

สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

ชุดทดลองอากาศพลศาสตร์

AERODYNAMIC APPARATUS



T123388



เลขหมู่.....
เลขทะเบียน 123388
วัน,เดือน,ปี 8 พ.ย. 2555

b. 123388
i.....

โครงการพิเศษนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรวิทยาศาสตรบัณฑิต

สาขาวิชาฟิสิกส์ประยุกต์ - เครื่องมือวิทยาศาสตร์และอุตสาหกรรม

คณะวิทยาศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2553

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ชุดทดลองอากาศพลศาสตร์



โครงการพิเศษนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรวิทยาศาสตรบัณฑิต
สาขาวิชาฟิสิกส์ประยุกต์ – เครื่องมือวิทยาศาสตร์และอุตสาหกรรม
คณะวิทยาศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ปีการศึกษา 2553

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

AERODYNAMIC APPARATUS


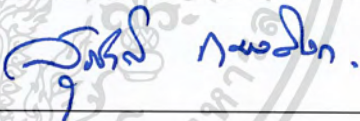


A SPECIAL PROJECT SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT
OF THE REQUIREMENT FOR THE DEGREE OF BACHELOR OF SCIENCE
IN APPLIED PHYSICS - SCIENCE AND INDUSTRY INSTRUMENTATION
FACULTY OF SCIENCE
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG
ACADEMIC YEAR 2010

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หัวข้อโครงการพิเศษ ชุดทดลองอากาศพลศาสตร์
 ชื่อนักศึกษา นางสาวอาทิตย์า หวันนะ
 ปริญญา วิทยาศาสตร์บัณฑิต
 สาขาวิชา ฟิสิกส์ประยุกต์ – เครื่องมือวิทยาศาสตร์และอุตสาหกรรม
 อาจารย์ที่ปรึกษา อ.สุรชาติ กมลดีลก

คณะวิทยาศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
 อนุมัติให้โครงการพิเศษนี้ เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรวิทยาศาสตรบัณฑิต
 สาขาวิชาฟิสิกส์ประยุกต์ – เครื่องมือวิทยาศาสตร์และอุตสาหกรรม ประจำปีการศึกษา 2553

คณะกรรมการสอบ	ลายมือชื่อ
รองศาสตราจารย์ วิชาญ เดชดีธีระ	
อ. ชรรมรัตน์ แต่งตั้ง	
อ.กฤษฎ์ ศรีนวลจันทร์	
อ.สุรชาติ กมลดีลก	

ลิขสิทธิ์ของคณะวิทยาศาสตร์
 สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โครงการพิเศษเรื่อง	ชุดทดลองอากาศพลศาสตร์
นักศึกษา	นางสาว อาทิตยา หวังนนะ
ปริญญา	วิทยาศาสตร์บัณฑิต
สาขาวิชา	ฟิสิกส์ประยุกต์ - เครื่องมือวิทยาศาสตร์และอุตสาหกรรม
ปีการศึกษา	2553
อาจารย์ที่ปรึกษา	อาจารย์ สุรชาติ กมลดีดิก

บทคัดย่อ

การเรียนในปัจจุบัน ไม่ได้เรียนจากทฤษฎีในหนังสือเพียงอย่างเดียว แต่ยังต้องมีการทำการทดลองเพื่อศึกษาและพิสูจน์ถึงทฤษฎีนั้นๆ ซึ่งก็คือการทดลองภายในแล็บปฏิบัติการ และการใช้เครื่องมือที่ใช้ในการศึกษาซึ่งก็คือชุดทดลองต่างๆ ดังนั้นโครงการพิเศษนี้จึงได้สร้างชุดทดลองวัดค่าแรงดันเอาต์พุตด้านบนและด้านล่างปีก เพื่อหาความสัมพันธ์ของแรงที่อากาศกระทำต่อวัตถุ โดยทำการทดลองภายในอุโมงค์ลมขนาดเล็ก ที่สร้างขึ้นโดยทำการวัดค่าแรงดันเอาต์พุตด้านบนและด้านล่างปีกที่จุดต่างๆ แล้วนำมาหาความสัมพันธ์ของแรงโดยอาศัยทฤษฎีเบอร์นูลลี และหลักการทางอากาศพลศาสตร์ต่างๆ จากการทดลองพบว่า ค่าแรงดันเอาต์พุตด้านบนมีค่าลดลงตามแนวรูปแบบของปีกและที่มุมปะทะ 15 องศา มีค่าแรงดันเอาต์พุตมากที่สุด ส่วนค่าแรงดันเอาต์พุตด้านล่างที่มุมปะทะ 0 องศา มีค่าเกือบเท่ากันทุกจุด และมีค่าแรงดันเอาต์พุตน้อยสุดที่มุมปะทะ 20 องศา

Special Project Title	Aerodynamic Apparatus
Name	Miss Artittaya Wanna
Degree	Bachelor of Science
Program	Applied Physics-Science and Industry Instrumentation
Academic Year	2010
Special Project Advisor	Mr. Surachat Kamoldilok

ABSTRACT

In the current study. The student not learns from theory in the book alone. But also requires an experiment to study and prove the theory that. That is, the lab was operating and used in this study is to trial various. Therefore, these special projects has created a set of experiments to measure the output voltage above and below the wing for determine the relationship of the air force acting on an object. It was tested in small wind tunnels created by measuring voltage output above and below wing at different points to bring the correlation of forces Bernoulli's equation based on the principles of aerodynamics and such. The results showed that voltage on the output side is reduced along the model of the wing and the angle of attack 15 degrees voltage output is the most. Output voltage below at angles of attack 0 degree were almost equal at every point and the voltage output at least 20 degrees of angles of attack .

กิตติกรรมประกาศ

โครงการพิเศษนี้ สามารถสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี เนื่องจากได้รับการสนับสนุนและคำแนะนำ ที่ดีจาก อาจารย์สุรชาติ กมลฉัตร ผู้ซึ่งให้คำแนะนำปรึกษาทางวิชาการพร้อมทั้งดูแลความเป็นไปของโปรเจกต์ด้วยดีตลอดมา

ขอขอบคุณหอสมุดกลาง สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ที่เป็นแหล่งค้นคว้าศึกษาข้อมูล เพื่อให้นักศึกษาได้ใช้ในโครงการพิเศษนี้ ขอคุณ พี่อมร เทศสกุลวงศ์ พี่สมภพ แซ่เจ็ย ที่ให้ความช่วยเหลือด้านอุปกรณ์จากห้องแล็บและให้คำปรึกษาต่างๆ ในการทำโครงการพิเศษจนสำเร็จที่คอยให้ความสะดวกในการทำโครงการ และให้คำปรึกษา คอยให้คำแนะนำ และชี้แนะดูแลการทำโครงการที่คอยให้คำแนะนำและให้คำปรึกษาด้วยดีมาโดยตลอด

สุดท้ายต้องขอขอบคุณบิดา มารดาที่คอยเป็นกำลังใจ ให้คำแนะนำและสนับสนุนในทุกด้านด้วยดีเสมอมา และเพื่อนๆชาวฟิสิกส์ประยุกต์ทุกคนที่เป็นกำลังใจ

นางสาว อาทิตยา หวันนะ

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย	ก
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	ข
กิตติกรรมประกาศ	ค
สารบัญ	ง
สารบัญรูป	ฉ
สารบัญตาราง	ซ
บทที่ 1 บทนำ	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของโครงการพิเศษ	1
1.2 วัตถุประสงค์	2
1.3 ขอบเขตของงานวิจัย	2
1.4 ขั้นตอนการของงานวิจัยและวิธีการดำเนินงาน	2
1.5 ผลที่คาดว่าจะได้รับ	2
บทที่ 2 ทฤษฎีและหลักการ	3
2.1. ปรากฏการณ์ของไหล	3
2.1.1 นิยามของของไหล	3
2.1.2 คุณสมบัติของของไหล	3
2.1.3 ประเภทการไหล	5
2.2 การใช้งานสมการ เบนนูลลี ในกลศาสตร์ของไหล	6
2.2.1 สมการของ เบนนูลลี ในลักษณะต่างๆ	7
2.3 สเตรนเกจ (strain gauges)	10
2.3.1 โครงสร้างของสเตรนเกจ	11
2.3.2 เกจแฟกเตอร์	13
บทที่ 3 ขั้นตอนดำเนินงาน	14
3.1 ออกแบบอุโมงค์ลม	15
3.1.1 อุปกรณ์	15
3.1.2 สร้างอุโมงค์ลม	17
3.2 ออกแบบวงจรที่ใช้ในการทดลอง	18
3.2.1 Strain gauge	18

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
3.2.2 การใช้สเตรนเกอร์ร่วมกับวงจรถัด	19
3.2.3 ออปแอมป์ HA 17741	20
3.2.4 สร้างวงจรถายสัญญาณสเตรนเกอร์	21
3.3 ประกอบตัวเซนเซอร์เข้ากับตัวโมงค์	22
3.4 วิธีการทดลอง	23
3.4.1 การวัดค่าชนิดการไหล	23
3.4.2 วัดค่าแรงดันเอาต์พุตด้านบนปีกและด้านล่างปีกที่มุมต่างๆ	24
บทที่ 4 ผลการทดลองและวิเคราะห์ผล	26
4.1 ผลการวัดเพื่อนำมาหาชนิดการไหล	26
4.2 ผลการวัดค่าแรงดันเอาต์พุตด้านบนปีกและด้านล่างปีกที่มุมปะทะต่างๆกัน	27
บทที่ 5 สรุปผลการทดลอง	37
5.1 สรุปผลการทดลอง	37
5.2 ข้อเสนอแนะ	38
เอกสารอ้างอิง	39
ภาคผนวก	40

สารบัญรูป

	หน้า
รูปที่ 2.1 ช่วงการไหล	5
รูปที่ 2.2 น้ำไหลในท่อ ณ จุดต่างๆ	6
รูปที่ 2.3 ของไหลสถิต	7
รูปที่ 2.4 น้ำในถังที่มีรอยรั่ว	7
รูปที่ 2.5 ปีกเครื่องบินที่ลอยอยู่ในอากาศ	8
รูปที่ 2.6 การเคลื่อนที่ของเรือใบ	9
รูปที่ 2.7 ลักษณะของสเตรนเกจ	11
รูปที่ 2.8 ลักษณะของสเตรนเกจแบบต่างๆ	11
รูปที่ 2.9 โครงสร้างของสเตรนเกจและแนวแรงที่กระทำกับสเตรนเกจ	12
รูปที่ 2.10 แสดงการติดสเตรนเกจบนผิวของวัตถุที่ต้องการวัด	13
รูปที่ 3.1 อะคลิลิกใส	15
รูปที่ 3.2 พัดลมBLOWER	15
รูปที่ 3.3 RHEOSTAT	16
รูปที่ 3.4 ฐานรอง	16
รูปที่ 3.5 ขนาดของอะคลิลิก	17
รูปที่ 3.6 ฐานรองตัวอุโมงค์	17
รูปที่ 3.7 ตัวอุโมงค์ที่ประกอบแล้ว	18
รูปที่ 3.8 สเตรนเกจที่ใช้ในการทดลอง	18
รูปที่ 3.9 วงจรบริดจ์	19
รูปที่ 3.10 วงจรขยายสัญญาณคิฟเฟอร์เนเชี่ยลแอมพลิฟายเออร์	20
รูปที่ 3.11 ออปแอมป์ HA 17741	20
รูปที่ 3.12 วงจรขยายแรงดันเอาต์พุตที่ได้จากวงจรสเตรนเกจโดยใช้วงจรขยายสัญญาณผลต่าง	21
รูปที่ 3.13 วงจรที่ต่อเสร็จแล้ว	22
รูปที่ 3.14 ประกอบเซนเซอร์เข้ากับอุโมงค์ลม	22
รูปที่ 3.15 ต่อแหล่งจ่ายไฟให้วงจรและต่อคิวิตอลมัลติมิเตอร์เพื่อวัดค่าเอาต์พุต	23
รูปที่ 3.16 บริเวณจุดที่วัด	23
รูปที่ 3.17 ครึ่งวงกลมใช้วัดมุม	24
รูปที่ 3.18 จุดที่ใช้เป็นจุดอ้างอิงการวัดบนปีก	24

สารบัญรูป (ต่อ)

หน้า

รูปที่ 3.19 การปรับมุมปีก	25
รูปที่ 3.20 ชุดการทดลองอุโมงค์ลม	25
รูปที่ 4.1 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตกับตำแหน่งรอบๆพัดลม 5 จุด	26
รูปที่ 4.2 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านบนปีก ที่ปีกทำมุม 0 องศา	27
รูปที่ 4.3 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านล่างปีก ที่ปีกทำมุม 0 องศา	28
รูปที่ 4.6 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านบนปีก ที่ปีกทำมุมปะทะ 5 องศา	29
รูปที่ 4.7 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านล่างปีก ที่ปีกทำมุมปะทะ 5 องศา	30
รูปที่ 4.8 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านบนปีก ที่ปีกทำมุมปะทะ 10 องศา	31
รูปที่ 4.9 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านล่างปีก ที่ปีกทำมุมปะทะ 10 องศา	32
รูปที่ 4.10 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านบนปีก ที่ปีกทำมุมปะทะ 15 องศา	33
รูปที่ 4.11 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านล่างปีก ที่ปีกทำมุมปะทะ 15 องศา	34
รูปที่ 4.12 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านบนปีก ที่ปีกทำมุมปะทะ 20 องศา	35
รูปที่ 4.13 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านล่างปีก ที่ปีกทำมุมปะทะ 20 องศา	36

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง

	หน้า
ตารางที่ 4.1 แรงดันเอาต์พุตตำแหน่งต่างๆเพื่อทดสอบการไหล	26
ตารางที่ 4.2 ผลการวัดค่าแรงดันเอาต์พุตที่ปีกทำมุมปะทะ 0 องศา วัดตั้งแต่ชายปีกหน้า ไปถึงชายปีกหลังจำนวน 8 จุด	27
ตารางที่ 4.3 ผลการวัดค่าแรงดันเอาต์พุตที่ปีกทำมุมปะทะ 5 องศา วัดตั้งแต่ชายปีกหน้า ไปถึงชายปีกหลังจำนวน 8 จุด	29
ตารางที่ 4.4 ผลการวัดค่าแรงดันเอาต์พุตที่ปีกทำมุมปะทะ 10 องศา วัดตั้งแต่ชายปีกหน้า ไปถึงชายปีกหลังจำนวน 8 จุด	31
ตารางที่ 4.5 ผลการวัดค่าแรงดันเอาต์พุตที่ปีกทำมุมปะทะ 15 องศา วัดตั้งแต่ชายปีกหน้า ไปถึงชายปีกหลัง จำนวน 8 จุด	33
ตารางที่ 4.6 ผลการวัดค่าแรงดันเอาต์พุตที่ปีกทำมุมปะทะ 20 องศา วัดตั้งแต่ชายปีกหน้า ไปถึงชายปีกหลังจำนวน 8 จุด	35
ตารางที่ 4.7 ค่าแรงดันเอาต์พุตด้านบนที่มุมต่างๆของแต่ละจุด	37
ตารางที่ 4.8 แรงดันเอาต์พุตด้านล่างที่มุมต่างๆของแต่ละจุด	38

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของโครงการพิเศษ

ในปัจจุบันสื่อการเรียนการสอนได้เข้ามามีบทบาทต่อการศึกษามาก ทั้งนี้ก็เพื่อเสริมสร้างความรู้ความเข้าใจให้กับนักเรียนในสาขาวิชานั้นๆ มากขึ้น สื่อการสอนในปัจจุบันมีหลายรูปแบบ ตั้งแต่การนำเสนอเป็นรูปภาพ การนำอุปกรณ์จริงมาให้นักศึกษาได้ทดลองใช้งาน รวมถึงการทดลองด้วยอุปกรณ์ชุดทดลองต่างๆ ที่จะช่วยให้เข้าใจในเนื้อหาวิชามากขึ้น โดยในสาขาวิชาฟิสิกส์ การทดลองปฏิบัติจริงจากชุดทดลองต่างๆ ก็เพื่อให้นักศึกษา มีความเข้าใจในทฤษฎีมากขึ้น ตลอดจนได้เรียนรู้การทำงานและการใช้เครื่องมือต่างๆ และเพื่อเสริมสร้างประสบการณ์ในการปฏิบัติงานในอนาคต โดยในปัจจุบัน ชุดทดลองที่ใช้ในห้องปฏิบัติการฟิสิกส์ส่วนใหญ่ มีมากมายหลายแบบ ซึ่งเป็นชุดทดลองตามทฤษฎีหลักๆ ในสาขาวิชาฟิสิกส์ เช่น กลศาสตร์การเคลื่อนที่แบบต่างๆ ทฤษฎีความร้อน โมเมนต์ความเฉื่อย แสงและการมองเห็น กลศาสตร์ของไหล ไฟฟ้า เป็นต้น

อากาศพลศาสตร์เป็นศาสตร์หนึ่งที่แตกแขนงจากเรื่องกลศาสตร์ของไหล ซึ่งเป็นการศึกษาเกี่ยวกับแรงที่อากาศกระทำต่อวัตถุ ในขณะที่วัตถุนั้นเคลื่อนที่ผ่านอากาศ อากาศพลศาสตร์เกี่ยวข้องกับแรงที่อากาศกระทำต่อวัตถุที่กำลังเคลื่อนที่ 2 แรง คือ แรงยก และแรงฉุด

แรงยก (lift force) คือองค์ประกอบของแรงที่เกิดขึ้นบนวัตถุที่จมอยู่ในของไหล โดยมีทิศทางตั้งฉากกับการไหล แรงยกที่ถูกนำไปใช้กับวัตถุที่เคลื่อนที่อยู่ในอากาศ จะถือว่าเป็นส่วนหนึ่งของแรงอากาศพลศาสตร์ และมักถูกกล่าวถึงในรูปของสัมประสิทธิ์แรงยก แรงฉุด (drag force) เป็นแรงที่อากาศต้านการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าของวัตถุ แรงฉุดจะมากหรือน้อยขึ้นอยู่กับรูปร่างของวัตถุ ในการสร้างชุดทดลองทางอากาศพลศาสตร์ เพื่อศึกษาถึงแรงที่อากาศกระทำต่อวัตถุและการเปลี่ยนแปลงที่เกิดจากกระทำของแรงนั้นๆ โดยใช้ชุดทดลองอุโมงค์ลม ทดลองเพื่อหาค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และแรงฉุด

ปัจจุบันนักวิทยาศาสตร์ วิศวกร สถาปนิก ได้ศึกษาถึงแรงดังกล่าว เพื่อนำความรู้มาออกแบบและสร้างเครื่องบินหรือยานอื่นๆ ที่ต้องเกี่ยวข้องกับแรงที่อากาศจะกระทำต่อสิ่งเหล่านั้น เป็นเหตุที่ทำให้ต้องศึกษาถึงแรงและการเปลี่ยนแปลงที่เกิดจากกระทำของแรงนั้นๆ จึงเป็นที่มาในการสร้างชุดทดลองอากาศพลศาสตร์ (อุโมงค์ลม) เพื่อนำข้อมูลที่ได้จากการทดลองอากาศพลศาสตร์มาใช้ในการออกแบบหรือปรับปรุง รูปแบบเครื่องบิน เรือดำน้ำและยานอื่นๆ นอกจากนี้แล้ว สถาปนิกยังได้นำหลักการเดียวกันนี้มาใช้ในการออกแบบสิ่งก่อสร้างต่าง ๆ เช่น สะพาน ตึกระฟ้า และอื่น ๆ ให้สามารถมีความคงทนต่อแรงลมอีกด้วย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.2 วัตถุประสงค์

เพื่อสร้างชุดทดลองอากาศพลศาสตร์เพื่อทดลองหาความสัมพันธ์ของแรงที่อากาศกระทำต่อวัตถุ

1.3 ขอบเขตของงานวิจัย

- 1.ศึกษาคุณสมบัติ เกี่ยวกับแรงที่อากาศกระทำต่อวัตถุ
- 2.ออกแบบและสร้างชุดทดลองอากาศพลศาสตร์
- 3.อธิบายความสัมพันธ์ของค่าแรงดันเอาต์พุตที่ได้กับแรงที่กระทำ

1.4 ขั้นตอนการของงานวิจัยและวิธีการดำเนินงาน

ตาราง 1.1 ขั้นตอนการดำเนินงาน และวิธีการดำเนินงาน

ระยะเวลาดำเนินงาน	ขั้นตอนการดำเนินงาน
มิถุนายน-กรกฎาคม พ.ศ.2553	-ศึกษาทฤษฎีของอากาศพลศาสตร์ -ศึกษาทฤษฎีแรงยกและแรงดูด -ศึกษาทฤษฎีของของไหล -ศึกษาการหาสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงดูด
สิงหาคม-ตุลาคม พ.ศ.2553	-ศึกษาและออกแบบชุดทดลอง -สร้างชุดทดลอง
พฤศจิกายน-ธันวาคม พ.ศ. 2553	-ทำการทดลองจากชุดทดลองที่สร้างขึ้น และปรับปรุงผลเพื่อให้บรรลุตามวัตถุประสงค์
มกราคม - กุมภาพันธ์ พ.ศ.2553	-วิเคราะห์ผลจากการทดลอง และสรุปผลการทดลองที่ได้

1.5 ผลที่คาดว่าจะได้รับ

- 1.จัดสร้างชุดทดลองอากาศพลศาสตร์ที่สามารถนำมาใช้ทดลองได้จริง
- 2.สามารถอธิบายความสัมพันธ์ระหว่างแรงดันเอาต์พุตและแรงที่อากาศกระทำต่อวัตถุได้
- 3.เพื่อให้มีความรู้ความเข้าใจในเรื่องของแรงที่อากาศกระทำต่อวัตถุ

บทที่ 2

ทฤษฎีและหลักการ

2.1.ปรากฏการณ์ของไหล

วิชาพลศาสตร์ของไหล เป็นวิชาที่เกี่ยวข้องกับการศึกษาพฤติกรรมและผลที่เกิดขึ้นเนื่องจากการไหลกระทำต่อวัตถุที่สัมผัส หรือกระทำต่อของไหลอีกชนิดหนึ่ง โดยที่ของไหลดังกล่าวอาจจะอยู่ในสถานะที่เคลื่อนที่หรือสถานะอยู่นิ่งก็ได้ ของไหลที่กล่าวถึงนั้นสามารถแบ่งออกได้เป็น ของเหลว ก๊าซ ปรากฏการณ์ที่เกี่ยวข้องกับของไหลมีตั้งแต่การไหลของเลือดในหลอดเลือด จนถึงการไหลของน้ำมันดิบในท่อส่งที่อาจมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางมากกว่า 1 เมตร

ปรากฏการณ์เกี่ยวกับอากาศที่ไหลอยู่รอบวัตถุที่เคลื่อนที่ก็เป็นพฤติกรรมที่สำคัญอีกอย่างของของไหล ตัวอย่างที่ปรากฏการณ์ของอากาศที่ทำให้เครื่องบิน จรวด และชีปนาอูทสามารถบิน อยู่ในอากาศได้ ซึ่งนำไปสู่การออกแบบปีกเครื่องบิน การออกแบบลำตัวเครื่องบิน หรือ จรวด กลศาสตร์ของไหลเป็นสาขาหนึ่งของกลศาสตร์ประยุกต์ ซึ่งศึกษาเกี่ยวกับกลศาสตร์ของของเหลวและแก๊ส กลศาสตร์ของไหลมักจะเกี่ยวข้องกับกระแสของของไหลกลศาสตร์ของไหลอาจแบ่งเป็น 3 สาขา คือ

- ของไหลสถิต (fluid static) เป็นการศึกษาเกี่ยวกับของไหลที่อยู่นิ่ง
- ไคเนมาติก (kinematics) เป็นการศึกษาเกี่ยวกับความเร็วและกระแสของของไหล
- ไฮโดรไดนามิก (hydrodynamics) เป็นการศึกษาเกี่ยวกับความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วและความเร่ง พร้อมทั้งแรงที่กระทำ

2.1.1 นิยามของของไหล

สสารในโลกอาจสามารถแบ่งออกได้เป็นของแข็งและของไหล ของไหลจะสามารถนิยามได้เป็น “สสารที่เสียรูปอย่างต่อเนื่อง (ไหล) เมื่อมีความเค้นเฉือนมากระทำ” จากคำนิยามดังกล่าวก็อาจจะสามารถกล่าวได้อีกลักษณะหนึ่งว่า ของไหล คือ สสารซึ่งหากอยู่ในสถานะที่อยู่นิ่งจะต้องเสียรูปอย่างต่อเนื่อง นั่นก็คือ ของไหลจะต้องไหล ซึ่งก็คือไม่อยู่นิ่งในขณะที่ของแข็งอาจนิยามในลักษณะเดียวกันว่าเป็นสสารที่จะเสียรูปเมื่อมีความเค้นเฉือนมากระทำ แต่การเสียรูปนั้นจะมีค่าไม่ต่อเนื่อง คือไม่เพิ่มขึ้นเมื่อเวลาเปลี่ยนแปลง

2.1.2 คุณสมบัติของของไหล

คุณสมบัติทางฟิสิกส์บางประการของของไหลก่อน ได้แก่ อุณหภูมิ ความดัน ความหนาแน่น ความหนืด ความเร็ว จำนวนเลขเรย์โนลด์ (Reynolds 'number) ค่าเหล่านี้จะมีความสัมพันธ์ต่อการไหลซึ่งจะกล่าวต่อไป

2.1.2.1 อุณหภูมิ - ตามปกติเมื่ออุณหภูมิมีการเปลี่ยนแปลงจะทำให้สภาพหรือ คุณลักษณะของของไหลมีการเปลี่ยนแปลงตามไปด้วย โดยจะเกี่ยวข้องกับค่า ความหนืด ความหนาแน่น ฯลฯ ดังนั้นอุณหภูมิจึงมีผลอย่างมากต่อการไหลของของไหล โดยเฉพาะอย่างยิ่งในสภาวะของก๊าซจะต้องคำนึงถึงเป็นพิเศษ

2.1.2.2 ความดัน - เนื่องจากความดันมีความสัมพันธ์กับแรงและพื้นที่หน้าตัดดังนั้น เมื่อมีการเปลี่ยนแปลงค่าความดันในของไหลที่ต้องการวัดจะทำให้ความเร็วการไหลของของไหลเปลี่ยนแปลงตามไปด้วย

2.1.2.3 ความหนาแน่น - เนื่องจากความหนาแน่นมีความสัมพันธ์กับน้ำหนักและปริมาตร ดังนั้นหากของไหลบรรจุอยู่ในภาชนะที่มีปริมาตรจำกัดก็จะทำให้มีความหนาแน่นมาก นั่นคืออาจมีผลต่อการไหลของสารเหล่านั้น (เกี่ยวกับความเร็วการไหล)

2.1.2.4 ความหนืด - หมายถึง ความต้านทานต่อการไหลของของไหลเหล่านั้น เช่น น้ำมันหล่อลื่นมีความหนืดมากกว่าน้ำ หรือน้ำมีความหนืดมากกว่าน้ำมันเบนซิน เป็นต้น ตามปกติความหนืดของของเหลวจะลดลงเมื่ออุณหภูมิสูงขึ้น แต่ขณะเดียวกันความหนืดของก๊าซจะเพิ่มขึ้นเมื่ออุณหภูมิของก๊าซลดลง

2.1.2.5 ความเร็ว - จะเป็นค่าตัวแปรที่กำหนดพฤติกรรมการไหลของของไหลว่าจะเป็นไปในลักษณะใด กล่าวคือ เมื่อความเร็วเฉลี่ยของของไหลเป็นไปอย่างช้าๆ เราจะเรียกการไหลแบบนี้ว่า การไหลแบบราบเรียบ(Laminar flow) แสดงดังรูป จะเห็นได้ว่าในบริเวณใกล้กับเส้นผ่านศูนย์กลางของท่อ ความเร็วของการไหลจะมีค่ามากกว่าบริเวณที่ห่างออกไป และหากความเร็วมี่ค่ามากขึ้นถึงระดับหนึ่งจะทำให้เกิดการไหลแบบปั่นป่วน(Turbulent flow)

2.1.2.6 จำนวนเลขเรย์โนลด์(Reynolde Number) - เป็นเลขดัชนีที่ชี้บอกสภาพปรากฏการณ์การไหลของของไหล ซึ่งจำนวนเลขเรย์โนลด์จะมีค่าขึ้นอยู่กับความเร็วการไหล ความหนืด ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางท่อ และความหนาแน่นของของไหล เราอาจเขียนความสัมพันธ์ดังกล่าวได้เป็น

$$R_D = \frac{VD\rho}{\mu}$$

เมื่อ R_D = จำนวนเลขเรย์โนลด์ (Reynolde Number)

V = ความเร็วการไหล

D = เส้นผ่านศูนย์กลางภายในท่อ

ρ = ความหนาแน่นของของไหล

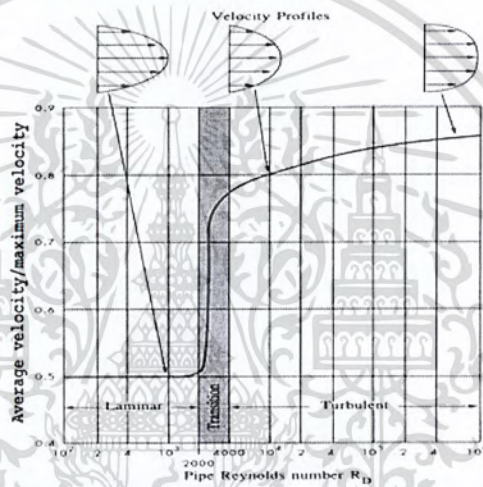
μ = ความหนืดของของไหล

ถึงแม้จำนวนเลขเรย์จะไม่มีหน่วย แต่มันมีความสำคัญอย่างมาก กล่าวคือจำนวนเลขนี้จะเป็นตัวกำหนดรูปแบบการไหลของของไหลว่าเป็นแบบใด เช่น

R_D อยู่ในช่วง 0 - 2000 สภาพการไหลเป็นแบบ Laminar Flow

R_D อยู่ในช่วง 2001 - 4000 สภาพการไหลเป็นแบบ Transition Zone คือ มีการไหล 2 แบบ คือ Laminar + Turbulent

R_D มากกว่า 4001 สภาพการไหลเป็นแบบ Turbulent Flow โดยส่วนใหญ่จะเป็นการไหลแบบนี้ ซึ่งเป็นอุปสรรคต่อการวัด Flow Rate



รูปที่ 2.1 ช่วงการไหล

2.1.3 ประเภทการไหล

การไหลของของไหลแบ่งออกเป็นสองประเภทคือ

1. การไหลแบบเทอร์บิวเลนต์ (turbulent flow) เป็นการไหลที่อนุภาคของของไหลเคลื่อนที่อย่างไม่เป็นระเบียบ

2. การไหลแบบลามินาร์ (laminar flow) เป็นการไหลที่อนุภาคของของไหลเคลื่อนที่อย่างเป็นระเบียบ

นอกจากนี้ยังมีคำที่เกี่ยวข้องกับการไหลของของไหลอีก คือ

(ก) uniform flow เป็นการไหลซึ่งขนาดและทิศทางของความเร็วของของไหลมีค่าเท่ากันทุกๆหน้าตัด ของการไหล

(ค) steady flow เป็นการไหลซึ่งความเร็วของของไหลไม่มีการเปลี่ยนแปลงไปตามเวลาแต่อาจเปลี่ยนแปลงได้ทุกๆหน้าตัดของการไหล

(ง) non-steady flow เป็นการไหลซึ่งความเร็วของของไหลเปลี่ยนแปลงไปตามเวลา

สิ่งที่มีอิทธิพลต่อลักษณะการไหล ที่จะนำไปสู่การไหลแบบลามินาร์ หรือแบบเทอร์บิวเลนซ์ ได้แก่ ความเร็ว และความหนืดของของไหล ตลอดจนขนาดของท่อ ตามความสัมพันธ์ของ เรย์โนลด์ส์นัมเบอร์ (Raynolds Number)

2.2 การใช้งานสมการเบอร์นูลลี ในกลศาสตร์ของไหล

เบอร์นูลลี อธิบายความสัมพันธ์ระหว่างความดันของของไหล ที่มีความหนาแน่น (ρ) ความดัน (P) และกำลังเคลื่อนที่ด้วยอัตราเร็ว v ที่ระดับความสูง (จากระดับอ้างอิง) ผ่าน สมการเบอร์-

นูลลี (Bernoulli's equation) ซึ่งเขียนได้ว่า

$$P + \rho gy + \frac{1}{2} \rho v^2 = \text{Constant} \quad \text{.....(2.2.1)}$$

หรือเขียนอีกแบบหนึ่งคือ

$$P_1 + \rho gy_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 = P_2 + \rho gy_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 \quad \text{.....(2.2.2)}$$

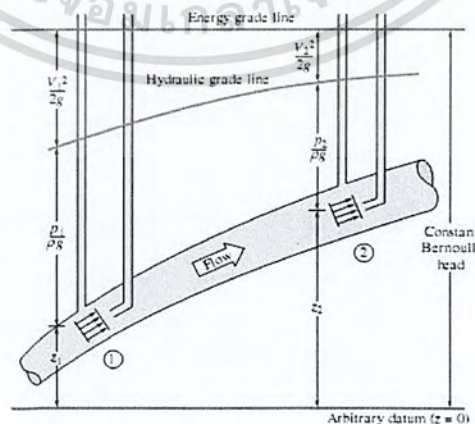
แต่รูปแบบสมการที่พิจารณาคือ

$$\frac{P_1}{\rho g} + h_1 + \frac{v_1^2}{2g} = \frac{P_2}{\rho g} + h_2 + \frac{v_2^2}{2g}$$

จัดรูปแบบสมการใหม่

$$h_1 + \frac{P}{\rho g} + \frac{v^2}{2g} = \text{Constant} \quad \text{.....(2.2.3)}$$

หากนำสมการข้างต้นมาเขียนกราฟเพื่อเปรียบเทียบสิ่งที่เกิดขึ้นเมื่อน้ำไหลในท่อ จากรูปด้านล่าง



รูปที่ 2.2 น้ำไหลในท่อ ณ จุดต่างๆ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ทำให้ทราบว่าส่วนต่างๆ ของสมการ คือส่วนใดของรูป เขียนอธิบายสมการได้ว่า

$$\text{Elevation head} + \text{pressure head} + \text{velocity head} = \text{Energy grade line}$$

โดยอยู่บนสมมุติฐานที่ว่า เป็นการไหลแบบไม่ปั่นป่วน ความฝืดระหว่างของไหลและท่อมี่ค่าน้อยมากๆ

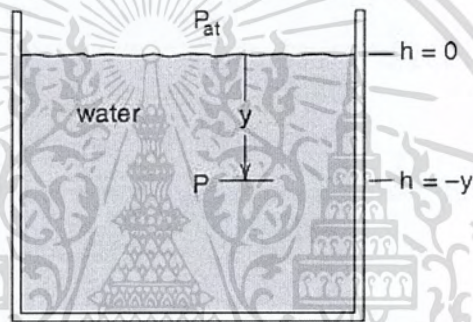
แต่ในกรณีของไหลไม่มีการเปลี่ยนแปลงระดับความสูง

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2 \quad \dots(2.2.4)$$

จะพบว่า เมื่อ v_1 มากกว่า v_2 ค่า P_1 จะน้อยกว่า P_2 ดังที่เบอร์นูลลีกล่าว

2.2.1 สมการของ แบร์นูลลี ในลักษณะต่างๆ

2.2.1.1. ของไหลสถิต (Hydrostatic) พิจารณาของไหลที่อยู่ในถังดังรูป



รูปที่ 2.3 ของไหลสถิต

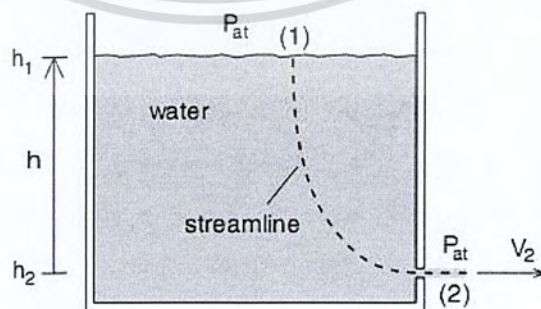
จากรูปของไหลมีสภาพหยุดนิ่ง ไม่มีการไหลไปในทิศทางใด สมการแบร์นูลลีเขียนได้ดังนี้

$$P + \rho gh = \text{Constant}$$

หากพิจารณาเพียงแค่ที่ผิวบนของของไหล ($h=0$) สมการแบร์นูลลีเขียนได้ดังนี้

$$P = \text{Constant}$$

เราเรียกความดันนี้ว่าความดันบรรยากาศ P_{atm} ต่อเนื่องอีกว่าหากถังมีรูรั่วด้านข้างตามรูป



รูปที่ 2.4 น้ำในถังที่มีรอยรั่ว

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เราสามารถหาความเร็วของน้ำไหลออกจากรูด้านข้างของถังน้ำจากสมการเบอร์นูลลีกำหนดให้ตำแหน่งที่มีรูรั่วเป็นแนวระดับอ้างอิง (จุดอ้างอิงเลือกที่คิดเลขง่าย ๆ) และจากสมการของเบอร์นูลลี

$$P_1 + \rho gh_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 = P_2 + \rho gh_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2$$

เริ่มด้วยการพิจารณาด้วยซ้ำของสมการก่อนซึ่งได้ข้อสรุปดังนี้

P_1 คือ ความดันบรรยากาศ

v_1 คือ ความเร็วของระดับผิวน้ำซึ่งมีค่าระดับลดลงช้ามาก ๆ จนเข้าใกล้ 0 จึงกำหนดให้เป็น 0 (เนื่องจากถังน้ำมีขนาดใหญ่มา ๆ) ด้วยซ้ำของสมการคงเหลือเพียง Pressure Head และ Elevation Head พิจารณาด้านขวาของสมการ ซึ่งได้ข้อสรุปว่า P_2 คือ ความดันบรรยากาศ (ความสูง h_2 มีค่าน้อยมากไม่ทำให้ความดันแตกต่างจากที่ผิวของไหล) h_2 มีค่าเป็น 0 เนื่องจากเรากำหนดระดับอ้างอิงตรงตำแหน่งรูรั่วพอดี ด้านขวามือของสมการคงเหลือเพียง Pressure Head และ Velocity Head สมการเบอร์นูลลีจึงเหลือเพียง

$$P_{atm} + \rho gh_1 = P_{atm} + \frac{1}{2}\rho v_2^2 \quad \dots(2.2.5)$$

$$v_2 = \sqrt{2gh_1}$$

สรุปว่า ความเร็วของน้ำที่ไหลออกจากรูรั่ว มีค่าเท่ากับวัตถุที่ตกอย่างอิสระจากความสูง h_1

2.2.1.2 ของไหลเคลื่อนที่ พิจารณาจากปีกของเครื่องบิน การที่เครื่องบินสามารถลอยตัวอยู่ในอากาศได้ เราก็อาศัยสมการของเบอร์นูลลี มาพิจารณาว่าเป็นไปได้ด้วยเหตุใดเริ่มจากรูปประกอบดังนี้



รูปที่ 2.5 ปีกเครื่องบินที่ลอยอยู่ในอากาศ

รูปที่ 2.5 แสดงภาพตัดส่วนปีกของเครื่องบิน และสายกระแส ของอากาศ จุดที่ 1 และ 2 ปีกของเครื่องบินได้รับการออกแบบให้เป็นดังรูปเนื่องจากต้องการให้อากาศที่ไหลผ่านด้านบนของปีก (จุดที่ 1) ต้องมีความเร็วกว่าด้านล่างของปีก (จุดที่ 2) หากความเร็วมีความแตกต่างกันแล้ว จะทำให้เกิดอะไรขึ้น ใช้สมการของเบอร์นูลลี เข้ามาช่วยวิเคราะห์ได้ดังนี้

$$P_1 + \rho gh_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 = P_2 + \rho gh_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2$$

สิ่งที่ทำให้การวิเคราะห์ง่ายขึ้นคือ ความหนาของปีก มีค่าน้อยมาก ๆ เมื่อเทียบกับระดับเพดานบิน ทำให้สมมุติได้ว่า $h_1 = h_2$ จึงได้ว่า

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2 \quad \dots(2.2.6)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นอนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หรือเขียนสมการได้ว่า

$$P_2 - P_1 = \frac{1}{2}\rho v_1^2 - \frac{1}{2}\rho v_2^2 \quad \dots(2.2.7)$$

$$= \frac{1}{2}\rho(v_1^2 - v_2^2)$$

เนื่องจาก v_1 มากกว่า v_2 เนื่องจากการออกแบบปีกเครื่องบิน มีผลทำให้ค่าของสมการเป็นบวกส่งผลให้ด้านซ้ายของสมการต้องมีค่าเป็นบวกด้วยนั่นคือ P_2 มีค่ามากกว่า P_1 (แรงดันที่ด้านล่างของปีกมีค่ามากกว่าแรงดันจากด้านบนของปีก) จากความดันที่แตกต่างกันจึงทำให้เครื่องบินสามารถยกตัวเองให้ลอยขึ้นในอากาศได้หากเราทำให้ความเร็วลมบนปีกเครื่องบินแตกต่างจากความเร็วลมใต้ปีกเครื่องบินมากขึ้นเท่าใดปีกเครื่องบินด้านบนก็จะมีค่าความดันแตกต่างจากปีกด้านล่างมากขึ้นเท่านั้นส่งผลให้เครื่องบินลอยได้และบรรทุกสัมภาระได้น้ำหนักที่มากขึ้น

มีข้อสังเกตบางอย่างคือ มีความดันของอากาศ ถูกนำมารวมไว้ด้วยแต่ ความดันบรรยากาศไม่มีผลต่อการวิเคราะห์ แต่อย่างไรก็ตาม เนื่องจากสมมุติว่า ปีกเครื่องบินมีความหนาแน่นน้อยมากๆ และขอแสดงรายละเอียดเฉพาะ ค่า Pressure Head ให้เห็นดังนี้

$$P_2 = P_{atm} + P_{down}$$

และ

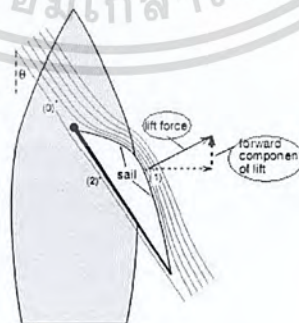
$$P_1 = P_{atm} + P_{up}$$

ดังนั้น

$$P_2 - P_1 = (P_{atm} + P_{down}) - (P_{atm} + P_{up})$$

$$P_2 - P_1 = P_{down} - P_{up} \quad \dots(2.2.8)$$

เห็นได้ว่าถึงแม้ จะพิจารณา P_{atm} ด้วย ท้ายสุดก็จะหักลบกันไปเองเหลือเพียงความดันด้านล่างลบด้วย ความดันด้านบน หลักการของเครื่องบิน ก็สามารถนำมาอธิบาย การเคลื่อนที่ของเรือใบได้ด้วยเหมือนกัน



รูปที่ 2.6 การเคลื่อนที่ของเรือใบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

lift force คือแรงยกตัวเหมือนของเครื่องบิน แต่ส่วนที่ทำให้เรือเคลื่อนที่ไปข้างหน้าได้คือส่วน forward component of lift ส่วนแรงที่อยู่ในแนวตั้งฉากกับแนวการเคลื่อนที่ของเรือ จะมีส่วนของครีบใต้ท้องเรือทำหน้าที่ต้านทานไว้ไม่ให้เรือวิ่งไปด้านขวามือ

2.3 สเตรนเกจ (strain gauges)

สเตรนเกจส์เป็นอุปกรณ์ที่ประกอบด้วยลวดเส้นเล็ก ๆ ขดอยู่บนแผ่นกระดาษหรือพลาสติกบาง ๆ เมื่อต้องการใช้ก็จะปะติดลงบนแผ่นชิ้นวัสดุที่จะต้องการวัดการยืดตัว บิด หรือการขยายตัว โดยคุณสมบัติของตัวสเตรนเกจส์จะเปลี่ยนค่าความต้านทานตามขนาดการยืดหรือหดตัวของวัสดุ สเตรนเกจ (STRAIN GAGE) เป็นทรานซิวเตอร์ที่ถูกนำมาใช้ในทางอุตสาหกรรม เพื่อใช้วัดอย่างละเอียดสำหรับจำนวนมาก หรือนำหนักจำนวนมาก สเตรนเกจจริง ๆ แล้วถูกสร้างขึ้นมาเพื่อใช้วัดความตึงเครียด ซึ่งเป็นการเปลี่ยนขนาดของวัตถุที่แข็ง ไปเป็นเปอร์เซ็นต์เทียบกับขนาดเดิมของวัตถุความตึงเครียดของวัตถุที่แข็ง สามารถแทนด้วยแรงที่จ่ายให้วัตถุได้โดยใช้กฎของฮุก (HOOK'S LAW) ซึ่งเขียนเป็นสมการได้เป็น

$$F/A = Y\epsilon = Y(L/L_0) \quad \dots\dots(2.3.1)$$

เมื่อ F คือ แรงมาตรฐานที่จ่ายให้กับวัตถุ

A คือ พื้นที่หน้าตัดของวัตถุ

Y คือ ค่าตัวคูณของยัง (YOUNG'S MODULUS) จะขึ้นอยู่กับเนื้อสารที่ใช้ทำวัตถุ

ϵ คือ ค่าคงที่ของความตึงเครียด เปลี่ยนแปลงตามขนาดต่อหน่วยขนาดเดิม เท่ากับ L/L_0

ความต้านทานขดลวดในรูปของสเตรนเกจ ขึ้นอยู่กับขนาดและหน้าตัดขดลวด เขียนเป็นสมการได้เป็น

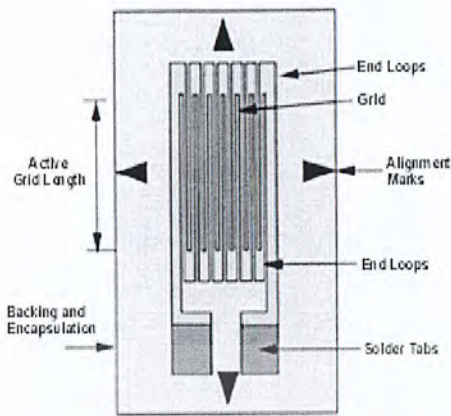
$$R = \epsilon L/A \quad \dots\dots(2.3.2)$$

เมื่อ ϵ คือ พิกัดความต้านทานของเนื้อสารที่ใช้ทำขดลวด

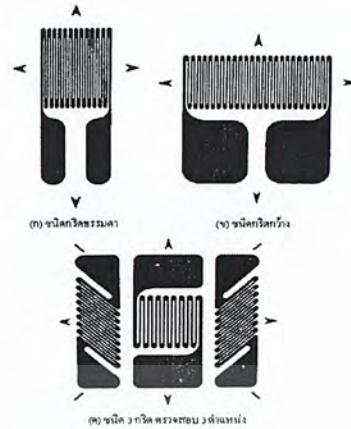
L คือ ขนาดของขดลวด

A คือ พื้นที่หน้าตัดของขดลวด

จากสมการที่กล่าวมาจะเห็นได้ว่า ถ้าขดลวดยืดออก ค่าความต้านทาน R จะเพิ่มขึ้น และพื้นที่ A จะลดลง



รูปที่ 2.7 ลักษณะของสเตรนเกจ



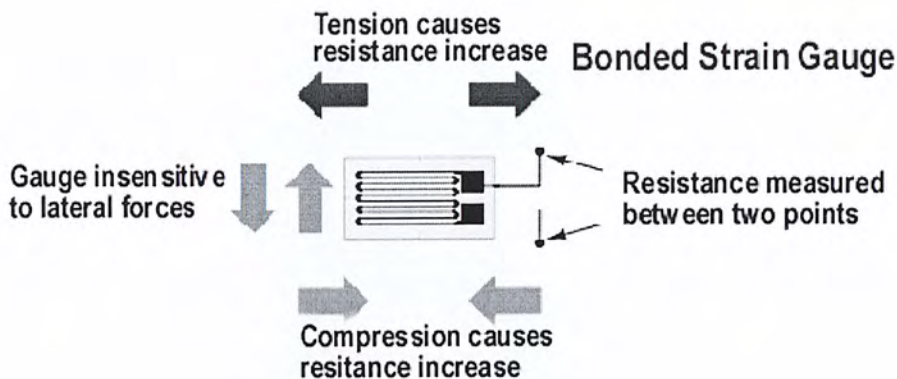
รูปที่ 2.8 ลักษณะของสเตรนเกจแบบต่างๆ

รูปที่ 2.7 เป็นลักษณะของสเตรนเกจ มองจากด้านบนลงไป โครงสร้างประกอบด้วยขดลวดความต้านทานปกติจะใช้ทองแดงผสมนิกเกิล มีเส้นผ่าศูนย์กลางของลวดประมาณ 0.001 นิ้ว ขดลวดจะถูกรวมไว้ในตำแหน่งขดไปขดมา หรือวางลักษณะซิกแซกไปมา บนฐานรองที่เป็นกระกาศบาง ๆ เรียกลักษณะนี้ว่า ฐาน ลักษณะขดลวดที่ซิกแซกมากขึ้น ขนาดจะเพิ่มขึ้น มีผลต่อขนาดของความตึงเครียดด้วย ส่วนที่ซิกแซกทั้งหมดเรียกลักษณะนี้ว่ากริดตอนปลายของกริดจะมีลวดตัวนำทองแดง

รูปที่ 2.8 เป็นลักษณะของสเตรนเกจ แบบอื่น ๆ ที่ถูกสร้างขึ้นมาเพื่อให้สามารถวัดความตึงเครียดได้ในหลายลักษณะ ทำมาจากแผ่นโลหะบาง รูปที่ 2.8 (ก) จะเป็นชนิดกริดธรรมดาใช้ในงานวัดความตึงเครียดแบบพื้นฐานรูปที่ 2.8 (ข) เป็นกริดชนิดกว้าง ใช้ได้กับงานที่ต้องการกำลังสูง ๆ รูปที่ 2.8 (ค) มีสเตรนเกจ 3 ชุดวางตำแหน่งในการวัดความตึงเครียดต่างกัน

2.3.1 โครงสร้างของสเตรนเกจ

เส้นโลหะตัวนำเส้นเดียวไม่สามารถนำมาใช้เป็นสเตรนเกจได้ เนื่องจากปัจจัยของความต้านทานรวมของเกจและพื้นที่ที่รับแรงดึงนั้นเพื่อเป็นการเพิ่มความยาวของตัวนำและลดขนาดพื้นที่ของเกจเส้นโลหะตัวนำของสเตรนเกจจึงได้ถูกผลิตให้มีขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางเล็กลงสามารถขมวดรวมกันเป็นกลุ่มได้ ขดลวดนี้จะมีชื่อเรียกว่ากริด (Grid) สำหรับเมทาลิกสเตรนเกจขบวนการในการผลิตกริดที่นิยมใช้คือ(Photoetching process) เนื่องจากขบวนการนี้สามารถผลิตกริดที่มีรูปร่างและขนาดหลากหลายตามต้องการจากเส้น โลหะที่มีขนาดเล็กๆ ได้ส่วนหัวและส่วนปลายของขดลวดตัวนำจะถูกออกแบบให้มีขนาดใหญ่เพื่อให้ง่ายต่อการเชื่อมต่อเข้ากับวงจรทางไฟฟ้าเรียกว่าจุดต่อเชื่อม (Solder)



รูปที่ 2.9 โครงสร้างของสเตรนเกจและแนวแรงที่กระทำกับสเตรนเกจ

เนื่องจากกริดภายในสเตรนเกจ มีคุณสมบัติเปราะบางและง่ายต่อการเสียหายดังนั้นใน

ขบวนการผลิตจะมีการนำแผ่นพลาสติกบางๆมาใช้เป็นพื้นรองและตัวนำพาโดยมีการทำเครื่องหมายที่กึ่งกลางของความยาวของเกจให้ง่ายในการติดตั้งและยังทำหน้าที่ เป็นฉนวนให้กับเกจกับวัสดุที่นำไปติดตั้งได้อีกด้วย วัสดุที่นำมาใช้เป็นตัวนำพา มีอยู่หลายชนิดขึ้นอยู่กับงานที่นำไปใช้ ได้แก่

- Polyimide Plastic ใช้กับงานทั่วไป
- Epoxy ใช้กับงานที่ต้องการความแม่นยำและความเป็นเชิงเส้นสูง
- Glass-Reinforced Epoxy ใช้กับงานที่มีความเครียดสูงและอุณหภูมิสูงมากๆ

ตัวนำพาจะสามารถเอาออกได้ในขณะติดตั้งแล้วใช้กาวเซรามิกทาเพื่อให้รักษาโครงสร้างของกริดและความเป็นฉนวนของกริดกับวัสดุที่ใช้ติดตั้ง เมทัลลิกสเตรนเกจ (Metallic Strain Gauge) หลักการทำงานจากค่านิยามของความเครียด ที่กล่าวข้างต้นถ้าวัสดุที่นำมาใช้เป็นตัวนำทาง ไฟฟ้าจะนำไปสู่ความเปลี่ยนแปลงความต้านทานไฟฟ้าของตัวนำ โดยใช้สมการดังนี้

$$R = \frac{\rho L}{A} \dots\dots(1)$$

R = สภาพต้านทาน ไฟฟ้า

L = ความยาวของตัวนำ

A = พื้นที่หน้าตัด

นั่นหมายความว่าเมื่อมีแรงกระทำกับสเตรนเกจจะมีผลทำให้เกิดความเครียดขึ้นภายใน กริดของสเตรนเกจหรือมีการเปลี่ยนแปลงเกิดขึ้นกับความยาวและพื้นที่ของกริดส่งผลให้ค่าความต้านทานไฟฟ้าของสเตรนเกจนั้นมีค่าเปลี่ยนแปลงไปด้วย ดังสมการ

$$dR = \frac{A(\rho dL + L d\rho) - \rho L dA}{A^2} \dots\dots (2)$$

หรือเขียนในเทอมของ Poisson's ratio, ν

$$\frac{dR}{R} = \frac{dL}{L}(1 + 2\nu P) + \frac{d\rho}{\rho} \quad \dots\dots(3)$$

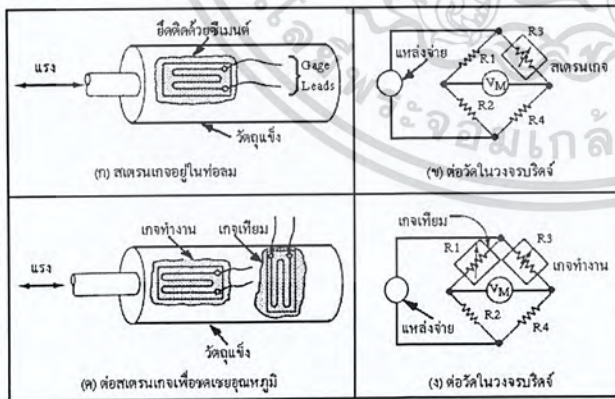
ค่าความต้านทานที่เปลี่ยนแปลงไปจะเป็นตัวบ่งชี้ปริมาณของแรงที่ได้กระทำต่อสเตรนเกจขณะนั้นด้วย หลักการดังกล่าวทำให้สเตรนเกจสามารถนำมาใช้เป็นตัวตรวจจับแรงและความดันได้

2.3.2 เกจแฟกเตอร์ (Gauge Factor) ในการพิจารณาคุณสมบัติของสเตรนเกจ ตัวแปรหนึ่งที่มีความสำคัญ คือ เกจแฟกเตอร์ ตัวแปรนี้จะเป็นตัวแปรที่บ่งชี้การเปลี่ยนแปลงของความต้านทานไฟฟ้าในตัวสเตรนเกจ โดยส่วนมากค่าเกจแฟกเตอร์จะถูกระบุให้จากโรงงานผู้ผลิตเพื่อให้ง่ายในการพิจารณาเกจแฟกเตอร์สามารถเขียนให้อยู่ในรูปสมการ

$$\text{ดังนั้น } GF = \frac{dR}{R} / \frac{dL}{L} \quad \dots\dots(4)$$

ดังนั้น เกจแฟกเตอร์ (GF) คือ ค่าการเปลี่ยนแปลงทั้งหมดของความต้านทานในสเตรนเกจ ภายใต้สภาพรับโหลดของการปรับเทียบค่า (Calibration loading condition) โดยปกติสภาพรับโหลดของการปรับเทียบค่าจะหมายถึงสภาพที่เกิดสนามแรงเครียดขึ้นสองแนวแกน ดังนั้น ย่อมทำให้ความไวในแนวทแยงมุม (Transverse sensitivity) มีผลต่อผลลัพธ์ที่ถูกต้อง

โดยทั่วไป เกจแฟกเตอร์จะถูกต้องในสนามแนวแรงเครียดสองแกนที่เกิดจากการโค้งงอของคานที่มีค่า Poisson ratio = 0.285 ดังนั้นสำหรับสนามแรงเครียดในแนวแกนอื่นๆ จะก่อให้เกิดค่าความคลาดเคลื่อนขึ้น



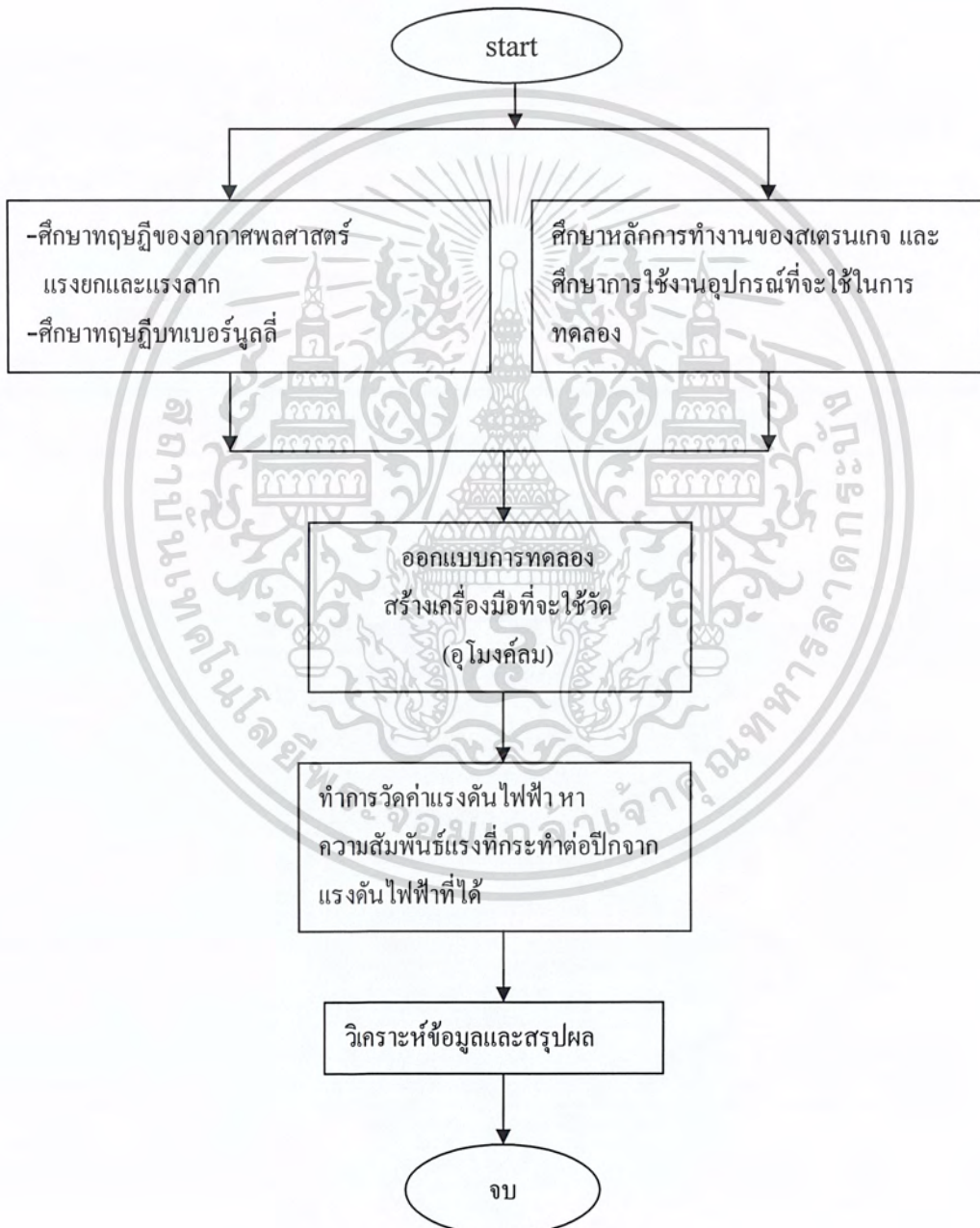
รูปที่ 2.10 แสดงการติดสเตรนเกจบนผิวของวัตถุที่ต้องการวัด

โดยให้ส่วนฐานติดเรียบบนผิวที่จะวัด โดยติดยึดด้วยซีเมนต์พิเศษอย่างแน่นหนา ผิววัสดุแข็งแรงๆ เพื่อให้ความตึงเครียดของกริดเหมือนกับความตึงเครียดของวัสดุแข็งนั้น ๆ

บทที่ 3

ขั้นตอนการดำเนินงานวิจัย

ขั้นตอนการดำเนินงานการสร้างชุดทดลองเพื่อศึกษาแรงที่กระทำต่อวัตถุในการทดลองนี้เราจะสร้างการทดลองเพื่อวัดค่าแรงดันที่จุดต่างๆอากาศกระทำต่อตัวอย่าง โดยใช้เครื่องมือในการวัดคือสเตรนเกจ โดยวัตถุที่นำมาใช้เป็นตัวอย่างในการทดลองนี้คือ ตัวอย่างปีกเครื่องบินขนาดเล็ก

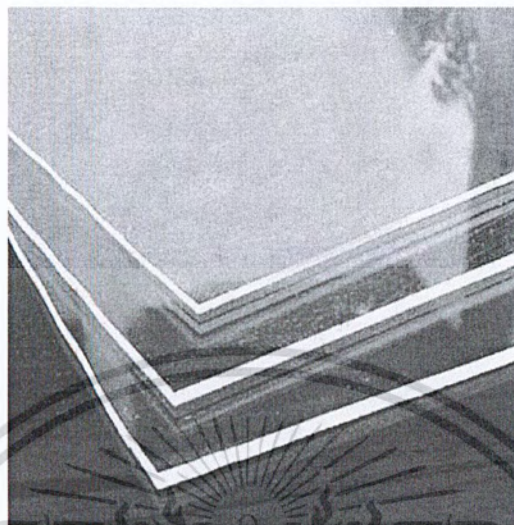


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1 ออกแบบอุโมงค์ลม

3.1.1 อุปกรณ์

1) อะคลิลิก



รูปที่ 3.1 อะคลิลิกใส

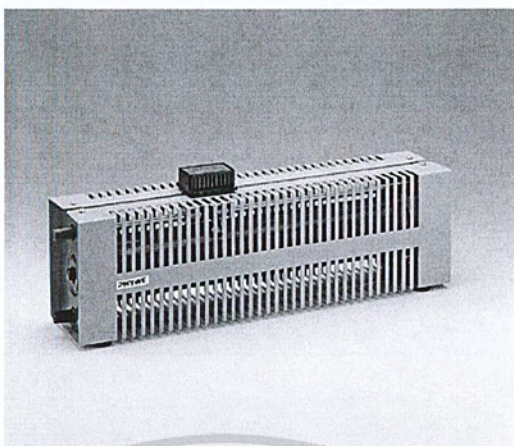
2) BLOWER (พัดลม)



รูปที่ 3.2 พัดลมBLOWER

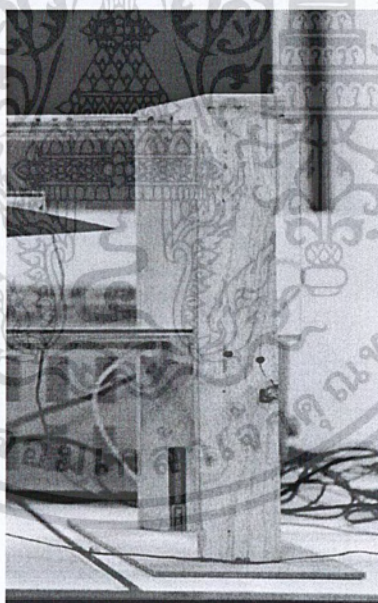
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3) RHEOSTAT



รูปที่ 3.3 RHEOSTAT

4) ฐานรอง

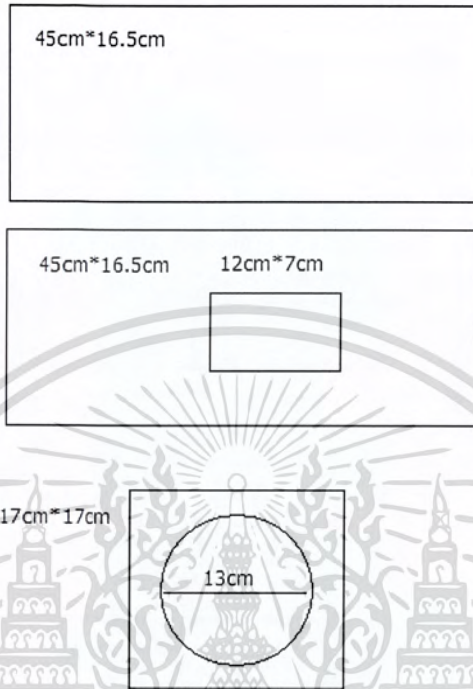


รูปที่ 3.4 ฐานรอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

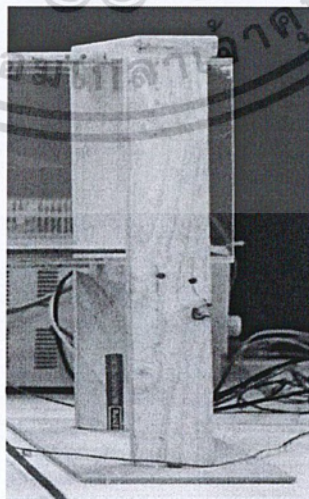
3.1.2 สร้างตัวอุโมงค์ลม

1. ตัดอะคลิลิกทำตัวกล่องตามแบบแล้วประกอบทำเป็นกล่องทึบนำยาประสานอะคลิลิกเพื่อให้อะคลิลิกติดกัน



รูปที่ 3.5 ขนาดของอะคลิลิก

2. สร้างฐานเพื่อรองตัวกล่อง โดยใช้ไม้ประกอบกันเป็นโครงเพื่อให้สวมตัวกล่องเข้าไปได้



รูปที่ 3.6 ฐานรองตัวอุโมงค์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นอนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาหรือข้อมูลใดๆ ที่ปรากฏในเอกสารนี้โดยไม่ได้รับอนุญาตจากเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. ต่อ BLOWER เข้ากับกล่องที่ประกอบไว้



รูปที่ 3.7 ตัวอุโมงค์ที่ประกอบแล้ว

3.2 ออกแบบวงจรที่ใช้ในการทดลอง

3.2.1 Strain gauge "KYOWA" Strain Gage Model : KFG-5-120-C1-11 L1M2R



รูปที่ 3.8 สเตรนเกจที่ใช้ในการทดลอง

สเตรนเกจยี่ห้อ KYOWA Strain Gage Model: KFG-5-120-C1-11 L1M2R ใช้เรซิน polyimide สำหรับฐานหนาประมาณ $13 \mu\text{m}$ มีความยืดหยุ่นที่ดีเยี่ยมง่ายต่อการยึดติดพื้นผิวโค้ง สามารถวัดใช้ได้ทั้งงานในร่ม ทนความร้อนได้อย่างมีประสิทธิภาพ ขดเซรามิกอุณหภูมิที่ 10 ถึง 100°C และระบายความร้อนในช่วง 20 ถึง 40°C มีขนาด เล็ก $\pm 1\mu\text{E}^\circ/\text{C}$.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ข้อเด่นของการใช้สเตรนเกจเพื่อวัดหาข้อมูลทางกล ได้แก่

- สามารถแยกวัดความเค้นแต่ละประเภทที่เกิดขึ้นบนผิวชิ้นส่วนได้
- มีความผิดพลาดต่ำเนื่องจากสามารถชดเชยผลกระทบจากสิ่งแวดล้อมต่อการวัดได้ เช่น ความผิดพลาดที่เกิดจากการเปลี่ยนแปลงอุณหภูมิ เป็นต้น

- มีความละเอียดสูง โดยสามารถวัดความเครียดในระดับ ไมโครเมตร

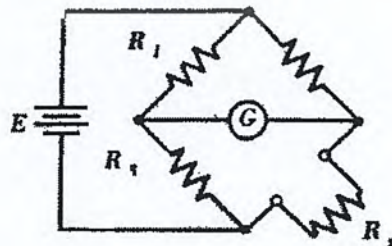
- ไม่มีข้อจำกัดเกี่ยวกับขนาดชิ้นส่วนที่ถูกวัด เนื่องจากสเตรนเกจมีขนาดเล็กและน้ำหนักเบา

นอกจากนี้ ยังสามารถนำไปผลิตเป็นทรานสดิวเซอร์ (transducer) เพื่อประยุกต์ใช้กับการวัดแรง โมเมนต์ ความดัน การขจัด (displacement) เป็นต้น ในการวัดค่าความเค้นของวัสดุสเตรนเกจถูกติดบนผิวชิ้นส่วนโดยใช้กาวชนิดพิเศษ และเชื่อมต่อสเตรนเกจเข้ากับวงจรการวัด เครื่องขยายสัญญาณและเครื่องแสดงผลเพื่อแสดงค่าการวัด สเตรนเกจทำหน้าที่เปลี่ยนปริมาณความเครียดในรูปของปริมาณเชิงกลให้เป็นปริมาณค่าทางไฟฟ้าในรูปของการเปลี่ยนแปลงความต้านทาน ปริมาณเชิงกลของสเตรนเกจยืดตัวและหดตัวสัมพันธ์กับการยืดและการหดของชิ้นส่วนที่ถูกวัดวงจรการวัดค่าทางไฟฟ้าที่เกิดจากสเตรนเกจ หรือ เรียกว่า วงจรบริดจ์ (Wheatstone Bridge) เนื่องจากสัญญาณไฟฟ้าจากสเตรนเกจมีปริมาณน้อย จึงจำเป็นต้องต่อเข้ากับเครื่องขยายสัญญาณเพื่อขยายสัญญาณใหม่ ซึ่งอาจอยู่ในรูปของศักย์ไฟฟ้าหรือกระแสไฟฟ้า และยังสามารถตรวจวัดด้วยเครื่องแสดงผลอย่างมีประสิทธิภาพได้ เช่น โวลต์มิเตอร์ หรือแอมป์มิเตอร์

3.2.2 การใช้สเตรนเกจร่วมกับวงจรบริดจ์

Wheatstone Bridge ประกอบขึ้นจากตัวต้านทานสี่ตัว และ แหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสตรง โดยที่แรงตกคร่อมตรงกลางวงจรจะเท่ากับศูนย์ วงจรภายใน Wheatstone Bridge ประกอบด้วย

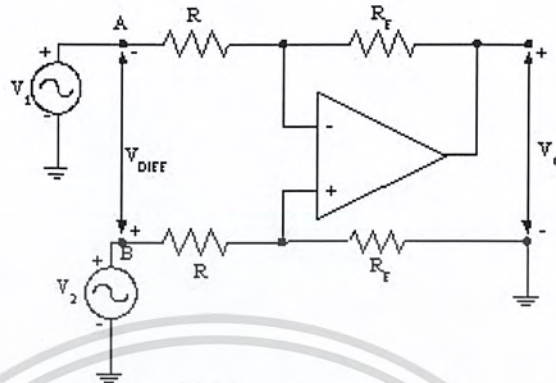
1. ตัวต้านทานที่ต่อขนานกัน 2 สาขา แต่ละสาขาประกอบด้วยตัวต้านทาน 2 ตัวต่ออนุกรมกัน
2. แหล่งจ่ายแรงดันไฟฟ้ากระแสตรง (E) ต่อขนานกับตัวต้านทานของวงจรทำหน้าที่จ่ายกระแสไฟฟ้าให้ไหลผ่านตัวต้านทานใน



รูปที่ 3.9 วงจรบริดจ์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เนื่องจากแรงดันเอาต์พุตที่ได้จากวงจรมีค่าน้อยมากจึงต้องทำการขยายสัญญาณ โดยการต่อเข้ากับออปแอมป์เพื่อขยายสัญญาณ ดังนี้



รูปที่ 3.10 วงจรขยายสัญญาณดิฟเฟอเรนเชียลออปแอมป์ไฟลเลอร์

3.2.3 ออปแอมป์ HA 17741



รูปที่ 3.11 ออปแอมป์ HA 17741

ออปแอมป์ (Op-Amp) เป็นชื่อย่อสำหรับเรียกวงจรขยายที่มาจาก Operating Amplifier เป็นวงจรขยายแบบต่อตรง (Direct coupled amplifier) ที่มีอัตราขยายสูงมากใช้การป้อนกลับแบบลบไปควบคุมลักษณะการทำงาน ทำให้ผลการทำงานของวงจรไม่ขึ้นกับพารามิเตอร์ภายในของออปแอมป์

วงจรรภายในประกอบด้วยวงจรขยายที่ต่ออนุกรมกันคือ วงจรขยายดิฟเฟอเรนเชียลด้านทางเข้า วงจรขยายดิฟเฟอเรนเชียลภาคที่สอง วงจรเลื่อนระดับและวงจรขยายกำลังด้านทางออก สัญลักษณ์ที่ใช้แทนออปแอมป์จะเป็นรูปสามเหลี่ยม ไอซีออปแอมป์เป็นไอซีที่แตกต่างไปจากลิเนียร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

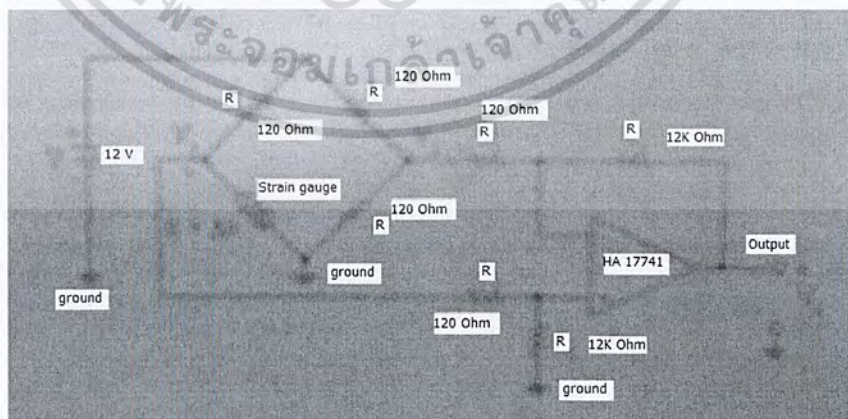
ไอซีต่างๆ ไปคือไอซีออปแอมป์มีขาอินพุท 2 ขา เรียกว่าขาเข้าไม่กลับเฟส(NonInverting Input) หรือ ขา + และขาเข้ากลับเฟส (Inverting Input) หรือขา - ส่วนทางด้านออกมีเพียงขาเดียว เมื่อสัญญาณป้อนเข้าขาไม่กลับเฟสสัญญาณทางด้านออกจะมีเฟสตรงกับทางด้านเข้า แต่ถ้าป้อนสัญญาณเข้าที่ขาเข้ากลับเฟส สัญญาณทางด้านออกจะมีเฟสต่างไป 180 องศา จากสัญญาณทางด้านเข้า คุณสมบัติของออปแอมป์ในทางอุดมคติ

1. อัตราขยายมีค่าสูงมากเป็นอนันต์หรือ อินฟินิตี้ ($AV = \infty$)
2. อินพุทอิมพีแดนซ์มีค่าสูงมากเป็นอนันต์ ($Z_i = \infty$)
3. เอาท์พุทอิมพีแดนซ์มีค่าต่ำมากเท่ากับศูนย์ ($Z_o = 0$)
4. ความกว้างของแบนด์วิท (Bandwidth) ในการขยายสูงมาก ($BW = \infty$)
5. สามารถขยายสัญญาณได้ทั้งสัญญาณ AC และ DC
6. การทำงานไม่ขึ้นกับอุณหภูมิ

เมื่อศึกษาคุณสมบัติของออปแอมป์ในอุดมคติแล้วพบว่า ออปแอมป์ได้รวมข้อดีของวงจรขยายไว้ได้อย่างครบถ้วน เนื่องจากมีอัตราขยายเป็นอนันต์และสามารถขยายสัญญาณได้ทั้งไฟกระแสสลับและไฟกระแสตรง การนำไปใช้งานในบางครั้งเมื่อต้องการลดอัตราขยายก็สามารถทำได้โดยการป้อนกลับ (Feed Back) เพื่อมาลดอัตราขยายลง และข้อดีอีกประการหนึ่งก็คือ อิมพีแดนซ์ทางอินพุทมีอิมพีแดนซ์สูงมาก จึงทำให้เหมือนไม่มีกระแสอินพุทไหลลักษณะเช่นนี้จึงทำให้วงจรทางอินพุทไม่ไหลตรงจรส่งกำลังในส่วนหน้า เช่นเดียวกันที่เอาท์พุทมีอิมพีแดนซ์เป็นศูนย์สามารถนำไปเชื่อมต่อกับวงจรอื่นได้ดี

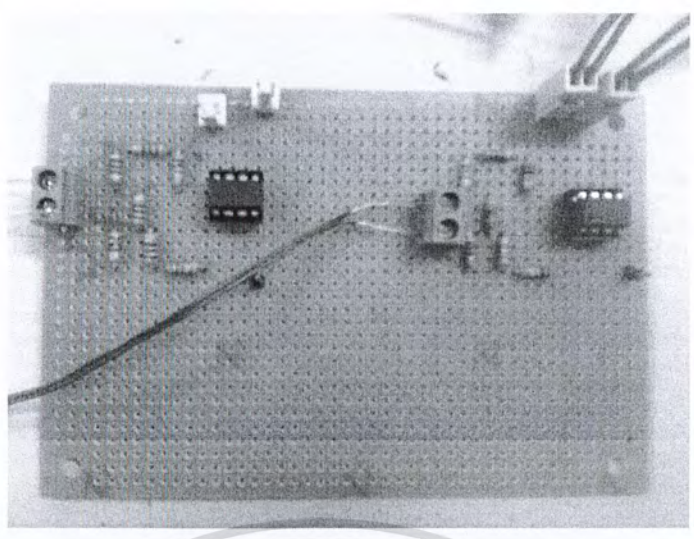
3.2.4 สร้างวงจรขยายสัญญาณสเตอรนเกจ

ต่อสเตอรนเกจเข้ากับวงจรบริดจ์และวงจรขยายสัญญาณคิฟเฟอเรนเชียลออปแอมป์ฟลิปไฟเออร์ ตามรูป



รูปที่ 3.12 วงจรขยายแรงดันเอาต์พุทที่ได้จากวงจรสเตอรนเกจโดยใช้วงจรขยายสัญญาณผลต่าง

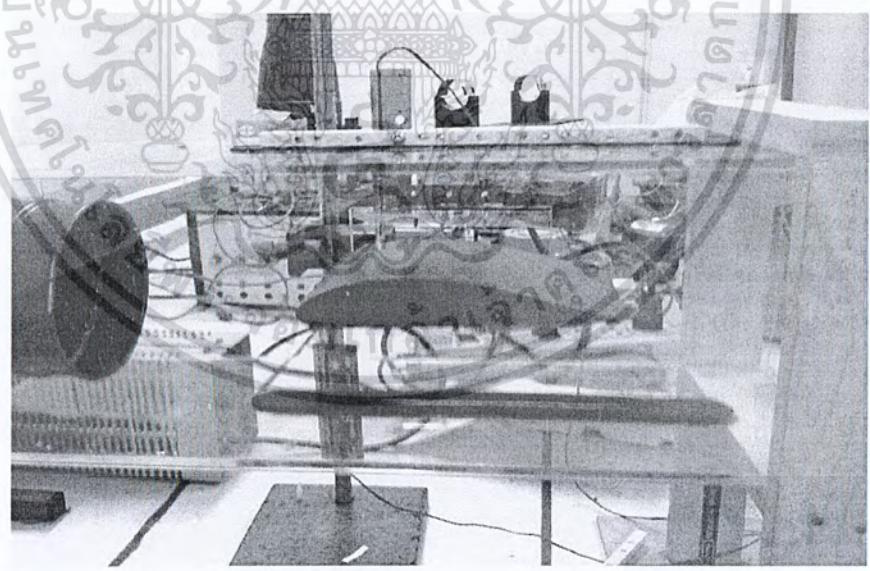
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.13 วงจรที่ต่อเสร็จแล้ว

3.3 ประกอบตัวเซนเซอร์เข้ากับตัวอิมุงค์

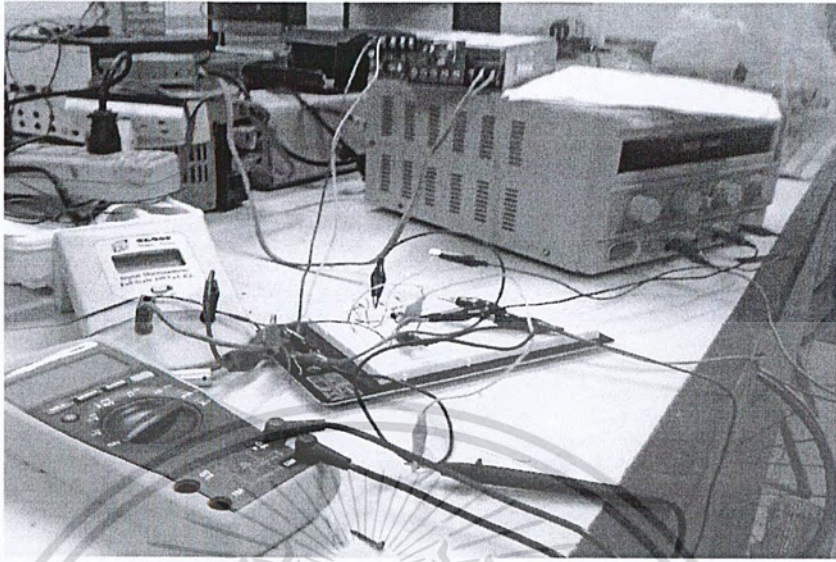
1.) ในการทำการวัดจะวัดด้านบนของปีกและด้านล่างของปีกจึงทำการเจาะรูทั้งด้านบนและด้านล่างของกล่องปิดด้วยยางที่เจาะรูตรงกลางสำหรับสอดตัวเซนเซอร์ แล้วจึงประกอบตัวสเตรนเกจเข้ากับไม้บรรทัดเพื่อสอดไปในกล่อง ยึดให้ตัวเซนเซอร์ตั้งตรงด้วยการยึดน็อตเข้ากับไม้ที่ประกอบตัวเซนเซอร์ไว้



รูปที่ 3.14 ประกอบเซนเซอร์เข้ากับอิมุงค์ลม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.) ต่อแหล่งจ่ายไฟและต่อคิิจิตอลมัลติมิเตอร์เข้ากับวงจร เพื่อวัดค่าแรงดันเอาต์พุท



รูปที่ 3.15 ต่อแหล่งจ่ายไฟให้วงจรและต่อคิิจิตอลมัลติมิเตอร์เพื่อวัดค่าเอาต์พุท

3.4 วิธีการทดลอง

3.4.1 การวัดค่าการไหล

วัดค่าแรงดัน 5 จุด รอบๆพัดลม บันทึกรูปผลค่าที่ได้



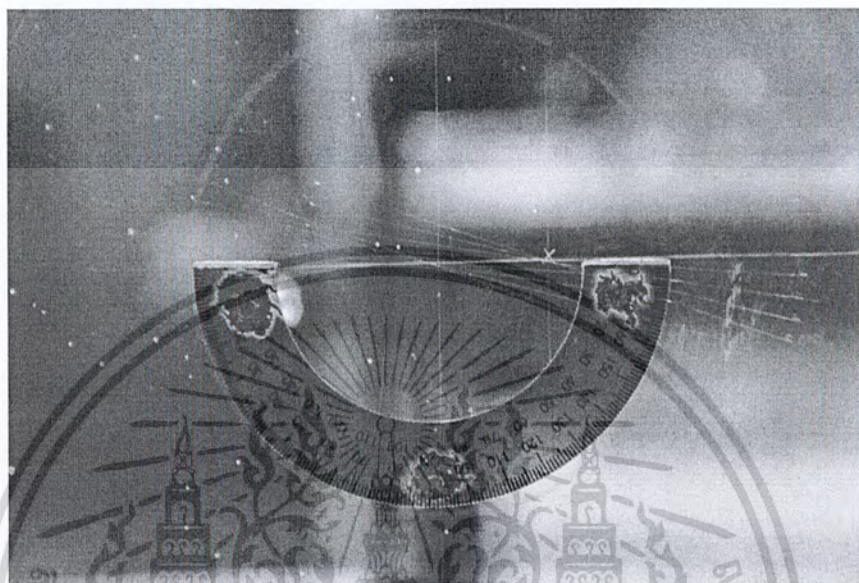
รูปที่ 3.16 บริเวณจุดที่วัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.4.2 วัดค่าแรงดันเอาต์พุตด้านบนปีกและด้านล่างปีกที่มุมปะทะต่างๆกัน

3.4.2.1 การปรับมุมปีก

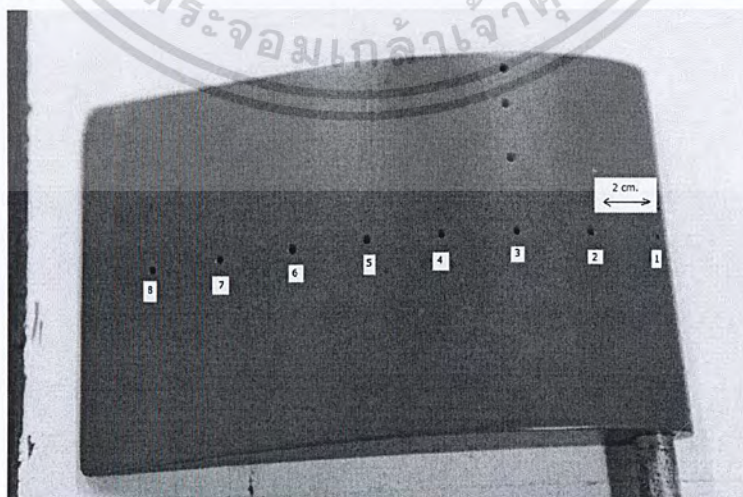
ในการวัดจะปรับมุมปะทะของปีกให้เปลี่ยน ไปทีละ 5 องศา การปรับมุมปีกจะเทียบกับ เครื่องวงกลมที่ติดอยู่บริเวณด้านข้าง



รูปที่ 3.17 เครื่องวงกลมใช้วัดมุม

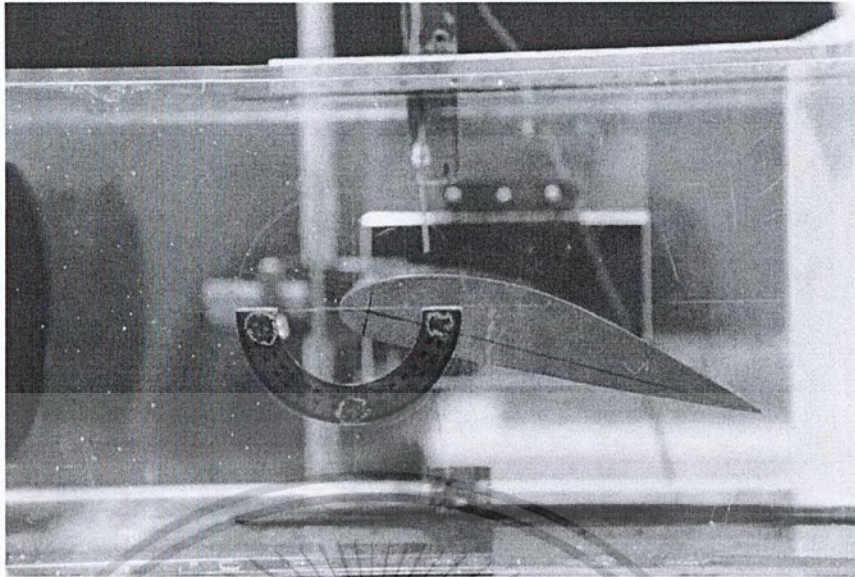
3.4.2.2 การวัดค่าแรงดันเอาต์พุตที่มุมต่างๆ

นำตัวอย่างปีกเครื่องบินใส่ลงไปในอุโมงค์ ทำการวัดค่าที่มุมเริ่มตั้งแต่ 0 ถึง 20 องศา โดย เปลี่ยนตำแหน่งการวัดตั้งแต่บริเวณชายปีกหน้าไปถึงชายปีกหลังจำนวนทั้งหมด 8 จุด แต่ละจุดห่างกัน 2 เซนติเมตร โดยในแต่ละมุมจะวัดตามจุดที่ได้กำหนดไว้ ทำการวัดจุดละสามครั้ง แล้วนำมาหาค่าเฉลี่ย

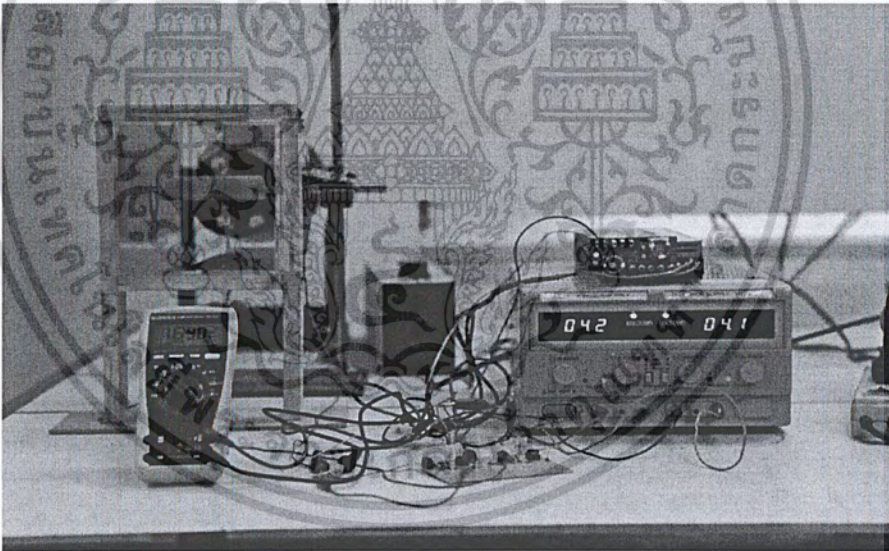


รูปที่ 3.18 จุดที่ใช้เป็นจุดอ้างอิงการวัดบนปีก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.19 การปรับมุมปีก



รูปที่ 3.20 ชุดการทดลองอุโมงค์ลม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4

ผลการทดลองและอภิปรายผล

4.1 ผลการวัดค่าชนิดการไหล

ในการวัดค่าค่าแรงดันเอาต์พุต ใน 5 ตำแหน่งนี้ เพื่อทดสอบถึงการไหลของอากาศจากตัวพัดลมที่ใช้ในการทดลองว่าเป็นการไหลแบบลามินาร์

ตารางที่ 4.1 แรงดันเอาต์พุตตำแหน่งต่างๆเพื่อทดสอบการไหล

จุดที่	แรงดัน(ครั้งที่1)	แรงดัน(ครั้งที่2)	แรงดัน(ครั้งที่3)	เฉลี่ย
1	1.523	1.522	1.523	1.523
2	1.523	1.522	1.523	1.523
3	1.523	1.523	1.522	1.523
4	1.521	1.523	1.522	1.522
5	1.521	1.523	1.523	1.522



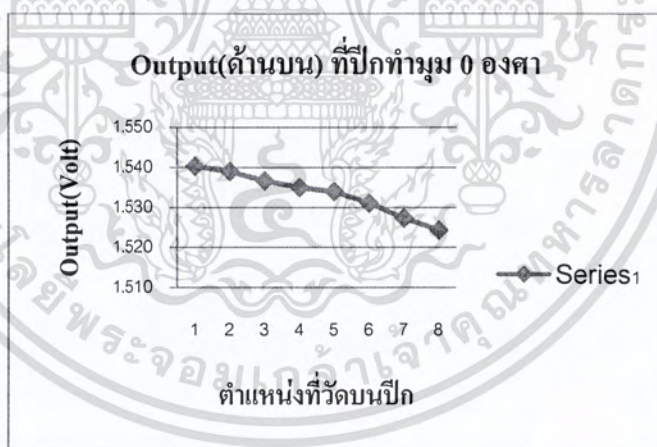
รูปที่ 4.1 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตกับตำแหน่งรอบๆพัดลม 5 จุด

จากผลการวัดค่าแรงดันเอาต์พุต ทั้ง 5 จุด แรงดันเอาต์พุตที่ได้มีค่าใกล้เคียงกัน ดังนั้นการไหลของอากาศจากพัดลม จึงสามารถบอกได้ว่าเป็นการไหลแบบลามินาร์

4.2.2 ผลการวัดค่าแรงดันเอาต์พุตด้านบนปีกและด้านล่างปีกที่มุมปะทะต่างๆกัน

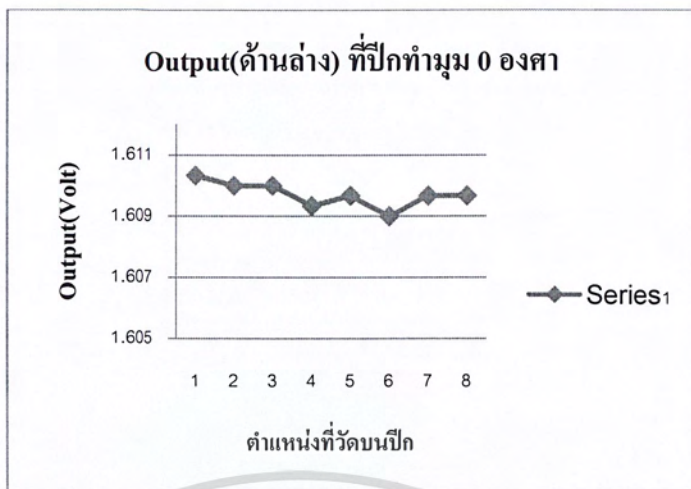
ตารางที่ 4.2 ผลการวัดค่าแรงดันเอาต์พุตที่ปีกทำมุม 0 องศา วัดตั้งแต่ชายปีกหน้าไปถึงชายปีกหลัง จำนวน 8 จุด

จุดที่	วัดแรงดันเอาต์พุตด้านบน			เฉลี่ย	วัดแรงดันเอาต์พุตด้านล่าง			เฉลี่ย
	ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3		ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3	
1	1.539	1.543	1.539	1.540	1.605	1.614	1.612	1.610
2	1.537	1.543	1.537	1.539	1.604	1.613	1.613	1.610
3	1.533	1.542	1.535	1.537	1.604	1.614	1.612	1.610
4	1.532	1.541	1.532	1.535	1.603	1.615	1.61	1.609
5	1.526	1.539	1.537	1.534	1.604	1.613	1.612	1.610
6	1.521	1.537	1.535	1.531	1.603	1.613	1.611	1.609
7	1.516	1.537	1.529	1.527	1.604	1.612	1.613	1.610
8	1.513	1.533	1.527	1.524	1.604	1.612	1.613	1.610



รูปที่ 4.2 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านบนปีก ที่ปีกทำมุม 0 องศา

รูปที่ 4.2 กราฟแสดงความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านบนปีก ที่ปีกทำมุมปะทะ 0 องศา แรงดันเอาต์พุตที่บริเวณแต่ละจุดของปีกมีค่าลดลง

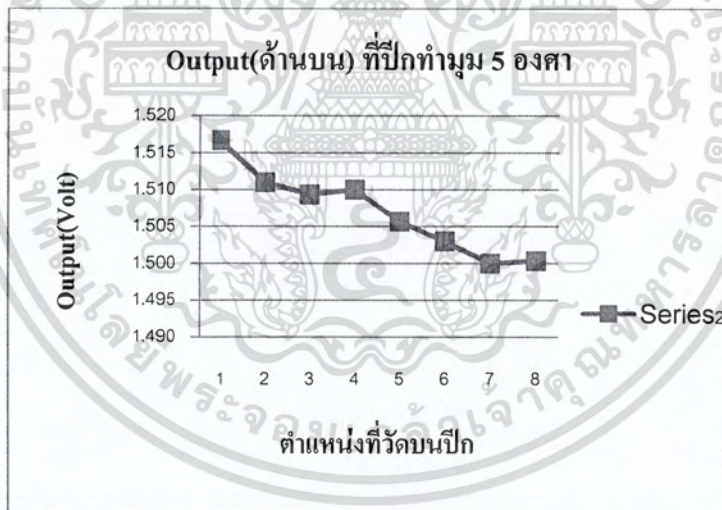


รูปที่ 4.3 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านล่างปีก ที่ปักทำมุม 0 องศา

รูปที่ 4.3 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านล่างปีก ที่ปักทำมุมปะทะ 0 องศา แรงดันเอาต์พุตมีการเปลี่ยนแปลงเพียงเล็กน้อย อยู่ในช่วงที่ใกล้เคียงกัน

ตารางที่ 4.3 ผลการวัดค่าแรงดันเอาต์พุตที่ปักทำมุมปะทะ 5 องศา วัดตั้งแต่ชายปีกหน้าไปถึงชายปีกหลังจำนวน 8 จุด

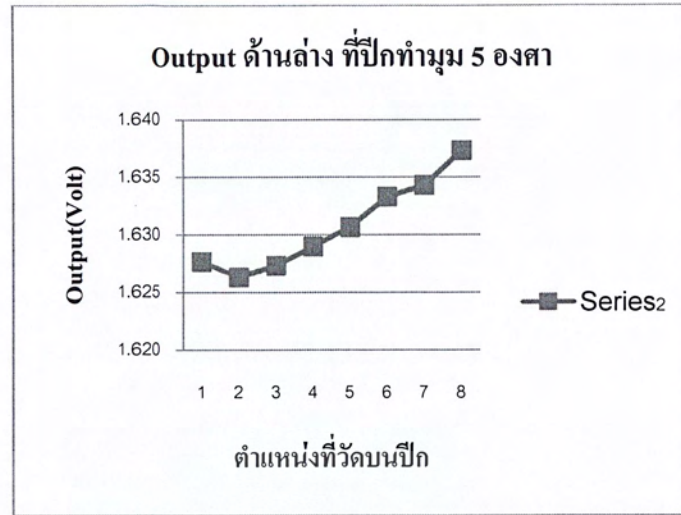
จุดที่	วัดแรงดันเอาต์พุตด้านบน			เฉลี่ย	วัดแรงดันเอาต์พุตด้านล่าง			เฉลี่ย
	ครั้งที่1	ครั้งที่2	ครั้งที่3		ครั้งที่1	ครั้งที่2	ครั้งที่3	
1	1.512	1.503	1.535	1.517	1.635	1.628	1.62	1.628
2	1.503	1.507	1.523	1.511	1.631	1.626	1.622	1.626
3	1.509	1.505	1.514	1.509	1.636	1.626	1.62	1.627
4	1.509	1.509	1.512	1.510	1.638	1.628	1.621	1.629
5	1.505	1.508	1.504	1.506	1.641	1.631	1.62	1.631
6	1.5	1.507	1.502	1.503	1.648	1.631	1.621	1.633
7	1.494	1.507	1.499	1.500	1.652	1.631	1.62	1.634
8	1.496	1.506	1.499	1.500	1.655	1.635	1.622	1.637



รูปที่ 4.6 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านบนปีก ที่ปักทำมุมปะทะ 5 องศา

รูปที่ 4.6 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านบนปีก ที่ปักทำมุมปะทะ 5 องศา แรงดันเอาต์พุตด้านบน มีค่าลดลงตามแนวปีก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

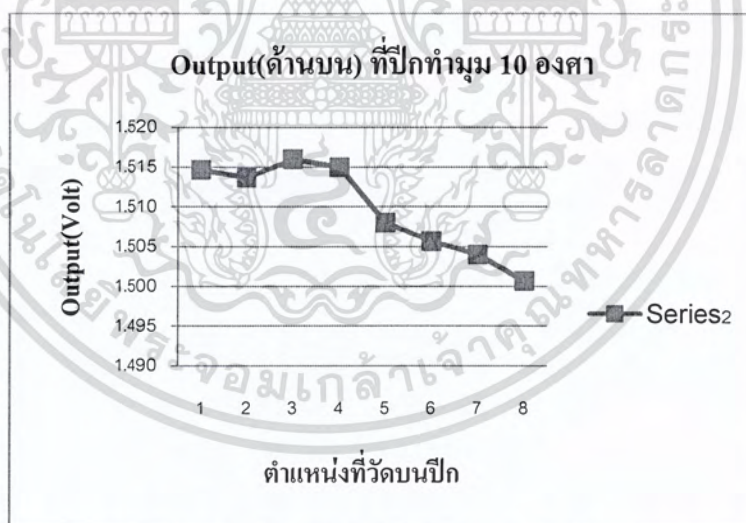


รูปที่ 4.7 กราฟความสัมพันธ์แรงดันแอมป์พุตด้านล่างปีก ที่ปักทำมุมปะทะ 5 องศา

รูปที่ 4.7 กราฟความสัมพันธ์แรงดันแอมป์พุตด้านล่างปีกที่ปักทำมุมปะทะ 5 องศา แรงดันแอมป์พุตด้านล่าง มีค่าเพิ่มขึ้นตามแนวปีก

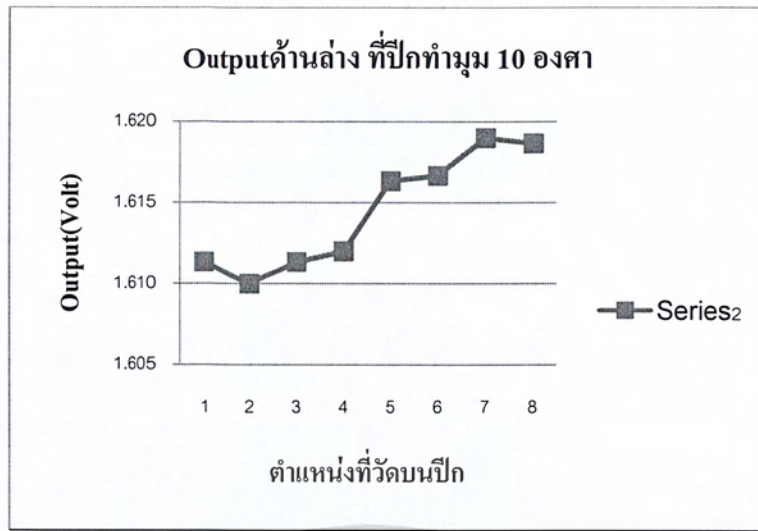
ตารางที่ 4.4 ผลการวัดค่าแรงดันเอาต์พุตที่ปักทำมุมปะทะ 10 องศา วัดตั้งแต่ชายปีกหน้าไปถึงชายปีกหลังจำนวน 8 จุด

จุดที่	วัดแรงดันเอาต์พุตด้านบน			เฉลี่ย	วัดแรงดันเอาต์พุตด้านล่าง			เฉลี่ย
	ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3		ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3	
1	1.519	1.509	1.516	1.515	1.622	1.594	1.618	1.611
2	1.519	1.505	1.517	1.514	1.624	1.6	1.606	1.610
3	1.52	1.506	1.522	1.516	1.624	1.601	1.609	1.611
4	1.518	1.504	1.523	1.515	1.624	1.604	1.608	1.612
5	1.512	1.495	1.517	1.508	1.631	1.607	1.611	1.616
6	1.508	1.495	1.514	1.506	1.63	1.608	1.612	1.617
7	1.506	1.495	1.511	1.504	1.629	1.61	1.618	1.619
8	1.504	1.49	1.508	1.501	1.625	1.611	1.62	1.619



รูปที่ 4.8 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านบนปีก ที่ปักทำมุมปะทะ 10 องศา

รูปที่ 4.8 กราฟแสดงความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านบนปีก ที่ปักทำมุมปะทะ 10 องศา แรงดันเอาต์พุตด้านบน มีค่าลดลงตามแนวปีก

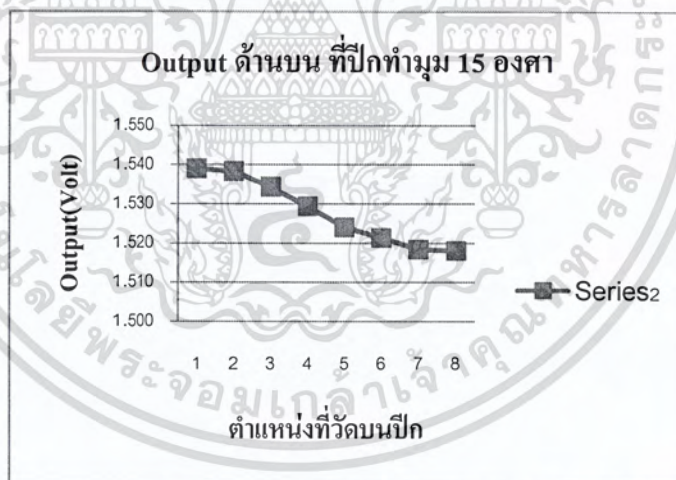


รูปที่ 4.9 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านล่างปีก ที่ปีกทำมุมปะทะ 10 องศา

รูปที่ 4.9 กราฟแสดงความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านล่างปีก ที่ปีกทำมุมปะทะ 10 องศา แรงดันเอาต์พุตด้านล่าง มีค่าเพิ่มขึ้น

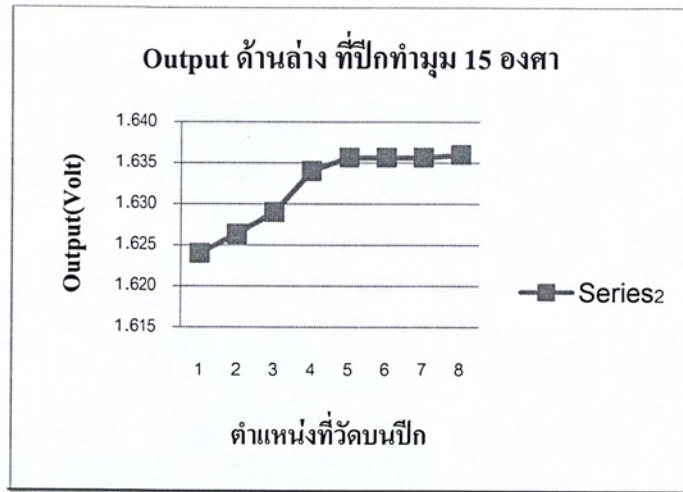
ตารางที่ 4.5 ผลการวัดค่าแรงดันเอาต์พุตที่ปักทำมุมปะทะ 15 องศา วัดตั้งแต่ชายปีกหน้าไปถึงชายปีกหลัง จำนวน 8 จุด

จุด ที่	วัดแรงดันเอาต์พุตด้านบน			เฉลี่ย	วัดแรงดันเอาต์พุตด้านล่าง			เฉลี่ย
	ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3		ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3	
1	1.543	1.535	1.539	1.539	1.66	1.618	1.594	1.624
2	1.543	1.535	1.537	1.538	1.664	1.618	1.597	1.626
3	1.538	1.534	1.531	1.534	1.671	1.619	1.597	1.629
4	1.536	1.526	1.526	1.529	1.674	1.624	1.604	1.634
5	1.528	1.522	1.522	1.524	1.679	1.625	1.603	1.636
6	1.527	1.519	1.518	1.521	1.679	1.624	1.604	1.636
7	1.527	1.516	1.512	1.518	1.679	1.624	1.604	1.636
8	1.527	1.515	1.512	1.518	1.679	1.625	1.604	1.636



รูปที่ 4.10 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านบนปีก ที่ปักทำมุมปะทะ 15 องศา

รูปที่ 4.10 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านบนปีก ที่ปักทำมุมปะทะ 15 องศา แรงดันเอาต์พุตที่จุด 2, 3, 4 มีค่าใกล้เคียงกันแล้วจึงลดลงในจุดที่ 5 ไปจนถึงจุดที่ 8



รูปที่ 4.11 กราฟความสัมพันธ์แรงดันแอมป์พุตด้านล่างปีก ที่ปักทำมุมปะทะ 15 องศา

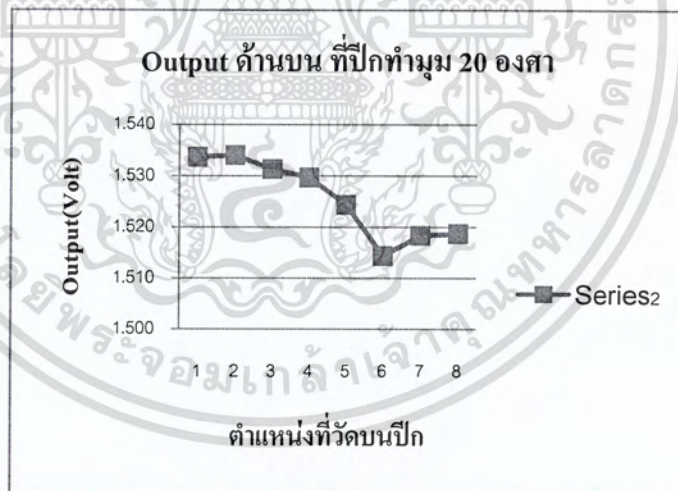
รูปที่ 4.11 กราฟความสัมพันธ์แรงดันแอมป์พุตด้านล่างปีก ที่ปักทำมุม +15 องศา แรงดันแอมป์พุตมีค่าเพิ่มขึ้น แต่พอถึงจุดที่ 5 แรงดันแอมป์พุตเริ่มคงที่



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.6 ผลการวัดค่าแรงดันเอาต์พุตที่ปักทำมุมปะทะ 20 องศา วัดตั้งแต่ชายปีกหน้าไปถึงชายปีกหลังจำนวน 8 จุด

จุดที่	วัดแรงดันเอาต์พุตด้านบน			เฉลี่ย	วัดแรงดันเอาต์พุตด้านล่าง			เฉลี่ย
	ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3		ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3	
1	1.53	1.536	1.535	1.534	1.451	1.471	1.468	1.463
2	1.53	1.536	1.536	1.534	1.454	1.474	1.471	1.466
3	1.523	1.537	1.534	1.531	1.459	1.475	1.47	1.468
4	1.526	1.533	1.53	1.530	1.458	1.479	1.475	1.471
5	1.518	1.525	1.53	1.524	1.474	1.477	1.475	1.475
6	1.516	1.502	1.525	1.514	1.474	1.479	1.48	1.478
7	1.516	1.517	1.522	1.518	1.475	1.479	1.481	1.478
8	1.515	1.519	1.522	1.519	1.474	1.485	1.485	1.481



รูปที่ 4.12 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านบนปีก ที่ปักทำมุมปะทะ 20 องศา

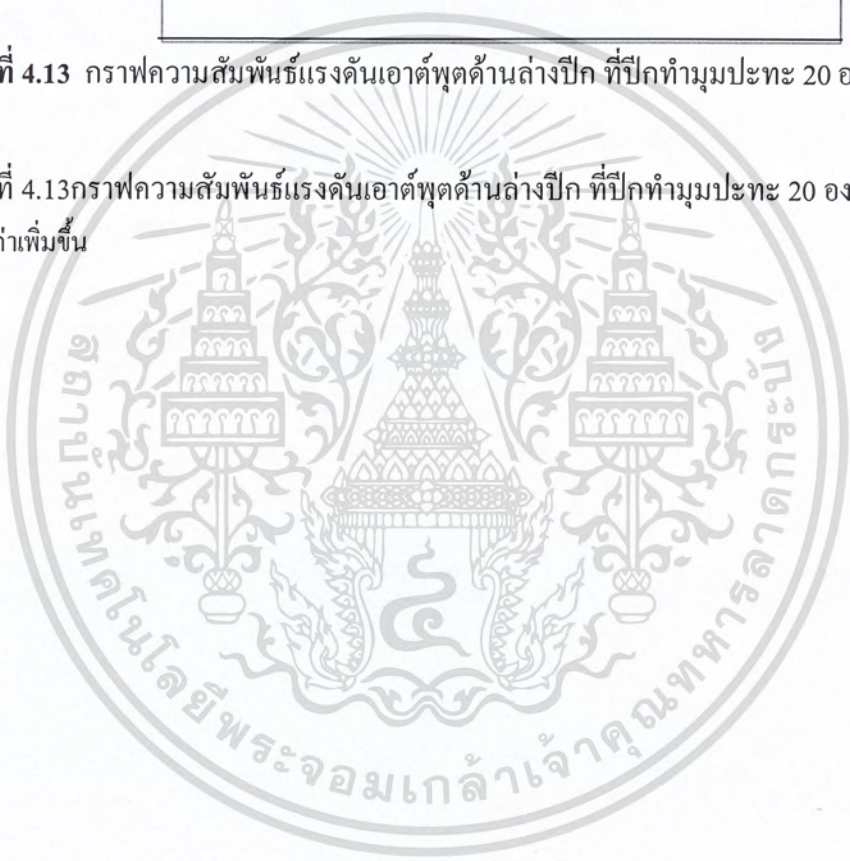
รูปที่ 4.12 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านบนปีก ที่ปักทำมุมปะทะ 20 องศา แรงดันเอาต์พุตด้านบนลดลงตามแนวปีก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.13 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านล่างปีก ที่ปีกทำมุมปะทะ 20 องศา

รูปที่ 4.13 กราฟความสัมพันธ์แรงดันเอาต์พุตด้านล่างปีก ที่ปีกทำมุมปะทะ 20 องศา แรงดันเอาต์พุตด้านล่างมีค่าเพิ่มขึ้น



บทที่ 5

สรุปและข้อเสนอแนะ

5.1 สรุปผลการทดลอง

จากข้อมูลที่ได้เมื่อนำมาเปรียบเทียบกันพบว่าค่าแรงดันเอาต์พุตด้านบนปีกมีค่าลดลงตามแนวรูปแบบของปีก และค่าแรงดันเอาต์พุตด้านล่างปีกมีค่าเพิ่มขึ้นตามแนวปีก ซึ่งดูได้จาก 8 ตำแหน่งที่ใช้เป็นตำแหน่งอ้างอิงที่ใช้วัดค่าแรงดันเอาต์พุตบนปีก ในการทดลองนี้ให้การไหลเป็นแบบลามินาร์ และไม่มีการเปลี่ยนระดับ จากทฤษฎีบทเบอร์นูลลี $P_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2$ เมื่อความเร็วมากขึ้น ความดันจะน้อยลง

ในการทดลองวัดค่าแรงดันเอาต์พุตที่จุดบนปีกทั้ง 8 จุด โดยทำการวัดที่มุมต่างๆ เมื่อนำมาเปรียบเทียบค่าแรงดันเอาต์พุตด้านบน ดังตารางที่ 4.7

ตารางที่ 4.7 ค่าแรงดันเอาต์พุตด้านบนที่มุมต่างๆของแต่ละจุด

มุม	จุดบนปีกที่ใช้ในการวัด							
	1	2	3	4	5	6	7	8
0	1.540	1.539	1.537	1.535	1.534	1.531	1.527	1.524
5	1.517	1.511	1.509	1.510	1.506	1.503	1.500	1.500
10	1.515	1.514	1.516	1.515	1.508	1.506	1.504	1.501
15	1.539	1.538	1.534	1.529	1.524	1.521	1.518	1.518
20	1.534	1.534	1.531	1.530	1.524	1.514	1.518	1.519

จากตาราง ที่มุม 15 องศา ค่าแรงดันเอาต์พุตด้านบนปีกมีค่ามากที่สุด ซึ่งหมายความว่ามีความเร็วของอากาศด้านบนมากที่สุดด้วย ทำให้ความดันบริเวณด้านบนมีค่าน้อยกว่าความดันด้านล่างของปีก จึงเป็นสาเหตุให้เกิดแรงยกมากที่สุดที่มุมนี้

ตารางที่ 4.8 แรงดันเอาต์พุตด้านล่างที่มุมต่างๆของแต่ละจุด

มุม	จุดบนปีกที่ใช้ในการวัด							
	1	2	3	4	5	6	7	8
0	1.610	1.610	1.610	1.609	1.610	1.61	1.610	1.610
5	1.628	1.626	1.627	1.63	1.631	1.63	1.634	1.637
10	1.611	1.610	1.611	1.61	1.616	1.62	1.619	1.619
15	1.624	1.626	1.629	1.63	1.636	1.64	1.636	1.636
20	1.463	1.466	1.468	1.47	1.475	1.48	1.478	1.481

จากตารางที่ 4.8 แรงดันเอาต์พุตด้านล่าง ที่มุม 15 องศา มีค่ามากที่สุด ความเร็วอากาศที่ผ่านปีก จึงมีค่ามากที่สุดด้วย เป็นผลให้ความดันมีค่าน้อยและทำให้เกิดแรงต้านอากาศน้อยตามไปด้วย ในขณะที่มุม 20 องศา จากตารางพบว่ามีค่าแรงดันเอาต์พุตด้านล่างน้อยที่สุด ความเร็วอากาศที่ไหลผ่านปีกด้านล่างจะมีค่าน้อยที่ตามด้วย แสดงว่ามีควมดันมาก แรงต้านอากาศจึงมีค่าที่สุด

5.2 ข้อเสนอแนะ

ในการทดลองเพื่อให้ได้ผลการทดลองที่แน่นอนควรใช้ท่อปิดทอ ซึ่งสามารถวัดออกมาเป็นค่าความเร็ว และนำค่าที่วัดได้ไปคำนวณหาค่าอื่นๆเช่น ค่าเรย์โนลด์นัมเบอร์ ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศ ได้ เป็นต้น แต่เนื่องจากท่อปิดทอมีราคาแพง ในการทดลองจึงประยุกต์ใช้อุปกรณ์ที่ทำได้ นั่นก็สกรนเกจ ในอนาคตหากมีการพัฒนาให้ชุดทดลองเซนเซอร์ที่ใช้วัดที่ให้ค่าที่แน่นอนได้ก็สามารถนำไปใช้ในแล็บเพื่อการศึกษาเรื่องอากาศพลศาสตร์ต่อไป

เอกสารอ้างอิง

- [1] PHYWE series of publications, **University Laboratory Experiment PHYSIC**, PHYWE SYSTEM GMBH D-37070 , Germany ; 1994
- [2] Hugh & Freedman ,**University Physics with Modern Physics**, UK : Pearson education ; 2004
- [3] ผศ.ดร. วรพงษ์ ตั้งศิริรัตน์ ,**เซนเซอร์และทรานสดิวเซอร์ ทฤษฎีและการประยุกต์ใช้** ,พิมพ์ครั้งที่ 6 , กรุงเทพฯ: สมาคม ส่งเสริมเทคโนโลยี (ไทย-ญี่ปุ่น) ;2552, หน้า 87-99,
- [4] สมศักดิ์ ไชยะภินันท์ , **กลศาสตร์ของไหล** ,พิมพ์ครั้งที่ 2 , กรุงเทพฯ : โรงพิมพ์แห่งจุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย ; 2552
- [5] Dong Sun , Huaiyu Wu b, Chi Ming Lam , Rong Zhu , **Development of a small air vehicle based on aerodynamic model analysis in the tunnel tests**, Mechatronics,41-49,2006
- [6] <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/shortt.html>
- [7] <http://www.kyowa-ei.co.jp/english/products/gages/index.htm>
- [8] www.tatc.ac.th/elearning_elec/Untitled-9.html
- [9] <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/bern.html>
- [10] <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/geom.html>
- [11] http://www.americanflyers.net/aviationlibrary/pilots_handbook/chapter_1.htm
- [12] http://www.thaitechnics.com/helicopter/heli_intro_t.html

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาคผนวก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตัวอย่างการทดลอง

การทดลองอากาศพลศาสตร์

วัตถุประสงค์

ศึกษาการไหลของ ของไหล

มีความรู้ความเข้าใจในเรื่องของแรงที่อากาศกระทำต่อวัตถุ

สามารถอธิบายความสัมพันธ์ระหว่างแรงดันเอาต์พุทและแรงที่อากาศกระทำต่อวัตถุได้

ทฤษฎี

ปรากฏการณ์เกี่ยวกับอากาศที่ไหลอยู่รอบวัตถุที่เคลื่อนที่ก็เป็นพฤติกรรมที่สำคัญอีกอย่างของของไหล ตัวอย่างที่ปรากฏการณ์ของอากาศที่ทำให้เครื่องบิน สามารถบินอยู่ในอากาศได้ ซึ่งนำไปสู่การออกแบบปีกเครื่องบิน การออกแบบลำตัวเครื่องบินหรือ จรวด สิ่งที่มีอิทธิพลต่อลักษณะการไหล ที่จะนำไปสู่การไหลแบบลามินาร์ หรือแบบเทอร์บิวเลนต์ ได้แก่ ความเร็ว และความหนืดของของไหล ตลอดจนขนาดของท่อ ตามความสัมพันธ์ของ เรย์โนลด์นัมเบอร์ (Reynold Number) จากทฤษฎีบทของเบอร์นูลลี สำหรับของไหลอุดมคติ (ซึ่งเป็นของไหลที่ยุบตัวไม่ได้และปราศจากความหนืด) ภายใต้สภาวะการไหลคงตัว (Steady flow) ณ จุดใดๆ ในลำของไหลที่เคลื่อนพบว่า “ผลบวกของความดัน พลังงานจลน์ต่อ 1 หน่วยปริมาตร และพลังงานศักย์ต่อ 1 หน่วยปริมาตรนั้นมีค่าคงที่” เขียนเป็นสมการดังนี้

$$P_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 + \rho g y_1 = P_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 + \rho g y_2 = \text{ค่าคงที่}$$

เมื่อใดก็ตามที่ของไหลมีความเร็วสูง ความดันจะต่ำถ้าความเร็วของของไหลต่ำ ความดันก็จะสูง สเตรนเจน

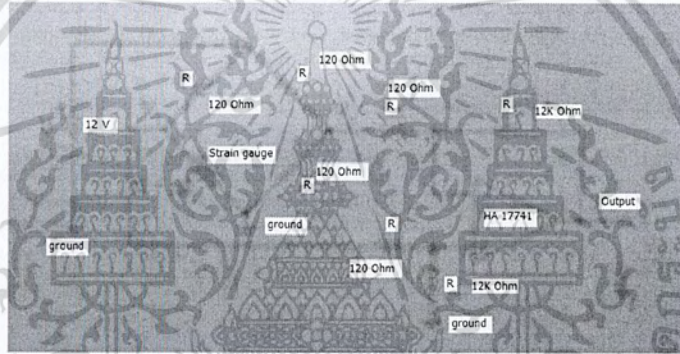
และ ความดัน คืออัตราส่วนของแรงกระทำต่อหนึ่งหน่วยพื้นที่

$$P = \frac{F}{A}$$

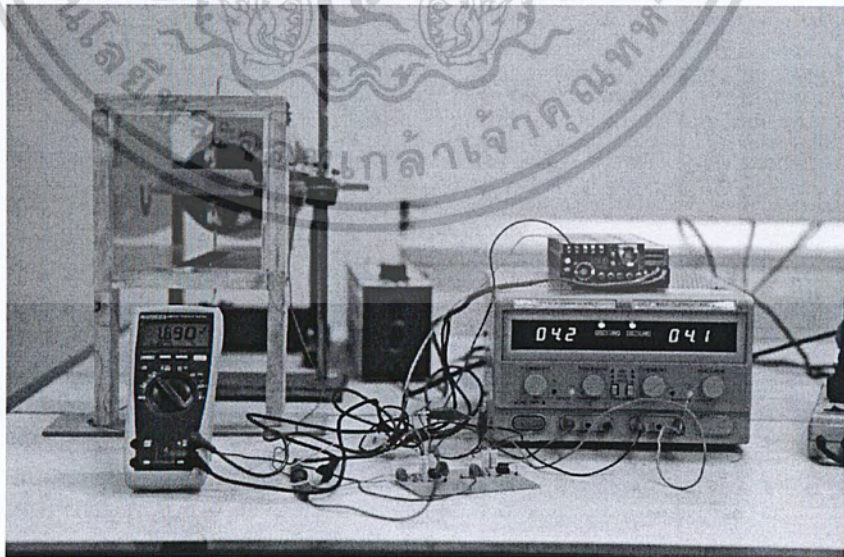
การทดลอง

อุปกรณ์

- | | |
|-------------------------------|-----------|
| 1. ชุดอิมมอนด์ | 1 ชุด |
| 2. สเตอรนเกจ | 2 ตัว |
| 3. วงจรขยายสัญญาณ | 2 ชุด |
| 4. แหล่งจ่ายไฟกระแสตรง 9 volt | 1 เครื่อง |
| 5. แหล่งจ่ายไฟกระแสตรง 5 volt | 1 เครื่อง |
| 6. โวลต์มิเตอร์ | 2 เครื่อง |
| 7. ตัวอย่างปีกที่ใช้ทดสอบ | 1 |



วงจรที่ใช้ในการทดลอง



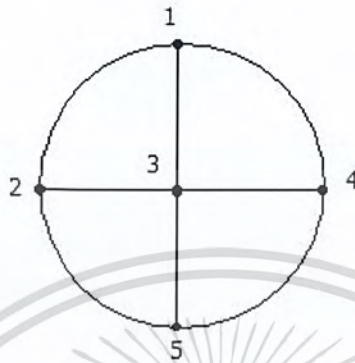
ชุดการทดลองอากาศพลศาสตร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

วิธีการทดลอง

1. การวัดค่าชนิดการไหล

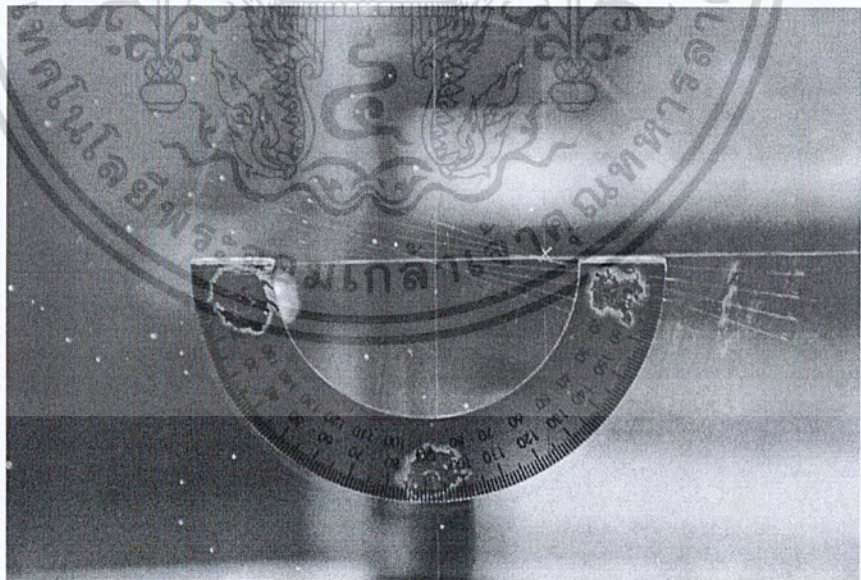
1.1 วัดค่าแรงดัน 5 จุด รอบๆพัดลม แต่ละจุดวัดสามครั้งเพื่อนำมาหาค่าเฉลี่ย บันทึกผลค่าที่ได้



2. วัดค่าแรงดันเอาต์พุตด้านบนปีกและด้านล่างปีกที่มุมปะทะต่างๆกัน

2.1 การปรับมุมปีก

ในการวัดจะปรับมุมปะทะของปีกให้เปลี่ยนไปที่ละ 5 องศา การปรับมุมปีกจะเทียบกับครึ่งวงกลมที่ติดอยู่บริเวณด้านข้าง

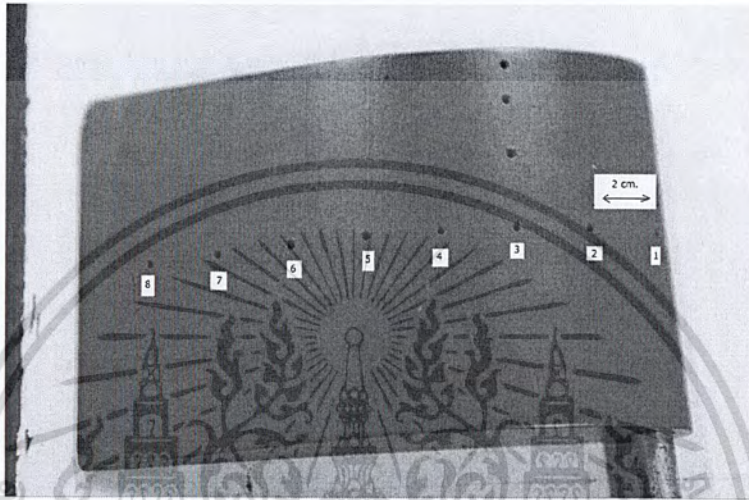


รูปที่ ครึ่งวงกลมใช้วัดมุม

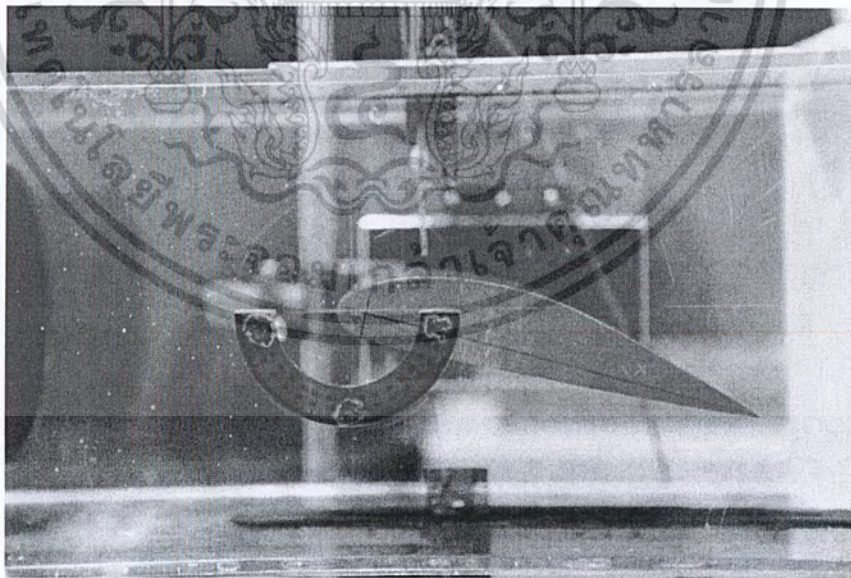
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2 การวัดค่าแรงดันเอาต์พุทที่มุมต่างๆ

นำตัวอย่างปีกเครื่องบินใส่ลงในอุโมงค์ ทำการวัดค่าที่มุมเริ่มตั้งแต่ 0 ถึง 20 องศา โดยเปลี่ยนตำแหน่งการวัดตั้งแต่บริเวณชายปีกหน้าไปถึงชายปีกหลังจำนวนทั้งหมด 8 จุด แต่ละจุดห่างกัน 2 เซนติเมตรโดยในแต่ละมุมจะวัดตามจุดที่ได้กำหนดไว้ ทำการวัดจุดละสามครั้ง แล้วนำมาหาค่าเฉลี่ย



รูปที่ 3.18 จุดที่ใช้เป็นจุดอ้างอิงการวัดบนปีก



รูปที่ 3.19 การปรับมุมปีก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางบันทึกผล

1. วัดแรงดันที่จุดต่างๆ มุม 0 องศา

จุดที่	ด้านบน			เฉลี่ย	ด้านล่าง			เฉลี่ย
	ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3		ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3	
1								
2								
3								
4								
5								
6								
7								
8								

2. วัดแรงดันที่มุมต่างๆ

มุม 5 องศา

จุดที่	ด้านบน			เฉลี่ย	ด้านล่าง			เฉลี่ย
	ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3		ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3	
1								
2								
3								
4								
5								
6								
7								
8								

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

มุม 10 องศา

จุดที่	ด้านบน			เฉลี่ย	ด้านล่าง			เฉลี่ย
	ครั้งที่1	ครั้งที่2	ครั้งที่3		ครั้งที่1	ครั้งที่2	ครั้งที่3	
1								
2								
3								
4								
5								
6								
7								
8								

มุม 15 องศา

จุดที่	Lift			เฉลี่ย	Drag			เฉลี่ย
	ครั้งที่1	ครั้งที่2	ครั้งที่3		ครั้งที่1	ครั้งที่2	ครั้งที่3	
1								
2								
3								
4								
5								
6								
7								
8								

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

มุม 20 องศา

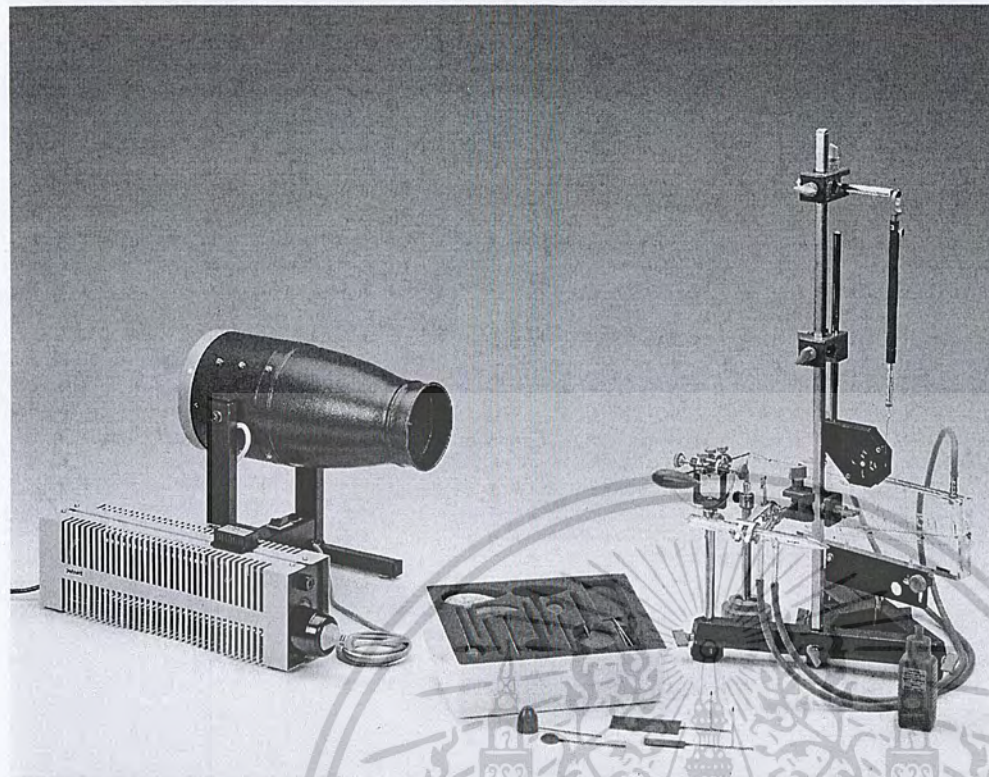
จุดที่	ด้านบน			เฉลี่ย	ด้านล่าง			เฉลี่ย
	ครั้งที่1	ครั้งที่2	ครั้งที่3		ครั้งที่1	ครั้งที่2	ครั้งที่3	
1								
2								
3								
4								
5								
6								
7								
8								

สรุปผลการทดลอง



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.4.08-00 Lift and drag (resistance to flow)



What you can learn about ...

- Resistance to pressure
- Frictional resistance
- Drag coefficient
- Turbulent flow
- Laminar flow
- Reynolds number
- Dynamic pressure
- Bernoulli equation
- Aerofoil
- Induced resistance
- Circulation
- Angle of incidence
- Polar diagram

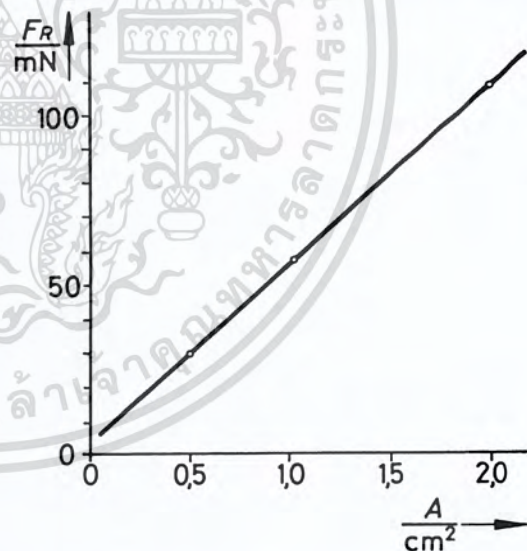
A) Objects of different cross-section and shape are placed in a laminar air stream. The drag is examined as a function of the flow velocity and the geometry of the objects.

B) A rectangular plate or an aerofoil in a stream of air experiences a buoyant force (lift) and a resistance force (drag). These forces are determined in relation to area, rate of flow and angle of incidence.

What you need:

Aerodynamic models, set of 14	02787.00	1
Aerofoil model	02788.00	1
Pitot tube, prandtl type	03094.00	1
Precision manometer	03091.00	1
Holder with bearing points	02411.00	1
Double shaft holder	02780.00	1
Precision pulley	11201.02	1
Spring balance 0.2 N	03065.01	1
Vernier caliper	03010.00	1
Blower, mains voltage 220 V	02742.93	1
Power regulator	32247.93	1
Pipe probe	02705.00	1
Universal clamp with joint	37716.00	1
Support base -PASS-	02005.55	1
Support rod -PASS-, square, $l = 1000$ mm	02028.55	1
Barrel base -PASS-	02006.55	1
Right angle clamp -PASS-	02040.55	4
Rod with hook	02051.00	2
Stand tube	02060.00	2
Rod, pointed	02302.00	1
Silk thread, $l = 200$ m	02412.00	1
Rule, plastic, $l = 200$ mm	09937.01	1
Rubber tubing, i.d. 7 mm	39282.00	1

Complete Equipment Set, Manual on CD-ROM included
Lift and drag (resistance to flow) P2140800



Drag of an object as a function of its cross-sectional area A ($q = 0.85$ hPa).

Tasks:

- | | |
|---|---|
| <p>A) Determination of the drag as a function of:</p> <ol style="list-style-type: none"> the cross-section of different bodies, the flow velocity, determination of the drag coefficients c_w for objects of various shape. | <p>B) Determination of the lift and the drag of flat plates as a function of:</p> <ol style="list-style-type: none"> the plate area the dynamic pressure the angle of incidence (polar diagram) Determination of the pressure distribution over the aerofoil for various angles of incidence. |
|---|---|

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นอนุญาตให้นำไปเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาต
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Related topics

Resistance to pressure, frictional resistance, drag coefficient, turbulent flow, laminar flow, Reynolds number, dynamic pressure, Bernoulli equation.

Aerofoil, induced resistance, circulation, angle of incidence, polar diagram.

Principle

A) Objects of different cross-section and shape are placed in a laminar air stream. The drag is examined as a function of the flow velocity and the geometry of the objects.

B) A rectangular plate or an aerofoil in a stream of air experiences a buoyant force (lift) and a resistance force (drag). These forces are determined in relation to area, rate of flow and angle of incidence.

Equipment

Aerodynamic models, set of 14	02787.00	1
Aerofoil model	02788.00	1
Pitot tube, prandtl type	03094.00	1
Precision manometer	03091.00	1
Holder with bearing points	02411.00	1
Double shaft holder	02780.00	1
Precision pulley	11201.02	1
Spring balance 0.2 N	03065.01	1
Vernier caliper	03010.00	1
Blower, mains voltage 220 V	02742.93	1
Power regulator	32247.93	1
Pipe probe	02705.00	1

Universal clamp with joint	37716.00	1
Support base -PASS-	02005.55	1
Support rod -PASS-, square, $l = 1000$ mm	02028.55	1
Barrel base -PASS-	02006.55	1
Right angle clamp -PASS-	02040.55	4
Rod with hook	02051.00	2
Stand tube	02060.00	2
Rod, pointed	02302.00	1
Silk thread, $l = 200$ m	02412.00	1
Rule, plastic, $l = 200$ mm	09937.01	1
Rubber tubing, i.d. 7 mm	39282.00	1

Tasks

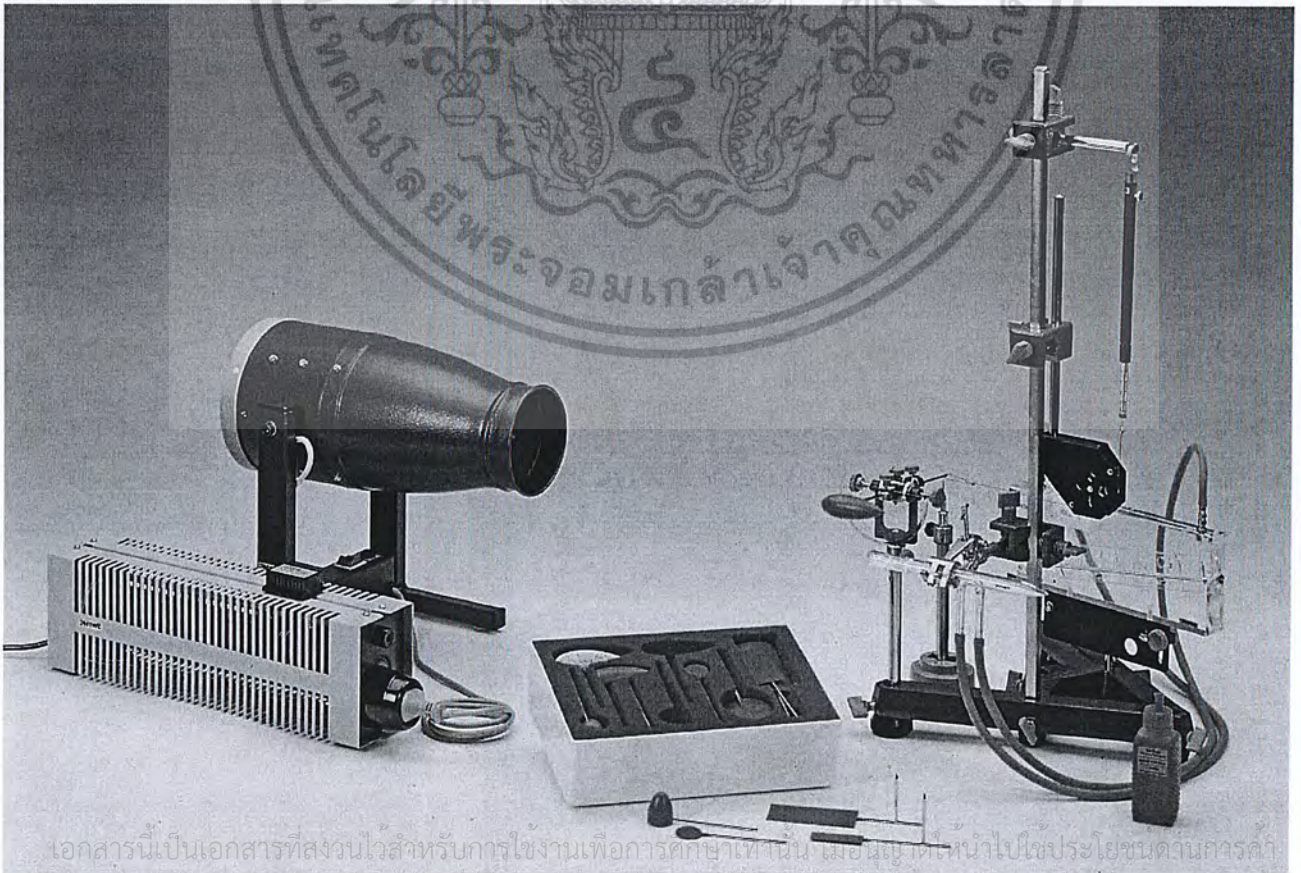
A) Determination of the drag as a function of:

1. the cross-section of different bodies,
2. the flow velocity,
3. determination of the drag coefficients c_w for objects of various shape.

B) Determination of the lift and the drag of flat plates as a function of:

1. the plate area
2. the dynamic pressure
3. the angle of incidence (polar diagram)
4. Determination of the pressure distribution over the aerofoil for various angles of incidence.

Fig. 1: Experimental set up for determining the resistance to flow.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อเสร็จให้นำไปใช้ประโยชน์ตามการคำ

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Fig. 2 : Drag of an object as a function of its cross-sectional area A ($q = 0.85$ hPa).

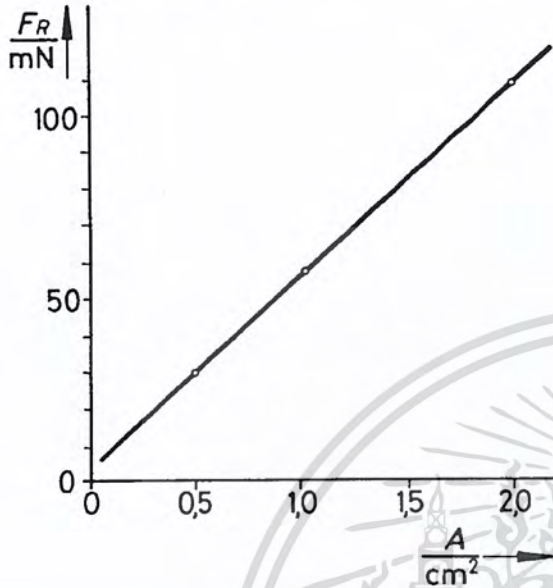
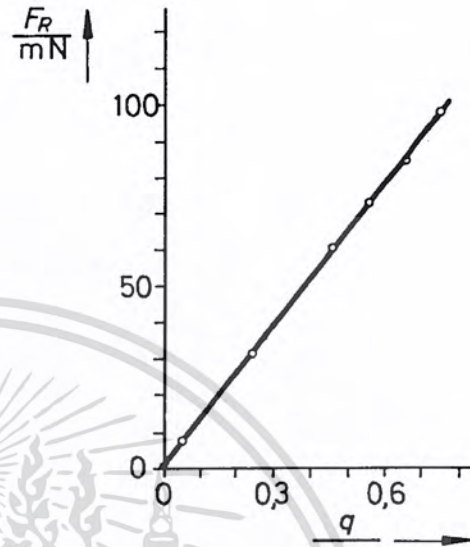


Fig. 3 : Drag of an object as a function of the dynamic pressure.



A) Set-up and procedure

The experimental set up is as shown in Fig. 1. The dynamic pressure is measured with the Prandtl tube, and the air velocity calculated from equation (2). This measurement must be repeated several times during the test. The double shaft holder must be clamped loosely between the pivot points and adjusted horizontally and vertically. The objects whose resistance is to be measured are statically balanced; to do this it is convenient to use the pointed rod as a reference point. As the anticipated resistance forces are very slight, the balance must be very carefully adjusted. The compensation force is produced by way of the precision pulley, using the spring balance. If, in the compensated state, the objects do not return to equilibrium when deflected by hand this is because the double shaft holder is held too loosely between the pivot points (surface friction) or is held too tightly (squeezing effect) and must be corrected accordingly.

Theory and evaluation

The force \vec{F} acting on a body around which air is circulating is:

$$\vec{F} = \int_A \vec{p} da, \tag{1}$$

where A is the peripheral area of the body. The surface forces \vec{p} are the normal and shearing stresses. These include the pressure p and the frictional forces. If the direction of the flow velocity v is applied in the x direction, then F_x is the drag F_R .

This value F_R is appropriately expressed by the dynamic pressure q of the incident flow

$$q = \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \tag{2}$$

(ρ = density of the medium)

and by a typical area f_p (e.g. the cross-sectional area of the body perpendicular to the flow). Equation (1) can thus be written

$$F_R = c_w f_p \cdot \rho \frac{v^2}{2}.$$

The drag coefficient c_w can be expressed by a surface integral. In the case of smooth objects it is to a great extent independent of the Reynolds number

$$Re = \frac{vd}{\nu},$$

where d is a typical parameter, e.g. the width of the object in the stream of air, and ν :

$$\nu = \frac{\mu}{\rho},$$

is the kinematic viscosity (μ is the viscosity).

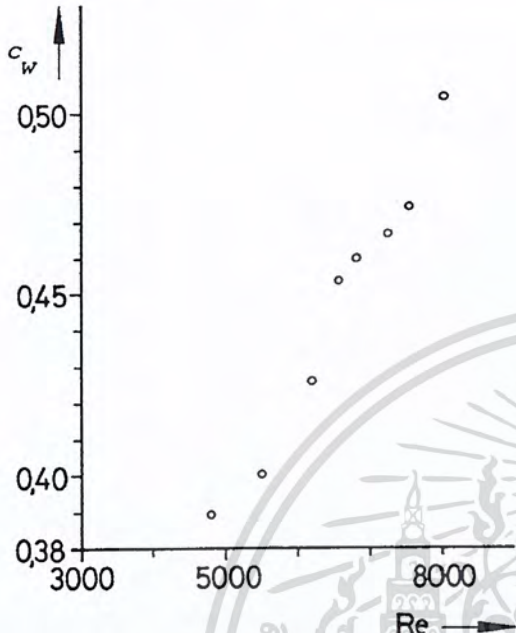
Table 1: Drag coefficients of various objects.

Object												
--------	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--

c_w	0.45	0.37	1.17	0.92	0.24	0.21	0.71	0.14	0.07	1.12
-------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Fig. 4 : Drag coefficient of rough object as a function of the Reynolds number.



For air at 278 K and 1013 mbar,

$$v = 1.3 \cdot 10^{-5} \frac{m^2}{s}$$

For stationary flow in an incompressible medium, the law of conservation of energy gives us

$$p_0 + \frac{\rho}{2} v^2 = \text{const} = p$$

(Bernoulli equation)

The dynamic pressure

$$q = \frac{\rho}{2} v^2$$

is thus

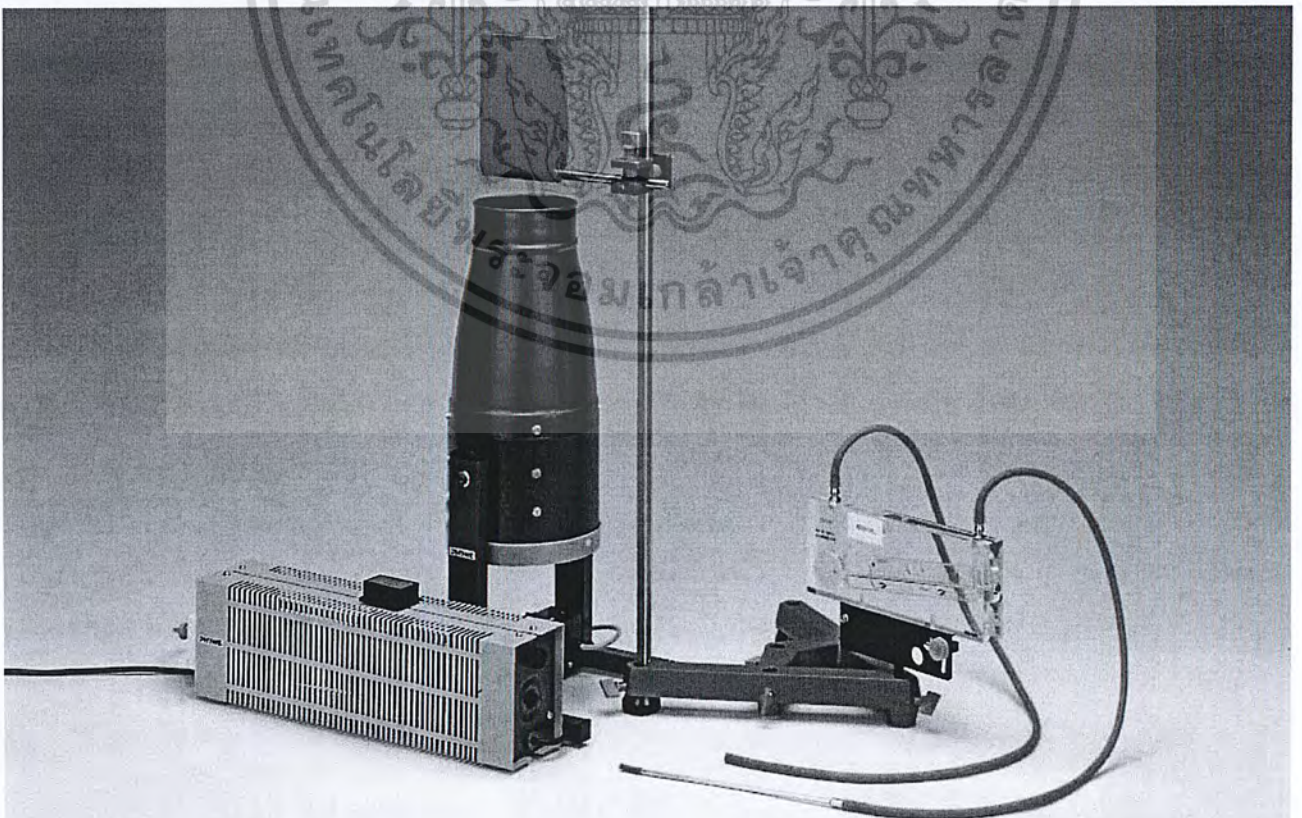
$$q = p - p_0$$

and can be measured as a pressure difference, using the Prandtl tube.

B) Set-up and procedure

The dynamic pressure is measured with the Prandtl tube, and the air velocity is calculated from equation (2). The air velocity must be checked frequently.

Fig. 1a: Experimental set up for determining the lift and drag acting for determining the pressure distribution over the aerofoil.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

The double shaft holder must be clamped loosely in the pivot points and adjusted horizontally and vertically. The rectangular plates are statically counterbalanced; it is convenient to use the pointed rod as a reference point. Since the anticipated lift and drag forces are very slight, the balance must be very carefully adjusted. Using the spring balances, the lift and (using the precision pulley) the drag are compensated and measured. If, after compensation, the plates do not return to equilibrium when deflected by hand, the double shaft holder is gripped too loosely in the pivot points (surface friction) or too tightly (squeezing effect), and must be corrected accordingly.

In the range between 27° and 35° approximately, pronounced turbulence occurs so that these angles of incidence are unsuitable for carrying out a test.

To measure the pressure distribution over the aerofoil (Fig. 1a) a piece of rubber tubing is slipped over the pipe probe. In order to obtain better contact with the measurement positions this tubing must be turned back at the contact point and moistened.

Theory and evaluation

If the direction of the flow velocity v lies along the x direction, then F_x is the drag F_R and F_y is the lift F_A (see eq. (1) and (2)):

$$F_R = c_w \cdot f_p \cdot \frac{\rho}{2} v^2$$

$$F_A = c_a \cdot f_p \cdot \frac{\rho}{2} v^2$$

For small angles of incidence α and for irrotational flow we have, for an aerofoil of infinite length,

$$c_w = 0$$

and c_a is approximately equal to

$$c_a = 2\pi \cdot \left(\alpha + \frac{2f}{t} \right),$$

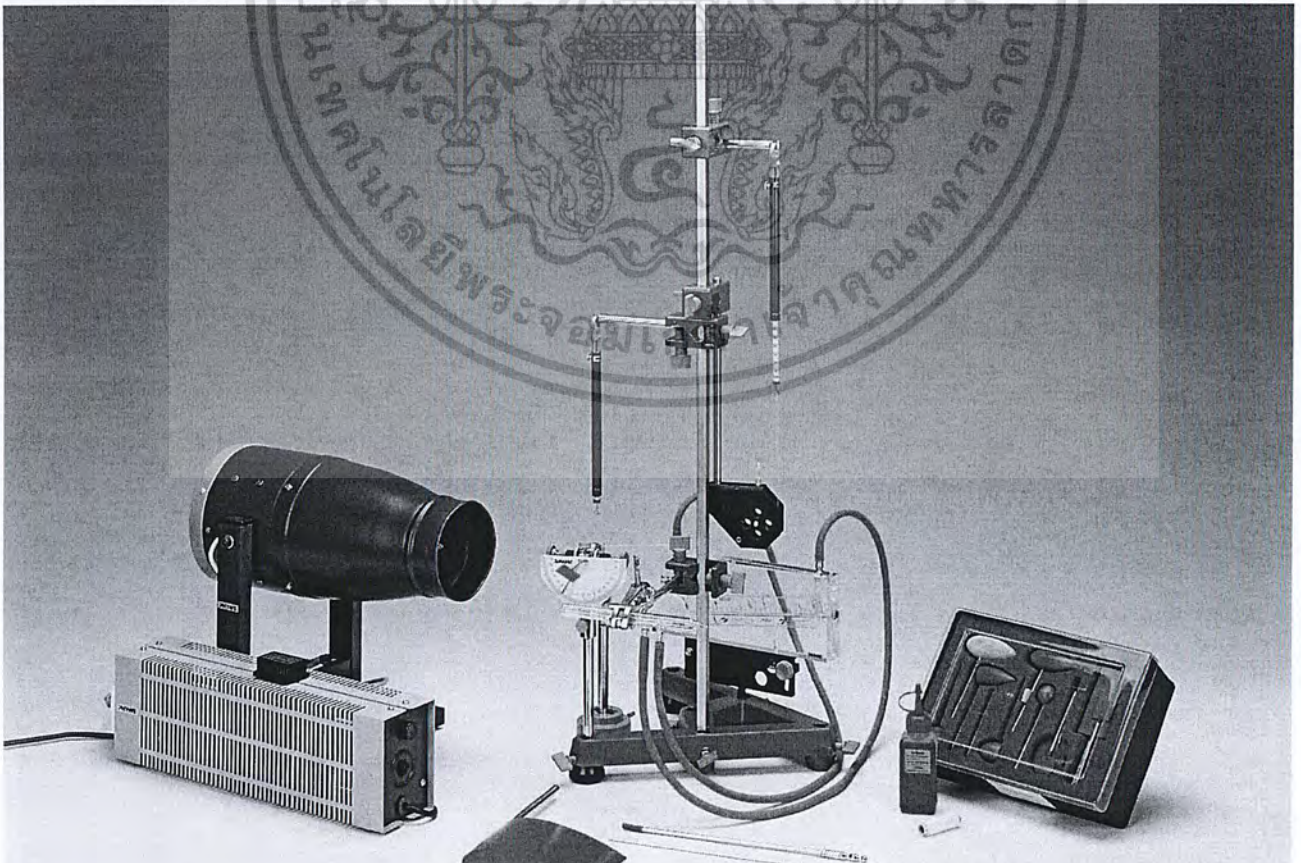
where: t = chord, f = camber.

In the case of the finite aerofoil, a separation area is formed at the trailing edge if the angle of incidence is small. The turbulence produced induces a resistance (coefficient of resistance c_{re}) which is related to the lift:

$$c_{re} = \frac{c_a^2 \cdot f_p}{\pi \cdot b^2}$$

where b is the distance between the supports.

Fig. 1b: Experimental set up for determining the lift and drag acting on the rectangular plate.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นอนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Fig. 5: Drag and lift in relation to dynamic pressure for an angle of incidence of 20° and a plate area of 17.5 cm².

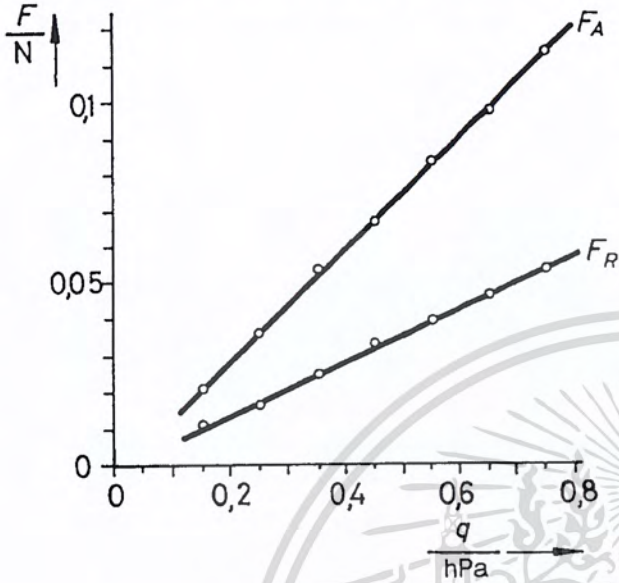
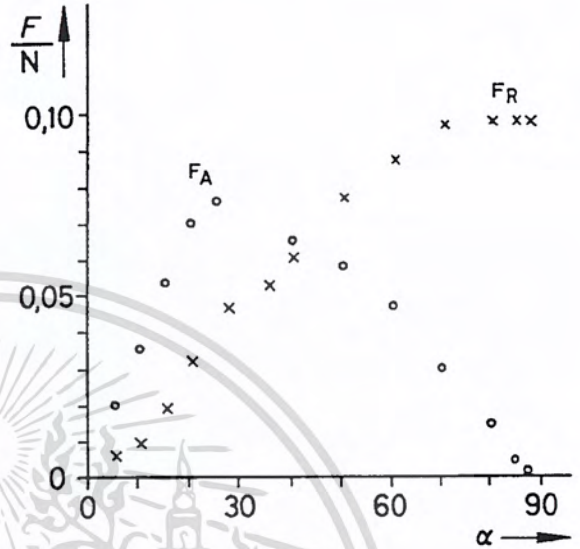


Fig. 7: Lift F_A and resistance F_R of a flat plate as a function of the angle of incidence.



Since a certain frictional resistance as well as the resistance due to partial separation of the flow still exist, the following is obtained

$$c_w = c_{w0} + \frac{c_a^2 \cdot f_p}{\pi \cdot b^2}$$

With larger angles of incidence, the flow changes from laminar to turbulent so that the drag increases and the lift decreases.

The lift is usually plotted against the drag (polar diagram).

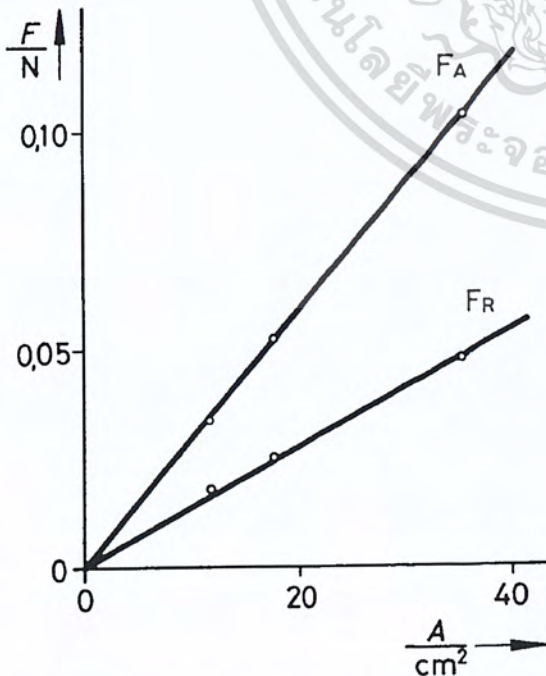


Fig. 6: Drag and lift in relation to the plate area for an angle of incidence of 20° and a dynamic pressure of 0.35 hPa.

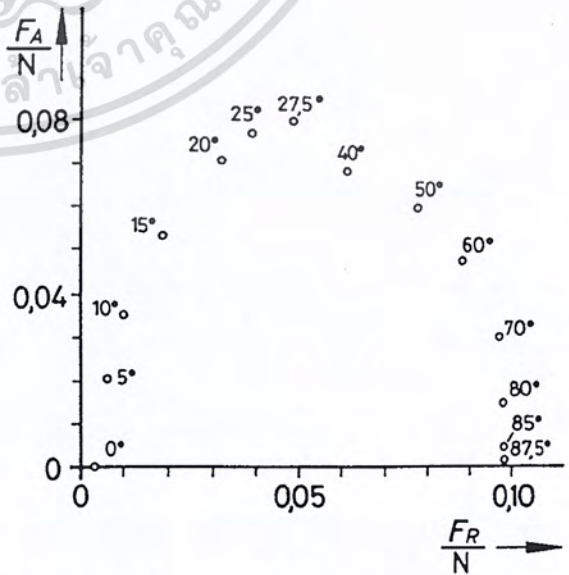
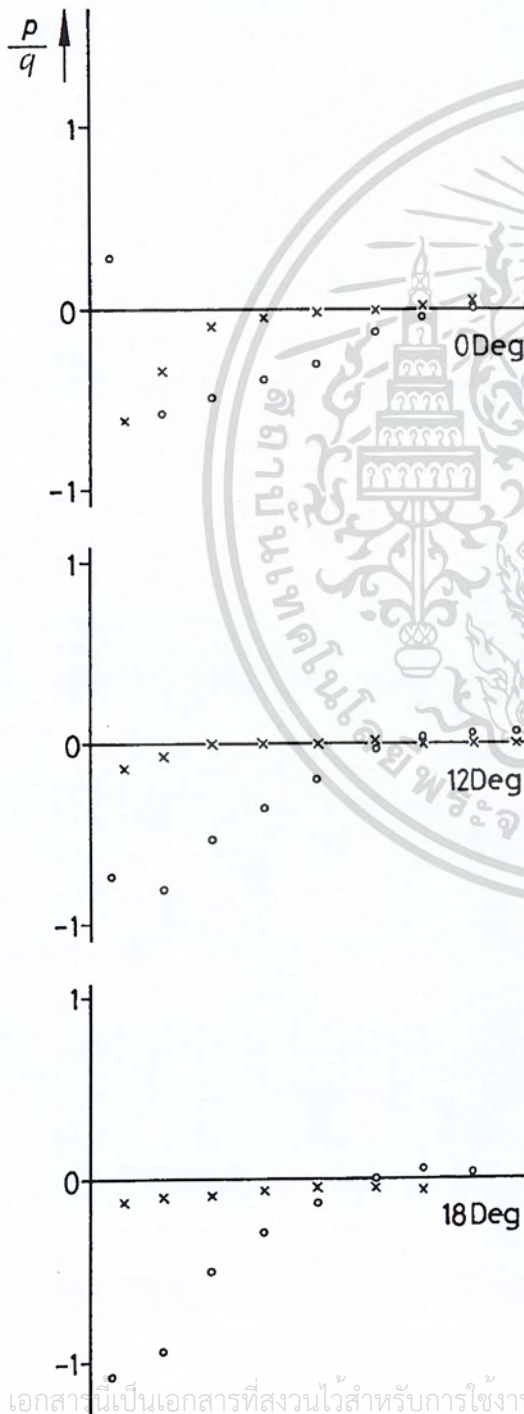
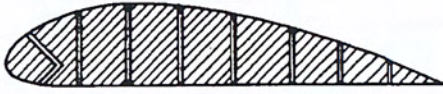


Fig. 8: Lift F_A as a function of the drag F_R of a plate for different angles of incidence with a dynamic pressure of 0.25 hPa and a plate area of 35.1 cm².

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Fig. 9: Pressure distribution over the aerofoil for different angles of incidence with a dynamic pressure of 0.8 hPa

o = top side of the aerofoil,
x = under side of the aerofoil.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Development of a small air vehicle based on aerodynamic model analysis in the tunnel tests

Dong Sun ^{a,*}, Huaiyu Wu ^b, Chi Ming Lam ^a, Rong Zhu ^c

^a Department of Manufacturing Engineering and Engineering Management, City University of Hong Kong, 83 Tat Chee Avenue, Kowloon, Hong Kong

^b College of Information Science and Engineering, Wuhan University of Science and Technology, Wuhan, China

^c Department of Precision Instruments and Mechanology, Tsinghua University, Beijing, China

Received 23 July 2004; accepted 4 September 2005

Abstract

Tunnel tests play critical role to aerodynamics analysis, but few work has been done in this area for developing small air vehicles. This paper presents development of an electrically powered small air vehicle prototype based on aerodynamic analysis in wind tunnel and water tunnel tests. Firstly, two airframe models in triangle and square wing planforms, each with a wingspan of 100 mm, are analyzed with a small-scale low speed wind tunnel. The purpose of the wind tunnel test is to examine the practical characteristics such as lift and drag coefficients. The test in a water tunnel is further carried out to investigate the relationship between the vortex aerofoil design and turbulences created. In both wind tunnel and water tunnel tests, the airframe models, apparatus and the methodology are discussed, and the testing results show that the triangle wing aerofoil appears greater maximum lift coefficient and little occurrence of vortex and turbulences. Secondly, based on the verified wing planform in the tunnel tests, a small air vehicle prototype was designed and fabricated. The ground and onboard subsystems or components, such as flight control unit, vision system, and propulsion system etc., are studied. The materials and fabrication processes are also presented in the paper. Finally, the developed air vehicle prototype is successfully tested in the real flight.

© 2005 Elsevier Ltd. All rights reserved.

Keywords: Small air vehicle; Wing planform; Wind tunnel; Water tunnel; Flight test

1. Introduction

In recent years, small air vehicles have shown great potential in applications of the military and civilian domains [1–9]. One typical example is the micro-air vehicle (MAV). However, the design and control of such small vehicles are considerably hindered by the lack of thorough understanding of the aerodynamics of small aircrafts flying at the low speeds [10,11]. As a result, the trial and error methods have to be used in design and building the prototypes, which subsequently lead to the lengthy and costly

processes in optimization design and control of such small-scale air vehicles [12].

Only a few literatures related to the aerodynamics of small-scale unmanned air vehicles like MAVs have been published in the past years. Muller et al. [12] designed and built a new planform with force and moment balance to perform lift, drag and moment measurements on small air models at the low Reynolds numbers. Moreover, it was found that the cambered-plate wings with 4% camber offer better aerodynamics characteristics than flat-plate wings at given Reynolds numbers. Ramamurti and Sandberg [11] employed a finite element flow solver based on unstructured grid to compute the lift and drag force variations for two MAV models with 6-in. and 14.5-in. wingspans, respectively. Shyy et al. [13] summarized scaling laws of biological and micro-air vehicles and revealed

* Corresponding author. Tel.: +852 2788 8405; fax: +852 2788 8423.
E-mail addresses: medsun@cityu.edu.hk (D. Sun), wuhy@mail.wust.edu.cn (H. Wu).

kinematics of flapping wings and aerodynamic models for analyzing lift, drag and power. Kellogg et al. [8] investigated aerodynamic coefficients of several small fixed wing vehicles with a wingspan of 8–18 in. using CFD (computational fluid dynamics) solutions. Jones and Platzer [14] investigated the flapping-wing propulsion for small-scale vehicles. The other valuable works can be found in [15–17].

Although considerable work has been done in the small air vehicle development, few of them have involved the aerodynamics modeling analysis through tunnel tests. A few research works on the wind tunnel tests have been reported in the recent literature. Waszak [18] and Ifju et al. [19] demonstrated in their wind tunnel tests that the membrane wing exhibits potential benefits to enhance the design of the future flight vehicles. The lift and drag of four wing types at the three chord Reynolds numbers of 70,000, 100,000 and 140,000 were measured by Torres and Mueller [20] based on a sensitive force balance in a wind tunnel test. Besides the lift and drag characteristics obtained from the wind tunnel tests, it is also important to investigate the pattern of the vortex and turbulence for different wing planforms and surface roughness, which must be known from a water tunnel test. Very few works on the water tunnel tests have been reported in the literature for the small air vehicle design.

This paper presents our recent experimental investigation on the aerodynamics of small air vehicles, through wind tunnel and water tunnel tests. Two types of small air vehicle testing models, i.e., triangle and square wing planforms, are selected, both at the Reynolds numbers of 120,000–240,000. The two models have the same wingspan of 100 mm, and use the same low speed tunnel facilities in the tests. The wind tunnel test is aimed to examine the practical characteristics such as lift and drag coefficients. The water tunnel test is for investigating the relationship between the vortex aerofoil design and turbulences created. The two tunnel tests provide us an insight into the variation of the aerodynamics of the two airframe models. Based on the testing results, the triangle model is eventually chosen for the prototype development, since the triangle model wing aerofoil appears greater maximum lift coefficient and little occurrence of vortex and turbulences. An air vehicle prototype with triangle model is designed and fabricated, with discussions on ground and onboard components such as flight control unit, vision system, and propulsion system etc. Finally, the developed air vehicle prototype is successfully tested in the real flight.

2. Design of testing models

Two kinds of air vehicle testing models in triangle and square wing planforms respectively, each with a wingspan of 100 mm, were chosen to be analyzed and compared experimentally. One of these two wing planforms, the triangle wing planform, was designed as shown in Fig. 1. There are four airfoil cross-sections or ribs in the wing planform, which were computed and optimized using the

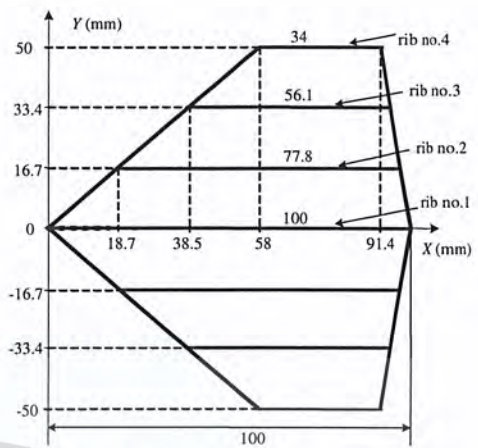


Fig. 1. The wing planform of the triangle model.

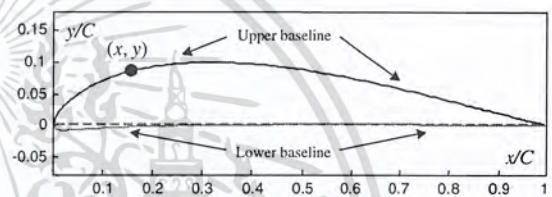


Fig. 2. Airfoil sections for air vehicle model.

VisualFoil Software based on the incompressible flow theory (thin-wing theory) [21]. The airfoils of the two models are with a camber of 5% chord and a thickness of 10% chord, as shown in Fig. 2. The coordinates (x, y) of an airfoil section are obtained by VisualFoil software. In practice, the surface coordinate system is oriented at the trailing edge on the upper surface, forward along the upper surface to the leading edge, and back to the trailing edge along the lower surface [21].

The three-dimension models were designed based on the optimized airfoil cross-section database using the Solidwork/Catia Software, as shown in Fig. 3.

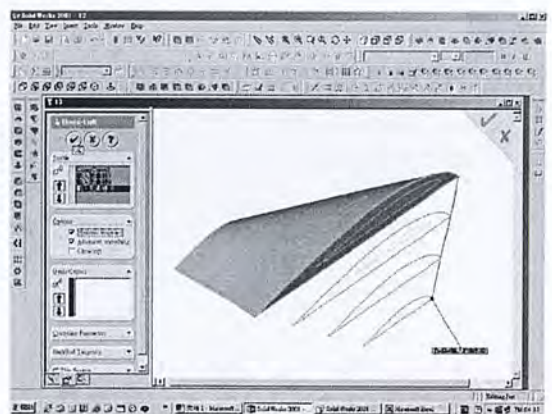


Fig. 3. Design of the triangle model using Solidwork/Catia software.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นอนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

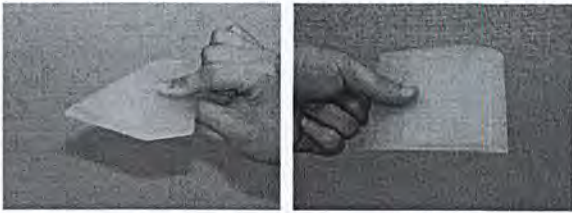


Fig. 4. Two kinds of 100 mm models (triangle and square).

The solid specimens of the models were made from the resin material by a Rapid Prototyping machine. The resin was selected mainly for its high strength, high heat resistance and broad chemical resistance. The resultant entities of both triangle and square testing models are shown in Fig. 4.

The tests of the above two models have been performed in both wind tunnel and water tunnel, which will be presented in the following two sections.

3. Wind tunnel tests

3.1. Methodology

The wind tunnel test was conducted in an open-return low speed wind tunnel in Hong Kong. Fig. 5 shows the principle of the open-return low speed wind-tunnel test. The wind tunnel, made of plexiglass walls, has working dimensions of 35 cm × 35 cm × 80 cm, and allows a maximum velocity of 65 m/s. The main apparatus include wing tunnel, load cell (Kistler Model 9251A), charger amplifier (Kistler Model 5011), A/D board, data acquisition software, calibration rod and weight, Pitot tube with a micro-manometer (FCO510), and test specimen.

The three-component quartz piezoelectric load cell [22] was used to measure the force fluctuations on the specimen. The load cell was mounted on a frame that is isolated from the wind tunnel in order to avoid contamination of the measured data caused by vibrations of the wind tunnel. The load cell was screwed on the upper end of a rod whose lower end is connected to a dial angle indicator, which is

used to measure the angle of attack. Two axes (y - and z -axis) of the load cell are determined to be in streamwise direction and transverse direction, to measure the drag fluctuation F_y and the lift fluctuation F_z , respectively. The third axis (x -axis) of the load cell was not used. The electrostatic charge generated by the load cell was converted into a proportional voltage through a charge amplifier. Since only force fluctuations were measured, the charge amplifier was operated in a ‘short time’ mode with a negligible signal drift. Both the strain gages and the potentiometer measured changes of resistance, which were used to study physical forces in units of Newtons (N) or pound-force. For further details, please see Baban et al. [23].

The calibration rod and weight were used to determine the voltage associated with a given force. A 1-kg weight was hung from the calibration rod and the moment produced at the strain gage could be computed by the simple mechanics. Several calibration tests were performed to realize the repeatability and linearity. Fig. 6 shows the lift and drag calibration curves.

With the A/D board (SDF) and the data acquisition software (UEI), all measurements of the lift and drag forces were converted from voltages to kilograms. The sampling frequency was 6000 Hz and the total recording time was 30 s. The wind tunnel was equipped with a Pitot tube for measurement of the downstream velocity. The velocity of the wind tunnel was adjusted through a frequency inverter (VF-8X). The value of the velocity of the wind tunnel could be read from a micro-manometer (FCO510) connected to the Pitot tube. The test specimen was attached to a rigid rod mounted on the self-made setup fastened to the load cell.

Both lift and drag forces were measured at various angles of attack and downstream velocities, by means of a load cell and a Pitot tube. Measurements in the wind tunnel were carried out at the free-stream velocity (denoted by V_∞) varying from 18 m/s to 36 m/s. For a fixed-wing airplane, the typical chord Reynolds number is calculated by $Re = V_\infty C / \nu$, where C is the wing chord, and

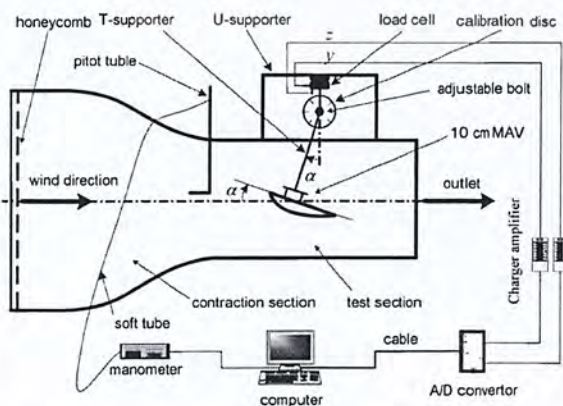


Fig. 5. Principle of the open-return low speed wind tunnel test.

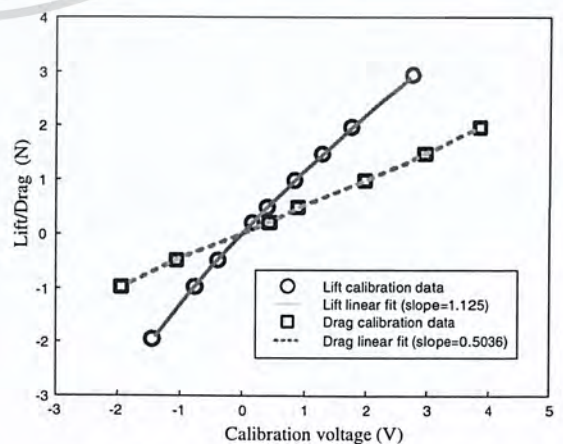


Fig. 6. Lift and drag calibrations for the setup.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นิยมนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$\nu = 1.5 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ is the air kinematic viscosity. Then, it is easily to calculate that the corresponding chord Reynolds number is between 120,000 and 240,000. For the air vehicle prototype with a wingspan of 360 mm (to be shown in the prototype development), such a Reynolds number corresponds to a speed of 8–10 m/s.

The measured lift and drag forces should be converted to the lift and drag coefficients using the appropriate relationships as following:

$$C_L = \frac{F_L}{0.5\rho SV^2} = \frac{F_L C^2}{0.5\rho Sv^2(Re)^2} \quad (1)$$

$$C_D = \frac{F_D}{0.5\rho SV^2} = \frac{F_D C^2}{0.5\rho Sv^2(Re)^2} \quad (2)$$

where F_L is the measured lift, $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ is the air density at 15 °C that corresponds to the dry air at standard atmospheric pressure, S is the wing area, V is the air speed, and F_D is the measured drag.

For the triangle model, given the chord $C_{tri} = 0.1 \text{ m}$ and the wing area $S_{tri} = 0.0067 \text{ m}^2$, the lift and drag coefficients are represented as

$$C_L = 1.083 \times 10^{10} \cdot \frac{F_L}{(Re)^2} \quad (3)$$

$$C_D = 1.083 \times 10^{10} \cdot \frac{F_D}{(Re)^2} \quad (4)$$

For the square model, given the chord $C_{squ} = 0.1 \text{ m}$ and the wing area $S_{squ} = 0.01 \text{ m}^2$, the lift and drag coefficients are

$$C_L = 0.7256 \times 10^{10} \cdot \frac{F_L}{(Re)^2} \quad (5)$$

$$C_D = 0.7256 \times 10^{10} \cdot \frac{F_D}{(Re)^2} \quad (6)$$

3.2. Results and discussions

Figs. 7–11 illustrate the preliminary results obtained in the wind tunnel test. Fig. 7 shows the variation of the lift

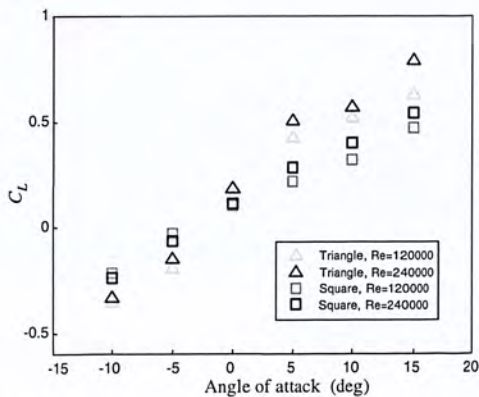


Fig. 7. Variation of lift coefficient with angle of attack.

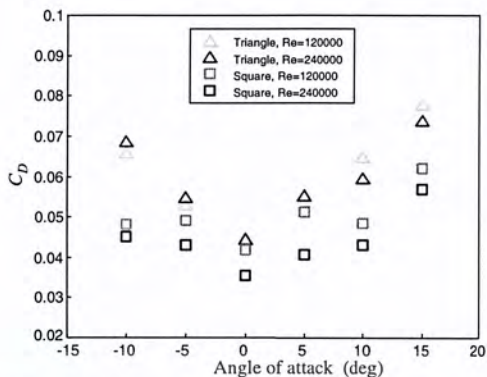


Fig. 8. Variation of drag coefficient with angle of attack.

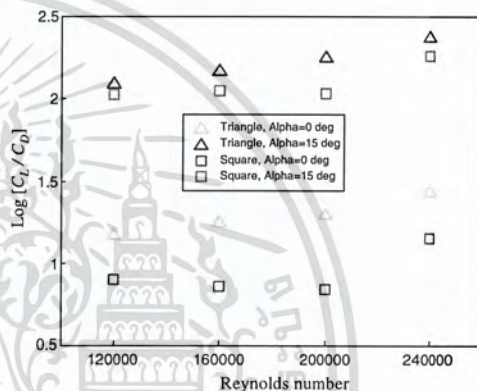


Fig. 9. Variation of the ratio with Reynolds number.

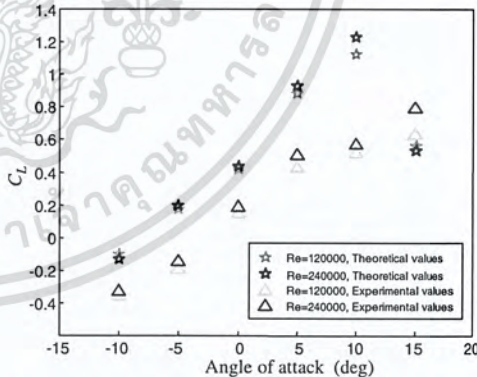


Fig. 10. Comparison between tests and calculations for lift coefficient.

coefficient via the angle of attack, for both triangle and square testing models with respect to several typical low Reynolds numbers. It is clear to see that the variation is almost linear and the lift coefficient of the triangle model is slightly greater than that of the square model when the angles of attack are positive.

Fig. 8 shows the variation of the drag coefficient as the angle of attack changes, for both triangle and square models with respect to several typical low Reynolds numbers. It can be seen that the drag coefficient of the triangle model is

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นอนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

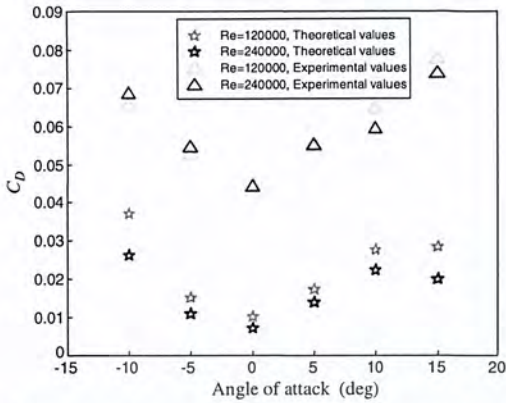


Fig. 11. Comparison between tests and calculations for drag coefficient.

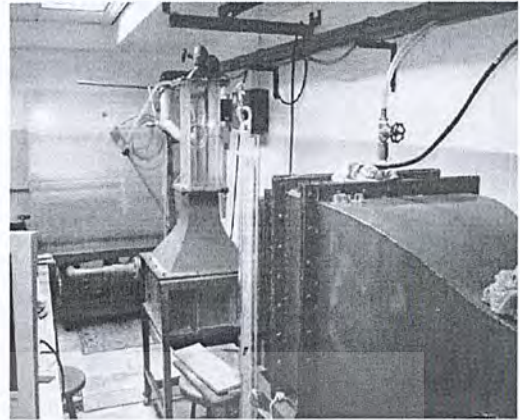


Fig. 12. Water tunnel in macro perspective.

slightly greater than that of the square model for all angles of attack tested. Furthermore, the drag coefficients of both triangle and square models are minimum when the angle of attack is zero.

To evaluate the aerodynamics of the triangle and square models, the variation of the ratio $\log[C_L/C_D]$ with respect to several typical angles of attack is shown in Fig. 9. It is seen that the ratio for the triangle model is greater than that for the square model at the same angle of attack. Furthermore, all ratios of the triangle model are higher than of the square model at any given angle of attack. It is thereby concluded that the triangle model exhibits better lift capability than the square model in the wind tunnel test.

Fig. 10 shows a comparison of the lift coefficient between measurements and calculations in [21] for the triangle model. It can be seen that the discrepancy of the lift coefficient by theory is greater than by the wind tunnel test.

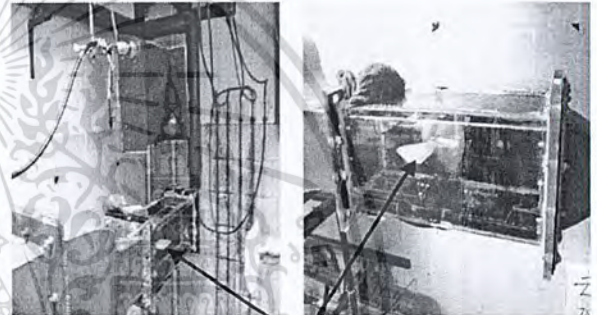
Fig. 11 shows a comparison of the drag coefficient between measurements and calculations in [21] for the triangle model. It can be seen that the discrepancy of the drag coefficient by theory is smaller than by the wind tunnel test. Furthermore, the drag coefficients obtained by both theory and experiment are minimum when the angle of attack is zero.

4. Water tunnel tests

The water tunnel test was further performed to investigate the vortex and turbulences generated due to the shape of wing planform and surface roughness. The formations of vortex and turbulences in term are a form of drag that is obviously undesirable for the vehicle design. Thus, it is useful to apply water tunnel tests to examine airfoil designs in a near-practical environment.

4.1. Methodology

The main components in the water tunnel are water tank, water tunnel, propeller and speed controller, water pump, laser box, contraction cone and colorant. Fig. 12 shows the appearance of the water tunnel used in the test.



Triangle testing model

Fig. 13. Configuration of the water tunnel test.

To study the pattern of air passing through the upper and lower surfaces of the testing models, both air and water inside the water tank are treated as fluid, based on theory of fluid dynamics. To show the pattern in the experiment, special colorant is pumped into the specimen and the colorant comes out from several tiny holes drilled on both surfaces. Fig. 13 shows general configuration of the testing models in the water tunnel test.

A digital video camera was used to record the whole process of the pattern of the fluid flowing through the both surfaces. The test was similar to that in the wind tunnel, such that a range of Reynolds numbers from 2000 to 15,000 were tested against various angles of attack (-10° to 15°). The Reynolds number was adjusted by a speed controller in terms of frequency and the angle of attack amended manually.

4.2. Results and discussion

Figs. 14 and 15 illustrate patterns of the airflow when passing through surfaces of the two testing models, triangle and square models. In Fig. 14, the Reynolds number is 5000, and the angle of attack is 5° . It can be seen from Fig. 14a that the fluid passes the triangle model smoothly.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นิยมนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

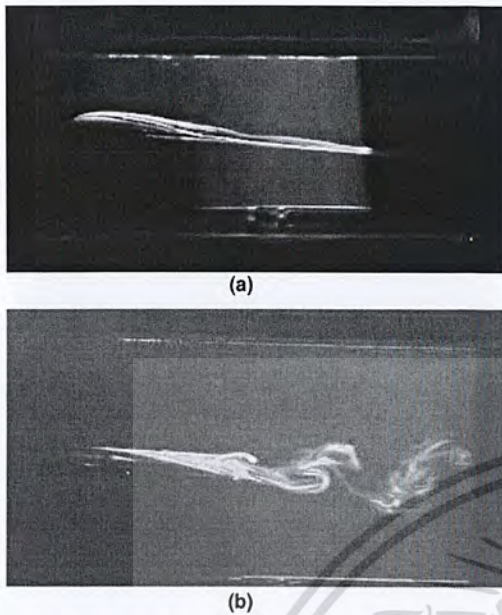


Fig. 14. Pattern of airflow (Reynolds number 5000; angle of attack 5°). (a) Triangle model. (b) Square model.

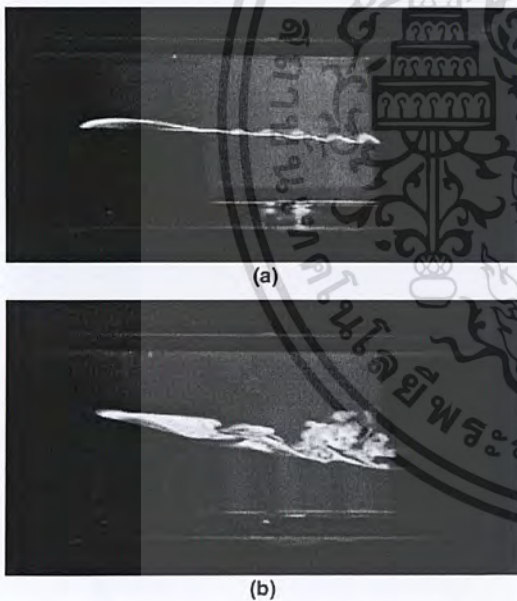


Fig. 15. Pattern of airflow (Reynolds number 10,000). (a) Triangle model with 0° angle of attack. (b) Triangle model with 15° angle of attack.

In contrast, using the square model, there appears apparent turbulences that create undesirable drag force, as seen in Fig. 14b.

Fig. 15 illustrates the pattern of airflow for the triangle testing model with Reynolds number 10,000, at 0° angle of attack (see Fig. 15a) and 15° angle of attack (see Fig. 15b), respectively. It is easily recognized that the greater the angle of attack, the larger the drag induced due to turbulences occurred on the airfoil surface.

It can be further verified from the above results that the higher the free-stream velocity and the angle of attack, the greater the drag induced instantaneously. This is because that the formation of turbulences on the upper surface affects the formation of pressure gradient between the upper and bottom surfaces, and subsequently leads to unfavorable effects to the formation of lift force. Moreover, the results of airflow pattern show that the triangle model exhibits better performance than the square model since it creates less turbulences. Therefore, the triangle model is more suitable than the square model to the design of small air vehicles. In the following prototype development, the triangle model will be used.

A quantitative observation experiments to further investigate the space structure and evolution characteristics of the vortex and the turbulence flow will be performed by using PIV (particle image velocimetry) techniques, which needs more extensive studies in the future work.

5. Prototype development

5.1. Estimation of maximum loading

For prototype development, it is needed to calculate and monitor the total loading (including the prototype weight) so that it does not exceed the acceptable range of the vehicle. For a fixed-wing aircraft, the required lift coefficient is given by

$$C_{L,req} = 2W / (\rho V^2 S) \quad (7)$$

where W is the gross take-off weight, and the wing area S is about 0.0891 m² in the developed prototype.

Using the information obtained from the tunnel tests, we can then calculate the theoretical gross take-off weight by substituting the lift coefficient and the corresponding velocity into (7) with the fixed air density and wing area. For example, at the zero angle of attack in Fig. 7, the corresponding lift coefficient is 0.32 at Reynolds number 240,000 or speed of 10 m/s. The maximum take-off weight at this condition was estimated as 167 g. The take-off weight varies from 45 g to 167 g as the cruise speed varies from 5 m/s to 10 m/s. As a result, the total weight of the prototype is from 90 g to 120 g including the take-off weight. The details of the onboard equipments will be introduced in the following. The wingspan of the prototype is about 300 mm.

5.2. System configuration

The criteria of selecting onboard components in the air vehicle prototype include size, weight, function, connections with other equipments, duration of delivery, and the cost. Fig. 16 illustrates a typical system configuration of a small air vehicle prototype [21], which consists of an onboard section and a ground section. The onboard section includes a vision transmitting subsystem, a flight control system, and the vehicle body. The ground section

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

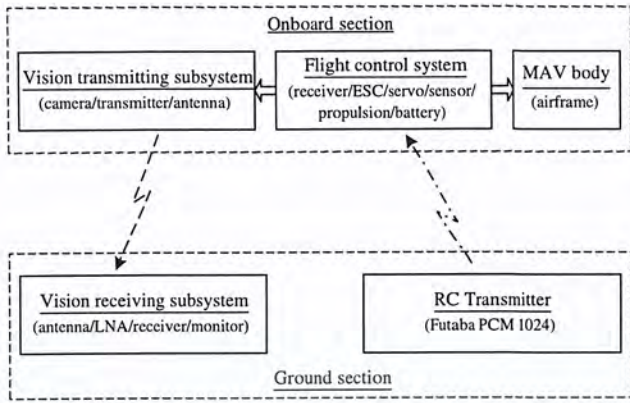


Fig. 16. Overview of the system configuration of small air vehicle.

Table 1
Components specification

Components	Specification
Transmitter	9 Channels, frequency 72.6 MHz
Receiver	Weight 7 g, support 4 I/O channels, frequency 72 MHz, LED indicator
Speed controller	GWS ICS-50E, weight 4.5 g, power supply 3.6–9.6 V
Servos (2)	GWS PICO, each weight 5.4 g
Propulsion system	GW/EDP-50, weight 15 g in total, power supply 7.2 V, max output 5.02 g/W
Vision system	Onboard camera: weight 9 g, transmitting frequency 2.4 GHz, power supply 6.4–7 V. Ground video image reception
Battery	Li-ion pack, output 7.4 V, weight 21.4 g

includes a vision receiving subsystem and a RC transmitter. Table 1 gives a specification of some key components/subsystems used in the prototype.

To control the air vehicle to fly in a desirable direction with various speeds, both transmitter and receiver are used to send and receive commands for manipulation. A typical flight control system includes a transmitter that sends the radio signal from the ground station to the onboard receiver directly, and receives feedback signals from the vehicle (through the antenna) to adjust the commands for controlling motion attitudes and speeds.

The propulsion system has a large impact on the capability of the air vehicle, as its efficiency directly affects the power requirement. A compact and light propulsion system is an advantage in developing a small air vehicle. In this study, the electric motor rather than internal combustion motor was used, since the electric motor has higher reliability, less vibration and lower noise. Moreover, since the other onboard devices use electricity as power source as well, it is convenient to choose the electrical motor. The major concerns in selecting batteries are to obtain high discharge rate for high power demand and to maximize energy density for increasing flight duration. The other concern lies in the capability of working with the other onboard devices. Since receiver, motor and onboard camera require the same working voltage of 7.2 V, the battery to be chosen has an output of 7.4 V as well.

Table 2
Total weights onboard

Items	Weight (g)
Speed controller	4.5
Motor and propeller	15
Servos (x2)	10.8
Onboard camera	9
Receiver	7
Battery (x2)	42.8
Airframe	29.9
Total	119

For surveillance purpose, the vision system is equipped onboard to acquire real-time images and transmit these images back to the ground station. The vision system consists of two components: the onboard camera and the ground video image reception. To capture images at the ground reception station, a converter named “TV box” is used to link the computer with the image reception equipment. With aid of the software, we could watch the real-time image obtained from the onboard camera, and at the same time take record of the image as the video file.

Table 2 shows a list of onboard devices and their corresponding weights in the developed prototype. The total weight is about 119 g, which is not beyond the range discussed in Section 5.1.

5.3. Layout of the onboard components

For stability and good trim of the vehicle, almost all components were placed along the centerline of the narrow fuselage. In particular, the center of the entire vehicle weight is located at the center of gravity along the longitudinal axis. Fig. 17 illustrates a rough layout of onboard equipments installed on the prototype.

5.4. Fabrication of prototype

Fabrication of the vehicle prototype may utilize materials such as balsa, Styrofoam, plywood, transparent skin, carbon fiber, and Kevlar. Considering the ease of fabrication, weight, strength, stiffness, flying stability, payload capacity and maneuverability, balsa wood was finally used to fabricate our prototype.

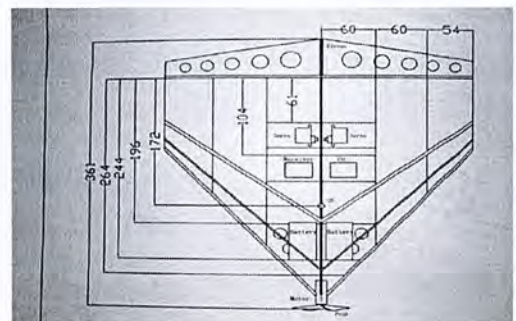


Fig. 17. The layout of onboard components.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นิยมนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

The main procedures to build the wing of the air vehicle are described as follows. The first step was to prepare air-foil ribs, elevators and rudder based on the specified length, size and shape. The second step was to build the airframe through gluing the above parts together with cyanoacrylate adhesive. Four pieces of balsa wood were used as supporter to the onboard components. The elevators were hinged to the servos so that the elevators were able to swing up and down under control. The third step was to install all onboard components to the vehicle, including motor with the propeller, batteries, camera, receiver and speed controller at the front compartment, and two servos at the rear part of the prototype. The final step was to wrap the entire wing using a transparent heat-shrunk plastic foil. Be aware that the prototype has no landing gear and will glide to land at a low speed after turning off the motor.

A calibration process is needed to examine the performance of each channel, i.e., the motion of each servo, and operation of each device through the control of the remote transmitter. The final prototype with skin is shown in Fig. 18.

6. Flight tests

To demonstrate the feasibility of the developed prototype, real flight tests were successfully carried out. The



Fig. 18. Fabricated prototype.



Fig. 20. Playground image obtained from the onboard camera.

vehicle prototype was taken off by hand launch at 5° angle of attack with a speed of 8–10 m/s (see Fig. 19a). The vehicle flew over a playground for more than 5 min at a height of approximately 100 m, and finally glided to the ground. Fig. 19b and c illustrate the air vehicle in the flight tests. Fig. 20 illustrates the real-time image that was acquired by the onboard camera.

Note that at the present stage, the criteria that affect the planform design of such small air vehicles, such as lift and drag characteristics and the pattern of the vortex and turbulence, are still very difficult to be directly realized through real flight tests. Hence, both wind tunnel and water tunnel tests provide us feasible solutions to simulate the real flight environment and thus to obtain valuable data for the design. There may exist difference between the tunnel testing results and the flight testing results, but the tunnel tests provide a foundation for conceptual design of the planform.

7. Conclusions

This paper presents the development of an electric powered small air vehicle prototype based on aerodynamic analysis in the tunnel tests. Two airframe models in triangle and square wing planforms are analyzed and compared in both wind tunnel and water tunnel tests. The triangle model was chosen due to its better dynamic performance

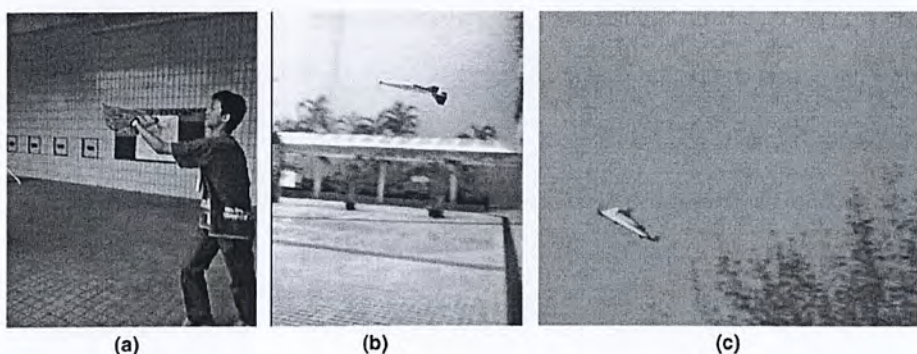


Fig. 19. Fly tests. (a) Hand launch, (b,c) cruising.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นิยมนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

in the tunnel tests, based on which a small air vehicle was prototyped. The onboard components such as flight control unit, propeller, vision system, motor, battery and servos, were determined using criteria of size, weight, function, and cost etc. The fabrication processes of the prototype were also introduced. Finally, the developed vehicle prototype was tested in the real flight successfully.

Acknowledgements

This work was supported by the Research Grants Council of the Hong Kong Special Administrative Region, China, under Project CityU 1124/03E, and by a grant from the City University of Hong Kong under Project 7001755.

References

- [1] Ashley S. Palm-size spy planes. *Mech Eng* 1998;120(2):74–8.
- [2] Davis WR, Kosicki Jr BB, Boroson DM, et al. Micro air vehicles for optical surveillance. *Lincoln Lab J* 1996;9(2):197–213.
- [3] Dornheim MA. Unmanned aerial vehicles: tiny drones may be soldiers. *Aviat Week Space Technol* 1998(June):42–8.
- [4] Fulghum DA. Miniature air vehicles fly into army's future. *Aviat Week Space Technol* 1998(November):37–8.
- [5] Morris SJ, Holden M. Design of micro air vehicles and flight test validation. In: *Proc of the fixed, flapping and rotary wing vehicles at very low Reynolds numbers*, 2000. p. 153–76.
- [6] Pornsin-Sirirak TN, Tai TC, Nassef H, Ho CM. Titanium-alloy MEMS wing technology for a micro aerial vehicle application. *Sensors Actuators A* 2001;89(1–2):95–103.
- [7] Gad-el-Hak M. Micro-air-vehicles: can they be controlled better? *J Aircraft* 2001;38(3):419–29.
- [8] Kellogg J, Bovais C, Foch R, et al. The NRL micro tactical expendable (MITE) air vehicle. *Aeronaut J* 2002;106(1062):431–41.
- [9] Wu HY, Sun D, Zhou ZY. Model identification of a micro air vehicle in loitering flight based on attitude performance evaluation. *IEEE Trans Robot* 2004;20(4):702–12.
- [10] Grasmeyer JM, Keennon MT. Development of the black widow micro air vehicle. AIAA paper no. 2001-0127, 2001.
- [11] Ramamurti R, Sandberg W. Simulation of the dynamics of micro air vehicles. AIAA paper no. 2000-896, January 2000.
- [12] Muller TJ. Aerodynamic measurements at low Reynolds numbers for fixed wing micro-air vehicles. *Development and Operation of UAVs for Military and Civil Applications*, April 2000. p. 8–1–32.
- [13] Shyy W, Berg M, Ljungqvist D. Flapping and flexible wings for biological and micro vehicles. *Process Aerospace Sci* 1999;35(5):455–506.
- [14] Jones D, Platzer MF. An experimental and numerical investigation of flapping-wing propulsion. AIAA paper no. 99-0995, 1999.
- [15] Ettinger SM, Nechyba MC, Ifju PG, Waszak M. Vision-guided flight stability and control for micro air vehicle. In: *IEEE/RSJ int conf on robotics and systems*, Lausanne, Switzerland, October 2002. p. 2134–40.
- [16] Fearing R et al. Wing transmission for a micromechanical flying insect. in: *IEEE Int Conf Robot Automat*, San Francisco, April 2000. p. 1509–16.
- [17] Oh PY, Green WE. Closed quarter aerial robot prototype to fly in and around building. In: *Int conf on computer, communication and control technologies*, Orlando, FL, vol. 5, 2003. p. 302–7.
- [18] Waszak MR, Jenkins LN, Ifju PG. Stability and control properties of an aeroelastic fixed wing micro aerial vehicle. AIAA paper no. 2001-4005, 2001.
- [19] Ifju PG, Jenkins DA, Ettinger S, Lian Y, Shyy W, Waszak MR. Flexible-wing-based micro air vehicles. AIAA paper no. 2002-705, 2002.
- [20] Torres G, Mueller TJ. Micro aerial vehicle development: design, components, fabrication, and flight-testing. Presented at the AUVSI Unmanned Systems 2000 symposium and exhibition, Orlando, FL, July 2000.
- [21] Wu HY, Sun D, Zhou ZY. Micro air vehicle: configuration, analysis, fabrication and test. *IEEE/ASME Trans Mechatron* 2004;9(1):108–17.
- [22] Operation instructions quartz force transducer for 3 components: Type 9251A, Kistler Instrument AG, CH-8408 Winterthur, Switzerland.
- [23] Baban F, So RMC, Ötügen MV. Unsteady forces on circular cylinders in a cross-flow. *Exp Fluids* 1999;7:293–302.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

LIFT AND DRAG COEFFICIENTS BEHAVIOUR AT LOW REYNOLDS NUMBER IN AN AIRFOIL WITH GURNEY FLAP SUBMITTED TO A TURBULENT FLOW. PART 1

J. COLMAN, J. MARAÑÓN DI LEO, J. S. DELNERO, M. MARTÍNEZ, U. BOLDES and F. BACCHI

Laboratorio de Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental (LACLYFA), Facultad de Ingeniería, UNLP. Calle 116 e/47 y 48 – (1900) La Plata – Pcia. de Bs. As. – Argentina.

jcolman@ing.unlp.edu.ar, jmaranon@ing.unlp.edu.ar, delnero@ing.unlp.edu.ar, mmartinezk@ing.unlp.edu.ar, uboldes@ing.unlp.edu.ar, fbacchi@ing.unlp.edu.ar

Abstract - Boundary layer wind tunnel experiments have been conducted in order to investigate the influence of a Gurney flap upon the aerodynamic behaviour of an HQ 17 airfoil. The airfoils, with and without the Gurney flap, were submitted to two different turbulent flows with the same mean wind velocity but with different turbulence structures. Lift and drag coefficients were calculated in both cases, then plotted and contrasted with low velocity laminar wind tunnel data of the HQ17 with and without miniflaps Gurney, obtained from Bechert *et al.* (2000) at the DLR, Technical University of Berlin, Germany. The results show that the Gurney flap acts enhancing the lift coefficient of the airfoil, and that its performance is almost independent of the scales of the incoming turbulence. The tests were performed at a turbulence intensity of 1.8% and 3.5% and at a Reynolds number of 3×10^5 .

Keywords – Flow control – Low Reynolds Number Airfoils – Turbulence – Aerodynamics.

I. INTRODUCTION

The performance of airfoils operating at low Reynolds numbers has been a topic of increasing attention during the last decades.

This interest was a consequence of a search for improving aircraft low speed performance as well as for improving the design of wind turbine blades (Fuglsang *et al.*, 1999), rotors and propellers.

High-lift aerodynamics continues playing an important role in the design of a new aircraft. Improved high-lift performance can lead to increase range and payload, or decrease landing speed and field length requirements. Hence, there is a continuous need for improving the maximum lift and lift-to-drag ratio, L/D . Improved airfoil performance using a small trailing edge flap, was first reported by Liebeck (1980) from tests made on a Newman symmetric airfoil with a Gurney flap, in a non turbulent flow environment. Miniflaps, such as Gurney flaps, are small extensions at the trailing edge of an airfoil perpendicular to its lower surface. Its size is typically 0.5% to 2% of the airfoil chord length. These devices were first used by Dan Gurney, a race car driver,

on a racing car wing, resulting in an increase of its maximum speed and its down force in cornering. Later, the Gurney flap was studied by Liebeck (1978). In his tests, Liebeck studied a Gurney flap of 1.25% the wing chord length, observing an increase of the lift and lift-to-drag ratio compared with the same airfoil without the flap. The Gurney flap acts as a mechanism of passive flow control. To explain the drag reduction at high angles of attack, Liebeck presented a model of the flow-field in the region of the Gurney flap, that model has been substantiated by flow visualization tests made in a water tunnel by Neuhart and Pendergraft (1988). The water tunnel tests showed that the presence of the Gurney flap provoked an extension in the region of attached flow on the upper surface of the wing, with a recirculation region behind the flap. This is consistent with a reduced form drag obtained at high lift coefficients using a Gurney flap. Later works confirmed this finding (Bloy and Durrant, 1995; Storms and Jang, 1994).

Selig *et al.* (1996) performed several experimental and computational analyses on low Reynolds number airfoils, in particular, on airfoils with Gurney flaps, disregarding the turbulence of the free stream.

The local velocities seen by a wing section are the result of the vectorial addition of the airplane velocity and the atmospheric velocities. Attitude changes produce lateral or vertical slip, and airplane rotations generating pitching, yawing and rolling moments.

The atmospheric surface layer, in which important flight operations take place, is characterised by complex turbulent flows. These flows are strongly influenced by the terrain roughness elements, like particular topography, suburban and urban areas, different plantations, etc.

The influence of turbulence on the resulting flow patterns around wing sections (airfoils) depends on the relation between airplane mean velocity to atmospheric turbulent velocities, among other factors. The turbulence induced by flow perturbations around an airfoil, influences the occurrence of attached flows, unsteady disordered separated flows and vortex generation. Representative wind tunnel experiments should reproduce the main turbulence characteristics of the regions in which a particular airplane is expected to operate. The

turbulence intensity corresponding to turbulence I was 1.8% while the one corresponding to turbulence II was 3.5% (Hinze, 1985). In both cases the average speed was 10m/sec.

Over the years, the experimental study of turbulence structure effects on airfoil performance was scarce.

Green and Galbraith (1996) have been treating general aspects of the scenario, involving dynamic separation and reattachment on airfoils. Studies on an airfoil submitted to oscillating and translating motion in low Reynolds number flow were presented by Ohmi *et al.* (1990, 1991).

Turbulent gust, as well as fast pitching motions, can generate rapid angle of attack variations. With adequate caution, some oscillating airfoil experimental information may be applied to reveal aspects of the aerodynamics on non pitching wings, in a turbulent flow environment. Fluctuating angle of attack of the oncoming velocity, can promote the beginning of localised airfoil stall followed, in some cases, by the reattachment of the flow. Incipient dynamic stall phenomena have been studied by Gracey *et al.* (1996, 1997).

The usage of Gurney flaps, as a mechanism of passive flow control, could promote changes in the dynamic stall phenomena and lift enhancement, as well as an improved lift-to-drag ratio (L/D) upon an airfoil submitted either to a laminar or turbulent environment. The increment in the lift force is considered to be a consequence of the increased circulation provoked by the Gurney flap at the trailing edge.

The shape of the trailing edge is of paramount importance for the lift. In addition, it is worth mentioning (Henne, 1990) that the static pressure on the lower side upstream of the Gurney flap, is significantly higher than the value found at the end of the upper side of the airfoil. Consequently, traditional closure principles, such as the condition of the continuity of static pressure at the trailing edge, have to be abandoned here. Recent detailed investigations on the flow on diverging trailing edges have shed some light on the local flow structure (Pailhas *et al.*, 1998). Enhanced performance of wind turbines, with Gurney flaps, has also been demonstrated (Kentfield, 1994). Bloy *et al.* (1997) studied, in a low velocity wind tunnel, the enhancement of airfoil performance using various types of Gurney flaps in a non turbulent environment.

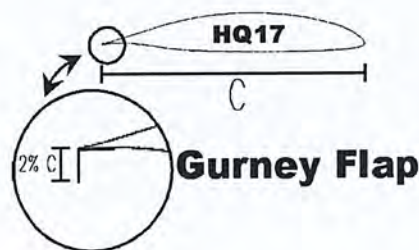


Figure 1. Gurney flap configuration

The purpose of this work is to contribute to a better understanding of the effect of the turbulence scales, upon the behaviour of the lift and drag coefficients of a HQ17 airfoil with a Gurney flap of 2% of the wing chord, submitted to a turbulent environment (Fig. 1).

In future works we will investigate the aerodynamics effects of different Gurney flaps over the HQ17 and others airfoils at low Reynolds numbers.

II. EXPERIMENTAL DETAILS

The experiments were carried out at the Boundary Layer and Environmental Fluid Dynamics Laboratory (LACLYFA) wind tunnel, at the Faculty of Engineering at the Universidad Nacional de La Plata, Argentina.

The closed section wind tunnel, equipped with an electronic speed control, which allows speeds up to 20m/sec, was described in Boldes *et al.* (1995). Its test section is 1.4m width and 1m height and its length to height ratio is 7.2. This tunnel is powered by a 50HP DC electric motor with an axial flow, variable velocity adjustable pitch blade propeller.

Special care was devoted in selecting turbulence generation procedures as close as possible to natural atmospheric mechanisms, according to modern boundary layer wind tunnel technique. At the entrance of the test section, background turbulence was generated by means of an array of vertical distributed, equally spaced horizontal airfoils, inducing different vertical deflections of the flow as shown in Delnero *et al.* (2005). Each airfoil could be individually rotated 360 degrees around its longitudinal axis.

Subsequently, the flow was processed by an arrangement of spires placed at the bottom, followed by a floor distribution of roughness elements of two different sizes, along the 7.2 meters long working section, also shown in Delnero *et al.* (2005).

The authors main goal was the achievement of two different turbulent oncoming flows, with the same mean velocity acting on the airfoils, but with turbulence structures of different scales (see Delnero *et al.*, 2005). Thus, two types of turbulences were obtained: Turbulence I with predominance of large structures and Turbulence II with predominance of small structures. The turbulence time scales were determined by the first zero autocorrelation value criterion. For turbulence I, the time scale was 0.17sec, while for turbulence II it was 0.05sec. Using the frozen theory, a space scales of 1.7m and 0.5m was determined for turbulences I and II, respectively.

The reference mean velocity (U) was measured by means of a portable hot wire anemometer Dantec Flowmaster. This anemometer was placed 100cm upstream from the tested wing and 50cm above the wind tunnel floor. The tests were conducted at a reference mean velocity of 10m/sec, corresponding to a Reynolds number based on the reference mean velocity and the wing chord of 3×10^5 .

The tested model was an untwisted wing with a rectangular platform of 45cm. of chord length and 80cm of span. The models were horizontally placed in the test section as shown in Fig. 2 (in order to see some details,

the end plates were removed from the wing model in the Fig. 2).

To ensure that the airfoil would be submitted to a bidimensional flow, two big end plates, similar that used by Bechert *et al.* (2000), were located at the end of wing tips (Fig. 3). Smoke and wind threads were used to verify the flow bidimensionality.

For each flow configuration the model was tested within the range of -10 degrees and 20 degrees of angle of attack.

The present experiments examine the lift and drag behavior of the HQ17 airfoil, which was designed by Horstmann and Quast from DLR-Brunswick (Germany), to be applied on high performance sailplanes. The authors selected this airfoil for their first experiments with Gurney flaps at low Reynolds numbers, due to the possibility to contrast the obtained data with the extensive experimental data from Bechert *et al.* (2000) obtained at the DLR. Those authors performed their experiments in a laminar low velocity wind tunnel at a range of Reynolds numbers from 5×10^5 to 1×10^6 .

A lack of computational and/or experimental data was observed about the aerodynamic behavior of airfoils at Reynolds numbers below 5×10^5 with Gurney flaps in turbulent environments. For that reason, we chose to perform our experiments at such low Reynolds numbers.

The experiments were repeated for the two types of turbulent flows and for the two airfoil configuration (with and without the Gurney flap). Turbulent velocities were acquired by means of a six channel Dantec Streamline constant temperature anemometer. The two components aerodynamic balance, built by the authors according to Tusche (1984), is based on strain-gages

type cells, arranged as a double Wheastone bridge. This device acquires data from horizontal and vertical loads, simultaneously.

The incoming data is processed by Vishay series 2310 signal conditioners and amplifiers.

The section lift and drag coefficients (Cl and Cd) were measured for the two turbulent flow configurations, and for the two wing configurations (with and without the Gurney flap). Then, Cl vs. Cd and Cl vs. angle of attach (α) were plotted to be compared with the same plots of the data obtained by Bechert *et al.* (2000) in a non turbulent environment. Temperature was continuously measured in order to adjust the air density.

Interesting computational experiments with Gurney flaps applied to the HQ17 airfoil were also performed by Schatz *et al.* (2004).

Our experiments were developed in three steps:

- a) Generation of two velocity profiles with the same mean velocity distribution but with different turbulence configurations (I and II).
- b) Construction of the model and set up into the wind tunnel.
- c) Performance of the experiments, processing of the experimental data, and evaluation of the influence of the turbulence scales on the wing performance.

Turbulence intensity distributions are plotted in Fig. 4. The autocorrelation functions for both types of turbulence are plotted in Fig. 5. In such figure the different scales of the two types of turbulence can be appreciated.



Figure 2. Experimental setup view.

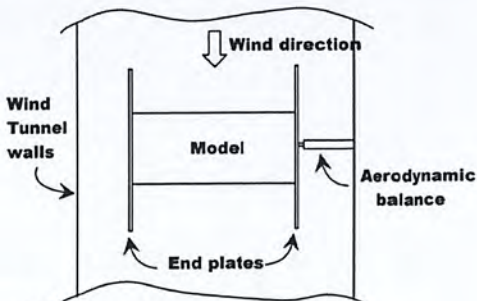


Figure 3. Plant view layout.

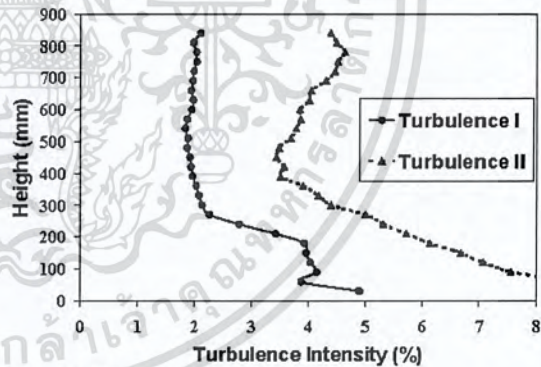


Figure 4. Turbulence Intensity Distributions

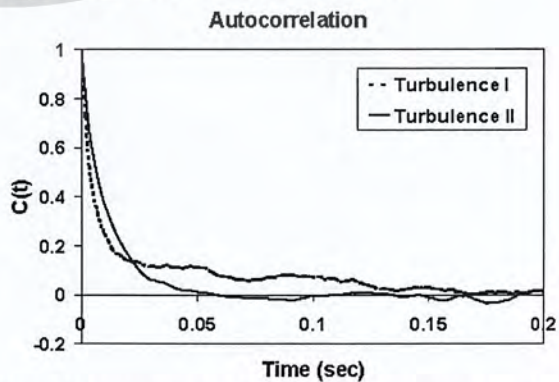


Figure 5. Autocorrelation Coefficients for turbulence I and II.

Aspects of the turbulence scale of the embedded flow structures can be appreciated in the wavelet analysis of the horizontal velocity component shown in Fig. 6 and 7 (Delnero *et al.*, 2005).

Figure 8 shows the power spectra distributions of both signals obtained from the wavelet analysis (Figs. 6 and 7).

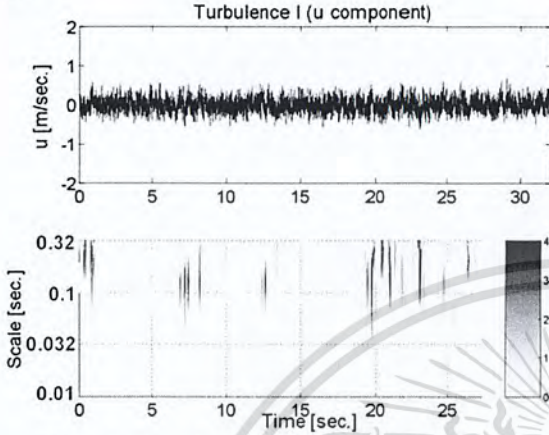


Figure 6. Wavelet Transformation Coefficients Map for Turbulence I (longitudinal component)

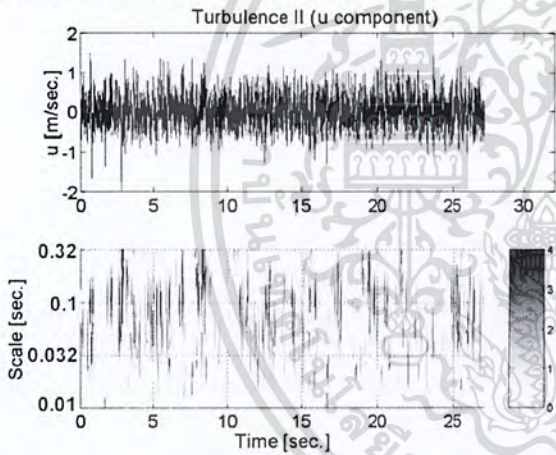


Figure 7. Wavelet Transformation Coefficients Map for Turbulence II (longitudinal component)

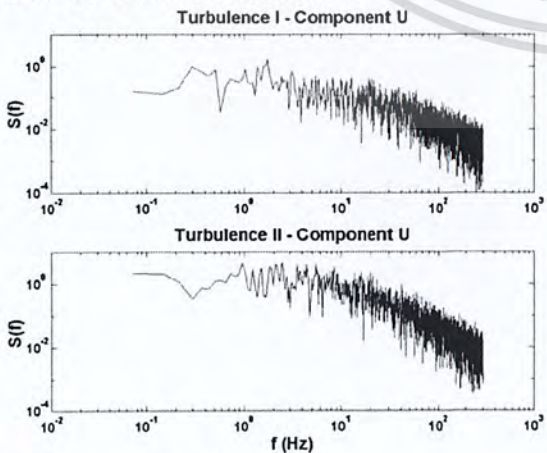


Figure 8. Power Spectra Distribution

III. ANALYSIS OF THE RESULTS

The blockage correction for wind tunnel effects was applied (Pope *et al.*, 1999). The measured C_l versus α evolution of the HQ17 without the Gurney flap for the two turbulent configurations and for the laminar case are displayed in Fig. 9. This figure, also, shows the curves for the 2% Gurney flap. Figure 10 shows the lift to drag behavior for the case of the model with and without the Gurney flap, respectively.

Our experiments showed, for the plain wing and for the wing with Gurney flap, submitted to both turbulent configurations, lower C_l vs. α slopes than those obtained by Bechert *et al.* (2000). Also there was no indication of the existence of laminar separation bubbles on the upper surface, for angles of attack below stall.

Comparing the plain wing performance for laminar and turbulent flows, the same maximum lift coefficient could be observed. Nevertheless, the increment of the stall angle of attack for both turbulent flow configurations was significant, in comparison to the data obtained by Bechert *et al.* (2000).

This known behavior is due to the ability of turbulent boundary layers to overcome larger adverse pressure gradients retarding flow separation.

In both cases -laminar and turbulent- the Gurney flap acts increasing the section lift coefficient and the C_l vs. α slope (Fig. 9)

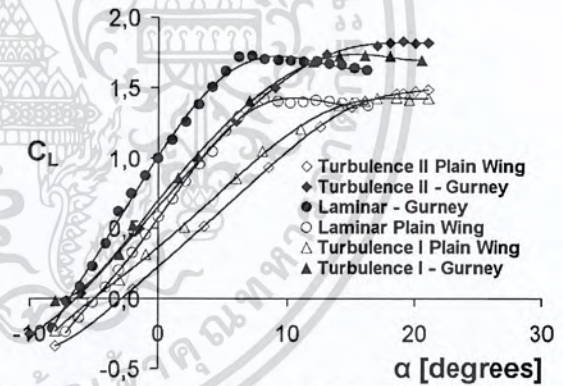


Figure 9. C_l versus α evolution for different configurations.

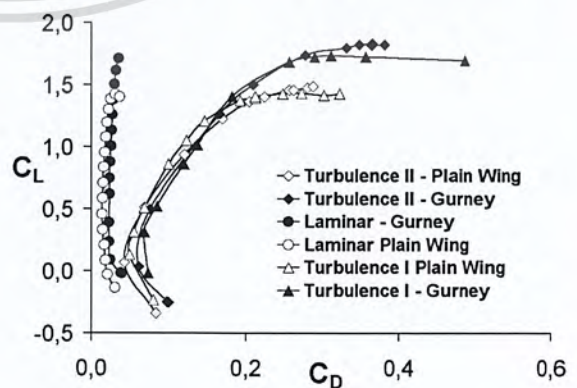


Figure 10. C_l versus C_d evolution for different configurations.

The lift gain obtained with Gurney flap is, unfortunately, coupled to an increase in drag. The extra drag produced by the presence of the Gurney flap is, partially, due to the flow instability that it produces. Figure 11 shows, according to Jang *et al.* (1998), the probable flow pattern in the near trailing edge region of the wing with Gurney flap. Such authors suggest that the vortices in the wake are shed alternately in the similar fashion to the von Karman vortex street behind a cylinder. Also Schatz *et al.* (2004) described similar characteristics of the Gurney flap wake, for Reynolds number close to 1.000.000. The present authors found similar wake pattern for Reynolds number of 440.000. Some of the particular wake structure will be described by the authors in a future Part 2 of the present work.

We could conclude that the Gurney flap, in a turbulent environment, acts enhancing the section lift coefficient, and increasing the drag for both types of turbulence. Moreover, the performance of the airfoil is almost independent of the turbulence scales (types I and II). However, in all cases, the performance in a laminar environment is better than in a turbulent one.

An unexpected result was found when regarding the Gurney flap behavior in turbulence. Turbulent flow could act, apparently, in such a way that makes the airfoil be almost independent from the turbulent scales. We can see in Fig. 9 that, for the plain wing, the lift coefficient in turbulence I presents higher values than in turbulence II, for the same angles of attack. However, that difference could not be appreciated on the airfoil with Gurney Flap.

The obtained results suggest that further experiments should be performed, in order to explore the effects of different miniflap sizes upon the aerodynamic coefficients in a turbulent environment.



Figure 11. Hypothesised trailing edge flow structure behind a Gurney flap (after Jang *et al.*, 1998; Chung, 2004; and Schatz *et al.*, 2004).

ACKNOWLEDGEMENTS

The authors are gratefully for the support of the Aeronautical Department, the Boundary Layer and Environmental Fluid Dynamics Laboratory and the useful collaboration of the aeronautical engineer Gerónimo Marinangelli in processing part of the experimental data. Julio Marañón Di Leo is Scientific Researcher of CONICET.

REFERENCES

Bechert, D.W., R. Meyer and W. Hage, "Drag reduction of airfoils with miniflaps. Can we learn from drag-

onflies?" AIAA Paper 2000-2315 (2000).

- Bloy, A.W. and M.T. Durrant, "Aerodynamic Characteristics of an aerofoil with Small Trailing Edge Flaps," *Wind Engineering*, **19**, 167-172 (1995).
- Bloy, A.W., N. Tsioumanis and N.T. Mellor, "Enhanced Aerofoil Performance Using Small Trailing-Edge Flaps," *Journal of Aircraft*, **34**, 569-571, (1997).
- Boldes, U., J. Colman and V. Nadal Mora, "The Boundary Layer Wind Tunnel at the Faculty of Engineering, University of La Plata, Argentina". *Latin American Applied Research*, **25**, 75-85 (1995).
- Delnero, J.S., J. Marañón Di Leo, F.A. Bacchi, J. Colman and U. Boldes, "Experimental determination of the influence of turbulence scale on the lift and drag coefficients of low Reynolds number airfoils". *Latin American Applied Research*, **35**, 183-188 (2005).
- Fuglsang, P., K.S. Dahl and I. Antoniou, "Wind Tunnel Test of the Riso A1-18, Riso A1-21 and Riso A1-24 Airfoils," Riso-1112 (EN), Final Draft (EFP 98 Project *experimental verification of the Riso-A airfoil family*, Riso National Laboratory (1999).
- Gracey, M.W., A.J. Niven, F.N. Coton, R.A. Galbraith and D. Jiang, "A correlation indicating incipient dynamic stall," *Aeronautical Journal*, **100**, 305-311 (1996).
- Gracey, M.W., F.N. Coton and R.A. Galbraith, "On the prediction of unsteady stall criticality," *Aeronautical Journal*, **101**, 525-532 (1997).
- Green, R.B. and R.A. Galbraith, "Comment on dynamic airfoil flow separation and reattachment," *Journal of Aircraft*, **33**, 1211-1216 (1996).
- Henne, P.A., "Innovation with computational aerodynamics: The divergent trailing edge airfoil," *Progress in Aeronautics and Astronautics*, V-125, AIAA (1990).
- Hinze, J.O., *Turbulence*. Ed. Mc Graw-Hill (1975).
- Jang, C.S., J.C. Ross and R.M. Cummings, "Numerical investigation of an airfoil with a Gurney flap," *Aircraft Design*, **1**, 75-88 (1998).
- Kentfield, J.A.C., "Theoretically and experimentally obtained performances of Gurney flap equipped wind turbines," *Wind Engineering*, **18**, 63-74 (1994).
- Liebeck, R.H., "Design of subsonic airfoils for high lift," *Journal of Aircraft*, **15**, 547-561 (1978).
- Liebeck, R.H., "Design of Airfoils for High Lift," *AIAA*, 80-3034 (1980).
- Neuhart, D.H. and O.C. Pendergraft, "A water tunnel study of Gurney flaps". *NASA Technical Memorandum*, 4071 (1988).
- Ohmi, K.H., M. Coutanceau, Ta Phouc Loe and A. Dulieu, "Vortex formation around an oscillating and translating airfoil at large incidences," *J. Fluid Mech.*, **211**, 37-60 (1990).
- Ohmi, K.H., M. Coutanceau, O. Daube and Ta Phouc Loe, "Further experiments on vortex formation around an oscillating and translating airfoil at large incidences," *J. Fluid Mech.*, **225**, 607-630 (1991).

- Pailhas, G., P. Sauvage, I. Touvet and E. Coustols, "Flow field in the vicinity of of a thick cambered trailing edge," *9th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics*, 13-16 July, Lisboa, Portugal, **III.3** (1998).
- Pope, A., J. Barlow and W. Rae, *Low-speed wind tunnel testing*, John Wiley & Sons, New York (1999).
- Schatz, M., B. Gunther and F. Thiele, "Computational Modeling of the Unsteady Wake behind Gurney-Flaps," *AIAA*, 2417 (2004).
- Selig, M., C. Lyon, P.G.C. Ninham, A. Broeren and A. Gopalarathnam, *Summary of Low Speed Airfoil Data*, University of Illinois, USA, **2** (1996).
- Storms, B.L. and C.S. Jang, "Lift Enhancement of an Airfoil Using a Gurney Flap and Vortex Generators," *Journal of Aircraft*, **31**, 542-547 (1994).
- Tusche, S., "Interner Bericht: Beschreibung des Konstruktiven Aufbaus und Kalibrierung von 6-Komponenten-DMS Windkanalwaagen," *DFVLR Interner Bericht* 29112-83 A 11 (1984).



Received: October 19, 2005.

Accepted: July 25, 2006.

(In final form: September 5, 2007.)

Recommended by Subject Editor Walter Ambrosini.

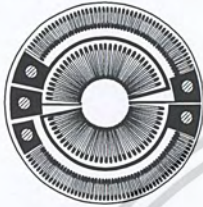
Strain Gages for Transducers

Strain gages are used not only for stress measurement but also as sensing elements for various transducers owing to their excellent repeatability and linearity. Needless to say, they are applied to a variety of KYOWA strain-gage transducers, leading to the high reliability on our products.

To cope with users' needs for making their original transducers, we manufacture various strain gages for load, pressure and torque transducers. Shown below are typical examples of strain gages for transducers. For details, contact KYOWA or our sales representative.

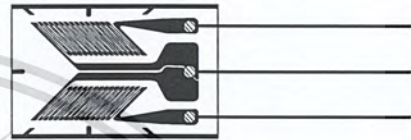
Diaphragm Type

Major Applicable Transducers
Pressure Transducer



Biaxial Shearing Type

Major Applicable Transducers
Torque Transducer



Full-bridge Type

Major Applicable Transducers
Load Cell, Displacement Transducer



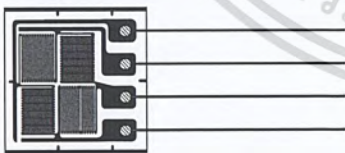
Uniaxial 2-element Half-bridge Type

Major Applicable Transducers
Load Cell, Pressure Transducer



Full-bridge Type

Major Applicable Transducers
Load Cell



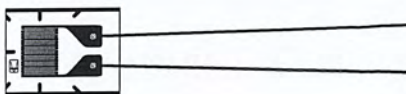
Uniaxial 2-tandem Type

Major Applicable Transducers
Load Cell, Displacement Transducer



Uniaxial Type

Major Applicable Transducers
Load Cell, Pressure Transducer,
Displacement Transducer, Acceleration Transducer



Biaxial Half-bridge Type

Major Applicable Transducers
Load Cell, Pressure Transducer

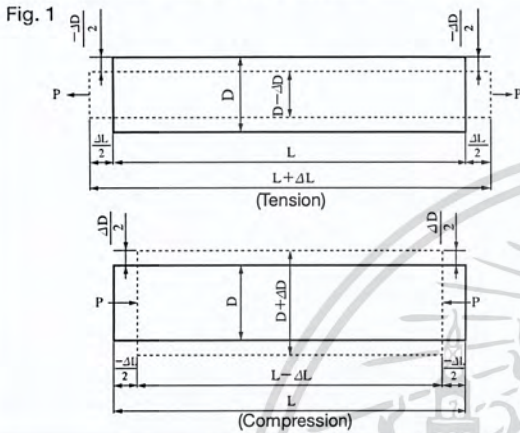


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

How strain gages work.

■ Strain, Stress, and Poisson's Ratio

When a material receives a tensile force P , it has a stress σ that corresponds to the applied force. In proportion to the stress, the cross-section contracts and the length elongates by ΔL from the length L the material had before receiving the tensile force (see upper illustration in Fig. 1).



The ratio of the elongation to the original length is called a tensile strain and is expressed as follows:

$$\epsilon = \frac{\Delta L}{L}$$

ϵ : Strain
 L : Original length
 ΔL : Elongation

See the lower illustration in Fig. 1. If the material receives a compressive force, it bears a compressive strain expressed as follows:

$$\epsilon = \frac{-\Delta L}{L}$$

For example, if a tensile force makes a 100mm long material elongate by 0.01mm, the strain initiated in the material is as follows:

$$\epsilon = \frac{\Delta L}{L} = \frac{0.01}{100} = 0.0001 = 100 \times 10^{-6}$$

Thus, strain is an absolute number and is expressed with a numeric value plus $\times 10^{-6}$ strain, $\mu\epsilon$ or $\mu\text{m/m}$.

The relation between stress and the strain initiated in a material by an applied force is expressed as follows based on Hooke's law:

$$\sigma = E\epsilon$$

σ : Stress
 E : Elastic modulus
 ϵ : Strain

Stress is thus obtained by multiplying strain by the elastic modulus. When a material receives a tensile force, it elongates in the axial direction while contracting in the transverse direction. Elongation in the axial direction is called longitudinal strain and contraction in the transverse direction, transverse strain. The absolute value of the ratio between the longitudinal strain and transverse strain is called Poisson's ratio, which is expressed as follows:

$$\nu = \left| \frac{\epsilon_2}{\epsilon_1} \right|$$

ν : Poisson's ratio

ϵ_1 : Longitudinal strain $\frac{\Delta L}{L}$ or $-\frac{\Delta L}{L}$ (Fig. 1)

ϵ_2 : Transverse strain $-\frac{\Delta D}{D}$ or $\frac{\Delta D}{D}$ (Fig. 1)

Poisson's ratio differs depending on the material. For reference, major industrial materials have the following mechanical properties including Poisson's ratio.

● Mechanical Properties of Industrial Materials

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)}$$

Material	Young's Modulus E (GPa)	Shearing Modulus G (GPa)	Tensile Strength (MPa)	Poisson's Ratio ν
Carbon steel (C0.1 - 0.25%)	205	78	363 - 441	0.28 - 0.3
Carbon steel (C > 0.25%)	206	79	417 - 569	0.28 - 0.3
Spring steel (quenched)	206 - 211	79 - 81	588 - 1667	0.28 - 0.3
Nickel steel	205	78	549 - 657	0.28 - 0.3
Cast iron	98	40	118 - 235	0.2 - 0.29
Brass (casting)	78	29	147	0.34
Phosphor bronze	118	43	431	0.38
Aluminum	73	27	186 - 500	0.34
Concrete	20 - 29	9 - 13	—	0.1

■ Principle of Strain Gages

Each metal has its specific resistance. An external tensile force (compressive force) increases (decreases) the resistance by elongating (contracting) it. Suppose the original resistance is R and a strain-initiated change in resistance is ΔR . Then, the following relation is concluded:

$$\frac{\Delta R}{R} = K_s \frac{\Delta L}{L} = K_s \epsilon$$

where, K_s is a gage factor, the coefficient expressing strain gage sensitivity. General-purpose strain gages use copper-nickel or nickel-chrome alloy for the resistive element, and the gage factor provided by these alloys is approximately 2.

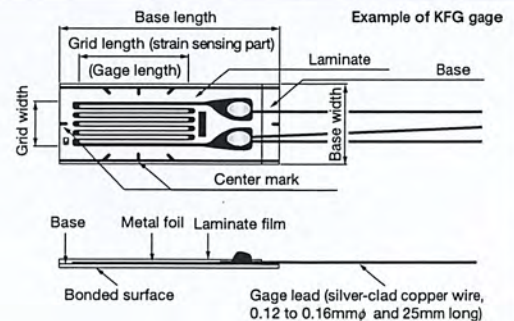
■ Types of Strain Gages

Types of strain gages include foil strain gage, wire strain gage and semiconductor strain gage.

■ Structure of Foil Strain Gage

The foil strain gage has metal foil photo-etched in a grid pattern on the electric insulator of the thin resin and gage leads attached, as shown in Fig. 2 below.

Fig. 2



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

The strain gage is bonded to the measuring object with a dedicated adhesive. Strain occurring on the measuring site is transferred to the strain sensing element via the gage base. For accurate measurement, the strain gage and adhesive should match the measuring material and operating conditions including temperature. For the method of bonding the strain gage to metal, refer to Page 8.

Principle of Strain Measurement

Strain-initiated resistance change is extremely small. Thus, for strain measurement a Wheatstone bridge is formed to convert the resistance change to a voltage change. Suppose in Fig. 3 resistances (Ω) are R_1 , R_2 , R_3 and R_4 and the bridge voltage (V) is E . Then, the output voltage e_o (V) is obtained with the following equation:

$$e_o = \frac{R_1 R_3 - R_2 R_4}{(R_1 + R_2)(R_3 + R_4)} \cdot E$$

Suppose the resistance R_1 is a strain gage and it changes by ΔR due to strain. Then, the output voltage is,

$$e_o = \frac{(R_1 + \Delta R)R_3 - R_2 R_4}{(R_1 + \Delta R + R_2)(R_3 + R_4)} \cdot E$$

If $R_1 = R_2 = R_3 = R_4 = R$,

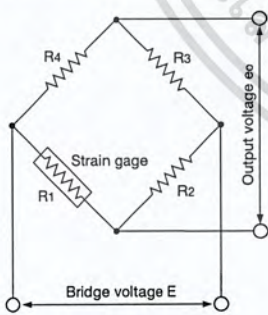
$$e_o = \frac{R^2 + R \Delta R - R^2}{(2R + \Delta R) 2R} \cdot E$$

Since R may be regarded extremely larger than ΔR ,

$$e_o \approx \frac{1}{4} \cdot \frac{\Delta R}{R} \cdot E = \frac{1}{4} \cdot K_s \cdot \varepsilon \cdot E$$

Thus obtained is an output voltage that is proportional to a change in resistance, i.e. a change in strain. This microscopic output voltage is amplified for analog recording or digital indication of the strain.

Fig. 3



Strain-gage Wiring Systems

A strain-gage Wheatstone bridge is configured with 1, 2 or 4 gages according to the measuring purpose. The typical wiring systems are shown in Figs. 4, 5 and 6. For varied strain-gage bridge formation systems, refer to Bridge.pdf.

1-gage system

With the 1-gage system, a strain gage is connected to a side of the bridge and a fixed resistor is inserted into each of the other 3 sides. This system can easily be configured, and thus it is widely used for general stress/strain measurement. The 1-gage 2-wire system shown in Fig. 4-1 receives much influence of leads. Therefore, if large temperature changes are anticipated or if the leadwire length is long, the 1-gage 3-wire system shown in Fig. 4-2 must be used. For the 1-gage 3-wire system, refer to "Method of Compensating Temperature Effect of Leadwire" (Page 5).

Fig. 4-1

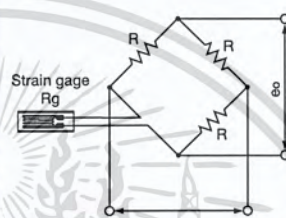
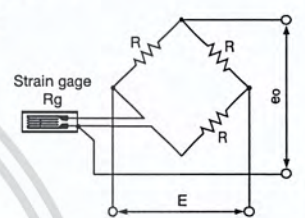


Fig. 4-2



2-gage system

With the 2-gage system, 2 strain gages are connected to the bridge, one each to the 2 sides or both to 1 side; a fixed resistor is inserted into each of the other 2 or 3 sides. See Figs. 5-1 and 5-2 below. There exist the active-dummy method, where one strain gage serves as a dummy gage for temperature compensation, and the active-active method, where both gages serve as active gages. The 2-gage system is used to eliminate strain components other than the target strain; according to the measuring purpose, 2 gages are connected to the bridge in different ways. For details, refer to "How to Form Strain-gage Bridges" (Bridge.pdf).

Fig. 5-1

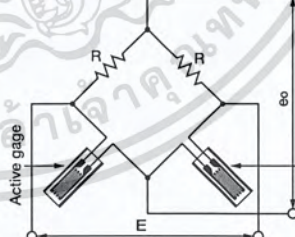
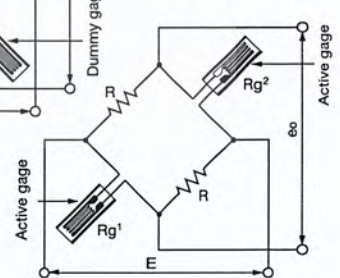


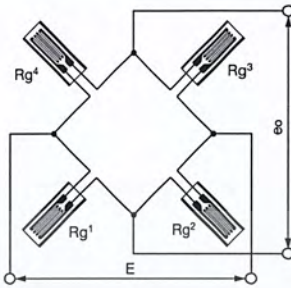
Fig. 5-2



4-gage system

See Fig. 6. The 4-gage system has 4 strain gages connected one each to all 4 sides of the bridge. This circuit ensures large output of strain-gage transducers and improves temperature compensation as well as eliminates strain components other than the target strain. For details, refer to "How to Form Strain-gage Bridges" (Bridge.pdf).

Fig. 6



■ Equation to Obtain Strain on Beams

Strain ϵ_0 on beams is obtained through the following equation:

$$\epsilon_0 = \frac{M}{ZE}$$

where, M: Bending moment (refer to Table 1)

Z: Section modulus (refer to Table 2)

E: Young's modulus (refer to "Mechanical Properties of Industrial Materials," page 6)

Typical shapes of beams and their bending moments M and section moduli Z are shown in Tables 1 and 2.

● Typical Measurements with Strain Gages

■ Bending Stress Measurement

(1) 1-gage System

As illustrated below, bond a strain gage on the top surface of a cantilever with a rectangular section. If load W is applied to the unfixed end of the cantilever, the strain-gage bonding site has the following surface stress σ :

$$\sigma = \epsilon_0 \cdot E$$

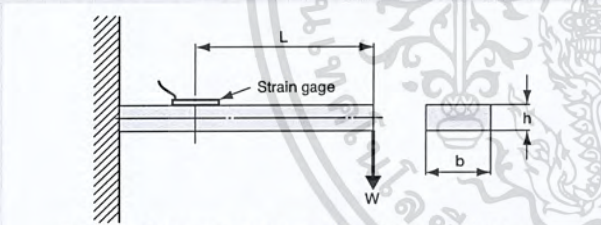
Strain ϵ_0 is obtained through the following equation:

$$\epsilon_0 = \frac{6WL}{Ebh^2}$$

where, b: Width of cantilever

h: Thickness of cantilever

L: Distance from the load point to the center of strain gage



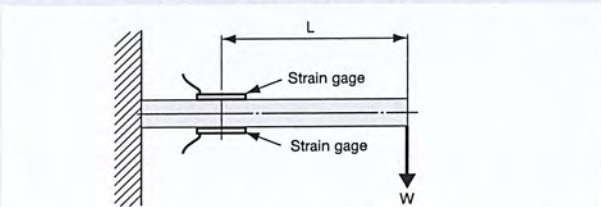
Bending Stress Measurement with 1-gage System

(2) 2-gage System

Strain gages bonded symmetrically on the front and rear surfaces of the cantilever as illustrated below output plus and minus signals, respectively, with an equal absolute value. If these 2 gages are connected to adjacent sides of the bridge, the output of the bridge corresponding to the bending strain is doubled and the surface stress σ at the strain-gage bonding site is obtained through the following equation:

$$\sigma = \frac{\epsilon_0}{2} \cdot E$$

The 2-gage system discards strain-gage output corresponding to the force applied in the axial direction of the cantilever.



Bending Stress Measurement with 2-gage System

Table 1. Typical Equations to Obtain Bending Moment

Shape of Beam	Bending Moment M
	$M = WL$
	$0 \leq L \leq \frac{l}{2} \rightarrow M = \frac{Wl}{2} \left(\frac{1}{4} - \frac{L}{l} \right)$ $L = 0L = \frac{l}{2} \rightarrow M = \pm \frac{Wl}{8}$ $\frac{l}{2} \leq L \leq l \rightarrow M = \frac{Wl}{2} \left(\frac{L}{l} - \frac{3}{4} \right)$
	$0 \leq L \leq \frac{l}{2} \rightarrow M = \frac{WL}{2}$ $L = \frac{l}{2} \rightarrow M = -\frac{WL}{4}$ $\frac{l}{2} \leq L \leq l \rightarrow M = \frac{W(l-L)}{2}$
	$0 \leq L \leq l_1 \rightarrow M = WL$ $l_1 \leq L \leq (l_1 + l_2) \rightarrow M = Wl_1$

Table 2. Typical Equations to Obtain Section Modulus

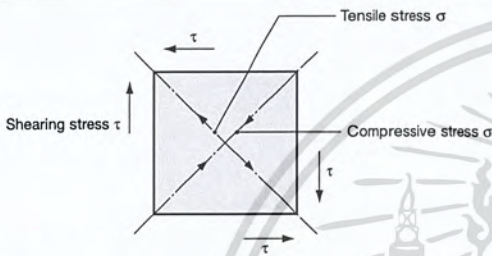
Cross Section	Section Modulus Z
	$\frac{1}{6} bh^2$
	$\frac{1}{6} \cdot \frac{b(h_2^3 - h_1^3)}{h^2}$
	$\frac{\pi}{32} d^3$
	$\frac{\pi}{32} \cdot \frac{d_2^4 - d_1^4}{d_2}$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นอนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

■ Torsional and Shearing Stress Measurement of Axis

When twisted, an axis has shearing stress τ , and in the 2 directions inclined by 45° from the axial line it has tensile and compressive stress in an equal magnitude to the shearing stress.

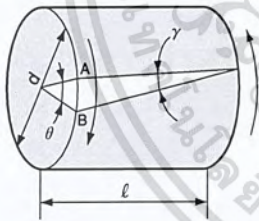
In measuring strain on a twisted axis under simple shearing stress status, the strain gage does not directly measure the shearing strain but detects tensile or compressive strain initiated by tensile or compressive stress that is simultaneously generated with the shearing stress. Stress conditions on a microscopic part of the surface of the axis may be as illustrated below.



Shearing stress γ is defined as illustrated below, and the magnitude is calculated through the following equation:

$$\gamma = \frac{\tau}{G}$$

where, G: Shearing modulus (refer to "Mechanical Properties of Industrial Materials," page 1)
 τ : Shearing stress



When the axis is twisted, point A moves to point B, thereby initiating torsional angle θ .

$$\theta = \frac{\ell \gamma}{\left(\frac{d}{2}\right)} = \frac{2\ell \gamma}{d}$$

(1) Stress Measurement with 1-gage System

Bond the strain gage on the twisted axis in the direction inclined by 45° from the axial line. The relation between strain ϵ_0 and stress σ is expressed with the following equation to obtain tensile or compressive stress σ :

$$\sigma = \frac{\epsilon_0 \cdot E}{1 + \nu}$$

where, ϵ_0 : Indicated strain
 E: Young's modulus (refer to "Mechanical Properties of Industrial Materials," page 1)
 ν : Poisson's ratio

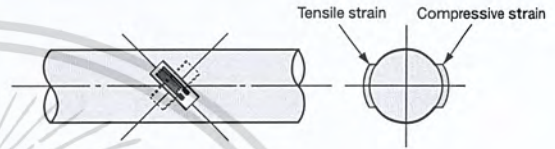
Stress σ and shearing stress τ are equal in magnitude, and thus,

$$\tau = \sigma$$

(2) Stress Measurement with 2 or 4-gage System

2 or 4 strain gages forming the strain-gage bridge are strained in an equal magnitude to enable 2 or 4 times larger output. Accordingly, the stress is calculated by dividing the indicated strain by 2 or 4.

For axial strain measurement, the 2 or 4-gage system is used to eliminate strain caused by bending moment. Also, for measurement of tensile strain and compressive strain, strain gages are symmetrically positioned from the center of the axis as shown below.



(3) Application to Torque Measurement

Strain on the surface of the axis is proportional to the torque applied to the axis. Thus, the torque is obtained by detecting the strain on the surface.

Shearing stress distributed on the lateral section is balanced with the applied torque T, establishing the following equation:

$$T = \tau \cdot Z_p$$

where, Z_p : Polar modulus of section

This equation may be rewritten as follows by substituting the shearing stress with the relational expression of tensile strain and stress:

$$T = \frac{\epsilon_0 \cdot E \cdot Z_p}{1 + \nu}$$

The polar modulus of the section is specific to each shape of the cross-section as follows:

Cross Section	Polar Modulus of Section Z_p
	$\frac{\pi d^3}{16}$
	$\frac{\pi}{16} \left(\frac{d_2^4 - d_1^4}{d_2} \right)$

A strain-gage torque transducer can be designed using the aforementioned relational expression of ϵ_0 and T.

Obtain ϵ_0 from the allowable stress for the material, and determine the width d of the axis which is matched with the magnitude of the applied torque. Then, amplify the strain output with a strain amplifier and read the output voltage with a measuring instrument.

● Principle of Self-temperature-compensation Gages (SELCOM® Gages)

Suppose the measuring object and the resistive element of the strain gage have linear expansion coefficients β_s and β_g , respectively. Then, the strain gage bonded on the surface of the object provides a thermally-induced apparent strain ϵ_T per 1°C that is expressed with the following equation:

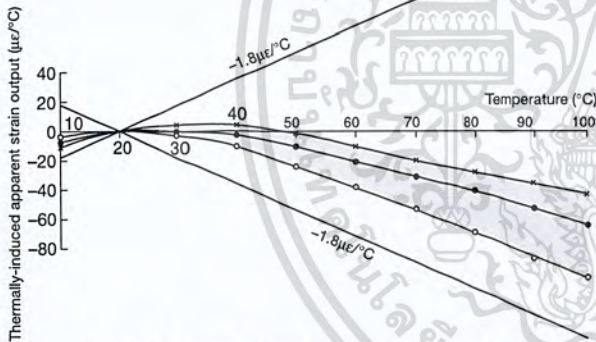
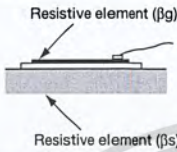
$$\epsilon_T = \frac{\alpha}{Ks} + (\beta_s - \beta_g)$$

where,

- α : Resistive temperature coefficient of resistive element
- Ks : Gage factor of strain gage

The self-temperature-compensation gage is designed so that ϵ_T in the above equation is approximated to zero by controlling the resistive temperature coefficient of the gage's resistive element according to the linear expansion coefficient of the measuring object.

When bonded to a suitable material, KYOWA's self-temperature-compensation gage (SELCOM® gage) minimizes apparent strain in the compensated temperature range to $\pm 1.8\mu\epsilon/^\circ\text{C}$ (graph below shows apparent strain output of 3-wire strain gage).



Typical Temperature Characteristics of Self-temperature-compensation Foil Gage

● Linear Expansion Coefficients of Materials ($\times 10^{-6}/^\circ\text{C}$)

Material	Linear Exp. Coef.	Material	Linear Exp. Coef.
Quartz glass	0.4	Beryllium	11.5
Amber	1.1	Common steel	11.7
Brick	3.0 to 5.0	Inconel X	12.1
Tungsten	4.5	Nickel	13.3
Lumber (grain dir.)	5.0	Gold	14.0
Molybdenum	5.2	SUS 304	16.2
Zirconium	5.4	Beryllium copper	16.7
Cobar	5.9	Copper	16.7
Concrete	6.8 to 12.7	Brass	21.0
Titanium alloy	8.5	2024-T4 aluminum	23.2
Platinum	8.9	2014-T4 aluminum	23.4
Soda-lime glass	9.2	Magnesium alloy	27.0
SUS 631	10.3	Lead	29.0
SUS 630	10.6	Acrylic resin	Approx 65 to 100
Cast iron	10.8	Polycarbonate	66.6
NCrMo steel	11.3	Rubber	Approx 77

● Temperature Effect of Leadwire with 2-wire System

Leadwire Model	Cross-Sectional Area of Conductor (mm ²)	Reciprocating Resistance of 10m long Leadwire approx. (Ω)	Apparent Strain* with 10m Extension approx. ($\mu\epsilon/^\circ\text{C}$)
L-5	0.5	0.7	11.3
L-9	0.11	3.2	50.6
L-6	0.08	4.4	69.0

*120 Ω gage

Thermally-induced apparent strain ϵ_r ($\mu\epsilon/^\circ\text{C}$) is obtained through the following equation.

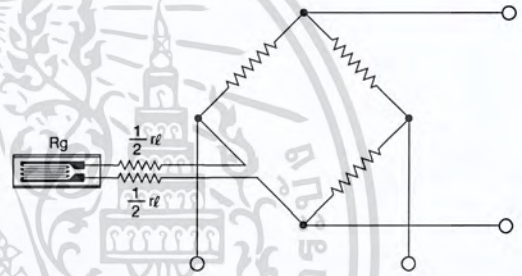
$$\epsilon_r = \frac{r_\ell}{R_g + r_\ell} \cdot \frac{\alpha}{Ks}$$

where, R_g : Resistance of strain gage (Ω)

r_ℓ : Resistance of leadwire (Ω)

Ks : Preset gage factor of strain amplifier, usually 2.00

α : Resistive temperature coefficient of copper wire ($\Delta R/R/^\circ\text{C}$), 3.9×10^{-3}

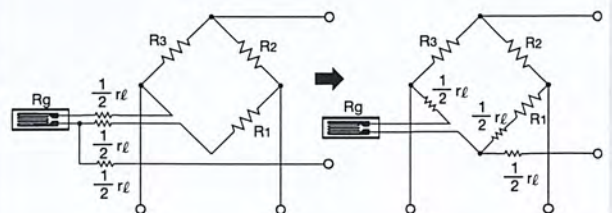


● Method of Compensating Temperature Effect of Leadwire (3-wire System)

For effective self-temperature-compensation, SELCOM® gages adopt the 1-gage system. However, if the leadwire cable is a 2-wire system, strain output from the bridge is affected by temperature effect of the leadwire. To avoid such adverse effect, the 3-wire system is adopted.

If 3 leads are connected to the strain gage as shown below, one half the leadwire resistance is applied to the adjacent side of the bridge to compensate the resistive components of the 2 leads affected by a similar temperature change, and thus the bridge output is free from any temperature effect of the leadwire. The temperature effect of a third lead connected directly to the amplifier can be ignored since the amplifier provides a high input impedance.

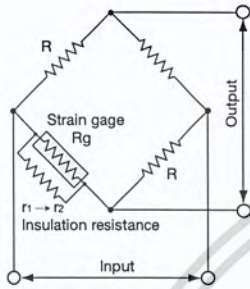
As precautions in using the 3-wire system, the 3 leads should be the same in type, length and cross-section to receive the same temperature effect. If they are exposed to direct sunlight, the coating color too should be identical.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นอนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

● Influence of Insulation Resistance

The insulation resistance of a strain gage including leads does not affect the measured value if it is higher than 100MΩ. But if the insulation resistance changes drastically during measurement, it causes the measured value to include an error.



Bridge Circuit Designed with Insulation Resistance Taken into Consideration

If the insulation resistance descends from r_1 to r_2 in the figure above, error strain ϵ is:

$$\epsilon \doteq \frac{R_g(r_1 - r_2)}{K_s r_1 r_2}$$

Suppose,

- $R_g = 120\Omega$ (resistance of strain gage)
- $K_s = 2.00$ (gage factor of strain gage)
- $r_1 = 1000M\Omega$ (original insulation resistance)
- $r_2 = 10M\Omega$ (changed insulation resistance)

Then, the error strain is approximately $6\mu\epsilon$.

In general strain measurement, such an error causes virtually no problem. In practice, however, the lowered insulation resistance, r_2 , is not kept constant but sharply changes due to temperature, humidity and other conditions. Thus, it is not possible to specify to which part of the circuit the insulation resistance r is applied. Accordingly, precautions should be taken.

● Resistance Change of Strain Gage Bonded to Curved Surface

The strain ϵ_c occurring on the resistive element of a strain gage bonded to a curved surface may be expressed with the following equation:

$$\epsilon_c = \frac{t}{2r + t}$$

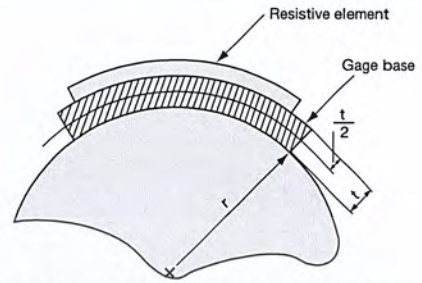
where, t : Thickness of gage base plus adhesive layer
 r : Radius of gage bonding surface

For example, if a uniaxial KFG gage of which the gage base including the adhesive layer is 0.015mm thick, is bonded to a curved surface of $1.5r$, the strain gage receives strain of approximately $5000\mu\epsilon$ under the mere bonding condition. If the gage factor K_s is 2.00,

$$\Delta R/R \doteq 10000\mu\epsilon$$

since $\Delta R/R = \epsilon \cdot K_s$.

If the gage resistance is 120Ω , it increases by approximately 1.2Ω . If the gage is bonded inside the curve, the resistance decreases.



Strain Gage Bonded on Curved Surface

● Method of Compensating Gage Factors

If the gage factor of the strain gage is different from that (2.00) of the strain amplifier, the real strain ϵ can be obtained through the following equation:

$$\epsilon = \frac{2.00}{K_s} \times \epsilon_i$$

where, ϵ_i : Measured strain
 K_s : Gage factor of strain gage

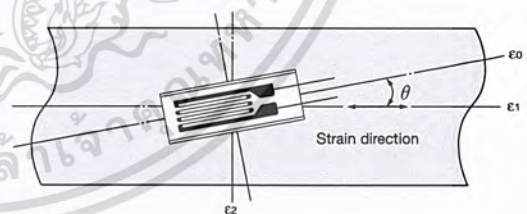
● Misalignment Effect

The strain ϵ_0 measured by a strain gage that is misaligned by an angle θ from the direction of the principal strain is expressed with the following equation:

$$\epsilon_0 = \frac{1}{2} \{(\epsilon_1 + \epsilon_2) + (\epsilon_1 - \epsilon_2) \cos 2\theta\}$$

If $\epsilon_2 = -\nu\epsilon_1$ (ν : Poisson's ratio) under the uniaxial stress condition,

$$\epsilon_0 = \frac{1}{2} \epsilon_1 \{(1 - \nu) + (1 + \nu) \cos 2\theta\}$$



● Method of Compensating Leadwire Extension Effect

If the leadwire or cable is extended with the 1-gage or 2-gage system, additional resistance is initiated in series to the strain gage, thereby decreasing the apparent gage factor. For example, if a 10m long leadwire with $0.3mm^2$ conductors is used, the gage factor decreases by 1%. In the case of the 4-gage system (transducer), the extension decreases the bridge voltage too. In these cases, the real strain ϵ can be obtained through the following equation (Supposing the gage factor K_s is 2.00):

$$\epsilon = \left(1 + \frac{r_l}{R_g}\right) \times \epsilon_i$$

where, ϵ_i : Measured strain

R_g : Resistance of strain gage

r_l : Total resistance of leadwire (For reciprocating resistance, see the table on the next page.)

One-way resistance in the case of 3-wire system

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นิยมนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่วารณี่ใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Reciprocating Resistance of Leadwire

Cross-Section (mm ²)	Number/Diameter of Strands	Reciprocating Resistance per 10m (Ω)	Remarks
0.08	7/0.12	4.4	L-6, 7
0.11	10/0.12	3.2	L-9, 10
0.3	12/0.18	1.17	L-2
0.5	20/0.18	0.7	L-5

Method of Compensating Nonlinearity of 1-gage System

Nonlinearity beyond the specification in large strain measurement with the 1-gage system can be compensated through the following equation to obtain the real strain ϵ :

$$\epsilon = \frac{\epsilon_0}{1 - \epsilon_0} \times 10^{-6}$$

where, ϵ_0 : Measured strain

Method of Obtaining Magnitude and Direction of Principal Stress (Rosette Analysis)

Usually, if the direction of the principal stress is unknown in stress measurement of structures, a triaxial rosette gage is used and multiple physical quantities are obtained by putting measured strain values in the following equations. (These equations apply to right-angled triaxial rosette gages.)

Precautions in Analysis

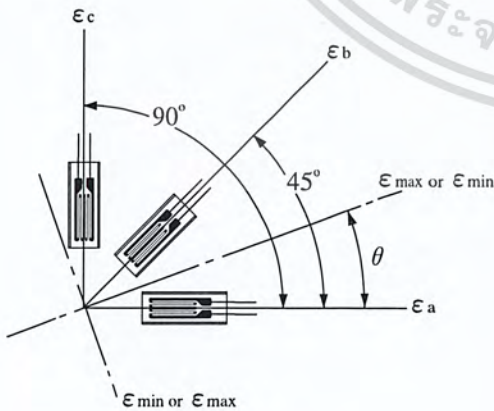
(1) Regard $\epsilon_a \rightarrow \epsilon_b \rightarrow \epsilon_c$ as the forward direction.

(2) Angle θ is:

Angle of the maximum strain to the ϵ_a axis when $\epsilon_a > \epsilon_c$;

Angle of the minimum strain to the ϵ_a axis when $\epsilon_a < \epsilon_c$.

Comparison between ϵ_a and ϵ_c in magnitude includes plus and minus signs.



$$\text{Max. principal strain } \epsilon_{\max} = \frac{1}{2} [\epsilon_a + \epsilon_c + \sqrt{2\{(\epsilon_a - \epsilon_b)^2 + (\epsilon_b - \epsilon_c)^2\}}]$$

$$\text{Min. principal strain } \epsilon_{\min} = \frac{1}{2} [\epsilon_a + \epsilon_c - \sqrt{2\{(\epsilon_a - \epsilon_b)^2 + (\epsilon_b - \epsilon_c)^2\}}]$$

$$\text{Direction of principal strain (from } \epsilon_a \text{ axis)} \theta = \frac{1}{2} \tan^{-1} \left[\frac{2\epsilon_b - \epsilon_a - \epsilon_c}{\epsilon_a - \epsilon_c} \right]$$

$$\text{Max. shearing strain } \gamma_{\max} = \sqrt{2\{(\epsilon_a - \epsilon_b)^2 + (\epsilon_b - \epsilon_c)^2\}}$$

$$\text{Max. principal stress } \sigma_{\max} = \frac{E}{2(1 - \nu^2)} \left[(1 + \nu)(\epsilon_a + \epsilon_c) + (1 - \nu) \times \sqrt{2\{(\epsilon_a - \epsilon_b)^2 + (\epsilon_b - \epsilon_c)^2\}} \right]$$

$$\text{Min. principal stress } \sigma_{\min} = \frac{E}{2(1 - \nu^2)} \left[(1 + \nu)(\epsilon_a + \epsilon_c) - (1 - \nu) \times \sqrt{2\{(\epsilon_a - \epsilon_b)^2 + (\epsilon_b - \epsilon_c)^2\}} \right]$$

$$\text{Max. shearing stress } \tau_{\max} = \frac{E}{2(1 + \nu)} \times \sqrt{2\{(\epsilon_a - \epsilon_b)^2 + (\epsilon_b - \epsilon_c)^2\}}$$

ν : Poisson's ratio

E : Young's modulus

(Refer to "Mechanical Properties of Industrial Materials" (page 6).)

Generating Calibration Value based on Tip Parallel Resistance Method

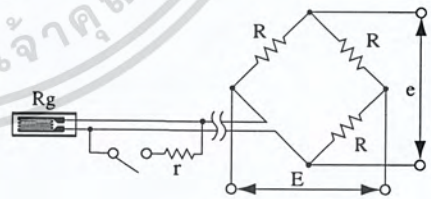
When extending the leadwire by several hundred meters or to obtain an accurate calibration value, use the tip parallel resistance method. The parallel resistance r can be obtained through the following equation:

$$r = \frac{R_g}{K_s \cdot \epsilon}$$

where, R_g : Resistance of strain gage

K_s : Gage factor of strain gage

ϵ : Calibration strain value



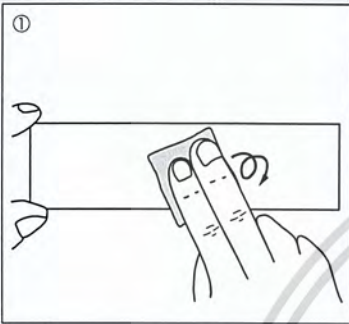
Examples of Calibration Strain Value and Resistance ($R_g = 120 \Omega$, $K_s = 2.00$)

Calibration Strain Value	Resistance, r (approx.)
100 $\mu\epsilon$	600 k Ω
200 $\mu\epsilon$	300 k Ω
500 $\mu\epsilon$	120 k Ω
1000 $\mu\epsilon$	60 k Ω
2000 $\mu\epsilon$	30 k Ω

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

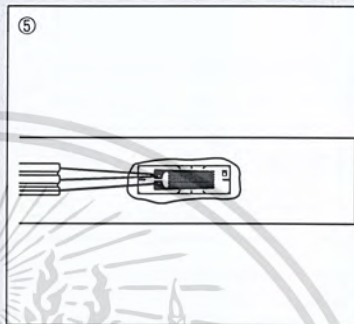
Typical Strain Gage Bonding Method and Dampproofing Treatment

The strain gage bonding method differs depending on the type of adhesive applied. The description below applies to a case where the leadwire-equipped KFG gage is bonded to a mild steel test piece with a representative cyanoacrylate adhesive, CC-33A. The dampproofing treatment is in the case of using an butyl rubber coating agent, AK-22.

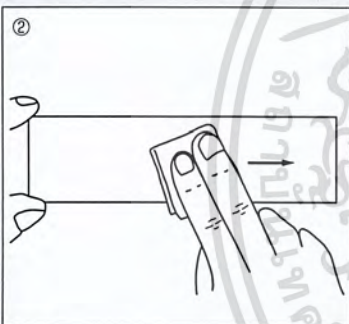


① Like drawing a circle with sandpaper (#300 or so), polish the strain gage bonding site in a considerably wider area than the strain gage size.

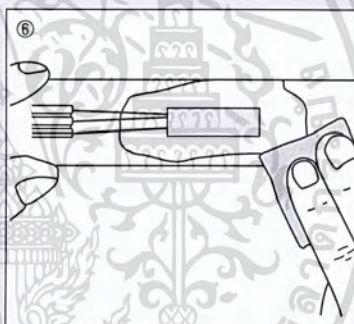
(If the measuring object is a practical structure, wipe off paint, rust and plating with a grinder or sand blast. Then, polish with sandpaper.)



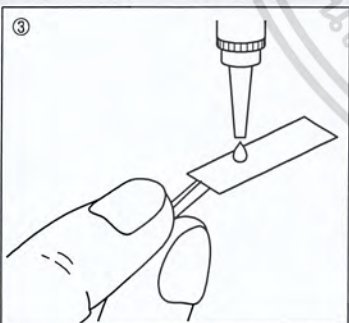
⑤ When the adhesive is cured, remove the polyethylene sheet and check the bonding condition. Ideally, the adhesive is slightly forced out from around the strain gage.



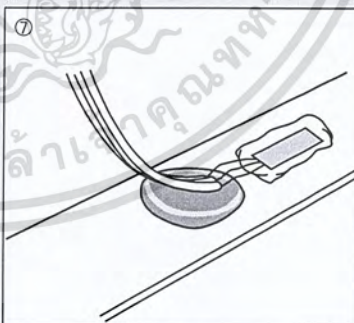
② Using an absorbent cotton, gauze or SILBON paper dipped in a highly volatile solvent such as acetone which dissolves oils and fats, strongly wipe the bonding site in a single direction to remove oils and fats. Reciprocated wiping does not clean the surface. After cleaning, mark the strain gage bonding position.



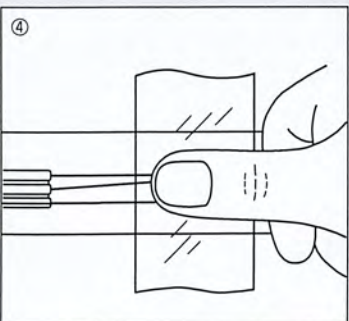
⑥ If the adhesive is widely forced out from around the gage base, remove the protruding adhesive with a cutter or sandpaper. Place gage leads in a slightly slackened condition.



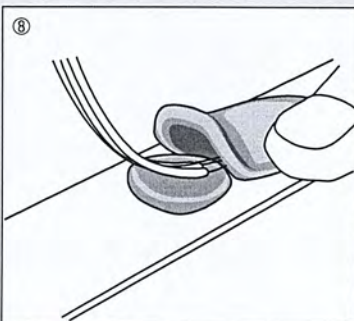
③ Make sure of the front (metal foil part) and the back of the strain gage. Apply a drop of adhesive to the back and immediately put the strain gage on the bonding site. (Do not spread the adhesive over the back. If so, curing is adversely accelerated.)



⑦ Put up the leadwire from before the part where the adhesive is applied. Place a block of the coating agent below the leadwire with gage leads slightly slackened.



④ Cover the strain gage with the accessory polyethylene sheet and strongly press the strain gage over the sheet with a thumb for approximately 1 minute (do not detach midway). Quickly perform steps 3 and 4. Otherwise, the adhesive is cured. Once the strain gage is put on the bonding site, do not put it up to adjust the position.



⑧ Completely cover the strain gage, protruding adhesive and part of the leadwire with another block of the coating agent. Do not tear the block to pieces but slightly flatten it with a finger to closely contact it with the strain gage and part of the leadwire. Completely hide protrusions including gage leads behind the coating agent.

"Strain Gage Bonding Manual" is available from KYOWA at a price of ¥1,200 per copy. If required, contact your KYOWA sales representative.

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

How to Form Strain-gage Bridges

No.	Name	Application Sample	Circuit	Output	Remarks	Bridge Box DB-120A/350A
1	1-active-gage 2-wire system Number of gages: 1	 Uniaxial stress (uniform tension/compression)		$\epsilon_o = \frac{E}{4} K_s \cdot \epsilon_o$ Ks: Gage factor ϵ_o : Strain E: Bridge voltage ϵ_o : Output voltage Rg: Gage resistance R: Fixed resistance	Suitable for use under environment of less ambient temperature changes; no temperature compensation. x1 output	
2	1-active-gage 3-wire system Number of gages: 1	 Uniaxial stress (uniform tension/compression)		$\epsilon_o = \frac{E}{4} K_s \cdot \epsilon_o$	No temperature compensation; thermal effect of leadwires cancelled. x1 output	
3	Dual 1-active-gage 2-wire system in series (to cancel bending strain) Number of gages: 2	 Bending Uniaxial stress (uniform tension/compression)		$\epsilon_o = \frac{E}{4} K_s \cdot \epsilon_o$ Rg1..... Strain: ϵ_1 Rg2..... Strain: ϵ_2 $\epsilon_o = \frac{\epsilon_1 + \epsilon_2}{2}$ R: Fixed resistance $R = R_{g1} + R_{g2}$	No temperature compensation; bending strain cancelled. x1 output	
4	Dual 1-active-gage 3-wire system in series (to cancel bending strain) Number of gages: 2	 Bending Uniaxial stress (uniform tension/compression)		$\epsilon_o = \frac{E}{4} K_s \cdot \epsilon_o$ Rg1..... Strain: ϵ_1 Rg2..... Strain: ϵ_2 $\epsilon_o = \frac{\epsilon_1 + \epsilon_2}{2}$ R: Fixed resistance $R = R_{g1} + R_{g2}$	No temperature compensation; bending strain cancelled; thermal effect of leadwires cancelled. x1 output	
5	Active-dummy 2-gage system Number of gages: 2	 Active gage Uniaxial stress (uniform tension/compression) Dummy gage		$\epsilon_o = \frac{E}{4} K_s \cdot \epsilon_o$ Ks: Gage factor ϵ_o : Strain E: Bridge voltage ϵ_o : Output voltage Rg1: Strain: ϵ_o R: Fixed resistance Rg2..... Strain: 0	Temperature compensation; thermal effect of leadwires cancelled. x1 output	
6	Orthogonal 2-active-gage system Number of gages: 2	 Uniaxial stress (uniform tension/compression)		$\epsilon_o = \frac{(1+\nu)E}{4} K_s \cdot \epsilon_o$ ν : Poisson's ratio Rg1, Rg2: Gage resistance Rg1..... Strain: ϵ_o Rg2..... Strain: $-\nu\epsilon_o$ R: Fixed resistance	Temperature compensation; thermal effect of leadwires cancelled. x(1+ ν) output	
7	2-active-gage system (for bending strain measurement) Number of gages: 2	 Bending stress		$\epsilon_o = \frac{E}{2} K_s \cdot \epsilon_o$ Rg1..... Strain: ϵ_o Rg2..... Strain: $-\epsilon_o$ R: Fixed resistance	Temperature compensation; thermal effect of leadwires cancelled; compressive/tensile strain cancelled. x2 output	
8	Opposite side 2-active-gage 2-wire system Number of gages: 2	 Uniaxial stress (uniform tension/compression)		$\epsilon_o = \frac{E}{2} K_s \cdot \epsilon_o$ Rg1..... Strain: ϵ_o Rg2..... Strain: ϵ_o R: Fixed resistance	No temperature compensation; bending strain cancelled by bonding to the front and rear. x2 output	

No.	Name	Application Sample	Circuit	Output	Remarks	Bridge Box DB-120A/350A
9	Opposite side 2-active-gage 3-wire system Number of gages: 2	 Uniaxial stress (uniform tension/compression)		$e_o = \frac{E}{2} K_s \cdot \epsilon_o$ R_{g1}, \dots Strain: ϵ_o R_{g2}, \dots Strain: ϵ_o R : Fixed resistance	No temperature compensation; thermal effect of leadwires cancelled; bending strain cancelled by bonding to the front and rear. x2 output	
10	4-active-gage system (for bending strain measurement) Number of gages: 4	 Bending stress		$e_o = K_s \cdot \epsilon_o \cdot E$ R_{g1}, R_{g3}, \dots Bending strain: ϵ_o R_{g2}, R_{g4}, \dots Bending strain: $-\epsilon_o$	Temperature compensation; thermal effect of leadwires cancelled; compressive/tensile strain cancelled. x4 output	
11	Orthogonal 4-active-gage system Number of gages: 4	 Bending stress		$e_o = \frac{(1 + \nu)E}{2} K_s \cdot \epsilon_o$ ν : Poisson's ratio R_{g1}, R_{g3}, \dots Strain: ϵ_o R_{g2}, R_{g4}, \dots Strain: $-\nu \epsilon_o$	Temperature compensation; thermal effect of leadwires cancelled. x2(1+ ν) output	
12	Active-dummy 4-gage system Number of gages: 4	 Uniaxial stress (uniform tension/compression) Dummy gages		$e_o = \frac{E}{2} K_s \cdot \epsilon_o$ R_{g1}, R_{g3}, \dots Strain: ϵ_o R_{g2}, R_{g4}, \dots Strain: 0	Temperature compensation; thermal effect of leadwires cancelled; bending strain cancelled by bonding to the front and rear. x2 output	
13	2-active-gage system (for bending strain measurement) Number of gages: 2	 Bending strain		$e_o = \frac{E}{2} K_s \cdot \epsilon_o$ R_{g1}, \dots Bending strain: ϵ_o R_{g2}, \dots Bending strain: $-\epsilon_o$ R : Fixed resistance	Temperature compensation; thermal effect of leadwires cancelled. x2 output	
14	4-active-gage system (for bending strain measurement) Number of gages: 4	 Bending strain		$e_o = K_s \cdot \epsilon_o \cdot E$ R_{g1}, R_{g3}, \dots Bending strain: ϵ_o R_{g2}, R_{g4}, \dots Bending strain: $-\epsilon_o$	Temperature compensation; thermal effect of leadwires cancelled. x4 output	
15	4-active-1-gage system (for mean strain measurement) Number of gages: 4	 Mean strain		$e_o = \frac{E}{2} K_s \cdot \epsilon_o$ $\epsilon_o = \frac{\epsilon_1 + \epsilon_2 + \epsilon_3 + \epsilon_4}{4}$ R : Fixed resistance $R_g = R$ $R = R_{g1} = R_{g2} = R_{g3} = R_{g4}$	No temperature compensation; mean strain. x1 output	

●Relation between strain and voltage

The output of a strain-gage bridge is expressed as a strain quantity ($\mu\epsilon$) or an output voltage (mV/V or $\mu V/V$) against the bridge voltage. The strain quantity and the output voltage have the following relation:

$$e_o = \frac{E}{4} K_s \cdot \epsilon_o$$

If the bridge voltage $E = 1V$ and the gage factor $K_s = 2.00$,

$$2e_o = \epsilon_o$$

Thus, a strain output is always 2 times larger than a bridge output voltage.

$$e.g. 3000\mu\epsilon \rightarrow 1500\mu V/V = 1.5mV/V$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการศึกษาเท่านั้น ไม่ควรนำออกจากรั้วมหาวิทยาลัย หรือใช้เพื่อการค้าโดยไม่ได้รับอนุญาต

HA17741/PS

General-Purpose Operational Amplifier
(Frequency Compensated)

HITACHI

Description

The HA17741/PS is an internal phase compensation high-performance operational amplifier, that is appropriate for use in a wide range of applications in the test and control fields.

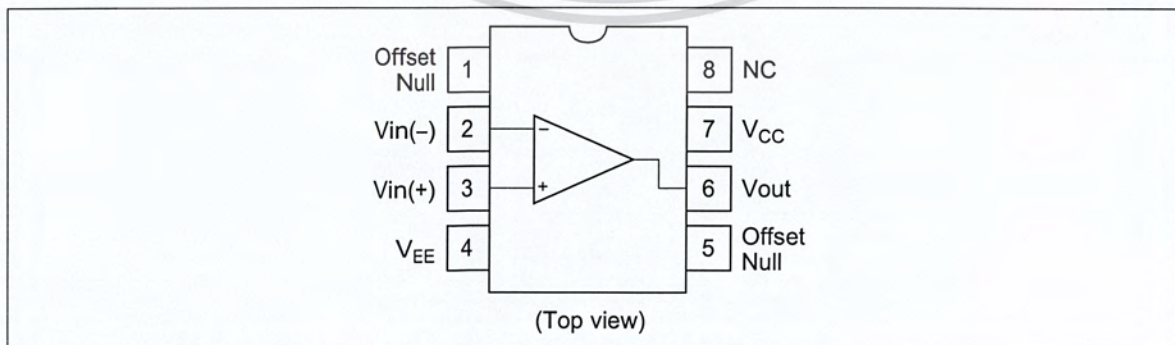
Features

- High voltage gain : 106 dB (Typ)
- Wide output amplitude : ± 13 V (Typ) (at $R_L \geq 2$ k Ω)
- Shorted output protection
- Adjustable offset voltage
- Internal phase compensation

Ordering Information

Application	Type No.	Package
Industrial use	HA17741PS	DP-8
Commercial use	HA17741	

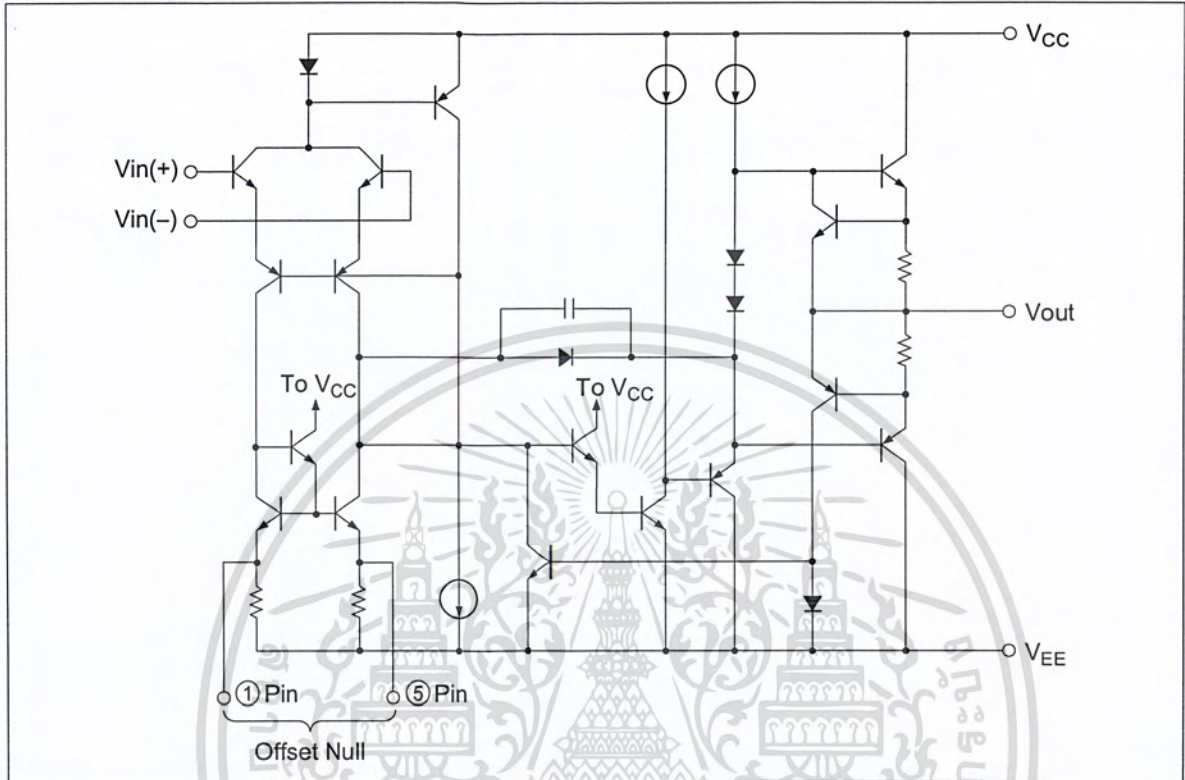
Pin Arrangement



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

HA17741/PS

Circuit Structure



Absolute Maximum Ratings (Ta = 25°C)

Item	Symbol	Ratings		Unit
		HA17741PS	HA17741	
Power-supply voltage	V _{CC}	+18	+18	V
	V _{EE}	-18	-18	V
Input voltage	V _{in}	±15	±15	V
Differential input voltage	V _{in(diff)}	±30	±30	V
Allowable power dissipation	P _T	670 *	670 *	mW
Operating temperature	T _{opr}	-20 to +75	-20 to +75	°C
Storage temperature	T _{stg}	-55 to +125	-55 to +125	°C

Note: These are the allowable values up to Ta = 45°C. Derate by 8.3 mW/°C above that temperature.

HITACHI

Electrical Characteristics

Electrical Characteristics-1 ($V_{CC} = -V_{EE} = 15\text{ V}$, $T_a = 25^\circ\text{C}$)

Item	Symbol	Min	Typ	Max	Unit	Test Condition
Input offset voltage	V_{IO}	—	1.0	6.0	mV	$R_S \leq 10\text{ k}\Omega$
Input offset current	I_{IO}	—	18	200	nA	
Input bias current	I_{IB}	—	75	500	nA	
Power-supply rejection ratio	$\Delta V_{IO}/\Delta V_{CC}$	—	30	150	$\mu\text{V/V}$	$R_S \leq 10\text{ k}\Omega$
Common-mode rejection ratio	$\Delta V_{IO}/\Delta V_{EE}$	—	30	150	$\mu\text{V/V}$	$R_S \leq 10\text{ k}\Omega$
Voltage gain	A_{VD}	86	106	—	dB	$R_L \geq 2\text{ k}\Omega$, $V_{out} = \pm 10\text{ V}$
Common-mode rejection ratio	CMR	70	90	—	dB	$R_S \leq 10\text{ k}\Omega$
Common-mode input voltage range	V_{CM}	± 12	± 13	—	V	$R_S \leq 10\text{ k}\Omega$
Maximum output voltage amplitude	V_{OP-P}	± 12	± 14	—	V	$R_L \geq 10\text{ k}\Omega$
		± 10	± 13	—	V	$R_L \geq 2\text{ k}\Omega$
Power dissipation	P_d	—	65	100	mW	No load
Slew rate	SR	—	1.0	—	V/ μs	$R_L \geq 2\text{ k}\Omega$
Rise time	t_r	—	0.3	—	μs	$V_{in} = 20\text{ mV}$, $R_L = 2\text{ k}\Omega$
Overshoot	V_{over}	—	5.0	—	%	$C_L = 100\text{ pF}$
Input resistance	R_{in}	0.3	1.0	—	M Ω	

Electrical Characteristics-2 ($V_{CC} = -V_{EE} = 15\text{ V}$, $T_a = -20\text{ to }+75^\circ\text{C}$)

Item	Symbol	Min	Typ	Max	Unit	Test Condition
Input offset voltage	V_{IO}	—	—	9.0	mV	$R_S \leq 10\text{ k}\Omega$
Input offset current	I_{IO}	—	—	400	nA	
Input bias current	I_{IB}	—	—	1,100	nA	
Voltage gain	A_{VD}	80	—	—	dB	$R_L \geq 2\text{ k}\Omega$, $V_{out} = \pm 10\text{ V}$
Maximum output voltage amplitude	V_{OP-P}	± 10	—	—	V	$R_L \geq 2\text{ k}\Omega$

HITACHI

IC Operational Amplifier Application Examples

Multivibrator

A multivibrator is a square wave generator that uses an RC circuit charge/discharge operation to generate the waveform. Multivibrators are widely used as the square wave source in such applications as power supplies and electronic switches.

Multivibrators are classified into three types, astable multivibrators, which have no stable states, monostable multivibrators, which have one stable state, and bistable multivibrators, which have two stable states.

1. Astable Multivibrator

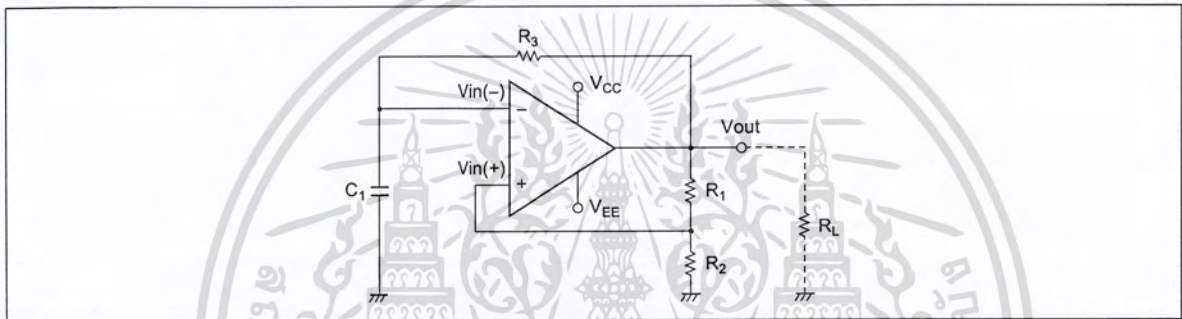


Figure 1 Astable Multivibrator Operating Circuit

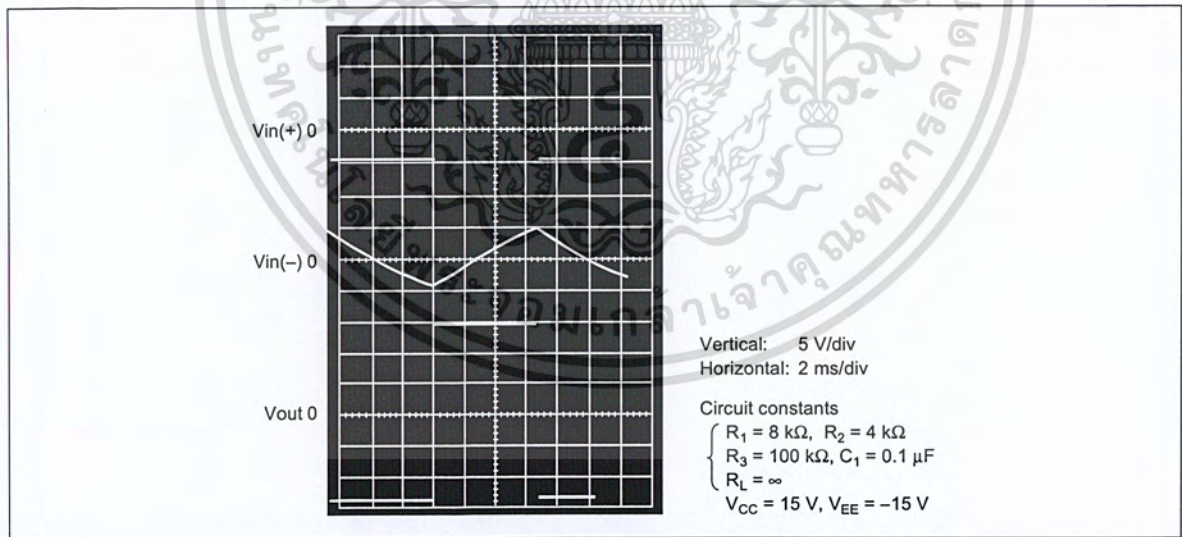


Figure 2 HA17741 Astable Multivibrator Operating Waveform

HITACHI

2. Monostable Multivibrator

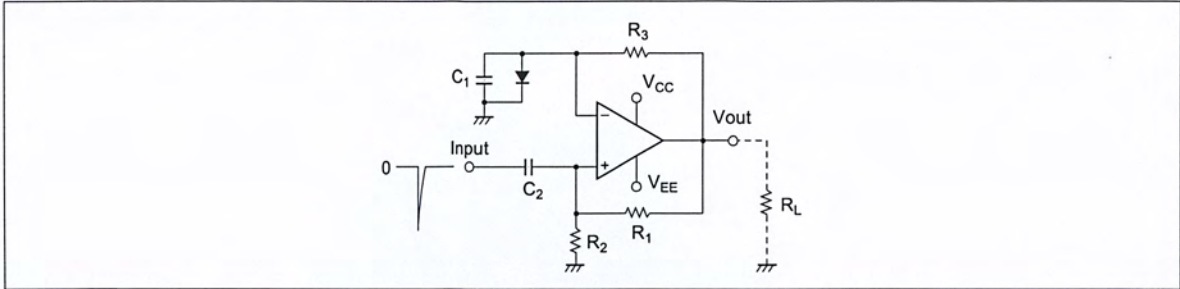


Figure 3 Monostable Multivibrator Operating Circuit

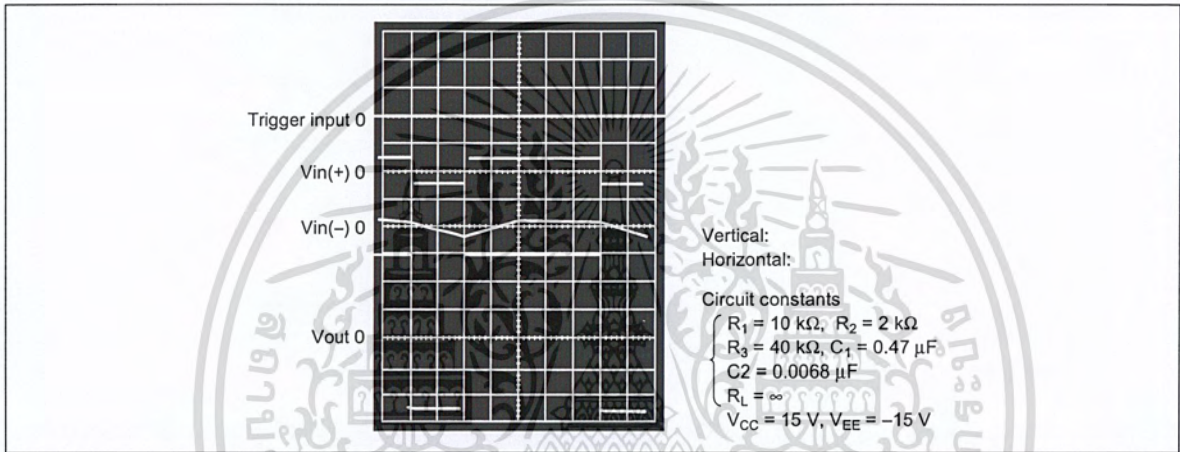


Figure 4 HA17741 Monostable Multivibrator Operating Waveform

3. Bistable Multivibrator

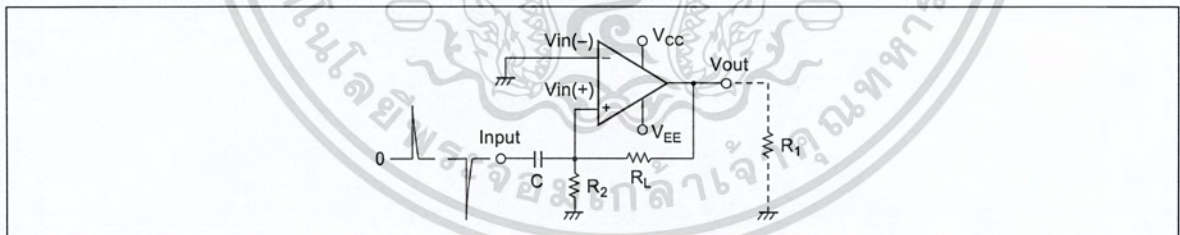


Figure 5 Bistable Multivibrator Operating Circuit

HITACHI

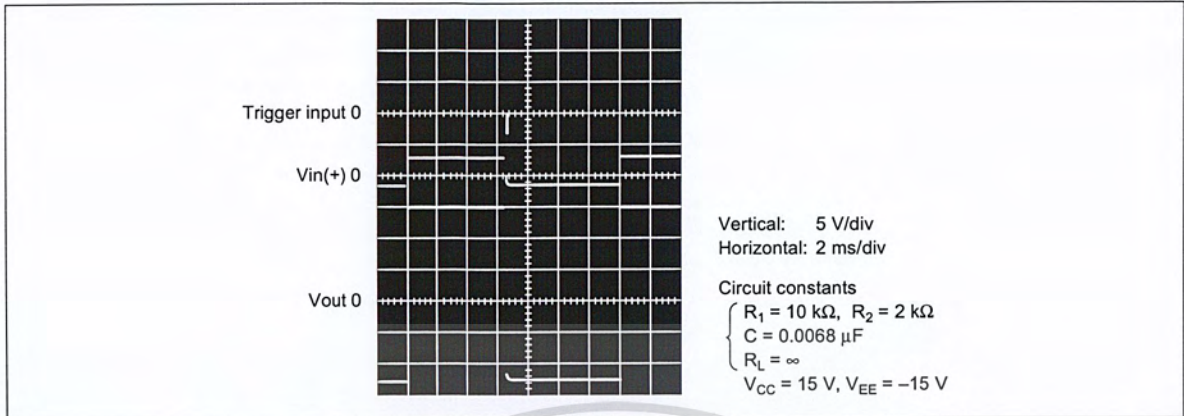


Figure 6 HA17741 Bistable Multivibrator Operating Waveform

Wien Bridge Sine Wave Oscillator

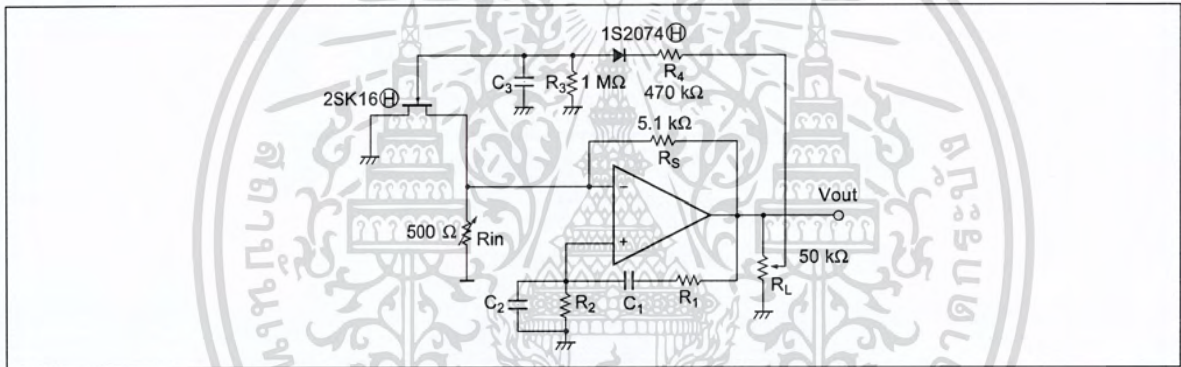


Figure 7 Wien Bridge Sine Wave Oscillator

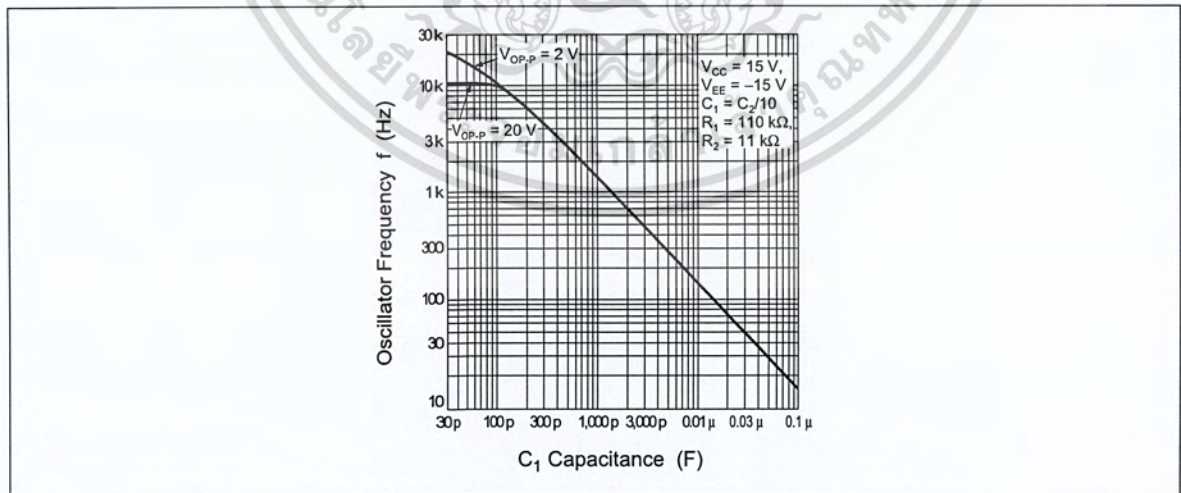


Figure 8 HA17741 Wien Bridge Sine Wave Oscillator f-C Characteristics

HITACHI

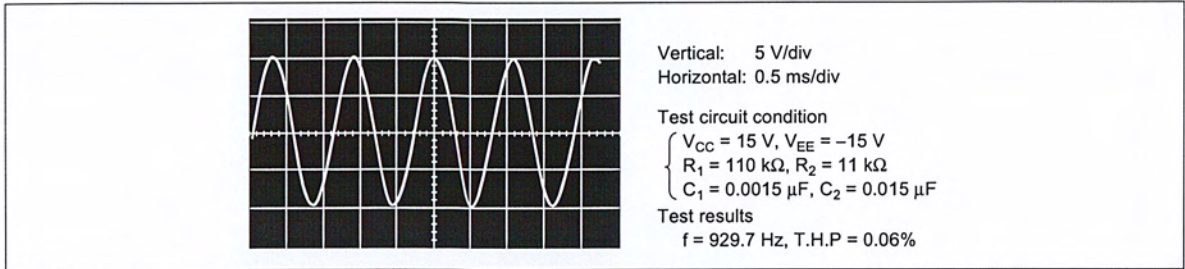


Figure 9 HA17741 Wien Bridge Sine Wave Oscillator Operating Waveform

Quadrature Oscillator

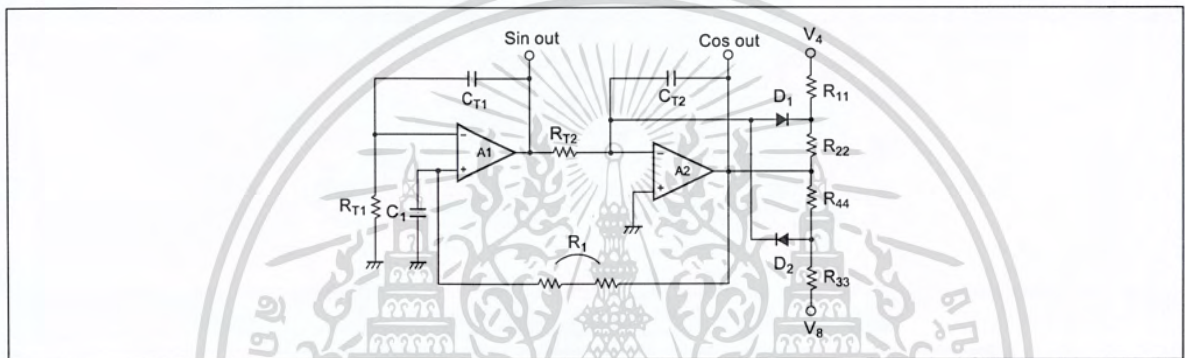


Figure 10 Quadrature Sine Wave Oscillator

Figure 10 shows the circuit diagram for a quadrature sine wave oscillator. This circuit consists of two integrators and a limiter circuit, and provides not only a sine wave output, but also a cosine output, that is, it also supplies the waveform delayed by 90°. The output amplitude is essentially determined by the limiter circuit.

HITACHI

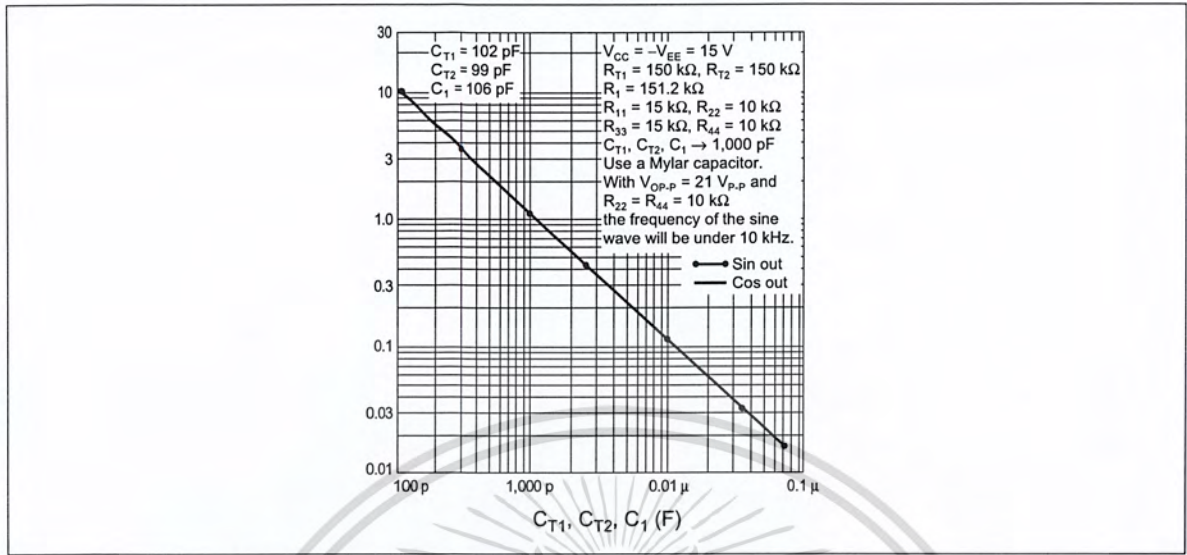


Figure 11 HA17741 Quadrature Sine Wave Oscillator

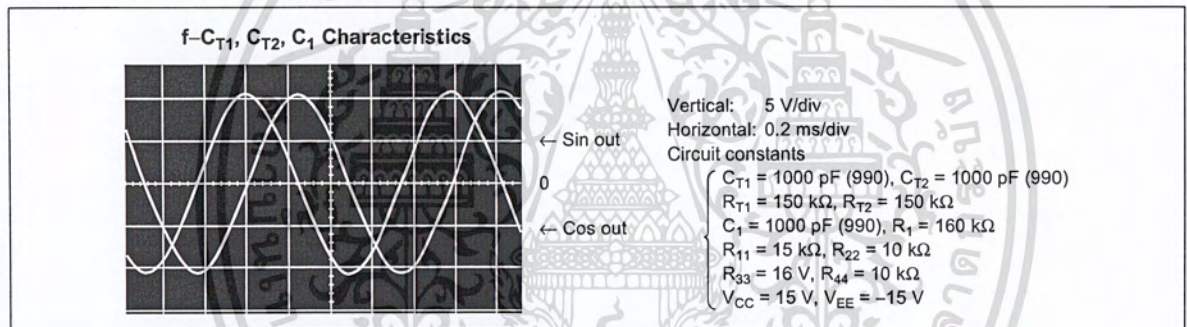


Figure 12 Sine and Cosine Output Waveforms

Triangular Wave Generator

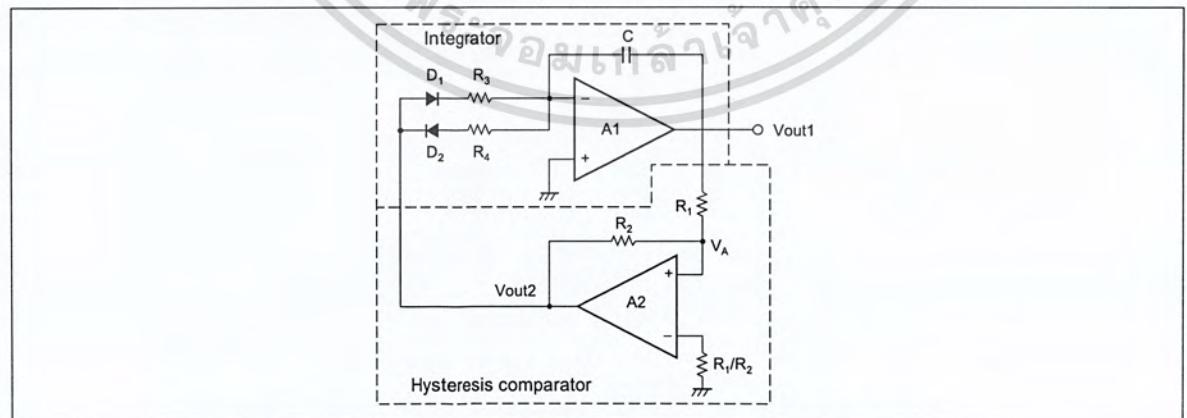


Figure 13 Triangular Wave Generator Operating Circuit

HITACHI

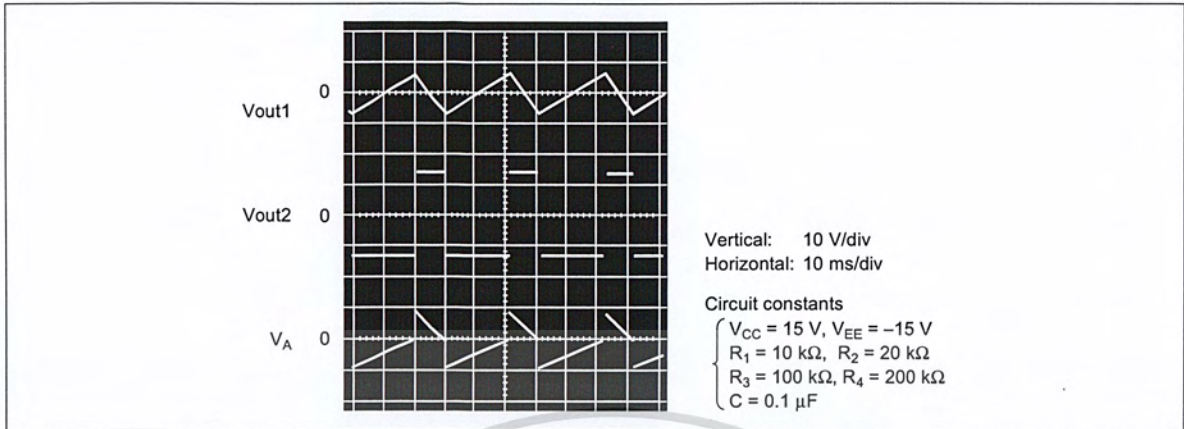


Figure 14 HA17741 Triangular Wave Generator Operating Waveform

Sawtooth Waveform Generator

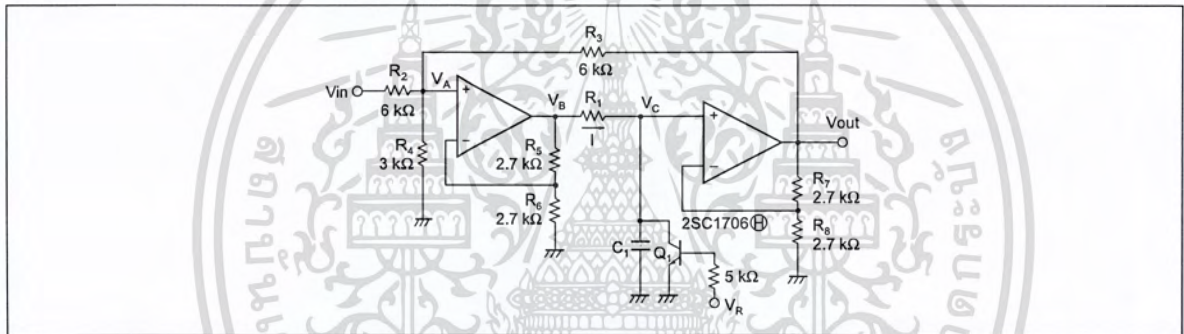


Figure 15 Sawtooth Waveform Generator

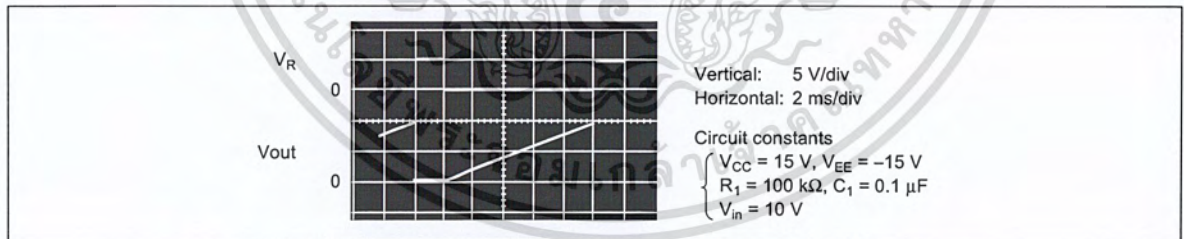
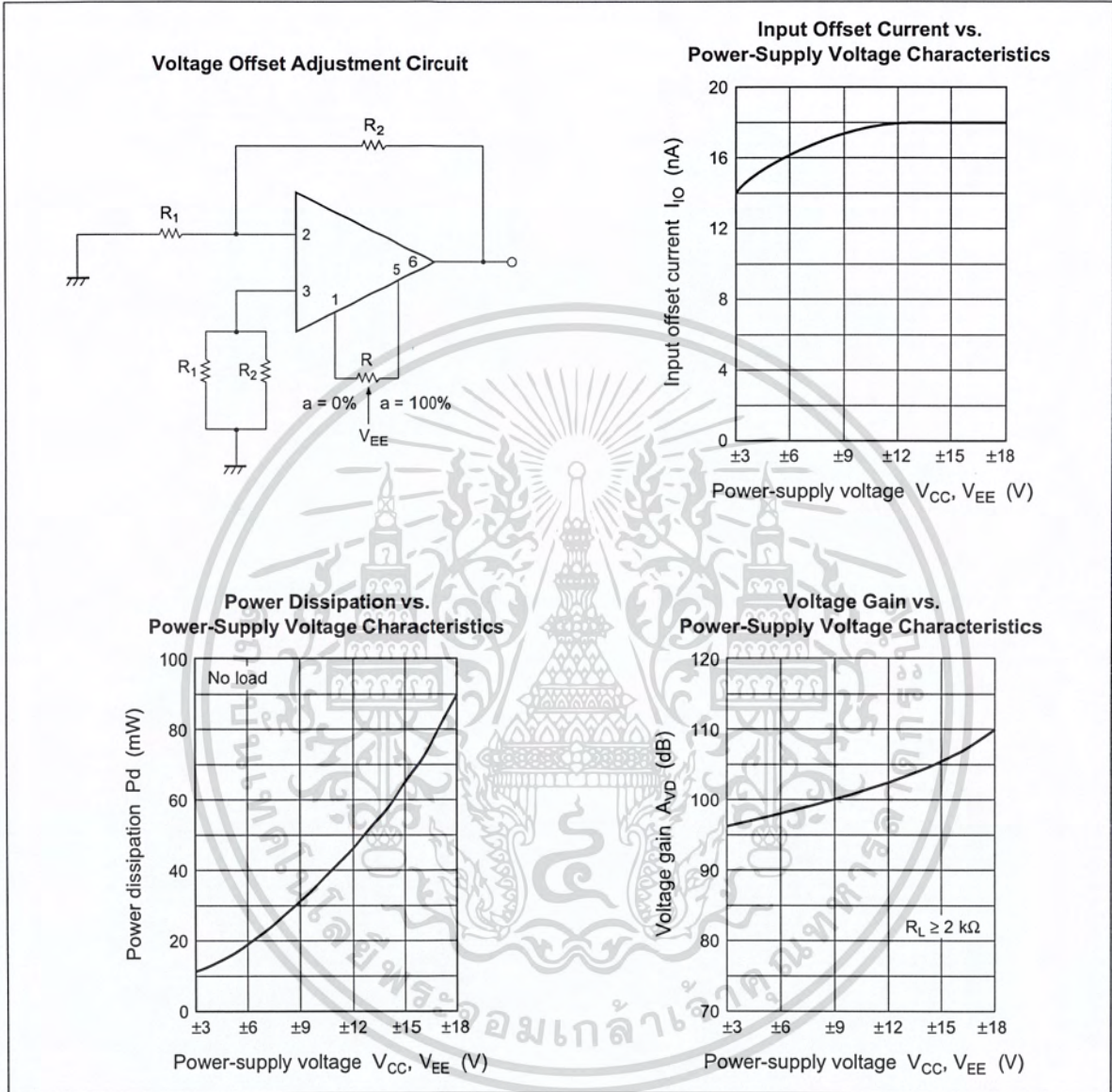


Figure 16 HA17741 Sawtooth Waveform Generator Operating Waveform

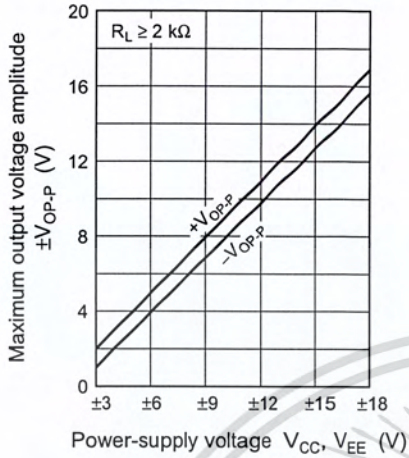
HITACHI

Characteristic Curves

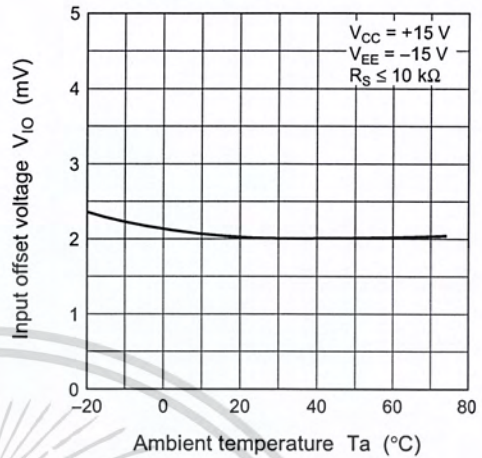


HITACHI

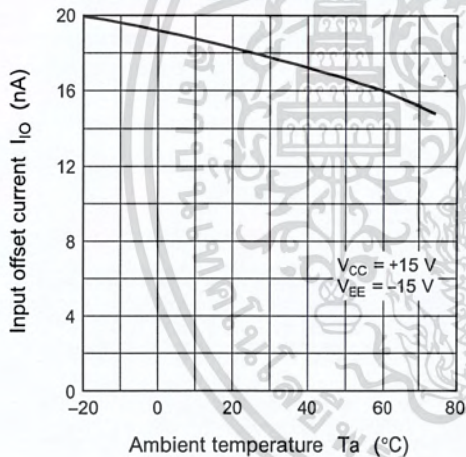
Maximum Output Voltage Amplitude vs. Power-Supply Voltage Characteristics



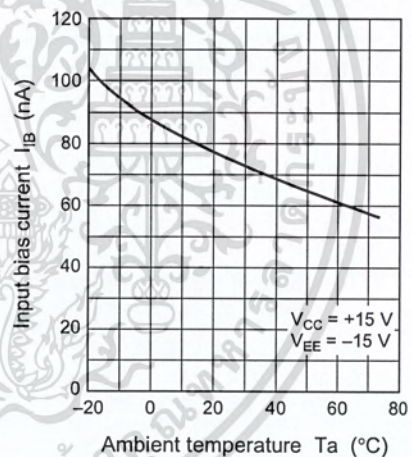
Input Offset Voltage vs. Ambient Temperature Characteristics



Input Offset Current vs. Ambient Temperature Characteristics

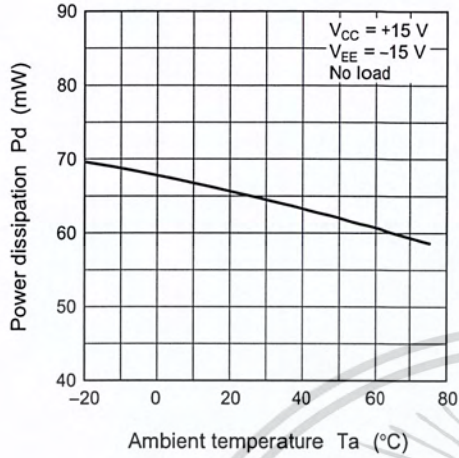


Input Bias Current vs. Ambient Temperature Characteristics

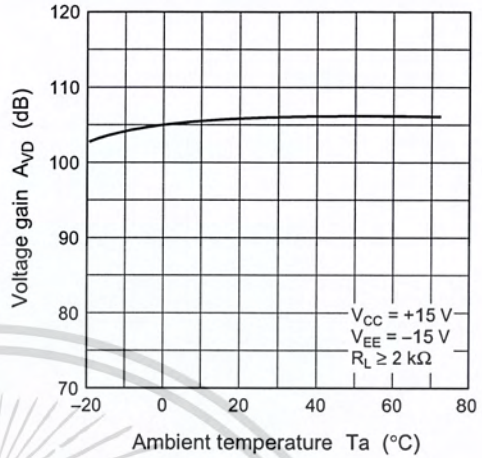


HITACHI

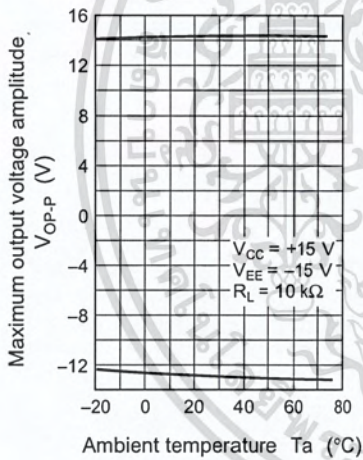
Power Dissipation vs. Ambient Temperature Characteristics



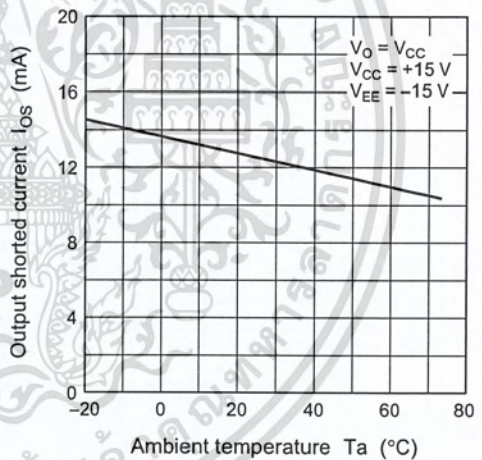
Voltage Gain vs. Ambient Temperature Characteristics



Maximum Output Voltage Amplitude vs. Ambient Temperature Characteristics

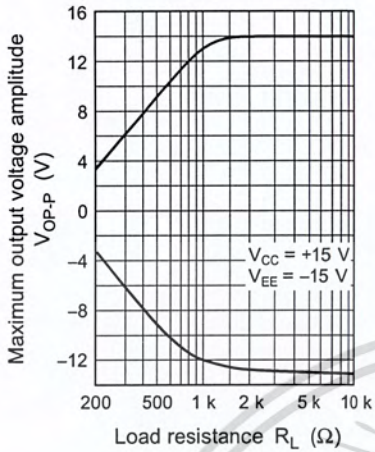


Output Shorted Current vs. Ambient Temperature Characteristics

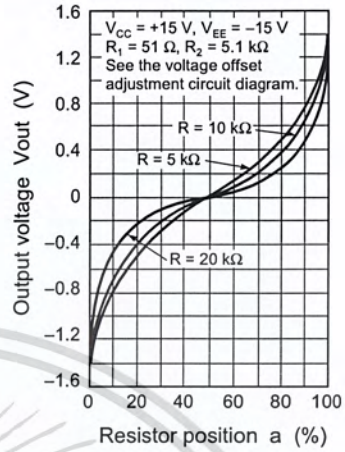


HITACHI

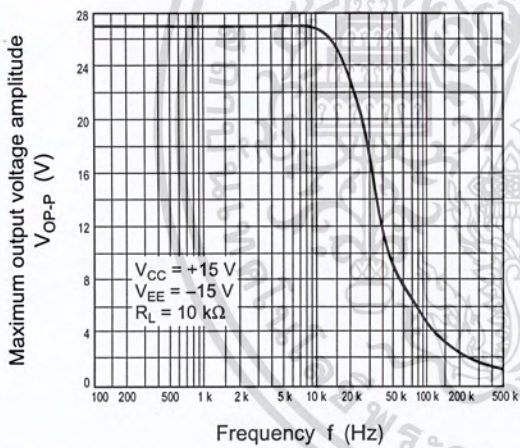
Maximum Output Voltage Amplitude vs. Load Resistance Characteristics



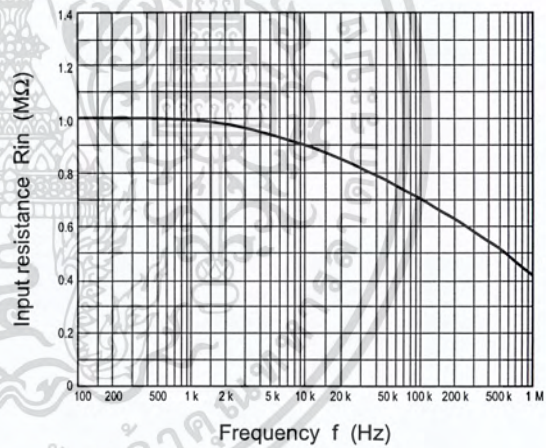
Offset Adjustment Characteristics



Maximum Output Voltage Amplitude vs. Frequency Characteristics

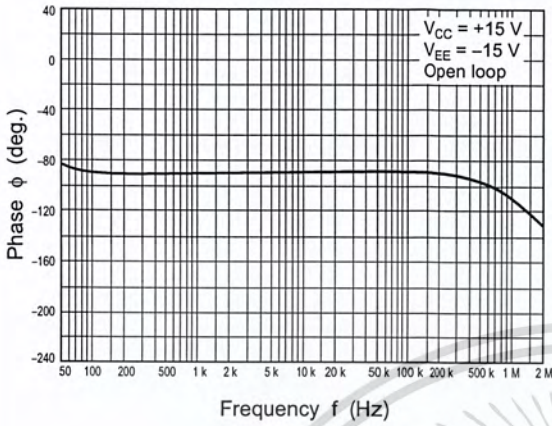


Input Resistance vs. Frequency Characteristics

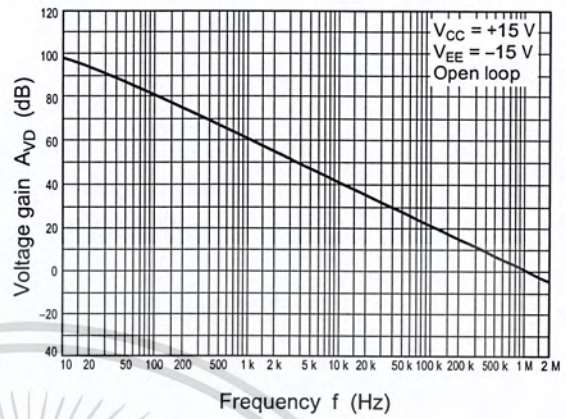


HITACHI

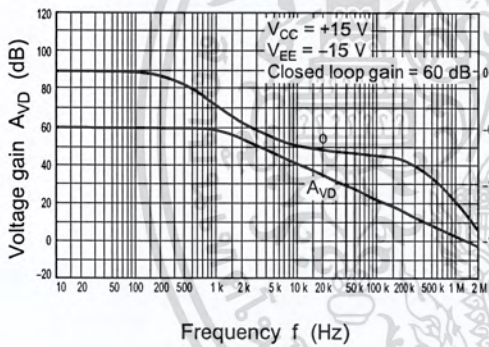
Phase vs. Frequency Characteristics



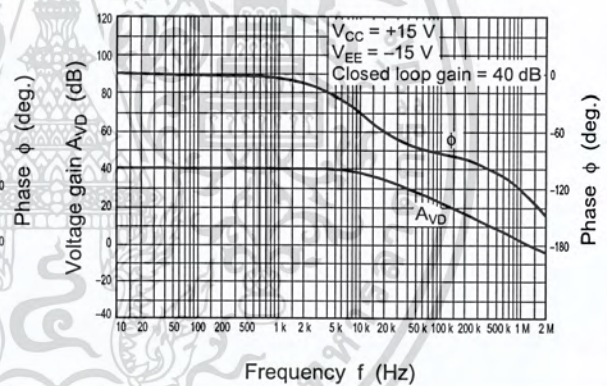
Voltage Gain vs Frequency Characteristics



Voltage Gain and Phase vs. Frequency Characteristics (1)

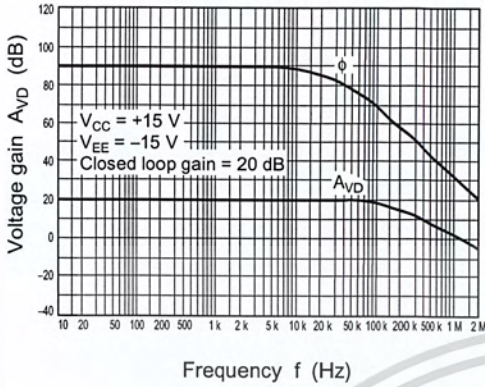


Voltage Gain and Phase vs. Frequency Characteristics (2)

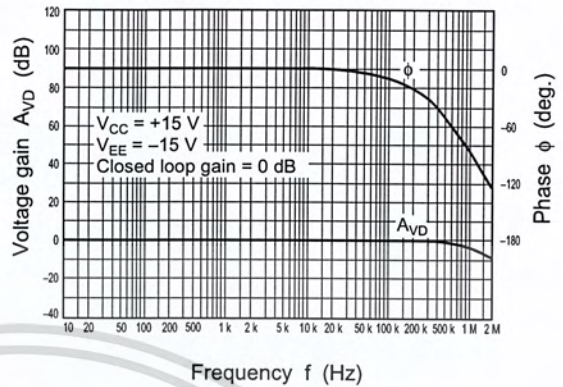


HITACHI

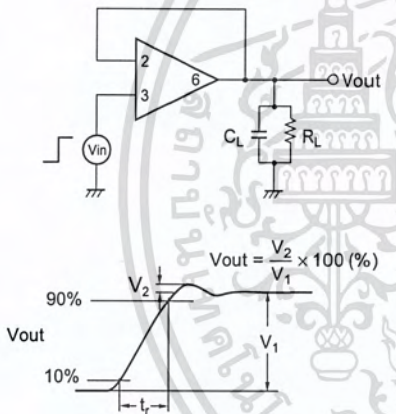
Voltage Gain and Phase vs. Frequency Characteristics (3)



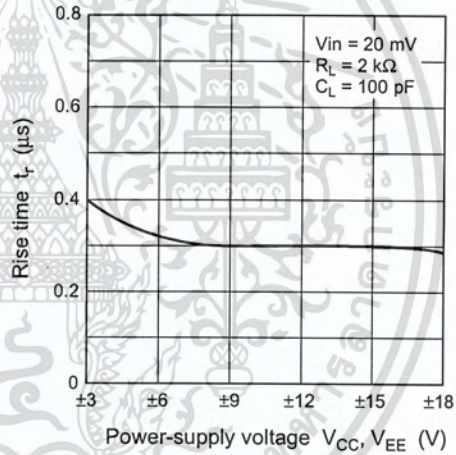
Voltage Gain and Phase vs. Frequency Characteristics (4)



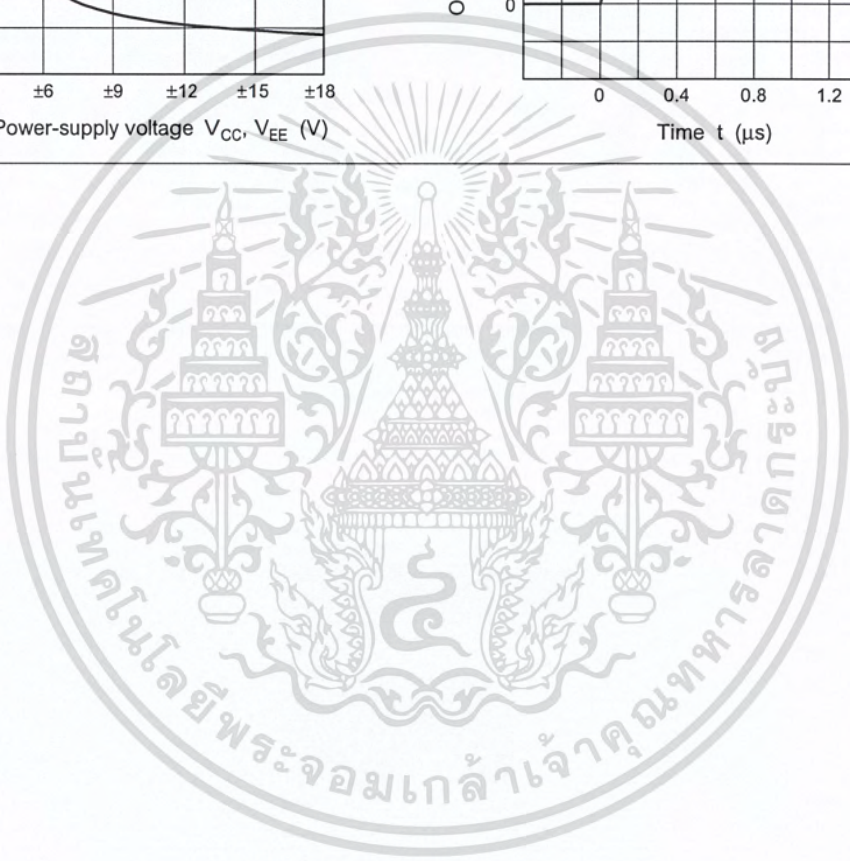
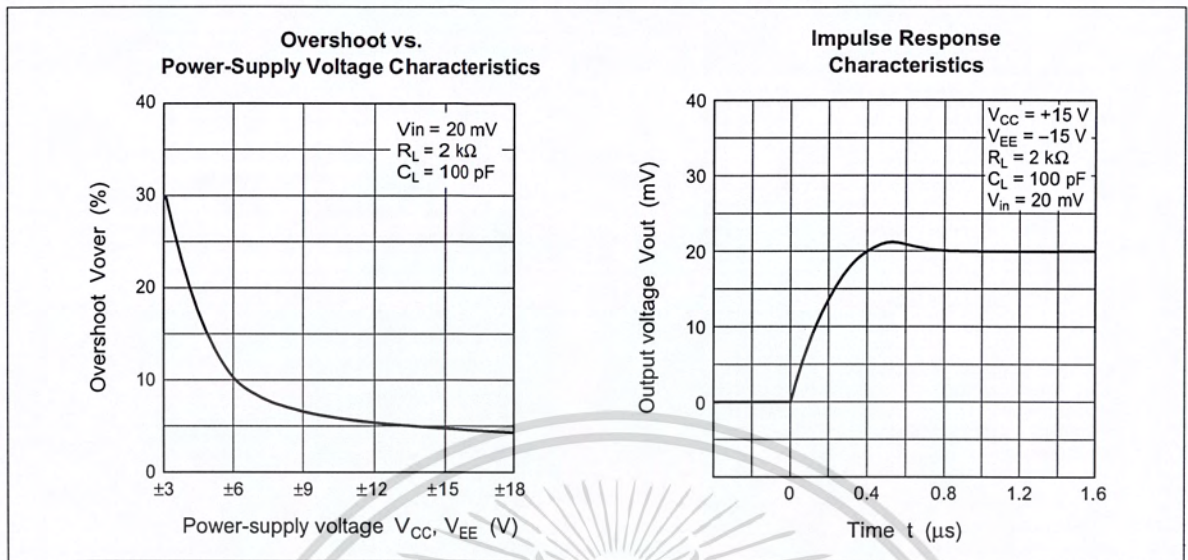
Impulse Response Characteristics Test Circuit



Rise time vs. Power-Supply Voltage Characteristics



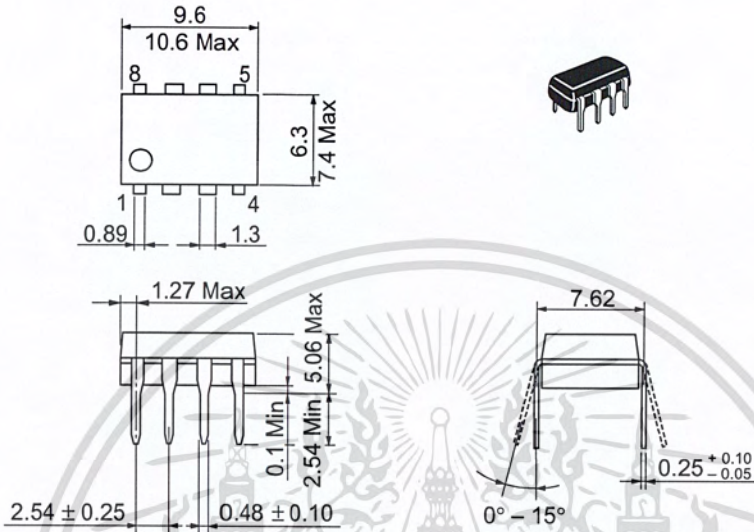
HITACHI



HITACHI

Package Dimensions

Unit: mm



Hitachi Code	DP-8
JEDEC	Conforms
EIAJ	Conforms
Mass (reference value)	0.54 g

HITACHI

Cautions

1. Hitachi neither warrants nor grants licenses of any rights of Hitachi's or any third party's patent, copyright, trademark, or other intellectual property rights for information contained in this document. Hitachi bears no responsibility for problems that may arise with third party's rights, including intellectual property rights, in connection with use of the information contained in this document.
2. Products and product specifications may be subject to change without notice. Confirm that you have received the latest product standards or specifications before final design, purchase or use.
3. Hitachi makes every attempt to ensure that its products are of high quality and reliability. However, contact Hitachi's sales office before using the product in an application that demands especially high quality and reliability or where its failure or malfunction may directly threaten human life or cause risk of bodily injury, such as aerospace, aeronautics, nuclear power, combustion control, transportation, traffic, safety equipment or medical equipment for life support.
4. Design your application so that the product is used within the ranges guaranteed by Hitachi particularly for maximum rating, operating supply voltage range, heat radiation characteristics, installation conditions and other characteristics. Hitachi bears no responsibility for failure or damage when used beyond the guaranteed ranges. Even within the guaranteed ranges, consider normally foreseeable failure rates or failure modes in semiconductor devices and employ systemic measures such as fail-safes, so that the equipment incorporating Hitachi product does not cause bodily injury, fire or other consequential damage due to operation of the Hitachi product.
5. This product is not designed to be radiation resistant.
6. No one is permitted to reproduce or duplicate, in any form, the whole or part of this document without written approval from Hitachi.
7. Contact Hitachi's sales office for any questions regarding this document or Hitachi semiconductor products.

HITACHI**Hitachi, Ltd.**

Semiconductor & Integrated Circuits.
Nippon Bldg., 2-6-2, Ohte-machi, Chiyoda-ku, Tokyo 100-0004, Japan
Tel: Tokyo (03) 3270-2111 Fax: (03) 3270-5109

URL NorthAmerica : <http://semiconductor.hitachi.com/>
 Europe : <http://www.hitachi-eu.com/hel/ecg>
 Asia (Singapore) : <http://www.has.hitachi.com.sg/grp3/sicd/index.htm>
 Asia (Taiwan) : http://www.hitachi.com.tw/E/Product/SICD_Frame.htm
 Asia (HongKong) : <http://www.hitachi.com.hk/eng/bo/grp3/index.htm>
 Japan : <http://www.hitachi.co.jp/Sicd/indx.htm>

For further information write to:

Hitachi Semiconductor
(America) Inc.
179 East Tasman Drive,
San Jose, CA 95134
Tel: <1> (408) 433-1990
Fax: <1> (408) 433-0223

Hitachi Europe GmbH
Electronic components Group
Dornacher Straße 3
D-85622 Feldkirchen, Munich
Germany
Tel: <49> (89) 9 9180-0
Fax: <49> (89) 9 29 30 00

Hitachi Europe Ltd.
Electronic Components Group.
Whitebrook Park
Lower Cookham Road
Maidenhead
Berkshire SL6 8YA, United Kingdom
Tel: <44> (1628) 585000
Fax: <44> (1628) 778322

Hitachi Asia Pte. Ltd.
16 Collyer Quay #20-00
Hitachi Tower
Singapore 049318
Tel: 535-2100
Fax: 535-1533

Hitachi Asia Ltd.
Taipei Branch Office
3F, Hung Kuo Building, No.167,
Tun-Hwa North Road, Taipei (105)
Tel: <886> (2) 2718-3666
Fax: <886> (2) 2718-8180

Hitachi Asia (Hong Kong) Ltd.
Group III (Electronic Components)
7/F., North Tower, World Finance Centre,
Harbour City, Canton Road, Tsim Sha Tsui,
Kowloon, Hong Kong
Tel: <852> (2) 735 9218
Fax: <852> (2) 730 0281
Telex: 40815 HITEC HX

Copyright ' Hitachi, Ltd., 1998. All rights reserved. Printed in Japan.

HITACHI