

การเปรียบเทียบคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์และสมรรถนะการบินของอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์แบบปีกตรึงเมื่อติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบแยกแรงยกและแรงขับ

Comparison of Aerodynamics and Flight Performance of Fixed Wing Solar Powered Unmanned Aerial Vehicle When Separate Lift and Thrust Vertical Take-Off and Landing System is Installed

เอม สุรชาติธำรงรัตน์^{1,*} และ เจนวิทย์ คำพูล¹

สำนักบัณฑิตศึกษา, โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช สายไหม

สายไหม กรุงเทพมหานคร 10220

Aim Suracharttumrongrat^{1,*} and Janewit Kampon¹

Graduate School Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force, Sai Mai,

Sai Mai, Bangkok, 10220, Thailand

*Corresponding Author E-mail: Aim.surachart@gmail.com

Received: Apr 25, 2023; Revised: Sep 17, 2023; Accepted: Oct 19, 2023

บทคัดย่อ

บทความวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์ในการศึกษาผลกระทบในด้านสมรรถนะการบินที่เปลี่ยนไป จากการติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบแยกแรงยกและแรงขับให้แก่อากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงพลังงานแสงอาทิตย์ บทความวิจัยนี้ได้ใช้อากาศยานต้นแบบในการศึกษา คือ อากาศยานปีกตรึงขับเคลื่อนด้วยระบบไฟฟ้าและติดตั้งระบบพลังงานแสงอาทิตย์ ที่มีการออกแบบ 2 รูปแบบ คือ รูปแบบที่มีการติดตั้งและไม่ติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งซึ่งอากาศยานรูปแบบขึ้นลงทางดิ่งเมื่อเทียบกับรูปแบบปกติจะมีน้ำหนักมากกว่า 42.48% และมีสัมประสิทธิ์แรงต้านสถิตมากกว่า 67.1% โดยขั้นตอนแรกเป็นการสร้างโมเดลอากาศยานในซอฟต์แวร์ XFLR5 เพื่อทดสอบหาค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านแล้วนำมาเปรียบเทียบกับผลการทดสอบในอุโมงค์ลม จากนั้นจึงนำผลที่ได้จากการวิเคราะห์ด้วยซอฟต์แวร์มาคำนวณเพื่อหาสมรรถนะการบินของอากาศยานทั้ง 2 รูปแบบ และ ทำการสรุปผลความเปลี่ยนแปลงที่เกิดขึ้นกับสมรรถนะการบินของอากาศยานชนิดเดียวกันเมื่อติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่ง พบว่า ผลที่ได้เป็นไปตามการคาดการณ์การติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งให้อากาศยานทำให้สมรรถนะลดลงอย่างมากโดยเฉพาะอย่างยิ่งค่าระยะเวลาการครองอากาศและระยะพิสัยบินสูงสุดของอากาศยานรูปแบบขึ้นลงทางดิ่งเท่ากับเพียง 41.55% และ 43.43% ของอากาศยานรูปแบบปกติและสำหรับรูปแบบระบบพลังงานแสงอาทิตย์แบบขึ้นลงทางดิ่งนั้นมีระยะเวลาทำการบินสูงสุด และระยะพิสัยบินเป็น 31.46% และ 32.06% ของอากาศยานรูปแบบปกติติดตั้งระบบพลังงานแสงอาทิตย์และสามารถเปรียบเทียบได้ชัดเจนถึงสมรรถนะของอากาศยานด้านต่าง ๆ ที่ลดลงอย่างไรเพื่อแลกมาซึ่งความสามารถขึ้นลงทางดิ่งของอากาศยาน

คำสำคัญ: อากาศยานระบบขึ้นลงทางดิ่ง, อากาศยานปีกตรึง, สมรรถนะการบิน, การวิเคราะห์สัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ 3 มิติ, อากาศยานระบบพลังงานแสงอาทิตย์

Abstract

The objective of this research paper is to analyze the effects of installing a separate Lift and Thrust vertical takeoff system for fixed-wing solar powered UAVs in terms of flight performance changes. This research article uses a prototype aircraft in this study, which is a fixed-wing aircraft powered by an electrical system and equipped with a solar system. There are 2 types of designs, namely the type with installation and without installation of the Vertical Take-Off and Landing system which the vertical take-off and landing aircraft compared to the normal configuration will weigh 42.48% more and have a zero-lift drag coefficient of 67.1% more. The initial step involves creating an aircraft model in the XFLR5 software to assess the lift and drag coefficients and compare them with the wind tunnel test results. Subsequently, the software analysis findings are used to evaluate the flight performance of both aircraft configuration, as well as to identify the performance changes that occur when the VTOL system is installed. The outcomes align with expectations, installing a VTOL system leads to a significant reduce in flight performance, In particular, the Endurance and maximum range of vertical take-off aircraft are only 41.55% and 43.43% of normal aircraft and for solar-powered systems. The vertical takeoff has the Endurance and range is 31.46% and 32.06% of normal aircraft equipped with solar systems. which can be distinctly contrasted with the performance of aircraft in various aspects. However, these compromises are made in exchange for the capability to take off and land vertically.

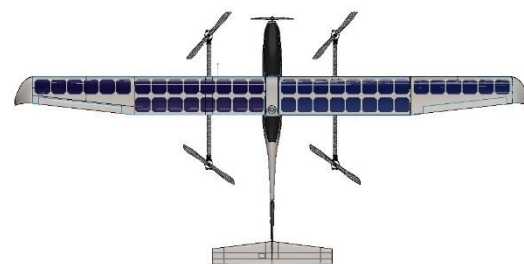
Keywords: Vertical take-off and landing aircraft, Fixed wing aircraft, Flying performance, 3D aerodynamic coefficient analysis, Solar powered aircraft

1. บทนำ

ปัจจุบัน อากาศยานไร้คนขับมีความสามารถในการตอบสนองภารกิจหลากหลายรูปแบบ สำหรับภารกิจการบินสำรวจหรือลาดตระเวนตรวจการณ์นั้น จำเป็นต้องใช้อากาศยานที่สามารถบินครองอากาศได้เป็นเวลานาน โดยอากาศยานรูปแบบที่มีความโดดเด่นด้านดังกล่าว คืออากาศยานชนิดปีกตรึง แต่เนื่องจากอากาศยานชนิดปีกตรึงโดยทั่วไปจำเป็นต้องมีทางวิ่งหรือชุดยิงเพื่อบินขึ้นและลงจอดซึ่งเป็นข้อจำกัดที่ส่งผลอย่างมากสำหรับอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก การแก้ปัญหานี้ในปัจจุบันได้มีการสร้างอากาศยานปีกตรึงที่สามารถขึ้นลงทางดิ่งได้ เพื่อสามารถทำงานในพื้นที่จำกัด ไม่จำเป็นต้องใช้พื้นที่ทางวิ่งขึ้น อากาศยานปีกตรึงที่สามารถขึ้นลงทางดิ่งได้มีหลากหลายรูปแบบโดยรูปแบบแยกแรงขับและแรงยกดังรูปที่ 1 เป็นรูปแบบที่ได้รับความนิยมสูงเนื่องจากความสะดวกในการออกแบบสร้างและการปรับปรุงเพิ่มเติมให้อากาศยานปีกตรึงเดิมที่ออกแบบไว้สามารถขึ้นลงทางดิ่งได้เพียงติดตั้งชุดขับเคลื่อนทางดิ่งไปเท่านั้น แต่ทั้งนี้การติดตั้งระบบขับเคลื่อนดังกล่าวย่อมมีผลทำให้สมรรถนะของอากาศยานเปลี่ยนไปจากเดิมเนื่องจากน้ำหนักที่เพิ่มขึ้นและ

แรงทางอากาศพลศาสตร์ที่เปลี่ยนไป จึงเป็นที่มาของบทความวิจัยนี้ เพื่อศึกษาอากาศยานซึ่งมีคุณลักษณะดังกล่าวส่งผลกระทบต่อสมรรถนะการบินอย่างไรเมื่อมีการติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งเพิ่มเติมจากอากาศยานเดิม

งานวิจัยนี้ได้นำอากาศยานไร้คนขับที่ออกแบบโดยโรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราชกองทัพอากาศมาเป็นต้นแบบในการศึกษา ซึ่งอากาศยานลำนี้ถูกสร้างขึ้นใน 2 รูปแบบ ได้แก่แบบติดตั้งและไม่ติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่ง ด้านมิติและรูปร่างของอากาศยานทั้งสองแบบเท่ากันทุกส่วน อาทิ รูปทรงปีกและลำตัว ความแตกต่างกันมีเพียงระบบขึ้นลงทางดิ่งและน้ำหนักอากาศยาน โดยลักษณะทั่วไปของอากาศยานแสดงรายละเอียดในตารางที่ 1



รูปที่ 1 อากาศยานไร้คนขับปีกตรึงติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่ง

ตารางที่ 1 ข้อมูลอากาศยานในงานวิจัย

Wing Airfoil	SD7032-099-88	
Wingspan	4.28 m	
Aspect ratio	15.042	
Wing area	1.218 m ²	
Wing incidence angle	2 deg	
Tail airfoil	NACA0015	
Tail type	T-tail	
Tail area	0.16 m ²	
	non-VTOL	VTOL
Mass (kg)	11.393 kg	16.233 kg
$I_{xx}(kg \times m^2)$	4.87165	5.98376
$I_{yy}(kg \times m^2)$	2.30732	3.83481
$I_{zz}(kg \times m^2)$	6.98078	9.59615

อากาศยาน VTOL ซึ่งย่อมาจาก Vertical Take-Off and Landing หรืออากาศยานติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งจะมีน้ำหนักมากกว่าอากาศยานต้นแบบเนื่องจากชุดขับเคลื่อนขึ้นลงทางดิ่งและแบตเตอรี่ ในงานวิจัยนี้อากาศยานถูกออกแบบและสร้างขึ้นเพื่อใช้ในการทดลองตรวจการณทางทหาร บางกรณีในการปฏิบัติการการบินเกิดข้อจำกัดทางด้านพื้นที่ในการวิ่งขึ้นและลงจอดซึ่งสามารถแก้ไขข้อจำกัดดังกล่าวด้วยการติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่ง โดยชุดขับเคลื่อนขึ้นลงทางดิ่งของอากาศยานในงานวิจัยนี้มีน้ำหนักรวม 4.84 กิโลกรัมหรือเท่ากับ 42.48% ของน้ำหนักอากาศยานแบบปีกตรึงต้นแบบ

บทความวิจัยนี้จะวิเคราะห์อากาศยานทั้ง 2 รูปแบบในหัวข้อที่กำหนดในมาตรฐานความสมควรเดินอากาศของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก NATO STANAG 4703 [6] ที่จำเป็นในหัวข้อย่อยด้านสมรรถนะการบินประกอบด้วย พิสัยบิน (Range), การบินทนนาน(Endurance), กำลังขับที่ต้องการ (Power require), ความเร็วสูงสุด (Max speed), การบินไต่ (Climb), การบินเลี้ยว (Turn), การบินร่อน (Glide) และย่านการบิน (Flight Envelope) โดยการวิเคราะห์ผ่านค่าตัวแปรต่าง ๆ ที่ได้จากผลการคำนวณด้วยซอฟต์แวร์ XFLR5 ซึ่งเป็นซอฟต์แวร์ที่นิยมในการประมาณค่า

สัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์และสัมประสิทธิ์เสถียรภาพการบินรอบระบบแนวแกนลำตัว (Body Frame) ของอากาศยาน

จากการศึกษาในงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์สมรรถนะการบินของอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงขับเคลื่อนด้วยพลังงานไฟฟ้าพบว่า Brigham Young [1], งานวิจัยวิเคราะห์สมรรถนะการบินของอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงขับเคลื่อนด้วยพลังงานไฟฟ้า นำเสนอแนวทางการคำนวณและทฤษฎีที่เกี่ยวข้องรวมถึงวิธีการเก็บผลจากการทดลองสมรรถนะการบินของอากาศยานไร้คนขับ โดยมีการวิเคราะห์ในหัวข้อ พิสัยบินสูงสุด, ระยะเวลาทำการบินสูงสุด, พลังงานที่ใช้ในการบิน, ความเร็วสูงสุด, สมรรถนะการบินเลี้ยวและบินไต่อย่างไรก็ตาม งานวิจัยนี้สามารถนำมาต่อยอดในเรื่องระดับสมรรถนะการบินที่มีการติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งและระบบพลังงานแสงอาทิตย์ได้

FH-Aachen, Institute of Aircraft Engineering [2], งานวิจัยเปรียบเทียบสมรรถนะการบินของอากาศยานไร้คนขับเครื่องยนต์ลูกสูบที่ติดตั้งและไม่ติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่ง แสดงการเปรียบเทียบสมรรถนะการบินของอากาศยานไร้คนขับที่ใช้ระบบขับเคลื่อนด้วยเครื่องยนต์เผาไหม้ภายในหรือเครื่องยนต์ลูกสูบในลักษณะที่ติดตั้งและไม่ติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งซึ่งมีรูปร่างเป็นอากาศยานปีกตรึงลักษณะใกล้เคียงกับอากาศยานในงานวิจัยนี้โดยสามารถนำมาประยุกต์ใช้ระบุถึงอากาศยานมีสมรรถนะที่ลดลงอย่างไรเมื่อมีการเพิ่มระบบขึ้นลงทางดิ่ง

Riga Technical University [3] ทำการวิเคราะห์ - ข้อจำกัดเกี่ยวกับการออกแบบทางพลศาสตร์ (Flight Envelope) ของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก โดยนำเสนอการสร้างกราฟ ข้อจำกัดเกี่ยวกับการออกแบบทางพลศาสตร์ รวมถึง ย่านลมกรรโชก (Gust envelope) ของอากาศยานไร้คนขับตามหลักมาตรฐานความสมควรเดินอากาศซึ่งเป็นกราฟรูปแบบความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วและ การกรรมบรรทุก (Load factor)

Swiss Federal Institute of Technology Zurich [4] งานวิจัยด้านสมรรถนะการบินอากาศยานไร้คนขับ

พลังงานแสงอาทิตย์ แสดงการประเมินสมรรถนะของอากาศยานที่มีระบบพลังงานแสงอาทิตย์โดยอากาศยานในงานวิจัยข้างต้นถูกออกแบบเพื่อบินต่อเนื่องยาวนานโดยอาศัยเพียงพลังงานจากระบบพลังงานแสงอาทิตย์ ซึ่งผลการทดสอบอากาศยานที่มีกางปีก (Wing Span) ยาว 5.65 เมตร น้ำหนัก 6.93 กิโลกรัมสามารถทำการบินต่อเนื่องได้ตลอดไปโดยอาศัยเพียงพลังงานแสงอาทิตย์ในขณะที่ระดับพลังงานในแบตเตอรี่ไม่ลดน้อยกว่า 40%

The Hong Kong Polytechnic University [13] งานวิจัยการพัฒนาอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์เพื่อระยะเวลาในการบินที่ยาวนานขึ้น นำเสนอการทดสอบการติดตั้งระบบพลังงานแสงอาทิตย์แล้วบันทึกผลระดับพลังงานของแบตเตอรี่ไฟฟ้าหลังทำการบินเพื่อสรุปผลเปรียบเทียบการใช้พลังงานจากแบตเตอรี่ที่น้อยลงจากการใช้ระบบพลังงานแสงอาทิตย์ โดยผลทดสอบในอากาศยานที่มีกางปีกยาว 2 เมตร ส่งผลให้สามารถลดการใช้พลังงานจากแบตเตอรี่ได้มากถึง 22.5%

Andalas University, Padang, Indonesia [14] งานวิจัยการใช้ระบบพลังงานแสงอาทิตย์ในอากาศยานปีกตรึงขนาดเล็กจาก นำเสนอการทดลองการบินที่ใช้พลังงานแสงอาทิตย์โดยเปรียบเทียบผลในแง่ของเวลาทำการบินที่เพิ่มขึ้นซึ่งผลการทดสอบในอากาศยานที่มีปีกยาว 1.6 เมตร มีระยะเวลาทำการบินมากขึ้น 2 นาที จากเดิมบินได้นาน 15 นาที

Indian Institute of Technology, Kanpur, India [8] ทำการวิเคราะห์หาความจุของแบตเตอรี่ที่ต้องใช้ในอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ขนาดความยาวปีก 5.35 เมตร นำเสนอการทดสอบบินด้วยพลังงานแสงอาทิตย์ที่ความสูงและเวลาที่ต่างกันโดยมีการคำนวณสมรรถนะและพลังงานที่ต้องใช้ร่วมด้วย

Department of Aeronautical Engineering NKRAFA[5] งานวิจัยเสถียรภาพการบินผ่านซอฟต์แวร์ XFLR5 นำเสนอการประมาณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานผ่านซอฟต์แวร์ XFLR5 ในด้านสมรรถนะการบินและเสถียรภาพการบิน ซึ่งสามารถต่อยอดศึกษาถึงการใช้พลังงานแสงอาทิตย์ร่วมด้วย

อย่างไรก็ตาม จากงานวิจัยต่าง ๆ ดังกล่าวสามารถนำทฤษฎีและผลการวิจัยมาเป็นแนวทางต่อยอดการวิจัยแสดงการเปลี่ยนแปลงของสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับพลังงานไฟฟ้าพลังงานแสงอาทิตย์ที่มีการติดตั้งและไม่ติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งได้

งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์ในการสร้างขั้นตอนการวิเคราะห์และเปรียบเทียบสมรรถนะการบินระหว่างอากาศยานติดตั้งและไม่ติดตั้งระบบ VTOL และระบบพลังงานแสงอาทิตย์ ผ่านการใช้โปรแกรมวิเคราะห์การออกแบบเบื้องต้น XFLR5 ซึ่งกระบวนการมีความรวดเร็วและแม่นยำเชื่อถือสามารถเป็นแนวทางการออกแบบการติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งให้แก่อากาศยานไร้คนขับพลังงานไฟฟ้าขนาดเล็กได้ต่อไป

2. วิธีการดำเนินการวิจัย

งานวิจัยนี้ต้องการวิเคราะห์หาสมรรถนะการบินจำเป็นต้องใช้ค่าทางอากาศพลศาสตร์เบื้องต้นของอากาศยาน โดยแบ่งการวิจัยเป็น 2 ช่วง ในช่วงแรกผู้เขียนได้เลือกใช้ซอฟต์แวร์ XFLR5 ในการหาค่าดังกล่าวประกอบกับการใช้ค่าทดสอบในอุโมงค์ลมและผลการวิเคราะห์ด้วยโปรแกรมพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ เพื่อยืนยันความน่าเชื่อถือของซอฟต์แวร์ XFLR5 ในช่วงที่ 2 นำผลจากการวิจัยช่วงแรกมาวิเคราะห์ค่าทางสมรรถนะการบินของอากาศยานทั้ง 2 รูปแบบรวมถึงการคำนวณในด้านการติดตั้งระบบพลังงานแสงอาทิตย์ในหัวข้อระยะเวลาทำการบินสูงสุด และระยะพิสัยบิน แล้วนำผลที่ได้มาสรุปเป็นผลการวิจัยต่อไป

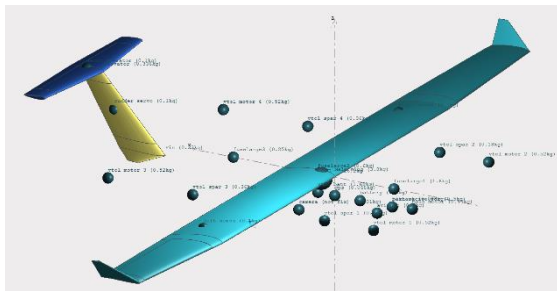
2.1. ซอฟต์แวร์ XFLR5

XFLR5 เป็นซอฟต์แวร์คำนวณทางอากาศพลศาสตร์เบื้องต้นซึ่งได้รับความนิยมและมีความน่าเชื่อถือในย่านเลขเรย์โนลด์ต่ำ อีกทั้งข้อดีในด้านความรวดเร็วในการประมวลผลเหมาะสำหรับการวิเคราะห์ในช่วงขั้นตอนแรกของการออกแบบอากาศยานและการมีเสถียรภาพการบินซึ่งเหมาะสมในงานวิจัยนี้

ขั้นตอนจำเป็นต้องสร้างโมเดลอากาศยานต้นแบบสำหรับการวิจัยในซอฟต์แวร์และกำหนดตำแหน่งการวาง

น้ำหนักของแต่ละส่วนอากาศยานโดยละเอียดเพื่อสมดุลน้ำหนักและควบคุมตำแหน่งของจุดศูนย์กลางให้อยู่ที่ตำแหน่งที่ได้รับการออกแบบไว้ดังรูปที่ 2 อีกทั้งกำหนดค่าแรงต้าน C_D ที่เกิดขึ้นจากลำตัวอากาศยานและส่วนประกอบที่ไม่ใช่ปีกโดยเพิ่มขึ้น 42.8% และ C_D ที่เกิดขึ้นจากชุดขึ้นลงทางดิ่งมากกว่าแบบไม่ติดตั้ง 67.1% โดยสามารถคำนวณได้จากสมการที่ (1) ดังนี้ [9]

$$C_{D0} = \Sigma C_f FQ \left[\frac{S_{wet}}{S_{ref}} \right] \quad (1)$$



รูปที่ 2 โมเดลอากาศยานและตำแหน่งน้ำหนักในซอฟต์แวร์ XFLR5

2.1.1. โพลาร์แรงต้าน จาก XFLR5

การวิเคราะห์เพื่อหาสมรรถนะการบินเบื้องต้นของอากาศยาน จำเป็นต้องใช้ค่ากราฟความสัมพันธ์ของสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้าน หรือ โพลาร์แรงต้าน (Drag Polar) และค่าประสิทธิภาพของชุดขับเคลื่อนมอเตอร์ไฟฟ้า ซึ่งค่าประสิทธิภาพของมอเตอร์ไฟฟ้า ได้จากการทดสอบในอุโมงค์ลมซึ่งใช้ข้อมูลทดสอบจากผู้ผลิตมอเตอร์ในการวิเคราะห์ [10] เพื่อให้ทราบค่าดังกล่าว สำหรับโพลาร์แรงต้านสามารถวิเคราะห์ได้ด้วยโปรแกรม XFLR5 เป็นหลักในการคำนวณรวมถึงสามารถทดสอบในอุโมงค์ลมและจากซอฟต์แวร์ พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

โพลาร์แรงต้าน(Drag polar) คือ ความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยก C_L และสัมประสิทธิ์แรงต้าน C_D ซึ่งนำมาสร้างเป็นกราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์ทั้งสองโดย K_1 และ K_2 คือค่าคงที่จากการสร้างกราฟโพลาร์แรงต้านด้วยสมการโพลิโนเมียลที่แต่ละมุมปะทะและความเร็วเป็นต้น อธิบายกราฟในรูปแบบของสมการที่ (2) ดังนี้

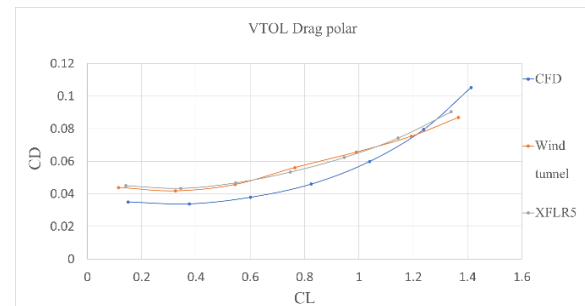
$$C_D = C_{D0} + K_2 C_L + K_1 C_L^2 \quad (2)$$

จากตารางที่ 2 เป็นแนวโน้มค่าเฉลี่ยที่ได้จากการวิเคราะห์ด้วยซอฟต์แวร์ XFLR5 ในช่วงเรย์โนลด์ 292,000 ถึง 584,000 ซึ่งอากาศยานทั้งสองรูปทรงมีปีกและแผนางที่เหมือนกันโดยแตกต่างกันที่มีชุดขึ้นลงทางดิ่งซึ่งส่งผลต่อแรงต้านที่แตกต่างกันมาก

ตารางที่ 2 ค่าตัวแปรในสมการโพลาร์แรงต้าน ของอากาศยานทั้ง 2 รูปแบบ

	C_{D0}	K_1	K_2
Non-VTOL	0.0292	0.0437	-0.0259
VTOL	0.0485	0.0437	-0.0259

งานวิจัยนี้ได้นำกราฟโพลาร์แรงต้านที่ได้จากการทดสอบในอุโมงค์ลม มาเปรียบเทียบกับค่าที่ได้จากการวิเคราะห์ด้วยซอฟต์แวร์ XFLR5 ได้ดังรูปที่ 3



รูปที่ 3 กราฟเปรียบเทียบผลโพลาร์แรงต้านจากซอฟต์แวร์และอุโมงค์ลม ของอากาศยานที่ติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่ง ณ เรย์โนลด์ 389,000

ผลที่ได้จากกราฟ จะเห็นได้ว่าค่าจากการวิเคราะห์ด้วยซอฟต์แวร์ XFLR5 จะมีสัมประสิทธิ์แรงต้านที่แตกต่างจากข้อมูลการทดสอบในอุโมงค์ลมเล็กน้อยในระดับที่สามารถยอมรับได้โดยมีความแตกต่างของสัมประสิทธิ์แรงต้านเฉลี่ยร้อยละ 3.3 สำหรับสัมประสิทธิ์แรงยกมีความแตกต่างร้อยละ 5.7 ดังตารางที่ 3 จะเห็นได้ว่าสัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าใกล้เคียงกันมากที่สุดในช่วงมุมปะทะต่ำและความแตกต่างมีแนวโน้มเพิ่มขึ้นอย่างมากเมื่อมุมปะทะมากขึ้นตามลำดับ

ตารางที่ 3 ผล C_L และ C_D ของอากาศยาน VTOL และร้อยละความแตกต่าง จากซอฟต์แวร์ XFLR5 อุโมงค์ลมและ CFD

CL		
XFLR5	% Difference Wind Tunnel	% Difference CFD
0.1418	21	5
0.3441	6	9
0.5459	0	10
0.7467	2	10
0.9461	5	9
1.1436	4	8
1.3388	2	5
CD		
XFLR5	% Difference Wind Tunnel	% Difference CFD
0.0450	2	25
0.0434	4	25
0.0468	2	21
0.0534	5	15
0.0624	5	4
0.0743	1	7
0.0904	4	15

2.2. การคำนวณสมรรถนะการบิน

2.2.1. กำลังขั้นต่ำที่ต้องการและความเร็วสูงสุด

สำหรับการคำนวณสมรรถนะการบิน จะคำนวณในช่วงการบินตรงบินระดับไม่มีการเร่ง (Steady Level Flight) หรือ การประมาณให้น้ำหนักและแรงยกเท่ากัน รวมถึงแรงขับและแรงต้านที่เท่ากัน [1] ซึ่งสามารถแสดงด้วยสมการที่ (3) และ (4)

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S \quad (3)$$

และ

$$T_r = D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D S \quad (4)$$

จากสมการข้างต้น T_r คือ แรงขับที่ต้องการเพื่อหักล้างแรงต้านอากาศ โดยสามารถนำไปคำนวณค่ากำลังที่ต้องการได้ด้วย สมการที่ (5) และสามารถแทนค่า C_D จากสมการที่ (2) จะจัดรูปใหม่ได้ดังสมการที่ (6)

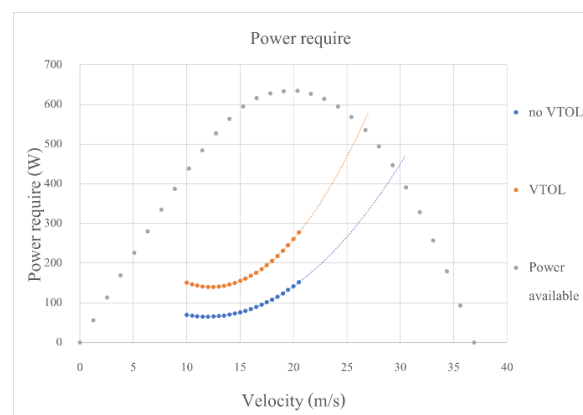
$$P_r = T_r V = \frac{1}{2} \rho V^3 C_D S \quad (5)$$

$$P_r = \frac{\rho V^3 S}{2} C_{D0} + K_2 W V + \frac{2 K_1 W^2}{\rho V S} \quad (6)$$

จากสมการข้างต้นทำให้สามารถสร้างกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง P_r และ V ได้โดยสามารถระบุความสัมพันธ์ของ T_r ได้ดัง สมการที่ (7)

$$T_r = \frac{\rho V^2 S}{2} C_{D0} + K_2 W + \frac{2 K_1 W^2}{\rho V^2 S} \quad (7)$$

จากสมการสามารถเปรียบเทียบกำลังอย่างต่ำที่ต้องการสำหรับการบินของอากาศยานทั้งสองรูปแบบและกำลังที่มีของชุดขับเคลื่อนดังรูปที่ 4



รูปที่ 4 กราฟเปรียบเทียบกำลังอย่างต่ำที่ใช้ของอากาศยาน ทั้ง 2 รูปแบบและกำลังที่มีจากชุดขับเคลื่อน

ชุดขับเคลื่อนของอากาศยานทั้ง 2 รูปแบบที่ระบุในงานวิจัยนี้เป็นชุดขับเคลื่อนมอเตอร์ไฟฟ้ารุ่น XM5060 กำลัง 690 วัตต์ โดยใช้ใบพัดขนาด 18×10 นิ้ว ในการวิเคราะห์สมรรถนะการบินของอากาศยานทั้งสองรูปแบบ ซึ่งต้องใช้ข้อมูลจากการทดสอบประสิทธิภาพชุดขับเคลื่อนด้วย โดยทำการทดสอบเพื่อระบุข้อมูลแรงขับข้อมูลโวลต์และแอมป์ไฟฟ้า ประสิทธิภาพมอเตอร์ไฟฟ้า

ณ ความเร็วกระแสอากาศและแรงขับระดับต่าง ๆ ของชุดมอเตอร์ขับเคลื่อน [10] ซึ่งข้อมูลแสดงใน ตารางที่ 4

ตารางที่ 4 ข้อมูลผลการทดสอบชุดมอเตอร์ไฟฟ้าที่แรงขับ 100%

V(m/s)	P(watt)	Eff %
10.19	438.43	29
11.44	484.39	34
12.74	527.76	39
13.99	563.86	44
15.29	595.50	48
16.54	616.44	52
17.84	628.03	56
19.09	633.38	58
20.38	634.24	60
21.64	627.28	62
22.89	613.88	64
24.18	594.98	65
25.44	568.18	66
26.73	535.31	67
27.98	494.40	68
29.28	447.11	68
30.53	391.26	68
31.83	328.45	67
33.08	257.35	64
34.38	179.21	57
35.63	93.34	42

จากกราฟข้างต้นกำลังที่ใช้้น้อยที่สุดของอากาศยานไม่ติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งเมื่อบินด้วยความเร็ว 12.0 เมตร/วินาที ใช้กำลัง 64.94 วัตต์ และอากาศยานที่ติดตั้งระบบ VTOL จะใช้กำลังน้อยที่สุดที่ความเร็ว 12.5 เมตร/วินาที ซึ่งใช้กำลัง 140.03 วัตต์ ความเร็วที่อากาศยานใช้พลังงานน้อยที่สุดจะเป็นความเร็วที่ทำให้อากาศยานสามารถบินครอง

อากาศได้นานที่สุด ดังนั้น อากาศยานที่มีการติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งมีความเร็วในการบินเพื่อให้ได้สมรรถนะการบินทนนานที่มากกว่าและใช้พลังงานต่ำสุดมากกว่าถึง 2.15 เท่า เนื่องจากน้ำหนักและแรงต้านที่มากขึ้น

เช่นเดียวกับแรงขับเคลื่อนที่ใช้อย่างต่ำที่สุดของอากาศยานที่ติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งอยู่ที่ความเร็ว 15.0 เมตร/วินาที และอากาศยานที่ไม่ติดตั้งที่ 14.0 เมตร/วินาที ซึ่งอากาศยาน VTOL ใช้แรงต่ำสุดสูงกว่า 2.06 เท่า

จากรูปที่ 4 เมื่อสามารถสร้างกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง P_r และ V สามารถระบุความเร็วสูงสุดของอากาศยานได้จากจุดตัดของกราฟกำลังที่ต้องการและกำลังที่มีของชุดขับเคลื่อนโดยความเร็วสูงสุดของอากาศยาน VTOL อยู่ที่ 26.5 เมตร/วินาที และอากาศยาน non-VTOL มีความเร็วสูงสุดที่มากกว่า อยู่ที่ 29.5 เมตร/วินาที ซึ่งความเร็วสูงสุดมากกว่าแบบ VTOL ถึง 10.9%

2.2.2. ระยะเวลาทำการบินสูงสุดและพิสัยบินสูงสุด

จากนิยาม พิสัยบินสูงสุด คือ ระยะทางมากที่สุด หรือ ความสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง ต่ำสุดต่อระยะทางและ การบินทนนาน คือ ระยะเวลามากที่สุด หรือ กำลังที่ต้องการ ต่ำสุดต่อเวลา [1] ความเร็วของอากาศยานที่ทำให้ได้พิสัยบินสูงสุด คือ ความเร็วที่ใช้แรงขับอย่างต่ำน้อยที่สุด หรือ ความเร็วที่ T_r น้อยที่สุด และความเร็วของอากาศยานที่ทำให้ได้การบินทนนานสูงสุด คือ ความเร็วที่ P_r ต่ำสุด

โดยสามารถเขียนสมการ การบินทนนานและพิสัยบินได้ ดังสมการที่ (8) และ (9)

$$Endurance(hour) = \frac{\eta * E * C}{P_r} \quad (8)$$

$$Range(m) = V * \frac{\eta * E * C}{P_r} \quad (9)$$

จากสมการข้างต้น η คือ ประสิทธิภาพของชุดมอเตอร์ไฟฟ้าขับเคลื่อน E คือ โวลต์ที่ใช้ของชุดมอเตอร์ไฟฟ้าสำหรับความเร็วนั้นซึ่งได้มาจากการทดสอบประสิทธิภาพชุดมอเตอร์ไฟฟ้า และ C คือ ค่าความจุของแบตเตอรี่ไฟฟ้าของอากาศยานในหน่วย แอมป์ชั่วโมงโดยสมรรถนะการบินทนนานและพิสัยบินสูงสุดของอากาศยานทั้งสองแบบได้ค่าดังตารางที่ 5

ตารางที่ 5 การบินทนนานและพิสัยบินสูงสุด

Endurance VTOL	3.49 hour
Endurance non-VTOL	8.40 hour
Range VTOL	175.65 Km
Range non-VTOL	404.47 Km

จากตารางที่ 5 จะเห็นได้ว่าการติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งรูปแบบ 4 ใบพัดให้แก่อากาศยานส่งผลให้สมรรถนะการบินด้านการบินทนนานและพิสัยบินลดลงอย่างมาก โดย การบินทนนานของอากาศยาน VTOL เท่ากับ 41.55% ของอากาศยาน non VTOL และพิสัยบินของอากาศยาน VTOL เท่ากับ 43.43% ของอากาศยาน non VTOL

ในงานวิจัยนี้อากาศยานมีการติดตั้งระบบพลังงานแสงอาทิตย์รุ่น Sunpower C60 ชนิด Monocrystalline silicon มีขนาด 0.125 เมตร × 0.125 เมตร ด้วยคุณสมบัติในด้านพลังงานที่ได้ น้ำหนัก ขนาด และความยืดหยุ่นของแผ่นจึงถูกเลือกใช้งานวิจัยนี้ มีการติดตั้งทั้งหมด 44 แผ่นบนผิวปีก น้ำหนักรวม 0.352 กิโลกรัม สามารถสร้างพลังงานไฟฟ้าจากแสงอาทิตย์ ด้วยประสิทธิภาพ 18.6% ณ อุณหภูมิเฉลี่ยที่ 35 องศาเซลเซียส [11]

ระบบพลังงานแสงอาทิตย์ของอากาศยานนี้สามารถให้พลังงานในช่วงพระอาทิตย์ขึ้นหรือประมาณช่วงเวลา 06.00 ถึง 18.00 เป็นเวลาประมาณ 12 ชั่วโมง ซึ่งการได้พลังงานเพิ่มเติมทำให้พลังงานที่ต้องใช้จากแบตเตอรี่ลดลง

โดยในงานวิจัยนี้พลังงานขั้นต่ำที่ใช้ขับเคลื่อนนั้นมากกว่าพลังงานที่ได้รับจากแสงอาทิตย์ ซึ่งสามารถแสดงด้วย สมการที่ (10)

$$Endurance(hour) = \frac{\eta * E * C}{P_r - P_s \eta_s} \quad (10)$$

โดย P_s คือค่าพลังงานเฉลี่ยที่ได้รับจากระบบพลังงานแสงอาทิตย์ในช่วงระยะเวลาบินและ η_s คือประสิทธิภาพของระบบพลังงานแสงอาทิตย์

เมื่อเพิ่มการพิจารณาเรื่องปัจจัยจากกฎของ Peukert เข้าไปนั้นทำให้สามารถเขียนสมการได้ ดังนี้

$$Endurance = Rt^{1-n} \left[\frac{\eta * E * C}{\frac{\rho V^3 S}{2} C_{D0} + K_2 W V + \frac{2 K_1 W^2}{\rho V S} - P_s \eta_s} \right]^n \quad (11)$$

ถ้า Rt คือ Battery hour rating และค่า n คือค่า discharge parameter ซึ่งค่าทั้งสองนี้เป็นค่าคงที่เฉพาะตามแต่แบตเตอรี่ที่ใช้ และ ค่าความเร็วที่ใช้ในสมการ (11) คือค่าความเร็วที่ P_r ต่ำสุด เช่นเดียวกับพิสัยบินสูงสุดโดยความเร็วที่ใช้ในสมการคือความเร็วที่มีค่า T_r ต่ำสุด ซึ่งสามารถเขียนสมการได้ดังนี้

$$Range = V \times Rt^{1-n} \left[\frac{\eta * E * C}{\frac{\rho V^3 S}{2} C_{D0} + K_2 W V + \frac{2 K_1 W^2}{\rho V S} - P_s \eta_s} \right]^n \quad (12)$$

แต่เนื่องจากพลังงานที่ได้รับจากแสงอาทิตย์นั้นมีจำกัดเวลาอากาศยานไม่สามารถรับพลังงานแสงอาทิตย์ได้หลังช่วงอาทิตย์ตกดิน เป็นผลให้สมการที่ (11)–(12) ไม่สามารถคำนวณได้ถูกต้องในกรณีที่อากาศยานใช้เวลาบินมากกว่าระยะเวลาแดดที่เหลือนวัน โดยสามารถระบุได้จากสมการที่ (13) ดังนี้

$$P_r \leq \frac{\eta * E * C}{\left(\frac{H}{Rt^{1-n}} \right)^{\frac{1}{n}}} + P_s \eta_s \quad (13)$$

จากสมการข้างต้น เมื่อ P_r มีค่าน้อยกว่าจะไม่สามารถคำนวณด้วยสมการ (11)–(12) ได้จำเป็นต้องใช้สมการที่ (14)–(15) ในการวิเคราะห์แทน โดย H คือเวลาก่อนพระอาทิตย์ตกดินหลังเริ่มทำการบินในหน่วยชั่วโมง

$$Endurance = H + Rt^{1-n} \left[\frac{(\eta * E * C) - H(P_r - P_s \eta_s)}{\frac{\rho V^3 S}{2} C_{D0} + K_2 W V + \frac{2 K_1 W^2}{\rho V S}} \right]^n \quad (14)$$

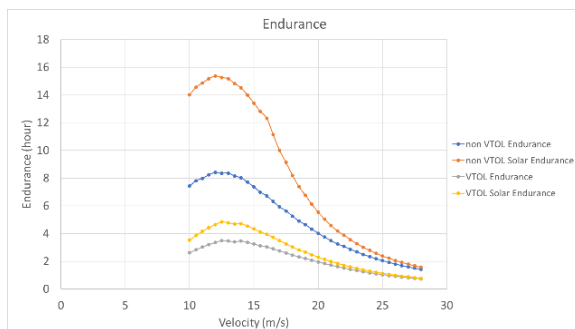
$$Range = V \times \left(H + Rt^{1-n} \left[\frac{(\eta * E * C) - H(P_r - P_s \eta_s)}{\frac{\rho V^3 S}{2} C_{D0} + K_2 W V + \frac{2 K_1 W^2}{\rho V S}} \right]^n \right) \quad (15)$$

ผลการวิเคราะห์โดยกำหนดระยะเวลาที่มีแสงอาทิตย์หลังเริ่มทำการบินรวม 12 ชม. และพลังงานแสงอาทิตย์ตลอด 12 ชม. รวม 3500 วัตต์ต่อตารางเมตรแสดงในตารางที่ 6 ดังต่อไปนี้

ตารางที่ 6 ระยะเวลาครองอากาศและระยะทางทำการบินสูงสุดของอากาศยานที่ติดตั้งระบบพลังงานแสงอาทิตย์

Endurance VTOL	4.83 hour
Endurance non-VTOL	15.35 hour
Range VTOL	234.47 Km
Range non-VTOL	731.18 Km

จากตารางที่ 6 อากาศยานที่ติดตั้งระบบพลังงานแสงอาทิตย์นั้นในรูปแบบ VTOL นั้นมีระยะเวลาทำการบินสูงสุดเป็น 31.46% ของอากาศยาน non-VTOL และระยะพิสัยบินของอากาศยาน VTOL เท่ากับ 32.06% ของอากาศยาน non-VTOL



รูปที่ 5 กราฟเปรียบเทียบระยะเวลาครองอากาศและระยะทางทำการบินของอากาศยานแต่ละรูปแบบแต่ละช่วงความเร็ว

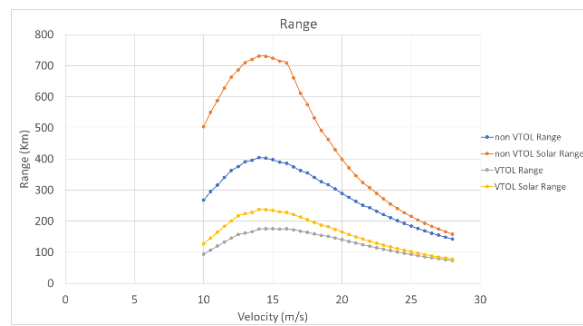
จากกราฟรูปที่ 5 ระยะเวลาครองอากาศและระยะทางทำการบินของอากาศยานรูปแบบ non VTOL มีความแตกต่างระหว่างติดตั้งและไม่ติดตั้งระบบพลังงานแสงอาทิตย์เฉลี่ยอยู่ที่ 38% และสูงสุดที่ 61% ในส่วนของอากาศยาน VTOL มีความแตกต่างกันเฉลี่ย 19% และสูงสุดที่ 32%

2.2.3. สมรรถนะการบินใต้

สมรรถนะการบินในช่วงการบินไต่ระดับนั้น เป็นค่าที่มีความสำคัญทางมาตรฐานความสมควรเดินอากาศโดยประโยชน์ของระดับสมรรถนะการบินไต่ที่สูงนั้นยังแสดงให้เห็นถึงความปลอดภัยของอากาศยานด้วยค่าที่บ่งบอกสมรรถนะของอากาศยานคือความเร็วของอากาศยานที่ทำให้ได้ความเร็วในแนวดิ่งสูงสุดหรือ V_y พร้อมความเร็วในแนวดิ่งสูงสุด และความเร็วของอากาศยานที่ทำให้ได้มุมไต่มากที่สุดหรือ V_x พร้อมมุมไต่สูงสุดของอากาศยาน โดยค่าต่าง ๆ สามารถหาได้ตามสมการที่ (16)–(20) ต่อไปนี้

นอกจากนี้เมื่อเปรียบเทียบอากาศยานแบบติดตั้งและไม่ติดตั้งระบบพลังงานแสงอาทิตย์แล้วในรูปแบบที่เป็น non VTOL อากาศยานที่ติดตั้งพลังงานแสงอาทิตย์มีระยะเวลาทำการบินสูงสุดมากขึ้น 82.73% และมีระยะทางการบินสูงสุดเพิ่มขึ้น 80.77% แต่ในอากาศยาน VTOL นั้นมีระยะเวลาบินสูงสุดเพิ่มขึ้น 38.39% ระยะทางการบินสูงสุดเพิ่มขึ้น 33.48% เมื่อติดตั้งระบบพลังงานแสงอาทิตย์

จากสมการที่ (11)–(15) ยังสามารถคำนวณหาระยะเวลาบินสูงสุดและระยะทางบินสูงสุดในแต่ละช่วงความเร็วได้ดังรูปที่ 5



$$T - D - W \sin \theta = 0 \quad (16)$$

$$L - W \cos \theta = 0 \quad (17)$$

$$RoC = V \sin \theta \quad (18)$$

$$RoC = \left(\frac{T-D}{W} \right) V = \frac{P_a - P_r}{W} \quad (19)$$

โดย RoC คือความเร็วในแนวดิ่งซึ่งจะได้ค่าสูงสุดที่ความเร็วที่มี $P_a - P_r$ มากที่สุดหรือค่า V_y

$$\sin \theta = \frac{T-D}{W} \quad (20)$$

ค่ามุมการบินไต่สูงสุดของอากาศยานจะได้ค่ามากที่สุดเมื่อความเร็วที่ Thrust Available-Drag มีค่าสูงสุดหรือความเร็วหรือ V_x

จากตารางที่ 7. อากาศยานทั้งแบบ VTOL และ non-VTOL มีความเร็ว V_x แตกต่างกัน 12.76% และความเร็ว V_y

แตกต่างกัน 5.88% มุมการไต่สูงสุดนั้นอากาศยาน non VTOL สามารถทำมุมไต่ได้มากกว่าโดยไต่สูงสุดที่ 18.97 องศาและมีความแตกต่างจากแบบ VTOL 54.54% ซึ่งอัตราการไต่ระดับความสูงนั้นอากาศยาน non VTOL มีอัตราไต่ระดับมากกว่าแบบ VTOL และแตกต่างกัน 52.77%

ตารางที่ 7 สมรรถนะการบินไต่ของอากาศยาน

	Non VTOL	VTOL
Vx	11 m/s	12.5 m/s
Best angle of climb	18.97	10.84
Vy	17.5 m/s	16.5 m/s
Best rate of climb	4.67 m/s	2.72 m/s

2.2.4. สมรรถนะการบินเลี้ยว

สมรรถนะการบินเลี้ยวที่สำคัญได้แก่รัศมีวงเลี้ยวที่น้อยที่สุด อัตราการเลี้ยวต่อเวลามากที่สุด(องศา/วินาที)และมุมเลี้ยวที่มากที่สุดโดยสามารถเขียนสมการดังกล่าวได้ดังสมการที่ (21)–(23)

$$R = \frac{v^2}{g\sqrt{n^2-1}} \quad (21)$$

$$\text{Rate of Turn} = \omega = \frac{g\sqrt{n^2-1}}{V} \quad (22)$$

$$\text{angle} = \phi = \cos^{-1} \frac{1}{n} \quad (23)$$

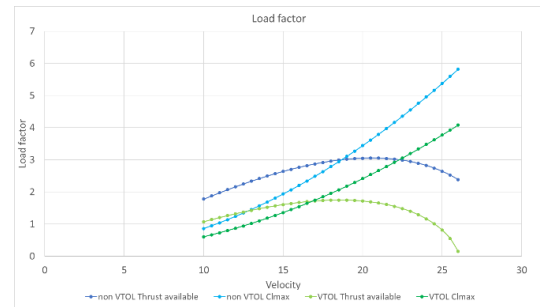
ซึ่งจากในสมการจะเห็นว่ามีความแปรที่สำคัญคือ Load Factor หรือ n โดยในทุกสมการข้างต้นนั้นเพื่อจะได้มาซึ่งค่าสมรรถนะที่ดีที่สุดนั้นต้องการค่า n ที่สูงที่สุด ซึ่งค่า n นั้นกำหนดได้จาก 2 ปัจจัยคือกำหนดจาก 1. Thrust Available และ 2. ค่า C_{Lmax} ดังสมการที่ (24)

$$n = \frac{-K_2 W + \sqrt{(K_2 W)^2 - 4K_1 W^2 \left(C_{D0} + \frac{2T}{\rho V^2 S} \right)}}{\frac{4K_1 W^2}{\rho V^2 S}} \quad (24)$$

ในสมการนี้จะเห็นว่าสามารถนำมาสร้างกราฟ Max Load Factor เทียบกับ Velocity ได้โดยกำหนดโดยใช้ Thrust available ดังสมการที่ (25)

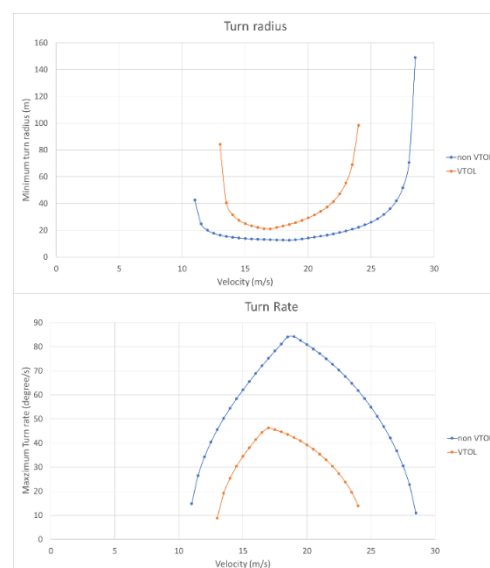
$$n(\max) = \frac{L}{W} = \frac{1}{2W} \rho V^2 C_{Lmax} S \quad (25)$$

สมการข้างต้นคือค่า Load Factor ที่กำหนดจากค่า C_{Lmax} และค่าความเร็วอากาศดังรูปที่ 6 นอกจากนี้ Load Factor ยังสามารถถูกกำหนดได้ด้วยค่าต่าง ๆ เช่น ค่าความแข็งแรงของโครงสร้างซึ่งจะมีค่าที่สูงกว่ามากงานวิจัยนี้จึงศึกษา Load Factor จากสมการข้างต้นเท่านั้น



รูปที่ 6 กราฟ Load Factor ต่อความเร็วของอากาศยานทั้ง 2 รูปแบบ

จากรูปที่ 6 อากาศยาน VTOL มีค่า Load Factor สูงสุดอยู่ที่ 1.72 ที่ความเร็ว 17.0 เมตร/วินาที ซึ่งน้อยกว่าอากาศยาน non VTOL มีค่าสูงสุด 3.05 ที่ความเร็ว 18.5 เมตร/วินาที เป็นผลให้อากาศยานที่ติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งมีสมรรถนะในการบินเลี้ยวสูงสุดที่ลดลงกว่าก่อนติดตั้ง จากตารางที่ 8 อากาศยานมีรัศมีการเลี้ยวต่ำสุดสูงขึ้น 69.15% อัตราการเลี้ยวสูงสุดลดลง 40.86% และมุมการเลี้ยวสูงสุดลดลง 23.15% เมื่อติดตั้งระบบ VTOL ดังรูปที่ 7



รูปที่ 7 กราฟสมรรถนะวงเลี้ยวต่ำสุดและอัตราเลี้ยวสูงสุดของอากาศยาน

ตารางที่ 8 สมรรถนะการเลี้ยวของอากาศยาน

	No VTOL	VTOL
Min Turn radius	12.45 m	21.06 m
Max turn rate	4.60 degree/s	2.72 degree/s
Max bank angle	70.86 degree	54.45 degree

2.2.5. ไฟล์เอ็นเวลอป (Flight Envelope)

ไฟล์เอ็นเวลอป (Flight Envelope) นั้นคือการสร้างแผนภูมิหรือกราฟแสดงขีดจำกัดด้านต่าง ๆ ของอากาศยาน เช่นด้านความเร็วหรือระดับความสูง โดยในงานวิจัยนี้ได้แสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วลมและ Load Factor ซึ่งมีความสำคัญในการแสดงหลักฐานความสมคว

เดนอากาศยานที่ STANAG4703 ได้กำหนดไว้ [3],[7]

โดยแต่ละช่วงนั้นสามารถคำนวณได้ตามสมการที่ (26)–(33)

- 1) สตอลล์เคิร์ฟทางบวก (Positive Stall Curve)

$$V_s = V_{s1g} \sqrt{n} \quad (26)$$

โดยค่า n สำหรับงานวิจัยนี้ถูกกำหนดตามค่ามาตรฐานของ STANAG4703 ซึ่งคือค่า 3.8 ในส่วนโค้งแรกนี้จะเริ่มตั้งแต่ 0 ถึง $n_1(3.8)$ โดย V_{s1g} (Computed stall speed at 1g) นั้นสามารถหาได้จากสมการต่อไปนี้ [12]

$$V_{s1g} = \sqrt{\frac{Mg}{\frac{1}{2}\rho S C_{Lmax}}} \quad (27)$$

- 2) ความเร็วควบคุมออกแบบ (Design maneuvering speed)

$$V_A = V_s \sqrt{n_1} \quad (28)$$

- 3) สตอลล์เคิร์ฟทางลบ (Negative stall curve)

$$V_s = V_{s-1g} \sqrt{-n} \quad (29)$$

โดยสำหรับฝั่งค่าติดลบนั้นจะใช้ค่าตามมาตรฐานคือตั้งแต่ 0 ถึง $n_2(-1.5)$ โดย

$$V_{s-1g} = \sqrt{\frac{-Mg}{\frac{1}{2}\rho S C_{Lmax}}} \quad (30)$$

- 4) Design maneuvering speed (Negative load curve)

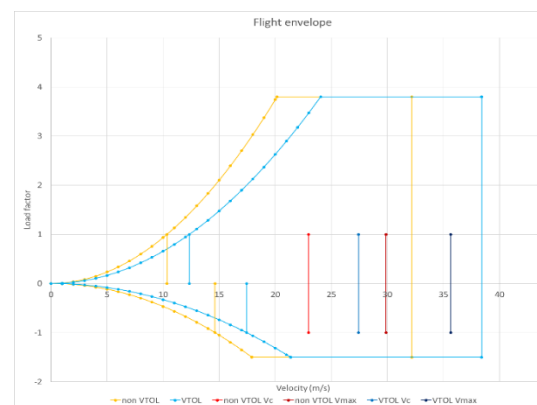
$$V_G = V_{s-1g} \sqrt{-n_2} \quad (31)$$

- 5) ความเร็วบินระดับออกแบบและความเร็วดำ
(Design cruising speed and Dive speed)

$$V_C = 2.4 \sqrt{\frac{Mg}{S}} \quad (32)$$

$$V_D = 1.4 V_C \quad (33)$$

โดยจากกราฟรูปที่ 8 อากาศยาน VTOL นั้นมีความเร็ว V_{s1g} สูงขึ้นกว่าอากาศยาน non VTOL 19.45% ความเร็ว V_A สูงขึ้น 19.35% เช่นเดียวกันความเร็ว V_G ของอากาศยาน VTOL นั้นมากกว่า 19.38% ในด้านความเร็ว V_C และ V_D มากกว่า 19.37% เช่นเดียวกัน



รูปที่ 8 Flight envelope ของอากาศยาน

3. สรุปผลการวิจัย

งานวิจัยนี้ได้เสนอการประเมินผลกระทบจากการติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบแยกแรงขับและแรงยกให้แก่อากาศยานไร้คนขับชนิดปีกดิ่งในด้านสมรรถนะการบินที่เปลี่ยนไปเพื่อให้ได้มาซึ่งความสามารถในการขึ้นลงทางดิ่ง โดยการใช้ข้อมูลจากการออกแบบมาประเมินด้านต่าง ๆ ผ่านการใช้ซอฟต์แวร์ XFRLR5 เป็นหลักซึ่งมีความรวดเร็วในการวิเคราะห์และมีความน่าเชื่อถือทั้งด้านสมรรถนะการบินและ

การวิเคราะห์หาตัวแปรเสถียรภาพการบินต่าง ๆ โดยการวิเคราะห์อากาศยานทั้ง 2 รูปแบบสามารถแสดงให้เห็นถึง ความเปลี่ยนแปลงด้านสมรรถนะการบินที่ลดน้อยลง เนื่องจากการติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งโดยเฉพาะอย่างยิ่งค่า ระยะเวลาการครองอากาศและระยะพิสัยบินสูงสุดของอากาศยานที่เปลี่ยนแปลงไปอย่างมาก ระยะเวลาครองอากาศ และระยะพิสัยบินของอากาศยาน VTOL เท่ากับเพียง 41.55% และ 43.43% ของอากาศยาน non VTOL และสำหรับอากาศยาน ติดตั้งระบบพลังงานแสงอาทิตย์ ในรูปแบบ VTOL นั้นมี ระยะเวลาทำการบินสูงสุด VTOL และระยะพิสัยบินเป็น 31.46% และ 32.06% ของอากาศยาน non-VTOL ติดตั้งระบบ พลังงานแสงอาทิตย์

นอกจากนั้นค่าสมรรถนะอื่น ๆ ที่สำคัญในความสมควร เบินอากาศก็ลดน้อยลงทั้งสี่ด้านตารางที่ 9 มุมการไต่สูงสุด และความเร็วการไต่ระดับนั้นอากาศยาน non VTOL สมรรถนะที่ดีกว่าโดยแตกต่างกัน 54.54% และ 52.77% ตามลำดับ อากาศยานที่ติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งยังมี

สมรรถนะในการบินเลี้ยวสูงสุดที่ลดลงกว่าก่อนติดตั้ง อากาศยานมีรัศมีการเลี้ยวต่ำสุดสูงขึ้น 69.15% อัตราการเลี้ยวสูงสุด ลดลง 40.86% และมุมการเลี้ยวสูงสุดลดลง 23.15% เมื่อติดตั้ง ระบบ VTOL ซึ่งเป็นไปตามการคาดการณ์ของผู้วิจัยและมี แนวทางไปในทิศทางเดียวกับงานวิจัยที่ใกล้เคียง [2]

งานวิจัยนี้ได้แสดงถึงผลกระทบที่เกิดขึ้นต่อการเพิ่มเติม ระบบ VTOL ให้แก่อากาศยานปีกตรึงรวมถึงแสดงขั้นตอน การวิเคราะห์และประเมินค่าต่าง ๆ ที่สำคัญต่อมาตรฐานความ สมควรเดินอากาศ ซึ่งสามารถประยุกต์ใช้ได้กับโครงการ พัฒนาอากาศยานไร้คนขับในช่วงการออกแบบข้างต้นถึง ความเหมาะสมหรือขีดจำกัดความเป็นไปได้ของอากาศยานที่ ต้องการติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่ง งานวิจัยนี้ยังสามารถต่อยอด เป็นการศึกษาหรือการประมาณสมรรถนะการบินด้านต่าง ๆ ที่ เปลี่ยนแปลงไปเมื่อติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งให้กับอากาศยาน โดยการรวบรวมข้อมูลอากาศยานโมเดลอื่น ๆ และการทำการ ทดสอบบินจริงเพื่อเก็บข้อมูลสร้างเป็นโปรแกรมหรือสมการ คำนวณผลการเปลี่ยนแปลงของอากาศยานอย่างรวดเร็วต่อไป

ตารางที่ 9 สรุปผลสมรรถนะการบินของอากาศยานรูปแบบขึ้นลงทางดิ่งเปรียบเทียบกับรูปแบบปกติ

Performance List	Non-VTOL	VTOL	Percentage Decrease %
Range (Km)	404.47	175.65	-56.57
Endurance (Hours)	8.40	3.49	- 8.45
Solar-powered Range (Km)	731.18	234.47	-67.93
Solar-powered Endurance (Hours)	15.35	4.83	-68.53
Best angle of climb (degree)	18.97	10.84	-42.85
Best rate of climb (m/s)	4.67	2.72	-41.75
Min Turn radius (m)	12.45	21.06	+40.88
Maximum turn rate (m/s)	4.60	2.72	-40.86
Maximum bank angle (degree)	70.86	54.45	-23.15

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ

C_D	Drag coefficient
C_{D_0}	Zero-lift drag coefficient
C_L	Lift coefficient
C_f	Skin friction coefficient
K_1	Constant

K_2	Constant
W	Weight (Kg)
L	Lift (N)
ρ	Fluid density (kg/m^3)
V	Airspeed (m/s)
S	Wing reference area (m^2)

S_{wet}	Component wetted area (m^2)	no. 3, pp. 155–171, 2009, doi: 10.1260/175682909789996177
T_r	Thrust required (N)	
D	Drag (N)	[2] D. F. Finger, “Comparative Performance and Benefit Assessment of VTOL and CTOL UAVs,” in <i>Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2016</i> , Braunschweig, Germany, Sep. 13–16, 2016, pp. 1–10.
F	Component form factor	
P_r	Power required (Watt)	
η	Motor-propeller efficiency	
C	Battery energy capacity (amp-hour)	[3] N. Glizde, “Plotting the Flight Envelope of an Unmanned Aircraft System Air Vehicle,” <i>Transport and Aerospace Engineering</i> , vol. 4, no. 1, pp. 80–87, 2017, doi: 10.1515/tae-2017-0010.
P_s	Average Solar power (Watt)	
η_s	Solar-cell efficiency	
Rt	Battery hour rating	
n	Discharge parameter	[4] P. Oettershagen, A. Melzer, T. Mantel, K. Rudin, T. Stastny, B. Wawrzacz, T. Hinzmann, K. Alexis and R. Siegwart, “Perpetual flight with a small solar-powered UAV: Flight results, performance analysis and model validation,” in <i>2016 IEEE Aerospace Conference</i> , Big Sky, MT, USA, Mar. 5–12, 2016, pp. 1–8, doi: 10.1109/AERO.2016.7500855.
E	Voltage (Volt)	
H	Time before sunset after commencement of flight in hours (Hour)	
V_x	Best angle of climb velocity (m/s)	
V_y	Best rate of climb (m/s)	
R	Turn radius (m)	
g	Gravity (m/s^2)	[5] J. Kampoon, W. Jiajan and J. Klongtrujrok, “Aerodynamics, Stability and Control Analysis of Tactical Solar Power UAV,” <i>IOP Conference Series: Materials Science and Engineering</i> , vol. 886, 2020, Art. no. 012016, doi: 10.1088/1757-899x/886/1/012016.
n	Load Factor	
Q	Interference factor	
ω	Turn rate (rad/s)	
$\emptyset$	Bank Angle (rad)	
C_{Lmax}	maximum lift coefficient	
V_s	Stall Velocity (m/s)	[6] <i>Light Unmanned Aircraft Systems Airworthiness Requirements</i> , Rep. no. AEP-83, North Atlantic Treaty Organization, Brussel, Belgium, Sep. 4, 2014.
V_{s1g}	Computed stall speed at 1g (m/s)	
V_A	Design maneuvering speed (m/s)	
V_{s-1g}	Computed stall speed at -1g (m/s)	[7] M. V. Cook, “Flying and Handling Qualities,” in <i>Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control</i> , Amsterdam, Netherland: Butterworth-Heinemann, 2016, ch.10, sec. 4, pp. 253–255.
V_G	Design maneuvering speed (m/s)	
V_C	Design cruising (m/s)	

เอกสารอ้างอิง

- [1] J. N. Ostler, W. J. Bowman, D. O. Snyder and T. W. McLain, “Performance Flight Testing of Small, Electric Powered Unmanned Aerial Vehicles,” *International Journal of Micro Air Vehicles*, vol. 1, no. 3, pp. 155–171, 2009, doi: 10.1260/175682909789996177
- [2] D. F. Finger, “Comparative Performance and Benefit Assessment of VTOL and CTOL UAVs,” in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2016*, Braunschweig, Germany, Sep. 13–16, 2016, pp. 1–10.
- [3] N. Glizde, “Plotting the Flight Envelope of an Unmanned Aircraft System Air Vehicle,” *Transport and Aerospace Engineering*, vol. 4, no. 1, pp. 80–87, 2017, doi: 10.1515/tae-2017-0010.
- [4] P. Oettershagen, A. Melzer, T. Mantel, K. Rudin, T. Stastny, B. Wawrzacz, T. Hinzmann, K. Alexis and R. Siegwart, “Perpetual flight with a small solar-powered UAV: Flight results, performance analysis and model validation,” in *2016 IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, USA, Mar. 5–12, 2016, pp. 1–8, doi: 10.1109/AERO.2016.7500855.
- [5] J. Kampoon, W. Jiajan and J. Klongtrujrok, “Aerodynamics, Stability and Control Analysis of Tactical Solar Power UAV,” *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, vol. 886, 2020, Art. no. 012016, doi: 10.1088/1757-899x/886/1/012016.
- [6] *Light Unmanned Aircraft Systems Airworthiness Requirements*, Rep. no. AEP-83, North Atlantic Treaty Organization, Brussel, Belgium, Sep. 4, 2014.
- [7] M. V. Cook, “Flying and Handling Qualities,” in *Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control*, Amsterdam, Netherland: Butterworth-Heinemann, 2016, ch.10, sec. 4, pp. 253–255.
- [8] V. S. Dwivedi, P. Kumar, A. K. Ghosh and G. M. Kamath, “Selection of Size of Battery for Solar Powered Aircraft,” *IFAC-PapersOnLine*, vol. 51, no. 29, pp. 424–430, 2018, doi: 10.1016/j.ifacol.2018.09.450.

-
- [9] L. R. Jenkinson, P. Simpkin and D. Rhodes, "Lift and Drag Estimates," in *Civil jet aircraft design*. Oxford, UK: Butterworth Heinemann, 2003, ch.8, sec. 4, pp. 170–180.
- [10] DUALSKY. "XM5060EA V3 series brushless outrunners for air." *shop.dualsky.com*. http://shop.dualsky.com/xm5060ea-v3-series-brushless-outrunners-for-air_p0316.html (accessed Jan. 1, 2022).
- [11] U.S. Military, "Military Specification Flying Qualities of Piloted Airplanes," U.S. Military, Virginia, VA, USA, Rep.no. MIL-F-8785C, 1980.
- [12] A. Deperrois. "XFLR5 Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers." paul.chavent.free.fr. http://paul.chavent.free.fr/xflr5/Guidelines_v604_en.pdf (accessed Nov. 17, 2023).
- [13] Y. Chu, C. Ho, Y. Lee and B. Li, "Development of a Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle for Extended Flight Endurance," *Drones*, vol. 5, no. 2, 2021, Art. no. 44, doi: 10.3390/drones5020044.
- [14] I. Ridwan and Alfindo, "The effect of use of solar panels on micro scale fixed-wing UAV type as a power recharging system," *AIP Conference Proceedings*, vol. 2180, no. 1, 2019, doi: 10.1063/1.5135553.