การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 24
20-22 ตุลาคม 2553 จังหวัดอุบลราชธานี

การพัฒนาและสร้างขาล้อหลักแบบชุดขาสามล้อชนิด Solid Spring ของอากาศยานเบา

Development and Manufacture of Solid Spring Type of Main Tricycle Landing Gear for Light Aircraft

สมศักดิ์ ศรีภักดิ์[1,*], สมชาย หาญกล้า[2] และ ณัฐพล นิยมไทย[2]

[1] ภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ จตุจักร กรุงเทพฯ 10900
[2] กองวิชาวิศวกรรมอากาศยานและเทคโนโลยีการบิน โรงเรียนนายเรืออากาศ สายไหม กรุงเทพฯ 10220
* ติดต่อ: E-mail: somsakme7@yahoo.com , โทรศัพท์: 089 054 8688, โทรสาร: 038 173 022

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้เป็นส่วนหนึ่งของงานวิจัยด้านอากาศยาน ซึ่งมุ่งเน้นการพัฒนาและการสร้างขาล้อหลัก (Main Landing Gear) แบบชุดขาสามล้อ ชนิด Solid Spring ของอากาศยานเบา (Light Aircraft) เพื่อนำองค์ความรู้ไปใช้ในการสร้างอากาศยานและการพัฒนาประเทศ โดยในการวิจัยได้กำหนดให้ขาล้อมีวัสดุเป็นวัสดุผสม (Composite Material) เริ่มจากการคำนวณภารกรรมที่กระทำกับขาล้อ จากน้ำหนักของอากาศยาน จากนั้นกำหนดภารกรรมที่คำนวณได้ คุณสมบัติของวัสดุผสม รูปทรงเริ่มต้นของขาล้อ เงื่อนไขขอบเขต และเงื่อนไขเริ่มต้น ในโปรแกรมไพธอน และส่งข้อมูลเพื่อไปคำนวณในโปรแกรมสำเร็จรูป ด้านไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite Element) โดยโปรแกรมจะคำนวณระยะการเคลื่อนตัวของขาล้อ ที่ตำแหน่งที่พิจารณา ซึ่งได้จากการเปรียบเทียบรูปทรงที่ได้จากการคำนวณกับรูปทรงที่ผู้ใช้กำหนด โปรแกรมจะทำการตรวจสอบค่าความแตกต่างของรูปทรง ถ้าความแตกต่างของรูปทรงมีค่ามากกว่าขอบเขตที่กำหนด โปรแกรมจะทำการคำนวณรูปทรงใหม่ และนำค่าที่ได้มาเปรียบเทียบอีกครั้ง โปรแกรมจะทำงานเป็นวงรอบจนกระทั่งค่าความแตกต่างอยู่ในขอบเขตที่กำหนด ดังนั้นจะได้รูปทรงที่เหมาะสมสำหรับการผลิตขาล้อตามความต้องการของผู้ใช้ ซึ่งผลลัพธ์ที่ได้มีความสอดคล้องกับงานวิจัยอากาศยานไร้นักบินในส่วนที่โรงเรียนนายเรืออากาศรับผิดชอบ

คำหลัก: ขาล้อหลัก, อากาศยานเบา, วัสดุผสม, ไฟไนต์เอลิเมนต์, โปรแกรมไพธอน

Abstract

This study is a part of the aeronautical research aiming at designing and developing the main landing gear of a light aircraft with a tricycle solid spring landing gear configuration. The knowledge gained from this study would facilitate the development and progress of aerospace industry in Thailand. In this study, the material of the aircraft landing gear was determined as composite material. The aircraft load acting on the landing gear was first calculated from the take of weight of the aircraft. Then, the specified characteristics associated with the aircraft landing gear, which included material properties, geometry, boundary condition, and initial conditions as well as the calculated load were used to create a Python script. Next, the script was evaluated using a finite element analysis program to calculate and

compare the geometry displacements from the initial geometry at particular reference points. The program also evaluated the differences between the calculated and initial geometry. If the differences were higher than the boundary condition, the program would calculate and compare the geometry displacements again. This process was reiterated until the differences satisfied the specified boundary condition. As a result, the landing gear geometry matched with the initially specified geometry and suitable for manufacturing was obtained. The results in this study were in accordance with the previous research on an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) by the Royal Thai Air Force Academy (RTAFA).

***Keywords**:* Main Landing Gear, Light Aircraft, Solid Spring, Composite Material, Finite Element, Python Script.

1. บทนำ

จากงานวิจัยอากาศยานไร้นักบินตามรูปที่ 1 ในส่วนของโครงสร้างอากาศยาน พบปัญหาในส่วนของขาล้อหลักที่ผู้ผลิต ทำการผลิตชิ้นส่วนแล้วคุณสมบัติการใช้งานไม่ได้ตามที่ผู้ออกแบบได้กำหนดไว้ ผู้วิจัยจึงมีความสนใจในการที่จะหาวิธี ที่จะทำนายคุณสมบัติความแข็งแรงของขาล้อเมื่อรับภารกรรม และรูปทรงที่เปลี่ยนไป เพื่อที่จะหาขนาด และรูปทรงที่เหมาะสมสำหรับการผลิต จากเอกสารอ้างอิง[1] ได้มีวิเคราะห์โครงสร้างด้วยโปรแกรมสำเร็จรูป ภารกรรมที่ใช้ในการวิเคราะห์ Limit Loads จาก FAR (Federal Aviation Regulations) ผู้วิจัยจึงได้นำแนวทางนี้มาประยุกต์ใช้สำหรับการวิเคราะห์โครงสร้างของขาล้อเพื่อที่จะทำนายความสามารถในการรับภารกรรม ที่เกิดขึ้นกับโครงสร้าง ว่าสามารถใช้งานได้อย่างปลอดภัยหรือไม่



รูปที่ 1 ภาพแสดงอากาศยานไร้นักบิน

จากเอกสารอ้างอิง[2] ได้ใช้วิธีการเขียน Scripting เพื่อการวนรอบในการหาขนาดที่เหมาะสม ในงานวิจัยนี้จึงได้นำการเขียนโปรแกรม (Scripting) เพื่อทำการติดต่อประสาน (Interface) กับโปรแกรมสำเร็จรูปด้านไฟไนต์เอลิเมนต์ ด้วยภาษาไพธอน ในการส่งค่าตัวแปรเพื่อการคำนวณและรับผลลัพธ์จากการคำนวณแล้วทำการวิเคราะห์ความเสียหายที่เกิดขึ้นกับชิ้นงาน และปรับเปลี่ยนค่าตัวแปร เพื่อปรับปรุงความสามารถในการรับภารกรรมและรูปทรง จนกระทั่งเหมาะสมกับความต้องการของผู้ออกแบบ ข้อมูลสำหรับการวิเคราะห์ขาล้อที่ใช้ในงานวิจัยนี้ ได้ใช้ข้อมูลจากโครงการวิจัยและพัฒนาอากาศยานไร้นักบิน (Unmanned Aerial Vehicle Project) จากโรงเรียนนายเรืออากาศ ซึ่งเป็นโครงการวิจัยร่วมระหว่าง สวพ.กห. และ สกว.

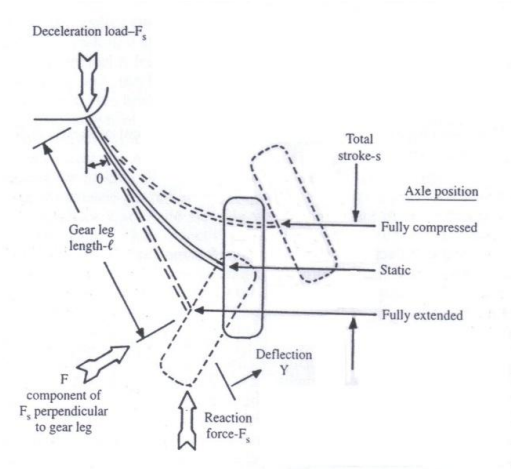
2. ทฤษฎีที่นำมาใช้

2.1 การออกแบบขาล้อของอากาศยาน

ในการออกแบบนั้น ต้องการทราบระยะยุบตัวรวมของขาล้อ (Total Stroke, S) ดังรูปที่ 2 ซึ่งประกอบด้วย ระยะยุบตัวของขาล้อ d_s และระยะยุบตัวของยาง d_t จากเอกสารอ้างอิง[3-5] ตัวคูณเพื่อความปลอดภัยของขาล้อ Ground Reaction Load Factor จะอยู่ในระหว่าง 2 – 3.5 สำหรับงานวิจัยนี้ผู้วิจัยเลือกใช้ค่า 3 ตาม Daniel P.Raymer[3] เพื่อความปลอดภัย แต่อย่างไรก็ตาม ในข้อกำหนดของ FAR 23.473(g) (Federal Aviation Regulations, Part 23, ข้อ 473g) ได้กำหนดตัวคูณเพื่อความปลอดภัยไว้ ซึ่งเป็นค่าต่ำสุดที่ยอมได้ สำหรับใช้ในการออกแบบจุดรองรับ และโครงสร้างขาล้อ ดังนี้

Minimum Inertia Load Factor $n = 2.67$

Minimum Ground Reaction Load Factor $n_z = 2$



รูปที่ 2 ภาพแสดงการยุบตัวของขาล้อ[5]

สมการหาระยะยุบตัวของขาล้อ[4] คือ

$$d_s = \frac{0.3\sqrt{\frac{w}{s_w}} - d_t(K_t n_z - 0.333)}{K_s n_z - 0.333} \quad (1)$$

เมื่อ

K_t = Tire efficiency

K_s = Shock absorber efficiency

d_t = Tire deflection (ft)

d_s = Shock absorber stroke (ft)

S_w = Wing Area (ft^2)

w = น้ำหนักสูงสุดของอากาศยาน (lb)

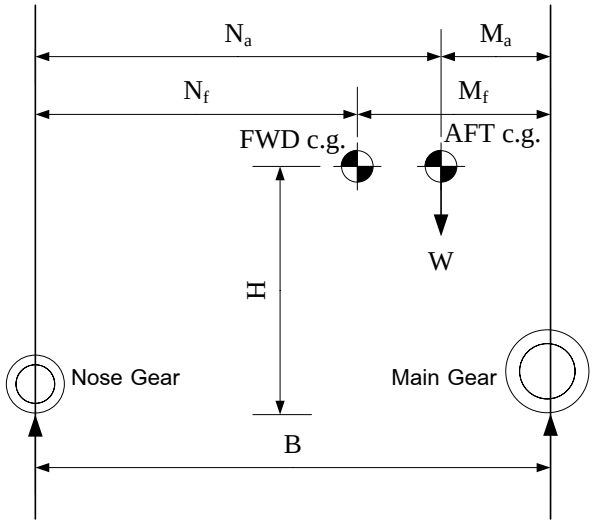
จากรูปที่ 3 จะแสดงภารกรรมที่กระทำกับล้อแบบสถิตย์(Static) จากเอกสารอ้างอิง[3] ซึ่งจะได้ภารกรรมที่กระทำกับขาล้อที่จะใช้สำหรับการออกแบบขาล้อสำหรับงานวิจัยนี้ และมีความสัมพันธ์ดังสมการที่ (2) ถึง (5)

$$(Max\ Static\ Load)_{main} = \frac{WN_a}{B} \quad (2)$$

$$(Max\ Static\ Load)_{nose} = \frac{WM_f}{B} \quad (3)$$

$$(Min\ Static\ Load)_{nose} = \frac{WM_a}{B} \quad (4)$$

$$(Dynamic\ Braking\ Load)_{main} = \frac{10HW}{gB} \quad (5)$$



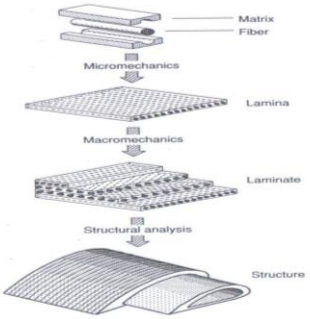
รูปที่ 3 ภาพแสดงภารกรรมที่กระทำกับล้อ[3,5]

2.2 วัสดุผสม

วัสดุผสมที่ใช้สำหรับงานวิจัยนี้จะใช้วัสดุประเภท E-Glass/Epoxy, Unidirectional (UD) เนื่องจากเคยมีการนำมาผลิตใช้ในอากาศยานมาแล้วจากเอกสารอ้างอิง[4] และภารกรรมหลักที่กระทำกับขาล้อจะเป็นการดัดขาล้อให้โค้งดังรูปที่ 2 ซึ่งวัสดุแบบ UD รับแรงดัดได้ดี การวางเรียงเส้นใยจะเป็นแบบ Symmetric Balanced Laminates เพื่อป้องกันผลจาก Bend – Twist Coupling จากเอกสารอ้างอิง[9] ซึ่งจะทำให้ชิ้นงานเกิดการบิดตัวไปด้วยขณะเกิดการดัดจากเอกสารอ้างอิง[6] จะได้ความสัมพันธ์ของคุณสมบัติต่างๆ ของวัสดุผสมดังนี้ คือ

Stress (σ) – Strain (ε) relation of a single orthotropic lamina (Unidirectional (UD)) เมื่อ Q คือ reduced stiffnesses ของวัสดุผสม

$$[\sigma]_{1,2} = [Q]_{1,2}[\varepsilon]_{1,2} \quad (6)$$



รูปที่ 4 ลำดับการประกอบกันขึ้นและประเภทของการวิเคราะห์สำหรับวัสดุผสม[6]

สำหรับโครงสร้างของฐานล้อที่สร้างจากวัสดุผสมจะเกิดจากการนำเส้นใย(Fiber) กับน้ำยาเรซิ่น(Matrix) ประเภท Epoxy รวมกันเป็นชั้นเรียกว่า Lamina แล้วมาเรียงซ้อนกันจนได้ความหนาที่ต้องการเรียกว่า Laminate ดังรูปที่ 4 ด้วยเหตุผลนี้เองทำให้ความแข็งแรงของ Laminate จะเกิดจากผลรวมของคุณสมบัติในแต่ละชั้นรวมกัน ตามสามการที่ (7) ถึง (12) จากเอกสารอ้างอิง[6] เมื่อ k คือชั้นใดๆ ของวัสดุที่มีระยะจากระนาบอ้างอิงถึงผิวบนและผิวล่างของชั้นเท่ากับ z_kและz_{k-1}ตามลำดับดังรูปที่ 5 จะได้ว่า

$$A_{ij} = \int_{-t/2}^{t/2} \left(\bar{Q}_{ij}\right)_k dz$$

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^{n} \left(\bar{Q}_{ij}\right)_k (z_k - z_{k-1}) \quad (7)$$

$$B_{ij} = \int_{-t/2}^{t/2} \left(\bar{Q}_{ij}\right)_k z dz$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2}\sum_{k=1}^{n} \left(\bar{Q}_{ij}\right)_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad (8)$$

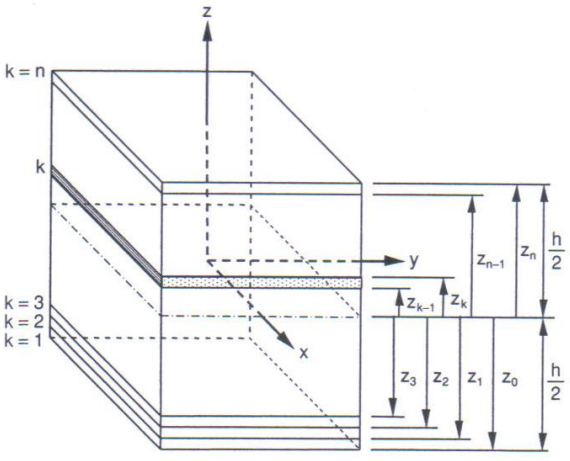
$$D_{ij} = \int_{-t/2}^{t/2} \left(\bar{Q}_{ij}\right)_k z^2 dz$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3}\sum_{k=1}^{n} \left(\bar{Q}_{ij}\right)_k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon^0 \\ k \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_s^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_s \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$[\sigma]_{x,y}^k = [\bar{Q}]_{x,y}^k [\varepsilon^0]_{x,y} + z[\bar{Q}]_{x,y}^k [k]_{x,y} \quad (12)$$



รูปที่ 5 ภาพแสดงแต่ละชั้นของวัสดุผสมและแกนอ้างอิง[6]

เมื่อ z = Through-the-thickness coordinate of a point in the cross section

t = Layer thickness

N_x^k, N_y^k = Normal forces per unit length

N_s^k = Shear forces per unit length

M_x^k, M_y^k = Bending moments per unit length

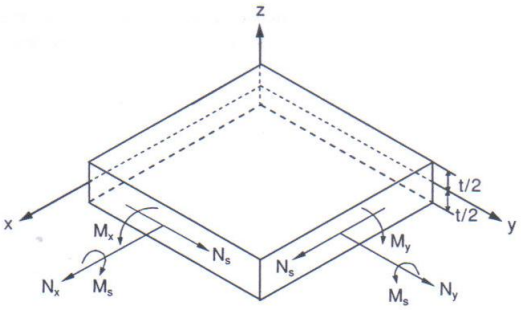
M_s^k = Twisting moments per unit length

A_{ij} = Laminate extensional stiffnesses

B_{ij} = Laminate coupling stiffnesses

D_{ij} = Laminate bending stiffnesses

จากคุณสมบัติ Symmetric ของวัสดุที่เลือกใช้สำหรับงานวิจัยนี้ ทำให้ $B_{ij} = 0$ และทิศทางของเส้นใย $\theta = 0^\circ$ตามแนวยาวของขาล้อทำให้ transformed reduced stiffness $[\bar{Q}]_{x,y} = [Q]_{1,2}$ ดังนั้น Stiffness ของโครงสร้างจึงขึ้นอยู่กับจำนวนชั้นของวัสดุ k ที่มีความหนา (t) และความเค้นความเครียดในเนื้อวัสดุ จะเปลี่ยนแปลงตามความกว้างของขาล้อ (b) ที่จะทำให้ แรง (N) และโมเมนต์ (M) ต่อหน่วยความยาวที่กระทำต่อเนื้อวัสดุเปลี่ยนแปลง จากเอกสารอ้างอิง[7] ดังรูปที่ 6



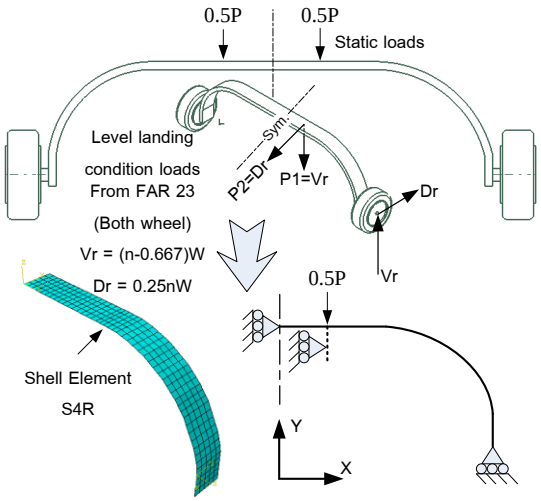
รูปที่ 6 ภาพแสดงแรงและโมเมนต์ที่กระทำต่อเอลิเมนต์ที่มีความหนาชั้นเดียว[6]

ถ้ากำหนดให้ขาล้อมีพื้นที่หน้าตัดเป็นรูปสี่เหลี่ยมผืนผ้าขนาด b x t จากสมการที่ (11) และ (12) จะเห็นได้ว่า ความเค้น (σ) และความเครียด (ε) จะคงที่เมื่อวัสดุรับแรงในแนวแกน หรือมีค่าเพิ่มขึ้นจากระนาบอ้างอิงเมื่อรับโมเมนต์เป็นระยะ z ในกรณี Symmetric คือ กึ่งกลางของ Laminate และมีค่าได้มากสุดที่ผิวนอกของ Laminate จากเอกสารอ้างอิง[8] ดังนั้นในกรณีศึกษานี้ การทำนายความเสียหาย จึง

สามารถนำค่าความเค้นที่ผิวนอกของ Laminate ไปใช้ในการทำนายความเสียหายที่เกิดขึ้น ในเนื้อวัสดุเมื่อรับภารกรรมได้ โดยผู้วิจัยได้เลือกใช้ทฤษฎีความเสียหายของ Tsai-Hill มีความสัมพันธ์ตามสมการที่ (13)

2.3 Model and Geometry

เงื่อนไขขอบเขตและเอลิเมนต์ ที่ใช้สำหรับงานวิจัยจากรูปที่ 7 แสดงลักษณะของขาล้อหลักแบบ Solid spring ที่ใช้ในอากาศยานไร้นักบิน ที่จะใช้ศึกษาสำหรับงานวิจัยนี้ รูปทรงแบบนี้จะเป็นชิ้นเดียวกันทั้งขาล้อทำให้ติดตั้งง่าย ทำการตรวจเช็คและซ่อมบำรุงได้ง่ายกว่า และเนื่องจากการติดตั้งส่วนใหญ่จะติดตั้งนอกลำตัวของอากาศยาน ทำให้ไม่กีดขวางพื้นที่ใช้สอยภายในลำตัวของอากาศยาน



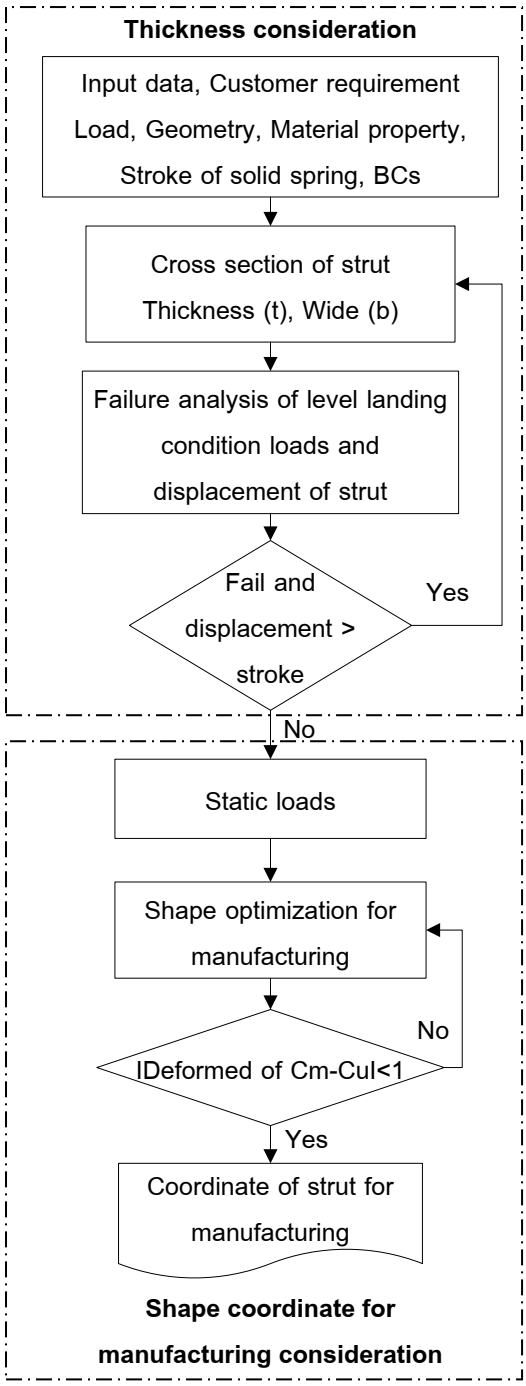
รูปที่ 7 ภาพแสดงรูปทรงขาล้อ แบบจำลองเงื่อนไขขอบเขต และเอลิเมนต์ที่ใช้สำหรับงานวิจัย

เนื่องจากลักษณะรูปทรงของขาล้อมีความสมมาตร ดังนั้นในการวิเคราะห์โครงสร้างด้วยระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ จะทำการวิเคราะห์เพียงครึ่งเดียวเพื่อลดจำนวนเอลิเมนต์ และเวลาในการคำนวณของเครื่องคอมพิวเตอร์ด้วย สำหรับงานวิจัยนี้ จะใช้เอลิเมนต์แบบ Shell Element ชนิด S4R(A 4-node doubly curved thin or thick shell, reduced integration, hourglass control, finite membrane strains) เอลิเมนต์ที่ใช้มีอัตราส่วนระหว่างความหนากับความกว้างของเอลิเมนต์มากกว่า 1/20 จะเป็น thick shell เงื่อนไขขอบเขตแสดงดังรูปที่ 7 จากความสมมาตรตรงระนาบกึ่งกลางขาล้อจะไม่มีการเคลื่อนที่ในแนวแกน X สำหรับจุดต่อ(Node) บริเวณกึ่งกลางขาล้อ จุดที่แรงกระทำกับขาล้อจะมีสลักยึดและมีประกับหนีบขาล้อกับลำตัวของอากาศยานไว้ทำให้ไม่เคลื่อนที่ในแนวแกน X เช่นกันในจุดต่อบริเวณนี้ สำหรับจุดต่อด้านปลายของขาล้อจะเคลื่อนที่ได้เฉพาะในแนวแกน X และ Load ที่กระทำกับขาล้อหลัก P จะคิดเพียงครึ่งเดียวของทั้งหมด ซึ่งจะเป็นจุดเดียวกันกับตำแหน่งยึดขาล้อตามที่ผู้ออกแบบกำหนดให้

จากการวัดเปรียบเทียบกับเกณฑ์มาตรฐาน (Benchmarks) กับ National Agency for Finite Element Methods and Standards (U.K.) (NAFEMS) ของโปรแกรมสำเร็จรูป Abaqus (Abaqus Benchmarks Manual) โดยการจำลองการกดแบบสามจุด โดยการกำหนดวัสดุผสมด้วย เอลิเมนต์แบบต่างๆ รวมทั้งแบบ S4R ที่ใช้ในงานวิจัยนี้ ปรากฏว่าเอลิเมนต์แบบ S4R มีค่าความแตกต่างจาก NAFEMS คือ $\sigma_{11}(-8.8\%), \sigma_{13}(-2.2\%), u_z(4.7\%)$ และกรณีของ Large deformations and nonlinear geometric effects จะต้องกำหนด NLGEOM=ON ใน Step ของโปรแกรม Abaqus ด้วย

3. การจำลองด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์

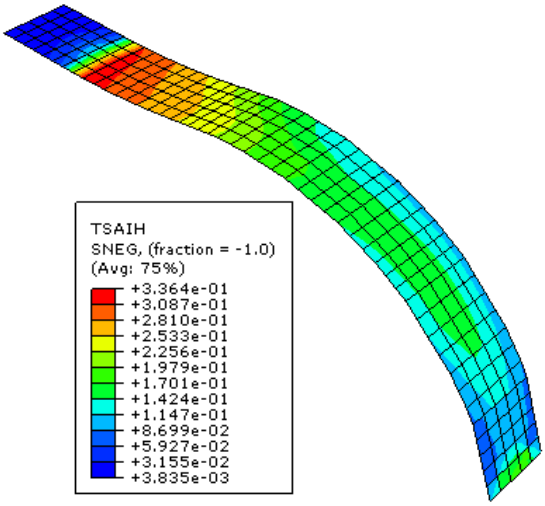
ขั้นตอนการวิเคราะห์โครงสร้างด้วยโปรแกรมสำเร็จรูปด้านไฟไนต์เอลิเมนต์มีดังนี้คือ จากรูปที่ 8 แสดงขั้นตอนการทำงานของ Python script โดยเริ่มจาก การป้อนข้อมูลของอากาศยานในโปรแกรมที่เขียนขึ้นจากผู้วิจัยโดยภาษาไพธอน แล้วทำการอ่านโปรแกรมภาษาไพธอน โดยโปรแกรมสำเร็จรูปด้านไฟในต์เอลิเมนต์ เมื่อโปรแกรมสำเร็จรูปทำการวิเคราะห์แบบจำลอง (Model) ที่ได้จาก Script ก็จะได้ผลของการวิเคราะห์ในวงรอบแรก จากนั้นจะนำผลที่ได้มาวิเคราะห์เปรียบเทียบ กับค่าความเสียหายของวัสดุ และนำผลการเคลื่อนตัวในแนวแกน Y มาเปรียบเทียบกับ ระยะยุบตัว ที่กำหนดในเงื่อนไข ค่าเริ่มต้นหากไม่ผ่านเงื่อนไขกรณีใดกรณีหนึ่ง หรือทั้งสองกรณีก็จะทำการ วนในวงรอบที่สอง



รูปที่ 8 แผนภูมิแสดงการเขียน Scripting Interface ด้วยภาษา PYTHON (Application Programming Interface (API))

เมื่อทำการเปลี่ยนความหนาของแบบจำลอง แล้วทำการเปรียบเทียบข้อมูลอีกครั้งหนึ่ง ทำเช่นนี้เป็นวงรอบ จนกระทั่ง ผลการเปรียบเทียบวัสดุไม่เกิดความเสียหาย และระยะการเคลื่อนตัวของแบบจำลองไม่เกินระยะยุบตัวที่กำหนด โดยที่ภารกรรมในการวิเคราะห์ จะใช้ภารกรรมในกรณีของการลงจอดที่มีค่ามากที่สุด เมื่อได้ขนาดความหนาของขาล้อที่เหมาะสมแล้ว ก็จะทำการหารูปทรงเพื่อการผลิต (Configuration of manufacturing (Cm)) โดยจะเปลี่ยนแรงกระทำกับขาล้อ ในแบบจำลองเป็นแรงกระทำจาก Static loads และใช้พิกัดรูปทรงที่ต้องการจากลูกค้า (Configuration of customer (Cu)) ทำการวิเคราะห์แบบจำลองด้วยโปรแกรมสำเร็จรูปอีกครั้งหนึ่ง แล้วนำผลการเคลื่อนตัวของแบบจำลอง ขณะรับภารกรรมแบบสถิต เปรียบเทียบกับรูปทรงที่ลูกค้าต้องการ (Cu) นำค่าความแตกต่างที่ได้ ไปเพิ่มถ้าพิกัดการเคลื่อนตัวขณะรับภารกรรมน้อยกว่าพิกัดเริ่มต้นในจุดเดียวกันหรือลดค่าจากพิกัดรูปทรงกรณีพิกัดการเคลื่อนตัวขณะรับภารกรรมมากกว่าพิกัดเริ่มต้น ซึ่งจะเพิ่มหรือลดด้วยผลต่างที่คำนวณได้จนกระทั่งค่าความแตกต่างของรูปทรง เมื่อรับภารกรรม กับรูปทรงที่ลูกค้าต้องการสำหรับงานวิจัยนี้กำหนดให้มีค่าน้อยกว่า 1 mm ก็จะได้พิกัดรูปทรงเพื่อการผลิต จากรูปที่ 11 เป็นข้อมูลของพิกัดรูปทรงที่ลูกค้าต้องการ ที่ใช้ในงานวิจัยนี้ สำหรับเป็นค่าเริ่มต้นในการวิเคราะห์ และใช้เปรียบเทียบเพื่อหารูปทรงที่ใช้ในการผลิต จากรูปที่ 9 แสดงผลการวิเคราะห์ความเสียหายที่เกิดขึ้นเมื่อขาล้อรับภารกรรม สำหรับงานวิจัยนี้ ใช้ทฤษฎีความเสียหายของ Tsai-Hill theory เพราะจากเอกสารอ้างอิง[9] กล่าวไว้ว่ามีความยุ่งยากและราคาแพงในการทำ Biaxial test ซึ่งจะต้องใช้หาค่า F_{12} ในทฤษฎีความเสียหายของ Tsai-Wu และเนื่องจากในงานวิจัยนี้ใช้เส้นใยที่มี $\theta = 0^{\circ}$ ในงานวิจัย จะพิจารณาความเค้นที่เกิดขึ้นในเนื้อวัสดุเทียบกับค่าความเค้นสูงสุดที่วัสดุรับได้ (Tensile and compressive stress limits , Shear stress) สำหรับทฤษฎีนี้ จากสมการที่ (13) สมการด้านซ้ายมือ บวกลบกันแล้ว มีค่าไม่เกิน 1

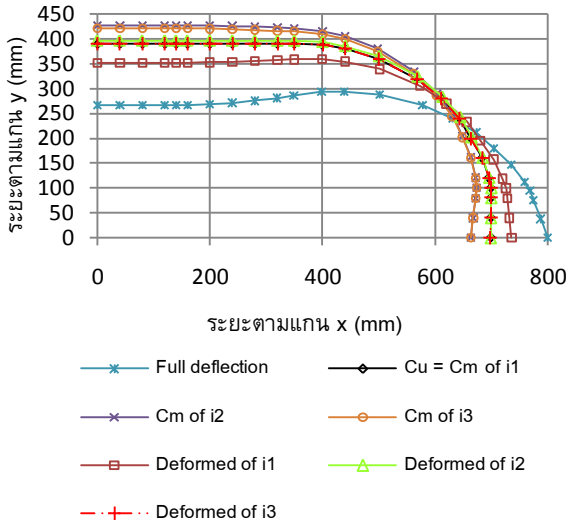
$$\frac{\sigma_1^2}{\mathrm{F}_1^2} + \frac{\sigma_2^2}{F_2^2} + \frac{\tau_6^2}{F_6^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{F_1^2} < 1 \qquad (13)$$



รูปที่ 9 ภาพแสดงการวิเคราะห์ความเสียหายของวัสดุผสมด้วยทฤษฎีของ Tsai-Hill

เมื่อ ตัวแปรต่างๆ ที่ใช้ในการทำนายความเสียหายได้แก่ longitudinal tensile strength, F_{1t} เมื่อ $\sigma_1 > 0$ longitudinal compressive strength, F_{1c} เมื่อ $\sigma_1 < 0$ transverse tensile strength, F_{2t} เมื่อ $\sigma_2 > 0$ transverse compressive strength, F_{2c} เมื่อ $\sigma_2 < 0$ และ in-plane shear strength, $F_6(F_{12})$ จากรูปที่ 10 แสดงผลการวิเคราะห์โครงสร้างของขาล้อในด้านการเคลื่อนตัว ของโครงสร้างเมื่อมีภารกรรมมากระทำ เส้น Full deflection ซึ่งจะได้จากการพิจารณาหาขนาดความหนา (Thickness consideration) ตามรูปที่ 8 เป็นรูปทรงของขาล้อ มีขนาดความหนาที่สามารถ รับภารกรรมสูงสุดและมีระยะเคลื่อนตัวตามแนวแกน Y ไม่เกินระยะยุบตัวของขาล้อที่กำหนด Cu = Cm of i1 เป็นเส้นแสดงรูปทรงที่ต้องการและรูปทรงเริ่มต้น

ในการวิเคราะห์หารูปทรงเพื่อการผลิตจากรูปที่ 10 ซึ่งเส้น Cm of i1 จะใช้ในการวิเคราะห์ด้วยโปรแกรมสำเร็จรูปด้านไฟไนต์เอลิเมนต์ในวงรอบที่หนึ่ง ส่วนในวงรอบที่สองคือเส้น Cm of i2 และวงรอบที่สามคือเส้น Cm of i3 ตามลำดับ สำหรับรูปทรง Cm of i2 และ Cm of i3 เป็นรูปทรงที่ได้จากการนำผลต่างของระยะเคลื่อนตัวของจุดที่พิจารณา (Node) เมื่อเคลื่อนตัวไปแล้ว(Deformed) ของวงรอบ

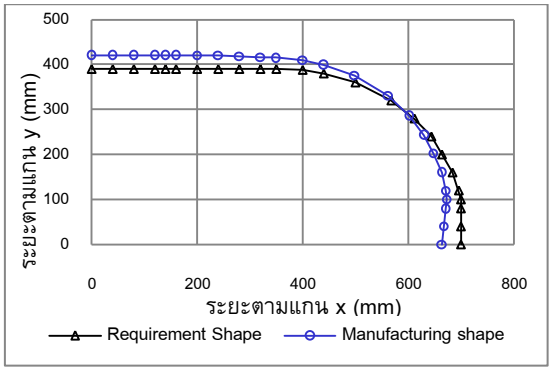


รูปที่ 10 ภาพแสดงการหารูปทรงเพื่อการผลิต (Cm)

ก่อนหน้านี้เทียบกับรูปทรงเริ่มต้น มาบวกกับค่าของรูปทรงเมื่อยังไม่เคลื่อนตัวในจุดเดียวกันในกรณีที่ระยะของจุดที่เคลื่อนตัวแล้วมีค่าน้อยกว่าระยะของรูปทรงเริ่มต้น หรือลบออกในกรณีที่ระยะของจุดที่เคลื่อนตัวมีค่ามากกว่า โดยพิจาณาขณะรับภารกรรมแบบสถิต ซึ่งจะทำการวิเคราะห์เป็นวงรอบจนกระทั่งระยะของจุดที่เคลื่อนตัวทุกๆ จุดที่พิจารณามีค่าอยู่ในเงื่อนไขที่กำหนด ในงานวิจัยนี้ใช้ค่าความแตกต่างไม่เกิน 1 mm. ผลสุดท้ายจะได้รูปทรง Cm of i3 เป็นรูปทรงสำหรับการผลิตที่ได้จากการวิเคราะห์ด้วยระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ ดังรูปที่ 11 Requirement Shape คือรูปทรงที่ต้องการ และ Manufacturing shape คือรูปทรงที่ใช้ในการผลิต

4. กระบวนการผลิตขาล้อ

จากเอกสารอ้างอิง[10] ได้อธิบายกระบวนการแบบต่างๆ ที่มีผลต่อค่า V_f (Fiber volume ratio) และคุณภาพ รวมถึงค่าใช้จ่ายและเครื่องมือ อุปกรณ์ที่ใช้ในการผลิต ผู้วิจัยเลือกใช้กระบวนการแบบ Liquid Molding ด้วยเทคนิค Vacuum Resin Infusion ซึ่งจะเริ่มโดยสร้างแกนต้นแบบเท่าขนาดจริงที่มีรูปทรงตาม Manufacturing shape ตามรูปที่ 11 หลังจากนั้น

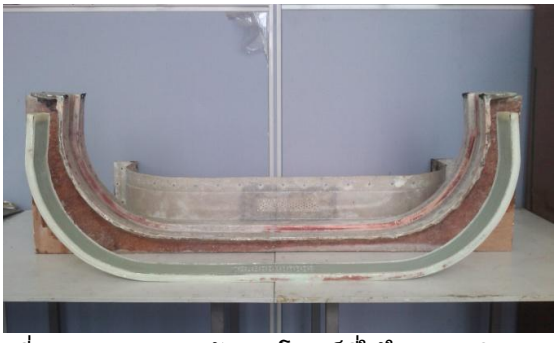


รูปที่ 11 ภาพแสดงรูปทรงเพื่อการผลิต (Cm) กับรูปทรงที่ต้องการ (Cu)



รูปที่ 12 ภาพการผลิตชิ้นงานด้วยเทคนิค Vacuum Resin Infusion

ทำโมลด์แบบปิด เมื่อได้โมลด์เรียบร้อยแล้วก็ทำการวางเรียงเส้นใยตามจำนวนชั้นที่ได้คำนวณไว้ แล้วปิดโมลด์ หลังจากนั้นทำการดูดอากาศออกจากโมลด์ด้วยเครื่องทำสูญญากาศ เมื่อภายในโมลด์เป็นสูญญากาศแล้วก็ทำการผสมเรซิ่นและนำท่อส่งเรซิ่นที่ติดตั้งเตรียมไว้กับโมลด์ มาดูดเรซิ่นเข้าไปในโมลด์ ซึ่งเครื่องทำสูญญากาศก็ยังคงดูดไปเรื่อยๆ จนเต็มตามปริมาตรที่คำนวณไว้ แล้วหยุดดูด ดังแสดงในรูปที่ 12 หลังจากนั้น ปล่อยให้แข็งตัวตามเวลาในตารางคุณสมบัติของเรซิ่น จึงแกะโมลด์ นำชิ้นงานออกดังรูปที 13

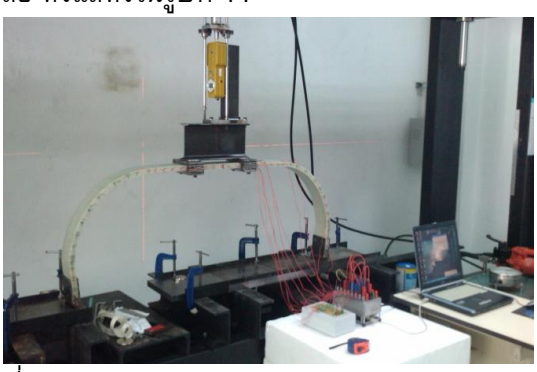


รูปที่ 13 ภาพของขาล้อและโมลด์ที่ใช้ในการผลิต

5. การทดสอบขาล้อ

สำหรับการทดสอบขาล้อนั้น จะทำการทดสอบขาล้อที่รับภารกรรมแบบสถิตย์ ซึ่งในการทดสอบผู้วิจัยใช้ภารกรรม 57.3%(180.53kg) ของภารกรรมแบบสถิตที่ใช้งานจริง(315kg) เนื่องจากเครื่องวัดแรง (Digital force gauge) สามารถวัดได้สูงสุด 200kg

ในการทดสอบจะใช้กระบอกไฮดรอลิคกดเพื่อใส่ภารกรรมให้กับขาล้อ แล้วทำการอ่านค่าของแรงที่กระทำ หลังจากได้ขนาดของแรงที่กำหนดแล้วก็ทำการบันทึกค่าการเคลื่อนตัวของจุดที่พิจารณา และค่า Strain จาก Strain gages ที่ได้ทำการติดตั้งไว้บนขาล้อ ดังแสดงในรูปที่ 14

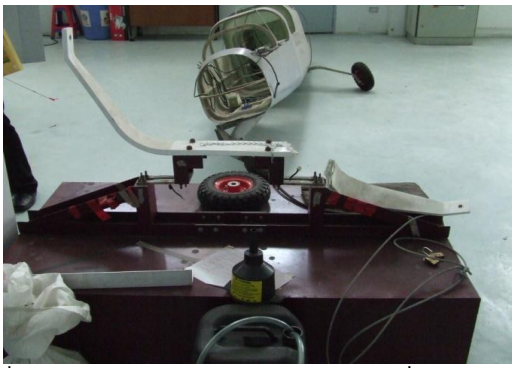


รูปที่ 14 ภาพแสดงการทดสอบขาล้อ

6. ผลการเปรียบเทียบกับชิ้นงาน

ชิ้นงานต้นแบบเป็นชิ้นงานที่ได้จาก โครงการวิจัยและพัฒนาอากาศยานไร้นักบินระหว่าง สวพ.กห. และ สกว.

6.1 การเปรียบเทียบความเสียหาย

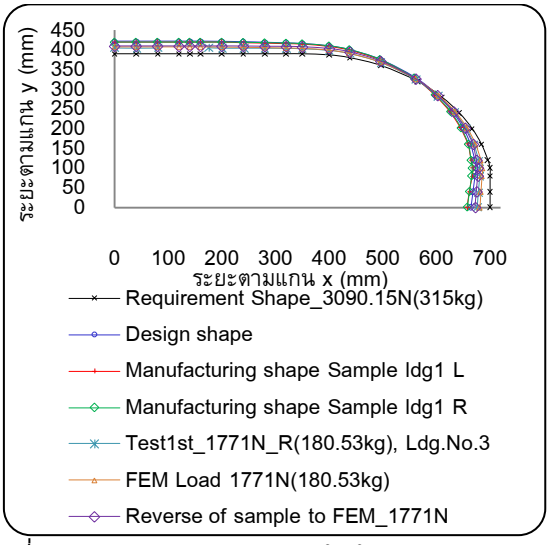


รูปที่ 15 ภาพความเสียหายของต้นแบบที่ทำการทดสอบเพื่อให้เกิดความเสียหาย

จากผลการวิเคราะห์ความเสียหายของวัสดุ ด้วยโปรแกรมไฟไนต์เอลิเมนต์ จากรูปที่ 9 จะเห็นได้ว่า

บริเวณจุดใกล้จุดยึดจะมีความเค้นมากที่สุด ซึ่งจะเกิดความเสียหายก่อนเมื่อเปรียบเทียบกับต้นแบบที่มีการทดสอบดังรูปที่ 15 ก็เกิดความเสียหายบริเวณใกล้จุดยึดเช่นเดียวกัน

6.2 ผลการทดสอบชิ้นงานที่ผลิตใหม่



รูปที่ 16 ผลการทดสอบการยุบตัวกับแบบจำลอง

จากรูปที่ 16 Requirement Shape_3090.15 (315kg) คือรูปทรงที่ต้องการเมื่อรับภารกรรมแบบสถิต เส้น Design shape คือ รูปทรงที่ใช้สำหรับผลิต เส้น Manufacturing shape Sample ldg1 L คือรูปทรงที่วัดจากชิ้นงานจริงข้างซ้าย เส้น Manufacturing shape Sample ldg1 R คือรูปทรงที่วัดจากชิ้นงานจริงข้างขวา เส้น Test1st_1771_R (180.53kg).Ldg.No.3 คือรูปทรงของขาล้อที่ทำการทดสอบด้วยแรงกด 180.53kg เส้น FEM Load 1771N(180.53kg) คือรูปทรงเมื่อเคลื่อนตัวไปแล้วที่ใช้คุณสมบัติของวัสดุและพิกัดจากรูปทรง Design shape มาจำลองด้วย FEM ที่แรงกด 180.53kg และเส้น Reverse of sample to FEM_1771N คือรูปทรงที่นำพิกัดจากรูปทรงที่ผลิตได้จริงเส้น Manufacturing shape Sample ldg1 R รวมถึง คุณสมบัติของวัสดุมาคำนวณย้อนกลับใน FEM โดยใส่แรง 180.53kg เพื่อเปรียบเทียบกับการทดสอบจริง

7. สรุปวิจารณ์ผล

กระบวนการออกแบบและสร้างขาล้อหลักในงานวิจัยนี้ เมื่อทราบน้ำหนักของอากาศยานและการวางตำแหน่งของขาล้อก็จะสามารถทำการคำนวณหาภารกรรมที่กระทำกับขาล้อได้ หลังจากนั้นทำการเลือกรูปทรงขาล้อที่ต้องการ แล้วนำรูปทรงที่ต้องการไปทำการวิเคราะห์หารูปทรงเพื่อการผลิตด้วย FEM แล้วทำการสร้างชิ้นงานตามที่ได้คำนวณไว้ จากขาล้อที่ผู้วิจัยผลิตได้ ปรากฏว่า ขนาดความหนาของขาล้อคลาดเคลื่อนโดยเฉลี่ย 1.6 mm. (8.21%) SD(Standard Deviation)=0.54 คือที่ออกแบบไว้ หนา 20 mm. ค่าเฉลี่ยที่ผลิตได้จริง 21.6 mm. จากรูปที่ 16 พิกัดรูปทรงที่ออกแบบกับผลิตได้จริง คือเส้น Design shape กับเส้น Manufacturing shape Sample ldg1 L และ Manufacturing shape Sample ldg1 R คาดเคลื่อนสูงสุด -6.47 mm. (-0.96%) SD=2.54 เมื่อเทียบกับค่าพิกัดที่ทำการพิจารณา เส้น FEM Load 1771N(180.53kg) คือรูปทรงที่ออกแบบจากการคำนวณด้วย FEM เมื่อเทียบกับเส้น Test1st_1771_R(180.53kg).Ldg.No.3 ซึ่งเป็นรูปทรงที่ได้จากการทดสอบชิ้นงานจริง มีความคลาดเคลื่อนสูงสุด 4.7 mm. SD=2.18 เปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อนสูงสุด 4.96% และจากการคำนวณย้อนกลับจากรูปทรงที่ผลิตได้จริงโดย FEM คือเส้น Reverse of sample to FEM_1771N กับ การทดสอบขาล้อจริงคือเส้นTest1st_1771_R(180.53kg).Ldg. No.3 รูปทรงมีความคลาดเคลื่อนสูงสุด -4.7 mm. SD=1.43 เปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อนสูงสุด 5.05%

จากผลการทดสอบและเปรียบเทียบจะเห็นได้ว่าค่าความคลาดเคลื่อนที่เกิดจากกระบวนการผลิต ที่มีความหนาของขาล้อมากกว่าที่ได้ออกแบบไว้ ในขณะที่จำนวนชั้นยังเท่าเดิม ทำให้ค่า Fiber volume ratio ลดลง คือ จากที่คำนวณในการออกแบบ เพื่อผลิตที่ความหนา 20 mm. จะได้ $V_f = 0.55$ เมื่อทำการคำนวณจากความหนาที่ผลิตได้ 21.6 mm. จะได้ $V_f = 0.51$ ซึ่งเมื่อทำการคำนวณค่าคุณสมบัติของวัสดุ จะได้ดังตารางที่ 1 ทำให้ชิ้นงานมีความแข็งแรงลดลงจะสังเกตุได้ จากการยุบตัวของเส้นที่วัดได้จากการทดสอบคือเส้น Test1st_1771_R (180.53kg).Ldg.No.3 จะมากกว่า เส้นที่ออกแบบไว้

ตารางที่ 1 ค่าความแตกต่างของคุณสมบัติของวัสดุที่คำนวณได้จากค่า V_f ที่ต่างกัน (หน่วยEและG: GPa)

V_f	E_1	E_2	ν_{12}	G_{12}	G_{13}	G_{23}
0.55	*41.68*	*10.2*	*0.28*	*3.8*	*3.8*	*3.4*
0.51	*38.9*	*9.3*	*0.29*	*3.5*	*3.5*	*3.1*

คือเส้น FEM Load 1771N(180.53kg) และจากความคลาดเคลื่อนของรูปทรงเกิดจากกระบวนการผลิตด้วยมือ ซึ่งมีความคลาดเคลื่อนสูงสุด -6.47 mm.

การใช้ API สำหรับการวิเคราะห์โครงสร้างร่วมกับโปรแกรมสำเร็จรูปด้านไฟไนต์เอลิเมนต์ ช่วยให้การวิเคราะห์มีความยืดหยุ่นในการการคำนวณเป็นวงรอบ

8. ข้อเสนอแนะ

ถ้าต้องการความแม่นยำในการผลิตชิ้นงานจะต้องควบคุมกระบวนการผลิตทุกขั้นตอนด้วยเครื่องมือที่มีความแม่นยำสูงในการผลิตโมลด์ เช่น เครื่อง CNC และโมลด์อาจเป็นโมลด์เหล็ก หรือวัสดุที่มีความแข็งแรง การวัดชิ้นงานในการทดสอบก็เช่นกัน ถ้าใช้เครื่องมือวัดที่มีความแม่นยำสูงอย่าง CMM ก็จะทำให้ความคลาดเคลื่อนในการวัดลดลงได้ แต่ค่าใช้จ่ายก็เพิ่มขึ้นด้วยอีกเช่นกัน

9. กิตติกรรมประกาศ

ขอขอบคุณกองวิชาวิศวกรรมอากาศยานและเทคโนโลยีการบิน โรงเรียนนายเรืออากาศและกลุ่มงานวิจัยโครงสร้างอากาศยานไร้นักบิน ที่เอื้อเฟื้อข้อมูล และชิ้นงานต้นแบบ ขอขอบคุณภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ บางเขน ที่เอื้อเฟื้อสถานที่และเครื่องมือในการทำวิจัย ขอขอบคุณภาควิชาวิศวกรรมวัสดุ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ บางเขน ที่ให้ความอนุเคราะห์ในการทดสอบวัสดุด้วยเครื่อง UTM ขอขอบคุณ ดร.พงศ์ธร พรมบุตร ที่ช่วยแนะนำในเรื่องการคำนวณ การผลิตและทดสอบวัสดุผสม ขอขอบคุณท่านอาจารย์ที่ปรึกษา น.อ.รศ.ดร.สมชาย หาญกล้า และ น.ท.ดร.ณัฐพล นิยมไทย ที่ช่วยให้คำชี้แนะในการทำงานวิจัยในครั้งนี้

10. เอกสารอ้างอิง

[1] Kshitij Shrotri, (2008). COMPOSITE SKID LANDING GEAR DESIGN INVESTIGATION, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology

[2] P. Kathirgamanathan and T. Neitzert. (2008). Optimal Process Control Parameters Estimation in Aluminium Extrusion for Given Product Characteristics, Proceedings of the World Congress on Engineering Vol II, July 2 - 4, London, U.K.

[3] Daniel P. Raymer, (1999). Aircraft Design: Aconceptual Approach, 3rd edition, ISBN: 1-56347-281-0, AIAA, Virginia.

[4] Ladislao Pazmany, (1986). Landing Gear Design for Light Aircraft, ISBN: 0-9616777-0-8, Pazmany Aircraft Corporation, Calif.

[5] Norman S. Currey, D.C. (1988). Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices, ISBN: 0930403-41-X, AIAA, Washington.

[6] Isaac M. Daniel and Ori Ishai, (2006). Engineering mechanics of composite materials, 2nd edition, ISBN: 978-0-19-515097-1, Oxford, New York.

[7] Daniel Gay, Suong V. Hoa, Stephen W. Tsai, D.C. (2003). Composite Materials, ISBN: 1-58716-084-6, CRC Press LLC, Washington.

[8] Ronald F. Gibson, (1994). Principles of Composite Material Mechanics, ISBN: 0-07-023451-5, McGraw-Hill, Singapore.

[9] Robert M. Jones, (1999). Mechanics Composite Materials, 3rd edition, ISBN: 1-56032-712-X, Taylor & Francis.

[10] B.T. Astrom, (1997). Manufacturing of Polymer Composites, 1st edition, ISBN: 0-421-81960-0, Chapman & Hall.