

# การวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก โดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล

## Aerodynamic Analysis of TEagle Eyes X-II Mini UAV by Using CFD

<sup>1\*</sup>อิทธิ ยูทธยานนท์, <sup>2#</sup>วันชัย เจียจันทร์ และ <sup>3#</sup>ธิติพันธ์ วงศ์กั้งแห

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

กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

<sup>2</sup>สำนักบัณฑิตศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

<sup>1\*</sup>Itti Yuthayanon and <sup>2#</sup>Wanchai Jiajan and <sup>3#</sup>Thitiphun Vongkumhae

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

Academic Faculty, Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy

<sup>2</sup>Graduate School, Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy

\*itti@rtaf.mi.th, #wanchai\_j@rtaf.mi.th, #thitiphun\_v@rtaf.mi.th

Received : March, 01 2021

Revised : April, 04 2021

Accepted : June, 22 2021

### บทคัดย่อ

บทความวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์และเสถียรภาพเบื้องต้นของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก (TEagle Eyes X-II) โดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics : CFD) ในย่านเลขเรย์โนลด์ต่ำ คือ ประมาณ 500,000 – 800,000 ตามรูปแบบและภารกิจของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กที่ได้รับการออกแบบจากขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการให้สามารถทำการบินในย่านความเร็วต่ำกว่าเสียงแบบไร้การอึดตัวในการกิจลาดตระเวนและเฝ้าตรวจทางอากาศ ทั้งนี้ เพื่อนำผลการทดสอบโดยใช้โปรแกรม CFD ที่ได้ มาเปรียบเทียบและยืนยันผลลัพธ์ที่ได้จากขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการ ซึ่งผลการวิเคราะห์ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน รวมถึงการวิเคราะห์เสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัว สามารถยืนยันขีดความสามารถในการปฏิบัติการกิจของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กตามที่กำหนดไว้ได้เป็นอย่างดี และสามารถที่จะดำเนินการสร้างและทำการบินทดสอบอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กต้นแบบในขั้นตอนการวิจัยพัฒนาและสร้างอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กได้ต่อไป

**คำสำคัญ:** อากาศพลศาสตร์, เสถียรภาพ, อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก, โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล

### Abstract

The objective of this paper is to analyze aerodynamic characteristics and aircraft stability of TEagle Eyes X-II mini UAV by using Computational Fluid Dynamics (CFD) in range of low Reynolds number about 500,000 - 800,000 based on the mini UAV design from conceptual design process to fly in low-speed subsonic incompressible flow in intelligence, surveillance and reconnaissance missions. This is to compare the results of the test by using

the CFD program and confirm the results obtained from the conceptual design process. The analysis results of lift coefficient, drag coefficient and longitudinal static stability can confirm the mission capabilities of TEagle Eyes X-II, which able to build and flight testing in the next process of research, development and construction of small unmanned prototype aircraft.

**Keywords:** Aerodynamics, Stability, TEagle Eyes X-II Mini UAV, Computational Fluid Dynamics, CFD

## 1. บทนำ

ยุทธศาสตร์กองทัพอากาศ 20 ปี (พ.ศ.2561 – 2580) กำหนดเป้าหมายในการขับเคลื่อนกองทัพอากาศเพื่อมุ่งสู่วิสัยทัศน์ “กองทัพอากาศชั้นนำในภูมิภาค (One of the Best Air Forces in ASEAN)” โดยได้กำหนดประเด็นยุทธศาสตร์ที่ 2 เสริมสร้างสมรรถนะและความพร้อมในการป้องกันประเทศและรักษาผลประโยชน์แห่งชาติ เป็นประเด็นยุทธศาสตร์ประเด็นหนึ่งของกองทัพอากาศในการสนับสนุนให้บรรลุวิสัยทัศน์กองทัพอากาศอย่างเป็นรูปธรรม บนพื้นฐานกรอบภารกิจของกองทัพอากาศตามรัฐธรรมนูญแห่งราชอาณาจักรไทย โดยกำหนดจุดเน้นด้านการเสริมสร้างนภาพเพื่อที่จะสร้างและพัฒนากำลังทางอากาศในยุคที่มีการพัฒนานวัตกรรมและเทคโนโลยีอย่างรวดเร็ว [1] ซึ่งงานวิจัยนี้จะเป็นการตอบสนองยุทธศาสตร์กองทัพอากาศ 20 ปี ดังกล่าว ได้เป็นอย่างดี

การวิจัย พัฒนา และจัดหาอากาศยานไร้คนขับ เพื่อให้สามารถปฏิบัติการในระดัбыุทธการและยุทธวิธี ที่ต้องอาศัยวิทยาการและเทคโนโลยีได้อย่างมีประสิทธิภาพ พร้อมต่อการรองรับการพัฒนาของระบบตรวจจับในอนาคต เป็นไปตามแนวทางการพัฒนากองทัพอากาศ ซึ่งมุ่งเน้นการพัฒนาขีดความสามารถการปฏิบัติการที่ใช้เครือข่ายเป็นศูนย์กลาง (Network Centric Operations : NCO) ด้วยขีดความสามารถในการแสวงหาข้อมูลในทุกความต้องการที่มีความถูกต้อง ครบถ้วน และทันเวลา ยังผลให้ได้รับข้อมูลสำหรับใช้ประโยชน์ในการปฏิบัติการได้อย่างสมบูรณ์ ซึ่งในงานวิจัยนี้ได้เริ่มต้นจากการศึกษาข้อมูลสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก [2] [3] และทำการวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์โดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics : CFD) เพื่อเป็นข้อมูลประกอบการพัฒนาอากาศยานไร้คนขับต้นแบบของกองทัพอากาศที่สามารถสนับสนุนภารกิจได้อย่างมีประสิทธิภาพ

งานวิจัยนี้เป็นส่วนหนึ่งของการวิจัยพัฒนา และปรับปรุงระบบอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก (TEagle Eyes X-II) จากขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการ (Conceptual Design) ดังแสดงในรูปที่ 1 ซึ่งได้มุ่งเน้นการวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์โดยใช้โปรแกรม CFD และหาแนวทางการพัฒนาและเพิ่มขีดความสามารถ เพื่อให้ได้อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กที่สามารถทำการบินและปฏิบัติการได้จริงตรงตามความต้องการของผู้ใช้งาน และสามารถสร้างองค์ความรู้ด้านการแผนแบบอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กได้อย่างเป็นระบบ

การหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์โดยโปรแกรม CFD เป็นการคำนวณเชิงตัวเลขโดยใช้โปรแกรมคอมพิวเตอร์ ที่ได้รับการสร้างขึ้นเพื่อใช้ในการคำนวณสมการทางอากาศพลศาสตร์ที่มีความซับซ้อนหรือที่เรียกว่าสมการนาเวียร์-สโตคส์ (Navier-Stokes Equation) ซึ่งเป็นสมการคณิตศาสตร์ที่จำลองการไหลของกระแสอากาศ ดังนั้น การคำนวณค่าอากาศพลศาสตร์ด้วยโปรแกรม CFD จึงสามารถคำนวณได้กับกระแสอากาศที่ไหลผ่านวัตถุทรงรูปทรงและรูปแบบการไหลที่ซับซ้อนต่าง ๆ โดยที่ผลลัพธ์ยังคงอยู่ในเกณฑ์ที่ยอมรับได้ทางวิศวกรรม [4]



รูปที่ 1 อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก (TEagle Eyes X-II)

## 2. ขอบเขตงานวิจัย

การวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์โดยใช้โปรแกรม CFD ได้กำหนดขอบเขตงานวิจัยให้ตรงกับความต้องการและการนำไปใช้ในการปฏิบัติการกิจลาดตระเวนและเฝ้าตรวจทางอากาศของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กในย่านความเร็วต่ำกว่าเสียงแบบไร้การอัดตัว โดยมีค่าเลขเรย์โนลด์อยู่ในช่วงระหว่าง 500,000 – 800,000

## 3. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

โปรแกรม CFD ที่ใช้ในการวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ เป็นโปรแกรมรหัสคอมพิวเตอร์ (Computer Code) ที่มีโครงสร้างหลักมาจากเทคนิคการคำนวณของระเบียบวิธีเชิงตัวเลข (Numerical Method) เพื่อนำมาใช้ในการจำลอง (Computer-based Simulation) และวิเคราะห์แก้ปัญหาการไหลของของไหล (Fluid Flow Problem) ตามเงื่อนไขค่าขอบที่ได้รับมาจากปัญหานั้น (Boundary Condition) โดยทั่วไปโครงสร้างของโปรแกรม CFD มีความซับซ้อนและยากต่อการทำความเข้าใจ แต่ในปัจจุบัน โปรแกรม CFD ได้รับการพัฒนาเพื่อให้ใช้งานได้ง่าย (Friendly Users) โดยใช้พื้นฐานของทฤษฎีพลศาสตร์ของไหล (Fluid Dynamics) และทฤษฎีระเบียบวิธีเชิงตัวเลขในงานวิศวกรรม (Numerical Techniques for Engineering) ขั้นตอนการทำงานของโปรแกรม CFD ในเบื้องต้น ประกอบด้วย องค์ประกอบหลัก 3 องค์ประกอบ [5] [6] ที่ต้องดำเนินการตามลำดับ ดังต่อไปนี้

3.1 ขั้นตอนก่อนการคำนวณ (Pre-Processor) เป็นขั้นตอนการป้อนชุดคำสั่งของปัญหาการไหลของของไหลที่ต้องการหาคำตอบ โดยการป้อนชุดคำสั่งที่ประกอบไปด้วย

3.1.1 การกำหนดรูปทรง (Definition of Geometry) ของขอบเขตที่ต้องการคำนวณหรือเรียกว่าโดเมนการคำนวณ (Computational Domain)

3.1.2 การสร้างตารางกริด (Grid or Mesh Generation) เป็นการแบ่งโดเมนการคำนวณออกเป็นส่วน ๆ เพื่อให้มีขนาดที่เล็กลงและเข้ากับรูปทรงของปัญหา

3.1.3 การเลือกคุณสมบัติทางกายภาพและทางเคมีที่จำเป็นต่อรูปแบบการคำนวณ

3.1.4 การกำหนดคุณสมบัติของของไหล (Fluid Properties)

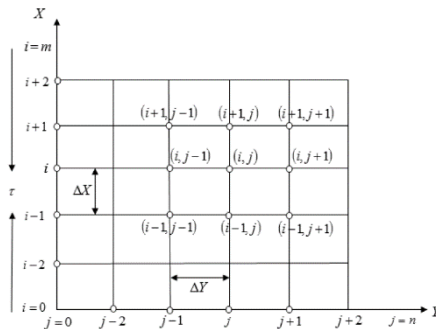
3.1.5 การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตการไหลอย่างเหมาะสม (Specification of Boundary)

3.2 ขั้นตอนการคำนวณ (Solver)

3.2.1 การจัดรูปแบบตัวแปรที่ต้องการทราบค่า (Unknown Variables) ให้อยู่ในรูปฟังก์ชันที่ไม่ซับซ้อน

3.2.2 การแบ่งย่อยเทอมอนุพันธ์ (Discretization) ให้อยู่ในรูปแบบของระบบสมการพีชคณิต (Algebraic Equation System) เพื่อนำไปแทนค่าในสมการพลศาสตร์ของไหล (Fluid Dynamics Equation) และจัดระบบสมการในการคำนวณทางคณิตศาสตร์ (Mathematical Manipulation) โดยมีวิธีการพื้นฐานในการแบ่งย่อยเทอมอนุพันธ์ที่แตกต่างกัน ดังนี้

3.2.2.1 วิธีไฟไนต์ดิฟเฟอเรนซ์ (Finite Difference Method) เป็นเทคนิคการแบ่งย่อยสมการโดยใช้อนุกรมเทย์เลอร์ (Taylor Series) และนำไปแทนค่าเทอมอนุพันธ์ในสมการการไหลโดยตรง ดังแสดงตัวอย่างตารางกริดไฟไนต์ดิฟเฟอเรนซ์ตามรูปที่ 2 [7] ซึ่งสามารถคำนวณได้ตามสมการที่ 1 เมื่อกำหนดให้  $u$  คือ ความเร็วในแนวแกน  $x$  และ  $v$  คือ ความเร็วในแนวแกน  $y$  โดยที่  $i$  และ  $j$  แสดงถึงตำแหน่งในตารางกริดไฟไนต์ดิฟเฟอเรนซ์



รูปที่ 2 ตารางกริดไฟไนต์ดิฟเฟอเรนซ์

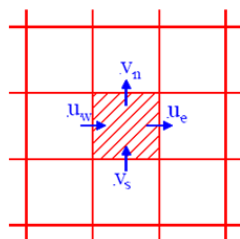
$$0 = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \approx \frac{u_{i+1,j} - u_{i-1,j}}{2\Delta x} + \frac{v_{i,j+1} - v_{i,j-1}}{2\Delta y} \quad (1)$$

3.2.2.2 วิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite Element Method) เป็นวิธีการแก้สมการโดยวิธีการถ่วงน้ำหนัก (Weighted Function) ที่มีเชปฟังก์ชัน (Shape Function)  $S_a(x)$  แทนในสมการควบคุม ดังแสดงในสมการที่ 2

$$u(x) = \sum u_a S_a(x) \quad (2)$$

3.2.2.3 วิธีสเปกตรอล (Spectral Method) เป็นเทคนิคที่ใช้หลักการประเมินค่าความผิดพลาดที่เกิดจากการตัดเทอม (Truncation Error) โดยอนุกรมฟูริเยร์ (Fourier Series) ซึ่งแตกต่างจากวิธีไฟไนต์ดิฟเฟอเรนซ์และไฟไนต์เอลิเมนต์ โดยการวิเคราะห์ปัญหาทางพลศาสตร์ของไหลโดยวิธีสเปกตรอลนั้น จะพิจารณาการคำนวณทั้งระบบ (Entire Computational Domain) ในขณะที่วิธีไฟไนต์ดิฟเฟอเรนซ์และวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์จะวิเคราะห์ปัญหาในลักษณะที่เป็นตำแหน่งภายใน (Local Domain) ของระบบ

3.2.2.4 วิธีไฟไนต์โวลุ่ม (Finite Volume Method) เป็นอีกเทคนิคการคำนวณวิธีหนึ่งที่ได้รับคามนิยมและใช้กันอย่างแพร่หลายเป็นอย่างมาก เนื่องจากเป็นวิธีที่นำข้อดีจากทั้งวิธีไฟไนต์ดิฟเฟอเรนซ์และวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์มารวมกัน และสามารถใช้ในการคำนวณในกรณีที่มีการไหลไม่มีความต่อเนื่อง ซึ่งวิธีนี้จะใช้ค่าที่คำนวณจากกริดตรงกลางโดยที่กริดโดยรอบจะได้รับการส่งผ่านข้อมูลนั้น ดังแสดงตัวอย่างของตารางกริดในรูปที่ 3 และตัวอย่างการคำนวณอัตราการไหลออกของมวลสุทธิ (Net Mass Outflow) ตามสมการที่ 3 เมื่อกำหนดให้  $\rho$  คือ ความหนาแน่นของของไหล  $u$  และ  $v$  คือ ความเร็วในแนวแกน  $x$  และแนวแกน  $y$  ตามลำดับ และ  $A$  คือ พื้นที่หน้าตัด



รูปที่ 3 ตารางกริดไฟไนต์โวลุ่ม

$$(puA)_e - (puA)_w + (pvA)_n - (pvA)_s = 0 \quad (3)$$

3.2.3 ลำดับสุดท้ายในขั้นตอนการคำนวณจะเป็นขั้นตอนการแก้ระบบสมการพีชคณิต (Algebraic Equation System) ของโปรแกรม CFD ที่ได้จากขั้นตอนก่อนหน้านี้จนกระทั่งได้ผลลัพธ์

3.3 ขั้นตอนหลังการคำนวณ (Post-Processor) เป็นขั้นตอนที่ได้รับการพัฒนาขึ้นอย่างรวดเร็วเพื่อให้ผู้ใช้งาน เช่น วิศวกร หรือนักวิจัย สามารถนำไปใช้วิเคราะห์ปัญหาที่ต้องการศึกษา โดยขั้นตอนนี้จะถูกแสดงผลออกมาในรูปแบบของกราฟิกต่าง ๆ ซึ่งถูกรวบรวมไว้ในโปรแกรมสำเร็จรูปทาง CFD ดังนี้

3.3.1 การแสดงเวกเตอร์ (Vector Plot)

3.3.2 การแสดงคอนทัวร์ระดับสี (Contour Color)

3.3.3 การแสดงภาพพลอตพื้นผิวสองและสามมิติ (Surface Plot)

3.3.4 เส้นทางอนุภาค (Particle Path)

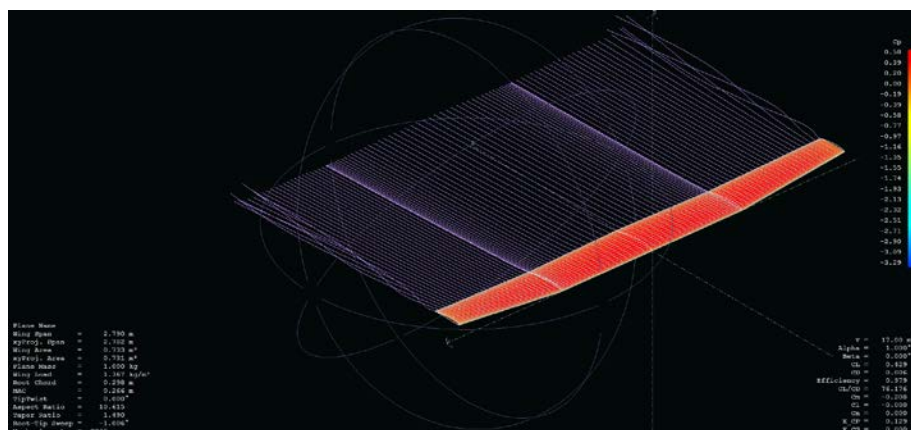
จากขั้นตอนทั้งหมดสรุปได้ว่าการคำนวณพลศาสตร์ของไหลประกอบด้วย ขั้นตอนก่อนการคำนวณเพื่อรับชุดข้อมูลของเงื่อนไขของการคำนวณ เช่น การกำหนดรูปทรง การสร้างตารางกริด เป็นต้น โดยเมื่อโปรแกรม CFD ได้รับชุดข้อมูลดังกล่าว โปรแกรมจะทำการคำนวณหาผลลัพธ์ในขั้นตอนการคำนวณ และหลังจากที่ได้รับผลการคำนวณเรียบร้อยแล้ว ขั้นตอนสุดท้าย คือ ขั้นตอนหลังการคำนวณ ซึ่งผลลัพธ์จากการคำนวณจะสามารถนำไปใช้ในการวิเคราะห์ และสามารถแสดงได้หลายรูปแบบ เช่น การแสดงเวกเตอร์ หรือการแสดงคอนทัวร์ระดับสี เป็นต้น

## 4. การดำเนินการวิจัย

### 4.1 ขั้นตอนก่อนการคำนวณ

#### 4.1.1 การกำหนดรูปทรงของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก

งานวิจัยนี้ใช้รูปทรงของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กจากขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการตามที่ได้ออกมาแล้ว ดังแสดงในรูปที่ 1 ซึ่งได้ทำการเลือกรูปแบบของแพนอากาศโดยใช้โปรแกรม XFRL5 ดังแสดงในรูปที่ 4 เพื่อหารูปแบบแพนอากาศที่มีประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ที่ดีที่สุดโดยใช้วิธีการวอร์เทกแลททิซ โดยเมื่อพิจารณาตามขอบเขตการกำหนดความต้องการและรูปแบบภารกิจของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก พบว่าแพนอากาศรูปแบบ sd7032 มีความเหมาะสมมากที่สุด เนื่องจากมีค่าของสัมประสิทธิ์แรงต้านที่น้อยที่สุดในช่วงของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ต้องการตามความต้องการที่กำหนดไว้ ประกอบกับแพนอากาศรูปแบบ sd7032 มีความซับซ้อนในการขึ้นรูปแพนอากาศน้อยกว่าแพนอากาศแบบอื่น ดังนั้น จึงใช้แพนอากาศรูปแบบดังกล่าวสำหรับดำเนินการสร้างปีกของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก และทำให้ได้ค่าคุณลักษณะของปีกอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก ดังแสดงในตารางที่ 1



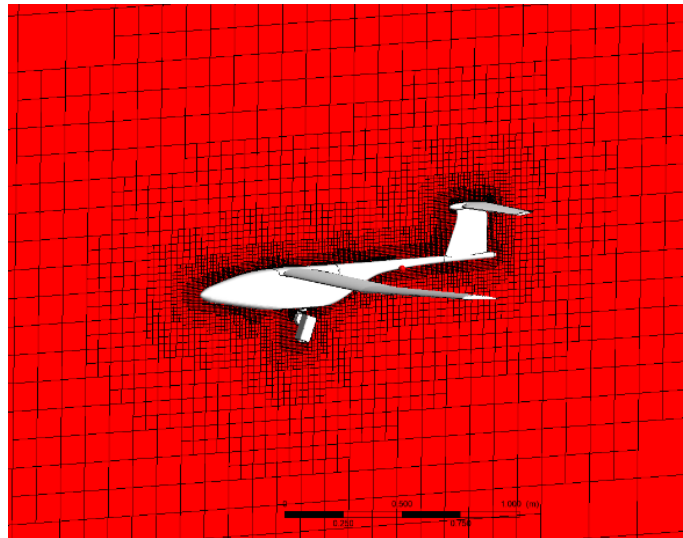
รูปที่ 4 การเลือกรูปแบบของแพนอากาศโดยใช้โปรแกรม XFLR5 ในขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการ

ตารางที่ 1 ค่าคุณลักษณะของปีกอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก

| Aircraft Components            | TEagle Eyes X-II |
|--------------------------------|------------------|
| Wing Section                   | sd7032           |
| Wing Span (m)                  | 2.840            |
| Mean Aerodynamic Chord (m)     | 0.266            |
| Wing Area (m <sup>2</sup> )    | 0.766            |
| Wing Load (kg/m <sup>2</sup> ) | 1.367            |
| Root Chord (m)                 | 0.298            |
| Tip Twist (degree)             | 0.000            |
| Aspect Ratio                   | 10.615           |
| Taper Ratio                    | 1.490            |
| Root-Tip Sweep (degree)        | -1.006           |

#### 4.1.2 การสร้างรูปแบบตาข่ายรอบอากาศยาน (Grid Generation)

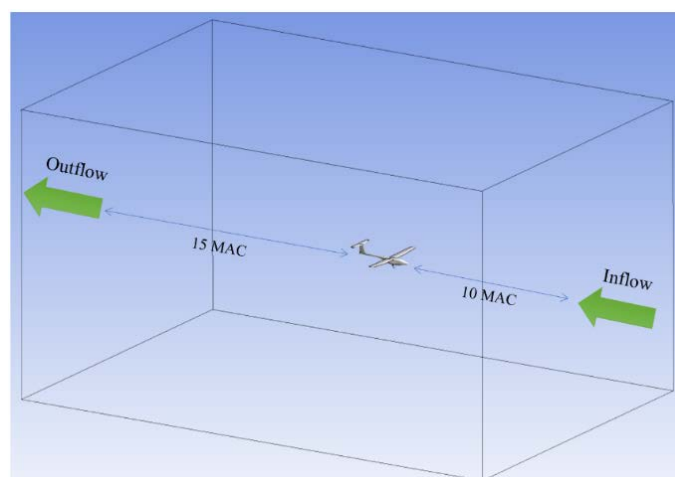
การสร้างรูปแบบตาข่ายรอบอากาศยานเพื่อแก้สมการเชิงตัวเลขของสมการ (Reynolds Averaged Navier-Stokes Equation: RANS) โดยตารางรูปแบบตาข่ายที่เป็นระเบียบ (Structured Mesh) รอบตัวอากาศยานโดยใช้โปรแกรม Ansys Meshing ซึ่งขั้นตอนนี้จะเริ่มต้นจากการตรวจสอบรูปแบบของ CAD ของอากาศยานไร้คนขับที่สามารถทำการสร้างตารางรูปแบบตาข่ายได้หรือที่เรียกว่า Geometry Cleanup และทำการสร้างรูปแบบตาข่ายรอบอากาศยาน ดังแสดงในรูปที่ 5 ซึ่งจากรูปนี้ จะเห็นว่า รายละเอียดความหนาแน่นของตารางรูปแบบตาข่ายจะอยู่บริเวณรอบลำตัวของอากาศยานและบริเวณใกล้ชั้นขีดยาว ทั้งนี้ เพื่อให้สามารถคำนวณรายละเอียดของกระแสอากาศไหลวนที่ท้ายลำตัวของอากาศยาน และสามารถคำนวณรายละเอียดของชั้นขีดยาวแบบเทอร์บูเลนต์ได้ โดยเฉพาะรายละเอียดของ Laminar Sub Layer ที่อยู่ในชั้นขีดยาว ซึ่งมีความยาก และซับซ้อนที่จะคำนวณได้โดยละเอียด อย่างไรก็ตาม เพื่อให้ค่าความถูกต้องของชั้นขีดยาวมีความแม่นยำมากขึ้น จึงได้เลือกใช้เทอร์บูเลนต์โมเดลแบบ  $k-\omega$  (CFD SST) โดยค่า  $y^+$  ที่คำนวณได้จะต้องถูกกำหนดให้มีค่าตามเงื่อนไข  $y^+ < 2$  ดังนั้น ความห่างของรูปแบบตาข่ายหรือเซลล์ในชั้นแรกติดกับผิวอากาศยานจะต้องมีค่าประมาณ  $10^{-5}$  มิลลิเมตร และสำหรับชั้นต่อไปของเซลล์จะมีอัตราส่วนการยืดออก (Stretching Ratio) ประมาณ 1.25



รูปที่ 5 การสร้างรูปแบบตาข่ายบนอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก

#### 4.1.3 การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตการไหล (Boundary Conditions)

การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตการไหลที่เหมาะสมเป็นการกำหนดขอบเขตการไหลเข้าของอากาศ (Inflow) และขอบเขตการไหลออกของอากาศ (Outflow) โดยระยะห่างของระยะจากขอบเขตการไหลเข้าของอากาศถึงส่วนหน้าของอากาศยานมีค่าเท่ากับ 10 เท่าของความยาวคอर्डเฉลี่ย และระยะห่างจากท้ายอากาศยานถึงขอบเขตการไหลออกของอากาศมีค่าเท่ากับ 15 เท่าของความยาวคอर्डเฉลี่ย ดังแสดงในรูปที่ 6 และกำหนดค่าตัวแปรของกระแสอากาศอ้างอิงตามค่ามาตรฐานของความดันบรรยากาศและอุณหภูมิที่ระดับความสูงของการบินที่ความสูงในระดับต่าง ๆ ตั้งแต่ระดับน้ำทะเลจนถึงระดับความสูงที่ต้องการ คือ 300 – 500 เมตร ความเร็วในการบินเดินทาง คือ 15 เมตรต่อวินาที ซึ่งสามารถคำนวณเป็นเลขเรย์โนลด์ส์ประมาณ 500,000 – 800,000 ค่า Turbulent Intensity และค่าอัตราส่วนความหนืด (Viscosity Ratio) ที่ขอบเขตการไหลเข้าของอากาศตั้งค่าเป็น 0.1% และ 10 ตามลำดับ และที่ผิวของอากาศยานได้ตั้งค่าเป็นแบบความเร็วอากาศเป็นศูนย์ (No-Slip Condition) และอุณหภูมิผิวคงที่ (Isothermal) เท่ากับ 288 เคลวิน



รูปที่ 6 การกำหนดเงื่อนไขและขอบเขตของโปรแกรม CFD

#### 4.2 ขั้นตอนการคำนวณ

ในงานวิจัยนี้ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ได้รับการคำนวณโดยวิธีเชิงตัวเลข (Numerical Method) ในรูปแบบของวิธีไฟไนต์โวลุ่ม (Finite Volume Method) โดยการใช้โปรแกรม Ansys Fluent ซึ่งโปรแกรมนี้ใช้หลักการในการแก้สมการจำลองการไหลของอากาศแบบเทอร์บูเลนต์ (RANS) และการไหลในย่านความเร็วต่ำกว่าเสียงแบบไร้การอัดตัว (Subsonic Incompressible Flow) บนพื้นฐานของกฎการอนุรักษ์มวล (Conservation of Mass) กฎการอนุรักษ์โมเมนตัม (Conservation of Momentum) และการเลือกใช้เทอร์บูเลนต์โมเดลในการแก้ระบบสมการ ดังนี้

4.2.1 กฎการอนุรักษ์มวล กล่าวว่า อัตราการเพิ่มขึ้นของมวลของอนุภาคของไหลมีค่าเท่ากับอัตราการไหลสุทธิของมวลในอนุภาคของไหล ซึ่งสามารถแสดงความสัมพันธ์ได้ตามสมการความต่อเนื่อง (Continuity Equation) ดังแสดงในสมการที่ 4

$$\frac{\partial(\bar{p})}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{p}\bar{u}_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (4)$$

4.2.2 กฎการอนุรักษ์โมเมนตัม มีพื้นฐานมาจากกฎการเคลื่อนที่ข้อที่ 2 ของนิวตัน (Newton's Second Law of Motion) กล่าวว่า อัตราการเพิ่มขึ้นของโมเมนตัมของอนุภาคของไหลจะมีค่าเท่ากับผลรวมของแรงที่กระทำบนอนุภาคของไหล ซึ่งสามารถแสดงความสัมพันธ์ได้ตามสมการโมเมนตัม (Momentum Equation) ดังแสดงในสมการที่ 5

$$\frac{\partial(\bar{p}\bar{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{p}\bar{u}_i\bar{u}_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial\bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} [\bar{\tau}_{ij} - \bar{p}\bar{u}_i\bar{u}_j] \quad (5)$$

โดย  $\bar{p}$  คือ ความหนาแน่นเฉลี่ยของของไหล  $\bar{u}_i$  และ  $\bar{u}_j$  คือ ค่าความเร็วเฉลี่ย (Mean Velocity) และความเร็วแบบไร้ระเบียบ (Fluctuating Velocity) ตามลำดับ ในแต่ละระนาบ คือ แกน (x y z) และ  $\bar{\tau}_{ij}$  คือ ความเค้นเฉือน ซึ่งจากระบบสมการนี้ จะเห็นได้ว่าสมการไม่เป็นรูปแบบเชิงเส้น (Non-linear Equations) กล่าวคือมีความซับซ้อนมาก และไม่สามารถแก้สมการในรูปแบบของ Exact Solution ได้ ดังนั้น จึงมีความจำเป็นต้องแก้สมการในระบบเชิงตัวเลขตามที่กล่าวไว้ในเบื้องต้น โดยในงานวิจัยนี้ได้ทำการคำนวณค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ทั้งสามมิติ เพื่อหาค่าสัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้าน และสัมประสิทธิ์โมเมนต์กัมเมจรอบจุดศูนย์กลางถ่วงของอากาศยานในมุมปะทะต่าง ๆ

4.2.3 การเลือกใช้เทอร์บูเลนต์โมเดลในการคำนวณจะต้องมีความเหมาะสมและสอดคล้องกับรูปแบบการไหลของกระแสอากาศสำหรับการแก้สมการทั้งระบบ ทั้งนี้ เพื่อความถูกต้องแม่นยำในการคำนวณค่าทางอากาศพลศาสตร์ โดยเฉพาะในชั้นขีดผิวแบบเทอร์บูเลนต์ (Turbulent Boundary Layer) ซึ่งมีความซับซ้อนมาก ซึ่งรูปแบบการไหลวนของอากาศที่เกิดขึ้นบนอากาศยาน (Circulation Flow) ที่ถูกต้อง จะขึ้นอยู่กับทางเลือกชนิดของรูปแบบของเทอร์บูเลนต์ที่ถูกต้องด้วยเช่นกัน โดยในงานวิจัยนี้ได้เลือกใช้เทอร์บูเลนต์โมเดลแบบ k- $\omega$  (CFD SST) เพื่อแก้ระบบสมการตามสมการที่ 4 และ 5 ซึ่งเหตุผลในการเลือกใช้เทอร์บูเลนต์โมเดลดังกล่าวประกอบด้วยเหตุผลสองประการ ดังนี้

4.2.3.1 เทอร์บูเลนต์โมเดลแบบ k- $\omega$  (CFD SST) ได้รับการยอมรับจากองค์การบริหารการบินและอวกาศแห่งชาติ (National Aeronautics and Space Administration) หรือ NASA ว่ามีความถูกต้องแม่นยำสูง และสามารถประยุกต์ใช้ได้หลายรูปแบบของการไหล โดยเฉพาะการไหลที่มีความดันย้อนกลับสูง (Strong Adverse Pressure Gradient) เกิดการไหลแยกตัวของอากาศ (Flow Separation) รวมทั้งการไหลในชั้นขีดผิว (Boundary Layer) เป็นต้น

4.2.3.2 เทอร์บูเลนต์โมเดลแบบ k- $\omega$  (CFD SST) เป็นเทอร์บูเลนต์โมเดลแบบผสม ซึ่งได้รับการออกแบบจากการนำเอาข้อดีระหว่างเทอร์บูเลนต์โมเดลแบบ standard k- $\omega$  และเทอร์บูเลนต์โมเดลแบบตระกูล k- $\epsilon$  กล่าวคือ เทอร์บูเลนต์



โมเดลแบบ standard k- $\omega$  สามารถแก้ปัญหการไหลได้ดีในชั้นขีดผิว และเทอร์บูเลนต์โมเดลแบบตระกูล k- $\epsilon$  สามารถแก้ปัญหได้ดีในชั้นการไหลนอกชั้นขีดผิว จึงทำให้เทอร์บูเลนต์โมเดลชนิดนี้ได้รับการยอมรับและใช้งานอย่างกว้างขวาง

#### 4.3 ขั้นตอนหลังการคำนวณ

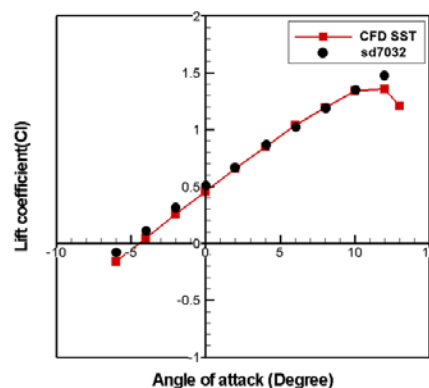
สำหรับในขั้นตอนนี้ จะเป็นการนำผลลัพธ์ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ ได้แก่ สัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้าน และสัมประสิทธิ์โมเมนต์ก้มเยรอบจุดศูนย์กลางของอากาศยาน มาแสดงผลในรูปแบบของกราฟหรือกราฟิกต่าง ๆ เพื่อนำไปใช้การวิเคราะห์ปัญหาที่ต้องการศึกษา

### 5. ผลการวิจัย

ในหัวข้อนี้จะเป็นการแสดงผลลัพธ์ของการคำนวณและวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยาน ไร้คนขับขนาดเล็ก (TEagle Eyes X-II) ด้วยโปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล CFD ภายหลังจากที่ได้วิเคราะห์ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศโดยใช้วิธีออร์ทเทกแลทิกซ์ในขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการ เพื่อยืนยันความสอดคล้องและความถูกต้องของสมรรถนะอากาศยานในด้านต่าง ๆ โดยการคำนวณด้วยโปรแกรม CFD ทำให้ได้ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยาน ไร้คนขับขนาดเล็กค่าต่าง ๆ ซึ่งสามารถนำมาดำเนินการวิเคราะห์ตามทฤษฎีอากาศพลศาสตร์ได้ [8] ดังต่อไปนี้

#### 5.1 ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (Lift Coefficient)

รูปที่ 7 แสดงผลลัพธ์ของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่คำนวณได้จากโปรแกรม CFD ซึ่งจากรูปนี้พบว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่คำนวณได้มีความสอดคล้องใกล้เคียงกับผลลัพธ์ที่ได้จากการวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศโดยใช้วิธีออร์ทเทกแลทิกซ์ที่ได้เลือกใช้แพนอากาศแบบ sd7032 โดยมีค่าความแตกต่างไม่เกิน 5 เปอร์เซ็นต์ ตลอดทุกมุมปะทะที่ทำการศึกษา โดยที่มุมปะทะ 0 องศา สัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าประมาณ 0.45 สำหรับค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด เกิดขึ้นที่มุมปะทะ 12 องศา โดยมีค่าประมาณ 1.36 ซึ่งเป็นมุมปะทะที่ทำให้ปีกเริ่มมีอากาศสั่นเนื่องจากการแยกตัวของกระแสอากาศบนผิวปีก

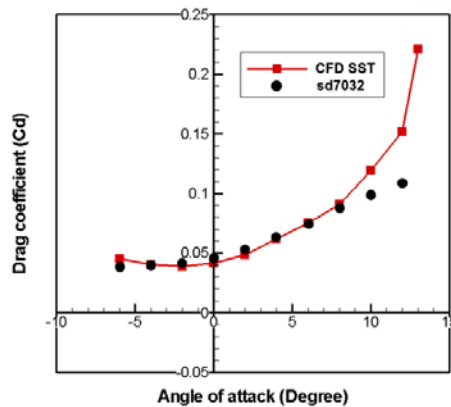


รูปที่ 7 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะ

#### 5.2 ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag Coefficient)

รูปที่ 8 แสดงผลลัพธ์ของค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่คำนวณได้จากโปรแกรม CFD ซึ่งจากรูปนี้พบว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่คำนวณได้มีความสอดคล้องใกล้เคียงกับผลลัพธ์ที่ได้จากการวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศโดยใช้วิธีออร์ทเทกแลทิกซ์ที่ได้แก้ไขข้อจำกัดที่เกิดขึ้นจากความหนืดของกระแสอากาศเรียบร้อยแล้ว โดยที่มุมปะทะสูงค่าผลลัพธ์ที่ได้จะมีความแตกต่างกันเพิ่มมากขึ้น ซึ่งอาจเป็นผลมาจากการกำหนดการไหลทั้งระบบเป็นแบบเทอร์บูเลนต์ของโปรแกรม CFD โดยในความเป็นจริงแล้วการไหลของกระแสอากาศผ่านอากาศยาน

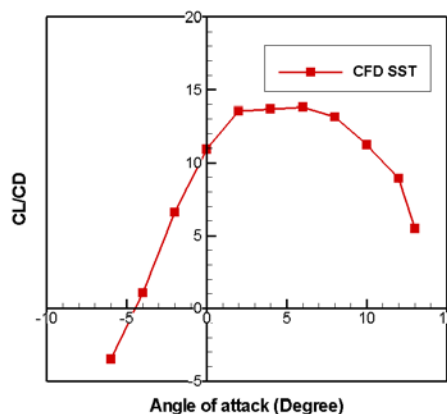
ไร้คนขับจะมีทั้งการไหลที่เป็นทั้งแบบลามินาร์ในช่วงต้นของลำตัวและส่วนชายหน้าของปีกแล้วจึงเปลี่ยนเป็นการไหลแบบเทอร์บูเลนต์ และจากรูปนี้พบว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าเพิ่มขึ้นตามมุมปะทะอย่างชัดเจน คุณลักษณะของค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุดเกิดที่มุมปะทะ -2 องศา โดยที่จุดนี้มีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านประมาณ 0.0405 และสำหรับที่มุมปะทะ 0 องศาอากาศยานจะมีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านเท่ากับ 0.0415



รูปที่ 8 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงต้านกับมุมปะทะ

### 5.3 ค่าอัตราส่วนของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Lift to Drag Ratio, L/D)

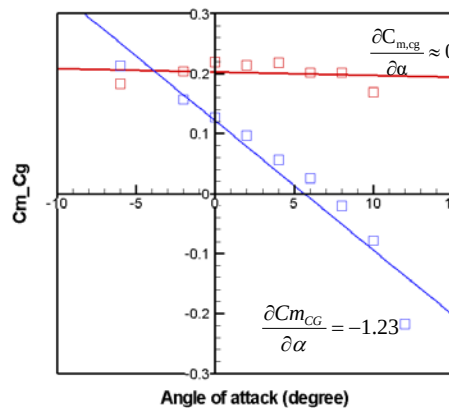
เมื่อได้ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านจากหัวข้อที่กล่าวมาในข้างต้น จะทำให้สามารถวิเคราะห์ค่าอัตราส่วนของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้าน (L/D) ซึ่งเป็นค่าสำคัญที่ใช้ในการวิเคราะห์สมรรถนะของอากาศยาน เช่น พิสัยบิน ระยะเวลาในการบินเดินทาง เป็นต้น โดยเมื่อสังเกตกราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านกับมุมปะทะ ดังแสดงในรูปที่ 9 พบว่าค่าอัตราส่วนของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าสูงสุดเท่ากับ 13.83 โดยเกิดขึ้นที่มุมปะทะ 6 องศา ซึ่งค่าอัตราส่วนของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านจะเริ่มมีค่ามากที่สุดตั้งแต่ช่วงมุมปะทะ -2 ถึง 6 องศา ซึ่งเป็นมุมปะทะที่ใช้ทำการบินจริง



รูปที่ 9 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านกับมุมปะทะ

#### 5.4 การวิเคราะห์เสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัว (Longitudinal Stability)

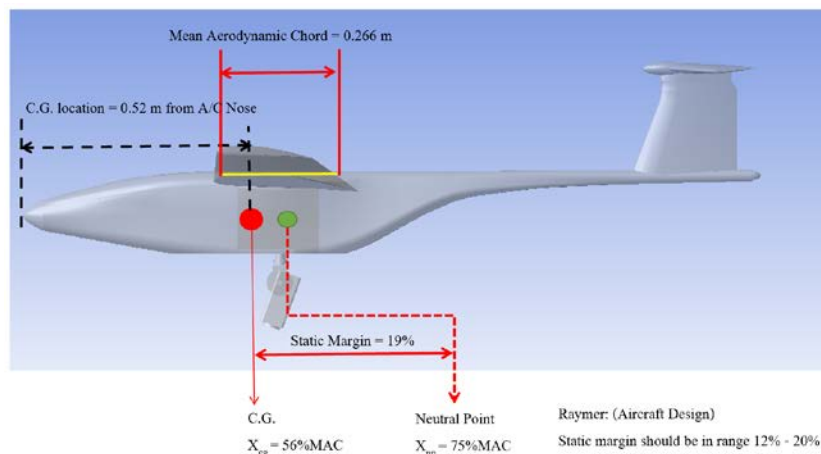
การวิเคราะห์เสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัว สามารถวิเคราะห์ได้จากค่าอนุพันธ์ของสัมประสิทธิ์โมเมนต์ก้มเงรอบจุดศูนย์กลางของอากาศยาน ( $C_{m,CG}$ ) เทียบกับมุมปะทะ โดยอากาศยานจะมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวจะต้องอยู่ในเงื่อนไข  $\partial C_{m,CG} / \partial \alpha < 0$  และเมื่อพิจารณาค่าอนุพันธ์ของสัมประสิทธิ์โมเมนต์ก้มเงรอบจุดศูนย์กลางของอากาศยานไว้คนข้างขนาดเล็กพบว่าค่าติดลบเท่ากับ -1.23 ต่อองศา ดังแสดงในรูปที่ 10 ซึ่งจะเห็นว่าอากาศยานมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวและเป็นไปตามเงื่อนไข



รูปที่ 10 กราฟแสดงผลลัพธ์ของสัมประสิทธิ์โมเมนต์ก้มเง

#### 5.5 การวิเคราะห์ค่า Static Margin ของอากาศยาน

การวิเคราะห์เสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวของอากาศยาน สามารถกระทำได้อีกวิธีหนึ่ง คือ การวิเคราะห์ค่า Static Margin ของอากาศยาน ซึ่งสามารถคำนวณได้เมื่อทราบตำแหน่งจุดศูนย์กลางของอากาศยาน โดยสามารถระบุได้ในหน่วยเปอร์เซ็นต์ของชวลเฉลี่ยทางอากาศพลศาสตร์ (Mean Aerodynamics Chord) หรือ %MAC และทราบตำแหน่งของ Neutral Point และระบุได้ในหน่วย %MAC เช่นกัน ซึ่งสามารถคำนวณได้จากโปรแกรม CFD และสามารถคำนวณค่า Static Margin และทำการวิเคราะห์ตามเงื่อนไขของการมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวของอากาศยานได้ กล่าวคือ ตำแหน่งของ Neutral Point ต้องอยู่ด้านหลังของจุดศูนย์กลาง และค่าของ Static Margin ควรอยู่ในช่วง 12 – 20 เปอร์เซ็นต์ ซึ่งเป็นค่าที่เหมาะสมสำหรับการออกแบบอากาศยานให้มีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัว ดังแสดงตัวอย่างในรูปที่ 11 โดยค่า Static Margin ของอากาศยานไว้คนข้างขนาดเล็กที่คำนวณได้จากโปรแกรม CFD มีค่าเท่ากับ 19 เปอร์เซ็นต์



รูปที่ 11 การวิเคราะห์ค่า Static Margin ของอากาศยาน

## 6. สรุป

จากการคำนวณหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กในช่วงมุมปะทะที่ต้องการศึกษา โดยการใช้โปรแกรม CFD และทำการเปรียบเทียบกับผลลัพธ์ที่ได้จากขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการ จากนั้นได้ทำการวิเคราะห์ผลลัพธ์ของค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ที่ได้ ซึ่งจากการวิเคราะห์และเปรียบเทียบพบว่าผลลัพธ์ที่ได้จากการคำนวณมีความสอดคล้องใกล้เคียงกัน ซึ่งจากข้อมูลผลการทดสอบและการคำนวณหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก สามารถยืนยันขีดความสามารถในการปฏิบัติการกิจของอากาศยานไร้คนขับที่กำหนดไว้ในขั้นตอนการออกแบบเชิงหลักการ และสามารถที่จะดำเนินการสร้างและทำการบินทดสอบอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กต้นแบบได้ต่อไป โดยผลการคำนวณหาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กตามที่คำนวณมาข้างต้นสามารถสรุปได้ดังต่อไปนี้

- 6.1 ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด คือ 1.36 ที่มุมปะทะ 12 องศา
- 6.2 ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะเท่ากับศูนย์องศา คือ 0.45
- 6.3 ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุด คือ 0.0405 ที่มุมปะทะ -2 องศา
- 6.4 ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่มุมปะทะเท่ากับศูนย์องศา คือ 0.0415
- 6.5 ค่าอัตราส่วนของสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านสูงสุด คือ 13.83 ที่มุมปะทะ 6 องศา
- 6.6 ค่าอนุพันธ์ของสัมประสิทธิ์โมเมนต์กัมเม็รอบจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยาน คือ -1.23 ต่อองศา ซึ่งเป็นไปตามเงื่อนไขการมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวของอากาศยาน
- 6.7 ค่า Static Margin ของอากาศยานเท่ากับ 19 เปอร์เซนต์ ซึ่งเป็นไปตามเงื่อนไขการมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนลำตัวของอากาศยาน

## 7. ข้อเสนอแนะ

องค์ความรู้ที่ได้รับจากการวิจัยในครั้งนี้สามารถนำไปใช้ประโยชน์ควบคู่กับการวิจัยในส่วนต่าง ๆ โดยเฉพาะด้านของอากาศยานไร้คนขับและสามารถต่อยอดได้เพิ่มเติม เช่น การออกแบบและพัฒนาระบบโครงสร้างอากาศยาน การพัฒนาและทดสอบโครงสร้างปีก การพัฒนาระบบควบคุมการบินอัตโนมัติและระบบอุปกรณ์การภาพ เป็นต้น ตามเทคโนโลยีของอากาศยานไร้คนขับที่มีการพัฒนาไปอย่างรวดเร็วและมีการใช้งานอย่างกว้างขวาง ทั้งนี้ เพื่อให้ตอบสนองต่อความต้องการทางยุทธการของกองทัพอากาศ และสามารถนำไปใช้ปฏิบัติการกิจในพื้นที่เป้าหมายได้จริง นอกจากนี้การวิจัยในครั้งนี้ยังสามารถทำการวิเคราะห์ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ได้เพิ่มเติมโดยการใช้โปรแกรม CFD แบบ Transition Model ทั้งนี้ เพื่อให้ได้ค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ในย่านเลขเรย์โนลด์ต่ำที่มีความถูกต้องมากขึ้น โดยเฉพาะความถูกต้องในการคำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงต้าน นอกจากนี้ ควรมีการศึกษาการวิเคราะห์หาความมีเสถียรภาพด้านข้างลำตัว (Directional Stability Analysis) และการศึกษาผลกระทบของการติดตั้ง Winglet ที่มีผลกระทบต่อสมรรถนะอากาศยาน รวมไปถึงการพัฒนาระบบการออกแบบลำตัวเพื่อลดแรงต้านและให้อากาศยานมีสมรรถนะที่สูงขึ้น

## 8. กิตติกรรมประกาศ

การวิจัยนี้เป็นส่วนหนึ่งของการวิจัยพัฒนา และปรับปรุงระบบอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก (TEagle Eyes X-II) ซึ่งได้ทำการวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กโดยใช้โปรแกรมคำนวณพลศาสตร์ของไหล เพื่อปรับปรุงพัฒนาสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก และสร้างอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กต้นแบบที่สามารถทำการบินและปฏิบัติการกิจได้จริง จากองค์ความรู้ในด้านต่าง ๆ ซึ่งนำมาบูรณาการและพัฒนาต่อยอดเพื่อให้อากาศยานไร้คนขับต้นแบบสามารถทำการบินได้อย่างปลอดภัย และตอบสนองต่อการกิจของกองทัพอากาศ ซึ่งการวิจัยในครั้งนี้สามารถดำเนินการสำเร็จไปได้ด้วยดีนั้น ต้องขอขอบคุณผู้บังคับบัญชาระดับสูงของกองทัพอากาศ

ที่เห็นความสำคัญของการดำเนินการวิจัย รวมถึงอาจารย์ กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราชทุกท่าน ที่ให้ความร่วมมือและให้การสนับสนุนในการดำเนินการวิจัยเป็นอย่างดี

## 9. เอกสารอ้างอิง

- [1] กองทัพอากาศ. (2563). **ยุทธศาสตร์กองทัพอากาศ 20 ปี (พ.ศ.2561 - 2580)**. ฉบับปรับปรุง ปี พ.ศ.2563.
- [2] Jiajan, W., Tongsawang, K. and Sukuprakan, N. (2017). Aerodynamic Study and Analysis of Airfoils and Wings of Tailless Mini-UAV. *NKRAFA Journal of Science and Technology*, 13: 45-56.
- [3] Jiajan, W., Tongsawang, K. and Keawchay, K. (2018). Aerodynamic Investigations of Tailless Mini UAV by Using Subsonic Wind Tunnel. *NKRAFA Journal of Science and Technology*, 14: 77-85.
- [4] Coleman, H.W. and Steele, W.G. (1989). **Experimentation and Uncertainty Analysis for Engineers**. New York: John Wiley & Sons.
- [5] Versteeg, H.K. and Malalasekera, W. (2007). **An Introduction to Computational Fluid Dynamics**. Second Edition. London: Pearson Education Limited.
- [6] Jamshed, S. (2015). **Using HPC for Computational Fluid Dynamics, A Guide to High Performance Computing for CFD Engineers**. Oxford: Elsevier Inc.
- [7] Islam, S., Samsuzzoha, Ara, S., Islam, N. (2013). Unsteady Solutions of Thermal Boundary Layer Equations by using Finite Difference Method. *Annals of Pure and Applied Mathematics*. 3(2): 142-154.
- [8] Bertin, J.J. and Cummings, R.M. (2014). **Aerodynamics for Engineers**. Sixth Edition. London: Pearson Education Limited.