

การวิเคราะห์และออกแบบต้นแบบอากาศยานไร้คนบินขึ้นลงทางดิ่ง 2 ใบพัด  
แบบใบพัดปรับเอียงขนาดบรรทุก 2 กิโลกรัม



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต  
สาขาวิชาวิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์  
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี  
ปีการศึกษา 2558

**ANALYSIS AND AIRCRAFT DESIGN FOR PROTOTYPE  
OF BICOPTER TILTROTOR VERTICAL TAKE-OFF  
AND LANDING UNMANNED AERIAL VEHICLE  
WITH 2 KILOGRAM OF PAYLOAD**

**Flg. Off. Pratyā Kaewphanna**



**A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the  
Degree of Master of Engineering in Mechatronics Engineering**

**Suranaree University of Technology**

**Academic Year 2015**

การวิเคราะห์และออกแบบต้นแบบอากาศยานไร้คนบินขึ้นลงทางดิ่ง 2 ใบพัด  
แบบใบพัดปรับเอนขนาดบรรทุก 2 กิโลกรัม

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้นักศึกษานี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา  
ตามหลักสูตรปริญญาวิทยาศาสตรบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์

\_\_\_\_\_

(ผศ. ดร. กิรติ สุกฤษณ์)

ประธานกรรมการ

\_\_\_\_\_

(รศ. ดร. จิระพล ศรีเสริฐผล)

กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)

\_\_\_\_\_

(อ. ดร. โสรวุฒา แจ่มการ)

กรรมการ

\_\_\_\_\_

(ศ. ดร. ชูกิจ ลิ้มปิจำนงค์)

รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการและนวัตกรรม

\_\_\_\_\_

(รศ. ร.อ. ดร. กนต์ธร ชำนิประศาสน์)

คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์

ปรัชญา แก้วพรรณ : การวิเคราะห์และออกแบบต้นแบบอากาศยานไร้คนขับ  
ขึ้นลงทางดิ่ง 2 ใบพัดแบบใบพัดปรับเอนขนาดบรรทุก 2 กิโลกรัม

(ANALYSIS AND AIRCRAFT DESIGN FOR PROTOTYPE OF BICOPTER  
TILTROTOR VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING UNMANNED AERIAL  
VEHICLE WITH 2 KILOGRAM OF PAYLOAD) อาจารย์ที่ปรึกษา :  
รองศาสตราจารย์ ดร.จิระพล ศรีเสริฐผล, 94 หน้า.

อากาศยานไร้คนขับนั้นมีหลายแบบ โดยแต่ละแบบก็มีข้อดีและข้อด้อยแตกต่างกันตามรูปร่างของอากาศยานและภารกิจที่ถูกออกแบบ เช่น เมื่อใช้แรงขับเท่ากัน อากาศยานปีกตรงนั้นสามารถบินได้ไกลและเร็วกว่าอากาศยานปีกหมุน แต่อากาศยานปีกหมุนสามารถขึ้นลงทางดิ่งและลอยนิ่งในอากาศได้ ปัจจุบันการประยุกต์ใช้อากาศยานไร้คนขับในภารกิจการสำรวจ ถ่ายภาพพื้นที่ป่าและทางทะเล ภารกิจทางทหาร การนำสิ่งของจำเป็นเข้าไปในพื้นที่อันตราย เราจะสามารถลดความเสี่ยงในการสูญเสียทรัพยากรบุคคลได้ ซึ่งประเทศไทยจำเป็นต้องนำเข้าเทคโนโลยีจากต่างประเทศ งานวิจัยนี้ได้นำเสนอการวิเคราะห์กลศาสตร์ทางการบินและออกแบบต้นแบบอากาศยานไร้คนขับขึ้นลงทางดิ่ง 2 ใบพัดแบบใบพัดปรับเอนขนาดบรรทุก 2 กิโลกรัม โดยใช้ข้อดีของอากาศยานแต่ละแบบมาไว้ในอากาศยานลำเดียวได้ อากาศยานนั้นก็จะมีคุณสมบัติที่ครอบคลุมการบินในทุกรูปแบบซึ่งสามารถบินได้ไกลและเร็วกว่าอากาศยานปีกหมุน และสามารถขึ้นลงทางดิ่งและลอยนิ่งในอากาศได้

สาขาวิชา วิศวกรรมเครื่องกล  
ปีการศึกษา 2558

ลายมือชื่อนักศึกษา \_\_\_\_\_  
ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา \_\_\_\_\_

PRATYA KAEWPHANNA : ANALYSIS AND AIRCRAFT DESIGN FOR  
PROTOTYPE OF BICOPTER TILTROTOR VERTICAL TAKE-OFF AND  
LANDING UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH 2 KILOGRAM OF  
PAYLOAD. THESIS ADVISOR : ASSOC. PROF. JIRAPHON SRISERTPOL,  
Ph.D., 94 PP.

FLIGHT DYNAMIC/AIRCRAFT DESIGN/UAV AIRCRAFT/VTOL/TILTROTOR

The Unmanned Arrival Vehicle (UAV) Aircraft is many kind. Each model has good and bad property by Aircraft configuration is difference and Mission design. For example : In same thrust. Fixed wing aircraft is long flight and more speed than Rotor wing aircraft but rotor wing aircraft is Vertical Take-off and Landing (VTOL) Aircraft and Hovering in flight. Nowadays Applications of UAV in Any mission : Survey and Camera capture in jungle and over sea, Military mission or Carry necessity object into dangerous zone. We can reduce the risk of person resources loss. Thailand needs to import foreign technology. This Research present an Analysis of Flight Dynamic and Aircraft Design for Prototype of Bicopter Tiltrotor VTOL UAV with 2 kilogram of Payload using good property in many kind of Aircraft stay in one Aircraft. This Aircraft will have all property for many kind of Aircraft. Aircraft can fly for long length and more speed than Rotor wing aircraft and Vertical Take-off and Landing and Hovering in flight.

School of Mechanical Engineering

Academic Year 2015

Student's Signature \_\_\_\_\_

Advisor's Signature \_\_\_\_\_

## กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์นี้สำเร็จลุล่วงด้วยดีเนื่องจากได้รับความช่วยเหลืออย่างยิ่ง ทั้งด้านวิชาการ และด้านการดำเนินงานวิจัยจากบุคคล และกลุ่มบุคคลต่าง ๆ ได้แก่

รองศาสตราจารย์ ดร.จิระพล ศรีเสริฐผล รองอธิการบดีฝ่ายกิจการนักศึกษา มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ที่ให้โอกาสทางการศึกษา ให้คำแนะนำปรึกษา ช่วยแก้ปัญหาและให้กำลังใจแก่ผู้วิจัยมาโดยตลอด รวมทั้งช่วยตรวจทานและแก้ไขวิทยานิพนธ์เล่มนี้จนเสร็จสมบูรณ์

นาวาอากาศโท ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.ประสาทร วงษ์คำซ่าง รองหัวหน้าภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทรกษัตริย์ราช ที่ให้คำแนะนำปรึกษาในการทดสอบการบิน

ขอขอบคุณ เรืออากาศเอก วีรวัฒน์ ฝาระมี กองโรงงาน กรมขนส่งทหารอากาศ ที่ให้คำแนะนำปรึกษา ช่วยแก้ปัญหาในการทดสอบการบิน และให้กำลังใจแก่ผู้วิจัยมาโดยตลอด

ขอขอบคุณ กองโรงงาน กรมขนส่งทหารอากาศ กองทัพอากาศ ที่ได้เอื้อเฟื้อสถานที่ และเครื่องมือช่าง ในการสร้างอากาศยาน

และขอขอบคุณ ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทรกษัตริย์ราช ที่ได้เอื้อเฟื้อสถานที่ในการทดสอบการบิน

สำหรับคุณงามความดีอันใดที่เกิดจากวิทยานิพนธ์เล่มนี้ผู้วิจัยขอมอบให้กับบิดา มารดา ซึ่งเป็นที่รัก และเคารพยิ่งตลอดจนครูอาจารย์ที่เคารพทุกท่าน ที่ได้ประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้ และถ่ายทอดประสบการณ์ที่ดีให้แก่ผู้วิจัยตลอดมาจนทำให้ประสบความสำเร็จในชีวิต

เรืออากาศโท ประชญา แก้วพรรณา

# สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ (ภาษาไทย).....	ก
บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ).....	ข
กิตติกรรมประกาศ.....	ค
สารบัญ.....	ง
สารบัญตาราง.....	ช
สารบัญรูป.....	ซ
<b>บทที่</b>	
<b>1 บทนำ</b> .....	<b>1</b>
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญ.....	1
1.2 วัตถุประสงค์.....	1
1.3 ขอบเขตของเบื้องต้น.....	2
1.4 ขอบเขตการศึกษา.....	2
1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ.....	2
<b>2 ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง</b> .....	<b>3</b>
2.1 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง.....	3
2.1.1 การออกแบบโครงสร้างอากาศยาน.....	3
2.1.1.1 อากาศพลศาสตร์เบื้องต้น.....	3
2.1.1.2 แรงอากาศพลศาสตร์.....	12
2.1.1.3 แพนอากาศ.....	15
2.1.1.4 เสถียรภาพการบังคับควบคุมอากาศยาน.....	25
2.1.1.5 พลศาสตร์การบินของอากาศยานปีกตึง.....	26
2.1.1.6 พลศาสตร์การบินของอากาศยานปีกหมุน.....	27
2.1.1.7 การเคลื่อนที่ของอากาศยานขึ้น-ลงทางดิ่ง.....	28
2.1.1.8 การคำนวณหาจุดศูนย์ถ่วง.....	29

## สารบัญ (ต่อ)

### หน้า

2.1.1.9 การวิเคราะห์ความแข็งแรงของโครงสร้าง	30
2.1.2 การออกแบบระบบควบคุมการบิน	33
2.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง	34
<b>3 วิธีดำเนินการศึกษา</b>	<b>38</b>
3.1 ศึกษาคุณสมบัติของแผนอากาศแบบต่าง	38
3.1.1 NACA 4415	38
3.1.2 GOE 675	40
3.1.3 Clark YM15	41
3.1.4 Clark K	44
3.1.5 Clark V	45
3.1.6 Clark W	47
3.1.7 Clark X	48
3.1.8 Clark Y	50
3.1.9 Clark Y 11.7% Smoothed	51
3.1.10 Clark YM18	53
3.1.11 Clark Z	54
3.2 การเลือกใช้ชุดสร้างแรงขับ	57
3.3 การออกแบบปีก และ โครงสร้าง	58
3.4 การสร้างอากาศยานลำจริง	61
3.4.1 โครงสร้างหลักของอากาศยาน	61
3.4.2 ส่วนระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ	62
3.4.3 ส่วนโครงสร้างบังคับท่าทางการบิน	62
3.5 การคำนวณหาจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยาน	64
3.6 การวิเคราะห์ความแข็งแรงของโครงสร้าง	65
3.7 การออกแบบระบบควบคุมการบินแบบขึ้นลงทางดิ่ง	66
3.8 การออกแบบระบบควบคุมการบินแบบอากาศยานปีกตรึง	67



## สารบัญ (ต่อ)

### หน้า

<b>4 ผลการดำเนินการ</b> .....	72
4.1 ผลการทดสอบชุดควบคุมการบินขณะขึ้นลงทางดิ่ง.....	72
4.1.1 การทดสอบด้วยโครงสร้างหลัก.....	72
4.1.1.1 มุม Roll.....	72
4.1.1.2 มุม Pitch.....	73
4.1.1.3 มุม Yaw.....	74
4.1.2 การทดสอบด้วยโครงสร้างที่ประกอบสำเร็จแล้ว.....	75
4.1.2.1 มุม Roll.....	75
4.1.2.2 มุม Pitch.....	76
4.1.2.3 มุม Yaw.....	76
4.2 ผลการทดสอบการบิน.....	77
<b>5 บทสรุปและข้อเสนอแนะ</b> .....	78
รายการอ้างอิง.....	79
ภาคผนวก ก. บทความวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา.....	80
ประวัติผู้เขียน.....	94

## สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1	Temperature and density of air..... 14
2.2	อัตราขยายด้วยวิธี Ziegler-Nichols..... 34
3.1	คุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแบบ NACA 4415..... 38
3.2	คุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแบบ GOE 675..... 40
3.3	คุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแบบ Clark YM15..... 41
3.4	การเปรียบเทียบคุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแต่ละตระกูล ที่มีค่าความหนาสูงสุด ระหว่าง 14-16 % ของความยาวชยา..... 43
3.5	คุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแบบ Clark K..... 44
3.6	คุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแบบ Clark V..... 45
3.7	คุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแบบ Clark W..... 47
3.8	คุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแบบ Clark X..... 48
3.9	คุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแบบ Clark Y..... 50
3.10	คุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแบบ Clark Y 11.7% Smoothed..... 51
3.11	คุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแบบ Clark YM18..... 53
3.12	คุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแบบ Clark Z..... 54
3.13	เปรียบเทียบคุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแต่ละตระกูล Clark..... 56
3.14	เปรียบเทียบคุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแต่ละตระกูล Clark..... 56
3.15	กำลังขับที่ใช้เทียบกับพื้นที่ปีก และความเร็รร่วงหล่น..... 60
3.16	ค่า AR กับความกว้างของปีกและชยา..... 60
3.17	อัตราส่วนความหนาต่อความยาวของชยาของแพนอากาศแบบ Clark Y 11.7% Smoothed เมื่อทำมุมปะทะ 2°..... 62
3.18	ขนาดของแพนอากาศที่จะต้องสร้าง..... 62
3.19	การคำนวณหาตำแหน่งของจุดศูนย์กลาง..... 65
3.20	กำลังขับที่ต้องใช้เมื่อเปลี่ยนมุมมอดเตอร์..... 70

## สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1 เส้นกระแสอากาศ.....	3
2.2 ท่อกระแสอากาศ.....	4
2.3 การไหลของของมวลผ่านหน้าตัด.....	4
2.4 ท่อปีโตส์สแตติก.....	6
2.5 ขอบเขตชั้นซิดผิว.....	7
2.6 แรงเนื่องจากความดันและความเสียดทาน.....	8
2.7 ชั้นซิดผิวแบบเทอร์บูเลนต์และแบบลามินาร์.....	9
2.8 เลขเรย์โนลด์กับชั้นซิดผิว.....	10
2.9 การไหลผ่านทรงกระบอก ไร้แรงเสียดทาน.....	11
2.10 การไหลผ่านทรงกระบอก มีแรงเสียดทาน.....	11
2.11 เลขเรย์โนลด์ที่มีผลต่อการไหลแบบต่าง ๆ.....	12
2.12 แรงต้านจากความเสียดทาน และแรงต้านจากความดัน ของรูปทรงต่าง ๆ.....	13
2.13 แรงยกจากรูปทรงกลม.....	14
2.14 กระแสอากาศที่ไหลผ่านปีก.....	15
2.15 ความเร็วของกระแสอากาศเมื่อไหลผ่านปีก.....	16
2.16 ความดันที่เกิดบนปีกเมื่อกระแสอากาศไหลผ่าน.....	16
2.17 ส่วนประกอบของแผนอากาศ.....	16
2.18 แรงต่าง ๆ ที่กระทำบนปีก.....	18
2.19 การไหลแยกตัวเมื่อแผนอากาศทำมุมต่าง ๆ.....	18
2.20 ลักษณะความสัมพันธ์ระหว่าง สัมประสิทธิ์แรงยก และมุมปะทะวิกฤต.....	19
2.21 แผนอากาศแบบต่าง ๆ.....	20
2.22 ส่วนประกอบของปีก.....	21
2.23 ปีกรูปแบบต่าง ๆ.....	21

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า	
2.24	ปีกรูปแบบต่าง ๆ.....	22
2.25	ลักษณะความสัมพันธ์ระหว่างค่าประสิทธิภาพกางปีกกับ Taper ratio.....	23
2.26	รูปแปลนปีกแบบต่าง ๆ กับโอกาสการเกิดกระสวนการร่วงหล่น.....	24
2.27	การเกิดกระแสนอากาศหมุนวนที่ปลายปีก.....	25
2.28	การตั้งแกนของอากาศยาน.....	26
2.29	สมดุลของแรงในอากาศยานปีกตรึง.....	26
2.30	สมดุลของแรงในอากาศยานปีกหมุน.....	27
2.31	การบังคับควบคุมการหมุนรอบแกนตามยาวของอากาศยานขึ้นลงทางตั้ง และอากาศยานปีกตรึง.....	28
2.32	การบังคับควบคุมการหมุนรอบแกนตามขวางของอากาศยานขึ้นลงทางตั้ง และอากาศยานปีกตรึง.....	28
2.33	การบังคับควบคุมการหมุนรอบแกนตั้งฉากของอากาศยานขึ้นลงทางตั้ง และอากาศยานปีกตรึง.....	29
2.34	ระนาบอ้างอิงของวัตถุ.....	29
2.35	การวิเคราะห์น้ำหนักหรือแรงที่กระทำบนคาน.....	31
2.36	การเกิด Bending Stress.....	31
2.37	การเกิด Shear Stress.....	32
2.38	การทำ Moment of Inertia ของ Square L Beam.....	32
2.39	การวัดคาบเวลาจากการแกว่งของกราฟ.....	33
3.1	NACA 4415 Airfoil.....	38
3.2	แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ NACA 4415.....	39
3.3	แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ NACA 4415.....	39
3.4	GOE 675 Airfoil.....	40
3.5	แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ GOE 675.....	40

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.6 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ GOE 675.....	41
3.7 Clark YM15 Airfoil.....	41
3.8 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ Clark YM15.....	42
3.9 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ Clark YM15.....	42
3.10 Clark K.....	44
3.11 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ Clark K.....	44
3.12 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ Clark K.....	45
3.13 Clark V.....	45
3.14 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ Clark V.....	46
3.15 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ Clark V.....	46
3.16 Clark W.....	47
3.17 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ Clark W.....	47
3.18 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ Clark W.....	48
3.19 Clark X.....	48
3.20 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ Clark X.....	49
3.21 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ Clark X.....	49
3.22 Clark Y.....	50
3.23 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ Clark Y.....	50
3.24 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ Clark Y.....	51
3.25 Clark Y 11.7% Smoothed.....	51
3.26 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้าน ของ Clark Y 11.7% Smoothed.....	52
3.27 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะ ของ Clark Y 11.7% Smoothed.....	52

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.28 Clark YM18 Airfoil.....	53
3.29 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ Clark YM18.....	53
3.30 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ Clark YM18.....	54
3.31 Clark Z.....	54
3.32 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ Clark Z.....	55
3.33 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ Clark Z.....	55
3.34 O.S.Motor Specification.....	57
3.35 Tilt-Rotor UAV ที่ออกแบบด้วยโปรแกรมออกแบบชิ้นงานสามมิติ.....	61
3.36 Tilt-Rotor UAV ส่วน โครงสร้างหลักของอากาศยาน และระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ.....	61
3.37 ลักษณะของเพนอากาศที่ต้องสร้าง.....	63
3.38 โครงสร้างหลักของเพนอากาศที่สร้างด้วยไม้บัลซ่า.....	63
3.39 โครงสร้างหลักของเพนอากาศที่เรียงต่อกัน.....	63
3.40 โครงสร้างปีกที่สร้างเสร็จและนำมาประกอบกับอากาศยานเรียบร้อยแล้ว.....	64
3.41 การวิเคราะห์น้ำหนักแต่ละส่วนกับจุดศูนย์กลาง.....	64
3.42 แรงที่กระทำบนคานรองรับของ โครงสร้างปีก.....	65
3.43 แรงที่กระทำบนคานรองรับของ โครงสร้างปีก.....	66
3.44 แผนภาพแสดง Shear Force และ Bending Moment.....	66
3.45 แผนภาพการควบคุม Bi-copter mode.....	67
3.46 แผนภาพการควบคุม Airplane mode.....	67
3.47 แรงยกที่เกิดจากแรงขับ และแรงยกที่เกิดจากปีก เมื่อเปลี่ยนมุมชุดใบพัด.....	68
3.48 แผนภาพแสดงแรงขับของมอเตอร์ แรงยกที่ได้จากใบพัด ปีก และแรงยกรวม.....	71
3.49 แผนภาพแสดงกำลังแรงขับของมอเตอร์ที่ต้องใช้เมื่อเปลี่ยนมุมชุดมอเตอร์.....	71
4.1 การแก้มุม Roll ของ โครงสร้างหลักด้วยชุดควบคุมที่ 1.....	72
4.2 การแก้มุม Roll ของ โครงสร้างหลักด้วยชุดควบคุมที่ 2.....	73
4.3 การแก้มุม Pitch ของ โครงสร้างหลักด้วยชุดควบคุมที่ 1.....	73

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.4 การแก้มุม Pitch ของโครงสร้างหลักด้วยชุดควบคุมที่ 2.....	74
4.5 การแก้มุม Yaw ของโครงสร้างหลักด้วยชุดควบคุมที่ 1.....	74
4.6 การแก้มุม Yaw ของโครงสร้างหลักด้วยชุดควบคุมที่ 2.....	75
4.7 การแก้มุม Roll ของชุดควบคุม.....	75
4.8 การแก้มุม Pitch ของชุดควบคุม.....	76
4.9 การแก้มุม Yaw ของชุดควบคุม.....	76
4.10 ภาพถ่ายขณะอากาศยานทำการบิน.....	77



# บทที่ 1

## บทนำ

### 1.1 ความเป็นมาและความสำคัญ

1.1.1 ในปัจจุบันอากาศยานไร้คนขับหรือ Unmanned Aerial Vehicle (UAV) ได้มีการนำมาใช้ในการปฏิบัติการกิจหลายด้าน โดยเฉพาะทางด้านการทหาร เช่น การถ่ายภาพทางอากาศ ซึ่งอากาศยานนั้น ได้มีการพัฒนาไปมากซึ่งมีอยู่ในอากาศยานหลายแบบ โดยอากาศยานแต่ละแบบนี้ก็มีความเจริญก้าวหน้าอย่างมาก ซึ่งมีทั้งอากาศยานปีกตรึง (Fix wing) และอากาศยานปีกหมุน (Rotor wing) โดยอากาศยานแต่ละแบบก็มีคุณสมบัติแตกต่างกันไป

1.1.2 อากาศยานปีกตรึง สามารถเคลื่อนที่ได้ไกลและรวดเร็ว ทั้งยังมีความคล่องตัวในการบินสูง แต่ก็มีข้อด้อยคือต้องใช้เส้นทางในการขึ้นและลงที่มีขนาดยาวมาก และไม่สามารถลอยอยู่นิ่งในอากาศได้

1.1.3 อากาศยานปีกหมุน สามารถขึ้น-ลงในแนวดิ่งได้ ทั้งยังลอยอยู่นิ่งในอากาศได้ แต่การเคลื่อนที่นั้นก็ยังไม่รวดเร็วเท่าที่ควร รวมถึงการเปรียบเทียบกันกับอากาศยานแบบปีกตรึงในเรื่องการใช้พลังงานในการเคลื่อนที่ โดยเวลาเดินทางไกลนั้นอากาศยานปีกหมุนจะใช้พลังงานมากกว่า

1.1.4 การทำให้อากาศยานไร้คนขับสามารถบินสามารถเคลื่อนที่ได้รวดเร็วและมีความคล่องตัวเหมือนอากาศยานปีกตรึง และสามารถขึ้น-ลงทางดิ่งลอยอยู่นิ่งในอากาศเช่นเดียวกับอากาศยานปีกหมุน ทั้งยังใช้พลังงานน้อยที่สุดในการเดินทางไกลได้ ทั้งยังสามารถบรรทุกสิ่งของหรือกล้องถ่ายภาพได้ จะต้องศึกษา วิเคราะห์และออกแบบอากาศยานให้ได้อากาศยานที่มีสมรรถนะการบินตามที่ต้องการ

### 1.2 วัตถุประสงค์

1.2.1 การวิเคราะห์และออกแบบต้นแบบอากาศยานไร้คนขับขึ้นลงทางดิ่ง 2 ใบพัดแบบใบพัดปรับเอนขนาดบรรทุก 2 กิโลกรัม

1.2.2 สามารถสร้างต้นแบบอากาศยานไร้คนขับขึ้นลงทางดิ่ง 2 ใบพัดแบบใบพัดปรับเอนขนาดบรรทุก 2 กิโลกรัมได้



### 1.3 ข้อตกลงเบื้องต้น

- 1.3.1 การวิเคราะห์และออกแบบอากาศยานปีกตรง
- 1.3.2 การวิเคราะห์และออกแบบอากาศยานปีกหมุน 2 ใบพัด
- 1.3.3 การวิเคราะห์และออกแบบอากาศยานขึ้นลงทางดิ่งแบบใบพัดปรับเอน
- 1.3.4 การวิเคราะห์และออกแบบอากาศยานขนาดบรรทุก 2 กิโลกรัม
- 1.3.5 การออกแบบระบบควบคุมการบินอัตโนมัติสำหรับอากาศยานไร้คนบิน

### 1.4 ขอบเขตของการศึกษา

- 1.4.1 พลศาสตร์การบินของอากาศยานปีกตรง
- 1.4.2 พลศาสตร์การบินของอากาศยานปีกหมุน 2 ใบพัด
- 1.4.3 พลศาสตร์การบินของอากาศยานขึ้นลงทางดิ่งแบบใบพัดปรับเอน
- 1.4.4 ระบบควบคุมการบินอัตโนมัติสำหรับอากาศยานไร้คนบิน

### 1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

- 1.5.1 ต้นแบบอากาศยานไร้คนบินขึ้นลงทางดิ่ง 2 ใบพัดแบบใบพัดปรับเอน สามารถทำการบินได้เช่นเดียวกับอากาศยานปีกตรง และขึ้นลงทางดิ่งได้เช่นเดียวกับอากาศยานปีกหมุน
- 1.5.2 ต้นแบบอากาศยานไร้คนบินขึ้นลงทางดิ่ง 2 ใบพัดแบบใบพัดปรับเอน สามารถบรรทุกสิ่งของ หรือติดตั้งกล้องถ่ายภาพ ที่มีน้ำหนักไม่เกิน 2 กิโลกรัมได้
- 1.5.3 ต้นแบบอากาศยานไร้คนบินขึ้นลงทางดิ่ง 2 ใบพัดแบบใบพัดปรับเอน สามารถนำมาใช้ในงานต่าง ๆ เช่น การกิจทางทหารเพื่อใช้ในการติดตั้งกล้องถ่ายภาพทางอากาศ เพื่อถ่ายภาพในพื้นที่อันตราย ที่จะเกิดความสูญเสียต่อทรัพยากรมนุษย์
- 1.5.4 เป็นแนวทางในการวิเคราะห์และออกแบบต้นแบบอากาศยานไร้คนบินขึ้นลงทางดิ่ง 2 ใบพัดแบบใบพัดปรับเอนที่มีขนาดใหญ่ขึ้นได้

## บทที่ 2

### ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

#### 2.1 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

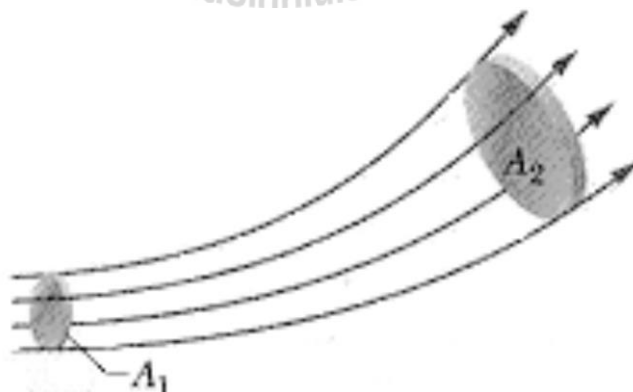
ในการวิเคราะห์และออกแบบต้นแบบอากาศยานไร่นักบินขึ้นลงทางดิ่ง จะต้องทราบถึงหลักการและทฤษฎีที่เกี่ยวข้องหลายด้าน ซึ่งเราสามารถแบ่งได้เป็นสองส่วนใหญ่ ๆ คือการออกแบบโครงสร้างอากาศยาน และการออกแบบระบบควบคุมการบิน

##### 2.1.1 การออกแบบโครงสร้างอากาศยาน

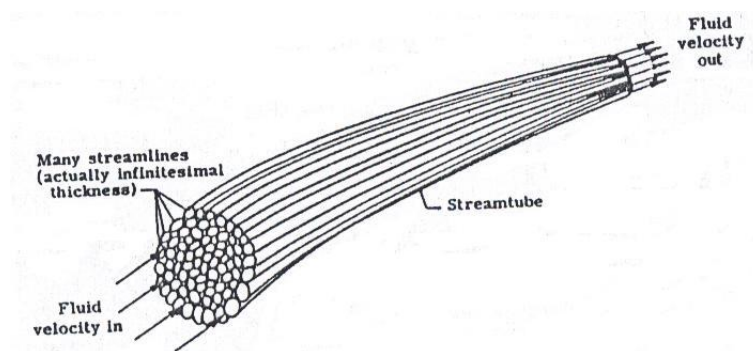
ในการออกแบบอากาศยานจะมีทฤษฎีที่เกี่ยวข้องที่สำคัญอยู่ 9 เรื่องดังนี้

##### 2.1.1.1 ทฤษฎีอากาศพลศาสตร์เบื้องต้น

ทฤษฎีมวลการไหลและสมการความต่อเนื่อง สมมุติว่าสามารถเห็นเส้นทางการไหลตามกันอย่างต่อเนื่องได้ จะเรียกเส้นทางการไหลนี้ว่า เส้นกระแส (Stream Line) เส้นกระแสหลาย ๆ เส้นรวมกัน มีการไหลรวม ๆ กันในลักษณะหน้าตัดเป็นวงกลมเรียกส่วนการไหลนี้ว่า ท่อกระแส (Stream Tube) อันเป็นการกำหนดขอบเขตการพิจารณาการไหลให้แคบลง แทนที่จะพิจารณากันเป็นพื้นที่กว้างใหญ่ไร้ขอบเขต



รูปที่ 2.1 เส้นกระแสอากาศ (พุนลาภ เอี่ยมเจริญ, 2546)



รูปที่ 2.2 ท่อกระแสอากาศ (พูนลาก เอี่ยมเจริญ, 2546)

จากกฎทรงมวลหรือกฎการอนุรักษ์มวล (Conservation of Mass) และมวลการไหล (Mass Flow) ผ่านหน้าตัดหรือพื้นที่ใด ๆ ต่อหนึ่งหน่วยเวลาจะมีค่าคงที่ ซึ่งจะได้ว่า

$$\rho_1 V_1 A_1 = \rho_2 V_2 A_2 = \text{ค่าคงที่} \quad (2-1)$$

โดยที่  $\rho_1$  = ความหนาแน่นของอากาศ หน้าสัมผัสที่ 1

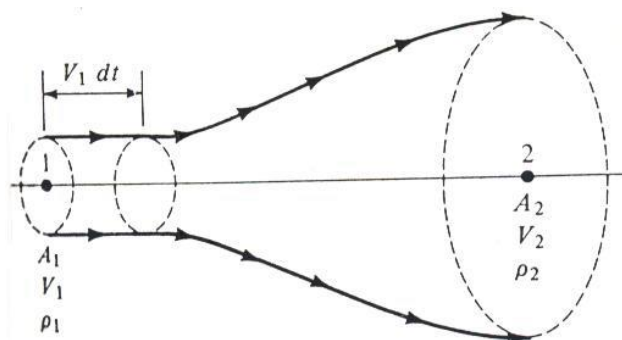
$V_1$  = ปริมาตรบริเวณหน้าสัมผัสที่ 1

$A_1$  = พื้นที่หน้าสัมผัสที่ 1

$\rho_2$  = ความหนาแน่นของอากาศ หน้าสัมผัสที่ 2

$V_2$  = ปริมาตรหน้าสัมผัสที่ 2

$A_2$  = พื้นที่หน้าสัมผัสที่ 2



รูปที่ 2.3 การไหลของมวลผ่านหน้าตัด (พูนลาก เอี่ยมเจริญ, 2546)

**สมการเบอร์นูลลี (Bernoulli's Equation)** เป็นสมการที่แสดงความสัมพันธ์ระหว่างความดันกับความเร็ว ณ จุด ๆ หนึ่งของการไหล เมื่อเทียบกับการไหล ณ จุดอีกจุดหนึ่ง ซึ่งเป็นสมการพื้นฐานที่สำคัญที่สุดในวิชากลศาสตร์ของไหล โดยมีพื้นฐานมาจากกฎการทรงพลังงานหรือกฎการอนุรักษ์พลังงาน (Conservation of Energy) ซึ่งเป็นการพิจารณาการไหลของของไหลใด ๆ ภายใต้อสมมุติฐานว่า เป็นการไหลที่ไม่คำนึงถึงความเสียดทานและความโน้มถ่วง เรียกรวมได้ว่าเป็นการไหลไร้ความหนืด (Inviscid Flow) หรือการไหลไร้แรงเสียดทาน นอกจากนั้นยังสมมุติด้วยว่าสนามการไหลเป็นแบบสม่ำเสมอ พลังงานเบ็ดเสร็จของกระแสอากาศจะประกอบด้วย พลังงานศักย์ (Potential Energy) และพลังงานจลน์ (Kinetic Energy) เมื่อพลังงานเบ็ดเสร็จไม่ว่าตำแหน่งใดมีค่าคงที่พลังงานศักย์ซึ่งเปรียบได้กับความดันสถิต และพลังงานจลน์ที่เกี่ยวกับความเร็วจะมีการเปลี่ยนแปลงในลักษณะที่เมื่อความเร็ว (พลังงานจลน์) เพิ่มขึ้น ความดันสถิต (พลังงานศักย์) จะต้องลดลง

$$\text{Total Pressure} = \text{Static Pressure} + \text{Dynamic Pressure}$$

$$\text{Total Pressure} = \rho gh + \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (2-2)$$

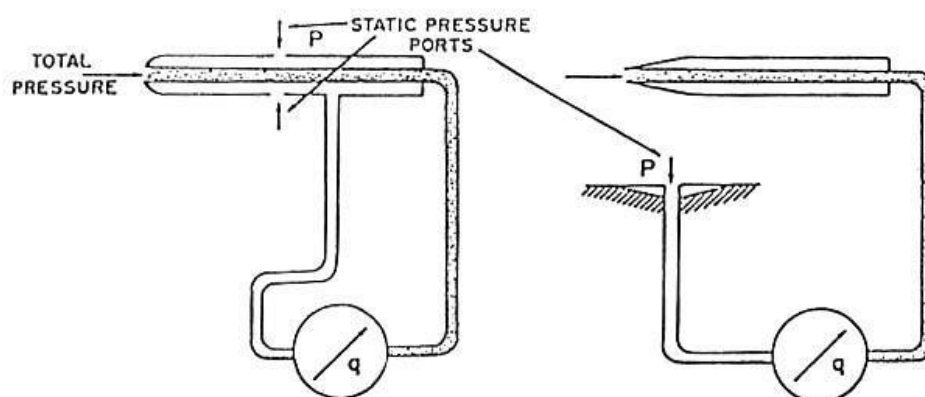
โดยที่  $\rho$  = ความหนาแน่นของอากาศ

$g$  = ความเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วง

$h$  = ความสูงของพื้นที่นั้น ๆ

$v$  = ความเร็วของกระแสอากาศ

จากสมการเบอร์นูลลี สามารถนำไปหาความเร็วของอากาศยานได้ โดยเมื่ออากาศยานเคลื่อนที่ ท่อปีโตต์สแตติก (Pitot Static Tube) จะวัดความดันรวม (Total Pressure) ที่ได้รับจากการเคลื่อนที่ไปด้านหน้า และความดันรอบ ๆ อากาศยาน ซึ่งเปลี่ยนแปลงตามความสูงของการบิน (Static Pressure) ซึ่งเมื่อทราบความดันรวมและความดันรอบ ๆ อากาศยาน ก็จะทำให้สามารถทราบถึงความสูงและความเร็วของอากาศยาน



รูปที่ 2.4 ท่อปีโตสแตติก (พูนลาก เอี่ยมเจริญ, 2546)

**การไหลไร้ความอัดตัว (Incompressible Flow)** เมื่ออากาศไหลด้วยความเร็วต่ำกว่า 100 เมตรต่อวินาที ความหนาแน่นของอากาศเปลี่ยนแปลงไปน้อยมาก คือเพิ่มไม่ถึง 5% ของความหนาแน่นเดิม จึงสมมติให้เป็นการไหลไร้ความอัดตัว หรือความหนาแน่นมีค่าคงที่ ซึ่งทำให้สะดวกในการวิเคราะห์ค่าความดัน แรง และโมเมนต์การไหลจริง ๆ ของอากาศ จะเริ่มมีการอัดตัวมากขึ้นเมื่อความเร็วของกระแสอากาศสูงกว่า 100 เมตรต่อวินาที ความหนาแน่นของอากาศจะเปลี่ยนแปลงไปมากจนไม่สามารถละทิ้งความแตกต่างที่เกิดขึ้นได้ โดยเฉพาะเมื่อการไหลมีความเร็วสูงมาก ๆ เช่น การไหลด้วยความเร็วเท่ากับความเร็วเสียงหรือสูงกว่านั้น

**จำนวนเลขมัค (Mach Number : M)** คืออัตราส่วนระหว่างความเร็วท้องถิ่นของกระแสอากาศอิสระกับอัตราเร็วของเสียงในอากาศ ณ ตำแหน่งที่พิจารณานั้น ๆ

$$M = \frac{\text{Velocity}}{\text{Sound Velocity}} \quad (2-3)$$

### การแบ่งย่านความเร็ว

$0 < M < 0.3$  ย่านความเร็วต่ำ (Low Subsonic)

$0.3 < M < 0.7$  ย่านความเร็วสูง (High Subsonic)

$0.7 < M < 1.3$  ย่านความเร็วก้ำกึ่งหรือใกล้ความเร็วเสียง (Transonic)

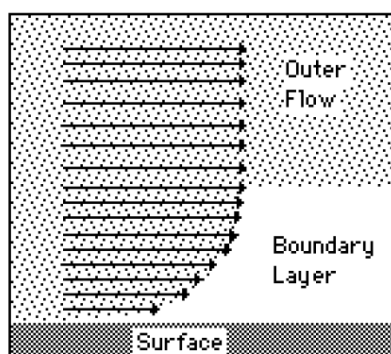
$1.3 < M < 5.0$  ย่านความเร็วเหนือเสียง (Super-sonic)

$5.0 < M$  ไฮเปอร์โซนิก (Hypersonic)

การไหลในย่านความเร็วต่ำ เป็นการไหลแบบไร้การอัดตัวเนื่องจากจำนวนเลขมัคไม่เกิน 0.3 เมื่อความเร็วสูงขึ้นแต่ไม่เกิน 0.7 ถือเป็นการไหลความเร็วสูงแต่ก็ยังคงต่ำกว่าความเร็วเสียง ย่านนี้จะถือว่าอากาศเริ่มมีการอัดตัว และอุปกรณ์เครื่องวัดอัตราเร็วจะเริ่มได้รับผลกระทบอันนี้ เมื่อความเร็วในการไหลเพิ่มขึ้นไปอยู่ในช่วงความเร็วก้ำกึ่ง หรือใกล้ความเร็วเสียง ถือเป็นย่านที่มีความสำคัญเป็นอย่างมาก เนื่องจากพฤติกรรมการไหลจะมีคุณสมบัติเปลี่ยนแปลงกลับไปมาระหว่างการไหลความเร็วต่ำกว่าเสียง และความเร็วเหนือเสียง โดยเฉพาะในเมื่อพิจารณาถึงแรงอากาศพลศาสตร์ที่เกิดขึ้น

**ความหนืด (Viscosity)** เป็นคุณสมบัติสำคัญประการหนึ่งของของไหล (ของเหลวและอากาศ) เป็นสาเหตุของการต้านทานการไหลทำให้เกิดแรงเสียดทาน ซึ่งประกอบไปด้วย ความหนืดสัมบูรณ์ Dynamic or Absolute Viscosity หรือแรงในแนวระดับต่อหนึ่งหน่วยพื้นที่ ที่ต้องใช้ในการเลื่อนพื้นผิวให้เคลื่อนที่ไปในแนวระดับด้วยความเร็วหนึ่ง ๆ ในแต่ละระดับของความสูง (หนา) ของชั้นของของไหล และ ความหนืดจลน์ (Kinematic Viscosity) หรืออัตราส่วนระหว่างความหนืดสัมบูรณ์ (Absolute Viscosity or Dynamic Viscosity) กับความหนาแน่น

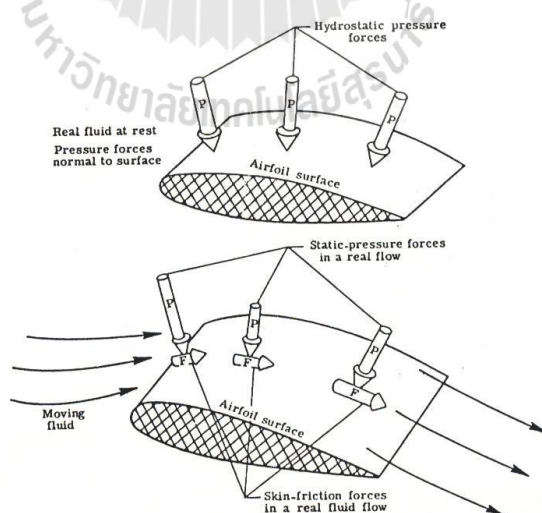
**ชั้นขีดผิว (Boundary Layer)** จากการที่อากาศมีความหนืด เมื่อไหลผ่านพื้นผิวใด ๆ อนุภาคของอากาศจะได้รับความต้านทานหรือหน่วงความเร็วทำให้ความเร็วท้องถิ่นบริเวณใกล้ ๆ หรือติดกับผิวลดลง โดยที่บริเวณชิดติดกับผิวความเร็วสัมผัสเป็นศูนย์และบริเวณที่อยู่ห่างผิวขึ้นไปจะได้รับการหน่วงน้อยลงจนถึงระยะห่างจากผิวระยะหนึ่ง ที่ความเร็วของอนุภาคหรือกระแสอากาศเท่ากับความเร็วของกระแสอากาศอิสระซึ่งถือเป็นขอบนอกสุดของกระแสอากาศอิสระ



รูปที่ 2.5 ขอบเขตชั้นขีดผิว (พูนลาก เอี่ยมเจริญ, 2546)

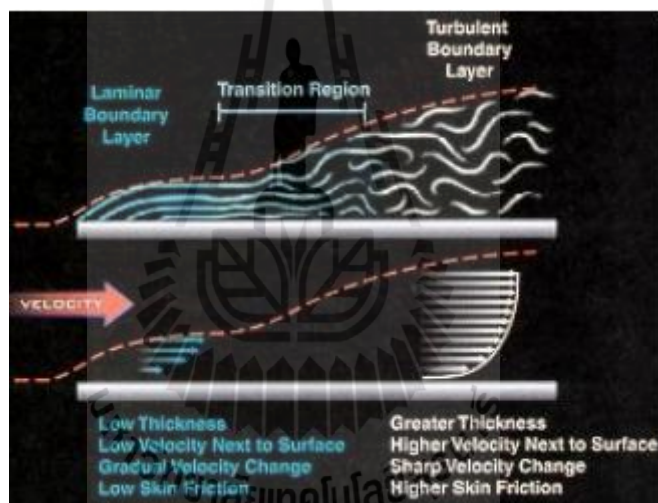
การที่อากาศมีความหนืด ทำให้เกิดแรงต้านเนื่องจากแรงเสียดทานผิวขึ้น ซึ่งเป็นการไหลที่เป็นจริง (Real Flow) ต่างกับการไหลในจินตนาการ (Ideal Flow) ที่สมมุติว่าอากาศไม่มีความหนืด จึงไม่เกิดแรงเสียดทานผิว ขณะที่อากาศอยู่นิ่งจะมีแรงกดกระทำตั้งฉากกับพื้นผิวที่เกิดจากการทับถมของมวลอากาศโดยรอบ เรียกว่า แรงกดดันไฮโดรสแตติก ซึ่งจะกดแผนอากาศหรือปีกโดยรอบด้วยแรงขนาดเท่ากันตลอดเวลา เมื่อมีอากาศไหลผ่านแผนอากาศความดันที่วัดตั้งฉากกับพื้นผิวจะเรียกว่าความดันสถิต ก่อให้เกิดแรงกดที่พื้นผิว ซึ่งจะมีค่ามากที่สุดที่บริเวณส่วนหน้า และเมื่อกระแสอากาศมีความเร็วท้องถิ่นหรือความเร็วแต่ละตำแหน่งบนพื้นผิวสูงขึ้น ความดันสถิตที่แต่ละตำแหน่งบนพื้นผิวสูงจะลดลง แรงเนื่องจากความกดดันจะลดลงไปเรื่อย ๆ จนถึงบริเวณที่หนาที่สุดก็จะลดลงมากที่สุด และจะกลับเพิ่มขึ้นเมื่อการไหลผ่านบริเวณที่หนาที่สุดไปทางด้านหลังจนเกือบเท่ากับแรงกดที่ส่วนหน้า

ขณะที่แรงเสียดทานผิวซึ่งอยู่ในแนวขนานกับพื้นผิวจะเพิ่มมากขึ้น เมื่อการไหลเคลื่อนไปทางด้านหลัง แรงเสียดทานในชั้นซิกผิวนี้จะทำให้พลังงานของกระแสอากาศลดลงตลอดเวลาเป็นเหตุให้ชั้นซิกผิวหนาขึ้นเรื่อย ๆ โดยจะเพิ่มขึ้นกับระยะทางที่ไหลไป และนอกจากนั้นความเสียดทานที่ผิวยังทำให้เกิดความเค้นเฉือน (Shear Stress) ที่ผิวอีก มีหน่วยเป็นแรงต่อพื้นที่ แต่เป็นแรงที่กระทำในแนวเดียวกันกับพื้นผิว (ต่างกับความดันซึ่งแรงกระทำตั้งฉากกับพื้นผิว) ซึ่งทั้งความหนาของชั้นซิกผิวและความเค้นเฉือน สามารถนำกลับไปหาค่าแรงต้านเนื่องจากแรงเสียดทานผิวต่อไป



รูปที่ 2.6 แรงเนื่องจากความดันและความเสียดทาน (พูนลาภ เอี่ยมเจริญ, 2546)

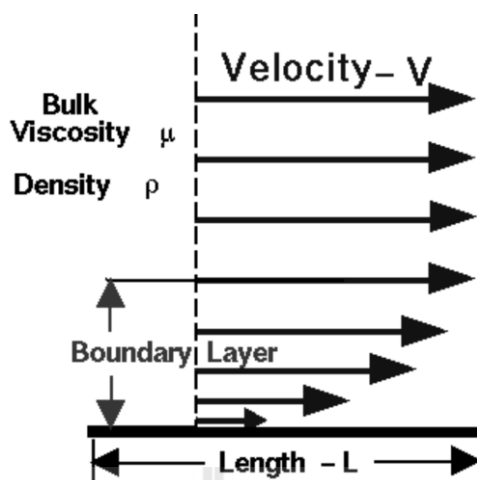
ในช่วงแรกชั้นซิดผิวจะบางมากมีลักษณะการไหลแบบเรียงซ้อน ๆ กัน อย่างเป็นระเบียบเหมือนกับกระดาษสมุดที่วางซ้อนกันและเลื่อนไถลไปด้วยกัน อนุภาคของอากาศ ไม่มีการไหลข้ามชั้นกัน แต่จะไหลตามกันไป ในชั้นของตัวเองอย่างราบเรียบ เมื่อระยะทาง ในการไหลเพิ่มขึ้นจนถึงจุด ๆ หนึ่งอนุภาคของอากาศจะเริ่มมีการสั่นและไร้เสถียรภาพ มีการไหลข้ามชั้นกันขึ้นบนลงล่างเป็นคลื่น และจะทวีความรุนแรงขึ้นเรื่อย ๆ จนในที่สุดการไหล จะไม่ราบเรียบได้เป็นระเบียบอีกต่อไป ช่วงการไหลที่เริ่มมีการเปลี่ยนแปลงจากการไหล แบบราบเรียบหรือแบบละมินาร์ไปเป็นแบบไม่ราบเรียบหรือแบบเทอร์บูเลนต์ที่เรียกว่าช่วง ทรานซิชัน (Transition) อนุภาคของอากาศจะวิ่งชนกันไปมาอย่างสับสนปนกันระหว่างชั้นการไหล ต่าง ๆ ทำให้มีการถ่ายเทพลังงานจลน์ซึ่งกันและกัน ขณะเดียวกันที่ได้ชั้นซิดผิวแบบเทอร์บูเลนต์ ยังจะมีการไหลแบบละมินาร์



รูปที่ 2.7 ชั้นซิดผิวแบบเทอร์บูเลนต์และแบบละมินาร์ (พูนลาภ เอี่ยมเจริญ, 2546)

จำนวนเลขเรย์โนลด์ (Reynolds Number : RN) คือ อัตราส่วนระหว่างแรง เนื่องจากความหนืดกับแรงเนื่องจากความเสียดทาน ซึ่งเป็นจำนวนเลขไร้มิติที่บอกถึงลักษณะการ ไหลว่าการไหลนั้นมีชั้นซิดผิวแบบใด





รูปที่ 2.8 เลขเรย์โนลด์กับชั้นซิดผิว (พูนลาก เอี่ยมเจริญ, 2546)

$$RN = \frac{\text{Inertia Force}}{\text{Viscous Force}} = \frac{\rho v \frac{dv}{dx}}{\mu \frac{d^2y}{dx^2}} = \frac{\rho v \frac{v}{L}}{\mu \frac{v}{L^2}}$$

$$RN = \frac{\rho v L}{\mu}$$

(2-4)

โดยที่  $\rho$  = ความหนาแน่นของอากาศ

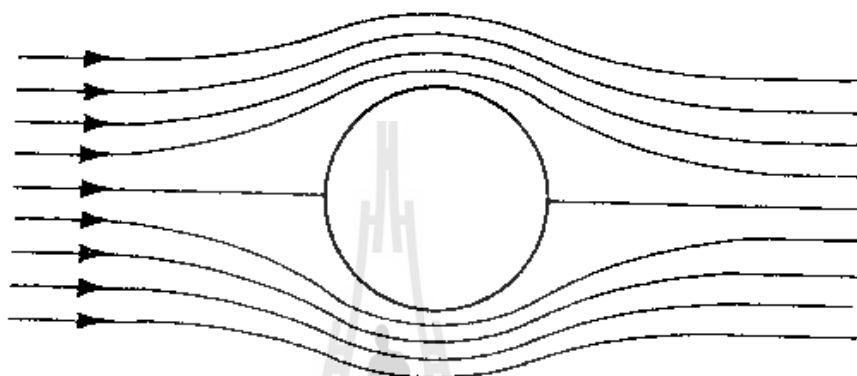
$v$  = ความเร็วของกระแสอากาศ

$L$  = ความยาวของส่วนที่อากาศไหลผ่าน

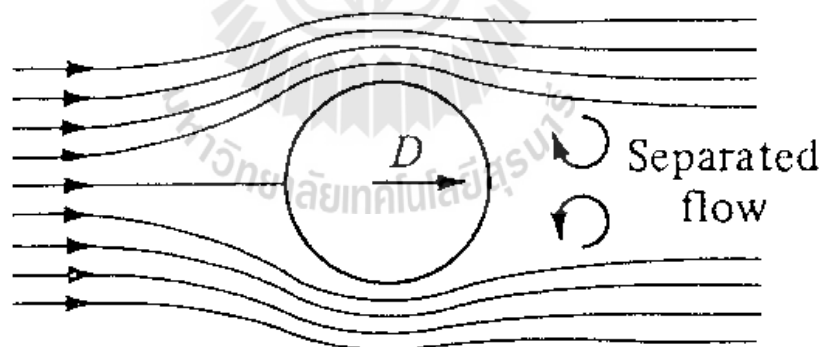
$\mu$  = Viscosity

**การไหลผ่านทรงกระบอก** การผ่านไหลผ่านทรงกระบอกความยาวอนันต์ โดยให้แกนของทรงกระบอกตั้งฉากกับทิศทางการไหล ถ้าเป็นการไหลไร้ความหนืด หรือการไหลในอุดมคติ (Ideal Flow) กระสวนการไหลจะมีลักษณะสมมาตร จากจุดอากาศหยุดนิ่งข้างหน้าถึงจุดบนสุดและล่างสุดของผิวทรงกระบอกความเร็วท้องถิ่นเปลี่ยนไปจากศูนย์ไปจนถึงสูงสุด อากาศไหลจากจุดที่มีความดันสูงสุด (ความดันขงกั้น) ไปสู่จุดความดันต่ำสุด เรียกว่า มีเกรเดียนต์ความดันที่ดี อากาศที่ไหลต่อไปจากจุดบนสุดและล่างสุดของผิวทรงกระบอกไปยังจุดอากาศหยุดนิ่งด้านหลังทรงกระบอก ความเร็วท้องถิ่นจะลดลงเรื่อย ๆ จนเป็นศูนย์ ณ จุดนี้ ความดันสถิตเพิ่มขึ้นจากค่าลบต่ำสุด เป็นค่าบวกสูงสุดตรงจุดอากาศนิ่งด้านหลัง เช่นนี้เรียกว่า

มีเกรเดียนต์ความดันที่ไม่ดี แต่เนื่องจากเป็นการไหลที่ไม่มีความหนืดหรือการไหลในอุดมคติ (ซึ่งไม่เป็นจริง) จึงไม่มีแรงเสียดทาน ลักษณะการกระจายของความดันจึงสมมาตรทั้งด้านบนและด้านล่าง ด้านหน้าและด้านหลัง ทำให้เกิดแรงขนาดเท่ากันแต่กระทำในทิศทางตรงกันข้าม ผลลัพธ์ก็คือไม่มีแรงกระทำต่อทรงกระบอกทั้งแรงยกตัวหรือแรงต้านทานการเคลื่อนที่ที่จะดันทรงกระบอกให้ถอยไปข้างหลัง ผลที่ได้จากการสรุปทางทฤษฎีนี้จึงขัดแย้งกับความเป็นจริง



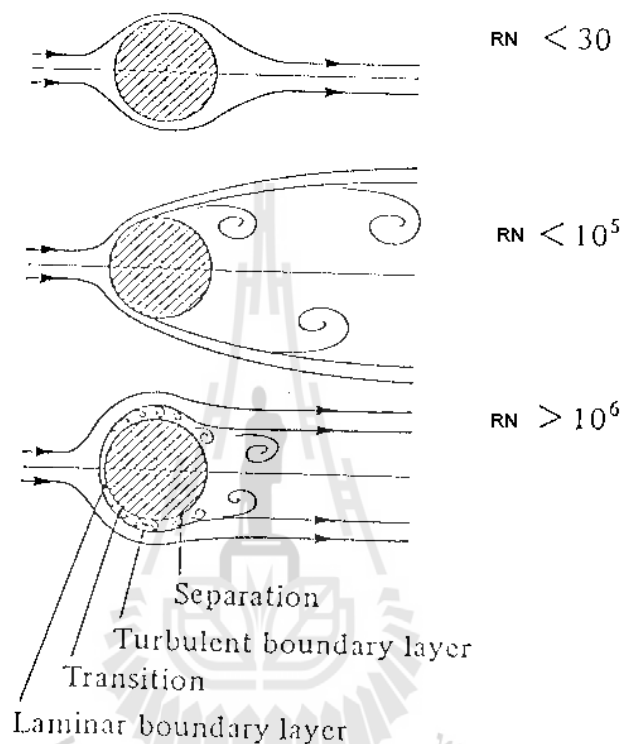
รูปที่ 2.9 การไหลผ่านทรงกระบอก ไร้แรงเสียดทาน (พูนลาก เอี่ยมเจริญ, 2546)



รูปที่ 2.10 การไหลผ่านทรงกระบอก มีแรงเสียดทาน (พูนลาก เอี่ยมเจริญ, 2546)

จำนวนเลขเรย์โนลด์มีผลกระทบต่อสภาพการไหลเป็นอย่างมาก ในการไหลความเร็วต่ำผ่านทรงกระบอก หรือทรงกลมที่มีเส้นผ่านศูนย์กลางเท่ากัน ถ้าจำนวนเลขเรย์โนลด์ต่ำกว่า 30 จะไม่ปรากฏร่องรอยของการไหลแบบเทอร์บูเลนต์เลย ที่จำนวนเลขเรย์โนลด์สูงขึ้นไปถึง  $10^5$  จะมีการไหลแบบละมินาร์ที่ด้านหน้า และมีการไหลแบบเทอร์บูเลนต์ที่ด้านหลังเวก ช่วงกว้างของการไหลแบบปั่นป่วนเนื่องจากการไหลแยกตัวที่

ด้านหลังเรียกว่าเวค (wake) เป็นตัวบ่งบอกถึงแรงต้านเนื่องจากความดัน (Pressure Drag) ถ้าเวคกว้างมากแรงต้านจะมาก ถ้าเวคแคบแรงต้านจะน้อย เมื่อจำนวนเลขเรย์โนลด์เพิ่มขึ้นมากกว่า  $10^6$  จะมีการไหลแบบละมินาร์เพียงส่วนน้อยที่ด้านหน้า ขณะที่การไหลส่วนใหญ่เป็นการไหลแบบเทอร์บูเลนต์ การไหลแยกตัวจะเลื่อนคล้อยไปทางด้านหลังทำให้เวคแคบลง

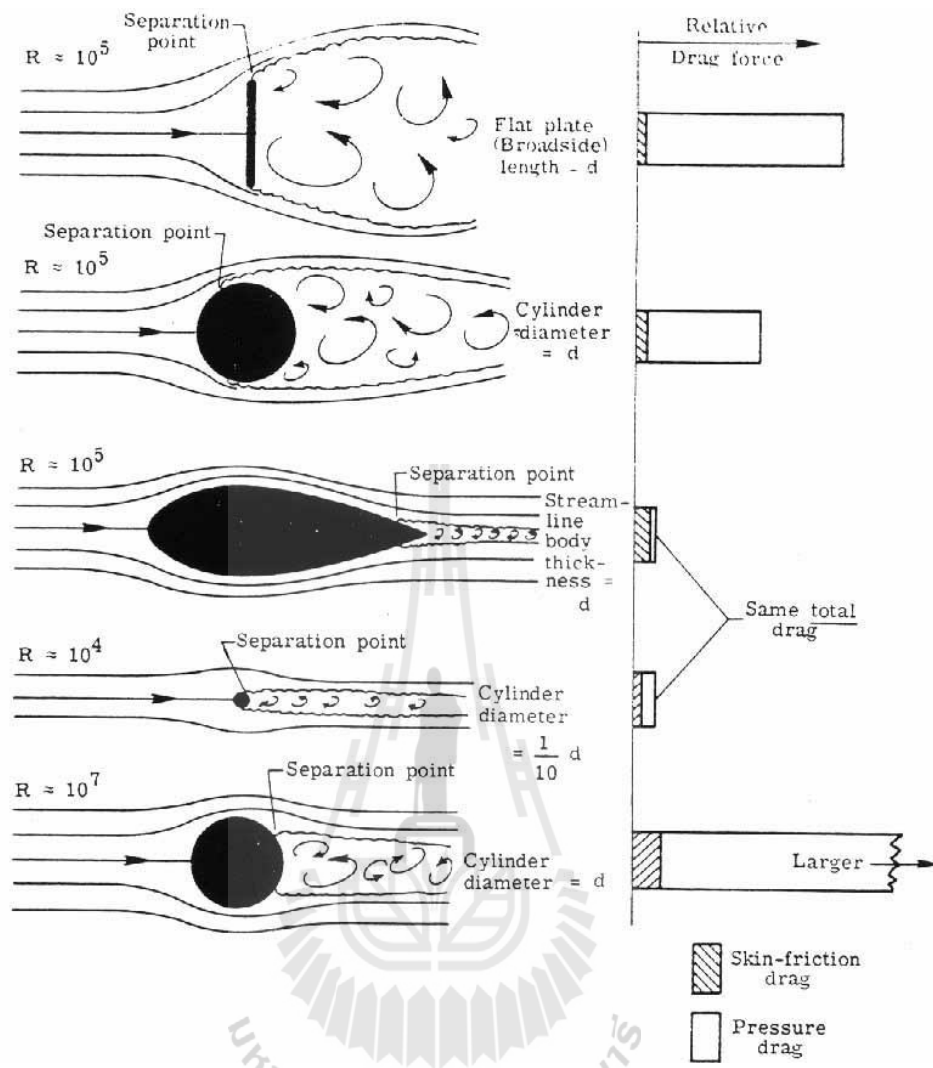


รูปที่ 2.11 เลขเรย์โนลด์ที่มีผลต่อการไหลแบบต่าง ๆ (พูนลาก เอี่ยมเจริญ, 2546)

### 2.1.1.2 แรงอากาศพลศาสตร์

แรงอากาศพลศาสตร์ สิ่งแรกคือ **แรงต้าน (Drag)** เกิดจากกระแสอากาศมาปะทะรูปทรงต่าง ๆ ซึ่งจะแตกต่างกันไปตามรูปทรง โดยประกอบไปด้วยแรงต้านจากความเสียดทาน (Skin Friction Drag) และแรงต้านจากความดัน (Pressure Drag)

$$\text{Drag} = \text{Skin Friction Drag} + \text{Pressure Drag} \quad (2-5)$$



รูปที่ 2.12 แรงต้านจากความเสียดทาน และแรงต้านจากความดันของรูปทรงต่าง ๆ (พูนลาภ เอี่ยมเจริญ, 2546)

จากการศึกษาจะเห็นได้ว่าแรงต้าน คือแรงอากาศพลศาสตร์ที่เกิดจากการไหลผ่านพื้นที่ผิวจำได้มีใช้กรรมวิธีต่างเพื่อหาสมการแรงต้านและแรงยก โดยใช้พิจารณาถึงตัวแปรต่าง ๆ ที่จะมีผลกระทบต่อแรงอากาศพลศาสตร์ ซึ่งสรุปได้ว่าแรงอากาศพลศาสตร์ดังกล่าวจะเปลี่ยนแปลงตามตัวแปรต่าง ๆ ดังนี้ ความเร็ว ความหนาแน่น ขนาดของผิว มุมปะทะ รูปร่าง รูปทรง สัมประสิทธิ์ความหนืด และความอืดตัวของอากาศ ซึ่งทั้งหมดนี้ได้มีการใช้เทคนิควิธีที่เรียกว่าการวิเคราะห์มิติ (Dimension Analysis) มาหาความสัมพันธ์ไว้ดังนี้

$$F = qSC_F \quad (2-6)$$

โดยที่  $F$  = แรงอากาศพลศาสตร์

$q$  = ความดันพลวัต

$S$  = พื้นที่ผิวสัมผัส

$C_F$  = สัมประสิทธิ์แรงอากาศพลศาสตร์

ในที่นี้แรงต้านจะได้ว่า  $D = qSC_D = \frac{1}{2} \rho v^2 SC_D \quad (2-7)$

โดยที่  $D$  = แรงต้าน

$\rho$  = ความหนาแน่นของอากาศ

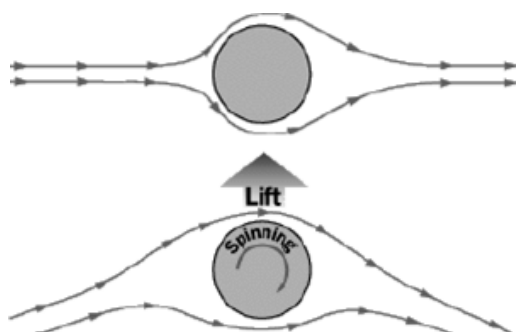
$v$  = ความเร็วของกระแสอากาศ

$C_D$  = สัมประสิทธิ์แรงต้าน

ตารางที่ 2.1 Temperature and density of air

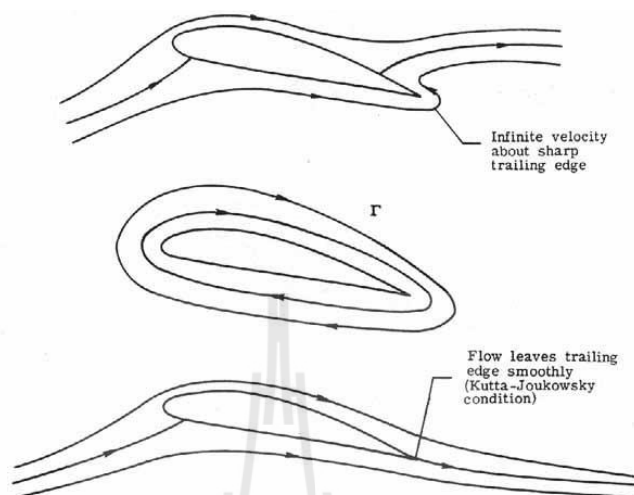
Temp °C	5	10	15	20	25	30	35
kg·m <sup>-3</sup>	1.2690	1.2466	1.2250	1.2041	1.1839	1.1644	1.1455

แรงยก (Lift) สามารถทำให้เกิดได้โดยการทำให้มีการไหลวนรอบวัตถุ เช่น การขว้างลูกเบสบอล



รูปที่ 2.13 แรงยกจากรูปทรงกลม (พูนลาก เอี่ยมเจริญ, 2546)

สำหรับปีกของอากาศยาน สามารถทำให้เกิดได้ดี โดยทำให้มีการไหลวนรอบปีก ด้วยการเปิดมุมปะทะ



รูปที่ 2.14 กระแสอากาศที่ไหลผ่านปีก (พุนลาภ เอี่ยมเจริญ, 2546)

เช่นเดียวกับสมการแรงต้าน โดยสมการแรงยกจะได้ว่า

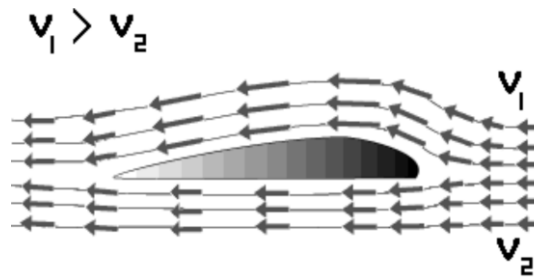
$$L = qSC_L = \frac{1}{2} \rho v^2 SC_L \quad (2-8)$$

โดยที่  $D$  = แรงยก

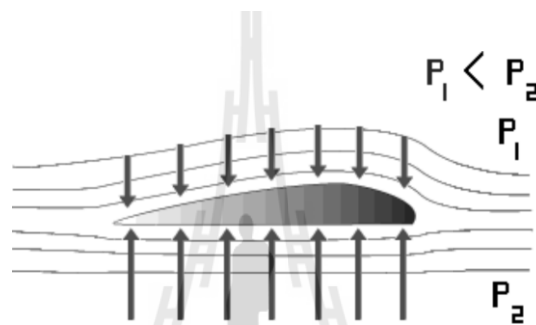
$C_L$  = สัมประสิทธิ์แรงยก

### 2.1.1.3 แพนอากาศ

แพนอากาศ คือภาคตัดของปีกซึ่งมีรูปร่างต่าง ๆ ซึ่งแต่ละแบบก็จะมีชื่อเรียกแตกต่างกัน และยังมีคุณสมบัติที่ทำให้เกิดแรงยกและแรงต้านที่ต่างกัน โดยอาศัยหลักการว่าอากาศเคลื่อนที่เวลาเท่ากันมีความยาวต่างกัน จึงมีความเร็วต่างกัน ส่งผลทำให้มีความดันที่ผิวต่างกัน จึงทำให้แพนอากาศหรือปีก เกิดแรงยก

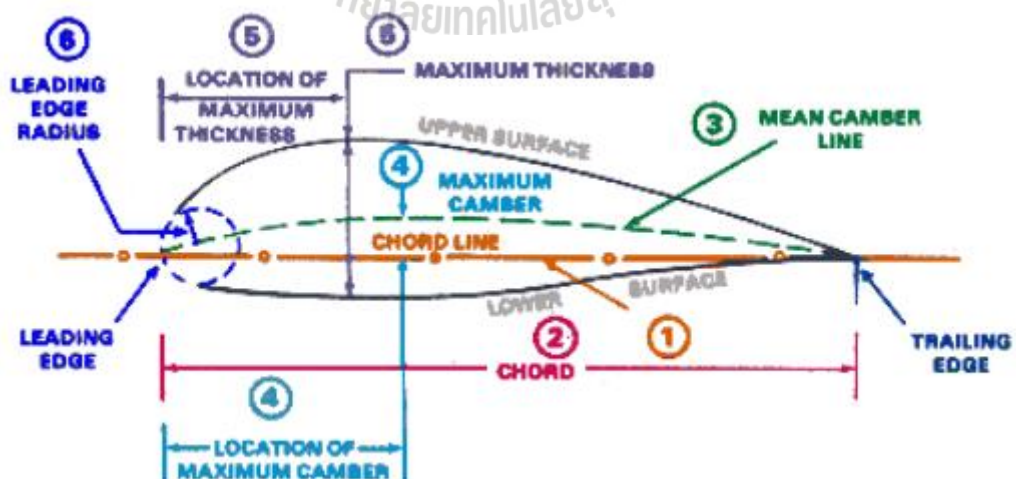


รูปที่ 2.15 ความเร็วของกระแสอากาศเมื่อไหลผ่านปีก (พูนลาภ เอี่ยมเจริญ, 2546)



รูปที่ 2.16 ความดันที่เกิดบนปีกเมื่อกระแสอากาศไหลผ่าน (พูนลาภ เอี่ยมเจริญ, 2546)

ส่วนประกอบของแพนอากาศ



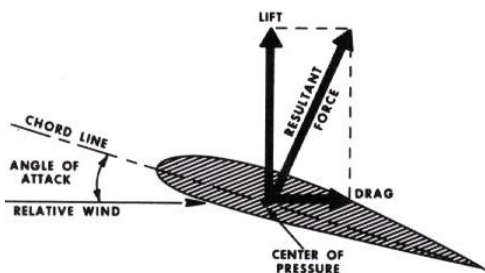
รูปที่ 2.17 ส่วนประกอบของแพนอากาศ (พูนลาภ เอี่ยมเจริญ, 2546)

1. เส้นชยา (Chordline) คือ เส้นตรงที่ลากเชื่อมระหว่างชายปีกหน้าและชายปีกหลังของแพนอากาศ
2. ชยา (Chord) คือ ความยาวของเส้นชยา
3. เส้นกลางความโค้ง (Mean camberline) คือ เส้นที่ลากแบ่งครึ่งระหว่างผิวบนและล่าง
4. ความโค้งสูงสุด (Maximum camber) คือ ระยะทางสูงสุดระหว่างเส้นกลางความโค้งและเส้นชยา
5. ความหนาสูงสุด (Maximum thickness) คือ ระยะห่างสูงสุดระหว่างผิวปีกด้านบนกับผิวปีกด้านล่าง
6. รัศมีชายปีกหน้า (Leading edge radius) คือ การวัดความคมของชายปีกหน้าเริ่มต้นจาก (knife edge supersonic airfoil) จนถึง 2 % chord (blunt leading edge airfoil) โดยชายปีกหน้า (Leading edge) คือขอบหน้าของแพนอากาศ และชายปีกหลัง (Trailing edge) คือขอบหลังของแพนอากาศ

#### คำศัพท์ - คำจำกัดความ

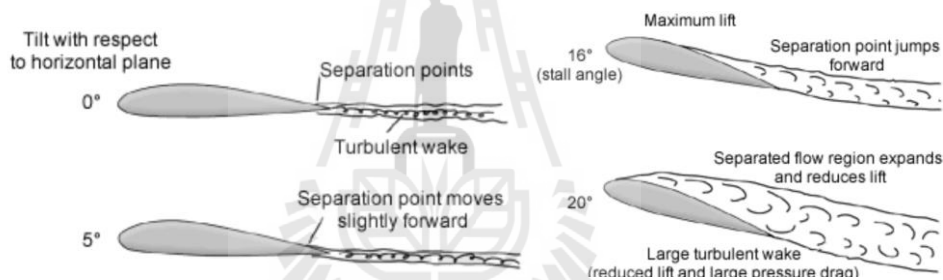
1. Flight path velocity คือ ความเร็วและทิศทางของวัตถุที่เคลื่อนที่ผ่านอากาศ
2. Relative wind (RW) คือ ความเร็วและทิศทางของอากาศที่มาปะทะวัตถุขณะที่เคลื่อนที่ผ่านอากาศซึ่งจะมีขนาดเท่ากับและทิศทางตรงข้ามกับ Flight path velocity
3. Angle of attack (AOA หรือ  $\alpha$ ) คือ มุมระหว่าง relative wind กับ chordline
4. Aerodynamic force (AF) คือ แรงลัพธ์สุทธิของความดันสถิตคูณกับ planeform area
5. Lift (L) คือ แรงลัพธ์สุทธิในแนวตั้งฉากกับ RW
6. Drag (D) คือ แรงลัพธ์สุทธิในแนวนานกับ RW
7. Center of pressure (CP.) คือ จุดบน Chord line ที่แรง AF กระทำ
8. Laminar Flow คือ การไหลแบบราบเรียบที่มีการถ่ายโอนโมเมนตัมเพียงเล็กน้อยระหว่างชั้นคู่ขนาน
9. Turbulent flow คือการไหลที่เริ่มแตกออกและมีการผสมกันมากขึ้นระหว่างชั้น





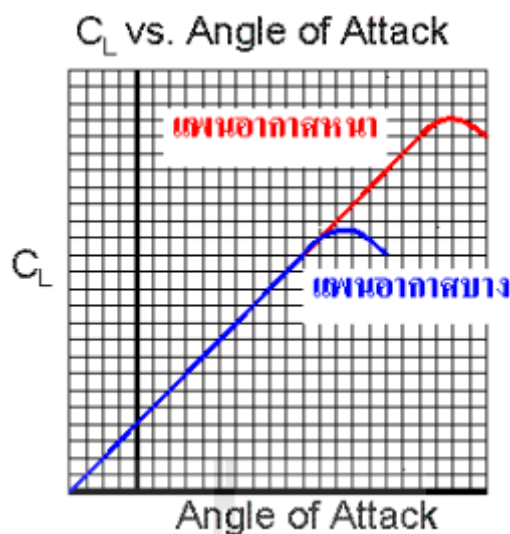
รูปที่ 2.18 แรงต่าง ๆ ที่กระทำบนปีก (พูนลาภ เอี่ยมเจริญ, 2546)

การไหลแยกตัวบนแผ่นอากาศ เมื่อแผ่นอากาศเปิดมุมปะทะ จะเริ่มเกิดการไหลแยกตัวเล็กน้อยที่บริเวณชายปีกหลัง และจะเคลื่อนที่ไปข้างหน้าเรื่อย ๆ เมื่อมุมปะทะเพิ่มขึ้น มุมปะทะต่ำ แรงยกยังมีอยู่และจะเพิ่มขึ้นเมื่อมุมปะทะสูงขึ้น



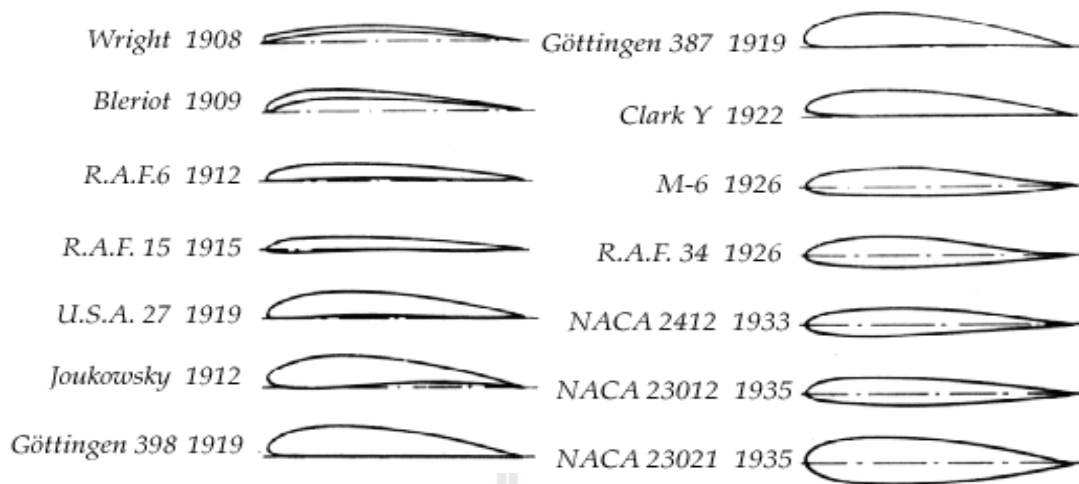
รูปที่ 2.19 การไหลแยกตัวเมื่อแผ่นอากาศทำมุมต่าง ๆ (พูนลาภ เอี่ยมเจริญ, 2546)

นอกจากนี้แล้ว ความหนาของแผ่นอากาศก็มีผลต่อการเกิดการไหลแยกตัว ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และมุมปะทะวิกฤตด้วยเช่นกัน โดยแผ่นอากาศยิ่งหนาการไหลแยกตัวยิ่งเกิดขึ้น สัมประสิทธิ์แรงยกสูงขึ้น และมุมปะทะวิกฤตก็มากขึ้นเช่นกัน



รูปที่ 2.20 ลักษณะความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยก และมุมปะทะวิกฤต  
(พูนลาภ เอี่ยมเจริญ, 2546)

แบบของแพนอากาศ ส่วนมากในระบบทั่วไป มักใช้ของสหรัฐอเมริกา กำหนดขึ้นโดย National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) เริ่มก่อตั้งเมื่อปี ค.ศ.1929 ต่อมาสถาบันได้เปลี่ยนชื่อเป็น National Aeronautics and Space Administration (NASA) แต่ก็ยังมีตระกูลของแพนอากาศจากประเทศอื่น ๆ อีก เช่น RAF ของอังกฤษ และ Goettingen ของเยอรมนี ทั้งนี้ แพนอากาศแต่ละระบบ แต่รุ่นก็มีคุณสมบัติที่แตกต่างกัน ทั้งค่าสัมประสิทธิ์แรงยก ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน และมุมปะทะวิกฤต ทั้งนี้ในการนำไปใช้ออกแบบอากาศยานจะต้องคำนึงถึงคุณสมบัติที่ต้องการ ทั้งแรงยกที่ต้องการ ขนาดของปีก ขนาดของเครื่องยนต์ เพื่อให้เลือกชนิดของแพนอากาศได้อย่างเหมาะสม



รูปที่ 2.21 แพนอากาศแบบต่าง ๆ (พูนลาภ เอี่ยมเจริญ, 2546)

รูปแปลนปีกแบบต่าง ๆ มีรูปร่างลักษณะการสร้างแตกต่างกันออกไป ทั้งเพื่อความสวยงาม หรือแม้แต่เพื่อเพิ่ม หรือลดผลกระทบต่าง ๆ ที่เกิดจากแรงอากาศพลศาสตร์ ซึ่งในลำดับแรก จะต้องรู้ศัพท์บัญญัติบางคำเกี่ยวกับรูปแปลนปีกก่อน

Wing area (S) หมายถึงพื้นที่แปลนปีกที่รวมส่วนของลำตัวและกระเปาะ เครื่องยนต์ต่าง ๆ เข้าไว้ด้วยกัน ( $S = b \times C_{av}$ )

Wing span (b) คือระยะจากปลายปีกถึงปลายปีก

Average chord ( $C_{av}$ ) คือชยาเฉลี่ยทางเรขาคณิต

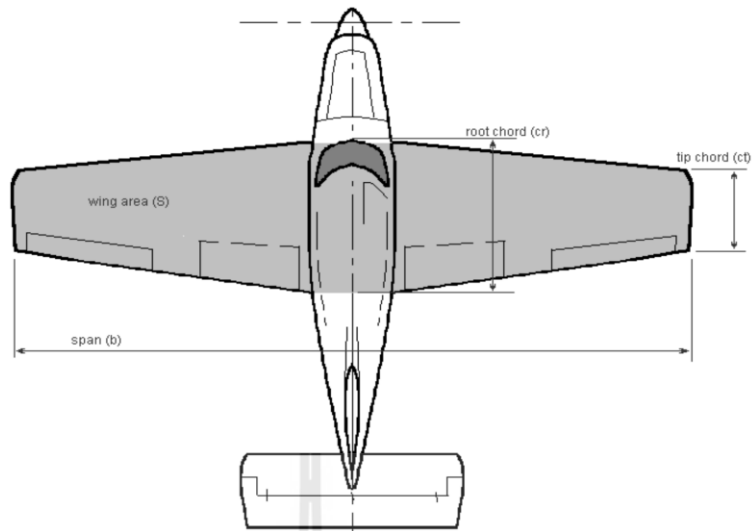
Root chord ( $C_r$ ) คือชยาที่วัดตรง โคนปีกของอากาศยาน

Tip chord ( $C_t$ ) คือชยาที่วัดตรงปลายปีกของอากาศยาน

Taper ratio ( $\lambda$ ) คืออัตราส่วน Tip chord ต่อ Root chord ( $\lambda = C_t / C_r$ )

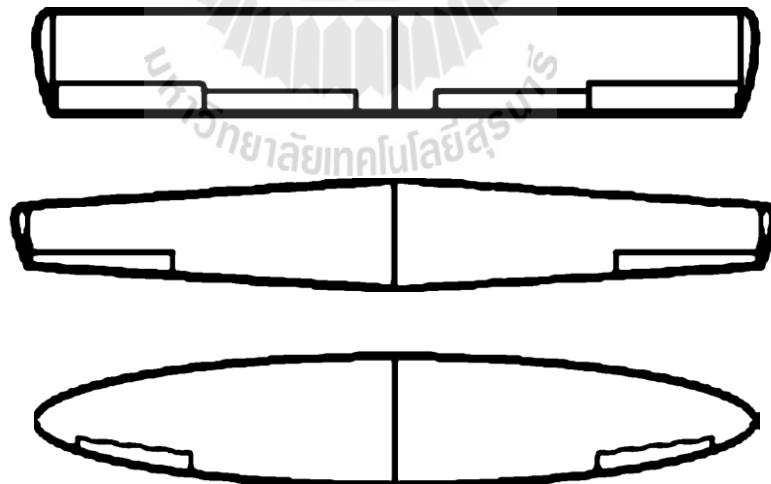
Aspect ratio (AR) คือ span เทียบต่อ Average chord ( $AR = b / C_{av}$ )

Mean Aerodynamic chord (MAC) คือชยาที่ลากผ่านจุดศูนย์กลางพื้นที่ (Centroid) ของปีก นั่นคือพื้นที่ปีกที่อยู่คนละด้านของชยาจะมีขนาดเท่ากัน

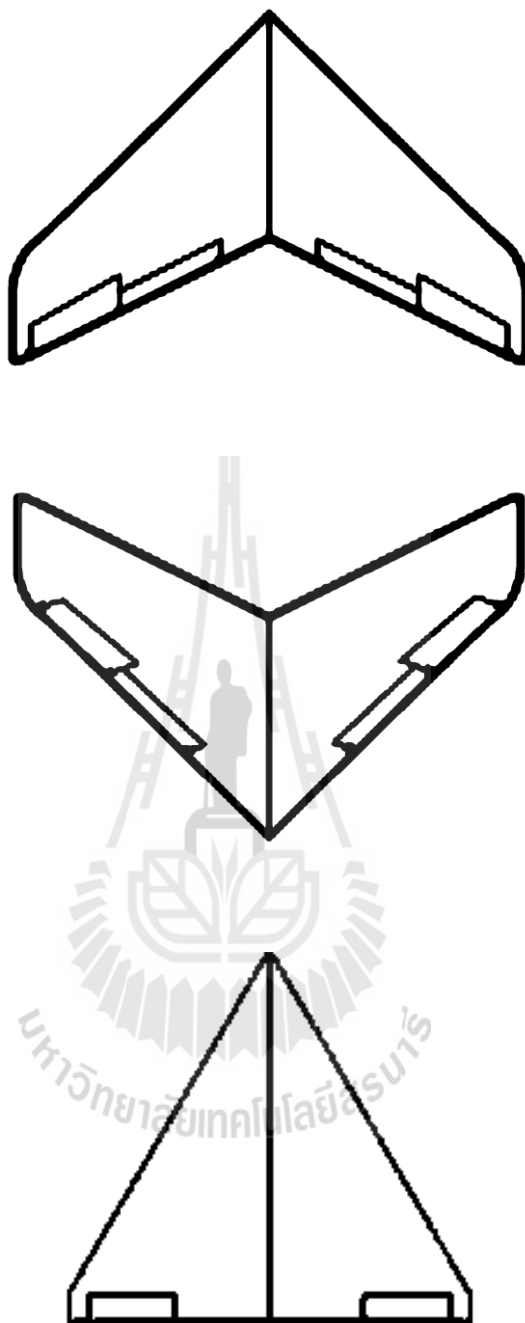


รูปที่ 2.22 ส่วนประกอบของปีก (พูนลาก เอี่ยมเจริญ, 2546)

ตามที่กล่าวในข้างต้น รูปร่างลักษณะต่าง ๆ ของปีกอากาศยานที่สร้างแตกต่างกันอาจจะเพื่อเพิ่ม หรือลดผลกระทบต่าง ๆ ที่เกิดจากแรงอากาศพลศาสตร์ได้ ซึ่งด้วยเหตุผลดังกล่าวสามารถยกตัวอย่างแปลนปีกได้ดังนี้

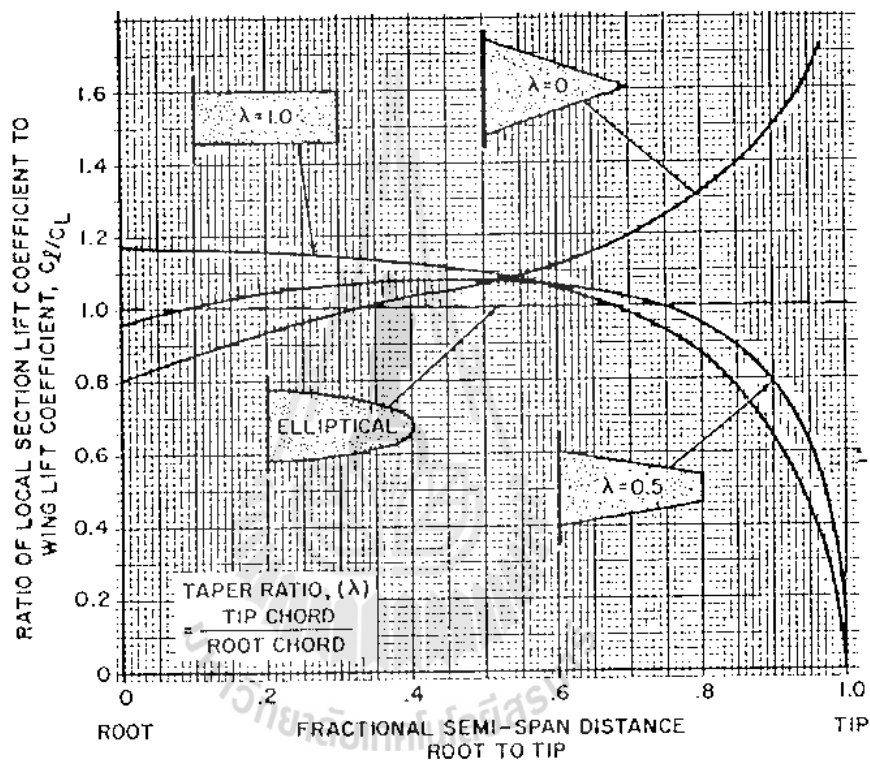


รูปที่ 2.23 ปีกรูปแบบต่าง ๆ (พูนลาก เอี่ยมเจริญ, 2546)



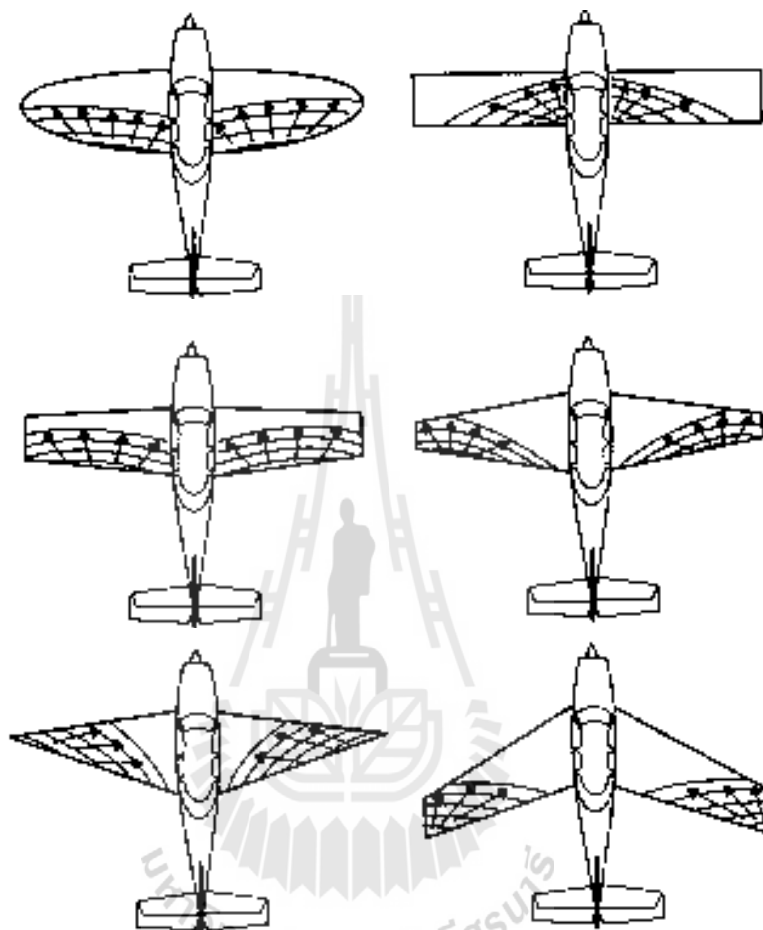
รูปที่ 2.24 ปีกรูปแบบต่าง ๆ (พูนตาก เอี่ยมเจริญ, 2546)

ประสิทธิภาพกางปีก (Wingspan Efficiency Factor,  $e$ ) จากที่ทราบว่า รูปแปลนปีกแบบต่าง ๆ มีคุณสมบัติแตกต่างกัน ทั้งนี้รวมถึงการกระจายแรงยกบนปีกที่ดี จะมีลักษณะเป็นวงรีแต่ปีกแต่ละชนิดให้แรงยกในแต่ละภาคตัดต่างกันออกไป ปีกรูปแปลนแบบวงรีมีการกระจายแรงยกเป็นวงรี ใกล้เคียงกับค่าเฉลี่ยที่สุดจึงมีค่าประสิทธิภาพของปีกสูงที่สุด คือ  $e = 1$  ซึ่งหากมีการกระจายที่เหมาะสมก็จะทำให้ผลการใช้วัสดุเพื่อทำให้เกิดความแข็งแรงได้ ซึ่งเป็นการลดน้ำหนัก และประหยัดทรัพยากรอีกด้วย



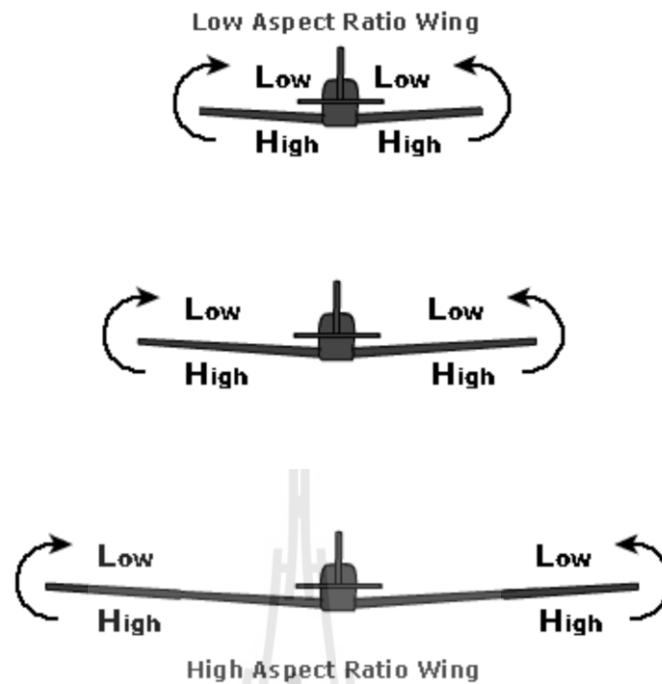
รูปที่ 2.25 ลักษณะความสัมพันธ์ระหว่างค่าประสิทธิภาพกางปีกกับ Taper ratio  
(พูนลาภ เอี่ยมเจริญ, 2546)

กระบวนการร่วงหล่น คือ โอกาสที่กระแสอากาศจะเกิดการไหลแยกตัว ซึ่งมีผลทำให้สูญเสียแรงยกได้ ซึ่งจะเปลี่ยนแปลงไปตามรูปแปลนของปีกเช่นกัน



รูปที่ 2.26 รูปแปลนปีกแบบต่าง ๆ กับโอกาสการเกิดกระบวนการร่วงหล่น  
(พูนลาก เอี่ยมเจริญ, 2546)

ค่า **Aspect ratio** เนื่องจากแรงกระทำบริเวณบนปีกและใต้ปีกมีความแตกต่างกัน ดังนั้นบริเวณปลายปีกจึงเกิดกระแสอากาศหมุนวน (Vertex) ซึ่งทำให้เกิดแรงต้านขึ้นมา โดยระยะชยายังยาว ก็ยังทำให้เกิดกระแสอากาศหมุนวนมากขึ้น ดังนั้นปีกที่มีความยาวมาก ๆ (Aspect ratio สูง ๆ) ถึงแม้จะมีพื้นที่ปีกเท่ากันก็จะมีแรงยกสูงกว่า



รูปที่ 2.27 การเกิดกระแสอากาศหมุนวนที่ปลายปีก (พุนลาภ เอี่ยมเจริญ, 2546)

อากาศยานที่นิยมใช้ปีกที่มีค่า Aspect Ratio สูง ๆ นั่นก็คือเครื่องบินรบ เพราะเครื่องบินรบไม่มีเครื่องยนต์และใบพัด จะต้องออกแบบให้เกิดแรงต้านน้อยที่สุด ซึ่งการออกแบบอากาศยานสามารถแบ่งประเภทของอากาศยานตามค่า Aspect Ratio ได้ดังนี้

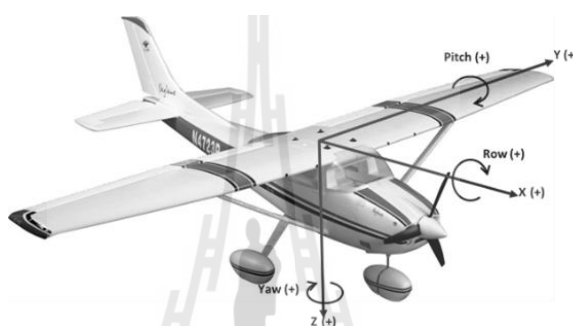
- อากาศยานขับไล่ (Fighter Aircraft) Aspect Ratio มีค่าระหว่าง 3 ถึง 6
- อากาศยานทั่วไป (Other Aircraft) Aspect Ratio มีค่าระหว่าง 6 ถึง 10
- เครื่องร่อน (Glider) Aspect Ratio มีค่ามากกว่า 10

#### 2.1.1.4 เสถียรภาพการบังคับควบคุมอากาศยาน

เป็นระบบแกนพิกัดติดตึ่กับอากาศยาน โดยมีจุดศูนย์กลางเป็นจุดกำเนิด จุดศูนย์กลางนี้ จะเคลื่อนที่ไปกับอากาศยานตลอดเวลา ไม่ว่าจะพิจารณาการเคลื่อนที่ขณะใดขณะหนึ่ง โดยกำหนดให้ แกนลำตัวคือแกน x หรือ แกนตามยาว (longitudinal) แกน y คือแกนในแนวปีกหรือแกนในแนวขวาง (Lateral) และแกน z ถือว่าเป็นแกนในแนวตั้งตั้งฉากกับแกน x และแกน y นอกจากนั้นยังได้กำหนดทิศทางการเคลื่อนที่ 6 แบบของอากาศยานไว้ดังนี้



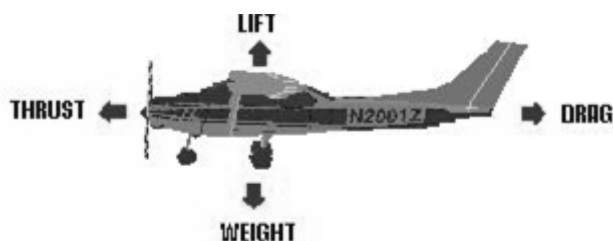
แกนลำตัวหรือแกนตามยาว (Longitudinal) คือแกน x การเคลื่อนที่ไปข้างหน้ามีค่าเป็นบวก ไปข้างหลังมีค่าเป็นลบ หมุนรอบแกนตามยาว (Roll) ไปทางซ้ายมีค่าเป็นบวก และไปทางขวามีค่าเป็นลบ แกนในแนวปีกหรือแกนในแนวขวาง (Lateral) คือแกน y การเคลื่อนที่ไปทางด้านขวามีค่าเป็นบวก ไปทางด้านซ้ายมีค่าเป็นลบ หมุนรอบแกนขวาง (Pitch) ลักษณะเงยขึ้นมีค่าเป็นบวก และก้มลงมีค่าเป็นลบ และแกนในแนวตั้งตั้งฉากกับแกน x และ y คือแกน z (Normal axis) การเคลื่อนที่ลงล่างมีค่าเป็นบวก ขึ้นบนมีค่าเป็นลบ หมุนสายรอบแกนตั้งฉาก (Yaw) สายไปทางขวามีค่าเป็นบวก และไปทางซ้ายมีค่าเป็นลบ ทั้งนี้ได้แสดงในรูปที่ 2.28



รูปที่ 2.28 การตั้งแกนของอากาศยาน (พูนลาก เอ็มเจริญ, 2546)

#### 2.1.1.5 พลศาสตร์การบินของอากาศยานปีกตรึง

อากาศยานมีแรงกระทำอยู่ 4 แรงคือ แรงขับ (Thrust) แรงต้าน (Drag) แรงยก (Lift) และน้ำหนัก (Weight) โดยอากาศยานปีกตรึงสามารถลอยตัวอยู่เหนืออากาศได้ด้วย ความสมดุล ของแรงทั้ง 4 คือ แรงขับเท่ากับแรงต้าน และแรงยกเท่ากับน้ำหนัก ดังรูปที่ 2.29



รูปที่ 2.29 สมดุลของแรงในอากาศยานปีกตรึง (พูนลาก เอ็มเจริญ, 2546)

การหมุนรอบแกนตามยาว (Roll) ใช้ Aileron ที่ติดอยู่ที่ปลายปีกทั้งสองข้างควบคุม โดยการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะของปีกที่ต่างกัน ทำให้เกิดแรงยกที่ต่างกัน การหมุนรอบแกนตามขวาง (Pitch) ใช้ Elevator ที่ติดอยู่ที่แพนหางระดับด้านหลังควบคุม โดยการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะของแพนหางระดับ ทำให้แรงยกเปลี่ยนแปลง การหมุนสายรอบแกนตั้งฉาก (Yaw) ใช้ Rudder ที่ติดอยู่ที่แพนหางตั้งฉากบนระดับด้านหลังควบคุม โดยการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะของปีกที่ต่างกัน ทำให้เกิดแรงยกที่ต่างกัน ทำให้เกิดการหมุนสายรอบแกนตั้งฉาก

### 2.1.1.6 พลศาสตร์การบินของอากาศยานปีกหมุน

การเคลื่อนที่ของอากาศยานปีกหมุน มีข้อแตกต่างกับอากาศยานปีกตรึงซึ่งที่เห็นได้ชัดก็คือ แรงยกของอากาศยานปีกหมุนทั้งหมด ได้มาจากแรงขับของใบพัดที่ส่งมาจากเครื่องยนต์ดังรูปที่ 2.30



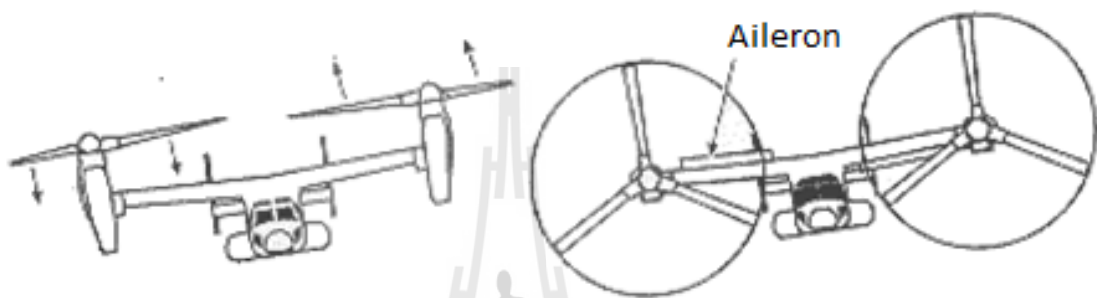
รูปที่ 2.30 สมดุลของแรงในอากาศยานปีกหมุน (Federal Aviation Administration, 2012)

การหมุนรอบแกนตามยาว (Roll) ใช้การปรับใบพัดหลัก (Rotor) ให้บิดไปด้านซ้ายหรือขวา การหมุนรอบแกนตามขวาง (Pitch) ใช้การปรับใบพัดหลัก (Rotor) ให้บิดไปด้านซ้ายหรือขวา การหมุนสายรอบแกนตั้งฉาก (Yaw) ใช้การปรับใบพัดรอง (Tail Rotor) ให้สร้างแรงขับที่เปลี่ยนไป

### 2.1.1.7 การเคลื่อนที่ของอากาศยานขึ้น-ลงทางดิ่ง

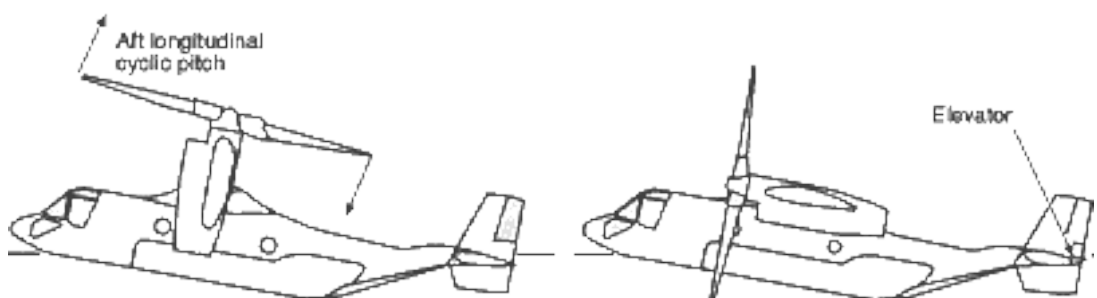
ลักษณะการเคลื่อนที่ของอากาศยานขึ้น-ลงทางดิ่ง มีลักษณะคล้ายกับอากาศยานปีกหมุน แต่ต่างกันตรงที่ใช้การเปลี่ยนทิศทางของชุดใบพัดซ้ายและขวาแทน

การหมุนรอบแกนตามยาว (Roll) จะใช้การเปลี่ยนแรงขับของมอเตอร์ทางด้านซ้ายและขวาให้มีความแตกต่างกัน เช่นหากต้องการให้เครื่องหมุนไปทางขวา แรงขับของมอเตอร์ด้านซ้ายต้องมีมากกว่าด้านขวา แสดงดังรูปที่ 2.31



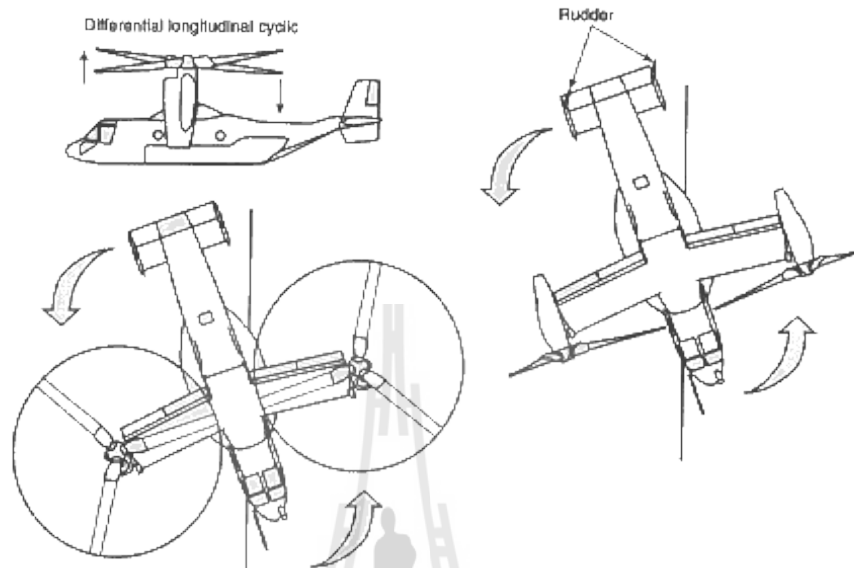
รูปที่ 2.31 การบังคับควบคุมการหมุนรอบแกนตามยาวของอากาศยานขึ้นลงทางดิ่ง และอากาศยานปีกตรึง (Globalsecurity.org, 2011)

การหมุนรอบแกนตามขวาง (Pitch) จะใช้การเปลี่ยนมุมของมอเตอร์ทางด้านซ้ายและขวาให้มีทิศทางเดียวกัน เพื่อให้เกิดแรงยกที่แตกต่างกันระหว่างหน้าและหลังปีก ดังแสดงในรูปที่ 2.32



รูปที่ 2.32 การบังคับควบคุมการหมุนรอบแกนตามขวางของอากาศยานขึ้นลงทางดิ่ง และอากาศยานปีกตรึง (Globalsecurity.org, 2011)

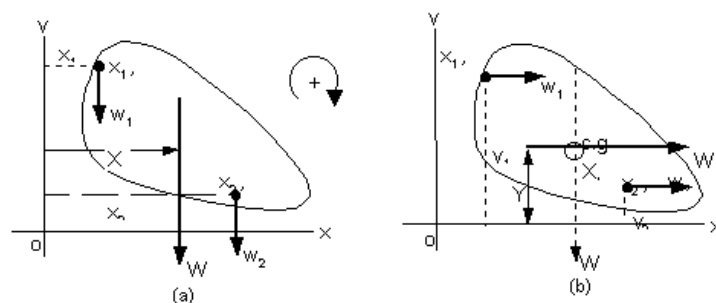
การหมุนส่ายรอบแกนตั้งฉาก (Yaw) จะใช้การเปลี่ยนมุมของมอเตอร์ทางด้านซ้ายและขวาให้มีความแตกต่างกัน ดังแสดงในรูปที่ 2.33



รูปที่ 2.33 การบังคับควบคุมการหมุนรอบแกนตั้งฉากของอากาศยานขึ้นลงทางตั้ง และอากาศยานปีกตรึง (Globalsecurity.org, 2011)

#### 2.1.1.8 การคำนวณหาจุดศูนย์กลางถ่วง

เพื่อให้อากาศยาน มีจุดศูนย์กลางถ่วงอยู่ในตำแหน่งที่เหมาะสม ซึ่งทำให้ง่ายต่อการออกแบบระบบควบคุมอากาศยาน



รูปที่ 2.34 ระนาบอ้างอิงของวัตถุ (a) คิดแรงไปทางแกน Y (b) คิดแรงไปทางแกน X (มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคล, 2015)

พิจารณาจากรูปที่ 2.34 เราจะได้โมเมนต์รวมของมวลทั้งหมด จะมีค่าเท่ากับ โมเมนต์ของมวลแต่ละจุด

$$W = w_1 + w_2 \dots + w_n \quad (2-9)$$

$$W X = w_1 x_1 + w_2 x_2 \dots + w_n x_n \quad (2-10)$$

$$W Y = w_1 y_1 + w_2 y_2 \dots + w_n y_n \quad (2-11)$$

โดยที่  $W =$  น้ำหนักรวม

$W_n =$  น้ำหนักแต่ละจุด

$X =$  ระยะจุดศูนย์กลางถ่วงในแนวระดับ

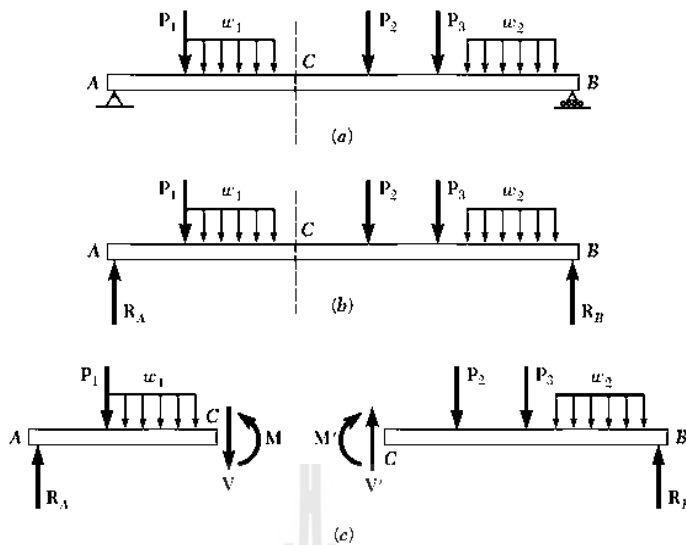
$X_n =$  ระยะที่น้ำหนักแต่ละจุดกระทำในแนวระดับ

$Y =$  ระยะจุดศูนย์กลางถ่วงในแนวตั้ง

$Y_n =$  ระยะที่น้ำหนักแต่ละจุดกระทำในแนวตั้ง

### 2.1.1.9 การวิเคราะห์ความแข็งแรงของโครงสร้าง

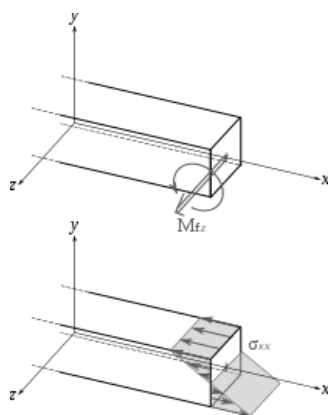
เพื่อให้อากาศยานสามารถรองรับน้ำหนักบรรทุก ได้พอเหมาะ และไม่เกิดการเปลี่ยนรูปร่างของอากาศยาน อันมีผลกระทบต่ออากาศพลศาสตร์ ดังนั้นการพิจารณาความแข็งแรงของโครงสร้างอากาศยานให้เหมาะสม ดังแสดงลักษณะการวิเคราะห์ต่าง ๆ ในรูป 2.35 - 2.38



รูปที่ 2.35 การวิเคราะห์น้ำหนักหรือแรงที่กระทำบนคาน (a) แรงกระทำต่อคาน (b) แรงกระทำต่อคานและจุดยึด (c) การเกิด Bending Moment และ Shear Force (Beer, Johnston, Eisenberg and Cornwell, 2010)

$$M = F \times L \tag{2-12}$$

โดยที่  $M$  = Bending Moment  
 $F$  = Shear Force  
 $L$  = ความยาวของคาน



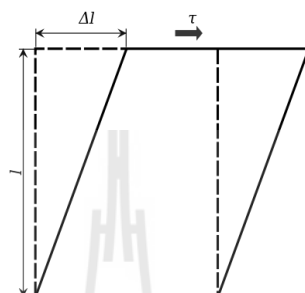
รูปที่ 2.36 การเกิด Bending Stress (Beer, Johnston, Eisenberg and Cornwell, 2010)

$$\sigma = \frac{M \times y}{I} \quad (2-13)$$

โดยที่  $\sigma$  = Bending Stress

$y$  = ความกว้างของคาน

$I$  = Moment of Inertia

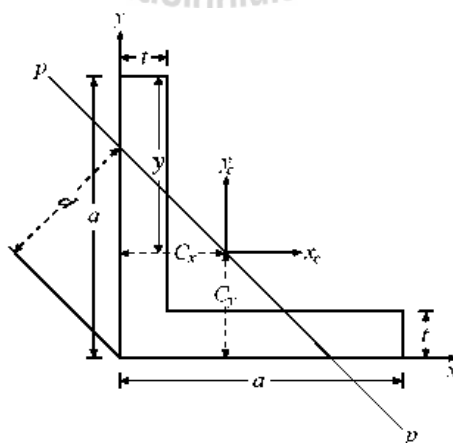


รูปที่ 2.37 การเกิด Shear Stress (Beer, Johnston, Eisenberg and Cornwell, 2010)

$$\tau = \frac{F}{A} \quad (2-14)$$

โดยที่  $\tau$  = Shear Stress

$A$  = พื้นที่หน้าตัดของคาน



รูปที่ 2.38 การหา Moment of Inertia ของ Square L Beam

(Beer, Johnston, Eisenberg and Cornwell, 2010)

$$C_x = C_y = \frac{a^2 + at - t^2}{2(2a - t)} \quad (2-15)$$

$$I = \frac{2}{3} [ty^3 + a(a-y)^3 - (a-t)(a-y-t)^3] \quad (2-16)$$

$$Aera = t(2a - t) \quad (2-17)$$

โดยที่  $C_x$  = ระยะจากแกน X ของตำแหน่ง Moment of Inertia

$C_y$  = ระยะจากแกน Y ของตำแหน่ง Moment of Inertia

$a$  = ขนาดของคานรูปตัว L แบบสมมาตร

$t$  = ความหนาของคานรูปตัว L แบบสมมาตร

### 2.1.2 การออกแบบระบบควบคุมการบิน

ในการออกแบบระบบควบคุมการบินที่สามารถควบคุมได้ง่ายและมีประสิทธิภาพ จะใช้ระบบควบคุมพีไอดี (PID controller) โดยใช้การปรับแต่ง PID ด้วยวิธี Ziegler-Nichols เพื่อควบคุมเสถียรภาพการบินในแต่ละแนวแกน

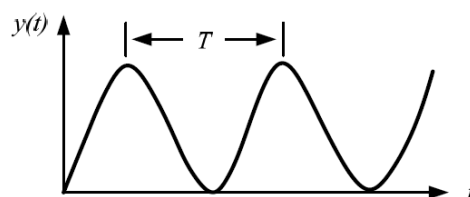
วิธีการออกแบบระบบควบคุมโดยใช้วิธีของ Ziegler-Nichols มีขั้นตอนดังนี้

1) นำฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบมาทดสอบด้วยระบบควบคุมแบบปิดที่มีค่าสัญญาณป้อนกลับเท่ากับ 1 โดยใช้ตัวควบคุมแบบสัดส่วน

2) ป้อนสัญญาณอินพุตแบบฟังก์ชันขั้นหนึ่งหน่วย แล้วปรับค่าอัตราขยายจนกว่าระบบจะมีการตอบสนองจนแกว่ง

3) บันทึกค่าอัตราขยายของตัวควบคุมแบบสัดส่วน  $K$  และวัดคาบเวลาของการแกว่ง ( $T$ ) ได้จากกราฟรูปที่ 2.39

4) เลือกใช้ค่าอัตราขยายที่เหมาะสมซึ่งสามารถคำนวณดังตารางที่ 2.2



รูปที่ 2.39 การวัดคาบเวลาจากการแกว่งของกราฟ (ประสาทพร วงษ์คำซ่าง, 2551)



ตารางที่ 2.2 อัตราขยายด้วยวิธี Ziegler-Nichols

Controller	$K_p$	$K_i$	$K_d$
P-Control	0.5K		
PI-Control	0.45K	$K_p / 0.83T$	
PID-Control	0.6K	$K_p / 0.5T$	$K_p \times 0.125T$

5) นำอัตราขยายที่เลือกมาแทนในฟังก์ชันถ่ายโอน

$$G(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \quad (2-18)$$

## 2.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

### 2.2.1 Design and Experimental Attitude Control of an Unmanned Tilt-Rotor ของ Christos Papachristos, Kostas Alexis และ Anthony Tzes

นำเสนอการออกแบบและการทดลองบังคับควบคุมความสูงของอากาศยานขึ้นลงทางดิ่งแบบใบพัดปรับเอนขนาดไร้คนขับ โดยให้คำเนิ่งถึงพลศาสตร์ในการควบคุมความสูงของอากาศยานสองใบพัดเป็นหลัก และใช้การควบคุมแบบป้อนกลับ สำหรับค่าสัดส่วน ปริพันธ์ และค่าอนุพันธ์ (PID Control) ในการรักษาเสถียรภาพการบิน

### 2.2.2 Towards a high-end unmanned tri-TiltRotor design modeling and hover control ของ Christos Papachristos, Kostas Alexis และ Anthony Tzes

นำเสนอการออกแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ และการทดลองบังคับควบคุมการบินแบบลอยอยู่กับที่ ของอากาศยานขึ้นลงทางดิ่งแบบใบพัดปรับเอนไร้คนขับ โดยใช้การเพิ่มใบพัดอีกหนึ่งชุดด้านหลัง ทำให้เป็นอากาศยานขึ้นลงทางดิ่งแบบใบพัดปรับเอนสามใบพัด ซึ่งใบพัดที่เพิ่มขึ้นมา นำมาใช้ในการควบคุม มุมก้ม-เงย และการหมุนรอบแกนตั้งฉากกับพื้น (Pitch and Yaw)

### 2.2.3 Back-stepping Control Strategy for Stabilization of a Tilt-rotor UAV ของ Arindam Bhanja Chowdhury, Anil Kulhare และ Gaurav Raina

นำเสนอการใช้กระบวนการ Backstepping ในการควบคุมเสถียรภาพของอากาศยานขึ้นลงทางดิ่งแบบใบพัดปรับเอนไร้คนขับ ประกอบกับการควบคุมแบบป้อนกลับ สำหรับค่าสัดส่วน และค่าอนุพันธ์ (PD Control) สำหรับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานขึ้นลงทางดิ่งแบบใบพัดปรับเอนไร้คนขับ

### 2.2.4 Autopilot Design of Tilt-rotor UAV Using Particle Swarm Optimization Method ของ Jang-Ho Lee, Byoung-Mun Min และ Eung-Tai Kim

นำเสนอการบังคับอากาศยานขึ้นลงทางดิ่งแบบใบพัดปรับเอนขนาดเล็ก ที่ใช้การเลือกค่าตัวแปรในการควบคุมอากาศยานด้วยวิธี Particle Swarm Optimization Method ซึ่งเป็นวิธีการที่ใช้หลักการหาค่าที่ดีที่สุด จากการค้นหาแบบสุ่ม โดยอาศัยความสัมพันธ์กันของคำตอบ เริ่มต้นหลายคำตอบ

### 2.2.5 Flight Test Results of Automatic Tilt Control for Small Scaled Tilt Rotor Aircraft ของ Youngshin Kang, Bumjin Park, Changsun Yoo, Yushin Kim และ Samok Koo

นำเสนอผลการใช้ระบบบังคับแบบอัตโนมัติ และการบังคับด้วยตัวเอง สำหรับการควบคุมอากาศยานขึ้นลงทางดิ่งแบบใบพัดปรับเอนขนาดเล็ก โดยอากาศยานใช้ระบบบังคับแบบอัตโนมัติที่เรียกว่า Stability and Control Augmentation System (SCAS) ซึ่งผลการเปรียบเทียบพบว่า ระบบบังคับแบบอัตโนมัติ มีการเปลี่ยนท่าทางการบิน ได้ราบเรียบกว่า

### 2.2.6 Vibration Characteristics Analysis of a Tilt-Rotor Transmission-Wing System ของ Guo Jiashun และ Wang Sanmin

นำเสนอการวิเคราะห์การสั่นสะเทือนทางกลของอากาศยานขึ้นลงทางดิ่งแบบใบพัดปรับเอน โดยแสดงให้เห็นว่ามีการสั่นสะเทือนอย่างไร มีสมการการเคลื่อนที่อะไรบ้าง จากนั้นจึงนำมาสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ เพื่อนำไปออกแบบระบบควบคุมต่อไป

### 2.2.7 Design of Flight Control System for a Small Unmanned Tilt Rotor Aircraft ของ Song Yanguo และ Wang Huanjin

นำเสนอการบังคับอากาศยานขึ้นลงทางดิ่งแบบใบพัดปรับเอนขนาดเล็ก โดยสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับการควบคุมแบบไม่เป็นเชิงเส้น และใช้การควบคุมแบบ 2 ชุด ซ้อนกัน โดยใช้ Outer loop เป็นการควบคุมแบบป้อนกลับ สำหรับค่าสัดส่วน และค่าอนุพันธ์ (PD Control) มาควบคุม Inner loop ที่ใช้ควบคุมท่าทางการบินด้วยเป็นการควบคุมแบบ State Feedback

### 2.2.8 Autonomous Hovering of a Noncyclic Tiltrotor UAV: Modeling, Control and Implementation ของ A. Sanchez, J. Escareño, O. Garcia และ R. Lozano

นำเสนอการบังคับอากาศยานขึ้นลงทางดิ่งแบบใบพัดปรับเอนขนาดเล็ก ที่ออกแบบอย่างง่าย โดยหลีกเลี่ยงการใช้ชุดใบพัดสำหรับอากาศยานปีกหมุน (Swash plate) ซึ่งใช้เพียงการปรับเอนใบพัดเพียงอย่างเดียวเพื่อให้อากาศยานมีเสถียรภาพขณะทำการบินแบบลอยนิ่งอยู่กับที่ และการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับการควบคุมแบบไม่เป็นเชิงเส้น จะใช้การออกแบบอย่างง่ายด้วยสมการ Newton-Euler ในการควบคุมแบบป้อนกลับ สำหรับค่าสัดส่วน และค่าอนุพันธ์ (PD Control)

### 2.2.9 CFD Simulation of Tiltrotor Configurations in Hover ของ Mark A. Potsdam และ Roger C. Strawn

นำเสนอการใช้แบบจำลองพลศาสตร์ของไหลเชิงคณนาของ Navier-Stokes สำหรับแบบจำลองของอากาศยานขึ้นลงทางดิ่งแบบใบพัดปรับเอน V-22 ขณะทำการบินแบบลอยนิ่งอยู่กับที่ เพื่อนำมาหาค่าคงที่หรือตัวแปรต่าง ๆ สำหรับให้ประสิทธิภาพการทำงานดีขึ้น ซึ่งจะใช้การคำนวณที่สถานะคงตัว โดยความสัมพันธ์ต่าง ๆ นั้นประกอบไปด้วย ขนาดและองค์ประกอบต่าง ๆ ของกลีบใบพัด จำนวนกลีบของใบพัดมุมบิดของกลีบใบพัด ลักษณะและขนาดของแพนปีก ความเร็วของกระแสอากาศกระแสอากาศไหลวน รวมทั้งความเร็วการหมุนของใบพัดด้วย

**2.2.10 Modelling and vibration of a non-classical tilt-rotor wing system ของ O. Song and H.D. Kwon และ L. Librescu**

นำเสนอถึงปัญหาที่เกี่ยวข้องกับการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ และการสั่นสะเทือนของอากาศยานขึ้นลงทางดิ่งแบบใบพัดปรับเอียงที่มีการสร้างปีกมาจากวัสดุผสม ซึ่งขณะใบพัดทำการเปลี่ยนจากแนวดิ่งเป็นแนวระดับ หรือจากแนวระดับเป็นแนวดิ่ง การเกิดการสั่นสะเทือนจะเกิดการเปลี่ยนแปลงจุดสั่นสะเทือนตลอดเวลา ซึ่งการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์จำเป็นต้องวิเคราะห์การสั่นสะเทือนที่เปลี่ยนแปลงนี้ด้วย



## บทที่ 3

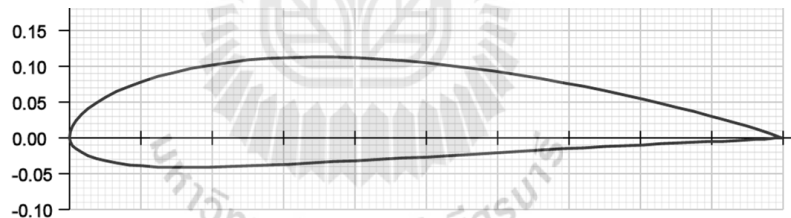
### วิธีดำเนินการศึกษา

ในการดำเนินการแบ่งขั้นตอนเป็น 8 ขั้นตอนดังนี้

#### 3.1 ศึกษาคุณสมบัติของแพนอากาศแบบต่าง

จากการศึกษาเรื่องอากาศพลศาสตร์ เพื่อให้ง่ายในการพิจารณาว่าแพนอากาศตระกูลใดให้สัมประสิทธิ์แรงยกสูงกว่า และมีสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำกว่า จึงจะพิจารณาคูณสมบัติของแพนอากาศแต่ละชนิดเพื่อเลือกแพนอากาศที่เหมาะสมสำหรับต้นแบบอากาศยานไร่นักบินขึ้นลงทางดิ่ง 2 ใบพัดโดยจะพิจารณาเฉพาะแพนปีกที่มีค่าความหนาสูงสุดใกล้เคียงกันโดยให้มีค่าความหนาสูงสุด 14-16 % ของความยาวชายซึ่งจะศึกษาเฉพาะ NACA, GOE และ Clark

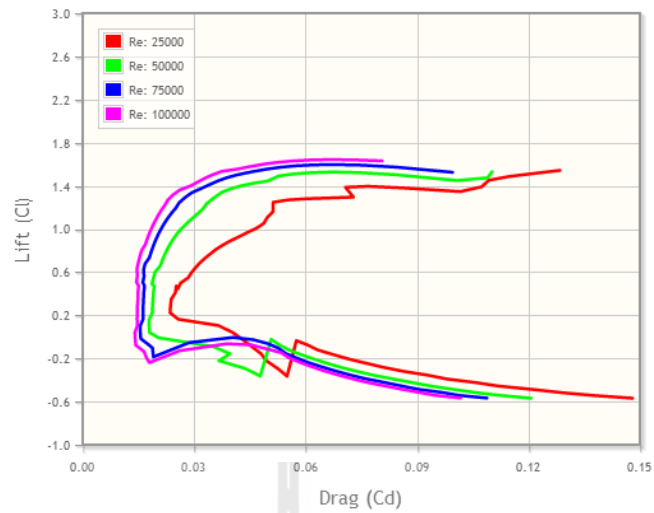
##### 3.1.1 NACA 4415



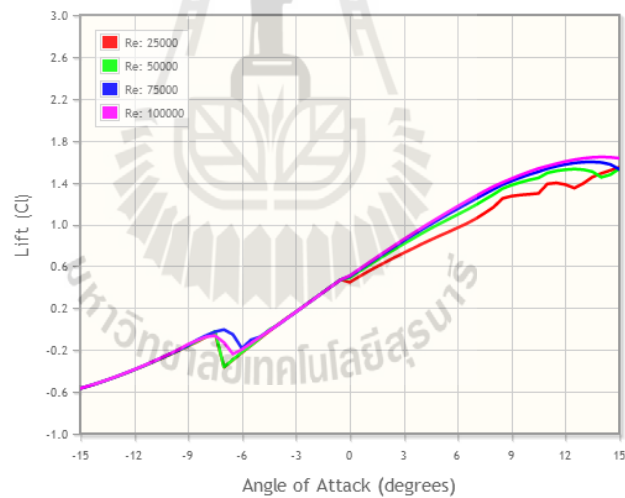
รูปที่ 3.1 NACA 4415 Airfoil (Airfoil Investigation Database, 2010)

ตารางที่ 3.1 คุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแบบ NACA 4415

Thickness	15.0%	Max $C_L$ angle	14.0°
Camber	4.0%	Max L/D	55.43
Trailing edge angle	25.6°	Max L/D angle	6.0°
Lower flatness	58.9%	Max L/D $C_L$	1.172
Leading edge radius	2.6%	Stall angle	14.0°
Max $C_L$	1.643	Zero-lift angle	-4.0°

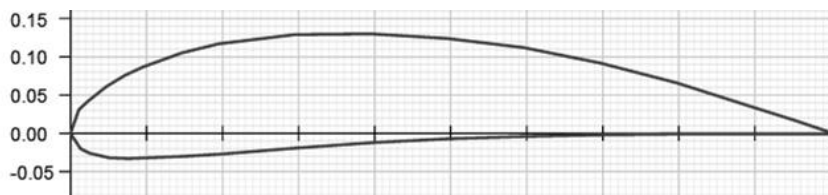


รูปที่ 3.2 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ NACA 4415  
(Airfoil Investigation Database, 2010)



รูปที่ 3.3 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ NACA 4415  
(Airfoil Investigation Database, 2010)

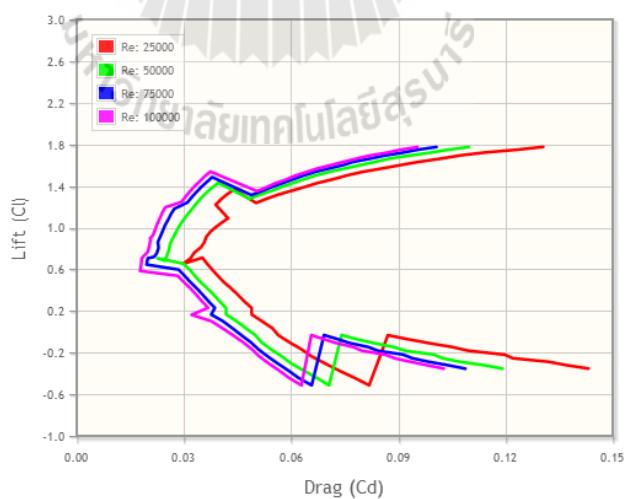
### 3.1.3 GOE 675



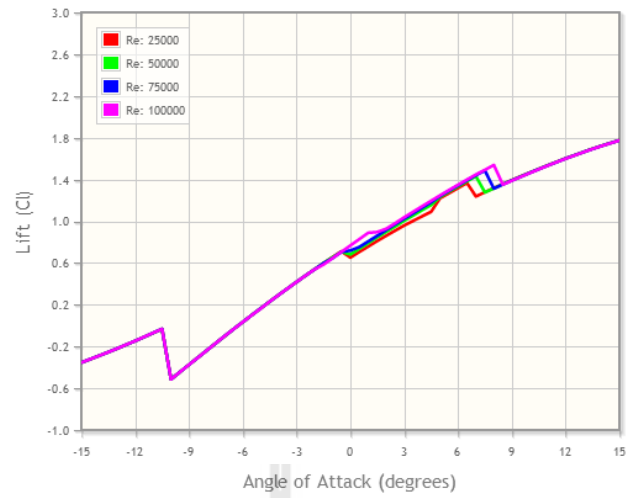
รูปที่ 3.4 GOE 675 Airfoil (Airfoil Investigation Database, 2010)

ตารางที่ 3.2 คุณสมบัติต่าง ๆ ของแผนอากาศแบบ GOE 675

Thickness	14.9%	Max $C_L$ angle	$15.0^\circ$
Camber	5.9%	Max L/D	48.204
Trailing edge angle	$19.5^\circ$	Max L/D angle	$4.5^\circ$
Lower flatness	89.0%	Max L/D $C_L$	1.195
Leading edge radius	4.5%	Stall angle	$8.0^\circ$
Max $C_L$	1.773	Zero-lift angle	$-6.0^\circ$

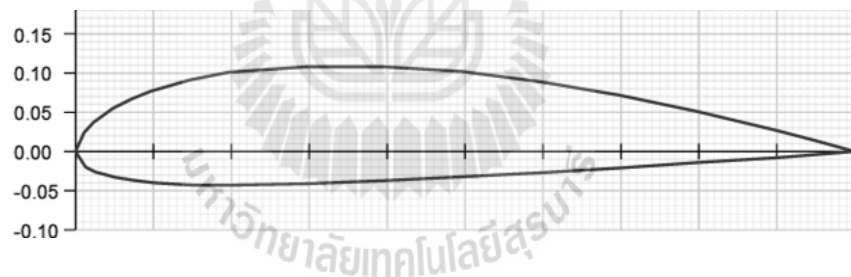


รูปที่ 3.5 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ GOE 675 (Airfoil Investigation Database, 2010)



รูปที่ 3.6 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ GOE 675  
(Airfoil Investigation Database, 2010)

### 3.1.4 Clark YM15

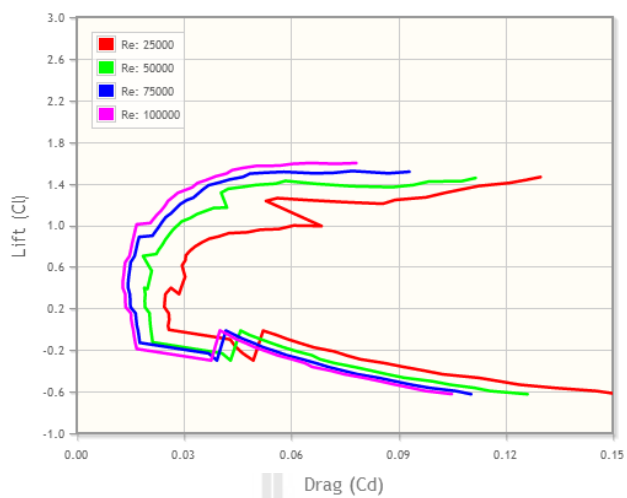


รูปที่ 3.7 Clark YM-15 Airfoil (Airfoil Investigation Database, 2010)

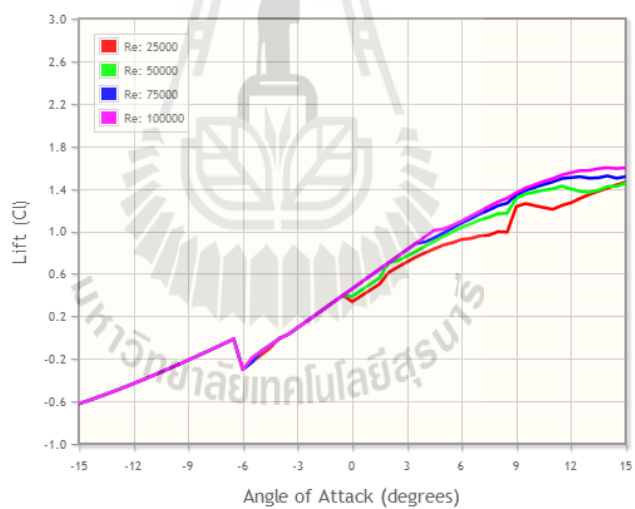
ตารางที่ 3.3 คุณสมบัติต่าง ๆ ของแผนอากาศแบบ Clark YM15

Thickness	15.0%	Max $C_L$ angle	14.0°
Camber	3.6%	Max L/D	60.013
Trailing edge angle	20.0°	Max L/D angle	4.5°
Lower flatness	77.4%	Max L/D $C_L$	1.007
Leading edge radius	4.2%	Stall angle	14.0°
Max $C_L$	1.597	Zero-lift angle	-3.5°





รูปที่ 3.8 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ Clark YM15  
(Airfoil Investigation Database, 2010)



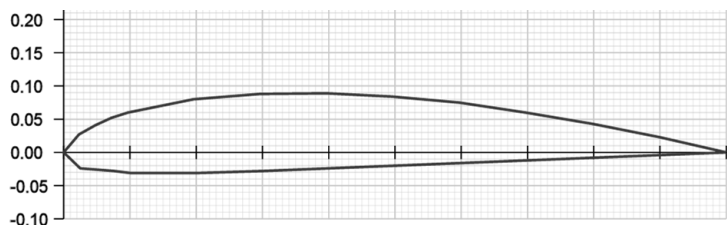
รูปที่ 3.9 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ Clark YM15  
(Airfoil Investigation Database, 2010)

ตารางที่ 3.4 การเปรียบเทียบคุณสมบัติต่าง ๆ ของแผนอากาศแต่ละตระกูล ที่มีค่าความหนา  
สูงสุดระหว่าง 14-16 % ของความยาวขง

Airfoil Type	NACA 4415	GOE 675	Clark YM15
Thickness	15.0%	14.9%	15.0%
Camber	4.0%	5.9%	3.6%
Trailing edge angle	25.6°	19.5°	20.0°
Lower flatness	58.9%	89.0%	77.4%
Leading edge radius	2.6%	4.5%	4.2%
Max $C_L$	1.643	1.773	1.597
Max $C_L$ angle	14.0°	15.0°	14.0°
Max L/D	55.430	48.204	60.013
Max L/D angle	6.0°	4.5°	4.5°
Max L/D $C_L$	1.172	1.195	1.007
Stall angle	14.0°	8.0°	14.0°
Zero-lift angle	-4.0°	-6.0°	-3.5°

จากคุณสมบัติต่าง ๆ ของแผนอากาศดังแสดงในตารางที่ 3.4 แผนอากาศรุ่น GOE 675 มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_L$ ) สูงตั้งแต่เมื่อเปิดมุมปะทะแค่ 6° ก็จะทำให้สูญเสียแรงยกทันที แผนอากาศรุ่น NACA4415 และแผนอากาศรุ่น Clark YM-15 ให้ค่า  $C_L$  และค่าสัมประสิทธิ์แรงเสียดทาน ( $C_D$ ) ใกล้เคียงกันและสามารถเปิดมุมปะทะสูงถึง 15° ซึ่งทั้งสองมีข้อแตกต่างที่เห็นได้ชัดคือแผนอากาศรุ่น ClarkYM-15 มีส่วนล่างของแผนอากาศเป็นลักษณะเส้นตรงซึ่งง่ายต่อการสร้างและยังเป็นที่นิยมทั่วไปสำหรับผู้เล่นอากาศยานบังคับที่สร้างเองดังนั้นจึงพิจารณาเลือกแผนอากาศชนิดClark ในการออกแบบอากาศยานไร้นักบินขึ้นลงทางดิ่ง 2 ใบพัด

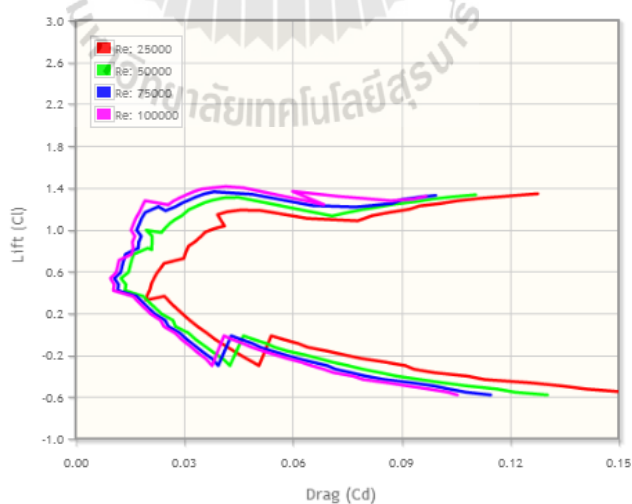
### 3.1.5 Clark K



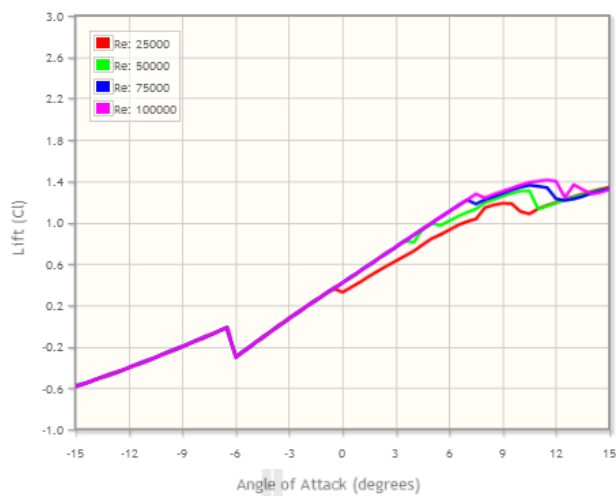
รูปที่ 3.10 Clark K (Airfoil Investigation Database, 2010)

ตารางที่ 3.5 คุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแบบ Clark K

Thickness	11.7%	Max $C_L$ angle	$11.5^\circ$
Camber	3.3%	Max L/D	66.917
Trailing edge angle	$14.6^\circ$	Max L/D angle	$6.0^\circ$
Lower flatness	90.4%	Max L/D $C_L$	1.105
Leading edge radius	4.2%	Stall angle	$7.5^\circ$
Max $C_L$	1.409	Zero-lift angle	$-3.5^\circ$

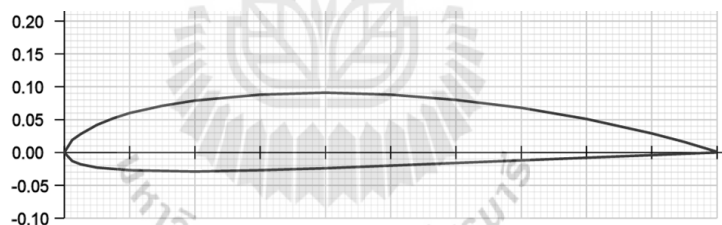


รูปที่ 3.11 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ Clark K (Airfoil Investigation Database, 2010)



รูปที่ 3.12 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ Clark K  
(Airfoil Investigation Database, 2010)

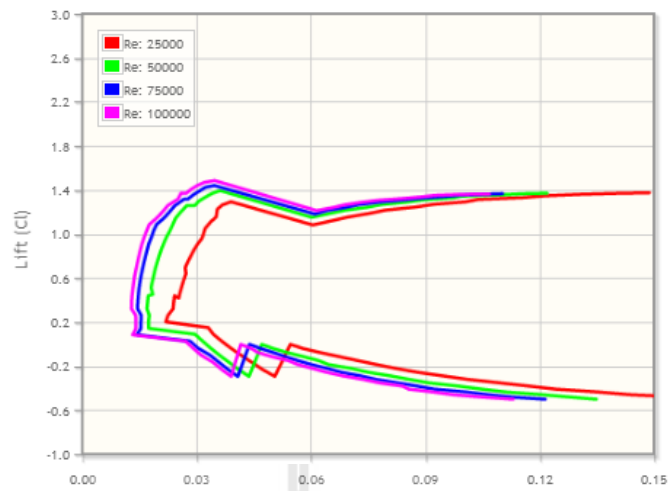
### 3.1.6 Clark V



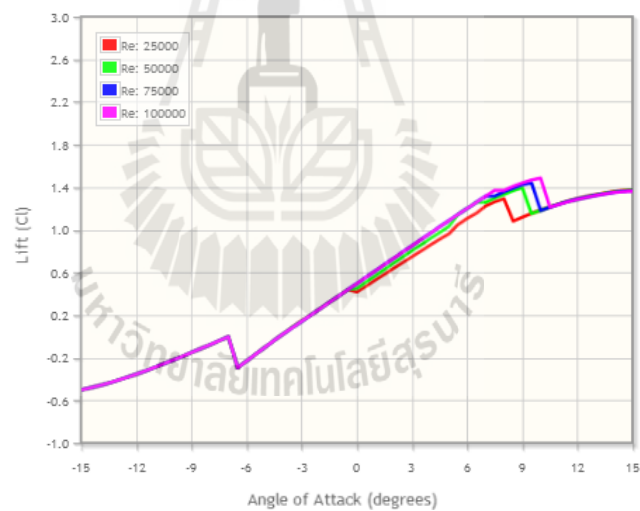
รูปที่ 3.13 Clark V (Airfoil Investigation Database, 2010)

ตารางที่ 3.6 คุณสมบัติต่าง ๆ ของแผนอากาศแบบ Clark V

Thickness	11.6%	Max $C_L$ angle	10.0°
Camber	3.4%	Max L/D	62.075
Trailing edge angle	19.0°	Max L/D angle	5.0°
Lower flatness	89.8%	Max L/D $C_L$	1.084
Leading edge radius	3.2%	Stall angle	7.5°
Max $C_L$	1.483	Zero-lift angle	-4.0°

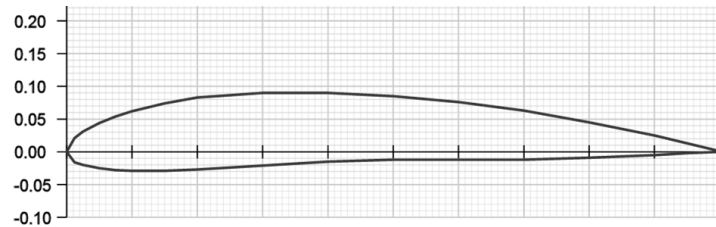


รูปที่ 3.14 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ Clark V  
(Airfoil Investigation Database, 2010)



รูปที่ 3.15 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ Clark V  
(Airfoil Investigation Database, 2010)

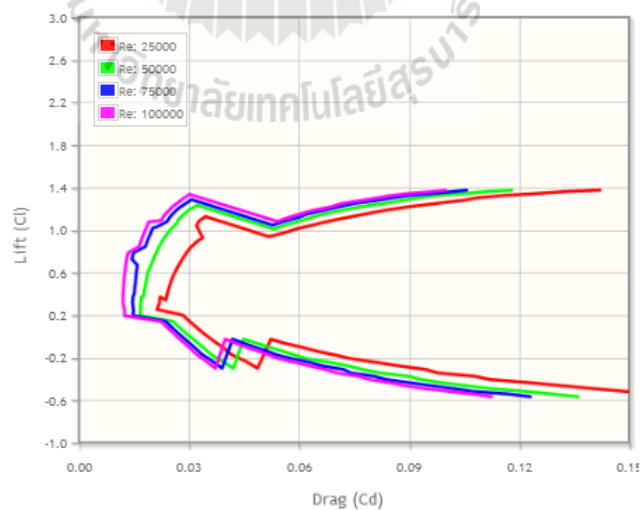
### 3.1.7 Clark W



รูปที่ 3.16 Clark W (Airfoil Investigation Database, 2010)

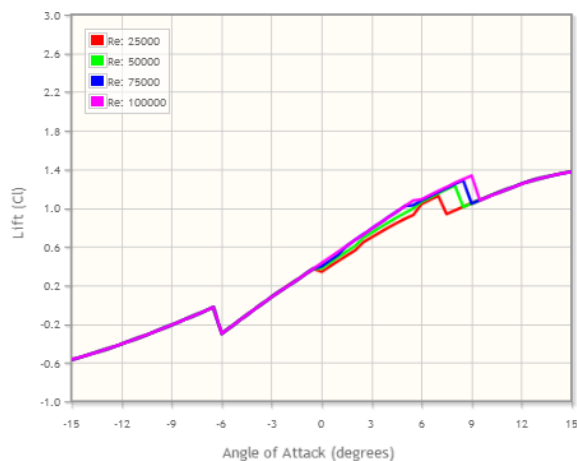
ตารางที่ 3.7 คุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแบบ Clark W

Thickness	11.2%	Max $C_L$ angle	15.0°
Camber	3.8%	Max L/D	58.886
Trailing edge angle	17.3°	Max L/D angle	3.0°
Lower flatness	91.3%	Max L/D $C_L$	0.783
Leading edge radius	3.4%	Stall angle	9.0°
Max $C_L$	1.371	Zero-lift angle	-3.5°



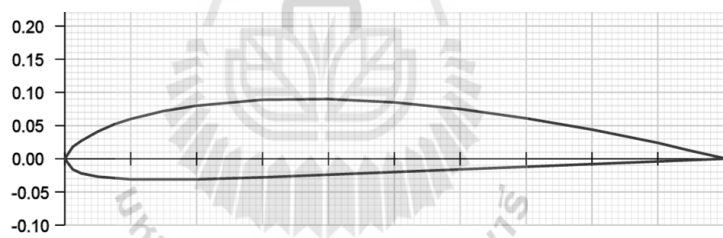
รูปที่ 3.17 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ Clark W

(Airfoil Investigation Database, 2010)



รูปที่ 3.18 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ Clark W  
(Airfoil Investigation Database, 2010)

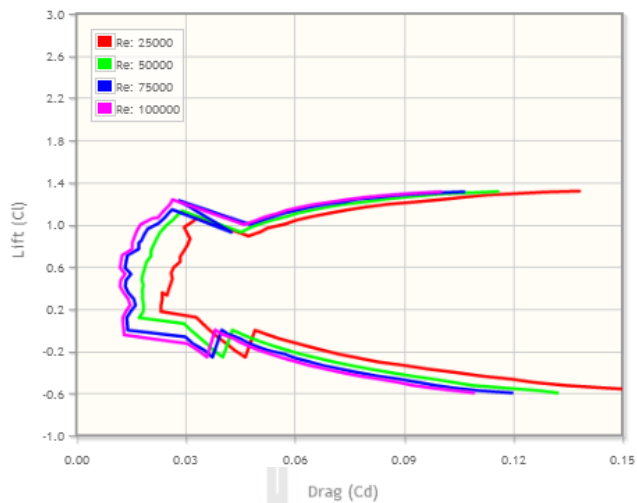
### 3.1.8 Clark X



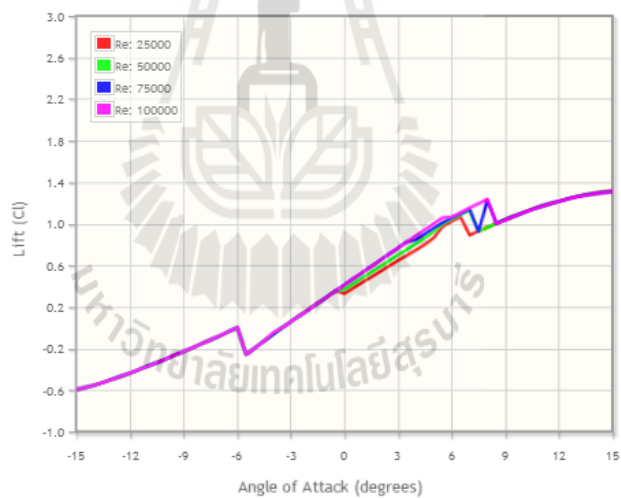
รูปที่ 3.19 Clark X (Airfoil Investigation Database, 2010)

ตารางที่ 3.8 คุณสมบัติต่าง ๆ ของแผนอากาศแบบ Clark X

Thickness	11.7%	Max $C_L$ angle	15.0°
Camber	3.3%	Max L/D	56.969
Trailing edge angle	15.8°	Max L/D angle	5.0°
Lower flatness	88.5%	Max L/D $C_L$	0.999
Leading edge radius	3.4%	Stall angle	8.0°
Max $C_L$	1.308	Zero-lift angle	-3.0°



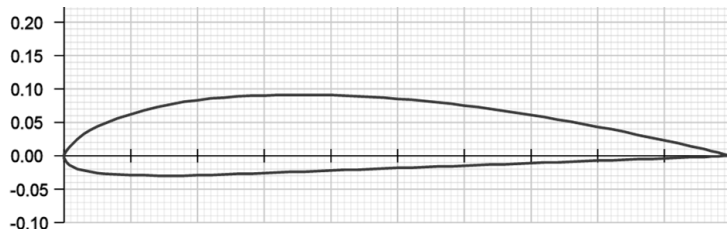
รูปที่ 3.20 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ Clark X  
(Airfoil Investigation Database, 2010)



รูปที่ 3.21 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ Clark X  
(Airfoil Investigation Database, 2010)



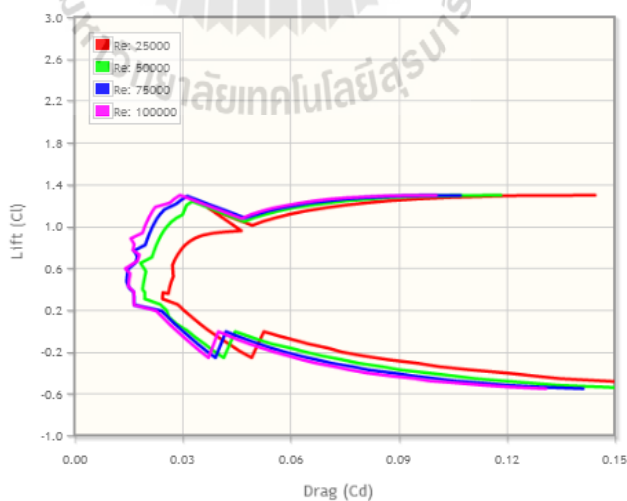
### 3.1.9 Clark Y



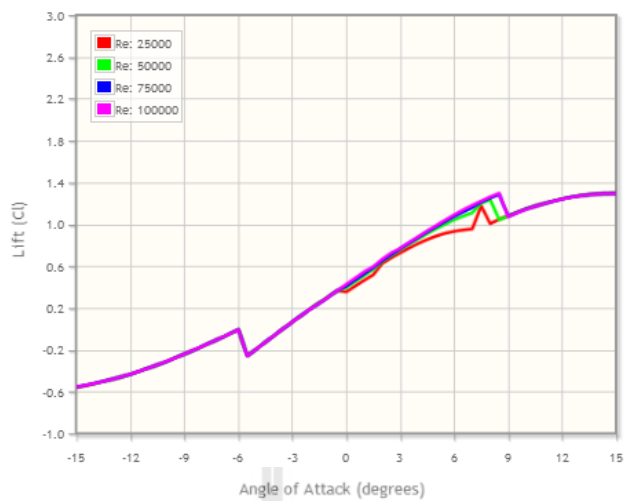
รูปที่ 3.22 Clark Y (Airfoil Investigation Database, 2010)

ตารางที่ 3.9 คุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศแบบ Clark Y

Thickness	11.7%	Max $C_L$ angle	$8.5^\circ$
Camber	3.4%	Max L/D	56.51
Trailing edge angle	$18.6^\circ$	Max L/D angle	$4.0^\circ$
Lower flatness	71.8%	Max L/D $C_L$	0.879
Leading edge radius	1.2%	Stall angle	$8.5^\circ$
Max $C_L$	1.294	Zero-lift angle	$-3.5^\circ$

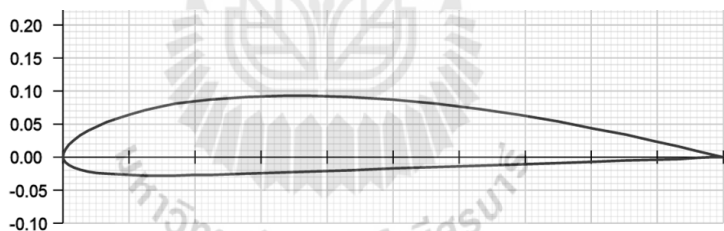


รูปที่ 3.23 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ Clark Y (Airfoil Investigation Database, 2010)



รูปที่ 3.24 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ Clark Y (Airfoil Investigation Database, 2010)

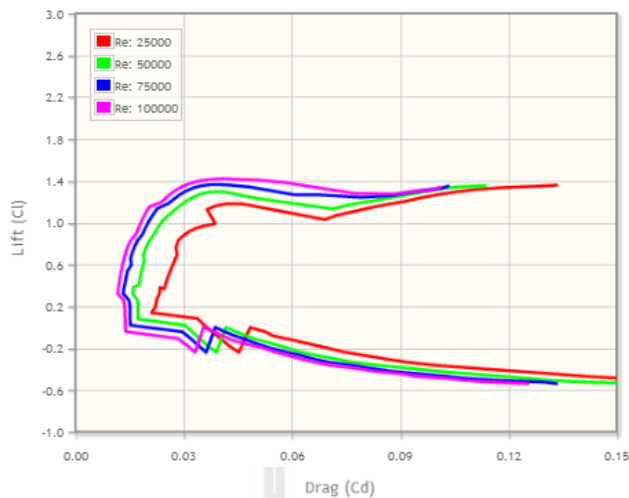
### 3.1.10 Clark Y 11.7% Smoothed



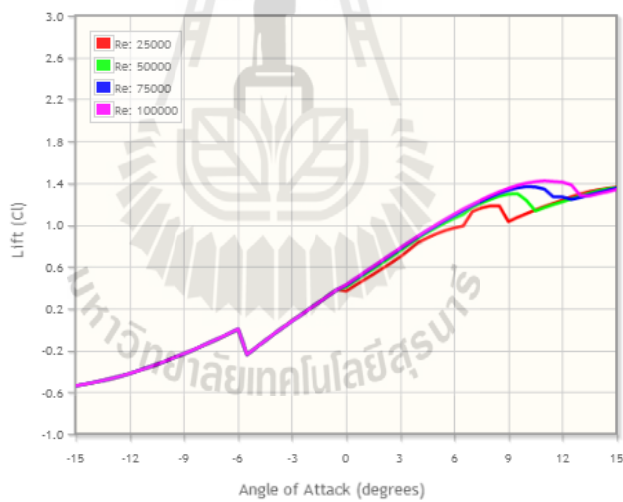
รูปที่ 3.25 Clark Y 11.7% Smoothed (Airfoil Investigation Database, 2010)

ตารางที่ 3.10 คุณสมบัติต่าง ๆ ของแผนอากาศแบบ Clark Y 11.7% Smoothed

Thickness	11.7%	Max $C_L$ angle	$11.0^\circ$
Camber	3.6%	Max L/D	56.524
Trailing edge angle	$17.9^\circ$	Max L/D angle	$6.5^\circ$
Lower flatness	81.4%	Max L/D $C_L$	1.149
Leading edge radius	1.8%	Stall angle	$11.0^\circ$
Max $C_L$	1.418	Zero-lift angle	$-3.5^\circ$

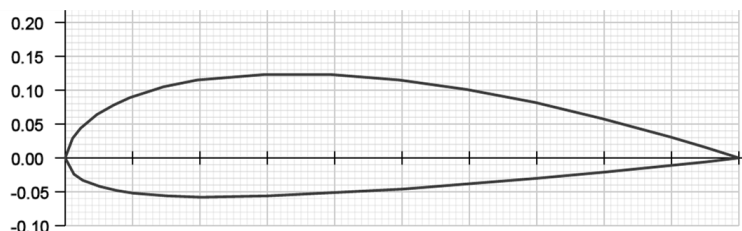


รูปที่ 3.26 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ Clark Y 11.7% Smoothed (Airfoil Investigation Database, 2010)



รูปที่ 3.27 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ Clark Y 11.7% Smoothed (Airfoil Investigation Database, 2010)

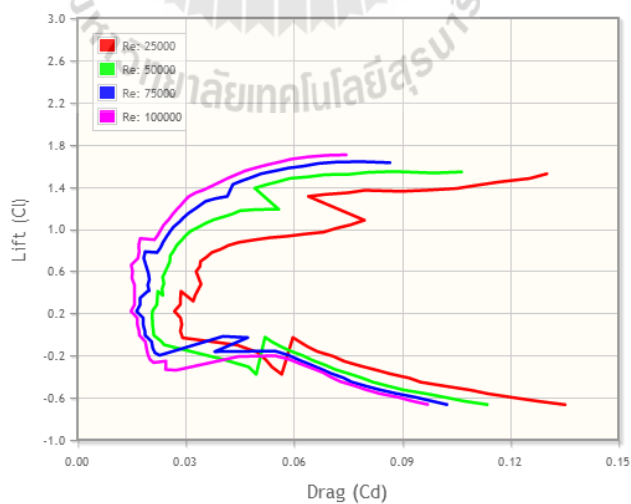
### 3.1.11 Clark YM18



รูปที่ 3.28 Clark YM18 Airfoil (Airfoil Investigation Database, 2010)

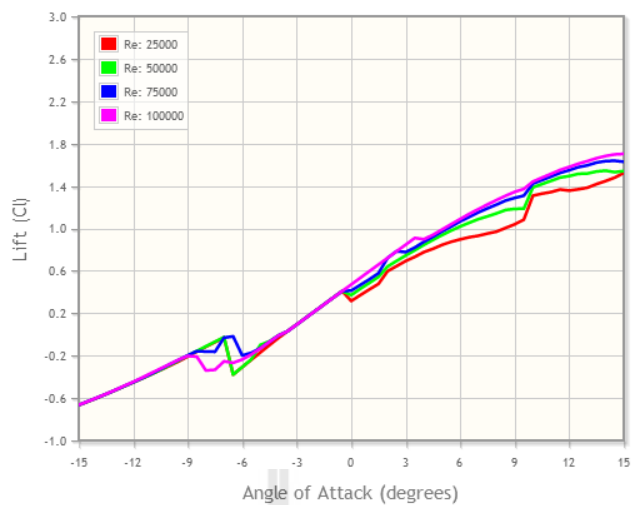
ตารางที่ 3.11 คุณสมบัติต่าง ๆ ของแผนอากาศแบบ Clark YM18

Thickness	18.0%	Max $C_L$ angle	$15.0^\circ$
Camber	3.6%	Max L/D	52.144
Trailing edge angle	$23.9^\circ$	Max L/D angle	$3.5^\circ$
Lower flatness	61.6%	Max L/D $C_L$	0.909
Leading edge radius	5.2%	Stall angle	$3.5^\circ$
Max $C_L$	1.702	Zero-lift angle	$-3.5^\circ$



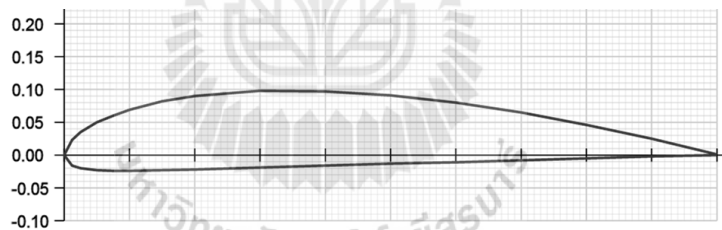
รูปที่ 3.29 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ Clark YM18

(Airfoil Investigation Database, 2010)



รูปที่ 3.30 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของClark YM18  
(Airfoil Investigation Database, 2010)

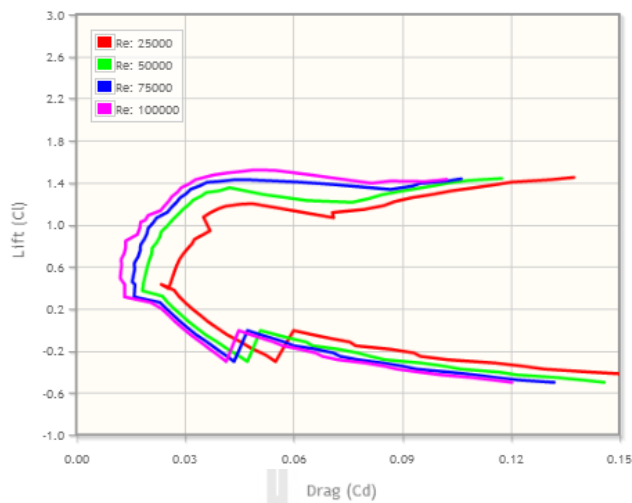
### 3.1.12 Clark Z



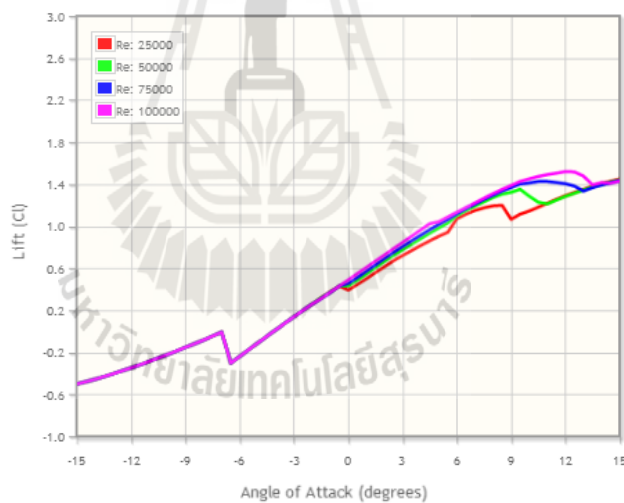
รูปที่ 3.31 Clark Z (Airfoil Investigation Database, 2010)

ตารางที่ 3.12 คุณสมบัติต่าง ๆ ของแผนอากาศแบบ Clark Z

Thickness	11.7%	Max $C_L$ angle	12.0°
Camber	4.1%	Max L/D	62.266
Trailing edge angle	15.7°	Max L/D angle	3.0°
Lower flatness	94.1%	Max L/D $C_L$	0.843
Leading edge radius	3.6%	Stall angle	12.0°
Max $C_L$	1.517	Zero-lift angle	-4.0°



รูปที่ 3.32 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับแรงต้านของ Clark Z  
(Airfoil Investigation Database, 2010)



รูปที่ 3.33 แผนภาพแสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะของ Clark Z  
(Airfoil Investigation Database, 2010)

ตารางที่ 3.13 เปรียบเทียบคุณสมบัติต่าง ๆ ของแผนอากาศแต่ละตระกูล Clark

Clark Airfoil Type	K	V	W	X	Y
Thickness	11.7%	11.6%	11.2%	11.7%	11.7%
Camber	3.3%	3.4%	3.8%	3.3%	3.4%
Trailing edge angle	14.6°	19.0°	17.3°	15.8°	18.6°
Lower flatness	90.4%	89.8%	91.3%	88.5%	71.8%
Leading edge radius	4.2%	3.2%	3.0%	3.4%	1.2%
Max $C_L$	1.409	1.483	1.371	1.308	1.294
Max $C_L$ angle	11.5°	10.0°	15.0°	15.0°	8.5°
Max L/D	66.917	62.075	58.886	56.969	56.510
Max L/D angle	6.0°	5.0°	3.0°	5.0°	4.0°
Max L/D $C_L$	1.105	1.084	0.783	0.999	0.879
Stall angle	7.5°	7.5°	9.0°	8.0°	8.5°
Zero-lift angle	-3.5°	-4.0°	-3.5°	-3.0°	-3.5°

ตารางที่ 3.14 เปรียบเทียบคุณสมบัติต่าง ๆ ของแผนอากาศแต่ละตระกูล Clark

Clark Airfoil Type	Y 11.7% Smoothed	YM-15	YM-18	Z
Thickness	11.7%	15.0%	18.0%	11.7%
Camber	3.6%	3.6%	3.6%	4.1%
Trailing edge angle	17.9°	20.0°	23.9°	15.7°
Lower flatness	81.4%	77.4%	61.6%	94.1%
Leading edge radius	1.8%	4.2%	5.2%	3.6%
Max $C_L$	1.418	1.597	1.702	1.517
Max $C_L$ angle	11.0°	14.0°	15.0°	12.0°
Max L/D	56.524	60.013	52.144	62.266
Max L/D angle	6.5°	4.5°	3.5°	3.0°
Max L/D $C_L$	1.149	1.007	0.909	0.843
Stall angle	11.0°	14.0°	3.5°	12.0°
Zero-lift angle	-3.5°	-3.5°	-3.5°	-4.0°

จากการศึกษาคุณสมบัติต่าง ๆ ของแพนอากาศชนิด Clark ดังแสดงในตารางที่ 3.13 และตารางที่ 3.14 แพนอากาศแบบ Clark เมื่อทำมุมปะทะ  $2^{\circ}$ - $3^{\circ}$  ส่วนล่างจะมีลักษณะเป็นแนวระนาบกับพื้นทั้งหมดซึ่งเป็นพื้นฐานของการสร้างอากาศยานขึ้นต้นค่า  $C_L$  ที่มุมดังกล่าวจะอยู่ระหว่าง 0.55-0.65 และถึงแม้ว่า Clark YM-15 และ Clark YM-18 จะมีค่า  $C_L$  สูงแต่ความราบรื่นของค่า  $C_L$  ที่เปลี่ยนไปตามมุมปะทะก็มีไม่มากนักโดยเฉพาะที่ความเร็วต่ำ (RN ต่ำ ๆ) เมื่อศึกษาและพิจารณาแล้วแพนอากาศแบบ Clark Y 11.7 % Smoothed จะมีค่า  $C_L$  ที่เปลี่ยนแปลงได้ราบรื่น มีค่า  $C_D$  น้อยมีมุมปะทะวิกฤต (Stall Angle) สูงกว่าแบบอื่นดังนั้นจึงได้พิจารณานำแพนอากาศแบบ Clark Y 11.7% Smoothed มาใช้ในการออกแบบโดยให้ทำมุมปะทะ  $2^{\circ}$  ซึ่งมีสัมประสิทธิ์แรงยกที่ 0.55 และสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ 0.03 (ประมาณ 0.027)

### 3.2 การเลือกใช้ชุดสร้างแรงขับ

เพื่อให้สามารถเลือกวัสดุที่ใช้สร้างอากาศยานและองค์ประกอบต่าง ๆ รวมทั้งขนาดของมอเตอร์จึงได้ประมาณการน้ำหนักของอากาศยานเสียก่อนซึ่งประกอบไปด้วยน้ำหนักของอากาศยาน 3 กิโลกรัมระบบควบคุมการบินชุดมอเตอร์และแบตเตอรี่ 3 กิโลกรัมน้ำหนักบรรทุก 2 กิโลกรัมน้ำหนักรวมประมาณ 8 กิโลกรัมซึ่งในการออกแบบจะใช้น้ำหนัก 8 กิโลกรัมในการออกแบบ

การเลือกใช้มอเตอร์จะเลือกใช้ข้อมูลมอเตอร์จากบริษัทที่ผลิตเองโดยได้เลือกใช้มอเตอร์ที่มีความนิยมในการนำมาสร้างอากาศยานบังคับขนาดเล็กนั้นคือ O.S.Motor



รูปที่ 3.34 O.S.Motor Specification (O.S.Motor, 2015)



อากาศยานที่ออกแบบจะคำนึงถึงการขึ้นลงทางดิ่งเป็นหลัก โดยแต่ละด้านต้องสามารถสร้างแรงยกได้ 4-5 กิโลกรัมซึ่งใบพัดที่ใช้กับอากาศยานหลายใบพัด (Multi Rotor) จะมีลักษณะการหมุนสวนทางกัน โดยที่มีคุณสมบัติขนาดใกล้เคียงกับคุณสมบัติที่มีให้ตามตารางของ O.S.Motor คือ 24 x 5 นิ้วซึ่งมีพื้นที่การดึงอากาศ เพื่อชดเชยมุมของใบพัดที่ลดลง ซึ่งสามารถสร้างแรงยกได้ใกล้เคียงกับใบพัดขนาด 16 x 12 นิ้วหรือประมาณ 4.5 กิโลกรัมนั่นเองดังนั้นจึงได้พิจารณาเลือกใช้มอเตอร์แบบ OMA-5025-375 ดังแสดงรายละเอียดในรูปที่ 3.36 ใช้กับแบตเตอรี่ Lithium Polymer ขนาด 6 cell (26.2 Volt.) และใบพัดขนาด 24 x 5 นิ้ว

### 3.3 การออกแบบปีก และโครงสร้าง

จากสมมูลการเคลื่อนที่ในเรื่องพลศาสตร์การบินของอากาศยานปีกตรึงข้อ 2.1.1.5

$$\text{Lift}(L) = \text{Weight}(W) \quad (3-1)$$

$$\text{Thrust}(T) = \text{Drag}(D) \quad (3-2)$$

จากการประมาณน้ำหนักเพื่อใช้ในการออกแบบจะได้  $W = 80 \text{ N}$  และจากการเลือกชุดสร้างแรงขับจะได้  $T = 90 \text{ N}$

แทนสมการ (2-7) ในสมการ (3-2) จะได้  $T = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_d$

$$\frac{1}{2} \rho v^2 = \frac{T}{S C_d} \quad (3-3)$$

จากสมการ (2-8) จะได้ว่า  $L = \frac{1}{2} \rho v^2 S_{\text{Airfoil}} C_{l-\text{Airfoil}}$

$$\frac{1}{2} \rho v^2 = \frac{L}{S_{\text{Airfoil}} C_{l-\text{Airfoil}}} \quad (3-4)$$

ให้สมการ (3-3) เท่ากับสมการ (3-4) จะได้  $\frac{T}{SC_d} = \frac{L}{S_{Airfoil} C_{l-Airfoil}}$

$$\frac{T}{S_{Other} C_{d-Other} + S_{Airfoil} C_{d-Airfoil}} = \frac{L}{S_{Airfoil} C_{l-Airfoil}}$$

$$S_{Airfoil} = \frac{L S_{Other} C_{d-Other}}{(TC_{l-Airfoil}) - (LC_{d-Airfoil})} \quad (3-5)$$

โดยที่  $S_{Airfoil}$  = พื้นที่ผิวสัมผัสของปีก

$S_{Other}$  = พื้นที่ผิวสัมผัสของส่วนอื่น ๆ นอกจากปีก

$C_{l-Airfoil}$  = สัมประสิทธิ์แรงยกของปีก

$C_{d-Airfoil}$  = สัมประสิทธิ์แรงต้านของปีก

$C_{d-Other}$  = สัมประสิทธิ์แรงต้านของอื่น ๆ นอกจากปีก

ขนาดของพื้นที่ปีกที่จะนำไปออกแบบให้ได้แรงยกตามต้องการจึงจะคำนวณโดยการคาดการณ์ค่าแรงต้านที่เป็นไปได้มากที่สุดโดยกำหนดให้Fuselage (ลำตัว) เป็นทรงกระบอกสี่เหลี่ยมผืนผ้าสูง 20 cm. กว้าง 20 cm. ยาว 100 cm. ค่า  $C_d = 1.2$  Elevator เป็นทรงกระบอกสี่เหลี่ยมผืนผ้าสูง 0.5 cm. กว้าง 100 cm. ยาว 15 cm. ค่า  $C_d = 2$  Rudder ทรงกระบอกสี่เหลี่ยมผืนผ้า 2 ชุดขนาดสูง 20 cm. กว้าง 0.5 cm. ยาว 15 cm.  $C_d = 1.18$

ในการออกแบบใช้แพนอากาศ Clark Y 11.7% Smoothed ทำมุมปะทะ  $2^\circ$  ค่า  $C_l = 0.55$  และ  $C_d = 0.03$  โดยในการออกแบบอากาศยานนี้ต้องการให้อากาศยานมีขนาดเล็กกะทัดรัดเพื่อให้สามารถควบคุมแรงยกของชุดมอเตอร์ที่ปลายปีกได้ง่าย ดังนั้นจึงควรใช้ปีกที่มีขนาดเล็กซึ่งจากสมการ (3-5) และค่าต่าง ๆ ที่ทราบมาแล้วในขั้นต้นสามารถใช้โปรแกรม Excel ช่วยในการหาขนาดของปีกที่ต้องการได้

ตารางที่ 3.15 กำลังขับที่ใช้เทียบกับพื้นที่ปีก และความเร็วร่อน

Weight = 80 N	Area (m <sup>2</sup> )	V(m/s)	V(km/h)
Thrust = 90 N			
30%	0.373	24.752	89.107
35%	0.320	26.735	96.247
40%	0.280	28.581	102.892

จากตารางที่ 3.15 เพื่อให้อากาศยานมีขนาดไม่ใหญ่มากมีปีกที่แคบ จึงเลือกใช้ปีกขนาด 0.3 ตารางเมตร

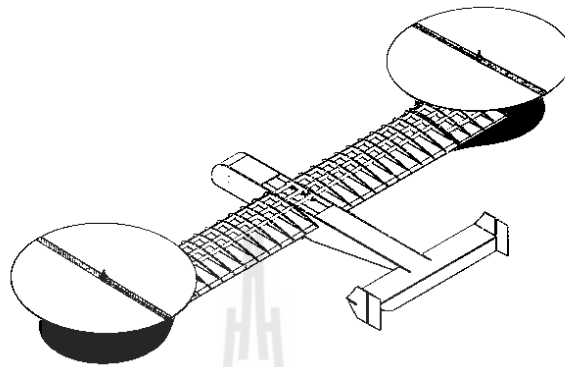
ตารางที่ 3.16 ค่า AR กับความกว้างของปีกและชยา

AR	Span (m)	Chord (m)
4	1.093	0.273
5	1.222	0.244
6	1.338	0.223

จากตารางที่ 3.16 นำมาพิจารณาออกแบบปีกโดยให้มีความกว้างของปีก 1.2 เมตร และความยาวของชยา 0.25 เมตร จะได้พื้นที่ปีกเป็น 0.3 ตารางเมตรและมีค่า AR = 4.8 และคำนวณหาความเร็วร่อนใหม่ได้เป็น 27.674 m/s หรือ 99.625 km/h โดยใช้แรงขับ 38 % ของกำลังมอเตอร์สูงสุด (90 N)

### 3.4 การสร้างอากาศยานลำจริง

ออกแบบปีกและการเลือกใช้ชุดสร้างแรงขับนำมาออกแบบสร้างด้วยโปรแกรมออกแบบ  
ชิ้นงานสามมิติดังแสดงในรูปที่ 3.35



รูปที่ 3.35 Tilt-Rotor UAV ที่ออกแบบด้วยโปรแกรมออกแบบชิ้นงานสามมิติ

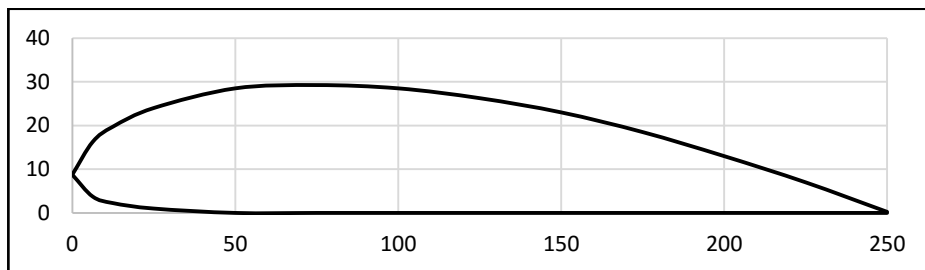
#### 3.4.1 โครงสร้างหลักของอากาศยาน

ประกอบไปด้วยลำตัวและชุดปรับมุมมอเตอร์ โดยชิ้นส่วนหลักจะเป็นอลูมิเนียม  
เพื่อให้อากาศยานสามารถรับน้ำหนักของได้ดี

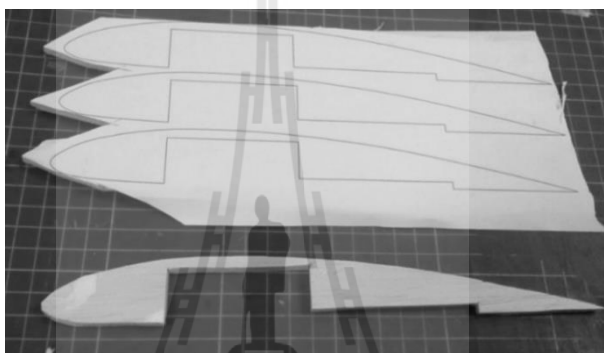


รูปที่ 3.36 Tilt-Rotor UAV ส่วนโครงสร้างหลักของอากาศยาน และระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ





รูปที่ 3.37 ลักษณะของแพนอากาศที่ต้องสร้าง



รูปที่ 3.38 โครงสร้างหลักของแพนอากาศที่สร้างด้วยไม้บัลซ่า

เมื่อนำโครงสร้างหลักของแพนอากาศที่สร้างด้วยไม้บัลซ่า ซึ่งมีน้ำหนักเบา มาเรียงต่อกัน ประกอบกับการนำท่ออลูมิเนียมกลมมาใช้ค้ำปีก จะทำให้ปีกของอากาศยาน มีความแข็งแรงยิ่งขึ้นดังแสดงในรูปที่ 3.41 และรูปที่ 3.42



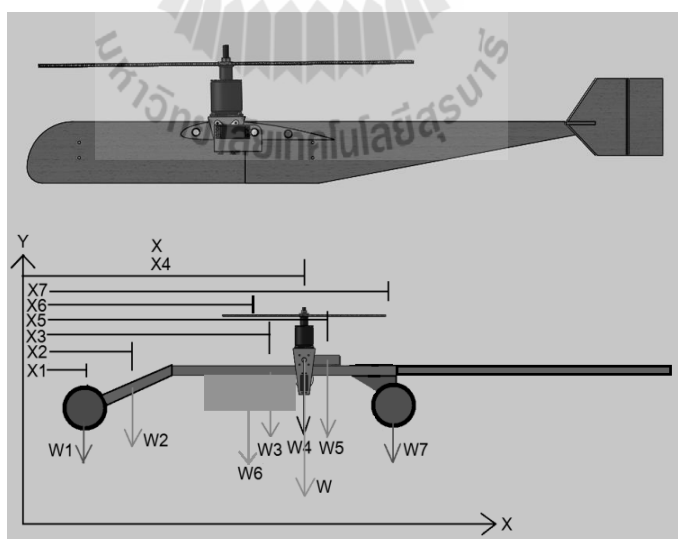
รูปที่ 3.39 โครงสร้างหลักของแพนอากาศที่เรียงต่อกัน



รูปที่ 3.40 โครงสร้างปีกที่สร้างเสร็จและนำมาประกอบกับอากาศยานเรียบร้อย

### 3.5 การคำนวณหาจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยาน

ในการออกแบบอากาศยานเพื่อลดปัญหาของจุดศูนย์ถ่วงจะออกแบบให้ด้านซ้ายและขวามีลักษณะสมดุลกันและจะพิจารณาจุดศูนย์ถ่วงจากหน้าไปหลังหรือในแนวแกน  $x$  เท่านั้น โดยอากาศยานขึ้นลงทางดิ่งน้ำหนักจะอยู่แนวเดียวกับมอเตอร์และอากาศยานปีกตรึงน้ำหนักจะอยู่ระหว่างปีกและเชิงไปหน้าเล็กน้อยจากแรงยกของปีกดังแสดงในรูปที่ 3.43 และตารางที่ 3.19 แสดงผลการคำนวณหาตำแหน่งของจุดศูนย์ถ่วง ซึ่งคำนวณได้จากสมการ (2-10)



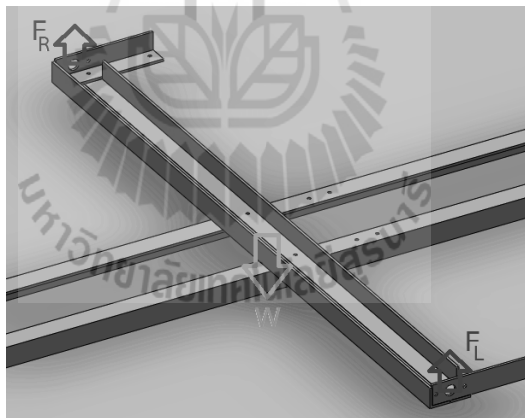
รูปที่ 3.41 การวิเคราะห์น้ำหนักแต่ละส่วนกับจุดศูนย์ถ่วง

ตารางที่ 3.19 การคำนวณหาตำแหน่งของจุดศูนย์ถ่วง

ส่วนที่	1	2	3	4	5	6	7
ลักษณะชิ้นส่วน	Wheel	Frame	Frame&Payload	Motor&Servo	Wing	Battery	Wheel
Weight(g)	50	200	2800	1800	1000	1500	50
X-Length (cm)	25	35	80	100	110	70	125
Total Weight (g)			7400	CG-Length (cm)		85.6	

### 3.6 การวิเคราะห์ความแข็งแรงของโครงสร้าง

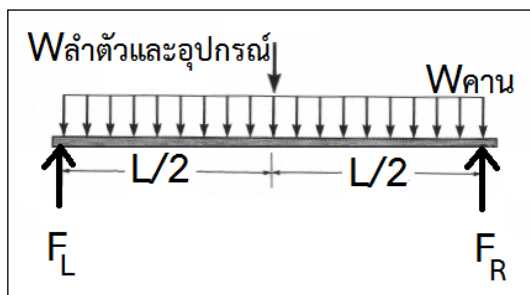
ในโครงสร้างของอากาศยานที่ออกแบบ ส่วนที่รับน้ำหนักบรรทุกทุกเป็นหลักโดยจะวิเคราะห์ส่วนที่รับภาระจากน้ำหนักมากที่สุดคือ ขณะทำการบินแบบขึ้นลงทางดิ่ง เนื่องจากระยะของแรงที่กระทำมีค่ามาก จึงทำให้โมเมนต์ที่เกิดขึ้นมีค่าสูงสุด โดยส่วนที่รับน้ำหนักบรรทุกทุกคือส่วนระหว่างชุดสร้างแรงยกทั้งสองด้านและจุดกึ่งกลางลำตัว ซึ่งคำนวณได้จากสมการ (2-12), (2-13), (2-14) และ (2-15)



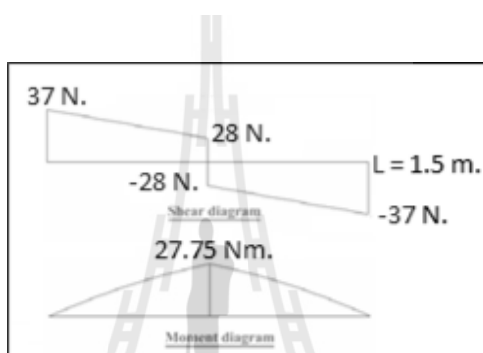
รูปที่ 3.42 แรงที่กระทำบนคานรองรับของโครงสร้างปีก

ขณะอากาศยานทำการบินขึ้นลงทางดิ่งแรงยกจากใบพัด  $F_R$  และ  $F_L$  จะทำหน้าที่เสมือนแรงที่จุดยึดดังแสดงในรูปที่ 3.44 และรูปที่ 3.45 โดยคานรองรับน้ำหนักใช้คานอลูมิเนียมรูปตัว L แบบสมมาตรจำนวน 2 เส้น โดยแต่ละเส้นนั้นยาว 1.5 เมตร มีขนาด  $0.025 \times 0.025$  เมตร และหนา 0.003 เมตร และมีน้ำหนัก 0.6 กก. โดยน้ำหนักลงที่กึ่งกลางคานมีค่าเท่ากับ 5.6 กก.





รูปที่ 3.43 แรงที่กระทำบนคานรองรับของโครงสร้างปีก

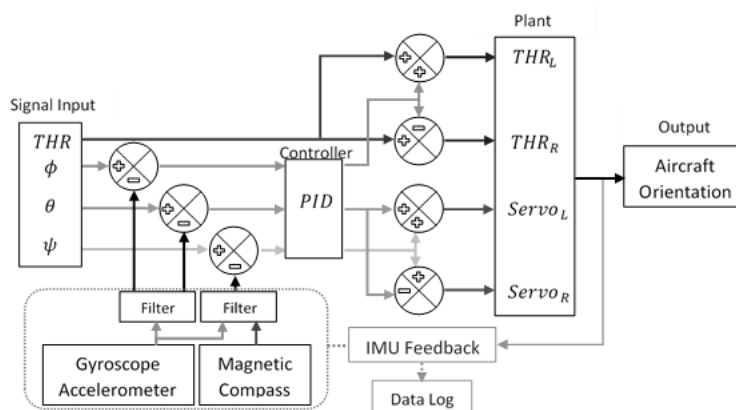


รูปที่ 3.44 แผนภาพแสดง Shear Force และ Bending Moment

จากที่ได้ทราบค่า Bending Moment และ Maximum Shear Force จะสามารถนำมาวิเคราะห์ค่าความแข็งแรงของโครงสร้างโดยคำนวณหา Moment of Inertia ของคานทั้งสองได้ มีค่าเท่ากับ  $1.54 \times 10^{-7} \text{ m}^4$  โดยมีพื้นที่หน้าตัดเท่ากับ  $2.82 \times 10^{-4} \text{ m}^2$  และคำนวณหา Bending Stress ได้เท่ากับ  $8.13 \times 10^7 \text{ N/m}^2$  (81.3 MPa) และ Shear Stress  $1.31 \times 10^5 \text{ N/m}^2$  (131 kPa) แสดงดังรูปที่ 24 โดยอลูมิเนียม ที่นำมาใช้สร้างชิ้นงานมี Maximum Bending Stress 83 MPa และ Maximum Shear Stress 76 MPa (Aluminum, 2015) ซึ่งมีความแข็งแรงพอเหมาะกับการออกแบบอากาศยาน

### 3.7 การออกแบบระบบควบคุมการบินแบบขึ้นลงทางดิ่ง

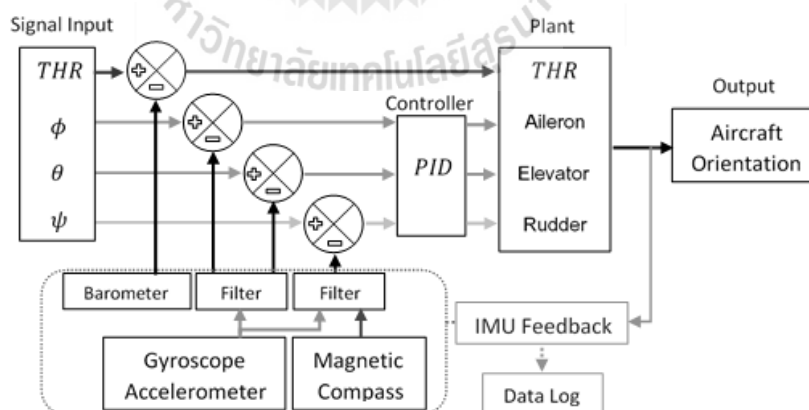
ลักษณะการเคลื่อนที่ของอากาศยานขึ้น-ลงทางดิ่งจะสามารถนำมาออกแบบระบบควบคุมการบินได้ดังแสดงในรูปที่ 3.50 โดยในการควบคุม Roll และ Pitch จะใช้ค่าผิดพลาดป้อนกลับจาก Gyroscope และ Accelerometer ส่วนการควบคุม Yaw จะใช้ค่าที่เปลี่ยนแปลงไปจาก Magnetic Compass



รูปที่ 3.45 แผนภาพการควบคุม Bi-copter mode

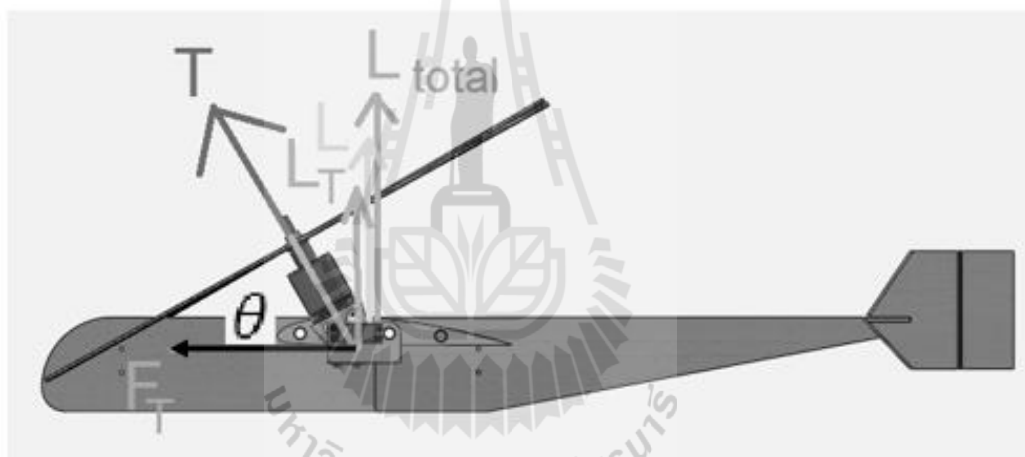
### 3.8 การออกแบบระบบควบคุมการบินแบบอากาศยานปีกตรึง

ลักษณะการเคลื่อนที่ของอากาศยานปีกตรึงจะสามารถนำมาออกแบบระบบควบคุมการบินได้ดังแสดงในรูปที่ 3.51 โดยในการควบคุม Roll และ Pitch จะใช้ค่าผิดพลาดป้อนกลับจาก Gyroscope และ Accelerometer ส่วนการควบคุม Yaw จะใช้ค่าที่เปลี่ยนแปลงไปจาก Magnetic Compass และ Accelerometer พร้อมทั้งการรักษาความสูงของอากาศยานจะใช้ Barometer ในการส่งค่าผิดพลาดป้อนกลับเข้าสู่ระบบ



รูปที่ 3.46 แผนภาพการควบคุม Airplane mode

ในการออกแบบอากาศยานนี้ ได้มุ่งเน้นในการควบคุมการบินขณะอากาศยานทำการขึ้น-ลงทางดิ่ง (Helicopter Mode) ดังนั้นในการบินทดสอบการเคลื่อนที่ของอากาศยานปีกตรึง จะยังไม่ใช้ระบบควบคุมอัตโนมัติ แต่ใช้การบินด้วยผู้ควบคุมแทน แต่อย่างไรก็ตามเนื่องด้วยแรงยกของการบินในแบบอากาศยานปีกหมุนและอากาศยานปีกตรึงเกิดขึ้นด้วยลักษณะที่ต่างกันคืออากาศยานปีกหมุนได้แรงยกจากใบพัด และอากาศยานปีกตรึงได้แรงยกจากปีก ในขณะที่เปลี่ยนมุมของชุดใบพัดก็จะเกิดการเปลี่ยนแปลงทิศทางของแรงขับซึ่งอาจทำให้อากาศยานเสถียรสมดุลของแรงยก อันเป็นผลทำให้อากาศยานเสถียรความสูง และอากาศยานอาจตกลงได้ ดังนั้นจึงจำเป็นต้องให้ระบบควบคุมการบินของอากาศยานขึ้น-ลงทางดิ่ง ยังคงทำงานให้สอดคล้องกับแรงยกที่เปลี่ยนไปจนอากาศยานสามารถบินในลักษณะของอากาศยานปีกตรึงได้ ระบบควบคุมการบินของอากาศยานขึ้น-ลงทางดิ่งถึงจะปิดระบบลง



รูปที่ 3.47 แรงยกที่เกิดจากแรงขับ และแรงยกที่เกิดจากปีก เมื่อเปลี่ยนมุมชุดใบพัด

กำหนดให้ มุมของชุดใบพัดที่ทำกับแนวระดับ =  $\theta$

แรงขับสุทธิ =  $T$

แรงยกจากใบพัด =  $L_T$

แรงในการเคลื่อนที่ =  $F_T$

แรงยกจากปีก =  $L$

เนื่องจากแรงยกจากใบพัดและแรงในการเคลื่อนที่เป็นแรงประกอบมุมฉากของแรงขับสุทธิ และเกิดจากการแตกแรงของของแรงขับสุทธิจะได้ว่า  $L_T = T \sin \theta$  และ  $F_T = T \cos \theta$

จากสมการเคลื่อนที่ของอากาศยานเพื่อให้อากาศยานไม่เสถียรสูงในการบิน  $L \geq W$  โดยเมื่ออากาศยานเริ่มเคลื่อนที่  $T \geq D$  หรือ  $F_T \geq D$

แทน  $F_T = T \cos \theta$  และสมการ (2-5) ลงในความสัมพันธ์  $F_T \geq D$  จะได้

$$F_T \geq \frac{1}{2} \rho v^2 S C_d$$

$$T \cos \theta \geq \frac{1}{2} \rho v^2 (S_{\text{Airfoil}} C_{d-\text{Airfoil}} + S_{\text{Other}} C_{d-\text{Other}})$$

$$\frac{T \cos \theta}{(S_{\text{Airfoil}} C_{d-\text{Airfoil}} + S_{\text{Other}} C_{d-\text{Other}})} \geq \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (3-6)$$

เนื่องจากแรงยกของอากาศยาน เกิดทั้งจากปีกและใบพัด ดังนั้นกำหนดให้แรงยกสุทธิเป็น  $L_{\text{Total}}$  จะได้ว่า  $L_{\text{Total}} = L_{\text{Airfoil}} + L_T$   
แทน  $L_T = T \sin \theta$  และสมการ (2-6) ลงใน  $L_{\text{Total}} = L_{\text{Airfoil}} + L_T$  และความสัมพันธ์  $L_{\text{Total}} \geq W$  จะได้

$$\frac{1}{2} \rho v^2 S_{\text{Airfoil}} C_l + T \sin \theta \geq W$$

$$\frac{1}{2} \rho v^2 \geq \frac{W - T \sin \theta}{S_{\text{Airfoil}} C_l} \quad (3-7)$$

เพื่อหาว่า ในการเปลี่ยนแปลงมุมชุดใบแต่ละองศา จะต้องใช้แรงขับอย่างน้อยเท่าใด จะสามารถหาความสัมพันธ์ได้จากสมการ (3-6) และ (3-7) นั่นคือ

$$\frac{T \cos \theta \times S_{\text{Airfoil}} C_l}{(W - T \sin \theta) \times (S_{\text{Airfoil}} C_{d-\text{Airfoil}} + S_{\text{Other}} C_{d-\text{Other}})} \geq 1$$

$$T \geq \frac{W (S_{\text{Airfoil}} C_{d-\text{Airfoil}} + S_{\text{Other}} C_{d-\text{Other}})}{\left[ \cos \theta (S_{\text{Airfoil}} C_l) + \sin \theta (S_{\text{Airfoil}} C_{d-\text{Airfoil}} + S_{\text{Other}} C_{d-\text{Other}}) \right]} \quad (3-8)$$

โดยที่  $T$  = แรงขับที่ต้องใช้

$W$  = น้ำหนักของอากาศยาน

$S_{\text{Airfoil}}$  = พื้นที่ผิวสัมผัสของปีก

$S_{\text{Other}}$  = พื้นที่ผิวสัมผัสของส่วนอื่น ๆ นอกจากปีก

$C_{l\text{-Airfoil}}$  = สัมประสิทธิ์แรงยกของปีก

$C_{d\text{-Airfoil}}$  = สัมประสิทธิ์แรงต้านของปีก

$C_{d\text{-Other}}$  = สัมประสิทธิ์แรงต้านของอื่น ๆ นอกจากปีก

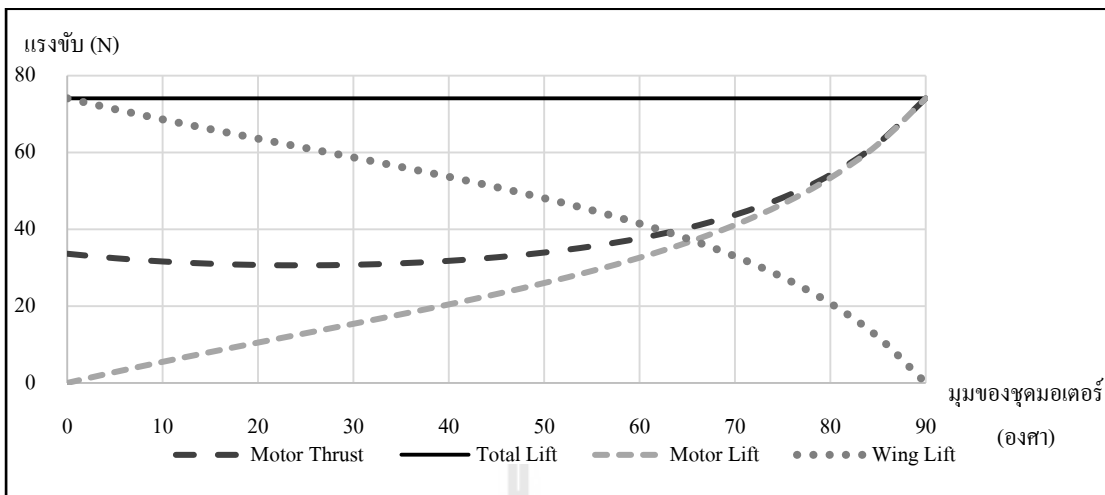
$\theta$  = มุมของชุดใบพัดที่ทำกับแนวระดับ

จากความสัมพันธ์ดังกล่าว สามารถใช้โปรแกรม Excel ช่วยในการคำนวณหาแรงขับที่ทำให้ไม่เสียแรงยกเมื่อเปลี่ยนมุมใบพัดได้ดังตารางที่ 3.20

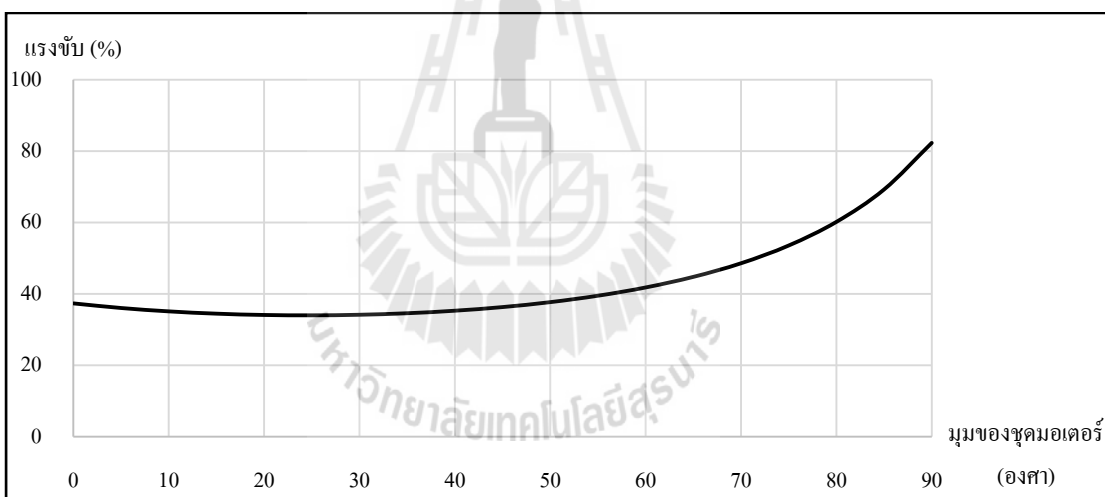
ตารางที่ 3.20 กำลังขับที่ต้องใช้เมื่อเปลี่ยนมุมมอเตอร์

มุม (องศา)	Trust		มุม (องศา)	Trust		มุม (องศา)	Trust	
	N.	%		N.	%		N.	%
0	33.64	37.37	35	31.15	34.61	65	40.32	44.80
5	32.47	36.08	40	31.79	35.32	70	43.75	48.61
10	31.62	35.13	45	32.71	36.34	75	48.23	53.59
15	31.04	34.49	50	33.95	37.72	80	54.18	60.20
20	30.71	34.13	55	35.57	39.52	85	62.36	69.29
25	30.62	34.02	60	37.65	41.83	90	74.10	82.34
30	30.77	34.18						

ทั้งนี้ในระหว่างเปลี่ยนมุมใบพัดเพื่อปรับแบบการบินแรงขับจากใบพัดจะมีการกระจายแรงและจะเกิดแรงยกจากปีกควบคู่กันไปด้วย ดังนั้นเพื่อให้สามารถใช้กำลังขับขณะเปลี่ยนแปลงมุมใบพัดจะต้องรักษาแรงยกให้คงที่เสมอแรงยกที่ได้จากใบพัดและปีก ดังแสดงในรูปที่ 3.53 และรูปที่ 3.54 แสดงกำลังขับกับมุมมอเตอร์ที่เปลี่ยนไป



รูปที่ 3.48 แผนภาพแสดงแรงขับของมอเตอร์ แรงยกที่ได้จากใบพัด ปีก และแรงยกรวม



รูปที่ 3.49 แผนภาพแสดงกำลังแรงขับของมอเตอร์ที่ต้องใช้เมื่อเปลี่ยนมุมชุดมอเตอร์

## บทที่ 4

### ผลการดำเนินการ

#### 4.1 ผลการทดสอบชุดควบคุมการบินขณะขึ้นลงทางดิ่ง

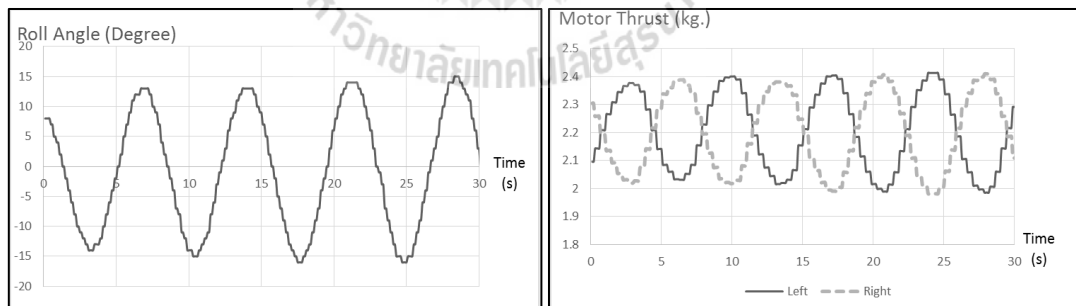
ในการออกแบบระบบควบคุมการบินจากที่ได้เลือกใช้ระบบควบคุมพีไอดี (PID controller) โดยใช้การปรับแต่ง PID ด้วยวิธี Ziegler-Nichols

##### 4.1.1 การทดสอบด้วยโครงสร้างหลัก

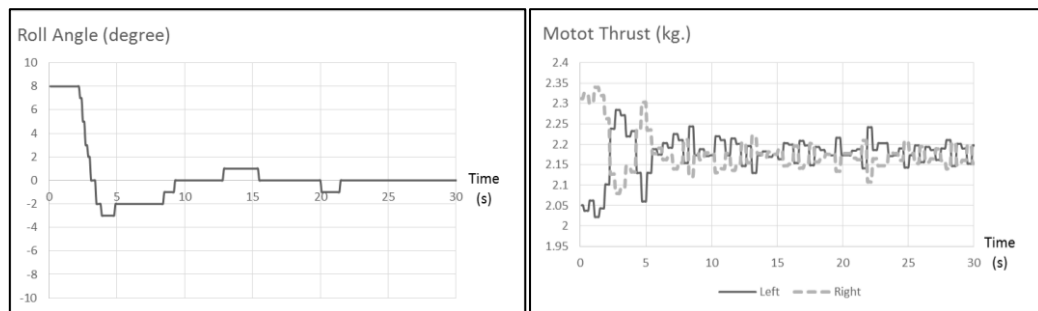
จะพิจารณาใช้ชุดควบคุมจำนวน 2 ชุดเพื่อนำมาเปรียบเทียบหาชุดที่เหมาะสม

##### 4.1.1.1 มุม Roll

ทดลองโดยการกวนระบบด้วยการหมุนลงไปทางขวาเป็นมุม 8 องศาโดยกำหนดค่า  $K_c = 100$  และคาบเวลาคือ 6 ซึ่งสามารถประมาณชุดควบคุมที่ 1 ควบคุมแบบ P-Control ที่มีค่า  $P = 40$  และชุดควบคุมที่ 2 ควบคุมแบบ PID-Control ที่มีค่า  $P = 60$ ,  $I = 20$  และ  $D = 50$  ผลการตอบสนองของการรักษาเสถียรภาพมุม Roll ต่อการเบี่ยงเบนจากสภาพสมดุลของตัวควบคุมทั้งสองแบบดังแสดงในรูปที่ 4.1 และรูปที่ 4.2



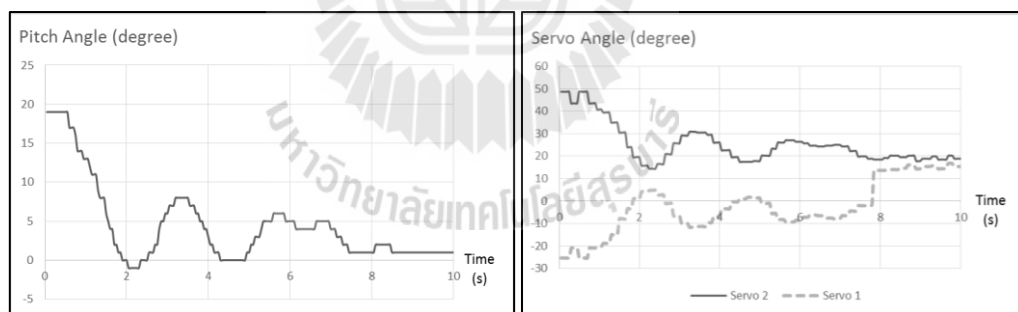
รูปที่ 4.1 การแก้มุม Roll ของโครงสร้างหลักด้วยชุดควบคุมที่ 1



รูปที่ 4.2 การแก้มุม Roll ของโครงสร้างหลักด้วยชุดควบคุมที่ 2

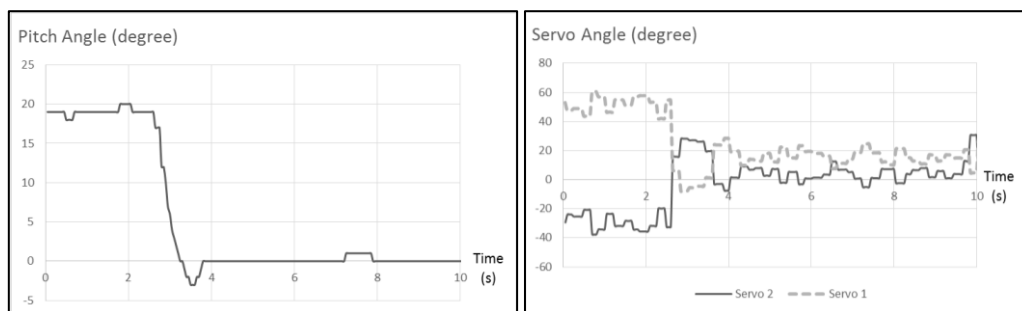
#### 4.1.1.2 มุม Pitch

ทดลองโดยการรบกวนระบบด้วยการยกหัวอากาศยานขึ้นเป็นมุม 19 องศา โดยกำหนดค่า  $K_c = 100$  และคาบเวลาคือ 7 ซึ่งสามารถประมาณชุดควบคุมที่ 1 ควบคุมแบบ P-Control ที่มีค่า  $P = 30$  และชุดควบคุมที่ 2 ควบคุมแบบ PID-Control ที่มีค่า  $P = 60$ ,  $I = 10$  และ  $D = 50$  ผลการตอบสนองของการรักษาเสถียรภาพมุม Pitch ต่อการเบี่ยงเบนจากสภาพสมดุลของตัวควบคุมทั้งสองแบบดังแสดงในรูปที่ 4.3 และรูปที่ 4.4



รูปที่ 4.3 การแก้มุม Pitch ของโครงสร้างหลักด้วยชุดควบคุมที่ 1

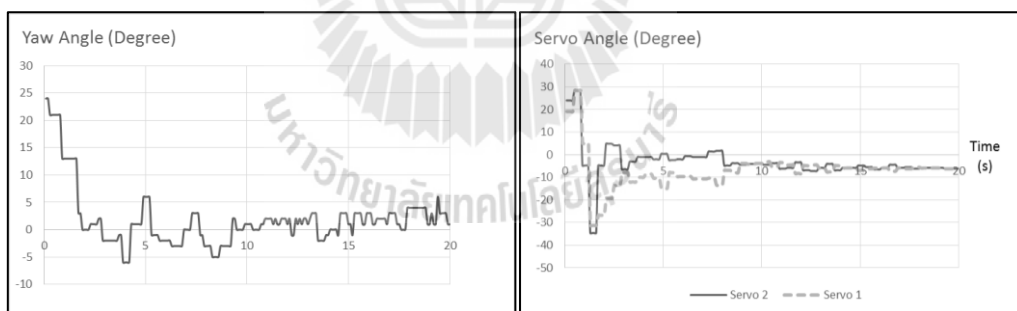




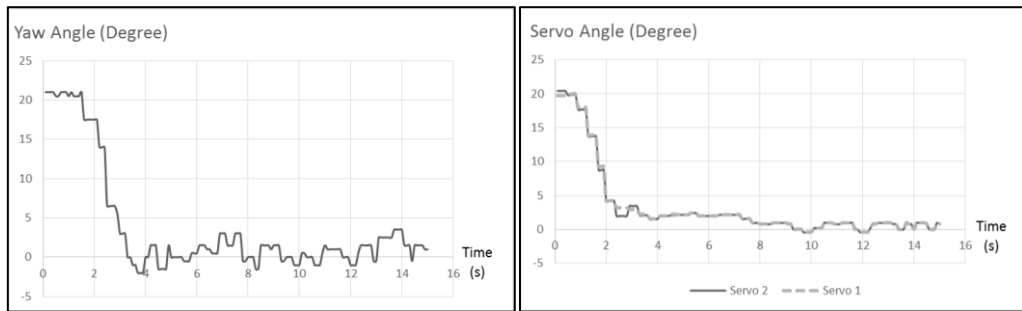
รูปที่ 4.4 การแก้มุม Pitch ของโครงสร้างหลักด้วยชุดควบคุมที่ 2

#### 4.1.1.3 มุม Yaw

ทดลองโดยการควบคุมระบบด้วยการหมุนหัวอากาศยานไปทางขวาเป็นมุม 20 องศาโดยกำหนดค่า  $K_c = 330$  และคาบเวลาคือ 15 ซึ่งสามารถประมาณชุดควบคุมที่ 1 ควบคุมแบบ P-Control ที่มีค่า  $P = 100$  และชุดควบคุมที่ 2 ควบคุมแบบ PI-Control ที่มีค่า  $P = 150$  และ  $I = 10$  ผลการตอบสนองของการรักษาเสถียรภาพมุม Yaw ต่อการเบี่ยงเบนจากสภาพสมดุลของตัวควบคุมทั้งสองแบบรูปที่ 4.5 และรูปที่ 4.6



รูปที่ 4.5 การแก้มุม Yaw ของโครงสร้างหลักด้วยชุดควบคุมที่ 1



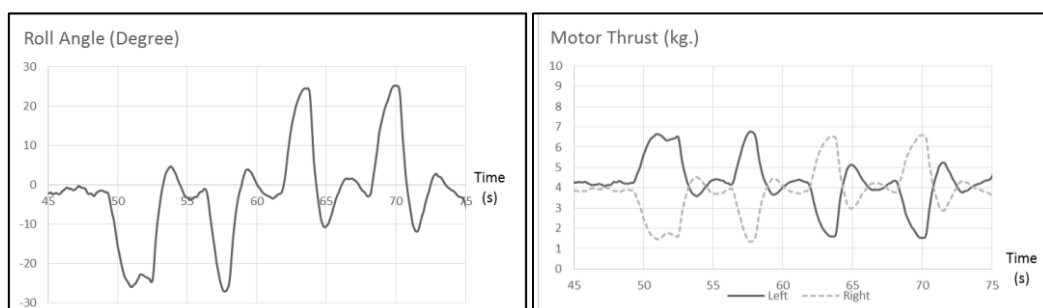
รูปที่ 4.6 การแก้มุม Yaw ของโครงสร้างหลักด้วยชุดควบคุมที่ 2

#### 4.1.2 การทดสอบด้วยโครงสร้างที่ประกอบสำเร็จแล้ว

จากการทดสอบชุดควบคุมกับโครงสร้างหลักด้วยวิธี Ziegler-Nichols ที่ใช้ในชุดควบคุมที่ 2 นั้น จะเห็นว่า ระบบสามารถควบคุมท่าทางการบินได้อย่างมีประสิทธิภาพ ดังนั้นในการเลือกใช้ชุดควบคุมสำหรับโครงสร้างที่ประกอบสำเร็จแล้ว จึงนำค่าที่คำนวณได้จากวิธี Ziegler-Nichols นำมาเป็นชุดควบคุมเพียงชุดเดียว

##### 4.1.2.1 มุม Roll

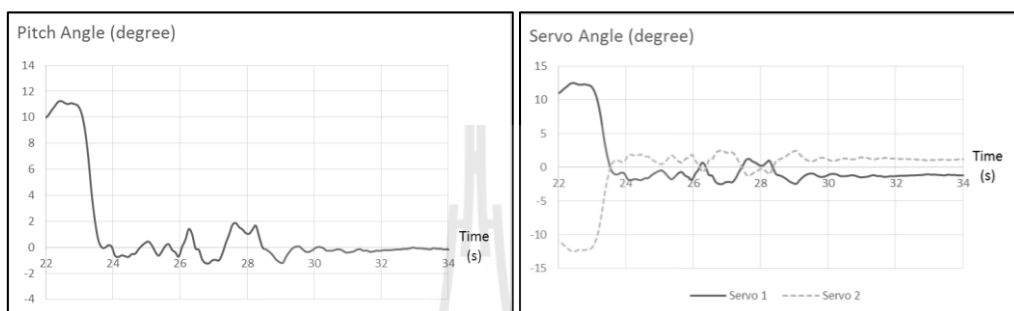
ทดลองโดยการกวนระบบด้วยการหมุนลงไปทางซ้ายเป็นมุม 25 องศา จำนวนสองครั้ง และหมุนลงไปทางขวาเป็นมุม 25 องศา จำนวนสองครั้ง โดยกำหนดค่า  $K_c = 90$  และคาบเวลาคือ 4 ซึ่งสามารถประมาณชุดควบคุมแบบ PID-Control ที่มีค่า  $P = 48$ ,  $I = 24$  และ  $D = 24$  ผลการตอบสนองของการรักษาเสถียรภาพมุม Roll ต่อการเบี่ยงเบนจากสภาพสมดุลของตัวควบคุมดังแสดงในรูปที่ 4.7



รูปที่ 4.7 การแก้มุม Roll ของชุดควบคุม

#### 4.1.2.2 มุม Pitch

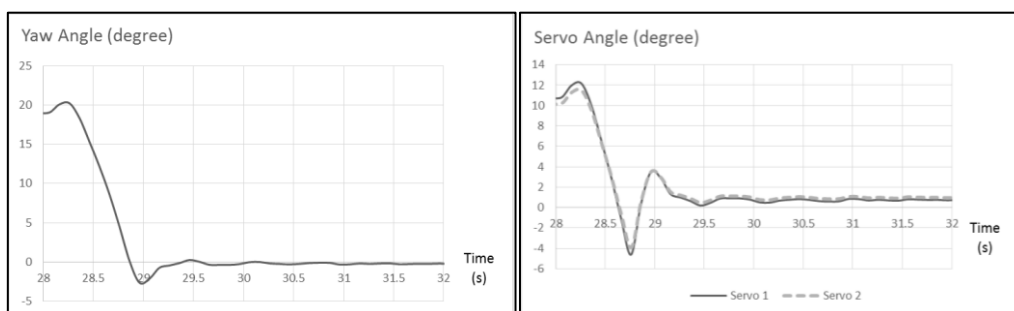
ทดลองโดยการรบกวนระบบด้วยการยกหัวอากาศยานขึ้นเป็นมุม 10 องศา โดยกำหนดค่า  $K_c = 60$  และคาบเวลาคือ 4 ซึ่งสามารถประมาณชุดควบคุมแบบ PID-Control ที่มีค่า  $P = 36$ ,  $I = 18$  และ  $D = 18$  ผลการตอบสนองของการรักษาเสถียรภาพมุม Pitch ต่อการเบี่ยงเบนจากสภาพสมดุลของตัวควบคุมดังแสดงในรูปที่ 4.8



รูปที่ 4.8 การแก้มุม Pitch ของชุดควบคุม

#### 4.1.2.3 มุม Yaw

ทดลองโดยการรบกวนระบบด้วยการหมุนหัวอากาศยานไปทางขวาเป็นมุม 20 องศา โดยกำหนดค่า  $K_c = 65$  และคาบเวลาคือ 2.5 ซึ่งสามารถประมาณชุดควบคุมแบบ PID-Control ที่มีค่า  $P = 39$ ,  $I = 31.2$  และ  $D = 12.1875$  ผลการตอบสนองของการรักษาเสถียรภาพมุม Yaw ต่อการเบี่ยงเบนจากสภาพสมดุลของตัวควบคุมดังแสดงในรูปที่ 4.9



รูปที่ 4.9 การแก้มุม Yaw ของชุดควบคุม

## 4.2 ผลการทดสอบการบิน

เมื่อเร่งแรงขับจากวิทยุที่ RC Pulse = 1815 (Min.1050 และ Max.1950) ซึ่งคิดเป็น 85%หรือสร้างแรงยกได้ 7.65 กิโลกรัม อากาศยานเริ่มลอยตัว และเมื่อเร่งแรงขับจากวิทยุที่ RC Pulse = 1860 ซึ่งคิดเป็น 90% หรือสร้างแรงยกได้ 8.1 กิโลกรัม อากาศยานจะสามารถลอยขึ้นได้อย่างสมบูรณ์ ซึ่งเมื่อใช้ชุดควบคุมตามข้อ 4.1.2 จากการสังเกตและการอ่านค่าที่ได้จากข้อมูลการบินพบว่าสามารถคงเสถียรภาพได้ ดังแสดงในรูปที่ 4.10



รูปที่ 4.10 ภาพถ่ายขณะอากาศยานทำการบิน

## บทที่ 5

### บทสรุปและข้อเสนอแนะ

#### 5.1 บทสรุป

5.1.1 อากาศยานไร้คนบินขึ้นลงทางดิ่ง 2 ใบพัดแบบใบพัดปรับเอนขนาด บรรทุก 2 กิโลกรัม มีน้ำหนักรวม 7.4 กิโลกรัม ที่ใช้หลักการควบคุมเสถียรภาพ มีตัวควบคุม แบบ PID ที่ปรับแต่ง ด้วยวิธี Ziegler-Nichols สามารถควบคุมการบินได้ตามวัตถุประสงค์อย่างมี เสถียรภาพ

5.1.2 นอกจากจุดศูนย์กลางของอากาศยานแล้ว ผลกระทบจากอากาศที่ไหลก็มีผลในการ ควบคุมท่าทางการบิน

5.1.3 อากาศยานที่มีอัตราการบรรทุกสิ่งของมาก ๆ จะส่งผลให้การออกแบบและการ เลือกใช้มอเตอร์มีขนาดและลักษณะที่เปลี่ยนไป ซึ่งส่งผลต่อน้ำหนักและความแข็งแรงของวัสดุ รวมถึงการออกแบบระบบควบคุมที่ต้องมีความเหมาะสมกับขนาด ซึ่งสิ่งที่เห็นได้ชัด คือโมเมนต์ ของแรงขับที่มีขนาดแปรผันไปตามความกว้างของปีก

#### 5.2 ข้อเสนอแนะ

5.2.1 การออกแบบอากาศยานและระบบควบคุมตามข้อกำหนดของวัตถุประสงค์แล้ว การสร้างชิ้นงานนั้นจะต้องมีความแม่นยำและแข็งแรง การติดตั้งอุปกรณ์การวัด มอเตอร์ใน ตำแหน่งที่ถูกต้อง เพราะอาจเกิดการผิดพลาดจากระบบทางกลและสัญญาณไฟฟ้า

5.2.2 ในระหว่างการทดสอบการบิน พบปัญหาหลายด้านที่มีผลต่อการควบคุมอากาศยาน ดังนั้นเพื่อเป็นแนวทางในการสร้างอากาศยานให้สามารถควบคุมการบินได้ดียิ่งขึ้น ควรจะพิจารณา ข้อมูลเพิ่มเติมดังนี้

5.2.2.1 กระแสลม โดยเฉพาะที่กระทำกับปีก ขณะบินขึ้นลงทางดิ่ง ต้องพิจารณา ระยะ Chord เทียบกับความกว้างของใบพัด เพราะกระแสอากาศก็จะกดลงที่ปีก ทำให้ไม่เกิดแรงยก

5.2.2.2 โมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยาน ถึงแม้จะสามารถรักษาสมดุลของ จุดศูนย์กลางได้ แต่หากจุดศูนย์กลางของโมเมนต์ความเฉื่อยอยู่ห่างจุดศูนย์กลางมาก ๆ ก็อาจทำให้การ รักษาสมดุลของการควบคุมการบินไม่สามารถทำได้

## รายการอ้างอิง

- ประสาทพร วงษ์คำซ่าง (2551). การควบคุมอัตโนมัติ. กรุงเทพฯ: กองวิชาวิศวกรรมเครื่องกล และอุตสาหกรรม กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศ. 84-85
- พูนลาภ เอี่ยมเจริญ (2546). วิศวกรรมการบิน-1. กรุงเทพฯ: กองวิชาวิศวกรรมศาสตร์ กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศ.
- มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคล (2015). จุดศูนย์ถ่วง. Retrieved April 23, 2015.  
Form ภาควิชาฟิสิกส์. Web site: <http://www.rmutphysics.com/physics1/My%20Webs/chap10/chap10-IE/index2.htm>
- Airfoil Investigation Database (2010), **Airfoil Investigation Database**. Retrieved April 23, 2015.  
Form Airfoil Investigation Database. Web site: <http://www.airfoildb.com>
- Aluminum (2015), **Aluminum Specifications**. Retrieved April 23, 2015. Form Efunda.com.  
Web site: [http://www.efunda.com/materials/alloys/aluminum/show\\_aluminum.cfm?ID=AA\\_1060&prop=all&Page\\_Title=AA%201060](http://www.efunda.com/materials/alloys/aluminum/show_aluminum.cfm?ID=AA_1060&prop=all&Page_Title=AA%201060)
- Beer, Johnston, Eisenberg and Cornwell (2010). **Vector Mechanics for Engineers - Statics and Dynamics 9th edition**. McGraw-Hill Publishing Companies. : 362 - 365, 472 - 476
- Federal Aviation Administration (2012). **Helicopter Flying Handbook**.  
United States Department of Transportation. : 2-1 - 2-27
- Globalsecurity.org (2011). **V-22 Osprey**. Retrieved April 1, 2015. Form Global Security.  
Web site: <http://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/v-22-flt-cntrl.htm>
- O.S.Motor (2015), **Airplane, Motor-specifications**. Retrieved April 23, 2015. Form O.S.Motor.  
Web site: [www.osengines.com/motors/motor-specifications.pdf](http://www.osengines.com/motors/motor-specifications.pdf)

The logo of Sakon Nakhon Rajabhat University is a circular emblem. At the top, it features a stylized 'S' shape formed by two vertical lines and two diagonal lines. In the center, there is a silhouette of a person standing on a pedestal. Below the person is a lotus flower. The entire emblem is surrounded by a decorative border. The text 'มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี' is written in Thai script along the bottom curve of the emblem.

ภาคผนวก ก

บทความวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา

## รายชื่อบทความวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่

ปรัชญา แก้วพรรณา (2558). การวิเคราะห์และออกแบบต้นแบบอากาศยานไร้คนบินขึ้นลงทาง  
ดิ่ง 2 ใบพัด แบบใบพัดปรับเอนขนาดบรรทุก 2 กิโลกรัม. การประชุมวิชาการเครือข่าย  
วิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 29, วันอังคารที่ 30 มิถุนายน 2558 - วันพฤหัสบดี  
ที่ 2 กรกฎาคม 2558 (ME-NETT2015)., หน้า 229-240





AME-04

การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 29  
30 มิถุนายน - 2 กรกฎาคม 2558 จังหวัดนครราชสีมา



การวิเคราะห์และออกแบบต้นแบบอากาศยานไร้คนขับขึ้นลงทางตั้ง 2 ใบพัด  
แบบใบพัดปรับเอนขนาดบรรทุก 2 กิโลกรัม

**Analysis and Aircraft Design for Prototype of Bicopter Tiltrotor Vertical Takeoff and Landing Unmanned  
Aerial Vehicle with 2 kilogram of Payload**

เรืออากาศโท ปรัชญา แก้วพรรณา จิระพล ศรีเสวีรุผล

สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี 111 ถนนมหาวิทยาลัย ต.สุรนารี อ.เมือง จ.นครราชสีมา 30000  
ติดต่อ: Freender4956@gmail.com, Tel.0872420405

**บทคัดย่อ**

อากาศยานไร้คนขับนั้นมีหลายแบบ โดยแต่ละแบบก็มีข้อดีและข้อด้อยแตกต่างกันตามรูปร่างของอากาศยาน และภารกิจที่ถูกออกแบบ เช่น เมื่อใช้แรงขับเท่ากัน อากาศยานปีกตรึงนั้นสามารถบินได้ไกลและเร็วกว่าอากาศยานปีกหมุน แต่อากาศยานปีกหมุนสามารถขึ้นลงทางตั้งและลอยนิ่งในอากาศได้ ปัจจุบันการประยุกต์ใช้อากาศยานไร้คนขับ ในภารกิจการสำรวจ ถ่ายภาพพื้นที่ป่าและทางทะเล ภารกิจทางทหาร การนำสิ่งของจำเป็นเข้าไปในพื้นที่อันตราย เราจะสามารถลดความเสี่ยงในการสูญเสียทรัพยากรบุคคลได้ ซึ่งประเทศไทยจำเป็นต้องนำเข้าเทคโนโลยีจากต่างประเทศ งานวิจัยนี้ได้นำเสนอการวิเคราะห์กลศาสตร์ทางการบินและออกแบบต้นแบบอากาศยานไร้คนขับขึ้นลงทางตั้ง 2 ใบพัด แบบใบพัดปรับเอนขนาดบรรทุก 2 กิโลกรัม โดยใช้ข้อดีของอากาศยานแต่ละแบบมาไว้ในอากาศยานลำเดียวได้ อากาศยานนั้นก็จะมีความสมบัตินี้ครอบคลุมการบินในทุกรูปแบบซึ่งสามารถบินได้ไกลและเร็วกว่าอากาศยานปีกหมุน และสามารถขึ้นลงทางตั้งและลอยนิ่งในอากาศได้

**คำหลัก:** กลศาสตร์ทางการบิน, การออกแบบอากาศยาน, อากาศยานไร้คนขับ, ขึ้นลงทางตั้ง, ใบพัดปรับเอน

**Abstract**

The Unmanned Arrival Vehicle (UAV) Aircraft is many kind. Each model has good and bad property by Aircraft configuration is difference and Mission design. For example: In same thrust. Fixed wing aircraft is long flight and more speed than Rotor wing aircraft but rotor wing aircraft is Vertical Takeoff and Landing (VTOL) Aircraft and Hovering in flight. Nowadays Applications of UAV in Any mission: Survey and Camera capture in jungle and over sea, Military mission or Carry necessity object into dangerous zone. We can reduce the risk of person resources loss. Thailand needs to import foreign technology. This Research present an Analysis of Flight Dynamic and Aircraft Design for Prototype of Bicopter Tiltrotor VTOL UAV with 2 kilogram of Payload using good property in many kind of Aircraft stay in one Aircraft. This Aircraft will have all property for many kind of Aircraft. Aircraft can fly for long length and more speed than Rotor wing aircraft and Vertical Takeoff and Landing and Hovering in flight.

**Keywords:** Flight Dynamic, Aircraft Design, UAV Aircraft, VTOL, Tiltrotor

## AME-04

### 1. บทนำ

ในปัจจุบันอากาศยานไร้คนขับหรือ Unmanned Aerial Vehicle (UAV) มีการนำมาใช้ในการปฏิบัติการกิจหลายด้าน โดยเฉพาะด้านการทหาร เช่นการถ่ายภาพทางอากาศ ซึ่งอากาศยานนั้น ได้มีการพัฒนาไปมากซึ่งมีอยู่ในอากาศยานหลายแบบโดยอากาศยานแต่ละแบบนั้นก็มี ความเจริญก้าวหน้าอย่างมาก ซึ่งมีทั้งอากาศยานปีกตรึง (Fix wing) และอากาศยานปีกหมุน (Rotor wing) โดยอากาศยานแต่ละแบบก็มีคุณสมบัติแตกต่างกันไป ซึ่งอากาศยานปีกตรึง สามารถเคลื่อนที่ได้ไกลและรวดเร็ว ทั้งยังมีความคล่องตัวในการบินสูง แต่ก็มีข้อด้อยคือต้องใช้ เส้นทางในการขึ้นและลงที่มีขนาดยาวมาก และไม่สามารถ ลอยอยู่นิ่งในอากาศได้ และอากาศยานปีกหมุน สามารถ ขึ้น-ลงในแนวดิ่งได้ ทั้งยังลอยอยู่นิ่งในอากาศได้ แต่การ เคลื่อนที่นั้นก็ยังไม่ววดเร็วเท่าที่ควร รวมถึงการ เปรียบเทียบกันกับอากาศยานแบบปีกตรึงในเรื่องการใช้ พลังงานในการเคลื่อนที่ เวลาเดินทางไกล อากาศยานปีก หมุนจะใช้พลังงานมากกว่า การทำให้อากาศยานไร้คนขับ สามารถบินสามารถเคลื่อนที่ได้รวดเร็วและมีความ คล่องตัวเหมือนอากาศยานปีกตรึง และสามารถขึ้น-ลงทาง ดิ่ง ลอยอยู่นิ่งในอากาศเช่นเดียวกับอากาศยาน ปีกหมุน ทั้งยังใช้พลังงานน้อยที่สุดในการเดินทางไกล ได้ ทั้งยังสามารถบรรจุสิ่งของหรือกล้องถ่ายภาพได้ จะต้อง ศึกษา วิเคราะห์และออกแบบอากาศยานให้อากาศยาน ที่มีสมรรถนะการบินตามที่ต้องการ โดยเฉพาะการบินของ อากาศยานขึ้นลงทางดิ่ง 2 ใบพัด ที่มีการวิจัยและพัฒนา อย่างต่อเนื่อง ซึ่งสามารถออกแบบระบบการควบคุมใน โมเดลคณิตศาสตร์ได้<sup>[1]</sup> โดยในการออกแบบเพื่อให้อากาศ ยานสามารถบรรทุกน้ำหนักได้ตามต้องการ จำเป็นต้อง วิเคราะห์พลศาสตร์การบิน และหลักการออกแบบอากาศ ยานปีกตรึง<sup>[2]</sup> และอากาศยานปีกหมุน<sup>[3]</sup> ทั้งนี้ยังรวมไปถึง การออกแบบให้ได้จุดสมดุลที่เหมาะสม<sup>[4]</sup> และการปรับค่า การควบคุมอย่างมีประสิทธิภาพอีกด้วย<sup>[5]</sup>

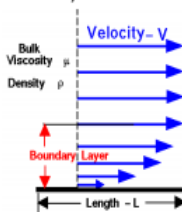
### 2. หลักการและทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

ในการวิเคราะห์และออกแบบต้นแบบอากาศยาน ไร้คนขับขึ้นลงทางดิ่ง จะต้องทราบถึงหลักการและทฤษฎี ที่เกี่ยวข้องหลายด้าน ซึ่งเราสามารถแบ่งได้เป็นสองส่วน ใหญ่ ๆ คือ การออกแบบโครงสร้างอากาศยาน และการออกแบบระบบควบคุมการบิน

### 2.1 การออกแบบโครงสร้างอากาศยาน

ในการออกแบบอากาศยานจะมีทฤษฎีที่เกี่ยวข้องที่ สำคัญอยู่ 9 เรื่องดังนี้

2.1.1 ทฤษฎีอากาศพลศาสตร์เบื้องต้น การไหลของ อากาศที่ชั้นขีดผิวดังแสดงในรูปที่ 1 ซึ่งในช่วงแรกชั้นขีด ผิวจะบางมาก มีการไหลแบบเรียงซ้อนกันอย่างเป็น ระเบียบ (Laminar) เมื่อระยะทางในการไหลเพิ่มขึ้น อนุภาคของอากาศจะเริ่มมีการสั่นและไร้เสถียรภาพ จนเกิดการไหลที่ไม่ราบเรียบ (Turbulent) โดยจะสามารถ บอกลักษณะการไหลจากจำนวน เลขเรย์โนลด์ (Reynolds Number: RN)



รูปที่ 1 การไหลของอากาศที่ชั้นขีดผิว<sup>[2]</sup>

$$RN = \frac{\rho v L}{\mu} \quad (1)$$

2.1.2 แรงอากาศพลศาสตร์ สิ่งแรกคือ แรงต้าน เกิดจากกระแสอากาศมาปะทะรูปทรงต่างๆ ซึ่งจะแตกต่างกันไปตามรูปทรง โดยประกอบไปด้วย แรงต้านจากความ เสียดทานและแรงต้านจากความดัน ซึ่งได้มีการใช้เทคนิค วิธีที่เรียกว่าการวิเคราะห์มิติ (Dimension Analysis) หาความสัมพันธ์ไว้ดังนี้

$$F = qSC_F \quad (2)$$

แรงต้านจะได้สมการแสดงความสัมพันธ์ คือ

$$D = qSC_D = \frac{1}{2} \rho v^2 SC_D \quad (3)$$

แรงยก คือแรงที่เกิดขึ้นโดยอากาศมีการไหลวนรอบ วัตถุ ซึ่งเช่นเดียวกับแรงต้าน สมการแรงยกจะได้

$$L = qSC_L = \frac{1}{2} \rho v^2 SC_L \quad (4)$$

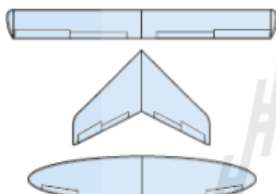
2.1.3 แพนอากาศ หรือเรียกว่าภาคตัดของปีก ซึ่งมีรูปร่างต่างๆ โดยมีชื่อเรียกแตกต่างกัน ดังแสดงในรูป ที่ 2 และมีคุณสมบัติที่ทำให้เกิดแรงยกและแรงต้านที่ ต่างกัน ซึ่งเมื่อแพนอากาศเปิดมุมปะทะ แรงยกจะเพิ่มขึ้น อากาศจะเริ่มไหลแยกตัว และเมื่อถึงจุดหนึ่งก็จะสูญเสีย แรงยกทันที ซึ่งเรียกว่า มุมปะทะวิกฤต (Stall Angle)

**AME-04**



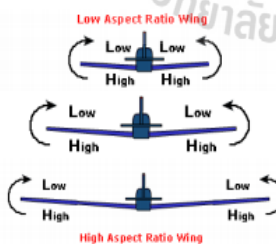
รูปที่ 2 แผนอากาศแบบต่างๆ<sup>[2]</sup>

ทั้งนี้รูปแปลนปีกอาจมีรูปร่างลักษณะการสร้างแตกต่างกัน ดังแสดงในรูปที่ 3,4 ซึ่งสามารถเพิ่มหรือลดผลกระทบต่างๆที่เกิดจากแรงอากาศพลศาสตร์อีกด้วย



รูปที่ 3 รูปแปลนปีกแบบต่างๆ<sup>[2]</sup>

แรงที่กระทำบริเวณบนปีกและใต้ปีกมีความแตกต่างกัน บริเวณปลายปีกจะเกิดกระแสอากาศหมุนวน (Vertex) ซึ่งทำให้เกิดแรงต้าน โดยเมื่อช้ายาว (Chord) ก็ยิ่งเกิดกระแสอากาศหมุนวน ดังนั้นปีกที่มีความยาวมากๆ ถึงแม้จะมีพื้นที่ปีกเท่ากัน ก็จะมีแรงยกสูงกว่า ซึ่งสามารถคำนวณออกมาเป็นค่า Aspect ratio: AR ซึ่งปีกที่ยาว ค่า AR ก็ยิ่งสูง



รูปที่ 4 การเกิดกระแสอากาศหมุนวนที่ปลายปีก<sup>[2]</sup>

$$AR = \frac{MAC}{b} \quad (5)$$

2.1.4 เสถียรภาพการบังคับควบคุมอากาศยาน เป็นระบบแกนพิกัดติดตึ่กับอากาศยานโดยมีจุดศูนย์กลางเป็นจุดกำเนิด

แกนลำตัวหรือแกนตามยาว (Longitudinal) คือแกน x การเคลื่อนที่ไปข้างหน้ามีค่าเป็นบวก ไปข้างหลังมีค่าเป็นลบ หมุนรอบแกนตามยาว (Roll) ไปทางซ้ายมีค่าเป็นบวก และไปทางขวามีค่าเป็นลบ

แกนในแนวปีกหรือแกนในแนวขวาง (Lateral) คือแกน y การเคลื่อนที่ไปทางด้านขวามีค่าเป็นบวก ไปทางด้านซ้ายมีค่าเป็นลบ หมุนรอบแกนขวาง (Pitch) ลักษณะเงยขึ้นมีค่าเป็นบวก และก้มลงมีค่าเป็นลบ

แกนในแนวตั้งฉากกับแกน x และ y คือแกน z การเคลื่อนที่ลงล่างมีค่าเป็นบวก ขึ้นบนมีค่าเป็นลบ หมุนสายรอบแกนตั้งฉาก (Yaw) สายไปทางขวามีค่าเป็นบวก และไปทางซ้ายมีค่าเป็นลบ ดังแสดงในรูปที่ 5



รูปที่ 5 ระบบแกนพิกัดของอากาศยาน<sup>[2]</sup>

2.1.5 พลศาสตร์การบินของอากาศยานปีกตรึง จะมีแรงกระทำอยู่ 4 แรงคือ แรงขับ (Thrust) แรงต้าน (Drag) แรงยก (Lift) และน้ำหนัก (Weight) ดังแสดงในรูปที่ 6 โดยอากาศยานปีกตรึงสามารถลอยตัวอยู่เหนืออากาศได้ด้วยคุณสมบัติของแรงทั้ง 4 คือ แรงขับเท่ากับแรงต้าน และแรงยกเท่ากับน้ำหนัก



รูปที่ 6 แรงกระทำในของอากาศยานปีกตรึง<sup>[2]</sup>

การบังคับควบคุมอากาศยาน ในการ Roll จะใช้ Aileron ที่ติดอยู่ที่ปลายปีกทั้งสองข้างทำให้เกิดแรงยกที่ต่างกันของปีกสองด้าน ในการ Pitch จะใช้ Elevator ที่ติดอยู่ที่แพนหางระดับทำให้แรงยกที่ส่วนท้ายเปลี่ยนไป และการ Yaw จะใช้ Rudder ที่ติดอยู่ที่แพนหางตั้งฉากบนระดับด้านหลังเปลี่ยนแรงกระทำไปทางข้าง



**AME-04**

2.1.6 พลศาสตร์การบินของอากาศยานปีกหมุน แรงยกของอากาศยานปีกหมุน จะได้จากแรงขับของใบพัดที่ส่งมาจากเครื่องยนต์ทั้งหมด ดังแสดงในรูปที่ 7

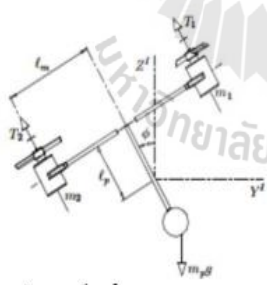


รูปที่ 7 แรงกระทำในของอากาศยานปีกหมุน<sup>[3]</sup>

การบังคับควบคุมอากาศยาน ในการ Roll จะใช้การปรับใบพัดหลัก (Main Rotor) ให้บิดไปด้านซ้ายหรือขวา ในการ Pitch จะใช้การปรับใบพัดหลักให้บิดไปด้านหน้าหรือหลัง และการ Yaw จะใช้การปรับใบพัดรอง (Tail Rotor) ให้สร้างแรงขับที่เปลี่ยนไป

2.1.7 การคำนวณการเคลื่อนที่ของอากาศยาน ขึ้น-ลงทางตั้ง เพื่อนำมาใช้ในการออกแบบและวิเคราะห์ พลศาสตร์การบินของอากาศยานขึ้นลงทางตั้งต่อไปจึงได้นำการคำนวณทางคณิตศาสตร์มาใช้ในการคำนวณ

การ Roll จะใช้การเปลี่ยนแรงขับของมอเตอร์ทางด้านซ้ายและขวาให้มีความแตกต่างกัน ดังแสดงในรูปที่ 8

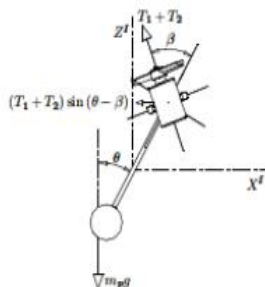


รูปที่ 8 การวิเคราะห์แรงในการหมุนรอบแกนตามยาว<sup>[1]</sup>

$$\ddot{\theta} = u_{\theta} - gl_p \sin\theta \quad (6)$$

$$u_{\theta} = l_m(T_1 - T_2) \quad (7)$$

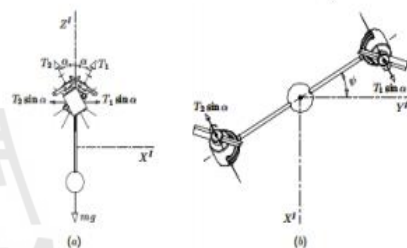
การ Pitch จะใช้การเปลี่ยนมุมของมอเตอร์ทางด้านซ้ายและขวาให้มีทิศทางเดียวกัน ดังแสดงในรูปที่ 9



รูปที่ 9 การวิเคราะห์แรงในการหมุนรอบแกนตามขวาง<sup>[1]</sup>

$$\ddot{\theta} = -gl_p \sin\theta - Tl_p \sin\beta \quad (8)$$

การ Yaw จะใช้การเปลี่ยนมุมของมอเตอร์ทางด้านซ้ายและขวาให้มีความแตกต่างกัน ดังแสดงในรูปที่ 10



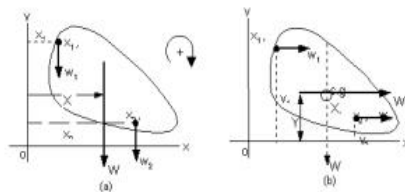
รูปที่ 10 การวิเคราะห์แรงในการหมุนรอบแกนตามยาว<sup>[1]</sup>

(a) มุมมองด้านข้าง (b) มุมมองด้านบน

$$\ddot{\psi} = -Tl_m \sin\alpha \quad (9)$$

$$T_1 \cos\alpha + T_2 \cos\alpha = mg \quad (10)$$

2.1.8 การคำนวณหาจุดศูนย์ถ่วง เพื่อให้อากาศยานมีจุดศูนย์ถ่วงอยู่ในตำแหน่งที่เหมาะสม ซึ่งทำให้ง่ายต่อการออกแบบระบบควบคุมอากาศยาน



รูปที่ 11 ระนาบอ้างอิงของวัตถุ<sup>[4]</sup>

(a) คัดแรงไปทางแกน Y (b) คัดแรงไปทางแกน X

พิจารณารูปที่ 11 เราจะได้โมเมนต์รวมของมวลทั้งหมด จะเท่ากับโมเมนต์ของมวลแต่ละจุด

$$W = w_1 + w_2 + \dots + w_n \quad (11)$$

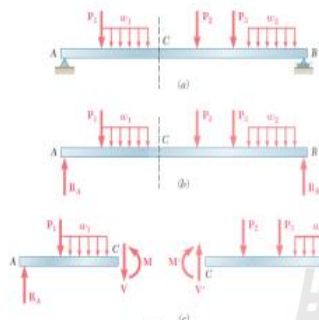
$$W X = w_1 x_1 + w_2 x_1 \dots + w_n x_n \quad (12)$$

$$W Y = w_1 y_1 + w_2 y_1 \dots + w_n y_n \quad (13)$$



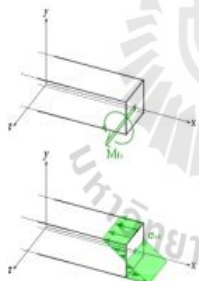
**AME-04**

2.1.9 การวิเคราะห์ความแข็งแรงของโครงสร้าง เพื่อให้อากาศยานสามารถรองรับน้ำหนักบรรทุกได้พอเหมาะ และไม่เกิดการเปลี่ยนรูปร่างของอากาศยาน อันมีผลกระทบต่ออากาศพลศาสตร์ ดังนั้นการพิจารณาความแข็งแรงของโครงสร้างอากาศยานให้เหมาะสม ดังแสดงลักษณะการวิเคราะห์ต่างๆ ในรูป 12 -15



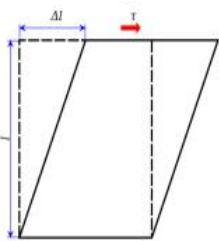
รูปที่ 12 การวิเคราะห์น้ำหนักหรือแรงที่กระทำบนคาน<sup>[6]</sup>  
(a) แรงกระทำต่อคาน (b) แรงกระทำต่อคานและจุดยึด  
(c) การเกิด Bending Moment และ Shear Force

$$M = F \times L \quad (14)$$



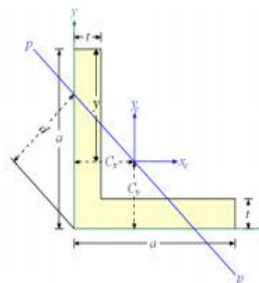
รูปที่ 13 การเกิด Bending Stress<sup>[6]</sup>

$$\sigma = \frac{M \times y}{I} \quad (15)$$



รูปที่ 14 การเกิด Shear Stress<sup>[7]</sup>

$$\tau = \frac{V}{A} \quad (16)$$



รูปที่ 15 การหา Moment of Inertia ของ Square L Beam<sup>[8]</sup>

$$C_x = C_y = \frac{a^2 + at - t^2}{2(2a - t)} \quad (17)$$

$$I = \frac{2}{3} [ty^3 + a(a-y)^3 - (a-t)(a-y-t)^3] \quad (18)$$

$$Aera = t(2a - t) \quad (19)$$

**2.2 การออกแบบระบบควบคุมการบิน**

ในการออกแบบระบบควบคุมการบินที่สามารถควบคุมได้ง่ายและมีประสิทธิภาพ จะใช้ระบบควบคุมพีไอดี<sup>[9]</sup> (PID controller) โดยใช้การปรับแต่ง PID ด้วยวิธี Ziegler-Nichols เพื่อควบคุมเสถียรภาพการบินในแต่ละแนวแกน

**3. วิธีดำเนินการ**

ในการดำเนินการ แบ่งขั้นตอนเป็น 8 ขั้นตอน ดังนี้

**3.1 ศึกษาคุณสมบัติของแพนอากาศแบบต่างๆ**

เราพิจารณาคุณสมบัติของแพนอากาศแต่ละชนิด เพื่อเลือกแพนอากาศที่เหมาะสมสำหรับต้นแบบอากาศยานไร้คนขับขึ้นลงทางดิ่ง 2 ใบพัด โดยจะพิจารณาเฉพาะแพนปีกที่มีค่าความหนาสูงสุดใกล้เคียงกัน โดยให้มีความหนาสูงสุด 14-16 % ของความยาวขา ซึ่งจะศึกษาเฉพาะสามชนิดที่นิยมนำมาสร้างคือ NACA, GOE และ Clark

ตารางที่ 1 คุณสมบัติต่างๆของแพนอากาศแต่ละตระกูล<sup>[10]</sup>

Airfoil Type	NACA	GOE	Clark
Thickness	4415	675	YM-15
Thickness	15.0%	14.9%	15.0%
Max CL	1.643	1.773	1.597
Max CL angle	14.0°	15.0°	14.0°
Stall angle	14.0°	8.0°	14.0°
Zero-lift angle:	-4.0°	-6.0°	-3.5°

## AME-04

จากคุณสมบัติต่างๆ ของแผนอากาศดังแสดงในตารางที่ 1 แผนอากาศรุ่น GOE 675 มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_L$ ) สูง แต่เมื่อเปิดมุมปะทะแค่  $6^\circ$  ก็ทำให้สูญเสียแรงยกทันที แผนอากาศรุ่น NACA4415 และ แผนอากาศรุ่น Clark YM-15 ให้ค่า  $C_L$  และค่าสัมประสิทธิ์แรงเสียดทาน ( $C_D$ ) ใกล้เคียงกัน และสามารถเปิดมุมปะทะสูงถึง  $15^\circ$  ซึ่งทั้งสองมีข้อแตกต่างที่เห็นได้ชัดคือ แผนอากาศรุ่น Clark YM-15 มีส่วนล่างของแผนอากาศเป็นลักษณะเส้นตรง ซึ่งง่ายต่อการสร้าง และยังเป็นที่ยอมรับทั่วไปสำหรับผู้เล่นอากาศยานบังคับที่สร้างเอง ดังนั้นจึงพิจารณาเลือกแผนอากาศชนิด Clark ในการออกแบบอากาศยานไร้คนขับขึ้นลงทางดิ่ง 2 ใบพัด

ตารางที่ 2 คุณสมบัติของแผนอากาศตระกูล Clark<sup>[10]</sup>

Clark Airfoil Type	Y	Y 11.7% Smoothed	YM-18
Thickness	11.7%	11.7%	18.0%
Max $C_L$	1.294	1.418	1.702
Max $C_L$ angle	$8.5^\circ$	$11.0^\circ$	$15.0^\circ$
Stall angle	$8.5^\circ$	$11.0^\circ$	$3.5^\circ$
Zero-lift angle:	$-3.5^\circ$	$-3.5^\circ$	$-3.5^\circ$

คุณสมบัติต่างๆของแผนอากาศชนิด Clark ดังแสดงในตารางที่ 2 แผนอากาศแบบ Clark เมื่อทำมุมปะทะ  $2^\circ - 3^\circ$  ส่วนล่างจะมีลักษณะเป็นแนวระนาบกับพื้นทั้งหมด ซึ่งเป็นพื้นฐานของการสร้างอากาศยานขึ้นต้น ค่า  $C_L$  ที่มุมดังกล่าว จะอยู่ระหว่าง 0.55-0.65 และถึงแม้ว่า Clark YM-15 และ Clark YM-18 จะมีค่า  $C_L$  สูง แต่ความราบรื่นของค่า  $C_L$  ที่เปลี่ยนไปตามมุมปะทะก็ไม่มีมากนัก โดยเฉพาะที่ความเร็วต่ำ (RN ต่ำๆ) เมื่อศึกษาและพิจารณาแล้ว แผนอากาศแบบ Clark Y 11.7% Smoothed จะมีค่า  $C_L$  ที่เปลี่ยนแปลงได้ราบรื่น มีค่า  $C_D$  น้อย มีมุมปะทะวิกฤต (Stall Angle) สูงกว่าแบบอื่น ดังนั้นจึงได้พิจารณานำแผนอากาศแบบ Clark Y 11.7% Smoothed มาใช้ในการออกแบบ โดยให้ทำมุมปะทะ  $2^\circ$  ซึ่งมีสัมประสิทธิ์แรงยกที่ 0.55 และสัมประสิทธิ์แรงต้านที่ 0.03 (ประมาณ 0.027)

## 3.2 การเลือกใช้ชุดสร้างแรงขับ

เพื่อให้สามารถเลือกวัสดุที่ใช้สร้างอากาศยานและองค์ประกอบต่างๆ รวมทั้งขนาดของมอเตอร์จึงได้ประมาณการน้ำหนักของอากาศยานเสียก่อนซึ่งประกอบไปด้วย น้ำหนักของอากาศยาน 3 กิโลกรัม ระบบควบคุมการบิน ชุดมอเตอร์ และแบตเตอรี่ 2 กิโลกรัม น้ำหนักบรรทุก 2 กิโลกรัม น้ำหนักรวมประมาณ 7 กิโลกรัม ซึ่งในการออกแบบจะใช้น้ำหนัก 10 กิโลกรัมให้การออกแบบ

การเลือกใช้มอเตอร์จะเลือกใช้ข้อมูลมอเตอร์จากบริษัทที่ผลิตเอง โดยได้เลือกใช้มอเตอร์ที่มีความนิยมในการนำมาสร้างอากาศยานบังคับขนาดเล็ก นั้น O.S.Motor อากาศยานที่ออกแบบจะคำนึงถึงการขึ้นลงทางดิ่งเป็นหลัก โดยแต่ละด้านต้องสามารถสร้างแรงยกได้ 5 กิโลกรัม ซึ่งใบพัดที่ใช้กับอากาศยานหลายใบพัด (Multi Rotor) จะมีลักษณะการหมุนสวนทางกัน โดยที่มีขนาดใกล้เคียงกันในคุณสมบัติของ O.S.Motor คือ  $18 \times 5$  นิ้ว ซึ่งสามารถสร้างแรงยกได้ใกล้เคียงกับใบพัดขนาด  $17 \times 8$  นิ้ว หรือ 5 กิโลกรัมนั่นเอง ดังนั้นจึงได้พิจารณาเลือกใช้มอเตอร์แบบ OMA-5025-375 ดังแสดงรายละเอียดในรูปที่ 16 ใช้กับแบตเตอรี่ Lithium Polymer ขนาด 6 cell (26.2 Volt.) และใบพัดขนาด  $18 \times 5$  นิ้ว

รูปที่ 16 O.S.Motor Specification<sup>[11]</sup>

## 3.3 การออกแบบปีกและโครงสร้าง

จากสมการเคลื่อนที่ของอากาศยาน  $Lift = Weight$  และ  $Thrust = Drag$  สามารถหาความสัมพันธ์ได้ว่า

$$S_{Airfoil} = \frac{L_{S_{Other}} C_{d-Other}}{(TC_{1-Airfoil}) - (LC_{d-Airfoil})} \quad (20)$$

**AME-04**

ขนาดของพื้นที่ปีกที่จะนำไปออกแบบให้ได้แรงยกตามต้องการ จึงจะคำนวณโดยการคาดการณ์ค่าแรงต้านที่เป็นไปได้มากที่สุด

ตารางที่ 3 กำลังขับ พื้นที่ปีก และความเร็ววงล้อ

Weight = 100 N Thrust = 100 N	Area (m <sup>2</sup> )	V(m/s)	V(km/h)
20%	0.86	19.66	70.78
30%	0.50	25.74	92.67
40%	0.36	30.64	110.30

โดยให้ลำตัว (Fuselage) เป็นทรงกระบอกสี่เหลี่ยมผืนผ้า ขนาดสูง 20 cm. กว้าง 20 cm. ยาว 100 cm. ค่า  $C_d = 1.2$

Elevator เป็นทรงกระบอกสี่เหลี่ยมผืนผ้า ขนาดสูง 0.5 cm. กว้าง 100 cm. ยาว 15 cm. ค่า  $C_d = 2$

Rudder ทรงกระบอกสี่เหลี่ยมผืนผ้า 2 ชุด ขนาดสูง 20 cm. กว้าง 0.5 cm. ยาว 15 cm.  $C_d = 1.18$

ในการออกแบบใช้แผนอากาศ Clark Y 11.7% Smoothed ทำมุมปะทะ 2° ค่า  $C_l = 0.55$  และ  $C_d = 0.03$

จากตารางที่ 3 เพื่อให้อากาศยานมีขนาดไม่ใหญ่มาก และใช้ความเร็วในการบินไม่มาก ทั้งยังใช้กำลังในการขับเคลื่อนน้อย จึงเลือกใช้ปีกขนาด 0.86 ตารางเมตร

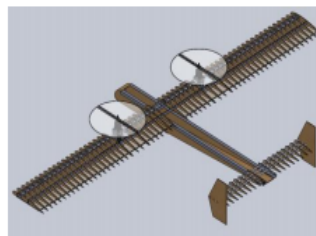
ตารางที่ 4 ค่า AR กับความกว้างของปีกและชยา

AR	Span (m)	Chord (m)
7	2.454	0.351
8	2.623	0.328
9	2.782	0.309

จากตารางที่ 4 นำมาพิจารณาออกแบบปีก โดยให้มีความกว้างของปีก 2.6 เมตร และความยาวของชยา 0.35 เมตร จะได้พื้นที่ปีกเป็น 0.91 ตารางเมตร และมีค่า AR = 7.43 และคำนวณหาความเร็ววงล้อใหม่ได้เป็น 19.14 m/s หรือ 68.9 km/h โดยใช้แรงขับ 19.27% ของกำลังมอเตอร์สูงสุด

**3.4 การสร้างอากาศยานลำจริง**

ออกแบบปีกและการเลือกใช้ชุดสร้างแรงขับ นำมาออกแบบสร้างด้วยโปรแกรมออกแบบชิ้นงานสามมิติ ดังแสดงในรูปที่ 17



รูปที่ 17 Tiltrotor UAV ที่ออกแบบด้วยโปรแกรมออกแบบชิ้นงานสามมิติ

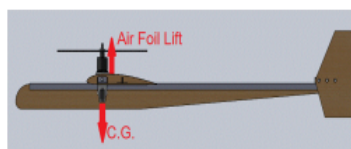
3.4.1 โครงสร้างหลักของอากาศยาน ประกอบไปด้วยลำตัว และชุดปรับมุมมอเตอร์ โดยชิ้นส่วนหลักจะเป็นอลูมิเนียม เพื่อให้อากาศยานสามารถรับน้ำหนักของได้

3.4.2 ส่วนระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ ซึ่งใช้ชุดควบคุมรุ่น APM 2.6 โดยตั้งค่าการทำงานให้ควบคุมการบินแบบอากาศยานปีกตรึง พร้อมบันทึกข้อมูลการบินและส่งข้อมูลการบินผ่านระบบไร้สายมายังคอมพิวเตอร์ การควบคุมการบินแบบขึ้นลงทางตั้ง จะใช้ชุดควบคุมของ MultiWii SE 2.5 โดยตั้งค่าการทำงานแบบ Bicopter

3.4.3 ส่วนโครงสร้างปีก แผนทางระดับ แผนหางตั้ง และส่วนบังคับท่าทางการบินสำหรับอากาศยานปีกตรึง (Aileron, Elevator และ Rudder) ได้ใช้ไม้บัลซ่าเสริมกับท่ออลูมิเนียมกลม และหุ้มด้วยไม้บัลซ่าแบบบาง เพื่อให้เกิดความเบาและแข็งแรง

**3.5 การคำนวณหาจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยาน**

ในการออกแบบอากาศยาน เพื่อลดปัญหาของจุดศูนย์ถ่วง จะออกแบบให้ด้านซ้ายและขวามีลักษณะสมดุลกัน และจะพิจารณาจุดศูนย์ถ่วงจากหน้าไปหลังเท่านั้น โดยอากาศยานขึ้นลงทางตั้ง น้ำหนักจะอยู่แนวเดียวกับมอเตอร์ และอากาศยานปีกตรึง น้ำหนักจะอยู่ระหว่างปีก และเอียงไปหน้าเล็กน้อยจากแรงยกของปีก ดังแสดงในรูปที่ 18-19 และตารางที่ 5 แสดงผลการคำนวณหาตำแหน่งของจุดศูนย์ถ่วง

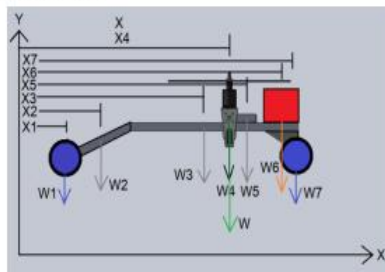


รูปที่ 18 การวิเคราะห์ตำแหน่งของจุดศูนย์ถ่วง





**AME-04**



รูปที่ 19 การคำนวณหาตำแหน่งของจุดศูนย์กลางถ่วง

ตารางที่ 5 การคำนวณหาตำแหน่งของจุดศูนย์กลางถ่วง

	1	2	3	4	5	6	7
	Wheel	Frame	Frame	Motor&Servo	Wing	Battery	Wheel
Weight (g)	50	200	600	1500	800	1000	50
X-Length (cm)	25	35	80	100	110	120	125
Total Weight	4200		CG-Length		100.1190476		

ในบทความนี้ จะมุ่งเน้นการวิเคราะห์การขึ้น-ลงทางตั้งเป็นหลัก ประกอบกับการออกแบบอากาศยานปีกตรึง โดยในการสร้างชิ้นงานเฉพาะส่วนโครงสร้างหลัก และส่วนระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ ดังแสดงในรูปที่ 20-21 เพื่อทำการบินแบบขึ้นลงทางตั้งเท่านั้น



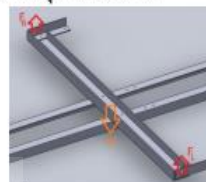
รูปที่ 20 Tiltrotor UAV ที่ประกอบด้วยโครงสร้างหลัก และส่วนระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ



รูปที่ 21 โครงสร้างปีกแบบ Clark Y 11.7% Smoothed ส่วนที่ตัดออกจากชุดมอเตอร์

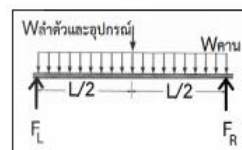
**3.6 การวิเคราะห์ความแข็งแรงของโครงสร้าง**

ในบทความนี้ จะทำการวิเคราะห์เฉพาะส่วนที่รับน้ำหนักบรรทุกเป็นหลัก นั่นคือส่วนระหว่างชุดสร้างแรงยกทั้งสองด้าน และจุดกึ่งกลางลำตัว

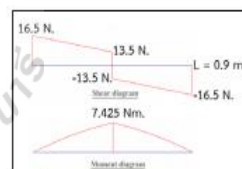


รูปที่ 22 แรงที่กระทำบนคานรองรับของโครงสร้างปีก

ขณะอากาศยานทำการบินขึ้นลงทางตั้ง แรงยกจากใบพัด  $F_R$  และ  $F_L$  จะทำหน้าที่เสมือนแรงที่จุดยึด ดังแสดงในรูปที่ 22-23 โดยคานรองรับน้ำหนัก ใช้คานอลูมิเนียมรูปตัว L แบบสมมาตรจำนวน 2 เส้น โดยแต่ละเส้นยาว 0.9 เมตร มีขนาด 0.025 เมตร และหนา 0.002 เมตร และมีน้ำหนัก 0.3 กก. และน้ำหนักของที่กึ่งกลางคาน 2.7 กก.



รูปที่ 23 แรงที่กระทำบนคานรองรับของโครงสร้างปีก



รูปที่ 24 แผนภาพแสดง Shear Force และ Bending Moment

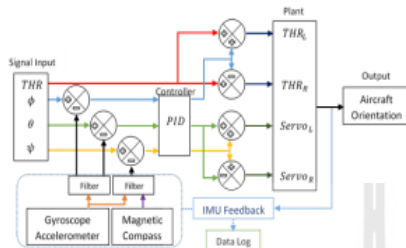
จากที่ได้ทราบค่า Bending Moment และ Maximum Shear Force จะสามารถนำมาวิเคราะห์ความแข็งแรงของโครงสร้างโดยคำนวณหา Moment of Inertia ของคานทั้งสองได้เท่ากับ  $1.1576 \times 10^{-8} \text{ m}^4$  โดยมีพื้นที่หน้าตัดเท่ากับ  $1.9 \times 10^{-4} \text{ m}^2$ . หา Bending Stress ได้เท่ากับ  $2.567 \times 10^6 \text{ N/m}^2$  (2.41 MPa) และ Shear Stress  $8.594 \times 10^4 \text{ N/m}^2$  (85.94 kPa) ดังแสดงในรูปที่ 24 โดยอลูมิเนียมที่นำมาใช้สร้างชิ้นงานมี Maximum Bending Stress  $83 \text{ MPa}^{[2]}$  และ Maximum Shear Stress  $76 \text{ MPa}^{[2]}$  ซึ่งมีความแข็งแรงพอเหมาะกับการออกแบบอากาศยาน





**AME-04**

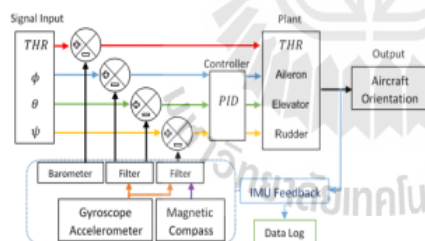
**3.7 การออกแบบระบบควบคุมการบินแบบขึ้นลงทางตั้ง**



รูปที่ 25 แผนภาพการควบคุม Bi-copter mode

ลักษณะการเคลื่อนที่ของอากาศยานขึ้น-ลงทางตั้ง จะสามารถนำมาออกแบบระบบควบคุมการบินได้ดังแสดงในรูปที่ 25 โดยในการควบคุม Roll และ Pitch จะใช้ค่าผิดพลาดป้อนกลับจาก Gyroscope และ Accelerometer ส่วนการควบคุม Yaw จะใช้ค่าที่เปลี่ยนแปลงไปจาก Magnetic Compass

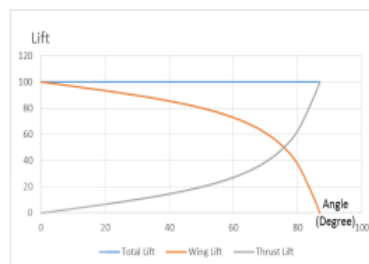
**3.8 การออกแบบระบบควบคุมการบินแบบอากาศยานปีกตรึง**



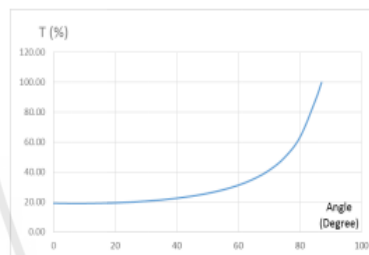
รูปที่ 26 แผนภาพการควบคุม Airplane mode

ลักษณะการเคลื่อนที่ของอากาศยานปีกตรึง จะสามารถนำมาออกแบบระบบควบคุมการบินได้ดังแสดงในรูปที่ 26 โดยในการควบคุม Roll และ Pitch จะใช้ค่าผิดพลาดป้อนกลับจาก Gyroscope และ Accelerometer ส่วนการควบคุม Yaw จะใช้ค่าที่เปลี่ยนแปลงไปจาก Magnetic Compass และ Accelerometer พร้อมทั้งการรักษาความสูงของอากาศยาน จะใช้ Barometer ในการส่งค่าผิดพลาดป้อนกลับเข้าสู่ระบบ ทั้งนี้ในระหว่างเปลี่ยนมุมใบพัดเพื่อปรับแบบการบิน แรงขับจากใบพัดจะมีการกระจายแรง และจะเกิดแรงยกจากปีกควบคู่กันไป ดังนั้นเพื่อให้สามารถใช้กำลังขับ

ขณะเปลี่ยนแปลงมุมใบพัด จะต้องรักษาแรงยกให้คงที่เสมอ แรงยกที่ได้จากใบพัดและปีก ดังแสดงในรูปที่ 27 และ รูปที่ 28 แสดงกำลังขับกับมุมมอเตอร์ที่เปลี่ยนไป



รูปที่ 27 แผนภาพแสดงแรงยกที่ได้จากใบพัดและปีก



รูปที่ 28 แผนภาพแสดงกำลังขับที่ต้องใช้เมื่อเปลี่ยนมุมมอเตอร์

**4. ผลการดำเนินการ**

ตามที่ได้กล่าวไปในข้างต้น บทความนี้ จะมุ่งเน้นการวิเคราะห์การขึ้น-ลงทางตั้งเป็นหลัก

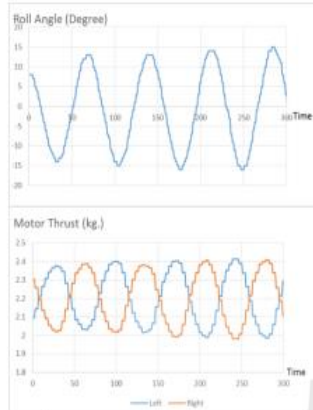
**4.1 ผลการทดสอบชุดควบคุมการบิน**

ในการออกแบบระบบควบคุมการบิน จากที่ได้เลือกใช้ระบบควบคุมพีไอดี (PID controller) โดยใช้การปรับแต่ง PID ด้วยวิธี Ziegler-Nichols :ซึ่งพิจารณาใช้ชุดควบคุมจำนวน 2 ชุด เพื่อนำมาเปรียบเทียบหาชุดที่เหมาะสม

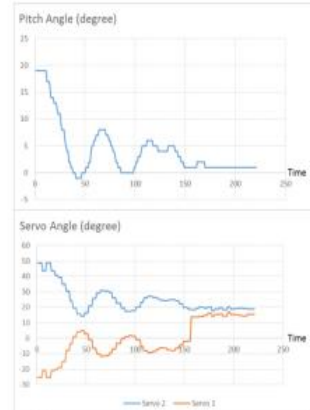
4.1.1 มุม Roll ทดลองโดยการกวนระบบด้วยการหมุนลงไปทางขวาเป็นมุม 8 องศา โดยกำหนดค่า  $K_c=100$  และคาบเวลาคือ 6 ซึ่งสามารถประมาณชุดควบคุมที่ 1 ควบคุมแบบ P-Control ที่มีค่า  $P = 40$  และชุดควบคุมที่ 2 ควบคุมแบบ PID-Control ที่มีค่า  $P = 60, I=20$  และ  $D=50$  ผลการตอบสนองของการรักษาเสถียรภาพมุม roll ต่อการเบี่ยงเบนจากสภาพสมดุลของตัวควบคุมทั้งสองแบบ ดังแสดงในรูป 29-30



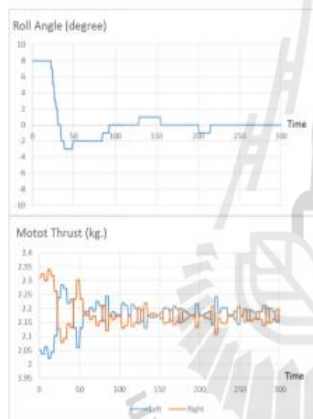
**AME-04**



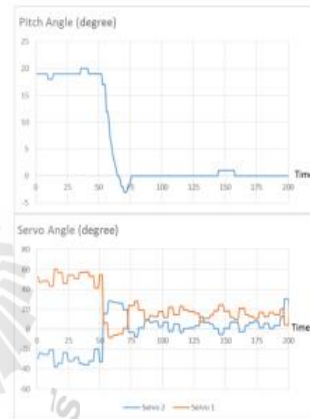
รูปที่ 29 การแก้มุม Roll ของชุดควบคุมที่ 1



รูปที่ 31 การแก้มุม Pitch ของชุดควบคุมที่ 1



รูปที่ 30 การแก้มุม Roll ของชุดควบคุมที่ 2



รูปที่ 32 การแก้มุม Pitch ของชุดควบคุม 2

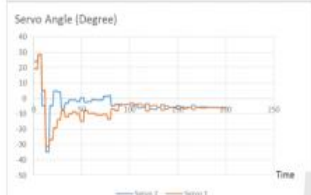
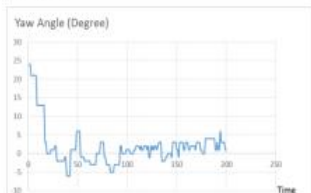
4.1.2 มุม Pitch ทดลองโดยการรบกวนระบบด้วยการยกหัวอากาศยานขึ้นเป็นมุม 19 องศา โดยกำหนดค่า  $K_c = 100$  และคาบเวลาคือ 7 ซึ่งสามารถประมาณชุดควบคุมที่ 1 ควบคุมแบบ P-Control ที่มีค่า  $P = 30$  และชุดควบคุมที่ 2 ควบคุมแบบ PID-Control ที่มีค่า  $P = 60$ ,  $I=10$  และ  $D=50$ ผลการตอบสนองของการรักษาเสถียรภาพมุม pitch ต่อการเบี่ยงเบนจากสภาพสมดุลของตัวควบคุมทั้งสองแบบ ดังแสดงในรูป 31-32

4.1.3 มุม Yaw ทดลองโดยการรบกวนระบบด้วยการหมุนหัวอากาศยานไปทางขวาเป็นมุม 20 องศา โดยกำหนดค่า  $K_c = 330$  และคาบเวลาคือ 15 ซึ่งสามารถประมาณ ชุดควบคุมที่ 1 ควบคุมแบบ P-Control ที่มีค่า  $P = 100$  และชุดควบคุมที่ 2 ควบคุมแบบ PI-Control ที่มีค่า  $P = 150$  และ  $I=10$

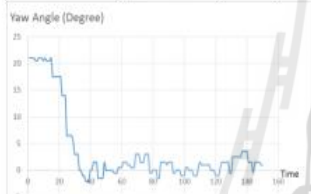
**4.2 ผลการทดสอบการบิน**

เมื่อเร่งแรงขับจากวิทยุที่ RC Pulse = 1550 (Min.1050 และ Max.1950) อากาศยานเริ่มลอยตัว และเมื่อเร่งแรงขับจากวิทยุที่ RC Pulse = 1600 อากาศยานจะสามารถลอยขึ้นได้อย่างสมบูรณ์ ซึ่งเมื่อใช้ชุดควบคุมชุดที่ 2 จากการสังเกตและการอ่านค่าที่ได้จากการบันทึกข้อมูลการบินพบว่าสามารถคงเสถียรภาพได้ดี

## AME-04



รูปที่ 33 การแก้มุม Yaw ของชุดควบคุมที่ 1



รูปที่ 34 การแก้มุม Yaw ของชุดควบคุมที่ 2

## 5. บทสรุปและข้อเสนอแนะ

1. อากาศยานไร้คนขับขึ้นลงทางตั้ง 2 ใบพัด แบบใบพัดปรับเอนขนาดบรรทุก 2 กิโลกรัม ซึ่งมีน้ำหนักรวม 6.3 กิโลกรัม ที่ใช้หลักการควบคุมเสถียรภาพที่มีตัวควบคุมแบบ PID สามารถควบคุมการบินได้ตามวัตถุประสงค์อย่างมีประสิทธิภาพ
2. การกำหนดจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานเป็นสิ่งสำคัญ ดังนั้นการประกอบปีกและแผงหางระดับ จะต้องนำน้ำหนักมาคำนวณหาจุดศูนย์ถ่วงใหม่ เพื่อให้อากาศยานยังสามารถรักษาเสถียรภาพการบินได้
3. อากาศยานที่มีอัตราการบรรทุกสิ่งของมากๆ จะส่งผลให้การออกแบบและการเลือกใช้อุปกรณ์มีขนาดและลักษณะที่เปลี่ยนไป ซึ่งส่งผลต่อน้ำหนักและความ

แข็งแรงของวัสดุ รวมถึงการออกแบบระบบควบคุมที่ต้องมีความเหมาะสมกับขนาด ซึ่งสิ่งที่เห็นได้ชัด คือโมเมนต์ของแรงขับที่มีขนาดแปรผันไปตามความกว้างของปีก

4. การออกแบบอากาศยานและระบบควบคุมตามข้อกำหนดของวัตถุประสงค์แล้ว การสร้างชิ้นงานนั้นจะต้องมีความแม่นยำและแข็งแรง การติดตั้งอุปกรณ์การวัด มอเตอร์ในตำแหน่งที่ถูกต้อง เพราะอาจเกิดการผิดพลาดจากระบบทางกลและสัญญาณไฟฟ้า จะส่งผลต่อการควบคุมได้

## 6. กิตติกรรมประกาศ

ขอขอบคุณ ร.อ.วีรวัฒน์ ฝาระมี กรมขนส่งทหารอากาศ ที่ให้คำแนะนำในการทดสอบการบิน

ขอขอบคุณ กองโรงงาน กรมขนส่งทหารอากาศ กองทัพอากาศ ที่ได้เอื้อเฟื้อสถานที่และเครื่องมือช่างในการสร้างอากาศยาน

และขอขอบคุณ ภาควิชา กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทราชภัฏริราช ที่ให้คำแนะนำและเอื้อเฟื้อสถานที่ในการทดสอบการบิน

## 7. เอกสารอ้างอิง

- [1] A. Sanchez, J. Escareño, O. Garcia and R. Lozano (2008), Autonomous Hovering of a Noncyclic Tiltrotor UAV: Modeling, Control and Implementation, paper presented in *International Federation of Automatic Control World Congress 17th*, Seoul, Korea, 6-11, July 2008, pp. 803 - 808.
- [2] น.อ.ศ.ดร.พูนลาภ เอี่ยมเจริญ, วิศวกรรมการบิน-1 (2546), กรุงเทพฯ: กองวิชาวิศวกรรมศาสตร์ กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศ
- [3] Aircraft, Rotorcraft, rotary-wing aircraft, *Statistic Data*, URL: [en.wikipedia.org/wiki/Aircraft](http://en.wikipedia.org/wiki/Aircraft), access on 23/04/2015.
- [4] จุดศูนย์ถ่วง, ภาควิชาฟิสิกส์, *Statistic Data*, <http://www.rmutphysics.com/physics1/My%20Webs/chap10/chap10-IE/index2.htm>, access on 23/04/2015.
- [5] Vector Mechanics for Engineers - Statics and Dynamics, 9th edition, McGraw-Hill Companies, Inc.
- [6] Bending URL: <http://en.wikipedia.org/wiki/Bending>, access on 29/05/2015.

## AME-04

[7] Shear stress, *Statistic Data*, URL:

[http://en.wikipedia.org/wiki/Shear\\_stress](http://en.wikipedia.org/wiki/Shear_stress), access on 29/05/2015.

[8] Square L Beam, *Statistic Data*, URL:

<http://www.efunda.com/designstandards/beams/BasicLBeam.cfm>, access on 29/05/2015.

[9] น.ต.พศ.ดร.ประสาทร วงศ์คำช่าง (2551), การควบคุมอัตโนมัติ, กรุงเทพฯ: กองวิศวกรรมเครื่องกลและอุตสาหกรรม การศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศ

[10] Airfoil Investigation Database, *Statistic Data*, URL:<http://www.airfoildb.com/>, access on 23/04/2015.

[11] O.S.Motor, Airplane, Motor-specifications URL: [www.osengines.com/motors/motor-specifications.pdf](http://www.osengines.com/motors/motor-specifications.pdf), access on 23/04/2015.

[12] *Statistic Data*, URL: [http://www.efunda.com/materials/alloys/aluminum/show\\_aluminum.cfm?ID=AA\\_1060&prop=all&Page\\_Title=AA%201060](http://www.efunda.com/materials/alloys/aluminum/show_aluminum.cfm?ID=AA_1060&prop=all&Page_Title=AA%201060), access on 23/04/2015.

### 8. ตัวแปร

RN = Reynolds Number

$\rho$  = ความหนาแน่นของอากาศ

v = ความเร็ว

L = ความยาวส่วนที่อากาศไหลผ่าน (เฉพาะสมการที่ 1)

$\mu$  = ความเสียดทานของอากาศ

F = แรงอากาศพลศาสตร์

D = แรงต้าน

L = แรงยก

q = ความดันพลวัต

S = พื้นที่ผิว

$S_{Airfoil}$  = พื้นที่ผิวปีก

$S_{Other}$  = พื้นที่ผิวส่วนอื่นนอกเหนือจากปีก

$C_F$  = สัมประสิทธิ์แรงอากาศพลศาสตร์

$C_D$  = สัมประสิทธิ์แรงต้าน

$C_{D_{Airfoil}}$  = สัมประสิทธิ์แรงต้านปีก

$C_{D_{Other}}$  = สัมประสิทธิ์แรงต้านส่วนอื่นนอกเหนือจากปีก

$C_L$  = สัมประสิทธิ์แรงยก

$\rho$  = ความหนาแน่นของอากาศ

AR = Aspect Ratio

MAC = ความยาวเฉลี่ยของเส้นขนาน

b = ความกว้างของปีก

T = แรงขับ

$T_1$  = แรงขับมอเตอร์ 1

$T_2$  = แรงขับมอเตอร์ 2

$\phi$  = มุม Roll

$\theta$  = มุม Pitch

$\psi$  = มุม Yaw

$\dot{\phi}$  = ความเร็วในการเปลี่ยนมุม Roll

$\dot{\theta}$  = ความเร็วในการเปลี่ยนมุม Pitch

$\dot{\psi}$  = ความเร็วในการเปลี่ยนมุม Yaw

$I_m$  = ระยะระหว่างระนาบใบพัดกับจุดศูนย์กลางตัวอากาศยาน

$I_p$  = ระยะระหว่างสิ่งของบรรทุกกับจุดศูนย์กลางตัวอากาศยาน

$\alpha$  = มุมในการบิดของมอเตอร์

$\beta$  = มุมระหว่างแกนของมอเตอร์กับตัวมอเตอร์

g = ความเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วงของโลก

W = Total Weight

X = Y-axel to Center of mass length

Y = X-axel to Center of mass length

$w_n$  = Each Weight

$x_n$  = Y-axel to Each mass

$y_n$  = X-axel to Each mass

M = Bending Moment

F = แรงกระทำบนคาน

L = ความยาวของระยะจากจุดหมุนไปยังแรงกระทำ

$\sigma$  = Bending Stress

y = ความกว้างของคาน

I = Moment of Inertia

$\tau$  = Shear Stress

V = Shear Force

A = พื้นที่หน้าตัดของคาน

$C_x$  = ระยะจากแกน X ของตำแหน่ง Moment of Inertia

$C_y$  = ระยะจากแกน Y ของตำแหน่ง Moment of Inertia

a = ขนาดของคานรูปตัว L แบบสมมาตร

t = ความหนาของคานรูปตัว L แบบสมมาตร

y = ส่วนต่างระหว่างระยะ a กับระยะ  $C_x$  หรือ  $C_y$

## ประวัติผู้เขียน

เรืออากาศโท ประชญา แก้วพรรณา เกิดเมื่อวันที่ 3 เมษายน พ.ศ.2531 เริ่มศึกษาชั้นประถมที่โรงเรียนอนุบาลนครราชสีมา ชั้นมัธยมศึกษาปีที่ 1-5 ที่โรงเรียนราชสีมาวิทยาลัย จังหวัดนครราชสีมา ชั้นมัธยมศึกษาปีที่ 4-6 ที่โรงเรียนเตรียมทหาร จังหวัดนครนายก และสำเร็จการศึกษาระดับปริญญาตรี สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทราชภัฏวชิราวุธ กรุงเทพมหานคร เมื่อปี พ.ศ.2555 โดยหลังจากสำเร็จการศึกษา ได้เริ่มทำงานที่กรมขนส่งทหารอากาศ ตำแหน่งนายทหารวิศวกรขนส่งภาคอากาศ ซึ่งปัจจุบันได้ทำงานในตำแหน่งรองหัวหน้าฝ่ายวิศวกรขนส่งภาคอากาศ

หลังจากทำงานได้ 5 เดือน จึงได้เข้าศึกษาต่อในระดับปริญญาโท สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล (วิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์) เพื่อที่จะได้นำความรู้จากการศึกษาต่อ มาวิจัยและพัฒนาให้สอดคล้องกับงานด้านการขนส่งทางอากาศ

ผลงานวิจัย: ได้เสนอบทความเข้าร่วมในการประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 29 ประจำปี 2558 เรื่อง การวิเคราะห์และออกแบบต้นแบบอากาศยานไร้คนบินขึ้นลงทางดิ่ง 2 ใบพัด แบบใบพัดปรับเอนขนาดบรรทุก 2 กิโลกรัม ดังปรากฏรายละเอียดในภาคผนวก ก.