

การออกแบบ สร้าง และทดสอบโครงสร้างปีกของอากาศยานไร้คนขับระยะใกล้

Wing Structural Design construction and Testing of Closed Range UAV

สมชาย หาญกล้า กอบ พืชผา บุญเลิศ อังคารา ปริพนธ์ สุขพิมาย และคณะ

กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

171/1 ถนนพหลโยธิน แขวงคลองถนน เขตสายไหม กทม. 10220

E-Mail: somchai_ha@rtaf.mi.th

บทคัดย่อ

ในการกิจการบินลาดตระเวนและสำรวจหาข่าว ชิ้นส่วนสำคัญที่ทำให้อากาศยานเดินทางไปในอากาศได้คือปีก ดังนั้นงานวิจัยนี้ได้ทำการศึกษารูปแบบและการออกแบบปีกของอากาศยานไร้คนขับด้วยการออกแบบปีกอากาศยานเพื่อเลือกรูปทรงของแผนอากาศของปีก ทำการจำลองความแข็งแรงด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ พิจารณาเลือกวัสดุเชิงประกอบทั้งผ้าใยแก้ว ผ้าใยคาร์บอน โฟม และไม้บัลสา รวมทั้งการวางตัวของเส้นใยให้ตรงกับทิศทางในระบบอ้างอิงเฉพาะที่และรวม ภายใต้ทฤษฎีการเสียหายไซจู เมื่อได้แบบของปีกแล้วจึงสร้างปีก รวมทั้งการสร้างชุดทดสอบที่ประกอบด้วยตัวประกับและเสาแตรกสำหรับกระจายโหลดเพื่อทำการทดสอบโครงสร้างปีกตามมาตรฐาน EAA ดัดตั้งอุปกรณ์ตรวจวัดระยะการโก่งปีกอากาศยานที่สร้างสามารถรับภาระกรรมได้มากกว่าสามเท่าของน้ำหนักวิ่งขึ้นสูงสุด

คำสำคัญ: ปีก, อากาศยานไร้คนขับ, วิธีไฟไนต์เอลิเมนต์, ทฤษฎีการเสียหายไซจู

Abstract

In the surveillance and reconnaissance flight for information mission, the important part that makes the aircraft flying in the air is the wing. So, this research aims to design and testing a wing of an unmanned aircraft vehicle (UAV) using a conceptual design to determine a suitable shape of airfoil and a standard material testing system (MTS) respectively. It is previous to simulate the wing strength by the finite element method (FEM). The materials selected are glass fiber (GF) fabric carbon fiber (CF) fabric foam and balsa wood. The fibers direction must be ensured in the local and global coordinates system. In additional, the materials selection is also done by comparing the results from FEM computation under the Tsai-Wu criteria. The wing is then constructed by a manufacturer. The wing is attached by the adopted support on the material testing system (MTS), the wiffle tree kid to deliver the load from hydraulic and the digital gauges to measure the wing deflection. The value of wing strength obtained by testing is more than three time the maximum take-off weight.

Keywords: Wing, UAV, Finite Element Method, Tsai-Wu Criteria

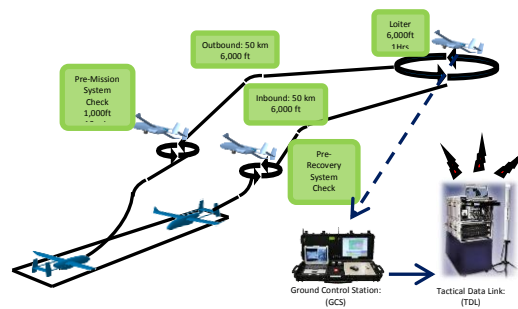
1. บทนำ

อากาศยานไร้คนขับมีหลายประเภท [1] กองทัพอากาศให้ความสำคัญต่อการวิจัยและพัฒนา ระบบอากาศยานไร้คนขับอย่างต่อเนื่อง ซึ่งจะเป็น การลดการนำเข้าจากต่างประเทศอีกหนทางหนึ่ง รวมทั้งการสร้างนวัตกรรมเพื่อสนับสนุนการ ปฏิบัติภารกิจของกองทัพอากาศบนพื้นฐานการ พึ่งพาตนเองอันเนื่องมาจากการจัดหาอากาศยาน ไร้คนขับที่มีพิสัยการบินในระยะใกล้ กลาง และ ไกล ตลอดจนทุกระดับความสูงเพื่อนำเข้า ประจำการ [2] จะต้องใช้งบประมาณสูง ดังนั้นการ ดำเนินการวิจัยและพัฒนาอากาศยานไร้คนขับ ต้นแบบสำหรับปฏิบัติการทางยุทธวิธี (Close Range Tactical UAV) เป็นภารกิจส่วนที่ 4 ของ โครงการวิจัยและพัฒนาอากาศยานไร้คนขับทาง ยุทธวิธีระยะประชิด [3] จะเป็นการเตรียมความพร้อมทั้งด้านบุคลากร การถ่ายทอดเทคโนโลยีใน การออกแบบ วิเคราะห์ สร้าง และทดสอบการบิน โดยสามารถพึ่งพาตนเองสามารถสนับสนุนภารกิจ ระดับยุทธวิธีบรรลุเป้าหมายของยุทธศาสตร์ เสริมสร้างสมรรถนะความพร้อมในการป้องกัน ประเทศตามวิสัยทัศน์กองทัพอากาศอย่างเป็น รูปธรรม อีกทั้งโครงการวิจัยนี้ได้มุ่งเน้นหาแนว ทางการพัฒนาเพิ่มขีดความสามารถของการวิจัย และพัฒนาระบบต่าง ๆ ของอากาศยานไร้คนขับ เพื่อให้ได้อากาศยานไร้คนขับต้นแบบสำหรับ ปฏิบัติการตรงตามความต้องการของผู้ใช้งาน โดย เน้นการพัฒนาระบบต่าง ๆ ที่ไม่ซับซ้อน ง่ายต่อ การนำไปใช้งาน รวมถึงการสร้างองค์ความรู้ด้าน อากาศยานไร้คนขับอย่างเป็นระบบซึ่งจะเป็น พื้นฐานสำคัญในการมุ่งสู่ความเป็นเลิศด้าน อากาศยานไร้คนขับของโรงเรียนนายเรืออากาศ นวามินทกษัตริยาธิราชในอนาคต เพื่อให้บรรลุ วัตถุประสงค์ของโครงการคณะผู้วิจัยจึงสนใจใน การออกแบบ และสร้างปีกของอากาศยานไร้คนขับ

ระยะประชิดหรือระยะใกล้ให้น้ำหนักเบาทำด้วย วัสดุเชิงประกอบ [4] และทดสอบความแข็งแรงของ ปีกให้สามารถที่จะรับภาระกรรมตลอดเส้นทางการบินตามมาตรฐานทางด้านยุทธวิธีในระดับสากล

2. วิธีการดำเนินการวิจัย

2.1 กำหนดรูปแบบการบินโดยมีภารกิจ การบินถ่ายภาพวิดีโอส่งภาพแบบปัจจุบันกลับมาที่ ศูนย์การควบคุมได้นานหนึ่งชั่วโมงดังแสดงใน รูปที่ 1 และกำหนดสมรรถนะของอากาศยานไร้ คนขับตามตารางที่ 1



รูปที่ 1 รูปแบบการบิน

ตารางที่ 1 แสดงสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับ

Parameters	Units	Value
Take-off Speed	km/hr	> 75
Take-off Distance	m	> 150
Rate of Climb (avg.)	m/s	2
Cruise Speed (Max)	km/hr	> 185
Cruise Speed (Operation)	km/hr	> 110
Loiter Speed	km/hr	> 90
Landing Distance	m	> 150
Payload Weight	kg	> 10
Maximum Takeoff Weight	kg	< 40

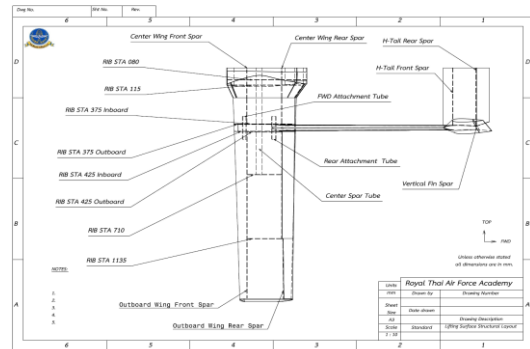
2.2 การเลือก NACA ของหน้าตัดแพนอากาศ และการหาขนาดของปีกโดยใช้โปรแกรมสำเร็จรูปของแนวคิดการออกแบบอากาศยานเบื้องต้น คณะวิจัยได้พัฒนาไว้ใช้เอง [5] โดยใส่ข้อมูลเกี่ยวกับค่าตัวแปรต่าง ๆ ที่แสดงไว้ในตารางที่ 1 ผลการคำนวณทำให้ต้องเลือก NACA 65₂415 ซึ่งเป็นหน้าตัดแพนอากาศแบบอสมมาตร [6] ซึ่งทำให้เกิดแรงยกสูงได้ที่มุมปะทะสูง นอกจากนี้ความหนาของแพนอากาศ 15 เปอร์เซ็นต์ของเส้นชยช่วยให้อุปกรณ์แพนอากาศมีขนาดใหญ่เหมาะสมสำหรับอากาศยานที่ต้องมีน้ำหนักบรรทุกมาก ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูง ($C_{Lmax} = 1.4$) ที่เลขเรย์โนลด์เท่ากับ 3 ล้าน การกรรมได้จากความกดดันของกระแสอากาศที่ความเร็วลว่งหล่น และระยะทางร่อนลง จากการคำนวณพบว่าภาระกรรมกระทำต่อปีกเป็น 306 N/m^2 ทำให้ปีกต้องมีพื้นที่ 0.967 m^2 โดยโครงการนี้เลือกใช้พื้นที่ปีกเพียง 0.93 m^2 เลือกปีกให้สามารถบินขึ้นได้เมื่อน้ำหนักบรรทุกรวมเป็น 40 kg รวมทั้งต้องทดสอบความแข็งแรงด้วยแรงเป็น 3 เท่าของน้ำหนักบรรทุกรวม รูปร่างของปีกที่ได้มีลักษณะดังแสดงในรูปที่ 2



รูปที่ 2 ปีกโดยใช้โปรแกรมสำเร็จรูป

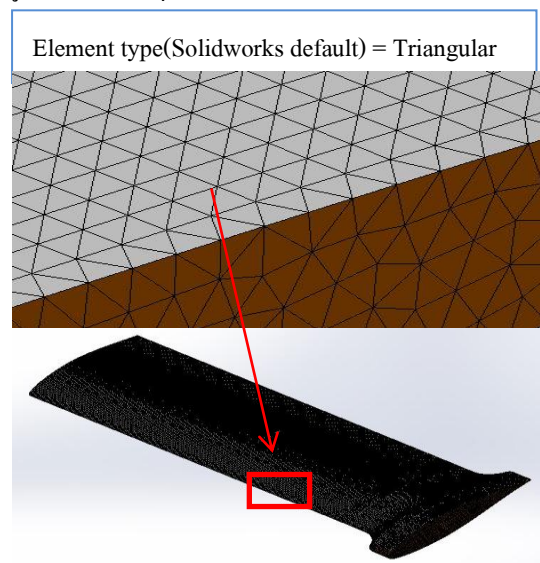
2.3 เมื่อได้แบบของปีกแล้วจึงวิเคราะห์การสร้างปีกโดยแบ่งเป็นสองส่วนหลักคือปีกหลักและตัวปีก ซึ่งทั้งสองส่วนนี้จะต้องประกบเข้าของมุมที่มีไว้สำหรับยึดแพนอากาศและหางเสือ โดยมีท่ออูมิเนียมเป็นแกนกลางที่ตำแหน่งหนึ่งในสี่ของชยและมีรูอีกสองรูไว้ใส่แกนรองทำด้วยอูมิเนียมเช่นกัน ทั้งสองแกนรองมีไว้กันขา

ของมุมและปีกไม่ให้มุมได้มีรายละเอียดดังแสดงในรูปที่ 3



รูปที่ 3 ส่วนประกอบของปีก

2.4 ทำการจำลองแบบด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ โดยเริ่มจากการทดสอบเอลิเมนต์เซลล์และศึกษาเปรียบเทียบวัสดุเชิงประกอบที่ใช้มีผ้าเส้นใยแก้ว และ ผ้าเส้นใยคาร์บอนเป็นวัสดุเสริมแรง โดยเลือกใช้กาอียพอกซีเป็นตัวประสาน เพื่อคุณสมบัติทางของเส้นใย ความแม่นยำ ความแข็งแรง และราคา พบว่าผ้าคาร์บอนคอมโพสิตแข็งแรงกว่าผ้าใยแก้วคอมโพสิต แต่ผ้าคาร์บอนคอมโพสิตมีราคาแพงกว่า จึงนำปีกที่ได้จากแนวคิดการออกแบบเบื้องต้นมาทำการจำลอง เริ่มด้วยแบ่งปีกด้วยเอลิเมนต์เซลล์ชนิดสามเหลี่ยมที่มี 3 โหนด (Shell-2D) [7] เพราะสามารถปรับเข้ารูปได้ดังแสดงในรูปที่ 4 และวัสดุแบบลามิเนตในแต่ละชั้น [8]



รูปที่ 4 การแบ่งโครงสร้างของปีกด้วยเอลิเมนต์เซลล์แบบสามเหลี่ยม

2.5 การเลือกวัสดุ วัสดุที่เลือกใช้เป็นผ้าถักด้วยเส้นใยเป็นแบบลายขัดธรรมดา [9] เพราะจะขัดกันแน่นกว่าผ้าถักลายแบบอื่น และจากการศึกษาวิจัยทิศทางการวางผ้าถักผสม [10] นั้น จะวางเส้นใยไปในทิศที่ต้องรับแรงในแนวแกนยาวของปีกเป็นหลัก ดังนั้นในโปรแกรมสำเร็จรูปจะได้ค่ามอดุลัสความยืดหยุ่น [11] ของใยแก้วเป็นหลัก ดังแสดงในตารางที่ 2 ให้สอดคล้องในแต่ละชั้นดังแสดงในตารางที่ 3 เพราะมีราคาถูก และเสริมความแข็งแรงด้วยใยคาร์บอนในตำแหน่งของงอปีก ทำการยึดที่ปีกหลักให้เป็นจริงมากที่สุด

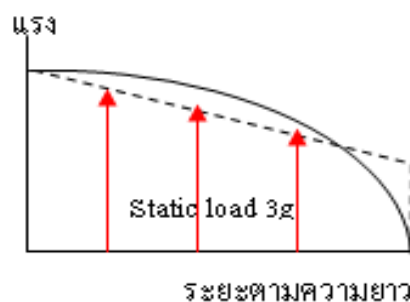
ตารางที่ 2 แสดงค่ามอดุลัสความยืดหยุ่น

ค่ามอดุลัส/วัสดุ (ผ้า)	CF (GPa)	FG (GPa)	Balsa (GPa)	foam (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

ตารางที่ 3 แสดงรายละเอียดทิศของผ้าคอมโพสิต

วัสดุ มุม หนา (mm)	ชั้นที่ 1	ชั้นที่ 2	ชั้นที่ 3	ชั้นที่ 4	ชั้นที่ 5
ผิว	ใยแก้ว 90° 0.25	ใยแก้ว 0° 0.25	โฟม 90° 2	ใยแก้ว 0° 0.25	ใยแก้ว 90° 0.25
กึ่งปีก	ใย คาร์บอน 90° 0.25	ใย คาร์บอน 0° 0.25	ไม้บัลซา 90° 3	ใย คาร์บอน 0° 0.25	ใย คาร์บอน 90° 0.25
สเปา	ใย คาร์บอน 90° 0.25	ใย คาร์บอน 0° 0.25	ไม้บัลซา 90° 5	ใย คาร์บอน 0° 0.25	ใย คาร์บอน 90° 0.25

2.6 การประมาณการกระจายของความดันเหนือปีก และได้ปีกถูกแปลงมาเป็นแรงเทียบเท่าแบบวงรี (L^e) ดังแสดงในรูปที่ 5 แล้วถูกแปลงต่อเป็นแรงกระจายแบบสี่เหลี่ยมคางหมู (L^t) ดังแสดงในรูปที่ 5 โดยวิธีของชเรนค์ (L^s) [12] ตามสมการที่ 1 2 และ 3 ตามลำดับ



รูปที่ 5 รูปแบบของการประมาณแบบวงรี และแบบสี่เหลี่ยม

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

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

$$L^s = \frac{L^e + L^t}{2} \quad (3)$$

โดยที่

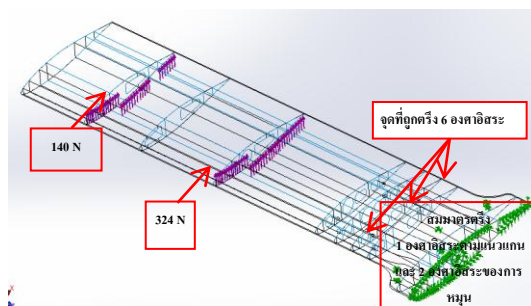
L คือ แรงยกของปีก

b คือ ความยาวของปีก

y คือ ระยะตามความยาวของปีก

λ คือ ความเร็วของปีก

นำการกรรแบบกระจายมาใส่ที่ตำแหน่งของ
เสาแตรดังแสดงในรูปที่ 6 ทำการจำลองความ
แข็งแรงโดยใช้การกรรมีค่าจากหนึ่ง สอง และ
สามเท่าของน้ำหนักของอากาศยานฯ ตามมาตรฐาน
EAA ด้วยโปรแกรมไฟไนต์เอลิเมนต์สำเร็จรูป
(SOLIDWORKS Simulation) เพื่อหาภาระการ
เคลื่อนตัวและการหมุนทั่วไปซึ่งเป็นผลลัพธ์ที่ได้
จากการแก้ระบบสมการของสมการและตัวไม่
ทราบค่าจำนวนมาก [7] ตามสมการที่ 4 ที่ได้รับ
ความอนุเคราะห์จากกองสนับสนุนการวิจัย
ยุทธโธปกรณ์ ศูนย์วิจัยพัฒนาวิทยาศาสตร์
เทคโนโลยีการบินและอวกาศ กองทัพอากาศ



รูปที่ 6 ตำแหน่งของการกรรและจุดที่ต้องกรร
ในการจำลองแบบของปีก

$$[K]\{U\} = \{F\} \quad (4)$$

โดยที่

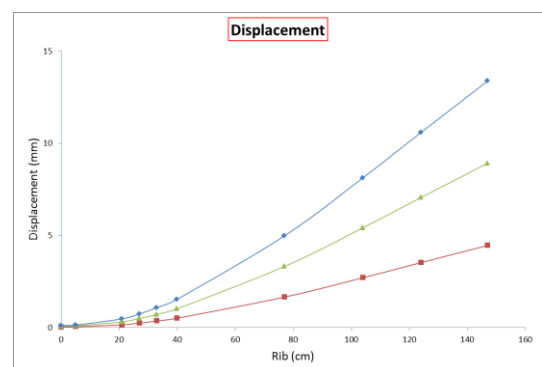
[K] คือ เมทริกซ์สติฟเนสรวมของทุกเอลิ
เมนต์ของปีก

{U} คือ เวกเตอร์ของภาระการเคลื่อนตัว
และการหมุนของแต่ละโหนดบนปีก

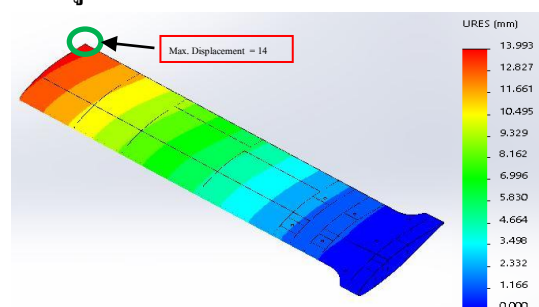
{F} คือ เวกเตอร์ของแรงและโมเมนต์ของ
แต่ละจุดบนปีก

3. ผลการวิจัย

3.1 การจำลองแบบเพื่อดูความแข็งแรงด้วย
โปรแกรมไฟไนต์เอลิเมนต์สำเร็จรูปของครึ่งหนึ่ง
ของปีก (เนื่องจากความสมมาตรของปีก) ซึ่ง
แบ่งย่อยเป็น 130,663 เอลิเมนต์ มี 259,030 โหนด
และมี 6 องศาอิสระหรือระยะการเคลื่อนตัวและการ
หมุนที่ไม่ทราบค่าของแต่ละโหนด ใส่การกรรเป็น
20 kg 40 kg และ 60 kg ตามลำดับ โดยงานทั้งหมด
ทำด้วยเครื่องคอมพิวเตอร์แบบพกพา ค่าตอบที่ได้มี
ภาระการโก่งสูงสุดเป็น 14 mm สำหรับการกรร
60 kg (3 เท่าของน้ำหนักวิ่งขึ้นสูงสุด) ดังแสดงใน
รูปที่ 7 และ 8 และความเค้นสูงสุดที่เกิดขึ้นดังแสดง
ในรูปที่ 9 ยังอยู่ภายในเส้นกราฟความเค้นของ
ทฤษฎีการเสียหายไซจู [13] ตามสมการที่ 5



รูปที่ 7 ภาระการโก่ง ณ ตำแหน่งของกองปีก



รูปที่ 8 แถบสีของภาระการโก่ง

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j \geq 1 \quad (5)$$

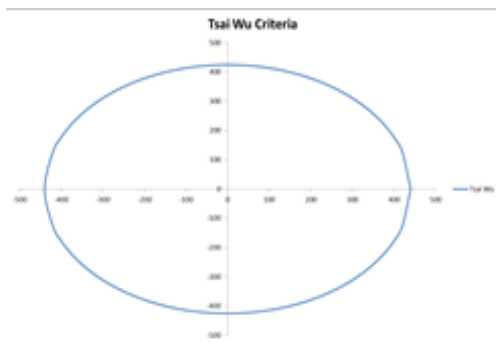
โดยที่

F_i, F_{ij} คือ ค่าความเค้นสูงสุดของลามิनाซึ่ง

สัมพันธ์กับ σ_i และ σ_{ij} ตามลำดับ

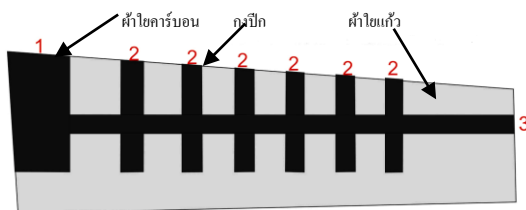
σ_i คือ ความเค้นปกติสูงสุดในทิศ i

σ_{ij} คือ ความเค้นเฉือนสูงสุดในทิศ i จาก
แรงในทิศ j



รูปที่ 9 เปรียบเทียบความเค้นสูงสุดที่เกิดในปีกกับ
กราฟทฤษฎีการเสียหายของไซวู

3.2 การสร้างปีก โดยใช้ผลที่ได้รับจาก
การจำลองแบบฯ สร้างความเชื่อมั่นว่าปีกได้รับการ
ออกแบบดี และแข็งแรงพอที่จะรับการกรรรมได้
มากกว่า 3 เท่าของน้ำหนักวิ่งขึ้นของอากาศยาน
ไร้คนขับ ดังนั้นจึงได้สร้างปีกตามที่ออกแบบไว้
ดังแสดงในรูปที่ 10 แล้วนำไปอบ



รูปที่ 10 การวางเส้นใยเควและใยคาร์บอน
คอมโพสิต

3.3 การทดสอบความแข็งแรงของปีก นำ
ปีกที่ได้มาติดตั้งกับชุดทดสอบวัสดุ (MTS) ติดตั้ง

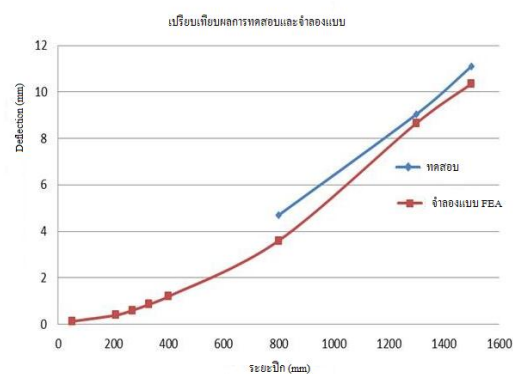
เสาเพื่อถ่ายแรงไปที่ตำแหน่งที่ได้คำนวณไว้
รวมทั้งอุปกรณ์ที่จำเป็นในการเก็บค่าระยะการโก่ง
3 จุดบนปีก ดังแสดงในรูปที่ 11 และระยะการโก่งที่
วัดได้ดังแสดงในตารางที่ 4 รวมทั้งการเปรียบเทียบ
ผลการทดสอบและจำลองแบบด้วยไฟไนต์เอลิเมนต์
ดังแสดงในรูปที่ 12



รูปที่ 11 ปีกติดตั้งบนชุดทดสอบวัสดุ (MTS)

ตารางที่ 4 แสดงระยะการโก่งที่จุดบนปลายปีก

ระยะจากกลางปีก (mm)	800	1,300	1,500
ผลการทดสอบ	4.70	9.04	11.10
ผลการจำลองแบบ	3.60	8.65	10.35
ผลต่างเป็นร้อยละ	23.4	4.3	6.8



รูปที่ 12 กราฟเปรียบเทียบระยะการโก่ง

4. วิจัยผลการวิจัย

การออกแบบปีกอากาศยานไร้คนขับระยะ
ประชิดด้วยโปรแกรมสำเร็จรูปที่สร้างขึ้นเองเพื่อให้
ปฏิบัติการกิจได้ตามต้องการเป็นแบบ NACA
65₂415 เมื่อได้น้ำหนักคานอากาศและขนาดของปีก

แล้ว ได้ทำการจำลองแบบความแข็งแรงของ
ครึ่งหนึ่งของปีกด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์นอกจาก
จะทำให้ทราบระยะการโก่งตัว และความเค้นสูงสุด
ล่วงหน้าก่อนสร้างแล้วยังทำให้ทราบว่าความเค้นที่
เกิดขึ้นในเนื้อวัสดุของปีกนั้นยังมีย่านน้อยกว่าความ
เค้นจำกัดในทุกทิศทางตามทฤษฎีการเสียหายของ
ไซวู จากนั้นได้ทำการสร้างแม่พิมพ์ และสร้างปีก
ตามที่ออกแบบไว้ ผลการทดสอบและการจำลอง
แบบมีความแตกต่างกันโดยไม่มีนัยสำคัญ สาเหตุที่
ทำให้ระยะการโก่งของปีกที่สร้างมีค่ามากกว่าผล
การการจำลองแบบเกิดเนื่องจากวัสดุที่ใช้รองกัน
ไม่ให้ผิวนอกของปีกที่เป็นไฟเบอร์กลาสสัมผัสกับ
ตัวประทับโดยตรง มีการยุบตัวลงในบริเวณปีก
หลักที่อยู่บนแท่นยึด และตัวประทับที่ยึดเสาแทรก
ไว้ อย่างไรก็ตามปีกนี้ยังคงมีความแข็งแรงรับการ
กรรมได้ถึง 3 เท่าตัวของน้ำหนักบรรทุกรวม
เป็นไปตามมาตรฐานการออกแบบอากาศยาน
ขนาดเบา (EAA)

5. สรุปผลการวิจัย

การออกแบบ การจำลองแบบ สร้าง และ
ทดสอบปีกอากาศยานไร้คนขับดังกล่าวมานี้
ได้เลือกใช้ NACA ที่เหมาะสมกับภารกิจนี้ และเมื่อ
เปรียบเทียบผลการจำลองแบบความแข็งแรงของ
ปีกด้วยโปรแกรมสำเร็จรูปไฟไนต์เอลิเมนต์กับผล
การทดสอบเชิงกลพบว่าปีกมีความแข็งแรง
ปลอดภัย และได้มาตรฐานของ EAA จากการ
จำลองแบบพบว่าความเค้นบางแห่งมีค่าน้อยมาก
ทำให้สามารถสามารถลดความหนา หรือเจาะเพื่อ
เอาเนื้อของวัสดุออกได้ ถ้าหากเปลี่ยนรูปแบบ
ภารกิจแล้วปีกนี้อาจจะไม่เหมาะสม

6. กิตติกรรมประกาศ

ขอขอบคุณกองทัพอากาศไทยที่ให้ทุน
วิจัย และ กองสนับสนุนการวิจัยยุทธโศปกรณ์
ศูนย์วิจัยพัฒนาวิทยาศาสตร์เทคโนโลยีการบินและ

อวกาศ กองทัพอากาศที่ช่วยให้งานนี้ดำเนินการ
สำเร็จด้วยความเรียบร้อย

7. เอกสารอ้างอิง

- [1] จินตสิทธิ์ ประวิตร ณ อุททยา. แนวคิดการ
เรียกชื่ออากาศยานไร้คนขับของหน่วยงาน
ต่าง ๆ. วารสารวิชาการนายเรืออากาศ, 11(11):
37-43, 2558.
- [2] ปริพนธ์ สุขพิมาย และคณะ. โครงการวิจัยและ
พัฒนาอากาศยานไร้คนขับยุทธวิธีระยะ
ประชิด. ประชุมวิชาการระดับชาติ “นายเรือ
วิชาการ 58”. 26 -28 สิงหาคม 2558. สัตหีบ
ชลบุรี, 2558.
- [3] ตรีทศ สนแจ้ง. ยุทธศาสตร์กองทัพอากาศปี
2558, 2558.
- [4] D.GAY. **Matériaux Composites**. 6th Ed.,
Paris: Lavoisier Hermès, 2015.
- [5] ณัฐพล นิยมไทย. โปรแกรมสำเร็จรูปการแผน
แบบอากาศยาน Paksin. โครงการวิจัยและ
พัฒนาอากาศยานไร้คนขับ สกว. และสวพ.ภท.,
2547.
- [6] D.P. Raymer. **Aircraft Design:A Conceptual
Approach**. Washington D.C.: AIAA Inc.,
1992.
- [7] O.C. Zienkiewicz and others. **The Finite
Element Method Set**. 6th Ed. Vol.2. Elsevier
Ltd., 2005.
- [8] E.Careera. **Theories and Finite Elements for
Multilayered, Anisotropic, Composite
Plates and Shells**. Arch. Comput. Meth.
Engng, 9(2): 87-140, 2002.
- [9] วีระศักดิ์ อุดมกิจเดชา. **อุตสาหกรรมสิ่งทอ
ไทย**. กรุงเทพมหานคร: โรงพิมพ์แห่ง
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย, 2544.

- [10] จักรินทร์ สุนสิน และคณะ. การทดสอบโมเมนต์ดัดเพื่อหาสมบัติทางกลของไม้อัดสำหรับโครงสร้างแซนด์วิชผสมระหว่างไม้อัดกับกระดาษรังผึ้ง. Me-Nett 2013. 16 – 18 ตุลาคม 2556 . พัทยา ชลบุรี, 2556.
- [11] <http://www.fiberglassindustries.com>. สืบค้นเมื่อ 22 มิถุนายน 2559.
- [12] O.Schrenk. **Schrenk's Method Distributed Load A Simple Approximation Method for Obtaining the Spanwise Lift Distribution.** NACA. Washington D.C., 7(4): 118-120, 1940.
- [13] Pedro Ponces Camanho. **Failure Criteria for Fibre-Reinforced Polymer Composites.** DEMEGI, 2002.