การทดสอบอุโมงค์ลม

เรียบเรียง สิริชัย ดวงเดือน

อุโมงค์ลมเป็นอุปกรณ์ที่ใช้ในการทดสอบทางด้านกลศาสตร์ของไหล โดยจะทดสอบเกี่ยวข้องกับวิศวกรรมในด้านอากาศพลศาสตร์ อุโมงค์ลมเป็นที่นิยมในการทดสอบชิ้นส่วนต่างๆ นับตั้งแต่วัตถุที่มีรูปทรงที่ไม่มีความซับซ้อนจนถึงวัตถุที่มีรูปทรงซับซ้อนสูง เช่น รถยนต์ อากาศยาน หรือยานพาหนะต่าง ๆ เป็นต้น โดยการใช้อุโมงค์ลมในการทดสอบได้มีการใช้งานอย่างแพร่หลายในทางวิศวกรรมด้านต่าง ๆ เพื่อศึกษาอิทธิพลของอากาศที่ส่งผลต่อการเคลื่อนที่ของวัตถุรวมถึง ศึกษาความทนทานของวัตถุนั้น ๆ เมื่ออากาศไหลผ่านที่ความเร็วต่างกัน เช่นวิศวกรรมการบิน(ทดสอบอากาศยาน) วิศวกรรมยานยนต์ (ทดสอบรถยนต์) วิศวกรรมโยธา(ทดสอบอาคาร บ้านเรือนที่ต้องทนต่อพายุ) เป็นต้น

อย่างไรก็ตาม ปัจจุบันได้มีโปรแกรมทางคอมพิวเตอร์ที่มีส่วนร่วมในการคำนวณและสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มาช่วยในการออกแบบและวิเคราะห์โครงสร้าง โดยเฉพาะโปรแกรมที่ใช้ในการจำลองทางด้านกลศาสตร์ของไหลหรือโปรแกรม CFD (Computational Fluid Dynamics) เช่น Autodesk CFD Ansys Fluent เป็นต้น ซึ่งจากโปรแกรมการจำลอง จะได้ผลลัพธ์ของชิ้นงานต้นแบบ ได้แก่ รูปร่างและสัดส่วน ที่เหมาะกับการใช้งานตามความต้องการของผู้ออกแบบ แต่พบว่าการใช้งานอุโมงค์ลมยังถูกใช้งานอยู่ เนื่องจากอุโมงค์ลมถูกใช้งานเพื่อทดสอบชิ้นงานดังกล่าวที่ถูกสร้างขึ้น ซึ่งในการทดสอบชิ้นงานต้นแบบ(model, prototype) มีขนาดเล็กจนถึงขนาดใหญ่ส่งผลให้อุโมงค์ลมมีขนาดที่เล็กเทียบเท่าโต๊ะ หรือใหญ่เทียบเท่ากับอาคารหลังหนึ่ง รวมไปถึงความเร็วของลมมีความเร็วต่ำเพื่อใช้ทดสอบรถยนต์ จนถึงความเร็วเหนือเสียงที่ใช้ทดสอบอากาศยานต่าง ๆ

สำหรับอากาศยานหรือเครื่องบิน อาศัยหลักการความแตกต่างของความดันระหว่างบนปีกกับใต้ปีก เรียกว่า แรงยก (Lift force) ที่ทำให้เครื่องบินสามารถลอยอยู่ในอากาศได้ โดยอุปกรณ์ที่ใช้สร้างแรงยกเรียกว่า flap ซึ่งเป็นแพนอากาศ (air foil) ขนาดเล็กที่ติดอยู่ด้านหลังตอนล่างของปีกเครื่องบิน และจะใช้งานในเวลาเครื่องขึ้นหรือลงเท่านั้น หรือ landing edge slat ซึ่งเป็นอุปกรณ์ที่ติดอยู่ ด้านหน้าของแพนอากาศ ใช้เพิ่มแรงยกของปีกเช่นเดียวกับ flap ซึ่งการปรับมุมของแผ่นดังกล่าวจะเป็นการปรับแรงยกให้เปลี่ยนไปตามความเหมาะสม นอกจากนี้การปรับมุมปะทะยังส่งผลต่อแรงต้านอากาศ (Drag force) ซึ่งแรงต้านอากาศจะทำให้เครื่องบินเคลื่อนตัวได้ยากขึ้น จึงเหมาะกับการใช้สำหรับการลดความเร็วของเครื่องบินขณะลงจอด ดังนั้นการปรับมุมปะทะของแผ่น flap จึงต้องปรับเปลี่ยนให้เหมาะสมกับการใช้งานของเครื่องบิน ณ ขณะนั้น

สำหรับปฏิบัติการนี้ได้ทดสอบแพนอากาศซึ่งเป็นส่วนหนึ่งของปีกเครื่องบินที่มีหน้าที่ทำให้เครื่องบินสามารถลอยตัวอยู่ในอากาศ และทำให้เครื่องบินสามารถบินขึ้นหรือบินลงได้ โดยในการศึกษาครั้งนี้ทำการศึกษามุมปะทะของแพนอากาศ ที่ความเร็วลมแตกต่างกัน เพื่อพิจารณาถึงแรงยกและแรงต้านอากาศที่เกิดขึ้น เพื่อพิจารณาถึงมุมที่เหมาะกับการใช้งานตามสถานการณ์ของเครื่องบิน

<u>อุโมงค์ลม</u>

สำหรับอุโมงค์ลมที่ใช้ในการทดสอบ มีเครื่องวัดอยู่หลายชนิด เพื่อให้ผลการทดลองน่าเชื่อถือจึงต้องทำการเปรียบวัดอุปกรณ์ก่อนการทดลอง โดยขั้นตอนแรกทำการเปรียบวัดอุโมงค์ลม เพื่อที่จะสามารถวัดความเร็วของลมในตำแหน่งต่าง ๆ ของอุโมงค์ลม ได้อย่างถูกต้องและแม่นยำ โดยรายละเอียดของอุปกรณ์ที่ใช้ในปฏิบัติการนี้ประกอบไปด้วย

ผู้ผลิต PLINT & PARTNERS Ltd., England

รุ่น	TE54/8418
แบบ	Open circuit subsonic wind tunnel
Working section	300 mm x 300 mm
การควบคุมความเร็ว	ลิ้นปีกผีเสื้อที่ปลายด้านออกติดตั้งพัดลม
ความเร็วลมสูงสุด	44.4 m/s
มอเตอร์	3 Ph., 380 V, 50 Hz, 6.2 kW, 2910 rpm
Starter	4127 mm X 1100 mm x 1600 mm (L x W x H)
เครื่องมือวัด	1 – Total head tube
	1 – Pitot –static tube
	1 – 24 Column water manometer
	1 – Electronic Three Component Balance รุ่น TE81E/8146
ชิ้นทดสอบ	150 mm chord NACA 0012 x 300 mm air foil

<u>เครื่องมือวัดแรง</u>

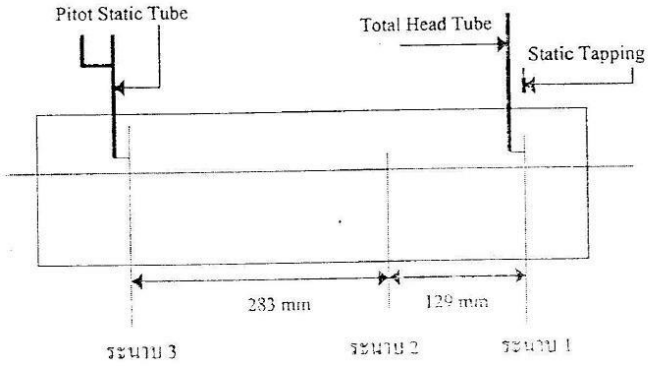
เครื่องมือวัดแรงกระทำที่ใช้สำหรับอุโมงค์ลมนี้เป็นเครื่อง Three component balance electronic ของบริษัท PLINT & PARTNERS รุ่น TE81E เครื่องมือนี้จะติดตั้งเครื่องวัดแรง (load cell) 3 เครื่อง ประกอบด้วย 1.เครื่องวัดแรงตามแนวนอน 1 เครื่อง ใช้วัดแรงต้านอากาศ 2. เครื่องวัดแรงด้านหน้า (fore load cell) 1 เครื่องใช้วัดแรงยก 3. เครื่องมือวัดแรงด้านหลัง (aft load cell) 1 เครื่องใช้วัดแรงยก โดยเครื่องวัดแรงทั้งหมดจะต่อกับสายลวดเพื่อวัดแรงกระทำที่จุดยึนตามแนวต่างๆ สำหรับค่าแรงต้านจะสามารถหาได้จากการอ่านค่าของเครื่องวัดแรงตามแนวนอนได้โดยตรง ส่วนแรงยกนั้นจะเป็นผลรวมของเครื่องวัดแรงด้านหน้าและด้านหลังรวมกัน

สำหรับเครื่องมือวัดแรงอาศัยหลักการของ strain gage ดังนั้นต้องมีการปรับให้ bridge อยู่ในสภาพที่สมดุลเสียก่อน สำหรับตำแหน่งที่ปรับอยู่บริเวณด้านบนขวาของเครื่องวัดแรงและจะเป็นช่องปรับด้านซ้ายมือ ส่วนด้านขวามือจะเป็นช่องปรับความต่างศักย์ของวงจร ซึ่งใช้ในกรณีเปรียบเทียบเครื่องมือเท่านั้น

<u>ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง</u>

- ความดันภายในอุโมงค์ลม

สำหรับความดันที่เกี่ยวข้องกับอุโมงค์ลมประกอบด้วยความดัน 2 แบบ ได้แก่ ความดันสถิต (Static pressure) กับความดันพลศาสตร์ (Dynamic pressure) โดยความดันทั้ง 2 แบบเมื่อรวมกันเรียกว่า ความดันรวม (Total pressure) โดยเมื่อพิจารณาตามรูปที่ 1 ระนาบที่ 1 วัดความดันรวมและความดันสถิตของลมก่อนเข้าสู่ชิ้นทดสอบ ส่วนระนาบที่ 3 เป็นการวัดความดันรวมและความดันสถิตโดยมี Pitot static วัดความดันหลังชิ้นทดสอบ สำหรับระนาบที่ 2 เป็นบริเวณที่ติดตั้งชิ้นทดสอบ



ไ

รูปที่ 1 ตำแหน่งในการวัดความดันและตำแหน่งติดตั้งของชิ้นทดสอบภายในอุโมงค์ลม

สำหรับความดันรวม (P_{total}) เป็นการวัดความดันในจุดที่ของไหลเกิดการชะงักการไหลในสนามการไหล ซึ่งความดันรวมนี้ เรียกอีกอย่างหนึ่งว่าความดันชะงักไหล (Stagnation Pressure) โดยความสัมพันธ์ของความดันรวมกับความดันสถิต (P_S) และความดันพลศาสตร์ (P_D) แสดงดังสมการที่ 1

$$P_{total} = P_S + P_D \qquad 1$$

เมื่อ P_{total} คือ ความดันรวม (Total pressure), cmH_2O

P_S คือ ความดันสถิต (Static pressure), cmH_2O

P_D คือ ความดันพลศาสตร์ (Dynamic pressure), cmH_2O

จากชุดทดสอบอุโมงค์ลมที่มีใบพัดที่ทำให้อากาศเคลื่อนที่อยู่ด้านหลังชุดทดสอบ ดังนั้นพลังงานการไหลของอากาศภายในอุโมงค์ลมจะคงที่ ดังนั้นการคำนวณความเร็วลมจึงสามารถใช้ความดันพลศาสตร์ที่สามารถคำนวณได้จากสมการที่ 1 มาหาความเร็วของลมที่เคลื่อนที่ภายในอุโมงค์ลมได้ดังสมการที่ 2 โดยค่า k คือ calibration factor ที่ได้จากการสอบเทียบความดันพลศาสตร์ระหว่างอุโมงค์ลมที่ใช้ในการทดสอบ กับค่าความแตกต่างความดันมาตรฐาน (Reference Pressure Difference, RPD) ของความดันพลศาสตร์

$$V = \sqrt{\frac{2\times\rho_{water}\times g\times(P_{total}-P_S)\times k}{100\times\rho_{air}}} \qquad 2$$

เมื่อ P_{total} คือ ความดันรวม (Total pressure), cmH_2O

P_S คือ ความดันสถิต (Static pressure), cmH_2O

k คือ calibration factor ของอุโมงค์ลมมีค่าเท่ากับ 1.028

g คือ แรงโน้มถ่วงของโลกมีค่าเท่ากับ 9.81 m/s^2

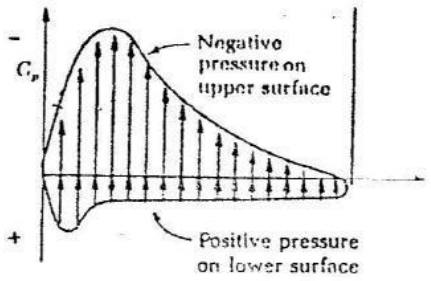
ρ_{air} คือ ความหนาแน่นของอากาศ, kg/m^3

ρ_{water} คือ ความหนาแน่นของน้ำ, kg/m^3

V คือ ความเร็วของอากาศ, m/s^2

- แรงยก (Lift force)

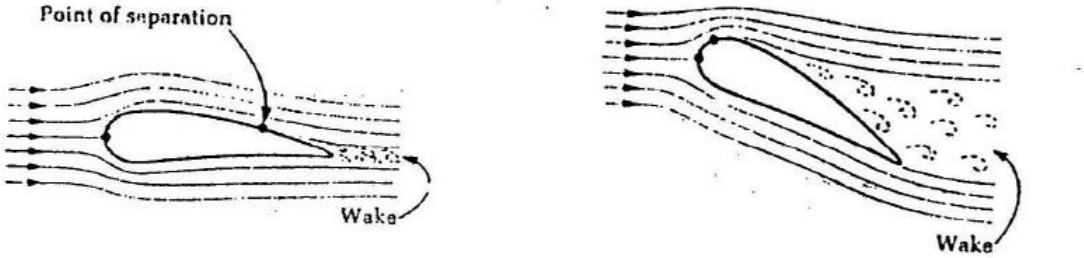
แรงยกเป็นแรงที่ทำให้เครื่องบินนั้นสามารถลอยตัวอยู่ในอากาศได้ โดยแรงยกเป็นการอาศัยความแตกต่างของความดันระหว่างบนปีกกับใต้ปีก การเกิดแรงยกจะอาศัยความดันที่กระทำบนแพนอากาศทั้งด้านล่างและด้านบนของแพนอากาศ ซึ่งทางผิวด้านบนของแพนอากาศจะมีความเร็วของกระแสอากาศสูงทำให้มีความดันสถิตต่ำหรือเป็น Negative pressure ส่วนด้านล่างนั้นอากาศมีความเร็วต่ำกว่าจะมีความดันสถิตสูงหรือเป็น positive pressure ทำให้เกิดความแตกต่างของความดันที่แพนอากาศ จนเกิดเป็นแรงยกขึ้นบนแพนอากาศ ลักษณะทั่วไปของการกระจายความดันแสดงในรูปที่ 2



รูปที่ 2 การกระจายตัวของความดันที่ผิวของแพนอากาศ

สำหรับการเพิ่มแรงยกของแพนอากาศให้สูงขึ้น อาศัยวิธีการคือ การเปิดมุมปะทะ (angle of attack, a) โดยหลักการ คือ การเพิ่มมุมปะทะจะทำให้อากาศไหลผ่านด้านบนของแพนอากาศเร็วขึ้น ส่งผลให้ความดันด้านบนของแพนอากาศลดลง เป็นผลให้แรงกระทำสุทธิซึ่งเกิดจากค่าแรงยกมีค่าสูงขึ้น อย่างไรก็ตามการเพิ่มมุมปะทะหรือเพิ่มความเร็วบนผิวของแพนอากาศ ทำให้ความดันด้านบนลดลง แต่เนื่องจากอากาศที่อยู่ห่างออกไปจากแพนอากาศมีความดันเท่ากับความดันบรรยากาศ ทำให้การไหลของอากาศที่อยู่ที่ชิดผิวบนแพนอากาศ มีความดันที่ด้านหน้าของแพนอากาศที่มากกว่าความดันที่อยู่ด้านหลัง ซึ่งสภาพนี้เรียกว่า averse pressure gradient แต่อากาศยังสามารถไหลต่อไปได้ด้วยโมเมนตัมของการไหล

อย่างไรก็ตาม เมื่อเพิ่มมุมปะทะ จนกระทั่งค่าของ averse pressure gradient มีค่ามากจนส่งผลให้โมเมนตัมของการไหลไม่สามารถที่จะเอาชนะความแตกต่างความดันได้ อากาศเริ่มไหลย้อนกลับจากแต่เดิมเป็นด้านหน้าไปด้านหลังของแพนอากาศ แต่จะเปลี่ยนเป็นอากาศไหลไปด้านหลัง และอากาศที่ด้านหลังย้อนไปด้านหน้าของแพนอากาศ ซึ่งทำให้เกิดการไหลแยกตัว (low separation) ของกระแสอากาศ ส่งผลให้แพนอากาศบริเวณนั้นขาดแรงยก (จากการที่ความเร็วด้านบนปีกลดลงซึ่งมีผลจากการที่อากาศไหลย้อนกลับ) และเมื่อเพิ่มมุมปะทะมากขึ้นพื้นที่ที่ไม่มีแรงยกก็จะมากขึ้น จนกระทั่งจากแรงยกที่เพิ่มขึ้นเมื่อเพิ่มมุมปะทะ จะเปลี่ยนเป็นแรงยกรวมของแพนอากาศลดลง นอกจากนี้พบว่าแรงยกที่เกิดขึ้นจะลดลงอย่างรวดเร็ว โดยปรากฏการณ์ดังกล่าวนี้เรียกว่า Stall โดยแสดงดังรูปที่ 3



รูปที่ 3 การเพิ่มขึ้นของมุมปะทะที่ส่งผลต่อการไหลของอากาศ และลักษณะการเกิดปรากฏการณ์ Stall ดังรูปด้านขวา

- แรงต้าน (Drag force)

เป็นแรงที่ต้านการเคลื่อนที่ของวัตถุที่เคลื่อนที่ในของไหล ซึ่งในที่นี้คือ อากาศ ซึ่งแรงต้านเกิดจากการที่อากาศมีแรงเสียดทานที่กระทำกับผิวเครื่องบิน รวมถึงอากาศเกิดกระแสที่ปั่นป่วนเมื่อเครื่องบินเคลื่อนที่ผ่านซึ่งทำให้เครื่องบินเคลื่อนที่ได้ยากขึ้น ส่งผลให้เครื่องบินต้องใช้พลังงานจากแรงขับเคลื่อนของเครื่องยนต์ (Thrust force) ที่มากขึ้น อย่างไรก็ตามแรงต้านมีประโยชน์ เมื่อเครื่องบินต้องการลดความเร็ว เช่นขณะกำลังลงจอด ซึ่งทำได้โดยการปรับแผ่น flap หรือ landing edge ให้มุมปะทะเพิ่มมากขึ้น ทำให้แรงต้านเพิ่มมากขึ้น ความเร็วเครื่องบินจึงลดลง

- แรงขับ (Thrust)

เป็นแรงที่ทำให้เครื่องบินเคลื่อนที่ไปข้างหน้า โดยเกิดจากการทำงานของเครื่องยนต์ Gas turbine ซึ่งมีทิศตรงข้ามกับแรงต้าน (Drag) โดยในทางปฏิบัติเมื่อเครื่องบินต้องการบินขึ้นผลต่างของแรงขับต้องมากกว่าแรงต้าน (มีความเร่งเพื่อทำให้เครื่องบินสามารถบินขึ้นได้) แต่เมื่อเครื่องบินลอยตัวอยู่กลางอากาศผลต่างของแรงขับจะเท่ากับแรงต้าน (ความเร็วเครื่องบินคงที่) หรือมากกว่า น้อยกว่าขึ้นกับสถานการณ์ และเมื่อเครื่องบินบินลงผลต่างของแรงขับจะน้อยกว่าแรงต้าน(ความเร็วเครื่องบินลดลง)

- น้ำหนัก (weight)

เป็นแรงจากน้ำหนักของสิ่งของภายในเครื่องบินและเครื่องบินโดยแรงนี้จะส่งผลต่อแรงยก ยิ่งน้ำหนักมากแรงยกจะต้องมากเพื่อให้เครื่องบินลอยตัวได้ เนื่องจากน้ำหนักมีทิศทางของแรงในทิศลงเนื่องจากอิทธิพลของแรงโน้มถ่วงโลก

<u>ขั้นตอนการทดลอง</u>

ในการทดลองอุโมงค์ลมทำการหาคุณสมบัติของแพนอากาศ (air foil) ผ่านการศึกษาความเร็วของลมและมุมปะทะของแพนอากาศที่เปลี่ยนแปลงไป โดยตัวแปรที่ทำการพิจารณาประกอบไปด้วย แรงยก (Lift force) แรงต้านอากาศ (Drag force) ซึ่งเป็นค่าที่อ่านได้จากเครื่องมือวัด รวมไปถึงค่าของ สัมประสิทธิแรงยก (Lift coefficient) กับสัมประสิทธิแรงต้าน (Drag coefficient) โดยสัมประสิทธิแรงยกกับแรงต้านหาได้จากสมการที่ 3 กับ 4

$$C_L = \frac{L_f}{\frac{1}{2}\times\rho_{air}\times V^2\times A} \quad (3)$$

$$C_D = \frac{D_f}{\frac{1}{2}\times\rho_{air}\times V^2\times A} \quad (4)$$

เมื่อ L_f คือ แรงยก, N

D_f คือ แรงต้าน, N

A คือ พื้นที่ผิวของแพนอากาศ, m^2

C_L คือ สัมประสิทธิแรงยก

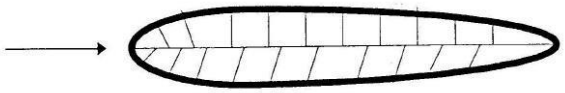
C_D คือ สัมประสิทธิแรงต้าน

โดยสำหรับการคำนวณหาพื้นที่ผิวของแพนอากาศสามารถหาได้จากการนำด้าน b x c โดยทั้ง 2 ด้านแสดงดังรูปที่ 4

รูปที่ 4 แพนอากาศที่ใช้ในการทดสอบ

ชิ้นทดสอบ

ชิ้นทดสอบที่ใช้ในการทดลองนี้เป็น แพนอากาศแบบ 150 mm chord NACA 0012 x 3000 mm โดยเจาะรูบนแพนอากาศเพื่อวัดความดันอยู่ 20 จุด เป็นด้านบน 10 จุด และด้านล่าง 10 จุด สำหรับรายละเอียดและตำแหน่งการเจาะรูแสดงดังรูปที่ 5



ด้านบน	1.52	7.62	15.24	22.86	41.15	59.44	77.73	96.02	114.30	129.54
ด้านล่าง	0.76	3.81	11.43	19.05	38.00	62.00	80.77	101.35	121.92	137.16

รูปที่ 5 ตำแหน่งของรูเจาะบนแพนอากาศที่ใช้ในการทดสอบ

ขั้นตอนการทดสอบ

1. ติดตั้งแพนอากาศเข้ากับอุโมงค์ลม โดยให้แพนอากาศขนานไปกับอุโมงค์ลมและให้องศาการทำมุมของแพนอากาศเท่ากับ 0 องศาจากนั้นยึดหมุดที่บริเวณปรับมุมให้แน่น และคลายแกนของ load cell ทั้ง 3 แกนออก
2. ติดตั้งท่อวัดความดันเข้ากับรูเจาะทั้ง 20 ตำแหน่งบนแพนอากาศ โดยให้หมายเลขของท่อวัดความดันตรงกับหมายเลขของรูเจาะของแพนอากาศ
3. เปิดเครื่องอุโมงค์ลม จากนั้นปรับ butterfly value ให้เป็นเท่ากับ 7
4. เริ่มการทดลองจากมุมปะทะเท่ากับ 0 องศา บันทึกการกระจายของความดันที่ผิวด้านบนและด้านล่างของแพนอากาศ บันทึกค่าความดันสถิตกับความดันรวม จากนั้นบันทึกค่าแรงยกและแรงต้านของแพนอากาศจากเครื่องวัดแรง
5. เพิ่มมุมปะทะเป็น 2 องศาโดยการคลายหมุดยึดแกนออก และปรับแป้นหมุนให้องศาเป็นค่าถัดไป ยึดหมุดที่แป้นปรับมุมให้แน่น จากนั้นบันทึกค่าตามข้อ 4 แต่ไม่ต้องบันทึกค่าของความดันสถิตกับความดันรวม
6. ทำซ้ำในข้อ 5 โดยเพิ่มมุมปะทะจนกระทั่งเริ่มเกิดปรากฏการณ์ stall (แรงยกเริ่มลดลง) หรือจนกระทั่งมุมปะทะเป็นไปตามที่กำหนด
7. เมื่อทำมุมครบตามกำหนดหรือเริ่มเกิดปรากฏการณ์ stall ให้ปรับมุมปะทะของแพนอากาศให้เท่ากับ 0 องศาอีกครั้ง จากนั้นให้ทำการปรับ butterfly value ให้เป็นค่าถัดไป หลังจากนั้นทำซ้ำในข้อ 4 – 6
8. เมื่อทำการทดสอบเสร็จสิ้นให้ปิดอุโมงค์ลม หมุนแกนของ load cell ทั้ง 3 แกนให้แน่น จากนั้นถอดสายวัดความดันออกจากแพนอากาศ และถอดแพนอากาศออกจากอุโมงค์ลม

ตารางที่ 1 การทดสอบแพนอากาศเมื่อปรับ Butterfly value ให้มีค่าเท่ากับ.....

Butterfly value =																									
Tap position	Statics pressure (cmH_2O)																			Force (N)			Pressure (cmH_2O)	
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	AFT	FORE	Drag	A	B
0																									
2																									
4																									
6																									
8																									
10																									
12																									
14																									
16																									
18																									
20																									
22																									
24																									

ตารางที่ 2 การทดสอบแพนอากาศเมื่อปรับ Butterfly value ให้มีค่าเท่ากับ.....

Butterfly value =																									
Tap position	Statics pressure (cmH_2O)																			Force (N)			Pressure (cmH_2O)	
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	AFT	FORE	Drag	A	B
0																									
2																									
4																									
6																									
8																									
10																									
12																									
14																									
16																									
18																									
20																									
22																									
24																									