

# ศึกษาการลดน้ำหนักโครงสร้างปีกอากาศยานไร้คนขับโดยทฤษฎีความเสียหายในชั้นแรก

## Weight Reduction Study of UAV Wing by Using 1<sup>st</sup> Ply Failure Theory

นพพล หาญกล้า

กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

171/1 ถนนพหลโยธิน แขวงคลองถนน เขตสายไหม กทม. 10220

E-Mail: somchai\_ha@rtaf.mi.th

Received: August 23, 2018

Revised: August 31, 2018

Accepted: September 5, 2018

### บทคัดย่อ

บทความนี้นำเสนอวิธีการลดน้ำหนักของปีกอากาศยานไร้คนขับขนาดเบาที่ใช้ในการบินลาดตระเวน และสำรวจหาข่าว ปีกดังกล่าวถูกสร้างขึ้นตามมาตรฐาน EAA แม้ว่าใช้บินมาแล้ว 50 เที่ยวบิน แต่ยังคงมีสภาพที่แข็งแรง ถ้าวัดน้ำหนักของปีกได้จะทำให้เพิ่มน้ำหนักบรรทุกได้ ดังนั้นงานวิจัยนี้จะเป็นการศึกษาความแข็งแรงของชั้นผิวของปีกที่ทำจากวัสดุเชิงประกอบที่ซ้อนกันเป็นชั้นด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ ซึ่งวัสดุในแต่ละชั้นนี้จะมีคุณสมบัติเชิงกลแบบลามิना ประกอบด้วยเส้นใยสังเคราะห์และน้ำยาริพ็อกซี่ การจำลองแบบของโครงสร้างของปีกถูกแบ่งเป็นเอลิเมนต์เซลล์ชนิดสามเหลี่ยมขนาดเล็กมาก ทำให้ความเค้นในแต่ละชั้นเป็นความเค้นแบบระนาบ ดังนั้นความเค้นที่เกิดขึ้นในชั้นใดชั้นหนึ่งในภาพรวมที่มีค่าสูงสุดจะเป็นชั้นแรกที่เกิดความเสียหายโดยใช้ความเค้นสูงสุดแบบวอนมิเชสเป็นตัวชี้วัด ผลลัพธ์จากการจำลองแบบพบว่าน้ำหนักของปีกลดลง 46.54 %

**คำสำคัญ :** ปีกอากาศยานไร้คนขับ, วิธีไฟไนต์เอลิเมนต์, ทฤษฎีความเสียหายในชั้นแรก, ลดน้ำหนัก

### ABSTRACT

This paper presents a method to reduce the weight of a small Unmanned Aerial Vehicle (UAV) which uses in the surveillance and reconnaissance flight for information mission. This wing is constructed in according to the EAA standard. Though, the amount of flight is more than 50 times the wing is still in good condition. If the wing weight is reduced the payload could be increased. This research estimates the strength of wing skin made of stacking layers of composite materials by finite element method. The mechanical properties of each layer is lamina and composed of fiber fabric and epoxy resin. The wing structure model is meshed in small triangular named thin shell element so that the stress state is approximate as plane stresses. Thus, the stress arisen in a ply reaching the maximum stress will be the 1<sup>st</sup> ply broken using the Maximum Von Mises stress as indicator. The result of the Finite Element Method (FEM) simulation emphasizes that the mass is reduced 46.54 %

**Keywords:** Wing of UAV, Finite Element Method, 1<sup>st</sup> Ply Failure Theory, Weight Reduction.

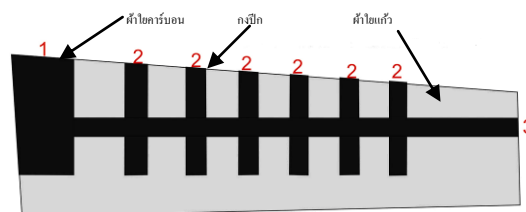
## 1. บทนำ

ในการเพิ่มประสิทธิภาพของอากาศยานนั้น มีปัจจัยทั้งภายในและภายนอกของอากาศยาน [1] น้ำหนักของอากาศยานนั้นจัดว่าเป็นปัจจัยภายใน ซึ่งเกิดจากน้ำหนักของโครงสร้างที่สร้างตามการออกแบบและการเลือกวัสดุ รวมทั้งน้ำหนักบรรทุก (Payload) ส่วนปัจจัยภายนอกจะมีสาเหตุมาจากแรงต้านของอากาศเป็นหลัก และรูปแบบการบิน ในการออกแบบจะเลือกวัสดุที่เหมาะสมตามการกรรม ในบางบริเวณจะเลือกวัสดุเชิงประกอบ (Composite Materials) เพราะมีความแข็งแรงต่อน้ำหนัก (Specific Strength Ratio) [2] ที่ดี อากาศยานทุกประเภทพยายามใช้โครงสร้างน้ำหนักเบา (Light Weight Structures) เช่น โครงสร้างอากาศยานไร้คนขับ (UAV) สร้างไว้ใช้ในกองทัพอากาศ [3][4] และ [5] เป็นต้น ผลงานวิจัยของ [6] พบว่าถ้าน้ำหนักของอากาศลดลงแล้วประสิทธิภาพเพิ่มขึ้นนั้น ทำให้เกิดแนวทางที่จะวิจัยเพื่อเอาวัสดุของโครงสร้างออกด้วยการเจาะรูหรือการลดความหนา แต่โครงสร้างยังแข็งแรงทนทานต่อการกรรมในการบินได้ ซึ่งอากาศยานไร้คนขับขนาดเบาพิสัยบินระยะไกล (50 km) ที่สร้างขึ้นแล้วนำไปทดสอบภาคสนามมาแล้วมากกว่า 50 เที่ยวบินแต่ยังมีสภาพสมบูรณ์ [7] ดังนั้นในที่นี้จะศึกษาการลดน้ำหนักของชิ้นผิวของปีกที่สร้างจากวัสดุเชิงประกอบที่เรียงซ้อนกันหลายชั้นแบบลามิเนต (Laminate) ด้วยการลดจำนวนชั้น (Ply) หรือลามิना (Lamina) และยังมีความได้เปรียบทางวิศวกรรม

## 2. วิธีการดำเนินการวิจัย

2.1 การสร้างปีก การหาขนาดของปีกโดยใช้โปรแกรมสำเร็จรูปของแนวคิดการออกแบบอากาศยานเบื้องต้นที่กลุ่มวิจัยได้สร้างไว้ใช้เอง [8] โดยเลือกหน้าตัดแบบอากาศแบบ NACA 65<sub>2</sub>415 ซึ่งเป็นหน้าตัดแบบอสมมาตร และปีกข้างหนึ่งยาว 175 cm ปีกได้รับการออกแบบดี และแข็งแรงพอที่จะรับการกรรมได้มากกว่า 3 เท่าของน้ำหนักวิ่งขึ้นของอากาศยานไร้คนขับ ดังนั้นจึงได้สร้างปีกตามที่ได้ออกแบบไว้และมีการวางผ้าใยสังเคราะห์

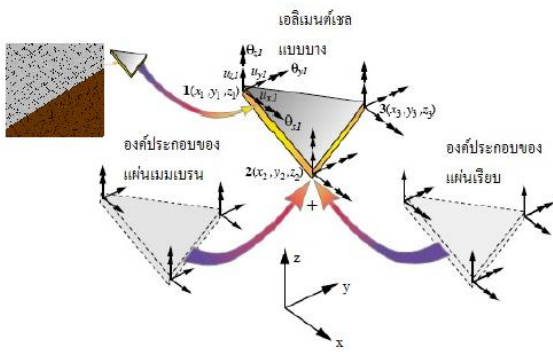
ดังแสดงในรูปที่ 1 แล้วนำไปอบให้อึดพอกซึ่งกระจายอย่างทั่วถึงและแห้ง ซึ่งตามที่ได้ออกแบบไว้ โครงสร้างปีกโดยเฉพาะผิวนั้นมีความหนาค่อนข้างมาก โดยจะเห็นได้จากการนำไปทดสอบภาคสนามที่สนามบินแห่งหนึ่งในประเทศไทยมาแล้วมากกว่า 50 เที่ยวบินพบว่าโครงสร้างปีกยังคงสภาพแข็งแรงและไม่มีการแตกเลย



รูปที่ 1 การวางผ้าใยแก้วและใยคาร์บอนคอมโพสิต

2.2 การกรรม ในการคำนวณยังคงใช้แรงที่กระทำต่อปีกเป็น  $306 \text{ N/m}^2$  ทำให้ปีกต้องมีพื้นที่  $0.967 \text{ m}^2$  แต่โครงการนี้เลือกใช้พื้นที่ปีกเพียง  $0.93 \text{ m}^2$  เลือกปีกให้สามารถบินขึ้นได้เมื่อน้ำหนักบรรทุกรวมเป็น  $40 \text{ kg}$  ในการจำลองแบบความแข็งแรงจะใส่แรงเป็น 3 เท่าของน้ำหนักบรรทุกรวม ดังนั้นการกรรมที่ใส่เข้าไปในระบบมีค่า  $60 \text{ kg}$  ต่อปีกหนึ่งข้าง

2.3 จำลองแบบ ใช้การคำนวณด้วยซอฟต์แวร์สำเร็จรูปไฟไนต์เอลิเมนต์ เริ่มด้วยแบ่งปีกด้วยเอลิเมนต์เชลล์ชนิดสามเหลี่ยมแบบบาง 3 โหนด (Thin Triangular Shell Element) ซึ่ง 1 เอลิเมนต์มี 18 องศาอิสระ (Degrees of Freedom) [9] ดังนี้  $u_{xi}, u_{yi}, u_{zi}, \theta_{xi}, \theta_{yi}, \theta_{zi}$  ซึ่ง  $i = 1, 2, 3$  หรือ  $\{u_n\}$  โดยมีองค์ประกอบที่มาจากเอลิเมนต์แผ่นเรียบ (Membrane Element) หรือ CST (Constant Strain Triangular) และองค์ประกอบที่มาจากแผ่นเรียบ (Plate Element) ที่มีคุณสมบัติตามทฤษฎีของเคียร์ฮอฟฟ์ หรือ DKT (Discrete Kirchhoff Triangular) ซึ่งเอลิเมนต์ชนิดนี้สามารถปรับเข้ารูปของชิ้นงานได้ดี ดังแสดงในรูปที่ 2 และวัสดุแบบลามิเนตรายละเอียดตามรูปที่ 3 ในแต่ละชั้นของลามิเนต [10] [11] ที่ดังแสดงในรูปที่ 4



รูปที่ 2 โครงสร้างเอลิเมนต์เซลล์สามเหลี่ยมแบบบางในโครงข่ายของปีกอากาศยาน

2.4 เมตริกซ์เอลิเมนต์ สำหรับเอลิเมนต์เซลล์สามเหลี่ยมหมายเลข e คือ ผลคูณของเมตริกซ์ความเป็นสปริงกับเวกเตอร์ของการเคลื่อนตัวของทั้งสามโหนดของเอลิเมนต์ทั้งหมดมี 18 องศาอิสระ ดังสมการที่ 1 และ 1.1 ถึง 1.5

$$[k]\{u_n\} = \{f\} \quad (1)$$

ซึ่งสามารถคำนวณโดยสูตรข้างล่างนี้

$$[k] = [k_m] + [k_{mf}] + [k_f] \quad (1.1)$$

$$[k_m] = \int_{A_e} [B_m]^T [H_m] [B_m] dA \quad (1.2)$$

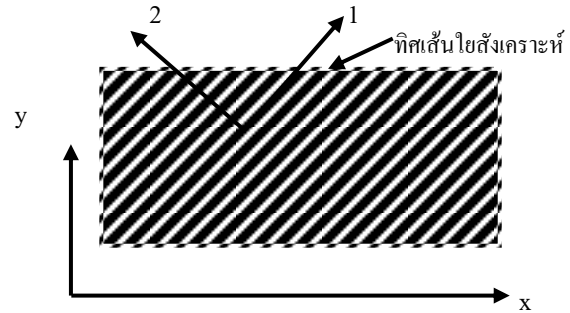
$$[k_{mf}] = \int_{A_e} \left( [B_m]^T [H_{mf}] [B_f] + [B_f]^T [H_{mf}] [B_m] \right) dA \quad (1.3)$$

$$[k_f] = \int_{A_e} [B_f]^T [H_f] [B_f] dA \quad (1.4)$$

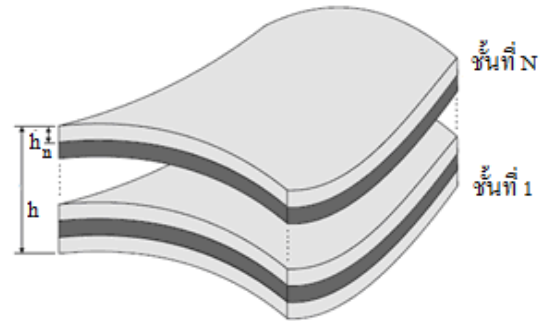
$$\{f\} = \int_{A_e} \left( [B_m]^T \{N_0\} + [B_f]^T \{M_0\} \right) dA + \int_{A_e} \left( \{N_u\} f_x + \{N_v\} f_y + \{N_w\} f_z \right) dA \quad (1.5)$$

2.5 การเลือกวัสดุ ในกรณีศึกษาชั้นผิวของปีกของอากาศยานทำมาจากวัสดุเชิงประกอบที่ได้จากแผ่นลามิना หรือ ชั้น (Ply หรือ Layer) โดยเส้นใยสังเคราะห์ที่ใช้จะวางทำมุมกับแกนนอนของระนาบในระบบอ้างอิงรวม

(Global Reference, xy) แต่ทิศทางหลักในระบบเฉพาะ (Local Reference, 12) 1 จะเป็นทิศตามแนวแกนยาว (Longitudinal) และ 2 เป็นทิศตั้งฉาก (Transverse) ของเส้นใย ดังมีรายละเอียดตามรูปที่ 3 นั้น จัดเรียงชั้นประกอบกัน N ชั้นประสานด้วยน้ำเรซิน (Resin) เป็นแผ่นลามิเนต ดังมีรายละเอียดตามรูปที่ 4 ดังนี้



รูปที่ 3 ทิศทางของเส้นใยสังเคราะห์ในระบบอ้างอิงรวมและเฉพาะที่



รูปที่ 4 การเรียงชั้นประกอบกัน n ชั้นเป็นแผ่นลามิเนต

วัสดุที่เลือกใช้ผลิตผิวปีกจะเป็นผ้าถักด้วยเส้นใยเป็นแบบลายขัดธรรมดา [12] เพราะจะขัดกันแน่นกว่าผ้าถักลายแบบอื่น และจากการศึกษาวิจัยทิศทางการวางผ้าถักผสม [13] นั้น จะวางเส้นใยไปในทิศที่ต้องรับแรงในแนวแกนยาวของปีกเป็นหลัก ดังนั้นในโปรแกรมสำเร็จรูปจะใส่ค่ามอดูลัสความยืดหยุ่น [14] ของใยแก้วเป็นหลัก ดังแสดงในตารางที่ 1 เพราะมีราคาถูก และเสริมความแข็งแรงด้วยใยคาร์บอนในตำแหน่งของงอปีก ทำการยึด

ที่ปีกหลักให้เป็นจริงมากที่สุด ซึ่งแผ่นลามิनाจะมีพฤติกรรมเชิงกลแบบความเค้นระนาบ 2 มิติตามสมการที่ 2

$$[E]_{\text{ort}} = \begin{bmatrix} H_1 & v_{21}H_1 & 0 \\ v_{12}H_2 & H_2 & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \quad (2)$$

โดยที่

$$H_1 = \frac{E_1}{c}; \quad H_2 = \frac{E_2}{c}; \quad c = 1 - v_{12}v_{21} \quad \text{และ} \\ v_{12}H_2 = v_{21}H_1$$

ตารางที่ 1 แสดงค่าค่ามอดุลัสความยืดหยุ่น

| ค่ามอดุลัส/วัสดุ (ผ้า)                  | CF<br>(GPa) | FG<br>(GPa) | Balsa<br>(GPa) | foam<br>(GPa) |
|-----------------------------------------|-------------|-------------|----------------|---------------|
| $E_1$                                   | 70          | 25          | 3              | 0.14          |
| $E_2$                                   | 70          | 25          | 3              | -             |
| Major Poisson Ratio                     | 0.1         | 0.2         | 0.29           | 0.32          |
| Tensile Strength $0^\circ/90^\circ$     | 0.6         | 0.44        | -              | 0.0042        |
| Compressive Strength $0^\circ/90^\circ$ | 0.57        | 0.425       | -              | 0.0025        |

2.6 การกรรม การกระจายของความดันเหนือปีก และได้ปีกถูกแปลงมาเป็นแรงเทียบเท่าแบบวงรี ( $L^e$ ) ดังแสดงในรูปที่ 5 แล้วถูกแปลงต่อเป็นแรงกระจายแบบสี่เหลี่ยมคางหมู ( $L^t$ ) โดยวิธีของชเรนค์ ( $L^s$ ) [15] ตามสมการที่ 3, 4 และ 5 ตามลำดับ แล้วใส่แรงผ่านเสาแทรกกระจายแบบเส้นตามแนวของงอปีกดังแสดงในรูปที่ 5

$$L^e = \frac{2L}{b(1+\lambda)} \left( 1 - \frac{2y}{b} (1-\lambda) \right) \quad (3)$$

$$L^t = \frac{4L}{\pi b} \left( 1 - \left( \frac{2y}{b} \right)^2 \right)^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

$$L^s = \frac{L^e + L^t}{2} \quad (5)$$

โดยที่

$L$  คือ แรงยกของปีก

$b$  คือ ความยาวของปีก

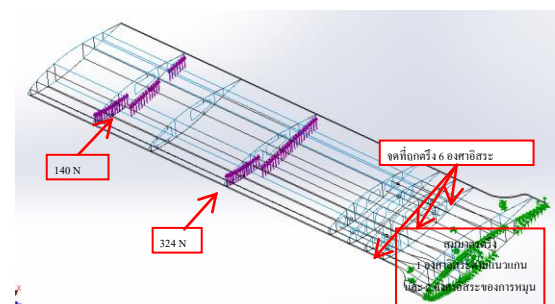
$y$  คือ ระยะตามความยาวของปีก

$\lambda$  คือ ความเร็วของปีก



รูปที่ 5 รูปแบบของการกรรมผ่านเสาแทรก

นำการกรรมแบบกระจายมาใส่ที่ตำแหน่งของเสาแทรกดังแสดงในรูปที่ 6 ทำการจำลองความแข็งแรงโดยใช้การกรรมมีค่าสามเท่าของน้ำหนักของอากาศยานฯ ตามมาตรฐาน EAA ใส่พฤติกรรมเชิงกลของลามิनाแต่ละชั้น และตรึงจุดที่อยู่บนระนาบสมมาตรที่กึ่งกลางของปีกแล้ว ทำการจำลองคำนวณค่าการเคลื่อนตัวขององศาอิสระของทุกโหนด ด้วยโปรแกรมไฟไนต์เอลิเมนต์สำเร็จรูป เพื่อหาระยะการเคลื่อนตัวคละ (Generalized Displacement) ซึ่งเป็นผลลัพธ์ที่ได้จากการแก้ระบบสมการของสมการที่ 6 และองศาอิสระหรือตัวไม่ทราบค่าจำนวนมากด้วยโปรแกรมสำเร็จรูป



รูปที่ 6 ตำแหน่งของการกรรม และจุดที่ตรึงในการจำลองแบบของปีก

$$[K]\{U\} = \{F\} \quad (6)$$

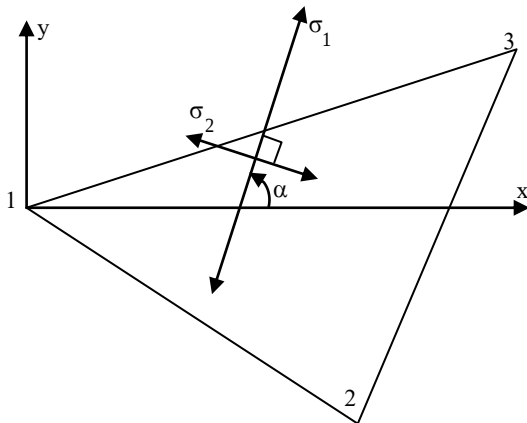
โดยที่

$[K]$  คือ เมทริกซ์สติฟเนสรวมของทุกเอลิเมนต์ของปีก

$\{U\}$  คือ เวกเตอร์ของระยะการเคลื่อนตัวและการหมุนของแต่ละโหนดบนปีก

$\{F\}$  คือ เวกเตอร์ของแรงและโมเมนต์ของแต่ละจุดบนปีก

2.7 ความเค้น ความเค้นที่เกิดขึ้นในโครงสร้างปีกที่แบ่งเป็นโครงข่ายด้วยเอลิเมนต์เซลล์แผ่นเรียบแบบสามเหลี่ยมที่แสดงไว้ในรูปที่ 7 เป็นแบบความเค้นระนาบในระบบแกนอ้างอิง  $xy$  ที่ได้จากเวกเตอร์ของระยะการเคลื่อนตัวและการหมุนของแต่ละโหนดบนปีกด้วยความสัมพันธ์ระหว่างค่าการเคลื่อนตัวของโหนดกับความเครียด (Strain) และความสัมพันธ์ระหว่างค่าความเครียดกับความเค้น ได้แก่ ความเค้นในระบบแกนอ้างอิง  $xy$  ตามสมการที่ 7 ความเค้นหลัก (Principle Stress) ตามสมการที่ 8 และความเค้นแบบวอนมิเชส (Vom Mises Stress) ตามสมการที่ 9



รูปที่ 7 ระบายอ้างอิงรวมของเอลิเมนต์เซลล์และความเค้นหลัก

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [E]_{\text{ort}} \left( [B_m] + z[B_f] \right) [T] \{u_n\}_e \quad (7)$$

โดยที่เมทริกซ์การเปลี่ยนแปลงทางเรขาคณิต (Matrix Geometric Transformation) ในส่วนของแผ่นเรียบ และการตัดแผ่นของแผ่นเรียบตามลำดับ คือ

$$[B_m] = \frac{1}{A_e} \begin{bmatrix} y_3 \langle N_{u,\xi} \rangle - y_2 \langle N_{u,\eta} \rangle \\ -x_3 \langle N_{v,\xi} \rangle + x_2 \langle N_{v,\eta} \rangle \\ -x_3 \langle N_{u,\xi} \rangle + x_2 \langle N_{u,\eta} \rangle + y_3 \langle N_{v,\xi} \rangle - y_2 \langle N_{v,\eta} \rangle \end{bmatrix} \quad (7.1)$$

ส่วน  $[B_f]$  นั้นคำนวณโดยแทน  $\langle N_u \rangle$  ด้วย  $\langle N^x \rangle$

และ  $\langle N_v \rangle$  ด้วย  $\langle N^y \rangle$

มีเมทริกซ์การแปลงระนาบของระบบอ้างอิงเฉพาะที่กับระบบอ้างอิงรวม คือ

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & \cos \theta \sin \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -\cos \theta \sin \theta \\ -2 \cos \theta \sin \theta & 2 \cos \theta \sin \theta & -\sin^2 \theta \end{bmatrix} \quad (7.2)$$

มีความเค้นหลัก คือ

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \end{Bmatrix} = \frac{1}{2} (\sigma_x + \sigma_y) \pm \frac{1}{2} \left( (\sigma_x - \sigma_y)^2 + 4\tau_{xy}^2 \right)^{\frac{1}{2}} \quad (8)$$

$$\text{โดยที่ } \tan \alpha = \frac{\tau_{xy}}{\sigma_1 - \sigma_y} = \frac{\sigma_1 - \sigma_x}{\tau_{xy}}$$

และ มีความเค้นแบบวอนมิเชส คือ

$$\sigma_{vm} = \frac{1}{2} \left( (\sigma_1 - \sigma_2)^2 + \sigma_1^2 - \sigma_2^2 \right)^{\frac{1}{2}} \quad (9)$$

2.8 ทฤษฎีการเสียหาย การพยากรณ์ความแข็งแรงของชิ้นงานทางวิศวกรรมนั้นจะดูได้จากความเค้น,  $\sigma$  (Stress) ที่เกิดขึ้น หากชิ้นงานทำมาจากโลหะเหนียวก็จะใช้ความเค้นแบบวอนมิเชส,  $\sigma_{vm}$  โดยดูว่าค่าความเค้นนี้มีค่าเกินความเค้นคราก,  $\sigma^y$  (Yield Stress) แล้วหรือยัง

หากชิ้นงานทำมาจากโลหะเปราะก็จะใช้ความเค้นแบบเทรสกา (Tresca) เทียบกับความเค้นเฉือนหลักสูงสุด ความเค้นที่จะใช้ทำนายความเสียหายที่จะเกิดในแผ่นลามินามีรายละเอียดดังนี้

2.8.1 ทฤษฎีการเสียหายแบบไชวู (Tsai Wu Criterion) กล่าวว่าถ้าความเค้นหลักที่เกิดขึ้นตามเทอมที่อยู่ทางด้านซ้ายของสมการที่ 10 มีค่าเกิน 1 แล้ว โครงสร้างจะเกิดความเสียหายในกรณีปัญหาแบบ 2 มิติ ตามสมการที่ 10

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 \leq 1.0 \quad (10)$$

โดยที่

$F_i, F_{ij}$  คือ ค่าความเค้นสูงสุดของลามินาซึ่งสัมพันธ์กับ

$\sigma_i$  และ  $\tau_{ij}$  ตามลำดับ

$\sigma_i$  คือ ความเค้นหลักสูงสุดในทิศ  $i$

$\tau_{ij}$  คือ ความเค้นเฉือนสูงสุดในทิศ  $i$  จากแรงในทิศ  $j$

ผลการศึกษาพบว่าทฤษฎีของไชวูนั้นสามารถนำไปใช้ได้ ในกรณีที่ชั้นทดลองแบบลามิเนตเกิดการเสียหายแบบ การฉีกหรือแยกชั้นของลามินาที่ติดกัน และในเนื้อของ ชั้นทดลองเกิดความเค้นหลักในทิศทาง 1 และ 2 จะต้อง ต่างกัน รวมทั้งไม่สามารถแสดงโหมดของการแตกหักได้ อย่างชัดเจน ดังนั้นงานวิจัยนี้ต้องการลดน้ำหนักของชั้นผิว แบบลามิเนตของปีกอากาศยานไว้คนขับด้วยทฤษฎีความเสียหายใน ชั้นแรกที่เกิดความเค้นรวมสูงสุด มีค่าเข้าใกล้ความเค้นขีดจำกัดสูงสุดแบบวอนมิเชส ซึ่ง กล่าวไว้ในคู่มือ [17]

2.8.2 ความเค้นขีดจำกัดสูงสุดแบบวอนมิเชส กล่าวว่าถ้าความเค้นหลักที่เกิดขึ้นที่อยู่ทางด้านขวามือ ของสมการที่ 9 มีค่าเกิน  $\sigma_{vm,max}$  แล้ว โครงสร้างจะเกิดความเสียหายในชั้นลามินาซึ่งมีความเค้นแบบ 2 มิติแบบ ระนาบ (Plane Stress)

### 3. ผลการวิจัย

3.1 การจำลองแบบด้วยโปรแกรมไฟไนต์เอลิเมนต์ สำเร็จรูป เพื่อดูความแข็งแรงของครึ่งหนึ่งของปีก

(เนื่องจากความสมมาตรของปีก) ซึ่งแบ่งย่อยเป็น 130,663 เอลิเมนต์ มี 1,554,180 ตัวไม่ทราบค่า กำหนดค่าสมบัติเชิงกลของวัสดุที่ใช้ทำชั้นผิวปีกที่ ออกแบบและสร้างมาใช้งานแล้วตามตารางที่ 2 และ 3 ส่วนชั้นผิวปีกที่จะลดน้ำหนักตามตารางที่ 4 และ 5 แล้ว ใส่การกรรม 60 kg โดยการจำลองแบบนี้ทำด้วยเครื่อง คอมพิวเตอร์แบบพกพา

ตารางที่ 2 ค่าสมบัติเชิงกลของวัสดุที่ใช้ทำชั้นผิว

ปีกกลางที่ออกแบบและสร้างมาใช้งานแล้ว

| ปีกกลาง        |                              |                 |                  |                |                     |
|----------------|------------------------------|-----------------|------------------|----------------|---------------------|
| วัสดุ          | พื้นที่<br>(m <sup>2</sup> ) | จำนวน<br>(ชั้น) | g/m <sup>2</sup> | น้ำหนัก<br>(g) | ความ<br>หนา<br>(mm) |
| E-glass<br>200 | 0.24                         | 4               | 200              | 192            | 0.25                |
| Upica<br>MAT   | 0.24                         | 1               | 60               | 14.4           | 2.00                |
| E-glass<br>200 | 0.24                         | 4               | 200              | 192            | 0.25                |
| รวม            |                              |                 |                  | 398.4          | 2.50                |
| เรซิน          |                              |                 |                  | 796.8          |                     |

ตารางที่ 3 ค่าสมบัติเชิงกลของวัสดุที่ใช้ทำชั้นผิวปีกนอก  
ที่ออกแบบและสร้างมาใช้งานแล้ว

| ปีกนอก         |                              |                 |                  |                |                     |
|----------------|------------------------------|-----------------|------------------|----------------|---------------------|
| วัสดุ          | พื้นที่<br>(m <sup>2</sup> ) | จำนวน<br>(ชั้น) | g/m <sup>2</sup> | น้ำหนัก<br>(g) | ความ<br>หนา<br>(mm) |
| E-glass<br>200 | 0.94                         | 4               | 200              | 752            | 0.25                |
| Upica<br>MAT   | 0.94                         | 1               | 60               | 56.4           | 2.00                |
| E-glass<br>200 | 0.94                         | 4               | 200              | 752            | 0.25                |
| รวม            |                              |                 |                  | 1560.4         | 2.50                |
| เรซิน          |                              |                 |                  | 3120.8         |                     |

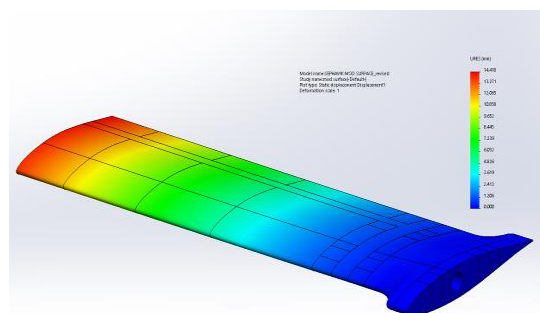
**ตารางที่ 4** ค่าสมบัติเชิงกลของวัสดุที่ใช้ทำชั้นผิวปีกกลางที่จะลดน้ำหนัก

| ปีกกลาง        |                              |                 |                  |                |                     |
|----------------|------------------------------|-----------------|------------------|----------------|---------------------|
| วัสดุ          | พื้นที่<br>(m <sup>2</sup> ) | จำนวน<br>(ชั้น) | g/m <sup>2</sup> | น้ำหนัก<br>(g) | ความ<br>หนา<br>(mm) |
| E-glass<br>50  | 0.24                         | 1               | 50               | 12             | 0.05                |
| E-glass<br>200 | 0.24                         | 2               | 200              | 96             | 0.40                |
| Upica<br>MAT   | 0.24                         | 1               | 60               | 14.4           | 2.00                |
| E-glass<br>200 | 0.24                         | 2               | 200              | 96             | 0.40                |
| รวม            |                              |                 |                  | 218.4          | 2.85                |
| เรซิน<br>100 % |                              |                 |                  | 436.8          |                     |

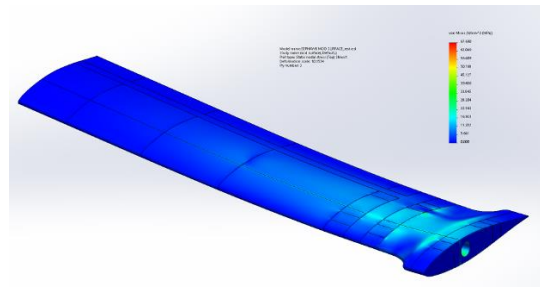
**ตารางที่ 5** ค่าสมบัติเชิงกลของวัสดุที่ใช้ทำชั้นผิวปีกนอกที่จะลดน้ำหนัก

| ปีกนอก         |                              |                 |                  |                |                     |
|----------------|------------------------------|-----------------|------------------|----------------|---------------------|
| วัสดุ          | พื้นที่<br>(m <sup>2</sup> ) | จำนวน<br>(ชั้น) | g/m <sup>2</sup> | น้ำหนัก<br>(g) | ความ<br>หนา<br>(mm) |
| E-glass<br>50  | 0.94                         | 1               | 50               | 47             | 0.05                |
| E-glass<br>200 | 0.94                         | 2               | 200              | 376            | 0.40                |
| Upica<br>MAT   | 0.94                         | 1               | 60               | 56.4           | 2.00                |
| E-glass<br>200 | 0.94                         | 2               | 200              | 376            | 0.40                |
| รวม            |                              |                 |                  | 855.4          | 2.85                |
| เรซิน          |                              |                 |                  | 1710.8         |                     |

3.2 ผลการจำลองปีกที่ออกแบบและสร้าง มาใช้งานแล้ว พบว่าระยะการโค้งงอสูงสุดเป็น 14 mm ดังแสดงในรูปที่ 8 ที่ตำแหน่งปลายสุดของปีก คิดเป็นเปอร์เซ็นต์ของการโค้งงอมีค่าเท่ากับ 0.95 % มีค่าน้อยกว่าการโค้งงอมากสุดของใยแก้วไม่เกิน 3% จะเกิดความเสียหาย ส่วนรูปที่ 9 แสดงความเค้นแบบวอนมิเชสสูงสุดเกิดขึ้นชั้นที่ 3 เป็นชั้นลามิनाของใยแก้วมีค่า 67 MPa ซึ่งมีค่าน้อยกว่าค่าความเค้นครากของใยแก้วที่มีค่าเท่ากับ 340 MPa

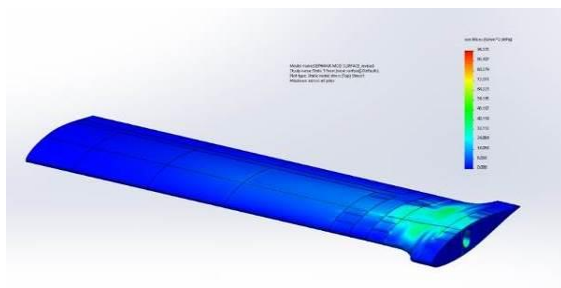


**รูปที่ 8** แถบสีของระยะการโค้งงอ

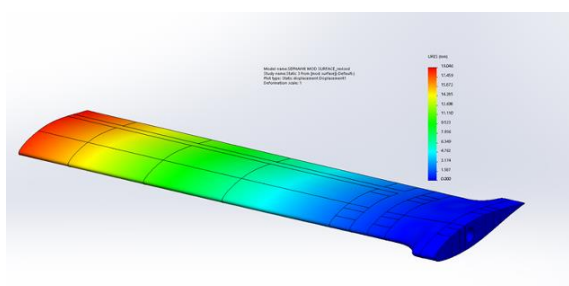


**รูปที่ 9** ความเค้นแบบวอนมิเชสสูงสุดเกิดที่แผ่นลามินาชั้นที่ 3

3.3 ผลการจำลองปีกที่จะลดน้ำหนักพบว่า ระยะการโค้งงอสูงสุดเป็น 19 mm ดังแสดงในรูปที่ 10 ที่ตำแหน่งปลายสุดของปีก คิดเป็นเปอร์เซ็นต์ของการโค้งงอมีค่าเท่ากับ 1.29 % มีค่าน้อยกว่าการโค้งงอมากสุดของใยแก้วไม่เกิน 3% ที่จะเกิดความเสียหาย ส่วนรูปที่ 11 แสดงความเค้นแบบวอนมิเชสสูงสุดเกิดขึ้นชั้นที่ 3 เป็นชั้นลามินาของใยแก้วมีค่า 96 MPa ซึ่งมีค่าน้อยกว่าค่าความเค้นครากของใยแก้วที่มีค่าเท่ากับ 340 MPa



รูปที่ 10 แถบสีของระยะการโก่งตัว

รูปที่ 11 ความเค้นแบบวอนมิเชสสูงสุด  
เกิดที่แผ่นลามิनाชั้นที่ 3

#### 4. วิจารณ์ผลการวิจัย

ปีกอากาศยานไร้คนขับที่ได้ออกแบบด้วยโปรแกรมสำเร็จรูปที่สร้างขึ้นเองและถูกสร้างขึ้นนั้น ได้ทำการบินทดสอบปฏิบัติการกิจแล้วมากกว่า 50 เที่ยวบิน แสดงให้เห็นว่าการออกแบบครั้งแรกได้เน้นความแข็งแรงไว้มาก ดังนั้นแนวความคิดที่จะลดน้ำหนักของปีกนั้นสามารถกระทำได้ เนื่องจากผลการจำลองแบบความแข็งแรงของปีกที่จะลดน้ำหนักด้วยโปรแกรมสำเร็จรูปไฟไนต์เอลิเมนต์นั้น พบว่าค่าการโก่งตัวสูงสุดเกิดที่ปลายปีกมีค่า 1.29 % ยังมีค่าไม่เกินค่าการโก่งตัวสูงสุดของผ้าใยแก้วที่กำหนดไว้ คือ 3.0 % และในขณะเดียวกันความเค้นแบบวอนมิเชสที่เกิดขึ้นมีค่า 96 MPa ในลามิनाชั้นที่ 3 ซึ่งเป็นแผ่นบางที่ทำจากวัสดุประกอบผ้าใยแก้วและอีพ็อกซี่ ยังมีค่าต่ำกว่าความเค้นครากของเส้นใยแก้วที่กำหนดไว้ คือ 340 MPa สามารถลดน้ำหนักได้ 1,870 g ต่อปีกหนึ่งข้าง ดังมีรายละเอียดแสดงในตารางที่ 6 และ 7

ตารางที่ 6 สรุปผลการจำลองแบบชิ้นผิวปีกที่ออกแบบและสร้างมาใช้งานแล้ว

| ปีกเดิม        | น้ำหนัก<br>(g) | $\sigma_{vm}$<br>(MPa) | ระยะ<br>โก่ง<br>(mm) | ความ<br>เค้น/<br>น้ำหนัก |
|----------------|----------------|------------------------|----------------------|--------------------------|
| ปีกกลาง        | 769.8          | 67                     | 14                   | 16.67                    |
| ปีกนอก         | 3220.8         |                        |                      |                          |
| น้ำหนัก<br>ปีก | 4017.6         |                        |                      |                          |

ตารางที่ 7 สรุปผลการจำลองแบบชิ้นผิวปีกที่ต้องการลดน้ำหนัก

| ปีกใหม่        | น้ำหนัก<br>(g) | $\sigma_{vm}$<br>(MPa) | ระยะ<br>โก่ง<br>(mm) | ความ<br>เค้น/<br>น้ำหนัก |
|----------------|----------------|------------------------|----------------------|--------------------------|
| ปีกกลาง        | 436.8          | 96                     | 19                   | 44.7                     |
| ปีกนอก         | 1710.8         |                        |                      |                          |
| น้ำหนัก<br>ปีก | 2147.6         |                        |                      |                          |

#### 5. สรุปผลการวิจัย

ผลการศึกษาการจำลองแบบเพื่อดูความแข็งแรงของปีกอากาศยานไร้คนขับขนาดเบาพิสัยบินระยะใกล้ดังกล่าวมานี้ ทั้งการคำนวณทวนซ้ำปีกเดิมที่ได้ นำไปทดสอบในสนามมาแล้ว และการจำลองแบบ โดยการจัดเรียงวัสดุเชิงประกอบแบบลามิเนตของชิ้นผิวปีกนอกและปีกกลางด้วยชั้นลามิनाที่เรียงกันหลายชั้นแบบใหม่และลดจำนวนชั้น พบว่าความเค้นแบบวอนมิเชสสูงสุดที่เกิดขึ้นในลามิनाชั้นที่ 3 เป็นชั้นแรกนั้นที่เกิดความเค้นสูงสุด แต่มีค่าไม่เกินความเค้นครากของเส้นใยแก้ว จึงไม่เกิดความเสียหาย โดยรวมแล้วสามารถลดน้ำหนักปีกอากาศยานได้ 46.5% และปีกยังคงสามารถรับภาระกรรมได้ เพราะค่าความเค้นแบบวอนมิเชสสูงสุดที่เกิดขึ้นไม่เกินขีดจำกัด ตลอดจนมีการได้เปรียบทางวิศวกรรมเพิ่มขึ้น 2.68 เท่า จะเกิดประโยชน์ถ้าสร้างปีกใหม่ แล้วศึกษาเปรียบเทียบต่อไป

## 6. เอกสารอ้างอิง

- [1] Raymer, D.P. (2012). **Aircraft Design: A Conceptual Approach**, 5<sup>th</sup> Ed. Reston: AIAA Education Series.
- [2] GAY, D. (2015). **Matériaux Composites**. 6<sup>th</sup> Ed. Paris: Lavoisier Hermès,.
- [3] จีระศักดิ์ หมวดโพธิ์กลาง. (2559). การควบคุมตำแหน่งอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพ. *วารสารวิชาการนายเรืออากาศ*, 12(12): 17-21.
- [4] เจนวิทย์ คำพูล. (2560). การวิเคราะห์อากาศยานไร้คนขับเสถียรภาพและการควบคุมของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก Sky Sufer X. *วารสารวิชาการนายเรืออากาศ*, 13(13): 25-33.
- [5] วันชัย เจียจันทร์, กนก ทองสว่างและนุกุล สุขุประการ (2560). การศึกษาและวิเคราะห์อากาศยานไร้คนขับแบบของแผนอากาศและปีกของอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หาง. *วารสารวิชาการนายเรืออากาศ*, 13(13): 34-44.
- [6] Tetsuya Morimoto, Satoshi Kobayashi, Yosuke Nagao, & Yutaka Iwahori. (2507). **A new cost/weight trade-off method for airframe material decisions based on variable fuel price**. Japan: Cogent Engineering.
- [7] สมชาย หาญกล้า, กอบ พืชผา, บุญเลิศ อังคารา, ปรีพนธ์ สุขพิมาย และคณะ. (2559). การออกแบบสร้าง และทดสอบโครงสร้างปีกของอากาศยานไร้คนขับระยะใกล้. *วารสารวิชาการนายเรืออากาศ*, 12(12): 9-16.
- [8] ณัฐพล นิยมไทย. (2547). **โปรแกรมสำเร็จรูปการแผนแบบอากาศยาน Paksin**. โครงการวิจัยและพัฒนาอากาศยานไร้คนขับ สกว.และสวพ.กท.
- [9] Zienkiewicz, O.C., & others. (2005). **The Finite Element Method Set**, 6<sup>th</sup> Ed. Butterworth-Heinemann: Elsevier Ltd.
- [10] Batoz, J.L., & Dhatt, G. (1992). **Modélisation des Structures par elements finis**. Paris: Hermès.
- [11] Careera, E. (2002). Theories and Finite Elements for Multilayered, Anisotropic, Composite Plates and Shells, *Arch. Comput. Meth. Engng.* 9(2): 87-140.
- [12] วีระศักดิ์ อุดมกิจเดชา. (2544). **อุตสาหกรรมสิ่งทอไทย**. กรุงเทพมหานคร: โรงพิมพ์แห่งจุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย.
- [13] นัตริณทร์ สุนติน และคณะ. (2556). การทดสอบโมเมนต์ดัดเพื่อหาสมบัติทางกลของไม้อัดสำหรับโครงสร้างแซนด์วิชผสมระหว่างไม้อัดกับกระดาษรังผึ้ง, Me-Nett 2013. ชลบุรี.
- [14] Biron, M. (2014). **Thermosets and Composites Technical Information for Plastics Users**. 2<sup>nd</sup> Ed. Oxford: Elsevier Ltd..
- [15] Schrenk, O. (1940). Schrenk's Method Distributed Load A Simple Approximation Method for Obtaining the Spanwise Lift Distribution. *NACA. Washington, D.C.*, 7(4): 118-120.
- [16] Camanho, P.P. (2002). **Failure Criteria for Fibre-Reinforced Polymer Composites**, DEMEGI, 1-13.
- [17] Akin, J. Ed. (2009). **Finite Element Analysis Concepts via SolidWorks**, Houston: World Scientific.