

อากาศพลศาสตร์
AERODYNAMICS

คำนำ

เอกสารประกอบการสอนวิชาอากาศพลศาสตร์ฉบับนี้ ได้รับการเรียบเรียงขึ้นใหม่จากต้นฉบับเดิมที่มีการจัดทำในปี พ.ศ.2518 ตามแนวทางการปรับปรุงตำราสายวิทยาการช่างอากาศ ของกองวิทยาการกรมช่างอากาศ กองบัญชาการสนับสนุนทหารอากาศ เพื่อให้สอดคล้องกับความเจริญทางด้านเทคโนโลยีการบินในปัจจุบัน ที่มีการพัฒนาก้าวหน้าอย่างรวดเร็ว จึงจำเป็นที่ผู้ปฏิบัติหน้าที่ในสายงานช่างอากาศต้องศึกษาหาความรู้ ทั้งสื่อในรูปแบบของเอกสารสิ่งพิมพ์ และ software ต่างๆ ที่มีอยู่มากมายในปัจจุบัน

ผู้เรียบเรียงได้อ้างอิงแนวทางการเขียนเนื้อหา และวางรูปแบบบทต่างๆ จำนวน 8 บท ตามเอกสารชุดเดิม โดยแต่ละบทได้ถูกปรับเนื้อหาและการนำเสนอให้ง่าย และทันสมัยต่อการอ่าน อีกทั้งยังแทรกความรู้ด้านเทคโนโลยีการบินเพิ่มเติมในส่วนของภาคผนวกด้วย เพื่อให้ผู้อ่านได้ศึกษาเป็นความรู้เพิ่มเติม

ความรู้และประโยชน์ทั้งหมดอันเกิดจากเอกสารการสอนฉบับนี้ ผู้เรียบเรียงขอยกความดีเหล่านี้ให้กับบิดา มารดา ผู้เป็น “ครู” คนแรกของผู้เรียบเรียง รวมทั้ง “ครู - อาจารย์” ของโรงเรียนเตรียมทหาร และโรงเรียนนายเรืออากาศ ที่ได้สั่งสอนวิชาความรู้อันเป็นประโยชน์อย่างสูงให้กับผู้เรียบเรียง หากมีส่วนหนึ่งส่วนใดในเอกสารการสอนฉบับนี้ที่ผิดพลาด ผู้เรียบเรียงขออภัย และจะนำไปแก้ไขในโอกาสต่อไป

ร.ท.

(อิสระ เชิดชู)

วศ.ฝมท.ผวว.กวก.ชอ.บนอ.

พ.ย.๕๘

สารบัญ

	หน้า
บทที่ 1 ศัพท์เทคนิคทางอากาศพลศาสตร์	1
บทที่ 2 แรงยก	5
บทที่ 3 การร่วงหล่นและตัวประกอบภารกรรม	14
บทที่ 4 อุปกรณ์เพิ่มแรงยก	22
บทที่ 5 แรงต้าน	26
บทที่ 6 ระบบพื้นบังคับอากาศยาน	35
บทที่ 7 เสถียรภาพอากาศยาน	41
บทที่ 8 อากาศพลศาสตร์ความเร็วสูง	49
ภาคผนวก	
1. การวัดความเร็วของกระแสอากาศ และชนิดของอัตราเร็วอากาศ	62
2. ปริมาณพื้นฐานของอากาศที่เกี่ยวข้องกับการบิน	65
3. คำจำกัดความของบรรยากาศมาตรฐาน	67
4. Symbols and Conversion Factors	69
5. C-130 HERCULES	70
6. F-16 A/B FIGHTING FALCON	78
7. บรรณานุกรม	96

บทที่ 1

ศัพท์เทคนิคทางอากาศยาน

วัตถุประสงค์ เพื่อให้ นทน. ได้ศึกษาและทำความเข้าใจเกี่ยวกับ

1. ส่วนประกอบหลักของอากาศยาน
2. เกน และการหมุนรอบแกนทั้งสามของอากาศยาน
3. คำจำกัดความทางอากาศยานศาสตร์
4. แรงทางอากาศยานศาสตร์ที่กระทำกับอากาศยาน

กล่าวว่าการเริ่มต้นศึกษาวิชาอากาศยานศาสตร์ จำเป็นต้องเรียนรู้ศัพท์เทคนิคทางอากาศยานศาสตร์ เพื่อให้มีพื้นฐานความรู้เช่นเดียวกัน และเป็นพื้นฐานในการศึกษาบทต่อไป

ข้อความ

1. ส่วนประกอบหลักของอากาศยาน

อากาศยานประกอบด้วยส่วนประกอบหลัก 4 ส่วนด้วยกัน คือ

1.1 ลำตัว (fuselage) เป็นโครงสร้างหลักที่ใหญ่ที่สุดของอากาศยาน เป็นฐานสำหรับติดตั้งปีก หาง เครื่องวัดประกอบการบิน เชื้อเพลิง ลูกเรือ และอุปกรณ์ต่าง ๆ

1.2 ปีก (wing) เป็นชิ้นส่วนที่สร้างแรงยกให้กับอากาศยาน ภายในปีกของอากาศยานสามารถบรรจุเชื้อเพลิง และฐานล้อหลักของอากาศยาน

1.3 แพนหางตั้งและแพนหางระดับ (vertical and horizontal stabilizers) เป็นชิ้นส่วนที่สร้างเสถียรภาพให้กับอากาศยาน อาจเรียกแพนหางทั้งสองนี้ว่า tails หรือ fins

1.4 แพลฟและพื้นบังคับของอากาศยาน (flaps and control surfaces)

แพลฟ เป็นพื้นบังคับที่สร้างแรงยกให้กับอากาศยาน ถูกติดตั้งบริเวณชายหลัง และ/หรือ ชายหน้าของปีกอากาศยาน

aileron เป็นพื้นบังคับที่ควบคุมการหมุนตัว (rolling motion) รอบแกนตามยาวของอากาศยาน

elevator เป็นพื้นบังคับที่ควบคุมการปีกเงย (pitching up/down motion) รอบแกนตามขวาง

ของอากาศยาน

rudders เป็นพื้นบังคับที่ควบคุมการเลี้ยวซ้าย (yawing motion) รอบแกนตั้งของอากาศยาน

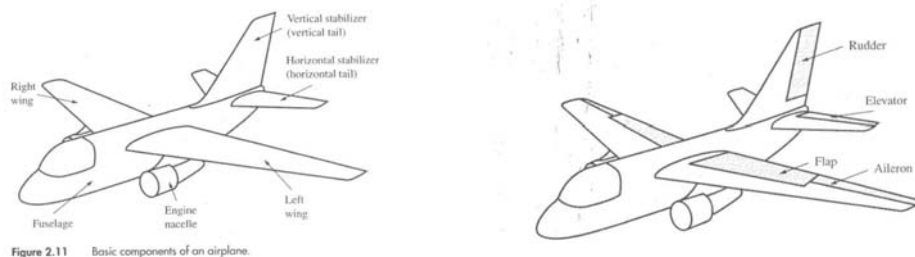


Figure 2.11 Basic components of an airplane.

รูป 1-1 แสดงส่วนประกอบพื้นฐาน และพื้นบังคับของอากาศยาน

2. แกนและการหมุนรอบแกนทั้ง 3 ของอากาศยาน (รูปที่ 1-2)

2.1 แกนสามแกนของอากาศยาน

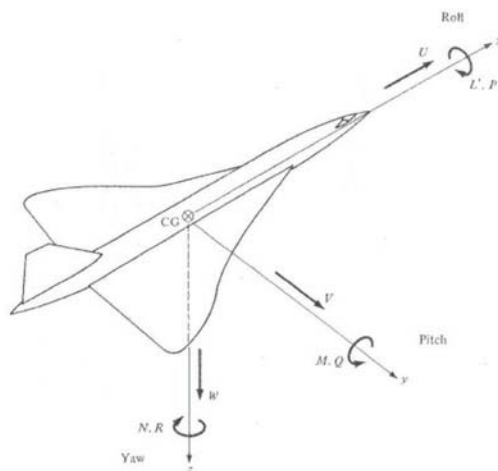
การกำหนดให้มีแกนต่างๆ กับอากาศยานนั้น เพื่อใช้อ้างอิงเรียกการเคลื่อนไหวนรอบแกนทั้งสามขณะทำการบิน แกนทั้งสามคือ

- แกนตามยาว (longitudinal axis) หรือแกนนอน คือแกนที่ลากจากหัวไปยังหางของอากาศยาน
- แกนตามขวาง (lateral axis) คือแกนที่ลากตั้งฉากกับแกนตามยาว และอยู่ในระนาบเดียวกัน
- แกนตั้ง (vertical axis) คือแกนที่ลากตั้งฉากกับแกนตามยาวและแกนตามขวาง

2.2 การหมุนรอบแกนทั้งสามของอากาศยาน

การเคลื่อนไหวนของอากาศยาน เป็นการหมุน (เคลื่อนไหวน) รอบแกนทั้งสาม ดังนี้

- การหมุนตัว (rolling) คือการหมุนรอบแกนตามยาวหรือแกนนอน โดยการบังคับ ailerons
- การปีกงย (pitching) คือการหมุนรอบแกนตามขวาง โดยการบังคับ elevators
- การเลี้ยวซ้าย (yawing) คือการหมุนรอบแกนตั้ง โดยการบังคับ rudder(s)



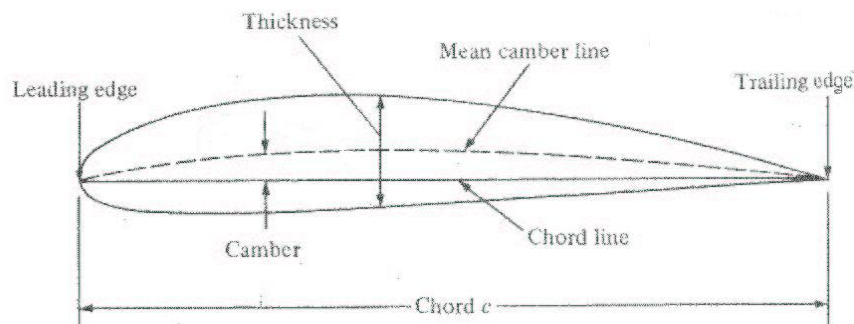
รูปที่ 1-2 แสดงรูปแกน และการหมุนรอบแกนทั้งสามของอากาศยาน

3. คำจำกัดความทางอากาศพลศาสตร์ (รูปที่ 1-2)

3.1 แพนอากาศ (airfoil) คือพื้นผิวที่ถูกแผนแบบให้สร้างแรงทางอากาศพลศาสตร์ ตัวอย่างของแพนอากาศ เช่น ปีก แพนหางตั้ง และแพนหางระดับ เป็นต้น ส่วนประกอบของแพนอากาศมีดังนี้

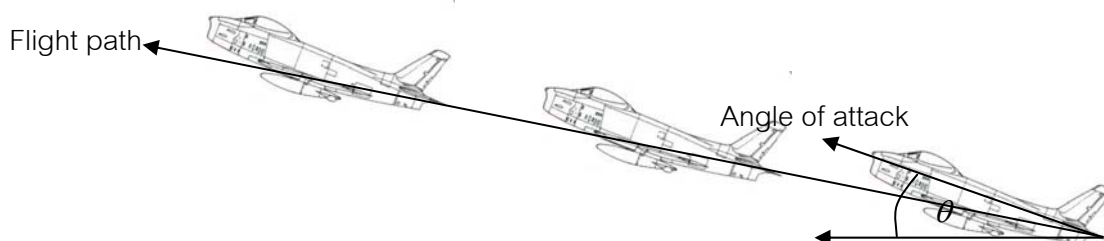
- mean camber line หรือ เส้นกลางความโค้ง คือเส้นสมมุติที่ลากแบ่งครึ่งผิวปีกบน และผิวปีกล่างของแพนอากาศออกเป็นสองส่วนเท่าๆกัน
- leading edge หรือ ชายหน้าของแพนอากาศ คือจุดหน้าสุดของ mean camber line
- trailing edge หรือ ชายหลังของแพนอากาศ คือจุดหลังสุดของ mean camber line
- camber หรือความโค้ง คือระยะทางที่มากที่สุดระหว่าง mean camber line กับ chord line
- chord คือ ระยะทางเป็นเส้นตรงจากชายหน้าปีก (leading edge) ไปยังชายหลังปีก (trailing edge) ของแพนอากาศ กำหนดสัญลักษณ์ c
- chord line คือ เส้นตรงสมมุติที่ลากจากชายหน้าปีกไปยังชายหลังปีกของแพนอากาศ

- ถ้าเส้นกลางความโค้งอยู่ระหว่าง chord line กับพื้นผิวบน ทำให้แพนอากาศมีความโค้งเป็นบวก (positive camber)
- ถ้าเส้นกลางความโค้งทับเป็นเส้นเดียวกับ chord line ทำให้แพนอากาศไม่มีความโค้ง หรือเป็นแพนอากาศแบบสมมาตร (symmetry airfoil)
- ถ้าเส้นกลางความโค้งอยู่ระหว่าง chord line กับพื้นผิวล่าง ทำให้แพนอากาศมีความโค้งเป็นลบ (negative camber)



รูปที่ 1-3 แสดงภาคตัดขวางของ Airfoil และส่วนประกอบต่างๆ

- 3.2 มุมตั้งปีก (angle of incidence) คือ มุมระหว่าง chord line และแกนตามยาว
- 3.3 มุมยกปีก (angle of dihedral) คือ มุมระหว่างแนวกางปีก กับระนาบในแนวระดับ (horizontal plane) เมื่อมองจากด้านหน้าของอากาศยาน หรือเป็นมุมระหว่างแกนตามขวาง และ wing chord plane
- 3.4 มุมลู่อีก (swept angle) คือมุมระหว่างแกนตามยาวและแนวเส้นสมมุติศูนย์กลางอากาศพลศาสตร์ของปีก (ส่วนใหญ่อยู่ที่ตำแหน่ง 25% chord)
- 3.5 จุดศูนย์กลางถ่วง (center of gravity; C.G.) คือ จุดสมมุติที่แกนทั้งสามของอากาศยานลากตัดกัน
- 3.6 ความเร็วสัมพัทธ์ (relative wind; v_α) คือ ความเร็วลมที่เท่ากับความเร็วจริงในการเคลื่อนที่ของอากาศยาน (true airspeed) แต่มีทิศทางตรงข้ามกัน
- 3.7 มุมปะทะ (angle of attack; α) คือ มุมระหว่าง chord line และ relative wind
- 3.8 วิถีบิน (flight path) คือเส้นทางการบินของอากาศยาน มีทิศทางเดียวกับ relative wind การบินของอากาศยานทุกครั้งต้องพิจารณาความสัมพันธ์ระหว่างวิถีบิน กับมุมปะทะเสมอ ทิศทางที่หัวอากาศยานชี้ ไม่ใช่ทิศทางของวิถีบินเสมอไป เช่น การบินเปิดมุมปะทะดังรูปที่ 1-4



รูปที่ 1-4 แสดงทิศทางของความเร็วสัมพัทธ์ มุมปะทะ และวิถีบิน ของอากาศยาน

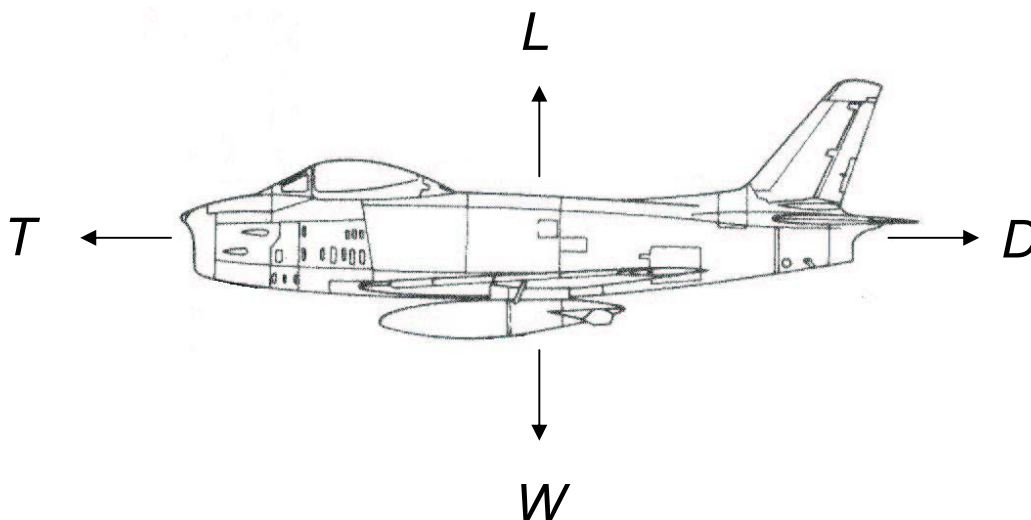
4. แรงทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับอากาศยาน (รูปที่ 1-5)

เมื่ออากาศยานทำการบิน จะมีแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับอากาศยาน ดังนี้

- แรงยก (Lift; L) คือ แรงที่มีทิศทางตั้งฉากกับทิศทางของลมสัมพัทธ์ (V_α)
- แรงต้าน (Drag; D) คือ แรงที่มีทิศทางขนานกับทิศทางของลมสัมพัทธ์ (V_α) ซึ่งมีทิศทางตรงข้าม กับการเคลื่อนที่ของอากาศยาน
- แรงขับ (Thrust; T) คือ แรงปฏิกิริยาที่ขับ(ผลักดัน) ให้อากาศยานเคลื่อนที่ไปข้างหน้า ตามกฎข้อที่สามของนิวตัน (action = reaction)
- น้ำหนัก (Weight; W) คือ แรงดึงดูดของโลกที่กระทำกับอากาศยาน มีทิศทางชี้ลงสู่จุดศูนย์กลางของโลกเสมอ

หมายเหตุ ถ้าอากาศยานบินตรงบินระดับด้วยความเร็วคงที่

$$\text{จะได้ } L = W \text{ และ } T = D$$



รูปที่ 1-5 แสดงแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับอากาศยาน

สรุป อากาศยานทั่วไป (conventional aircraft) ประกอบด้วยส่วนประกอบหลัก 4 ส่วนคือ ลำตัว ปีก ชุดพวงหางและพื้นบังคับต่างๆ ซึ่งพื้นบังคับเหล่านี้ทำให้อากาศยานสามารถเคลื่อนที่ และหมุนรอบแกนทั้งสามของอากาศยานได้ แกนทั้งสามคือ แกนตามยาว, แกนตามขวาง และแกนตั้ง

เมื่อเราทำความรู้จักกับรูปร่างพื้นฐานของแพนอากาศแล้ว ขณะอากาศยานบินอยู่ในอากาศ จะมีแรงทางอากาศพลศาสตร์มากระทำกับอากาศยาน ประกอบด้วย แรงยก แรงต้าน แรงขับ และน้ำหนัก ซึ่งแต่ละแรงมีทิศทางแตกต่างกันขึ้นอยู่กับท่าทางการบิน

คำจำกัดความต่างๆ เป็นสิ่งจำเป็นที่ นทท.ต้องศึกษาทำความเข้าใจ และท่องจำให้ได้ เพื่อความสะดวกในการนำไปใช้อ้างอิงในการศึกษาบทต่อไป

บทที่ 2

แรงยก (LIFT)

วัตถุประสงค์ เพื่อให้ นทน. ได้ศึกษาและทำความเข้าใจเกี่ยวกับ

1. คำจำกัดความของความดันชนิดต่างๆ
2. ศึกษาสมการความต่อเนื่อง เมื่อกระแสอากาศไหลผ่านท่อ ตีบ-ถ่าง
3. ธรรมชาติการไหลแบบไม่อัดตัว และการไหลแบบอัดตัวได้ของอากาศ
4. ศึกษาสมการเบอร์นูลลี ที่แสดงความสัมพันธ์ระหว่างความดันและความเร็วการไหล
5. ความสัมพันธ์ระหว่างมุมปะทะและสัมประสิทธิ์แรงยก

กล่าวนำเครื่องบินที่เราเห็นในปัจจุบันนี้ (เครื่องบินปีกตกริ่ง มีแผนหางคิ่งและแผนหางระดับ) ถูกออกแบบขึ้นเป็นครั้งแรกโดย Sir George Cayley ในปี ค.ศ. 1799 หรือประมาณ 200 กว่าปีที่แล้ว จากผลการทดลองทำให้เราทราบว่า พื้นผิวโค้ง (curve surface) ให้แรงยกมากกว่าพื้นผิวแบนราบ (flat surface) รวมถึงกรณีการกระพือปีกของนกที่สร้างทั้งแรงยกและแรงขับเคลื่อนด้วย Cayley แสดงให้เห็นว่า สามารถสร้างแรงยกได้จากปีกตกริ่งเมื่อมีกระแสอากาศไหลผ่าน ในขณะที่สามารถสร้างแรงขับเคลื่อนได้จากเครื่องยนต์กลไก ด้วยแนวคิดที่หลากหลายในการประดิษฐ์อุปกรณ์ด้านการบินนี้ ทำให้เขาได้รับยกย่องให้เป็นผู้ริเริ่มการบินสมัยใหม่

ข้อความ แรงยกคือแรงที่มีทิศทางตั้งฉากกับลมสัมพัทธ์ (relative wind) การศึกษาการเกิดแรงยกต้อง ทำความเข้าใจกฎของเบอร์นูลลี (Bernoulli's principle) ความสัมพันธ์ระหว่างความดันชนิดต่างๆ ความเร็ว และพื้นที่หน้าตัด การศึกษาเรื่องนี้ต้องยอมรับสมมติฐานของเบอร์นูลลี เพื่อให้สามารถทำความเข้าใจได้ง่าย แม้ว่าจะข้อกำหนดเหล่านี้เป็นเพียงสิ่งสมมุติฐาน แต่สามารถนำมาคำนวณและใช้ได้จริง รวมทั้งมีความคลาดเคลื่อนน้อยมาก (ที่ย่านการไหลความเร็วต่ำกว่าเสียง) สมมติฐานเหล่านี้คือ

- อากาศเป็นของไหลที่ไม่มี ความเสียดทาน หรือความหนืด (no friction and inviscid flow)
- อัตราการไหลคงที่ (steady flow)
- เป็นการไหลประเภทไม่มีการอัดตัว (incompressible flow)
- ไม่เป็นการไหลแบบอลวน (not turbulent flow)

1. ความดันสถิตย์ และความดันรวม (static and total pressure)

เนื่องจากความดัน มีความสัมพันธ์กับความเร็วการไหล ดังนั้นจึงต้องทำความเข้าใจนิยามของความดัน ดังนี้

- 1.1 ความดันสถิตย์ (static pressure; P_s) คือ ความดันอากาศ (น้ำหนักโมเลกุลของอากาศที่กระทำต่อหน่วยพื้นที่) ณ ตำแหน่งใดๆ ของการไหล
- 1.2 ความดันรวม (total pressure; P_T) คือ ความดันที่มีอยู่จริง เมื่ออากาศถูกชะลอความเร็วแบบไม่มีการสูญเสียพลังงาน จนมีความเร็วเป็นศูนย์ ซึ่งความดันรวมเป็นคุณสมบัติการไหลของก๊าซ

ณ ตำแหน่งใดๆ

ในกรณีไม่มีการไหลของกระแสอากาศ $P_T = P_S$ แต่เมื่อใดที่มีการไหลเกิดขึ้นแล้ว $P_T > P_S$ เสมอ เรียกเครื่องมือที่ใช้วัดความดันรวมว่า ท่อปีโตต์ (Pitot Tube) แสดงดังรูปที่ 2-1 โดยสมมติให้อากาศที่มีความเร็วพุ่งเข้าชนที่ตำแหน่งหน้าสุดของท่อ (ตำแหน่ง B) แล้วความเร็วถูกลดลงทันทีทันใด (โดยสมมติให้ไม่มีการสูญเสียพลังงาน) จนมีค่าเท่ากับศูนย์ เรียกความดันที่ความเร็วเท่ากับศูนย์นี้ว่า ความดันรวม (P_T) โดยความดันรวมถูกถ่ายทอดผ่านท่อปีโตต์ จากตำแหน่ง B ไปสู่เครื่องวัดความดันรวม

รูปที่ 2-1 เป็นเครื่องมือทดลองเพื่อวัดความดันเมื่อกระแสอากาศไหลในทิศทางขนานรูเล็กๆ (static pressure orifice) ที่ตำแหน่ง A จึงเรียกความดันที่พื้นผิวว่า ความดันสถิตย์ (P_S) เครื่องมือทดลองนี้รับค่าทั้งความดันรวมและความดันสถิตย์ และส่งผ่านความดันทั้งสองไปยังเครื่องมือประมวลผล เพื่อหาความแตกต่างระหว่างความดันทั้งสอง หากไม่มีการไหลของกระแสอากาศเลย ทำให้ความดันรวมเท่ากับความดันสถิตย์ แต่เมื่อมีการไหลเกิดขึ้น ทำให้ความดันสถิตย์ลดลง ยิ่งความเร็วการไหลมากขึ้นเท่าใด ความดันสถิตย์จะลดลงมากขึ้นเท่านั้น ในขณะที่ความดันรวมยังคงที่ แสดงว่า ต้องมีความดันอีกชนิดหนึ่งที่เป็นผลต่างระหว่างความดันรวมและความดันสถิตย์ และต้องเป็นฟังก์ชันของ (ขึ้นอยู่กับ) ความเร็วการไหลด้วย เรียกความดันที่เป็นฟังก์ชันของความเร็วการไหลนี้ว่า ความดันพลวัต (dynamic pressure)

สำหรับการไหลความเร็วต่ำกว่าเสียง สามารถนิยามความสัมพันธ์ของความดันชนิดต่างๆ ได้ ดังนี้

ความดันรวม = ความดันสถิตย์ + ความดันพลวัต

$$P_T = P_S + P_D \dots\dots\dots (2.1)$$

กำหนดให้ $P_D = \frac{1}{2} \rho v^2$ เมื่อ ρ แทนความหนาแน่นของกระแสอากาศ ที่ความสูงใดๆ

และ v แทนความเร็วการไหลของกระแสอากาศ

จะได้ความเร็วการไหล
$$v = \sqrt{\frac{2(P_T - P_S)}{\rho}} \dots\dots\dots (2.2)$$

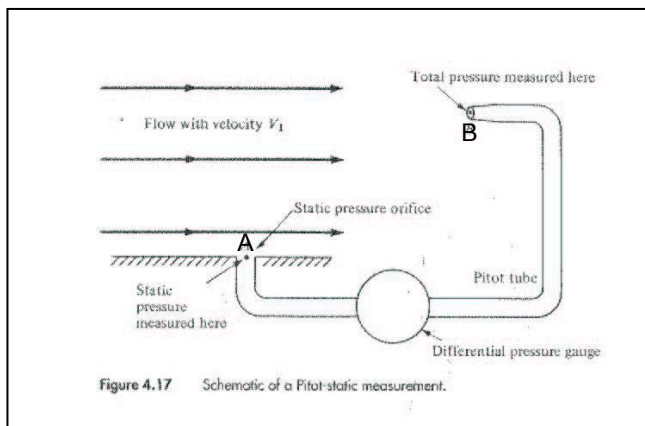


Figure 4.17 Schematic of a Pitot-static measurement.

รูปที่ 2-1 แสดง Pitot - Static Tube

ความเร็วข้างต้นนี้ ได้จากความแตกต่างของความดันรวมและความดันสถิตย์ ซึ่งวัดได้จากท่อ pitot-static โดยเครื่องบินต่างๆจะไปติดตั้งท่อนี้บริเวณที่ไม่มีการรบกวนใดๆของกระแสอากาศก่อนปะทะท่อ เช่นบริเวณส่วนหน้าสุดของอากาศยาน หรือปลายปีกข้างใดข้างหนึ่ง โดยติดตั้งให้มีทิศทางขนานแนวการเคลื่อนที่ของอากาศยาน

ตัวอย่างที่ 2.1 Altimeter ของ บ.Cessna 172 ซึ่งที่ความสูง 5,000 ft อุณหภูมิภายนอก $505^{\circ} R$ ถ้าท่อปีโตต์วัดความดันได้ $1,818 \text{ lb} / \text{ft}^2$ จงหาความเร็วจริงของอากาศยาน

วิธีทำ จากตารางบรรยากาศมาตรฐาน ที่ความสูง 5,000 ft จะมีความดันบรรยากาศ (ความดันสถิตย์) เท่ากับ $1,761 \text{ lb} / \text{ft}^2$ และท่อปีโตต์วัดความดันรวมได้ $1,818 \text{ lb} / \text{ft}^2$

ดังนั้น หากความดันพลวัตได้จากสูตร $P_T = P_S + P_D$

จะได้ $P_D = P_T - P_S = 1,818 - 1,761 = 57 \text{ lb} / \text{ft}^2$

จะหาความเร็วจริงได้ ต้องทราบความหนาแน่นของอากาศก่อน

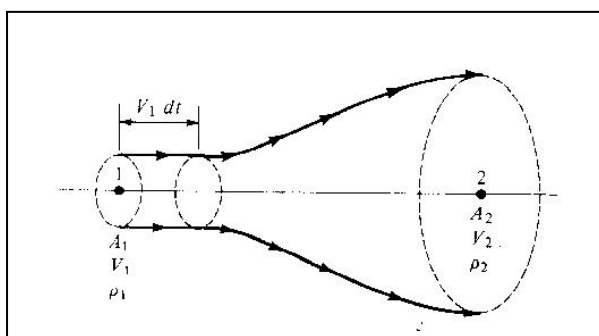
ซึ่ง $\rho = \frac{P}{RT} = \frac{1,761}{1,716(505)} = 2.03 \times 10^{-3} \text{ slug} / \text{ft}^3$

หาความเร็วจริงได้ $v_{true} = \sqrt{\frac{2(P_T - P_S)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(57)}{2.03 \times 10^{-3}}} = 237 \text{ ft} / \text{s}$

ดังนั้น บ.Cessna 172 บินที่ความเร็ว $237 \text{ ft} / \text{s}$ หรือ $237 \times \frac{60}{88} = 162 \text{ mph}$ **ตอบ**

2. สมการความต่อเนื่อง (Continuity Equation)

ความมุ่งหมายของการศึกษาสมการความต่อเนื่องคือ เพื่อศึกษาความสัมพันธ์ระหว่างความหนาแน่น (ρ), ความดัน (P) และความเร็วการไหลของกระแสอากาศ (v) เมื่อมีการไหลของกระแสอากาศผ่านท่อที่มีการเปลี่ยนแปลงพื้นที่หน้าตัด หรือท่อตีบ-ถ่าง (convergent – divergent nozzle) ดังรูปต่อไปนี้



รูปที่ 2-2 แสดง convergent – divergent nozzle

กำหนดให้ A_1 คือพื้นที่หน้าตัด ที่ตำแหน่งที่ 1

A_2 คือพื้นที่หน้าตัด ที่ตำแหน่งที่ 2

V_1 คือความเร็วการไหล ที่ตำแหน่งที่ 1

V_2 คือความเร็วการไหล ที่ตำแหน่งที่ 2

ρ_1 คือความหนาแน่น ที่ตำแหน่งที่ 1

ρ_2 คือความหนาแน่น ที่ตำแหน่งที่ 2

จากรูป จะเห็นว่า A_1 เล็กกว่า A_2 หรือพื้นที่ทางเข้าเล็กกว่าพื้นที่ทางออก

จากกฎการอนุรักษ์มวล ซึ่งกล่าวว่า “มวลเป็นปริมาณคงที่ ไม่สามารถทำให้เกิดขึ้นใหม่หรือถูกทำลายได้” ดังนั้น อัตราการไหลของมวล (อัตราส่วนระหว่างมวลต่อหน่วยเวลาหรือ \dot{m}) ณ ตำแหน่งใดๆ ของการไหลจะมีค่าเท่ากัน ทำให้สามารถสร้างสมการความต่อเนื่องได้ดังนี้

$$\text{จาก} \quad \dot{m}_1 = \rho_1 A_1 V_1 \quad \text{และ} \quad \dot{m}_2 = \rho_2 A_2 V_2 \quad \dots \dots \dots (2.3)$$

$$\text{เมื่อ} \quad \dot{m}_1 = \dot{m}_2 \quad \text{ดังนั้น} \quad \rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2 = \text{const. (ค่าคงที่)}$$

จากการทดลองการไหลในท่อ เป็นการทดลองที่ช่องทางเข้าและช่องทางออกอยู่ในระดับเดียวกัน และสมมุติให้เป็นการไหลแบบไม่อัดตัว ดังนั้น สามารถแปลงสมการความต่อเนื่องให้อยู่ในรูปอย่างง่ายได้ ดังนี้

$$A_1 V_1 = A_2 V_2 \quad \dots \dots \dots (2.4)$$

3. การไหลแบบไม่อัดตัว และการไหลแบบอัดตัว (Incompressible and Compressible Flow)

ตามทฤษฎีแล้ว สมมุติให้การไหลความเร็วต่ำเป็นการไหลแบบไม่อัดตัว (เพื่อความง่ายในการคำนวณ) แต่ในความเป็นจริงแล้ว การไหลทุกครั้งมีการอัดตัว ซึ่งจะมากหรือน้อยเพียงใดขึ้นอยู่กับความเร็วของการไหล ตามสมการความต่อเนื่องข้างต้น จึงแบ่งการไหลได้เป็น 2 รูปแบบคือ

3.1 การไหลแบบอัดตัว (Compressible flow) คือการไหลที่มีการเปลี่ยนแปลงความหนาแน่นจากสมการความต่อเนื่อง ($\rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2 = \text{const.}$) ข้างต้น ในความเป็นจริงแล้ว $\rho_1 \neq \rho_2$ ผลกระทบเรื่องการอัดตัวจะปรากฏเด่นชัด เมื่อความเร็วการไหลมากขึ้น เช่น การบินด้วยความเร็วเสียง การเคลื่อนที่ของจรวด หรือการไหลของกระแสอากาศผ่านเครื่องยนต์กังหันไอพ่น เป็นต้น

3.2 การไหลแบบไม่อัดตัว (Incompressible flow) คือการไหลที่สมมุติให้มีการเปลี่ยนแปลงความหนาแน่นน้อยมาก (หรือสมมุติให้ความหนาแน่นคงที่) จนไม่พิจารณา เช่น การบินความเร็วต่ำ

$$\text{จากสมการความต่อเนื่อง} \quad \rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2 = \text{const.}$$

$$\text{เมื่อกำหนดให้} \quad \rho_1 = \rho_2 \quad \text{แล้ว}$$

$$\text{จะได้} \quad A_1 V_1 = A_2 V_2$$

แม้ความเป็นจริง การไหลแบบไม่อัดตัวเป็นการไหลแบบสมมุติ แต่เพื่อความง่ายในการคำนวณ จึงกำหนดให้การไหลแบบไม่อัดตัว มีความเร็วไม่เกิน 100 เมตร/วินาที (หรือประมาณ 225 ไมล์/ชั่วโมง)

ตัวอย่างที่ 2.2 พิจารณาท่อปลายตีบ มีพื้นที่ทางเข้า 5 m^2 อากาศไหลผ่านทางเข้าด้วยความเร็ว 10 m/s ถ้าอากาศไหลผ่านทางออกด้วยความเร็ว 30 m/s จงหาพื้นที่ทางออก

วิธีทำ จากสมการความต่อเนื่อง $\rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2$

เนื่องจากความเร็วการไหลเท่ากับ 30 m/s ซึ่งน้อยกว่า 100 m/s จึงกำหนดให้เป็นการไหลแบบ

ไม่อัดตัว ($\rho_1 = \rho_2$)

$$\text{จะได้} \quad A_1 V_1 = A_2 V_2$$

$$A_2 = \frac{A_1 V_1}{V_2}$$

$$A_2 = \frac{(5) \times (10)}{30} = 1.6 \text{ m}^2$$

ดังนั้น อากาศไหลผ่านพื้นที่ทางออกที่มีขนาดประมาณ 1.6 m^2 (ซึ่งเล็กกว่าพื้นที่ทางเข้า) **ตอบ**

ตัวอย่างที่ 2.3 พิจารณาท่อปลายตีบที่มีพื้นที่ทางเข้า 3 ft^2 พื้นที่ทางออก 2.57 ft^2 อากาศไหลเข้าด้วยความเร็ว 700 ft/s ที่ความดัน 0.002 slug/ft^2 ถ้าอากาศไหลออกด้วยความเร็ว $1,070 \text{ ft/s}$ จงหาความหนาแน่นที่ทางออกของท่อดังกล่าว

วิธีทำ จากสมการความต่อเนื่อง $\rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2$
 เนื่องจากความเร็วการไหลคือ 700 ft/s และ $1,070 \text{ ft/s}$ ซึ่งมากกว่า 100 m/s ทำให้ $\rho_1 \neq \rho_2$

จึงกำหนดให้เป็นการไหลแบบอัดตัว

หาความหนาแน่นทางออก จากสมการ $\rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2$

$$\rho_2 = \frac{\rho_1 A_1 V_1}{A_2 V_2}$$

$$= \frac{(0.02) \times (3) \times (700)}{(2.57) \times (1,070)}$$

$$= 0.00153 \text{ slug/ft}^2$$

จะเห็นว่า ρ_2 ต่างกับ ρ_1 อย่างเห็นได้ชัด เพราะเป็นการไหลแบบอัดตัวนั่นเอง **ตอบ**

4. สมการโมเมนตัม (Momentum equation)

เนื่องจากความดัน (P) เป็นตัวแปรที่สำคัญทางอากาศพลศาสตร์ และการเปลี่ยนแปลงความดันที่กระทำบนหน่วยพื้นที่ ทำให้เกิดแรงทางอากาศพลศาสตร์ขึ้น จึงมีการสร้างสมการที่แสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วการไหล (v) และความดัน (P) โดยใช้กฎการเคลื่อนที่ข้อ 2 ของนิวตันเป็นพื้นฐานในการคำนวณ ทำให้ได้ความสัมพันธ์ดังนี้

$$P_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 = P_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 = const. \quad \text{ตลอดกระแสการไหล..... (2.5)}$$

เรียกสมการข้างต้นว่า สมการเบอร์นูลลี (Bernoulli's equation) ซึ่งเป็นสมการที่สำคัญมากในการศึกษาด้านกลศาสตร์ของไหล (Fluid mechanics)

ข้อกำหนดข้างต้นของสมการเบอร์นูลลี มีดังนี้

1. เป็นสมการสำหรับการไหลแบบไร้ความหนืด (inviscid flow) และไม่อัดตัว (incompressible flow)
2. เป็นสมการที่แสดงความสัมพันธ์ระหว่างจุดสองจุดใดๆ ตลอดกระแสการไหล
3. ไม่สามารถใช้กับการไหลแบบมีการอัดตัวได้

เท่านั้น

สำหรับการไหลที่มีการอัดตัว หากต้องการคำนวณหาความดันต้องใช้วิธีหาอนุพันธ์ (differential method) จากสมการ $dP = -\rho V dV$ ซึ่งมีความยุ่งยากและจะไม่กล่าวถึงในการศึกษาระดับนี้

ตัวอย่างที่ 2.4 พิจารณาสภาวะการไหลผ่านท่อปลายตีบ จากตัวอย่างที่ 2.2 ถ้าความดัน (P_1) และอุณหภูมิ (T_1) ของกระแสการไหลที่ตำแหน่งทางเข้าเป็น $1.2 \times 10^5 \text{ N/m}^2$ และ 330 K ตามลำดับ จงคำนวณหาความดัน (P_2) ที่ทางออก

วิธีทำ ในขั้นตอนแรก ต้องคำนวณหาความหนาแน่น (ρ) ก่อน จาก Equation of State

$$\text{กำหนดให้} \quad P_1 = \rho_1 RT_1$$

$$\begin{aligned} \text{ดังนั้น} \quad \rho_1 &= \frac{P_1}{RT_1} \\ &= \frac{1.2 \times 10^5}{(287)(330)} = 1.27 \text{ kg/m}^3 \end{aligned}$$

สมมติให้เป็นการไหลแบบไม่อัดตัว ใช้สมการเบอร์นูลลี เพื่อหาความดัน (P_2) ที่ทางออกได้ดังนี้

$$P_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 = P_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 = \text{const.}$$

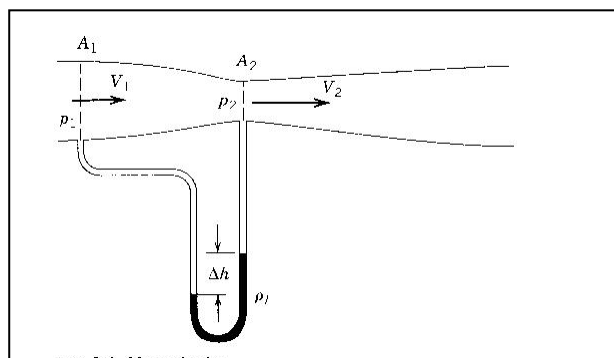
จะได้

$$\begin{aligned} P_2 &= P_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 - \frac{1}{2} \rho v_2^2 \\ &= P_1 + \frac{1}{2} \rho (v_1^2 - v_2^2) \\ &= (1.2 \times 10^5) + \frac{1}{2} (1.27)(10^2 - 30^2) \\ &= 1.195 \times 10^5 \text{ N/m}^2 \end{aligned}$$

จะเห็นว่าการเปลี่ยนแปลงความเร็วจาก 10 m/s ไปเป็น 30 m/s จะมีการเปลี่ยนแปลงความดัน น้อยมาก (เพียง 0.45%) ซึ่งเป็นคุณลักษณะของการไหลความเร็วต่ำและไม่อัดตัว **ตอบ**

5. การเปรียบเทียบการเปลี่ยนแปลงของความดันสถิตย์ เมื่อความเร็วการไหลในท่อเวนจูรี (ท่อตีบ-ถ่าง) เปลี่ยนแปลง

5.1 จากการทดลองให้ของไหล (เช่นอากาศ) ไหลผ่านท่อเวนจูรี ดังรูปที่ 2-3



รูปที่ 2-3 ความดันและความเร็วในท่อเวนจูรี

จากรูปข้างต้น เมื่อความเร็วการไหลเพิ่มขึ้น ความดันสถิตยจะลดลง ในขณะที่ความดันรวมคงที่ ตามกฎของเบอร์นูลลี ที่กล่าวไว้ว่า "ความดันหรือพลังงานรวมในระบบใดระบบหนึ่งจะคงที่เสมอ"

จากสมการโมเมนต์ข้างต้น $P_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 = P_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 = \text{const.}$ ตลอดกระแสการไหล ถ้าให้ความดันรวมเป็นค่าคงที่ (constant) จะได้

$$\begin{aligned} P_T &= P_S + P_D \\ &= P_S + \frac{1}{2} \rho v^2 \end{aligned}$$

จากผลสรุปข้างต้น เมื่อความดันพลวัตเพิ่มขึ้น ความดันสถิตยจะลดลง ด้วยเหตุผลนี้ สามารถนำการไหลในท่อเวนจูรีมาเปรียบเทียบกับกรไหลผ่านแพนอากาศได้ ดังรูปที่ 2-4

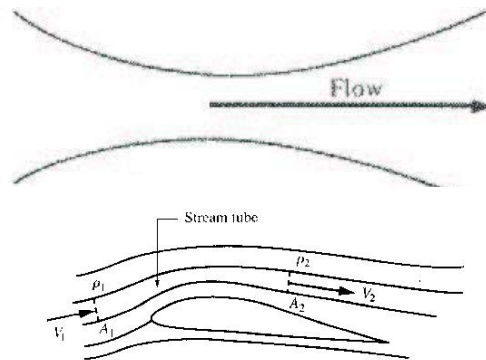


Figure 4.3 A stream tube.

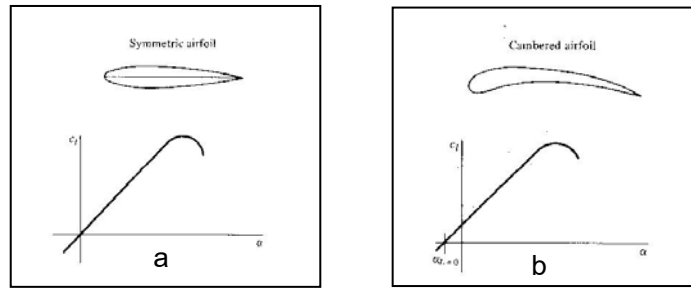
รูปที่ 2-4 แสดงการไหลของกระแสอากาศผ่านท่อเวนจูรี เปรียบเทียบกับแพนอากาศ

เนื่องจากบริเวณคอคอดของท่อ เป็นบริเวณที่มีความดันสถิตยต่ำที่สุด (จึงมีความเร็วการไหลสูงสุด) เปรียบเทียบได้กับพื้นผิวบนของแพนอากาศ ส่วนบริเวณอื่นเมื่อความเร็วลดลง ความดันสถิตยจะเพิ่มขึ้น ซึ่งเปรียบเทียบกับพื้นผิวล่างของแพนอากาศ ดังนั้นความดันสถิตยที่พื้นผิวล่างจึงมากกว่าที่พื้นผิวบน ทำให้เกิดความแตกต่างของความดันระหว่างพื้นผิวทั้งสองบริเวณ และเกิดแรงลัพท์ซึ่งเป็นแรงยกขึ้น

จะเห็นว่า ถ้าสามารถเพิ่มความเร็วของกระแสอากาศให้ไหลได้เร็วขึ้นเท่าใด ก็จะได้แรงยกเพิ่มมากขึ้นเท่านั้น เพราะเป็นการลดความดันสถิตยบริเวณพื้นผิวบนของแพนอากาศให้น้อย เพียงพอที่จะสร้างแรงยกตามที่ต้องการ

6. ความสัมพันธ์ระหว่างมุมปะทะและสัมประสิทธิ์แรงยก

มุมปะทะ (angle of attack; α) คือ มุมระหว่าง chord line และลมสัมพัทธ์ (v_α) จากการทดลองพบว่า เมื่อมุมปะทะเพิ่มขึ้น ทำให้เกิดแรงยกเพิ่มขึ้น แสดงความสัมพันธ์ดังรูปที่ 2-5



รูปที่ 2-5 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกและมุมปะทะ ของแพนอากาศแบบสมมาตร และแพนอากาศที่มีความโค้ง

รูปที่ 2-5(a) เป็นแพนอากาศแบบสมมาตร (symmetry airfoil) ที่มุมปะทะ 0° แรงยกเป็นศูนย์ (หรือ ไม่มีแรงยก) และสัมประสิทธิ์แรงยกจะเพิ่มขึ้นเมื่อมุมปะทะเพิ่มขึ้น

รูปที่ 2-5(b) เป็นแพนอากาศแบบไม่สมมาตร (unsymmetry airfoil) เช่น แพนอากาศแบบมีความโค้ง (camber airfoil) ที่มุมปะทะ 0° มีสัมประสิทธิ์แรงยกเป็นบวก หมายความว่า แม้แพนอากาศไม่เปิดมุมปะทะเลย ก็ยังสามารถสร้างแรงยกได้ และถ้าต้องการให้แรงยกเป็นศูนย์ ต้องกดแพนอากาศให้มุมปะทะเป็นลบ เรียกมุมปะทะที่แรงยกเป็นศูนย์นี้ว่า zero - lift angle of attack หรือ $\alpha_{L=0}$

เมื่อแพนอากาศเปิดมุมปะทะมากขึ้น จนถึงมุมปะทะหนึ่งทีสร้างสัมประสิทธิ์แรงยกได้สูงสุด เรียกมุมปะทะนี้ว่า “มุมปะทะวิกฤติ” (critical angle of attack; α_{crit}) และเรียกสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะนี้ว่า สัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด (maximum lift coefficient; $C_{L_{MAX}}$) ซึ่งแพนอากาศแต่ละแบบจะมี α_{crit} และ $C_{L_{MAX}}$ เป็นรูปแบบเฉพาะตัว ถ้าแพนอากาศเปิดมุมปะทะมากกว่า α_{crit} จะไม่ได้แรงยกเพิ่ม แต่จะสูญเสียแรงยก และเกิดการร่วงหล่น (stall) ในที่สุด ซึ่งจะกล่าวในบทต่อไป

7. ตัวประกอบซึ่งมีผลต่อแรงยก

7.1 ตัวประกอบที่มีผลต่อแรงยก มีดังนี้

- มุมปะทะ เป็นตัวกำหนด $C_{L_{MAX}}$
- รูปร่างของแพนอากาศ และขนาดของปีก เป็นตัวกำหนด $C_{L_{MAX}}$
- ความดันพลวัต ($\frac{1}{2}\rho v^2$) มีตัวแปรที่เกี่ยวข้อง ดังนี้
 - ความหนาแน่น (ρ_α)
 - ความเร็วจริง (True airspeed ; v_α)

7.2 สูตรการคำนวณหาแรงยกของแพนอากาศ

$$L = qSC_L$$

หรือ $L = (\frac{1}{2}\rho v^2)SC_L$ เมื่อ q คือความดันพลวัต

L - แรงยก มีหน่วยเป็น lbf หรือ N

ρ - ความหนาแน่น มีหน่วยเป็น kg/m^3 หรือ $slug/ft^3$

v - ความเร็ว มีหน่วยเป็น m/s หรือ ft/s

S - พื้นที่ผิวแพนอากาศ หรือพื้นที่ที่สร้างแรงยก

ตัวแปรที่สำคัญคือ C_L ซึ่งเป็นตัวแปรไร้มิติ เป็นตัวกำหนดคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ เฉพาะตัวของแพนอากาศแต่ละแบบ โดยเป็นฟังก์ชันของมุมปะทะ (α), เลขมัค (M_α) และเลขเรโนลด์ (R_e)

ตัวอย่างที่ 2.5 อากาศยานลำหนึ่งมีพื้นที่ปีก 180 ft^2 ถ้าอากาศยานบินด้วยความเร็ว 250 mph ที่ความสูง $10,000 \text{ ft}$ มุมปะทะของปีกสร้างสัมประสิทธิ์แรงยกเท่ากับ 0.7 (ที่ความสูง $10,000 \text{ ft}$ อากาศมีความหนาแน่น $0.0017556 \text{ slug} / \text{ft}^3$)

วิธีทำ จากสูตรการหาแรงยก $L = \left(\frac{1}{2}\rho v^2\right)SC_L$

แทนค่าตัวแปร $\rho = 0.0017556 \text{ slug} / \text{ft}^3$, $v = 250 \times \frac{22}{15} = 366.7 \text{ ft} / \text{s}$, $S = 180 \text{ ft}^2$ และ

$$C_L = 0.7$$

จะได้
$$L = \left[\frac{1}{2} (0.0017556) \times (366.7)^2 \right] \times 180 \times (0.7)$$

$$= 14,872.635 \text{ lbf} \text{ หรือประมาณ } 14,900 \text{ lbf}$$

ตอบ

สรุป แรงยก ($Lift$) เป็นแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่ยกอากาศยานให้ลอยตัวอยู่ได้ขณะทำการบิน แรงยกหลักถูกสร้างจากปีก (สำหรับเครื่องบินสมัยใหม่ แรงยกบางส่วนถูกสร้างจากลำตัว) ซึ่งเป็นผลของความแตกต่างระหว่างความดันบริเวณผิวปีกบนและผิวปีกล่าง ตัวประกอบที่มีผลต่อการเพิ่มหรือลดของแรงยก ได้แก่ รูปร่างแพนอากาศและพื้นที่ปีก, มุมปะทะ, ความเร็ว และความหนาแน่นของกระแสอากาศนั่นเอง

บทที่ 3

การร่วงหล่นและการควงส่วน (STALL & SPIN)

วัตถุประสงค์ เพื่อให้ นทน. ได้ศึกษาและทำความเข้าใจเกี่ยวกับ

1. การเกิดการร่วงหล่น และการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะร่วงหล่น
2. ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วร่วงหล่น และมุมปะทะร่วงหล่น
3. ตัวประกอบภาระกรรม
4. การควงส่วน และการคืนสู่ท่าบินปกติ

กล่าวนำ การศึกษาการร่วงหล่น การควงส่วน และการกลับสู่ท่าบินปกติ จะทำให้ นทน. ได้ทราบถึงความสัมพันธ์ของเรื่องเหล่านี้ กับความเร็วร่วงหล่น ซึ่งเป็นแนวทางให้เข้าใจถึงความสัมพันธ์ของตัวประกอบภาระกรรม (load factor) ที่มีผลกระทบโดยตรงต่อนักบินและโครงสร้างอากาศยาน

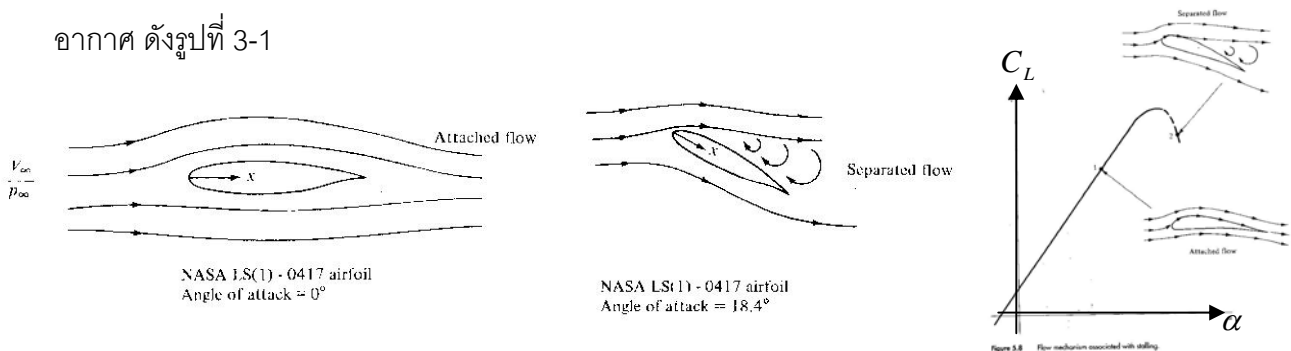
ข้อความ

1. การเกิดอาการร่วงหล่น และการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะร่วงหล่น

1.1 การเกิดอาการร่วงหล่น ตามที่ได้กล่าวมาแล้วว่า เมื่อกระแสอากาศไหลผ่านรอบแพนอากาศ จะเกิดชั้นขีดผิว (boundary layer) บริเวณโดยรอบ ในการบินที่มุมปะทะต่ำ ชั้นขีดผิวมีพลังงานสูงและอยู่ชิดกับผิวของแพนอากาศ แต่เมื่อเปิดมุมปะทะเพิ่มขึ้น ชั้นขีดผิวก็มีแนวโน้มที่จะไหลแยกตัวออกจากผิวของแพนอากาศ โดยจุดแยกตัว (separation point) ของชั้นขีดผิวจะขยับจากชายหลังปีกไปสู่ชายหน้าปีก จนกระทั่งแพนอากาศเปิดมุมปะทะถึงมุมปะทะที่ให้สัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด เรียกมุมปะทะนี้ว่า มุมปะทะวิกฤติ (α_{crit}) และเรียกสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะนี้ว่า สัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด (C_{LMAX})

แม้ว่าที่มุมปะทะวิกฤตินี้ แพนอากาศจะสร้างแรงยกได้สูงสุด แต่ก็เกิดแรงต้านสูงสุด (เนื่องจากการไหลแยกตัวของชั้นขีดผิว) เช่นกัน และถ้าเปิดมุมปะทะมากกว่านี้ จะทำให้ชั้นขีดผิวสูญเสียพลังงานจนไม่สามารถไหลเกาะผิวแพนอากาศได้ จนเกิดการไหลแยกตัวออกจากผิวแพนอากาศ และเกิดอาการร่วงหล่นในที่สุด

รูปแบบการร่วงหล่นของแพนอากาศแต่ละแบบเป็นคุณลักษณะเฉพาะตัว ดังนั้น ที่มุมปะทะและความเร็วเดียวกัน อากาศยานแต่ละแบบจะมีการร่วงหล่นไม่เหมือนกัน แสดงรูปแบบการร่วงหล่นของแพนอากาศ ดังรูปที่ 3-1



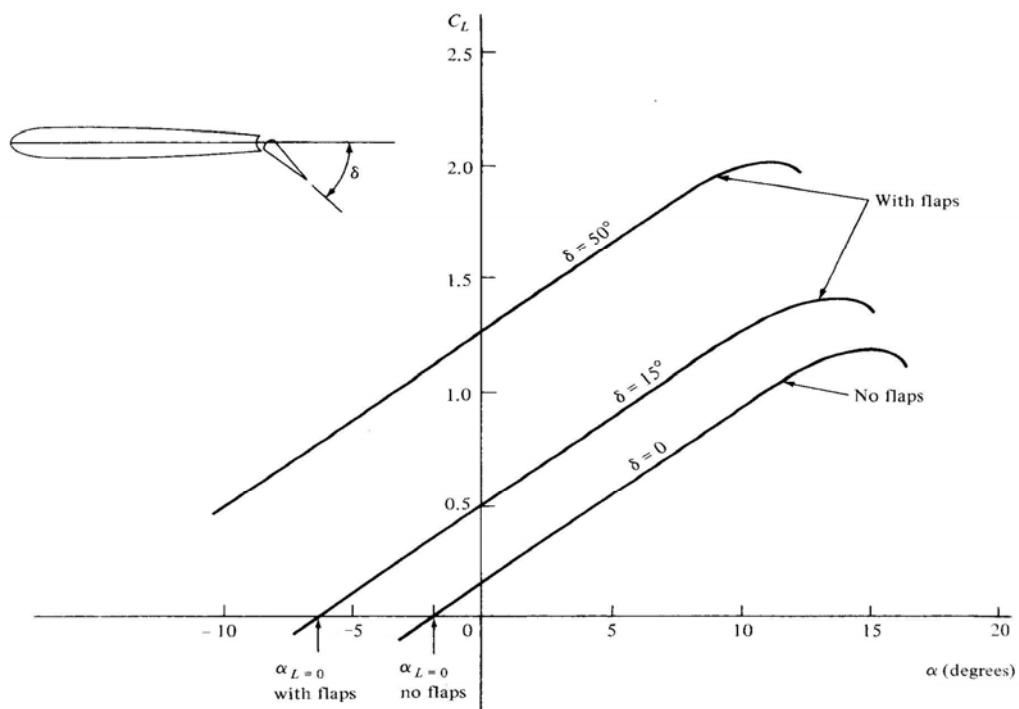
รูปที่ 3-1 แสดงรูปแบบการร่วงหล่นของแพนอากาศ

1.2 การเปลี่ยนแปลงมุมปะทะร่วงหล่น

มุมปะทะวิกฤติ (α_{crit}) หรือมุมปะทะร่วงหล่น คือมุมปะทะที่สร้างสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด ($C_{L_{MAX}}$) ให้กับแพนอากาศนั้นๆ มุมปะทะร่วงหล่นจะเปลี่ยนแปลงถ้ามีการเปลี่ยนแปลงรูปร่างแพนอากาศ เช่นการกางแฟลพบริเวณชายหน้าหรือชายหลังปีก การกางแฟลพเป็นการเปลี่ยนความโค้งของแพนอากาศให้เพิ่มขึ้น

จากรูปที่ 3-2 เมื่อกางแฟลพลงแล้ว ที่ $\alpha = 0^\circ$ สัมประสิทธิ์แรงยกจะมากกว่าของแพนอากาศที่ไม่กางแฟลพ และถ้าต้องการให้สัมประสิทธิ์แรงยกเป็นศูนย์ แพนอากาศต้องมีมุมปะทะเป็นลบ

แม้ว่า แพนอากาศที่กางแฟลพจะให้สัมประสิทธิ์แรงยกมากกว่าแบบไม่กางแฟลพ ที่มุมปะทะเดียวกัน แต่การไหลแยกตัวของชั้นขีดผิวก็เกิดขึ้นรวดเร็วเช่นกัน ดังนั้นเมื่อกางแฟลพลง จะทำให้มุมปะทะร่วงหล่นลดลง หรือเกิดการร่วงหล่นง่ายขึ้นนั่นเอง



รูปที่ 3-2 แสดงการเปลี่ยนแปลงสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด ($C_{L_{MAX}}$) และมุมปะทะร่วงหล่น (α_{crit}) เมื่อกาง flaps

$C_{L_{MAX}}$ with flaps	>	$C_{L_{MAX}}$ no flaps
α_{crit} with flaps	<	α_{crit} no flaps
เมื่อเปิดแฟลพ แพนอากาศจะร่วงหล่นที่ α_{crit} ต่ำ หรือร่วงหล่นง่ายกว่าเมื่อไม่มีแฟลพ		

2. ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วร่วงหล่น และมุมปะทะร่วงหล่น

2.1 การรักษาสภาวะการบินระดับ นักบินต้องรักษาแรงยกให้คงที่

จากสูตรแรงยก
$$L = \left(\frac{1}{2} \rho v^2\right) S C_L$$

การจะรักษาแรงยก (L) ให้คงที่ที่ความสูงใดๆ ได้นั้น (กำหนดให้ S และ ρ) เป็นค่าคงที่

- ถ้า C_L เพิ่มขึ้น จากการเปิดมุมปะทะ หรือการกางแฟลพ ต้องลดความเร็ว (v) ลง
- ถ้าเพิ่มความเร็ว (v) ขึ้น ต้องลด C_L หรือลดมุมปะทะลง

จากที่กล่าวมาข้างต้น ถ้าเปิดมุมปะทะจนถึงมุมปะทะร่วงหล่น จะได้ค่า $C_{L_{MAX}}$ ความเร็วในขณะนั้นจะต้องลดลงต่ำที่สุด และเพียงพอที่จะรักษาแรงยกให้คงที่ได้ ทำให้ได้ค่าจำกัดความของความเร็วร่วงหล่น ดังนี้

ความเร็วร่วงหล่น คือความเร็วที่ต่ำที่สุดที่อากาศยานยังรักษาสภาพการบินระดับอยู่

จากสูตรการหาแรงยก สามารถหาความเร็วร่วงหล่นได้ ดังนี้

จาก
$$L = \left(\frac{1}{2} \rho v^2\right) S C_L$$

จะได้
$$v = \sqrt{\frac{2L}{\rho S C_L}}$$

เนื่องจาก $L = W$ และ $C_L = C_{L_{MAX}}$

จะได้
$$v_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{MAX}}}} \dots\dots\dots (3.1)$$

จากสูตรข้างต้น แยกการพิจารณาได้ดังนี้

- พิจารณาน้ำหนัก (W) อากาศยานที่น้ำหนักมาก จะมี v_{stall} มากกว่าอากาศยานน้ำหนักเบา หรืออากาศยานที่น้ำหนักมากจะร่วงหล่นง่ายกว่านั่นเอง
- น้ำหนักของอากาศยานจะลดลงไปเรื่อยๆขณะทำการบิน เนื่องจากเชื้อเพลิงถูกเผาไหม้หมดไปเรื่อยๆ อากาศยานประเภทขับไล่/โจมตี ที่ทิ้งระเบิดหรือยิงอาวุธปล่อยชนิดต่างๆ หรือปลดถังเชื้อเพลิงภายนอก(jettison tank)ทิ้งไป จะทำให้บินได้คล่องตัวและมี v_{stall} ต่ำลง (ร่วงหล่นยากขึ้น)
- การบินที่ความสูงมากๆ (ρ ต่ำ) จะมี v_{stall} มากกว่า (ร่วงหล่นง่ายกว่า) การบินที่ความสูงต่ำ

3. ตัวประกอบภาระกรรม (load factor)

3.1 เมื่ออากาศยานบินท่าทางใดๆ นอกเหนือจากการบินตรงบินระดับความเร็วคงที่แล้ว แรงยก

จะไม่เท่ากับน้ำหนัก (อัตราส่วนแรงยกต่อน้ำหนัก หรือ $\frac{L}{W} \text{ ratio} \neq 1$) การศึกษาทางอากาศพลศาสตร์เรียก

อัตราส่วนนี้ว่า "ตัวประกอบภาระกรรม" หรือ "Load Factor" (ใช้สัญลักษณ์ n) แต่เรามักได้ยินคำว่า "แรง G" ซึ่งแสดงที่เครื่องวัด "G" หรือ "G-meter" บนแผงเครื่องวัดของอากาศยาน

กำหนดให้ L หมายถึง แรงยก

W หมายถึง น้ำหนัก

n หมายถึง อัตราส่วนแรงยกต่อน้ำหนัก ($\frac{L}{W} \text{ ratio}$) หรือ ตัวประกอบภาระกรรม

จะได้ความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปรทั้ง 3 คือ

$$\boxed{n = \frac{L}{W}} \quad \text{หรือ} \quad \boxed{L = nW}$$

3.2 การพิจารณาความเร็วร่วงหล่นเปรียบเทียบกับตัวประกอบภาระกรรม

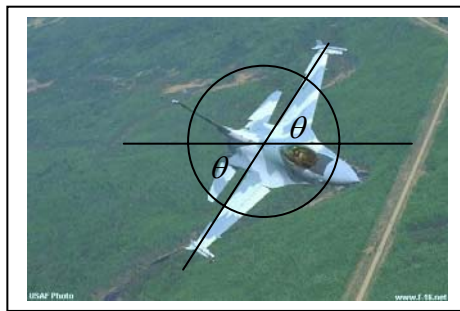
จากสูตร
$$v_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{MAX}}}}$$

ถ้า $L = nW$ จะได้
$$v_{stall} = \sqrt{\frac{2nW}{\rho S C_{L_{MAX}}}}$$

3.3 ตัวประกอบภาระกรรมขณะทำการบินเลี้ยวเอียงปีก

กำหนดให้ θ คือมุมเอียงปีก จะได้ $L \cos \theta = W$

$$\frac{L}{W} = \frac{1}{\cos \theta} \text{ หรือเท่ากับ } n \text{ (load factor) (3.2)}$$



รูปที่ 3-3 บ. F-16 C บินเลี้ยวเอียงปีก ทำมุมเอียงปีก θ องศา

มุมเอียงปีก (θ)	ค่า $\cos \theta$	Load factor ; $n = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos \theta}$
0	1.000	1.000
30	0.866	1.154
60	0.500	2.000
75	0.259	3.864
90	0	α

จะเห็นว่า หากบินเลี้ยวเอียงปีกมาก ก็จะทำให้เกิดภาระกรรมกับอากาศยานมาก

คุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์อีกอย่างหนึ่งที่เกี่ยวข้องกับตัวประกอบภาระกรรม คือ

อัตราส่วนแรงขับต่อน้ำหนัก ($\frac{T}{W}$ ratio) ซึ่งเกี่ยวข้องกับสมรรถนะอากาศยาน

Thinking Box:

“แรง G ” คืออะไร ?

กฎแรงดึงดูดระหว่างมวลของนิวตันกล่าวว่า “วัตถุทั้งหลายในเอกภพจะออกแรงดึงดูดซึ่งกันและกัน โดยขนาดของแรงดึงดูดระหว่างวัตถุคู่หนึ่งๆ จะแปรผันตรงกับผลคูณระหว่างมวลของวัตถุทั้งสอง และจะแปรผกผันกับกำลังสองของระยะทางระหว่างวัตถุทั้งสองนั้น”

แสดงได้ดังสมการต่อไปนี้

$$F = \frac{Gm_1m_2}{r^2} \text{ เมื่อ } G \text{ แทน ค่าคงตัวความโน้มถ่วงสากล } 6.67 \times 10^{-11} \text{ N.m/kg}$$

Thinking Box: (cont')

m_1 แทน มวลของวัตถุก้อนที่ 1

m_2 แทน มวลของวัตถุก้อนที่ 2

r แทน ระยะห่างระหว่างจุดศูนย์กลางมวล m_1 และ m_2

กรณีที่ 1 ถ้า m_1 แทน มวลของเด็กชายคนแรก เท่ากับ 30 กิโลกรัม

m_2 แทน มวลของเด็กชายคนที่สอง เท่ากับ 20 กิโลกรัม

และ r แทน ระยะทางที่เด็กทั้งสองคนยืนห่างกัน 1 เมตร

$$\text{แรงดึงดูดระหว่างมวลของเด็กทั้งสองคน } F = \frac{Gm_1m_2}{r^2} = \frac{(6.67 \times 10^{-11})(30)(20)}{1^2}$$
$$\approx 4 \times 10^{-8} \text{ N}$$

ซึ่ง $4 \times 10^{-8} \text{ N}$ เป็นแรงที่น้อยมาก ดังนั้น เด็กทั้งสองคนสามารถเดินแยกออกจากกันได้อย่างง่าย

กรณีที่ 2 ถ้า m_1 แทน มวลของก้อนหิน เท่ากับ 1 กิโลกรัม

m_2 แทน มวลของโลก เท่ากับ 5.98×10^{24} กิโลกรัม

และระยะห่างระหว่างก้อนหินและโลก คือรัศมีของโลก เท่ากับ 6.37×10^6 เมตร

$$\text{แรงดึงดูดระหว่างมวลของก้อนหินและโลก } F = \frac{Gm_1m_2}{r^2} = \frac{(6.67 \times 10^{-11})(1)(5.98 \times 10^{24})}{(6.37 \times 10^6)^2}$$
$$= 9.83 \text{ N}$$

ซึ่ง 9.83 N เป็นแรงที่โลกดึงดูดวัตถุมวล 1 กิโลกรัม อยู่ตลอดเวลา ถ้าวัตถุใดๆที่มีมวลมากกว่านี้ ก็จะมีแรงดึงดูดเป็นจำนวนเท่าของวัตถุมวล 1 กิโลกรัม

$$\text{พิจารณาเพียงส่วน } \frac{Gm_1}{r^2} = \frac{(6.67 \times 10^{-11}) \times (5.98 \times 10^{24})}{(6.37 \times 10^6)^2} = 9.81 \text{ (m/s}^2\text{)}$$

ซึ่งค่านี้ คือแรงดึงดูดที่โลกมนุษย์ ดึงวัตถุมวล m_2 ใดๆ

จึงเรียกความเร่งเนื่องจากแรงดึงดูดของโลกนี้ว่า “แรง G ” นั่นเอง

ทุกครั้งที่อากาศยานบินตรงระดับ $\frac{L}{D} = 1$ ทำให้ $n = 1$

- ทุกครั้งที่อากาศยานบินไต่ เป็นการบินทิศทางออกจากโลก ทำให้ $\frac{L}{D} > 1$ ทำให้ $n > 1$

เรียกรกรณีนี้ว่า G+

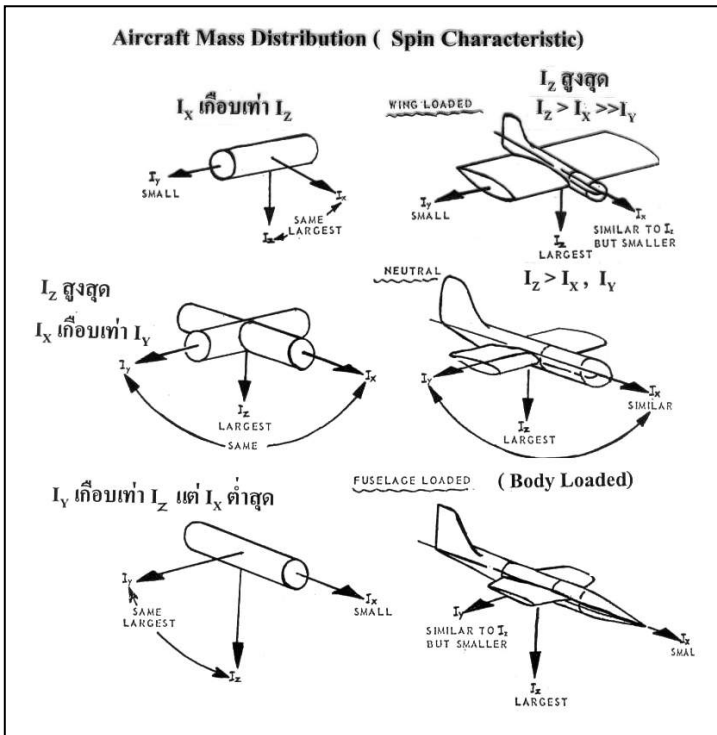
- ทุกครั้งที่อากาศยานบินต่ำลง เป็นการบินทิศทางเข้าหาโลก ทำให้ $\frac{L}{D} < 1$ ทำให้ $n < 1$

เรียกรกรณีนี้ว่า G-

อากาศยานจะทนแรง G ได้มากน้อยเท่าใด ขึ้นอยู่กับความแข็งแรงและขีดจำกัดของ โครงสร้างอากาศยาน แต่นักบินไม่สามารถทนแรงนี้ได้เท่าเครื่องบิน จึงต้องสวมชุดต่อต้านแรง G หรือชุด G - suit ทุกครั้งที่ทำการบินอากาศยานสมรรถนะสูง

4. การควงส่วนและการคืนสู่ท่าบินปกติ

4.1 Aircraft Mass Distribution (Spin Characteristic)

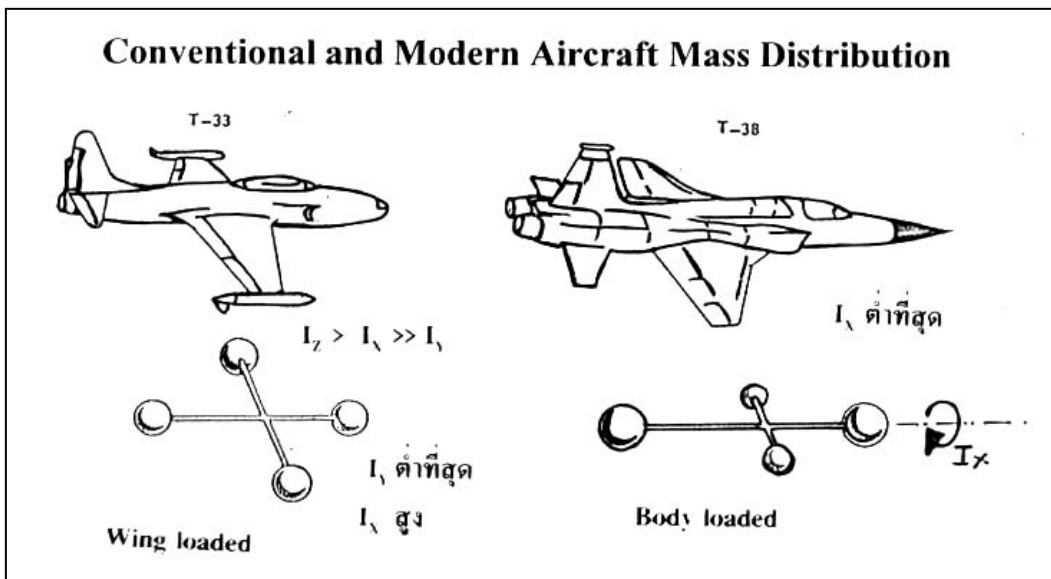


อากาศยานที่มีลักษณะการกระจายมวลแบบตามลำตัว จะมีโมเมนต์ความเฉื่อย (moment of Inertia) รอบแกน X (I_x , Roll Inertia) ต่ำที่สุด ทำให้สามารถรับอัตราการหมุนรอบแกน X (Roll-rate) ได้สูงกว่าอากาศยานที่มีลักษณะการกระจายมวลแบบอื่น ๆ ดังรูปที่ 3 - 4

รูปที่ 3 - 4 แสดงการกระจายมวล และโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยาน

Conventional and Modern Aircraft Mass Distribution

ลักษณะการกระจายมวลของอากาศยาน จะมีผลต่อเสถียรภาพและขีดความสามารถในการบังคับควบคุม เพราะการรบกวนทางใดทางหนึ่งจะมีผลกระทบไปยังเสถียรภาพอีกแกนหนึ่งด้วยซึ่งเรียกว่า Inertia Coupling ดังรูปที่ 3 - 5



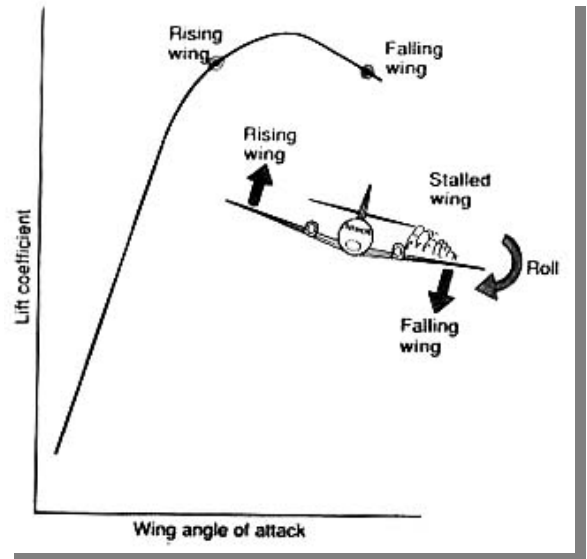
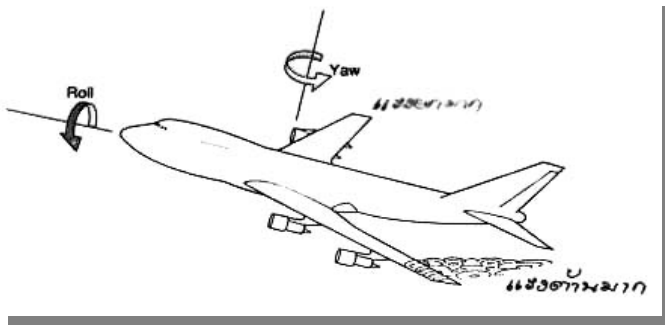
รูปที่ 3 - 5 แสดงการกระจายมวล และโมเมนต์ความเฉื่อยของ T-33 และ T-38

อากาศยานที่มีลักษณะการกระจายมวลแบบ Wing Loaded (T-33) จะมีโมเมนต์เฉื่อย (moment of inertia) รอบแกน Z สูงสุด, รอบแกน Y ต่ำสุด จึงไม่สามารถรับอัตราการหมุนตัว (roll-rate) สูง ๆ ได้เพราะจะทำให้เสถียรภาพทาง Yaw ลดลง และหยุดอัตราการหมุนได้ยาก (ทำให้หมุนได้ยากแต่ก็ยากในการให้หยุดหมุน) และเมื่อเข้า Spin จะมีลักษณะ Steep spin

อากาศยานแบบ Body Loaded จะมีโมเมนต์เฉื่อยรอบแกน X ต่ำสุด ทำให้สามารถรับอัตราการหมุนตัวรอบแกน X ได้ดีแต่เมื่อเข้า Spin จะมีลักษณะ Flat spin

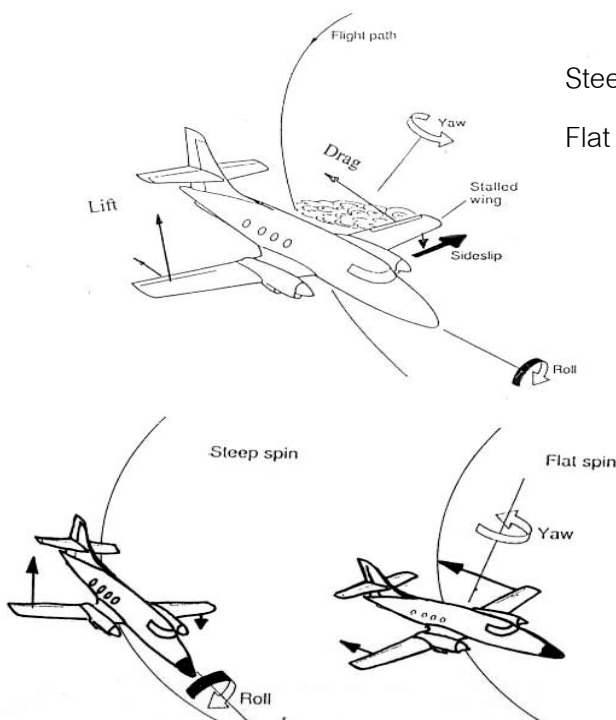
4.2 การเข้าอาการควงส่ว่น (Spin Pattern)

การ Roll ด้วยมุมปะทะสูง อาจทำให้เกิด Asymmetric Stall ตามมาด้วย การ Spin ที่คงตัว (Locked Spin) แม้ว่าปีกที่กำลังหมุนขึ้นจะมีมุมปะทะต่ำกว่า แต่ยังคงมีแรงยก ส่วนปีกที่หมุนลงมีมุมปะทะสูงกว่าแต่เกิด Stall จึงไม่มี Roll Damping ดังรูปที่ 3 – 6



รูปที่ 3 – 6 แสดงการ spin ของอากาศยาน

Steep and Flat Spin



Steep spin: จะเกิดการ Roll เป็นหลัก แล้วจึงตามด้วยการ Yaw

Flat spin: จะเกิดการ Yaw เป็นหลัก แล้วจึงตามด้วย Roll

รูปที่ 3 – 7 แสดง Steep and Flat Spin

Spin Characteristic ของอากาศยานปีกตรง และปีกลู่หลัง

อากาศยานปีกตรง เมื่อบินเกิน α_{crit} จะเข้า Spin เนื่องจากมีความแตกต่างของแรงยกที่ปีก จึงเกิดการ Roll ก่อนแล้วตามด้วย Yaw (Steep spin)

อากาศยานปีกลู่หลัง จะเข้า Spin เนื่องจากมีความแตกต่างของแรงต้าน จึงเกิดการ Yaw อย่างรุนแรง (Flat spin)

การ Stall ที่ไม่สมดุล ทำให้เกิดทั้ง Roll และ Yaw จึงทำให้เกิดภาวะ Spin รวมทั้งการ Roll ด้วยมุมปะทะสูง อาจทำให้เกิด Asymmetric stall ตามด้วยการ Spin ที่คงตัว (Locked spin) แม้ว่าปีกที่กำลังหมุนขึ้นจะมีมุมปะทะต่ำกว่า แต่ยังคงมีแรงยก ส่วนปีกที่หมุนลงมีมุมปะทะสูงกว่าแต่เกิดภาวะร่วงหล่น

สรุป

- อาการร่วงหล่น เกิดขึ้นเมื่ออากาศยานทำการบินเปิดมุมปะทะเกินกว่ามุมปะทะร่วงหล่น (α_{crit}) ทำให้ชั้นซิดผิว (boundary layer) ไหลแยกตัวออกจากผิวแพนอากาศ โดยจุดแยกตัวเคลื่อนที่จากชายหลัง มาชายหน้าของแพนอากาศ
- เมื่ออากาศยานบินระดับมีมุมปะทะที่ให้สัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด ($C_{L_{max}}$) ความเร็วขณะนั้นคือ ความเร็วร่วงหล่น เป็นความเร็วที่น้อยที่สุดที่ยังรักษาสภาพการบินระดับของอากาศยานไว้ได้
- เมื่ออากาศยานทำการบิน ต้องคำนึงถึงความปลอดภัย โดยไม่พยายามบินในท่าทางที่ก่อให้เกิดอันตรายต่อโครงสร้างอากาศยาน (หรือเกินภาระกรรมสูงสุดของอากาศยาน) โดยต้องคำนึงถึง ตัวประกอบภาระกรรม (load factor; n) จากเครื่องวัด accelerometer ตามคู่มือการบินของอากาศยาน แต่ละแบบ
- การควงส่วาน (spin) มี 2 ลักษณะ คือ Steep และ Flat Spin ซึ่งเป็นลักษณะเฉพาะของอากาศยานแต่ละแบบ การแก้ไขจึงเป็นไปตามรูปแบบของการควงส่วานของอากาศยานแบบนั้นๆ ทั้งนี้ต้องพิจารณาการร่วงหล่น ความเร็ว และท่าทางการบินในขณะนั้นเป็นสำคัญ

บทที่ 4

อุปกรณ์เพิ่มแรงยก (HIGH LIFT DEVICES)

วัตถุประสงค์ เมื่อ นทน.ได้รับการศึกษาบทนี้ จะเข้าใจถึง

1. วัตถุประสงค์ของการติดตั้งอุปกรณ์เพิ่มแรงยก
2. อุปกรณ์เพิ่มแรงยกชนิดต่างๆ และการเปรียบเทียบคุณลักษณะ ซึ่งแสดงโดยกราฟ C_L & α

กล่าวนำ ความเร็วร่วงหล่น (stalling speed) เป็นหนึ่งในหลายข้อกำหนดของการออกแบบอากาศยาน เพราะวิศวกรอากาศยานและนักบินต้องการให้อากาศยานสามารถทำการบินที่ความเร็วต่ำได้อย่างมีประสิทธิภาพ เช่น ขณะบินขึ้น – ลงสนามบิน โดยใช้ระยะทางวิ่งสั้นๆ บินตรวจการณ์ในระยะสูงต่ำๆ เป็นต้น อุปกรณ์เพิ่มแรงยกจึงมีบทบาทสำคัญในการรักษาสภาพการบินของอากาศยานที่ความเร็วนี้ได้

ข้อความ

1. วัตถุประสงค์ของการติดตั้งอุปกรณ์เพิ่มแรงยก

ผู้ออกแบบอากาศยานติดตั้งอุปกรณ์เพิ่มแรงยกเพื่อรักษาสภาพการบินของอากาศยาน ที่ความเร็วต่ำ จากที่กล่าวมาข้างต้นแล้วว่าถ้าเพิ่มความเร็วก็ต้องลดมุมปะทะ แต่ถ้าเพิ่มมุมปะทะก็ต้องลดความเร็ว ซึ่งความเร็วต่ำที่สุดที่อากาศยานสามารถบินระดับได้ คือ ความเร็วร่วงหล่น (v_{stall}) ดังนั้น **ยังมีความเร็วร่วงหล่นได้ต่ำเท่าไร ก็ยิ่งดีขึ้นเท่านั้น** การลดความเร็วร่วงหล่นโดยใช้อุปกรณ์เพิ่มแรงยกทำให้อากาศยานสามารถวิ่งขึ้นและร่อนลงสนามบินด้วยความเร็วต่ำได้ หากต้องการลดความเร็วร่วงหล่น ต้องเพิ่ม $C_{L_{MAX}}$ โดยแผนอากาศแต่ละแบบจะมี $C_{L_{MAX}}$ เป็นค่าเฉพาะตัว เพื่อที่จะเพิ่ม $C_{L_{MAX}}$ ให้มากขึ้น ต้องติดตั้งอุปกรณ์เพิ่มแรงยกให้กับแผนอากาศ โดยทั่วไปจะติดตั้งบริเวณชายหน้าและชายหลังปีก ดังรูปที่ 4-1 เมื่อแกงแฟลพลงเป็นมุม δ แล้ว จะทำให้ C_L เพิ่มขึ้นด้วยเหตุผล 3 ประการ ดังนี้

1. เป็นการเพิ่ม camber หรือความโค้งของแผนอากาศ ที่มุมปะทะเดียวกัน แผนอากาศที่แกงแฟลพจะให้ C_L มากกว่าแผนอากาศที่ไม่แกงแฟลพ ดังรูปที่ 4 – 2
2. เมื่อแกงแฟลพลง เส้นสมมุติที่ลากต่อระหว่างชายหน้าและชายหลังปีก (เส้น AB) หรือ virtual chord line ทำมุมบวกกับแนวระดับ เปรียบเสมือนการเปิดมุมปะทะของแผนอากาศ เป็นเสมือนการเพิ่มมุมปะทะ

พิจารณากราฟ C_L & α เส้นกราฟของแผนอากาศที่ใช้แฟลพ จะขยับไปทางซ้าย โดยคง รูปแบบเดิมไว้ทุกประการ ค่า $C_{L_{MAX}}$ จะเพิ่มขึ้น ในขณะที่ α_{crit} จะลดลง ดังนั้นเมื่อแกงแฟลพลง อากาศยานจะไม่สามารถบินเปิดมุมปะทะได้มากที่สุดเท่าเดิม

- นอกเหนือจากการการแฟลพ ลงแล้ว ถ้าแฟลพถูกออกแบบให้เลื่อนไปด้านหลังได้ จะเป็นการเพิ่มพื้นที่ปีก ซึ่งจะเพิ่ม $C_{L_{MAX}}$ ให้กับแพนอากาศประมาณ 2 เท่า
- leading edge slats, slots ของแพนอากาศ หรือกลไกควบคุมชั้นขีดผิว (boundary layer control) ช่วยเพิ่มแรงยกด้วยการหน่วงชั้นขีดผิวให้ไหลแยกตัวจากพื้นผิวของแพนอากาศช้าลง จึงทำให้มุมปะทะร่วงหล่นสูงกว่าแพนอากาศธรรมดา จะเพิ่ม $C_{L_{MAX}}$ ให้กับแพนอากาศ ประมาณ 3 เท่า
- แม้อุปกรณ์เพิ่มแรงยกชนิดต่างๆ จะสามารถเพิ่ม $C_{L_{MAX}}$ ให้กับแพนอากาศได้มากกว่าการกาง flaps แบบธรรมดา แต่อุปกรณ์เหล่านี้เป็นเครื่องจักรกลที่มีน้ำหนักมาก (ยิ่งติดตั้งอุปกรณ์หลายชนิด ก็ยิ่งเพิ่มน้ำหนักของปีกให้มากขึ้น) ดังนั้นวิศวกรอากาศยานจึงต้องคำนวณหา $C_{L_{MAX}}$ ของอากาศยาน ในขณะที่ต้องพิจารณาน้ำหนัก โครงสร้าง สมรรถนะการบิน เสถียรภาพของอากาศยาน และองค์ประกอบอื่นๆ ประกอบกันด้วย

ความเร็วร่วงหล่นเป็นตัวแปรที่ขึ้นอยู่กับ $C_{L_{MAX}}$ จากนิยามของ L และ C_L ดังนี้

จากสมการแรงยก
$$L = \left(\frac{1}{2} \rho v^2\right) S C_L$$

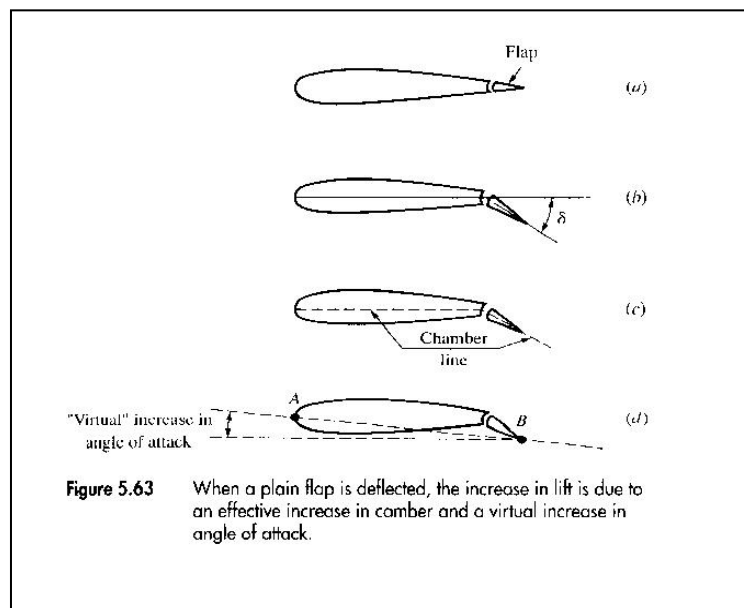
และ
$$v_\alpha = \sqrt{\frac{2L}{\rho S C_L}}$$

ขณะที่อากาศยานบินระดับนั้น ขนาดของแรงยกเท่ากับน้ำหนัก ($L = W$)

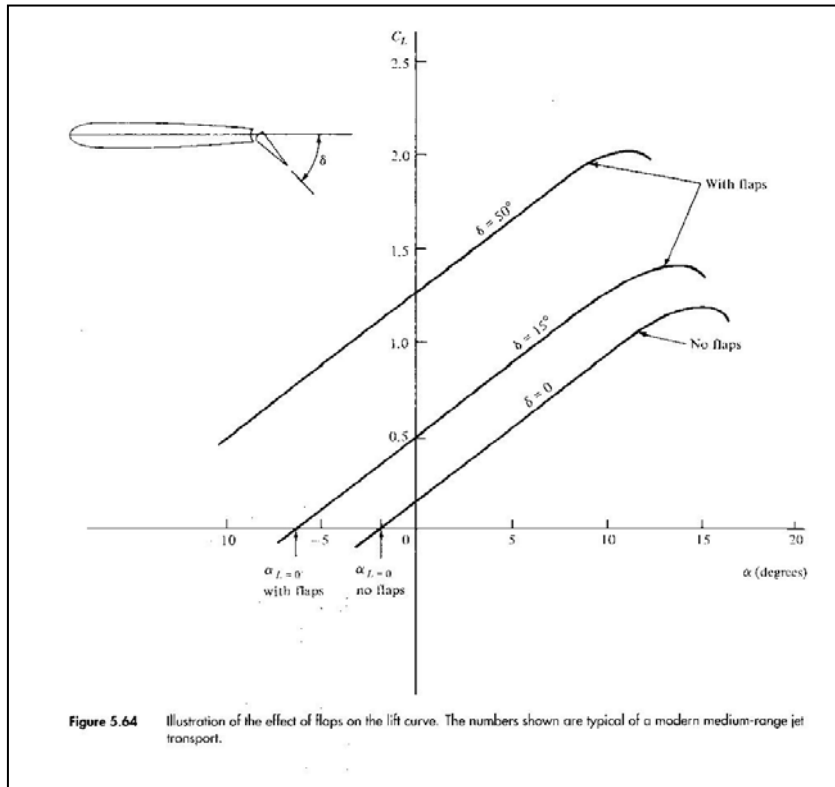
จะได้
$$v_\alpha = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}}$$

เมื่ออากาศยานบินที่มุมปะทะวิกฤติ จะได้ $C_L = C_{L_{MAX}}$

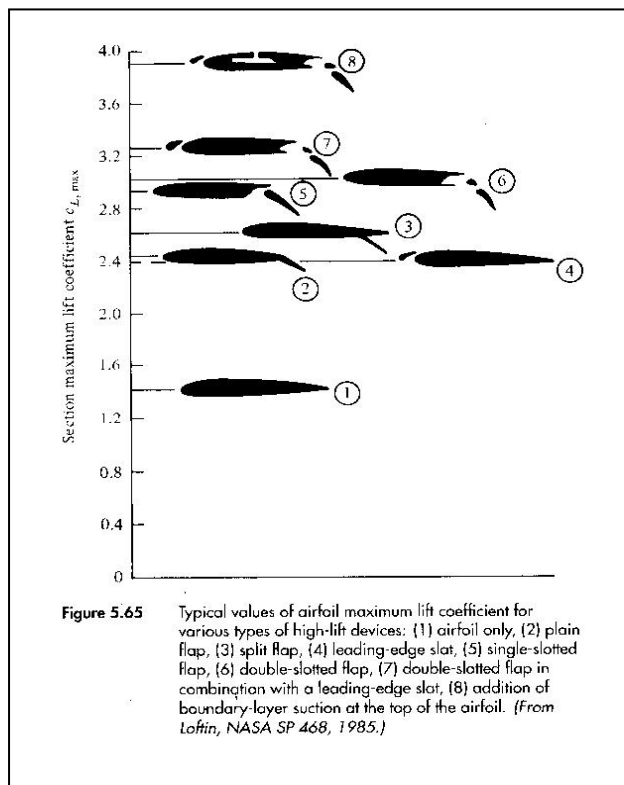
จะได้
$$v_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{MAX}}}}$$



รูปที่ 4 - 1 แสดงแฟลพที่ถูกติดตั้งบริเวณชายหลังแพนอากาศ



รูปที่ 4 – 2 Lift curve slope เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศแบบกางแฟลง และไม่กางแฟลง



รูปที่ 4 – 3 แสดงสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดของแพนอากาศที่ถูกติดตั้งแฟลงแต่ละชนิดแตกต่างกัน

2. ตัวอย่างอุปกรณ์เพิ่มแรงยกของอากาศยาน



สรุป

อุปกรณ์เพิ่มแรงยกเป็นอุปกรณ์ที่ช่วยรักษาสภาพการบินของอากาศยานที่ความเร็วต่ำ เช่น ขณะบินขึ้น-ลง โดยใช้ระยะทางวิ่งสั้นๆ หน้าที่ของอุปกรณ์เพิ่มแรงยกคือ การเพิ่ม $C_{L_{MAX}}$ แต่จะทำให้มุมปะทะวิกฤติ (α_{crit}) ลดลง แพลพชนิดต่างๆช่วยเพิ่ม $C_{L_{MAX}}$ โดยเพิ่มความโค้งของแพนอากาศ ส่วนเครื่องควบคุมชั้นขีดผิว, slots & slats ซึ่งเป็นอุปกรณ์เพิ่มแรงยกอีกจำพวกหนึ่ง ช่วยเพิ่มแรงยกด้วยการหน่วงชั้นขีดผิวให้ไหลแยกตัวจากพื้นผิวของแพนอากาศช้าลง จึงทำให้มุมปะทะร่วงหล่นสูงกว่าแพนอากาศธรรมดา การติดตั้งอุปกรณ์แรงยกที่สามารถเพิ่ม $C_{L_{MAX}}$ ได้มาก ทำให้ปีกของอากาศยานมีน้ำหนักมากขึ้นตามไปด้วย จึงต้องคำนึงถึงองค์ประกอบอื่นๆในการออกแบบอากาศยานด้วยเสมอ

บทที่ 5

แรงต้าน (DRAG)

- วัตถุประสงค์** เมื่อ นทท. ได้ศึกษาบทนี้ จะทำให้เข้าใจถึง
1. แรงต้านมูลฐานสามชนิดและสาเหตุของการเกิดแรงต้านชนิดต่างๆ
 2. ตัวประกอบที่มีผลต่อการเปลี่ยนแปลงแรงต้านเหนียวนำและแรงต้านติดตัว
 3. การเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag Coefficient) กับมุมปะทะ (Angle of Attack)
 4. การเปรียบเทียบสมการแรงต้านกับสมการแรงยก

กล่าวนำ แรงทางอากาศพลศาสตร์หลักๆที่กระทำกับอากาศยานมี 4 แรง คือ แรงขับ (Thrust) แรงต้าน (Drag) แรงยก (Lift) และน้ำหนัก (Weight) ซึ่งแรงต้าน (Drag) เป็นแรงที่มีทิศทางขนานกับแนวการเคลื่อนที่ของกระแสอากาศ และกระทำกับอากาศยานในทิศทางตรงข้ามกับทิศทางการบิน (flight path) การออกแบบอากาศยานต้องพยายามลดแรงต้านให้เหลือน้อยที่สุด เช่น ออกแบบลำตัวและแพนอากาศให้มีรูปร่างเพรียวลม ปลายปีกเรียว เกือบฐานล้อได้ เหล่านี้เป็นต้น นอกจากนี้ แรงต้านยังมีผลกระทบต่อสมรรถนะการบิน เช่น การบินทน (Max Endurance) และการบินไกล (Max Range) อีกด้วย

เนื้อหา

1. ชนิดของแรงต้าน

โดยทั่วไปแล้ว แรงต้านถูกแบ่งเป็น 3 ชนิดคือ

- 1.1 แรงต้านเหนียวนำ (Induced Drag) หรือแรงต้านที่เกิดจากแรงยก
- 1.2 แรงต้านติดตัว (Parasite Drag) เป็นแรงต้านทุกชนิดของอากาศยาน นอกเหนือจากแรงต้านเหนียวนำ
- 1.3 แรงต้านเนื่องจากคลื่นอัดตัว (Wave Drag)
จากหัวข้อข้างต้น สามารถอธิบายได้ ดังนี้

1.1 แรงต้านเหนียวนำ (Induced Drag)

จากที่กล่าวมาแล้วว่า แรงยกที่กระทำต่ออากาศยานเกิดจากผลต่างระหว่างความดันบริเวณผิวปีกล่างและผิวปีกบน ขณะที่ปีกสร้างแรงยก ความดันที่ผิวปีกล่างต้องมากกว่าที่ผิวปีกบน ทำให้อากาศไหลอ้อมปลายปีกจากย่านความดันสูงไปสู่ย่านความดันต่ำ เป็นเหตุให้เกิดการไหลวน (circulatory flow) ยาวยืดต่อไปทำยกระแสของปีก การไหลวนเป็นเกลียวนี้ เรียกว่า วอร์เท็กซ์ (vortex) ซึ่งบริเวณปลายปีกทั้งสองข้างจะมีเทรลลิ่งวอร์เท็กซ์ (trailing vortex) ซึ่งมีความสำคัญต่อการบินมาก ดังรูปที่ 5-1

วอร์เท็กซ์ปลายปีกเหล่านี้เหนี่ยวนำให้มีความเร็วประกอบเล็กๆ ที่มีทิศทางไหลลงข้างล่างในบริเวณใกล้ปีก และจะพยายามดึงอากาศรอบๆ ให้หมุนไปกับมัน เรียกความเร็วนี้ว่า ดาวน์วอช (downwash) แทนด้วยสัญลักษณ์ w

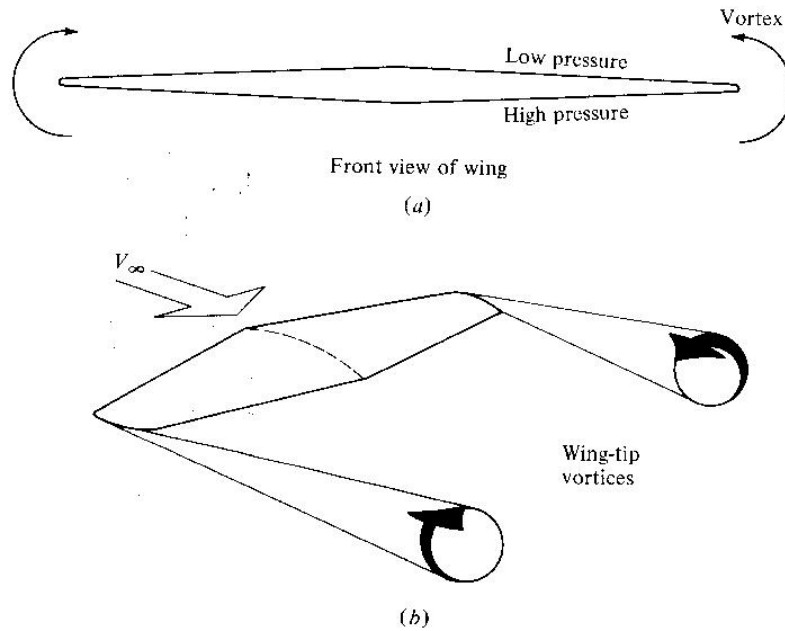


Figure 5.39 Origin of wing tip vortices on a finite wing.

รูปที่ 5-1 แสดง trailing vortex บนปีกของอากาศยาน

เมื่อ v_α ซึ่งเป็นลมสัมผัสกับบริเวณใกล้ปีก กับ w รวมกันเชิงเวกเตอร์ ได้ "ลมสัมผัสท้องถิ่น" (local relative wind) ซึ่งเบนลงล่างจากทิศทางเดิมของ v_α เรียกว่า ผลกระทบของดาวน์วอช แสดงดังรูปที่ 5-2 ทำให้มีผลตามมาสองประการคือ

1. มุมปะทะของแพนอากาศลดลง เมื่อเปรียบเทียบกับมุมปะทะของแพนอากาศที่วัดจากลมสัมผัส
2. แรงต้านเพิ่มขึ้น เรียกส่วนที่เพิ่มขึ้นนี้ว่า "แรงต้านเหนี่ยวนำ" (induced drag or drag due to lift)

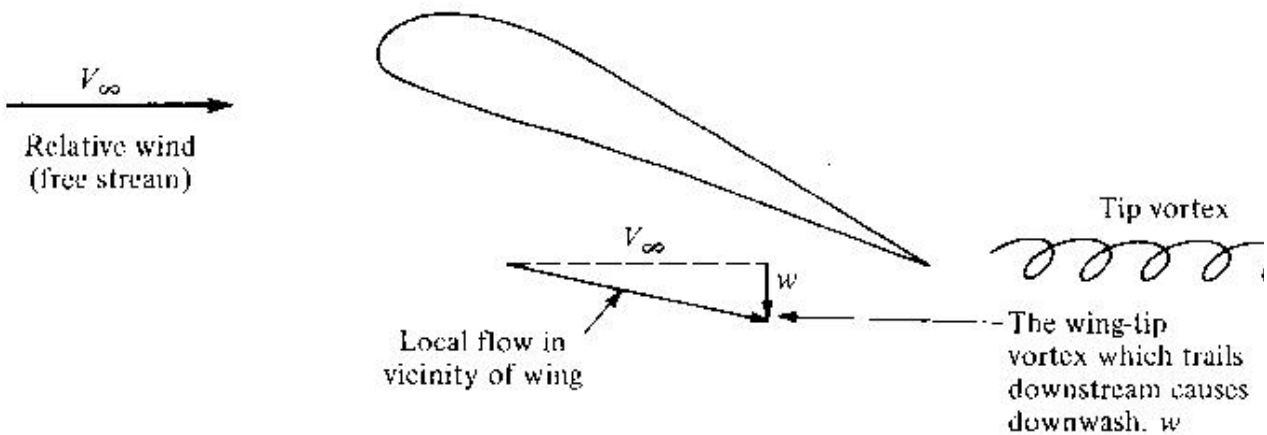


Figure 5.41 The origin of downwash.

รูปที่ 5-2 แสดง downwash ของแพนอากาศ

2. การคำนวณหาแรงต้านเหนี่ยวนำ

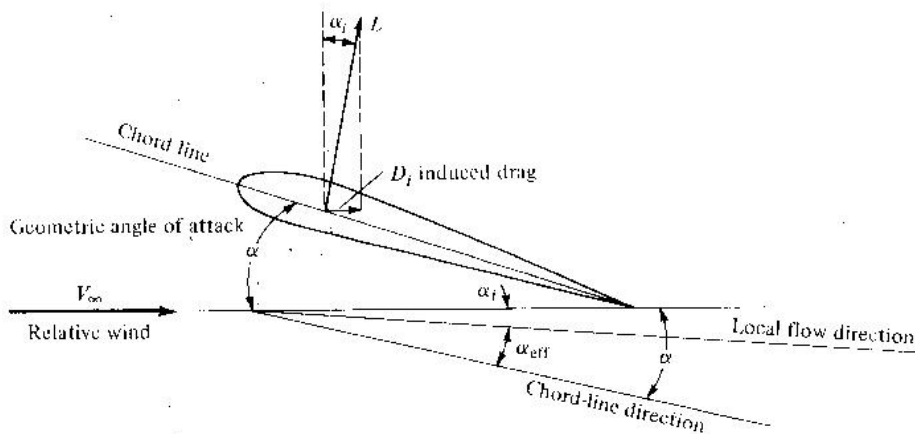


Figure 5.43 The origin of induced drag.

รูปที่ 5-3 แสดงการเกิดแรงต้านเหนี่ยวนำ

พิจารณาภาคตัดขวางของปีก ดังรูปที่ 5-3 มุมปะทะตามนิยามซึ่งเป็นมุมระหว่าง chord line ของปีก กับทิศทางของลมสัมพัทธ์เรียกว่า มุมปะทะเรขาคณิต (geometric angle of attack; α) แต่ทว่าในบริเวณใกล้ปีก การไหล“เหนี่ยวนำ”(โดยเฉลี่ย) เบี่ยงลงล่างเป็นมุม α_i เนื่องจากดาวนวอช จึงจำกัดความ α_i ว่าเป็นมุมปะทะเหนี่ยวนำ (induced angle of attack ; α_i) ซึ่งเป็นมุมระหว่างทิศทางกรไหลท้องถิ่น กับทิศทางของ α ดังนั้น ภาคตัดพแนอากาศจะเห็นมุมปะทะต่างกับเรา คือแทนที่จะเห็นว่าปีกมีมุมปะทะ α กลับเห็นแต่มุมปะทะบังเกิดผล (effective angle of attack ; α_{eff}) ซึ่ง α_{eff} เล็กกว่า α_i และจากรูป จะเห็นว่า $\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i$

อย่างไรก็ดี แรงลัพท์ทางอากาศพลศาสตร์ที่เกิดขึ้น ยังคงตั้งฉากกับ v_α อยู่ ฉะนั้นมันจึงเอนไปข้างหลังเป็นมุม α_i เวกเตอร์ประกอบของแรงลัพท์นี้ในทิศทางขนานกับ v_α จึงเป็นแรงต้าน ซึ่งเรียกว่า **แรงต้านเหนี่ยวนำ**; D_i

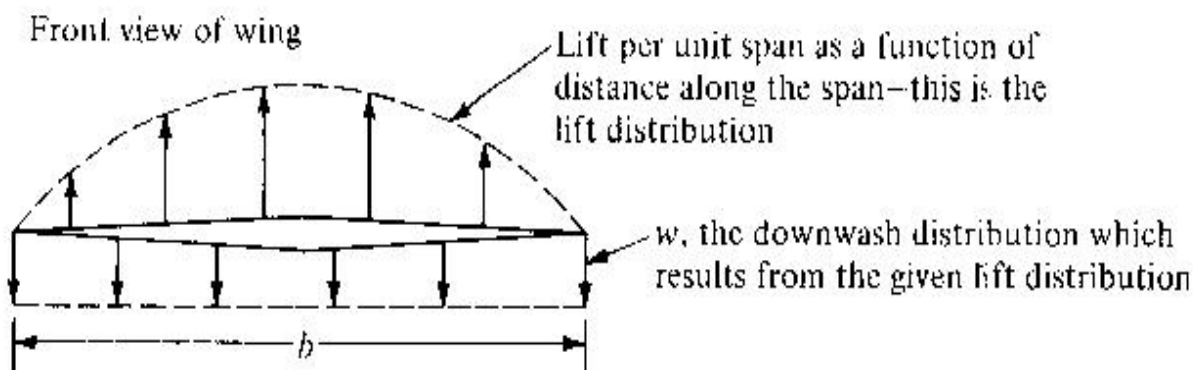


Figure 5.44 Lift distribution and downwash distribution.

รูปที่ 5-4 แสดงการกระจายแรงยกกรุปวงรี (ellipse) ซึ่งทำให้มีการกระจายดาวนวอช

จากรูปที่ 5-4 แสดงการกระจายแรงยกรูปวงรี (ellipse) ซึ่งทำให้มีการกระจายดาวนอร์ชที่สม่ำเสมอ
กรณีนี้ ทฤษฎีการไหลไร้การอัดตัวพยากรณ์ไว้ว่า

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi AR} \dots\dots\dots (5.1)$$

เมื่อ C_L เป็นสัมประสิทธิ์แรงยกของปีก และ $AR = \frac{b^2}{S}$ (AR – Aspect ratio)

นิยามสัมประสิทธิ์แรงต้านเหนี่ยวนำได้ว่า

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi A Re} \dots\dots\dots (5.2)$$

กำหนดให้ e (oswall factor) คือตัวประกอบตัวหนึ่ง ซึ่งปีกแต่ละรูปร่างจะมีค่านี้ไม่เท่ากัน ($0 < e \leq 1$)
ปีกรูปวงรีมีค่า $e = 1$ ซึ่งเป็นปีกที่ทำให้เกิดค่า C_{D_i} ต่ำที่สุด ส่วนรูปแบบอื่นๆมีค่า $e < 1$ ปีกเครื่องบินความเร็ว
ต่ำกว่าเสียงทั่วไป มีค่า e อยู่ในช่วง 0.85-0.95



รูปที่ 5-5 เครื่องบิน Spitfire ทอ.อังกฤษ (WW II) มีปีกรูปวงรี ที่ให้การกระจายแรงยก
ดีที่สุด และมีแรงต้านเหนี่ยวนำต่ำที่สุด

1.2 แรงต้านติดตัว (Parasite Drag)

แรงต้านติดตัว (หรือ Parasite Drag) คือแรงต้านที่เกิดจากแรงเสียดทานของกระแสอากาศ กับผิวและ
ชิ้นส่วนต่างๆของอากาศยาน เช่น ลำตัว ปีก พื้นบังคับ เครื่องยนต์ และอุปกรณ์อื่นๆทุกส่วน รวมกับแรงต้านที่
เกิดจากการไหลแยกตัว (แรงต้านที่เกิดจากความดัน)

จากที่ได้ทราบแล้วว่า เมื่อการไหลมีความเสียดทาน ทำให้มีแหล่งกำเนิดแรงต้าน 2 ชนิด คือ

1. แรงต้านที่เกิดจากความเสียดทานผิว; $Drag_{friction}$ หรือ D_f
2. แรงต้านที่เกิดจากความดัน; $Drag_{pressure}$ หรือ D_p เนื่องจากการไหลแยกตัว

ดังนั้น แรงต้านเบ็ดเสร็จหรือแรงต้านรวม ที่มีสาเหตุมาจากผลกระทบของความหนืด จึงแสดงได้ดัง

$$\text{สมการต่อไป้} \quad D = D_f + D_p \dots\dots\dots (5.3)$$

แรงต้านเบ็ดเสร็จ	แรงต้านที่เกิดจาก	แรงต้านที่เกิดจากการไหลแยกตัว
เนื่องจากผลกระทบ	ความเสียดทานผิว	หรือแรงต้านที่เกิดจากความดัน
ของความหนืด		

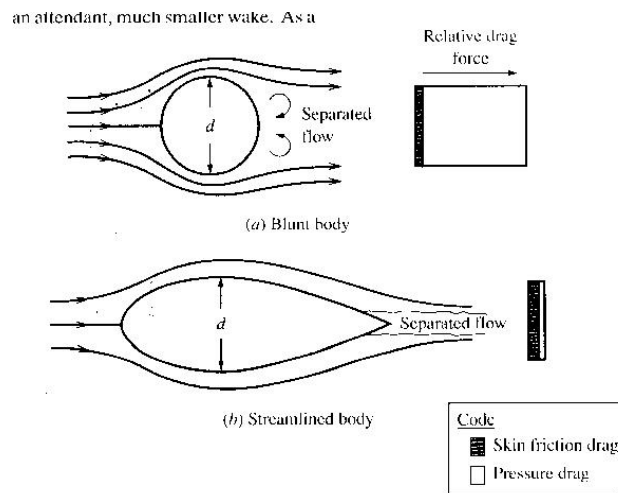
สมการ (5.3) เป็นการชดเชยแรงทางอากาศพลศาสตร์ชั้นยอด เพราะถ้าจะลดแรงต้านที่เกิดจากความเสียดทานผิว ต้องดำรงชั้นขีดผิวแบบ Laminar ไว้ แต่ยังคงทราบอีกว่า ชั้นขีดผิวแบบ turbulent ก็ขัดขวางไม่ให้เกิดการไหลแยกตัว เพราะเป็นชั้นขีดผิวที่มีพลังงานสูง ถ้าทำให้ชั้นขีดผิวเป็นแบบ turbulent แล้ว แรงต้านที่เกิดจากความดันเพราะการไหลแยกตัวจะลดลงทันที เพราะฉะนั้น จึงมีการชดเชยแรงในสมการ (5.3) ดังนี้

$$D = D_f + D_p$$

น้อย ถ้าเป็นชั้นขีดผิวแบบ laminar น้อย ถ้าเป็นชั้นขีดผิวแบบ turbulent
 มาก ถ้าเป็นชั้นขีดผิวแบบ turbulent มาก ถ้าเป็นชั้นขีดผิวแบบ laminar

- ถ้าเป็นวัตถุรูปร่างด้านกลม เช่น ทรงกลม ทรงรี แรงต้านส่วนใหญ่เกิดจากความดัน เนื่องจากการไหลแยกตัว ดังนั้น ถ้าเป็นชั้นขีดผิวแบบ turbulent แรงต้านของรูปทรงด้านกลมจะลดลง ดังนั้น ชั้นขีดผิว turbulent จึงดีกว่า
- ถ้าเป็นวัตถุเรียวยาว เช่น กรวยกลมยาว หรือแพนอากาศบางๆ มุมปะทะต่ำ แรงต้านส่วนใหญ่เกิดจากความเสียดทานผิว ดังนั้น ถ้าเป็นชั้นขีดผิวแบบ laminar จะดีกว่า ดังรูปที่ 5-6

ดังนั้นวิศวกรอากาศยานต้องใช้วิจารณ์ญาณ และประสบการณ์ในการแผนแบบ เพื่อให้การชดเชยแรงต้านเป็นไปอย่างดีที่สุด

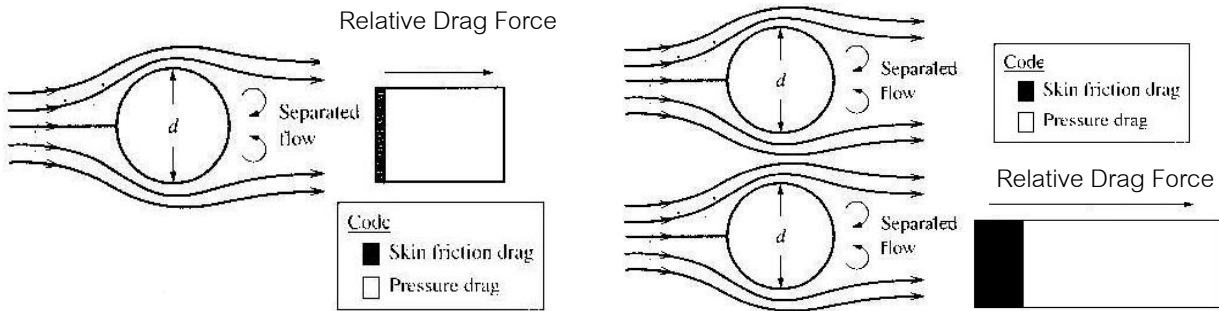


รูปที่ 5-6 แสดงการเปรียบเทียบแรงต้านเนื่องจากความดัน; D_p

เราสามารถแบ่งการพิจารณาแรงต้านที่เกิดจากการไหลแยกตัว หรือแรงต้านที่เกิดจากความดัน (D_p) เป็นส่วนประกอบย่อย ๆ ได้ ดังนี้

1) แรงต้านรูปแบบ (Form Drag) เป็นแรงต้านที่เกิดจากความดัน ซึ่งลดลงเมื่อกระแสน้ำไหลไปยังด้านหลังของเทหวัตถุ ความแตกต่างของความดันระหว่างด้านหน้าและด้านหลังของเทหวัตถุ ทำให้เกิดแรงต้านลัพท์ที่กระทำบริเวณด้านหน้ามากกว่า ดันให้เทหวัตถุเคลื่อนไหลสวนทางการเคลื่อนที่ ยิ่งพื้นที่ส่วนหน้ามากเท่าใด จะเกิดแรงต้านชนิดนี้มากขึ้นเท่านั้น ดังนั้น การลดแรงต้านชนิดนี้ คือต้องออกแบบและสร้างให้อากาศยานมีรูปร่างเพรียวลม ดังรูปที่ 5 – 6 ข้างต้น

2) แรงต้านแทรกสอด (Interference Drag) เป็นแรงต้านที่เกิดจากการติดตั้งชิ้นส่วนของอากาศยานเข้าด้วยกัน เช่น บริเวณที่ติดตั้งปีกเข้ากับลำตัว บริเวณที่ติดตั้งชุดท่อทางเข้ากับลำตัว บริเวณที่ติดตั้งอาวุธหรือถังน้ำมันอะไหล่บริเวณใต้ปีกและใต้ลำตัว เป็นต้น ดังรูปที่ 5 – 7 (b) แสดงลูกบอล 2 ลูกที่มีพื้นที่ผิวและขนาดเท่ากันทุกประการ จัดวางให้ขวางการไหลของกระแสอากาศที่สภาวะเดียวกัน



รูปที่ 5 – 7 (a)

รูปที่ 5 – 7 (b)

รูปที่ 5 – 7 แสดงแรงต้านเนื่องจากความดัน (D_p)

รูปที่ 5 – 7 (a) แสดงแรงต้านรูปแบบของลูกบอล

รูปที่ 5 – 7 (b) แสดงการเปรียบเทียบแรงต้านแทรกสอดระหว่างลูกบอลสองลูก ที่ถูกจัดวางให้ขวางการไหลของกระแสอากาศ

สมมติให้ลูกบอล A มีแรงต้าน $a\ lbs$ เมื่อนำลูกบอล A และ B ที่เหมือนกันทุกประการมาวางใกล้กัน ขวางการไหลของกระแสอากาศ แรงต้านของบอลทั้งสองควรเป็น $2a\ lbs$ แต่จริง ๆ แล้วกลับมากกว่า $2a\ lbs$ ทั้งนี้เนื่องจากแรงต้านส่วนที่เพิ่มขึ้นมา คือแรงต้านแทรกสอดนั่นเอง ดังนั้น การลดแรงต้านแทรกสอดจึงทำได้ โดยทำให้พื้นผิวของอากาศยาน (บริเวณที่นำชิ้นส่วนต่าง ๆ มาประกอบกัน) มีพื้นผิวโค้งรับกันอย่างกลมกลืน เช่น บริเวณรอยต่อระหว่างโคนปีกและลำตัว, ปีกและถังน้ำมันปลายปีก เป็นต้น



รูปที่ 5 - 8 F – 5 B ติดถังน้ำมันปลายปีกเพื่อลด tip wing vortex

กล่าวโดยสรุปแล้ว สามารถเขียนแรงต้านเบ็ดเสร็จของปีกที่มีความยาวจำกัด ความเร็วต่ำกว่าเสียงได้ ดังนี้

$$D = D_p + D_i$$

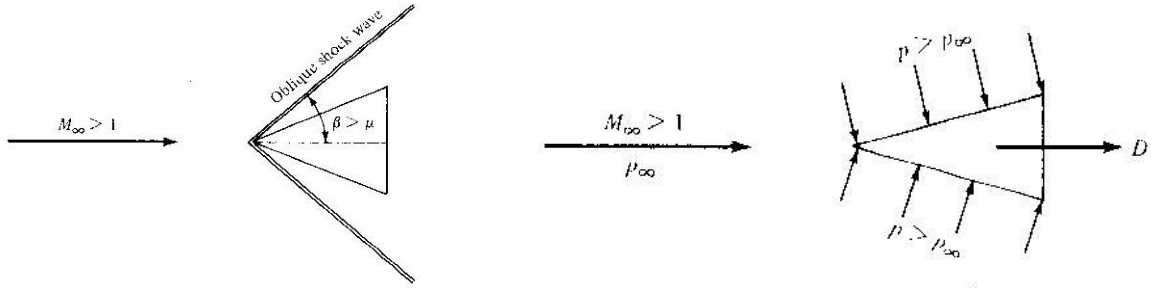
แรงต้านเบ็ดเสร็จ แรงต้านติดตัว แรงต้านเหนียวนำ

หรือเขียนในรูปสัมประสิทธิ์ได้ว่า

$$C_D = C_{D_p} + \frac{C_L^2}{\pi A Re} \dots\dots\dots (5.4)$$

3) แรงต้านเนื่องจากคลื่นอัดตัว (Wave Drag)

เราได้กล่าวถึงแรงต้านของอากาศยานที่มีความเร็วต่ำกว่าเสียงมาแล้ว กำหนดให้ M_α เป็นการไหลความเร็วเหนือเสียง จะมีปรากฏการณ์ใหม่ที่สำคัญเกิดขึ้น คือ “คลื่นช็อค และแรงต้านเนื่องจากคลื่นอัดตัว”



รูปที่ 5-9 การกระจายความดันบนลิ้มที่การไหลความเร็วเหนือเสียง และการเกิดแรงต้านเนื่องจากคลื่นอัดตัว

เนื่องจากความดันเพิ่มขึ้นเมื่อผ่านคลื่นช็อคเฉียง (oblique shock wake) บนผิวของลิ้มจึงมี $P > P_\alpha$ และเนื่องจากความดันกระทำตั้งฉากกับผิว แต่ผิวทำมุมเอนกับลมสัมพัทธ์ จึงเกิดแรงต้านสุทธิขึ้นบนลิ้ม เรียกแรงต้านนี้ว่า แรงต้านเนื่องจากคลื่นอัดตัว หรือ Wave Drag

การลดกำลังของคลื่นช็อคให้ต่ำที่สุด โปรไฟล์แพนอากาศยานความเร็วเหนือเสียงต้องบาง (low thickness/chord; t/c ratio) และมีชายหน้าปีกคม เช่น แพนอากาศยานของเครื่องบินขับไล่ เป็นต้น

2. สรุปเรื่องแรงต้านของแพนอากาศ

เราเขียนแรงต้านเบ็ดเสร็จของแพนอากาศได้โดยขยายสมการ (5.1) ออกเป็นผลรวมของแรงต้านสามส่วนได้ ดังนี้

$$D = D_f + D_p + D_w \quad \dots\dots\dots (5.4)$$

- เมื่อ D เป็นแรงต้านเบ็ดเสร็จของแพนอากาศ
- D_f เป็นแรงต้านเนื่องจากความเสียดทานผิว
- D_p เป็นแรงต้านเนื่องจากความดัน เนื่องจากการไหลแยกตัว
- D_w เป็นแรงต้านเนื่องจากคลื่นอัดตัว (ที่ย่าน Transonic และ Supersonic เท่านั้น และ มีค่าเป็นศูนย์ที่ย่านการไหลไร้การอัดตัว)

เขียนในรูปสัมประสิทธิ์ได้ว่า $C_D = C_{D_f} + C_{D_p} + C_{D_w}$

เมื่อ C_D, C_{D_f}, C_{D_p} และ C_{D_w} เป็นสัมประสิทธิ์แรงต้านเบ็ดเสร็จ, สัมประสิทธิ์แรงต้านเนื่องจากความเสียดทาน, สัมประสิทธิ์แรงต้านที่เกิดจากความดัน และ สัมประสิทธิ์แรงต้านเนื่องจากคลื่นอัดตัว ตามลำดับ ผลรวมของ C_{D_f} และ C_{D_p} เรียกว่าสัมประสิทธิ์แรงต้านโปรไฟล์ (profile drag coefficient) ถือได้ว่ามีค่าคงที่ไม่แปรเปลี่ยนกับ M_α ที่ความเร็วต่ำกว่าเสียง

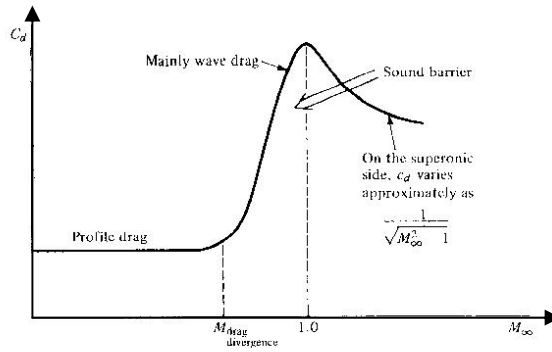


Figure 5.38 Variation of drag coefficient with Mach number for subsonic and supersonic speeds.

รูปที่ 5-10 การแปรเปลี่ยนสัมประสิทธิ์แรงต้าน (C_D) กับเลขมัค (M_∞)

3. อัตราส่วนแรงยกและแรงต้าน (L/D ratio)

อัตราส่วนแรงยกและแรงต้าน เป็นค่าที่วัดได้โดยตรงค่าหนึ่งด้านสมรรถนะของอากาศยาน

ตัวอย่างเช่น อากาศยานแบบหนึ่งมี $(L/D)_{MAX} = 15$ หมายความว่าอากาศยานสามารถยก 15 lbs ของน้ำหนักในขณะที่มีแรงต้านเพียง 1 lb ในความเป็นจริงแล้ว สำหรับการบินของอากาศยานโดยทั่วไป ปีกของอากาศยานเป็นเหมือนคานงัดหรือแม่แรงที่จะยกน้ำหนักได้มากกว่าที่เราจะใช้กำลังขับจากเครื่องยนต์ เพื่อให้เกิดความสมดุลกับแรงต้านที่เกิดขึ้น วิวัฒนาการของอากาศยานในปัจจุบันจึงกำหนดคุณลักษณะให้มี $(L/D)_{MAX}$ เพิ่มมากขึ้น ดังตัวอย่างต่อไปนี้

AIRPLANE	$(L/D)_{MAX}$
Wright Flyer (1903)	5.7
French SPAD XIII (WW.I)	7.4
Douglas DC - 3 (1930's)	14.7
Boeing 747 (contemporary)	20.0

$(L/D)_{MAX}$ เป็นตัวแปรทางอากาศพลศาสตร์ที่สำคัญมากตัวหนึ่ง สำหรับบอกคุณลักษณะของอากาศยาน วิศวกรอากาศยานจึงพยายามออกแบบอากาศยานให้มี $(L/D)_{MAX}$ มากที่สุดเท่าที่จะทำได้ เพื่อให้สอดคล้องกับคุณลักษณะอื่น ๆ ของอากาศยานโดย $(L/D)_{MAX}$ เป็นตัวบอก v_{MAX} , $(R/C)_{MAX}$ โดยเฉพาะอย่างยิ่งคือ พิสัยบิน และระยะเวลาทำการบิน (range and endurance) รายละเอียดดังนี้

$(L/D)_{MAX}$	ทำให้อากาศยานที่ถูกขับเคลื่อนด้วยใบพัด มีพิสัยบินไกลสุด
	ทำให้อากาศยานที่ถูกขับเคลื่อนด้วย ย. Jet บินได้ทนนานที่สุด
$(C_L^2 / C_D)_{MAX}$	ทำให้อากาศยานที่ถูกขับเคลื่อนด้วยใบพัด บินได้ทนนานที่สุด
$(C_L^3 / C_D)_{MAX}$	ทำให้อากาศยานที่ถูกขับเคลื่อนด้วย ย. Jet มีพิสัยบินไกลสุด

และ $(L/D)_{MAX}$ ยังให้มุมไต่สูงสุด สำหรับอากาศยานที่ถูกขับเคลื่อนด้วยเครื่องยนต์ Jet และให้ระยะร่อนไกลที่สุดสำหรับอากาศยานทั้งสองแบบด้วย



รูปที่ 5-11 Mig-29 M “Fulcrum” ดิ่งเสียวด้วยแรง +7 G สังเกตไอน้ำบริเวณโคนปีก และ Trailing Vortex บริเวณปลายปีกทั้งสองข้าง

สรุป แรงต้าน คือแรงที่ขนานกับความเร็วสัมพัทธ์ แบ่งออกเป็น 3 ชนิดคือ แรงต้านเหนี่ยวนำ (Induced Drag), แรงต้านติดตัว (Parasite Drag) และแรงต้านเนื่องจากคลื่นอัดตัว (Wave Drag) ซึ่งแรงต้านแต่ละชนิดมีคุณลักษณะที่แตกต่างกัน ทั้งนี้ การออกแบบและการบินอากาศยานจำเป็นต้องพิจารณาแรงต้านเหล่านี้เป็นสำคัญ อีกทั้งต้องพิจารณาตัวแปร $(L/D)_{MAX}$ ซึ่งมีผลต่อสมรรถนะการบิน และการบินไกลของอากาศยานด้วย

บทที่ 6

ระบบพื้นบังคับอากาศยาน

วัตถุประสงค์ เมื่อ นทน. ได้ศึกษาบทนี้ จะทำให้เข้าใจถึงชนิด และหลักการทำงานของระบบพื้นบังคับอากาศยาน

กล่าวนำ ระบบพื้นบังคับ เป็นระบบหนึ่งที่ทำให้นักบินสามารถบังคับอากาศยานให้อยู่ในท่าบินต่างๆได้ตามต้องการ ไม่ว่าจะอากาศยานลำนั้นจะมีเสถียรภาพดีหรือไม่ก็ตาม การเปลี่ยนทิศทางการเคลื่อนที่ของอากาศยาน เป็นการเคลื่อนที่รอบสามแกน คือ แกนนอน แกนตามขวาง และแกนตั้ง พร้อมกับมีระนาบของการเคลื่อนไหวอย่างไม่จำกัดจำนวนด้วย การบังคับให้อากาศยานเคลื่อนไหวดังกล่าวนี้ จำเป็นต้องมีระบบพื้นบังคับเป็นสำคัญ

เนื้อหา

1. ชนิดของระบบพื้นบังคับบินอากาศยาน

ระบบพื้นบังคับบิน แบ่งเป็น 3 ประเภท คือ

1.1 ระบบพื้นบังคับบินหลัก

1.2 ระบบพื้นบังคับบินรอง

1.3 ระบบพื้นบังคับบินช่วย

อธิบายระบบพื้นบังคับต่างๆ ได้ดังนี้

- ระบบพื้นบังคับบินหลัก (Primary Flight Control) ประกอบด้วย
 - ปีกเล็กแก้อียง (ailerons) เป็นพื้นบังคับหลัก บังคับอากาศยานให้หมุนตัวรอบ แกนนอน
 - สปอยเลอร์ (spoilers) ทำหน้าที่ทำลายแรงยกขณะบังคับเลี้ยว หรือร่อนลงสนาม
 - แผงหางระดับ (elevators) เป็นพื้นบังคับหลัก บังคับอากาศยานให้ปีกงอรอบ แกนขวาง
 - หางเสือเลี้ยว (rudder(s)) เป็นพื้นบังคับหลัก ใช้บังคับอากาศยานให้เลี้ยวรอบแกนตั้ง
 - Elevon เป็นพื้นบังคับบินหลักของอากาศยานประเภทปีกสามเหลี่ยม (Delta Wing) ทำหน้าที่ทั้งแผงหางระดับ และปีกเล็กแก้อียง เป็นพื้นบังคับบินอันเดียวที่ทำได้สองหน้าที่
 - Ruddervator เป็นพื้นบังคับบินหลักของอากาศยานที่มีท่อนหางรูปตัว V (V-tail) หรือหางแบบผีเสื้อ (Butterfly tail) ทำหน้าที่เป็นทั้งหางเสือเลี้ยว และแผงหางระดับ เป็นพื้นบังคับบินอันเดียวที่ทำได้สองหน้าที่

- Flying Tail เป็นพื้นบังคับบินหลักที่มีชื่อเรียกในภาษาอังกฤษหลายชื่อ เช่น “Movable Horizontal Stabilizer” หรือ “Flying Tail” พื้นบังคับบินชนิดนี้ สามารถทำหน้าที่บังคับอากาศยานให้ปีกเงยรอบแกนขวาง และทำหน้าที่ร่วมกับ spoiler บังคับอากาศยานให้หมุนรอบแกนนอน
- ระบบพื้นบังคับบินรอง (Secondary Flight Control) ประกอบด้วย
 - แผ่นปรับทริมบนพื้น (Ground Adjustable Trim Tab) เป็นแผ่นอลูมิเนียม ติดตั้งอยู่กับพื้นบังคับหลัก ทำหน้าที่แก้อาการขาดสมดุลเนื่องจากการบิดเบี้ยวเล็กน้อย หรือความแตกต่างของน้ำหนักโครงสร้าง ในระหว่างขั้นตอนการผลิตอากาศยานจากโรงงาน การปรับแผ่นทริมเป็นการปรับแก้ให้อากาศยานบินระดับได้ดี ลดภาระการบังคับอากาศยานของนักบิน เป็นหน้าที่ของ จนท.ช่างอากาศที่จะปรับทริมบนพื้นหลังได้รับรายงานการบินว่า หัวหนัก หรือ หางหนัก เป็นต้น
 - แผ่นปรับทริมบนอากาศ (Flight Adjustable Trim Tab) ปกติเป็นแพนอากาศเล็กๆ ติดตั้งอยู่บริเวณชายหลังของพื้นบังคับหลัก ทำหน้าที่แก้อาการขาดสมดุลเนื่องจากการเปลี่ยนแปลงของจุดศูนย์ถ่วง กรณีการใช้เชื้อเพลิงขณะทำการบิน หรือทิ้งสิ่งของสัมภาระ หรือระเบิด เป็นต้น การปรับแผ่นทริมชนิดนี้เป็นหน้าที่โดยตรงของนักบินที่จะปรับเมื่อรู้สึกว่าอากาศยานไม่สามารถบินระดับได้ เป็นการลดภาระการบังคับอากาศยานของตัวนักบินเอง
 - แผ่นทริมสมดุล (Balance Trim Tab) ในอากาศยานขนาดใหญ่หรืออากาศยานความเร็วสูง นักบินต้องออกแรงมากเพื่อเคลื่อนไหวพื้นบังคับหลัก หากไม่มีพื้นบังคับอื่นช่วย นักบินอาจไม่มีแรงเพียงพอที่จะบังคับพื้นบังคับหลักได้ ด้วยเหตุนี้ จึงต้องติดตั้งแผ่นทริมสมดุลเพื่อช่วยการบังคับของนักบิน โดยแผ่นทริมสมดุลนี้มีกลไกบังคับให้ตัวมันเคลื่อนไหวในทิศทางตรงข้ามกับพื้นบังคับหลัก ดังนั้นเมื่อนักบินบังคับพื้นบังคับหลัก แรงดันบนแผ่นทริมจะช่วยให้นักบินบังคับพื้นบังคับหลักง่ายขึ้น
 - แผ่นทริมเซอร์โว (Servo Trim Tab) เป็นแผ่นทริมที่ใช้กับอากาศยานขนาดใหญ่ มีหน้าที่เหมือนกับแผ่นทริมสมดุล ความแตกต่างระหว่างแผ่นทริมทั้งสองชนิด คือ
 - แผ่นทริมเซอร์โว จะมีกลไกบังคับโดยตรงจากแผ่นทริมไปยังห้องนักบิน ดังนั้นเมื่อนักบินบังคับการบิน แผ่นทริมจะสร้างแรงดันถ่ายทอดไปเคลื่อนไหวพื้นบังคับหลักให้เคลื่อนที่ในทิศทางที่ต้องการ จึงเป็นการบังคับแผ่นทริมซึ่งเป็นพื้นบังคับขนาดเล็กโดยตรง แทนที่จะไปบังคับพื้นบังคับหลักซึ่งมีขนาดใหญ่ และยากต่อการบังคับ
 - ไม่มีกลไกบังคับแผ่นทริมสมดุลจากห้องนักบิน ดังนั้นนักบินต้องบังคับพื้นบังคับหลักก่อน แล้วแผ่นทริมจึงจะเคลื่อนไหวในทิศทางตรงข้าม ทำให้เกิดแรง

เพื่อช่วยเคลื่อนไหวพื้นบังคับหลักอีกทอดหนึ่ง ผิดกับแผ่นทริมเซอร์โว ที่นักบินสามารถบังคับได้โดยตรงก่อน แล้วพื้นบังคับหลักจึงเคลื่อนไหว

- ระบบพื้นบังคับบินช่วย (Auxiliary Flight Control) ประกอบด้วย
 - แฟลพต่างๆ (flaps) เป็นอุปกรณ์เพิ่มแรงยกให้กับอากาศยานขณะทำการบินด้วยความเร็วต่ำ และเพิ่มแรงต้านเพื่อให้สามารถบินลงสนามบินที่มีระยะทางวิ่งสั้นได้
 - Slot เป็นช่องบริเวณชายหน้าปีกอากาศยาน ช่วยหน่วงชั้นขีดผิวพลังงานสูงให้ไหลเกาะผิวแพนอากาศ ทำให้เกิดการไหลแยกตัวช้าลง และเพิ่มมุมปะทะร่วงหล่น
 - Slat เป็นส่วนชายหน้าปีกของอากาศยานที่ยื่นออกมา เพื่อให้เกิดช่องหรือ Slot ซึ่งเป็นความมุ่งหมายเดียวกัน (กาง Slat เพื่อให้เกิด Slot)
 - Vortex Generator เป็นแพนอากาศเล็กๆ ติดตั้งแนวตั้งฉากกับผิวปีก เนื่องจาก Vortex Generator มีอัตราส่วนสนทรรศต่ำ จึงสร้างอากาศไหลวนรอบตัว เรียกว่า tip vortex แม้อากาศไหลวนจะมีแรงต้านสูง แต่สามารถดึงพลังงานจากอากาศภายนอกเข้ามาสู่ชั้นขีดผิวที่มีความเร็วและพลังงานต่ำ เป็นการลดแรงต้านรวม ทำให้เลขมัควิกฤติขั้นต่ำ (Lower Critical Mach Number; Lower M_{CR} เพิ่มขึ้น นอกจากนี้ Vortex Generator ยังถูกติดตั้งบริเวณด้านหลังลำตัวและท่อนหาง เพื่อลดแรงสั่นสะเทือน (Buffeting) เนื่องจากคลื่นอัดตัว (Shock Wave)
 - รั้วปีก (Wing Fence) ทำหน้าที่แยกกระแสอากาศที่ไหลวนผ่านผิวปีกบนของปีกคู่หลัง เพื่อลดกำลังการไหลวนให้น้อยลง
 - ถังปลายปีก (Wingtip Tank) ติดตั้งบริเวณปลายปีก เพื่อลดกำลังของกระแสอากาศที่ไหลม้วนตัวบริเวณปลายปีก และเพิ่มระยะกางปีก เป็นการเพิ่มอัตราส่วนสนทรรศไปในตัว
 - Speed Brake หรือเบรกอากาศ ช่วยลดความเร็วของอากาศยาน เมื่อทำการบินลงสนาม

2. การทำงานของระบบพื้นบังคับบิน (Operation of flight control)

2.1 การทำงานของระบบพื้นบังคับบินหลัก (Operation of primary flight control)

- ปีกเล็กแก้มือ (ailerons) เมื่อผลัดคันบังคับไปทางซ้ายเพื่อเอียงปีกซ้าย ปีกเล็กแก้มือซ้ายจะขยับขึ้น (สูญเสียแรงยก) ปีกเล็กแก้มือขวาจะขยับลง (เพิ่มแรงยก) ทำให้แรงยกด้านปีกขวามากกว่าด้านปีกซ้าย หมุนให้อากาศยานเอียงปีกซ้ายลง และเมื่อผลัดคันบังคับไปทางขวาเพื่อเอียงปีกขวา ปีกเล็กแก้มือขวาจะขยับขึ้น (สูญเสียแรงยก) ปีกเล็กแก้มือซ้ายจะขยับลง (เพิ่มแรงยก) ทำให้แรงยกด้านปีกซ้ายมากกว่าด้านปีกขวา หมุนให้อากาศยานเอียงปีกขวาลง

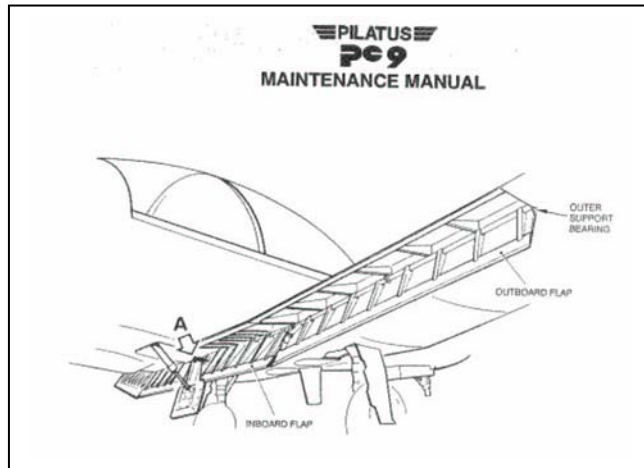
หมายเหตุ: การใช้ปีกเล็กแก้มือเพื่อเอียงปีก อากาศยานจะเสียความสูงทุกครั้ง

- แพนหางระดับ (Horizontal Stabilizers) เมื่อผลัดคันบังคับไปข้างหลัง (เข้าหาตัวเอง) ทำให้แพนหางระดับขยับขึ้น สร้างแรงยกทิศทางลบ กดหางอากาศยานให้ต่ำลง เป็นผลให้หัวอากาศยานเงยขึ้น และ เมื่อผลัดคันบังคับไปข้างหน้า (ออกจากตัวเอง) ทำให้แพนหางระดับขยับลง สร้างแรงยกทิศทางบวก ดึงหางอากาศยานให้ยกขึ้น เป็นผลให้หัวอากาศยานถูกกดลง
- สปอยเลอร์ (Spoiler) หรือตัวทำลายแรงยก ถูกติดตั้งบริเวณผิวปีกบน และบริเวณชายหลังปีกของอากาศยาน มีสองตำแหน่งคือ ตำแหน่งพับเก็บ (retracted) และตำแหน่งกางขึ้น (extended) เมื่อเปิดสปอยเลอร์ที่ปีกด้านใด ปีกด้านนั้นจะสูญเสียแรงยกและเอียงลง ส่วนมากใช้ขณะอากาศยานร่อนลงสัมผัสพื้น (touch down) แล้ว จะเปิดในตำแหน่งกางเต็มที่ (full up)
- หางเสือเดี่ยว (Rudder(s)) เมื่อถีบแป้นรองเท้า (Rudder Pedals) หากถีบเท้าขวา หางเสือเดี่ยวก็จะขยับไปทางขวา สร้างแรงทางอากาศพลศาสตร์หมุนอากาศยานไปทางซ้าย และหมุนหัวอากาศยานไปทางขวา และหากถีบเท้าซ้าย หางเสือเดี่ยวก็จะขยับไปทางซ้าย สร้างแรงทางอากาศพลศาสตร์หมุนอากาศยานไปทางขวา และหมุนหัวอากาศยานไปทางซ้าย

หมายเหตุ: แป้นรองเท้า (Rudder Pedals) เคลื่อนที่ตรงข้ามกันเสมอ เมื่อขับเคลื่อนอากาศยานอยู่ที่พื้น แป้นนี้ทำหน้าที่เป็นเบรคด้วย

2.2 การทำงานของระบบพื้นบังคับบินรอง (Operation of secondary flight control)

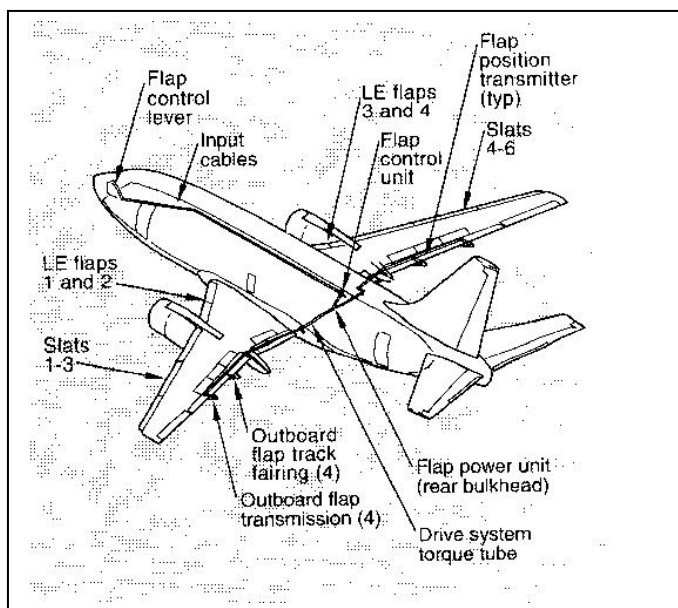
- การเคลื่อนไหวของพื้นบังคับบินรอง ซึ่งประกอบด้วย แผ่นทริมปรับบนพื้น แผ่นทริมปรับบนอากาศ แผ่นทริมสมดุล และแผ่นทริมเซอร์โว จะเคลื่อนไหวในทิศทางตรงข้ามกับพื้นบังคับหลักเสมอ เช่น ถ้าหางเสือเดี่ยวขยับไปทางขวา แผ่นทริมของหางเสือเดี่ยวจะขยับไปทางซ้ายหรือถ้าแพนหางระดับขยับขึ้นแผ่นทริมของแพนหางระดับขยับลง เป็นต้น
- ในกรณีที่อากาศยานเกิดอาการหัวหนัก หรือหางหนัก เป็นต้น การเคลื่อนไหวของพื้นบังคับรองจะเป็นดังนี้
 - เกิดอาการหัวหนัก แผ่นทริมที่แพนหางระดับต้องขยับลง
 - เกิดอาการหางหนัก แผ่นทริมที่แพนหางระดับต้องขยับขึ้น
 - ปีกซ้ายหนัก แผ่นทริมที่ปีกเล็กแก้อียงด้านซ้ายต้องขยับขึ้น หรือแผ่นทริมที่ปีกเล็กแก้อียงด้านขวาต้องขยับลง
 - ปีกขวาหนัก ให้ทำตรงข้ามกับกรณีปีกซ้ายหนัก
 - อาการกินซ้าย คืออากาศยานมีแนวโน้มที่จะเอียงซ้าย แผ่นทริมที่หางเสือเดี่ยวต้องขยับไปทางซ้าย
 - อาการกินขวา ให้ทำตรงข้ามกับกรณีเกิดอาการกินซ้าย



รูปที่ 6 - 1 แสดง Flaps ของ PILATUS PC-9



รูปที่ 6 - 2 Boeing 737-400 เปิด flaps และทางฐานล้อลง เพื่อร่อนลงสนาม



รูปที่ 6 - 3 แสดง Flight Control ของ Boeing 737-400

สรุป พื้นบังคับบินเป็นแผนอากาศที่บังคับอากาศยานให้เคลื่อนไหวยรอบแกนต่างๆ แบ่งออกเป็น 3 ประเภท คือ

- พื้นบังคับบินหลัก (Primary Flight Control) ประกอบด้วย ปีกเล็กแก๊เอียง สปอยเลอร์ แพนหางระดับ และแพนหางตั้ง
- พื้นบังคับบินรอง (Secondary Flight Control) ประกอบด้วยแผ่นทริมชนิดต่างๆ ซึ่งมีทิศทางตรงข้ามกับพื้นบังคับบินหลักที่แผ่นทริมนั้นๆติดตั้งอยู่ เพื่อให้นักบินสามารถบังคับอากาศยานด้วยความสะดวกสบาย และ
- พื้นบังคับบินช่วย (Auxiliary Flight Control) เป็นกลุ่มของอุปกรณ์เพิ่มแรงยก (High Lift Devices) เช่นแฟลพ ช่วยเพิ่มแรงยกและลดความเร็วลงสนามของอากาศยาน บางชนิดเพิ่มมุมปะทะร่วงหล่นให้สูงขึ้น ลดแรงต้านเหนียวน้ำ หรือลดผลกระทบเนื่องจากการอัดตัว

บทที่ 7

เสถียรภาพและการบังคับอากาศยาน

วัตถุประสงค์ เมื่อ ทน. ได้จบการศึกษาบทเรียนนี้ จะทำให้เข้าใจถึง

1. การเคลื่อนที่เชิงเส้นและเชิงหมุนของอากาศยาน
2. เสถียรภาพและการบังคับอากาศยาน
3. การออกแบบอากาศยานให้มีเสถียรภาพตามแกนต่างๆ

กล่าวนำ การทรงตัวและการบังคับเป็นเรื่องสำคัญมากในการแผนแบบอากาศยาน เพราะเกี่ยวข้องกับโมเมนต์รอบจุดศูนย์กลางถ่วง โดยมีการเคลื่อนที่เชิงหมุนของอากาศยานเป็นการตอบสนองต่อโมเมนต์ดังกล่าว ดังนั้นโมเมนต์และการเคลื่อนที่เชิงหมุนจึงเป็นความมุ่งหมายหลักของการศึกษาบทนี้

ข้อความ

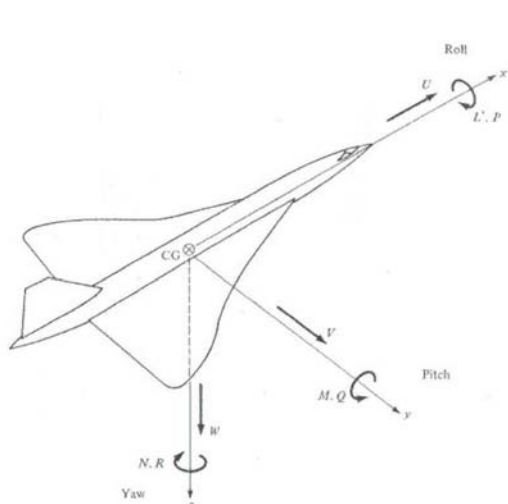
1. พื้นบังคับที่มีผลต่อการเคลื่อนที่เชิงเส้นและเชิงหมุนของอากาศยาน

พิจารณาอากาศยานที่กำลังบินอยู่ในอากาศ ดังรูปที่ 7-1 กำหนดให้ C.G. เป็นจุดศูนย์กลางถ่วงของอากาศยาน (จุดที่เสมือนน้ำหนักของอากาศยานทั้งลำกระทำผ่าน) ซึ่งใช้เป็นจุดกำเนิดของระบบแกนตั้งฉากหนึ่ง XYZ ที่สัมพันธ์กับอากาศยาน ดังนี้

แกน X อยู่ในแนวลำตัว

แกน Y อยู่ในแนวกางปีกขวา ทิศทางตั้งฉากกับแกน X และ

แกน Z ตั้งฉากกับระนาบ XY ทิศทางชี้ลงด้านล่าง



- การเคลื่อนที่ไหวเชิงเส้นของอากาศยาน กำหนดด้วยความเร็วประกอบ u , v และ w ในทิศทาง X, Y และ Z ตามลำดับ
- การเคลื่อนที่เชิงหมุนของอากาศยาน กำหนดด้วยความเร็วประกอบเชิงมุม P , Q และ R รอบแกน X, Y และ Z ตามลำดับ โดยความเร็วเหล่านี้เป็นผลสืบเนื่องจากโมเมนต์ L , M และ N รอบแกน X, Y และ Z ตามลำดับ
- พื้นบังคับหลักของอากาศยาน มี 3 ชนิดคือ ปีกเล็กแก้อียง (ailerons), หางเสือขึ้นลง (elevators) และหางเสือเดี่ยว (rudder(s)) ใช้สำหรับเปลี่ยนและควบคุมโมเมนต์รอบแกน X, Y และ Z ตามลำดับ

รูปที่ 7-1 นิยามแกนของอากาศยาน การเคลื่อนที่เชิงเส้นและเชิงหมุน

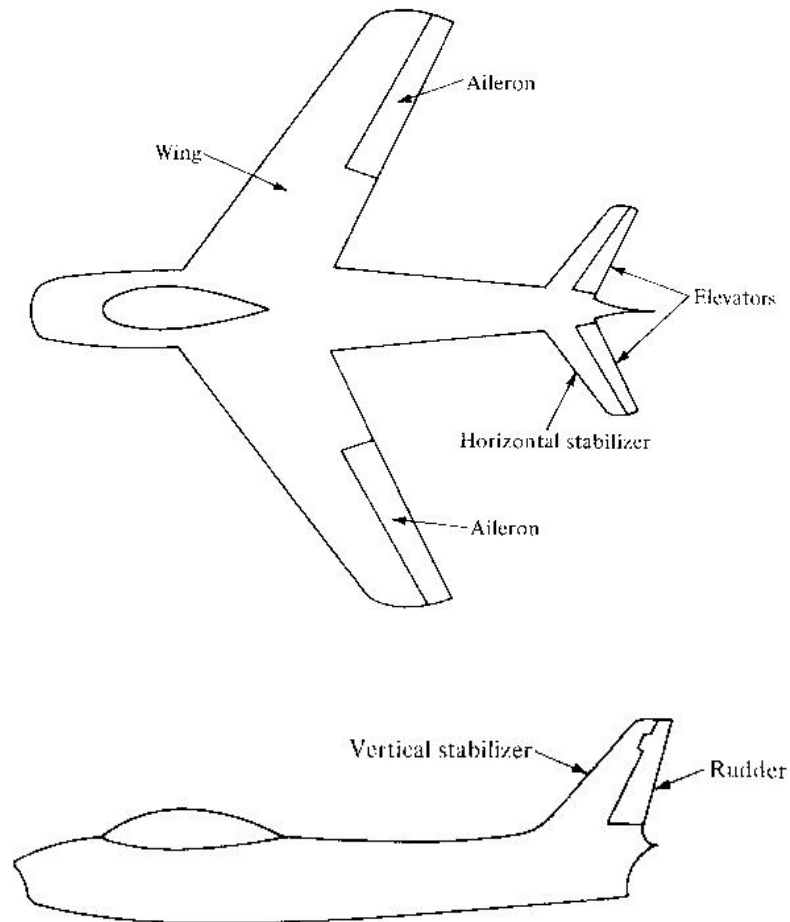
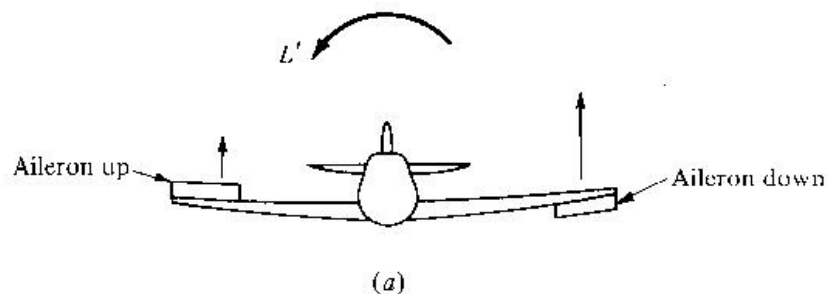
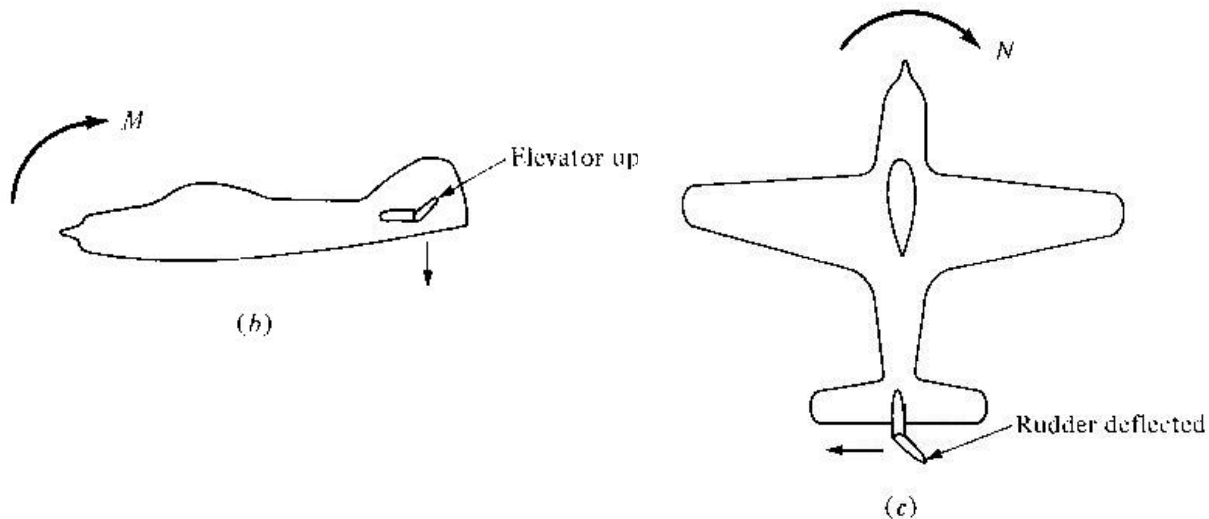


Figure 7.3 Some airplane nomenclature.

รูปที่ 7-2 พื้นบังคับหลักของอากาศยาน

รูปที่ 7-2 แสดงพื้นบังคับหลักของอากาศยานและแฟลพ ซึ่งนักบินสามารถบังคับให้กระดกขึ้น-ลง (หรือขยับซ้าย-ขวา ในกรณีของหางเสือเล็ก) ได้ ปีกเล็กแก๊เอียงอยู่บริเวณชายหลังปีกทั้งสองข้าง หางเสือขึ้น-ลงอยู่บริเวณชายหลังของแพนหางระดับ (horizontal stabilizers) อากาศยานความเร็วสูงสมัยใหม่มีแพนหางระดับหมุนได้ทั้งแผ่น (all-movable stabilizers) เพื่อให้สามารถบังคับโมเมนต์ปีกงอที่เปลี่ยนแปลงไปอย่างมากจากการบินความเร็วต่ำกว่าเสียงเป็นความเร็วเหนือเสียงได้ หางเสือเล็กอยู่บริเวณชายหลังแพนหางตั้ง (vertical stabilizers) การกางพื้นบังคับลงช่วยเพิ่มแรงยกให้แพนอากาศ เช่นเดียวกับการกางแฟลพ ทำให้โมเมนต์เปลี่ยนแปลงไป ดังรูปที่ 7-3





รูปที่ 7-3 ผลจากการบังคับพื้นบังคับหลักของอากาศยาน

รูปที่ 7-3(a) ปีกเล็กแก้อียงข้างหนึ่งข้างขึ้น ในขณะที่อีกข้างหนึ่งข้างลง ทำให้แรงยกบนปีกทั้งสองข้างไม่เท่ากัน เกิดโมเมนต์หมุน (Rolling Moment; L')

รูปที่ 7-3(b) เมื่อหางเสือขึ้น ทำให้เกิดแรงยกทิศทางลบที่หาง เกิดโมเมนต์ปีกงย (Pitching Moment; M)

รูปที่ 7-3(c) หางเสือเลี้ยวบิดไปทางขวา ทำให้เกิดแรงทางอากาศพลศาสตร์ไปทางซ้าย เกิดโมเมนต์ส่าย (Yawing Moment; N)

การหมุน (Rolling) รอบแกน X ถูกเรียกอีกอย่างหนึ่งว่า “การเคลื่อนที่ตามขวาง” (Lateral Motion) โดยมีปีกเล็กแก้อียงบังคับการหมุน จึงถือเป็นการบังคับตามขวาง (Lateral Control)

การปีกงย (Pitching) รอบแกน Y ถูกเรียกอีกอย่างหนึ่งว่า “การเคลื่อนที่ตามยาว” (Longitudinal Motion) โดยมีหางเสือขึ้นลงบังคับการปีกงย จึงถือเป็นการบังคับตามยาว (Longitudinal control)

การส่าย (Yawing) รอบแกน Z เรียกว่า “การเคลื่อนที่ตามทิศทาง” (Directional Motion) โดยมีหาง

เสือบังคับการส่าย จึงถือเป็นการบังคับตามทิศทาง (Directional Control)

นิยามและแนวคิดทั้งหมดที่กล่าวมาข้างต้น เป็นภาษาพื้นฐานของการทรงตัว และการบังคับอากาศยานซึ่งผู้อ่านควรศึกษาอย่างรอบคอบ

2. นิยามเสถียรภาพของอากาศยาน

เสถียรภาพของอากาศยานมี 2 ชนิดคือ เสถียรภาพสถิตย์ (Static Stability) และเสถียรภาพพลศาสตร์ (Dynamic Stability) อธิบายด้วยตัวอย่าง ดังนี้

เสถียรภาพสถิต (Static Stability)

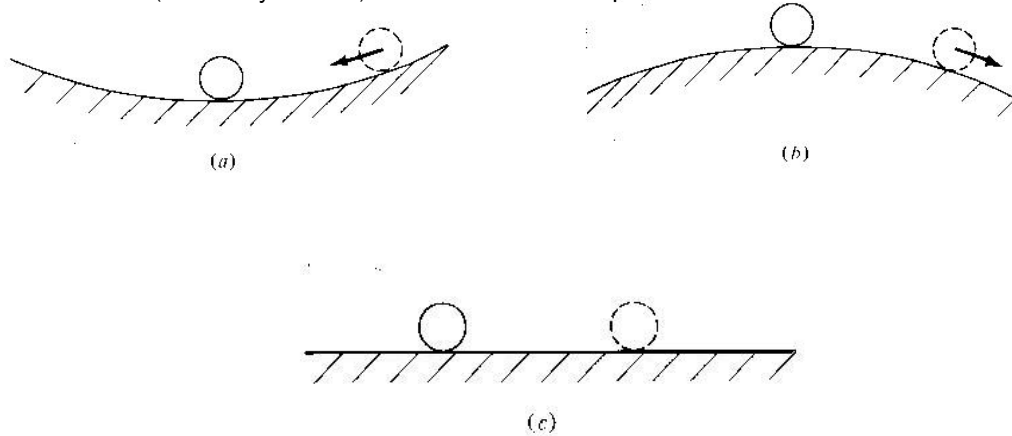
กรณีที่ 1 พิจารณาลูกแก้ววางอยู่ก้นอ่างกลมที่ตั้งตรง ดังรูปที่ 7-4 ลูกแก้วอยู่หนึ่งในสภาพสมดุล (Equilibrium) หมายความว่า ผลรวมของแรงและโมเมนต์ที่กระทำกับลูกแก้วเป็นศูนย์ ถ้าลูกแก้วถูกผลักไปทางใดทางหนึ่ง แสดงด้วยวงกลมเส้นประดังรูป 7-4(a) ลูกแก้วจะพยายามกลิ้งกลับสู่ก้นอ่าง หรือเข้าสู่ตำแหน่งสมดุลดั้งเดิม ระบบเช่นนี้เป็นแบบที่มีเสถียรภาพสถิต (Statically Stable) จึงกล่าวได้ว่า

“ถ้ามีแรงและโมเมนต์กระทำกับเทหวัตถุใดๆ แล้วเทหวัตถุนั้นมีแนวโน้มที่จะคืนสู่ตำแหน่งสมดุลเดิม เทหวัตถุนั้นมีเสถียรภาพสถิตเป็นบวก”

กรณีที่ 2 พิจารณาอ่างทรงกลมคว่ำ ดังรูปที่ 7-4(b) ถ้าลูกแก้วอยู่บริเวณยอดพอดี ผลรวมของแรงและโมเมนต์ที่กระทำกับลูกแก้วเป็นศูนย์ ถ้าลูกแก้วถูกรบกวนให้เคลื่อนที่ออกจากตำแหน่งสมดุล ทำให้มีแนวโน้มที่จะกลิ้งลงข้างล่าง และออกจากตำแหน่งสมดุล ดังวงกลมเส้นประ ระบบเช่นนี้เป็นระบบที่ไม่มีเสถียรภาพสถิต (Statically Unstable) จึงกล่าวได้ว่า

“ถ้ามีแรงและโมเมนต์กระทำกับเทหวัตถุใดๆ แล้วเทหวัตถุนั้นมีแนวโน้มที่จะเคลื่อนที่ออกจากตำแหน่งสมดุล วัตถุนั้นไม่มีเสถียรภาพสถิต หรือมีเสถียรภาพสถิตเป็นลบ”

กรณีที่ 3 ลูกแก้ววางอยู่บนพื้นระดัปลาดังรูปที่ 7-4(c) ถ้าผลรวมของแรงและโมเมนต์ที่กระทำกับลูกแก้วเป็นศูนย์ ลูกแก้วจะอยู่ในสภาพสมดุล ถ้าลูกแก้วถูกแรงหรือโมเมนต์ภายนอกกรบกวนให้เคลื่อนที่ไปสู่ตำแหน่งอื่น ผลรวมของโมเมนต์ก็ยังคงเป็นศูนย์ และยังคงอยู่ในสภาพสมดุลด้วย เราเรียกระบบเช่นนี้ว่ามีเสถียรภาพสถิตเป็นกลาง (Neutrally Stable) ซึ่งเกิดขึ้นน้อยครั้งมากกับอากาศยาน



รูปที่ 7-4 แสดงเสถียรภาพสถิตแบบต่างๆของอากาศยาน

เสถียรภาพพลศาสตร์ (Dynamic Stability)

เสถียรภาพพลศาสตร์ เป็นประวัติการเคลื่อนที่ของอากาศยาน หลังการสนองตอบเริ่มแรกต่อเสถียรภาพสถิตของอากาศยาน ตัวอย่างเช่น อากาศยานบินด้วยมุมปะทะ α_e ในขณะที่โมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วงเป็นศูนย์ จึงอยู่ในสภาพสมดุล เรียกสถานะนี้ว่า “ทริม” (trim) และเรียกมุมปะทะนี้ว่า “trim angle”

เมื่ออากาศยานถูกแรงภายนอกกรบกวน (เช่น gust wind หรือลมกรรโชก) ทำให้อากาศยานมีมุมปะทะใหม่ α ทำให่มุมปะทะเปลี่ยนแปลงไป $\alpha - \alpha_e$ ดังรูปที่ 7-5

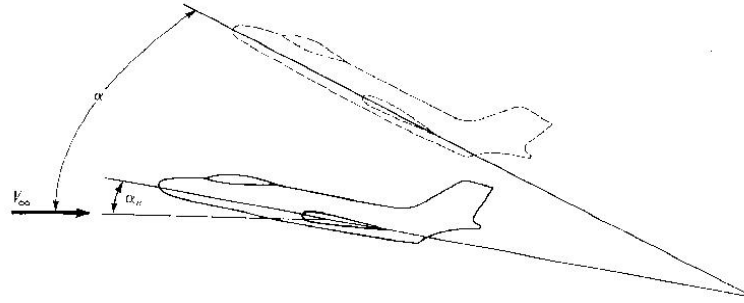
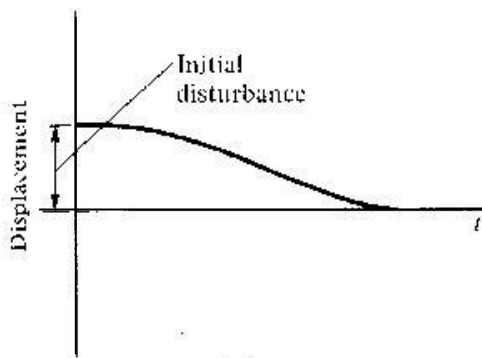


Figure 7.7 Disturbance from the equilibrium angle of attack.



(a)

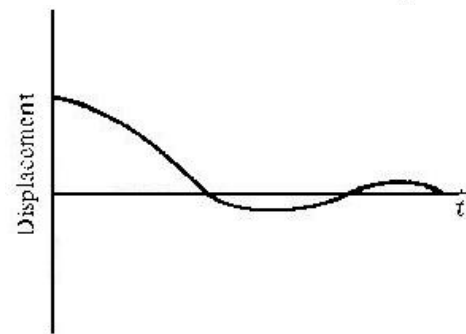


Figure 7.9 An example of dynamic instability.

.....พลศาสตร์

เมื่อพิจารณาการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะหรือการกระจัด (Instantaneous Displacement) เทียบกับเวลาที่เปลี่ยนแปลงไป ถ้าอากาศยานมีการทรงตัวสถิต มันจะมีแนวโน้มเริ่มแรกที่จะกลับคืนสู่ตำแหน่งสมดุลงั้นคือ $\alpha - \alpha_e$ จะลดลงในตอนแรกและในช่วงเวลาหนึ่งผ่านไป อากาศยานจะกลับคืนสู่ตำแหน่งสมดุลงั้นได้ดังรูปที่ 7-5 (a) เรียกการเคลื่อนที่ที่เช่นนี้ว่า “aperiodic” หรืออากาศยานอาจเคลื่อนที่ผ่านตำแหน่งสมดุลงั้นในตอนแรกและคืนสู่มุมปะทะ α_e ภายหลังการเคลื่อนที่กลับไปกลับมาชุดหนึ่ง (back and forth motion) ซึ่งมีโอกาสมี amplitude ลดลงก็ได้ ดังรูปที่ 7-5 (b) เรียกการเคลื่อนที่ที่เช่นนี้ว่า การสั่นแบบฝืด (Damped Oscillation) สถานการณ์ทั้งสองข้างต้นนี้ อากาศยานจะกลับคืนสู่ตำแหน่งสมดุลงั้นที่สุด ซึ่งเป็นตัวอย่างของเสถียรภาพพลศาสตร์ (Dynamic Stability) ของอากาศยาน ซึ่งอาจกล่าวได้ว่า

อากาศยานมีเสถียรภาพพลศาสตร์ (Dynamic Stability) ถ้ามันเคลื่อนที่กลับสู่ตำแหน่งสมดุลงั้น และคงอยู่ต่อไปด้วยตัวของมันเองในช่วงเวลาหนึ่ง หรือหลังจากสนองตอบเริ่มแรกด้วยเสถียรภาพสถิตแล้ว

ถ้าอากาศยานสั่นในลักษณะ amplitude เพิ่มขึ้น ดังรูปที่ 7-6 ทำให้ไม่สามารถดำรงตำแหน่งสมดุลงั้นได้ไม่ว่าจะใช้เวลาานเท่าใดก็ตาม จึงเป็นแบบไม่มีเสถียรภาพพลศาสตร์ (Dynamically Unstable) แม้ว่าอากาศยานจะมีเสถียรภาพสถิตก็ตาม นอกจากนั้นในทางทฤษฎี อากาศยานยังสามารถบินด้วยอาการปักงยในลักษณะที่มี amplitude ของการสั่นคงที่อีกด้วย ซึ่งเป็นตัวอย่างของ เสถียรภาพพลศาสตร์เป็นกลาง (Dynamically Neutral) แต่เป็นกรณีที่มีความสำคัญในทางปฏิบัติ้น้อยมาก

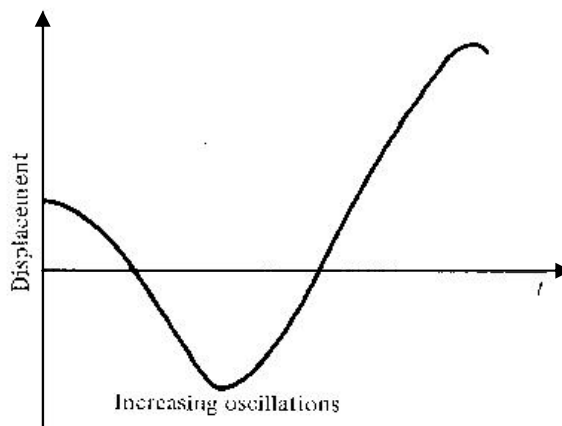


Figure 7.9 An example of dynamic instability.

รูปที่ 7-6 แสดงกรณีไม่มีเสถียรภาพพลศาสตร์

ที่สำคัญ มีข้อสังเกตว่าอากาศยานที่มีเสถียรภาพพลศาสตร์ จะต้องมีความเสถียรภาพสถิตเสมอ แต่ไม่ได้หมายความว่าอากาศยานที่มีเสถียรภาพสถิต จะมีเสถียรภาพพลศาสตร์ด้วย อย่างไรก็ตาม เสถียรภาพสถิตเป็นคุณลักษณะการทรงตัวประการแรกและเป็นข้อพิจารณาที่สำคัญมากที่ต้องแผนแบบให้กับอากาศยาน ส่วนเสถียรภาพพลศาสตร์นั้น แม้จะมีความสำคัญมากแต่ต้องใช้เทคนิคการวิเคราะห์ขั้นสูง ซึ่งเกินขอบเขตของหนังสือเล่มนี้

3. การออกแบบให้อากาศยานมีเสถียรภาพตามแกนต่างๆ

เสถียรภาพของอากาศยาน หมายถึงความสามารถที่อากาศยานสามารถกลับคืนสู่สภาพการบิน เริ่มต้นด้วยตัวของมันเอง โดยปราศจากการบังคับควบคุมของนักบิน แบ่งออกเป็นสามชนิดคือ

- เสถียรภาพตามแกนนอน (Longitudinal Stability)
- เสถียรภาพตามแกนขวาง (Lateral Stability)
- เสถียรภาพนำทิศทาง (Directional Stability)

3.1 อากาศยานมีเสถียรภาพตามแกนนอน (Longitudinal Stability) หมายถึงอากาศยานมีการปักงย (pitching) รอบแกนตามขวาง และกลับคืนสู่การบินระดับได้เอง จะช้าหรือเร็วขึ้นอยู่กับเสถียรภาพพลศาสตร์ว่ามีมากน้อยเพียงใด ชิ้นส่วนที่ทำให้อากาศยานมีเสถียรภาพตามแกนนอน คือ แพนหางระดับ (horizontal stabilizer)

3.2 อากาศยานมีเสถียรภาพตามแกนขวาง (Lateral Stability) หมายถึงอากาศยานมีการหมุนตัว (rolling) รอบแกนนอน และกลับคืนสู่การบินระดับได้เอง จะช้าหรือเร็วขึ้นอยู่กับเสถียรภาพพลศาสตร์ว่ามีมากน้อยเพียงใด อากาศยานที่มีเสถียรภาพตามแกนขวางดี ต้องมีรูปร่างดังต่อไปนี้

- มีมุมยกปีก (Dihedral Angle) สำหรับอากาศยานปีกต่ำ (Low Wing Aircraft)
- ติดตั้งปีกไว้ด้านบนของลำตัว (High Wing Aircraft)
- มีแพนหางตั้งสูง
- มีปีกลู่หลัง (Swept back Wing)

3.3 อากาศยานมีเสถียรภาพนำทิศทาง (Directional Stability) หมายถึงอากาศยานมีการส่าย (Yawing) รอบแกนตั้ง แล้วสามารถกลับคืนสู่ทิศทางเดิมได้เอง ชิ้นส่วนที่ทำให้อากาศยานมีเสถียรภาพนำทิศทาง คือ ลำตัว, แพนหางตั้ง, dorsal fin, ventral fin เป็นต้น

สรุป เสถียรภาพของอากาศยานต้องได้รับการพิจารณารอบแกนทั้งสามแกน เพราะบางครั้งอากาศยานอาจมีเสถียรภาพรอบแกนใดแกนหนึ่งเท่านั้น การออกแบบอากาศยานให้มีมุมยกปีก ติดตั้งปีกด้านบนลำตัว มีแพนหางตั้งสูง และมีปีกคู่หลังเป็นต้น เป็นการออกแบบที่ทำให้อากาศยานมีเสถียรภาพรอบแกนทั้งสาม ซึ่งช่วยให้นักบินสามารถทำการบินได้สะดวกสบายขึ้น เพราะไม่ต้องบังคับอากาศยานอยู่ตลอดเวลาตนเอง

บทที่ 8

อากาศพลศาสตร์ความเร็วสูง (High speed Aerodynamics)

วัตถุประสงค์ เพื่อให้ นทท. ได้ศึกษาและทำความเข้าใจเกี่ยวกับ

1. ธรรมชาติของการอัดตัว
2. ความเร็วเสียง ย่านความเร็วเสียง และคลื่นกระแทก
3. กฎพื้นที่ อุปกรณ์ป้องกันการไหลแยกตัวของชั้นขีดผิว และการไหลความเร็วเหนือเสียงผ่านท่อตีบ – ถ่าง
4. ประเภทของคลื่นที่เกิดจากการไหลย่านความเร็วเสียง
5. รูปร่างของอากาศยานสำหรับการบินย่านความเร็วเสียง

กล่าวนำ การพัฒนาอากาศยานและระบบขับเคลื่อน (เครื่องยนต์) ทำให้อากาศยานมีขีดความสามารถที่จะทำการบินด้วยความเร็วที่สูงขึ้น จนถึงย่านความเร็วเสียง บินทะลุกำแพงเสียง เข้าสู่ย่านความเร็วเหนือเสียงได้ ซึ่งแตกต่างกับการบินที่ย่านความเร็วต่ำเป็นอย่างมาก เนื่องจากต้องกำหนดให้อากาศเป็นของไหลที่อัดตัวได้ (Compressible Fluid) ทำให้ปริมาณมูลฐานของของไหล เช่น ความดัน ความหนาแน่น อุณหภูมิ และความเร็วการไหล เกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างมาก จึงต้องออกแบบรูปร่างอากาศยานให้แตกต่างไปจากเดิม เพื่อให้ตรงกับคุณลักษณะการบินในย่านความเร็วเหนือเสียง จึงจำเป็นที่ นทท. ต้องศึกษา และทำความเข้าใจ ธรรมชาติและคุณลักษณะการไหลในย่านความเร็วดังกล่าว

ข้อความ 1. ธรรมชาติของการอัดตัว (nature of compressibility)

การศึกษาอากาศพลศาสตร์ย่านความเร็วต่ำกว่าเสียง (Subsonic aerodynamics) ได้สมมุติให้อากาศเป็นของไหลที่อัดตัวไม่ได้ (incompressible fluid) เพราะในความเป็นจริงนั้น ผลกระทบของการอัดตัวเนื่องจากการเปลี่ยนแปลงความหนาแน่นที่ย่านความเร็วต่ำมีน้อยมาก จนไม่จำเป็นต้องพิจารณา แต่เมื่อการไหลของกระแสอากาศมีความเร็วมากขึ้น (ดังตัวอย่างที่ 2.4) จนถึงย่าน Transonic ทำให้ความดันเปลี่ยนแปลงเป็นอย่างมาก ส่งผลให้ความหนาแน่นเปลี่ยนแปลงตามไปด้วย จนเกิดความแตกต่างอย่างชัดเจน ทำให้ต้องยอมรับว่า “หากพิจารณาการไหลในย่านความเร็วสูงแล้ว ต้องพิจารณาว่าอากาศเป็นของไหลที่อัดตัวได้ (compressible fluid)” ตามความเป็นจริงของธรรมชาติ

2. ความเร็วเสียงและย่านความเร็วเสียง (speed of sound and sound region)

เสียง คือ คลื่นรบกวนความดัน ที่เดินทางในอากาศด้วยความเร็วคงที่ความเร็วหนึ่ง นั่นคือความเร็วเสียง ซึ่งปรากฏชัดเจนในเหตุการณ์ธรรมชาติ เช่น เราเห็นฟ้าแลบก่อนได้ยินเสียงฟ้าร้องเสมอ เพราะแสงเดินทางเร็วมาก เราเห็นแสงฟ้าแลบทันทีที่เกิดปรากฏการณ์ขึ้น แต่เสียงต้องอาศัยตัวกลางคืออากาศ และใช้เวลา

ช่วงหนึ่งกว่าจะเดินทางมาถึงตัวเรา ตัวประกอบเพียงตัวเดียวที่มีผลต่อความเร็วเสียงในอากาศคือ อุณหภูมิของอากาศ (T) นั่นเอง ซึ่งแสดงในสมการที่ 8.1 ได้ดังนี้

$$a = \sqrt{\Gamma RT} \quad \dots\dots\dots (8.1)$$

เมื่อ a แทนความเร็วเสียงในอากาศ มีหน่วย m/s หรือ ft/s

Γ แทนอัตราส่วนความร้อนจำเพาะ (specific heat ratio) สำหรับอากาศ $\Gamma = 1.4$

R แทนค่าคงที่จำเพาะของก๊าซ โดย $R = 287 \text{ J/kg.K}$ หรือ $1,716 \text{ ft.lbf}/(\text{slug})(^{\circ}\text{R})$

T แทนอุณหภูมิสัมบูรณ์ มีหน่วยเป็น เคลวิน (K) เมื่อ $K = 273.15 + ^{\circ}\text{C}$ หรือ $^{\circ}\text{R}$

จากสมการข้างต้น สามารถกล่าวได้ว่า "ความเร็วเสียงสำหรับก๊าซสัมบูรณ์ (อากาศ) ขึ้นอยู่กับอุณหภูมิของก๊าซสัมบูรณ์"

ตัวอย่างที่ 8.1 พิจารณาอากาศที่ระดับน้ำทะเลมาตรฐาน ซึ่งมีอุณหภูมิ 288.16 K จงหาความเร็วเสียง

วิธีทำ จากสมการความเร็วเสียงข้างต้น แทนค่าอุณหภูมิเพื่อหาความเร็วเสียงได้ ดังนี้

$$\text{จาก} \quad a = \sqrt{\Gamma RT}$$

$$\text{แทนค่า } \Gamma = 1.4 \quad R = 287 \text{ J/kg.K} \quad \text{และ} \quad T = 288.16 \text{ K}$$

$$\text{จะได้} \quad a = \sqrt{(1.4)(287)(288.16)} = 340.3 \text{ m/s}$$

หมายความว่า ที่ระดับน้ำทะเล เสียงเดินทางเป็นระยะทาง 340.3 เมตร โดยใช้เวลา 1 วินาที

ตอบ ความเร็วเสียงทำให้เราได้นิยามที่สำคัญอีกนิยามหนึ่งของการไหลความเร็วสูงของก๊าซ คือ "เลขมัค" (Mach Number; M) ถ้าความเร็วของการไหลที่จุดใด ๆ ในสนามการไหล เท่ากับ v และความเร็วเสียงที่จุดนั้น เท่ากับ a นิยามของเลขมัคคือ

$$M = \frac{v}{a} \quad \dots\dots\dots (8.2)$$

M เป็นปริมาณที่สำคัญมากปริมาณหนึ่งทางอากาศพลศาสตร์ สามารถให้คำจำกัดความย่านการไหลทางอากาศพลศาสตร์ทั้ง 3 ย่าน ได้ ดังนี้

1. ถ้า $M < 1$ กำหนดเป็นย่านการไหลความเร็วต่ำกว่าเสียง (Subsonic region)
2. ถ้า $M = 1$ กำหนดเป็นย่านการไหลความเร็วเท่าเสียง (Sonic speed)
3. ถ้า $M > 1$ กำหนดเป็นย่านการไหลความเร็วเหนือเสียง (Supersonic region)

แต่ละย่านมีปรากฏการณ์พิเศษในตัวเอง นอกจากนั้นยังมีย่านการไหลทางอากาศพลศาสตร์อีกสองย่านที่มักกล่าวถึง คือ

ย่าน Transonic ซึ่ง $M < 1$ เล็กน้อยจนถึง $M > 1$ เล็กน้อย (ประมาณ $0.8 < M < 1.2$) และ

ย่าน Hypersonic ซึ่ง $M > 5$

การไหลย่านความเร็วเสียงที่เกี่ยวข้องกับการบินในปัจจุบัน คือย่าน Transonic และย่าน Supersonic

โดยย่าน Transonic เป็นย่านความเร็วที่อยู่ระหว่าง Subsonic และ Supersonic (ประมาณ $0.8 < M < 1.2$) ซึ่งเครื่องบินพาณิชย์และเครื่องบินขับไล่ไอพ่นในปัจจุบันบินอยู่ในย่านความเร็วนี้

ย่าน Hypersonic เป็นย่านที่ความเร็วการไหลสูงมาก กำหนดไว้ที่ $M > 5$ ซึ่งไม่มีเครื่องบินปกติแบบใดสามารถบินได้เร็วขนาดนี้ ยกเว้นเครื่องบินทดสอบ X-15 ขององค์การ NASA และกระสวยอวกาศ

ตัวอย่างที่ 8.2 เครื่องบินขับไล่ F-15 C บินที่ความสูง 30,000 ft ความเร็ว 550 mph จงหาเลขมัค

วิธีทำ จากตารางบรรยากาศมาตรฐานที่ความสูง 30,000 ft อุณหภูมิของอากาศ $T_\alpha = 411.86^\circ R$

$$\text{หาความเร็วเสียงได้ } a = \sqrt{\Gamma RT} = \sqrt{(1.4)(1716)(411.86)} = 995 \text{ ft/s}$$

$$\text{แปลงหน่วย mph เป็น ft/s ได้ โดย } v_\alpha = 550 \times \frac{88}{60} = 807 \text{ ft/s}$$

$$\text{หาเลขมัคได้ } M = \frac{v}{a} = \frac{807}{995} = 0.811$$

ตอบ

เพิ่มเติม 1) ที่ระดับน้ำทะเล อุณหภูมิของอากาศเท่ากับ 288.13 K หรือ $518.634^\circ R$

หาความเร็วเสียงที่ระดับน้ำทะเลได้

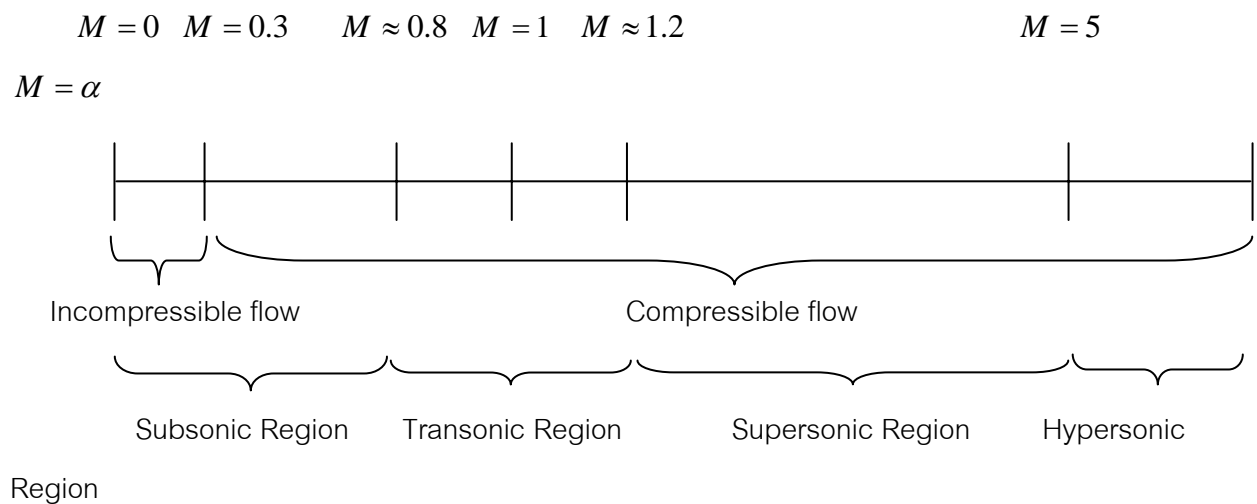
$$a_{SL} = \sqrt{\Gamma RT_{SL}} = \sqrt{(1.4)(1716)(518.634)} = 1,116.229 \text{ ft/s}$$

$$\text{หาเลขมัคที่ระดับน้ำทะเลได้ } M_{SL} = \frac{v_{SL}}{a_{SL}} = \frac{807}{1,116.229} = 0.72297 \approx 0.73$$

จะเห็นได้ว่า ที่ความเร็วจริงของอากาศยานเท่ากัน แต่บินที่ความเร็วสูงไม่เท่ากัน (ความเร็วเสียงจะได้เลขมัคไม่เท่ากัน เครื่องบินไอพ่นจึงต้องบินย่านความเร็วเสียงที่ความสูงมากๆ เหนือระดับน้ำทะเล อีกทั้งยังเป็นผลดีต่ออัตราการสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงของเครื่องยนต์กังหันไอพ่นอีกด้วย

2) จำไว้ว่า เลขมัค (M) เป็นอัตราส่วนระหว่างความเร็วการไหล (v) ต่อความเร็วเสียง (a) ดังนั้น เลขมัคจึงเป็นจำนวนที่ไม่มีหน่วยกำกับ

ย่านความเร็วเสียง ถูกแสดงไว้บนเส้นจำนวน ดังนี้



$$0 < M < 0.8$$

$$0.8 < M < 1.2$$

$$1.2 < M < 5.0$$

$$M > 5.0$$

หมายเหตุ ตัวเลขทั้งหมดเป็นค่าโดยประมาณ ซึ่งแปรผันตามตัวแปรอื่นๆ ด้วย เช่น อุณหภูมิ เป็นต้น

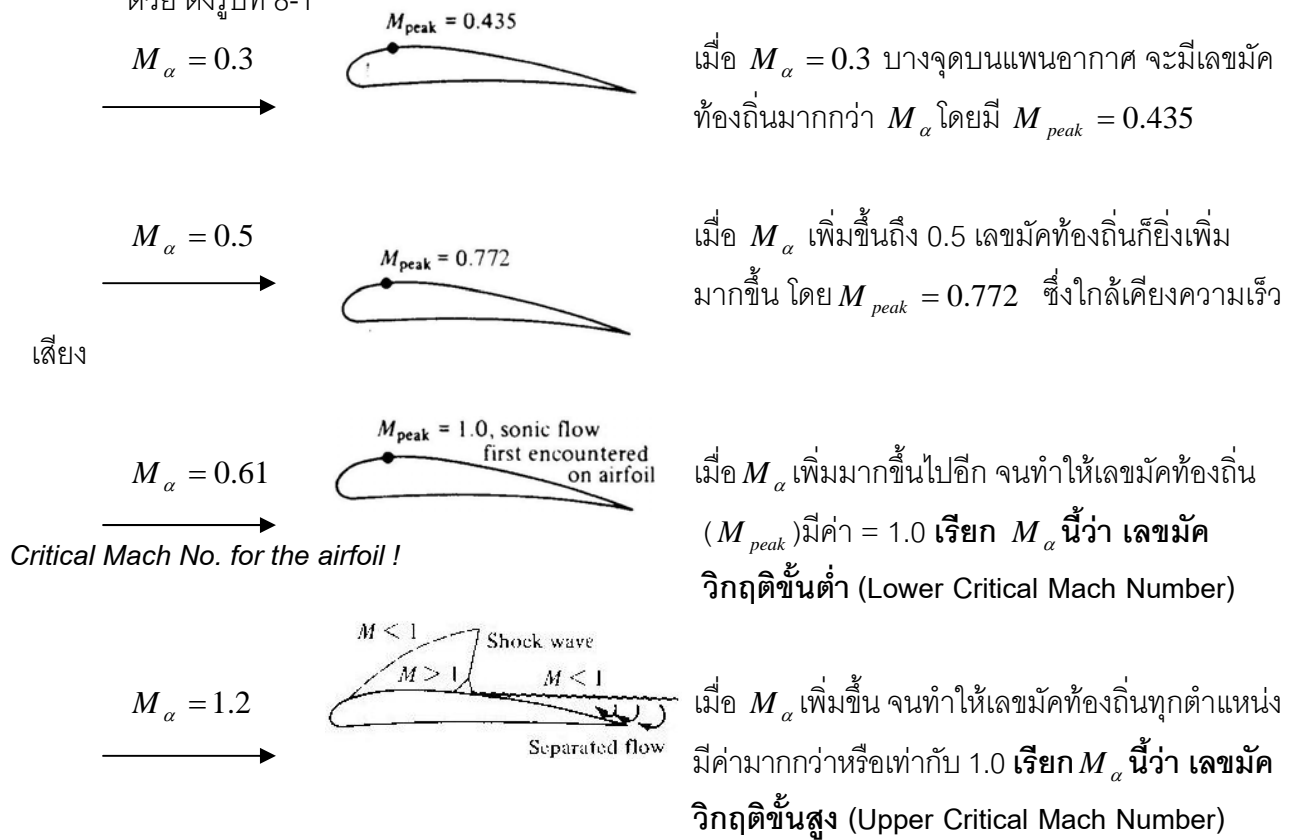
เลขมัคท้องถิ่น และเลขมัควิกฤติ (Local and Critical Mach number)

นิยามเลขมัคท้องถิ่น และเลขมัควิกฤติได้ ดังนี้

- เลขมัคท้องถิ่น (Local Mach Number) คือเลขมัคของกระแสอากาศ ณ จุดใด ๆ ของการไหลที่เราพิจารณา
- เลขมัควิกฤติขั้นต่ำ (Lower Critical Mach Number) คือเลขมัคของกระแสอากาศ (M_α) ในขณะที่จุดแรกบนแผนอากาศมีความเร็วการไหลเท่ากับความเร็วเสียง
- เลขมัควิกฤติขั้นสูง (Upper Critical Mach Number) คือเลขมัคของกระแสอากาศ (M_α) ในขณะที่ทุกจุดบนแผนอากาศมีความเร็วการไหลมากกว่าหรือเท่ากับความเร็วเสียง

พิจารณากระแสอากาศที่ไหลอยู่บนแผนอากาศ ซึ่งเราทราบว่า เมื่ออากาศขยายตัวไปรอบๆ ผิวด้านบนโค้งๆ ตำแหน่งชายหน้าปีก ความเร็วและเลขมัคจะเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็ว ทำให้มีย่านหนึ่งบนแผนอากาศที่มีเลขมัคท้องถิ่นสูงกว่า M_α

เลขมัคของกระแสอากาศที่เกิดการไหลความเร็วเสียงขึ้นครั้งแรก ณ จุดใดจุดหนึ่งบนผิวแผนอากาศ เรียกว่า “เลขมัควิกฤติ” (Critical Mach Number; M_{CR}) ของแผนอากาศ โดย M_{CR} เป็นปริมาณที่มีความสำคัญมาก เพราะเมื่อแผนอากาศมีเลขมัคท้องถิ่นสูงกว่า M_{CR} ทำให้แรงต้านเพิ่มขึ้นมหาศาล ที่จุดใดจุดบนแผนอากาศซึ่งเลขมัคท้องถิ่นมีค่าสูงสุด (M_{peak}) จะเป็นจุดที่มีความดันต่ำสุดด้วย ดังรูปที่ 8-1



รูปที่ 8-1 แสดงความสัมพันธ์ระหว่าง M_α และ M_{CR}

พิจารณาแผนอากาศที่มีความหนาไม่เท่ากัน เมื่อมีกระแสอากาศความเร็วสูงไหลผ่าน จะเห็นว่า

$M_{CR_{thin-airfoil}} > M_{CR_{medium-airfoil}} > M_{CR_{thick-airfoil}}$ เพราะแผนอากาศบางมีการเพิ่มความเร็วและการกระจายความดันแบบค่อยเป็นค่อยไป ทำให้ผลกระทบเรื่องการอัดตัวเกิดขึ้นน้อยกว่าแผนอากาศหนา ดังนั้นเครื่องบินความเร็วสูงจึงใช้

แผนอากาศบาง (อัตราส่วนความหนา ต่อ chord หรือ *thickness/chord ratio* ; t/c ต่ำ)

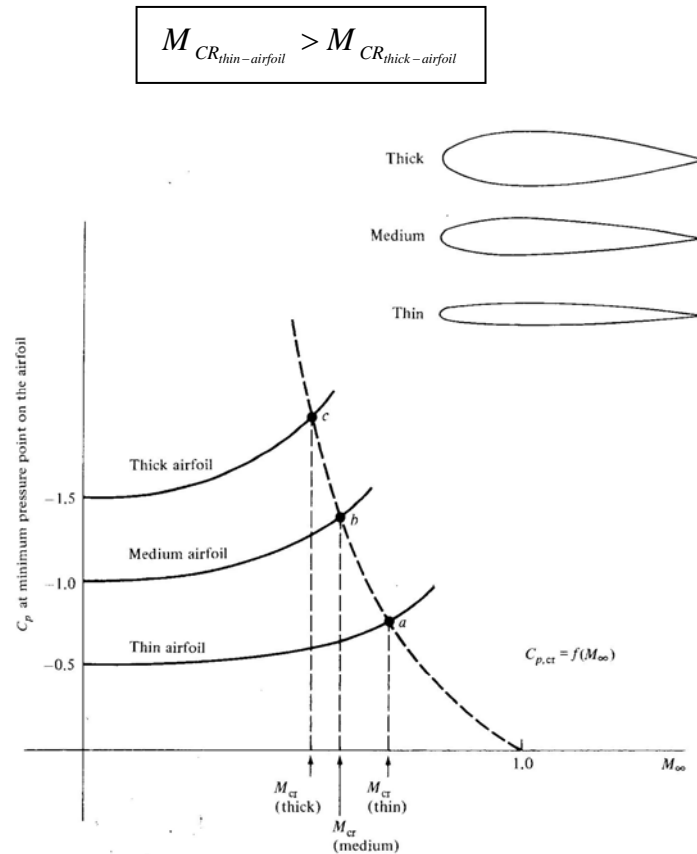


Figure 5.19 Critical pressure coefficient and critical Mach numbers for airfoils of different thicknesses.

รูปที่ 8-2 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง M_{CR} และความหนาของแผนอากาศ

3. ปรากฏการณ์ดอปเพลอร์และคลื่นกระแทก

ถ้าเราใช้ปลายดินสอดะผิวน้ำในถาดคลื่นด้วยจังหวะสม่ำเสมอ ณ ตำแหน่งเดิม จะสังเกตเห็นหน้าคลื่นมีลักษณะดังรูปที่ 8-3 (a) ความยาวคลื่นทางด้านซ้ายมือและด้านขวามือของแหล่งกำเนิดคลื่นมีค่าเท่ากัน แสดงว่าความถี่ของคลื่นที่เคลื่อนที่ออกไปทางด้านซ้ายมือและด้านขวามือมีค่าเท่ากัน

ถ้าเราใช้ปลายดินสอดะผิวน้ำด้วยจังหวะคงตัวเท่าเดิม และเคลื่อนปลายดินสอดะไปทางขวามือด้วยอัตราเร็วคงตัว จะสังเกตเห็นหน้าคลื่นมีลักษณะดังรูปที่ 8-3 (b) ซึ่งจะเห็นว่าความยาวคลื่นทางด้านขวามือหรือด้านที่แหล่งกำเนิดคลื่นเคลื่อนที่เข้าหาจะสั้นกว่าเดิม และความยาวคลื่นทางด้านซ้ายมือหรือด้านที่แหล่งกำเนิดคลื่นเคลื่อนที่ออกห่างจะยาวกว่าเดิม แสดงว่าความถี่ของคลื่นน้ำที่อยู่ด้านหน้าและด้านหลังแหล่งกำเนิดคลื่นนั้นแตกต่างกัน

สำหรับคลื่นเสียงก็เช่นเดียวกัน ขณะที่แหล่งกำเนิดคลื่น (เช่นเครื่องบิน) เคลื่อนที่ ความยาวคลื่นของคลื่นเสียงที่อยู่ด้านหน้าแหล่งกำเนิดเสียงจะสั้นกว่าความยาวคลื่นของคลื่นเสียงเมื่อแหล่งกำเนิดเสียงอยู่กับที่ จึงทำให้ผู้รับฟังเสียงที่อยู่ด้านหน้าแหล่งกำเนิดเสียงได้ยินเสียงที่มีความถี่สูงกว่าความถี่ของแหล่งกำเนิด ในขณะที่ความยาวคลื่นของคลื่นเสียงที่อยู่ด้านหลังแหล่งกำเนิดเสียงจะมีค่ามากกว่าความยาวคลื่นของคลื่นเสียงขณะแหล่งกำเนิดเสียงอยู่กับที่ ทำให้ผู้รับฟังเสียงที่อยู่ข้างหลังแหล่งกำเนิดเสียงได้ยินเสียงที่มีความถี่ต่ำกว่าความถี่ของแหล่งกำเนิด ปรากฏการณ์ที่ผู้รับฟังได้ยินเสียงซึ่งมีความถี่เปลี่ยนไปจากความถี่ของแหล่งกำเนิดเนื่องจากการเคลื่อนที่ของแหล่งกำเนิด เรียกว่า **ปรากฏการณ์ดอปเพลอร์** ของเสียง

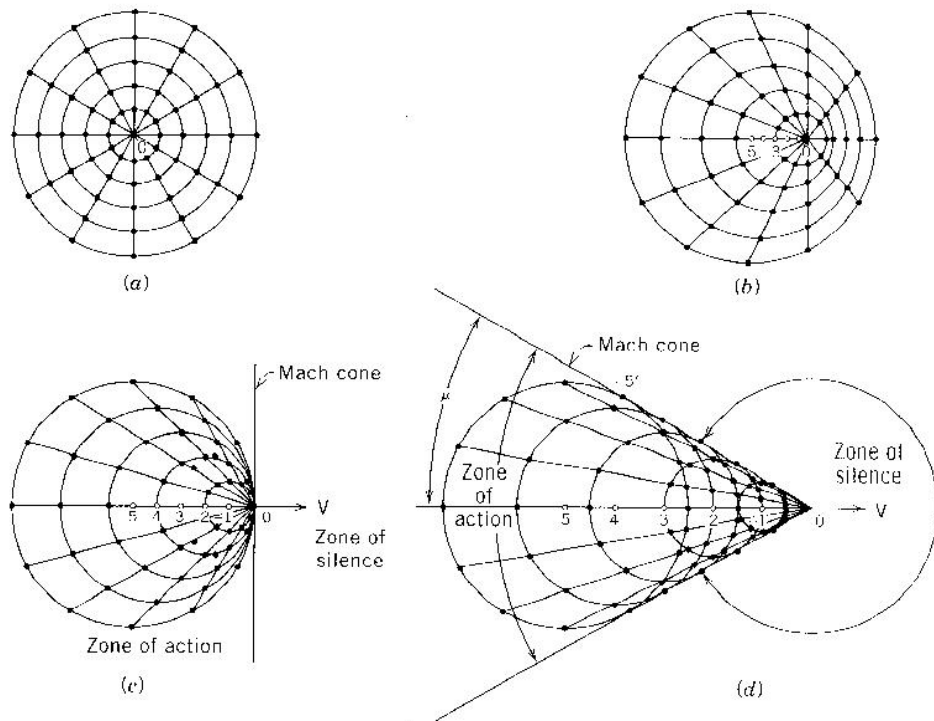


Fig. 10.1. Point source moving in compressible fluid. (a) Stationary source. (b) Source moving at half the speed of sound. (c) Source moving at the speed of sound. (d) Source moving at twice the speed of sound. (Adapted from von Kármán, 1947.)

รูปที่ 8-3 การเกิดปรากฏการณ์ดอปเพลอร์ และคลื่นกระแทก

สมมุติให้แหล่งกำเนิดคลื่นเสียงคืออากาศยาน ขณะอากาศยานบินในอากาศ ถ้าความเร็วของอากาศยานเพิ่มขึ้น คลื่นเสียงที่อยู่ด้านหน้าของอากาศยานจะถูกอัดและอยู่ชิดกันมากขึ้น จนกระทั่งเมื่อความเร็วของอากาศยานเท่ากับความเร็วของคลื่นเสียงในอากาศ หน้าคลื่นทุกๆหน้า ที่ออกจากอากาศยานจะเคลื่อนที่ชิดติดไปกับอากาศยาน ดังรูปที่ 8-3 (c) เมื่อเราเขียนหน้าคลื่นแต่ละหน้าเป็นจำนวนมากขึ้นเท่าไร ก็จะได้รูปเส้นตรง สมมุติบริเวณด้านหน้าอากาศยาน เปรียบเสมือนกำแพงที่กั้นไม่ให้อากาศยานสามารถบินทะลุไปได้ เรียกเส้นตรงสมมุติที่เกิดจากการอัดตัวของหน้าคลื่นทุกๆหน้า บริเวณส่วนหน้าสุดของอากาศยานขณะทำการบินด้วยความเร็วเท่ากับความเร็วเสียงนี้ว่า **กำแพงเสียง (Sound Barrier)**

ถ้าความเร็วของอากาศยานมากกว่าความเร็วเสียง อากาศยานจะบินผ่านทะลุหน้าคลื่นเสียงที่อัดตัวกันออกไป และหลังจากนั้น หน้าคลื่นเสียงจะอัดตัวกันในลักษณะที่เป็นหน้าคลื่นวงกลมซ้อนเรียงกันไปตามแนวการเคลื่อนที่ของอากาศยาน โดยมีแนวหน้าคลื่นอัดตัวเป็นรูปกรวย (Mach Cone) เรียกว่าหน้าคลื่นของ **คลื่นกระแทก (Shock Wave)** ดังรูปที่ 8-3 (d) โดยพลังงานที่แต่ละหน้าคลื่นพาไปจะเสริมกันบนหน้าคลื่นกระแทก ยิ่งอากาศยานบินเร็วมากกว่าความเร็วเสียงเท่าไร Mach Cone ก็ยิ่งเล็กลง และพลังงานของคลื่นกระแทกจะยิ่งสูงขึ้นเพราะจำนวนหน้าคลื่นที่อัดตัวกันมีมากขึ้น คลื่นกระแทกนี้ทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงความดันอย่างมหาศาล อากาศบริเวณนั้นจะมีความร้อนสูงและขยายตัวอย่างรวดเร็ว เป็นผลให้เกิดเสียงดังคล้ายระเบิดในบริเวณที่เกิดคลื่นกระแทก อาจทำให้กระจกแตกร้าว และเยื่อแก้วหูฉีกขาดได้ เรียกเสียงที่เกิดขึ้นนี้ว่า **Sonic Boom**¹

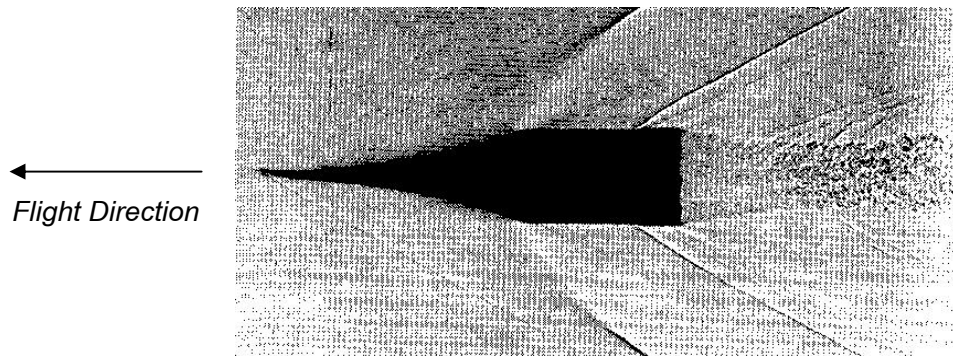
มุมซึ่งเกิดจากคลื่นมักเรียกว่า มุมมัก (Mach Angle) และหาค่าดังกล่าวได้จากสูตร

$$\sin(\alpha) = \frac{a}{v} = \frac{1}{M} \quad \text{โดย } \alpha = \text{มุมมัก}$$

a = ความเร็วเสียง

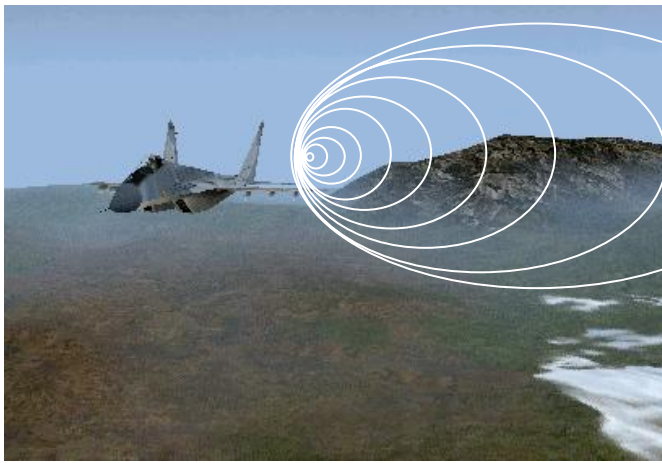
v = ความเร็วจริงของอากาศยาน

จากรูปที่ 8-4 วางวัตถุรูปสี่เหลี่ยมขวางการไหลของกระแสอากาศความเร็ว v ซึ่งเป็นความเร็วเหนือเสียง คลื่นเสียงจะแผ่กระจายออกไปทุกทิศทางเป็นรูปวงกลม เมื่อลากเส้นตรงสัมผัสผิววงกลมทุกๆวง จะได้แนวคลื่นมักและได้มุม θ หรือมุมมัก (Mach Angle)



รูปที่ 8-4 แนวคลื่นมัก (Mach Line) และมุมมัก (Mach Angle)

¹ เครื่องบินที่สามารถบินด้วยความเร็วเหนือเสียง เรียกว่า Supersonic Jet การบอกอัตราเร็วในการบินระดับ supersonic จะบอกเป็นมัก (Mach) โดยกำหนดให้ Mach 1 เท่ากับอัตราเร็วของเสียง เครื่องบินขับไล่ไอพ่นสมัยใหม่ส่วนใหญ่สามารถบินในย่านความเร็วนี้ได้ ตามข้อตกลงการบินระหว่างประเทศ กำหนดให้หลีกเลี่ยงการบินผ่านบริเวณที่อยู่อาศัยของประชาชนด้วยอัตราเร็ว supersonic ในระดับต่ำกว่า 9 กิโลเมตร เพราะจะทำให้เกิดความเสียหายต่อสิ่งก่อสร้างและเกิดอันตรายต่อประชาชนได้



รูปที่ 8-5 กรวยมัค (Mach Cone) ของ Mig-29 M “Fulcrum”

ในความเป็นจริงแล้ว คลื่นอัดตัวที่เกิดขึ้นเมื่ออากาศยานบินทะลุกำแพงเสียง จะจัดเรียงตัวกันเป็นคลื่นมัคแบบกรวย (Mach Cone) ซึ่งเป็นรูปทรงสมมุติ 3 มิติ ดังรูปที่ 8-5

การเพิ่มเลขมัควิกฤติขั้นต่ำ (How to increase Lower M_{CR})

ตามที่ได้กล่าวมาข้างต้นว่า เลขมัควิกฤติขั้นต่ำ (Lower M_{CR}) คือ M_{CR} ค่าแรกที่ทำให้เกิดการไหลความเร็วเท่าเสียงขึ้นเป็นครั้งแรกบนแพนอากาศ (หรือ M_{CR} ที่ทำให้เลขมัคท้องถิ่นที่เป็น M_{peak} ณ จุดใด ๆ มีค่าเท่ากับ 1) และเราได้ทราบมาแล้วว่าย่าน Transonic ที่ $Lower M_{CR} < M_{CR} < Upper M_{CR}$ เกิดแรงต้านเนื่องจากคลื่นอัดตัวสูงมาก ทำให้โครงสร้างอากาศยานต้องรับภาระกรรมสูงมากเช่นกัน ดังนั้นการออกแบบรูปร่างของแพนอากาศและอากาศยานให้มีเลขมัควิกฤติขั้นต่ำสูงมากขึ้นเท่าไรก็ยิ่งเป็นผลดีมากขึ้นเท่านั้น เสมือนเป็นการบีบช่วง Transonic ของอากาศยานให้แคบลง

การเพิ่มเลขมัควิกฤติขั้นต่ำ ทำได้สองวิธี คือ

1. การเพิ่มเลขมัควิกฤติขั้นต่ำ โดยออกแบบรูปร่างให้บาง เพราะแพนอากาศมีรูปร่างและส่วนโค้งแต่ละตำแหน่งไม่เท่ากัน ทำให้เลขมัคท้องถิ่นแต่ละตำแหน่งมีค่าไม่เท่ากัน โดย M_{peak} เกิดขึ้นที่ส่วนหนาที่สุดของรูปร่างแพนอากาศ ดังนั้น ถ้าวัดความโค้งหรือออกแบบให้รูปร่างบางลง ก็เพิ่มเลขมัควิกฤติขั้นต่ำได้ ดังรูปที่ 8-2
2. การเพิ่มเลขมัควิกฤติขั้นต่ำ โดยออกแบบให้ปีกอากาศยานลู่หลัง (Sweep back Wing) ใช้หลักการ “พิจารณาความเร็วกระแสอากาศในทิศทางตั้งฉากกับชายหน้าปีกเท่านั้น ที่ทำให้เกิดคลื่นอัดตัว ส่วนความเร็วขนานชายหน้าปีกเป็นเพียงความเร็วองค์ประกอบที่ทำให้เกิดแรงต้านบนพื้นผิวเท่านั้น” จากรูปที่ 8-6 แสดงให้เห็นว่า

- สมมุติให้ $M_\alpha = 0.7$ ปะทะชายหน้าปีกตรง ทำให้เกิด $M_{peak} = 1$ และเกิด Normal Shock Wave ขึ้นเป็นครั้งแรกบนแพนอากาศ ทำให้ M_α นี้เป็น Lower M_{CR}
- แต่ถ้า $M_\alpha = 0.7$ ปะทะชายหน้าปีกที่มีมุมลู่หลัง 30° ทำให้ M_α ที่ตั้งฉากกับชายหน้าปีกเท่ากับ 0.606 ซึ่งน้อยกว่า 0.7 ทำให้ยังไม่เกิด Normal Shock Wave ขึ้น ทำให้อากาศยานสามารถบินได้เร็วขึ้นไปอีกจนถึง $M_\alpha = 0.808$ ซึ่งทำให้ M_α ที่ตั้งฉากกับชายหน้าปีกเท่ากับ 0.7 และเกิด Normal Shock Wave ขึ้น ซึ่งช่วง $0.808 < M_\alpha \leq 1$ (ช่วงที่เกิดแรงต้านมหาศาลเนื่องจากการพยายามบินทะลุกำแพงเสียง) เป็นช่วงที่แคบกว่า $0.7 < M_\alpha \leq 1$ ทำให้ลดผลกระทบที่เกิดกับโครงสร้างอากาศยานลงได้ตามลำดับ

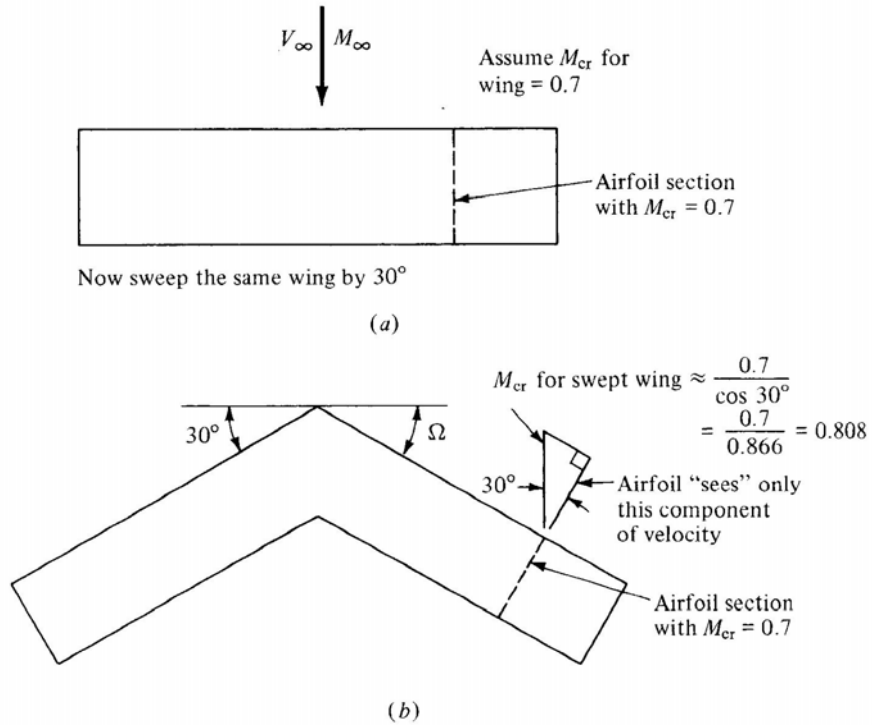
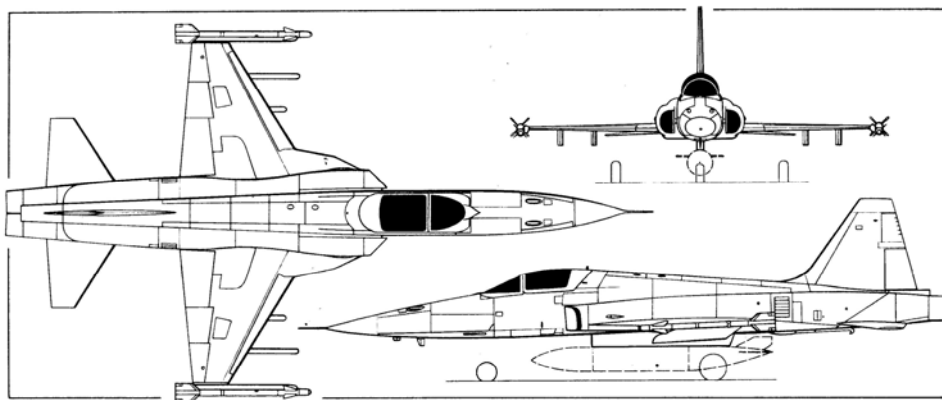


Figure 5.50 Effect of a swept wing on critical Mach number.

รูปท 8-6 แสดงการเพิ่มเลขมควกฤตชนตา โดยออกแบบปกอากาศยานเหมมมุมลูหลัง

4. กฎพื้นที่ (Area Rule) และอุปกรณบ้องกันการไหลแยกตัวของชั้นขิดผิว

กฎพื้นที่ (Area Rule) กล่าวว่ “การจะลดแรงต้านในการบินย่านความเร็วเสียงให้ต่ำลงมากที่สุดเท่าที่จะทำได้นั้น ฝวลำตัวอากาศยานต้องเรียบและมีรูปร่างเพรียวลม” ดังนั้น เมื่อนำกฎพื้นที่มาใช้ในการออกแบบอากาศยาน ให้พื้นที่ตัดขวางของลำตัวค่อยๆ เพิ่มขึ้นอย่างสม่ำเสมอจนถึงจุดสูงสุด แล้วค่อยๆ ลดลงอย่างสม่ำเสมอจนถึงจุดต่ำสุด เช่นบริเวณติดตังปีก ดังรูปที่ 8-7 การทำเช่นนี้จะช่วยลดแรงต้านเนื่องการคลื่นอัดตัวขณะบินย่านความเร็วเหนือเสียงได้เป็นอย่างมาก



Northrop F-5E Tiger II single-seat twin-jet tactical fighter aircraft (Pilot Press)

รูปที่ 8-7 แสดงภาพ Top View ของ บ. F-5 E ที่ถูกออกแบบตามกฎพื้นที่

อุปกรณ์ป้องกันการไหลแยกตัวของชั้นขีดผิว เมื่ออากาศยานบินด้วยความเร็วเสียง มีดังนี้

- Vortex Generator เป็นแผ่นโลหะรูปร่างคล้ายใบมีดเล็กๆ ถูกติดตั้งเป็นแนวยาวเรียงต่อกัน บริเวณผิวปีก เพื่อสร้างชั้นขีดผิวแบบ Turbulent ให้กับกระแสอากาศ เพราะที่ย่านความเร็วเสียง ชั้นขีดผิวแบบ turbulent จะมีพลังงานสูงเพียงพอที่จะไหลเกาะผิวปีก เพื่อสร้างแรงทางอากาศพลศาสตร์ได้อย่างเพียงพอ
- Wing Fence เป็นแผ่นโลหะบาง ช่วยแยกกระแสอากาศที่ไหลวนบริเวณผิวปีกบนและผิวปีกล่าง ให้ความรุนแรงของการไหลวนลดลง
- Saw Tooth เป็นรูปแบบชายหน้าปีกลักษณะเหมือนฟันเลื่อย หน้าทีการทำงานเช่นเดียวกับการติดตั้ง Wing Fence
- Leading Edge Flap หรือแฟลพชายหน้าปีก ช่วยเพิ่มความโค้งให้กับปีกหลังขณะบินด้วยความเร็วต่ำ และมุมปะทะสูง (เพราะปีกหลังเหมาะสำหรับการบินด้วยความเร็วสูง แต่ขณะบินด้วยความเร็วต่ำ เช่น ระหว่างการวิ่งขึ้นหรือร่อนลงสนามบิน ปีกจะสูญเสียแรงยกอย่างรวดเร็วและเข้าสู่การร่วงหล่น) ดังนั้นเมื่อกางแฟลพลง จะช่วยเพิ่มแรงยกให้กับปีกได้เพียงพอสำหรับการบินด้วยความเร็วต่ำ

5. การไหลความเร็วเหนือเสียงผ่านท่อ ตีบ-ถ่าง

ความแตกต่างระหว่างการไหลความเร็วต่ำกว่าเสียงและความเร็วเหนือเสียง คือผลกระทบเรื่องการอัดตัวของกระแสอากาศ ซึ่งความแตกต่างที่เห็นได้ชัดเจน คือ

5.1 เมื่อมีการไหลความเร็วต่ำกว่าเสียงผ่านท่อปลายตีบ (Convergent Nozzle) กระแสอากาศจะถูกลดความดันและเพิ่มความเร็วให้สูงขึ้น ความเร็วสูงสุดที่สามารถเกิดขึ้นได้คือ $M_\alpha = 1$ ทั้งนี้ขึ้นอยู่กับพื้นที่หน้าตัดบริเวณทางออก

5.2 เมื่อมีการไหลความเร็วต่ำกว่าเสียงผ่านท่อปลายถ่าง (Divergent Nozzle) กระแสอากาศจะถูกเพิ่มความดันและลดความเร็วให้ต่ำลง ความเร็วตลอดช่วงการไหลจึงเป็นความเร็วต่ำกว่าเสียง ทั้งนี้ขึ้นอยู่กับพื้นที่หน้าตัดบริเวณทางออก

5.3 เมื่อมีการไหลความเร็วเหนือเสียงผ่านท่อปลายตีบ (Convergent Nozzle) กระแสอากาศจะถูกเพิ่มความดันและลดความเร็วให้ต่ำลง ความเร็วตลอดช่วงการไหลจึงลดลง และอาจลดลงมากที่สุดที่ $M_\alpha = 1$ ทั้งนี้ขึ้นอยู่กับพื้นที่หน้าตัดบริเวณทางออก

5.4 เมื่อมีการไหลความเร็วเหนือเสียงผ่านท่อปลายถ่าง (Divergent Nozzle) กระแสอากาศจะถูกลดความดันและเพิ่มความเร็วให้สูงขึ้น ความเร็วตลอดช่วงการไหลจึงเป็นความเร็วเหนือเสียง ทั้งนี้ขึ้นอยู่กับพื้นที่หน้าตัดบริเวณทางออก

จากความสัมพันธ์ข้างต้น ทำให้วิศวกรอากาศยานสามารถออกแบบช่องรับอากาศเข้าเครื่องยนต์ไอพ่น ที่ทำการบินย่านความเร็วเหนือเสียงได้ โดยมีข้อกำหนดเบื้องต้นว่า “ความเร็วของกระแสอากาศที่ไหลเข้าสู่ชุดอัดอากาศ ต้องเป็นความเร็วต่ำกว่าเสียง (ประมาณ $M_\alpha \leq 0.3$)” เพื่อป้องกัน Compressor Stall และการชำรุดเสียหาย เนื่องจากการอัดตัวของกระแสอากาศ ดังรูปที่ 8-8



รูปที่ 8 – 8 แสดง บ.F-22 “Raptor” ใช้สันดาปท้าย (Max.AB) ขณะทำการบินที่ $M_\alpha = 1.5$ อากาศไหลเข้าเครื่องยนต์ Turbo Fan ผ่านช่องรับอากาศลักษณะ ตีบ-ถ่าง เมื่อมีการไหลความเร็วเหนือเสียง

6. ประเภทของคลื่น ที่เกิดจากการไหลความเร็วเหนือเสียง

เมื่ออากาศยานบินในย่านความเร็วเสียง จะเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างมากกับ ความเร็ว ความดัน ความหนาแน่น และทิศทางการไหล ปรากฏการณ์การไหลที่เปลี่ยนแปลงจะแสดงให้เห็นได้อย่างชัดเจน เรียกว่า “การก่อดตัวของคลื่นอัดตัว” ซึ่งมีสองลักษณะ ดังนี้

6.1 คลื่นอัดตัว (compression wave) เกิดขึ้นทันทีทันใด และสูญเสียพลังงานอย่างรวดเร็ว

6.2 คลื่นขยายตัว (expansion wave) เกิดขึ้นอย่างค่อยเป็นค่อยไป และไม่สูญเสียพลังงานเช่น คลื่นอัดตัว

อธิบายรายละเอียดของคลื่นทั้งสองชนิดได้ ดังนี้

■ คลื่นอัดตัว (compression wave) ในย่านการไหลความเร็วเสียง แบ่งเป็นสองประเภท ดังนี้

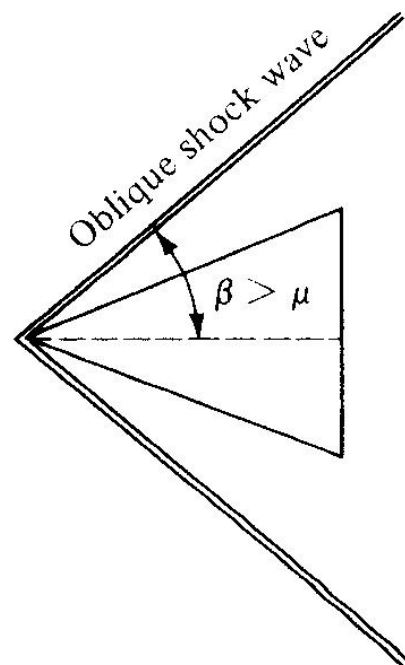
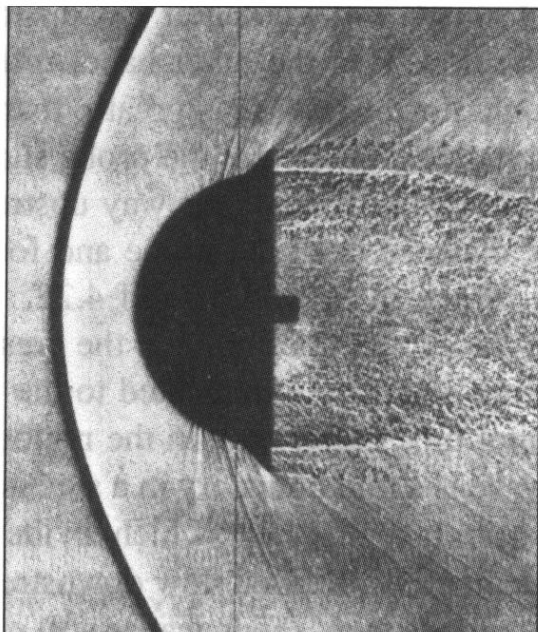
- คลื่นอัดตัวแบบตั้งฉาก (normal shock wave) เกิดเมื่ออากาศยานบินเร่งความเร็วจนเท่ากับความเร็วเสียง หน้าคลื่นอัดตัวที่ขวางการไหลจึงอัดตัวจนเป็นเส้นตรง ปรากฏการณ์นี้จะเกิดอีกครั้ง เมื่ออากาศยานลดความเร็วจากความเร็วเหนือเสียง ผ่านความเร็วเสียง เป็นความเร็วต่ำกว่าเสียง ดังรูปที่ 8 – 9 (a)

สรุปว่า เมื่อใดที่มีการเพิ่ม หรือลดความเร็วผ่านความเร็วเสียง จะเกิดคลื่นอัดตัวแบบตั้งฉากขึ้น กระแสอากาศหลังคลื่นอัดตัวแบบตั้งฉากมีการเปลี่ยนแปลง ดังนี้

- ความเร็วหลังคลื่นอัดตัวแบบตั้งฉาก เป็นความเร็วต่ำกว่าเสียง
- ทิศทางการไหลคงที่ ไม่เปลี่ยนแปลง
- ความดันสถิตยหลังคลื่นอัดตัวแบบตั้งฉากเพิ่มขึ้นอย่างมาก
- ความหนาแน่นหลังคลื่นอัดตัวแบบตั้งฉากเพิ่มขึ้นอย่างมาก
- พลังงานหลังคลื่นอัดตัวแบบตั้งฉากลดลงอย่างมาก

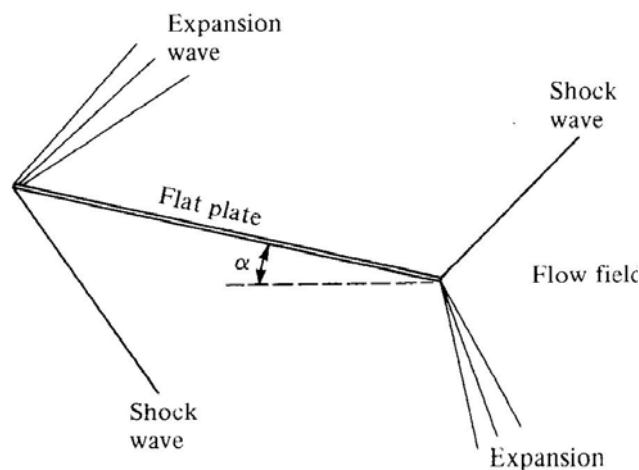
สรุปว่า คลื่นอัดตัวแบบตั้งฉาก ทำให้สูญเสียพลังงานเป็นอย่างมาก ตรงกับกราฟรูปที่ 5-10 ซึ่งแสดงให้เห็นว่า แรงต้านเพิ่มขึ้นมหาศาลเมื่อบินผ่านกำแพงเสียง

- คลื่นอัดตัวแบบเฉียง (oblique shock wave) เกิดเมื่อมีการไหลความเร็วเหนือเสียงผ่านวัตถุรูปทรงคล้ายลิ้ม ทำให้การไหลเปลี่ยนแปลงทิศทางไปตามแนวของพื้นผิว เกิดคลื่นอัดตัวแบบเฉียงซึ่งเฉียงทำมุมกับทิศทางการไหลเกิน 90 องศา ดังรูปที่ 8 – 9 (b) กระแสอากาศหลังคลื่นอัดตัวแบบเฉียงมีการเปลี่ยนแปลง ดังนี้
 - ความเร็วหลังคลื่นอัดตัวแบบเฉียงลดลง แต่ยังเป็นความเร็วเหนือเสียง
 - ทิศทางการไหลเฉียงทำมุมกับทิศทางการไหลเกิน 90 องศา
 - ความดันสถิตยหลังคลื่นอัดตัวแบบเฉียงเพิ่มขึ้น
 - ความหนาแน่นหลังคลื่นอัดตัวแบบเฉียงเพิ่มขึ้น
 - พลังงานที่สูญเสียหลังคลื่นอัดตัวแบบเฉียง ถูกเปลี่ยนเป็นพลังงานความร้อน แสง และเสียง



รูปที่ 8 – 9 แสดงคลื่นอัดตัวแบบตั้งฉาก และคลื่นอัดตัวแบบเฉียง

- คลื่นขยายตัว (expansion wave) เมื่อมีการไหลความเร็วเหนือเสียงผ่านมุมป้าน ทำให้คลื่นต้องเคลื่อนที่อ้อมมุมเกิน 180 องศา ดังรูปที่ 8 – 10 กระแสอากาศหลังคลื่นขยายตัวมีการเปลี่ยนแปลง ดังนี้
 - ความเร็วหลังคลื่นขยายตัวเพิ่มขึ้น เป็นความเร็วเหนือเสียง
 - ทิศทางการไหลตามพื้นผิว อ้อมมุมเกิน 180 องศา
 - ความดันสถิตย์หลังคลื่นขยายตัวลดลง
 - ความหนาแน่นหลังคลื่นขยายตัวลดลง
 - เนื่องจากการเปลี่ยนแปลงทิศทางการไหลเป็นไปอย่างราบเรียบ จึงไม่เกิดคลื่นอัดตัว และไม่สูญเสียพลังงาน



รูปที่ 8 – 10 แสดงคลื่นขยายตัว

7. รูปร่างของอากาศยานสำหรับการบินย่านความเร็วเสียง

อากาศยานที่สามารถทำการบินย่านความเร็วเสียงได้ดี ต้องมีรูปร่างดังนี้

- 7.1 ปีก ต้องมีอัตราส่วนสนทรรศต่ำ เรียวบาง (*thickness/chord ratio ; t/c* ต่ำ) มีมุมลู่หลัง ชายหน้าและชายหลังบางคม
- 7.2 ลำตัว ต้องมีอัตราส่วนสันฐาน (*fineness ratio*) สูง (ยาวและเพรียวลม) และเป็นไปตามกฎพื้นที่
- 7.3 ท่อนหาง ลักษณะเดียวกับปีก
- 7.4 เครื่องยนต์ เป็นแบบกังหันไอพ่น (*turbofan, turbojet, rocket engine*) เท่านั้น

8. กำแพงความร้อน (Heat Barrier) เมื่อความเร็วของอากาศซึ่งสัมผัสกับเทห์วัตถุลดลง อุณหภูมิของอากาศจะเพิ่มขึ้น สภาพเช่นนี้มิได้เกิดเฉพาะจุดที่อากาศหยุดนิ่ง (Stagnation point) บนอากาศยานเท่านั้น แต่เกิดตลอดชั้นขีตผิว ทั้งแบบการไหลราบเรียบ และการไหลอลวนด้วย ถ้าอากาศยานบินในย่านความเร็วเสียงแล้ว อุณหภูมิของชั้นขีตผิวจะเพิ่มขึ้นอย่างมาก จนกระทั่งโครงสร้างอากาศยานอาจทนไม่ได้

ถ้ากระแสอากาศถูกทำให้หยุดนิ่ง ณ จุดใดจุดหนึ่งบนเทห์วัตถุ อุณหภูมิปะทะ (Ram Temp.) จะเพิ่มขึ้น จากสมการต่อไปนี้

$$\Delta T = \frac{v^2 MPH}{10050} \quad ^\circ C$$

$$\Delta T = \frac{v^2 MPH}{5580} \quad ^\circ F$$

$$\Delta T = T(0.2M^2)$$

โดย ΔT คือ อุณหภูมิปะทะที่เพิ่มขึ้น (Ram Temperature Rise)

T คือ อุณหภูมิภายนอก (Ambient Temperature)

M คือ เลขมัค

สรุป อากาศยานที่บินย่านความเร็วเสียง มีความแตกต่างกับอากาศยานที่บินย่านความเร็วต่ำกว่าเสียงเป็นอย่างมาก เนื่องจากผลกระทบของการอัดตัว และเป็นความพยายามของมนุษย์ที่จะเอาเอาชนะกำแพงเสียง ทำให้ในปัจจุบัน อากาศยานพาณิชย์ที่ขับเคลื่อนด้วยเครื่องยนต์กังหันไอพ่น และอากาศยานประเภทขับไล่/โจมตีทุกแบบมีขีดความสามารถในการบินย่านความเร็วเสียงได้ จึงเป็นความจำเป็นที่ นทท.ต้องศึกษาและทำความเข้าใจ ทั้งนี้สามารถค้นคว้าเพิ่มเติมได้จากหนังสือเทคโนโลยีการบิน เพื่อให้ภารกิจทางยุทธการและการสนับสนุนการบินเป็นไปด้วยความปลอดภัย

ภาคผนวก

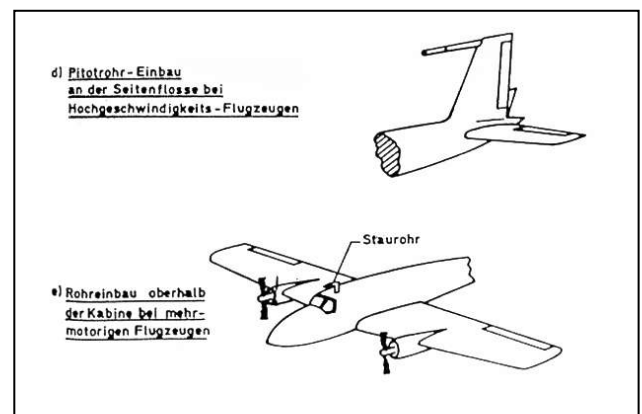
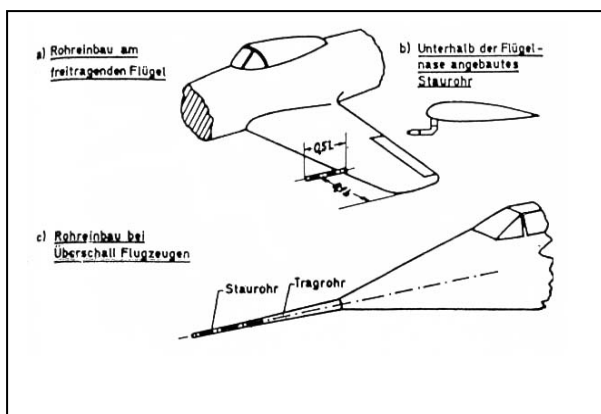
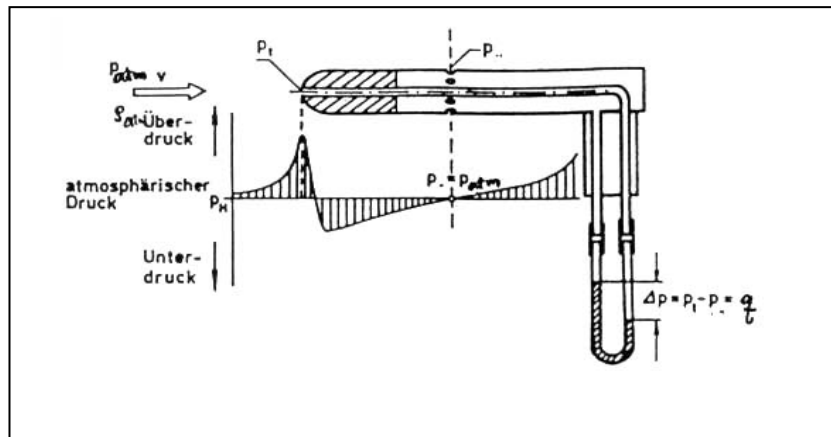
1. การวัดความเร็วของกระแสอากาศ และชนิดของอัตราเร็วอากาศ

1.1 การวัดความเร็วของกระแสอากาศ (airspeed measurement)

การวัดความเร็วของกระแสอากาศใช้หลักการ การหาความดันพลวัต เนื่องจากภายในท่อปีโตต์ ไม่มีการไหลของกระแสอากาศ ดังนั้นความดันที่ไหลผ่านท่อจึงเป็นความดันรวม โดยส่วนหน้าสุด ทำหน้าที่รับค่าความดันรวม และ static port ทำหน้าที่รับค่าความดันสถิตย์ โดยส่งค่าทั้งสองไปยัง เครื่องมือแปลงผล ทำให้ความดันที่เครื่องวัดอ่านได้ คือความแตกต่างระหว่างความดันรวมและความดันสถิตย์ หรือความดันพลวัตนั่นเอง (รายละเอียดตามบทที่ 2) ตามปกติเครื่องวัดจะถูกปรับ ตั้งให้อ่านค่าที่ถูกต้องที่ระดับน้ำทะเล

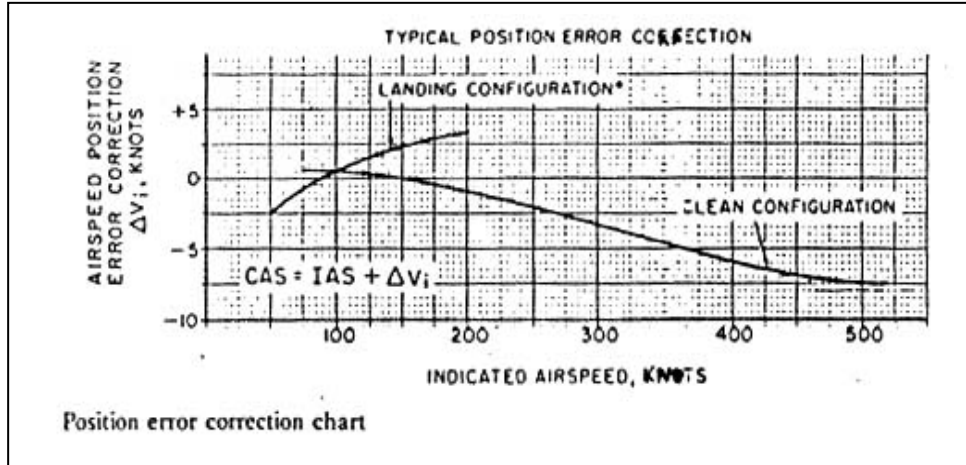
1.2 ชนิดของอัตราเร็วอากาศ (type of airspeed)

1.2.1 Indicated Airspeed; IAS คืออัตราเร็วที่อ่านได้จากเครื่องวัดโดยตรง แต่ถ้าเครื่องวัดมีความผิดพลาดเนื่องจากตำแหน่งติดตั้ง การอัดตัวของกระแสอากาศ หรือการเปลี่ยนแปลงความหนาแน่น เนื่องจากเปลี่ยนระดับเพดานบินที่นอกเหนือจากระดับน้ำทะเล ค่าที่อ่านได้จากเครื่องวัดจะไม่ใช่ค่าที่แท้จริง



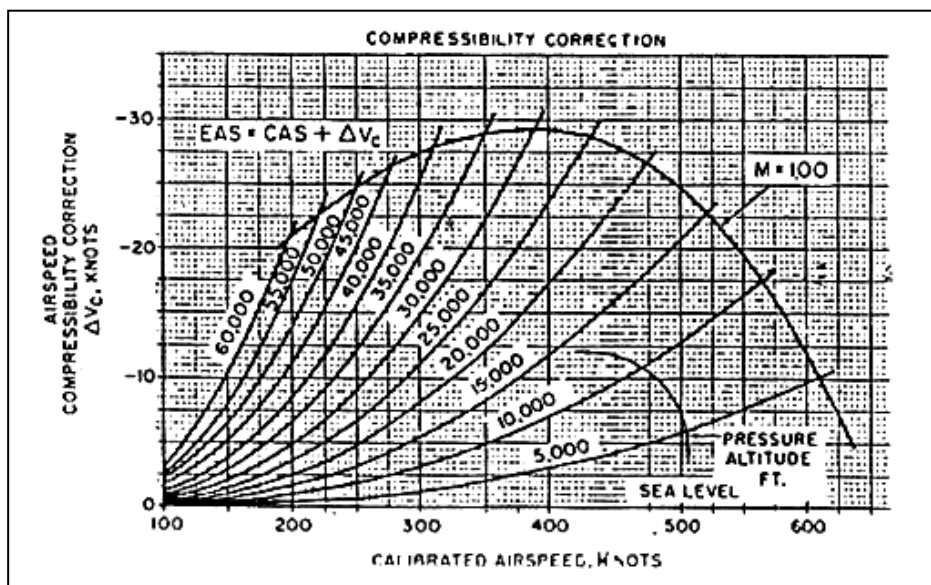
รูปที่ 1 แสดง pitot – static tube และตำแหน่งติดตั้ง ที่มีผลกระทบกับ Indicated Airspeed

- 1.2.2 Calibrated Airspeed; CAS คืออัตราเร็วที่ได้จากการปรับแก้ Indicated Airspeed สำหรับเครื่องบินที่มีความเร็วสูงและบินที่ระยะสูงมากๆ อากาศที่ไหลเข้า pitot tube จะเกิด ram effect ทำให้อ่านค่าความดันพลวัตได้มากกว่าปกติ ความเร็วที่อ่านได้จึงสูงกว่าปกติ



รูปที่ 2 แสดงการแปลง IAS เป็น CAS โดยพิจารณา AIRSPEED POSITION ERROR CORRECTION

- 1.2.3 Equivalent Airspeed; EAS คือ Calibrated Airspeed ที่ได้รับการแก้ไขผลกระทบเนื่องจากการอัดตัว (compressibility effect) เรียบร้อยแล้ว และเพื่อให้ได้ True Airspeed จะต้องมีการแก้ไขเพิ่มเติมอีก เนื่องจาก IAS จะวัดความดันพลวัต (q) ซึ่ง $q = \frac{\sigma V^2}{295}$ เมื่อระยะสูงเพิ่มขึ้น σ จะลดลง ทำให้ความดันพลวัตลดลง ความเร็วที่คำนวณได้จึงมีค่าน้อยกว่าที่เป็นจริง



รูปที่ 3 แสดงการแปลง CAS เป็น EAS โดยพิจารณาแก้ไขผลกระทบเนื่องจากการอัดตัว

1.3.4 True Airspeed; TAS คือ Equivalent Airspeed ที่แก้ไขผลกระทบจากระยะสูง (การเปลี่ยนแปลงความหนาแน่น) เรียบร้อยแล้ว ซึ่งทั้งคู่ต้องให้ความดันพลวัตเท่ากัน เมื่อทราบ EAS ก็สามารรถคำนวณหา TAS ได้ ดังนี้

$$TAS^2 \sigma = EAS^2 \sigma_0 \quad \text{เมื่อ } \sigma_0 = 1$$

$$TAS = EAS \sqrt{\frac{1}{\sigma}} = \frac{EAS}{\sqrt{\sigma}}$$

เมื่อ EAS คืออัตราเร็วเสมือน

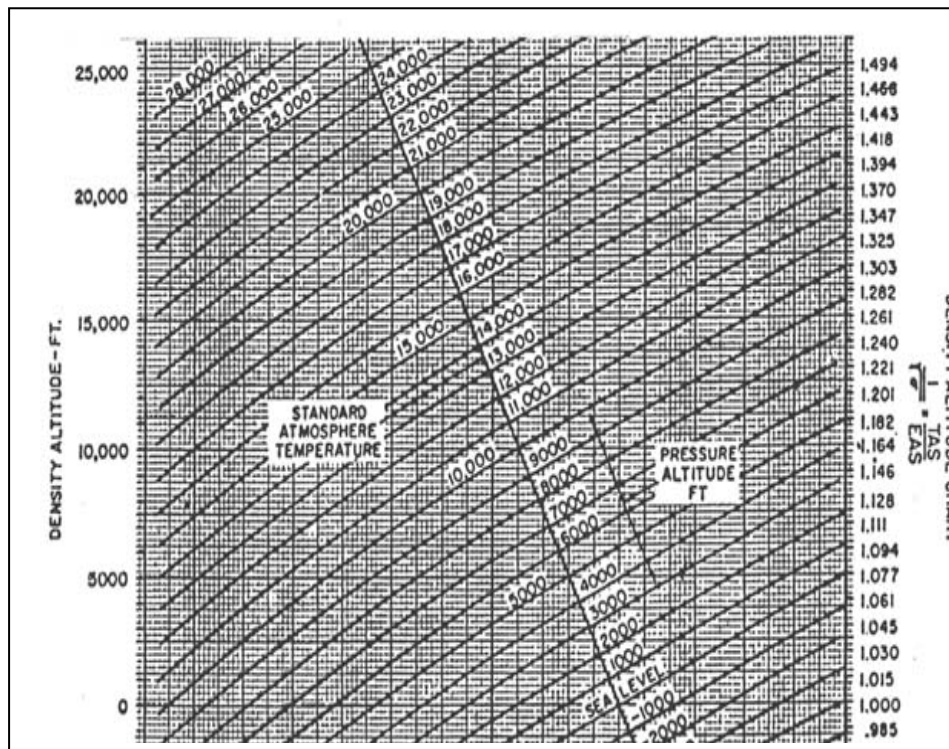
TAS คืออัตราเร็วจริง

σ คือ อัตราส่วนความหนาแน่นของอากาศ มีค่ามากที่สุดที่ระดับน้ำทะเล

และลดลงไปเรื่อยๆเมื่อความสูงเพิ่มขึ้น กำหนดให้ $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$

อีกนัยหนึ่งนั้น True Airspeed; TAS คือ อัตราการเคลื่อนที่ของอากาศยาน เปรียบเทียบกับมวลอากาศรอบ ๆ อากาศยานในขณะนั้น ถ้ามวลอากาศมีการเคลื่อนที่หรือมีลม ทำให้ TAS มีค่าไม่เท่ากับ GS แต่ถ้าลมสงบก็จะทำให้ TAS = GS

Ground Speed; GS คือ อัตราการเคลื่อนที่ของอากาศยาน เปรียบเทียบกับพื้นโลก หรืออีกนัยหนึ่ง คือความเร็วของอากาศยานบนพื้นดินเมื่อแก้ผลกระทบเนื่องจากลมแล้ว โดยมากใช้หน่วยเป็นไมล์ทะเล (nautical miles) กำหนดให้ 1 NM = 1.85 km



รูปที่ 4 แสดงแสดงการแปลง EAS เป็น TAS โดยพิจารณาผลกระทบเนื่องจากการเปลี่ยนแปลงความหนาแน่น เมื่อความสูงเพิ่มขึ้น

2. ปริมาณพื้นฐานของอากาศที่เกี่ยวข้องกับการบิน

2.1 ความดัน (Pressure) หมายถึง แรงที่กระทำในแนวตั้งฉากกับหน่วยพื้นที่ (a force per unit area) ใช้สัญลักษณ์ P ในที่นี้ กำหนดให้ แรง คือน้ำหนักโมเลกุลของอากาศที่กดลงบนหน่วยพื้นที่ใดๆ หน่วยของความดันคือ N/m^2 หรือ lbf/ft^2

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

2.2 ความหนาแน่น (density) คืออัตราส่วนระหว่างมวลของโมเลกุลของอากาศ ต่อปริมาตรที่บรรจุอากาศ (mass per unit volume) ใช้สัญลักษณ์ ρ กำหนดให้หน่วยของความหนาแน่นคือ kg/m^3 หรือ $slug/ft^3$

$$\rho = \frac{m}{V}$$

2.3 อุณหภูมิ (temperature) คือตัวบอกระดับพลังงานจลน์เฉลี่ยของอนุภาคก๊าซ ใช้สัญลักษณ์ T กำหนดให้ KE คือพลังงานจลน์ของก๊าซ และ T คืออุณหภูมิของก๊าซ ตัวแปรทั้งสองมีความสัมพันธ์กันตามสมการ $KE = \frac{3}{2}kT$ (เมื่อ k คือค่าคงที่ของ Boltmann กำหนดให้

$$k = 1.38 \times 10^{-23} J/K$$

) โดยปกติแล้ว หน่วยของอุณหภูมิคือ $^{\circ}C$ หรือ $^{\circ}F$ แต่ทางอากาศพลศาสตร์กำหนดให้หน่วยของอุณหภูมิคือ เคลวิน (K) เมื่อ $K = 273.15 + ^{\circ}C$

2.4 ความเร็วการไหล และกระแสการไหล (flow velocity and stream line) คือความเร็วและการไหลของกระแสอากาศผ่านรูปทรงที่เราพิจารณา ใช้สัญลักษณ์ V ความเร็วเป็นปริมาณเวกเตอร์ที่มีทั้งขนาดและทิศทาง หน่วยของความเร็วคือ m/s , ft/s หรือ km/hr เป็นต้น

เมื่อมีการไหลของกระแสอากาศ ทำให้ปริมาณทั้งสี่ข้างต้น (P, ρ, T, V) มีการเปลี่ยนแปลงซึ่งสามารถทำการทดลองเพื่อศึกษารูปแบบการไหลได้โดยใช้อุโมงค์ลม (wind tunnel)

เมื่อพิจารณาการไหลของกระแสอากาศผ่านรูปทรงทางอากาศพลศาสตร์แล้ว ทำให้ทราบว่าการไหลทางอากาศพลศาสตร์เกิดจากการกระจายความดัน (pressure distribution) และความเค้นเฉือน (shear stress) หรือการเสียดสี (friction) บนพื้นผิววัตถุ

2.5 สมการสำหรับก๊าซสมบูรณ์ (Equation of State for Perfect Gas)

ความสัมพันธ์ระหว่างความดัน (P), ความหนาแน่น (ρ) และอุณหภูมิ (T) สำหรับก๊าซสมบูรณ์ แสดงดังสมการต่อไปนี้

$$P = \rho RT$$

เมื่อ R คือค่าคงที่จำเพาะของก๊าซ (กำหนดให้ $R = 287 \frac{J}{kg \cdot K}$ หรือ $1,716 \frac{ft \cdot lbf}{slug \cdot (^{\circ}R)}$)

ตารางแสดงหน่วยของปริมาณทางอากาศพลศาสตร์

	English Engineering System	SI
P	lbf / ft^2	N / m^2
ρ	$slug / ft^3$	kg / m^3
T	$^{\circ}R$	K
V	ft / s	m / s
R	$1,716 \frac{ft \cdot lbf}{slug \cdot (^{\circ}R)}$	$287 \frac{J}{kg \cdot K}$

ตัวอย่าง ถ้าบรรจุก๊าซความดันสูงสำหรับอุโมงค์ลมความเร็วเหนือเสียง ซึ่งมีปริมาตร 1,000 ลูกบาศก์ฟุต ถ้าอากาศมีความดัน 30 atm และอุณหภูมิ 530 $^{\circ}R$ จงหามวลของอากาศในถัง (ในหน่วย slugs และ lbm)

วิธีทำ ความดัน $1 \text{ atm} = 2,116 \text{ lb} / ft^2$
 ดังนั้น ความดันในถัง $30 \text{ atm} = 30 \times 2,116 = 6.348 \times 10^4 \text{ lb} / ft^2$

ใช้ความดันเพื่อหาความหนาแน่น จากความสัมพันธ์ $P = \rho RT$

$$\begin{aligned} \text{ดังนั้น} \quad \rho &= \frac{P}{RT} = \frac{6.345 \times 10^4 \text{ lb} / ft^2}{(1,716 \frac{ft \cdot lb}{slug \cdot (^{\circ}R)}) \times (530^{\circ}R)} \\ &= 6.98 \times 10^{-2} \text{ slug} / ft^3 \end{aligned}$$

จากความสัมพันธ์ $\rho = \frac{m}{V}$

$$\begin{aligned} \text{ดังนั้น มวลของอากาศ หรือ} \quad m &= \rho V \\ &= (6.98 \times 10^{-2} \text{ slug} / ft^3) \times (1,000 \text{ ft}^3) \\ &= 69.8 \text{ slug} \end{aligned}$$

โดย 1 $slug$ เท่ากับ 32.2 lbm

$$\text{ดังนั้น} \quad 69.8 \text{ slug} = (69.8) \times (32.2) = 2,248 \text{ lbm} \quad \text{ตอบ}$$

2 คำจำกัดความของบรรยากาศมาตรฐาน (Definition of the Standard Atmosphere)

จากที่กล่าวข้างต้นว่า ความดัน อุณหภูมิ และความหนาแน่นนั้น แปรผันตามความสูง ชั้นบรรยากาศมาตรฐานจะแสดงการเปลี่ยนแปลงอุณหภูมิ เมื่อความสูงเปลี่ยนแปลง ดังตารางต่อไปนี้

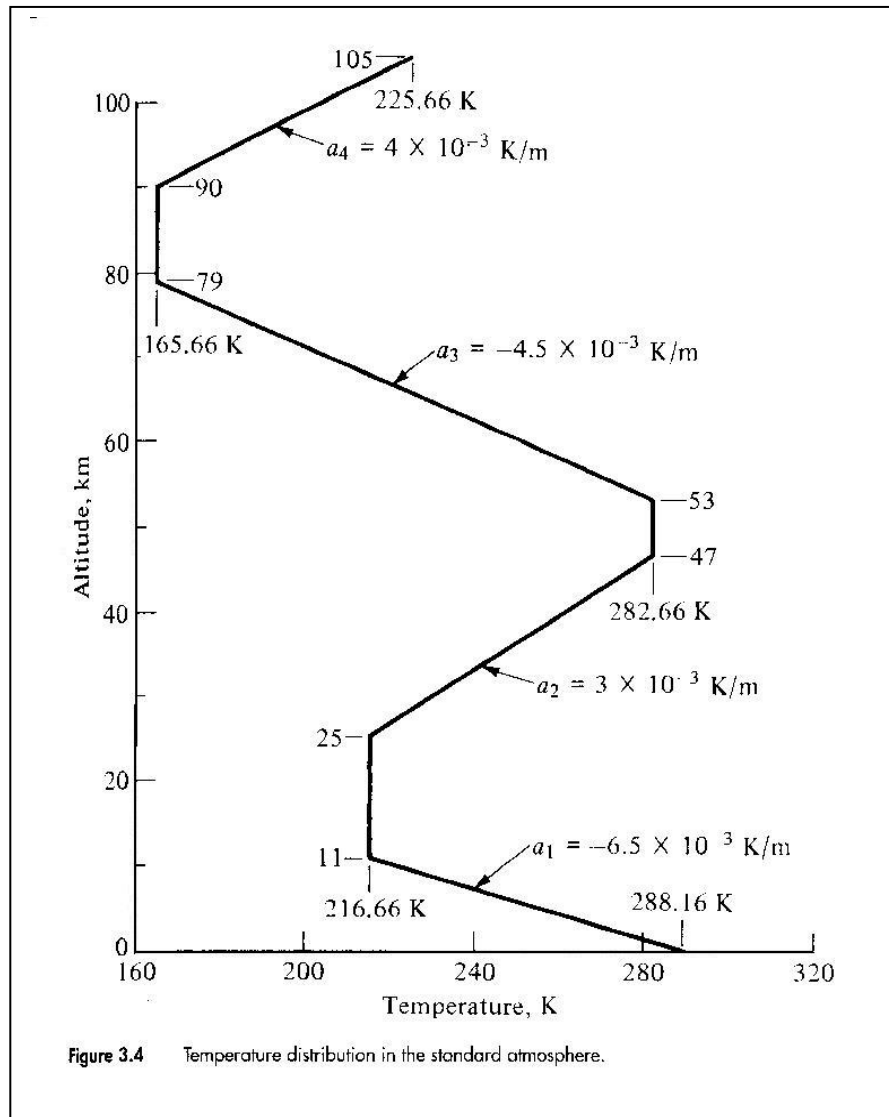


Figure 3.4 Temperature distribution in the standard atmosphere.

ช่วงกราฟที่มีความชัน เป็นช่วงที่มีการเปลี่ยนแปลงอุณหภูมิ เมื่อมีการเปลี่ยนแปลงความสูง (ช่วง a_1, a_2, a_3 และ a_4) เรียกว่า Gradient Region ส่วนช่วงกราฟที่เป็นเส้นตรงขนานแกน Y เป็นช่วงที่อุณหภูมิตคงที่ เมื่อมีการเปลี่ยนแปลงความสูง (ช่วง b_1, b_2 และ b_3) เรียกว่า Isothermal Region สำหรับเครื่องบินโดยทั่วไป จะพิจารณาแค่ช่วง a_1 และ b_1 เท่านั้น (เพราะเครื่องบินไอพ่นสมรรถนะสูง จะบินได้เพดานบินสูงสุดไม่เกิน 50,000 ถึง 60,000 ฟิต) แต่ขอบของ Isothermal Region: b_1 คือ ความสูง 25 กิโลเมตร หรือประมาณ 82,500 ฟิต ซึ่งมีเครื่องบินไอพ่นปกติแบบใดสามารถบินได้สูงถึงระดับนี้ได้ ยกเว้นเครื่องบินบางแบบ เช่น Mig-25 "FOXBAT" ของรัสเซีย, SR-71 "BLACK BIRD" หรือ X-15 ของสหรัฐอเมริกา ที่นักบินต้องสวมชุดนักบินอวกาศเท่านั้น

ช่วงกราฟ a_1 หรือ Gradient Region: a_1 เป็นช่วงที่อุณหภูมิลดลงแบบเชิงเส้น เมื่อความสูงเพิ่มขึ้น โดยสมมติให้อุณหภูมิที่ระดับน้ำทะเล ($h = 0$) เท่ากับ $15^{\circ}C$ หรือ $288.16 K$ และอุณหภูมิจะลดลงตามสมการ $T = T_{SL} + a(h - h_{SL})$

เมื่อ	T	แทนอุณหภูมิที่ความสูง h
	T_{SL}	แทนอุณหภูมิที่ระดับน้ำทะเล
	h	แทนความสูงที่ต้องการหาอุณหภูมิ T
	h_{SL}	แทนความสูงที่ระดับน้ำทะเล มีค่าเท่ากับ 0 ฟุต
	a	แทน lapse rate สำหรับ Gradient Layer มีค่า $-6.5 \frac{K}{km}$

พิจารณาบรรยากาศมาตรฐานที่ระดับน้ำทะเล

$$P_{SL} = 1.01325 \times 10^5 N/m^2 = 2,116.2 lb/ft^2$$

$$\rho_{SL} = 1.225 kg/m^3 = 0.0023 slug/ft^3$$

$$T_{SL} = 288.16 K = 518.69 ^{\circ}R$$

จะได้อุณหภูมิที่ระดับน้ำทะเล ดังนี้

จาก $T = T_{SL} + a(h - h_{SL})$

$$T = 288.15 + (-6.5)(0 - 0) = 288.15 K$$

ที่ความสูง 1 กิโลเมตรเหนือระดับน้ำทะเล

$$T = 288.15 + (-6.5)(1 - 0) = 281.65 K \text{ หรือ } 8.5 ^{\circ}C$$

จะเห็นว่า เมื่อความสูงเพิ่มขึ้น 1 กิโลเมตร อุณหภูมิจะลดลง $6.5 ^{\circ}C$

ที่ความสูง 11 กิโลเมตรเหนือระดับน้ำทะเล (ขอบบนของ Gradient Region: a_1)

$$T = 288.15 + (-6.5)(11 - 0) = 216.65 K \text{ หรือ } -56.5 ^{\circ}C$$

นั่นคือ ตั้งแต่ความสูง 11 กิโลเมตร (ประมาณ 36,300 ฟุต) ถึงความสูง 25 กิโลเมตร (ประมาณ 82,500 ฟุต) อากาศจะมีอุณหภูมิตั้งแต่ $-56.5 ^{\circ}C$ ซึ่งเป็นความสูงที่เครื่องบินโดยสารไอพ่นทำการบิน

4. สัญลักษณ์ และการแปลงหน่วย

*Symbols and Conversion Factors***SYMBOLS**Meter, *m*Kilogram, *kg*Second, *s*Kelvin, *K*Foot, *ft*Pound force, *lb* or *lb_f*Pound mass, *lb_m*Degree rankine, ⁰*R*Newton, *N*Atmosphere, *atm*Sea level, *SL***CONVERSION FACTORS**

$$1 \text{ ft} = 0.3048 \text{ m}$$

$$1 \text{ slug} = 14.549 \text{ kg}$$

$$= 32.2 \text{ lb}_m$$

$$1 \text{ lb}_m = 0.4536 \text{ kg}$$

$$1 \text{ lb}_f = 4.448 \text{ N}$$

$$1 \text{ atm} = 2,116 \text{ lb/ft}^2 = 1.01 \times 10^5 \text{ N/m}^2$$

$$1 \text{ K} = 1.8 \text{ } ^\circ\text{R}$$

$$\text{K} = 273.15 + \text{ } ^\circ\text{C}$$

C-130 HERCULES

C-130 HERCULES เป็นเครื่องบินขนส่งสัมภาระทางอากาศ โดยใช้ทางขึ้นด้านข้างและ ประตูด้านท้ายของเครื่อง สร้างขึ้นโดยบริษัท Lockheed Martin Aeronautics เมื่อวันที่ 23 สิงหาคม ปี1954 เครื่องต้นแบบ YC-130A HERCULES ได้ทำการบินทดสอบครั้งแรก ที่ Burbank, California รุ่นแรกของการสร้างคือ C-130A ติดตั้งเครื่องยนต์ turboprops ของ Allison แบบ T-56-A-9 ใบบัดมี 3 กลิบ จำนวน 4 เครื่องยนต์

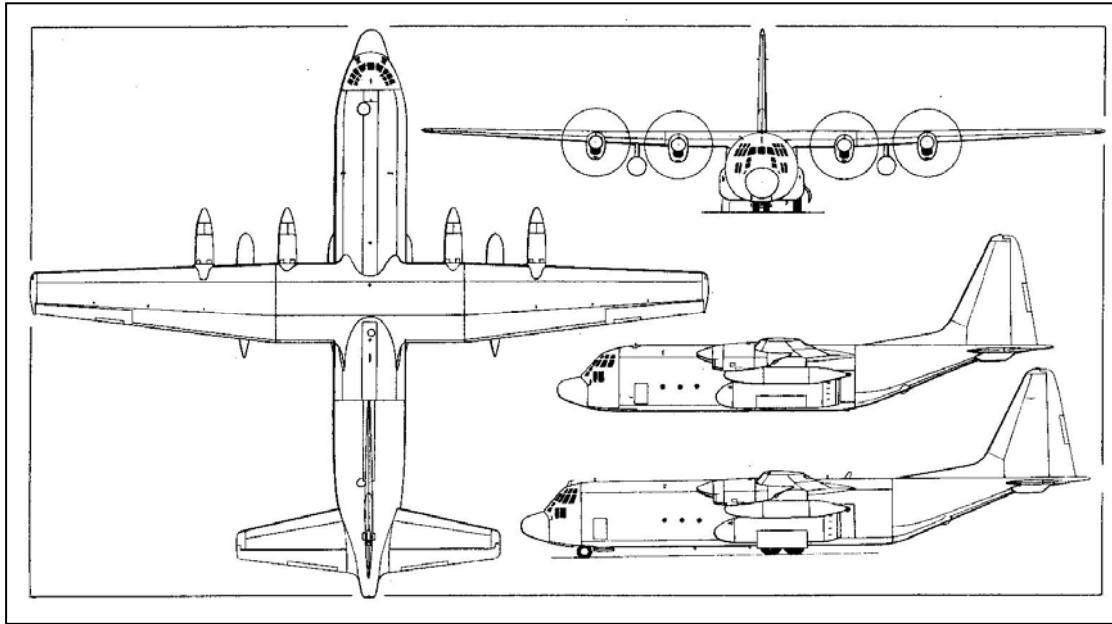
C-130A ทำการบินครั้งแรกเมื่อวันที่ 7 เมษายน ปี1955 และเริ่มส่งมอบให้กับกองทัพอากาศสหรัฐ ฯ ในเดือนธันวาคม ปี1956 นับถึงปัจจุบันรวมห้าทศวรรษ (ห้าสิบปี) แล้ว นับตั้งแต่ที่กองทัพอากาศสหรัฐ ฯ ได้เริ่มออกข้อกำหนด และออกแบบเพื่อสร้างเครื่องบินแบบนี้ และปัจจุบัน C-130 HERCULES ก็ยังอยู่ในสายการผลิตของบริษัท ในช่วงสงครามเวียดนามนั้น C-130A จำนวนหนึ่งได้ถูกดัดแปลงโดยติดตั้งปืนกลอากาศ ขนาด 20 มิลลิเมตรบริเวณด้านข้างลำตัว และปืนกลขนาด 7.62 มิลลิเมตร นอกจากนี้ยังมีระบบที่ใช้ตรวจจับเป้าหมายและระบบแสง Infra-red (Forward Looking Infra-Red: FLIR) สำหรับการบินลาดตระเวนในเวลากลางคืน ต่อมาภายหลังใช้ชื่อว่า AC-130A

C-130B เข้าประจำการในเดือน มิถุนายน ปี1959 โดยได้นำใบบัด 4 กลิบมาติดตั้งกับเครื่องยนต์ turboprops ของ Allison แบบ T-56-A-7 มีความจุเชื้อเพลิงเพิ่มขึ้น โดยมี C-130B จำนวนหนึ่งถูกใช้ในภารกิจดับเพลิงทางอากาศ

C-130D เป็น HERCULES รุ่นที่ได้รับการดัดแปลงจาก C-130A เนื่องจากได้นำฐานสกี (Skis) มาติดตั้งแทนล้อ เพื่อให้ C-130D สามารถร่อนลงจอดได้ในภูมิประเทศแถบ Arctic โดย Main Skis ยาว 20 ฟุต (6 เมตร) และกว้าง 6 ฟุต (1.8 เมตร) สำหรับ Nose Ski ยาว 10 ฟุต (3 เมตร) และกว้าง 6 ฟุต (1.8 เมตร) นอกจากนี้ ในรุ่นนี้ยังเพิ่มความจุถังเชื้อเพลิงและยังมีระบบ JATO (Jet Assistance for Take Off) อยู่ในบริเวณด้านข้างลำตัวเพื่อช่วยเพิ่มกำลังขับในการวิ่งขึ้น

C-130E เป็น HERCULES ที่ได้รับการปรับปรุงจาก C-130B โดยมีพิสัยการบินที่ไกลขึ้น เข้าประจำการในเดือนเมษายน ปี1962 มีกำลังขับเครื่องยนต์ที่เพิ่มมากขึ้น ใช้เครื่องยนต์ turboprops ของ Allison แบบ T-56-A-7A และมีถังเชื้อเพลิงติดตั้งอยู่ภายนอก

C-130H เป็น HERCULES รุ่นที่คล้ายคลึงกับ C-130E โดยเปลี่ยนไปใช้เครื่องยนต์ turboprops ของ Allison แบบ T-56-A-T5 มีการแผนแบบส่วนนอกของปีกใหม่ ปรับปรุงระบบ avionics และระบบอื่นๆ เริ่มส่งมอบเข้าประจำการในเดือนกรกฎาคม ปี1974 โดย C-130H เป็นรุ่นที่ทำการผลิตมากที่สุดของเครื่องบินในตระกูล C-130 HERCULES และเป็นรุ่นที่เข้าประจำการในกองทัพอากาศไทยด้วย ทั้งรุ่นลำตัวสั้น และลำตัวยาว จำนวน 12 เครื่อง สังกัด ผ.ง.๖๐๑ บ.น.๖ พล.บ.๑ บยอ.



รูปที่ 1 ภาพ 3 views ของ C-130H



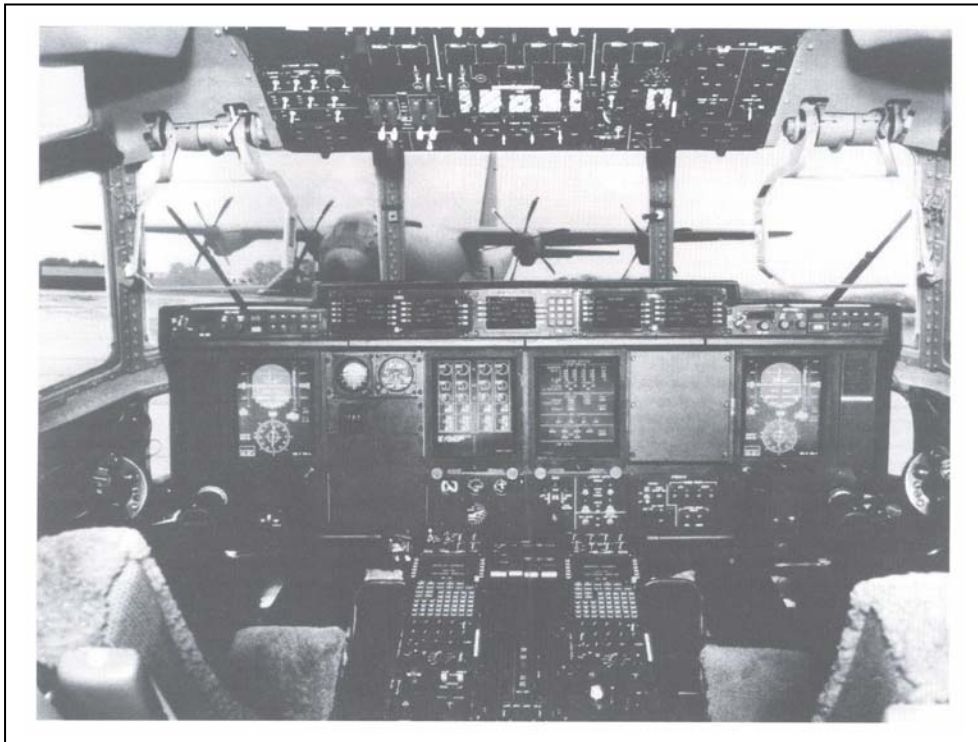
รูปที่ 2 บ.ล. 8 (C-130H) หมายเลข 60103 สังกัดฝูง.๖๐๑ ฯ

C-130J เป็นรุ่นล่าสุดที่อยู่ในสายการผลิต โดยติดตั้งเทคโนโลยีเพื่อลดการทำงานของลูกเรือ (reduce aircrew workload) และลดค่าใช้จ่ายในการสนับสนุนการบินในแต่ละเที่ยวบิน ส่งผลให้สามารถยืดอายุการใช้งานได้อีกด้วย เมื่อเปรียบเทียบกับ C-130 รุ่นก่อนๆทุกรุ่นแล้ว C-130J สามารถบินด้วยอัตราไต่สูงที่สุด และบินได้ระดับที่สูงขึ้น และความเร็วที่สูงขึ้น อีกทั้งยังใช้ระยะทางวิ่งขึ้นและร่อนลงจอดสั้นลงอีกด้วย เคยมีการสาธิตการบินในประเทศไทยประมาณปี พ.ศ.2544 เมื่อสิ้นสุดปี พ.ศ.2545 มียอดการสั่งซื้อ HERCULES รุ่นล่าสุดนี้จากกองทัพอากาศรวม 6 ประเทศ ได้แก่ อังกฤษ 25 เครื่อง สหรัฐอเมริกา รวมทั้งนาวิกโยธิน และหน่วยยามฝั่งสหรัฐฯ ฯ รวม 64 เครื่อง เดนมาร์ก 3 เครื่อง อิตาลี 22 เครื่อง คูเวต 4 เครื่อง และออสเตรเลีย 22 เครื่อง โดยบริษัท Lockheed Martin ส่งมอบเครื่องบินไปแล้วกว่า 100 เครื่อง

กองทัพอากาศอังกฤชเป็นลูกค้ารายแรก ขณะนี้ได้รับเครื่องบินเข้าประจำการครบตามจำนวนที่สั่งซื้อ โดย C-130J ของอังกฤช ได้รับการติดตั้งท่อรับการเติมเชื้อเพลิงกลางอากาศบริเวณส่วนหัว เพื่อนำไปบินปฏิบัติการกิจล่ำเลียงและสนับสนุนทางอากาศ

กองทัพอากาศอิตาลีได้รับ C-130J เข้าประจำการแล้วเช่นกัน โดยติดตั้งถังเชื้อเพลิงใต้ปีก นอกจากภารกิจล่ำเลียงแล้ว กองทัพอากาศอิตาลียังสามารถใช้ C-130J เป็นเครื่องบินเติมเชื้อเพลิงกลางอากาศ และสามารถรับการเติมเชื้อเพลิงกลางอากาศเพื่อเพิ่มพิสัยบินอีกด้วย

กองทัพอากาศออสเตรเลียได้รับ C-130J ครบ 12 เครื่องแล้ว โดยประจำการอยู่ที่ฐานทัพอากาศริชมอนด์ รัฐนิวเซาท์เวล ปฏิบัติภารกิจล่ำเลียงทางยุทธศาสตร์ และการส่งกลับทางการแพทย์



รูปที่ 3 C-130J สั่งกัฒ ทอ.ออสเตรเลีย เครื่องวัดประกอบการบินเป็นแบบ GLASS COCKPIT และมี HUD ล่ำหรับนักบินแต่ละคน

นาวิกโยธินสหรัฐ ฯ นำ C-130J ไปเป็นเครื่องบินเติมเชื้อเพลิงกลางอากาศ ขณะนี้ได้รับแล้วจำนวน 11 เครื่อง จากจำนวนที่สั่งซื้อรวม 24 เครื่อง และเปลี่ยนชื่อเรียกเป็น KC-130J โดยมีขีดความสามารถในการเติมเชื้อเพลิงกลางอากาศให้กับอากาศยานของนาวิกโยธินได้หลายแบบ ตั้งแต่เฮลิคอปเตอร์ความเร็วต่ำไปจนถึงเครื่องบินขับไล่ F/A-18 C/D โดย C-130J มีรัศมีปฏิบัติการกว่า 930 กิโลเมตร สามารถบรรทุกเชื้อเพลิงจำนวน 26,000 กิโลกรัม (KC-130 รุ่นเก่า บรรทุกเชื้อเพลิงได้ 17,200 กิโลกรัม) มีการจ่ายเชื้อเพลิงให้กับอากาศยานในอัตรา 350 แกลลอนต่อนาที

กองทัพอากาศสหรัฐ ฯ ใช้ C-130J จำนวนหนึ่งที่ได้รับมอบเข้าประจำการจากจำนวนที่ตั้งซื้อรวม 40 เครื่อง ซึ่งเป็นรุ่นลำตัวยาวทั้งหมด ไปใช้ในภารกิจดับไฟป่า อีกจำนวนหนึ่งนำไปใช้ในการตรวจสอบติดตามสภาพการเกิดพายุเฮอริเคน และกำลังทำการดัดแปลงอีก 4 เครื่องเพื่อใช้เป็นเครื่องบินปฏิบัติการจิตวิทยา



รูปที่ 4 C-130J สังกัด ทอ.สหรัฐ ฯ และ HUD แสดงข้อมูลการบิน

หน่วยยามฝั่งสหรัฐ ฯ จะทำการดัดแปลง C-130J เพื่อปฏิบัติการกักตุนและตรวจตราทางทะเล

C-130J-30 เป็นรุ่นเดียวกับ C-130J แต่ได้ทำการเพิ่มความยาวลำตัวขึ้นอีก 15 ฟุต เพื่อเพิ่มพื้นที่ในการขนสัมภาระ ปัจจุบัน C-130J-30 เปลี่ยนชื่อเป็น CC-130 ความยาวลำตัวที่เพิ่มขึ้นนี้แบ่งเป็น 2 ส่วนคือ ส่วนตอนหน้า 100 นิ้ว และส่วนตอนท้าย 80 นิ้ว รวมเป็น 180 นิ้ว ซึ่งเท่ากับ 15 ฟุต ทำให้สามารถรับน้ำหนักยุทโธปกรณ์หรือสินค้าได้เป็นน้ำหนักสูงสุดมากกว่า 20 ตัน ยุทโธปกรณ์หรือสัมภาระที่สามารถลำเลียงได้ อาทิเช่น รถหุ้มเกราะลำเลียงพล 3 คัน แผ่นรองรับพัสดุ (pallet) จำนวน 8 แผ่น ผู้ป่วย 97 เตียง หรือทหารพร้อมอุปกรณ์พร้อมรบ 128 นาย โดย C-130J และ

C-130J-30 มีจุดเด่นคือ ใช้นักบิน 2 คน และ load master 1 คน ในขณะที่ HERCULES รุ่นก่อนๆ ต้องมีเจ้าหน้าที่ประจำเครื่องจำนวนอย่างน้อย 5 คน ประกอบด้วยนักบิน 2 คน, ดันหน 1 คน, flight engineer 1 คน และ load master 1 คน

ความทันสมัยทางด้านเทคโนโลยีการบินของ C-130J ที่เด่นชัดมากที่สุด คือการติดตั้งเครื่องวัดประกอบการบินและอุปกรณ์ภายในห้องนักบินแบบใหม่ โดยมีสถาปัตยกรรมที่คล้ายคลึงกับเครื่องบินขับไล่ โดยเครื่องวัดประกอบการบินเป็นแบบ Glass Cockpit เป็นจอภาพแสดงข้อมูลการบิน 4 จอภาพ แบบ MFD (Multi Functional Display) หรือจอภาพหลายภารกิจ สำหรับนักบินทั้ง 2 คน มีจอภาพ HUD (Head Up Display) คอมพิวเตอร์แสดงภารกิจ 2 เครื่อง ทำหน้าที่ตรวจสอบระบบต่างๆของเครื่องบินและแนะนำสถานะภาพเครื่องบินให้นักบินได้ทราบสถานการณ์ในขณะนั้น เมื่อนักบินต้องการทราบข้อมูลก็เพียงป้อนคำสั่งผ่าน

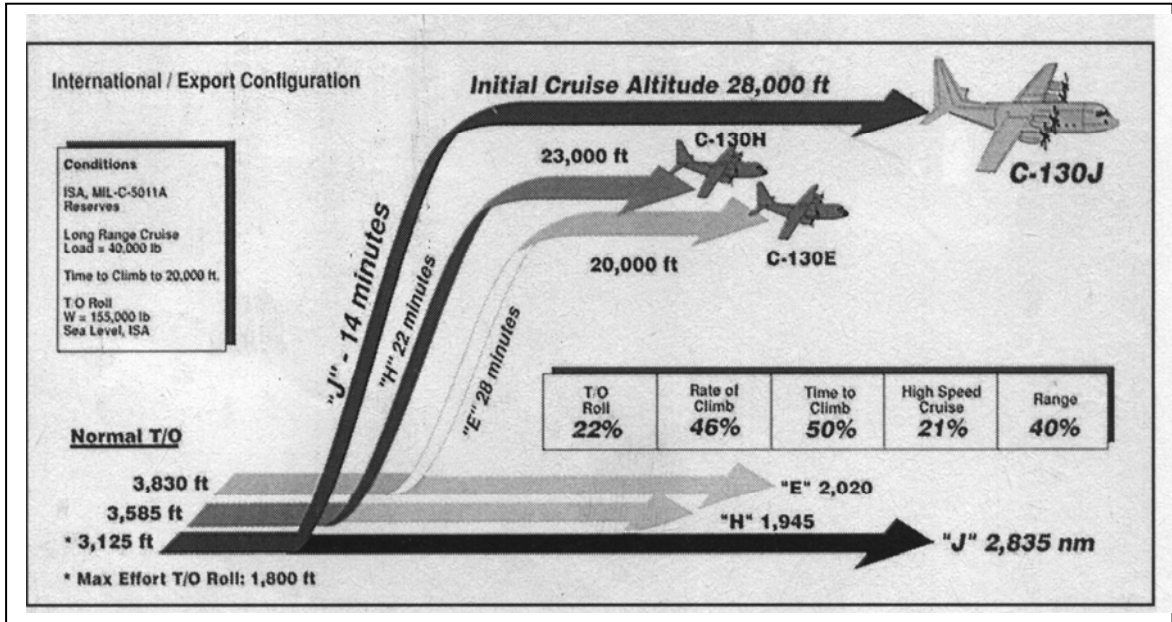
แป้นพิมพ์ (keypad) ข้อมูลที่ต้องการทราบก็จะปรากฏบนจอแสดงข้อมูลการบิน นอกจากนี้ยังติดตั้งระบบแสดงแผนที่สี (Digital Moving Map) ระบบเดินอากาศ GPS/INS ระบบแจ้งเตือนการชนกันและการจราจรทางอากาศ ระบบป้องกันการชนพื้นด้านหน้าสุดของเครื่อง ติดตั้งเรดาร์อากาศ (Weather Radar) แบบ APN-241 สำหรับการเดินอากาศ เป็นระบบเรดาร์ตระกูลเดียวกับเรดาร์แบบ AN/APG-66/68 ของเครื่องบินขับไล่ F-16 มีรัศมีทำการไกล 250 ไมล์ทะเล การทำงานโหมดอากาศของเรดาร์ APN-241 ใช้สำหรับการตรวจสอบการจราจรทางอากาศ และการสร้างแผนที่ ในโหมดภาคพื้นดิน

พลังขับเคลื่อนของ C-130J คือจุดเด่นของเครื่องยนต์คือเครื่องยนต์ Turboprop ของ Rolls Royce รุ่น AE2100D3 จำนวน 4 เครื่อง ให้กำลังขับเคลื่อนเครื่องละ 4,591 SHP ซึ่งเท่ากับแรงขับของเครื่องยนต์แบบ Allison T-56-A-15 ของ C-130H แต่มีความสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงน้อยกว่า จึงไม่จำเป็นต้องติดตั้งถังเชื้อเพลิงใต้ปีก (เป็นการลดแรงต้านและภาระกรรมของโครงสร้างปีก) แต่สามารถติดตั้งได้เพื่อเพิ่มพิสัยบิน แต่ละเครื่องยนต์ติดตั้งใบพัดที่ทำจากวัสดุผสม (composite material) จำนวนหกกลีบ (Mating of Dowty's R391 six-blade propellers to the Allison AE2100 D3 turboprop) ควบคุมการทำงานของเครื่องยนต์และใบพัดด้วยระบบ FADEC (Full Authority Digital Electronic Control) อันทันสมัย มีระบบควบคุมแรงขับแบบอัตโนมัติ (Automatic Thrust Control System: ATCS) สำหรับใช้ในการปรับสมดุลของเครื่องยนต์แต่ละเครื่อง เมื่อเครื่องยนต์เครื่องใดเครื่องหนึ่งเสีย กำลังเครื่องยนต์จะกลับเข้าสู่โหมดที่ปลอดภัยได้เองโดยอัตโนมัติ หรือถ้าใบพัดชุดใดชุดหนึ่งเสีย เครื่องยนต์จะหยุดทำงานเอง การใช้เครื่องยนต์และใบพัดแบบใหม่ของ C-130J ทำให้ C-130J สามารถวิ่งขึ้นและร่อนลงจอดโดยใช้ทางวิ่งสั้น (ระยะทางประมาณ 3,100 ฟุต แต่ถ้าใช้กำลังขับเต็มที่จะใช้ระยะทางวิ่งขึ้นเพียง 1,800 ฟุต หรือประมาณ 500 เมตร เท่านั้น) สามารถทำการวิ่งขึ้นจากทางวิ่งขรุขระ กองทัพอากาศสหรัฐฯ ๓ ได้ทำการทดสอบการลงจอดบนทางวิ่งที่เป็นฝุ่นด้วยน้ำหนักตัว 61,000 กิโลกรัม C-130J-30 ใช้ระยะทางในการลงจอดเพียง 600 เมตร เท่านั้น



รูปที่ 5 เครื่องยนต์ Turboprop ของ Rolls Royce รุ่น AE2100D3 ให้กำลังขับเคลื่อนเครื่องละ 4,591 SHP

C-130J สามารถปฏิบัติการกิจในภูมิประเทศเขตร้อนและแห้งแล้ง หรือที่สูงได้ กองทัพอากาศอังกฤษได้นำไปทดสอบใช้งานในการซ้อมรบภายใต้รหัส Salf Sareea II ที่ประเทศโอมาน เมื่อเดือนตุลาคม พ.ศ.2544 และนำไปปฏิบัติการในประเทศอัฟกานิสถาน ซึ่งมีภูมิอากาศแบบร้อนและแห้งแล้ง C-130J พิสูจน์ให้เห็นว่าสามารถบรรทุกทุกสัมภาระได้มากกว่า C-130K มากกว่า 80% ในสภาวะเดียวกัน



รูปที่ 6 แสดงสมรรถนะของ C-130J เปรียบเทียบกับ C-130 รุ่นก่อน

ในการปฏิบัติการในพื้นที่อันตราย C-130J ได้รับการติดตั้งอุปกรณ์ป้องกันตนเองเพื่อความปลอดภัยจากการถูกต่อต้านจากอาวุธนำวิถีอากาศสู่อากาศ ระบบแจ้งเตือนเมื่อถูกเรดาร์ของข้าศึกตรวจจับได้ เครื่องปล่อย chaff และ flare เป็นต้น

สำหรับราคาของ C-130J เมื่อปี พ.ศ.2541 อยู่ที่ 48.5 ล้านดอลลาร์สหรัฐฯ ๗ มีอายุการใช้งาน 70,000 ชั่วโมงบิน กองทัพอากาศสหรัฐฯ ๗ มีแผนที่จะจัดซื้อ C-130J มาใช้งานรวมทั้งสิ้น 168 เครื่อง

C-130 HERCULES มากกว่า 145 ลำ ถูกใช้ในการบินสนับสนุนทางอากาศในสงครามอ่าวเปอร์เซีย (Operations Desert Shield and Desert Strom) ตั้งแต่วันที่ 10 สิงหาคม ปี1990 จนกระทั่งสงครามยุติ C-130 ทำการบินกว่า 46,500 เที่ยวบิน และขนย้ายทหารมากกว่า 209,000 คน ขนส่งสัมภาระกว่า 300,000 ตัน

รุ่นเฉพาะกิจ : ขนส่งทางอากาศ และสนับสนุนภารกิจด้านยุทธการ

รุ่นติดตั้งปืนกลใช้ในการโจมตีเป้าหมายภาคพื้น เรียกว่า AC-130 (A = Attack)

รุ่นติดตั้งอุปกรณ์ทำสงครามอิเล็กทรอนิกส์ เรียกว่า EC-130E, EC-130H

(E = Electronics Warfare)

รุ่นติดตั้งอุปกรณ์เติมเชื้อเพลิงทางอากาศ เรียกว่า KC-130 (K = Tanker)

คุณลักษณะเฉพาะของ C-130 HERCULES

เครื่องยนต์ (4 เครื่องยนต์)	C-130A	4 × Allison T-56-A-9
	C-130B	4 × Allison T-56-A-7
	C-130D	4 × Allison T-56-A-9
	C-130E	4 × Allison T-56-A-7A
	C-130H	4 × Allison T-56-A-15
	C-130J, C-130J-30	4 × Rolls Royce AE2100D3
	กำลังขับ/เครื่องยนต์	Allison T-56-A-9
Allison T-56-A-7		4,200 SHP
Allison T-56-A-15		4,591 SHP
Rolls Royce AE2100D3		4,591 SHP
ใบพัด	C-130A (3 Blades)	Hamilton Standard Electro-hydromatic
	C-130B, D, E, H (4 Blades)	Hamilton Standard Electro-hydromatic
	C-130J, C-130J-30 (6 Blades)	Dowty R391
ความยาวลำตัว	C-130A, B, D, E, H, J	97 ft. 9 in. (29.3 m.)
	C-130J-30	112 ft. 9 in. (34.69 m.)
ความสูงลำตัว	all types	38 ft. 3 in. (11.4 m.)
ความยาวปีก	all types	132 ft. 7 in. (39.7 m.)
ความเร็ว	C-130A, B, D, E, H	345 - 366 mph.
	C-130J, C-130J-30	410 - 417 mph.
เพดานบิน	all types	28,000 - 30,000 ft.
Max. T/O Weight	C-130A, B, D, E, H, J	155,000 lbs. (69,750 kg.)
	C-130J-30	164,000 lbs. (74,393 kg.)
พิสัยทำการบิน	C-130A, B, D, E	1,838 miles (1,597 nm.)
	C-130H	2,006 miles (1,743 nm.)
	C-130J	2,729 miles (2,371 nm.)
	C-130J-30	2,897 miles (2,517 nm.)
ลูกเรือ	C-130A, B, D, E, H	5 (2 pilots, 1 navigator, 1 flight engineer and 1 load master)
	C-130J, C-130J-30	3 (2 pilots and 1 load master)

น้ำหนักบรรทุก	C-130A, B, D, E	36,720 lbs. (16,656 kg.)
	C-130H	35,220 lbs. (15,976 kg.)
	C-130J	38,301 lbs. (17,373 kg.)
	C-130J-30	38,812 lbs. (17,605 kg.)
จำนวนผู้โดยสาร	C-130A, B, D, E, H, J	92 Combat troops
	C-130J-30	128 Combat troops

(คัดลอกและเรียบเรียงบทความจาก นิตยสาร "TANGO" ฉบับที่ 126 และ 127, พ.ศ.๒๕๔๖)

F-16 A/B FIGHTING FALCON

USAF designations: F-16 A and F-16 B

F-16 เป็นเครื่องบินขับไล่ที่ถือกำเนิดจากโครงการจัดหาเครื่องบินขับไล่น้ำหนักเบา (Light Weight Fighter: LWF) ของกองทัพอากาศสหรัฐฯ ๗ เมื่อวันที่ 28 กุมภาพันธ์ ปี 1972 โดยมีบริษัทต่างๆ เข้าร่วมโครงการเพื่อแข่งขันจำนวน 5 บริษัท คือ General Dynamics, Northrop, Boeing, LTV Aerospace และ Lockheed

ในวันที่ 13 เมษายน ปี 1972 การแข่งขันเหลือเพียงบริษัท General Dynamics และ Northrop ที่ผ่านเกณฑ์การคัดเลือกให้สร้างเครื่องบินต้นแบบของแต่ละบริษัทเพื่อทำการทดสอบและประเมินค่า โดยให้ชื่อว่า YF-16 และ YF-17 ตามลำดับ โดย ทอ.สหรัฐฯ ๗ ต้องการเครื่องบินขับไล่ขนาดเล็ก ราคาถูก ซ่อมบำรุงง่าย แต่มีความอ่อนตัวในการปฏิบัติภารกิจขับไล่ทางยุทธวิธีและโจมตีเป้าหมาย โดยใช้เทคโนโลยีสมัยใหม่ (ในยุคนั้น) และต้องแสดงบทบาทการปฏิบัติภารกิจดังกล่าวได้อย่างดีเยี่ยม

การทดสอบเครื่องบินต้นแบบ YF-16 มีรายละเอียด ดังนี้

YF-16 ถูกสร้างขึ้นด้วยงบประมาณของโครงการ 37.9 ล้านดอลลาร์สหรัฐฯ ถูกทดสอบประเมินค่าภายในระยะเวลา 12 เดือน ขึ้นบินกว่า 300 ชั่วโมง โดยอยู่ในการควบคุมของ USAF Aeronautical Systems Division's Prototype Programs Office ณ Wright-Patterson AFB, Ohio ภายใต้การควบคุมของ Col Lyle W.Cameron โดย ทอ.สหรัฐฯ ๗ จำเพาะเจาะจงว่าเครื่องบินต้นแบบต้องมีความก้าวหน้าภายใต้งบประมาณการพัฒนาและงบประมาณการผลิตที่วางแผนไว้ ดังนั้น บริษัทคู่แข่งทั้งสองต้องพิจารณาว่าทำอะไรที่จะใช้เทคโนโลยีขั้นก้าวหน้าเพื่อให้ได้สมรรถนะสูงสุดภายใต้งบประมาณที่ ทอ.สหรัฐฯ ๗ วางแผนไว้ โดย General Dynamics แผนแบบให้ YF-16 เป็นเครื่องบินขับไล่ที่ใช้เทคโนโลยีขั้นก้าวหน้าติดตั้งกับเครื่องบินที่มีรูปแบบเพรียวลม ขับเคลื่อนด้วยเครื่องยนต์ที่ให้ thrust/weight ratio สูง การเลือกใช้เครื่องยนต์เดี่ยวทำให้เครื่องบินมีน้ำหนักเบา ลดแรงต้าน และเพิ่มสมรรถนะการบินในทุกๆ ด้าน ทั้ง อัตราเร่ง อัตราไต่ และการบินผาดแผลง จากการทดสอบเครื่องบินจำลองในอุโมงค์ลมทำให้สามารถพัฒนาส่วนประกอบรูปแบบใหม่ที่สำคัญๆ ดังนี้

- wing leading-edge and forebody strakes (ส่วนโคนปีกที่ติดกับลำตัว) เพื่อควบคุม vortex ชายหน้าปีก (สังเกตว่า ขณะ F-16 เลี้ยวด้วยแรง G สูง จะเกิดการไหลวนของกระแสอากาศและไอน้ำที่บริเวณนี้เสมอ นับเป็นโครงสร้างที่รับแรงทางอากาศพลศาสตร์มากพอสมควร)

- Speed Brake ติดตั้งเป็นส่วนเดียวกับโครงสร้าง บริเวณด้านข้าง ซ้าย-ขวา ของท่อท้าย
- ระบบบังคับการบินแบบ Fly-by-Wire (รายละเอียด หน้า 81)
- รูปแบบการติดตั้งชิ้นส่วนต่างๆ เข้ากับลำตัวอย่างกลมกลืน

- การออกแบบโครงสร้าง และการจัดวางพื้นที่ภายในลำตัว ให้รองรับเครื่องยนต์ Turbofan แบบใหม่ได้ (P&W F100) โครงสร้างของ F-16 ถูกออกแบบให้รองรับแรง g จากการบินผาดแผลงได้ถึง 9g
- การประกอบติดตั้งและการถอดเปลี่ยนโครงสร้างที่ง่าย ไม่ยุ่งยาก
- high-g cockpit และ variable-geometry engine air intake

Thinking Box:

Fly-by-Wire

Fly-by-wire is a means of aircraft control that uses electronic circuits to send inputs from the pilot to the motors that move the various flight controls on the aircraft. There are no direct hydraulic or mechanical linkages between the pilot and the flight controls. Digital fly-by-wire uses an electronic flight control system coupled with a digital computer to replace conventional mechanical flight controls.



NASA used an F-8C for its Digital Fly-by-Wire Program—the first digital fly-by-wire aircraft to operate without a mechanical backup system. This photo shows the Apollo hardware jammed into the F-8C. The computer is partially visible in the avionics bay.

(from www.dfrc.nasa.gov/gallery/photo/index.html)



รูปที่ 1 YF-16 เครื่องต้นแบบจากโรงงานผลิต บริษัท General Dynamics

เครื่องบินต้นแบบ YF-16 จำนวน 2 เครื่องออกจากโรงงานผลิต ณ Fort Worth, Texas, ในวันที่ 13 ธันวาคม ปี 1973 และถูกขนส่งไปยัง Edwards AFB., California โดยเครื่องบินขนส่งขนาดใหญ่ C-5 ทำการบินครั้งแรก (นอกตาราง) ในวันที่ 20 มกราคม ปี 1974 และบินอย่างเป็นทางการในวันที่ 2 กุมภาพันธ์ ปี 1974 จากนั้นอีกสามวัน ได้รับการบันทึกสถิติการบินที่ Mach 1 และในเดือนต่อมา (วันที่ 11 มีนาคม) เครื่องบินสามารถบินระดับที่ระยะสูงกว่า 40,000 ฟิต ด้วยความเร็ว Mach 2

ตลอดระยะเวลากว่า 11 เดือนในการบินทดสอบและประเมินค่า YF-16 ทำการบินต่อสู้ทางอากาศ (air combat maneuvering) กับ YF-17 และเครื่องบินขับไล่หลักเกือบทุกแบบของ ทอ.สหรัฐฯ ฯ โดย YF-16 สามารถทำความเร็วได้มากกว่า Mach 2 ที่ความสูงกว่า 60,000 ฟิต บินผาดแผลงได้กว่า 9g ทดสอบยิงอาวุธนำวิถีอากาศสู่อากาศแบบ AIM-9 Sidewinder ไป 7 ครั้ง ยิงปืนกลอากาศขนาด 20 mm. ทิ้งระเบิด MK-84 ไป 10 ครั้ง ทำการบินเป็นระยะเวลา 4 ชั่วโมง 25 นาที โดยการเติมเชื้อเพลิงกลางอากาศ จากการบินทดสอบกว่า 330 เที่ยวบิน 417 ชั่วโมง เป็นการบินความเร็วเหนือเสียงกว่า 13.25 ชั่วโมง เครื่องบินแสดงสมรรถนะอันยอดเยี่ยมเหนือกว่าที่วิศวกรได้แผนแบบไว้

วันที่ 11 กันยายน ปี 1974 กระทรวงกลาโหมสหรัฐฯ ฯ แจ้งว่า การประกาศผู้ชนะเลิศการแข่งขันของโครงการ Air Combat Fighter จะมีขึ้นในเดือนมกราคม ปี 1975 เมื่อถึงเวลานั้น เลขานุการของ ทอ.สหรัฐฯ ฯ ได้ประกาศให้ YF-16 เป็นผู้ชนะเลิศ และได้รับสิทธิให้มีการพัฒนาทางด้านวิศวกรรมต่อไป โดยให้เครื่องบินมีขีดความสามารถในการทำการรบทางอากาศ การโจมตีภาคพื้น และต้องสามารถปฏิบัติการได้ทุกกาลอากาศ (all-weather fighter) โดยการติดตั้งเรดาร์ และเครื่องช่วยเดินอากาศที่ทันสมัย งบประมาณถูกแบ่งเป็น 2 ส่วนคือ บริษัท General Dynamics (\$417.9 million) สำหรับพัฒนาเครื่องบิน และ บริษัท Pratt & Whitney (\$55.5 million) สำหรับพัฒนาเครื่องยนต์ Turbofan แบบ F100 โดยกำหนดให้ F-16 A เป็นเครื่องบินขับไล่ที่นั่งเดียว และ F-16 B เป็นเครื่องบินขับไล่สองที่นั่งตามกัน มีขีดความสามารถเป็นทั้งเครื่องบินฝึกและขับไล่เหมือน F-16 A

วันที่ 9 พฤษภาคม ปี 1975 ทอ.สหรัฐ ฯ ประกาศให้บริษัท Marconi-Elliott Avionic System เป็นผู้ติดตั้งระบบ HUD (Head-Up-Display) ให้กับ F-16 จุดเด่นของระบบนี้ (รู้จักกันในนาม HUD Sight) คือ “snapshot” air-to-air gunsight display ซึ่งเชื่อกันว่าเป็น combat- proven tracer line display แบบเดียวของโลก (ในขณะนั้น) ระบบจะแสดงภาพเส้นทางสมมุติของสายกระสุนที่ถูกยิงออกไป (simulated trace of the path which the bullets will take if the weapon is fired) ซึ่งแสดงเป้าหมายตรงหน้าอย่างชัดเจน ทำให้การยิงมีความแม่นยำสูงมากและยังประหยัดกระสุนอีกด้วย



รูปที่ 2 F-16 A สังกัดฝูง.๑๐๓ กองบิน ๑ ฯ เป็น F-16 ชุดแรกที่ ทอ.ไทยได้รับมอบ



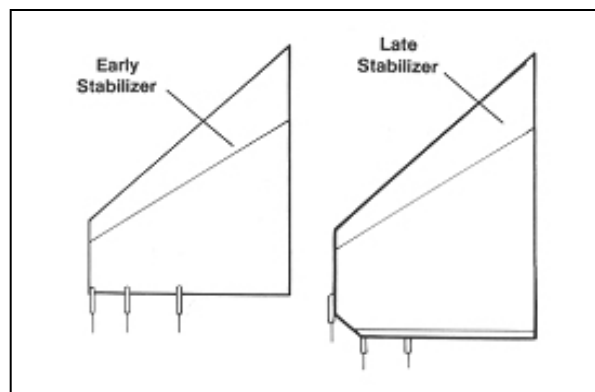
รูปที่ 3 HUD (Head-Up-Display) แสดงการบินแบบ invert flight ของ F-16 C

วันที่ 7 มิถุนายน ปี 1975 กลุ่มประเทศนาโตประกอบด้วย เบลเยียม เดนมาร์ก เนเธอร์แลนด์ และ นอร์เวย์ ได้ตัดสินใจเลือก F-16 เป็นเครื่องบินขับไล่หลัก เพื่อแทนที่ F-104 “Star fighter” นับเป็นประเทศต่างชาติชุดแรกที่จัดหา F-16 เข้าประจำการ

F-16 A/B Block 15

ในเดือนพฤศจิกายน ปี 1981 มีการทำ MSIP Stage 1 กับ F-16 A/B (MSIP: Multi Stage Improvement Program) เริ่มตั้งแต่รุ่น subblock 15Y ถึงรุ่น subblock 15AZ ซึ่งก่อนหน้านี้นี้ปีกกว่าๆ การปรับปรุงนี้มีผลกับสายการผลิต F-16 C/D ซึ่งเป็นการปรับปรุงเพื่อเพิ่มขีดความสามารถในการรบทางอากาศ และภารกิจ BVR (Beyond Visual Range: การยิงอาวุธนำวิถีอากาศสู่อากาศนอกระยะสายตา)

หนึ่งในการปรับปรุงหลัก คือการเพิ่ม hardpoints 2 ตำแหน่ง (และเพิ่มความแข็งแรง) บริเวณคางของช่องรับอากาศเข้า (air inlet duct) กำหนดให้เป็น hardpoints 5L และ 5R (L = Left, R = Right) และเพื่อปรับการเลื่อนตำแหน่งของจุดศูนย์ถ่วงเนื่องจากการติดตั้ง hardpoints เพิ่มเติม (และน้ำหนักของอุปกรณ์ที่ถูกนำมาติดตั้ง) ดังกล่าว ทำให้ต้องขยายพื้นที่ของ horizontal stabilator ขึ้น 30% จากแผนหาระดับเดิม เรียกแผนหาระดับแบบใหม่นี้ว่า “big tail” ซึ่งสร้างเสถียรภาพที่ดีขึ้น และเพิ่มขีดความสามารถในการควบคุมเมื่อเครื่องบินเริ่มสูญเสียการควบคุม เปลี่ยน lift-off rotation speeds และสร้างเสถียรภาพขณะบินที่มุมปะทะสูง



รูปที่ 4 “big tail” แผนหาระดับแบบใหม่ของ F-16 A/B Block15 OCU



รูปที่ 4 USAF F-16 C ปล่อย flare ขณะตั้งเสถียรด้วยแรง 9g

เรดาร์แบบ AN/APG-66 ที่ติดตั้งกับเครื่องบินรุ่น Block 15 เป็นเรดาร์รุ่นแรกๆ ที่มี track-while-scan mode สำหรับเพิ่มประสิทธิภาพการรบทางอากาศ และยังติดตั้งวิทยุแบบ Have Quick I secure UHF และอุปกรณ์อำนวยความสะดวกทางอากาศแบบ AIM-7 Sparrow โครงสร้างได้รับการเสริมความแข็งแรงให้สามารถรองรับน้ำหนักที่เพิ่มขึ้นกว่า 1,000 lbs จากการติดตั้งอาวุธบริเวณใต้ปีกทั้งสองข้าง และยังปรับปรุงความสะดวกสบายในห้องนักบิน โดยการปรับปรุงระบบปรับอากาศด้วย

มีการผลิต F-16 A/B Block15 จำนวน 983 เครื่อง ในช่วงระยะเวลา 14 ปี ใน 3 สายการผลิต โดย F-16 Block15 เครื่องแรก (the first Block15 F-16 #80-0541, the 330th F-16 built) ออกจากโรงงานผลิตเมื่อปี 1982, เครื่องสุดท้าย (the last Block15 F-16) ถูกส่งมอบให้กับ ทอ.ไทย (F-16 สังกัดฝูง.๔๐๓ ๗ “Night Falcon”) ซึ่งเป็นลูกค้ายาวที่ 11 ของ Block15 และ USAF Block15 รุ่นแรกๆ ที่ถูกผลิตในช่วงปี 1987-1993 ก็ทยอยเข้ารับการปรับปรุงในโครงการ OCU

F-16 A/B Block15 OCU

โปรแกรม Block15 OCU เริ่มขึ้นในปี 1987 โดยการติดตั้งเครื่องยนต์ turbofan แบบ F100 P&W220 ให้กับ F-16 A/B Block15 เครื่องบินเหล่านี้ได้รับการเพิ่มความแข็งแรงของโครงสร้าง และติดตั้งจอภาพ HUD มุมกว้าง แบบเดียวกับที่ติดตั้งกับ F-16 C/D และมีขีดความสามารถในการยิงอาวุธนำวิถีต่อต้านเรือผิวน้ำแบบ Penguin Mk.3 antishipping missile ของนอร์เวย์ (NATO Codename AGM-119), AGM-65 “Maverick” และ AIM-120 “AMRAAM” มีการติดตั้ง radar altimeter, expanded computer capacity, data transfer unit, wide-angle HUD, AN/APX-101 IFF, Tracon AN/ALE-40 chaff/flare dispenser และ AN/ALQ-131 ECM pod การปรับปรุงดังกล่าว เพิ่ม max. T/O weights เป็น 37,500 lbs (17,050 kg) โดยเครื่องบินรุ่น Block15 OCU เครื่องแรก ถูกส่งมอบในเดือนมกราคม ปี 1988 และหลังจากนั้น เครื่องบินรุ่น Block15 ที่เหลือทุกเครื่องของ ทอ.สหรัฐฯ ๗ ก็เข้าโครงการ OCU

Structure & Avionics

F-16 Fighting Falcon รุ่นแรกๆ ได้รับการติดตั้งชุด avionics อันประกอบด้วยเรดาร์ควบคุมการยิงแบบ Westinghouse AN/APG-66 pulse-doppler, a single-kearfoft SKN-2400 INS, UHV/VHF comms suites, ILS, TACAN, a Dalmo Victor AN/ALR-69 RWR, GEC Marconic Avionics HUD และ Sperry center air data computer ในช่วงแรกๆ นั้น F-16 A/B ติดตั้งเครื่องยนต์ turbofan แบบ F100 P&W200 ให้แรงขับสถิตย์ 12,240 lbs, 14,670 lbs ที่รอบ military และ 23,830 lbs เมื่อใช้สันดาปท้าย แก้อึดติดตัวเป็นแบบ ACES II

ต่อมา ได้มีการติดตั้ง avionics packs ที่ทันสมัยขึ้น ประกอบด้วย upgraded AN/APG-66 radar sets, AN/ALR-74 RWR และเปลี่ยนเครื่องยนต์เป็นแบบ F100 P&W220 ที่มี digital control interface

Modification & Upgrades

- ระหว่างปลายปี 1987 ถึงปลายปี 1993 มี F-16 A/B Block10 สังกัด ทอ.สหรัฐฯ ๗ บางเครื่อง และ เครื่องบินรุ่น Block15 รุ่นแรกๆ จากสายการผลิต ทอยอยเข้ารับการปรับปรุงในโครงการ OCU แบบ มาตรฐาน
 - ระหว่างปี 1991-1995 เครื่องยนต์แบบ F100 P&W200 ที่ติดตั้งกับ F-16 รุ่นแรกๆ ได้รับการพัฒนา เป็นแบบ F100 P&W220E รุ่นมาตรฐาน ซึ่งเพิ่มประสิทธิภาพ และอายุการใช้งาน
 - ตั้งแต่ปี 1994 มีการติดตั้ง TERPROM (Terrain Profile Matching) Software ของบริษัท British Aerospace System & Equipment กับ F-16 สังกัดกองกำลังป้องกันชาติทางอากาศ (Air National Guard: ANG) และ Air Force Reserve (AFRES) ซึ่งเป็น software แจกเดือนการบินชนภูมิ ประเทศ
 - ในเดือนตุลาคม ปี 1986 ทอ.สหรัฐฯ ๗ วางแผนให้ F-16 A ที่ยังประจำการอยู่ เข้ารับการปรับปรุงเป็น เครื่องบินป้องกันภัยทางอากาศ หรือ F-16 A/B ADF (Air Defense Fighter) สังกัดกองกำลัง ป้องกันชาติทางอากาศ (Air National Guard: ANG)
 - สี่ชาติแรกในภูมิภาคยุโรป (ประกอบด้วย นอร์เวย์ เดนมาร์ก เบลเยียม และเนเธอร์แลนด์) ที่จัดหา F-16 เข้าประจำการ ส่ง F-16 A/B ของประเทศตนเข้ารับการปรับปรุงในโครงการ OCU และมีประเทศ อื่นๆ ทอยอยส่ง F-16 ของประเทศตนเข้ารับการปรับปรุงเช่นเดียวกัน
 - นอกเหนือจากการปรับปรุง F-16 ของประเทศสหรัฐฯ ๗ แล้ว ยังมีประเทศอิสราเอล และสิงคโปร์ ที่ เสนอโครงการปรับปรุงเพื่อเพิ่มขีดความสามารถของ F-16 รุ่นแรกๆ ที่แต่ละประเทศมีประจำการ มี ชื่อเรียกโครงการว่า "ACE" (Avionics Capabilities Enhancement) และ "Falcon One" ตามลำดับ อย่างไรก็ตาม ยังไม่มีลูกค้าสำหรับโครงการดังกล่าว
- ตั้งแต่ปี 1988 ทุกประเทศที่จัดหา F-16 แบบ FMS จะได้รับ F-16 ที่มีคุณลักษณะเด่นแบบ เดียวกับ F-16 C/D ประกอบด้วย RLG (Ring Laser Gyro) /INS, AN/ALR-69 RWR, เครื่องยนต์รุ่น F100 P&W220 และขีดความสามารถในการยิงอาวุธนำวิถีอากาศสู่อากาศแบบ AIM-9P-4 Sidewinder

Specifications

Engine: One Pratt & Whitney F100-PW-200 turbofan
 rated at 12,240 lb.s.t. dry
 14,670 lb.s.t. full military
 and 23,830 lb.s.t. with afterburning.

Maximum speed: Mach 2.05 at 40,000 feet.

Service ceiling 55,000 feet.

Maximum range 2400 miles.

Initial climb rate 62,000 feet per minute.

Dimensions: wingspan 32 feet 9 1/2 inches

length 49 feet 3 1/2 inches

height 16 feet 8 1/2 inches

wing area 300 square feet.

Weights: 16,285 pounds empty

25,281 pounds combat

37,500 pounds maximum takeoff.

F-16 A/B ADF

History

ในเดือนตุลาคม ปี 1986 ทอ.สหรัฐฯ ๓ ประกาศว่า จะนำ F-16 A/B Block15 ที่ยังประจำการอยู่เข้าโครงการดัดแปลงให้เป็นเครื่องบินขับไล่ป้องกันภัยทางอากาศ หรือ F-16 A/B ADF (Air Defense Fighter) สำหรับ Air National Guard ในภารกิจขับไล่สกัดกั้นป้องกันดินแดนอเมริกาเหนือ จากเครื่องบินทิ้งระเบิดทางยุทธศาสตร์และ cruise missile

F-16 A ADF เครื่องแรกเสร็จสิ้นการดัดแปลงในเดือนกุมภาพันธ์ ปี 1989 ในขณะที่มีการเซ็นสัญญาเพื่อติดตั้งชุด kits สำหรับดัดแปลง F-16 A/B จำนวน 270 เครื่อง ณ Ogden Air Logistic Center (OO-ALC) มลรัฐ Utah โครงสร้างของเครื่องบิน block15 ที่เข้ารับการดัดแปลง ได้รับการปรับปรุงเป็นแบบ Block15 OCU รุ่นมาตรฐาน ซึ่งโครงการทั้งสองดำเนินไปพร้อมๆ กัน เครื่องบินขับไล่ที่เข้ารับการดัดแปลง ณ Ogden ALC ยังได้รับการติดตั้ง avionics ของรุ่น block15 OCU ด้วย ทำให้ F-16 A/B ADF ทั้งหมด มีโครงสร้างของรุ่น Block15 OCU โดย ADF เครื่องสุดท้ายออกจาก Ogden ALC ในปี 1992

Structure & Avionics

การดัดแปลงปรับปรุง ประกอบด้วยการติดตั้งวิทยุของ Bendix King (ปัจจุบันเป็น Allied Signal) แบบ AN/ARC-200 HF/SSB กับ Have Quick II Secure Speech Module และระบบ Teledyne/E Systems Mk.XII Advanced IFF (APX-109) เรดาร์ APG-66 ได้รับการปรับปรุงเป็นแบบ -66A เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพในการมองลง-ยิงลง (look-down/shoot-down capabilities), เพิ่มการตรวจจับเป้าหมายขนาดเล็ก และได้รับการติดตั้ง CW (Continuous Wave) illumination สำหรับการยิงอาวุธนำวิถีแบบ AIM-7 Sparrow

มีการติดตั้งหลอดไฟสำหรับพิสัยกลางคืน (night infrared spotlight) ขนาด 150,000 แรงเทียน บริเวณด้านข้างส่วนหัว (ข้างใต้และด้านหน้า cockpit) เพื่อพิสัยกลางคืนเครื่องบินที่บินรुकล้ำน่านฟ้า F-16 ADF สามารถติดตั้งถังน้ำมันภายนอกขนาด 600 US.gallon (2,271 ลิตร) และอาวุธนำวิถีอากาศสู่อากาศนอกระยะสายตา (BVR missile) แบบ AIM-120 AMRAAM

Modifications & Upgrades

รูปลักษณ์ภายนอกของ F-16 A/B ADF มีความโดดเด่นกว่า F-16 A/B แบบธรรมดาในหลายๆ ประการ ตัวอย่างเช่นส่วนโป่งนูนที่เป็นแถบคาคยาวตามแนวแกนของโคนแพนหางตั้ง (long and thin horizontal bulges on the base of the vertical tail) เฉาะรุ่น A เท่านั้น และเสาอากาศรูปใบมีดจำนวน 4 ใบ (4 blades antenna, nicknamed "bird-slicer") บริเวณส่วนหน้าของ canopy ซึ่งเป็นส่วนหนึ่งของระบบ IFF

ส่วนโป่งนูนบริเวณแพนหางตั้งที่ดูแปลกตาจากรุ่นอื่นๆ เกิดจากการย้ายตำแหน่งวิทยุแบบ Bendix-king AN/ARC-200 high Frequency single-sideband ไปติดตั้งบริเวณชายหน้าปีกของ fin การย้ายตำแหน่งนี้ทำให้ต้องย้ายตำแหน่งของ flight control accumulators ซึ่งเคยอยู่แต่ละข้างของ tail fin มาอยู่บริเวณโคนแพนหางตั้งแทน โดยจัดวางแบบอันหนึ่งซ้อนทับอีกอันหนึ่งในแนวนอน สังเกตว่า F-16 B ADF จะไม่มี advanced IFF และวิทยุแบบ Bendix HF ทำให้ไม่มีส่วนโป่งนูนเหมือนรุ่น A

Production

F-16 A/B ADF ทั้งหมดใช้โครงสร้างพื้นฐานของรุ่น Block15 OCU จากโครงสร้างเครื่องบินที่เข้ารับการดัดแปลงจำนวน 271 ชุด เป็นรุ่น A จำนวน 246 ชุด และรุ่น B จำนวน 25 ชุด ระหว่างปี 1989 และ 1992 ความแตกต่างเล็กๆ น้อยๆ ระหว่างรุ่น A ละรุ่น B ได้อธิบายไว้ข้างต้น

สืบเนื่องจากการพังทลายของกำแพงเบอร์ลินในปี 1989 และการเปิดความสัมพันธ์ระหว่างเยอรมันตะวันตกและตะวันออก ทำให้โปรแกรมการเตรียมพร้อมของ F-16 ADF ไม่เป็นไปตามที่คาดหมายไว้ ถึงแม้ว่าการดำเนินการทุกอย่างจะเสร็จสมบูรณ์ และเครื่องบินทั้งหมดถูกส่งมอบให้กับ ANG แล้ว พวกมันกลับเป็นเครื่องบินชุดแรกที่ทยอยถูกปลดประจำการเนื่องจากถูกแทนที่ด้วยเครื่องบิน F-16 รุ่นใหม่กว่า และถูกเก็บรักษาไว้ที่ AMARC โดยอยู่ในการดูแลของ ทอ.สหรัฐฯ ฯ ในปัจจุบันนี้ มี F-16 ADF เพียง 2 คู่ที่ยังปฏิบัติการอยู่ในสังกัด ANG และกำลังถูกแทนที่ด้วย F-16 รุ่นใหม่กว่า

ด้วยเหตุผลข้างต้น ทำให้เครื่องบินขับไล่จำนวนมากเหล่านี้มีราคาถูกกว่าเครื่องบินใหม่ และเป็นเครื่องบินที่มีระบบอันทันสมัยสำหรับมิตรประเทศของสหรัฐฯ ฯ พวกมันมีอายุโครงสร้างที่น้อย ทำให้เป็นทางเลือกที่ดีสำหรับขายเพื่อเป็นเครื่องบินขับไล่มือสอง จอร์แดนเป็นประเทศแรกที่จัดหา F-16 ADF เข้าประจำการ เป็นรุ่น A จำนวน 12 เครื่อง และรุ่น B จำนวน 4 เครื่อง ภายใต้โครงการ Peace Falcon ในปี 1997, **ประเทศไทย**ได้จัดหาเข้าประจำการ เป็นรุ่น A จำนวน 15 เครื่อง และรุ่น B จำนวน 1 เครื่อง ภายใต้โครงการ Peace Naresuan IV ในปี 2001 และประเทศอิตาลีได้จัดหาเข้าประจำการ เป็นรุ่น A จำนวน 26 เครื่อง และรุ่น B จำนวน 4 เครื่อง ภายใต้โครงการ Peace Caesar ระยะเวลาจัดหา 5 ปี (โครงการต่อเนื่อง 10 ปี)

Specifications

Engine:	One Pratt & Whitney F100-PW-220 turbofan rated at 14,590 lb.s.t. dry and 23,770 lb.s.t. with afterburning.
Maximum speed:	Mach 2.05 at 40,000 feet. Service ceiling 55,000 feet. Maximum range 2400 miles. Initial climb rate 62,000 feet per minute.
Dimensions:	wingspan 32 feet 9 1/2 inches length 49 feet 3 1/2 inches height 16 feet 8 1/2 inches wing area 300 square feet.
Weights:	16,285 pounds empty 25,281 pounds combat 37,500 pounds maximum takeoff.

โครงการจัดหาเครื่องบินขับไล่ F-16 A/B ของกองทัพอากาศไทย

Peace Naresuan I Program

ในเดือนเมษายน ปี 1985 รัฐบาลไทยยื่นข้อเสนอต่อรัฐบาลสหรัฐ ฯ เพื่อจัดซื้อเครื่องบินขับไล่แบบ F-16 จำนวน 12 เครื่อง โดยกระทรวงกลาโหมสหรัฐ ฯ (ในขณะนั้น) เห็นว่า ควรอนุมัติให้ประเทศไทย สามารถจัดซื้อเครื่องบินขับไล่รุ่น F-16/79 ได้ (F-16/79 คือ F-16 ที่ติดตั้งเครื่องยนต์รุ่น J79) อย่างไรก็ตาม ในเดือนกรกฎาคม ปี 1987 มีการอนุมัติให้ ทอ.ไทยสามารถสั่งซื้อ F-16 ที่ติดตั้งเครื่องยนต์ turbofan ตระกูล F100 ได้ โดยมีการเซ็นสัญญาในเดือนธันวาคมของปีเดียวกัน ด้วยการจัดหาแบบ FMS (Foreign Military Sales) ตามโครงการ Peace Naresuan I (ตั้งชื่อตามสมเด็จพระนเรศวรมหาราชของชาติไทย) เป็นเครื่องบินขับไล่ F-16 A ที่นั่งเดียว จำนวน 8 เครื่อง และ F-16 B สองที่นั่งตามกัน จำนวน 4 เครื่อง เครื่องบินทั้งหมดเป็นรุ่น Block 15 OCU

Peace Naresuan II Program

สืบเนื่องจากการเซ็นสัญญาจัดซื้อครั้งแรก ทอ.ไทยมีความต้องการจัดหา F-16 เพิ่มเติม จึงได้เจรจากับรัฐบาลสหรัฐฯ ฯ และทำสัญญาจัดซื้อเพิ่มเติม ตามโครงการ Peace Naresuan II ในช่วงปลายยุคปี 80 เป็น F-16 A Block 15 OCU จำนวน 4 เครื่อง เครื่องบินทั้งสองโครงการแรกเข้าประจำการสังกัดฝูง.๑๐๓ กองบิน ๑ ฯ นามเรียกขาน “Lightning” หรือ “สายฟ้า”



รูปที่ 5 ฝูงของครบรอบ 15 ปี และ 40,000 ชั่วโมงบิน ของ F-16 A/B “Lightning” ฝูง.๑๐๓ กองบิน ๑ ฯ

Peace Naresuan III Program

ในเดือนกันยายน ปี 1995 ทอ.ไทยได้รับมอบ F-16 เครื่องแรก สังกัดฝูง.๔๐๓ กองบิน ๔ ฯ ซึ่งเป็นรุ่น Block 15 OCU ฝูงที่สองของ ทอ.ไทย เป็นเครื่องบินขับไล่ F-16 A ที่นั่งเดียว จำนวน 12 เครื่อง และ F-16 B สองที่นั่งตามกัน จำนวน 6 เครื่อง โดย F-16 จำนวน 6 เครื่องสุดท้ายที่ ทอ.ไทยได้รับมอบเป็น F-16 A/B Block 15 OCU ชุดสุดท้ายจากสายการผลิต ณ โรงงานของ Lockheed Martin โดยรุ่น Block 15 OCU เป็นรุ่นที่มีสายการผลิตยาวนานกว่า 14 ปี เป็นจำนวนทั้งหมด 983 เครื่อง นับเป็นล็อตการผลิตที่ใหญ่มากๆ ล็อตหนึ่ง



รูปที่ 6 “Night Falcon” F-16 A สังกัดฝูง.๔๐๓ กองบิน ๔ ฯ นามเรียกขาน “COBRA”

Peace Naresuan IV Program

ในเดือนมีนาคม ปี 1999 รัฐบาลสหรัฐ ฯ ได้ประกาศว่ามีโครงการที่จะขายเครื่องบินขับไล่ F-16 ที่ใช้งานแล้วและถูกเก็บรักษาไว้ให้กับประเทศพันธมิตร ตรงกับช่วงที่ ทอ.ไทยมีแผนการจัดหาเครื่องบินขับไล่รุ่นใหม่เพื่อทดแทนเครื่องบินที่ใกล้จะปลดประจำการ ในเดือนพฤษภาคม ปี 2001 รัฐบาลสหรัฐ ฯ ได้รับเครื่องบินขับไล่/โจมตีแบบ F/A-18 C/D "HORNET" ซึ่งประเทศไทยได้ดำเนินการจัดหา แต่ไม่สามารถจ่ายเงินงวดที่เหลือได้ เนื่องจากวิกฤติการณ์ทางเศรษฐกิจ และความผันผวนของค่าเงินบาทในขณะนั้น

ประธานาธิบดี Bill Clinton ของสหรัฐ ฯ แจ้งให้นายชวณ หลีกภัย นายกรัฐมนตรีของประเทศไทยได้ทราบ ว่า รัฐบาลสหรัฐ ฯ จะดำเนินการกับสัญญาจัดซื้อ F/A-18 C/D ที่ประเทศไทยไม่สามารถดำเนินการต่อได้ และไม่สามารถคืนเงินงวดแรกจำนวน 74.5 ล้านดอลลาร์สหรัฐ ฯ ที่รัฐบาลไทยจ่ายไปแล้ว แต่เสนอทางเลือกให้กับรัฐบาลไทยว่า หากยังต้องการที่จะจัดซื้อ F/A-18 C/D ใหม่จำนวน 8 เครื่อง ต้องจ่ายเงินเพิ่มจำนวน 317 ล้านดอลลาร์สหรัฐ ฯ หรือเปลี่ยนไปจัดซื้อเครื่องบินขับไล่มือสองแบบ F-16 A/B ADF จำนวน 1 ผุ่่ง โดยจ่ายเงินเพิ่ม (เพียง) 250 ล้านดอลลาร์สหรัฐ ฯ



รูปที่ 7 “STARFIRE” F-16 A สังกัดฝูง.๑๐๒ กองบิน ๑ ฯ “Home of the Tiger”
บินหมู่สองเหนือ่านฟ้าอำเภอเมือง จังหวัดนครราชสีมา

ดังนั้น ในวันที่ 14 กรกฎาคม ปี 2001 รัฐบาลไทยจึงได้ตัดสินใจเลือกจัดซื้อเครื่องบินขับไล่มือสอง F-16 A/B ADF (เป็นรุ่น A จำนวน 15 เครื่อง รุ่น B จำนวน 1 เครื่อง) นับเป็น F-16 ผุ่่งที่สามของ ทอ.ไทย เครื่องบินทั้งหมดถูกทยอยส่งมอบให้ประเทศไทยในเดือนสิงหาคม และตุลาคมในปีต่อมา จำนวนที่เหลือถูกส่งมอบในเดือนกรกฎาคม ปี 2003 และยังได้รับโครงสร้าง F-16 A Block 10 OCU อีกจำนวน 2 เครื่อง เพื่อใช้เป็น spare parts การจัดซื้อ F-16 A/B ADF ครั้งนี้ มีนักบินและเจ้าหน้าที่ของฝูงบิน F-16 ทอ.ไทยจำนวนหนึ่ง เข้าร่วมการฝึก RED FLAG ณ Nellis AFB. มลรัฐ Nevada ประเทศสหรัฐ ฯ นับเป็นการเข้าร่วมการฝึก RED FLAG ครั้งที่สองของ ทอ.ไทย

ในวันที่ 18 พฤศจิกายน ปี 2004 ทอ.ไทยประกาศว่าจะได้รับมอบ F-16 A/B ของ ทอ.สิงคโปร์ จำนวน 7 เครื่อง (รุ่น A จำนวน 3 เครื่อง และรุ่น B จำนวน 4 เครื่อง) การส่งมอบมีขึ้นในเดือนมกราคม ปี 2005 โดยเป็นข้อตกลงระหว่างรัฐบาลของทั้งสองประเทศ (MOU: Memorandum of Understanding) ที่ ทอ.สิงคโปร์จะมอบ F-16 จำนวนหนึ่งให้กับ ทอ.ไทย แลกกับการขอใช้พื้นที่การฝึกสนามบินกองบิน ๒๓ จังหวัดอุดรธานี ในบางช่วงของแต่ละปี เป็นระยะเวลาทั้งหมด 15 ปี โดยสัญญาฉบับนี้นับเป็นความร่วมมือทางการทหาร และเป็นการกระชับความสัมพันธ์อันดีระหว่างรัฐบาลของทั้งสองประเทศ

Future Orders

ในเดือนมิถุนายน ปี 2005 ผบ.ทอ.ประกาศว่า ทอ.ไทยกำลังพิจารณาจัดหาเครื่องบินขับไล่แบบใหม่ เพื่อทดแทนเครื่องบิน F-5 และ OV-10 ที่ทยอยปลดประจำการเนื่องจากอายุการใช้งาน และเพื่อรักษา สถานภาพความพร้อมรบของกองทัพอากาศ ในขณะที่ ทอ.ไทยมี F-16 ประจำการอยู่จำนวนมาก ทำให้ F-16 รุ่นใหม่อาจเป็นทางเลือกที่ดีของ ทอ.ไทย เนื่องจาก ทอ.ไทยมีประสบการณ์การใช้งาน การซ่อมบำรุง และการส่งกำลังบำรุงกับเครื่องบินแบบนี้เป็นระยะเวลาอันยาวนาน แต่ ณ ปัจจุบัน (พ.ย.2005) ก็ยังไม่มี การดำเนินการใดๆอย่างเป็นทางการ

Program	Model	Block	Qty.	Serials	Delivered
Peace Naresuan I	F-16A	Block 15OCU	8	10305/10312	1988
	F-16B	Block 15OCU	4	10301/10304	1988
Peace Naresuan II	F-16A	Block 15OCU	6	10313/10318	1990-1991
Peace Naresuan III	F-16A	Block 15OCU	12	40307/40318	1995-1996
	F-16B	Block 15OCU	6	40301/40306	1995
Peace Naresuan IV	F-16A	Block 15ADF	15	10202/10216	2002-2003
	F-16B	Block 15ADF	1	10201	2002
	F-16A	Block 10OCU	2	?	2002
Singapore donation	F-16A	Block 15OCU	3	10323/10325	2005
	F-16B	Block 15OCU	4	10319/10322	2005
<i>RTAF Inventory</i>					

Modification and Armament of Thai's F-16 Fleets

- อาวุธนำวิถีอากาศสู่อากาศหลักคือ AIM-9 Sidewinder
- ในปี 1995 ทอ.ได้รับอาวุธนำวิถีอากาศสู่อากาศระยะใกล้ แบบ Python 3 จำนวนหนึ่ง
- ในปี 2003 ทอ.ได้รับอาวุธนำวิถีอากาศสู่อากาศระยะกลาง แบบ AIM-120 AMRAAM (ติดตั้งกับ F-16 A/B ADF ฝูง.๑๐๒ ๙ เท่านั้น)
- ในบทบาทการโจมตีภาคพื้น F-16 สามารถติดตั้งระเบิดแบบ Mk.82 และ Mk.84 และ จรวดนำวิถีแบบ AGM-65 Maverick

- F-16 A/B รุ่น ๔๐๓ ๕ ได้รับการติดตั้ง Atlis II targeting pod และ Rubis navigation pod เชื่อมต่อการทำงานกับระเบิดนำวิถีแบบ GBU-10 และ GBU-12 precision guided munitions ทำให้มีขีดความสามารถในการโจมตีเวลากลางคืนได้ ดังนั้น F-16 รุ่นนี้จึงมีฉายาว่า “Night Falcon” หรือ “เหยี่ยวราตรี”



รูปที่ 8 F-16 B “Night Falcon” 403 TFS. taking Off with full After Burner.



รูปที่ 9 “Bird Slicer” บริเวณส่วนหน้าฝาครอบห้องนักบิน เป็นส่วนหนึ่งของ AIFF (Advanced Identification Friend or Foe) ของ F-16 A/B ADF



รูปที่ 10 ส่วนโป่งนูนบริเวณโคนแพนหางดิ่งของ F-16 A/B ADF บรรจุ Horizontal Stabilizer Accumulators ซึ่งวางซ้อนกัน แตกต่างกับ F-16 รุ่นอื่นๆ



รูปที่ 11 F-16 A/B ADF เข้าร่วมการฝึก PITCH BLACK ณ ประเทศออสเตรเลีย



รูปที่ 12 แสดงกระแสอากาศอลวนบริเวณ wing leading-edge and forebody strakes ขณะบินด้วยแรง g สูง

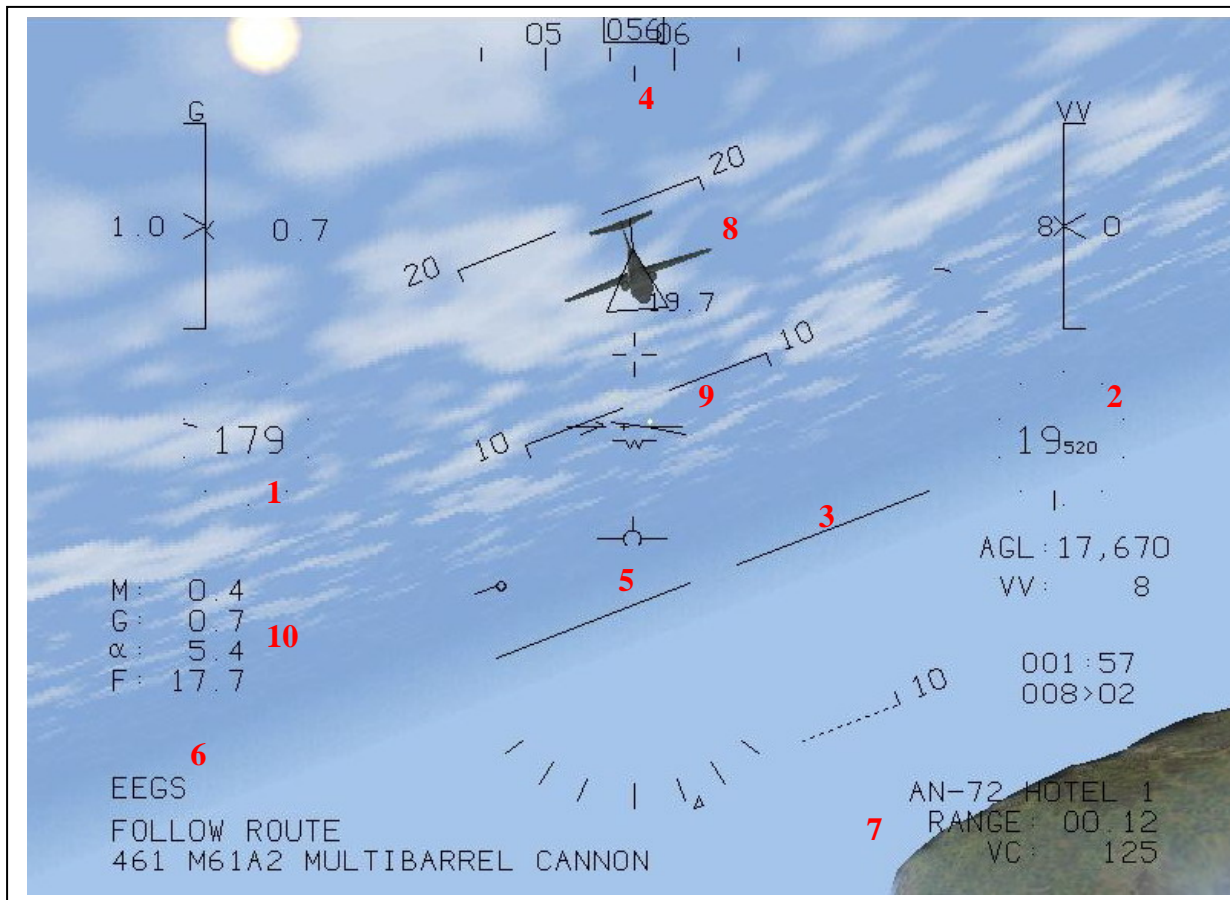


รูปที่ 13 F-16 B สองเครื่อง (ติดเครื่องหมาย ทอ.สหรัฐฯ ฯ) ขึ้นบินทดสอบก่อนส่งมอบให้ ทอ.ไทย ตามโครงการ *Peace Naresuan III* บริเวณแพนหางดิ่งมีสัญลักษณ์ กูจงอาง (King Cobra) ซึ่งเป็นสัญลักษณ์ของฝูงบินขับไล่ทางยุทธวิธี ๔๐๓ กองบิน ๔ จังหวัดนครสวรรค์

(บทความและภาพประกอบ จาก www.f-16.net : ร.ท.อิศระ ฯ แปล/เรียบเรียง)

Thinking Box:

จภาพมองตรงหน้า HUD (Head Up Display) บอกข้อมูลอะไรบ้าง ?

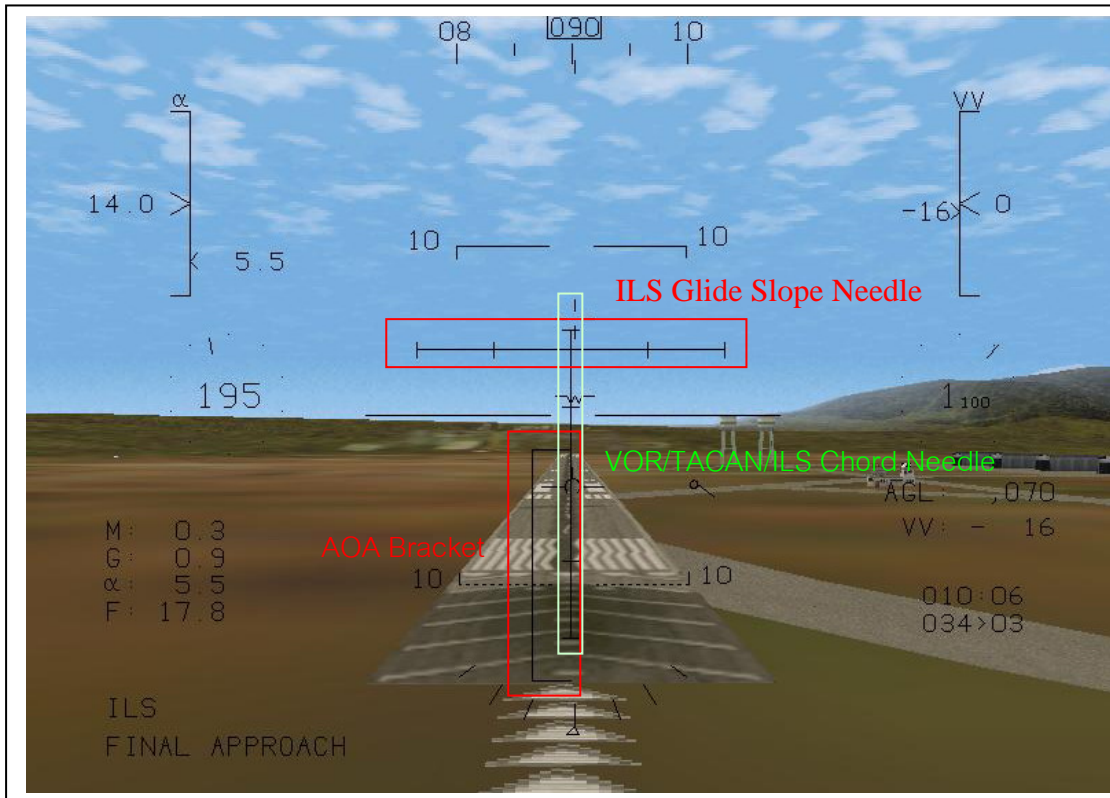


1. Airspeed Indicator แสดงความเร็วเป็น Knots
2. Altimeter แสดงความสูงเป็น feet (AGL = Above Ground Level)
3. Attitude Indicator หรือ Pitch Ladder แสดงท่าทางการบินเป็นองศา
4. Heading Indicator แสดงทิศทางเป็นองศา
5. FPM (Flight Path Marker) แสดงเส้นทางการบิน
6. สถานภาพการเดินอากาศ และอาวุธที่ใช้ในปัจจุบัน
7. ข้อมูลเป้าหมายที่เราเข้าโจมตี
8. เป้าหมายที่อยู่ในระยะยิงของปืนกลอากาศ
9. Gun Cross และ "snapshot" air-to-air gunsight display
10. ข้อมูลการบิน (M = Mach, G = Load-meter, α = มุมปะทะ และ F = Remaining Fuel)

จากภาพ HUD ข้างต้น แสดงให้เห็นว่า F-22 บินที่ความเร็ว 179 Knots หรือ Mach 0.4 ความสูง 19,520 ฟุตเหนือระดับน้ำทะเล หรือ 17,670 ฟุตเหนือภูมิประเทศ ทิศทาง 056 เียงปีกขวาประมาณ 30 องศา ที่มุมปะทะ 5.4 องศาจากแนวระดับ (ดูจาก FPM) แรงกระทำ 0.4G เหลือเชื้อเพลิง 17,700 lbs กำลังบินตามเส้นทางเข้าโจมตีเครื่องบินแบบ Antonov AN-72 นามเรียกขาน HOTEL1 ด้วยปืนกลอากาศแบบ M61A2 MULTIBARREL CANNON (สถานภาพเหลือ 461 นัด) ซึ่งบินอยู่ที่ความสูง 19,700 ฟุต ระยะห่าง 0.12 nm.

Thinking Box:

HUD (Head Up Display) แสดงสถานะภาพเครื่องบิน F-22 “Raptor” ขณะบินลงสนาม



จากภาพ HUD ข้างต้น F-22 บินลงสนาม ทางวิ่ง 09 ด้วยเครื่องช่วยเดินอากาศระบบ ILS ความสูง 70 ฟุตเหนือ terrain (ภูมิประเทศ) ความเร็ว 195 Knots ทิศทาง 090 ทำการแฟลด์เพื่อลดความเร็วและดึงหัวขึ้น มุมปะทะ 5.5 องศา เครื่องวัดแสดง AOA Bracket, ILS Glide Slope Needle และ VOR/TACAN/ILS Chord Needle เพื่อการร่อนลงสนามด้วยมุมที่ถูกต้องและปลอดภัย และทำการ Hold หัว (Aerodynamics Brake) เพื่อลดความเร็ว สังเกตว่า Rudders ทั้งสองข้าง ท่อปรับทิศทางแรงขับ Elevator และ Flaps ทำหน้าที่เป็น Speed Brake ร่วมกัน



บรรณานุกรม

1. เอกสารประกอบการสอน “อากาศพลศาสตร์” รร.เหล่า ฯ วท.ชอ., พ.ศ.๒๕๑๘
2. John W.R.Taylor FRHistS, MRAes, FSLAET, “Jane’s ALL THE WORLD AIRCRAFT 1977-78”, Macdonald and Jane’s Publishers Limited, 1977.
3. Arnold M.Kueth, Chuen-Yen Chow, “FOUNDATION of AERODYNAMICS-Bases of Aerodynamic Design, Fifth Edition”, John Wiley & Sons, Inc., 1998.
4. John D.Anderson,Jr., “Introduction to Flight, Fourth Edition”, McGRAW-HILL INTERNATIONAL EDITIONS, 2000.
5. นิตยสาร “TANGO” ฉบับที่ 69, 126 และ 127, พ.ศ.๒๕๔๖
6. นิตยสาร “สมรภูมิ” ฉบับที่ 1011, 1015, 1020, 1021, 1022 และ 1024
7. เว็บไซต์ www.f-16.net
8. Novalogic software, “F-22 Lightning”, 1997.
9. Novalogic software, “Mig-29 Fulcrum”, 1997.