



# วารสารวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีอากาศยาน

## NKRAFA JOURNAL OF SCIENCE AND TECHNOLOGY

ปีที่ 20 ฉบับที่ 1 ม.ค. - มิ.ย. 67

### Contents

#### บทความวิจัย

- การออกแบบ และวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์  
ที่มีขีดความสามารถในการขึ้น-ลงทางดิ่ง  
ชัยณรงค์ รื่นภาคแดน วันชัย เจียจันทร์ และ เทพวินทร์ ไรจนพิลิจู 1 - 21
- การหาปริมาณการสั่งซื้อโดยการประยุกต์ใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal  
กรณีศึกษาบริษัทค้าส่ง ในจังหวัดนครปฐม  
ชนิชา หมอยาดี พรเกียรติ ภักดีวงศ์เทพ สุดาพร สุขภิรมย์ ณิชาภัทร สมุทรพ้อง และ รุติยา สุดลาภา 22 - 34
- คอนกรีตต้นทุนต่ำที่มีผสมขยะอีพีเอสโฟมทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนสำหรับงานก่อสร้าง  
จรล รัตนโชติพันธ์ 35 - 47
- ปัจจัยทางการตลาดที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19  
กรณีศึกษาโรงพยาบาลรัฐบาลตัวอย่าง  
ณัฐกิตติ อยู่ดวง ธนธร ชื่นอนันต์ พุดพิงษ์ ธนวิระกุล และ ไตรมาศ พูลผล 48 - 58
- การวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมเพื่อวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม  
กนก ทองสว่าง และ อธิวิ ยุทธยานนท์ 59 - 72
- การเพิ่มประสิทธิภาพการรายงานข้อขัดข้องการปฏิบัติงานผ่านไลน์เมสเสจแอปโอ  
พินดา แก้วชนิด และ ภูมิพันธ์ บัวงาม 73 - 81
- ผลของตัวทำละลายต่อสมบัติด้านแรงดัดและการเพิ่มสมบัติด้านแรงดึงของวัสดุอีพ็อกซีคอมโพสิต  
ที่เสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็ก  
ณัฐพล เกศางาม และ วรุต ธรรมวิชัย 82 - 92
- การไต่-บินเดินทางพร้อมกัน  
พลานันท์ ปะจายะกฤตย์ และ กนก ทองสว่าง 93 - 107
- การเลือกรูปแบบการขนส่งสินค้าที่เหมาะสมด้วยวิธีการหาค่าต่ำสุดเชิงวิเคราะห์:  
กรณีศึกษาบริษัทผู้ผลิตกระจกนิรภัย  
นิสา เตื่อนไพร จีราดา อนุชิตนันทน์ และ สราวุธ ลักษณะโต 108 - 118
- การวิเคราะห์สมรรถนะเครื่องบินวิทยุบังคับเพื่อไปประกาศความสมควรเดินอากาศ  
สุภาพ เพ็งมาก และ เทพวินทร์ ไรจนพิลิจู 119 - 130
- บทความวิชาการ
- แนวทางการประยุกต์ใช้ปัญญาประดิษฐ์ (AI) และ AGI เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพระบบรักษาความปลอดภัยไซเบอร์  
ของศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศไทย  
พัฒนศรีบุญ เลหาไฟบูลย์ และ อรณิชา คงวุฒิ 131 - 140



## บทบรรณาธิการ

วารสารวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีนายเรืออากาศ (NKRAFA JOURNAL OF SCIENCE AND TECHNOLOGY) ซึ่งฉบับนี้เป็นปีที่ 20 ฉบับที่ 1 มกราคม – มิถุนายน 2567 โดยวารสารออนไลน์ใช้ระบบ Thaijo2.0 มีหมายเลข ISSN (Online) คือ 2651-1002 และวารสารเป็นเล่ม มี ISSN (Print) คือ 2651-1134 ซึ่งวารสารมีกำหนดออกปีละ 2 ฉบับ (ฉบับที่ 1 มกราคม – มิถุนายน และฉบับที่ 2 กรกฎาคม – ธันวาคม) ซึ่งกองบรรณาธิการวารสารวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีนายเรืออากาศได้ทุ่มเททำงานเพื่อดำรงความมีคุณค่าของงานวิจัยที่ตีพิมพ์ในวารสารฯ และยังมุ่งมั่นที่จะปรับระดับคุณภาพของวารสารฯ ให้พร้อมที่จะเข้าสู่การประเมินเพื่อเลื่อนขึ้นสู่วารสารกลุ่มที่ 1 ต่อไป

กองบรรณาธิการฯ ขอขอบคุณผู้สนับสนุนบทความทุกท่านที่ให้ความไว้วางใจในการส่งบทความ จำนวน 11 บทความ (บทความภายนอก 7 บทความ บทความภายใน 4 บทความ) เพื่อตีพิมพ์ในวารสารฯ ปีที่ 20 ฉบับที่ 1 มกราคม – มิถุนายน 2567 กองบรรณาธิการฯ ขอพระคุณมูลนิธิพลอากาศเอก ศาสตราจารย์ ดร.พิสุทธ์ ฤทธาภรณ์ คณะที่ปรึกษา และผู้ทรงคุณวุฒิทุกท่านที่กรุณาใช้เวลาในการตรวจสอบคุณภาพของบทความและให้คำแนะนำที่เป็นประโยชน์ยิ่ง สุดท้าย ขอขอบคุณ ทีมงานที่เกี่ยวข้องทุกคนที่ทำให้รูปเล่มของวารสารฯ มีความสมบูรณ์และสวยงาม จนเกิดความสำเร็จทั้งในด้านคุณภาพและปริมาณตามมาตรฐานคุณภาพของ TCI

นาวาอากาศเอก รองศาสตราจารย์ เกียรติกุลไชย จิตต์เอื้อ  
บรรณาธิการวารสารวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีนายเรืออากาศ

# การออกแบบ และวิเคราะห์อากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ ที่มีขีดความสามารถในการขึ้น-ลงทางดิ่ง

## Design and Aerodynamic Analysis of Vertical Take-Off and Landing Solar Powered UAV

<sup>1\*</sup>ชิตนุพงศ์ รื่นภาคแดน <sup>2#</sup>วันชัย เจียจันทร์ และ <sup>3#</sup>เทพวินทร์ ไรจนพิลิจู

<sup>1,2,3</sup> กองวิชาวิศวกรรมอากาศยานและเทคโนโลยีการบิน

กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

<sup>1\*</sup>Chitsanupong Ruenpakdan, <sup>2#</sup>Wanchai Jiajan and <sup>3#</sup>Thepwintr Rojnpisit

<sup>1,2,3</sup> Aeronautical Engineering and Aviation Technology Division,

Academic Faculty, Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy

\*Turk.chitsanupong@gmail.com, #Wanchai\_j@rtaf.mi.th, #Thepwintr@gmail.com

Received : November 21, 2023

Revised : February 7, 2024

Accepted : February 28, 2024

### บทคัดย่อ

บทความนี้นำเสนอกระบวนการออกแบบเชิงหลักการเพื่อออกแบบปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์แบบปีกตรึง (M Solar-X Fixed-wing) ให้มีขีดความสามารถในการขึ้น-ลงทางดิ่ง โดยเลือกใช้ระบบขึ้น-ลงทางดิ่ง (VTOL) ประเภท Separate Lift and Thrust, SLT โดยกระบวนการออกแบบที่นำเสนอมีความง่าย ไม่ซับซ้อน เนื่องจากระบบ VTOL ประเภทนี้มีระบบขับเคลื่อนไปข้างหน้ากับระบบขับเคลื่อนในการขึ้นและลงในแนวตั้งที่ทำงานแยกกันอย่างชัดเจน นอกจากนี้กระบวนการวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์โดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics, CFD) ได้ถูกนำมาใช้ในกระบวนการออกแบบเพื่อตรวจสอบและยืนยันความถูกต้องของการออกแบบเชิงหลักการ ผลลัพธ์จากกระบวนการออกแบบ พบว่า อากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ขึ้น-ลงทางดิ่ง (M Solar-X VTOL) มีน้ำหนักสุดท้ายรวมเท่ากับ 18.9 kg ซึ่งมีน้ำหนักเพิ่มมากขึ้นจากเดิม 57.5% โดยผลการวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ พบว่า ระบบ VTOL ที่ติดตั้งบนอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing ส่งผลกระทบบกับค่าสัมประสิทธิ์แรงยกน้อยมาก ในขณะที่จะส่งผลกระทบต่อค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านอย่างมีนัยสำคัญ โดยมีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านสูงขึ้นเฉลี่ยประมาณ 20% ในตลอดทุกมุมปะทะ และจากผลการคำนวณสมรรถนะอากาศยานเบื้องต้น พบว่าอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL มีค่าความเร็ววงแหวนเท่ากับ 13.4 m/s และสมรรถนะการบินนานสูงสุดเท่ากับ 2.21 hr (2 hr 13 min) ซึ่งสอดคล้องกับเงื่อนไขกำหนดความต้องการปฏิบัติการ

**คำสำคัญ:** อากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์, ระบบขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทแยกส่วนระบบขับเคลื่อนไปข้างหน้า และระบบขึ้น-ลงทางดิ่งออกจากกัน, โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล

### Abstract

This paper presents a conceptual design process for designing and improving the M Solar-X fixed-wing solar-powered unmanned aerial vehicle to have vertical take-off and landing capability (VTOL). The separate lift and thrust vertical take-off and landing is selected for design system. The proposed conceptual design process is simple and not complicated because this type of vertical take-off and landing system has a forward propulsion system and a vertical take-off and landing propulsion system. The function areas of these propulsion systems are clearly separated. In addition, the process of analyzing aerodynamic characteristics using Computational Fluid Dynamics (CFD) is introduced into the design process to verify and validate the design principles. Results from the design process found that the M Solar - X VTOL has a final total weight of 18.9 kilograms, which is an increase of 57.5 percent from the original (fixed-wing). In addition, from the aerodynamic analysis, it is found that vertical take-off and landing propulsion systems installed on fixed wing unmanned aerial vehicles have slightly effect on the lift coefficient, while it will significantly affect the drag coefficient (approximately 20 percent higher at all angles of attack). From the results of preliminary aircraft performance calculations, it is found that the vertical take-off and landing of the solar-powered unmanned aerial vehicle (M Solar-X VTOL) has a stall speed of 13.4 m/s. And the maximum flight endurance performance is 2.21 hours or 2 hours 13 minutes, which satisfy the mission requirements.

**Keywords:** Solar Powered UAV, Separate Lift and Thrust (SLT) Vertical Take-Off and Landing, Computational Fluid Dynamics

### 1. บทนำ

ในปัจจุบันอากาศยานไร้คนขับ มีความเหมาะสมอย่างมาก กับภารกิจ 3D หรือ Dull, Dirty และ Dangerous โดยเมื่อเปรียบเทียบกับอากาศยานที่ใช้คนขับ ซึ่งมีขีดจำกัดในการปฏิบัติการภารกิจที่ต้องใช้เวลาปฏิบัติการนาน (Dull) ภารกิจที่ต้องปฏิบัติการในพื้นที่ปนเปื้อนสารอันตราย (Dirty) ภารกิจที่อันตราย (Dangerous) โดยเฉพาะอย่างยิ่ง อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กที่นิยมใช้ในการปฏิบัติการทางทหาร เนื่องจากตรวจจับได้ยาก มีความคล่องตัวสูง ใช้งานได้ง่ายและรวดเร็วและสามารถรับ-ส่ง ข้อมูลข่าวสารในรูปแบบของภาพและตำแหน่งได้ทันทีในขณะนั้น ระบบมีราคาไม่แพง เพราะเป็นระบบที่ไม่ซับซ้อน [1]

ในแง่ของการปฏิบัติการลาดตระเวนทางอากาศ สมรรถนะด้านการบินทนนาน (Endurance) คือคุณสมบัติที่สำคัญของการออกแบบระบบอากาศยานไร้คนขับ ดังนั้น โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช กองทัพอากาศ ได้เล็งเห็นถึงความสำคัญของเทคโนโลยีด้านอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กโดยใช้พลังงานแสงอาทิตย์เพื่อใช้ในการปฏิบัติการลาดตระเวนทางอากาศ เนื่องจากอากาศยานประเภทนี้มีจุดแข็งในด้านสมรรถนะของระยะเวลาปฏิบัติการที่ยาวนานและต่อเนื่อง มีต้นทุนในการผลิตต่ำ รวมถึงมีความคล่องตัวในการปฏิบัติการ จึงได้ริเริ่มทำการวิจัยและพัฒนา ระบบอากาศยานไร้คนขับพลังงานแสงอาทิตย์ที่มีสมรรถนะสูงเพดานบินต่ำสำหรับปฏิบัติการดังกล่าว

โครงการวิจัยและพัฒนา ระบบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X [2] เป็นโครงการที่ตอบโจทย์ยุทธศาสตร์ชาติและยุทธศาสตร์ กองทัพอากาศด้านเทคโนโลยีป้องกันประเทศที่สามารถนำไปประยุกต์ใช้ให้เป็นต้นแบบเทคโนโลยี 2 ทาง หรือ Dual-use technology คือสามารถนำไปใช้ได้กับการกิจทางทหารและพลเรือน เช่น การกิจลาดตระเวน เผ่าตรวจและค้นหา (ISR), การกิจสำรวจ



ทรัพยากรธรรมชาติ และ การกิจบรรเทาสาธารณภัย เป็นต้น ในแง่ของนวัตกรรม งานวิจัยนี้ เป็นการประยุกต์ใช้พลังงานแสงอาทิตย์ ที่ผสมผสานระหว่างเทคโนโลยีขั้นสูงด้านการออกแบบตามหลักอากาศพลศาสตร์ เทคโนโลยีเซลล์สุริยะและแหล่งพลังงานจาก แบตเตอรี่เข้าด้วยกัน ได้อย่างลงตัว โดยมีแหล่งอ้างอิงของกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของ Wanchai J. et al. 2016 [3] ทั้งนี้ เพื่อสร้างต้นแบบระบบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X ให้มีขีดความสามารถในการใช้ปฏิบัติการทางยุทธวิธีได้เป็นระยะเวลานานมากขึ้นแบบเป็นนัยสำคัญเมื่อเปรียบเทียบกับอากาศยานไร้คนขับที่มีขนาดน้ำหนักเท่ากันที่ใช้น้ำมันเชื้อเพลิงเป็นแหล่งพลังงานหลัก โดยต้นแบบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X ดังรูปที่ 1 สามารถปฏิบัติการได้ระยะเวลานานมากกว่า 4 - 10 hr ทั้งนี้ ขึ้นอยู่กับสภาพอากาศ โดยมีเพดานบินสูงสุด 1,500 m จากระดับน้ำทะเล ในขณะที่มีน้ำหนักคำนวณเพียง 12 kg



รูปที่ 1 อากาศยานไร้คนขับ M Solar-X

จากรูปที่ 1 อากาศยานไร้คนขับ M Solar-X มีข้อมูลด้านกายภาพ คือ ขนาดความยาวกางปีก 4.2 m ขนาดความยาวลำตัว 2 m พื้นที่ปีก 1.18 m<sup>2</sup> และมีน้ำหนักพร้อมวิ่งขึ้นเท่ากับ 12 kg รวมถึงมีข้อมูลด้านสมรรถนะด้านอื่น ๆ ดังนี้

- มีพิสัยการบิน 40 km
- ความเร็วการบินปฏิบัติการ 45 - 70 km/hr
- น้ำหนักกระวางบรรทุก 2 kg
- แหล่งพลังงานหลัก High Efficiency Flexible Thin Solar Cell /Lithium Ion battery
- การวิ่งขึ้นโดยใช้ Catapult launcher และลงจอดโดยใช้ Belly landing

โดยระบบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X นี้ ได้มีการทดสอบใช้งานจริงในด้านความมั่นคงในส่วนของการบินลาดตระเวน ป้องกันฐานบิน ณ ที่ตั้ง กกล.ทอ.ฉ.9 จว.ปัตตานี ดังรูปที่ 2 โดยมีชั่วโมงสะสมในการบินทดสอบถึง 250 hr นอกเหนือจากนี้ กระบวนการออกแบบเป็นไปตามข้อกำหนดมาตรฐานสมควรเดินอากาศ ทั้งนี้เพื่อสามารถขยายผลสู่การรับรองมาตรฐานอาวุธ ยุทธโปกรณ์และเข้าสู่อุตสาหกรรมผลิตในอนาคตได้ต่อไป



รูปที่ 2 การทดลองใช้ปฏิบัติการลาดตระเวนทางอากาศโดยอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X ณ ที่ตั้ง กกล.ทอ.ฉ.9 จว. ปัตตานี

อย่างไรก็ตาม เนื่องจากระบบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X เป็นอากาศยานประเภทแบบปีกตรึง จะมีอัตลักษณ์เฉพาะที่จำเป็นต้องใช้แนวร่อนหรือสนามบินในการวิ่งขึ้นและลงจอด ซึ่งเป็นข้อจำกัดในการประยุกต์ใช้อากาศยานไร้คนขับชนิดนี้ในการปฏิบัติการที่มีขนาดพื้นที่ขึ้นและลงจอด ยกตัวอย่างเช่น การนำไปประยุกต์ใช้ในพื้นที่ในเขตป่าสงวน อุทยานแห่งชาติ แนวตะเข็บชายแดน เป็นต้น รวมถึงพื้นที่ที่ไม่มีสนามบินในการวิ่งขึ้นและลงจอด

เพื่อตอบโจทย์ปัญหาดังกล่าว อากาศยานไร้คนขับ VTOL เป็นหนึ่งในนวัตกรรมด้านเทคโนโลยีอากาศยานไร้คนขับที่ถูกพัฒนาขึ้นให้มีขีดความสามารถในการปฏิบัติการวิ่งขึ้นและลงในพื้นที่จำกัด และเมื่อพิจารณารูปแบบของอากาศยานไร้คนขับ VTOL ประเภทแยกส่วนระบบขับเคลื่อนไปข้างหน้าและส่วนระบบขับเคลื่อนในแนวดิ่งออกจากกัน SLT [4] ดังรูปที่ 3 เป็นประเภทที่ได้รับความนิยมสูงในการพัฒนาเพื่อนำไปประยุกต์ใช้งานในการกิจที่หลากหลายรูปแบบ [4] เนื่องจากมีความง่ายในการออกแบบ เพราะเป็นระบบที่แยกส่วนกันอย่างชัดเจน กลไกระบบไม่ซับซ้อน และใช้งานง่าย รวมถึงสามารถปรับปรุง หรือ ออกแบบอากาศยานไร้คนขับแบบ Fixed-wing ให้มีขีดความสามารถขึ้นและลงทางดิ่งได้ ดังรูปที่ 3



รูปที่ 3 รูปแบบอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT

จากรูปที่ 3 จะเห็นได้ชัดเจนว่าระบบ VTOL แบบ SLT ประเภทนี้ได้ผสมผสานข้อดีของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนแบบ 4 ใบพัดที่มีขีดความสามารถขึ้นและลงในแนวดิ่งและข้อดีของอากาศยานไร้คนขับแบบ Fixed-wing ที่มีสมรรถนะการบินทนนานที่สูงและบรรทุกสัมภาระได้ค่อนข้างมาก ทำให้อากาศยานไร้คนขับประเภทนี้มีขีดความสามารถขึ้นและลงทางดิ่งได้ในขณะที่ยังคงไว้ซึ่งสมรรถนะด้านระยะเวลาการบินปฏิบัติการที่ เหมาะสม ด้วยเหตุผลนี้อากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT จะสามารถตอบโจทย์ภารกิจที่เป็นจุดอ่อนของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing ได้ แต่อย่างไรก็ตาม การได้มาซึ่งการออกแบบเพื่อปรับปรุงระบบอากาศยานไร้คนขับ Fixed-wing ให้มีขีดความสามารถในการขึ้นและลงทางดิ่ง ในขณะที่ยังคงไว้ซึ่งขีดความสามารถด้านสมรรถนะการบินทนนานที่เหมาะสมและตอบสนองต่อความต้องการของภารกิจเป็นความท้าทายของงานวิจัยนี้ เนื่องจากการปรับปรุงขีดความสามารถดังกล่าวจะต้องมีการเพิ่มระบบขับเคลื่อนในแนวดิ่ง ซึ่งส่งผลโดยตรงต่อการเพิ่มน้ำหนักรวมของอากาศยาน รวมถึงการเพิ่มขึ้นของแรงต้านจากรูปทรงที่เปลี่ยนไปจะส่งผลโดยตรงต่อการลดลงของสมรรถนะด้านการบินทนนาน อย่างเป็นนัยสำคัญเมื่อเปรียบเทียบกับระบบอากาศยานไร้คนขับแบบ Fixed-wing

## 2. การทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง

จากการศึกษางานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT [4] - [8] พบว่ามีงานวิจัยจำนวนมากได้เสนอกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้ในหลากหลายรูปแบบ เช่น Dewi, P.T. et al. (2016) [4] ได้เสนอกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT โดยใช้รูปแบบการประมาณค่าน้ำหนักแบบ Component weight built up และมีการคำนวณวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์โดยใช้วิธีการเวอร์เทคเลททิซ (VLM) และการคำนวณโดยใช้ CFD ในขณะที่ Rahman, Y.A.A, et al. (2018) [5] ได้นำเสนอวิธีการออกแบบเชิงหลักการอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้โดยใช้วิธี Take-off weight build up ร่วมกับการสำรวจข้อมูลในท้องตลาด (Market survey) ของการประมาณค่าน้ำหนักรวม และมีการสร้างต้นแบบเพื่อบินทดสอบในการประเมินกระบวนการออกแบบ Dundar, O. et al. (2020) [6] แสดงขั้นตอนการออกแบบอากาศยานไร้คนขับขึ้นและลงทางดิ่งชื่อ Kuzgun โดยใช้การประมาณค่าน้ำหนักรวมจากฐานข้อมูลเชิงสถิติ (Historical data) รวมถึงการวิเคราะห์สมรรถนะเบื้องต้นโดยใช้สมการประมาณค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์จากวิธี Semi-empirical method

นอกจากนี้ Sonkar, S. et al. (2022) [7] ได้เสนอการออกแบบเชิงหลักการแบบองค์รวมซึ่งใช้กระบวนการออกแบบตามหลักขั้นตอนการออกแบบอากาศยานแบบ Fixed-wing โดยทั่วไปและเพิ่มขั้นตอนการออกแบบระบบ VTOL ในกระบวนการด้วย นอกจากนี้ในงานวิจัยได้สร้างลำดับแบบและบินทดสอบเพื่อยืนยันกระบวนการออกแบบ

ในขณะที่กระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้โดยส่วนใหญ่หลีกเลี่ยงความซับซ้อนของกระบวนการออกแบบ แต่ในงานวิจัยของ Palaia, G. and Cipolla, V. (2019) [8] ได้นำเสนอกระบวนการออกแบบเชิงหลักการโดยใช้วิธีในการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด หรือ Optimization method ซึ่งเป็นเครื่องมือที่ใช้ในหน่วยงานภายในองค์กร หรือ In-house optimization tool ซึ่งถูกนำมาใช้ในกระบวนการออกแบบอากาศยานไร้คนขับขนาดเบาที่ปีกเป็นลักษณะกล่องสี่เหลี่ยม (Box wing)

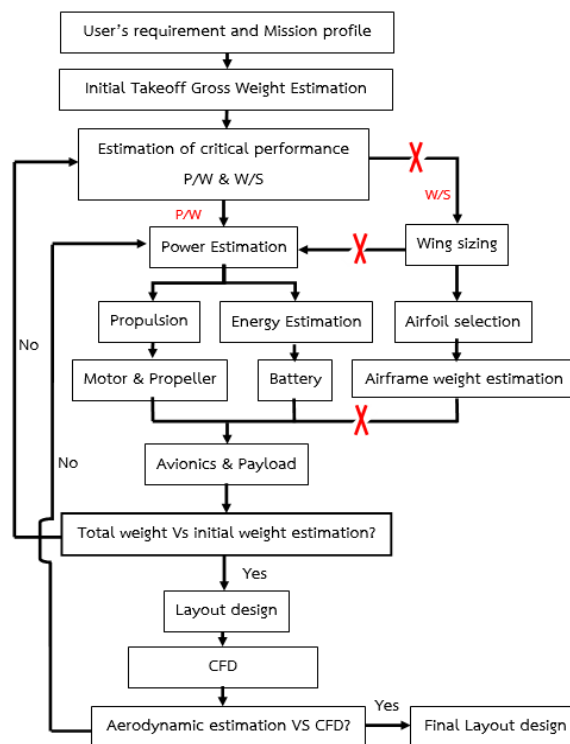
จากการทบทวนวรรณกรรมที่กล่าวมาในเบื้องต้น พบว่า งานวิจัยโดยส่วนใหญ่เน้นการพัฒนากระบวนการออกแบบให้มีความง่าย ไม่ซับซ้อน และใช้ขั้นตอนการคำนวณค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ที่มีความแม่นยำมาใช้ในการออกแบบเชิงหลักการ รวมถึงมีกระบวนการสร้างต้นแบบและบินทดสอบเพื่อยืนยันกระบวนการออกแบบ แต่อย่างไรก็ตามกระบวนการออกแบบเชิงหลักการเพื่อปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรงที่มีอยู่เดิมให้มีขีดความสามารถในการขึ้นและลงทางดิ่งและยังคงไว้ซึ่งขีดความสามารถด้านการปฏิบัติการกิจที่เหมาะสมไม่ปรากฏในแหล่งข้อมูลอ้างอิง

ดังนั้นในงานวิจัยนี้ ผู้วิจัยจึงมีความสนใจที่จะเสนอระเบียบวิธีดำเนินการออกแบบเชิงหลักการเพื่อปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X ให้มีขีดความสามารถในการขึ้นและลงทางดิ่ง ในขณะที่ยังคงไว้ซึ่งขีดความสามารถด้านสมรรถนะการบินนานที่เหมาะสมตามความต้องการของภารกิจ โดยระเบียบวิธีการออกแบบเชิงหลักการ มีความง่ายไม่ซับซ้อน นอกจากนี้ยังรวมกระบวนการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์อย่างละเอียดโดยใช้ CFD เข้าในกระบวนการการออกแบบเพื่อยืนยันความถูกต้องของกระบวนการออกแบบเชิงหลักการ

### 3. วิธีดำเนินการวิจัย

#### 3.1 แผนผังวงจรกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT

งานวิจัยนี้ได้เสนอแผนผังวงจรระเบียบวิธีกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT ที่ใช้พลังงานไฟฟ้าเป็นแหล่งพลังงานหลัก โดยเน้นขั้นตอนกระบวนการตามแผนผัง ดังรูปที่ 4



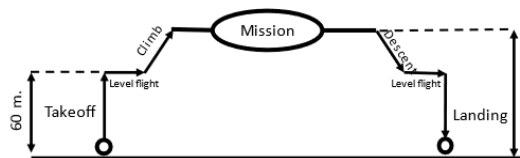
รูปที่ 4 แผนผังวงจรการออกแบบปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X แบบ Fixed-wing

จากแผนผังวงจรในรูปที่ 4 จะมีลักษณะระเบียบวิธีการออกแบบเชิงหลักการเหมือนกันกับระเบียบวิธีการออกแบบเชิงหลักการของแหล่งข้อมูลอ้างอิง [9] แต่ต่างกันรายละเอียดของการเลือกแผนอากาศและกำหนดขนาดของปีก ลำตัวและหาง เนื่องจากในงานวิจัยนี้ เป็นการออกแบบปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing ที่มีอยู่เดิม (ซึ่งมีขนาดพื้นที่ปีกและแผนอากาศอยู่เดิม) ให้มีขีดความสามารถขึ้นและลงทางดิ่ง จึงไม่จำเป็นต้องดำเนินการในขั้นตอนนี้ นอกจากนี้การกำหนดขนาดของระบบขับเคลื่อน VTOL จะดำเนินการโดยใช้ข้อมูลทางสถิติซึ่งเป็นกระบวนการออกแบบระบบที่มีความง่ายไม่ซับซ้อน ทั้งนี้เนื่องจากระบบอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้มีการแยกส่วนระบบขับเคลื่อนไปข้างหน้าและส่วนระบบขับเคลื่อนในแนวดิ่งออกจากกันอย่างชัดเจน

จากรูปที่ 4 สามารถแสดงรายละเอียดของแต่ละขั้นตอนได้ดังนี้

3.1.1 การกำหนดความต้องการและรูปแบบการปฏิบัติการกิจของอากาศยานไร้คนขับ (User's Requirements and Mission Profile)

ในงานวิจัยนี้ต้องการออกแบบปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing ให้มีขีดความสามารถในการขึ้นและลงทางดิ่งประเภท SLT ที่มีลักษณะระบบขับเคลื่อนไปข้างหน้า แบบ 1 ใบพัด และระบบขึ้นและลงในแนวดิ่งแบบ 4 ใบพัด ดังรูปที่ 3 ซึ่งมีรูปแบบการบินปฏิบัติการกิจ ดังรูปที่ 5



รูปที่ 5 รูปแบบการปฏิบัติการกิจของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL แบบ SLT

นอกจากนี้ ในงานวิจัยนี้ได้กำหนดความต้องการเพื่อใช้ในการออกแบบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL แบบ SLT นี้ไว้ดังนี้

- อากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL แบบ SLT ต้องมีน้ำหนักรวมไม่เกิน 20 kg ในขณะที่ยังคงขีดความสามารถด้านการบรรทุกสัมภาระได้ 2 kg

- สามารถบินทำภารกิจได้นานมากกว่า 2 hr

- บินเดินทางด้วยความเร็ว 17 - 20 m/s และอัตราการขึ้นและลงในแนวดิ่ง 1 m/s

- ความเร็วร่วงหล่น (Stall speed) 14 m/s

3.1.2 การประมาณค่าเริ่มต้นน้ำหนักรวม (Initial Weight Estimation)

ในงานวิจัยนี้ วิธีการประมาณค่าเริ่มต้นของน้ำหนักรวมอากาศยานก่อนขึ้นบิน เลือกใช้วิธีการจากแหล่งข้อมูลอ้างอิง [9] โดยเลือกใช้วิธีการประมาณค่าน้ำหนักของอากาศยานที่ใช้พลังงานไฟฟ้า (Electrical Engine UAV) ตามทฤษฎีของ Giuseppe [10] ซึ่งใช้หลักการคำนวณจากค่าข้อมูลทางสถิติของอัตราส่วน อุปกรณ์บรรทุก (Payload) เทียบต่อน้ำหนักรวมของอากาศยาน หรือ Payload Weight Fraction ( $W_P/W_{TO}$ )

จากการศึกษาฐานข้อมูลของการสำรวจตลาด ของอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT ที่ใช้พลังงานไฟฟ้าเป็นตัวขับเคลื่อนทั้งหมด 6 รูปแบบ [11 -16] พบว่า ค่าเฉลี่ยของอัตราส่วนอุปกรณ์บรรทุก (Payload) เทียบต่อน้ำหนักรวมของอากาศยาน หรือค่า  $W_P/W_{TO}$  มีค่าเฉลี่ยประมาณ 0.11 หรือ 11 % ดังตารางที่ 1



ตารางที่ 1 ข้อมูลทางสถิติของอัตราส่วนน้ำหนักบรรทุกต่อน้ำหนักรวมของอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT [11 -16]

| UAV                | Wing span<br>(m) | Take-off<br>weight (kg) | Payload<br>(kg) | Endurance<br>(hr) | Stall speed<br>(m/s) | Speed Cruise-<br>Max(m/s) | Wp/Wt       |
|--------------------|------------------|-------------------------|-----------------|-------------------|----------------------|---------------------------|-------------|
| <i>Eagle hreo</i>  | 3.5              | 18                      | 1.1             | 120               | 13                   | 24-35                     | 0.06        |
| <i>Tiger shark</i> | 3.5              | 22                      | 1.5             | 120               | 19                   | 26-33                     | 0.07        |
| <i>Daegon VTOL</i> | 3.05             | 14                      | 1.5             | 120               | 17                   | 23-33                     | 0.11        |
| <i>Ranger VTOL</i> | 3                | 14                      | 1               | 120               | 17                   | 23-33                     | 0.07        |
| <i>EWG E2V</i>     | 2.9              | 12.75                   | 2               | 90                | 13                   | 16-25                     | 0.16        |
| <i>CW10</i>        | 2.6              | 12                      | 2               | 90                |                      | 20-30                     | 0.17        |
|                    |                  |                         |                 |                   |                      | Average                   | <b>0.11</b> |

ดังนั้น จากการกำหนดค่าอุปกรณ์บรรทุกหรือน้ำหนัก Payload ในขั้นตอนที่ 1 (ประมาณ 2 kg) สามารถนำมาคำนวณหาค่าเริ่มต้นของน้ำหนักรวมของอากาศยานได้ โดยมีค่าประมาณเท่ากับ  $2 / 0.11 = 18.18$  kg (Take-off weight) นอกจากนี้ ทางคณะผู้วิจัยยังสามารถกำหนดน้ำหนักเริ่มต้นจากการประมาณน้ำหนักของอุปกรณ์แต่ละชนิดในรูปที่ 6 ได้ ดังปรากฏในตารางที่ 2



รูปที่ 6 ส่วนประกอบอุปกรณ์แต่ละชนิด

ตารางที่ 2 การประมาณค่าน้ำหนักบรรทุกเริ่มต้นของอากาศยาน

| Main Components      | Sub-Components           | Weight (g)    |
|----------------------|--------------------------|---------------|
| Avionics + Payload   | Servos x4                | 160           |
|                      | Receiver                 | 120           |
|                      | Flight Control           | 150           |
|                      | Speed Control            | 100           |
|                      | Gimbal                   | 2000          |
| Battery              | Li-po Battery            | 1500          |
|                      | Li-Ion Battery           | 4000          |
| Propulsion Group     | Vertical Thrust Motor x4 | 2000          |
|                      | Forward Thrust           | 650           |
| Airframe             | Empty Airframe           | 7,500         |
| Initial Total Weight |                          | <b>18,180</b> |

### 3.1.3 การประมาณค่าสมรรถนะวิกฤติของอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT (Estimation of Critical Performance)

ขั้นตอนนี้เป็นหัวใจสำคัญของกระบวนการออกแบบเชิงหลักการของอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT จากที่กล่าวไปแล้วในหัวข้อที่ 1 อากาศยานไร้คนขับมีรูปแบบการบินที่ผสมผสานระหว่างอากาศยานแบบปีกหมุนในการขึ้นและลงทางดิ่งและการบินในลักษณะแบบ Fixed-wing ในการบินเดินทาง ดังนั้นในงานวิจัยนี้ได้กำหนดหลักการในการเลือกใช้สมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับที่เป็นลักษณะลูกผสมระหว่างอากาศยานแบบปีกหมุนและปีกตรึง [9] แต่อย่างไรก็ตามเนื่องจากระบบอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT มีการแยกส่วนการทำงานกันอย่างชัดเจน ดังนั้นการวิเคราะห์สมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้จึงสามารถทำแยกส่วนกันได้ โดยสมรรถนะด้านการบิน Forward flight จะอ้างอิงจาก Raymer,D., 2012 [17] ทั้งนี้เพื่อหาจุดที่เหมาะสมของค่าตัวแปรที่สำคัญที่ประกอบด้วย ค่า Power loading (W/P) ค่า Wing Loading (W/S) ซึ่งมีสมการดังสมการที่ (1), (2), (3) และ (4) ต่อไปนี้

- (1) สมรรถนะการเลี้ยว (Maximum Load/Turn)

$$\frac{HP}{W} = \frac{1}{550 \eta_p} \left[ \frac{1}{2} \rho V^3 C_{D,0} \left( \frac{S}{W} \right) + 2K \frac{n^2}{\rho V} \left( \frac{W}{S} \right) \right] \quad (1)$$

- (2) สมรรถนะการบินเดินทาง (Cruise Performance)

$$\frac{HP}{W} = \frac{2}{550 \eta_p} C_{D,0}^{\frac{1}{4}} K^{\frac{3}{4}} \left( \frac{2W}{\rho S} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

- (3) สมรรถนะ การบินทนนาน (Endurance Performance)

$$\frac{HP}{W} = \frac{4}{550 \eta_p} C_{D,0}^{\frac{1}{4}} \left( \frac{K}{3} \right)^{\frac{3}{4}} \left( \frac{2W}{\rho S} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

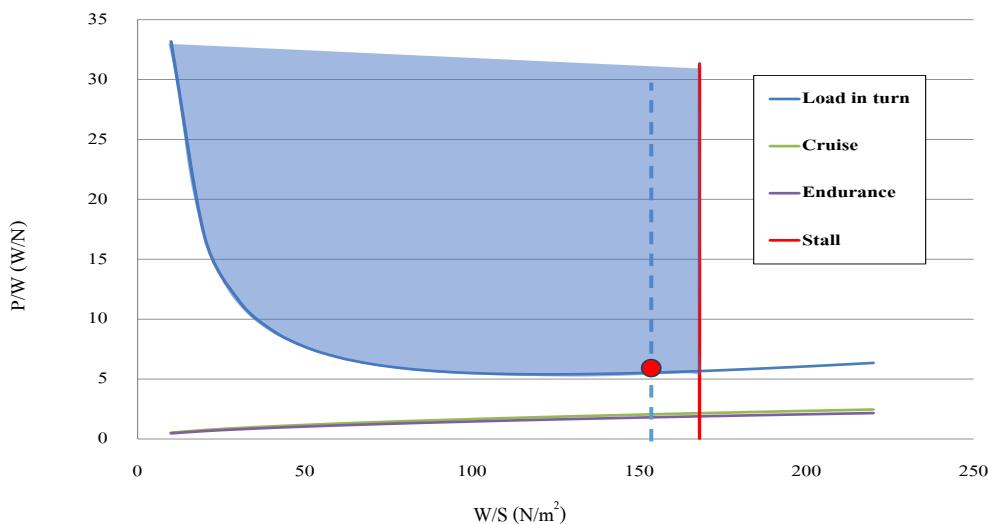
(4) สมรรถนะภาวะร่วงหล่น (Stall Condition)

$$\frac{W}{WS} = \frac{\rho}{2} C_{L,max} V_{So}^2 \quad (4)$$

โดยจากการคำนวณด้วยสมการที่ (1) ถึง (4) และค่าคงที่ในตารางที่ 3 ทำให้สามารถเขียนกราฟ สมรรถนะวิกฤต Constraint Diagram ได้ดังรูปที่ 7

ตารางที่ 3 ตารางการกำหนดค่าตัวแปรเริ่มต้นในสมการขอบเขตสมรรถนะอากาศยานแบบ Fixed-wing

| $V_{stall}$<br>(m/s) | $V_{loiter}$<br>(m/s) | $\rho_{@150m}$ (Kg/m <sup>3</sup> ) | $\rho_{@SL}$<br>(Kg/m <sup>3</sup> ) |
|----------------------|-----------------------|-------------------------------------|--------------------------------------|
| 14                   | 18                    | 1.207                               | 1.225                                |
| $\eta_p$             | ROC<br>(m/s)          | e                                   | K                                    |
| 0.7                  | 5                     | 0.8                                 | 0.099432                             |
| $C_{Lmax}$           | $C_{D0}$              | AR                                  | n                                    |
| 1.4                  | 0.05                  | 14.8                                | 2.05                                 |



รูปที่ 7 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง Power to Weight Ratio กับ Wing Loading ของสมรรถนะด้านต่าง ๆ ประกอบการพิจารณาในการเลือกตำแหน่งเพื่อออกแบบ

รูปที่ 7 แสดงให้เห็นว่าสามารถเลือกตำแหน่งในความสัมพันธ์ระหว่าง Power to Weight Ratio (P/W) กับ W/S ได้ โดยพิจารณาจากการตัดกันของกราฟ ซึ่งตามทฤษฎีของการเลือกจุดในการกราฟ สมรรถนะวิกฤต Constraint Diagram จะสามารถเลือกได้จากพื้นที่ ที่แรเงาในกราฟขึ้นไป ดังได้กล่าวไปแล้ว เนื่องจากในงานวิจัยนี้ไม่ได้มีการเปลี่ยนแปลง โครงสร้างอากาศยานเดิม (พื้นที่ปีกคงเดิม 1.18 m<sup>2</sup>) ดังนั้นจะทำให้ค่า W/S มีค่าเท่ากับ 150.986 N/m<sup>2</sup> ดังนั้นจุดที่สามารถเลือกได้คือ ค่า P/W โดยในงานวิจัยจะเลือกจุด (150.986, 5.5) ซึ่งหมายถึงการเลือกจุด W/S เท่ากับ 150.986 N/m<sup>2</sup> และเลือกจุด P/W เท่ากับ 5.5 W/N ซึ่งในการเลือกจุดของค่า P/W จำเป็นต้องเลือกจุดที่ต่ำที่สุดเพื่อให้ได้กำลังขับน้อยที่สุด เพื่อให้ได้มอเตอร์ที่มีกำลังขับน้อยที่สุด ในการบินเดินทาง

### 3.1.4 การประมาณค่ากำลังขับและพลังงานที่ใช้ในการบินเดินทาง (Forward Flight Power and Energy estimation)

#### 3.1.4.1 การประมาณพลังงานที่ใช้ซึ่งเป็นที่มาของค่าความจุแบตเตอรี่ของอากาศยาน สามารถคำนวณได้ ดังนี้

การคำนวณพลังงานไฟฟ้าของการบินเดินทางด้วยความเร็วคงที่ ที่กำหนด 18 m/s โดยใช้เวลา 2 hr

ในการปฏิบัติการกิจ

จากสมการกำลังขับที่ต้องการ (Power required,  $P_r$ ) ของการบินตรงระดับด้วยความเร็วคงที่ ดังสมการที่ (5)

$$P_{req} = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D_0} + \frac{W^2}{\frac{1}{2} \rho V S} \left( \frac{1}{\pi e A R} \right) \quad (5)$$

และสมการกำลังทางไฟฟ้าที่ต้องการ (Electric power,  $P_e$ ) ดังสมการที่ (6) และสมการที่ (7)

$$P_e = \frac{P_r}{\eta_m \eta_p} \quad (6)$$

$$P_e = IE \quad (7)$$

โดยที่  $I$  คือ กระแสไฟฟ้า หน่วย แอมแปร์ (A)  $E$  คือ ค่าความต่างศักย์ หน่วย โวลต์ (V),  $\eta_m$  คือ ค่าประสิทธิภาพมอเตอร์ และ  $\eta_p$  คือ ค่าประสิทธิภาพใบพัด จากสมการที่ (5) - (7) เมื่อแทนค่าเริ่มต้นของตัวแปรต่าง ๆ ที่กำหนดในตารางที่ 3 สามารถคำนวณอัตราการใช้กระแสไฟฟ้าในช่วงการบินเดินทางหรือ Cruise current draw ได้เท่ากับ 22.77 A (อ้างอิงจากแบตเตอรี่ 6S 22.2V) ดังนั้น จากกำหนดความต้องการของ Endurance เท่ากับ 2 hr จะมีความต้องการพลังงานไฟฟ้าจากแบตเตอรี่ เท่ากับ 45,540mAh ซึ่งในงานวิจัยเลือกใช้แบตเตอรี่ชนิด 6 เซลล์แบบลิเทียมไอออน แต่อย่างไรก็ตามในการใช้งานจริง แบตเตอรี่จะถูกใช้งานเพียงแค่ 90 % Depth of discharge (DOD) ทำให้สามารถคำนวณค่าความจุของแบตเตอรี่ที่ต้องใช้เท่ากับ 50,600 mAh ดังนั้น จากข้อมูลความต้องการพลังงานไฟฟ้าดังกล่าว ในงานวิจัยนี้ได้เลือกแบตเตอรี่ลิเทียมไอออน (Li-ion 6S 52,000 mAh) น้ำหนัก 4.7 kg ดังรูปที่ 8



รูปที่ 8 แบตเตอรี่สำหรับระบบการบินตรงระดับ

#### 3.1.4.2 การประมาณแรงขับของมอเตอร์ของอากาศยาน (Motor and Propeller)

จากการกำหนดค่า  $P/W$  ในหัวข้อ 3.1.3 สามารถนำมาคำนวณหาค่ากำลังขับที่ต้องการของมอเตอร์ได้ แต่อย่างไรก็ตามเพื่อความสะดวกในการเลือกขนาดกำลังขับของมอเตอร์ที่เหมาะสม ในงานวิจัยนี้ จะเลือกขนาดมอเตอร์และใบพัดโดยใช้ขนาดของแรงขับที่ต้องการ ทั้งนี้เนื่องจากข้อมูลขนาดมอเตอร์และใบพัดในท้องตลาดโดยส่วนใหญ่จะบอกคุณลักษณะของขนาดของแรงขับที่ได้ ดังนั้น การเปลี่ยนค่ากำลังขับเป็นแรงขับ สามารถทำได้โดยการเปลี่ยนค่า  $P/W$  เป็นค่าแรงขับต่อน้ำหนัก หรือ Thrust to Weight ratio (T/W) ด้วยการหารความเร็วในการบินเดินทาง

ดังนั้น จากการกำหนดค่า P/W เท่ากับ 5.5 W/N เมื่อหารความเร็วเดินทาง 18 m/s จะทำให้ได้ค่า T/W เท่ากับ 0.5 ซึ่งค่าที่ได้จะมีความสอดคล้องกับข้อมูลทางสถิติ [4] ซึ่งกำหนดค่าที่เหมาะสมของ T/W มีค่าอยู่ระหว่าง 0.3 ถึง 0.5 ซึ่งสามารถทำให้คำนวณค่าแรงขับของมอเตอร์และใบพัด ที่เหมาะสมได้เท่ากับ 8.341 kg โดยงานวิจัยนี้ ได้เลือก ระบบขับเคลื่อนไปข้างหน้า (มอเตอร์และใบพัด) คือ รุ่นDual sky 5322 6S 380KV (น้ำหนัก 510 g) ใบพัด ขนาด 18"x10" ที่สามารถให้แรงขับเท่ากับ 9.678 kg ดังปรากฏในรูปที่ 9



รูปที่ 9 มอเตอร์สำหรับระบบขับเคลื่อนไปข้างหน้า

### 3.1.5 การประมาณค่ากำลังขับและพลังงานที่ใช้ในการบินขึ้นและลงทางดิ่ง

ดังได้กล่าวไปแล้ว เนื่องจากระบบ VTOL แบบ SLT มีการแยกส่วนการทำงานกันอย่างชัดเจน ดังนั้นการหาค่า สมรรถนะวิกฤตสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้จึงสามารถทำแยกส่วนกันได้ โดยในหัวข้อนี้ การหาค่า สมรรถนะวิกฤตของระบบขับเคลื่อนขึ้นและลงทางดิ่ง สามารถหาได้จากแหล่งข้อมูลทางสถิติเพื่อกำหนดเลือกใช้ขนาด ใบพัดและมอเตอร์ที่เหมาะสม ทั้งนี้เพื่อความง่ายในการออกแบบและปรับปรุง

ในการคำนวณหาลำดับขับมอเตอร์ในระบบ VTOL โดยใช้วิธีเชิงสถิติ [18] พบว่า จากข้อมูลทางสถิติ ค่าแรงขับต่อน้ำหนัก หรือ ค่า T/W ของระบบอากาศยานไร้คนขับ VTOL แบบ SLT มีค่าอยู่ระหว่าง 1.2 ถึง 1.5 ซึ่งจาก น้ำหนักของอากาศยานไร้คนขับมีค่าเท่ากับ 18.18 kg หรือ 178.164 N จะทำให้แรงขับที่ต้องการเท่ากับ 213.7968 N หรือ 21.816 kg ดังนั้นจะได้แรงขับของมอเตอร์แต่ละตัวมีค่าเท่ากับ 5.454 kg (ทั้งหมด 4 ตัว และ เลือก T/W = 1.2)

จากข้อมูลดังกล่าวทำให้สามารถเลือกมอเตอร์ในส่วนของระบบ VTOL ได้ คือ ยี่ห้อ Hobby-wing รุ่น X6 KV180 12S (44.4V) ใบพัดขนาด 23"x 8.8"ที่สามารถให้แรงขับสูงสุด เท่ากับ 12 kg (น้ำหนักมอเตอร์และใบพัดรวม 710 g) ดังรูปที่ 10



รูปที่ 10 มอเตอร์สำหรับระบบ VTOL

สำหรับการเลือกแบตเตอรี่ในส่วนของระบบ VTOL นั้นใช้วิธีการคำนวณ ดังนี้ พลังงานที่ใช้ในการขึ้นและลงทางดิ่ง (3 min.)

$$\begin{aligned} E_{(T/O\&L/D)} &= I \times t \times \text{motors} \times 1,000 \text{ mAh} \\ &= 17.8 \times 3 / 60 \times 4 \times 1,000 \\ &= 3,560 \text{ mAh} \end{aligned}$$



โดยที่  $E$  คือ พลังงานแบตเตอรี่ที่ใช้ในการขึ้นและลงทางดิ่ง (mAh),  $I$  คือ กระแสไฟฟ้า (A) ที่ใช้ในการขึ้นและลงแนวดิ่ง (โดยใช้อัตราการขึ้นและลงทางดิ่ง 1 m/s) และ  $t$  คือ เวลา (hr)

เมื่อพิจารณาการคิดประสิทธิภาพการใช้งาน DOD 90% จะสามารถคำนวณพลังงานที่ต้องการให้กับระบบ VTOL ได้เท่ากับ 3,955 mAh ดังนั้นจึงสามารถดำเนินการเลือกขนาดความจุแบตเตอรี่ได้ โดยคณะวิจัยได้เลือกแบตเตอรี่รุ่น ManiaX 22.2V 5,100 mAh 70C (น้ำหนัก 780 g) ดังรูปที่ 11 จำนวน 2 ชุดต่ออนุกรมกันเพื่อให้ขนาดความต่างศักย์เหมาะสมกับระบบมอเตอร์ที่เลือกใช้ ดังรูปที่ 11



รูปที่ 11 แบตเตอรี่สำหรับระบบ VTOL

### 3.1.6 การประเมินน้ำหนักรวมขั้นตอนสุดท้าย

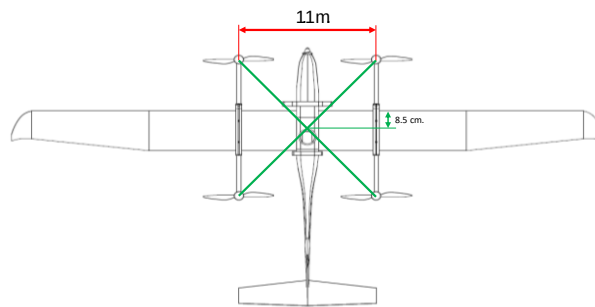
สำหรับในขั้นตอนสุดท้ายของการออกแบบ คือการคำนวณแบบวนซ้ำของเงื่อนไขน้ำหนักรวม โดยเงื่อนไข คือ ถ้าการคำนวณลำดับครั้งถัดไป มีค่าใกล้เคียงกับน้ำหนักรวมที่ได้ในลำดับก่อนหน้า การคำนวณในการออกแบบจะถือว่าเสร็จสิ้น ซึ่งการคำนวณแบบวนซ้ำในขั้นตอนนี้มีทั้งหมดเพียง 3 รอบ ทำให้ได้คำตอบที่เป็นไปตามเงื่อนไขของการคำนวณ ซึ่งค่าตัวแปร ขอบเขตสมรรถนะที่เหมาะสม คือ  $W/S = 156.96 \text{ N/m}^2$  และ  $P/W = 5.7 \text{ W/N}$  โดยมีผลลัพธ์ของน้ำหนักรวมเท่ากับ 18.6 kg

### 3.1.7 การดำเนินงานวาดแบบโครงร่างอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL

ขั้นตอนการวาดแบบโครงร่างหรือ Layout Design นับเป็นขั้นตอนสุดท้ายในการออกแบบปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL ให้มีขีดความสามารถขึ้นและลงทางดิ่ง ซึ่งในงานวิจัยนี้ได้ดำเนินงานวาดแบบโดยใช้โปรแกรมสร้างรูปแบบ 3 มิติ (CATIA) ดังแสดงในรูปที่ 12 และมีการแผนแบบการติดตั้งระบบ VTOL โดยใช้จุดศูนย์กลางของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X เป็นจุดอ้างอิงทั้งนี้เพื่อหลีกเลี่ยงปัญหาด้านเสถียรภาพและการควบคุมอากาศยาน ดังรูปที่ 13



รูปที่ 12 โครงร่างแบบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X แบบ SLT

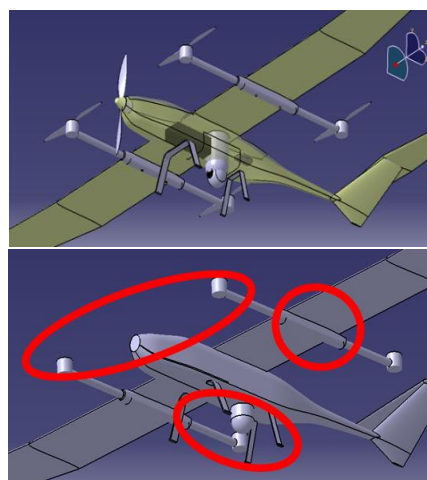


รูปที่ 13 การแผนแบบการติดตั้งระบบ VTOL ใช้จุดศูนย์กลางเป็นจุดอ้างอิง

การวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานเบื้องต้นด้วย CFD ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X แบบ SLT ถูกคำนวณโดยวิธีเชิงตัวเลข (Numerical Method) ในรูปแบบของ Finite Volume Method โดยใช้โปรแกรม Ansys Fluent 16 [19] โปรแกรมนี้ใช้เข้าไปแก้สมการรูปแบบจำลองการไหลของอากาศแบบเทอร์บูเลนต์ (Reynolds Averaged Navier-Stokes Equation, RANS) โดยกระแสอากาศถูกสมมติให้เป็นการไหลแบบเทอร์บูเลนต์ และการไหลในย่านความเร็วต่ำกว่าเสียงแบบไร้การอัดตัว (Incompressible Flow) เพื่อแก้ระบบสมการ RANS เทอร์บูเลนต์ โมเดลแบบ SST k- $\omega$  [20] ได้เลือกนำมาใช้ในงานวิจัยนี้ เนื่องจากโมเดลนี้ได้รับการยอมรับ จากองค์การ NASA ประเทศสหรัฐอเมริกา ว่ามีความถูกต้องแม่นยำสูงสามารถประยุกต์ใช้ได้ ในหลายรูปแบบของการไหล โดยเฉพาะการไหลที่มีความดันย้อนกลับสูง (Strong- Adverse Pressure Gradient) การไหลแยกตัวของอากาศ (Flow Separations) และการไหลในชั้นซิดผิว (Boundary Layer) [4]

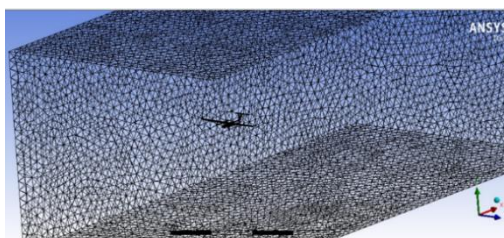
### 3.2 การสร้างรูปแบบตาข่ายรอบอากาศยาน (Grid Generation) ของวิธีไฟไนต์วอลุ่ม

เพื่อแก้สมการเชิงตัวเลขของสมการ RANS ตารางรูปแบบตาข่ายที่เป็นระเบียบ (Structured Mesh) ได้ถูกสร้างรอบตัวอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL โดยใช้โปรแกรม Ansys Meshing ซึ่งขั้นตอนนี้จะเริ่มจากการตรวจสอบรูปแบบของ CAD ของอากาศยานไร้คนขับที่สามารถทำการสร้างตาราง รูปแบบตาข่ายได้ หรือที่เรียกว่า Geometry Clean-up ดังรูปที่ 14 เนื่องจากมีผลต่อความง่ายในการสร้างตารางรูปแบบตาข่าย รวมถึงสามารถส่งผลให้เงื่อนไขการคำนวณลู่เข้าหาคำตอบได้ง่ายยิ่งขึ้น



รูปที่ 14 Geometry Clean-up

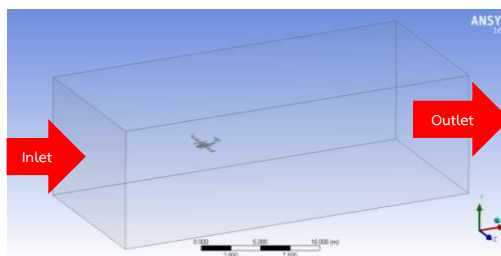
ขั้นตอนต่อไปคือ การสร้างรูปแบบตาข่ายรอบอากาศยาน ดังรูปที่ 15 ซึ่งจากรูปนี้แสดงให้เห็นว่า รายละเอียดความหนาแน่นของตารางจะอยู่บริเวณรอบลำตัวของอากาศยานและบริเวณใกล้ชั้นขี้นผิว ทั้งนี้ เพื่อสามารถคำนวณรายละเอียดของกระแสอากาศไหลวนที่ท้ายลำตัวอากาศยาน และสามารถคำนวณรายละเอียดของชั้นขี้นผิวแบบเทอร์บูเลนต์ที่ได้ โดยเฉพาะรายละเอียดของ Laminar Sub Layer ที่อยู่ในชั้นขี้นผิวซึ่งมีความยากและซับซ้อนที่จะคำนวณโดยละเอียดอย่างไรก็ตามเพื่อให้ค่าความถูกต้องของ ชั้นขี้นผิวมีความแม่นยำมากขึ้นโดยใช้เทอร์บูเลนต์ SST k- $\omega$  ดังที่กล่าวไว้ในเบื้องต้นค่า  $y^+$  ที่คำนวณได้ ถูกกำหนดให้มีค่าตามเงื่อนไข  $y^+ < 2$  ดังนั้น ความห่างของรูปแบบตาข่าย หรือเซลล์ (Cells) ในชั้นแรกที่ติดกับผิวอากาศยานจึงมีค่าประมาณ  $10^{-5}$  mm และสำหรับชั้นต่อไปของ Cells จะมีอัตราส่วนการยืดออก (Stretching Ratio) อยู่ที่ประมาณ 1.25



รูปที่ 15 การสร้างรูปแบบตาข่ายรอบอากาศยาน

### 3.3 เงื่อนไขและขอบเขตการไหล (Boundary Conditions)

การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตการไหลของโปรแกรมคำนวณอากาศพลศาสตร์ แสดงดังรูปที่ 16 ซึ่งขอบเขตการไหลเข้าของอากาศ (Inflow) และขอบเขตการไหลออกของอากาศ (Outflow) ถูกตั้งค่าโดยใช้อ้างอิงของค่ามาตรฐานของความดันบรรยากาศและอุณหภูมิที่ระดับความสูง ของการบินที่ความสูง 150 - 300 m จากระดับน้ำทะเล ความเร็วในการบินระดับคือ 64.8 km/hr หรือ 18 m/s ซึ่งสามารถคำนวณเป็นย่าน Reynolds Number เท่ากับ 344,546 สำหรับค่า Turbulent Intensity และค่าอัตราส่วนความหนืด Viscosity Ratio การไหลเข้าของอากาศ ถูกตั้งค่า เป็น 0.1% และ 2% ตามลำดับ ที่ผิวของโมเดล ถูกตั้งค่าแบบความเร็วอากาศเป็นศูนย์ No-Slip Condition และอุณหภูมิผิวคงที่ Isothermal (300 K)



รูปที่ 16 เงื่อนไขและขอบเขตการไหล

เป็นที่ทราบกันดีว่าจำนวนเซลล์ในการสร้างตารางมีผลกระทบกับผลลัพธ์ของโปรแกรม CFD ดังนั้นเพื่อให้ได้มาซึ่งค่าที่ถูกต้องแม่นยำของผลลัพธ์ ไม่มีการแปรผันตามจำนวนเซลล์ จึงสร้างเซลล์ไว้ 3 รูปแบบ ได้แก่ 1) จำนวนเซลล์ที่หยาบ (Coarse Mesh) 2) จำนวนเซลล์ระดับกลาง (Medium Mesh) และ 3) จำนวนเซลล์ที่ละเอียด (Fine Mesh) ซึ่งผลลัพธ์ของจำนวนเซลล์แต่ละรูปแบบได้นำมาเปรียบเทียบความแตกต่างระหว่างเซลล์ดังตารางที่ 4

ตารางที่ 4 เปรอ์เซ็นต์ความแตกต่างของค่าอากาศพลศาสตร์ของ M Solar-X VTOL ได้จาก CFD โดยใช้จำนวนเซลล์ในระดับกลาง เป็นตัวเปรียบเทียบ

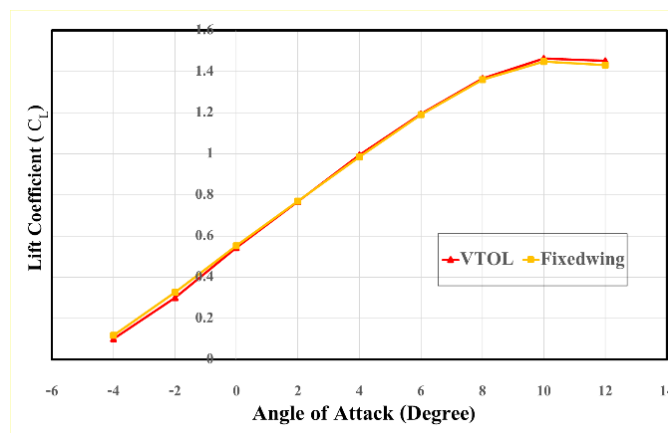
|                      | เปอร์เซ็นต์ความแตกต่าง (%)<br>ระหว่าง Cell รูปแบบต่าง ๆ<br>(ที่มุมปะทะ 0 องศา) |       |
|----------------------|--------------------------------------------------------------------------------|-------|
| รูปแบบ Cell          | $C_D$                                                                          | $C_L$ |
| Coarse – Medium Cell | 8.3                                                                            | 7.7   |
| Medium-Fine Cell     | 2.2                                                                            | 0.5   |

จากตารางที่ 4 พบว่า จำนวนเซลล์ในระดับกลาง Medium Mesh มีค่าความถูกต้องเพียงพอต่อการคำนวณ ดังจะเห็นได้จากผลลัพธ์ที่ได้ระหว่างรูปแบบเซลล์ทั้งสอง ได้แก่ Medium Mesh และ Fine Mesh นั้นแตกต่างกันน้อยมาก ซึ่งถือได้ว่าจำนวนเซลล์ไม่มีผลกระทบต่อผลลัพธ์ CFD อีกต่อไป แม้จะมีการเพิ่มจำนวนเซลล์ขึ้นไปอีก ดังนั้นจึงไม่มีความจำเป็นในการเพิ่มจำนวนเซลล์เพื่อให้ได้มาซึ่งคำตอบที่ถูกต้อง

#### 4. ผลการวิจัยจากการคำนวณด้วยโปรแกรม CFD

##### 4.1 ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient, $C_L$ )

รูปที่ 17 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง  $C_L$  ที่ได้จากโปรแกรม CFD กับมุมปะทะ (Angle of Attack, AOA) ของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL พบว่า ที่มุม AOA  $-5^\circ$  ค่า  $C_L$  เท่ากับศูนย์ และที่ AOA  $0^\circ$  ค่า  $C_L$  มีค่าประมาณ 0.52 สำหรับค่า  $C_{L_{max}}$  เกิดขึ้นที่ AOA  $8^\circ$  โดยมีค่าประมาณ 1.42 ซึ่งเป็นมุมปะทะที่ทำให้ปีกเริ่มมีอาการสั่นเนื่องจากการแยกตัวของกระแสอากาศบนผิวปีกเกิดขึ้นหรืออาการเริ่ม Stall สำหรับค่าความชันของสัมประสิทธิ์แรงยกในช่วงที่เป็นเชิงเส้น กล่าวคือตั้งแต่ AOA  $-5^\circ$  ถึง  $8^\circ$  องศา จะมีค่าประมาณ  $5.73 \text{ rad}^{-1}$  หรือ  $0.1 \text{ deg}^{-1}$

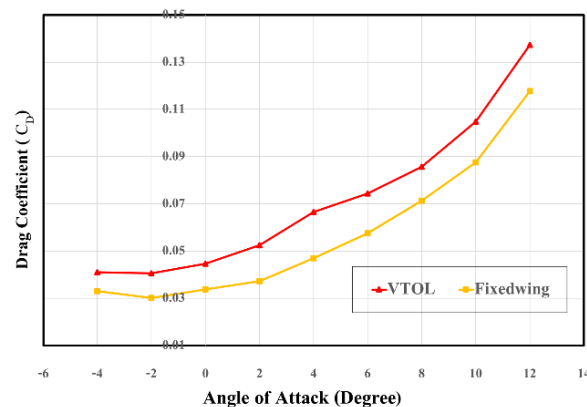


รูปที่ 17 การเปรียบเทียบกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง  $C_L$  กับ AOA ของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing และ M Solar-X VTOL

นอกจากนี้ เมื่อพิจารณาผลกระทบของการติดตั้งระบบ VTOL จากการเปรียบเทียบค่า  $C_L$  ของอากาศยานไร้คนขับ VTOL และอากาศยานไร้คนขับแบบ Fixed-wing (จากข้อมูลอ้างอิง [7]) พบว่าค่า  $C_L$  ของอากาศยานไร้คนขับทั้ง 2 รูปแบบมีค่าไม่แตกต่างกันเป็นนัยสำคัญ โดยมีค่าความแตกต่างไม่เกิน 0.5 % ตลอดทุกมุมปะทะในเงื่อนไขการคำนวณ แสดงให้เห็นว่าระบบ VTOL ส่งผลน้อยมากต่อค่า  $C_L$

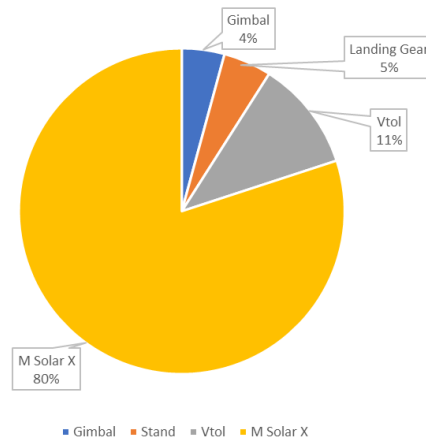
#### 4.2 ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag Coefficient, $C_D$ )

จากรูปที่ 18 แสดงกราฟผลลัพธ์ของสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับมุมปะทะของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL พบว่าค่า  $C_D$  มีค่าเพิ่มขึ้นตามมุมปะทะ โดยมีเส้นโปรไฟล์เป็นรูปพาราโบลาอย่างชัดเจน คุณลักษณะของค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุดเกิดที่ AOA  $-3^\circ$  ซึ่งเป็นจุดต่ำสุดของโปรไฟล์รูปแบบ พาราโบลาและเป็นจุดที่มีค่า  $C_L$  เท่ากับประมาณ 0.216 โดยจุดนี้มี  $C_D$  มีค่าประมาณ 0.0412 และที่ AOA ต่ำหรือมุมที่ใช้ในการบินตรงระดับอากาศยานไร้คนขับมี  $C_D$  เท่ากับ 0.0444 - 0.0613 เมื่อ AOA สูงขึ้นในช่วงใกล้มุม Stall ค่า  $C_D$  จะเพิ่มขึ้น อย่างรวดเร็ว โดยสังเกตจากความชันที่สูงขึ้นในช่วง AOA  $6^\circ$  ขึ้นไป



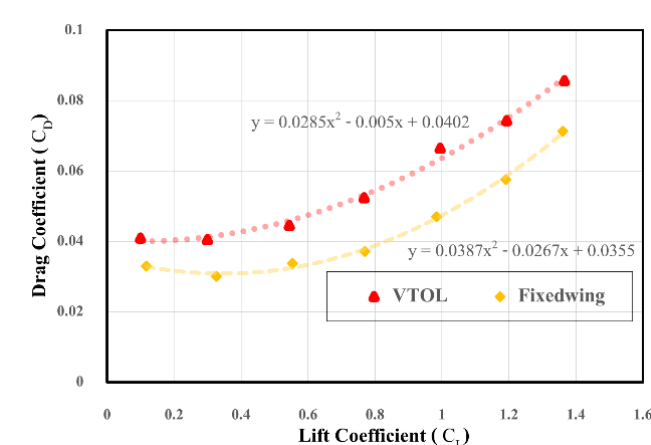
รูปที่ 18 การเปรียบเทียบกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง  $C_D$  กับ AOA ของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing และ M Solar-X VTOL

เมื่อพิจารณาผลกระทบของการติดตั้งระบบ VTOL จากการเปรียบเทียบค่า  $C_D$  ของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL และอากาศยานไร้คนขับแบบ M Solar-X Fixed-wing (จากข้อมูลอ้างอิง [7]) พบว่า M Solar-X VTOL จะมีแรงต้านที่มากกว่า M Solar-X อย่างมีนัยสำคัญโดยเฉลี่ยประมาณ 18 - 25 % ตลอดทุก AOA ที่ทำการศึกษา ซึ่งเมื่อวิเคราะห์เงื่อนไขในสภาวะการบินตรงระดับที่ AOA  $2^\circ$  ดังรูปที่ 19 พบว่า  $C_D$  ที่เพิ่มขึ้นโดยส่วนใหญ่ จะเกิดบนระบบ VTOL ที่ติดตั้งเพิ่มขึ้นยกตัวอย่างเช่น ส่วนชุดระบบ VTOL เป็นส่วนประกอบที่มีแรงต้านมากที่สุดถึง 11 % ส่วนขาตั้ง (Landing Gear) 5 % ซึ่ง ข้อมูลการกระจายส่วนของแรงต้านเหล่านี้จะเป็นประโยชน์ในการพัฒนาต่อยอดเพื่อเพิ่มสมรรถนะของอากาศยานได้ต่อไป



รูปที่ 19 แผนภูมิวงกลมแสดงการเปรียบเทียบอัตราส่วนค่า  $C_D$

รูปที่ 20 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง  $C_L$  และ  $C_D$  หรือ Drag polar เพื่อ Plot หาค่าสมการความสัมพันธ์หรือเส้นแนวโน้ม (Trendline) ให้ได้มาซึ่งค่า  $C_D$  ที่แรงยกเท่ากับศูนย์ (Zero-lift Drag Coefficient) ซึ่งมีความสำคัญในการตรวจสอบความถูกต้องของการกำหนดค่า  $C_{D0}$  ในขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการ ทั้งนี้ค่านี้จะส่งผลกระทบต่อการคำนวณกำลังขับและพลังงานที่ต้องใช้ในการบินเดินทางต่อไป



รูปที่ 20 การเปรียบเทียบระหว่างกราฟ Drag polar ของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL และ M Solar-X Fixed-wing

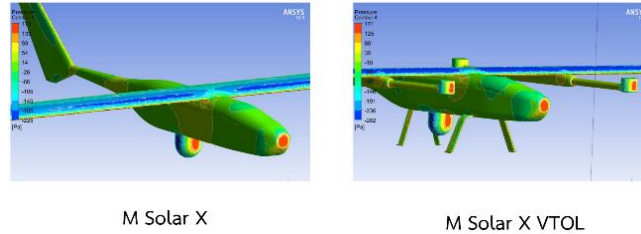
จากรูป 20 จะพบว่ากราฟโปรไฟล์รูปพาราโบลาของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL มีค่าที่สูงกว่าอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing และจากเส้นแนวโน้ม จะพบว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่แรงยกเท่ากับศูนย์ (Zero-lift Drag Coefficient,  $C_{D0}$ ) ของ M Solar-X Fixed-wing และ M Solar-X VTOL จะมีค่าเท่ากับ 0.0378 และ 0.0473 ตามลำดับ (โดยมีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านเพิ่มขึ้น 25.13%)

#### 4.3 การวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์เชิงคุณภาพของการจำลองรูปแบบการกระจายความดัน (Pressure Contour) บริเวณรอบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing และ M Solar-X VTOL

ในรูปที่ 21 แสดงถึงการกระจายความดันบริเวณรอบอากาศยาน M Solar-X Fixed-wing และ M Solar-X VTOL ในรูปแบบของระดับสีในสภาวะการบินตรงระดับที่ AOA  $2^\circ$  โดยผลลัพธ์แสดงถึงการกระจายตัวของความดันโดยรอบ ซึ่งแสดงให้เห็นที่มาของการเกิดแรงต้านที่เพิ่มขึ้นในกรณีที่มีการติดตั้งระบบ VTOL เมื่อเปรียบเทียบกับกรณีไม่มีการติดตั้งระบบ VTOL



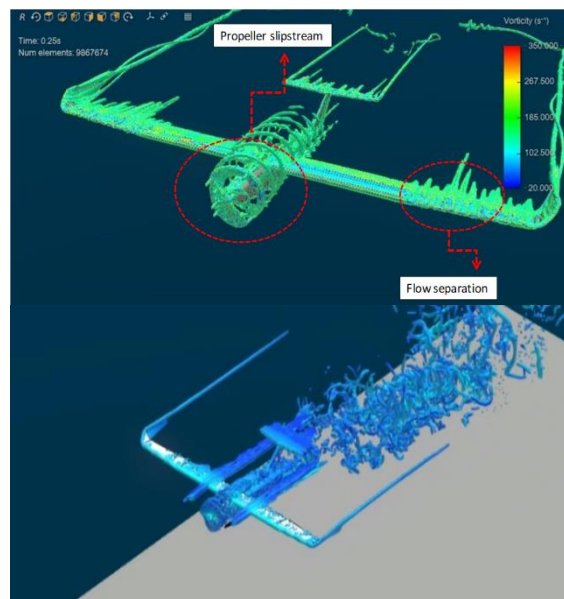
โดยจะพบว่าจุดที่มีความดันสูงในส่วนของ M Solar-X Fixed-wing จะมีอยู่สองจุดคือ ส่วนหัวอากาศยานและส่วนกลิ้งใต้อากาศยาน ซึ่งจุดที่มีความดันสูงในส่วนของ M Solar-X VTOL จะมีเพิ่มเติมคือส่วนของแขนระบบ VTOL ซึ่งเป็นสาเหตุหลักที่ทำให้เกิดแรงต้านเนื่องจากความดัน (Pressure Drag) ที่เพิ่มขึ้น



รูปที่ 21 การกระจายความดันบริเวณรอบอากาศยาน M Solar-X Fixed-wing และ M Solar-X VTOL ในรูปแบบของระดับสี

#### 4.4 การวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์เชิงคุณภาพของการจำลองรูปแบบการไหล (Flow visualization) บริเวณรอบอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing และ M Solar-X VTOL

รูปที่ 22 แสดงถึงการเปรียบเทียบการจำลองการไหลของกระแสอากาศผ่านอากาศยานไร้คนขับทั้ง 2 รูปแบบในสภาวะการบินตรงระดับที่มุมปะทะ 2° เพื่อเปรียบเทียบผลกระทบที่เกิดจากการติดตั้งระบบ VTOL จากรูปแสดงให้เห็นที่มาของการเกิดแรงต้านที่เพิ่มขึ้นในกรณีที่มีการติดตั้งระบบ VTOL เมื่อเปรียบเทียบกรณีไม่มีการติดตั้งระบบ VTOL ทั้งนี้เนื่องจากรูปทรงของระบบ VTOL มีรูปทรงที่ด้านการไหลของกระแสอากาศอย่างชัดเจน โดยเฉพาะรูปทรงของมอเตอร์ส่งผลให้เกิดการไหลแยกตัวของกระแสอากาศด้านหลัง รวมถึงส่งผลให้เกิดกระแสอากาศหมุนวน (wake) เป็นบริเวณกว้างอย่างมีนัยสำคัญ โดยสามารถสังเกตได้จากเส้นกระแสอากาศแบบเทอร์บูเลนต์ทอดยาวจากบริเวณส่วนท้ายของมอเตอร์ไปตลอดแนวลำตัวอากาศยาน ดังรูปที่ 22 ซึ่งเป็นหลักฐานเชิงประจักษ์ของที่มาของแรงต้านที่เพิ่มขึ้นอย่างมีนัยสำคัญของระบบขึ้นและลงทางดิ่งที่ติดตั้งบนอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึง



รูปที่ 22 การเปรียบเทียบการจำลองการไหลของกระแสอากาศบริเวณรอบอากาศยานไร้คนขับทั้ง 2 รูปแบบในสภาวะการบินตรงระดับที่ AOA 2°

#### 4.5 การคำนวณสมรรถนะเบื้องต้น

ดังได้กล่าวไปแล้ว จุดมุ่งหมายของการวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับด้วยวิธีการคำนวณพลศาสตร์ของไหล เพื่อตรวจสอบความถูกต้องของการออกแบบเชิงหลักการ (Conceptual Design) เนื่องจากการออกแบบได้มีการกำหนดค่าโดยใช้ข้อมูลทางสถิติ ซึ่งอาจมีความคลาดเคลื่อน โดยในการวิเคราะห์ค่าสมรรถนะประกอบด้วย Endurance และ Stall Speed โดยใช้ทฤษฎีสมรรถนะของอากาศยานที่ขับเคลื่อนด้วยมอเตอร์ไฟฟ้า

##### 4.5.1 สมรรถนะการบินทนนาน (Endurance)

การคำนวณสมรรถนะด้านการบินทนนานสามารถหาได้จากสมการที่ (8) โดยมีสมการดังนี้

$$E = \frac{(\text{const})V_{\text{batt}}C_{\text{batt}}}{P_{\text{req}}} \quad (8)$$

โดยที่ E คือ สมรรถนะการบินทนนาน

$C_{\text{batt}}$  คือ ค่าความจุพลังงานไฟฟ้าของแบตเตอรี่มีหน่วยเป็นจูล ซึ่งในการวิจัยนี้ ค่าความจุพลังงานไฟฟ้ามีค่าเท่ากับ 52,000 mAh

$V_{\text{batt}}$  คือ แรงดันของแบตเตอรี่ ซึ่งในการวิจัยนี้ใช้แบตเตอรี่ 6 S เท่ากับ 22.2 v

$P_{\text{req}}$  คือ กำลังที่ต้องใช้ในการบินตรงบินระดับ ซึ่งคำนวณจากสมการที่ (5) โดยใช้ค่า  $C_{D0}$  ที่ได้จากผลลัพธ์การวิเคราะห์ด้วยวิธีการคำนวณพลศาสตร์ของไหล ซึ่งมีค่าเท่ากับ 0.0473 โดยใช้ค่าประสิทธิภาพโดยรวมของแบตเตอรี่และมอเตอร์เท่ากับ 54 % (จาก 60% ของมอเตอร์และ 90 % ของแบตเตอรี่) ที่สภาวะการบินตรงระดับที่ความสูง 150 m จากระดับน้ำทะเล

(const) คือ ค่าที่ใช้ในการแปลงหน่วยเท่ากับ 3.6 ใน mAh เป็น Asec

จากการคำนวณสมรรถนะด้านการบินทนนานของอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL พบว่า ผลลัพธ์สมรรถนะด้านการบินทนมีค่าสูงสุดเท่ากับ 2.21 hr หรือ 2 hr 13 min ซึ่งสอดคล้องกับเงื่อนไขความต้องการในขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการที่เงื่อนไขสภาวะการบินตรงระดับที่ความเร็ว 18 m/s ในสภาวะการบินตรงบินระดับ ที่ความสูง 150 m จากระดับน้ำทะเล

##### 4.5.2 ความเร็วร่วงหล่น (Stall Speed)

ในหัวข้อนี้เป็นการคำนวณหาค่าสมรรถนะความเร็วร่วงหล่นที่อากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL สามารถบินตรงระดับอยู่ได้ในสภาวะการบินที่ใช้ความเร็วต่ำที่สุดหรือความเร็วในสภาวะร่วงหล่นของอากาศยาน โดยสมรรถนะนี้สามารถคำนวณหาได้จากสมการที่ (9)

$$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2w}{\rho S C_{L_{\text{max}}}}} \quad (9)$$

โดยที่  $C_{L_{\text{max}}}$  คือค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด ซึ่งมีผลลัพธ์จากการวิเคราะห์เท่ากับ 1.42 ดังนั้นจะสามารถคำนวณหาค่าความเร็วร่วงหล่น หรือ  $V_{\text{stall}}$  ได้เท่ากับ 13.47 m/s ซึ่งมีความสอดคล้องกับกับเงื่อนไขความต้องการในขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการ

## 5. สรุปผลการวิจัย

งานวิจัยนี้ได้เสนอกระบวนการออกแบบเชิงหลักการเพื่อออกแบบปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X ให้มีขีดความสามารถในการขึ้นและลงทางคั้ง โดยใช้ระบบ VTOL แบบ SLT โดยกระบวนการออกแบบมีความง่าย ไม่ซับซ้อน เนื่องจากระบบ VTOL ประเภทนี้มีระบบขับเคลื่อนที่แยกกันอย่างชัดเจน นอกจากนี้ ในงานวิจัยนี้ได้นำกระบวนการวิเคราะห์ห่อากาศ-พลศาสตร์อย่างละเอียดโดย CFD เข้ากับระเบียบวิธีการออกแบบเชิงหลักการ ทั้งนี้เพื่อตรวจสอบความเชื่อถือได้ของผลลัพธ์กระบวนการออกแบบ

จากผลลัพธ์การออกแบบและปรับปรุงอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing เพื่อให้มีขีดความสามารถในการขึ้นและลงทางคั้ง พบว่าอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL มีน้ำหนักกรัมเท่ากับ 18.9 kg (น้ำหนักเพิ่มมากขึ้นจากเดิม 57.5 %) ในส่วนของการวิเคราะห์ห่อากาศ-พลศาสตร์เฉพาะทางอากาศพลศาสตร์โดยใช้โปรแกรม CFD พบว่า ระบบ VTOL ที่ติดตั้งบนอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X Fixed-wing ส่งผลกระทบบกับค่า  $C_L$  น้อยมาก แต่จะส่งผลกระทบบกับค่า  $C_D$  อย่างมีนัยสำคัญ ซึ่งพบว่า ค่า  $C_D$  มีค่าสูงขึ้นโดยเฉลี่ยประมาณ 20 % และเมื่อพิจารณาผลลัพธ์การวิเคราะห์สมรรถนะอากาศยานเบื้องต้น พบว่าอากาศยานไร้คนขับ M Solar-X VTOL มีความเร็วร่ว่งหล่นเท่ากับ 13.4 m/s และสมรรถนะการบินนานสูงสุดเท่ากับ 2.21 hr หรือ 2 hr 13 min ซึ่งสอดคล้องกับเงื่อนไขกำหนดความต้องการปฏิบัติการกิจ

## 6. ข้อเสนอแนะงานวิจัยในอนาคต

ควรดำเนินการหาแนวทางการลดแรงต้านและแนวทางการลดน้ำหนักกรัมของอากาศยานไร้คนขับ โดยเฉพาะระบบ VTOL ที่ติดตั้งบนอากาศยานไร้คนขับ ซึ่งการเพิ่มของแรงต้านและน้ำหนักกรัมของอากาศยานไร้คนขับเป็นสาเหตุหลักทำให้สมรรถนะการบินนานลดลงอย่างมีนัยสำคัญ นอกจากนี้ควรมีการทดสอบอุโมงค์ลมเพื่อหาห่ออากาศ-พลศาสตร์เพื่อยืนยันความถูกต้องของผลวิเคราะห์โดยใช้โปรแกรม CFD

## 7. เอกสารอ้างอิง

- [1] Jiajan, W. (2017). Aerodynamic Study and Analysis of Airfoils and Wings of Tailless Mini-UAV. *NKRAFA Journal of Science and Technology*. 13(13): 45-56.
- [2] Royal Thai Air Force. (2017). M Solar-X UAV. Retrieved on July 10, 2023, from <https://www.facebook.com/RTAFpage/videos/289643482130295/>
- [3] Jiajan, W., Kumpoom, Klongtrujrok, J. and Yutthayanon, I. (2018). Conceptual Design of Tactical Solar Power UAV. 9International Conference on Mechanical Engineering TSME (ICoME).
- [4] Dewi, P.T., Hadi, G.S., Kusnaedi, M.R., Budiarto, A., and Budiyo. (2016). A Design of Separate Lift and Thrust Hybrid Unmanned Aerial Vehicle. *The Journal of Instrumentation, Automation and Systems*. 2(2): 45-51.
- [5] Rahman, Y.A.A., Hajibeigy1, M.T., Al-Obaidi, A.H.M., and Cheah, K.H. (2018). Design and Fabrication of Small Vertical-TakeOff-Landing Unmanned Aerial Vehicle. *MATEC Web of 152Conferences*.
- [6] Dündar, O., Bilici, M., and Ünler, T. (2020). Design and performance analyses of a fixed wing battery VTOL UAV. *Engineering Science and Technology, an International Journal*. 23(5): 1182-1193.
- [7] Sonkar, S., Kumar, P., Puli, Y.T., George, R.C., Philip, D., and Ghosh, A.K. (2023). Design & Implementation of an Electric Fixed-wing Hybrid VTOL UAV for Asset Monitoring. *Journal of Aerospace Technology and Management*. São José dos Campos. 15(1): 8-23.

- [8] Palaia, G., Rizzo, E., and Vincenzo, B. (2019). Design of Box-wing VTOL UAV. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 92(25):737-743.
- [9] นกคณ ปุณประเสริฐ และ วันชัย เกียรติจันทร์. (2021). การออกแบบเชิงหลักการและการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับขึ้น-ลงทางดิ่งประเภทหางตั้ง. *วิศวกรรมลาดกระบัง*. 38(4): 130-150.
- [10] G. Landolfo. (2008). Aerodynamic and Structural Design of a small Nonplanar Wing UAV. M.S. Thesis, Dept Aerospace Eng., Univ. Dayton, Dayton, OH, USA.
- [11] Sparkletech. (2016). Eagle Hero. . Retrieved on July 25, 2023, from <https://www.sparkletech.hk/uav-product/eaglehero/>
- [12] Sparkletech, (2016). Fixed Wing VTOL Drone - Tiger Shark Battery power. Retrieved on July 25, 2023, from <https://www.sparkleuav.com/drones-vtol/fixed-wing-hybrid-drone.html>.
- [13] Sparkletech, (2016). Long Range Drones - Dragon VTOL. Retrieved on July 25, 2023, from <https://www.sparkleuav.com/drones-vtol/long-range-fixed-wing-drones.html>
- [14] Sparkletech. (2016). VTOL Survey Drone - Ranger. Retrieved on November 28, 2023, from <https://www.sparkleuav.com/drones-vtol/vtol-survey-drone.html>.
- [15] Ewatt Technology Co.,Ltd. (2016). EWG-E2V VTOL Fixed-wing UAV. Retrieved on November 28, 2023, from [https://ewttechnology2010.en.ec21.com/EWG\\_E2V\\_VTOL\\_Fixed\\_wing--10777852\\_10777908.html](https://ewttechnology2010.en.ec21.com/EWG_E2V_VTOL_Fixed_wing--10777852_10777908.html).
- [16] SUAS news. (2016). JOUAV/CW-10 Electric Hybrid VTOL Fixed-wing UAV. Retrieved on November 28, 2023, from <https://www.suasnews.com/2016/06/44305/>.
- [17] Raymer D. (2012). Sizing from a Conceptual Sketch Aircraft. In *Design: A Conceptual Approach*, 5th ed. Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012, ch3–6, pp. 11-113.
- [18] X. Lyu, H. Gu, Y. Wang, Z. Li, S. Shen, and F. Zhang. (2017). Design and implementation of a quadrotor tail-sitter vtol uav. *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*.
- [19] FLUENT. (2006). **FLUENT 6.3 User's Guide**. ANSYS Inc.
- [20] Menter, F.R. (1994). Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *AIJ*. 32(8): 1598-1650.

# การหาปริมาณการสั่งซื้อโดยการประยุกต์ใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal กรณีศึกษาบริษัทค้าส่ง ในจังหวัดนครปฐม

## Determination of Order Quantity by Application of EOQ and Silver Meal Theory

### Case Study of Wholesale Company in Nakhon Pathom Province

<sup>1\*</sup>ชณิชา หมอยาดี, <sup>2#</sup>พรเกียรติ รักดีวงศ์เทพ, <sup>3#</sup>สุดาพร สุขากิริมย์, <sup>4#</sup>นิชาภัทร สมุทรพ่อง และ <sup>5#</sup>ฐิตียา สดลาภา

<sup>1\*</sup>Chanicha Moryadee, <sup>2#</sup>Pornkiat Phakdeewongthep, <sup>3#</sup>Sudaporn Sukapirom,

<sup>4#</sup>Nichaphat Samutphong and <sup>5#</sup>Thitiya Sudlapa

Received : February 29, 2024

Revised : June 10, 2024

Accepted : June 10, 2024

<sup>1, 2</sup> อาจารย์ วิทยาลัยโลจิสติกส์และซัพพลายเชน มหาวิทยาลัยราชภัฏสวนสุนันทา

<sup>3, 4, 5</sup> นักศึกษา วิทยาลัยโลจิสติกส์และซัพพลายเชน มหาวิทยาลัยราชภัฏสวนสุนันทา

Lecturer of College of Logistics and Supply Chain, Suan Sunandha Rajabhat University

Student of College of Logistics and Supply Chain, Suan Sunandha Rajabhat University

\*chanicha.mo@ssru.ac.th, #pomkiat.ph@ssru.ac.th, #s64127342059@ssru.ac.th, #s64127342049@ssru.ac.th, #s64127342057@ssru.ac.th

#### บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้เป็นการศึกษาหาปริมาณการสั่งซื้อโดยการประยุกต์ใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal กรณีศึกษาบริษัทค้าส่ง ในจังหวัดนครปฐม โดยมีวัตถุประสงค์เพื่อ 1) หาปริมาณการสั่งซื้อโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal และ 2) ลดต้นทุนสินค้าคงคลังโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal. งานวิจัยนี้ใช้ข้อมูลประเภทบรรจุกภัณฑ์ ตั้งแต่ มกราคม 2566 – ธันวาคม 2566 มีรายการสินค้าทั้งหมด 162 รายการ ขั้นตอนการดำเนินงานวิจัย คือ 1) การจัดกลุ่มรายการสินค้า โดยใช้เทคนิค ABC Analysis 2) การหาต้นทุนการสั่งซื้อต่อครั้ง 3) การหาค่าสัมประสิทธิ์ความแปรปรวน 4) การหาปริมาณการสั่งซื้อโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal 5) การเปรียบเทียบต้นทุนสินค้าคงคลังก่อนและหลังใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal ซึ่งผลการดำเนินงานวิจัย พบว่า

1. ผลการหาปริมาณการสั่งซื้อโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal พบว่า งานวิจัยนี้ได้แบ่งกลุ่มสินค้าเป็น 3 กลุ่ม คือ สินค้ากลุ่ม A จำนวน 28 รายการ สินค้ากลุ่ม B จำนวน 85 รายการ และ สินค้ากลุ่ม C จำนวน 49 รายการ เมื่อนำสินค้ากลุ่ม A มาหาทฤษฎีที่เหมาะสมกับการสั่งซื้อ พบว่า มีสินค้า 24 รายการ ที่เหมาะกับการใช้ทฤษฎี EOQ และ สินค้า 4 รายการ ที่เหมาะกับการใช้ทฤษฎี Silver Meal เมื่อนำสินค้ากลุ่ม A ทั้งหมดมาหาปริมาณการสั่งซื้อตามทฤษฎี ได้ปริมาณการสั่งซื้อรวมเท่ากับ 15,181 หน่วย ซึ่งมากกว่าปริมาณการสั่งซื้อก่อนใช้ทฤษฎี ที่เท่ากับ 1,295 หน่วย ทั้งนี้จึงส่งผลให้จำนวนรอบการสั่งซื้อหลังใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal ลดลง

2. ผลการลดต้นทุนสินค้าคงคลังโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal พบว่า ต้นทุนสินค้าคงคลังก่อนใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal เท่ากับ 641,462.32 บาท และต้นทุนสินค้าคงคลังหลังใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal เท่ากับ 105,098.13 บาท ดังนั้น ต้นทุนสินค้าคงคลังลดลง 536,364.19 บาท คิดเป็นร้อยละ 83.73

**คำสำคัญ :** ปริมาณการสั่งซื้อ, ต้นทุนสินค้าคงคลัง, ต้นทุนการสั่งซื้อ

### Abstract

This research is a study of order quantity determination by applying EOQ and Silver Meal theory case study of wholesale company in Nakhon Pathom province. The objectives of this research were 1) to determine the order quantity using EOQ and Silver Meal theory and 2) to reduction of inventory costs using EOQ and Silver Meal theory. This research uses data on packaging types from January 2023 - December 2023, with a total of 162 product items. The research steps are 1) grouping of product items by using the ABC Analysis technique 2) finding the cost of ordering per time 3) finding the coefficient of variation 4) finding the order quantity using EOQ theory and Silver Meal 5. ) comparison of inventory costs before and after using EOQ and Silver Meal theory. The results of the research showed that:

1. The results of finding order quantity using EOQ and Silver Meal theory found that this research divided the products into 3 groups: Group A products, 28 items, Group B products, 85 items, and Group C products, 49 items. When group A products were used to find the theory that was suitable for ordering, it was found that there were 24 products that were suitable for using the EOQ theory and 4 products that were suitable for using the Silver Meal theory. When all group A products are taken to find the theoretical purchase quantity. The total order quantity was 15,181 units, which was higher than the order quantity before using the theory of 1,295 units. As a result, the number of ordering cycles after using the EOQ and Silver Meal theories decreased.

2. The results of reducing inventory costs using the EOQ and Silver Meal theories found that inventory costs before using the EOQ and Silver Meal theories were equal to 641,462.32 baht and inventory costs after using the EOQ and Silver Meal theories were equal to 105,098.13 baht. Therefore, inventory costs decreased by 536,364.19 baht. Accounting for 83.73 percent.

**Keywords: Order Quantity, Inventory Costs, EOQ theory, Silver Meal theory**

### บทนำ

ในปัจจุบันโลกของการทำธุรกิจต่างๆ ไม่ว่าจะเป็นธุรกิจการขนส่ง ธุรกิจการผลิต ธุรกิจขายของออนไลน์ ธุรกิจการผลิตบรรจุกภัณฑ์สินค้า ธุรกิจค้าปลีกและในอีกหลายๆ ธุรกิจต่างต้องมีการแข่งขันกันเกิดขึ้น รวมไปถึงปัญหาต่างๆ ที่ต้องเกิดขึ้นในการดำเนินธุรกิจ ซึ่งจะมีความแตกต่างกันออกไปในแต่ละบริษัทขึ้นอยู่กับว่าจะนำวิธีการไหน กลยุทธ์ไหน หรือ ทฤษฎีใดมาปรับใช้ ปรับปรุง ปฏิบัติ และพัฒนาเพื่อทำให้บริษัทสร้างความได้เปรียบในการแข่งขันกับคู่แข่ง อีกทั้งยังต้องสามารถช่วยทำให้บริษัทดำเนินธุรกิจต่อไปได้โดยที่ไม่มีผลกระทบใดๆ พร้อมทั้งเห็นความสำคัญของลูกค้าที่มาใช้บริการ ในการตอบสนองความต้องการของผู้บริโภคให้ได้มากที่สุด และสามารถทำให้ต้นทุนต่ำที่สุดแต่กำไรสูงสุด [5]



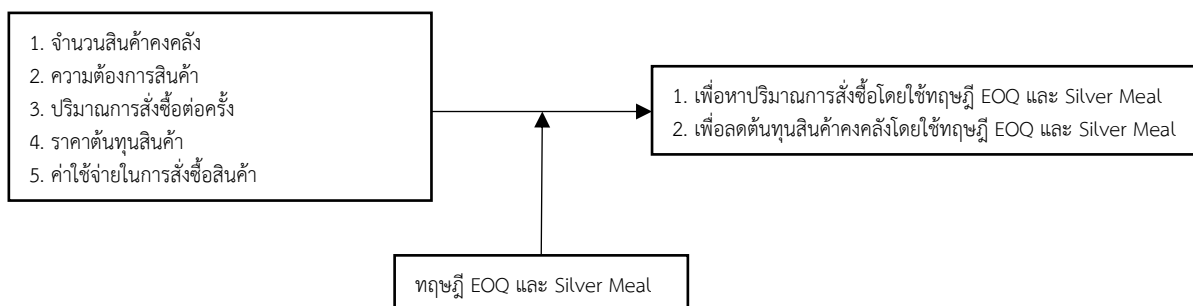
กลยุทธ์การจัดซื้อจัดหาเป็นอีกหนึ่งกิจกรรมที่มีความสำคัญในห่วงโซ่อุปทานซึ่งสะท้อนถึงกำไรและขาดทุนของร้านค้า ดังนั้น ผู้ประกอบการจะต้องคำนึงถึงปริมาณของสินค้าที่มีความสัมพันธ์กันกับต้นทุนในเรื่องของการจัดเก็บสินค้า การวางแผนกลยุทธ์ต่างๆ การจัดซื้อจัดหานั้นจะต้องมีการพยากรณ์ความต้องการสินค้าเพื่อวิเคราะห์ปริมาณสินค้า การแยกสินค้าเป็นประเภท ซึ่งจะช่วยให้ผู้ประกอบการสามารถวางแผนดำเนินการวิเคราะห์สินค้าที่สามารถทำกำไรได้สูงที่สุด[2] โดยการสั่งซื้อสินค้าภายใต้นโยบายการสั่งซื้อที่บริษัทกำหนดหรือภายใต้กลยุทธ์การเจรจาต่อรองขอราคาสินค้า เพื่อการสั่งซื้อสินค้าแบบมีส่วนลด การวางแผนตั้งแต่กระบวนการการจัดซื้อไปจนถึงแผนการส่งมอบสินค้าให้กับลูกค้า จะทำให้ร้านค้ามีผลกำไรมากยิ่งขึ้น รวมไปถึงในเรื่องของการวิเคราะห์ปัจจัยที่ทำให้เกิดต้นทุนที่เพิ่มขึ้นในสินค้าแต่ละชนิด[3] การสั่งซื้อสินค้านั้นก็เป็นปัจจัยที่สำคัญอย่างหนึ่งที่มีผลกระทบต่อต้นทุน ดังนั้นการวิเคราะห์หาปริมาณการสั่งซื้อที่เหมาะสมจึงเป็นอีกหนึ่งแนวทางที่สามารถนำมาประยุกต์ใช้เพื่อลดต้นทุนสินค้าคงคลังของบริษัทหรือร้านค้าได้ เพื่อจะทำให้ต้นทุนการสั่งซื้อและต้นทุนการจัดเก็บมีต้นทุนที่ต่ำที่สุด[1] อย่างไรก็ตามจึงจำเป็นต้องมีการบริหารร้านที่ดี มีการนำทฤษฎีมาประยุกต์ใช้ในการจัดการเพื่อช่วยให้ร้านค้าสามารถลดต้นทุน และมีกำไรที่เพิ่มมากขึ้นอย่างมีประสิทธิภาพ โดยการประกอบกิจการทุกประเภทล้วนมีคลังสินค้า เพื่อให้กิจกรรมการผลิตหรือการขายดำเนินไปได้อย่างราบรื่น[4,7] โดยสินค้าคงคลังควรเก็บไว้ในจำนวนที่เหมาะสม และควรควบคุมค่าใช้จ่ายสินค้าคงคลังให้ต่ำที่สุด การที่มีสินค้าคงคลังที่มากเกินไปมักเป็นสิ่งที่จัดการได้ยาก แต่การมีสินค้าคงคลังที่น้อยเกินไปก็จะทำให้เกิดสินค้าขาดสต็อก (Stock out) ได้ ดังนั้นจึงจำเป็นต้องมีการวางแผนการจัดการสินค้าคงคลังให้มีความเหมาะสมต่อปริมาณความต้องการอยู่ตลอดเวลาเพื่อที่เวลาที่ลูกค้าต้องการสินค้าหรือบริการ จะได้มีการตอบสนองต่อความต้องการนั้นๆ [6]

จากการศึกษาบริษัทกรณีศึกษา ผู้วิจัยพบว่า ปัญหาที่เกิดขึ้นในบริษัทกรณีศึกษามีหลายปัญหา โดยเฉพาะปัญหาของปริมาณสินค้าในบริษัทมีจำนวนมากกว่าความต้องการซื้อของลูกค้าในปัจจุบัน[9] ทำให้ปริมาณสินค้าที่จัดเก็บอยู่ในคลังสินค้ามีมากเกินไปจนเกิดความจำเป็น เนื่องจากบริษัทไม่ทราบถึงปริมาณในการสั่งซื้อของสินค้าที่เหมาะสมเพื่อที่จะให้ตรงต่อความต้องการของลูกค้าที่แม่นยำได้เพราะลูกค้าแต่ละคนมีความต้องการที่แตกต่างกันไปสำหรับการซื้อในแต่ละครั้ง หากบริษัทไม่มีวิธีการบริหารที่ดีจะทำให้บริษัทต้องแบกรับต้นทุนที่มากเกินไปจนเกิดความจำเป็น ซึ่งปัญหาดังกล่าวมีผลกระทบต่อบริษัทอย่างมากในเรื่องของต้นทุนในการสั่งซื้อและต้นทุนในการจัดเก็บทำให้ต้นทุนสินค้าคงคลังสูง ผู้วิจัยจึงได้ศึกษาค้นหาแนวทางเพื่อที่จะได้นำมาแก้ไขปัญหาดังกล่าวโดยผู้วิจัยได้นำทฤษฎี EOQ และ Silver Meal มาใช้ในการหาปริมาณการสั่งซื้อที่ประหยัดและเหมาะสมเพื่อช่วยลดต้นทุนสินค้าคงคลังให้แก่บริษัท

#### วัตถุประสงค์ของการวิจัย

1. เพื่อหาปริมาณการสั่งซื้อโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal
2. เพื่อลดต้นทุนสินค้าคงคลังโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal

## กรอบแนวคิดการวิจัย



รูปที่ 1 กรอบแนวความคิด

## วิธีดำเนินการวิจัย

การวิจัยครั้งนี้เป็นการวิจัยเชิงปริมาณ (Quantitative Research)

## 1. เครื่องมือที่ใช้ในการวิจัย

ข้อมูลที่ใช้ศึกษาเป็นข้อมูลประเภทบรรณานุกรม ตั้งแต่ มกราคม 2566 – ธันวาคม 2566 มีรายการสินค้าทั้งหมด 162 รายการ การบันทึกข้อมูลและวิเคราะห์ข้อมูล ใช้โปรแกรม Microsoft Excel

## 2. การเก็บรวบรวมข้อมูล

ข้อมูลที่ใช้ในงานวิจัยนี้ทั้งหมด เป็นข้อมูลทุติยภูมิ (Secondary Data) ได้แก่ ข้อมูลรายการสินค้า ข้อมูลความต้องการสินค้า ข้อมูลต้นทุนราคาสินค้า ข้อมูลเงินเดือน ข้อมูลปริมาณสินค้าคงคลัง และข้อมูลค่าใช้จ่ายอื่นๆ ข้อมูลทั้งหมดนี้ได้รับความอนุเคราะห์จากผู้จัดการบริษัท

## 3. การวิเคราะห์ข้อมูล

3.1 การจัดกลุ่มรายการสินค้า โดยใช้เทคนิค ABC Analysis แบ่งกลุ่มเป็น 3 กลุ่ม คือ กลุ่ม A กลุ่ม B และกลุ่ม C ตามมูลค่าต้นทุนสินค้านับรวมจากมากไปน้อยตามลำดับ สินค้าในกลุ่ม A เป็นสินค้าที่มีต้นทุนสินค้านับรวมไม่เกินร้อยละ 50 ของต้นทุนสินค้านับรวมทั้งหมด สินค้าในกลุ่ม B จะเป็นสินค้าที่มีต้นทุนสินค้านับรวมอยู่ที่ร้อยละ 50 – 90 ส่วนที่เหลือจะเป็นสินค้าในกลุ่ม C โดยมีต้นทุนสินค้านับรวมอยู่ที่ร้อยละ 90 – 100 [11]

3.2 การหาต้นทุนการสั่งซื้อต่อครั้ง โดยการหาค่าใช้จ่ายที่เกี่ยวข้องกับการสั่งซื้อทั้งหมดต่อจำนวนครั้งในการสั่งซื้อ[10]

3.3 การหาค่าสัมประสิทธิ์ความแปรปรวน (Variability Coefficient, VC) โดยการหาค่าสัมประสิทธิ์ความแปรปรวนของแต่ละรายการ ดังสมการที่ (1)

$$VC = \frac{Est. var D}{\bar{d}^2} \quad (1)$$

หากรายการสินค้าใดมีค่า  $VC > 0.25$  แสดงว่ามีรูปแบบความต้องการไม่คงที่จึงเหมาะกับทฤษฎี Silver Meal หากรายการสินค้าใดมีค่า  $VC \leq 0.25$  แสดงว่ามีรูปแบบความต้องการคงที่จึงเหมาะกับทฤษฎี EOQ

3.4 การหาปริมาณการสั่งซื้อโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal ดังสมการที่ (2) และ สมการที่ (3)

$$EOQ = \sqrt{\frac{2CoD}{CC}} \quad (2)$$

จากสมการ EOQ ด้านบนแต่ละตัวแปรมีความหมายดังนี้:

- D คือ ปริมาณความต้องการสินค้าต่อเดือน
- Co คือ ค่าใช้จ่ายในการสั่งซื้อแต่ละครั้ง
- Cc คือ ต้นทุนในการเก็บรักษาสินค้าต่อหน่วยต่อเดือน

$$\text{จาก } K(1) = Co \quad (3)$$

$$K(2) = \frac{1}{2} (Co + CcD^2)$$

$$K(3) = \frac{1}{3} (Co + CcD^2 + 2CcD^3)$$

$$K(m) = \frac{1}{m} (Co + CcD^2 + 2CcD^3 + \dots + (m-1)CcD^m)$$

จากสมการ Silver Meal ด้านบนแต่ละตัวแปรมีความหมายดังนี้

- K(m) คือ ต้นทุนเฉลี่ยของต้นทุนผันแปร
- Co คือ ต้นทุนการสั่งซื้อ (บาท/ครั้ง)
- Cc คือ ต้นทุนการเก็บรักษา (บาท/หน่วย/เดือน)
- D คือ ปริมาณความต้องการสินค้าในอนาคต (หน่วย)
- M คือ ช่วงเวลา (สัปดาห์)

3.5 การเปรียบเทียบต้นทุนสินค้าคงคลังก่อนและหลังใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal ดังสมการที่ (4)[12]

$$TC = \left( \frac{CoD}{Q} \right) + \left( \frac{QCC}{2} \right) \quad (4)$$

จากสมการ ต้นทุนรวมด้านบนแต่ละตัวแปรมีความหมายดังนี้:

- Co คือ ต้นทุนการสั่งซื้อ (บาท/ครั้ง)
- Cc คือ ต้นทุนการเก็บรักษา (บาท/หน่วย/ปี)
- D คือ ปริมาณความต้องการสินค้าต่อปี (หน่วย)
- Q คือ ปริมาณการสั่งซื้อ (หน่วย)

## ผลการวิจัย

งานวิจัยนี้เป็นการหาปริมาณการสั่งซื้อโดยการประยุกต์ใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal กรณีศึกษาบริษัทค้าส่ง ใน จังหวัดนครปฐม มีวัตถุประสงค์เพื่อ 1) เพื่อหาปริมาณการสั่งซื้อโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal และ 2) เพื่อลดต้นทุนสินค้าคงคลังโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal มีผลการวิจัยดังนี้

1. ผลการจัดกลุ่มรายการสินค้า มีรายการสินค้าทั้งหมด 162 รายการ ตั้งแต่ มกราคม 2566 – ธันวาคม 2566 โดยการใช้เทคนิค ABC Analysis แบ่งกลุ่มเป็น 3 กลุ่ม คือ กลุ่ม A กลุ่ม B และกลุ่ม C ตามมูลค่าต้นทุนสินค้านับรวมจากมากไปน้อยตามลำดับ ซึ่งพบว่า มีสินค้ากลุ่ม A จำนวน 28 รายการ สินค้ากลุ่ม B จำนวน 85 รายการ และ สินค้ากลุ่ม C จำนวน 49 รายการ ซึ่งงานวิจัยนี้จะเลือกเฉพาะกลุ่ม A เท่านั้น รายละเอียดตามตารางที่ 1 และตารางที่ 2

ตารางที่ 1 ตัวอย่างความต้องการสินค้า มกราคม 2566-ธันวาคม 2566

| ลำดับที่ | รหัสสินค้า | ชื่อรายการ             | 1   | 2   | 3   | 4   | 5   | 6   | 7   | 8   | 9   | 10  | 11  | 12  |
|----------|------------|------------------------|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|
| 1        | D017       | TC-15A                 | 68  | 24  | 57  | 78  | 33  | 64  | 21  | 33  | 34  | 74  | 72  | 87  |
| 2        | B003       | ฝาโคม ปาก116           | 54  | 60  | 88  | 102 | 81  | 21  | 50  | 63  | 63  | 56  | 89  | 82  |
| 3        | H004       | จานโพนPP-500           | 101 | 68  | 95  | 70  | 68  | 32  | 47  | 54  | 59  | 72  | 89  | 98  |
| 4        | F018       | ถุงร้อนใส 14*22        | 114 | 135 | 72  | 125 | 130 | 138 | 113 | 129 | 135 | 102 | 144 | 83  |
| 5        | C001       | ถ้วยอีพีพี ไม่พิมพ์ลาย | 66  | 72  | 62  | 71  | 38  | 23  | 42  | 30  | 26  | 48  | 52  | 58  |
| 6        | C005       | แก้วกระดาษ 8 Oz. ลาย   | 128 | 133 | 143 | 120 | 48  | 65  | 61  | 63  | 59  | 92  | 120 | 109 |
| 7        | F026       | ถุงร้อนใส 6*10         | 105 | 88  | 100 | 54  | 95  | 51  | 64  | 95  | 92  | 53  | 104 | 117 |
| 8        | E008       | ถ้วยกระดาษ 160cc       | 111 | 104 | 74  | 89  | 107 | 101 | 94  | 73  | 93  | 104 | 97  | 122 |
| 9        | F020       | ถุงร้อนใส 10*15        | 149 | 109 | 57  | 179 | 33  | 62  | 41  | 27  | 39  | 60  | 82  | 104 |
| 10       | E007       | ถ้วยกระดาษ 260cc       | 87  | 97  | 82  | 97  | 72  | 102 | 79  | 85  | 96  | 80  | 110 | 108 |

ตารางที่ 2 ตัวอย่างผลการแบ่งกลุ่มสินค้า

| ลำดับที่ | รหัสสินค้า | ความต้องการสินค้า | ราคาต้นทุนสินค้า | ราคาต้นทุนรวม | ร้อยละ | ร้อยละสะสม | กลุ่ม |
|----------|------------|-------------------|------------------|---------------|--------|------------|-------|
| 1        | D017       | 645               | 140              | 90,300        | 4.48   | 4.48       | A     |
| 2        | B003       | 809               | 106              | 85,754        | 4.25   | 8.73       | A     |
| 3        | H004       | 853               | 92               | 78,476        | 3.89   | 12.62      | A     |
| 4        | F018       | 1,420             | 35               | 49,700        | 2.47   | 15.09      | A     |
| 5        | C001       | 588               | 73               | 42,924        | 2.13   | 17.22      | A     |
| 6        | C005       | 1,141             | 35               | 39,935        | 1.98   | 19.20      | A     |
| 7        | F026       | 1,018             | 35               | 35,630        | 1.77   | 20.97      | A     |
| 8        | E008       | 1,169             | 30               | 35,070        | 1.74   | 22.71      | A     |
| 9        | F020       | 942               | 35               | 32,970        | 1.64   | 24.34      | A     |
| 10       | E007       | 1,095             | 30               | 32,850        | 1.63   | 25.97      | A     |

2. ผลการหาต้นทุนการสั่งซื้อต่อครั้ง ปัจจุบันบริษัทมีจำนวนการสั่งซื้อ 12 ครั้งต่อเดือน จำนวนค่าใช้จ่ายแต่ละรายการที่เกี่ยวข้องกับการสั่งซื้อ ผลรวมต้นทุนการสั่งซื้อ คือ 11,578.40 บาท และต้นทุนการสั่งซื้อต่อครั้ง (Co) คือ 964.87 บาท รายละเอียดตามตารางที่ 3

ตารางที่ 3 แสดงค่าใช้จ่ายในการสั่งซื้อสินค้า

| รายการ                         | จำนวน | หน่วย       | ต้นทุน (บาท/เดือน) |
|--------------------------------|-------|-------------|--------------------|
| จำนวนรอบการสั่งซื้อ            | 12    | ครั้ง/เดือน |                    |
| ผู้จัดการร้าน                  | 1     | คน          | 780.00             |
| พนักงาน                        | 6     | คน          | 6,480.00           |
| ค่าน้ำมันรถยนต์                | 8.25  | ลิตร        | 3,360.00           |
| ค่าเอกสารในการสั่งซื้อ         |       |             | 28.80              |
| ค่าเครื่องคอมพิวเตอร์          |       |             | 555.56             |
| ค่าไฟฟ้า                       | 42    | หน่วย       | 343.98             |
| ค่าน้ำประปา                    | 6     | หน่วย       | 30.00              |
| ผลรวมต้นทุนการสั่งซื้อ         |       | บาท         | 11,578.40          |
| ต้นทุนการสั่งซื้อต่อครั้ง (Co) |       | บาท/ครั้ง   | 964.87             |

3. ผลการหาค่าสัมประสิทธิ์ความแปรปรวน (Variability Coefficient, VC) ผู้วิจัยได้นำข้อมูลความต้องการสินค้าจากตารางที่ 1 มาหาค่าสัมประสิทธิ์ความแปรปรวนตามสามการที่ 1 พบว่า มีสินค้า 24 รายการ ที่มีความแปรปรวน (VC)  $\leq 0.25$  เหมาะกับทฤษฎี EOQ และมีสินค้า 4 รายการ ที่มีค่าความแปรปรวน (VC)  $> 0.25$  จึงเหมาะกับทฤษฎี Silver Meal รายละเอียดตามตารางที่ 4

ตารางที่ 4 สัมประสิทธิ์ความแปรปรวน (VC)

| ลำดับที่ | รหัสสินค้า | $\bar{d}$ | $\bar{d}^2$ | $\frac{1}{12} \sum_{i=1}^{12} d_i^2$ | Est.var D | VC    |
|----------|------------|-----------|-------------|--------------------------------------|-----------|-------|
| 1        | D017       | 53.75     | 2,889.06    | 3,386.08                             | 497.02    | 0.17  |
| 2        | B003       | 67.42     | 4,545.01    | 4,990.42                             | 445.41    | 0.10  |
| 3        | H004       | 71.08     | 5,052.84    | 5,476.08                             | 423.24    | 0.08  |
| 4        | F018       | 118.33    | 14,002.78   | 14,469.83                            | 467.06    | 0.03  |
| 5        | C001       | 49.00     | 2,401.00    | 2,675.83                             | 274.83    | 0.11  |
| 6        | C005       | 95.08     | 9,040.84    | 10,113.92                            | 1,073.08  | 0.12  |
| 7        | F026       | 84.83     | 7,196.69    | 7,684.17                             | 487.47    | 0.07  |
| 8        | E008       | 97.42     | 9,490.01    | 9,675.58                             | 185.58    | 0.02  |
| 9        | F020       | 78.50     | 6,162.25    | 8,281.33                             | 2,119.08  | 0.34* |
| 10       | E007       | 91.25     | 8,326.56    | 8,462.08                             | 135.52    | 0.02  |
| 11       | F022       | 77.75     | 6,045.06    | 6,622.92                             | 577.85    | 0.10  |
| 12       | A009       | 88.58     | 7,847.01    | 8,030.25                             | 183.24    | 0.02  |
| 13       | F019       | 74.83     | 5,600.03    | 5,957.83                             | 357.81    | 0.06  |
| 14       | F024       | 71.75     | 5,148.06    | 5,424.25                             | 276.19    | 0.05  |
| 15       | F001       | 70.67     | 4,993.78    | 6,342.00                             | 1,348.22  | 0.27* |
| 16       | F034       | 163.50    | 26,732.25   | 27,981.17                            | 1,248.92  | 0.05  |
| 17       | F016       | 69.17     | 4,784.03    | 5,149.17                             | 365.14    | 0.08  |
| 18       | F021       | 66.08     | 4,367.01    | 5,605.25                             | 1,238.24  | 0.28* |
| 19       | F031       | 65.08     | 4,235.84    | 4,623.92                             | 388.08    | 0.09  |
| 20       | E020       | 113.42    | 12,863.34   | 13,747.25                            | 883.91    | 0.07  |
| 21       | E021       | 64.25     | 4,128.06    | 4,680.75                             | 552.69    | 0.13  |
| 22       | A004       | 266.00    | 70,756.00   | 76,539.33                            | 5,783.33  | 0.08  |
| 23       | C004       | 84.17     | 7,084.03    | 7,433.17                             | 349.14    | 0.05  |
| 24       | F009       | 127.17    | 16,171.36   | 20,368.50                            | 4,197.14  | 0.26* |
| 25       | A005       | 286.25    | 81,939.06   | 88,911.25                            | 6,972.19  | 0.09  |
| 26       | D009       | 20.75     | 430.56      | 501.92                               | 71.35     | 0.17  |
| 27       | H003       | 16.92     | 286.17      | 335.25                               | 49.08     | 0.17  |
| 28       | D019       | 10.83     | 117.36      | 145.50                               | 28.14     | 0.23  |

(\*) หมายถึง สินค้าที่มีค่าความแปรปรวน (VC) &gt; 0.25

4. การหาปริมาณการสั่งซื้อโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal ผู้วิจัยได้นำข้อมูลรายการสินค้าที่มีค่าสัมประสิทธิ์ความแปรปรวน (VC) จากตารางที่ 3 มาหาปริมาณการสั่งซื้อโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal ตามสมการที่ 2 และสมการที่ 3 พบว่า มีสินค้า 21 รายการใช้ทฤษฎี EOQ ในการหาปริมาณการสั่งซื้อและมีสินค้า 4 รายการใช้ทฤษฎี Silver Meal ในการหาปริมาณการสั่งซื้อ รายละเอียดตามตารางที่ 5

ตารางที่ 5 ปริมาณการสั่งซื้อโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal

| ลำดับที่ | รหัสสินค้า | ความต้องการสินค้าต่อปี | ปริมาณการสั่งซื้อโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal | ทฤษฎีที่ใช้ |
|----------|------------|------------------------|--------------------------------------------------|-------------|
| 1        | D017       | 645                    | 197                                              | EOQ         |
| 2        | B003       | 809                    | 254                                              | EOQ         |
| 3        | H004       | 853                    | 279                                              | EOQ         |
| 4        | F018       | 1,420                  | 584                                              | EOQ         |
| 5        | C001       | 588                    | 260                                              | EOQ         |
| 6        | C005       | 1,141                  | 523                                              | EOQ         |
| 7        | F026       | 1,018                  | 494                                              | EOQ         |
| 8        | E008       | 1,169                  | 572                                              | EOQ         |
| 9        | F020       | 942                    | 315                                              | Silver Meal |
| 10       | E007       | 1,095                  | 554                                              | EOQ         |
| 11       | F022       | 933                    | 473                                              | EOQ         |
| 12       | A009       | 1,063                  | 546                                              | EOQ         |
| 13       | F019       | 898                    | 464                                              | EOQ         |
| 14       | F024       | 861                    | 455                                              | EOQ         |
| 15       | F001       | 848                    | 107                                              | Silver Meal |
| 16       | F034       | 1,962                  | 1,048                                            | EOQ         |
| 17       | F016       | 830                    | 447                                              | EOQ         |
| 18       | F021       | 793                    | 181                                              | Silver Meal |
| 19       | F031       | 781                    | 433                                              | EOQ         |
| 20       | E020       | 1,361                  | 756                                              | EOQ         |
| 21       | E021       | 771                    | 430                                              | EOQ         |
| 22       | A004       | 3,192                  | 1,830                                            | EOQ         |
| 23       | C004       | 1,010                  | 583                                              | EOQ         |
| 24       | F009       | 1,526                  | 678                                              | Silver Meal |
| 25       | A005       | 3,435                  | 2,192                                            | EOQ         |
| 26       | D009       | 249                    | 162                                              | EOQ         |
| 27       | H003       | 203                    | 137                                              | EOQ         |
| 28       | D019       | 130                    | 89                                               | EOQ         |

5. การเปรียบเทียบต้นทุนสินค้าคงคลังก่อนและหลังใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal ผู้วิจัยได้นำข้อมูลความต้องการสินค้า ต้นทุนการสั่งซื้อ ต้นทุนการเก็บรักษา ปริมาณการสั่งซื้อ และราคาต้นทุนสินค้า มาหาต้นทุนสินค้าคงคลัง รายละเอียดตามตารางที่ 6



ตารางที่ 6 เปรียบเทียบต้นทุนสินค้าคงคลังก่อนและหลังใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal

| ลำดับที่ | รหัสสินค้า | ปริมาณการ<br>สั่งซื้อ<br>(ก่อน) | ปริมาณการ<br>สั่งซื้อหลังใช้<br>ทฤษฎี EOQ<br>และ Silver<br>Meal | ต้นทุนสินค้าคง<br>คลัง(ก่อน)<br>(บาท) | ต้นทุนรวมหลัง<br>ใช้ทฤษฎี EOQ<br>และ Silver<br>Meal (บาท) | ต้นทุนสินค้าคง<br>คลังลดลง<br>(บาท) |
|----------|------------|---------------------------------|-----------------------------------------------------------------|---------------------------------------|-----------------------------------------------------------|-------------------------------------|
| 1        | D017       | 27                              | 197                                                             | 23,484.28                             | 6,330.78                                                  | 17,153.50                           |
| 2        | B003       | 34                              | 254                                                             | 23,372.60                             | 6,169.40                                                  | 17,203.21                           |
| 3        | H004       | 36                              | 279                                                             | 23,242.85                             | 5,901.75                                                  | 17,341.10                           |
| 4        | F018       | 60                              | 584                                                             | 23,076.67                             | 4,696.68                                                  | 18,379.99                           |
| 5        | C001       | 25                              | 260                                                             | 22,903.53                             | 4,364.78                                                  | 18,538.75                           |
| 6        | C005       | 48                              | 523                                                             | 23,128.88                             | 4,210.07                                                  | 18,918.81                           |
| 7        | F026       | 43                              | 494                                                             | 23,015.72                             | 3,976.68                                                  | 19,039.05                           |
| 8        | E008       | 49                              | 572                                                             | 23,188.00                             | 3,945.30                                                  | 19,242.70                           |
| 9        | F020       | 40                              | 315                                                             | 22,883.60                             | 3,177.34                                                  | 19,706.26                           |
| 10       | E007       | 46                              | 554                                                             | 23,126.71                             | 3,818.39                                                  | 19,308.32                           |
| 11       | F022       | 39                              | 473                                                             | 23,239.55                             | 3,807.04                                                  | 19,432.51                           |
| 12       | A009       | 45                              | 546                                                             | 22,947.54                             | 3,762.19                                                  | 19,185.35                           |
| 13       | F019       | 38                              | 464                                                             | 22,954.26                             | 3,734.95                                                  | 19,219.32                           |
| 14       | F024       | 36                              | 455                                                             | 23,221.29                             | 3,657.20                                                  | 19,564.09                           |
| 15       | F001       | 36                              | 107                                                             | 22,872.86                             | 2,244.88                                                  | 20,627.98                           |
| 16       | F034       | 82                              | 1,048                                                           | 23,227.64                             | 3,614.16                                                  | 19,613.48                           |
| 17       | F016       | 35                              | 447                                                             | 23,021.99                             | 3,590.76                                                  | 19,431.23                           |
| 18       | F021       | 34                              | 181                                                             | 22,640.94                             | 2,479.42                                                  | 20,161.52                           |
| 19       | F031       | 33                              | 433                                                             | 22,967.99                             | 3,483.15                                                  | 19,484.84                           |
| 20       | E020       | 57                              | 756                                                             | 23,169.40                             | 3,475.81                                                  | 19,693.58                           |
| 21       | E021       | 33                              | 430                                                             | 22,675.61                             | 3,460.78                                                  | 19,214.83                           |
| 22       | A004       | 133                             | 1,830                                                           | 23,279.15                             | 3,366.58                                                  | 19,912.57                           |
| 23       | C004       | 43                              | 583                                                             | 22,786.76                             | 3,347.68                                                  | 19,439.09                           |
| 24       | F009       | 64                              | 678                                                             | 23,116.43                             | 2,763.04                                                  | 20,353.39                           |
| 25       | A005       | 144                             | 2,192                                                           | 23,115.44                             | 3,024.49                                                  | 20,090.96                           |
| 26       | D009       | 11                              | 162                                                             | 21,942.26                             | 2,973.44                                                  | 18,968.83                           |
| 27       | H003       | 9                               | 137                                                             | 21,858.32                             | 2,879.15                                                  | 18,979.16                           |
| 28       | D019       | 6                               | 89                                                              | 21,002.04                             | 2,842.26                                                  | 18,159.78                           |
| รวม      |            | 1,286                           | 15,043                                                          | 641,462.32                            | 105,098.13                                                | 536,364.19                          |

จากตารางที่ 6 จะเห็นว่าต้นทุนสินค้าคงคลังก่อนใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal เท่ากับ 641,462.32 บาท ซึ่งมากกว่าต้นทุนสินค้าคงคลังหลังใช้ทฤษฎี ที่เท่ากับ 105,098.13 บาท เป็นผลมาจากหลังใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal ปริมาณการสั่งซื้อมีจำนวนมากกว่าก่อนใช้ทฤษฎี ดังนั้นต้นทุนการสั่งซื้อจึงลดลง เป็นผลให้ต้นทุนสินค้าคงคลังหลังใช้ทฤษฎีลดลง 536,364.19 บาท คิดเป็นร้อยละ 83.73

### สรุป และอภิปรายผล

งานวิจัยนี้เป็นการหาปริมาณการสั่งซื้อโดยการประยุกต์ใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal กรณีศึกษาบริษัทค้าส่ง ในจังหวัดนครปฐม มีวัตถุประสงค์เพื่อ 1) เพื่อหาปริมาณการสั่งซื้อโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal และ 2) เพื่อลดต้นทุนสินค้าคงคลังโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal สามารถสรุปผลการวิจัยได้ดังนี้

#### 1. การหาปริมาณการสั่งซื้อโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal

งานวิจัยนี้ได้ศึกษาสินค้าประเภทบรรจุภัณฑ์ มีรายการสินค้าทั้งหมด 162 รายการ ตั้งแต่ มกราคม 2566 – ธันวาคม 2566 โดยใช้เทคนิค ABC Analysis แบ่งกลุ่มเป็น 3 กลุ่ม คือ สินค้ากลุ่ม A จำนวน 28 รายการ สินค้ากลุ่ม B จำนวน 85 รายการ และ สินค้ากลุ่ม C จำนวน 49 รายการ เมื่อนำสินค้ากลุ่ม A มาหาทฤษฎีที่เหมาะสมกับการสั่งซื้อ พบว่า มีสินค้า 24 รายการ ที่เหมาะสมกับการใช้ทฤษฎี EOQ และสินค้า 4 รายการ ที่เหมาะสมกับการใช้ทฤษฎี Silver Meal เมื่อนำสินค้ากลุ่ม A ทั้งหมดมาหาปริมาณการสั่งซื้อตามทฤษฎี ได้ปริมาณการสั่งซื้อรวมเท่ากับ 15,181 หน่วย ซึ่งมากกว่าปริมาณการสั่งซื้อก่อนใช้ทฤษฎี ที่เท่ากับ 1,295 หน่วย ทั้งนี้จึงส่งผลให้จำนวนรอบการสั่งซื้อหลังใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal ลดลง

#### 2. การลดต้นทุนสินค้าคงคลังโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal

งานวิจัยนี้ พบว่าจากการหาปริมาณการสั่งซื้อโดยใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal สินค้าทั้ง 28 รายการ มีปริมาณการสั่งซื้อที่เปลี่ยนไป และมีจำนวนรอบการสั่งซื้อน้อยลงกว่าก่อนใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal ดังนั้นต้นทุนสั่งซื้อจึงลดลง ในการหาต้นทุนสินค้าคงคลังของสินค้าแต่ละชนิดและนำมาเปรียบเทียบต้นทุนรวมก่อนและหลังใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal ผลที่ได้จากการคำนวณ คือ ต้นทุนสินค้าคงคลังก่อนใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal เท่ากับ 641,462.32 บาท และต้นทุนสินค้าคงคลังหลังใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal เท่ากับ 105,098.13 บาท ดังนั้น ต้นทุนสินค้าคงคลังลดลง 536,364.19 บาท คิดเป็นร้อยละ 83.73

ผลของงานวิจัยนี้ สอดคล้องกับงานวิจัยของ[5] ได้วิจัยปริมาณการสั่งซื้อวัตถุดิบที่เหมาะสม บริษัทผลิตเหล็กแท่ง และเหล็กเส้นก่อสร้าง ได้ทำการจัดลำดับกลุ่มความสำคัญของวัตถุดิบ โดยใช้มูลค่าของยอดสั่งซื้อสินค้าของบริษัท กรณีศึกษาย้อนหลัง ตั้งแต่เดือนมกราคม-เดือนธันวาคม พ.ศ.2562 เป็นเกณฑ์ด้วยวิธี ABC Analysis ทำให้สามารถแบ่งกลุ่มวัตถุดิบภายในประเทศทั้งหมด 24 รายการออกเป็น 3 กลุ่ม คือวัตถุดิบกลุ่ม A กลุ่ม B และกลุ่ม C ตามลำดับ พบว่า วัตถุดิบกลุ่ม A มีจำนวน 5 รายการ ซึ่งมีมูลค่าสูงสุด 34,358,106 บาทต่อปีคิดเป็นร้อยละ 70 ของมูลค่าวัตถุดิบทั้งหมดในรอบปีซึ่งจัดเป็นวัตถุดิบกลุ่มที่มีความสำคัญมากที่สุด และได้แนะนำแนวทางการสั่งซื้อแบบประหยัด (Economic order quantity) และการหาจุดสั่งซื้อใหม่ (Reorder point) มาประยุกต์ใช้กับการสั่งซื้อวัตถุดิบกลุ่ม A จากนั้นทำการเปรียบเทียบต้นทุนรวมในการสั่งซื้อจากผลการวิจัย พบว่า รูปแบบการสั่งซื้อที่ประหยัด (EOQ) สามารถลดต้นทุนรวมในการบริหารสินค้าคงคลังได้ถึง 378,181.84 บาทต่อปีคิดเป็นร้อยละ 49.95 เช่นเดียวกับงานวิจัยของ[8] ได้วิจัยการปรับปรุงประสิทธิภาพการจัดการสินค้าคงคลัง โรงงานผลิตเครื่องสำอาง โดยใช้วิธีวิเคราะห์แบบ ABC Analysis และ VED Analysis ร่วมกับการหาปริมาณการสั่งซื้อที่ประหยัดและการสั่งซื้อหาจุดสั่งซื้อแบบ Silver-Meal Heuristic ผลการศึกษาพบว่า การวิเคราะห์แบบ ABC Analysis จาก

จำนวนวัตถุดิบทั้งหมด 386 รายการ สามารถจำแนกกลุ่มของวัตถุดิบทั้งหมด 3 กลุ่มคือ กลุ่ม A มีวัตถุดิบทั้งหมด 40 รายการ กลุ่ม B มีวัตถุดิบทั้งหมด 91 รายการ และกลุ่ม C มีวัตถุดิบทั้งหมด 255 รายการ และวิเคราะห์แบบ VED Analysis สามารถจำแนกกลุ่มของวัตถุดิบทั้งหมด 3 กลุ่ม คือ กลุ่ม V มีวัตถุดิบทั้งหมด 212 รายการ กลุ่ม E มีวัตถุดิบทั้งหมด 104 รายการ และกลุ่ม D มีวัตถุดิบ 70 รายการ โดยโครงการฉบับนี้ได้เลือกกลุ่มวัตถุดิบที่ AV และ AE นั้น จากการวิเคราะห์ค่าสัมประสิทธิ์ความแปรปรวน พบว่ามีสินค้าคงคลัง จำนวน 13 รายการ มีค่าสัมประสิทธิ์ความแปรปรวน  $\leq 0.25$  แสดงว่ารูปแบบความต้องการมีลักษณะคงที่ จึงเหมาะสมกับเทคนิค EOQ Model และมีสินค้าคงคลังจำนวน 27 รายการ ที่มีค่าสัมประสิทธิ์ความแปรปรวน  $> 0.25$  สะท้อนให้เห็นว่ารูปแบบปริมาณความต้องการลักษณะไม่คงที่ จึงเหมาะสมกับวิธี Silver-Meal Heuristic ผลการวิจัยพบว่า การประยุกต์ใช้เทคนิค EOQ Model สามารถลดต้นทุนสินค้าคงคลังได้ 2,036,235.74 บาทต่อปีคิดเป็นร้อยละ 65.96% [13] และจากการประยุกต์ใช้วิธี Silver-Meal สามารถลดต้นทุนสินค้าคงคลังได้ 8,005,006.53 บาทต่อปีคิดเป็นร้อยละ 65.25%

### ข้อเสนอแนะ

จากการศึกษาหาปริมาณการสั่งซื้อโดยการประยุกต์ใช้ทฤษฎี EOQ และ Silver Meal กรณีศึกษาบริษัทค้าส่งในจังหวัดนครปฐม ผู้วิจัยมีข้อเสนอแนะดังต่อไปนี้

#### 1. ข้อเสนอแนะสำหรับงานวิจัยครั้งต่อไป

1.1 งานวิจัยนี้ได้เลือกวิจัยเฉพาะสินค้าประเภทบรรจุภัณฑ์ ที่มีปัญหาจำนวนสินค้าในคลังมากเกินความต้องการ ดังนั้นสำหรับงานวิจัยครั้งต่อไปควรเลือกวิเคราะห์สินค้าประเภทอื่นๆ ด้วย เพื่อสามารถลดต้นทุนสินค้าคงคลังมากขึ้น

1.2 งานวิจัยนี้ไม่ได้คำนึงถึงพื้นที่ในการเก็บรักษาสินค้าคงคลังหลังจากมีการสั่งซื้อ เนื่องจากบริษัทมีพื้นที่คลังที่มากพอสำหรับการเก็บรักษา แต่หากมีปริมาณการสั่งซื้อที่มากกว่านี้หรือบริษัทมีพื้นที่คลังสินค้าที่จำกัด ดังนั้นการงานวิจัยครั้งต่อไปควรพิจารณาถึงพื้นที่สำหรับการจัดเก็บสินค้าหลังการสั่งซื้อด้วย

1.3 งานวิจัยนี้ไม่ได้คำนึงถึงความสามารถของซัพพลายเออร์ เช่น จำนวนสินค้าที่ต้องซื้อขั้นต่ำ ระยะเวลาการสั่งซื้อ หน่วยที่ขายในการซื้อสินค้า เป็นต้น ดังนั้น การงานวิจัยครั้งต่อไปควรพิจารณาความสามารถของซัพพลายเออร์แต่ละรายด้วย

#### 2. ข้อเสนอแนะสำหรับการนำไปใช้ประโยชน์

2.1 งานวิจัยนี้มุ่งเน้นการศึกษาเฉพาะสินค้าประเภทบรรจุภัณฑ์ ที่มีปัญหาจำนวนสินค้าในคลังมากเกินความต้องการ มีค่าความแปรปรวน (VC) ต่ำและสูง ซึ่งงานวิจัยนี้สามารถนำไปประยุกต์ใช้กับสินค้าที่มีลักษณะเดียวกันหรือคล้ายกัน เพื่อช่วยลดต้นทุนสินค้าคงคลัง และเพื่อเป็นแนวทางในการวางแผนธุรกิจในอนาคต

2.2 การนำงานวิจัยนี้ไปใช้ในบริษัท ควรเริ่มจากการอบรมพนักงานที่เกี่ยวข้อง โดยเฉพาะหน่วยงานที่เกี่ยวข้องกับการสั่งซื้อสินค้าและการจัดเก็บสินค้า สำหรับหน่วยงานที่เกี่ยวข้องกับการสั่งซื้อสินค้า ควรอบรมให้พนักงานสามารถหาปริมาณการสั่งซื้อที่เหมาะสมได้ ภายใต้เงื่อนไขความสามารถในการจัดเก็บสินค้าของบริษัทและความสามารถของซัพพลายเออร์

## เอกสารอ้างอิง

- [1] กิ่งกาญจน์ พลิกะ. (2558). การบริหารสินค้าคงคลังโดยการประยุกต์ใช้ทฤษฎี ABC CLASSIFICATION ANALYSIS เทคนิค EOQ MODEL และเทคนิค SILVER-MEAL กรณีศึกษา: บริษัท XYZ. วิทยานิพนธ์มหาวิทยาลัย. มหาวิทยาลัยรังสิต.
- [2] กุลบัณฑิต แสงดี, อภัสรา นภัทรวิ และ ศิริมาพร เจริญในวงศ์เฝ้า. (2565). การลดต้นทุนสินค้าคงคลังผ่านกระบวนการเทคนิคเรียบริส 85กรณีศึกษา โรงงานบรรจุภัณฑ์พลาสติก. วารสารวไลยอลงกรณ์ปริทัศน์. 12(2).189-204.
- [3] กุลยา ศรีโยม, ศรีวรรณ จำศรี, บรรหาร อิสระ และ อัมรี เจ๊ะหลี. (2563). การศึกษาปริมาณการสั่งซื้อที่เหมาะสมกรณีศึกษา ร้านขายยา ABC. วารสารวิชาการวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี มหาวิทยาลัยราชภัฏสงขลา. 2(1). 43-56.
- [4] ณัฐพล เจริญไธยะ, พรชิตา เชื้อช้าง, วัลย์ลดา กลั่นเครือวัลย์, อธิวัฒน์ บุญมี และ วรญา เนื่องมัจฉา. (2566). การประยุกต์ใช้วิธีซิมูเลชันในการเพิ่มประสิทธิภาพการสั่งซื้อวัตถุดิบที่พิจารณาหลายสินค้าร่วมกัน. วารสารข่าวงานวิศวกรรมอุตสาหกรรมไทย. 9(2). 29-37.
- [5] เฉอร์ธฎา คุ่มถนอม. (2564). ปริมาณการสั่งซื้อวัตถุดิบหลักที่เหมาะสม กรณีศึกษา บริษัทผลิตเหล็กแท่งและเหล็กเส้นก่อสร้าง. วิทยานิพนธ์มหาวิทยาลัย. มหาวิทยาลัยบูรพา.
- [6] ชิบดินทร์ แสงสว่าง, ณัฐธิดา ชะลอทรัพย์, สุนิสา โฉมจิต และ ชีระชัย สุรโชติเวช. (2564). การศึกษาการลดต้นทุนการสั่งซื้อสินค้าของร้านค้าปลีกท้องถิ่นโดยใช้วิธีEOQ: กรณีศึกษาร้าน“ล้านกระทุ่มครับ”. วารสารการจัดการสมัยใหม่. 19(2). 132-143
- [7] พัทธรา ศรีพระบุ และ เขมฐา ชำนาญหล่อ. (2565). การหาปริมาณการสั่งซื้อน้ำมันเชื้อเพลิงอย่างประหยัด: กรณีศึกษาบริษัทรับขนส่งสินค้า. วารสารวิชาการและวิจัย มทร.พระนคร. 16(2). 54-64.
- [8] วาสนา ชุ่มหิรัญ และ จิราพร ราชบุตร. (2563). การปรับปรุงประสิทธิภาพการจัดการสินค้าคงคลัง กรณีศึกษา: โรงงานผลิตเครื่องสำอาง. วิทยานิพนธ์วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต. มหาวิทยาลัยธุรกิจบัณฑิต.
- [9] สรณรินทร์ หลวงแก้ว. (2566). การประยุกต์ใช้การพยากรณ์ความต้องการรายรอบบรรจุหีบห่อหาลากกรณีศึกษา บริษัทแห่งหนึ่งในเขตท่าเรือแหลมฉบัง. วารสารบริหารธุรกิจ. 2(1). 71-88.
- [10] ศรีไพร ศรีพนมวรรณ และ อรวรรณ ชูสูงทรง. (2566). การประยุกต์ใช้การวิเคราะห์ปริมาณการสั่งซื้อที่ประหยัดสำหรับการจัดเก็บและบริหารคลังสินค้าในหน่วยงานผู้ให้บริการในอุตสาหกรรมเครื่องทำความเย็น. วารสารโลจิสติกส์และดิจิทัลห่วงโซ่อุปทาน. 1(2). 43-57.
- [11] ศศิธร ทองประไพ และ เดชรัตน์ สัมฤทธิ์. (2565). การปรับปรุงสินค้าคงคลังโดยประยุกต์ใช้การจำแนกประเภทกลุ่มสินค้าและแบบจำลองปริมาณการสั่งซื้อแยกตามลักษณะอุปสงค์ กรณีศึกษาในการผลิตอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์. วารสารปัญญาทัศน์. 14(3). 137-151.
- [12] สมชาย เป็ยงพรม. (2564). การหาแนวทางการลดต้นทุนการจัดการสินค้าคงคลังด้วยการหาปริมาณการสั่งซื้อที่เหมาะสม กรณีศึกษา:ผลิตภัณฑ์บรรจุภัณฑ์ชนิดกล่อง. วารสารศรีนครินทรวิโรฒวิจัยและพัฒนา. 13(26). 175-188.
- [13] สุภาวดี สายสนิท และ เฉลียว บุตรวงษ์. (2566). การลดต้นทุนสินค้าคงคลังของร้านกาแฟ Full Service ประเภท Chain Store. วารสารวิชาการจัดการปริทัศน์. 25(2). 106-119.

# คอนกรีตต้นทุนต่ำที่ผสมขยะอีพีเอสโฟมทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนสำหรับงานก่อสร้าง

## Concrete of low cost mixed with wasted EPS foam replaced some fine aggregate for construction

จรัส รัตนโชตินันท์

สาขาวิศวกรรมโยธาและบริหารงานก่อสร้าง คณะวิทยาศาสตร์ มหาวิทยาลัยราชภัฏจันทรเกษม

Jaran Ratanachotinun

Department of Civil and Construction Management Engineering,

Faculty of Science, Chandrakasem Rajabhat University

\*nkkesangam@gmail.com, #warut\_t@rtaf.mi.th

Received : December 8, 2023

Revised : February 29, 2024

Accepted : March 8, 2024

### บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้ศึกษาการรับกำลังแรงอัดของคอนกรีตต้นทุนต่ำที่ผสมอีพีเอสโฟมที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนสำหรับงานก่อสร้างโดยนำอีพีเอสโฟมที่ใช้แล้วมาผสมกับส่วนผสมแบบปกติ การเปรียบเทียบกับคอนกรีตแบบปกติที่ไม่มีส่วนผสมของอีพีเอสโฟม และการประเมินต้นทุนของคอนกรีตที่ผสมอีพีเอสโฟมที่ใช้แล้ว การทดสอบความสามารถรับกำลังแรงอัดระหว่างคอนกรีตแบบปกติและคอนกรีตที่ผสมขวดน้ำพลาสติกทดแทนมวลรวมหยาบบางส่วนในอัตราส่วนร้อยละ 0.03 0.05 0.07 0.1 0.2 และ 0.3 ค่อน้ำหนักมวลรวมละเอียดและช่วงอายุการบ่มของคอนกรีตที่อายุ 7 14 และ 28 วัน ผลการทดสอบพบว่า คอนกรีตที่ผสมอีพีเอสโฟมที่ใช้แล้วในปริมาณที่เพิ่มขึ้นจะส่งผลต่อค่าการรับกำลังแรงอัดที่ลดลงเมื่อเทียบกับคอนกรีตแบบปกติ สัดส่วนของอีพีเอสโฟมที่ใช้แล้วที่เหมาะสม คือ ระดับไม่เกินร้อยละ 0.1 ของน้ำหนักมวลรวมละเอียดและมีค่าเฉลี่ยรับกำลังแรงอัดประมาณ 220 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร ความหนาแน่นของคอนกรีตที่ผสมอีพีเอสโฟมเมื่อเปรียบเทียบกับความหนาแน่นของคอนกรีตปกติลดลงที่ระดับเฉลี่ยร้อยละ 1 ถึง 3 ต้นทุนของคอนกรีตที่ผสมอีพีเอสโฟมที่ใช้แล้วโดยประมาณ 2,001 บาทต่อลูกบาศก์เมตร สำหรับอีพีเอสโฟมที่ระดับร้อยละ 0.1 ซึ่งลดลงจากต้นทุนของคอนกรีตแบบปกติประมาณร้อยละ 2

**คำสำคัญ:** คอนกรีตที่ผสมอีพีเอสโฟม, ต้นทุนคอนกรีต, อีพีเอสโฟมที่ใช้แล้ว

### Abstract

The purpose of this research is to study the efficiency of concrete of low cost that mixed with used ESP foam replaced some fine aggregate for construction, comparing with typical concrete and assessment for cost of concrete mixed with used ESP foam. The testing of compressive strength compared with typical concrete and concrete which mixed with EPS foam in rate of 0.03%, 0.05%, 0.07%, 0.1%, 0.2%, and 0.3% by weight of fine

aggregates and the curing age of 7,14 and 28 days. The results have shown that increased EPS foam the lower the strength compare to typical concrete. The proper percentage of EPS foam is no more than 0.1 % by weight, average strength of 220 kg/cm<sup>2</sup> and average density of concrete is 1%-3% lower than density of typical concrete. The cost of concrete is around 2,001 baths per cubic meter which is 2% lower than typical concrete.

**Keywords:** Concrete mixed with EPS foam, Concrete cost, Used EPS foam

## 1. บทนำ

การศึกษาวัสดุก่อสร้างให้มีความสามารถในการใช้งานและการออกแบบได้อย่างมีประสิทธิภาพด้านวิศวกรรมโยธาได้พัฒนาอย่างต่อเนื่อง วัสดุก่อสร้างที่พัฒนาขึ้นมีผลกระทบต่อต้นทุนสูงขึ้นและผลกระทบต่อสิ่งแวดล้อม ดังนั้นการพัฒนาวัสดุก่อสร้างที่ลดปัญหาด้านสิ่งแวดล้อมหรือวัสดุก่อสร้างสีเขียวโดยประสิทธิภาพในด้านวิศวกรรมยังอยู่ในมาตรฐานเป็นแนวทางที่มีความน่าสนใจอย่างมาก คอนกรีตเป็นวัสดุก่อสร้างที่สำคัญในการออกแบบและก่อสร้างสำหรับงานวิศวกรรมโยธา องค์ประกอบหรือมวลรวมที่ผสมในคอนกรีตทั้งทรายและหินเป็นทรัพยากรธรรมชาติที่มีต้นทุน ถ้าหากลดต้นทุนวัสดุดังกล่าวและใช้วัสดุอื่นทดแทนก็จะช่วยให้ต้นทุนของคอนกรีตลดลงและส่งผลกระทบต่อความแข็งแรงของกลุ่มเป้าหมายที่ต้องการคอนกรีตต้นทุนต่ำ แนวทางการนำวัสดุไม้อัดหรือขยะอิฟิเอสโฟมมาเป็นส่วนผสมสร้างเป็นคอนกรีตสำหรับงานก่อสร้างจึงเป็นที่มาของงานวิจัยนี้ การใช้งานอิฟิเอสโฟมในประเทศไทยได้รับความนิยมอย่างมากและกลายเป็นขยะอิฟิเอสโฟม อ้างอิงข้อมูลกรมควบคุมมลพิษ กระทรวงทรัพยากรธรรมชาติและสิ่งแวดล้อม [1] สำหรับประเทศไทยมีการนำพลาสติกและโฟมใช้เพิ่มขึ้นในรูปแบบของบรรจุภัณฑ์ต่าง ๆ มากขึ้น จากข้อมูลสถิติการใช้งาน พบว่าปี 2560 มีการบริโภคถุงพลาสติกหิ้ว จำนวน 45,000 ล้านใบต่อปี และโฟมบรรจุอาหาร จำนวน 6,758 ล้านใบต่อปี ข้อมูลจากสำนักสิ่งแวดล้อม กรุงเทพมหานคร [2] เป็นข้อบัญญัติกรุงเทพมหานครเรื่องค่าธรรมเนียมการจัดการสิ่งปฏิกูล พ.ศ.2562 ได้กำหนดอัตราค่าเก็บขนและกำจัดขยะโดยรวมมีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 600 บาทต่อลูกบาศก์เมตรต่อครั้ง จากเหตุผลดังกล่าวส่งผลกระทบต่อต้นทุนการกำจัดขยะโฟมที่มีแนวโน้มเพิ่มขึ้นอย่างต่อเนื่อง แนวทางการกำจัดขยะอิฟิเอสโฟมโดยใช้ทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนผสมในคอนกรีตก่อสร้างสามารถช่วยลดต้นทุนการจัดเก็บและกำจัดขยะโดยเฉพาะในชุมชนที่พักอาศัยของประเทศไทย งานวิจัยที่เกี่ยวกับด้านพัฒนาวัสดุก่อสร้างอาคารและการนำวัสดุเหลือใช้มาใช้ในงานก่อสร้าง การศึกษาอิฐมวลเบาที่มีรูกลวงเพื่อการลดความร้อนถ่ายเทเข้าสู่อาคาร [3] เป็นการวิจัยอิฐมวลเบาที่มีการเจาะรูกลมกลวงบริเวณกึ่งกลางอิฐเพื่อช่วยเพิ่มความเป็นฉนวนกันความร้อนส่งผลให้เกิดการประหยัดพลังงานภายในอาคารที่พักอาศัย การใช้เศษโฟมมาทำวัสดุผสมหยาบมวลเบาในงานคอนกรีต [4] ได้นำโฟมที่เหลือใช้มาย่อยให้ได้ขนาดตามต้องการผสมกับปูนซีเมนต์ขึ้นรูปเป็นวัสดุผสมโฟมซีเมนต์ โดยตัวอย่างทดสอบนี้เป็นคอนกรีตมอร์ต้าที่ไม่มีส่วนผสมของมวลรวมหยาบหรือหิน ผลการทดสอบอัตราส่วนผสมที่เหมาะสมของมอร์ต้า คือ อัตราส่วนของปูนซีเมนต์:ทราย:โฟม คือ 1:0.5:3 โดยปริมาตรอัตราส่วนน้ำต่อซีเมนต์ 0.5 ให้ค่ากำลังแรงอัดที่ 28 วันเท่ากับ 4.52 เมกะปาสกาลหรือ 46.09 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร และเมื่อนำโฟมซีเมนต์มาผสมคอนกรีตโดยใช้สัดส่วนผสม 1:2.2:5.3 โดยปริมาตรและอัตราส่วนน้ำต่อซีเมนต์ 0.7 ทดสอบกำลังแรงอัดที่อายุ 28 วันของคอนกรีตผสมโฟมซีเมนต์สามารถรับแรงอัดสูงสุดได้ 6.41 เมกะปาสกาลหรือ 65.36 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร โมดูลัสการแตกหัก เท่ากับ 1.42 เมกะปาสกาลหรือ 14.48 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร การวิจัยอิทธิพลของขนาดเม็ดโฟมโพลีสไตรีนต่อคุณภาพของคอนกรีตมวลเบา [5] ได้ศึกษาอิทธิพลของปริมาณและขนาดเม็ดโฟมโพลีสไตรีนต่อสมบัติด้านความหนาแน่น กำลังแรงอัด และการดูดซึมน้ำของคอนกรีตมวลเบา ผลการศึกษาพบว่า การผสมเม็ดโฟมขนาดเล็กจะทำให้กำลังแรงอัดของคอนกรีตมีค่าต่ำเมื่อเปรียบเทียบกับการใช้เม็ดโฟมขนาดใหญ่ การใช้เม็ดโฟมขนาดต่างกันส่งผลกระทบต่อค่าความหนาแน่นของคอนกรีตเพียงเล็กน้อย กำลังแรงอัดและความหนาแน่นของคอนกรีตจะลดต่ำลงตาม

การเพิ่มขึ้นของปริมาณเม็ดโพลีโพรพิลีนที่ใช้และคอนกรีตที่ผสมเม็ดโพลีโพรพิลีนจะมีค่าการดูดซึมน้ำสูงขึ้นเมื่อเปรียบเทียบกับคอนกรีตควบคุม การพัฒนาความสามารถรับกำลังอัดของคอนกรีตโพลีโพรพิลีนผสมเม็ดเชรามิก [6] เป็นการศึกษาคอนกรีตโพลีโพรพิลีนที่ทดสอบโดยการผสมเม็ดเชรามิกเพื่อประเมินความสามารถรับกำลังอัด คอนกรีตโพลีโพรพิลีนไม่มีส่วนผสมของมวลรวมหยาบหรือหิน ผลการทดลองค่าการรับกำลังอัดโดยเฉลี่ยระหว่าง 5.1-62.22 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร ซึ่งขึ้นอยู่กับสัดส่วนผสมของคอนกรีตโพลีโพรพิลีนกับเม็ดเชรามิก การศึกษาความเป็นฉนวนกันความร้อนของอิฐบล็อกและปูนฉาบโดยการผสมอีพีเอสโพลีโพรพิลีนที่ใช้แล้ว [7] ได้นำอีพีเอสโพลีโพรพิลีนมาทดลองผสมในอิฐบล็อกและปูนฉาบเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพการกันความร้อนที่ถ่ายเทเข้าสู่อาคาร ผลการทดลองแสดงให้เห็นว่า การผสมอีพีเอสโพลีโพรพิลีนในอิฐบล็อกและปูนฉาบสำหรับก่อสร้างอาคารทั่วไปจะช่วยลดความร้อนที่ถ่ายเทเข้าสู่ภายในอาคารได้อย่างมีประสิทธิภาพและเป็นการช่วยกำจัดขยะอีพีเอสโพลีโพรพิลีนที่ใช้แล้ว การพัฒนาคอนกรีตที่ผสมพอลิเอทิลีนเทเรฟทาเลตที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวม [8] ได้ศึกษาประสิทธิภาพของคอนกรีตที่ผสมขี้เถ้าพลาสติกใช้แล้วหรือพอลิเอทิลีนเทเรฟทาเลตทดแทนมวลรวมหยาบบางส่วนสำหรับงานก่อสร้างในอัตราส่วน 5% 10% 15% 20% 25% และ 30% ต่อน้ำหนักมวลรวมหยาบ ผลการทดสอบแสดงให้เห็นว่า คอนกรีตที่ผสมพลาสติกที่ใช้แล้วโดยทดแทนมวลรวมหยาบบางส่วนที่เพิ่มมากขึ้นจะส่งผลต่อค่าการรับกำลังอัดที่ลดลงเมื่อเทียบกับคอนกรีตแบบปกติที่ไม่มีส่วนผสมของพลาสติก สัดส่วนของขี้เถ้าพลาสติกที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมหยาบบางส่วนที่เหมาะสม คือ สัดส่วนผสมของพลาสติกในคอนกรีตที่ระดับไม่เกินร้อยละ 10 ของน้ำหนักมวลรวมหยาบ และให้ค่าเฉลี่ยรับกำลังอัดประมาณ 217.4 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร และมีต้นทุนของคอนกรีตที่ผสมขี้เถ้าพลาสติกใช้แล้วโดยประมาณ 1,938 บาทต่อลูกบาศก์เมตร โดยต้นทุนลดลงจากคอนกรีตแบบปกติประมาณร้อยละ 5 การรับกำลังอัดไม่น้อยกว่า 200 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตรยังมีความเหมาะสมสำหรับการออกแบบโครงสร้างอาคารเพื่อการรับน้ำหนัก การศึกษาคอมโพสิตซีเมนต์และคอนกรีต ผลของพารามิเตอร์การบ่มต่อการบ่ม CO<sub>2</sub> ของบล็อกคอนกรีตที่มีมวลรวมรีไซเคิลรวดเร็ว [9] ทำการศึกษาล็อกคอนกรีตที่มีมวลรวมรีไซเคิลสำหรับงานก่อสร้าง การศึกษาสมบัติเชิงกลความทนทานและการประเมินวัฏจักรชีวิตของบล็อกอาคารคอนกรีตที่รวมมวลรวมคอนกรีตรีไซเคิล [10] ได้ศึกษาความเป็นไปได้ในการใช้คอนกรีตมวลรวมรีไซเคิล (RCAs) เพื่อผลิตคอนกรีตสำหรับงานการก่อสร้างอาคาร การวิเคราะห์วัสดุก่อสร้างและอาคารการวิจัยเชิงทดลองของบล็อกคอนกรีตปูพื้นด้วยอิฐบดและกระเบื้องรวม [11] ได้ศึกษาความเป็นไปได้ที่จะสร้างแผ่นพื้นคอนกรีตสำเร็จรูปด้วยวัสดุทดแทนธรรมชาติมากกว่า 50% ด้วยวัสดุรีไซเคิลที่ทำจากดินเหนียวและกระเบื้องหลังคา การศึกษาพลังงานทดแทนการใช้ผลิตภัณฑ์ทางการเกษตรใหม่เป็นฉนวนกันความร้อนสำหรับตัวเก็บพลังงานแสงอาทิตย์สำหรับใช้ก่อสร้างอาคาร [12] การศึกษาการรีไซเคิลของเสียสำหรับการใช้งานที่มีมูลค่าเพิ่มในบล็อกคอนกรีต [13] การใช้ของเสียประเภทต่าง ๆ เช่น คอนกรีตรีไซเคิล อิฐบด อิฐโซดาไลม์ แก้วหลอด แก้วคาโทเดอเรีย ขางครัม เศษเชรามิกและกระเบื้องเป็นฉนวน มาเพิ่มความเป็นฉนวนกันความร้อนของบล็อกคอนกรีต และจากงานวิจัยการพัฒนาคอนกรีตสีเขียวผสมอีพีเอสโพลีโพรพิลีนที่ใช้แล้วสำหรับงานก่อสร้าง [14] เป็นการทดสอบคอนกรีตที่ผสมอีพีเอสโพลีโพรพิลีนซึ่งมีสัดส่วนปริมาตรของอีพีเอสโพลีโพรพิลีนที่ถูกย่อยเป็นเม็ดและนำมาผสมในคอนกรีตร้อยละ 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6 และ 0.7 โดยน้ำหนักของมวลรวมละเอียด โดยสัดส่วนของมวลรวมละเอียดยังคงเดิมไม่มีการลดปริมาณลง ผลการทดลองพบว่า ความสามารถในการรับกำลังกดของตัวอย่างคอนกรีตที่ผสมอีพีเอสโพลีโพรพิลีนที่สัดส่วนร้อยละ 0.3 โดยน้ำหนักของมวลรวมละเอียด มีค่าเท่ากับ 218 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร โดยสัดส่วนผสมอีพีเอสโพลีโพรพิลีนที่มากกว่าร้อยละ 0.3 ขึ้นไปจะให้ค่าการรับกำลังกดที่ต่ำกว่า 200 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตรซึ่งเป็นค่าที่ไม่เหมาะสมสำหรับการออกแบบงานโครงสร้างในงานวิศวกรรมโยธา จากงานวิจัยที่ผ่านมาเห็นว่ายังไม่มีการพัฒนาคอนกรีตโดยการผสมอีพีเอสโพลีโพรพิลีนโดยทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนและยังคงที่สามารถรับน้ำหนักได้มากกว่า 200 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตรซึ่งจะสามารถลดต้นทุนของคอนกรีตจากการลดปริมาณมวลรวมละเอียดจึงเป็นที่มาของงานวิจัย งานวิจัยนี้ศึกษาความสามารถรับน้ำหนักของคอนกรีตต้นทุนต่ำที่ผสมอีพีเอสโพลีโพรพิลีนที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนสำหรับการงานก่อสร้าง โดยนำอีพีเอสโพลีโพรพิลีนที่ใช้แล้วมาย่อยอย่างง่ายเพื่อผสมในคอนกรีตและลดปริมาณมวลรวมละเอียดหรือทรายโดยคงความสามารถรับน้ำหนักโครงสร้างตามหลักออกแบบด้านวิศวกรรมโยธา การเปรียบเทียบกับคอนกรีตแบบปกติที่ไม่ได้ผสมอีพีเอสโพลีโพรพิลีน การ

ประเมินต้นทุนการกำจัดขยะอิฟิเอสโพลีโพรไพลีนที่ใช้แล้วโดยการผสมในคอนกรีตสำหรับงานก่อสร้าง คอนกรีตนี้ให้ความสำคัญด้านการกำจัดขยะอิฟิเอสโพลีโพรไพลีนที่ย่อยสลายยากมาใช้เป็นส่วนผสมในคอนกรีตและยังมีความสามารถใช้งานก่อสร้างตามเกณฑ์มาตรฐาน และความหนาแน่นของคอนกรีตที่ลดลง

## 2. ขอบเขตงานวิจัย

### 2.1 ขอบเขตด้านประชากรและกลุ่มตัวอย่าง

การสร้างคอนกรีตตัวอย่างที่มีส่วนผสมของอิฟิเอสโพลีโพรไพลีนที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนสำหรับการทดสอบ กลุ่มตัวอย่างมีจำนวนทั้งหมด 84 ตัวอย่าง แบ่งตามสัดส่วนของอิฟิเอสโพลีโพรไพลีนร้อยละ 0, 0.03, 0.05, 0.07, 0.1, 0.2 และ 0.3 โดยน้ำหนักของมวลรวมละเอียด การแบ่งช่วงบ่มของคอนกรีตตัวอย่างมีระยะเวลา 7, 14 และ 28 วัน

### 2.2 ขอบเขตด้านเนื้อหา

การทดสอบประสิทธิภาพคอนกรีตที่มีส่วนผสมของอิฟิเอสโพลีโพรไพลีนที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วน การรับกำลังแรงอัด การศึกษาต้นทุนการกำจัดขยะจากอิฟิเอสโพลีโพรไพลีนและต้นทุนของคอนกรีตที่ผสมอิฟิเอสโพลีโพรไพลีนที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วน

## 3. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

3.1 การทดสอบค่าความถ่วงจำเพาะรวม ความถ่วงจำเพาะปรากฏ และการดูดซึมน้ำของวัสดุมวลรวมหยาบและมวลรวมละเอียด มีการใช้ตู้อบควบคุมอุณหภูมิที่ระดับ 110 องศาเซลเซียส โดยอ้างอิงมาตรฐานการทดสอบของ ASTM C127 Standard test method for density, relative density (specific gravity), absorption aggregate และ ASTM C128 Standard test method for density, relative density (specific Gravity), and absorption of fine aggregate การวิเคราะห์ค่าความถ่วงจำเพาะรวมและความถ่วงจำเพาะปรากฏมีหลักการทดสอบแบบสภาวะอิ่มตัวผิวแห้งและการดูดซึมน้ำของมวลรวมเป็นการหาค่าดูดซึมน้ำเข้าสู่ตัวเนื้อมวลรวมหยาบและมวลรวมละเอียด การวิเคราะห์ขนาดละเอียดของมวลรวมมีขนาดตะแกรงสำหรับวิเคราะห์ที่เป็นไปตามมาตรฐานการทดสอบ ASTM C 136

3.2 การออกแบบอัตราส่วนผสมของคอนกรีตที่ผสมอิฟิเอสโพลีโพรไพลีนที่ใช้แล้วอ้างอิงจากอุทกฤษฎี วิจารณ์ภาค [15] โดยคำนวณส่วนผสมตามมาตรฐาน ACI (American Concrete Institute) กำหนดให้คอนกรีตแบบปกติมีกำลังอัด 240 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร และมีปริมาตร ปูนซีเมนต์ 1 ส่วน ทราย 2 ส่วน และหิน 4 ส่วน เมื่อคำนวณส่วนผสมคอนกรีต 1 ลูกบาศก์เมตร จะได้สัดส่วนต้นแบบสำหรับการทดสอบ คือ ปูนซีเมนต์ เท่ากับ 300 กิโลกรัมต่อลูกบาศก์เมตร ทรายเท่ากับ 624 กิโลกรัมต่อลูกบาศก์เมตร หินเท่ากับ 1,296 กิโลกรัมต่อลูกบาศก์เมตร และน้ำเท่ากับ 180 กิโลกรัมต่อลูกบาศก์เมตร งานวิจัยนี้กำหนดอัตราส่วนของน้ำต่อซีเมนต์ (Water cement ratio) เท่ากับ 0.6 ซึ่งเป็นค่าที่นิยมใช้ในงานคอนกรีตก่อสร้าง การสร้างตัวอย่างคอนกรีตที่ผสมอิฟิเอสโพลีโพรไพลีนจะมีสัดส่วนปริมาตรของอิฟิเอสโพลีโพรไพลีนที่ถูกลบออกเป็นเม็ดและนำมาผสมในคอนกรีตร้อยละ 0, 0.03, 0.05, 0.07, 0.1, 0.2 และ 0.3 โดยน้ำหนักของมวลรวมละเอียด โดยมีการลดปริมาณมวลรวมละเอียดดังแสดงในตารางที่ 1 การผสมอิฟิเอสโพลีโพรไพลีนจะต้องผสมแบ่งเป็นส่วนเพื่อให้สามารถกระจายได้ทั่วในคอนกรีต



ตารางที่ 1 สัดส่วนของวัสดุผสมในคอนกรีตปริมาตร 1 ลูกบาศก์เมตรสำหรับใช้ทดสอบกำลังอัด

| ปูนซีเมนต์ (kg) | ทราย (kg) | หิน (kg) | น้ำ (kg) | EPS (%ของน้ำหนักทราย) | EPS (kg) |
|-----------------|-----------|----------|----------|-----------------------|----------|
| 300             | 624       | 1296     | 180      | 0                     | 0.000    |
| 300             | 606       | 1296     | 180      | 0.03                  | 0.187    |
| 300             | 595       | 1296     | 180      | 0.05                  | 0.312    |
| 300             | 583       | 1296     | 180      | 0.07                  | 0.437    |
| 300             | 566       | 1296     | 180      | 0.1                   | 0.624    |
| 300             | 507       | 1296     | 180      | 0.2                   | 1.248    |
| 300             | 449       | 1296     | 180      | 0.3                   | 1.872    |

#### 4. การดำเนินการวิจัย

4.1 การเตรียมวัสดุเพื่อสร้างตัวอย่างคอนกรีตและเครื่องมือสำหรับการวิจัย มีรายละเอียดดังนี้ วัสดุสำคัญสำหรับสร้างคอนกรีตตัวอย่าง คือ ปูนซีเมนต์ปอร์ตแลนด์ประเภทที่ 1 (Portland Cement Type 1) ตราทีพีไอ มาตรฐาน มอก. 15 มวลรวมหยาบและมวลรวมละเอียดโดยเป็นวัสดุก่อสร้างที่หาได้ทั่วไปในประเทศไทย น้ำประปาสำหรับผสมโดยมีคุณภาพตามมาตรฐานการประปาครหลวง อีพียูโฟมมาจากผลิตภัณฑ์ตัวป้องกันการกระแทกในการขนส่งสินค้าซึ่งทำการย่อยด้วยแรงงานคน ให้อยู่ในรูปแบบทรงกลมขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางประมาณ 1.0-3.0 มิลลิเมตร เครื่องมือหลักในการวิจัย คือ แบบหล่อคอนกรีตตัวอย่างทรงลูกบาศก์ 15\*15\*15 เซนติเมตร และเครื่องทดสอบ Compressive Testing Machine ยี่ห้อ ELE รุ่น 1796D0001รายละเอียดสามารถแสดงได้ในรูปที่ 1



(ก)



(ข)



(ค)

รูปที่ 1 เครื่องทดสอบและอีพียูโฟมสำหรับงานวิจัย (ก) อีพียูโฟมขนาดประมาณ 1.0-3.0 มิลลิเมตร (ข) เครื่อง Compressive Testing Machine (ค) แบบหล่อคอนกรีตตัวอย่างทรงลูกบาศก์

4.2 การเตรียมตัวอย่างและทดสอบการรับกำลังแรงอัดของตัวอย่างคอนกรีตได้กำหนดจำนวนคอนกรีตตัวอย่างสำหรับทดสอบอ้างอิงมาตรฐานงานคอนกรีตและคอนกรีตเสริมเหล็ก มท 101-2550 [16] ระบุว่าการทดสอบต่อชุดตัวอย่างควรมีจำนวน 3 ตัวอย่าง สำหรับการเตรียมตัวอย่างเพื่องานวิจัยได้มีการเตรียมตัวอย่างเท่ากับ 4 ตัวอย่างต่อชุด ซึ่งมากกว่าข้อกำหนดและเพิ่มความน่าเชื่อถือของข้อมูลการทดสอบ ตัวอย่างคอนกรีตกำหนดให้รูปทรงลูกบาศก์โดยทดสอบกำลังแรงอัดแบ่งตามระยะเวลาการบ่ม มีจำนวนเท่ากับ 12 ตัวอย่างต่อชุด อีพีสโม่ที่ใช้แล้วทำการย่อยและมีรูปทรงเป็นเม็ดทรงกลมขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางโดยประมาณ 1.0-3.0 มิลลิเมตร อายุการบ่มของคอนกรีตกำหนดไว้ 7 14 และ 28 วันและแบ่งตามอัตราผสมอีพีสโม่ จำนวนคอนกรีตตัวอย่างที่ใช้ทดสอบทั้งหมดเท่ากับ 84 ตัวอย่าง การวิเคราะห์ความหนาแน่นของคอนกรีตคำนวณจากน้ำหนักคอนกรีตตัวอย่างเป็นค่าเฉลี่ย การทดสอบหาลำรับกำลังแรงอัดเป็นตามมาตรฐาน BS EN 12390-3:2009 - Compression Strength of Test Specimens ค่าการรับกำลังแรงอัดของคอนกรีตตัวอย่างเป็นการเปรียบเทียบระหว่างปริมาณน้ำหนักที่ตกลงต่อพื้นที่หน้าตัดที่รับน้ำหนักผลการทดสอบกำลังแรงอัดของคอนกรีตตัวอย่างคอนกรีตแสดงในรูปแบบแผนภูมิภาพ โดยทำการเปรียบเทียบระหว่างคอนกรีตแบบปกติกับคอนกรีตที่ผสมอีพีสโม่ที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนตามสัดส่วนต่าง ๆ

4.3 การวิเคราะห์ประสิทธิภาพความสามารถรับกำลังของคอนกรีตตัวอย่างที่ผสมอีพีสโม่ที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนที่สัดส่วนต่าง ๆ การวิเคราะห์เชิงคณิตศาสตร์ระหว่างสัดส่วนผสมอีพีสโม่ที่ใช้แล้วกับค่ารับกำลังแรงอัดเพื่อใช้เป็นตัวแทนสำหรับทำนายค่ากำลังแรงอัดที่เหมาะสมกับประเภทงานก่อสร้าง ความเสียหายของคอนกรีตตัวอย่างที่ผสมอีพีสโม่ที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วน ต้นทุนของการกำจัดขยะอีพีสโม่ที่ลดลงเนื่องจากการนำมาใช้ผสมลงในคอนกรีต

## 5. ผลการวิจัย

5.1 คุณสมบัติของวัสดุที่ใช้ในงานวิจัย วัสดุสำหรับสร้างคอนกรีตตัวอย่างได้ทดสอบคุณสมบัติพื้นฐานและมีรายละเอียด คือ ปูนซีเมนต์สำหรับงานวิจัยเป็นปูนซีเมนต์ปอร์ตแลนด์ประเภทที่ 1 มวลรวมละเอียดหรือทรายหยาบสำหรับงานวิจัยมีค่าความถ่วงจำเพาะรวมเฉลี่ยเท่ากับ 2.69 ความถ่วงจำเพาะปรากฏเฉลี่ยเท่ากับ 2.74 ค่าอัตราการดูดซึมน้ำเฉลี่ยเท่ากับร้อยละ 1.64 และขนาดผลแสดงในตารางที่ 2 มวลรวมหยาบหรือหินสำหรับงานวิจัยมีค่าความถ่วงจำเพาะรวมเฉลี่ยเท่ากับ 2.78 ความถ่วงจำเพาะปรากฏเฉลี่ยเท่ากับ 2.89 ค่าอัตราการดูดซึมน้ำเฉลี่ยเท่ากับร้อยละ 0.57 และขนาดผลแสดงในตารางที่ 3 อีพีสโม่ที่ใช้แล้วสำหรับงานวิจัยมีความหนาแน่นเท่ากับ 28 กิโลกรัมต่อลูกบาศก์เมตรและการดูดซึมน้ำเท่ากับร้อยละ 4 การย่อยอีพีสโม่ได้ขนาดประมาณ 1.0-3.0 มิลลิเมตร ลักษณะของขยะอีพีสโม่จะจับตัวกันแบบหลวมเนื่องจากรูปทรงของอีพีสโม่ขึ้นรูปเป็นตัวกันกระแทกสำหรับใช้ในบรรจุภัณฑ์ทั่วไป ด้วยเหตุผลดังกล่าวส่งผลให้ความหนาแน่นของขยะอีพีสโม่ลดลงโดยประมาณร้อยละ 30 ของความหนาแน่นแบบปกติ (28 กิโลกรัมต่อลูกบาศก์เมตร) ดังนั้นความหนาแน่นของอีพีสโม่ที่เป็นขยะมีค่าโดยประมาณเท่ากับ 19 กิโลกรัมต่อลูกบาศก์เมตร สำหรับการคำนวณปริมาณปลดปล่อยก๊าซ CO<sub>2</sub> ที่เกิดจากการกำจัดขยะ

5.2 ผลการทดสอบกำลังรับแรงอัดของคอนกรีตเพื่อหาลำรับกำลังแรงอัดของคอนกรีตตัวอย่างแบบปกติและที่ผสมอีพีสโม่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วน ได้แบ่งช่วงอายุการบ่มที่ 7, 14 และ 28 วัน และแบ่งแยกสัดส่วนผสมของอีพีสโม่ในอัตราส่วนร้อยละ 0, 0.03, 0.05, 0.07, 0.1, 0.2 และ 0.3 ต่อน้ำหนักมวลรวมละเอียด ดังแสดงการเปรียบเทียบในรูปที่ 2

ตารางที่ 2 การวิเคราะห์ขนาดผลรวมมวลละเอียด

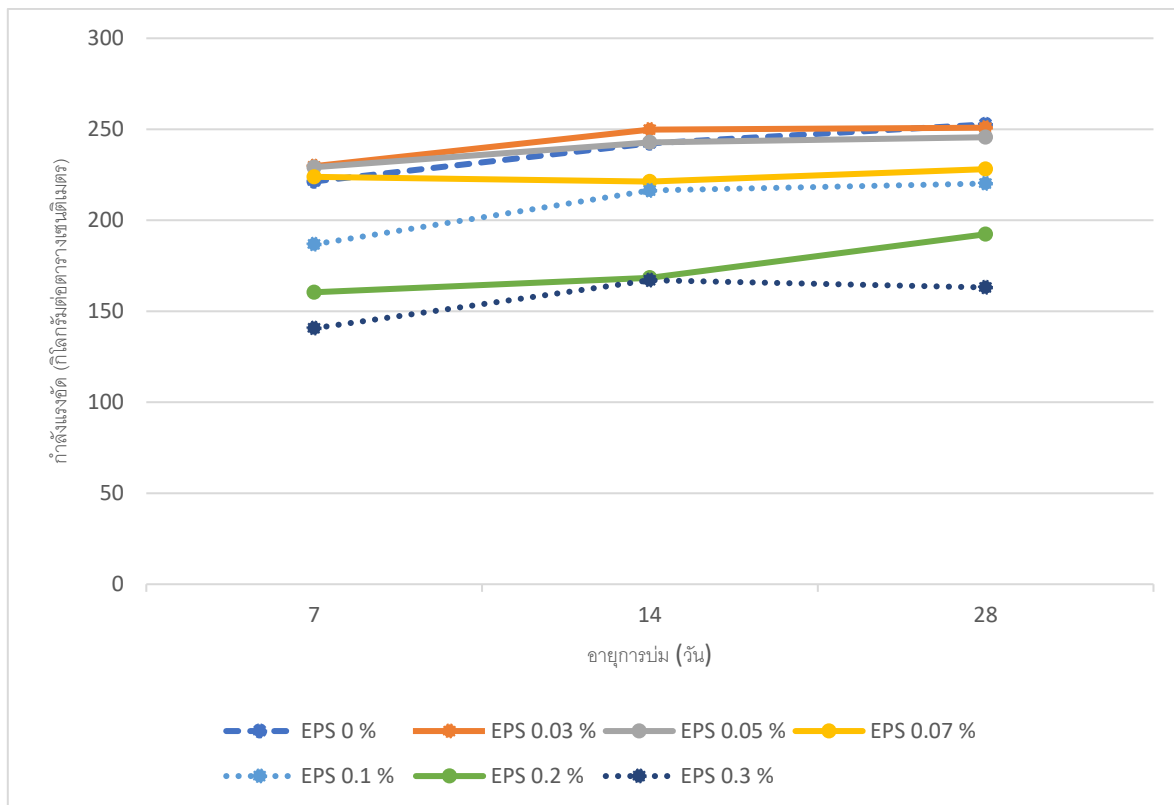
| ขนาด<br>ตะแกรง<br>มาตรฐาน<br>(เบอร์) | น้ำหนัก<br>ตะแกรง<br>(กรัม) | น้ำหนัก<br>ทราย +<br>ตะแกรง<br>(กรัม) | น้ำหนักที่<br>ค้างอยู่บน<br>ตะแกรง<br>(กรัม) | ร้อยละที่<br>ค้างบน<br>ตะแกรง | ร้อยละสะสมที่<br>ค้างบนตะแกรง | ร้อยละที่ผ่าน<br>ตะแกรง |
|--------------------------------------|-----------------------------|---------------------------------------|----------------------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|-------------------------|
| 4                                    | 1,597.00                    | 1602.10                               | 5.10                                         | 0.97                          | 0.97                          | 99.03                   |
| 8                                    | 1,508.80                    | 1,563.60                              | 54.80                                        | 10.43                         | 11.40                         | 88.60                   |
| 16                                   | 1,349.50                    | 1,427.90                              | 78.40                                        | 14.92                         | 26.31                         | 73.69                   |
| 30                                   | 1,195.20                    | 1,328.70                              | 133.50                                       | 25.40                         | 51.71                         | 48.29                   |
| 50                                   | 1,095.20                    | 1,298.20                              | 203.00                                       | 38.62                         | 90.33                         | 9.67                    |
| 100                                  | 956.00                      | 973.40                                | 17.40                                        | 3.31                          | 93.65                         | 6.35                    |
| 200                                  | 923.20                      | 949.10                                | 25.90                                        | 4.93                          | 98.57                         | 1.43                    |
| ถัด                                  | 1,049.10                    | 1,056.60                              | 7.50                                         | 1.43                          | 100.00                        | 0                       |
| รวม                                  | 9,334.10                    | 9,859.70                              | 525.60                                       | 100                           | FM=3.73                       |                         |

ตารางที่ 3 การวิเคราะห์ขนาดผลรวมมวลหยาบ

| ขนาด<br>ตะแกรง<br>มาตรฐาน<br>(นิ้ว) | น้ำหนัก<br>ตะแกรง<br>(กรัม) | น้ำหนัก<br>หิน +<br>ตะแกรง<br>(กรัม) | น้ำหนักที่<br>ค้างอยู่บน<br>ตะแกรง<br>(กรัม) | ร้อยละที่<br>ค้างบน<br>ตะแกรง | ร้อยละสะสมที่<br>ค้างบนตะแกรง | ร้อยละที่ผ่าน<br>ตะแกรง |
|-------------------------------------|-----------------------------|--------------------------------------|----------------------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|-------------------------|
| 1                                   | 1708.90                     | 1731.10                              | 22.20                                        | 2.13                          | 2.13                          | 97.8                    |
| 0.75                                | 1623.10                     | 1722.40                              | 99.30                                        | 9.54                          | 11.68                         | 88.33                   |
| 0.5                                 | 1692.20                     | 2199.30                              | 507.10                                       | 48.74                         | 60.42                         | 39.58                   |
| 0.375                               | 1722.20                     | 1928.5                               | 206.30                                       | 19.83                         | 80.25                         | 19.75                   |
| 0.187                               | 1584.50                     | 1749.00                              | 164.50                                       | 15.81                         | 96.06                         | 3.94                    |
| #20                                 | 1,249.50                    | 1,249.50                             | 0                                            | 0                             | 96.06                         | 3.94                    |
| #50                                 | 1,095.20                    | 1,095.20                             | 0                                            | 0                             | 96.06                         | 3.94                    |
| #80                                 | 1,055.30                    | 1,055.30                             | 0                                            | 0                             | 96.06                         | 3.94                    |
| #100                                | 956.00                      | 956.00                               | 0                                            | 0                             | 96.06                         | 3.94                    |
| ถัด                                 | 1048.30                     | 1089.30                              | 41.00                                        | 3.94                          | 100.00                        | 0                       |
| รวม                                 | 13735.20                    | 14775.60                             | 1040.40                                      | 100.00                        | FM=6.35                       |                         |

ตารางที่ 4 ค่ากำลังแรงอัดของคอนกรีตตัวอย่างที่ทดสอบ

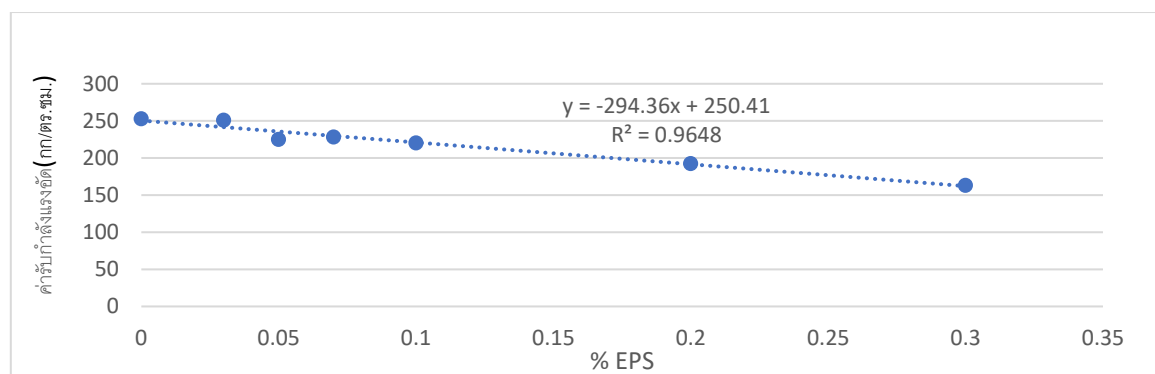
| EPS (%)                                        | 0     | 0.03  | 0.05  | 0.07  | 0.1   | 0.2   | 0.3   |
|------------------------------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| กำลังแรงอัด (กก / ตร.ชม.) ที่อายุการบ่ม 7 วัน  | 221.4 | 229.7 | 229.1 | 223.8 | 186.8 | 160.4 | 140.7 |
| กำลังแรงอัด (กก / ตร.ชม.) ที่อายุการบ่ม 14 วัน | 242.3 | 249.8 | 242.8 | 221.3 | 216.4 | 168.4 | 167.1 |
| กำลังแรงอัด (กก / ตร.ชม.) ที่อายุการบ่ม 28 วัน | 252.7 | 250.9 | 245.6 | 228.1 | 220.2 | 192.3 | 163.1 |



รูปที่ 2 การเปรียบเทียบค่ากำลังอัดในแต่ละสัดส่วนของอีพีเอสโฟมในคอนกรีตตัวอย่างที่อายุบ่ม 7, 14 และ 28 วัน

จากรูปที่ 2 แสดงให้เห็นว่าค่ากำลังรับแรงอัดของคอนกรีตตัวอย่างมีค่าลดลงอย่างต่อเนื่องเมื่อเทียบกับสัดส่วนอีพีเอสโฟมที่ผสมมากขึ้นตั้งแต่ร้อยละ 0.03 ถึง 0.1 โดยที่มีค่าไม่ต่ำกว่า 200 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร และเมื่ออัตราส่วนเพิ่มขึ้นเป็นร้อยละ 0.2 และ 0.3 มีค่ากำลังอัดที่ต่ำกว่า 200 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร โดยลดลงอย่างเห็นได้ชัด เมื่อพิจารณาความเหมาะสมในการนำคอนกรีตที่ผสมอีพีเอสโฟมที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนไปก่อสร้างจะพบว่าสัดส่วนที่เหมาะสม คือ สัดส่วนผสมของอีพีเอสโฟมที่ทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนในคอนกรีตที่ระดับไม่เกินร้อยละ 0.1 ของน้ำหนักมวลรวมละเอียดจะมีค่าการรับกำลังอัดประมาณ 220.9 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร โดยมีค่าไม่ต่ำกว่า 200 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตรซึ่งเป็นที่ยอมรับได้ในการออกแบบโครงสร้างอาคารเพื่อการรับน้ำหนักตามหลักการวิศวกรรมโยธา และค่าความสามารถในการเทหรือสลิ้มเฉลี่ยอยู่ประมาณ 4-6 เซนติเมตร อันเนื่องจากอีพีเอสโฟมมีการดูดน้ำอาจต้องมีการเพิ่มปริมาณน้ำให้มากขึ้นเพื่อเพิ่มความสามารถในการเท สัดส่วนผสมของอีพีเอสโฟมในคอนกรีตที่มากกว่าร้อยละ 0.1 ของน้ำหนักมวลรวมละเอียดอาจเหมาะสมกับการออกแบบงานก่อสร้างที่ไม่ต้องการการรับน้ำหนักมากนัก อาทิ งานทางเดินเท้า งานรั้วรอบอาคาร งานคอนกรีตหยาบพื้นฐาน เป็นต้น และการวิเคราะห์ความสัมพันธ์เชิงคณิตศาสตร์ระหว่างค่าการรับกำลังแรงอัดที่อายุการบ่ม 28 วันกับสัดส่วนผสมของอีพีเอสโฟมที่ใช้แล้ว สามารถแสดงได้ในภาพที่ 3 และแสดงในสมการที่ 1

การวิเคราะห์สมการพบว่าสัดส่วนผสมมากที่สุดของอีพีเอสโฟมที่สามารถผสมในคอนกรีตโดยค่าการรับกำลังแรงอัดไม่น้อยกว่า 200 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร คือ ร้อยละ 0.17 ของน้ำหนักมวลรวมละเอียด สำหรับข้อจำกัดการใช้สมการนี้ไม่ควรเลือกค่าสัดส่วนอีพีเอสที่สูงมาก เพราะรูปแบบสมการจะคำนวณค่ากำลังอัดเท่ากับศูนย์ที่สัดส่วนของอีพีเอสสูง ความหนาแน่นของคอนกรีตต้นทุนต่ำที่ผสมอีพีเอสโฟมที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนพบว่ามีค่าที่ลดลงตามสัดส่วนผสมของอีพีเอสโฟมที่เพิ่มมากขึ้น การพิจารณาสัดส่วนของอีพีเอสโฟมที่เหมาะสมสำหรับงานก่อสร้างในระดับไม่เกินร้อยละ 0.1 ของน้ำหนักมวลรวมละเอียดหรือมีค่าความสามารถซึ่งมีค่าการรับกำลังอัดไม่น้อยกว่า 200 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร ความหนาแน่นของคอนกรีตที่ผสมอีพีเอสโฟมเมื่อเปรียบเทียบกับความหนาแน่นของคอนกรีตปกติลดลงที่ระดับร้อยละ 1.16, 1.53, 2.15 และ 2.73 สำหรับสัดส่วนผสมอีพีเอสโฟมระดับร้อยละ 0.03, 0.05, 0.07 และ 0.1 ตามลำดับ น้ำหนักของคอนกรีตที่ผสมอีพีเอสโฟมที่ลดลงจะสามารถลดค่าน้ำหนักบรรทุกตายตัว (Dead Load) ซึ่งเป็นตัวแปรด้านวิศวกรรมโยธาสำหรับการออกแบบอาคาร โดยเฉลี่ยเท่ากับร้อยละ 1.89 ของค่าน้ำหนักบรรทุกตายตัวเดิม ส่งผลต่อขนาดของโครงสร้างอาคารที่เล็กลงและประหยัดต้นทุนของวัสดุก่อสร้าง ตัวอย่างการเลือกใช้คอนกรีตต้นทุนต่ำที่ผสมอีพีเอสโฟมก่อสร้างพื้นหลังคาอาคารจะช่วยลดน้ำหนักบรรทุกตายตัวของคอนกรีตที่ใช้ในการออกแบบโครงสร้างอาคาร ทั้งในส่วนการออกแบบขนาดเสาและฐานรากที่รองรับโดยมีขนาดเล็กลงและส่งผลต่อการประหยัดต้นทุนวัสดุก่อสร้าง



รูปที่ 3 การวิเคราะห์ความสัมพันธ์เชิงคณิตศาสตร์ระหว่างกำลังแรงอัดของคอนกรีตกับสัดส่วนผสมอีพีเอสโฟมที่ใช้แล้ว

$$y = -294.36x + 250.41 \quad (1)$$

โดย

y คือ ค่าการรับกำลังอัดของคอนกรีต (กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร)

x คือ สัดส่วนผสมของอีพีเอสโฟมที่ใช้แล้วเทียบกับน้ำหนักมวลรวมละเอียด (ร้อยละ)

$R^2$  คือ ค่าสัมประสิทธิ์แสดงการตัดสินใจ (0.9648 ซึ่งมีค่าใกล้เคียง 1.00)

5.3 ลักษณะการเสียหายจากการทดสอบกำลังรับแรงอัดของคอนกรีตตัวอย่าง ดังแสดงในรูปที่ 4 ความเสียหายจากการรับกำลังแรงอัดของตัวอย่างคอนกรีตแบบปกติซึ่งจะใช้ตัวหลักของรูปแบบการเสียหายเพื่อทำการเปรียบเทียบ ผลการทดลองพบว่า มีลักษณะการแตกร้าวเป็นแนวตั้งฉากและมีลักษณะที่เป็นขึ้นใหญ่ ความเสียหายของตัวอย่างคอนกรีตที่ผสมอีพีเอสโฟมทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนจะมีลักษณะการแตกร้าวเป็นแนวเส้นตั้งฉากและมีลักษณะเป็นขึ้นที่เล็กลง และกระจายไปทั่วของตัวอย่างในแนวตั้งฉาก ความเสียหายจะกระจายตัวและเกิดขึ้นทั้งบริเวณแนวกลางและด้านข้างของตัวอย่าง ลักษณะการแตกร้าวจะกระจายตัวมากขึ้นและเสียหายเป็นขึ้นที่เล็กลงมากขึ้นตามสัดส่วนอีพีเอสโฟมที่ผสมในคอนกรีตตัวอย่างที่มากขึ้น ในภาพรวมความเสียหายของคอนกรีตที่ผสมอีพีเอสโฟมทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนจะมีการแตกร้าวในแนวตั้งตรงที่กระจายตัวไปทั่วของตัวอย่างและเป็นขึ้นความเสียหายที่เล็กหรือมีลักษณะที่น้อยกว่าความ

เสียหายของคอนกรีตแบบปกติ รอยแตกร้าวจะมีปริมาณที่เพิ่มมากขึ้นแปรผันตามสัดส่วนอีพ็อกซีโพลีเมอร์ที่ผสมมากขึ้น โดยในทางกลับกันก็จะมี khả năngรับกำลังแรงอัดที่ลดลงด้วยเช่นกัน โดยภาพรวมรูปแบบการเสียหายของคอนกรีตที่ผสมอีพ็อกซีโพลีเมอร์ทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนเมื่อเทียบกับคอนกรีตปกติมีลักษณะใกล้เคียงกัน แต่แตกต่างกันเพียงในส่วนชั้นการเสียหายของคอนกรีตที่ผสมอีพ็อกซีโพลีเมอร์ทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนมีขนาดเล็กลง



คอนกรีตแบบปกติ คอนกรีตที่ผสม ESP 0.03% คอนกรีตที่ผสม ESP 0.05% คอนกรีตที่ผสม ESP 0.07%



คอนกรีตที่ผสม ESP 0.1% คอนกรีตที่ผสม ESP 0.2% คอนกรีตที่ผสม ESP 0.3%

**รูปที่ 4** การเปรียบเทียบความเสียหายของตัวอย่างคอนกรีตแบบปกติกับคอนกรีตที่ผสมอีพ็อกซีโพลีเมอร์ที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วน

5.4 การประเมินต้นทุนของคอนกรีตผสมอีพ็อกซีโพลีเมอร์ที่ใช้แล้ว สำหรับการกำจัดขยะอีพ็อกซีโพลีเมอร์ขั้นพื้นฐานในระดับพื้นที่ชุมชนอ้างอิงข้อมูลของสำนักสิ่งแวดล้อม กรุงเทพมหานคร [2] ได้กำหนดอัตราค่าเก็บขนและกำจัดขยะโดยรวมมีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 600 บาทต่อลูกบาศก์เมตรต่อครั้ง ต้นทุนของทรายสำหรับผสมคอนกรีตอ้างอิงข้อมูลจากสำนักดัชนีเศรษฐกิจการค้า สำนักงานปลัดกระทรวงพาณิชย์ [17] ได้แสดงราคาค่าต้นทุนประมาณ 460 บาทต่อลูกบาศก์เมตร (ทราย 1 ลูกบาศก์เมตร หนักประมาณ 1500 กิโลกรัม) ความหนาแน่นของขยะอีพ็อกซีโพลีเมอร์เฉลี่ยเท่ากับ 19 กิโลกรัมต่อลูกบาศก์เมตร การคำนวณต้นทุนของคอนกรีตที่ผสมอีพ็อกซีโพลีเมอร์ที่ใช้แล้วแสดงในตารางที่ 5 พบว่า คอนกรีตต้นทุนต่ำที่ผสมอีพ็อกซีโพลีเมอร์ในอัตราส่วนสูงสุดร้อยละ 0.1 ต่อน้ำหนักมวลรวมละเอียดซึ่งมีความสามารถในการรับน้ำหนักได้มากที่สุดคือ 220.2 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร และมีต้นทุนคือ 2,001 บาทต่อลูกบาศก์เมตร (คำนวณต้นทุนเฉพาะวัสดุ ไม่รวมค่าแรงงาน) และแนวโน้มต้นทุนคอนกรีตจะลดลงตามสัดส่วนอีพ็อกซีโพลีเมอร์ที่ผสมเพิ่มมากขึ้นแต่ก็จะส่งผลต่อความสามารถรับน้ำหนักที่ลดลงตามไปด้วย การใช้งานคอนกรีตต้นทุนต่ำที่ผสมอีพ็อกซีโพลีเมอร์ที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วน เมื่อพิจารณาจากกำลังรับแรงอัดที่ทดสอบได้นั้นควรเลือกใช้งานคอนกรีตที่ผสมอีพ็อกซีโพลีเมอร์ในอัตราส่วนสูงสุดไม่เกิน 0.1 % ของน้ำหนักมวลรวมละเอียด โดยมีต้นทุนลดลงจากคอนกรีตแบบปกติประมาณร้อยละ 2 อัตราเฉลี่ยร้อยละของต้นทุนคอนกรีตที่ลดลงเทียบกับร้อยละของอีพ็อกซีโพลีเมอร์ที่ผสมเพิ่มมากขึ้นเท่ากับ 18.77 คอนกรีตต้นทุนต่ำที่ผสมอีพ็อกซีโพลีเมอร์ที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนในสัดส่วนที่เพิ่มมากขึ้นจะมีต้นทุนคอนกรีตที่ลดลงแต่ค่ากำลังรับแรงอัดจะมีค่าที่ต่ำกว่า 200 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร ซึ่งไม่เหมาะสมสำหรับการออกแบบโครงสร้างงานที่ต้องรับน้ำหนักมาก

ตารางที่ 5 การเปรียบเทียบสัดส่วนผสมของคอนกรีตที่ผสมอิพีสโโฟมทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วน ค่าเฉลี่ย  
กำลังรับแรงอัด และต้นทุนเฉลี่ย

| EPS (%)                             | 0     | 0.03  | 0.05  | 0.07  | 0.1   | 0.2   | 0.3   |
|-------------------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| กำลังแรงอัด (กก / ตร.ซม.)           | 252.7 | 250.9 | 245.6 | 228.1 | 220.2 | 192.3 | 163.1 |
| ต้นทุนเฉลี่ยเบื้องต้น (บาท / ลบ.ม.) | 2039  | 2039  | 2039  | 2039  | 2039  | 2039  | 2039  |
| ต้นทุนเฉลี่ยของทรายที่ลดลง (บาท )   | 0     | 6     | 9     | 13    | 18    | 36    | 54    |
| ต้นทุนเฉลี่ยกำจัดอิพีสโโฟม (บาท )   | 0     | 6     | 10    | 14    | 20    | 39    | 59    |
| ต้นทุนเฉลี่ย (บาท / ลบ.ม.)          | 2039  | 2027  | 2020  | 2012  | 2001  | 1964  | 1926  |

## 6. สรุป

คอนกรีตต้นทุนต่ำที่ผสมอิพีสโโฟมใช้แล้วทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนในปริมาณมากขึ้นจะส่งผลต่อค่ากำลังแรงอัดที่ลดลง สัดส่วนที่เหมาะสมของอิพีสโโฟมสำหรับผสมในคอนกรีต คือ สัดส่วนที่ไม่เกินร้อยละ 0.1 ของน้ำหนักมวลรวมละเอียดโดยมีค่ากำลังแรงอัดประมาณ 220 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร การออกแบบโครงสร้างอาคารเพื่อการรับน้ำหนักตามหลักการวิศวกรรมโยธาควรมีค่าไม่น้อยกว่า 200 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร สัดส่วนของอิพีสโโฟมในคอนกรีตที่มากกว่าร้อยละ 0.1 ของน้ำหนักมวลรวมละเอียดจะมีค่าการรับกำลังแรงอัดที่ต่ำกว่า 200 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร ซึ่งไม่เหมาะสมในการใช้ออกแบบโครงสร้าง การวิเคราะห์ความสัมพันธ์เชิงคณิตศาสตร์ระหว่างการรับกำลังแรงอัดของคอนกรีตกับสัดส่วนผสมของอิพีสโโฟมที่ใช้แล้วพบว่า พบว่า สัดส่วนสูงสุดที่ผสมอิพีสโโฟมในคอนกรีตโดยมีค่าการรับกำลังแรงอัดไม่น้อยกว่า 200 กิโลกรัมต่อตารางเซนติเมตร คือ ร้อยละ 0.17 ของน้ำหนักมวลรวมละเอียด ความหนาแน่นของคอนกรีตต้นทุนต่ำที่ผสมอิพีสโโฟมที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนมีค่าที่ลดลงตามสัดส่วนผสมของอิพีสโโฟมที่เพิ่มมากขึ้นส่งผลต่อน้ำหนักของคอนกรีตที่ลดลง ความหนาแน่นของคอนกรีตที่ผสมอิพีสโโฟมเมื่อเปรียบเทียบกับความหนาแน่นของคอนกรีตปกติลดลงที่ระดับร้อยละ 1.16, 1.53, 2.15 และ 2.73 สำหรับสัดส่วนผสมอิพีสโโฟมระดับร้อยละ 0.03, 0.05, 0.07 และ 0.1 ตามลำดับ หรือน้ำหนักของคอนกรีตที่ผสมอิพีสโโฟมที่ลดลงโดยเฉลี่ยเท่ากับร้อยละ 1.89 ของค่าน้ำหนักบรรทุกตยตัวเดิม ลักษณะความเสียหายเนื่องจากการทดสอบกำลังแรงอัดของคอนกรีตตัวอย่างโดยภาพรวมพบว่าการแตกร้าวในแนวตั้งตรงที่กระจายตัวไปทั่วของตัวอย่างและเป็นชั้นความเสียหายที่เล็กหรือลักษณะเป็นชั้นขุ่ยกว่าความเสียหายของคอนกรีตแบบปกติ รอยแตกร้าวจะมีปริมาณที่เพิ่มมากขึ้นแปรผันตามสัดส่วนอิพีสโโฟมที่ผสมมากขึ้นโดยในทางกลับกันก็จะมีความสามารถรับกำลังแรงอัดที่ลดลงด้วยเช่นกัน การวิเคราะห์ต้นทุนคอนกรีตที่ผสมอิพีสโโฟมที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมละเอียดบางส่วนโดยลดต้นทุนมวลรวมละเอียดที่ลดลงและการกำจัดขยะอิพีสโโฟมพบว่า สัดส่วนที่เหมาะสม คือ ร้อยละ 0.03, 0.05, 0.07 และ 0.1 ของน้ำหนักมวลรวมละเอียด และต้นทุนของคอนกรีตที่ลดลงเมื่อเปรียบเทียบกับคอนกรีตแบบปกติประมาณร้อยละ 0.59, 0.93, 1.32 และ 1.86 ตามลำดับ หรืออัตราเฉลี่ยร้อยละของต้นทุนคอนกรีตที่ลดลงเทียบกับร้อยละของอิพีสโโฟมที่ผสมเพิ่มขึ้นเท่ากับร้อยละ 18.77

## 7. ข้อเสนอแนะ

การวิจัยในอนาคตควรทดสอบสัดส่วนผสมดังกล่าวไปต่อยอดการผลิตวัสดุก่อสร้างชนิดอื่น ๆ ที่สร้างมูลค่าเพิ่มขึ้น เช่น อิฐทางเท้าเพื่อการใช้งานในพื้นที่ชุมชนหรือเชิงพาณิชย์ โดยสามารถพัฒนาเป็นธุรกิจขนาดเล็กหรือเอสเอ็มอีของชุมชนได้ และการศึกษาด้านคาร์บอนเครดิต การศึกษาอิพีสโโฟมเป็นส่วนผสมในคอนกรีตเพื่อวิจัยสมบัติด้านอื่นที่สามารถพัฒนาให้ดีขึ้น เช่น ความหนาแน่นของคอนกรีตลดลงที่ทำให้น้ำหนักบรรทุกตยตัวของโครงสร้างลดลง และการนำความร้อนของคอนกรีตอาจมีแนวโน้มลดลงซึ่งส่งผลต่ออัตราการถ่ายเทความร้อนเข้าสู่อาคาร

## 8. กิตติกรรมประกาศ

งานวิจัยได้รับการสนับสนุนจากทุนวิจัยงบประมาณรายได้ ประจำปีงบประมาณ พ.ศ. 2566 ของมหาวิทยาลัยราชภัฏจันทรเกษม

## 9. เอกสารอ้างอิง

- [1] กรมควบคุมมลพิษ. (2561). **มาเรียนรู้เรื่องพลาสติกและโฟมเพื่อลดปัญหาสิ่งแวดล้อม เอกสารเผยแพร่.** กรุงเทพมหานคร: กระทรวงทรัพยากรธรรมชาติและสิ่งแวดล้อม.
- [2] สำนักงานสิ่งแวดล้อม. (2564). **คู่มือแนวทางการจัดเก็บค่าธรรมเนียมการจัดการสิ่งปฏิกูลและมูลฝอยของ กรุงเทพมหานคร.** กรุงเทพมหานคร: กรุงเทพมหานคร.
- [3] Ratanachotinun, J., & Pairon, P. (2020). Assessment of the Feasibility of Autoclaved Aerated Concrete with Perforation in Thailand. *Journal of Applied Science and Engineering*. 23(2), 249-259.
- [4] สมบูรณ์ คงสมศักดิ์ศิริ. (2006). การใช้เศษโฟมมาทำวัสดุผสมหยาบมวลเบาในงานคอนกรีต. *วารสารวิชาการเทคโนโลยีอุตสาหกรรม*, 2(1): 65-69.
- [5] รณชัย จิตอารย์, มงคล นามลักษณ์. (2562). อิทธิพลของขนาดเม็ด โฟม โพลีสไตรีนต่อคุณภาพของคอนกรีตมวลเบา. *วารสารวิจัยและนวัตกรรมการอาชีวศึกษา*, 3(1): 11-18.
- [6] Wang, X., Liu, L., Zhou, H., Song, T., Qiao, Q., & Zhang, H. (2021). Improving the compressive performance of foam concrete with ceramsite: Experimental and meso-scale numerical investigation. *Materials & Design*. 208: 1-23.
- [7] จรัส รัตนโชตินันท์, กฤษ คำณนธรรม, ไชยพันธ์ รัตนโชตินันท์, มนพัทธ สาสิงห์, เสาวรส หะสิทธิ์ และขวัญจิรา สอนระวัตร. (2564). การศึกษาความเป็นฉนวนกันความร้อนของอิฐบล็อกและปูนฉาบโดยการผสมอีพีเอสโฟมที่ใช้แล้ว. ในการประชุมวิชาการและนำเสนอผลงานวิจัยระดับชาติ วิทยาศาสตร์ วิศวกรรมศาสตร์ เกษตรศาสตร์ และเทคโนโลยี ครั้งที่ 1(582-592). มหาสารคาม: มหาวิทยาลัยราชภัฏมหาสารคาม.
- [8] จรัส รัตนโชตินันท์. (2565). การพัฒนาคอนกรีตที่ผสมพอลิเอทิลีนเทเรฟทาเลตที่ใช้แล้วทดแทนมวลรวมหยาบบางส่วน. *วารสารวิจัยวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี มหาวิทยาลัยราชภัฏนครราชสีมา*, 7(1): 50-64.
- [9] Zhan, B.J., Shi, C.J., Poon, C.S., & Xuan, D.X. (2016). Effect of curing parameters on CO2 curing of concrete blocks containing recycled aggregates. *Cement and Concrete Composites*. 71: 122-130.
- [10] Tu, A., Chen, C., Lehman, D.E., & Guo, Z. (2018). Mechanical properties, durability, and life-cycle assessment of concrete building blocks incorporating recycled concrete aggregates. *Journal of Cleaner Production*. 139: 136-149.
- [11] Bjegovic, D., Milic'evic, I., & Siddique, R. (2015). Experimental research of concrete floor blocks with crushed bricksand tiles aggregate. *Construction and Building Materials*. 94: 775-778.
- [12] Bechki, D., Bouguettaia, H., Nadir, N., & Boughali, S. (2019). Use of a new agricultural product as thermal insulation for solar collector. *Renewable Energy*. 134: 569-578.
- [13] Ling, T.C., Mo, K.H., & Meng, Y. (2018). Recycling of wastes for value-added applications in concrete blocks: An Overview. *Resources Conservation & Recycling*. 138: 298-312.
- [14] จรัส รัตนโชตินันท์. (2566). การศึกษาความเป็นไปได้ของคอนกรีตผสมอีพีเอสโฟมที่ใช้แล้วสำหรับการรับน้ำหนัก. *วารสารวิชาการวิทยาศาสตร์ มหาวิทยาลัยราชภัฏจันทรเกษม*, 33(1): 1-10.



- [15] อุทัยฤทธิ์ โรจนวิภาต. (2560). **Concrete Laboratory**, ภาควิชาวิศวกรรมโยธา คณะวิศวกรรมศาสตร์, มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ. ศูนย์ผลิตตำราเรียนมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ.
- [16] สำนักงานชลประทานที่ 14. (2565). มถ. 101-2550 มาตรฐานงานคอนกรีตและคอนกรีตเสริมเหล็กกรมชลประทาน กระทรวงเกษตรและสหกรณ์. สืบค้น 20 กันยายน 2565, จาก  
<http://irrigation.rid.go.th/rid14/water/library/shelf/formu/page/Transport/DRR/files/103.pdf>
- [17] สำนักดัชนีเศรษฐกิจการค้า, สำนักงานปลัดกระทรวงพาณิชย์. (2565). ราคาสินค้าเฉลี่ยวัสดุก่อสร้าง จังหวัดนครราชสีมา เดือน มกราคม ปี 2566 กระทรวงพาณิชย์. สืบค้น 20 มิถุนายน 2565, จาก  
[http://www.indexpr.moc.go.th/PRICE\\_PRESENT/Select\\_month\\_regionCsi.asp?region=2](http://www.indexpr.moc.go.th/PRICE_PRESENT/Select_month_regionCsi.asp?region=2)

# ปัจจัยทางการตลาดที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 กรณีศึกษาโรงพยาบาลรัฐบาลตัวอย่าง

## Factors Influencing COVID-19 Medicine Purchasing Decision Behavior: A Case Study of Model Government Hospitals

<sup>1#</sup>ณัฐกิตต์ อยู่ด้วง, <sup>2\*</sup>ธนธร ชื่นยินดี, <sup>3</sup>พุฒิพงษ์ ธนวีระกุล, <sup>4</sup>ไตรมาส พูลผล

<sup>1</sup>คณะบริหารธุรกิจ สถาบันเทคโนโลยีแห่งสุวรรณภูมิ

<sup>2</sup>ภาควิชาวิศวกรรมอุตสาหการและการจัดการการบิน โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

<sup>3</sup>คณะบริหารธุรกิจ มหาวิทยาลัยหอการค้าไทย

<sup>4</sup>สถาบันเทคโนโลยีแห่งสุวรรณภูมิ

<sup>1#</sup>Nattakit Yuduang, <sup>2\*</sup>Thanatorn Chuenyindee, <sup>3</sup>Puthipong Tanaveerakul, <sup>4</sup>Trimas Phunphon

<sup>1</sup>Faculty of Business Administration, Suvarnabhumi Institute of Technology

<sup>2</sup>Industrial Engineering and Aviation Management Department,

Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy

<sup>3</sup>Business School, University of The Thai Chamber of Commerce

<sup>4</sup>Suvarnabhumi Institute of Technology

<sup>#</sup>Nuttakit33@gmail.com, <sup>\*</sup>thanatorn\_chu@rtaf.mi.th, Pausetatar@gmail.com, trimasp@gmail.com

Received : December 23, 2023

Revised : March 29, 2024

Accepted : April 1, 2024

### บทคัดย่อ

การศึกษานี้มีวัตถุประสงค์เพื่อศึกษาปัจจัยทางการตลาดที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 กรณีศึกษาโรงพยาบาลรัฐบาล กลุ่มตัวอย่างได้แก่ ผู้ที่มีอำนาจตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยาในโรงพยาบาลรัฐบาล จำนวน 400 คน เครื่องมือที่ใช้ในการศึกษา คือ ปัจจัยส่วนประสมทางการตลาด 5Ps ได้แก่ ด้านผลิตภัณฑ์ (Product) ด้านราคา (Price) ด้านช่องทางการจัดจำหน่าย (Place) ด้านส่งเสริมการตลาด (Promotion) และด้านบุคคล (People) และการวิเคราะห์ห้อยคล้องประกอบร่วม (Conjoint Analysis) ผลการศึกษา พบว่า ปัจจัยทางการตลาด ที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 มากที่สุดคือ คือ ด้านผลิตภัณฑ์ (Product) อยู่ที่ ร้อยละ 35.04 รองลงมาคือ ด้านช่องทางการจัดจำหน่าย (Place) อยู่ที่ร้อยละ 17.95 ด้านบุคคล (People) อยู่ที่ร้อยละ 17.59 ด้านราคา (Price) อยู่ที่ร้อยละ 15.70 และด้านส่งเสริมการตลาด (Promotion) อยู่ที่ร้อยละ 13.27 ตามลำดับ

คำสำคัญ : เวชภัณฑ์ยา, โรคโควิด-19, ปัจจัยทางการตลาด, การตัดสินใจซื้อ, การวิเคราะห์ห้อยคล้องประกอบร่วม

### Abstract

The objectives of this study were to study marketing factors influencing COVID-19 medicine purchasing decision behavior (Case study government hospitals). The sample group includes 400 people who have decision-making power to purchase pharmaceutical products in government hospitals. The instrument used in the study was the 5Ps marketing mix factors, namely Product, Price, Place, Promotion, and People and Conjoint Analysis Method. According to the study's findings, the marketing factor that has the greatest effect on decision-making behavior in purchasing medical supplies to treat COVID-19 is Product factor at 35.04%, followed by the Place factor at 17.95%, the People factor at 17.59%, the Price factor at 15.70%, and the Promotion factor at 13.27%, respectively.

**Keyword:** Medicine, 5Ps Marketing Mix Factors, Purchasing decision, Conjoint Analysis Method

### 1.บทนำ

เวชภัณฑ์ยา หรือ ยารักษาโรคนับว่าเป็นสิ่งสำคัญอย่างหนึ่งในปัจจัยสี่ที่มนุษย์มีความจำเป็นต้องใช้เมื่อยามเจ็บไข้ได้ป่วยจากโรคภัยเพื่อให้หายเป็นปกติและให้ร่างกายกลับมาแข็งแรงดังเดิม และในปัจจุบันประชาชนทั่วไปได้หันมาให้ความสนใจกับเรื่องสุขภาพกันมากขึ้น [1] แต่ในอีกด้านหนึ่งนั้นเวชภัณฑ์ยาก็อาจก่อให้เกิดปัญหาทั้งทางด้านเศรษฐกิจ สังคมและสุขภาพอนามัยประชาชนได้เช่นกัน หากเวชภัณฑ์ยาดังกล่าวไม่มีคุณภาพหรือเกิดความบิดเบือนของการบริโภค นอกจากนี้มิติทางด้านเศรษฐกิจและสังคมที่เกี่ยวกับสาธารณสุขได้มีความสำคัญมากยิ่งขึ้น โดยเฉพาะอย่างยิ่งสำหรับประเทศที่กำลังพัฒนา เช่น ประเทศไทย ย่อมมีข้อจำกัดทางด้านทรัพยากรที่จะนำมาใช้เพื่อการให้บริการแก่ประชาชน ทรัพยากรที่หน่วยงานของรัฐได้รับเพื่อการดำเนินงานนั้นค่อนข้างน้อยเมื่อเทียบกับภาระหน้าที่ ดังนั้นท่ามกลางข้อจำกัดดังกล่าว จึงมีความจำเป็นที่สถานพยาบาลจะต้องมองหาช่องทางที่จะใช้ประโยชน์จากทรัพยากรที่มีอยู่อย่างจำกัดให้มากที่สุด

เป็นที่ทราบกันดีว่าโรงพยาบาลรัฐบาลมีจำนวนผู้ป่วยที่มาใช้บริการเป็นจำนวนมากอยู่แล้ว แต่เมื่อเกิดสถานการณ์การแพร่ระบาดของเชื้อไวรัสโควิด-19 เมื่อเดือนธันวาคม ปี พ.ศ.2563 ยิ่งทำให้มีอัตราเพิ่มขึ้นของผู้ป่วยที่มาใช้บริการ โรงพยาบาลรัฐบาลมากขึ้นกว่าเดิม [2] ส่งผลให้ประเทศไทยมีค่าใช้จ่ายไปกับการนำเข้าสินค้าต่างประเทศเป็นจำนวนมาก ในงบประมาณด้านเวชภัณฑ์ยาเพื่อการรักษาโรค [3] ทำให้หน่วยงานที่เกี่ยวข้องต้องเร่งปรับปรุงบริการและนวัตกรรมของเวชภัณฑ์ยาเพื่อสร้างความมั่นใจให้กับผู้ป่วยที่มาใช้บริการ ซึ่งการคัดเลือกเวชภัณฑ์ยาเพื่อใช้ในโรงพยาบาลถือเป็นหัวใจของการจัดซื้อ เนื่องจากการสั่งซื้อเวชภัณฑ์ยาที่ไม่มีคุณภาพจะทำให้เกิดความสิ้นเปลืองงบประมาณและเกิดผลกระทบต่อการรักษาพยาบาล นอกจากนี้ในสภาวะเศรษฐกิจในปัจจุบันเพื่อลดภาระทางการเงินให้แก่ผู้ป่วยที่เข้ารับบริการในโรงพยาบาล หน่วยงานที่เกี่ยวข้องจึงจำเป็นต้องปรับตัวเพื่อลดต้นทุนการให้บริการลง นอกจากการปรับตัวด้านบริหารเวชภัณฑ์ยาเป็น การลดภาระของผู้ป่วยแล้ว ยังเป็นการช่วยระบบเศรษฐกิจของประเทศโดยรวมอีกด้วย [4]

ดังนั้นผู้วิจัยจึงมีความสนใจที่จะศึกษาปัจจัยทางการตลาดที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 กรณีศึกษาโรงพยาบาลรัฐบาล เพราะในปัจจุบันสถานการณ์การแพร่ระบาดของเชื้อไวรัสโควิด-19 ทำให้มีผู้ป่วยเข้ามาใช้บริการ โรงพยาบาลรัฐบาลมากขึ้นเรื่อย ๆ และประกอบกับทางโรงพยาบาลรัฐบาลมีความต้องการที่จะคัดเลือกเวชภัณฑ์ยาเพื่อให้การรักษาโรคเป็นไปอย่างมีประสิทธิภาพ และสร้างความน่าเชื่อถือให้กับผู้ป่วยที่มาใช้บริการเพิ่มมากขึ้น

## 2. วัตถุประสงค์การวิจัย

2.1 เพื่อศึกษาปัจจัยทางการตลาดที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 กรณีศึกษาโรงพยาบาลรัฐบาล

2.2 เพื่อศึกษาระดับการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 กรณีศึกษาโรงพยาบาลรัฐบาล

## 3. ขอบเขตการวิจัย

3.1 ขอบเขตด้านเนื้อหาที่ใช้การศึกษาครั้งนี้มุ่งศึกษาเกี่ยวกับปัจจัยทางการตลาดที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 กรณีศึกษาโรงพยาบาลรัฐบาล

3.2 ขอบเขตด้านประชากรและกลุ่มตัวอย่างที่ใช้ในการศึกษาวิจัยครั้งนี้ คือ บุคลากรทางการแพทย์ของโรงพยาบาลรัฐบาลที่มีอำนาจในการสั่งซื้อเวชภัณฑ์ยา ได้แก่ แพทย์ ทันตแพทย์ และเภสัชกร

3.3 ขอบเขตด้านพื้นที่ที่ใช้ในการศึกษาวิจัย คือ โรงพยาบาลรัฐบาลในประเทศไทย

3.4 ขอบเขตด้านระยะเวลาในการดำเนินการศึกษาวิจัยตั้งแต่เดือนมีนาคม ถึงเดือนกันยายน พ.ศ.2565

## 4. วิธีดำเนินการวิจัย

### 4.1 ประชากรที่ใช้ในการศึกษา

ประชากรที่ใช้ในการศึกษาครั้งนี้ คือ แพทย์ ทันตแพทย์ เภสัชกร ของโรงพยาบาลรัฐบาล

### 4.2 กลุ่มตัวอย่าง

เนื่องจากประชากรมีขนาดใหญ่และไม่ทราบจำนวนประชากรที่แน่นอน ดังนั้นขนาดของกลุ่มตัวอย่างสามารถคำนวณได้จากสูตรไม่ทราบขนาดตัวอย่างของ W.G. Cochran โดยกำหนดระดับความเชื่อมั่น 95% และระดับค่าความคลาดเคลื่อนไม่เกิน 5% [5] ซึ่งสูตรในการคำนวณที่ใช้ในการศึกษาครั้งนี้ คือ

$$n = \frac{P(1-P)Z^2}{E^2} \quad (1)$$

เมื่อ  $n$  = ขนาดกลุ่มตัวอย่างที่จะศึกษา

$P$  = สัดส่วนของประชากรที่ผู้วิจัยกำลังสุ่ม 0.5

$Z$  = ระดับความเชื่อมั่นที่ผู้วิจัยกำหนดไว้  $Z$  มีค่าเท่ากับ 1.96

ที่ระดับความเชื่อมั่น 95% (ระดับ .05)

$E$  = ค่าความคลาดเคลื่อนที่ยอมให้เกิดขึ้นจากการสุ่มตัวอย่าง เป็น 0.05

$$\text{แทนค่า} \quad n = \frac{0.5(1-0.5)(1.96^2)}{0.05^2} \quad (2)$$

$$n = 384.16$$

ใช้กลุ่มตัวอย่างอย่างน้อย 384 คน เพื่อความสะดวกในการประเมินผล และการวิเคราะห์ข้อมูล จึงใช้ขนาดกลุ่มตัวอย่างทั้งหมด 400 ตัวอย่าง ซึ่งถือได้ว่าผ่านเกณฑ์ตามที่เงื่อนไขกำหนด คือ ไม่น้อยกว่า 384 ตัวอย่าง

## 5. เครื่องมือที่ใช้ในการวิจัย

แบบสอบถาม Google Form ที่สร้างขึ้นจากการศึกษาค้นคว้าเอกสารและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องสามารถแบ่งแบบสอบถามออกเป็น 2 ชุด โดย

### ชุดที่ 1 ใช้เพื่อสืบค้นข้อมูลเกี่ยวกับคุณลักษณะของแต่ละปัจจัยทางการตลาด

ซึ่งเป็นคำถามเกี่ยวกับปัจจัยทางการตลาดที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 กรณีศึกษาโรงพยาบาลรัฐบาล ประกอบไปด้วย 5 ปัจจัย (5P's) ได้แก่ ด้านผลิตภัณฑ์ (Product) ด้านราคา (Price) ด้านช่องทางการจัดจำหน่าย (Place) ด้านการส่งเสริมการตลาด (Promotion) และด้านบุคคล (People) ซึ่งแต่ละคำถามมีคำตอบให้เลือกเป็นลำดับขั้นให้คะแนน 5 ระดับ เป็นแบบ Likert Scale ได้แก่ สำคัญมากที่สุด สำคัญมาก สำคัญปานกลาง สำคัญน้อย สำคัญน้อยที่สุด

**ชุดที่ 2 ใช้เพื่อนำไปวิเคราะห์ปัจจัยทางการตลาดที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 กรณีศึกษาโรงพยาบาลรัฐบาล โดยแบ่งออกเป็น 2 ส่วน ดังนี้**

ส่วนที่ 1 แบบสอบถามข้อมูลพื้นฐาน ประกอบไปด้วย เพศ อายุ ระดับการศึกษา ตำแหน่งหน้าที่ ประสบการณ์การทำงาน

ส่วนที่ 2 แบบสอบถามเกี่ยวกับความพึงพอใจต่อชุดคุณลักษณะต่าง ๆ ในแต่ละปัจจัยทางการตลาดที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 กรณีศึกษาโรงพยาบาล จากการวิเคราะห์มาจากโปรแกรมทางสถิติสำเร็จรูป (SPSS) โดยเป็นการให้คะแนนความพึงพอใจ ตั้งแต่ 1 คะแนน ถึง 100 คะแนน และแต่ละชุดคุณลักษณะต้องมีคะแนนไม่ซ้ำกัน

## 6. ผลการวิเคราะห์ข้อมูล

ผู้วิจัยได้แบ่งการนำเสนอผลการวิเคราะห์ข้อมูล ตามวัตถุประสงค์ของการวิจัย โดยแบ่งการนำเสนอออกเป็น 4 ส่วน ตามลำดับ ดังนี้

ส่วนที่ 1 การวิเคราะห์ข้อมูลทางสถิติเชิงพรรณนาของข้อมูลส่วนบุคคลของกลุ่มตัวอย่าง

ส่วนที่ 2 การวิเคราะห์ความชอบ (Preference) ของกลุ่มตัวอย่างที่มีต่อปัจจัยทางการตลาด

ส่วนที่ 3 การวิเคราะห์ระดับความพึงพอใจ (Utility) ของระดับคุณลักษณะของปัจจัยในแต่ละด้าน

ส่วนที่ 4 การวิเคราะห์ข้อมูลเพื่อทดสอบสมมติฐาน

### 6.1 การวิเคราะห์ข้อมูลทางสถิติเชิงพรรณนา

ผลการวิเคราะห์ข้อมูลส่วนบุคคลของกลุ่มตัวอย่าง โดยการหาค่าความถี่ (Frequency) และค่าร้อยละ (Percentage) ได้ดังนี้

ตารางที่ 1 ปัจจัยส่วนบุคคลของกลุ่มตัวอย่าง

| ปัจจัยส่วนบุคคลของกลุ่มตัวอย่าง |             | จำนวน | ร้อยละ |
|---------------------------------|-------------|-------|--------|
| เพศ                             | ชาย         | 167   | 41.75  |
|                                 | หญิง        | 233   | 58.25  |
| อายุ                            | 20-30 ปี    | 151   | 37.75  |
|                                 | 31-40 ปี    | 157   | 39.25  |
|                                 | 41-50 ปี    | 72    | 18.00  |
|                                 | 51 ปีขึ้นไป | 20    | 5.00   |
|                                 |             |       |        |
| ระดับการศึกษา                   | ปริญญาตรี   | 293   | 73.25  |
|                                 | ปริญญาโท    | 99    | 24.75  |
|                                 | ปริญญาเอก   | 8     | 2.00   |
| ตำแหน่งหน้าที่                  | แพทย์       | 256   | 64.00  |
|                                 | ทันตแพทย์   | 102   | 25.50  |

| ปัจจัยส่วนบุคคลของกลุ่มตัวอย่าง |             | จำนวน | ร้อยละ |
|---------------------------------|-------------|-------|--------|
|                                 | เพศชาย      | 42    | 10.50  |
| ประสบการณ์ทำงาน                 | 1 - 10 ปี   | 165   | 41.25  |
|                                 | 11 - 20 ปี  | 134   | 33.50  |
|                                 | 21 - 30 ปี  | 73    | 18.25  |
|                                 | 30 ปีขึ้นไป | 28    | 7.00   |

ตารางที่ 2 การวิเคราะห์ปัจจัยทางการตลาดด้านผลิตภัณฑ์ (Product)

| ปัจจัยทางการตลาดด้านผลิตภัณฑ์ (Product)         | Mean | S.D. | ระดับความสำคัญ |
|-------------------------------------------------|------|------|----------------|
| คุณภาพของเวชภัณฑ์มีความทันสมัย (ไม่ใกล้หมดอายุ) | 4.75 | 0.75 | มากที่สุด      |
| ตราสินค้าของเวชภัณฑ์เป็นที่รู้จัก               | 4.33 | 0.80 | มากที่สุด      |
| การบรรจุภัณฑ์ที่สะอาดปลอดภัย                    | 4.67 | 0.55 | มากที่สุด      |
| ความหลากหลายของเวชภัณฑ์ให้มีให้เลือกหลายชนิด    | 4.25 | 0.71 | มากที่สุด      |
| มีใบรับรองมาตรฐานการผลิต                        | 4.83 | 0.69 | มากที่สุด      |
| มีหลายขนาดตามลักษณะผู้ป่วย                      | 4.41 | 0.59 | มากที่สุด      |
| มีความสะดวกในการใช้งาน                          | 4.50 | 0.64 | มากที่สุด      |
| มีการรับประกันคุณภาพ                            | 4.75 | 0.56 | มากที่สุด      |
| มีการรับคืน/เปลี่ยนสินค้า                       | 4.33 | 0.78 | มากที่สุด      |
| มีการให้ทดลองใช้ก่อนตัดสินใจ                    | 4.08 | 0.72 | มาก            |
| รวมเฉลี่ย                                       | 4.48 | 0.54 | มากที่สุด      |

จากตารางที่ 2 พบว่า ปัจจัยทางการตลาดด้านผลิตภัณฑ์ (Product) ที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 โดยรวมอยู่ในระดับมีความสำคัญมากที่สุด มีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 4.48 เมื่อพิจารณาเป็นรายข้อพบว่า กลุ่มตัวอย่างให้ความสำคัญมากที่สุดในเรื่องการมีใบรับรองมาตรฐานมีค่าเฉลี่ยอยู่ที่ 4.83 รองลงมาคือในเรื่องการเป็นเวชภัณฑ์ที่มีความทันสมัย (ไม่ใกล้หมดอายุ) และการมีการรับประกันคุณภาพโดยมีค่าเฉลี่ยอยู่ที่ 4.75 เท่ากัน

ตารางที่ 3 การวิเคราะห์ปัจจัยทางการตลาดด้านราคา (Price)

| ปัจจัยทางการตลาดด้านราคา (Price) | Mean | S.D. | ระดับความสำคัญ |
|----------------------------------|------|------|----------------|
| คุณภาพความเหมาะสมกับราคา         | 4.91 | 0.81 | มาก            |
| ราคาต่ำกว่าป้ายหรือท้องตลาด      | 4.16 | 0.87 | ปานกลาง        |
| มีป้ายแสดงราคาที่เห็นชัดเจน      | 2.91 | 0.84 | ปานกลาง        |
| ระยะเวลาในการชำระเงินยืดหยุ่น    | 3.91 | 0.83 | มาก            |
| สามารถต่อรองราคาได้              | 3.16 | 0.85 | มาก            |
| รวมเฉลี่ย                        | 3.81 | 0.69 | มาก            |

จากตารางที่ 3 พบว่า ปัจจัยทางการตลาดด้านราคา (Price) ที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 โดยรวมอยู่ในระดับมีความสำคัญมาก มีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 3.81 เมื่อพิจารณาเป็นข้อ พบว่ากลุ่มตัวอย่างให้ความสำคัญกับคุณภาพความเหมาะสมกับราคามากที่สุด มีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 4.91 รองลงมาคือการมีราคาต่ำกว่าป้ายหรือห้องตลาด มีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 4.16 และระยะเวลาในการชำระเงินยืดหยุ่น มีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 3.91

ตารางที่ 4 การวิเคราะห์ปัจจัยทางการตลาดด้านช่องทางการจัดจำหน่าย (Place)

| ปัจจัยทางการตลาดด้านช่องทางการจัดจำหน่าย (Place)                     | Mean | S.D. | ระดับความสำคัญ |
|----------------------------------------------------------------------|------|------|----------------|
| ทำเลที่ตั้งของบริษัทขายเวชภัณฑ์ยาอยู่ใกล้บ้านที่ทำงาน หรือแหล่งชุมชน | 4.16 | 0.68 | มากที่สุด      |
| สามารถติดต่อซื้อได้โดยตรงกับบริษัท                                   | 4.50 | 0.69 | มากที่สุด      |
| สามารถสั่งซื้อได้ทางอินเทอร์เน็ต                                     | 4.25 | 0.76 | มากที่สุด      |
| สามารถซื้อได้ตามร้านขายยาทั่วไป                                      | 4.08 | 1.08 | มาก            |
| การจัดส่งมีหลายช่องทาง                                               | 4.25 | 1.10 | มากที่สุด      |
| สินค้ามีเพียงพอสนองความต้องการอยู่เสมอ                               | 4.83 | 0.75 | มากที่สุด      |
| มีความรวดเร็วในการจัดส่ง                                             | 4.75 | 0.88 | มาก            |
| รวมเฉลี่ย                                                            | 4.40 | 0.51 | มากที่สุด      |

จากตารางที่ 4 พบว่า ปัจจัยทางการตลาดด้านช่องทางการจัดจำหน่าย (Place) ที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 โดยรวมอยู่ในระดับมีความสำคัญมากที่สุด มีค่าเฉลี่ยอยู่ที่ 4.40 เมื่อพิจารณาเป็นรายข้อ พบว่า กลุ่มตัวอย่างให้ความสำคัญมากที่สุดในเรื่องสินค้าคงคลังที่เพียงพอสนองความต้องการซื้ออยู่เสมอ มีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 4.83 รองลงมาคือมีความรวดเร็วในการจัดส่ง มีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 4.75 รองลงมาคือสามารถติดต่อซื้อได้โดยตรงกับบริษัท มีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 4.50

ตารางที่ 5 การวิเคราะห์ปัจจัยทางการตลาดด้านการส่งเสริมการตลาด (Promotion)

| ปัจจัยทางการตลาดด้านการส่งเสริมการตลาด(Promotion) | Mean | S.D. | ระดับความสำคัญ |
|---------------------------------------------------|------|------|----------------|
| มีการให้ส่วนลดในการซื้อ                           | 4.08 | 0.69 | มาก            |
| การมีบริการตรวจวัดสุขภาพหรือให้คำปรึกษาสุขภาพฟรี  | 2.83 | 0.76 | มากที่สุด      |
| มีของแถมเมื่อมีการซื้อครบตามจำนวนเป้าหมาย         | 2.66 | 0.83 | มาก            |
| มีการโฆษณาที่น่าเชื่อถือทาง social media          | 3.54 | 0.92 | มาก            |
| มีการโฆษณาในสื่อทางการแพทย์ที่น่าเชื่อถือ         | 4.33 | 0.99 | ปานกลาง        |
| มีสิทธิพิเศษเมื่อมีการสมัครสมาชิก                 | 3.16 | 1.03 | ปานกลาง        |
| รวมเฉลี่ย                                         | 3.43 | 0.63 | มาก            |

จากตารางที่ 5 พบว่า ปัจจัยทางการตลาดด้านการส่งเสริมการตลาด (Promotion) ที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 โดยรวมอยู่ในระดับมีความสำคัญมาก มีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 3.43 เมื่อพิจารณาเป็นรายข้อ

พบว่า กลุ่มตัวอย่างให้ความสำคัญมากที่สุดในเรื่องมีการโฆษณาในสื่อทางการแพทย์ที่น่าเชื่อถือ มีค่าเฉลี่ยอยู่ที่ 4.33 รองลงมาคือการให้ส่วนลดในการซื้อ มีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 4.08

ตารางที่ 6 การวิเคราะห์ปัจจัยทางการตลาดด้านบุคคล (People)

| ปัจจัยทางการตลาดด้านบุคคล (People)               | Mean | S.D. | ระดับ<br>ความสำคัญ |
|--------------------------------------------------|------|------|--------------------|
| มีความรู้สึกที่ดีต่อบริษัทหรือผู้แทนฯ            | 3.91 | 0.54 | มาก                |
| บริษัทหรือผู้แทนฯมีมนุษยสัมพันธ์ที่ดี            | 3.58 | 0.57 | มาก                |
| บริษัทหรือผู้แทนฯมีมารยาทในการให้บริการกับลูกค้า | 4.01 | 0.69 | มาก                |
| บริษัทหรือผู้แทนฯมีการรับฟังปัญหาและข้อขัดข้อง   | 4.75 | 0.51 | มากที่สุด          |
| บริษัทหรือผู้แทนฯมีความจริงใจและความน่าเชื่อถือ  | 4.05 | 0.63 | มาก                |
| รวมเฉลี่ย                                        | 4.06 | 0.36 | มาก                |

จากตารางที่ 6 พบว่า ปัจจัยทางการตลาดด้านบุคคล (People) ที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 โดยรวมอยู่ในระดับมีความสำคัญมาก มีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 4.06 เมื่อพิจารณาเป็นรายข้อพบว่า กลุ่มตัวอย่างให้ความสำคัญมากที่สุดในเรื่องบริษัทหรือผู้แทนฯมีการรับฟังปัญหาและข้อขัดข้อง มีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 4.75 รองลงมาคือบริษัทหรือผู้แทนฯมีความจริงใจและความน่าเชื่อถือมีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 4.01 และบริษัทหรือผู้แทนฯมีมารยาทในการให้บริการกับลูกค้า มีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 4.01

## 6.2 การวิเคราะห์ความชอบ (Preference)

ผลการวิเคราะห์ความชอบของปัจจัยทางการตลาดที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 ของกลุ่มตัวอย่างที่มีต่อชุดคุณลักษณะ โดยการใช้เทคนิควิเคราะห์หองค์ประกอบร่วม สามารถแสดงออกเป็นค่าเฉลี่ยค่าความสำคัญ (Importance Values) คือ กลุ่มตัวอย่างให้ความสำคัญกับปัจจัยด้านผลิตภัณฑ์ (Product) ที่ค่าความสำคัญ 35.05 ปัจจัยด้านช่องทางการจัดจำหน่าย (Place) ที่ค่าความสำคัญ 17.95 ปัจจัยด้านบุคคล (People) ที่ค่าความสำคัญ 17.59 ปัจจัยด้านราคา (Price) ที่ค่าความสำคัญ 15.74 และปัจจัยด้านการส่งเสริมการตลาด (Promotion) ที่ค่าความสำคัญ 13.72

## 6.3 การวิเคราะห์ระดับความพึงพอใจ (Utility)

ตารางที่ 7 ผลการวิเคราะห์ระดับความพึงพอใจ (Utility) คุณลักษณะของปัจจัยทางการตลาดในแต่ละด้าน

| ปัจจัยทางการตลาด         | คุณลักษณะ                                 | Utility<br>Estimate | Std. Error |
|--------------------------|-------------------------------------------|---------------------|------------|
| ด้านผลิตภัณฑ์            | สินค้ามีใบรับรองมาตรฐาน                   | 0.654               | 0.495      |
|                          | คุณภาพของเวชภัณฑ์ยามีความทันสมัย          | -0.654              | 0.495      |
| ด้านราคา                 | คุณภาพความเหมาะสมกับราคา                  | 0.269               | 0.543      |
|                          | ราคาต่ำกว่าป้ายหรือท้องตลาด               | -0.269              | 0.543      |
| ด้านช่องทางการจัดจำหน่าย | สินค้ามีเพียงพอสนองความต้องการอยู่เสมอ    | 0.598               | 0.543      |
|                          | บริษัทมีความรวดเร็วในการจัดส่ง            | -0.598              | 0.543      |
| ด้านการส่งเสริมการตลาด   | มีการโฆษณาในสื่อทางการแพทย์ที่น่าเชื่อถือ | 0.103               | 0.495      |



| ปัจจัยทางการตลาด    | คุณลักษณะ                                         | Utility Estimate | Std. Error |
|---------------------|---------------------------------------------------|------------------|------------|
|                     | มีการให้ส่วนลดในการซื้อ                           | -0.103           | 0.495      |
| ด้านบุคคล           | บริษัทรับฟังปัญหาและข้อขัดข้องสินค้า              | 0.341            | 0.543      |
|                     | บริษัทหรือผู้แทนขายมีความจริงใจและความน่าเชื่อถือ | -0.341           | 0.543      |
| ค่าคงที่ (constant) |                                                   | 5.459            | 0.543      |

#### 6.4 การวิเคราะห์ข้อมูลเพื่อทดสอบสมมติฐาน

สมมติฐาน H0 ปัจจัยส่วนผสมทางการตลาด SP's มีอิทธิพลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 วิทยาลัยพยาบาลรัฐบาล

สมมติฐาน H1 ปัจจัยส่วนผสมทางการตลาด SP's ไม่มีอิทธิพลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 วิทยาลัยพยาบาลรัฐบาล

ตารางที่ 8 ผลการวิเคราะห์ความสัมพันธ์ระหว่างปัจจัยส่วนผสมทางการตลาดกับพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 ของกลุ่มตัวอย่าง

| Correlations between observed and estimated preferences |       |      |
|---------------------------------------------------------|-------|------|
|                                                         | Value | Sig. |
| Pearson's R                                             | .563  | .04  |
| Kendall's tau                                           | .494  | .02  |

จากตารางที่ 8 ผลการวิเคราะห์ความสัมพันธ์ระหว่างปัจจัยส่วนประกอบทางการตลาดกับความเอนเอียงที่จะชอบของกลุ่มตัวอย่าง ค่า Sig. เท่ากับ 0.04 ซึ่งน้อยกว่า 0.05 แสดงว่า ยอมรับสมมติฐาน H0 ปัจจัยส่วนผสมทางการตลาดมีอิทธิพลกับการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 มีค่าเท่ากับ 0.563 แสดงว่าตัวแปรทั้งสองมีความสัมพันธ์เป็นไปในทิศทางเดียวกันในระดับปานกลาง

#### 7. สรุปผลการวิจัย

จากการวิเคราะห์ข้อมูลเรื่อง ปัจจัยทางการตลาดที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 วิทยาลัยพยาบาลรัฐบาล โดยใช้ Conjoint Analysis สามารถสรุปผลได้ ดังนี้

ส่วนที่ 1 เพื่อศึกษาปัจจัยทางการตลาดที่มีผลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 วิทยาลัยพยาบาลรัฐบาล พบว่ากลุ่มตัวอย่างให้ความสำคัญกับคุณลักษณะด้านผลิตภัณฑ์ (Product) มากที่สุด หากเป็นสินค้าที่มีใบรับรองมาตรฐานการผลิตจะได้รับการพิจารณาเป็นอันดับแรก รวมไปถึงคุณลักษณะด้านช่องทางการจัดจำหน่าย (Place) และด้านบุคคล (People) ที่กลุ่มตัวอย่างให้ความสำคัญ และพิจารณาในการตัดสินใจซื้อ สามารถเรียงลำดับได้ดังต่อไปนี้ อันดับหนึ่งด้านผลิตภัณฑ์ (Product) อยู่ที่ร้อยละ 35.04 อันดับที่สองด้านช่องทางการจัดจำหน่าย (Place) อยู่ที่ร้อยละ 17.95 อันดับที่สามด้านบุคคล (People) อยู่ที่ร้อยละ 17.59 อันดับที่สุดด้านราคา (Price) อยู่ที่ร้อยละ 15.70 อันดับสุดท้ายด้านการส่งเสริมการตลาด (Promotion) อยู่ที่ร้อยละ 13.27

ส่วนที่ 2 เพื่อศึกษาระดับความพึงพอใจ ในการตัดสินใจเลือกซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 ตามปัจจัยทางการตลาดของบุคลากรทางการแพทย์ในโรงพยาบาลรัฐบาล พบว่า

ปัจจัยด้านผลิตภัณฑ์ (Product) พบว่ากลุ่มตัวอย่างให้ความสำคัญกับการที่สินค้ามีใบรับรองมาตรฐานมากกว่าคุณภาพของเวชภัณฑ์ยามีความทันสมัย โดยมีค่าอรรถประโยชน์อยู่ที่ 0.654 และ -0.654 ตามลำดับ

ปัจจัยด้านราคา (Price) พบว่ากลุ่มตัวอย่างให้ความสำคัญกับคุณภาพเหมาะสมกับราคาที่จ่ายมากกว่าการมีราคาต่ำกว่าป้ายหรือท้องตลาด โดยมีค่าอรรถประโยชน์อยู่ที่ 0.296 และ -0.296 ตามลำดับ

ปัจจัยด้านช่องทางการจัดจำหน่าย (Place) พบว่า กลุ่มตัวอย่างให้ความสำคัญกับการสินค้ามีเพียงพอสนองความต้องการอยู่เสมอกว่าเรื่องบริษัทมีความรวดเร็วในการจัดส่ง โดยมีค่าอรรถประโยชน์อยู่ที่ 0.598 และ -0.598 ตามลำดับ

ปัจจัยด้านการส่งเสริมการตลาด (Promotion) พบว่ากลุ่มตัวอย่างให้ความสำคัญกับการโฆษณาในสื่อทางการแพทย์ที่น่าเชื่อถือมากกว่าการมีการให้ส่วนลดในการซื้อ โดยมีค่าอรรถประโยชน์อยู่ที่ 0.103 และ -0.103 ตามลำดับ

ปัจจัยด้านบุคคล (People) พบว่ากลุ่มตัวอย่างให้ความสำคัญกับเรื่องบริษัทหรือผู้แทนขายมีการรับฟังปัญหาและข้อสงสัยต่าง ๆ มากกว่าการมีความรู้สึกที่ดีต่อบริษัทหรือผู้แทนขาย โดยมีค่าอรรถประโยชน์อยู่ที่ 0.341 และ -0.341 ตามลำดับ

ส่วนที่ 3 การวิเคราะห์ข้อมูลเพื่อทดสอบสมมติฐาน สามารถสรุปผลการทดสอบสมมติฐานได้ ผลการวิเคราะห์ความสัมพันธ์ระหว่างปัจจัยส่วนประสมทางการตลาดกับความเอนเอียงที่จะชอบของกลุ่มตัวอย่าง พบว่า ค่า Pearson's R เท่ากับ 0.563 ซึ่งมีค่า sig น้อยกว่า 0.05 แสดงว่าสามารถยอมรับสมมติฐาน โดยกลุ่มตัวอย่างยังคงให้ความสำคัญกับปัจจัยส่วนประสมทางการตลาด 5Ps ในการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19

## 8. อภิปรายผลการวิจัย

**8.1 ปัจจัยทางการตลาดด้านผลิตภัณฑ์ (Product)** มีอิทธิพลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 กรณีศึกษาโรงพยาบาลรัฐบาล มากที่สุดอย่างมีนัยสำคัญ เนื่องจากแพทย์ยังคงเชื่อมั่นในเวชภัณฑ์ยามีมาตรฐาน สามารถใช้รักษาคณไขได้อย่างมีประสิทธิภาพ ทำให้เกิดประโยชน์ต่อคนไข้ได้อย่างสูงสุด

**8.2 ปัจจัยทางการตลาดด้านช่องทางการจัดจำหน่าย (Place)** มีอิทธิพลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 กรณีศึกษาโรงพยาบาลรัฐบาล รองลงมา ทั้งนี้เนื่องด้วยเมื่อเกิดการระบาดของโรคโควิด-19 จะทำให้อัตราการใช้เวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 เพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็ว ถ้าหากมีขายในคลังมากเพียงพอสนองความต้องการซื้อ ก็จะถูกพิจารณาเป็นอันดับแรก ๆ

**8.3 ปัจจัยทางการตลาดด้านบุคคล (People)** มีอิทธิพลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 กรณีศึกษาโรงพยาบาลรัฐบาลเช่นเดียวกัน เนื่องจากการรับฟังปัญหาและข้อขัดข้องของเวชภัณฑ์ยาจะทำให้เกิดการพัฒนาเวชภัณฑ์ยาไปในทางที่เหมาะสม

**8.4 ปัจจัยทางการตลาดด้านราคา (Price)** มีอิทธิพลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 กรณีศึกษาโรงพยาบาลรัฐบาล เช่นเดียวกัน แต่ไม่ได้อยู่ในระดับที่มาก เนื่องจากแพทย์ไม่ได้เป็นผู้ซื้อเวชภัณฑ์ยาแต่เป็นผู้สั่งเวชภัณฑ์ยาให้คนไข้ จึงพิจารณาแค่ความคุ้มค่าของราคาเพียงเท่านั้น

**8.5 ปัจจัยทางการตลาดด้านการส่งเสริมการตลาด (Promotion)** มีอิทธิพลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อเวชภัณฑ์ยารักษาโรคโควิด-19 กรณีศึกษาโรงพยาบาลรัฐบาล เป็นลำดับสุดท้าย เนื่องจากแพทย์ให้ความสำคัญกับการรักษาคณไข ไม่ได้สนใจการทำตลาดของบริษัทมากนัก

## 9. ข้อเสนอแนะ

9.1 กลุ่มตัวอย่างที่ใช้ในการวิจัยครั้งนี้ ผู้วิจัยได้เลือกกลุ่มตัวอย่างโดยไม่ได้ระบุคุณลักษณะด้านประชากรศาสตร์ ทำให้อาจเกิดความคลาดเคลื่อนในพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อจริง ๆ

9.2 ผลจากการวิจัยครั้งนี้โดยวิธีวิเคราะห์จากปัจจัยส่วนประสมทางการตลาด 5Ps อาจทำให้ผลการวิจัยไม่ครอบคลุมกับความเป็นจริงในยุคปัจจุบัน ดังนั้น การทำวิจัยในครั้งต่อไปควรพิจารณาปัจจัยทางการตลาดในด้านอื่น ๆ ด้วย

## 10. เอกสารอ้างอิง

- [1] กุลธิดา เปรมปราดิน. (2557). ปัจจัยที่มีผลต่อการตัดสินใจซื้อยารักษาโรคในร้านขายยาแผนปัจจุบันทั่วไปในเขตกรุงเทพมหานครและปริมณฑลยิ่งขึ้น (วิทยานิพนธ์มหาบัณฑิต, มหาวิทยาลัยธรรมศาสตร์).
- [2] พันธนิย์ ธิดิชัยและกันทิลา ทวีวิทยการ. (2564). รายงานผลการทบทวนสถานการณ์โรคโควิด-19 และมาตรการควบคุมป้องกันในระดับโลก และในประเทศไทย. กองระบาดวิทยา และ กองโรคไม่ติดต่อ กรมควบคุมโรค.
- [3] กรุงเทพธุรกิจ. (2565). “โควิด-19” ดันบริการกระจายยาโด 3 เท่า สินค้า-ยา “โควิด” ความต้องการสูง. สืบค้น 8 มิถุนายน 2566, จาก <https://www.bangkokbiznews.com/social/1002513>
- [4] รัตพงษ์ สอนสุภาพ, สิตานนท์ เจษฎาพิพัฒน์ และอิสริย์ ภักดิ์ศรีแพง. (2565). การบริหารจัดการเวชภัณฑ์กรณีโรคติดเชื้อไวรัสโคโรนา 2019: ปัญหา อุปสรรคในการจัดซื้อของภาครัฐ ภาคเอกชน และแนวทางแก้ไข. มหาวิทยาลัยรังสิตและสถาบันวิจัยระบบสาธารณสุข (สวรส.).
- [5] กัลยา วานิชย์บัญชา. (2549). สถิติสำหรับงานวิจัย. พิมพ์ครั้งที่ 2. กรุงเทพฯ : โรงพิมพ์แห่งจุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย.
- [6] ชัยวัฒน์ ชัตติวงศ์ และพุดิธร จิรายุส. (2561). ศึกษาปัจจัยด้านการตลาดที่มีอิทธิพลต่อการตัดสินใจเข้าศึกษาต่อระดับปริญญาตรีของนักศึกษาในมหาวิทยาลัยเอกชนในจังหวัดเชียงใหม่. วารสารวิทยาลัยดุสิตธานี, 12(3): 382-396.
- [7] ฌภาภัส แสงวิมลมาส. (2561). ความเต็มใจที่จะจ่ายและคุณลักษณะที่เป็นที่ชื่นชอบของคอนโดมิเนียมสำหรับผู้สูงอายุ: กลุ่มเบบี้บูมเมอร์ (วิทยานิพนธ์มหาบัณฑิต, มหาวิทยาลัยธรรมศาสตร์).
- [8] ณัฐชา บุญมี. (2559). ศึกษาความสัมพันธ์ระหว่างปัจจัยส่วนบุคคลกับการตัดสินใจเลือกใช้บริการร้านเช่าชุดแต่งงานของประชาชนในกรุงเทพมหานคร (วิทยานิพนธ์มหาบัณฑิต, มหาวิทยาลัยธุรกิจบัณฑิต).
- [9] ชีรพันธ์ โล่ห์ทองคำ. (2544). กลยุทธ์สื่อสารการตลาดแบบครบวงจร. กรุงเทพฯ : ทิปปิง พ้อยท์.
- [10] บุญเกียรติ ชีวะตระกูลกิจ. (2541). พฤติกรรมผู้บริโภค. พิมพ์ครั้งที่ 8. นนทบุรี : โรงพิมพ์มหาวิทยาลัยสุโขทัยธรรมาธิราช.
- [11] ปณิดา วงศ์มหาดเล็ก. (2558). การศึกษานำร่ององค์ประกอบในการตัดสินใจซื้อบ้านสำเร็จรูปสำหรับผู้สูงอายุโดยใช้เทคนิคการวิเคราะห์องค์ประกอบร่วม (Conjoint Analysis) (วิทยานิพนธ์มหาบัณฑิต, มหาวิทยาลัยศิลปากร).
- [12] ปริญ ลักขิตานนท์. (2544). จิตวิทยาและพฤติกรรมผู้บริโภค. พิมพ์ครั้งที่ 3. กรุงเทพฯ : ทิปปิง พ้อยท์.
- [13] พชรินทร์ ธนทรัพย์บุร โขติ. (2559). การวิเคราะห์กระบวนการเก็บข้อมูลด้านการวิจัยกรณีศึกษาคณะทันตแพทยศาสตร์มหาวิทยาลัยมหิดล. Mahidol R2R e-Journal, 3(2): 56-69.
- [14] เพ็ญนฤมล จระะ. (2554). ปัจจัยที่มีผลต่อการตัดสินใจเลือกซื้อสินค้าประเภทเสื้อผ้าแฟชั่นของผู้บริโภคกลุ่มวัยรุ่นผ่านทางระบบพาณิชย์อิเล็กทรอนิกส์ในเขตกรุงเทพมหานคร (วิทยานิพนธ์มหาบัณฑิต, มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลธัญบุรี).
- [15] ลัดดา บัวคลี่. (2551). ศึกษาปัจจัยทางการตลาดที่มีผลต่อการตัดสินใจซื้อเครื่องมือแพทย์ของโรงพยาบาลเอกชนในเขตกรุงเทพมหานคร. วารสารมนุษยศาสตร์และสังคมศาสตร์มหาวิทยาลัยเอชียาเคนย์, 1(1): 11-29.

- [16] วรณวิษา ศรีรัตนะ และวิศิษฐ์ ลิ้มสมบุญชัย. (2553). ปัจจัยที่มีผลต่อการตัดสินใจเลือกซื้อน้ำส้มพร้อมดื่ม 100 เปอร์เซ็นต์ของผู้บริโภค (วิทยานิพนธ์มหาบัณฑิต, มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์).
- [17] ศิริวรรณ เสรีรัตน์. (2546). การบริหารการตลาดยุคใหม่. วารสารหน้าจั่ว สถาปัตยกรรม การออกแบบและสภาพแวดล้อม, 29(1): 353-368.
- [18] สุรสิทธิ์ นุตโร. (2556). ศึกษาการตัดสินใจซื้อประกันภัยรถยนต์ภาคสมัครใจ โดยวิธี Conjoint Analysis กรณีศึกษา จังหวัดกาฬสินธุ์ (วิทยานิพนธ์มหาบัณฑิต, มหาวิทยาลัยขอนแก่น).
- [19] อุดุลย์ จาตุรงคกุล และคณะ. (2545). พฤติกรรมผู้บริโภค. พิมพ์ครั้งที่ 6. กรุงเทพฯ: โรงพิมพ์มหาวิทยาลัยธรรมศาสตร์.
- [20] อภิญา เอกพงษ์. (2558). การประยุกต์ใช้เทคนิคการวิเคราะห์องค์ประกอบร่วมในการพัฒนาแนวคิดผลิตภัณฑ์อาหารชนิดใหม่. วารสารวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี มหาวิทยาลัยอุบลราชธานี, 14(3): 1-8.
- [21] เอกชัย พันธุลี. (2553). ปัจจัยที่มีอิทธิพลต่อพฤติกรรมการตัดสินใจซื้อรถยนต์เซฟโรเลต อาวีโอของผู้บริโภคในกรุงเทพมหานคร (วิทยานิพนธ์มหาบัณฑิต, มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ).
- [22] Kotler, P. & Armstrong, G. (2006). **Principles of marketing**. 14<sup>th</sup> ed. New Jersey : Pearson education.
- [23] Loudon, D. L., & Bitta, D. A. J. (1988). **Consumer Behavior: Concept and Applications**. 3<sup>rd</sup> ed. NY: McGraw-Hill.
- [24] Sproles, K.E., & George, B. (1986). Consumer decision-making styles as a function of individual Learning styles. *Journal of Consumer Affairs*. 24: 134-147.

**การวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม  
เพื่อวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม**

**Research and Development of Satellite Engineering Model  
to Analyze the Attitude Determination and Control System**

<sup>1\*</sup>กนก ทองสว่าง และ <sup>2#</sup>อิทธิ ยูทรยานนท์

<sup>1,2</sup>ภาควิชาวิศวกรรมอากาศยาน โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

<sup>1\*</sup>Kanok Tongawang and <sup>2#</sup>Itti Yuthayanon

<sup>1,2</sup>Aeronautical Engineering Department, Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy

\*kanok\_t@rtaf.mi.th, #itti@rtaf.mi.th

Received : January 31, 2024

Revised : March 4, 2024

Accepted : April 1, 2024

### บทคัดย่อ

การวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมเพื่อวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม มีวัตถุประสงค์เพื่อศึกษาองค์ความรู้ที่เกี่ยวข้องในการสร้างแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมขนาด 3U ซึ่งประกอบด้วยโครงสร้างของแบบจำลองดาวเทียม ระบบสั่งการและจัดการข้อมูล ระบบพลังงานไฟฟ้า และระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม โดยได้ทำการออกแบบการทำงานร่วมกันของระบบดังกล่าวและสร้างขึ้นเป็นแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมที่มุ่งเน้นการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่พิจารณาเลือกติดตั้งใช้งานอุปกรณ์ Magnetorquer จำนวน 3 EA และ Reaction Wheel จำนวน 1 EA ซึ่งผลการวิจัยทำให้ได้องค์ความรู้ในการออกแบบแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม และแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมขนาด 3U ที่ประกอบด้วยระบบย่อยซึ่งมีคุณลักษณะตามที่ได้ทำการออกแบบและเลือกอุปกรณ์ติดตั้งใช้งานพร้อมทั้งสามารถผ่านการทดสอบการทำงานร่วมกัน การทดสอบ Hardware in the Loop ที่ได้พัฒนาและสร้างโปรแกรมการคำนวณสำหรับการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม และการทดสอบภายใต้การจำลองสภาวะแวดล้อมจริงกับ Helmholtz Cage ที่สามารถยืนยันขีดความสามารถในการทำงานของระบบควบคุมท่าทางการโคจรของแบบจำลองดาวเทียมในการควบคุมค่ามุมผิดพลาดและความเร็วเชิงมุมของดาวเทียม ทั้งใน Detumbling Mode และ Nominal Mode ที่มีความสอดคล้องและใกล้เคียงกัน

**คำสำคัญ:** ดาวเทียม, แบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม, ระบบควบคุมท่าทางการโคจร

### Abstract

The objectives of the research and development of satellite engineering model to analyze the attitude determination and control system are to study the relevant knowledge in the construction of a 3U satellite engineering model consisting of the structure of the satellite engineering model, command and data handling system (CDHS), electrical power system (EPS) and attitude determination and control system (ADCS). The system interoperability is designed and built into a satellite engineering model focusing on the analysis of the satellite's attitude determination and control system by considering the installation of 3 EA Magnetorquer devices and 1 EA Reaction Wheel. The results of this research resulted in the knowledge of satellite engineering model design and a 3U satellite engineering model, which includes a feature subsystem of design along with being able to pass interoperability testing, Hardware in the Loop testing developed and built a computational program for the analysis of the attitude determination and control system and testing under real environment simulation with Helmholtz Cage, which can validate that the attitude determination and control system of the satellite engineering model could regulate the tracking error angle and tracking error angular velocity of satellite model in both Detumbling Mode and Nominal Mode in a consistent and comparable manner.

**Keywords:** Satellite, Satellite Engineering Model, Attitude Determination and Control System

### 1. บทนำ

กองทัพอากาศตระหนักถึงความสำคัญของเทคโนโลยีอวกาศ รวมถึงการรวบรวมองค์ความรู้เพื่อเพิ่มความมั่นคงในอวกาศ ซึ่งเกี่ยวข้องโดยตรงกับความมั่นคงของชาติทั้งทางด้านการทหาร เศรษฐกิจ สังคม และจิตวิทยา และนับเป็นผลประโยชน์ของชาติในการนำพื้นที่อวกาศเข้ามาเป็นพื้นที่ปฏิบัติการที่สามารถช่วยสนับสนุนการปฏิบัติการทั้งทางบก ทางน้ำ และทางอากาศ ซึ่งกองทัพอากาศจำเป็นต้องเพิ่มเติมศักยภาพของบุคลากร โดยต้องมีขีดความสามารถในการวิจัยและพัฒนาเทคโนโลยีด้านอวกาศได้นอกเหนือจากการใช้งานตามปกติ และสามารถนำไปต่อยอดองค์ความรู้หรือประยุกต์ใช้งานได้จริง ตามแนวทางในยุทธศาสตร์กองทัพอากาศ 20 ปี (พ.ศ.2561 - 2580) ซึ่งมีวิสัยทัศน์เพื่อบ่มบ่ม “กองทัพอากาศชั้นนำในภูมิภาค (One of The Best Air Forces in ASEAN)” [1] โดยได้กำหนดแนวทางด้านการวิจัยและพัฒนาในการส่งเสริมการนำเทคโนโลยีอวกาศมาพิจารณาขยายผล พร้อมทั้งเผยแพร่วิทยาการเพื่อจุดประกายแนวความคิดให้หน่วยต่าง ๆ ประกอบกับการสร้างเครือข่ายด้านเทคโนโลยีอวกาศร่วมกับหน่วยงานภายนอกกองทัพอากาศที่มีศักยภาพ โดยเน้นการแลกเปลี่ยนนวัตกรรมองค์ความรู้และการถ่ายทอดเทคโนโลยีตามทิศทางยุทธศาสตร์กองทัพอากาศ

การพัฒนาศักยภาพของบุคลากร ซึ่งต้องมีขีดความสามารถในการต่อยอดองค์ความรู้หรือประยุกต์ใช้งานได้จริง มีความสำคัญเป็นอย่างมาก โดยการวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมเพื่อวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม จะเป็นเครื่องมือสำคัญในการพัฒนาและต่อยอดองค์ความรู้ในการวิจัยด้านเทคโนโลยีอวกาศได้ต่อไปในอนาคต ซึ่งจะสอดคล้องและตอบสนองกับยุทธศาสตร์กองทัพอากาศ 20 ปี (พ.ศ.2561 - 2580) ในการปฏิบัติการด้านความมั่นคงของประเทศไทยได้ครบทั้ง 3 มิติ และจะเป็นรากฐานสำคัญในการเสริมสร้างความเข้าใจและร่วมขับเคลื่อนอุตสาหกรรมป้องกันประเทศ ตามหลักการจัดหาพร้อมการพัฒนา (Purchase and Development) ของกองทัพอากาศ

ให้ทันต่อเทคโนโลยีด้านอวกาศและสถานการณ์โลกที่เปลี่ยนแปลงอย่างรวดเร็ว อันเป็นการรักษาผลประโยชน์ของชาติในอวกาศและเป็นการเตรียมความพร้อมในการรับมือกับภัยคุกคามรูปแบบใหม่ที่จะเกิดขึ้นในอนาคต [2]

## 2. ขอบเขตงานวิจัย

การวิจัยนี้มุ่งเน้นการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมในส่วนภาคอวกาศ (Space Segment) ของดาวเทียมที่เคลื่อนที่ในวงโคจรรอบโลกระดับต่ำเป็นหลัก โดยการสร้างและทดสอบแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมขนาด 3U ประกอบด้วย โครงสร้างของแบบจำลองดาวเทียม ระบบสั่งการและจัดการข้อมูล ระบบพลังงานไฟฟ้า และระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่พิจารณาติดตั้งใช้งาน Magnetorquer จำนวน 3 EA สำหรับ Detumbling Mode และ Reaction Wheel จำนวน 1 EA สำหรับ Nominal Mode

## 3. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

การวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมเพื่อวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม อ้างอิงการใช้หลักการวิศวกรรมระบบเป็นกระบวนการบริหารจัดการ วางแผน และดำเนินการในภาพรวมเบื้องต้น [3] ซึ่งจำเป็นต้องเข้าใจในขั้นตอนการวิเคราะห์ความต้องการของภารกิจ (Mission Analysis) พร้อมด้วยการกำหนดข้อจำกัดของภารกิจและข้อจำกัดเชิงเทคนิค และระบบของดาวเทียมที่เกี่ยวข้องรวมถึงปัจจัยภายนอกที่ส่งผลต่อการพิจารณา ดังนี้

3.1 ระบบควบคุมท่าทางการโคจร (Attitude Determination and Control System : ADCS) เป็นระบบที่มีหน้าที่ในการตรวจสอบและควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม ประกอบด้วยส่วนประกอบหลัก 2 ส่วน คือ Sensor และ Actuator โดยส่วนของ Sensor จะทำหน้าที่ตรวจสอบตำแหน่งและลักษณะท่าทางการโคจรของดาวเทียม ณ เวลาปัจจุบัน ได้แก่ Magnetometer, Gyroscope, Accelerometer, Sun Sensor, Horizon Sensor, Star Tracker, GPS Receiver เป็นต้น และในส่วนของ Actuator จะทำหน้าที่บังคับควบคุมและปรับเปลี่ยนท่าทางการโคจรของดาวเทียมโดยสามารถเลือกใช้อุปกรณ์ต่าง ๆ ได้แก่ Magnetorquer, Momentum Bias Wheel, Reaction Wheel, Control-Moment Gyroscope (CMG), Thruster เป็นต้น [4] ซึ่งจากการศึกษาของ Fernández, M. V. (2011) [5] และ Narkiewicz, J. (2020) [6] ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม Nanosatellite ส่วนมากจะใช้ Magnetorquer ในการควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่ไม่ต้องการความแม่นยำมาก ยกตัวอย่างเช่น ในการควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมในกรณี Detumbling หลังจากดาวเทียมถูกปล่อยออกจากจรวดนำส่งในช่วงแรก เป็นต้น และจะใช้ Reaction Wheel ในการควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมในกรณี Pointing หรือ Nominal Mode ในการรักษาเสถียรภาพในท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่ต้องการความละเอียดและความแม่นยำสูงในการปรับท่าทางการโคจร เพื่อให้ดาวเทียมสามารถปฏิบัติการได้ตามที่ออกแบบไว้ โดยในการเลือกใช้งานอุปกรณ์ Sensor หรือ Actuator จำเป็นต้องทราบถึงขีดความสามารถและข้อจำกัดของอุปกรณ์ที่นำมาพิจารณา ซึ่งมีรายละเอียดคุณลักษณะทั่วไปของอุปกรณ์ Sensor ดังแสดงในตารางที่ 1 และคุณลักษณะทั่วไปของอุปกรณ์ Actuator ดังแสดงในตารางที่ 2 [7]

ตารางที่ 1 คุณสมบัติทั่วไปของอุปกรณ์ Sensor

| ชนิดของ Sensor                       | ความแม่นยำ           | มวล                  | กำลังไฟฟ้า       |
|--------------------------------------|----------------------|----------------------|------------------|
| Magnetometer                         | 0.5 ถึง 3 องศา       | 0.6 ถึง 1.2 กิโลกรัม | < 1 วัตต์        |
| Horizon Sensor                       |                      |                      |                  |
| - Scanner                            | 0.1 องศา             | 2 ถึง 5 กิโลกรัม     | 5 ถึง 10 วัตต์   |
| - Fixed Head (Static)                | 0.1 องศา             | 2.5 ถึง 3.5 กิโลกรัม | 0.3 ถึง 5 วัตต์  |
| Sun Sensor                           | 0.005 ถึง 3 องศา     | 0.5 ถึง 2 กิโลกรัม   | 0 ถึง 3 วัตต์    |
| Gyroscope & Accelerometer            | 0.003 ถึง 1 องศา     | 3 ถึง 25 กิโลกรัม    | 10 ถึง 200 วัตต์ |
| Star Tracker<br>(Scanner and Mapper) | 0.0003 ถึง 0.03 องศา | 3 ถึง 7 กิโลกรัม     | 5 ถึง 20 วัตต์   |

ตารางที่ 2 คุณสมบัติทั่วไปของอุปกรณ์ Actuator

| ชนิดของ Actuator               | ขีดความสามารถ                                      | มวล                 | กำลังไฟฟ้า       |
|--------------------------------|----------------------------------------------------|---------------------|------------------|
| Magnetorquer                   | ขั้วแม่เหล็กไฟฟ้า 10 ถึง 4,000<br>แอมแปร์ตารางเมตร | 0.4 ถึง 50 กิโลกรัม | 0.6 ถึง 16 วัตต์ |
| Reaction & Momentum Wheel      | แรงบิด 0.01 ถึง 1 นิวตันเมตร                       | 2 ถึง 20 กิโลกรัม   | 10 ถึง 110 วัตต์ |
| Control-Moment Gyroscope (CMG) | แรงบิด 25 ถึง 500 นิวตันเมตร                       | มากกว่า 40 กิโลกรัม | 90 ถึง 150 วัตต์ |
| Thruster                       |                                                    |                     |                  |
| - Cold Gas                     | แรงขับ < 5 นิวตัน                                  | Variable            | N/A              |
| - Hot Gas                      | แรงขับ 0.5 ถึง 9,000 นิวตัน                        | Variable            | N/A              |

3.2 แรงบิดรบกวนท่าทางการโคจรของดาวเทียม (Disturbance Torque) [8-11] เกิดขึ้นจากผลกระทบจากสภาวะแวดล้อมภายนอกที่ทำให้ดาวเทียมหรือวัตถุอวกาศมีการปรับเปลี่ยนท่าทางการโคจรจากแรงภายนอกที่กระทำอยู่ตลอดเวลา ซึ่งแรงบิดรบกวนท่าทางการโคจรของดาวเทียมสามารถเกิดขึ้นได้จากปัจจัยหลัก จำนวน 4 ปัจจัย ได้แก่

3.2.1 Gravity Gradient Torque เกิดขึ้นจากผลต่างของแรงโน้มถ่วงของโลกที่กระทำกับดาวเทียม ซึ่งในบริเวณที่แตกต่างกันของดาวเทียมดวงเดียวกันจะมีค่าแรงโน้มถ่วงของโลกที่ไม่เท่ากัน โดยสามารถอธิบายได้ตามกฎความโน้มถ่วงสากลของนิวตัน (Newton's Law of Universal Gravitation) ที่แสดงถึงความสัมพันธ์ระหว่างแรงดึงดูดระหว่างมวล ( $F_g$ ) ที่แปรผันตามพารามิเตอร์ความโน้มถ่วงมาตรฐาน ( $\mu$ ) และมวลของดาวเทียม ( $m$ ) แต่จะแปรผกผันกับระยะทางระหว่างจุดศูนย์กลางของมวลทั้งสอง ( $R$ ) ดังแสดงในสมการที่ (1) ซึ่งจะเป็นผลให้มีแรงบิดรบกวนที่เกิดขึ้นจากผลต่างของแรงโน้มถ่วงของโลก ( $T_g$ ) ตามคุณลักษณะโมเมนต์ความเฉื่อยของวัตถุ  $I_z$  และ  $I_y$  และมุมระหว่างแกน  $\hat{Z}$  และ Local Vertical ( $\theta$ ) โดยสามารถคำนวณได้ตามสมการที่ (2)



$$\vec{F}_g = \frac{-\mu m}{R^2} \hat{R} \quad (1)$$

$$T_g = \left( \frac{3\mu}{2R^3} \right) |I_z - I_y| \sin 2\theta \quad (2)$$

3.2.2 Solar Radiation Pressure เกิดจากความดันจากการแผ่รังสีของดวงอาทิตย์ที่มีค่าคงที่สุริยะ ( $P_s$ ) มากระทบกับพื้นผิวของดาวเทียม โดยแสงหรืออนุภาคโฟตอน (Photon) จากดวงอาทิตย์จะมีการแลกเปลี่ยนโมเมนตัมกับพื้นผิวของดาวเทียมที่แสงมาตกกระทบ ( $A_s$ ) ทำให้เกิดเป็นแรงที่พื้นผิวของดาวเทียมที่ไม่สมมาตร ซึ่งขึ้นอยู่กับระยะทางระหว่างจุดศูนย์กลางความดันและจุดศูนย์กลางมวล ( $L_s$ ) ของส่วนประกอบต่าง ๆ ของดาวเทียม รวมถึงสัมประสิทธิ์การสะท้อนบนพื้นผิว ( $r$ ) และมุมตกกระทบของแสง ( $I$ ) จึงทำให้เกิดเป็นแรงบิดรบกวนท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่เกิดขึ้นจากการแผ่รังสีของดวงอาทิตย์ ( $T_{sp}$ ) ซึ่งสามารถคำนวณได้ตามสมการที่ (3)

$$T_{sp} = P_s A_s L_s (1 + r) \cos I \quad (3)$$

3.2.3 Earth's Magnetic Field เกิดขึ้นจากสนามแม่เหล็กของโลก โดยดาวเทียมหรือวัตถุอวกาศจะได้รับการเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้าจากอนุภาคในอวกาศ ให้กลายเป็นแม่เหล็กไฟฟ้าที่มีขั้วเหนือและขั้วใต้ ซึ่งจะทำให้ดาวเทียมมีความพยายามที่จะปรับท่าทางการโคจรไปตามสนามแม่เหล็กของโลก โดยแรงบิดรบกวนท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่เกิดขึ้นจากสนามแม่เหล็กของโลก ( $T_m$ ) สามารถคำนวณได้ตามสมการที่ (4) ซึ่งจะแปรผันตามขั้วแม่เหล็กไฟฟ้าของดาวเทียม ( $D$ ) ซึ่งขึ้นอยู่กับขนาดของดาวเทียมและอุปกรณ์ที่ติดตั้ง และแปรผันตามความเข้มของสนามแม่เหล็กโลกท้องถิ่น ( $B$ ) ที่เปลี่ยนแปลงตามโมเมนต์แม่เหล็กของโลก ( $M$ ) ระดับความสูงและตำแหน่งละติจูดของดาวเทียม ( $r$ ) ดังแสดงในสมการที่ (5) โดยดาวเทียมขนาดเล็กที่โคจรอยู่ในวงโคจรรอบโลกระดับต่ำ (Low Earth Orbit : LEO) จะได้รับผลกระทบมากกว่าดาวเทียมที่มีขนาดใหญ่ที่โคจรอยู่ในวงโคจรรอบโลกในระดับที่สูงกว่า

$$T_m = 10^{-7} DB \quad (4)$$

$$B = \frac{2M}{r^3} \quad (5)$$

3.2.4 แรงต้านของอากาศในชั้นบรรยากาศ (Atmospheric Drag) เกิดขึ้นในขณะที่ดาวเทียมหรือวัตถุอวกาศกำลังเคลื่อนที่อยู่ในวงโคจรรอบโลกระดับต่ำ ซึ่งดาวเทียมจะได้รับผลกระทบจากแรงต้านของอากาศในชั้นบรรยากาศ ( $F_{drag}$ ) ที่แปรผันตามความหนาแน่นของอากาศ ( $\rho$ ) ความเร็วของดาวเทียม ( $V$ ) สัมประสิทธิ์แรงต้าน ( $C_D$ ) และพื้นที่หน้าตัดของดาวเทียม ( $A$ ) ดังแสดงในสมการที่ (6) และเนื่องจากส่วนประกอบของดาวเทียมที่มีลักษณะพื้นที่หน้าตัดที่แตกต่างกันในแต่ละบริเวณ ส่งผลให้ในแต่ละบริเวณของดาวเทียมเกิดแรงต้านของอากาศที่ไม่เท่ากัน ( $F_i$ ) ซึ่งเกิดขึ้นที่ระยะทางที่แตกต่างกันระหว่างจุดศูนย์กลางของแต่ละพื้นที่หน้าตัดต่าง ๆ และจุดศูนย์กลางของดาวเทียม ( $I_i$ ) จึงเป็นผลให้เกิดเป็นแรงบิดรบกวนท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่เกิดขึ้นจากแรงต้านของอากาศ ( $T_{drag}$ ) ดังแสดงในสมการที่ (7)

$$F_{\text{drag}} = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D A \quad (6)$$

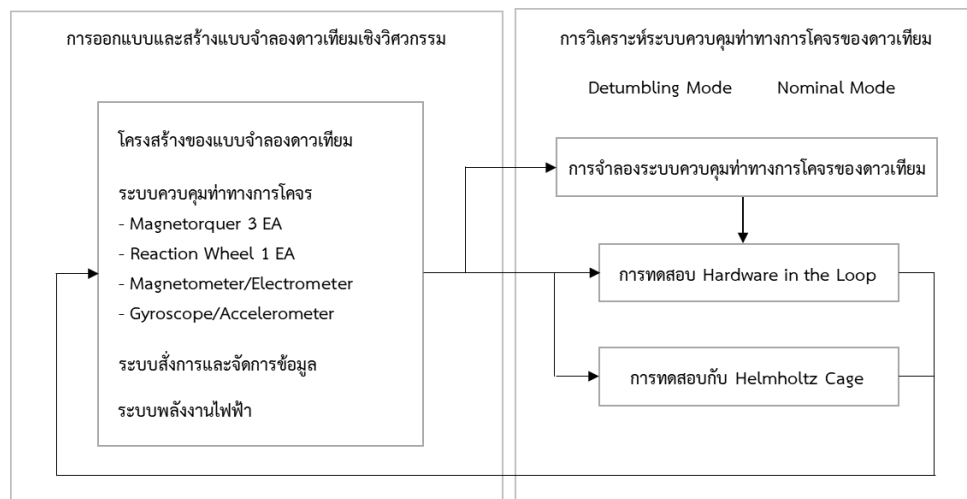
$$T_{\text{drag}} = \sum F_{l_i} \quad (7)$$

#### 4. การดำเนินการวิจัย

การวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมเพื่อวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม ประกอบด้วยขั้นตอนในการดำเนินการวิจัยซึ่งประกอบด้วย การออกแบบและสร้างแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม และการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม ดังแสดงในรูปที่ 1 ดังนี้

##### 4.1 การออกแบบและสร้างแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม

ระบบดาวเทียมประกอบด้วยส่วนประกอบและระบบย่อยต่าง ๆ หลากหลายระบบที่เป็นพื้นฐานสำคัญที่ทำให้ระบบดาวเทียมสามารถปฏิบัติการกิจได้ตามที่ทำการออกแบบไว้ โดยแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมในงานวิจัยนี้จะทำการวิจัยและพัฒนาเฉพาะส่วนประกอบที่เกี่ยวข้องและเป็นพื้นฐานสำคัญในการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม ซึ่งประกอบด้วย



รูปที่ 1 การดำเนินการวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม

4.1.1 โครงสร้างของแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม มีขนาด 3U (10 x 10 x 30 cm) เป็นส่วนประกอบพื้นฐานหลักที่ชุดอุปกรณ์ของระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม (ADCS) ทั้งอุปกรณ์ Sensor และ Actuator ระบบสั่งการและจัดการข้อมูล (CDHS) และระบบพลังงานไฟฟ้า (EPS) ได้รับการประกอบติดตั้งและทำการทดสอบ ซึ่งโครงสร้างของดาวเทียมจำเป็นต้องสามารถรองรับการทำงานของระบบต่าง ๆ และกลไกที่ใช้ภายในดาวเทียมได้ และต้องสามารถทนต่อสภาพแวดล้อมและแรงที่ดาวเทียมจะได้รับ เพื่อป้องกันไม่ให้อุปกรณ์ต่าง ๆ ของดาวเทียมเกิดความเสียหายและยังคงสามารถทำงานได้อย่างเต็มประสิทธิภาพ [11]

4.1.2 ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมในการวิจัยครั้งนี้เป็นแบบ 3-Axis Stabilization ตามความแม่นยำของระบบที่ต้องการในการออกแบบที่เหมาะสมสำหรับการปฏิบัติการกิจของดาวเทียมขนาดเล็กที่เคลื่อนที่ในวงโคจรรอบโลกระดับต่ำ [7] โดยสามารถสรุปข้อมูลคุณสมบัติของ Actuator แบบ 3-Axis Stabilization ตามรูปแบบของอุปกรณ์ที่พิจารณาในการติดตั้งได้ตามตารางที่ 3 ซึ่งพบว่า กรณีที่ 1 เป็นการใช้อย่างน้อย 3 แกน ในการควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม โดยมีความแม่นยำอยู่ระหว่าง 1 ถึง 5 องศา และใช้พลังงานที่ค่อนข้างต่ำเมื่อเปรียบเทียบกับกรณีที่ 3 ซึ่งเป็น

รูปแบบที่มีความแม่นยำสูงสุด แต่ใช้พลังงานสูงและใช้พื้นที่ในการติดตั้งที่มากขึ้น สำหรับกรณีที่ 2 มีการใช้พลังงานปานกลางและมีความแม่นยำที่สูง ดังนั้น การเลือกรูปแบบ Actuator ในกรณีที่ 2 จึงมีความเหมาะสมมากที่สุด และจะสอดคล้องกับการเลือกติดตั้งใช้งาน Sensor แบบ Magnetometer ที่มีความแม่นยำ 0.5 ถึง 3 องศา และ Gyroscope & Accelerometer ที่มีความแม่นยำ 0.003 ถึง 1 องศา ดังแสดงรายละเอียดไว้ในตารางที่ 1

ตารางที่ 3 คุณสมบัติของ Actuator รูปแบบต่าง ๆ

| กรณี | รูปแบบ Actuator                            | ความแม่นยำ                           | การใช้พลังงาน |
|------|--------------------------------------------|--------------------------------------|---------------|
| 1    | Magnetorquer (x 3)                         | $\pm 1^\circ$ ถึง $\pm 5^\circ$      | ต่ำ           |
| 2    | Reaction Wheel (x 1)<br>Magnetorquer (x 3) | $\pm 0.01^\circ$ ถึง $\pm 3^\circ$   | ปานกลาง       |
| 3    | Reaction Wheels (x 3)                      | $\pm 0.0001^\circ$ ถึง $\pm 1^\circ$ | สูง           |

จากผลการวิเคราะห์ความต้องการของระบบ ADCS ข้างต้น สามารถสรุปส่วนประกอบของระบบ ADCS ที่พิจารณาเลือกใช้งานและทำการติดตั้ง โดยมีรายละเอียดดังนี้

4.1.2.1 Magnetorquer เป็นอุปกรณ์ Actuator ที่ติดตั้งในแต่ละแกนของโครงสร้างแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม รวมจำนวน 3 EA ซึ่งจะใช้ในการควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมในกรณี Detumbling หลังจากดาวเทียมถูกปล่อยออกจากจรวดนำส่ง ร่วมกับตัวควบคุมแบบ B-dot Control โดยสนามแม่เหล็กที่ถูกสร้างขึ้นจาก Magnetorquer จะสร้างแรงบิดตรงข้ามกับแรงบิดจากภายนอกเพื่อให้ดาวเทียมหยุดหมุน ซึ่ง Magnetorquer จะควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมในแกน Pitch และ Roll และมีหน้าที่ลดความอึดตัวของ Reaction Wheel

4.1.2.2 Reaction Wheel จำนวน 1 EA เป็นอุปกรณ์ Actuator ที่ควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมในแกน Yaw ซึ่งจะใช้ในการควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมร่วมกับ Magnetorquer ในกรณี Pointing หรือ Nominal Mode ที่ต้องการความละเอียดและความแม่นยำในการปรับท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่สูงขึ้น ซึ่ง Reaction Wheel จะทำงานร่วมกับตัวควบคุมแบบ PID

4.1.2.3 Magnetometer/Electrometer เป็นอุปกรณ์ Sensor ที่ตรวจสอบท่าทางการโคจรของดาวเทียม โดยได้เลือกใช้ 3-Axis Magnetic Sensing จาก MEMSIC หมายเลข MMC5883L เพื่อวัดสนามแม่เหล็กโลกในช่วงการวัด  $\pm 8G$  Resolution 0.244mG ซึ่งเป็นช่วงที่เหมาะสมกับดาวเทียมที่เคลื่อนที่ในวงโคจรรอบโลกระดับต่ำ

4.1.2.4 Gyroscope/Accelerometer เป็นอุปกรณ์ Sensor ที่ตรวจสอบท่าทางการโคจรของดาวเทียม โดยได้เลือกใช้ 3-Axis Gyro Meter จาก Bosch หมายเลข BMG250 ซึ่งสามารถวัดความเร็วเชิงมุมได้ทั้งแกน x-y-z (Roll-Pitch-Yaw) โดยจะสามารถตรวจวัดความเร็วเชิงมุมได้สูงสุด 2,000 deg/s ซึ่งเพียงพอสำหรับ Detumbling Mode ของดาวเทียม

4.1.3 ระบบสั่งการและจัดการข้อมูล (Command and Data Handling System : CDHS) ของแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม เป็นระบบปฏิบัติการที่มีหน้าที่ในการรับข้อมูลจากระบบต่าง ๆ ของดาวเทียม จัดเก็บรวบรวมข้อมูลประมวลผล ส่งคำสั่ง และเชื่อมโยงข้อมูลไปยังระบบที่เกี่ยวข้อง รวมทั้งติดตามสถานะภาพการใช้งานของระบบดาวเทียม ซึ่งลักษณะการทำงานจะอยู่ในรูปแบบการตรวจสอบการทำงานของระบบย่อยภายในดาวเทียมและจัดการกับปัญหาหากตรวจพบข้อผิดพลาดภายในระบบ

4.1.4 ระบบพลังงานไฟฟ้า (Electrical Power System : EPS) ของแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรม มีหน้าที่หลักในการจัดเก็บและส่งพลังงานไฟฟ้าไปยังระบบย่อยของดาวเทียม โดยการพิจารณาการใช้พลังงานจะแบ่งโหมดการทำงานหลักออกเป็น 2 โหมด ได้แก่ Detumbling Mode ซึ่งจะใช้ Magnetorquers จำนวน 3 ชุด ในการควบคุมดาวเทียมทั้ง 3 แกน และ Safe Mode ซึ่งจะปิดระบบที่ไม่จำเป็นออกจากระบบดาวเทียมเพื่อให้เหลือพลังงานมากเพียงพอสำหรับกักเก็บในแบตเตอรี่

#### 4.2 การวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม

4.2.1 การจำลองระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม เป็นส่วนหนึ่งในการตรวจสอบว่าโปรแกรมการคำนวณที่ได้ทำการออกแบบสามารถทดสอบระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมได้ โดยจะทำการจำลองการคำนวณในโปรแกรม Simulink ของ MATLAB ซึ่งจะกำหนดสถานะแวดล้อมจำลอง ความเร็วเชิงมุมเบื้องต้นของดาวเทียม โมเมนต์ของแรงคู่ควบของขดลวดสนามแม่เหล็ก แรงบิดที่เกิดจากโมเมนต์ของแรงคู่ควบจากสนามแม่เหล็กตกค้างภายในดาวเทียม ค่ามุมผิดพลาดเริ่มต้นเมื่อเทียบกับ Reference Frame และแรงบิดของ Reaction Wheel ในการจำลองระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม ซึ่งแบ่งการควบคุมเป็นสองส่วน ได้แก่ การจำลอง Detumbling Mode และการจำลอง Nominal Mode โดยมีรายละเอียดดังนี้

4.2.1.1 การจำลอง Detumbling Mode มีวัตถุประสงค์เพื่อตรวจสอบการทำงานของระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมหลังจากดาวเทียมถูกปล่อยออกจากจรวด โดยต้องการให้ความเร็วเชิงมุมโดยรวมของดาวเทียมเข้าใกล้ศูนย์ โดยใช้ตัวควบคุม B-Dot Control ซึ่งมีหลักการพื้นฐานโดยการสร้างโมเมนต์ของแรงคู่ควบของขดลวดสนามแม่เหล็กกระทำกับสนามแม่เหล็กของโลก เพื่อลดโมเมนต์เชิงมุมที่แปรผันตรงกับความเร็วเชิงมุมของดาวเทียม ซึ่งในการคำนวณจะใช้สมมุติฐานดังนี้

- ความเร็วเชิงมุมเบื้องต้นที่ประมาณการจากการถูกปล่อยจาก International Space Station มีค่าเท่ากับ  $[6 \ 6 \ -6] \text{ deg/s}$
- โมเมนต์ของแรงคู่ควบของขดลวดสนามแม่เหล็กที่ได้รับการออกแบบสำหรับดาวเทียมวงโคจรรอบโลกระดับต่ำมีค่าน้อยกว่า  $[0.20 \ 0.20 \ 0.20] \text{ A}\cdot\text{m}^2$
- แรงบิดที่เกิดจากโมเมนต์ของแรงคู่ควบจากสนามแม่เหล็กตกค้างภายในดาวเทียม มีค่าน้อยกว่า  $[0.057 \ 0.057 \ 0.057] \text{ N}\cdot\text{m}$

4.2.1.2 การจำลอง Nominal Mode มีวัตถุประสงค์เพื่อควบคุมให้ดาวเทียมหมุนไปในทิศทางที่ต้องการ โดยต้องการให้ทิศทางของดาวเทียมมีความคลาดเคลื่อนที่น้อยมาก ซึ่งจะใช้ Magnetorquer ทั้งสามแกนและ Reaction Wheel หนึ่งแกน ในการสร้างแรงบิดควบคุมโดยใช้ตัวควบคุม PID ในการคำนวณการสร้างแรงบิดในแต่ละรอบ และใช้สมมุติฐานในการคำนวณดังนี้

- ความเร็วเชิงมุมเริ่มต้นที่เกิดหลังจากทำการ Detumbling Mode มีค่าเท่ากับ  $[0.1 \ 0.1 \ -0.1] \text{ deg/s}$
- ค่ามุมผิดพลาดเริ่มต้นเมื่อเทียบกับ Reference Frame เท่ากับ  $[-45 \ 45 \ -150] \text{ deg}$
- โมเมนต์ของแรงคู่ควบของขดลวดสนามแม่เหล็กมีค่าน้อยกว่า  $[0.20 \ 0.20 \ 0.20] \text{ A}\cdot\text{m}^2$
- แรงบิดของ Reaction Wheel ที่เกิดจากการคำนวณ มีค่าเท่ากับ  $0.000635 \text{ N}\cdot\text{m}$
- แรงบิดที่เกิดจากโมเมนต์ของแรงคู่ควบจากสนามแม่เหล็กตกค้างภายในดาวเทียม มีค่าน้อยกว่า  $[0.057 \ 0.057 \ 0.057] \text{ N}\cdot\text{m}$

4.2.2 การทดสอบ Hardware in the Loop มีวัตถุประสงค์เพื่อทำการทดสอบระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม (Hardware) ในสภาวะเสมือนอวกาศ ซึ่งสภาวะเหล่านี้รวมถึงแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในการเปลี่ยนแปลงท่าทางการโคจรของดาวเทียมจะทำการจำลองในโปรแกรม MATLAB/Simulink (Software) เพื่อทดสอบว่าระบบ ADCS สามารถทำงานในโหมด Detumbling Mode และ Nominal Mode ได้อย่างถูกต้อง โดยมีขั้นตอนการทดสอบดังนี้

4.2.2.1 ทำการเชื่อมต่อกระแสไฟฟ้าให้กับ Magnetorquer และ Reaction Wheel ของ Actuator (Hardware) ของแบบจำลองดาวเทียม และเชื่อมต่อสัญญาณกับ Actuator Model (Software)

4.2.2.2 ทำการเชื่อมต่อสัญญาณข้อมูลการเคลื่อนที่ของดาวเทียมที่ได้จากแบบจำลองดาวเทียม Vehicle Dynamics Model (Software) ไปยัง Controller Board (Hardware)

4.2.2.3 กำหนดค่าของสภาพแวดล้อมในอวกาศ (Environment) ให้มีค่าเป็นไปตามระดับความสูงของดาวเทียมที่จำลองให้โคจรที่ระดับความสูง 600 กิโลเมตร โดยมีรายละเอียดดังนี้

- Spherical Harmonic Gravity Model จะเป็นการคำนวณหา Spherical Harmonic ของแรงโน้มถ่วงระหว่างดาวเทียมและโลกที่ตำแหน่งต่าง ๆ ซึ่งในการทดสอบนี้ใช้แบบจำลอง EGM2008 [12]

- Earth Magnetic Field จะเป็นการคำนวณหาขนาดและทิศทางของสนามแม่เหล็กโลก โดยสามารถใช้ค่าของระดับความสูงหรือพิกัดละติจูดลองจิจูดในการคำนวณ ซึ่งค่าที่คำนวณมาจากการอ้างอิงจากแบบจำลองของ International Geomagnetic Reference Field [13]

- ตำแหน่งของดวงอาทิตย์ในกรณีที่ต้องการคำนวณทิศทางอ้างอิงของแบบจำลองดาวเทียมใช้ค่าจาก NASA's Jet Propulsion Laboratory Chebyshev Coefficients [14]

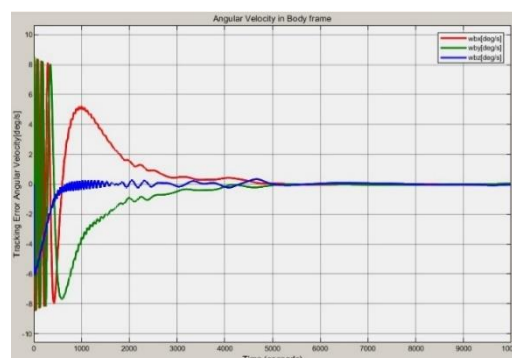
- ค่าตัวแปรที่มีผลต่อการเคลื่อนที่ของดาวเทียมในระดับความสูงที่ทดสอบ (600 กิโลเมตร) เช่น Atmospheric Density เป็นต้น

4.2.3 การทดสอบกับ Helmholtz Cage ซึ่งเป็นอุปกรณ์ที่ใช้ในการจำลองสนามแม่เหล็กโลกสำหรับการทดสอบการควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม เนื่องจากก่อนที่ดาวเทียมจะได้รับการส่งขึ้นไปยังชั้นบรรยากาศ ต้องมีการทดสอบที่ภาคพื้นเพื่อตรวจสอบว่าดาวเทียมนั้นมีประสิทธิภาพในการทำงานและสามารถควบคุมได้ตามมาตรฐาน โดยอุปกรณ์ Helmholtz Cage ประกอบด้วยส่วนของแกนสร้างสนามแม่เหล็กที่ได้ทำการติดตั้ง Mass Balancing Platform และส่วนการควบคุมของ Helmholtz Cage

## 5. ผลการวิจัย

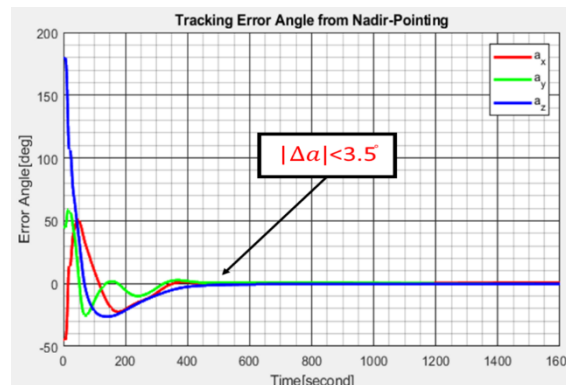
### 5.1 ผลการจำลองระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม

5.1.1 ผลการตอบสนองของความเร็วเชิงมุมของดาวเทียมหลังจากเข้า Detumbling Mode ดังแสดงในรูปที่ 2 แสดงถึงความเร็วเชิงมุมของดาวเทียมตอนเริ่มต้นมีค่า  $[6 \ 6 \ -6]$  deg/s และหลังจากเข้าสู่ Detumbling Mode ความเร็วเชิงมุมโดยรวมมีค่าลดลงอยู่ในช่วงไม่เกิน  $\pm 1$  deg/s ที่เวลาประมาณ 2,500 วินาที หลังจากนั้นความเร็วเชิงมุมโดยรวมของดาวเทียมจะมีค่าเข้าใกล้ศูนย์โดยอยู่ในช่วงไม่เกิน  $\pm 0.1$  deg/s ซึ่งตรงตามเป้าหมายของโหมดนี้ และสอดคล้องกับแรงบิดที่ Actuator กระทำกับดาวเทียมในช่วงเริ่มต้นของ Detumbling Mode จะมีค่ามากจนถึงเวลาประมาณ 5,000 วินาที แรงบิดจะลดลงจนมีค่าเข้าใกล้ศูนย์

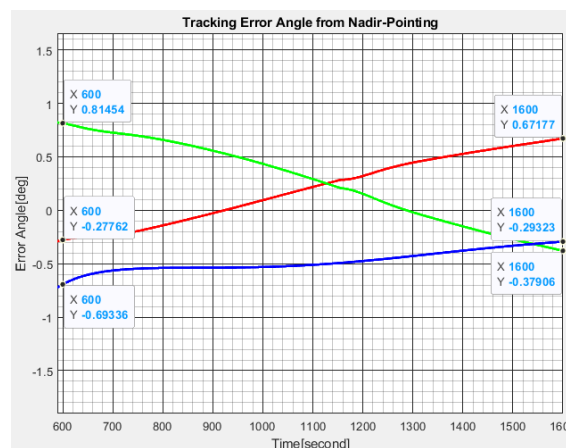


### รูปที่ 2 ผลการตอบสนองของความเร็วเชิงมุมของดาวเทียมหลังจากเข้า Detumbling Mode

5.1.2 ผลการตอบสนองของค่ามุมผิดพลาดหลังเข้าสู่ Nominal Mode ดังแสดงในรูปที่ 3 แสดงค่ามุมผิดพลาด (Tracking Error Angle) เมื่อเทียบกับ Reference Frame โดยจากผลการทดสอบระบบ ADCS พบว่าระบบ ADCS มีความสามารถในการควบคุมท่าทางการโคจร ซึ่งมีความแม่นยำของทั้งสามแกนในช่วงแรกไม่เกิน  $\pm 3.5$  องศา โดยใช้ระยะเวลาประมาณ 500 วินาที ซึ่งหลังจากนั้น ระบบ ADCS จะสามารถรักษาสถียรภาพของค่ามุมผิดพลาดโดยรวมให้อยู่ในช่วงไม่เกิน  $\pm 0.8$  องศา ในระหว่างวินาทีที่ 600 ถึง 1,600 ดังแสดงในรูปที่ 4



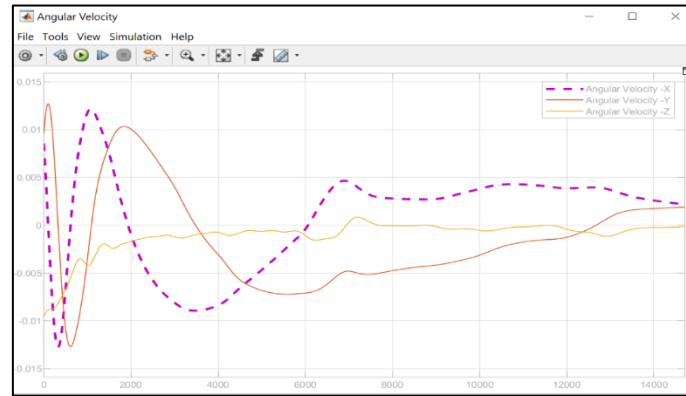
### รูปที่ 3 ผลการตอบสนองของค่ามุมผิดพลาดหลังเข้าสู่ Nominal Mode



### รูปที่ 4 ผลการตอบสนองของค่ามุมผิดพลาดหลังเข้าสู่ Nominal Mode ในระหว่างวินาทีที่ 600 ถึง 1,600

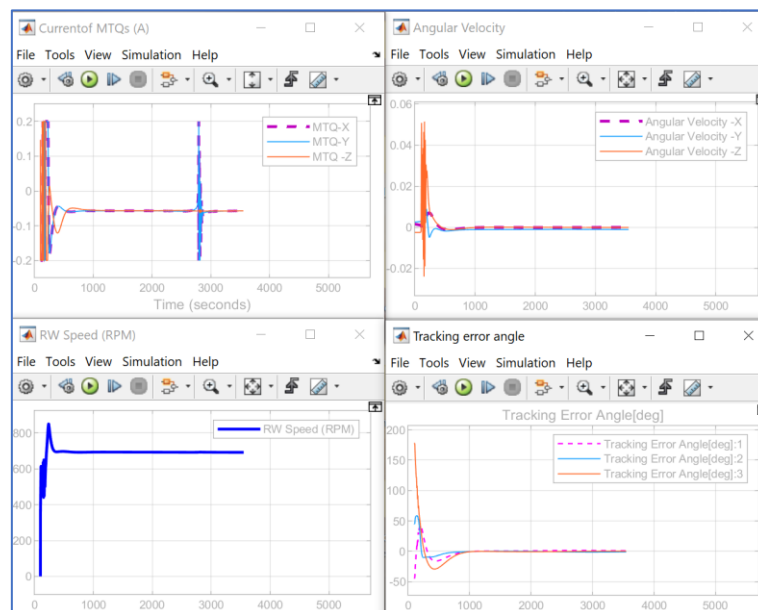
## 5.2 ผลการทดสอบ Hardware in the Loop

5.2.1 การทดสอบการทำงานใน Detumbling Mode สามารถสั่งการให้ระบบ ADCS ให้ทำงานใน Detumbling Mode ได้อย่างถูกต้อง ด้วยการสั่งผ่าน Flight Software ที่อยู่ในระบบ CDHS ซึ่งสามารถสังเกตค่าของความเร็วเชิงมุมของดาวเทียมที่ลดลงอย่างต่อเนื่องจนกระทั่งเข้าใกล้ศูนย์โดยอยู่ในช่วงไม่เกิน  $\pm 0.01$  deg/s ที่เวลาประมาณ 2,000 วินาที ดังแสดงในรูปที่ 5 ซึ่งแสดงให้เห็นว่าดาวเทียมใน Detumbling Mode สามารถทำงานได้ตามวัตถุประสงค์ของระบบควบคุมในโหมดนี้



รูปที่ 5 ค่าความเร็วเชิงมุมของดาวเทียมในการทดสอบ Detumbling Mode

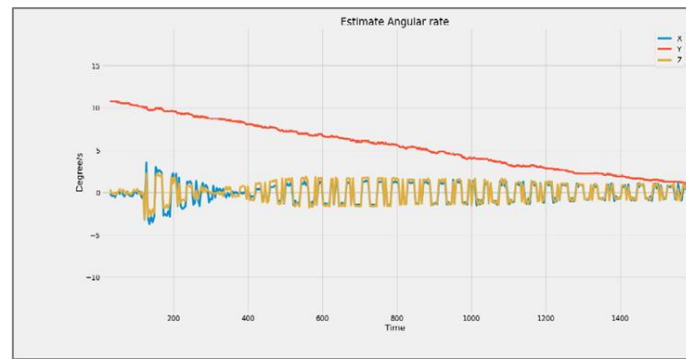
5.2.2 การทดสอบการทำงานใน Nominal Mode สามารถสั่งการให้ระบบ ADCS ให้ทำงานใน Nominal Mode ได้อย่างถูกต้อง ด้วยการสั่งผ่าน Flight Software ที่อยู่ในระบบ CDHS ซึ่งสามารถสังเกตได้จากผลการทดสอบ ดังแสดงในรูปที่ 6 โดยกราฟแสดงกระแสไฟฟ้าที่ Magnetorquer ในแต่ละแกนได้รับ (Current of MTQs) เพื่อทำการสร้างสนามแม่เหล็กให้ได้ผลลัพธ์ตามที่ต้องการ นอกจากนี้ยังมีกราฟที่แสดงถึงความเร็วในการหมุนของ Reaction Wheel (RW Speed) ที่ช่วยในการควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม โดยความแม่นยำใน Nominal Mode สามารถสังเกตได้จากค่ามุมผิดพลาด (Tracking Error Angle) ในการปรับทิศทางของดาวเทียม โดยจะมีค่าอยู่ในช่วงไม่เกิน  $\pm 0.5$  องศา ที่เวลาประมาณ 1,000 วินาที



รูปที่ 6 ค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ในการทดสอบการทำงานใน Nominal Mode

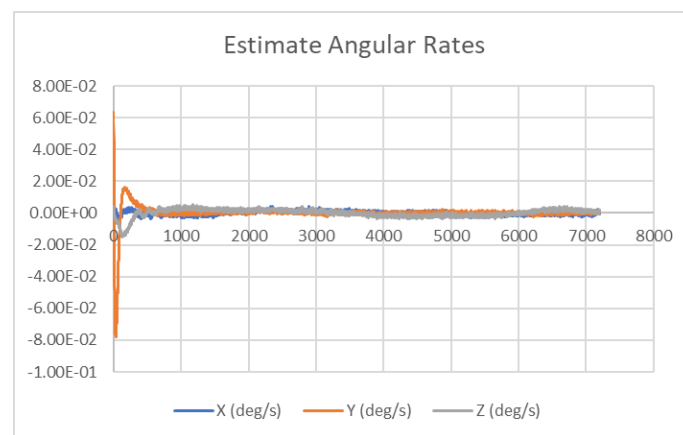
### 5.3 ผลการทดสอบกับ Helmholtz Cage

5.3.1 การทดสอบระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมใน Detumbling Mode ซึ่งพบว่าเมื่อกำหนดให้ดาวเทียมมีความเร็วเชิงมุมเริ่มต้นในแกน y ที่ 11 deg/s แกน x ที่ 4 deg/s และแกน z ที่ 3 deg/s ดาวเทียมจะใช้ระยะเวลาในการลดความเร็วเชิงมุมในแต่ละแกนจนกระทั่งเข้าใกล้ศูนย์อยู่ในช่วงไม่เกิน  $\pm 1$  deg/s ภายในระยะเวลาประมาณ 2,000 วินาที ดังแสดงรายละเอียดในรูปที่ 7



รูปที่ 7 ความเร็วเชิงมุมของดาวเทียมในแต่ละแกนในการทดสอบ Detumbling Mode

5.3.2 การทดสอบระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมใน Nominal Mode โดยความแม่นยำจะมีค่าอยู่ในช่วงไม่เกิน  $\pm 0.5$  องศา และดาวเทียมจะใช้ระยะเวลาในการลดความเร็วเชิงมุมในแต่ละแกนจนกระทั่งเข้าใกล้ศูนย์อยู่ในช่วงไม่เกิน  $\pm 0.01$  deg/s ภายในระยะเวลาประมาณ 1,000 วินาที ดังแสดงรายละเอียดในรูปที่ 8



รูปที่ 8 ความเร็วเชิงมุมของดาวเทียมในแต่ละแกนในการทดสอบ Nominal Mode

## 6. สรุป

การวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมเพื่อวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม เป็นการวิจัยเพื่อศึกษาองค์ความรู้ที่เกี่ยวข้องในการสร้างแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมขนาด 3U ซึ่งประกอบด้วย โครงสร้างของแบบจำลองดาวเทียม ระบบสั่งการและจัดการข้อมูล ระบบพลังงานไฟฟ้า และระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม โดยได้ทำการออกแบบการทำงานร่วมกันของระบบดังกล่าวและสร้างขึ้นเป็นแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมที่มุ่งเน้นการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมที่พิจารณาเลือกติดตั้งใช้งานอุปกรณ์ Magnetorquer จำนวน 3 EA และ Reaction Wheel จำนวน 1 EA เพื่อให้สามารถพัฒนาและสร้างโปรแกรมสำหรับการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม พร้อมทั้งสามารถทำการทดสอบการทำงานของระบบย่อยต่าง ๆ ร่วมกัน การทดสอบ Hardware in the Loop ที่ได้พัฒนาและสร้างโปรแกรมการคำนวณสำหรับการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม และการทดสอบภายใต้การจำลองสถานะแวดล้อมจริงกับอุปกรณ์ Helmholtz Cage ซึ่งสามารถเปรียบเทียบและยืนยันการทำงานของระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมตามที่ได้ทำการออกแบบไว้ โดยจากข้อมูลผลการทดสอบในรูปแบบต่าง ๆ สามารถยืนยันขีดความสามารถในการทำงานของระบบควบคุมท่าทางการโคจรของแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมที่มีความใกล้เคียงและสอดคล้องกัน ดังแสดงรายละเอียดในตารางที่ 4



ตารางที่ 4 สรุปผลการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม

| การวิเคราะห์ระบบ<br>ควบคุมท่าทางการ<br>โคจรของดาวเทียม | การจำลองระบบควบคุม<br>ท่าทางการโคจร<br>ของดาวเทียม |                 | การทดสอบ Hardware<br>in the Loop |                 | การทดสอบกับ<br>Helmholtz Cage |                 |
|--------------------------------------------------------|----------------------------------------------------|-----------------|----------------------------------|-----------------|-------------------------------|-----------------|
| Mode                                                   | Detumbling<br>Mode                                 | Nominal<br>Mode | Detumbling<br>Mode               | Nominal<br>Mode | Detumbling<br>Mode            | Nominal<br>Mode |
| Tracking Error<br>Angle [deg]                          | -                                                  | $\pm 0.8$       | -                                | $\pm 0.5$       | -                             | $\pm 0.5$       |
| Tracking Error<br>Angular Velocity<br>[deg/s]          | $\pm 0.1$                                          | $\pm 0.01$      | $\pm 0.01$                       | $\pm 0.01$      | $\pm 1$                       | $\pm 0.01$      |
| Time to<br>Stabilization [s]                           | 5,000                                              | 1,000           | 2,000                            | 1,000           | 2,000                         | 1,000           |

## 7. ข้อเสนอแนะ

การวิจัยในครั้งนี้ประกอบด้วยการศึกษาองค์ความรู้และดำเนินการสร้างแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมขนาด 3 U ที่พิจารณาเฉพาะในส่วนของโครงสร้างของแบบจำลองดาวเทียม ระบบสั่งการและจัดการข้อมูล ระบบพลังงานไฟฟ้า และระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม โดยมุ่งเน้นการวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมเป็นหลัก ซึ่งยังขาดการพิจารณาระบบควบคุมความร้อนที่มีหน้าที่ควบคุมและรักษาความร้อนให้ชุดอุปกรณ์ของระบบต่าง ๆ สามารถใช้งานได้ตามที่ออกแบบไว้ ระบบสื่อสารที่มีหน้าที่ในการเชื่อมโยงสัญญาณการติดต่อสื่อสารทั้งการรับและการส่งสัญญาณระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นหรือระหว่างดาวเทียมกับดาวเทียมหรือวัตถุอวกาศอื่น และระบบขับเคลื่อนที่มีหน้าที่ในการปรับเพิ่มหรือลดความเร็วของดาวเทียมเพื่อเคลื่อนที่ไปยังวงโคจรตามที่ได้ออกแบบไว้ ทั้งนี้ การวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมเพื่อวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียม สามารถทำการพัฒนาต่อยอดการวิจัยโดยการออกแบบระบบควบคุมความร้อน ระบบสื่อสาร และระบบขับเคลื่อนให้กับแบบจำลองดาวเทียมเพิ่มเติมให้สมบูรณ์และใกล้เคียงกับระบบดาวเทียมที่ใช้งานจริงในปัจจุบันมากที่สุด ซึ่งสามารถปรับเปลี่ยนโครงสร้างของแบบจำลองดาวเทียมให้มีขนาดที่ใหญ่ขึ้น รวมทั้งสามารถมุ่งเน้นการวิเคราะห์ในระบบย่อยอื่นของดาวเทียมที่ต้องการหรือสามารถทำการปรับปรุงพัฒนาขีดความสามารถความแม่นยำของระบบควบคุมท่าทางการโคจรของแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมเพิ่มเติมจากกระบวนการออกแบบและการเลือกใช้อุปกรณ์ในขั้นตอนการออกแบบของแบบจำลองเพื่อให้ได้แบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมที่มีคุณลักษณะที่สอดคล้องและใกล้เคียงกับความต้องการในการปฏิบัติการกิจของดาวเทียมกองทัพอากาศที่จะสามารถสนับสนุนภารกิจของกองทัพอากาศได้ต่อไปในอนาคต

## 8. กิตติกรรมประกาศ

การวิจัยและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมเชิงวิศวกรรมเพื่อวิเคราะห์ระบบควบคุมท่าทางการโคจรของดาวเทียมในครั้งนี้สามารถดำเนินการสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดีนั้น ผู้วิจัยขอขอบคุณ ภาควิชาวิศวกรรมอากาศยาน กองวิชาวิศวกรรมอากาศยาน และเทคโนโลยีการบิน กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช และภาควิชาวิศวกรรมไฟฟ้า กองวิชาวิศวกรรมไฟฟ้าและโยธา กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช ที่ให้อิโณกาสและให้การสนับสนุน

ในการดำเนินงานวิจัย ตลอดจน อาจารย์ กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช และผู้มีส่วนเกี่ยวข้องทุกท่าน ที่ให้ความช่วยเหลือและสนับสนุนในการดำเนินงานวิจัยในครั้งนี้เป็นอย่างดี

## 9. เอกสารอ้างอิง

- [1] กองทัพอากาศ. (2563). **ยุทธศาสตร์กองทัพอากาศ 20 ปี (พ.ศ.2561 - 2580)**. ฉบับปรับปรุง ปี พ.ศ.2563.
- [2] คณะเจ้าหน้าที่ทำงานพัฒนาและปรับปรุงแนวความคิดในการปฏิบัติการกิจความมั่นคงด้านอวกาศ. (2564). **แนวความคิดในการปฏิบัติการกิจความมั่นคงด้านอวกาศของกองทัพอากาศ (RTAF Space Security Concept of Operations)**.
- [3] Fortescue, P., Stark, J. & Swinerd, G. (2003). **Spacecraft Systems Engineering**. Third Edition. West Sussex: Astrium Limited.
- [4] Sidi, M. J. (1997). **Spacecraft Dynamics and Control**. Cambridge: Cambridge University Press.
- [5] Fernández, M. V. (2011). **Mission Analysis of QB50, a Nanosatellite Intended to Study the Lower Thermosphere**. Final Project. Faculty of Applied Sciences, University of Liège.
- [6] Narkiewicz, J. (2020). Generic Model of a Satellite Attitude Control System. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2020: 1-17.
- [7] Wertz, J. R. & Larson, W. J. (1991). **Space Mission Analysis and Design**. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers.
- [8] Anderson Jr., J. D. (1989). **Introduction to Flight**. Third edition. New York: McGraw-Hill Book Company.
- [9] Bate, R. R. (1971). **Fundamentals of Astrodynamics**. New York: Dover Publications, Inc.
- [10] Vallado, D. A. (1997). **Fundamental of Astrodynamics and Applications**. New York: McGraw-Hill Companies, Inc.
- [11] Sellers, J. J. (2004). **Understanding Space, An Introduction to Astronautics**. Revised Second edition. New York: McGraw-Hill Companies, Inc.
- [12] Office of Geomatics. (2022). World Geodetic System 1984 (WGS 84). Retrieved on September 14, 2022, from <https://earth-info.nga.mil/index.php?dir=wgs84&action=wgs84>
- [13] IAGA Division V-MOD Geomagnetic Field Modeling. (2022). International Geomagnetic Reference Field. Retrieved on September 14, 2022, from <https://www.ngdc.noaa.gov/IAGA/vmod/igrf.html>
- [14] NASA Jet Propulsion Laboratory California Institute of Technology. (2022). JPL Planetary and Lunar Ephemerides. Retrieved on September 14, 2022, from [https://ssd.jpl.nasa.gov/planets/eph\\_export.html](https://ssd.jpl.nasa.gov/planets/eph_export.html)

# การเพิ่มประสิทธิภาพการรายงานข้อขัดข้องการปฏิบัติงานผ่านไลน์เมสเสจเอพีไอ

## Efficiency Enhancing of Reporting Operational Issues via Line Message API

<sup>1\*</sup>พนิดา แก้วชนิด และ <sup>2#</sup>ภูมินันท์ บัวงาม

<sup>1,2</sup>ภาควิชาคอมพิวเตอร์ โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

<sup>1\*</sup>Panida Kaewchanid and <sup>2#</sup>Phuminun Bua-ngam

<sup>1,2</sup> Department of Computer Science, Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy

\*Panida\_ka@rtaf.mi.th, #Phuminun@rtaf.mi.th

Received : February 3, 2024

Revised : February 7, 2024

Accepted : March 8, 2024

### บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อ 1) ออกแบบและพัฒนาระบบรายงานข้อขัดข้อง โดยการรายงานข้อขัดข้องผ่าน Line Application และ 2) เพื่ออำนวยความสะดวกในการใช้ชีวิตและการทำงานให้กับข้าราชการ และผู้ปฏิบัติงานทุกคนสังกัดโรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช โดยใช้ Line Message API มาเขียนโปรแกรมถามตอบอัตโนมัติแบบ Chatbot ร่วมกับระบบภูมิศาสตร์สารสนเทศ (GIS) จากนั้นทำการประเมินผลความพึงพอใจของระบบทั้ง 4 ด้าน ได้แก่ ด้านความสามารถของระบบตรงกับความต้องการ ด้านความถูกต้องในการทำงานของระบบ ด้านการออกแบบที่ใช้งานง่าย และด้านความเสถียรของระบบ โดยมีค่าเฉลี่ยรวมอยู่ที่ 4.64 และส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานอยู่ที่ 0.51 แสดงให้เห็นว่าระบบอยู่ในเกณฑ์ดี

**คำสำคัญ:** ไลน์เมสเสจเอพีไอ, แชนบอท, ระบบสารสนเทศทางภูมิศาสตร์

### Abstract

The purposes of this research study are as follows: 1) to design and develop the problem report system though the Line application and 2) to facilitate all public officers and workers to live and work in Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy by using Line Message API to write automatic chatbot program with the geographic information system (GIS). The satisfactions towards the system were evaluated in four aspects: requirements, correctness, simplicity and stability. The average satisfaction was 4.64. The standard deviation was 0.51. These showed that the system met the good criteria.

**Keywords:** Line Message API, Chatbot, GIS

## 1. บทนำ

ปัจจุบันโรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช (รร.นบก.) ได้ย้ายจากที่ตั้งถนนพลโยธิน เขตสายไหม จังหวัดกรุงเทพมหานคร ไปยังเขามะกอก ตำบลมิตรภาพ อำเภอมวกเหล็ก จังหวัดสระบุรี ตามนโยบายของผู้บัญชาการทหารอากาศ ด้วยเนื้อที่กว่า 900 ไร่ ที่เป็นพื้นที่บริเวณกว้างที่มีอาคารและสิ่งก่อสร้างจำนวนมาก ทำให้แต่ละหน่วยงานที่ปฏิบัติงานที่ภายใน ต้องดูแลระบบหลายภาคส่วน เช่น ระบบไฟฟ้า ระบบประปา ระบบรักษาความปลอดภัย ระบบที่พักอาศัยของบุคลากร โรงเรียนนายเรืออากาศฯ ซึ่งอาจดูแลไม่ทั่วถึงทุกพื้นที่ เพื่อให้การแก้ปัญหาในการปฏิบัติการกิจ รวมถึงการใช้ชีวิตประจำวันของผู้เกี่ยวข้องทั้งหมด ณ ที่ตั้งแห่งใหม่เป็นไปด้วยความเรียบร้อย อย่างไรก็ตามการรายงานข้อขัดข้องต่าง ๆ จากการทำงานในระบบเดิมต้องทำเอกสารรายงานเป็นลำดับขั้น และไม่มีแผนที่เหมาะสมกับข้อขัดข้อง ทำให้การแก้ปัญหาไม่ทันทั่วถึง

จากปัญหาดังกล่าวที่ทีมงานวิจัยมีแนวคิดพัฒนาระบบรับรายงานข้อขัดข้องการปฏิบัติงาน และการใช้ชีวิตประจำวันผ่าน Line Application เพื่อให้ผู้เกี่ยวข้องสามารถรายงานข้อขัดข้องและสามารถติดตามสถานะการดำเนินการได้ รวมถึงทำให้ผู้ปฏิบัติงานสามารถรายงานข้อขัดข้องไปยังหน่วยที่เกี่ยวข้องได้อย่างรวดเร็ว และมีความเป็นระบบมากขึ้น อีกทั้งข้อขัดข้องดังกล่าวจะถูกรวบรวมเพื่อวิเคราะห์แนวโน้มการเกิดข้อขัดข้องของ รร.นบก. ได้อีกด้วย

## 2. ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

### 2.1 LINE Bot

Line Bot เป็นบอทที่สร้างขึ้นบนแพลตฟอร์ม Line Messaging API เพื่อให้บริการและตอบสนองต่อผู้ใช้งานแอปพลิเคชันไลน์ ซึ่งเป็นแอปพลิเคชันส่วนตัวและธุรกิจที่มีผู้ใช้งานจำนวนมากทั่วโลก โดยมีคุณสมบัติ สามารถตอบกลับข้อความและคำขออื่น ๆ จากผู้ใช้อย่างอัตโนมัติ ด้วยการเขียนโค้ดและใช้ API ในการประมวลผลข้อมูลและตอบสนองตามต้องการ นักพัฒนาสามารถกำหนดความสามารถของ Line Bot ให้ทำงานตามที่ต้องการ เช่น ตอบคำถาม แจ้งเตือน ให้ข้อมูล และปฏิเสธการตอบกลับข้อมูลบางอย่าง สามารถแสดงผลข้อมูลในรูปแบบต่างๆ เช่น ข้อความ สตีกเกอร์ รูปภาพ ลิงค์ เพื่อแสดงข้อมูลหรือคำตอบตามที่ผู้ใช้ขอ โดยในงานวิจัยนี้ ผู้วิจัยใช้การโปรแกรมด้วยภาษา php ร่วมกับระบบฐานข้อมูล MySQL ในการพัฒนา Line Bot

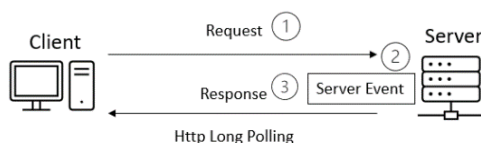
### 2.2 LINE Message API

แอปพลิเคชันไลน์ (Line) [1] เป็นแอปพลิเคชันที่เป็นที่นิยมในการใช้งานในการพูดคุยสนทนาด้วยสมาร์ทโฟน ทั้งในประเทศไทยและต่างประเทศอย่างแพร่หลาย โดย Line Platform ได้มี Feature Line Message API ที่ทำให้เขียนโปรแกรมสื่อสารแบบอัตโนมัติแบบ Chatbot ที่ทำหน้าที่เป็นตัวกลางเชื่อมต่อกับ Line Official Account และยังให้ผู้พัฒนาได้ทำการออกแบบเองว่าจะให้มีการโต้ตอบกับผู้ใช้งานอย่างไร Message API สามารถโต้ตอบได้อย่างหลากหลาย เช่น รูปภาพ ข้อความ หรือเสียง เป็นต้น

### 2.3 Webhooks

เป็นการเรียกกลับของ HTTP โดยในสมัยก่อนการสร้างแอปพลิเคชันจะมี API ไว้เชื่อมต่อกับฐานข้อมูลการที่จะทราบว่าข้อมูลบนเครื่องแม่ข่าย (Server) มีการเปลี่ยนแปลงหรือไม่นั้น จำเป็นต้องเรียก API หลายครั้งจึงมีผลทำให้เครื่องแม่ข่ายมีการทำงาน

ที่หนักและ Webhooks [2] จะเข้ามาแก้ปัญหาโดยการทำงานของ Webhooks อธิบายได้ดังรูปที่ 1 ถ้ามีเครื่องลูกข่าย (Client) ทำการร้องขอ (Request) ตามระยะเวลาที่ตั้งเอาไว้ (Http Long Polling) ถ้าข้อมูลในเครื่องแม่ข่ายไม่มีการเปลี่ยนแปลงก็จะไม่ส่งข้อมูลตอบกลับ (Response) แต่ถ้าหากข้อมูลในเครื่องแม่ข่ายมีการเปลี่ยนแปลงก็จะทำการส่งข้อมูลตอบกลับไปในทันที



รูปที่ 1 การทำงานของ

Webhooks

## 2.4 ระบบสารสนเทศทางภูมิศาสตร์ (Geographic Information System : GIS)

ระบบสารสนเทศทางภูมิศาสตร์ [3] เป็นการรวบรวม จัดการและวิเคราะห์ข้อมูลเชิงพื้นที่โดยการนำเอาข้อมูลต่าง ๆ มาซ้อนกัน เพื่อให้เห็นความสัมพันธ์ที่ชัดเจนมากยิ่งขึ้น นำไปสู่การวางแผน วิเคราะห์สารสนเทศในมุมมองด้านต่าง ๆ เช่น เพื่อดูการเปลี่ยนแปลง เพื่อจัดการกับเหตุการณ์ต่าง ๆ ที่เกิดขึ้น และเพื่อคาดการณ์ทิศทางของปัญหาในเชิงพื้นที่ และช่วยให้ชี้ให้เห็นปัญหาได้ง่ายมากยิ่งขึ้นซึ่งในปัจจุบันมีการนำระบบสารสนเทศทางภูมิศาสตร์ไปประยุกต์ใช้หลายหน่วยงาน เช่น กรมพัฒนาที่ดิน กรมป่าไม้ โดยมีการเก็บรวบรวมข้อมูลทั้งทางพื้นดินและทางอากาศ [4]

ในระบบสารสนเทศภูมิศาสตร์สามารถเพิ่มชั้นข้อมูล เพื่อใช้ในการเก็บข้อมูลที่สำคัญ ต่อการนำไปใช้ประโยชน์ในการวิเคราะห์ข้อมูลโดยจะแบ่งเป็น 2 ประเภทหลัก คือ ข้อมูลเชิงพื้นที่ ที่บอกตำแหน่งเชิงสัมพัทธ์ เป็นข้อมูลเชิงพื้นที่ที่ไม่สามารถ บอกตำแหน่งได้แน่ชัด แต่สามารถเทียบเคียงได้โดยใช้ความสัมพันธ์ ได้แก่ ใกล้กับ ติดกับ ภายใน และข้อมูลเชิงพื้นที่ที่สามารถบอกตำแหน่งสมบูรณ์ โดยใช้ระบบพิกัดทางภูมิศาสตร์ เช่น ละติจูด ลองจิจูด [5]

## 2.5 เว็บแอปพลิเคชัน (Web Application)

เว็บแอปพลิเคชัน เป็นซอฟต์แวร์ชนิดหนึ่งที่อยู่ในรูปแบบของเว็บไซต์โดยเว็บแอปพลิเคชันถูกจัดเก็บไว้ในเซิร์ฟเวอร์ใช้งานผ่านทางโปรแกรมเปิดเว็บ หรือเว็บเบราว์เซอร์ (Web Browser) บนอุปกรณ์ต่าง ๆ เช่น คอมพิวเตอร์ มือถือ ไม่ว่าเว็บไซต์นั้น ๆ จะถูกใช้งานเพื่อจุดประสงค์ใด แต่ถ้าเว็บไซต์ใช้งานได้มากกว่าการอ่านเนื้อหาทั่วไป เช่น ใช้พิมพ์เอกสาร แต่งภาพ ก็ถูกจัดว่าเป็นเว็บแอปพลิเคชัน โดยเว็บแอปพลิเคชันทั้งหลายจะถูกเชื่อมต่อกับเครือข่ายที่ใช้งานได้ มีอินเทอร์เน็ตหรือหน้าตาของเว็บไซต์ที่ถูกออกแบบให้ใช้งานโดยเฉพาะ และสามารถเข้าถึงได้ด้วย URL ผ่านเว็บเบราว์เซอร์ โดยในงานวิจัยนี้ผู้วิจัยได้ใช้การพัฒนาเว็บแอปพลิเคชันร่วมกับระบบฐานข้อมูล MySQL ซึ่งเป็นระบบจัดการฐานข้อมูลเชิงสัมพันธ์ ที่ได้รับความนิยม เพราะ MySQL สามารถดาวน์โหลดเพื่อนำไปใช้ส่วนบุคคลได้ฟรีและยังมีประสิทธิภาพสูงทั้งความรวดเร็ว การรองรับจำนวนผู้ใช้ และขนาดของข้อมูลจำนวนมาก

## 2.6 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

สกต คำมินเสก และระวีวัฒน์ ปารีศรี (2565) [6] ได้พัฒนาระบบจองคิวถ่ายภาพผ่านไลน์บอท เพื่อแก้ปัญหาการจองคิวงานถ่ายภาพเนื่องจากการเก็บข้อมูลเพื่อติดต่อสื่อสารกับลูกค้านั้น บางครั้งเก็บข้อมูลได้ไม่ครบถ้วนและเสียเวลาในการโทรติดต่อสื่อสารงานวิจัยนี้ได้ใช้ Dialog Flow สำหรับสร้างไลน์บอทโดยเชื่อมโยงกับ Google Sheet ซึ่งสามารถตอบสนองผู้ใช้งานได้เป็นอย่างดี

ณภัทร ไชยพราหมณ์ ฌรัฐดิ ทุมรัตน์และชูพันธุ์ รัตน โภคา (2563) [7] ได้พัฒนาระบบตอบกลับและแจ้งข้อมูลทางการศึกษาผ่านไลน์บอท โดยใช้ชื่อว่า NN Bot (Nice Notification Bot) ได้ใช้ Dialog Flow ที่มีการประมวลผลด้วยภาษาธรรมชาติมาประยุกต์ร่วมด้วย ทำให้สามารถช่วยเหลือนักศึกษาได้เป็นอย่างดี และลดงานบุคลากรของมหาวิทยาลัยในการสอบถามข้อมูลจากนักศึกษาได้เป็นอย่างมาก

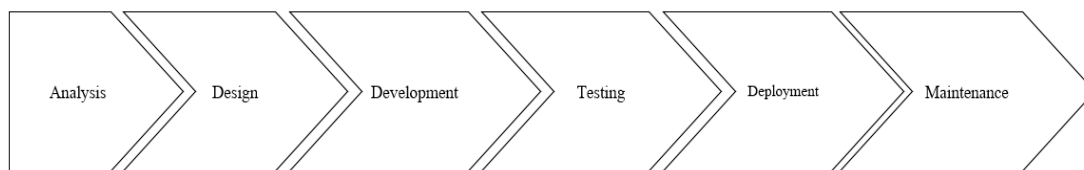
สมศักดิ์ คอนไพรเมอร์ และศุภกฤษ นาคป้อมจิน (2565) [8] ได้พัฒนาแชทบอทเพื่อตรวจสอบใบหน้าพนักงานรักษาความปลอดภัยด้วยเทคโนโลยีประมวลผลภาพ โดยประยุกต์ใช้ Node-Red และ Teachable Machine ของ Google และการเขียนชุดคำสั่งด้วยเทคนิค Low Code Programs พบว่ามีความแม่นยำในการตรวจสอบใบหน้าพร้อมทั้งตอบสนองต่อผู้ใช้งานได้อย่างรวดเร็ว

กษิตธร อัสวพงศ์วานิช (2565) [9] ได้พัฒนาไลน์บอทของร้านอาหาร มาช่วยในการทำงานของพนักงานในร้านกาแฟ & ธรรมชาติรีสอร์ท นครพนมเนื่องจากพนักงานในร้านมีไม่เพียงพอ ผลการดำเนินการพบว่าไลน์บอทช่วยตอบคำถามลูกค้า ได้เป็นอย่างดีทั้งยังให้ข้อมูลอาหารที่เป็นประโยชน์ต่อลูกค้าเป็นอย่างมาก

จากการศึกษางานวิจัยที่ผ่านมาพบว่าได้มีการนำไลน์บอทไปประยุกต์ใช้เป็นระบบตอบโต้ผู้ใช้งานแบบอัตโนมัติหลายงานวิจัยได้ออกแบบไลน์บอทโดยใช้ Dialog Flow และยังไม่มีการนำไลน์บอทมาประยุกต์ใช้กับระบบสารสนเทศทางภูมิศาสตร์ ทีมวิจัยจึงเล็งเห็นว่าการนำไลน์บอทมาประยุกต์ใช้เพื่อแจ้งปัญหาข้อขัดข้องร่วมกับระบบสารสนเทศทางภูมิศาสตร์ จะช่วยให้ผู้ปฏิบัติงานในสังกัด รร.นกก. สามารถแจ้งข้อขัดข้องได้อย่างรวดเร็วและติดตามสถานะของข้อขัดข้องว่าได้ถูกดำเนินการแล้วเสร็จหรือไม่ รวมทั้งเป็นข้อมูลให้ผู้บังคับบัญชาได้ทราบข้อขัดข้องว่ามีมากน้อยเพียงใด

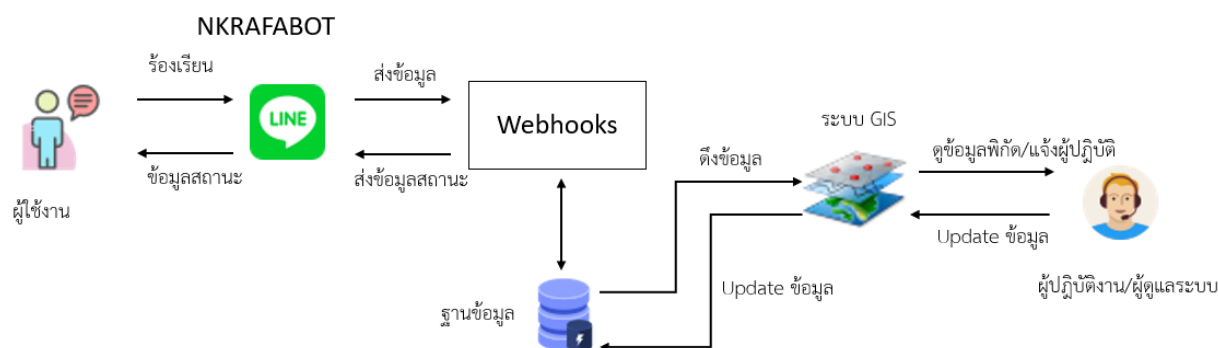
## 3. การดำเนินการวิจัย

งานวิจัยนี้ได้ทำการพัฒนาด้วยรูปแบบ SDLC (Software Development Life Cycle) โดยประกอบด้วยการดำเนินการใน 6 ขั้นตอน ได้แก่ ศึกษาปัญหาและวิเคราะห์ ออกแบบระบบ พัฒนาระบบ ทดสอบระบบ นำไปใช้งาน บำรุงรักษาระบบ ดังรูปที่ 2



รูปที่ 2 ขั้นตอนการดำเนินการวิจัยด้วย SDLC

ทีมผู้วิจัยได้ศึกษาปัญหาพบว่ายังไม่มีระบบรายงานข้อขัดข้องที่สามารถติดตามสถานะของข้อขัดข้องแบบอัตโนมัติที่ รร.นกก. ทั้งการร้องเรียนยังเป็นการร้องเรียนด้วยวาจาและเอกสารทำให้การจัดเก็บข้อมูลไม่ค่อยเป็นระบบ อีกทั้งพื้นที่ของ รร.นกก. มีขนาดกว้างขวางดูแลได้อย่างไม่ทั่วถึงทำให้การออกแบบระบบรายงานแบบไลน์บอท สามารถทำงานได้ตอบได้อย่างรวดเร็ว และง่ายต่อการใช้งานโดยมีการผสมผสานกับระบบสารสนเทศทางภูมิศาสตร์ทำให้ผู้บังคับบัญชาสามารถมองเห็นข้อขัดข้องในภาพรวม ทางทีมผู้วิจัยได้ออกแบบระบบไว้ ดังรูปที่ 3

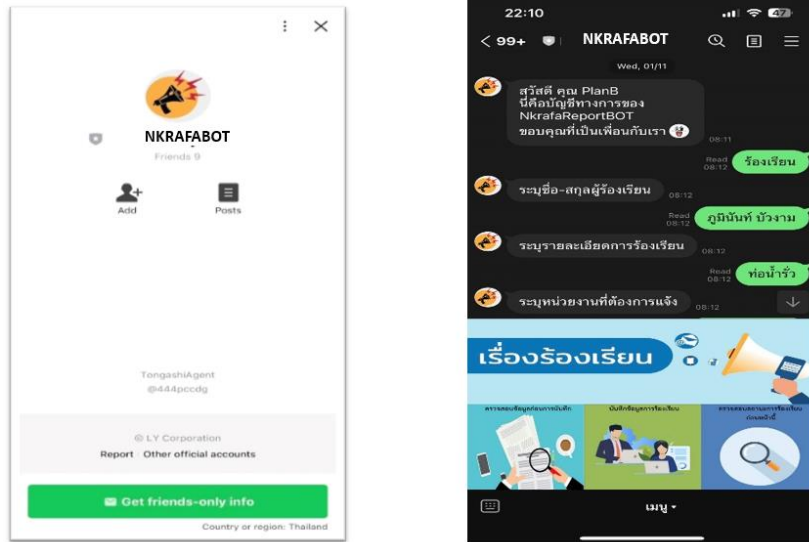


รูปที่ 3 แสดงภาพรวมการออกแบบระบบ

จากรูปที่ 3 เมื่อผู้ใช้งานได้เพิ่มเป็นเพื่อนเพื่อรับข้อมูลข่าวสารกับ NKRAFABOT ถ้าต้องการร้องเรียนบอทจะทำการขอข้อมูลติดต่อ พร้อมกับรับเรื่องร้องเรียน โดยสามารถแนบรูปภาพปัญหาที่ทำการร้องเรียน พร้อมเขียนอธิบายรายละเอียดเรื่องที่จะร้องเรียน พร้อมระบุพิกัดแล้วระบบจะทำการเก็บข้อมูลลงในฐานข้อมูล เมื่อผู้ปฏิบัติงานดูข้อมูลผ่านระบบ GIS ก็จะทราบพิกัดที่เกิดข้อขัดข้องแล้วรีบไปดำเนินการและประสานงานหน่วยงานที่เกี่ยวข้องให้แล้วเสร็จ เมื่อทำการแก้ไขข้อขัดข้องเรียบร้อยแล้ว ผู้ปฏิบัติงานก็จะทำการอัปเดตสถานะข้อขัดข้องในฐานข้อมูลว่ามีการดำเนินการไปอย่างไรแล้วบ้าง เมื่อมีผู้ใช้งานต้องการทราบสถานะของการดำเนินงาน Webhooks ก็จะตอบสถานการณ์ดำเนินงานให้ผู้ใช้งานทราบว่าดำเนินงานถึงสถานะใด โดยที่ผู้ใช้งานสามารถเข้ามาตรวจสอบสถานะของข้อขัดข้องได้ตลอดเวลา

#### 4. ผลการดำเนินการวิจัย

ทีมผู้วิจัยได้ดำเนินการพัฒนาระบบ Line Bot สามารถ Add เพิ่มเป็นเพื่อนชื่อ @NKRAFABOT เพื่อใช้งานและรับข้อมูลข่าวสาร และดำเนินการร้องเรียนดังรูปที่ 4



รูปที่ 4 บัญชี BOT และตัวอย่างการใช้งานเมนูร้องเรียน

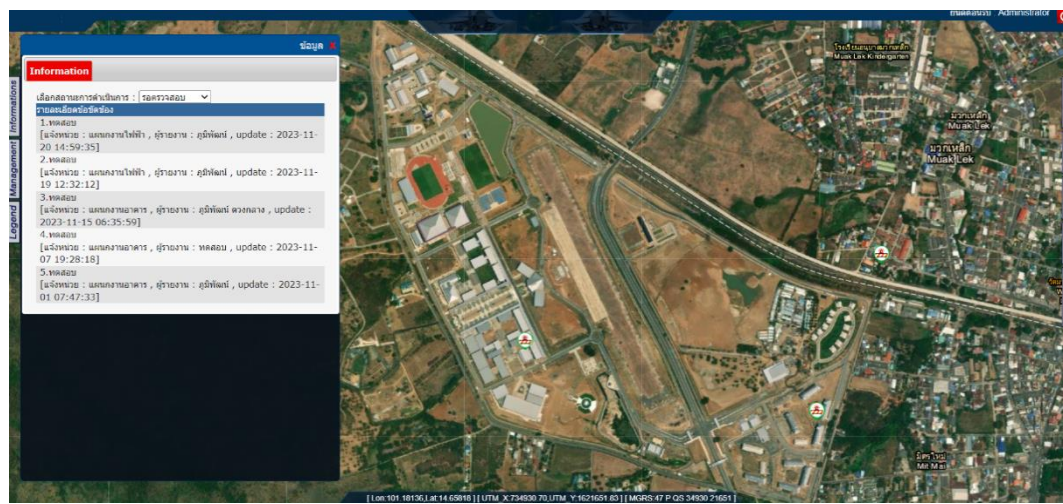
NKRAFABOT มีทั้งหมด 4 เมนู ได้แก่ เรื่องร้องเรียน ตรวจสอบข้อมูลก่อนการบันทึก บันทึกข้อมูลร้องเรียน และตรวจสอบสถานะการร้องเรียนก่อนหน้านี้ ดังรูปที่ 5



รูปที่ 5 เมนูและการตรวจสอบสถานะการร้องเรียน



เมื่อข้อมูลที่โรงเรียนได้ทำการบันทึกจาก NKRAFABOT แล้วผู้ปฏิบัติงานสามารถเปิดดูพื้นที่ที่มีการร้องเรียนเพื่อดูพิกัดผ่านระบบ GIS ผ่าน URL ดังนี้ [http://10.226.78.174/nkrafa\\_report/login.php](http://10.226.78.174/nkrafa_report/login.php) ซึ่งจะแสดงภาพรวมดังรูปที่ 6



รูปที่ 6 แสดงหน้าพื้นที่เกิดข้อขัดข้องตามแผนที่

จากระบบรับรายงานข้อขัดข้องได้ถูกนำมาใช้งานที่ โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราชทำให้ข้อขัดข้องต่าง ๆ ได้ถูกแก้ไขตรงตามจุด และตรงตามวัตถุประสงค์ที่ตั้งไว้โดยเมื่อทำระบบได้ทำการใช้งานแล้วทางทีมผู้วิจัยได้ทำแบบสอบถามความพึงพอใจของระบบโดยสำรวจจากบุคลากรของ รร.นกก. และหน่วยที่เกี่ยวข้องดังตารางที่ 1

ตารางที่ 1 แสดงจำนวนบุคลากรของโรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

| รายการ                   | จำนวน | ร้อยละ |
|--------------------------|-------|--------|
| <b>เพศ</b>               |       |        |
| - ชาย                    | 456   | 62     |
| - หญิง                   | 277   | 38     |
| <b>บุคลากร รร.นกก</b>    |       |        |
| - นายทหารชั้นสัญญาบัตร   | 325   | 45     |
| - นายทหารระดับชั้นประทวน | 259   | 35     |
| - พนักงานราชการ          | 127   | 17     |
| - ลูกจ้างประจำ           | 22    | 3      |
| รวม                      | 733   | 100    |

ผลการประเมินความพึงพอใจได้ประเมินผลทั้ง 4 ด้าน ได้แก่ ด้านความสามารถของระบบตรงกับความต้องการ ด้านความถูกต้องในการทำงานของระบบ ด้านการออกแบบที่ใช้งานง่าย และ ด้านความเสถียรของระบบ ดังตารางที่ 2

ตารางที่ 2 รายการประเมินผลความพึงพอใจของระบบ

| รายการประเมินผล                          | $\bar{X}$ | S.D. | แปลผล |
|------------------------------------------|-----------|------|-------|
| 1.ด้านความสามารถของระบบตรงกับความต้องการ | 4.72      | 0.61 | ดี    |
| 2.ด้านความถูกต้องในการทำงานของระบบ       | 4.84      | 0.42 | ดี    |
| 3.ด้านการออกแบบที่ใช้งานง่าย             | 4.43      | 0.48 | ดี    |
| 4.ด้านความเสถียรของระบบ                  | 4.57      | 0.53 | ดี    |
| รวมเฉลี่ย                                | 4.64      | 0.51 | ดี    |

## 5. สรุปผลการวิจัย

จากการพัฒนาระบบรับรายงานข้อขัดข้องการปฏิบัติงาน รร.นกก. ณ พื้นที่ตั้ง อ.มวกเหล็ก จ.สระบุรี สามารถเพิ่มประสิทธิภาพในการปฏิบัติงานได้เป็นอย่างดี และรวดเร็ว สามารถใช้งานได้อย่างง่ายโดย ผู้ใช้งานมีเพียงแค่โทรศัพท์สมาร์ทโฟนก็สามารถรายงานข้อขัดข้อง พร้อมบอกจุดพิกัดที่เกิดเหตุ ทำให้ผู้บังคับบัญชาสามารถมองภาพรวมของข้อขัดข้องเพื่อเตรียมความพร้อมในการบำรุงและซ่อมแซมต่อไป

## 6. อภิปรายผล

จากผลการวิจัยครั้งนี้ได้นำเทคโนโลยีของ Line Application โดยใช้ Chatbot เข้ามาเก็บข้อมูลข้อขัดข้อง และรับคำร้องเรียนต่าง ๆ และพิกัด รวมทั้งให้สามารถติดตามสถานะของข้อขัดข้องอย่างอัตโนมัติ พร้อมกับประยุกต์ร่วมกับระบบสารสนเทศทางภูมิศาสตร์ (GIS) ทำให้สามารถแก้ไขข้อขัดข้องได้อย่างถูกต้อง จากระบบรับรายงานข้อขัดข้องการปฏิบัติงาน รร.นกก. ที่สร้างขึ้นได้ทำการประเมินผลด้วยความพึงพอใจของระบบโดยเก็บข้อมูลของผู้ปฏิบัติงานใน รร.นกก. ได้แก่ ข้าราชการชั้นสัญญาบัตร ข้าราชการชั้นประทวน พนักงานราชการ และลูกจ้างประจำ รายการประเมินผลมีทั้งหมด 4 ด้าน ได้แก่ ด้านความสามารถของระบบตรงกับความต้องการ ด้านความถูกต้องในการทำงานของระบบ ด้านการออกแบบที่ใช้งานง่าย ด้านความเสถียรของระบบ โดยมีค่าเฉลี่ยเลขคณิตรวมอยู่ที่ 4.46 และส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานอยู่ที่ 0.51 โดยอยู่ในเกณฑ์ที่ดี

## 7. เอกสารอ้างอิง

- [1] Wang, C., Ye, L., Zhao, W., Wu, G., Chen, Y., Qian, H. and Xu, Y. (2013). Design of the Linebot for power transmission lines inspection. *IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics (ROBIO)*. 2593-2598.
- [2] Biehl, M. (2017). Webhooks—Events for RESTful APIs (Vol. 4). API-University Press.
- [3] ชัญญาวีจน์ สติภัทรสมบัติ และภูมิพัฒน์ ดวงกลาง. (2021). การประยุกต์ใช้เทคโนโลยีภูมิสารสนเทศและการส่งข้อมูลผ่านเครือข่ายเซลลูลาร์. *วารสารวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีนายเรืออากาศ*. 17(1): 60-70.
- [4] ปริกร อันขึ้น ภูมิพัฒน์ ดวงกลาง และประสาทพร วงษ์คำช้าง. (2022). การศึกษาเปรียบเทียบตัวจำแนกสำหรับการวิเคราะห์การใช้ประโยชน์ที่ดินทางการเกษตร. *วารสารวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีนายเรืออากาศ*. 18(2): 16-25.
- [5] สุเมธ สุทธารักษ์ และภูมิพัฒน์ ดวงกลาง. (2022). ระบบบูรณาการอุปกรณ์ตรวจจับภาพโดยใช้ระบบสารสนเทศภูมิศาสตร์ เพื่อการปฏิบัติการทางยุทธวิธี. *วารสารวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีนายเรืออากาศ*. 18(1): 26-37.
- [6] สกล คำมินเสก และระติวัฒน์ ปารีศรี. (2022). การพัฒนาระบบของคิวงานถ่ายภาพผ่านไลน์บอท. *วารสารวิทยาการจัดการมหาวิทยาลัยราชภัฏพิบูลสงคราม*. 4(2):17-31.
- [7] ฌภัทร ไชยพราหมณ์ ฌฐวุฒิ ทุมมัตและชูพันธุ์ รัตนโกคา. (2020). ระบบตอบกลับและแจ้งข้อมูลทางการศึกษาผ่านไลน์บอท. *Journal of Information Science and Technology (JIST)*. 10(2): 59-70.
- [8] สมศักดิ์ ดอนไพรเนอร์ และศุภกฤษ นาคป้อมนิน. (2022). การพัฒนาไลน์แชทบอทเพื่อตรวจสอบใบหน้าพนักงานรักษาความปลอดภัยด้วยเทคโนโลยีการประมวลผลภาพ. *วารสารวิชาการวิทยาศาสตร์ มหาวิทยาลัยราชภัฏจันทรเกษม*. 32(2). 80-86.
- [9] กษิตธร อัสวพงศ์วานิช. (2022). การพัฒนาไลน์บอทของร้านอาหาร:กรณีศึกษาร้านกาแฟ &ธรรมชาติ. *ริสอร์ท นวัตกรรม*. 24(3). 149-158.

**ผลของตัวทำละลายต่อสมบัติด้านแรงดัดและการเพิ่มสมบัติด้านแรงดึงของ  
วัสดุอีพ็อกซีคอมโพสิตที่เสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็ก**  
**Effect of solvent on flexural properties and enhanced tensile properties  
of composite carbon black reinforced epoxy resin**

**<sup>1\*</sup>ณัฐพล เกตงาม และ <sup>2#</sup>วรุฒ ธรรมวิชัย**

<sup>1</sup>สำนักบัณฑิตศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

<sup>2</sup>ภาควิชาเคมีฟิสิกส์ กองวิชาวิทยาศาสตร์ กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

**<sup>1\*</sup>Nattapon Kesangam and <sup>2#</sup>Warut Thammawichai**

<sup>1</sup>The Graduate School of Navaminda Kasatriyadhiraj Raoyal Air Force Academy,

Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy

<sup>2</sup>Chemistry and Physics Department, Sciences Division, Faculty of Academic,

Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy

\*nkkesangam@gmail.com, #warut\_t@rtaf.mi.th

Received : March 6, 2024

Revised : March 21, 2024

Accepted : April 1, 2024

**บทคัดย่อ**

วัสดุคอมโพสิตที่มีอีพ็อกซีเรซินเป็นเนื้อสารเป็นวัสดุที่เริ่มมีการใช้งานในช่วงศตวรรษที่ 20 และปัจจุบันมีการใช้งานอย่างแพร่หลายมากขึ้นในชีวิตประจำวัน โดยมีการเติมสารเสริมแรงในกลุ่มที่มีธาตุคาร์บอนเป็นองค์ประกอบหลักเพื่อให้มีสมบัติเชิงกลที่ดีขึ้น ในงานวิจัยนี้การศึกษาสมบัติเชิงกลของวัสดุอีพ็อกซีคอมโพสิตที่เสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็กของวัสดุคอมโพสิต โดยมีวัตถุประสงค์หลัก คือ ศึกษาผลของตัวทำละลายที่มีผลต่อสมบัติด้านแรงดัดของอีพ็อกซีเรซิน และศึกษาสมบัติด้านแรงดึงของของวัสดุอีพ็อกซีคอมโพสิตที่เสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็ก ผลการศึกษาแสดงให้เห็นว่าตัวทำละลายที่มีความเป็นขั้วต่างกัน 4 ชนิด คือ เอทานอล (Ethanol, EtOH), เมทานอล (Methanol, MeOH), อะซิโตน Acetone และเมทิลอีเทอร์คีโตน (Methyl Ethyl Ketone, MEK) ในประมาณ 1 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนักไม่มีผลที่เป็นนัยยะสำคัญต่อค่าความเค้น ค่า Young's modulus และค่าความเค้นฉีก จดจากราก นอกจากนี้วัสดุอีพ็อกซีคอมโพสิตที่เสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็กในปริมาณ 0.05, 0.2, 0.3, 0.4 และ 1 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก มีผลต่อสมบัติด้านแรงดึง โดยวัสดุอีพ็อกซีคอมโพสิตที่เสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็กในปริมาณ 0.3 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก สามารถเพิ่มค่าความเค้น ฉีก จดจากรากได้ถึง 33%

**คำสำคัญ:** วัสดุอีพ็อกซีคอมโพสิตที่เสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็ก, ตัวทำละลาย, สมบัติด้านแรงดัด, สมบัติด้านแรงดึง

### Abstract

In the 20th century, epoxy resins have found great applications that are widely used in everyday life with the carbon group reinforcing to have better mechanical properties. This research was studied the mechanical properties of epoxy composites reinforced with carbon black composite materials. The main objective is to study the effect of solvents on the flexural properties of epoxy resin and tensile properties of epoxy composite materials reinforced carbon black. The results indicated that all 4 different polarity solvents that are ethanol (EtOH), Methanol (MeOH), Acetone and Methyl Ethyl Ketone (MEK) in 1 wt.% had no significantly effect on the stress, Young's modulus, and stress at yield point in flexural property of epoxy resin. In addition, the composite materials reinforced with carbon black in 0.05, 0.2, 0.3, 0.4, and 1 wt.% affect the tensile properties. The composite materials reinforced with 0.3 wt.% of carbon black increase the stress at yield point to 33%.

**Keywords:** composite materials reinforced carbon black, solvent, flexural property, tensile property.

## 1. บทนำ

ปัจจุบันอุตสาหกรรมทั้งในและต่างประเทศได้มีการนำวัสดุในกลุ่มพอลิเมอร์มาใช้กันอย่างแพร่หลาย ซึ่งมีความเกี่ยวข้องกับการดำรงชีวิตประจำวันของมนุษย์ ไม่ว่าจะเป็นสินค้าในกลุ่มอุปโภค บริโภค รวมทั้งเครื่องมือ เครื่องใช้ต่าง ๆ ก็มี ส่วนประกอบของวัสดุพอลิเมอร์ทั้งสิ้น สาเหตุเนื่องจากวัสดุพอลิเมอร์มีความแข็งแรงเพียงพอต่อการใช้งาน มีน้ำหนักเบา และมีความสามารถในการขึ้นรูปที่ซับซ้อนได้ อย่างไรก็ตามวัสดุพอลิเมอร์บริสุทธิ์ไม่สามารถตอบโจทย์การใช้งานในหลากหลายรูปแบบ จึงทำให้มีการคิดค้นวัสดุพอลิเมอร์ที่มีการเสริมแรงเกิดขึ้น เรียกว่า วัสดุคอมโพสิต (Composite material) เป็นการรวมกันระหว่างพอลิเมอร์ที่เป็นเนื้อหลัก (Matrix) กับสารเสริมแรง (Reinforcement) โดยการเสริมแรงใน วัสดุคอมโพสิตสามารถทำได้หลายวิธี ไม่ว่าจะเป็นชนิดผสมผง ชนิดเส้นใย รวมทั้งชนิดแผ่นเสริมแรง เพื่อให้ได้คุณสมบัติ ดังที่ต้องการ

คาร์บอนแบล็กเป็นวัสดุที่ได้จากกระบวนการเผาในอุตสาหกรรมปิโตรเลียม ซึ่งมีองค์ประกอบหลักเป็นธาตุ คาร์บอนที่มีอัตราส่วนของพื้นที่ผิวต่อปริมาตรสูง ถูกนำไปใช้อย่างแพร่หลายในอุตสาหกรรมสิ่งพิมพ์ อุตสาหกรรมสารเคลือบ อุตสาหกรรมพลาสติก และอุตสาหกรรมยานยนต์ จากการศึกษางานวิจัยที่ผ่านมาพบว่าการนำคาร์บอนแบล็กมาใช้เป็น สารเสริมแรงในวัสดุพอลิเมอร์มีปริมาณเพิ่มมากขึ้น โดยมีการนำคาร์บอนแบล็กมาผสมกับสีเพื่อทำสารเคลือบที่มีคุณสมบัติ ทางแสงที่ดีขึ้น นำคาร์บอนแบล็กมาผสมกับน้ำยาเพื่อทำยางรถยนต์ที่มีอายุการใช้งานนานขึ้น และนำคาร์บอนแบล็กมา ผสมกับน้ำยาพาราเพื่อทำพื้นรองเท้าที่มีความทนทาน

อย่างไรก็ตามยังมีงานวิจัยที่มีการนำคาร์บอนแบล็กมาผสมกับกับพอลิเมอร์ในกลุ่มเทอร์โมเซต (Thermosetting plastic) โดยเฉพาะอีพ็อกซีเรซินเพื่อเพิ่มสมบัติเชิงกลยังมีปริมาณไม่มากนัก คณะผู้วิจัยจึงสนใจการนำคาร์บอนแบล็กมาใช้ เป็นสารเสริมแรงเพื่อเพิ่มสมบัติด้านแรงดึงของวัสดุ โดยศึกษาตัวทำละลายที่ใช้ในการกระจายตัวคาร์บอนแบล็กทำละลายที่ มีความเป็นขั้วต่างกัน 4 ชนิด คือ Ethanol, EtOH, Methanol, Acetone และ Methyl Ethyl Ketone, ที่มีผลต่อความต้านทานแรง ดัดอีพ็อกซีเรซิน และศึกษาความเป็นไปได้ในใช้คาร์บอนแบล็กเป็นสารเสริมแรงในวัสดุคอมโพสิตที่มีสมบัติด้านแรงดึง

## 2. ขอบเขตงานวิจัย

- 2.1 ตัวทำละลายที่มีความเป็นขั้วต่างกัน 4 ชนิด คือ EtOH, MeOH, Acetone และ MEK
- 2.2 รูปวัสดุคอมโพสิตที่เสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็กโดยมีอีพ็อกซีเรซินเป็นเนื้อสารด้วยคาร์บอนแบล็ก
- 2.3 ขึ้นรูปวัสดุคอมโพสิตเสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็กโดยมีอีพ็อกซีเรซินเป็นเนื้อสารด้วยเทคนิคการหล่อขึ้นรูป บนแม่พิมพ์ซิลิโคน
- 2.4 ศึกษาสมบัติความต้านแรงดัดและแรงดึงในส่วนของความเค้น ณ จุดครากของวัสดุคอมโพสิตที่เสริมแรงด้วย คาร์บอนแบล็กโดยมีอีพ็อกซีเรซินเป็นเนื้อสารด้วยเครื่องทดสอบสมบัติเชิงกล (Universal Testing Machine, UTM) รุ่น NRT-TS500-50B หัวกดขนาด 10 ตัน และวิเคราะห์ผลด้วยโปรแกรม NNI-Testing Machine (V.4.0)

## 3. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

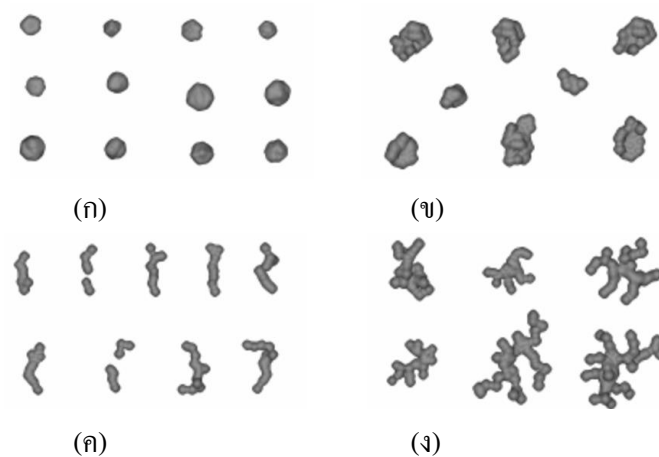
### 3.1 พอลิเมอร์คอมโพสิต (Polymer composite)

พอลิเมอร์คอมโพสิตเป็นวัสดุพอลิเมอร์ที่มีการเติมสารเสริมแรงโดยพอลิเมอร์จะทำหน้าที่เป็นเมทริกซ์ แทรกซึมเข้าไปยึดเกาะกับสารเสริมแรง [1] เพื่อเพิ่มสมบัติของวัสดุให้ดีขึ้น เช่น สมบัติทางไฟฟ้า สมบัติทางแม่เหล็ก และ สมบัติเชิงกล ซึ่งในทศวรรษที่ 20 มีการออกแบบวัสดุให้มีคุณสมบัติเฉพาะตัวเพื่อรองรับการใช้งานในด้านอุตสาหกรรม โดยอีพ็อกซีเรซินเป็นพลาสติกชนิดเทอร์โมเซตที่ถูกคิดค้นมาตั้งแต่ศตวรรษที่ 19 ถูกนำมาพัฒนาต่ออย่างแพร่หลายใน

ด้านต่างๆ ไม่ว่าจะเป็นอุตสาหกรรมด้านการบิน อุตสาหกรรมด้านยานยนต์ หรือแม้กระทั่งอุตสาหกรรมด้านอาคาร [2] เนื่องจากเป็นวัสดุที่มีคุณสมบัติเชิงกลที่โดดเด่น คือ แข็งแรง ทนความร้อน และสามารถยึดเกาะได้ดี ด้วยเหตุนี้จึงทำให้นักวิจัยหลายท่านได้ทำการศึกษาการเสริมแรงในอีพ็อกซีด้วยวัสดุนาโน ไม่ว่าจะเป็นซิลิกา, แกร์ฟีน, จีเถ้า และคาร์บอนแบล็ก [3-8] ซึ่งงานวิจัยเหล่านี้มีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกันคือ ได้วัสดุใหม่ที่มีความแข็งแรงเพิ่มขึ้น

### 3.2 คาร์บอนแบล็ก (Carbon black)

คาร์บอนแบล็กเป็นอีกรูปหนึ่งของคาร์บอนที่มีอัตราส่วนพื้นที่ผิวต่อน้ำหนักสูงคล้ายกับกราฟไฟต์ ซึ่งเป็นผลิตภัณฑ์ที่ได้รับการออกแบบทางวิศวกรรมที่ประกอบด้วยธาตุคาร์บอนที่ได้มาจากการเผาไหม้บางส่วนหรือสลายตัวด้วยความร้อนของไฮโดรคาร์บอน [9] มีโครงสร้างหลักแบ่งได้เป็น 4 แบบ คือ แบบกลม แบบรูปไข่ แบบตรง และแบบกิ่ง ดังแสดงในรูปที่ 1 คาร์บอนแบล็กเป็นวัสดุผสมที่มีการใช้งานมาอย่างยาวนานกว่า 28,000 ปี มีการค้นพบหลักฐานภาพเขียนที่มีส่วนผสมของคาร์บอนแบล็กบนผนังถ้ำในประเทศฝรั่งเศส หลังจากนั้นมีการค้นพบการพัฒนาใช้คาร์บอนแบล็กในการพิมพ์โดยใช้เป็นส่วนผสมของหมึกพิมพ์และเริ่มธุรกิจสิ่งพิมพ์ในช่วงปี 1450 นอกจากนี้ ในช่วงปี 1910 คาร์บอนแบล็กได้ถูกนำมาผสมในตัวกลางชนิดอื่นเพื่อเพิ่มสมบัติเชิงกล โดยมีการผสมกับน้ำมันยางเพื่อผลิตเป็นยางรถยนต์ที่มีความทนทานเพิ่มมากขึ้น [10] ปัจจุบันคาร์บอนแบล็กถือเป็นสารเสริมแรงสำคัญที่มีการใช้งานอย่างแพร่หลายในการเปลี่ยนแปลงเชิงกล, ไฟฟ้า, และคุณสมบัติทางกายภาพอื่น ๆ ซึ่งคาร์บอนแบล็กสามารถออกแบบให้มีขนาดอนุภาคเล็กในระดับ 10 นาโนเมตร ไปจนถึงหลายร้อยนาโนเมตร ทำให้สามารถกระจายเข้าไปในเนื้อสารได้ดี



รูปที่ 1 แสดงลักษณะของคาร์บอนแบล็ก (ก) แบบกลม (ข) แบบรูปไข่ (ค) แบบตรง และ (ง) แบบกิ่ง [11]

GülŞah Alar Öner (2022) ได้ศึกษาสมบัติเชิงกลและสมบัติทางความร้อนของวัสดุอีพ็อกซีเสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็กในปริมาณ 0.3, 0.6 และ 1 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก ซึ่งผลการศึกษาพบว่า คาร์บอนแบล็กสามารถเพิ่มความแข็งแรงของวัสดุได้ 11.6 % สำหรับการทดสอบความต้านทานแรงดัด

Tanusree Bera และคณะ (2018) ได้สังเคราะห์และทดสอบสมบัติเชิงกลของวัสดุอีพ็อกซีเสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็กในปริมาณ 1, 2, 3, 4 และ 5 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก โดยงานนี้สามารถสังเคราะห์วัสดุอีพ็อกซีเสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็กขนาด 30 นาโนเมตร ในปริมาณมากที่สุด 4 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก และมีความต้านทานแรงดึงเพิ่มขึ้นประมาณ 30 เปอร์เซ็นต์

### 3.3 การเตรียมสารเสริมแรงตัวทำละลาย

อีพ็อกซีเรซินเป็นพอลิเมอร์ที่มีสมบัติเชิงกลที่ดีเนื่องจากมีอัตราส่วนความแข็งแรงต่อน้ำหนักสูง ทำให้มีการพัฒนาร่วมกับวัสดุนาโนเพื่อให้มีสมบัติเชิงกลที่ดีขึ้น โดยทั่วไปมีการผสมคาร์บอนแบล็กกับอีพ็อกซีเรซินแล้วทำการผสมด้วยเครื่องกวนเชิงกล (mechanical stirrer) [12] อย่างไรก็ตาม เทคนิคการผสมคาร์บอนแบล็กกับอีพ็อกซีเรซินด้วยเครื่องอัลตราโซนิก (Ultrasonic waves) โดยกระจายตัวคาร์บอนแบล็กในตัวทำละลายด้วยเทคนิคอัลตราโซนิกและทำการระเหยสารละลายออกบางส่วนแล้วนำไปผสมกับอีพ็อกซีเรซินและผสมด้วยเทคนิคอัลตราโซนิกอีกครั้งก่อนเติมสารทำให้แข็งตัวลงไป [13] ซึ่งเทคนิคนี้จะทำให้คาร์บอนแบล็กกระจายตัวออกจากกันและกระจายได้ทั่วเนื้อสาร Marcio R. Loos และคณะ (2008) [14] ศึกษาปริมาณอะซิโตนที่ใช้ในการกระจายตัวสารเสริมแรงกับอีพ็อกซีเรซิน พบว่าอะซิโตนที่ตกค้างปริมาณมากส่งผลให้ชิ้นงานมีความเปราะ และสามารถเติมอะซิโตนได้สูงสุด 10 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก Saad B. H. Farid, Dr. Akram R. Jabur และ Khalid K. Abbass (2010) [15] การศึกษาปริมาณสารละลายโทลูอีและอะซิโตนที่มีผลต่อสมบัติเชิงกลของอีพ็อกซีเรซิน ผลการวิจัยพบว่า ปริมาณสารละลายมีผลต่อสมบัติเชิงกล โดยอะซิโตน 5 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก ทำให้สมบัติเชิงกลของวัสดุลดลง

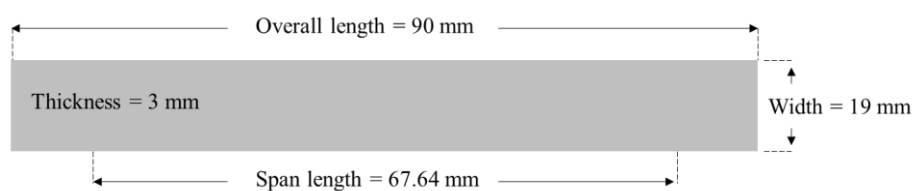
#### 4. การดำเนินการวิจัย

##### 4.1 การเตรียมชิ้นงานสำหรับทดสอบตัวทำละลายที่มีผลต่อสมบัติด้านแรงคัดของอีพ็อกซีเรซิน

ผสมตัวทำละลายละลาย EtOH, MeOH, Acetone และ MEK กับอีพอกไซด์ในปริมาณ 1 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนักและผสมให้สารละลายเข้ากันได้ดีโดยใช้เทคนิคอัลตราโซนิก ภายใต้อุณหภูมิห้อง หลังจากนั้นผสมกับสารทำให้แข็งตัวในอัตราส่วนระหว่างอีพอกไซด์กับสารทำให้แข็งตัวเท่ากับ 100 : 35 โดยน้ำหนัก พร้อมทั้งกำจัดฟองอากาศด้วยสุญญากาศเป็นเวลา 15 นาที จากนั้นขึ้นรูปตามมาตรฐาน ASTM D790 เป็นชิ้นงานทดสอบ ด้วยเทคนิคการหล่อขึ้นรูปบนแม่พิมพ์ซิลิโคน จากนั้นทิ้งให้ชิ้นงานแข็งตัวเป็นเวลา 24 ชั่วโมง ที่อุณหภูมิห้อง และชิ้นงานออกจากแม่พิมพ์และนำไปอบที่อุณหภูมิ 70 องศาเซลเซียส เป็นเวลา 8 ชั่วโมง ด้วยเตาอบ

##### 4.2 การทดสอบสมบัติเชิงคานแรงคัดของชิ้นงาน

นำชิ้นงานไปทดสอบสมบัติด้านแรงคัด ตามมาตรฐาน ASTM D790 [16] ดังแสดงในรูปที่ 2 ด้วยเครื่องทดสอบสมบัติเชิงกล (Universal testing machine) รุ่น NRT-TS500-50B ขนาดหัวกด 10 ตัน ที่ความเร็วหัวกด (Cross head speed) เท่ากับ 2.0 มิลลิเมตร/นาที



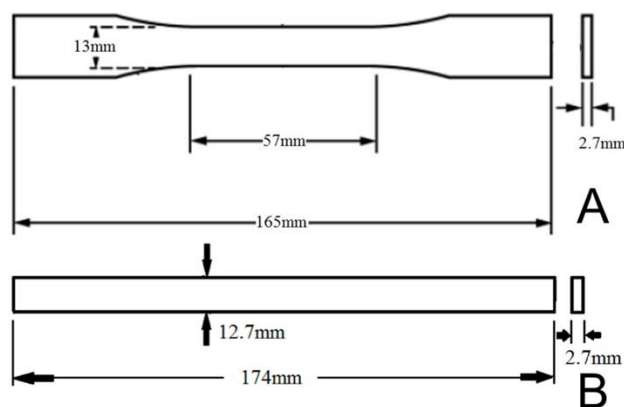
รูปที่ 2 ขนาดชิ้นงานสำหรับทดสอบสมบัติด้านแรงคัดตามมาตรฐาน ASTM D790

##### 4.3 การศึกษาความเป็นไปได้ในการเติมสารเสริมแรงที่มีผลต่อสมบัติด้านแรงคาน

เตรียมคาร์บอนแบล็กน้ำหนัก 0.02 กรัม และสารละลายปริมาตร 50 มิลลิลิตรในบีกเกอร์ ผสมเข้าด้วยกันโดยการสั่นด้วยเทคนิคอัลตราโซนิกเป็นเวลา 30 นาที จากนั้นนำคาร์บอนแบล็กที่ผ่านการกระจายตัวไประเหยจนมีสารละลายเหลือน้อยกว่า 1 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก ผสมกับอีพอกไซด์ และทำให้สารเข้ากันได้ดีโดยใช้เทคนิคอัลตราโซนิกอีกครั้ง ภายใต้อุณหภูมิห้อง และผสมกับสารทำให้แข็งตัวด้วยอัตราส่วนระหว่างอีพอกไซด์กับสารทำ



ให้แข็งตัวเท่ากับ 100 : 35 โดยน้ำหนัก ไล่ฟองอากาศด้วยสุญญากาศเป็นเวลา 15 นาที จากนั้นขึ้นรูปชิ้นงานตามมาตรฐาน ASTM D638 [17] ดังแสดงในรูปที่ 3 ด้วยเทคนิคการหล่อขึ้นรูปบนแม่พิมพ์ซิลิโคนและทิ้งไว้ให้ชิ้นงานแข็งตัวที่อุณหภูมิห้อง เป็นเวลา 24 ชั่วโมง และขึ้นงานออกจากแม่พิมพ์และอบด้วยเตาอบ อุณหภูมิ 70 องศาเซลเซียส เป็นเวลา 8 ชั่วโมง



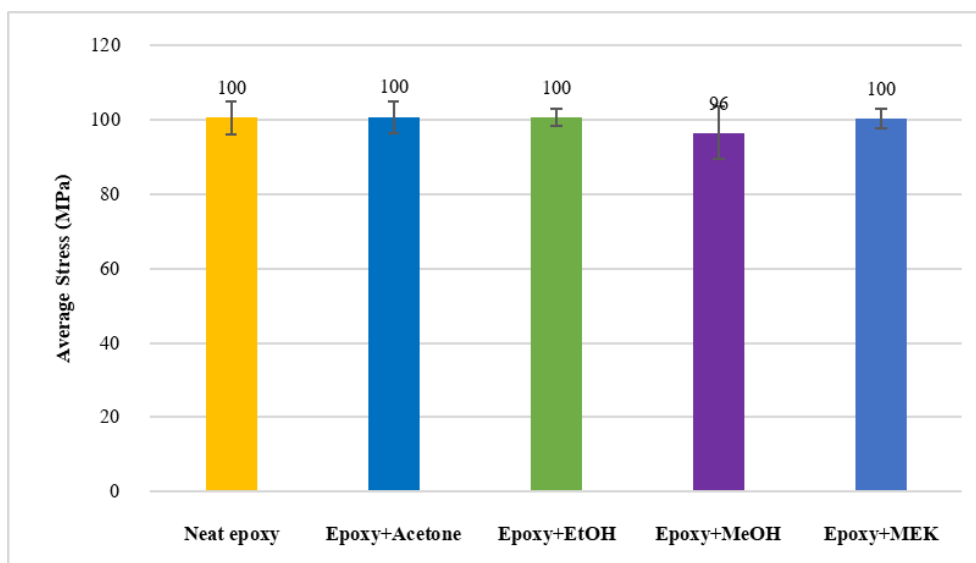
รูปที่ 3 ลักษณะและขนาดชิ้นงานสำหรับทดสอบสมบัติด้านแรงคดตามมาตรฐาน ASTM D638

## 5. ผลการวิจัย

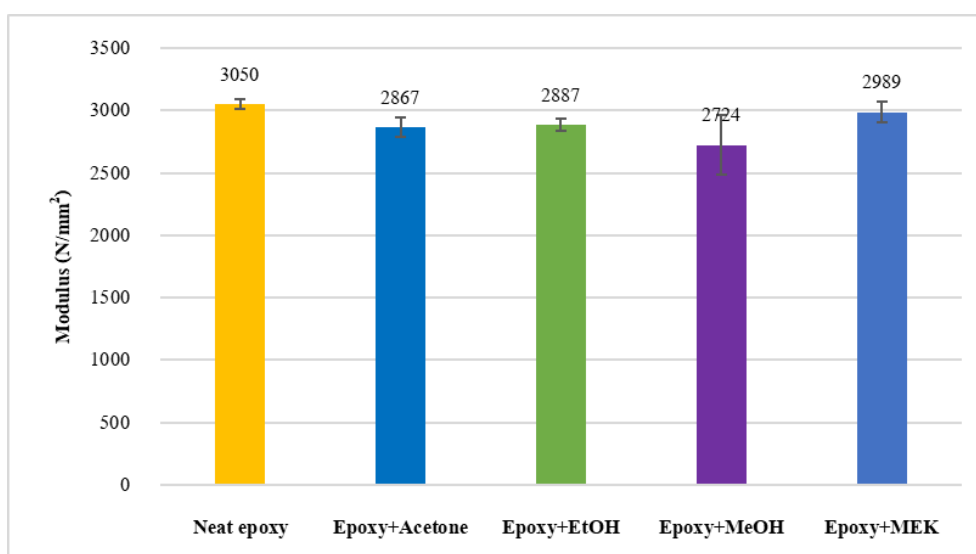
### 5.1 ผลของสารละลายในอีพ็อกซีเรซินที่มีผลต่อสมบัติด้านแรงคด

งานวิจัยนี้ได้ศึกษาผลของตัวทำละลาย Acetone, EtOH, MeOH และ MEK ในปริมาณ 1 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก ที่มีผลต่อสมบัติด้านแรงคดตามมาตรฐาน ASTM D790 เมื่อวิเคราะห์ชิ้นงานภายใต้ขอบเขตการเปลี่ยนแปลงแบบอีลาสติก (Elastic region) ซึ่งเป็นบริเวณที่วัสดุสามารถกลับคืนสภาพเดิมได้เมื่อเอาแรงกระทำออกจากวัสดุ [18,19] ดังแสดงในรูปที่ 4-6 โดยค่าความแข็งแรงของชิ้นงานอีพ็อกซีที่เติมสารละลาย Acetone, EtOH, MeOH และ MEK ในปริมาณ 1 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก ไม่มีผลต่อความเค้นของชิ้นงานอย่างมีนัยสำคัญ ดังแสดงในรูปที่ 4

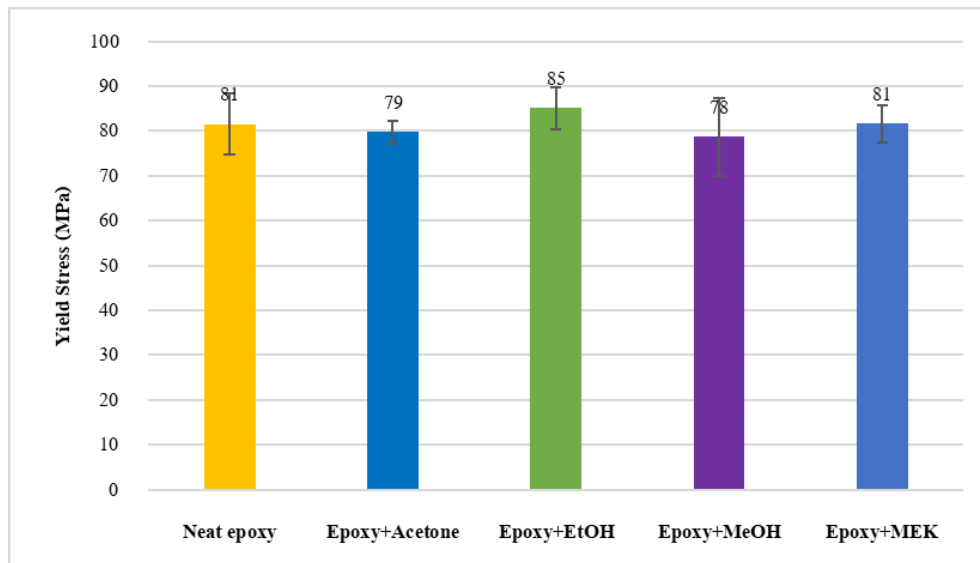
จากรูปที่ 5 จะเห็นได้ว่าค่า Young's modulus ของชิ้นงานอีพ็อกซีมีแนวโน้มเช่นเดียวกับความเค้น จุดคราก คือ มีการเปลี่ยนแปลงน้อย และจากรูปที่ 6 จะเห็นว่าจุดครากของชิ้นงานอีพ็อกซีก็มีแนวโน้มเช่นเดียวกันกับสมบัติเชิงกลที่กล่าวมาข้างต้น ทำให้ทราบว่า สารละลายในปริมาณน้อย (1 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก) ไม่มีผลอย่างมีนัยสำคัญต่อสมบัติด้านแรงคดของอีพ็อกซีเรซิน



รูปที่ 4 ความเค้นของชิ้นงานอีพ็อกซีที่เติมสารละลาย Acetone, EtOH, MeOH และ MEK ในปริมาณ 1 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก



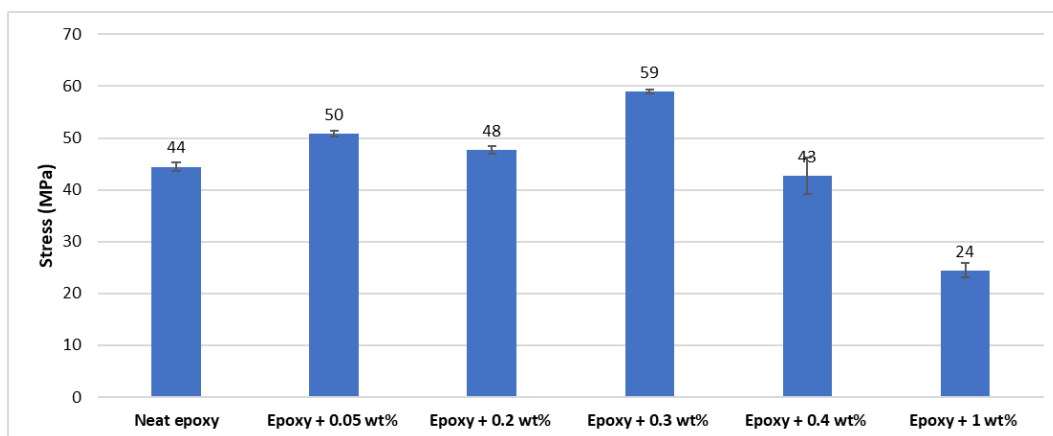
รูปที่ 5 ค่า Young's modulus ของชิ้นงานอีพ็อกซีที่เติมสารละลาย Acetone, EtOH, MeOH และ MEK ในปริมาณ 1 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก



รูปที่ 6 ความเค้น ณ จุดครากของชิ้นงานอีพ็อกซีที่เติมสารละลาย Acetone, EtOH, MeOH และ MEK ในปริมาณ 1 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก

## 5.2 ผลการเติมสารเสริมแรงที่มีผลต่อสมบัติด้านแรงดึง

ผลการเติมสารละลาย Acetone, EtOH, MeOH และ MEK ในปริมาณน้อยกว่า 1 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก ในอีพ็อกซีเรซินทำให้ทราบว่า สารละลายปริมาณน้อยไม่มีผลต่อสมบัติด้านแรงดึงของชิ้นงาน และงานวิจัยของณัฐพล (2022) ซึ่งได้เตรียมและศึกษาสมบัติด้านแรงดึงของวัสดุคอมโพสิตที่เสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็กโดยมีอีพ็อกซีเรซินเป็นเนื้อสารพบว่า อนุภาคคาร์บอนแบล็กสามารถกระจายตัวในสารละลาย MeOH และสามารถเพิ่มค่าความเค้น ณ จุดคราก ได้สูงถึง 19 เปอร์เซ็นต์ ในขณะที่ค่ามอดูลัสของยังมีค่าคงเดิม เมื่อเติมคาร์บอนแบล็กปริมาณ 0.3 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก ทำให้ผู้วิจัยได้ทำการศึกษาความเป็นไปได้ของวัสดุคอมโพสิตที่เสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็กต่อสมบัติด้านแรงดึงเพิ่มเติม เนื่องจากวัสดุคอมโพสิตที่ทำการทดสอบตามมาตรฐาน ASTM D790 จะมีแรงกระทำ 2 ชนิด เกิดขึ้นที่บริเวณด้านบนและด้านล่างของวัสดุ โดยบริเวณด้านบนจะมีแรงกดกระทำและด้านล่างจะมีแรงดึงกระทำ ด้วยเหตุนี้คณะผู้วิจัยจึงทำการศึกษาสมบัติด้านแรงดึงเพียงอย่างเดียวเพิ่มเติม โดยผลการวิจัยพบว่า เมื่อเติมคาร์บอนแบล็กปริมาณ 0.05, 0.2, 0.3, 0.4 และ 1 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก ส่งผลทำให้ความแข็งแรง ณ จุดครากของชิ้นงานมีการเปลี่ยนแปลงไป ดังแสดงในรูปที่ 7 ซึ่งวัสดุคอมโพสิตที่เสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็กปริมาณ 0.3 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก จะมีความเค้น ณ จุดครากเพิ่มขึ้นสอดคล้องกับผลการทดลองด้านแรงดึงในงานวิจัยก่อนหน้านี้ โดยมีค่าความเค้น ณ จุดครากเพิ่มขึ้นถึง 33 %



รูปที่ 7 ความเค้น ณ จุดครากของวัสดุคอมโพสิตที่เสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็กปริมาณ 0, 0.05, 0.2, 0.3, 0.4 และ 1 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนัก

## 6. สรุปผล

6.1 สารละลาย Acetone, EtOH, MeOH และ MEK ในปริมาณ 1 wt% ไม่มีผลต่อความเค้น ค่า Young's modulus และความเค้น ณ จุดครากของอีพ็อกซีเรซิน

6.2 วัสดุคอมโพสิตที่เสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็กปริมาณ 0.3 เปอร์เซ็นต์โดยน้ำหนักมีความเค้น ณ จุดครากเพิ่มขึ้น 33 %

6.3 วัสดุคอมโพสิตที่เสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็กมีแนวโน้มเพิ่มความแข็งแรงให้กับวัสดุได้เช่นเดียวกับการทดสอบความต้านทานแรงดัด

## 7. ข้อเสนอแนะ

งานวิจัยนี้ศึกษาการเสริมแรงวัสดุคอมโพสิตที่เสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็กโดยมีอีพ็อกซีเรซินเป็นเนื้อสารตามขอบเขตที่กำหนดเท่านั้น ซึ่งสามารถศึกษาเพิ่มเติมในหัวข้อผลของการเสริมแรงวัสดุคอมโพสิตด้วยอนุภาคคาร์บอนแบล็กในเนื้อสารชนิดอื่นๆ การเสริมแรงวัสดุคอมโพสิตด้วยอนุภาคคาร์บอนแบล็กที่มีผลต่อสมบัติเชิงกลอื่น เช่น สมบัติด้านแรงกระแทกหรือสมบัติด้านแรงบิด เป็นต้น เพื่อให้ได้ข้อมูลที่สามารถนำไปต่อยอดในการพัฒนาวัสดุคอมโพสิตที่เสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็กให้มีความสมบูรณ์มากขึ้น

## 8. กิตติกรรมประกาศ

งานวิจัยนี้สำเร็จลงได้ เนื่องจากการสนับสนุนทุนวิจัยจากงบดำรงคุณวุฒิและคุณสมบัติของอาจารย์ รร.นนท. ทั้งนี้คณะวิจัยขอขอบพระคุณ น.ต.ณัฐวัฒน์ ภูักดี, ร.ท.เกริกภูมิ ชัยวงษ์, ร.ท.กิตติภพ จันทร์ดา และ ร.ท.ภิเชก เนคะมานุรักษ์ ที่ให้ความช่วยเหลือ คำปรึกษา และข้อคิดเห็นที่เป็นประโยชน์ จนทำให้โครงการวิจัยบรรลุตามวัตถุประสงค์ที่ตั้งไว้ ท้ายที่สุดนี้ คณะผู้วิจัยขอขอบคุณคณะกรรมการบริหารงบดำรงคุณวุฒิและคุณสมบัติของอาจารย์ งานวิจัย รร.นนท. ที่อำนวยความสะดวกในการดำเนินงานวิจัยมาโดยตลอด

## 9. เอกสารอ้างอิง

- [1] Joseph P. Greene.(2021). **Automotive Plastics and Composites Materials and Processing**.
- [2] เอนก ภูจำนงค์. (2553). วัสดุอีพ็อกซีเรซินกับการขึ้นรูปชิ้นงานพลาสติก. MTEC. เมษายน - มิถุนายน 2553: 14 – 20.
- [3] Blackman, B.R.K., et al., (2007). The fracture and fatigue behaviour of nano-modified epoxy polymers. *Journal of Materials Science*. 42: 7049-7051.
- [4] Ma, J., et al (2008)., Effect of inorganic nanoparticles on mechanical property, fracture toughness and toughening mechanism of two epoxy systems. *Polymer*. 49: 3510-3523
- [5] Gojny, F.H., et al. (2005), Influence of different carbon nanotubes on the mechanical properties of epoxy matrix composites – A comparative study. *Composites Science and Technology*. 65: 2300-2313.
- [6] Zhang, X.-H., et al., (2008) Toughening of cycloaliphatic epoxy resin by multiwalled carbon nanotubes. *Journal of Applied Polymer Science*. 110: 1351-1357.
- [7] Zainal, N., Arifin, H.H., Zardasti, L., Yahaya, N., Lim, K.S. and Md Noor, N. (2018) Mechanical Properties of Graphene-Modified Epoxy Grout for Pipeline Composite Repair. *International Journal of Integrated Engineering*. 10: 4.
- [8] Koh, K.L., et al. (2017), Fracture Toughness and Elastic Modulus of Epoxy-Based Nanocomposites with Dopamine-Modified Nano-Fillers. *Materials*. 10: 776-780.
- [9] **ASTM vol 9.01 D3053** page 465 (2004).
- [10] Jehr, Francis. *Menlo Park Reminiscences*, vol 1, Edison Institute, Dearborn, Michigan. Page 331.
- [11] Juan López-de-Uralde, Iraide Ruiz, Igor Santos, Agustín Zubillaga, Automatic Morphological Categorisation of Carbon Black Nano-aggregates, Database and Expert Systems Applications, 21<sup>th</sup> International Conference, DEXA 2010, Bilbao, Spain, August 30 - September 3, 2010, Proceedings, Part II.
- [12] Tanusree Bera, S.K. Acharya, Punyapriya Mishra, Synthesis, mechanical and thermal properties of carbon lack/epoxy composites, *International Journal of Engineering, Science and Technology*. 10(4), 2018: 12-20.
- [13] ณัฐพล เกษางาม, วรุต ธรรมวิชัย, การเตรียมและสมบัติด้านแรงคัดของวัสดุคอมโพสิตที่เสริมแรงด้วยคาร์บอนแบล็ก โดยมีอีพ็อกซีเรซินเป็นเนื้อสาร, *Sci & Tech.J.NKRAFA*. [2022]. 18(2): 40 – 56.
- [14] Marcio R. Loos, Luiz Antonio F. Coelho, Sérgio H. Pezzin, viscosThe Effect of Acetone Addition on the Properties of Epoxy, *Polímeros: Ciência e Tecnologia*. 18(1), 2008: 76-80.
- [15] Saad B. H. Farid, Dr. Akram R. Jabur & Khalid K. Abbass, The Effect of Solvent Additions on the Mechanical Properties of Epoxy, *Eng. & Tech. Journal*. 28(18), 2010: 5732-5743.
- [16] **ASTM D790. Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials 1**. ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959, United States.
- [17] **ASTM D638. Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials 1**. ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959, United States.

- [18] Ridaoui H, Jada A, Vidal L & Donnet JB. (2006). Effect of cationic surfactant and block copolymer on carbon black particle surface charge and size. *Colloids and Surfaces A: Physicochemical and Engineering Aspects*. 278(1-3): 149–159.
- [19] Hsiang Yi Hsieh & Weng Tung Cheng. (2021). Fabrication and Stabilization of Oxidized Carbon Black Nanoparticle Dispersion in Aqueous Solution for Photothermal Conversion Enhancement. *ACS Omega* 2021. 21(6): 3693–3700.

## Introducing Climb-Cruise

Received : March 7, 2024

Revised : April 24, 2024

Accepted : May 9, 2024

<sup>1\*</sup>Palanunt Pajayakrit and <sup>2#</sup>Kanok Tongsaewang<sup>1,2</sup>Aeronautical Engineering Department, Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy

\*palanunt1@gmail.com, #kanok\_t@rtaf.mi.th

### Abstract

A climb-cruise is a straight climb with objectives to gain altitude, as well as ground distance. Climb-cruise performance is compared with traditional flight profile consisting of a separate climb and a cruise between the same starting and end points. The flight mechanic analysis of climb-cruise is presented. Examples of performance comparisons between climb-cruise and traditional climb and cruise for 3 example aircraft types are shown. Minimum fuel climb-cruise is the focus of this study, therefore positive fuel saving and time saving are presented to show that climb-cruise is superior over traditional climb and cruise profile.

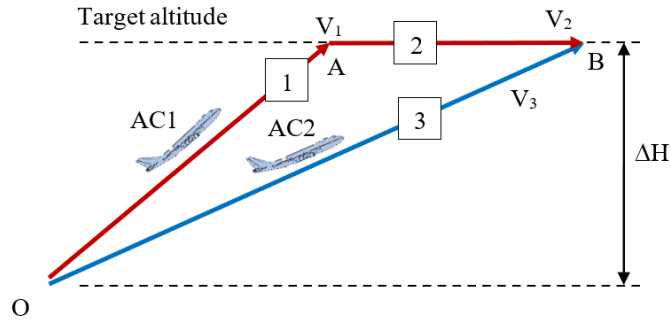
**Keywords:** Performance, Climb speed, Fuel saving, Flight mechanics, Climb-cruise

### 1. Introduction

Traditional flight analysis considers a flight of single segment, such as takeoff, climb, cruise, descent and landing, and formulates an optimal flight technique for each segment. Actual flight involves multiple segments, theoretically each segment follows optimal technique, such as climb at maximum rate, cruise at maximum range, etc. Climb-cruise analysis considers 2 segments of climb and cruise together to optimize a technique that produces the best sum of altitude gain and ground distance.

Fig. 1 shows 2 aircraft of the same type, AC1 and AC2, climbing from the same starting point (O) to the same target altitude. AC1 climbs with optimum climb speed ( $V_1$ ) to point A on target altitude, then turns to fly level with optimum cruise speed ( $V_2$ ) to point B. AC2 climbs with an arbitrary climb speed ( $V_3$ ) that is faster than  $V_1$ , to the same point B. AC1 and AC2 fly from the same starting point (O) to the same end point (B), covering the same ground distance. AC1 flight profile consists of a climb segment (1) and a cruise segment (2). AC2 combines both segments into one segment (3), defined as a “climb-cruise”. Fuel-used and flight time differences between AC1 and AC2 are the comparison between normal flight profile of separate climb and cruise to a climb-cruise profile.

This author presented similar study named “Far and Fast Climb” in NKRAFA Journal of Science and Technology Vol.17 No.1 [1], which focused mainly on distance extension and fuel saving as a supplement. The current study renames the profile to a “climb-cruise” and focuses mainly on fuel saving, with time saving as a supplement. The analyses are more orderly after gaining more experiences of studying this flight profile. This study is presented in English to offer internationally for discussion.



**Fig. 1** Flight profile comparison between traditional climb and cruise (AC1) and a climb-cruise (AC2)

## 2. Flight Mechanics of a Climb-Cruise

On segment 1 in Fig. 1, altitude band ( $\Delta H$ ) is a product of vertical velocity ( $V_{v1}$ ) and time to climb ( $t_1$ ),

$$\Delta H = V_{v1} t_1$$

Ground distance ( $S_1$ ) is a product of climb speed ( $V_1$ ) and  $t_1$ ,

$$S_1 = V_1 t_1 \quad (1)$$

Therefore, 
$$\frac{S_1}{\Delta H} = \frac{V_1}{V_{v1}} \quad (2)$$

Quantity of fuel used ( $w_f$ ) is the product of specific fuel consumption ( $SFC = \dot{w}_{fv}$ ) and flight distance, which is approximately equal to ground distance because climb angle is small. Therefore,

$$w_{f1} = \dot{w}_{fv1} S_1$$

SFC is a ratio of fuel flow ( $\dot{w}_f$ ) to velocity ( $V_1$ ), so

$$w_{f1} = \frac{\dot{w}_{f1}}{V_1} S_1$$

Divide by  $\Delta H$  and substitute equation (2) to get

$$\frac{w_{f1}}{\Delta H} = \frac{\dot{w}_{f1}}{V_1} \frac{V_1}{V_{v1}} = \frac{\dot{w}_{f1}}{V_{v1}} \quad (3)$$

Similarly, on segment 3 
$$\frac{S_3}{\Delta H} = \frac{V_3}{V_{v3}} \quad (4)$$

and 
$$\frac{w_{f3}}{\Delta H} = \frac{\dot{w}_{f3}}{V_{v3}} \quad (5)$$

On segment 2, ground distance ( $S_2$ ) is the difference between  $S_3$  and  $S_1$ , so



$$\frac{S_2}{\Delta H} = \frac{S_3}{\Delta H} - \frac{S_1}{\Delta H} \quad (6)$$

and

$$\frac{w_{f2}}{\Delta H} = \frac{\dot{w}_{f2}}{V_2} \frac{S_2}{\Delta H} = \frac{\dot{w}_{f2}}{V_2} \left( \frac{S_3}{\Delta H} - \frac{S_1}{\Delta H} \right)$$

Substitute equation (2) and (4) to get

$$\frac{w_{f2}}{\Delta H} = \frac{\dot{w}_{f2}}{V_2} \left( \frac{V_3}{V_{v3}} - \frac{V_1}{V_{v1}} \right) \quad (7)$$

Fuel-used difference between AC1 and AC2, or fuel saving, is

$$\Delta w_f = (w_{f1} + w_{f2}) - w_{f3}$$

Substitute equation (3), (5) and (7) to get

$$\frac{\Delta w_f}{\Delta H} = \left[ \frac{\dot{w}_{f1}}{V_{v1}} + \frac{\dot{w}_{f2}}{V_2} \left( \frac{V_3}{V_{v3}} - \frac{V_1}{V_{v1}} \right) \right] - \frac{\dot{w}_{f3}}{V_{v3}} \quad (8)$$

Difference of flight time between AC2 and AC1 is also interesting. Flight time of segment 1 in Fig. 1 can be calculated by equation (1),

$$t_1 = \frac{S_1}{V_1} \quad (9)$$

Divide by  $\Delta H$  and substitute equation (2) to get

$$\frac{t_1}{\Delta H} = \frac{S_1}{\Delta H} \frac{1}{V_1} = \frac{1}{V_{v1}} \quad (10)$$

Similarly for segment 3,

$$\frac{t_3}{\Delta H} = \frac{1}{V_{v3}} \quad (11)$$

For segment 2, apply equation (9)

$$t_2 = \frac{S_2}{V_2}$$

then divide by  $\Delta H$  and substitute equation (6) to get

$$\frac{t_2}{\Delta H} = \frac{1}{V_2} \left( \frac{S_3}{\Delta H} - \frac{S_1}{\Delta H} \right)$$

Substitute equation (2) and (4) to get

$$\frac{t_2}{\Delta H} = \frac{1}{V_2} \left( \frac{V_3}{V_{v3}} - \frac{V_1}{V_{v1}} \right) \quad (12)$$

Flight time difference between AC2 and AC1, or time saving, is calculated from

$$\frac{\Delta t}{\Delta H} = \left( \frac{t_1}{\Delta H} + \frac{t_2}{\Delta H} \right) - \frac{t_3}{\Delta H}$$

Finally, substitute equation (10), (11) and (12) to get

$$\frac{\Delta t}{\Delta H} = \left[ \frac{1}{V_{v1}} + \frac{1}{V_2} \left( \frac{V_3}{V_{v3}} - \frac{V_1}{V_{v1}} \right) \right] - \frac{1}{V_{v3}} \quad (13)$$

Equation (8) and (13) determine fuel saving and time saving (+ differences as + savings) of climb-cruise over separate climb and cruise profile.

### 3. Minimum Fuel Climb-Cruise

Finding optimal climb-cruise speed depends on the flight objective which would select the objective parameter and the reference flight profile (climb and cruise). For example, if the flight objective is to save fuel, then the objective parameter is fuel saving (Equation (8)) and the reference flight profile consists of minimum fuel climb ( $V_1$  as minimum fuel climb speed,  $V_{mf}$ ) and maximum range cruise ( $V_2$  as maximum range speed,  $V_{mr}$ ). If the flight objective is to save time, then the objective parameter is time saving (Equation (13)) and the reference flight profile consists of maximum rate climb ( $V_1$  as maximum rate climb speed,  $V_y$ ) and maximum ground distance level flight ( $V_2$  as maximum level speed). This research will concentrate on minimum fuel climb-cruise at a specific altitude and demonstrate fuel saving of climb-cruise for example aircraft.

### 4. Fuel Saving by Climb-Cruise at 10,000 feet, for PA-28R-200 Piper Arrow II

PA-28R-200 Piper Arrow II in Fig. 2, is a light propeller aircraft with a Lycoming IO-360-C1C piston engine. Following data on the aircraft, engine and propeller are from McCormick [2] and PA-28R-200 Flight Manual [3].



Fig. 2 PA-28R-200 Piper Arrow II

Table 1. PA-28R-200 Piper Arrow II and engine performance data

|                                    |                           |
|------------------------------------|---------------------------|
| Weight                             | 2,650 lbs                 |
| Wing area                          | 169 sqf                   |
| Zero-lift drag coeff. ( $C_{D0}$ ) | 0.026627                  |
| Induced drag factor (K)            | 0.074119                  |
| Climb power @ 10,000 ft            | 130 hp (65% power)        |
| Climb fuel flow @ 10,000 ft        | 9.16 gal/hr (@ 65% power) |
| Cruise power @ 10,000 ft           | 55% (100% = 200 hp)       |
| Cruise speed @ 10,000 ft           | 147 mi/hr (@55% power)    |
| Cruise fuel flow @ 10,000 ft       | 8 gal/hr (@55% power)     |
| Propeller diameter                 | 6.17 ft                   |
| Propeller speed                    | 2,500 rpm                 |

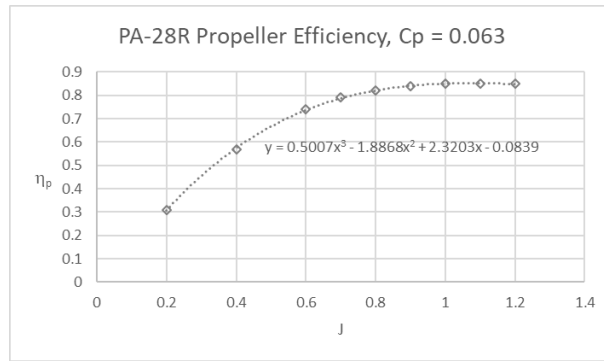
For a propeller aircraft, rate of climb ( $V_v$ ) is calculated from

$$V_v = \frac{P_a - P_r}{W} \quad (14)$$

$P_a$  is available power and calculated from

$$P_a = \eta_p P_e \quad (15)$$

$P_e$  is engine power and  $\eta_p$  is propeller efficiency. For a climb at 10,000 ft, engine climb power ( $P_e$ ) is at 130 hp. Data for PA-28R  $\eta_p$  is given in [2, pp 361-362]. Fig. 3 presents  $\eta_p$  as a function of advance ratio ( $J$ ) at power coefficient ( $C_p$ ) of 0.063 which corresponds to climb power of 130 hp, propeller diameter of 6.17 ft and propeller speed of 2,500 rpm.



**Fig. 3** Propeller efficiency ( $\eta_p$ ) for PA-28R Piper Arrow at  $C_p$  of 0.063

$P_r$  in equation (13), is required power and calculated from [4, pp 294-299, 363-367]

$$P_r = DV = (C_D q S) V \quad (16)$$

$D$  is a drag and  $V$  is the climb speed.  $D$  is calculated from drag coefficient ( $C_D$ ), dynamic pressure ( $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ ) and wing area ( $S$ ).  $C_D$  is calculated from drag polar relation,

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2 \quad (17)$$

$C_{D0}$  is the zero-lift drag coefficient and  $K$  is the induced drag factor.  $C_{D0}$  and  $K$  can be calculated from data given in [2, pp 435].  $C_L$  is lift coefficient which can be calculated from

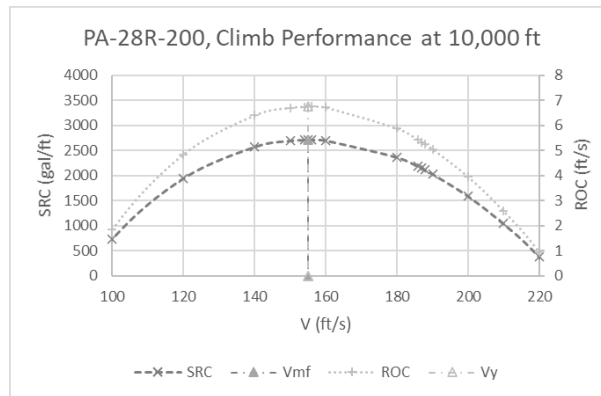
$$C_L = \frac{L}{qS} = \frac{W}{qS} \quad (18)$$

$L$  is lift and assumed to equal weight ( $W$ ) during a climb because climb angle is small.

For aircraft with piston engine, fuel flow is constant at the same power setting and altitude. Therefore, for a climb at 10,000 ft with 130 hp (65% power), fuel flow of PA-28R-200 is 9.16 gal/hr for all airspeeds.

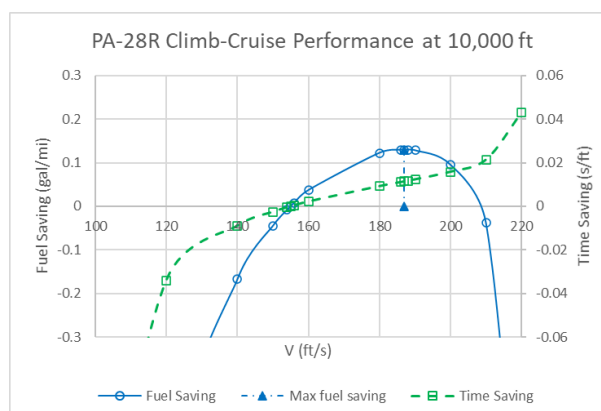
For climb (segment 1) and cruise (segment 2) segments in Fig. 1,  $V_1$  is minimum fuel climb speed ( $V_{mf}$ ) and  $V_2$  is maximum range speed ( $V_{mr}$ ) to achieve minimum fuel used.  $V_{mr}$  is given in the Flight Manual [3, pp 36] at 10,000 ft and 55% power as 147 mi/hr (216 ft/s), and fuel flow of 8 gal/hr [3, pp 37]. Fig. 4 shows rate of climb (ROC) and specific rate

of climb (SRC) at 10,000 ft, calculated from Equation (14). SRC is the ratio of ROC to fuel flow and  $V_{mf}$  is the speed at maximum SRC, which is 157 ft/s in Fig. 4. As shown in Fig. 4,  $V_{mf}$  is the same as  $V_y$ , which is the maximum climb rate speed.  $V_y$  and maximum ROC is given in the Flight Manual [3, pp 26, 35] as 95 mi/hr (139 ft/s) and 400 ft/min (6.67 ft/s). Comparison of maximum ROC from the Flight Manual (6.67 ft/s) with value in Fig. 4 from calculations (6.74 ft/s) shows the difference of 1%, confirming the correspondence of calculations to actual performance.



**Fig. 4** PA-28R-200 Climb Performance at 10,000 ft

Fig. 5 shows results of fuel saving, calculated with Equation (8), and time saving, calculated with Equation (13). Positive fuel saving exists over the 157 - 208 ft/s speed range and maximum fuel saving occurs at speed of 187 ft/s (127.5 mi/hr). The maximum fuel saving is 0.13 gal/mi which accounts for 4.9% of the total fuel used by the reference flight profile (separate minimum fuel climb and maximum range cruise). It is interesting to note that the Flight Manual also recommends en route climb speed of 110 mi/hr [3, pp 26] which is higher than best rate climb speed (95 mi/hr). Minimum fuel climb-cruise speed is 127.5 mi/hr which is higher than both best rate climb speed and en route climb speed. Time saving at minimum fuel climb-cruise speed is also positive at 0.0114 s/ft, which accounts for 8.2% of total time used for the reference flight profile (separate minimum fuel climb and maximum range cruise). Positive time saving shows continuous increase from the beginning of positive fuel saving speed at 157 ft/s onwards.



**Fig. 5** PA-28R-200 Climb-Cruise Performance at 10,000 ft

Fig. 5 confirms that a PA-28R-200 aircraft travels from O to B in Fig. 1, using climb-cruise profile with  $V_3 = 127.5$  mi/hr (187 ft/s), uses less fuel and takes less time than climbs with  $V_1 = 107$  mi/hr (157 ft/s), then cruises with  $V_2 = 147$  mi/hr (215.6 ft/s), as recommended by the Flight Manual.

##### 5. Fuel Saving by Climb-Cruise at 15,000 feet, for C-130H

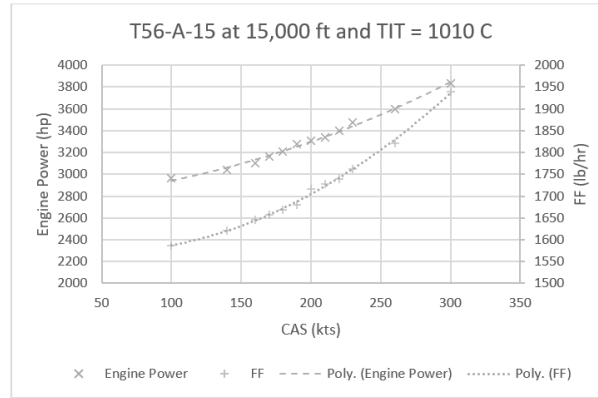
C-130H, Fig. 6, is a medium military transport. Propulsion system consists of (4) T56-A-15 turboprop engines from Allison Rolls-Royce, and constant-speed propellers 54H60 from Hamilton Standard. Fuselage is pressurized to enable cruising at altitudes up to 30,000 ft. Therefore, fuel saving with climb-cruise will be demonstrated at 15,000 ft altitude and 155,000 lb weight, with following data.



**Fig. 6** C-130H with (4) T56-A-15 turboprop engines

**Table 2.** C-130H and engine performance data

|                                    |                         |
|------------------------------------|-------------------------|
| Weight                             | 155,000 lbs [5, pp 1-4] |
| Wing area                          | 1,745 sqf [6]           |
| Zero-lift drag coeff. ( $C_{D0}$ ) | 0.0227 [7]              |
| Induced drag factor (K)            | 0.0291 [7]              |
| Engine at TIT 1,010 °C             |                         |
| - Power available                  | [8, pp 2-4]             |
| - Fuel Flow                        | [8, pp 2-6]             |
| Specific Range                     | [8, pp 5-19]            |
| Propeller diameter                 | 13.5 ft [9, pp 1-7]     |
| Propeller speed                    | 1,020 rpm [9, pp 1-8]   |



**Fig. 7** T56-A-15 power available and fuel flow at 15,000 ft and TIT at 1,010 °C

C-130H is a propeller aircraft, similar to PA-28R-200, but turboprop engines and constant-speed propellers are more affected by airspeeds. In a climb at 15,000 ft, T56-A-15 engine TIT is set at 1,010 °C and power available and fuel flow for each engine are obtained from SMP 777 Performance Data Flight Manual [8, pp 2-4, 2-6] and shown in Fig. 7.

Propeller efficiency ( $\eta_p$ ) can be calculated from a cruise performance chart which displays engine power and true airspeed during a cruise. At constant speed and constant altitude, power available equals power required (DV).

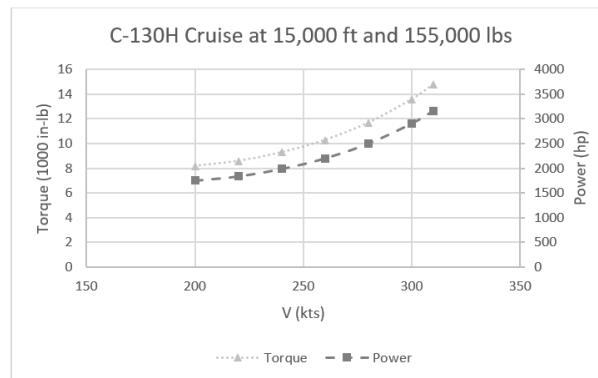
$$P_a = P_r$$

$$\eta_p P_e = DV$$

and

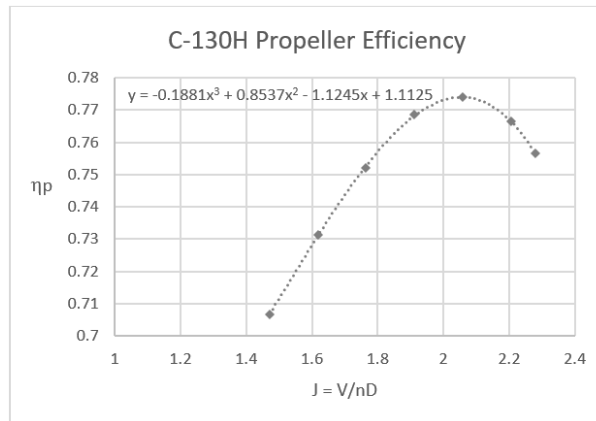
$$\eta_p = \frac{DV}{P_e} \quad (19)$$

C-130H specific range chart at 15,000 ft and 155,000 lb weight [8, pp 5-9], displays engine torque ( $T_q$ ) against true airspeed ( $V$ ), as shown in Fig. 8. Engine power ( $P_e$ ) relates to torque as  $P_e = 0.2139 T_q$  [8, pp 2-1] and shows in Fig. 8 also.



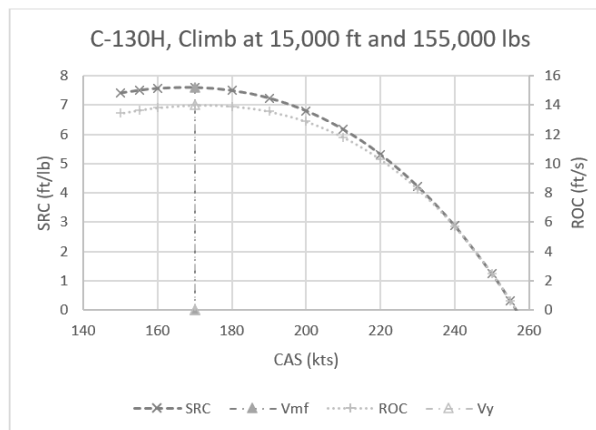
**Fig. 8** C-130H power required in a cruise at 15,000 ft and 155,000 lbs

Drag (D) in Equation (19), can be obtained from drag polar, using Equation (16), (17) and (18). Propeller efficiency ( $\eta_p$ ) is calculated from Equation (19) and plotted against advance ratio,  $J = \frac{V}{nD}$ , in Fig. 9.



**Fig. 9** C-130H propeller efficiency

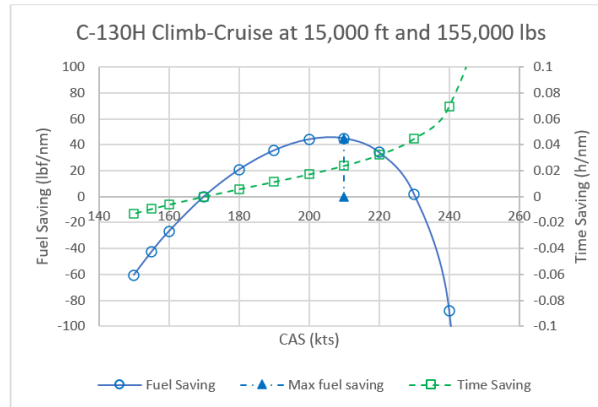
Climb performance at 15,000 ft and 155,000 lbs weight is shown in Fig. 10. Rate of climb (ROC) varies with the difference between power available ( $P_a$ ) and power required ( $P_r$ ), as shown in Equation (14).  $P_a$  is calculated by Equation (15) with  $\eta_p$  from Fig. 9 and  $P_e$  from Fig. 7.  $P_r$  is obtained from drag polar using (16), (17) and (18), and  $C_{D0}$  and  $K$  from [7]. Specific rate of climb (SRC) is the ratio of climb rate and fuel flow and also shown in Fig. 10.  $V_y$  is the maximum ROC speed and  $V_{mf}$  is the maximum SRC speed. Both  $V_y$  and  $V_{mf}$  occur at 170 kts CAS.



**Fig. 10** C-130H climb performance at 15,000 ft and 155,000 lbs

Fig. 11 demonstrates climb-cruise performance of C-130H at 15,000 ft and 155,000 lb weight. The speed in climb segment of Fig. 1 ( $V_1$ ) is flown with  $V_{mf}$  (maximum SRC speed) of 170 kt CAS to minimize fuel used. The speed in cruise segment of Fig. 1 ( $V_2$ ) is flown with  $V_{mr}$  (maximum range cruise speed) of 260 kt TAS (206 kt CAS).  $V_{mr}$  is selected at the point of maximum specific range (SR of 52 nm/1,000 lb of fuel) from the SR chart at 15,000 ft and 155,000 lbs [8, pp 5-19]. Fuel saving in Fig. 11 is calculated with Equation (8) and time saving with Equation (13). Positive fuel saving exists over the 170 - 230 kt CAS range, and maximum fuel saving occurs at speed of 210 kt CAS. The maximum fuel saving is 44.9 lb/nm which accounts for 4.36% of the total fuel used by the reference flight profile (separate minimum fuel climb and maximum range cruise).

Time saving at minimum fuel climb-cruise speed is also positive at 0.0238 hr/nm, which accounts for 14.3% of total time used by the reference flight profile (separate minimum fuel climb and maximum range cruise). Positive time saving shows continuous increase from the beginning of positive fuel saving speed at 170 kts CAS onwards.



**Fig. 11** C-130H climb-cruise performance at 15,000 ft and 155,000 lbs

Similar to the findings with PA-28R-200 in Fig. 5, Fig. 11 confirms that C-130H aircraft travels from O to B in Fig. 1, using climb-cruise profile with  $V_3 = 210$  kt CAS, uses less fuel and takes less time than climbs with  $V_1 = 170$  kt CAS, then cruises with  $V_2 = 206$  kt CAS, as recommended by the Flight Manual.

#### 6. Fuel Saving by Climb-Cruise at 20,000 feet, for B747-100



**Fig. 12** B747-100 aircraft with 4 JT9D-7A turbofan engines

B747-100 in Fig. 12, is a large passenger aircraft with (4) JT9D-7A turbofan engines. Following data on aircraft and engine are from [2, pp 432, 400-401].

**Table 3.** B747-100 and engine performance data

|                                    |                     |
|------------------------------------|---------------------|
| Weight                             | 3,260 kN            |
| Wing area                          | 511 sqm             |
| Zero-lift drag coeff. ( $C_{D0}$ ) | 0.01818             |
| Induced drag factor (K)            | 0.06543             |
| Engine maximum climb performance   | Fig. 13 [2, pp 400] |
| Engine maximum cruise TSFC         | Fig. 14 [2, pp 401] |

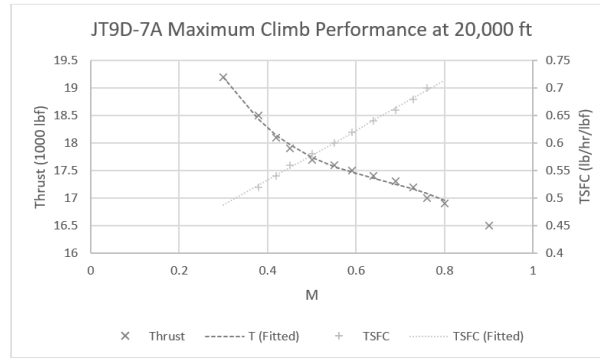
For a turbofan aircraft, rate of climb ( $V_v$ ) is calculated from [4, pp 479-489]

$$V_v = V \left( \frac{T-D}{W} \right) \quad (20)$$

T is thrust and varies with Mach number (M) as shown in Fig. 13. D is drag and calculated with Equation (16), (17) and (18) at 6,000 m (19,685 ft) altitude and fuel flow ( $\dot{W}_f$ ) is calculated from

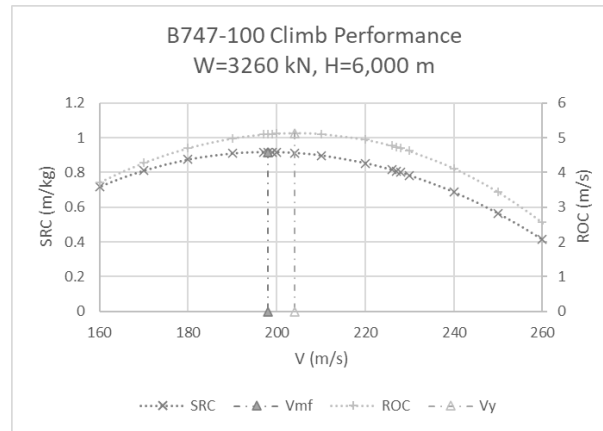


$$\dot{w}_f = (TSFC)T \quad (21)$$



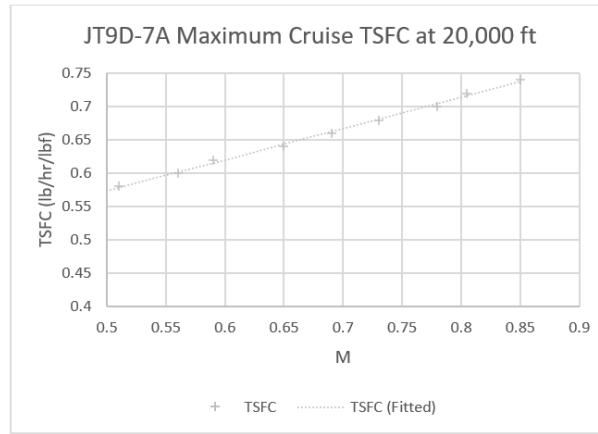
**Fig. 13** JT9D-7A turbofan engine, maximum climb performance at 20,000 ft

TSFC is thrust specific fuel consumption, a ratio of fuel flow to thrust, and also obtained from Fig. 13. For minimum fuel used in the climb segment of Fig. 1,  $V_1$  is the minimum fuel climb speed ( $V_{mf}$ ). Fig. 14 shows rate of climb (ROC) and specific rate of climb (SRC) at 6,000 m (19,685 ft), calculated from Equation (20). SRC is the ratio of ROC to fuel flow and  $V_{mf}$  is the speed at maximum SRC.  $V_{mf}$  is at 198 m/s in Fig. 15 and slightly less than  $V_y$ , the maximum climb rate speed of 204 m/s. Reference [10] shows indicated climb speed of 290 kts (true airspeed of 390 kts, or 201 m/s) produces rate of climb of 1,000 ft/min (5.08 m/s) at 20,000 ft, which are compatible with maximum rate climb speed ( $V_y$  at 204 m/s) and maximum ROC (5.1 m/s) in Fig. 14.

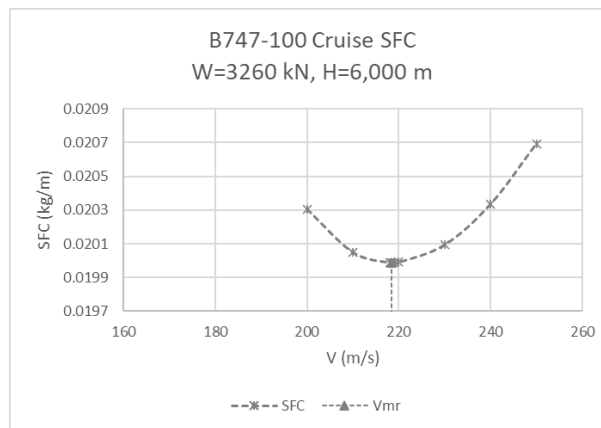


**Fig. 14** B747-100 Climb Performance at 3,260 kN weight and 6,000 m altitude

For minimum fuel used in the cruise segment of Fig. 1,  $V_2$  is the maximum range speed ( $V_{mr}$ ).  $V_{mr}$  occurs at minimum specific fuel consumption (SFC) [4, pp 508-516] which is the ratio of fuel flow ( $\dot{w}_f$ ) to airspeed ( $V$ ). Fuel flow ( $\dot{w}_f$ ) is calculated from Equation (21) and TSFC is obtained from Fig. 15. Thrust ( $T$ ) equals to drag ( $D$ ) which is calculated from Equation (16), (17) and (18) at 6,000 m (19,685 ft). SFC is presented in Fig. 16 and  $V_{mr}$ , at minimum SFC, is at 218.5 m/s.

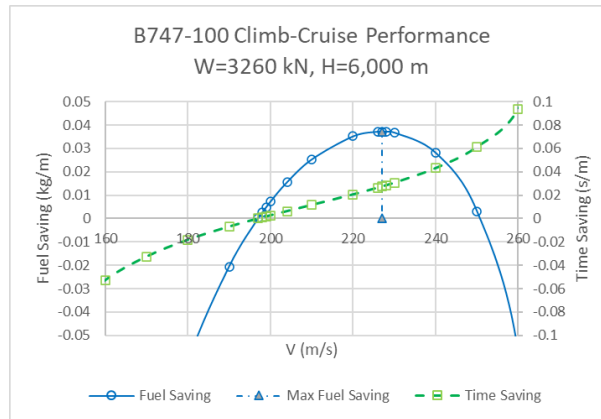


**Fig. 15** JT9D-7A turbofan engine, maximum cruise TSFC at 20,000 ft



**Fig. 16** B747-100 Cruise SFC at 3,260 kN weight and 6,000 m altitude

Fig. 17 shows results of fuel saving, calculated with Equation (8), and time saving, calculated with Equation (13). Positive fuel saving exists over the 198 - 251 m/s speed range, and maximum fuel saving occurs at speed of 227 m/s (0.72 M). The maximum fuel saving is 0.0373 kg/m which accounts for 2.9% of the total fuel used by the reference flight profile (separate minimum fuel climb and maximum range cruise). Time saving at minimum fuel climb-cruise speed is also positive at 0.0275 s/m, which accounts for 11.5% of total time used by the reference flight profile (separate minimum fuel climb and maximum range cruise). Positive time saving shows continuous increase from the beginning of positive fuel saving speed at 198 m/s onwards.



**Fig. 17** B747-100 Climb-Cruise Performance at 3,260 kN weight and 6,000 m altitude

Similar to the findings with PA-28R-200 in Fig. 5 and C-130H in Fig. 11, Fig. 17 confirms that B747-100 aircraft travels from O to B in Fig. 1, using climb-cruise profile with  $V_3 = 227$  m/s, uses less fuel and takes less time than climbs with  $V_1 = 198$  m/s, then cruises with  $V_2 = 218.5$  m/s, as recommended by theory.

## 7. Conclusions and Recommendations

7.1 Climb-cruise provides fuel and time savings over separate climb and cruise segments. The results are confirmed by light propeller aircraft (PA-28R-200), medium military transport (C-130H) and large passenger aircraft (B747-100).

7.2 Optimal climb-cruise speed depends on the flight objective. This study chooses minimum fuel-used as the objective and chooses the reference profile to consist of minimum fuel climb and maximum range cruise. The optimal climb-cruise speed is found to be appreciably higher than minimum fuel climb speed.

7.3 Fuel saving is not very high, 4.9% for light propeller aircraft, 4.4% for medium military transport and 2.9% for large passenger aircraft. Time saving is higher but still not very high, 8.2% for light propeller aircraft, 14.3% for medium military transport and 11.5% for large passenger aircraft.

7.4 Although fuel and time savings are not high, climb-cruise is more comfortable to aircraft pilots and passengers. Higher climb speed of climb-cruise allows for lower climb angle and better visibility for pilots. Lower climb rate reduces aircraft cabin pressurization rate of adjustment and less passenger discomfort.

7.5 Further studies should be conducted on:

- A full climb through an altitude band from lower altitude to maximum altitude,
- Other flight objective, such as minimum time climb-cruise, and
- Other flight segments combination, such as cruise-descent, climb-descent and climb-cruise-descent.

## 8. Nomenclature

|          |                              |          |                                    |
|----------|------------------------------|----------|------------------------------------|
| $\rho$   | = Air density                | $T_q$    | = Torque                           |
| $\eta_p$ | = Propeller efficiency       | TSFC     | = Thrust specific fuel consumption |
| $C_D$    | = Drag coefficient           | $V$      | = True airspeed                    |
| $C_{D0}$ | = Zero-lift drag coefficient | $V_{mf}$ | = Minimum fuel climb speed         |
| $C_L$    | = Lift coefficient           | $V_{mr}$ | = Maximum range cruise speed       |

|            |                              |                |                                       |
|------------|------------------------------|----------------|---------------------------------------|
| $C_p$      | = Power coefficient          | $V_v$          | = Vertical velocity, or rate of climb |
| CAS        | = Calibrated airspeed        | $V_y$          | = Maximum rate of climb speed         |
| d          | = Propeller diameter         | $w_f$          | = Fuel used                           |
| D          | = Drag                       | $\Delta w_f$   | = Fuel saving                         |
| FF         | = Fuel flow                  | $\dot{w}_f$    | = Fuel flow                           |
| $\Delta H$ | = Altitude band              | $\dot{w}_{fv}$ | = Specific fuel consumption           |
| J          | = Advance ratio              | W              | = Aircraft weight                     |
| K          | = Induced drag factor        | C              | = Celsius                             |
| L          | = Lift                       | ft             | = foot                                |
| M          | = Mach number                | gal            | = gallon                              |
| n          | = Propeller rotational speed | hp             | = horse power                         |
| $P_a$      | = Power available            | hr             | = hour                                |
| $P_e$      | = Engine power               | in             | = Inch                                |
| $P_r$      | = Power required             | kN             | = kilonewton                          |
| q          | = Dynamic pressure           | kt             | = knot (nautical mile/hr)             |
| ROC        | = Rate of climb              | lb             | = pound                               |
| S          | = Wing area                  | $lb_f$         | = pound force                         |
| SFC        | = Specific fuel consumption  | m              | = meter                               |
| SR         | = Specific range             | mi             | = mile                                |
| SRC        | = Specific rate of climb     | nm             | = nautical mile                       |
| t          | = Flight time                | rpm            | = revolution per minute               |
| $\Delta t$ | = Time saving                | s              | = second                              |
| T          | = Engine thrust              | sqf            | = square foot                         |
| TAS        | = True airspeed              | sqm            | = square meter                        |
| TIT        | = Turbine inlet temperature  |                |                                       |

## 9. References

- [1] Pajayakrit, P., Yuthayanon, I. & Klongtrujrok, J. (2021). Far and Fast Climb. *NKRAFA Journal of Science and Technology*. 17(1): 85-95.
- [2] McCormick, B. W. (1979). **Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics**. First edition. New Jersey: Wiley & Sons.
- [3] Piper Aircraft Corporation. (1987). **Piper Cherokee Arrow 200 Owner's Manual**. Florida: Publications Department, Piper Aircraft Corporation.
- [4] Anderson Jr., J. D. (2016). **Introduction to Flight**. Eighth edition. New York: McGraw Hill Education.
- [5] United States Air Force. (2005). **TO 1C-130H-1, Flight Manual USAF Series C-130H Aircraft**. 1 August 2002, Change 7, 23 March 2005. Washington, D.C.: Air Force Departmental Publishing Office.

- [6] Wikipedia. (2021). Lockheed C-130 Hercules, Specifications (C-130H). Retrieved on August 24, 2021, from [https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed\\_C-130\\_Hercules](https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_C-130_Hercules)
- [7] Dickinson, R. L. (1953). **Aerodynamic Data for Structural Loads**. California: Lockheed Aircraft Corporation.
- [8] Lockheed Corporation. (2013). **Flight Manual Performance Data for Lockheed Martin Hercules, SMP 777**. 29 May 1987, Change 10, 1 April 2013. California: Lockheed Martin Aeronautics Company.
- [9] Lockheed Corporation. (1994). **Royal Thai Air Force C-130H/H-30 Hercules Training Manual Volume 2B Propeller**. California: Customer Training System Department, Lockheed Aeronautical Systems Company.
- [10] Skybrary. (2021). Boeing 747-100, Indicative Performance Data. Retrieved on August 24, 2021, from <https://skybrary.aero/aircraft/b741>

# การเลือกรูปแบบการขนส่งสินค้าที่เหมาะสมด้วยวิธีกระบวนการลำดับชั้นเชิงวิเคราะห์: กรณีศึกษาบริษัทผู้ผลิตกระจกนิรภัย

## Selecting transportation modes by the Analytical Hierarchical Process (AHP):

### A case study of safety glass manufacturer company

<sup>1\*</sup>สุนิสา เทื่อนไพร, <sup>2#</sup>จีราดา อนุชิตนันท์ และ <sup>3#</sup>สรารวุธ ลักษณะโต

<sup>1,2,3</sup> คณะโลจิสติกส์ มหาวิทยาลัยบูรพา

<sup>1\*</sup> Sunisa Tuanprai, <sup>2#</sup> Jeerada Anuchitnanon and <sup>3#</sup> Sarawut Luksanato

<sup>1,2,3</sup> Faculty of Logistics, Burapha University

<sup>1\*</sup> tuanpraisunisa@gmail.com, <sup>2#</sup> jeerada@go.buu.ac.th, <sup>3#</sup> sarawut@go.buu.ac.th

Received : March 18, 2024

Revised : June 5, 2024

Accepted : June 6, 2024

### บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้ศึกษาแนวทางการลดต้นทุนโลจิสติกส์ด้วยการเลือกรูปแบบการขนส่งสินค้าที่เหมาะสมของกรณีศึกษาบริษัทผู้ผลิตกระจกนิรภัย ด้วยวิธีกระบวนการลำดับชั้นเชิงวิเคราะห์ (AHP) พิจารณาจากเกณฑ์การตัดสินใจ 5 เกณฑ์ ได้แก่ ต้นทุนขนส่ง ระยะเวลาขนส่ง อุปกรณ์ขนถ่าย การจัดการเอกสาร และความปลอดภัยของสินค้า จากทางเลือกรูปแบบการขนส่ง 3 รูปแบบ คือ การขนส่งทางถนน ทางน้ำ และทางอากาศ จากการศึกษาพบว่า การขนส่งทางถนนมีค่าน้ำหนักความสำคัญมากที่สุด เท่ากับร้อยละ 2.815 ถ้าเปรียบเทียบต้นทุนระหว่างการขนส่งทางน้ำที่บริษัทดำเนินการอยู่ในปัจจุบันกับการขนส่งทางถนนที่ได้จากการศึกษา บริษัทกรณีศึกษาสามารถลดต้นทุนโลจิสติกส์โดยเฉลี่ยได้เท่ากับ 1,270,000 บาทต่อปี คิดเป็นร้อยละ 22

**คำสำคัญ:** ต้นทุนโลจิสติกส์, วิธีกระบวนการลำดับชั้นเชิงวิเคราะห์, รูปแบบการขนส่งสินค้า

### Abstract

This research examines cost reduction in logistics by selecting appropriate transportation mode for a case study of a safety glass manufacturer using the Analytic Hierarchy Process (AHP) decision criteria including transportation cost, transportation time, material handling equipment, document management, and product security. From three transportation modes - road, water, and air transport - the study found that road transportation has the highest importance weight at 2.815%. Comparing the costs between the current water transportation and road transportation obtained from the study, the case study company can achieve an average logistics cost reduction of 1,270,000 baht per year, which is 22%.

**Keywords:** Logistics Cost, Analytic Hierarchy Process (AHP), Transportation Modes

## 1. บทนำ

ต้นทุนโลจิสติกส์เป็นต้นทุนที่เกิดจากกิจกรรมต่าง ๆ ด้านโลจิสติกส์ในธุรกิจ เพื่อก่อให้เกิดการเคลื่อนย้าย การจัดเก็บ การรวบรวม และการกระจายสินค้า วัตถุดิบหรือชิ้นส่วนประกอบ เมื่อเกิดการเคลื่อนย้าย ทำให้เกิดต้นทุนการขนส่ง (Transportation Cost) ที่ผันแปรไปตามความต้องการของลูกค้าที่แตกต่างกัน เช่น ปริมาณการขนส่ง ผลกระทบที่ขนส่ง น้ำหนัก จากจุดกำเนิดสินค้าจนกระทั่งถึงมือลูกค้า [1] รวมไปถึงวิธีการขนส่งที่ก่อให้เกิดต้นทุนที่แตกต่างกัน ในปี 2565 ต้นทุนการขนส่งสินค้า คิดเป็นสัดส่วน ร้อยละ 6.6 ต่อ GDP โดยมีมูลค่า 1,152.4 พันล้านบาท เพิ่มขึ้นจาก 1,094.1 พันล้านบาท ในปี 2564 หรือเพิ่มขึ้น ร้อยละ 5.3 เนื่องจากปัจจัยราคาค่าขนส่งยังอยู่ในระดับสูง เช่น ราคาน้ำมัน และค่าระวางเรือ ตามการเปลี่ยนแปลงกลไกห่วงโซ่อุปทานโลก ถือเป็นสถานการณ์ความไม่แน่นอนที่จะเกิดขึ้นกับหลาย ๆ ธุรกิจ [2, 10] ส่งผลกระทบต่อ ต้นทุนการขนส่งที่สูงขึ้น ประกอบกับการแข่งขันทางการค้าที่ทวีความรุนแรง การลดต้นทุนโลจิสติกส์จึงเป็นส่วนหนึ่งของการพัฒนาและปรับปรุงการดำเนินงานทางธุรกิจให้มีประสิทธิภาพ การวิเคราะห์โดยพิจารณาส่วนได้-ส่วนเสีย (Trade-off Analysis) เป็นการพิจารณาการเลือกทำกิจกรรมที่มีต้นทุนหรือค่าใช้จ่ายที่แตกต่างกัน มีกิจกรรมที่ต้นทุนเพิ่มสูงขึ้น และต่ำกว่า แต่ผลลัพธ์สุทธิทำให้ต้นทุนโลจิสติกส์รวมลดลง [3]

บริษัทกรณิศศึกษาเป็นบริษัทผู้ผลิตชิ้นส่วนยานยนต์ประเภทกระบอกเครื่องยนต์นิรภัย โดยผลิตให้กับผู้ประกอบรถยนต์ (Original Equipment Manufacturer: OEM) ทั้งในประเทศและส่งออกต่างประเทศ ปัจจุบันบริษัทมีการส่งออกไปยังประเทศ มาเลเซีย ขนส่งสินค้าทางทะเลจากท่าเรือแหลมฉบังไปยังท่าเรือกลัง ระยะเวลาขนส่งประมาณ 11 วัน แต่จากสถานการณ์ที่ผ่านมามีปัญหาประสบปัญหาจากความเสี่ยงต่าง ๆ ที่เกิดจากปัจจัยภายในและภายนอก เช่น ความไม่แน่นอนจาก กระบวนการผลิต ปัญหาสิ่งแวดล้อม ปัญหาโรคระบาด COVID-19 เป็นต้น ส่งผลให้บริษัทกรณิศศึกษามีต้นทุนสูงขึ้นจากการขนส่งสินค้าไม่ตรงตามกำหนด โดยปัญหาส่วนใหญ่เกิดจากปัจจัยภายนอกที่เกิดจากระยะเวลาการขนส่งของผู้ให้บริการขนส่ง และระยะเวลาในการดำเนินการพิธีการศุลกากร

จากปัญหาที่กล่าวมาข้างต้นทำให้บริษัทต้องการดำเนินการปรับปรุงรูปแบบการขนส่งด้วยวิธีกระบวนการลำดับชั้นเชิงวิเคราะห์ (AHP) เพื่อตัดสินใจเลือกรูปแบบการขนส่งที่เหมาะสม เมื่อพิจารณาจากหลายเกณฑ์การตัดสินใจ (Criteria)

## 2. วัตถุประสงค์ของงานวิจัย

เพื่อศึกษาแนวทางการตัดสินใจเลือกรูปแบบการขนส่งสินค้าจากประเทศไทยไปประเทศมาเลเซียของบริษัทกรณิศศึกษาด้วยวิธีกระบวนการลำดับชั้นเชิงวิเคราะห์ (AHP)

## 3. ขอบเขตงานวิจัย

3.1 งานวิจัยนี้ศึกษารูปแบบการขนส่งสินค้าจากประเทศไทยไปประเทศมาเลเซียของบริษัทผู้ผลิตกระบอกเครื่องยนต์นิรภัย เมื่อเกณฑ์การตัดสินใจที่บริษัทกรณิศศึกษาใช้ในการเลือกทางเลือกที่เหมาะสมที่สุด ได้แก่ ต้นทุนการขนส่ง ระยะเวลาขนส่ง อุปกรณ์ขนถ่าย การจัดการเอกสาร และความปลอดภัยของสินค้า

3.2 งานวิจัยนี้ศึกษาการเลือกรูปแบบการขนส่งจาก 3 ทางเลือก คือ การขนส่งทางถนนโดยรถบรรทุก ทางน้ำโดยเรือ และทางอากาศโดยเครื่องบิน

3.3 งานวิจัยนี้ตัดสินใจเลือกรูปแบบการขนส่งด้วยวิธีกระบวนการลำดับชั้นเชิงวิเคราะห์ (AHP) เพื่อปรับปรุงรูปแบบการขนส่งสินค้าจากประเทศไทยไปประเทศมาเลเซียของบริษัทกรณิศศึกษาให้เกิดประโยชน์สูงสุด

#### 4. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

การให้บริการขนส่งสินค้า (Mode of Transportation) ของประเทศไทย สามารถแบ่งได้เป็น 5 รูปแบบ ดังนี้

4.1 การขนส่งทางถนน เป็นการขนส่งโดยรถบรรทุกประเภทต่าง ๆ ได้แก่ รถกระบะบรรทุก รถตู้บรรทุก รถบรรทุกของเหลวหรือวัสดุอันตราย และรถพ่วง เป็นต้น

4.2 การขนส่งทางรถไฟหรือระบบราง เป็นการขนส่งด้วยขบวนรถไฟขนส่งสินค้า มีหลายเส้นทางและขนได้หลากหลายประเภท ได้แก่ สินค้าเทกอง (Bulk) สินค้าบรรจุตู้คอนเทนเนอร์ และสินค้าประเภทของเหลว เป็นต้น

4.3 การขนส่งทางท่อ เป็นการขนส่งสินค้าประเภทของเหลว เช่น น้ำ น้ำมัน ก๊าซธรรมชาติ และสารเคมี เป็นต้น

4.4 การขนส่งทางน้ำ ส่วนใหญ่ใช้เพื่อขนส่งสินค้าที่มีน้ำหนักมาก การขนส่งทางแม่น้ำในประเทศมักเป็นสินค้าจำพวก ธัญพืชและวัสดุก่อสร้างประเภทเทกอง ส่วนการขนส่งทางทะเลมักจะใช้เรือลำเลียง หรือเรือบรรทุกถ่ายลำสินค้าจากท่าเรือย่อยไปท่าเรือหลัก เพื่อสนับสนุนกิจกรรมการส่งออกและนำเข้า

4.5 การขนส่งทางอากาศ ส่วนใหญ่เป็นการขนส่งสินค้าที่มีมูลค่าสูง ต้องการความระมัดระวังเป็นพิเศษ น้ำหนักน้อย หรือสินค้าที่ต้องขนส่งเร่งด่วนเพื่อป้องกันการเสียหายหรือเน่าเสียง่าย อาทิเช่น อัญมณีและเครื่องประดับ ชิ้นส่วนและอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ และดอกไม้ เป็นต้น [4]

การเลือกรูปแบบการขนส่งจะขึ้นอยู่กับปัจจัยที่ต้องพิจารณา งานวิจัยนี้จึงศึกษาแนวทางการตัดสินใจเลือกรูปแบบการขนส่งโดยวิธีทางเทคนิคกระบวนการลำดับชั้นเชิงวิเคราะห์ (AHP) ซึ่งวิธี AHP คือวิธีการตัดสินใจแบบพหุเกณฑ์ (Multiple-Criteria Decision Making) โดยจะทำการคำนวณค่าน้ำหนักของหลักเกณฑ์ที่นำมาใช้ในการพิจารณา มาทำการเปรียบเทียบความสำคัญของค่าน้ำหนักระหว่างหลักเกณฑ์เป็นรายคู่ (Pair Wise Comparison) เพื่อคำนวณค่าความสำคัญของแต่ละทางเลือก AHP จึงเป็นเทคนิคที่ช่วยแก้ไขปัญหาคัดเลือกทางเลือกโดยการหาคำตอบที่เหมาะสมสำหรับสินค้าและบริการ ถึงแม้ว่าสินค้าและบริการจะมีปัจจัยที่พิจารณาต่างกันออกไป แต่ยังสามารถใช้เทคนิคเดียวกันในการตัดสินใจได้ [5, 14] และ AHP เป็นวิธีสำหรับแก้ปัญหาการตัดสินใจแบบหลายหลักเกณฑ์ สามารถวิเคราะห์ได้ทั้งเชิงปริมาณและเชิงคุณภาพ [12] AHP สามารถนำไปใช้สำหรับการตัดสินใจการเลือกเส้นทางการขนส่ง [6, 12] การตัดสินใจเลือกผู้ให้บริการขนส่งสินค้าทั้งในประเทศและต่างประเทศ [5, 7 และ 8] จากการศึกษาพบว่า ปัจจัยด้านค่าใช้จ่าย และด้านระยะเวลา เป็นปัจจัยที่ส่งผลกระทบต่อ การตัดสินใจการเปลี่ยนเส้นทางการขนส่งมากที่สุด เพราะจะส่งผลกระทบต่อราคายาขายต้นทุนการขนส่งของโรงงาน และการให้บริการเพื่อความพึงพอใจของลูกค้า [6, 7 และ 8] และความน่าเชื่อถือ เป็นปัจจัยที่มีความสำคัญที่ส่งผลกระทบต่อ การตัดสินใจในการเลือกสายการบินสำหรับการขนส่งสินค้าที่มีผลต่อความปลอดภัยของสินค้า [13]

#### 5. การดำเนินการวิจัย

งานวิจัยนี้ศึกษาแนวทางการตัดสินใจเลือกรูปแบบการขนส่งสินค้าจากบริษัทกรณีศึกษาไปยังบริษัทลูกค้าในประเทศ มาเลเซีย ซึ่งเป็นบริษัทในเครือเดียวกันกับบริษัทกรณีศึกษา โดยมีขั้นตอนการศึกษาดังต่อไปนี้

5.1 การตัดสินใจเลือกรูปแบบการขนส่งของบริษัทกรณีศึกษามีเกณฑ์การพิจารณา 5 เกณฑ์ ดังนี้

5.1.1 ต้นทุนขนส่ง พิจารณาด้านต้นทุนในการขนส่งสินค้าตั้งแต่บริษัทกรณีศึกษาจนถึงบริษัทลูกค้า

5.1.2 ระยะเวลาขนส่ง พิจารณากระบวนการตั้งแต่โหลดสินค้าออกจากคลังสินค้าบริษัทกรณีศึกษาจนถึงกระบวนการจัดส่งที่คลังสินค้าของบริษัทลูกค้า

5.1.3 อุปกรณ์ขนถ่าย พิจารณานาและประเภทของอุปกรณ์ที่ต้องใช้ในแต่ละรูปแบบการขนส่ง ทั้งในส่วน ของอุปกรณ์สำหรับขนย้าย และบรรจุภัณฑ์หมุนเวียนเพื่อการรวมหน่วยสินค้า (Unitization)

5.1.4 การจัดการเอกสาร พิจารณาเกี่ยวกับกระบวนการ จำนวนเอกสาร และเวลาที่ใช้ในการจัดเตรียมเอกสาร

5.1.5 ความปลอดภัยของสินค้า พิจารณาความเสี่ยงที่อาจจะก่อให้เกิดความเสียหายจากการขนส่ง รวมถึงโอกาส ในการสูญหายของสินค้า



5.2 ทางเลือกที่บริษัทกรณีศึกษาจะทำการพิจารณามี 3 ทางเลือก คือ การขนส่งทางถนนโดยรถบรรทุก การขนส่งทางน้ำโดยเรือ และการขนส่งทางอากาศโดยเครื่องบิน โดยในแต่ละทางเลือกมีกระบวนการดำเนินงาน และเวลาปฏิบัติการในแต่ละขั้นตอนที่แตกต่างกัน ดังนี้

ตารางที่ 1 ขั้นตอนการดำเนินการขนส่งสินค้าของแต่ละรูปแบบการขนส่ง

| รูปแบบการขนส่ง            | ขั้นตอนการดำเนินงาน                                                  | ระยะเวลาปฏิบัติการ (วัน) |   |   |   |   |   |   |   |   |    |    |
|---------------------------|----------------------------------------------------------------------|--------------------------|---|---|---|---|---|---|---|---|----|----|
|                           |                                                                      | 1                        | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 |
| ทางน้ำ<br>โดยเรือ         | 1. นำสินค้าบรรจุเข้าตู้คอนเทนเนอร์และขนส่งสินค้าไปยังท่าเรือแหลมฉบัง | ↔                        |   |   |   |   |   |   |   |   |    |    |
|                           | 2. ยกตู้คอนเทนเนอร์ขึ้นเรือสินค้า                                    |                          | ↔ |   |   |   |   |   |   |   |    |    |
|                           | 3. เรือออกเดินทางไปยังท่าเรือกลางประเทศมาเลเซีย                      |                          |   |   |   | ↔ |   |   |   |   |    |    |
|                           | 4. ดำเนินการพิธีการศุลกากรขาเข้าและขนส่งสินค้าไปยังคลังสินค้า        |                          |   |   |   |   |   |   |   | ↔ |    |    |
| ทางถนน<br>โดยรถบรรทุก     | 1. นำสินค้าบรรจุเข้าตู้คอนเทนเนอร์                                   | ↔                        |   |   |   |   |   |   |   |   |    |    |
|                           | 2. ขนสินค้าไปยังด่านสะเดา จังหวัดสงขลา                               |                          | ↔ |   |   |   |   |   |   |   |    |    |
|                           | 3. ดำเนินการพิธีการศุลกากรขาเข้า                                     |                          |   |   | ↔ |   |   |   |   |   |    |    |
|                           | 4. จัดส่งสินค้าไปยังคลังสินค้า                                       |                          |   |   | ↔ |   |   |   |   |   |    |    |
| ทางอากาศ<br>โดยเครื่องบิน | 1. นำสินค้าบรรจุขึ้นรถขนส่งสินค้าและจัดเตรียมเอกสารการส่งออกสินค้า   | ↔                        |   |   |   |   |   |   |   |   |    |    |
|                           | 2. ขนสินค้าขึ้นเครื่องบินและจัดส่งไปที่ประเทศมาเลเซีย                |                          | ↔ |   |   |   |   |   |   |   |    |    |
|                           | 3. สินค้าถึงท่าอากาศยานปลายทาง และดำเนินการพิธีการศุลกากรขาเข้า      |                          |   | ↔ |   |   |   |   |   |   |    |    |
|                           | 4. จัดส่งสินค้าไปยังคลังสินค้า                                       |                          |   |   |   |   |   |   |   |   |    |    |

5.3 ดำเนินการตัดสินใจด้วยวิธีการหาลำดับชั้นเชิงวิเคราะห์ของ Thomas L. Saaty [15] โดยมีขั้นตอนการวิเคราะห์ดังนี้

5.3.1 กำหนดโครงสร้างลำดับชั้นของการตัดสินใจ ด้วยการสร้างแผนภูมิเป็นลำดับชั้น โดยแต่ละลำดับชั้นจะประกอบด้วยกลุ่มของเกณฑ์ต่าง ๆ ได้แก่ ชั้นที่ 1 คือประเด็นปัญหาที่พบ ชั้นที่ 2 เป็นระดับชั้นของเกณฑ์หลัก ชั้นที่ 3 เป็นระดับชั้นของเกณฑ์รอง และระดับชั้นที่ 4 เป็นช่องทางในการเลือก

5.3.2 เปรียบเทียบความสำคัญของเกณฑ์การตัดสินใจเป็นรายคู่ (Pair wise Comparison) เพื่อกำหนดค่าน้ำหนักความสำคัญระหว่างเกณฑ์เป็นคู่โดยใช้ตารางเมตริกซ์ และให้ผู้เชี่ยวชาญร่วมกันวินิจฉัย

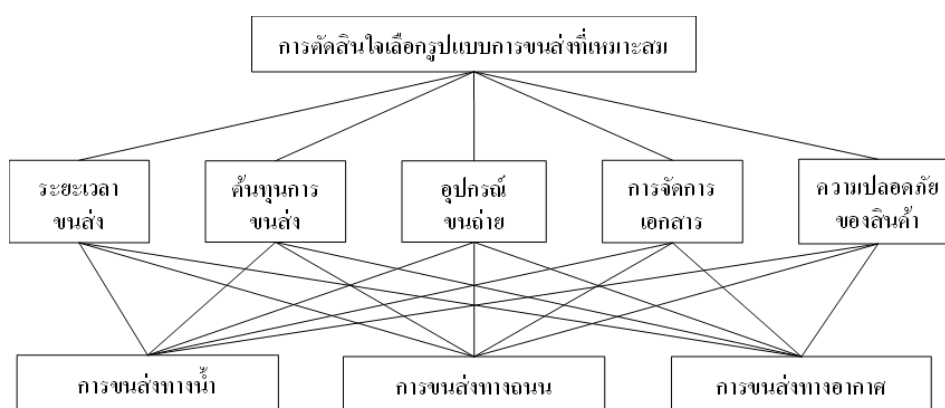
5.3.3 คำนวณค่าน้ำหนักความสำคัญ ด้วยนำผลที่ผู้เชี่ยวชาญวินิจฉัยแล้วมาคำนวณหาน้ำหนักความสำคัญในแต่ละชั้นจนครบ โดยเปรียบเทียบเกณฑ์แต่ละคู่ในรูปของตารางเมตริกซ์ทั้งในแนวนอนและแนวตั้ง จากนั้นคำนวณหาค่า Eigenvector ของเมตริกซ์ในแต่ละแถว (Normalized Matrix) จากค่าเฉลี่ยความสำคัญในแต่ละแถว

5.3.4 การตรวจสอบความสอดคล้องของเหตุผล (Consistency Ratio: C.R) โดยการคำนวณหาค่าดัชนีความสอดคล้องของเหตุผล จากนั้นเปิดตารางค่าดัชนีความสอดคล้องเชิงสุ่ม (Random Consistency Index: R.I) และเปรียบเทียบอัตราส่วนหาค่า C.R. น้อยกว่าหรือเท่ากับ 0.10 ถือว่ายอมรับได้ ถ้ามากกว่า 0.10 ถือว่ายอมรับไม่ได้ จะต้องทำการทบทวนการให้ค่าน้ำหนักและเปรียบเทียบคะแนนใหม่

## 6. ผลการวิจัย

ผลการตัดสินใจเลือกรูปแบบการขนส่งด้วยวิธี AHP ของบริษัทกรมศึกษา แสดงดังต่อไปนี้

6.1 แผนภูมิโครงสร้างการจัดลำดับชั้นของการตัดสินใจ ที่มีเกณฑ์การตัดสินใจ 5 เกณฑ์ ได้แก่ ระยะเวลาขนส่ง ต้นทุนการขนส่ง อุปกรณ์การขนถ่าย การจัดการเอกสาร และความปลอดภัยของสินค้า และทางเลือกของรูปแบบขนส่ง 3 ทางเลือก คือ การขนส่งทางน้ำ ทางถนน และทางอากาศ ดังแสดงในรูปที่ 1



รูปที่ 1 โครงสร้างแผนภูมิการจัดลำดับชั้นในการวิเคราะห์เลือกรูปแบบขนส่ง

6.2 ตารางเมตริกซ์การเปรียบเทียบเกณฑ์ที่ใช้ในการตัดสินใจ โดยวิเคราะห์ค่าน้ำหนักความสำคัญของแต่ละปัจจัยจากผู้เชี่ยวชาญที่มีประสบการณ์ทางด้านการขนส่งสินค้าระหว่างประเทศ หรือในสาขาที่เกี่ยวข้อง จำนวน 3 ท่าน นำข้อมูลที่ได้มาคำนวณค่า Eigenvector และค่าน้ำหนักของแต่ละปัจจัยได้ดังนี้

ตารางที่ 2 การคำนวณค่า Eigenvector และค่าน้ำหนักของแต่ละปัจจัย

| Eigenvector          | ต้นทุนการขนส่ง | ระยะเวลาขนส่ง | อุปกรณ์ขนถ่าย | การจัดการเอกสาร | ความปลอดภัยของสินค้า | ค่าน้ำหนัก |
|----------------------|----------------|---------------|---------------|-----------------|----------------------|------------|
| ต้นทุนการขนส่ง       | 0.504          | 0.668         | 0.424         | 0.386           | 0.331                | 0.463      |
| ระยะเวลาขนส่ง        | 0.145          | 0.190         | 0.378         | 0.325           | 0.331                | 0.274      |
| อุปกรณ์ขนถ่าย        | 0.091          | 0.038         | 0.076         | 0.127           | 0.110                | 0.088      |
| การจัดการเอกสาร      | 0.091          | 0.040         | 0.047         | 0.071           | 0.117                | 0.073      |
| ความปลอดภัยของสินค้า | 0.168          | 0.063         | 0.076         | 0.090           | 0.110                | 0.102      |

จากนั้นนำผลที่ได้จากตารางเมตริกซ์มาคำนวณค่าน้ำหนักของแต่ละปัจจัยซึ่งจะสามารถจัดลำดับความสำคัญของแต่ละปัจจัยได้แสดงดังตารางที่ 3

ตารางที่ 3 การจัดลำดับความสำคัญของค่าน้ำหนัก

| ปัจจัย               | ค่าน้ำหนัก | ลำดับความสำคัญ |
|----------------------|------------|----------------|
| ต้นทุนการขนส่ง       | 0.463      | 1              |
| ระยะเวลาขนส่ง        | 0.274      | 2              |
| ความปลอดภัยของสินค้า | 0.102      | 3              |
| อุปกรณ์ขนถ่าย        | 0.088      | 4              |
| การจัดการเอกสาร      | 0.073      | 5              |

เมื่อนำค่าน้ำหนักของเวกเตอร์มาจัดลำดับความสำคัญจะเห็นว่า ปัจจัยด้านต้นทุนการขนส่งในการขนส่งมีลำดับความสำคัญเป็นอันดับที่หนึ่ง ถือว่ามีอิทธิพลอย่างมากในการเลือกการรูปแบบขนส่ง ตามด้วยปัจจัยด้านระยะเวลาขนส่ง ด้านความปลอดภัยของสินค้า ด้านอุปกรณ์ขนถ่าย และด้านการจัดการเอกสารตามลำดับ จากนั้นพิจารณาความสมเหตุสมผลของค่า (Consistency Ratio; C.R.) จากข้อมูลข้างต้นได้คำนวณค่าดัชนีความสอดคล้อง (Consistency Index; C.I.) ได้เท่ากับ 0.12 และเทียบกับตารางค่าดัชนีความสอดคล้องเชิงสุ่ม (Random Consistency Index; R.I.) ได้ค่าเท่ากับ 1.12 ดังนั้นค่า C.R. เท่ากับ C.I./R.I. เมื่อคำนวณแล้วจะได้เท่ากับ 0.1 นั่นคือ C.R. มีค่าน้อยกว่าหรือเท่ากับ 0.1 เป็นตัวบ่งชี้ว่าข้อมูลที่น่ามาวิเคราะห์มีความสอดคล้องกันอยู่ในค่าที่ยอมรับได้

6.3 วิเคราะห์ค่าน้ำหนักความสำคัญของแต่ละทางเลือกในแต่ละปัจจัยด้วยผลประเมินจากผู้เชี่ยวชาญ และวิเคราะห์ตามกระบวนการลำดับชั้นเชิงวิเคราะห์ จากนั้นวิเคราะห์ความสมเหตุสมผลของค่า C.R. ทั้ง 5 ปัจจัย เพื่อนำผลที่ได้ไปสรุปเพื่อเลือกรูปแบบขนส่งในลำดับสุดท้าย โดยผลการวิเคราะห์ทางเลือกของปัจจัยทั้ง 5 ด้านมีดังนี้

6.3.1 ค่าน้ำหนักความสำคัญของแต่ละทางเลือกของปัจจัยด้านระยะเวลาขนส่ง แสดงดังตารางที่ 4 และสามารถจัดลำดับความสำคัญของแต่ละทางเลือกตามปัจจัยด้านระยะเวลาขนส่ง ได้ดังตารางที่ 5

ตารางที่ 4 การคำนวณค่า Eigenvector และค่าน้ำหนักของแต่ละทางเลือกตามปัจจัยด้านระยะเวลาขนส่ง

| Eigenvector | ทางน้ำ | ทางถนน | ทางอากาศ | ค่าน้ำหนัก |
|-------------|--------|--------|----------|------------|
| ทางน้ำ      | 0.059  | 0.055  | 0.053    | 0.056      |
| ทางถนน      | 0.445  | 0.464  | 0.482    | 0.464      |
| ทางอากาศ    | 0.495  | 0.480  | 0.465    | 0.480      |

ตารางที่ 5 สรุปค่าน้ำหนักและจัดลำดับความสำคัญของทางเลือกตามปัจจัยด้านระยะเวลาขนส่ง

| ทางเลือก | ค่าน้ำหนัก | ลำดับความสำคัญ |
|----------|------------|----------------|
| ทางอากาศ | 0.480      | 1              |
| ทางถนน   | 0.464      | 2              |
| ทางน้ำ   | 0.056      | 3              |

จากตารางที่ 5 จะเห็นได้ว่าการขนส่งทางอากาศมีลำดับความสำคัญมากที่สุด ปัจจัยด้านระยะเวลาขนส่งมีอิทธิพลอย่างมากกับการขนส่งทางอากาศ เพราะมีความสามารถในการขนส่งได้เร็วกว่ารูปแบบอื่น ส่วนการขนส่งทางถนนและทางน้ำมีความสำคัญรองลงมาตามลำดับ จากนั้นพิจารณาความสมเหตุสมผลของค่า C.R. จากข้อมูลข้างต้นได้คำนวณค่า C.I. ได้เท่ากับ 0.00 และเทียบกับตารางค่า R.I. ได้เท่ากับ 0.58 ดังนั้นค่า C.R. จะได้เท่ากับ 0.003 นั่นคือ C.R. มีค่าน้อยกว่า 0.1 เป็นตัวบ่งชี้ว่าข้อมูลที่นำมาวิเคราะห์มีความสอดคล้องกัน อยู่ในค่าที่ยอมรับได้

6.3.2 คำนวณน้ำหนักความสำคัญของแต่ละทางเลือกของปัจจัยด้านต้นทุนการขนส่ง แสดงดังตารางที่ 6 และสามารถจัดลำดับความสำคัญของแต่ละทางเลือกตามปัจจัยด้านต้นทุนการขนส่ง ได้ดังตารางที่ 7

ตารางที่ 6 การคำนวณค่า Eigenvector และค่าน้ำหนักของแต่ละทางเลือกตามปัจจัยด้านต้นทุนการขนส่ง

| Eigenvector | ทางน้ำ | ทางถนน | ทางอากาศ | ค่าน้ำหนัก |
|-------------|--------|--------|----------|------------|
| ทางน้ำ      | 0.40   | 0.41   | 0.508    | 0.440      |
| ทางถนน      | 0.55   | 0.52   | 0.430    | 0.499      |
| ทางอากาศ    | 0.05   | 0.07   | 0.061    | 0.061      |

ตารางที่ 7 สรุปค่าน้ำหนักและจัดลำดับความสำคัญของทางเลือกตามปัจจัยด้านต้นทุนการขนส่ง

| ทางเลือก | ค่าน้ำหนัก | ลำดับความสำคัญ |
|----------|------------|----------------|
| ทางถนน   | 0.499      | 1              |
| ทางน้ำ   | 0.440      | 2              |
| ทางอากาศ | 0.061      | 3              |

จากตารางที่ 7 จะเห็นได้ว่าการขนส่งทางถนนมีลำดับความสำคัญเป็นอันดับที่หนึ่ง ถือว่าปัจจัยด้านต้นทุนการขนส่งมีอิทธิพลอย่างมากกับการขนส่งทางถนน เนื่องจากใช้ต้นทุนที่ต่ำกว่า ส่วนการขนส่งทางน้ำและทางอากาศมีความสำคัญรองลงมาตามลำดับ จากนั้นพิจารณาความสมเหตุสมผลของค่า C.R. จากข้อมูลข้างต้นได้คำนวณค่า C.I. ได้เท่ากับ 0.06 และเทียบกับตารางค่า R.I. ได้เท่ากับ 0.58 ดังนั้นค่า C.R. จะได้เท่ากับ 0.10 นั่นคือ C.R. มีค่าน้อยกว่าหรือเท่ากับ 0.1 เป็นตัวบ่งชี้ว่าข้อมูลที่นำมาวิเคราะห์มีความสอดคล้องกัน อยู่ในค่าที่ยอมรับได้

6.3.3 คำนวณน้ำหนักความสำคัญของแต่ละทางเลือกของปัจจัยด้านอุปกรณ์การขนถ่าย แสดงดังตารางที่ 8 และสามารถจัดลำดับความสำคัญของแต่ละทางเลือกตามปัจจัยด้านอุปกรณ์การขนถ่ายได้ ดังตารางที่ 9

ตารางที่ 8 การคำนวณค่า Eigenvector และค่าน้ำหนักของแต่ละทางเลือกตามปัจจัยด้านอุปกรณ์การขนถ่าย

| Eigenvector | ทางน้ำ | ทางถนน | ทางอากาศ | ค่าน้ำหนัก |
|-------------|--------|--------|----------|------------|
| ทางน้ำ      | 0.20   | 0.34   | 0.446    | 0.327      |
| ทางถนน      | 0.75   | 0.54   | 0.446    | 0.581      |
| ทางอากาศ    | 0.05   | 0.12   | 0.108    | 0.092      |

ตารางที่ 9 สรุปค่าน้ำหนักและจัดลำดับความสำคัญของทางเลือกตามปัจจัยด้านอุปกรณ์การขนถ่าย

| ทางเลือก | ค่าน้ำหนัก | ลำดับความสำคัญ |
|----------|------------|----------------|
| ทางถนน   | 0.581      | 1              |
| ทางน้ำ   | 0.327      | 2              |
| ทางอากาศ | 0.092      | 3              |

จากตารางที่ 8 (9) จะเห็นได้ว่าการขนส่งทางถนนมีลำดับความสำคัญเป็นอันดับที่หนึ่ง ถือว่าปัจจัยด้านอุปกรณ์การขนถ่ายมีอิทธิพลอย่างมากกับการขนส่งทางถนน เนื่องจากกิจกรรมการขนถ่ายมีความเสี่ยงน้อยที่สุดจะไม่ตกทะเลหรือเสียหาย ส่วนการขนส่งทางน้ำและทางอากาศ มีความสำคัญรองลงมาตามลำดับ จากนั้นพิจารณาความเหมาะสมผลของค่า C.R. จากข้อมูลข้างต้นได้คำนวณค่า C.I. ได้เท่ากับ 0.08 และเทียบกับตารางค่า R.I. ได้เท่ากับ 0.58 ดังนั้นค่า C.R. จะได้เท่ากับ 0.10 นั่นคือ C.R. มีค่าน้อยกว่าหรือเท่ากับ 0.1 เป็นตัวบ่งชี้ว่าข้อมูลที่น่าวิเคราะห์มีความสอดคล้องกัน อยู่ในค่าที่ยอมรับได้

6.3.4 ค่าน้ำหนักความสำคัญของแต่ละทางเลือกของปัจจัยด้านการจัดการเอกสาร แสดงดังตารางที่ 10 และสามารถจัดลำดับความสำคัญของแต่ละทางเลือกตามปัจจัยด้านการจัดการเอกสารได้ดังตารางที่ 11

ตารางที่ 10 การคำนวณค่า Eigenvector และค่าน้ำหนักของแต่ละทางเลือกตามปัจจัยด้านการจัดการเอกสาร

| Eigenvector | ทางน้ำ | ทางถนน | ทางอากาศ | ค่าน้ำหนัก |
|-------------|--------|--------|----------|------------|
| ทางน้ำ      | 0.10   | 0.10   | 0.098    | 0.099      |
| ทางถนน      | 0.70   | 0.67   | 0.740    | 0.701      |
| ทางอากาศ    | 0.20   | 0.24   | 0.162    | 0.199      |

ตารางที่ 11 สรุปค่าน้ำหนักและจัดลำดับความสำคัญของทางเลือกตามปัจจัยด้านการจัดการเอกสาร

| ทางเลือก | ค่าน้ำหนัก | ลำดับความสำคัญ |
|----------|------------|----------------|
| ทางถนน   | 0.701      | 1              |
| ทางอากาศ | 0.199      | 2              |
| ทางน้ำ   | 0.099      | 3              |

จากตารางที่ 11 จะเห็นได้ว่า การขนส่งทางถนนมีลำดับความสำคัญเป็นอันดับที่หนึ่ง ถือว่าปัจจัยด้านการจัดการเอกสารการขนส่งมีอิทธิพลอย่างมากกับการขนส่งทางถนน เนื่องจากมีการใช้เอกสารประกอบการขนส่งที่ไม่ซับซ้อนต่อการจัดเตรียมเอกสาร ส่วนการขนส่งทางอากาศและทางน้ำมีความสำคัญรองลงมาตามลำดับ จากนั้นพิจารณาความเหมาะสมผลของค่า C.R. จากข้อมูลข้างต้นได้คำนวณค่า C.I. ได้เท่ากับ 0.42 และเทียบกับตารางค่า R.I. ได้เท่ากับ 0.58 ดังนั้นค่า C.R. จะได้เท่ากับ 0.7 นั่นคือ C.R. ที่มากกว่า 0.1 อย่างไรก็ตามทางผู้วิจัยขอเลือกค่าเวกเตอร์นี้ไปเพื่อคำนวณเนื่องจากปัจจัยด้านการจัดการเอกสารมีความสำคัญอยู่ที่ลำดับ 4 ค่าน้ำหนัก 0.073 ตามตารางที่ 3 ไม่มีนัยสำคัญทางสถิติต่อการประเมินทางเลือกใหม่

6.3.5 ค่าน้ำหนักความสำคัญของแต่ละทางเลือกของปัจจัยด้านความปลอดภัยของสินค้า แสดงดังตารางที่ 12 และสามารถจัดลำดับความสำคัญของแต่ละทางเลือกตามปัจจัยด้านความปลอดภัยของสินค้า ได้ดังตารางที่ 13

ตารางที่ 12 การคำนวณค่า Eigenvector และค่าน้ำหนักของแต่ละทางเลือกตามปัจจัยด้านความปลอดภัยของสินค้า

| Eigenvector | ทางน้ำ | ทางถนน | ทางอากาศ | ค่าน้ำหนัก |
|-------------|--------|--------|----------|------------|
| ทางน้ำ      | 0.23   | 0.21   | 0.508    | 0.316      |
| ทางถนน      | 0.71   | 0.62   | 0.382    | 0.570      |
| ทางอากาศ    | 0.06   | 0.18   | 0.110    | 0.114      |

ตารางที่ 13 สรุปค่าน้ำหนักและจัดลำดับความสำคัญของทางเลือกตามปัจจัยด้านความปลอดภัยของสินค้า

| ทางเลือก | ค่าน้ำหนัก | ลำดับความสำคัญ |
|----------|------------|----------------|
| ทางถนน   | 0.570      | 1              |
| ทางน้ำ   | 0.316      | 2              |
| ทางอากาศ | 0.114      | 3              |

จากตารางที่ 13 จะเห็นได้ว่าการขนส่งทางน้ำ (ทางถนน?) มีลำดับความสำคัญเป็นอันดับที่หนึ่ง ถือว่าปัจจัยด้านความปลอดภัยของสินค้ามีอิทธิพลอย่างมากกับการขนส่งทางน้ำ (ทางถนน?) เนื่องจากการเปลี่ยนรูปแบบการขนย้ายสินค้า น้อยกว่ารูปแบบอื่น ส่งผลให้โอกาสที่จะทำให้สินค้าเกิดรอยขีดข่วนหรือเสียหายระหว่างการเปลี่ยนรูปแบบขนย้ายเกิดขึ้นได้น้อยกว่า ส่วนการขนส่งทางอากาศและน้ำ มีความสำคัญรองลงมาตามลำดับ จากนั้นพิจารณาความสมเหตุสมผลของค่า C.R. จากข้อมูลข้างต้นได้คำนวณค่า C.I. ได้เท่ากับ 0.05 และเทียบกับตารางค่า R.I. ได้เท่ากับ 0.58 ดังนั้นค่า C.R. จะได้เท่ากับ 0.10 นั่นคือ C.R. มีค่าน้อยกว่าหรือเท่ากับ 0.1 เป็นตัวบ่งชี้ว่าข้อมูลที่นำมาวิเคราะห์มีความสอดคล้องกัน อยู่ในค่าที่ยอมรับได้

6.4 วิเคราะห์รูปแบบการขนส่งที่เหมาะสมจาก 3 ทางเลือก โดยการนำผลรวมของค่าน้ำหนักปัจจัยคูณด้วยผลรวมของค่าน้ำหนักของปัจจัยของแต่ละทางเลือก สามารถสรุปค่าน้ำหนักความสำคัญและจัดอันดับของทางเลือกได้ดังนี้

ตารางที่ 14 สรุปค่าน้ำหนักความสำคัญและจัดอันดับของทางเลือก

| ค่าน้ำหนักปัจจัย | ผลรวมของน้ำหนัก | ผลรวมคะแนน | ลำดับ |
|------------------|-----------------|------------|-------|
| ทางถนน           | 2.815           | 2.815      | 1     |
| ทางน้ำ           | 1.238           | 1.238      | 2     |
| ทางอากาศ         | 0.947           | 0.947      | 3     |

จากตารางที่ 14 นำค่าน้ำหนักรวมของแต่ละทางเลือกมาหารกับผลรวมของค่าน้ำหนักปัจจัย จะได้ค่าน้ำหนักความสำคัญของแต่ละทางเลือกและนำมาจัดอันดับ กล่าวโดยสรุป จากผลรวมการวิเคราะห์ค่าน้ำหนักความสำคัญของแต่ละทางเลือกโดยวิเคราะห์น้ำหนักตามปัจจัยทั้ง 5 สามารถจัดอันดับความสำคัญของทางเลือกจากมากไปน้อย ได้แก่ อันดับที่ 1 การขนส่งทางถนนโดยรถบรรทุก ค่าน้ำหนัก 2.815 อันดับที่ 2 การขนส่งทางน้ำโดยเรือ ค่าน้ำหนัก 1.238 และอันดับที่ 3 การขนส่งทางอากาศโดยเครื่องบิน ค่าน้ำหนัก 0.947

## 6. สรุป

การวิเคราะห์เปรียบเทียบการตัดสินใจเลือกรูปแบบการขนส่งระหว่างประเทศของบริษัทการศึกษา เพื่อเพิ่มขีดความสามารถของการขนส่งสินค้าจากประเทศไทยไปยังบริษัทในเครือที่ประเทศมาเลเซียของบริษัทการศึกษา ทางด้านการลดต้นทุนโลจิสติกส์ และลดเวลาการขนส่งสินค้า งานวิจัยนี้จึงศึกษาแนวทางการตัดสินใจเลือกรูปแบบการขนส่งที่เหมาะสมจาก 3 ทางเลือก คือ การขนส่งทางน้ำ การขนส่งทางถนน และการขนส่งทางอากาศ ปัจจุบันบริษัทการศึกษานำสินค้าทางน้ำ ซึ่งจากสถานการณ์ความไม่แน่นอนต่าง ๆ เป็นผลให้กระบวนการขนส่งเกิดความล่าช้า ซึ่งปัญหาส่วนใหญ่เกิดจากปัจจัยภายนอก ทำให้บริษัทการศึกษาต้องการลดความเสี่ยงในโอกาสการเกิดการขนส่งล่าช้า การศึกษาครั้งนี้จึงพิจารณาเกณฑ์การตัดสินใจ 5 เกณฑ์ ได้แก่ ต้นทุนการขนส่ง ระยะเวลาการขนส่ง อุปกรณ์ขนถ่าย การจัดการเอกสาร และความปลอดภัยของสินค้า เพื่อให้การดำเนินงานด้านการขนส่งสินค้าของบริษัทการศึกษาเป็นไปอย่างมีประสิทธิภาพ งานวิจัยนี้จึงได้ประยุกต์วิธีกระบวนการลำดับชั้นเชิงวิเคราะห์ (AHP) มาตัดสินใจทางเลือกที่มีหลายเกณฑ์การพิจารณา ผลจากการศึกษาพบว่า การขนส่งทางถนนมีค่าความสำคัญที่ 2.815 ซึ่งมากที่สุดเป็นอันดับหนึ่ง บริษัทการศึกษาจึงเปลี่ยนจากการขนส่งทางน้ำที่ขนส่งด้วยเรือ มาเป็นการขนส่งสินค้าทางถนนโดยรถบรรทุก ผลจากการทดลองพบว่าบริษัทการศึกษาสามารถลดต้นทุนโลจิสติกส์โดยเฉลี่ยจาก 5,800,000 บาท ต่อปี เป็น 4,530,000 บาท ลดต้นทุนได้เท่ากับ 1,270,000 บาทต่อปี คิดเป็นร้อยละ 22 และยังสามารถลดระยะเวลาในการขนส่งจาก 11 วัน เป็น 6 วัน คิดเป็นร้อยละ 45.5 และถึงแม้ว่าพื้นที่ระหว่างเรือจะสามารถรองรับผู้สินค้าได้มากกว่ารถบรรทุก แต่เมื่อพิจารณาจากค่าพยากรณ์ยอดขายของบริษัทการศึกษา ความสามารถในการรองรับสินค้าของรถบรรทุกในการขนส่ง 1 เทียบก็ยังไม่เพียงพอต่อความต้องการของลูกค้าในปัจจุบัน และยังลดความเสี่ยงของความเสี่ยงหาย หรือการสูญหายที่อาจจะเกิดขึ้นระหว่างกระบวนการขนส่ง เนื่องจากการขนส่งทางน้ำเป็นการใช้การขนส่งต่อเนื่องหลายรูปแบบ ก็คือ ขนจากบริษัทการศึกษาไปท่าเรือด้วยรถบรรทุก จากนั้นขนย้ายสินค้าจากรถบรรทุกลงท่าเรือ ขนสินค้าจากท่าเรือลงเรือสินค้า จากนั้นขนสินค้าจากเรือลงท่าเรือปลายทาง และขนจากท่าเรือปลายทางไปยังบริษัทลูกค้าด้วยรถบรรทุก ส่งผลให้มีความเสี่ยงต่อความปลอดภัยของสินค้าที่จะเสียหายจากการขนส่งสูงกว่าการขนส่งทางถนน เนื่องจากการขนส่งทางถนนจะใช้รถบรรทุกเพียงรูปแบบเดียวตลอดการขนส่งจึงลดความเสี่ยงที่จะทำให้สินค้าเสียหายจากการเปลี่ยนแปลงรูปแบบการขนย้าย และถ้าพิจารณาในเรื่องการจัดการเอกสาร และการจัดเตรียมเอกสารการขนส่งทางถนนของบริษัทการศึกษามีกระบวนการซับซ้อนน้อยกว่าแบบขนส่งทางน้ำ

## 7. ข้อเสนอแนะ

เนื่องจากข้อมูลที่ใช้ในการประเมินผลทางด้านต้นทุนโลจิสติกส์ในการศึกษาครั้งนี้พิจารณาจากยอดขายที่มีปริมาณความต้องการไม่เกินความสามารถในการบรรจุของรถบรรทุกใน 1 เทียบการขนส่งเท่านั้น หากในกรณีที่ความต้องการมีปริมาณสูงกว่าความสามารถในการบรรจุของรถบรรทุก 1 คัน ควรดำเนินการประเมินและเปรียบเทียบเกณฑ์การตัดสินใจด้านต้นทุนการขนส่งใหม่อีกครั้ง เนื่องจากค่าน้ำหนักความสำคัญของแต่ละทางเลือกจะมีการเปลี่ยนแปลงไปจากเดิม

## 8. กิตติกรรมประกาศ

งานวิจัยนี้สำเร็จลุล่วงได้ด้วยดี ขอขอบคุณผู้เชี่ยวชาญทั้ง 3 ท่านที่เสียสละเวลาอันมีค่าให้ความอนุเคราะห์ในการดำเนินงานวิจัยในครั้งนี้ และขอบคุณบริษัทการศึกษาที่ให้ข้อมูลสำหรับการวิจัยงานวิจัยนี้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี

## 9. เอกสารอ้างอิง

- [1] กองโลจิสติกส์ กรมส่งเสริมอุตสาหกรรม. (2560). ต้นทุนสินค้าในด้านโลจิสติกส์ มีอะไรบ้าง?. สืบค้น 15 กุมภาพันธ์ 2567, จาก <https://dol.dip.go.th/th>
- [2] กองยุทธศาสตร์การพัฒนาระบบโลจิสติกส์. (2566). รายงานโลจิสติกส์ของประเทศไทยประจำปี 2565. สืบค้น 15 กุมภาพันธ์ 2567, จาก [www.nesdc.go.th](http://www.nesdc.go.th)
- [3] พูนลาภ ทิพชาติโยธิน. (2552). ดีหรือไม่ดีต้องมาวัดกันที่ต้นทุนรวม. *วารสาร Productivity Word*. (2009): 77-80.
- [4] ปิยนุช ศิทธพงษ์พัคดี. (2565). แนวโน้มธุรกิจ/อุตสาหกรรมปี 2565-2567: ธุรกิจบริการขนส่งสินค้าทางถนน. สืบค้น 16 มกราคม 2567, จาก <https://www.krungsri.com/th>
- [5] ปุณณนุช อู่รอด. (2552). การประยุกต์ใช้วิธีการ AHP ในการคัดเลือกบริษัทขนส่ง กรณีศึกษาธนาคารพาณิชย์ (วิทยานิพนธ์มหาบัณฑิต, มหาวิทยาลัยธุรกิจบัณฑิต).
- [6] วรพจน์ มีถม และสมชาย พรชัยวิวัฒน์. (2554). การออกแบบระบบการตัดสินใจเลือกเส้นทางขนส่งต่อเนื่องหลายรูปแบบระหว่างไทยกับเวียดนาม. *วิศวกรรมสาร มข.*, 38(2): 187-195
- [7] ศรีธนา สมใจ. (2565). การศึกษาปัจจัยที่มีผลต่อการเลือกใช้บริการรถบรรทุกโดยกระบวนการวิเคราะห์เชิงลำดับชั้น: กรณีศึกษาบริษัทรับจัดส่งสินค้าระหว่างประเทศ. (วิทยานิพนธ์มหาบัณฑิต, มหาวิทยาลัยบูรพา).
- [8] สุริยพันธ์ ปลาเงิน และ ดร.วีรวิทย์ เลิศไทยตะกูล. (2559). ปัจจัยที่มีผลต่อการตัดสินใจใช้บริการผู้รับจัดการขนส่งระหว่างประเทศกรณีศึกษา: บริษัท คอบร้า อินเตอร์เนชั่นแนล จำกัด. *สหศาสตร์ศรีปทุม ชลบุรี*, 2(1): 30-35
- [9] จีราดา อนุชิตนันทน์. (2566). การลดต้นทุนบรรจุภัณฑ์โลจิสติกส์ด้วยแนวคิดวิศวกรรมคุณค่าในกระบวนการขนส่งของผลิตภัณฑ์เลนส์. ในการประชุมวิชาการงานวิศวกรรมอุตสาหกรรม ประจำปี 2566, ปีที่ 41. มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์.
- [10] จูติรัตน์ มีมาก. ณิชากา ศรีประสาธ. ชมณีนี นาสิงขน์. นันทิรา รากบุญบุญ. ชันนารี เจนวนิธิ และกิริณา แก้วสุน. 2563. การบริหารต้นทุนโลจิสติกส์. *วารสารวิชาการสถาบันเทคโนโลยีแห่งสุวรรณภูมิ*, 6(1): 641 - 654.
- [11] ดร.วราวุธ วุฒินิชย์. (2560). การตัดสินใจโดยกระบวนการวิเคราะห์ตามลำดับชั้น. สืบค้น 7 มกราคม 2567, จาก <https://irre.ku.ac.th/>
- [12] นิธิเดช คุณาทองสัมฤทธิ์. (2560). การเลือกเส้นทางขนส่งสินค้าที่เหมาะสม โดยการวิเคราะห์ การตัดสินใจแบบหลายหลักเกณฑ์. *วารสารวิชาการและวิจัย มทร.พระนคร*, 11(1), 137-150.
- [13] นิสากร สมสุข. วัชรพร พุกบุญมี. สุจิตต์ ห่วงสุวรรณ. กรณัฐ สกฤตฤติ. สิริรัตน์ นาคา และศศิรัช สายขุน. (2564). การประยุกต์ใช้วิธีการ AHP ในการเลือกสายการบินขนส่งสินค้าสำหรับผู้ขนส่งสินค้าทางอากาศ. *วารสารวิชาการมหาวิทยาลัยอีสเทิร์นเอเซีย ฉบับวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี*, 15(1), 218-234
- [14] ยศพล พงษ์แก้ว. จิตรพล แสงศิริ. ธนธร ชื่นยินดี และพุดิพงษ์ ธนวีระกุล. (2566). การศึกษาความเป็นไปได้ในการเพิ่มมูลค่าไขมันไก่จากกระบวนการชำแหละไก่. *วารสารวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีนายเรืออากาศ*, 19(2), 72-86
- [15] Saaty, T.L. (2008). Decision making with the Analytic Hierarchy Process. *International Journal of Services Sciences*, 1(1), 83-98. <https://doi.org/10.1504/IJSSCI.2008.017590>



# การวิเคราะห์สมรรถนะเครื่องบินวิทยุบังคับเพื่อใบประกาศความสมควรเดินอากาศ

## RC Model Performance Analysis for Airworthiness Certification

<sup>1\*</sup> สุภาพ เพ็งมาก และ <sup>2#</sup> เทพวินทร์ ไรจนพิสิต

<sup>1</sup>ภาควิชาวิศวกรรมอากาศยาน โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

<sup>1\*</sup> Supap Perngmak and <sup>2#</sup> Thepwintr Rojnpisit

<sup>1,2</sup>Aeronautical Engineering Department, Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy

\*Supap\_perng@rtaf.mi.th, #Thepwintr@gmail.com

Received : March 22, 2024

Revised : June 10, 2024

Accepted : June 17, 2024

### บทคัดย่อ

ในปัจจุบัน อากาศยานไร้คนขับได้รับความนิยมแพร่หลายในอุตสาหกรรมหลากหลาย ทั้งทางทหารและพลเรือน จึงทำให้มีการออกแบบเพื่อสร้างและผลิตอากาศยานชนิดนี้ออกมาเป็นจำนวนมาก ในการออกแบบเพื่อสร้างและผลิตอากาศยานไร้คนขับนั้น ยังต้องคำนึงถึงและยึดถือกฎเกณฑ์ความสมควรเดินอากาศของอากาศยานไร้คนขับเป็นสำคัญ อย่างไรก็ตามกองทัพอากาศไทยยังไม่ได้พิจารณากำหนดกฎเกณฑ์ความสมควรเดินอากาศของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กและมีน้ำหนักไม่เกิน 200 กิโลกรัม แต่มีแนวโน้มที่จะดัดแปลงกฎเกณฑ์ความสมควรเดินอากาศของอากาศยานไร้คนขับของต่างประเทศที่เป็นที่ยอมรับและใช้งานกันโดยทั่วไป ด้วยเหตุนี้ การวิจัยนี้จึงเลือกใช้กฎเกณฑ์ความสมควรเดินอากาศของอากาศยานไร้คนขับขององค์กรสนธิสัญญาแอตแลนติกเหนือที่เรียกกันโดยย่อว่า STANAG 4703 เพื่อใช้สำหรับการออกใบประกาศความสมควรเดินอากาศของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กที่มีน้ำหนักไม่เกิน 200 กิโลกรัม

สมรรถนะการบินวิ้งขึ้นของอากาศยานไร้คนขับเป็นส่วนสำคัญที่จะบ่งบอกถึงความสมควรเดินอากาศ กฎระเบียบ STANAG 4703 ยินยอมให้คำนวณหาสมรรถนะนี้ได้ทั้งจากการบินทดสอบและการวิเคราะห์ แต่ภายในงานวิจัยนี้จะใช้การวิเคราะห์เพียงเท่านั้น โดยทำการสร้างโปรแกรมเพื่อจำลองการบินวิ้งขึ้น แล้วจึงคำนวณสมรรถนะการบินวิ้งขึ้นของอากาศยานไร้คนขับ

เนื่องจากระบบสมการสมรรถนะของอากาศยานเป็นระบบสมการเชิงอนุพันธ์อันดับที่หนึ่งแบบไม่เชิงเส้นที่ซึ่งเป็นปัญหาค่าเริ่มต้น (Initial value problem) ดังนั้นคณะผู้วิจัยจึงเลือกใช้ทั้งวิธีรุงเง-คุตตา ชนิดอันดับที่สี่ (4th order Runge-Kutta method) ที่เป็นวิธีขั้นเดียว (Singe Step method) และวิธีแบบทำนายแล้วปรับแก้ค่า (Predictor-Corrector method) ที่เป็นวิธีพหุขั้น (Multi step method) เข้าทำการแก้ระบบสมการนี้เพื่อหาค่าตัวแปรด้านสมรรถนะ สำหรับการทำนายค่าตัวแปรจะใช้วิธีอาดัมส์-แบชฟอर्थ ชนิดอันดับที่สี่ (4th order Adams-Bashforth method) แต่การปรับแก้ค่าตัวแปรจะใช้วิธีอาดัมส์-เมาต์ตัน ชนิดอันดับที่สี่ (4<sup>th</sup> order Adams-Moulton method) นอกจากนั้นค่าเริ่มต้นสำหรับวิธีพหุขั้นที่ใช้ในงานวิจัยนี้ได้มาจากการคำนวณด้วยวิธีรุงเง-คุตตา

คณะผู้วิจัยสร้างโปรแกรมการจำลองการบินขึ้น โดยใช้ภาษาแมตเล็บ (MATLAB) เสร็จแล้วจึงทดสอบการทำงานของโปรแกรมด้วยข้อมูลของอากาศยานจำนวน 4 เครื่อง ประกอบด้วย เครื่องบินบังคับวิทยุ 1 เครื่อง อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก 1 เครื่อง อากาศยานเพื่อการบินทั่วไปชนิดเครื่องยนต์เดียว 2 เครื่อง ข้อมูลที่ต้องใช้เพื่อการทำงานของโปรแกรม มีดังนี้ น้ำหนักวิ่งขึ้นสูงสุด น้ำหนักน้ำมัน ความเร็ววิ่งขึ้น ความเร็วร่อนหนึ่งในสภาพการบินขึ้น มุมปะทะขณะวิ่งขึ้น มุมปะทะร่อน และข้อมูลแรงขับหรือกำลังขับเคลื่อนเป็นต้น ผลลัพธ์สำคัญที่ได้จากการทำงานของโปรแกรมคือ ระยะวิ่งบนพื้น และ ระยะวิ่งขึ้น ผลการทดสอบการทำงานของโปรแกรมแสดงให้เห็นว่าโปรแกรมทำงานได้ถูกต้องและให้ความแม่นยำสูง โดยที่ค่าสมรรถนะการบินขึ้นที่โดยเฉพาะอย่างยิ่งในหัวข้อระยะวิ่งบนพื้น และในหัวข้อระยะวิ่งขึ้น มีค่าผิดพลาดสัมพัทธ์ที่เทียบกับค่าจากข้อมูลอ้างอิง น้อยกว่า 10% ด้วยเหตุนี้จึงกล่าวได้ว่า โปรแกรมที่สร้างขึ้นมานี้สามารถนำไปใช้เพื่อการวิเคราะห์สมรรถนะของอากาศยานทั้งสี่ชนิด รวมทั้งใช้ผลการวิเคราะห์เพื่อการขอใบประกาศความสมควรเดินอากาศ ให้แก่ อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กตามกฎหมายความสมควรเดินอากาศ STANAG 4703 ในหัวข้อสมรรถนะการบินขึ้นได้

**คำสำคัญ:** สมรรถนะวิ่งขึ้น, ระยะทางวิ่งขึ้น, สมรรถนะการไต่, ความสมควรเดินอากาศ

### Abstract

Nowadays, Unmanned Aerial Vehicles (UAV) are widely popular in many industries, Both military and civil. As a result, a large number of design and production of this type of the aircraft is occurring. It is consequently important to adhere to the rules for airworthiness of unmanned aircraft in designing and manufacturing the aircraft. However, Royal Thai Air Force has not yet determined the airworthiness for themselves. But there is a tendency that the Royal Thai Air Force want to adapt the international airworthiness rules for unmanned aircraft weight under 200 kilogram that worldwide accepted. Thus within this research, the aircraft airworthiness rules known as STANAG 4703 from North Atlantic Treaty Organization is used for issuing airworthiness certificates for unmanned aerial vehicles with a take-off weight under 50 kilograms.

The take-off performance of an unmanned aerial vehicle is an important part that indicates its airworthiness. STANAG 4703 regulations allow this performance to be calculate through both flight testing and analysis. But within this research, only the analysis method will be used: by creating a program to simulate take-off flight and then use it to calculate take-off performance of an unmanned aerial vehicle.

Since aircraft performance equations are nonlinear first order differential equations which are initial value problems, therefore the researchers chose to use both 4<sup>th</sup> order single step Runge-Kutta method and multistep Predictor-Corrector method to solve these equations for determining the values of performance variables. The 4<sup>th</sup> Adams-Bashforth method is used for predicting variable values. And the 4<sup>th</sup> Adam-Moulton method is used for

correcting the variable values. Besides, the Runge-Kutta method is used to provide initial values necessary for the multistep Predictor-Corrector method.

The researchers created a program which is written in MATLAB language to simulate take-off flight. The program was then tested using data from 4 aircrafts consist of 1 radio-controlled aircraft, 1 unmanned aircraft and 2 single-engine general aviation aircrafts. The data needed for the program are e.g. maximum take-off weight, fuel weight, take-off speed, stall speed, angle of stall angle, and thrust. The important results from this program are specifically ground roll and take-off distances. Testing this program by using data form from 4 aircrafts as mentioned above shows that it works correctly and high precisely: especially, takeoff performance in term of ground roll and take-off distances have their relative errors with respect to their values from reference data in less than 10%. Therefore it can be said that this already created program can be used for analyzing takeoff performance of the 4 aircraft types. And these analytical results can be then documented and reported for requiring the airworthiness certification for small unmanned aerial vehicle according to STANAG 4730 in the part of takeoff performance.

**Keywords:** Take-off performance, Take-off distance, Climb performance, Airworthiness

## 1. บทนำ

อากาศยานไร้คนขับได้รับการพัฒนาและสร้างขึ้นมาเป็นจำนวนมากเพื่อใช้ประโยชน์ทั้งในด้านการทหารและการพลเรือน ทั้งนี้เป็นผลมาจากการเจริญทางด้านวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี เครื่องบินวิทยุบังคับจัดเป็นอากาศยานไร้คนขับด้วยเช่นกัน โดยมีน้ำหนักวิ่งขึ้นไม่เกิน 200 กิโลกรัม (หรืออาจมากกว่าเล็กน้อย) เพียงแต่ไม่มีอุปกรณ์และเครื่องมือสำหรับการบินอัตโนมัติอยู่ในเครื่องบินวิทยุบังคับ นอกเหนือจากการบินเพื่อการศึกษา เราสามารถใช้เครื่องบินวิทยุบังคับเป็นต้นแบบสำหรับการพัฒนาต่อยอดให้กลายเป็นอากาศยานไร้คนขับที่แท้จริงได้ โดยมีสมมติฐานว่าคุณสมบัติส่วนมากของต้นแบบที่เป็นเครื่องบินวิทยุบังคับ เหมือนกับของอากาศยานไร้คนขับ ทั้งนี้เพราะความแตกต่างของอากาศยานอยู่ที่การมีหรือไม่มีอุปกรณ์และเครื่องมือสำหรับการบินอัตโนมัติเท่านั้น

การใช้งานอากาศยานไร้คนขับนั้น มีความเสี่ยงที่จะเกิดอุบัติเหตุทั้งในอากาศและบนพื้นดินซึ่งสามารถสร้างอันตรายและความเสียหายให้แก่เครื่องบินและแก่บุคคลที่สามได้ ด้วยเหตุนี้ หลายประเทศจึงได้สร้างมาตรฐานความสมควรเดินอากาศไว้ใช้กับอากาศยานไร้คนขับ โดยแต่ละประเทศจะมีข้อกำหนดและความต้องการที่ส่วนมากแล้วจะคล้ายคลึงกัน สำหรับการออกใบรับรองความสมควรเดินอากาศนั้น ทั้งการบินทดสอบและการวิเคราะห์เพื่อค้นหาสมรรถนะของอากาศยาน นอกเหนือจากนั้นการประเมินค่าสมรรถนะยังเป็นสิ่งที่ต้องดำเนินการในกระบวนการออกแบบ

สำหรับกองทัพอากาศไทยนั้น ข้อกำหนดและความต้องการของความสมควรเดินอากาศของอากาศยานไร้คนขับ ยังไม่ได้มีการตั้งขึ้นมาอย่างเป็นทางการ จึงจำเป็นต้องพิจารณาตั้งข้อกำหนดและความต้องการของความสมควรเดินอากาศของอากาศยานไร้คนขับให้สำเร็จ ทั้งนี้เพื่อป้องกันและหลีกเลี่ยงความเสียหายต่าง ๆ ที่จะเกิดขึ้น ซึ่งอาจจะนำไปสู่การสูญเสียทั้งในชีวิตและทรัพย์สิน

เนื่องจากข้อกำหนดและความต้องการของความสมควรเดินอากาศของอากาศยานไร้คนขับมีอยู่เป็นจำนวนมาก ในหลายประเทศ ที่ได้ประกาศใช้ไปแล้ว ข้อกำหนด STANAG 4703 ที่ถูกกำหนดขึ้นโดยองค์การสนธิสัญญาแอตแลนติกเหนือ นั้น มีความเป็นสากลและถูกใช้อ้างอิงในการกำหนดความต้องการของความสมควรเดินอากาศของอากาศยานหลากหลาย

ประเภททั่วโลก จึงเป็นตัวเลือกที่เหมาะสมในการเป็นแหล่งอ้างอิงให้กองทัพอากาศใช้กำหนดความสมควรเดินอากาศของอากาศยานไร้คนขับในอนาคต

เนื่องจาก STANAG 4703 ยินยอมให้มีการใช้ค่าสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับที่ได้จากทั้งการวิเคราะห์และจากการบินทดสอบ เพื่อใช้ร่วมกันในการขอใบอนุญาตความสมควรเดินอากาศ [14] รวมทั้งจากการศึกษาค้นคว้าเอกสารวิจัยพบว่า ยังมีการวิเคราะห์อย่างละเอียดในเรื่องสมรรถนะการบินวิ่งขึ้นของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กอยู่น้อยมาก คณะผู้วิจัยจึงมีความคิดที่จะทำการวิเคราะห์อย่างละเอียดและสร้างโปรแกรมเพื่อการคำนวณสมรรถนะอากาศยานที่สามารถใช้ได้กับเครื่องบินลูกสูบใบพัดชนิดต่าง ๆ ซึ่งโดยส่วนใหญ่แล้วการวิเคราะห์นั้นจะกระทำโดยใช้สมการเชิงประพจน์ที่ใช้กันทั่วไป และผลที่ได้จะเป็นค่าตัวเลขโดยไม่ขึ้นอยู่กับเวลา [9],[10],[11],[12] แต่เป็นที่ทราบกันดีแล้วว่า การบินวิ่งขึ้นเป็นการเคลื่อนที่ชนิดหนึ่ง ดังนั้น การบินวิ่งขึ้นจึงจะต้องมีสมการการเคลื่อนที่ที่อยู่ในรูปของสมการเชิงอนุพันธ์และจะส่งผลทำให้ได้ผลการวิเคราะห์ที่ได้ขึ้นอยู่กับเวลาซึ่งก็คือประวัติศาสตร์เวลา (Time History) นั่นเอง สิ่งนี้แสดงว่าสามารถสร้างโปรแกรมทำการจำลองการบินวิ่งขึ้นได้ รวมทั้งจะทราบค่าสมรรถนะการบินวิ่งขึ้นอีกด้วย

## 2. ขอบเขตงานวิจัย

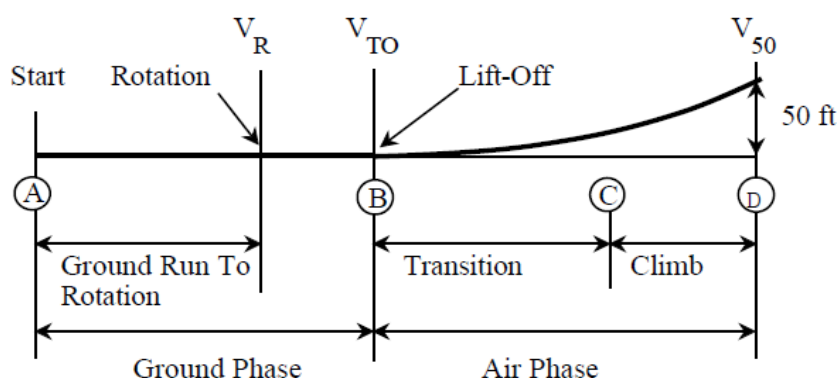
2.1 สำหรับการตรวจสอบความถูกต้องและแม่นยำของผลจากการใช้โปรแกรมการจำลองการบินวิ่งขึ้นที่เขียน โดยใช้ภาษาแมตเลบนั้น ข้อมูลป้อนเข้าเป็นข้อมูลอ้างอิงจากอากาศยานจำนวนทั้งหมด 4 เครื่อง คือ อากาศยานบังคับวิทยุ 1 เครื่อง อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก 1 เครื่อง และ อากาศยานเพื่อการบินทั่วไปชนิดเครื่องยนต์เดี่ยว 2 เครื่อง

2.2 เครื่องยนต์ของอากาศยานทั้ง 4 เครื่อง เป็นเครื่องยนต์ลูกสูบใบพัด

## 3. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

### 3.1 วัฏภาคการวิ่งขึ้น (Takeoff phases)

วัฏภาคหรือช่วงการวิ่งขึ้นประกอบด้วย 3 วัฏภาค ดังแสดงในรูปที่ 1 กล่าวคือ 1) ช่วงล้อหมุนบนพื้น 2) ช่วงหมุนยกหัว การยกตัวพ้นพื้นและการเปลี่ยนผ่าน และ 3) ช่วงการไต่สูงที่ขึ้นไปถึงความสูงสิ่งกีดขวาง



รูปที่ 1 วัฏภาคหรือช่วงการวิ่งขึ้น

นอกจากนั้น ระยะทางที่ใช้เป็นสิ่งบ่งบอกสมรรถนะการบินวิ่งขึ้น มีอยู่ 2 ระยะ คือ 1) ระยะวิ่งบนพื้น (ground roll distance) ที่วัดจากจุดเริ่มต้นไปยังจุดที่อากาศยานเริ่มยกตัวลอยพ้นพื้นทางวิ่ง (Lift-Off) และ 2) ระยะวิ่งขึ้น (take-off distance) ที่วัดจากจุดเริ่มต้นไปยังจุดที่อากาศยานอยู่เหนือสิ่งกีดขวางที่สูง 50 ft. (หรือ 35 ft.)

## 3.2 ระบบสมการสมรรถนะ

สัญลักษณ์ต่าง ๆ

|                |                            |            |                                      |
|----------------|----------------------------|------------|--------------------------------------|
| $g$            | Gravity                    | $h$        | Height                               |
| $a, b, c$      | Polynomial Coefficients    | $t$        | Time                                 |
| $e$            | Oswald's efficiency factor | $n$        | Revolution per Minute                |
| $V$            | Velocity                   | $S$        | Wing Area                            |
| $S$            | Wing Area                  | $T$        | Thrust                               |
| $M$            | Mach number                | $D_{prop}$ | Propeller Diameter                   |
| $C_L$          | Lift coefficient           | $C_{L,0}$  | Zero Lift coefficient                |
| $C_{L,\alpha}$ | Lift Curve slope           | $K_{IGE}$  | Induced drag factor in-ground-effect |
| $C_D$          | Drag coefficient           | $N_e$      | Number of Engine                     |
| $C_T$          | Thrust coefficient         | $D_{prop}$ | Propeller Diameter                   |
| $\varphi$      | In-ground-effect factor    | $t/c$      | Thickness to Chord Ratio             |
| $\rho$         | Air density                | $\lambda$  | Taper Ratio                          |

ระบบสมการสมรรถนะสำหรับการวิเคราะห์สมรรถนะการบินวี่งขึ้นที่ใช้เป็นระบบสมการเชิงอนุพันธ์อันดับที่หนึ่งแบบไม่เชิงเส้นมี 5 สมการ [1-3] แสดงดังสมการที่ (1) - (5) ดังนี้

$$\dot{x} = \cos \gamma \quad (1)$$

$$\dot{W} = hsf\dot{c} \times T \times V \quad (2)$$

$$\dot{h} = \dot{V} \times \sin \gamma \quad (3)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{0.5gC_L\rho VS}{W} - \frac{g \cos \gamma}{V} \quad (4)$$

$$\dot{V} = T \times V \times \frac{1}{(VW)} - \frac{0.5gC_D\rho V^2 S}{W} - g \sin \gamma \quad (5)$$

โดยที่การคำนวณสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้าน กระทำโดยใช้สมการที่ (6) และสมการที่ (7) ตามลำดับ

$$C_L = C_{L,0} + C_{L,\alpha} \times \alpha \quad (6)$$

$$C_D = C_{D,0} + KC_L^2 \quad (7)$$

รวมทั้งการประมาณค่าความดันอากาศจะเป็นไปตามสมการที่ (8)

$$\rho = \rho_0(1.0 - 6.86 \times 10^{-6}h)^{4.26} \quad (8)$$

ทั้งนี้ ระบบสมการสมรรถนะสามารถใช้ได้กับช่วงการวี่งขึ้นทั้งสามช่วง

### 3.3 แรงต้าน

ภายในช่วงล้อย่อนบนพื้นนั้น นอกจากแรงยก แรงต้าน น้ำหนักอากาศยาน และแรงขับแล้ว ยังมีแรงเสียดทานระหว่างล้อกับพื้นผิวทางวิ่ง มากระทำต่ออากาศยานอีกด้วย แรงเสียดทานนี้หาค่าโดยใช้สมการที่ (9) และส่งผลต่อความเร่งดังสมการที่ (10)

$$F_R = \mu(W - L \cos \gamma) = \mu(W - 0.5gC_L\rho V^2 S \cos \gamma) \quad (9)$$

$$\dot{V} = T \times V \times \frac{1}{(VW)} - \frac{0.5gC_D\rho V^2 S}{W} - g \sin \gamma - \frac{F_R \cos \gamma}{m} \quad (10)$$

การประมาณค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านยังต้องคำนึงถึงผลกระทบจากพื้น (Ground effect) การกางหรือไม่กางแฟลป และการเก็บหรือไม่เก็บล้อ ดังนั้นสมการที่ (7) จึงเป็น

$$C_D = C_{D,0} + K_{IGE}C_{L,IGE}^2 + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,gear} \quad (11)$$

โดยที่  $K_{IGE}$  คือ ตัวประกอบแรงต้านเหนี่ยวนำ (Induced Drag Factor) ที่หาได้จากสมการที่ (12)

$$K_{IGE} = \frac{\varphi}{\pi A Re} \quad (12)$$

ซึ่งตัวแปร  $e$  คือ ตัวประกอบประสิทธิภาพของออสวาลด์ (Oswald's efficiency factor) [13] และ  $\varphi$  คือตัวประกอบของผลกระทบจากพื้น [8] ตามลำดับ โดยหาค่าได้จากสมการที่ (13) และสมการที่ (15)

$$e = \frac{1}{(1+0.12M^6)\{1+\frac{0.142+f(\lambda)A(\frac{10t}{c})^{0.33}}{(\cos \varphi_{25})^2}+\frac{0.1(3Ne+1)}{(4+A)^{0.8}}\}} \quad (13)$$

ซึ่งใช้ได้เฉพาะเมื่ออัตราส่วนส้นทศน์ของปีก (Wing Aspect Ratio) มีค่ามากกว่า 5 และเป็นไปตามสมการที่ (14) และ (15)

$$f(\lambda) = 0.005(1 + 1.5(\lambda - 0.6)^2) \quad (14)$$

ในระหว่างที่

$$\varphi = \left(\frac{16h_w}{b}\right)^2 / (1 + (16h_w/b)^2) \quad (15)$$

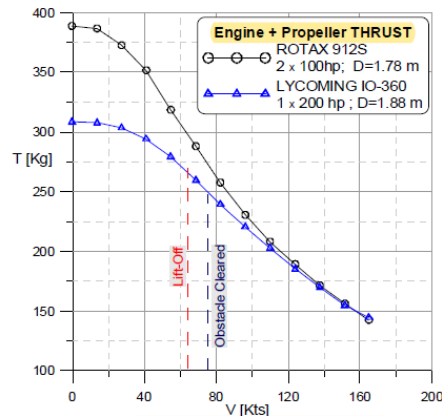
### 3.4 แรงขับ

เป็นที่ทราบกันดีว่า แรงขับของเครื่องยนต์ถูกสูบใบพัดเป็นฟังก์ชันของทั้งความสูงและความเร็ว เมื่อพิจารณาที่ความสูงหนึ่ง แรงขับมีค่าสูงสุดเมื่อความเร็วมีค่าเป็นศูนย์ (อากาศยานอยู่นิ่ง) และแรงขับจะลดต่ำลงเมื่อความเร็วเพิ่มมากขึ้นภายในการวิจัยนี้ การประมาณค่าแรงขับ กระทำโดยใช้สมการที่ (16) [3,8,10]

$$T = C_T \rho n^2 D_{Prop}^4 \quad (16)$$

โดยที่สัมประสิทธิ์แรงขับเป็นฟังก์ชันของความเร็ว ( $C_T = f(V)$ )

โดยปกติแล้ว แรงขับจะมีความสัมพันธ์กับความเร็วแบบไม่เชิงเส้น ตัวอย่างดังแสดงในรูปที่ 2



รูปที่ 2 ตัวอย่างกราฟแรงขับเทียบกับความเร็ว [9]

นอกจากนั้น จากการทบทวนวรรณกรรม [1-3] และเอกสารวิจัย [10] จะพบว่าสามารถเขียนความสัมพันธ์ระหว่างแรงขับของเครื่องยนต์ลูกสูบใบพัดกับความเร็วได้ดังสมการที่ (17) ต่อไปนี้

$$T = aV^2 + bV + c \quad (17)$$

ซึ่งแสดงว่ารูปกราฟแสดงความสัมพันธ์เป็นแบบพาราโบลา สิ่งที่มาคือ ถ้ามีกลุ่มข้อมูลที่บ่งบอกถึงคู่พิกัดระหว่างแรงขับกับความเร็วแล้ว ก็จะสามารถใช้วิธีถดถอยตามพหุนาม (Polynomial Regression) เข้าดำเนินการเพื่อหาความสัมพันธ์และทำการประมาณค่าแรงขับที่คิดที่ความเร็วค่าต่าง ๆ ได้

### 3.5 การแก้ระบบสมการ

เนื่องจากว่าระบบสมการเป็นปัญหาค่าเริ่มต้น (Initial Value Problem) ที่เขียนในรูปของเวกเตอร์ได้ดังสมการที่ (18) คือ

$$y'(t) = f(t, y(t)), \quad t_0 \leq t \leq b, \quad (18)$$

โดยที่  $y(t_0) = y_0$

ดังนั้น วิธีแก้ปัญหานี้วิธีแรก คือ วิธีรุงเง-คุตตา ชนิดอันดับที่สี่ ซึ่งเป็นวิธีขั้นเดียวและมีสมการที่ต้องดำเนินการดังสมการที่ (19)

$$\begin{aligned} z_1 &= y_n, \\ z_2 &= y_n + \frac{1}{2}hf(t_n, z_1), \\ z_3 &= y_n + \frac{1}{2}hf\left(t_n + \frac{1}{2}h, z_2\right), \\ z_4 &= y_n + hf\left(t_n + \frac{1}{2}h, z_3\right) \\ y_{n+1} &= y_n + \frac{1}{6}h[f(t_n, z_1) + 2f\left(t_n + \frac{1}{2}h, z_2\right) + \\ &\quad 2f\left(t_n + \frac{1}{2}h, z_3\right) + f(t_n + h, z_4)] \end{aligned} \quad (19)$$

และวิธีแก้ปัญหาวีธีที่สอง คือ วิธีแบบทำนายแล้วปรับแก้ค่าที่เป็นวิธีพหุขั้น สำหรับการทำนายค่าตัวแปรภายในวิธีแบบทำนายแล้วปรับแก้ค่า จะใช้วิธีออดัมส์-แบซฟอร์ดรชชนิดอันดับที่สี่ ซึ่งสมการที่ใช้แสดงดังสมการที่ (20)

$$y_{n+1} = y_n + \frac{1}{24}h[55y'_n - 59y'_{n-1} + 37y'_{n-2} - 9y'_{n-3}] \quad (20)$$

โดยต้องใช้ค่าเริ่มต้นจำนวนสี่ค่าคือค่าที่ดัชนี  $n, n-1, n-2$  และ  $n-3$  ค่าเริ่มต้นนี้สามารถหาค่าได้โดยใช้วิธีรุงเง-คุตตา ชนิดอันดับที่สี่ เมื่อทำนายค่า  $y_{n+1}$  ได้ก็จะหาค่า  $y'_{n+1}$  ได้ หลังจากนั้นจะใช้วิธีออดัม-แมตสันชนิดอันดับที่สี่เข้าทำการปรับแก้ค่า ดังสมการที่ (21)

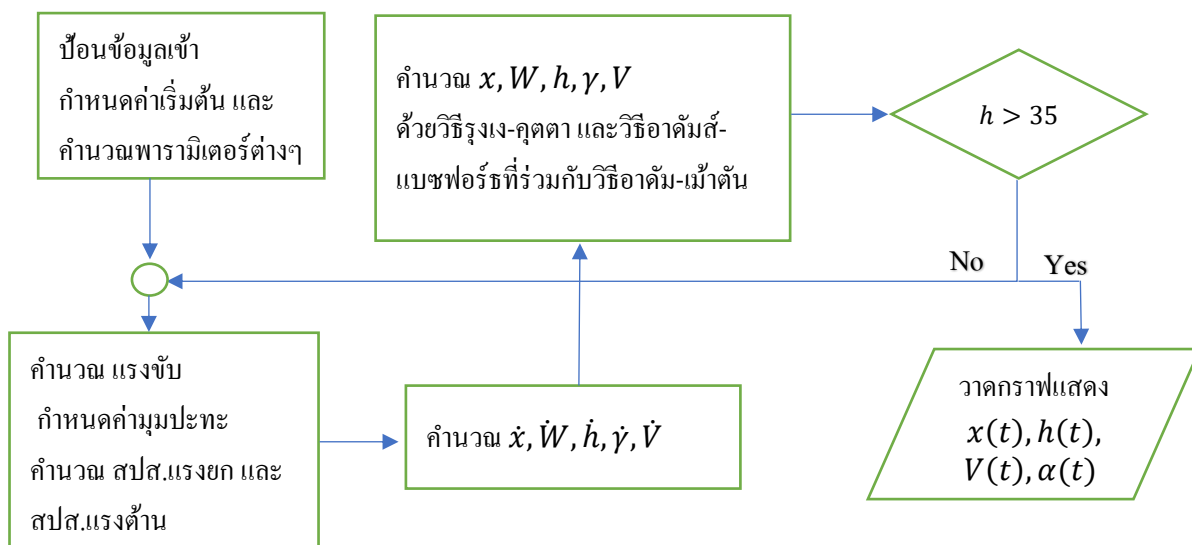
$$y_{n+1} = y_n + \frac{1}{24}h[9y'_{n+1} + 19y'_n - 5y'_{n-1} + y'_{n-2}] \quad (21)$$

#### 4. การดำเนินการวิจัย

##### 4.1 เกี่ยวกับโปรแกรม

การแก้ระบบสมการสมรรถนะ (สมการ (1)-(5) หรือ สมการ (18) ) จำเป็นต้องใช้วิธีเชิงตัวเลข สมการที่ (19) หรือ สมการที่ (20) และสมการที่ (21) ) ด้วยเหตุนี้จึงได้พัฒนาโปรแกรมการจำลองการบินวิ่งขึ้น โดยใช้ภาษาแมตแล็บ โปรแกรมที่เขียนขึ้นมานี้ใช้วิธีการสร้างแบบมุ่งเน้นการดำเนินงานจากบนลงล่าง (Top-down processing oriented)

แผนผังขั้นตอนการวิเคราะห์โดยภาพรวมเป็นดังนี้



ประกอบด้วยส่วนหลัก 3 ส่วน คือ

4.1.1 ส่วนเตรียมการ (ก่อนกระบวนการ) ประกอบด้วย ส่วนประกาศประเภทของพารามิเตอร์และของตัวแปรส่วนและส่วนการ

4.1.2 ส่วนกระบวนการ (ส่วนการแก้ระบบสมการ) ประกอบด้วย ส่วนการใช้วิธีรุงเง-คุตตา และส่วนวิธีแบบทำนายแล้วปรับแก้ค่า (วิธีออดัมส์-แบซฟอร์ด และวิธีออดัม-แมตสัน) ผลที่ได้จากส่วนนี้ คือ ค่าตัวแปรที่อยู่ด้านซ้ายมือของสมการที่ (1) ถึง (5) โดยแต่ละส่วนย่อยภายในส่วนกระบวนการจะประกอบด้วย ส่วนคำนวณแรงขับ แรงยกและแรงต้าน ส่วนกำหนดค่ามุมปะทะ และส่วนการสร้างค่าให้แก้ระบบสมการ (ค่าตัวเลขที่อยู่ด้านขวาของระบบสมการ) การทำงานของส่วนย่อยทุกส่วนนี้จะกระทำกับช่วงวิ่งขึ้นทั้งสามช่วงดังที่แสดงไว้ในรูปที่ 1

4.1.3 ส่วนหลังกระบวนการ เป็นการนำผลที่ได้จากการแก้ระบบสมการแสดงเป็นรูปกราฟ



#### 4.2 ตารางเวลาการเปิดมุมปะทะ

เนื่องจากโปรแกรมต้องจำลองการบินวิ่งขึ้น ดังนั้นจึงต้องจำลองการเปิดมุมปะทะด้วย ตารางเวลาการเปิดมุมปะทะเป็นดังนี้

4.2.1 ช่วงล้อยหมุนบนพื้น: มุมปะทะมีค่าเป็นค่าที่กำหนดและมีค่าคงที่

4.2.2 ช่วงหมุนยกหัว: เมื่อความเร็วสูงขึ้นจนเท่ากับความเร็วสำหรับการหมุนยกหัว นักบินจะทำการดึงคันบังคับเข้าหาตัวเพื่อเพิ่มมุมปะทะ จากนั้นนักบินยังคงทำการดึงคันบังคับเข้าหาตัว แสดงว่ามุมปะทะจะเพิ่มสูงขึ้นโดยขึ้นอยู่กับอัตราการเปลี่ยนแปลงที่มีชื่อเรียกว่า “อัตราการหมุน (rate of rotation)” โดยทั่วไปแล้วจะกำหนดให้อัตราการหมุนมีค่าเท่ากับ 3 องศาต่อวินาที หรือให้มีค่าเป็นค่าที่กำหนด นอกจากนั้นค่ามุมปะทะภายในช่วงหมุนยกหัวจะต้องมีค่าสูงไม่เกินค่ามุมปะทะที่จุดวิ่งขึ้น

4.2.3 ที่จุดยกตัวพ้นพื้น: เมื่อความเร็วสูงขึ้นจนเท่ากับความเร็ววิ่งขึ้น อากาศยานจะเริ่มยกตัวลอยพ้นพื้น มุมปะทะตรงจุดนี้คือมุมปะทะที่จุดวิ่งขึ้น

4.2.4 ช่วงการเปลี่ยนผ่าน: ในขั้นต้นจะทำการบินด้วยมุมปะทะที่จุดวิ่งขึ้นและรักษาให้คงที่ อากาศยานจะได้เพิ่มความสูงขึ้นเรื่อย ๆ โดยที่มุมไต่ในช่วงการเปลี่ยนผ่านนี้ ต้องมีค่าน้อยกว่ามุมไต่ที่กำหนด (ตัวอย่างเช่น มุมไต่ที่สูง 50 ฟุต)

4.2.5 ช่วงการไต่คงที่ขึ้นไปถึงความสูงลิ่งกิดขวาง: ถ้ามุมไต่มีค่ามากกว่ามุมไต่ที่กำหนด ให้ลดมุมปะทะลงเพื่อรักษาให้อากาศยานทำการไต่ต่อไปด้วยมุมไต่ที่กำหนด

4.2.6 ถ้าอัตราการเปลี่ยนแปลงความเร็วมีค่าเป็นลบซึ่งแสดงว่าความเร็วลดลงจากเดิม (เกิดการหน่วงความเร็ว) และอาจเกิดขึ้นได้ทั้งภายในช่วงการเปลี่ยนผ่านและช่วงการไต่คงที่ขึ้นไปถึงความสูงลิ่งกิดขวาง แล้วนั้น ให้ค่อย ๆ ลดมุมปะทะลงไปจนกระทั่งความเร็วเริ่มกลับมามีค่าสูงขึ้นกว่าค่าก่อนหน้า และรักษาให้คงที่

### 5. ผลการวิจัย

#### 5.1 ข้อมูลอากาศยานจากเอกสารอ้างอิง

เมื่อพัฒนาโปรแกรมสำเร็จแล้ว จำเป็นต้องทำการตรวจสอบความถูกต้องและแม่นยำของผลที่ได้ โดยใช้ค่าข้อมูลอ้างอิงของเครื่องบินแต่ละเครื่อง ดังนี้

5.1.1 อากาศยานเพื่อการบินทั่วไปชนิดเครื่องยนต์เดี่ยว Cessna 172S Skyhawk: กางปีก 36 ft 1 in, พื้นที่ปีก 174 sq. ft. น้ำหนักวิ่งขึ้น (ประเภทปกติ) 2550 lbs [4, 5]

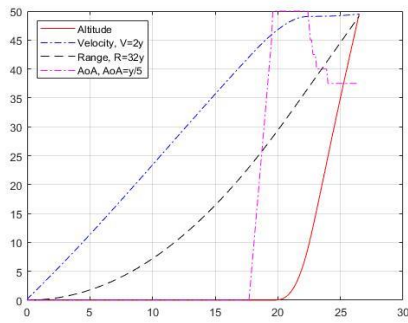
5.1.2 อากาศยานเพื่อการบินทั่วไปชนิดเครื่องยนต์เดี่ยว Piper PA-28-161 Warrior III: น้ำหนักวิ่งขึ้น 2316 lbs., กางปีก 35 ft [6, 7]

5.1.3 อากาศยานบังคับวิทยุ: น้ำหนักวิ่งขึ้น 6.5 lbs., พื้นที่ปีก 504 sq. in. [11]

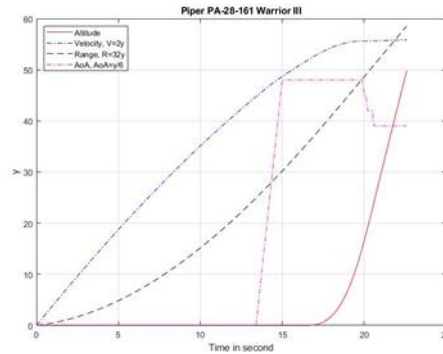
5.1.4 อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก: น้ำหนักวิ่งขึ้น 71.0244 N, พื้นที่ปีก 0.65 sq. m. [10]

#### 5.2 ผลการทำงานของโปรแกรม

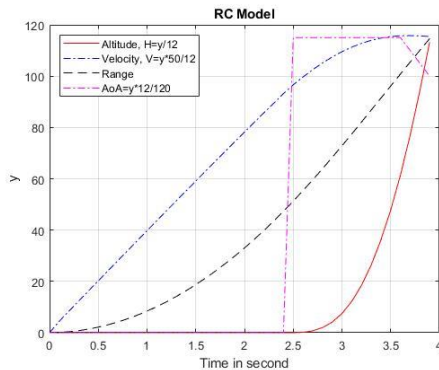
5.2.1 กราฟแสดงผล แสดงดังรูปที่ 3 - 6



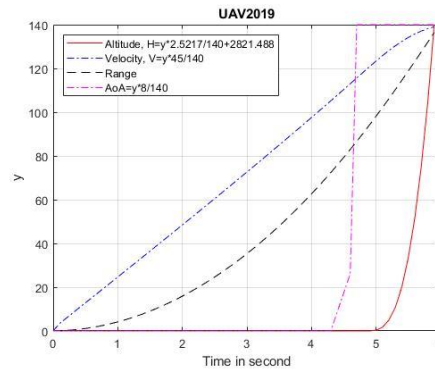
รูปที่ 3 พารามิเตอร์การบินขึ้นของ Skyhawk



รูปที่ 4 พารามิเตอร์การบินขึ้นของ Warrior III



รูปที่ 5 พารามิเตอร์การบินขึ้นของ RC Model



รูปที่ 6 พารามิเตอร์การบินขึ้นของ UAV2019

### 5.2.2 สมรรถนะการบินขึ้น แสดงดังตารางที่ 1

ตารางที่ 1 สมรรถนะการบินขึ้น

| อากาศยาน                    | วิธีรัง-คุตา   |              | วิธีอาดัมส์-แบชฟอร์ด ร่วมกับ วิธีอาดัม-เม้าตัน |              |
|-----------------------------|----------------|--------------|------------------------------------------------|--------------|
|                             | ระยะวิ่งบนพื้น | ระยะวิ่งขึ้น | ระยะวิ่งบนพื้น                                 | ระยะวิ่งขึ้น |
| Cessna 172S Skyhawk         | 912.6858 ft    | 1573.5084ft  | 912.5836 ft                                    | 1573.4536 ft |
| Piper PA-28-161 Warrior III | 1176.82 ft     | 1916.37 ft   | 1176.91 ft                                     | 1916.51 ft   |
| อากาศยานบังคับวิทยุ         | 55.36 ft.      | -            | 55.346 ft                                      | -            |
| อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก    | 118.365 ft.    | -            | 118.339 ft.                                    | -            |

### 5.2.3 ค่าผิดพลาดสัมพัทธ์

ในเอกสารวิจัยนี้ ค่าผิดพลาดสัมพัทธ์ คือ ค่าสัมบูรณ์ของผลต่างระหว่างค่าจากข้อมูลอ้างอิงกับผลการวิเคราะห์จากโปรแกรม หาค่าด้วยค่าจากข้อมูลอ้างอิง แล้วจึงคิดเป็นเปอร์เซ็นต์ ผลที่ได้แสดงดังตารางที่ 2

ตารางที่ 2 ค่าผิดพลาดสัมพัทธ์

| อากาศยาน                    | วิธีรัง-คุตา   |              | วิธีอาดัมส์-แบชฟอร์ด และ วิธีอาดัม-เม้าตัน |              |
|-----------------------------|----------------|--------------|--------------------------------------------|--------------|
|                             | ระยะวิ่งบนพื้น | ระยะวิ่งขึ้น | ระยะวิ่งบนพื้น                             | ระยะวิ่งขึ้น |
| Cessna 172S Skyhawk         | 4.9286%        | 3.4659%      | 4.9392%                                    | 3.4691%      |
| Piper PA-28-161 Warrior III | 2.3%           | 8.74%        | 2.3%                                       | 8.74%        |
| อากาศยานบังคับวิทยุ         | 0.775%         | -            | 0.75%                                      | -            |
| อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก    | 9.805%         | -            | 9.825%                                     | -            |

## 6. สรุป

ภายในเอกสารวิจัยนี้ มีการอธิบายเกี่ยวกับระบบสมการสมรรถนะที่ประกอบด้วยสมการจำนวน 5 สมการ พร้อมทั้งแสดงสมการและ/หรือความสัมพันธ์ที่ใช้ในการประมาณค่าแรงต้านและแรงขับ การแก้ระบบสมการเพื่อหาค่าตัวแปรของระบบกระทำโดยใช้ทั้งขั้นเดียว (วิธีรุง-กุตตา) และ วิธีพหุขั้น (วิธีแบบทำนายแล้วปรับแก้ค่า) โดยที่วิธีทำนายเป็นวิธีออดัมส์-แบซฟอร์ธ ส่วนวิธีปรับแก้ค่าเป็นวิธีออดัมส์-แม็คดัน ต่อจากนั้นจึงได้พัฒนาและสร้างโปรแกรมที่เขียนขึ้นด้วยภาษาแมตแล็บ การทดสอบการทำงานของโปรแกรม กระทำโดยใช้ข้อมูลจากเครื่องบินจำนวน 4 ลำ พบว่า โปรแกรมทำงานได้ถูกต้อง มีความแม่นยำโดยให้ค่าสมรรถนะในการบินวิ่งขึ้นที่ยอมรับได้ โดยเฉพาะอย่างยิ่งในหัวข้อระยะวิ่งบนพื้นและในหัวข้อระยะวิ่งขึ้น มีค่าผิดพลาดสัมพัทธ์น้อยกว่า 10%

## 7. ข้อเสนอแนะ

จากการทำงานของโปรแกรมที่สร้างขึ้นมานี้ พบว่าผลการแก้ระบบสมการสมรรถนะการบินวิ่งขึ้นด้วยทั้งวิธีขั้นเดียว (วิธีรุง-กุตตา) และวิธีพหุขั้น (วิธีออดัมส์-แบซฟอร์ธ ร่วมกับ วิธีออดัมส์-แม็คดัน นั้น ทั้งสองวิธีดังกล่าวให้ผลลัพธ์ (คือค่าของตัวแปรของระบบสมการ) ที่มีค่าความแตกต่างกันน้อยมาก ดังนั้นเพื่อเป็นการประหยัดและเพื่อให้ได้ผลลัพธ์ภายในเวลาที่น้อย จึงควรใช้แต่วิธีรุง-กุตตา ทั้งนี้เพราะวิธีรุง-กุตตาใช้กระบวนการทำงานที่มีขั้นตอนน้อยกว่านั่นเอง

ผลการทดสอบโปรแกรมทำให้ทราบว่าโปรแกรมทำงานได้อย่างถูกต้อง และมีระดับความแม่นยำที่ยอมรับได้ ทั้งนี้แรงขับ แรงยกและแรงต้าน เป็นปัจจัยสำคัญที่ส่งผลเป็นอย่างมากต่อการประมาณค่าสมรรถนะการบินวิ่งขึ้น ทั้งแรงขับ แรงยกและแรงต้านที่ใช้ในงานวิจัยนี้เป็นค่าที่ได้จากการคำนวณด้วยสมการ ซึ่งถือว่าเป็นค่าประมาณที่มีความผิดพลาดอยู่แล้ว ด้วยเหตุนี้เมื่อต้องการให้มีความแม่นยำสูงจึงควรทำการทดสอบและ/หรือทดสอบเพื่อให้ได้ค่าข้อมูลที่ถูกต้องของแรงขับ แรงยกและแรงต้านก่อนการใช้โปรแกรม

## 8. กิตติกรรมประกาศ

การดำเนินการวิจัยนี้ ได้รับทุนสนับสนุน โครงการวิจัยจากกรมยุทธการทหารอากาศ โดยกองการศึกษาโรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช ได้คัดเลือกและอนุมัติโครงการวิจัยนี้ รวมทั้ง ภาควิชาวิศวกรรมอากาศยานและเทคโนโลยีการบินที่ได้ช่วยเหลือและอำนวยความสะดวกต่างๆ ที่ทำให้เอกสารวิจัยนี้สามารถดำเนินการจนประสบความสำเร็จ ลุล่วงไปได้ด้วยดี

## 9. เอกสารอ้างอิง

- [1] Jr. Anderson, D. John. (2001). **Fundamentals of aerodynamics**. 3rd Edition. New York:McGraw-Hill Inc.
- [2] Mario A. (1997). **An Introduction to Aircraft Performance**. AIAA Education Series. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- [3] S.K. Ojha. (1995). **Flight Performance of Aircraft**. AIAA Education Series. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- [4] Cessna Aircraft Company. (2012). **Specification and Description Exhibit "A"**. Beginning with serial # 172S11284. Cessna Single Engine Piston Aircraft. Wichita, Kansas.
- [5] McIver J. (2003). Cessna Skyhawk II / 100 Performance Assessment. from <http://www.temporal.com.au>.
- [6] Bitto A. & P. D' Amore. **Flight Test 2 Report**. State College, PA, USA.

- [7] FAA Approved Airplane Flight Manual and Pilot's Operating Handbook (1994). **Warrior III PA-28-161**. Publications Department. Piper Aircraft Corporation.
- [8] Sóbester A. (2021). **Flight-Test Validation of a Takeoff Performance Uncertainty Model**. University of Southampton, Southampton, Hampshire, England, United Kingdom.
- [9] Pellogrini C. et al., (2022). **New analytical results on the study of aircraft performance with velocity dependent forces**. Universidade Federal de São João del-Rei, Departamento de Ciências Térmicas e dos Fluidos, Brasil.
- [10] Pascale L. & Nicolosi F. (2008). **Design and Aerodynamic Analysis of a Light Twin-Engine Propeller Aircraft**. Tecnam Aircraft Industries, Casoria (Naples), ITALY. Dep. Of Aerospace Eng., University of Naples.
- [11] Vural M. (2009). Estimating R/C Model Aerodynamics and Performance. Illinois Institute of Technology. from <https://saeaerodesign.com>
- [12] Butera J. (2012) Flight Performance of a Novel Fixed Wing UAS. Mississippi State University, USA. from <https://www.researchgate.net>
- [13] Scholz. Drag Prediction. (2023). from [http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/HOOU/AircraftDesign\\_13\\_Drag.pdf](http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/HOOU/AircraftDesign_13_Drag.pdf)
- [14] Nato standardization Agency (2014). NATO Standard AEP-83 Light Unmanned Aircraft Systems Airworthiness Requirements. Edition A Version 1, Ratification Draft.

แนวทางการประยุกต์ใช้ปัญญาประดิษฐ์ (AI) และ AGI เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพ  
ระบบรักษาความปลอดภัยไซเบอร์ของศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศไทย  
Integrating Artificial Intelligence (AI) and Artificial General Intelligence (AGI)  
to Enhance the Cybersecurity System of the Royal Thai Air Force's Cyber Center

<sup>1\*</sup>พัฒนศรัณย์ เลหาไพบูลย์, และ <sup>2#</sup>อรณิชา คงวุฒิ

<sup>1</sup>นักวิจัยอิสระ

<sup>2</sup>สาขาวิชาฟิสิกส์ คณะวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี มหาวิทยาลัยราชภัฏกาญจนบุรี

<sup>1\*</sup>Phatsaran Laohhapaibon and <sup>2#</sup>Ornnicha Kongwut

<sup>1</sup> Independent researcher

<sup>2</sup> Department of Physics Faculty of Science and Technology Kanchanaburi Rajabhat University

\*wirinwinu4289@gmail.com, #ornnicha.k@kru.ac.th

Received : February 6, 2024

Revised : June 17, 2024

Accepted : June 18, 2024

### บทคัดย่อ

ภัยคุกคามทางไซเบอร์ทวีความรุนแรงและซับซ้อนมากขึ้นในปัจจุบัน ส่งผลกระทบร้ายแรงต่อทั้งภาครัฐและเอกชน ระบบรักษาความปลอดภัยไซเบอร์แบบดั้งเดิมไม่เพียงพอต่อการรับมือภัยคุกคามที่มีวิวัฒนาการอย่างรวดเร็ว งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อศึกษาแนวทางประยุกต์ใช้เทคโนโลยีปัญญาประดิษฐ์ (AI) และปัญญาประดิษฐ์ระดับสูง (AGI) เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพการรักษาความปลอดภัยไซเบอร์ให้กับศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศไทย วิธีการวิจัยเริ่มจากการศึกษาเอกสารและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง จากนั้นนำเสนอกรอบแนวคิดการประยุกต์ใช้ AI เทคนิคต่างๆ เช่น Deep Learning, Few-shot Learning และ Reinforcement Learning เพื่อพัฒนาระบบตรวจจับการบุกรุก ระบบป้องกันมัลแวร์ และระบบพิสูจน์ตัวตน ตลอดจนการหาแนวทางการนำ AGI มาใช้วิเคราะห์ภัยคุกคามเชิงลึก ผลการวิจัยระบุว่าการประยุกต์ใช้ AI และ AGI มีศักยภาพสูงในการยกระดับประสิทธิภาพของระบบรักษาความปลอดภัยไซเบอร์ โดย AI จะช่วยให้สามารถตรวจจับ ป้องกันและตอบสนองต่อภัยคุกคามได้แม่นยำ รวดเร็ว และครอบคลุมมากขึ้น ขณะที่ AGI จะเพิ่มขีดความสามารถในการวิเคราะห์ภัยคุกคามเชิงลึก ค้นหารูปแบบการโจมตีที่ซับซ้อน และคาดการณ์แนวโน้มภัยคุกคามล่วงหน้าได้ดีกว่าวิธีการแบบเดิม ซึ่งจะช่วยให้อาจวางแผนป้องกันได้อย่างมีประสิทธิภาพยิ่งขึ้น งานวิจัยนี้เสนอแนวทางการนำ AI และ AGI มาประยุกต์ใช้เพื่อยกระดับความมั่นคงปลอดภัยไซเบอร์ให้ทันต่อการเปลี่ยนแปลงของภัยคุกคามในยุคปัจจุบัน ผลการวิจัยจะเป็นประโยชน์ให้หน่วยงานด้านความมั่นคงปลอดภัยไซเบอร์นำไปพัฒนาต่อยอด เพื่อปกป้ององค์กรจากภัยคุกคามทางไซเบอร์ได้อย่างมีประสิทธิภาพมากขึ้น อย่างไรก็ตาม ยังมีความท้าทายด้านการพัฒนาเทคโนโลยี ตลอดจนประเด็นทางจริยธรรมและกฎหมายที่ต้องพิจารณาควบคู่กันไปด้วย

คำสำคัญ: ภัยคุกคามทางไซเบอร์, ปัญญาประดิษฐ์, AGI, ความมั่นคงปลอดภัยไซเบอร์

### Abstract

Cyber threats have become increasingly severe and sophisticated in recent years, causing significant impacts on both public and private sectors. Traditional cybersecurity systems are no longer sufficient to cope with the rapidly evolving threats. This research aims to explore the application of Artificial Intelligence (AI) and Artificial General Intelligence (AGI) to enhance the cybersecurity capabilities of the Royal Thai Air Force's Cyber Center. The research methodology begins with studying relevant documents and research papers. It then presents a conceptual framework for applying various AI techniques, such as Deep Learning, Few-shot Learning, and Reinforcement Learning, to develop intrusion detection systems, malware prevention systems, and authentication systems. Additionally, it proposes the use of AGI for in-depth analysis of cyber threats. The research findings indicate that the application of AI and AGI has high potential to elevate the effectiveness of cybersecurity systems. AI can help detect, prevent, and respond to threats with greater accuracy, speed, and coverage. Meanwhile, AGI can enhance the ability to perform deep analysis of cyber threats, uncover complex attack patterns, and predict future threat trends more effectively than traditional methods. This will enable more efficient planning of preventive measures. This research proposes an approach to leverage AI and AGI for improving cybersecurity to keep pace with the changing threat landscape in the modern era. The findings will benefit cybersecurity agencies in further developing their capabilities to protect organizations from cyber threats more effectively. However, there are still challenges in technology development, as well as ethical and legal issues that need to be considered in parallel.

**Keywords:** Cyber threats, Artificial Intelligence, AGI, Cybersecurity

### 1. บทนำ

ในยุคปัจจุบัน แนวคิดการทำสงครามได้เปลี่ยนแปลงไปสู่ "สงครามไซเบอร์" ซึ่งอาศัยเทคโนโลยีสารสนเทศและการสื่อสารเป็นหัวใจสำคัญ กองทัพอากาศได้นำแนวคิด Network-Centric มาประยุกต์ใช้เพื่อสนับสนุนการแลกเปลี่ยนข้อมูลระหว่างหน่วยงานต่างๆ ทั้งในระดับยุทธวิธี ยุทธการ และยุทธศาสตร์ให้เป็นไปอย่างรวดเร็ว ถูกต้อง และทันต่อสถานการณ์ [1-2] ซึ่งจะช่วยให้ผู้บังคับบัญชาสามารถตัดสินใจวางแผนกลยุทธ์ได้อย่างมีประสิทธิภาพและได้เปรียบในสงครามยุคใหม่นี้

อย่างไรก็ตาม ระบบสารสนเทศขนาดใหญ่ที่เชื่อมโยงข้อมูลจำนวนมหาศาลของกองทัพอากาศนั้น ย่อมมีความเสี่ยงต่อการถูกโจมตีทางไซเบอร์หากมีระบบป้องกันภัยที่ไม่รัดกุมเพียงพอ ซึ่งอาจก่อให้เกิดการรั่วไหลของข้อมูลสำคัญและความเสียหายร้ายแรงตามมา ดังนั้น การพัฒนาและเพิ่มประสิทธิภาพในการรับมือภัยคุกคามทางไซเบอร์จึงเป็นความจำเป็นเร่งด่วนต่อความมั่นคงของประเทศไทยในโลกยุคดิจิทัล [3-4]

ผู้วิจัยเล็งเห็นถึงศักยภาพอันยิ่งใหญ่ของเทคโนโลยีปัญญาประดิษฐ์ (Artificial Intelligence: AI) ที่สามารถนำมาประยุกต์ใช้เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพในการป้องกันภัยคุกคามไซเบอร์ให้กับศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศได้เป็นอย่างดี โดยบทความนี้มีวัตถุประสงค์ที่จะนำเสนอแนวคิดใหม่ในการบูรณาการระบบ AGI (Artificial General Intelligence) ซึ่งเป็นปัญญาประดิษฐ์รุ่นล่าสุดที่มีความสามารถเทียบเคียงกับสมองมนุษย์ เข้ากับซอฟต์แวร์เดิมของศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศเพื่อสร้างมาตรฐานใหม่ในการป้องกันภัยคุกคามทางไซเบอร์ที่มีความทันสมัยและมีประสิทธิภาพสูงสุด [5-6]

ผลการศึกษาจะเป็นประโยชน์อย่างยิ่งในการช่วยกำหนดกรอบทิศทางและแนวทางการพัฒนาระบบการรักษาความมั่นคงปลอดภัยทางไซเบอร์ของกองทัพอากาศไทย ซึ่งจะเป็นรากฐานสำคัญในการปกป้องอำนาจอธิปไตยของชาติและทรัพย์สินทางปัญญาของประเทศในยุคสงครามเทคโนโลยีเช่นนี้ได้อย่างมั่นคงและยั่งยืนสืบไป

## 2. การโจมตีทางไซเบอร์

### 2.1 กรณีศึกษาการโจมตีทางไซเบอร์ที่สำคัญและการวิเคราะห์เชิงลึก

ในยุคดิจิทัลปัจจุบัน ภัยคุกคามทางไซเบอร์ได้ทวีความรุนแรงและซับซ้อนมากยิ่งขึ้น ส่งผลกระทบเป็นวงกว้างทั้งต่อภาครัฐ ภาคธุรกิจ และประชาชนทั่วไป ไม่เว้นแม้แต่องค์กรที่มีระบบรักษาความปลอดภัยที่เข้มงวด ดังตัวอย่างกรณีศึกษาสำคัญในตารางที่ 1

ตารางที่ 1 กรณีศึกษาระบบรักษาความปลอดภัย

| กรณีศึกษา                                       | ลักษณะการโจมตี                                                                                 | ผลกระทบ                                                                                   | บทบาทของ AI/AGI ในการป้องกัน                                                                                                                             |
|-------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Colonial Pipeline (พ.ค. 2564)                   | - กลุ่ม Dark Side ใช้ Ransomware เข้าโจมตีระบบ IT ของบริษัท<br>- หยุดการส่งน้ำมันนาน 5 วัน [7] | - ขาดแคลนน้ำมันในหลายรัฐ ต้องประกาศภาวะฉุกเฉิน<br>- บริษัทต้องจ่ายค่าไถ่กว่า 4.4 ล้าน USD | - ตรวจจับพฤติกรรมผิดปกติของระบบได้อย่างรวดเร็ว<br>- คาดการณ์และวิเคราะห์การโจมตีล่วงหน้า<br>- ตอบสนองต่อเหตุการณ์ได้ทัน่วงที                             |
| ขโมยข้อมูลจีปนาวุธรัสเซีย (ปลายปี 64 - พ.ค. 65) | - กลุ่ม Lazarus จากเกาหลีเหนือเจาะระบบคอมพิวเตอร์ของ NPO Mash ผู้ผลิตจีปนาวุธรัสเซีย [8]       | - ข้อมูลจีปนาวุธล้ำสมัยรั่วไหล<br>- เกาหลีเหนือพัฒนาจีปนาวุธได้รวดเร็วขึ้น                | - วิเคราะห์ Traffic ผิดปกติค้นพบการขโมยข้อมูลได้แม่นยำ<br>- ระบุตำแหน่งของภัยคุกคามและผู้โจมตีได้แม่นยำ                                                  |
| Ransomware ในไทย (มิ.ย. 2563)                   | - กลุ่ม Maze โจมตีบริษัท ThaiBev ยักษ์ใหญ่เครื่องดื่มไทย [9]<br>- Ransomware ระบาดหนักในไทย    | - ระบบของบริษัทถูกเข้ารหัสและล็อกการทำงาน<br>- สูญเสียข้อมูลสำคัญและเงินค่าไถ่จำนวนมาก    | - ตรวจจับและวิเคราะห์มัลแวร์ได้รวดเร็วแม่นยำ<br>- ป้องกันการแพร่กระจายของ Ransomware ภายในเครือข่าย<br>- กู้คืนข้อมูลที่ถูกเข้ารหัสได้อย่างมีประสิทธิภาพ |

จากการวิเคราะห์กรณีศึกษาข้างต้น จะเห็นได้ว่าการโจมตีทางไซเบอร์ในปัจจุบันมีความรุนแรงและสร้างความเสียหายเป็นอย่างมาก แม้จะมีระบบป้องกันภัยแบบเดิม แต่ก็ยังไม่เพียงพอที่จะรับมือกับภัยคุกคามที่มีความซับซ้อนสูง การนำ AI และ AGI มาใช้จึงมีบทบาทสำคัญในการช่วยวิเคราะห์ ตรวจสอบ และตอบสนองต่อการโจมตีได้อย่างรวดเร็ว แม่นยำ และมีประสิทธิภาพสูงกว่าระบบรักษาความปลอดภัยแบบเดิม ซึ่งจะช่วยลดผลกระทบและความเสียหายจากภัยคุกคามไซเบอร์ลงได้อย่างมาก

## 2.2 ระบบป้องกันภัยไซเบอร์ปัจจุบันของศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศ

ศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศไทยได้ตระหนักถึงความสำคัญของการป้องกันภัยคุกคามทางไซเบอร์มาโดยตลอด ปัจจุบันใช้แนวทางการป้องกันแบบ Defense-in-Depth ที่เน้นการสร้างชั้นป้องกันหลายระดับ ตั้งแต่การป้องกันการบุกรุกจากภายนอก การกรองทราฟฟิกเครือข่าย การป้องกันมัลแวร์ ไปจนถึงการรักษาความปลอดภัยของข้อมูลและการฝึกอบรมบุคลากร [10]

อย่างไรก็ดีจากแนวโน้มของภัยคุกคามไซเบอร์ที่นับวันจะยิ่งทวีความรุนแรงและซับซ้อนมากขึ้นนั้น การพึ่งพาเพียงระบบป้องกันแบบเดิมอาจไม่เพียงพออีกต่อไป ศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศจึงจำเป็นต้องปรับตัว โดยการนำเทคโนโลยีอัจฉริยะอย่าง AI และ AGI เข้ามาเสริมประสิทธิภาพในการป้องกันและรับมือกับภัยคุกคามไซเบอร์ ตลอดจนการนำสถาปัตยกรรมแบบ Zero Trust มาใช้ยกระดับความปลอดภัยให้รัดกุมขึ้น ซึ่งจะช่วยให้ศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศมีขีดความสามารถในการปกป้องทรัพย์สินและข้อมูลสำคัญทางทหารจากภัยคุกคามไซเบอร์ได้อย่างมั่นคงและปลอดภัยยิ่งขึ้นต่อไปในอนาคต [11]

## 3. การนำ AI มาประยุกต์ใช้เพื่อเป็นตัวช่วยในการป้องกันภัยคุกคามทางไซเบอร์

### 3.1 ทบทวนวรรณกรรม

จากการศึกษางานวิจัยที่ผ่านมา พบว่ามีการนำเทคโนโลยีปัญญาประดิษฐ์ (AI) มาประยุกต์ใช้เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพในการรักษาความปลอดภัยทางไซเบอร์อย่างกว้างขวาง ดังตัวอย่างงานวิจัยต่อไปนี้

Jovana et al. (2022) [12] ได้นำเสนอระบบตรวจจับการบุกรุกโดยใช้เทคนิคการเรียนรู้เชิงลึก (Deep Learning) ซึ่งมีประสิทธิภาพสูงกว่าระบบตรวจจับแบบดั้งเดิมอย่างมีนัยสำคัญ สามารถลดอัตราการเตือนผิดพลาด (False Positive) ได้มากกว่า 90% และเพิ่มความแม่นยำในการตรวจจับการโจมตีได้ถึง 97%

งานวิจัยของ Zakaria et al. (2023) [13] เสนอการใช้ AI ในการป้องกันภัยคุกคามแบบ Zero-day ที่ระบบป้องกันแบบเดิมไม่สามารถตรวจจับได้ โดยใช้เทคนิค Few-shot Learning เพื่อให้สามารถเรียนรู้และปรับตัวได้อย่างรวดเร็วเมื่อพบมัลแวร์ชนิดใหม่ที่ไม่เคยพบมาก่อน

Mingyang et al (2023) [14] เสนอการนำ AI มาใช้ร่วมกับสถาปัตยกรรมแบบ Zero Trust เพื่อเพิ่มความปลอดภัยในการพิสูจน์ตัวตนและควบคุมการเข้าถึง ซึ่งช่วยให้สามารถตรวจจับพฤติกรรมที่ผิดปกติและระบุผู้ใช้น่าสงสัยได้อย่างรวดเร็วและแม่นยำยิ่งขึ้น

อย่างไรก็ตาม งานวิจัยที่ผ่านมายังมีข้อจำกัดบางประการ เช่น ยังไม่ได้พิจารณาการนำ AI มาใช้กับระบบรักษาความปลอดภัยของหน่วยงานทางทหารโดยเฉพาะ ซึ่งมีความท้าทายและความอ่อนไหวสูงกว่าระบบทั่วไป รวมทั้งยังขาดการศึกษาการนำ AGI ที่มีความสามารถสูงกว่า AI แบบทั่วไปมาประยุกต์ใช้ [15-16]

ดังนั้น งานวิจัยนี้จึงมุ่งเน้นการพัฒนากรอบการนำ AI และ AGI มาใช้เพื่อยกระดับการรักษาความปลอดภัยทางไซเบอร์ให้กับศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศไทยโดยเฉพาะ เพื่อให้สอดคล้องกับบริบทและความต้องการเฉพาะทางของหน่วยงานทางทหาร และเป็นการบุกเบิกแนวทางใหม่ในการประยุกต์ใช้เทคโนโลยี AGI กับงานด้านความมั่นคงไซเบอร์ ซึ่งจะเป็นประโยชน์อย่างยิ่งต่อการวิจัยและพัฒนาในอนาคต



### 3.2 กรอบแนวคิด

เพื่อนำ AI และ AGI เข้ามาประยุกต์ใช้ในกรอบการรักษาความปลอดภัยไซเบอร์ของศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศบพทความนี้เสนอกรอบแนวคิดวิธีการดังนี้ [17]

1. การตรวจจับการบุกรุก (Intrusion Detection): นำอัลกอริทึม Deep Learning อย่าง CNN และ LSTM Neural Network มาใช้ในการวิเคราะห์ Traffic ของเครือข่าย เพื่อตรวจจับรูปแบบการโจมตีที่ผิดปกติ โดยใช้ชุดข้อมูล NSL-KDD และ UNSW-NB15 ในการฝึกสอนและทดสอบประสิทธิภาพ

2. การป้องกันมัลแวร์ (Malware Prevention): ใช้เทคนิค Few-shot Learning เพื่อให้ระบบสามารถเรียนรู้มัลแวร์ชนิดใหม่ได้อย่างรวดเร็วจากตัวอย่างเพียงไม่กี่ตัว โดยใช้อัลกอริทึม Prototypical Network ร่วมกับ Support Vector Machine (SVM) ในการจำแนกมัลแวร์

3. การพิสูจน์ตัวตนและควบคุมการเข้าถึง (Authentication & Access Control): พัฒนาระบบยืนยันตัวตนผู้ใช้ด้วย AI ที่ใช้การเรียนรู้แบบ Reinforcement Learning ในการสร้างโมเดลพฤติกรรมของผู้ใช้ เพื่อตรวจจับความผิดปกติและป้องกันการละเมิดสิทธิ์การเข้าถึง

4. การวิเคราะห์ภัยคุกคาม (Threat Intelligence): ประยุกต์ใช้ AGI เพื่อวิเคราะห์ข้อมูลภัยคุกคามจากแหล่งข้อมูลจำนวนมากมหาศาล ทั้งจากเซ็นเซอร์ เครือข่ายสังคม และ Dark web โดยใช้การประมวลผลภาษาธรรมชาติ (NLP) และการเรียนรู้แบบไม่มีผู้สอน (Unsupervised Learning) เพื่อระบุแนวโน้มภัยคุกคามและคาดการณ์เหตุการณ์ในอนาคต

### 3.3 การประยุกต์ใช้ AGI

การนำเทคโนโลยี AGI มาประยุกต์ใช้ในการรักษาความปลอดภัยไซเบอร์นั้น แม้จะมีศักยภาพสูงในการยกระดับขีดความสามารถในการต่อต้านภัยคุกคาม แต่ก็ยังมีความท้าทายที่สำคัญอยู่หลายประการ [18-19] ได้แก่

1. เทคโนโลยี AGI ยังอยู่ในขั้นตอนการวิจัยและพัฒนา ยังไม่มีระบบ AGI ที่สมบูรณ์พร้อมใช้งานในเชิงพาณิชย์

2. การพัฒนา AGI ต้องใช้ทรัพยากรคอมพิวเตอร์และความเชี่ยวชาญทางเทคนิคสูงมาก ซึ่งต้องลงทุนสูง

3. ยังมีประเด็นทางจริยธรรม กฎหมาย และความเสี่ยงด้านความปลอดภัยจากการพัฒนา AGI ที่ยังหาข้อยุติไม่ได้

ในปัจจุบันเริ่มมีโครงการนำร่องการประยุกต์ใช้ AGI ในการรักษาความปลอดภัยไซเบอร์ เช่น โครงการ DARPA Cyber Grand Challenge ซึ่งพัฒนาระบบ AI ให้สามารถค้นหาและซ่อมแซมช่องโหว่ในซอฟต์แวร์ได้ด้วยตนเองโดยไม่ต้องพึ่งมนุษย์ ผลลัพธ์ที่ได้แสดงให้เห็นศักยภาพของ AGI ที่สามารถเอาชนะผู้เชี่ยวชาญด้านความปลอดภัยไซเบอร์ที่เป็นมนุษย์ได้

ดังนั้น ในการทดลองนำ AGI มาใช้ในกรอบการรักษาความปลอดภัยทางไซเบอร์นั้น จำเป็นต้องดำเนินการอย่างค่อยเป็นค่อยไป โดยเริ่มจากการสร้างความร่วมมือกับสถาบันวิจัยชั้นนำทั้งในและต่างประเทศ เพื่อพัฒนาค้นแบบระบบ AGI และทดลองใช้ในสภาพแวดล้อมจำลองที่ควบคุมได้ก่อน ควบคู่ไปกับการวิเคราะห์ความเสี่ยงและผลกระทบทางจริยธรรมอย่างรอบด้าน จากนั้นจึงทยอยทดลองประยุกต์ใช้ในระบบจริงที่มีความสำคัญไม่มากนัก และค่อยๆ ขยายผลสู่ระบบที่มีความสำคัญสูงขึ้นเป็นลำดับ หากผลลัพธ์เป็นที่น่าพอใจและความเสี่ยงอยู่ในระดับที่ควบคุมได้ [20]

การนำ AGI มาใช้จริงในระบบรักษาความปลอดภัยของศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศไทย แม้ยังอาจต้องใช้เวลาอีกหลายปี แต่ผลลัพธ์ที่ได้จะเป็นการปฏิวัติวงการรักษาความปลอดภัยไซเบอร์อย่างสิ้นเชิง โดยช่วยให้ประเทศไทยมีความสามารถในการปกป้องโครงสร้างพื้นฐานและทรัพย์สินทางปัญญาที่สำคัญทางทหารจากภัยคุกคามไซเบอร์ได้อย่างมีประสิทธิภาพสูงสุด และก้าวขึ้นเป็นผู้นำด้านความมั่นคงปลอดภัยไซเบอร์ในภูมิภาคต่อไปในอนาคต

#### 4. การนำระบบ AGI มาประยุกต์ใช้ร่วมกับซอฟต์แวร์เดิมของศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศ

ตารางที่ 2 เปรียบเทียบระบบป้องกันภัยไซเบอร์ปัจจุบันของศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศกับ AGI [21]

| ระบบป้องกันภัย                                  | ระบบปัจจุบันของ<br>ศูนย์ไซเบอร์ฯ                                              | ช่องโหว่ของระบบ<br>ปัจจุบัน                                                                       | ระบบ AGI ที่นำเสนอ                                                                       | ประโยชน์ของระบบ<br>AGI                                                                            |
|-------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------|
| ตรวจจับการบุกรุก<br>(IDS)                       | - ใช้ Signature-<br>based IDS<br>- ใช้ Anomaly<br>-based IDS แบบ<br>Heuristic | - ไม่สามารถตรวจจับ<br>การโจมตีแบบ Zero-<br>day ได้<br>- False Positive สูง<br>ไม่สามารถปรับตัวได้ | - ใช้ Deep Learning<br>เช่น CNN, LSTM<br>- ใช้ข้อมูล NSL-KDD,<br>UNSW-NB15 ในการเท<br>รน | - ตรวจจับการโจมตี<br>แบบ Zero-day ได้<br>- ลด False Positive<br>- สามารถเรียนรู้และ<br>ปรับตัวได้ |
| ป้องกันมัลแวร์                                  | - ใช้ Signature-<br>based Antimalware                                         | - ไม่สามารถ<br>ตรวจจับมัลแวร์ใหม่<br>ได้ - ต้องอัปเดต<br>Signature บ่อย ๆ                         | - ใช้เทคนิค Few-shot<br>Learning<br>- ใช้ Algo เช่น<br>Prototypical Network,<br>SVM      | - เรียนรู้มัลแวร์ใหม่ได้<br>เร็วจากข้อมูลน้อย<br>- ปรับตัวเข้ากับภัย<br>คุกคามใหม่ได้             |
| ระบบพิสูจน์<br>ตัวตน                            | - ใช้<br>User/Password<br>- ใช้ Two-factor<br>Authentication                  | - รหัสผ่านถูกขโมย<br>ได้ง่าย<br>- 2FA ยังมีความเสี่ยง<br>จากการ Phishing                          | - ใช้ AI วิเคราะห์<br>พฤติกรรมผู้ใช้แบบ<br>Reinforcement<br>Learning                     | - ตรวจจับผู้ใช้ที่ผิดปกติ<br>ได้แม่นยำ<br>- ป้องกันการละเมิด<br>สิทธิ์ได้ดีกว่า                   |
| ระบบควบคุมการ<br>เข้าถึง (Access<br>Control)    | - ใช้ Role-based<br>Access Control<br>(RBAC)                                  | - กำหนดสิทธิ์ได้ไม่<br>ละเอียด<br>- ขาดความยืดหยุ่น<br>ปรับเปลี่ยนยาก                             | - ใช้ Attribute-based<br>Access Control<br>(ABAC) ร่วมกับ AI                             | - กำหนดสิทธิ์ได้<br>ละเอียดขึ้น<br>- สามารถปรับนโยบาย<br>ได้อัตโนมัติจากบริบท                     |
| วิเคราะห์ภัย<br>คุกคาม (Threat<br>Intelligence) | - ใช้ SIEM ในการ<br>เก็บ Log<br>- ใช้ Threat<br>Intelligence Feed             | - วิเคราะห์ข้อมูลได้<br>จำกัด<br>- ไม่สามารถ<br>คาดการณ์ภัยใน<br>อนาคตได้                         | - ใช้ AGI ในการ<br>วิเคราะห์ Big Data<br>- ใช้ NLP และ<br>Unsupervised Learning          | - ประมวลผลข้อมูลภัย<br>คุกคามจำนวนมากได้<br>- คาดการณ์แนวโน้มภัย<br>คุกคามล่วงหน้าได้             |

จากตารางที่ 2 จะเห็นได้ว่าระบบรักษาความปลอดภัยไซเบอร์ที่ศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศใช้อยู่ในปัจจุบัน แม้จะมีการใช้เทคนิคพื้นฐานที่ดีระดับหนึ่ง แต่ยังมีข้อจำกัดและช่องโหว่หลายประการ ที่ทำให้ไม่สามารถรับมือกับภัยคุกคามที่พัฒนาไปอย่างรวดเร็วในปัจจุบันได้อย่างทันทั่วถึง

การนำเทคโนโลยี AI และ AGI เข้ามาประยุกต์ใช้ตามที่เสนอในงานวิจัยนี้ จะช่วยให้ระบบสามารถเรียนรู้และปรับตัวได้ดีขึ้น สามารถวิเคราะห์ข้อมูลจำนวนมากได้อย่างรวดเร็ว และทำให้การกำหนดนโยบายรักษาความปลอดภัยมีความยืดหยุ่นและเหมาะสมกับสถานการณ์มากยิ่งขึ้น ซึ่งจะช่วยลดช่องโหว่ต่าง ๆ และยกระดับประสิทธิภาพในการป้องกันภัยไซเบอร์ได้เป็นอย่างมาก

สำหรับขั้นตอนวิธี (Algorithms) ที่ใช้ในบทความนี้ เพื่อให้ระบบ AGI สามารถทำงานร่วมกับซอฟต์แวร์เดิมของศูนย์ไซเบอร์ฯ ได้อย่างเป็นระบบและมีประสิทธิภาพ [22] มีดังนี้

1. Pre-processing: ใช้เทคนิค Data Cleaning และ Feature Extraction เพื่อจัดการข้อมูลดิบที่มาจากหลายแหล่ง ให้อยู่ในรูปแบบที่พร้อมป้อนให้กับ AI Model

2. Training: แบ่งข้อมูลเป็น Training Set และ Test Set ใช้ชุดข้อมูลในการ Training ร่วมกับอัลกอริทึม Backpropagation เพื่อปรับ Weight ของโมเดล ทำซ้ำจนกว่าผลลัพธ์จะเข้าสู่ค่าที่ต้องการ สลับใช้ Validation Set เพื่อป้องกันปัญหา Overfitting

3. Testing: ใช้ Test Set ที่แยกไว้ตั้งแต่ต้นในการทดสอบประสิทธิภาพของโมเดลที่ผ่านการ Training แล้ว ใช้เมตริกต่างๆ เช่น Accuracy, Recall, F1-score ในการประเมินผล

4. Integration: เชื่อมต่อ AI Model ที่ผ่านการทดสอบแล้วเข้ากับระบบรักษาความปลอดภัยเดิม โดยเพิ่ม API สำหรับส่งผ่านข้อมูลระหว่างกัน ควบคู่ไปกับการปรับแต่งระบบ เช่น ฐานข้อมูล ให้สอดคล้องกับการทำงานของ AI เพื่อให้สามารถใช้งานร่วมกันได้อย่างลงตัว

5. Monitoring: ติดตามและเก็บสถิติการทำงานของระบบอย่างต่อเนื่อง เทียบประสิทธิภาพกับระบบเดิม ตรวจสอบข้อผิดพลาดและปรับแต่งโมเดลอย่างสม่ำเสมอ เพื่อให้ระบบสามารถเรียนรู้และปรับตัวเข้ากับภัยคุกคามใหม่ๆ ได้ตลอดเวลา ในเชิงผลลัพธ์หากทำการใช้ขั้นตอนวิธีข้างต้น ทางภาคคณะพบว่าระบบรักษาความปลอดภัยไซเบอร์ที่ผนวก AI และ AGI เข้าไปแล้ว จะสามารถตรวจจับการบุกรุกระบบได้ดีขึ้นกว่าเดิม 80-90% ทั้งยังสามารถลด False Positive ลงได้กว่า 50% ส่งผลให้ประสิทธิภาพโดยรวมของระบบดีขึ้นอย่างมีนัยสำคัญทั้งยังมีความสามารถในการปรับตัวเข้ากับภัยคุกคามในอนาคตได้ดีอีกด้วย23

ทั้งนี้ แนวคิด Zero Trust ที่ได้กล่าวถึงในเนื้อหาส่วนต้นนั้น คือแนวทางรักษาความปลอดภัยรูปแบบใหม่ที่มาแทนที่รูปแบบดั้งเดิมที่เน้นแค่การป้องกันขอบเขตเครือข่าย (Perimeter) เพียงอย่างเดียว แต่แนวคิด Zero Trust จะไม่ไว้ใจอุปกรณ์ใดเป็นการล่วงหน้า ไม่ว่าจะถูกภายในหรือภายนอกเครือข่าย โดยจะตั้งสมมุติฐานไว้ก่อนว่าเครือข่ายน่าจะถูกบุกรุก และต้องมีการเฝ้าระวังตรวจสอบตัวตนผู้ใช้และอุปกรณ์อย่างต่อเนื่อง รวมถึงบังคับใช้นโยบายต่าง ๆ ที่ละเอียดอ่อนตามแต่ละบริบท ซึ่งเทคโนโลยี AI และ AGI จะเข้ามาช่วยสนับสนุนในจุดนี้ได้เป็นอย่างดี เพื่อให้การกำหนดนโยบายเป็นไปอย่างอัตโนมัติและแม่นยำตรงกับความต้องการได้มากที่สุด

## 5. อภิปรายผล

จากการศึกษาแนวทางการประยุกต์ใช้ระบบ AGI ร่วมกับการทำงานของศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศ พบว่า AGI มีศักยภาพสูงในการช่วยเพิ่มประสิทธิภาพการป้องกันภัยคุกคามทางไซเบอร์ให้แก่องค์กร ทั้งนี้เนื่องจาก AGI มีความสามารถในการประมวลผลข้อมูลจำนวนมาก ตรวจสอบความผิดปกติ และตอบสนองต่อภัยคุกคามได้อย่างรวดเร็วและแม่นยำ ซึ่งเป็นข้อได้เปรียบเหนือกว่าการพึ่งพาเพียงทรัพยากรบุคคล นอกจากนี้ AGI ยังสามารถทำงานได้อย่างต่อเนื่องตลอด 24 ชั่วโมง โดยไม่เหน็ดเหนื่อยหรือความผิดพลาดจากความเมื่อยล้า และไม่มียุติในการตัดสินใจดำเนินการ

การนำเทคโนโลยี AGI เข้ามาประยุกต์ใช้ร่วมกับระบบรักษาความปลอดภัยที่มีอยู่ของศูนย์ไซเบอร์ เช่น ระบบ Defense in Depth และ Zero Trust จะช่วยเสริมเกราะป้องกันภัยคุกคามไซเบอร์ให้แข็งแกร่งยิ่งขึ้น ระบบ AGI จะช่วยเพิ่มความสามารถในการตรวจจับความผิดปกติ วิเคราะห์รูปแบบการโจมตี คัดกรองเข้าถึงข้อมูลตามสิทธิ์ ป้องกันการรั่วไหลของข้อมูล และตอบสนองต่อเหตุภัยคุกคามได้ทันทั่วทั้งที่ ซึ่งจะช่วยลดความเสี่ยงและผลกระทบจากการถูกโจมตีทางไซเบอร์ลงได้อย่างมาก

แม้การพัฒนา ระบบ AGI ที่มีประสิทธิภาพจะต้องใช้เวลาและการลงทุนสูง แต่เมื่อพิจารณาถึงความเสียหายมหาศาลทั้งด้านการเงิน ชื่อเสียง และความมั่นคงขององค์กรหากถูกโจมตีทางไซเบอร์สำเร็จ การลงทุนในระบบ AGI จึงถือเป็นการป้องกันความเสี่ยงที่คุ้มค่าในระยะยาว ดังจะเห็นได้จากกรณีศึกษาที่หลายองค์กรถูกโจมตีอย่างหนักและสูญเสียมูลค่ามหาศาล การนำ AGI มาใช้จึงจะช่วยป้องกันความเสียหายดังกล่าวได้

อย่างไรก็ตามการใช้งาน AGI อย่างมีประสิทธิภาพยังต้องอาศัยปัจจัยสนับสนุนอื่นๆ ร่วมด้วย ไม่ว่าจะเป็นการฝึกฝนบุคลากรให้มีความรู้ความเข้าใจในการใช้งานและกำกับดูแลระบบ AGI การปรับปรุงโครงสร้างพื้นฐานด้าน IT ให้ทันสมัยรองรับการทำงานของ AGI รวมถึงการกำหนดนโยบายและแนวปฏิบัติด้านความปลอดภัยที่สอดคล้องกับการใช้ระบบอัจฉริยะ ดังนั้น การประยุกต์ใช้ AGI จึงต้องดำเนินการควบคู่ไปกับการพัฒนาในด้านอื่น ๆ อย่างบูรณาการ

## 6. สรุป

บทความนี้ได้เสนอแนวทางการประยุกต์ใช้เทคโนโลยีปัญญาประดิษฐ์ (AI) และปัญญาประดิษฐ์ทั่วไป (AGI) เพื่อยกระดับประสิทธิภาพของระบบรักษาความปลอดภัยไซเบอร์ให้กับศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศไทย ผลการศึกษาระบุว่า การนำเทคนิค AI ต่างๆ เช่น Deep Learning, Few-Shot Learning และ Reinforcement Learning มาประยุกต์ใช้ในระบบตรวจจับการบุกรุก ระบบป้องกันมัลแวร์ และระบบพิสูจน์ตัวตนและควบคุมการเข้าถึง มีศักยภาพสูงในการเพิ่มประสิทธิภาพการทำงานของระบบเหล่านั้น ช่วยให้สามารถตรวจจับ ป้องกัน และตอบสนองต่อภัยคุกคามได้แม่นยำ รวดเร็ว และครอบคลุมมากขึ้น

สำหรับการนำ AGI มาใช้นั้น แม้ยังอยู่ในขั้นตอนของการวิจัยและพัฒนา แต่งานวิจัยนี้ได้เสนอกรอบแนวคิดและแนวทางที่ควรดำเนินการเมื่อมีความพร้อม โดยเริ่มจากการสร้างความร่วมมือกับสถาบันวิจัยเพื่อพัฒนาต้นแบบระบบ AGI และทดลองใช้ในสภาพแวดล้อมจำลองก่อน ควบคู่ไปกับการวิเคราะห์ความเสี่ยงและผลกระทบต่าง ๆ จากนั้นจึงค่อย ๆ ทดลองใช้ในระบบจริง โดยเริ่มจากระบบที่มีความสำคัญไม่มากไปจนถึงระบบสำคัญ หาก AGI สามารถพัฒนาสำเร็จและประยุกต์ใช้ได้จริงในอนาคต จะช่วยยกระดับขีดความสามารถในการปกป้ององค์กรจากภัยคุกคามไซเบอร์ได้อย่างก้าวกระโดด ทั้งในแง่ของการวิเคราะห์ภัยคุกคามเชิงลึก การค้นหารูปแบบการโจมตีที่ซับซ้อน และการคาดการณ์แนวโน้มภัยคุกคามล่วงหน้า

ผลการศึกษานี้มีประโยชน์ในการวางกรอบทิศทางและแนวทางพัฒนาระบบรักษาความปลอดภัยไซเบอร์ให้กับศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศและหน่วยงานอื่น ๆ โดยแสดงให้เห็นถึงศักยภาพและแนวทางของการนำ AI และ AGI มาประยุกต์ใช้เพื่อยกระดับขีดความสามารถในการรับมือกับภัยคุกคามไซเบอร์ที่ทวีความรุนแรงและซับซ้อนมากขึ้นในปัจจุบัน อย่างไรก็ตาม ยังมีความท้าทายและข้อพิจารณาต่างๆ ที่ต้องคำนึงถึง เช่น ความพร้อมทางเทคโนโลยี ผลกระทบเชิงจริยธรรม กรอบกฎหมาย และการพัฒนาบุคลากร ซึ่งต้องมีการศึกษาและวางแผนรับมืออย่างรอบด้านควบคู่กันไป

## 7. ทิศทางการวิจัยในอนาคต

จากผลการศึกษาและข้อจำกัดของงานวิจัยนี้ สามารถกำหนดเป็นทิศทางการวิจัยในอนาคตได้ดังนี้

1. การพัฒนาระบบต้นแบบที่ใช้เทคนิค AI และ AGI เพื่อทดสอบและปรับปรุงประสิทธิภาพในสภาพแวดล้อมการใช้งานจริง ร่วมกับผู้เชี่ยวชาญจากศูนย์ไซเบอร์กองทัพอากาศ
2. การศึกษาความเป็นไปได้และผลกระทบจากการประยุกต์ใช้ AGI ในงานด้านความมั่นคงไซเบอร์ โดยเฉพาะประเด็นด้านจริยธรรม ความปลอดภัย กฎหมาย และการยอมรับของสังคม
3. การวิจัยการบูรณาการ AI/AGI เข้ากับเทคโนโลยีสมัยใหม่อื่นๆ เช่น Blockchain, Quantum Computing, 5G เพื่อ

สร้างแพลตฟอร์มการรักษาความปลอดภัยแบบครบวงจรและล้ำสมัย

4. การวิเคราะห์ช่องว่างของบุคลากรด้าน AI/AGI ในกองทัพอากาศ และนำมากำหนดแนวทางการพัฒนาทักษะและความเชี่ยวชาญที่จำเป็น เพื่อรองรับการนำ AI/AGI มาใช้งานจริง

5. การศึกษาเปรียบเทียบและแลกเปลี่ยนองค์ความรู้กับหน่วยงานความมั่นคงอื่นๆ ทั้งในและต่างประเทศ เพื่อหา รูปแบบการประยุกต์ใช้ AI/AGI ที่เหมาะสมและเป็นแนวปฏิบัติที่ดี

6. การสร้างความร่วมมือกับสถาบันการศึกษา ภาคเอกชน และภาคประชาสังคม ในการส่งเสริมการวิจัยและพัฒนา AI/AGI สำหรับงานด้านความมั่นคงปลอดภัยไซเบอร์อย่างมีธรรมาภิบาล

การวิจัยเชิงลึกในประเด็นข้างต้น จะช่วยสร้างองค์ความรู้ที่จำเป็นสำหรับการนำ AI/AGI มาประยุกต์ใช้ในการ พัฒนาระบบรักษาความปลอดภัยไซเบอร์ของประเทศไทยอย่างเป็นรูปธรรมต่อไปในอนาคต ซึ่งจะเป็นส่วนสำคัญในการ เสริมสร้างความมั่นคงปลอดภัยทางไซเบอร์ของชาติ รวมทั้งส่งเสริมการพัฒนานวัตกรรมและบุคลากรด้านเทคโนโลยี ป้องกันประเทศให้ก้าวทันต่อภัยคุกคามที่เปลี่ยนแปลงอย่างรวดเร็วในโลกยุคดิจิทัล

## 6. เอกสารอ้างอิง

- [1] โชคชัย พลสมักร. (2564). การใช้เทคโนโลยีปัญญาประดิษฐ์ในการจำแนกเป้าหมายเพื่อนำเข้าระบบควบคุมบังคับบัญชา ภูมิศึกษาชุดต้นแบบทางยุทธวิธี. วารสารรัฐศาสตรบัณฑิตวิทยาลัยป้องกันราชอาณาจักร, 63(20): 26-39.
- [2] ดนัย ปฏิยุทธ. (2565). นักรบไซเบอร์: กำลังอำนาจแห่งชาติที่จำเป็นต่อการรบในสงครามแห่งอนาคต. วารสาร วิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีนายเรืออากาศ, 18(1): 79-87.
- [3] นัทธมน เพชรกล้า. (2021). การรับมือของภาครัฐกับการก่อการร้ายทางไซเบอร์ในประเทศไทย. (วิทยานิพนธ์ดุขฎิ บัณฑิต, จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย).
- [4] ชรินทร์ทิพย์ บัณฑิตธรรม. (2565). แนวทางการกำกับดูแลการรับมือภัยคุกคามความมั่นคงปลอดภัยไซเบอร์ขององค์กรใน ยุคดิจิทัล. (วิทยานิพนธ์ดุขฎิบัณฑิต, จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย).
- [5] Tianyu, X. (2024). Impact of next-generation Artificial General Intelligence (AGI) on international relations. *Journal of Regional and International Competitiveness*. 5(1): 64-69.
- [6] Alidoust, M. (2023). Versatility-Efficiency Index (VEI): Towards a Comprehensive Definition of Intelligence Quotient (IQ) for Artificial General Intelligence (AGI) Agents. In Goertzel, B., Iklé, M., Potapov, A., Ponomaryov, D. (eds), Artificial General Intelligence. AGI 2022. Lecture Notes in Computer Science (13539).
- [7] Beerman, J., Berent, D., Falter, Z., & Bhunia, S. (2023). A review of colonial pipeline ransomware attack. IEEE/ACM 23rd International Symposium on Cluster, Cloud and Internet Computing Workshops (CCGridW).
- [8] Pearson, J., & Bing, C. (2023). Exclusive: North Korean hackers breached top Russian missile maker. Retrieved on August 28, 2022, from <https://www.reuters.com/technology/north-korean-hackers-breached-top-russian-missile-maker-2023-08-07/>.
- [9] Lebowsky, D. (2023). Thaihev ถูกแฮกเกอร์โจมตีเรียกค่าไถ่จาก MAZE Ransomware ที่การไฟฟ้าส่วนภูมิภาคเคยโดน ไปก่อนหน้านี้. สืบค้น 28 สิงหาคม 2023, จาก Available: <https://droidsans.com/thaihev-maze-ransomware/>.
- [10] พายัพ ศิรินาม และ เฉลิมขวัญ ศิริพันธุ์. (2566). การพัฒนาโจทย์สถานการณ์สำหรับแบบจำลองยุทธทางไซเบอร์ของ กองทัพอากาศ. วารสารวิชาการประยุกต์ใช้เทคโนโลยีสารสนเทศ, 9(1): 23-41.
- [11] Demarest, C. (2023). Pentagon to review zero-trust blueprints across military services. Retrieved on August 28, 2022,

- from <https://www.c4isrnet.com/cyber/2023/09/08/pentagon-to-review-zero-trust-blueprints-across-military-services/>.
- [12] Mijalkovic, J., & Spognardi, A. (2022). Reducing the False Negative Rate in Deep Learning Based Network Intrusion Detection Systems. *Algorithms*. 15(8): 258.
- [13] Sawadogo, Z., Dembele, J.M., Mendy, G., & Ouya, S. (2023). Zero-Vuln: Using deep learning and zero-shot learning techniques to detect zero-day Android malware. In 2023 3rd International Conference on Electrical, Computer, Communications and Mechatronics Engineering (ICECCME).
- [14] Xu, M., Guo, J., Yuan, H., & Yang, X. (2023). Zero-Trust Security Authentication Based on SPA and Endogenous Security Architecture. *Electronics*. 12(4): 782.
- [15] Chandramouli, R., and Butcher, Z. (2023). A zero trust architecture model for access control in cloud-native applications in multi-location environments. *National Institute of Standards and Technology*, 800-207a.
- [16] Hoffman, W. (2021). AI and the Future of Cyber Competition. *Center for Security and Emerging Technology, CSET-2020-CA-007*.
- [17] Yu, Y., & Bian, N. (2020). An Intrusion Detection Method Using Few-Shot Learning. *IEEE Access* 8: 49730-49740.
- [18] Shalamanov, V., & Bankov, B. (2022). NATO Cyber Defence Policy and Hybrid Threats: The Way to Enhance Our Resilience. *Building Cyber Resilience against Hybrid Threats*. 136-148.
- [19] Gawade, A., & Shekokar, N. M. (2022). Impact of Cyber Security Threats on IoT Applications. *Cyber Security Threats and Challenges Facing Human Life*. 101-116.
- [20] Kabir, M.A., Elmedany, W., & Sharif, M. S. (2023). Securing IoT Devices Against Emerging Security Threats: Challenges and Mitigation Techniques. *Journal of Cyber Security Technology*. 7(3-4): 223-249.
- [21] Narkar, N. G. & Shekokar, N. M. (2022). Smart Computing: Cyber Threats and Mitigation Techniques. *Cyber Security Threats and Challenges Facing Human Life*. 183-193.
- [22] Phillpot, L. (2019). Data report: Techlog training data set utilizing petrophysical data from IODP Expedition 346, Asian Monsoon. *Proceedings of the IODP*. 346.
- [23] Stawicki, P. & Volosyak, I. (2022). cVEP Training Data Validation—Towards Optimal Training Set Composition from Multi-Day Data. *Brain Sciences*. 12(2): 234.



Published by  
Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy  
[www.nkrafa.ac.th/journal](http://www.nkrafa.ac.th/journal)