สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

การจำลองอากาศยาน

(Model Aeronautical)

T055658

โดย

นาย มนูญ อิ่มรส

นาย สมจินต์ วิญญะสา

ปริญญานิพนธ์เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

ภาควิชาวิศวกรรมระบบควบคุม

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2546

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เลขหมู่.....

เลขทะเบียน...55658

วัน,เดือน,ปี 4 มี.ค. 2548

b.....

i.....

การจำลองอากาศยาน

(Model Aeronautical)

โดย

นาย มนูญ อิ่มรส

นาย สมจินต์ วิญญะสา

อาจารย์ที่ปรึกษา

อ. สุเธียร เกียรติสุนทร

ปริญญานิพนธ์เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

ภาควิชาวิศวกรรมระบบควบคุม

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2546

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปริญญานิพนธ์ปีการศึกษา 2546

ภาควิชาวิศวกรรมระบบควบคุม

คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง การจำลองอากาศยาน

ผู้จัดทำ

1. นาย มนูญ อิ่มรส 44015294
2. นาย สมจินต์ วิญญะสา 44015307

.....อาจารย์ที่ปรึกษา

(อ. สุเทียร เกียรติสุนทร)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การจำลองอากาศยาน
(Model Aeronautical)

นาย มนูญ อิ่มรส 44015294
นาย สมจินต์ วิญญะสา 44015307
อ. สุเธียร เกียรติสุนทร อาจารย์ที่ปรึกษา
ปีการศึกษา 2546

บทคัดย่อ

ปัจจุบันการศึกษาในเรื่องของอากาศยานกำลังเป็นเรื่องที่มีผู้คนสนใจมากและกำลังเป็นที่นิยม ทำให้ผู้จัดทำมีความคิดที่เสนอเรื่องของอากาศยาน

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นการศึกษาทฤษฎีการบิน การเคลื่อนที่ของเครื่องบิน และ โมเดลส่วนประกอบของเครื่องบิน รวมถึง สมการการ การเคลื่อนที่ของเครื่องบิน เพื่อนำมาประยุกต์ใช้ประโยชน์ในด้านการบินต่อไป

ABSTACT

The present to educate in matter aeronautical to pay attention to demonstrative . Am organizer opinion to offer aeronautical .

A dissertation a matter theory aviation . Movement belongings an airplane and model an ingrediend airplane . Including an algebraic equation movement airplane . To apply to use aviation .

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลงได้ด้วยความกรุณาของบุคคลหลายฝ่ายซึ่งให้ความรู้ข้อมูล และกำลังใจจากเพื่อน ๆ และคณาจารย์ โดยเฉพาะ อ. สุเธียร เกียรติสุนทร เป็นที่ปรึกษาและคอยตรวจสอบผลงานในการพัฒนาของข้าพเจ้า ต้องขอขอบพระคุณเป็นอย่างสูง

ขอขอบพระคุณบิดามารดาอันเป็นที่เคารพของข้าพเจ้าที่ให้กำลังใจและช่วยเหลือและสนับสนุนข้าพเจ้าตลอดมา ผู้จัดทำระลึกในพระคุณ และกราบขอบพระคุณเป็นอย่างสูงมา ณ ที่นี้

นาย มนูญ อิ่มรส

นาย สมจินต์ วิญญะสา

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ

กิตติกรรมประกาศ

สารบัญ

สารบัญรูป

บทที่ 1 บทนำ 1

1.1 ความสำคัญและที่มา 1

1.2 วัตถุประสงค์ของงานวิจัย 1

1.3 ขอบเขตของโครงงาน 1

1.4 ประโยชน์ที่คิดว่าจะได้รับ 1

1.5 วิธีดำเนินงาน 2

บทที่ 2 ทฤษฎีการบิน 3

2.1ทฤษฎีการบิน 3

2.2.1 เครื่องบินบินได้อย่างไร 3

2.1.2 เครื่องบิน (Airplanes) 4

2.2 สี่แรง ของการบิน (Four Forces of Flight) 9

2.2.1 แรงยกและแรงต้านเกิดขึ้นได้อย่างไร 9

2.2.2 การวิเคราะห์แรงต้านกับแรงยกที่เกิด ขึ้นกับเครื่องบินในอากาศพลศาสตร์ 11

2.2.3 ลักษณะทั่วไปของแพนอากาศ (Airfoil Cnaracteristic) 14

2.3 Aerodynamics of Maneuvering Flight 16

2.3.1 แกน สาม แกนของการบิน 16

2.4 สเถียรภาพ (Stability) 19

2.4.1 การความตึงของวัตถุ (Static Stabilty) 19

2.4.2 ความมีสเถียรภาพบนแกน Lateral 21

2.4.3 ความมีสเถียรภาพบนแกน Longitudinal 21

บทที่ 3 การจำลองอากาศยาน 24

3.1 สัญญลักษณ์และตัวย่อ 24

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
3.2 การแปลงหน่วย	26
3.3 โมเดลและสมการของเครื่องบิน	27
3.3.1 สมการเกี่ยวกับการบิน	29
3.3.2 การกำหนดทิศทางและตำแหน่งของเครื่องบิน	32
3.3.3 การประเมินค่าของอัตราเชิงมุมของโมเมนตัม	34
3.3.4การกำหนดทิศทางและตำแหน่งของเครื่องบิน	37
3.3.5 ทฤษฎีสัญญาณรบกวนต่ำ	39
3.3.6 ทิศทางตามแนวทางขวางของเครื่องบิน	41
3.3.7 การกำหนดการเคลื่อนที่ในแนวตามยาว	43
บทที่ 4 บทวิจารณ์และสรุป	48
4.1 สรุปผลที่ได้รับจากการทำงาน	48
4.2 ปัญหาในการทดลอง	48

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป

รูปที่	หน้าที่
รูปที่ 2.1 ส่วนประกอบหลักๆ ของเครื่องบิน	4
รูปที่ 2.2 พื้นบังคับหลัก (Primary Control Surface)	5
รูปที่ 2.3 ลักษณะแปลนของปีก	6
รูปที่ 2.4 แรงของการบิน	9
รูปที่ 2.5 รายละเอียดของแพนอากาศ	14
รูปที่ 2.6 Aerodynamics of maneuvering flight	16
รูปที่ 2.7 การเคลื่อนไหว หรือการหมุน	17
รูปที่ 2.8 Dynamic Stability	20
รูปที่ 2.9 การยกมุนของปีกขึ้น ทางด้านแนวนอน	21
รูปที่ 3.1 โครงสร้างเครื่องบิน	27
รูปที่ 3.2 โครงสร้างปีกและมุมต่างๆ	28

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 1
บทนำ

1.1 ความสำคัญและที่มา

เครื่องบินที่สามารถลอยตัวอยู่ในอากาศได้นั้นเป็นผลมาจากการสร้างแรงยก หรือแรงที่ดึงเครื่องบินลอยขึ้นมาจากพื้นดิน และ แรงยกหรือแรงดึงที่ว่านี้ ได้มาจากการผลิตขึ้นของปีกเครื่องบินมากกว่า 90 เปอร์เซ็นต์ เมื่อเทียบกับส่วนอื่น ๆ ของเครื่องบิน และแรงยกนี้ต้องมากกว่าหรือเท่ากับน้ำหนักของเครื่องบินด้วย จึงจะทำให้เครื่องบินลอยจากพื้นได้ ดังนั้นการจะให้ได้มาถึงแรงยกนี้ จะต้องเกิดจากองค์ประกอบหลาย ๆ อย่างของปีก แต่องค์ประกอบที่จะกล่าวถึง เช่น ทฤษฎีการบิน สมการการเคลื่อนที่ของเครื่องบิน หน้าตัดของปีกเครื่องบิน รูปร่างของปีกเครื่องบินเมื่อดูลงมาจากด้านบนหรือด้านล่าง

ดังนั้นถ้าสามารถเลือกแพนอากาศและรูปร่างปีกให้มีความเหมาะสมและเป็นไปตามหลักเกณฑ์ที่ทฤษฎีกำหนดไว้ได้อย่างถูกต้อง ก็จะทำให้เครื่องบินสามารถลอยตัวในอากาศ หรือบินได้นั้นเอง

1.2 วัตถุประสงค์ของงานวิจัย

ศึกษาหาข้อมูลเกี่ยวกับข้อมูลทฤษฎีการบิน เช่น เครื่องบินได้อย่างไร เครื่องบินมีส่วนประกอบหลัก ๆ อะไรบ้าง ศึกษาเกี่ยวกับสมการการเคลื่อนที่ของเครื่องบิน ศึกษาเกี่ยวกับแรงที่มากระทำกับเครื่องบิน

1.3 ขอบเขตของโครงงาน

ศึกษาการลอยตัวของเครื่องบิน ว่ามี แรง และ สิ่งรบกวนใดที่ทำให้เครื่องบินลอย หา สมการการเคลื่อนที่ และ โมเดลของเครื่องบิน เพื่อนำมาศึกษาและวิจัย

1.4 ประโยชน์ที่คิดว่าจะได้รับ

- มีความรู้ในเรื่องทฤษฎีการบินมากขึ้น
- มีความรู้ความเข้าใจในเรื่องของสมการการเคลื่อนที่ ของเครื่องบินมากขึ้น
- อาจสามารถนำความรู้เกี่ยวกับเครื่องบินไปช่วยในการสร้างเครื่องบินเล็กได้
- มีความเข้าใจในขั้นตอน รวมทั้งวิธีการแก้ปัญหา หรืออุปสรรคต่าง ๆ ได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.5 วิธีดำเนินงาน

โครงงานนี้เริ่มต้นด้วยการศึกษาหาข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับ ทฤษฎีการบิน แล้วนำมาศึกษาวิจัย หาสมการการเคลื่อนที่ของบิน หาตัวแปล ศัพท์ทางการบิน และนำมารวบรวมเป็นวิทยานิพนธ์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 2
ทฤษฎีการบิน

2.1ทฤษฎีการบิน

2.1.1 เครื่องบินบินได้อย่างไร

การที่เครื่องบินเคลื่อนที่ได้ในอากาศนั้น สามารถใช้หลักทางอากาศพลศาสตร์ อธิบายตามกฎการเคลื่อนที่ของนิวตัน (Nowton Law of Motion) ได้โดยใช้กฎ 3 ข้อ ได้แก่

- กฎการสมดุล (The Law of Equilibrium) เทห์วัตถุที่อยู่นิ่งจะคงอยู่นิ่งเรื่อยไปและเทห์วัตถุที่เคลื่อนที่อยู่ ก็จะเคลื่อนที่ต่อไปในแนวเส้นตรงด้วยแรงคงที่จนกว่าจะมีแรงไร้สมดุลมากระทำ ในทางคณิตศาสตร์วัตถุจะอยู่ในสภาพสมดุลได้ผลรวมทั้งในแนวดิ่ง และแนวระดับต้องเท่ากับ 0 และผลรวมรอบจุดโมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วงก็จะเท่ากับ 0 ด้วย

- กฎความเร่ง (The Law of Acceleration)ถ้ามีแรงไร้สมดุลมาทำต่อเทห์ วัตถุความเร็วจะไม่คงที่นั่นคือจะมีความเร่ง โดยขนาดของแรงที่ใช้ทำให้ระบบเกิดความเร่งต่าง ๆ จะขึ้นอยู่กับมวลของวัตถุนั้นโดยความเร่งจะเป็นปฏิภาคกลับกับมวล

$$a = F / m$$

a = ความเร่ง , F = แรง , m = มวล

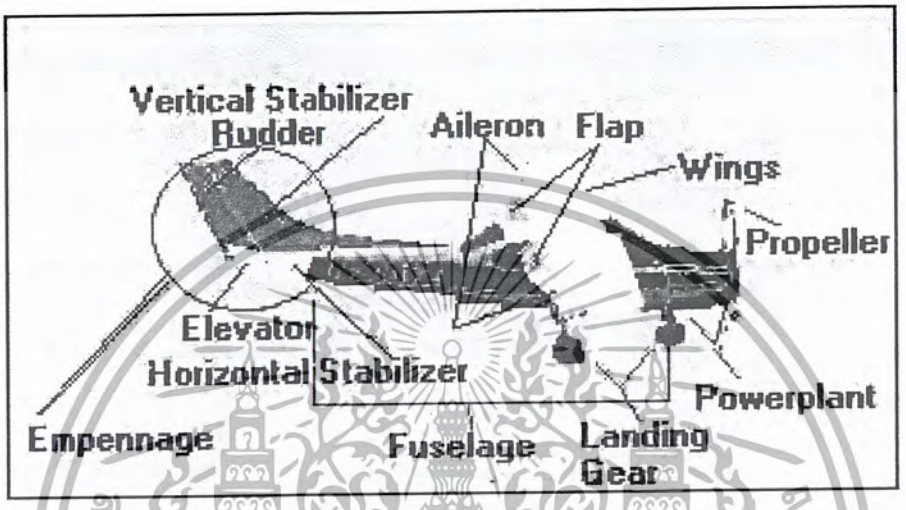
- กฎแรงปฏิกิริยา (The Law of Reaction) ทุก ๆ แรงกิริยา (Action) จะมีแรงปฏิกิริยา (Reaction) ขนาดเท่ากันในทิศทางตรงกันข้าม เครื่องไอพ่น (Jet Enging) ทำงานตามกฎข้อนี้

จากกฎทั้ง 3 ข้อ ที่กล่าวมาข้างต้น เครื่องบินจะลอยตัวในอากาศได้จะต้องมีแรงประกอบอย่างน้อย 4 แรง มากระทำ ได้แก่ แรงยก แรงต้าน น้ำหนัก และ แรงฉุด โดยแรงเท่ากับน้ำหนัก และ แรงต้านเท่ากับแรงฉุด แรงฉุดนั้นได้จากการผลิตของเครื่องยนต์ ส่วนแรงยกได้จากการผลิตของปีก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.1.2 เครื่องบิน (Airplanes)

เมื่อเรามองไปที่สนามบินเราจะเห็นว่า มีเครื่องบินมากมายหลายแบบ แต่ถ้าเรามองให้ดีแล้วเราจะพบว่าเครื่องบินไม่ว่าแบบใดก็ตาม จะมีส่วนประกอบหลักๆ ดังนี้



รูปที่ 2.1 ส่วนประกอบหลัก ๆ ของเครื่องบิน

- ลำตัว (Fuselage)

ลำตัวเครื่องบินนั้นมีหน้าที่เป็นจุดเชื่อมต่อของส่วน ประกอบหลักต่างๆ ที่ประกอบรวมกันเป็นเครื่องบิน แต่ส่วนที่เป็นของลำตัวเครื่องบินได้แก่ ห้องนักบิน (cabin or cockpit) , ที่นั่ง, ส่วนบังคับการบินต่างๆ และที่ใส่สัมภาระในเครื่องบินบางแบบ หรือ ที่นั่งผู้โดยสาร เป็นต้น

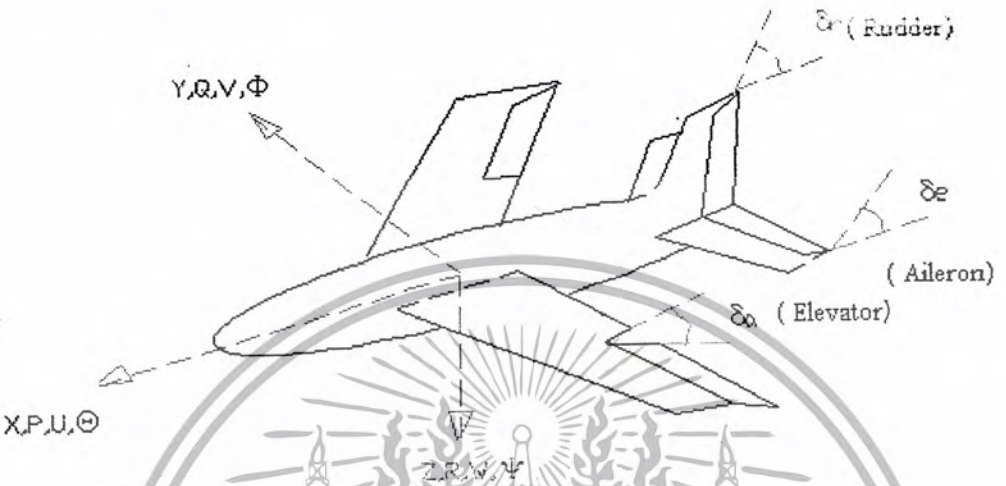
- พื้นบังคับหลัก (Primary Control Surface)

ในยุคเริ่มต้นของวิทยาการการบิน เมื่อทำให้เครื่องบินลอยได้แล้ว การเปลี่ยนท่าทาง**การบินมักกระทำโดยการเลื่อนตำแหน่งของจุดศูนย์ถ่วง เช่น ถ้าต้องการให้เครื่องบินลอยขึ้นก็จะ**ถ่วงน้ำหนักไปทางด้านหลัง ถ้าต้องการก้มลง ก็ต้องถ่วงน้ำหนักไปข้างหน้า ถ้าต้องการเอียงไปทางขวา ก็ถ่วงน้ำหนักไปทางขวาเป็นต้น ส่วนการส่ายหัวไปทางซ้าย (ในสมัยนั้นถือเป็นการเลี้ยว)

ก็ใช้หางเสือคัดท้ายดังเช่นเรือ ดังนั้นจึงถือได้ว่า หางเสือ (Rudder) เป็นพื้นบังคับหลักที่ได้มีการสร้างเป็นลำดับแรกต่อมาได้พบว่า การเปลี่ยนตำแหน่งของจุดศูนย์ถ่วง มีผลทำให้มีการเปลี่ยนแปลงการเคลื่อนที่ของเสถียรภาพ จึงได้มีการพัฒนาพื้นบังคับหลัก เพื่อช่วยให้มีการเปลี่ยนแปลง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เปลี่ยนแปลงท่าทางการบิน โดยไม่มีผลกระทบต่อเสถียรภาพ ปัจจุบันพื้นบังคับหลักสำหรับเครื่องบินทั่วไปจะประกอบด้วยพื้นบังคับหลัก 3 ส่วน คือ



รูปที่ 2.2 พื้นบังคับหลัก (Primary Control Surface)

-หางเสือขึ้นลง (Eievator) เป็นพื้นบังคับที่ควบคุมการก้มเงยรอบแกน Y (Pitching Control) โดยจะติดตั้งอยู่ที่ส่วนท้ายของแพนหางระดับของเครื่องบิน

- ปีกเล็กแก้เอียง (Aileron) เป็นพื้นบังคับที่ควบคุมการหมุนรอบแกน X (Rolling Control) โดยจะติดตั้งอยู่ที่บริเวณส่วนท้ายของปลายปีกทั้งสองข้าง

- หางเสือเลี้ยว (Rudder) เป็นพื้นบังคับที่ควบคุมการส่ายรอบแกน Y (Yawing Control) โดยติดตั้งอยู่บริเวณส่วนท้ายของแพนหางดิ่ง

-ปีก (Wing)

เมื่อมีอากาศไหลผ่านปีกของเครื่องบิน จะทำให้เกิดแรงยกเรียกว่า ลิฟ (lift) ที่ช่วยทำให้เครื่องบินลอยได้ ปีกเครื่องบิน นั้นในบางแบบจะติดตั้งอยู่ด้านบนของตัวเครื่องบิน บางแบบก็ติดตั้งอยูกลางลำตัว หรือ บางแบบอาจติดตั้งอยู่ใต้ลำตัวเครื่อง ขึ้นอยู่กับผู้ออกแบบเครื่องบิน เครื่องบินที่มีปีกชั้น เดียวเรียกว่า โมโนเพลน (monoplanes) เครื่องบินที่มีปีกสองชั้นเรี่ยกว่า ไบเพลน (biplanes)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในการที่จะทำให้เครื่องบินสามารถควบคุม ได้ตามต้องการนั้นที่ปีกของเครื่องบินจะมีแผ่นบังคับอยู่สองชนิดที่ด้านหลังของปีกทั้งสองข้าง เรียกว่า แอเลอร์รอน (ailerons) และ แฟลป (flap) แอเลอร์รอน จะติดตั้งอยู่ด้านหลังของปีกทั้งสองข้างโดยมีความยาวเริ่มจากจุดกึ่งกลางของปีก ด้านในไปจนถึงปลายด้านนอกของปีก การทำงานของ แอเลอร์รอน ทั้งสองข้างจะทำงานในทิศทางตรงกันข้าม เช่นถ้า แอเลอร์รอน ที่ปีกด้านซ้ายเลื่อนไปในทิศทางยกขึ้น แอเลอร์รอน ที่ปีกด้านขวาก็จะเลื่อนไปในทิศทางยกลง แฟลป จะติดตั้งอยู่ด้านหลังของปีกทั้งสองข้าง โดยมีความยาวเริ่มจุดกึ่งกลางของปีก ไปยังด้านใน จนกระทั้งถึงลำตัวเครื่องบิน การทำงานของ แฟลปทั้งสองข้างจะทำงานในทิศทางเดียวกัน เช่นเมื่อเลื่อนขึ้นก็จะเลื่อนขึ้นพร้อมกันทั้งสองข้าง สำหรับหลักการทำงาน ของทั้งสองแผ่นพื้นบังคับนี้จะได้กล่าวในรายละเอียดต่อไป

รูปที่ 2.3 ลักษณะแปลนของปีก

- ลักษณะทั่วไปของปีก

- พื้นที่ปีก (Wing Area ; S)คือที่รูปแปลนของปีก (รวมทั้งส่วนของลำตัวและส่วนอื่น ๆ เช่น ส่วนของเครื่องเครื่องยนต์ที่ติดอยู่ที่ปีกด้วย)

- กางปีกหรือความยาวปีก (Wing Span ; b) คือ ระยะที่วัดจากปลายด้านหนึ่งถึงปลายอีกด้านหนึ่งของปีก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- คอร์ดเฉลี่ย (Average คอร์ด ; c) เป็นค่าเฉลี่ยทางเรขาคณิตโดยถือว่า $c = S / b$

- อัตราส่วนกางปีกต่อคอร์ดเฉลี่ย (Aspect Ratio ; AR) คือ อัตราส่วนกางปีกต่อคอร์ดเฉลี่ย $AR = b/c = (b^2)*(c * b) = b^2/S$

- คอร์ดโคนปีก(Root คอร์ด ; c_r) คือ คอร์ดที่เส้นผ่านศูนย์กลางของปีก

- คอร์ดปลายปีก (Tip คอร์ด ;c_t) คือ คอร์ดที่วัดตรงปลายปีก

- อัตราส่วนความเรียว (Taper Ratio ; λ) สำหรับปีกรูปแพนที่มีขายปีกหน้าและขายปีกหลังตรงกัน , λ คืออัตราส่วนของคอร์ดปลายปีกต่อคอร์ดโคนปีก

$$\lambda = c_t / c_r$$

- ชุดพวงหาง (Empennage)

ชุดพวงหางประกอบไปด้วย เวอร์ติคัล สแตบิไลเซอร์ (vertical stabilizer) หรือ หางสือ (fin) และ ฮอริริแซนทอล สแตบิไลเซอร์ (horizontal stabilizer) ทั้งสองชุดนี้จะช่วยให้เราสามารถบังคับ เครื่องบินให้บินในระดับ และทิศทางที่ต้องการ ไปในอากาศได้ รัดเดอร์ (rudder) คือแผ่นพื้นบังคับที่ติดตั้งอยู่ที่ส่วนท้ายของ เวอร์ติคัล สแตบิไลเซอร์ ใช้ในการบังคับให้หัวเครื่องบิน ไปในทิศทางซ้าย หรือ ขวา ในการใช้งานจริงนั้น รัดเดอร์นี้จะต้องทำงานร่วมกับ แอเลอร์รอน เพื่อบังคับให้เครื่องบินเลี้ยว (turn) จะได้กล่าวรายละเอียดต่อไป อีเลเวเตอร์ (elevator) คือแผ่นพื้นบังคับที่ติดตั้งอยู่ที่ส่วนท้ายของ ฮอริริแซนทอล สแตบิไลเซอร์ ใช้ในการควบคุมการยกหัวขึ้น หรือลง เพื่อให้เราไปยังความสูงที่ต้องการได้ เครื่องบินส่วนใหญ่จะมี แผ่นบังคับเล็กๆติดตั้งอยู่ที่ปลายของอีเลเวเตอร์ เรียกว่า ทริม แทป (trim tab) ทริม แทปมีหน้านี้ช่วยให้เราให้แรงน้อยลงในการควบคุมเครื่องให้อยู่ในตำแหน่งที่เราต้องการ สำหรับการใช้งาน ครูการบินของท่านจะเป็นผู้แนะนำการใช้งานอีกครั้งหนึ่ง

- แลนดิ่ง เกียร์ (landing gear)

แลนดิ่ง เกียร์ทำหน้าที่ช่วยรับแรงกระแทกในขณะร่อนลง และช่วยรองรับเครื่องบินในขณะที่อยู่บนพื้นดิน จะประกอบไปด้วย ล้อสามล้อด้วยกัน โดยมีสองล้อหลัก (main wheels) จะ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

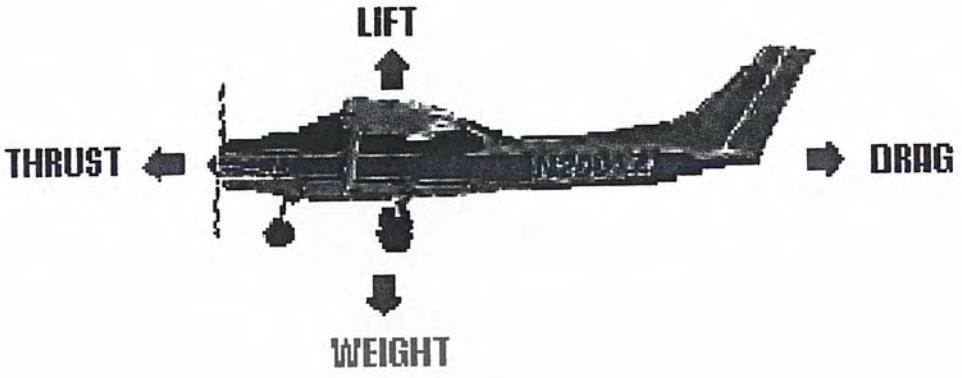
ติดตั้งด้านข้างของลำตัวเครื่องบินด้านละล้อ อีกล้อหนึ่งจะมีการติดตั้ง อยู่สองตำแหน่ง คือ ถ้าติดตั้งอยู่ด้านท้ายของเครื่องบินจะเรียกว่า ล้อหาง เครื่องบินที่ติดตั้งล้อตำแหน้งนี้เรียกว่า คอนเวชั่นแนล แลนดิ่ง เกียร์ (conventional landing gear) ส่วนมากแล้วเครื่องที่ติดตั้งล้อที่ตำแหน่งนี้จะเป็นเครื่องบิน รุ่นเก่าแต่

ปัจจุบันนี้การติดตั้งล้อที่ตำแหน่งนี้ไม่นิยม เพราะการบังคับเครื่องบินในขณะอยู่ที่พื้นทำได้ยาก ดังนั้น ในปัจจุบันได้นำเอาล้อที่สามนี้มาติดตั้งที่ด้านหน้าของเครื่องบิน เรียกล้อชนิดนี้ว่า โนสวิล (nosewheel) ขณะอยู่ที่พื้น การบังคับที่ รัดเดอร์ จะมากระทำที่ล้อหัวนี้ในการเลี้ยวไปยังทิศทางที่ต้องการ เราสามารถแบ่งชนิดของ แลนดิ่ง เกียร์แบบ สามล้อนี้ได้เป็นสองประเภทคือ แบบติดตั้งตายตัว (fixed gear) กับแบบที่พับเก็บได้ (retractable gear) ซึ่งจะช่วยเพิ่มประสิทธิภาพในการบินขึ้น สำหรับแบบนี้ เบรกส์ (brakes) เบรกส์ ของเครื่องบินจะมีส่วนประกอบเช่นเดียวกับ เบรกส์ของรถยนต์ แต่เมื่อใช้งานแล้วรู้สึกว่าใช้งานยากกว่า เนื่องจาก การบังคับของเบรกส์ทั้งสองข้างจะแยกออกจากัน (differential braking) โดยเบรกส์จะติดตั้งอยู่ที่ล้อหลักทั้งสองข้าง ของเครื่องบิน เมื่อเราเหยียบเบรกส์ ด้านซ้ายเบรกส์ก็จะทำงานเฉพาะด้านซ้าย เท่านั้น ที่เป็นเช่นนี้เพื่อใช้ในการช่วยเลี้ยวในพื้นที่จำกัดบนพื้น ดังนี้ถ้าเราต้องการลดความเร็วจะต้องเหยียบเบรกส์ ทั้งสองข้างในน้ำหนักที่เท่ากัน จึงจะทำให้เครื่องบินลดความเร็วลงในลักษณะที่เครื่องยังอยู่ในสภาพตรงในทิศทาง หรืออยู่บน ทางวิ่ง ไม่เลี้ยวไปในทิศทางใดทางหนึ่ง

- ชุดเครื่องยนต์ (Powerplant)

ในเครื่องบินขนาดเล็ก นั้นชุดเครื่องยนต์จะประกอบไปด้วย เครื่องยนต์ (engine) และใบพัด (propeller) โดยเครื่องยนต์นั้นมีหน้าที่หลักคือ ให้พลังงานในการหมุนใบพัด นอกจากนี้ยังทำหน้าที่ให้กำหนดพลังงานไฟฟ้า ให้กำเนิดต้นกำลังดูด เพื่อใช้ในเครื่องมือวัด (flight instruments) ในการบินบางตัว ในเครื่องยนต์เดียว สำหรับเครื่องบิน (single-engine) จะให้แหล่งความร้อนสำหรับ นักบินและผู้โดยสารด้วย ฉนวนกันไฟ (firewall) เป็นแผ่นที่ติดตั้งอยู่ระหว่างห้องนักบินกับเครื่องยนต์ เพื่อป้องกันความร้อนจากเครื่องยนต์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.4 แรงของการบิน

2.2 สี่แรง ของการบิน (Four Forces of Flight)

ในการทำการบิน จะมีแรงอยู่ สี่แรงที่มากระทำต่อเครื่องบิน ได้แก่ ลิฟ (lift) เวก์ท (weight) ทรัสท์ (thrust) และ แดรก (drag) ลิฟ เป็นแรงยก ที่ถูกสร้างโดย ผลของการไหลของอากาศ ที่ผ่านมายังส่วนล่าง และบนของปีก แรงนี้ช่วยให้เครื่องบินลอยขึ้น เวก์ท เป็นแรงที่มีทิศทางตรงกันข้ามกับ ลิฟ โดยมีสาเหตุมาจากน้ำหนักของเครื่อง ที่ถูกกระทำจากแรงดึงดูดของโลก ทรัสท์ เป็นแรงที่มีทิศทางไปข้างหน้า โดยแรงนี้จะดึงให้เครื่องบินเคลื่อนที่ไปข้างหน้า ในอากาศ แรงนี้จะเริ่มจาก เครื่องยนต์ แรงที่มีทิศทางตรงกันข้ามกับ ทรัสท์ คือ แดรก ซึ่งเป็นแรงที่มีทิศทางไปทางด้านหลังของเครื่องบิน หรือแรงนี้เป็นแรงที่ทำให้เกิดการลดความเร็วของเครื่องบิน และสภาวะที่ สมดุลย์ คือ สภาวะที่ ลิฟ เท่ากับ เวก์ท และ ทรัสท์ เท่ากับ แดรก

2.2.1 แรงยกและแรงต้านเกิดขึ้นได้อย่างไร

แรงต้านและโมเมนต์ทางอากาศพลศาสตร์มีแหล่งพื้นฐานที่มาเพียง 2 แหล่งเท่านั้น ได้แก่

- การกระจายความดัน (Pressure Distribution) บนผิวของวัตถุ

- การกระจายความเค้นเฉือน (Shear Stress Distribution) หรือ ความเสียดทาน (Friction) บนผิวของวัตถุ

ความดัน (P) กระทำตั้งฉากกับพื้นผิว ส่วนความเค้นเฉือน (τ) กระทำในแนวระนาบกับพื้นผิวซึ่งเกิดจากความเสียดทานระหว่างวัตถุกับอากาศ ผลกระทบสุทธิที่เกิดจากความดันและ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ความเค้นเฉือนรอบ ๆ วัตถุ รวมแล้วจะได้เป็นแรงลัพธ์ (R) และโมเมนต์ทางด้านอากาศพลศาสตร์ (M) และในทางกลับกัน ถ้าพิจารณาว่าวัตถุนี้เป็นแพนอากาศที่ลอยตัวอยู่ในอากาศมีความเร็วค่าหนึ่ง ณ เวลาใด ๆ จึงถือว่าความเร็วของอากาศที่พุ่งเข้ามาปะทะแพนอากาศมีความเร็วเท่ากัน เรียกว่า ความเร็วกระแสไหลอิสระ

แรงลัพธ์ (R) สามารถแตกออกได้เป็น แรงประกอบในทิศต่าง ๆ ได้ดังนี้

- พิจรณาแนวความเร่งกระแสอิสระเป็นหลัก

แรงยก (Lift ; L) = ส่วนประกอบของแรงลัพธ์ที่ตั้งฉากกับแนวกระแสไหลอิสระ

แรงต้าน (Drag ; D) = ส่วนประกอบของแรงลัพธ์ที่ขนานกับแนวกระแสไหลอิสระ

- พิจารณาแนว คอร์ด (Chord) ของแพนอากาศเป็นหลัก

แรงตั้งฉาก (Normal force ;N) = ส่วนประกอบของแรงลัพธ์ที่ตั้งฉากกับคอร์ด

แรงในแนวแกน (Axial force ; A) = ส่วนประกอบของแรงลัพธ์ที่ขนานกับแนวคอร์ด

ซึ่งสามารถกระจายแรงตั้งฉากและแรงขนานให้กับมาอยู่ที่แนวแรงยกและแรงต้านได้ โดยใช้มุมแตกต่างระหว่างแนวคอร์ด และแนวกระแสไหลอิสระหรือเรียกอีกอย่างหนึ่งว่ามุมปะทะ (Angle Attack ; AOA or Œ) จะได้สมการดังนี้

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha$$

$$D = N \sin \alpha + A \cos \alpha$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดังนั้น แรงยก และ แรงต้าน จึงมีที่มาดังที่กล่าวมาข้างต้นจากสมการจะเห็นว่าการเปลี่ยนมุมปะทะมีผลทำให้ค่าแรงยกและแรงต้านเปลี่ยนแปลงไป ตัวแปรต่าง ๆ ที่ประกอบในการพิจารณาที่ผ่านมานั้นมีจำนวนมาก หน่วยของตัวแปรเหล่านั้นจึงมีผลทำให้การคำนวณทำได้ยาก และเกิดการสับสนได้ง่ายในทางอากาศพลศาสตร์จึงวิเคราะห์และศึกษาแรงทางอากาศพลศาสตร์โดยใช้สมการไร้มิติและความคล้ายคลึง เพื่อลดปัญหาตัวแปรมากเกินไปโดยจำกัดจำนวนให้เหลือตัวแปรที่จำเป็นเท่านั้น เพื่อง่ายต่อการวิเคราะห์

2.2.2 การวิเคราะห์แรงต้านกับแรงยกที่เกิดขึ้นกับเครื่องบินในอากาศพลศาสตร์

- แรงยก (LIFT)

เป็น แรงหลัก ของ แอร์โรไดนามิก (aerodynamic) โดยที่แรงนี้จะมีทิศทางตรงกันข้ามกับ เวก์ท ในการบินตรง บินระดับ (straight-and-level) เมื่อ เวก์ท กับ ลิฟ มีค่าเท่ากัน เครื่องบินก็จะรักษาระดับเดิมไว้ ได้ แต่ถ้า มีแรง ของ แอร์โรไดนามิก อื่นๆ มากระทำต่อเครื่องบิน จะทำให้เครื่องบิน มีการเปลี่ยนแปลง อาจจะสูงขึ้น หรือ ลดระดับลงแล้วแต่แรงที่มากระทำ ในขณะนั้น เมื่อเครื่องบินจอดอยู่ที่หลุมจอด (ramp) ค่าของแรงที่มากระทำต่อเครื่องบินจะเท่ากัน แต่ไม่ใช้แรงที่ มาจะ แอร์โรไดนามิก ในขณะที่ ลมสงบนั้น ความกด (pressure) บนผิวปีกด้านบน และด้านล่าง จะมีค่าเท่ากัน เมื่อไรก็ตามที่ มีการเคลื่อนที่ของ อากาศ ผ่านเครื่องบิน และปีกจึงถือว่าเป็นการเริ่มต้นของ แรงยก ที่เกิดจากการ กระทำของ แอร์โรไดนามิก ในขณะที่ทำการบินอยู่นั้น ความกด บนผิวปีกด้านบน และ ด้านล่าง จะไม่เท่ากัน ที่เป็นเช่นนี้ก็เนื่องมาจาก รูปร่างของปีก โดยที่ปีกจะถูกออกแบบมา เพื่อให้สามารถแบ่ง การไหลของอากาศ ให้เกิดความกดอากาศสูงที่ผิวปีกด้านล่าง และ ให้เกิดความกดอากาศต่ำที่ผิวปีกด้านบน ความแตกต่าง ของความกดอากาศที่ผิวปีกทั้งสองด้านนี้เกิดจาก การเคลื่อนที่ของอากาศ ผ่านปีกนี่เองเป็นแหล่งกำเนิดหลักของ แรงยก

การสร้างและการเพิ่ม ลิฟ ทำได้สองวิธีคือ

1.โดยการเพิ่มความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านผิวปีก ให้มีความเร็วมากขึ้น

2.โดยการเพิ่มมุมประทะ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แรงลัพธ์ทางอากาศพลศาสตร์ตามปกติจะไม่จะไม่กระทำผ่านจุดศูนย์ถ่วง (Gravity ; C.G) ของเครื่องบิน จะมีโมเมนต์ซึ่งแตกออกไป 3 ทิศทาง และแบ่งออกได้เป็น โมเมนต์ประกอบใน 3 ทิศทางเช่นเดียวกัน

- โมเมนต์ปักเงย (Pitching Moment) คือ โมเมนต์รอบแกนตามขวาง (Lateral ,y) มีค่าบวกในทิศทางหัวเงย (Nose-up)

- โมเมนต์หมุน (Rolling Moment) คือ โมเมนต์รอบแกนตามยาว (Longitudinal ,x) เป็นเพื่อให้ปลายปีกขวาเคลื่อนที่ล่าง

- โมเมนต์สาย (Yawing Moment) คือ โมเมนต์รอบแกนดิ่ง (Vertical , z) เป็นบวก เพื่อหมุนหัวไปทางขวา

ตามปกติแล้วด้านวิชาอากาศพลศาสตร์ จะใช้สัมประสิทธิ์แรงของโมเมนต์ในการคำนวณโดยการคำนวณโดยแรงจริง ๆ ทั้งนี้เพื่อประโยชน์ของการคำนวณ จากรูปจำลองโดยใช้หลักของ การวิเคราะห์มิติ สัมประสิทธิ์สำคัญที่ใช้งานบ่อยได้แก่

สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift Coefficient ; C_L)

$$C_L = L / qS$$

สัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag Coefficient ; C_D)

$$C_D = D / qS$$

สัมประสิทธิ์โมเมนต์ (Moment Coefficient ; C_M)

$$C_M = M / qSl$$

เมื่อ

M = โมเมนต์ (Moment)

l = ระยะอ้างอิง (Reference Length)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

S = พื้นที่ปีก (Wing Area)

q = ความดันพลวัต (Dynamic Pressure)

$q = (1/2)\rho V^2$

เมื่อ

ρ = ความหนาแน่นอากาศ (Density of Ambient Air)

V = ความเร็วของกระแสอิสระ (Velocity of freestream)

- แรงดึง(ต้านทาน) (Drag)

แดร์กนั่นมีความสัมพันธกับ ลิฟ โดยแดร์กจะเกิดจาก พื้นผิวของเครื่องบิน กับอากาศที่ผ่าน มายังเครื่องบิน เครื่องบินที่มีผิวปีกใหญ่ จะสร้างแดร์กมาก (สร้างลิฟมากด้วย) ถ้าเราเพิ่มความเร็วอากาศ หรือ เพิ่ม มุมปะทะ (angle of attack) ก็จะเป็นการเพิ่ม แดร์ก (และ ลิฟ) แดร์กมีทิศทางตรงกัน ข้าม กับ ทรัสท์ แดร์กมี สองประเภท ดังนี้

- พาราไสท แดร์ก (parasite drag) เป็น แดร์กที่เกิดจาก รูปทรงของเครื่องบิน แดร์กชนิดนี้ จะเพิ่มเมื่อ เราเพิ่มความเร็วอากาศ แต่ไม่เกี่ยว กับการสร้าง ลิฟ

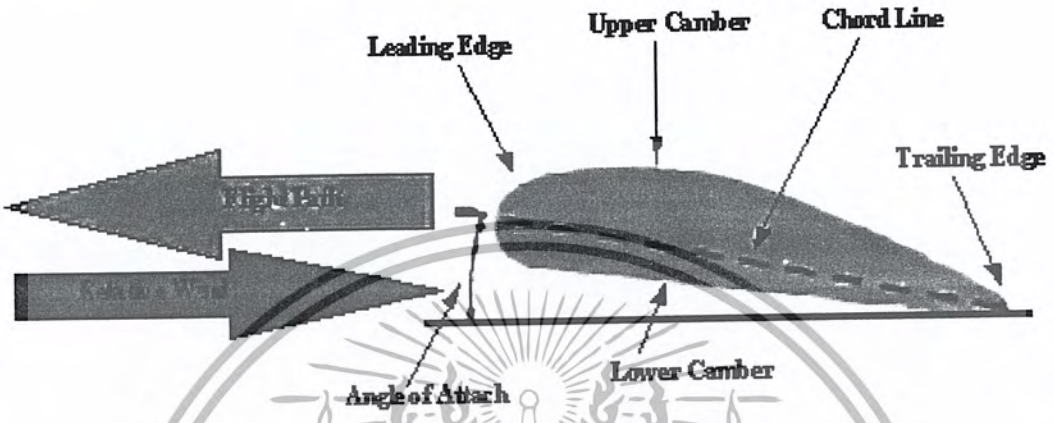
- อินดิวซ์ แดร์ก (induce drag) เป็น แดร์กที่เกิดจาก ผลของการสร้าง ลิฟ ซึ่งเกี่ยวข้องโดยตรงกับ มุมปะทะของปีก แดร์กทั้งสองชนิดนี้ สามารถ คิดเป็น ค่ารวมเรียกว่า โททอน แดร์ก (total drag)

ปกติแล้วสัมประสิทธิ์แรงต้านที่เกี่ยวข้องกับการอัดตัวจะไม่เกิดในช่วงการไหลต่ำกว่าความเร็วเสียง (Subsonic Flow) ดังนั้น สัมประสิทธิ์แรงต้าน (Total Drag Coefficient ; C_D) มีค่าเท่ากับ

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} + \Delta C_{DM}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2.3 ลักษณะทั่วไปของแพนอากาศ (Airfoil Cnaracteristic)



รูปที่ 2.5 รายละเอียดของแพนอากาศ

หมายถึงพื้นผิว ของเครื่องบิน เช่น ปีกเครื่องบิน ซึ่งจะช่วยให้เกิด แรงทางด้าน แอร์โรไดนามิก เมื่อมีการเคลื่อนที่ของ อากาศผ่านพื้นผิว ปีกก็จะสร้างแรงยก เมื่อมีอากาศไหลผ่านเท่านั้น มีคำศัพท์บางคำเกี่ยวกับปีก ที่เราจะต้องรู้จักดังนี้

- ชายปีกหน้า (Leading-edge Radius) คือ รัศมีวงกลมที่จุดศูนย์กลางอยู่บนเส้นสัมผัสกับเส้นคุ้งที่ชายขอบหน้าโดยเชื่อมโยงจุดสัมผัสบนผิวบนและผิวล่างของแพนอากาศกับชายขอบหน้า ขนาดของรัศมีนี้ มีผลกระทบที่สำคัญต่อคุณลักษณะการร่วงหล่น (การยกตัวของชั้นชิดผิว) ของหน้าตัดแผนอากาศ

-ชายปีกหลัง (Trailing-edge Angie) เป็นส่วนที่อากาศ ที่ไหลผ่านปีกแล้วแยกตัวผ่านพื้นผิวปีกด้านบนและล่างมาพบกัน ทางด้านหลังของปีก

-เส้นสมมุติ ตัดผ่านด้านทางข้างของผิวปีก (Chord line) เป็นเส้นตรงสมมุติ ที่ลากผ่านพื้นผิวปีกทาง ด้านข้าง จากชายปีกหน้า มายังชายปีกหลัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- พื้นผิวปีก (Camber)

หมายถึงพื้นผิวปีก ที่มีลักษณะเป็นรูปทรงโค้ง ทั้งทางด้านล่าง และ ด้านบนของปีก โดยผิวปีกด้านบนจะมีความโค้งมาก กว่าด้านล่าง ซึ่งจะทำให้ การเคลื่อนที่ของอากาศ ทางด้านบนมีความเร็ว มากกว่าด้านล่าง ของปีก

ทิศทาง สัมพันธของอากาศ (Relative Wind)

เป็นทิศทางที่ อากาศไหล มายังปีก เช่นถ้าปีกเคลื่อนที่ไปทาง ด้านหน้า ทิศทางของอากาศก็จะไหล สวนทางกับทิศทางของปีก ดังนั้น ทิศทาง สัมพันธของอากาศ จะตรงกันข้ามกับทิศทาง ที่เครื่องบินเคลื่อนที่ (flight path)

- มุมปะทะ (Angle of attack)

เป็น มุมระหว่าง ทิศทางบิน (flight path) กับ เส้นสมมุติ (chord line)และทิศทางสัมพันธของลม (relative wind) โดยมุมปะทะนี้เป็นส่วนสำคัญในการ สร้างแรงยก

น้ำหนัก (Weight)

น้ำหนัก ของเครื่องบินนี้ มีค่าไม่เท่ากันเสมอ เนื่องมาจาก อุปกรณ์ที่ติดตั้งบนเครื่อง ผู้โดยสาร สัมภาระ และจำนวนน้ำมัน ในขณะที่ทำการบินไป น้ำหนักของเครื่องก็จะลดลงไปด้วย เนื่องมาจาก การใช้น้ำมันของเครื่องบิน ทิศทางของ แรงที่เกิดจากน้ำหนักนี้ จะมีทิศทางชี้ลงไปยังศูนย์กลาง ของโลก

- แรงดัน (Thrust)

คือแรงที่ทำให้เครื่องบินเคลื่อนที่ไปข้างหน้า ได้ โดยมีทิศทางตรงกันข้ามกับ แดร์ก ในเครื่องบินใบพัด จะได้แรงนี้มาจาก การที่เครื่องยนต์ส่งกำลังไปหมุนใบพัด เพื่อสร้างแรงนี้ ในขณะบินตรง-บินระดับ (straight-and-level) ค่าของ ทรัสท์ จะเท่ากับ แดร์ก เราสามารถเพิ่ม ทรัสท์ ได้ โดยการใช้ ทรอทเทอน (throttle) เพื่อเพิ่ม กำลังให้กับเครื่องยนต์ เมื่อกำลังเพิ่มขึ้น จะทำให้ ทรัสท์ มีค่ามากกว่า แดร์ก จึงทำให้เครื่องบินมีอัตราแรง จึงที่ให้เครื่องบินมีความเร็วเพิ่มขึ้น ส่วน แดรกนั้นเมื่อ ทรัสท์เพิ่มขึ้น แดร์กก็จะเพิ่มตาม จนกระทั่งมีค่าเท่ากับ ทรัสท์ ก็จะทำให้ความเร็วอากาศ (airspeed) คงที่ ที่ความเร็วที่สูงกว่าเดิม ณ ตำแหน่งนี้ก็จะเกิด สภาวะสมดุลย์ อีกครั้ง เมื่อเรา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ลดทรัสท์ จะทำให้ แดร์กเพิ่มมากขึ้น เป็นสาเหตุให้ ความเร็วอากาศ ลดลง ทำให้เครื่องบินช้าลง เมื่อแดร์กลดลงจนกระทั่งเท่ากับ ทรัสท์ ความเร็วอากาศก็จะคงที่ นั่นคือ การอยู่ใน สถานะสมดุลย์ อีกครั้ง

รูปที่ 2.6 Aerodynamics of maneuvering flight

2.3 Aerodynamics of Maneuvering Flight

ในส่วนนี้จะกล่าวถึง การบินระดับ (straight-and-level flight) ที่มีผลต่อ หลักของ แอร์โรไดนามิกส์ ของ การบิน นอกจากนี้ ยังจะได้กล่าวถึงการนำเอา หลักการของ แอร์โรไดนามิกส์ นี้ ไปยุกต์กับ ท่าทางในการบินเช่น การไต่ (climbs), การลดระดับ (descents), และการเลี้ยว (turning) เพื่อให้เราได้ทราบถึง ประสิทธิภาพ และ ข้อจำกัด ของเครื่องบิน และในขณะเดียวกันเราจะได้ ตะหนักถึงความปลอดภัยในการบิน (safety-of-flight) อันเนื่องมาจากผลของ ความสามารถ และข้อจำกัด ของเครื่องบินนี้

2.3.1 แกน สาม แกนของการบิน

ทุกๆท่าทางในการบิน จะประกอบไปด้วย การกระทำของแกนใดแกนหนึ่งหรือทั้งสามแกนนี้ ในการหมุนของแกน ทั้งสาม แกนนี้จะทำให้เกิดท่าทางในการบินขึ้น โดยแกนเหล่านี้มีชื่อว่า ลองกิทูดดินอล (longitudinal), แลเตอร์แรล (lateral), และ เวอร์ติแคล (vertical) ทั้งสามแกนนี้จะมีจุดที่ร่วมกันอยู่จุด หนึ่ง โดยทั้งสามแกนนี้จะตัดผ่าน จุดนี้ ซึ่งอยู่บนตัวเครื่องบิน เรียกจุดร่วมนี้ว่า เซนเตอร์ ออฟ แกร์วิตี้ (center of gravity หรือ CG)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

- Longitudinal

การเคลื่อนไหว หรือการหมุนที่จุดนี้เรียกว่า โรล (roll) หรือ แบงค์ (bank) การทำให้เกิดการ หมุนรอบแกนนี้ทำได้ โดย ailerons เป็นตัวสร้างความแตกต่างระหว่าง แรงยก (lift) ของปีกเครื่องบินทั้งสองข้าง โดยเกิด lift ที่ไม่เท่ากัน จึงเป็นสาเหตุให้เกิดการหมุนของแกนนี้ และทำให้เครื่องบินเอียง ไปทางใดทาง หนึ่งตามที่เราบังคับ ailerons ให้เกิด lift ที่แตกต่าง อาการนี้เรียกว่า roll หรือ bank

รูปที่ 2.7 การเคลื่อนไหว หรือการหมุน

เช่น เราต้องการเอียงเครื่องไปทางซ้าย สามารถทำได้โดยการ สร้าง lift ที่ปีกด้านขวาให้มีมาก กว่าทางด้านซ้าย ก็จะเกิดการหมุนของ แกนนี้ทำให้เครื่องบินเอียงไปทางซ้าย เป็นต้น

- Lateral

การเคลื่อนไหว หรือหมุนรอบแกนนี้ เรียกว่า ฟิทช์ (pitch) เกิดจากผลของการ กระทำที่ อีเลเวเตอร์ (elevator) เมื่อ เกิดการหมุนของแกนนี้จะทำให้หัวเครื่องบิน ยกขึ้น (pitch up) หรือ กดลง (pitch down) เป็นผลให้เครื่องบินไต่ระดับ ขึ้น หรือ ลดระดับลง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

55658

- Vertical

การเคลื่อนไหว หรือการหมุนรอบแกนนี้ เรียกว่า ยอว์ (yaw) เป็นผลมาจาก รัดเดอร์ (rudder) เมื่อมีการหมุนของแกน นี้จะทำให้หัวเครื่องบินหันไปทางซ้าย หรือขวา การควบคุมจะมุม จาก การใช้ pedel rudder โดยใช้เท้าถีบ ซ้ายหรือขวา เพื่อบังคับ rudder ของเครื่องบิน อีกทีหนึ่ง

- Adverse Yaw

เป็นอาการที่หัวเครื่อง หันสวนทาง เกิดจากเมื่อเราเลี้ยวโดยไม่ใช้ rudder ช่วยในการเลี้ยว เครื่องบินจะมีอาการหันไปยังทิศทางตรงกันข้าม ของการเลี้ยว adverse yaw มาจากสาเหตุของ induced drag ของปีกด้านนอกสูงกว่า จึงทำให้เกิด lift มากกว่า

- Overbanking Fendency

อาการปีกจม เกิดจากเลี้ยวปีกลึก โดยมีสาเหตุมาจาก การเพิ่มของ lift ที่ปีกด้านนอก และมีการเคลื่อนที่ของปีกนี้เร็วกว่าปีกด้าน จึงทำให้เกิด lift เพิ่มและทำให้เกิด การเอียง มากขึ้นกว่าที่เราตั้งใจ

- Load Factor

เกิดจากการ ที่เครื่องบินเพิ่มมุม ในการเลี้ยว ทำให้เครื่องบินเกิดการรับน้ำหนักเพิ่มขึ้นตามจะนวนองศาที่เลี้ยว เช่นการบินตรงบินระดับ น้ำหนักที่เครื่องบินรับภาระอยู่ 1000 lb. เรียกว่า G=1 เมื่อมีการเลี้ยว ปีก 60 องศา น้ำหนักเครื่องบินจะเพิ่มเป็น 2 เท่า เรียกว่า G=2 ดังนั้น น้ำหนักที่เครื่บินรับภาระอยู่จะเป็น 2000 lb. เมื่อเครื่องบินรับภาระมากขึ้น ดังนั้นความเร็วที่จะทำให้เกิดการ Stall ก็จะสูงขึ้นอีก 40 % ของความเร็ว Stall ปกติ ข้อจำกัดของ Load factor ที่การเกิด ค่า G กับเครื่องบิน normal category เมื่อทำการบินปกติ และเลี้ยวปีกไม่เกิน 60 องศา จะอยู่ที่ 3.8 positive G's และ 1.25 negative G's

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- Stalls

คืออาการร่วงหล่น ของเครื่องบิน เนื่องจาก ไม่มีแรงยก เนื่องมาจาก การเปิดมุมปะทะสูงเกิดกว่า ข้อจำกัด อาจเนื่องจาก การที่เครื่องบินมีความเร็วต่ำแต่ต้องการ รักษาการบินระดับที่ความสูง เดิม เพื่อให้เกิดการสร้างแยกยก เราสามารถทำได้ สองวิธีคือ การเพิ่มความเร็ว และการเปิดมุมปะทะ แต่เนื่องจากเราต้องการใช้ความเร็วต่ำ ดังนั้นการสร้าง แรงยก ก็จะใช้วิธีเปิดมุมปะทะ และเมื่อ เราเปิดมุมปะทะมาก เกิดกว่า ข้อจำกัดของเครื่องบิน เครื่องบินสามารถเกิดการ Stall ได้ทุกความเร็ว และทุกความสูง แต่การ Stall จะอยู่ที่มุมปะทะ มุมเดิมเสมอ Stall Speed คือ ความเร็วต่ำสุดที่ทำให้เครื่องบินลอยอยู่ในอากาศได้ หากความเร็วต่ำกว่านี้จะทำให้เกิดการ Stall

- แรงต้าน (Torque)

คือ แรงต้าน (Reaction) ในทิศทางตรงกันข้าม จะเกิดกับเครื่องบินใบพัดเครื่องยนต์เดียว เมื่อเราเร่งเครื่องยนต์ และห้ามล้อไว้ หัวเครื่องจะต่ำลง

- Ground Effect

คือผลกระทบต่อเครื่องบิน ในขณะที่บินใกล้พื้นดินที่ความสูง ประมาณ 1 ความยาวปีก

2.4 สเถียรภาพ (Stability)

สเถียรภาพ (Stability) ในส่วนนี้จะกล่าวถึง ลักษณะต่างๆ ของ สเถียรภาพของเครื่องบินที่ถูกออกแบบมา เพื่อให้การควบคุมเครื่องบิน เป็นไปตามที่นักบินต้องการ โดยที่ สเถียรภาพของเครื่องบินแต่ละแบบก็จะมีลักษณะ ที่แตกต่างกันออกไปตามประเภทของการนำเอาเครื่องบิน นั้นไปใช้งาน

2.4.1 การความตึงของวัตถุ (Static Stabilty)

คือ สเถียรภาพ เริ่มต้นของการความตึงของวัตถุ เมื่อมีการพยามที่ให้วัตถุนั้น เปลี่ยนตำแหน่งไป เช่นเมื่อเราทำการบิน ด้วย positive static stability เมื่อเราเลี้ยวเครื่องบิน เครื่องบินก็จะกลับมาอยู่ที่ตำแหน่งเดิมของมัน หรือ การที่เราทำการเลี้ยว แล้วเครื่องบิน จะมีการเพิ่มการเลี้ยวมากขึ้น เรียกว่า negative static stability และถ้าหากเรา เลี้ยวเครื่องบินแล้ว เครื่องบินก็ยังคงรักษาตำแหน่งเดินของการเลี้ยวเอาไว้ เรียกว่า neutral static stablility

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Positive Static Stability Negative Static Stability Neutral Static Stability

- Dynamic Stability

เป็นการอธิบาย ในเรื่องของ เวลาที่ใช้ซึ่งมีผลต่อ การกระทำของเครื่องบินกับ static stability ในแบบต่างๆ สมมุติว่า เรากำลังบินอยู่ แล้วเราทำการเลี้ยว เครื่องบินจะกลับมาอยู่ที่ตำแหน่งเดินของมันโดยใช้ระยะเวลาหนึ่งโดยการจะเริ่มมีการ ลดอาการเอียงของเครื่องลงเรื่อยๆ เรียกว่า positive dynamic stability

ส่วนการที่มีการเลี้ยวแล้ว อาการเอียงยังคงมีการเพิ่มมากขึ้นเรื่อยๆ หากเปรียกเทียบกับช่วงเวลา ที่เท่ากัน จะเห็นว่ามีการเอียงที่เพิ่มมากขึ้น เรียกว่า negative dynamic stability ส่วนการที่มีการเลี้ยวแล้วยังคงรักษาอากาศ เลี้ยวไว้ที่มุมเดิมอยู่บนแกนเวลาที่เท่ากัน จะเห็นว่า มีการเอียงที่เท่าเดิมตลอดเวลา เรียกว่า neutral dynamic stability

Positive Static and Positive Dynamic Stability **Positive Static and Negative Dynamic Stability** **Positive Static and Neutral Dynamic Stability**

รูปที่ 2.8 Dynamic Stability

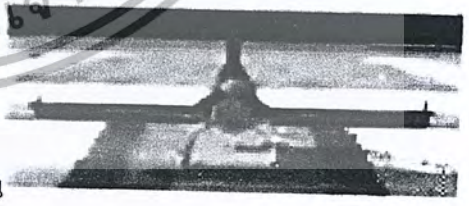
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4.2 ความมีสเถียรภาพบนแกน lateral (Longitudinal Stability)

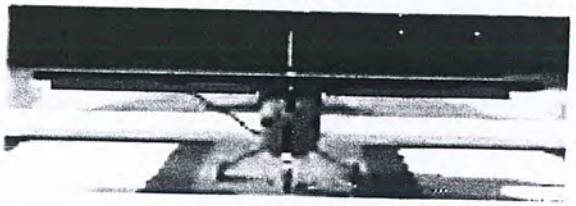
เมื่อเราได้ทราบ เกี่ยวกับ stability ของเครื่องบินมาแล้ว คงจะจำได้ว่า เครื่องบิน นั้นมีการเคลื่อนไหว รอบแกน สามแกน สำหรับ longitudinal stablility นั้นหมายถึง ความมีสเถียรภาพบนแกน lateral หรือการเคลื่อนไหว ทางด้าน pitch การมีสเถียรภาพ นี้หมายถึงเมื่อเรา ยกหัวเครื่องบินขึ้น หรือ กดหัวเครื่องบินลง จะต้องมีความนิ่ง ไม่มีการเคลื่อนไหว มากไปกว่าที่เราต้องการ หรือมีแรงมาต้าน จนกระทั่งทำให้เกิด อัตรายได้ เช่นเมื่อยกหัวเครื่องขึ้น เมื่อถึงระดับที่ต้องการ หากมี สเถียรภาพ ก็ควรจะอยู่ ณ ตำแหน่งนั้น แต่ถ้าไม่มีสเถียรภาพ อาจจะมีแรงดึงทำให้หัวเครื่องนั้น ยกสูงขึ้น เรื่อยๆ ถึงแม้ว่าเราหยุดมือแล้วก็ตาม ทำให้เครื่องเกิดอาการ stall ได้ ซึ่งถือว่า ไม่ ปลอดภัยในการทำการ บินกับเครื่องที่ไม่มี สเถียรภาพในด้าน longitudinal

2.4.3 มีสเถียรภาพ ของเครื่องบิน บนแกน Longitudinal (Lateral Stability)

หมายถึงความ มีสเถียรภาพ ของเครื่องบิน บนแกน Longitudinal ถ้าหาก ปีกด้านหนึ่งเอียงต่ำกว่าปีกอีกด้านหนึ่ง ในทิศทางตรงกันข้าม ของปีกอีกด้านหนึ่ง lateral stability นี้จะช่วยให้ ปีกนั้นกลับมาสู่สภาพเดิมคือปีก เท่ากัน โดยเมื่อปีกมีระดับไม่เท่ากัน ก็จะเกิดแรงต้าน ของ lateral หรือ roll ซึ่งจะเกิดจากการออกแบบของ เครื่องบินให้มี แรงต้านนี้เพื่อช่วยให้เกิด ความมีสเถียรภาพของเครื่องบินเครื่องบินส่วนใหญ่จะออกแบบปีกให้มีลักษณะของปีกเป็นแบบ



DIHEDRAL คือมีการยกมุมของปีกขึ้น ทางด้านแนวนอน



รูปที่ 2.9 การยกมุนของปีกขึ้น ทางด้านแนวนอน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- ความมีสเถียรภาพ รอบแกน vertical (Directional Stability)

คือความมีสเถียรภาพ รอบแกน vertical เครื่องบินในขณะทำการบินก็คล้ายกับ เครื่องดูทิศทางลม (มีลักษณะเป็นรูปลูกศร แล้วมัก จะมีรูปไก่ อยู่ด้านบน ส่วนด้านล่างจะมี ตัวอักษร N, S, E, W อยู่ด้านล่าง เพื่อบอกทิศทางลมโดยดูจากปลายลูกศร) โดยที่เราสามารถเปรียบเครื่องบินได้กับ เครื่องดูทิศทางลมนี้ โดยจุดหมุนของเครื่องนี้ เปรียบได้กับ จุดหมุนบนเส้นสมมุติของเครื่องบินในขณะที่ หัวเครื่องบินหันไปยังทิศทางต่างๆ โดยเกิดจาก หางเสือของเครื่องบิน (vertical fin) ซึ่งคล้ายกับหางของลูกศร ของเครื่องดูทิศทางลม

ผลกระทบเกี่ยวกับสเถียรภาพของ lateral กับ directional ตามปกติแล้วเครื่องบินจะถูกออกแบบให้มีสเถียรภาพ อยู่แล้ว แต่ในขณะที่เราทำการบินเครื่องบิน ที่มีน้ำหนักเบา จะมีผลข้างเคียง อยู่สอง อย่างคือ Dutch roll กับ spiral instability Dutch roll หรือการผสมกันระหว่าง rolling และ yawing ซึ่งเกิดจากการควบคุมของเราหรือ เกิดจากลมกรรโชก เป็นผลให้เกิด การเคลื่อนที่ของ yaw และ roll มาก เช่นเมื่อเกิดอาการเอียงของเครื่อง แล้วเราทำการแก้ไขเพื่อให้เครื่องกลับสู่สภาพ ปีกระดับ หรือเกิดจากผลของ dihedral แต่เครื่องยังคงเอียงต่อไป จนทำให้ปีกลึก (เอียงมากกว่า 30 องศา) หรืออาจเกิดจากการกระทำทั้ง จาก dihedral และ จากการที่เราพยามแก้ไข มากเกินไป (overshoots) จนอาจจะเป็นสาเหตุให้เกิดเป็น spiral instability ได้ Sprial instability เกิดจากการที่ มีแรงทางด้าน สเถียรภาพของ directional มาก เมื่อเปรียบเทียบกับสเถียรภาพของ lateral ทำให้เครื่องบินหมุน

- Stall

คืออาการร่วงหล่น ของเครื่องบิน มีสาเหตุมาจาก การแยกตัวของการไหลของ อากาศที่ผ่าน ผิวปีกด้านบน เป็นผลทำให้เกิดการสูญเสียแรงยก อย่างฉับพลัน การที่เครื่องบินจะเกิดการ stall นั้นจะเกิดที่ มุมปะทะมุมเดิม (มุมเดียวกัน) เสมอ สามารถเกิดขึ้นได้กับทุกความเร็ว ทุกความสูง และ ทุกน้ำหนักของเครื่องบิน

- Spins

เป็นอาการที่เรื่องบินตกลงอย่างรวดเร็วเนื่องจาก เกิดการ stall และมีอากาศหมุนในควงสวาน สาเหตุของการ spins เกิดจาก stall และ yaw คือเกิดการ stall แล้วเครื่อง มีการเอียง จึงทำให้เกิดอาการ spins การแก้ไขเมื่อเครื่องเกิด อาการ spins คือ ต้องแก้อาการ stall ก่อน โดย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การปิดมุมปะทะ จากนั้นจึงทำการแก้อาการ yaw โดยการเดินเท้า ในทิศทางตรงกันข้าม กับ การ yaw เพื่อให้เครื่องหยุดหมุน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่3
การจำลองอากาศยาน

3 .1 สัญญลักษณ์และตัวย่อ

$\bar{c}$: ความยาวคอร์ดเฉลีย (Mean Aerodynamic Chord)	ft^2
m : มวล (Aircraft mass)	kg
S : พื้นที่ปีก (Wing planform area)	ft^2
s : ความยาวพื้นที่ปีกครึ่งหนึ่ง (Semi-span)	ft
b : ความยาวกางปีก(span)	ft
C_L : สัมประสิทธิ์แรงยกของปีก(lift coefficient)	none
C_l : สัมประสิทธ์การเคลื่อนที่การควงรอบแกน x (Rolling moment coefficient)	none
C_m : สัมประสิทธิ์การเคลื่อนที่แรงปักเงยรอบแกน y (Pitching moment coefficient)	none
Cn : สัมประสิทธิการเคลื่อนที่การส่ายรอบแกน z (Yawing moment coefficient)	none
α : มุมปะทะ (Angle of attack)	rad
β : มุมแฉลบ (side slip angle)	rad
δa : มุมปีกเลีกแค้เอียง (Aileran defection)	rad
δe : มุมหางเสือขึนลง (Elerator defection)	rad
δr : มุมหางเสือเลี้ยว (Rudder defection)	rad
θ : มุมการควง (rolling angle)	rad
ϕ : มุมการปักเงย (pitching angle)	rad
ψ : มุมการส่าย (yawing angle)	rad
λ : อัตราส่วนการเรียว (taper ratio)	none
C_D : สัมประสิทธิแรงต้าน (Drag coefficient)	none
l : ระยะอ้างอิง (Reference Length)	ft
L : แรงยกของปีก (lift rolling moment)	ft-lbs
M : โมเมนต์ (Pitching moment)	ft-lbs
N : แรงดังฉาก (Yawing moment)	ft-lbs
c.g : จุดศูนย์ถ่วง (Center of gravity)	none
D : แรงต้านของปีก (Drag)	lbs
q : ความดันพลวัต (Dynamic pressure)	none
μ_0 : ความเร็วในการอ้างอิง (Reference flinght speed)	ft/s
ρ : ความหนาแน่นของอากาศ (Density of Ambient Air)	$slugs/ft^3$
V_c : ความเร็วของกระแสไหลอิสระ (Velocity of freestream)	ft/s
a : ความชันกราฟแรงยกของปีก (Aircraft lift curve slope)	none

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

a_l : ความชันกราฟแรงยกของปีกด้านหลัง (Tailplane lift curve slope)	none
C_{Di} : สัมประสิทธิแรงต้านเหนี่ยวนำ (induced drag coefficient)	none
h : (Height above a given datum)	ft
ε : (downwash angle)	rad
$C_{n\delta a}$: (adverse yaw)	per $^\circ$
$C_{n\delta r}$: (rudder control effectiveness)	per $^\circ$
K : (ratio of specific heats)	none
$C_{Y\beta}$: (chang side force coefficient due to sideslip)	none
C_Y : (side force coefficient)	none
N_V : (dimensional stability derivative)	per ft-sec
X : x component of the aerodynamic force	lbs
Y : y component of the aerodynamic force	lbs
Z : z component of the aerodynamic force	lbs
g : (gravitational acceleration)	ft/sec^2
I_X : (Rolling moment of inertia)	slug-ft^2
I_Y : (Pitching moment of inertia)	slug-ft^2
I_Z : (Yawing moment of inertia)	slug-ft^2
I_{XZ} : (Product of inertia about xz axis)	slug-ft^2
p : (x component of angular velocity)	$^\circ$/sec or rad/sec
q : (y component of angular velocity)	$^\circ$/sec or rad/sec
r : (z component of angular velocity)	$^\circ$/sec or rad/sec
C_{m0} : (zero lift pitching moment coefficient cg)	none
$C_{m\alpha}$: (nondimensional stability derivative)	per radian
$C_{m\delta e}$:(nondimensional control derivative)	per radian
C_{lp} : (roll damping derivative)	none
$C_{l\delta a}$: (aileron control effectiveness)	per $^\circ$
$C_{l\delta r}$: (chang in rolling moment coefficient due to rudder deflection)	per $^\circ$
$C_{n\beta}$: (directional (or weathercock) stability)	none
$C_{n\delta e}$: (adverse yaw)	per $^\circ$
$C_{n\delta r}$:(rudder control effectiveness)	per $^\circ$
X_u : (dimensional stability derivative)	per sec
X_w : (dimensional stability derivative)	per sec
$X_{\delta e}$: (dimensional control derivative)	ft per rad-sec^2
$X_{\delta t}$: (dimensional control derivative)	ft per rad-sec^2
Y_v : (dimensional stability derivative)	per sec
$Y_{\delta r}$: (dimensional control derivative)	per rad-sec
Z_u : (dimensional stability derivative)	per sec
Z_w : (dimensional stability derivative)	per sec
Z_q : (dimensional stability derivative)	ft per rad-sec
$Z_{\delta e}$: (dimensional control derivative)	ft per rad-sec^2
$Z_{\delta t}$: (dimensional control derivative)	ft per rad-sec^2
M_w : (dimensional stability derivative)	per ft-sec
$M_{\delta e}$:(dimensional control derivative)	per rad-sec^2
N_v : (dimensional stability derivative)	per ft-sec

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

V_F : (fin volume ratio) fps
C_{np} : (change in yawing moment coefficient due to roll rate) none
N_p : (dimensional stability derivative) per sec
$N_{\delta a}$: (dimensional control derivative) per rad-sec^2
$N_{\delta r}$: (dimensional control derivative) per rad-sec^2
L_V : (dimensional stability derivative) per ft-sec
L_P : (dimensional stability derivative) per sec
Lr : (dimensional stability derivative) per sec

$d\varepsilon$: ความชันกราฟมุมเบนลง(Change in downwash duefo a change in angle) none

$\overline{d\alpha}$

dC_L : ความชันกราฟแรงยกของปีก (Change in lift) none

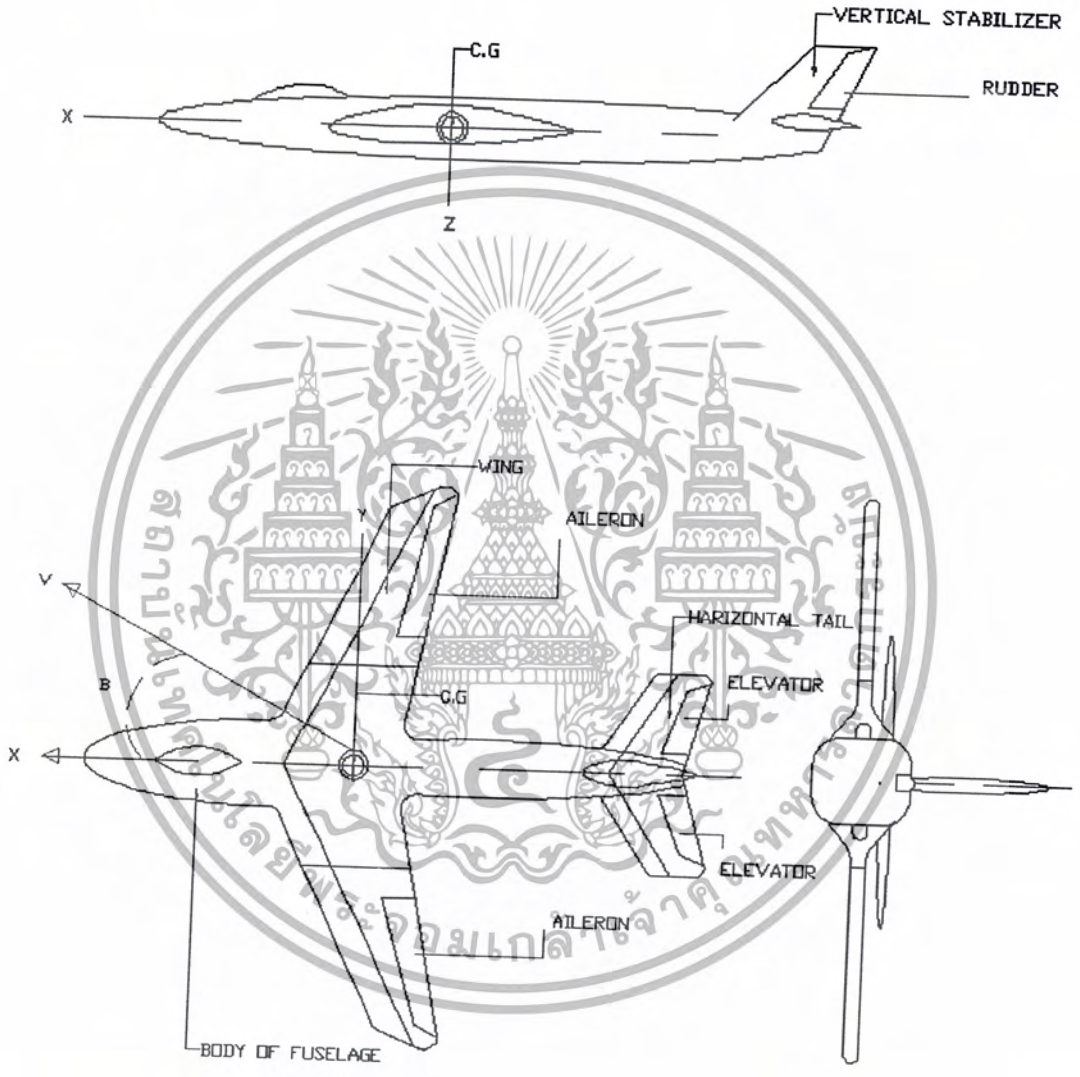
$\overline{d\alpha}$

3.2 การแปลงหน่วย

หมวดหมู่	หน่วยอังกฤษ	หน่วยSI
Linear dimention		
Inch	1 in	25.4 mm
Foot	1 ft	0.3048 m
Mile	1 mile	1.609 am
Areas		
Square inch	1 in^2	16.39 cm^2
Square foot	1 ft^2	0.0929 m^2
Volumes		
Cubic inch	1 in^3	16.39 cm^3
Cubic foot	1 ft^3	0.02832 m^3
Masses		
Slug	32.2 lb	14.6 kb
Densities		
Slug per cubic foot	1 slug/ft^3	515.4 kg/m^3
General density	1 lb/in^3	27.68 kg/l
Forces, pressure, stresses		
Pound force	1 lbf	4.448 N
Pound per square inch	1 lbf/in^2	6.895 KN/m^2
Velocities		
Feet per second	1 ft/sec	0.3048 m/s
Mile per hour	1 mph	0.447 m/s
Knot	1 kt	0.5148 m/s

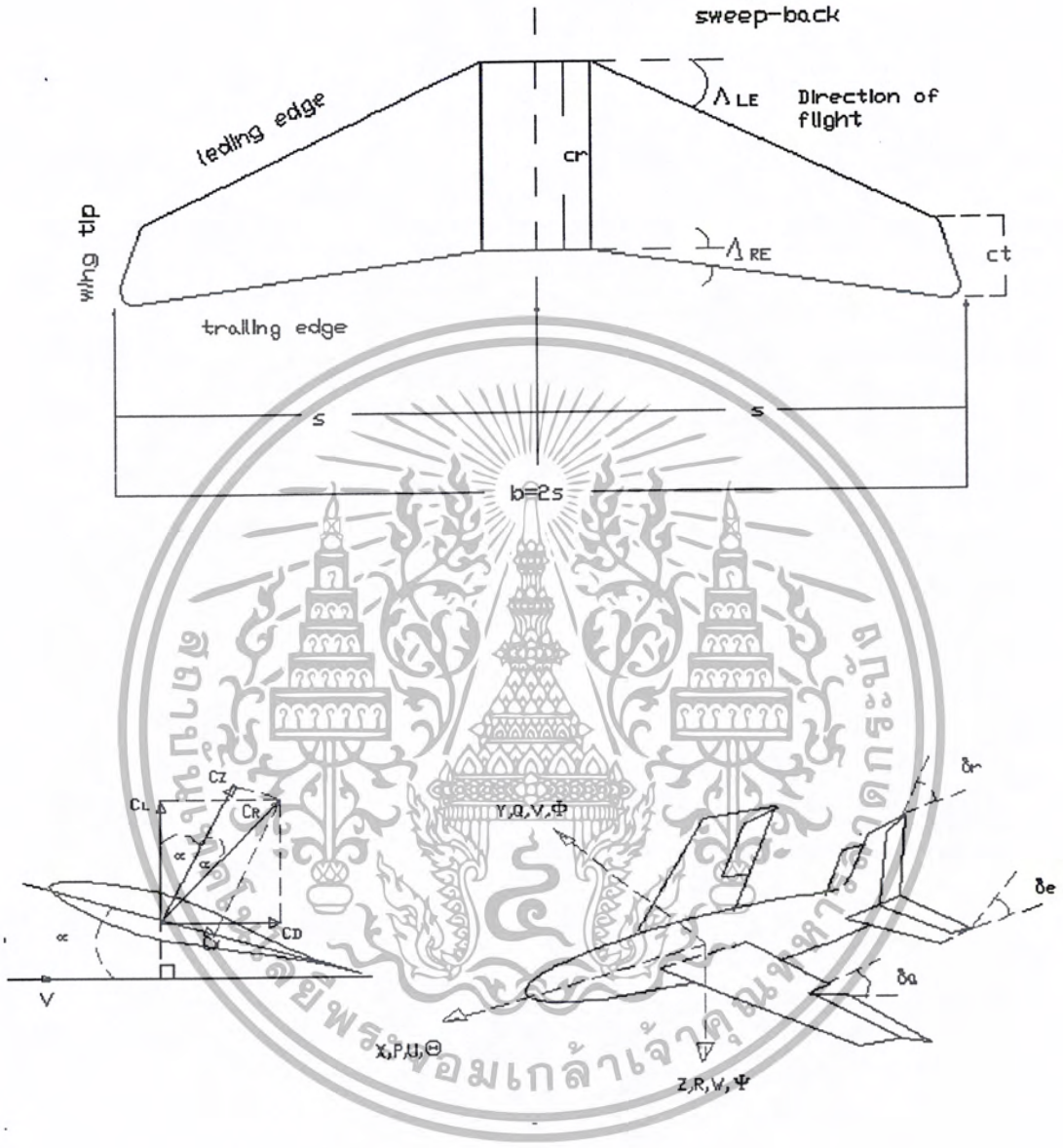
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3 โมเดลและสมการของเครื่องบิน



รูปที่ 3.1 โครงสร้างเครื่องบิน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.2 โครงสร้างปีกและมุมต่าง ๆ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3.1 สมการเกี่ยวกับการบิน

(ความชันของกราฟแรงยกของปีก) Lift curve slope for wing

Aspect ratio 4.2

Taper ratio 4.0

a (given wing) 0.062

a (unswept wing of same aspect ratio and taper) 0.065

$$\frac{\text{a (give wing)}}{\text{a (unswept wing of same aspect ratio and taper)}} = \frac{0.062}{0.065} = 0.95$$

a (Aspect ratio 4.2 * Taper ratio 4.0) = 3.84

a = 3.84 * 0.95 = 3.65

Wing incidence(measured from zero lift line) = (C_L/a) * 57.3 = 12.5 °

(ความชันของกราฟแรงยกของแผ่นส่วนท้าย) Lift curve slope for tailplane

Aspect ratio 3.0

Taper ratio 0.7

a_1 (give tailplane) 0.053

a_1 (unswept tailplane of same aspect ratio and taper) 0.055

$$\frac{a_1 \text{ (give tailplane)}}{a_1\text{(unswept tailplane of same aspect ratio and taper)}} = \frac{0.053}{0.055} = 0.96$$

a_1 (Aspect ratio 3.0 * Taper ratio 0.7) = 3.20

Take the tailplane efficiency as 0.95

a_1 = 0.95 * 0.96 * 3.20 = 3.20

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

(ความชันของกราฟแรงยกปีกเล็ก) Lift curve slope for the fin

We see that the effect of sweepback will reduce this to 2.65

Data sheets we find the fin efficiencyis 0.83

$a_1 = 2.65 * 0.83 = 2.20$

(แรงต้านโครงร่างปีก) Wing profile drag

Flight Reynolds Number = $\frac{Vc}{v} = \frac{83*3.7}{1.4607} *10^5 = 21.0*10^6$

(ผลรวมแรงต้าน) Wing induced drag

$C_{Di} = 1.01 \frac{C_L^2}{\P A} = 0.05$

(แรงต้านส่วนลำตัว) Fuselage drag

Reynolds Number = $\frac{Vl_B}{V} = \frac{83 *18}{1.4607} *10^5 = 1.02*10^8$

(แรงต้านส่วนท้ายและปีกเล็ก) Drag of tailplane and fin

Profile drag of the tail unit is taken to be

C_{Do}(wing) = 0.01

tail unit area = 20.3

wing area = 52 m^2

$C_{Do}(wing) * \frac{\text{tail unit area}}{\text{wing area}} = \frac{0.010 * 20.3}{52} = 0.004$

$C_D = 0.018 + 0.077 C_L^2$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Position of the aerodynamic centre of the whole aircraft

$$h_n = h_o + V a_1 \left(1 - d\varepsilon\right)$$
$$\overline{a} \qquad d\overline{\alpha}$$

$$V = \frac{S_T l}{Sc} = \frac{14.3 * 8.5}{52 * 3.7} = 0.63$$

$$h_n = 0.25 + 0.63 * \frac{2.92}{3.65} * 0.36 = 0.43$$

(สัมประสิทธิ์การเคลื่อนที่แรงปักเงยรอบแกน y) Pitching moment coefficient

$$C_m = C_{m0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m\delta e}\delta e$$

(สัมประสิทธ์การเคลื่อนที่การควงรอบแกน x) Rolling moment coefficient

$$C_l = C_{l\beta}\beta + C_{l\delta a}\delta a + C_{l\delta r}\delta r$$

(สัมประสิทธิ์การเคลื่อนที่การส่ายรอบแกน z) Yawing moment coefficient

$$Cn = C_{n\beta}\beta + C_{n\delta e}\delta e + C_{n\delta}\delta r$$

(แรง) Force

$$X = \left(C_L * \alpha - C_D\right) \frac{1}{2} pV^2 S$$

$$Y = C_Y * \frac{1}{2} pV_a^2 S$$

$$Z = -\left(C_L + C_D * \alpha\right) \frac{1}{2} pV^2 S$$

(โมเมนต์) Moment

$$L = C_l * \frac{1}{2} pV^2 Sb$$

$$M = C_m * \frac{1}{2} pV^2 Sc$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$N = C_n * \frac{1}{2} pV^2 Sb$$

3.3.2 สมการเทห์วัตถุเกร็ง(The rigid-body equations)

สิ่งสำคัญที่ทำให้เกิดความสมบูรณ์ สมการเทห์วัตถุเกร็งเป็นสมการที่เกิดจากหลักการของสมการเบื้องต้น

กฎขอที่ 2 ของนิวตันให้สมการการเคลื่อนที่ของ δ m นั่นคือ

$$\delta F = \frac{\delta m dv}{dt} \qquad (3.3.2.1)$$

เราสามารถสรุปสมการ (3.3.2.1) ในส่วนทั้งหมดของ Sm ของเครื่องบินดังนี้

$$\sum \delta F = \sum \delta m \, dV = \frac{d \sum r \delta m}{dt}$$

ปริมาณของ $\sum \delta F$ เป็นการรวมส่วนประกอบสมการทั้งหมดซึ่งทำให้เกิดแรงขึ้นมา แรงภายในนั้นได้แสดงออกมาจากส่วนประกอบอื่น ๆ อีก ดั้งนั้น $\sum \delta F = F$ เป็นผลมาจากการกระทำของแรงภายนอกบนเครื่องบิน

อัตราเร็วของ δm คือ

$$V = V_c + \frac{dr}{dt} \qquad (3.3.2.2)$$

ตัวแปร V_c คืออัตราความเร็วที่จุดศูนย์กลาง

$$\sum V \delta m = \sum \left(V_c + \frac{dr}{dt} \right) \delta m$$

$$= m V_c + \frac{d \sum r \delta m}{dt}$$

ตัวแปร m เป็นมวลรวมของเครื่องบินดังนั้น (3.3.2.1) จะได้มาคือ

$$F = \frac{m dV_c}{dt} \qquad (3.3.2.3)$$

นี้คือสมการที่มีความเกี่ยวข้องกับของแรงภายในบนตัวเครื่องบินที่จุดศูนย์กลางมวล การพิจารณาโมเมนต์ของโมเมนตัม โมเมนต์ของโมเมนตัมของ δm เป็นคำจำกัดความจาก δh = r x vδm ประกอบด้วย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$d(\delta h) = d(r \times v)\delta m$$

$$\frac{}{dt} \qquad \frac{}{dt}$$

$$= \frac{dr}{dt} \times v\delta m + r \times \frac{dv}{dt}\delta m \qquad (3.3.2.4)$$

จากสมการ

$$\frac{dr}{dt} = v - v_c$$

รวมถึง

$$r = \frac{dv}{dt}\delta m = r \times \delta F = \delta G \qquad (3.3.2.5)$$

จากสมการ (3.3.2.5) และ (3.3.2.1) นำเข้าไปสู่ δG โมเมนตัมของ δ F จากสมการ (3.3.2.4) จะกลายเป็น

$$\delta G = \frac{d(\delta h)}{dt} - (v - v_c) \times v \delta m \qquad (3.3.2.6)$$

ให้ vxv = 0 สมการ (3.3.2.6) จะได้เป็น

$$\delta G = \frac{d(\delta h)}{dt} + V_c \times V \delta m \qquad (3.3.2.7)$$

สมการ (3.3.2.7) ในตอนนี้เป็นบทสรุป ในทุก ๆ ส่วนประกอบเท่ากับว่าเป็นสมการ (3.3.2.1) และจะได้ดังนี้

$$\sum \delta G = \frac{d}{dt}\sum \delta h + V_c \times \sum v \delta m \qquad (3.3.2.8)$$

จากการใช้เหตุที่แสดงให้เห็นถึงความเหมือนกันอย่างเช่น $\sum\delta F$, $\sum\delta G$ แสดงให้เห็นถึงผลจากโมเมนต์ภายนอกของ C ซึ่งใช้แทน G.$\sum\delta h$ จึงเรียกว่าโมเมนต์ของโมเมนตัมหรือโมเมนตัมที่ทำมุมของเครื่องบินซึ่งแสดงด้วยตัวแปรผลรวมสรุปของ h ได้มาจากในหัวข้อโดยใช้สมการในตารางด้านหลัง และไม่ได้กำหนด $V_c \times V_c = 0$ ให้สมการ (3.3.2.8) ทำให้สมการข้างล่างนี้เหลือเพียง

$$G = \frac{dh}{dt} \qquad (3.3.2.9)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผู้อ่านควรสังเกตในสมการ (3.3.2.9) ทั้ง Gและ h ซึ่งจะแสดงการย้ายตำแหน่งของจุดศูนย์กลางมวลของเครื่องบินในการอ้างอิงถึงการย้ายตำแหน่งต่าง ๆ ไปจากจุดศูนย์กลางมวล สมการนี้จะไม่สามารถนำไปประยุกต์ได้ ผู้อ่านควรจะสังเกตสมการ (3.3.2.3) และ (3.3.2.9) ซึ่งทั้งสองสมการนี้สามารถใช้เมื่อการเคลื่อนที่ทั้งสองส่วนมีความสัมพันธ์กัน

สมการการเคลื่อนที่ทั้ง 2 เวคเตอร์ ซึ่งมี สเกลาร์ในปริมาณที่เท่ากันดังแสดงในสมการ (3.3.2.3) และ (3.3.2.9)

$$\sum F = \frac{dV_c}{dt}$$

$$\sum G = \frac{dh}{dt}$$

3.3.3 การประเมินค่าของอัตราเชิงมุมของโมเมนตัม

ก่อนบทหน้านี้เราจะได้

$$\delta H = d(r \times V)\ \delta m$$

ได้อัตราเร็วเชิงมุมของเครื่องบิน

$$\omega = pi^{\circ} + qj^{\circ} + rk^{\circ}$$

$$r = xi^{\circ} + yj^{\circ} + zk^{\circ}$$

ตัวแปร(p, q, r) เป็นปริมาณสเกลาของ ω และ (i, j, k) เป็นยูนิกเวคเตอร์ ในทิศทางของ (x, y, z) ถึงในตอนนี้อัตราเร็วของการหมุนของเครื่องบินจะได้ว่า

$$V = V_c + \frac{dr}{dt} = V_c + \omega \times r \qquad (3.3.3.1)$$

ดังนั้น

$$h = \sum r\delta m \times V_c + \sum (r \times (\omega \times r))\ \delta m$$

$$h = \sum \delta H = \sum (r \times V_c)\ \delta m + \sum (r \times (\omega \times r))\ \delta m \qquad (3.3.3.2)$$

เมื่อ V_c เป็นค่าคงที่ที่มีความสัมพันธ์ในการสรุปผลและเมื่อ $\sum r\delta m = 0$ นั้นในจำนวนแรก (3.3.3.2) คือ $(\sum r\delta m) \times V_c = 0$

ในจำนวนที่สองเป็นการขยายความเพื่อความสะดวกจากกฎของเวคเตอร์ 3 แกน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$r \times (\omega \times r) = \omega (r \cdot r) - r (\omega \cdot r)$$

$$= \omega r^2 - r (\omega \cdot r)$$

เมื่อเวคเตอร์ h เป็นส่วนประกอบของ(x, y, z) จากที่ขยายความมาแล้วจากสมการ (3.3.3.2) สามารถเขียนอธิบายได้ดังนี้

$$h = (pi° + qj° + rk°) \sum (x^2 + y^2 + z^2)\, \delta m - \sum (xi° + yj° + zk°) (px + qy + rz)\, \delta m \quad (3.3.3.4)$$

ส่วนประกอบของสมการคือ

$$h_x = p \sum (y^2 + z^2)\, \delta m - q \sum xy\, \delta m - r \sum xz \delta m$$

$$h_y = -p \sum xy\, \delta m + q \sum (y^2 + z^2)\, \delta m - r \sum yz \delta m$$

$$h_z = -p \sum xz\, \delta m + q \sum xz\, \delta m + r \sum (x^2 + y^2)\, \delta m$$

ค่าที่ได้จากการอินทิเกรด ในโมเมนต์เชิงมุมอธิบายได้จากโมเมนต์และการครอสโปรดักส์ของแรงเฉื่อยในตัวอย่างนี้

โมเมนต์ของแรงเฉื่อยในแกน $x = I_{xx} = \int (y^2 + z^2) dm$

ครอสโปรดักส์ของแรงเฉื่อย $I_{xy} = I_{yx} = \int xy\, dm$

ถ้าไม่มีการหมุนเท่ากับว่าการหมุนของเครื่องบินมาจากโมเมนต์ และผลของแรงเฉื่อยในการอ้างอิงยังคงขึ้นอยู่กับเวลา มันเป็นการยากที่เราจะกำหนดระบบแกนของเครื่องบิน

ในตอนนี้ต้องตัดสินใจในการที่จะใช้เวคเตอร์ A นำมาอ้างอิงในการหมุนของโครงเครื่องบิน มันสามารถแสดงค่าเวคเตอร์ที่เราได้กำหนดมาเองเป็นตัวอ้างอิงแกนหมุนซึ่งมีอัตราเร็วเชิงมุม(ω) สามารถแทนได้ดังนี้

$$\frac{\underline{d}A}{dt}\Big|_I = \frac{\underline{d}A}{dt}\Big|_B + \omega \times A$$

เมื่อสัญลักษณ์ I และ B เป็นตัวอ้างอิงในการกำหนดแรงเฉื่อยและกำหนดโครงสร้างเครื่องบินเราจะได้สมการที่ง่ายต่อการนำไปใช้ดังนี้

$$F = m \frac{\underline{d}V_c}{dt}\Big|_B + m(\omega \times V_c)$$

$$M = \frac{\underline{d}H}{dt}\Big|_B + \omega \times H$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สมการสเกลาร์

$$F_x = m(u^\circ + qw - rv)$$

$$F_y = m(v^\circ + ru - pw)$$

$$F_z = m(w^\circ + pv - qu)$$

$$L = h_x + qh_z - rH$$

$$M = h_y + rh_x + h$$

$$N = h_z + ph_y + qh_x$$

ส่วนประกอบของแรงและโมเมนต์ที่กระทำต่อเครื่องบิน เป็นส่วนสำคัญของหลักของอากาศพลศาสตร์ และค่าแรงโน้มถ่วงของโลกและความสามารถในการขับเคลื่อนไปข้างหน้าจากตำแหน่งที่ถูกต้องของระแบบแกนเครื่องบิน มันสามารถทำให้ผลของแรงเฉื่อย $I_{yz} = I_{xy} = 0$ จากการศึกษานี้เราสมมติแกน XZ ให้มีแนวระนาบที่เป็นสัดส่วนกันกับแนวเครื่องบิน สมการโมเมนต์สามารถเขียนได้ดังนี้

$$L = I_x p^\circ - I_{xz} r^\circ + qr(I_z - I_y) - I_{xz} pq$$

$$M = I_y q^\circ + rq(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2)$$

$$N = -I_{xz} p^\circ + I_z r^\circ + pq(I_y - I_x) + I_{xz} qr$$

(สมการแรง) Force equations

$$X - mg\sin\theta = m(u^\circ + qw - rv) \quad \Rightarrow \quad u^\circ = \frac{X}{m} - g\sin\theta - qw - rv$$

$$Y + mg\cos\theta\sin\phi = m (v^\circ + ru - pw) \quad \Rightarrow \quad v^\circ = \frac{Y}{m} + g\cos\theta\sin\phi - ru + pw$$

$$Z + mg\cos\theta\sin\phi = m (w^\circ + pv - qu) \quad \Rightarrow \quad w^\circ = \frac{Z}{m} + g\cos\theta\sin\phi - pv + qu$$

(สมการการโมเมนต์) Moment equations

$$L = I_x p^\circ - I_{xz} r^\circ + qr(I_z - I_y) - I_{xz} pq \quad \Rightarrow \quad I_x p^\circ = L + I_{xz} r^\circ - (I_z - I_y) qr + I_{xz} pq$$

$$M = I_y q^\circ + rq(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2) \quad \Rightarrow \quad I_y q^\circ = M - (I_x - I_z) rq - I_{xz}(p^2 - r^2)$$

$$N = -I_{xz} p^\circ + I_z r^\circ + pq(I_y - I_x) + I_{xz} qr \quad \Rightarrow \quad I_z r^\circ = N + I_{xz} p^\circ - (I_y - I_x) pq - I_{xz} qr$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3.4 การกำหนดทิศทางและตำแหน่งของเครื่องบิน

สมการในการเคลื่อนที่มีผลอันสืบเนื่องมาจากระบบติดตั้งเพลาของเครื่องบิน สิ่งที่เป็นปัญหาสำคัญในการกำหนดตำแหน่งทิศทางของเครื่องบินคือ ไม่สามารถอธิบายความสัมพันธ์กันในขณะที่เพลากำลังหมุนจากโครงสร้างของเครื่องบิน การกำหนดทิศทางและตำแหน่งของเครื่องบิน สามารถให้คำอธิบายได้จากการกำหนดตำแหน่งต่าง ๆ ในโครงของเครื่องบิน ซึ่งจะอ้างอิงและแสดง ที่ให้เวลา t = 0 ซึ่งจะอ้างอิงถึงสองเฟรมที่มีลักษณะที่ตรงกันพอดี

การกำหนดทิศทางของเครื่องบินสามารถอธิบายได้จากวงโคจรสามรอบที่มีความต่อเนื่องกัน ซึ่งในส่วนนี้เป็นส่วนที่สำคัญ องศาในวงโคจรนี้เรียกว่า Euler Angle การกำหนดทิศทางของโครงสร้างกับความสัมพันธ์ของตำแหน่งของเครื่องบิน จะได้ข้อสรุปจากผลลัพธ์ที่ได้ตามมาภายหลัง

สมมติการวางตำแหน่งของเครื่องบิน ซึ่งระบบเพลาเครื่องบินนั้นจะอยู่ในแนวขนาน เพื่อกำหนดโครงร่างและนำไปประยุกต์ใช้ เพื่อที่จะได้วงโคจรดังนี้

1.วงโคจรในแนวแกน xf, yf, zf, รอบ ๆ จุด 0zf มุมหักเห ψ จะหมุนผ่านไปยังแนวโคจร x1,y1,z1

2.วงโคจรในแนวแกน x1, y1, z1 รอบ ๆ จุด 0y1 มุมที่เหวี่ยง θ จะหมุนผ่านไปยังแนวโคจร x2, y2,z2

3.วงโคจรในแนวแกน x2, y2, z2 รอบ ๆ จุด 0x2 จะหมุนผ่านมุม ϕ ไปยังแนวโคจร x3, y3,z3

การกำหนดทิศทางของตัวเครื่องบินมีความสัมพันธ์กันกับการกำหนดโครงสร้างของเครื่องบิน

สมการสำคัญที่ควรจำในการนำไปใช้ในการคำนวณแนวการหมุนรอบของเครื่องบิน

มีคำอธิบายของ Euler Angle คือมันสามารถอธิบายอัตราเร็วของเครื่องบิน ซึ่งเป็นส่วนประกอบอย่างหนึ่งที่ให้ความสัมพันธ์กันกับการอ้างอิงเพื่อกำหนดโครงสร้าง เพื่อให้บรรลุผล ให้กำหนดอัตราความเร็วของวงโคจร xf, yf, zf ไปในทิศทางเดียวกัน จะได้ dx/dt, dy/dt, dz/dt และในทำนองเดียวกันให้สัญลักษณ์ 1, 2 เป็นตัวห้อย ใช้แสดงค่าที่เป็นไปในทิศทางเดียวกัน x1,y1,z1 และ x2,y2,z2 ตามลำดับ แสดงสมการได้ดังนี้

$= u1\cos\psi - v1\sin\psi \qquad = u1\sin\psi + v1\cos\psi \qquad = w1 \qquad (3.3.4.1)$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ก่อนที่เราจะทำการศึกษาเพื่อให้เข้าใจมากกว่านี้ ให้เราใช้สัญลักษณ์เพื่อง่ายต่อการเข้าใจ $S\psi = \sin\psi$, $C\psi = \cos\psi$, $S\theta = \sin\theta$ ฯลฯ คล้ายกับสมการ (3.3.4.2) u1, v1, w1 แสดงได้อย่างชัดเจนในเทอมของ u2, v2, w2

$$u1 = u2C\theta + w2S\theta \qquad v1 = v2 \qquad w1 = -u2S\theta + w2C\theta \tag{3.3.4.2}$$

และ

$$u2 = u \qquad u2 = vC\phi - wS\phi \qquad w2 = vS\phi + wC\phi \tag{3.3.4.3}$$

ตัวแปร u, v, และ w เป็นส่วนประกอบของอัตราเร็วของเพลาในแนวแกน xb, yb, zb ในเทอมของ Euler Angle และอัตราเร็วของโครงสร้างเครื่องบิน

$$\begin{bmatrix} dX/dt \\ dy/dt \\ dz/dt \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_\theta C\psi & S\phi S\theta C\psi - C\phi S\psi & C\phi S\theta C\psi + S\phi S\psi \\ S\theta C\psi & S\phi S\theta C\psi + C\phi C\psi & C\phi S\theta C\psi - S\phi C\psi \\ -S\theta & S\phi C\theta & C\phi S\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$

การอินทิเกรดผลลัพธ์ของสมการ ตำแหน่งของเครื่องบิน จะมีความสัมพันธ์กันกับการกำหนดโครงสร้างในการอ้างอิง

ความสัมพันธ์ระหว่างอัตราเร็วเชิงมุมในโครงสร้าง (p, q, และ r) และอัตรา Euler Angle (ψ, θ, และ ϕ)

$$\begin{bmatrix} P \\ Q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S\theta \\ 0 & C\phi & S\phi C\theta \\ 0 & -S\phi & C\phi C\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi^\circ \\ \theta^\circ \\ \psi^\circ \end{bmatrix}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สมการ (3.3.4.1) แก้ปัญหาสำหรับ Euler Angle ในเทอมของอัตราเร็วเชิงมุมของโครงสร้างเครื่องบิน และจะได้ผลในสมการ (3.3.4.2)

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}^\circ \\ \dot{\theta}^\circ \\ \dot{\psi}^\circ \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & S\phi\tan\theta & -C\phi\tan\theta \\ 0 & C\phi & -S\phi \\ 0 & -S\phi & C\phi C\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

จากการอินทิเกรดจากสมการด้านบนนี้เป็นการอธิบาย Euler Angle (ψ, θ, และ ϕ)

3.3.5 ทฤษฎีสัญญาณรบกวนต่ำ

สมการที่ได้รับการพัฒนา (เขียนขึ้นมาใหม่) ในบทที่แล้ว สามารถขยายความได้โดยใช้ทฤษฎีหลักการ small disturbance ในการแจกแจง ทฤษฎีนี้ เราสามารถสมมติ การเคลื่อนที่ของส่วนประกอบที่มีอยู่ในเครื่องบิน ในการเบี่ยงเบนของส่วนประกอบนั้น เพื่อให้ปรับสภาพสภาวะแวดล้อมในเที่ยวบินนั้น ให้บินคงที่อย่างมั่นคง

อย่างเห็นได้ชัดว่า ทฤษฎีนี้ไม่สามารถแจกแจงปัญหาแอมปลิจูดที่มีลักษณะกว้างมาก ในการเคลื่อนที่ให้เป็นอย่างที่คาดหวัง (เช่น การหมุนหรือการถ่วงเวลา) อย่างไรก็ตาม ในหลาย ๆ กรณีของทฤษฎีสัญญาณรบกวนต่ำ ๆ ก็ทำให้ทราบผลสรุปที่เพียงพออย่างถูกต้องและแม่นยำเพื่อเป็นประโยชน์สำหรับวิศวกรที่มีความต้องการนำไปใช้ในภาคปฏิบัติ

ในทุก ๆ สมการที่มีการเปลี่ยนแปลงค่าตามการเคลื่อนที่ของเครื่องบิน ซึ่งจะนำมาแทนค่าเพื่อหาค่าอ้างอิงของสัญญาณรบกวนที่เพิ่มมากขึ้น

$$u = u_0 + \Delta u \quad v = v_0 + \Delta v \quad w = w_0 + \Delta w$$
$$p = p_0 + \Delta p \quad q = q_0 + \Delta q \quad r = r_0 + \Delta r \qquad (3.3.5.1)$$
$$X = X_0 + \Delta X \quad Y = Y_0 + \Delta Y \quad Z = Z_0 + \Delta Z$$
$$M = M_0 + \Delta M \quad N = N_0 + \Delta N \quad L = L_0 + \Delta L$$
$$\delta = \delta_0 + \Delta\delta$$

เพื่อความสะดวก ในการอ้างถึงการปรับสภาวะแวดล้อมของเครื่องบิน คือต้องสมมติค่าของสมการและค่าของแรงที่ผลักดันเครื่องบินไปข้างหน้าขึ้นมา เพื่อทำให้เป็นสัดส่วนซึ่งกันและกัน ซึ่งจะทำให้ค่าต่าง ๆ ยังคงคงที่ นี้เป็นตัวแปรตัวอย่าง

$$v_0 = p_0 = p_0 = r_0 = \phi_0 = \psi_0 = 0 \qquad (3.3.5.2)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

นอกจากนี้ ถ้าเราให้ค่าในแกน X เริ่มแรกอยู่ในแนวเดียวกัน จะทำให้อัตราเร็วเชิงมุมของเครื่องบิน มีทิศทางไปในแนวเดียวกัน, W0 = 0

ในตอนนี้ ถ้าเราแนะให้ใช้สัญญาณรบกวนต่ำนำไปแทนค่าในสมการการเคลื่อนที่ เราสามารถเข้าใจสมการการเคลื่อนที่นี้ได้ง่ายขึ้น เช่นดังตัวอย่าง สมการ Xforce

$$X - mg\sin\theta = m(u + qw - ru) \tag{3.3.5.3}$$

$$X0 + \Delta X - mg\sin(\theta 0 + \Delta\theta) = m\left[\frac{d(u_0 + \Delta u)}{dt} + (q_0 + \Delta q)(w_0 + \Delta w) - (r_0 + \Delta r)(v_0 + \Delta v)\right] \tag{3.3.5.4}$$

ถ้าเราไม่สนใจผลลัพธ์ของสัญญาณรบกวนต่ำและเราสมมติตัวแปรได้ดังนี้

$$w_0 = v_0 = p_0 = q_0 = r_0 = \phi_0 = \psi_0 = 0 \tag{3.3.5.5}$$

ก็จะได้สมการในแนวแกน X มา

$$X0 + \Delta X - mg\sin(\theta 0 + \Delta\theta) = m\Delta u \tag{3.3.5.6}$$

นี้คือ สมการที่ลดค่าที่ขยายออกไป จากการประยุกต์ทำให้ได้หลักการของตรีโกณมิติขึ้นมา

$$\sin(\theta 0 + \Delta\theta) = \sin\theta 0\cos\Delta\theta + \cos\theta 0\sin\Delta\theta = \sin\theta 0 + \Delta\theta\cos\theta 0$$

จะได้

$$X0 + \Delta X - mg(\sin\theta 0 + \Delta\theta\cos\theta\Delta) = m\Delta u \tag{3.3.5.7}$$

ถ้าสัญญาณรบกวน มีปริมาณที่เท่ากันเราจะแทนค่าให้เท่ากับ 0 ในสมการนั้น เราจะได้เงื่อนไขสำหรับอ้างอิง

$$X0 - mg\sin\theta 0 = 0 \tag{3.3.5.8}$$

นี้คือ สมการของแรงที่แกน X ที่มีค่าลดลง

$$\Delta X - mg\Delta\theta\cos\theta 0 = m\Delta u \tag{3.3.5.9}$$

แรงใน ΔX จะเปลี่ยนแปลงในเรื่องอากาศพลศาสตร์และแรงผลักดันไปข้างหน้า ในทิศทางของแกน X และสามารถเข้าใจความหมายได้อย่างชัดเจน โดยศึกษาใน Tayler Series ในการหาค่าของสมการที่มีความยุ่งยาก ถ้าเรา สมมติ ΔX เป็นฟังก์ชันเฉพาะของ u , w, δe และ δt ดังนั้น ΔX แจกแจงได้เท่ากับ

$$\Delta X = \frac{\partial X}{\partial u}\Delta u + \frac{\partial X}{\partial w}\Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e}\Delta\delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta T}\delta T \tag{3.3.5.10}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\Delta X = X_u \Delta_u + X_w \alpha + X_{\delta_e} \delta e + X_{\delta_T} \delta T$$

$$\Delta Y = Y_v \beta + Y_{\delta_r} \delta r$$

$$\Delta Z = Z_u \Delta_u + Z_w \alpha + Z_q q + Z_{\delta_e} \delta e + Z_{\delta_T} \delta T$$

$$\Delta L = L_v v + L_p p + L_r r + L_{\delta_r} \delta r + L_{\delta_a} \delta a$$

$$\Delta M = M_u \Delta u + M_w \alpha + M_q q + M_{\delta_e} \delta e$$

$$\Delta N = N_v \beta + N_p p + N_r r + N_{\delta_r} \delta r + N_{\delta_a} \delta a$$

3.3.6 ทิศทางตามแนวทางขวางของเครื่องบิน

สมการการเคลื่อนที่ สมการการเคลื่อนที่ในแนวขวางของเครื่องบิน ซึ่งประกอบไปด้วย**แรงด้านข้าง** แรงเคลื่อนไหวในการหมุนและ yawing moment ของการเคลื่อนที่ สมการการเคลื่อนที่ในแนวตามขวางสามารถเปลี่ยนแปลงไปตามช่องว่างซึ่งเกิดจากแรงผลักตามลักษณะการเคลื่อนที่ของเครื่องบิน เราเริ่มจากสมการ แสดงด้านล่าง

$$\frac{(d - Y_u)}{dt}\Delta_v - Y_p \Delta_p + (u_0 - Y_r)\Delta_r + - g \cos\theta_0 \Delta\phi = Y_{\delta_r} \Delta\delta r$$

$$- L_v \Delta v + \left(\frac{d}{dt} - L_p\right)\Delta p - \left(I_{xz}\frac{d}{I_x dt} + L_r\right)\Delta r = L_\delta \Delta\delta_a + L_{\delta_r}\Delta\delta_r \qquad (3.3.6.1)$$

$$- N_v \Delta v - \left(\frac{I_{xz}}{I_z}\frac{d}{dt} + N_p\right)\Delta_p + \left(\frac{d}{dt} - Nr\right)\Delta r = N_{\delta_a}\Delta\delta a + N_{\delta_r}\Delta\delta_r$$

สมการด้านบนที่ได้เปลี่ยนแปลงในเทอมนั้น สามารถเขียนได้จากฟอร์มนี้

$$X^\circ = Ax + B\eta \qquad (3..3.6.2)$$

เมทริกซ์ A และ B อธิบายได้ตามนี้ เครื่องหมายสตาร์ที่ได้มา อธิบายได้ดังนี้

$$X^\circ = [\Delta_v^\circ \ \Delta_p^\circ \ \Delta_r^\circ \ \Delta\phi^\circ]^T$$

$$\eta = [\Delta_{\delta_a} \ \Delta_{\delta_r}]^T$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$A = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & -(u_0 - Y_r) & -g\cos\theta \\ L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \qquad (3.3.6.3)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

ถ้าผลลัพธ์ที่ได้ของแรงเฉื่อย Ixz = 0 สมการการเคลื่อนที่จะมีค่าน้อยลง

ในบางครั้งมันเป็นสมการที่สะดวกในการใช้สำหรับ มุมเฉียง ($\Delta\beta$) แทนของมุมองศาด้านข้าง(Δv)

ทั้งสองตัวนี้เป็นปริมาณที่สัมพันธ์กันในแต่ละลักษณะการใช้สมการ

$$(\Delta\beta) = \tan^{-1}\frac{\Delta v}{u_0} = \frac{\Delta v}{u_0} \qquad (3.3.6.4)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

วิธีการแก้ไขของสมการเหมือนกันกับที่ได้มาจากวิธีการข้างต้น ซึ่งเท่ากับว่าเป็นการแก้ปัญหาของสมการ ลักษณะของสมการจะเป็นการนำมาจากการขยายคำอธิบายจากการดีเทอมิแนนซ์

$$|\lambda_r I - A| = 0 \qquad (3..3.6.5)$$

ตัวแปร I และ A เป็นการระบุค่าและเป็นเมทริกซ์ของลำตัวด้านข้างของเครื่องบิน ลักษณะของสมการที่ถูกต้องจะมาจากผลลัพธ์จากเมทริกซ์ A ในสมการนี้

$$A\lambda^4 + B\lambda^3 + C\lambda^2 + D\lambda + E = 0 \qquad (3.3.6.6)$$

ตัวแปร A, B, C, D, และ E เป็นฟังก์ชั่นของความเสถียรภาพที่ได้มา ,มวล, และแรงเฉื่อยตามลักษณะการเคลื่อนไหวของเครื่องบิน

3.3.7 การกำหนดการเคลื่อนที่ในแนวตามยาว

การเคลื่อนที่ของเครื่องบินอย่างอิสระเป็นสิ่งที่ซับซ้อนยุ่งยากอย่างยิ่ง เครื่องบินมีแนวการเปลี่ยนการเคลื่อนที่อยู่สามแนว (แนวตั้ง แนวดิ่งและแนวขวาง) การเคลื่อนที่สามวงโคจร (โมเมนต์ปักเงย โมเมนต์หมุน โมเมนต์ส่าย)

และอีกมากมายหลายลำดับขั้นอย่างมีอิสระ การวิเคราะห์จากผลตอบสนองของความยืดหยุ่นของเครื่องบินนี้จะไกลออกไปจากขอบเขตของหนังสือเล่มนี้

ปัญหาที่เราจะพบได้ในส่วนนี้คือ วิธีการแก้ไขจากสมการการเคลื่อนที่ของโครงสร้างของเครื่องบิน นี้มันดูเหมือนมันเป็นการยุ่งยาก อย่างไรก็ตาม เราสามารถสมมติสมการบางตัวให้มันคิดได้ง่ายขึ้น ซึ่งจะลดความยุ่งยากของปัญหานี้ลงไปได้บ้าง ในขั้นแรก เราจะสมมติแนวการเคลื่อนที่ของเครื่องบิน ซึ่งจะมีแนวเอียงเล็กน้อยจากสภาพความสมดุลของการบิน

ขั้นที่สอง เราสมมติการเคลื่อนที่ของเครื่องบินให้สามารถวิเคราะห์ได้จากสมการที่แบ่งออกเป็นสองกลุ่ม แรงที่แกน x แกนz และสมการโมเมนต์รอบแกนขวาง จะประกอบไปด้วยสมการลองจิจูด และ แรงที่แกน y สมการโมเมนต์รอบแกนตามยาว และสมการโมเมนต์รอบแกนดิ่ง เรียกสมการตามแนวขวาง สมการทั้งสองจะแบ่งแยกออกจากกัน สมการลองจิจูดและสมการแนวตามขวาง จะไม่ต้องใช้ร่วมกัน นี้เป็นเหตุผลที่ให้มีการสมมติสมการขึ้นมาจากเครื่องบินที่ไม่สามารถรองรับแอมปลิจูด

ในการศึกษาการเคลื่อนที่ของเครื่องบิน จะต้องแน่ใจว่าในการสมมติฐานนั้นจะสามารถวิเคราะห์ได้อย่างเหมาะสมกับสิ่งที่เป็นปัญหาอยู่ในขณะนั้น นักศึกษาควรมีความกระตือรือร้นให้มากในการที่จะเรียนรู้วิธีการใช้สมการ ในขั้นลำดับแรก เราควรที่จะศึกษาหาความรู้ในการแก้ไข

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปัญหาจากการบ้าน นี้ก็เป็นส่วนหนึ่งที่จะทำให้เราเข้าใจถึงการแก้ปัญหาหลาย ๆ ปัญหาได้อย่างถูกต้องแม่นยำ

STATE VARIABLE ที่แสดงให้เห็นถึงสมการของการเคลื่อนที่ สมการลิเนียร์ ได้รับการพัฒนา เช่นว่า สมการลิเนียร์ดิฟเฟอเรนต์

$$\frac{(d - X_u)\Delta_u}{dt} - X_u\Delta_w + (g \cos\theta_0)\Delta\theta = X_\delta\Delta\delta + X_{\delta_T}\Delta\delta T$$

$$- Z_u\Delta u + ((1- Z_{w^\cdot})d - Z_w)\ \Delta w - ((u_0+Z_q)d - g \sin\theta_0)\ \Delta\theta = Z_\delta\ \Delta\delta + Z_{\delta_T}\Delta\delta T$$

$$- M_u\Delta u - (M_{w^\cdot}d + M_w)\ \Delta_w + (d^2 - M_q d)\ \Delta\theta = M_\delta\Delta\delta + M_{\delta_T}\Delta\delta T$$

$$X^\circ = Ax + B\eta$$

$$X^\circ = [\Delta_u^\circ \ \Delta_w^\circ \ \Delta_q^\circ \ \Delta\theta^\circ]^T$$

$$\eta = [\Delta_\delta \ \Delta_{\delta T}]^T$$

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_x & u_0 & 0 \\ M_u+M_u^\circ Z_u & M_w+M_w^\circ Z_w & M_q+M_w^\circ u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} X_\delta & X_{\delta T} \\ Z_\delta & Z_{\delta T} \\ M_\delta+M_w^\circ Z_\delta & M_{\delta T}+M_w^\circ Z_{\delta T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- อากาศพลศาสตร์ โมเมนต์ รอยแกนตามยาว (Aerodynamic derivatives (Longitudinal))

(องค์ประกอบของแรงแกน X) X Force component derivatives

$X_u = -2C_D = -0.136$

$X_w = C_L - dC_D = C_L - \left(\frac{d C_D}{dC_L}\right) * \left(\frac{dC_L}{d\alpha}\right)$

$C_D = 0.18 + 0.77 C_L^2$

$\frac{dC_D}{dC_L} = 0.154 C_L = 0.12$

$X_w = 0.8 - 0.12 * 3.65 = 0.36$

(องค์ประกอบของแรงแกนZ)Z Force component derivatives

$Z_u = -2 C_L = -1.6$

$Z_w = -\left(C_D + \frac{dC_L}{d\alpha}\right) = -(0.068 + 3.65) = -3.72$

$Z_q = Z_q(\text{tail}) = -a_1 V_T = -2.92 * 0.60 = -1.75$

$Z_w = Z_q(\text{tail}) = \frac{d\varepsilon}{d\alpha} = -1.75 * 0.64 = -1.12$

$Z_{\delta e} = -\frac{C_{Z\delta e} QS}{m}$

$C_{z\delta e} = -C_{L\delta e}$

(โมเมนต์ปักเงย)Pitching moment derivatives

At iow speeds , Mu = 0

$Mu = -\left(\frac{d C_L}{d\alpha}\right) K_n = -3.65 * 0.07 = -0.26$

$M_q(\text{tail}) = \left(\frac{l_T}{c}\right) Z_q(\text{tail}) = \frac{-8.1}{3.7} * 1.75 = -3.8$

$C_{mq} = -0.68$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$M_q(wing) = \frac{1}{2} C_{Mq} = -0.34$

$M_w = M_q(tail) \frac{d\varepsilon}{d\alpha} = -3.8 * 0.64 = -2.43$

$M_{\delta e} = \frac{C_{m\delta e} QSc}{I_y}$

$C_{m\delta e} = \frac{dC_m}{d\delta e}$

- อากาศพลศาสตร์ โมเมนต์ รอยแกนตามขวาง (Aerodynamic derivatives (Lateral)

(Sideslip ที่เหมาะสมกับแกนหมุน) Rolling moment derivative due to sideslip

$L_v = -0.20 C_L = -0.16$

(อัตราแกนหมุนที่เหมาะสมของโมเมนต์หมุน) Rolling moment derivative due to rate of roll

$L_P = -0.016$

(อัตราแกนส่ายที่เหมาะสมของโมเมนต์หมุน) Rolling moment derivative due to rate of yaw

$L_r = 0.151 C_L = 0.121$

(Sideslip ที่เหมาะสมของโมเมนต์ส่าย)Yawing moment derivative due to sideslip

$N_V = 0.04 C_L^2$

$N_V (fuselage) = -0.10 (\frac{S_B l_B}{S_b}) = -0.059$

$N_V (fin) = a_1 V_F = 2.20 * 0.091 = 0.200$

$N_V = 0.026 - 0.068 + 0.200 = 0.158$

(อัตราส่วนแกนหมุนที่เหมาะสมของโมเมนต์ส่าย)Yawing moment derivative due of roll

$Cnp = -0.09 C_L = -0.072$

$N_P = \frac{1}{2} C_{np} = -0.036$

(อัตราแกนหมุนที่เหมาะสมของโมเมนต์หมุน)Yawing moment derivative due of yaw

$N_r = -0.0083$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$N_r\ (\text{fin}) = -\frac{l_F}{b} N_V(\text{fin}) = -\frac{8.3}{14.8} * 0.200 = -0.112$$

$$N_{\delta a} = \frac{QSbC_{n\delta a}}{I_z} \quad ; C_{n\delta a} = 2kC_{Lo}C_{l\delta a}$$

$$N_{\delta r} = \frac{QSbC_{n\delta r}}{I_z} \quad ; C_{n\delta r} = -V_v \eta C_{L\alpha}$$

(Sideslip ที่เหมาะสำหรับด้านข้าง)Side force derivative due to sideslip Y_v

$$C_{YB} = -57.3 * 0.004 \frac{S_B}{S} = -0.23 * \frac{28}{52} = -0.124$$

$$C_Y = C_{Y\beta}\beta$$

$$Y_V\ (\text{fuselage}) = C_{YB} = -0.15$$

$$Y_V(\text{fin}) = -\frac{S_F}{S} a_1 = -\frac{8.4}{52} * 2.20 = -0.36$$

$$Yr = \frac{QSbC_{yr}}{2mu_0} \quad ; C_{yr} = -2\left(\frac{l_v}{b}\right)(C_{YB})$$

$$Y_B = \frac{QSC_{YB}}{m}$$

$$Y_p = \frac{QSb^2C_{lp}}{2mu_0} \quad ; \quad C_{lp} = \frac{C_{L\alpha}}{12}\frac{1+3\lambda}{1+\lambda}$$

$$Y_{\delta a} = \frac{QSC_{y\delta a}}{m} \quad ; \quad C_{y\delta a} = \frac{S_v C_{L\alpha}}{S}$$

$$Y_{\delta r} = \frac{QSC_{n\delta r}}{m} \quad ; \quad C_{n\delta r} = -V_v \eta C_{L\alpha}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4
บทวิจารณ์และสรุป

4.1 สรุปผลที่ได้รับจากการทำงาน

การศึกษาทางทฤษฎีเพียงอย่างเดียวนั้นอาจจะไม่เพียงพอ เพราะเมื่อเรานำมาปฏิบัติใช้งานจริงย่อมมีเงื่อนไขภายใต้สภาวะต่าง ๆ ซึ่งการที่เราจะประสบความสำเร็จนั้นบางครั้งอาจต้องใช้ประสบการในการทำงานนั้นอย่างมาก หรือ บางครั้งอาจจะได้การทดลองแล้นำมาวิเคราะห์ควบคู่ไปกับแนวทางทฤษฎี ซึ่งจากได้ทำโครงงานนี้ทำให้ได้รู้สิ่งต่าง ๆ ที่มีซึ่งต้องมีการทำการแก้ไขให้ลุล่วงไปได้ ทำให้เกิดประสบการณ์ในการออกไปทำงานต่อไป

4.2 ปัญหาในการทดลอง

1.เนื่องจากเป็นโปรเจ็กใหม่ จึงไม่มีข้อมูลต้องหาข้อมูลใหม่หมดจึงใช่เวลานาน

2.หนังสือที่เกี่ยวกับโปรเจ็ก มีน้อยทำให้ยากต่อการหาข้อมูล

3.คำศัพท์ทางการบินบางคำยังมีปัญหาเนื่องจากเป็นคาศัพท์จำเพาะ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้