

การออกแบบเชิงหลักการอากาศยานไร้คนขับเพดานบินสูงเสมือนดาวเทียม

Conceptual Design of High Altitude Pseudo-Satellite

ธนพงศ์ อัมปรีชา¹ วันชัย เจียจันทร์^{1*} และปริพนธ์ สุขพิมาย¹
Tanapong Umprechar¹, Wanchai Jiajan^{1*} and Pariponth Sukpimai¹

¹สำนักบัณฑิตศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

¹Graduate School, NavaMinda Kasatriyadhiraj Royal Air Force

*Corresponding author: aerowanchai@gmail.com

Received: May 22, 2025

Revised: July 24, 2025

Accepted: July 31, 2025

บทคัดย่อ

จากบริบทของความมั่นคงสมัยใหม่ที่มีลักษณะซับซ้อนและเปลี่ยนแปลงอย่างรวดเร็ว เทคโนโลยีอากาศยานไร้คนขับเพดานบินสูงเสมือนดาวเทียม (High Altitude Pseudo-Satellite: HAPS) จึงได้รับการพิจารณาในฐานะเทคโนโลยีแห่งอนาคตที่สามารถทดแทนหรือเสริมศักยภาพของระบบอากาศยานไร้คนขับ (UAV) และระบบดาวเทียม (satellite) ได้อย่างมีประสิทธิภาพ ทั้งในภารกิจด้านการลาดตระเวน การสื่อสาร และการตรวจการณ์ งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อพัฒนาแนวทางการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยาน HAPS ที่ขับเคลื่อนด้วยพลังงานแสงอาทิตย์ โดยมุ่งเน้นความเรียบง่ายและความสามารถในการประยุกต์ใช้จริงภายใต้ข้อจำกัดด้านพลังงาน น้ำหนัก และสภาพแวดล้อมที่ระดับความสูง 17 กิโลเมตรเหนือระดับน้ำทะเล แนวทางการออกแบบประกอบด้วย การวิเคราะห์สมดุลระหว่างมวลกับพลังงาน การประเมินศักยภาพพลังงานแสงอาทิตย์ในบริบทภูมิอากาศของ ประเทศไทย และการประมาณค่าทางอากาศพลศาสตร์ อาทิ อัตราส่วนกำลังต่อน้ำหนัก (power-to-weight ratio) และน้ำหนักต่อพื้นที่ปีก (wing loading) ผลการศึกษาเสนอรูปแบบอากาศยานต้นแบบที่มีน้ำหนักรวม 77 กิโลกรัม มีความกว้างของปีกไม่เกิน 30 เมตร และสามารถปฏิบัติการได้อย่างต่อเนื่องมากกว่า 24 ชั่วโมง เป็นระยะเวลา อย่างน้อย 1 เดือน พร้อมความสามารถในการส่งข้อมูลแบบเรียลไทม์ผ่านเครือข่ายสื่อสารภาคพื้นดิน

คำสำคัญ: เทคโนโลยีอากาศยานไร้คนขับเพดานบินสูงเสมือนดาวเทียม อากาศยานไร้คนขับ ดาวเทียม อากาศพลศาสตร์ อัตราส่วนกำลังต่อน้ำหนัก

Abstract

In the context of modern security, which is characterized by complexity and rapid transformation, High Altitude Pseudo-Satellite: HAPS technology is regarded as a future-oriented solution capable of enhancing or replacing existing Unmanned Aerial Vehicles: UAVs and satellite systems. With applications in surveillance and reconnaissance, this research aims to develop a conceptual design approach for solar-powered HAPS, emphasizing simplicity and practical applicability under constraints related to energy, weight, and environmental conditions at altitudes 17 kilometers above sea level. The proposed design approach includes an analysis of the mass-energy balance, an assessment of solar energy potential within the climatic context of Thailand, and the estimation of aerodynamic parameters such as power-to-weight ratio and wing loading. The study presents a prototype aircraft with a total weight of 77 kilograms and a wingspan not exceeding 30 meters, capable of continuous operation for more than 24 hours for a minimum duration of one month. Furthermore, the system is equipped with real-time data transmission capabilities via ground-based communication networks.

Keywords: High Altitude Pseudo-Satellites, UAVs, satellites, aerodynamic, power-to-weight ratio



บทนำ

จากสถานการณ์โลกที่เปลี่ยนแปลงอย่างรวดเร็ว และซับซ้อนมากยิ่งขึ้น ทำให้นานาประเทศเผชิญกับปัญหาด้านความมั่นคงที่มีการเปลี่ยนแปลงอย่างรวดเร็ว และยากที่จะคาดการณ์ การรับมือกับภัยคุกคามรูปแบบเดิม ภัยคุกคามแบบอสมมาตร และภัยคุกคามรูปแบบใหม่ จะมีความซับซ้อน และมีแนวโน้มทวีความรุนแรงมากยิ่งขึ้น เช่น ปัญหาข้อพิพาทตามแนวชายแดน พื้นที่ทับซ้อน สถานการณ์ความไม่สงบในสามจังหวัดชายแดนใต้ การลักลอบขนยาเสพติด และสิ่งผิดกฎหมายตามแนวชายแดน อีกทั้งปัญหาจากภัยพิบัติทางธรรมชาติ อาทิเช่น ภัยพิบัติน้ำท่วม ปัญหาไฟป่า และหมอกควัน เป็นต้น

ณ ปัจจุบัน เพื่อแก้ปัญหาด้านความมั่นคงดังกล่าว เทคโนโลยีด้านอากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicle: UAV) และดาวเทียมขนาดเล็ก (small-satellite) เป็นเทคโนโลยีที่ทันสมัย สามารถนำมาประยุกต์ใช้ในการกิจเฝ้าตรวจ ค้นหา ลาดตระเวนทางอากาศ และอวกาศ ซึ่งมีส่วนสำคัญในการแก้ปัญหาภัยคุกคามทั้งรูปแบบเดิม และ

รูปแบบใหม่ ได้อย่างมีประสิทธิภาพ ดังภาพ 1

แต่อย่างไรก็ตาม ในสถานการณ์โลกในอนาคตอันใกล้ ระบบตรวจจับที่ถูกพัฒนาขีดความสามารถทั้งในมิติทางอากาศ และอวกาศ ยังมีข้อจำกัด ซึ่งอาจส่งผลกระทบต่อประสิทธิภาพในการตอบสนองต่อภัยคุกคาม เช่น ระยะเวลาการปฏิบัติการ ความสามารถในการสื่อสาร และการส่งข้อมูลแบบทันท่วงที เป็นต้น

การปฏิบัติการกิจในห้วงใกล้อวกาศ (near-space) เทคโนโลยี HAPS ถือได้ว่าเป็นเทคโนโลยีที่สำคัญที่บทบาทจะเข้ามาทดแทนนวัตกรรมเทคโนโลยีด้านอากาศยานในหลาย ๆ รูปแบบในอนาคต โดยเทคโนโลยี HAPS มีชื่อเต็มว่า High Altitude Pseudo Satellites (Loon LLC, 2019) ในความหมายเชิงเทคนิคเทคโนโลยี HAPS คือ อากาศยานไร้คนขับเพดานบินสูงเหมือนดาวเทียมที่ถูกออกแบบ ให้สามารถปฏิบัติการบินอยู่ในระดับความสูงชั้นบรรยากาศสตาร์โตสเฟียร์ ประมาณ 65,000 ฟุต หรือ 20 กิโลเมตรเหนือระดับน้ำทะเล ดังภาพ 2 ซึ่งเทคโนโลยีนี้เริ่มได้รับความสนใจมากขึ้นในโลกยุคปัจจุบัน เพื่อพัฒนาขีดความ

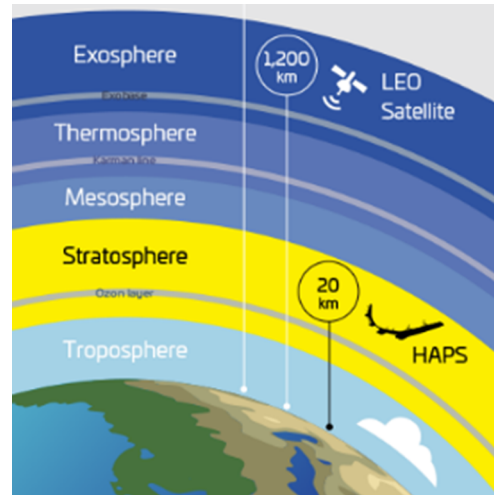
สามารถให้เป็นส่วนเติมเต็มของการปฏิบัติการกิจในช่องว่างระหว่างอากาศยาน อากาศยานไร้คนขับ และดาวเทียม โดยเทคโนโลยีนี้สามารถปฏิบัติการกิจได้ยาวนานในระดับระยะเวลาเป็นเดือน จนกระทั่งถึงปี ซึ่งจะมีลักษณะการทำงานคล้ายดาวเทียม โดยการครองน่านฟ้าเป็นระยะเวลานาน แต่สิ่งที่แตกต่างคือ เทคโนโลยีนี้มีศักยภาพในการบินลาดตระเวน ฝ้าตรวจ และส่งข้อมูลตามเวลาจริง (realtime) เหนือน่านฟ้าได้เป็นระยะเวลานาน ซึ่งเป็นข้อจำกัดของดาวเทียมและระบบอากาศยานไร้คนขับที่มีใช้งานอยู่ในปัจจุบัน ในขณะที่เทคโนโลยีมีราคาถูกกว่าเป็นนัยสำคัญ เมื่อเปรียบเทียบกับระบบดาวเทียม รวมไปถึงการใช้งานที่ค่อนข้างง่าย และสามารถนำกลับมาซ่อมบำรุงได้ สอดคล้องกับอากาศยานรูปแบบ HALE UAV ซึ่งเป็นอากาศยาน ระดับยุทธศาสตร์ ยกตัวอย่าง เช่น Zephyr (Airbus, 2018) เป็นต้น

เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพในการรับมือกับภัยคุกคามที่จะเกิดขึ้นในอนาคต เทคโนโลยี HAPS จะเข้ามามีบทบาทในการนำไปประยุกต์ใช้งานในการกิจด้านความมั่นคง และพลเรือน ด้วยอัตลักษณ์และคุณลักษณะเฉพาะของเทคโนโลยี HAPS ที่โดดเด่นจะเป็นตัวแปรสำคัญ ในการเชื่อมรอยต่อของข้อจำกัดระหว่างขีดความสามารถของอากาศยานไร้คนขับและเทคโนโลยีดาวเทียมภายในประเทศไทยได้ในอนาคตอันใกล้



ภาพ 1 การพัฒนาขีดความสามารถระบบอากาศยานไร้คนขับ และเทคโนโลยีดาวเทียมของกองทัพอากาศ

Note. From “The Royal Thai Air Force is moving forward with the Space Air Force, creating its own “NAPA 3” satellite,” by Siam Rath Online, 2024, retrieved from <https://siamrath.co.th/n/585946>



ภาพ 2 เทคโนโลยี HAPS ในช่วงความสูงชั้นสตราโตสเฟียร์

Note. From “Alphabet’s Loon and SoftBank’s HAPSMobile Join Forces,” by LLC. Loon, 2019, retrieved from <https://www.uasvision.com/2019/04/26/alphabets-loon-and-softbanks-hapsmobile-join-forces/>

บททวนวรรณกรรม

การพัฒนา HAPS เริ่มต้นในช่วงทศวรรษที่ 1930 จากการใช้บอลลูนบรรจุไฮโดรเจนเพื่อลอยตัว ต่อมาในช่วงปี 1960 มีการพัฒนาเครื่องบินเจ็ต เช่น U-2 และ SR-71 สำหรับปฏิบัติการกิจ ในปี 1970 มีการวิจัย HAPS ประเภทเรือเหาะ เช่น High Platform II (Ehrenfried, 2014) และในช่วงปี 2000 เป็นต้นมา เทคโนโลยี HAPS ได้พัฒนาไปสู่การเป็นอากาศยานไร้คนขับอย่างเต็มรูปแบบ ปฏิบัติการกิจที่ระดับความสูงชั้นบรรยากาศสตราโตสเฟียร์

ในการศึกษาวิเคราะห์การคาดคะเนเรื่องการตลาดบนพื้นฐานของการวิจัย และพัฒนา ในปี 2020–2025 มีแนวโน้มสูงขึ้นมากกว่า 8 เปอร์เซ็นต์ (Mordor, 2020) ยกตัวอย่างเช่น การประยุกต์ใช้เทคโนโลยีกับการกิจทางทหารของประเทศอังกฤษ (Harry & Antonios, 2021) โดยเทคโนโลยี HAPS นี้มีชื่อว่า Zephyr สามารถในการบินในระดับความสูง 20 กิโลเมตรจากระดับน้ำทะเล และมีสมรรถนะการบินทนนานได้ถึง 26 วันต่อเนื่อง ซึ่งผลลัพธ์ที่ได้ทำให้ระบบสื่อสารมีประสิทธิภาพในการปฏิบัติการกิจในกรณีฉุกเฉินที่ระบบโครงข่ายระบบสื่อสารหลักเสียหาย นอกจากความก้าวหน้าของเทคโนโลยีระดับโลกแล้ว ยังพบ

ว่าภายในประเทศไทยมีการวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการพัฒนาอากาศยานพลังงานแสงอาทิตย์ในระดับปฏิบัติการ อาทิจานวิจัยจากวารสาร EAU Heritage แบบจำลอง YOLOv5 (Phummalee et al, 2022) ใช้ในการตรวจจับเป้าหมายสำหรับ UAV แบบโจมตี และ (Eiampan et al, 2022) ซึ่งเสนอแนวทางการบริหารความเสี่ยงด้านความปลอดภัยในการบิน UAV แบบ VTOL ที่อาศัยพลังงานแสงอาทิตย์ โดยอิงตามมาตรฐาน ICAO และ NATO AEP-83 ซึ่งทั้งสองกรณีแสดงให้เห็นถึงความพร้อมด้านเทคโนโลยีในประเทศ อันสามารถนำมาประยุกต์ใช้กับการออกแบบระบบ HAPS UAV ได้อย่างเหมาะสมกับบริบทของประเทศไทย

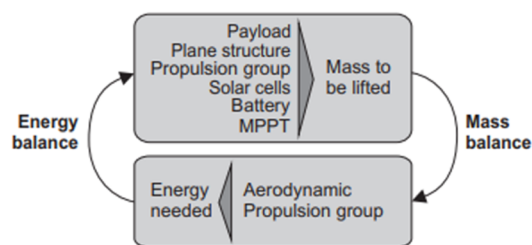
อย่างไรก็ตาม การประสบผลสำเร็จด้านการพัฒนาเทคโนโลยี HAPS มีความยาก และมีความท้าทายหลายประการ เนื่องจากการบินปฏิบัติการกิจที่ระดับความสูง 20 กิโลเมตรจากระดับน้ำทะเลเป็นขั้นที่อากาศยานค่อนข้างเบาบาง โดยมีความหนาแน่นของอากาศเพียง 7 เปอร์เซ็นต์ของความหนาแน่นของอากาศที่ระดับน้ำทะเล โดยพลังงานหลักที่ใช้สำหรับเทคโนโลยี HAPS ประเภทอากาศยานไร้คนขับคือ พลังงานแสงอาทิตย์โดยส่วนใหญ่ปฏิบัติการกิจในช่วงเวลากลางวัน โดยใช้เทคโนโลยีโซลาร์เซลล์ที่ติดตั้งบนผิวปีก นอกจากนี้พลังงานบางส่วนยังถูกสะสมเก็บไว้ในแบตเตอรี่เพื่อใช้เป็นพลังงานในการบินต่อเนื่องในช่วงเวลากลางคืน ทั้งนี้เนื่องจากในชั้นบรรยากาศสตราโตสเฟียร์มีสภาพแวดล้อมที่มีความคล้ายคลึงกับอวกาศ ดังนั้นความท้าทายด้านเทคนิคในการออกแบบ เป็นปัจจัยสำคัญที่สามารถช่วยแก้ปัญหาด้านความท้าทายต่าง ๆ ได้อย่างเป็นระบบ จากการสำรวจงานวิจัยในแหล่งข้อมูลอ้างอิง พบว่ามีงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการพัฒนากระบวนการออกแบบค่อนข้างน้อย (Noth, 2008) ได้พัฒนากระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับที่ใช้พลังงานแสงอาทิตย์โดยมุ่งเน้นการสร้างสมดุลระหว่างมวลและพลังงานที่ต้องใช้ผ่านสมการทางคณิตศาสตร์ ดังภาพ 3

จากภาพ 3 จะพบว่า การออกแบบเน้นการคำนวณผ่านสมการทางคณิตศาสตร์เพื่อหามวลของส่วนประกอบของอากาศยาน โดยอ้างอิงหลักอากาศพลศาสตร์ ความเข้มข้นรังสีดวงอาทิตย์และระบบขับเคลื่อน จากกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของ (Noth, 2008) ยังมีข้อจำกัดในนำไปประยุกต์ใช้กับอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ที่มีขนาดใหญ่จึงทำให้ค่าผลลัพธ์ที่ได้มีความแม่นยำค่อนข้างต่ำ ดังนั้น กระบวนการออกแบบของ (Ahmad & Mahdi, 2017) ได้พัฒนาขยายผล และได้ต่อยอดกระบวนการออกแบบของ (Noth, 2008) เพื่อให้สามารถออกแบบเชิงหลักการของเทคโนโลยี HAPS ขึ้นได้จริง โดยมีแนวคิดหลัก

ว่า พลังงานแสงอาทิตย์ที่ได้รับและสะสมได้ในช่วงเวลากลางวัน จะต้องมามีปริมาณมากพอสำหรับช่วงเวลากลางวันและกลางคืน โดยที่น้ำหนักรวมของอากาศยานจะต้องไม่เกินค่าที่ระบบสามารถรองรับได้ ซึ่งส่งผลโดยตรงต่อแรงยกที่ต้องการ พื้นที่ปีก และพลังงานที่ใช้ในการบิน หากพลังงานที่ได้รับไม่เพียงพอ หรือมวลของระบบสูงเกินไปอากาศยานจะไม่สามารถบินอยู่รอดได้ตลอดคืน ภายใต้การคำนวณเชิงสุริยะ ซึ่งสามารถวิเคราะห์การเปลี่ยนแปลงของพลังงานตามมุมอาทิตย์ เวลาในแต่ละวัน และละติจูดของพื้นที่ปฏิบัติการ หนึ่งในจุดเด่นสำคัญ คือ การคำนวณ “จุดออกแบบ (Design Point)” ซึ่งเป็นค่ากลางของระบบที่อยู่ในจุดสมดุลสูงสุดของพลังงาน และมวล โดยจุดนี้จะต้องสอดคล้องกับความสามารถของอุปกรณ์ไฟฟ้า โครงสร้างอากาศยาน และพลังงานที่ผลิต และกักเก็บได้ จุด Design Point ถูกหาค่าโดยการปรับค่า Wingspan, AR และน้ำหนักรวมผ่านการ iterate ด้วย MATLAB จนได้จุดที่ระบบสามารถ “อยู่รอดได้ทั้งวันทั้งคืน” ได้จริงในเชิงคำนวณ

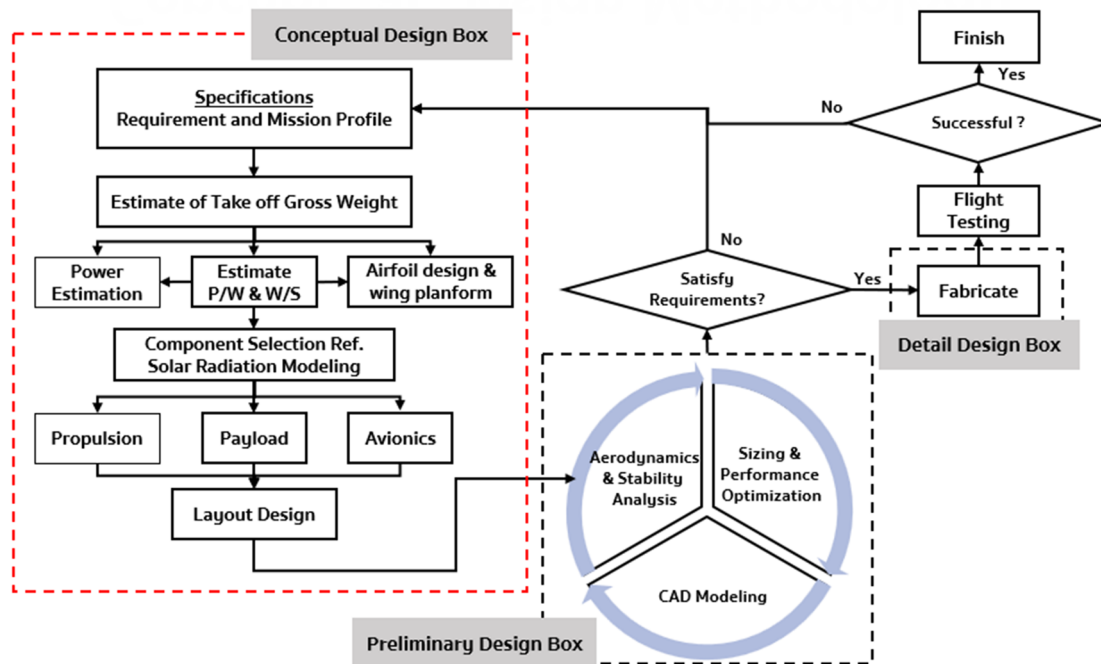
แต่อย่างไรก็ตามการออกแบบด้วยวิธีการของ (Ahmad & Mahdi, 2017) ยังมีความซับซ้อนในรูปแบบของสมการทางคณิตศาสตร์ และมีความยากที่จะนำไปใช้ในการออกแบบได้ในเวลาที่จำกัด

ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงนำเสนอกระบวนการออกแบบเชิงหลักการเทคโนโลยี HAPS พลังงานแสงอาทิตย์ ที่เป็นวิธีการกระบวนการออกแบบเชิงหลักการแบบดั้งเดิม ที่มีความง่าย ไม่ซับซ้อน คงไว้ซึ่งความน่าเชื่อถือของกระบวนการออกแบบ โดยผลลัพธ์ที่ได้จากกระบวนการออกแบบจะถูกนำไปเปรียบเทียบกับผลลัพธ์ที่ได้จากการออกแบบเชิงหลักการโดยใช้วิธีของ (Ahmad & Mahdi, 2017) เพื่อตรวจสอบความน่าเชื่อถือของผลลัพธ์จากกระบวนการออกแบบเชิงหลักการด้วยวิธีแบบดั้งเดิม



ภาพ 3 แนวคิดการสร้างอากาศยานด้วยการสร้างสมดุลระหว่างมวลและพลังงาน

Note. From *Design of solar powered airplanes for continuous flight* (Doctoral dissertation), by A. Noth, 2008, Copyright 2008 by ETH .ZÜRICH



ภาพ 4 ขั้นตอนกระบวนการออกแบบเชิงหลักการโดยอาศัยการคำนวณเชิงสุริยะ

วิธีการดำเนินงานวิจัย

ตามทฤษฎีการออกแบบอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ ประกอบไปด้วย 3 ขั้นตอนหลัก ได้แก่ การออกแบบเชิงหลักการ (conceptual design) การออกแบบเบื้องต้น (preliminary design) และการออกแบบรายละเอียด (detail design) ดังภาพ 4

สำหรับงานวิจัยนี้ เป็นการมุ่งเน้นการออกแบบเชิงหลักการสำหรับการสร้างอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์เพดานบินสูงเสถียรเหมือนดาวเทียม โดยประกอบไปด้วยขั้นตอนดังต่อไปนี้

1. การกำหนดความต้องการ รูปแบบภารกิจ และการกำหนดเงื่อนไขการแผนแบบ

จากภาพ 6 สามารถปฏิบัติการต่อเนื่องได้เป็นระยะเวลานาน โดยความต่อเนื่องในการจัดการพลังงานอากาศยานกักเก็บพลังงานแสงอาทิตย์ในช่วงเวลากลางวันเพื่อนำมาใช้ในการปฏิบัติการในช่วงเวลากลางคืนโดยการบินของอากาศยานเริ่มต้นจากช่วงทำการบินขึ้น (take-off) ซึ่งโดยทั่วไปใช้ระยะเวลาไม่เกิน 15 นาที โดยช่วงนี้จะใช้พลังงานไฟฟ้าในระดับสูงสุด (peak power) เพื่อสร้างแรงยกและความเร็วที่เพียงพอ โดยมีการใช้พลังงานไฟฟ้ารวมประมาณ 137.5 วัตต์ชั่วโมง ต่อจากนั้นเข้าสู่ช่วงการไต่ระดับ (climb) ซึ่งเป็นช่วงที่ใช้เวลานานที่สุดในภารกิจ โดยใช้เวลาสูงสุดถึง 8 ชั่วโมง ด้วยอัตราการไต่เฉลี่ยประมาณ 0.5–0.625 เมตรต่อวินาที ทั้งนี้เพื่อจำกัดการใช้กำลังไฟฟ้า

ให้อยู่ภายใต้ขีดความสามารถของระบบรับพลังงานแสงอาทิตย์ และเพื่อให้สามารถไต่ระดับได้อย่างต่อเนื่องโดยไม่ใช้พลังงานมากเกินไป โดยในช่วงนี้มีการใช้พลังงานไฟฟ้าสะสมประมาณ 4,400 วัตต์ชั่วโมง ซึ่งถือเป็นช่วงที่มีการใช้พลังงานรวมสูงที่สุดในภารกิจภายหลังจากถึงระดับเพดานบินที่กำหนด ระบบยังคงมีพลังงานไฟฟ้าเพียงพอสำหรับเข้าสู่ช่วงบินระดับ (cruise) เพื่อปฏิบัติการตามที่กำหนด โดยจะบินต่อเนื่องจนกว่าจะถึงรอบอายุของแบตเตอรี่ จากนั้นจึงเข้าสู่ขั้นตอนการลดระดับ (descent) เพื่อเตรียมการลงจอด โดยในการออกแบบอากาศยานมีความต้องการขีดความสามารถของต้นแบบอากาศยานไร้คนขับเบื้องต้น ดังนี้

สามารถบรรทุกอุปกรณ์ระหว่างบรรทุก (payload) 5 กิโลกรัม

มีความกว้างปีกไม่เกิน 30 เมตร

น้ำหนักก่อนวิ่งขึ้นไม่เกิน 100 กิโลกรัม

สามารถปฏิบัติการได้มากกว่า 24 ชั่วโมง อย่างน้อย 1 เดือน

ความสูงปฏิบัติการที่ 17 กิโลเมตร เหนือระดับน้ำทะเล

ความเร็วเดินทาง 17-19 เมตรต่อวินาที

เงื่อนไขการแผนแบบ สำหรับการวิเคราะห์ค่าความเข้มของแสงอาทิตย์ โดยทั่วไปแล้วรังสีจากดวงอาทิตย์จะสม่ำเสมอเท่ากันทั้งบรรยากาศ โดยมีค่าคงที่แสงอาทิตย์ (I_{sc}) มีค่าประมาณ 1,367 วัตต์ต่อตารางเมตร โดยในแต่ละ

ตำแหน่งของโลกให้มีค่าความเข้มของแสงอาทิตย์เรียกว่า ค่าความเข้มแสงอาทิตย์ท้องถิ่น (I_o) ซึ่งมีตัวแปรที่เกี่ยวข้อง ได้แก่ มุมระหว่างทิศทางของรังสี และทิศทางที่ตั้งฉากกับ พื้นโลก (θ_z) ซึ่งค่าดังกล่าวขึ้นอยู่กับตำแหน่งที่อากาศยาน ปฏิบัติการ โดยสามารถหาค่าความเข้มแสงอาทิตย์ท้องถิ่น ได้จาก

$$I_o = I_{sc} \left(1 + 0.033 \cos \left(n \frac{360}{365} \right) \right) \cos \theta_z \quad (1)$$

ซึ่ง n คือ วันที่ในแต่ละวันของปีนับจากวันแรกของเดือนมกราคม ($1 \leq n \leq 365$), θ_z สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (2)

$$\cos \theta_z = \cos \varphi \cos \delta \cos \omega_s + \sin \varphi \sin \delta \quad (2)$$

โดยที่ (φ) คือ ละติจูด (δ) คือ มุมระหว่างแนวเส้นแสงอาทิตย์เมื่อเที่ยงสุริยะกับระนาบศูนย์สูตร (Earth Declination) และ (ω_s) คือ มุมชั่วโมงเนื่องจากการหมุนของโลก (hour angle) ซึ่งค่าต่าง ๆ สามารถคำนวณได้ด้วยวิธีต่อไปนี้

$$\delta = 23.45 \sin \left(365 \frac{284 + n}{365} \right) \quad (3)$$

$$\omega_s = \cos^{-1} (-\tan \varphi \tan \delta) \quad (4)$$

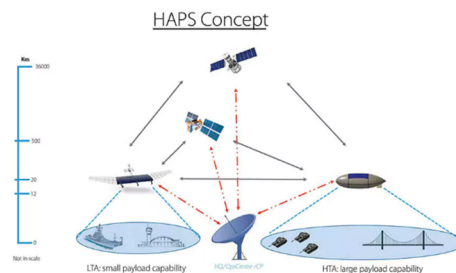
เมื่อทราบมุมชั่วโมงจะสามารถหาเวลาของช่วงวัน (daylight hour) ในตอนกลางวัน (T_{day}) ได้จาก

$$T_{day} = \frac{24 * 3600}{\pi} \omega_s \quad (5)$$

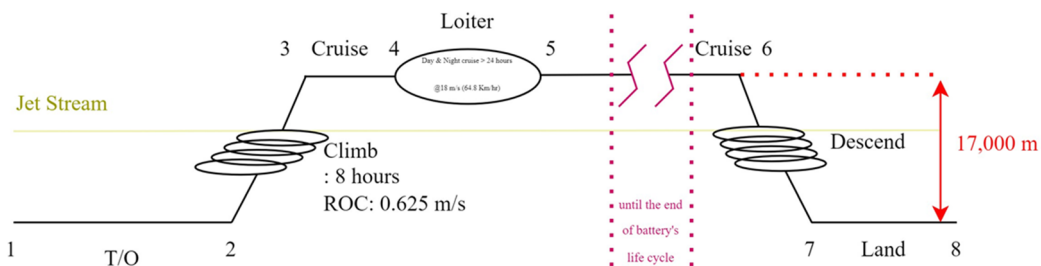
ในความเป็นจริงเมื่อรังสีจากดวงอาทิตย์เดินทางผ่านเข้ามาในชั้นบรรยากาศค่าความเข้มแสงอาทิตย์จะเปลี่ยนไปขึ้นอยู่กับความสูงจากพื้นโลก และตำแหน่งที่ปฏิบัติการ โดยมีสาเหตุมาจากการที่รังสีสามารถกระจายและถูกดูดกลืนได้โดยก๊าซที่อยู่ในชั้นบรรยากาศ ดังภาพ 7 โดยค่ารังสีจากดวงอาทิตย์ที่มีค่าระดับความสูงจากพื้นโลกถูกแบ่งออกเป็น 3 ส่วนหลัก ได้แก่ รังสีโดยตรง (I_{dir}) รังสีกระจาย (I_{diff}) และรังสีสะท้อน (reflected radiation) สำหรับการปฏิบัติการในความสูงที่มาก ค่ารังสีสะท้อนจะถูกยกเว้นเนื่องจากปราศจากเมฆ และความชื้นที่ต่ำ ดังนั้นค่าความเข้มแสงอาทิตย์ท้องถิ่นทั้งหมด (I_{tot}) สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (6)

$$I_{tot} = I_{dir} + I_{diff} \quad (6)$$

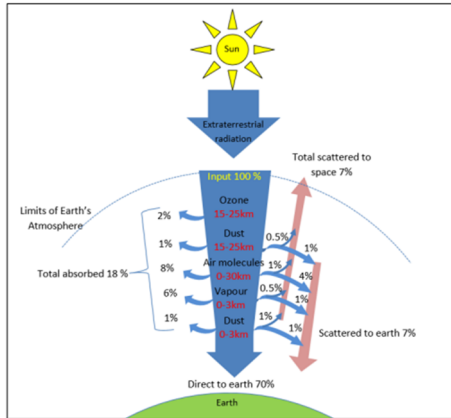
โดยค่ารังสีโดยตรงสามารถคำนวณได้จากฟังก์ชันของระดับความสูง และมุมเงยของดวงอาทิตย์ซึ่งมีค่าสำหรับระดับความสูงที่สูงกว่า 10 กิโลเมตร



ภาพ 5 แนวทางการปฏิบัติการของอากาศยานในชั้นบรรยากาศสตราโตสเฟียร์



ภาพ 6 รูปแบบการบินปฏิบัติการกิจ



ภาพ 7 การกระจายพลังงานรังสีของลำแสงผ่านชั้นบรรยากาศ

Note. From *Design of a Swept-Wing High-Altitude Long-Endurance Unmanned Air Vehicle (HALE UAV)* (Doctoral dissertation), by University of Salford Greater Manchester. Copyright 2017 by University of Salford Greater Manchester

ตาราง 1

ค่าคงที่สำหรับการคำนวณรังสีจากดวงอาทิตย์

ตัวแปร	ค่า
c_s ค่าคงที่	0.357
h_s ค่าคงที่ความสูง	7 km
h_b ค่าคงที่ความสูง	40 km
S_s ค่าคงที่	0.678
R_E รัศมีโลก	6356.8 km

$$I_{dir} = I_0 \exp \left\{ \frac{c_s \exp \left(\frac{-h}{h_s} \right)}{\left[\sin \left(\frac{\alpha_s + \alpha_{dep}}{1 + \frac{\alpha_{dep}}{90}} \right) \right]^{S_s + \frac{h}{h_s}}} \right\} \quad (7)$$

$$\alpha_{dep} = 0.57 + \cos^{-1} \left(\frac{R_E}{R_E + h} \right) \quad (8)$$

$$\alpha = \frac{\pi}{2} - \theta_z \quad (9)$$

โดยที่ (h) คือ ความสูงในหน่วยกิโลเมตร และ (α_{dep}) คือ มุมก้ม โดยค่าคงที่อื่นสามารถดูได้จากตาราง 1 ในส่วนของรังสีกระจายสามารถหาได้จากรังสีโดยตรง และระดับความสูงที่ปฏิบัติการ

$$I_{diff} = 0.08 I_{dir} \exp \left(-\frac{h}{h_s} \right) \quad (10)$$

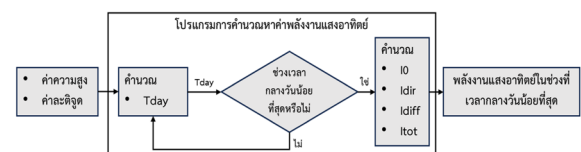
พลังงานจากแสงอาทิตย์ทั้งหมด (E_{day}) สามารถหาได้จากการอินทิเกรตสมการที่ (11) สำหรับช่วงเวลากลางวัน

$$E_{day} = \int I_{tot} dt \quad (11)$$

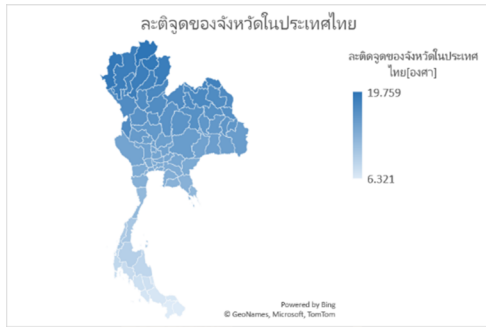
2. พลังงานแสงอาทิตย์ในประเทศไทย

2.1 การพิจารณาการเลือกค่าพลังงานแสงอาทิตย์ จะเลือกใช้ช่วงเวลากลางวันน้อยที่สุดเป็นเกณฑ์หลักในการพิจารณา (เหตุการณ์เลวร้ายสุดที่มีโอกาสเกิดขึ้น) และอินทิเกรตค่าความเข้มของแสงอาทิตย์ในวันดังกล่าวเพื่อนำค่าพลังงานแสงอาทิตย์มาใช้ในการคำนวณ โดยมีแผนภาพการคำนวณ ดังภาพ 8

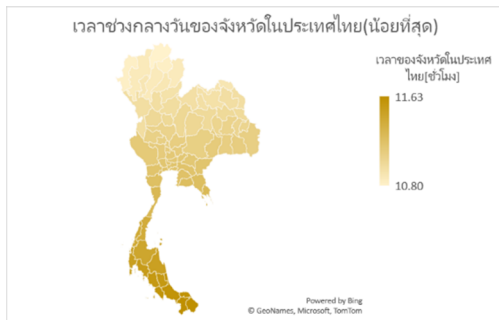
2.2. พลังงานแสงอาทิตย์ในแต่ละจังหวัดของประเทศไทย ประเทศไทยมีช่วงของละติจูดอยู่ในช่วง 6.321 – 19.759 องศาเหนือ ดังภาพ 9 ซึ่งเมื่อนำช่วงของละติจูดมาคำนวณที่ความสูง 17 กิโลเมตร เพื่อหาช่วงเวลากลางวันน้อยที่สุด จะพบว่าภาคเหนือมีช่วงเวลากลางวันน้อยที่สุดมีค่า 10.8 ชั่วโมง และภาคใต้มีช่วงเวลากลางวันน้อยที่สุดมีค่า 11.63 ชั่วโมง ดังภาพ 10



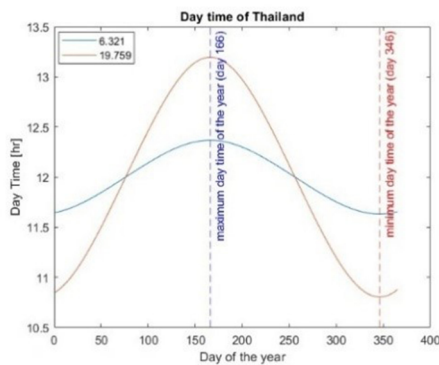
ภาพ 8 แผนภาพแสดงลำดับการคำนวณของโปรแกรมการคำนวณหาค่าพลังงานแสงอาทิตย์



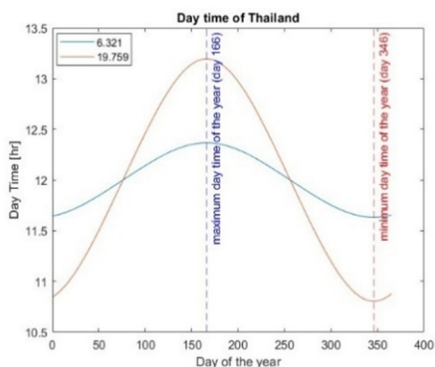
ภาพ 9 ละติจูดของประเทศไทย



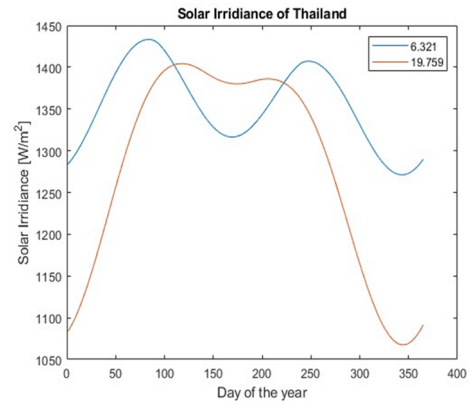
ภาพ 10 ช่วงเวลากลางวันประเทศไทย (น้อยที่สุด)



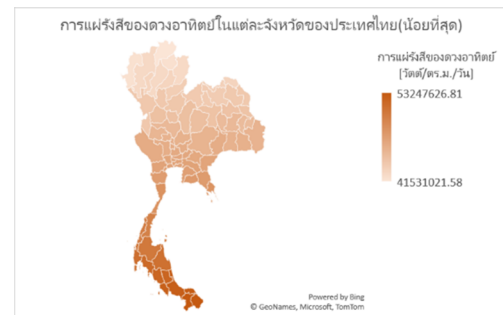
ภาพ 11 เปรียบเทียบช่วงเวลากลางวันของประเทศไทยที่จุดละติจูดต่ำสุด และสูงสุด



ภาพ 12 เปรียบเทียบค่าความเข้มของแสงอาทิตย์ที่ละติจูดต่ำสุด และสูงสุดของประเทศไทย



ภาพ 13 เปรียบเทียบค่าพลังงานจากแสงอาทิตย์ที่ละติจูดต่ำสุด และสูงสุดของประเทศไทย



ภาพ 14 พลังงานจากแสงอาทิตย์ในแต่ละจังหวัดของประเทศไทย (น้อยที่สุด)

3. การประมาณน้ำหนักรวมทั้งหมดของอากาศยาน

เป็นการประมาณค่าน้ำหนักมากที่สุดที่เป็นไปได้ โดยไม่รวมน้ำหนักของผู้โดยสารและน้ำมัน มีเพียงน้ำหนักของอากาศยานและอุปกรณ์ต่าง ๆ ที่เกี่ยวข้องกับการขับเคลื่อนอากาศยาน ทางผู้วิจัยได้เลือกวิธีการ Payload weight Fraction เนื่องจากเป็นวิธีการประมาณค่าน้ำหนักจากการสำรวจน้ำหนักบรรทุกต่อน้ำหนักรวมของอากาศยานประเภท HAPS ที่มีการพัฒนาขึ้นตั้งแต่อดีตจนถึงปัจจุบัน โดยไม่ใช่เชื้อเพลิงเป็นพลังงานหลัก

จากตาราง 2 ทำให้ทราบค่าอัตราส่วนน้ำหนักอุปกรณ์ระหว่างบรรทุก (w_p) ต่อน้ำหนักรวม (w_f) มีค่าเท่ากับ 0.065

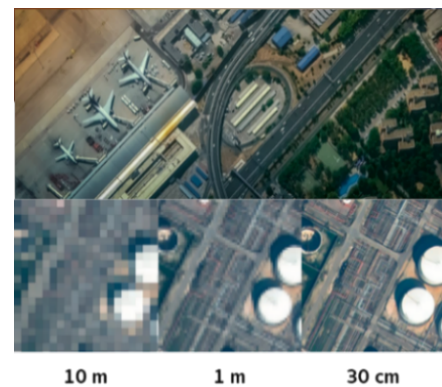
4. อุปกรณ์ระหว่างบรรทุก

ผู้วิจัยได้ทำการสำรวจอุปกรณ์เพื่อภารกิจการสำรวจโลกที่ต้องมีคุณสมบัติในการทนทานต่อสภาพแวดล้อมในเรื่องอุณหภูมิ ซึ่งทางผู้วิจัยได้เลือกใช้อุปกรณ์ระหว่างบรรทุกเป็นกล้อง MEDUSA ดังภาพ 15 เป็นเครื่องมือสังเกตการณ์โลกแบบหลายสเปกตรัม (multi-spectral earth observation instrument) มีความสามารถในการถ่ายภาพด้วยระยะการเก็บตัวอย่างภาคพื้นดิน (ground sampling distance) ถึง 30 เซนติเมตร เหมาะสำหรับรูปแบบการบินสำรวจชนิด Corridor scan ซึ่งเป็นการสแกนภาพตามแนวเส้นทางการบินหรือเคลื่อนที่ของแพลตฟอร์มเพื่อเก็บข้อมูลแบบเป็นแถบยาวต่อเนื่อง โดยเหมาะกับแพลตฟอร์มที่เคลื่อนที่อย่างต่อเนื่อง เช่น HAPS หรือดาวเทียม โดยมีมวล 2.6 กิโลกรัมตัวอย่างคุณภาพข้อมูลภาพการสำรวจ ดังภาพ 16



ภาพ 15 MEDUSA (EUSI, 2020)

Note. From “True 30 cm VHR imagery the highest quality resolution imagery for projects that require unparalleled clarity,” by EUSI, 2020, Retrieved from <https://www.euspaceimaging.com/true-30-cm-imagery/>



ภาพ 16 ตัวอย่างระยะการเก็บตัวอย่างภาคพื้นดินที่ 30 เซนติเมตร (EUSI, 2020)

Note. From “True 30 cm VHR imagery the highest quality resolution imagery for projects that require unparalleled clarity,” by EUSI, 2020, Retrieved from <https://www.euspaceimaging.com/true-30-cm-imagery/>

แต่อย่างไรก็ตามเมื่อมีการติดตั้งจริงจำเป็นต้องเพิ่มน้ำหนักในส่วนอุปกรณ์ติดตั้งซึ่งมีค่าน้ำหนักรวมทั้งหมดของกล้อง และอุปกรณ์การติดตั้งประมาณ 5 กิโลกรัม จากข้อมูลดังกล่าว สามารถนำไปคำนวณหาน้ำหนักรวมสุทธิของอากาศยานไร้คนขับได้ ดังสมการที่ (12)

$$W_t = \frac{W_p}{W_p/W_t} \quad (12)$$

ดังนั้นจากผลการคำนวณต้นแบบอากาศยานไร้คนขับเพดานบินสูงเสียดดาวเทียมมีน้ำหนักรวมประมาณ 76.923 กิโลกรัม ดังตาราง 3

ตาราง 2

แหล่งข้อมูลเทคโนโลยี HAPS ในปัจจุบัน

HAPS UAV	W_p / W_t
Zephyr 7	0.047
Zephyr S	0.067
UAVOS Apus Duo 2	0.063
EAV - 3	0.06
PHASA - 35	0.1
Kea Atmos M2	0.1
W_p/W_t average	0.065

Note. From “Pseudo-Satellite Drone Flies for 25 Days Straight, Sets Endurance,” by Tom Metcalfe, (2018), retrieved from https://www.livescience.com/63378-pseudo-satellite-drone-record.html?utm_source=chatgpt.com

5. การประมาณ P/W และ W/S

จุดเริ่มต้นในการออกแบบเชิงหลักการ คือ การหาค่าของ P/W (Power-to-weight ratio) และ W/S (Wing loading) ขั้นตอนการประมาณค่าเริ่มต้นของสมรรถนะอากาศยานจะเริ่มต้นที่การคำนวณ Constraint Diagram จากสมการดังต่อไปนี้

1. Maximum Load/Turn

$$\frac{HP}{W} = \frac{1}{550\eta_p} \left[\frac{1}{2} \rho V^3 C_{d0} \left(\frac{S}{W} \right) + 2K \frac{n^2}{\rho V} \left(\frac{W}{S} \right) \right] \quad (13)$$

2. Endurance

$$\frac{HP}{W} = \frac{4}{550\eta_p} C_{d0}^{\frac{1}{4}} \left(\frac{K}{3} \right)^{\frac{3}{4}} \left(\frac{2W}{\rho S} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (14)$$

3. Cruise

$$\frac{HP}{W} = \frac{2}{550\eta_p} C_{d0}^{\frac{1}{4}} K^{\frac{3}{4}} \left(\frac{2W}{\rho S} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (15)$$

4. Stall conditions

$$\frac{W}{S} = \frac{\rho_0}{2} C_{L_{max}} V_s^2 \quad (16)$$

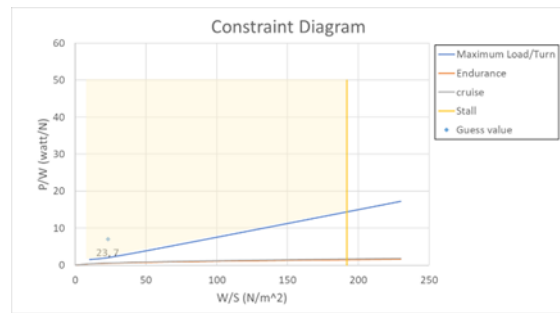
เพื่อสร้าง Constraint diagram ซึ่งเป็นการพล็อตกราฟระหว่าง P/W กับ W/S จำเป็นจะต้องประมาณค่าอื่น ๆ ในสมการเพิ่มเติมด้วยค่าทางสถิติ ตามตาราง 4 5 และค่าคงที่ในตาราง 6 ทำให้สามารถเขียนกราฟ Constraint Diagram ดังภาพ 17

จากภาพ 17 จะเห็นได้ว่าขอบเขตสี่เหลี่ยมคือขอบเขตที่สามารถเลือกค่า P/W และ W/S ได้ ผู้วิจัยต้องการอากาศยานมีน้ำหนักเบาและใช้กำลังน้อย จึงเลือกที่จะให้จุดออกแบบ (design point) มีตำแหน่งอยู่ที่มุมซ้ายล่างของขอบเขตที่เลือกได้ โดยมีค่า W/S เท่ากับ 23 และ P/W เท่ากับ 7

ตาราง 3

ตารางน้ำหนักส่วนประกอบสำคัญของอากาศยาน

ส่วนประกอบหลัก	ประมาณน้ำหนัก (kg)
อุปกรณ์ระหว่างบรรทุก	5
ระบบอิเล็กทรอนิกส์	2
โซล่าเซลล์	$W_t = \frac{W_p}{W_p/W_t}$
MPPT	
แบตเตอรี่	$W_t = \frac{5}{0.065}$
ระบบขับเคลื่อน	
โครงสร้างอากาศยาน	$W_t = 76.923$
น้ำหนักรวม	77(76.923)



ภาพ 17 กราฟ Constraint Diagram

ตาราง 4

ตารางสถิติค่าแรงต้านเนื่องจากรูปร่างอากาศยานจากอากาศยานรูปแบบต่าง ๆ

Aircraft type	C_{D0}
Jet transport	0.015 - 0.02
Twin-engine piston prop	0.022 - 0.028
Small GA with retractable landing gear	0.02 - 0.03
Small GA with fixed landing gear	0.025 - 0.04
Agricultural	0.04 - 0.07
Sailplane/Glider	0.012 - 0.015
Supersonic fighter	0.018 - 0.035
Homebuilt	0.025 - 0.04
Microlight	0.02 - 0.035

Note. From “Design for 4D Printing of Biodegradable Shape Memory Polymers for Disposable UAV Systems,” by M. Ebeid and S. James, 2023, *Polymers*, 15(1), (p. 3562). Copyright 2023 by Elsevier

ตาราง 5

ตารางสถิติค่าแรงยกต่อแรงต้านของอากาศยานแต่ละประเภท 2 เครื่องยนต์

Aircraft type	C_{D0}
Jet transport	0.015 - 0.02

Note. From *Aircraft design: A systems engineering approach* by M. H. Sadraey, 2013. Copyright 2013 by John Wiley & Sons

ตาราง 6

ตารางค่าประมาณสำหรับค่าที่จำเป็นในการสร้าง Initial guess values

ค่าประมาณ	
ρ_{air}^0	ความหนาแน่นระดับน้ำทะเล 1.225 kg/m ³
ρ_{air}^{17km}	ความหนาแน่นระดับภารกิจ 0.141 kg/m ³
η_{prop}	ประสิทธิภาพระบบขับเคลื่อน 0.85
V	ความเร็วเดินทาง 18 m/s
n	Load factor 2.5
C_{D0}	สัมประสิทธิ์แรงต้านเนื่องจากรูปร่าง 0.016
AR	Aspect Ratio 26
e	ประสิทธิภาพพอยล์ 0.95
K	ค่าคงที่ 0.012882
C_{Lmax}	สัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด 1.6
V_s	ความเร็วร่วงหล่น 12 m/s

Note. From *Design of solar powered airplanes for continuous flight* (Doctoral dissertation), by A. Noth, 2008, Copyright 2008 by ETH .ZÜRICH

6. การประมาณขนาดปีก และค่าอากาศพลศาสตร์ (wing sizing and aerodynamic coefficient)

6.1 การประมาณขนาดปีก

เมื่อทราบค่า P/W และ W/S รวมถึงค่าประมาณอื่น ๆ ในเบื้องต้น จะสามารถนำไปคำนวณหาความกว้างปีกได้

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (17)$$

โดยที่

AR คือ อัตราส่วน Aspect ratio มีค่าเท่ากับ ความยาวปีก (b) ต่อ พื้นที่ปีก (S)

จัดรูปสมการ (17) ใหม่โดยนำ W/S และน้ำหนักอากาศยานมาใช้ในการคำนวณ

$$b = \sqrt{\frac{W}{S} \cdot AR} \quad (18)$$

ผลลัพธ์จากสมการที่ (18) b มีค่าเท่ากับ 29.22 เมตร

$$S = \frac{b^2}{AR} \quad (19)$$

ผลลัพธ์จากสมการที่ (19) S มีค่าเท่ากับ 32.83 ตารางเมตร

6.2 ค่าสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์

ได้แก่ สัมประสิทธิ์แรงยก (C_L) สัมประสิทธิ์แรงต้าน (C_D) สัมประสิทธิ์แรงต้านเนื่องจากรูปร่างอากาศยาน (C_{D0}) และสัมประสิทธิ์แรงต้านเนื่องจากแรงต้านสัมประสิทธิ์แรงต้านเนื่องจากแรงต้านเหนี่ยวนำ (C_{Di}) โดยมี K เป็นค่าคงที่แปรผันกับ AR และ e สามารถหาค่าสัมประสิทธิ์ที่สำคัญได้ดังสมการต่อไปนี้

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \quad (20)$$

ผลลัพธ์จากสมการที่ (19) C_L มีค่าเท่ากับ 1.006

$$C_{Di} = KC_L^2 \quad (21)$$

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \quad (22)$$

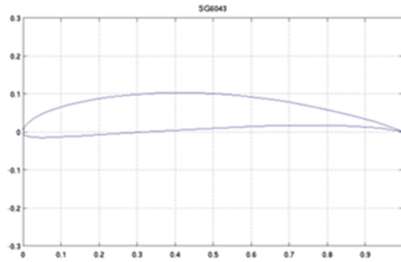
และจากสมการที่ (21) และ (22) C_D มีค่าเท่ากับ 0.0291 เมื่อทราบค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และสัมประสิทธิ์แรงต้าน สามารถนำค่าทั้งสองหาอัตราส่วนระหว่าง สัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านได้จากสมการที่ (23)

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (23)$$

ดังนั้น C_L/C_D มีค่าเท่ากับ 34.64

6.3 การเลือกแพนอากาศ (airfoil selection)

ที่ชั้นความสูงปฏิบัติการ ซึ่งมีเลขเรย์โนลด์ 200,000 – 450,000 ผู้วิจัยได้เลือกรูปแบบแพนอากาศโดยใช้โปรแกรม XFLR5 มาวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ โดยใช้วิธีวอร์เทกแลททิซ พบว่า แพนอากาศแบบ SG6043 ดังภาพ 18 มีค่าของสัมประสิทธิ์แรงต้านที่น้อยที่สุดในช่วงของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ต้องการ มีความซับซ้อนในการขึ้นรูปแพนอากาศน้อย ดังนั้น แพนอากาศแบบ SG6043 จึงมีความเหมาะสมมากที่สุดสำหรับการดำเนินการกำหนดรูปแบบ และสร้างปีกของอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์เพดานบินสูงเสมือนดาวเทียมต้นแบบต่อไป



ภาพ 18 แพนอากาศแบบ SG6043

7. การกำหนดแผนแบบของแพนหาง

แพนหางมีหน้าที่สำคัญการช่วยแก้ไขโมเมนต์ที่เกิดจากปีก และช่วยในการบังคับอากาศยาน โดยประกอบไปด้วย 3 ส่วนสำคัญ คือ Vertical Stabilizer Horizontal stabilizer และ Trim tabs ซึ่งเป็นแผ่นที่มีอยู่ทั้งบน Vertical และ Horizontal stabilizer มีหน้าที่ช่วยทำให้เครื่องบินอยู่ในสมดุลได้ดังภาพ 19

ทางผู้วิจัยได้ออกแบบแพนหางให้มีลักษณะเป็นแบบ boom mounted Invert V-Tail ซึ่งมีข้อดีคือ ทำให้มีแรงต้านรบกวนน้อย (Interference drag) เพิ่มความแข็งแรงให้กับโครงสร้างปีกเนื่องจากมีจุดยึดจากหางเพิ่มมากขึ้นในการลดการโก่งของปีกที่มีลักษณะยาว รวมถึงยังสามารถมีพื้นที่ติดตั้งโซลาร์เซลล์บริเวณพื้นที่หางระดับได้เพิ่มเติม โดยที่ขนาดของแพนหางของอากาศยานสามารถคำนวณได้จากสูตรดังต่อไปนี้

$$S_{ht} = \frac{C_{ht} C S_{ref, wing}}{L_{ht}} \quad (24)$$

$$S_{vt} = \frac{C_{vt} b S_{ref, wing}}{L_{vt}} \quad (25)$$

โดยที่

S_{vt} คือ ขนาดของพื้นที่หางแนวตั้ง ซึ่งมี C_t เป็นค่าทางสถิติ

S_{ht} คือ ขนาดของพื้นที่หางแนวนอน ซึ่งมี C_t เป็นค่าทางสถิติ

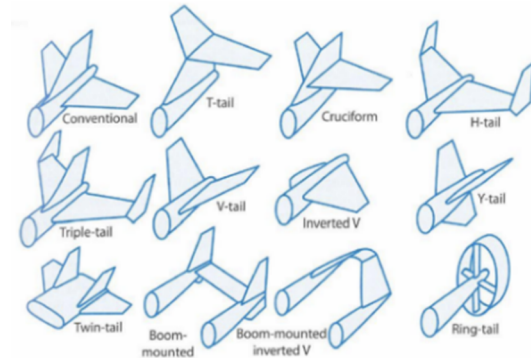
C_{vt} คือ ค่าทางสถิติของหางตั้ง

C_{ht} คือ ค่าทางสถิติของหางนอน

$S_{(ref, wing)}$ คือ พื้นที่ปีก หรือ Span

L_{vt} คือ ความยาว 25% ของคอร์ด ลากตามยาวจนถึง 25% ของหางตั้ง

L_{ht} คือ ความยาว 25% ของคอร์ด ลากตามยาวจนถึง 25% ของหางนอน



ภาพ 19 Empennage design

Note. From Numerical investigation of a fixed wing mini UAV (Master's thesis) by A. H. Jilan, 2022. Copyright 2022 by Chittagong University

ตาราง 7

ค่าคงที่และตัวแปรต่าง ๆ ในการคำนวณขนาดของแพนหางอากาศยาน

	C_t	L_t (m)	Chord (m)
Vertical Tail	0.04	15.23	1.12
Horizontal Tail	0.5	7.60	1.12

จากการคำนวณทำให้ได้พื้นที่หางในแนวตั้ง (vertical tail) เท่ากับ 2.52 ตารางเมตร และพื้นที่หางในแนวนอน (horizontal tail) เท่ากับ 2.42 ตารางเมตร

8. การประมาณค่ากำลังไฟฟ้ารวม และพลังงานไฟฟ้ารวม (power estimation)

ขั้นตอนการประมาณค่ากำลังขับของอากาศยานสามารถคำนวณกำลังขับของอากาศยาน (power required) ได้จากการบินตรงระดับด้วยความเร็วคงที่ (steady level flight) ด้วยความเร็วที่กำหนด 18 เมตรต่อวินาที

8.1 กำลังไฟฟ้ารวม (total electric power) จำเป็นต้องทราบถึงกำลังขับที่ต้องการของอากาศยาน โดยกำลังไฟฟ้ารวมของอากาศยานประกอบไปด้วยกำลัง 2 ส่วน ดังภาพ 21 ได้แก่ กำลังขับเคลื่อนที่ต้องการ (P_{req}) สำหรับการบินตรงระดับ (P_{level}) สมการที่ (26) และกำลังไฟฟ้าสำหรับระบบต่าง ๆ ($P_{elec tot}$) สมการที่ (27) โดยมีการกำหนดค่าประสิทธิภาพมอเตอร์และใบพัด อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ เท่ากับ 0.7 และ 0.9 ตามลำดับ

$$P_{level} = P_{req} = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D_0} + \frac{W^2}{\frac{1}{2} \rho V S} \left(\frac{1}{\pi e A R} \right) \quad (26)$$

ผลลัพธ์จากสมการที่ (26) P_{level} มีค่าเท่ากับ 392.92 วัตต์

$$P_{elec tot} = \frac{1}{\eta_{mot} \eta_{prop}} P_{level} + \frac{1}{\eta_{bec}} (P_{av} + P_{pld}) \quad (27)$$

โดยที่

η_{mot} คือ ประสิทธิภาพมอเตอร์

η_{prop} คือ ประสิทธิภาพใบพัด

η_{bec} คือ ประสิทธิภาพ Step Down

$P_{av} + P_{pld}$ คือ ผลรวมกำลังอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์

ผลลัพธ์จากสมการที่ (27) $P_{elec tot}$ มีค่าเท่ากับ 583.58 วัตต์

8.2 พลังงานไฟฟ้ารวม (total electric energy) จากค่ากำลังไฟฟ้ารวม สามารถนำไปหาพลังงานไฟฟ้ารวม ($E_{elec tot}$) ของอากาศยานได้ จากภาพ 6 แสดงให้เห็นถึงการบินระดับตลอดทั้งการปฏิบัติการ ทำให้สามารถนำค่าของกำลังไฟฟ้ารวมคูณกับเวลาช่วงกลางวัน (T_{day}) และกลางคืน (T_{night}) โดยเลือกเวลาช่วงกลางวัน 10.8 ชั่วโมงตามสมการที่ (28)

$$E_{elec tot} = P_{elec tot} \left(T_{day} + \frac{T_{night}}{\eta_{chrg} \eta_{dchrg}} \right) \quad (28)$$

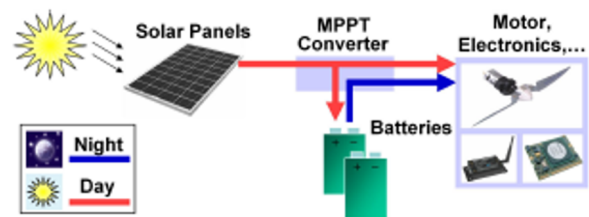
โดยที่

η_{chrg} คือ ประสิทธิภาพการชาร์จประจุ

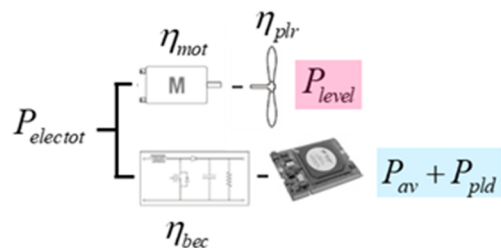
η_{dchrg} คือ ประสิทธิภาพการคายประจุ

ผลลัพธ์จากสมการที่ (28) $E_{elec tot}$ มีค่าเท่ากับ 14,948.2 วัตต์ชั่วโมง

8.3 การเลือกแบตเตอรี่สำหรับการปฏิบัติการการบิน ผู้วิจัยเลือกใช้แบตเตอรี่ลิเทียมเมทัล (Li-metal Sion Power) คุณภาพสูง ดังภาพ 22 ซึ่งมีค่าความหนาแน่นพลังงาน (K_{batt}) 490 วัตต์ชั่วโมงต่อกิโลกรัม อีกทั้งยังสามารถใช้ในอุตสาหกรรมอวกาศซึ่งมีอุณหภูมิต่ำ ความหนาแน่นต่ำ คล้ายกับสภาพแวดล้อมของชั้นบรรยากาศสตราโตสเฟียร์



ภาพ 20 การสมดุลพลังงานของอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์สมรรถนะสูงเพดานบินต่ำ



ภาพ 21 ผลรวมของกำลังไฟฟ้ารวม



ภาพ 22 แบตเตอรี่ Li-metal Sion Power

8.4 การคำนวณหาพลังงานสำหรับแบตเตอรี่ (E_{batt}) หมายถึง พลังงานที่แบตเตอรี่ต้องกักเก็บเอาไว้ใช้สำหรับการปฏิบัติการในช่วงที่ไม่สามารถสร้างพลังงานได้ สามารถคำนวณได้ตามสมการที่ (29)

$$E_{batt} = P_{elec\ tot} \times \frac{T_{night}}{\eta_{chrg}} \quad (29)$$

ผู้วิจัยเลือกใช้แบตเตอรี่แบบ 12 เซลล์ 44.4 โวลต์ ดังนั้น E_{batt} มีค่าเท่ากับ 192,772.98 แอมแปร์ชั่วโมง จากพลังงานที่คำนวณได้ สามารถคำนวณน้ำหนักแบตเตอรี่ (m_{batt}) ได้จากสมการที่ (30)

$$m_{batt} = \frac{E_{batt}}{K_{batt}} \quad (30)$$

ผลลัพธ์จากสมการที่ (30) m_{batt} มีค่าเท่ากับ 17.47 กิโลกรัม

9. ระบบขับเคลื่อน (propulsion system)

เพื่อเลือกมอเตอร์ และใบพัดสำหรับระบบขับเคลื่อน จำเป็นต้องรู้ค่าแรงขับที่ต้องการของอากาศยาน โดยสามารถคำนวณได้จากอัตราส่วนแรงขับ (T) ต่อน้ำหนักอากาศยาน (W) โดยอัตราส่วนแรงขับต่อน้ำหนักอากาศยานควรมีค่าอยู่ระหว่าง 0.31 – 0.5 โดยสามารถคำนวณได้ตามสมการที่ (31) และ (32)

$$\frac{T}{W} = \frac{P/W}{V} \quad (31)$$

$$T = \frac{T}{W} \times W \quad (32)$$

เนื่องด้วยอากาศยานต้นแบบถูกเลือกการออกแบบเป็นอากาศยานแบบใบพัดไฟฟ้าคู่ ดังนั้นระบบขับเคลื่อนมอเตอร์และใบพัดแต่ละข้าง จึงต้องมีแรงขับจำนวนครึ่งหนึ่งของแรงขับที่ต้องการจึงมีค่าเท่ากับ 14.972 กิโลกรัม เพื่อให้ได้แรงขับตามต้องการ โดยจากการสำรวจพบว่ามอเตอร์ SII-6560-180KV ชนิด Volt (12s) และใบพัดแบบ MEJZILK 24*10TH มีแรงขับอยู่ที่ 15.4 กิโลกรัม ดังภาพ 23 โดยมอเตอร์ และใบพัด 1 ชุดมีมวล 1.191 กิโลกรัม โดยอากาศยานต้องการ 2 ชุดทำให้มวลของกลุ่มระบบขับเคลื่อนมีค่า 2.656 กิโลกรัม



ภาพ 23 มอเตอร์ SII-6560-180KV ใบพัดแบบ MEJZILK 24*10T

Note. From “Propeller 24x10 CCW 2B TH,” by Meizlik, 2020, retrieved from <https://shop.meizlik.eu/propeller-24x10-ccw-2b-th/>

10. โซลาร์เซลล์ (solar cells)

ในหัวข้อที่ 2 สามารถคำนวณค่าพลังงานแสงอาทิตย์ ($E_{day\ density}$) น้อยที่สุดได้ 41,531,021.58 วัตต์ต่อตารางเมตรต่อวัน ซึ่งค่าดังกล่าวจะถูกนำมาใช้ในการคำนวณหาพื้นที่ติดตั้งโซลาร์เซลล์ตามสมการที่ (33) ซึ่งอธิบายถึง พื้นที่ติดตั้งแผงโซลาร์เซลล์มี (A_{sc}) เท่ากับพลังงานที่ต้องการผลิตต่อด้วยพลังงานที่สามารถสร้างได้ต่อ 1 ตารางเมตร

$$A_{sc} = \frac{E_{elec\ tot}}{E_{day\ density} \eta_{sc} \eta_{cbr} \eta_{mppt}} \quad (33)$$

โดยที่

η_{sc} คือ ประสิทธิภาพโซลาร์เซลล์

η_{cbr} คือ ประสิทธิภาพเนื่องจากความโค้งงอของปีก

η_{mppt} คือ ประสิทธิภาพควบคุมการชาร์จไฟฟ้า

โดยพื้นที่ติดตั้งแผงโซลาร์เซลล์เท่ากับ 7.577 ตารางเมตร สามารถนำไปหาจำนวนแผ่นโซลาร์เซลล์ที่ติดตั้งบนผิวปีกได้ โดยในงานวิจัยนี้ ผู้วิจัยได้เลือกใช้โซลาร์เซลล์ที่มีขนาด 1 แผ่นมีพื้นที่ 0.125*0.125 ตารางเมตร ประสิทธิภาพ 24 เปอร์เซ็นต์ ติดตั้งจำนวนโซลาร์เซลล์ทั้งหมด 485 แผ่น โดยแต่ละแผ่นมีมวล 6.5 กรัมทำให้แผงโซลาร์เซลล์มีมวล 3.1525 กิโลกรัม เมื่อนำไปคิดน้ำหนักของตัวห่อหุ้มซึ่งมีค่า 0.26 เท่าของแผ่นโซลาร์เซลล์ทำให้มวลรวมของโซลาร์เซลล์ที่ 3.972 กิโลกรัม ดังภาพ 24



ภาพ 24 ตัวอย่างโซล่าเซลล์ที่นำมาใช้งาน

Note. From “High Efficiency Sunpower Maxeon 6 Solar Cells 166 X 166 mm GEN 6 Photovoltaic Cells IBC Solar Panel Cells,” by Starworld Electronics Co., Ltd., Shenzhen, 2013, retrieved from https://www.alibaba.com/product-detail/High-efficiency-solar-cells-Sunpower-maxeon_1600802706626.html

11. เครื่องชาร์จประจุไฟฟ้า MPPT

เครื่องชาร์จประจุไฟฟ้า MPPT หรือ Maximum Power Point Tracking เป็นอุปกรณ์ที่ช่วยหาค่ากระแสสูงสุดโดยเลือกใช้แบบที่มีค่าความหนาแน่นกำลังสูงสุด โดยสามารถคำนวณมวลได้ตามสมการที่ (34)

$$m_{MPPT} = k_{MPPT} I_{max} \eta_{sc} \eta_{cbr} \eta_{MPPT} A_{sc} \quad (34)$$

โดยที่

m_{MPPT} คือ มวลของเครื่องชาร์จประจุไฟฟ้า MPPT

k_{MPPT} คือ ค่าคงที่ควบคุมการชาร์จไฟฟ้า

I_{max} คือ ค่าความเข้มของแสงสูงสุด

A_{sc} คือ พื้นที่แผงโซล่าเซลล์

ผลลัพธ์จากสมการที่ (34) m_{MPPT} มีค่าเท่ากับ 0.918 กิโลกรัม

12. โครงอากาศยาน (airframe)

นับตั้งแต่การออกแบบเชิงหลักการของ (Noth, 2008) จนถึง (Ahmad & Mahdi, 2017) จะพบว่า มีการประมาณค่าน้ำหนักของอากาศยานให้ค่าที่สูงเกินจริง โดยน้ำหนักของอากาศยานประเภท HAPS ส่วนใหญ่ 90 เปอเซ็นต์ เป็นน้ำหนักของโครงสร้างปีก ซึ่งมีขนาดใหญ่ และมีความยาวมาก เพื่อรองรับการติดตั้งแผงโซลาร์เซลล์ได้อย่างเพียงพอ ผู้วิจัยได้เลือกใช้สมการของ (Ju-Yeol Yun, 2020) ซึ่งเป็นสมการที่ใช้ออกแบบโครงสร้างอากาศยานที่มีน้ำหนักเบา คุณสมบัติการบินที่คล้ายคลึงกับอากาศยานพลังงานแสงอาทิตย์โดยเฉพาะการทำงานในช่วงจำนวนเรย์โนลด์ต่ำ (low reynolds number) และการใช้วัสดุน้ำหนักเบา โดยเลือกใช้พารามิเตอร์สำคัญ ได้แก่ อัตราส่วนความเรียวยาวของปีก (aspect ratio) และพื้นที่ปีกหลัก (main wing area) เป็นตัวแปรในการวิเคราะห์ถดถอย เพื่อสร้างสมการประมาณค่าน้ำหนักที่มีความแม่นยำยิ่งขึ้น โดยใช้ EAV-3 อ้างอิง ซึ่งเป็นสมการร่วมสมัย และพบว่าน้ำหนักที่คำนวณมีค่าใกล้เคียงน้ำหนักจริง ตามสมการที่ (35)

$$W_S = -0.0008AR^2 - 0.005S^2 + 0.53AR + 12.88S + 0.027AR \cdot S - 10.46 \quad (35)$$

ผลลัพธ์จากสมการที่ (35) W_S มีค่าเท่ากับ 45.20 กิโลกรัม

ผลลัพธ์ของงานวิจัย

1. การเปรียบเทียบน้ำหนักคาดการณ์กับน้ำหนักที่ได้จากการคำนวณ

โดยทางผู้วิจัยได้นำผลการคำนวณด้วยกระบวนการออกแบบเชิงหลักการมาเปรียบเทียบกับผลการคาดการณ์ตามตาราง 8 พบว่า น้ำหนักรวมของอากาศยานมีแนวโน้มเป็นไปในทิศทางเดียวกัน

ตาราง 8

ตารางผลการคำนวณด้วยกระบวนการออกแบบเชิงหลักการแบบดั้งเดิม

ส่วนประกอบหลัก	ผลการคำนวณ (kg)	ค่าประมาณ (kg)
อุปกรณ์ระหว่างบรรทุก	5	5
ระบบอิเล็กทรอนิกส์	2	2
โซล่าเซลล์	3.15	$W_t = \frac{W_p}{W_p/W_t}$
MPPT	0.92	
แบตเตอรี่	17.47	$W_t = \frac{5}{0.065}$
ระบบขับเคลื่อน	2.38	
โครงสร้างอากาศยาน	45.20	$W_t = 76.923$
น้ำหนักรวม	76.94	76.923

2. ผลลัพธ์การออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับเพดานบินสูงเหมือนดาวเทียม

จากผลลัพธ์กระบวนการออกแบบเชิงหลักการด้วยวิธีแบบดั้งเดิม ทำให้ผู้วิจัยสามารถกำหนดขนาดและรูปร่างของต้นแบบอากาศยานไร้คนขับเพดานบินสูงเหมือนดาวเทียม โดยมีรายละเอียดขนาดและรูปร่าง ดังตาราง 9 ทางผู้วิจัยได้เขียนแบบสามมิติโดยใช้โปรแกรม CATIA เพื่อให้เห็นเป็นรูปธรรม (M-HAPS) ดังภาพ 25

3. การเปรียบเทียบผลลัพธ์การออกแบบเชิงหลักการทั้งสองวิธี

การเปรียบเทียบผลลัพธ์การออกแบบเชิงหลักการด้วยวิธีดั้งเดิม เข้ากับวิธีออกแบบของ Ahmad and Mahdi (2017) แสดงการเปรียบเทียบในรูปแบบของกราฟแผนภูมิแท่ง ดังภาพ 26–28 โดยอ้างอิงจากชุดข้อมูลในตาราง 9 แสดงให้เห็นว่า ค่าคุณลักษณะต่าง ๆ ของต้นแบบอากาศยานไร้คนขับที่ได้จากการคำนวณโดยส่วนใหญ่มีแนวโน้มผลลัพธ์การออกแบบเป็นไปในแนวทางเดียวกัน ซึ่ง

ทำให้กระบวนการออกแบบเชิงหลักการที่นำเสนอในงานวิจัยมีความน่าเชื่อถือ แต่จะมีชุดข้อมูลที่มีความแตกต่างมากกว่า 10% แบ่งออกไป 3 กลุ่ม ได้แก่ ข้อมูลด้านปีก ข้อมูลอากาศพลศาสตร์ และข้อมูลด้านระบบอิเล็กทรอนิกส์การบิน จากข้อมูลด้านอากาศพลศาสตร์เกี่ยวเนื่องกับข้อมูลด้านปีก วิธีการของ A&M. เป็นการแสดงค่าความเป็นไปได้ในการออกแบบโดยจะแสดงค่าผลการคำนวณที่ให้ผลลัพธ์มวลรวมของอากาศยานรวมน้อยที่สุด ด้วยข้อมูลชุดเดียวกันสามารถปรับค่าต่าง ๆ ได้จากตาราง 6 ในส่วนข้อมูลด้านระบบอิเล็กทรอนิกส์การบินมีความคลาดเคลื่อนเนื่องจากค่าที่ใช้ในการคำนวณด้วยกระบวนการออกแบบเชิงหลักการเป็นการประมาณค่า แต่วิธีของ A&M. เป็นค่าทางสถิติ

แม้ค่าที่ได้จากกระบวนการออกแบบด้วยวิธีดั้งเดิมและวิธีของ (Ahmad & Mahdi, 2017) จะมีความใกล้เคียงกันในเชิงตัวเลข แต่หลักการดำเนินการแตกต่างกันโดยสิ้นเชิง กล่าวคือ วิธีออกแบบด้วยวิธีดั้งเดิม ใช้การกำหนด design point ล่วงหน้าและประเมินจาก Constraint Diagram โดยไม่ประเมินพลังงานในลักษณะรอบด้าน ในขณะที่วิธีของ (Ahmad & Mahdi, 2017) ใช้แนวทาง iterative design ที่เริ่มจากภารกิจเป็นตัวตั้งต้นผ่านการคำนวณพลังงานสุริยะในช่วงวัน (รวมทั้ง worst-case day) และออกแบบ geometry ของอากาศยานให้สอดคล้องกับภารกิจนั้น ก่อนสร้าง design space เพื่อนำไปสู่การเลือกจุดออกแบบที่สมดุลพลังงาน



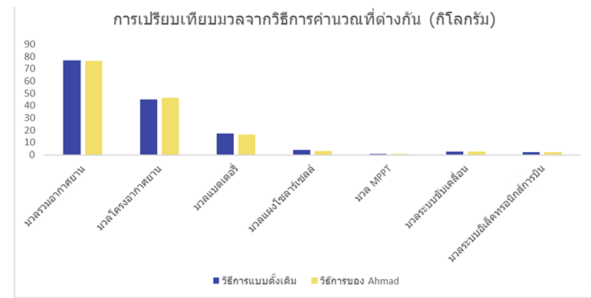
ภาพ 25 แบบจำลองสามมิติ (M-HAPS)

ตาราง 9

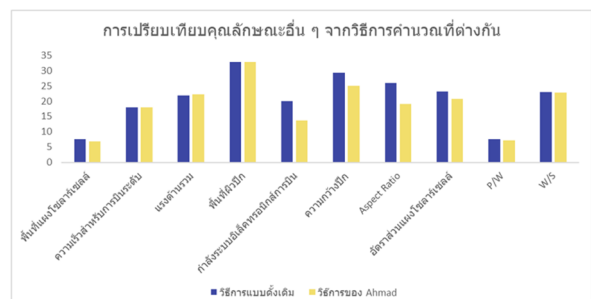
ตารางเปรียบเทียบผลการคำนวณการออกแบบเชิงหลักการ ด้วยวิธีดั้งเดิม เข้ากับวิธีออกแบบของต้นแบบอากาศยานไร้คนขับ

	CA.	A&M.	%Diff
มวลรวม	76.944	76.271	0.875
กำลังบินระดับ	392.294	397.34	1.286
มวลโครงสร้างอากาศยาน	45.204	46.435	2.723
กำลังไฟฟารวม	583.576	552.20	5.376
มวลแบตเตอรี่	17.468	16.523	5.410
พื้นที่แผงโซลาร์เซลล์	7.577	6.793	10.347
มวลแผงโซลาร์เซลล์	3.972	2.868	27.795
มวล MPPT	0.918	0.868	5.447
มวลระบบขับเคลื่อน	2.382	2.331	2.141
ความเร็วการบินระดับ	18	17.905	0.528
แรงต้านรวม	21.794	22.192	1.826
พื้นที่ปีก	32.832	32.895	0.192
มวลระบบอิเล็กทรอนิกส์	2	2.288	14.4
กำลังระบบอิเล็กทรอนิกส์	20	13.729	31.355
ความกว้างปีก	29.217	25	14.433
AR	26	19	26.923
สัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศ	0.016	0.012	25
สัมประสิทธิ์แรงต้านจากรังยก	0.013	0.018	38.462
เลขเรย์โนลด์	200726.423	23382	16.487
อัตราส่วนแผงโซลาร์เซลล์	23.079	20.649	10.529
P/W	7.584	7.240	4.536
W/S	22.983	22.739	1.062

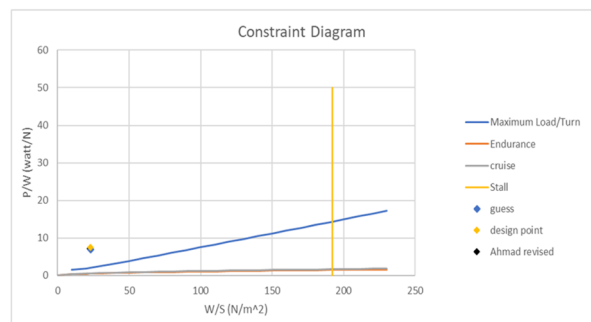
Note. From *Design of a Swept-Wing High-Altitude Long-Endurance Unmanned Air Vehicle (HALE UAV)* (Doctoral dissertation), by University of Salford Greater Manchester. Copyright 2017 by University of Salford Greater Manchester



ภาพ 26 แผนภูมิแท่งเปรียบเทียบ (กลุ่มมวล)



ภาพ 27 แผนภูมิแท่งเปรียบเทียบ (กลุ่มอื่น ๆ)



ภาพ 28 กราฟแสดงจุด P/W และ W/S ที่ได้จากการประมาณ การออกแบบ และวิธีของต้นแบบอากาศยานไร้คนขับ

ตาราง 10

ข้อมูลผลลัพธ์ขนาดต้นแบบอากาศยานไร้คนขับเพดานบินสูงเหมือนดาวเทียม

ข้อมูลสมรรถนะ	
น้ำหนักเครื่องรวม	76.94 kg
ความเร็ว	18 m/s
ความเร็วร่วงหล่นที่ระดับน้ำทะเล	4.84 m/s
ความเร็วร่วงหล่นที่ระดับปฏิบัติการ	14.28 m/s
ความยาว	10.96 m
น้ำหนักระหว่างบรรทุก	5 kg
ปีก	
แผนอากาศ	SG6043
ความกว้างปีก	29.22 m
Aspect Ratio	26
พื้นที่ปีก	32.83 m ²
อัตราส่วนพื้นที่ Solar cell	23.08%
ชุดแพนหาง	
ชุดหาง	Inverted U-tail
แผนอากาศ	NACA 0012
พื้นที่หางแนวตั้ง	2.52 m ²
พื้นที่หางแนวนอน	2.42 m ²
แขนมุมปีกเงย	7.63 m

สรุปและการอภิปรายผลงานวิจัย

กระบวนการออกแบบทั้ง 2 แบบที่ได้ทำการศึกษาพบว่า กระบวนการของ (Noth, 2008) ทำให้การออกแบบอากาศยานไร้คนขับเพดานบินสูงเหมือนดาวเทียมมีน้ำหนักที่มากเกินไป ซึ่งไม่สามารถนำมาใช้งานได้จริง (Ahmad & Mahdi, 2017) ได้นำวิธีการคำนวณมาปรับใช้เพื่อให้ได้ข้อมูลใกล้เคียงกับส่วนประกอบที่นำมาใช้จริง

1. ผลการออกแบบด้วยวิธีการแบบดั้งเดิม

ตามเงื่อนไขการออกแบบปฏิบัติการที่ระดับความสูง 17 กิโลเมตร โดยมีเงื่อนไขทางด้านพลังงานแสง

อาทิตย์ที่ให้ค่าพลังงานน้อยที่สุด น้ำหนักระหว่างบรรทุก 5 กิโลกรัม พบว่า อากาศยานมีน้ำหนักรวม 76.94 กิโลกรัม เมื่อเปรียบเทียบกับวิธีของ (Ahmad & Mahdi, 2017) พบว่า ข้อมูลน้ำหนักมีแนวโน้มผลลัพธ์การออกแบบเป็นไปในทิศทางเดียวกัน ซึ่งทำให้เชื่อมั่นถึงความเชื่อถือได้ของกระบวนการออกแบบเชิงหลักการที่น่าเสนอในงานวิจัยนี้

ตาราง 11

ตารางเปรียบเทียบ M-HAPS กับอากาศยานในกลุ่มเดียวกันที่ประสบความสำเร็จสูงสุด

	M-HAPS	Zephyr 7	Zephyr 8/S
ความกว้างปีก (m)	29.22	25.5	25
น้ำหนัก (kg)	76.94	53	75
ความสูง (km)	17	21.5	22.5
ระยะเวลา (day)	30	14	25
น้ำหนักบรรทุก (kg)	5	2.5	5

Note. From “Zephyr High Altitude Platform Station (HAPS),” by Airbus, 2018, retrieved from <https://www.airbus.com/en/products-services/defence/uas/zephyr>

2. ผลสรุปการเปรียบเทียบคุณลักษณะอื่น ๆ

จากการเปลี่ยนแปลงของความสูง เป็นการเปลี่ยนแปลงของความหนาแน่น ซึ่งความหนาแน่นส่งผลโดยตรงต่อการสร้างแรงยกของปีก เมื่อความสูงเพิ่มขึ้นส่งผลให้ความหนาแน่นลดลง และเพื่อสร้างแรงยกชดเชยให้ต้องการพื้นที่ปีก (Wing area) มากขึ้นในขณะที่ Aspect Ratio เท่าเดิม จึงต้องมีความกว้างปีก (Wingspan) มากขึ้น เมื่อความกว้างปีกเพิ่มขึ้นส่งผลให้โครงสร้างอากาศยานและน้ำหนักรวมน้ำหนักสูงขึ้น นอกจากนี้ เมื่อความกว้างปีกเพิ่มขึ้นในขณะที่ความต้องการในการสร้างพลังงานสูงขึ้น จะทำให้อัตราส่วนพื้นที่การติดตั้งแผงโซลาร์เซลล์ลดลงเนื่องจากการติดตั้งแผงโซลาร์เซลล์มีค่าเท่าเดิม



References

- Abdulkarim, A., & Alsahlani, M. (2017). *Design of a Swept-Wing High-Altitude Long-Endurance Unmanned Air Vehicle (HALE UAV)* (Doctoral dissertation). University of Salford Greater Manchester. United Kingdom
- Airbus. (2018). *Zephyr High Altitude Platform Station (HAPS)*. Retrieved from <https://www.airbus.com/en/products-services/defence/uas/zephyr>
- Ebeid, M., & James, S. (2023). Design for 4D printing of biodegradable shape memory polymers for disposable UAV systems. *Polymers*, 15(1), 3562. <https://doi.org/10.3390/polym15173562>
- Ehrenfried, M. V. (2014). *Stratonauts: pioneers venturing into the stratosphere*. Berlin: Springer International Publishing.
- Eiampan, T., & Wongkamchang, P. (2022). Safety risk management of human factors in flight operations with the royal Thai Air Force vertical take-off and landing solar power UAV according to the standards of The International Civil Aviation Organization. *EAU Heritage Journal Science and Technology*, 16(2), 45-56. <https://he01.tci-thaijo.org/index.php/EAUHJSci/article/view/253492>
- EUSI. (2020). *True 30 cm VHR imagery the highest quality resolution imagery for projects that require unparalleled clarity*. Retrieved from <https://www.euspaceimaging.com/true-30-cm-imagery/>
- Lyon, H., Inalhan, G., Bourne, D., & Tsourdos, A. (2021). *High-altitude UAS pseudo-satellites: architecture for end-to-end military communications*. In: *AIAA SciTech Forum 2021, 11-15 and 19-21 January 2021 (online)*. Reston, VA: The American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. <https://doi.org/10.2514/6.2021-0521>
- Lieutenant Colonel Heiner Grest, GE AF. (2022). *High-Altitude Platform Systems Alternative, Supplement, or Competition to Satellites?*. Retrieved from <https://www.japcc.org/articles/high-altitude-platform-systems/>
- Loon, L. L. C. (2019). *Alphabet's loon and softBank's HAPS mobile join forces*. Retrieved from <https://www.uasvision.com/2019/04/26/alphabets-loon-and-softbanks-hapsmobile-join-forces/>
- Jilan, A. H. (2022). *Numerical investigation of a fixed wing mini UAV* (Master's thesis). Chittagong University of Engineering & Technology. Bangladesh.

- Johnson, S., & Taro Kuusiholma, T. (2021). *High altitude pseudo satellite*. Retrieved from <https://www.tnpscthervupettagam.com/currentaffairs-detail/high-altitude-pseudo-satellite?cat=science-and-technology>
- Noth, A. (2008). *Design of solar powered airplanes for continuous flight* (Doctoral dissertation). ETH .ZÜRICH, Switzerland.
- Meizlik. (2020). *Propeller 24x10 CCW 2B TH*. Retrieved from <https://shop.meizlik.eu/propeller-24x10-ccw-2b-th/> (in Thai)
- Metcalf, T. (2018). *Pseudo-Satellite Drone Flies for 25 Days Straight, Sets Endurance Record*. Retrieved from https://www.livescience.com/63378-pseudo-satellite-drone-record.html?utm_source=chatgpt.com
- Mordor Intelligence. (2020). *High-altitude pseudo satellites market – growth, trends, covid-19 impact, and forecasts (2021 – 2026)*”, 2020. *Scorpion system*. (2022). *Scorpion SII-6530-180KV*. Retrieved from https://www.scorpionsystem.com/catalog/aeroplane/motors_1/sii-65/SII-6530-180KV/
- Morris, C. (2023). *Sion power’s licerion lithium-metal battery technology now available for commercial evaluation*. Retrieved from <https://chargedevs.com/newswire/sion-powers-licerion-lithium-metal-battery-technology-now-available-for-commercial-evaluation/>
- Phummalee, E., & Pramona, N. (2022). Application of computer vision-based guidance system for small attack UAVs. *EAU Heritage Journal of Science and Technology*, 18(3), 12–23.
- Sadraey, M. H. (2013). *Aircraft design: A systems engineering approach*. Chichester, West Sussex, United Kingdom: John Wiley & Sons
- Siam Rath Online. (2024, December 5). The Royal Thai Air Force is moving forward with the Space Air Force, creating its own “NAPA 3” satellite, scheduled to launch in April 2026. *Siam Rath Online*. Retrieved from <https://siamrath.co.th/n/585946> (in Thai)
- Starworld Electronics Co., Ltd., Shenzhen. (2013). *High Efficiency Sunpower Maxeon 6 Solar Cells 166 X 166 mm GEN 6 Photovoltaic Cells IBC Solar Panel Cells*. Retrieved from https://www.alibaba.com/product-detail/High-efficiency-solar-cells-Sunpower-maxeon_1600802706626.html
- Yun, J., & Hwang, H. (2020). Technology identification, evaluation, selection, and optimization of a HALE Solar Aircraft. *Applied Sciences*, 2020(10), 7593. <https://doi.org/10.3390/app10217593>

