

การไต่ไกลและไว

Far and Fast Climb

^{1*}พลาณันท์ ปะจายะกฤตย์, ^{2#}อิทธิ ยูทธยานนท์ และ ^{3#}จิรวุฒิ คล่องตรจโรค

¹นักวิชาการอิสระ

^{2,3}ภาควิชาวิศวกรรมอากาศยาน กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

^{1*}Palanunt Pajayakrit, ^{2#}Itti Yuthayanon and ^{3#}Jiravud Klongtrujrok

¹Independent Scholar

^{2,3}Aeronautical Engineering Department, Academic Faculty, Navaminda Kasatriyadhiraj Royal Air Force Academy

*palanunt@loxinfo.co.th, #itti@rtaf.mi.th, #jiravud@rtaf.mi.th

Received : November, 10 2020

Revised : March, 24 2021

Accepted : April, 08 2021

บทคัดย่อ

การศึกษาสมรรถนะอากาศยานไม่ว่าจะเป็น พิสัย เพดานบิน น้ำหนักบรรทุก หรือความเร็วต่าง ๆ นับเป็นสิ่งสำคัญอย่างหนึ่งในการออกแบบอากาศยาน เพื่อให้อากาศยานนั้นสามารถปฏิบัติการกิจตามที่ต้องการได้อย่างถูกต้องและปลอดภัย ซึ่งการหาความเร็วของอากาศยานในระหว่างการไต่ขึ้นที่เหมาะสมและสามารถใช้งานได้จริง อีกทั้งยังทำให้หนักบินและผู้โดยสารมีความสะดวกสบายในระหว่างการไต่ขึ้นของอากาศยานและส่วนหัวของอากาศยานไม่ลดทัศนวิสัยของนักบิน เกี่ยวข้องโดยตรงกับหนึ่งในสมรรถนะอากาศยานที่สำคัญคือ ความเร็วไต่ของอากาศยาน ที่รู้จักกันดี ได้แก่ ความเร็วมุมไต่สูงสุด (V_x) และความเร็วอัตราไต่สูงสุด (V_y) โดยความเร็วทั้งสองมีพื้นฐานอยู่บนหลักการทางกลศาสตร์การบิน แต่เป็นความเร็วที่ต่ำเกินไป ทำให้ใช้งานไม่สะดวก ด้วยเหตุต่าง ๆ ผู้ผลิตอากาศยานจึงกำหนดความเร็วไต่เพิ่มขึ้นจากประสบการณ์ โดยการศึกษาี้เสนอให้กำหนดความเร็วไต่เพิ่มเติมเรียกว่า “ความเร็วไต่ไกลและไว” (V_{ff}) ซึ่งตั้งอยู่บนหลักการทางกลศาสตร์การบิน ทำให้ได้ระยะทางภาคพื้นเพิ่มขึ้นในเวลาจำกัด และเป็นความเร็วที่ใกล้เคียงกับความเร็วไต่ของผู้ผลิต ที่ช่วยให้นักบินและผู้โดยสารมีความสะดวกสบายในระหว่างการไต่ขึ้นของอากาศยานและส่วนหัวของอากาศยานไม่บังหน้านักบิน

คำสำคัญ: สมรรถนะอากาศยาน, ความเร็วไต่, ความเร็วไต่ไกลและไว, ระยะทางภาคพื้น, กลศาสตร์การบิน

Abstract

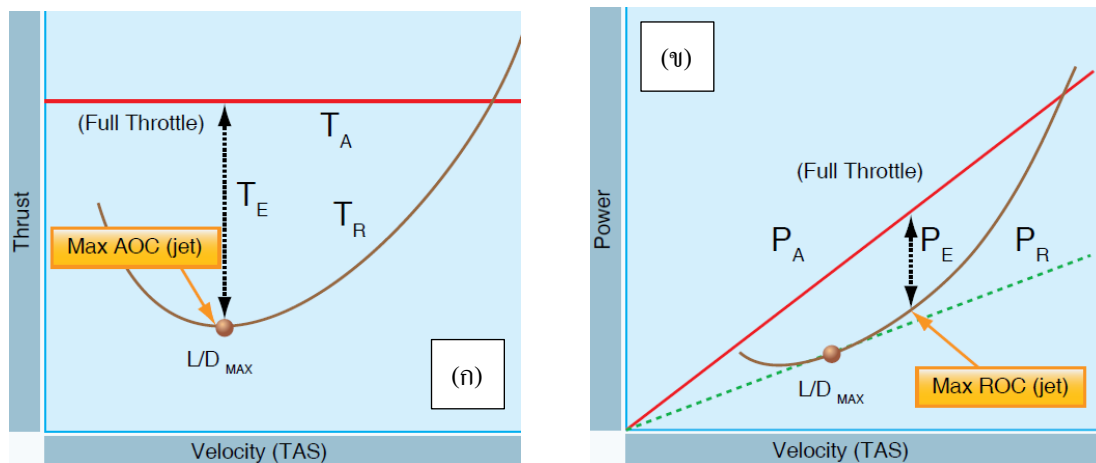
The study of aircraft performance such as range, service ceiling, payload or any type of speed is one of the fundamental factors in aircraft design for the aircraft to perform the intended mission accurately and safely. In order to determine the optimal speed of the aircraft, which is appropriate and practical during ascent and can provide the pilot and passenger with comfort during climb. Furthermore, pilot's visibility is less obstructed, which is directly related to one of the important aircraft performances, namely, the climb speed. The well-known climb speeds are maximum angle of climb speed (V_x) and maximum rate of climb speed (V_y). Both speeds are based on

principles of flight mechanics but are too slow, causing inconveniences for various reasons. Therefore, the manufacturers suggest other climb speeds from experience for conveniences. This study proposes additional climb speed called “Far and Fast Climb Speed” (V_{ff}) to be based on principles of flight mechanics. It will produce additional ground distance in limited time and be close to climb speeds from manufacturers, which can provide the pilot and passenger with comfort during climb and the nose of the aircraft does not obstruct the pilot.

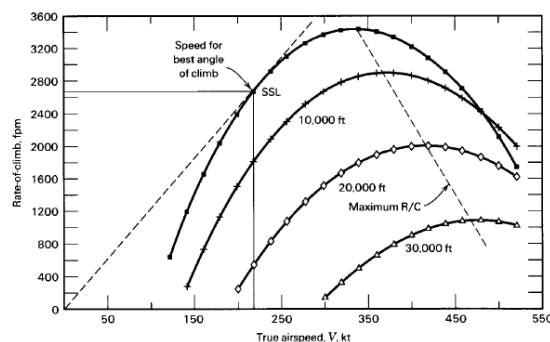
Keywords: Aircraft performance, Climb speed, Far and fast climb speed, Ground distance, Flight mechanics

1. บทนำ

อัตราการไต่ของอากาศยานขึ้นอยู่กับแรงและกำลังที่เกิดขึ้น รูปที่ 1 [1] แสดงแรงและกำลังที่เกิดขึ้นกับอากาศยาน แบ่งเป็นแรงที่ดองการ (T_R) กำลังที่ดองการ (P_R) แรงที่มีใช้ (T_A) และกำลังที่มีใช้ (P_A) โดยแรงและกำลังที่ดองการเกิดขึ้นจากกระแสน้ำที่ไหลผ่านอากาศยาน ส่วนแรงและกำลังที่มีใช้เกิดขึ้นจากเครื่องยนต์และใบพัด ผลต่างของแรงให้ผลเป็นมุมไต่ และผลต่างของกำลังให้ผลเป็นอัตราไต่ รูปที่ 2 [2] แสดงความเร็วที่ทำให้เกิดผลต่างของแรงสูงสุด คือ ความเร็วมุมไต่สูงสุด (V_x) และความเร็วที่ทำให้เกิดผลต่างของกำลังสูงสุด คือ ความเร็วอัตราไต่สูงสุด (V_y)



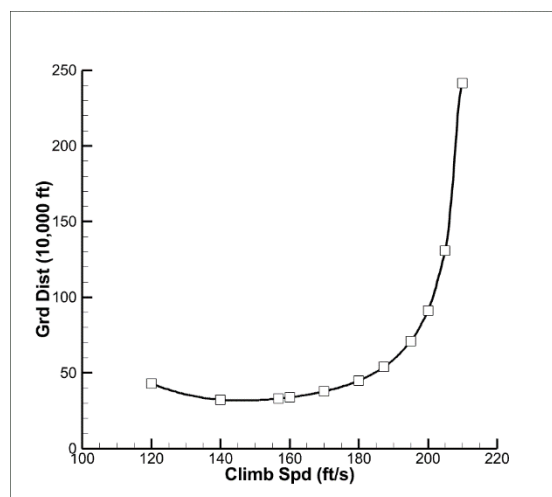
รูปที่ 1 แรง (ก) และกำลัง (ข) ที่เกิดขึ้นกับอากาศยานประเภทไอพ่น ไม่รวมประเภทใบพัด (เอกสารอ้างอิง [1])



รูปที่ 2 ความเร็วมุมไต่สูงสุดและความเร็วอัตราไต่สูงสุดของ Boeing 767-300ER (เอกสารอ้างอิง [2])

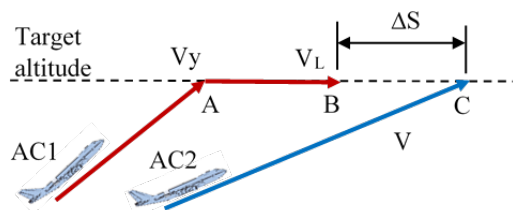
V_x และ V_y เป็นความเร็วที่ค่อนข้างต่ำ เช่น Boeing 767-300ER ที่ระดับน้ำทะเล $V_x = 215$ kts (0.32 M) และ $V_y = 345$ kts (0.52 M) ดังแสดงในรูปที่ 2 ซึ่งเป็นความเร็วที่ต่ำกว่าความเร็วบินเดินทางมาก ส่วนเครื่องบินใบพัดขนาดเล็ก เช่น Cessna 172N ที่ระดับน้ำทะเล $V_x = 59$ kts และ $V_y = 73$ kts [3] ซึ่งใกล้เคียงกับความเร็ววงล้อ ($V_s = 42$ kts) โดยในทั้งสองกรณีผู้ผลิตแนะนำให้ไต่ด้วยความเร็วสูงกว่า V_y (ซึ่งสูงกว่า V_x) ในกรณีเครื่องบินโดยสาร Boeing 737 และ Airbus 320 แนะนำให้ไต่ด้วยความเร็ว 0.78 M [4] [5] ส่วน Cessna 172N แนะนำให้ไต่ด้วยความเร็ว 5 – 10 kts สูงกว่า V_y [3]

เหตุผลที่ผู้ผลิตแนะนำให้ใช้ความเร็วไต่สูงกว่า V_y คาดว่าเนื่องจากความสบายของผู้โดยสารในระหว่างการไต่ขึ้นของอากาศยาน ระบบต่าง ๆ ทำงานสะดวกขึ้น และส่วนหัวเครื่องบินไม่บังหน้านักบิน [6] แต่ไม่ได้อ้างถึงหลักการทางกลศาสตร์การบิน ดังนั้น ความเร็วไต่ที่ตรงความต้องการคือความเร็วที่ไต่สูงกว่า V_y และผลของความเร็วไต่ที่สูงขึ้นคือระยะทางภาคพื้นเพิ่มขึ้น แต่คาดว่าสิ่งที่ทำให้ไม่มีใครเสนอให้ค้นหาความเร็วไต่สูงขึ้นเนื่องจากระยะทางภาคพื้นในช่วงไต่มีค่าไม่จำกัด ดังแสดงในรูปที่ 3



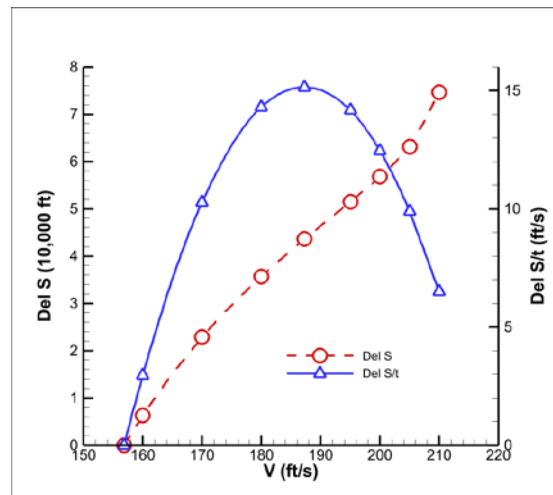
รูปที่ 3 ระยะทางภาคพื้นในช่วงไต่มีค่าไม่จำกัด

จากการที่ระยะทางภาคพื้นมีค่าไม่จำกัด จึงไม่ปรากฏผลการศึกษาเกี่ยวกับการไต่ต่อระยะภาคพื้น ทั้งจากตำรา จากบทความทาง Internet และจากการสอบถามผู้เชี่ยวชาญ เช่น นักวิชาการ และนักบิน ดังนั้น การเลือกความเร็วไต่ที่มีระยะภาคพื้นดีที่สุดจึงต้องใช้วิธีเปรียบเทียบ ซึ่งความเร็วไต่ที่ขึ้นไปถึงระยะสูงเป้าหมายก่อนความเร็วอื่นคือ V_y เพราะอัตราไต่สูงสุด เมื่อถึงระยะสูงเป้าหมายแล้วก็บินระดับต่อไปด้วยความเร็ว V_L เรียกอากาศยานเครื่องนี้ว่า AC1 ความเร็วไต่อื่น ๆ เมื่อไต่ถึงระยะสูงเป้าหมายแล้วก็ควรเปรียบเทียบระยะภาคพื้นกับ AC1 เรียกอากาศยานเครื่องที่ 2 ว่า AC2 ดังแสดงในรูปที่ 4



รูปที่ 4 เปรียบเทียบ AC1 และ AC2 ไต่ขึ้นหาระยะสูงเดียวกัน

ขณะที่ AC2 ได้ถึงระยะสูงเป้าหมาย ถ้าอยู่ด้านหน้า AC1 ก็แสดงว่า AC2 นำ AC1 และผลต่างของระยะภาคพื้นระหว่าง AC2 และ AC1 เรียกว่า “ระยะนำ” (ΔS) ในรูปที่ 4 ระยะนำ คือ ระยะจากจุด B ถึง C โดยจุด C คือ จุดที่ AC2 ได้ถึงระยะสูงเป้าหมาย และจุด B คือ จุดที่ AC1 บินระดับมาถึงเมื่อ AC2 ได้มาถึงจุด C ซึ่งระยะนำ (ΔS) จะเพิ่มขึ้นตามความเร็วโดยไม่มีค่าสูงสุด ดังแสดงในรูปที่ 5 ทำนองเดียวกับระยะภาคพื้นตามรูปที่ 3 แต่ความเร็วที่สูงกว่า V_y ได้ถึงระยะสูงเป้าหมายใช้เวลาเพิ่มขึ้นด้วย เมื่อหารระยะนำด้วยเวลาไต่ของ AC2 เราจะได้ “ระยะนำต่อหน่วยเวลา” ($\Delta S/t$) ซึ่งมีค่าสูงสุดที่ความเร็วหนึ่ง (รูปที่ 5) และเหมาะสำหรับใช้ในการเปรียบเทียบหาความเร็วไต่ที่ดีที่สุดด้านระยะภาคพื้น



รูปที่ 5 ระยะนำ (ΔS) และระยะนำต่อหน่วยเวลา ($\Delta S/t$) ระหว่าง AC1 และ AC2 ในรูปที่ 4

2. จุดมุ่งหมาย

การศึกษานี้มีจุดมุ่งหมายเพื่อค้นหาความเร็วไต่ที่ให้ค่าระยะนำต่อหน่วยเวลาสูงสุด เรียกว่า “ความเร็วไต่ไกลและไว” (Far and Fast Climb Speed, V_{ff}) ซึ่งตามรูปที่ 4 อากาศยานเครื่องแรก (AC1) ที่ใช้เปรียบเทียบเพื่อวัดระยะนำ คือ อากาศยานที่ได้ด้วยความเร็วอัตราไต่สูงสุด (V_y) เมื่อได้ถึงระยะสูงเป้าหมายแล้ว บินระดับต่อไปด้วยความเร็วตามกำหนด (V_L) ในขณะที่อากาศยานเครื่องที่สอง (AC2) ได้ด้วยความเร็ว V_{ff} และเมื่อได้ถึงระยะสูงเป้าหมายแล้ว ระยะนำ คือ ระยะทางภาคพื้นระหว่างอากาศยานทั้งสองเครื่อง ซึ่งเมื่อหารระยะนำด้วยเวลาไต่ของ AC2 จะได้ “ระยะนำต่อหน่วยเวลา” ($\Delta S/t$)

ค่า $\Delta S/t$ สูงแสดงว่า AC2 ถึงระยะสูงเป้าหมายไกลกว่า และก่อนหน้า AC1 ที่ได้ด้วยความเร็ว V_y และยังได้ประโยชน์รองคือ V_{ff} ใกล้เคียงกับความเร็วไต่ที่นิยมใช้งานจริงในปัจจุบันและให้ผลตามต้องการ เช่น ความสะดวกของผู้โดยสาร ระบบของอากาศยานทำงานได้ดี และนักบินมองตรงหน้าได้ดีโดยหัวเครื่องไม่ขวาง

3. หลักการทางกลศาสตร์การบิน

อัตราไต่ (ROC) หรือความเร็วแนวตั้ง (v) ของความเร็วใด ๆ สามารถคำนวณได้ตามสมการที่ 1 โดยมีผลต่างของอัตราไต่ (Δv) ระหว่าง AC1 (v_y) และ AC2 (v) ซึ่งสามารถคำนวณได้ตามสมการที่ 2

$$ROC = v = \left(\frac{T-D}{W} \right) V \quad (1)$$

$$\Delta v = v - v_y \quad (2)$$

ระยะเวลา Δt เป็นระยะเวลาที่ AC1 บินจากจุด A ถึง B (รูปที่ 4) เริ่มจากเวลาที่ AC1 ได้ถึงระยะสูงเป้าหมายที่จุด A และดำเนินต่อไปจนถึงเวลาที่ AC2 ได้มาถึงจุด C ซึ่ง Δt คำนวณจากอัตราส่วนของผลต่างความเร็วแนวดิ่งระหว่าง AC1 และ AC2 (Δv) ต่อความเร็วแนวดิ่งของ AC1 (v_y) ตามสมการที่ 3

$$\Delta t = \frac{\Delta v}{v_y} \quad (3)$$

ระยะทางภาคพื้นของ AC1 สามารถแบ่งการคำนวณออกได้เป็น 2 ช่วง โดยช่วงแรกเริ่มต้นจากจุดเริ่มไต่ถึงจุด A และช่วงที่สองเริ่มต้นจากจุด A ถึง B ซึ่งช่วงแรกนั้น AC1 บินด้วยความเร็วภาคพื้น u_y เป็นระยะเวลา $1-\Delta t$ และช่วงที่สอง AC1 บินด้วยความเร็ว V_L เป็นระยะเวลา Δt โดย V_L เป็นความเร็วบินระดับที่กำหนดขึ้นตามสะดวก ซึ่งสามารถคำนวณระยะทางภาคพื้น $(S/t)_y$ ของ AC1 ได้ตามสมการที่ 4 โดยระยะทางภาคพื้น $(S/t)_y$ ของ AC1 เป็นระยะทางต่อหน่วยเวลาเพราะคำนวณจากความเร็ว และสามารถคำนวณหาระยะทางภาคพื้นต่อหน่วยเวลาของ AC2 (S/t) ได้จากความเร็วภาคพื้นของ AC2 ตามสมการที่ 5

$$(S/t)_y = u_y(1-\Delta t) + V_L(\Delta t) \quad (4)$$

$$(S/t) = u \quad (5)$$

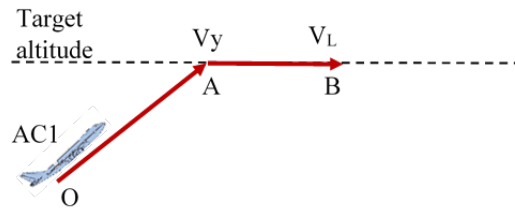
ระยะทางภาคพื้นทั้ง $(S/t)_y$ ของ AC1 และ (S/t) ของ AC2 เป็นระยะทางต่อหน่วยเวลา ดังนั้น ผลต่างจึงเป็นระยะนำต่อหน่วยเวลา ($\Delta S/t$) ซึ่งสามารถคำนวณได้ตามสมการที่ 6

$$\Delta S/t = (S/t) - (S/t)_y \quad (6)$$

$\Delta S/t$ คือ วิธีเปรียบเทียบสมรรถนะการไต่ด้านระยะทางภาคพื้น โดยเวลาที่ใช้ในการคำนวณเป็นเวลาไต่ทั้งหมดของ AC1 และ AC2 กล่าวคือเป็นเวลา AC1 เดินทางถึงจุด B และ AC2 เดินทางถึงจุด C ดังแสดงในรูปที่ 4 ซึ่งทั้ง AC1 และ AC2 ถึงเวลาเดียวกัน โดยความเร็วที่ทำให้ $\Delta S/t$ มีค่าสูงสุดคือความเร็วที่เป็น V_H ของระยะสูงนั้น ซึ่งแต่ละระยะสูงอาจมีค่า V_H แตกต่างกัน เพราะสมการที่ 1 - 6 ให้ผลที่แต่ละระยะสูงไม่เท่ากัน ไม่มีผลตลอดย่านระยะสูง เช่น อัตราไต่ตามสมการที่ 1 มีผลที่ระยะสูงแต่ละแห่งไม่เท่ากัน ถ้าต้องการผลตลอดย่านระยะสูง ต้องรวบรวมข้อมูลที่แต่ละระยะสูง เช่น แรงขับของเครื่องยนต์ แล้วนำมาประมวลผลรวมกัน

นอกจากการเปรียบเทียบตามหน่วยเวลา เราควรเปรียบเทียบตามหน่วยเชื้อเพลิง เพื่อประเมินผลกระทบต่อความสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงว่ามีผลต่อการเลือกความเร็วไต่ V_H หรือไม่

การคำนวณระยะนำต่อหน่วยเชื้อเพลิง ต้องทำการหาระยะทางต่อหน่วยเวลาด้วยปริมาณเชื้อเพลิงที่ใช้ไป (Fuel Used, FU) ซึ่งการคำนวณ FU ต้องคำนวณในแต่ละช่วงการบินที่ใช้ความเร็วเดียวกัน เช่น AC1 จากจุดเริ่มไต่จนถึงระยะสูงเป้าหมาย (OA ตามรูปที่ 6) บินด้วยความเร็ว V_y และช่วงที่บินระดับ (AB ตามรูปที่ 6) บินด้วยความเร็ว V_L



รูปที่ 6 AC1 ทำการบิน 2 ช่วง ได้แก่ ช่วงไต่ และช่วงบินระดับ

ปริมาณเชื้อเพลิงที่ใช้ไป (FU) ในช่วง OA (S_y) สามารถคำนวณได้ตามสมการที่ 7 (FF = Fuel Flow) และปริมาณเชื้อเพลิงที่ใช้ไป (FU) ในช่วง AB (S_L) สามารถคำนวณได้ตามสมการที่ 8 โดยผลรวมของปริมาณเชื้อเพลิงที่ใช้ทั้งหมดของอากาศยาน AC1 สามารถคำนวณได้ตามสมการที่ 9

$$(FU)_{S_y} = (1 - \Delta t)(FF)_{V_y} \quad (7)$$

$$(FU)_{S_L} = \Delta t(FF)_{V_L} \quad (8)$$

$$(FU)_y = (1 - \Delta t)(FF)_{V_y} + \Delta t(FF)_{V_L} \quad (9)$$

ระยะทางต่อหน่วยเชื้อเพลิงของ AC1 สามารถคำนวณได้ตามสมการที่ 10 ซึ่งคำนวณจากระยะทางภาคพื้นตามสมการที่ 4 และปริมาณเชื้อเพลิงที่ใช้ทั้งหมดของ AC1 ตามสมการที่ 9 ในทำนองเดียวกันระยะทางต่อหน่วยเชื้อเพลิงของ AC2 สามารถคำนวณได้ตามสมการที่ 11 โดยมีผลต่างของระยะนำต่อหน่วยเชื้อเพลิงซึ่งสามารถคำนวณได้ตามสมการที่ 12

$$(S/FU)_y = \frac{(S/t)_y}{(FU)_y} \quad (10)$$

$$(S/FU) = \frac{(S/t)}{(FU)} = \frac{V}{(FF)_V} \quad (11)$$

$$\Delta(S/FU) = (S/FU) - (S/FU)_y \quad (12)$$

ระยะนำต่อหน่วยเชื้อเพลิงที่คำนวณตามสมการที่ 12 ใช้คัดเลือก V_H ว่าแตกต่างจากการคัดเลือกตาม $\Delta S/t$ ตามสมการที่ 6 หรือไม่เท่ากัน ซึ่งการเปรียบเทียบ $\Delta(S/FU)$ ไม่มีประโยชน์ต่อการเปรียบเทียบปริมาณการใช้เชื้อเพลิงระหว่าง AC1 และ AC2 เพราะลักษณะการไต่ของ AC1 ใช้เพื่อการเปรียบเทียบผลของความเร็วไต่เท่านั้น ไม่ใช่เพื่อนำไปใช้บินจริง

4. ตัวอย่างอากาศยานใบพัด

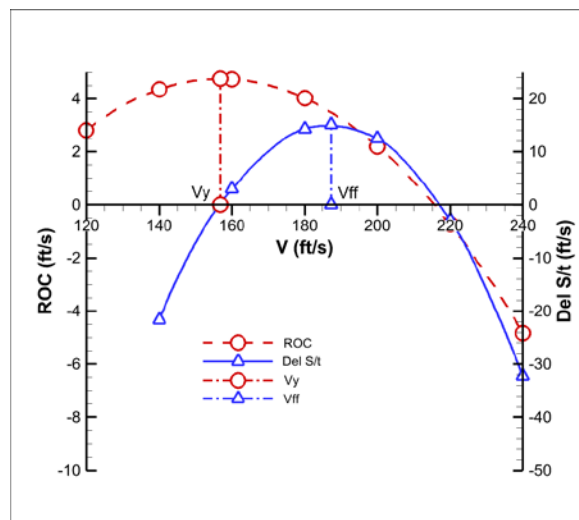
ตัวอย่างอากาศยานใบพัดที่ทำการศึกษา คือ อากาศยานใบพัดขนาดเล็ก Piper Cherokee Arrow PA-28R ดังแสดงในรูปที่ 7 ที่ระยะสูง 10,000 ft (3,048 m) โดยการศึกษาครั้งนี้เลือกใช้ $V_L = 214$ ft/s (65.2 m/s) ซึ่งเป็นความเร็วบินระดับสูงสุดเมื่อใช้กำลังไต่สูงสุด [7]



รูปที่ 7 อากาศยานใบพัดขนาดเล็ก Piper Cherokee Arrow PA-28R

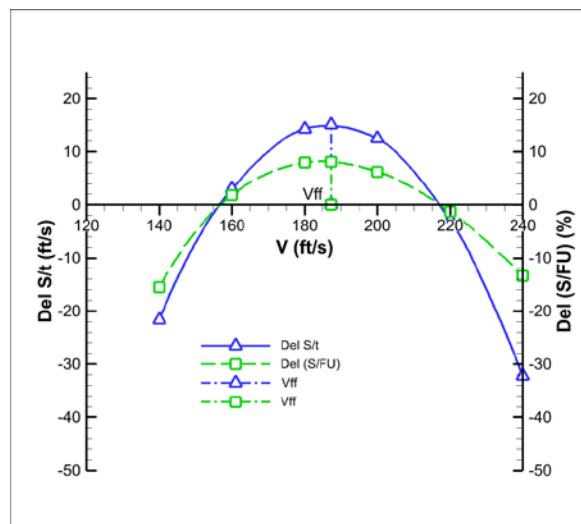
ความสัมพันธ์ระหว่างระยะนำต่อหน่วยเวลา ($\Delta S/t$) และความเร็วไต่ค่าต่าง ๆ ของตัวอย่างอากาศยานใบพัด ดังแสดงในรูปที่ 8 สามารถสรุปได้ ดังนี้

- V_H ซึ่งเป็นความเร็วไต่ที่ให้ค่า $\Delta S/t$ สูงกว่าความเร็วอื่น ๆ คือ 187 ft/s (57 m/s)
- $\Delta S/t$ เป็นบวกตลอดย่าน V_y (157 ft/s, 47.8 m/s) ถึง V_L (214 ft/s, 65.2 m/s) แสดงว่าทุกความเร็วที่สูงกว่า V_y เมื่อไต่ถึงระยะสูงเดียวกัน จะนำหน้าอากาศยานที่ไต่ด้วยความเร็ว V_y
- $\Delta S/t$ สูงสุดมีค่า 15.1 ft/s (4.60 m/s) ซึ่งคิดเป็น 8.1% ของระยะทางรวมภาคพื้นของการไต่จนถึงระยะสูงเป้าหมาย ดังนั้นระยะนำถือว่าไม่มากนักเมื่อเปรียบเทียบกับระยะทางทั้งหมดของการไต่ด้วย V_H
- $\Delta S/t$ คิดเป็น 4.4 เท่าของอัตราไต่ หรือ $(\Delta S/t)/v = 4.4$ ดังนั้น ถ้าไต่เป็นระยะสูง 1,000 ft (305 m) จะไต่ระยะนำ 4,400 ft (1,341 m) แสดงว่าการไต่ด้วยความเร็ว V_H จะไต่ระยะทางภาคพื้นไกลกว่าการไต่ด้วยความเร็ว V_y มากพอสมควร
- รูปที่ 8 แสดงอัตราไต่ที่ความเร็วต่าง ๆ ด้วย เพื่อแสดงว่า V_H ให้อัตราไต่ 3.5 ft/s (1.07 m/s) หรือ 73% ของอัตราไต่สูงสุด

รูปที่ 8 อัตราไต่ (ROC) และระยะนำต่อหน่วยเวลา ($\Delta S/t$) ของ PA-28R ที่ 10,000 ft

ความสัมพันธ์ระหว่างระยะนำต่อหน่วยเชื้อเพลิง, $\Delta S/FU$ และความเร็วไต่ค่าต่าง ๆ ของตัวอย่างอากาศยานใบพัด ดังแสดงในรูปที่ 9 แสดงให้เห็นว่าความเร็วไต่ที่ให้ค่าระยะนำต่อหน่วยเชื้อเพลิง, $\Delta S/FU$ สูงสุด ยังคงเป็น $V_H = 187$ ft/s

(57 m/s) และเนื่องจากอัตราความสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงของ PA-28R ไม่แปรผันตามความเร็ว ดังนั้น ข้อสรุปต่อหน่วยเชื้อเพลิง จึงไม่แตกต่างจากข้อสรุปต่อหน่วยเวลา



รูปที่ 9 V_{ff} ของ PA-28R ที่ 10,000 ft ไม่เปลี่ยนแปลงเมื่อคำนวณจากระยะนำต่อหน่วยเชื้อเพลิง, $\Delta(S/FU)$

5. ตัวอย่างอากาศยานไอพ่น

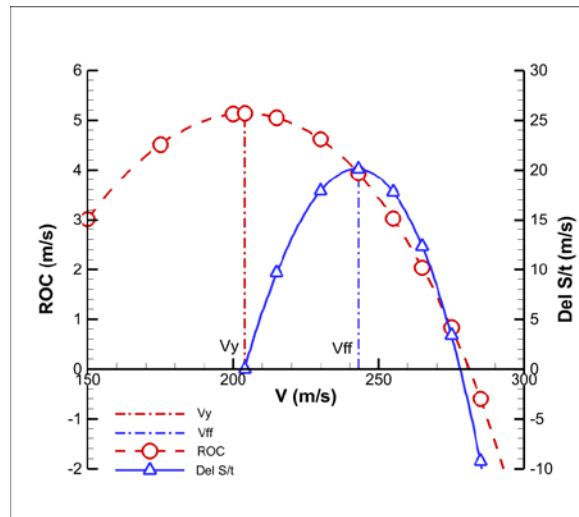
ตัวอย่างอากาศยานไอพ่นที่ทำการศึกษาคือ เครื่องบินโดยสารไอพ่นขนาดใหญ่ Boeing 747-100 ดังแสดงในรูปที่ 10 ที่ระยะสูง 6,000 m (20,000 ft) โดยการศึกษาในครั้งนี้เลือกใช้ $V_L = 285$ m/s (0.9 M) [7] ซึ่งโดยทั่วไปเป็นความเร็วบินระดับสูงสุดของเครื่องบินโดยสาร เนื่องจากแรงต้านเพิ่มขึ้นจากคลื่นเสียง (Drag Divergence) นอกจากนั้น ยังเป็นความเร็วที่ใกล้เคียงกับความเร็วสูงสุดที่บินระดับได้ด้วยกำลังไต่ต่อเนื่อง



รูปที่ 10 เครื่องบินโดยสารไอพ่นขนาดใหญ่ Boeing 747-100

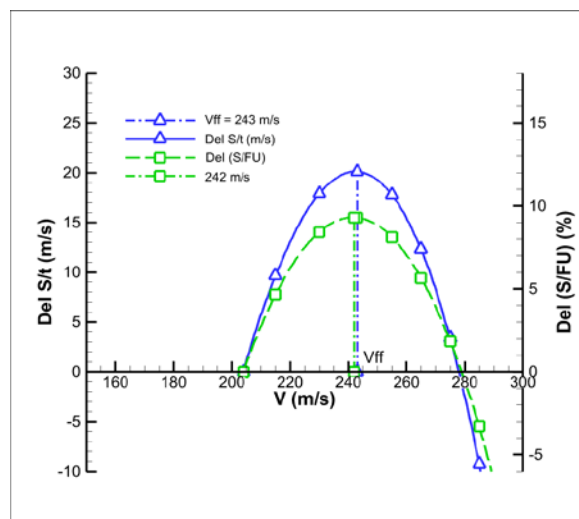
ความสัมพันธ์ระหว่างระยะนำต่อหน่วยเวลา ($\Delta S/t$) และความเร็วไต่ค่าต่าง ๆ ของตัวอย่างอากาศยานไอพ่น ดังแสดงในรูปที่ 11 สามารถสรุปได้ ดังนี้

- V_{ff} ซึ่งเป็นความเร็วไต่ที่ให้ค่า $\Delta S/t$ สูงกว่าความเร็วอื่น ๆ คือ 243 m/s (0.77 M)
- $\Delta S/t$ สูงสุดมีค่า 20.1 m/s คิดเป็น 8.27% ของระยะทางรวมภาคพื้นของการไต่จนถึงระยะสูงเป้าหมาย ดังนั้น ระยะนำถือว่าไม่มากนักเมื่อเปรียบเทียบกับระยะทางทั้งหมดของการไต่ด้วย V_{ff}
- $\Delta S/t$ คิดเป็น 5.1 เท่าของอัตราไต่ หรือ $(\Delta S/t)/v = 5.1$ ดังนั้น ถ้าไต่เป็นระยะสูง 1,000 ft จะได้ระยะนำ 5,100 ft แสดงว่าการไต่ด้วยความเร็ว V_{ff} จะได้ระยะทางภาคพื้นไกลกว่าการไต่ด้วยความเร็ว V_y มากพอสมควร
- รูปที่ 11 แสดงอัตราไต่ที่ความเร็วต่าง ๆ ด้วย เพื่อแสดงว่า V_{ff} ให้อัตราไต่ 3.9 m/s หรือ 77% ของอัตราไต่สูงสุด



รูปที่ 11 อัตราไต่ (ROC) และระยะนำต่อหน่วยเวลา ($\Delta S/t$) ของ Boeing 747-100 ที่ 6,000 m

ความสัมพันธ์ระหว่างระยะนำต่อหน่วยเชื้อเพลิง, $\Delta(S/FU)$ ของความเร็วไต่ค่าต่าง ๆ ของตัวอย่างอากาศยานไอพ่น ดังแสดงในรูปที่ 12 แสดงให้เห็นว่าความเร็วไต่ที่ให้ค่าระยะนำต่อหน่วยเชื้อเพลิง, $\Delta(S/FU)$ สูงสุด คือ 242 m/s ซึ่งมีค่าน้อยกว่า V_{ff} ที่ให้ระยะนำต่อหน่วยเวลา ($\Delta S/t$) สูงสุดเพียงเล็กน้อย เนื่องจากอัตราความสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงของ Boeing 747-100 เพิ่มขึ้นตามความเร็ว แต่เพิ่มขึ้นน้อยมาก



รูปที่ 12 V_{ff} ของ Boeing 747-100 ที่ 6,000 m เปลี่ยนแปลงน้อยมาก เมื่อคำนวณจากระยะนำต่อหน่วยเชื้อเพลิง, $\Delta(S/FU)$

6. งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

การศึกษาและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับสมรรถนะอากาศยาน มีการเผยแพร่และตีพิมพ์อย่างต่อเนื่องตั้งแต่อดีตจนถึงปัจจุบัน ซึ่งส่วนมากจะเน้นในด้านสมรรถนะอากาศยานในการไต่ขึ้นและลงสนามที่สัมพันธ์กับความปลอดภัยในการบิน [8] และสัมพันธ์กับระยะทางภาคพื้น [9] รวมถึงปัจจัยสภาพแวดล้อมต่าง ๆ ที่ส่งผลกระทบต่อสมรรถนะอากาศยาน [10] ซึ่งต่างล้วนต้องพิจารณาและทำการศึกษาในส่วนที่เกี่ยวข้องกับความเร็วไต่ของอากาศยานทั้งสิ้น ทั้งนี้ เพราะความเร็วไต่ของอากาศยาน นับเป็นสมรรถนะอากาศยานที่สำคัญ ที่ต้องพิจารณาให้เกิดความปลอดภัยในการทำการบิน และจำเป็นต้องทำการศึกษาตั้งแต่การออกแบบอากาศยาน [11] การทำการบินทดสอบ [12] รวมถึงเมื่อนำอากาศยานไปใช้งานจริงแล้ว

ไม่ว่าจะเป็นอากาศยานขนาดเล็ก อากาศยานขนาดใหญ่ หรืออากาศยานไร้คนขับก็ตาม ดังตัวอย่างอากาศยานใบพัดและอากาศยานไอพ่นที่แสดง สำหรับเครื่องบินโดยสารของสายการบิน นักบินจะได้รับคู่มือการบินให้ได้ด้วยความเร็วประมาณ 0.8 Mach ตั้งแต่ความสูง 10,000 ฟุต ขึ้นไป จนถึงระยะสูงเดินทาง (30,000 ฟุต ขึ้นไป) ซึ่งความเร็วไต่ที่สายการบินเลือกใช้ ไม่ชัดเจนว่าตั้งอยู่บนทฤษฎีใด ตามตัวอย่างเครื่องบิน Boeing 747-100 ในหัวข้อที่ 5 ความเร็วไต่ $V_H = 0.77$ Mach ที่ระยะสูง 20,000 ฟุต นับว่าใกล้เคียงกับความเร็วไต่ที่สายการบินเลือกใช้งาน โดยที่ V_H ตั้งอยู่บนทฤษฎีกลศาสตร์การบินอย่างชัดเจน

7. ข้อสรุปและข้อเสนอแนะ

- การไต่ไกลและไต่ด้วยความเร็ว V_H ให้ผลตามเป้าหมาย คือได้ระยะทางภาคพื้นเพิ่มขึ้นจากการไต่ด้วยความเร็วอัตราไต่สูงสุด (V_y) และได้ผลลัพธ์ที่ต้องการเช่นกัน คือ มุมปะทะของเครื่องบินลดลงเพราะความเร็ว V_H สูงกว่า V_y
- การไต่ด้วยความเร็ว V_H จะได้ระยะทางการไต่ด้วยความเร็ว V_y คิดเป็นระยะประมาณ 4 เท่าของระยะไต่ (ไต่ 1,000 ft ได้ระยะนำ 4,000 ft)
- การเปรียบเทียบสมรรถนะการไต่ตามปริมาณเชื้อเพลิงแตกต่างจากการเปรียบเทียบตามปริมาณเวลาเล็กน้อย
- การคำนวณความเร็วไต่ไกลและไต่ (V_H) ใช้หลักการทางกลศาสตร์การบิน เป็นเทคนิคสากลที่ใช้ได้กับอากาศยานทุกแบบและทุกรุ่น เหมือนความเร็วมุมไต่สูงสุด (V_x) และความเร็วอัตราไต่สูงสุด (V_y) สามารถนำไปปรับปรุงแก้ไขได้ตามสภาวะการบิน
- ความเร็ว V_H ของเครื่องบินโดยสารที่คำนวณได้ตามตัวอย่าง (0.77 M) ใกล้เคียงกับความเร็วไต่ที่ผู้ผลิตแนะนำ (0.78 M สำหรับ B737 และ A319) จึงสามารถนำไปใช้งานได้ตามปกติ
- ความเร็ว V_H ของเครื่องบินใบพัดขนาดเล็กที่คำนวณได้ตามตัวอย่าง (187 ft/s, 57 m/s) สูงกว่าความเร็วไต่ที่ผู้ผลิตแนะนำ แต่ผู้ผลิตก็แนะนำให้ไต่ด้วยความเร็วสูงกว่า V_y เล็กน้อยอยู่แล้ว ซึ่งการไต่ด้วยความเร็ว V_H คาดว่าจะเป็นความเร็วที่ผู้ใช้พอใจมากขึ้น
- กฎการจราจรทางอากาศควบคุมให้ความเร็วอากาศยานไม่เกิน 250 kts เมื่อระดับความสูงต่ำกว่า 10,000 ft (ICAO Annex 11 Appendix 4) ซึ่งอาจจะเป็นปัญหากับความเร็วไต่ V_H โดยเฉพาะสำหรับเครื่องบินโดยสาร (ตามตัวอย่าง Boeing 747-100 ความเร็ว $V_H = 243$ kts ที่ความสูง 20,000 ft ซึ่งคาดว่าจะต่ำกว่า V_H ที่ความสูงต่ำกว่า 10,000 ft) ในทางปฏิบัติจะต้องรักษาความเร็วไต่ต่ำกว่า 250 kts จนไต่พ้นความสูง 10,000 ft จึงจะสามารถเร่งความเร็วไต่ให้เป็น V_H ที่ถูกต้องได้ สำหรับเครื่องบินใบพัดขนาดเล็ก V_H ส่วนใหญ่จะต่ำกว่า 250 kts (ตามตัวอย่าง PA-28R ความเร็ว $V_H = 111$ kts หรือ 187 ft/s ที่ความสูง 10,000 ft) จึงคาดว่าจะไม่มีปัญหาเรื่องความเร็วเมื่อต่ำกว่า 10,000 ft
- การคำนวณหา V_H ขึ้นกับความเร็วบินเดินทางต่อเนื่อง (V_L) สำหรับการศึกษาครั้งนี้ใช้ V_L ใกล้เคียงกับความเร็วสูงสุดที่บินระดับไต่ด้วยกำลังไต่ต่อเนื่อง ซึ่งในการใช้งานจริงควรใช้ V_L ที่เหมาะสมในการบินระดับด้วยกำลังบินเดินทางต่อเนื่องที่ระยะสูงนั้น
- ผลของระยะสูง กำลังเครื่องยนต์ และสภาวะการบินอื่น ๆ ต้องศึกษาต่อไปว่ามีผลอย่างไรต่อการไต่ไกลและไต่

8. เอกสารอ้างอิง

- [1] Federal Aviation Administration. (2016). **FAA-H-8083-25B, Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge**. Oklahoma City: United States Department of Transportation.
- [2] B.W. McCormick. (1995). **Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics**. Second Edition. New York: John Wiley & Sons, Inc.
- [3] Cessna Aircraft Company. (1978). **Pilot's Operating Handbook Skyhawk 1978 Model 172N**. Wichita: Cessna Aircraft Company.

- [4] The Boeing Company. (2005). **737-800W Flight Planning and Performance Manual**. Revision Number 3. Seattle: Commercial Aviation Services, Boeing Commercial Airplanes.
- [5] Airbus SE. (2017). **A318/A319/A320/A321 Flight Crew Operating Manual**. Issue Date 17 Oct 2017. Toulouse: Airbus SE.
- [6] Study Flight. (2020). Climbing. Retrieved on October 5, 2020, from <https://www.studyflight.com>
- [7] B.W. McCormick. (1979). **Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics**. New York: John Wiley & Sons, Inc.
- [8] A. O' Connor and D. Kearney. (2018). Evaluating the Effect of Turbulence on Aircraft During Landing and Take-Off Phases. *International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*. 5(4): 1-15.
- [9] T.A. Sukhairi. (2012). Analysis Take-off and Landing Performance for Boeing 747. *Journal Contribution*. Online Published.
- [10] Y. Zhou, N. Zhang, C. Li, Y. Liu and P. Huang. (2018). Decreased Takeoff Performance of Aircraft due to Climate Change. *Climatic Change*. 151: 463-472.
- [11] F. Gallard, M. Meaux, M. Montagnac, B. Mohammadi. (2013). Aerodynamic Aircraft Design for Mission Performance by Multipoint Optimization. 21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, San Diego. Online Published.
- [12] J.N. Ostler, W.J. Bowman, D.O. Snyder, T.W. McLain. (2009). Performance Flight Testing of Small, Electric Powered Unmanned Aerial Vehicles. *International Journal of Micro Air Vehicles*. 1(3): 155-171.

9. สัญลักษณ์

T	= Thrust	ΔS	= Leading distance
D	= Drag	$\Delta S/t$	= Leading distance per unit time
W	= Weight	FF	= Fuel flow rate
V_L	= Level speed	FU	= Fuel used
V_x	= Maximum angle climb speed	$(S/FU)_y$	= Ground distance of V_y per unit fuel
V_y	= Maximum rate climb speed	(S/FU)	= Ground distance of V per unit fuel
V_s	= Stall speed	$(S/FU)_L$	= Ground distance of V_L per unit fuel
V	= Arbitrary climb speed	$\Delta(S/FU)$	= Leading distance per unit fuel
V_{ff}	= Far and fast climb speed		
v	= Vertical speed		
u	= Horizontal (ground) speed		
v_y	= Vertical component of V_y		
u_y	= Horizontal component (ground) of V_y		
Δv	= Difference of vertical speed component		
Δu	= Difference of horizontal speed component		
Δt	= Time difference		
$(S/t)_y$	= Ground distance of V_y per unit time		
(S/t)	= Ground distance of V per unit time		
$(S/t)_L$	= Ground distance of V_L per unit time		