

ออกแบบอุโมงค์ลมระบบเปิดชนิดความเร็วลมต่ำเพื่อวัดแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลอง Design Open Circuit Wind Tunnels with Low Speed for Measuring the Lift Force that Act on the Wing Model

อนรุท ด้วงทอง^{1*} แสงกฤษ กลันบุศย์¹ ปณกมล ทองหล่อ² และวิไลรัตน์ กลันบุศย์³
Anurut Dounghong^{1*} Saengkrit Klunboot¹ Panakamon Thonglor² and Wilairat Klunboot³

¹ ภาควิชาฟิสิกส์ คณะวิทยาศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี เขตทุ่งครุ กทม. 10140

¹ Department of Physics, Faculty of Science, King Mongkut's University of Technology Thonburi,
Thung Khru, Bangkok 10140

² ภาควิชาฟิสิกส์อุตสาหกรรมและอุปกรณ์การแพทย์ คณะวิทยาศาสตร์ประยุกต์
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ เขตบางซื่อ กทม. 10800

² Department of Industrial Physics and Medical Instrumentation, Faculty of Applied Science,
King Mongkut's University of Technology North Bangkok, Bang Sue, Bangkok 10800

³ สำนักงานคณบดี คณะวิทยาศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี เขตทุ่งครุ กทม. 10140

³ Office of the Dean, Faculty of Science, King Mongkut's University of Technology Thonburi,
Thung Khru, Bangkok 10140

*Email: anurutkutt@gmail.com

Received: 30 Oct 19

Revised: 31 Mar 20

Accepted: 04 Apr 20

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อสร้างชุดอุโมงค์ลมระบบเปิดชนิดความเร็วลมต่ำที่มีขนาดกว้าง 18 นิ้ว ยาว 65 นิ้ว สูง 18 นิ้ว และศึกษาแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลอง ซึ่งวัดค่าจากเซ็นเซอร์วัดแรงที่ติดตั้งภายในอุโมงค์ลมโดยระบบเซ็นเซอร์ประกอบด้วย โหลดเซลล์แบบสเตรนเกจซึ่งควบคุมการวัดแรงและแปลงค่าของข้อมูลด้วยโปรแกรมอาดูโน ผลการวิจัยพบว่าอุโมงค์ลมที่ถูกร่างขึ้นมีความเร็วลมระหว่าง 2-6 เมตรต่อวินาทีและสามารถวัดแรงยกได้อย่างถูกต้อง มีความคลาดเคลื่อนในการวัดของเซ็นเซอร์เฉลี่ยรวมอยู่ที่ 0.01% ผลการทดสอบแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลองพบว่าแรงยกที่กระทำจะแปรผันตามความเร็วลมที่ไหลผ่านและมุมปะทะอากาศของปีกเครื่องบินจำลอง โดยรูปแบบของปีกเครื่องบินที่มีค่าแรงยกสูงที่สุดจากมากไปน้อยคือ รูปแบบ NACA6409 9% รูปแบบ NACA4418 และรูปแบบ NACA0021 เนื่องจากรูปแบบ NACA6409 9% มีความโค้งของปีกมากและมีความหนาของปีกน้อยกว่ารูปแบบอื่น ด้วยเหตุนี้ทำให้ความดันบริเวณเหนือปีกน้อยกว่าความดันบริเวณด้านล่างปีกส่งผลให้แรงยกที่กระทำกับปีกมากที่สุดสำหรับรูปแบบ NACA0021 มีความหนามากที่สุดและไม่มีมีความโค้งของปีกทำให้ไม่มีความแตกต่างของความดันบริเวณเหนือปีกกับบริเวณด้านล่างของปีกส่งผลให้เกิดแรงยกที่กระทำกับปีกน้อยที่สุด

คำสำคัญ: เซ็นเซอร์โหลดเซลล์แบบสเตรนเกจ ปีกเครื่องบินจำลอง แรงยก อุโมงค์ลม

Abstract

The objectives of this research were to build the open-circuit wind tunnel with a low speed that had a dimension of 18 inches wide, 65 inches long, and 18 inches high and to study the lift force of a wing of an airplane model by a sensor that installed in a wind tunnel. It was measured from force sensors installed inside the wind tunnel. The sensor system consisted of a strain gauge load cell that controlled force measurement and transformed the data using the Aduno program. As a result, the wind tunnel could do the test speed from 2 to 6 meters per second with the average total error of force measurement of 0.01 %. The result of the lift force that acted on the wing model showed that the lift force depended on the speed of the air flow through and the attack angle of the wing model. The range of the lift force form the highest to the least was NACA6409 9%, NACA4418, and NACA0021 respectively. Due to the NACA6409 9%, its wing had large curvature and less thickness compared to other types. For this reason, the pressure on the wing was less than pressure at the bottom of the wing. This resulted in the maximum lifting force applied to the wing. For the NACA 0021, the wing had the highest thickness and no curvature.

These caused no difference in the pressure above and under the wing which resulted in the lift force that least done to the wing.

Keywords: Lift Force, Wing Model, Wind Tunnel, Strain Gauge Load Cell Sensor

1. บทนำ

ปัจจุบันที่อยู่อาศัยที่คนส่วนใหญ่นิยมปลูกสร้างจะขึ้นกับสภาพแวดล้อม การใช้งานรวมถึงความสะดวกในการเดินทาง สำหรับคนในชนบทนิยมปลูกสร้างบ้านเป็นของตนเองแต่คนในเมืองส่วนใหญ่นิยมเลือกที่อยู่อาศัยแบบห้องชุดหรือคอนโดมิเนียม [1] โดยสาเหตุที่ห้องชุดหรือคอนโดมิเนียมเป็นที่นิยมเนื่องจากดูแลง่ายและสามารถจัดสรรพื้นที่ใช้ประโยชน์ได้สะดวก อีกทั้งรูปแบบอาคารยังมีความแปลกใหม่ร่วมสมัยเป็นที่น่าสนใจ ประกอบกับมีสิ่งอำนวยความสะดวกครบครันทุกด้าน [2] นอกจากนี้ปัจจัยข้างต้นแล้วคนส่วนใหญ่ยังคำนึงถึงความปลอดภัย ความมั่นคงและความแข็งแรงของโครงสร้างอาคารอีกด้วย [3] ซึ่งความแข็งแรงของโครงสร้างอาคารนั้นเป็นปัจจัยที่คนในฐานะผู้ใช้อาจไม่ทราบถึงขั้นตอนการออกแบบและสร้าง ดังนั้นในการออกแบบโครงสร้างอาคารต้องมั่นใจได้ว่าจะสามารถทนต่อปัจจัยในหลายด้านไม่ว่าจะเป็นด้านสิ่งแวดล้อมหรือภูมิอากาศตามตำแหน่งที่จะปลูกสร้าง เช่น การรับน้ำหนัก ความโค้งตัว การทรุดตัว แรงลม และการไหลผ่านของอากาศ เป็นต้น [4] เนื่องด้วยสภาพสิ่งแวดล้อมและภูมิอากาศเป็นปัจจัยสำคัญ ดังนั้นในการออกแบบอาคารมักจะสนใจไปที่แรงที่เกิดขึ้นเช่นแรงกดของน้ำหนักอาคาร แรงปะทะของลมและแรงยกเมื่อมีการอากาศไหลผ่าน [5] เพื่อนำไปวิเคราะห์และทดสอบพฤติกรรมของโครงสร้าง ถ้าโครงสร้างอาคารมีความซับซ้อนการสามารถอาศัยหลักการทางวิทยาศาสตร์ในการออกแบบและหลักการทางวิศวกรรมศาสตร์ด้านโครงสร้างมาช่วยในการออกแบบโครงสร้างของอาคารให้มีความแข็งแรงเพื่อป้องกันปัญหาการพังทลายตามมา [4]

นอกจากโครงสร้างของอาคารแล้วยังมีโครงสร้างที่ออกแบบโดยอาศัยหลักการของแรงยกและแรงดันจากการไหลของอากาศด้วยเช่นกัน ตัวอย่างเช่น หมวกกันน็อกเครื่องบินบังคับวิทยุ โดรน และปีกเครื่องบิน โดยอุปกรณ์เหล่านี้ก่อนจะนำมาใช้งานจะต้องมีการทดสอบประสิทธิภาพเพื่อให้ทราบถึงขีดความสามารถและความเหมาะสมในการใช้งานของอุปกรณ์ดังนั้นในการทดสอบประสิทธิภาพของอุปกรณ์จึงต้องมีเครื่องมือที่เหมาะสมสำหรับการทดสอบในภาคอุตสาหกรรมที่มีกำลังการผลิตสูงหรือสถาบันการศึกษาระดับใหญ่ นิยมใช้อุปกรณ์ที่เรียกว่าอุโมงค์ลมระบบปิดโดยมีขนาดใหญ่ นำมาทดสอบอุปกรณ์เช่น แบบจำลองการสร้างบ้านและผังเมือง แบบจำลองเครื่องบิน และรถแข่ง [6]

ในอุตสาหกรรมขนาดกลางหรือในท้องปฏิบัติการณ์นิยมใช้อุโมงค์ลมระบบเปิดเพราะมีต้นทุนในการสร้างที่ต่ำและสามารถใช้ทดสอบประสิทธิภาพของอุปกรณ์ได้เช่นกันจากการศึกษาพบว่ามีการสร้างอุโมงค์ลมระบบเปิดสามารถสร้างความเร็วลม ได้ตั้งแต่ 0.2-30 เมตรต่อวินาที ใช้ทดสอบรูปแบบ (Uniform) และความต่อเนื่อง (Steady) ของ ล้ำอากาศ [7] และใช้ศึกษาเกี่ยวกับเรื่องอากาศพลศาสตร์ด้วยการวัดกระแสของอากาศ ความดัน และแรงยก [8] ตลอดจนใช้เป็นสื่อการเรียนการสอนเรื่องการเพิ่มประสิทธิภาพของรถแข่ง รถยนต์ และงานทางด้านเครื่องกลได้ [9]

จากที่กล่าวมาจะเห็นว่าอุโมงค์ลมระบบเปิดเป็นอุปกรณ์ที่สามารถใช้ศึกษาประสิทธิภาพของอุปกรณ์ได้และเป็นเครื่องมือที่เหมาะสมในภาคอุตสาหกรรมขนาดเล็กและเป็นประโยชน์ต่อการศึกษาในห้องปฏิบัติการ [10] ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงมีแนวคิดที่จะสร้างอุโมงค์ลมระบบเปิดชนิดความเร็วลมต่ำที่สามารถควบคุมการไหลของอากาศให้มีความราบเรียบ (Laminar Flow) เพื่อนำไปประยุกต์ใช้งานด้านอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamics) โดยตัวอย่างในงานวิจัยจะใช้ศึกษาแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลองด้วยเซ็นเซอร์แบบสเตรนเกจ

2. วิธีการวิจัย

การออกแบบและสร้างอุโมงค์ลมเพื่อใช้ทดสอบแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลองแบ่งขั้นตอนการดำเนินงานเป็น 2 ส่วน ส่วนที่หนึ่งกล่าวถึงการออกแบบและสร้างอุโมงค์ลมระบบเปิดชนิดความเร็วลมต่ำโดยได้แสดงถึงขั้นตอนการออกแบบส่วนประกอบของอุโมงค์ลมและรายละเอียดของแต่ละส่วน รวมถึงการติดตั้งเซ็นเซอร์ที่ใช้วัดแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลองภายในอุโมงค์ลม นอกจากนี้ยังได้กล่าวถึงการออกแบบและสร้างปีกเครื่องบินจำลองจำนวน 3 รูปแบบ คือ รูปแบบ NACA0021 รูปแบบ NACA4418 และรูปแบบ NACA6409 9% ซึ่งทั้ง 3 รูปแบบจะมีลักษณะความโค้งของปีกที่แตกต่างกัน สำหรับส่วนที่สองจะกล่าวถึงการทดสอบแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลองซึ่งรายละเอียดของแต่ละขั้นตอนมีดังนี้

ขั้นตอนที่ 1 การออกแบบและการสร้างชุดอุโมงค์ลมระบบเปิด ชนิดความเร็วลมต่ำ

1.1 ออกแบบอุโมงค์ลม

การออกแบบอุโมงค์ลมต้องพิจารณาอัตราส่วนของแรงเฉื่อยต่อแรงของความหนืด หรือเรียกว่า เรย์โนลด์นัมเบอร์ (Reynold Number, N_R) [11] เป็นค่าที่แสดงถึงลักษณะการไหลของอากาศ สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (1)

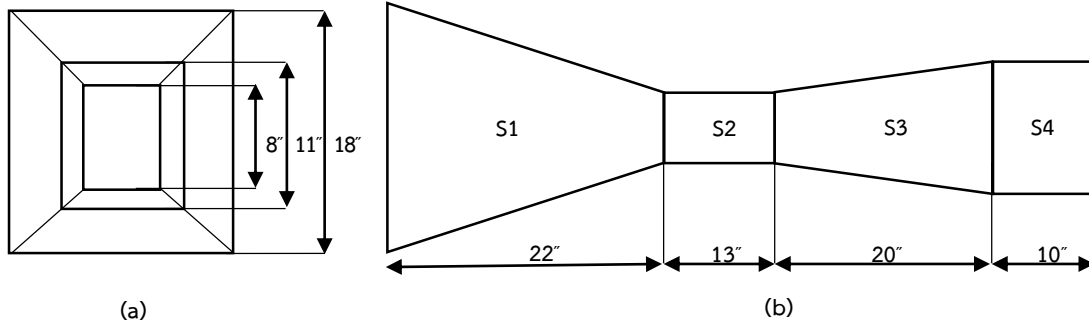


Figure 1 Schematic of the open circuit wind tunnel with low speed
(a) Cross-sectional of wind tunnel (B) Side view of wind tunnel

$$N_R = \frac{vD\rho}{\mu} = \frac{vD}{\nu} \quad (1)$$

Where N_R = Reynold Number

v = Average velocity (m/s)

D = Dimeter (m)

ρ = Density (kg/m^3)

μ = Viscosity ($\text{N.s}/\text{m}^2$)

ν = Absolute viscosity (m^2/s)

ถ้ามีค่าต่ำกว่า 2,000 แสดงว่าแรงของความหนืดส่งผลโดยตรงต่อการไหลทำให้การไหลมีลักษณะราบเรียบ (laminar) ถ้ามีค่าอยู่ระหว่าง 2,000 – 4,000 แสดงว่าเป็นช่วงที่อยู่ระหว่างการเปลี่ยนแปลงการไหลจากแบบราบเรียบไปสู่การไหลแบบแปรปรวน (turbulent) ถ้ามีค่าสูงมากกว่า 4,000 แสดงว่าแรงของความเฉื่อยส่งผลโดยตรงต่อการไหลทำให้การไหลเป็นแบบแปรปรวน และจะสร้างการหมุนวนแบบกันหอย (vortices) ส่งผลทำให้การไหลไม่เสถียร [12] นอกจากนี้ต้องพิจารณาค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศ (Drag Coefficient, C_d) และค่าสัมประสิทธิ์แรงดันอากาศ (Pressure Coefficient, C_p) ซึ่งค่าสัมประสิทธิ์นี้ไม่ได้บอกถึงสภาพการทรงตัวของอุปกรณ์ที่ใช้ทดสอบในอุโมงค์ลม แบบร่างของอุโมงค์ลมระบบเปิดชนิดความเร็วลมต่ำ [13]

ซึ่งงานวิจัยนี้ได้ออกแบบอุโมงค์ลมระบบเปิดชนิดความเร็วลมต่ำโดยมีขนาดและรูปแบบดังรูป (Figure 1) จากรูป เป็นการออกแบบรูปแบบของอุโมงค์ลมระบบเปิดที่มีความดัดแปรต่ำ โดยแสดงรายละเอียดดังนี้ Figure 1(a) แสดงขนาดของอุโมงค์ลมแบบตัดขวาง และ Figure 1(b) แสดงขนาดและส่วนประกอบของอุโมงค์ลม ซึ่งแบ่งออกเป็น 4 ส่วน [14] โดยมีสัญลักษณ์ S แทนพื้นที่ในแต่ละส่วนของอุโมงค์ลมมีรายละเอียดดังนี้

S1 คือส่วนอากาศแพร่เข้า (Contraction) เป็นส่วนที่อากาศไหลเข้าซึ่งจะมีรังผึ้งอยู่ด้านหน้าทำหน้าที่บังคับทิศทาง การไหลของอากาศและทำให้อากาศที่ไหลผ่านมีลักษณะเป็นเส้นตรง (Lamina Flow) ส่วนอากาศแพร่เข้าถูกออกแบบให้มีลักษณะมีความชันโดยทางด้านหน้าจะมีขนาด 18x18 นิ้ว ด้านท้ายจะมีขนาด 8x8 นิ้ว และความยาวเท่ากับ 22 นิ้ว

S2 คือส่วนปฏิบัติงาน (Test chamber) เป็นส่วนที่ถูกออกแบบให้มีความโปร่งใสเพื่อใช้สังเกตการไหลของอากาศและใช้ติดตั้งเซ็นเซอร์เพื่อวัดแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลอง ออกแบบให้มีพื้นที่หน้าตัดด้านหน้าและด้านหลังที่เท่ากันคือขนาด 8x8 นิ้ว และมีความยาวเท่ากับ 13 นิ้ว

S3 คือส่วนอากาศแพร่ออก (Diffuser) เป็นส่วนที่อากาศแพร่ออกจากส่วนปฏิบัติงานถูกออกแบบให้มีขนาดของพื้นที่หน้าตัดด้านหน้าเท่ากับ 8x8 นิ้ว และด้านหลัง 11x11 นิ้ว และมีความยาว 20 นิ้ว ซึ่งในส่วนนี้จะระบายการไหลของอากาศที่ผ่านส่วนปฏิบัติงานไปยังภายนอกของอุโมงค์ลม

S4 คือส่วนขับเคลื่อน (Drive section) เป็นส่วนที่ถูกออกแบบให้มีพื้นที่หน้าตัดด้านหน้าและด้านหลังเท่ากันคือขนาด 11x11 นิ้ว และมีความยาว 10 นิ้ว โดยด้านหลังของส่วนขับเคลื่อนได้ติดตั้งใบพัดลมชนิด 3 ใบพัด และติดตั้ง

เข้ากับมอเตอร์ไว้ตรงกลางจากนั้นทำการเจาะรูเพื่อสอดอากาศออกจากอุโมงค์ลมซึ่งการควบคุมความเร็วของมอเตอร์จะใช้ชุดอุปกรณ์ไมโครคอนโทรลเลอร์ (Micro Controller) ในการควบคุม ซึ่งได้ออกแบบให้สามารถควบคุมและปรับความเร็วลมที่ไหลเข้าส่วนปฏิบัติงานได้ตั้งแต่ 2-6 เมตรต่อวินาที

1.2 การออกแบบและติดตั้งเซ็นเซอร์

เซ็นเซอร์ที่ใช้ในการทดสอบภายในอุโมงค์ลมแบ่งเป็น 2 แบบ คือออกแบบเพื่อใช้วัดแรงยกของปีกและออกแบบเพื่อใช้วัดความเร็วลม โดยงานวิจัยนี้จะใช้โหลดเซลล์แบบสเตรนเกจ (Strain Gauge Load cell) แสดงดังรูป Figure 2(a) เป็นเซ็นเซอร์สำหรับวัดค่าแรงยกและแปลงค่าเป็นสัญญาณทางไฟฟ้า เมื่อน้ำหนักมากจะถูกเปลี่ยนเป็นสัญญาณทางไฟฟ้าโดยแรงกดที่มากกระทำนั้นจะเป็นสัดส่วนโดยตรงในการแปลงค่า [15] ซึ่งสัญญาณทางไฟฟ้าจะถูกแปลงและส่งไปยังบอร์ดคอนโทรลเลอร์ด้วยโปรแกรม Adriano IDE [16] เมื่อมีการแปลงข้อมูลแล้วจะถูกส่งต่อไปยัง PLX-DAQ เพื่อรับค่าและแสดงค่าของข้อมูลด้วยโปรแกรม Microsoft Excel [17] หลังจากนั้นจึงนำข้อมูลที่ได้ไปวิเคราะห์แรงที่กระทำต่อปีกเครื่องบินจำลอง

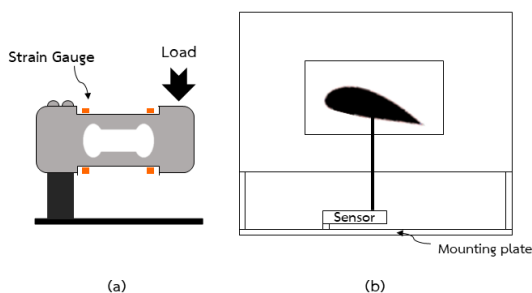


Figure 2 Design and installing the sensor (a) Strain Gauge Load cell (b) Install the sensor to test chamber

Figure 2(b) เป็นการติดตั้งเซ็นเซอร์ในส่วนปฏิบัติงาน โดยยึดด้านหนึ่งของเซ็นเซอร์เข้ากับแผ่นอะคริลิกที่เป็นฐานและอีกด้านหนึ่งยึดติดกับแขนจับปีกเครื่องบินจำลอง จากนั้นนำไปติดตั้งภายในส่วนปฏิบัติงานเพื่อวัดค่าแรงยกที่เกิดขึ้นในเวลาที่อากาศไหลผ่าน นอกจากนี้แผ่นยึดเซ็นเซอร์สามารถเคลื่อนย้ายได้และถูกออกแบบให้สามารถรอบติดไปกับส่วนปฏิบัติงานเพื่อรองรับน้ำหนักของอุโมงค์ลม

ข้อควรระวัง ในขณะที่ถอดประกอบแขนจับขึ้นงานหรือการสอบเทียบมวลต้องระวังไม่ให้กระทบเซ็นเซอร์ เพราะหากเกิดการขยับอาจเกิดความคลาดเคลื่อนของการวัดแรงยก

การวัดแรงยกของปีกเครื่องบินจำลองในส่วนปฏิบัติงานขณะที่อากาศกำลังไหลผ่านได้ถูกออกแบบให้มีการติดตั้งเครื่องวัดความเร็วลมขนาดเล็ก (Anemometer) (Figure 3(a)) เพื่อวัดวัดความเร็วลมโดยจะแสดงขนาดของความเร็วลมในหน่วยเมตรต่อวินาที สำหรับการติดตั้งเครื่องวัดความเร็วลมจะติดตั้งบริเวณทางด้านที่อากาศไหลเข้าหรือด้านหน้าของส่วนปฏิบัติงาน (Figure 3(b)) ทั้งนี้การวัดความเร็วลมจะวัดในส่วนปฏิบัติงานขณะที่เปิดการทำงานของใบพัดเพื่อสร้างลมในการทดลองแรงยกของปีกเครื่องบิน

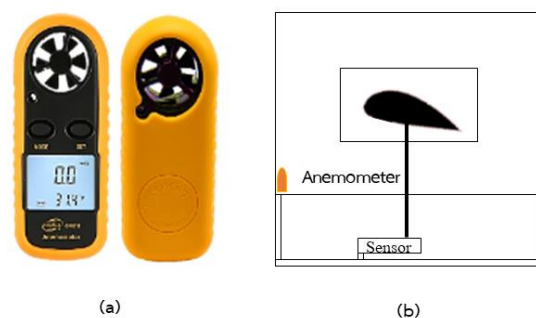


Figure 3 Installing an anemometer (a) Anemometer GM816 [18] (b) Install the anemometer to test chamber

1.3 การออกแบบและสร้างปีกเครื่องบินจำลอง

เครื่องบินเป็นยานพาหนะในการขนส่ง สามารถเคลื่อนที่ได้ในอากาศ ขณะที่ลอยในอากาศนั้นต้องเกิดการสมดุลของแรงได้แก่ แรงขับเคลื่อน (Driving Force) แรงต้านอากาศ (Drag Force) แรงยกของปีกเครื่องบิน (Lift Force) และแรงโน้มถ่วง (Gravitational Force) จึงทำให้เครื่องบินลอยนิ่งอยู่ในอากาศได้ ทั้งนี้ในการออกแบบหรือสร้างเครื่องบินจึงต้องคำนึงถึงปัจจัยที่ส่งผลถึงแรงที่ได้กล่าวมาข้างต้นแล้วด้วย

ปีกเครื่องบินเป็นชิ้นส่วนสำคัญที่ออกแบบมาเพื่อปรับแรงยกของเครื่องบินทั้งในขณะที่เคลื่อนที่ขึ้นสู่อากาศขณะที่ลอยนิ่งอยู่ในอากาศ และขณะที่เคลื่อนที่ลงสู่พื้นดินโดยปีกเครื่องบินนั้นจะมีลักษณะบริเวณส่วนบนปีกโค้งมนและบริเวณด้านล่างปีกจะราบ เมื่ออากาศเกิดการที่เคลื่อนที่ผ่านด้านบนและด้านล่างของปีกเครื่องบินไปยังปลายปีกจะใช้เวลาเท่ากัน ส่งผลให้อากาศที่ไหลผ่านบริเวณด้านบนปีกจะมีความเร็วมากกว่าที่ไหลผ่านบริเวณด้านล่างปีก

เมื่ออากาศที่ไหลผ่านบริเวณด้านบนปีกมีความเร็วสูงกว่าอากาศที่ไหลผ่านบริเวณด้านล่างของปีกจะส่งผลให้ความดันบริเวณด้านบนของปีกมีค่าต่ำกว่าบริเวณด้านล่างปีกแดงดังสมการที่ 1 เป็นผลทำให้เกิดแรงยกที่ไปยกตัวเครื่องบินให้สามารถลอยขึ้นสู่อากาศได้

ในงานวิจัยนี้ได้เลือกออกแบบปีกเครื่องบินจำลอง โดยสร้างจากแผ่นโฟมอัดหนา 1.5 นิ้ว พื้นที่ 15x16 เซนติเมตรตัดแบบด้วยลวดความร้อน มีทั้งหมด 3 รูปแบบคือ รูปแบบ NACA4418 รูปแบบ NACA0021 และรูปแบบ NACA6409 9% โดยทั้ง 3 รูปแบบมีลักษณะความโค้งของปีกที่แตกต่างกัน (Figure 4)

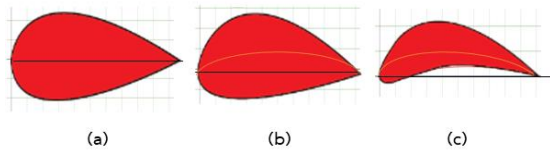


Figure 4 Type of wing models

(a) NACA0021 (b) NACA4418 (c) NACA6409 9%

ปีกเครื่องบินแบบ NACA ถูกพัฒนาโดย National Advisory Committee for Aeronautics [13],[19] แสดงลักษณะของปีกเครื่องบินจำลองที่เลือกใช้ซึ่งจะระบุเป็นค่าตัวเลข 4 หลัก โดยตัวเลขตำแหน่งแรกจะบอกถึงค่าความโค้งของปีกเครื่องบินจำลองซึ่งคิดเป็นเปอร์เซ็นต์เมื่อเทียบกับความยาวของปีกโดยกำหนดให้มีความโค้งไม่เกิน 9.5% ของความยาวปีก ตัวเลขตำแหน่งถัดมาบอกตำแหน่งความโค้งของปีกเครื่องบินโดยเทียบเป็นสัดส่วนกับความยาวปีก โดยกำหนดสัดส่วนในการเทียบไม่เกิน 10 ส่วนของความยาวปีก และตัวเลข 2 หลักสุดท้าย บอกถึงความหนาของปีกเครื่องบินจำลองโดยคิดเป็นเปอร์เซ็นต์เทียบกับความยาวของปีก โดยกำหนดให้มีความหนาไม่เกิน 40% ของความยาวปีก โดยตำแหน่งขององค์ประกอบของปีกแสดงดังรูป Figure 5 รายละเอียดของปีกเครื่องบินที่ใช้สำหรับงานวิจัยแต่ละชนิด (Table 1)

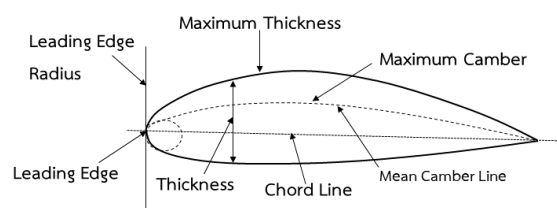


Figure 5 Component of wing model

Table 1 The series detail of wing models

Figure	Series of wing models	Camber (%)	Ratio of camber (part)	Wing's thickness (%)
4(a)	NACA0021	0	0	21
4(b)	NACA4418	4	0.4	18
4(c)	NACA6409 9%	6	0.4	9

Figure 4(a) แสดงรูปแบบปีกเครื่องบิน NACA 4418 มีความโค้งเป็น 4% เทียบกับความยาวปีก บริเวณส่วนโค้ง 0.4 จากทางด้านซ้าย และมีความหนาของปีก 18 % ของความยาวปีก

Figure 4(b) แสดงรูปแบบปีกเครื่องบิน NACA 0021 มีความโค้งเป็น 0% เทียบกับความยาวปีก บริเวณส่วนโค้ง 0 จากทางด้านซ้ายและมีความหนาของปีก 21% ของความยาวปีก

Figure 4(c) แสดงรูปแบบปีกเครื่องบิน NACA6409 9% มีความโค้งเป็น 6% เทียบกับความยาวปีก บริเวณส่วนโค้ง 0.4 จากทางด้านซ้าย และมีความหนาของปีก 9% ของความยาวปีก สำหรับตัวเลข 9% ที่อยู่ตำแหน่งท้ายสุดของปีก รูปแบบ NACA6409 9% นั้นแสดงถึงค่าความโค้งของรูปแบบปีกชนิดนี้ที่ออกแบบให้มีค่ามากที่สุดโดยเทียบจากความโค้งทั้งหมดที่ออกแบบ การออกแบบปีกเครื่องบินจำลองนอกจากจะต้องพิจารณาสัดส่วนของปีกแล้วยังต้องพิจารณาพื้นที่ของปีกเครื่องบินด้วยหากพื้นที่ของปีกเครื่องบินมากก็จะส่งผลถึงแรงยกของปีกเครื่องบินที่มากขึ้นด้วย [32]

ขั้นตอนที่ 2 การเก็บข้อมูล

การเก็บข้อมูลจะวัดแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบิน จำลองทำตามโดยพิจารณาเงื่อนไข 2 กรณีคือ กรณีที่ความเร็วแตกต่างกันและกรณีที่มุมปะทะอากาศแตกต่างกัน ซึ่งมีขั้นตอนดังต่อไปนี้

1) ติดตั้งอุโมงค์ลมระบบเปิดชนิดความเร็วลมต่ำเพื่อวัดค่าแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลอง (Figure 6)

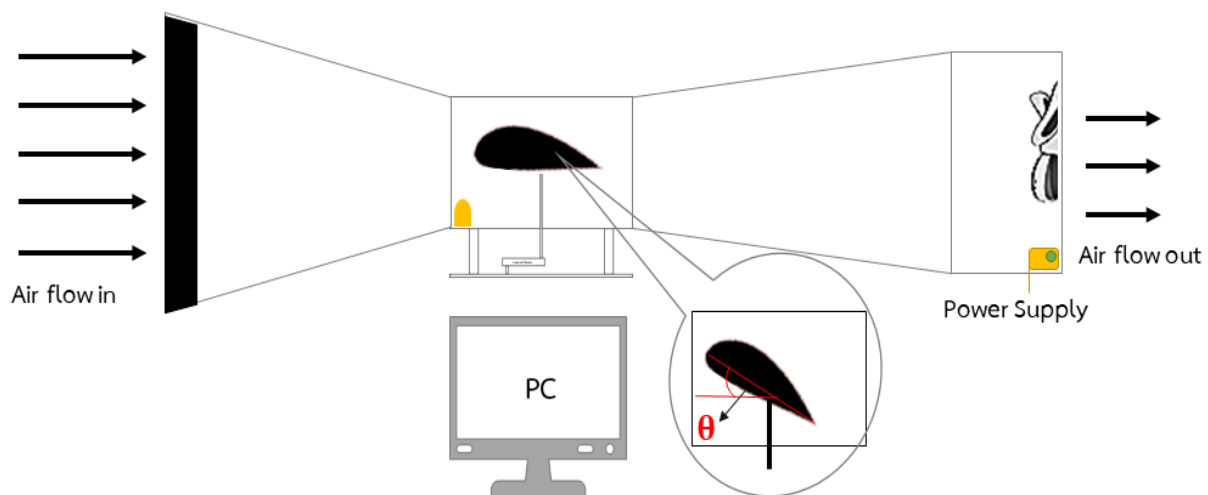


Figure 6 Measuring the lift force that is act on the wing model

2) ติดตั้งปีกเครื่องบินจำลองเข้ากับเซนเซอร์วัดแรงยกในส่วนปฏิบัติงานของอุโมงค์ลมแล้วจึงเชื่อมต่อกับโปรแกรมสำหรับแปลงค่าและแสดงผลหลัก

3) สอบเทียบเซนเซอร์วัดแรงยกด้วยการปรับความเร็วของพัดลมที่ติดตั้งไว้ในส่วนขับเคลื่อนแล้วสังเกตความเร็วลมจากหน้าจอของเครื่องดิจิตอลความเร็วลม GM816 ที่ติดตั้งในส่วนปฏิบัติงาน โดยขนาดของความเร็วลมที่สามารถสร้างเพื่อใช้ในการวัดค่าแรงยกอยู่ระหว่าง 2 - 6 เมตรต่อวินาที

4) หลังจากสอบเทียบขนาดความเร็วลมแล้วให้ปิดพัดลม จากนั้นจึงเริ่มวัดแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินด้วยการสอบเทียบเซนเซอร์วัดแรงจากมวลขนาด 300 กรัม โดยเซนเซอร์จะเก็บข้อมูลเป็นค่าอ้างอิงในการเปรียบเทียบแรงกดของมวล 300 กรัมกับแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลอง

5) นำมวลสอบเทียบ 300 กรัม ออกแล้วเริ่มบันทึกค่าแรงยกของปีกเมื่อมีความเร็วลมที่เปลี่ยนไป โดยจะเปิดพัดลมเพื่อให้ลมไหลเข้าส่วนปฏิบัติงาน จากนั้นบันทึกผลแรงยกที่กระทำ ณ ขนาดความเร็วลมตั้งแต่ 2-6 เมตรต่อวินาที โดยปรับเพิ่มขึ้นครั้งละ 1 เมตรต่อวินาที แต่ละความเร็วจะทำการทดลอง 3 ครั้ง แล้วทำการเฉลี่ยข้อมูลของแต่ละความเร็วทำเช่นนี้กับปีกทั้ง 3 รูปแบบ ค่าแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลองในหน่วยของนิวตัน และค่าออกมาเป็นเครื่องหมาย แสดงทิศของแรงของการวัดที่มีทิศตรงข้ามกับแรงกดของมวลถ่วงจากข้อที่ 3

6) ปิดพัดลมบริเวณส่วนขับเคลื่อนแล้วนำข้อมูลจากการวัดค่าแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลองด้วยเซนเซอร์ไปวิเคราะห์ผล

7) บันทึกผลแรงยกที่สัมพันธ์กับมุมปะทะอากาศของปีกเครื่องบิน โดยทำการทดลองตามข้อที่ 1-4 แต่เปลี่ยนเป็นปรับขนาดของมุมปะทะตั้งแต่ 0-30 องศาโดยเพิ่มขึ้นครั้งละ 10 องศา แต่ละขนาดของมุมจะทำการทดลอง 3 ครั้ง แล้วทำการเฉลี่ยข้อมูลของแต่ละมุมปะทะอากาศ ทำเช่นนี้กับปีกเครื่องบินจำลองทั้ง 3 รูปแบบ

3. ผลการวิจัย

จากการสร้างอุโมงค์ลมระบบเปิดชนิดความเร็วลมต่ำ ได้ติดตั้งเซนเซอร์เพื่อวัดแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลอง โดยผลการวิจัยนั้นได้นำเสนอเป็น 3 ส่วน ส่วนแรกเป็นผลการออกแบบและสร้างอุโมงค์ลมระบบเปิดชนิดความเร็วลมต่ำ ส่วนที่สองเป็นผลการสอบเทียบเซนเซอร์วัดความเร็วลมและวัดแรงยก ส่วนสุดท้ายเป็นผลการทดสอบแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลอง มีผลการวิจัยดังนี้

Table 2 The detail of component size of wind tunnel.

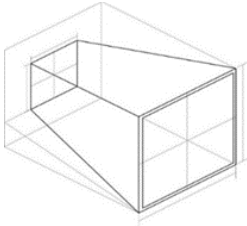
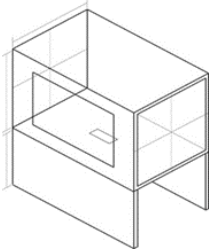
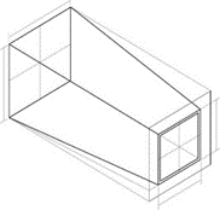
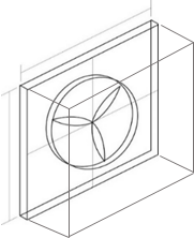
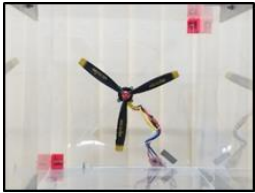
Component of wind tunnel	Size	Unit
Open circuit wind tunnel	18 x 65	Inch
Component of open circuit wind tunnel		
S1: Contraction	22 x 18	Inch
S2: Test Chamber	8 x 13	Inch
S3: Diffuser	11 x 20	Inch
S4: Drive Section	11 x 10	Inch
Connection of each part of open circuit wind tunnel		
Connection between the front of contraction	18 x 18	Inch
Connection between the bottom of contraction and the front of test chamber	8 x 8	Inch
Connection between the bottom of test chamber and the front of diffuser	8 x 8	Inch
Connection between the bottom of diffuser and the front of drive section	11 x 11	Inch
Connection between the bottom of drive section	11 x 11	inch
Velocity	2 - 6	m/s
Generator		
Size	8	Inch
Paddle	3	Paddle
Motor	1400	KW
Battery	300	mA
Mass for calibrate	300	g

3.1 ผลการออกแบบและประกอบอุโมงค์ลม

การออกแบบอุโมงค์ลมระบบเปิดชนิดความเร็วลมต่ำ เพื่อใช้ทดสอบแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลองได้ออกแบบให้มีขนาดที่เหมาะสมเพื่อใช้ในห้องปฏิบัติการที่สามารถควบคุมการไหลของอากาศให้มี ความราบเรียบ (Laminar Flow)(Figure 8) และได้เลือกใช้อะคริลิกในการ สร้าง เพื่อให้สามารถสังเกตการไหลของอากาศได้ง่ายอีกทั้งสามารถถอดประกอบและเคลื่อนย้ายได้ง่าย (Table 2)

จาก Table 2 แสดงรายละเอียดขนาดของส่วนประกอบของอุโมงค์ลมแต่ละส่วน ชัดจำกัดของการวัดความเร็วลม ขนาดและจำนวนใบพัดของพัดลมที่ใช้ในการสร้างลม ขนาดของแบตเตอรี่และมวลที่ใช้สำหรับถ่วงเพื่อสอบเทียบค่ากับแรงยกของปีก (Figure 7) อุโมงค์ลมถูกสร้างด้วยอะคริลิกใส ที่บริเวณรอยต่อของส่วนประกอบแต่ละส่วนของอุโมงค์ลมจะถูกยึดติดกันด้วยตัวล็อกแบบอัดล็อกและใช้โฟมกาวเชื่อมรอยต่อของส่วนประกอบเพื่อป้องกันการรั่วของอากาศเข้าสู่ภายใน การออกแบบและสร้างมีรายละเอียดดังนี้ (Table 3)

Table 3 Design and build the component of open circuit wind tunnel with low speed

Component	Schematics	Build the component
1. Contraction		
2. Test Chamber		
3. Diffuser		
4. Drive Section		

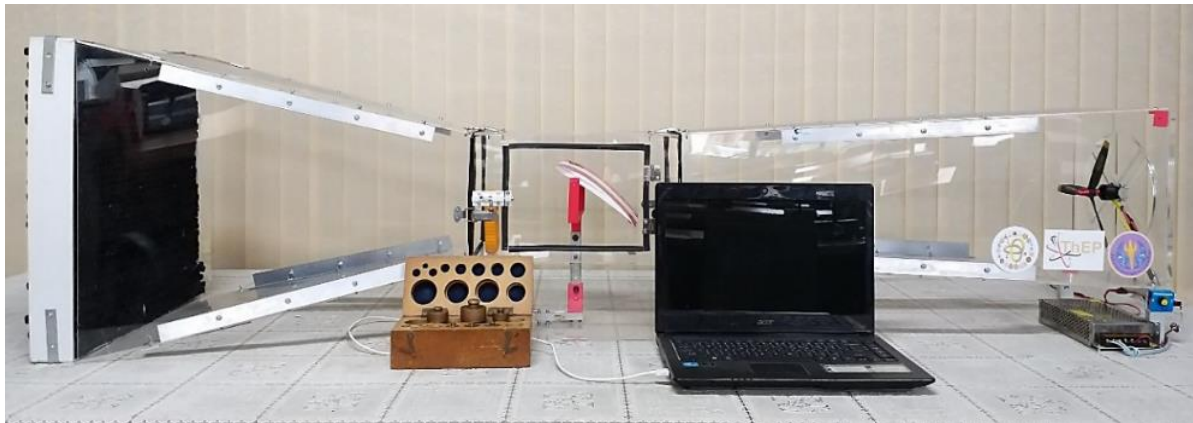


Figure 7 Open circuit wind tunnels with low speed and installing the sensor to measuring the life force that is ace on the wing model

1) ส่วนอากาศแพร่เข้า สร้างด้วยอะคริลิกใสเพื่อให้โปร่งแสงสามารถเห็นการไหลของอากาศขณะทำการสอบเทียบและวัดค่าความเร็วลมได้ อีกทั้งยังยึดบริเวณรอยต่อด้านในด้วยอะลูมิเนียมฉาก นอกจากนี้ด้านหน้าของส่วนอากาศแพร่เข้าได้ติดตั้งรังผึ้งเพื่อช่วยในการควบคุมล้าอากาศให้มีลักษณะเป็นเส้นตรงเพื่อให้เข้าสู่ส่วนปฏิบัติงานต่อไป

2) ส่วนปฏิบัติงาน เป็นส่วนที่ต้องนำชิ้นงานเข้าและออกเพื่อทำการทดสอบและสามารถมองเห็นการไหลของอากาศ ขณะปะทะปีกเครื่องบินจำลอง ซึ่งได้ทำการเจาะประตูด้านข้างเพื่อให้สามารถนำชิ้นงานที่ต้องการทดสอบเข้าและออกได้ นอกจากนี้ด้านล่างได้ทำการเจาะรูเพื่อใส่แขนจับชิ้นงานโดยที่แขนจับชิ้นงานนั้นจะยึดติดเข้ากับเซ็นเซอร์ที่ใช้วัดแรงยกของปีกเครื่องบินจำลองเพื่อส่งข้อมูลไปวิเคราะห์

3) ส่วนอากาศแพร่ออก เป็นส่วนที่อากาศไหลออกจากส่วนปฏิบัติงานซึ่งอากาศที่ไหลออกมานั้นจะมีลักษณะแปรปรวน (Turbulence) และจะแพร่ออกภายนอกอุโมงค์ลมต่อไป นอกจากนี้ยังทำการยึดรอยต่อภายในด้วยเหล็กฉาก

4) ส่วนขับเคลื่อน ส่วนนี้ได้สร้างให้สามารถติดตั้งใบพัดลมรุ่น ABC8040 ขนาด 8 นิ้ว แบบ 3 ใบพัด โดยขนาดของความเร็วลมสูงสุดที่สามารถสร้างได้คือ 10.8 เมตรต่อวินาที (วัดความเร็วหลังจากที่ออกจากส่วนขับเคลื่อน) และควบคุมความเร็วลมด้วยคอนโทรลเลอร์ (Controller) ทั้งนี้ขนาดของความเร็วลมของการทดสอบแรงยกของปีกในส่วนปฏิบัติงานสามารถปรับความเร็วลมเพื่อใช้ทดสอบแรงยกได้ตั้งแต่ 2-6 เมตรต่อวินาที นอกจากนี้ได้เลือกใช้สเปคเตอร์ ขนาด 2212-1400 KV ซึ่งใช้ร่วมกับตัวควบคุมความเร็ว (Speed Control) 30A ต่อเข้ากับ

แบตเตอรี่ Li-po 11.1 V 3S – 3000 mA เป็นวงจรในการควบคุมการทำงานของใบพัด

จากการออกแบบและประกอบอุโมงค์ลมระบบเปิดชนิดความเร็วลมต่ำที่โครงสร้างหลักที่ทำจากอะคริลิกใสสามารถสังเกตพฤติกรรมของปีกเครื่องบินจำลองขณะที่อากาศไหลผ่านจากส่วนอากาศแพร่เข้ามีลักษณะการไหลที่ราบเรียบก่อนเข้าสู่ส่วนปฏิบัติงานของอุโมงค์ลม (Figure 8)

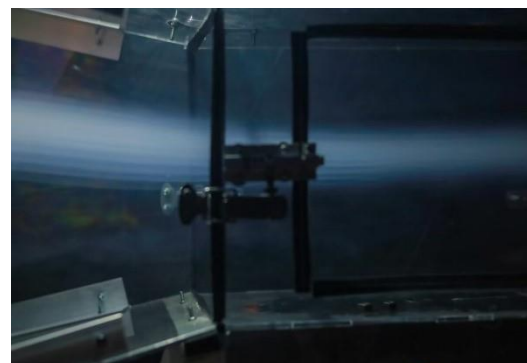


Figure 8 Streamline of Airflow into test section

นอกจากนี้ยังได้นำไปประยุกต์ใช้กับงานทางด้านอากาศพลศาสตร์โดยการวัดค่าแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลองด้วยเซ็นเซอร์ที่ถูกออกแบบและติดตั้งไว้ในอุโมงค์ลมระบบเปิดชนิดความเร็วลมต่ำได้

3.2 ผลการการสอบเทียบเซ็นเซอร์

การติดตั้งเซ็นเซอร์วัดแรงยกจะติดตั้งกับแผ่นฐานอะคริลิกและนำส่วนปฏิบัติงานของอุโมงค์ลมมาคลอปิดยึดติดเพื่อรองรับน้ำหนักของอุโมงค์ลม (Figure 9) เมื่อประกอบอุโมงค์ลมตาม Figure 7 ก่อนนำไปศึกษาการวัดค่าแรงยกของปีกเครื่องบิน ได้ทำการทดสอบความสามารถของเซ็นเซอร์ที่ออกแบบเพื่อให้ทราบถึงความแม่นยำก่อนที่จะนำไปใช้งาน

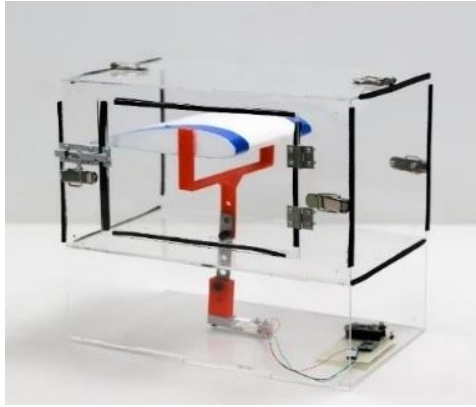


Figure 9 The sensor to measure the lift force

การทำงานของเซ็นเซอร์วัดแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลองนั้น มวลถ่วงที่นำไปถ่วงเพื่อวัดค่าจะออกแรงกดที่กระทำต่อเซ็นเซอร์ โดยข้อมูลจะถูกบันทึกและถูกแปลงข้อมูลเป็นสัญญาณไฟฟ้าส่งไปยังบอร์ดคอนโทรลเลอร์ด้วยโปรแกรม เมื่อมีการแปลงข้อมูลแล้วจะถูกไปยัง PLX-DAQ เพื่อรับค่าและแสดงค่าของข้อมูล ซึ่งจะแสดงค่าแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลองในหน่วยของนิวตัน และมีเครื่องหมายติดลบเนื่องจากแรงยกที่เกิดขึ้น ในทิศตรงข้ามกับแรงกดของมวลที่สอบเทียบ สำหรับเซ็นเซอร์ที่ใช้วัดความเร็วลมสามารถวัดขนาดความเร็วลมได้ 2-6 เมตรต่อวินาที และมีการ

สำหรับสอบเทียบเซ็นเซอร์วัดค่าแรงยกจากการวัดแรงกดของมวล 200-600 กรัม โดยค่าที่วัดได้จากการสอบเทียบเซ็นเซอร์พบว่ามีความแม่นยำและเที่ยงตรง (Table 4) สามารถนำไปใช้งานได้ โดยมีความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยรวมอยู่ที่ 0.01 %

Table 4 Cerebrating the sensor to measure the lift force.

Mass (g)	Round to test			Average (g)	% Error
	1 st	2 nd	3 rd		
200	200.12	199.89	199.95	199.95	0.025%
300	299.90	300.01	300.04	299.98	0.006%
400	400.11	400.02	400.20	400.11	0.027%
500	500.10	499.98	500.03	500.03	0.006%
600	600.19	600.01	599.94	600.04	0.006%
Average Error					0.01

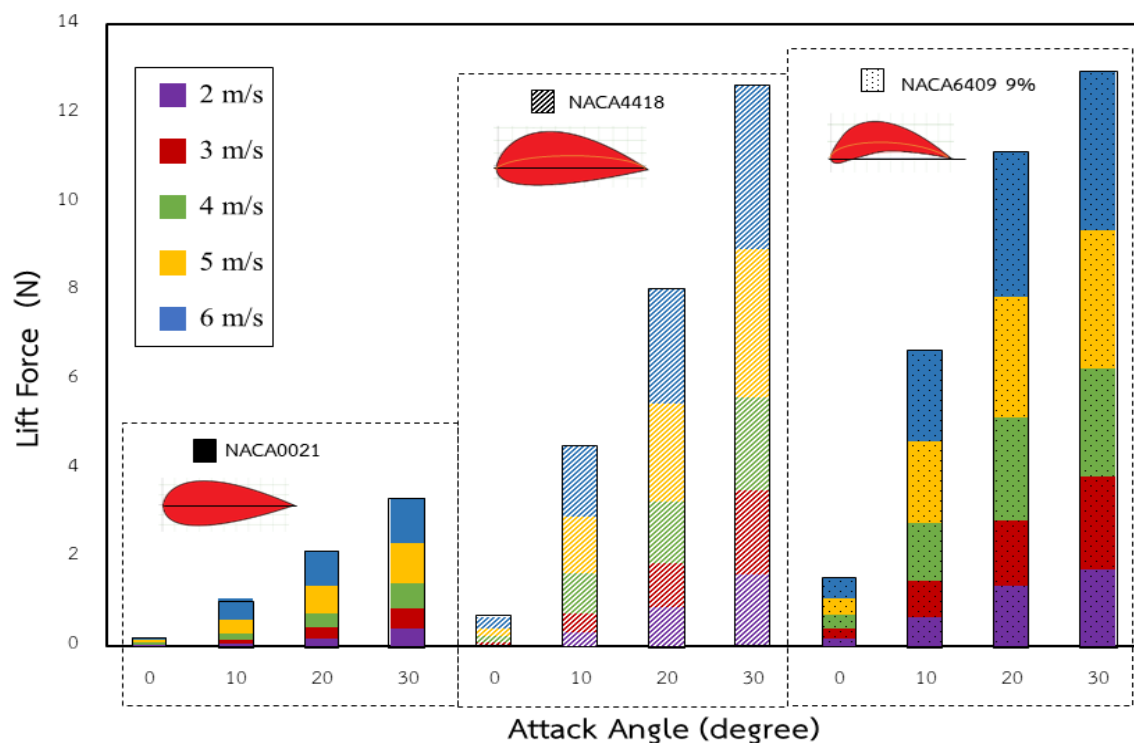


Figure 10 The relationship angle of attack and lift force that is ace on the wing model

(a) NACA0021 (b) NACA4418 (c) NACA6409 9%

Table 5 The lift force of wing models at attack angle and velocity are different.

Type of wing models	Lift Force (N)																			
	AOT 0°					AOT 10°					AOT 20°					AOT 30°				
	Velocity (m/s)					Velocity (m/s)					Velocity (m/s)					Velocity (m/s)				
	2	3	4	5	6	2	3	4	5	6	2	3	4	5	6	2	3	4	5	6
NACA4418	0.0	0.0	0.1	0.1	0.2	0.3	0.4	0.8	1.2	1.5	0.8	0.9	1.4	2.1	2.5	1.6	1.8	2.1	3.3	3.6
	2	7	2	9	5	1	3	9	9	9	7	9		9	9		9		5	9
NACA0021	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.3	0.4	0.1	0.2	0.32	0.6	0.7	0.39	0.4	0.5	0.8	1.0
	1	2	4	5	6	4	9	5	2	8	5	6		3	9		5	8	8	4
NACA6409	0.1	0.2	0.3	0.3	0.4	0.6	0.8	1.2	1.8	2.0	1.3	1.4	2.31	2.7	3.2	1.73	2.0	2.4	3.1	3.5
9%	5	4	0	8	5	5	2	9	4	5	4	9		2	5		8	4	2	5

จาก Table 4 การทำการสอบเทียบเซ็นเซอร์นั้นจะสอบเทียบโดยการเพิ่มมวลครั้งละ 100 กรัม โดยเริ่มต้นจากมวล 200 กรัม ใส่เพิ่มเพื่อสอบเทียบไปจนถึง 600 กรัม ซึ่งทำการสอบเทียบจำนวน 3 ครั้งและหาค่าเฉลี่ย ซึ่งพบว่ามีความคลาดเคลื่อนที่น้อย สามารถนำไปใช้งานได้

3.3 ผลของการวัดแรงยกของปีกเครื่องบิน

การวัดแรงยกของปีกเครื่องบินจำลองที่แตกต่างกันทั้ง 3 รูปแบบ พิจารณาเงื่อนไขในการวัดแรงยก 2 ประการ ได้แก่ การทดสอบแรงยกของปีกเมื่อมีความเร็วลมแตกต่างกัน โดยความเร็วลมที่ใช้ในการทดสอบจะปรับค่าของความเร็วลมให้ไหลเข้าส่วนปฏิบัติงานตั้งแต่ 2-6 เมตรต่อวินาที โดยปรับเพิ่มความเร็วขึ้นครั้งละ 1 เมตรต่อวินาที และประการที่สอง ทดสอบแรงยกของปีกเมื่อมีมุมปะทะอากาศที่แตกต่างกันโดยมุมที่ปรับเพื่อทดสอบนั้นอยู่ระหว่าง 0-30 องศา สาเหตุที่เลือกใช้มุมในช่วงนี้เพราะหากมุมที่สูงขึ้นกว่า 30 องศา ลมที่ผ่านมาปะทะใต้ปีกจะมีความเร็วช้าลงหรือหยุดชะงัก ซึ่งจะส่งผลให้เครื่องบินเกิดอาการร่วงหล่น (Stall) เนื่องจากไม่มีแรงยกตัว [20] สำหรับการบันทึกค่านี้จะปรับค่าของมุมปะทะเพิ่มขึ้นครั้งละ 10 องศา ผลการศึกษาแสดงดัง Figure 10 ซึ่งความสูงของกราฟแต่ละสีคือขนาดของแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลองที่วัดได้ทีขนาดของความเร็วและขนาดของมุมที่แตกต่างกัน ซึ่งการวิเคราะห์ตามประเด็นเงื่อนไขดังนี้

เงื่อนไขที่ 1 แรงยกกับความเร็ว พบว่าแรงยกของปีกเครื่องบินแปรผันตามขนาดความเร็วลมที่ไหลผ่านปีกเครื่องบินเมื่อขนาดของความเร็วเพิ่มมากขึ้นแรงยกที่มากกระทำกับปีกเครื่องบินจำลองเพิ่มมากขึ้นด้วย [34] พิจารณามุมปะทะของปีกกับอากาศที่เท่ากัน โดยพิจารณาที่ขนาดของความเร็วตั้งแต่ 2-6 เมตรต่อวินาที ที่ขนาดของมุมใดมุมหนึ่งพบว่าสีของกราฟมีความสูงเพิ่มขึ้นกล่าวได้ว่าเมื่อขนาดของความเร็วเพิ่มขึ้นแรงยกของปีกเครื่องบินเพิ่มขึ้นด้วย [18] จาก Figure 10 พิจารณาเห็นได้ชัดเจนในช่วงกราฟที่มุมปะทะอากาศ 10 องศา ณ ความเร็วที่ 2 3 4 5 และ 6 เมตร

ต่อวินาทีตามลำดับพบว่า Figure 10(a) เป็นรูปแบบ NACA0021 สามารถวัดขนาดของแรงยกได้ 0.04 0.09 0.15 0.32 และ 0.48 นิวตัน ตามลำดับ (Table 5) จะเห็นได้ว่าที่ขนาดของความเร็วน้อย ขนาดของแรงยกที่วัดได้มีค่าน้อยมากจนเข้าใกล้ 0 จนทำให้ไม่เห็นกราฟสีม่วง ที่ขนาดความเร็วที่น้อยที่สุด Figure 10(b) เป็นรูปแบบ NACA 4418 เมื่อพิจารณาที่มุมปะทะอากาศที่เท่ากันสามารถวัดขนาดของแรงยกได้ 0.31 0.43 0.89 1.29 และ 1.59 นิวตัน ตามลำดับ (Table 5) ซึ่งมากกว่าชนิด NACA0021 จึงทำให้ที่ความเร็วที่น้อยที่สุดวัดค่าได้และส่งผลให้เห็นกราฟสีม่วงได้ชัดมากกว่า ทั้งนี้ขณะที่ ขนาดของความเร็วที่น้อยที่สุดก็ยังมีค่าแรงยกที่เข้าใกล้ 0 เช่นกัน Figure 10 (c) รูปแบบ NACA6409 9% สามารถวัดขนาดของแรงยกได้ 0.65 0.82 1.29 1.84 และ 2.44 นิวตัน ตามลำดับ (Table 5) ซึ่งมากกว่ารูปแบบอื่นและสามารถสังเกตการเพิ่มขึ้นของแรงยกได้ จากแนวโน้มของกราฟเพิ่มขึ้นเมื่อขนาดของความเร็วลมเพิ่มขึ้น

เงื่อนไขที่ 2 แรงยกกับมุมปะทะอากาศของปีก

พบว่าแรงยกของปีกเครื่องบินแปรผันตามขนาดของมุมปะทะอากาศของปีกเครื่องบินจำลองเมื่อมีขนาดของมุมมีค่าเพิ่มขึ้นแรงยกที่มากกระทำกับปีกเครื่องบินจำลองเพิ่มมากขึ้นด้วย [34] พิจารณาขนาดความเร็วลมที่ไหลผ่านปีกที่เท่ากัน โดยพิจารณาที่ขนาดของมุมปะทะอากาศตั้งแต่ 0-30 องศา ที่ขนาดของความเร็วใดความเร็วหนึ่งพบว่าสีของกราฟมีความสูงเพิ่มขึ้น กล่าวได้ว่าเมื่อมุมปะทะของอากาศเพิ่มมากขึ้นแรงยกของปีกเครื่องบินเพิ่มขึ้นด้วย [21] จาก Figure 10 หากพิจารณาความสัมพันธ์ระหว่างมุมปะทะอากาศกับแรงยกของปีกเครื่องบินจำลองขณะที่ขนาดของความเร็ว 6 เมตรต่อวินาที ที่มุม 0 10 20 และ 30 องศา ตามลำดับ Figure 10 (a) รูปแบบ NACA 0021 ขนาดของแรงยกมีแนวโน้มการเพิ่มขึ้นอย่างต่อเนื่องโดยวัดขนาดของแรงยกสูงสุดได้ 0.06 0.48 0.79 และ 1.04 นิวตัน (Table 5) Figure 10 (b) รูปแบบ NACA4418 เมื่อขนาดของมุมเปลี่ยนไปแนวโน้มของแรงยก

ค่อนข้างเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็ว สังเกตเห็นได้ชัดจากกราฟที่มีความชันเพิ่มสูงขึ้นมากกว่ารูปแบบอื่น โดยวัดขนาดของแรงยกได้สูงสุด 0.25 1.59 2.59 และ 3.69 นิวตัน (Table 5) Fig.10 (c) รูปแบบ NACA6409 9% เมื่อมุมเปลี่ยนไปพบว่า ในช่วงเริ่มต้นขนาดของแรงยกเพิ่มสูงขึ้นและจะคงที่ในตอนที่สังเกตเห็นได้จากกราฟที่มีแนวโน้มแตกต่างจากรูปแบบอื่น ๆ โดยสามารถวัดขนาดของแรงยกได้สูงสุด 0.45 2.05 3.25 และ 3.55 นิวตัน ตามลำดับ (Table 5) นอกจากนี้ยังพบอีกว่าที่มุม 30 องศา ค่าแรงยกของปีกรูปแบบ NACA4418 สูงกว่า รูปแบบ NACA6409 9% สาเหตุเพราะปีกรูปแบบ NACA6409 9% มีขนาดบางกว่าเมื่อปะทะกับอากาศที่มีความเร็วที่สูงมากทำให้เกิดการสั่นของปีกในขณะที่เซ็นเซอร์กำลังทำการวัดทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนขึ้นได้ จึงทำให้ขนาดของแรงยกที่วัดได้มีค่าน้อยกว่า [22] จากการเงื่อนไขในการศึกษาข้างต้นสามารถอธิบายด้วยหลักการของแบร์นูลลีตามสมการที่ (2)

4. อภิปรายผลการวิจัย

จากการออกแบบและสร้างอุโมงค์ลมระบบเปิดชนิดความเร็วลมต่ำขนาด 18x65 นิ้ว เพื่อนำไปประยุกต์ใช้กับงานทางด้านอากาศพลศาสตร์ โดยงานวิจัยได้ทำการศึกษารูปแบบและสร้างอุโมงค์ความเร็วต่ำระบบเปิดที่สามารถสร้างความเร็วลมได้ตั้งแต่ 2-6 เมตรต่อวินาที สำหรับวัสดุหลักที่นำมาสร้างคืออะคริลิกใสเพื่อให้สามารถเห็นทิศทางการไหลของอากาศและลักษณะของอุปกรณ์ที่นำมาทดสอบ อีกทั้งยังได้มีการออกแบบและติดตั้งเซ็นเซอร์วัดแรงเพื่อใช้วัดแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลองโดยใช้โหลดเซลล์เป็นเซ็นเซอร์ในการวัดการและแปรผลข้อมูลออกมาด้วยโปรแกรมเอ็กเซล จากผลการทดสอบนั้นทำให้ทราบว่าปัจจัยที่ส่งผลต่อแรงยกคือความเร็วอากาศที่ผ่านปีกเครื่องบินหากความเร็วมากขึ้นจะทำให้แรงยกมากขึ้น ทั้งนี้รูปร่างและความโค้งของปีกเครื่องบินที่แตกต่างกันก็ยังส่งผลถึงความเร็วและความดันอากาศที่มีความแตกต่างกันระหว่างเหนือปีกและด้านล่างของปีกทำให้ส่งผลถึงขนาดของแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินด้วย [22] สามารถอธิบายด้วยสมการการไหลของแบร์นูลลีตามสมการที่ (2)

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 + \rho g y_1 = p_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 + \rho g y_2 \quad (2)$$

Where P = Pressure (N/m^2)
 v = velocity (m/s)
 ρ = Density (kg/m^3)

เมื่อผลต่างของความเร็วที่เกิดขึ้นส่งผลถึงความดันที่กระทำกับปีกเครื่องบินส่งผลทำให้เกิดแรงยกเท่ากับ F สมการที่ (3)

$$F = (\Delta p)A = \frac{1}{2} \rho (V^2 - v^2) A \quad (3)$$

Where A = Area (m^2)

ถ้าเครื่องบินลอยอยู่ในอากาศทำให้เกิดสมดุลของแรงทำให้ แรงลัพธ์ในแนวดิ่งเท่าระหว่างแรงยกกับแรงโน้มถ่วงเป็นศูนย์ จะได้ความสัมพันธ์ของแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินตามสมการ (4)

$$F = W = (\Delta p)A = \frac{1}{2} \rho (V^2 - v^2) A \quad (4)$$

จากผลการศึกษาพบว่าปีกเครื่องบินรูปแบบ NACA6409 9% มีแรงยกสูงที่สุดโดยจากการศึกษาพบว่าปีกเครื่องบินจำลองรูปแบบนี้มีผิวบนโค้งและผิวด้านล่างโค้งขึ้น (Under camber) จะส่งผลให้เกิดแรงยกที่สูงเหมาะสำหรับอากาศยานที่มีความเร็วต่ำแต่ต้องการแรงยกของปีกที่สูงจึงส่งผลให้มีค่าแรงยกที่สูงกว่ารูปแบบอื่น ๆ ถัดมาเป็นรูปแบบ NACA4418 มีค่าแรงยกมากกว่าชนิด NACA0021 เนื่องจากมีความต่างกันของพื้นที่บนปีกและล่างปีกที่มีลักษณะโค้งขึ้นจากการศึกษาพบว่าปีกเครื่องบินชนิดนี้มีแรงยกที่สูงมีความเสถียรมากเมื่ออยู่ในอากาศทำให้นิยมทำเป็นปีกเครื่องบินหรืออากาศยานที่ต้องการแรงยกสูง [19],[23] และสุดท้ายคือรูปแบบ NACA0021 มีค่าแรงยกน้อยที่สุด พบว่าค่าแรงยกที่วัดได้มีค่าน้อยที่สุดคือเข้าใกล้ 0 มากทำให้ไม่เห็นกราฟสีม่วงในรูป สาเหตุเนื่องจากว่าบริเวณผิวบนของปีกโค้งขึ้นและผิวด้านล่างของปีกนั้นโค้งลงในลักษณะที่เท่ากันจึงไม่มีผลต่างของพื้นที่บริเวณด้านบนและด้านล่างส่งผลทำให้เกิดแรงยกที่น้อยมากซึ่งปีกเครื่องบินรูปแบบนี้จะไม่มีความคล่องตัวเมื่ออยู่ในอากาศเพราะไม่ต้องการแรงยกที่มากเหมาะสำหรับอากาศยานที่ต้องการบินเร็วและคล่องตัว นอกจากนี้รูปร่างประเภทยังรักษาการทรงตัวของอากาศได้ดีในขณะที่มีลมกรรโชกหรือต้องการบินผาดโผน [19],[23] นอกจากนี้ปัจจัยที่ส่งผลต่อแรงยกคือมุมปะทะอากาศของปีกเมื่อมีมุมที่มากขึ้นจะทำให้แรงยกเพิ่มมากขึ้นทั้งนี้มุมที่ใช้ไม่ควรเกิน 30 องศาเพราะ

ในทางปฏิบัติหากมุมปะทะอากาศเกิน 30 องศาจะทำให้อากาศยานเกิดอุบัติเหตุพลิกคว่ำขึ้นได้[16],[20] สังเกตได้จากค่าแรงยกของปีกเครื่องบินรูปแบบ NACA 6409 9% เมื่อมุมสูงถึง 30 องศาจะมีการแกว่งของแรงที่วัดได้ ทั้งนี้เมื่อเพิ่มความเร็วมักขึ้นเรื่อย ๆ ของปีกทุกรูปแบบแนวโน้มของแรงยกเริ่มคงที่ และเมื่อพิจารณาพบว่าเมื่อปรับมุมสูงขึ้นแรงยกที่กระทำกับปีกจะเพิ่มขึ้นเปรียบเทียบกับอากาศยานกำลังจะลอยตัวสู่อากาศต้องการแรงยกเพื่อให้ลอยตัวขึ้นได้ เมื่อถึงในระดับที่ความสูงที่สามารถลอยตัวได้แรงยกจะเข้าสู่สมดุลทำให้อากาศยานลอยตัวอยู่ในอากาศ [24], [25]

5. สรุปผลการวิจัย

อุโมงค์ลมระบบเปิดชนิดความเร็วลมต่ำที่ถูกสร้างขึ้นด้วยอะคริลิกใส สามารถสังเกตการณ์ไหลของอากาศได้ โดยอุโมงค์ลมสามารถบังคับการไหลของอากาศให้ราบเรียบจากส่วนอากาศแพร่เข้าไปยังส่วนปฏิบัติงาน อีกทั้งยังสามารถประยุกต์ใช้งานทางด้านอากาศพลศาสตร์ได้ โดยตัวอย่างของงานวิจัยจะเห็นได้ว่าสามารถนำไปใช้ในท้องปฏิบัติการเพื่อทดสอบแรงยกที่กระทำกับปีกเครื่องบินจำลองด้วยเซ็นเซอร์แบบสเตรนเกจที่มีค่าความคลาดเคลื่อนในการวัดเฉลี่ยน้อยมาก มีความแม่นยำ สามารถนำไปใช้งานได้ โดยที่ก่อนทำการวัดแรงยกหรือเปลี่ยนชนิดของปีกเครื่องบินจำลองต้องสอบเทียบเซ็นเซอร์ทุกครั้ง เพราะเซ็นเซอร์จะบันทึกข้อมูลเพื่ออ้างอิงในการวัดแรงยกใหม่ในแต่ละครั้ง

6. ข้อเสนอแนะ

- 1) สามารถนำไปทดสอบในงานด้านอื่นได้อย่างหลากหลาย เช่น ประสิทธิภาพการผลิตกระแสไฟฟ้าของกังหันลม ลักษณะการบินของแมลง ประสิทธิภาพของอุปกรณ์เชิงกล และการระบายความร้อนในอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ เป็นต้น
- 2) สามารถนำไปเป็นสื่อการเรียนการสอนในระดับชั้นเรียนเพื่อนักเรียนสามารถเชื่อมโยงเนื้อหาเรื่องอากาศพลศาสตร์และนำไปประยุกต์ใช้ได้

7. กิตติกรรมประกาศ

งานวิจัยนี้ประสบความสำเร็จและบรรลุตามวัตถุประสงค์ของงานอย่างราบรื่นนั้น ผู้วิจัยขอขอบคุณภาคีวิชาชีพ ศึกษาศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรีที่เอื้อเฟื้อสถานที่ในการทำงานวิจัย และขอขอบคุณศูนย์ความเป็นเลิศด้านฟิสิกส์และคณะวิทยาศาสตร์มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี ที่สนับสนุนงบประมาณสำหรับงานวิจัย ตลอดจนผู้มีส่วนเกี่ยวข้องทุกท่านให้การสนับสนุนและให้ความช่วยเหลือเป็นอย่างดี

8. References

- [1] Pongleirat, W. 2556. Behavior and relationships of condominium buying factors: a case study of Lumpini Condo Town, Bodindecha-Ramkhamhaeng Project. Master's degree. Silpakorn University. (in Thai)
- [2] Pinthong, N. 2558. Factors affecting decision to select Lumpini Condominiums of consumers in Bangkok. Master of Business Administration, Bangkok University: 1-22. (in Thai)
- [3] Pajongviriyathon, C. 2559. Factor affecting consumer purchase of condominiums in Bangkok. Master of Business Administration, Faculty of Commerce and Accountancy, Thammasat University: 1-25. (in Thai)
- [4] Supap, N. and et al. 2560. Mechanism and structural Analysis: structural Engineering. Council of Engineers, Bangkok. (in Thai)
- [5] Damrongsarn, S. 2559. Reinforced concrete design (Working Stress Design: WSD). Civil Engineering, Faculty of Engineering, Rajamangala University of Technology Rattanakosin: 11-64. (in Thai)
- [6] Miguel A. and et al. 2013. Chapter 1 Design Methodology for a Quick and Low-Cost Wind tunnel, Wind Tunnel Designs and Their Diverse Engineering Applications, Additional information is available at the end of the chapter.
- [7] Wiwatsetakul, S. Rungrungrueng, A. 2538. Open low speed wind tunnel design method. Bachelor of Engineering. King Mongkut's University of Technology Thonburi: 1-10. (in Thai)
- [8] Im Erb, S. 2530. Low speed wind tunnel. The 25th Kasetsart University Annual Conference. 3-6 February 2530. Conference room, Department of Civil Engineering. Kasetsart University: 1-10. (in Thai)

- [9] Tebapun, P. 2556, **Wind tunnel**. http://119.46.244.220/article/file_upload/pachara.pdf. Accessed 15 October 2018. (in Thai)
- [10] Kurian, J. **Experimental Aero (Gas) dynamics, Chapter 1, lecture 5: Wind tunnel**. <https://nptel.ac.in/courses/101106040/chapter%201.pdf>. Accessed 17 September 2018
- [11] Preecha, W., Samrit, T. and Ukrit, S. 1999. The Feasibility Study of the Design and Construction of the Closed Circuit Wind Tunnel Test for the Speed Rang of 30 to 300 Miles Per Hour. **The 37th Kasetsart University Annual Conference 3-5 February 1999**. Vol.1, pp. 332-339. (in Thai)
- [12] **Fluid Dynamic: Reynold Number**. http://www.pattayatech.ac.th/files/150511088485246_15110614142110.pdf. Accessed 23 February 2020. (in Thai)
- [13] **Airfoil Tool: Type of Wing in Serie NACAxxx**. <http://airfoiltools.com/userairfoil/index>. Accessed 25 February 2020.
- [14] John D. Anderson, Jr. **Fundamentals of aerodynamics**. University of Maryland. College Park, MD 20742, USA, 2005; Vol.4: 197-210.
- [15] Chaiwai, T. and Pornsaklertchai, R. 2541. **Developing an Electronics Balance for Durian**. Department of agricultural, Faculty of agricultural engineering, Kasetsart University: 7-20. (in Thai)
- [16] Bogatin, E. **Arduino Based Data Acquisition**. www.nutsvolts.com/index.php?/magazine/article/june2015_bogatin. Accessed 20 June 2018.
- [17] **A Child's Guide to Direct Data Dogging with Excel**. Vol 5. http://homepages.ihug.com.au/~npyner/Arduino/GUIDE_2PLX.pdf. Accessed 20 June 2018.
- [18] **Anemometer**. <https://www.joom.com/en/products/1517195622447691479-164-1-26193-3832680438>. Accessed 20 January 2018. (in Thai)
- [19] Eastman, N. and et al. 1993. **The characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable-Density Wind Tunnel**. Langley memorial aeronautical laboratory. Washington D.C., USA.
- [20] A.C. Kermode. **Mechanics of flight**. Revised; R.H. Barnard, D.R. Philpott, UK, 1995; Vol 10: 199-207.
- [21] Hermann, S. and Erich T. **Aerodynamics of the Airplane**. Translated; Heinrich J.R., Knoxville, TN 37996, USA, 1979: 30-36.
- [22] Gendcha, K. and Kaurase, P. K. **Analysis of Transonic Flow over Airfoil using CFD for Gas Turbine Blaes**. 2016. International journal for Science research & development. Vol 4. Issue 05, 2016: 2321-0631.
- [23] Phochana, S. and Koonswat, S. 2016, **Design Wind Tunnel for Study Lift Force of Wing Model**, Department of Physics, Faculty of Science, King Mongkut's University of Technology Thonburi: 1-49. (in Thai)
- [24] John D. Anderson, Jr. **Introduction to flight**. University of Maryland. College Park, MD 20742, USA; Vol.1: 197-210: 262-295.
- [25] Wheatit, W. 2017. **Physics In daily life: Airplane**. The Institute for the Promotion of Teaching Science and Technology (IPST), Ministry of Education. Vol.1. (in Thai)
- [26] Itimad, D. J., Azzawi and Ahmed, F., Hasan. 2018. **Comparison and Optimization Design Methodology for Open-Loop Subsonic Wind Tunnel**. 1st International Scientific Conference of Engineering Sciences - 3rd Scientific Conference of Engineering Science (ISCES)
- [27] Viktor Banakh and et al. 2017. **Study of Turbulent Supersonic Flow Based on the Optical and Acoustic Measurements**. Mechanical Engineering. London, EC3R 6AF, UK.

- [28] Tongdee, S. and et al. Win Speed Distribution in Open Type Wind Tunnel. **Journal of Renewable Energy for Community**, (J-REC). Thailand renewable energy for community association. (in Thai)
- [29] Aerosp, J. 2018. Low Subsonic Wind Tunnel - Design and Construction. **Journal of Aerospace Technology and Management**. Feb 26, 2018. vol.10
- [30] Bradshaw, P. and Pankhurst, R.C. 1964. **The Design of Low-Speed Wind Tunnels**. Science direct, Elsevier B.V., Vol. 5 , pp. 1-69
- [31] Bradshaw, P. and Pankhurst, R. C. 1951. **The Design of Low-Speed Wind Tunnels**. Vol. 1, pp. 19-22.
- [32] **Fundamental of Fluid Mechanics**. http://www2.dede.go.th/bhrd/old/Download/file_handbook/Pre_Heat/pre_heat_2.pdf. Accessed 23 February 2020. (in Thai)
- [33] **Airflow**. <https://www.pinterest.com/pin/561331541031772791/?lp=true>. Accessed 28 April 2019.
- [34] Physics teacher, **Physics Book**. 2009. Mahidol Wittayanusorn School. http://www.mwit.ac.th/~ampornke/Content_text/PDF_Document_30202/document_MS_5.html. Accessed 28 April 2019. (in Thai)