



การทัศนาการไหลของแผ่นแอร์ฟอยล์ในสองมิติ

Two - dimensional Flow Visualization of An Airfoil

โดย

นาย ชนัญชัย จำนงค์ภักดี
นาย ศาคร มากสวัสดิ์



ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต
ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ปีการศึกษา 2539

วัน เดือน ปี..... 29. ก.ย. 2541
เลขทะเบียน..... 038097
เลขเรียกหนังสือ..... T 39114 5139ก.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไป **038097** การค้า
ไม่ว่ากรณีใด ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปริญญานิพนธ์ ปีการศึกษา 2539

ภาควิชา วิศวกรรมเครื่องกล

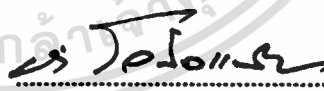
คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง การทัศนากาโรไหลของแผ่นแอร์ฟอยล์ในสองมิติ

Two - dimensional Flow Visualization of An Airfoil

ผู้ศึกษา นาย รัชชัย ชำนาญกิจ
นาย สากร มากสวัสดิ์




.....อาจารย์ที่ปรึกษา
(นาย มิ่ง โลกิจแสงทอง)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อ	1
ภาษาอังกฤษ	
ภาษาไทย	2
คำนำ	3
บทที่ 1 บทนำ	4
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา	4
1.2 วัตถุประสงค์ของโครงการ	4
1.3 ประโยชน์ที่ได้รับ	4
1.4 แผนการดำเนินงานในการทำโครงการ	5
บทที่ 2 ทฤษฎีการคำนวณหาลักษณะของการไหลของของไหลผ่านวัตถุจม	6
2.1 หลักการวิเคราะห์การไหล	6
2.2 การอนุรักษ์พลังงาน	8
2.3 คุณสมบัติทางเรขาคณิตของแอร์ฟอยล์	10
2.4 สมการ Laplace	13
2.5 การไหลแบบไม่มีการหมุน แบบอัดตัวไม่ได้ โดยมุมปะทะ เท่ากับ ศูนย์	14
2.6 การสังเกตทิศทางการไหลและเส้นสายธารของการไหล	16
บทที่ 3 การไหลของของไหลผ่านวัตถุจมที่เกิดขึ้นในความเป็นจริง	20
3.1 ชนิดของชั้นขอบเขต	20
3.2 การเปลี่ยนแปลงการไหลแบบราบเรียบ สู่ แบบปั่นป่วน	21
3.3 ระเบิด	22
3.4 การไหลจริงเมื่อของไหลไหลผ่านทรงกระบอก	22
3.5 การไหลของของไหลผ่านแอร์ฟอยล์	23
3.6 คุณสมบัติของชั้นขอบเขต	25
บทที่ 4 การเขียนโปรแกรมเพื่อใช้คำนวณ และผลการวิเคราะห์	26

บทที่ 5 การออกแบบและประกอบชุดการทัศนการไหลโดยใช้น้ำ	47
5.1 ส่วนประกอบทางไฟฟ้า	47
5.2 ส่วนประกอบทางเครื่องกล	48
5.3 ส่วนประกอบของชุดสี่ข้อม	51
5.4 ส่วนประกอบของระบบ	52
บทที่ 6 ผลการทดลอง	55
6.1 ภาพที่ได้จากการทดลองของการไหลผ่านแผ่นแอร์ฟอยล์	55
6.2 ภาพที่ได้จากการทดลองของการไหลผ่านแผ่นราบ	57
6.3 ภาพที่ได้จากการทดลองของการไหลผ่านแผ่นวงกลม	59
บทที่ 7 บทสรุป และข้อเสนอแนะ	61
7.1 สรุปผลการทดลองของแผ่นแอร์ฟอยล์	61
7.2 สรุปผลการทดลองของแผ่นราบ	61
7.3 สรุปผลการทดลองของแผ่นวงกลม	61
7.4 ข้อเสนอแนะ	65
7.5 จุดสำคัญของอุปกรณ์	65
บรรณานุกรม	66
กิตติกรรมประกาศ	67
ภาคผนวก	68

Abstract

The objectives of this thesis are to study and to design flow visualization unit, which can be used as a part for learning fluid mechanics and fundamental aerodynamics. The scope of this thesis comprises basic theory of computational fluid mechanics such as Laplace's equation; flow patterns in way of mathematical model; real flow patterns in practical engineering problem such as wake, transition; writing a program to analyze any flow profiles; computing a shape of wing; designing an equipment with basic concept for the system components; experiment was carried out to support that the equipment is in a good working condition.

However, this equipment is still in an early stage of development, the study team believes that a more complex work can be done with this equipment in the future. Since the attractiveness of the equipment is the simplicity in constructing the body model when the flow is two dimensional, i.e. the flow pattern on every plane parallel to the flow direction in the same, also the cost of the equipment is inexpensive in relation to the overseas market.

บทคัดย่อ

ปริชญานิพนธ์นี้มีจุดประสงค์เพื่อศึกษา และออกแบบอุปกรณ์ชุดทัศนาการไหล ซึ่งเป็นส่วนหนึ่งในการเรียนวิชากลศาสตร์ของของไหล และวิชาพลศาสตร์ของอากาศเบื้องต้น ซึ่งขอบข่ายในปริชญานิพนธ์นี้ ประกอบด้วย ทฤษฎีพื้นฐานที่ใช้ในการคำนวณด้านการไหล เช่น สมการ Laplace รูปแบบการไหลที่ถูกอธิบายโดยสมการทางคณิตศาสตร์ การไหลจริงที่เกิดขึ้นในทางปฏิบัติ เช่น ระลอก (wake) การเขียนโปรแกรมเพื่อช่วยในการวิเคราะห์ เช่น รูปแบบของการไหลในบางรูปทรง การคำนวณหาการเปลี่ยนแปลงของการไหล การออกแบบอุปกรณ์ของระบบ ชิ้นส่วนที่ใช้ประกอบ การทำการทดลองจริงเพื่อสนับสนุนว่า อุปกรณ์นี้สามารถใช้งานในระดับพื้นฐานได้

นอกจากนี้ยังได้ให้แนวคิดในการใช้อุปกรณ์ไว้ด้วย อย่างไรก็ตามอุปกรณ์ชิ้นนี้อยู่ในชั้นศึกษาเบื้องต้น ซึ่งผู้ศึกษาเชื่อว่า จะมีการปรับปรุงอุปกรณ์ชิ้นนี้เพื่อใช้ในการวิเคราะห์ที่ซับซ้อนยิ่งขึ้นในอนาคต เพราะจุดเด่นของอุปกรณ์ชิ้นนี้ คือ การสร้างแบบจำลองของรูปทรงวัตถุทำได้โดยง่าย ถ้าการไหลที่เกิดขึ้นเป็นแบบ 2 มิติ กล่าวคือรูปแบบของลักษณะของการไหลเหมือนกันในทุกๆ ระนาบที่ขนานกับทิศทางการไหล นอกจากนี้อุปกรณ์ชิ้นนี้ยังมีราคาไม่แพงเมื่อเทียบกับที่ผลิตในต่างประเทศ

กานำ

ปริญญาโทระดับนี้อธิบายถึงการศึกษาลักษณะการไหลผ่านแผ่นแอร์ฟอยล์ที่มีรูปแบบตามที่กำหนดโดย NACA โดยวิธีวิเคราะห์เชิงตัวเลข และนำหลักการพื้นฐานทางทฤษฎีกลศาสตร์ของไหลมาใช้สำหรับการออกแบบ และสร้างชุดทดลอง นอกจากนี้ได้ทำวิธีการทดลอง และนำเสนอผลการทดลองอย่างเป็นนามธรรมซึ่งปรากฏว่า มีความสอดคล้องกับทางทฤษฎี ที่จะได้รับประโยชน์จากการศึกษาเรื่องนี้ก็คือ การไหลของน้ำผ่านรูปทรงแบบต่างๆ สามารถมองเห็นภาพของเส้นสายธาร (Streamlines) ได้อย่างง่ายดาย ซึ่งผู้ศึกษาเชื่อว่า จะได้รับประโยชน์สูงสุดจากอุปกรณ์ทดลองชุดนี้

นอกจากที่กล่าวมาข้างต้นแล้วผู้ศึกษาได้ให้ข้อเสนอแนะไว้เพื่อเป็นประโยชน์ในการพัฒนาต่อไป

รณัฐชัย อำนงค์ภักดี
ศาสตราจารย์
คณะผู้ศึกษา



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

การศึกษาเรื่อง flow visualization นั้น ได้มีการศึกษากันมานานแล้ว แต่เพิ่งจะมีการพัฒนาอย่างจริงจัง ในช่วงศตวรรษนี้ และในปัจจุบันได้พัฒนาไปถึงขั้นที่ใช้คอมพิวเตอร์ช่วยในการวิเคราะห์ ซึ่งในบางกรณีนั้น ไม่จำเป็นต้องอาศัยการทดลองเลย อย่างไรก็ตามการใช้วิธีนี้เหมาะกับผู้ที่มีพื้นฐานความรู้ด้านคณิตศาสตร์มาอย่างดีแล้ว แต่สำหรับผู้ที่ไม่มีความรู้พื้นฐานควร ได้มีโอกาสทดลองจริงๆ

โดยความเป็นจริงแล้วเรื่อง flow visualization มีวิธีการทดลองได้หลายวิธี เช่น การใช้ฟองไฮโดรเจน (hydrogen bubbles) สำหรับการไหลของน้ำ เป็นต้น แต่วิธีนี้จะมีค่าใช้จ่ายสูง ส่วนอีกวิธีหนึ่งคือการฉีดสีข้อมซึ่งเป็นวิธีที่ประหยัดกว่า แต่ผลที่ได้ไม่ละเอียดเท่าวิธีใช้ฟองไฮโดรเจน และเราจะมาทำการศึกษาโดยใช้วิธีการฉีดสีข้อมสำหรับการศึกษาเบื้องต้น ซึ่งก็ได้มีการศึกษาไว้บ้างแล้วแต่มีขนาดใหญ่ และค่าใช้จ่ายสูง ดังนั้นผู้ศึกษาจึงได้ทำการ ออกแบบใหม่ให้มีความสะดวกมากขึ้นในการใช้ทดลองจึงได้ประดิษฐ์อุปกรณ์ flow visualization unit ขึ้นเพื่อให้ได้ตามความต้องการขั้นต้น

1.2 วัตถุประสงค์ของโครงการ

- ก. เมื่อพัฒนาอุปกรณ์ให้มีความสะดวกต่อผู้ใช้
- ข. มีราคาคุ้มค่า และถูกกว่าซื้ออุปกรณ์ตามท้องตลาด
- ค. สามารถเป็นแบบอย่างในการพัฒนาต่อไป

1.3 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

- ก. ช่วยในการศึกษาในห้องปฏิบัติการทาง fluid mechanics ได้
- ข. ผู้สังเกตสามารถมองเห็นการไหลจริง ของของไหลผ่านวัตถุจม
- ค. เป็นฐานความรู้ สำหรับการพัฒนาต่อไปได้

1.4 แผนการดำเนินงานในการทำ และพัฒนาโครงการ

- ก.ศึกษาสมการพื้นฐานที่ต้องใช้ในการวิเคราะห์ในทางทฤษฎี ทางปฏิบัติ ที่เกี่ยวกับ flow visualization
- ข.วิเคราะห์ในทางทฤษฎีโดยใช้คอมพิวเตอร์ช่วย
- ค.ออกแบบอุปกรณ์ flow visualization unit โดยใช้ความเข้าใจทางทฤษฎี
- ง.ทดลองใช้งานอุปกรณ์
- จ.วิเคราะห์ศึกษาความแตกต่างระหว่างการทดลองที่เกิดขึ้นจริง กับทฤษฎีที่ใช้วิเคราะห์



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 2

ทฤษฎีการคำนวณหาลักษณะของการไหลของของไหลผ่านวัตถุจม

2.1 หลักการวิเคราะห์การไหล

เราจะพิจารณาจากเครื่องบินขณะอยู่ในสภาวะขณะบินอย่างคงตัว (steady flight) กล่าวคือ บินด้วยความเร็วคงที่ เครื่องบินบินเข้าสู่มวลของอากาศที่อยู่นิ่ง (ไม่มีลมพัด) การเคลื่อนที่ของอากาศเป็นสาเหตุโดยตรงจากการเคลื่อนที่ของเครื่องบินผ่านอากาศดังรูปที่ 2.2 หรือพิจารณาว่า เครื่องบินอยู่นิ่งกับที่ และอากาศเคลื่อนที่ไหลผ่านเครื่องบินดังรูปที่ 2.1 การสังเกตทั้งสองแบบนี้เป็นการมองอย่างถูกต้องทางคณิตศาสตร์ และฟิสิกส์ ซึ่งอาจใช้สมการอย่างเดียวกันเพื่อศึกษาผลกระทบซึ่งกันและกัน (mutual effects) ของอากาศและเครื่องบินวิ่งเราจะ ได้ลักษณะคำตอบออกมาเหมือนกัน

ชนิดของการไหล (Types of flow)

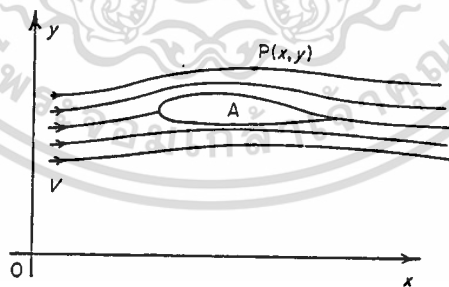
การไหลรอบวัตถุอาจแบ่งได้ 2 แบบคือ

2.1.1. การไหลแบบคงตัว (Steady flow)

การไหลแบบนี้ พารามิเตอร์การไหล เช่น ความเร็ว ทิศทาง ความดัน อาจแปรผันจากจุดสู่จุดในการไหลแต่ละจุดใดๆ จะคงที่เมื่อเทียบกับเวลา

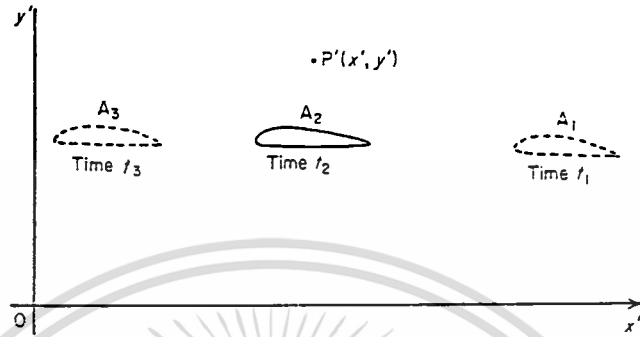
2.1.2. การไหลแบบไม่คงตัว (Unsteady flow)

การไหลแบบนี้ พารามิเตอร์การไหลที่จุดใดๆ จะแปรผันกับเวลา การเปรียบเทียบการไหลแบบคงตัว กับการไหลแบบไม่คงตัว



รูปที่ 2.1 แอร์ฟอยล์เคลื่อนที่ด้วยความเร็ว v ผ่านแกน x - y อยู่ที่ t เมื่อสัมผัสกับแอร์ฟอยล์

อากาศที่อยู่ไกลออกไปเคลื่อนที่ผ่านแอร์ฟอยล์ด้วยความเร็วคงที่ v ดังรูป พารามิเตอร์ของการไหลถูกวัดที่บางจุดที่เกี่ยวกับแอร์ฟอยล์เช่น $P(x,y)$ การไหลเป็นแบบคงตัวเมื่อเทียบกับแกนที่อยู่กับที่

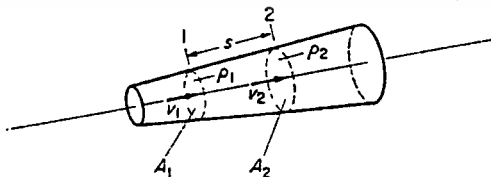


รูปที่ 2.2 ปีกเคลื่อนที่ด้วยความเร็ว v ผ่านอากาศที่อยู่นิ่งแกน Ox' Oy' สัมพัทธ์กับอากาศที่ไม่ถูกรบกวน

จากรูปที่ 2.2 เป็นปีกเดียวกันกำลังเคลื่อนที่ด้วยความเร็ว v เดียวกันผ่านอากาศที่อยู่ไกลออกไปจากวัตถุ พารามิเตอร์การไหลถูกวัดจากจุด $P'(x',y')$ เทียบกับอากาศนิ่ง อากาศเคลื่อนที่ผ่าน P' ที่เวลา t_1 ซึ่งอยู่กับที่ A_1 P' เป็นระยะทางไกลมากข้างหน้าของปีก และความไม่เป็นระเบียบ (perturbations) ที่ P' มีค่าน้อยมาก ต่อมาที่เวลา t_2 ปีกอยู่กับที่ A_2 อยู่ใต้ P' โดยตรง และความไม่เป็นระเบียบมีค่ามากขึ้น ต่อมาที่เวลา t_3 P' อยู่อยู่ข้างหลังปีก และความไม่เป็นระเบียบมีค่าน้อยลงอีกครั้ง ดังนั้น P' มีความไม่เป็นระเบียบจากค่าน้อยและเพิ่มขึ้นจนมีค่าสูงสุดแล้วลดลงจนมีค่าน้อยอีกครั้ง

ดังนั้นจะเห็นว่า การเปลี่ยนแกนอ้างอิงสัมพัทธ์กับลมเป็นแกนอ้างอิงสัมพัทธ์กับวัตถุ การไหลจากแบบไม่คงตัวสู่การไหลแบบคงตัวนี้ทำให้รูปแบบทางคณิตศาสตร์ที่ง่ายกว่า โดยกำจัดตัวแปรเวลาออกจากสมการ

การไหลสัมพัทธ์กับทิศทางการไหลของอากาศ สามารถเปลี่ยนแกน ทำให้เป็นแบบคงตัวได้ซึ่งเรียกการไหลแบบนี้ว่า "quasi-steady" สมการพื้นฐาน 1 มิติที่ใช้ในการไหล



รูปที่ 2.3 หลอดสาขาสำหรับการอนุรักษ์ของมวล

2.2 การอนุรักษ์ของมวล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 2.3 สมมุติ t_1 การไหลเป็นแบบคงตัวไหลผ่านหน้าตัดที่ความเร็ว v_1 และพื้นที่หน้าตัด A_1 ไปยังหน้าตัด A_2 ที่ความเร็ว v_2 ดังนั้นปริมาตรการไหลผ่านที่ภาคตัดที่ 1 หลอดสายธารเป็น

$$\text{ความเร็ว} \times \text{พื้นที่} = v_1 \times A_1 \quad (\text{m}^3 \text{s}^{-1})$$

การไหลเชิงมวลผ่านภาคตัดที่ 1 เป็น $\rho_1 v_1 A_1$ (kg s^{-1}) ดังนั้นการไหลเชิงมวลผ่านภาคตัดที่ 2 เป็น $\rho_2 v_2 A_2$ (kg s^{-1})

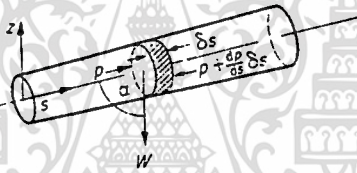
จากสอง สมการข้างต้น สำหรับระบบจะได้

$$\rho_1 v_1 A_1 = \rho_2 v_2 A_2$$

หรือ

$$\rho v A = \text{ค่าคงที่}$$

การอนุรักษ์โมเมนตัม



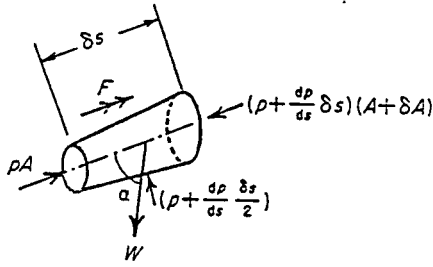
รูปที่ 2.4 หลอดสายธาร และส่วนประกอบสำหรับสมการ โมเมนตัม

s เป็นระยะทางที่วัดตามแนวเส้นสายธาร

A เป็นพื้นที่หน้าตัดที่ระยะทาง s จากจุดกำเนิดที่ไม่เจาะจง

p , ρ และ v แทนด้วยความดัน ความหนาแน่น และความเร็วของของไหล

A , p , ρ และ v แปรผันตาม s ตามตำแหน่งหลอดสายธาร (stream tube) แต่ไม่ขึ้นกับเวลาเพราะอยู่ในสภาวะคงตัว



รูปที่ 2.5 แรงซึ่งกระทำบนส่วนประกอบ

จากการเขียนสมการความสมดุลตามแกน s ได้โดย

$$F = pA - \left(p + \frac{dp}{ds} \delta s\right)(A + \delta A) + \left(p + \frac{dp}{ds} \delta s / 2\right) \delta A - W \cos \alpha$$

α เป็นมุมระหว่างแกนของหลอดสายธารกับแนวตั้ง

เพราะน้ำหนักของของไหลในหลอดสายธารเป็น $\rho g A \delta s$

จากกฎข้อที่สองของนิวตัน สำหรับแรงซึ่งกระทำบนหลอดสายธาร ได้

$$-\rho g A \delta s \cos \alpha - A \frac{dp}{ds} \delta s = \rho A \delta s \frac{dv}{dt}$$

หารด้วย $A \delta s$ ได้

$$-\rho g \cos \alpha \frac{dp}{ds} = \rho \frac{dv}{dt}$$

ดังนั้น
$$\rho v \frac{dv}{ds} + \frac{dp}{ds} + \rho g \cos \alpha = 0$$

หรือ
$$v \frac{dv}{ds} + (1/\rho) \frac{dp}{ds} + g \cos \alpha = 0$$

อินทิเกรตตามแนวหลอดสายธาร ได้

$$\int (dp/\rho) + \int v dv + g \int \cos \alpha ds = \text{ค่าคงที่}$$

และ

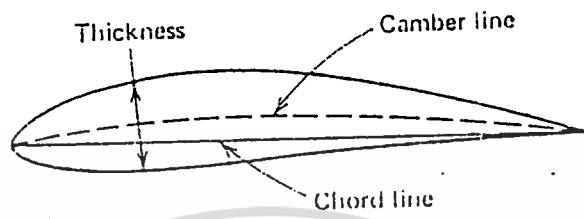
$$\int \cos \alpha ds = \text{การเพิ่มขึ้นในแกน } Z$$

$$\int v dv = \frac{1}{2} v^2$$

ดังนั้น
$$\frac{p}{\rho} + \frac{1}{2} v^2 + gZ = C$$

หรือที่เรียกว่า BERNOULLI EQUATION

2.3 คุณสมบัติเรขาคณิตของแอร์ฟอยล์



รูปที่ 2.6 ชื่อสัญลักษณ์สำหรับแอร์ฟอยล์

ส่วนประกอบสำคัญทางเรขาคณิตของแอร์ฟอยล์ที่สำคัญ ได้แก่

ก. ขอบหน้า (Leading Edge) คือ เส้นตรงแรกบนวัตถุที่ปะทะกับของไหล

ข. ขอบตาม (Trailing Edge) คือ เส้นตรงสุดท้ายบนวัตถุที่ปะทะกับของไหล

ค. Chord Line เป็นระยะห่างระหว่างขอบหน้าถึงขอบตาม

ง. Camber line เป็นเส้นกึ่งกลางระหว่างผิวบนและผิวล่างของแผ่นแอร์ฟอยล์

จ. Thickness เป็นระยะห่างระหว่างผิวบน และผิวล่างของแผ่นแอร์ฟอยล์ในทิศทางตั้งฉากกับ Camber Line

ความสัมพันธ์ของ Thickness, Camber Line และ Chord Line ตามสมการ NACA อนุกรมเลขสี่หลักและเลขห้าหลัก (four and five digit series) เช่น NACA 2412 หมายความว่า $\tau = 12\%$, $\epsilon = 2\%$ $\rho = 0.4$ เขียนได้เป็น

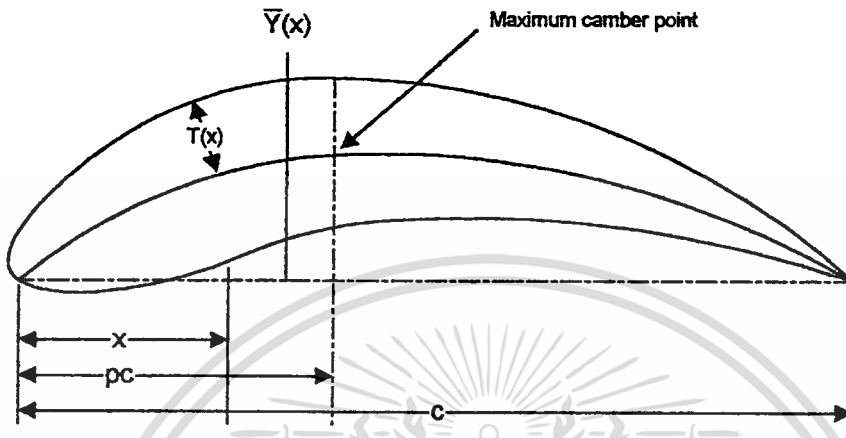
$$T(X) = 10\tau c [0.2969 \sqrt{x/c} - 0.126 x/c - 0.3537 (x/c) + 0.2843 (x/c) - 0.1015 (x/c)]$$

$T(X)$ เป็น ค่า Thickness Ratio = (Maximum Thickness / Chord)

c เป็น ความยาวของเส้นคอร์ด

x เป็น ระยะทางของคอร์ดจากขอบหน้า

Camber Line ของ Four-Digit Airfoils ประกอบด้วยเส้นโค้งสองเส้นที่มีจุดยอดร่วมกันที่ Maximum Camber Point ดังรูปนี้



รูปที่ 2.7 เรขาคณิตของแอร์ฟอยล์ NACA เลขสี่หลัก

ถ้า c เป็น maximum camber และ pc เป็นระยะทางระหว่างขอบหน้า (จุดกำเนิด) ถึง จุด maximum camber point เราจะได้เงื่อนไขสมการ camber line

$$Y(x) = \frac{(x/p)(2p-x/c)}{1-p}, \quad 0 < x/c < p$$

$$= \frac{(c-x)(1-2p+(x/c))}{(1-p)}, \quad p < x/c < 1$$

เช่น มาตรฐาน NACA 2412 airfoil 12% ($=0.12$) และ maximum camber $=0.02$ ที่ $x=0.4c$

มาตรฐาน NACA four-digit airfoils ถูกนิยามในทิศทางที่ตั้งฉากกับ camber line (เราจะนำสังเกตนี้ไปสร้างความสัมพันธ์ของจุดบน camber line กับจุดบนแนวของ thickness)

การหาความสัมพันธ์ระหว่างจุดบน camber line กับจุดบน thickness

ก.หาความสัมพันธ์ของเส้น camber line ในที่นี้คือ $dY(x)/dx$ differentiate ของสมการในแต่ละช่วง

ข.จากการวิเคราะห์ทางเรขาคณิต เราพบว่า $dY(x)/dx = \tan(\theta)$, θ เป็นมุมระหว่างแกนเส้นที่จุดใดๆ ในทิศทางทวนเข็มนาฬิกา

ค.ที่ตำแหน่ง x เดียวกันจะมี thickness 2 จุด คือ ด้านบนและด้านล่างของเส้น camber line

กำหนดให้ตำแหน่ง (x_u, y_u) เป็นตำแหน่ง thickness ที่จุดใดๆ ของเส้น thickness บน และ (x_l, y_l) เป็นตำแหน่ง thickness ที่จุดใดๆ ของเส้น thickness ต่ำ

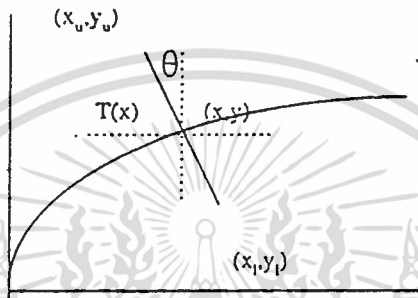
จากข้อสังเกต $T(x)$ จะตั้งฉากกับ camber line จะได้

$$x_u = x - T(x) \cdot \sin(\arctan(dy(x)))$$

$$y_u = y + T(x) \cdot \cos(\arctan(dy(x)))$$

$$x_l = x + T(x) \cdot \sin(\arctan(dy(x)))$$

$$y_l = y - T(x) \cdot \cos(\arctan(dy(x)))$$



รูปที่ 2.8 แสดงการแตก $T(x)$ ให้อยู่ในรูปคู่ลำดับ

ตั้งแถวที่ขงแต่แตก $T(x)$ แล้วจัดให้อยู่ในรูปคู่อันดับเท่านั้น ส่วน θ หาได้จากความชันที่จุดใด ๆ ของเส้น camber line ดังนั้นเราจะสร้างความสัมพันธ์ของสมการ ได้ดังข้างต้น

2.4 สมการ Laplace

สมการ Laplace เป็นสมการ Elliptic partial differential equation โดยปกติแล้วรูปแบบของสมการ Elliptic partial differential equation คือ

$$\frac{\partial^2 f}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 f}{\partial y^2} = g(x, y) \tag{2.4.1}$$

แต่สมการ Laplace นั้นคิดเฉพาะกรณีที่ $g(x, y) = 0$ ดังนั้นรูปแบบทั่วไปของสมการลาปลาซคือ

$$\frac{\partial^2 f}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 f}{\partial y^2} = 0 \tag{2.4.2}$$

จาก finite difference

$$\frac{\partial^2 f}{\partial x^2} = \frac{(f_{i+1,j}) - 2(f_{i,j}) + (f_{i-1,j}))}{\Delta x^2} - O \left[\Delta x^2 \left(\frac{\partial^4 f}{\partial x^4} \right)_{i,j} \right]$$

$$\frac{\partial^2 f}{\partial y^2} = \frac{(f_{i,j+1}) - 2(f_{i,j}) + (f_{i,j-1}))}{\Delta y^2} - O \left[\Delta y^2 \left(\frac{\partial^4 f}{\partial y^4} \right)_{i,j} \right]$$

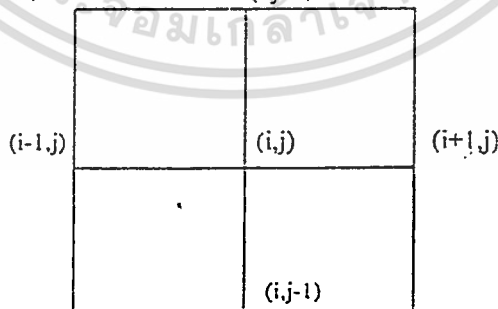
แต่ $O \left[\Delta x^2 \left(\frac{\partial^4 f}{\partial x^4} \right)_{i,j} \right], O \left[\Delta y^2 \left(\frac{\partial^4 f}{\partial y^4} \right)_{i,j} \right]$ เป็น error ที่มีค่าน้อยมาก ดังนั้นเราจะได้

$$\frac{(f_{i+1,j}) - 2(f_{i,j}) + (f_{i-1,j}))}{\Delta x^2} + \frac{(f_{i,j+1}) - 2(f_{i,j}) + (f_{i,j-1}))}{\Delta y^2} = 0$$

ถ้า $\Delta x = \Delta y = h$

เราจะได้ $f_{i+1,j} + f_{i-1,j} + f_{i,j+1} + f_{i,j-1} - 4f_{i,j} = 0$

สังเกตว่าถ้าเราเขียนสมการข้างต้นนี้ที่จุด (i,j) เราต้องใช้ความสัมพันธ์กับจุดข้างๆ ถึง 4 จุดดังรูป



รูปที่ 2.9 แสดงจุดในสมการ Finite Difference

เราจะต้องแก้สมการนี้โดยใช้วิธี Newton's iterative method โดยเริ่มเดาค่าที่ทุกจุดที่เราต้องการหาแล้วแทนค่าลงในสมการข้างต้นแล้วนำค่านั้นมาตรวจสอบเงื่อนไข Newton's iterative method คือค่าที่จุดใดๆ ถ้า

$$|f_{i,j}^{(n+1)} - f_{i,j}^{(n)}| \leq \text{Error}$$

แล้ว $f_{i,j}^{(n+1)}$ จะเป็นคำตอบของสมการที่จุดนั้น

2.5 การไหลแบบไม่มีการหมุน แบบอัดตัวไม่ได้ โดยมีมุมปะทะเท่ากับศูนย์

1. สมการพื้นฐานความต่อเนื่อง

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0$$

$$\nabla^2 \phi = \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} = 0$$

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial y}, \quad v = \frac{\partial \psi}{\partial x}$$

2. เงื่อนไข IRROTATIONALITY

$$\frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial v}{\partial y}$$

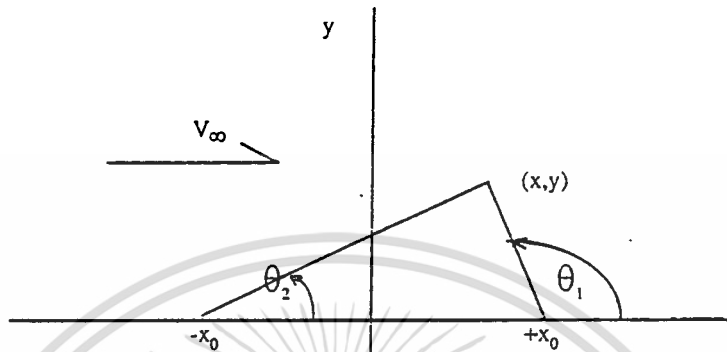
$$u = \frac{\partial \phi}{\partial x}, \quad v = \frac{\partial \phi}{\partial y}$$

$$\nabla^2 \psi = \frac{\partial^2 \psi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial y^2} = 0$$

โดยให้ มุมปะทะ (ANGLE OF ATTACK) เท่ากับ ศูนย์

เราจะพิจารณาการไหลแบบไม่มีความหนืด ไม่มีการถื่นไถล การไหลขนานไปบนขอบที่ความดันไม่เปลี่ยน ไม่มีความเร็วประกอบของลม นอกจากที่กำหนดไว้โดยลักษณะของปีกจะสมมาตรตามแนวแกนเราจะคำนวณโดยวิธี RANKINE OVAL

จากสมการพื้นฐานเราแก้ปัญหาโดยวิธีซ้อนทับ



รูปที่ 2.10 แสดงการรวมกันของ SOURCE และ SINK ในการไหลคงตัว

$$\psi = V_\infty Y + (Q/2\pi)\theta_2 - (Q/2\pi)\theta_1$$

$$\theta_2 = \text{ARCTAN}(Y/(X+X_0))$$

$$\theta_1 = \text{ARCTAN}(Y/(X-X_0))$$

ψ คือ เส้นสายธารการไหล (STREAMLINE)

V_∞ คือ ค่าความเร็วของการไหลคงตัว

Q คือ ค่า SOURCE OF STRENGTH

การคำนวณหาค่า ψ ทำโดยใช้โปรแกรมภาษาปาสคาลช่วยในการคำนวณ โดยจากสมการพื้นฐานที่ให้มา

$$\psi = V_\infty Y + (Q/2\pi)\theta_2 - (Q/2\pi)\theta_1$$

กำหนดให้ V_∞ , Q , X_0 เป็นค่าคงที่ค่าหนึ่ง

จากการคำนวณเราให้ค่า $V_\infty = 0.8$

$$Q = 2\pi$$

$$X_0 = 0$$

จากนั้นกำหนดขอบเขตของ X และ Y เพื่อหาค่า ψ ออกมาโดยจะเว้นค่า X ที่จะทำให้

$$X - X_0 = 0$$

จากการคำนวณเราให้ $-15 \leq X \leq 15$

$$-8 \leq Y \leq 8$$

โดยจะคำนวณเป็นคู่อันดับ(X,Y) และจะเพิ่มค่าเป็น $(X+\Delta X, Y+\Delta Y)$ โดยให้ $\Delta X=\Delta Y=0.1$

จากนั้นถ้าเขียนกราฟออกมาโดยกำหนดค่า ψ เป็นค่าต่างก็จะได้เป็นเส้นต่างๆตามผลที่ได้ เราจะนำพื้นฐานทางเรขาคณิตเหล่านี้ไปใช้ในการสร้างอุปกรณ์การทดลอง ตัวอย่างเช่น นำสมการการสร้างแอร์ฟอยล์ ไปตัดรูปทรงเพื่อใช้ประกอบการทดลอง

การศึกษาการไหลแบบ irrotational แบบอัดตัว ไม่ได้บนปีกทรงสมมาตร โดยมีมุมยกเท่ากับ ศูนย์

เราจะศึกษาในระบบ 2 มิติของรูปทรงโคคเค็ดซ์

เราจะนำพื้นฐานทางเรขาคณิตเหล่านี้ไปใช้ในการสร้างอุปกรณ์การทดลอง

ตัวอย่างเช่น นำสมการการสร้าง AIRFOIL ไปตัดรูปทรงเพื่อใช้ประกอบการทดลอง

2.6 การสังเกตทิศทางการไหลและเส้นสายธารของการไหล

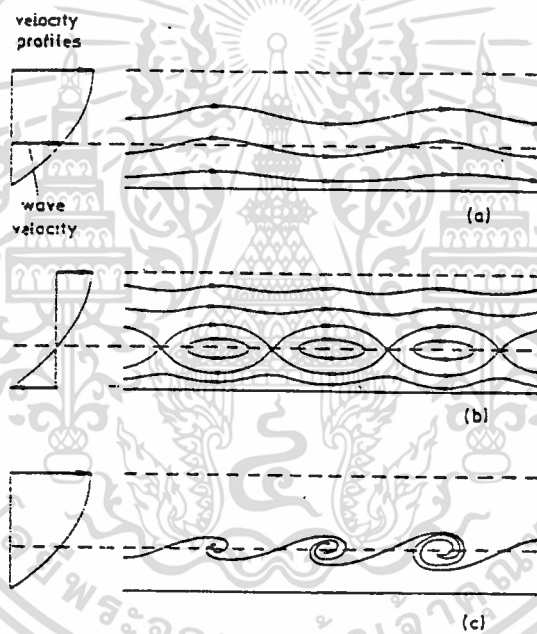
2.6.1. เส้นสายธารการไหล

เพื่อที่จะดูการไหลของของไหลอาจทำโดยใช้พวกควัน หรืออนุภาคปล่อยลงไปของไหลโดยอนุภาคที่ปล่อยไปนี้ จะไหลรวมไปกับการไหลของของไหล เราสามารถดูการเคลื่อนที่ของมันได้โดยใช้แสงส่องไปเพื่อถ่ายภาพออกมา การที่เราจะแปรการเคลื่อนที่ของวัตถุที่ไหลรวมไปกับของไหลว่าเป็นอย่างไร เราต้องทำความเข้าใจนิยามเหล่านี้ให้ดีกว่า

เส้นสายธารการไหล (Streamlines) เป็นเส้นสัมผัสของเส้นโค้งที่แสดงทิศของความเร็วในการไหลขณะใดขณะหนึ่งทุกจุดของสนามการไหล ถ้าเราใช้สองมิติจะแทนเวกเตอร์ความเร็วชั่วขณะหนึ่งด้วยลูกศรเล็กๆ ซึ่งเป็นเส้นสัมผัสของเส้นสายธารการไหล ถ้าใช้การไหลเป็น 3 มิติ เส้นสายธารการไหลจะเป็นความสัมพันธ์ของ $u : v : w = dx : dy : dz$ โดยที่ u, v, w เป็นส่วนประกอบของเวกเตอร์ความเร็วในทิศทาง x, y, z เมื่อถ่ายภาพเส้นสายธารการไหล จะได้ภาพของอนุภาคเป็นทางเดินทำให้เราทราบขนาดและทิศทางของความเร็ว จากจุดที่เรานำลูกของสนามการไหล เส้นสายธารการไหลได้จากการวาดเส้นสัมผัสของทางเดินของอนุภาคปล่อยลงไปในการไหล และเป็นไปได้ที่ผู้สังเกตหรือกล้องจะอยู่ในการเคลื่อนที่สัมพัทธ์ของระบบ เส้นสายธารการไหลและเส้นแสดงตำแหน่งอนุภาคของไหล ที่บันทึกไว้ นั้นเป็นส่วนที่อ้างถึงการเคลื่อนที่เมื่อเทียบกับระบบ และจึงวัดความเร็วได้ ถ้ารถยนต์นั้นถูกถ่ายภาพจากเครื่องบินซึ่งบินด้วยความเร็วคงที่ในทิศทางเดียวกับการไหลจะสามารถทำให้แยกได้ว่าคันไหนวิ่งได้เร็วหรือช้ากว่าความเร็วอ้างอิง และอาจเกิดการไหลย้อนกลับขึ้นในระบบ และจะสังเกตได้ว่ารูปร่างของเส้นสายธารการไหล และเส้นแสดงตำแหน่งของอนุภาคของของไหล จะ

แตกต่างกันสำหรับแต่ละระบบอ้างอิง (โดยการไหลเป็นผู้ถูกสังเกต) และสามารถอธิบายได้อย่างละเอียดว่า ภาพการไหลแต่ละระบบเป็นอย่างไร รายละเอียดของรูปร่างของเส้นสายธารการไหล และเส้นแสดงตำแหน่งของอนุภาคของของไหล เมื่อเส้นโค้งที่ถูกบันทึกด้วยกล้องที่กำลังเคลื่อนที่หรือกล้องที่อยู่กับที่ในห้องทดลอง จะเห็นว่าการไหลแบบไม่คงตัวจะปรากฏในลักษณะที่คงตัว แก่ผู้สังเกตที่เคลื่อนที่ไปด้วยความเร็วเคลื่อนของการไหล การไหลแบบคงตัวที่ปรากฏออกมานั้นจะเห็นได้จากระบบอ้างอิงที่เคลื่อนที่ และการไหลย้อนกลับจะเกิดขึ้นเมื่อการไหลถูกรบกวน

ถ้าการกระจายความเร็วของสนามการไหลทั้งหมดหาได้จากการทดลองและเป็นไปได้ที่เราสามารถจะคำนวณการไหลของสนามเดียวกันภายใต้สภาวะแวดล้อมต่างกันได้ เช่น ค่าความเร็วคงที่ เส้นโค้งของการหมุนวนคงที่



รูปที่ 2.11 ภาพแสดงการไหลที่เกี่ยวกับผู้สังเกต a) เส้นสายธารการไหลเมื่อผู้สังเกตอยู่กับที่ b) เส้นสายธารการไหลเมื่อผู้สังเกตเคลื่อนที่ด้วยความเร็วเคลื่อน c) เส้นแสดงตำแหน่งอนุภาคของของไหล

2.6.2. ทางเดินของสีย้อมในของไหล

โครงสร้างการไหลของของไหลหาได้จากการฉีดสีย้อมลงในของไหลหรือให้มันเกิดปฏิกิริยานเคมีในของไหล ซึ่งกรณีนี้จะอาศัยสารละลายทางเคมี ให้เกิดเป็นสีย้อมในบริเวณการไหล การฉีดสีย้อมเป็นที่นิยมมากสำหรับการสังเกตการไหลของน้ำ โดยสีย้อมนี้ถูกปล่อยออกจากหลอดฉีดเล็กๆ ตรงตำแหน่ง

ที่ต้องการหรือจากช่องเล็กๆ ซึ่งติดตั้งตรงผนังของแบบจำลอง วิธีทั้งสองแบบนี้ไม่สามารถหลีกเลี่ยงความจริงที่ว่า การไหลหลักนี้จะถูกรบกวนจากเครื่องฉีดสีย้อม โดยจะถูกทำให้กระจายออกไปไกลพอที่จะให้หาแนวกระแสน้ำได้ ถ้าสีย้อมที่ถูกปล่อยออกมาเป็นการไหลหมุนวน (Wake) อยู่ในหลอดจะช่วยป้องกันการเกิดเวคของหัวฉีดสีย้อมซึ่งทำให้การไหลเกิดการปั่นป่วนได้ เทคนิคอย่างหนึ่งของการไหลคือให้ Reynolds number ของการไหลหมุนวนในหลอด (Tube wake) ต่ำกว่าค่าวิกฤตของทางเดิน โดยส่วนใหญ่จะใช้ Pitot probes สำหรับการไหลของอากาศเป็นเครื่องพ่นสีย้อม ทางเดินส่วนใหญ่มีศูนย์กลางภายนอก 1 มม. หรือน้อยกว่านั้น ส่วนเครื่องพ่นอื่นๆ จะเป็นหลอด Hypodermic tubes หรือหลอดฉีดยา

อัตราที่ฉีดสีย้อมออกไปคือเหมาะสมกับความเร็วของของไหล ถ้าอัตราการฉีดพ่นสีย้อมมากเกินไปจะได้ลำของสีย้อมที่พ่นคล้ายเจ็ต และจะเกิดการไหลวนไปตามท่อฉีด (Injector tube) ระหว่างลำของไหลและการไหลหลัก ถ้าสีย้อมถูกปล่อยจากรูที่เล็กจากผิวแบบจำลอง ส่วนประกอบของความเร็วของสารละลายสีย้อมจะตั้งฉากกับผิวแบบจำลอง และจะมีค่าต่ำสุด ดังนั้นการไหลของชุดพ่นสีย้อมต้องแทรกเข้าไปในการไหลหลักรอบแบบจำลอง และจะเปลี่ยนความหนาของชั้นของไหล เนื่องจากผลของมวลที่ฉีดและโมเมนตัม

สีย้อมที่เหมาะสมในการเกิดเส้นแสดงตำแหน่งอนุภาคของของไหล และโครงสร้างการไหลต้องมีคุณสมบัติตามต้องการ ซึ่งนอกจากคุณสมบัติโดยทั่วไปของวัสดุที่ใช้ในการศึกษาการไหล สิ่งที่ต้องคำนึงถึงคือค่ากลางของแรงลอยตัว (Neutral buoyancy) ซึ่งถ้าค่าความเสถียรภาพสูงก็จะไม่รวมตัวง่ายๆ และมองเห็นได้ชัด

ค่ากลางของแรงลอยตัว เป็นเหมือนค่าน้ำหนักจำเพาะของของไหลที่ทำงานในน้ำ ค่าน้ำหนักจำเพาะที่ต้องการ อาจหาได้จากการผสมสีย้อมกับอัลกอฮอล์ ของผสมนี้ไม่ใช่สารละลาย และอยู่ภายใต้การกระทำแรงเฉื่อย หรือแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง (Centrifugal force) ซึ่งเป็นไปได้หลายรูปแบบแล้วแต่ชนิดของส่วนผสมที่ผสมกัน และเส้นแสดงตำแหน่งอนุภาคของสีย้อมจะค่อยๆ เต็มสลายลงหรือไม่บ่งชี้ทิศทางที่แน่นอน ปัญหาเหล่านี้จะมีน้อยมากถ้าสารละลายของคายถูกเตรียมให้เจือจางอย่างสมบูรณ์

สีย้อมจะถ่ายทอดคุณสมบัติไปยังเส้นทางการไหลและจะผสมกับของไหลรอบๆ เส้นทางการไหลสีย้อมและจะค่อยๆ หายไปอย่างรวดเร็ว ถ้าเป็นการไหลแบบปั่นป่วน การผสมจะเกิดขึ้นที่รอยต่อของทางที่สีย้อมไหล



ดังนั้นวิธีการคือเราต้องจำกัดการไหลให้เป็นแบบราบเรียบ หรือให้ความเร็วในการไหลของของไหลต่ำ การผสมหรือการแพร่ของสีย้อมในสารทำงานไม่มีหลักการที่แน่นอน เส้นแสดงตำแหน่งอนุภาคของสีย้อม จะได้จากการผสมกันของสีย้อมกับนม และคาดคะเนได้ว่านมจะหน่วงการแพร่ของสารละลายสีย้อมในน้ำ ขณะเดียวกันเนื่องจากคุณสมบัติของนมในช่วงการกระเจิงแสงทำให้มองเห็นได้ชัด ดังนั้นการใช้นมเป็นของผสมในสีย้อมจะส่งผลดีทั้งสองด้าน

ความแตกต่างกันมากของเส้นของสีย้อมนี้ยังคงตำแหน่งของอนุภาคไว้พร้อมไปกับการแพร่อย่างรวดเร็ว ส่วนหนึ่งของสีย้อมที่จะแสดงให้เห็นจากแหล่งกำเนิดการแพร่ ช่องว่างของฟลูออเรสเซนส์ในระบบแสงจะใช้ในการเกิดการกระเจิงของแสง จากรอบการเคลื่อนของอนุภาคซึ่งอาจเกิดเงาในสนามการไหลได้ ทั้งจากแสงของเส้นทางการเดินของสีย้อม หรือจากการแบบจำลองที่ทดสอบ

การเลือกสีย้อมขึ้นกับสภาวะที่ใช้ในการทดลอง สีสผสมอาหารผสมกับนมจะเป็นสีย้อมที่นิยมนที่สุด จากผลของการกระทำของช่องทางไหลจะทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงความดันต่ำที่สุด ความแตกต่างของช่องทางไหลแต่ละเส้น จะเกิดจากโครงสร้างการไหลที่ใช้ในการไหลมการไหลหมุนวน เป็นต้น

บทที่ 3

การไหลของของไหลผ่านวัตถุอม ของการไหลจริง

สำหรับบทนี้เราจะทำความเข้าใจถึงทฤษฎีของของไหลซึ่งไหลผ่านวัตถุอม ในสถานการณ์จริง ในธรรมชาติ หรือจากห้องทดลอง เพื่อนำไปช่วยในการอธิบายผลการทดลองที่เกิดขึ้น

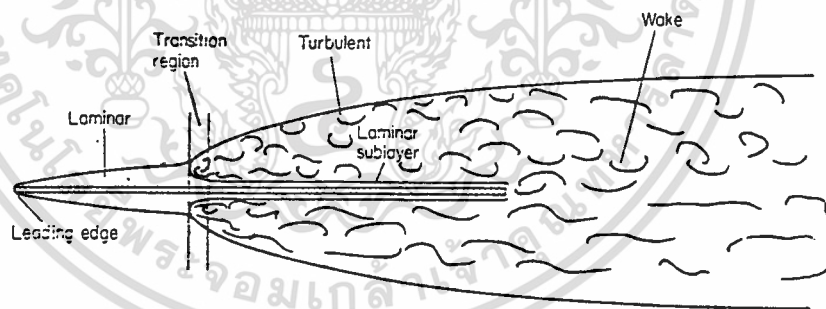
3.1 ชนิดของชั้นขอบเขต (Boundary layer)

การไหลแบบราบเรียบ (laminar flow)

ชั้นของของไหลจะเดินไกลอย่างราบเรียบ (smoothly) เหนืออีกชั้นหนึ่ง และมีการสลับเปลี่ยนกัน (interchange) ของมวลของของไหลระหว่างชั้น (layer) ที่อยู่ติดกัน โมเมนตัมแลกเปลี่ยนระหว่างชั้นที่อยู่ติดกัน (adjacent layers) เป็นสเกลระดับโมเลกุลเท่านั้น

การไหลแบบปั่นป่วน (turbulent flow)

เป็นการไหลซึ่งสามารถพิจารณาได้ว่าเป็นการเคลื่อนที่แบบสุ่ม (random motion) ความเร็วกวัดแกว่ง (fluctuations) ทั้งทิศทางการไหล และทิศตั้งฉากกับการไหล รูปแบบการกระจายความเร็วในชั้นขอบเขตปั่นป่วน ซึ่งถูกควบคุมโดยความเครียดของเรย์โนลด์ (Reynolds stresses)



รูปที่ 3.1 การเติบโตตามพื้นราบ

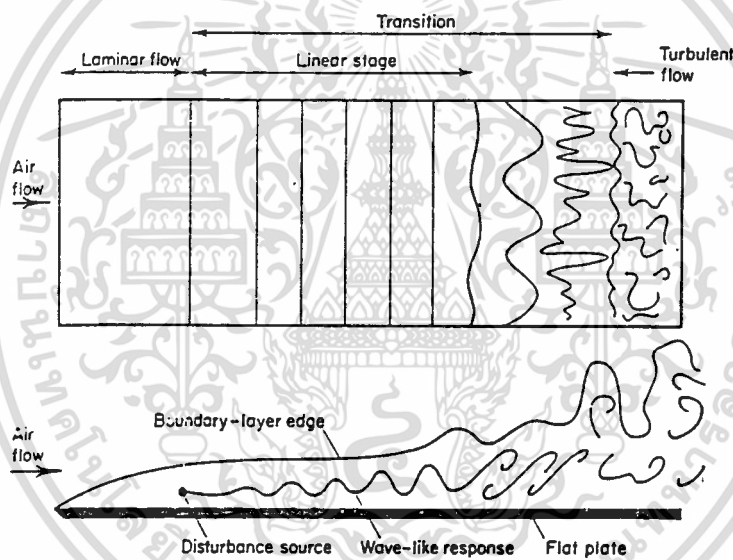
การเติบโตขึ้นตามพื้นราบ (Growth along a flat surface)

ถ้าชั้นขอบเขตพัฒนามาจากพื้นราบซึ่งยึดจากขอบ (edge way) ไปสู่สายธารอิสระ (free stream) พบว่าโดยทั่วไปชั้นราบเรียบเริ่มจากขอบนำ ความหนาเริ่มที่ศูนย์ที่ขอบนำถึงบางจุดบนพื้นผิวที่มีการเปลี่ยนแปลงอย่างรวดเร็วสู่ชั้นปั่นป่วน ในช่วงปั่นป่วนนั้นความเครียดเฉือน (shear stresses) เพิ่มขึ้น

มากกว่าช่วงราบเรียบเพราะว่าผลกระทบของโมเมนตัมใกล้พื้นผิวสามารถมีผลต่อสายธารหลักซึ่งไหลที่ริมขอบชั้นขอบเขต และพบว่าผลตรงกัน การกระจายแบบราบเรียบมีรูปคงตัวที่แต่ละจุดตามพื้นผิว แม้ว่าความหนาเปลี่ยนไป เนื่องจากว่า $\bar{U} = f(y)$ อย่างไรก็ตาม

3.2 การเปลี่ยนแปลงการไหลแบบราบเรียบและแบบปั่นป่วน

ในหัวข้อที่แล้วเราทราบว่า การเปลี่ยนแปลงแบบราบเรียบสู่แบบปั่นป่วนที่เกิดขึ้นบางจุดตามบนผิว ขบวนการนี้เป็นที่จับจ้องในงานวิจัยของวิชา computational fluid dynamics การเปลี่ยนแปลงเกิดขึ้นเพราะการขยายตัวของการรบกวนเล็กน้อยในชั้นขอบเขต กับหลายความถี่ซึ่งสามารถเทียบเป็นตัวกำเนิดสัญญาณ (complex nonlinear oscillator) ไม่ใช่เชิงเส้นแบบจับจ้อง ซึ่งอยู่ภายใต้ภาวะแวดล้อมที่แน่นอนมีการตอบสนองคล้ายคลื่นเชิงเส้น (wave-like response) เริ่มต้นเพื่อกระตุ้นภายนอกคังภาพนี้



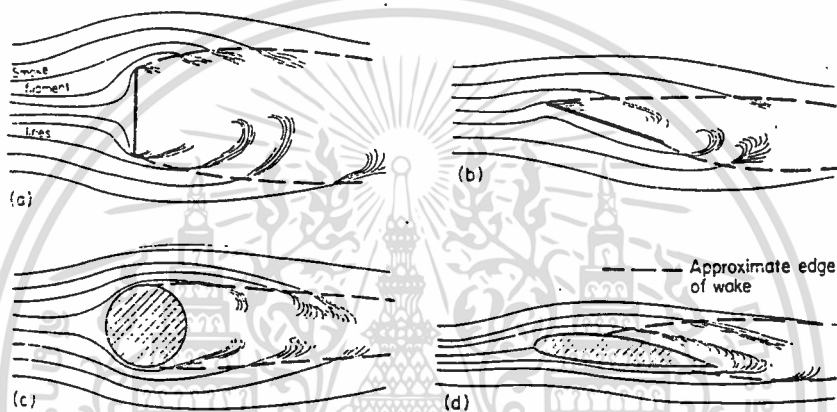
รูปที่ 3.2 การเปลี่ยนแปลงในชั้นขอบเขตเหนือแผ่นราบ ด้วยจากรบกวนโคส harmonic line source

จากรูปข้างแรกเป็นการอนุรักษ์ของการกระตุ้นภายนอกหรือการรบกวนเข้าสู่คลื่นแอมพลิจูดต่ำ การรบกวนภายนอกอาจเพิ่มขึ้นจากความหลากหลายของแหล่งเช่น การรบกวนสายธารอิสระ คลื่นเสียง ความหยาบของพื้นและการสั่นสะเทือนขณะที่คลื่นแอมพลิจูดต่ำเป็นสองมิติอย่างชัดเจน ซึ่งการเปลี่ยนแปลงนี้อธิบายทางทฤษฎีครั้งแรกโดย Tollmien ตามด้วย Schlichting และอีกหลายคน สำหรับเหตุผลนี้การขยายตัวของคลื่นในเริ่มต้นที่เรียกว่า เฟสเชิงเส้น ของการเปลี่ยนแปลงหรือ Tollmien- Schlichting waves เฟสเชิงเส้นจะขยายตัวประมาณ 80% ของเขตการเปลี่ยนแปลงรวม ทฤษฎีของ Tollmien's linear theory เป็นเชิงเส้นเพราะสมมุติว่าแอมพลิจูดของคลื่นเล็ก ๆ

นั้นสามารถละได้ ในขั้นไม่เชิงเส้นถัดไปของการเปลี่ยนแปลงการรบกวนกลายเป็นแบบสามมิติอย่างรวดเร็ว และพัฒนาอย่างรวดเร็วในกรณีอื่นแอมพลิจูดของการรบกวนเพิ่มการสนองของชั้นขอบเขตจนจับซ้อนมาก

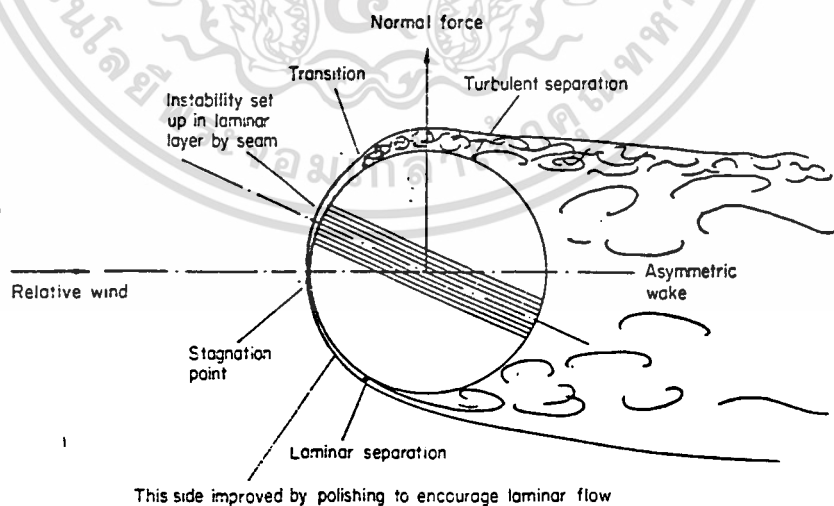
3.3 ะลอก (wake)

หลังวัตถุใดๆ เคลื่อนที่ในของไหลจะมีระลอกอยู่หลังวัตถุนั้นๆ เช่น ระลอกหลังเรือ แรงดูดรวมของวัตถุปรากฏในฐานะสูญเสียโมเมนตัม และการเพิ่มของพลังงานในระลอกขณะที่มีการเพิ่มขึ้นของพลังงานเราจะมองเห็นการไหลอย่างฉับพลัน (Violent eddying) ในระลอก



รูปที่ 3.3 การเกิดระลอกกับวัตถุแบบต่างๆ

3.4 การไหลจริงเมื่อของไหลไหลผ่านทรงกระบอก

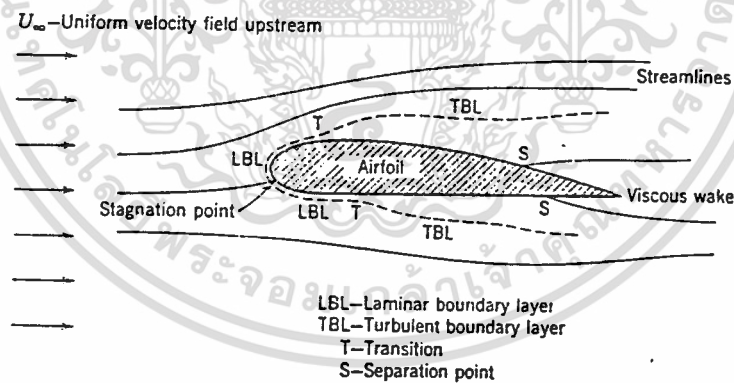


รูปที่ 3.4 เพื่อใช้อธิบายการไหลจริงผ่านทรงกระบอก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปเมื่อลมเคลื่อนที่ผ่านเข้ามาซึ่งทรงกระบอก จะเกิดการเปลี่ยนแปลงดังรูป
ซึ่งมีองค์ประกอบสำคัญดังนี้

1. stagnation point ซึ่งเกิดขึ้นที่ด้านหน้าสุดของทรงกระบอก
 2. wake จะเกิดขึ้นที่ด้านหลังทรงกระบอก ซึ่งระลอกนั้นจะมีความแตกต่างกันออกไปขึ้นกับ Re
 3. Transition เป็นช่วงที่การไหลเกิดการเปลี่ยนแปลงจาก แบบราบเรียบ ไปสู่ แบบปั่นป่วน เกิดที่บางจุดบนผิวของทรงกระบอก
 4. Laminar separation เป็นจุดที่เกิดการแยกกระหว่างการไหลแบบราบเรียบ กับการไหลแบบอื่น
 5. Turbulent separation เป็นจุดที่เกิดการแยกกระหว่างการไหลแบบปั่นป่วนกับการไหลแบบอื่น
- 3.5 การไหลของของไหลผ่านแอร์ฟอยล์



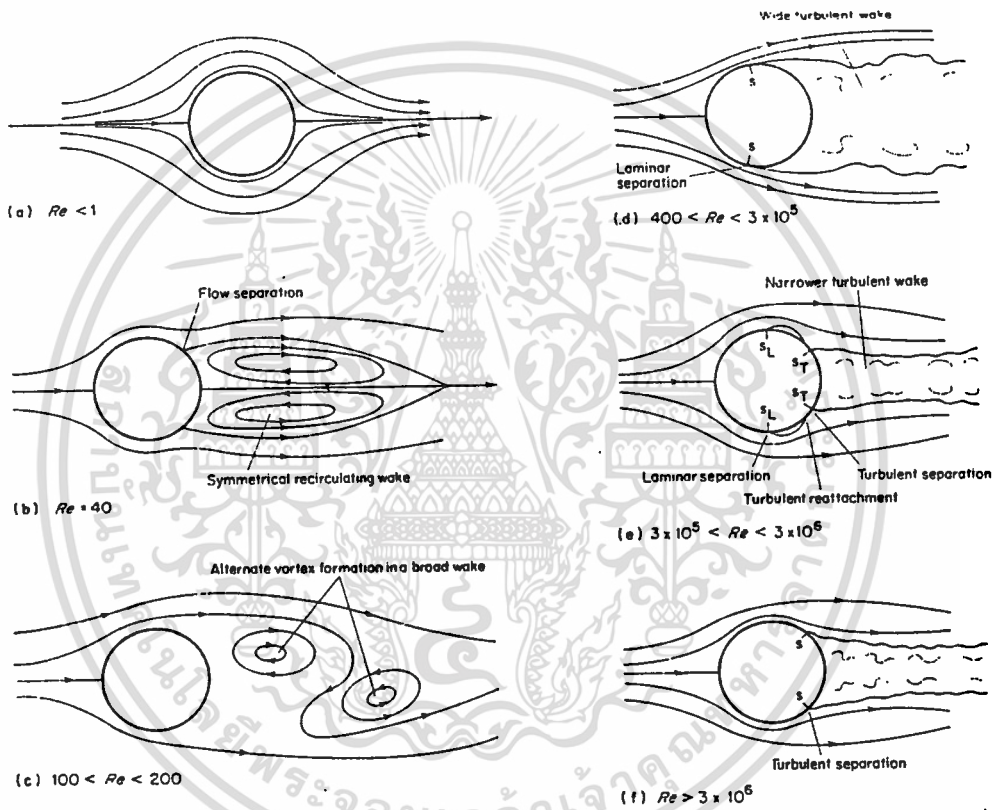
รูปที่ 3.5 แสดงรายละเอียดของการไหลซึ่งมีความหนืดรอบแอร์ฟอยล์

ประกอบไปด้วย

1. stagnation point เป็นจุดที่อยู่ข้างหน้าของแอร์ฟอยล์
2. Laminar boundary layer เป็นชั้นของการไหลแบบราบเรียบ
3. Turbulent boundary layer เป็นชั้นของการไหลแบบปั่นป่วน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

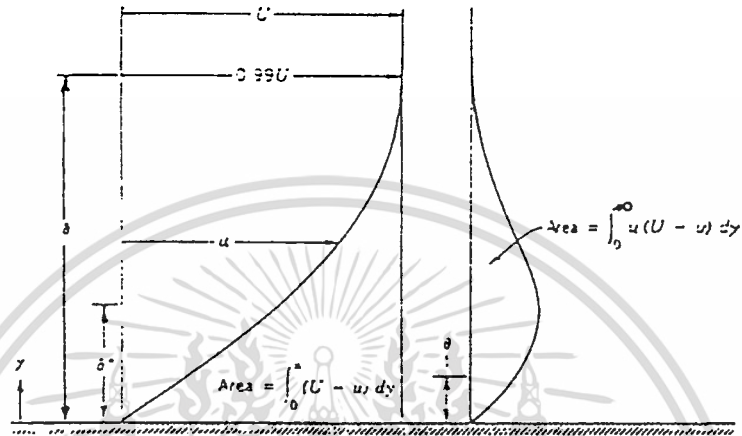
- 4. Transition เป็นจุดที่ผิวปีก ซึ่งมีการไหลเปลี่ยนแปลงจากแบบราบเรียบ สู่วortexปั่นป่วน
- 5. Separation point เป็นจุดที่แยกระหว่างระลอกความหนืด กับชั้นขอบเขตปั่นป่วน
- 6. Viscous wake หรือระลอกความหนืด



รูปที่ 3.6 แสดงการไหลผ่านทรงกระบอกที่ Re ต่างๆ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.6 คุณสมบัติของชั้นขอบเขต



รูปที่ 3.7 ความหนาของชั้นของไหล

δ = การกระจายความหนาของชั้นของไหล

$$\delta = u/U = 0.99$$

δ^* = ระยะความหนาขจัด (Displacement thickness)

$$\rho U \delta^* = \int_0^\delta \rho (U-u) dy$$

สำหรับของไหลที่อัดตัวไม่ได้ : ρ = ค่าคงที่

$$\delta^* = \int_0^\delta (1-u/U) dy \cong \int_0^\delta (1-u/U) dy$$

θ = ความหนาของชั้นโมเมนตัม

$$\rho U^2 \theta = \int_0^\delta \rho u(U-u) dy$$

$$\theta = \int_0^\delta u/U(1-u/U) dy$$

$$\cong \int_0^\delta u/U(1-u/U) dy$$

ชั้นของไหลจะติดที่ตำแหน่งที่ค่าความเร็ว $u = 0.99U$ เพื่อค่าของ $y > \delta$ แล้ว $u = U$

บทที่ 4

โปรแกรมที่ช่วยในการออกแบบ และวิเคราะห์

ในบทนี้จะประกอบด้วย ส่วนที่เป็น Flow chart , program และ output ดังนี้

โปรแกรมที่ 1 Aircraft Wing ใช้สำหรับออกแบบลักษณะของแอร์ฟอยล์

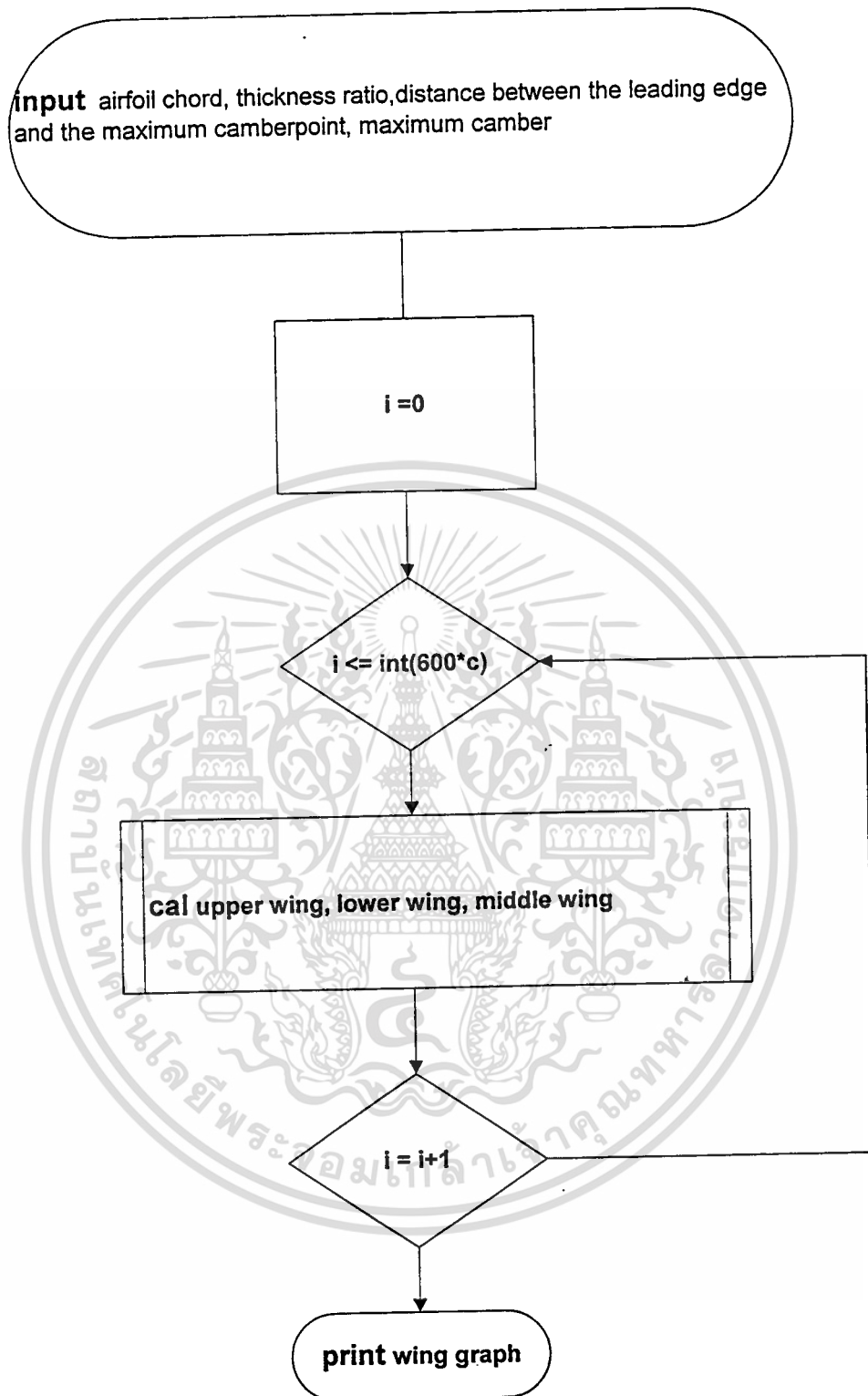
โปรแกรมที่ 2 Pj.2 ใช้ในการวิเคราะห์สมการ Laplace โดยมีเงื่อนไขขอบเขตแบบสี่เหลี่ยมผืนผ้า

โปรแกรมที่ 3 Pj.1 ใช้ในการวิเคราะห์ Streamline ของการไหลของของไหลผ่านทรงกระบอก ในจุดที่มีค่า Streamline เท่ากัน

ทั้ง 3 โปรแกรมเขียนอยู่ในภาษาปาสคาล

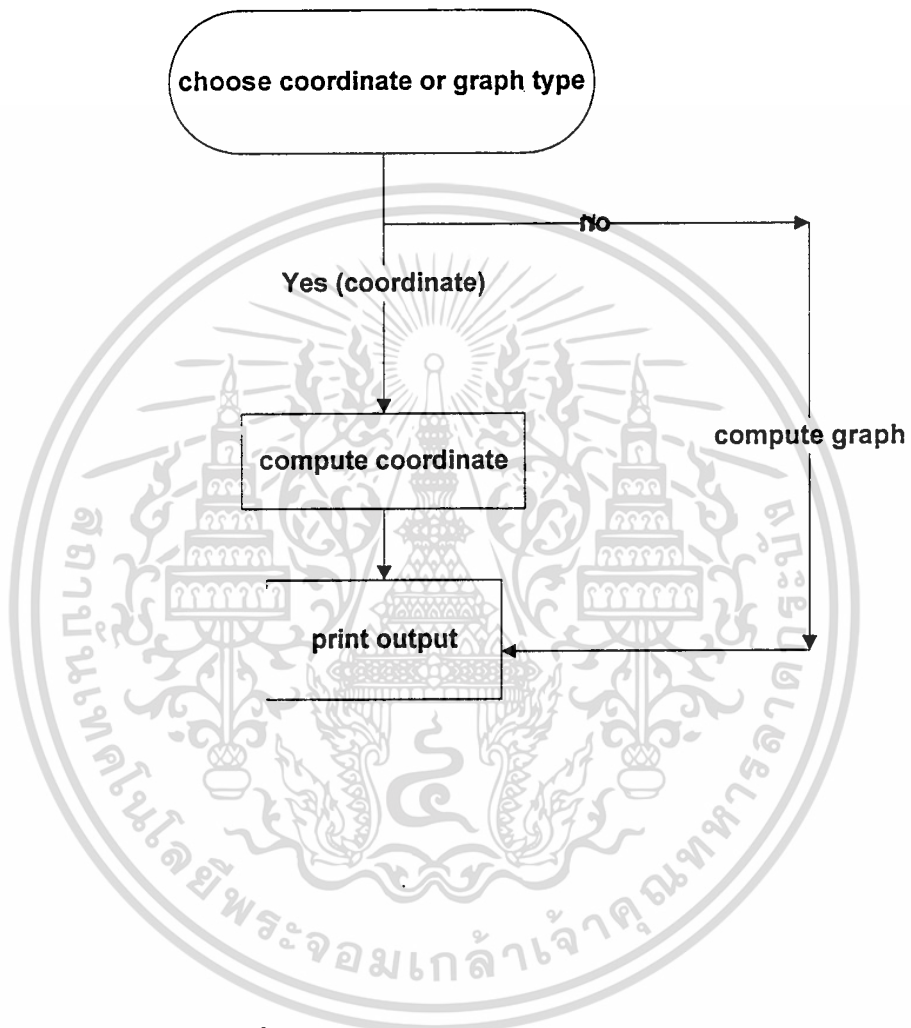


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



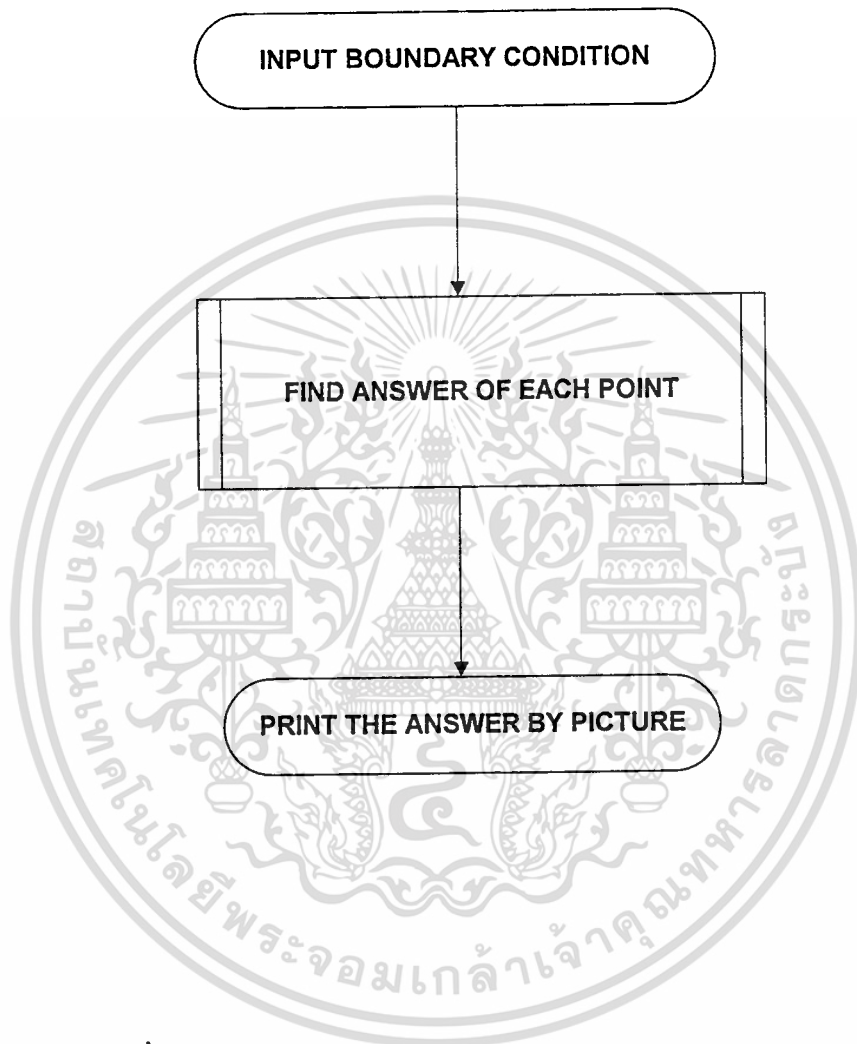
รูปที่ 4.1 FLOW CHART OF AIRCRAFT WING

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.2 FLOW CHART OF STREAMLINE (PJ 1)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.3 FLOW CHART OF LAPLACE EQUATION SOLVING (PJ 2)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

Program Aircraft_Wing;
uses crt,graph,printer;
var
  k,c,p,e,pc,ec :real;
  l              :integer;
  s              :string;
function t(x :real) :real;
begin
t := 10*c*k*(0.2969*sqrt(x/c) - 0.126*(x/c) - 0.3537*sqrt(x/c) + 0.2843*sqrt(x/c)*(x/c) - 0.1015*sqrt(sqrt(x/c)));
end;
function y(x : real) : real;
begin
  if ( 0 <= x/c ) and ( x/c < p ) then
    y := e*x*(2*p -x/c) / sqrt(p);
  if ( p <= x/c ) and ( x/c <= 1 ) then
    y := e*(c-x)* (1-x/c+2*p) / sqrt(1-p);
end;
function dy(x : real) : real ;
begin
  if ( 0<= x/c ) and ( x/c < p ) then
    dy := 2*e*(c*p-x) / (c*sqrt(p));
  if ( p <= x/c ) and ( x/c <= 1 ) then
    dy := 2*e*(c*p-x) / (c*sqrt(1-p));
end;
function xu(x : real) : real;
begin
  xu := x - t(x)* sin(arctan(dy(x)));
end;
function xl( x : real) : real;
begin
  xl := t(x)* sin(arctan(dy(x)));
end;
function yu(x :real) : real ;
begin
  yu := y(x) + t(x)* cos(arctan(dy(x)));

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

end;

function yl(x:real) : real;
begin
  yl := y(x) - t(x)*cos(arctan(dy(x)));
end;

procedure axis;
var
  a,gradriver,gramode :integer ;
begin
  clrscr ;
  gradriver := vga ;
  gramode := vgahi ;
  initgraph (gradriver, gramode, 'a:\');
  line(35,300,635,300);
  line(35,470,35,10);
  for a:= 1 to 10 do
    begin
      line(60*a+35 , 298 , 60*a+35,302 );
      line(33,50*a,37,50*a);
    end;
  outtextxy (120,10, ' PROGRAM TO DESIGN AIRCRAFT WING VERSION 1.0 ');
  outtextxy (120,20, ' =====');
  outtextxy (25,310, '0' );
  outtextxy (85,310, '0.1');
  outtextxy (145,310, '0.2');
  outtextxy (205,310, '0.3');
  outtextxy (265,310, '0.4');
  outtextxy (325,310, '0.5' );
  outtextxy (385, 310,'0.6');
  outtextxy (445,310, '0.7');
  outtextxy (505,310,'0.8');
  outtextxy (565,310,'0.9');
  outtextxy (625, 310 ,'1');
  outtextxy (0,47,'0.5');

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

outtextxy (0,97,'0.4');
outtextxy (0,147,'0.3');
outtextxy (0,197,'0.2');
outtextxy (0,247,'0.1');
outtextxy (0,347,'-0.1');
outtextxy (0,397,'-0.2');
outtextxy (0,447,'-0.3');
outtextxy (0,497,'-0.4');

```

```
end;
```

```
function int(x:real) : integer;
```

```
var
```

```
  l:integer;
```

```
begin
```

```
  l:= 0;
```

```
  if x>0 then
```

```
begin
```

```
  while l<x do
```

```
    l := l+1;
```

```
    int := l-1;
```

```
end
```

```
else
```

```
begin
```

```
  while l<abs(x) do
```

```
    l := l+1;
```

```
    int := l-1;
```

```
end;
```

```
end;
```

```
procedure printscreen;
```

```
var row, col, bandno : integer;
```

```
  piccode, n1,n2 : byte;
```

```
begin
```

```
  n2:= getmaxx div 256;
```

```
  n1:= getmaxx div 256;
```

```
  bandno := 0;
```



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

repeat
  write(1 st, #27#51#23);
  write(1 st, #27#42#6+chr(n1)+chr(n2));
  for col:=0 to getmaxx do
begin
  piccode := 0;
  for row := 0+bandno to 7+bandno do
    begin
      if getpixel (col,row) <> getbkcolor then
      case row-bandno of
        0:piccode := piccode+128;
        1:piccode := piccode +64;
        2:piccode :=piccode +32 ;
        3:piccode :=piccode +16;
        4:piccode:=piccode +8;
        5:piccode:=piccode +4;
        6:piccode:=piccode +2;
        7:piccode:=piccode +1;
      end;
    end;
  write(1 st,chr(piccode));
end;
write(1 st, #10);
inc (bandno,8);
until bandno > getmaxy ;
write (1 st,#12#50);
end;

begin
  clrscr;
  writeln(' THIS IS PROGRAM TO AIRCRAFT WING VERSION 1.0');
  writeln(' =====');
  writeln('Please enter data of aircraft wing to design');
  writeln('Enter the "airfoil chord" (between 0.51 and 1.00) : ');

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

readln( c);
writeln;
write('Enter the "thickness ratio " (maximum thickness / chord) : ');
readln(k);
writeln;
writeln('Enter the "distance between the leading edge and');
write(' the maximum chamber point (between 0.00 and ', c:2:2,' ) : ');
readln(pc);
p:=pc/c;
writeln;
write('Enter the "maximum camber " (between 0.00 and 0.50) : ');
readln(ec);
e:=ec/c;
axis;
l:=0;
while l<= int(600*c) do
begin
  putpixel( 35+l , 300- int(500*y(i/600)) , 12);
  putpixel(35+int(600*xu(i/600)) , 300 -int(500*yu(i/600)),13);
  putpixel(35 + int(600*xll(i/600)),300-int(500*yl(i/600)) ,13);
  l:=l+1;
end;
printscreen;
end.

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

THIS IS PROGRAM TO DESIGN AIRCRFT WING VERSION 1.0

Please enter data of aircraft wing to design

Enter the "airfoil chord" (between 0.51 and 1.00): 1.00

Enter the "thickness ratio" (maximum thickness/chord) : 0.10

Enter the "distance between the leading edge and

the maximum chamber point (between 0.00 and 1.00) :0.40

Enter the "maximum camber" (between 0.00 and 0.50) : 0.10



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

PROGRAM TO DESIGN AIRCRAFT WING VERTION 1.0



รูปที่ 4.4 แสดงการออกแบบ Airfoil โดยใช้ NACA four digit (โดยเลือก $\tau=0.12$, airfoil chord =1, thickness ratio = 0.1, ระยะทางระหว่าง leading edge และ maximum camber point =0.4 และ maximum camber=0.1)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

program pj2;
uses crt,graph,printer;
var u          :array[1..100,1..100] of real;
    s          :string;
    f1,f2,f3,f4 :real;
    i,j,a,b,l,n,gradriver,gramode,uu,k :integer;

```

```

procedure input;

```

```

begin

```

```

write('f1 = ');

```

```

readln(f1);

```

```

write('f2 = ');

```

```

readln(f2);

```

```

write('f3 = ');

```

```

readln(f3);

```

```

write('f4 = ');

```

```

readln(f4);

```

```

write('a = ');

```

```

readln(a);

```

```

write('b = ');

```

```

readln(b);

```

```

end;

```

```

procedure cal;

```

```

begin

```

```

for i:=1 to a do

```

```

begin

```

```

u[i,1]:=f2;

```

```

u[i,b]:=f4;

```

```

end;

```

```

for j:=2 to b-1 do

```

```

begin

```

```

u[1,j]:=f1;

```

```

u[a,j]:=f3;

```

```

end;

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

for i:=2 to a-1 do
  for j:=2 to b-1 do
    u[i,j]:=(f1+f2+f3+f4)/4;

for l:=1 to 500 do
  begin
    for i:=2 to a-1 do
      begin
        for j:=2 to b-1 do
          u[i,j]:=(u[i-1,j]+u[i,j-1]+u[i,j+1]+u[i+1,j])/4;
        end;
      end;
    end;
  end;
end;
procedure axis;
var m,n :integer;
begin
  gradriver:=vga;
  gramode :=vghi;
  initgraph(gradriver,gramode,'a:\');
  line(0,230,460,230);
  line(230,0,230,460);
end;

procedure gra;
begin
  s:='1234567890';
  for uu:=1 to 10 do
    begin
      for i:=1 to a do
        begin
          for j:=1 to b do
            if abs(uu-u[i,j])<=0.1 then
              begin
                outtextxy(10*i+225-5*a,5*b+225-10*j,s[uu]);

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

end;
end;
end;
end;
procedure printscreen;
var row,col,bandno :integer;
    piccode.n1,n2 :byte;
begin
n2:=getmaxx div 256;
n1:=getmaxx mod 256;
bandno := 0;
repeat
write(lst,#27#51#23);
write(lst,#27#42#6+chr(n1)+chr(n2));
for col :=0 to getmaxx do
begin
piccode :=0;
for row :=0 +bandno to 7+bandno do
begin
if getpixel(col,row)<>getbkcolor then
case row-bandno of
0:piccode:=piccode+128;
1:piccode:=piccode+64;
2:piccode:=piccode+32;
3:piccode:=piccode+16;
4:piccode:=piccode+8;
5:piccode:=piccode+4;
6:piccode:=piccode+2;
7:piccode:=piccode+1;
end;
end;
end;
write(lst,chr(piccode));
end;
write(lst,#10);
inc(bandno,8);

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

until bandno > getmaxy;
write(lst,#12#50);
end;

```

```

begin
clrscr;
input;
cal;
axis;
gra;
readlh;
end.

```

□



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$r_1 = 1$$

$$r_2 = 3$$

$$r_3 = 5$$

$$r_4 = 7$$

$$a = 45$$

$$b = 45$$



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.5 แสดงวิธีการแก้ไขปัญหาคอมเพล็กซ์โดยใช้สมการ Laplace (โดยใส่ค่าขอบเขตทั้ง 4 ด้านเข้าไปใน program (pj 2) คือ $U(1,y) = 1, U(a,y) = 5, U(x,0) = 3, U(x,b) = 7, a = b = 45$)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

program pj1;
uses crt,graph;
var v,q,x0      :real;
    gradriver,gramode,i,j,u :integer;
    s           :string;
procedure axis;
var a,b :integer;
begin
  clrscr;
  gradriver :=vga;
  gramode   :=vgahi;
  initgraph(gradriver,gramode,'c:\');
  line(0,240,640,240);
  line(320,0,320,480);
  for a:= 1 to 16 do
  begin
    line(315,40*a,325,40*a);
    line(40*a,235,40*a,245);
  end;
end;

function w(x,y :real) :real;
begin
  w:=v*y+(q*arctan( y/(x+x0) )/2*pi)-(q*arctan( y/(x-x0) )/2*pi);
end;

```

```

procedure curve;

```

```

begin

```

```

  v:=0.8;

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

q:=2*pi;
x0:=2;

for u:=-4 to 4 do
begin
for i:=-150 to 150 do
begin
for j:=-80 to 80 do
begin
if (i=-10*x0)or(i=10*x0) then
else
begin
if abs(w(i/10,j/10) - u/2) <= 0.05 then
putpixel(2*i+320,2*j+240,14);
end;
end;
end;
end;

procedure table;
begin
v:=0.8;
q:=2*pi;
x0:=2;

```

```

clrscr;
for u:=-2 to 2 do
begin
writeln('w := ',u/2:2:2);
for i:=-150 to 150 do
begin
for j:=-80 to 80 do
begin
if (i=-10*x0)or(i=10*x0) then

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

else
begin
if abs(w(i/10,j/10) - u/2) <= 0.001 then
write('(',i/10:4:2,',',j/10:4:2,',')');
end;
end;
end;
writeln;
end;
end;

```

```

begin
clrscr;
writeln('Do you want to look coordinate or graph ( enter "c" or "g" )');
readln(s);
if s = 'c' then
table
else
begin
axis;
curve;
end;
readln;
end.

```



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

-1.00

(-13.70,-1.70) (-9.80,-2.50) (-6.30,-5.20) (-4.90,-6.20)

(4.90,-6.20) (6.30,-5.20) (9.80,-2.50) (13.70,-1.70)

-0.50

(-13.00,-1.00) (-7.60,-2.90) (-5.40,-5.30) (5.40,-5.30)

(7.60,-2.90),(13.00,-1.00)

0.50

(-13.00,1.00) (-7.60,2.90) (-5.40,5.30) (5.40,5.30)

(7.60,2.90) (13.00,1.00)

1.00

(-13.70,1.70) (-9.80,2.50) (-6.30,5.20) (-4.90,6.20)

(4.90,6.20) (6.30,5.20) (9.80,2.50) (13.70,1.70)

ผลแสดงจุดที่มีค่าของเส้นสายธารการไหลเท่ากันที่ -1 , -0.5 , $+0.5$, 1 ตามลำดับ
(โปรแกรมนี้ใช้สำหรับของไหลไหลผ่านวัตถุแผ่นวงกลม และ $Re < 1$)

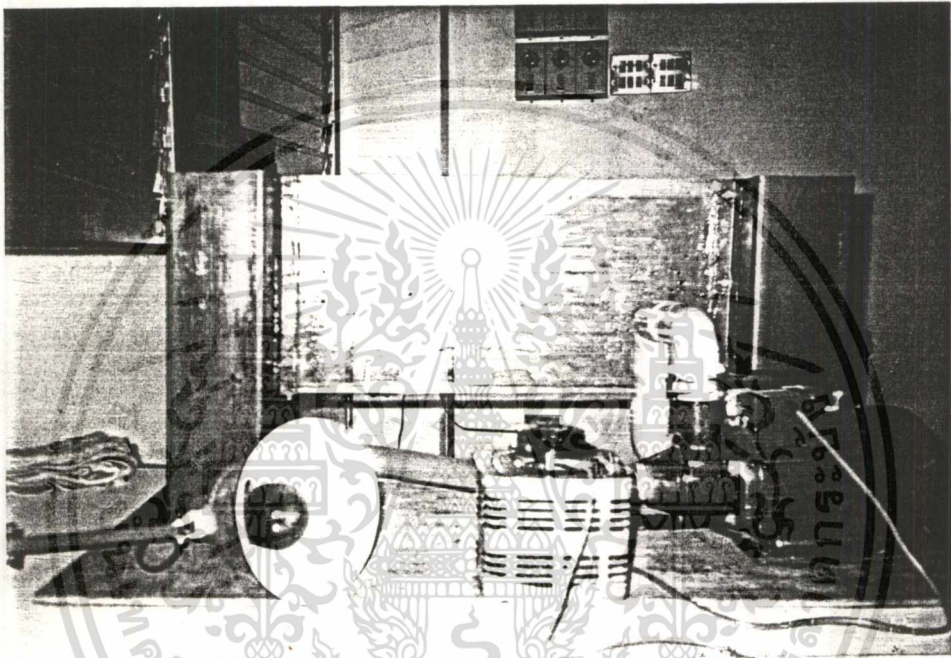
บทที่ 5

การออกแบบและประกอบชุดการทัศนการไหลโดยใช้น้ำ

ส่วนประกอบต่างๆ ของชุดมองภาพการไหลของน้ำ

5.1. ส่วนประกอบทางไฟฟ้า ประกอบด้วย

ปั๊ม (Pump)



รูปที่ 5.1 ปั๊ม

ปั๊มจะติดตั้งอยู่ทางด้านข้างของส่วนปล่อย/พักน้ำ ทำหน้าที่ส่งน้ำจากด้านพักน้ำไปสู่ด้านปล่อยน้ำ โดยความเร็วของน้ำจะถูกกำหนดโดยแรงดันของหม้อแปลงไฟฟ้าที่มาต่ออนุกรมด้วย ปั๊มที่ใช้เป็นปั๊ม MATOKA

แบบ	: 1 DB-35	เอาต์พุต	: 0.5 Hp (เป็นขนาดเล็กสุดที่ทำได้)
แรงดันไฟฟ้า	: 220 V	ความถี่	: 50/60 Hz
กำลังที่ให้	: 0.33 Kw	ความเร็วรอบ/นาที	: 2800
ความสูงสูงสุด	: 35 m	พื้นที่หน้าตัด	: 2.3 ft ²
ปริมาตร/นาที	: 40 L/min	ท่อทางเข้า/ออก	: 1" * 1"

หม้อแปลงไฟฟ้า (Transformer)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 5.2 หม้อแปลงไฟฟ้า

ทำหน้าที่ให้จ่ายไฟขนาดต่างๆให้กับบีมเพื่อปรับความเร็วรอบของบีมทำให้อัตราการไหล

เปลี่ยนแปลง

หม้อแปลงไฟฟ้าที่ใช้มีคุณลักษณะดังนี้

แบบ : TDGC2-0.5 Kw-A

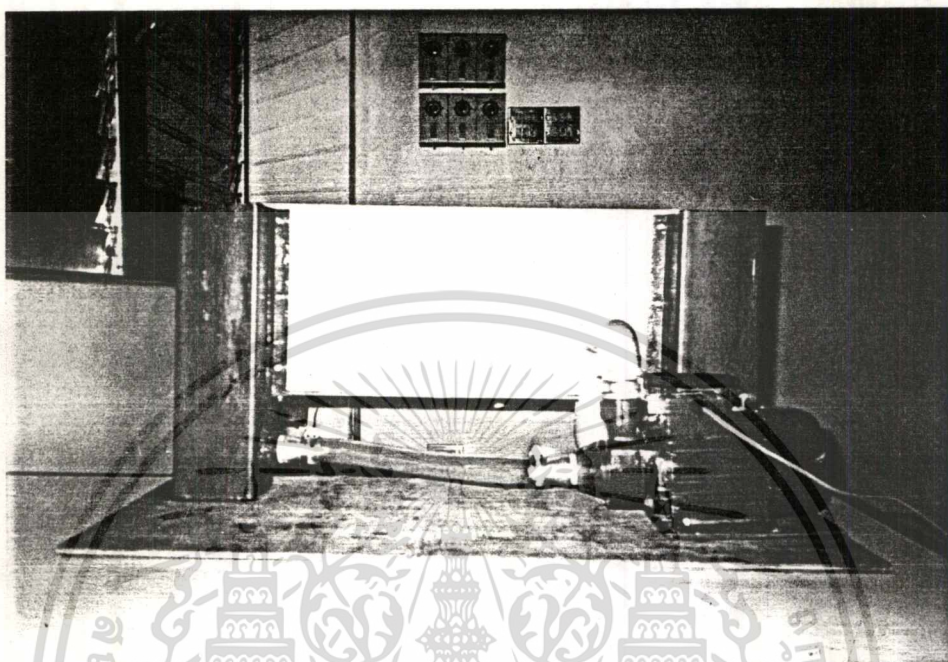
อินพุต : 110/220 V, 50/60 Hz

เอาต์พุต : 0-270 V, 2 A

น้ำหนัก : 3.3 kg

5.2. ส่วนประกอบทางเครื่องกล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 5.3 ท่อ PVC ท่อชาย , ส่วนปล่อย/พักน้ำ, ช่องทางการไหล

ท่อ PVC และท่อชาย

ท่อ PVC และท่อชาย ทำหน้าที่เชื่อมต่อการไหลของน้ำจากส่วนพักน้ำสู่บิ๊ม และจากบิ๊มสู่ส่วนปล่อยน้ำ โดยท่อชายจะใช้ต่อในส่วนที่เป็นการไหลจากส่วนพักน้ำสู่บิ๊มเพื่อสามารถจะสังเกตการไหลของของไหลได้สะดวกซึ่งมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 1" ความยาวประมาณ 60 cm

ท่อ PVC พลาสติกใช้ในส่วนของไหลจากบิ๊มสู่ส่วนปล่อยน้ำโดยจะประกอบกับข้องอใช้ส่งโดยขนาดท่อที่ใช้เส้นผ่านศูนย์กลางคือ 1" ซึ่งเป็นขนาดเดียวกับบิ๊มนั้นเอง ส่วนพัก/ปล่อยน้ำ

ส่วนนี้ประกอบขึ้นจากเหล็กกล่องขนาด $10 \times 10 \text{ cm}^2$ ความสูง 35 cm จะได้ปริมาตร $3,500 \text{ cm}^3$ เพื่อให้มีปริมาตรมากกว่าส่วนช่องทางการไหลมากๆ ทำให้การไหลราบเรียบขึ้น และระหว่างส่วนพัก/ปล่อยน้ำจะต่อเข้ากับส่วนช่องทางการไหลนั่นเอง ทางตอนล่างด้านข้างจะเจาะรูเพื่อต่อท่อชายและท่อ PVC ให้น้ำไหลเข้า/ออกคตามวัฏจักร

ส่วนช่องทางการไหล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ส่วนนี้ทำจากแผ่นอะคริลิกใสประกอบเข้าด้วยกัน โดยเมื่อเสร็จสมบูรณ์จะมีขนาด กว้าง 15 cm (เป็นช่องว่างสำหรับน้ำไหลผ่าน) ยาว 52 cm และสูง 22 cm จะมีปริมาตรรวมประมาณ $1,500 \text{ cm}^3$ ซึ่งเมื่อหักส่วนที่จะเอามาวางเพื่อทดลองแล้วจะมี ปริมาตรเหลือประมาณ $1,000 \text{ cm}^3$ ซึ่งทางด้านซ้ายและขวาจะคอกับส่วนพัก/ปล่อยน้ำนั่นเอง โดยจะยึดติดด้วยสกรูตัวจมขนาดเล็กๆ เพื่อให้เกิดการไหลแบบราบเรียบ ส่วนรูปทรงต่างๆ



รูปที่ 5.4 รูปทรงต่างๆ เช่น แผ่นแอร์ฟอยล์, แผ่นวงกลม, แผ่นราบ

ส่วนนี้ทำจากแผ่นอะคริลิกนำไปตัดเป็นรูปทรงต่างๆ เช่น แผ่นแอร์ฟอยล์ แผ่นวงกลม แผ่นราบ เป็นต้น เมื่อเวลานำไปทดลองจะใช้ติดกับแผ่นอะคริลิกขนาดเท่าช่องทางการไหลอีกครั้งเพื่อช่วยต่อการหยิบใช้ทดลอง และเราจะใช้สีฟันทึบที่แผ่นอะคริลิกด้วยเพื่อช่วยให้เวลาสังเกตการไหลจะสามารถมองเห็นได้ง่าย ซึ่งในส่วนนี้เองเราสามารถใช้อุปกรณ์ได้ต่างๆ เพื่อมาทดลองได้มาก

5.3. ส่วนของชุดฉีดตาย



รูปที่ 5.5 ชุดฉีดสีข้อม

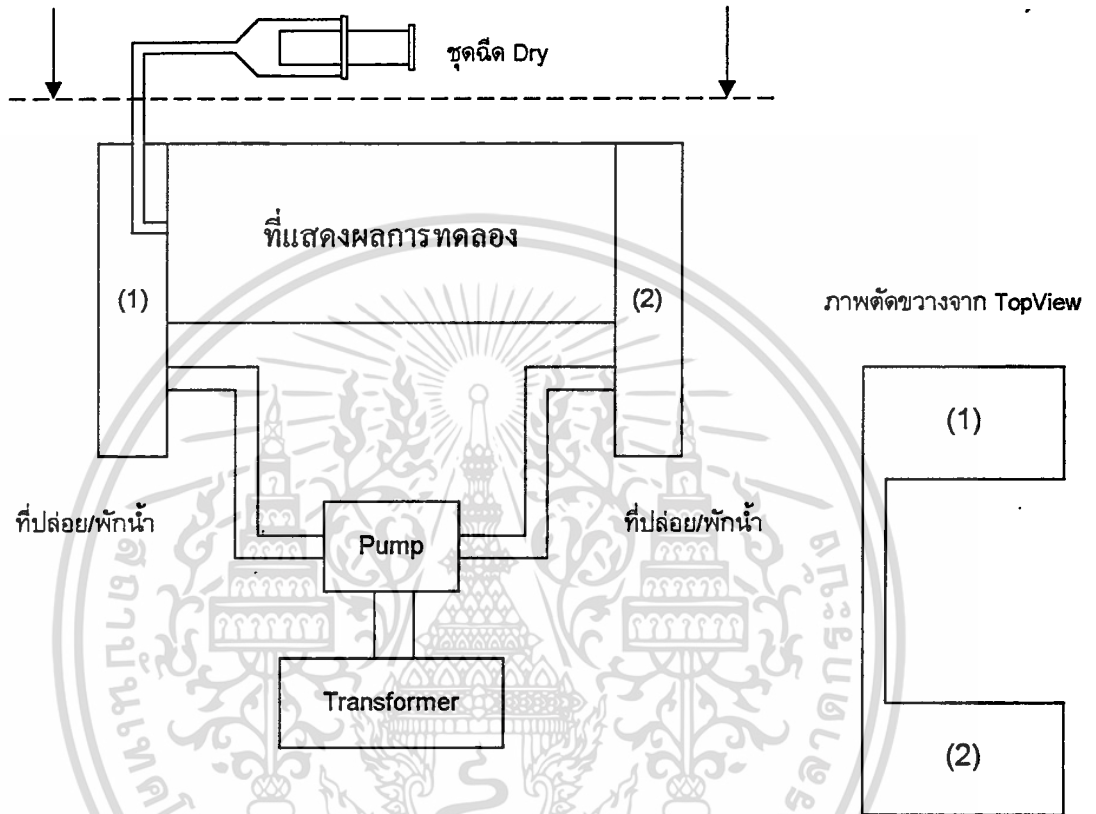
ชุดฉีดสีข้อม ประกอบด้วย

ก. หลอดฉีดขนาด 35 cm^2

ข. สายยางความยาวประมาณ 25 cm

ค. หลอดแก้วรูปตัวแอล

ประกอบโดยสอดหลอดฉีดเข้ากับด้านหนึ่งของสายยาง ส่วนอีกด้านหนึ่งของสายยางต่อเข้ากับหลอดแก้วรูปตัวแอล(ส่วนที่ใช้เป็นสีผสมอาหารละลายน้ำ โดยจะใช้สีที่เราสังเกตเห็นได้ง่าย) แล้วนำชุดสีข้อมนี้ไปฉีดไว้ในช่องของส่วนปล่อน้ำเพื่อให้สีไหลไปตามน้ำ แล้วผ่านรูปทรงต่างๆ ไป



รูปที่ 5.6 ระบบของอุปกรณ์ทำงาน

หลักการทำงาน

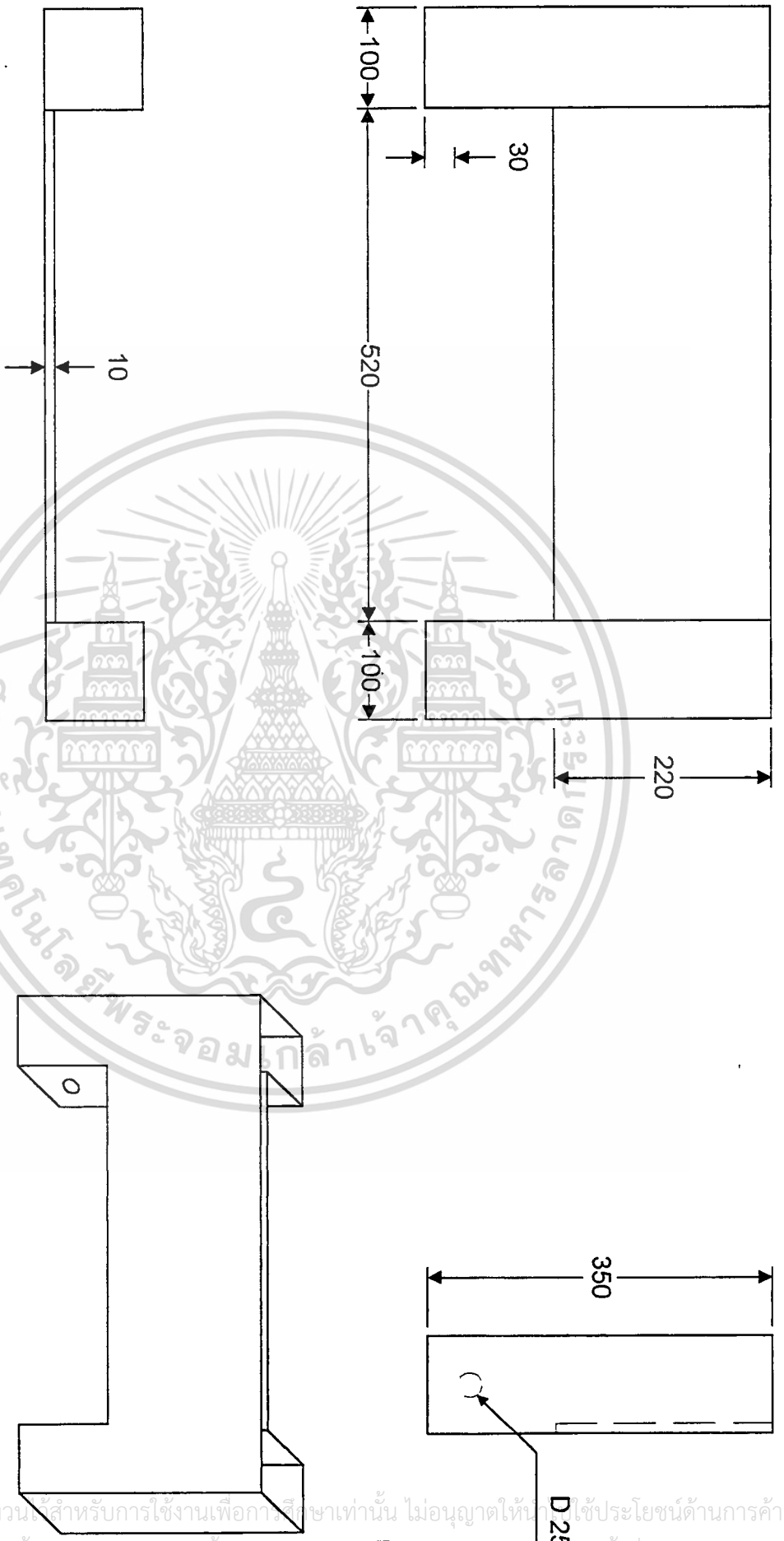
เมื่อเติมน้ำจนสามารถทำการทดลองได้ ปรับมือแปลงให้ปั้มน้ำเริ่มทำงาน ณ ที่ความเร็วระดับหนึ่ง น้ำจะไหลผ่านที่ปล่อย/พักน้ำ 1 ในบริเวณนี้จะมีการไหลปั่นป่วนจากแรงปั้มน้ำที่ปั้มน้ำเข้ามา และจะเป็นลักษณะเช่นนี้อยู่ทั่วไปตลอดการทำงานของระบบจากนั้นจะเห็นว่า ตรงส่วนต่อระหว่าง 1 และ 2 นั้น (ส่วนแสดงผล) จะมีความกว้างน้อยกว่าเกือบ 10 เท่า ดังนั้นเมื่อน้ำไหลผ่านการไหลแบบปั่นป่วนแบบไม่มีผลเลขในส่วนที่แสดงผลการทดลองที่ 2 ก็เป็นลักษณะเช่นเดียวกับ 1 สำหรับส่วนฉีดสีเชื่อมเป็นน้ำผสมสีใช้สีแดง สำหรับความเร็วโดยเฉลี่ยของการไหลผ่านช่องนั้นสามารถปรับให้เร็วขึ้นได้โดยใช้มือแปลง

วิธีการทดลอง

- ก. ต่อกะแสไฟฟ้าเข้าหม้อแปลง และ ฟอสฟอรัส
- ข. ใส่น้ำจนเต็มชุดทดลอง
- ค. นำแผ่นรูปทรงที่ต้องการใส่ลงไป
- ง. เตรียมชุดสี้อมเพื่อฉีกขณะทำการทดลอง
- จ. ปรับแรงดันหม้อแปลงทำงานเพื่อให้ปัมทำงาน ทำให้เกิดการของของไหลที่ความเร็วระดับหนึ่ง
- ฉ. ฉีกสายเพื่อสังเกตการไหลของของไหลผ่านรูปทรงต่างๆ



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 5.7 ภาพฉายแสดงส่วนของอุปกรณ์ชุดทัศนภาพกรไหลโดยใช้น้ำ

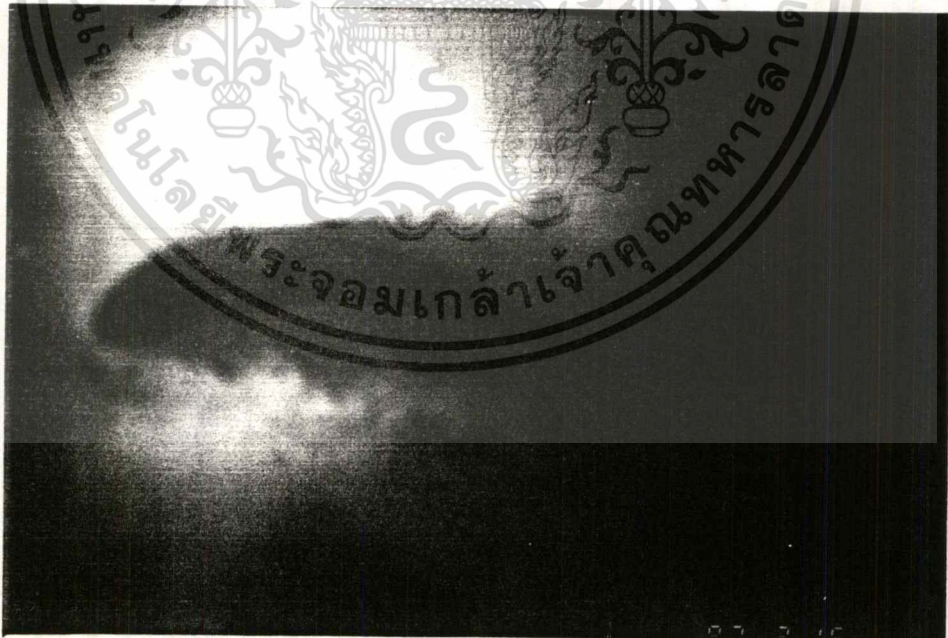
บทที่ 6

ผลการทดลอง

6.1 ภาพที่ได้จากการทดลองของแผ่นแอร์ฟอยล์



รูปที่ 6.1 ภาพจากการทดลองครั้งที่ 1



รูปที่ 6.2 ภาพจากการทดลองครั้งที่ 2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 6.3 ภาพจากการทดลองครั้งที่ 3



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

6.2 ภาพที่ได้จากผลการทดลองของแผ่นราบ

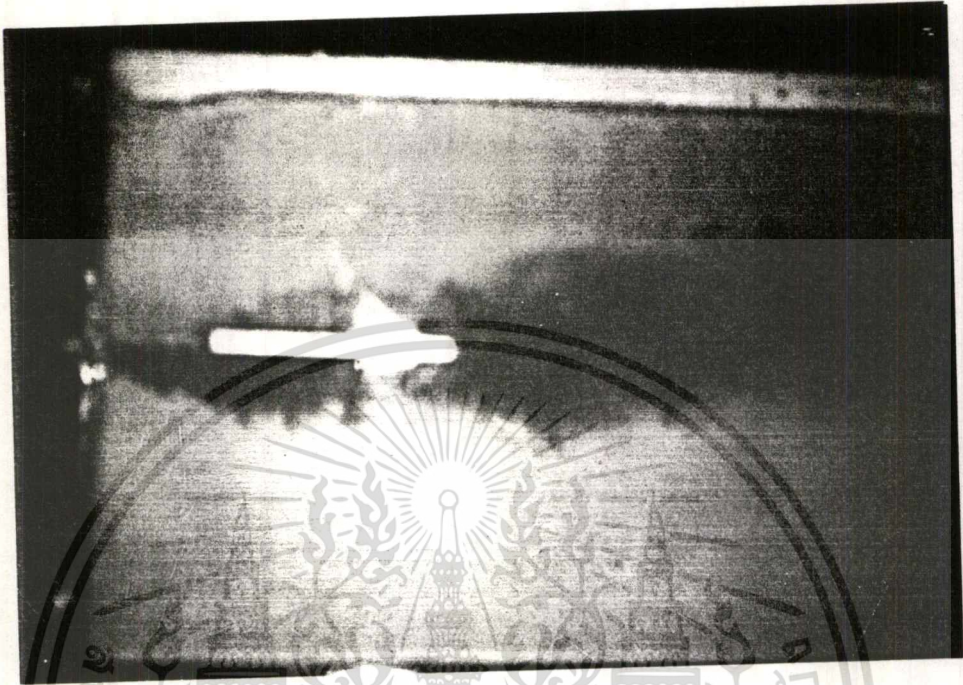


รูปที่ 6.4 ภาพจากการทดลองครั้งที่ 1



รูปที่ 6.5 ภาพจากการทดลองครั้งที่ 2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



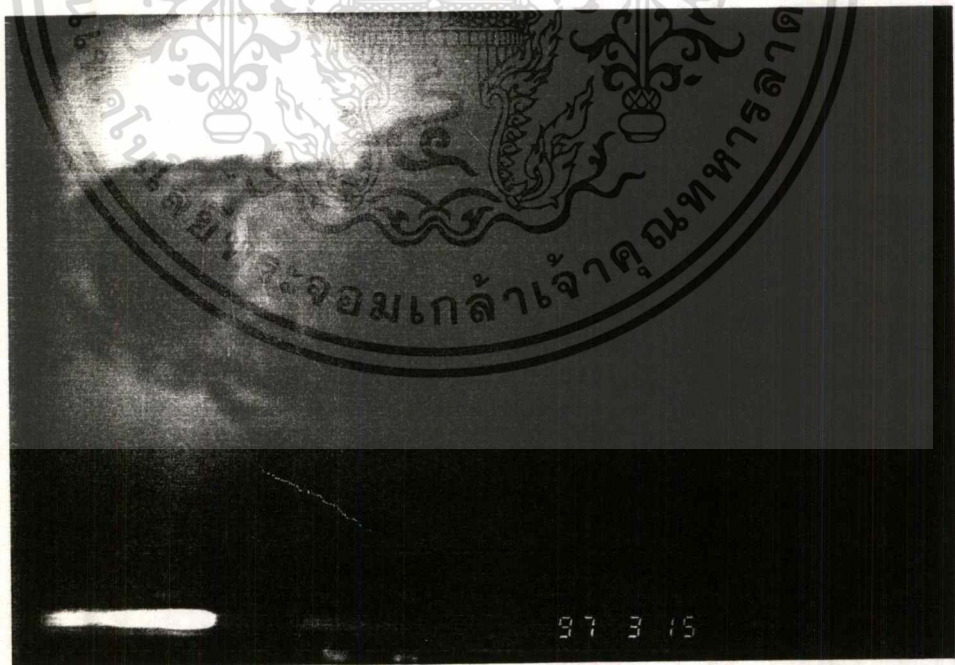
รูปที่ 6.6 ภาพจากการทดลองครั้งที่ 3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

6.3 ภาพที่ได้จากผลการทดลองของแผ่นวงกลม

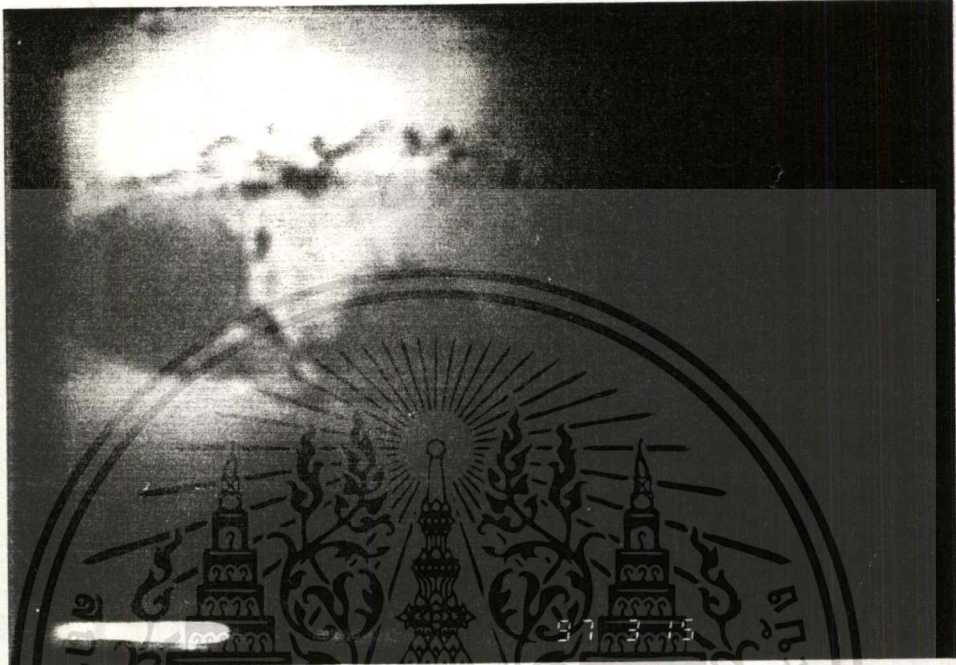


รูปที่ 6.7 ภาพจากการทดลองครั้งที่ 1



รูปที่ 6.8 ภาพจากการทดลองครั้งที่ 2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 6.9 ภาพจากการทดลองครั้งที่ 3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 7

บทสรุปและข้อเสนอแนะ

7.1สรุปผลการทดลองของปีก

freestream จะไหลแยกที่ stagnation point จะไหลรอบๆวัตถุ (รูปการไหลรอบแอร์ฟอยล์) สังเกตว่ามีความหนาของ boundary layer ทั้งด้านบนและล่างของพื้นผิวการไหลขณะเริ่มต้นเป็นการไหลแบบราบเรียบ การเปลี่ยนไปสู่การไหลแบบปั่นป่วนเกิดขึ้นที่ระยะทางที่ห่างจากstagnation point ออกไปซึ่งขึ้นกับสภาพของ freestream,surface roughness,presure สังเกตว่าในช่วงที่เกิดการไหลแบบปั่นป่วนชั้น boundary layer จะเปลี่ยนแปลงอย่างรวดเร็วมากกว่าการไหลแบบราบเรียบ

เมื่อสังเกตจากการทดลองเราก็จะเห็นลักษณะข้างต้นเช่นกัน

7.2สรุปผลการทดลองของแผ่นราบ

ขณะที่ความเร็วของการไหลอิสระของของไหลก่อนเข้าแผ่นราบมีค่าน้อยการไหลเกือบทั้งหมดค่อนข้างราบเรียบ(หรือเกือบไม่เกิดการไหลแบบปั่นป่วนเลย)

เมื่อเพิ่มความเร็วมากขึ้น การไหลแบบปั่นป่วนก็จะมากขึ้น

7.3สรุปผลการทดลองสำหรับแผ่นวงกลม

ขณะที่ความเร็วต่ำการไหลช่วงครึ่งซีกหน้าจะเป็นแบบราบเรียบ

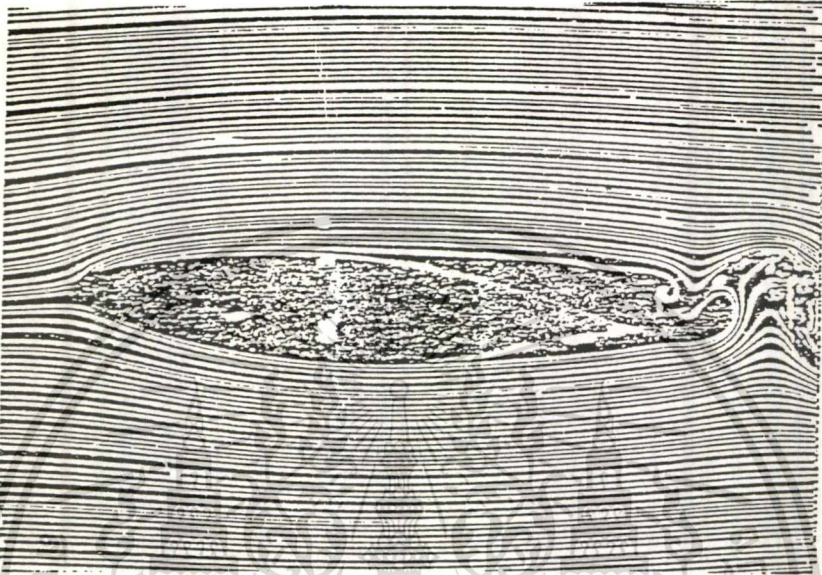
เมื่อความเร็วสูงขึ้น (Re สูงขึ้น) ความยาวของการไหลหมุนวนจะเพิ่มขึ้นในช่วงค่า Re ระหว่าง 6-40 การไหลวนที่เกิดขึ้นหลังทรงกระบอกจะมีบริเวณกว้างขึ้นเรื่อยๆ

จากภาพอ้างอิงจะเห็นว่า ของไหลเคลื่อนที่ไปด้านบนและด้านล่างของแบบจำลอง เกิดเป็นเส้นคู่กันและวกกลับขยายตัวออกไปเรื่อยๆ ซึ่งเรียกว่า (karman vortex street) ซึ่งจะมีความยาวคลื่นเท่ากับความกว้างของคลื่น และจะเกิดขึ้นเมื่อ $Re > 40$ เมื่อ Re เพิ่มขึ้น ซึ่งเราจะเห็นปรากฏการณ์นี้จากการทดลอง

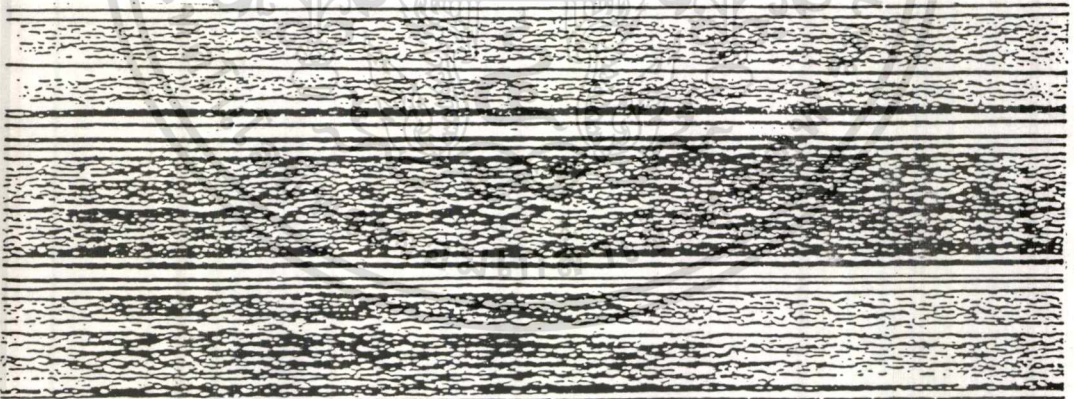
ถ้ายังเพิ่มความเร็วขึ้นเรื่อยๆ จะเห็นการไหลวนที่หลังทรงกระบอก

ดังนั้นจากการสังเกตทั้งหมดเราจะเห็นว่าอุปกรณ์นี้สามารถใช้งานได้จริงๆ เพราะสอดคล้องกับทฤษฎีข้างต้น

แสดงส่วนประกอบแต่ละอันของสายธารการไหลเมื่อผ่านปีก

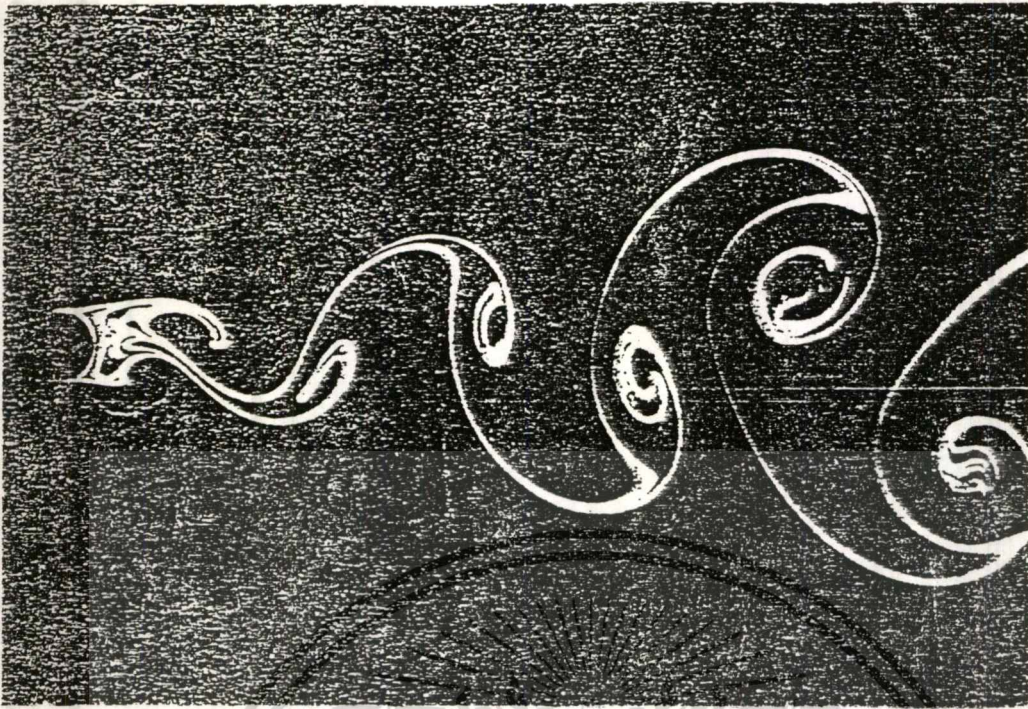


รูปที่ 7.1 แสดงการไหลแบบปั่นป่วนผ่านแผ่นราบที่ ($Re = 990$)

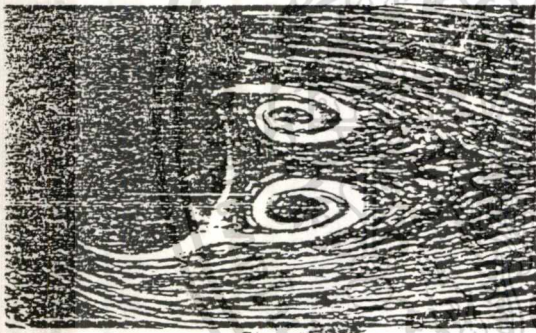


รูปที่ 7.2 แสดงการไหลของน้ำที่ชั้นความเร็วต่างๆ กันผ่านแผ่นราบ

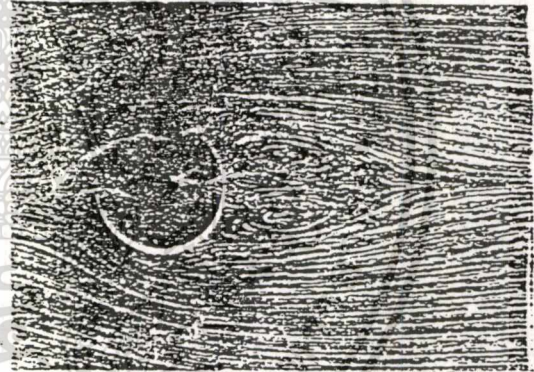
ที่ชั้นบนสุดความเร็ว	11 cm/sec	และ	$Re = 1.5 \cdot 10^3$
ที่ชั้นกลางความเร็ว	17 cm/sec	และ	$Re = 22.34 \cdot 10^3$
ที่ชั้นล่างสุดความเร็ว	54 cm/sec	และ	$Re = 7.5 \cdot 10^3$



รูปที่ 7.3 แสดงปรากฏการณ์ (karman vortex street) หลังทรงกระบอกกลม $Re = 140$



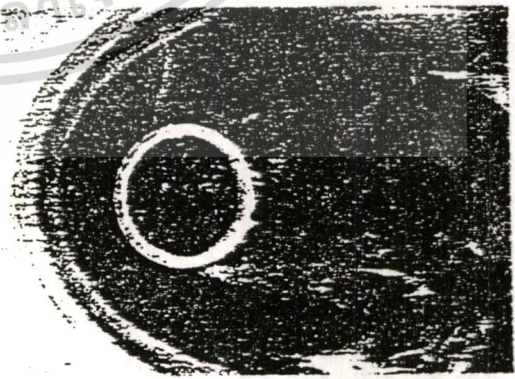
รูปที่ 7.4 การไหลผ่าน Cylinder $Re = 19$



ภาพการไหลผ่าน Cylinder $Re = 26$

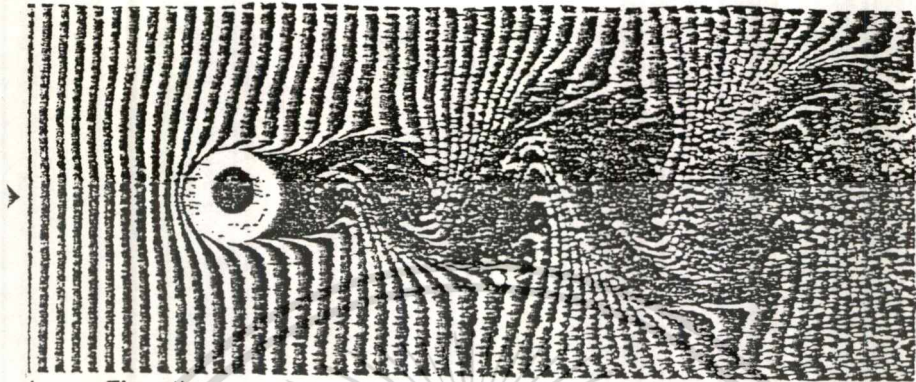


รูปที่ 7.5 $Re = 55$

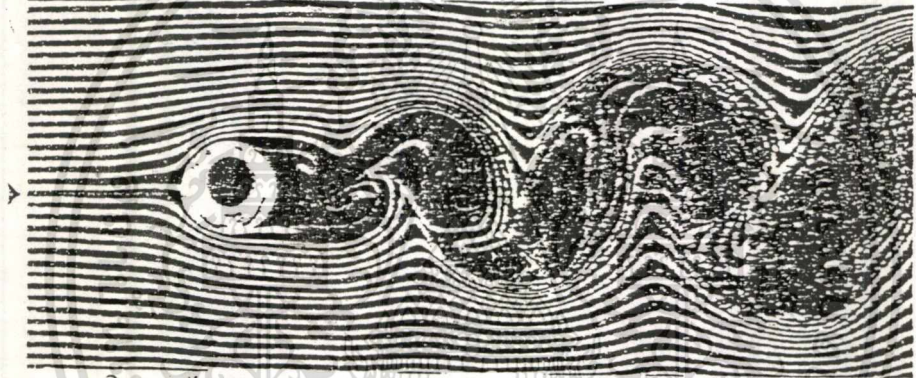


ภาพ ปรากฏการณ์ karman vortex $Re = 2.9 \cdot 10^3$

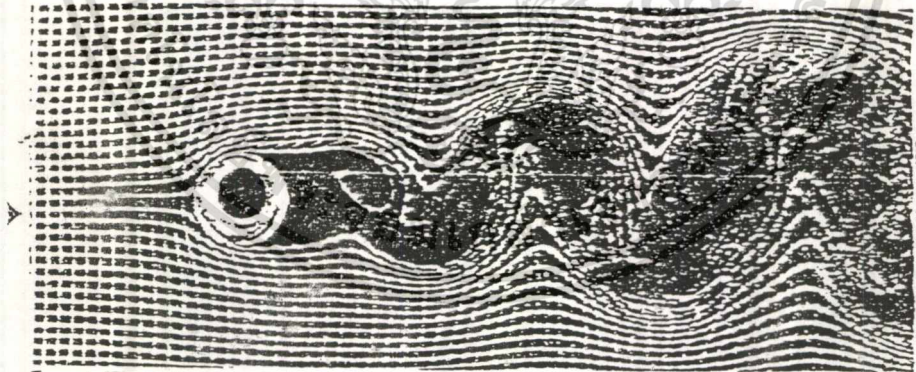
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



. Time lines.



. Streak lines.



. Time lines and streak lines.

รูปที่ 7.6 ปรากฏการณ์ karman vortex street

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

7.4 ข้อเสนอแนะ

การจำแนกการทดลองอาจเพิ่มรูปทรงแบบต่างๆ มากกว่าที่ให้ เช่น

Bend and elbow

Tube bank heat exchanger model

Sudden contraction and enlargement

ผู้ทดลองอาจใช้เม็ด polystyrene เพราะจะทำให้สะดวกในการทดลอง กล่าวคือ น้ำที่ใช้ในการทดลอง ครั้งหนึ่งแล้วสามารถนำกลับมาใช้อีก โดยไม่กระทบกับการมองเห็นภาพการไหล

7.5 จุดสำคัญของอุปกรณ์ทดลอง (WATER FLOW VISUALISATION UNIT)

ก. ง่ายที่จะทดลอง

ข. เห็นรูปแบบการไหล ได้อย่างชัดเจน

ค. มีขอบเขตของ models กว้าง (เช่นอาจจะกำหนดรูปทรงกระบอกให้มีรัศมีต่างๆ กัน เป็นต้น)

ง. ทำรูปแบบเพิ่มขึ้น ได้อย่างง่ายๆ (อาจจะไม่มีเพียงแค่ทรงกระบอก, ปีก, plate เท่านั้น)

จ. มีระบบแสงสว่าง

บรรณานุกรม

- 1.Fox , R.W. , and McDonald , A.T. , **Introduction to Fluid Mechanics** , 2 nd ed. ,
John Wiley & Sons , 1984 .
- 2.Moran , J. ,**An Introduction to Theoretical and Computational Aerodynamics** ,
John Wiley & Sons , 1984 .
- 3.Merzkirch , W. ,**Flow Visualization** , London : Academic Press , 1987
- 4.Houghton , E.L., and Carpenter, P.W. ,**Aerodynamics for Engineering Students** , 4 th ed. ,
Edward Arnold , 1993.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กิติกรรมประกาศ

ขอขอบพระคุณ อาจารย์ มิ่ง โดกิจแสงทอง อาจารย์ที่ปรึกษาที่กรุณาใช้เวลาให้ความรู้ คำนแนะนำ และตรวจสอบ ปรวิญญานพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลงด้วยดี

สุดทำขนี้ขอขอบพระคุณท่านผู้มีพระคุณทุกท่านที่ได้ช่วยเหลือ และแนะนำตลอดจนเป็นกำลังใจในการจัดทำปรวิญญานพนธ์ฉบับนี้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้