



การศึกษาสมรรถนะการบินขึ้นของเครื่องบิน JFOX JX – 200RG Sport Thunder ตาม
ข้อกำหนดของสำนักงานบริหารการบินแห่งชาติ ส่วน 23

Study of Takeoff Performance of JFOX JX – 200RG Sport Thunder Aircraft under
Federal Aviation Regulations PART 23

พัชราภรณ์ บุญยวานิชกุล*, ปองวิทย์ ศิริโพธิ์ และ พลเรือเอก ศาสตราจารย์เกียรติคุณ วีรวัฒน์ วงษ์คนตรี

หน่วยวิจัย ดีไซน์ คลินิก ภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

50 งามวงศ์วาน ลาดยาว จตุจักร กรุงเทพมหานคร 10900

*ติดต่อ: phacharaporn.b@ku.ac.th, 027970999 ต่อ 1702-4, 025798570

บทคัดย่อ

งานศึกษาวิจัยนี้ได้รับเริ่มขึ้นจากที่ทางหน่วยวิจัย ดีไซน์ คลินิก ภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ และบริษัท เจฟออกซ์ แอร์คราฟท์ จำกัด ได้ร่วมมือกันเพื่อทำการศึกษาวิเคราะห์คุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของเครื่องบินผาดแปลงชนิดหนึ่งเครื่องยนต์ สองที่นั่งรุ่น JX-200RG Sport Thunder ซึ่งเป็นเครื่องบินที่ได้ทำการออกแบบและกำลังดำเนินการเข้าสู่แผนการผลิตของบริษัทฯ เนื่องจากเครื่องบินลำนี้ต้องได้รับใบรับรองให้เป็นไปตามมาตรฐานการบิน ดังนั้น บริษัท เจฟออกซ์ แอร์คราฟท์ จำกัด ต้องการหาสมรรถนะในการบินขึ้นของเครื่องบินเพื่อให้เป็นไปตามข้อกำหนดของสำนักงานบริหารการบินแห่งชาติ ประเทศสหรัฐอเมริกา

ในงานวิจัยนี้จะใช้วิธีการดำเนินงานโดยพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ ซึ่งได้ทำการวิเคราะห์ที่ความเร็ว 10, 20 และ 40 เมตร/วินาที (19.44, 38.88, และ 77.75 knot) เปิดมุมแฟลป 15 25 และ 40 องศา จากนั้นนำค่าภาระกรรมที่ได้ไปวิเคราะห์ และคำนวณในกรณีต่าง ๆ เพื่อหาระยะทางที่ใช้ในการบินขึ้น ผลการศึกษาพบว่าที่น้ำหนักสูงสุดในการบินขึ้น (Maximum Take Weight) ที่ 1,750 ปอนด์ เครื่องบินจะมีความเร็วร่วงหล่น (Stall Speed) ที่ 36.074, 35.411, และ 34.353 เมตร/วินาที ตามลำดับ ความเร็วในการบินขึ้น (Takeoff Velocity) 43.289, 42.493, และ 41.224 เมตร/วินาที ตามลำดับ จะใช้ระยะทางในการบินขึ้นรวม (Total Takeoff Distance) 343.88, 331.05, และ 311.35 เมตร

คำหลัก: JX-200RG Sport Thunder, สำนักงานบริหารการบินแห่งชาติ ประเทศสหรัฐอเมริกา, คู่มือปฏิบัติงานของนักบิน, สมรรถนะในการบินขึ้นของเครื่องบิน

Abstract

This study results from the collaboration of researchers from Design Clinic, School of Engineering, Kasetsart University and JFox Aircraft Co.LTD. The study aims at principal aerodynamic characteristics of an Acrobatic Airplane designated as Jx-200RG Sport Thunder. The airplane is twin seat and propelled by single engine. JFox has designed and plans to use this airplane as a prototype for company's production line. In the United States, it is required for all airplane constructions that Rules and Specifications stated in Federal Aviation Regulation PART 23 have to be fulfilled. Therefore,



JFOX is seeking the Takeoff and Landing Performance of the airplane so that the design can be certified.

The foregoing study can be generalized as follow: Flight characteristic of the plane is obtained through usage of Computational Fluid Dynamic technique. The calculation is performed at flying speeds of 10, 20, and 40 meter per second (19.44, 38.88, 77.75 knots) with 15, 25, and 40 degrees flap angles. Loading conditions and all other computational results are used in further analysis leading to all required findings related to takeoff distance of the airplane. The results show that Maximum TakeOff Weight (MTOW) is 1,750 lb with Stall Speed and Lift-off Velocity at 36.074, 35.411, and 34.353 meter per second, respectively. The Takeoff Velocity is 43.289, 42.493, and 41.224 meter per second with the takeoff distance of 343.88, 331.05, and 311.35 meter, respectively.

Keywords: JX-200RG Sport Thunder, Federal Aviation Administration, Pilot Flight Manual, Takeoff and Landing Performance.

1. บทนำ

ในการออกแบบและสร้างอากาศยานหัวข้อหนึ่งที่มีความสำคัญเป็นลำดับต้น ๆ คือ การวิเคราะห์เพื่อหาสมรรถนะในการบินขึ้นและลงจอดของอากาศยานนั้น ๆ โดยเฉพาะอย่างยิ่งสำหรับอากาศยานที่สร้างขึ้นเพื่อการพาณิชย์ที่จะต้องได้รับการรับรองมาตรฐานความปลอดภัยหรือที่เรียกว่านิตยการการบินให้เป็นไปตามมาตรฐานสากล ทั้งนี้ ข้อกำหนดของสำนักงานบริหารการบินแห่งชาติ ประเทศสหรัฐอเมริกา (Federal Aviation Regulations) PART 23 Section 59 – Takeoff Distance and Takeoff Run [2] กำหนดไว้ว่า ความสูงจากพื้นดินที่เครื่องบินเริ่มไต่ระดับ คือ 35 ฟุต และ PART 23 Section 75 – Landing Distance กำหนดว่า ความสูงก่อนจะถึงระยะลงจอด คือ 50 ฟุตจากพื้นดิน งานวิจัยนี้เป็นการทำการศึกษาข้อกำหนดดังกล่าวของเครื่องบินผาดแผลง (Acrobatic Aircraft) JFOX JX-200RG Sport Thunder ซึ่งเป็นเครื่องบินที่บริษัท เจฟออกซ์ แอร์คราฟท์ จำกัด ได้ทำการออกแบบเองทั้งลำ จึงมีความเหมาะสมที่จะทำการศึกษาการบินขึ้นและลงจอดของเครื่องบินลำดังกล่าว งานวิจัยนี้ทำการวิเคราะห์เฉพาะการบินขึ้นของเครื่องบินลำดังกล่าว

เพื่อให้สอดคล้องกับความยาวของรันเวย์ตามมาตรฐาน [1] ภายใต้ปัจจัยต่าง ๆ เช่น ความเร็ว สภาพแวดล้อม และลักษณะการปรับมุมของพื้นผิวควบคุม เป็นต้น ในการศึกษาครั้งนี้จะใช้การวิเคราะห์และทดสอบประสิทธิภาพโดยพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ [3-4, 6-8] เพื่อศึกษาสมรรถนะการบินขึ้นของเครื่องบินรุ่น JFOX JX-200RG Sport Thunder

2. วิธีดำเนินงานวิจัย [2]

ตามข้อกำหนดของสำนักงานบริหารการบินแห่งชาติ ประเทศสหรัฐอเมริกา ส่วน 23 (Federal Aviation Regulations 23) จะมีส่วนที่กำหนดสาระสำคัญในเรื่องการบินขึ้นและลงจอดของอากาศยาน โดยส่วนที่เกี่ยวข้องกับงานวิจัยนี้เป็นส่วนของการบินขึ้นที่สามารถสรุปไว้เป็นหัวข้อต่าง ๆ ดังนี้

2.1 ส่วน 23 ข้อ 51 ความเร็วในการบินขึ้น (Takeoff speed)

สำหรับเครื่องบินผาดแผลงประเภทเครื่องบินเดี่ยวได้กำหนดให้ความเร็วในการวิ่งบนพื้นรันเวย์หรือผิวน้ำ (VR) ต้องไม่น้อยกว่าความเร็วร่วทล่น (VS1) ความเร็วที่ระยะความสูง 50 ฟุตจากพื้นระดับมีค่าไม่น้อยกว่า 1.2

เท่าของ VS1 ความเร็ววิกฤต (V1) คือ ความเร็วที่นักบินใช้ในการตัดสินใจว่าจะนำเครื่องขึ้นหรือไม่ในกรณีที่เครื่องยนต์มีปัญหา โดยกำหนดจากความเร็วของอากาศยานเมื่อเครื่องยนต์ที่ดับ (VEF) มีค่าเป็น 1.05 ของความเร็วต่ำสุดในการควบคุมเครื่อง (VMC)

2.2 ส่วน 23 ข้อ 53 สมรรถนะในการบินขึ้น (Takeoff performance)

สมรรถนะในการบินขึ้นให้พิจารณาถึงระยะทางที่ใช้ในการบินขึ้นรวมถึงระยะทางที่ใช้ในการบินไต่ระดับจนถึงความสูง 50 ฟุตจากพื้นรันเวย์ โดยให้ทำการคำนวณเป็นค่าเฉพาะเจาะจงกับน้ำหนัก ความสูง และอุณหภูมิที่เป็นขีดจำกัดในการปฏิบัติงานภายใต้เงื่อนไข ดังนี้

- กำลังเครื่องยนต์แต่ละเครื่อง
- ตำแหน่งของแฟลป (Flap) ที่กางในตอนบินขึ้น
- ฐานล้อกาง

2.3 ส่วน 23 ข้อ 59 ระยะทางและระยะวิ่งในการบินขึ้น (Takeoff Distance and Takeoff Run)

ในส่วนนี้ ข้อกำหนดได้กล่าวถึงระยะทางในการบินขึ้น ดังนี้

- 1) ระยะทางในการบินขึ้นในแนวระดับจากจุดเริ่มต้นถึงจุดที่เครื่องบินลอยอยู่เหนือพื้น 35 ฟุต
- 2) เมื่อเครื่องยนต์ทำงานพร้อมกันทั้งหมด ระยะจะเป็น 1.15 เท่าของระยะทางในการบินขึ้นในแนวระดับตั้งแต่จุดเริ่มต้นถึงจุดที่เครื่องบินลอยอยู่เหนือพื้น 35 ฟุต

ทั้งนี้ ข้อกำหนดในส่วนนี้กล่าวว่ระยะทางในการบินขึ้นรวมพื้นที่ปลอดภัยกีดขวาง คือ

- 1) ระยะทางในการบินขึ้นในแนวระดับจะเท่ากับระยะระหว่างจุดที่เครื่องบินยกตัวขึ้นและจุดที่เครื่องบินลอยอยู่เหนือพื้น 35 ฟุต

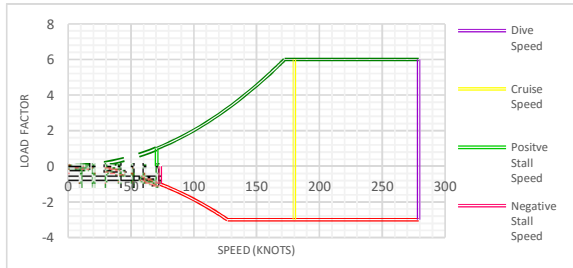
- 2) เมื่อเครื่องยนต์ทำงาน 1.15 เท่าของระยะทางในการบินขึ้นในแนวระดับจะเท่ากับระยะระหว่างจุดที่เครื่องบินยกตัวขึ้นและจุดที่เครื่องบินลอยอยู่เหนือพื้น 35 ฟุต

3. V-n Diagram ของเครื่องบิน JFOX JX-200RG Sport Thunder

จากผลการวิเคราะห์ CFD ของเครื่องบิน JFOX JX-200RG Sport Thunder และนำผลการวิเคราะห์ของสัมประสิทธิ์แรงยกทั้งทางด้านบวกและลบ ประกอบกับข้อกำหนดสำหรับเครื่องบินประเภทพลัดแปลงจากสำนักงานบริหารการบินแห่งชาติประเทศสหรัฐอเมริกา (Federal Aviation Administration - FAA) ในส่วน Federal Aviation Regulations PART 23 Section 335 – Design airspeeds (FAR 23.335) การวิเคราะห์เพื่อสร้างกรอบการบิน (Flight envelope) ที่ระดับน้ำทะเล

ขอบเขตการบิน หรือกรอบการบินได้รับการกำหนดด้วยขีดจำกัดทางอากาศพลศาสตร์ และขีดจำกัดทางโครงสร้าง โดยขีดจำกัดแรกนั้นเป็นขีดจำกัดที่ขึ้นอยู่กับรูปร่างลักษณะของเครื่องบิน ส่วนขีดจำกัดหลังนั้นได้รับการกำหนดจาก FAR PART 23 ซึ่งมีความเกี่ยวข้องกับความปลอดภัยในการทำการบินของเครื่องบินแต่ละประเภท เมื่อเครื่องบินทำการบินที่ระดับน้ำทะเลความหนาแน่นของอากาศมีผลให้แรงยกนั้นมีค่า ๆ หนึ่งซึ่งส่งผลต่อความเร็วร่วงหล่นของเครื่องบินที่ถูกบังคับด้วยเส้นกราฟสองเส้นโค้งทั้งทางด้านบวกและลบจากความเร็วเป็นศูนย์ถึงความเร็วค่าหนึ่ง ผลที่ได้รับจากการวิเคราะห์ข้างต้นได้ถูกนำมาเป็นข้อมูลพื้นฐานเพื่อใช้ในการสร้างกรอบการบิน (Flight envelope) ดังรูปที่ 1 โดยใช้ความเร็วเดินทางที่ได้รับการกำหนดจากข้อมูลของบริษัท เจฟออกซ์ แอร์คราฟท์ จำกัด มีค่า 180 knots ทำให้ได้รับความเร็วสูงสุดเป็น 279 knots ความเร็วร่วงหล่น

ทางด้านบวกที่ $n=1$ เป็น 70.34 knots และ corner speed มีค่าเป็น 172.23 knots



รูปที่ 1 กรอบการบินที่ระดับน้ำทะเล

4. สมรรถนะของเครื่องยนต์ (Engine Performance)

เครื่องยนต์ที่ใช้เป็นเครื่องยนต์ประเภทเทอร์โบพรอพเพลเลอร์ (Turbo propeller) TP100 ข้อมูลที่ได้ทดสอบกับใบพัดประเภท AV723 จากผู้ผลิตแสดงในตารางที่ 1

ตารางที่ 1 สมรรถนะของเครื่องยนต์

สมรรถนะของเครื่องยนต์	Shaft Power		Fuel consumption (SFC)	
	kW	HP	kg/kW/hr	lb/HP/hr
Take - off (5 min)	180	241	0.515	0.847
Maximum continuous	160	214	0.525	0.863
Normal cruise	140	188	0.548	0.901

5. สมรรถนะในการบินขึ้น (Takeoff Performance)

การคำนวณสมรรถนะในการบินขึ้นของเครื่องบิน หมายถึง การวิเคราะห์หาระยะทางที่เครื่องบินวิ่งอยู่บนพื้นรันเวย์โดยล้อแต่ละพื้นตลอดเวลา (Sg_1) รวมกับระยะที่เครื่องบินลอยตัวขึ้นจนกระทั่งความสูงเหนือพื้นมีค่าประมาณ 35 หรือ 50 ฟุต (Sa_1) ขึ้นอยู่กับข้อกำหนดของสำนักงานบริหารการบินแห่งชาติของประเทศ

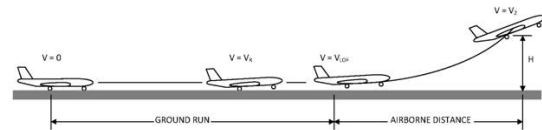
สหรัฐอเมริกา ดังแสดงในรูปที่ 2 ในงานวิจัยนี้ได้ใช้ความสูงเหนือจากพื้น 50 ฟุต

$$STO = Sg_1 + Sa_1 \quad (1)$$

STO คือ ระยะทางที่เครื่องบินใช้ในการบินขึ้น

Sg_1 คือ ระยะที่เครื่องบินวิ่งอยู่บนพื้นรันเวย์ (Ground Roll)

Sa_1 คือ ระยะที่เครื่องบินลอยตัวขึ้นจนมีความสูงเหนือพื้น 50 ฟุต (Airborne Distance)



รูปที่ 2 ระยะทางทั้งหมดที่เครื่องบินใช้ในการบินขึ้น

6. ระยะทางที่เครื่องบินวิ่งอยู่บนพื้นรันเวย์ (Ground Roll: Sg_1)

ระยะทางที่เครื่องบินวิ่งอยู่บนพื้นรันเวย์ หมายถึง ระยะทางที่นับตั้งแต่ตำแหน่งที่เครื่องบินเริ่มเคลื่อนที่หรือล้อหมุนจนถึงตำแหน่งที่เครื่องบินเริ่มลอยตัวเหนือพื้นรันเวย์ ทั้งนี้ ระยะทางดังกล่าวสามารถคำนวณได้จากสมการ ดังนี้

$$A = g \left[\frac{T_0}{W} - \mu \right] \quad (2)$$

$$B = \frac{g}{W} \left[\frac{1}{2} \rho S (C_{D_0} - \mu C_{L_g}) \right] + a \quad (3)$$

$$Sg_1 = \frac{1}{2B} \ln \frac{A}{A - B * VTO^2} \quad (4)$$

A คือ ค่าคงที่

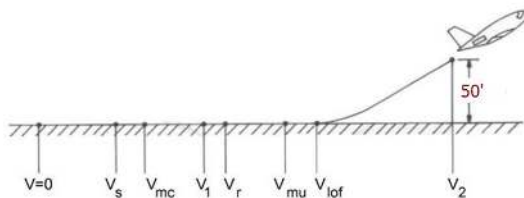
B คือ ตัวแปรตัวหนึ่ง

- W คือ น้ำหนักมากที่สุดที่เครื่องบินใช้ในการบินขึ้น
- g คือ ค่าแรงโน้มถ่วงโลก
- ρ คือ ความหนาแน่นของอากาศที่ระดับน้ำทะเล
- S คือ พื้นที่ฉายของปีกเครื่องบิน
- C_{Dg} คือ ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศ
- C_{Lg} คือ ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกขณะที่เครื่องบินวิ่งอยู่บนพื้นรันเวย์
- V_{TO} คือ ความเร็วที่เครื่องบินใช้ในการบินขึ้น (Takeoff Speed)
- μ คือ สัมประสิทธิ์แรงเสียดทาน

- R_1 คือ รัศมีวงเลี้ยว (Turn Radius)
- θ_{OB} คือ มุมเลี้ยว (Turn angle)
- h_{OB} คือ ความสูงที่ปลอดภัยจากสิ่งกีดขวาง (Height of the obstacles)

7. ระยะทางที่เครื่องบินลอยตัวขึ้นจนความสูงเหนือพื้นมีค่าประมาณ 50 ฟุต (Airborne Distance: Sa_1)

สำหรับระยะทางที่เครื่องบินลอยตัวขึ้นจนมีความสูงเหนือพื้นตามข้อกำหนดนี้สามารถแสดงลักษณะของการขึ้นบินของเครื่องบินได้ดังรูปที่ 3



รูปที่ 3 ความเร็วตั้งแต่เริ่มบินขึ้นจนถึงที่ระยะความสูงจากพื้นระดับ 50 ฟุต

การคำนวณสมรรถนะของเครื่องบินในส่วนของระยะทางที่เครื่องบินใช้ในการบินขึ้นนี้ จะเป็นไปตามสมการดังนี้

$$R_1 = \frac{6.96(VS1)^2}{g} \tag{5}$$

$$\theta_{OB} = \cos^{-1}\left(1 - \frac{h_{OB}}{R_1}\right) \tag{6}$$

$$Sa_1 = R_1 \sin(\theta_{OB}) \tag{7}$$

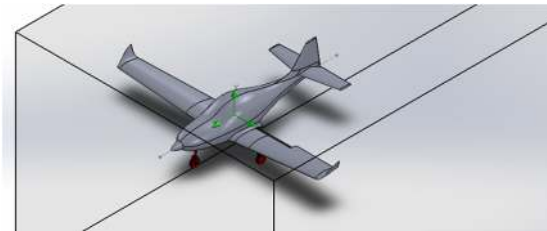
8. กระบวนการดำเนินงานวิจัย

งานวิจัยนี้เริ่มต้นจากการรวบรวมข้อมูลจำเพาะของเครื่องบิน JFOX JX-200RG Sport Thunder ได้แก่ แบบของเครื่องบินทั้งลำรวมทั้งพื้นผิวควบคุมของเครื่องบิน JFOX JX-200RG Sport Thunder โดยเฉพาะในส่วนที่ควบคุมการทำงานของแฟลป เนื่องจากเป็นชิ้นส่วนที่สำคัญและมีความจำเป็นในการศึกษาสมรรถนะในการบินขึ้น จากนั้นนำมาทำการวิเคราะห์โดยพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ งานวิจัยนี้ได้ทำการแบ่งการวิเคราะห์ออกเป็น 3 ประเภทหลัก เพื่อใช้ในการหาระยะบินขึ้น คือ ที่แฟลป 15 มุมปะทะ 0 องศา แฟลป 25 มุมปะทะ 0 องศา และที่แฟลป 40 มุมปะทะ 0 องศา

จากนั้นนำแบบและเงื่อนไขขอบเขตที่ใช้ในการวิเคราะห์ค่าภาระกรรมทั้ง 3 แบบไปวิเคราะห์หาค่าภาระกรรม โดยทำการจำลองสภาวะการไหลของอากาศที่ความเร็วของไหลที่ 10 20 และ 40 m/s กำหนดโดเมนแบบสมมาตร (รูปที่ 4-6) ซึ่งในการจำลองผลใช้เงื่อนไขขอบเขต (Boundary Condition) ความสูงระดับน้ำทะเล ความหนาแน่นอากาศ 1.225 kg/cm³ หรือ 0.002377 slug/ft³ ความดัน 101.325 kPa อุณหภูมิ 288.15 K ภายใต้เงื่อนไขที่ได้รับจากบริษัทฯ ดังตารางที่ 2

ตารางที่ 2 ข้อมูลจำเพาะของเครื่องบิน JFOX JX-200RG SPORT THUNDER

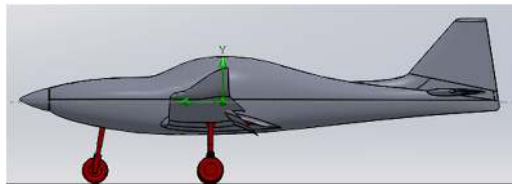
Maximum takeoff Weight	1750 lbf
Planform Area of The Exposed Wing	94.7 ft ²
Power Plant Rating	180 kW
Total Static Thrust	5394 N



รูปที่ 4 โมเดลในโดเมนแบบสมมาตรสำหรับมุมมองแบบไอโซเมตริก



รูปที่ 5 โมเดลในโดเมนแบบสมมาตรสำหรับมุมมองด้านหน้า



รูปที่ 6 โมเดลในโดเมนแบบสมมาตรสำหรับมุมมองด้านข้าง

9. สรุปผลการศึกษา

ผลที่ได้รับจากการวิเคราะห์แสดงในตาราง ดังต่อไปนี้
 ตารางที่ 3 ค่าแรงยกจากวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

Flap	AOA	Lift		
		ความเร็ว 10 m/s	ความเร็ว 20 m/s	ความเร็ว 40 m/s
15	0	282.474	1328.658	5320.44
	10	598.495	2423.48	9792.55
	20	543.155	2223.86	8867.32
25	0	330.009	1492.222	5737.74
	10	621.1	2558.57	10362.1
	20	567.921	2296.3	9217.7
40	0	659.52	2737.91	11126.24
	10	659.52	2737.91	11126.24
	20	596.297	2384.57	9726.16

ตารางที่ 4 ค่าแรงต้านจากวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

Flap	AOA	Drag		
		ความเร็ว 10 m/s	ความเร็ว 20 m/s	ความเร็ว 40 m/s
15	0	35.5168	133.8891	539.428
	10	73.401	279.706	1125.734
	20	189.5421	756.736	3007.92
25	0	42.6183	161.4182	698.23
	10	88.7004	344.146	1379.836
	20	35.5168	133.8891	539.428
40	0	73.401	279.706	1125.734
	10	189.5421	756.736	3007.92
	20	42.6183	161.4182	698.23

ผลที่ได้รับจากการวิเคราะห์คุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์จากวิธีการพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ เนื่องจากการวิเคราะห์โมเดลโดยกำหนดโดเมนแบบสมมาตร แสดงค่าภาระกรรมที่ได้ในรูปแบบของแรงยกและแรงต้าน (ตารางที่ 3-4)

ตารางที่ 3 และ 4 แสดง ค่าภาระกรรมแรงยกและแรงต้านที่ได้รับจากวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณได้ถูกนำมาทำการคำนวณหาค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกในขณะที่เครื่องบินวิ่งอยู่บนพื้นรันเวย์ และค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านในขณะที่เครื่องบินวิ่งอยู่บนพื้นรันเวย์ แสดงดังตารางที่ 5

ตารางที่ 5 ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านในกรณีที่มีการเปิดแฟลปที่มุม 15 25 และ 40 องศา

Maximum Lift Coefficient

Maximum Lift Coefficient @ Flap 15	1.110
Maximum Lift Coefficient @ Flap 25	1.152
Maximum Lift Coefficient @ Flap 40	1.224

Ground Run Lift Coefficient

Ground Run Lift Coefficient @ Flap 15	0.524
Ground Run Lift Coefficient @ Flap 25	0.612
Ground Run Lift Coefficient @ Flap 40	0.720

Ground Run Drag Coefficient

Ground Run Drag Coefficient @ Flap 15	0.065
Ground Run Drag Coefficient @ Flap 25	0.079
Ground Run Drag Coefficient @ Flap 40	0.104

ในตารางที่ 6 แสดงค่าความเร็วร่วงหล่นของเครื่องบินเมื่อทำการเปิดแฟลปที่ค่ามุม 15 25 และ 40 องศา จากนั้นค่าที่ได้ถูกนำมาคำนวณหาค่าที่เกี่ยวข้องกับสมรรถนะในการบินขึ้นดังแสดงผลในตารางที่ 7

ตารางที่ 6 ความเร็วร่วงหล่นเมื่อเครื่องบินเปิดแฟลปที่มุม 15 25 และ 40 องศา

Stall Speed @ Flap 15	36.074 m/s
Stall Speed @ Flap 25	35.411 m/s
Stall Speed @ Flap 40	34.353 m/s

ตารางที่ 7 สมรรถนะในการบินขึ้น

ความเร็วในการบินขึ้น

Takeoff Velocity @ Flap 15	43.289 m/s
Takeoff Velocity @ Flap 25	42.493 m/s
Takeoff Velocity @ Flap 40	41.224 m/s

Required Thrust at Takeoff

Required Thrust at Takeoff @ Flap 15	4158 N
Required Thrust at Takeoff @ Flap 25	4236 N
Required Thrust at Takeoff @ Flap 40	4366 N

Takeoff Ground Roll

Takeoff Ground Roll @ Flap 15	179.74 m
Takeoff Ground Roll @ Flap 25	173.21 m

Takeoff Ground Roll @ Flap 40	163.51 m
-------------------------------	----------

Transition to Climb

Transition to Climb @ Flap 15	167.09 m
Transition to Climb @ Flap 25	163.99 m
Transition to Climb @ Flap 40	159.05 m

ระยะทางในการบินขึ้นรวม

Total Take-Off Distance @ Flap 15	343.88 m
Total Take-Off Distance @ Flap 25	331.05 m
Total Take-Off Distance @ Flap 40	311.35 m

ผลการศึกษาได้ข้อสรุปว่าที่น้ำหนักสูงสุดในการบินขึ้นที่ 1,750 ปอนด์ เครื่องบินจะมีความเร็วร่วงหล่นที่ 36.074, 35.411, และ 34.353 เมตร/วินาที ในกรณีที่เครื่องบินเปิดแฟลปที่มุม 15 25 และ 40 องศา ตามลำดับ ความเร็วในการบินขึ้นเมื่อกางแฟลปมากที่สุดจะมีค่ามากที่สุดโดยมีค่าเป็น 43.289, 42.493, และ 41.224 เมตร/วินาที ตามลำดับ ทั้งนี้ ระยะทางในการบินขึ้นรวม 343.88, 331.05, และ 311.35 เมตร

10. เอกสารอ้างอิง

- [1] Antonio, A. T. (2013), *Aircraft Runway Length Estimation (Part 1)*. Department of Civil Engineering.
- [2] Federal Aviation Administration, *Federal Aviation Regulations Part 23*. (2016)
- [3] Hardie, S. (2006), *Drag Estimations on Experimental Aircraft Using CFD*, Examensarbete i flygteknik 2006 (10 poäng)
- [4] Hiremath, S., Malipatil, A.S. (2014). *CFD Simulation of Aircraft Body with Different Angle of Attack and Velocity*, International Journal of



Innovative Research in Science, Engineering and Technology

[5] JFox Aircraft Co., Ltd. (2017). Specification, URL: <http://www.jfoxaircraft.com/>, access on 24/04/2017.

[6] Kosik, A. and Evector, S.R.O., Czech Republic
The CFD simulation of the flow around the aircraft using openfoam and ANSA, Czech Republic

[7] National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) (2016)

[8] Rajamurugu, N., Yaknesh, S. and Anbarasi, J. (2013), *Influence of Control Surfaces in Aircraft Wing Control Reversal Problems-FEA and CFD Analysis*, Advances in Aerospace Science and Applications. ISSN 2277-3223 Volume 3