Taper



รูปที่ 6 ส่วนของ Elevator ซึ่งเป็นส่วนที่เคลื่อนไหวของแพนหางระดับ
(ปกติจะมีขนาดประมาณ 25-30% ของพื้นที่แพนหางระดับทั้งหมด)

2.6 อากาศยานต้นแบบและวงจรระบบการทำงาน

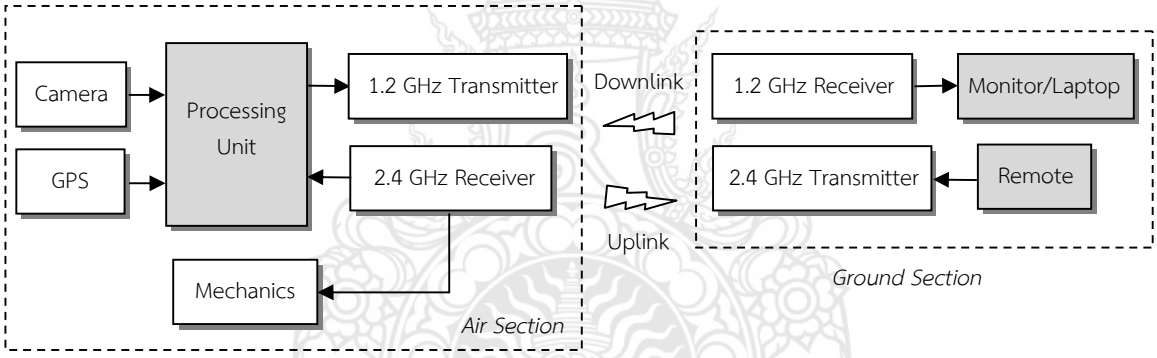
การพัฒนาอากาศยานไร้นักบินในงานวิจัยนี้ มีเป้าประสงค์หลักที่สามารถใช้งานได้อย่างเอนกประสงค์ในการสำรวจภาคพื้นดินด้วยมุมมองเสมือนนักบิน ที่มีรัศมีการควบคุมในระยะ 2500 เมตร โดยจากการศึกษาคุณลักษณะของอากาศยานที่เหมาะสมและมีความง่ายต่อการควบคุม พบว่า อากาศยานชนิดปีกนิ่งบน (Fixed Upper Wing Plane) มีความเหมาะสมกับลักษณะการใช้งานที่กล่าวไว้ข้างต้นมากที่สุด โดยโมเดลของอากาศยานฯต้นแบบที่พัฒนา แสดงดังรูปที่ 7



รูปที่ 7 โมเดลต้นแบบอากาศยานไร้นักบิน

การเลือกใช้วัสดุในการสร้างโครงสร้างอากาศยานนั้น ได้ใช้ไม้อัดซึ่งมีน้ำหนักเบาประกอบเป็นโครงสร้างด้านในและปกปิดทับด้วยโฟมเป็นผิวด้านนอก ทำให้น้ำหนักของอากาศยานค่อนข้างเบา และมีความสะดวกในการเคลื่อนย้าย อีกทั้ง ยังสามารถหาซื้อได้ง่าย และตกแต่งได้ง่ายกว่าการใช้วัสดุประเภทไฟเบอร์ที่มีราคาแพง นอกจากนี้ยังได้ติดตั้งเซอร์โวฝังอยู่ใต้ผิวอากาศยานร่วมกับการใช้ลวดคันชัก เพื่อเป็นส่วนของระบบแมคคานิกส์ที่เป็นส่วนช่วยในการบิน ประกอบด้วย เอลารอน เอเลเว และรัดเดอร์

สำหรับระบบการทำงานด้านวงจรอิเล็กทรอนิกส์ ได้แก่ วงจรรับ-ส่งสัญญาณควบคุมการบิน วงจรรับ-ส่งสัญญาณภาพและข้อมูล อุปกรณ์จีพีเอส และส่วนประกอบอื่นๆ ที่สำคัญ ได้แสดงไว้แล้ว ดังรูปที่ 8 ซึ่งแบ่งวงจรออกเป็นสองภาคด้วยกัน คือ ภาคอากาศ และภาคพื้นดิน โดยวงจรภาคอากาศ เป็นวงจรที่ติดตั้งอยู่ที่ตัวอากาศยาน ประกอบด้วย หน่วยประมวลผล (Processing Unit) กล้องความละเอียดสูง (High-Resolution Camera) วงจรจีพีเอส (GPS) วงจรส่งสัญญาณข้อมูลและภาพด้วยระบบคลื่นความถี่ 1.2 กิกะเฮิร์ตซ (1.2 GHz Transmitter) วงจรภาครับสัญญาณควบคุมระบบคลื่น 2.4 กิกะเฮิร์ตซ (2.4 GHz Receiver) และระบบแมคคานิกส์ (Mechanics) ในขณะที่ส่วนวงจรภาคพื้นดิน จะประกอบด้วย รีโมทควบคุมการบิน (Remote) วงจรส่งสัญญาณควบคุม (2.4 GHz Transmitter) วงจรรับสัญญาณภาพและข้อมูลด้วยระบบคลื่น 1.2 GHz (1.2 GHz Receiver) และมอนิเตอร์หรือคอมพิวเตอร์พกพา (Monitor/Laptop Computer)



รูปที่ 8 ไดอะแกรมระบบวงจรอิเล็กทรอนิกส์

จากรูปที่ 8 การควบคุมการบินของอากาศยานจะถูกควบควบจากภาคพื้นดินด้วยรีโมท ส่งเป็นสัญญาณควบคุมผ่านวงจรส่งด้วยระบบคลื่นความถี่ 2.4 กิกะเฮิร์ตซ โดยระบบแมคคานิกส์จะถูกควบคุมผ่านวงจรรับในระบบคลื่นความถี่ 2.4 กิกะเฮิร์ตซ ในขณะเดียวกัน สัญญาณภาพจากกล้อง และข้อมูลจากระบบจีพีเอส ได้แก่ ความเร็ว ความสูง ความร้อน และข้อมูลพลังงานคงเหลือ จะถูกส่งผ่านวงจรส่งด้วยระบบคลื่นความถี่ 1.2 กิกะเฮิร์ตซ โดยสัญญาณภาพที่แสดงผลทางจอมอนิเตอร์หรือบนหน้าจอคอมพิวเตอร์พกพาจะได้รับผ่านมาทางวงจรภาครับในระบบความถี่ 1.2 กิกะเฮิร์ตซ นอกจากนี้ ยังสามารถบันทึกภาพในรูปของไฟล์วิดีโอจากภาพที่แสดงบนหน้าจอคอมพิวเตอร์ได้อีกด้วย โดยการแสดงภาพที่หน้าจอภาคพื้นดินนั้น จะมีลักษณะคล้ายคลึงกับมุมมองของนักบินที่มีเส้นขอบฟ้า ซึ่งทำให้ผู้บังคับเครื่องบินมีความคุ้นเคยต่อการควบคุมการบินเสมือนเป็นนักบินเอง ซึ่งจะมีประโยชน์อย่างมากในกรณีที่เป็นการควบคุมจากระยะไกลที่เป็นระยะพ้นสายตาที่ไม่สามารถมองเห็นตัวเครื่องบินจากภาคพื้นดินได้ โดยคุณลักษณะเช่นนี้มีความใกล้เคียงกับอากาศยานไร้นักบินในเชิงพาณิชย์ที่ใช้งานจริงด้วย

3. ผลการทดลองและวิจารณ์ผล

ต้นแบบอากาศยานที่พัฒนา แสดงดังรูปที่ 9 ซึ่งประกอบด้วยอุปกรณ์ที่เกี่ยวข้อง ได้แก่ รีโมทควบคุมการบินภาคพื้นดิน สายอากาศติดตามภาคพื้นดิน หน้ากากแสดงผล และคอมพิวเตอร์พกพา สำหรับการทดสอบในครั้งนี้ ได้ทำการทดสอบบริเวณภายในมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลธัญบุรี โดยภาพที่ถ่ายได้จากกล้องที่ติดตั้งที่อากาศยาน แสดงดังรูปที่ 10 ซึ่งภาพนี้สามารถดูได้จากทั้งบนหน้าจอคอมพิวเตอร์ผ่านโปรแกรมแสดงผล และสามารถดูได้จากหน้ากากแสดงผลด้วย ซึ่งจะมีประโยชน์มากในกรณีที่อากาศยานบินพ้นในระยะสายตาแล้ว

รูปที่ 9 อากาศยานไร้นักบินต้นแบบและอุปกรณ์ที่ใช้ร่วม

รูปที่ 10 ภาพมุมมองทางอากาศ (ระหว่างการทดสอบ) และหน้าต่างโปรแกรมแสดงผลภาคพื้นดิน

การทดสอบสมรรถนะของอากาศยานไร้นักบินของโครงการวิจัยนี้ ได้ทำการทดสอบตามขอบเขตโครงการวิจัยที่ตั้งเป้าหมายด้านขีดความสามารถ ดังตารางที่ 2 ซึ่งจะเห็นได้ว่า อากาศยานฯ ที่พัฒนามีสมรรถนะเป็นไปตามค่าเป้าหมายที่กำหนดไว้ แต่อย่างไรก็ตาม ก็พบสัญญาณรบกวนแทรกแซงในขณะที่ทำการทดสอบด้วย เนื่องจากสัญญาณควบคุมอากาศยานฯ ถูกส่งด้วยคลื่นความถี่ 2.4 GHz ซึ่งใกล้กับย่านความถี่ของสัญญาณเครือข่ายไร้สาย (WiFi) โดยสถานที่ทำการทดสอบในครั้งนี้ อยู่ในบริเวณมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลธัญบุรี ซึ่งมีสัญญาณเครือข่ายไร้สายครอบคลุมทั้งมหาวิทยาลัยฯ จึงทำให้ผลการทดสอบในหัวข้อรัศมีการบินผ่านแบบมีเงื่อนไข

อย่างไรก็ตาม ในการทดสอบด้านเพดานบินนั้น ค่อนข้างประสบปัญหาด้านสถานที่ทดลอง เนื่องจากที่เพดานบินสูงระดับมากกว่า 300 เมตร อาจมีกระทบกับการจราจรทางอากาศอื่นๆ ด้วย ดังนั้น จึงต้องใช้ความระมัดระวังในการเฝ้าระวังก่อนการบินอยู่โดยตลอด

ตารางที่ 2 ผลการทดสอบสมรรถนะของอากาศยานไร้นักบิน

หัวข้อการทดสอบ	ค่าเป้าหมาย	ผลการทดสอบ	หมายเหตุ
1. รัศมีการบิน	2,500 เมตร	○	มีสัญญาณรบกวนแทรกแซง ขณะทดสอบ
2. เพดานบิน	1,000 เมตร	✓	-
3. ระยะเวลา	1 ชั่วโมง	✓	-
4. การปรับมุมกล้อง (มุมกวาด)	>90 องศา	✓	-
5. การปรับมุมกล้อง (มุมก้ม)	>45 องศา	✓	-

หมายเหตุ ✓ หมายถึง ผ่าน × หมายถึง ไม่ผ่าน ○ หมายถึง ผ่านแบบมีเงื่อนไข

4. สรุป

ผลสำเร็จของการพัฒนาอากาศยานไร้นักบินในโครงการวิจัยนี้ คือ ต้นแบบอากาศยานไร้นักบินต้นทุนต่ำชนิดปีกนิ่งที่มีศักยภาพในการบินสูง 1000 เมตร รัศมีในการบิน 2500 เมตร บินได้นานราว 1 ชั่วโมง ด้วยความเร็วสูงสุด 60 กิโลเมตรต่อชั่วโมง นอกจากนี้ มุมมองของกล้องยังสามารถปรับในมุมกวาดได้มากกว่า 90 องศา และการปรับในมุมก้มได้มากกว่า 45 องศา โดยสามารถนำไปประยุกต์ใช้งานได้อย่างหลากหลาย ไม่ว่าจะเป็นภารกิจทางทหารหรือทางพลเรือนก็ตาม ได้แก่ การสอดแนม การหาข่าว การลาดตระเวน การค้นหาช่วยเหลือ การสำรวจและพิสูจน์เป้าหมาย เป็นต้น

อย่างไรก็ตาม ผลการทดสอบในครั้งนี้ ยังพบปัญหาการรบกวนสัญญาณควบคุมที่ความถี่ 2.4 GHz อยู่บ้าง ซึ่งในอนาคต อาจเปลี่ยนความถี่ของสัญญาณควบคุมเป็นย่านความถี่อื่น สำหรับแนวทางการพัฒนาในอนาคตนั้น มี เป้าหมายที่จะพัฒนาให้สามารถบินได้สูงขึ้น และไกลยิ่งขึ้น ด้วยการเปลี่ยนวัสดุที่ใช้ทำเป็นไฟเบอร์คาร์บอน การพัฒนาวงจรส่งที่มีกำลังที่สูงขึ้น และการเพิ่มพลังงานที่ใช้ให้มากขึ้น เพื่อให้สามารถบินได้ไกลและนานขึ้น ตลอดจนการออกแบบให้สามารถถอดประกอบและพับเก็บได้ง่าย เพื่อความสะดวกในการขนย้าย รวมถึงการพัฒนาระบบช่วยลงจอด และระบบการบินแบบอัตโนมัติตามเส้นทางที่กำหนดด้วย

5. กิตติกรรมประกาศ

ทุนสนับสนุนการวิจัยจากคณะครุศาสตร์อุตสาหกรรม มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลธัญบุรี นายอนุวัติ อยู่สำราญ และนายคมกริช อุดมพุทธา นักศึกษาสาขาครุศาสตร์อิเล็กทรอนิกส์และโทรคมนาคม ภาควิชาครุศาสตร์อุตสาหกรรม คณะครุศาสตร์อุตสาหกรรม มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลธัญบุรี ในการให้ความช่วยเหลือในการซ่อมบำรุงและการทดสอบ

6. เอกสารอ้างอิง

กองทัพอากาศ, **อากาศยานไร้นักบินทางยุทธศาสตร์.** หนังสือข่าวทหารอากาศ 72 (6), 2555, หน้า 26-31.

ทวีวุฒิ พงศ์พิพัฒน์.2554. **มนุษยชาติกับเทคโนโลยี ตอนที่ 3 อากาศยานไร้คนขับ.**นาวิกศาสตร์ 94(11), หน้า 5-16.

ประวิทย์ พงษ์อนันต์. 2553.**เรียนรู้เรื่องเครื่องบิน**.สำนักพิมพ์ ไทยเทคนิคส์โกลบอลเซอร์วิส.

วีรภัทร์ เจริญผล และกฤษฎิ์ สุดนักรบ. 2553. **การควบคุมอากาศยานความเร็วต่ำแบบไร้คนขับ**. ปริญญานิพนธ์วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต มหาวิทยาลัยขอนแก่น.

ศิริชัย ลาภาสระน้อย.2552.**อากาศยานไร้นักบินเพดานบินต่ำขนาดเล็กราคาประหยัด**. การประชุมวิชาการ ม.อ.ภูเก็ตวิจัย ครั้งที่ 2

อนุรักษ์ อุ่นศิริ. 2554. **ยานบินไร้คนขับ 4 ใบพัด**. ปริญญานิพนธ์วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีมหานคร.

อรรณพ เรืองวิเศษ 2554.**การประยุกต์ใช้อากาศยานไร้คนขับในภารกิจที่เกี่ยวข้องกับการเตรียมพร้อมและบรรเทาภัยพิบัติ.** ปริญญานิพนธ์วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี.

อาภรณ์ พลเสน.**รู้จักกับอากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวี (Unmanned Aerial Vehicle: UAV).** [ออนไลน์] เข้าถึงได้จาก: http://dtad.dti.or.th