สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

การปรับปรุงอุโมงค์ลมแบบวงจรปิดเพื่อใช้เป็นอุปกรณ์สำหรับห้องปฏิบัติการอากาศพลศาสตร์

THE LOW-SPEED CLOSED-LOOP WIND TUNNEL IMPROVEMENT TO EQUIP IN AERODYNAMIC LABORATORY

T119154

โดย

นายคมเดช เย็มสุคนธ์

นายณัฐนันท์ ศรีอนันต์

นายอรรถพร ศุภมาตร

อาจารย์ที่ปรึกษา

สยาม สงวนรัมย์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เลขหมู่.....
เลขทะเบียน 119154
วัน,เดือน,ปี - 6 ส.ค. 2554

b.....
i.....

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2553

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปริญญานิพนธ์ปีการศึกษา 2553

สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง การปรับปรุงอุโมงค์ลมแบบวงจรปิดเพื่อใช้เป็นอุปกรณ์สำหรับห้องปฏิบัติการอากาศพลศาสตร์

THE LOW-SPEED CLOSED-LOOP WIND TUNNEL IMPROVEMENT TO EQUIP IN AERODYNAMIC LABORATORY

ผู้จัดทำ

1. นายคมเดช แย้มสุคนธ์ รหัสประจำตัว 50010177
2. นายณัฐนันท์ ศรีอนันต์ รหัสประจำตัว 50010462
3. นายอรรถพร ศุภมาตร รหัสประจำตัว 50011888



อาจารย์ที่ปรึกษา

(สยาม สงวนรัมย์)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การปรับปรุงอุโมงค์ลมแบบวงจรปิดเพื่อใช้เป็นอุปกรณ์สำหรับห้องปฏิบัติการอากาศพลศาสตร์

นายคมเดช แย้มสุคนธ์ 50010177
นายณัฐนันท์ ศรีอนันต์ 50010462
นายอรรถพร ศุภมาตร 50011888
สยาม สงวนรัมย์ อาจารย์ที่ปรึกษา
ปีการศึกษา 2553

บทคัดย่อ

โครงงานนี้เป็นการศึกษาและปรับปรุงการใช้อุโมงค์ลมแบบปิดที่มีอยู่แล้วแต่ไม่สามารถใช้งานได้ให้กลับมาใช้งานได้ดีและแม่นยำ มีการปรับแต่งตัวรับรู้หรือเซนเซอร์ที่อุโมงค์ลมจากที่วัดค่าได้ไม่ถูกต้องจากการขาดการบำรุงรักษาและใช้อย่างถูกต้องให้สามารถวัดค่าทั้งแรงยกและแรงต้านให้ได้ตามจริงจากน้ำหนักที่รู้ค่าแน่นอน อีกทั้งมีการสร้างอุปกรณ์ในการทดลองเพิ่มจะเป็นวัสดุในรูปแบบ ทรงกลม ทรงกระบอก ครึ่งทรงกระบอกและแพนอากาศรูปแบบต่าง ๆ คือ แพนอากาศแบบ ASW-7.33m de MCM, BE9304B และ DAN-MP เพื่อศึกษาอิทธิพลของแรงยกและแรงต้านต่อวัตถุทดสอบรูปทรงต่าง ๆ พบว่าวัตถุทดสอบทรงกลม, ทรงกระบอก และครึ่งทรงกระบอกมีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านน้อยลงเมื่อความเร็วลมเพิ่มขึ้น ส่วนวัตถุทดสอบแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM ได้ค่ามุมที่ทำให้เกิดสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดเท่ากับ 1.38 ที่มุมปะทะ 12 องศา, แพนอากาศ BE9304B ได้ค่ามุมที่ทำให้เกิดสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดเท่ากับ 1.49 ที่มุมปะทะ 14 องศา และแพนอากาศ DAN-MP ได้ค่ามุมที่ทำให้เกิดสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดเท่ากับ 1.43 ที่มุมปะทะ 10 องศา ซึ่งในท้ายสุดแล้วจะได้กลายเป็นชุดทดลองและสาธิตทางอากาศพลศาสตร์ของนักศึกษารุ่นต่อ ๆ ไปในอนาคต

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

THE LOW-SPEED CLOSED-LOOP WIND TUNNEL IMPROVEMENT TO EQUIP IN AERODYNAMIC LABORATORY

Khomdetch	Yamsukhon	50010177
Nattanan	Srianan	50010462
Atthaporn	Supphamart	50011888
Sayam	Saguanrum	Advisor

ABSTRACT

This project focuses on studying and improving the old closed-loop wind tunnel, which could not wok normally, to be able to use effectively and more accurate. Since the lack of maintenance and appropriate use had caused its sensors unable to collect the data precisely, they needed calibration and improvement for better drag force and lift force determination that considered as standard, which the known weights ware prepared. Moreover, different testing models were made into shapes such as sphere, cylinder, semicircular cylinder and the variety of airfoils. The airfoils were ASW-7.33m de MCM, BE9304B and DAN-MP. Those particular testing models were for studying the lift forces and drag forces that were influenced by the model shapes. The results were found as the sphere, cylinder, semicircular cylinder shapes had less drag coefficient due to the increase of wind velocity. The ASW-7.33m de MCM airfoil had the effective lift coefficient of 1.38 at 12 degree, 1.49 for the BE9304B airfoil at 14 degree, 1.43 for the DAN-MP airfoil at 10 degree. These were for the further research to be done in the future.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กิตติกรรมประกาศ

ปริญญานิพนธ์ฉบับนี้คงมิอาจเสร็จลงได้ด้วยดี หากไม่ได้รับความช่วยเหลือและความร่วมมือจากหลาย ๆ ฝ่ายด้วยกัน บุคคลแรกที่ต้องกล่าวถึงคือ อาจารย์สยาม สงวนรัมย์ อาจารย์ที่ปรึกษาปริญญานิพนธ์ ที่ให้ความเอาใจใส่ แนะนะ อธิบายหลักการและแนวทางต่าง ๆ จนนักศึกษาสามารถนำไปประยุกต์ใช้กับโครงงาน ซึ่งต้องขอขอบพระคุณเป็นอย่างสูง

ขอขอบพระคุณอาจารย์จารุวัตร เจริญสุข ที่ให้คำแนะนำ ในการใช้เครื่องมือและอุปกรณ์วัดต่าง ๆ สุดท้ายนี้ขอขอบคุณเพื่อน ๆ ทุกคนที่มีส่วนช่วยเหลือในการทำโครงงานชิ้นนี้ให้สำเร็จลุล่วงไปด้วยดี

นายคมเดช แย้มสุคนธ์
นายณัฐนันท์ ศรีอนันต์
นายอรรถพร ศุภมาตร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อภาษาไทย I

บทคัดย่อภาษาอังกฤษ II

กิตติกรรมประกาศ III

สารบัญ IV

สารบัญตาราง VI

สารบัญรูป VII

บทที่ 1 บทนำ

1.1 ความสำคัญและที่มา 1

1.2 ชนิดของอุโมงค์ลม 2

บทที่ 2 ส่วนประกอบต่าง ๆ ของอุโมงค์ลม

2.1 ส่วนประกอบของอุโมงค์ลม 4

2.2 อุปกรณ์วัด 4

2.3 ภาพแสดงส่วนต่าง ๆ ของอุโมงค์ลม 5

บทที่ 3 การตรวจสอบชุดเซ็นเซอร์วัดแรงทางอากาศพลศาสตร์

3.1 วิธีทดสอบเซ็นเซอร์วัดแรงยกและเซ็นเซอร์วัดแรงฉุด 13

3.2 ผลการทดสอบก่อนการปรับแต่ง 15

3.3 ผลการทดสอบหลังการปรับแต่ง 20

3.4 สรุปผลการทดสอบ 24

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

บทที่ 4 การทดลองและผลการทดลอง

4.1 การทดสอบหาแรงยกและแรงฉุดอากาศของวัตถุทดสอบรูปทรงต่าง ๆ 25

4.2 ผลการทดลอง 26

4.3 สรุปผลการทดลอง 34

4.4 แรงยกและแรงฉุดที่ค่าความเร็วลมต่างกัน 35

4.5 ผลการทดลอง 36

4.6 สรุปผลการทดลอง 47

บทที่ 5 สรุปผลการทดลอง 48

ภาคผนวก

ภาคผนวก ก

ภาคผนวก ข

เอกกสารอ้างอิง

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง

ตารางที่		หน้า
3-1	ผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหน้า (ก่อนการปรับแต่ง)	15
3-2	ผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหลัง (ก่อนการปรับแต่ง)	16
3-3	ผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงต้าน (ก่อนการปรับแต่ง)	17
3-4	ผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหน้า (หลังการปรับแต่ง)	20
3-5	ผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหลัง (หลังการปรับแต่ง)	21
3-6	ผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงต้าน (หลังการปรับแต่ง)	22
4-1	ผลการทดลองของแพนอากาศ BE9304B	26
4-2	ผลการทดลองของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM	27
4-3	ผลการทดลองของแพนอากาศ DAN-MP	28
4-4	ผลการทดลองของทรงกลม	32
4-5	ผลการทดลองของทรงกระบอก	32
4-6	ผลการทดลองของทรงครึ่งทรงกระบอก (ด้านแบนปะทะลม)	33
4-7	ผลการทดลองของทรงครึ่งทรงกระบอก (ด้านนูนปะทะลม)	33
4-8	ผลการทดลองการเปลี่ยนความเร็วลมที่มุมปะทะ 0, 5 และ 10 องศา ของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM	36
4-9	ผลการทดลองการเปลี่ยนความเร็วลมที่มุมปะทะ 0, 5 และ 10 องศา ของแพนอากาศ BE9304B	36
4-10	ผลการทดลองการเปลี่ยนความเร็วลมที่มุมปะทะ 0, 5 และ 10 องศา ของแพนอากาศ DAN-MP	37

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป

รูปที่	หน้าที่
1-1 อุโมงค์ลมแบบเปิด	2
1-2อุโมงค์ลมแบบปิด	3
2-1 หน้าตัดทดสอบ	5
2-2 ดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser)	5
2-3 นอซเซิล (Nozzle)	6
2-4 มุมเลี้ยว (Corner)	6
2-5 โบลเวอร์ (Blower)	7
2-6 ตัวปรับการไหล (Honeycombs or Turbulence screen)	7
2-7 ชุดบังคับทิศทางการไหล (Turning vane or Guide vane)	8
2-8 ลิ้นปีกผีเสื้อ (Butterfly throttle valve)	8
2-9 แผงวงจรไฟฟ้าควบคุมโบลเวอร์	9
2-10 ท่อพิโทต (Pitot tube)	9
2-11 มานอมิเตอร์	10
2-12 หน้าจอแสดงผล	10
2-13 ชุดเซ็นเซอร์วัดแรงอากาศพลศาสตร์	11
2-14 เครื่องวัดความเร็วลมแบบท่อพิโทต	12
3-1 แสดงการทดสอบเซ็นเซอร์วัดแรงยก	13
3-2 แสดงการทดสอบเซ็นเซอร์วัดแรงฉุด	14
3-3 มวลน้ำหนักที่ใช้ในการทดสอบ	14
3-4 กราฟแสดงผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหน้า (ก่อนการปรับแต่ง)	18
3-5 กราฟแสดงผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหลัง (ก่อนการปรับแต่ง)	18
3-6 กราฟแสดงผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงฉุด (ก่อนการปรับแต่ง)	19
3-7 กราฟแสดงผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหน้า (หลังการปรับแต่ง)	23
3-8 กราฟแสดงผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดยกด้านหลัง (หลังการปรับแต่ง)	23

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้าที่
3-9 กราฟแสดงผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงฉุด (หลังการปรับแต่ง)	24
4-1 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า CL กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM	29
4-2 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า CD กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM	29
4-3 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า CL กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศ BE9304B	30
4-4 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า CD กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศ BE9304B	30
4-5 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า CL กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศ DAN-MP	31
4-6 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า CD กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศ DAN-MP	31
4-7 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 0 องศา ของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM	38
4-8 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 0 องศา ของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM	38
4-9 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 5 องศา ของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM	39
4-10 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 5 องศา ของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM	39
4-11 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 10 องศา ของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM	40
4-12 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 10 องศา ของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM	40
4-13 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 0 องศา ของแพนอากาศ BE9304B	41
4-14 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 0 องศา ของแพนอากาศ BE9304B	41

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้าที่
4-15 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 5 องศา ของแพนอากาศ BE9304B	42
4-16 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 5 องศา ของแพนอากาศ BE9304B	42
4-17 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 10 องศา ของแพนอากาศ BE9304B	43
4-18 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 10 องศา ของแพนอากาศ BE9304B	43
4-19 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 0 องศา ของแพนอากาศ DAN-MP	44
4-20 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 0 องศา ของแพนอากาศ DAN-MP	44
4-21 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 5 องศา ของแพนอากาศ DAN-MP	45
4-22 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 5 องศา ของแพนอากาศ DAN-MP	45
4-23 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 10 องศา ของแพนอากาศ DAN-MP	46
4-24 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 10 องศา ของแพนอากาศ DAN-MP	46

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 1
บทนำ

1.1 ความสำคัญและที่มา

การบินครั้งแรกเกิดขึ้นเมื่อปีคริสต์ศักราช 1903 ต่อมาได้มีการพัฒนาและการออกแบบเครื่องบิน ให้ด้านหลังของแพนอากาศสามารถปรับมุมขึ้นลงได้ เพื่อช่วยควบคุมแรกยกและแรงฉุด อุปกรณ์ใช้วัดแรงยกและแรงฉุดคือ อุโมงค์ลม ซึ่งเป็นท่อที่มีลมเคลื่อนที่ สำหรับการทดลองหรือการทดสอบทางอากาศพลศาสตร์ เช่น การทดสอบปีกเครื่องบินรูปทรงต่าง ๆ เพื่อหาสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงฉุด การทดสอบรถยนต์เพื่อหาสัมประสิทธิ์แรงฉุด เป็นต้น โดยอาจจะเอาแบบจำลองขนาดเล็กหรือต้นแบบที่มีอัตราส่วนเท่ากับของจริง มาติดตั้งในอุโมงค์ลม แล้วดูผลการทดลองเมื่อปล่อยลมไปปะทะ เมื่อลมนี้สามารถปรับให้มีความเร็วต่าง ๆ ได้อีกด้วย หรือเป็นรถที่ขับขี่บนท้องถนน เนื่องจากรถต้องขับเคลื่อนโดยปะทะกับแรงลม ทำให้ต้องออกแบบรูปทรงรถให้เหมาะสมเพื่อไม่ให้รถเกิดการพลิกคว่ำขณะขับขี่ และในการออกแบบรูปทรงก็ต้องทำการทดสอบในอุโมงค์ลมเช่นกัน หรือว่าจะเป็นอาคารสูงหรือสิ่งก่อสร้างรูปทรงต่างๆ การทดสอบผลของแรงลมที่ปะทะนั้นก็จะช่วยให้สามารถออกแบบสิ่งก่อสร้างนั้น ๆ ได้ปลอดภัยยิ่งขึ้น ปัจจุบันอุโมงค์ลมมีทั้งแบบที่เป็นขนาดใหญ่มากอย่าง เช่น อุโมงค์ลมของที่สถาบันวิจัยแลงเลย์ของนาซาที่รัฐเวอร์จิเนีย ประเทศสหรัฐอเมริกา ซึ่งใหญ่พอที่จะบรรจุเครื่องบินที่มีความกว้างของปีกจากด้านหนึ่งไปยังด้านหนึ่ง 30 เมตร ความยาว 420 เมตร และสูง 54 เมตร ส่วนพัดลมตัวกำเนิดลมที่มี 15 ใบพัดนั้นถูกขับเคลื่อนด้วยมอเตอร์ขนาด 22,500 กำลังม้า ซึ่งเทียบเท่ากับกำลังของรถกระบะประมาณ 138 คัน จำนวน 6 ตัว โดยวัตถุประสงค์ของการสร้างอุโมงค์ลมว่าจะเป็นแบบใดขนาดใดก็ขึ้นอยู่กับความต้องการใช้งานในการทดสอบและต้นทุนเป็นหลัก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.2 ชนิดของอุโมงค์ลม

อุโมงค์ลมโดยทั่วไปแบ่งได้เป็น 2 ระบบ คือระบบเปิดและระบบปิด สามารถแบ่งหน้าตัดทดสอบของอุโมงค์ลมออกเป็น 2 แบบ คือ หน้าตัดทดสอบแบบเปิดและหน้าตัดทดสอบแบบปิด

1.2.1 อุโมงค์ลมแบบเปิด

หลักการทำงาน

อากาศจากภายนอกจะถูกดูดโดยโบลเวอร์ (Blower) ผ่านแผงกรองอากาศ อากาศที่ไหลออกอย่างสม่ำเสมอจากแผงกรองการไหล ไหลเข้านอซเซิล (Nozzle) เพื่อเพิ่มความเร็วก่อนไหลเข้าหน้าตัดทดสอบหลังจากออกจากหน้าตัดทดสอบจะถูกลดความเร็วโดยดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser) แล้วไหลออกสู่ภายนอก



รูปที่ 1-1 อุโมงค์ลมแบบเปิด

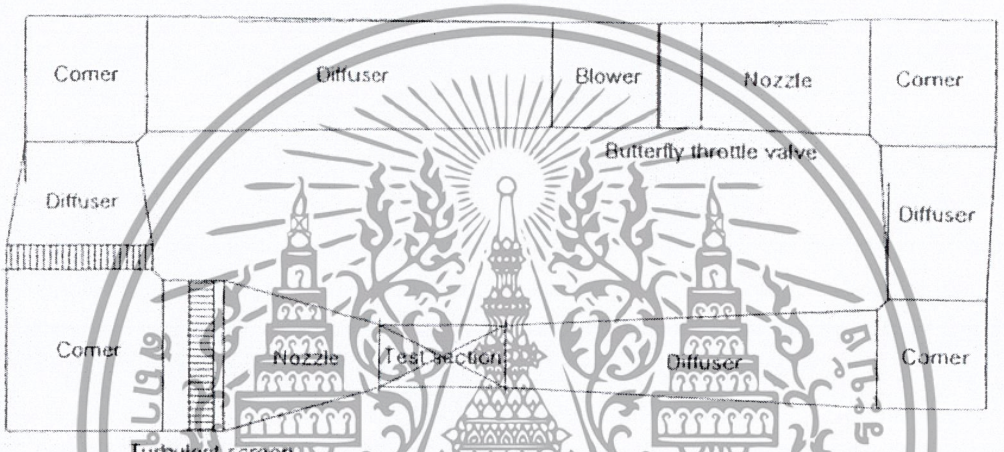
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.2.1 อุโมงค์ลมแบบเปิด

หลักการทำงาน

อากาศภายในอุโมงค์ลมจะหมุนเวียนอย่างต่อเนื่องเพื่อเสริมความเร็วลมแก่รอบการทำงานต่อไป ซึ่งอาจมีการแลกเปลี่ยนอากาศจากภายนอกเพียงเล็กน้อยหรืออาจไม่มีการแลกเปลี่ยนเลย

อุโมงค์ลมแบบปิดส่วนใหญ่ที่นิยมใช้กันมักเป็นแบบหมุนเวียนทางเดียว ถึงแม้จะมีการสร้างอุโมงค์ลมแบบปิดที่มีอากาศหมุนเวียนกลับทิศได้ 2 ทางก็ตามและหน้าตัดทดสอบแบบเปิดหรือแบบปิดก็ได้



รูปที่ 1-2 อุโมงค์ลมแบบปิด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 2

ส่วนประกอบต่าง ๆ ของอุโมงค์ลม

2.1 ส่วนประกอบของอุโมงค์ลม

1. หน้าตัดทดสอบ (Test section)
2. ดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser)
3. นอซเซิล (Nozzle)
4. มุมเลี้ยว (Corner)
5. โบลเวอร์ (Blower)
6. ตัวปรับการไหล (Honeycombs or Turbulence screen)
7. ชุดบังคับทิศทางการไหล (Turning vane or Guide vane)
8. ลิ้นปีกผีเสื้อ (Butterfly throttle valve)
9. ตะแกรงนิรภัย (Safety screen)
10. แผงวงจรไฟฟ้าควบคุมโบลเวอร์

2.2 อุปกรณ์วัด

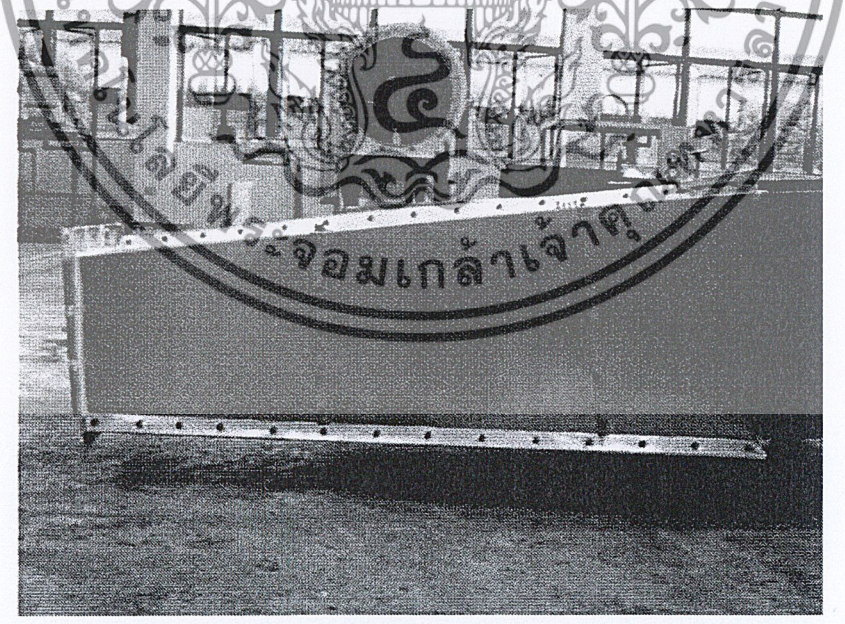
1. ท่อพิโทต (Pitot tube)
2. มานอมิเตอร์
3. ชุดเซ็นเซอร์วัดแรงอากาศพลศาสตร์
4. เครื่องวัดความเร็วลมแบบท่อพิโทต

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.3 ภาพแสดงส่วนต่าง ๆ ของอุโมงค์ลม

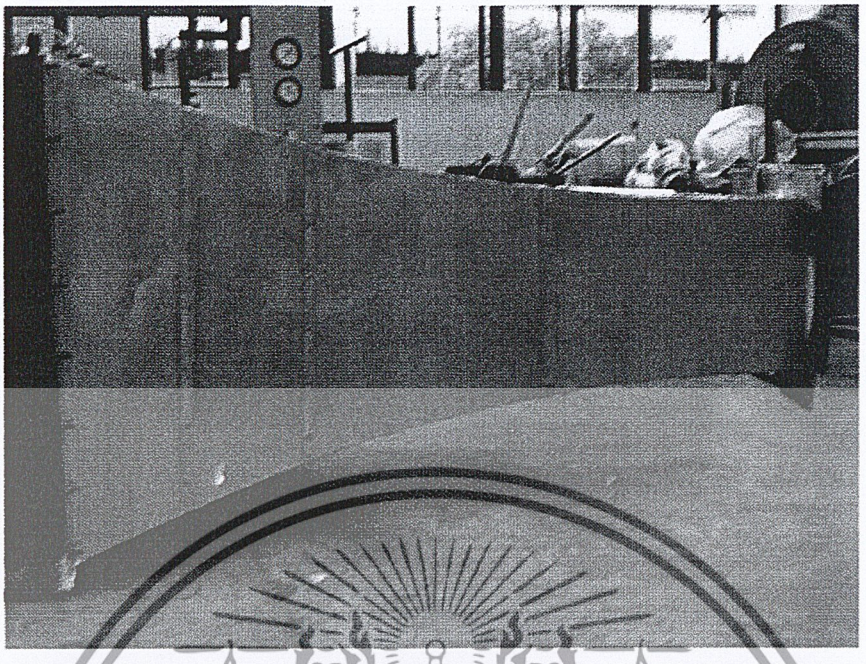


รูปที่ 2-1 หน้าตัดทดสอบ



รูปที่ 2-2 ดิฟฟิวเซอร์ (Diffuser)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

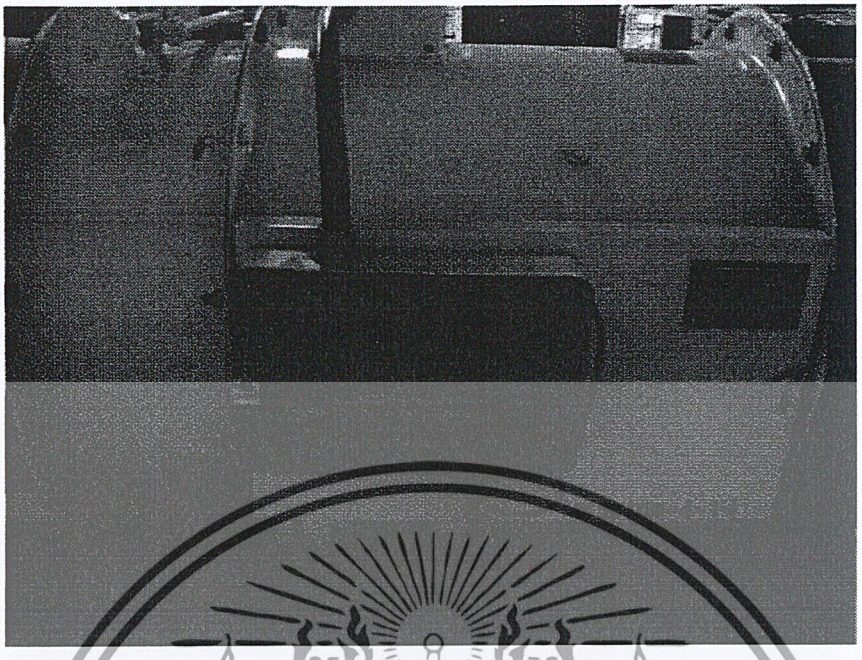


รูปที่ 2-3 นอซเซิล (Nozzle)

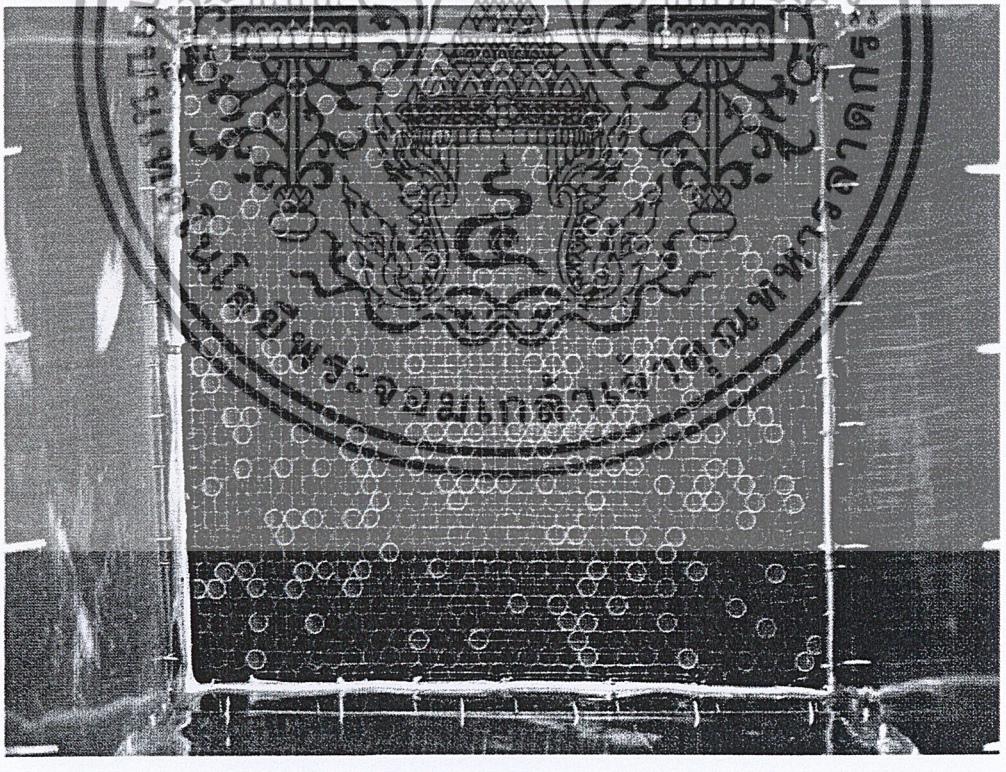


รูปที่ 2-4 มุมเลี้ยว (Corner)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

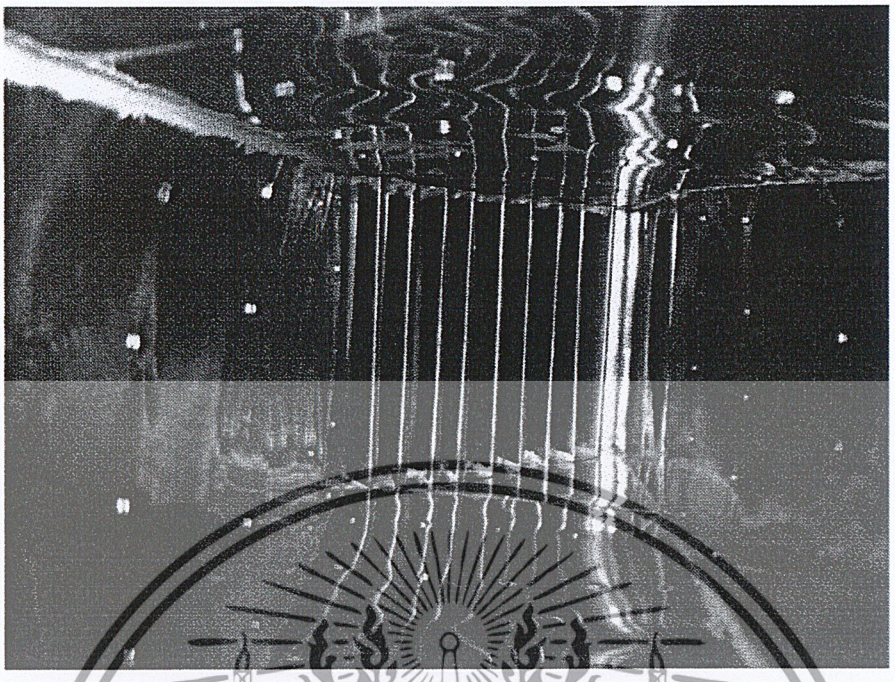


รูปที่ 2-5 โบลเวอร์ (Blower)



รูปที่ 2-6 ตัวปรับการไหล (Honeycombs or Turbulence screen)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

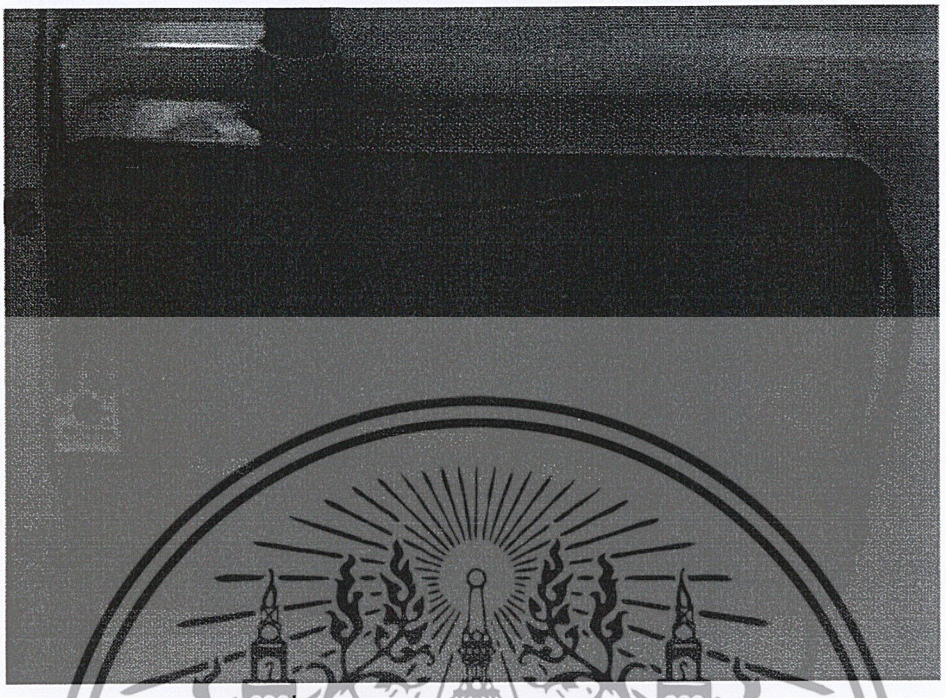


รูปที่ 2-7 ชุดบังคับทิศทางการไหล (Turning vane or Guide vane)

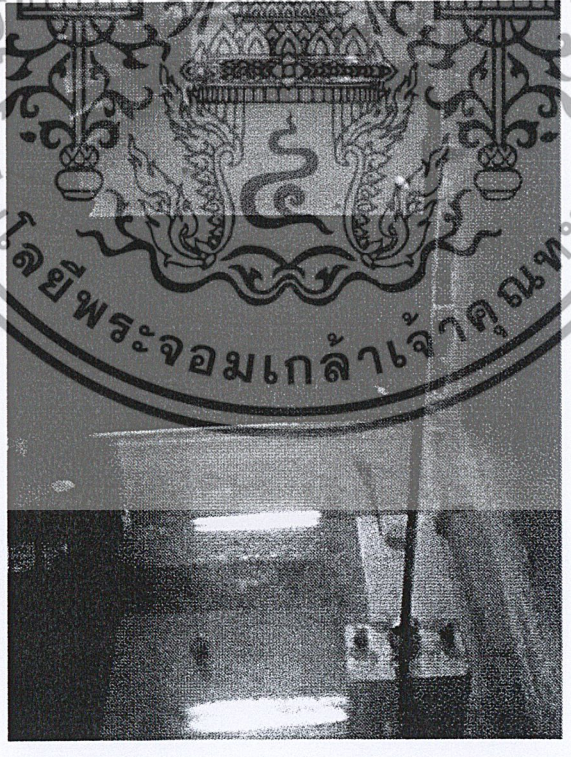


รูปที่ 2-8 ลิ้นปีกผีเสื้อ (Butterfly throttle valve)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

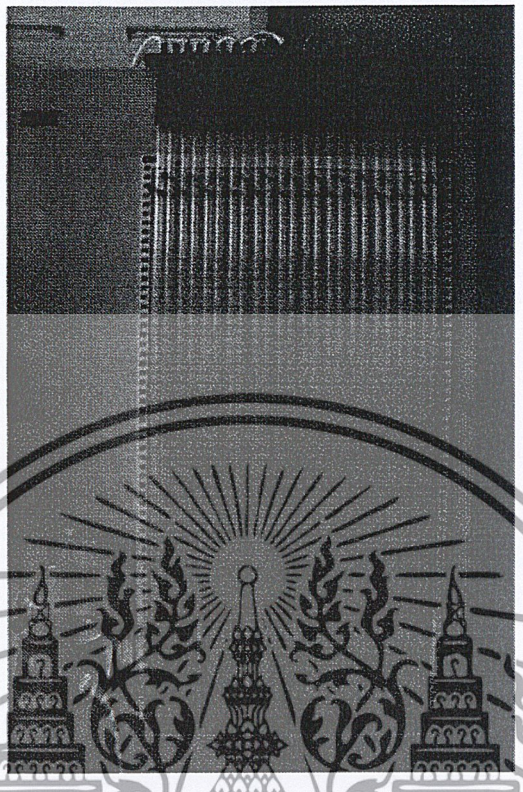


รูปที่ 2-9 แผงวงจรไฟฟ้าควบคุมโบลเวอร์



รูปที่ 2-10 ท่อพิโทต (Pitot tube)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

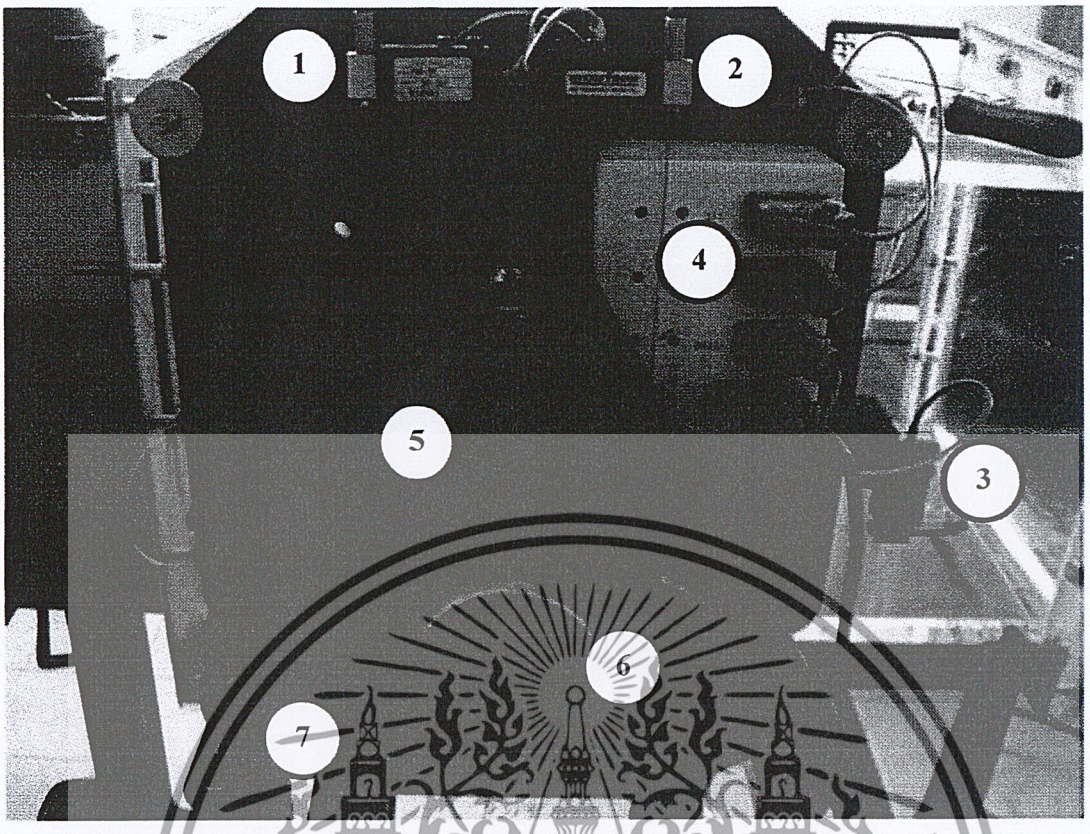


รูปที่ 2-11 มานอมิเตอร์



รูปที่ 2-12 หน้าจอแสดงผล

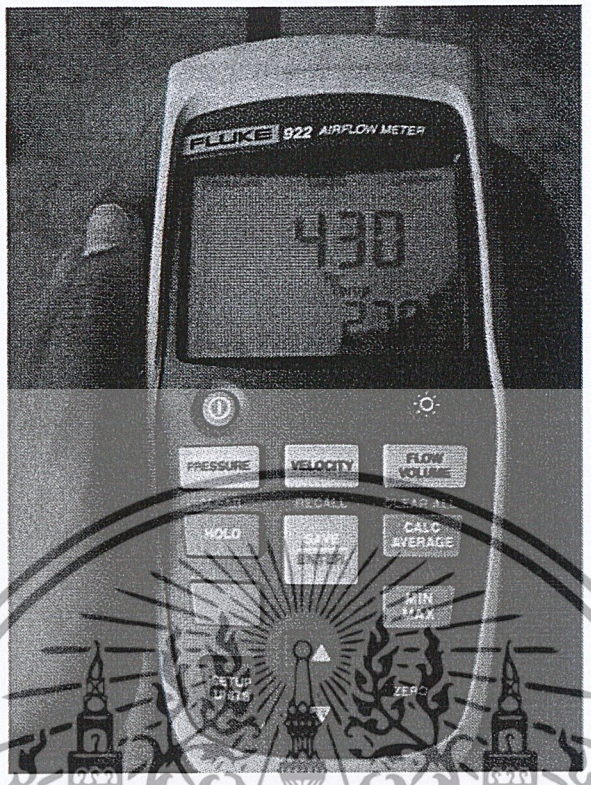
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2-13 ชุดเซ็นเซอร์วัดแรงอากาศพลศาสตร์

1. เซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหลัง
2. เซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหน้า
3. เซ็นเซอร์วัดแรงฉุด
4. กล่องแปลงสัญญาณ
5. ตัวปรับองศามุมปะทะ
6. ตัวล็อควัตถุทดสอบ
7. ตัวคลายน้ำหนักชุดเซ็นเซอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2-14 เครื่องวัดความเร็วลมแบบท่อพิโทต

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 3

การตรวจสอบชุดเซ็นเซอร์วัดแรงทางอากาศพลศาสตร์

3.1 วิธีทดสอบเซ็นเซอร์วัดแรงยกและเซ็นเซอร์วัดแรงฉุด

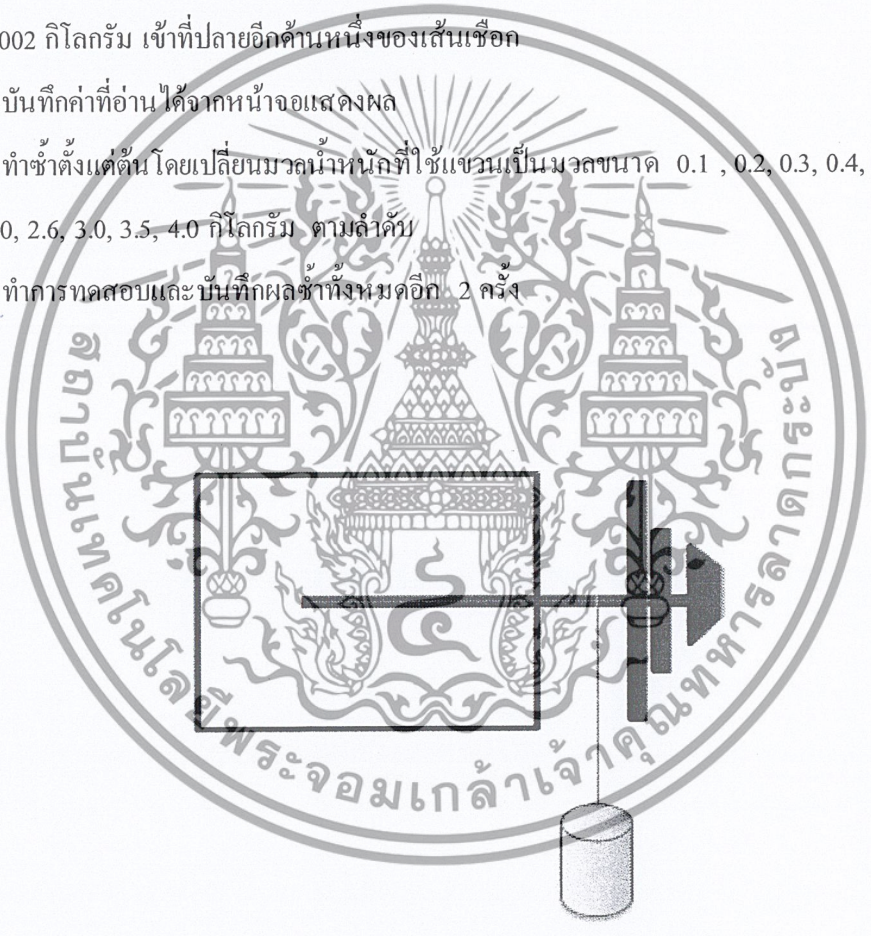
1. ต่อเพลาของวัตถุทดสอบเข้ากับชุดวัดแรง

2. ผูกเชือกเข้ากับเพลาด้านนอกชุดทดสอบเพื่อใช้แขวนมวลน้ำหนักจากนั้นแขวนมวลน้ำหนัก 0.002 กิโลกรัม เข้าที่ปลายอีกด้านหนึ่งของเส้นเชือก

3. บันทึกค่าที่อ่านได้จากหน้าจอแสดงผล

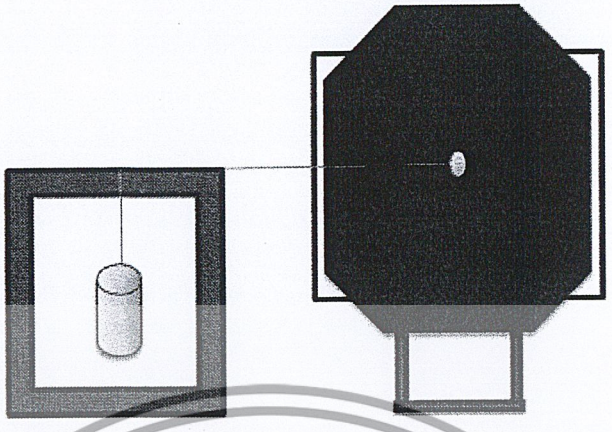
4. ทำซ้ำตั้งแต่ต้นโดยเปลี่ยนมวลน้ำหนักที่ใช้แขวนเป็นมวลขนาด 0.1 , 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.7, 1.0, 1.5, 2.0, 2.6, 3.0, 3.5, 4.0 กิโลกรัม ตามลำดับ

5. ทำการทดสอบและบันทึกผลซ้ำทั้งหมดอีก 2 ครั้ง



รูปที่ 3-1 แสดงการทดสอบเซ็นเซอร์วัดแรงยก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3-2 แสดงการทดสอบเซ็นเซอร์วัดแรงฉุด



รูปที่ 3-3 มวลน้ำหนักที่ใช้ในการทดสอบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.2 ผลการทดสอบก่อนการปรับแต่ง

ตาราง 3-1 ผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหน้า (ก่อนการปรับแต่ง)

น้ำหนักทดสอบ		ค่าที่ถูกต้องที่เซ็นเซอร์ควรวัดได้ (นิวตัน)	ค่าที่ได้จากการทดสอบ (นิวตัน)			ค่าเฉลี่ย (นิวตัน)	เปอร์เซนต์ความคลาดเคลื่อน
(กรัม)	(นิวตัน)		ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3		
100	0.98	0.49	0.52	0.56	0.50	0.53	6.87
200	1.96	0.98	1.07	1.04	1.13	1.08	9.17
300	2.94	1.47	1.59	1.54	1.69	1.61	8.41
400	3.92	1.96	2.11	2.07	2.19	2.12	7.60
500	4.91	2.45	2.56	2.59	2.54	2.56	4.32
700	6.87	3.43	3.65	3.70	3.70	3.68	6.78
1000	9.81	4.91	5.41	5.52	5.35	5.43	9.61
1500	14.72	7.36	8.31	8.46	8.31	8.36	11.99
2000	19.62	9.81	11.07	10.98	10.94	11.00	10.79
2600	25.51	12.75	13.83	13.93	13.98	13.91	8.34
3000	29.43	14.72	16.07	16.26	16.15	16.16	8.94
3500	34.34	17.17	18.61	18.54	18.56	18.57	7.55
4000	39.24	19.62	21.11	21.11	21.20	21.14	7.19
			ค่าเปอร์เซนต์ความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยรวม				8.27

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3-2 ผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหลัง (ก่อนการปรับแต่ง)

น้ำหนักทดสอบ		ค่าที่ถูกต้องที่เซ็นเซอร์ควรวัดได้ (นิวตัน)	ค่าที่ได้จากการทดสอบ (นิวตัน)			ค่าเฉลี่ย (นิวตัน)	เปอร์เซนต์ความคลาดเคลื่อน
(กรัม)	(นิวตัน)		ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3		
100	0.98	0.49	0.52	0.52	0.50	0.51	4.45
200	1.96	0.98	1.04	1.08	1.06	1.06	7.45
300	2.94	1.47	1.61	1.72	1.58	1.64	10.09
400	3.92	1.96	2.19	2.24	2.08	2.17	9.59
500	4.91	2.45	2.73	2.74	2.73	2.73	10.27
700	6.87	3.43	3.86	3.97	3.86	3.90	11.89
1000	9.81	4.91	5.43	5.45	5.43	5.44	9.78
1500	14.72	7.36	8.05	8.01	8.08	8.05	8.56
2000	19.62	9.81	11.88	10.79	10.83	11.17	12.15
2600	25.51	12.75	14.50	14.22	14.37	14.36	11.21
3000	29.43	14.72	16.80	16.54	16.84	16.73	12.03
3500	34.34	17.17	19.58	19.41	19.39	19.46	11.78
4000	39.24	19.62	22.32	22.49	22.25	22.35	12.23
			ค่าเปอร์เซนต์ความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยรวม				10.11

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

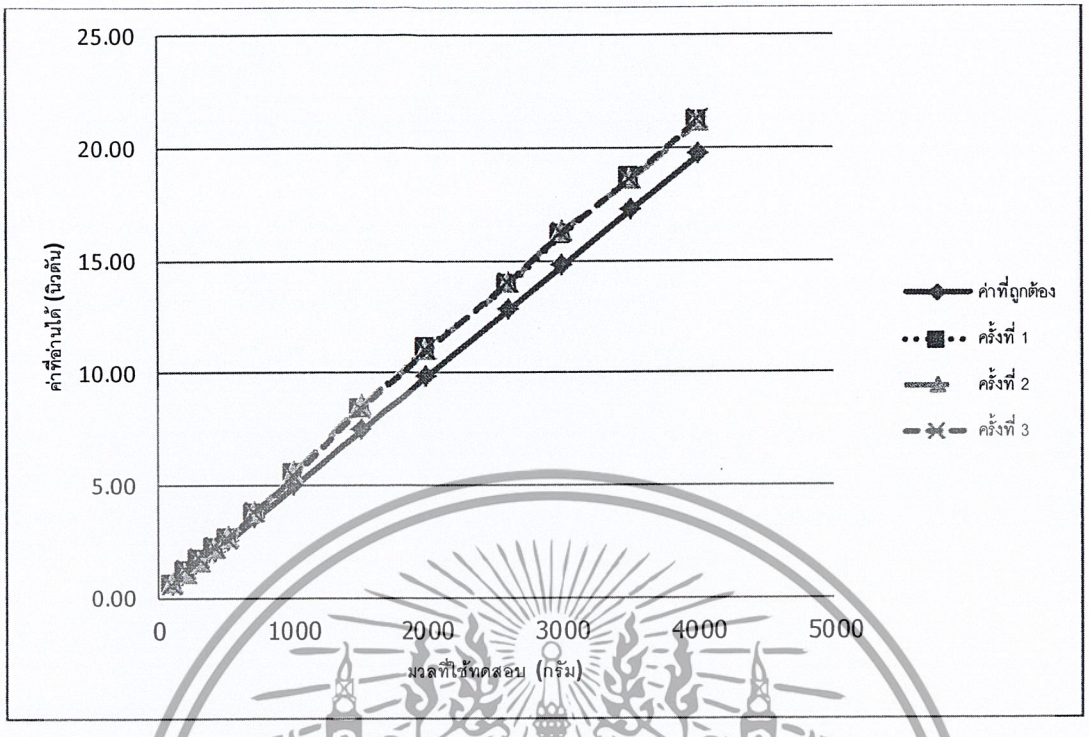
สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

ตารางที่ 3-3 ผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงฉุด (ก่อนการปรับแต่ง)

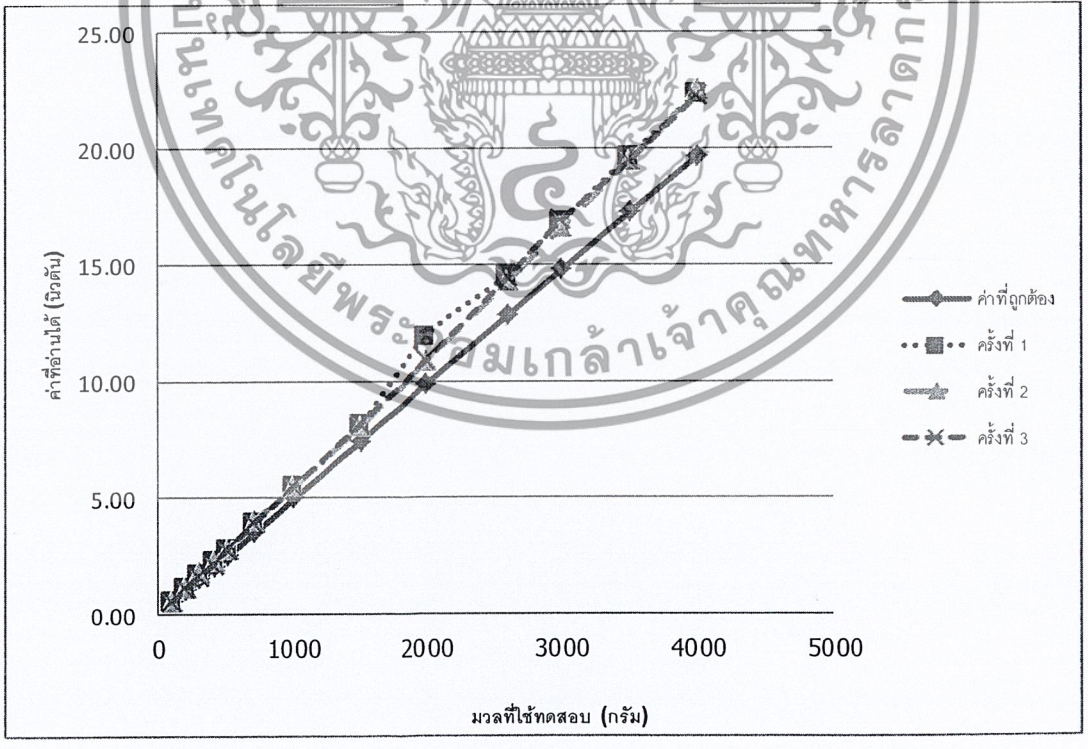
น้ำหนักทดสอบ		ค่าที่ถูกต้องที่เซ็นเซอร์ควรวัดได้ (นิวตัน)	ค่าที่ได้จากการทดสอบ (นิวตัน)			ค่าเฉลี่ย (นิวตัน)	เปอร์เซนต์ความคลาดเคลื่อน
(กรัม)	(นิวตัน)		ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3		
100	0.98	0.98	0.52	0.54	0.56	0.54	81.67
200	1.96	1.96	1.39	1.39	1.30	1.36	44.26
300	2.94	2.94	2.52	2.48	2.50	2.50	17.72
400	3.92	3.92	3.39	3.06	3.19	3.21	22.12
500	4.91	4.91	4.30	4.36	4.34	4.33	13.19
700	6.87	6.87	5.66	5.64	5.66	5.65	21.47
1000	9.81	9.81	7.03	7.18	7.14	7.12	37.85
1500	14.72	14.72	11.09	10.94	11.03	11.02	33.53
2000	19.62	19.62	13.52	14.18	14.56	14.09	39.28
2600	25.51	25.51	21.80	21.17	21.16	21.38	19.32
3000	29.43	29.43	23.71	24.27	24.10	24.03	22.49
3500	34.34	34.34	28.09	28.24	28.22	28.18	21.83
4000	39.24	39.24	31.85	31.82	31.98	31.88	23.07
			ค่าเปอร์เซนต์ความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยรวม				30.60

119154

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

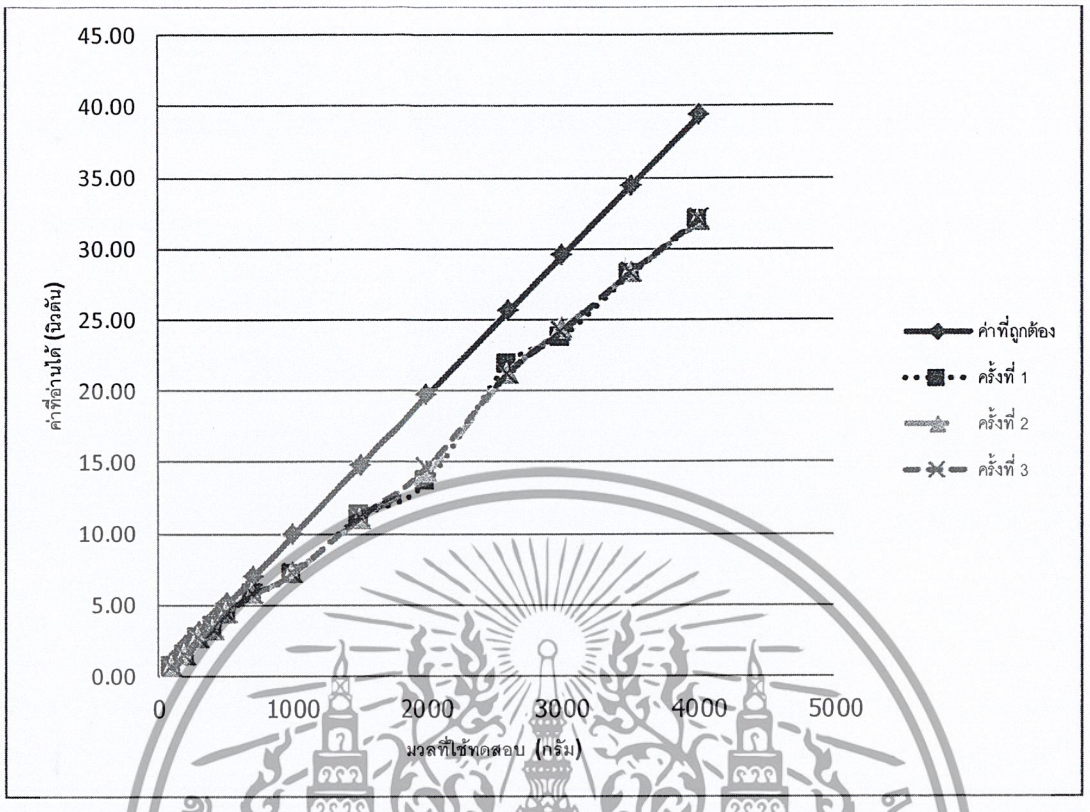


รูปที่ 3-4 กราฟแสดงผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหน้า (ก่อนการปรับแต่ง)



รูปที่ 3-5 กราฟแสดงผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหลัง (ก่อนการปรับแต่ง)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3-6 กราฟแสดงผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงฉุด (ก่อนการปรับแต่ง)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3 ผลการทดสอบหลังการปรับแต่ง

ภายหลังการปรับแต่งเซ็นเซอร์ที่กล่องแปลงสัญญาณแล้วบันทึกค่าที่อ่านได้จากหน้าจอแสดงผลได้ผลการทดสอบดังนี้

ตารางที่ 3-4 ผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหน้า (หลังการปรับแต่ง)

น้ำหนักทดสอบ		ค่าที่ถูกต้องที่เซ็นเซอร์ควรวัดได้ (นิวตัน)	ค่าที่ได้จากการทดสอบ (นิวตัน)			ค่าเฉลี่ย (นิวตัน)	เปอร์เซนต์ความคลาดเคลื่อน
(กรัม)	(นิวตัน)		ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3		
100	0.98	0.49	0.44	0.44	0.46	0.45	9.81
200	1.96	0.98	0.94	0.96	0.98	0.96	2.19
300	2.94	1.47	1.48	1.46	1.43	1.46	1.02
400	3.92	1.96	2.00	1.98	1.98	1.99	1.24
500	4.91	2.45	2.46	2.44	2.43	2.44	0.38
700	6.87	3.43	3.41	3.46	3.41	3.43	0.20
1000	9.81	4.91	4.93	4.91	4.93	4.92	0.37
1500	14.72	7.36	7.37	7.43	7.41	7.40	0.62
2000	19.62	9.81	10.15	9.89	9.94	9.99	1.83
2600	25.51	12.75	12.30	12.11	12.15	12.19	4.65
3000	29.43	14.72	14.06	14.00	14.02	14.03	4.91
3500	34.34	17.17	16.50	16.50	16.54	16.51	3.96
4000	39.24	19.62	18.56	18.81	18.70	18.69	4.98
			ค่าเปอร์เซ็นความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยรวม				2.78

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3-5 ผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหลัง (หลังการปรับแต่ง)

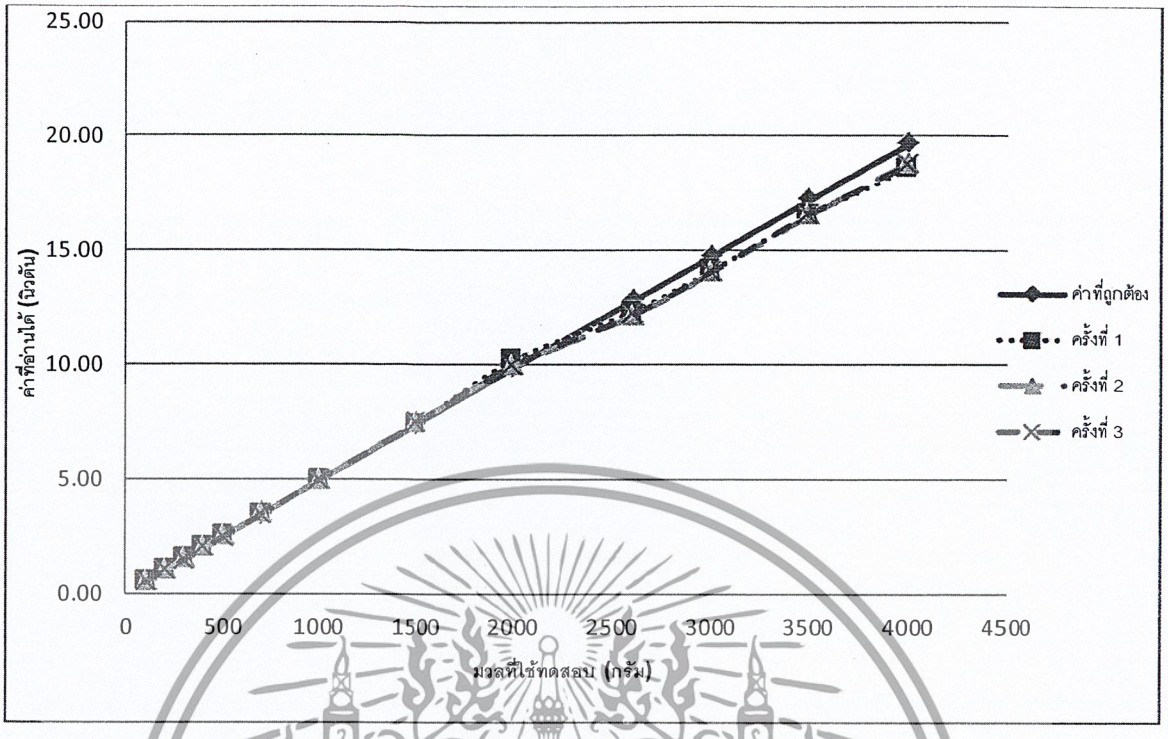
น้ำหนักทดสอบ		ค่าที่ถูกต้องที่เซ็นเซอร์ควรวัดได้ (นิวตัน)	ค่าที่ได้จากการทดสอบ (นิวตัน)			ค่าเฉลี่ย (นิวตัน)	เปอร์เซนต์ความคลาดเคลื่อน
(กรัม)	(นิวตัน)		ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3		
100	0.98	0.49	0.46	0.46	0.44	0.45	8.20
200	1.96	0.98	0.89	0.93	0.91	0.91	7.80
300	2.94	1.47	1.37	1.37	1.39	1.38	6.89
400	3.92	1.96	1.95	1.89	1.89	1.91	2.72
500	4.91	2.45	2.37	2.39	2.41	2.39	2.62
700	6.87	3.43	3.26	3.20	3.34	3.27	5.11
1000	9.81	4.91	4.77	4.77	4.73	4.76	3.12
1500	14.72	7.36	7.19	7.25	7.23	7.22	1.86
2000	19.62	9.81	9.62	9.66	9.62	9.63	1.83
2600	25.51	12.75	13.41	13.20	13.41	13.34	4.40
3000	29.43	14.72	15.41	15.35	15.44	15.40	4.45
3500	34.34	17.17	18.10	18.08	18.19	18.12	5.27
4000	39.24	19.62	20.49	20.58	20.60	20.56	4.56
			ค่าเปอร์เซ็นความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยรวม				4.52

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

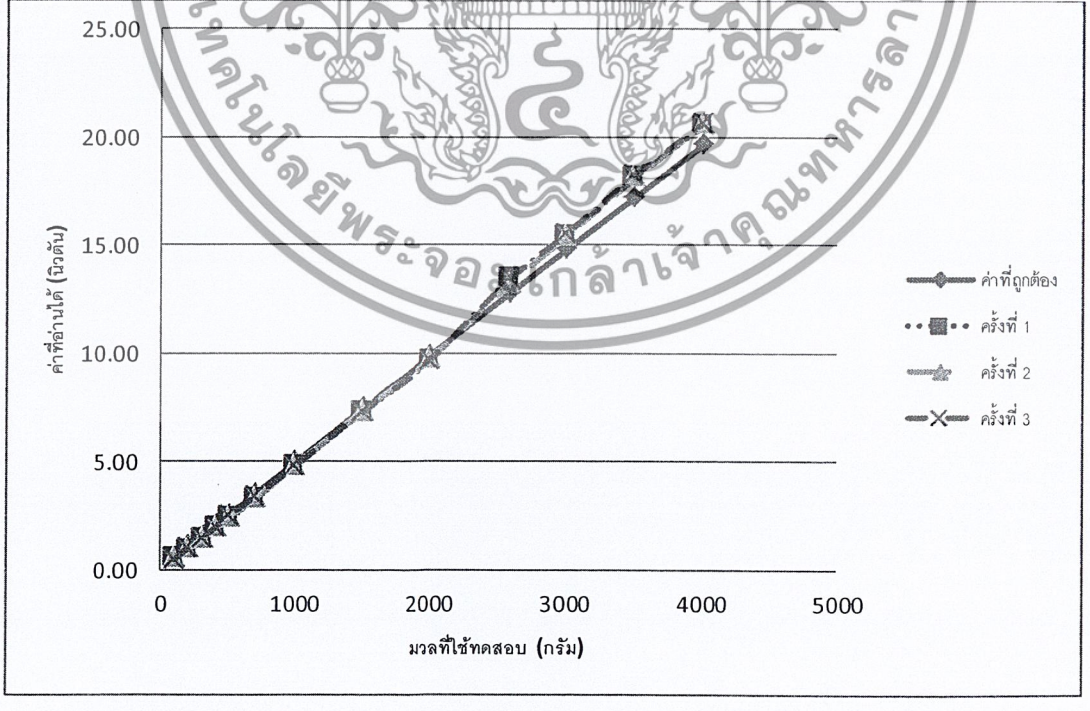
ตารางที่ 3-6 ผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงฉุด (หลังการปรับแต่ง)

น้ำหนักทดสอบ		ค่าที่ถูกต้องที่เซ็นเซอร์ควรวัดได้ (นิวตัน)	ค่าที่ได้จากการทดสอบ (นิวตัน)			ค่าเฉลี่ย (นิวตัน)	เปอร์เซนต์ความคลาดเคลื่อน
(กรัม)	(นิวตัน)		ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3		
100	0.98	0.98	0.95	0.95	0.98	0.96	2.19
200	1.96	1.96	1.93	1.85	1.91	1.90	3.44
300	2.94	2.94	2.93	2.97	2.91	2.94	0.22
400	3.92	3.92	3.88	3.84	3.89	3.87	1.40
500	4.91	4.91	4.71	4.79	4.67	4.72	3.85
700	6.87	6.87	6.32	6.27	6.29	6.29	9.12
1000	9.81	9.81	8.92	8.91	8.88	8.90	10.18
1500	14.72	14.72	13.31	13.34	13.37	13.34	10.31
2000	19.62	19.62	18.32	18.56	18.76	18.55	5.79
2600	25.51	25.51	24.10	24.34	24.25	24.23	5.27
3000	29.43	29.43	28.65	28.72	28.59	28.65	2.71
3500	34.34	34.34	33.35	33.32	33.15	33.27	3.19
4000	39.24	39.24	37.90	37.97	38.08	37.98	3.31
			ค่าเปอร์เซ็นความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยรวม				4.69

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

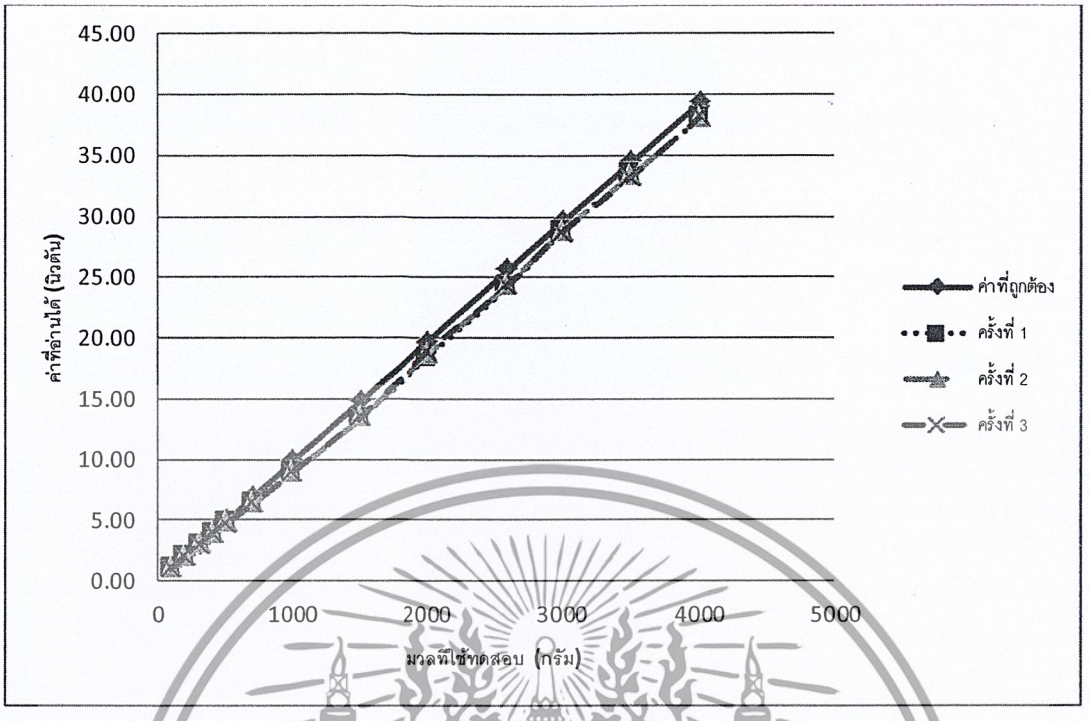


รูปที่ 3-7 กราฟแสดงผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหน้า (หลังการปรับแต่ง)



รูปที่ 3-8 กราฟแสดงผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดยกด้านหลัง (หลังการปรับแต่ง)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3-9 กราฟแสดงผลการทดสอบของเซ็นเซอร์วัดแรงฉุด (หลังการปรับแต่ง)

3.4 สรุปผลการทดสอบ

จากตารางบันทึกผลและกราฟจะเห็นได้ว่าค่าที่บันทึกได้หลังจากทำการปรับแก้ค่าแล้วมีความใกล้เคียงกับค่าที่ถูกต้องมากขึ้น โดยเซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหน้ามีความใกล้เคียงกับค่าที่ถูกต้อง ในช่วงมวลที่ใช้ทดสอบ 0.1 – 1 กิโลกรัม ค่าเปอร์เซนต์ความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยอยู่ที่ประมาณ 2 – 3 เปอร์เซนต์ เซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหลังมีค่าใกล้เคียงกับค่าที่ถูกต้องใกล้ช่วงที่ที่ใช้ทดสอบที่ 0.1 – 1 กิโลกรัมเช่นเดียวกันโดยมีค่าเปอร์เซนต์ความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยอยู่ที่ประมาณ 4 เปอร์เซนต์ และเซนเซอร์วัดแรงฉุดความใกล้เคียงกับค่าที่ถูกต้องมากขึ้นมีความใกล้เคียงกับค่าที่ถูกต้องในช่วง 0.1 – 0.5 กิโลกรัม โดยที่เซ็นเซอร์วัดแรงฉุดมีค่าเปอร์เซนต์ความคลาดเคลื่อนเฉลี่ยอยู่ที่ประมาณ 4 เปอร์เซนต์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4

การทดลองและผลการทดลอง

4.1 การทดสอบหาแรงยกและแรงฉุดอากาศของวัตถุทดสอบรูปทรงต่าง ๆ

อุปกรณ์การทดลอง

วัตถุทดสอบแบบต่าง ๆ

- ทรงกลมขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 9 เซนติเมตร
- ทรงกระบอกและครึ่งทรงกระบอกขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 10 เซนติเมตร ยาว 28 เซนติเมตร
- แพนอากาศ (ASW-7.33m de MCM, BE9304B และ DAN-MP) ความยาวคอร์ดเท่ากับ 15 เซนติเมตร ยาว 28 เซนติเมตร

ขั้นตอนการทดลอง

1. นำวัตถุทดสอบที่ต้องการทดสอบมาประกอบในช่องวัดแรงของชุดเซ็นเซอร์วัดแรง
2. ล็อคเพลาของวัตถุทดสอบให้แน่น หมุนสเกลวัดองศาไปที่ 0 องศา จากนั้นคลายตัวยึดน้ำหนักออก
3. เปิดหน้าจอแสดงผล โดยเมื่อเปิดเครื่องแล้วรอให้ตัวเลขหยุดนิ่งเสียก่อน
4. กดปุ่มคลายความเค้นในเซ็นเซอร์ โดยกดค้างไว้ 2-3 วินาที จากนั้นจึงกดปุ่ม TARE 1 ครั้ง (จากนี้ไม่ต้องกดปุ่ม TARE อีกจนกว่าจะสิ้นสุดการทดสอง)
5. ปรับความเร็วลมโดยหมุนวาล์วปีกผีเสื้อ ให้ให้อยู่ที่ระดับ “OPEN”
6. เปิดอุโมงค์ลมโดยปิดสวิตช์ให้อยู่ตำแหน่ง ON จากนั้นกดปุ่มสีเขียว
7. กดปุ่ม HOLD บันทึกค่าแรงทั้งหมดที่แสดงบนหน้าจอแสดงผล
8. ก่อนที่จะทำการทดสอบที่มุมปะทะองศาต่อไป ให้กดปุ่มคลายความเค้น อีก 1-2 ครั้ง จนกว่าตัวเลขที่หน้าจอแสดงผลจะวิ่งเข้าใกล้ศูนย์
9. ทำการเปลี่ยนค่ามุมปะทะโดยเปลี่ยนไปทีละ 2 องศา จนถึงที่มุมปะทะที่ 18 องศา และทำซ้ำแบบเดิมไปจนครบ 3 ครั้ง
10. ยึดตัวคลายน้ำหนักชุดเซ็นเซอร์ คลายตัวล็อคเพลาของวัตถุทดสอบออก เพื่อนำวัตถุทดสอบออก
11. ปิดอุโมงค์ลมโดยกดปุ่มสีแดง จากนั้นหมุนสวิตช์ให้อยู่ตำแหน่ง OFF

*** หมายเหตุ เซ็นเซอร์วัดแรงยกด้านหน้า (Fore) และแรงยกด้านหลัง (Aft) มีค่าแก้เท่ากับ +4

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 6-1 ผลการทดลองของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM

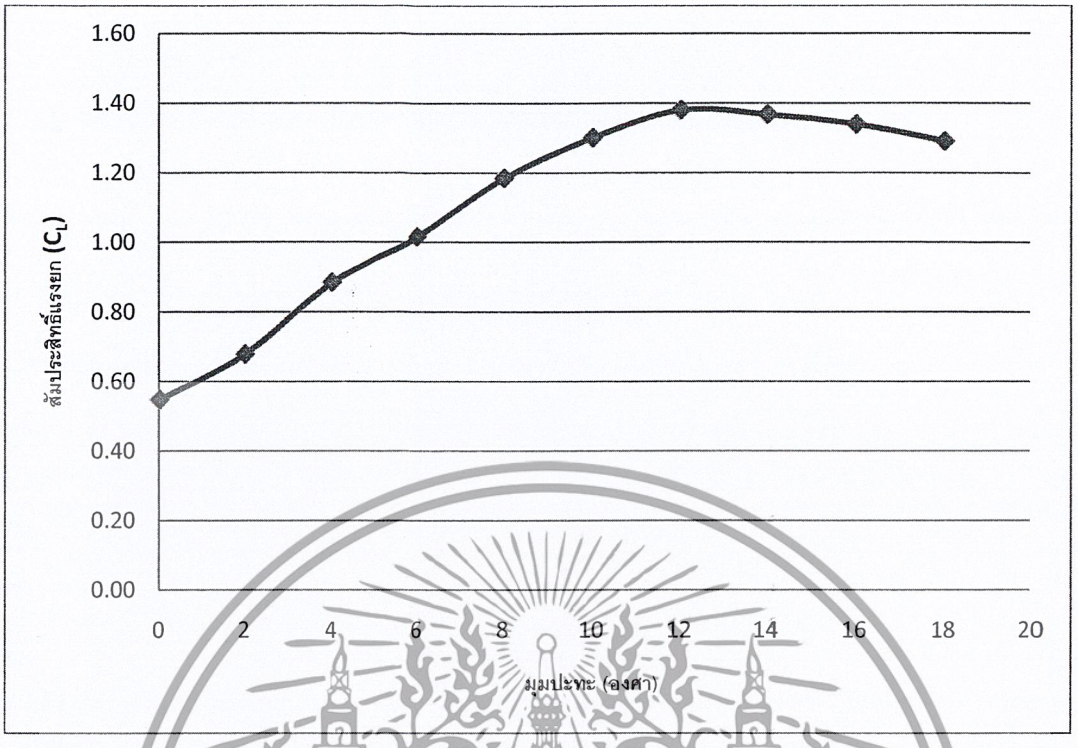
มุมปะทะ (องศา)	ครั้งที่ 1			ครั้งที่ 2			ครั้งที่ 3			แรงยก (นิวตัน)	สัมประสิทธิ์แรงยก (C_L)	แรงต้าน (นิวตัน)	สัมประสิทธิ์แรงต้าน (C_D)
	Fore	Aft	Drag	Fore	Aft	Drag	Fore	Aft	Drag				
0	6.54	10.20	1.45	6.76	10.38	1.45	6.31	10.25	1.52	24.81	0.55	1.47	0.03
2	9.80	13.11	1.69	9.31	12.89	1.78	9.70	13.35	1.74	30.72	0.68	1.74	0.04
4	14.31	17.69	2.48	14.46	17.73	2.45	14.12	17.76	2.56	40.02	0.88	2.50	0.06
6	17.09	20.45	3.13	17.67	20.53	3.13	17.56	20.64	3.26	45.98	1.01	3.17	0.07
8	22.43	23.29	3.84	22.35	23.27	3.86	22.24	23.34	3.84	53.64	1.18	3.85	0.08
10	24.24	26.56	4.43	24.46	26.64	4.58	24.46	26.51	4.67	58.96	1.30	4.56	0.10
12	25.59	28.81	5.75	25.78	28.69	5.69	25.89	28.90	5.78	62.55	1.38	5.74	0.13
14	25.72	28.14	9.02	25.59	28.63	9.08	25.57	28.27	9.08	61.97	1.37	9.06	0.20
16	24.52	28.22	12.94	24.52	28.12	12.98	24.48	28.24	12.92	60.70	1.34	12.95	0.29
18	23.91	26.79	15.44	24.03	26.85	15.72	23.06	26.84	15.76	58.49	1.29	15.64	0.34

ตารางที่ 6-2 ผลการทดลองของแพนอากาศ BE9304B

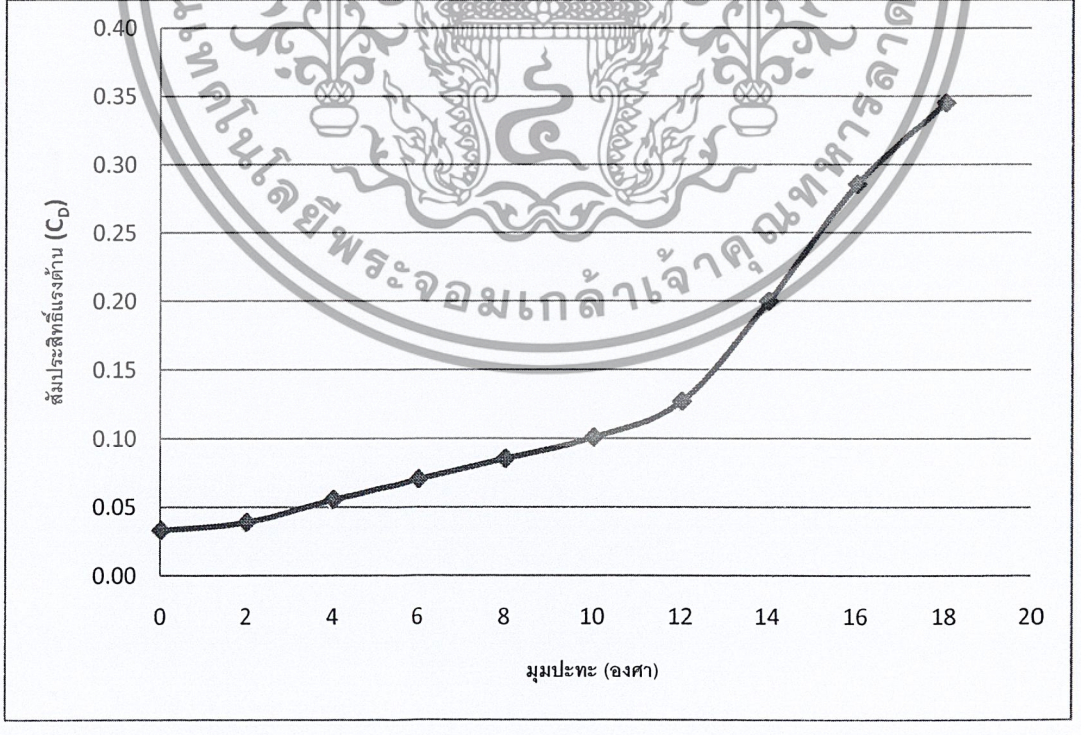
มุมปะทะ (องศา)	ครั้งที่ 1			ครั้งที่ 2			ครั้งที่ 3			แรงยก (นิวตัน)	สัมประสิทธิ์แรงยก (C_L)	แรงต้าน (นิวตัน)	สัมประสิทธิ์แรงต้าน (C_D)
	Fore	Aft	Drag	Fore	Aft	Drag	Fore	Aft	Drag				
0	6.02	10.48	1.19	6.20	10.70	0.98	5.81	10.61	1.19	24.61	0.54	1.12	0.02
2	8.78	13.35	1.46	8.94	13.15	1.39	8.82	13.23	1.46	30.09	0.66	1.44	0.03
4	13.50	16.95	1.87	13.61	17.04	1.84	13.61	16.95	1.84	38.55	0.85	1.85	0.04
6	17.48	20.32	2.61	17.52	20.45	2.58	17.52	20.46	2.58	45.92	1.01	2.59	0.06
8	20.67	22.82	3.00	20.94	23.31	3.08	20.89	22.96	3.02	51.86	1.14	3.03	0.07
10	24.17	25.79	3.93	24.89	26.22	3.88	24.80	25.98	3.88	58.62	1.29	3.90	0.09
12	27.57	28.11	4.47	27.20	28.57	4.75	27.35	28.45	4.55	63.75	1.40	4.59	0.10
14	29.26	30.96	5.75	28.98	30.54	5.71	28.98	30.54	5.71	67.75	1.49	5.72	0.13
16	27.24	31.28	6.82	26.96	31.35	6.80	26.98	31.95	6.99	66.59	1.47	6.87	0.15
18	25.96	31.72	7.92	25.15	32.02	8.33	25.26	31.84	7.97	65.32	1.44	8.07	0.18

ตารางที่ 6-3 ผลการทดลองของแพนอากาศ DAN-MP

มุมปะทะ (องศา)	ครั้งที่ 1			ครั้งที่ 2			ครั้งที่ 3			แรงยก (นิวตัน)	สัมประสิทธิ์แรงยก (C_L)	แรงต้าน (นิวตัน)	สัมประสิทธิ์แรงต้าน (C_D)
	Fore	Aft	Drag	Fore	Aft	Drag	Fore	Aft	Drag				
0	6.78	18.63	2.06	6.98	18.84	2.00	7.31	19.00	1.97	33.85	0.75	2.01	0.04
2	11.81	23.20	2.30	11.78	23.29	2.26	11.57	23.27	2.30	42.97	0.95	2.29	0.05
4	14.41	26.29	2.82	14.48	26.29	2.80	15.06	26.87	2.73	49.13	1.08	2.78	0.06
6	18.65	30.43	3.61	18.61	30.33	3.52	18.81	30.52	3.56	57.12	1.26	3.56	0.08
8	20.20	32.10	4.73	20.70	32.06	4.41	20.72	31.95	4.36	60.58	1.33	4.50	0.10
10	22.74	33.86	5.54	22.89	34.56	5.78	22.37	34.21	5.78	64.88	1.43	5.70	0.13
12	19.98	28.76	7.68	20.23	28.82	7.72	19.98	28.84	7.68	56.87	1.25	7.69	0.17
14	15.86	23.24	10.57	15.86	23.14	10.57	15.86	23.56	10.57	47.17	1.04	10.57	0.23
16	13.33	19.22	14.25	13.33	19.22	14.57	13.33	19.22	14.35	40.55	0.89	14.39	0.32
18	12.58	15.27	18.29	12.58	15.47	18.46	12.58	15.32	18.34	35.93	0.79	18.36	0.40

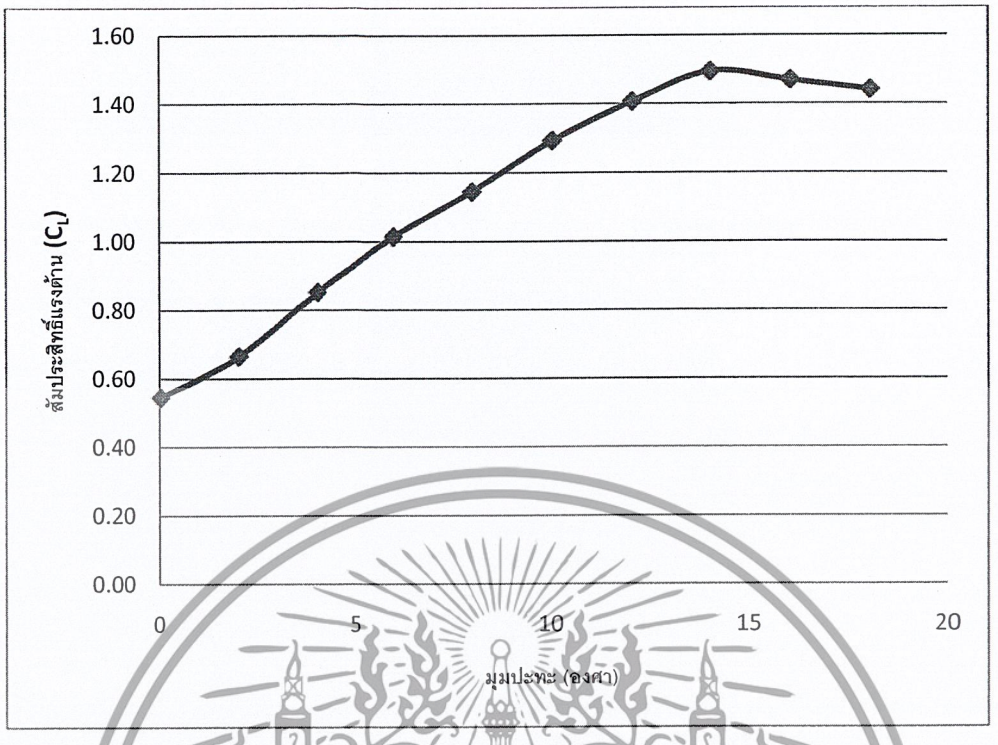


รูปที่ 4-1 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า C_L กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM

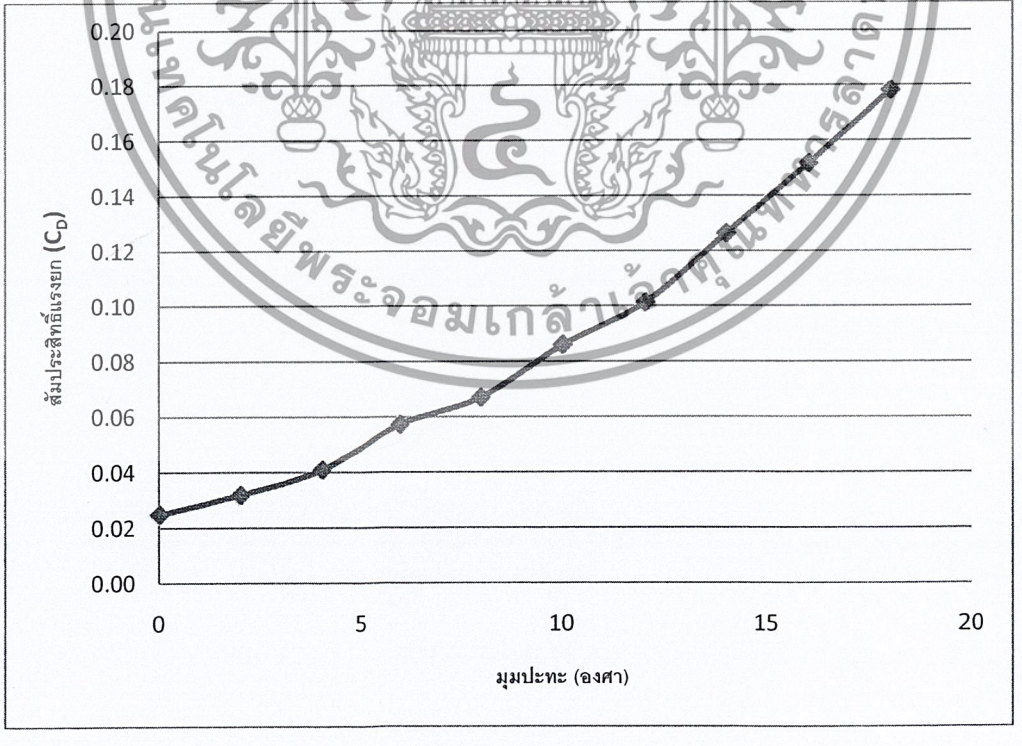


รูปที่ 4-2 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า C_D กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

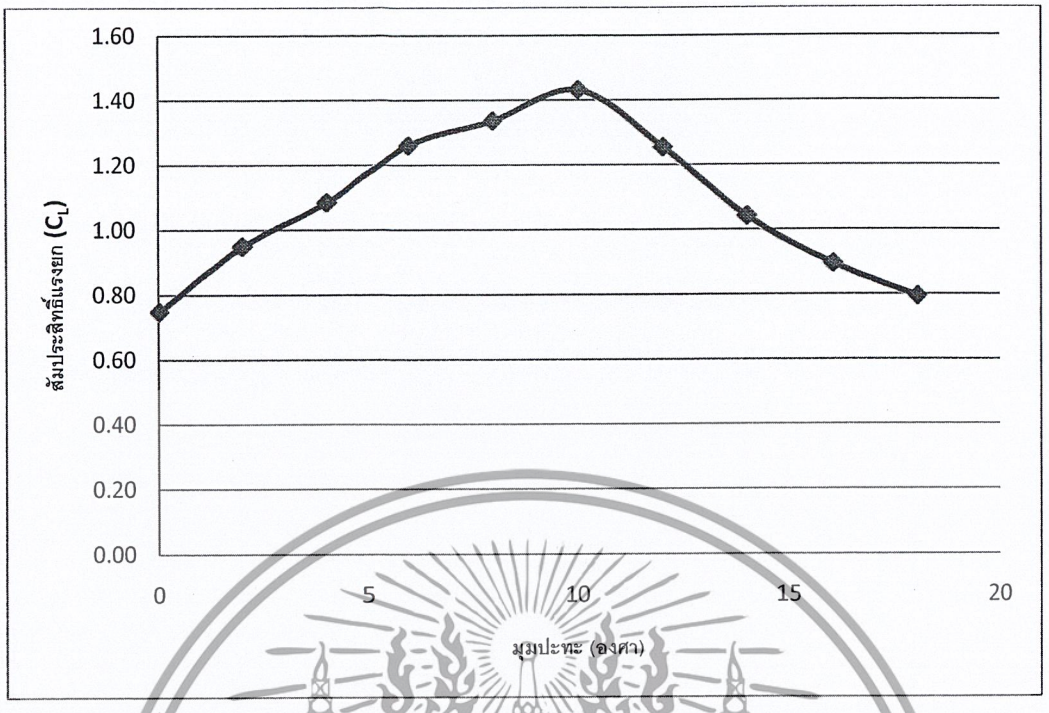


รูปที่ 4-3 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า C_L กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศ BE9304B

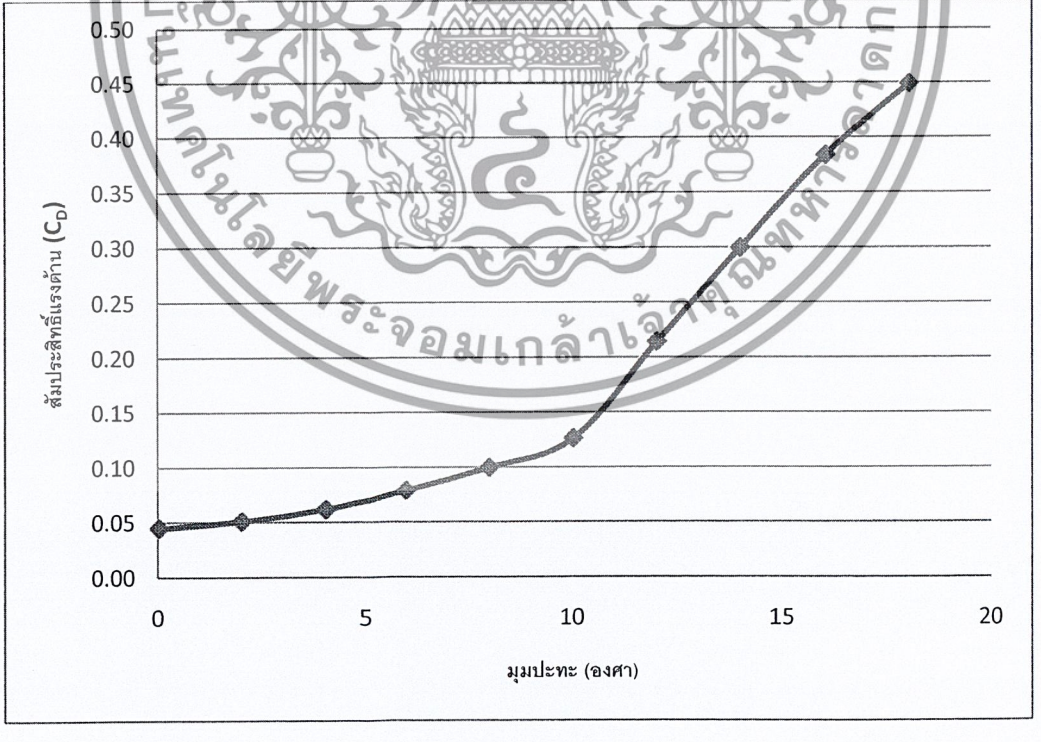


รูปที่ 4-4 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า C_D กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศ BE9304B

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4-5 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า C_L กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศ DAN-MP



รูปที่ 4-6 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า C_D กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศ DAN-MP

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4-4 ผลการทดลองของทรงกลม

ความเร็วลม (m/s)	เลขเรย์โนลดส์	แรงฉุด (D)	สัมประสิทธิ์แรงฉุด (C_D)
42.2	860,000	4.3	0.62
39.8	810,000	3.8	0.62
31.8	650,000	2.41	0.61
21.1	430,000	1.39	0.80
13.8	280,000	0.57	0.77
8.5	170,000	0.17	0.60

ตารางที่ 4-5 ผลการทดลองของทรงกระบอก

ความเร็วลม (m/s)	เลขเรย์โนลดส์	แรงฉุด (D)	สัมประสิทธิ์แรงฉุด (C_D)
42.2	860,000	11.83	0.39
39.8	810,000	11.42	0.42
31.8	650,000	8.38	0.48
21.1	430,000	6.14	0.80
13.8	280,000	3.69	1.13
8.5	170,000	1.46	1.18

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4-6 ผลการทดลองของทรงครึ่งทรงกระบอก (ด้านแบนปะทะลม)

ความเร็วลม (m/s)	เลขเรย์โนลดส์	แรงฉุด (D)	สัมประสิทธิ์แรงฉุด (C_D)
42.2	860,000	22.42	0.73
39.8	810,000	21.17	0.78
31.8	650,000	18.41	1.06
21.1	430,000	14.81	1.94
13.8	280,000	9.51	2.91
8.5	170,000	3.65	2.95

ตารางที่ 4-7 ผลการทดลองของทรงครึ่งทรงกระบอก (ด้านนูนปะทะลม)

ความเร็วลม (m/s)	เลขเรย์โนลดส์	แรงฉุด (D)	สัมประสิทธิ์แรงฉุด (C_D)
42.2	860,000	16.56	0.54
39.8	810,000	15.82	0.58
31.8	650,000	12.26	0.71
21.1	430,000	8.23	1.08
13.8	280,000	3.93	1.20
8.5	170,000	1.50	1.21

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.3 สรุปผลการทดลอง

หลังจากทำการปรับปรุงชุดอุปกรณ์วัดแรงแล้ว นำอุปกรณ์ทดสอบทั้งหมดไปทดสอบในอุโมงค์ลม สามารถสรุปอิทธิพลของแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่มีผลต่อรูปทรงต่าง ๆ ของอุปกรณ์ทดสอบได้ ดังนี้

4.1.1 แพนอากาศแบบ ASW-7.33m de MCM, BE9304B และ DAN-MP จะมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดที่มุมปะทะมุมหนึ่ง ซึ่งแพนอากาศแต่ละรูปทรงก็จะมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดแตกต่างกัน ณ มุมปะทะที่แตกต่างกันเช่นกัน โดยแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดเท่ากับ 1.38 ที่มุมปะทะ 12 องศา แพนอากาศแบบ BE9304B มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดเท่ากับ 1.49 ที่มุมปะทะ 14 องศา และแพนอากาศแบบ DAN-MP มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดเท่ากับ 1.43 ที่มุมปะทะ 10 องศา ส่วนค่าสัมประสิทธิ์แรงฉุดนั้นจะมีแนวโน้มที่เพิ่มขึ้นอย่างต่อเนื่องและเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็วหลังจากมุมปะทะที่เกิดค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดของแต่ละแบบ

4.1.2 ทรงกลม ทรงกระบอก ครึ่งทรงกระบอก เมื่อความเร็วลมเพิ่มขึ้น จะได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงฉุด น้อยลง เป็นไปตามสมการการหาค่าสัมประสิทธิ์แรงฉุด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.4 แรงยกและแรงฉุดที่ค่าความเร็วลมต่างกัน

ขั้นตอนการทดลอง

1. นำวัตถุทดสอบที่ต้องการทดสอบมาประกอบในช่องวัดแรงของชุดเซ็นเซอร์วัดแรง
2. ล็อคเพลาของวัตถุทดสอบให้แน่น หมุนสเกลวัดองศาไปที่ 0 องศา จากนั้นคลายตัวยึดน้ำหนักออก
3. เปิดหน้าจอแสดงผล โดยเมื่อเปิดเครื่องแล้วรอให้ตัวเลขหยุดนิ่งเสียก่อน
4. กดปุ่มคลายความเค้นในเซ็นเซอร์ โดยกดค้างไว้ 2-3 วินาที จากนั้นจึงกดปุ่ม TARE 1 ครั้ง (จากนี้ไม่ต้องกดปุ่ม TARE อีกจนกว่าจะสิ้นสุดการทดลอง)
5. ปรับความเร็วลมโดยหมุนวาล์วปีกผีเสื้อ ให้ให้อยู่ที่ตำแหน่ง OPEN, 6, 5, 4, 3 และ 2
6. เปิดอุโมงค์ลมโดยบิดสวิตช์ให้อยู่ตำแหน่งตรง จากนั้นกดปุ่มสีเขียว
7. กดปุ่ม Hold บันทึกค่าแรงทั้งหมดที่แสดงบนหน้าจอแสดงผล
8. ก่อนที่จะทำการทดสอบที่มุมปะทะองศาต่อไป ให้กดปุ่มคลายความเค้น อีก 1-2 ครั้ง จนกว่าตัวเลขที่หน้าจอแสดงผลจะวิ่งเข้าใกล้ศูนย์
9. ทำการเปลี่ยนค่ามุมปะทะ โดยทดสอบที่มุมปะทะ 0, 10 และ 15 แบบเดิมไปจนครบ 3 ครั้ง
10. ยึดตัวคลายน้ำหนักชุดเซ็นเซอร์ คลายตัวล็อคเพลาของวัตถุทดสอบออก เพื่อนำวัตถุทดสอบออก
11. ปิดอุโมงค์ลมโดยกดปุ่มสีแดง จากนั้นหมุนสวิตช์ให้อยู่ตำแหน่ง OFF

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.5 ผลการทดลอง

ตารางที่ 4-8 ผลการทดลองการเปลี่ยนความเร็วลมที่มุมปะทะ 0, 5 และ 10 องศาของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM

ความเร็วลม (m/s)	มุมปะทะ 0 องศา		มุมปะทะ 5 องศา		มุมปะทะ 10 องศา	
	แรงยก	แรงฉุด	แรงยก	แรงฉุด	แรงยก	แรงฉุด
42.2	11.92	1.35	30.7	2.37	47.4	4.36
39.8	10.75	1.17	27.96	2.08	42.03	3.91
31.8	6.95	0.82	18.68	1.41	26.75	2.48
21.1	3.43	0.28	8.54	0.56	12.18	1.21
13.8	1.18	0.09	3.33	0.19	4.95	0.46
8.5	0.45	0.02	1.07	0.04	1.55	0.15

ตารางที่ 4-9 ผลการทดลองการเปลี่ยนความเร็วลมที่มุมปะทะ 0, 5 และ 10 องศาของแพนอากาศ BE9304B

ความเร็วลม (m/s)	มุมปะทะ 0 องศา		มุมปะทะ 5 องศา		มุมปะทะ 10 องศา	
	แรงยก	แรงฉุด	แรงยก	แรงฉุด	แรงยก	แรงฉุด
42.2	18.66	18.66	42.99	2.84	57.87	4.91
39.8	17.76	17.76	38.97	2.45	52.89	4.52
31.8	12.04	12.04	24.7	1.65	34.79	2.93
21.1	5.07	5.07	10.13	0.7	15.64	1.33
13.8	2.00	2.00	4.43	0.32	6.16	0.56
8.5	0.76	0.76	1.45	0.09	2.32	0.19

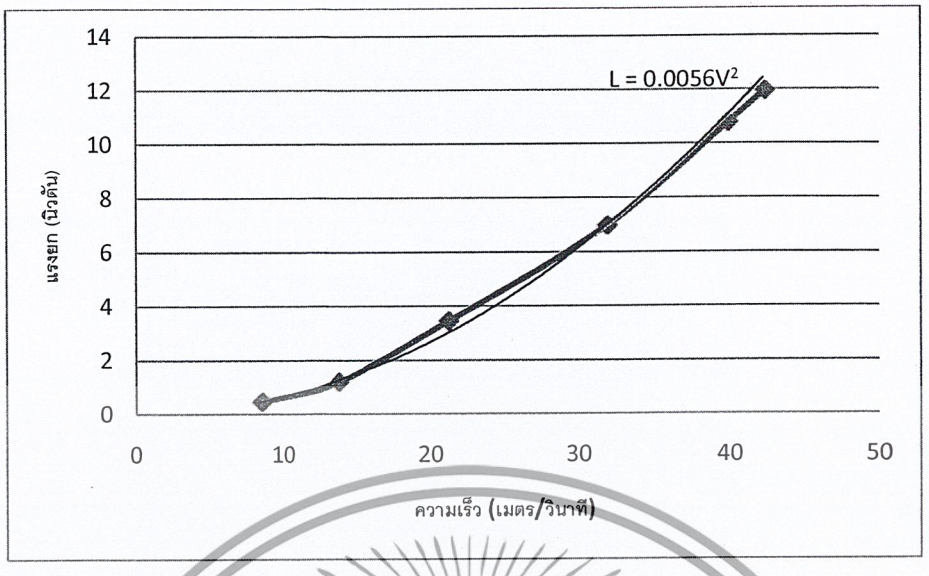
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4-10 ผลการทดลองการเปลี่ยนความเร็วลมที่มุมปะทะ 0, 5 และ 10 องศาของแพนอากาศ DAN-MP

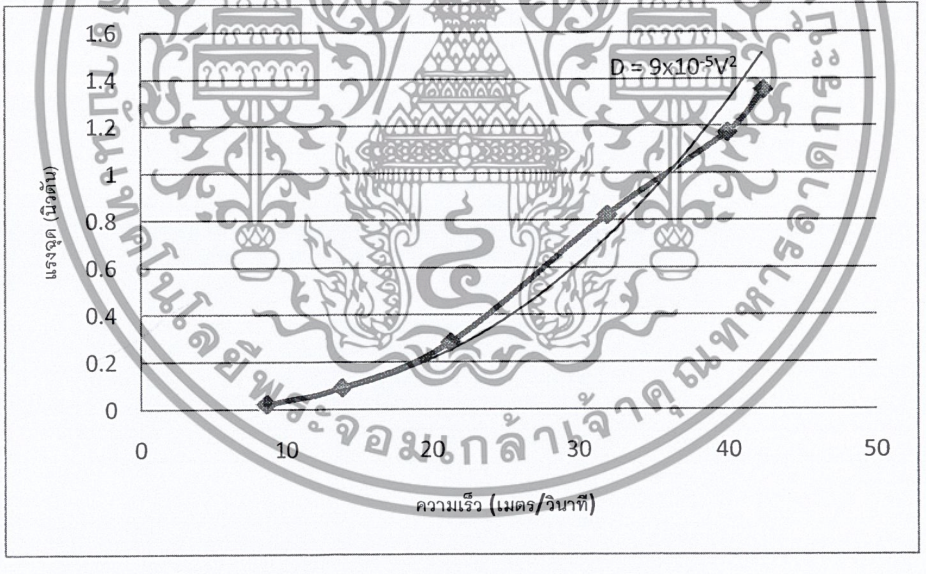
ความเร็วลม (m/s)	มุมปะทะ 0 องศา		มุมปะทะ 5 องศา		มุมปะทะ 10 องศา	
	แรงยก	แรงฉุด	แรงยก	แรงฉุด	แรงยก	แรงฉุด
42.2	23.49	1.87	40.78	3.15	56.2	5.58
39.8	21.22	1.71	38.09	2.87	50.59	4.97
31.8	13.72	1.19	25.96	1.91	34.34	3.36
21.1	6.11	0.5	11.32	0.82	15.81	1.45
13.8	2.47	0.19	4.87	0.33	6.53	0.61
8.5	0.87	0.07	1.78	0.09	2.46	0.22

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

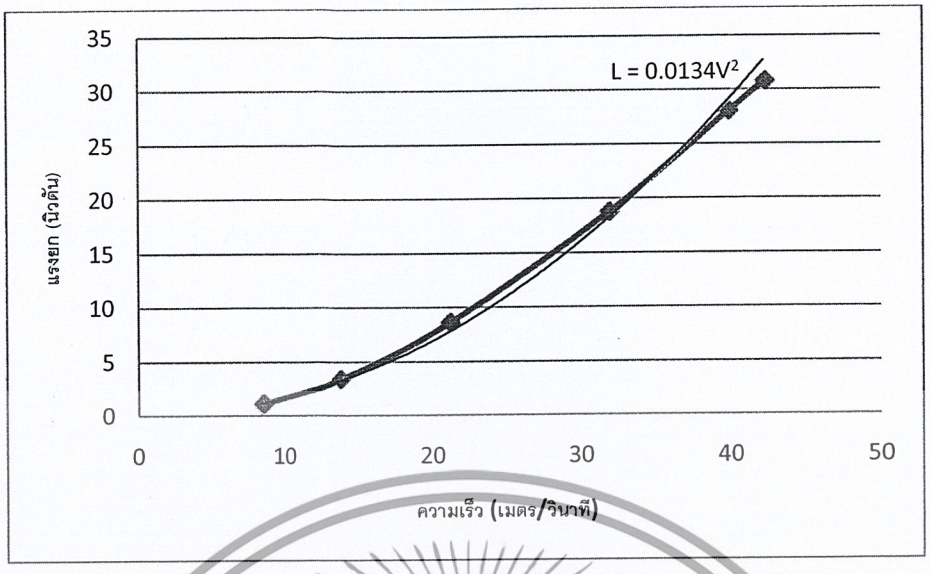


รูปที่ 4-7 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 0 องศา ของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_L A = 0.0056$

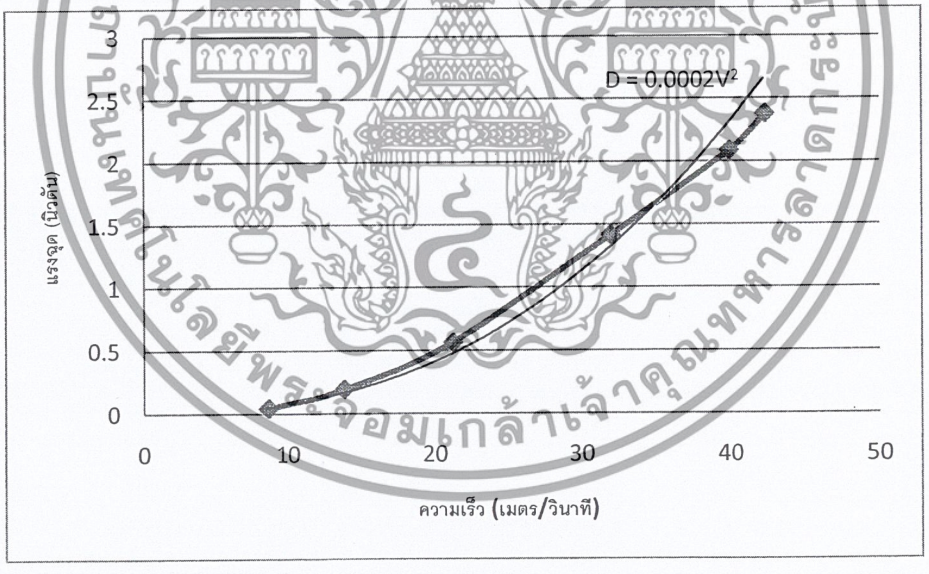


รูปที่ 4-8 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 0 องศา ของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_D A = 9x10^{-5}$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

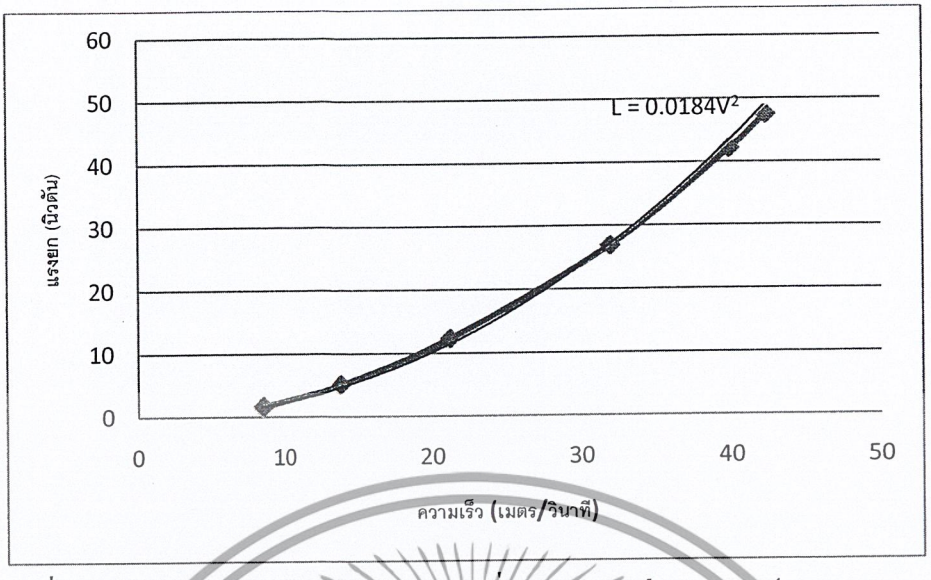


รูปที่ 4-9 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 5 องศา ของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_L A = 0.00134$

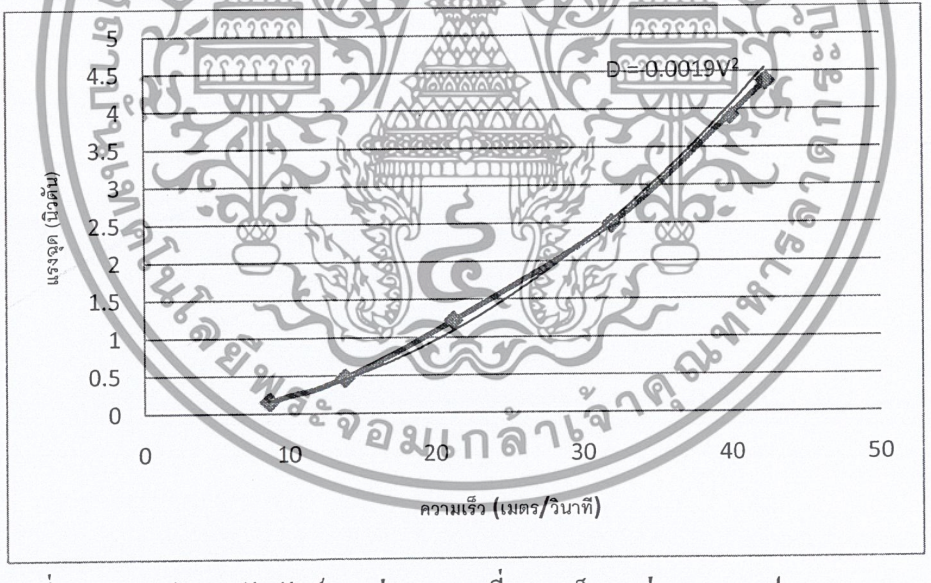


รูปที่ 4-10 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 5 องศา ของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_D A = 0.0002$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

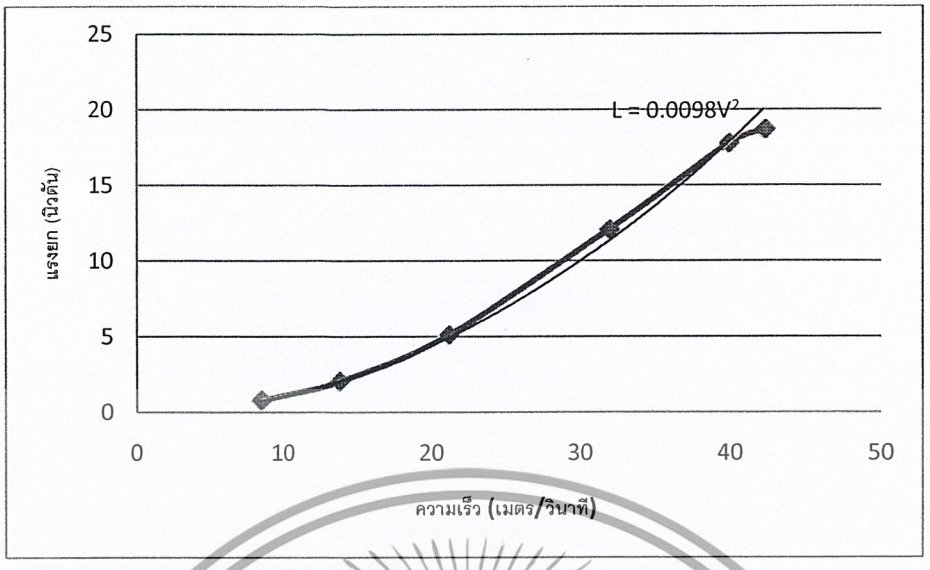


รูปที่ 4-11 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 10 องศา ของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_L A = 0.0184$

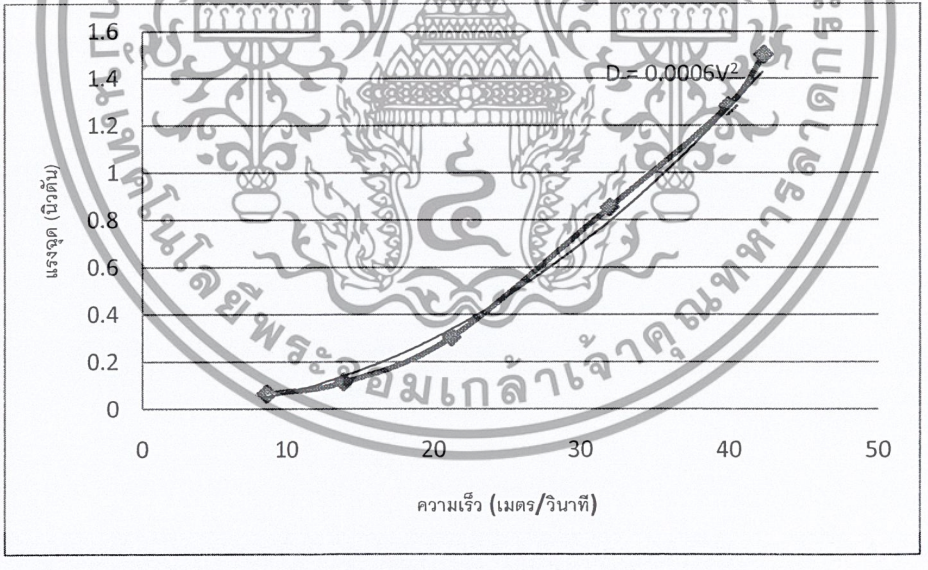


รูปที่ 4-12 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 10 องศา ของแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_D A = 0.0019$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

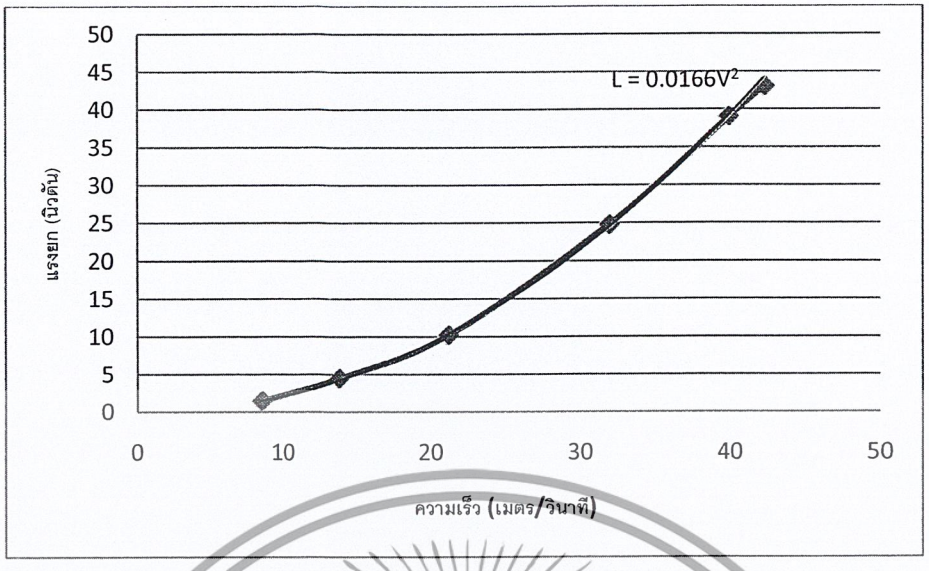


รูปที่ 4-13 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 0 องศา ของแพนอากาศ BE9304B เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_L A = 0.0098$

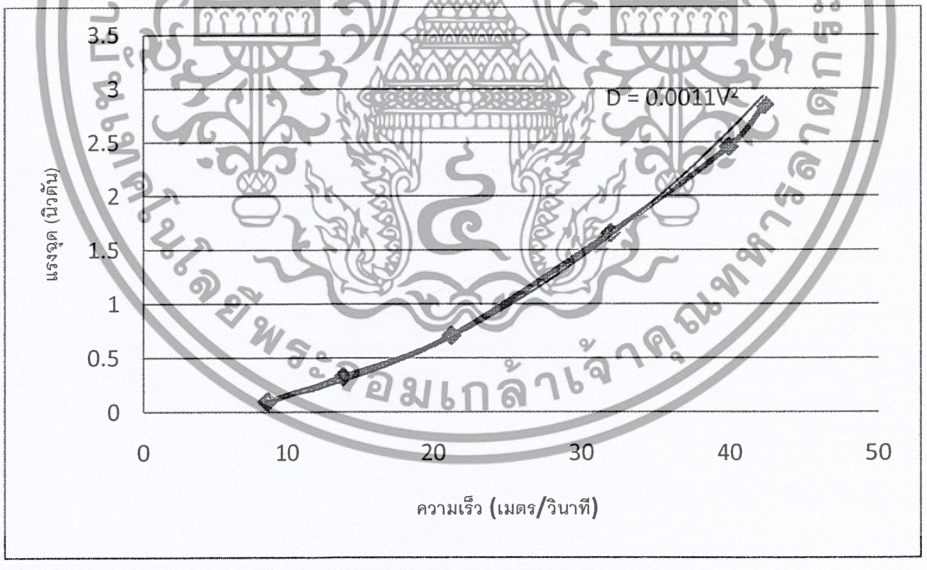


รูปที่ 4-14 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 0 องศา ของแพนอากาศ BE9304B เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_D A = 0.0006$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

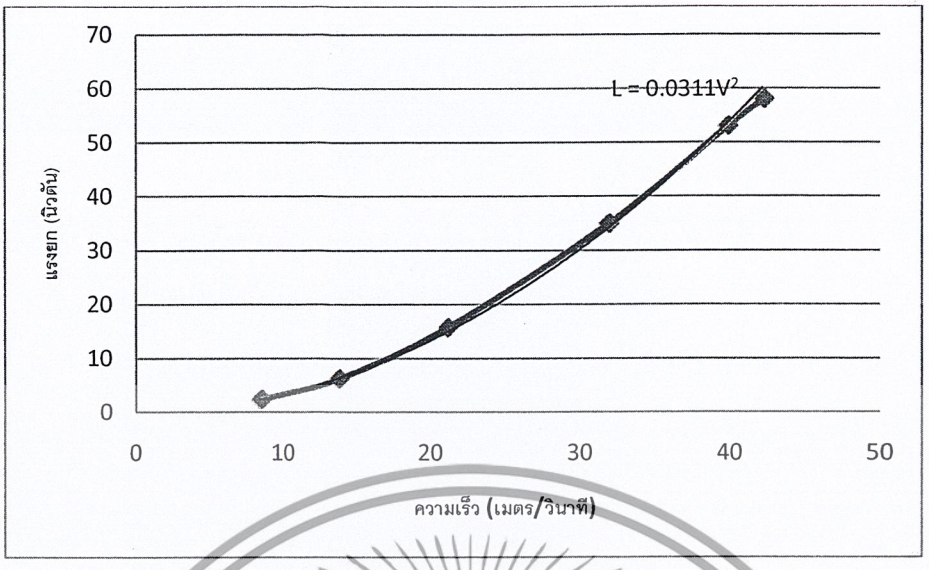


รูปที่ 4-15 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 5 องศา ของแพนอากาศ BE9304B เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_L A = 0.0166$

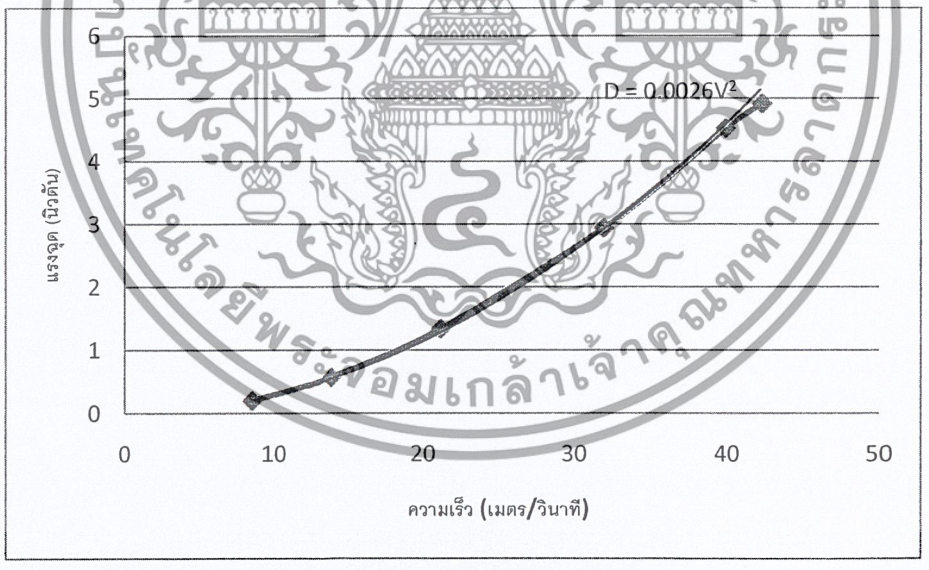


รูปที่ 4-16 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 5 องศา ของแพนอากาศ BE9304B เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_D A = 0.0011$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

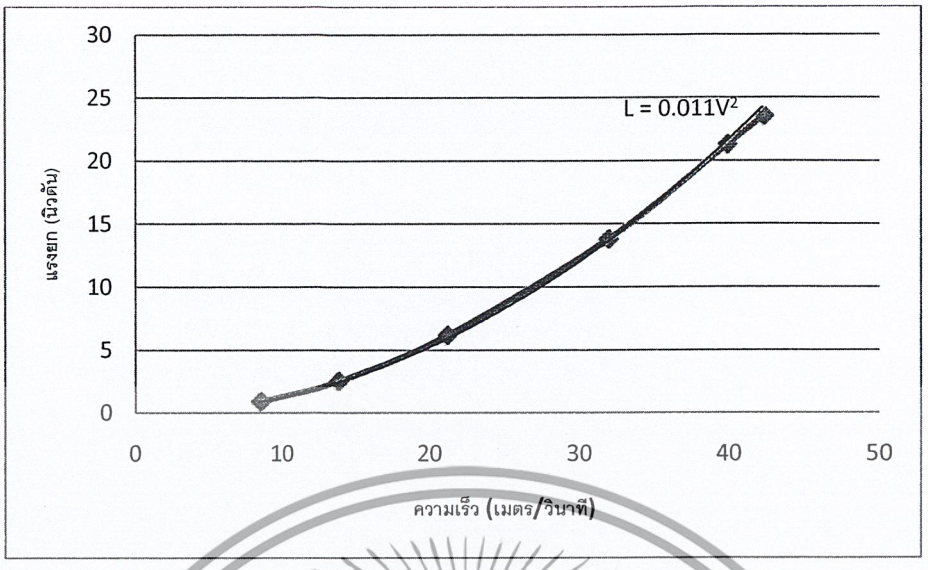


รูปที่ 4-17 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 10 องศา ของแพนอากาศ BE9304B เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_L A = 0.0311$

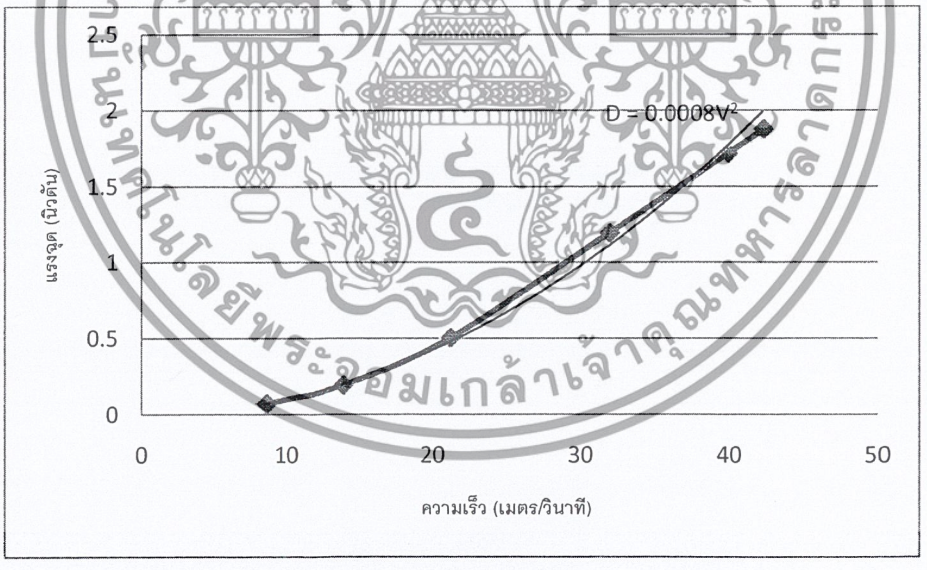


รูปที่ 4-18 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 10 องศา ของแพนอากาศ BE9304B เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_D A = 0.0026$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

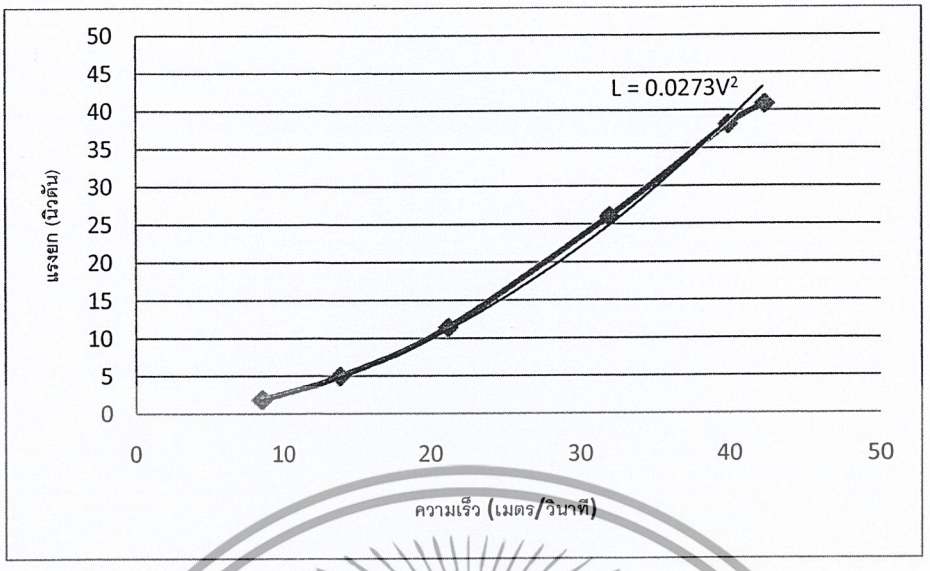


รูปที่ 4-19 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 0 องศา ของแพนอากาศ DAN-MP เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_L A = 0.0011$

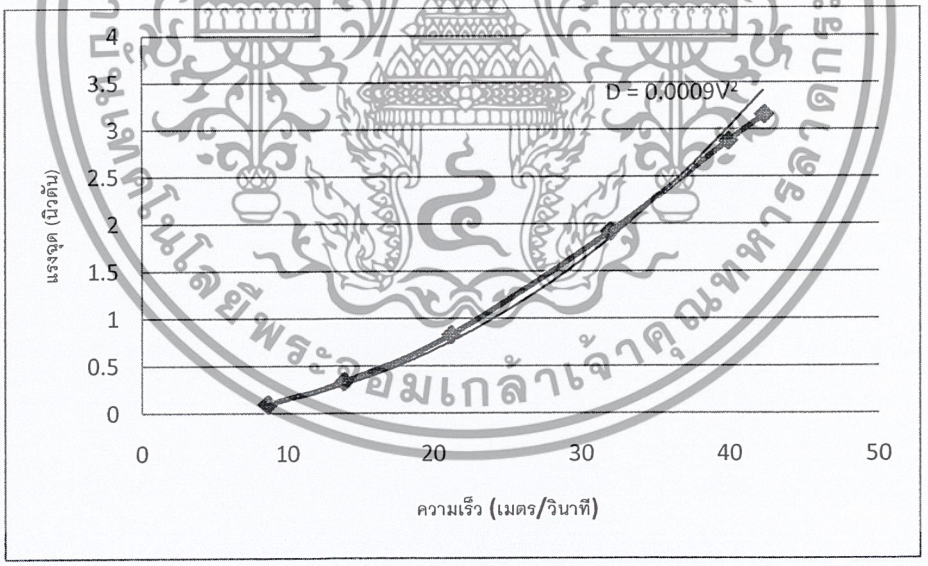


รูปที่ 4-20 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 0 องศา ของแพนอากาศ DAN-MP เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_D A = 0.0008$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

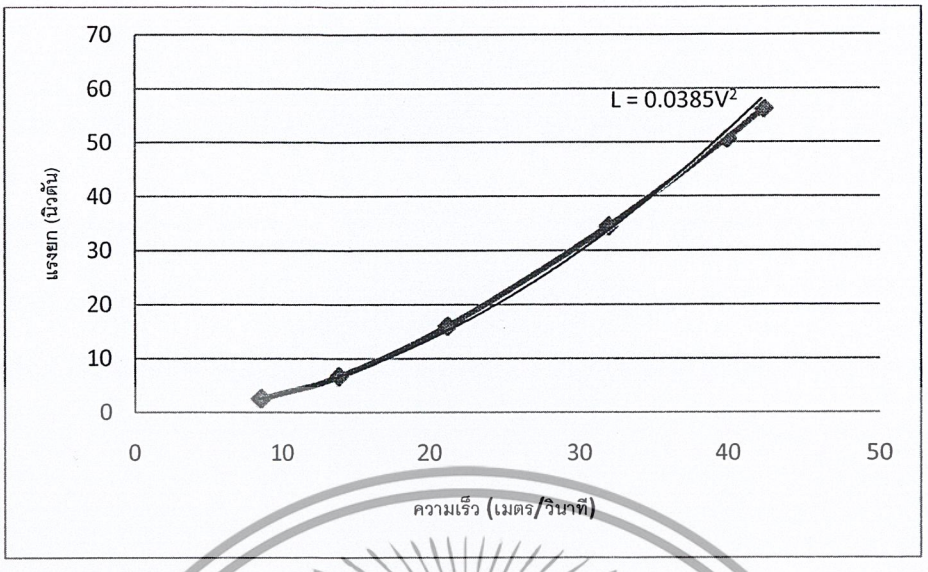


รูปที่ 4-21 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 5 องศา ของแพนอากาศ DAN-MP เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_L A = 0.0273$

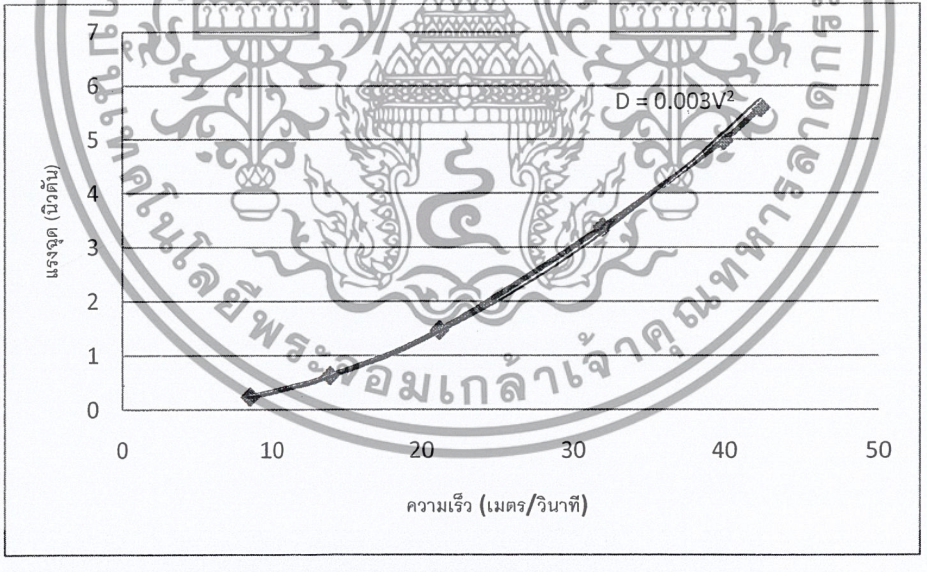


รูปที่ 4-22 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 5 องศา ของแพนอากาศ DAN-MP เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_D A = 0.0009$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4-23 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 10 องศา ของแพนอากาศ DAN-MP เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_L A = 0.0385$



รูปที่ 4-24 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงฉุดที่ความเร็วลมต่างๆ ณ มุมปะทะ 10 องศา ของแพนอากาศ DAN-MP เมื่อ $\frac{1}{2}\rho C_D A = 0.0030$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.6 สรุปผลการทดลอง

จากการทดสอบและบันทึกผลของแรงยกและแรงฉุดโดยการเปลี่ยนแปลงความเร็วลมที่ความเร็วต่าง ๆ พบว่า แรงยกและแรงฉุดแปรผันตรงกับกำลังสองของความเร็วลม ดังสมการ

$$F_L = {}^1/_2\, \rho_\infty C_L l c V_\infty^2$$
$$F_D = {}^1/_2\, \rho_\infty C_D l c V_\infty^2$$



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5

สรุปผลการทดลอง

เนื่องจากโครงงานนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อปรับปรุงอุโมงค์ลมความเร็วต่ำแบบปิดสำหรับใช้เป็นอุปกรณ์ปฏิบัติการทางอากาศพลศาสตร์ โดยย่านความเร็วลมที่ทำได้อยู่ในช่วง 8 ถึง 42 เมตรต่อวินาที

ในโครงงานนี้เน้นในเรื่องการปรับปรุงอุโมงค์ลมและอุปกรณ์ที่ใช้ร่วมกันในการทดสอบรวมไปถึงสร้างวัตถุที่ใช้ทดสอบทางอากาศพลศาสตร์ขึ้น โดยการที่ได้ปรับปรุงอุปกรณ์ที่เกี่ยวข้องกับการทดสอบอุโมงค์ลมพบว่าตัวรับรู้หรือเซ็นเซอร์ มีค่าความผิดพลาดเกิดขึ้นเล็กน้อย เนื่องจากขาดการบำรุงรักษาและใช้งานมาเป็นเวลานาน ทำให้เกิดสนิมและเกิดความผิดที่ข้อต่อต่าง ๆ อีกทั้งย่านของน้ำหนักที่เซนเซอร์สามารถวัดค่าได้อย่างแม่นยำนั้นอยู่ที่ 100 ถึง 500 กรัม ช่วงนี้จะมีค่าความผิดพลาดน้อยที่สุด

จากการดำเนินการออกแบบวัตถุที่ใช้ทดสอบทางอากาศพลศาสตร์

1. การสร้างวัตถุทดสอบซึ่งประกอบไปด้วยวัตถุทรงกลม ทรงกระบอก ครึ่งทรงกระบอก และแพนอากาศลักษณะต่าง ๆ โดยที่การเลือกขนาดในการสร้างวัตถุทดสอบนั้นต้องมีขนาดเท่ากับ 25 เปอร์เซ็นต์ของพื้นหน้าตัดทดสอบเดิมที่มีอยู่แล้วซึ่งเป็นค่าที่เหมาะสมตามทฤษฎีในการสร้างชิ้นงานทดสอบที่ใช้ทดสอบในอุโมงค์ลม
2. ในการทำแพนอากาศซึ่งทำมาจากไม้เนื้ออ่อนทำให้เกิดการสั่นของแพนอากาศในขณะที่ทำการทดสอบ จึงได้มีการเปลี่ยนชนิดของไม้ที่ทำแพนอากาศเป็นไม้เนื้อแข็งเพื่อลดการสั่นของแพนอากาศที่เกิดขึ้นในขณะที่ทดสอบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาคผนวก ก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ก

ก-1 การวัดความเร็วลมด้วยเครื่องมือวัดความเร็วลมแบบท่อพิโทต

เครื่องวัดความเร็วลมแบบท่อพิโทต (Airflow meter) เป็นอุปกรณ์วัดความเร็วลมแบบดิจิตอล สามารถวัดความเร็วลมได้หลายหน่วย เช่น เมตรต่อวินาที (m/s), และฟุตต่อนาที (ft/min)

ตารางที่ ก-1 เปรียบเทียบหน่วยของการวัดความเร็วลม

1 เมตรต่อวินาที	3.6	กิโลเมตรต่อชั่วโมง
	3.2808	ฟุตต่อวินาที
	2.2369	ไมล์ต่อชั่วโมง
1 กิโลเมตรต่อชั่วโมง	0.53996	นอต (ไมล์ทะเลต่อชั่วโมง)
	0.62137	ไมล์ต่อชั่วโมง
	0.91134	ฟุตต่อวินาที

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ก-2 อุปสรรคและประสบการณ์ที่ได้จากการปรับปรุงอุโมงค์ลมความเร็วต่ำแบบปิด

อุปสรรคจากการทำงาน

1. เนื่องจากไม่มีคู่มือในการใช้ชุดอุปกรณ์ทดสอบทำให้ต้องใช้เวลาค่อนข้างนานเพื่อจะศึกษาวิธีการใช้อุปกรณ์เหล่านั้น

2. การสั่งทำอุปกรณ์ทดสอบทางอากาศพลศาสตร์นั้นหาผู้รับจ้างได้ยาก เนื่องจากเป็นงานชิ้นเล็กต้องการความละเอียดสูง ต้องใช้ความชำนาญในการทำ

3. ชุดเซ็นเซอร์ที่ใช้วัดแรงที่มีอายุใช้งานที่ยาวนาน ทำให้ขาดความแม่นยำในการวัด

4. การเคลื่อนย้ายอุโมงค์ลมจากจุดเดิมทำได้ยากเนื่องจาก น็อตบางตัวได้ถูกทาสีทับไว้ทำให้การถอดออกทำได้ยากมาก

5. เกิดรอยรั่วตรงบริเวณรอยต่อ แก้ไขโดยใช้ซิลิโคนอุดตรงรอยรั่ว

6. เนื่องจากอุโมงค์ลมเป็นแบบปิด ไม่มีการแลกเปลี่ยนอากาศภายในกับอากาศภายนอก เมื่อทำการทดสอบติดต่อกันเป็นเวลานาน จะเกิดความร้อนสูง

7. เมื่อทำการทดสอบ ตัวเลขที่ออกจากจอแสดงผลเป็นค่าที่ไม่นิ่ง ทำให้มีความยากลำบากในการอ่าน รวมถึงทำให้เกิดการผิดพลาดเมื่อนำค่าไปคำนวณ

ประสบการณ์ที่ได้จากการทำงาน

1. ทำให้รู้จักการประสานงานกับช่างหรือผู้รับจ้างในการสร้างชิ้นงาน
2. ทำให้รู้จักการแก้ปัญหาเฉพาะหน้า ที่เกิดขึ้นในระหว่างการทำงาน เช่น การวัดแรงยกและแรงฉุดของชิ้นงานทดสอบที่เป็นแพนอากาศ จากตามทฤษฎีทำการวัดโดยใช้มุมเงยเต่ในการวัดถ้าใช้การวัดแบบมุมเงยไม่ทำให้เกิดแรงดึงเกิดขึ้นที่เส้นลวดของตัวเซนเซอร์วัดแรงยกทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนในการวัด เราจึงต้องปรับเปลี่ยนมาใช้วิธีการวัดแบบสปอยเลอร์เพื่อทำให้แรงที่กระทำกับแพนอากาศเป็นแรงที่ทำให้เกิดแรงดึงในเส้นลวดของตัวเซนเซอร์วัดแรงยก
3. ทราบถึงสิ่งที่เกิดขึ้นจากการคำนวณทางทฤษฎีและทางปฏิบัติที่มีความสอดคล้องกัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4. ฝึกให้ทำงานอย่างมีขั้นตอนและการวางแผนที่ดี ทำให้ประหยัดเวลาในการทำงาน

ก-3 แนวคิดที่จะสร้างวัตถุทดสอบในทางอากาศพลศาสตร์

เนื่องจากเรามีอุโมงค์ลมแบบปิดอยู่แล้วแต่ไม่ได้รับการใช้งานและขาดการบำรุงรักษา เราจึงทำการบำรุงรักษาเครื่องมือชุดวัดแรงยกและแรงฉุดให้สามารถใช้งานได้ตามปกติ แล้วจึงสร้างอุปกรณ์ที่ใช้การทดสอบทางอากาศพลศาสตร์ขึ้นมาเพื่อที่สังเกตลักษณะของแรงที่กระทำกับวัตถุทดสอบเปรียบเทียบกับแรงที่มาจากการคำนวณทางทฤษฎี ว่ามีความสอดคล้องกันหรือไม่

ก-4 ทฤษฎีการทดสอบวัตถุทดสอบในอุโมงค์ลม

1. ทฤษฎี บักกิงแฮมไพ (Dimensional Analysis : The Buckingham PI Theory)

การวิเคราะห์มิติและทฤษฎี บักกิงแฮมไพ เป็นทฤษฎีที่แสดงถึงการลดจำนวนตัวแปรในการวิเคราะห์ของไหลในอุโมงค์ลมให้อยู่ในรูปตัวแปรไร้มิติ แรงและโมเมนต์ย่อมเปลี่ยนแปลงไปตามรูปแบบของการไหล

พิจารณารูปทรงอากาศพลศาสตร์ที่มุมปะทะอันหนึ่ง เช่น รูปแบบของแพนอากาศ แรงลัพธ์ R ที่กระทำบนแพนอากาศเป็นสิ่งที่ขึ้นอยู่กับ

1. ความเร็วของกระแสอิสระ V_∞
2. ความหนาแน่นของกระแสอิสระ ρ_∞
3. ความหนืดของของไหล μ_∞
4. การอัดตัวของของไหลเกี่ยวกันกับการเปลี่ยนแปลงความหนาแน่นในบริเวณของการไหล และสัมพันธ์กับความเร็วเสียง a ของของไหล ดังนั้นเราแทนอิทธิพลของการอัดตัวต่อแรงและโมเมนต์ด้วยความเร็วเสียงของกระแสอิสระ a_∞

อิทธิพลของข้อ 1 และข้อ 2 มาจากความจริงที่ว่าแรงบนวัตถุน่าจะเป็นผลมาจากแรงปะทะของกระแสลมกับวัตถุ แน่นอนว่าน่าจะขึ้นกับมวลและความเร็วของของไหลที่วิ่งเข้าปะทะ และแทนด้วย ρ_∞ และ V_∞ ส่วนอิทธิพลของข้อ 3 จาก τ ที่ผิววัตถุเป็นผลจากความหนืดของของไหล (ตามสมการ $\tau = \mu\left(\frac{\partial u}{\partial y}\right)$ ความหนืดจึงเป็นตัวแทนของผลที่เกิดขึ้น ใน 4 ขนาดรูปร่างของวัตถุมีผลต่อขนาดของแรงและโมเมนต์ ส่วน 5 การเปลี่ยนแปลง ρ ย่อมส่งผลถึงแรงลมตามข้อ 2 เมื่อรวมกันจะสรุปได้ว่า

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$R=f(\rho_\infty, V_\infty, c, \mu_\infty, a_\infty) \quad (1)$$

สมการ (1) เป็นรูปความสัมพันธ์ทั่วไป พูดให้ตรงคือเหมือนไม่รู้อะไรเลยเพราะเราไม่ทราบว่า f เป็นฟังชั่นลักษณะอย่างไร การมองหาความสัมพันธ์ของ R กับตัวแปรทั้ง 5 ทำได้โดยใช้การทดลองในอุโมงค์ลม แต่ว่าข้อมูลจากทดลองเพื่อหาความสัมพันธ์จะมีจำนวนมหาศาล ต้องใช้เวลาและความพยายามอย่างมากในการทดลอง เช่นเราอาจต้องทดลองกับแพนอากาศแบบเดียวกันหลาย ๆ ขนาด โดยที่แพนอากาศแต่ละขนาดจะต้องทำการทดลองโดยเปลี่ยนค่า ρ_∞, V_∞, c, μ_∞ และ a_∞ ไปทีละตัวซึ่งหมายถึงการทดลองจำนวนมาก ข้อมูลจำนวนมากนำมาเขียนกราฟหาความสัมพันธ์ที่เกี่ยวกันทั้งหมด ความยุ่งยากเหล่านี้อาจลดลงได้และทำให้ปัญหาง่ายขึ้น โดยการวิเคราะห์มิติจะช่วยให้เห็นรูปแบบของความสัมพันธ์ในรูปของชุดตัวแปรไร้หน่วย ซึ่งมีผลกับแรงและโมเมนต์ และลดจำนวนตัวแปรในสมการ (1) ลง

การวิเคราะห์มิติพื้นฐานอยู่บนความจริงที่เรารู้อยู่แล้ว คือปริมาณทางฟิสิกส์มีมิติของตัวเอง เช่น ความเร็วเป็นมิติของระยะทางต่อเวลา ความหนาแน่นเป็นมิติของ มวลต่อปริมาตร (มวลต่อระยะทาง^3) และปริมาณทางฟิสิกส์จะบวกกันหรือเท่ากันได้ต้องมีมิติเหมือนกันดังนั้นสมการ 1 เมตร = 1 วินาที ไม่มีความหมายในทางฟิสิกส์ ในขณะที่ 1 เมตร = 100 เซนติเมตร มีความหมายที่สมบูรณ์ดังนั้นสำหรับสมการใด ๆ ในรูป

$$\Psi + \eta + \xi = \emptyset$$

Ψ, η, ξ และ $\emptyset$ จะต้องมีมิติอันเดียวกัน และในสมการอาจทำให้อยู่ในรูปไร้หน่วยโดยการหารตลอดด้วยเทอมใดเทอมหนึ่งเช่น $\emptyset$

$$\frac{\Psi}{\emptyset} + \frac{\eta}{\emptyset} + \frac{\xi}{\emptyset} = 1$$

ดังนั้นสมการ (1) อาจลดรูปลงได้ตามหลักการอันนี้

ทฤษฎี บักกิงแฮมไพ (Buckingham pi theorem) ให้ K เป็นจำนวนมิติพื้นฐานที่จำเป็นในการอธิบายตัวแปรในกลศาสตร์ ตัวแปรฟิสิกส์จะสามารถแสดงมิติของตัวแปรให้อยู่ในเทอมของมวล (m) ระยะทาง (l) และ เวลา (t) ได้เสมอ ฉะนั้น K=3 และให้ $P_1, P_2, P_3 \ldots . P_N$ เป็นตัวแปร N ตัวที่ใช้อธิบายความสัมพันธ์ในสมการ

$$f_1(P_1, P_2, P_3 \ldots . P_N) = 0 \quad (2)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ความสัมพันธ์ (2) แสดงได้ใหม่เป็นความสัมพันธ์ของกลุ่มตัวแปรไร้หน่วย (N-K) ตัว (เรียกกลุ่มตัวแปร Π)

$$f_2(\Pi_1, \Pi_2, \Pi_3 \ldots . \Pi_{N-K}) = 0 \quad (3)$$

เมื่อตัวแปรไร้หน่วย Π แต่ละชุดจะเป็นผลคูณหารของตัวแปรหลัก K ตัว บวกกับตัวแปรอื่นอีก 1 ตัวให้ $P_1, P_2, \ldots P_K$ เป็นชุดตัวแปรที่เลือกขึ้นมาจะได้ว่า

$$\Pi_1 = f_3(P_1, P_2, P_3 \ldots . P_K, P_{K+1}) \quad (4)$$
$$\Pi_2 = f_4(P_1, P_2, P_3 \ldots . P_K, P_{K+2})$$

$$\Pi_{N-K} = f_{N-K}(P_1, P_2, P_3 \ldots . P_K, P_N)$$

โดยที่ตัวเลือก $P_1 \rightarrow P_K$ควรจะเป็นตัวแปรที่มีมิติครอบคลุมมิติ K ตัว ที่เป็นมิติพื้นฐานของปัญหา และตัวแปรตาม (R ในตัวอย่างของสมการ1) ควรปรากฏอยู่ในชุด Π เพียงชุดเดียว กลับไปที่สมการ (1) พิจารณาแรงอากาศพลศาสตร์กับวัตถุที่มีมุมปะทะอันหนึ่งเขียนในรูปสมการ (2) เป็น

$$g(R, \rho_\infty, V_\infty, c, \mu_\infty, a_\infty) = 0 \quad (5)$$

พิจารณาตามทฤษฎี บักกิงแฮมไพ มีมิติพื้นฐานคือ

m = มิติของมวล

l = มิติของระยะทาง

t = มิติของเวลา

ดังนั้น K = 3 และตัวแปรในสมการจะมีมิติ

$$[R] = mlt^{-2}$$
$$[\rho_\infty] = ml^{-3}$$
$$[V_\infty] = 1t^{-1}$$
$$[C] = 1$$
$$[\mu_\infty] = ml^{-1}t^{-1}$$
$$[a_\infty] = lt^{-1}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดังนั้น N=6 ในมิติของ R ด้านบนได้จากกฎข้อสองของนิวตัน แรง = มวล x ความเร่ง มิติของ μ_∞ ได้จากความสัมพันธ์ตามนิยาม $\tau = \mu \frac{\partial u}{\partial y}$ เลือก ρ_∞, V_∞ และ C เป็นชุดตัวแปรหลัก K ตัว ดังนั้น (5) เขียนได้ใหม่ในเทอมของตัวแปรไร้หน่วย N-K = 6-3 = 3 ชุด Π_1, Π_2, Π_3 ในรูป

$$f_2(\Pi_1, \Pi_2, \Pi_3) = 0 \tag{6}$$

และจาก (4) ชุดตัวแปรเหล่านี้จะเป็น

$$\Pi_1 = f_3(\rho_\infty, V_\infty, C, R) \tag{7a}$$

$$\Pi_2 = f_4(\rho_\infty, V_\infty, C, \mu_\infty) \tag{7b}$$

$$\Pi_3 = f_5(\rho_\infty, V_\infty, C, a_\infty) \tag{7c}$$

ในตอนแรกพิจารณาชุดตัวแปรที่ 1 Π_1 เป็นผลคูณหารของ $\rho_\infty, V_\infty, C, R$

$$\Pi_1 = (\rho_\infty^d, V_\infty^b, C^e, R) \tag{8}$$

เมื่อ d, b, e เป็นค่าคงที่ใดๆ พิจารณามิติของ (2.8)

$$[\Pi_1] = (ml^{-3})^d (lt^{-1})^b (l)^e (mlt^{-2}) \tag{9}$$

Π_1 ไม่มีมิติ ดังนั้นมิติของกลุ่มตัวแปรทางขวาของ (9) ต้องตัดกันหมดไปพอดี หมายความว่า กำลังของ m, l, t จะรวมกันเป็น 0

สำหรับ m : d+1 = 0

สำหรับ l : -3d+b+e+1 = 0

สำหรับ t : -b-2 = 0

ทั้ง *3* สมการแก้ได้ค่า d = -1, b = -2 , e = -2

แทนกลับใน (8) จะได้ผลคูณตัวแปรของ Π_1 เป็น

$$\Pi_1 = R\rho_\infty^{-1} V_\infty^{-2} C^{-2}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$= \frac{R}{\rho_\infty V_\infty^2 C^2} \tag{10}$$

ชุดตัวแปร $R/\rho_\infty V_\infty^2 C^2$ เป็นตัวแปรไร้มิติ C^2 มีมิติของพื้นที่ (ด้านxด้าน) อาจแทนด้วยC^2 พื้นที่อ้างอิงที่แสดงขนาดของวัตถุ เช่น พื้นที่ปีกสำหรับปีก หรือพื้นที่หน้าตัดสำหรับรูปทรงสมมาตร นอกจากนี้เราอาจหาร Π_1ด้วยค่าคงที่อะไรก็ได้ โดยที่ Π_1 ยังคงไร้มิติเหมือนเดิมดังนั้นจาก (10) Π_1 กำหนดใหม่ได้ว่า

$$\Pi_1 = \frac{R}{\rho_\infty V_\infty^2 C^2} = \frac{R}{q_\infty S} \tag{11}$$

นั่นคือ Π_1 คือสัมประสิทธิ์ของแรง C_R ตามที่เคยกำหนดใน 1-3 S ในสมการ (11) คือพื้นที่อ้างอิงชุดตัวแปร Π_2 ที่เหลือจะหาได้โดยทำนองเดียวกัน จากสมการ (7b) สมมุติ

$$\Pi_2 = \rho_\infty V_\infty^h C^i \mu^j \tag{12}$$

เมื่อพิจารณามิติจะได้

$$[\pi_2] = (ml^{-3})(lt^{-1})^h(l)^i(ml^{-1}t^{-1})^j$$

ดังนั้น สำหรับ m : $1+j = 0$

สำหรับ l : $-3+h+i-j = 0$

สำหรับ t : $-h-j = 0$

จะได้ j=-1, h=1 และ i=1 ทำให้จาก 34

$$\Pi_2 = \frac{\rho_\infty V_\infty C}{\mu_\infty} \tag{13}$$

ชุดตัวแปรไร้มิติใน (13) ถูกกำหนดเป็นค่าตัวเลขเรย์โนลดส์ (Reynolds Number, Re) ของกระแสอิสระและมีความหมายทางฟิสิกส์เป็นตัววัดอัตราส่วนระหว่างแรงเฉื่อย (Inertia forces) กับแรงหนืด (Viscous forces) กลับไปที่สมการ 7c สมมุติ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\Pi_3 = V_\infty \rho_\infty^k C^r a_\infty^s \qquad (14)$$

$$[\Pi_3] = [1t^{-1}][ml^{-3}]^k[l]^r[lt^{-1}]^s$$

สำหรับ m : $k = 0$

สำหรับ l : $1-3k+r+s = 0$

สำหรับ t : $-1-5 = 0$

ดังนั้น $k = 0$, $r = 0$, $s = -1$ แทนใน (14) จะได้

$$\Pi_1 = \frac{V_\infty}{a_\infty} \qquad (15)$$

สมการ (15) เป็นชุดตัวแปรไร้มิติ ที่เรียกว่า เลขมัค (Mach Number) ของกระแสอิสระ เลขมัคเป็นอัตราส่วนระหว่างความเร็วของกระแสต่อความเร็วเสียง

จากในตัวอย่าง ผลที่ได้รับจาก (11), (13), (15) แทนใน (6) จะได้

$$f_2\left(\frac{R}{1/2\rho_\infty V_\infty^2 S}, \frac{\rho_\infty V_\infty C}{\mu_\infty}, \frac{V_\infty}{a_\infty}\right) = 0$$

หรือ $$f_2(C_R, R_e, M_\infty) = 0$$

หรือ $$C_R = f_6(R_e, M_\infty) = 0 \qquad (16)$$

ซึ่งแสดงผลลัพธ์อันสำคัญ เปรียบเทียบสมการ (1) กับ (16) พิจารณาในสมการ (1) R แสดงในรูปฟังก์ชันทั่วไปของตัวแปร 5 ตัว อย่างไรก็ตามการวิเคราะห์มิติ แสดงให้เราเห็นว่า

1. R สามารถแสดงในรูปเทอมของสัมประสิทธิ์ $C_R = R/(1/2\rho_\infty V_\infty^2 S)$
2. C_R เป็นฟังก์ชันของตัวแปรเพียงสองตัว คือ Re กับ M_∞

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดังนั้น ทฤษฎี บักกิงแฮมไพ ลดจำนวนตัวแปรที่ต้องพิจารณาจาก 5 ตัว ในสมการ (1) ลงเหลือเพียง 2 ตัวในสมการ (16) ดังนั้นถ้าต้องทำการทดลองเพื่อหาความสัมพันธ์ของแรงบนรูปทรงที่มุมปะทะ เพียงแต่เปลี่ยนค่า Re และ M_∞ เพื่อให้ได้ข้อมูลสำหรับความสำพันธ์ กับ R ตามสมการ (16) ทำให้ประหยัดทั้งเวลาและกำลังงาน ที่สำคัญกว่านั้นได้ค้นพบกลุ่มตัวแปรไร้มิติ 2 ชุดคือ Re และM_∞ ซึ่งกำกับการไหลทั้งสองตัวเรียกว่า ตัวแปรของความคล้ายคลึง (Similarity Parameter) เนื่องจากเหตุผลที่จะได้กล่าวถึงต่อไป

เพราะว่า แรงยกและแรงฉุดเป็นแรงย่อยของ R ผลที่ตามมากับสมการ (16) คือ

$$C_L = f_R(\mathrm{Re}, M_\infty) \tag{17}$$

$$C_D = f_e(\mathrm{Re}, M_\infty) \tag{18}$$

นอกจากนั้น ความสัมพันธ์คล้ายกับสมการ (1) ยังใช้ได้สำหรับโมเมนต์ด้วยเช่นกัน และ การวิเคราะห์มิติ จะให้

$$C_H = f_a(\mathrm{Re}, M_\infty) \tag{19}$$

การวิเคราะห์ที่ผ่านมาพิจารณา วัตถุที่มุมปะทะคงที่อันหนึ่ง ถ้ามุมปะทะมีการเปลี่ยนแปลงแล้ว C_L, C_D และ C_H โดยทั่วไปย่อมขึ้นอยู่กับมุมปะทะด้วย ดังนั้นสมการ (17), (18), (19) เขียนได้เป็น

$$C_L = f_{10}(\mathrm{Re}, M_\infty, \alpha) \tag{20}$$

$$C_D = f_{11}(\mathrm{Re}, M_\infty, \alpha) \tag{21}$$

$$C_H = f_{12}(\mathrm{Re}, M_\infty, \alpha) \tag{22}$$

สำหรับปัญหาที่เข้าไปเกี่ยวกับอุณหพลศาสตร์ และการถ่ายเทความร้อนตัวแปรที่จะเกี่ยวข้องกับปัญหาจะเพิ่มขึ้น เช่น อุณหภูมิ ความร้อนจำเพาะ อุณหภูมิผิววัตถุ และอุณหภูมิสัมบูรณ์จะรวมไว้กับตัวแปรพื้นฐานอีก 1 ตัว และการวิเคราะห์มิติจะทำให้ได้ชุดตัวแปรไร้มิติ เช่น สัมประสิทธิ์การถ่ายเทความร้อน และตัวแปรความคล้ายคลึงอื่นๆอีก เช่น อัตราส่วนความร้อนจำเพาะ ความดันคงที่ต่อความร้อนจำเพาะปริมาตรคงที่ C_p/C_v อัตราส่วนอุณหภูมิผิวต่ออุณหภูมิกระแสอิสระ T_m/T_∞ เลขพรันด์เทิล (Prandtl Number) $P_r=\mu_\infty C_p/k_\infty$ เมื่อ k_∞ คือค่าการนำความร้อนของกระแสอิสระ อุณหพลศาสตร์มีความสำคัญในการศึกษาการไหลที่มีการอัดตัว ขณะที่การถ่ายเทความร้อนเป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาการไหลหนืด แล้วตัวแปรเหล่านี้จะแสดงความสำคัญเมื่อได้ศึกษาในเรื่องที่เกี่ยวข้อง เช่น R_e, M_∞ถือเป็นตัวแปรสำคัญที่บอกการไหลในการพิจารณาของเรา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ก-5 ความคล้ายคลึงของการไหล (Flow similarity)

การพิจารณาการไหลผ่านวัตถุสองอันของการไหลที่ต่างกันสองกระแส นิยามคือ การไหลที่ต่างกันทั้งสองจะมีความคล้ายคลึงกันทางพลวัตร (Dynamic similarity) ถ้า

1. รูปแบบของเส้นการไหล (Stream line) คล้ายคลึงกัน

2. การแจกแจงV/V∞, P/P∞, T/T∞และอื่น ๆ ในบริเวณสนามการไหล เป็นอย่างเดียวกันเมื่อเปรียบเทียบกับพิกัดไร้หน่วยในแนวทางเดียวกัน

3. สัมประสิทธิ์ของแรง เป็นอย่างเดียวกัน แท้จริงแล้ว ข้อ 3 เป็นผลที่ตามมาจากข้อ 2 ถ้าความดันในรูปไร้หน่วยกับแรงเฉือนในรูปไร้หน่วยที่แจกแจงอยู่รอบผิววัตถุสองชิ้นเป็นอย่างเดียวกัน ดังนั้น สัมประสิทธิ์ ของแรงจะเป็นอย่างเดียวกันด้วย

การไหลผ่านวัตถุสองชิ้นจะมีความคล้ายคลึงกันทางพลศาสตร์ถ้า

1. รูปร่างของวัตถุและขอบเขตทั้งหมดจะต้องมีรูปแบบเหมือนกันสำหรับการไหลทั้งสอง (Geometric similarity)

2. ตัวแปรคล้ายคลึงของการไหลทั้งสองจะต้องมีค่าเท่ากัน

ตัวแปรคล้ายคลึงมีเฉพาะ Re และ M_∞ เพียงตัวแปรทั้งสองตัวแปรไร้มิตินี้มีอิทธิพลต่อการไหลในการวิเคราะห์เชิงอากาศพลศาสตร์ เรากล่าวได้ว่าการไหลผ่านวัตถุหรือรูปทรงที่คล้ายคลึงกันสองอันทางรูปร่าง จะคล้ายคลึงกันทางพลศาสตร์ ก็เมื่อการไหลทั้งสองมี Re และ M_∞ เท่ากัน และเมื่อเป็นเช่นนั้นสัมประสิทธิ์ของแรงและโมเมนต์บนวัตถุทั้งสองจะต้องเท่ากันด้วย นี่คือกุญแจสำคัญของการทดสอบในอุโมงค์ลม ที่แบบจำลองของอากาศยานถูกนำมาทดสอบ เพื่อวัดแรงยก แรงฉุด และโมเมนต์ และสัมประสิทธิ์ของแรงเหล่านี้จะมีค่าเท่ากับของอากาศยานที่บินจริงตราบที่ค่า R_e และ M_∞ ของการไหลในอุโมงค์มีค่าเท่ากับการไหลจริง ถึงอย่างไรก็ตามเราจะพบอีกว่าข้อความที่ผ่านมายังไม่ถูกต้องทีเดียวเพราะยังมีตัวแปรคล้ายคลึงอันอื่นอีกที่ส่งผลต่อความคล้ายคลึงของการไหล อย่างเช่นระดับความปั่นป่วนที่แตกต่างกันของกระแสลมในอุโมงค์ลมกับกระแสลมจริงจะส่งผลโดยตรงต่อค่า C_Dและค่าC_Lสูงสุดที่เกิดขึ้นแต่ถึงอย่างไรการพยามสร้างการไหลให้ได้ค่า Re และ M_∞ เท่ากับค่าการบินจริงที่เรียกว่า การบินอย่างอิสระ เป็นเป้าหมายหลักในการทดลองในอุโมงค์ลม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตัวอย่าง พิจารณาการไหลผ่านทรงกระบอกสองลูก ลูกหนึ่งมีเส้นผ่านศูนย์กลางยาวเป็นสี่เท่าของอีกลูกหนึ่ง การไหลผ่านทรงกระบอกลูกเล็กมีคุณสมบัติกระแสอิสระ ρ_1, V_1 และ T_1 ที่ผ่านลูกใหญ่มีคุณสมบัติ ρ_2, V_2 และ T_2 เมื่อ $\rho_2=\rho_1/4$, $V_1=2V_1$ และ $T_2=4T_1$ สมมุติให้ทั้ง μ และ a แปรผันกับ $T^{1/2}$ จงแสดงให้เห็นว่าการไหลทั้งสองคล้ายกันทางผลศาสตร์

วิธีทำ เพราะ $\mu\alpha\sqrt{T}$ และ $a\alpha\sqrt{T}$ ดังนั้น

$$\frac{\mu_2}{\mu_1}=\sqrt{\frac{T_2}{T_1}}=\sqrt{\frac{4T_1}{T_1}}=2$$

$$\frac{a_2}{a_1}=\sqrt{\frac{T_2}{T_1}}=\sqrt{\frac{4T_1}{T_1}}=2$$

จากนิยาม

$$\mu_1=\frac{V_1}{a_1}$$

$$\mu_2=\frac{V_2}{a_2}=\frac{2V_1}{2a_1}=\frac{V_1}{a_1}=M_1$$

นั่นคือ เลขมัค ของการไหลทั้งสองเท่ากัน

พิจารณาเลขเรย์โนลดส์ที่คิดจากเส้นผ่าศูนย์กลางทรงกระบอก d_1 จะได้

$$Re_1=\frac{\rho_1 V_1 d_1}{\mu_1}$$

และ

$$Re_2=\frac{\rho_2 V_2 d_2}{\mu_2}=\frac{(\rho_1/4)(2V_1)(4d_1)}{(\mu_1)}$$

ดังนั้นค่า Re จะเท่ากันสำหรับการไหลทั้งสอง เนื่องจากรูปร่างวัตถุเป็นทรงกระบอกเหมือนกัน และค่า Re กับ M_∞ ของการไหลทั้งสองเท่ากัน ซึ่งสอดคล้องกับข้อกำหนด ดังนั้นการไหลทั้งสองมีความคล้ายกันทางพลศาสตร์ และจากค่านิยามที่ผ่านมาทราบว่า

1. เส้น สตรีมไลน์ ผ่านทรงกระบอกทั้งสองจะเหมือนกัน

2. สัดส่วน ความดัน ความเร็ว อุณหภูมิ ความหนาแน่น และอื่นๆ ของแต่ละจุดในการไหลของกระแสอิสระจะเท่ากันระหว่างทรงกระบอกทั้งสองสำหรับตำแหน่งที่สอดคล้องกัน (เช่นค่า P/P_∞ ของจุดที่ยู่ห่างจากชายหน้าออกมา 1 d จะเท่ากัน)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. สัมประสิทธิ์แรงฉุด C_D ของทรงกระบอกทั้งสองจะเท่ากันในที่นี้ $C_D=D/Aq_\infty$ เมื่อ $A=\pi d^2/4$ (สังเกตว่าเนื่องจากลักษณะสมมาตรของการไหล แรงยกจะมีค่าเป็นศูนย์) และ C_{D1}/C_{D2}

ตัวอย่าง เครื่องโบอิง 747 เดินทางด้วยความเร็ว 550 mi/hr ที่ความสูง 38000 ฟุต เมื่อความดันและอุณหภูมิเป็น 432.6 lb/ft^2 และ 390 R แบบจำลอง 1:50 ของเครื่องนี้ถูกนำไปทดสอบในอุโมงค์ลมซึ่งมีอุณหภูมิ 430 R จงคำนวณว่าจะต้องใช้ความเร็วและความดันของกระแสในส่วนทดลองเท่าใดจึงจะทำให้ สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงฉุดของทั้งสองการไหลบนอากาศยานจริงและแบบจะลองเท่ากัน สมมุติให้ μ และ a แปรผันกับ $\sqrt{T}$

วิธีทำ ใช้ตัวห้อย *1* และ *2* แทนอากาศยานจริงและแบบจำลองดังนั้น สำหรับ $C_{L,1} = C_{L,2}$ และ $C_{D,1}=C_{D,2}$ การไหลต้องคล้ายกันทางพลศาสตร์

นั่นคือ $Re_1=Re_2$ และ $M_{\infty 1}=M_{\infty 2}$

$$M_1=\frac{V_1}{a_1}\alpha\frac{V_1}{\sqrt{T_1}}$$

$$M_2=\frac{V_2}{a_2}\alpha\frac{V_2}{\sqrt{T_2}}$$

ดังนั้น

$$\frac{V_2}{\sqrt{T_2}}=\frac{V_1}{\sqrt{T_1}}$$

$$V_2=V_1\frac{\sqrt{T_2}}{\sqrt{T_1}}=550\sqrt{\frac{430}{390}}=577.5\ \text{mph}$$

$$Re_1=\frac{\rho_1 V_1 C_1}{\mu_1}\alpha\frac{\rho_1 V_1 C_1}{\sqrt{T_1}}$$

และ

$$Re_2=\frac{\rho_2 V_2 C_2}{\mu_2}\alpha\frac{\rho_2 V_2 C_2}{\sqrt{T_2}}$$

ฉะนั้น

$$\frac{\rho_1 V_1 C_1}{\mu_1}=\frac{\rho_2 V_2 C_2}{\sqrt{T_2}}$$

หรือ

$$\frac{\rho_2}{\rho_1}=\left(\frac{V_1}{V_2}\right)\left(\frac{C_1}{C_2}\right)\frac{\sqrt{T_2}}{\sqrt{T_1}}$$

แต่ว่าจาก $M_1=M_2$ ดังนั้น

$$\frac{V_1}{V_2}=\sqrt{\frac{T_1}{T_2}}$$

เพราะฉะนั้น

$$\frac{\rho_2}{\rho_1}=\frac{C_1}{C_2}=50$$

จากสมการของก๊าซสมบูรณ์

$$\rho = PRT$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{\rho_2}{\rho_1}\frac{T_2}{T_1} = (50)\left(\frac{430}{390}\right) = 55.1$$

นั่นคือ $P_2 = 55.1P_1 = (55.1)(432.6) = 23{,}836 \ \text{bl/ft}^2$

จาก 1 atm = 2116 bl/ft^2 ดังนั้น $P_2 = 23{,}836/2{,}116 = 11.26$ atm



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ก-5 คู่มือการทดลอง (Lab sheet)

การทดสอบวัตถุในอุโมงค์ลม

จุดประสงค์

เพื่อเรียนรู้พฤติกรรมการไหลของอากาศผ่านแพนอากาศ

สามารถคำนวณสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้าน

สามารถเขียนกราฟความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านกับมุมปะทะ

เพื่อเปรียบเทียบลักษณะของแพนอากาศแบบต่างๆ ที่มีผลต่อแรงทางอากาศพลศาสตร์

เครื่องมือและอุปกรณ์

1. อุโมงค์ลม
2. ชุดอุปกรณ์วัดแรงยก และแรงต้าน
3. วัตถุทดสอบ

3.1 ทรงกลมขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 9 cm.

3.2 ทรงกระบอกและครึ่งทรงกระบอกขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 10 cm. ยาว 28 cm.

3.3 แพนอากาศ (ASW-7.33m de MCM, BE9304B และ DAN-MP) ความยาวคอร์ดเท่ากับ 15 cm. ยาว 28 cm.

ทฤษฎี

3.1 การคำนวณหาค่าเลขเรย์โนลดส์

อุโมงค์ลม เป็นอุปกรณ์ใช้ในการทดสอบชิ้นส่วนในงานอุตสาหกรรม ด้านการออกแบบรถยนต์ เครื่องบิน อาคารสูง และกระสวยอวกาศ โดยอุโมงค์ลมแต่ละประเภทจะมีความแตกต่างกันไปขึ้นอยู่กับการนำไปใช้ที่เหมาะสมกับขนาดของชิ้นงานและความเร็วลมที่ต้องการทดสอบ จึงเป็นสิ่งสำคัญยิ่งที่ผู้ศึกษาวิจัยและออกแบบต้องมีความรู้ความเข้าใจอันดีเกี่ยวกับตัวแปรต่างๆ ที่มีผลกระทบต่อพฤติกรรมการไหลของอากาศ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในการทดลองนี้เป็นการใช้อุโมงค์ลมแบบปิดความดันปกติในการทดสอบวัตถุทดสอบรูปทรงต่างๆ โดยอากาศจะไหลวนอยู่ภายในอุโมงค์ลม ทำให้ประหยัดพลังงานและเสียงเบากว่าอุโมงค์ลมแบบเปิด สามารถทำความเร็วลมได้ 8 - 42 เมตรต่อวินาที

โดยที่เลขเรย์โนลดส์ (Reynolds number) เป็นตัวบ่งบอกถึงการไหลของอากาศในอุโมงค์ลมว่าเป็นการไหลแบบราบเรียบ (Laminar flow) หรือการไหลแบบปั่นป่วน (Turbulent Flow) นั่นก็คือ

$$Re = \frac{\rho v D}{\mu} = \frac{DV}{\nu} \qquad (1)$$

เมื่อ

Re เป็นเลขเรย์โนลดส์ ไม่มีหน่วย

D เป็นเส้นผ่านศูนย์กลางท่อ เมตร

V เป็นความเร็วเฉลี่ยในท่อ เมตรต่อวินาที

μ เป็นความหนืดของของไหลในท่อ Pa.s

ρ เป็นความหนาแน่นของของไหลในท่อ kg/m^3

ν เป็นความหนืดคิเนมาติกของของไหลในท่อ m^2/s

หน้าตัดทดสอบของอุโมงค์ลมที่ใช้ทำการทดลองนี้ไม่ใช่ท่อกลมก็ให้แทนค่า D ในสมการ (1) ด้วยเส้นผ่านศูนย์กลางไฮดรอลิค (Hydraulic diameter) ซึ่ง

$$D_h = \frac{4(A)}{P} \qquad (2)$$

เมื่อ

D_h เป็นเส้นผ่านศูนย์กลางไฮดรอลิค เมตร

A เป็นพื้นที่หน้าตัดที่ของไหลไหลผ่าน m^2

P เป็น Wetted perimeter คือความยาวของเส้นรอบหน้าที่ของไหลไหลผ่านเฉพาะบริเวณที่สัมผัสกับผิวท่อ m

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เลขเรย์โนลดส์ในเทอมเส้นผ่านศูนย์กลางไฮดรอลิคคือ

$$\mathrm{Re} = \frac{V(4\frac{A}{P})}{\nu} \tag{3}$$

ค่าวิกฤตของเลขเรย์โนลดส์ที่บ่งบอกว่าการไหลเป็นแบบราบเรียบหรือปั่นป่วนคือ

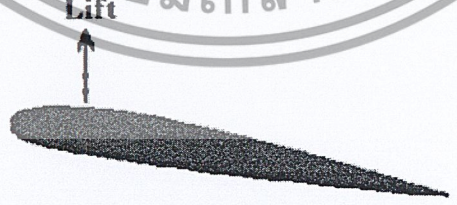
$$\mathrm{Re} = 2{,}000 \tag{4}$$

ถ้า Re น้อยกว่า 2000 เป็นการไหลราบเรียบแต่ถ้าสูงกว่า 2000 จะเป็นการไหลแบบปั่นป่วน

แรงที่กระทำต่อวัตถุทดสอบ

มีแรงที่กระทำต่อวัตถุทดสอบอยู่ 3 แรงตลอดเวลา ขณะที่เครื่องบินกำลังบินอยู่ แรงทั้งสามนั้น คือ

1. แรงยก (Lift) เกิดขึ้นโดยความกดอากาศต่ำ ที่เกิดขึ้นที่พื้นผิวด้านบนของแพนอากาศ เมื่อเปรียบเทียบกับความกดอากาศที่พื้นผิวด้านล่างของแพนอากาศ แรงที่เกิดขึ้นบนพื้นผิวด้านบนของแพนอากาศน้อยกว่าแรงที่เกิดขึ้นที่พื้นผิวของแพนอากาศด้านล่าง ตามหลักของเบอร์นูลลี ทำให้เกิดแรงยกขึ้นข้างบน รูปร่างของแพนอากาศถูกออกแบบมาให้อากาศที่ไหลผ่านด้านบนมีระยะทางที่อากาศต้องเดินทางมากกว่าจึงทำให้ต้องไหลผ่านเร็วกว่าด้านล่าง ทำให้เกิดความดันต่ำ ดังนั้น ทำให้แพนอากาศถูกยกขึ้น



รูปที่ 3-1 แรงยกที่กระทำต่อวัตถุทดสอบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สมการที่ใช้คำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงยก คือ

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} \tag{5}$$

โดยที่

L = แรงยก

C_L = สัมประสิทธิ์แรงยก

q_∞ = ความดันพลศาสตร์

S = พื้นที่หน้าตัด

q_∞ คือความดันพลศาสตร์แทนค่าด้วยพจน์ดังต่อไปนี้

$$q_\infty = \frac{1}{2}\rho v^2 \tag{6}$$

เมื่อ ρ คือ ความหนาแน่นของอากาศ

v คือ ความเร็วของอากาศ

และ S คือพื้นที่หน้าตัดของวัตถุทดสอบ ถ้าเป็นทรงกลมก็คือพื้นที่หน้าตัดทรงกลม แต่ถ้าเป็นแพนอากาศก็คือระยะคอร์ดคูณกับความยาวของแพนอากาศ

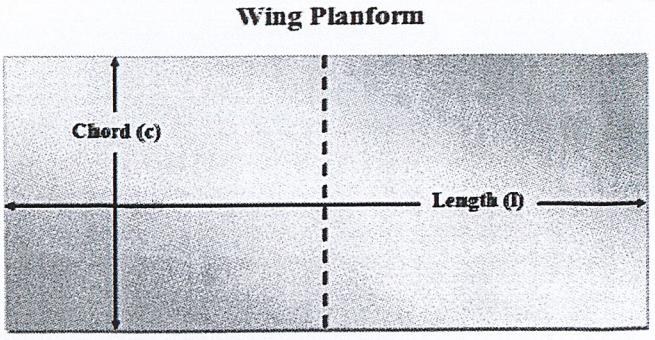
$$S = lc \tag{7}$$

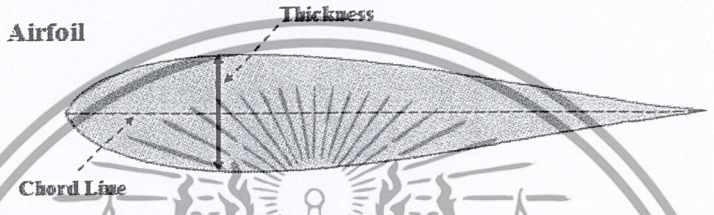
เมื่อ

c คือ ระยะคอร์ดของแพนอากาศ

l คือ ความยาวของแพนอากาศ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้





รูปที่ 2 องค์ประกอบของแพนอากาศ

เมื่อแทนสมการ (6) และ (7) ลงในสมการ (5) ก็จะได้สมการคำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงยก ดังนี้

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho l c v^2} \tag{8}$$

2. น้ำหนัก (Weight) เกิดจากแรงดึงดูดของโลกแรงนี้กดหรือดึงวัตถุทดสอบลงมายังโลก ถือว่ากระทำที่จุดศูนย์กลางของแรงหรือ CG ของวัตถุทดสอบ

3. แรงฉุด (Drag) เป็นแรงที่ต่อฉุด การเคลื่อนที่ของวัตถุในอากาศ มีทิศทางขนานกับวัตถุที่เคลื่อนที่ หรือแรงเสียดทานอากาศที่ผ่านส่วนต่าง ๆ ของวัตถุทดสอบ แรงฉุดเกิดจากการกระทบของอากาศ การเสียดทานของพื้นผิววัตถุทดสอบ

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \tag{9}$$

โดยที่

D = แรงฉุด

C_D = สัมประสิทธิ์แรงฉุด

q_∞ = ความดันพลศาสตร์

S = พื้นที่หน้าตัด

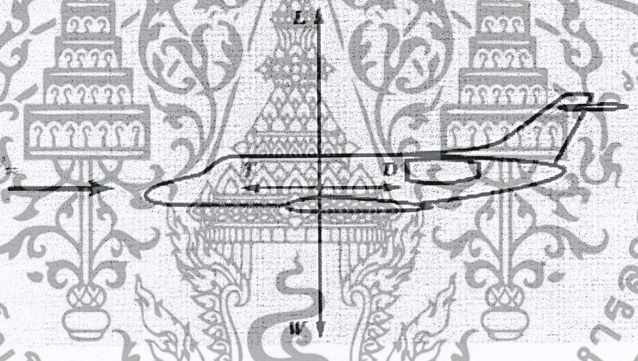
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

q_∞ และ S คือความดันพลศาสตร์และพื้นที่หน้าตัดของวัตถุทดสอบ ตามลำดับ ดังนั้นสมการคำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงฉุด เขียนได้เป็นดังสมการ (10) ดังนี้

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho l c v^2} \tag{10}$$

สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงฉุด มีบทบาทสำคัญในการวินิจฉัยประสิทธิภาพ รวมไปถึงการออกแบบเครื่องบินเป็นอย่างมาก เนื่องจากทั้งสองคือปัจจัยพื้นฐานที่สามารถสร้างความแตกต่างอย่างมากในการวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์

พิจารณารูปเครื่องบินขณะบินอยู่ในระดับคงที่ตามแนวนอนที่ปรากฏในรูปที่ 3 กรณีนี้น้ำหนัก (W) มีทิศทางชี้ตั้งฉากลง และแรงยก (L) มีทิศทางชี้ตั้งฉากขึ้น โดยสองแรงนี้ตั้งฉากกับทิศทางของลมภายนอก (V_∞) เพื่อทำให้เครื่องบินยังคงบินอยู่ได้นั้น L = W



รูปที่ 3 แรงทั้ง 4 แรงที่กระทำต่อเครื่องบิน

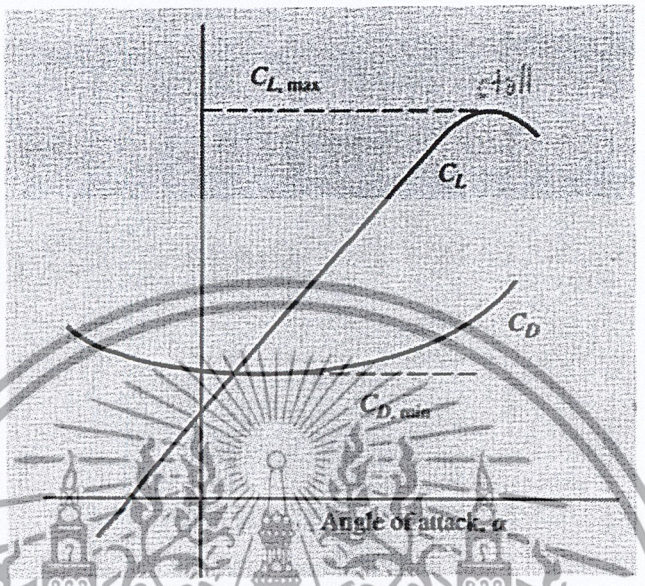
แรงผลักดัน (T) จากแรงขับดันทางกล และแรงฉุด (D) ทั้งสองแรงนี้มีทิศทางขนานกับ ลมภายนอก (V_∞) เพื่อให้เครื่องบินยังคงบินอยู่ได้ T = D

สังเกตว่า ตามปกติลักษณะการบินทั่วไป ขนาดของ L และ W จะมีปริมาณมากกว่าขนาดของ T และ D ดังนั้นจากรูปที่ 3 สำหรับเครื่องบินทั่วไป จะมีอัตราส่วนมาตรฐานคือ L/D = 15/20

แต่สำหรับในเครื่องบินที่มีรูปแบบเลขมัคและเลขเรย์โนลดส์ต่างกันนั้น ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (C_L) และสัมประสิทธิ์แรงฉุด (C_D) จะมีความสัมพันธ์กับมุมปะทะ (α) นี่เป็นรูปแบบโดยธรรมชาติ นั่นคือ ค่า C_L และค่า C_D จริงๆ นั้นขึ้นอยู่กับการปรับตัวของรูปร่างลักษณะของเครื่องบินในแต่ละ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปแบบการไหลของอากาศ นั่นคือมุมปะทะ (α) นั่นเอง โดยการเปลี่ยนแปลงค่า C_L และ C_D เปรียบเทียบกับ α ถูกแสดงให้เห็นในรูปที่ 4



รูปที่ 4 กราฟแสดงสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงฉุดกับมุมปะทะ

จากรูปที่ 4 เห็นว่า C_L มีค่าเพิ่มขึ้นเป็นเชิงเส้นกับ α จนกระทั่ง α เพิ่มขึ้นจนถึงจุด Wing stall (คือจุดที่มุมปะทะทำให้เกิดแรงยกสูงสุด $C_{L,max}$) เมื่อถึงจุดนี้ถึงแม้ α จะเพิ่มขึ้นมากเพียงใด C_L ก็จะตกลงมาเรื่อยๆ

ความเร็วของเครื่องบินต่ำสุดที่ยังคงสามารถให้บินอยู่ได้ คือ (V_{stall}) โดยค่านี้ยังคงอยู่ภายใต้อิทธิพลจากค่า $C_{L,max}$ และจากความสัมพันธ์ $L = W$ เราจะได้สมการของ C_L คือ

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} = \frac{W}{q_\infty S} = \frac{2W}{\rho_\infty S V_\infty^2} \tag{11}$$

ทำการแก้สมการ (11) แล้วจะได้

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2W}{\rho_\infty C_L S}} \tag{12}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สำหรับเครื่องบินที่ค่า W, ρ และ S เป็นค่าคงที่ จากสมการ (12) ค่าของความเร็วจะถูกเปรียบเทียบกับค่า C_L นั่นคือจะได้ V_∞ มีค่าน้อยที่สุดเมื่อ ค่า C_L มีค่ามากที่สุด ดังนั้น จากการที่ค่า V_{stall} อยู่ภายใต้อิทธิพลของ $C_{L,max}$ นั้นเราได้

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_\infty C_{L,max} S}} \tag{13}$$

สำหรับเครื่องบินทั่วไปที่ไม่ได้ปัจจัยช่วยเหลืออื่นใด ค่า $C_{L,max}$ สามารถหาได้ตามกฎของอากาศพลศาสตร์ แต่อย่างไรก็ตาม นักออกแบบเครื่องบินมีปัจจัยพิเศษที่สามารถเพิ่มค่า $C_{L,max}$ ของเครื่องบินได้ ปัจจัยทางกลนี้เรียกว่า " High-lift Devices" ตัวอย่างเช่น flaps, slats และ slots ที่ติดกับปีกเครื่องบิน สิ่งเหล่านี้สามารถทำให้ค่า $C_{L,max}$ เพิ่มขึ้น นอกจากนั้นยังทำให้ V_{stall} ลดลงด้วย แต่ส่วนใหญ่ " High-lift Devices" จะถูกใช้ในช่วงเวลา ขึ้นบิน หรือลงจอดเพียงเท่านั้น

ในอีกสภาวะหนึ่ง นั่นคือ ความเร็วสูงสุด ที่ทำให้เกิดแรงผลักดันจากเครื่องยนต์สูงสุด สามารถหาค่านี้จาก ค่าสัมประสิทธิ์แรงฉุดต่ำสุด $C_{D,min}$ ดังนั้น เมื่อเราให้ T = D จะได้

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} = \frac{T}{q_\infty S} = \frac{2T}{\rho_\infty S V_\infty^2} \tag{14}$$

ทำการแก้สมการ (14) ได้

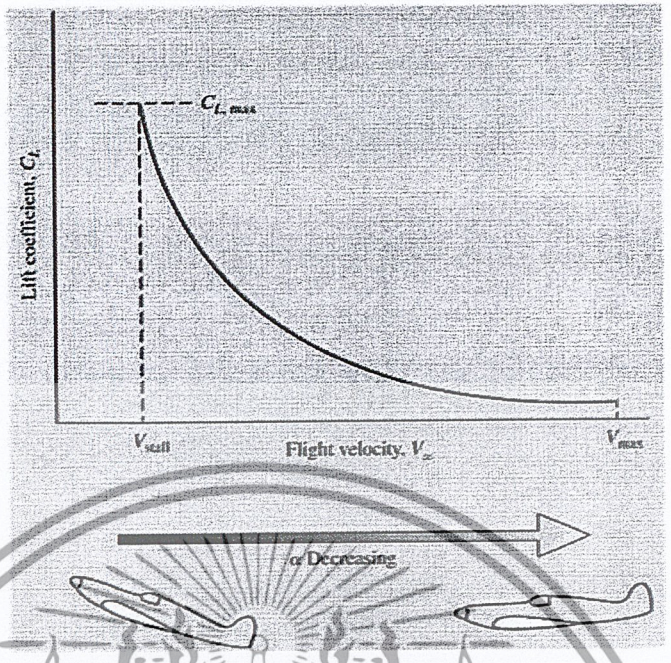
$$V_\infty = \sqrt{\frac{2W}{\rho_\infty C_D S}} \tag{15}$$

เมื่อเครื่องบินมีแรงผลักดันของเครื่องยนต์สูงสุด T_{max} จากสมการ (3.14) ค่า V_∞ จะมีความสัมพันธ์กับ $C_{D,min}$ ได้

$$V_{max} = \sqrt{\frac{2T_{max}}{\rho_\infty C_{D,min} S}} \tag{16}$$

จากการที่ได้แสดงให้เห็นที่ผ่านมา ชัดเจนแล้วว่าค่าสัมประสิทธิ์ต่างๆมีความสำคัญต่อประสิทธิภาพในการออกแบบเครื่องบินเป็นอย่างมาก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

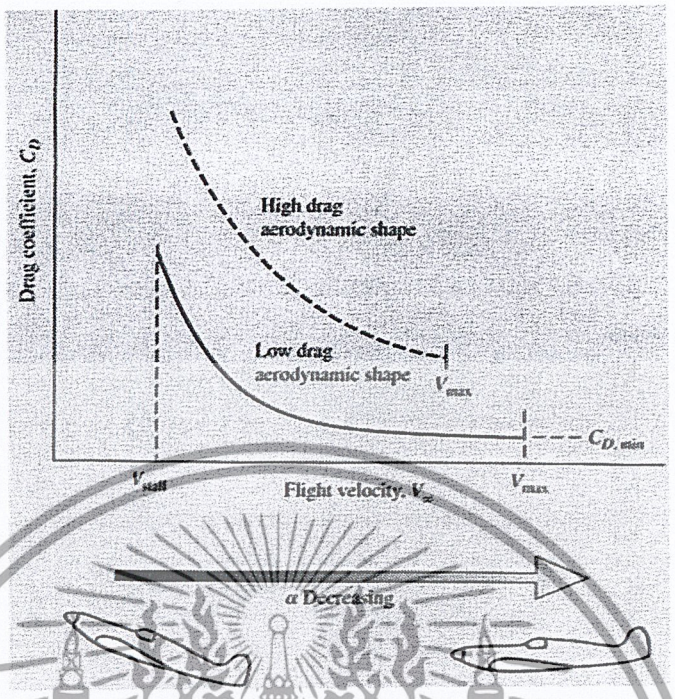


รูปที่ 5 แผนภาพแสดงการเปลี่ยนแปลงของสัมประสิทธิ์แรงยกกับความเร็วของเครื่องบิน และมุมปะทะกับความเร็วของเครื่องบิน

ในย่านความเร็วของเครื่องบินนั้นๆ จะสังเกตเห็นว่าค่า V_∞ จะสอดคล้องกับ กับค่าจำเพาะของค่า C_L ดังนั้นที่ย่านความเร็ว ตั้งแต่ V_{stall} ถึง V_{max} ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกจะแปรผันดังรูปที่ 5 จากค่า C_L ที่ได้จากรูปนี้จะเป็นค่าที่เราต้องการเพื่อที่จะรักษาระดับเพดานบินที่ย่านความเร็วนั้นๆ โดยนักออกแบบเครื่องบินจำเป็นต้องออกแบบเครื่องบินที่มีน้ำหนักและขนาดของปีกให้สามารถเอาชนะค่าของ C_L ได้โดยสังเกตว่า ค่า C_L ที่ต้องการจะลดลงตามที่ค่า V_∞ เพิ่มขึ้น แสดงให้เห็นในรูปที่ 5 เห็นว่าเมื่อเครื่องบินมีความเร็วเพิ่มขึ้น มุมปะทะจำเป็นต้องลดลงตามไป ดังนั้นที่ความเร็วสูงๆ มุมปะทะของเครื่องบินจะน้อย ในทางกลับกันเมื่อเครื่องบินมีความเร็วต่ำมุมปะทะจะมาก

สิ่งที่สำคัญมากในการออกแบบ คือ เครื่องบินสามารถสร้างสัมประสิทธิ์แรงยกที่จำเป็นได้โดยมีแรงฉุด ณ ขณะนั้นน้อยที่สุดเท่าที่จะเป็นไปได้ ดังแสดงในรูปที่ 5 โดยบางครั้งค่า C_L ที่จำเป็นจะได้มาจากรูปแบบที่มีแรงยกประสิทธิภาพต่ำที่สุด จากการมีมุมปะทะเอียงอย่างเพียงพอ แต่ใช้ไม่ได้กับค่า C_D ที่แปรผันตามกับค่า V_∞ ตามสมการที่ (14) โดยค่า C_D ที่แปรผันตามกับ V_∞ แสดงในรูปที่ 6

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 6 แผนภาพแสดงการเปลี่ยนแปลงของสัมประสิทธิ์แรงฉุดกับความเร็วของเครื่องบิน และมุมปะทะกับความเร็วของเครื่องบิน, เปรียบเทียบระหว่างรูปทรงที่มีแรงฉุดทางอากาศพลศาสตร์มากและน้อยที่ส่งผลกระทบกับความเร็วสูงสุด

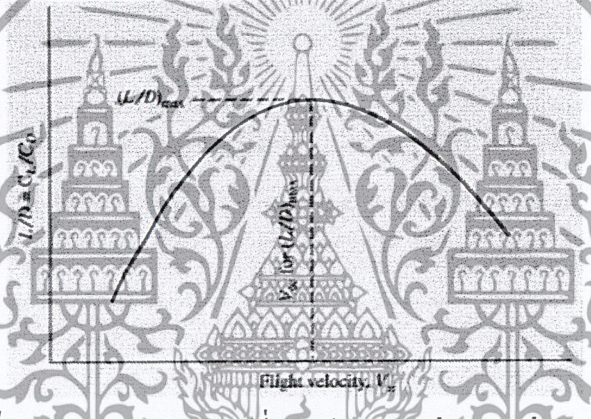
รูปแบบเครื่องบินที่การออกแบบทางอากาศพลศาสตร์ไม่ดีพอนั้น ถึงแม้จะสามารถสร้างค่า C_L ที่จำเป็นสำหรับการบินได้ ตามที่แสดงให้เห็นในรูปที่ 5 มาแล้ว แต่ก็ทำให้เกิดค่า C_D มากเกินไป ตามที่เห็นเป็นเส้นประในรูปที่ 6 แต่อย่างไรก็ตาม ถ้าเป็นลักษณะที่มีประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์จะทำให้เกิด C_L ที่มีประสิทธิภาพโดยมีค่าแรงฉุดที่ต่ำกว่า ตามที่แสดงให้เห็นเป็นเส้นทึบในรูปที่ 6 และผลที่ได้จากแบบที่ทำให้เกิดแรงฉุดมากก็คือค่าความเร็วสูงสุดที่เป็นไปได้มีค่าน้อยลง

และสุดท้าย เน้นความสำคัญไปที่แรงที่วัดได้จริงตามรูปแบบลักษณะนั้นๆ ต่อประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ นั่นคือ สัดส่วนแรงยกต่อแรงฉุด

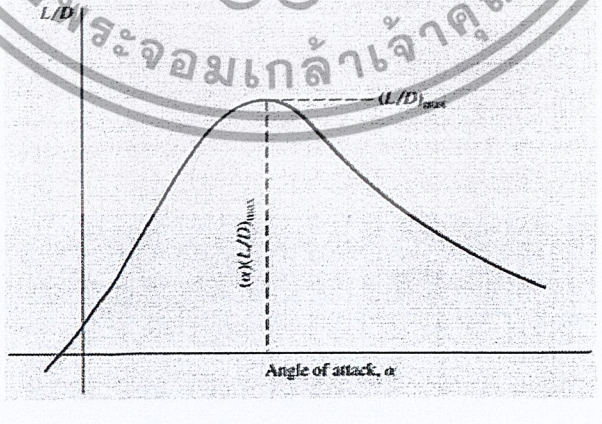
$$\frac{L}{D} = \frac{q_\infty C_L S}{q_\infty C_D S} = \frac{C_L}{C_D} \tag{17}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เนื่องจากค่าของ C_L เป็นค่าที่มีความจำเป็นมากในแต่ละความเร็วและความสูง โดยถูกกำหนดโดยน้ำหนักของเครื่องบินและขนาดพื้นที่ของปีกเครื่องบิน (ตามจริงก็คือ สัดส่วน ของ W/S เรียกกว่า "ภาระน้ำหนักของปีก") จากความสัมพันธ์ในสมการ (11) ค่า L/D ถูกควบคุมโดยค่า C_D แต่ที่ต้องการก็คือ L/D ที่มีค่ามาก เนื่องจากยิ่งค่า L/D มีค่ามากเท่าไรนั่นหมายถึงประสิทธิภาพทางจลน์ที่ดีของรูปแบบนั้นๆ โดยค่าแปรผันของ L/D ที่ความเร็วต่างๆ แสดงในรูปที่ 7 สังเกตเห็นว่า ค่า V_∞ เริ่มต้นมาจากค่าน้อยๆ โดยค่า L/D ช่วงเริ่มต้นเพิ่มขึ้นจนไปถึงความเร็วค่าหนึ่ง หลังจากนั้นก็ลดลงมาเรื่อยๆ จากก่อนหน้านี้เราเห็นว่าเมื่อ V_∞ เพิ่มขึ้น มุมปะทะจะลดลง ด้วยเหตุผลนี้ทำให้ ค่า L/D ขึ้นอยู่กับมุมปะทะ ที่เห็นได้จากรูปภาพ 7 ที่ C_L และ C_D เป็นฟังก์ชันของมุมปะทะ ถ้าหากค่าที่เป็นเส้นโค้งสองเส้นนี้เป็นสัดส่วนกันแล้ว ผลก็คือค่า L/D จะเป็นฟังก์ชันกับมุมปะทะ ดังแสดงในรูปที่ 8



รูปที่ 7 แผนภาพแสดงการเปลี่ยนแปลงอัตราส่วนระหว่างแรงยกต่อแรงฉุดกับความเร็วของเครื่องบิน



รูปที่ 8 แผนภาพแสดงการเปลี่ยนแปลงอัตราส่วนระหว่างแรงยกต่อแรงฉุดกับมุมปะทะ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

วิธีการทดลอง

ให้ทำการทดลองตามขั้นตอนต่อไปนี้โดยวัดค่าแรงยกด้านหน้า แรงยกด้านหลัง และแรงต้าน โดยปรับเปลี่ยนความเร็วลมและมุมปะทะตามที่กำหนด

ขั้นตอนการทดลอง

1. นำวัตถุทดสอบที่ต้องการทดสอบมาประกอบในช่องวัดแรงของชุดเซ็นเซอร์วัดแรง
2. ล็อคเพลาของวัตถุทดสอบให้แน่น หมุนสเกลวัดองศาไปที่ 0 องศา จากนั้นคลายตัวยึดน้ำหนักออก
3. เปิดหน้าจอแสดงผล โดยเมื่อเปิดเครื่องแล้วรอให้ตัวเลขหยุดนิ่งเสียก่อน
4. กดปุ่มคลายความเค้นในเซ็นเซอร์ โดยกดค้างไว้ 2-3 วินาที จากนั้นจึงกดปุ่ม TARE 1 ครั้ง (จากนี้ไม่ต้องกดปุ่ม TARE อีกจนกว่าจะสิ้นสุดการทดลอง)
5. ปรับความเร็วลมโดยหมุนวาล์วปีกผีเสื้อ ให้ให้อยู่ที่ระดับ “OPEN”
6. เปิดอุโมงค์ลมโดยบิดสวิทช์ให้อยู่ตำแหน่งตรง จากนั้นกดปุ่มสีเขียว
7. กดปุ่ม Hold บันทึกค่าแรงทั้งหมดที่แสดงบนหน้าจอแสดงผล
8. ก่อนที่จะทำการทดสอบที่มุมปะทะองศาต่อไป ให้กดปุ่มคลายความเค้น อีก 1-2 ครั้ง จนกว่าตัวเลขที่หน้าจอแสดงผลจะวิ่งเข้าใกล้ศูนย์
9. ทำการเปลี่ยนค่ามุมปะทะโดยเปลี่ยนไปทีละ 2 องศา จนถึงที่มุมปะทะที่ 18 องศา และทำซ้ำแบบเดิมไปจนครบ 3 ครั้ง
10. ยึดตัวคลายน้ำหนักชุดเซ็นเซอร์ คลายตัวล็อคเพลาของวัตถุทดสอบออก เพื่อนำวัตถุทดสอบออก
11. ปิดอุโมงค์ลมโดยกดปุ่มสีแดง จากนั้นหมุนสวิทช์ให้อยู่ตำแหน่ง OFF

จากการทดลอง ข้อมูลต่างๆ เบื้องต้นให้

1.คำนวณหา

1.1 Lift Coefficient (C_L)

1.2 Drag Coefficient (C_D)

2.นำข้อมูลที่ได้ไปเขียนความความสันพันธ์ระหว่าง

2.1 C_L กับ มุมปะทะ (เฉพาะของแพนอากาศทั้ง 3 แบบ ที่ความเร็วสูงสุด)

2.2 C_D กับ มุมปะทะ (เฉพาะของแพนอากาศทั้ง 3 แบบ ที่ความเร็วสูงสุด)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางบันทึกผลแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM

	ครั้งที่ "1"			ครั้งที่ "2"			ครั้งที่ "3"		
Alpha	fore	aft	drag	fore	aft	drag	fore	aft	drag
0									
2									
4									
6									
8									
10									
12									
14									
16									
18									

ตารางบันทึกผลแพนอากาศ BE9304B

	ครั้งที่ "1"			ครั้งที่ "2"			ครั้งที่ "3"		
Alpha	fore	aft	drag	fore	aft	drag	fore	aft	drag
0									
2									
4									
6									
8									
10									
12									
14									
16									
18									

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางบันทึกผลแพนอากาศ DAN-MP

	ครั้งที่ "1"			ครั้งที่ "2"			ครั้งที่ "3"		
Alpha	fore	aft	drag	fore	aft	drag	fore	aft	drag
0									
2									
4									
6									
8									
10									
12									
14									
16									
18									

ตารางบันทึกผลทรงกลม

ตำแหน่งลิ้นปีกผีเสื้อ	ความเร็วลม (m/s)	เรย์โนลด์นัมเบอร์ Re= V(1 ^/^)/v	Drag		
			ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3
OPEN	42				
6	40				
5	32				
4	21				
3	14				
2	8				

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางบันทึกผลทรงกระบอก

ตำแหน่งลิ้นปีกผีเสื้อ	ความเร็วลม (m/s)	เรย์โนลด์นัมเบอร์ $Re = V(1 \Lambda/l^2)/v$	Drag		
			ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3
OPEN	42				
6	40				
5	32				
4	21				
3	14				
2	8				

ตารางบันทึกผลทรงครึ่งทรงกระบอก (ด้านแบนปะทะลม)

ตำแหน่งลิ้นปีกผีเสื้อ	ความเร็วลม (m/s)	เรย์โนลด์นัมเบอร์ $Re = V(1 \Lambda/l^2)/v$	Drag		
			ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3
OPEN	42				
6	40				
5	32				
4	21				
3	14				
2	8				

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางบันทึกผลทรงครึ่งทรงกระบอก (ด้านนูนปะทะลม)

ตำแหน่งสันปีกผีเสื้อ	ความเร็วลม (m/s)	เรย์โนลด์นัมเบอร์ $Re = V(1\ \Lambda/P)/v$	Drag		
			ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3
OPEN	42				
6	40				
5	32				
4	21				
3	14				
2	8				

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาคผนวก ข

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

การปรับปรุงอุโมงค์ลมแบบวงจรปิดเพื่อใช้เป็นอุปกรณ์สำหรับห้องปฏิบัติการอากาศพลศาสตร์

The low-speed closed-loop wind tunnel improvement to equip in the aerodynamic laboratory

นาย คมเดช แย้มสุคนธ์ 50010177, นาย ณัฐนันท์ ศรีอนันต์ 50010462 และนาย อรรถพร ศุภมาตร 50011888

.....อาจารย์ที่ปรึกษาหลัก
(อ. สยาม สงวนรัมย์)

บทคัดย่อ

โครงงานนี้เป็นการศึกษาและปรับปรุงการใช้อุโมงค์ลมแบบปิดที่มีอยู่แล้วแต่ไม่สามารถใช้งานได้ให้กลับมาใช้งานได้ดีและแม่นยำ มีการปรับแต่งตัวรับรู้หรือเซนเซอร์ที่อุโมงค์ลมจากที่วัดค่าได้ไม่ถูกต้องจากการขาดการบำรุงรักษาและใช้อย่างถูกต้องให้สามารถวัดค่าทั้งแรงยกและแรงฉุดให้ได้ตามจริงจากน้ำหนักที่รู้ค่าแน่นอน อีกทั้งมีการสร้างอุปกรณ์ในการทดลองเพิ่มจะเป็นวัสดุในรูปแบบ ทรงกลม ทรงกระบอก ครึ่งทรงกระบอกและแพนอากาศรูปแบบต่าง ๆ คือ แพนอากาศแบบ ASW-7.33m de MCM, BE9304B และ DAN-MP เพื่อศึกษาอิทธิพลของแรงยกและแรงฉุดต่อวัตถุทดสอบรูปทรงต่างๆ พบว่าวัตถุทดสอบทรงกลม, ทรงกระบอก และครึ่งทรงกระบอกมีค่าสัมประสิทธิ์แรงฉุดน้อยลงเมื่อความเร็วลมเพิ่มขึ้น ส่วนวัตถุทดสอบแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM ได้ค่ามุมที่ทำให้เกิดสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดเท่ากับ 1.38 ที่มุมปะทะ 12 องศา, แพนอากาศ BE9304B ได้ค่ามุมที่ทำให้เกิดสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดเท่ากับ 1.49 ที่มุมปะทะ 14 องศา และแพนอากาศ DAN-MP ได้ค่ามุมที่ทำให้เกิดสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดเท่ากับ 1.43 ที่มุมปะทะ 10 องศา ซึ่งในท้ายสุดแล้วจะได้กลายเป็นชุดทดลองและสาธิตทางอากาศพลศาสตร์ของนักศึกษารุ่นต่อ ๆ ไปในอนาคต

คำหลัก: 1.แพนอากาศ 2.สัมประสิทธิ์แรงยก 3.สัมประสิทธิ์แรงฉุด

Abstract

This project focuses on studying and improving the old closed-loop wind tunnel, which could not wok normally, to be able to use effectively and more accurate. Since the lack of maintenance and appropriate use had caused its sensors unable to collect the data precisely, they needed calibration and improvement for better drag force and lift force determination that considered as standard, which the known weights ware prepared. Moreover, different testing models were made into shapes such as sphere, cylinder, semicircular cylinder and the variety of airfoils. The airfoils were ASW-7.33m de MCM, BE9304B and DAN-MP. Those particular testing models were for studying the lift forces and drag forces that were influenced by the model shapes. The results were found as the sphere, cylinder, semicircular cylinder shapes had less drag coefficient due to the increase of wind velocity. The ASW-7.33m de MCM airfoil had the effective lift coefficient of 1.38 at 12 degree, 1.49 for the BE9304B airfoil at 14 degree, 1.43 for the DAN-MP airfoil at 10 degree. These were for the further research to be done in the future.

Keywords: 1.Airfoil 2.Lift coefficient 3.Drag coefficient

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1. บทนำ

ในปัจจุบันมีการศึกษาวิจัยและออกแบบอุโมงค์ลม เพื่อใช้ในการทดสอบชิ้นส่วนในงานอุตสาหกรรม ด้านการออกแบบรถยนต์ เครื่องบิน และกระสวยอวกาศ โดยอุโมงค์ลมแต่ละประเภทจะมีความแตกต่างกันไปขึ้นอยู่กับการนำไปใช้ที่เหมาะสมกับขนาดของชิ้นงานและความเร็วลมที่ต้องการทดสอบ ซึ่งการทดสอบส่วนประกอบต่างของยานพาหนะไม่ว่าจะเป็นรถยนต์ หรือเครื่องบินนับได้ว่ามีความจำเป็นอย่างมาก เนื่องจากเป็นสิ่งที่จะต้องแล่นปะทะกับอากาศในขณะใช้งานอยู่ตลอดเวลา การเข้าใจถึงพฤติกรรมทางอากาศพลศาสตร์ต่อส่วนประกอบต่างๆของยานพาหนะเหล่านี้จึงถือเป็นข้อมูลที่สำคัญในการออกแบบยานพาหนะเหล่านั้น เพื่อให้ได้ซึ่งประสิทธิภาพการใช้งานที่ดียิ่งขึ้นไปได้

2. วัตถุประสงค์

2.1 เพื่อศึกษาการทำงานของอุโมงค์ลม

2.2 เพื่อพัฒนาและปรับปรุงอุโมงค์ลมให้ใช้งานเป็นชุดอุปกรณ์การทดลองทางอากาศพลศาสตร์ได้

2.3 เพื่อออกแบบวิธีการทดลองและสร้างอุปกรณ์ที่ใช้ทดลองทางอากาศพลศาสตร์

3. ขอบเขตของโครงงาน

3.1 ปรับแต่งชุดรับแรงเชิงอากาศพลศาสตร์ให้วัดค่าได้อย่างแม่นยำตามความจริง เพื่อใช้ในชุดทดสอบอุโมงค์ลม

3.2 ออกแบบและสร้างอุปกรณ์ในการทดสอบทางอากาศพลศาสตร์เพิ่ม

3.3 กำหนดทฤษฎีที่จะใช้ในการทดสอบทางอากาศพลศาสตร์สำหรับห้องปฏิบัติการ โดยอาศัยจากแหล่งข้อมูลอ้างอิงที่สามารถเชื่อถือได้

4. ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

4.1 อุโมงค์ลมเดิมที่ใช้การไม่ได้สามารถกลับมาใช้งานในการทดลองและสาธิตทางอากาศพลศาสตร์ได้อีกครั้ง

4.2 ความหลากหลายของการทดลองอุโมงค์ลมเพิ่มขึ้นจากการสร้างรูปทรงที่ใช้ทดลองเพิ่มขึ้น

4.3 สามารถใช้เป็นอุปกรณ์การเรียนการสอนในวิชาอากาศพลศาสตร์

5. ทฤษฎีและหลักการ

5.1 แรงที่กระทำต่อวัตถุทดสอบ

มีแรงที่กระทำต่อวัตถุทดสอบแพนอากาศอยู่ 3 แรง ตลอดเวลา ขณะที่ทำการทดสอบในอุโมงค์ลม คือ

5.1.1 แรงยก (Lift1. แรงยก (Lift) เกิดขึ้นโดยความดันต่ำ ที่เกิดขึ้นที่พื้นผิวด้านบนของแพนอากาศ เมื่อเปรียบเทียบกับความดันที่พื้นผิวด้านล่างของแพนอากาศ แรงที่เกิดขึ้นบนพื้นผิวด้านบนของแพนอากาศน้อยกว่าแรงที่เกิดขึ้นที่พื้นผิวของแพนอากาศด้านล่าง ตามหลักของเบอร์นูลลี ทำให้เกิดแรงยกขึ้นข้างบน รูปร่างของแพนอากาศถูกออกแบบมาให้อากาศที่ไหลผ่านด้านบนมีระยะทางที่อากาศต้องเดินทางมากกว่าจึงทำให้ต้องไหลผ่านเร็วกว่าด้านล่าง ทำให้เกิดความดันต่ำ ดังนั้น ทำให้แพนอากาศถูกยกขึ้น



รูปที่ 1 แรงยกที่กระทำต่อแพนอากาศ

สมการที่ใช้คำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงยก คือ

$$C_l = \frac{L}{q_\infty S} \quad (5)$$

โดยที่

L = แรงยก

C_l = สัมประสิทธิ์แรงยก

q_∞ = ความดันพลศาสตร์

S = พื้นที่หน้าตัด

โดยที่ q_∞ คือความดันพลศาสตร์แทนค่าด้วยพจน์ดังต่อไปนี้

$$q_\infty = \frac{1}{2}\rho v^2 \quad (6)$$

เมื่อ ρ คือ ความหนาแน่นของอากาศ

v คือ ความเร็วของอากาศ

S คือ พื้นที่หน้าตัดของวัตถุทดสอบ

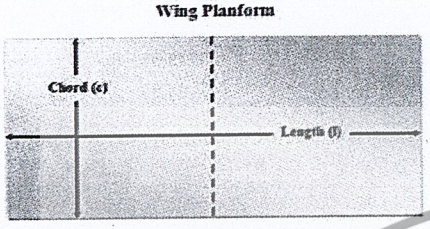
ซึ่งถ้าเป็นทรงกลมก็คือพื้นที่หน้าตัดทรงกลม แต่ถ้าเป็นแพนอากาศก็คือ ระยะคอร์ดคูณกับความยาวของแพนอากาศ

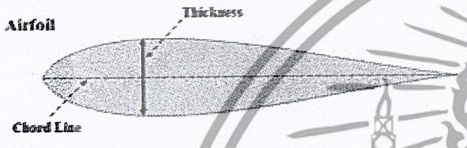
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$S = lc \qquad (7)$$

เมื่อ c คือ ระยะคอร์ดของแพนอากาศ

l คือ ความยาวของแพนอากาศ





รูปที่ 2 องค์ประกอบของแพนอากาศ

เมื่อแทนสมการ (6) และ (7) ลงในสมการ(5)ก็จะได้สมการคำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงยกดังนี้

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho l c v^2} \qquad (8)$$

5.1.2.น้ำหนัก (Weight) เกิดจากแรงดึงดูดของโลก แรงนี้กด หรือดึงวัตถุทดสอบลงมายังโลก เราถือว่ากระทำที่จุดศูนย์กลางของแรง หรือ CG ของวัตถุทดสอบ

5.1.3.แรงฉุด (Drag) เป็นแรงที่ต่อฉุด การเคลื่อนที่ของวัตถุในอากาศ มีทิศทางขนานกับวัตถุที่เคลื่อนที่ นี่ก็คือ แรงเสียดทาน ของอากาศที่ผ่านส่วนต่างๆ ของวัตถุทดสอบ แรงฉุดเกิดจากการกระทบของอากาศ การเสียดทานของพื้นผิววัตถุทดสอบ

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \qquad (9)$$

โดยที่

D = แรงฉุด

C_D = สัมประสิทธิ์แรงฉุด

q_∞ = ความดันพลศาสตร์

S = พื้นที่หน้าตัด

q_∞ และ S คือความดันพลศาสตร์และพื้นที่หน้าตัดของวัตถุทดสอบ ตามลำดับ เหมือนกับในหัวข้อแรงยก ดังนั้น สมการคำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงฉุด สามารถเขียนได้เป็นดังสมการ (10) ดังนี้

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho l c v^2} \qquad (10)$$

6. การทดลองและผลการทดลอง

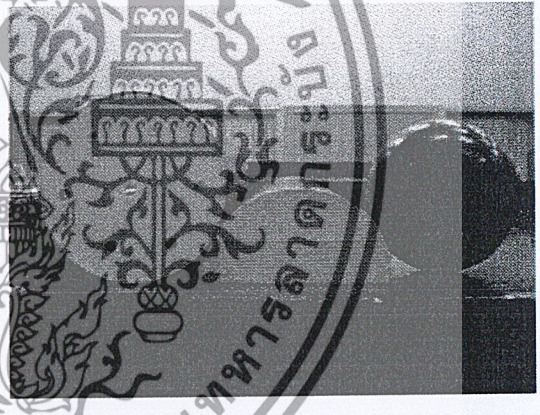
6.1 อุปกรณ์การทดลอง

1.อุโมงค์ลม

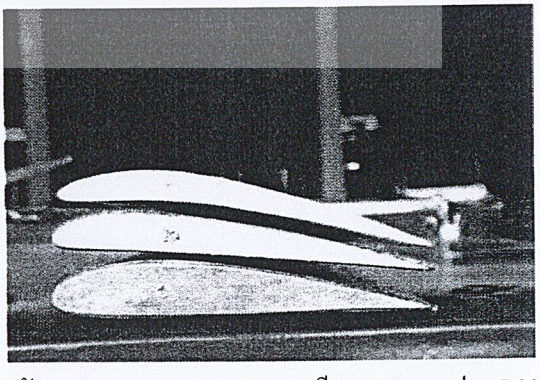
2.ชุดอุปกรณ์วัดแรงยก และแรงฉุด

3.วัตถุทดสอบ

- ทรงกลมขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 9 cm.
- ทรงกระบอกและครึ่งทรงกระบอกขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 10 cm.ยาว 28 cm.
- แพนอากาศ (ASW-7.33m de MCM, BE9304B และ DAN-MP) ความยาวคอร์ดเท่ากับ 15 cm. ยาว 28 cm.



รูปที่ 3 วัตถุทดสอบทรงเรขาคณิต (เรียงจากซ้ายไปขวา ทรงกระบอก ครึ่งทรงกระบอก ทรงกลม ตามลำดับ)



รูปที่ 4 วัตถุทดสอบทรงแพนอากาศ (เรียงจากบนลงล่าง DAN-MP, BE9304B และ ASW-7.33m de MCMตามลำดับ)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

6.2 วิธีการทดลองวัตถุทดสอบทรงแพนอากาศ

6.2.1 นำวัตถุทดสอบที่ต้องการทดสอบมาใส่ในช่องวัดแรงของชุดเซนเซอร์วัดแรง

6.2.2ตั้งแนวเส้นคอร์ดของแพนอากาศให้ได้ระนาบ

6.2.3 ล็อคเพลาของวัตถุทดสอบให้แน่น หมุนสเกลวัดองศาไปที่ 0 องศา จากนั้นคลายตัวแขวนน้ำหนักออก

6.2.4 เปิดหน้าจอแสดงผล โดยเมื่อเปิดเครื่องแล้วรอให้ตัวเลขหยุดนิ่งเสียก่อน

6.2.5 กดปุ่มคลายความเค้นในเซนเซอร์ โดย กดค้างไว้ 2-3 วินาที จากนั้นจึงกดปุ่ม Tare 1 ครั้ง (จากนี้ไม่ต้องกดปุ่ม Tare อีกจนกว่าจะสิ้นสุดการทดลอง)

6.2.6 ปรับความเร็วลมโดยหมุนวาล์วปีกผีเสื้อ ให้ให้อยู่ที่ระดับ “OPEN”

6.2.7 เปิดอุโมงค์ลมโดยบิดสวิทช์ให้อยู่ตำแหน่งตรง จากนั้นกดปุ่มสีเขียว

6.2.8 กดปุ่ม Hold บันทึกค่าแรงทั้งหมดที่แสดงบนหน้าจอแสดงผล

6.2.9 ก่อนที่จะทำการทดสอบที่มุมปะทะองศาต่อไป ให้กดปุ่มคลายความเค้น อีก 1-2 ครั้ง จนกว่าตัวเลขที่หน้าจอแสดงผลจะวิ่งเข้าใกล้ศูนย์

6.2.10 ทำการเปลี่ยนค่ามุมปะทะโดย เปลี่ยนไปทีละ 2 องศา จนถึงที่มุมปะทะที่ 18 องศา และทำซ้ำแบบเดิมไปจนครบ 3 ครั้ง

6.2.11 ยึดตัวคลายน้ำหนักชุดเซ็นเซอร์ คลายตัวล็อคเพลาของวัตถุทดสอบออก เพื่อนำวัตถุทดสอบออก

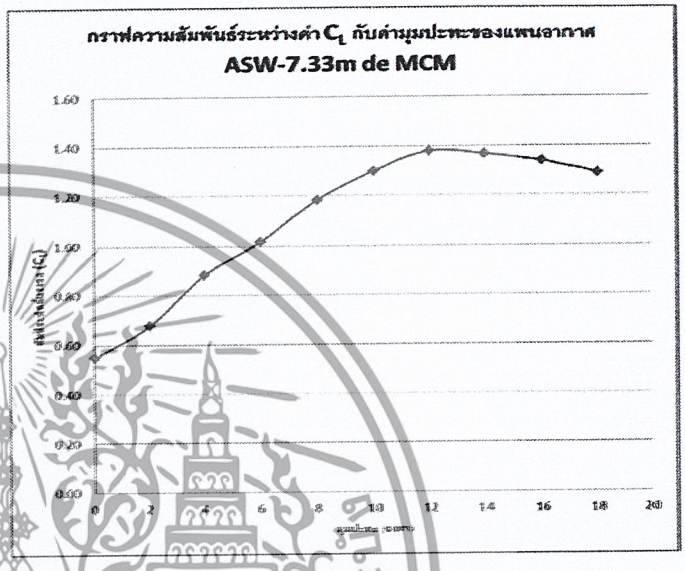
6.2.12 ปิดอุโมงค์ลม โดยกดปุ่มสีแดง จากนั้นหมุนสวิทช์ให้อยู่ตำแหน่ง 0ff

6.3 ผลการทดลองวัตถุทดสอบทรงแพนอากาศ

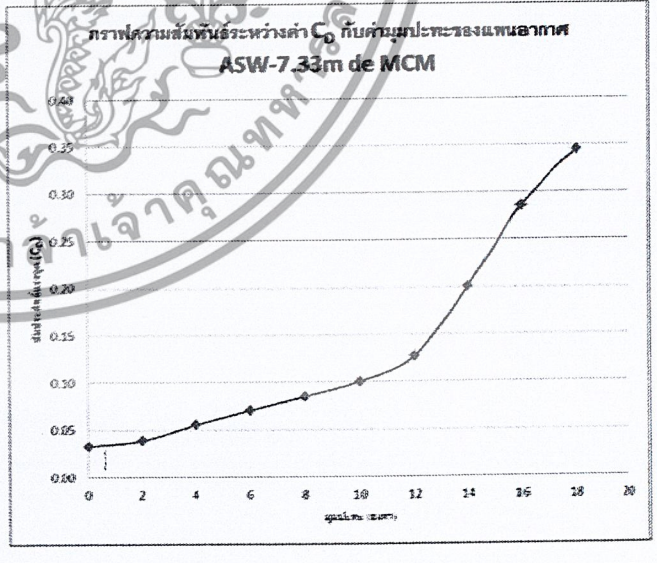
สำหรับวัตถุทดสอบที่เป็นแพนอากาศ นำค่าที่ได้จากการทดลองมาคำนวณหาค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (C_L) และสัมประสิทธิ์แรงฉุด (C_D) ของแต่ละมุมปะทะแล้วนำค่ามาพล็อตกราฟกับมุมปะทะนั้นๆ

สำหรับวัตถุทดสอบทรงกลม ทรงกระบอก และครึ่งทรงกระบอกนั้น ให้คำนวณหาค่า C_D ที่ความเร็วสูงสุดที่ทำการทดสอบคือ 42 m/s (Re=860000) เรื่อยไปจนถึงความเร็วต่ำสุดที่อุโมงค์ลมสามารถทำได้ที่ 8.5 m/s (Re=170000) เป็นจำนวน 6 ระดับความเร็วตามตำแหน่งลิ้นปีกผีเสื้อที่กำหนดไว้

6.3.1 แพนอากาศแบบ ASW-7.33m de MCM



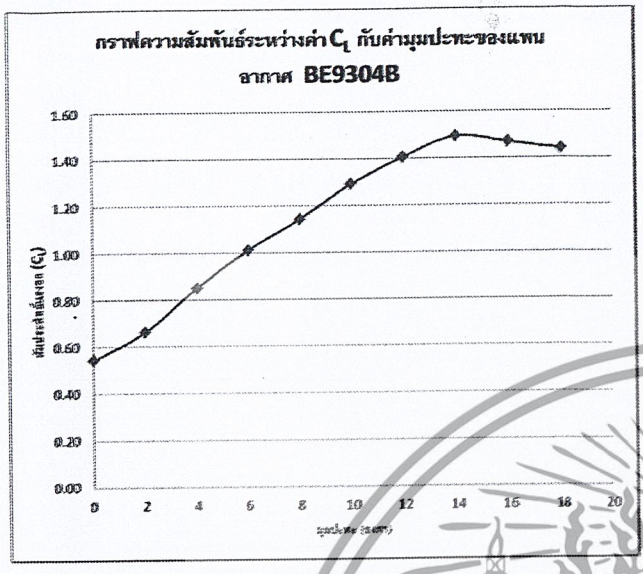
กราฟที่ 1 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า C_L กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศแบบ ASW-7.33m de MCM



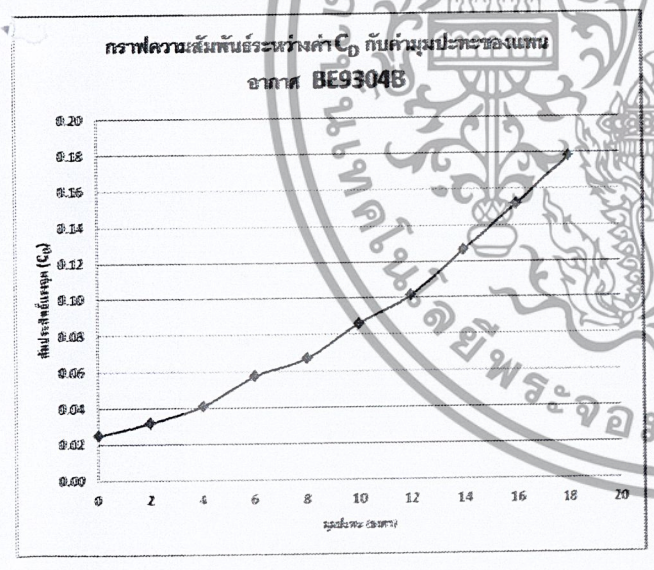
กราฟที่ 2 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า C_D กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศแบบ ASW-7.33m de MCM

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

6.3.2 แพนอากาศแบบ BE9304B

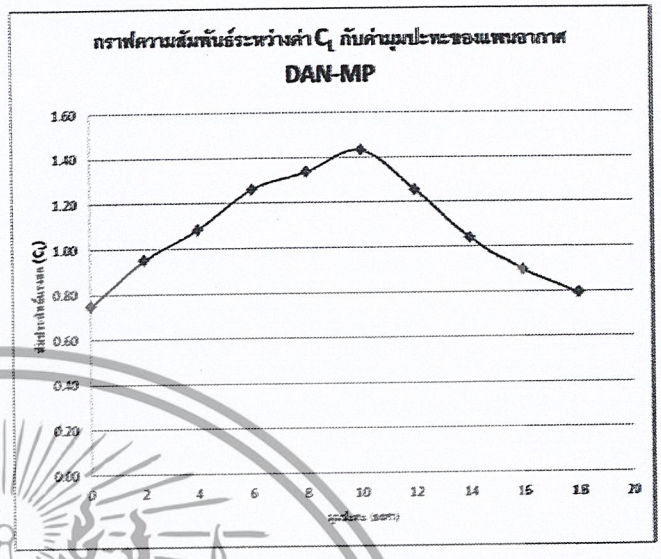


กราฟที่ 3 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า C_L กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศแบบ BE9304B

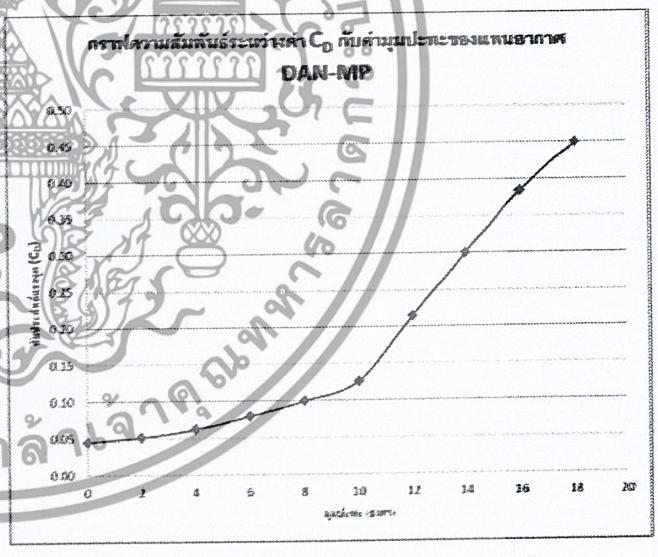


กราฟที่ 4 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า C_D กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศแบบ BE9304B

6.3.3 แพนอากาศแบบ DAN-MP



กราฟที่ 5 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า C_L กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศแบบ DAN-MP



กราฟที่ 6 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่า C_D กับค่ามุมปะทะของแพนอากาศแบบ DAN-MP

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

6.4 วิธีการทดลองวัตถุทดสอบทรงกลม ทรงกระบอกและครึ่งทรงกระบอก

6.4.1 นำวัตถุทดสอบที่ต้องการทดสอบมาใส่ในช่องวัดแรงของชุดเซนเซอร์วัดแรง โดยนำด้านที่เป็นเพลาสอดเข้าไป (เฉพาะครึ่งทรงกระบอก ให้จัดให้อยู่ในลักษณะหันด้านเรียบและด้านนูนเข้าปะทะลม ตามลำดับ)

6.4.2 ล็อคเพลาของวัตถุทดสอบให้แน่น หมุนสเกลวัดองศาไปที่ 0 องศา จากนั้นคลายตัวแขวนน้ำหนักออก

6.4.3 เปิดหน้าจอแสดงผล โดยเมื่อเปิดเครื่องแล้วรอให้ตัวเลขหยุดนิ่งเสียก่อน

6.4.5 กดปุ่มคลายความเค้นในเซนเซอร์ โดย กดค้างไว้ 2-3 วินาที จากนั้นจึงกดปุ่ม Tare 1 ครั้ง (จากนี้ไม่ต้องกดปุ่ม Tare อีก) จนกว่าจะสิ้นสุดการทดลอง)

6.4.6 ปรับความเร็วลมโดยหมุนวาล์วปีกผีเสื้อ ให้ให้อยู่ที่ระดับ "OPEN"

6.4.7 เปิดอุโมงค์ลมโดยบิดสวิทช์ให้อยู่ตำแหน่งตรง จากนั้นกดปุ่มสีเขียว

6.4.8 กดปุ่ม Hold บันทึกค่าแรงทั้งหมดที่แสดงบนหน้าจอแสดงผล

6.4.9 เปลี่ยนระดับความเร็วลมที่วาล์วลิ้นปีกผีเสื้อไปที่ระดับ OPEN, 6, 5, 4, 3, และ 2 ตามลำดับ แล้วบันทึกค่าจากหน้าจอแสดงผลในแต่ละระดับความเร็วลม

6.4.10 ปิดอุโมงค์ลม โดยกดปุ่มสีแดง จากนั้นหมุนสวิทช์ให้อยู่ตำแหน่ง Off

6.5 ผลการทดลองวัตถุทดสอบทรงกลม ทรงกระบอกและครึ่งทรงกระบอก

สำหรับวัตถุทดสอบทรงกลม ทรงกระบอก และครึ่งทรงกระบอกนั้น ให้คำนวณหาค่า C_d ที่ความเร็วสูงสุดที่ทำการทดสอบคือ 42 m/s (Re=860000) เรื่อยไปจนถึงความเร็วต่ำสุดที่อุโมงค์ลมสามารถทำได้ที่ 8.5 m/s (Re=170000) เป็นจำนวน 6 ระดับความเร็วตามตำแหน่งลิ้นปีกผีเสื้อที่กำหนดไว้

6.5.1 ทรงกลม

ความเร็วลม (m/s)	เลขเรย์โนลดส์	แรงฉุด (D)	สัมประสิทธิ์แรงฉุด (C_D)
42.2	860,000	4.3	0.62
39.8	810,000	3.8	0.62
31.8	650,000	2.41	0.61
21.1	430,000	1.39	0.80
13.8	280,000	0.57	0.77
8.5	170,000	0.17	0.60

ตารางที่ 1 ผลการทดลองของวัตถุทดสอบทรงกลมที่ตำแหน่งวาล์วปีกผีเสื้อต่างๆ

6.5.3 ทรงกระบอก

ความเร็วลม (m/s)	เลขเรย์โนลดส์	แรงฉุด (D)	สัมประสิทธิ์แรงฉุด (C_D)
42.2	860,000	11.83	0.39
39.8	810,000	11.42	0.42
31.8	650,000	8.38	0.48
21.1	430,000	6.14	0.80
13.8	280,000	3.69	1.13
8.5	170,000	1.46	1.18

ตารางที่ 2 ผลการทดลองของวัตถุทดสอบทรงกระบอกที่ที่ตำแหน่งวาล์วปีกผีเสื้อต่างๆ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

6.5.4 ครึ่งทรงกระบอก

จากการทดลอง ในการหันด้านเรียบปะทะกับลมที่ตำแหน่งวาล์วปีกผีเสื้อต่างๆ ได้ผลการทดลองดังนี้

ความเร็วลม (m/s)	เลขเรย์โนลดส์	แรงฉุด (D)	สัมประสิทธิ์แรงฉุด (C_D)
42.2	860,000	22.42	0.73
39.8	810,000	21.17	0.78
31.8	650,000	18.41	1.06
21.1	430,000	14.81	1.94
13.8	280,000	9.51	2.91
8.5	170,000	3.65	2.95

ตารางที่ 3 ผลการทดลองของวัตถุทดสอบครึ่งทรงกระบอกด้านเรียบที่ปะทะลมที่ตำแหน่งวาล์วปีกผีเสื้อต่างๆ

ในการหันด้านนูนปะทะกับลมที่ตำแหน่งวาล์วปีกผีเสื้อต่างๆ ได้ผลการทดลองดังนี้

ความเร็วลม (m/s)	เลขเรย์โนลดส์	แรงฉุด (D)	สัมประสิทธิ์แรงฉุด (C_D)
42.2	860,000	16.56	0.54
39.8	810,000	15.82	0.58
31.8	650,000	12.26	0.71
21.1	430,000	8.23	1.08
13.8	280,000	3.93	1.20
8.5	170,000	1.50	1.21

ตารางที่ 4 ผลการทดลองของวัตถุทดสอบครึ่งทรงกระบอกด้านนูนที่ปะทะกับลมที่ตำแหน่งวาล์วปีกผีเสื้อต่างๆ

7. สรุปผลการทดลอง

7.1 สรุปผลการทดลอง

หลังจากทำการปรับปรุงชุดอุปกรณ์วัดแรงแล้ว นำอุปกรณ์ทดสอบทั้งหมดไปทดสอบในอุโมงค์ลม สามารถสรุปอิทธิพลของแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่มีผลต่อรูปทรงต่างๆของอุปกรณ์ทดสอบได้ดังนี้

7.1.1 แพนอากาศแบบ ASW-7.33m de MCM, BE9304B และ DAN-MP จะมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดที่มุมปะทะมุมหนึ่ง ซึ่งแพนอากาศแต่ละรูปทรงก็จะมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดแตกต่างกัน ณ มุมปะทะที่แตกต่างกันเช่นกัน โดยแพนอากาศ ASW-7.33m de MCM มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดเท่ากับ 1.38 ที่มุมปะทะ 12 องศา, แพนอากาศแบบ BE9304B มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดเท่ากับ 1.49 ที่มุมปะทะ 14 องศา และแพนอากาศแบบ DAN-MP มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดเท่ากับ 1.43 ที่มุมปะทะ 10 องศา ส่วนค่าสัมประสิทธิ์แรงฉุดนั้นจะมีแนวโน้มที่เพิ่มขึ้นอย่างต่อเนื่องและเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็วหลังจากมุมปะทะที่เกิดค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดของแต่ละแบบ

7.1.2 ทรงกลม ทรงกระบอก ครึ่งทรงกระบอก เมื่อความเร็วลมเพิ่มขึ้น จะได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงฉุด น้อยลง ซึ่งเป็นไปตามสมการการหาค่าสัมประสิทธิ์แรงฉุด

8. ประโยชน์ที่ได้รับ

8.1 อุปกรณ์การทดลองเพื่อใช้เป็นชุดทดลองทางอากาศพลศาสตร์สามารถใช้งานได้ตามปกติ

8.2 ได้ชุดคู่มือการทดลองและค่าอ้างอิงของอุปกรณ์การทดลองของชุดทดลองอุโมงค์ลม

8.3 สามารถใช้ชุดทดลองอุโมงค์ลมในการศึกษาพฤติกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของรูปทรงต่างๆได้

9. เอกสารอ้างอิง

[1] http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/tunnel1

[2] http://www.kruchanpen.com/WEB/unit1/unit1_6.html

[3] http://www.rmutphysics.com/charud/virtualexperiment/virtual2/lift-force/index.html

[4] B.R., Young, D.F.,Okishi,T.H., Munson. : *Fundamentals of Fluid Mechanics*. John Wiley & Sons (Asia) Pte Ltd. 2006.

[5] D.,Anderson,Tr., Jphn. : *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill,. 2007.

[6] รศ.ดร.พงษ์เจต พรหมวงศ์.: *การถ่ายเทความร้อน*. กรุงเทพ. 2542.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้