

การออกแบบและพัฒนาอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึงขึ้น-ลง ทางดิ่งขนาดเล็ก

DESIGN AND DEVELOPMENT OF A SMALL FIXED-WING VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING UNMANNED AERIAL VEHICLE

ประสาทพร วงษ์คำซ่าง¹ และ ประยูร กัน้อย²

^{1,2}อาจารย์, โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

171/1 ถ.พหลโยธิน แขวงคลองถนน เขตสายไหม กรุงเทพมหานคร 10220,

¹prasatporn_w@rtaf.mi.th, ²prayoon_k@rtaf.mi.th

Prasatporn Wongkamchang¹ and Prayoon Kanyoo²

^{1,2}Lecturer, Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy

171/1 Phaholyothin Rd., Klongtanon, Saimai, Bangkok 10220, Thailand,

¹prasatporn_w@rtaf.mi.th, ²prayoon_k@rtaf.mi.th

บทคัดย่อ

บทความนี้เป็นการนำเสนอการศึกษาและพัฒนาอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึงขึ้น-ลงทางดิ่ง โดยการออกแบบโครงสร้างอากาศยาน ซึ่งมีรูปแบบเป็นอากาศยาน 3 ใบพัด ประกอบด้วยใบพัดชุดขับเคลื่อนที่ติดตั้งที่ปีก จำนวน 2 ชุด และที่ด้านหลังของลำตัวอากาศยาน 1 ชุด การเลือกแพนอากาศโดยใช้โปรแกรม XFLR5 มาวิเคราะห์แพนอากาศ 5 รูปแบบ คือ S1223, E397, NACA-2411, FX-63137sm และ Clack Y และใช้โปรแกรมวิเคราะห์แรงทางอากาศพลศาสตร์ ผลจากการวิเคราะห์พบว่าแพนอากาศแบบ FX-63137sm มีความเหมาะสมในการนำมาสร้างปีกของอากาศยาน และเลือกใช้แพนอากาศ NACA-1264 เป็นแพนทางดิ่งและแพนทางระดับ การออกแบบกลไกการเปลี่ยนมุมรอบแกนพิทช์ (Pitch) ของชุดใบพัดคู่หน้าโดยต่อคั่นชักกับเซอร์โวมอเตอร์ ในลักษณะของ Four Bar Linkage และกลไกการเปลี่ยนมุมรอบแกนส่าย (Yaw) ของชุดใบพัดท้าย เพื่อหักล้างแรงบิดส่วนเกินที่เกิดขึ้นจากตัวเอง ในลักษณะของ Four Bar Linkage เช่นกัน ทดลองเพื่อหาสมการคุณลักษณะเฉพาะของชุดใบพัดโดยความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณควบคุมจากวิทยุบังคับในรูปแบบร้อยละของคันเร่งกับของค่าแรงขับที่ได้จากชุดใบพัด เพื่อเป็นข้อมูลสำหรับนำไปออกแบบระบบควบคุมการบินอัตโนมัติสำหรับควบคุมอากาศยาน พบว่าความสัมพันธ์มีรูปแบบเป็นเชิงเส้นโดยมีค่าแรงขับสูงสุด 1,700 กรัม เมื่อคันเร่งอยู่ในตำแหน่งสูงสุด

คำสำคัญ: อากาศยานไร้คนขับ, ขึ้นลงทางดิ่ง, แพนอากาศ

ABSTRACT

This paper present a design and development of a fixed-wing vertical take-off and landing unmanned aerial vehicle. Aircraft structure is designed based on tilt-rotor by using tree rotors system. Analyzed five airfoils using the XFLR5 program including S1223, E397, NACA-2411, FX-63137sm and Clark Y. The FX-63137sm is the best results for the wings and select the NACA-2411 for the empennage. Design a stabilize mechanism about the pitch axis using the servo-motor connected in a four-bar Linkage configuration. A stabilize mechanism for roll axis to cancel unbalance torque using four-bar linkage too. Finally, the propeller system is tested for thrust characteristic by the relationship between the control signal from the radio controller in the percentage of throttle and the trust from the motor-propeller system necessary for design an automatic flight controller. The relationship is linear, with a maximum power of 1,700 g when the throttle is in the maximum power position.

KEYWORDS: Unmanned Aerial Vehicle, Vertical Take-off and Landing, Airfoil

1. บทนำ

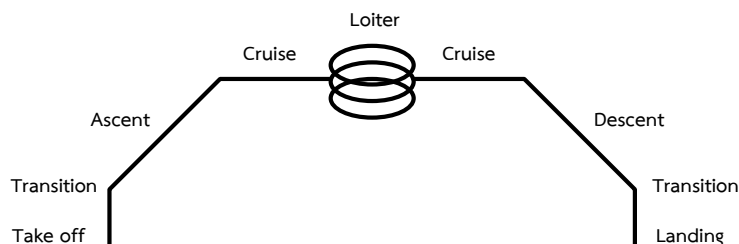
ในปัจจุบันอากาศยานไร้คนขับได้รับการพัฒนาและนำมาใช้ในหลากหลายภารกิจ โดยเฉพาะภารกิจทางด้านการทหาร ซึ่งปัจจุบันกองทัพอากาศได้ใช้อากาศยานไร้คนขับสำหรับภารกิจ ISTAR คือ การข่าวกรอง (Intelligent) การเฝ้าตรวจ (Surveillance) การหาพิกัดเป้าหมาย (Target Acquisition) และการลาดตระเวน (Reconnaissance)

อากาศยานไร้คนขับนั้นมี 2 ประเภทคือ ประเภทปีกหมุน (Rotary Wing) และปีกตรึง (Fixed Wing) โดยแต่ละประเภทจะมีจุดเด่นและจุดด้อยที่แตกต่างกัน โดยที่อากาศยานปีกหมุนมีความคล่องตัวในการปฏิบัติการในพื้นที่จำกัด สามารถขึ้นลงทางดิ่งได้ ลอยตัวนิ่งอยู่ในอากาศได้ มีความยืดหยุ่นในการปฏิบัติ แต่สิ้นเปลืองพลังงาน ปฏิบัติภารกิจไม่ได้นาน และอากาศยานรับน้ำหนักได้ไม่มากเท่าที่ควร ในขณะที่อากาศยานแบบปีกตรึง มีความจำเป็นต้องใช้ทางวิ่งในการขึ้นหรือลงสนาม ไม่สามารถลอยตัวนิ่งอยู่ในอากาศได้ จึงไม่มีความยืดหยุ่นในการปฏิบัติการ แต่สามารถรับน้ำหนักบรรทุกได้มากกว่า สิ้นเปลืองพลังงานน้อยกว่าจึงทำให้ปฏิบัติการได้นานกว่าด้วย การออกแบบอากาศยานไร้คนขับ มีผู้ทำการวิจัยต่างๆ ดังนี้ Kyuho Lee [1] ได้ออกแบบและสร้าง อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กที่มีความยาวปีก 2 เมตร ใช้แพนอากาศแบบ NACA2411 ความเร็วในการบิน 22 เมตรต่อวินาที Gesang Nugroho [2] ออกแบบอากาศยานไร้คนขับความยาวปีก 2.1 เมตร ใช้แพนอากาศแบบ E397 โดยมีความเร็ว 27 เมตรต่อวินาที Michael S. Selig และ James J. Guglielmo [3] ได้ทำการทดสอบแพนอากาศหลายชนิดในอุโมงค์ลมเพื่อเลือกแพน

อากาศที่มีแรงยกสูงเมื่อมีเลขเรย์โนลด์ (Reynolds Number) ต่ำที่ 2×10^5 โดยสรุปว่าแพนอากาศที่เหมาะสมคือ S1223 และ FX63-137sm Koji Muraoka [4] และคณะ ออกแบบอากาศยานปีกตรึงขึ้น-ลงทางตั้ง 4 ใบพัด โดยโครงสร้างของอากาศยานประกอบด้วยปีก 2 ชุดวางเรียงกันตามแนวของลำตัว ติดตั้งมอเตอร์ไฟฟ้าจำนวน 4 ชุดตรงกึ่งกลาง นอกจากนี้ยังมีการวิจัยอากาศยานปีกตรึงขึ้น-ลงทางตั้ง 4 ใบพัด [5-7] Song Yanguo [8] ได้ออกแบบอากาศยานปีกตรึงขึ้น-ลงทางตั้ง 2 ใบพัด โดยติดตั้งใบพัดที่ปลายปีกทั้งสองข้างของอากาศยาน ชุดใบพัดทั้งสองข้างนั้นทำจากชุด Swashplate ของเฮลิคอปเตอร์บังคับขนาดเล็กและติดตั้งใบพัดข้างละ 3 ใบ มีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของใบพัด 1.2 เมตร โครงสร้างอากาศยานมีขนาดความยาวปีก 1.7 เมตร มีความเร็วในการบินปกติ 25 เมตรต่อวินาที และงานวิจัยอากาศยานปีกตรึงขึ้น-ลงทางตั้ง 2 ใบพัด [9-11] สำหรับอากาศยานไร้คนขับปีกตรึงขึ้น-ลงทางตั้งแบบ 3 ใบพัดนั้นมีบริษัท Israel Aerospace Industries [12] นั้นวิจัยและบินทดสอบได้สำเร็จแต่มีข้อมูลสำหรับแบบ 3 ใบพัดน้อย ดังนั้นจึงเป็นสิ่งที่ท้าทายสำหรับการวิจัย

2. การออกแบบอากาศยานไร้คนขับต้นแบบ

การออกแบบอากาศยานนั้นจะเริ่มต้นจากการกำหนดภารกิจของอากาศยานไร้คนขับ ในงานวิจัยนี้ได้กำหนดภารกิจไว้ดังแสดงในรูปที่ 1 คือการบินขึ้นในแนวตั้ง เปลี่ยนรูปแบบการบินจากอากาศยานปีกหมุนเป็นอากาศยานแบบปีกตรึง อากาศยานจะไต่ไปยังความสูงที่กำหนด และบินเดินทางตามเส้นทางการบินที่ได้ทำการบันทึกไว้ในหน่วยความจำของระบบควบคุมการบิน เมื่อถึงพื้นที่เป้าหมายอากาศยานจะบินวนรอบ ๆ พื้นที่เป้าหมายที่ความสูงที่กำหนด และเมื่อเสร็จสิ้นภารกิจหรือเวลาที่กำหนด อากาศยานจะบินเดินทางกลับมายังพื้นที่ลงจอด ลดระดับและเปลี่ยนรูปแบบการบินจากอากาศยานปีกตรึงเป็นอากาศยานปีกหมุน และทำการลงจอดในพื้นที่ที่กำหนด



รูปที่ 1 รูปแบบการบินของอากาศยานไร้คนขับปีกตรึงขึ้นลงทางตั้ง

จากรูปแบบการบินที่กำหนด ทางผู้วิจัยได้กำหนดคุณลักษณะเบื้องต้นของอากาศยานไร้คนขับปีกตรึงขึ้นลงทางตั้งดังนี้

2.1 คุณลักษณะเฉพาะของอากาศยาน

- | | |
|----------------------------------|------------|
| 1. ความยาวปีก | 1.2 เมตร |
| 2. ความยาวลำตัวไม่เกิน | 1 เมตร |
| 3. ขับเคลื่อนด้วยมอเตอร์ไฟฟ้า | |
| 4. น้ำหนักรวมไม่เกิน | 2 กิโลกรัม |
| 5. สามารถวิ่งขึ้นและลงทางดิ่งได้ | |
| 6. ความเร็วสูงสุด | 72 กม./ชม. |
| 7. ความเร็วการบินเดินทาง | 54 กม./ชม. |
| 8. ความเร็วร่อน | 40 กม./ชม. |

จากคุณลักษณะดังกล่าวจะนำมาเป็นเกณฑ์ในการออกแบบอากาศยานไร้คนขับ โดยเริ่มต้นพิจารณาความเร็วในการบินเดินทางซึ่งในที่นี้เท่ากับ 54 กิโลเมตรต่อชั่วโมงหรือ 15 เมตรต่อวินาที เป็นเกณฑ์ในการออกแบบรูปทรงของปีก และตัวแปรที่สำคัญอีกประการหนึ่งคือขนาดความกว้างของปีก จากการศึกษางานวิจัยเกี่ยวกับอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กกว่าควรมี Aspect Ratio (AR) อยู่ที่ระหว่าง 8 ถึง 10 ดังนั้นอากาศยานที่ออกแบบจะมีความยาวปีกกาง (Wing Span) เท่ากับ 1200 มม. และความกว้างของปีก (Chord) เท่ากับ 150 มม. ซึ่งจะได้ Aspect Ratio เท่ากับ 8 จึงเลือกความกว้างปีกเท่ากับ 150 มม.

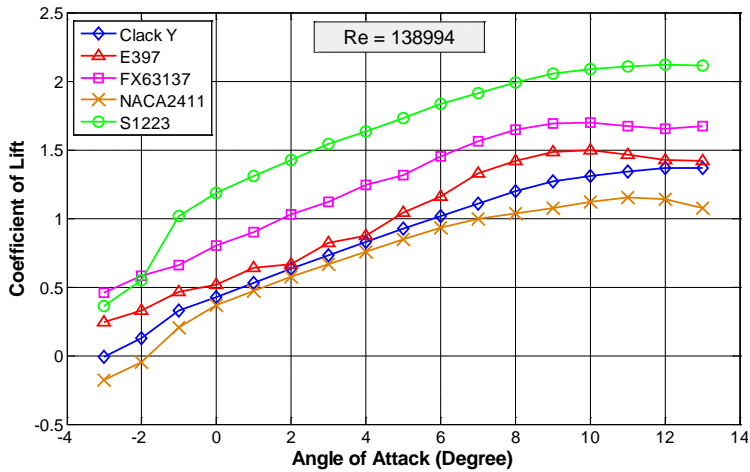
2.2 การเลือกแพนอากาศ

การพิจารณาเลือกแพนอากาศนั้น เริ่มจากการเลือกแพนอากาศจำนวน 5 แบบที่ให้แรงยกสูงที่ความเร็วต่ำคือ S1223, NACA-2411, E397, FX-63137sm และ Clack Y แล้วนำมาทดสอบโดยการจำลองในโปรแกรม XFOIL การทดสอบนั้นกระทำโดยการคำนวณค่าเลขเรย์โนลด์ จากขนาดของความกว้างปีกที่ต้องการ

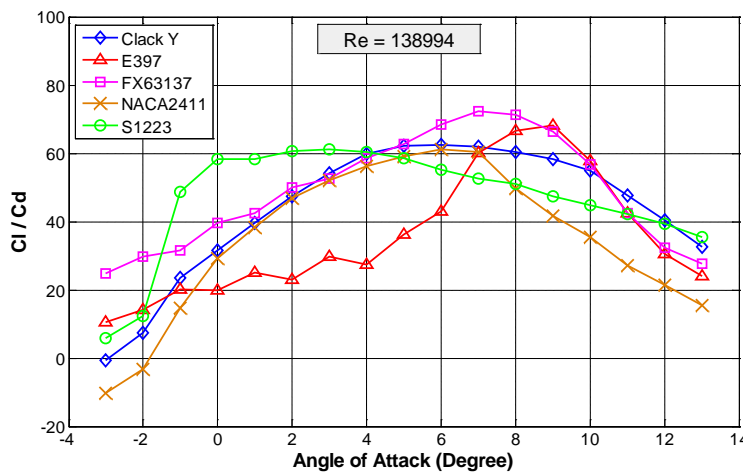
$$Re = \frac{\rho V D}{\mu} \quad (1)$$

$$Re = \frac{\left(1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right) \left(15 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right) (0.15 \text{ m})}{1.983 \times 10^{-5} \frac{\text{m}^2}{\text{s}}} = 138994 \quad (2)$$

ใช้ค่าเลขเรย์โนลด์นี้ในการทดสอบแพนอากาศทั้ง 5 แบบ ผลการเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะ (Angle of Attack : AoA) ของแพนอากาศทั้ง 5 รูปแบบนี้แสดงในรูปที่ 2



รูปที่ 2 ความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของแพนอากาศรูปทรงต่าง ๆ



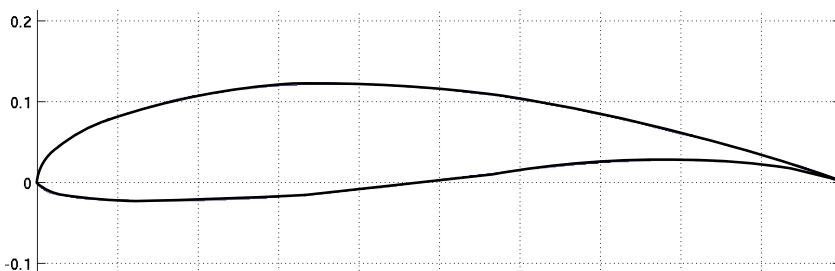
รูปที่ 3 อัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านที่มุมปะทะต่าง ๆ

จากการวิเคราะห์แพนอากาศทั้ง 5 รูปแบบนี้ในช่วงจำนวนเลขเรย์โนลด์ที่กำหนด ผลการคำนวณด้วยโปรแกรม XFOIL แสดงในตารางที่ 1

ตารางที่ 1 ผลการทดสอบในช่วงเลขเรย์โนลด์ที่กำหนดของรูปทรงแพนอากาศรูปทรงต่าง ๆ

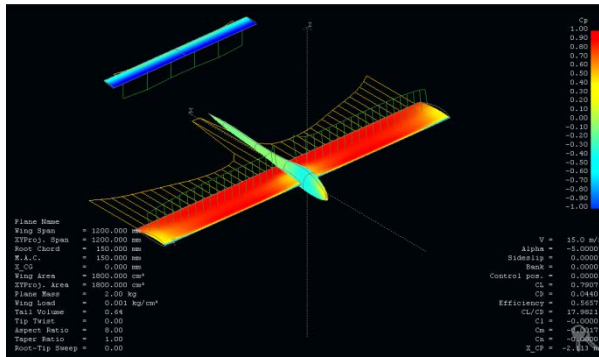
Airfoil	$(C_l/C_d)_{max}$	$C_{l,max}$	$C_l@(L/D)_{max}$
S1223	61.22@3°	2.1157@12°	1.5425
NACA2411	61.14@6°	1.1514@11°	0.9303
E397	68.15@9°	1.4960@10°	1.48486
FX63137sm	72.31@7°	1.7345@15°	1.5600
Clark Y	62.35@6°	1.3695@13°	1.01576

จากตารางที่ 1 จะเห็นได้ว่าแพนอากาศแบบ FX63137sm มีอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้าน $(C_l/C_d)_{max}$ มากที่สุดเมื่อเปรียบเทียบกับแพนอากาศทั้ง 5 รูปแบบ จึงเลือกใช้แพนอากาศดังกล่าวเป็นแพนอากาศสำหรับปีกและได้เลือกมุมปะทะที่ 7 องศา ซึ่งให้ค่า C_l สูงสุดเท่ากับ 1.56 ดังนั้นผู้วิจัยจึงเลือกแพนอากาศแบบ FX63137sm ดังรูปที่ 4 มาใช้เป็นรูปทรงของปีกสำหรับอากาศยานไร่นักบินปีกตรึงขึ้น-ลงทางตั้ง



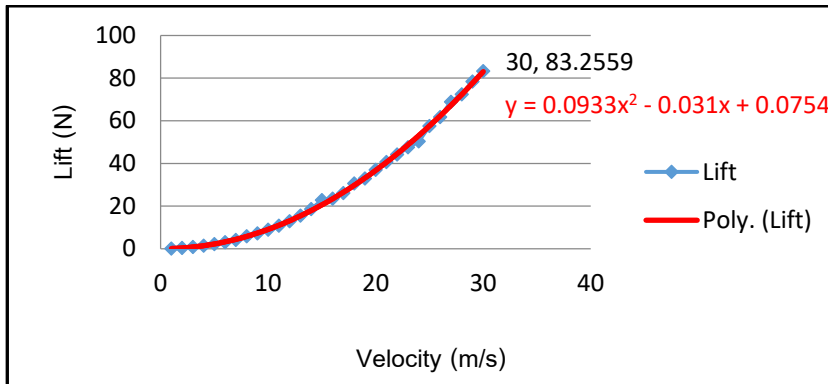
รูปที่ 4 รูปร่างของแพนอากาศ FX63137sm

การคำนวณระยะห่างของแพนหางระดับ (Elevator) เนื่องจากแรงยกจากปีกทำให้เกิดโมเมนต์ในแนวปีกงอ (Pitching Moment) ซึ่งส่งผลให้อากาศยานขาดเสถียรภาพ จึงต้องมีแพนหางระดับเพื่อแก้โมเมนต์ ให้ค่าสัมประสิทธิ์ C_m เป็นศูนย์หรือใกล้เคียงศูนย์ที่สุด โดยทำการทดลองโดยการจำลองด้วยโปรแกรม XFOIL จึงได้ค่า C_m ที่ระยะ 600 มิลลิเมตร โดยมีค่าเท่ากับ -0.0017 ดังนั้นจึงกำหนดตำแหน่งของแพนหางระดับได้ ดังรูปที่ 5



รูปที่ 5 การคำนวณระยะห่างของแพนหางระดับด้วยโปรแกรม XFOIL

การใช้คอมพิวเตอร์ในการจำลองทางอากาศพลศาสตร์หรือ การจำลองพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณมีวัตถุประสงค์คือต้องการจำลองหาแรงยกของปีกที่ออกแบบเมื่อเปลี่ยนแปลงความเร็วของกระแสอากาศ โดยจะทำการปรับค่าความเร็วของกระแสอากาศตั้งแต่ 1-30 เมตรต่อวินาที ได้ผลการจำลองค่าของแรงยกดังรูปที่ 6

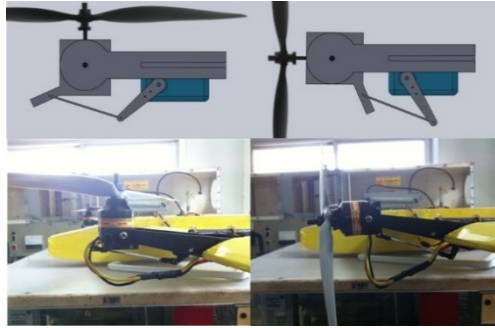


รูปที่ 6 กราฟความสัมพันธ์แรงยกกับความเร็ว

3. การสร้างอากาศยานไร้คนขับต้นแบบ

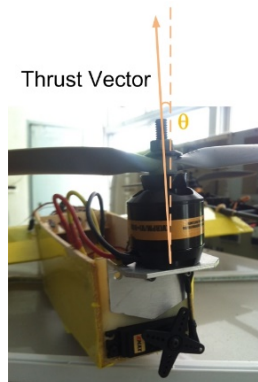
3.1 การสร้างโครงสร้างอากาศยาน

การสร้างโครงสร้างของอากาศยานไร้คนขับต้นแบบนี้มีขั้นตอนคือทำการออกแบบโดยใช้คอมพิวเตอร์ช่วยในการออกแบบชิ้นส่วนต่างๆ ของอากาศยาน โดยเฉพาะส่วนที่ทำหน้าที่ปรับมุมของใบพัดคู่ด้านหน้าได้มีการออกแบบโดยใช้รูปทรง Four Bar Linkage เพื่อให้อากาศยานสามารถปรับทิศการเคลื่อนที่จากการขึ้นลงในแนวตั้งให้สามารถเคลื่อนที่ไปข้างหน้าในรูปแบบของการบินปกติได้ การออกแบบและสร้างชิ้นงานต้นแบบแสดงดังรูปที่ 7



รูปที่ 7 การจัดสร้างกลไกการปรับมุมมอเตอร์คู่หน้า

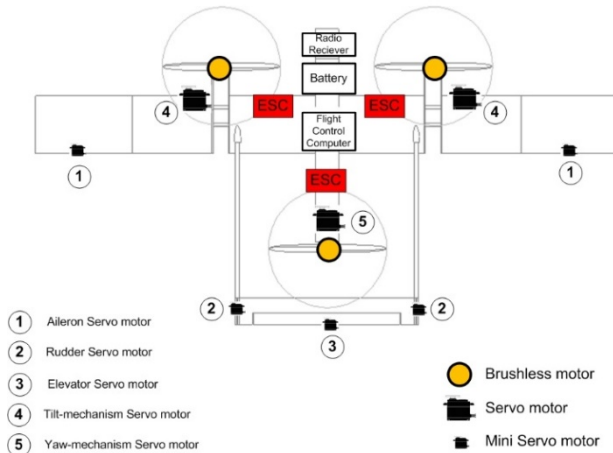
สำหรับอากาศยานไร้คนขับที่ได้ทำการออกแบบในงานวิจัยนี้มีลักษณะโครงสร้างแบบ 3 ใบพัด เมื่ออากาศยานกำลังบินขึ้นในแนวตั้งนั้น เนื่องจากมอเตอร์และใบพัดมีจำนวน 3 ชุดมีการหมุนในทิศทางต่างๆ มอเตอร์ชุดคู่ด้านหน้านั้นจะมีการหมุนในทิศที่ตรงข้ามกันทำให้เกิดการหักล้างของแรงบิดของใบพัด แต่มอเตอร์และใบพัดชุดที่อยู่ด้านหลังนั้นมีเพียงชุดเดียว ดังนั้นจะเกิดแรงบิดอันเนื่องมาจากการหมุนของใบพัดทำให้เกิดการไม่สมดุลของอากาศยานในขณะที่ทำการบินคือทำให้อากาศยานหมุนในแนวแกนสาย ดังนั้นการออกแบบให้โครงสร้างของใบพัดด้านหลังที่สามารถปรับมุมของแรงบิดจะทำให้เกิดการหักล้างให้แรงบิดที่เกิดขึ้นหายไป ดังแสดงในรูปที่ 8



รูปที่ 8 การจัดสร้างกลไกการปรับมุมมอเตอร์ท้าย

การติดตั้งอุปกรณ์ต่างๆ ในตัวโครงสร้างแสดงในรูปที่ 9 ประกอบด้วยมอเตอร์ที่ทำหน้าที่บังคับทิศทางของอากาศยานใน 3 แนวแกนคือ Aileron, Rudder และ Elevator โดยมีตัวขับเป็นมอเตอร์ชนิดเซอร์โวมอเตอร์สำหรับการปรับทิศทางของใบพัดคู่ด้านหน้านั้นใช้มอเตอร์ชนิดเซอร์โวมอเตอร์เช่นเดียวกันแต่จะมีขนาดใหญ่กว่าเนื่องจากต้องรับแรงมากกว่า สำหรับมอเตอร์ไฟฟ้าที่เป็นตัวขับใบพัดนั้นใช้มอเตอร์แบบ Brushless Motor ซึ่งจะมีอุปกรณ์ควบคุมกระแสและความเร็ว

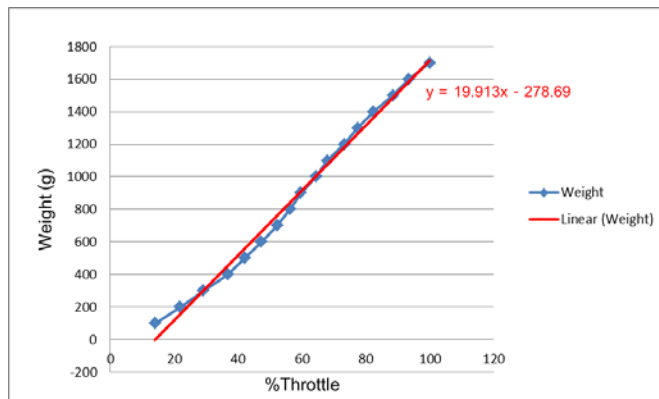
รอบคือ ESC โดยมีแหล่งจ่ายไฟจากแบตเตอรี่ ในการบังคับการเคลื่อนที่จะใช้ตัวรับสัญญาณคือ Radio Receiver เชื่อมต่อเข้ากับอุปกรณ์ควบคุมการบิน (Flight Control Computer)



รูปที่ 9 ส่วนประกอบภายในของอากาศยานไร้คนขับ

3.2 การเลือกมอเตอร์สำหรับระบบขับเคลื่อน

การทดลองหาความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณควบคุมจากวิทยุบังคับในรูปแบบของร้อยละของคันเร่งกับน้ำหนักที่ยกได้หรือแรงขับ (Thrust) ของมอเตอร์ โดยใช้มอเตอร์แบบ Brushless ของ PULSO รุ่น X2314/20 ขนาด 840 KV ทดลองกับใบพัด APC 12 x 3.8 (ขนาด 12 นิ้ว, Pitch 3.8) ซึ่งเป็นใบพัดที่ผู้ผลิตได้ทำการทดสอบมาแล้วว่ามีประสิทธิภาพดีที่สุดสำหรับมอเตอร์รุ่นนี้ ซึ่งได้ค่ามาวาดกราฟ แล้วทำการ Curve Fitting จึงได้กราฟและสมการแรงขับ ดังรูปที่ 10



รูปที่ 10 กราฟความสัมพันธ์แบบแปรผันระหว่างสัญญาณควบคุมจากวิทยุบังคับกับน้ำหนักหรือแรงขับจากมอเตอร์

จากกราฟในรูปที่ 10 จะได้สมการแรงยกคือ

$$y = 19.93x - 278.69 \quad (3)$$

โดย y คือแรงที่กดบนตาชั่งซึ่งก็คือ แรงยก (T) ที่ได้จากชุดใบพัดนั่นเอง ส่วน x คืออัตราส่วนแรงขับที่จะใช้ควบคุมแรงยกในการเขียนโปรแกรมควบคุมต่อไป

4. การบินทดสอบ

การทดลองทำการบินทดสอบเมื่อทำการจัดสร้างอากาศยานเรียบร้อยแล้ว ได้ทำการทดสอบการบินโดยใช้ระบบการควบคุมเสถียรภาพอัตโนมัติจากระบบควบคุมอากาศยานไร้คนบิน ArduPilot โดยทำการปรับปรุงแก้ไขโปรแกรมเพิ่มเติม



รูปที่ 11 การบินทดสอบอากาศยานไร้คนขับต้นแบบ

5. สรุป

การวิจัยนี้เป็นการออกแบบและสร้างแบบอากาศยานไร้คนบินปีกตรึงขึ้น-ลงทางดิ่ง โดยการออกแบบโครงสร้างอากาศยาน ซึ่งมีรูปแบบเป็นอากาศยาน 3 ใบพัด ประกอบด้วยใบพัดชุดขับเคลื่อนที่ติดตั้งที่ปีก จำนวน 2 ชุด และที่ด้านหลังของลำตัวอากาศยาน 1 ชุด การเลือกแพนอากาศโดยใช้โปรแกรม XFLR5 มาวิเคราะห์แพนอากาศ 5 รูปแบบ คือ S1223, E397, NACA-2411, FX-63137sm และ Clack Y และใช้โปรแกรมวิเคราะห์แรงทางอากาศพลศาสตร์ ผลจากการวิเคราะห์พบว่าแพนอากาศแบบ FX-63137sm มีความเหมาะสมในการนำมาสร้างปีกของอากาศยาน ในการบินทดสอบอากาศยานสามารถบินแบบปีกตรึง (Fixed-Wing Mode) และบินแบบปีกหมุนได้ (Rotary-Wing Mode) โดยมีเสถียรภาพที่ดีการบินในแบบปีกหมุนขณะลอยอยู่กลางอากาศ (Hovering) สามารถบังคับทิศทางไปตามที่กำหนดได้ ในการบินทดสอบนั้นจะต้องใช้ความชำนาญของนักบินค่อนข้างมากโดยเฉพาะช่วงที่มีการเปลี่ยนรูปแบบการบินจากการบินขึ้นทางดิ่งไปสู่

รูปแบบการบินเดินทางแบบทั่วไป จึงควรมีการติดตั้งระบบควบคุมการบินเพื่อช่วยให้การบินทดสอบและการบินที่ก่ผลการบินเพื่อนำมาปรับปรุงโครงสร้างอากาศยานและเพิ่มประสิทธิภาพด้านการบินของอากาศยานต่อไป

References

- [1] Lee K. Development of Unmanned aerial vehicle (UAV) for wildlife surveillance [thesis]. Gainesville, FL: University of Florida; 2004.
- [2] Nugroho G. Preliminary design of a medium range unmanned aerial vehicle for surveillance mission. Proceeding of the 8th International Conference on Intelligent Unmanned Systems (ICIUS 2012); 2012 Oct 22-24; Singapore: 2012. p. 491-7.
- [3] Selig MS, Guglielmo JJ. High-Lift low Reynolds Number airfoil design. *Journal of Aircraft* 1997;34:72-9.
- [4] Muraoka K, Okada N, Kubo D, Sato M. Transition flight of quad tilt wing VTOL UAV. 28th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS2012); 2012 Sep 23-28; Brisbane Australia: 2012.
- [5] Cetinsoy E, et al. Design and construction of a novel quad tilt-wing UAV. *Mechatronics* 2012; 22(6): 723-45.
- [6] Sato M, Muraoka K. Flight controller design and demonstration of quad-tilt-wing unmanned aerial vehicle. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 2015;38(6): 1071-82.
- [7] Flores G, Lugo I, Lozano R. 6-DOF hovering controller design of the quad tiltrotor aircraft. Proceedings of the 53rd IEEE annual conference on decision and control; 2014 Dec 15-17; Los Angeles. Piscataway (NJ): IEEE Press; 2016.
- [8] Song YG, Wang HJ. Design of flight control system for a small unmanned tilt rotor aircraft. *Chinese Journal Aeronautics* 2009;22(3):250-6.
- [9] Chowdhury AB, Kulhare A, Raina G. A generalized control method for a tilt-rotor UAV stabilization. Proceedings of the 2012 IEEE international conference on cyber technology in automation, control, and intelligent systems; 2012 May 27-31; Bangkok, Thailand. Piscataway (NJ): IEEE Press; 2012.
- [10] Hernandez-Garcia RG, Rodriguez-Cortes H. Transition flight control of a cyclic tiltrotor UAV based on the Gain-Scheduling strategy. Proceedings of the 2015 international

conference on unmanned aircraft systems; 2015 Jun 9-12; Denver, USA. Piscataway (NJ): IEEE Press; 2015.

- [11] Park JS, Jung SN, Lee MK, Kim JM. Design optimization framework for tiltrotor composite wings considering whirl flutter stability. Composites Part B: Engineering 2010; 41(4):257-67.
- [12] O’Gorman R, Abbott C. Remote control war-Unmanned combat air vehicles in China, India, Israel, Iran, Russia and Turkey. London: Bloomsbury; 2013. p. 51–2.

ประวัติผู้เขียนบทความ



น.อ.รศ.ดร.ประสาทพร วงษ์คำซ่าง

กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

โทร 025343674 Email prasatporn_w@rtaf.mi.th

จบการศึกษาระดับปริญญาเอกสาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย งานวิจัยด้านหุ่นยนต์และระบบอัตโนมัติ



น.ท.ผศ.ประยูร กัณออยู่

กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

โทร 025343674 Email prayoon_k@rtaf.mi.th

จบการศึกษาระดับปริญญาโทสาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล โรงเรียนนายร้อยรวมัญญ์ปุ่น งานวิจัยด้านอากาศยานไร้คนขับ