

เครื่องบินขนาดเล็กเพื่อการสำรวจ
Small airplane for Surveying purposes



นายเทียนชัย เลิศคันสนีย์
นายธีรวัฒน์ แสนประเสริฐพานิช
นายวรวุฒิ จิรศักยกุล
นายวีรบูรณ์ อัสวทวิบูลย์

อาจารย์ที่ปรึกษา
ดร.จรรูวัตร เจริญสุข



เลขหมู่.....
เลขทะเบียน..... 42465
วัน, เดือน, ปี 23 พ.ค. 2545

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

ปริญญาบัตรนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต
ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล
คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ปีการศึกษา 2543

ปริญญาโทปีการศึกษา 2543

ภาควิชา วิศวกรรมเครื่องกล

คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง


เรื่อง เครื่องบินขนาดเล็กเพื่อการสำรวจ

Small airplane for Surving purposes

ผู้จัดทำ

1. นายเทียนชัย เลิศคันสนีย์ รหัสประจำตัว 40010284
2. นายธีรวัฒน์ แสนประเสริฐพานิช รหัสประจำตัว 40010338
3. นายวรวุฒิ จิรศักยกุล รหัสประจำตัว 40010685
4. นายวีรบุรณ อัสวาทินุญ รหัสประจำตัว 40010748





อาจารย์ที่ปรึกษา

(ดร. จารุวัตร เจริญสุข)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เครื่องบินขนาดเล็กเพื่อการสำรวจ

นายเทียนชัย เลิศคันสนีย์

นายธีรวัฒน์ แสนประเสริฐพานิช

นายวรวุฒิ จิรศักยกุล

นายวีรบูรณ์ อัสวทวิบูลย์

ผศ.ดร. จารุวัตร เจริญสุข อาจารย์ที่ปรึกษา

ปีการศึกษา 2543

บทคัดย่อ

งานสำรวจและถ่ายภาพทางอากาศในปัจจุบัน มีค่าใช้จ่ายที่สูงมากอันเนื่องมาจากค่าอากาศยานและอุปกรณ์ต่างๆที่ใช้ ดังนั้นเราจึงได้สร้างอากาศยานขนาดเล็กขึ้นมาเพื่อลดค่าใช้จ่ายดังกล่าว อากาศยานที่สร้างขึ้นเป็นเครื่องบินเล็กบังคับด้วยคลื่นวิทยุซึ่งภายในได้ติดตั้งอุปกรณ์รับส่งสัญญาณไว้ เครื่องบินที่สร้างขึ้นเป็นแบบที่มีน้ำหนักเบา สร้างได้ง่าย และมีแรงเสียดทานอากาศต่ำกว่าเครื่องบินแบบเดิม ซึ่งจะช่วยให้งานสำรวจและถ่ายภาพทางอากาศก้าวหน้าต่อไป

ในโครงการนี้ได้ทำการศึกษาทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับเครื่องบิน เช่น แรงกระทำต่อเครื่องบิน โครงสร้างของเครื่องบิน เครื่องยนต์เล็ก วิทยุบังคับ หลังจากนั้นก็ได้ออกแบบเครื่องบินที่จะสร้างและทำการทดสอบแรงยกและแรงต้าน ในอุโมงค์ลมเมื่อได้ผลการทดลองแล้วก็ได้ทำการสร้างเครื่องบินตามที่ได้ออกแบบไว้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Small airplane for Surveying purposes

Thienchai Lirdsunsanee

Teerawat Sanpasertparnich

Vorawut Chirasakyakul

Veraboon Asawataveeboon

Asst.Pref.Dr.Jaruwat Charoensuk

ABSTRACT

In present, air surveying and air photography cost a lot because of aircraft and equipment expense. Therefore a small aircraft was built in order to reduce the above cost. The aircraft was controlled by radio signal, in which signal transmission equipment is installed. This aircraft is a model with lighter weight, easier-to-build and less drag force than the previous ones. As a result, it may help air surveying and air photography proceed to further progress.

In this project the theory about aviation such as forces on aircraft, structure of aircraft, small engine, radio control. After that we have design the aircraft size and test lift/drag force in wind tunnel. Then build the aircraft from data that we test.

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้คงไม่อาจเสร็จได้ด้วยดี หากไม่ได้รับความช่วยเหลือ และร่วมมือจากหลาย ๆ ฝ่ายด้วยกัน บุคคลแรกที่ต้องกล่าวถึงเพราะเป็นส่วนสำคัญที่ทำให้วิทยานิพนธ์นี้เสร็จลงได้ก็คือ ดร.จาร์วัตร เจริญสุข อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ที่ให้ความเอาใจใส่ แนะนำ และพรีกัก กับพี่ภูมิล ที่ช่วยเหลือเสมอมา ซึ่งต้องขอขอบพระคุณเป็นอย่างมาก

และต้องขอขอบพระคุณบุคคลสำคัญที่สุดที่ทำให้ข้าพเจ้ามีวันนี้ ก็คือ บิดา มารดา อันเป็นที่เคารพรักชิ่ง ซึ่งได้เลี้ยงดูผู้เขียนมาเป็นอย่างดี พร้อมทั้งให้โอกาสในการศึกษาอย่างเต็มที่ และยังให้กำลังใจ เอาใจใส่เสมอมาในทุกๆ ด้านอันหาที่เปรียบมิได้ ข้าพเจ้าขอระลึกในพระคุณอันสุดประมาณ และขอกราบขอบพระคุณมา ณ ที่นี้

นายเทียนชัย เลิศคันสนีย์

นายธีรวัฒน์ แสนประเสริฐพานิช

นายวรวิทย์ จิรศักดิ์กุล

นายวีรบูรณ์ อัสวทวิบูลย์



สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	II
กิตติกรรมประกาศ	III
สารบัญ	IV
สารบัญตาราง	IX
สารบัญภาพ	X
บทที่ 1 บทนำ	1
1.1 ความเป็นมาของโครงการ	1
1.2 วัตถุประสงค์	1
1.3 ขอบเขตของโครงการ	1
1.4 วิธีการดำเนินงาน	2
บทที่ 2 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง	3
2.1 แรงที่เกิดขึ้นกับเครื่องบิน	3
2.1.1 กฎของเบอร์นูลลี	3
2.2 ส่วนประกอบต่างๆ ของ Airfoil	4
2.2.1 ปัจจัยในการออกแบบ Airfoil	4
2.3 ทฤษฎีทางอากาศพลศาสตร์ของปีก	6
2.3.1 กระแสลมที่ปลายปีก	7
2.3.2 Downwash	8
2.3.3 การกระจายแรงยกตามแนวยาวของปีก	10
2.3.4 แรงดูดเหนี่ยวนำของปีกความยาวจำกัด	11
2.3.5 ตัวประกอบประสิทธิภาพของการกระจาย	11
2.3.6 แรงดูดรวมของปีกความยาวจำกัด	11
2.3.7 แรงยกของปีกความยาวจำกัด	11
2.4 แรงยกทั้งหมดของเครื่องบิน	12
2.5 แรงดูดทั้งหมดของเครื่องบิน	13
2.5.1 แรงต้านพาราสิต	14
2.5.2 แรงดูดเนื่องจากแรงยก	15

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญญ(ต่อ)

	หน้า
2.5.3 ผลกระทบของความโค้งปีก	15
2.6 ทฤษฎีทางโครงสร้าง	16
2.6.1 โครงสร้างเครื่องบิน	16
2.6.1.1 สตรีท ไท คานและโครงข่าย	16
2.6.1.2 ความเค้นผิวและโครงสร้างโมนโคค	18
2.6.2 โครงสร้างเครื่องบินปีก	18
2.6.2.1 สปาร์ ริป สตรีงเกอร์และส่วนที่เป็นพื้นผิว	19
2.7 ทฤษฎีทางกลศาสตร์	20
2.7.1 แรงเฉือนและโมเมนต์คัตในคาน	20
2.7.2 การโค้งงอของเสา	28
2.8 การปรับแต่งเครื่องยนต์ 2 จังหวะ	30
2.9 วงจรในการควบคุม	36
2.10 การทำงานของคัมบังคัมบัง	38
บทที่ 3 การออกแบบและการคำนวณ	42
3.1 การออกแบบ	42
3.2 การคำนวณโครงสร้างเครื่องบิน	48
3.2.1 การคำนวณการกระจายแรงยก	48
3.2.2 หาค่าแห่งของจุดศูนย์กลางแรงของแรงยก	49
3.2.3 คำนวณหาขนาดของสปาร์	49
3.2.4 การคำนวณหาความหนาของริปส	55
3.2.5 หาขนาดของสตรีงเกอร์	56
บทที่ 4 การทดลองในอุโมงค์ลม	58
4.1 จุดประสงค์	58
4.2 วัสดุอุปกรณ์	58
4.3 วิธีการทดลอง	58
4.4 ผลการทดลอง	59
บทที่ 5 การสร้างเครื่องบิน	63
5.1 วัสดุที่ใช้	63

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
5.2 การสร้างส่วนประกอบต่างๆ	63
5.3 การประกอบ	64
บทที่ 6 บทสรุป	66
6.1 การทดสอบสมรรถนะของเครื่องบินขณะทำการบินและข้อเสนอแนะ	66
6.2 ประโยชน์ที่ได้รับ	67
6.3 แนวทางที่สามารถนำไปใช้ในอนาคต	67
บรรณานุกรม	68
ภาคผนวก ก วิธีการใช้คู่มือ	69
ภาคผนวก ข กราฟข้อมูลของ airfoil แบบต่างๆ	104
ภาคผนวก ค ตารางแสดงคุณสมบัติอากาศ	133
ภาคผนวก ง รายละเอียดของเครื่องบินรุ่น .46 FX	136
ภาคผนวก จ คู่มือการใช้เครื่องบังคับวิทยุ	138

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1 ค่า C_{fc} ที่ใช้ทั่วไป	15
3.1 ค่าแรงเฉือนที่ระยะต่างๆ ของสปาร์	50
3.2 ค่าโมเมนต์ที่ระยะต่างๆ ของสปาร์	51
3.3 ค่าแรงเฉือนที่ระยะต่างๆ ของปีก	53
3.4 ค่าโมเมนต์ที่ระยะต่างๆ ของปีก	54
4.1 ผลการทดลองในอุโมงค์ลม	59
4.2 ความสัมพันธ์ของมุมยก กับค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน	62
5.1 ขนาดของรีปส	64



สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1 แรงกระทำต่างๆ ที่เกิดขึ้นกับเครื่องบิน	6
2.2 ส่วนต่างๆ ของ Airfoil	6
2.3 ความหมายทางเรขาคณิตของปีกความยาวจำกัด	7
2.4 ภาพฉายด้านข้างของปีกกับการไหลรอบปลายปีก	8
2.5 Trailing vortices	8
2.6 Downwash	8
2.7 Downwash angle และแรงดูดเหนี่ยวนำ	9
2.8 กราฟของสัมประสิทธิ์แรงยกในสองมิติและสามมิติ	10
2.9 การกระจายแรงยกเป็นรูปวงรี	10
2.10 แรงดูดรวมของปีกความยาวจำกัด	11
2.11 Tip-back angle	13
2.12 ตัวอย่างของ Drag polar กับสัมประสิทธิ์แรงดูดที่น้อยที่สุดที่ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกไม่เท่ากับศูนย์	14
2.13 หน้าตัดปีกถูกแรงกด	17
2.14 การตัดส่วนตรงกลางของหน้าตัดปีก	17
2.15 ส่วนปีกเครื่องบิน	19
2.16 คานยื่น	20
2.17 คานยึดแน่น	21
2.18 การกระจายแรงสม่ำเสมอบนคาน	21
2.19 การกระจายแรงไม่สม่ำเสมอบนคาน	21
2.20 แรงคู่ควบที่เกิดขึ้นบนคาน	21
2.21 ความเค้นดัดล้วนบนคาน	23
2.22 ความเค้นดัดธรรมดา	24
2.23 ความเค้นดัดกระทำปลายทั้งสองข้าง	24
2.24 ความเค้นหน้าตัดที่ระยะ y ใดๆ	25
2.25 ความเค้นเฉือนในคาน	26
2.26 ความเค้นเฉือนที่หน้าตัดรูปสี่เหลี่ยม	27
2.27 กรณีของเสาที่ถูกยึดไว้ที่ปลายหนึ่งและอีกปลายหนึ่งถูกปล่อยอิสระ	29

สารบัญรูป(ต่อ)

รูปที่	หน้า
2.28 ค่า K ของเสาที่จุดยึดต่างๆ	30
2.29 เครื่องยนต์ขนาดเล็กรูปแบบ Glow plugs	31
2.30 ระบบการควบแน่นน้ำมันโดยใช้อากาศแทนที่	33
2.31 ระบบการใช้แรงดันและอากาศจากท่อไอเสีย	33
2.32 การตั้งช่องอากาศเข้าขณะเดินเบา ช่องอากาศจะเปิดประมาณ 1/32 นิ้ว	34
2.33 การปรับแต่งสกรูเพื่อให้รอบเดินเบาที่ดีที่สุด	34
2.34 การปรับจูนเครื่องยนต์บนแท่น	35
2.35 วงจรโดยรวมในการควบคุมเครื่องบิน	36
2.36 รูปแบบของเซอร์โว	37
2.37 ตัวรีโมทควบคุมเครื่องบิน	38
2.38 Flap ของเครื่องบินยกลงทั้งสองข้างของปีก	39
2.39 Flap ของเครื่องบินยกขึ้นทั้งสองข้างของปีก	39
2.40 เครื่องบินหมุนตัวในแนวระดับไปทางซ้าย	39
2.41 เครื่องบินหมุนตัวในแนวระดับไปทางขวา	40
2.42 เครื่องบินเลี้ยวไปทางซ้าย (ขณะวิ่งบนพื้นดิน)	40
2.43 เครื่องบินเลี้ยวไปทางขวา (ขณะวิ่งบนพื้นดิน)	41
3.1 รูปร่างเครื่องบินที่จะสร้าง	42
3.2 แรงกระทำบนเครื่องบินในสภาวะคงตัว	43
3.3 รูปร่าง Airfoil รุ่น NACA4412	43
3.4 ความสัมพันธ์ระหว่าง C_L และมุมปะทะของ Airfoil รุ่น NACA4412	44
3.5 ภาพฉายค้ำบนและขนาดของปีกที่คำนวณได้	46
3.6 การกระจายแรงบนสปาร์	49
3.7 กราฟแสดงความสัมพันธ์ของแรงเฉือนที่ระยะต่างๆ ของสปาร์	50
3.8 กราฟแสดงความสัมพันธ์ของโมเมนต์ที่ระยะต่างๆ ของสปาร์	51
3.9 แผนภาพแรงเฉือน	52
3.10 กราฟแสดงความสัมพันธ์ของแรงเฉือนที่ระยะต่างๆ ของปีก	52
3.11 กราฟแสดงความสัมพันธ์ของโมเมนต์ที่ระยะต่างๆ ของปีก	53
3.12 ความเค้นดัดบนสปาร์	54

สารบัญรูป(ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.13 รูปร่างของรีปส	55
3.14 โมเมนต์แรงคู่ควบ	56
4.1 ปีกเครื่องบินจำลอง	58
4.2 ปีกจำลองที่อยู่ในอุโมงค์ลม	59
4.3 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Lift force, Drag force และค่าความเร็ว	60
4.4 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า $Re (1 \times 10^5)$ กับ C_L และ C_D	60
4.5 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่ามุมยก กับสัมประสิทธิ์แรงยก และสัมประสิทธิ์แรงต้าน	62
5.1 ภาพของสปาร์	63
5.2 ภาพของรีปส	64
5.3 การประกอบปีก	65
5.4 เครื่องบินขณะประกอบเสร็จ	65
6.1 การทดสอบสมรรถนะของเครื่องบิน โดยการวิ่งก่อนที่จะทำการบิน	67

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาของโครงการ

เนื่องจากในปัจจุบันได้มีการพัฒนาเครื่องบินไปในรูปแบบต่างๆ ได้มีการออกแบบ และปรับปรุงเครื่องบินให้มีโครงสร้างในลักษณะต่างๆ เพื่อนำไปใช้ประโยชน์ในหลายด้าน เช่น ทางด้านการขนส่ง ทางด้านการเกษตร ทางด้านการสำรวจ เป็นต้น ซึ่งโครงสร้างของเครื่องบินก็จะมีลักษณะที่แตกต่างกันออกไปตามประโยชน์ที่จะนำมาใช้งาน

ด้วยเหตุนี้จึงได้มีการออกแบบโครงสร้างปีกแบบ Swept wing เพื่อศึกษาหลักการบินของปีกชนิดนี้ และทราบถึงข้อดี ข้อเสีย เพื่อการนำไปพัฒนาในอนาคตสืบต่อไป รวมถึงได้ทราบถึงรายละเอียดของตัวเครื่องบินว่าแต่ละส่วนมีหน้าที่ในการทำงานอย่างไร

1.2 วัตถุประสงค์

1.2.1 ศึกษาในส่วนประกอบเบื้องต้นของเครื่องบินที่ใช้ในการเคลื่อนที่ และศึกษาองค์ประกอบของวงจรที่ใช้ในการบังคับเครื่องบิน

1.2.2 ออกแบบโครงสร้างของเครื่องบิน เป็นแบบ Swept wing ว่ามีโครงสร้างอย่างไร และนำไปทดสอบแรงยก(Lift force) และแรงต้าน(Drag force)ในอุโมงค์ลม(Wind tunnel)

1.2.3 ทำการสร้างเครื่องบินแบบ Swept wing และทดสอบบิน

1.2.4 เก็บข้อมูล แล้วทราบถึงปัญหาของการทำโครงการนี้ และวิธีการแก้ไข

1.3 ขอบเขตของโครงการ

โครงการนี้เป็นการศึกษาโครงสร้างของเครื่องบินที่มีปีกแบบ Swept wing, อุปกรณ์ที่ใช้ในการควบคุมเครื่องบิน, แรงที่ใช้ในการบิน โดยมีข้อมูลทดสอบมาจากอุโมงค์ลม(Wind tunnel), การปรับแต่งเครื่องชนิด และวิธีการแก้ไขปัญหาที่เกิดขึ้น

แต่โครงการนี้จะไม่ได้ครอบคลุมถึงปีกของเครื่องบินในแบบที่ไม่ใช่ Swept wing และจะไม่มีการทดสอบปีกเครื่องบินในลักษณะอื่น แต่จะยกมาเปรียบเทียบจากข้อมูลที่มีในเอกสารอ้างอิง ว่ามีข้อดี และข้อเสีย แตกต่างกันอย่างไร

นอกจากนั้นในโครงการนี้เป็นการทดลองสร้างเครื่องบิน เพื่อศึกษาความเป็นไปได้ในการใช้งาน ดังนั้นจึงมีข้อจำกัดของข้อมูลบางประการ เช่น ผลที่ได้มาจากการทดลองได้ค่าแตกต่างกันกับที่ออกแบบไว้ และนำไปทดสอบในอุโมงค์ลม

1.4 วิธีการดำเนินงาน

งานวิจัยในโครงการนี้จะเริ่มด้วยการศึกษาทฤษฎีพื้นฐานต่างๆ ที่เกี่ยวข้องกับงานวิจัย ซึ่งมีเรื่องหลักๆ อยู่ 3 เรื่องด้วยกัน คือ ทฤษฎีเบื้องต้นในการบิน ทฤษฎีแรงกระทำ ทฤษฎีเบื้องต้นของโครงสร้างเครื่องบิน และการปรับแต่งเครื่องยนต์ กับวงจรที่ใช้ในเครื่องบิน

จากนั้นนำเอาความรู้ที่ได้ศึกษามาทั้งหมดมาออกแบบสถาปัตยกรรมของเครื่องบิน ซึ่งจะแบ่งเป็นการออกแบบเครื่องบิน การออกแบบแรง การออกแบบโครงสร้าง จากนั้นจะนำค่าที่ได้จากการออกแบบมาทำการทดลองในอุโมงค์ลม(Wind tunnel) เมื่อทดลองถึงความเป็นไปได้แล้วก็ไปสู่การสร้างเครื่องบินขนาดเล็ก และนำเครื่องบินที่สร้างเสร็จไปทดสอบบิน

เมื่อทำการทดสอบบิน แล้วก็ทำการบันทึก และสรุปผล รวมถึงวิธีการแก้ไขปัญหาที่เกิดขึ้นในการทดสอบบิน ซึ่งเป็นแนวทางในการนำไปประยุกต์ใช้ และปรับปรุงในอนาคตได้



บทที่ 2

ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

2.1 แรงที่เกิดขึ้นกับเครื่องบิน

ในขณะที่เครื่องกำลังบินอยู่จะมีแรงอยู่ 4 ชนิด กระทำต่อเครื่องบิน แรงเหล่านี้คือ แรงยก(Lift force), น้ำหนัก (Weight), แรงขับ (Thrust force), แรงฉุด (Drag force) แรงยก คือ แรงซึ่งมาจากผลของอากาศไหลผ่านด้านบนและด้านล่างของปีกเครื่องบิน แรงนี้ทำให้เครื่องบินลอยขึ้นได้ ขณะทำการบิน Weight จะต้องต้านแรงยกซึ่งเกิดมาจากแรงดึงดูดของโลก Thrust คือแรงขับไปข้างหน้าซึ่งทำให้เครื่องบินขับตัวเองผ่านอากาศไปได้ แรงนี้ขึ้นอยู่กับขนาดของเครื่องยนต์ที่ใช้และแรงที่ต่อต้านซึ่งก็คือ Drag ซึ่งเป็นแรงต้านไปด้านหลังและยังเป็นตัวจำกัดความเร็วของเครื่องบิน จากรูป ลูกศรที่แทนแรงกระทำต่อเครื่องบินเรียกว่า Vector ขนาดของ Vector จะบอกโดยความยาวของลูกศร และทิศทางจะบอกโดยทิศทางของลูกศร เมื่อมีแรง 2 แรงขึ้นไปกระทำต่อวัตถุอันหนึ่งในเวลาเดียวกัน แรงเหล่านี้จะมารวมกันและทำให้เกิดแรงลัพธ์ขึ้นมา

แรงยก คือ แรงที่ต้านน้ำหนักของเครื่องบินใน Flight ที่เครื่องบินบินในแนวระดับในทางตรงด้วยความเร็วคงที่ น้ำหนัก กับแรงยกจะเท่ากัน และเครื่องอยู่ในสภาวะสมดุล ถ้าตัวประกอบทางอากาศพลศาสตร์คงที่แต่อีกตัวเปลี่ยน เครื่องบินจะบินสูงขึ้นหรือลดระดับลง เมื่อเครื่องอยู่เฉยๆบน Ramp เครื่องก็จะอยู่ในสภาวะสมดุล แต่ตัวแปรทางอากาศพลศาสตร์จะไม่ใช้ตัวประกอบในกรณีที่มีลมพัดเบาๆ ชั้นบรรยากาศก็จะออกแรงกดต่อผิวด้านบนและด้านล่างเท่าๆกัน การเคลื่อนไหวของอากาศผ่านปีกเครื่องบินโดยเฉพาะอย่างยิ่งส่วนปีกเป็นสิ่งที่จำเป็นก่อนที่แรงยกที่เกิดจากอากาศพลศาสตร์จะมีผลในระหว่างทำการบินแรงดันที่ผิวด้านบนและด้านล่างของปีกจะไม่เท่ากัน แม้ว่าจะมีตัวประกอบอื่นๆที่มีผลต่อความแตกต่างนี้ ซึ่งรูปร่างก็เป็นตัวแปรหลักอันหนึ่ง ปีกของเครื่องบินถูกออกแบบมาเพื่อจะแบ่งการไหลของอากาศไปสู่พื้นที่ที่มีความดันสูงภายใต้ปีก และพื้นที่ความดันต่ำซึ่งอยู่เหนือปีก ความแตกต่างในความดันนี้ถูกสร้างมาจากการไหลของอากาศผ่านปีกเป็นต้นกำเนิดหลักของแรง ซึ่งจริงๆแล้วก็มีตัวแปรอื่นๆ ซึ่งมีผลต่อแรงยกทั้งหมดได้

2.1.1 Bernoulli's Principle กล่าวว่า “ในขณะที่ความเร็วของของไหล เพิ่มขึ้น ความดันภายในก็จะลดลง” ปีกเครื่องบินก็ถูกทำให้เป็นรูปร่างที่จะใช้ข้อได้เปรียบของหลักสูตรนี้ ความโค้งที่มากกว่าของส่วนบนจะทำให้อากาศต้องมีความเร็วเมื่อมันไหลผ่านด้านบนของปีก นี่ก็ทำให้เกิดความแตกต่างของความดันระหว่างด้านบนและด้านล่างของปีกและทำให้เกิดแรงดันขึ้นไปด้านบน ความแตกต่างของความดันนี้ คือ แหล่งกำเนิดหลักของแรงยก

แรงยกที่เหลือจะเกิดมาจากพื้นที่ผิวส่วนล่างของปีกเมื่ออากาศมากระทบด้านล่างและถูกหักเหลงด้านล่าง ตามที่กฎข้อที่ 3 ของนิวตัน ได้กล่าวไว้ว่า “ทุกๆแรงกิริยาที่กระทำบนวัตถุจะมีแรงปฏิกิริยาต่อต้านกลับในทิศทางตรงข้าม” เพราะฉะนั้นอากาศที่ถูกหักเหลงด้านล่างก็จะยังทำให้เกิดแรงยก ซึ่งเป็นแรงปฏิกิริยาอีกด้วย เพราะว่าอากาศมีส่วนคล้ายน้ำมาก ดังนั้น คำอธิบายสำหรับต้นกำเนิดของแรงยกชนิดนี้อาจจะถูกเปรียบเทียบกับการเล่นสกีบนผิวน้ำแรงยกซึ่งเป็นตัวพยุงตัวสกี ก็คือแรงดันที่เกิดจากการกระทบ เพราะการหักเหของน้ำเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากพื้นผิวด้านล่างของสกรีนน้ำ ภายใต้สภาวะการบินส่วนใหญ่ แรงยกที่เกิดจากความดันที่กระทบ และการหักเหของอากาศจากผิวด้านล่างของปีกจะเป็นเพียงส่วนน้อยมากของแรงยกทั้งหมด

2.2 ส่วนประกอบต่างๆของ Airfoil

Airfoil ก็คือ พื้นผิวใดๆ ก็ตาม อย่างเช่นปีก ซึ่งจะให้แรงทางอากาศพลศาสตร์ เมื่อมันมีปฏิริยาร่วมกับอากาศที่ไหลผ่านมัน ปีกของเครื่องบินจะกำเนิดแรงยกเมื่ออากาศเคลื่อนที่รอบๆมัน คำบางคำที่ถูกใช้เพื่อที่จะอธิบายปีกและปฏิริยาที่เกิดขึ้นเมื่ออากาศไหลผ่านจะถูกอธิบายไว้ที่นี่

ขอบหน้าของปีก(Leading edge) ส่วนนี้ของ airfoil จะเจออากาศ ที่ไหลผ่านเป็นจุดแรก

ขอบหลังของปีก(Trailing edge) ส่วนของ airfoil ที่ซึ่งอากาศที่ไหลผ่านด้านบนของปีกจะกลับมาพบกับอากาศที่ไหลผ่านด้านล่างของปีก

เส้นคอร์ด(Chord line) คือเส้นตรงที่ถูกจินตนาการซึ่งลากผ่าน airfoil จาก ขอบหน้าของปีกไปยัง ขอบหลังของปีก

ความโค้งของปีก(Camber) คือ ลักษณะความโค้งของผิวด้านบนและล่างของ airfoil ความโค้งของปีกด้านบนจะเด่นชัดกว่าด้านล่างซึ่งด้านล่างซึ่งค่อนข้างจะเรียบ นี่จะทำให้กระแสไหลของอากาศผ่านด้านบนมีความเร็วสูงกว่าด้านล่างของปีกมาก

Relative wind คือ ทิศทางของการไหลของอากาศ ซึ่งขึ้นอยู่กับปีก ถ้าปีกเคลื่อนที่ไปข้างหน้าในแนวระดับ Relative wind ก็จะมีการเคลื่อนที่ไปด้านหลังในแนวระดับ Relative wind จะอยู่ในแนวขนานและตรงกันข้ามกับทิศทางการบินของเครื่องบิน

มุมปะทะ (Angle & attack) คือ มุมปะทะระหว่างเส้นคอร์ดของairfoil กับทิศทาง relative wind มันเป็นส่วนสำคัญในการกำเนิดแรงยก

2.2.1 ปัจจัยในการออกแบบ Airfoil (Airfoil design factor)

การออกแบบของปีกจะขึ้นอยู่กับการใช้ของเครื่องบิน ราคา และตัวประกอบอื่นๆ การพิจารณาหลักการออกแบบ ก็คือ ภาพฉายด้านบนของปีก ความโค้งของปีก aspect ratio และ พื้นที่ปีกทั้งหมด

ภาพฉายด้านบนของปีก(Platform) จะอ้างอิงรูปร่างของปีกและเครื่องบินเมื่อมองจากด้านบนหรือด้านล่าง Platform แต่ละแบบ ก็จะมีข้อได้เปรียบและเสียเปรียบต่างๆกันไป

ความโค้งของปีก(Camber) -มีผลต่อความแตกต่างของความเร็วของการไหลของอากาศระหว่างผิวด้านบนและล่างของปีก ถ้าความโค้งของปีกของด้านบนเพิ่มขึ้นและความโค้งของปีกของด้านล่างไม่เปลี่ยนความแตกต่าง ของความเร็วจะเพิ่มขึ้น

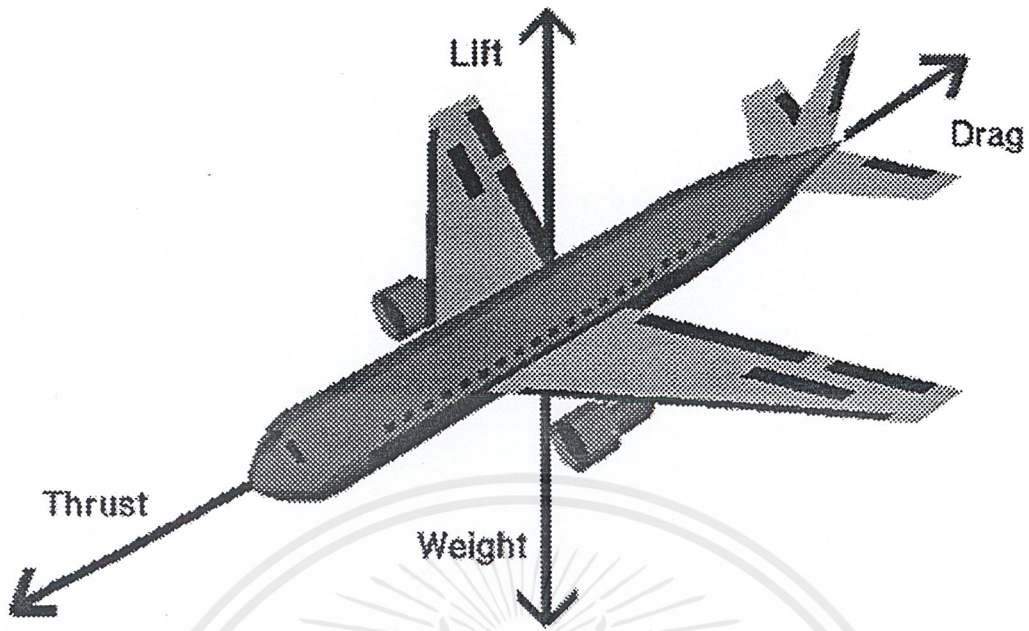
อย่างไรก็ตามก็ยังมีข้อจำกัดของปริมาณความโค้งของปีกที่สามารถใช้ได้หลังจากจุดๆหนึ่งอากาศจะไม่สามารถไหลอย่างราบเรียบบน airfoil เมื่อเหตุการณ์นี้เกิดขึ้น ความสามารถในการยกของปีกจะหายไป ความโค้งของปีก ที่สามารถถูกใช้ได้หลังจากจุดๆหนึ่งอากาศไม่สามารถไหลอย่างราบเรียบบน airfoil เมื่อเหตุการณ์นี้เกิดขึ้น ความสามารถในการยกของปีกจะหายไปความโค้งของปีก ในอุดมคติจะเปลี่ยนไปกับรายละเอียดของ

ความสามารถของเครื่องบิน โดยเฉพาะรายละเอียดของความสามารถเครื่องบิน โดยเฉพาะอย่างยิ่งช่วงความเร็ว และถูกต้องในการบรรทุก

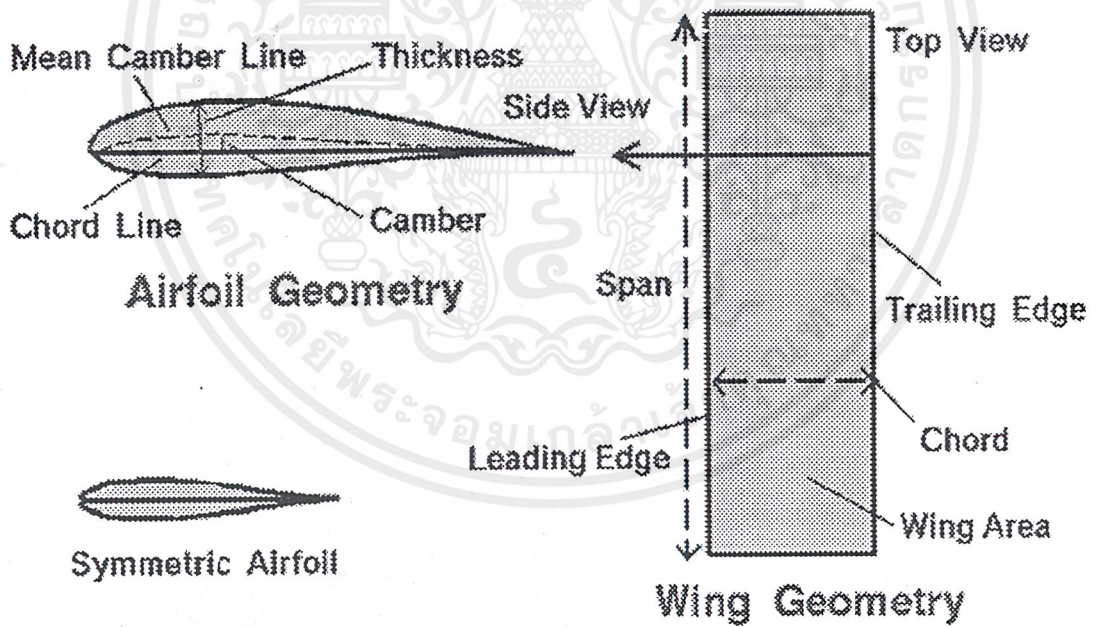
Aspect ratio คือ ความสัมพันธ์ระหว่างความยาว และความกว้างของปีกมันเป็นตัวประกอบหลักอันหนึ่งในการหาค่าแรงยก แรงต้าน ที่มุมปะทะหนึ่ง aspect ratio ที่สูงกว่า จะให้แรงต้าน ที่น้อยกว่าสำหรับแรงยกที่เท่ากัน

พื้นที่ปีก(Wing Area) คือ พื้นที่ผิวทั้งหมดของปีกปีกส่วนใหญ่จะไม่ให้ ค่าแรงยก ต่อตารางฟุต มากนัก ดังนั้นพื้นที่ของปีกต้องมากพอที่จะพยุงน้ำหนักของเครื่องบิน เราสามารถเห็นได้ว่า การออกแบบมีอะไรหลายๆ อย่างที่จะต้องทำกับความสามารถในการยกของปีก ภาพฉายด้านบนของปีก ความโค้งของปีก aspect ratio และพื้นที่ปีก คือ บางอย่างขององค์ประกอบในการออกแบบจะมีผลต่อแรงต้านอย่างไร

จุดศูนย์กลางความดัน(Center of pressure) เป็นจุดที่อยู่บนเส้นคอร์คของปีกซึ่งเป็นจุดศูนย์รวมของแรงยกของเครื่อง เพราะฉะนั้นบางทีเราก็จะเรียกจุดนี้ว่า จุดศูนย์กลางแรงยก ในระหว่างบินจุดๆนี้บนเส้นคอร์คจะเปลี่ยนตำแหน่งของมันไปตามระดับความสูงของเครื่องโดยมันจะเลื่อนมาข้างหน้า เมื่อมุมปะทะเพิ่มขึ้น และจะเคลื่อนที่ไปข้างหลัง เมื่อมุมปะทะลดลงดังนั้นแนวโน้มของการเปลี่ยนระดับ(Pitching) ซึ่งเกิดจากความสัมพันธ์ของจุดศูนย์กลางแรงยก กับจุดศูนย์กลางแรงโน้มถ่วง. ก็จะเปลี่ยนไปด้วย ตัวอย่างเช่น เมื่อมีมุมปะทะสูงจุดศูนย์กลางแรงยกจะเคลื่อนที่ไปข้างหน้า ดังนั้นแนวโน้มของการปักหัวลงก็จะลดน้อยลง ตำแหน่งของจุดศูนย์กลางแรงโน้มถ่วง เทียบกับศูนย์กลางแรงยก จะมีความสำคัญมากต่อเสถียรในแนวตั้งโดยถ้าจุด จุดศูนย์กลางกลางแรงโน้มถ่วง อยู่ข้างหน้ามากเกินไปจะทำให้เครื่องบินหัวหนักและถ้าอยู่ด้านหลังมากเกินไป ก็จะทำให้เครื่องบินท้ายหนัก เมื่อใส่สัมภาระไปบนเครื่องบินแล้ว จุด จุดศูนย์กลางแรงโน้มถ่วง. จะอยู่ค้ำหน้าจุดศูนย์กลางแรงยก ทำให้เครื่องหัวหนัก ซึ่งปรากฏการณ์นี้สามารถชดเชยได้โดยการใช้ตัว Stabilizer แนวระดับ ซึ่งถูกเซตไว้ให้มีมุมปะทะเป็นลบ สิ่งนี้จะทำให้เกิดการกดลงหรือแรงยกชนิดลบที่หางเครื่องเพื่อถ่วงกับการที่หัวเครื่องหนัก แรงกดดังกล่าวเราเรียกว่า แรงกดที่หาง ซึ่งจะเป็นแรงที่ช่วยทำให้เครื่องบินสมดุลในสภาพการบินโดยทั่วไป เพื่อให้การบินเป็นไปอย่างคงที่แรงยกที่ปีกจะต้องรับน้ำหนักของเครื่องบิน รวมทั้งแรงกดลงที่หางเครื่องบินด้วยซึ่งตัวหลังนี้เป็นผลมาจากการที่มี มุมปะทะเป็นลบ



รูปที่ 2.1 แรงกระทำต่างๆที่เกิดกับเครื่องบิน



รูปที่ 2.2 ส่วนต่างๆของAirfoil

2.3 ทฤษฎีทางอากาศพลศาสตร์ของปีก

รูปที่ 2.3 แสดงภาพฉายด้านบนของปีกกับตัวแปรและมุมที่สำคัญต่างๆที่ใช้อธิบายรูปร่างของปีกเครื่องบิน ความยาวปีก (b) วัดจากปลายปีกถึงปลายปีก สัญลักษณ์ c ใช้สำหรับความยาวคอร์ดของ airfoil ที่จุดใดๆตามความยาวปีก ตัวห้อย r แสดงความยาวคอร์ดที่โคนปีก ตัวห้อย t แสดงความยาวคอร์ดที่ปลายปีก จีบน

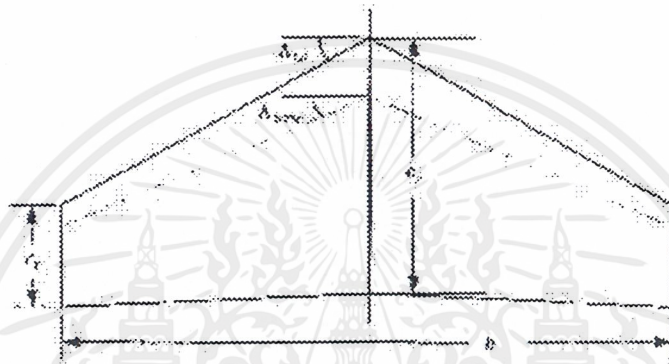
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

(overbar) แสดงค่าเฉลี่ยของความยาวคอรัคของปีกทั้งหมด สัญลักษณ์ AR ใช้เรียกตัวแปร aspect ratio ซึ่งแสดงลักษณะของปีกว่าสั้นทู่หรือยาวผอม สัญลักษณ์ Λ ใช้สำหรับมุมลู่งของปีก โดยตัวห้อย LE แสดงว่าวัดที่ขอบปีกหน้าและตัวห้อย 0.25 แสดงว่าวัดที่เส้นเชื่อมต่อดจุด 25% ของความยาวคอรัคบนแต่ละ airfoil ของปีก สัญลักษณ์ λ ใช้เรียกอัตราส่วนความเร็วของปีกหรืออัตราส่วนของความยาวคอรัคที่ปลายปีกต่อโคนปีก

$$\lambda = c_t / c_r \quad (2.1)$$

$$AR = b^2 / S \quad (2.2)$$

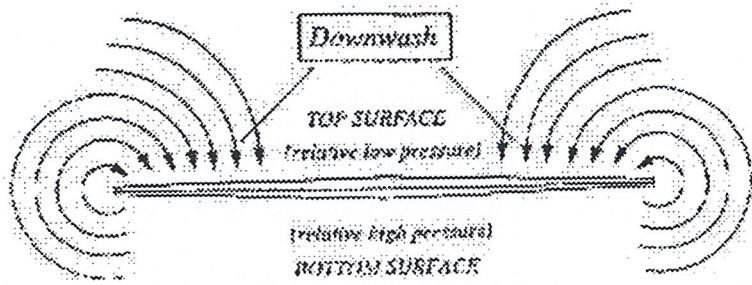
$$S = b \cdot \bar{C} \quad (2.3)$$



รูปที่ 2.3 ความหมายทางเรขาคณิตของปีกความยาวจำกัด

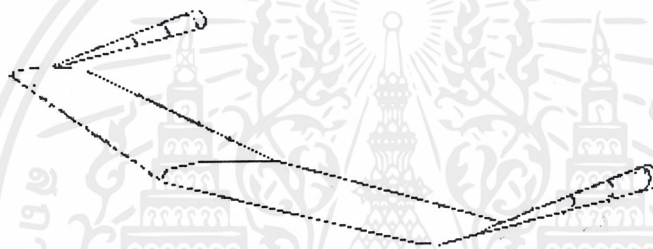
2.3.1 กระแสลมที่ปลายปีก

การไหลรอบหน้าตัดปีกในอุโมงค์ลมเป็นการประมาณการไหลรอบปีกที่มีความยาวไม่จำกัด ไม่มีการบิดตัวของปีก และมีความยาวคอรัคคงที่ตลอดความยาวปีก การไหลแบบนี้เรียกว่าการไหลแบบสองมิติเพราะคุณสมบัติของการไหลไม่เปลี่ยนแปลงในทิศตามยาวของปีก แต่การไหลรอบปีกที่มีความยาวจำกัดไม่ใช่การไหลแบบสองมิติ ความแตกต่างที่สำคัญระหว่างการไหลรอบปีกที่มีความยาวจำกัดและการไหลรอบปีกที่มีความยาวไม่จำกัดเป็นผลมาจากปรากฏการณ์การไหลที่ปลายปีก รูปที่ 2.4 แสดงภาพฉายด้านหน้าของการไหลรอบปีกที่มีความยาวจำกัด สังเกตได้ว่าความแตกต่างระหว่างความดันเหนือปีกและใต้ปีกทำให้เกิดแรงยกยังทำให้เกิดการไหลรอบปลายปีกด้วย ลูกศรในรูปที่ 2.4 แสดงภาพฉายด้านหน้าของเส้นการไหล (streamline) ในระนาบที่จุด 50% ของความยาวคอรัคบนปีก ความยาวของหางลูกศรไม่ได้แสดงถึงขนาดของเวกเตอร์ความเร็ว



รูปที่ 2.4 ภาพฉายด้านหน้าของปีกกับการไหลรอบปลายปีก

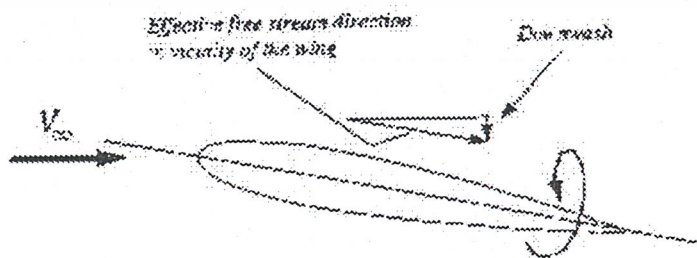
ตามที่แสดงในรูปที่ 2.4 การไหลวนที่ก่อตัวขึ้นรอบปลายปีกเกิดการรวมตัวจนกลายเป็นการหมุนวนที่รุนแรงคล้ายกับพายุทอร์นาโดหรือที่เรียกว่า trailing vortices



รูปที่ 2.5 Trailing vortices

2.3.2 Downwash

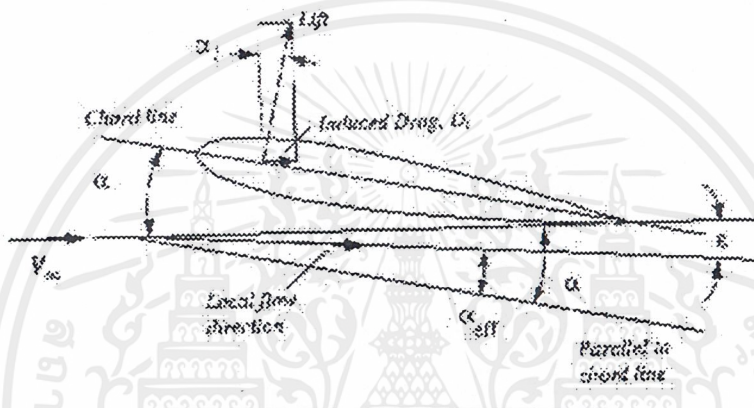
จากรูปที่ 2.6 ลักษณะการไหลวนรอบปลายปีกทำให้มีส่วหนึ่งของการไหลที่มีทิศตกลงบนปีก ส่วนประกอบที่มีทิศตกลงนี้เรียกว่า downwash รูปที่ 2.6 แสดง downwash ที่ถูกบวกอย่างเวกเตอร์เข้ากับความเร็วอิสระทำให้เปลี่ยนทิศทางของความเร็วของการไหล สังเกตได้ว่าเวกเตอร์ลัพธ์ของความเร็วยังคงทำให้การไหลมีทิศขนานไปกับพื้นผิวของปีก แต่ทิศทางของความเร็วอิสระเทียบกับ airfoil เปลี่ยนแปลงไป



รูปที่ 2.6 Downwash

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การเปลี่ยนแปลงของทิศทางการไหลอันเนื่องมาจาก downwash เรียกว่า downwash angle (ϵ) มุมระหว่างเส้นความยาวคอร์ดของ airfoil และเวกเตอร์ความเร็วของการไหลเฉพาะแห่งเรียกว่า effective angle of attack (α_{eff}) แต่ละแรงยก แรงดูด และมุมปะทะของหน้าตัดปีกเปลี่ยนแปลงตามทิศทางการไหลเฉพาะแห่งนี้ แต่แรงยก แรงดูด และมุมปะทะของปีกทั้งหมดยังคงเทียบกับทิศการไหลอิสระ รูปที่ 8 แสดงผลของการเปลี่ยนทิศทางการไหลอันเนื่องมาจาก downwash ทำให้ effective angle of attack ของ airfoil ลดลงและแรงยกที่เกิดจากแต่ละ airfoil มีส่วนประกอบในทิศแรงดูดของปีก ส่วนประกอบของแรงยกในทิศแรงดูดนี้เรียกว่าแรงดูดเหนี่ยวนำ (induced drag) การลดลงของ effective angle of attack อันเนื่องมาจาก downwash ทำให้ปีกมีแรงยกน้อยลงกว่าที่ไม่มี downwash



รูปที่ 2.7 Downwash angle และแรงดูดเหนี่ยวนำ

รูปที่ 2.8 แสดงกราฟของสัมประสิทธิ์แรงยกสำหรับ airfoil และสำหรับปีกความยาวจำกัดที่มีหน้าตัด airfoil เหมือนกัน สังเกตได้ว่า c_d แสดงถึงสัมประสิทธิ์แรงยกของ airfoil สองมิติ โดยที่

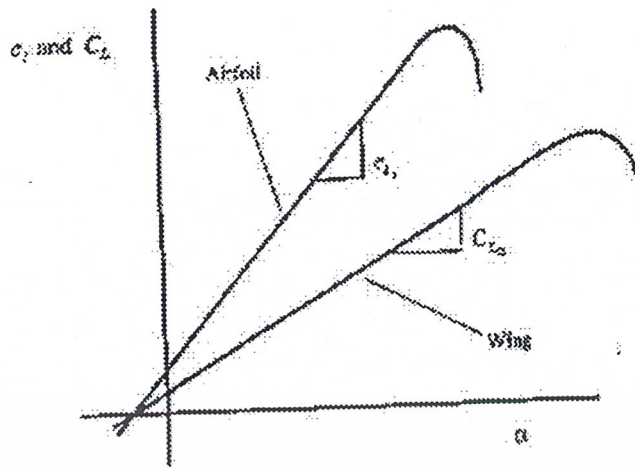
$$C_L = L / (\rho V^2 / 2) S \tag{2.4}$$

ถูกใช้สำหรับสัมประสิทธิ์แรงยกของปีกความยาวจำกัดสามมิติ ซึ่ง c_d ก็มีลักษณะเช่นเดียวกัน

$$C_D = D / (\rho V^2 / 2) S \tag{2.5}$$

การลดลงของ effective angle of attack อันเนื่องมาจาก downwash ทำให้ลดแรงยกลงทุกมุมปะทะและเลื่อนการเกิด stall ออกไปที่มุมปะทะสูงขึ้น จากบทก่อนหน้านี้ความชันของกราฟแรงยกถูกนิยามโดย

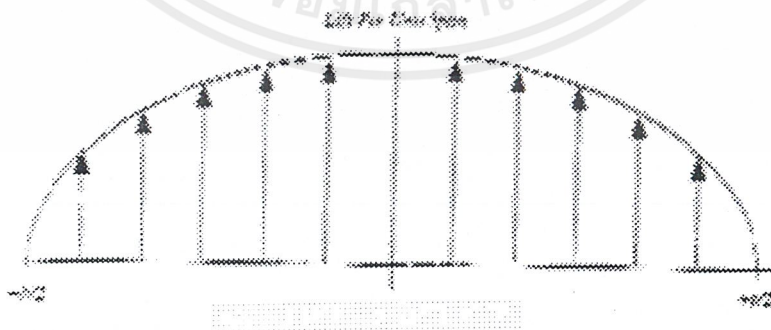
$$c_{d\alpha} \equiv \partial c_d / \partial \alpha \quad \text{และ} \quad C_{L\alpha} \equiv \partial C_L / \partial \alpha \tag{2.6}$$



รูปที่ 2.8 กราฟของสัมประสิทธิ์แรงยกในสองมิติและสามมิติ

2.3.3 การกระจายแรงยกตามแนวยาวของปีก

ไม่เหมือนกับการไหลสองมิติรอบ airfoil ในอุโมงค์ลม การไหลรอบปีกความยาวจำกัดเปลี่ยนแปลงไปตามแนวยาวของปีก การเปลี่ยนแปลงนี้เบื้องต้นเกิดจากการที่ปีกไม่สามารถรองรับความแตกต่างของความดันที่ปลายปีก (สาเหตุของ trailing vortices) มันอาจได้รับอิทธิพลจากความเร็วของปีก การบิดตัว (twist) ของปีก หรือแม้แต่ความแตกต่างของรูปร่าง airfoil ที่ตำแหน่งต่างๆบนปีก แต่ถ้าไม่มีความเร็ว การบิดตัว หรือการลู่หลังของปีก มันก็ยังคงมีการเปลี่ยนแปลงตามแนวยาวของปีก ทั้งนี้เป็นเพราะว่า trailing vortices บนปีกมีอิทธิพลสูงมากและให้ downwash ที่บริเวณปลายปีกมากกว่าบริเวณที่ไกลออกไป ส่งผลให้ถึงแม้ว่าปีกไม่มีการบิดตัวแต่ downwash ที่เพิ่มขึ้นก็ไปลด effective angle of attack และแรงยกบริเวณปลายปีก การทำให้ปีกเร็วจะช่วยลดผลนี้ได้ ในความเป็นจริงปีกที่มีความเร็วและหรือการบิดตัวเพื่อให้การกระจายแรงยกตามแนวยาวของปีกเป็นรูปวงรีดังรูปที่ 2.9 จะมี downwash คงที่ที่ทุกๆตำแหน่งตามแนวยาวของปีก



รูปที่ 2.9 การกระจายแรงยกเป็นรูปวงรี

2.3.4 แรงจลนเหนี่ยวนำของปีกความยาวจำกัด

จากรูปที่ 2.6 แสดงได้ว่าแรงจลนเหนี่ยวนำคือส่วนประกอบของแรงยกสามมิติในทิศแรงจลน

$$D_i = L \sin \epsilon \quad \text{และ} \quad C_{Di} = C_L \sin \epsilon \quad (2.8)$$

มันสามารถแสดงได้ว่ามุมปะทะเหนี่ยวนำ (induced angle of attack) ที่ตำแหน่งต่างๆตามแนวยาวของปีกที่มีการกระจายแรงยกเป็นรูปวงรีถูกกำหนดโดย

$$\epsilon = C_L / \pi AR \text{ rad} = 57.3 C_L / \pi AR \text{ deg} \quad (2.9)$$

เมื่อ ϵ มีค่าน้อย ดังนั้น $\sin \epsilon \approx \epsilon$ (หน่วยเรเดียน) และ

$$C_{Di} = C_L \epsilon = C_L^2 / \pi AR \quad (2.10)$$

2.3.5 ตัวประกอบประสิทธิภาพของการกระจาย (Span Efficiency Factor)

สมการ (2.10) ใช้สำหรับปีกที่มีการกระจายแรงยกเป็นรูปวงรีเท่านั้น แต่มันเป็นไปได้ที่จะเปลี่ยนแปลงสมการ (2.10) เล็กน้อยเพื่อให้มันสามารถใช้ได้กับปีกต่างๆไปโดยการใช้ตัวประกอบประสิทธิภาพของการกระจาย (e)

$$C_{Di} = C_L^2 / \pi e AR \quad (2.11)$$

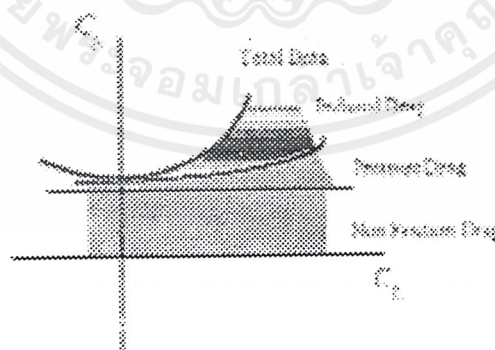
ค่า e เท่ากับ 1 สำหรับปีกรูปวงรี (elliptical wing) และอยู่ระหว่าง 0.5 ถึง 1 สำหรับปีกปกติต่างๆไป

2.3.6 แรงจลนรวมของปีกความยาวจำกัด

แรงจลนรวมของปีกเท่ากับผลรวมของ profile drag และแรงจลนเหนี่ยวนำ

$$C_D = c_d + (C_L^2 / \pi e AR) \quad (2.12)$$

โดยที่ profile drag ประกอบด้วยแรงจลนจากความเสียดทานที่ผิวและแรงจลนจากความดัน รูปที่ 2.10 แสดงการเปลี่ยนแปลงของแรงจลนแต่ละชนิดกับสัมประสิทธิ์แรงยก



รูปที่ 2.10 แรงจลนรวมของปีกความยาวจำกัด

2.3.7 แรงยกของปีกความยาวจำกัด

เพราะว่ามุมปะทะเหนี่ยวนำของปีกที่มีการกระจายแรงยกเป็นรูปวงรีคงที่ตลอดตามแนวยาวปีกมันจึงค่อนข้างง่ายที่จะหาแรงยกของปีก ถ้าปีกมีรูปปร่างวงรีและไม่มีการบิดตัวมันจะมีการกระจายแรงยกเป็นรูปวงรี

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในช่วงมุมปะทะที่กว้าง ปีกตรงที่มีการบิดตัวหรือปีกที่มีความเรียวปกติจะมีการกระจายแรงยกเป็นรูปวงรีจริงๆ ที่มุมปะทะเดียวกันนั้น มุมปะทะที่แรงยกเป็นศูนย์ของปีกรูปวงรีจะเหมือนกับที่หน้าตัด airfoil ของมัน ที่มุมปะทะบวกใดๆที่ต่ำกว่า, มุมปะทะที่เหมาะสม ของปีกรูปวงรีกำหนดโดย

$$\alpha_{\text{eff}} = \alpha - \varepsilon = \alpha - (57.3C_L/\pi AR) \quad (2.13)$$

จากรูปที่ 2.8 ความชันของกราฟแรงยกของ airfoil และปีกความยาวจำกัดอาจเขียนได้อีกอย่างคือ

$$c_{l\alpha} = c_l / (\alpha - \alpha_{L=0}) \quad \text{และ} \quad C_{L\alpha} = C_L / (\alpha - \alpha_{L=0}) \quad (2.14)$$

ซึ่ง α คือมุมปะทะใดๆในช่วงเส้นตรงของกราฟแรงยก C_L และ c_l คือสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะใดๆ จากรูปที่ 2.6 และ 2.7 จะได้

$$\begin{aligned} C_L &= C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_{L=0}) = c_{l\alpha}(\alpha_{\text{eff}} - \alpha_{L=0}) \\ &= c_{l\alpha}[\alpha - (57.3C_L/\pi AR) - \alpha_{L=0}] \end{aligned} \quad (2.15)$$

รวมสมการ (2.14) และ (2.15) ได้

$$C_{L\alpha} = c_{l\alpha} / [1 + (57.3c_{l\alpha} / \pi AR)]$$

เช่นเดียวกับในสมการ (2.8) สำหรับปีกทั่วไปที่ไม่เป็นวงรี

$$C_{L\alpha} = c_{l\alpha} / [1 + (57.3c_{l\alpha} / \pi e AR)] \quad (2.16)$$

โดยทั่วไปค่า e ของปีกที่ต้องการในสมการ (2.16) ไม่เหมือนกับที่ต้องการในสมการ (2.11) แต่ค่าทั้งสองก็ค่อนข้างใกล้เคียงกัน

2.4 แรงยกทั้งหมดของเครื่องบิน

เครื่องบินทั้งลำบ่อยครั้งที่จะมีแรงยกมากกว่าปีกของมันเพียงอย่างเดียว การประมาณค่าของแรงยกทั้งหมดของเครื่องบินทำได้โดยการรวมแรงยกจากส่วนประกอบต่างๆของมัน ต่อไปนี้คือวิธีการสำหรับประมาณค่าเบื้องต้นของแรงยกของเครื่องบินซึ่งนิยมใช้ในการออกแบบเชิงแนวความคิด

เครื่องบินโดยส่วนมากแรงยกที่สำคัญเกิดจากปีก วิธีการหาแรงยกของปีกความยาวจำกัดที่อธิบายในหัวข้อที่ผ่านมาให้การประมาณค่าเบื้องต้นของความชันกราฟแรงยกของปีก ซึ่งค่า e ได้มาจากการทดสอบปีกแบบต่างๆในอุโมงค์ลม ทำให้ได้สมการจากการทดลองของค่า e คือ

$$e = 2 / [2 - AR + (4 + AR^2(1 + \tan^2 \Lambda_{\text{max}}))^{1/2}] \quad (2.17)$$

ซึ่ง Λ_{max} คือมุมลูหลังของเส้นเชื่อมต่อดูที่ความหนาสูงสุดบนแต่ละ airfoil ของปีก

ผลกระทบของความโค้งของ airfoil และการบิดตัวของปีกต่อแรงยกคือทำให้เลื่อนมุมปะทะที่แรงยกเป็นศูนย์ออกไป ทางหนึ่งที่จะหลีกเลี่ยงความจำเป็นของการหามุมปะทะที่แรงยกเป็นศูนย์ในการออกแบบคือทำให้อยู่ในรูปมุมปะทะสมบูรณ์ (absolute angle of attack)

$$\alpha_a = \alpha - \alpha_{L=0} \quad (2.18)$$

จากการนิยาม α_a มันจึงเท่ากับศูนย์เมื่อแรงยกเป็นศูนย์ การใช้มุมปะทะสมบูรณ์จึงเหมาะสมสำหรับการออกแบบเชิงแนวความคิด

การประมาณค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดของปีกทำได้ยากถ้าปราศจากวิธีการวิเคราะห์ที่ก้าวหน้ากว่านี้ แต่ข้อบังคับทางปฏิบัติของการบินขึ้น (takeoff) และลงจอด (landing) นำมาซึ่งวิธีการประมาณอย่างง่ายของเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดที่ใช้งานสำหรับสองสภาวะการบินนั้น รูปที่ 2.11 แสดงเครื่องบินที่มีชุดล้อเป็นแบบ tricycle เมื่อเครื่องบินเร่งความเร็วขณะบินขึ้นมันต้องเพิ่มมุมปะทะเพื่อจะได้มีแรงยกที่เพียงพอ ซึ่งมุมที่เครื่องบินสามารถเอียงขึ้นได้นี้ถูกจำกัดโดยมุมที่หางเครื่องบินจะกระทบพื้น (tip-back angle) ข้อจำกัดนี้ถูกนำมาใช้กับการลงจอดเพราะเครื่องบินจะอยู่ที่มุมปะทะนี้ขณะที่ล้อสัมผัสพื้นตอนลงจอด เครื่องบินส่วนมากมีมุมนี้ต่ำกว่ามุม stall ของปีกคั้งนั้นค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดที่ใช้งานในช่วงบินขึ้นและลงจอดอาจจะประมาณได้จากความชันของกราฟแรงยกของปีก $C_{L\alpha}$ คุณค้ยมุมปะทะสมบูรณัที่สามารภใช้ได้สูงสุด $\alpha_{\max} = 15 \text{ deg} - \alpha_{L=0}$ ในกรณีของรูปที่ 2.11

$$C_{L\max} = C_{L\alpha} \cdot \alpha_{\max} = C_{L\alpha} (\alpha_{\max} - \alpha_{L=0}) \quad (2.19)$$



รูปที่ 2.11 Tip-back angle

2.5 แรงดูดทั้งหมดของเครื่องบิน

drag polar ของเครื่องบินทั้งลำแตกต่างจากของปีกอย่างเดียว สำหรับเครื่องบินทั้งลำแรงดูดถูกแบ่งออกเป็นแรงดูด parasite และแรงดูดเนื่องจากแรงยก แรงดูดพาราสิต (parasite drag force) คือแรงดูดทั้งหมดบนเครื่องบินเมื่อยังไม่เกิดแรงยกซึ่งรวมทั้งแรงดูดจากความเสียดทานที่ผิวและจากความดัน แรงดูดเนื่องจากแรงยกรวมแรงดูดทุกชนิดที่ขึ้นกับแรงยกที่เกิดขึ้นซึ่งรวมทั้งแรงดูดเหนี่ยวนำจาก downwash แรงดูดจากความดันที่เพิ่มขึ้นตามแรงยกขึ้นเนื่องจากการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าของจุดแตกแยก (separation point) แรงดูดเหนี่ยวนำและแรงดูดจากความดันจากแพนหาง แรงดูดอื่นๆเช่นแรงดูดจากกระแสน้ำที่ขอบหน้าของปีก แรงดูดทั้งหมดเหล่านี้ประมาณอย่างง่ายได้โดยค่าสัมประสิทธิ์แรงดูดต่อไปนี้

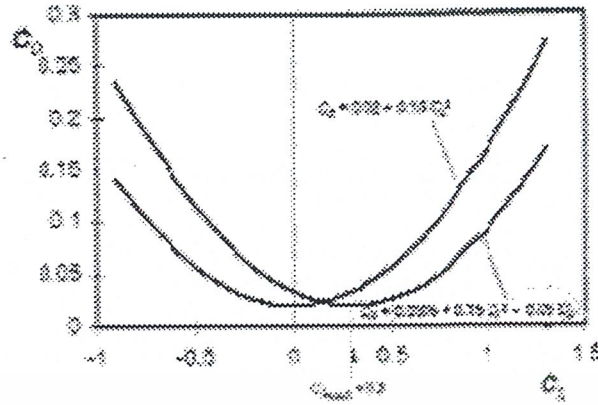
$$C_D = C_{D0} + k_1 C_L^2 + k_2 C_L \quad (2.20)$$

โดยที่

$$k_1 = 1/(\pi e_0 AR) \quad (2.21)$$

และ k_2 ถูกใช้เพื่อจำลองปีกกับ airfoil ซึ่งให้แรงดูดน้อยที่สุดที่ค่าแรงยกไม่เท่ากับศูนย์ C_{D0} เรียกว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงดูดพาราสิต ซึ่งเป็นแรงดูดทั้งหมดของเครื่องบินเมื่อยังไม่เกิดแรงยก ตัวแปร e_0 ในสมการของ k_1 เรียกว่าตัวประกอบประสิทธิภาพของ Oswald (Oswald's efficiency factor) มันไม่เหมือนกับตัวประกอบประสิทธิภาพของการกระจาย e ที่ใช้ในสมการ (2.11.), (2.16) และ (2.17) เพราะว่ามันรวมแรงดูดเนื่องจากแรงยกทั้งหมด

เพื่อจำลองสภาวะที่แรงดูดน้อยที่สุดเกิดขึ้นที่ค่าบวกของสัมประสิทธิ์แรงยก k_2 ต้องมีค่าเป็นลบ ซึ่งจะทำให้เลื่อนกราฟ C_D กับ C_L ไปทางซ้ายดังรูปที่ 2.12 ค่า C_L ที่ค่า C_D น้อยที่สุดเรียกว่า $C_{L\min D}$



รูปที่ 2.12 ตัวอย่างของ drag polar กับสัมประสิทธิ์แรงยกที่น้อยที่สุดที่ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกไม่เท่ากับศูนย์

2.5.1 แรงต้านพาราสิติก

เนื่องจากการทำนายค่าแรงยกในการออกแบบก่อนหน้านี้นี้เชื่อถือในผลการสอบในอุโมงค์ลมของรูปแบบที่คล้ายกัน ดังนั้นการทำนายค่าแรงยกก็จะเชื่อถือในข้อมูลแรงยกของเครื่องบินที่มีชนิดคล้ายกัน ในขั้นตอนการออกแบบต่อไปจำเป็นต้องทำนายค่าแรงยกของเครื่องบินให้ถูกต้องยิ่งขึ้นเพราะว่าความแตกต่างเพียง 1% ของแรงยกสามารถทำให้การออกแบบอาจจะสำเร็จหรือล้มเหลวได้ วิธีที่ใช้ในการคำนวณอย่างถูกต้องแม่นยำนี้ขึ้นอยู่กับขอบเขตของโครงการและต้องใช้ใช้รายละเอียดในการออกแบบมากขึ้นไม่ใช่แนวทางของการออกแบบเชิงแนวความคิด แต่มันสำคัญที่จะต้องเข้าใจว่าแรงยกของเครื่องบินมาจากไหน

แรงยกจากความเสียดทานที่ผิวเครื่องบินทั้งลำมากกว่าที่ปีกอย่างเดียวมากเพราะว่าพื้นที่เปียก (wetted area, S_{wet}) มากกว่า พื้นที่เปียกของเครื่องบินคือพื้นที่ผิวทั้งหมดที่อากาศไหลผ่านและทำให้เกิดความเค้นเฉือน แรงยกจากความดันของเครื่องบินทั้งลำรวมแรงยกเนื่องจากการแตกแยกของการไหลรอบลำตัวเครื่องบิน พื้นผิวควบคุม อื่นๆรวมทั้งปีกด้วย แรงยกสอดแทรก (interference drag) เป็นผลมาจากการไหลซึ่งกันและกันระหว่างส่วนประกอบต่างๆของเครื่องบินทำให้มันมีแรงยกเมื่อประกอบเข้าด้วยกันมากกว่าผลรวมของแรงยกที่ทดสอบในอุโมงค์ลมโดยแยกจากกัน นอกจากนี้ยังมีแรงยกอื่นๆอีก ซึ่งแรงยกทั้งหมดนี้คือ profile drag ของเครื่องบินทั้งลำ

การประมาณค่าเบื้องต้นของ parasite drag อาจได้มาจากข้อมูลแรงยกของเครื่องบินที่มีลักษณะคล้ายกันโดยการใช้แนวคิดของสัมประสิทธิ์แรงยกสมมูลจากความเสียดทานที่ผิว C_{fe} ซึ่งนิยามโดย

$$C_{fe} = C_{D0} (S/S_{wet}) \quad (2.22)$$

ตารางที่ 1 แสดงค่าเฉลี่ยของ C_{fe} สำหรับเครื่องบินหลายๆแบบ ค่าเหล่านี้ได้จากข้อมูลของเครื่องบินแต่ละชนิด จำนวนมาก C_{fe} เป็นฟังก์ชันของหลายตัวแปรเช่น วัสดุที่ทำผิวเครื่องบิน, μ , Reynold number, จำนวนของช่องระบายอากาศ, ชนิด ขนาด จำนวน และตำแหน่งของช่องอากาศเข้าเครื่องยนต์, ช่องว่างระหว่างพื้นผิวควบคุมเครื่องบิน และอื่นๆอีก รายละเอียดเหล่านี้แปรเปลี่ยนไปในเครื่องบินแต่ละลำ ตารางที่ 1 แสดงค่าของ C_{fe} ที่ใช้กันโดยมาก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Type	C_{fe}
Jet bomber and civil transport	0.0030
Military jet transport	0.0035
Air Force jet fighter	0.0035
Carrier-based Navy jet fighter	0.0040
Supersonic cruise aircraft	0.0025
Light single propeller aircraft	0.0055
Light twin propeller aircraft	0.0045
Propeller seaplane	0.0065
Jet seaplane	0.0040

ตารางที่ 2.1 ค่า C_{fe} ที่ใช้ทั่วไป

2.5.2 แรงดูดเนื่องจากแรงยก

การทำนายค่าแรงดูดเนื่องจากแรงยกต้องเริ่มต้นด้วยการทำนายค่าตัวประกอบประสิทธิภาพของ Oswald ซึ่งได้จากกราฟข้อมูลที่ทดสอบในอุโมงค์ลมของปีกและการรวมปีกกับลำตัวหลายๆแบบ สมการของกราฟนี้คือ

$$e_0 = 4.61(1 - 0.045AR^{0.68})(\cos\Lambda_{cr})^{0.15} - 3.1 \quad (2.23)$$

สังเกตว่าการเพิ่มขึ้นของมุมลู่อหลังของปีกและค่า aspect ratio มีแนวโน้มที่จะลดค่า e_0 เพราะว่าปีกที่มีค่า aspect ratio สูง profile drag ของ airfoil ที่แปรตามแรงยกเป็นส่วนที่มากกว่าของแรงดูดเนื่องจากแรงยกทั้งหมดที่ e_0 ต้องแสดง

2.5.3 ผลกระทบของความโค้ง (camber) ปีก

มีหลายเหตุว่าทำไมเครื่องบินจึงมีแรงดูดน้อยที่สุดที่ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกเป็นบวก ตัวอย่างเช่น profile drag ของ airfoil ที่มีความโค้งโดยทั่วไปมีค่าน้อยที่สุดที่ค่าบวกของสัมประสิทธิ์แรงยก อีกตัวอย่างคือรูปร่างและการจัดวางลำตัวเครื่องบินอาจจะเป็นเหตุให้เกิดแรงดูดจำนวนหนึ่งนอกเหนือจากที่สภาวะแรงยกเป็นศูนย์ สมการที่ (2.20) มีพจน์ $k_2 C_L$ เพิ่มเข้ามาจำลองผลกระทบนี้ ถ้าค่าสัมประสิทธิ์แรงดูดน้อยที่สุดของเครื่องบินเกิดที่สัมประสิทธิ์แรงยกซึ่งกำหนดโดยสัญลักษณ์ C_{LminD} ดังนั้นค่าของ k_2 ถูกกำหนดโดย

$$k_2 = -2 k_1 C_{LminD} \quad (2.24)$$

ค่าของ C_{LminD} ได้จากการวาด drag polar ของปีกที่ใช้ข้อมูล airfoil จริง ถ้าข้อมูล airfoil จริงไม่มี การประมาณอย่างหยาบๆสมมุติให้ airfoil มีแรงดูดน้อยที่สุดเมื่อมันอยู่ที่มุมปะทะเท่ากับศูนย์และผลของแรงดูดเหนี่ยวนำทำให้เลื่อนค่า C_{LminD} ไปที่ค่ากึ่งกลางระหว่างศูนย์และค่า C_L เมื่อ $\alpha=0$ ค่า C_L เมื่อ $\alpha=0$ ถูกกำหนดโดย

$$C_{LminD} = C_L \alpha (-\alpha_{L=0}/2) \quad (2.25)$$

ค่า C_{LminD} นี้ใช้สำหรับเครื่องบินทั้งลำเพราะว่ามันถูกสมมุติให้นักออกแบบเครื่องบินออกแบบลำตัวและส่วนต่างๆให้มีแรงดูดน้อยที่สุดที่มุมปะทะซึ่งวางปีกที่ค่า C_{LminD} ของมัน เมื่อทำเช่นนี้แล้วค่าน้อยที่สุดของ C_D ซึ่งมีเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สัญลักษณ์ C_{Dmin} ต้องไม่ต่ำกว่าค่า C_{D0} ในสมการ (2.22) ค่า C_{D0} คือค่าสัมประสิทธิ์แรงจลน์ที่แรงยกเป็นศูนย์ของเครื่องบิน สำหรับเครื่องบินที่มีแรงจลน์น้อยที่สุดที่แรงยกไม่เป็นศูนย์ใช้การทำนายต่อไปนี้

$$C_{Dmin} = C_{fe} (S_{wet}/S) \quad (2.26)$$

$$C_{D0} = C_{Dmin} + k_1 C_{Lmin}^2 \quad (2.27)$$

2.6 ทฤษฎีทางโครงสร้าง

2.6.1 โครงสร้างเครื่องบิน

โดยทั่วไปแล้ว เราจะเรียกว่า โครงสร้างอากาศยาน (airframe) ซึ่งจะสร้างจากหลักการที่เหมือนกัน รูปร่างภายนอกจะต้องมีความเรียบซึ่งประกอบด้วย รูปร่างการไหลของอากาศ, และจุดรองรับโหลด ซึ่งจะประสิทธิภาพเพียงพอต่อความแข็งแรงของวัสดุ ซึ่งในปัจจุบันโครงสร้างจะประกอบด้วยส่วนที่ปกคลุม และ ชิ้นส่วน โครงสร้างซึ่งสร้างมาจากวัสดุชิ้นเดียว

2.6.1.1 สตรัท(struts), ไท(tie), คาน(beam) และโครงข่าย(web)

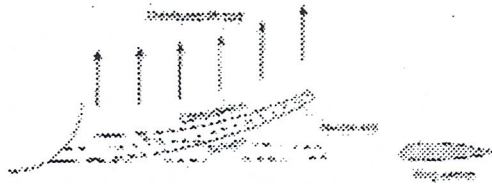
โครงสร้างของเครื่องบินจะประกอบด้วยชิ้นส่วนหลักๆเพียง 4 ชิ้นดังนี้

1. ไท คือชิ้นส่วนที่รับแรงดึงอย่างเดียว ซึ่งแรงดึงจะไม่ทำให้ ไท เกิดการ โกงงอ(buckle) ดังนั้นชิ้นส่วนนี้ เลยไม่ต้องเป็น โครงแข็ง(rigid)
2. สตรัท จะรองรับแรงกด เพราะความเค้นกดจะทำให้ ชิ้นส่วนเกิดการ โกงงอ การออกแบบ สตรัท จะค่อนข้างยากกว่า ไท ถ้าเกิดโหลดมากเกินไปจนความทนทาน ตัว สตรัท จะเกิดการล้มเหลว ได้จากหนึ่งในสองทาง : โดย สตรัทแบบ ยาวและบาง จะเกิดการ โกงงอ ส่วน สตรัทแบบ หนาและสั้น จะเกิดการแตกหัก ดังนั้นการออกแบบ ตัวสตรัท จะเลือกแบบกลางๆ ซึ่งจะขึ้นอยู่กับขนาด และ ตัวแปรอื่นๆ รูปแบบที่จะใช้ทำสตรัท ได้ดีที่สุด เพราะอัตราส่วนความแข็งแรงค่อนน้ำหนักจะสูงในการรับ แรงกด
3. คาน จะรองรับ น้ำหนักแบบ เชิงมุม (วัตถุประสงค์ทางขวา) ต่อความยาว ซึ่งเรียกว่า ความเค้นคด (bending) ซึ่งส่วนประกอบหลักของ โครงสร้างอากาศยาน เป็น คาน เช่น สปาร์(main spar), ลำตัวเครื่องบิน(fuselage) และ ปีก จะเป็น โครงสร้างที่เป็น คาน ด้วยเช่นกันเพราะรองรับ โหลดที่เกิดจากความเค้นคด ที่เกิดจาก น้ำหนักตัวมันเอง , แรงเฉื่อย(inertia)และ โหลดทางอากาศพลศาสตร์ (aerodynamic load)
4. โครงข่าย จะเป็นเหมือนแผ่นบางๆ ซึ่งจะเอาไว้รองรับแรงเฉือน ตัว ริบ(Rib) และพื้นผิวจะเป็นแผ่นบางโครงข่ายแรงเฉือน(shear web thin sheet) จะถูกจินตนาการให้รองรับแรงเฉือน โดยเฉพาะอย่างยิ่ง ถ้าพวกมันจะไปรองรับเพื่อ ด้านทานการเกิด โกงงอ

การที่น้ำหนักออกแบบจะทำการออกแบบโดยการทำการผสมส่วนประกอบเหล่านี้ เข้าด้วยกันและจะต้องแน่ใจว่าแต่ละชิ้นส่วน ต้องมีความแข็งแรงมากพอและน้ำหนักคั่งงน้อย อีกทั้งยังสามารถทำงานอย่างมีประสิทธิภาพและความปลอดภัยสูงสุด

มีการใช้ สตรัท อย่างมากมายในโครงทางอากาศยาน ประกอบด้วย จุดรองรับสำหรับพื้นในเครื่องบินที่ขยับ , ขารองรับส่วนใต้สุด(undercarriage legs) , ตัวยกชนิดต่างๆ และ ก้านผลัก(pushrod) สำหรับการทำงานในการควบคุมการบิน เรามาพิจารณา ปีกของเครื่องบิน ซึ่งทำมาจากชิ้นส่วนของแข็ง ดังรูป 14

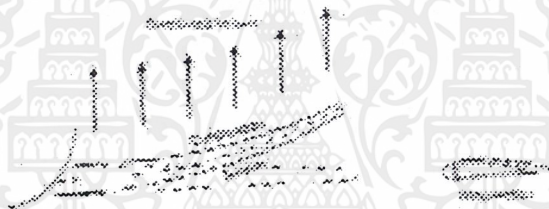
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.13 เมื่อหน้าตัดปีกถูกแรงกด

เกิดแรงยกที่ปีกเราจะทำการพิจารณาโดยให้มันกระทำแบบ แรงเกิดที่จุดเดียว ซึ่งจุดนี้จะเรียกว่า ศูนย์กลางของแรงดัน (center of pressure) ที่ซึ่งใกล้เคียง ศูนย์กลางของปีก ตัวปีกจะติดกับ ลำตัว ณ จุด รากปีก (wing root) และจะเรียกว่า คานขึ้น. โหลด ทำให้ปีกเกิดการ โกงทำให้เกิด ความเค้น ซึ่งข้างหนึ่งจะเกิดการดึงเรียกว่า ความเค้นดึง (tension) และอีกข้างหนึ่งของ คานจะเกิดความเค้นกด ตลอดเส้นที่ใกล้กับ ศูนย์กลางของคาน ซึ่งนั่นก็คือ แนวแกนสะเทิน (neutral axis)

เราจะสามารถทำให้ปีกของเราเบาขึ้นได้ โดยการถอดบางสิ่งออกจากส่วนที่อยู่ตรงกลาง. ซึ่งนี่ก็จะมีผลต่อความแข็งแรงและความยืดหยุ่นน้อยมาก เพราะ ตำแหน่งกลางนั้น แทบจะไม่ได้รับโหลดใดๆเลย ดังนั้น ตรงส่วนบนและส่วนล่างควรมีความแข็งแรงมากเพียงพอต่อการรองรับ โหลด ดังรูปที่ 2.14



รูปที่ 2.14 การตัดส่วนตรงกลางของหน้าตัดปีก

เราจะเห็นได้ว่า พื้นที่ส่วนบน จะเหมือนกับเป็น สตรีทและพื้นที่ส่วนล่าง จะเหมือน ไท. แน่นอนแล้วว; มันจะเป็นไปไม่ได้ที่เราจะทำการเอาชิ้นส่วนบางส่วนออกจาก ตรงกลาง หรือ พื้นที่ส่วนบนและล่าง จะสามารถตั้งอยู่ได้ ดังนั้น เราต้องการวัสดุอีกสักอย่างที่ จะทำให้คงรูปร่างของปีกได้ เมื่อเราทำการเอาส่วนตรงกลางออก ซึ่งจะเป็น โครงสร้างแบบท่อกลวง (hollow tubular structure). ส่วนพื้นที่ด้านบนและส่วนพื้นที่ด้านล่าง จะถูกเรียกว่า ส่วนผิว ซึ่งรองรับ ความเค้นกด และ แรงดึง ขณะที่ พื้นด้านบนและพื้นด้านล่าง คือ โครงข่าย ซึ่งจะถูกกระทำโดย แรงเฉือน เพื่อคงรูปร่างของปีก

ถ้าการป้องกัน การ โกง ณ ตำแหน่ง ส่วนพื้นที่ด้านบน โดยการเพิ่มจุดรองรับพิเศษ ซึ่งจะทำให้ ส่วนผิว จะค่อนข้างบางได้ทีเดียว โครงสร้างทั้งหมดจะกลายเป็นรูปร่าง หน้าตัดรูปทรงสี่เหลี่ยม (rectangular-section tube) จะรู้จักกันในชื่อ กล่องรูปทรงปีก (wing box) . พื้นที่ส่วนปลายที่เป็นส่วนหัวและส่วนท้าย จะถูกเพิ่มเข้าไปในกล่องรูปทรงปีก เพื่อเติมเต็มให้มันกลายเป็น หน้าตัดของปีก (wing section) เนื่องจากที่ ส่วนผิวจะมีการป้องกันการเกิด การ โกง โดยการเพิ่มส่วนที่เรียกว่า สตรีทเจอร์ (stringer) ซึ่งจะถูกกระทำเนื่องจาก โหลดเนื่องจากความเค้นคด ตัว สตรีทเจอร์ มันยังถูกนำมาใช้ใน ลำตัวเครื่องบิน ด้วยเหตุผลเดียวกัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โครงสร้างแบบ คานยื่นถูกนำมาใช้อย่างกว้างขวางใน เครื่องบิน ซึ่งส่วนใหญ่จะติดกับปลายเพียงด้านเดียว ในกรณีนี้เช่น ปีกของเครื่องบิน เพราะปีกจะต้องแข็งแรงมาก และ เหนียวมาก ณ จุด รากปีก(จุดยึดที่ติดกับลำตัว)

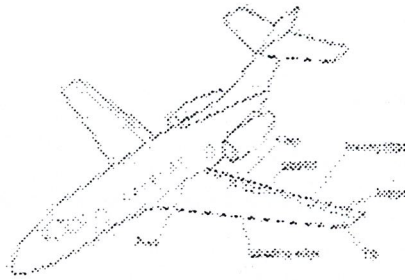
2.6.1.2 ความเค้นผิว (stressed skin) และโครงสร้างโมนโคค (monocoque construction)

โหลดที่เกิดจากแรงเฉือน จะเกิดบนหลายๆส่วนของเครื่องบิน โดยเฉพาะ ที่ส่วนผิว . ตัวโครงสร้างอากาศยาน ทั้งหมดสามารถทำให้แข็งแรงและเบาได้โดยการทำ พื้นผิว ให้เพียงพอสอดคล้องความแข็งแรง ใน เครื่องบินขนาดเล็ก อาจจะถูกคลุมด้วย ฝ้าใบ ซึ่งเอาไว้ใช้ป้องกันการ กระแทกของลม , สภาพอากาศ และ แสงแดด หรืออาจจะใช้ ไม้แผ่นบาง ตัวปกคลุมจะโดยกดด้วยความดันที่เกิดจากการไหลของอากาศที่ไหลผ่านมัน ซึ่งโดยปกติจะมีค่าเล็กน้อยเมื่อเปรียบเทียบการรองรับที่ เกิดจาก โหลดที่เกิดจากพื้นที่ (local load) ในเครื่องบิน เครื่องบินขนาดเล็ก อื่นๆและ เครื่องบินขนาดใหญ่และเครื่องบินความเร็วสูง จะใช้แผ่นเหล็กบางๆซึ่งทำมาจาก อลูมิเนียม อัลลอย(aluminium alloy) เพราะมีความคงทนเป็นพิเศษ โดยโหลด ส่วนใหญ่จะถูกรองรับโดย พื้นผิว และโครงสร้างคานใต้ท้อง(underlying structure) สามารถลดได้เพื่อเป็นการรักษาน้ำหนัก เราจะเรียกว่า โครงสร้างส่วนแบบความเค้น - พื้นผิว (stressed – skin construction) ซึ่งมันจะได้เปรียบในการทำให้เกิด พื้นผิวที่เรียบ(smooth surface) เพราะมีความยืดหยุ่นเพียงพอต่อการถูกทำลายโดยการไหลของอากาศ ซึ่งจำเป็นอย่างยิ่งในเครื่องบินความเร็วสูงและ ที่สำคัญใช้ในการรักษารูปร่างของปีกด้วย เพื่อประสิทธิภาพที่ดีที่สุด

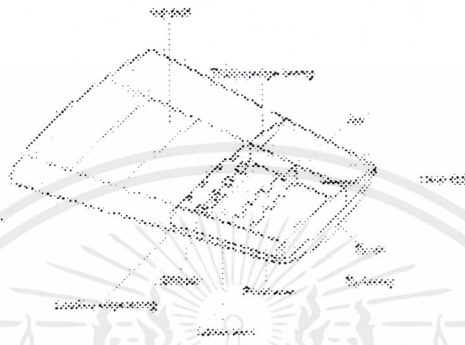
ในการรับ โหลด โดยปราศจาก จุดรองรับน้ำหนักจากโครงสร้าง ใดๆ มันอาจเป็นไปได้ ซึ่งเราจะเรียกวิธีนี้ว่า โครงสร้างโมนโคค , ในทางปฏิบัติ ขนาดของเครื่องบินจะหมายถึง พื้นผิว ที่ต้องการหาความหนาเพื่อหลีกเลี่ยงการเกิด การโก่ง จะใช้สิ่งที่เรียกว่า เซมิ - โมนโคค (semi – monocoque) ในเครื่องบินปัจจุบัน การรับโหลดจะถูกแบ่งอย่างละครึ่งโดยแบ่งให้ พื้นผิว และ สตรีงเกอร์. ลำตัวโดยทั่วไป จะประกอบด้วย อนุกรม ของโฮปส์ (hoops) ซึ่งอยู่ข้างในตามยาวของ พื้นผิว ที่ซึ่งทำให้ อยู่ในรูปร่าง พื้นที่หน้าตัด ซึ่งถูกติดกับ สตรีงเกอร์ โดยจะวิ่งไปตามแนวยาวของ ลำตัวเครื่องบิน .

2.6.2 โครงสร้างเครื่องบินปีก

ปีกของเครื่องบินทำให้เครื่องบินถูกแบ่งออกเป็นแบบต่างๆกัน ซึ่งปีกโดยทั่วไปจะประกอบด้วย 2 ส่วนที่สำคัญ โดยแบ่งเป็น โครงสร้างภายใน คือ สปาร์ , ริป และ ส่วนที่เป็นพื้นผิว ดังรูป 2.15



รูปที่ 2.14 ภาพของส่วนปีกเครื่องบิน



รูปที่ 2.15 ภาพของส่วนปีกเครื่องบิน

รูปที่ 2.15 ภาพของส่วนปีกเครื่องบิน

2.6.2.1 สปาร์, ริบ, สตรีงเกอร์ และส่วนที่เป็นพื้นผิว

สปาร์

โดยทั่วไปแล้ว แรงยก ,แรงเฉือน โดยส่วนใหญ่ จะเกิดที่ปีกจะถูกเก็บสะสมรวบรวมไว้ด้วยกันที่สปาร์ . ลำตัวของตัวสปาร์นี้ จะวิ่งไปตามแนวยาวตั้งแต่จุดหุรอกปีก จนถึงปลายของปีก โดยปีกส่วนใหญ่จะประกอบด้วยสปาร์สองตัว ซึ่งจะเรียกว่า สปาร์หน้า (the front spar) และ สปาร์หลัง (rear spar) แต่ก็มีปีกบางแบบก็อาจจะมีมากกว่านี้ก็ได้ โดยปกติแล้ว ปีกแบบ สเวป วิง (swept wing) ที่อยู่ในเครื่องบินบรรทุก , บ่อยครั้งที่เห็นมี สปาร์อย่างสั้น (short spar) , สปาร์ที่เป็นตัวช่วย (auxiliary spar) หรือ คิกสปาร์ (kick spar) ที่ซึ่งจะเป็นในการรองรับ ส่วนที่เป็นโหนดด้านใต้ , และยังจะช่วยแบ่งในการวางตำแหน่งของ เฟลป ภายใน (inboard flaps)

ริบส์

ริบคือส่วนที่ให้รูปร่างของ หน้าตัดปีก , รองรับพื้นผิวและจะทำหน้าที่คล้าย แบ็บเฟล (baffles) ในการที่จะป้องกัน น้ำมันไม่ให้กระเพื่อมขึ้นลงในขณะทำการบิน โดยตัวริบมันจะทำหน้าที่เก็บโหนดจากปีกที่ควบคุม โหนดที่เกิดจากด้านใต้ และ ที่เก็บต่างๆ ที่ซึ่งมันจะถูกยึดติด และจะส่งผ่านโหนดต่างไปสู่อุปกรณ์พื้นผิวของปีกและสปาร์ และพวกมันยังจะช่วยให้ปีกมีความคงทนในโครงสร้างปีก ซึ่งโดยปกติแล้วการที่จะทำให้เกิดการเปลี่ยนรูปร่างจะเกิดจาก แรงบิด (twisting)

สตรีงเกอร์

ตัวสตรีงเกอร์ จะถูกติดกับผิวของปีก และจะวิ่งไปตามแนวยาว โดยหน้าที่หลักของมันก็คือการที่จะทำให้ผิวเกิดการคงทนโดยไม่เกิดการโก่ง เมื่อต้องรับ โหนดที่เกิดจากการอัดขณะที่ปีกเกิดความเค้นดัด, การบิด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตัว และโหลดเนื่องจาก ผลกระทบทางอากาศพลศาสตร์ที่เกิดจากแรงยก และการควบคุมผิวที่สามารถเคลื่อนที่ได้. เพื่อผลแห่งประสิทธิภาพเราจะต้องกำหนดความยาวของมันจากการคำนวณ โดยเราจะรู้ว่ามันจะสั้นหรือยาวแบบต่อเนื่องเท่าใด โดยเราทำการยึดจุดที่พอเหมาะในความยาวที่พอดี ซึ่งจุดนี้อาจเกิดจากการ ริเวท (rivet) หรือ การบอนด์ (เหมือนการใช้กาวยึด).

พื้นผิว

ปีกโดยทั่วไปจะเป็นโครงสร้างแบบ ความเค้น – พื้นผิว ดังนั้น ผิวก็คือเครื่องมือชนิดหนึ่งของปีกนั่นเอง มันจะทำให้คงรูปร่างทางอากาศพลศาสตร์ อีกทั้งยังทำหน้าที่รองรับโหลดที่เกิดจาก การเปลี่ยนแปลงความดันรอบๆปีกในการบินและยังช่วยในการรองรับ โหลดจากบิด ซึ่งเกิดจากส่วนที่ติดกับ ส่วนที่เรียกว่า ปีก-เอเอลรอน(wing-aileron) , เฟลป และส่วนของปีกที่ติดเครื่องบิน โดยทั่วไปแล้ว เครื่องบินจะบรรทุกเชื้อเพลิงในปีก พื้นผิวก็ยังสามารถทำหน้าที่เหมือนกับผนังของถังน้ำมัน ซึ่งจะร่วมด้วย สปาร์หน้าและสปาร์หลัง

2.7 ทฤษฎีทางกลศาสตร์

2.7.1 แรงเฉือนและโมเมนต์คัตในคาน

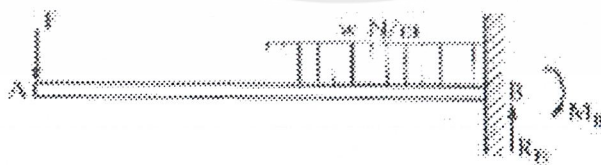
คาน หมายถึงส่วนต่างๆ ของโครงสร้างที่ถูกกระทำด้วยแรงหรือน้ำหนักตามขวางที่มีทิศทางตั้งฉากกับแนวแกนของท่อนวัสดุหรือโมเมนต์ของแรงคู่ควบที่อยู่ในระนาบเดียวกัน

ชนิดของคาน

ชนิดของคานสามารถแบ่งออกได้หลายชนิดดังต่อไปนี้

1. คานช่วงเดียวหรือคานแบบง่าย คือคานที่มีจุดรองรับที่ปลายทั้งสองเป็นแบบยึดหมุน โดยคานหนึ่งเป็นแบบลูกกลิ้งและปลายอีกด้านหนึ่งเป็นแบบหมุด(คมมีด) ที่จุดรองรับแต่ละแห่งของคานจะเกิดแรงปฏิกิริยาเท่านั้น แต่จะไม่มีโมเมนต์เกิดขึ้น
2. คานยื่น คือคานที่มีปลายด้านหนึ่งเป็นอิสระ ส่วนปลายอีกด้านหนึ่งมีจุดรองรับแบบฝังแน่นจนกระทั่งไม่สามารถจะหมุนได้ ฉะนั้นปลายที่ถูกยึดแน่นนั้นจะเกิดทั้งแรงปฏิกิริยาและโมเมนต์ขึ้น

ดังรูป 17



รูปที่ 2.16 คานยื่น

3. คานยึดแน่น คือคานที่มีปลายทั้งสองของคานเป็นแบบยึดแน่นหรือฝังแน่น ทำให้แต่ละข้างเคลื่อนที่หรือหมุนไปจากสภาพเดิมไม่ได้ ดังรูป 2.17



รูปที่ 2.17 คานยึดแน่น

เราจะพบว่าในโครงสร้างของเครื่องบินจะประกอบด้วยคานลักษณะแบบ 2 และ 3 เท่านั้น ชนิดของแรงหรือน้ำหนักที่กระทำบนคาน

เราสามารถแบ่งการพิจารณาชนิดของแรงหรือน้ำหนักที่กระทำบนคาน ได้เป็น 4 แบบ คือ

1. แรงกระทำที่เป็นจุด เป็นแรงหรือน้ำหนักที่กระทำบนพื้นที่ที่มีขนาดเล็กมาก ซึ่งถือว่าเป็นจุดได้
2. แรงกระทำบนคานแบบกระจาย เป็นแรงหรือน้ำหนักที่กระทำบนพื้นที่หรือทั้งหมดของคานนั้น แบ่งการพิจารณาได้เป็น 2 แบบคือ
 - 2.1 แรงที่กระจายสม่ำเสมอ เขียนย่อได้ว่า UDL โดยแรงนี้จะกระทำอย่างสม่ำเสมอหรือกระจายอย่างสม่ำเสมอตลอดพื้นที่นั้น ดังรูป 19



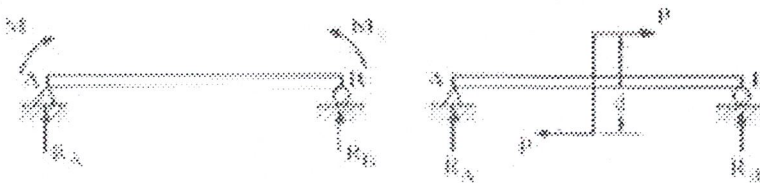
รูปที่ 2.18 การกระจายแรงสม่ำเสมอบนคาน

- 2.2 แรงที่กระจายไม่สม่ำเสมอ พิจารณาดมรูป 2.19



รูปที่ 2.19 การกระจายแรงไม่สม่ำเสมอบนคาน

3. แรงคู่ควบหรือ โมเมนต์ เป็นแรงที่พยายามจะทำให้เกิดการหมุนบนคานนั้น ดังรูป 21



รูปที่ 2.20 แรงคู่ควบที่เกิดขึ้นบนคาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีกวนนำไปใช้

1 แรงรวม เป็นแรงที่รวมกันระหว่างแรงเป็นจุดกับแรงกระจายที่กระทำบนคาน หรือ แรงคู่ควบ หรือ โมเมนต์ หรือแรงทั้งสามประเภทรวมกัน

1.1 แรงเฉือนและโมเมนต์ค้ดภายในคาน

เมื่อคานถูกกระทำด้วยแรงหรือน้ำหนักและโมเมนต์ภายนอก จะทำให้เกิดความเค้นขึ้นภายในคาน ในการที่จะหาขนาดของความเค้นที่หน้าตัดใดๆ ของคาน จึงจำเป็นที่จะต้องสามารถคำนวณหาแรงและโมเมนต์ค้ดที่เกิดขึ้นที่หน้าตัดนั้นให้ได้เสียก่อน โดยการใช้วิธีการของการสมดุลทางสถิตยศาสตร์

แรงเฉือน คือ แรงที่จะทำให้คานที่รับแรงนี้ถูกเฉือนขาดในแนวตั้งปกติแล้วแรงเฉือนนี้จะมีผลต่อการเฉือนขาดของวัสดุที่ใช้ทำคานในงาน โครงสร้างต่างๆมากมาย

โมเมนต์ค้ด คือ โมเมนต์ที่เกิดขึ้นอันเนื่องมาจากแรงเฉือนที่กระทำต่อคาน โมเมนต์ค้ดนี้เองที่จะพยายามให้คานที่รับแรงเฉือนนี้โค้งงอจนไม่สามารถที่จะใช้งานได้ต่อไป

ไดอะแกรมของแรงเฉือน เขียนย่อว่า SFD คือแผนภาพที่แสดงความสัมพันธ์ระหว่างแรงเฉือนกับความยาวของคาน โดยมีจุดทางด้านซ้ายมือจนถึงทางด้านขวามือสุดของคานนั้น และค่าทางแกน y จะเป็นค่าแรงเฉือนในแนวตั้งที่หน้าตัดใดๆของคานนั้น

ไดอะแกรมของโมเมนต์ค้ด เขียนย่อว่า BMD คือแผนภาพที่แสดงความสัมพันธ์ระหว่างโมเมนต์ค้ดกับความยาวของคานนั้น โดยที่มีจุดทางด้านซ้ายมือสุดของคานเป็นจุดเริ่มต้น ค่าทางแกน x จะเป็นระยะทางที่วัดไปตามความยาวของคานนั้น ตั้งแต่ทางด้านซ้ายมือของคานจนถึงด้านขวามือสุดของคานนั้น และค่าทางแกน y จะเป็นค่าของแรงเฉือนในแนวตั้งที่หน้าตัดใดๆของคานนั้น

แผนภาพของแรงเฉือนและโมเมนต์ค้ดภายในคาน

การที่จะหาแรงเฉือนและโมเมนต์ค้ดในคานที่รองรับบนคานช่วงเดียวปลายยื่นนั้น จำเป็นต้องหาแรงปฏิกิริยาที่รองรับของคานก่อนเสมอ ดังนั้นค่าแรงปฏิกิริยาที่คำนวณได้จะต้องเป็นค่าที่ถูกต้อง มิฉะนั้นจะทำให้การหาค่าแรงเฉือนและโมเมนต์ค้ดของคานนั้นผิดพลาดไปด้วย ส่วนคานแบบยื่นนั้นไม่จำเป็นต้องหาแรงปฏิกิริยาที่เกิดขึ้น ในกรณีของคานช่วงเดียวหรือคานช่วงเดียวปลายยื่น แรงปฏิกิริยาแต่ละตัวจะหาได้โดยการหาโมเมนต์รอบจุดรองรับ แล้วใช้ผลรวมของแรงปฏิกิริยาเท่ากับแรงที่กระทำกับคานหรือน้ำหนักที่กระทำกับคาน ก็จะหาค่าแรงปฏิกิริยาที่กระทำกับจุดรองรับของคานได้ตามที่ต้องการ ซึ่งจะสามารถหาแรงเฉือนและโมเมนต์ค้ดที่เกิดขึ้นที่หน้าตัดนั้นได้โดยใช้สมการสถิตยศาสตร์

ตำแหน่งรับแรงเฉือนมากที่สุด

ในการหาค่าและตำแหน่งของแรงเฉือนสูงสุดนั้นจะต้องสร้างแผนภาพของแรงเฉือน ทั้งนี้เพราะไม่มีวิธีการคำนวณวิธีใดที่จะบอกได้ว่าแรงเฉือนสูงสุดที่เกิดขึ้นจะเกิด ณ ที่ใดของคานนั้น แต่โดยทั่วไปแล้วมักจะเกิดที่บริเวณจุดรองรับของคานนั้นเป็นส่วนใหญ่

ตำแหน่งรับโมเมนต์ค้ดสูงสุด

ในการที่จะหาความเค้นค้ดที่ในคานมีความจำเป็นที่จะต้องใช้ค่าโมเมนต์ค้ดที่มีขนาดสูงสุด (ค่าเป็นบวกหรือลบมากที่สุด) ตำแหน่งที่ขนาดของโมเมนต์ค้ดสูงสุด อาจจะหาได้โดยการใช้ข้อสังเกตดังต่อไปนี้

1. ค่าโมเมนต์ค้ดสูงสุดจะเกิดขึ้น ณ ตำแหน่งที่มีค่าของแรงเฉือนเปลี่ยนจากบวกมาเป็นลบ
- เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นอนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- ค่าโมเมนต์ดัดสูงสุดจะเกิดขึ้น ณ ตำแหน่งที่มีค่าของแรงเฉือนเปลี่ยนจากลบมาเป็นบวก
- ในกรณีที่สมการของโมเมนต์ดัดเป็นฟังก์ชันต่อเนื่องของ x ตลอดทั้งคาน ค่าโมเมนต์ดัดสูงสุดและโมเมนต์ดัดต่ำสุดจะเกิดเมื่อ $v = 0$ ($dm/dx = 0$)
- ในกรณีที่มีแรงกระทำเป็นจุดอยู่ด้วย ขนาดสูงสุดของโมเมนต์ดัดจะเกิดขึ้น ณ ที่ใดที่หนึ่งของแรงที่กระทำเป็นจุด ทั้งนี้ยกเว้นคานแบบอื่น
- ขนาดสูงสุดของโมเมนต์ดัดในคานแบบอื่น จะเกิดที่ปลายของคานซึ่งถูกยึดแน่น

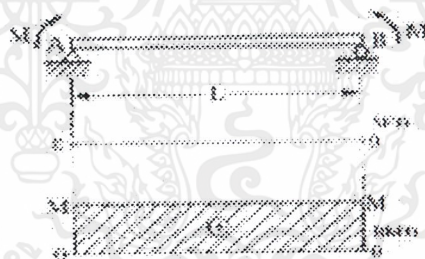
ความเค้นดัดในคาน

เมื่อคานถูกแรงภายนอกกระทำหรือคานรับน้ำหนักไว้ จะทำให้เกิดมีแรงต้านทานเกิดขึ้นในคานนั้น ผลของแรงภายนอกและแรงคู่ควบที่กระทำกับคาน โดยทั่วไปจะทำให้เกิดแรงปฏิกิริยาดังนี้

- ความเค้นดัด เกิดขึ้นที่หน้าตัดของคานที่ตั้งฉากกับแกนตามความยาวของคานนั้น
- ความเค้นเฉือน ก็เกิดขึ้นที่หน้าตัดของคานที่ตั้งฉากกับแกนตามความยาวของคาน นั้นด้วย
- การโก่งของคาน ซึ่งจะกระทำตั้งฉากตามความยาวของคานนั้น

ความเค้นดัดล้วน

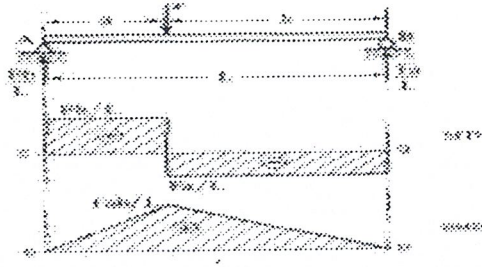
ความเค้นดัดล้วน คือคานหรือส่วนของคานที่ถูกกระทำด้วยแรงคู่ควบหรือโมเมนต์ดัดที่ปลายทั้งสองข้างโดยไม่มีแรงอื่นเลย จะทำให้แรงเฉือนมีค่าเป็นศูนย์ตลอดทั้งคาน ซึ่งจะทำให้เกิดความเค้นดัดเพียงอย่างเดียว ดังรูป 2.21



รูปที่ 2.21 ความเค้นดัดล้วนปบคาน

ความเค้นดัดธรรมดา

ความเค้นดัดธรรมดา คือ คานที่รับแรงหรือน้ำหนักตามแนวตั้งฉากกับแนวของคานนั้น ซึ่งจะมีผลทำให้เกิดทั้งความเค้นดัดและความเค้นเฉือนในคาน เนื่องจากว่ามีทั้งแรงเฉือนและโมเมนต์ดัดเกิดขึ้นที่หน้าตัดของคานนั้น ดังรูป 2.22



รูปที่ 2.22 ความเค้นดัดธรรมดา

ข้อสมมุติฐานที่ใช้ในการคำนวณการหาค่าความเค้นดัดที่เกิดขึ้นในคาน

1. ก่อนที่จะมีแรงมากระทำกับคานนั้น คานจะต้องมีลักษณะตรงอยู่เสมอตลอดคาน
2. คานที่ใช้จะต้องทำมาจากวัสดุที่เป็นเนื้อเดียวกันตลอดทั้งคาน
3. ความเค้นที่เกิดขึ้นในคาน จะต้องมีขนาดไม่เกินขีดจำกัดความยืดหยุ่นที่จะรับได้
4. ค่าโมเมนต์ของความยืดหยุ่น ทั้งที่ด้านรับความเค้นดึงและรับความเค้นอัดในคาน จะต้องมีค่าเท่ากันเสมอ
5. ระนาบหน้าตัดของคานทั้งก่อนและหลังการพิจารณา จะต้องเป็นระนาบหน้าตัดเดิมเสมอ
6. ความโค้งของคานที่เกิดขึ้นจะต้องมีค่าน้อยมากเมื่อเทียบกับความยาวของคาน

ให้พิจารณาคานตรงที่มีค่าโมเมนต์ดัดคมากระทำที่ปลายคานทั้ง 2 ดังรูป 2.23 ซึ่งจะทำให้คานเกิดการโก่งงอขึ้น ถ้า



รูปที่ 2.23 ความเค้นดัดกระทำปลายทั้งสองข้าง

ต้องการหาค่าของความเค้นดัดที่เกิดขึ้นในคาน ให้การตัดส่วนหนึ่งของคานออกมายาวเท่ากับ dx ดังรูป (2.23) เนื่องจากผลของการดัดจะทำให้ผิวด้านบนของคานเกิดความเค้นอัด ส่วนผิวทางด้านล่างจะเกิดความเค้นดึง ในระหว่างด้านบนและด้านล่างของคานจะมีชั้นที่ไม่ยืดตัวและหดตัว ซึ่งความเค้นที่เกิดขึ้นในชั้นนี้จะมีค่าเป็นศูนย์ เราเรียกแนวที่ความเค้นมีค่าเป็นศูนย์นี้ว่า แนวแกนสะเทิน ในที่นี้ก็คือค่าแนว ab ซึ่งมีค่าเท่ากับความยาวของ dx กำหนดให้ ρ เป็นรัศมีของความโค้งของคานที่ถูกตัดจากแนวแกนสะเทิน และให้พิจารณาคานที่ชั้นใด ๆ ce ซึ่งอยู่ห่างจากแนวแกนสะเทินเป็นระยะทาง y ลากเส้น bd ขนานกับ oc จะได้ว่า $ab = cd = dx$ เพราะฉะนั้น ส่วนที่ยืดออกของคานในชั้นนี้ก็คือ de

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ความเครียด (ε) = ระยะยืดตัว / ความยาวเดิม = de/dx

แต่ $dx = \rho d\theta$ และ มุม $dbe = d\theta$

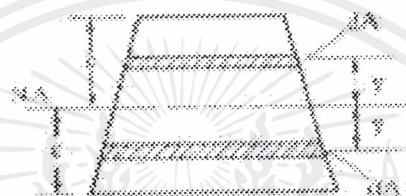
$$de = y d\theta \quad (2.28)$$

$$\varepsilon = y d\theta / \rho d\theta = y / \rho \quad (2.29)$$

แต่ความเครียด $\varepsilon = \sigma / E \quad (2.30)$

$$\sigma = E y / \rho \quad (2.31)$$

ต่อไปพิจารณาหน้าตัดของคานาดังรูป 25 ความเค้นหน้าตัดที่ระยะ y จากแนวแกนสะเทิน



รูปที่ 2.24 ความเค้นหน้าตัดที่ระยะ y ใดๆ

$$\sigma = (E / \rho) * y$$

ถ้าให้ da เป็นพื้นที่เล็กๆ ซึ่งอยู่ห่างจากแนวแกนสะเทินเป็นระยะทาง y
เนื่องจากรูป แรง = ความเค้น * พื้นที่

$$dF = \sigma * da = E / \rho * y * da \quad (2.32)$$

โมเมนต์ของแรงนี้รอบแกนสะเทิน

$$M = \int df * r \quad (2.33)$$

$$M = E / \rho * I \quad (2.34)$$

เมื่อ $I = \int y^2 da$ เป็นโมเมนต์ของความเฉื่อย ของรูปหน้าตัดของคานารอบแกนสะเทินนั้น
ฉะนั้น

$$M / I = \sigma / y \quad (2.35)$$

ถ้าให้ c เป็นระยะจากแนวแกนสะเทินของหน้าตัดนั้น ไปยังขอบบนสุดและล่างสุดของหน้าตัดของคานานั้น เรา
ก็จะได้ความสัมพันธ์ว่า

$$M = \sigma I / C \quad (2.36)$$

ค่าของ I / C ในสูตรข้างต้นเรียกว่า โมดูลัสของหน้าตัดและใช้สัญลักษณ์เป็น Z

จะได้สมการ $\sigma = M / Z \quad (2.37)$

การหาตำแหน่งของแนวแกนสะเทิน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่ I ซึ่งเป็นค่าของโมเมนต์ของความเฉื่อยรอบแกนสะเทิน ดังนั้นจึงจำเป็นต้องหาค่าแห่งของแนวแกนสะเทินของรูปหน้าตัดของคานให้ได้เสียก่อน
จากการสมมูลของแรงในแนวราบ

$$\sigma y / y \int y da = 0 \quad (2.38)$$

แต่ $\sigma y / y$ ไม่เป็นศูนย์ แสดงว่า $\int y da$ จะต้องเป็นศูนย์ ซึ่งค่า $\int y da$ คือค่าของโมเมนต์ของพื้นที่หน้าตัดของคานรอบแกนสะเทินเขียนแทนได้ด้วย Ay' โดยที่ y' เป็นระยะห่างจากแกนศูนย์ถ่วงของรูปหน้าตัดกับแกนสะเทิน ดังนั้น

$$\int y da = Ay' = 0 \quad (2.39)$$

แต่ A ไม่เท่ากับศูนย์ ดังนั้น y' จะต้องเป็นศูนย์ ซึ่งแสดงว่าตำแหน่งของแกนสะเทินอยู่ที่เดียวกับตำแหน่งของแกนศูนย์ถ่วงของรูปหน้าตัดนั้น ถ้าเราทราบค่าจุดศูนย์ถ่วงของวัตถุนั้นเราก็สามารถที่จะหาแนวแกนสะเทินได้ การหาจุดศูนย์ถ่วงของวัตถุนั้นก็สามารถหาได้จากที่ศึกษามาแล้วในกลศาสตร์

ความเค้นเฉือนในคาน

เมื่อคานถูกกระทำด้วยแรงภายนอกหรือมีน้ำหนักกระทำกับคานแล้ว ก็จะทำให้เกิดแรงต้านทานภายในขึ้นมาสองตัวด้วยกันคือ แรงเฉือนในแนวคิ่งและโมเมนต์คัด สำหรับค่าของโมเมนต์คัดจะทำให้เกิดความเค้นคัดตึงฉากขึ้นบนหน้าตัดทางขวางของคาน และในขณะเดียวกันแรงเฉือนในแนวคิ่งก็จะทำให้เกิดความเค้นเฉือนเกิดขึ้นอีก



รูปที่ 2.25 ความเค้นเฉือนในคาน

พิจารณาคานช่วงเดียว ในรูป 2.25 มีแรง p กระทำถ้าคานมีรูปหน้าตัดเป็นสี่เหลี่ยมผืนผ้า มีขนาดกว้าง b และ สูง h ที่หน้าตัดระยะ x จะมีโมเมนต์ M กระทำและทำให้เกิดความเค้นคัด ส่วนที่หน้าตัดระยะ $x + d\sigma$ ถ้าให้ระยะ dx มีขนาดเล็กมาก ค่าของความเค้นเฉือน τ มีค่าคงที่ตลอดความกว้างของคาน b รูป free body diagram ของ element ของคานที่ระดับ y_0 จากแนวแกนสะเทิน ถูกแสดงในรูปขวาสุด เนื่องจากว่า element นี้อยู่ในสภาวะสมดุล ฉะนั้นแรงรวมตามแนวแกน x จะต้องมิต่ำเท่ากับศูนย์ นั่นคือ

$$\int_{y_0}^c (\sigma + d\sigma) da - \int_{y_0}^c \sigma da - \tau b * dx = 0 \quad (2.40)$$

โดยที่ dA เป็น element ของพื้นที่หน้าตัด

แต่ $\sigma = My/I$ และ $\sigma + d\sigma = (M + dM)y/I$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\int_{y_0}^c (M + dM)y/I * dA - \int_{y_0}^c My/I * dA - \tau b * dx = 0 \quad (2.41)$$

$$\int_{y_0}^c My/I * dA + \int_{y_0}^c dM * y * dA/I - \int_{y_0}^c My * dA/I - \tau b * dx = 0 \quad (2.42)$$

$$\tau b * dx = \int_{y_0}^c dM * Y * dA/I \quad (2.43)$$

$$\tau = 1/b dx \int_{y_0}^c dM * y * dA/I \quad (2.44)$$

$$\text{แต่ } dm/dx = v \text{ และให้ } Q = \int_{y_0}^c y * dA \quad (2.45)$$

$$\text{เพราะฉะนั้น } \tau = vQ / Ib \quad (2.46)$$

โดยที่ τ คือ ความเค้นเฉือน

I คือ โมเมนต์ของความเฉื่อยรอบแกนสะเทิน ของคาน

V คือ แรงเฉือนในแนวตั้ง

B คือ ความกว้างของคาน

Q คือ โมเมนต์ของพื้นที่รอบแกนสะเทิน = $\int_{y_0}^c y * dA$

การหาความเค้นเฉือนในคานรูปหน้าตัดต่างๆ

เมื่อหน้าตัดคานเป็นสี่เหลี่ยมผืนผ้า สำหรับคานที่มีรูปหน้าตัดสี่เหลี่ยมผืนผ้าโดยมีความกว้าง b ความสูง h และมีแรงเฉือน V ที่กระทำกับพื้นที่หน้าตัดนั้น แสดงดังรูป 2.26



รูปที่ 2.26 ความเค้นเฉือนที่หน้าตัดรูปสี่เหลี่ยม

จากสูตร $\tau = vQ / Ib$

จากรูปแรก ค่า Q ของพื้นที่ที่อยู่เหนือระยะ y_1 ขึ้นไป = ay'

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อ $a = [h/2 - y_1] * b$
 $y' = [h/2 - y_1] * 1/2 + y_1 = h/4 - y_1/2 + y_1 = h/4 + y_1/2$

แทนค่า

$$Q = [h/2 - y_1] * b * 1/2 [h/2 + y_1]$$

$$= b/2 * [h^2/4 - y_1^2]$$

ความเค้นเฉือน $\tau = vQ / Ib$
 $= v/2I * [h^2/4 - y_1^2]$

แสดงว่าการกระจายของแรงเฉือนที่เกิดขึ้นบนหน้าตัดของคานารูปสี่เหลี่ยมผืนผ้า จะเป็นรูปพาราโบลาตาม
 ระยะของ y^2 จากแนวแกนสะเทิน เมื่อค่า $y_1 = +h/2$ ที่ผิวบนและล่างของคานาจะทำให้ค่าความเค้นเฉือนเท่า
 กับศูนย์ และเมื่อ $y_1 = 0$ ที่แกนสะเทิน ค่าความเค้นเฉือนจะมีค่าสูงสุดในคานานั้น

เพราะฉะนั้น ความเค้นเฉือนสูงสุด $= vh^2/8I$

โดย $I = 1/12 * b * h^3$ แทนค่าในสมการ และ $[bh = A]$

เพราะ

ฉะนั้น $\tau_{max} = 3/2 * v/A$

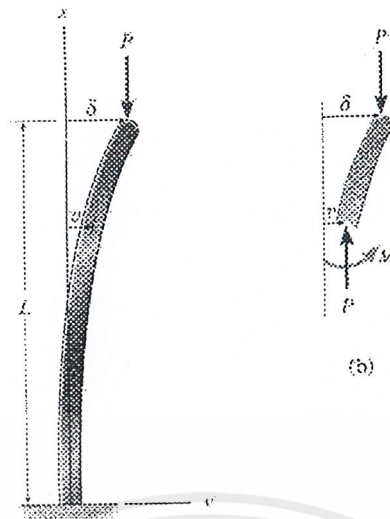
แต่ค่าความเค้นเฉลี่ย $= V/A$

ดังนั้น $\tau_{max} = 1.5 \tau_{mean}$

(2.47)

2.7.2 การโค้งงอของเสา

เสามีลักษณะเป็นท่อนตรงและรับแรงกดในแนวแกน ถ้าแรงมีค่าไม่มากนักเสาที่เรียวยาวก็ยังคงอยู่ใน
 สภาพที่ตรงได้ แต่ถ้าแรงเพิ่มขึ้นถึงค่าหนึ่ง เสาดังกล่าวก็อาจจะเกิดการโค้งงอขึ้น แรงที่ทำให้เกิดการโค้งนี้เรียก
 ว่าแรงวิกฤต ความเค้นที่เกิดในเสาขณะที่จะเริ่มเกิดการโค้งงออาจจะต่ำกว่าความเค้นใช้งานได้ตามต้องการ
 ฉะนั้นการออกแบบจึงอาจจะจำกัดแรงที่ทำให้เกิดการโค้งงอแทนที่จะจำกัดความเค้น
 หาแรงที่กดลงเสาที่มีจุดรองรับหลายแบบ
 ยกตัวอย่าง ในกรณีของเสาที่ถูกยึดไว้ที่ปลายหนึ่งและอีกปลายหนึ่งถูกปล่อยอิสระ ดังรูป .2.27



รูปที่ 2.27 กรณีของเสาที่ถูกยึดไว้ที่ปลายหนึ่งและอีกปลายหนึ่งถูกปล่อยอิสระ

เราทำการหาแรงวิกฤตโดยจะเขียน free body diagram โดยที่ โมเมนต์ภายในที่เกิดขึ้น ณ หน้าที่ใด ๆ คือ $M = P(\delta - \mathcal{G})$ สมการที่อธิบายการความโค้งมาช่วยในการคำนวณ

$$EI d^2 \mathcal{G} / dx^2 = P(\delta - \mathcal{G})$$

$$d^2 v / dx^2 + (P/EI) * \mathcal{G} = P(\delta - \mathcal{G})$$

$$\mathcal{G} = C1 \sin(\sqrt{(P/EI)} * x) + C2 \cos(\sqrt{(P/EI)} * x) + \delta$$

ค่าคงที่สามารถหาจาก boundary condition ณ $X=0$, $\mathcal{G} = 0$ ดังนั้น $C2 = -\delta$

$$dv/dx = C1 \sqrt{P/EI} \cos(\sqrt{(P/EI)} * x) - C2 \sqrt{P/EI} \sin(\sqrt{(P/EI)} * x)$$

ณ $x=0$, $dv/dx = 0$ ดังนั้น $C1 = 0$ ความโค้งของการโค้ง ดังนั้น

$$\mathcal{G} = \delta [1 - \cos(\sqrt{P/EI} * x)]$$

เพราะการโค้ง ณ จุดสูงสุด ของเสา คือ δ ณ $X=L$, $\mathcal{G} = \delta$

$$\cos(\sqrt{P/EI} * L) = 0$$

$$\text{หรือ } \sqrt{P/EI} L = n\pi/2$$

โหนดวิกฤตขนาดเล็ก เมื่อ $n = 1$ ดังนั้น

$$P_{cr} = \pi^2 EI / 4L^2$$

โดยที่

P_{cr} คือ แรงตามแนวแกนวิกฤตหรือมากที่สุดที่กระทำกับเสาก่อนที่เสาจะเกิดการโค้ง

E คือ ค่าโมดูลัสของความยืดหยุ่น สำหรับวัสดุนั้น

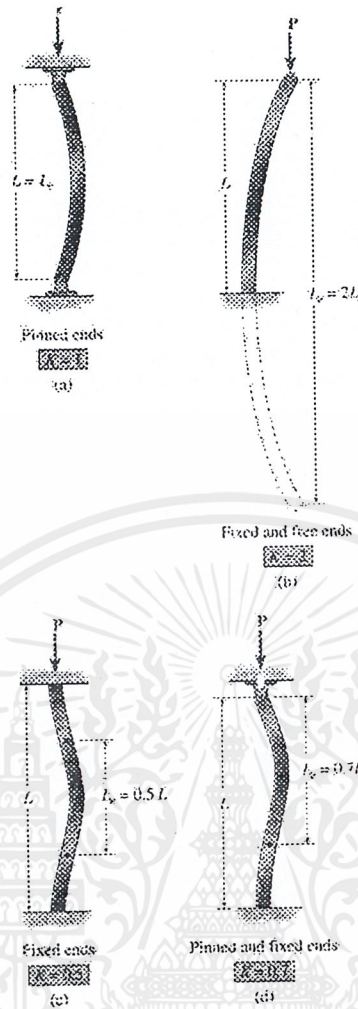
I คือ โมเมนต์ของความเฉื่อยของหน้าตัดของเสา

L คือ ความยาวของเสา

ความยาวประสิทธิผล

สังเกตจากรูปที่ 2.28

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.28 ค่า K ของเสาที่จุดยึดต่างๆ

เราสามารถประยุกต์ใช้สูตรดังกล่าวกับรูปร่างของเสาที่มีจุดรองรับแบบอื่นๆ ได้โดยเราจะกำหนด ตัวแปรของความยาวประสิทธิผล ให้เป็น K ดังนั้นความยาวประสิทธิผลเป็นดังนี้

$$L_e = KL$$

โดยค่า K เราสามารถสังเกตได้จากรูปข้างต้น เมื่อเรามีตัวแปรประสิทธิผลดังนั้นเราจะได้สมการใหม่ดังนี้ โดยได้จากสมการ ออยเลอร์ คือ

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{(KL)^2}$$

หรือ

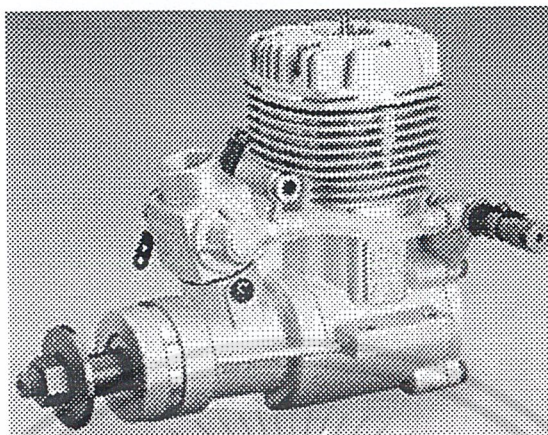
$$\sigma_{cr} = \frac{\pi^2 E}{(KL/r)^2}$$

โดยที่ KL/r คือ อัตราส่วนความเพียวประสิทธิผล

2.8 การปรับแต่งเครื่องยนต์ 2 จังหวะ

เครื่องยนต์ 2 จังหวะของเครื่องบินเล็กจะเป็นเครื่องแบบ Glow plugs ซึ่งใช้ในการสันดาปภายใน ใช้ความร้อนจากฝาสูบและเสื่อสูบเป็นความร้อนแฝงที่ทำให้ขดลวดภายในหัวเทียนอยู่อย่างต่อเนื่อง แต่เราก็ต้องใช้ไฟฟ้าในการจุดความร้อนของหัวเทียนซึ่งใช้ไฟฟ้า 1.5 โวลต์ ซึ่งจะทำให้การ สตาร์ทได้เมื่อเครื่องยนต์ติดแล้ว และลูกสูบได้ทำการอัดเชื้อเพลิงซึ่งผสมกับอากาศ เมื่ออัดถึงศูนย์ตายบน ก็จะเกิดความร้อน ทำให้หัวเทียน ร้อน เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ขึ้นมาจากระเบิดโดยอัตโนมัติ จึงสามารถเอาหัวเผาออกได้ โดยเครื่องยนต์จะทำงานอย่างปกติแต่ก็มีข้อสังเกตว่า เมื่อเอาที่จุดหัวเผาออกก็มีผลทำให้รอบเครื่องยนต์ลดลงเล็กน้อยเท่านั้น



รูปที่ 2.29 เครื่องยนต์ขนาดเล็กแบบ Glow plugs

สิ่งที่ทำให้เกิดความแปรผันหรือเปลี่ยนแปลง

1. ระยะห่างระหว่าง เครื่องยนต์กับถังน้ำมัน ซึ่งถ้าห่างกันมาก แรงดันน้ำมันจากท่อไอเสียจะสูญเสียแรงดันทำให้เครื่องยนต์ไม่สามารถตอบสนอง อัตราเร่งได้อย่างเต็มที่
2. ตำแหน่งถังน้ำมันกับคาร์บูเรเตอร์ซึ่งท่อออกของช่องทางน้ำมัน ไม่ได้ขนานกับหัวฉีดน้ำมัน (Spray bar jet) สูงหรือต่ำกว่ามาก จะมีผลต่อการบินทำทางต่างๆ เครื่องยนต์จะเดินไม่สม่ำเสมอ รอบจะแปรผันตลอดเวลา
3. การเลือกใช้น้ำมันไม่เหมาะสมกับเครื่องยนต์ ไม่ใช่ตามคู่มือของเครื่องยนต์แต่ละชนิดระบุมาร
4. การเลือกใช้ใบพัด ไม่เหมาะสมกับขนาดความจุเครื่องยนต์และแรงม้าของเครื่อง
5. ท่อทางเดินน้ำมันไม่สะดวก
6. การเลือกใช้หัวเทียนไม่ถูกประเภท กับเครื่องยนต์ชนิดนั้นๆ

การติดตั้งถังน้ำมันเชื้อเพลิง

การติดตั้งถังน้ำมันเชื้อเพลิง จะมีทั้งการคิดในแนวระดับและในแนวตั้ง เช่น การติดตั้งเครื่องยนต์ในแนวระดับ คือ การติดตั้งเครื่องยนต์บนแท่นเครื่องที่ให้หัวลูกสูบขึ้นด้านบน หรือด้านข้าง 90 องศา ซึ่งแรงดันอากาศจากท่อไอเสียจะมีผลเป็นลบเมื่อเครื่องบินอยู่ในลักษณะการหงายท้องหรือทำท่าทางการบินอื่นๆ

ส่วนการติดตั้งเครื่องยนต์ตำแหน่งหัวลูกสูบลงด้านล่างก็จะมีผลเมื่อปรับจูน และจะผิดปกติเมื่อนำเครื่องบินหงายท้อง รอบจะเปลี่ยนไป โดยรอบจะตกลงหรือเพิ่มขึ้นในขณะที่คาร์บูเรเตอร์ เปิดเท่าเดิมผลอันเนื่องมาจาก แรงดันจากท่อไอเสียเท่าเดิม แต่แรงดึงดูดของโลกได้แปรเปลี่ยนไป เมื่อถังน้ำมันอยู่สูงกว่าหัวฉีดก็จะเปรียบเสมือนกาลักน้ำ จะให้น้ำมันออกมามากกว่า ทำให้รอบของเครื่องยนต์ลดลง หรืออาจดับได้ในรอบเดินเบา ซึ่งปัญหานี้สามารถแก้ไขได้โดย วางตำแหน่งของท่อน้ำมันเสียใหม่ให้ตำแหน่งท่อน้ำมันออก ให้เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ใกล้เคียงระดับของหัวฉีด คาร์บูเรเตอร์มากที่สุด หรือปรับแตงน้ำมันกับอากาศให้รอบเดินเบาสูงขึ้นก็สามารถช่วยได้เช่นกัน

การใช้เชื้อเพลิง

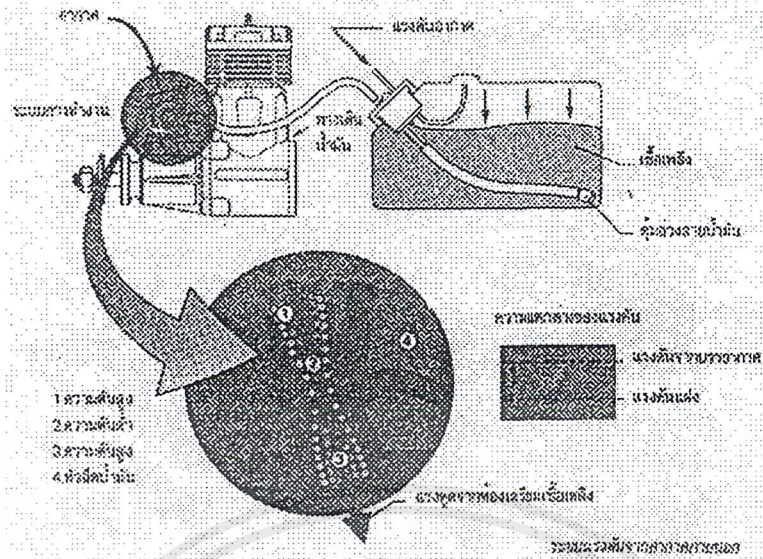
ใช้น้ำมันละหุ่ง ผสมกันกับแอลกอฮอล์ อัตราส่วน 1:3 และ 1:4 เท่านั้น แต่อาจมีการเพิ่มส่วนผสมของหัวเชื้อไวไฟสูงเข้ามาผสมด้วย คือไนโตรมีเทน (Nitromethane) ซึ่งควรใช้ 5% ถึง 10% ก็เพียงพอ

การเลือกใช้ใบพัด

ก่อนอื่นควรเลือกดูก่อนว่าใช้เครื่องยนต์ความจุเท่าใด และมีใบพัดขนาดใดตามคู่มือของเครื่องยนต์ให้ใช้ได้บ้าง และดูว่าเครื่องบินเป็นประเภทใด เช่น แบบ Sport, แบบ Scale หรือ แบบ Aerobatic เป็นต้น เพราะใบพัดจะมีผลต่อรอบของเครื่องยนต์ที่เราต้องการเป็นอย่างยิ่ง

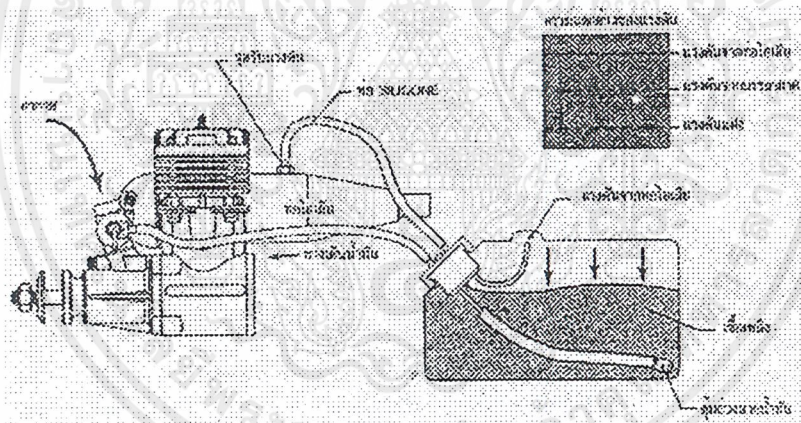
ระบบส่งน้ำมัน

1. ระบบการดูดน้ำมัน เป็นการปล่อยอากาศเข้าไปแทนที่น้ำมันได้อย่างอิสระดังรูปที่ 1 หลักการนี้ จะมีการปล่อยให้อากาศเข้าไปแทนที่น้ำมันได้อย่างอิสระ แต่ก็มีความกดอากาศเข้ามาช่วยอีกแรง แต่ผลที่ได้รับคือการได้แรงดันน้ำมันที่ได้รับคือจะได้ แรงดันน้ำมันที่ต่ำมาก ลักษณะการทำงานของเครื่องยนต์นั้น คาร์บูเรเตอร์จะเป็นตัวปรับการผสมเชื้อเพลิงกับอากาศให้ได้ปริมาณ ตามความต้องการของรอบเครื่องยนต์ในขณะนั้น เมื่อเครื่องยนต์ติดก็จะเกิดแรงดูดอันมหาศาล ผ่านคาบูเรเตอร์ซึ่งก็จะช่วยให้การพาน้ำมันเข้าสู่ห้องเตรียมเผาไหม้โดยผ่านท่อฉีดน้ำมัน (Spray bar jet) ซึ่งจะอยู่ภายในคาร์บูเรเตอร์ ผลที่ได้ในระบบนี้คือเมื่อน้ำมันเข้าสู่คาร์บูเรเตอร์ซ้ำทำให้การปรับอัตราส่วนผสมของน้ำมันกับอากาศช้าตามไปด้วย อาจทำให้เครื่องยนต์ดับได้ ในกรณีการเร่งเครื่องยนต์อย่างเฉียบพลัน หรือทำให้น้ำมันเข้ามากเกินไปในขณะรอบเดินเบา เมื่อมากเกินไปการเผาไหม้ทำได้ไม่หมดก็จะเกิดการดับได้เช่นเดียวกัน



รูปที่ 2.30 ระบบการคูดน้ำมันโดยใช้อากาศแทนที่

2. ระบบการใช้แรงดันและอากาศจากท่อไอเสีย ระบบส่งน้ำมันชนิดนี้จะมีแรงดันที่สูงมาก โดยไอเสียที่ออกจากเครื่องยนต์ส่วนหนึ่งจะผ่านไปยังถังน้ำมันเพื่อคูดน้ำมันผ่านคาร์บูเรเตอร์



รูปที่ 2.31 ระบบการใช้แรงดันและอากาศจากท่อไอเสีย

การปรับรอบเดินเบาระบบจ่ายอากาศ (Air bleed carburetor)

จัดการนำเอาเครื่องยนต์มาใส่แทนค้ำนอกเพื่อทำการปรับแต่งโดยยังไม่ต้องทำอะไรทั้งสิ้น ให้อยู่ในตำแหน่งมาตรฐานโรงงานก่อนเป็นอันดับแรก

ตรวจสอบนอตล็อกช่องเปิดอากาศของช่องอากาศของคาบูเรเตอร์ว่าเปิดทำงานได้อย่างเต็มที่โดยไม่ได้ขัด จากนั้นทำการตั้งช่องเปิดอากาศประมาณ 1:32 นิ้ว

ตรวจสอบตำแหน่งถังน้ำมัน ท่อทางเดินน้ำมัน และเคิมน้ำมันธรรมชาติราส่วนผสมละหุ่งต่อแอลกอฮอล์ 1:3 หรือ 1:4 ให้เต็มถึง

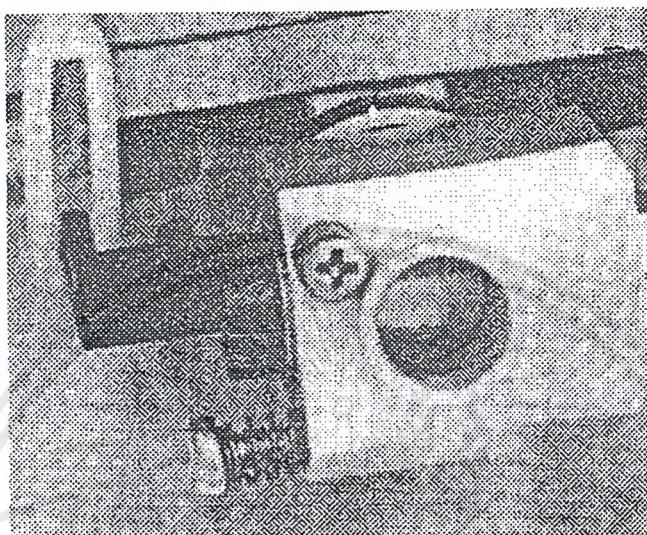
จัดการใส่ใบพัดและอย่าลืมใส่ฝาครอบใบพัดด้วยเพื่อป้องกันอันตรายต่างๆ และเพื่อช่วยติดเครื่องยนต์ได้ง่ายขึ้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ใส่หัวเทียนขึ้นให้แน่นพอดี และควรมีหัวเทียนสำรองด้วย

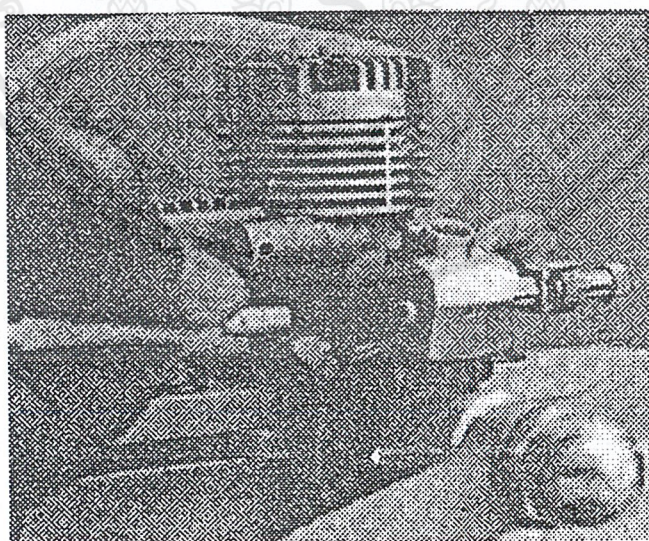
ขั้นตอนการปรับแต่งเครื่องยนต์

ปรับคันเร่งเปิดอากาศให้พอที่จะติดเครื่องยนต์ได้



รูปที่ 2.32 การตั้งช่องอากาศเข้าขณะเดินเบา ช่องอากาศจะเปิดประมาณ 1/32 นิ้ว

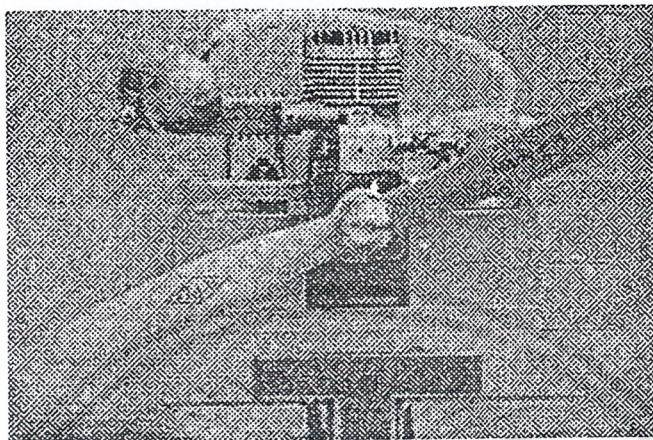
ทำการปรับเข็มน้ำมัน (High speed needle valve) หมุนเข้าไปให้สุด จากนั้นให้คลายเข็มน้ำมันถอยหลังออกมาประมาณ 3 รอบ



รูปที่ 2.33 การปรับแต่งสกรูเพื่อให้รอบเดินเบาที่ดีที่สุด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากนั้นทำการคิดเครื่องยนต์โดยใช้ที่จุดหัวเทียนเสียบเข้าด้านบนของหัวเทียน จึงทำการคิดเครื่องยนต์โดยใช้ไม้ตีใบพัด หรือเครื่องช่วยสตาร์ทเครื่องยนต์ เมื่อคิดแล้วพยายามควบคุมรอบของเครื่องยนต์โดยการปรับคันเร่งเพื่อต้องการรอบ 2,500 ถึง 3,500 รอบ/นาที เท่านั้น



รูปที่ 2.34 การปรับจูนเครื่องยนต์บนแท่น

หลังจากเครื่องยนต์คิดแล้วประมาณ 10 ถึง 60 วินาที ให้ทำการค่อยๆ เร่งเครื่องยนต์อย่างช้าๆ เมื่อรอบของเครื่องยนต์สูงขึ้นให้ทำการคลายเข็มน้ำมันออกมาเพื่อรักษารอบเครื่องยนต์ให้ต่ำที่สุด คือ จุดที่เครื่องยนต์ไม่ดับ แต่เปิดคันเร่งจนสุด ในขณะที่เครื่องยนต์ติดอยู่นั้นให้ใช้ไขเข็มอากาศด้านหน้าของคาร์บูเรเตอร์ไขเข้าปิดให้สุด จากนั้นปล่อยให้เครื่องยนต์ติดจนน้ำมันหมดถึง

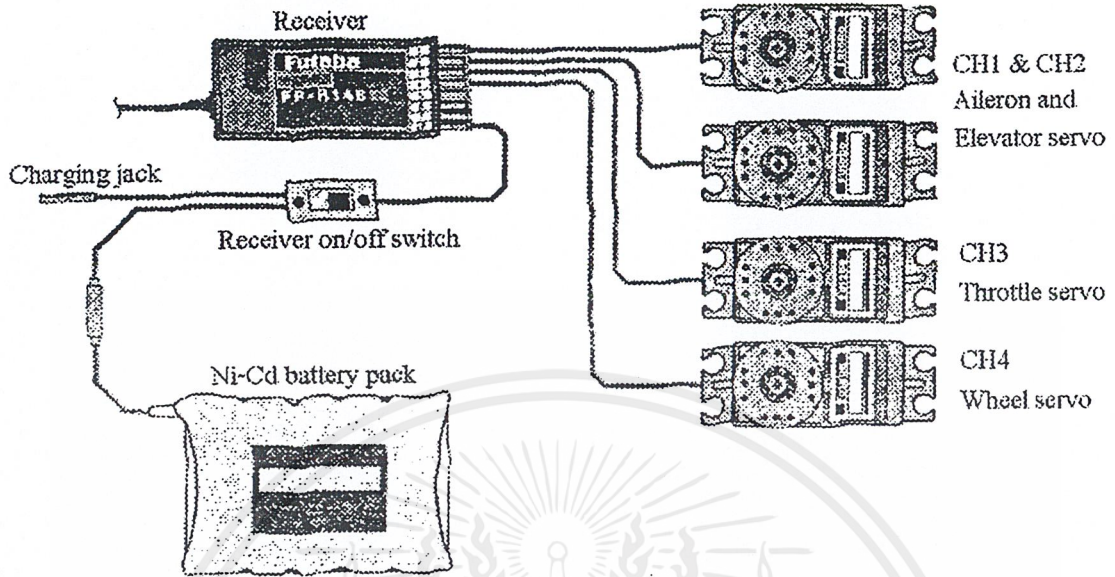
ทำการเติมน้ำมันใหม่ และก่อนคิดเครื่องยนต์ใหม่อีกครั้ง ให้คลายเข็มอากาศออกมาประมาณ 2.5 ถึง 3 รอบ ไขเข็มน้ำมันเข้าเข้าให้สุดและคลายออกมา 3 รอบ จึงทำการปรับคันเร่งให้อยู่ในตำแหน่งสตาร์ทเครื่อง โดยเปิดคาร์บูเรเตอร์ เพียงเล็กน้อยโดยประมาณ

ทำการคิดเครื่องยนต์อีกครั้ง เมื่อเครื่องยนต์คิดแล้วให้ค่อยๆ เร่งอย่างช้าๆ รอบจะเพิ่มขึ้นเรื่อยๆ อย่างช้าๆ จนถึงเปิดคันเร่งจนสุดให้ได้รอบประมาณ 12,000 ถึง 13,000 รอบ/นาที โดยใช้เครื่องวัดรอบ แต่ถ้าไม่มีให้ใช้การสังเกตด้วยโดยการฟังเสียงของเครื่องยนต์ว่าได้รอบสูงสุดแล้วหรือยัง โดยการปรับเข็มน้ำมันอย่างช้าๆ เพื่อให้้อัตราน้ำมันตามที่เครื่องยนต์ต้องการเพียงพอ

ทำการเบาคันเร่งลงมาอย่างช้าๆ จนถึงรอบเดินเบาใช้เครื่องวัดรอบคู่อีกครั้ง ให้เครื่องยนต์รอบอยู่ประมาณ 2,500 ถึง 2,800 รอบ/นาที จึงทำการตั้งเข็มอากาศเพื่อดูการตอบสนองของเครื่องยนต์ โดยการเร่งเครื่องยนต์อย่างรวดเร็วและเบา ทำการเร่งและเบาประมาณ 2 ถึง 3 ครั้ง ถ้าเครื่องยนต์ตอบสนองดีและเบาไม่ดับแสดงว่าใช้ได้

กรณีของเครื่องยนต์ตอบไม่ทันอาการของการเร่งให้ไขเข็มอากาศเข้าไปครึ่งละ $\frac{1}{4}$ รอบ โดยประมาณ และลองเร่งดูไปเรื่อยๆ จนกว่าจะได้้อัตรการตอบสนองตามต้องการ และถ้าเร่งเครื่องยนต์ดับ ก็ให้คลายเข็มน้ำมันออกครึ่งละ $\frac{1}{4}$ รอบ เช่นเดียวกัน จนกว่า้อัตรการตอบสนองจะเข้าที่ และได้รอบต่ำสุด และสูงสุด โดยเครื่องยนต์ไม่ดับ

2.9 วงจรในการควบคุม



รูปที่ 2.35 วงจรโดยรวมในการควบคุมเครื่องบิน

ตัวส่ง (Transmitter)

คือ ตัวส่งสัญญาณ ไปยังตัวรับ (Receiver) ซึ่งสัญญาณที่ใส่ส่งมี 2 แบบคือ

1. PPM (Pluse position modulation)
2. PCM (Pluse code modulation)

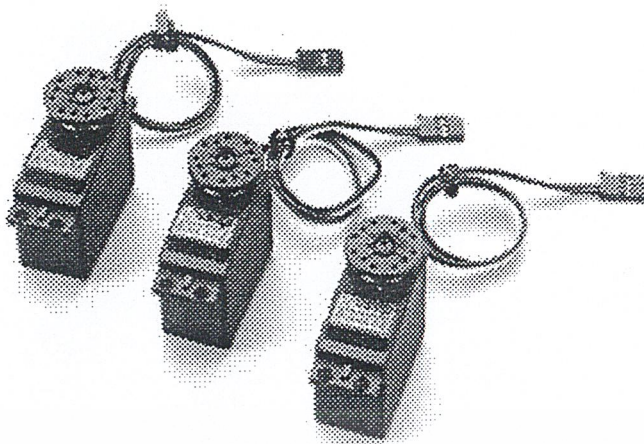
ตัวรับ (Receiver)

คือ ตัวรับสัญญาณจากเครื่องบังคับวิทยุ และส่งสัญญาณที่ได้ไปยังตัวเซอร์โว (Servo) แต่ละตัว เพื่อควบคุมการทำงานของเครื่องบิน

เซอร์โว (Servo)

คือ ตัวเปลี่ยนพลังงานไฟฟ้าให้เป็นพลังงานกลในการส่งแรงไปบังคับส่วนต่างๆ ของเครื่องบินเล็กให้เคลื่อนไหวสอดคล้องกับความต้องการในท่าทางการบินต่างๆ

ซึ่งที่ตัวเซอร์โวในช่องสัญญาณที่ 1 และ 2 จะเป็นตัวควบคุมการทำงานของ Elevator และ Aileron โดยที่จะทำการเคลื่อนที่เป็น Elevator โดยการหมุนของเซอร์โวอยู่ในทิศทางเดียวกันพร้อมกัน 2 ตัว และทำงานแบบ Aileron โดยการหมุนของเซอร์โวอยู่ในทิศทางตรงกันข้ามพร้อมกันทั้ง 2 ตัว ที่ช่องสัญญาณที่ 3 จะเป็นการใช้เซอร์โวเพื่อควบคุมการเร่งเครื่องยนต์ และช่องสัญญาณที่ 4 ใช้เซอร์โวในการควบคุมการเลียของล้อ มีการแบ่งประเภทของเซอร์โวได้ดังต่อไปนี้

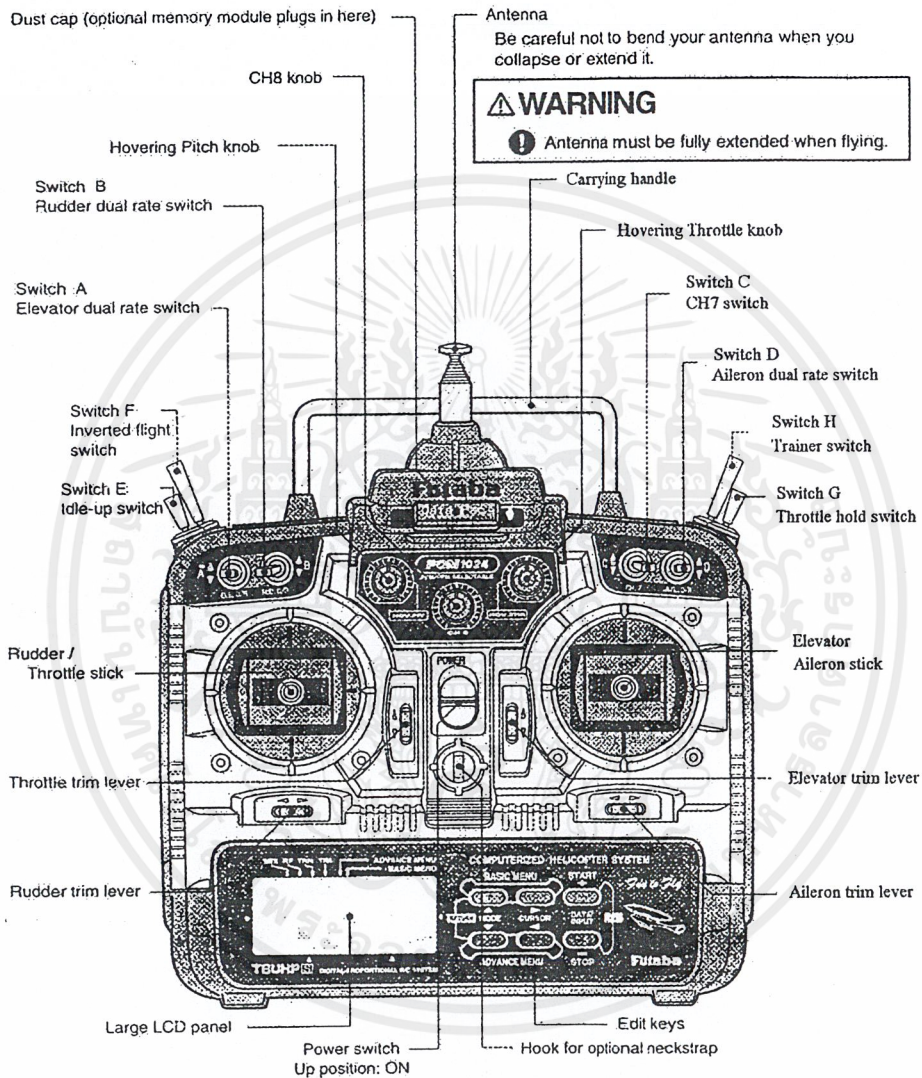


รูปที่ 2.36 รูปแบบของเซอร์โว

1. เซอร์โวธรรมดา (Basic Servo) ให้กำลังแรงคิ่งที่น้อย ทำงานช้า เป็นขนาดมาตรฐาน (33.5 x 19 x 39 มม.)
2. เซอร์โวมีลูกปืนอันเดียว (Ball Bearing Servo) เซอร์โวชนิดนี้จะมีฟันเฟืองครอบเป็นพลาสติก แต่ตัวขับเคลื่อนบนเซอร์โว จะมีลูกปืนรองรับการหมุนและคิ่ง จะทำให้เซอร์โวทำงานได้อย่างเร็วขึ้น และมีแรงคิ่งเพิ่มขึ้นอีกด้วย ขนาดจะมาตรฐาน
3. เซอร์โวมีลูกปืนสองอัน (Double Ball Bearing) จะคล้ายกับเซอร์โวแบบมีลูกปืนอันเดียว แต่จะมีลูกปืนรองรับ ชุดขับเคลื่อนหนึ่งตัว และคิ่งอีกหนึ่งตัว เพื่อประโยชน์ในการหมุนให้แรงขับอย่างค่องตัว และรวดเร็วขึ้น ขนาดจะมาตรฐาน
4. เซอร์โวขนาดเล็กสุด (Micro Servo) ออกแบบมาใช้งานในที่จำกัด หรือเล็กมากๆ เช่นฝังอยู่ในปีก หรือส่วนประกอบอื่นๆ ที่มีพื้นที่จำกัด เซอร์โวชนิดนี้จะมีขนาดเล็กแต่จะให้แรงคิ่งได้เท่ากับขนาดมาตรฐาน ขนาด 26 x 15 x 33 มม. แรงคิ่ง 2.3 กก. เซนติเมตร
5. เซอร์โวขนาดเล็ก (Mini Servo) จะมีขนาดใหญ่กว่า Micro Servo เล็กน้อยแต่ให้แรงคิ่งมากกว่า ลักษณะการใช้งานใช้ในพื้นที่ที่จำกัด
6. เซอร์โวมาตรฐาน (Standard Servo) มีขนาด น้ำหนัก แรงคิ่ง ความเร็ว ได้มาตรฐานและใช้กับขนาดแรงคิ่งไม่เกิน 3.5 กก.เซนติเมตร
7. เซอร์โวความเร็วสูง แรงคิ่งสูง (Hight Speed/ Hight Torque Servo) มีโครงสร้าง และฟันเฟืองภายในจะเป็นโลหะ เช่น ทองเหลือง และมีลูกปืนถึง 2 ชุด มอเตอร์จะเป็นมอเตอร์ชนิดพิเศษมีแรงคิ่งสูง ให้แรงคิ่งถึง 6.5-9 กก.เซนติเมตร
8. เซอร์โวขนาดใหญ่ (Heavy Duty Servo) เป็นเซอร์โวที่ให้แรงคิ่งสูงถึง 10 กก.เซนติเมตร มีขนาด 53.5 x 32 x 63.5 มม.

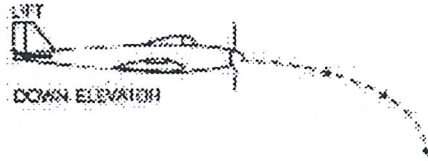
2.10 การทำงานของคันบังคับ

จากรูปที่ 2.37 คันบังคับทางด้านขวาของเครื่องส่งวิทยุ (Remote control) จะเป็นส่วนบังคับ Elevator กับ Aileron



รูปที่ 2.37 ตัวรีโมทควบคุมเครื่องบิน

ซึ่ง Elevator กับ Aileron จะใช้ Flap อันเดียวกัน ซึ่งเมื่อทำการดันไปข้างหน้าหรือข้างหลัง จะเป็นการควบคุมในส่วนของ Elevator ซึ่งเมื่อโยกคันบังคับไปทางข้างหน้า Flap ทั้งสองข้างของปีกจะยกลงทำให้หัวของเครื่องบินจะบินตกลงในขณะที่ทำการบิน ตามรูปที่ 2.38



รูปที่ 2.38 Flap ของเครื่องบินยกลงทั้งสองข้างของปีก

และเมื่อทำการดึงคันบังคับมาทางด้านหลัง Flap ทั้งสองข้างของปีกจะยกขึ้นทำให้หัวของเครื่องบิน
เชิดขึ้น ตามรูปที่ 2.39



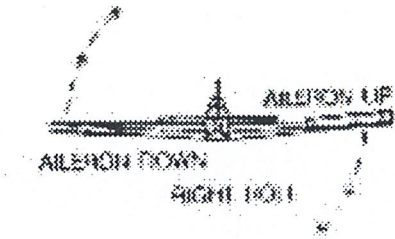
รูปที่ 2.39 Flap ของเครื่องบินยกขึ้นทั้งสองข้างของปีก

แต่ถ้าทำการโยกคันบังคับไปทางขวาหรือซ้ายมือ จะเป็นการควบคุมในส่วนของ Aileron ซึ่งเมื่อ
โยกคันบังคับไปทางซ้ายมือ Flap ทางด้านซ้ายของปีกจะยกลง แต่ Flap ทางด้านขวาของเครื่องบินจะยกขึ้นทำ
ให้เครื่องบินหมุนตัวในแนวระดับไปทางซ้ายมือ ดังรูปที่ 2.40



รูปที่ 2.40 เครื่องบินหมุนตัวในแนวระดับไปทางซ้าย

และเมื่อทำการดึงคันบังคับไปทางขวามือ Flap ทางด้านซ้ายของปีกจะยกขึ้น แต่ Flap ทางด้านขวา
ของเครื่องบินจะยกลง ทำให้เครื่องบินหมุนตัวในแนวระดับไปทางขวามือ ดังรูปที่ 2.41



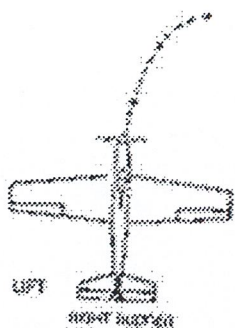
รูปที่ 2.41 เครื่องบินหมุนตัวในแนวระดับไปทางขวา

คันบังคับทางด้านซ้ายมือของเครื่องส่งวิทยุ (Remote control) จะเป็นส่วนบังคับ Rudder กับ การควบคุมความเร็วของเครื่องยนต์ ซึ่งเมื่อทำการดันไปข้างหน้าหรือข้างหลัง จะเป็นการควบคุมในส่วนของ การควบคุมความเร็วของเครื่องยนต์ ซึ่งเมื่อโยกคันบังคับไปทางข้างหน้าจะเป็นการเร่งเครื่องยนต์ กล่าวคือ คาร์บูเรเตอร์ จะเปิดจนสุดเพื่อให้อัตราส่วนผสมของน้ำมันกับอากาศ ทำให้อากาศของเครื่องยนต์สูงขึ้น และเมื่อทำการดึงคันบังคับไปทางด้านหลังจะเป็นการลดความเร็วของเครื่องยนต์ โดยคาร์บูเรเตอร์จะเปิดขึ้นเล็กน้อย เพื่อให้อากาศเข้าไปผสมกับน้ำมันในอัตราส่วนที่เพียงพอต่อการเดินเบา แต่ถ้าทำการโยกคันบังคับไปทางขวามือหรือซ้ายมือ จะเป็นการควบคุมในส่วนของ Rudder ซึ่งเมื่อโยกคันบังคับไปทางซ้ายมือ เครื่องบินจะเลี้ยวไปทางซ้ายมือ ดังรูปที่ 2.42



รูปที่ 2.42 เครื่องบินเลี้ยวไปทางซ้าย (ขณะวิ่งบนพื้นดิน)

และเมื่อทำการดึงคันบังคับไปทางขวามือ เครื่องบินจะเลี้ยวไปทางขวามือ การทำงานของ Rudder จะช่วยในการบังคับการเลี้ยว และสัมพันธ์กับการเลี้ยวของล้อ ดังรูปที่ 2.43



รูปที่ 2.43 เครื่องบินเดี่ยวไปทางขวา (ขณะวิ่งบนพื้นดิน)



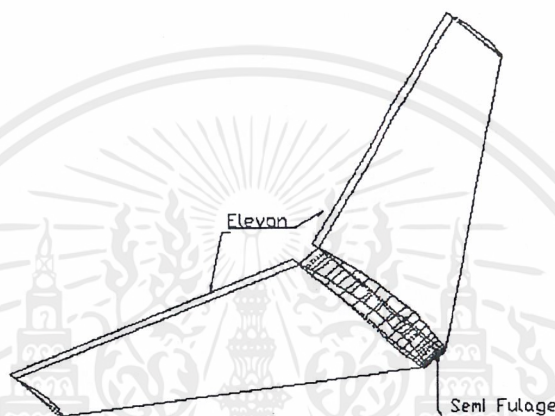
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 3

การออกแบบและการคำนวณ

3.1 การออกแบบ

เครื่องบินที่ออกแบบนี้เน้นที่การเพิ่มแรงยกให้เพียงพอที่จะบรรทุกอุปกรณ์ในการถ่ายภาพ และแบบที่ใช้เป็นแบบ semifulage และบังคับทิศทางด้วย elevon ซึ่งมีรูปร่างดังรูปที่ 3.1

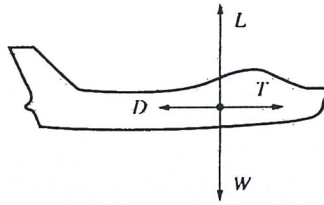


รูปที่ 3.1 รูปร่างเครื่องบินที่จะสร้าง

เครื่องบินแบบนี้จะรวมเอาลำตัวเป็นชิ้นเดียวกับปีก เป็นการช่วยลดแรงเสียดทานอากาศจากลำตัวได้ และมีชิ้นส่วนน้อยกว่าทำให้เบาและสร้างได้ง่าย

จากแนวความคิดในการออกแบบที่ต้องการให้เครื่องบินมีลักษณะลำตัวกับปีก รวมเป็นชิ้นเดียวกัน และไม่มีส่วนหางคั่นปีกของเครื่องบินจึงต้องมีลักษณะเอียงดูไปข้างหลังเพื่อให้มีความสมดุล ซึ่งมีจุดประสงค์ในการออกแบบเพื่อให้เครื่องบินสามารถมีแรงยกเพียงพอที่จะบรรทุกน้ำหนักทั้งหมดได้ 6 กิโลกรัมซึ่งรวมทั้งน้ำหนักของตัวเครื่องบินเองและอุปกรณ์ที่นำมาติดตั้งด้วยโดยใช้เครื่องยนต์ที่กำหนดมาให้

ในการคำนวณจะพิจารณากรณีที่เครื่องบินอยู่ในสภาวะคงตัว หรือบินในแนวระดับที่มุมปะทะ 0 องศาด้วยความเร็วคงที่ 20 เมตรต่อวินาที ที่ความสูง 500 เมตร ซึ่งที่สภาวะคงตัว ดังรูปที่ (5.2) นี้สามารถสมดุลแรงได้แรงยกเท่ากับน้ำหนักของเครื่องบินและแรงจุดเท่ากับแรงขับจากเครื่องยนต์ ซึ่งมีขั้นตอนในการคำนวณดังนี้



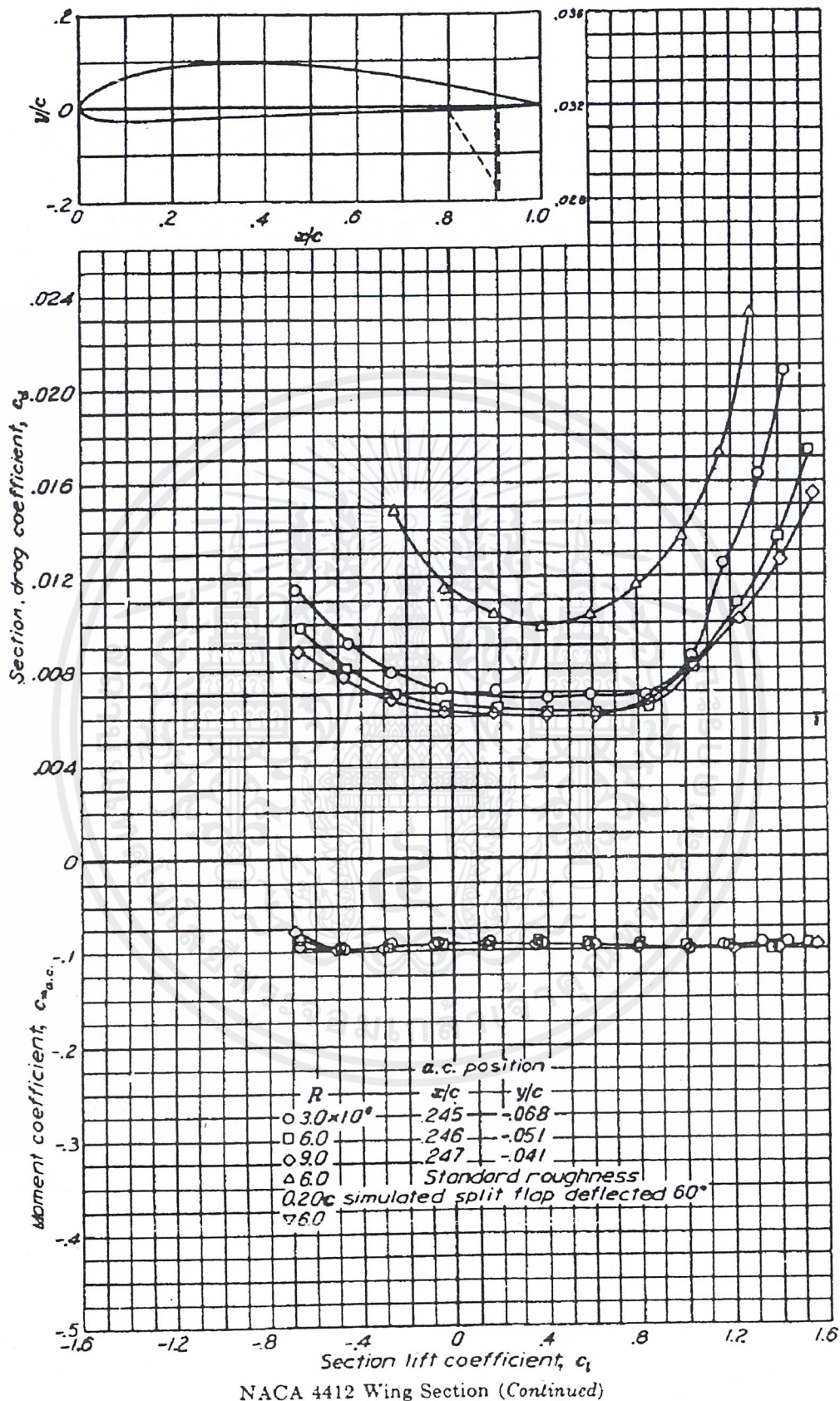
รูปที่ 3.2 แรงกระทำบนเครื่องบินในสถานะคงตัว

3.1.1 พิจารณาเลือกรูปร่าง airfoil สำหรับปีกจากกราฟข้อมูลของชุด airfoil ที่ออกแบบและทดสอบ โดยองค์กร NACA ซึ่งนิยมใช้กันในเครื่องบินทั่วไป เลือกใช้รูปร่าง airfoil NACA4412 ดังรูปที่ (3.3) เนื่องจากรูปร่างนี้ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะ 0 องศาสูงดังรูปที่(3.4) และมีความหนาต่อความยาวคอร์ดมาก ทำให้เครื่องบินมีลำตัวสั้นลงแต่ยังมีเนื้อที่ภายในที่จะใส่อุปกรณ์ได้อย่างพอเพียง



รูปที่ 3.3 รูปร่าง airfoil NACA4412

โดยรูปร่าง airfoil แบบนี้มีความโค้ง เท่ากับ 4% ของความยาวคอร์ดที่ตำแหน่ง 40% ของความยาวคอร์ดเมื่อวัดจากขอบปีกด้านหน้า และความหนาสูงสุดเท่ากับ 12% ของ ความยาวคอร์ด



รูปที่ 3.4 ความสัมพันธ์ระหว่าง C_d และมุมปะทะของ airfoil NACA4412

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1 กำหนดค่าเบื้องต้นของความหนาของ airfoil ที่โคนปีกและปลายปีกเท่ากับ 8 ซม. และ 3 ซม. ตามลำดับโดยพิจารณาจากความต้องการเนื้อที่ภายในลำตัวที่จะติดตั้งอุปกรณ์ต่างๆ จากรูปร่างของ airfoil ซึ่งมีอัตราส่วนของความหนาสูงสุดต่อความยาวคอร์ดเท่ากับ 12% ทำให้ได้ค่าความยาวคอร์ดที่โคนปีกและปลายปีกเท่ากับ 66.56 ซม. และ 24.96 ซม. ตามลำดับ และค่าเฉลี่ยของความยาวคอร์ดเท่ากับ 45.76 ซม.

2 กำหนดค่าเบื้องต้นของมุมหลังของปีกเท่ากับ 30 องศาโดยวัดที่แนวความหนาสูงสุดของ airfoil ($\Lambda_{\max} = 30^\circ$)

3 คำนวณหาค่าความยาวปีกดังนี้

จากสมการ (2.14) ; $C_{L\alpha} = C_L / (\alpha - \alpha_{L=0})$ แทนสมการ (2.3) และ (2.4) ลงไปจะได้

$$C_{L\alpha} = 2L / [\rho V^2 (b \cdot \bar{C}) (\alpha - \alpha_{L=0})] \quad (3.1)$$

แทนสมการ (2.3) และ (2.16) ลงในสมการ (2.17) จะได้

$$C_{L\alpha} = c_{l\alpha} / \left\{ 1 + (57.3 c_{l\alpha} [2 - (b/\bar{C}) + (4 + (b/\bar{C})^2 (1 + \tan^2 \Lambda_{\max}))^{1/2}] / 2\pi b) \right\} \quad (3.2)$$

รวมสมการ (3.1) และ (3.2) ได้

$$2L / [\rho V^2 (b \cdot \bar{C}) (\alpha - \alpha_{L=0})] = c_{l\alpha} / \left\{ 1 + (57.3 c_{l\alpha} \bar{C} [2 - AR + (4 + AR^2 (1 + \tan^2 \Lambda_{\max}))^{1/2}] / 2\pi b) \right\} \quad (3.3)$$

แทนค่า $L =$ แรงยกของเครื่องบิน $= 6 \cdot 9.81 = 58.86 \text{ N}$

$\rho =$ ความหนาแน่นอากาศที่ความสูง 500 เมตร $= 1.1673 \text{ kg/m}^3$

$V =$ ความเร็วของเครื่องบิน $= 20 \text{ m/s}$

$\bar{C} =$ ความยาวคอร์ดเฉลี่ย $= 45.76 \text{ cm.}$

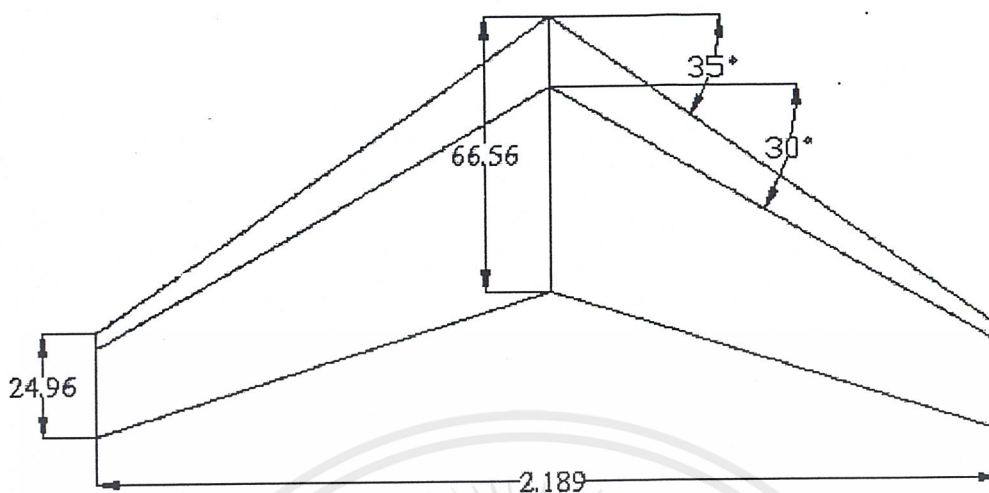
$\alpha =$ มุมปะทะของเครื่องบิน $= 0^\circ$

$\alpha_{L=0} =$ มุมปะทะที่ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของ airfoil เป็นศูนย์ ซึ่งได้จากรูปที่ (3.4) $= -4^\circ$

$c_{l\alpha} =$ ความชันในช่วงเส้นตรงของกราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกของ airfoil กับมุมปะทะ คำนวณที่ (3.4) $= 0.1$

$$\Lambda_{\max} = 30^\circ$$

แก้สมการ (3.3) จะได้ความยาวปีกเท่ากับ 2.189 เมตร



รูปที่ 3.5 ภาพฉายด้านบนและขนาดของปีกที่คำนวณได้

4. คำนวณหาแรงขับของเครื่องบิน กำลังที่ได้จากเครื่องยนต์ถูกเปลี่ยนเป็นแรงขับโดยใบพัด โดยประสิทธิภาพในการเปลี่ยนเป็นแรงขับของใบพัดน้อยกว่า 100% เนื่องจากกำลังส่วนหนึ่งของเครื่องยนต์ถูกใช้ไปในการเอาชนะแรงฉุดทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัด ซึ่งสามารถหาแรงขับนี้ได้จาก

$$T = \eta P / V \quad (3.4)$$

โดยที่ T คือ แรงขับที่ได้จากใบพัด

η คือ ประสิทธิภาพของใบพัด

P คือ กำลังที่ได้จากเครื่องยนต์

ขณะที่เครื่องบินบินอยู่ที่ระดับความสูงต่างๆ กำลังที่ได้จากเครื่องยนต์จะเปลี่ยนไป เนื่องจากความหนาแน่นของอากาศเปลี่ยนไปตามความสูง ซึ่งมีความสัมพันธ์โดยประมาณดังนี้

$$P/P_0 = \rho/\rho_0 \quad (3.5)$$

โดยที่ P และ ρ คือกำลังจากเครื่องยนต์และความหนาแน่นของอากาศตามลำดับที่ระดับความสูงที่กำหนด และ P_0 และ ρ_0 คือค่าที่ระดับน้ำทะเล รวมสมการ (3.4) และ (3.5) ได้

$$T = \eta P_0 (\rho/\rho_0) / V \quad (3.6)$$

สมมติให้ประสิทธิภาพของใบพัดเท่ากับ 80% และกำลังจากเครื่องยนต์ที่มีอยู่เท่ากับ 1.62 bhp (1208.52 watt) จากสมการ (3.6) คำนวณหาแรงขับของเครื่องบินที่ความสูง 500 เมตร ได้เท่ากับ 46.064 N

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5 คำนวณหาแรงฉุดของเครื่องบิน

1. Parasite Drag

ขั้นตอนแรกในการหา Parasite Drag คือการหาพื้นที่ผิวเปียกทั้งหมดของเครื่องบิน ซึ่งสามารถใช้การประมาณที่มีความถูกต้องพอสมควร ได้โดยประมาณเครื่องบินให้เป็นชุดของรูปทรงทางเรขาคณิต ซึ่งเรารู้สมการสำหรับพื้นที่ผิวของรูปทรงเหล่านี้อยู่แล้ว โดยพื้นที่ผิวของปีกโดยประมาณมีสมการ

$$S_{\text{wet}} = S_{\text{exposed}} [1.977 + 0.52(t/c)] = 2.0436 \text{ m}^2$$

โดยที่ S_{exposed} คือพื้นที่ที่ภาพฉายของปีก เลือกราค่า $C_{fe} = 0.0065$ จากตาราง (2.1) สำหรับเครื่องบินแบบใบพัด

$$C_{D_{\text{min}}} = C_{fe} (S_{\text{wet}}/S) = 0.0065(2.0436/1.002) = 0.013257$$

2. แรงฉุดเหนี่ยวนำ

ค่าตัวประกอบประสิทธิภาพของ Oswald (e_0) หาได้จากสมการ (2.23)

$$e_0 = 4.61(1 - 0.045AR^{0.68})(\cos\Lambda_{te})^{0.15} - 3.1 = 0.783188$$

และ

$$k_1 = 1/(\pi e_0 AR) = 0.084962$$

เนื่องจากสัมประสิทธิ์แรงฉุดของปีกอย่างเดียวให้ค่า $C_{L_{\text{minD}}} \cong 0.1258445$ สมมุติให้เครื่องบินมีค่าแรงฉุดน้อยที่สุดที่ค่า C_L เหมือนกับของปีกอย่างเดียว

$$C_{D_0} = C_{D_{\text{min}}} + k_1 C_L^2 = 0.125845 + 0.084962(0.1258445^2) = 0.0188455$$

$$k_2 = -2 k_1 C_{L_{\text{minD}}} = -0.021384$$

$$C_D = 0.0188455 + 0.084962 C_L^2 - 0.021384 C_L = 0.251689$$

สรุปผลการคำนวณที่ได้

Wing span = 2.189 m.

Wing's planform area = 1.002 m².

Aspect ratio = 4.784

Wing sweep angle (Λ_{max}) = 30°

$C_L = 0.251689$

$C_D = 0.02961$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Drag = 6.924 N.

Thrust = 46.064 N.

3.2 การคำนวณโครงสร้างเครื่องบิน

การคำนวณจะมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

1. การคำนวณการกระจายแรงยก
2. หาค่าแห่งของ จุดศูนย์กลางแรง ของแรงยก
3. คำนวณหาขนาดของ สปาร์ โดยคำนวณจาก
 - 3.1 เขียนแผนภาพ แรงเฉือน และแผนภาพโมเมนต์
 - 3.2 คำนวณหาความหนา ของ สปาร์ โดยอาศัยความเค้นค้ำในคาน
4. คำนวณหาขนาดของ ริปส์
5. หาขนาดสตรึงเกอร์

3.2.1 การคำนวณการกระจายแรงยก

จากสมการของแรงยก ที่พื้นที่ปีกเล็กๆ จะได้

$$dF = \frac{1}{2} C_L \rho V^2 dA$$

โดยที่ dA จะมีค่าเท่ากับ $L(x)dx$

ที่ซึ่ง $L(x)$ คือความกว้างของปีก ณ ตำแหน่ง x ใดๆ

สังเกตได้จากรูปที่ (3.5) เราจะได้ $L(x) = 0.6656 - 0.38x$

แทนค่า $C_L = 0.251689$

$V = 20 \text{ m/s}$

$\rho = 1.1673$

$$dF = \frac{1}{2} * (1.1673) * 0.251689 * 20^2 * (0.6656 - 0.38x)$$

อินทิเกรต เทียบ x ตลอดความยาว จะได้

$$\int dF = \int 105.149 * (0.6656 - 0.38x) dx$$

$$FL(x) = 39.110x - 11.164x^2$$

ซึ่งแรงนี้จะคำนวณแรงยกต่อหนึ่งปีก เท่านั้น

3.2.2. หาค่าหาแหน่งของ จุดศูนย์กลางแรง ของแรงยก

โดยเราจะวัดจาก 2 แกน แต่อีกแกน Y เราจะให้ประมาณ เท่ากับ 0.3 วัดจากปลายของริบซึ่งเป็น ระยะที่ให้ค่า center of pressure ของแกน Y ดังนั้นเราจึงจะหาค่าหาแหน่งของอีกแกน คือ แกน X ดังนั้น

$$X' = \frac{\int x dF}{\int dF}$$

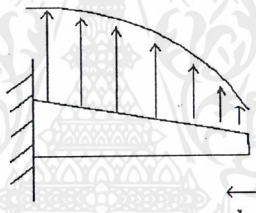
$$\int x dF = \int 58.759*(0.6656x-0.38x^2)dx$$

$$\int dF = 29.493 \text{ N}$$

$$X' = 0.4645 \text{ m}$$

3.2.3 คำนวณหาขนาดของสปาร์

3.2.3.1 ทำการคำนวณและเขียนแผนภาพ แรงเฉือน และแผนภาพ โมเมนต์ของแรงยก เนื่องจากการ กระจายโหลดทั้งหมดจะตกอยู่ที่สปาร์คังรูป

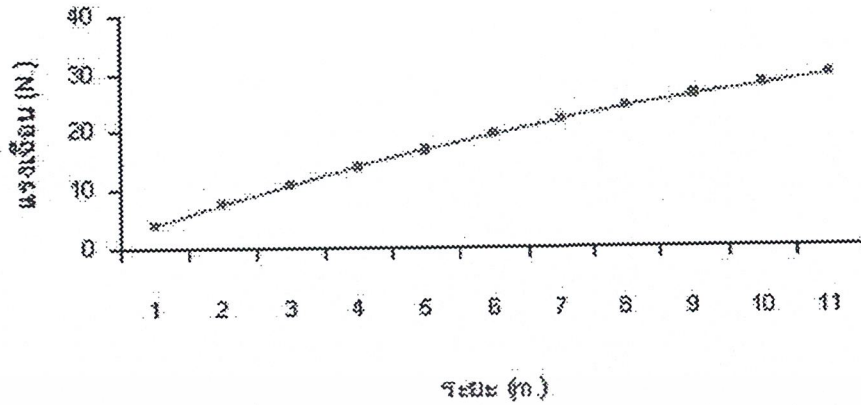


รูปที่ 3.6 การกระจายแรงบนสปาร์

เราทำการ กำหนดให้คานยื่นซึ่งหน้าตัดจะเป็น แบบ เทเปอร์ เราจะทำการกำหนดให้เป็นคานยื่นที่มี หน้าตัดเท่ากันตลอดความยาว โดยกำหนดจากค่าเฉลี่ย จะได้ความสูงของหน้าตัด 0.055 m เราจะทำการคำนวณ แรงเฉือน ดังนี้

$$V = 31.110x - 11.164x^2$$

จะได้การกระจายแรงเฉือนดังตาราง และแผนภาพแรงเฉือน



รูปที่ 3.7 กราฟแสดงความสัมพันธ์ของแรงเฉือนที่ระยะต่างๆ ของสปริง

ระยะทาง (m)	แรงเฉือน (N)
0.1	3.79936
0.2	7.37544
0.3	10.72824
0.4	13.85776
0.5	16.764
0.6	19.44696
0.7	21.90664
0.8	24.14304
0.9	26.15616
1	27.946
1.1	29.51256

ตารางที่ 3.1 ค่าแรงเฉือนที่ระยะต่างๆ ของสปริง

เราทำการคำนวณ โมเมนต์ที่เกิดขึ้นได้ดังนี้

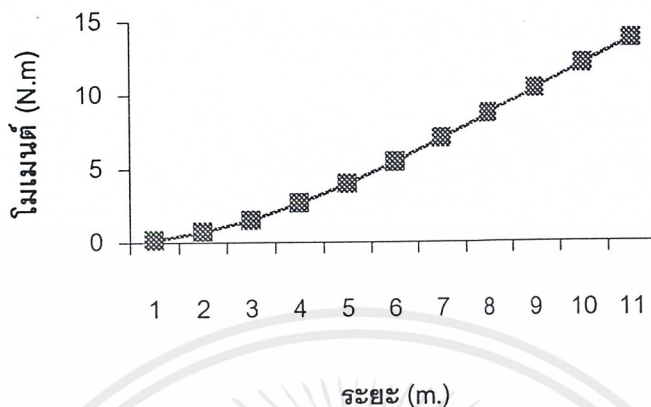
$$M = Fl(x) \cdot (x')$$

$$M = (39.110x - 11.164x^2)(19.5543x^2 - 7.442x^3) / (39.110x - 11.164x^2)$$

$$M = 19.5543x^2 - 7.442x^3$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จะได้การกระจายโมเมนต์คิ่งตาราง และแผนภาพคิ่งนี้



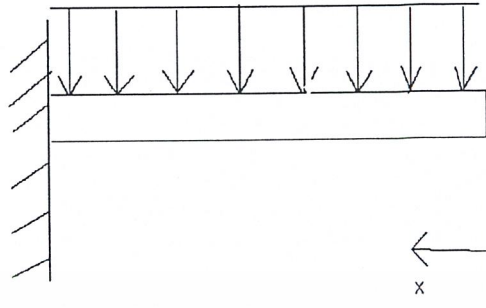
รูปที่ 3.8 กราฟแสดงความสัมพันธ์ของโมเมนต์ที่ระยะต่างๆ ของสปาร์

ระยะทาง (x)	โมเมนต์ (N*M)
0.1	0.188101
0.2	0.722637
0.3	1.558956
0.4	2.652405
0.5	3.958333
0.6	5.432087
0.7	7.029016
0.8	8.704467
0.9	10.41379
1	12.11233
1.1	13.75544

ตารางที่ 3.2 ค่าโมเมนต์ที่ระยะต่างๆ ของสปาร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.2.3.2 เขียน แผนภาพแรงเฉือน และแผนภาพโมเมนต์ เนื่องจากน้ำหนักของปีกเอง ดังรูป(3.9)



รูปที่ 3.9 แผนภาพแรงเฉือน

โดยที่

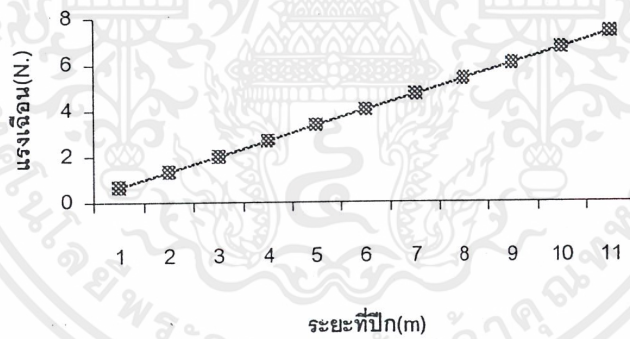
คำนวณแรงเฉือน

$$w(x) = 6.719 \text{ N/m}$$

$$V = W(x) * X$$

$$V = 7.351 \text{ N}$$

เขียนตารางและแผนภาพแรงเฉือน



รูปที่ 3.10 กราฟแสดงความสัมพันธ์ของแรงเฉือนที่ระยะต่างๆ ของปีก

ระยะทาง	แรงเคียน
0.1	0.6719
0.2	1.3438
0.3	2.0157
0.4	2.6876
0.5	3.3595
0.6	4.0314
0.7	4.7033
0.8	5.3752
0.9	6.0471
1	6.719
1.1	7.3909

ตารางที่ 3.3 ค่าแรงเคียนที่ระยะต่างๆ ของปีก

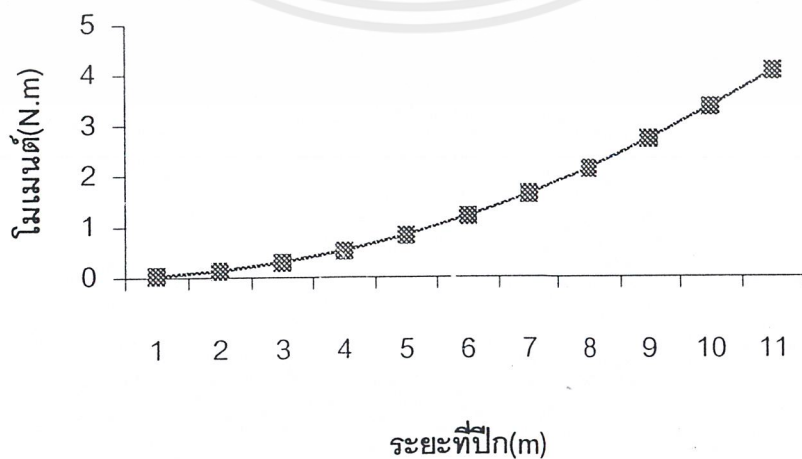
คำนวณโมเมนต์ ที่เกิดขึ้น

$$M = W(x) \cdot (X) \cdot (X/2)$$

$$M = 6.719 \cdot X^2/2$$

$$M = 4.028 \text{ N}\cdot\text{m}$$

เขียนตารางและแผนภาพ โมเมนต์



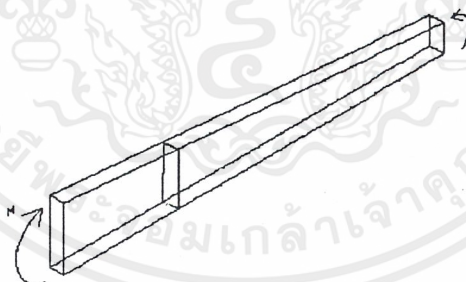
รูปที่ 3.11 กราฟแสดงความสัมพันธ์ของโมเมนต์ที่ระยะต่างๆ ของปีก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไมออนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้.

ระยะทาง	โมเมนต์
0.1	0.033595
0.2	0.13438
0.3	0.302355
0.4	0.53752
0.5	0.839875
0.6	1.20942
0.7	1.646155
0.8	2.15008
0.9	2.721195
1	3.3595
1.1	4.064995

ตารางที่ 3.4 ค่าโมเมนต์ที่ระยะต่างๆ ของปีก

3.2.3.3 คำนวณหาความหนาของสปาร์จากความเค้นดัดในคาน



รูปที่ 3.12 ความเค้นดัดบนสปาร์

ในการหาขนาดความหนาของ สปาร์ จาก แผนภาพ โมเมนต์ เราจะทำการคำนวณความเค้นดัดที่เกิดจากแรงยกเพราะค่า โมเมนต์ที่เกิดจากแรงยกมีค่ามากกว่า ค่าของโมเมนต์ที่เกิดจากน้ำหนักของตัวมันเองจากการ ความเค้นดัด

$$\sigma = MC / I$$

โดยที่ σ เป็นค่าของไม้ บัลซ่า ซึ่งมีค่า ความแข็งแรงขีดจำกัดสูงสุด = 24.132 N/mm²
 M เป็นค่าโมเมนต์ ที่เกิดจากแรงยกในที่นี้เราจะให้เท่ากับ โมเมนต์ที่เกิดขึ้นสูงสุด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$C = h/2, \therefore h = 0.055 \text{ m}$$

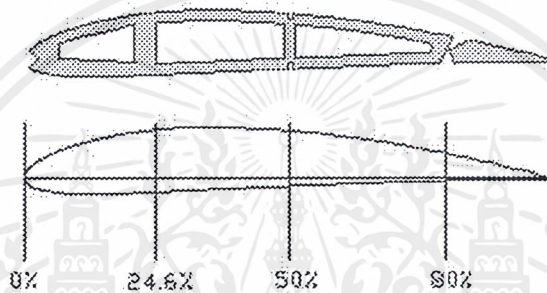
เราจะใช้ค่า ความปลอดภัย = 3

$$\text{เราจะได้ } b = 6M/\sigma h^2$$

แทนค่า จะได้ $b = 3.3719 \text{ mm}$

3.2.4. คำนวณหาความหนาของ ริปส์

เนื่องจาก ริปส์ จะถูกกระทำโดย แรงเฉือน ซึ่งเราจำเป็นต้องหาความหนาที่เหมาะสมของ ริปส์



รูปที่ 3.13 รูปร่างของริปส์

โดยลักษณะของ ริปส์ แต่ละอันจะทำหน้าที่ส่งผ่านแรงที่เกิดจาก แรงเฉือน ไปยังสปาร์ และพื้นผิว เราจะทำการ ประมาณการ โดยให้ ริปส์แต่ละอันมีความหนาที่เท่ากัน เราจึงทำการคำนวณริปส์เพียงตัวเดียว ที่รับแรงเฉือนที่จุดนั้นๆ เพราะว่า แรงเฉือนแปรตามระยะทางของ x ตามแผนภาพแรงเฉือนข้างต้น

เพื่อให้ง่ายต่อการคำนวณเราจะทำการแปลงหน้าตัด Airfoil เป็นดังรูป ณ ตำแหน่ง $x = 0.5 \text{ m}$

ค่าความสูงของ Airfoil ณ ตำแหน่ง $x = 0.5 \text{ m}$ ดังนี้

$$h(x) = 0.08 - 0.045x$$

จะได้

$$h(0.5) = 0.0575 \text{ m}$$

$$L(0.5) = 0.4756 \text{ m}$$

จากสูตร แรงเฉือน

$$\tau = VQ / It$$

โดยที่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

τ คือ ค่าจำกัดรับแรงเฉือนของไม้ บัลซ่า มีค่าเท่ากับ 14.4792 N/mm^2

V จากแผนภาพแรงเฉือน ณ. ตำแหน่ง $x = 0.5 \text{ m}$ มีค่าเท่ากับ 16.764 N

$$Q = \bar{Y}A'$$

\bar{Y} วัดจากระยะทางตลอดพื้นที่หน้าตัด ถึงแนวแกนสะเทิน มีค่าเท่ากับ 0.02875 m

$$I = 1/12 * bh^3$$

T คือความหนาของ ริปส์

เนื่องจากสิ่งที่เราหาเป็น τ_{\max} คือขีดตลอดพื้นที่หน้าตัด ดังนั้นเราสามารถคำนวณได้จากสูตร

$$\tau_{\max} = 1.5V/A$$

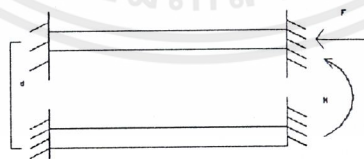
$$A = ht$$

ค่าความปลอดภัย = 3

แทนค่าลงในสมการ τ_{\max} จะได้ความหนาของ ริปส์ เท่ากับ 0.07437 มม.

3.2.5 หาขนาดของ สตริงเกอร์

เนื่องจากการตัดน้ำหนักรออกจาก หน้าตัด Airfoil ซึ่งแนวแกนสะเทินจะไม่มีกรรับโหลดใดๆแต่เนื่องจาก พื้นผิวจะไม่มีให้รับโหลด โหลดที่ผิวจะทำให้เกิดการ โกงขึ้นที่ผิว ดังนั้นเพื่อให้ผิวสามารถคงทนโดยไม่เกิดเหตุการณ์ดังกล่าวเราจำเป็นต้องหาสตริงเกอร์มารับการเกิดการ โกงแทนจากแผนภาพโมเมนต์ของแรงยก เราจะพบว่าที่จุดต่อจะเกิดโมเมนต์สูงสุดขึ้นดังนั้นเราจะทำการหาขนาดที่เหมาะสมและตำแหน่งที่เหมาะสมของ สตริงเกอร์ ก่อนอื่นเราต้องหาแรงกดที่เกิดขึ้น ดังรูป(3.10)



รูปที่ 3.14 โมเมนต์แรงคู่ควบ

จากสมมูลแรงคู่ควบ

$$F = M/d$$

$$D = 0.08 \text{ m}$$

$$M = 13.6748 \text{ N*m}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จะได้

$$F = 170.935 \text{ N}$$

จากสูตร

$$P_{cr} = \Pi^2 EI / (kL)^2$$

โดยที่

$$E = 6.895 \text{ N/mm}^2$$

K เนื่องจาก เสาของเราจะเป็นแบบ ปลายยึด จะได้ค่า $k = 0.5$

L กำหนดให้ระยะห่างกันของริปลส์แต่ละอัน 0.1 m

$$I = 1/12 * bh^3 \text{ โดยกำหนดตามขนาดของไม้ } b=h=0.005 \text{ m}$$

แทนค่าในสมการ จะได้

$$P_{cr} = 1417.718 \text{ N}$$

ค่าความปลอดภัย = 3

ดังนั้น P ที่ยอมให้ได้จะเท่ากับ 472.572 N

บทที่ 4

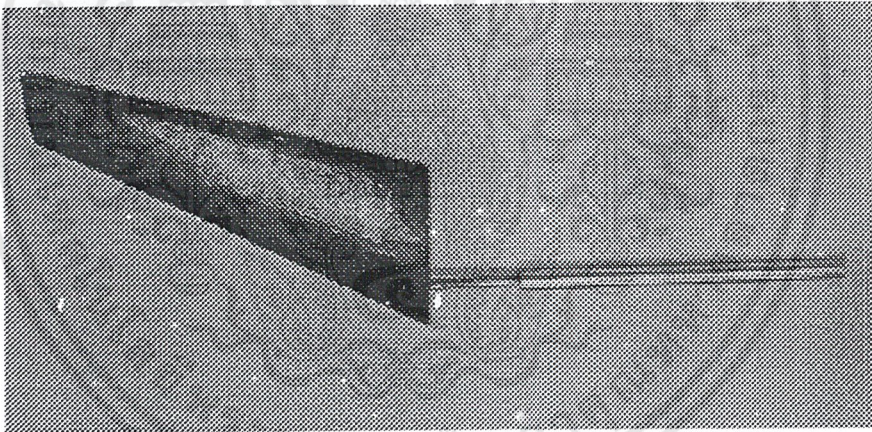
การทดลองในอุโมงค์ลม

4.1 จุดประสงค์

1. การทดสอบในอุโมงค์ลมเพื่อศึกษาความเร็วของอากาศ ต่อสัมประสิทธิ์แรงยก(C_L) และสัมประสิทธิ์แรงยก(C_D) ที่เกิดขึ้นบนปีกจำลอง
2. เพื่อศึกษาผลของมุมปะทะของปีกเครื่องบินต่อสัมประสิทธิ์แรง

4.2 วัสดุอุปกรณ์

1. อุโมงค์ลมขนาด 300 x 300 มม. Wind tunnel TE 54 (ภาคผนวก ก.)
2. ปีกเครื่องบินจำลองอัตราส่วน 1 : 5.4725 เมื่อเทียบกับขนาดจริง จากรูปที่(4.1)
3. Load cell สำหรับวัดแรงในแนวตั้งและแรงแนวระดับ
4. มาโนมิเตอร์น้ำ (Manometer)

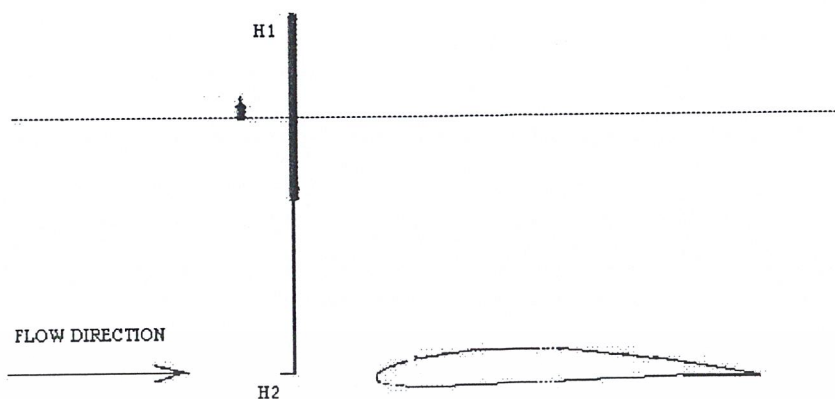


รูปที่ 4.1 ปีกเครื่องบินจำลอง

4.3 วิธีการทดลอง

1. นำปีกขนาดจำลองใส่เข้าไปในอุโมงค์ลม โดยข้างหนึ่งของปีกต่อเข้ากับชุด Load cell ที่ติดตั้งไว้ด้านข้างของอุโมงค์ลม
2. ต่อท่อสายวัดความเร็วลมเข้ากับมาโนมิเตอร์เทียบกับบรรยากาศ
3. หมุนปรับมุมปะทะของปีกให้ได้มุมต่างๆ
4. เปิดเครื่องให้ลมเข้า จากนั้นปรับปีกให้เสื่อให้ระดับในมาโนมิเตอร์สูงขึ้นตามลำดับ

5. วาดกราฟความสัมพันธ์ของ C_L , C_D , Re และ มุมยกของปีก



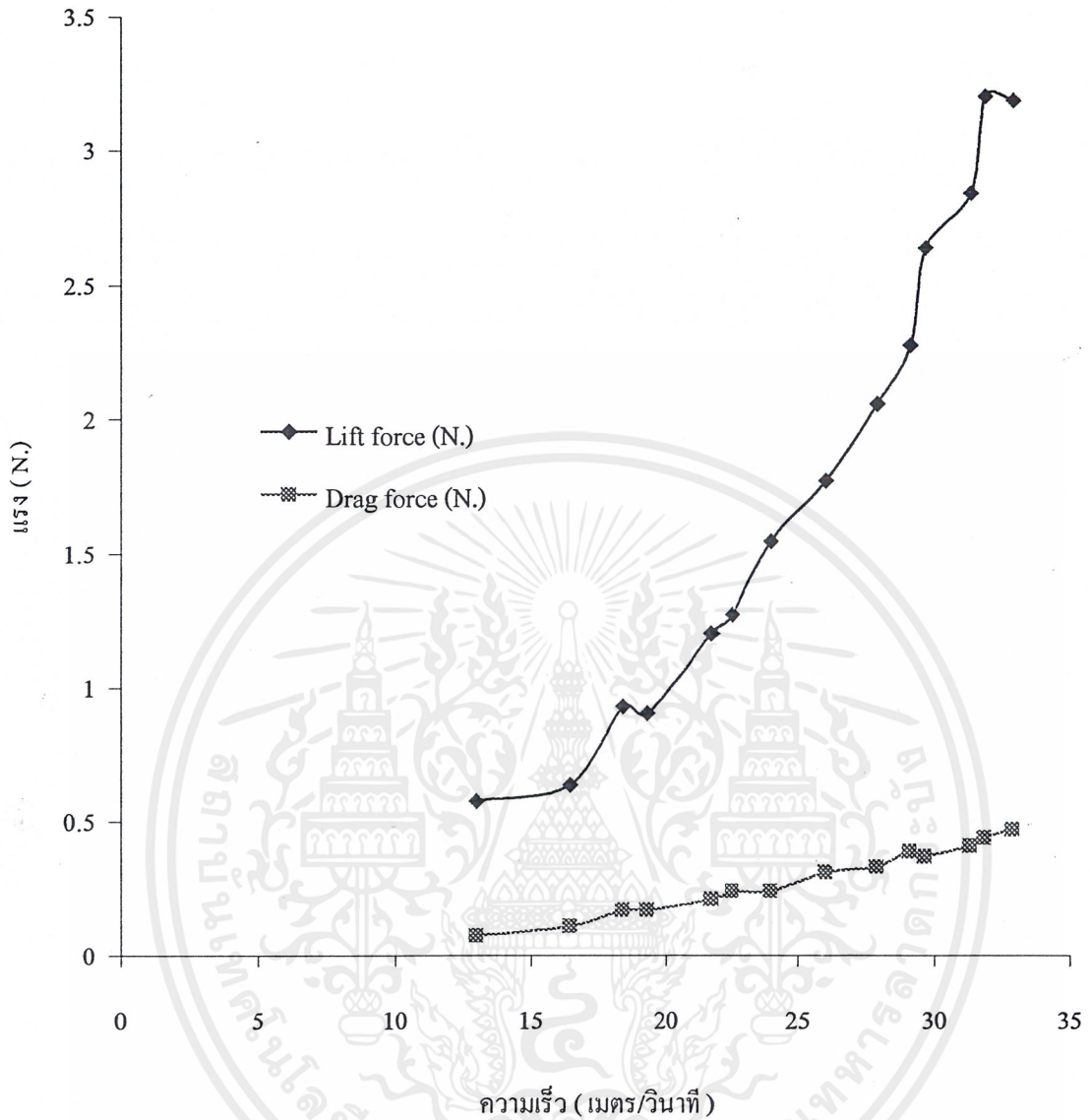
รูปที่ 4.2 ปีกจำลองที่อยู่ในอุโมงค์ลม

4.4 ผลการทดลอง

Head (mm)	Lift (N)	Drag (N)	V (m/s)	Re ($\times 10^5$)	C_L	C_D
10	0.575	0.075	12.9975	0.68378	0.35048	0.04571
16	0.6375	0.11	16.4406	0.86493	0.24286	0.0419
20	0.93	0.17	18.3812	0.96702	0.28343	0.05181
22	0.905	0.17	19.2784	1.01422	0.25074	0.0471
28	1.2	0.21	21.7489	1.14419	0.26122	0.04571
30	1.27	0.24	22.5123	1.18435	0.25803	0.04876
34	1.545	0.24	23.9661	1.26084	0.27697	0.04303
40	1.7725	0.31	25.9949	1.36757	0.2701	0.04724
46	2.0575	0.33	27.8765	1.46655	0.27263	0.04373
50	2.275	0.39	29.0632	1.52899	0.27733	0.04754
52	2.6375	0.37	29.6388	1.55927	0.30916	0.04337
58	2.84	0.41	31.302	1.64677	0.29846	0.04309
60	3.2	0.44	31.8372	1.67492	0.32508	0.0447
64	3.185	0.47	32.8813	1.72985	0.30333	0.04476

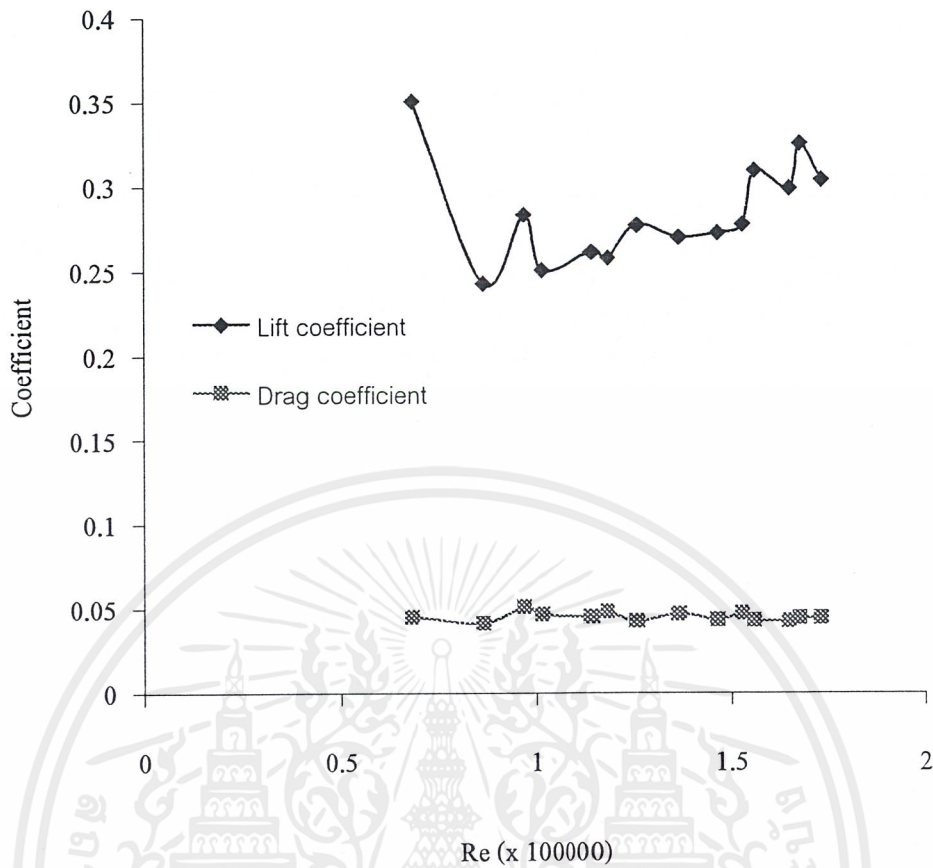
ตารางที่ 4.1 ผลการทดลองในอุโมงค์ลม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.3 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า Lift force, Drag force และค่าความเร็ว

จากกราฟแสดงให้เห็นว่า เมื่อความเร็วเพิ่มมากขึ้นก็จะมีแรงยก กับแรงต้านเพิ่มขึ้นตามไปด้วย จากนั้นเมื่อถึงความเร็วจุดหนึ่งจะมีค่าแรงยกตกลง อันเนื่องมาจากเกิดกระแสไหลวนของอากาศชั้นที่ปกคลุม ทำให้มีแรงกดลง แรงยกเลยลดลงเล็กน้อย

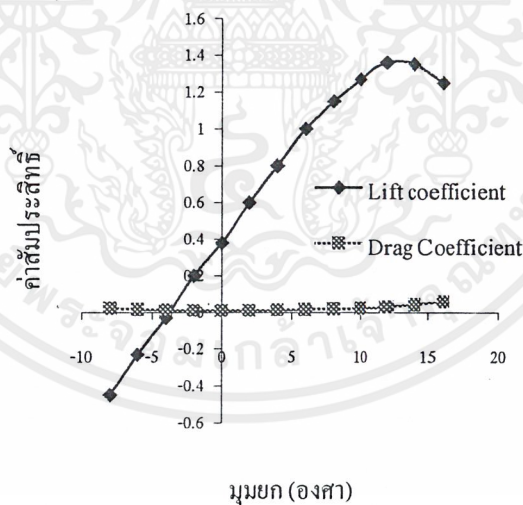


รูปที่ 4.4 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่า $Re (1 \times 10^5)$ กับ C_L และ C_D

จากกราฟแสดงให้เห็นว่า เมื่อค่าเรย์โนลด์ส (Re) มากขึ้น ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านก็จะเพิ่มมากขึ้นตามไปด้วย แต่ที่ค่า Re เท่ากับ 0.68378×10^5 จะพบว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงยกมีค่ามากเกินไป สาเหตุอาจเกิดมาจากอุโมงค์ลมวัดค่าได้ผิดพลาดทำให้ตัวเลขของสัมประสิทธิ์แรงยกมีค่ามาก

มุมยก(°)	C_L	C_D
-8	-0.45	0.022
-6	-0.23	0.014
-4	-0.03	0.012
-2	0.2	0.01
0	0.38	0.01
2	0.6	0.01
4	0.8	0.012
6	1	0.014
8	1.15	0.017
10	1.27	0.022
12	1.36	0.03
14	1.35	0.042
16	1.25	0.059

ตารางที่ 4.2 ความสัมพันธ์ของมุมยก กับค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน



รูปที่ 4.5 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่ามุมยก กับสัมประสิทธิ์แรงยก และสัมประสิทธิ์แรงต้าน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5

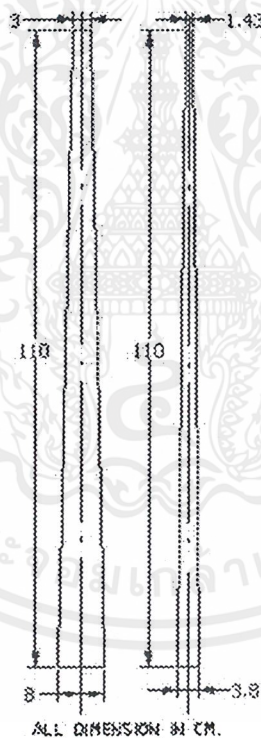
การสร้างเครื่องบิน

หลังจากที่ได้คำนวณหาขนาดของส่วนประกอบต่างๆของเครื่องบินแล้วก็ได้สร้างเครื่องบินจริงดังนี้

5.1 วัสดุที่ใช้

- 1) ไม้บัลซา
- 2) ไม้อัดเนื้อแข็ง
- 3) แผ่นโพลีเอสเตอร์
- 4) บานพับพลาสติก

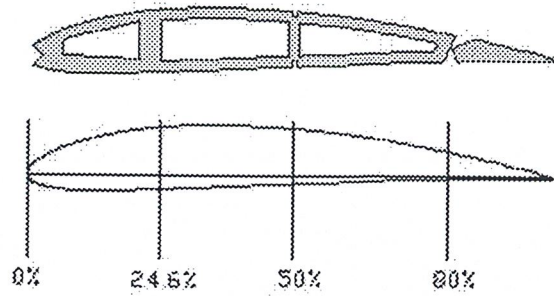
5.2 การสร้างส่วนประกอบต่างๆ



รูปที่ 5.1 ภาพของสปาร์

ส่วนปีกของเครื่องบินนั้นจะประกอบด้วยspar, rib และ stringer โดยแต่ละส่วนจะทำจากไม้บัลซา spar ที่ใช้ทั้งหมดมี 4 ชิ้น 2 ขนาดทำจากไม้บัลซาหนา 5 มม.มีขนาดตามรูปที่1 ribที่ใช้ทั้งหมดมี 24 ชิ้นทำจากไม้บัลซาหนา 3 มม. มีรูปทรงแบบ NACA 4412 ตามรูปที่ 2 และมีขนาดของคอร์ดตามตารางที่1 stringer ที่ใช้มีทั้งหมด 6 เส้น ทำจากไม้บัลซาหน้าตัดสี่เหลี่ยมจตุรัสขนาด 10 มม.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 5.2 แสดงภาพของริบ

ความยาว CHORD (cm.)	จำนวน
66.67	2
62.86	2
59.06	2
55.25	2
51.45	2
47.64	2
43.84	2
40.03	2
36.23	2
32.42	2
28.62	2
25.00	2

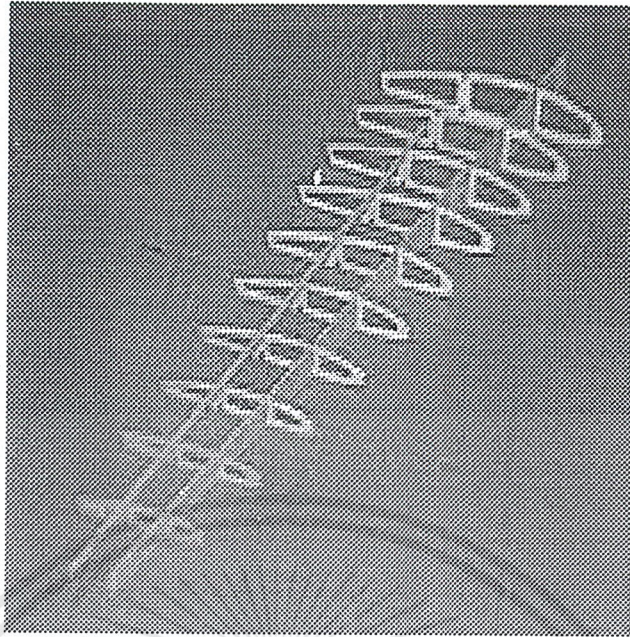
ตารางที่ 5.1 แสดงขนาดของrib

ส่วนลำตัวของเครื่องบินจะมีรูปร่างและขนาดเดียวกับริบที่มีขนาดใหญ่ที่สุดแต่ทำจากไม้อัดแข็ง เพราะต้องใช้รองรับ load ในการบรรทุก

5.3 การประกอบ

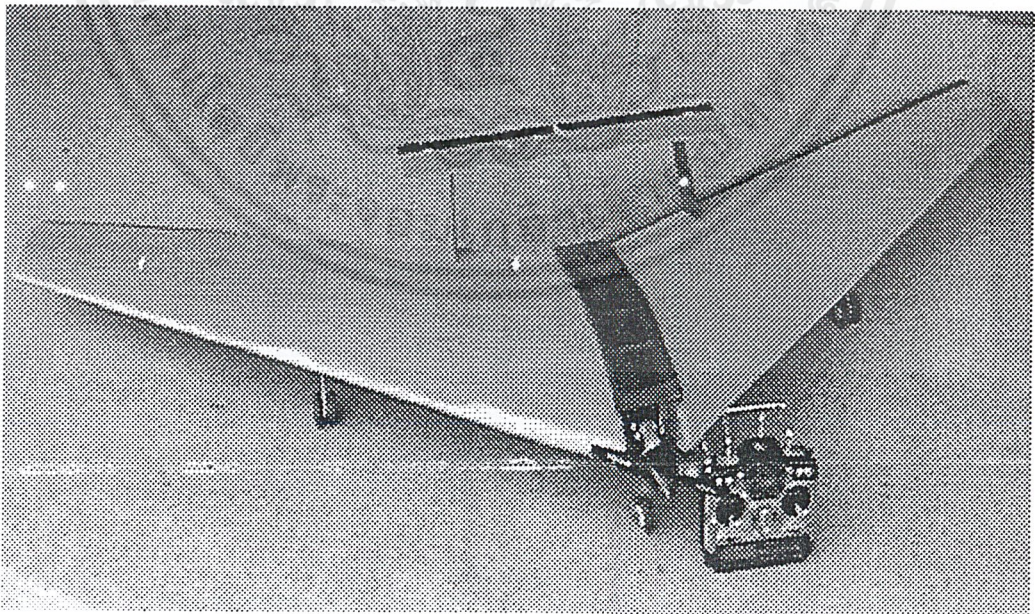
หลังจากที่ได้ตัดไม้ตามขนาดต่างๆจนหมดแล้วก็นำมาประกอบตามรูปที่ (5.3) และทำการติดตั้งเครื่องยนต์ ถังน้ำมัน เซอร์โว ตัวรับ ล้อ จนเป็นโครงสร้างที่สำเร็จดังรูปที่ (5.4)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 5.3 แสดงการประกอบปีก

ขั้นตอนสุดท้ายคือการทำผิวของเครื่องบิน โดยแผ่นโพลีเอสเตอร์ที่ใช้มีด้านหนึ่งที่มีคุณสมบัติละลายเป็นกาวยืดเมื่อได้รับความร้อนจึงสามารถนำมารีดปิดผิวของเครื่องบินได้โดยใช้เตารีดขนาดเล็ก และเนื่องจากโครงสร้างของเครื่องบินที่ทำนั้นรีดผิวยากมากจึงได้นำไม้บัลซาหนา 1 มม. มาติดกับโครงเครื่องบินทางด้านหน้าก่อนแล้วจึงค่อยทำการรีดปิดผิว ซึ่งจะช่วยให้เพิ่มความสามารถในการต้านแรงบิดได้อีกด้วย



รูปที่ 5.4 เครื่องบินขณะประกอบเสร็จ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 6

บทสรุป

6.1 การทดสอบสมรรถนะของเครื่องบินขณะทำการบินและข้อเสนอแนะ

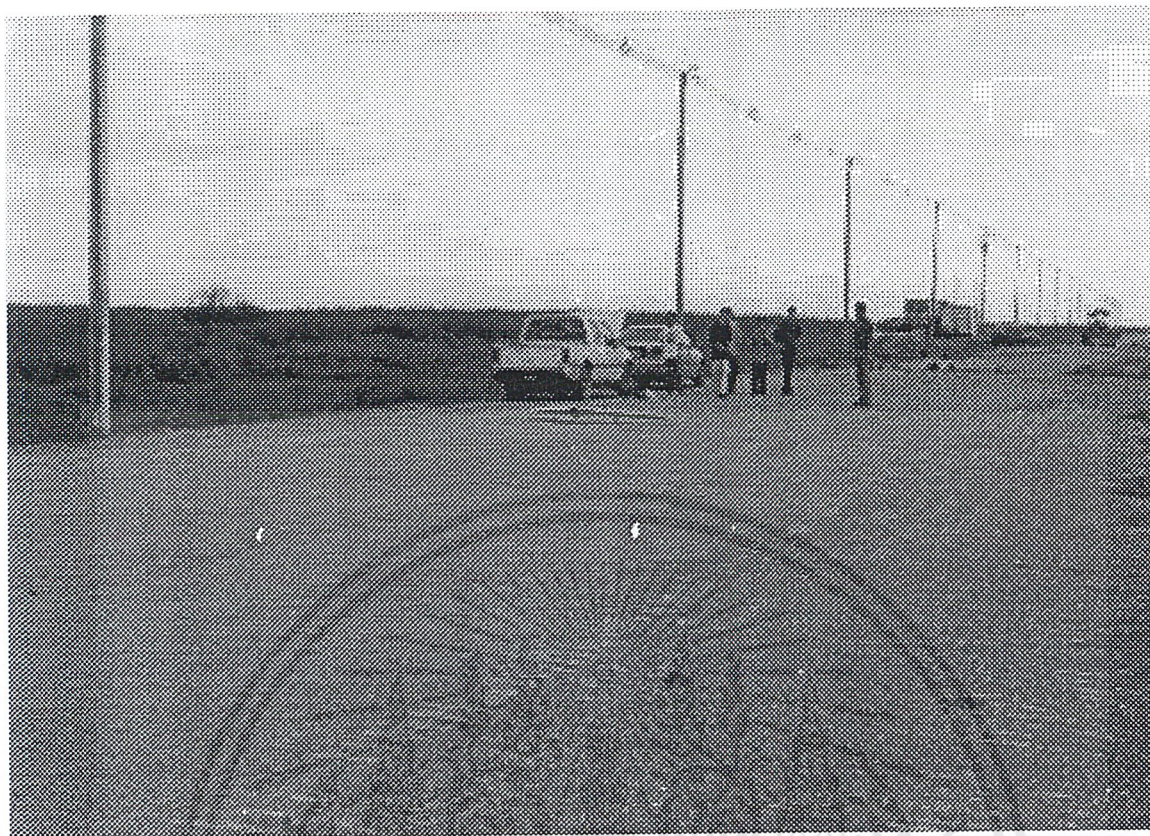
เนื่องจากได้มีการทดสอบนำเครื่องบินในสนามบินแล้ว แต่เกิดปัญหาบางประการทำให้เครื่องบินไม่สามารถบินขึ้นได้ โดยได้สรุปปัญหา และวิธีการแก้ไขมาดังนี้

1. ปัญหาทางด้านการจัดหาผู้เชี่ยวชาญมาบินได้ เนื่องจากต้องใช้ค่าใช้จ่ายสูงในการที่จะจ้างผู้เชี่ยวชาญทางด้านนี้ และก็ไม่มีบุคคลใดในกลุ่มที่สามารถบินได้ เพราะมีการลงบินโดยบังคับเครื่องบินกันเองในกลุ่มแล้ว แต่ก็เกิดปัญหา คือไม่มีใครบังคับได้คล่อง ทำให้เครื่องบินเกิดการเสียหายต้องนำมาซ่อมแซมหลายครั้ง ทางแก้ไข คือให้บุคคลใดในกลุ่มไปทำการอบรมการบังคับเครื่องบิน ตอนที่เริ่มทำโครงการนี้เลย เพราะต้องใช้เวลาในการฝึกให้บินเป็น ประโยชน์ที่ได้รับ คือไม่ต้องเสียค่าใช้จ่ายบางส่วนในการจัดหาผู้เชี่ยวชาญมาบินให้ และสามารถทดสอบเครื่องบินได้บ่อยครั้งไม่ต้องเสียเวลารอผู้เชี่ยวชาญ

2. ปัญหาของเครื่องบินขณะจะทำการบิน เนื่องจากก่อนที่เครื่องบินจะยกตัวขึ้น ล้อหน้าของเครื่องบินซึ่งเป็นล้อที่ควบคุมทิศทางการเลี้ยวคอนว้างบนพื้นเกิดยกตัวขึ้นทำให้ไม่สามารถควบคุมการเลี้ยวได้ ทำให้เครื่องบินพุ่งออกไปผิดทาง และคร่อมถนนทำให้ไม่สามารถทำการบินต่อไปได้ ทางแก้ไข คือควรทำตัวแพนหางเสือ(Rudder) ไว้คอยควบคุมทิศทางการเลี้ยวเพิ่ม ไว้เผื่อขณะที่เครื่องบินจะบินขึ้นแล้วล้อหน้ายกตัว ซึ่งจะสามารถควบคุมทิศทางการเลี้ยวได้

3. สูตรที่นำมาใช้ในการคำนวณเป็นสูตรที่ใช้ในการบินบนอากาศที่สภาวะเริ่มต้น (Steady state) แต่ไม่ได้คำนึงถึงสูตร และตัวแปรในขณะที่เครื่องบินจะทำการบินขึ้น เพราะคิดว่าแรงของเครื่องยนต์จะช่วยทำให้มีแรงลุดของเครื่องยนต์เพิ่มมากขึ้น

4. ควรคำนึงถึงจุดศูนย์ถ่วงของเครื่องบิน เพราะจะมีผลมากในการทรงตัวของเครื่องบิน และขณะที่จะนำเครื่องบินขึ้น



รูปที่ 6.1 การทดสอบสมรรถนะของเครื่องบินโดยการวิ่งก่อนที่จะทำการบิน

6.2 ประโยชน์ที่ได้รับ

ทำให้ได้ทราบถึงโครงสร้างของปีกเครื่องบินแบบ Swept wing และรูกลไกหลักๆ ในองค์ประกอบของเครื่องบิน ซึ่งเครื่องบินในลักษณะนี้มีข้อดีในการสร้างอย่างไร และมีข้อเสียในการสร้างอย่างไร นอกจากนี้ยังต้องคำนวนเกี่ยวกับโครงสร้างการรับแรงต่างๆ ของเครื่องบินเพื่อให้เครื่องบินมีความแข็งแรง

6.3 แนวทางที่สามารถนำไปใช้ในอนาคต

สามารถนำเครื่องบินขนาดเล็กไว้สำหรับการสำรวจทางทะเล โดยใช้ภาพถ่ายจากด้านบน ซึ่งจะประหยัดค่าใช้จ่ายได้มาก และสะดวกต่อการใช้งาน กว่าก็นำเครื่องบินจริงสำรวจ

บรรณานุกรม

- [1] Brandt, Steven A, "Introduction to aeronautics : a design perspective" Reston, VA : AIAA, c1997 ,Education Series, ISBN 1-56347-250-3
- [2] R.H. Barnard and Philpott D.R. "Mechanics of flight " 10th ed , Longman Group ,1996 ,ISBN 0-582-23740-8
- [3] www.grc.nasa.gov
- [4] Fielding, John P, "Introduction to aircraft design" , Cambridge : Cambridge University Press, c1999 *Descript.* xiii, 263p. : ill *Series* Cambridge aerospace series ; 11
- [5] Anderson, John D, "Aircraft performance and design" , Jr *Imprint* Boston : WCB/McGraw-Hill, c1999 *Descript.* xvi, 580p. : ill *Subject* Airplanes -- Performance Airplanes -- Design and construction ISBN 0-07-116010-8
- [6] R.C. Hibbeler, "Mechanics of Materials" 3th ed, Prentice Hall ,Inc., 19



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

TE 54

300mm x 300mm WIND TUNNEL



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

TE54/DDATA SHEET

Equipment: 300mm x 300mm SUCTION TUNNEL
 Serial No: TE54/8570
 Date: 12/08/97
 Supplied to: Kinetics Corporation Co Ltd
 (KMIT (L) THAILAND)
 Electrical Supply: 220 volt 1 Ph 50 Hz

DRIVING MOTOR/FAN:

Type: WOODS 19JL AEROFOIL
 Serial No: 562901/51F JL531204
 Speed: 2910 rev/min
 Power: 6.2kW

STARTER:

Type: BROOK CROMPTON
 Code No: SD1 EKI
 Overload Range: 10-17 Amps

TUNNEL:

Working Section 300mm x 300mm

Max Air Speed 40.3 m/sec

NOTE: Electrical Warning Labels Fitted

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีกรนำไปใช้

- 2 -

ADDITIONAL EQUIPMENT WHEN SUPPLIED:

TE81 - Three Component Balance Serial No: TE/8589
 TE101 - Equipment Interface Serial No: Not Supplied
 Boundary Layer Experiment Supplied /

CYLINDER ROTATION SERVO:

Not Supplied

Make:

DC Servo:

Max Number Load Velocity:

Torque Constant:

Stall Torque:

Max Rotation:

PITOT TRAVERSE SERVO:

Not Supplied

Make:

Type:

Voltage:

GAUGE PRESSURE:

Not Supplied

Make:

Model:

DIFFERENTIAL PRESSURE:

Make: FURNACE CONTROLS

Model: FCO 42

Range: $\pm 500\text{mm H}_2\text{O}$

Serial No: 970763

SMOKE GENERATOR RE35:

Not Supplied

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านอื่นๆ
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

LITERATURE:

TE54/A Leaflet

Safety Leaflet

Test Results

Brook Crompton Series 2000 Instruction

Pitot Static Tube Operating Instructions

Furness Controls Users Guide

Furness Controls Calibration Chart & Test Certificate

DRAWING:

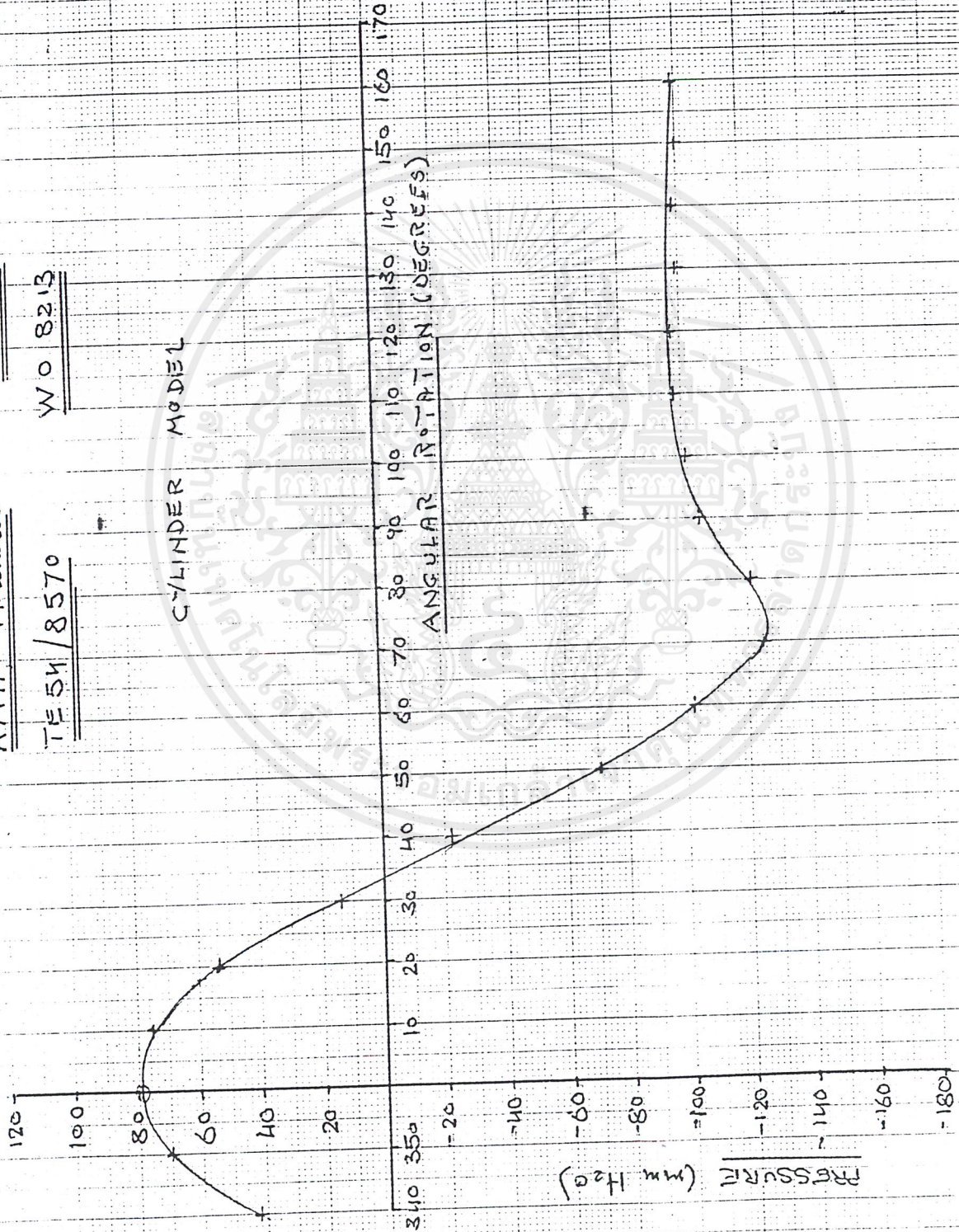
Wiring Diagram 22349 Issue E

PLINT & PARTNERS LTD, OAKLANDS PARK, WOKINGHAM, BERKS. RG41 2FD TEL: 01734 781898 FAX: 01734 772281																																																																																																																																	
CUSTOMER: KMIT, Thailand TE54/ 8570 TESTED BY: S. Song			WIND TUNNEL DATE: 11/8/97 W.O.No. 8213 AIR TEMP: START IN: 27.3 OUT: 28.0 °C AIR TEMP: FINISH IN: 27.4 OUT: 28.3 °C BAROMETER: 764 mm Hg			FAN BLADE ANGLE: 26° VOLTS: 380/420 PHASE: 3 Hz: 50																																																																																																																											
HORIZONTAL TRAVERSE					STATIC: 95 TOTAL HEAD TUBE																																																																																																																												
VERTICAL TRAV.					TOP: 28 MID: 0 BTM: 43																																																																																																																												
LHS					AIR SPEED = 40.3 m/sec Max NOTE:																																																																																																																												
TEST WITH MODEL CYLINDER IN TUNNEL																																																																																																																																	
CYLINDER ANGULAR DISPLACEMENT V.S PRESSURE																																																																																																																																	
<table border="1"> <thead> <tr> <th>STATIC: 80</th> <th>Lo</th> <th>Lo</th> <th>Lo</th> <th>Lo</th> <th>Lo</th> <th>Lo</th> <th>Lo</th> <th>Lo</th> <th>Lo</th> </tr> <tr> <th>PRESS</th> <th>PRESS</th> <th>PRESS</th> <th>PRESS</th> <th>PRESS</th> <th>PRESS</th> <th>PRESS</th> <th>PRESS</th> <th>PRESS</th> <th>PRESS</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>340</td> <td>42</td> <td>80</td> <td>80</td> <td>80</td> <td>80</td> <td>80</td> <td>80</td> <td>80</td> <td>80</td> </tr> <tr> <td>350</td> <td>70</td> <td>90</td> <td>90</td> <td>90</td> <td>90</td> <td>90</td> <td>90</td> <td>90</td> <td>90</td> </tr> <tr> <td>0</td> <td>79</td> <td>100</td> <td>100</td> <td>100</td> <td>100</td> <td>100</td> <td>100</td> <td>100</td> <td>100</td> </tr> <tr> <td>10</td> <td>75</td> <td>110</td> <td>110</td> <td>110</td> <td>110</td> <td>110</td> <td>110</td> <td>110</td> <td>110</td> </tr> <tr> <td>20</td> <td>53</td> <td>120</td> <td>120</td> <td>120</td> <td>120</td> <td>120</td> <td>120</td> <td>120</td> <td>120</td> </tr> <tr> <td>30</td> <td>14</td> <td>130</td> <td>130</td> <td>130</td> <td>130</td> <td>130</td> <td>130</td> <td>130</td> <td>130</td> </tr> <tr> <td>40</td> <td>-22</td> <td>140</td> <td>140</td> <td>140</td> <td>140</td> <td>140</td> <td>140</td> <td>140</td> <td>140</td> </tr> <tr> <td>50</td> <td>-71</td> <td>150</td> <td>150</td> <td>150</td> <td>150</td> <td>150</td> <td>150</td> <td>150</td> <td>150</td> </tr> <tr> <td>60</td> <td>-102</td> <td>160</td> <td>160</td> <td>160</td> <td>160</td> <td>160</td> <td>160</td> <td>160</td> <td>160</td> </tr> <tr> <td>70</td> <td>-125</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> </tr> </tbody> </table>										STATIC: 80	Lo	Lo	Lo	Lo	Lo	Lo	Lo	Lo	Lo	PRESS	PRESS	PRESS	PRESS	PRESS	PRESS	PRESS	PRESS	PRESS	PRESS	340	42	80	80	80	80	80	80	80	80	350	70	90	90	90	90	90	90	90	90	0	79	100	100	100	100	100	100	100	100	10	75	110	110	110	110	110	110	110	110	20	53	120	120	120	120	120	120	120	120	30	14	130	130	130	130	130	130	130	130	40	-22	140	140	140	140	140	140	140	140	50	-71	150	150	150	150	150	150	150	150	60	-102	160	160	160	160	160	160	160	160	70	-125								
STATIC: 80	Lo	Lo	Lo	Lo	Lo	Lo	Lo	Lo	Lo																																																																																																																								
PRESS	PRESS	PRESS	PRESS	PRESS	PRESS	PRESS	PRESS	PRESS	PRESS																																																																																																																								
340	42	80	80	80	80	80	80	80	80																																																																																																																								
350	70	90	90	90	90	90	90	90	90																																																																																																																								
0	79	100	100	100	100	100	100	100	100																																																																																																																								
10	75	110	110	110	110	110	110	110	110																																																																																																																								
20	53	120	120	120	120	120	120	120	120																																																																																																																								
30	14	130	130	130	130	130	130	130	130																																																																																																																								
40	-22	140	140	140	140	140	140	140	140																																																																																																																								
50	-71	150	150	150	150	150	150	150	150																																																																																																																								
60	-102	160	160	160	160	160	160	160	160																																																																																																																								
70	-125																																																																																																																																
WAKE TRAVERSE																																																																																																																																	
STATIC: 80																																																																																																																																	
MM 10 25 50 75 100 125 150 175 200 225 250 275 285																																																																																																																																	
TRAVERSE 99 103 101 83 72 47 38 45 63 83 93 95 99																																																																																																																																	

KMIT Thailand
TE 54/8570

11/8/97
WO 8213

CYLINDER MODEL



KMIT, Thailand
TE 54/8570

11/8/97
W.O. 8213

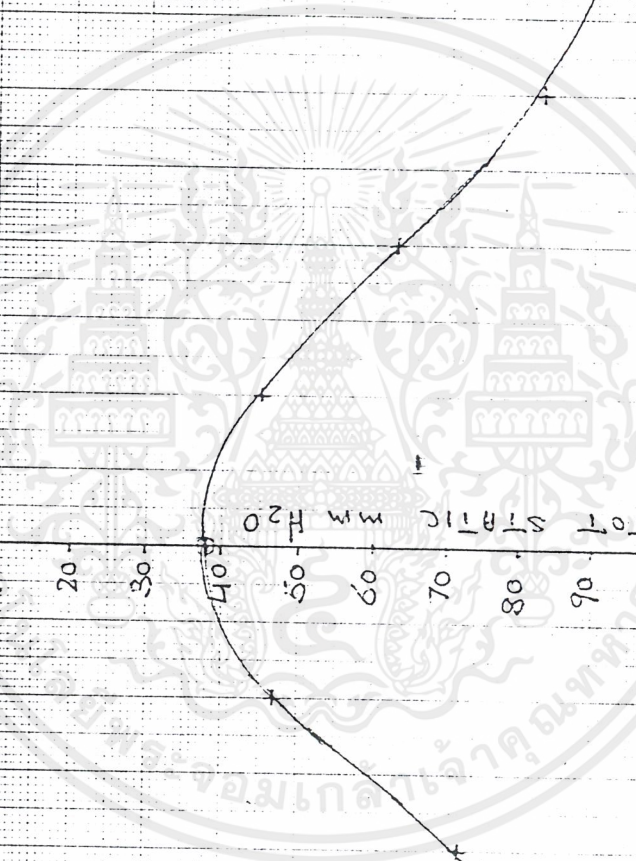
Cylinder Model Wafer Traverse

VERTICAL TRAVERSE mm

0 25 50 75 100 125 150 175 200 225 250 275 300

10 20 30 40 50 60 70 80 90 100 110 120 130

STRIK mm F20



FURNESS CONTROLS LTD

CALIBRATION CHART & TEST CERTIFICATE ⁷⁷ FOR TRANSMITTERS WITH CURRENT OUTPUT.

This is to certify that the following instrument has been tested in accordance with the standards laid down and adhered to by Furness Controls Ltd., Bexhill.

All instruments are calibrated using transfer standards which are regularly checked against reference standards traceable to British national standards. For differential pressure measurement the accuracy is better than 1 % of reading between 10 Pa and 20 kPa.

History of traceability to National Standards and list of approved signatories are available from Furness Controls LTD.

Calibration certificate No : 970763 Issue date : 17 JUL. 1997

Sales Order No : SB 17968

Customer : PLINT & PARTNERS LTD

Instrument : TRANSMITTER

Instrument type: FCO 42

Serial No: 970763, Transducer No: FCB 34820

Supply voltage : 14-40 VDC

Pressure range : -500 to +500 mmH2O Signal output: 4 to 20 mA

Reference Pressure mmH2O	Instrument calibrated		
	Output mA	deviation mA	% FSD
499.800	20.013	0.016	0.10
400.100	18.387	-0.015	-0.09
300.800	16.785	-0.028	-0.17
200.000	15.167	-0.033	-0.21
100.000	13.557	-0.043	-0.27
0.000	12.000	0.000	0.00
-100.100	10.413	0.015	0.09
-199.800	8.823	0.020	0.12
-300.700	7.221	0.032	0.20
-399.900	5.643	0.041	0.26
-500.400	4.026	0.020	0.12

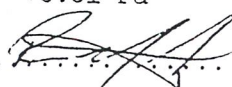
Reference instruments used to carry out calibration of the above unit.

Pressure and electrical signal measurements :

PPC500 Pressure calibrator No: WS 285

Calibration uncertainty better than 0.1% of reading +0.01 Pa

Test technician : R.MORLEY

Approved sign : ...  ...

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

300mm x 300mm WIND TUNNEL

IN ALL CORRESPONDENCE QUOTE SERIAL NO: ...TE54/8570.
ELECTRICAL SUPPLY .220.volts50.Hz, 1-phase AC
MAXIMUM POWER CONSUMPTION 5kW

CONTENTS

1. General Description
2. References
3. Notation
4. Calibration of the wind tunnel
5. Drag on circular cylinder
6. Pressure distribution around aerofoil
7. Velocity distribution in a boundary layer
8. Installation, operation and maintenance
9. List of figures

1. General

The tunnel, of the open circuit type, is constructed mainly in aluminium, and is supported by a tubular steel framework. The air enters the tunnel through a carefully shaped inlet the entrance being covered by a protective screen. The working section is of perspex, giving full visibility, and the various models are supported from one of the side walls or by means of the three component balance, when provided. At the upstream end of the working section is a static tapping and a total head tube which may be traversed over the full height of the working section, while at the downstream end is a pitot-static tube which may be similarly traversed.

After the working section a diffuser leads to the axial flow fan unit and the air velocity is controlled by means of a double butterfly valve on the fan outlet. The fan discharges by way of a silencer. The maximum air velocity is such that pressure differences of the order of 300mm water are developed and these may be read with suitable accuracy by the simple manometer provided.

The tunnel is supplied complete with the following equipment:

- 1.1 A total head tube ✓
- 1.2 A pitot-static tube ✓
- 1.3 A 24-column water manometer ✓
- 1.4 A 64mm diameter cylinder with pressure tappings ✓
- 1.5 A 152mm chord symmetrical aerofoil of NACA 0012 profile with 20 pressure tappings ✓

As an extra, the tunnel may be fitted with the following options:

- | | | | |
|---|----------|---|--|
| ✓ | TE81E | - | Three Component Balance |
| x | TE54DPS | - | 20 way scanning valve |
| x | TE54LA | - | Linear actuator & pitot traverse gear |
| ✓ | TRU300 | - | Single axis traverse mechanism |
| x | TE54RA | - | Rotary actuator for models |
| ✓ | RE35 | - | Smoke generator & probe |
| x | COMPENDW | - | Computer control & data acquisition system |

with a consequent large increase in the range of possible experimental work.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 Cross section of working section 305mm x 305mm
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Maximum air velocity	36m/s
Maximum power consumption	5kW
Overall dimensions	4127mm x 1100mm x 1600mm high

The wind tunnel is illustrated in Figure 1, while in Figures 2(a) and 2(b) essential dimensional data for the wind tunnel, the associated instruments and the models are given.

2. References

No attempt is made in these notes to give a comprehensive theoretical treatment. Reference 2.1 deals in detail with the experiments, reference 2.2 gives a more advanced treatment, while reference 2.3 may also be found useful as a guide to wind tunnel technique in general.

- 2.1 Plint, M.A. and Boswirth, L (1978)
Fluid Mechanics: A Laboratory Course
Charles Griffen, London
- 2.2 Hunsaker, J.C. and Rightmire, B.G. (1947)
Engineering and applications of Fluid Mechanics
McGraw-Hill, New York
- 2.3 Pankhurst, R.C. and Holder, D.W. (1952)
Wind Tunnel Technique
Pitman, London

3. Notation

The International System of Units (S.I.) is employed in the calculations.

	Units
Barometric pressure	Pa N/m ²
Temperature of air	TA K
Gas constant for air	R m ² /s ² K
Density of air	ρ kg/m ³
Viscosity of air	μ kg/ms
Heads relative to atmosphere:	
static, at entrance to working section	H ₁ mmH ₂ O
total, at entrance to working section	H ₂ mmH ₂ O
static, downstream of model	H ₃ mmH ₂ O
total, downstream of model	H ₄ mmH ₂ O
static, at model pressure tapping	H ₅ mmH ₂ O
static, cylinder rotated through angle θ	H ₀ mmH ₂ O
Angle of rotation of cylinder pressure tapping from upstream position	θ degs
Velocity	U m/s
Mean velocity, upstream of model	U ₀ m/s
Local velocity, downstream of model	U ₁ m/s
Diameter of cylinder	d m

Chord of aerofoil	c	m
Drag force on model	D	N
Tunnel calibration factor	k	
Drag Coefficient	C_D	
Lift coefficient	C_L	
Reynolds number for cylinder (Re)	$\rho U d / \mu$	
Reynolds number for aerofoil (Re)	$\rho U c / \mu$	



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4. Calibration of the Wind Tunnel

A brief calibration of the empty tunnel forms a suitable introductory experiment and helps to familiarise the student with the concepts of static, dynamic and total pressure, and boundary layer development. A first step is to check the velocity distribution over the full height of the working section in Plane 1 using the total head tube and static pressure tapping, and in Plane 3 using the pitot-static tube, Figure 2(a). It will be found convenient to run the tunnel at maximum speed and to take total pressure readings at 20mm intervals over the full height of the working section, together with a few readings close to the lower boundary to give some indication of the velocity distribution in the boundary layer. (In fact the displacement thickness of the boundary layer is so small, of the order of 5mm in Plane 3, and less in Plane 1, that a satisfactory exploration with the comparatively large diameter total head tube and pitot-static tube is not possible.)

The velocity U developed by a gas of density ρ accelerating freely from rest under the influence of a pressure difference p , when p is sufficiently small (as in the present case) for compressibility to be neglected is given by:

$$\frac{\rho U^2}{2} \quad (1)$$

This equation also expresses the relationship between the velocity of a gas and the dynamic pressure as indicated by a total head tube exposed to the flow.

Pressure differences in the wind tunnel are measured in millimetres of water, and since:

$$1\text{mm H}_2\text{O} = 9.81 \text{ N/m}^2$$

equation (1) becomes:

$$\frac{\rho U^2}{2} = 9.81 h \quad (1a)$$

where h is the dynamic pressure.

$$\text{In Plane 1, } h = (H_2 - H_1)$$

$$\text{In Plane 3, } h = (H_4 - H_3)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
The density of air under pressure P_A and at temperature T_A is given by the gas equation: $\rho = \frac{P_A}{R T_A}$ (Note: The original text is partially obscured and contains some garbled characters at the end of the sentence.)

$$\frac{P_A}{\rho} = RT_A \quad (2)$$

where

$$R = 287 \text{m}^2/\text{s}^2\text{K}$$

Figure 3 shows a typical velocity distribution at maximum air speed. In Plane 1 the velocity is sensibly constant over the whole height of the working section, with the exception of the boundary layer which, in this plane, has a thickness of about 2mm. In Plane 3 the thickness of the boundary layer has increased to about 5mm and, as a consequence, the velocity over the remainder of the working section is higher than in Plane 1. Since the cross section of the working section is constant the growth of the boundary layer on both the top and bottom and the side walls necessarily results in an increasing mean velocity throughout the length of the working section with a consequent fall in static pressure.

Once it has been established that the velocity distribution outside the boundary layer is substantially uniform, the next step is to obtain the calibration factor (k) for the reference pressure difference (RPD) such that the average dynamic pressure ($\frac{1}{2} \rho U^2$) in the working section equals $k \times \text{RPD}$.

In this tunnel the reference pressure difference is taken as the difference between atmospheric pressure and that at the static tapping H_1 . For this experiment the total head tube and the pitot-static tube should be set approximately on the tunnel centre line and the following pressures should be recorded for a number of evenly spaced intervals of RPD covering the whole speed range of the tunnel: H_1 upstream static pressure; H_2 total pressure in Plane 1; H_3 static pressure in Plane 3; H_4 total pressure in Plane 3. The following pressures are calculated from these results:

$$\begin{aligned} H_1 &= \text{RPD} \\ (H_2 - H_1) &= \text{dynamic pressure on Plane 1} \\ (H_4 - H_3) &= \text{dynamic pressure on Plane 3} \end{aligned}$$

In Figure 4 the dynamic pressures on Planes 1 and 3 are plotted against the RPD and the corresponding calibration factors are shown. Also shown in Figure 4 is the variation in total pressures on the centre lines of Planes 1 and 3; this is a measure of the nett energy loss taking place in the empty tunnel and is seen to be very small.

5. Drag on Circular Cylinder

By connecting the cylinder pressure tapping to one leg of the manometer and rotating the cylinder into successive angular

positions, it is possible to determine the variation in static pressure around the circumference of the cylinder. Figure 5 shows such a pressure distribution for two different air velocities. The curves are of characteristic form, indicating a maximum positive pressure at the stagnation point and a minimum negative pressure at a point distant about 70° of angle from the centre of the upstream face where the flow separates. After a small pressure recovery downstream of the separation point there is a nearly uniform negative pressure over the downstream face of the cylinder where its surface is in contact with the wake. The comparison between the pressure distribution plotted radially, Figure 6 and the flow pattern around a circular cylinder, Figure 7, illustrates these explanations very clearly.

It is usual to express the force exerted by an air stream upon the body in terms of a drag coefficient.

$$C_D = \frac{\text{Force}}{\text{Frontal Area} \times \frac{1}{2} \rho U^2}$$



It will be apparent that the drag coefficient represents the ratio of the force exerted upon the body to the product of the dynamic pressure and the frontal area of the body.

Let H_θ be the static pressure indicated when the cylinder has been rotated through an angle θ from the position in which the tapping point is facing upstream. Then it may be shown that if the quantity:

$$\frac{H_\theta \cos \theta}{\frac{1}{2} \rho U^2}$$

is plotted against θ over the range $\theta = 0^\circ$ to 180° then the mean value of this function is a measure of the drag coefficient. A summation of this type for the pressure distributions shown in Figure 5 leads to the values of the drag coefficient indicated. These values agree well with published figures. Note that in calculating the drag coefficient a corrected value for mean velocity, to allow for the blockage effect of the model must be employed. This matter is dealt with in reference 2.3, Chapter 8. The correction factor in the present case is 1.06.

By subtracting the static pressure upstream of the cylinder from the pressure H_θ and dividing the result by the dynamic pressure, curves such as Figure 5 may be reduced to dimensionless form. Figure 8 shows the results of Figure 5 expressed in this way. The Reynold number characterising the flow is given by:

$$(R_e) = \frac{\rho U d}{\mu}$$


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่มีการตีพิมพ์ซ้ำ: สิ่งนี้ยังไม่มีข้อมูลเผยแพร่และต้องขออนุญาตก่อนการตีพิมพ์ซ้ำ
 As an extension to this experiment the distribution of dynamic,

static and total pressures in Plane 3 downstream of the cylinder may be explored using the pitot-static tube. Figure 9 shows the results of such a survey for the higher of the two velocities dealt with in Figures 5 and 8. The corresponding pressures upstream of the cylinder are also shown and it will be seen that downstream of the cylinder the dynamic pressure is higher than the upstream value towards the walls and lower towards the centre of the working section immediately behind the cylinder. There is also a static pressure gradient from walls to centre corresponding to an inward direction of flow of the air behind the cylinder.

An analysis of the flow by applying the force-momentum equation to a control volume containing the cylinder gives a second value for the drag of the cylinder, as:

$$\int_A H_1 dA + \int_A \rho U_0^2 dA = \int_A H_3 + \int_A \rho U_1^2 dA + D$$

$$\text{but } \rho U_0^2 = 2(H_2 - H_1) \quad \text{and} \quad \rho U_1^2 = 2(H_4 - H_3)$$

$$\therefore \int_A (2H_2 - H_1) dA = \int_A (2H_4 - H_3) dA + D \quad (4)$$

Assuming uniform velocity across the whole of the upstream cross section and uniform velocity across the whole width of the downstream section in the direction of the cylinder axis, it is

possible to calculate the drag D on the cylinder from equation (4). In the present case such a calculation yields a value of 20.9N, compared with the value of 20.4N obtained by summation of the pressure distribution around the cylinder.

The control volume analysis gives the total drag force on the cylinder, i.e. the sum of the pressure or "form" drag and the drag due to the shear forces or "skin friction". As the latter must always increase the drag, the increased drag found by the control volume analysis is to be expected. The small differences between the total and the form drag shows that the skin friction drag on a circular cylinder is relatively small.

Repeating the two experiments to determine the drag of the aerofoil will show that for such a "streamlined" object the skin friction is a far larger proportion of the total drag.

6. Pressure Distribution around Aerofoil

The aerofoil has 20 pressure tappings by means of which the

pressure distribution around the aerofoil at any desired angle of incidence may be determined.

It will be found convenient to run the tunnel at maximum speed to give the highest available Reynolds number and to take readings at zero angle of incidence and at 2 degree intervals up to and beyond the stalling angle. Figure 10 shows the pressure distributions obtained at a number of different angles of incidence. In this figure the pressures are expressed as the ratio of $(H_5 - H_1)$ to the dynamic pressure. It will be seen that, as the angle of incidence increases, the pressure distribution on the lower surface remains almost unchanged while on the upper surface progressively greater negative pressures are developed until stall occurs.

It is usual to express the lift of an aerofoil in terms of the lift coefficient.

$$C_L = \frac{\text{Force}}{\text{Plan Area} \times \frac{1}{2}\rho U^2}$$



The lift coefficient may be calculated by measuring the average pressure on the upper and lower surfaces from curves such as are shown in Figure 10, remembering that on the upper surface positive lift corresponds to negative pressure. Lift coefficients measured in this way are shown in Figure 10 and are plotted against the angle of incidence. This plot confirms the usual aerofoil characteristics; lift increased linearly with incidence up to the point of stall when there is a sudden fall.

7. Additional Experiments with use of Three Component Balance

As an optional extra the tunnel may be equipped with the Three Component Balance, TE 81, for measuring forces on the models which have been supplied with the tunnel, thus greatly increasing the range of experimental work which is possible.

For instructions in the use of the Three Component Balance reference should be made to the instructional literature for the balance TE 81/A.

Copies of this instructional literature are supplied when the present wind tunnel is accompanied by a balance.

8. Installation, Operation and Maintenance

Before starting to unpack the apparatus, decide where it is to be located and clean up the site; cleanliness is of the first importance when erecting scientific equipment.

Unpack the equipment with care as some of the parts are fragile while small items may be overlooked. Lay out all the components

and check against the Advice of Dispatch notifying any deficiencies without delay. Clear away all packing material and identify the various components of the apparatus.

The tunnel should be mounted on a solid floor and should be accurately levelled.

Consideration should be given to the large flow of air to and from the tunnel; this is likely to cause some inconvenience if the tunnel is not arranged away from doors. The best arrangement is for the fan to discharge towards a wall at a distance of not less than 2m and there should be a clearance of about 1m between the inlet and any wall.

The tunnel is delivered broken down and the following notes described the procedure for erection, which should be read in conjunction with the General Arrangement Drawing No: 50130.

WARNING

IT IS PARTICULARLY IMPORTANT THAT MISALIGNMENT DUE TO IRREGULARITIES IN THE FLOOR SURFACE SHOULD BE CORRECTED BY PACKING UNDER THE LEGS OTHERWISE THE PERSPEX WORKING SECTION WILL BE STRAINED AND FRACTURE IS LIKELY.

8.1 Assemble the two halves of the stand using the two 120mm long bolts provided. Attach the six legs to the stand using the twelve 70mm long bolts. The various components have been stamped with matching numbers to indicate their correct relative positions.

8.2 Move the assembled stand to its final position and level it accurately using a spirit level and packing under the legs if necessary, preferably with steel plates.

8.3 Bolt the fan, silencer and diffuser assembly to the stand using six 60mm long bolts, leaving bolts loose for the present.

8.4 Bolt the working section to the diffuser flange interposing the fibre joint that is attached to the diffuser flange. Make sure that the working section is assembled the right way round and that the static pressure tapping is at the top as indicated in Drawing No: 50130.

The components are attached to one another by sixteen bolts approximately 50mm long, each with two steel washers with an additional fibre washer at the working section end of the bolt.

Five of the bolts are longer than the remaining eleven and are fitted at the bottom of the flange where they also carry a supporting bracket. There are two identical brackets, one at each end of the working section and they are stamped to indicate their position on the frame.

Secure the bracket to the frame by two 60mm long bolts. At this

point leave all bolts loose.

8.5 Finally, alignment between working section and diffuser is ensured by two dowels, one at the top flange and one in the bottom, which must be driven into the reamed holes provided in the diffuser flange.

8.6 Assemble the effuser to the working section using a similar procedure. Effuser supporting bracket is attached to the stand by one 60mm long bolt.

8.7 Tighten all bolts cautiously, taking great care not to strain the working section. Minor adjustments to alignment may be made by making use of the clearance in the bolt holes in the various mounting brackets and of the slotted holes in the brackets supporting the fan assembly.

8.8 Fit the static pressure tapping, total head tube and pitot-static tube in the top of the working section. The multi-tube manometer may either rest on the top of the working section or be mounted separately in a convenient position.

8.9 The Star Delta starter is mounted on the tunnel and the full load power consumption of the tunnel is approximately 5kW. The starter should be connected to a 3-phase mains supply of the correct voltage and frequency, according to local electrical installation regulations, using cable of at least 1.5mm² csa (or 4mm² for 220v installations). When first starting up, check that the fan rotates in the correct direction as shown on the fan casing. If the rotation is reversed, interchange any two of the three phases at the starter.

8.10 When a Three Component Balance is provided with the tunnel, it is supported by a framework which is attached to the stand by three 60mm long bolts. The balance is attached to the framework by three studs and knurled nuts with fibre washers. The balance and framework must be carefully aligned so that the model support lies centrally in the hole in the working section window and that the axis of the balance lies perpendicular to the axis of the working section.

8.11 Operation and Maintenance

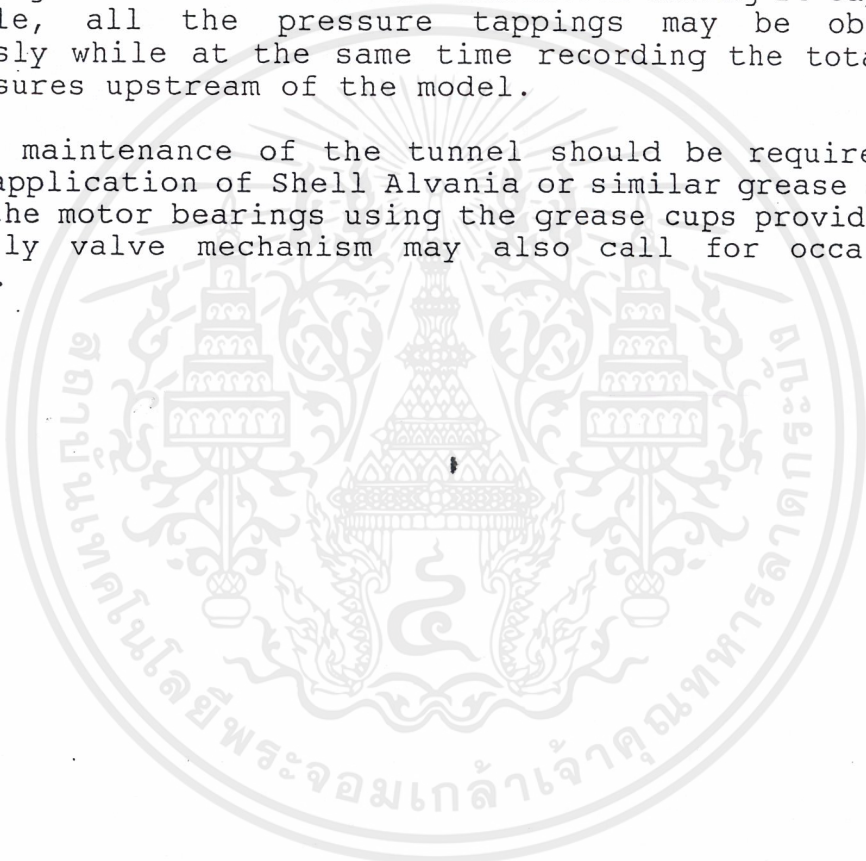
Tunnel speed is controlled by means of the throttling valve and the motor may be started up with the valve in any position.

Models are equipped with a 12.0mm diameter stem which is clamped by a collet in the model support. They are fitted after removing the window from the back of the working section and should be adjusted so that they rotate freely without contact with the working section side walls. The model support is provided with a protractor and the models should be adjusted to the correct angular position. To achieve this, set the protractor to zero and, in the case of the cylinder, adjust so that the line of the

end of the cylinder indicating the position of the pressure tapping is horizontal with the pressure tapping at the upstream face of the cylinder. Similarly the aerofoil should be adjusted so that its centre line lies horizontally.

The rear window of the working section is provided with a plug which is removed when the aerofoil model is in use to permit access to the pressure tappings. The small diameter stainless steel tubes emerging from the model are connected to the manometer by way of the adapter provided and lengths of 5mm bore plastic tubing. Where a multi-tube manometer having 24 tappings is available, all the pressure tappings may be observed simultaneously while at the same time recording the total and static pressures upstream of the model.

Very little maintenance of the tunnel should be required, an occasional application of Shell Alvania or similar grease should be made to the motor bearings using the grease cups provided and the butterfly valve mechanism may also call for occasional lubrication.

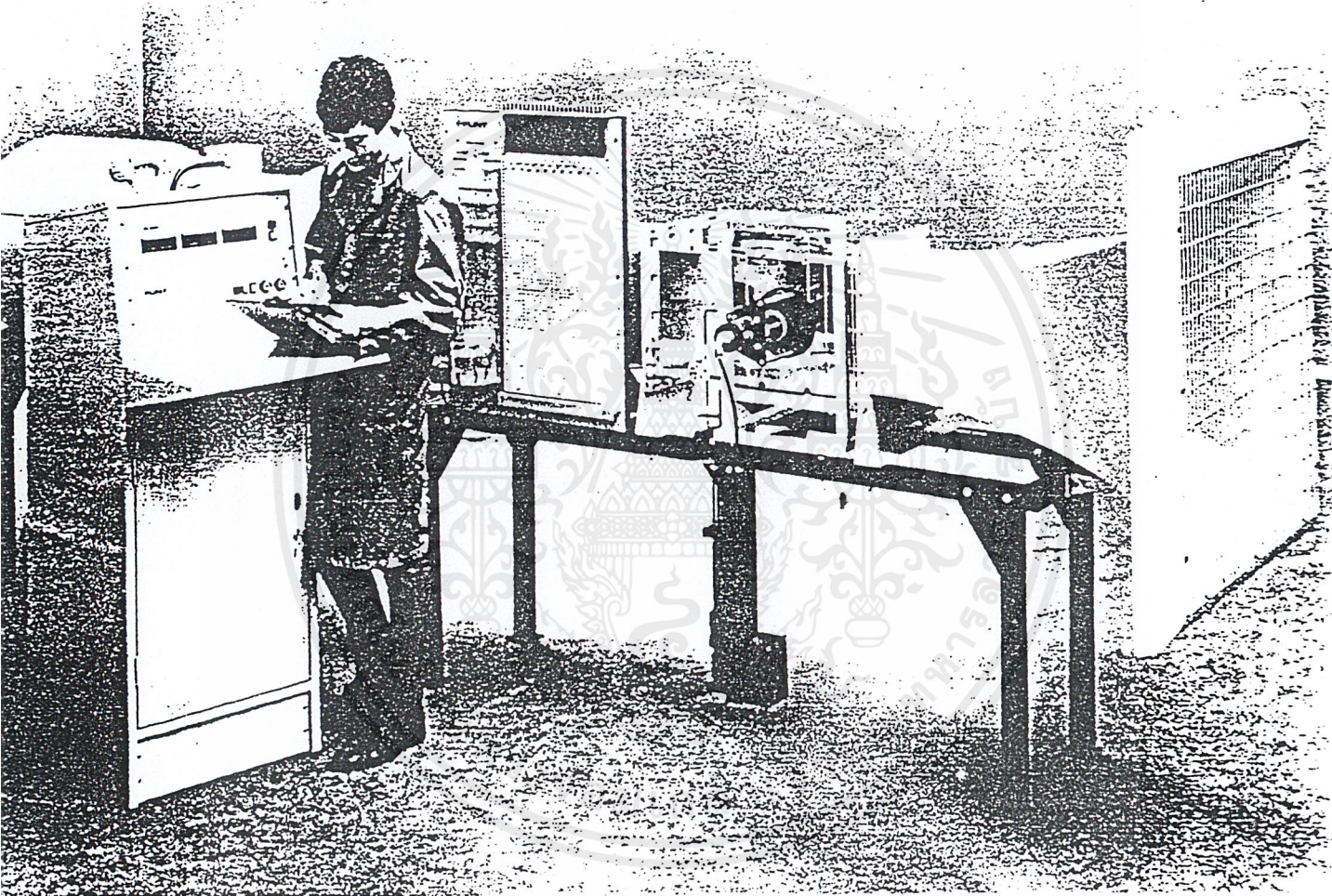


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

9. List of Figures

- 1 General view of the Wind Tunnel
- 2a Working section and instruments
- 2b Models
- 3 Velocity distribution in working section
- 4 Tunnel calibration curve
- 5 Pressure distribution
- 6 Pressure distribution round a circular cylinder
- 7 Flow past a circular cylinder in an airflow
- 8 Dimensionless plot of pressure distribution round a cylinder
- 9 Pressure and velocity distribution in wake of cylinder
- 10 Pressure distribution round aerofoil and lift characteristic
- 11 Wiring diagram
- 12 General assembly of TE54 showing accessories

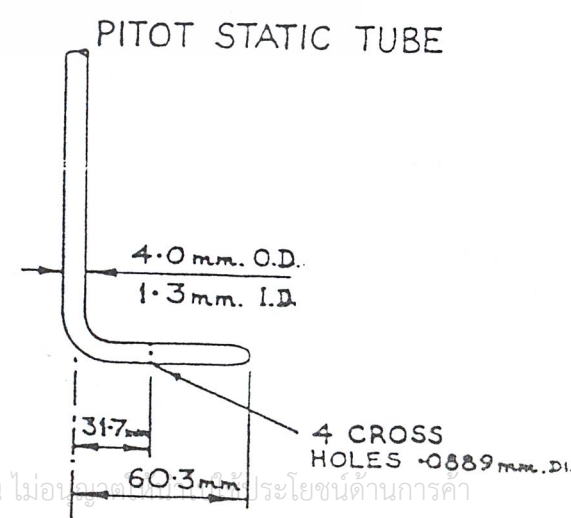
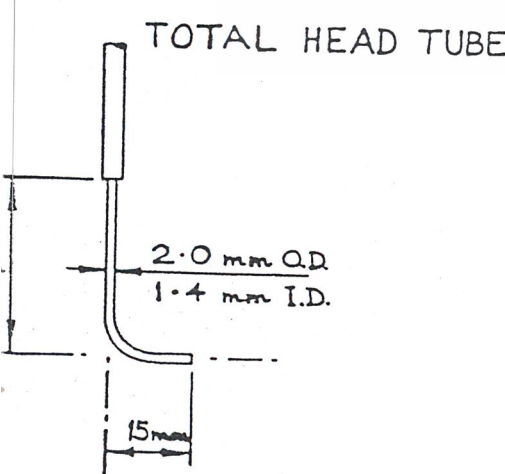
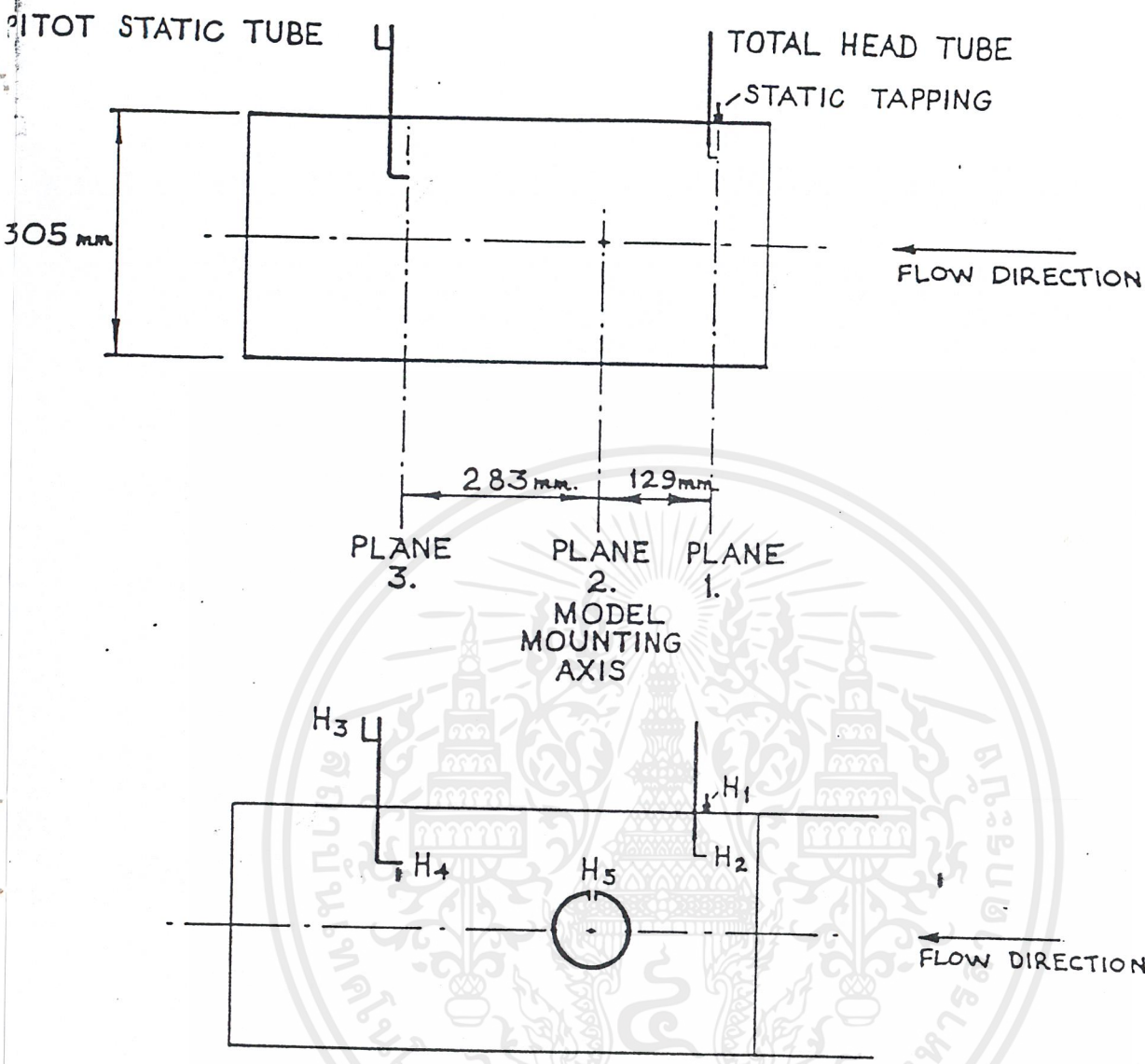
300mm x 300mm WIND TUNNEL



Tunnel with Linear and Rotary Actuators. Console contains Equipment Interface for Computer Control and Three Component Balance displays.

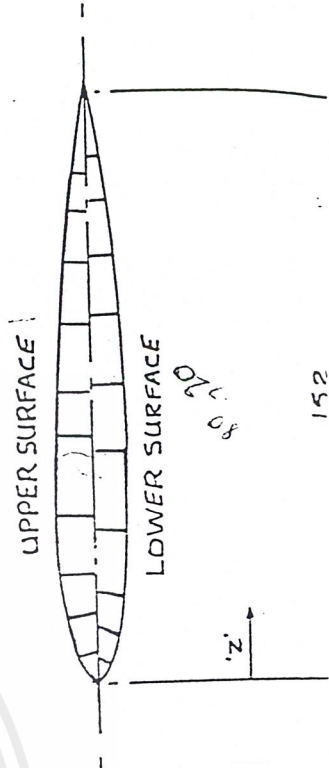
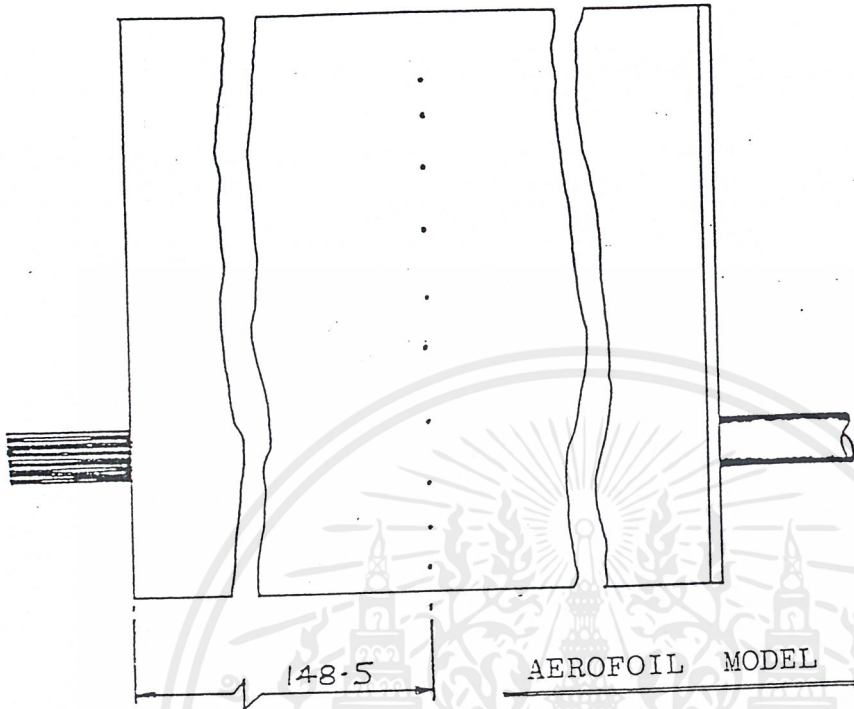
Figure 1 General view of TE54 wind tunnel.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้เผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาตจากเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

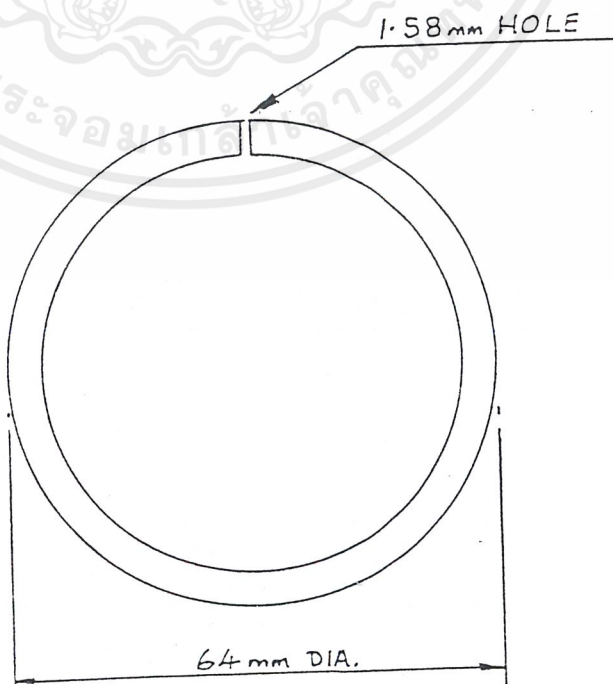
Figure 2a Working Section and Instruments



PRESSURE TAPPINGS : ORDINATES 'Z'

UPPER SURFACE	1.52	7.62	15.24	22.86	41.15	59.44	77.73	96.02	114.30	129.5
LOWER SURFACE	0.76	3.81	11.43	19.05	38.00	62.00	80.77	101.35	121.92	137.1

PROFILE: N.A.C.A.0012



CYLINDER MODEL

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Figure 2b Models

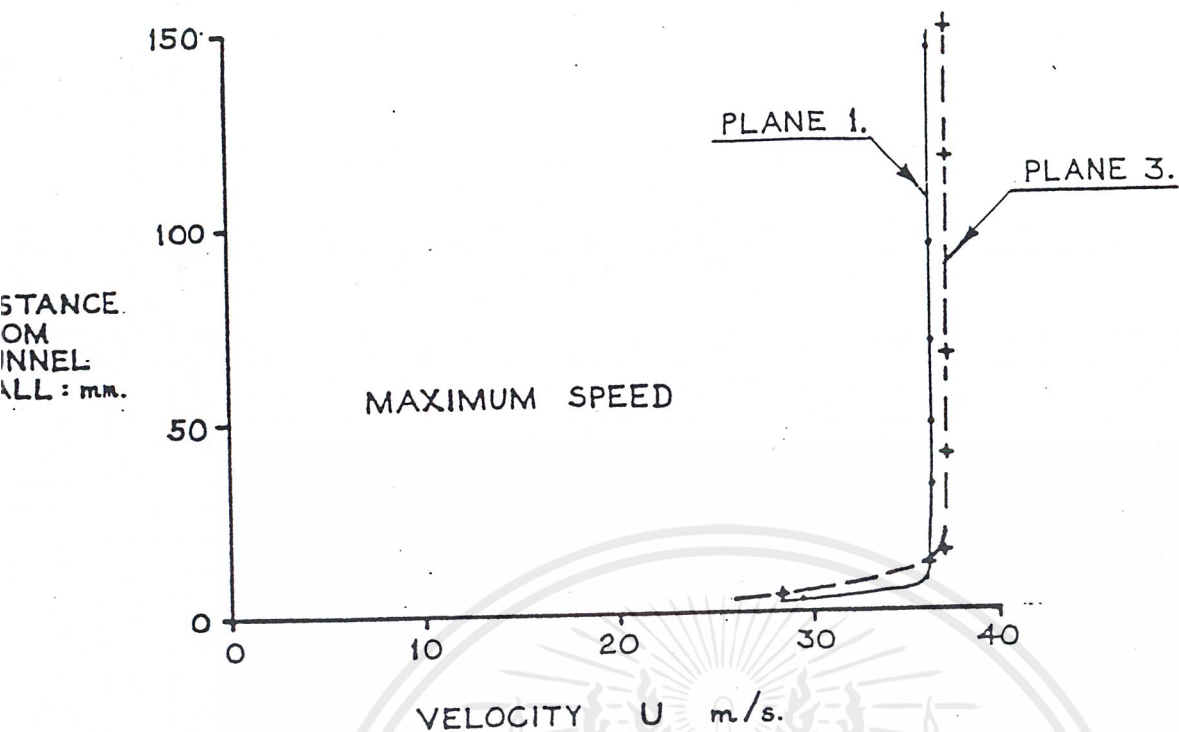
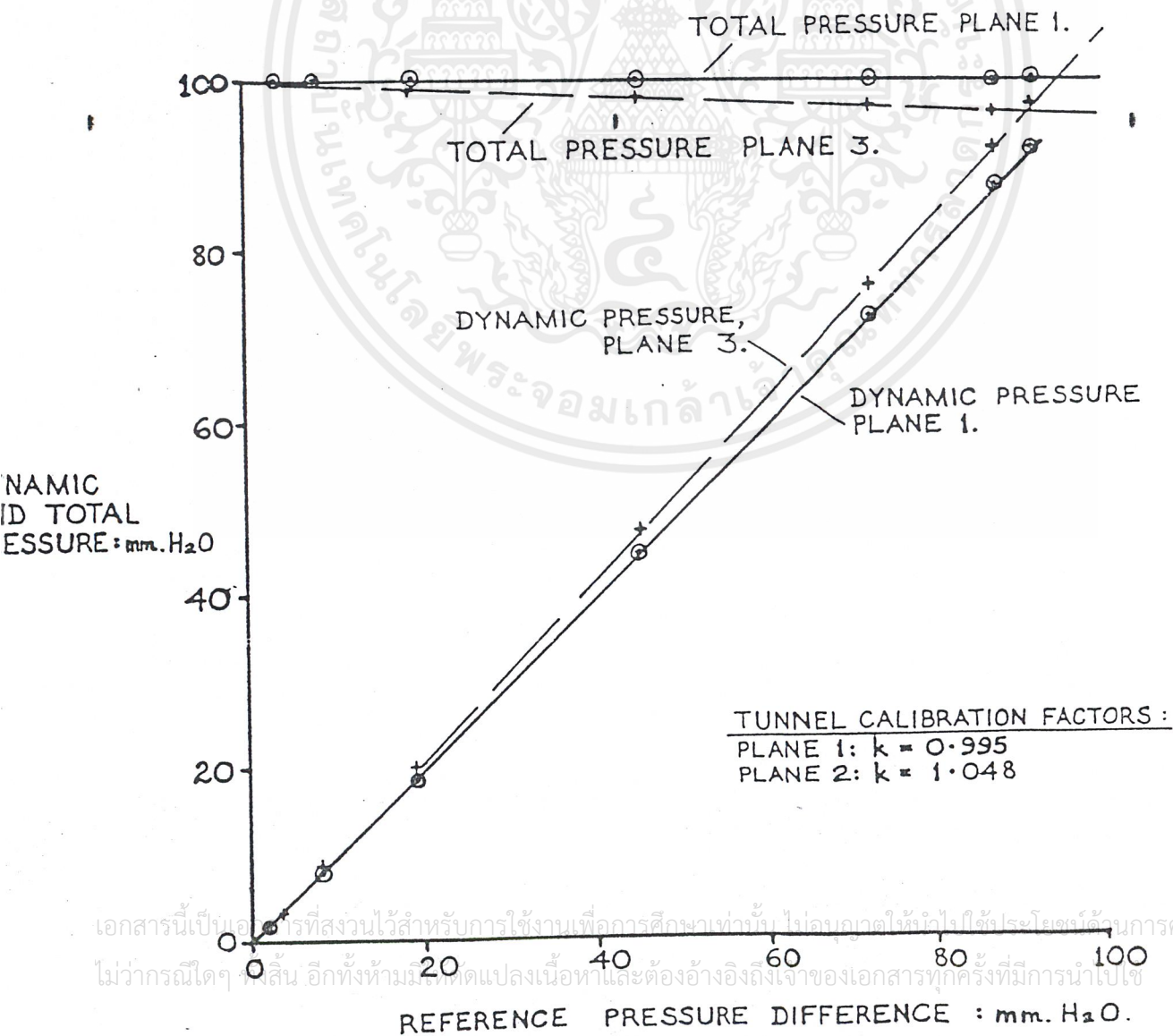


Figure 3. Velocity Distribution on Centreline in Working Section



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมีการเปลี่ยนแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

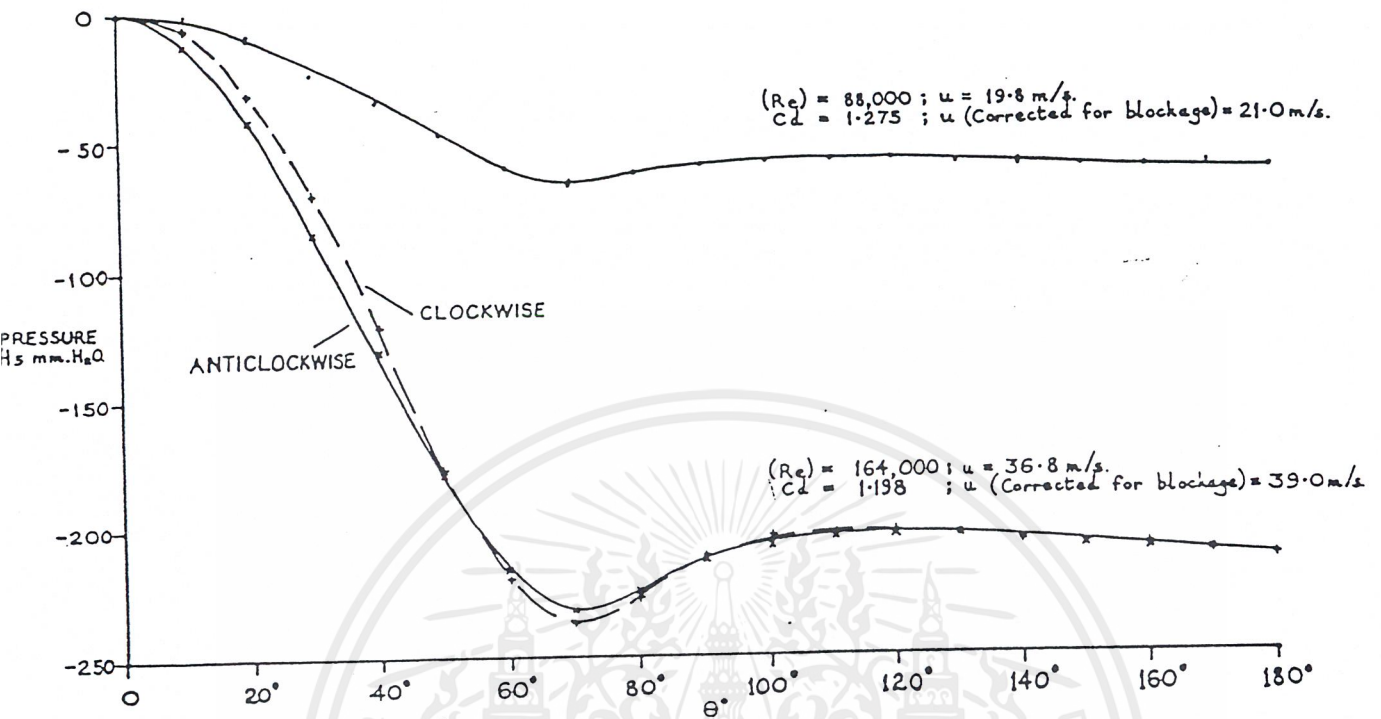
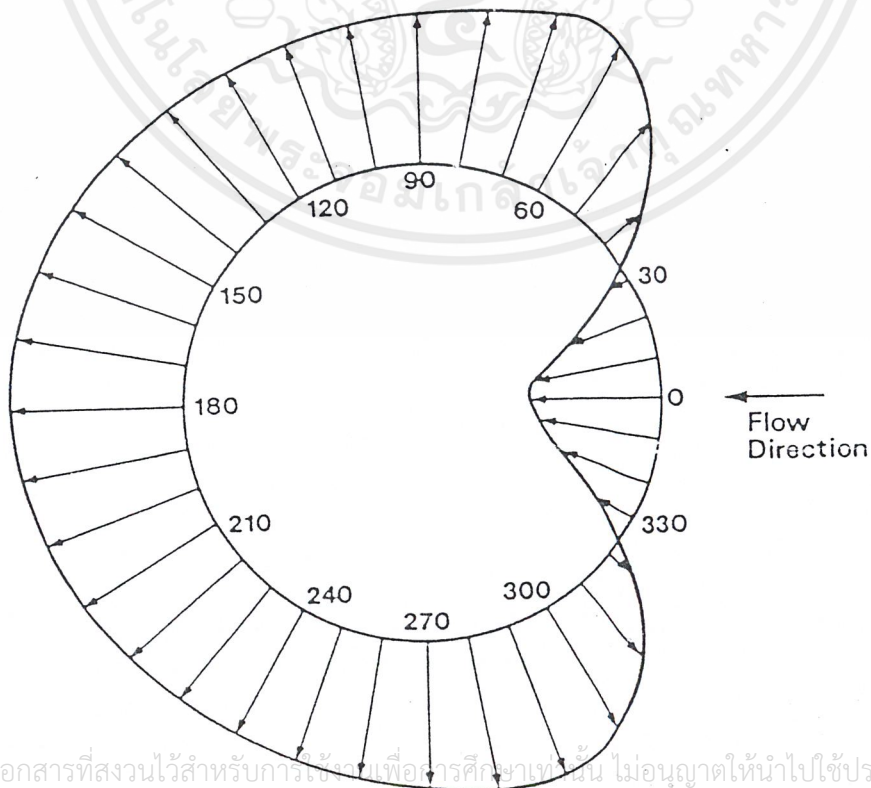


Figure 5 Pressure Distribution Round a Cylinder



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าที่ข้อมูลเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้
 Figure 6 Pressure Distribution Round a Circular Cylinder in an Airflow

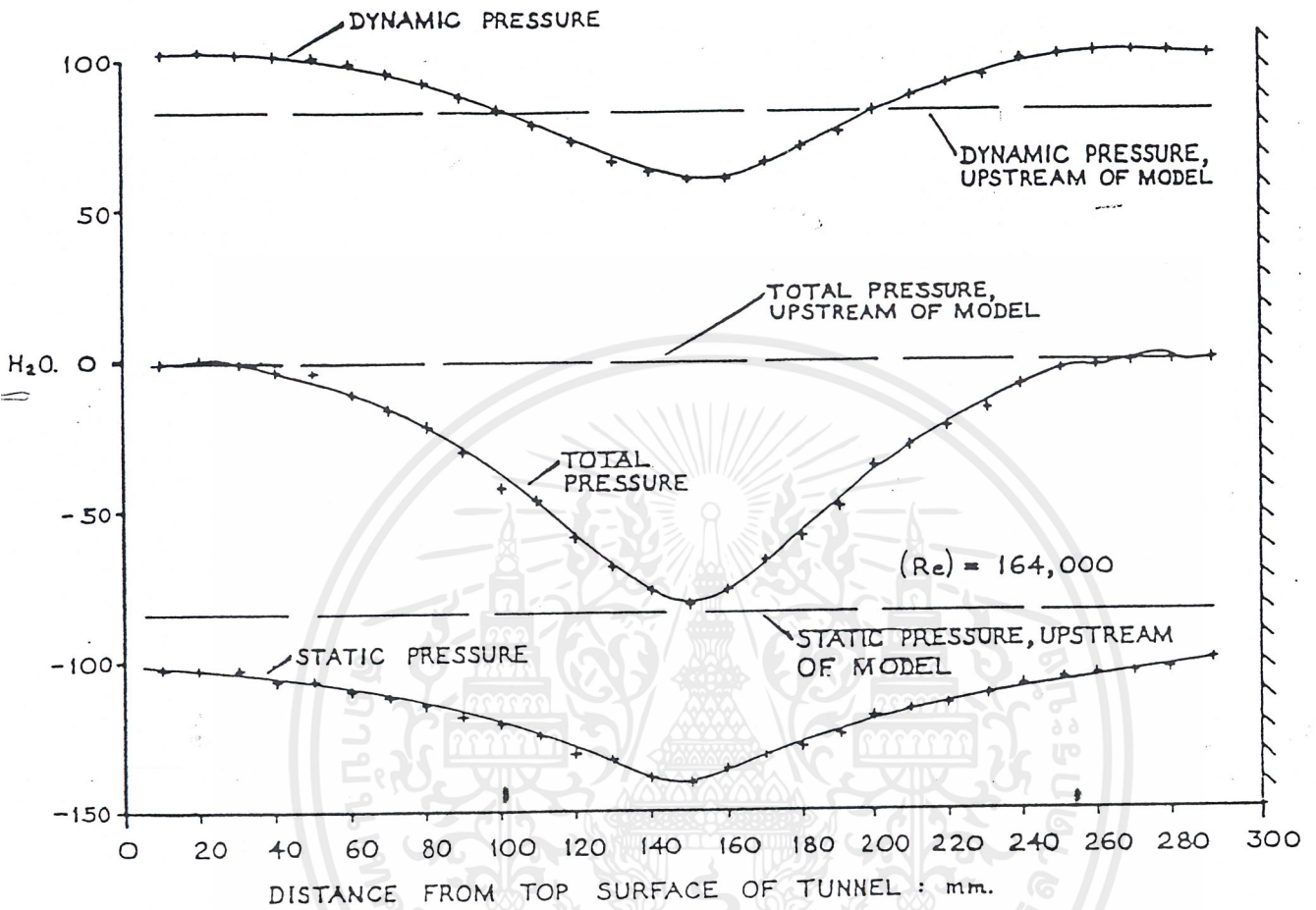


Figure 9 Pressure and Velocity Distribution in Wake of Cylinder

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่มีวารณใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

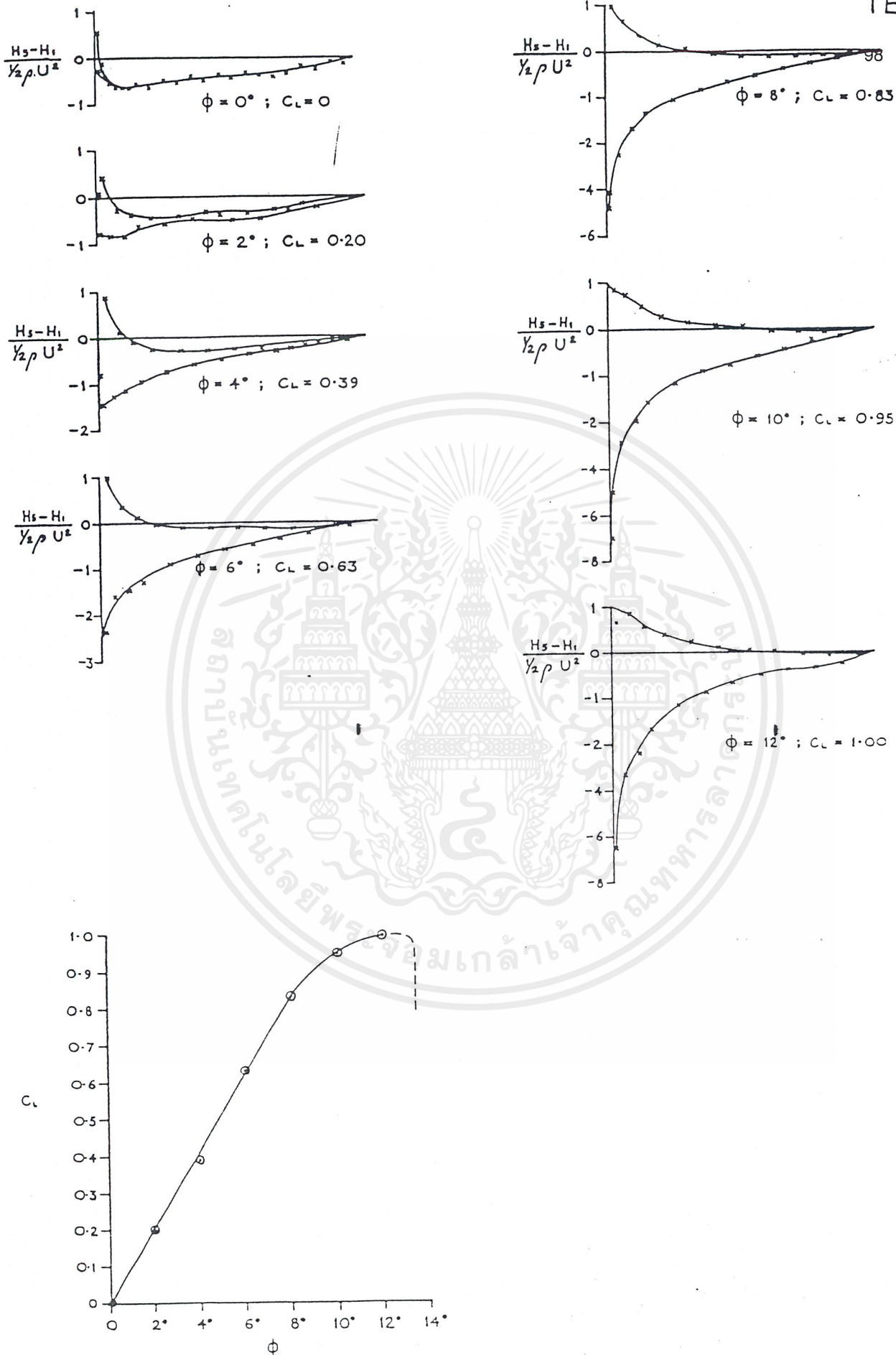


Figure 10 Pressure Distribution Round Aerofoil and Lift Characteristics

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อี Characteristics และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

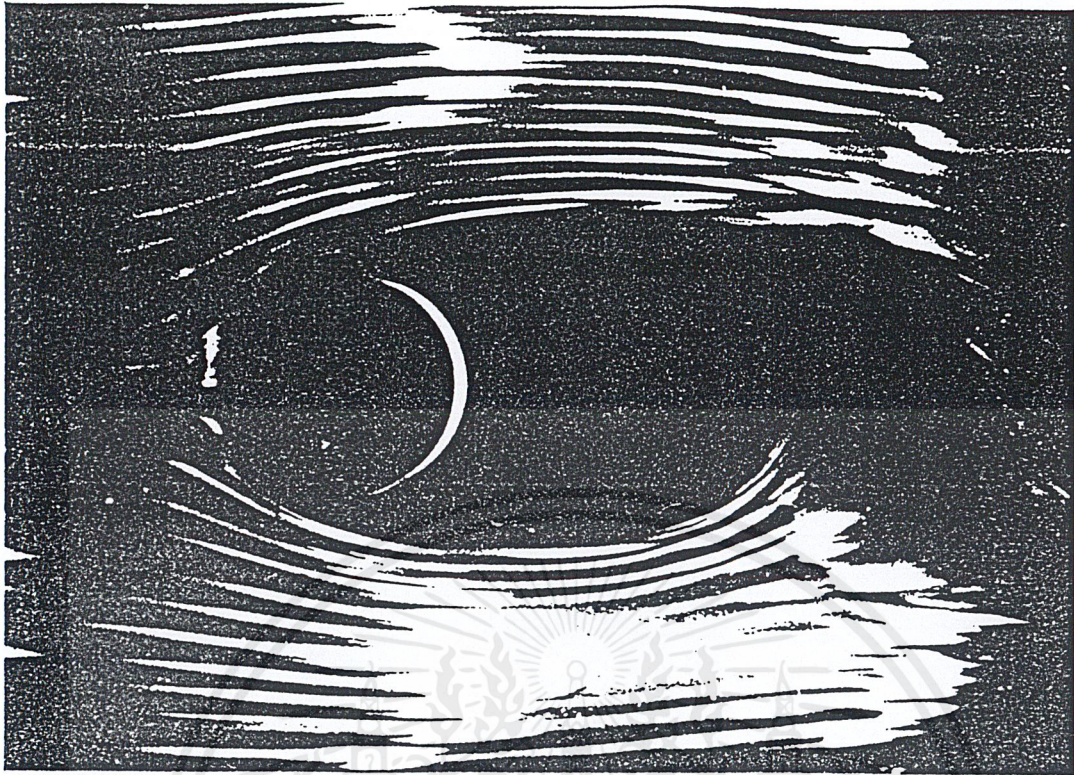
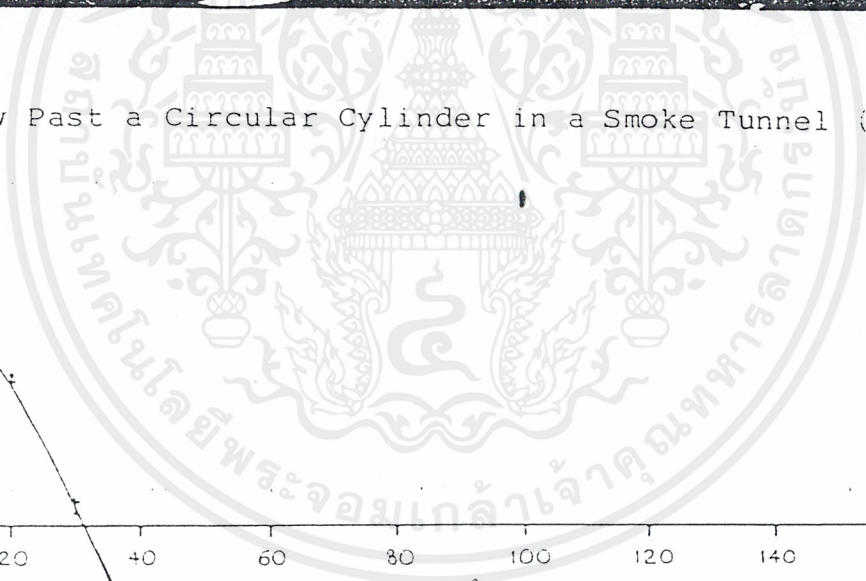
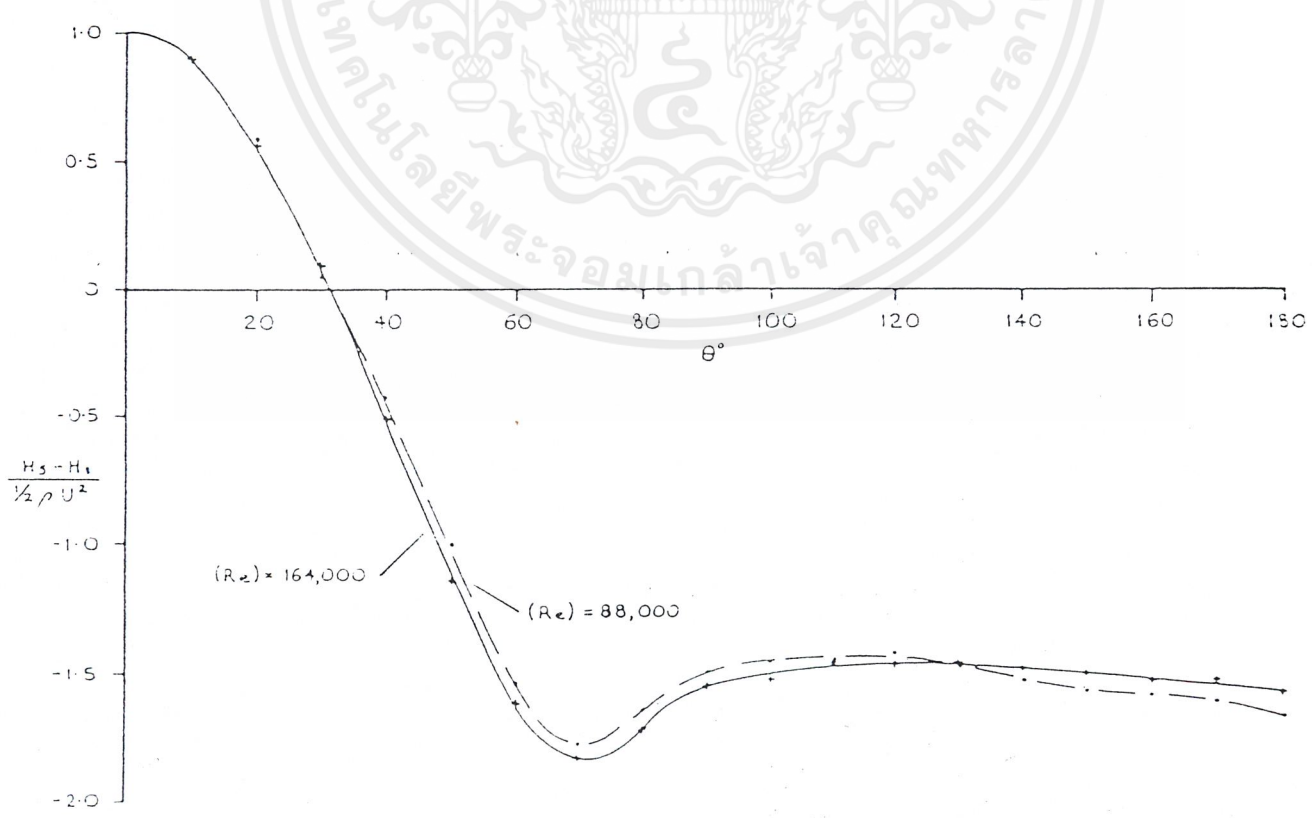


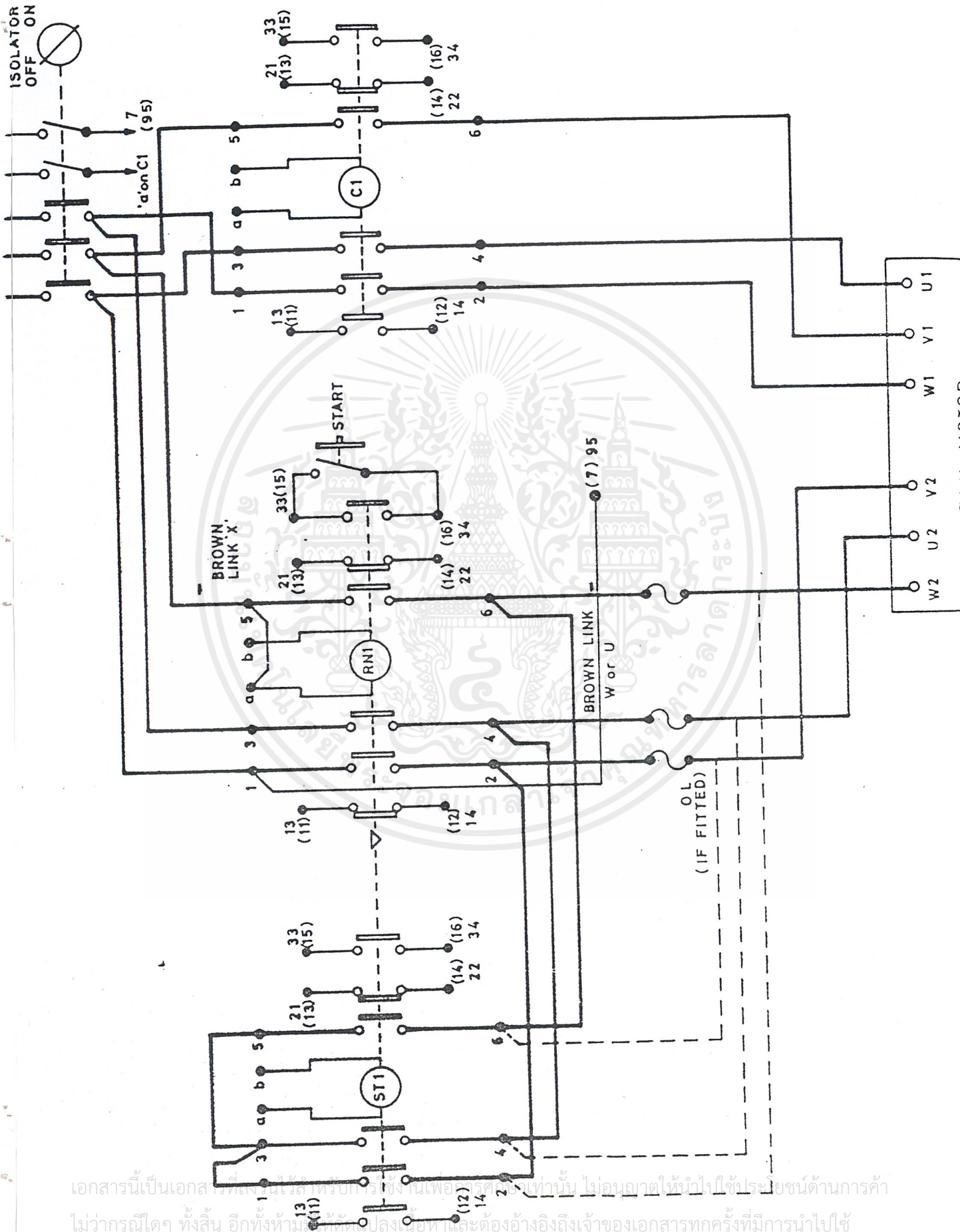
Figure 7 Flow Past a Circular Cylinder in a Smoke Tunnel (TE 80)



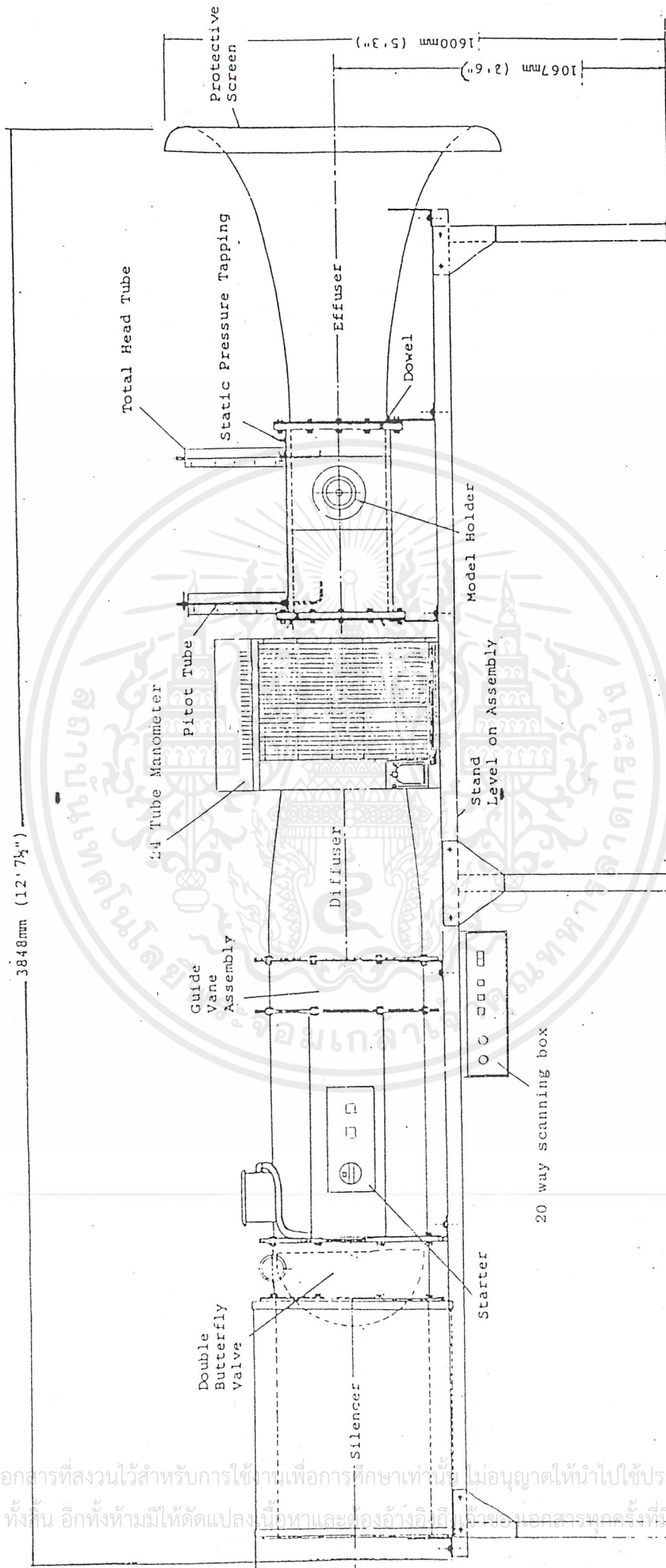
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Figure 8 Dimensionless Plot of Pressure Distribution Round a Cylinder



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ของบริษัทฯ ซึ่งไม่อนุญาตให้ผู้อื่นนำข้อมูลไปใช้โดยไม่ได้รับอนุญาต
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามเผยแพร่ข้อมูลนี้และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



Note: Stamp up all legs and brackets on assembly in their respective positions, to ease installation

(reduction of dry. 50130)

TE 54 300mm x 300mm Wind Tunnel

Figure 12

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและห้องอ้างอิงนี้ หากจะขอเอกสารชุดนี้ให้มีการนำไปใช้

These three examples show how the use of computer control enables more information of a higher quality to be obtained from experiments. This information can be presented quickly in a form which is easier for students to understand. Hence the experiments require less student time, less student drudgery and are more effective teaching aids.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Use of the 20 way scanning valve TE54DPS.

The 20 way scanning valve provides a method of performing 20 pressure measurements in sequence automatically. Tubes are connected to 20 solenoid valves on a common manifold. These valves are opened in turn to allow the pressure to act on a sensitive differential pressure transducer with a full scale range of 500mm H₂O. The opening of the valves can be manually stepped using the UP and DOWN buttons, automatically stepped at a pre-set time interval or controlled by COMPEND W when the scanning valve is set to PULSE mode.

When using COMPEND W to switch the scanning valve, the test sequence file must first send a SELECT pulse (1) for 1 second to increment the valve position before the next sequence step when SELECT is set to 0 and the step time is set to allow the reading to be taken. A RESET pulse (1) can be included at any time to reset the scanning valve to position 1. A more comprehensive guide to creating test procedures is included in the COMPEND instruction manual.

The pressure transducer is provided with two inlet ports, the higher pressure should be connected to the port marked + , the lower pressure to the port marked -. Either of these ports may be left disconnected to allow pressures to be referenced to atmosphere. The transducer will measure both positive and negative pressures. A static pressure tapping (marked 0) is provided on the scanning valve input.

The two additional pressure transducers (PRESSURE 2 & PRESSURE 3) have a full scale range of 700mm H₂O. These transducers should be connected so that pressure at the port marked + is positive with respect to the port marked -. The pitot traverse mechanism uses the pitot static tube provided in the standard scale. This is easily transferred by removing the split bush from the bottom of the scale and carefully removing the pitot static tube. Remove the scale pointer and transfer the pitot tube to the TRU300 traverse mechanism then secure in place using the clamp provided.

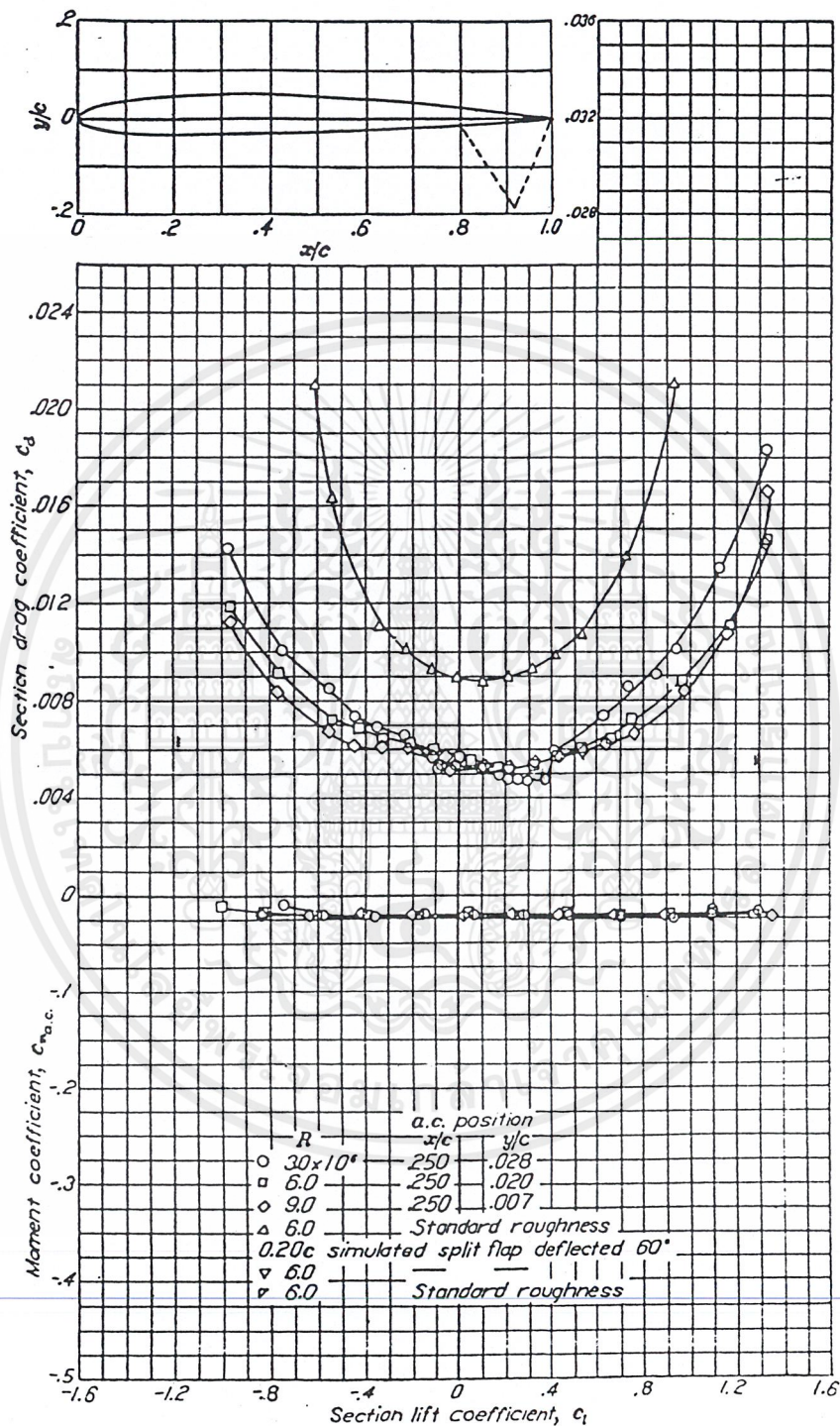


ภาคผนวก

ส่วน ข

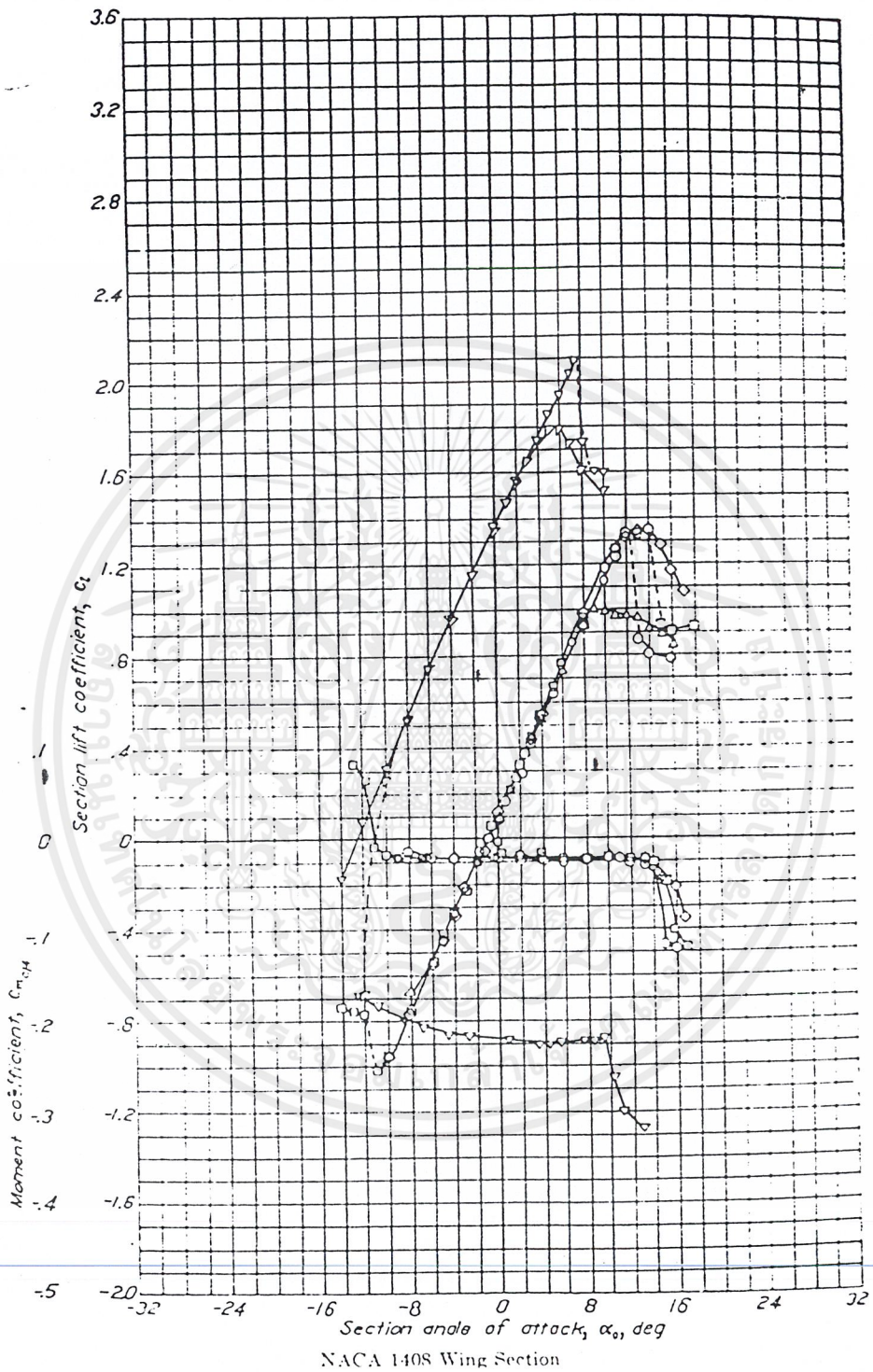
กราฟข้อมูลของ airfoil แบบต่างๆ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

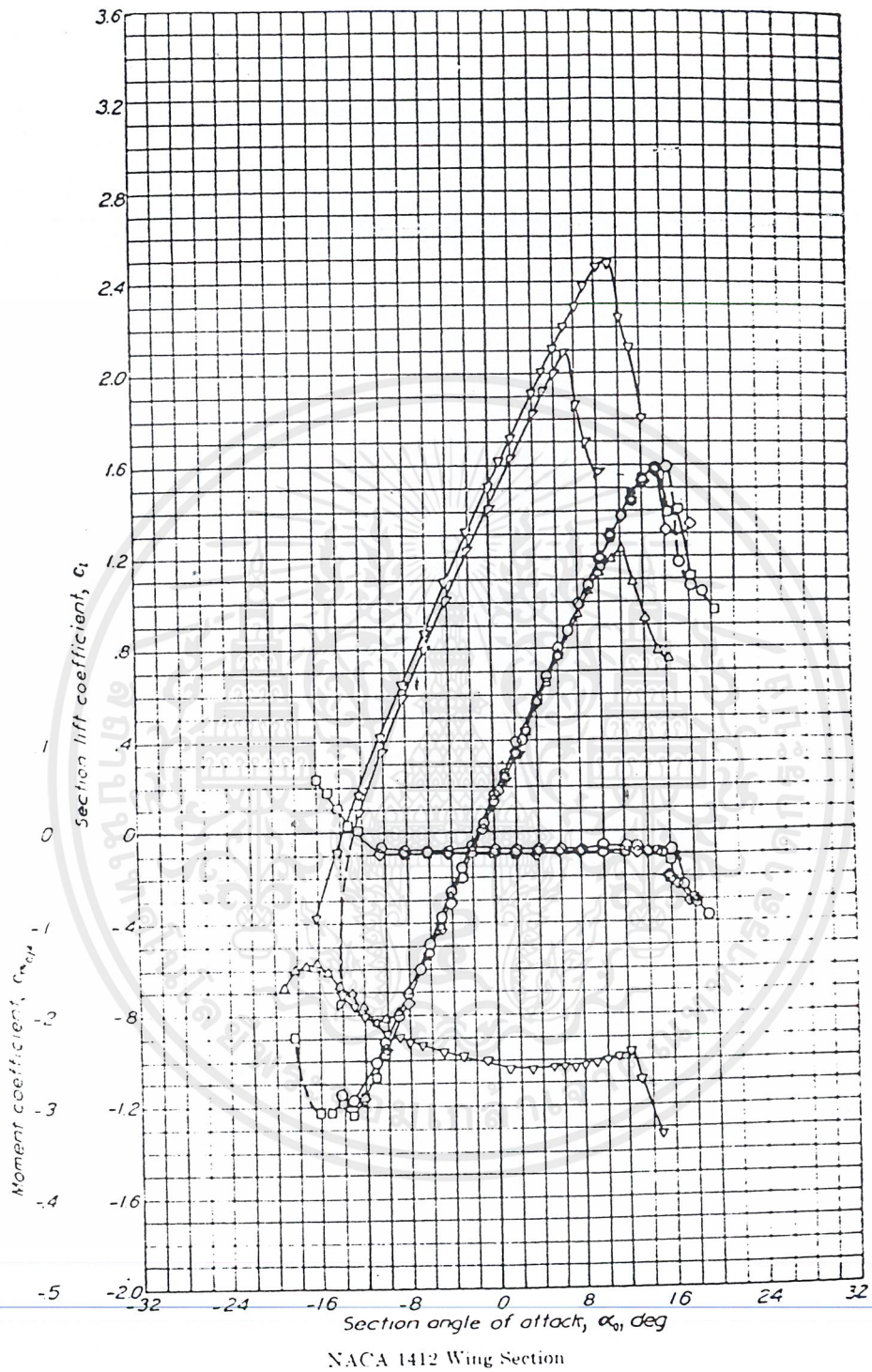


NACA 1408 Wing Section (Continued)

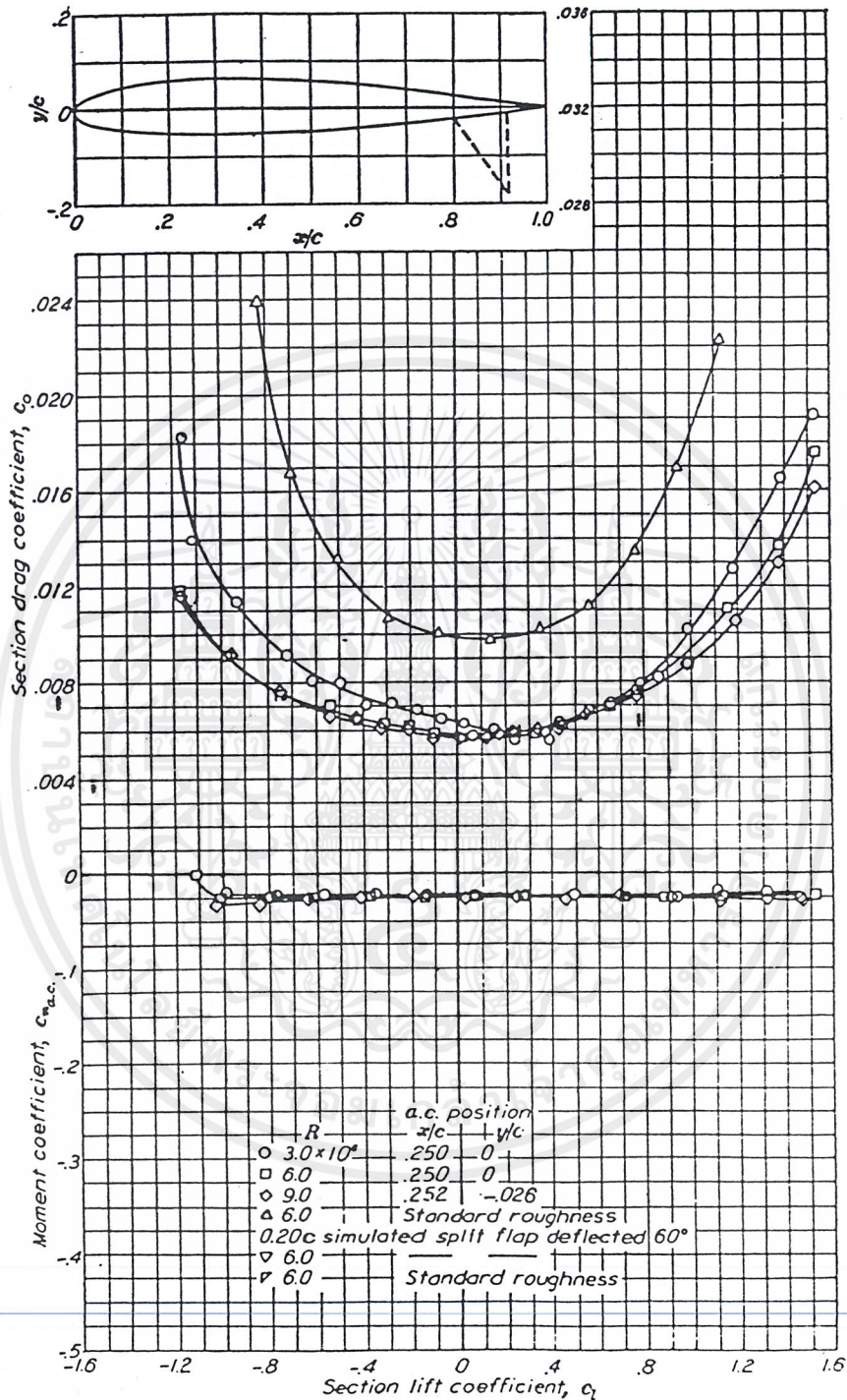
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

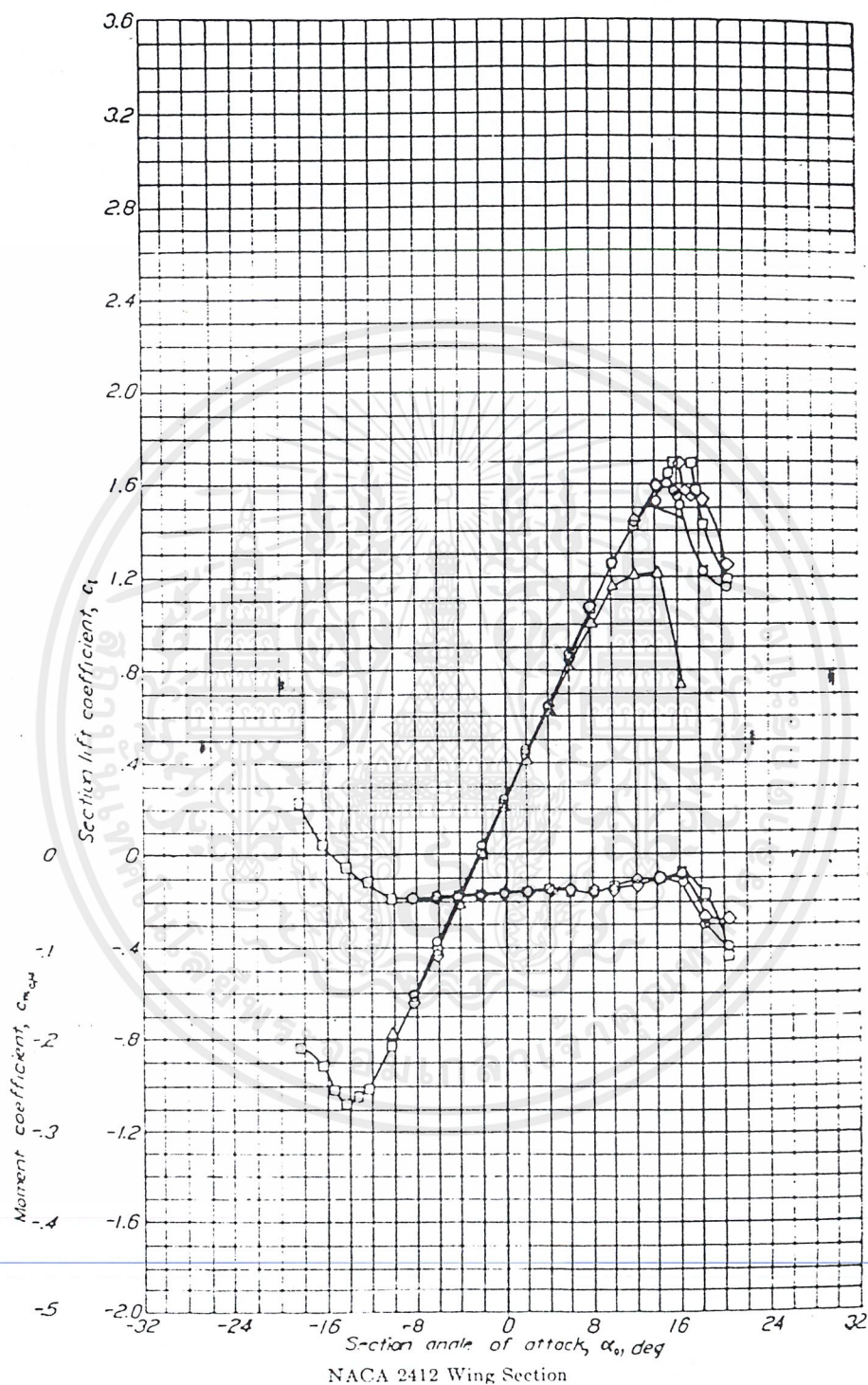


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

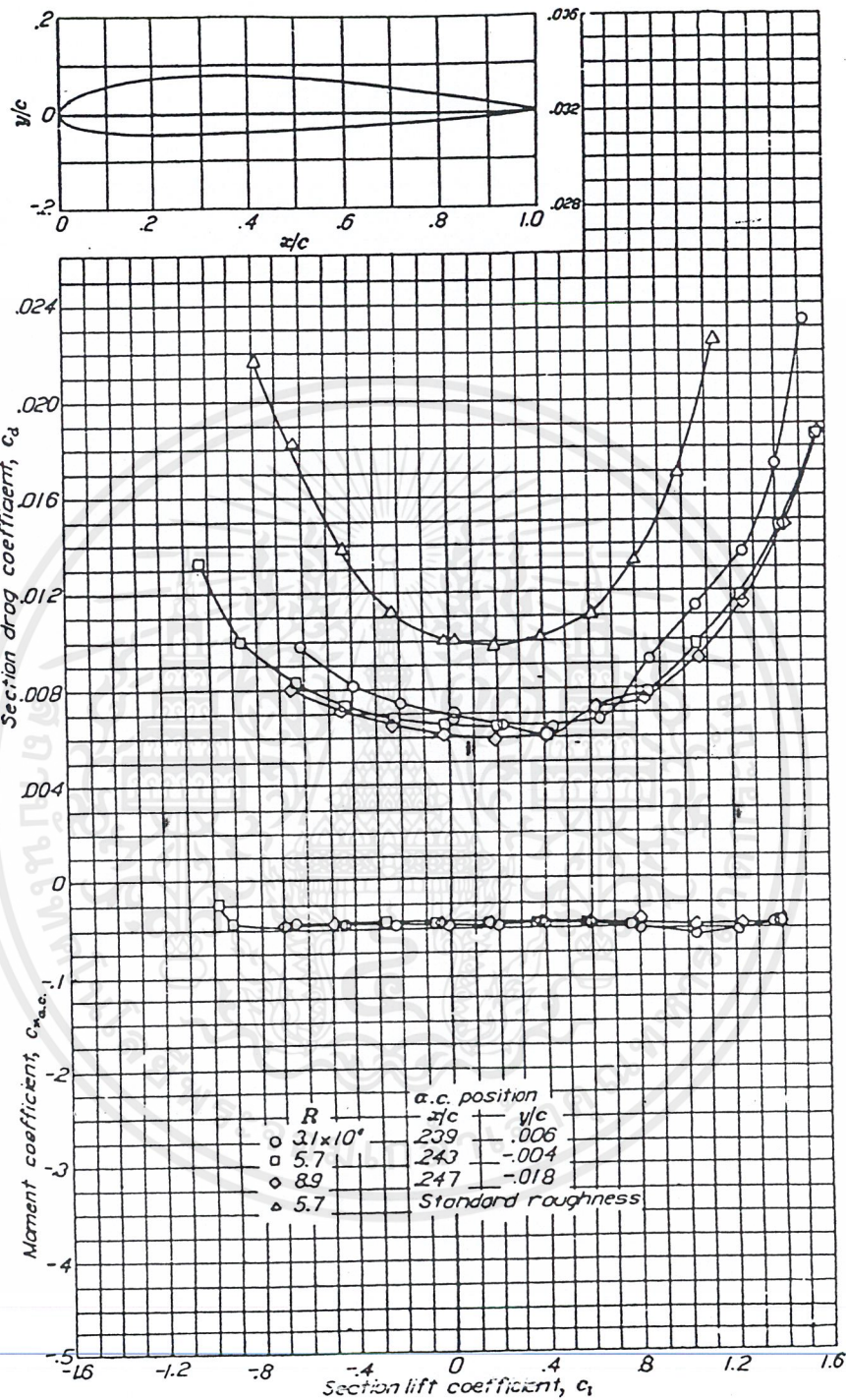


NACA 1412 Wing Section (Continued)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

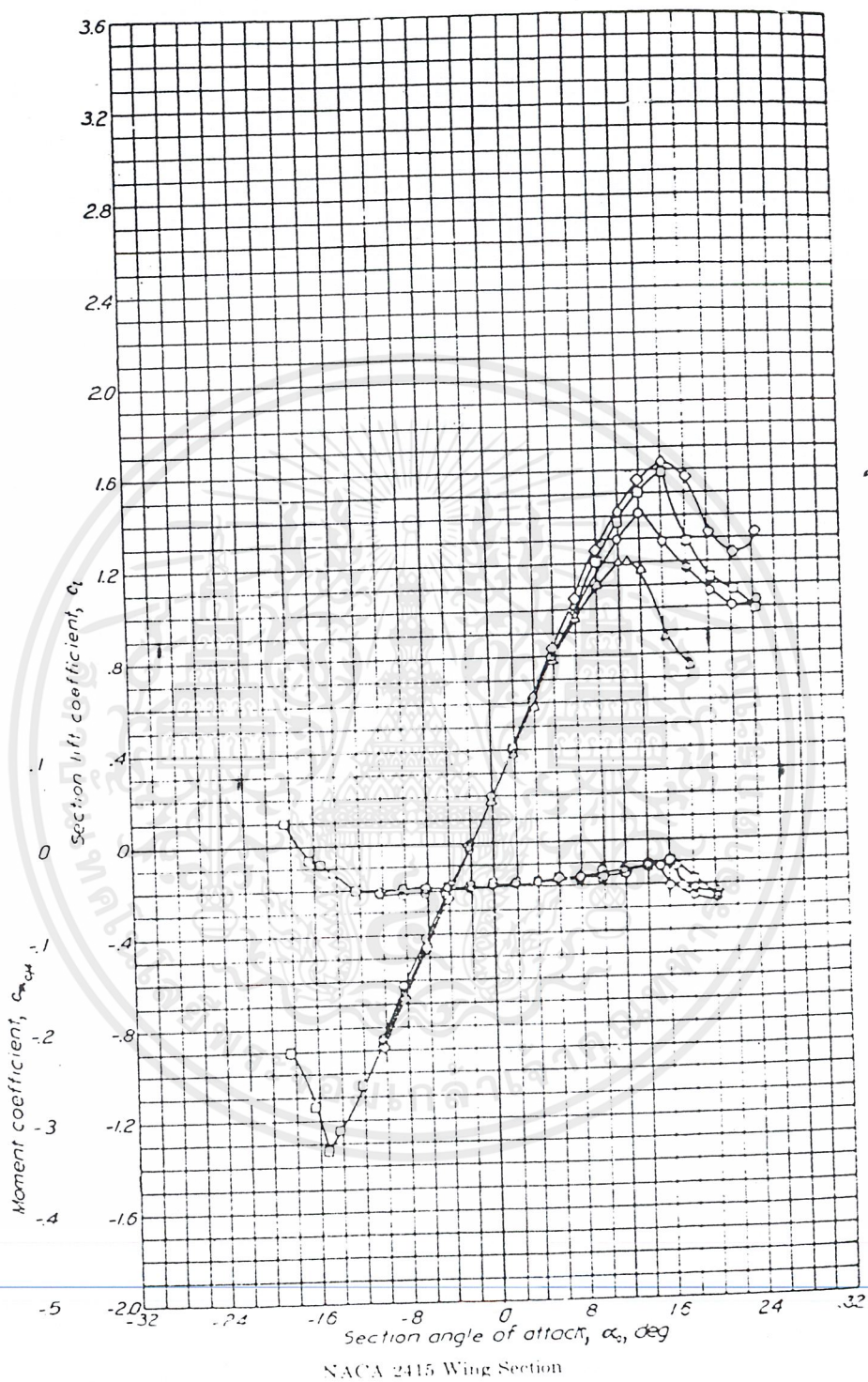


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

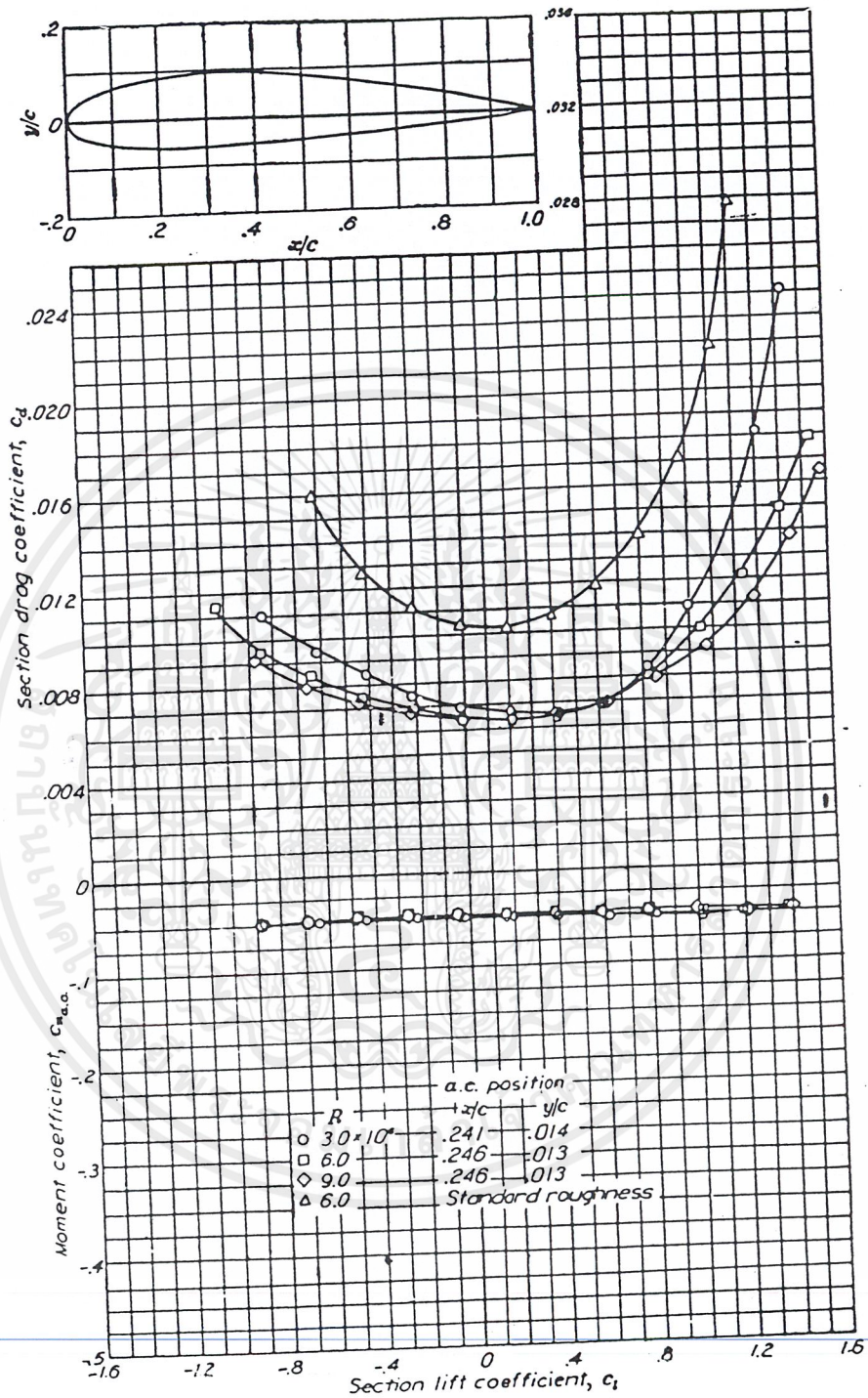


NACA 2412 Wing Section (Continued)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

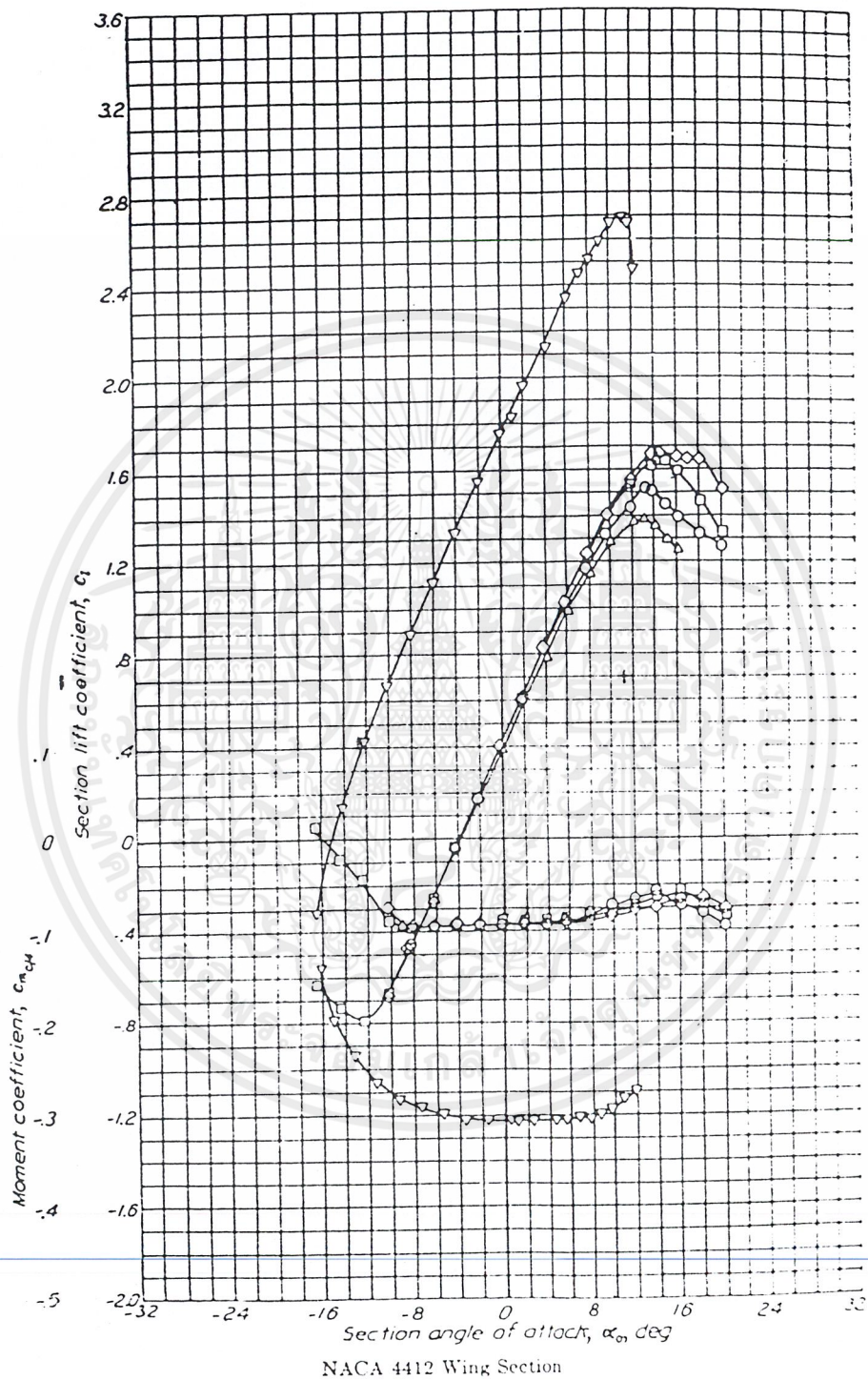


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

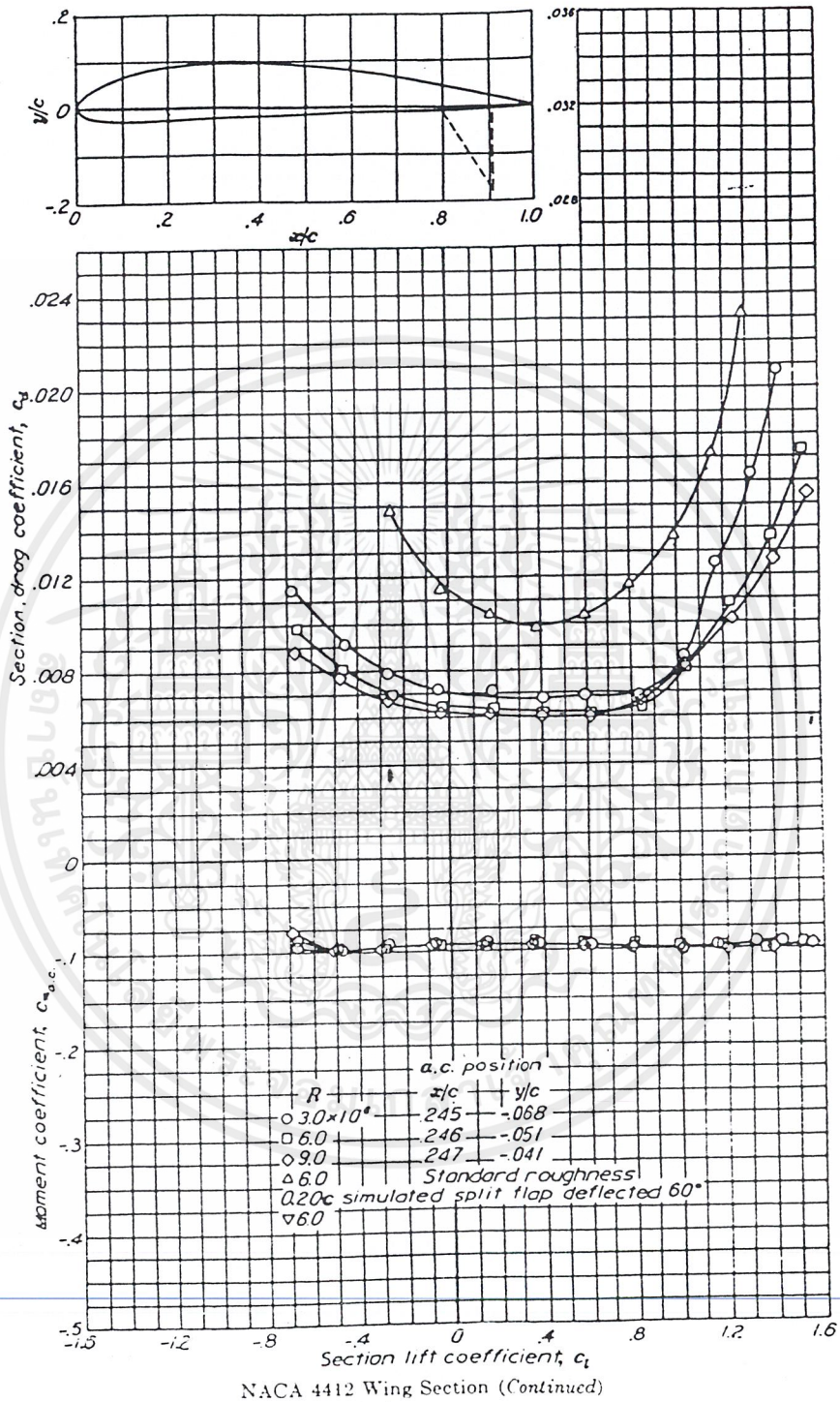


NACA 2415 Wing Section (Continued)

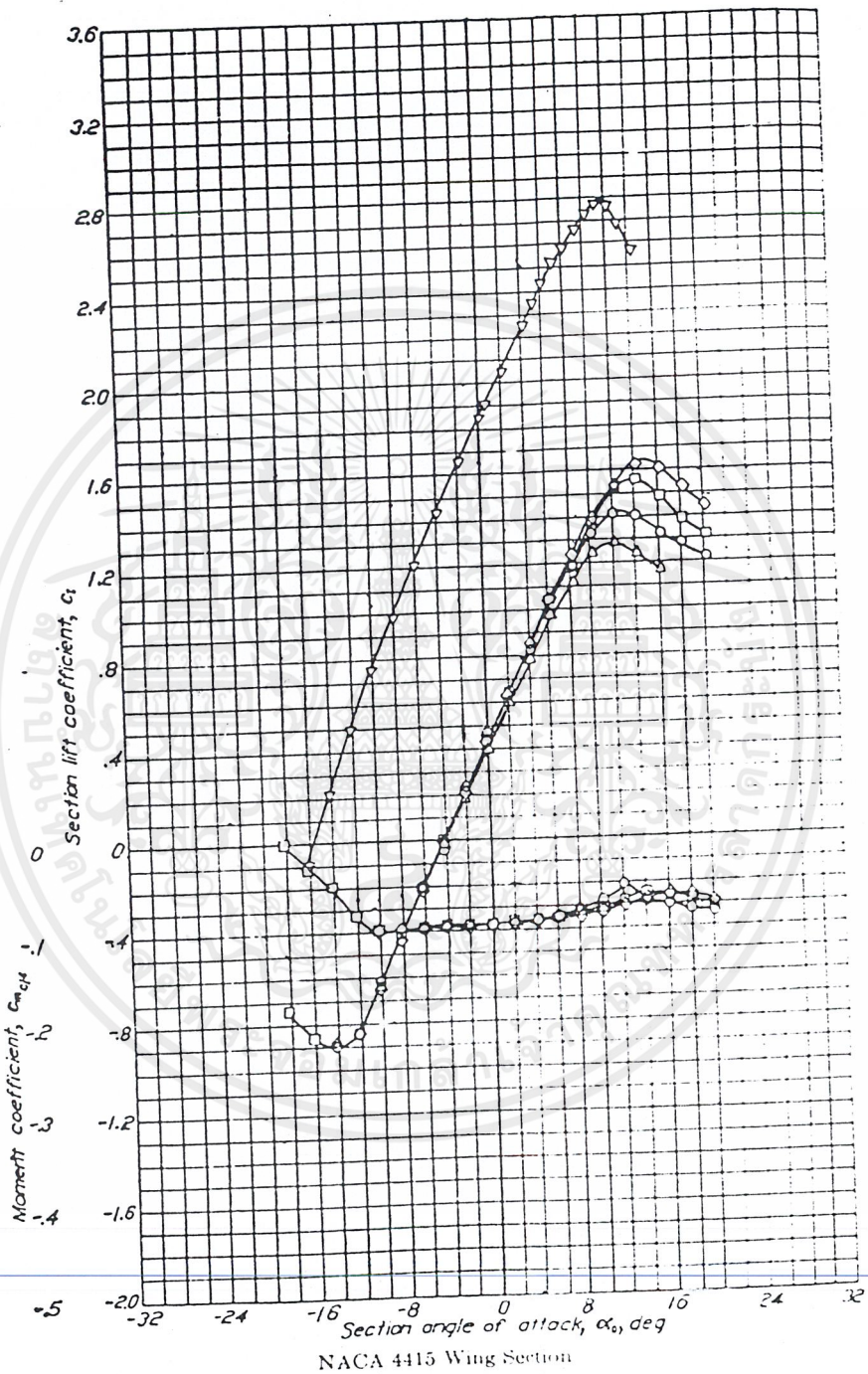
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



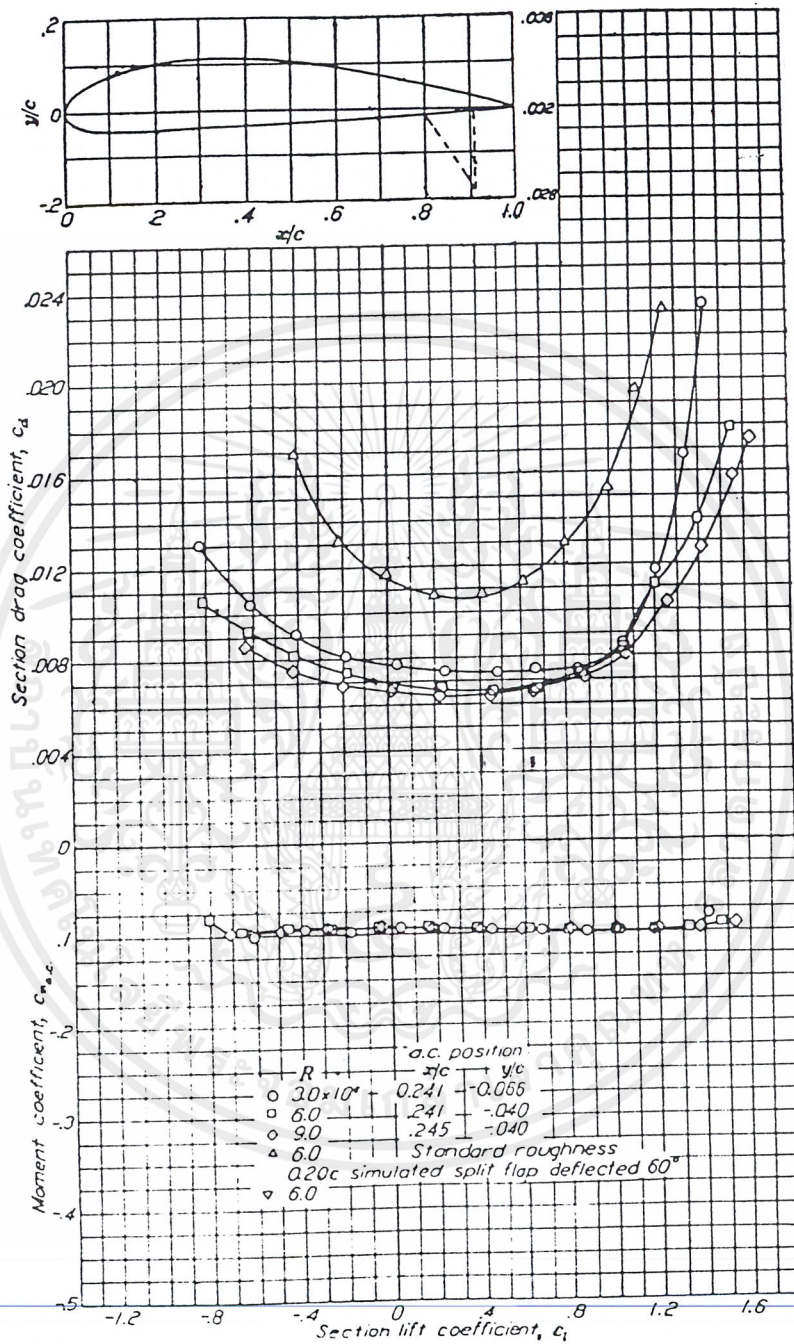
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

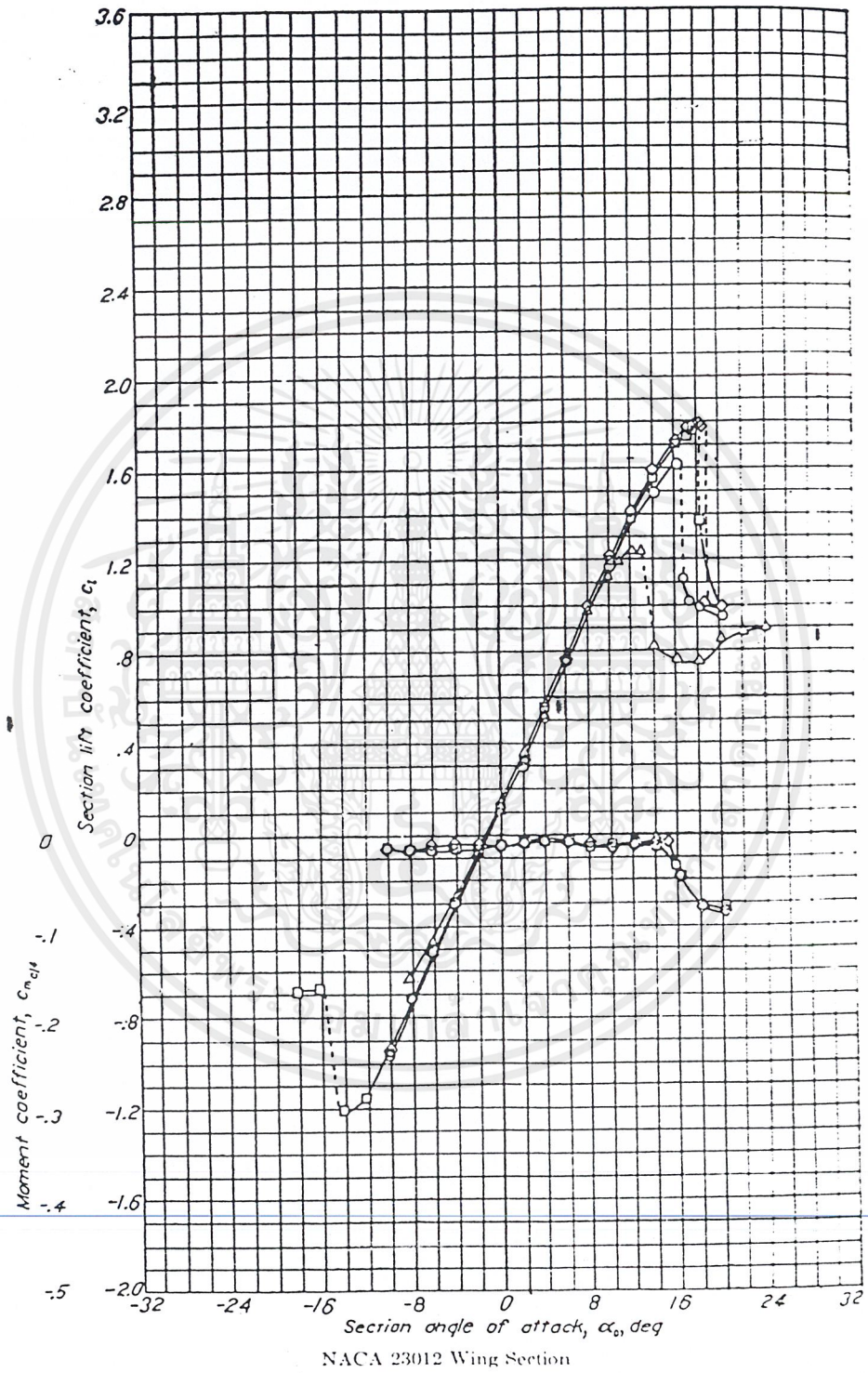


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

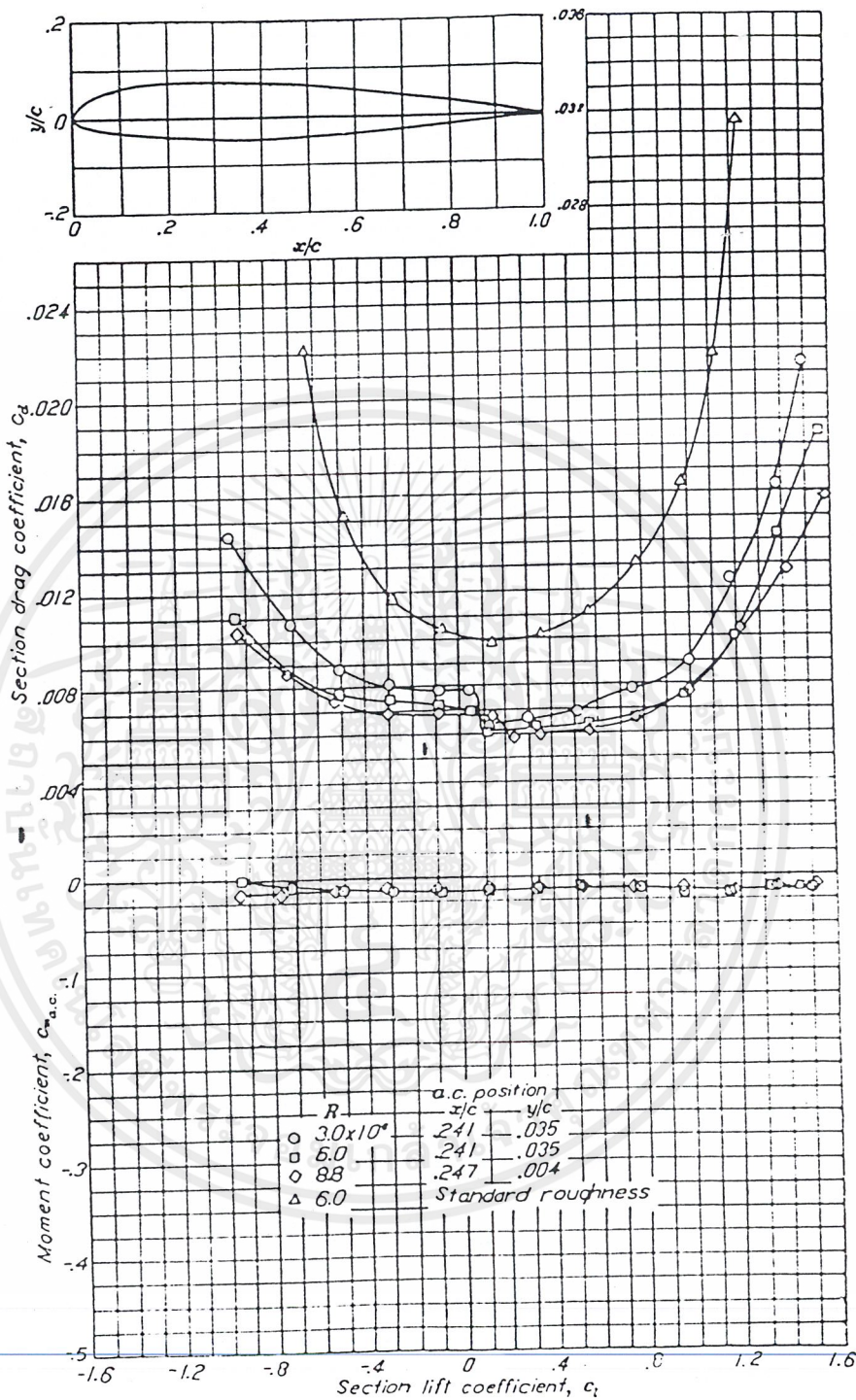


NACA 4415 Wing Section (Continued)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

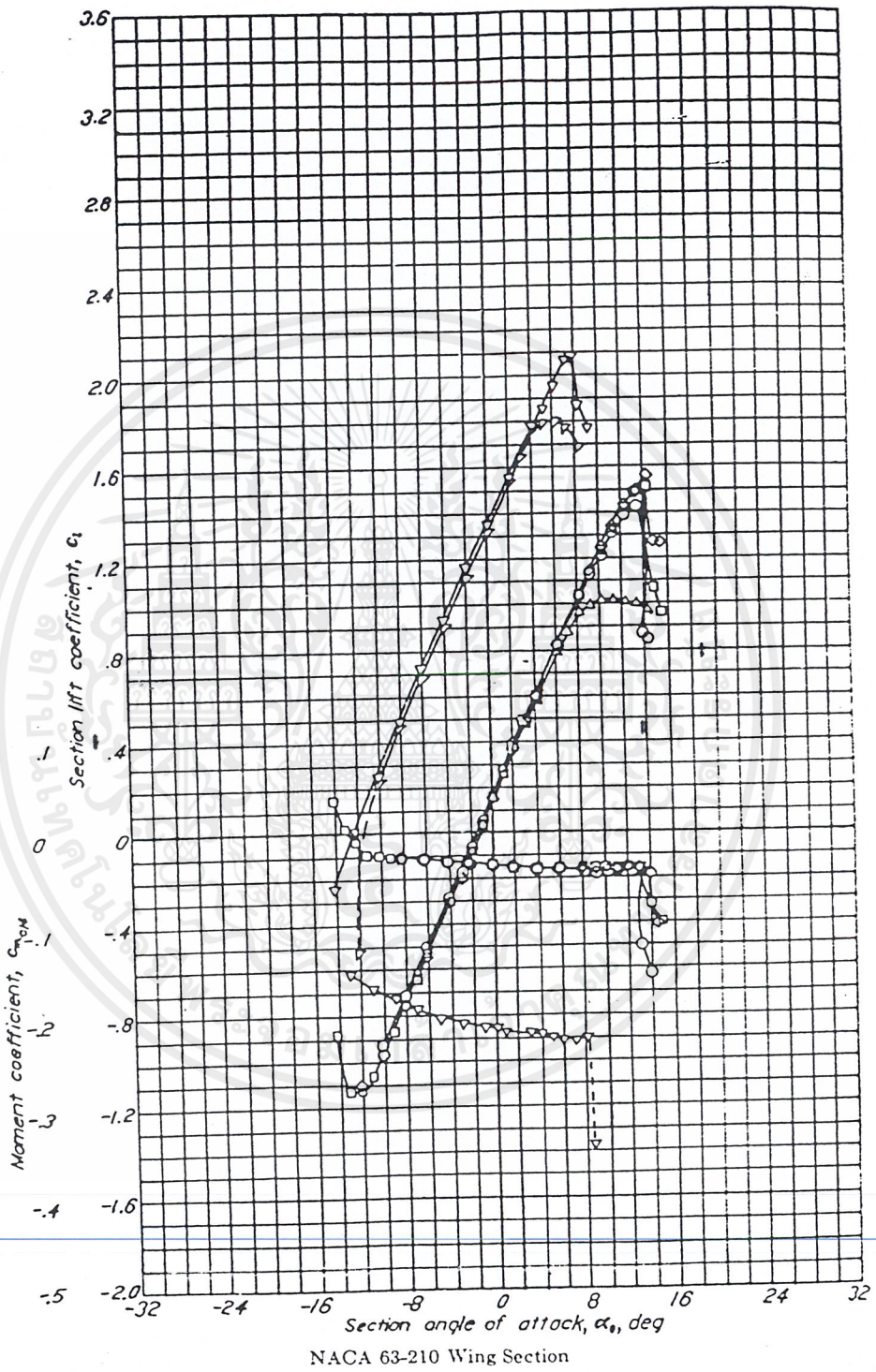


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



NACA 23012 Wing Section (Continued)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



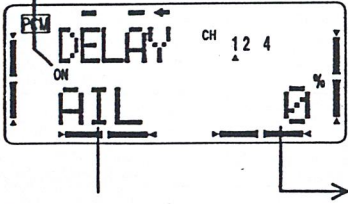
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Setting Delays

The Delay function is automatically activated when either Offset, Revolution mixing, or Throttle hold are activated.

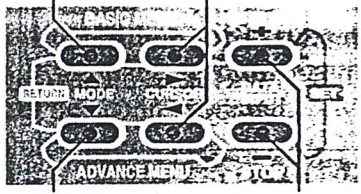


Channel display
 AIL = Aileron Delay amount
 ELE = Elevator Range: 0 - 100%
 RUD = Rudder (Initial value: 0%)

- Aileron delay**
Input the desired Aileron delay with the (+)/(-) keys.
- Elevator delay**
Input the desired Elevator delay with the (+)/(-) keys.
- Rudder delay**
Input the desired Rudder delay with the (+)/(-) keys.

• If you're unhappy with what you've set, you may reset to zero by pressing the (+) and (-) keys simultaneously.

To PMIX-1 function



These keys are used to move around through the three submenus in the DELAY function.

To OFST-2 function Data input keys

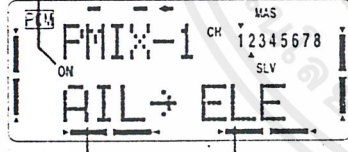
PMIX-1-2 — Programmable Mixers 1-2

In the helicopter mode, your T8UH system contains two separate programmable mixers with unique mixing capabilities. You may use mixing to correct any tendencies of the helicopter during aerobatics that you want to eliminate, making operation more pleasant. Besides mixing between arbitrary channels, the mixers may be linked with the Advance menus in the T8UH, or the mixing curve can be offset relative to the master's neutral. You may select which switch activates your mixers from the eight switches A-G or throttle, and you may choose whether the trim from the master also affects the slave channel. The Link function is used to 'link' programmable mixers with other mixing menus.

Mixer Initial Settings

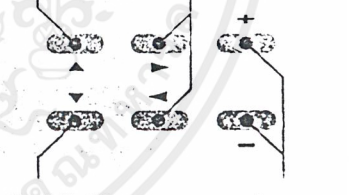
The default channels for Mixers 1 & 2 are set to frequently-used mixing combinations as follows: PMIX-1 = AIL→ELE, PMIX-2 = ELE→THR. The programming method is given for Mixer #1: the second mixer may be programmed in an identical fashion.

- Activate the Programmable Mixer**
Press the (+) key to activate the PMIX-1 function ("ON" or "OFF" will be displayed, depending on the ON/OFF switch's position). Use the (-) key to INHhibit the mixer.)



Master channel (control that applies mixing) Slave channel (channel which receives mixing)

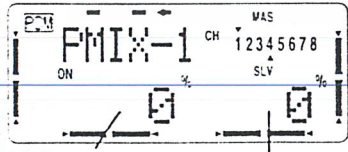
- Master channel setting**
Select the master channel with the (+)/(-) keys (the master is the one that *sends* the mixing). If you select "OFS" for the master channel, the numerical mixing rate setting affects the slave side only, providing a fixed offset.
- Slave channel setting**
Select the slave channel (the one that *receives* the mixing) with the (+)/(-) keys.



To PMIX-2 function These keys are used to move around in the PMIX-1 menu

To DELAY function Data input keys

- Mixing rate setting**
Move the master control in the direction you want to adjust, and one of the mixing rate displays will flash. Set the mixing amount with the (+)/(-) keys. Note that you can set the mixing rate individually for each side of the mix (left/right or up/down). NOTE: If the amount of mixing is set to 0%, no mixing will occur. You may reset the rate to zero by pressing the (+)/(-) keys simultaneously.



Mixing rate (left or up) Mixing rate (right or down)
 Range: -100 to +100%
 (Initial value: 0%)

Default Mixing Setup
 When you begin programming a model, the mixers are set up as follows (of course, you may change these default settings):
 PMIX-1: AIL>ELE
 PMIX-2: ELE>THR

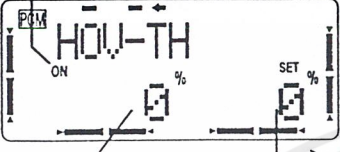
HOV-TH — Hovering Throttle

The Hovering Throttle function may be used to trim the throttle near hover without affecting pitch. Its position can be memorized so that when the model memory is recalled, the original trim is repeated by rotating the knob to its center position.

When the hovering throttle knob is turned clockwise, the engine speed rises and when turned counterclockwise, the engine speed drops. Changes in rotor speed caused by temperature, humidity, or other conditions can be accommodated. When used with the hovering pitch function, more exact trimming is possible.

Working with Hovering Throttle

1. Activate Hovering Throttle Function
Press the (+) key to activate the HOV-TH function ("ON" or "OFF" will be displayed, depending on the IDL-UP switch's position). Use the (-) key to INHibit the mixer.)



Current trim memory
Range: -100 to +100%
(Initial value: 0%)

Current trim position
Range: -100 to +100%
(Initial value: 0%)

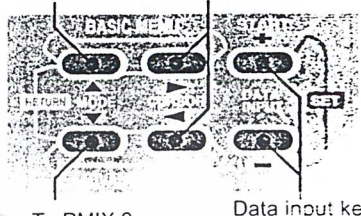
2. Trim memory setting
Press the (+)/(-) keys simultaneously to enter the current knob location. When the hovering throttle knob is returned to the center, the trim returns to its position before memorization. Note that when memorization is repeated with the knob offset from center, the trim value accumulates.

- If you wish to reset to the initial value, make the trim position 0% with the knob and memorize the trim, then return the knob to its center position.

To HOV-PI function

To PMIX-2 function

Data input keys



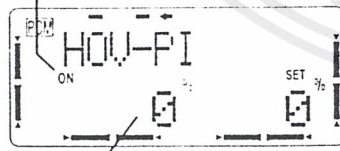
HOV-PI — Hovering Pitch

The Hovering Pitch function may be used to trim the rotor pitch near hover without affecting throttle. Its position can be memorized so that when the model memory is recalled, the original trim is repeated by rotating the knob to its center position.

When the hovering pitch knob is turned clockwise, the rotor pitch increases, and when turned counterclockwise, the rotor pitch decreases. Changes in rotor speed caused by temperature, humidity, or other conditions can be accommodated. When used with the hovering throttle function, more exact trimming is possible.

Using the Hovering Pitch Function

1. Activate Hovering Pitch Function
Press the (+) key to activate the HOV-PI function ("ON" or "OFF" will be displayed, depending on the IDL-UP switch's position). Use the (-) key to INHibit the mixer.)



Current trim memory
Range: -100 to +100%
(Initial value: 0%)

Current trim position
Range: -100 to +100%
(Initial value: 0%)

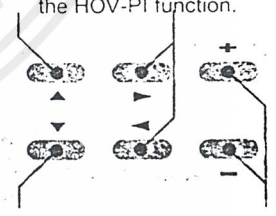
2. Trim memory setting
Press the (+)/(-) keys simultaneously to enter the current knob location. When the hovering pitch knob is returned to the center, the trim returns to its position before memorization. Note that when memorization is repeated with the knob offset from center, the trim value accumulates.

- If you wish to reset to the initial value, make the trim position 0% with the knob and memorize the trim, then return the knob to its center position.

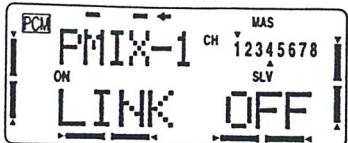
To GYRO function

To HOV-TH function

Data input keys



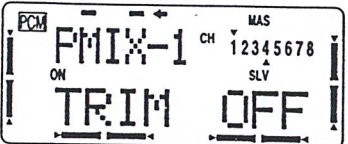
(Continued from preceding page)



Link function ON/OFF indicator

5. Link function setting

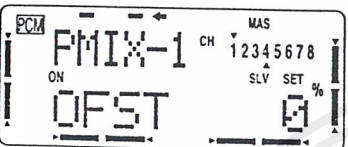
Turn the Link function ON or OFF with the (+)/(-) keys. When the Link function is ON, ">" is displayed after the slave channel on the screen.



Trim ON/OFF indicator

6. Trim setting

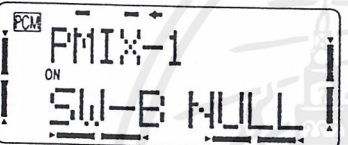
This couples the master channel's trim with the slave function. Select ON/OFF with the (+)/(-) keys.



Displays offset position

7. Offsetting neutral mix point

If you want the mix to occur somewhere besides master neutral, hold the master channel control in the desired position, and store the offset position by pressing the (+)/(-) keys simultaneously.



Current on/off switch Displays ON/OFF switch direction

8. Switch selection

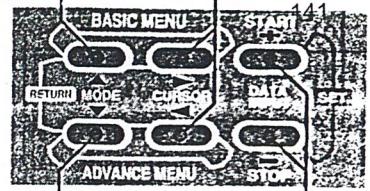
Choose the desired mixer ON/OFF switch with the (+)/(-) keys.

9. ON/OFF Direction

Set the ON/OFF directions with the (+)/(-) keys.

NULL = Normal operation regardless of switch setting
UP = Switch upper or rear position turns on the function
CNTR = Center position of 3-position switch turns on the function
DOWN = Switch lower or forward position turns on the function

To PMIX-2 These keys are used to move around in the PMIX-1 menu function



To TH-NDL function

Data input keys

• If you select "STK-3" to turn mixer on and off, you'll need to set the switching position and direction. To do so, first position the throttle stick where you want switching to occur. Next, enter the stick position into memory by pressing the (+)/(-) keys simultaneously. (a percentage will be displayed on the screen. If you want mixing turned on at the high throttle side of the set position, press the (+) key. If you want mixing on at the low throttle side, press the (-) key. An arrow is displayed above or below the small "3" at the right top corner of the screen to verify proper switching direction. When you think you're done, move the throttle stick and check if programmable mixing switches on and off in accordance with your settings.

GYRO — Gyro mixing

The gyro mixing function is used to adjust the gyro sensitivity from the transmitter. Use this function by connecting the gyro sensitivity adjustment input connector to the channel 5 output of the receiver. Switch H or switch G (idle-up switch) can be selected, and each direction of the changeover switch can be adjusted.

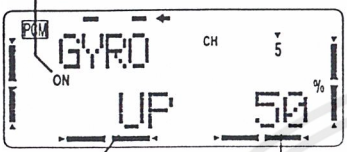
Switch H: The UP and DOWN sides sensitivity can be adjusted.

Switch G: The NORM, IDL1, and IDL2 sensitivities can be adjusted.

Entering Gyro Sensitivity Values

1. Activate Gyro Mixing Function
Press the (+) key to activate the GYRO function.
(Use the (-) key to INHhibit the mixer.)

To GOVrpm These keys are used to move around in the GYRO menu.



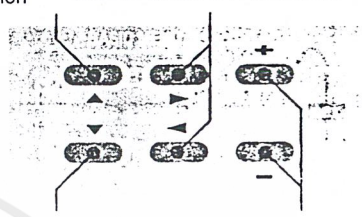
2. "UP" side setting
Enter your desired sensitivity value with the (+)/(-) keys.

3. "DOWN" side setting
Enter your desired sensitivity value with the (+)/(-) keys.

4. Switch selection
Select the desired switch with the (+)/(-) keys.

To HOV-PI function

Data input keys



Sensitivity amount
Range: 0 to 100%
(Initial value: 50%)

Switch direction display
Switch H: UP, DOWN
Switch G: NORM, IDL1, IDL2

GOVrpm — Governor mixing

The Governor mixing function is used to adjust the GV-1 (Governor) speed settings (rS1, rS2, rS3) from the transmitter. Whether speed switching and governor ON/OFF are switched using one switch or ON/OFF switching is performed using an independent switch can also be selected. When speed setting control uses CH7 and an ON/OFF switch is used, CH8 can also be used.

When speed and ON/OFF are switched using one switch

(Setting example)

Governor Speed	Switch Position (Switch C or G)	Rate (%)	Adjustment from Transmitter
rS1: OFF	UP or NORM	0	Use up to 0% (Governor speed display: "off")
rS2: 1400	CNTR or IDL1	50	Speed adjusted by raising and lowering "50%" rate
rS3: 1700	DOWN or IDL2	100	Speed adjusted by lowering "100%" rate.

* For instance, rS3 is adjusted by setting the maximum speed used and lowering it from the transmitter.

* For the time being, use the initial rate setting above.

* Since speed adjustment from the transmitter is rate setting, for the actual speed, checking the governor side display and remembering its relationship with the actual speed is convenient.

When governor ON/OFF is controlled using switch B

When governor ON/OFF uses an independent switch, the speed can be adjusted and switched using each position (3 points) of switch C or G.

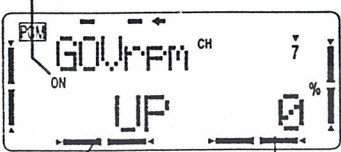
Caution:

The relationship of the governor speed setting rS1~rS3 and the switch positions conforms to the table above. Since the governor mixing function may not be used or the direction may be different, if this mixing was turned ON, first check the direction.

At throttle hold, always check that the governor is OFF. Conversely, when the speed value rises, reverse it as described in "Throttle hold OFF direction selection".

Setting the Governor Mixing Function

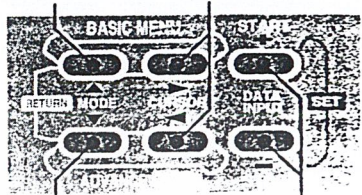
1. Activate Governor Mixing Function
Press the (+) key to activate the GOVrpm function.
(Use the (-) key to INHibit the mixer.)



Speed setting
Range: 0 to 100%
(Initial value:
UP=0%
CNTR=50%
DOWN=100%)

Switch direction display

To TH-NDL These keys are used to move around in the GOVrpm menu.



To GYRO function Data input keys

2. "UP" Side Rate Setting:
Enter your desired speed value with the (+)/(-) keys.

3. "CNTR":
Enter your desired speed value with the (+)/(-) keys.

4. "DOWN":
Enter your desired speed value with the (+)/(-) keys.

Switch C: UP, CNTR, DOWN
Switch G: NORM, IDL1, IDL2

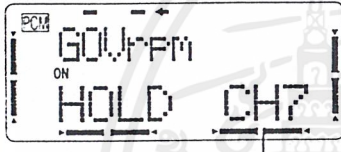
5. ON/OFF Channel Selection
Select the output channel with the (+)/(-) keys.

CH7: CH7 controls the speed and ON/OFF.
CH8: CH8 independently controls ON/OFF.
ON/OFF is performed with switch B.

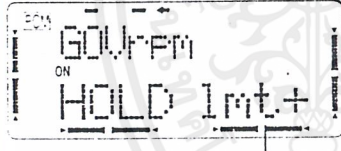
6. Selection of OFF Direction at Throttle Hold
Operate the (+)/(-) keys in the direction that turns the Governor off at throttle hold operation.

7. Switch Selection.
Chose the desired mixer switch with (+)/(-) keys.

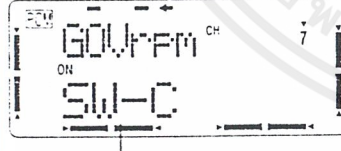
Channel setting
Range: CH7 or CH8



Current setting
Range: lmt+, lmt-



Switch display
Range: SW-C or SW-G



TH→NDL — Throttle→Needle Mixing (Normal, Idle)

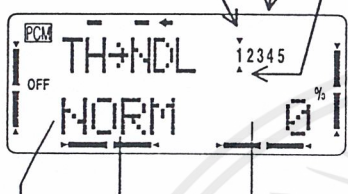
The Throttle→Needle mixing function is used to control the engine's mixture using a 5-point curve relative to throttle stick movement. The engine must be equipped with a mixture control system, such as needle control or some other mixture adjustment, and the needle servo must be plugged into CH8. The CH8 knob may be used for High-side mixture adjustment when the idle-up (IDLE) function is ON.

You can have independent control of throttle→needle mixing in both the Normal (NORM) and idle-up (IDLE) conditions. The TH→NDL function includes an 'acceleration' function that precedes rapid throttle opening and provides the engine with the best mixture.

Setting Throttle→Needle Mixing

Top arrow indicates the current stick position (2 arrows means it's between points)

Curve points 1-5
The bottom arrow shows the point on the five-point curve currently being set.

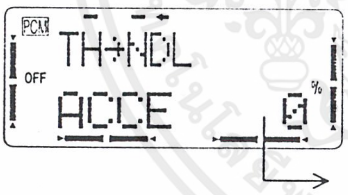


Curve Name Display (NORM or IDLE)

Curve Point Value (Range: 0 - +100%)

Move between the TH-NDL NORM and IDLE screens with the (↑)(↓) keys.

The blinking item on the setting screen is the current setting item.



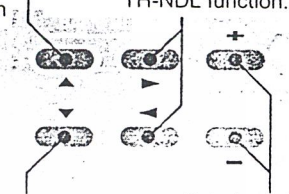
Acceleration amount
Range: 0 to 100%
(Initial value: 0%)

- Turn the TH-NDL function ON** by pressing the (+) key ("ON" displayed). Turn off (INH) the function with the (-) key.
- Input 5-point curve values**
Move the lower arrow to the position you want to set with the CURSOR keys (the curve point is indicated by the arrow below the numbers 1-5, and the current throttle position is above the numbers). Enter the desired curve value with the (+)/(-) keys.
 - If you're unhappy with what you've set, you may return to the default value by pressing the (+) and (-) keys simultaneously.

Initial values:
 POS1 = 0%
 POS2 = 25%
 POS3 = 50%
 POS4 = 75%
 POS5 = 100%
- Acceleration function setting**
Enter the desired acceleration value with the (+)/(-) keys. Return to a 0% value by pressing the (+)/(-) keys simultaneously. Acceleration is only mixed in when the throttle is moved towards High. If Throttle Hold is activated, the needle servo moves and acceleration is performed even though the throttle servo is fixed. Idle-up functions are performed when the throttle curve idle-up function is ACTIVATED.

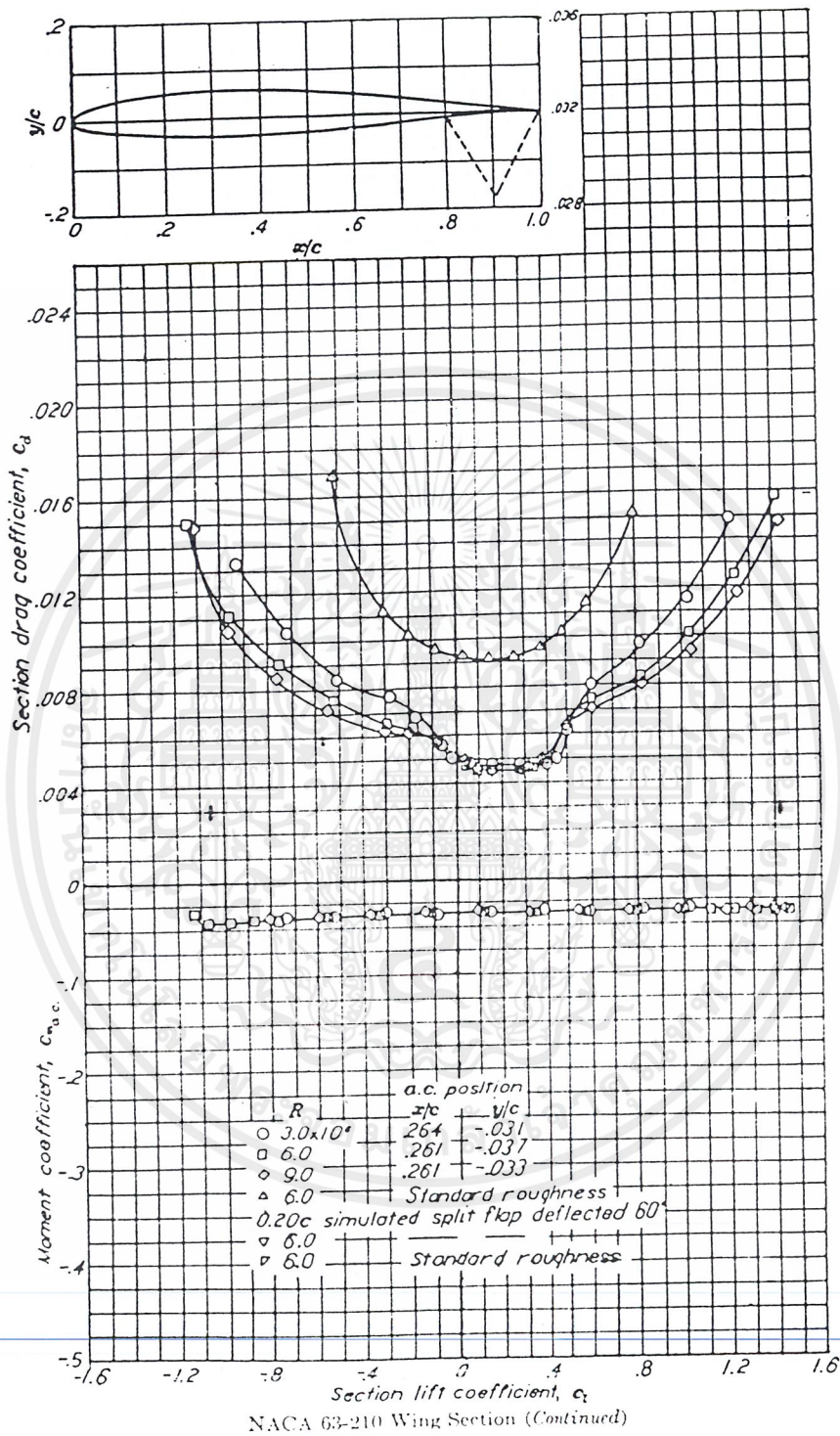
To INVERT or TH-NDL NORM function

These keys are used to move around in the TH-NDL function.

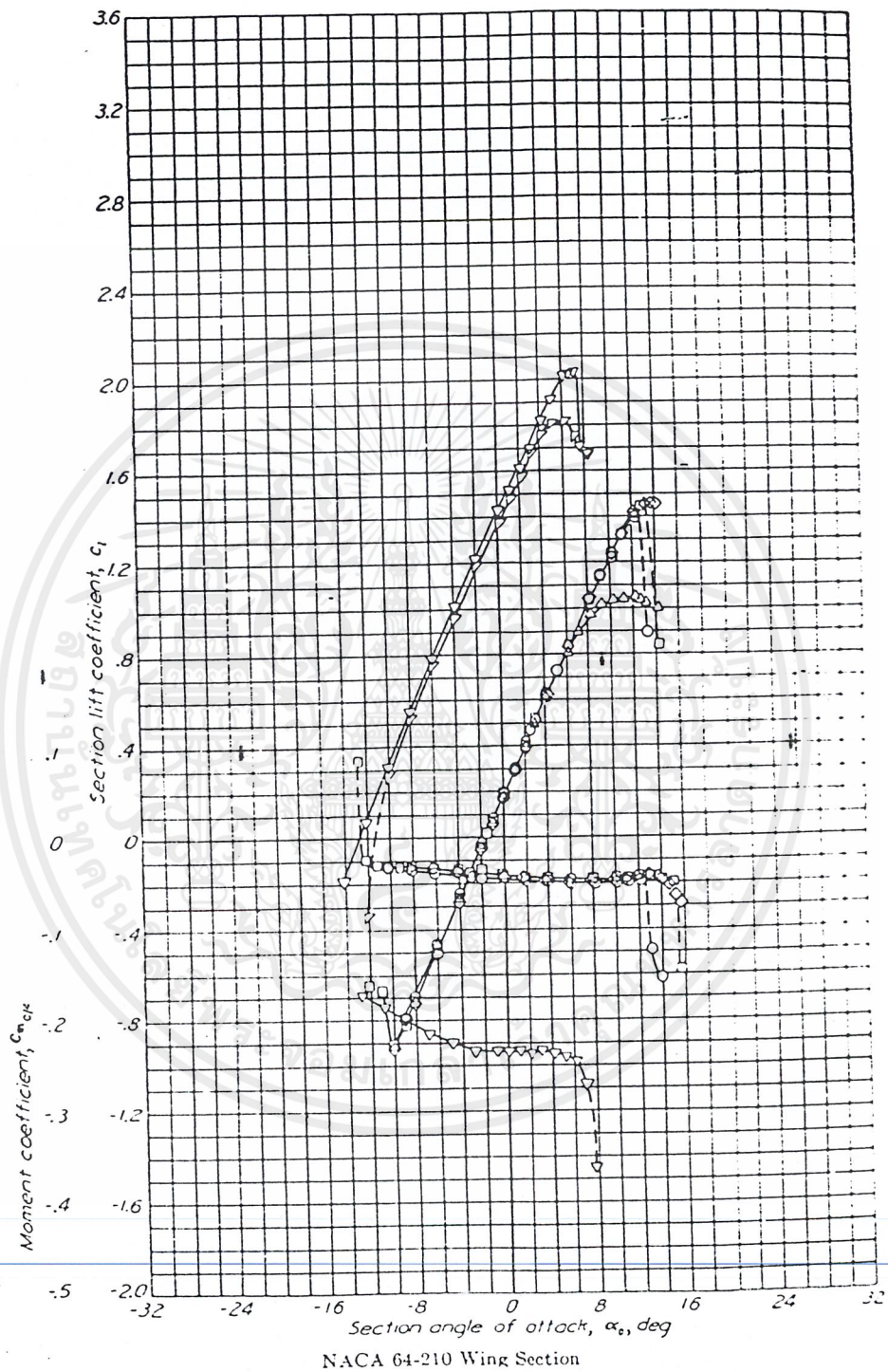


To TH-NDL or GOVrpm function

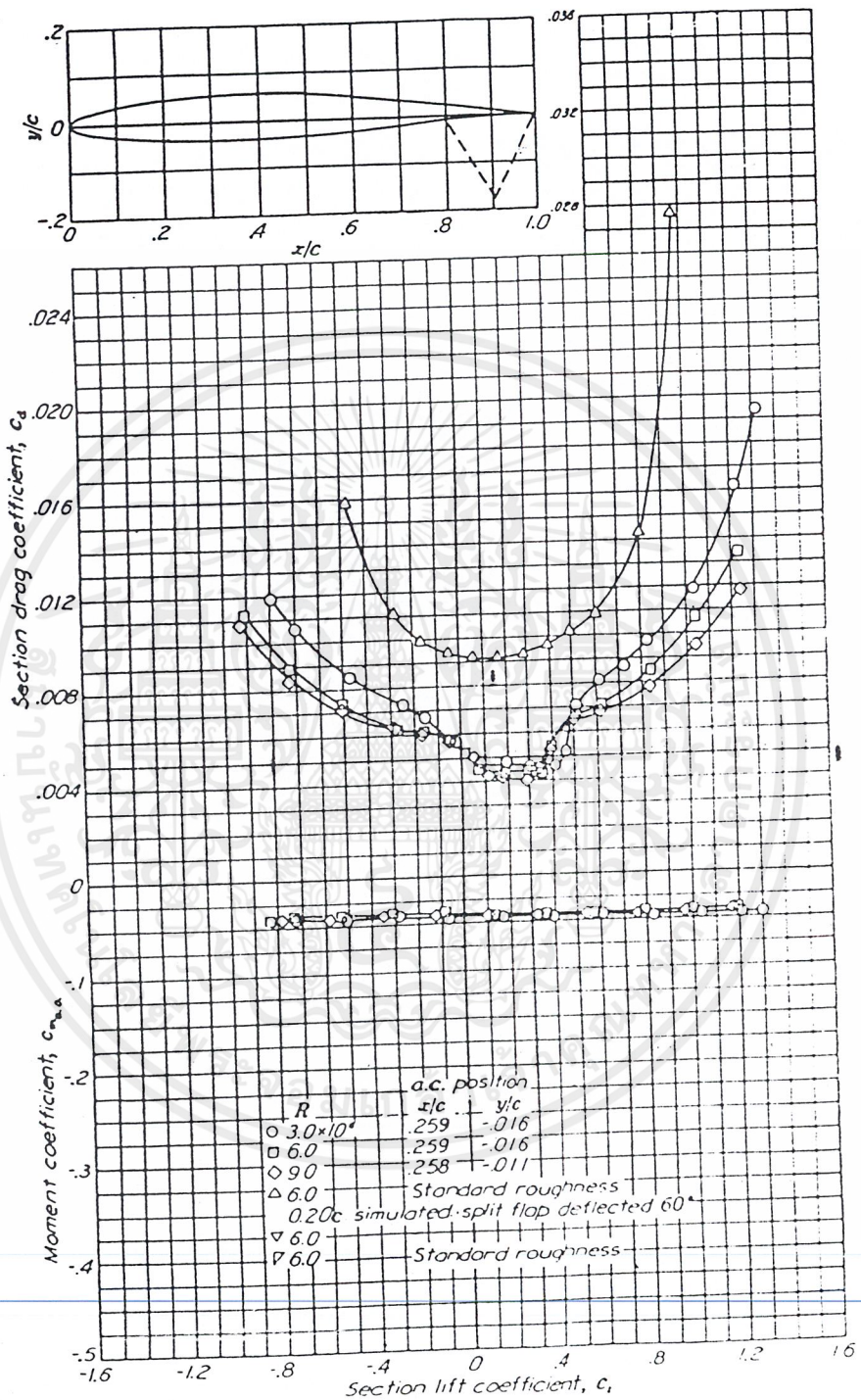
Data input keys



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

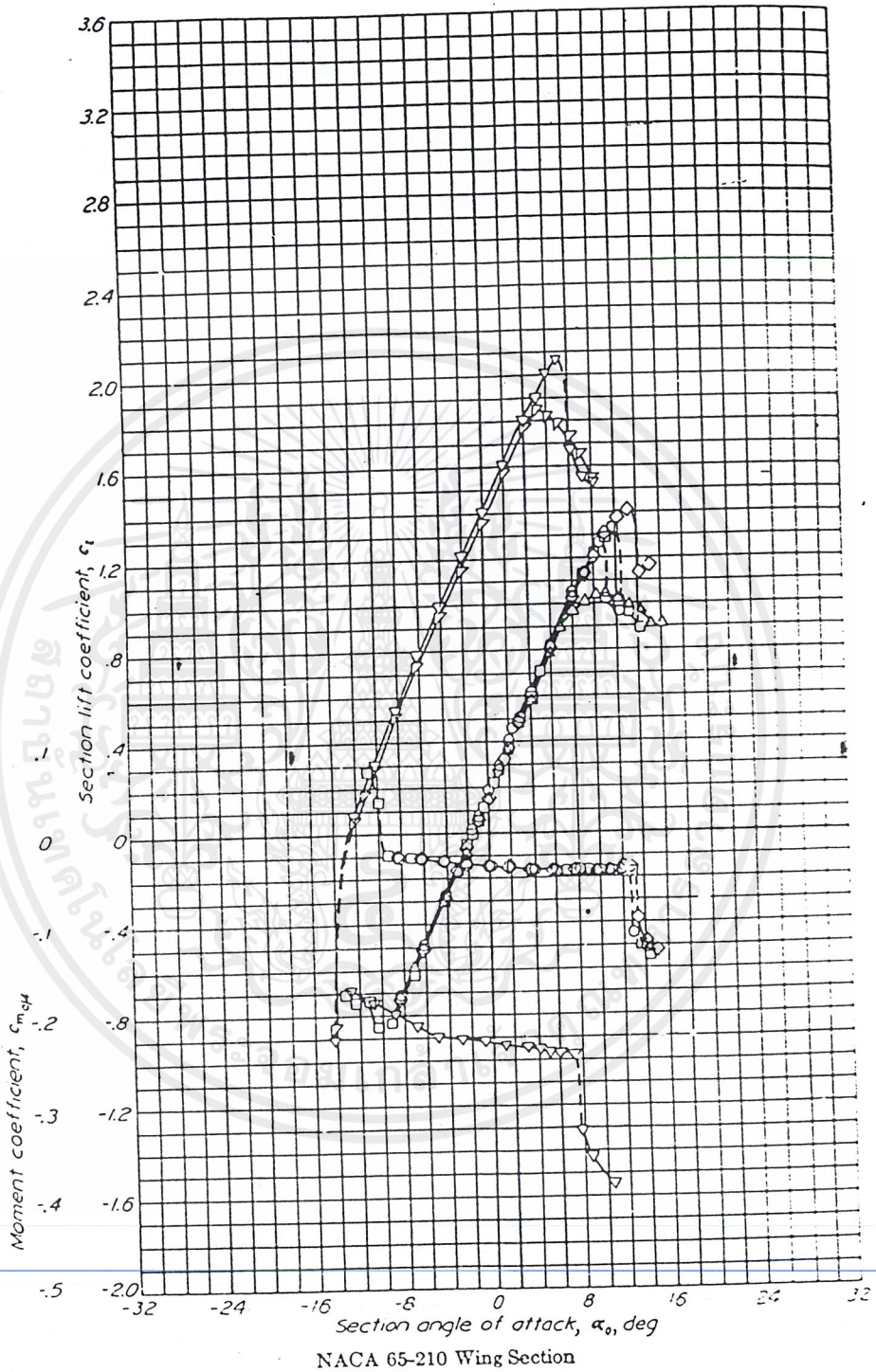


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

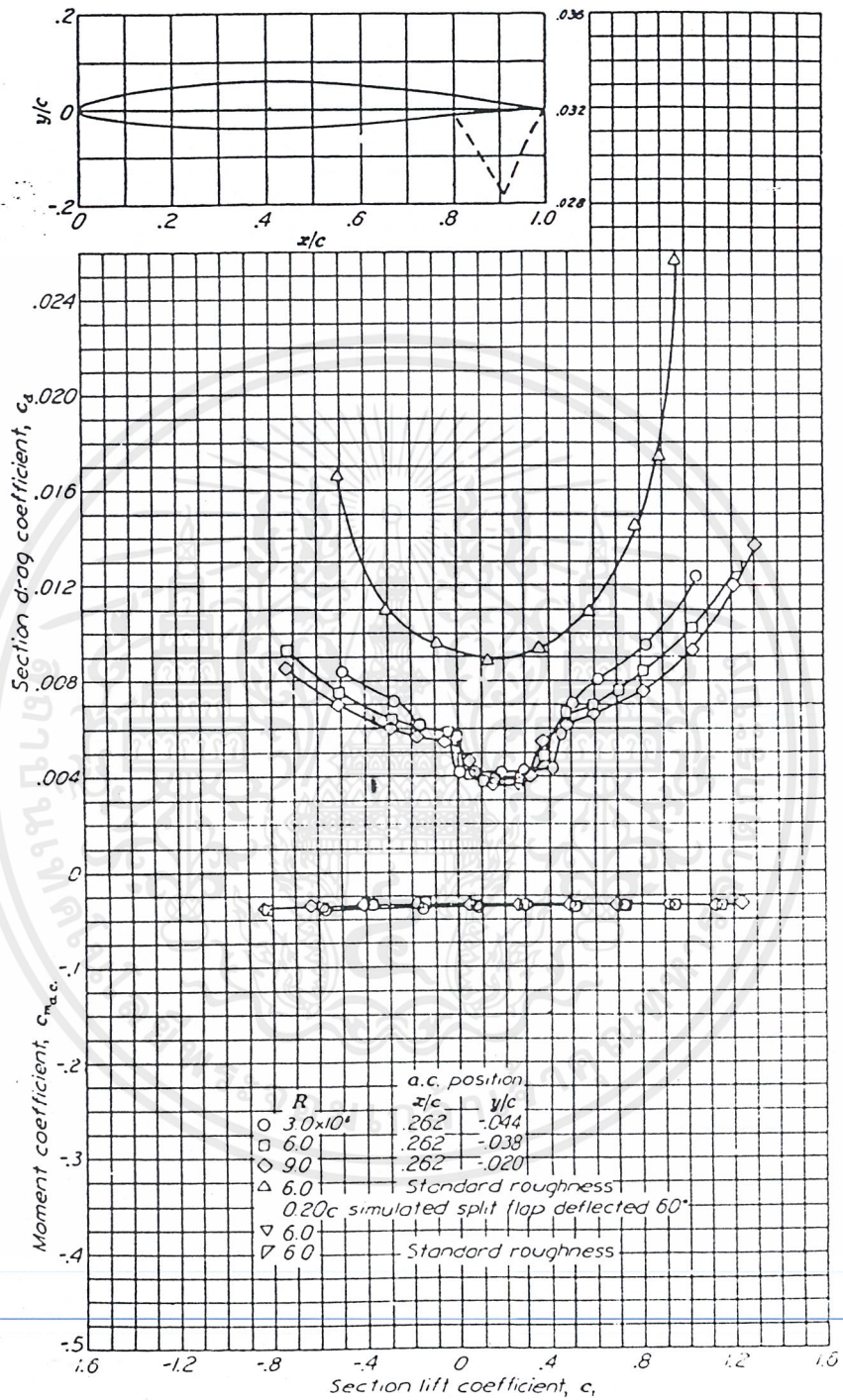


NACA 64-210 Wing Section (Continued)

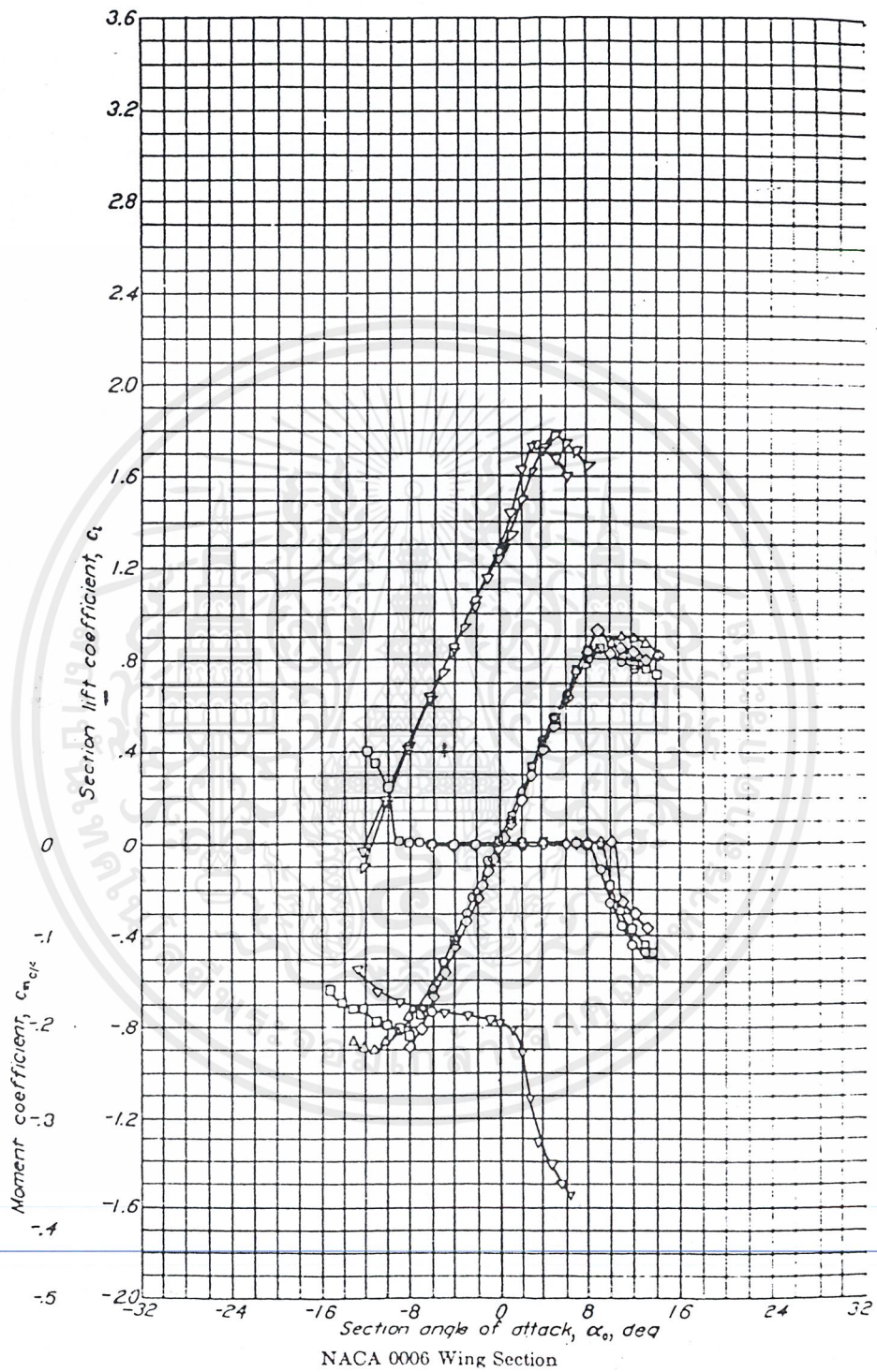
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



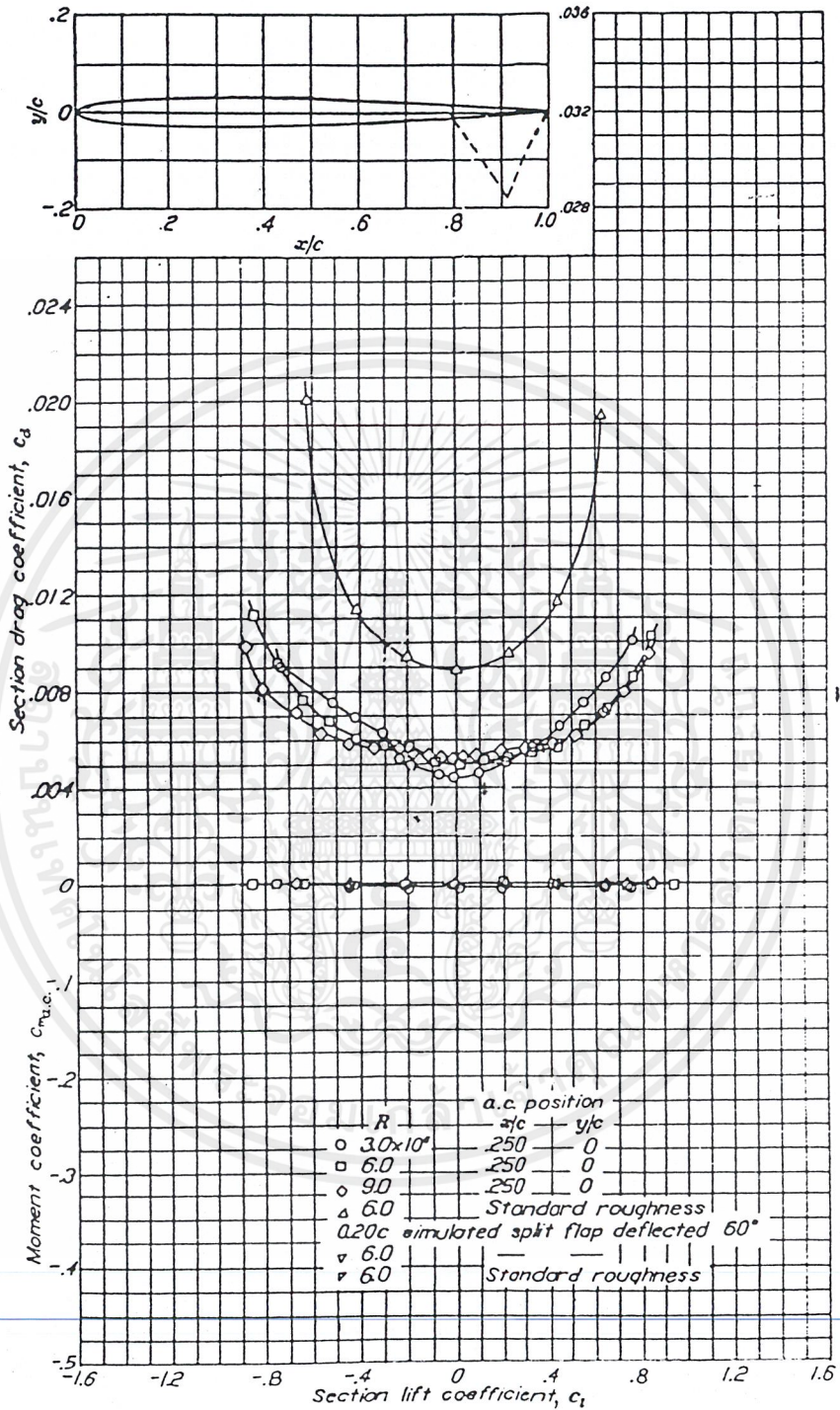
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

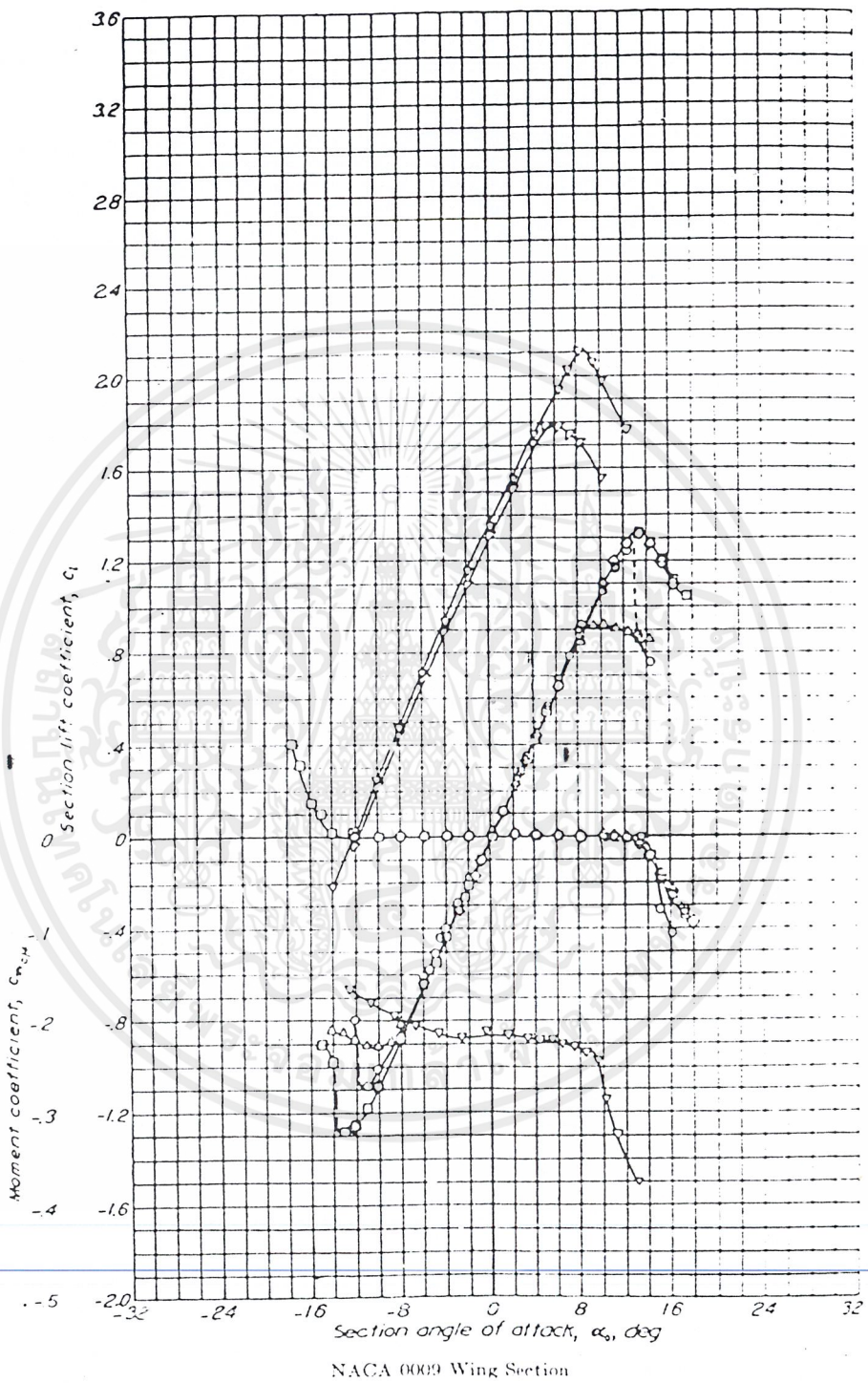


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีกวนนำไปใช้

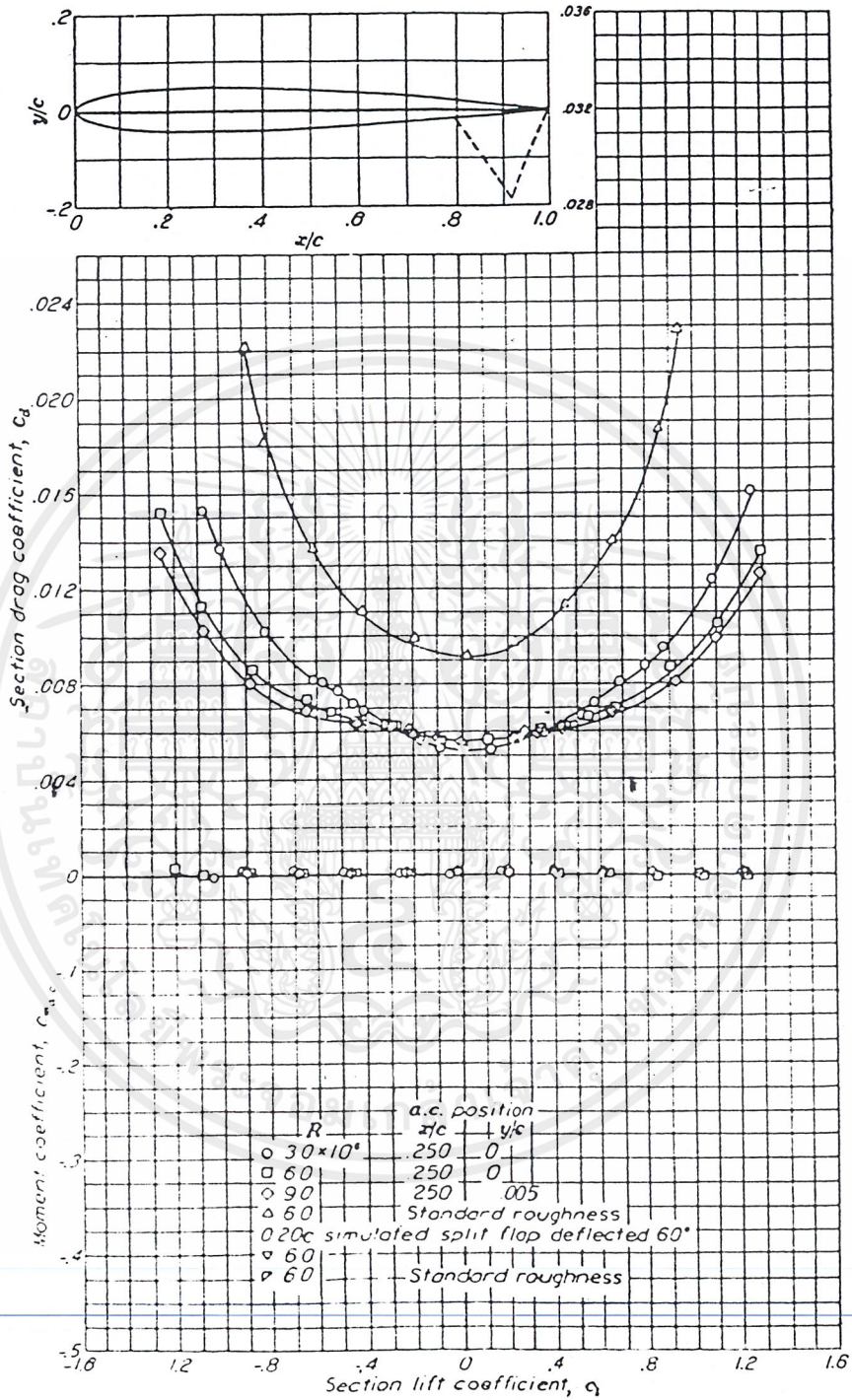


NACA 0006 Wing Section (Continued)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

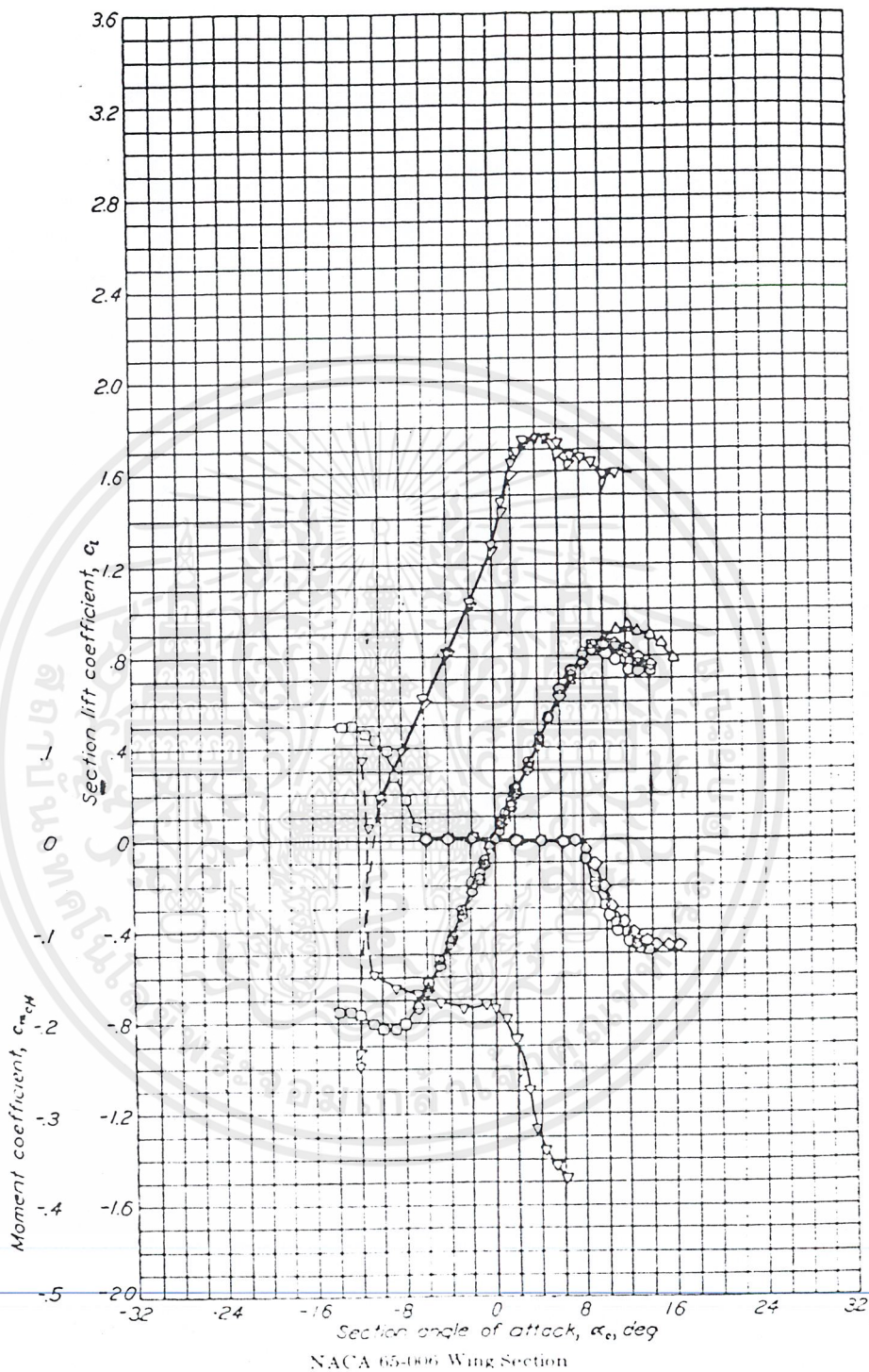


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

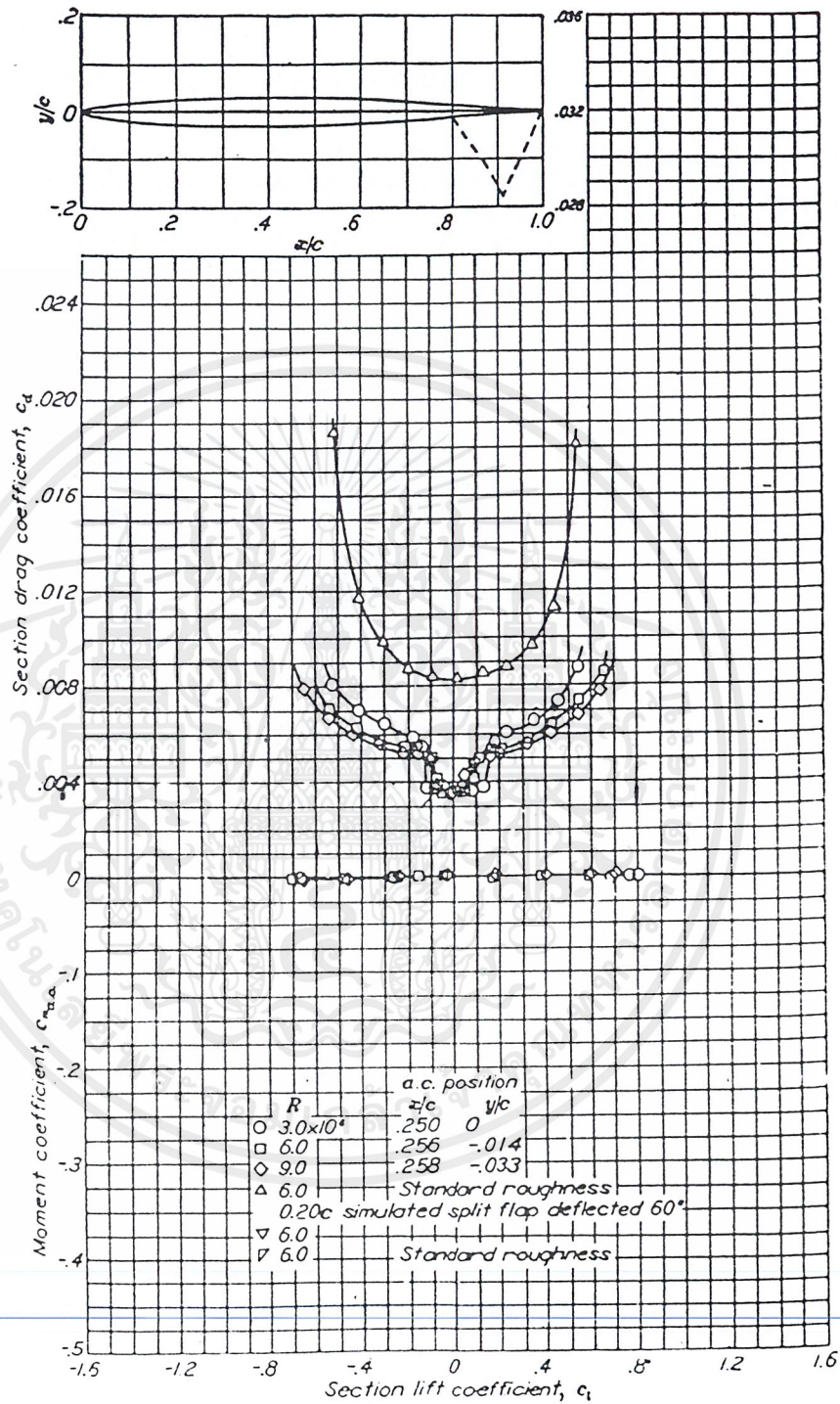


NACA 0009 Wing Section (Continued)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

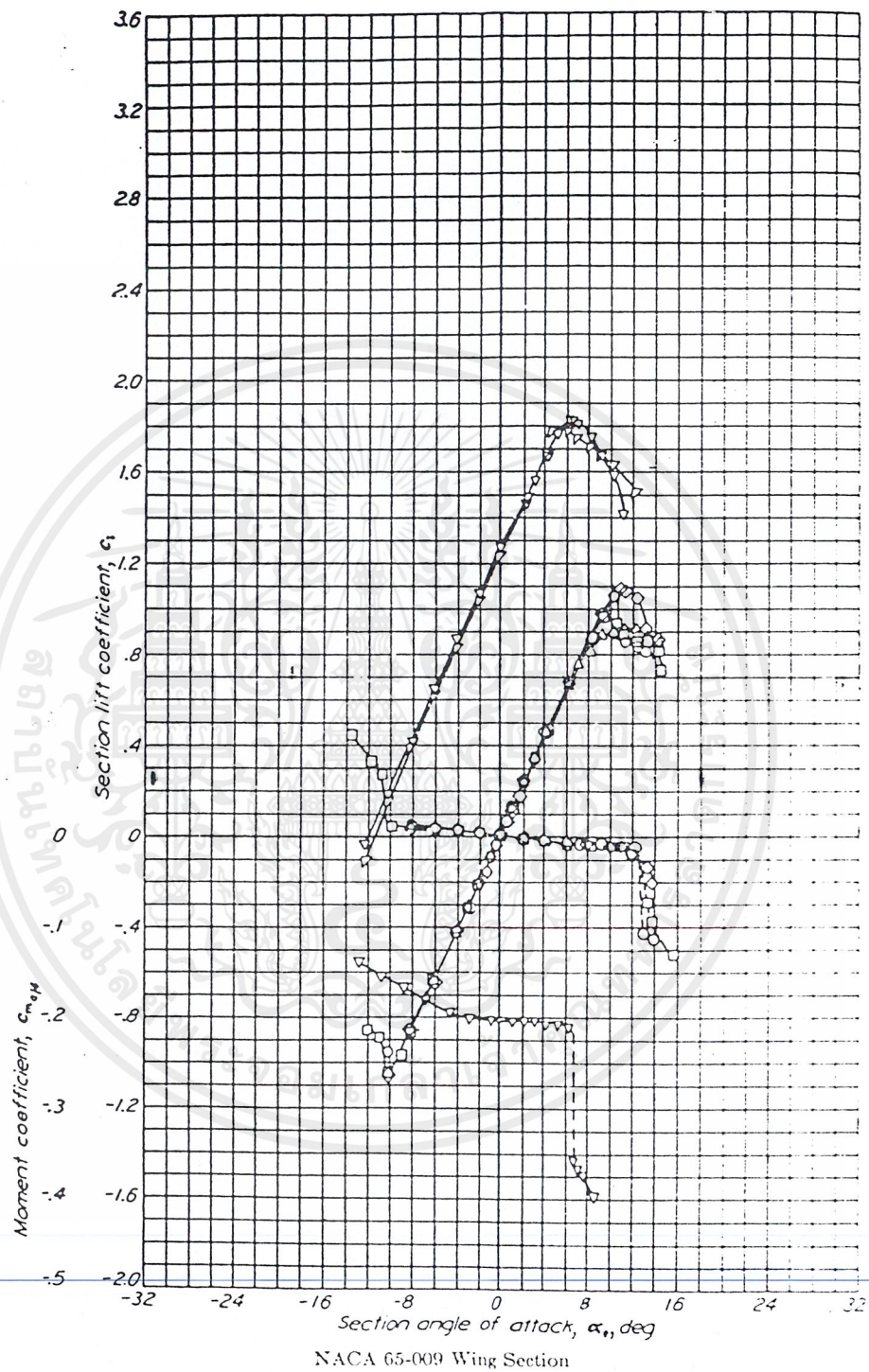


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

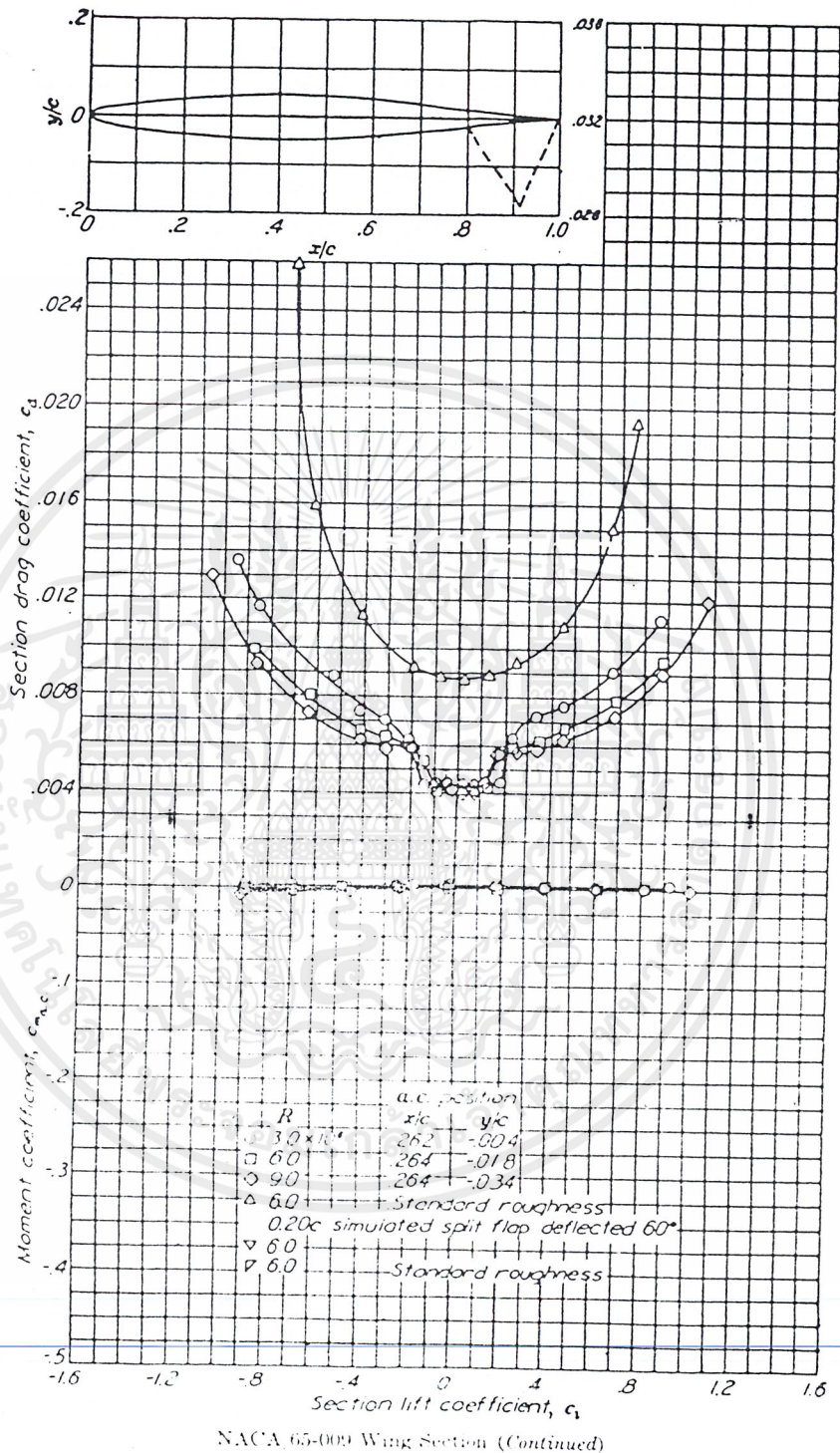


NACA 65-006 Wing Section (Continued)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Altitude		Temperature T , K	Pressure p , N/m ²	Density ρ , kg/m ³
h_G , m	h , m			
-2,500	-2,501	304.42	1.3521	1.5473
-2,400	-2,401	303.77	1.3369	1.5333
-2,300	-2,301	303.12	1.3220	1.5194
-2,200	-2,201	302.46	1.3071	1.5056
-2,100	-2,101	301.81	1.2924	1.4918
-2,000	-2,001	301.16	1.2778 - 5	1.4782 - 0
-1,900	-1,901	300.51	1.2634	1.4646
-1,800	-1,801	299.86	1.2491	1.4512
-1,700	-1,701	299.21	1.2349	1.4379
-1,600	-1,600	298.56	1.2209	1.4246
-1,500	-1,500	297.91	1.2070	1.4114
-1,400	-1,400	297.26	1.1932	1.3984
-1,300	-1,300	296.61	1.1795	1.3854
-1,200	-1,200	295.96	1.1660	1.3725
-1,100	-1,100	295.31	1.1526	1.3597
-1,000	-1,000	294.66	1.1393 - 5	1.3470 + 0
-900	-900	294.01	1.1262	1.3344
-800	-800	293.36	1.1131	1.3219
-700	-700	292.71	1.1002	1.3095
-600	-600	292.06	1.0874	1.2972
-500	-500	291.41	1.0748	1.2849
-400	-400	290.76	1.0622	1.2728
-300	-300	290.11	1.0498	1.2607
-200	-200	289.46	1.0375	1.2487
-100	-100	288.81	1.0253	1.2368
0	0	288.16	1.01325 - 5	1.2250 + 0
100	100	287.51	1.0013	1.2133
200	200	286.86	9.8945 - 4	1.2071
300	300	286.21	9.7773	1.1901
400	400	285.56	9.6611	1.1787
500	500	284.91	9.5461	1.1673
600	600	284.26	9.4322	1.1560
700	700	283.61	9.3194	1.1448
800	800	282.96	9.2077	1.1337
900	900	282.31	9.0971	1.1226

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Altitude		Temperature T , K	Pressure p , N/m ²	Density ρ , kg/m ³
h_G , m	h , m			
1,000	1,000	281.66	8.9876 + 4	1.1117 + 0
1,100	1,100	281.01	8.8792	1.1008
1,200	1,200	280.36	8.7718	1.0900
1,300	1,300	279.71	8.6655	1.0793
1,400	1,400	279.06	8.5602	1.0687
1,500	1,500	278.41	8.4560	1.0581
1,600	1,600	277.76	8.3527	1.0476
1,700	1,700	277.11	8.2506	1.0373
1,800	1,799	276.46	8.1494	1.0269
1,900	1,899	275.81	8.0493	1.0167
2,000	1,999	275.16	7.9501 + 4	1.0066 + 0
2,100	2,099	274.51	7.8520	9.9649 - 1
2,200	2,199	273.86	7.7548	9.8649
2,300	2,299	273.22	7.6586	9.7657
2,400	2,399	272.57	7.5634	9.6673
2,500	2,499	271.92	7.4692	9.5696
2,600	2,599	271.27	7.3759	9.4727
2,700	2,699	270.62	7.2835	9.3765
2,800	2,799	269.97	7.1921	9.2811
2,900	2,899	269.32	7.1016	9.1865
3,000	2,999	268.67	7.0121 + 4	9.0926 - 1
3,100	3,098	268.02	6.9235	8.9994
3,200	3,198	267.37	6.8357	8.9070
3,300	3,298	266.72	6.7489	8.8153
3,400	3,398	266.07	6.6630	8.7243
3,500	3,498	265.42	6.5780	8.6341
3,600	3,598	264.77	6.4939	8.5445
3,700	3,698	264.12	6.4106	8.4557
3,800	3,798	263.47	6.3282	8.3676
3,900	3,898	262.83	6.2467	8.2802
4,000	3,997	262.18	6.1660 + 4	8.1935 - 1
4,100	4,097	261.53	6.0862	8.1075
4,200	4,197	260.88	6.0072	8.0222
4,300	4,297	260.23	5.9290	7.9376
4,400	4,397	259.58	5.8517	7.8536

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาคผนวก

ส่วน ง

รายละเอียดของเครื่องยนต์รุ่น .46 FX

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก

ส่วน ง

แสดงรายละเอียดของเครื่องยนต์รุ่น .46 FX

ตารางที่ ก.1 คุณสมบัติของเครื่องยนต์

Displacement (cu in)	Bore (in)	Stroke (in)	RPM	Output (BHP@rpm)	Weight (oz)	Recommended Props
0.455	0.870	0.770	2,000-17,000	1.59 @ 16,000	13.2	10.5x6, 11x6-7, 12x6-7

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

INVERT CROSS — Inverted Cross Position

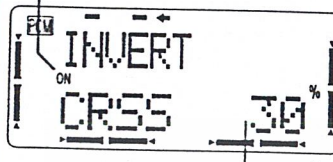
The inverted cross position function sets the point at which low-side pitch is crossed when switching between forward and inverted. It is commonly set to a value of 30%.

Entering Inverted Cross Position

1. Activate Invert Cross Function
Press the (+) key to activate the INVERT CRSS function ("ON" or "OFF" will be displayed, depending on the Invert switch H's position). Use the (-) key to INHibit the mixer.)

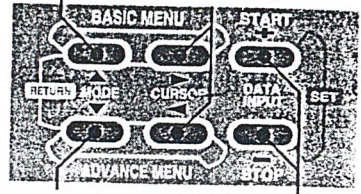
To REVOLU function

These keys are used to move through the two submenus in the INVERT function.



Current cross point setting
Range: 0 to 50%
(Initial value: 30% :)

2. Cross point setting
Enter your desired cross point value with the (+)/(-) keys. You may return to the initial value of 30% by pressing the (+)/(-) keys simultaneously.



To TH-NDL function

Data input keys

REVOLU — Revolution Mixing (Normal, Idle-Up 1, Idle-Up 2)

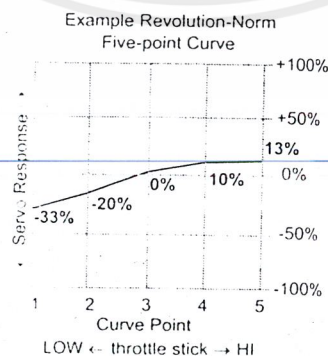
Revolution mixing is used to mix pitch→rudder to suppress the torque reaction generated by changes in the pitch and speed of the main rotor. The mixing ratio can be set by a five-point curve.

There are three kinds of revolution mixing: normal (NORM), idle-up 1 (IDL1), and idle-up 2 (IDL2). Only basic NORM revolution mixing is displayed in the Basic Menu, but all the revolution curves are visible in the Advance Menu. If you program the normal curve in the Basic Menu, the same curve is automatically reflected in the REVOLU NORM menu within the Advance Menu, and vice versa.

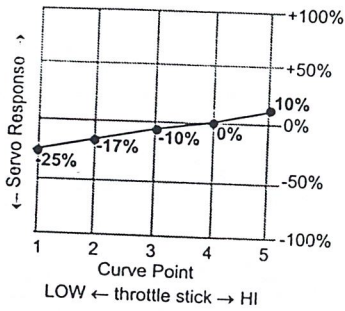
The REVOLU functions for the IDL1 and IDL2 curves will not operate until the OFST-1 and OFST-2 functions are activated.

Revolution Mixing for Idle-Up 1&2

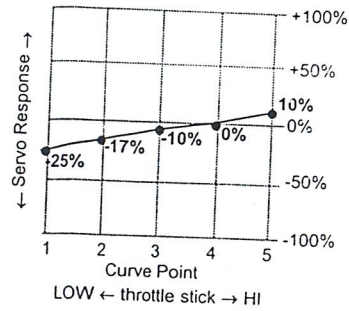
These two functions set the mixing rate so that the fuselage direction is straight ahead during high-speed flight. You can set either a curve or offset position to match the helicopter's tendencies. You may also program in reverse rudder mixing for 3D flight.



Revolution IDL1 Curve Example



Revolution IDL2 Curve Example



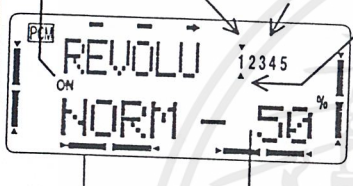
Inputting Revolution Five-Point Curves

The Revolution Normal function is on at startup. It can be turned ON/OFF with the (+)/(-) keys.

Top arrow indicates the current stick position (2 arrows means it's between points)

Curve points 1-5

The blinking item on the setting screen is the current setting item.



The bottom arrow shows the point on the five-point curve currently being set.

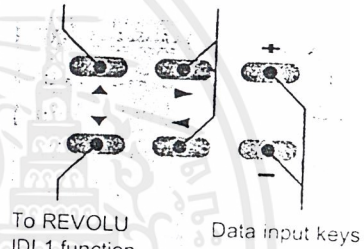
Input 5-point curve values

Move the lower arrow to the position you want to set with the CURSOR keys (the curve point is indicated by the arrow below the numbers 1-5, and the current throttle position is above the numbers). Enter the desired curve value with the (+)/(-) keys.

- If you're unhappy with what you've set, you may return to the default value by pressing the (+) and (-) keys simultaneously.

These keys are used to move through the five submenus in the REVOLU function.

To PI-CRV function



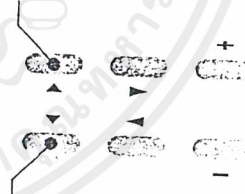
Curve Name Display - (NORM)

Curve Point Value (Range: 0 - +100%)
Initial curve settings:
POS1 = 0%
POS2 = 25%
POS3 = 50%
POS4 = 75%
POS5 = 100%

Revolution Idle-Up 1 & Idle-Up 2 Curve Setting

The REVOLU IDL1 &/or IDL2 functions will not operate until the OFST1 and or OFST2 functions are activated, which also activates the IDL1 & IDL2 Pitch & Throttle curve menus. You can activate idle-up 1 and idle-up 2 independently. The curve inputting procedure is the same as normal described above.

To REVOLU NORM or IDL1 function



To REVOLU IDL2 or INVERT function

PI-CRV — Pitch Curve (Normal, Idle-Up 1 & 2, Hold, Inverted)

The pitch curve is defined by a 5-point curve so that you may set the best pitch motion relative to throttle stick movement. Each point on the curve can be adjusted over a 0% to 100% range.

The T8U system contains five pitch curves: normal (NORM), idle-up 1 (IDL1), idle-up 2 (IDL2), hold (HOLD), and inverted (INVR). The basic normal pitch curve is the only one displayed in the Basic Menu, but all of the pitch curves can be viewed in the Advance menu. The Normal curve is exactly the same in both the Advance and Basic Menus.

Use the idle-up switch (switch G) to move between Normal, idle-up 1, and idle-up 2. (The PI-CURV functions for IDL1 and IDL2 curves will not operate until the OFST-1 and OFST-2 functions are activated.) Switching to the hold (HOLD) function is performed with switch E. Switching to the inverted (INVR) function is performed with switch H. Note that whenever the hold switch is turned on, it has priority regardless of the idle-up switch position.

Normal Curve Adjustment

The normal (NORM) pitch curve function produces the basic pitch curve for flight near hover. It is set up to provide up and down control at a constant engine speed along with the normal throttle curve.

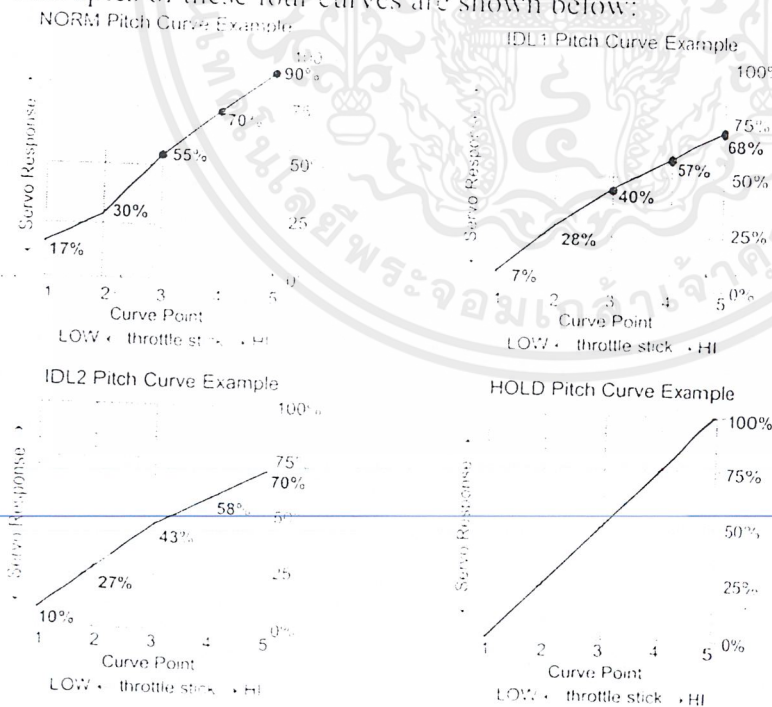
Idle-Up 1 & Idle-Up 2 Curve Adjustment

The HI-side pitch curve limits the maximum rotor pitch so that a large load is not applied to the engine. The LO-side pitch curve produces a curve with a minimum pitch of -4° . Idle-up 1 is used for 540° stall turns, looping, and rolling stall turns, while idle-up 2 is used for rolls.

Throttle-Hold Curve Adjustment

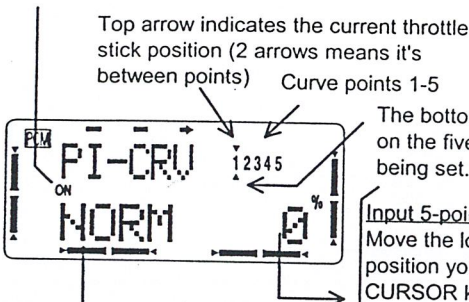
The throttle hold curve is used when performing autorotations, and should provide pitch from -4° to $+12^\circ$. To get this pitch range, set the HI and LO rates to +100% and -100% respectively.

Examples of these four curves are shown below:



SETTING METHOD

The Pitch Curve Normal function is on at startup.



Top arrow indicates the current throttle stick position (2 arrows means it's between points) Curve points 1-5

The blinking item on the setting screen is the current setting item.

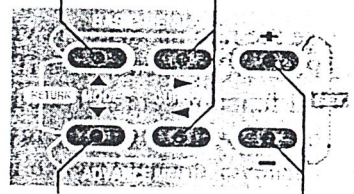
The bottom arrow shows the point on the five-point curve currently being set.

Input 5-point curve values
Move the lower arrow to the position you want to set with the CURSOR keys (the curve point is indicated by the arrow below the numbers 1-5, and the current throttle position is above the numbers). Enter the desired curve value with the (+)/(-) keys.
• If you're unhappy with what you've set, you may return to the default value by pressing the (+) and (-) keys simultaneously.

Curve Name Display (NORM)
Curve Point Value (Range: 0 - +100%)
Initial curve settings:
POS1 = 0%
POS2 = 25%
POS3 = 50%
POS4 = 75%
POS5 = 100%

To TH-CRV function

These keys are used to move between curve points in the TH-CRV function.



To PI-CRV IDL1 function

Data input keys

Idle-up 1 Pitch Curve Setting

The PI-CRV IDL1 function will not operate until the OFST1 function is activated. This also activates the IDL1 Throttle & REVOLU curve menus. You can activate idle-up 1 and idle-up 2 independently.

The curve setting procedure is the same as normal curve described above.

To PI-CRV NORM or PI-CRV IDL1 function



To PI-CRV IDL2 or PI-CRV HOLD function

Throttle Hold Pitch Curve Setting

The PI-CRV HOLD function will take data, but will not operate until the throttle hold (TH-HLD) function is activated.

The curve setting procedure is the same as normal curve described above.

To PI-CRV IDL2 function



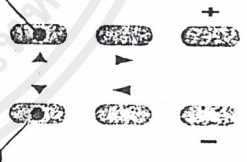
To PI-CRV INVR function

To PI-CRV HOLD function

Invert Pitch Curve Setting

The PI-CRV INVR function will take data, but will not operate until the INVERT function is activated.

The curve setting procedure is the same as normal curve described above.



To REVOLU function

CAUTION

Before actually starting the engine, be sure that idle-up switches 1 and 2 are off, and the throttle is set near engine idle.

SETTING METHOD

The Pitch Curve Normal function is on at startup.

Top arrow indicates the current throttle stick position (2 arrows means it's between points) Curve points 1-5

The bottom arrow shows the point on the five-point curve currently being set.

The blinking item on the setting screen is the current setting item.

Input 5-point curve values
Move the lower arrow to the position you want to set with the CURSOR keys (the curve point is indicated by the arrow below the numbers 1-5, and the current throttle position is above the numbers). Enter the desired curve value with the (+)/(-) keys.

- If you're unhappy with what you've set, you may return to the default value by pressing the (+) and (-) keys simultaneously.

These keys are used to move between curve points in the TH-CRV function.

To TH-CRV function

To PI-CRV IDL1 function

Data input keys

Idle-up 1 Pitch Curve Setting

The PI-CRV IDL1 function will not operate until the OFST1 function is activated. This also activates the IDL1 Throttle & REVOLU curve menus. You can activate idle-up 1 and idle-up 2 independently.

The curve setting procedure is the same as normal curve described above.

To PI-CRV NORM or PI-CRV IDL1 function

To PI-CRV IDL2 or PI-CRV HOLD function

Throttle Hold Pitch Curve Setting

The PI-CRV HOLD function will take data, but will not operate until the throttle hold (TH-HLD) function is activated.

The curve setting procedure is the same as normal curve described above.

To PI-CRV IDL2 function

To PI-CRV INVR function

To PI-CRV HOLD function

Invert Pitch Curve Setting

The PI-CRV INVR function will take data, but will not operate until the INVERT function is activated.

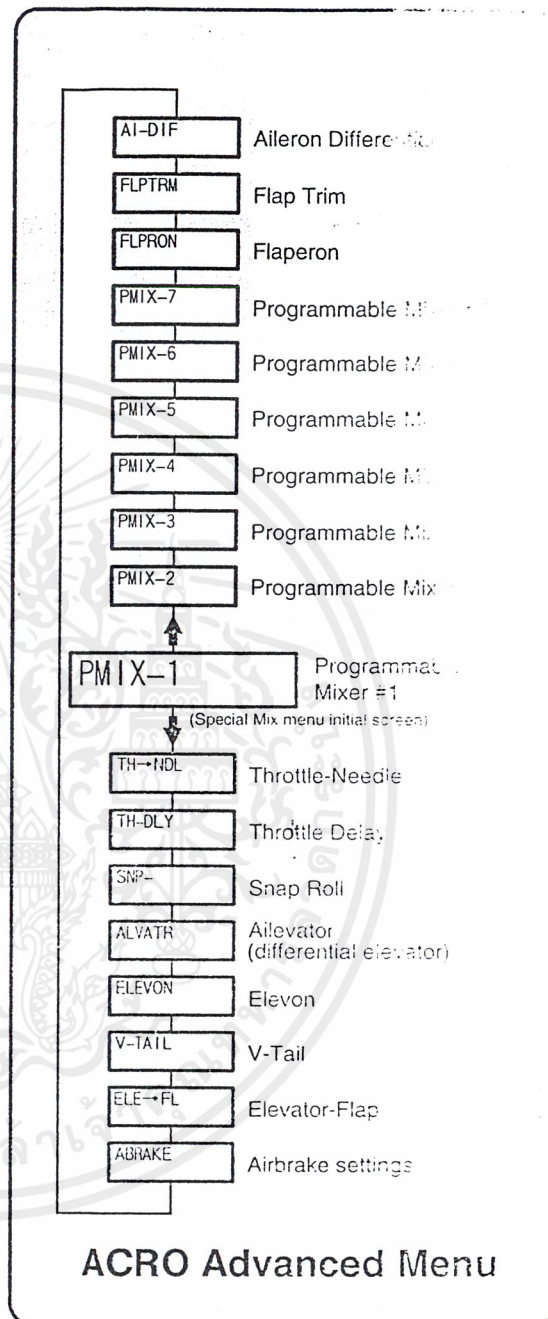
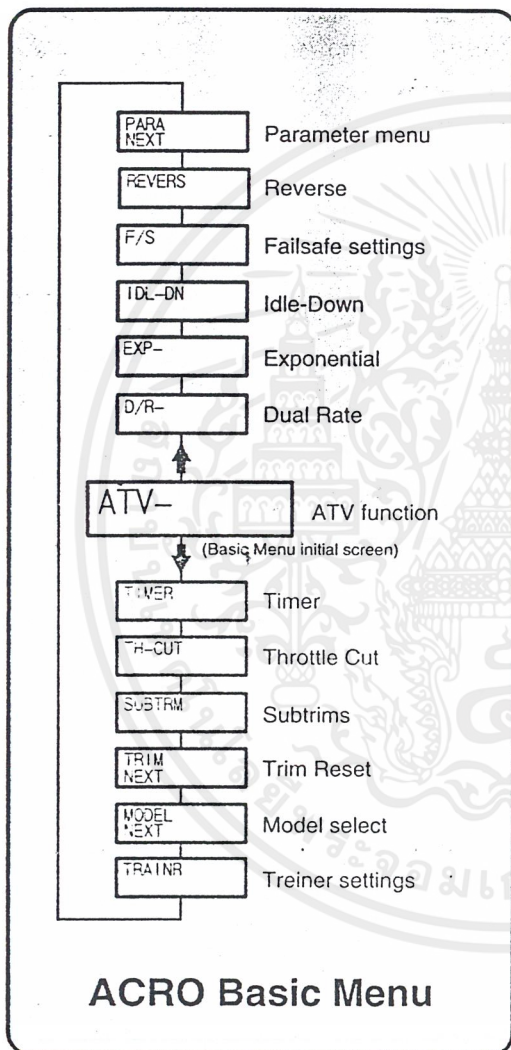
The curve setting procedure is the same as normal curve described above.

To REVOLU function

CAUTION

Before actually starting the engine, be sure that idle-up switches 1 and 2 are off, and the throttle is set near engine idle.

MAP OF ACRO AIRCRAFT FUNCTIONS

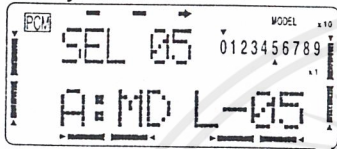


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

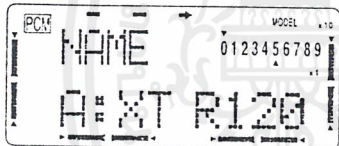
AIRCRAFT SETUP INSTRUCTIONS (GENERAL 120 CLASS STUNT PLANE)

The aircraft setup procedure presented below uses a F3A-class model as an example. You may use a similar procedure to set up your own model, but your settings numbers and percentages will probably be different.

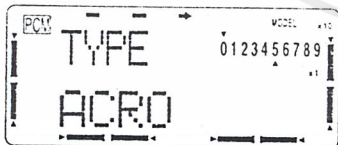
1. Enter the Model Select menu (MODEL) by pressing the two BASIC keys, then pressing one of the MODE keys until "MODEL" appears. Press the right (>) CURSOR key to get to the model select function (SEL) and choose a vacant model memory with the plus (+) and minus (-) keys. Select it by pressing both the DATA INPUT keys at once. The following instructions refer to memory #5.



2. Press the right (>) CURSOR key twice to get to the model name function (NAME, p. 44). Use the CURSOR and DATA INPUT keys to spell out the name that you wish to appear on the screen, one letter at a time.



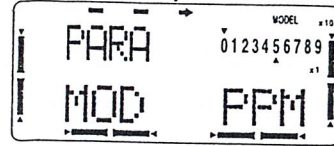
3. Enter the Parameter (PARA, p. 34) menu by pressing the down MODE key twice. Use the left (<) CURSOR key to select the model type (TYP) function and verify that ACRO (aircraft) is selected. (If it isn't, select ACRO by pressing the plus or minus DATA INPUT keys until it appears, then pressing both DATA INPUT keys to select it.)



WARNING: selecting a different model type will erase the settings in the model memory. BE SURE you're in the correct model memory before selecting a new model type.

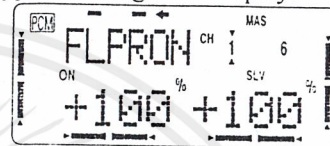
If necessary, go to the modulation (MOD, p. 30) menu to select the proper mode of transmission (F is for FM/PPM transmission, and C is for PCM). This should be set to match your

receiver. If you make a change, it won't take effect until you cycle the power off and on again.



4. Next, turn on the Flaperon function (FLPRON, p. 72) in the Advance Menu.

To do this, press both ADVANCE buttons simultaneously, then press the MODE button until "FLPRON" appears in the display. Activate by pressing the plus (+) DATA INPUT key ("ON" should appear flashing in the display).

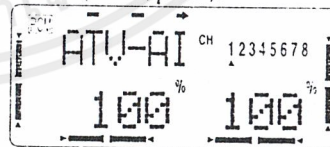


Connect the right aileron servo to receiver CH1 and the left aileron servo to receiver CH6.

Note that you can get differential by adjusting the up and down motion of the two servos in the FLPRON menu. If you don't need the flap effect, you can use the AI-DIFF menu (and plug the servo into the receiver CH7 output).

5. Check that each servo moves the proper direction. The aileron servos should move in opposite directions for aileron stick motion, and the same direction for flap control. If not, use the Reversing function (REVERS, p. 33) in the Basic Menu to set the proper throw directions for each servo. Also check elevator, rudder, throttle, gear, and any other servos.

6. Set the basic travels with the ATV function in the Basic Menu (ATV, p. 29).



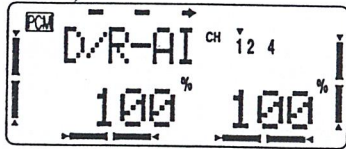
Aileron settings: the left and right aileron travel should be limited to roughly 9/16" (14-15 mm). If necessary, adjust CH1 and CH6 with the ATV function. Choose a location on the servo arm so that the throw is adjusted in the 90-100% range.

Elevator setting: adjust the elevator travel to roughly 9/16" (15 mm) with the ATV function.

Rudder setting: adjust the rudder travel to roughly 45 degrees in the left and right directions with the ATV function.

7. Dual Rate setting (D/R, p. 29)

Adjust the servo motions with the D/R function (in the Basic menu).



Aileron Dual Rates: adjust the aileron travel to roughly 7/16" (11 mm). You may also wish to adjust EXP so that its rate is -20 to -30% to soften things around neutral.

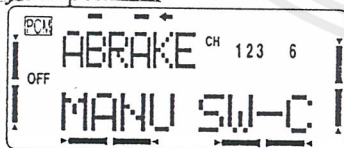
Elevator D/R: adjust the up side to 15/32" (12 mm) and the down side to 17/32" (13 mm). EXP should be -15 to -20%.

Rudder: adjust the left and right travel to 40 to 45 degrees. EXP should be about -20%.

8. Airbrake (ABRAKE, Advance menu, p. 74): an airbrake effect is obtained by raising both ailerons and adding elevator to trim. This high-drag configuration assists landings in small airfields. It is possible to lose some aileron effectiveness so test the airbrake effect at altitude before trying it on a landing approach. You should spend some time fine adjusting the elevator travel so that there is no trim change with the application of airbrakes.

The rates may vary considerably for different models, but for initial settings choose the flap rate to be (+)50-55% for both CH1 and CH6. The ELE rate should be set to -7% - -10%.

We recommend that you select the Manual mode. The default airbrake switch is SW(C), lower position ON. Move SW(C) to the lower position and verify its operation.



9. Snap Roll (SNP, p. 77, Advance Menu)

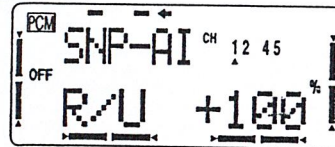
Activate the Snap Roll function by pressing the plus (+) DATA INPUT key.

Set the deflection rate for each switch position. Be sure that the direction of motion of each control is correct.

Aileron: 80 - 100%

Elevator: 90 - 110%

Rudder: 60 - 70%

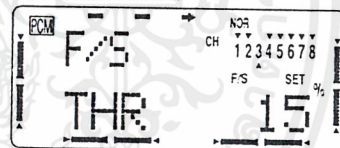


We recommend that you activate the safety switch. This stops your model from snap rolling if the landing gear are not retracted, so you don't accidentally snap while taking off or landing.

If your aircraft snaps poorly, increase the deflection of the elevator and rudder. Note that some models don't snap even when the control deflections are increased. This may be caused by too far forward center of gravity, or by the characteristics of the airplane.

10. Failsafe settings: we recommend that you set the Fail Safe function (F/S, p. 32) to move the throttle to idle if interference is experienced.

Note that the failsafe function only operates in the PCM transmission mode.



11. Now take advantage of your system's other great programming capabilities. You may set such functions as Throttle→Needle (p.78) and Throttle delay (p.78) to improve engine response, and couple elevator to flaps for tighter corners in the elevator-to-flap mixer (ELE→FL, p. 75). You may want to use programmable mixers to get rid of unwanted tendencies (for example, pitching up during knife-edge flight. Finally, if you have dual elevator servos, you can turn on the Ailelevator function (ALVATR, p. 76) to increase roll authority in low-speed maneuvers. The sky's the limit — enjoy!

Pattern Aircraft Flight Trimming Chart

The following chart may be used to systematically set up and trim a model for straight flight and aerobatic maneuvers. Please note that for best results, trimming should be done in near-calm conditions. Before you decide to make a change, be sure to try the test several times before making adjustments. If any changes are made, go back through the previous steps and verify that they are not also affected. If they are, make further adjustments as necessary.

To test for	Test Procedure	Observations	Adjustments
1. Control neutrals	Fly the model straight and level	Use the transmitter trims for hands-off straight & level flight.	Change electronic subtrims or adjust clevises to center transmitter trims.
2. Control throws	Fly the model and apply full deflection of each control in turn	Check the response of each control <ul style="list-style-type: none"> • Aileron high-rate: 3 rolls in 4 seconds; low-rate: 3 rolls/6 sec • Elevator high-rate: to give a smooth square corner; low-rate gives approx. 130 ft diameter loop • Rudder: high-rate 30-35° for stall turns; low rate maintains knife-edge 	Change ATV (for high rates), and Dual Rate settings (for low rates) to achieve desired responses.
3. Decalage	Power off vertical dive (crosswind if any). Release controls when model vertical (elevator trim must be neutral)	A. Model continues straight down B. Model starts to pull out (nose up)? C. Model starts to tuck in (nose down)?	A. No adjustment B. Reduce incidence C. Increase incidence
4. Center of Gravity	Method 1: Roll into near vertically-banked turn. Method 2: Roll model inverted	A1. Nose drops B1. Tail drops A2. Lots of forward stick (down elevator) required to maintain level flight B2. No forward stick (down elevator) required to maintain level flight, or model climbs	A. Add weight to tail B. Add weight to nose
5. Tip weight (course adjustment)	Fly model straight & level upright. Check aileron trim maintains level wings. Roll model inverted, wings level. Release aileron stick.	A. Model does not drop a wing. B. Left wing drops. C. Right wing drops.	A. No adjustment B. Add weight to right tip C. Add weight to left tip
6. Side Thrust & Warped Wing	Fly model away from you into any wind. Pull it into a vertical climb, watch for deviations as it slows down.	A. Model continues straight up B. Model veers left C. Model veers right D. Model rolls right	A. No adjustment B. Add right thrust C. Reduce right thrust D. Put trim tab under left wing tip *
7. Up Down Thrust	Fly the model on normal path into any wind, parallel to strip, at a distance of around 100 meters from you (elevator trim should be neutral as per Test 3). Pull it into a vertical climb & neutralize elevator	A. Model continues straight up B. Model pitches up (goes toward top of model) C. Model pitches down (goes toward bottom of model)	A. No adjustment B. Add down thrust C. Reduce down thrust
8. Tip weight (fine adjustment)	Method 1: fly the model as per Test 6 and pull into a reasonably small diameter loop (one loop only) Method 2: fly the model as per Test 6 and then push into an outside loop (one only, fairly tight)	A. Model comes out with wings level B. Model comes out right wing low C. Model comes out left wing low	A. No adjustment necessary B. Add weight to left tip C. Add weight to right tip

Pattern Aircraft Flight Trimming Chart (continued)

To test for	Test Procedure	Observations	Adjustments
9. Aileron differential	<p>Method 1: fly model toward you & pull into a vertical climb before it reaches you. Neutralize controls, then half-roll the model.</p> <p>Method 2: fly model on normal pass and do three or more rolls</p> <p>Method 3: fly the model straight and level and gently rock the aileron stick back and forth</p>	<p>A. No heading changes</p> <p>B. Heading change opposite to roll command (i.e. heading veers left after right roll)</p> <p>C. Heading change in direction of roll command</p> <p>A. Roll axis on model centerline</p> <p>B. Roll axis off to same side of model as roll command (i.e. right roll, roll axis off right wing tip)</p> <p>C. Roll axis off to opposite side of model as roll command</p> <p>A. Model flies straight ahead without yawing</p> <p>B. Model yaws away from roll command (i.e. right roll, yaw left)</p> <p>C. Model yaws towards roll command (i.e. right roll, yaw right)</p>	<p>A. Differential settings OK</p> <p>B. Increase differential</p> <p>C. Decrease differential</p> <p>A. Differential settings OK</p> <p>B. Increase differential</p> <p>C. Decrease differential</p> <p>A. Differential settings OK</p> <p>B. Increase differential</p> <p>C. Decrease differential</p>
10. Dihedral	<p>Method 1: Fly the model on normal pass and roll into knife-edge flight; maintain flight with top rudder (do this test in both left & right knife-edge flight)</p> <p>Method 2: Apply rudder in level flight</p>	<p>A. Model has no tendency to roll</p> <p>B. Model rolls in direction of applied rudder</p> <p>C. Model rolls in opposite direction in both tests</p>	<p>A. Dihedral OK</p> <p>B1. Reduce dihedral</p> <p>B2. Use mixer to produce aileron opposing rudder travel (start with 10%)</p> <p>C1. Increase dihedral</p> <p>C2. Mix ailerons with rudder direction 10%</p>
11. Elevator alignment (for models with independent elevator halves)	Fly the model as in Test 6 and pull up into an inside loop. Roll it inverted and repeat the above by pushing it up into an outside loop.	<p>A. No rolling tendency when elevator applied</p> <p>B. Model rolls in same direction in both tests — halves misaligned.</p> <p>C. Model rolls opposite directions in both tests. One elevator half has more throw than the other (model rolls to side with most throw).</p>	<p>A. Elevators in correct alignment</p> <p>B. Either raise one half, or lower the other</p> <p>C. Reduce throw on one side, or increase throw on the other.</p>
12. Pitching in knife-edge flight	Fly the model as in Test 10	<p>A. There is no pitch up or down</p> <p>B. The nose pitches up (the model climbs laterally)</p> <p>C. Nose pitches down (model dives laterally)</p>	<p>A. No adjustment needed</p> <p>B. Alternate cures: 1) move CG aft; 2) increase incidence; 3) droop ailerons; 4) mix down elevator with rudder</p> <p>C. Reverse 'B' above</p>

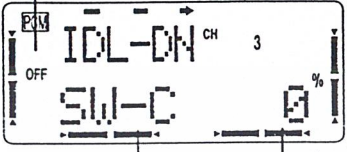
*Trim tab is 3/16" x 3/4" x 4" trailing edge stock, placed just in front of aileron on bottom, pointed end forward.

IDL-DN — Idle Down Function

The Idle Down function lowers the engine idling speed when either the airbrake switch (SW C) or landing gear switch (SW G) is activated. This function may be used whenever you wish to raise the engine idling speed to prevent the engine from stalling, and to lower the engine idling speed for landing.

Setting the IDL-DN function

1. Activate the IDL-DN by pressing the (+) key ("ON" or "OFF" will be displayed). You may turn off the function by pressing the (-) key (INH will be displayed).



Currently set switch: SW-C
Range: 0 - 40%.
Initial value = 0%

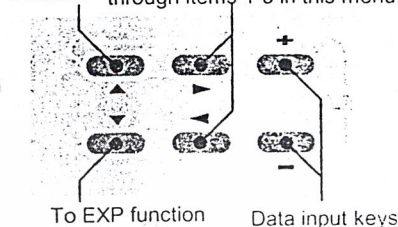
**The backing item is what is being set.*

2. Idle down throttle
Adjust the idle down position with the (+)/(-) keys.
• If you're unhappy with your setting, you may return to the default value by pressing the (+) and (-) keys simultaneously.

Normally, a value of about 10-20% is suitable. Secure the fuselage, and while running the engine, set the throttle stick to idle. Adjust the idle down rate while flipping the switch ON and OFF.

To F/S function

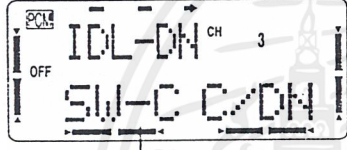
These keys are used to move through items 1-3 in this menu.



To EXP function Data input keys

3. Select the desired Idle-down switch with the (+) and (-) keys.

- The "SW-C C/DN" display indicates that both the switch C CENTER and DOWN positions activate the IDL-DN function to lower the idling speed.
- The "SW-G DOWN" display indicates that the G switch in the DOWN position activates the IDL-DN function.
- The "SW-G UP" display indicates that the G switch in its UP position activates the IDL-DN function.



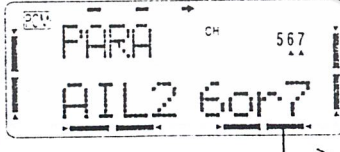
Switch name and direction display (SW-C C/DN, SW-G DOWN, SW-G UP)

AIL2-Second Aileron (PARA Function)

AIL2 outputs the second aileron to channel 5. (In the "ACRO" and "GLIDEP" modes.) A mode that outputs second aileron to channel 6 or 7 ("6or7"), the same as normal, or a mode that outputs second aileron to channels 5 and 6 ("5&6") can be selected. When using the flaperon or aileron differential function with a 5-channel receiver, select the "5&6" mode.

SETTING METHOD

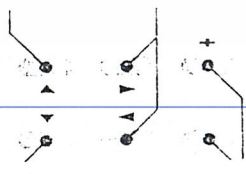
AIL2 output channel Setting:
Select the output channel with the (+)/(-) keys



Current setting display ("6or7" or "5&6")
The default setting is "6or7"

These keys are used to move through sub-items in the PARA function

To TRAINR function



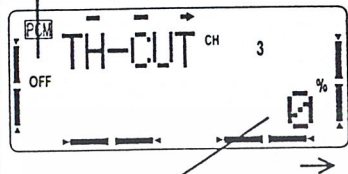
To REVERS function Data input keys

TH-CUT — Throttle Cut Function

The Throttle Cut function provides you an easy way to stop the engine by simply flipping a switch with the throttle stick at idle, which commands the throttle servo to move a prescribed amount. The amount of movement is largest at idle and disappears at high throttle. Both the switch's location and activation direction may be chosen by the owner.

Setting up Throttle Cut Operations

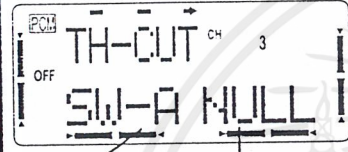
Turn the TH-CUT function ON or OFF by pressing the (+) key ("ON" or "OFF" displayed depending on switch position). Turn off (INH) the function with the (-) key.



Throttle Offset Movement Value
(Range: 0 - 40%)
(Initial value: 0%)

THROTTLE CUT MOVEMENT SETTING
Adjust the amount of throttle motion with the (+)/(-) keys.

- If you're unhappy with what you've set, you may return to the default value by pressing the (+) and (-) keys simultaneously.



Chosen TH-CUT switch Switch direction display (NULL, UP, DOWN)

THROTTLE OFFSET ACTIVATION SWITCH SELECTION
Select the desired switch location with the (+)/(-) keys. You may choose any of switches A-H. When you change switches, the chosen on/off directions are reset to NULL. If this is the case, be sure to reset the direction.

SWITCH DIRECTION
Select the on and off switch directions with the (+)/(-) keys.
 "UP": Switch's upper position turns on throttle-cut
 "DOWN": Switch's lower position turns off the function.
 "NULL": TH-CUT is deactivated without regard to a switch direction.

To TIMER function **To SUBTRM function** **Data input keys**

