



รายงานการวิจัย

เรื่อง

เครื่องบินพลังมนุษย์
Human-powered Aircraft

ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.ชโลธร ธรรมแท้

ได้รับทุนอุดหนุนการวิจัยจาก

กองทุนนวัตกรรมและสิ่งประดิษฐ์สมเด็จพระเทพรัตนราชสุดาฯ สยามบรมราชกุมารี

มิถุนายน 2568



รายงานการวิจัย

เรื่อง

เครื่องบินพลังมนุษย์ Human-powered Aircraft

คณะผู้วิจัย

หัวหน้าโครงการ

ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.ชโลธร ธรรมแท้
สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ได้รับทุนอุดหนุนการวิจัยจาก
กองทุนนวัตกรรมและสิ่งประดิษฐ์สมเด็จพระเทพรัตนราชสุดาฯ สยามบรมราชกุมารี
มิถุนายน 2568

คำนำ

การออกแบบและสร้างอากาศยาน 1 ลำ จะช่วยให้เกิดองค์ความรู้และพัฒนาวงการการบินของประเทศไทยได้มากขึ้น ในระดับมหาวิทยาลัยการออกแบบและสร้างอากาศยานอาจต้องเลือกหัวข้อให้สามารถทำได้จริงโดยฝีมือของนักศึกษา อากาศยานพลังมนุษย์ (Human Powered Aircraft, HPA) เป็นหัวข้อหนึ่งที่จะสามารถออกแบบและผลิตขึ้นได้จริงในมหาวิทยาลัย อย่างไรก็ตาม HPA ไม่ใช่เรื่องใหม่ เนื่องจากการทำสำเร็จแล้วในอดีตตั้งแต่ปี ค.ศ. 1977 โดยอาศัย ความกว้างของปีกที่ยาวมากช่วยให้เกิดแรงยกเพียงพอที่ความเร็วต่ำ แต่มีข้อเสียตามมาคือปีกจะแอ่นเกิดการกระพือและสั่นสะเทือน มีโอกาสชนพื้นได้ง่ายเมื่อมีลมปะทะด้านข้าง หรือขณะทำการเลี้ยวด้วยการเอียงปีก ปีกที่ใหญ่ขนาดนี้ยังมีผลต่อสถานที่ทำการบินที่ต้องกว้างมากเพียงพอ ต้องใช้คนพุงปีกขณะเครื่องบินขึ้น-ลง ดังนั้นเครื่องบินพลังมนุษย์จึงใช้ในการแข่งขัน หรือ สร้างสถิติ เท่านั้น

แนวทางในการวิจัยให้เครื่องบินพลังมนุษย์สามารถใช้งานได้จริง คือทำให้โครงสร้างกระต๊อด มีความ rigid มากขึ้น ขณะที่ยังคงความแข็งแรงและเบา ซึ่งสามารถทำได้โดยนำเอาหลักการของเครื่องบินปีก 2 ชั้นมาใช้ เครื่องบินปีก 2 ชั้นแม้จะทำให้ปีกมีขนาดที่สั้นลง แต่จะมีผลเสียตามมาคือ ปัญหาการสูญเสียที่ปลายปีก (Tip loss) จึงเกิดแนวคิดของปีกที่ไม่มีปลายหรือที่เรียกว่า ปีกกล่อง (Box-wing) ด้วยลักษณะของปีกกล่องจะช่วยให้ปีกสั้นลง โครงสร้างแข็งแรงขึ้น สามารถติดฐานล้อที่บริเวณปีกได้ จึงทำให้หลักการนี้ช่วยให้เครื่องบินพลังมนุษย์สามารถใช้งานจริงได้มากขึ้น

งานวิจัย Box-wing Human-Powered Aircraft ในครั้งนี้จึง มีนวัตกรรมใหม่ เป็นความท้าทายให้กับนักศึกษาของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ให้ได้ร่วมสร้างอากาศยานในระดับอุดมศึกษา



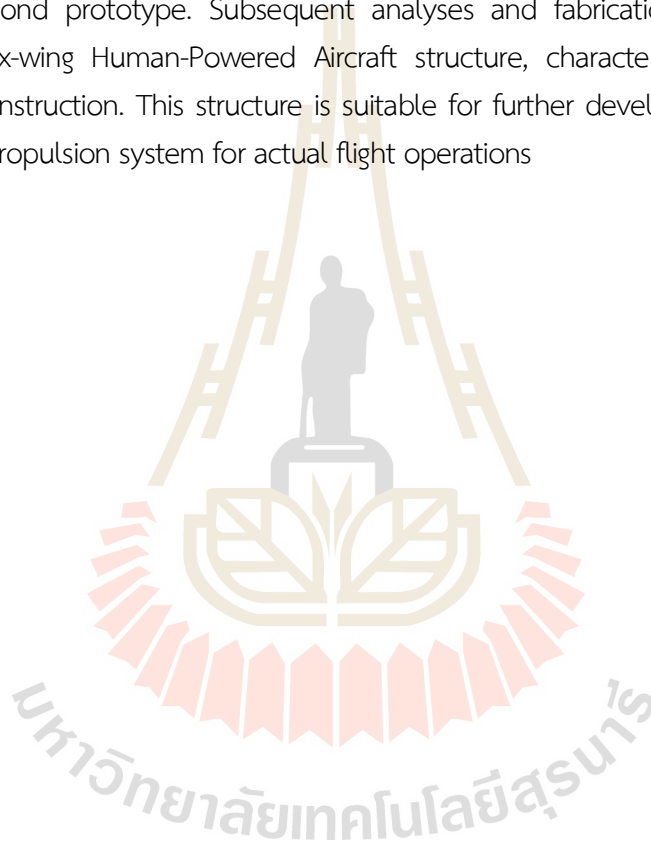
บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้วัตถุประสงค์เพื่อออกแบบและสร้าง อากาศยานพลังมนุษย์ ซึ่งมีโครงสร้างแบบปีกกล่อง (Box-wing Human-Powered Aircraft) กระบวนการออกแบบเป็นไปตามหลักการออกแบบอากาศยาน มีการใช้ Finite Element Analysis (FEA) ช่วยวิเคราะห์ความแข็งแรงโครงสร้าง ซึ่งต้องทำ validation ผลจาก FEA กับ การทดสอบจริงควบคู่กัน เพื่อให้เกิดความถูกต้องของการวิเคราะห์ด้วย FEA อากาศยานพลังมนุษย์ได้ออกแบบและผลิต พบกับปัญหาในการประกอบโครงสร้างจากรูปแบบที่ 1 จึงทำการวิเคราะห์ปัญหาและหาแนวทางในการออกแบบใหม่จนเกิดรูปแบบที่ 2 จึงได้วิเคราะห์และผลิตโครงสร้างอีกครั้ง จนได้โครงสร้างอากาศยานพลังมนุษย์ชนิดปีกกล่องที่สมบูรณ์ มีความแข็งแรง น้ำหนักเบา เหมาะจะนำไปพัฒนาต่อในการติดตั้งชุดขับเคลื่อนเพื่อทำการบินต่อไป



Abstract

This research aims to design and build a Human-Powered Aircraft (HPA) with a Box-wing structure. The design process follows fundamental aircraft design principles and employs Finite Element Analysis (FEA) to evaluate structural strength. To ensure the accuracy of FEA analysis, validation through comparison between simulation results and actual experimental tests is conducted. The initial design and construction of the aircraft encountered assembly issues in the first prototype. These issues were analyzed, leading to a revised second prototype. Subsequent analyses and fabrication resulted in a fully functional Box-wing Human-Powered Aircraft structure, characterized by strength and lightweight construction. This structure is suitable for further development, particularly in integrating a propulsion system for actual flight operations



กิตติกรรมประกาศ

โครงการวิจัย พัฒนานวัตกรรมและสิ่งประดิษฐ์ เรื่อง เครื่องบินพลังมนุษย์ สามารถสำเร็จลุล่วง
ไปด้วยดี ทั้งนี้ต้องขอบคุณ กองทุนนวัตกรรมและสิ่งประดิษฐ์ สมเด็จพระเทพรัตนราชสุดาฯ สยามบรม
ราชกุมารี และมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารีที่ให้ทุนสนับสนุนการทาส่งประดิษฐ์นี้

ชโลธร ธรรมแท้
มิถุนายน 2568



สารบัญ

หน้า

คำนำ.....	ก
บทคัดย่อ (ภาษาไทย).....	ข
บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ).....	ค
กิตติกรรมประกาศ.....	ง
สารบัญ.....	จ

บทที่ 1 บทนำ

1.1 ความสำคัญและที่มาของปัญหาที่ทำการวิจัย	1
1.2 วัตถุประสงค์ของโครงการ	1
1.3 คำสำคัญของเรื่องที่ทำการวิจัย (Keywords)	1
1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับและหน่วยงานที่นำผลการวิจัยไปใช้ประโยชน์	2
1.5 ระเบียบวิธีวิจัย	2
1.6 ขอบเขตของโครงการ	2
1.7 ระยะเวลาที่ทำการวิจัย	2
1.8 แผนการดำเนินงานตลอดโครงการ	3
1.9 งบประมาณของโครงการ	3

บทที่ 2 การทบทวนวรรณกรรม

2.1 อากาศยานพลังมนุษย์ (Human Powered Aircraft - HPA)	4
2.2 การแข่งขันอากาศยานพลังมนุษย์สำหรับนักศึกษา	6
2.3 อากาศยานปีกกล่อง (Box Wing)	7
2.4 การประยุกต์ใช้แนวคิดปีกกล่องกับอากาศยานพลังมนุษย์	9

บทที่ 3 การออกแบบขั้นต้น

3.1 เลือกวัสดุที่ใช้ในโครงสร้างอากาศยานพลังมนุษย์	11
3.2 การทดสอบคุณสมบัติเชิงกล และการวิเคราะห์ด้วย Finite Element Method	11
3.3 Airfoil NACA 4415	14
3.4 คำนวณโครงสร้างอากาศยาน	16
3.5 แบบ 3 มิติ โครงสร้างหลักของ Human Powered Aircraft	17
3.6 รายละเอียดการคำนวณการออกแบบอากาศยาน HPA	21

บทที่ 4 การออกแบบและผลิตโครงสร้าง

4.1 เลือกวัสดุที่ใช้ในโครงสร้าง Box Wing	29
4.2 เลือกแผนอากาศ (Airfoil) SD7062	29
4.3 คำนวณขนาดโครงสร้างปีกกล่อง	30
4.4 วิเคราะห์ด้วย Finite Element Analysis (FEA)	31
4.5 การขึ้นรูปชิ้นงานและสร้างชิ้นส่วนโครงสร้าง	31
4.6 การทดสอบโครงสร้างและการคำนวณด้วย Finite Element Method	33
4.7 การผลิตโครงสร้างปีกและลำตัว	41
4.8 บทสรุปการออกแบบและผลิตโครงสร้าง	45

บทที่ 5 การปรับปรุงโครงสร้าง

5.1 การออกแบบ Wing Spar	46
5.2 ชิ้นเชื่อมต่อโครงสร้าง	47
5.3 การเลือก Airfoil SD7062	47
5.4 การหุ้มผิวปีกด้วย Mylar Film	48
5.5 การออกแบบลำตัว (Fuselage)	49
5.6 ภาพรวมของการประกอบโครงสร้าง	49
5.7 การวิเคราะห์โครงสร้างด้วย Finite Element Method	51
5.8 ทดสอบ Deflection โครงสร้างจริงเทียบกับ Simulation	53
5.9 น้ำหนักของโครงสร้างปีกและลำตัว	53
5.10 ปัญหาและการปรับปรุง Wing Rib	55
5.11 การปรับปรุงผิวปีก (Wing Skin)	57
5.12 การผลิตผิวปีกจากวัสดุ Carbon Composite	59

บทที่ 6 สรุปและข้อเสนอแนะ

รายการอ้างอิง	63
	64

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความสำคัญและที่มาของปัญหาที่ทำการวิจัย

มนุษย์มีความพยายามที่จะบินด้วยกำลังของตนเอง วันที่ 17 ธันวาคม ค.ศ.1903 Orville และ Wilbur Wright (สองพี่น้องผู้เป็นเจ้าของกิจการร้านจักรยาน เมืองเคย์ตัน รัฐโอไฮโอ ประเทศสหรัฐอเมริกา) ยุคเริ่มต้นของการบินได้เกิดขึ้น เครื่องจักรที่ขับเคลื่อนจากกำลังของเครื่องยนต์ ชื่อว่า Flyer I ได้ถูกปล่อยจาก ลวดสลิงที่ยึดตัวเครื่องบินไว้ เครื่องจักรดังกล่าวเคลื่อนที่พุ่งไปตามรางความยาว 18 เมตร และเชิดหัวขึ้น หลังจากนั้นร่อนลงจอดโดยสมบูรณ์จากการบังคับของนักบิน (โดย Orville) ทั้งหมดเป็นเวลา 12 วินาที เครื่องจักรบินได้นี้ทำการบินได้เป็นระยะ 36.6 เมตร หรือ 120 ฟุต จากปลายสุดของราง เป็นครั้งแรกของ ประวัติศาสตร์ที่เครื่องจักรซึ่งติดตั้งเครื่องยนต์ต้นกำลัง การบินจึงเจริญก้าวหน้ามาถึงปัจจุบัน

ประเทศไทยเคยมีการผลิตเครื่องบินใช้เองในรัชสมัยพระบาทสมเด็จพระมงกุฎเกล้าเจ้าอยู่หัว (รัชกาลที่ 6) เพื่อใช้ในการป้องกันประเทศ และมีเครื่องบินที่ผลิตโดยหน่วยวิจัยของกองทัพอากาศ และกองทัพอากาศ ซึ่งใช้ในการทหาร แม้ในประเทศไทยจะมีการผลิตเครื่องบินใช้เองอยู่บ้างแต่ก็ไม่เกิดเครื่องบินพลเรือนมากนัก ทำให้กิจการการบินพลเรือนในประเทศไทยยังล้าหลังกว่าประเทศสหรัฐอเมริกาอยู่มาก

การสร้างนวัตกรรมผลิตเครื่องบินใช้เองในประเทศไทยจะเป็นส่งเสริมกิจการการบินพลเรือนให้ก้าวหน้า ทำให้เยาวชนใส่ใจกับการบินมากขึ้น ช่วยพัฒนาประเทศไทยไปสู่ New S-Curve ซึ่งมีกิจการขนส่งทางอากาศอยู่ในแผน

เครื่องบินพลังมนุษย์เป็นเครื่องบินเบาพิเศษที่ใช้กลไกส่งกำลังไปยังใบพัดโดยอาศัยพลังงานกล้ามเนื้อของมนุษย์ เนื่องจากพลังกล้ามเนื้อที่จำกัดทำให้เครื่องบินต้องเบา มีปีกกว้าง เพื่อให้เกิดแรงยกที่ความเร็วต่ำ เครื่องบินพลังมนุษย์นี้ได้มีการวิจัยในต่างประเทศ และมีการจัดการแข่งขันในระดับมหาวิทยาลัย อย่างไรก็ตาม ด้วยรูปร่างของปีกที่กว้างและเบา ทำให้เครื่องบินไม่สามารถใช้งานได้จริง

โครงการวิจัย **เครื่องบินพลังมนุษย์** ครั้งนี้ จะทำการออกแบบวิจัยระบบโครงสร้างแบบใหม่ที่มีความแข็งแรง น้ำหนักเบา มีปีกที่ไม่เทอะทะ สามารถใช้งานได้จริง โดยอาศัยการคำนวณพลศาสตร์ของไหล การคำนวณโครงสร้างแบบที่ดีที่สุด การออกแบบใบพัดที่ดีที่สุด เพื่อให้บรรลุวัตถุประสงค์ที่จะทำให้เครื่องบินพลังมนุษย์สามารถใช้งานได้จริง

1.2 วัตถุประสงค์ของโครงการ

- 1) ระยะที่ 1 ออกแบบโครงสร้างอากาศยานที่ดีที่สุด ผลิตและทดสอบต้นแบบโครงสร้าง
- 2) ระยะที่ 2 ผลิตโครงสร้างอากาศยานทั้งลำ ติดตั้งระบบควบคุม และ ส่งกำลัง
- 3) ได้อากาศยานพลังมนุษย์ต้นแบบเมื่อสิ้นสุดโครงการ

1.3 คำสำคัญของเรื่องที่ทำการวิจัย (Keywords)

Human Powered Aircraft (HPA)

Box Wing Aircraft

1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับและหน่วยงานที่นำผลการวิจัยไปใช้ประโยชน์

- 1) ได้เครื่องบินขนาดหนึ่งที่นั่ง
- 2) พัฒนานักออกแบบอากาศยาน
- 3) พัฒนาไปสู่เครื่องบินระดับบรรทุกที่มากขึ้นซึ่งขับเคลื่อนโดยเครื่องยนต์
- 4) พัฒนากิจการการบินพลเรือน
- 5) ประชาสัมพันธ์มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

1.5 ระเบียบวิธีวิจัย

- 1) ศึกษาและออกแบบรูปร่างของเครื่องบินปีกกล่องแบบเบาพิเศษ
- 2) ทำพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ เพื่อหาลักษณะการจัดวางรูปแบบของปีกที่ดีที่สุด
- 3) ทำ Optimization ของโครงสร้างด้วย Finite Element Method เพื่อหาโครงสร้างที่ดีที่สุด
- 4) สร้างเครื่องบินจำลองระดับ Lab scale จากผลการออกแบบเพื่อทำการทดสอบขั้นต้น
- 5) ปรับปรุงแบบ แก๊สซ็อกพรอง และทำแบบจำลองอีกครั้ง
- 6) ผลิตโครงสร้างปีกเครื่องบินต้นแบบ และทดสอบความแข็งแรงด้วย Static Test
- 7) วิเคราะห์ผล ปรับปรุงแก้ไข

1.6 ขอบเขตของโครงการ

โครงการเครื่องบินพลังมนุษย์แบ่งเป็น 2 ระยะ โครงการนี้เป็นระยะที่ 1 เพื่อหาโครงสร้างปีกที่ดีที่สุดเพื่อนำมาสร้างโครงสร้างปีก 1 ฝั่ง และทำการทดสอบความแข็งแรง

1.7 ระยะเวลาที่ทำการวิจัย

ระยะเวลาการดำเนินการทั้งสิ้น 12 เดือน

1.8 แผนการดำเนินงานตลอดโครงการ

กิจกรรม/ขั้นตอนการดำเนินการ	เดือนที่											
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1.ศึกษาและออกแบบรูปร่างของเครื่องบินปีกกล่องแบบเบาพิเศษ และทำ conceptual design	X	X										
2.ทำพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ เพื่อหาลักษณะการจัดวางรูปแบบของปีกที่ดีที่สุด		X	X	X								
3.ทำ Optimization ของโครงสร้างด้วย Finite Element Method เพื่อหาโครงสร้างที่ดีที่สุด			X	X	X							
4.สร้างเครื่องบินจำลอง จากผลการออกแบบเพื่อทำการทดสอบขั้นต้น					X	X						
5.ปรับปรุงแบบ แก้ไขข้อบกพร่อง และทำแบบจำลองอีกครั้ง						X	X					
6. ผลิตโครงสร้างปีกเครื่องบินต้นแบบ								X	X	X		
7.ทดสอบโครงสร้างปีกเครื่องบินต้นแบบ											X	
8. วิเคราะห์ผล ปรับปรุงแก้ไข												X

1.9 งบประมาณการของโครงการ

งบประมาณที่เสนอมีรายการดังนี้ *

วัสดุคอมโพสิต คาร์บอนไฟเบอร์ เรซิน อะลูมิเนียม ท่อ คาร์บอน	150,000
ค่าผลิตชิ้นส่วนโลหะต่างๆด้วย CNC และ เครื่องมือพิเศษ	50,000
รวมงบประมาณ	200,000

*หมายเหตุ ขออภัยทุกรายการ

บทที่ 2

การทบทวนวรรณกรรม

2.1 อากาศยานพลังมนุษย์ (Human Powered Aircraft - HPA)

แนวคิดของอากาศยานพลังมนุษย์มีรากฐานมาจากตำนานของ Daedalus ชายชาวกรีกผู้สร้างปีกจากซีและขนนกเพื่อบินหนีจากเกาะครีตด้วยพลังของตนเอง เรื่องราวนี้ได้สร้างแรงบันดาลใจให้กับวิศวกรเครื่องกลและวิศวกรการบินในการพัฒนาอากาศยานที่สามารถบินได้โดยใช้พลังงานจากมนุษย์เพียงอย่างเดียว (Human Powered Aircraft: HPA)

HPA ใช้พลังงานจากการถีบของนักบินถ่ายทอดผ่านกลไกไปยังใบพัดเพื่อสร้างแรงขับเคลื่อน โครงสร้างของเครื่องบินต้องมีน้ำหนักเบาเป็นพิเศษเนื่องจากความเร็วต่ำและพลังงานที่จำกัดของนักบิน ความยาวของปีกมีบทบาทสำคัญในการสร้างแรงยก โดยการออกแบบจะเน้นที่พื้นที่ปีกที่มากที่สุดเท่าที่จะเป็นไปได้เพื่อเพิ่มแรงยกตามหลักของ Bernoulli ซึ่งการไหลของอากาศที่เร็วขึ้นเหนือปีกจะลดความดันและทำให้เกิดแรงยกมากขึ้น ปีกที่ใหญ่ขึ้นจึงมีผลโดยตรงต่อการเพิ่มแรงยก

อากาศยานพลังมนุษย์ เป็นเครื่องบินน้ำหนักเบาพิเศษที่ขับเคลื่อนด้วยแรงจากกล้ามเนื้อของมนุษย์เพียงอย่างเดียว ในอดีต อากาศยานประเภทนี้ถูกสร้างขึ้นเพื่อใช้ในการแข่งขันหรือทำลายสถิติโลกเป็นหลัก ตัวอย่างที่มีชื่อเสียงได้แก่เครื่องบิน Gossamer Condor (1977) และ Gossamer Albatross (1979) ที่ออกแบบโดย ดร.พอล แมคเครดี (Paul MacCready) เครื่องบินเหล่านี้มีลักษณะเด่นที่ปีกยาวมาก มักมีความยาวปีกเกินกว่า 30 เมตร เพื่อสร้างแรงยกที่เพียงพอแม้ในความเร็วต่ำมาก เนื่องจากแรงที่มนุษย์ผลิตได้มีจำกัด ประมาณ 200-300 วัตต์ในระยะเวลายาวนาน (Nicolai & Carichner, 2010; Filippone, 2012)

หนึ่งในอากาศยานพลังมนุษย์ที่ประสบความสำเร็จมากที่สุดคือ Daedalus (1988) ที่ออกแบบโดยทีมงานจาก MIT ซึ่งสามารถบินข้ามทะเลเอเจียนจากเกาะครีตไปยังเกาะซานโตรินีเป็นระยะทางกว่า 115 กิโลเมตรได้สำเร็จ เครื่องบิน Daedalus มีปีกยาวประมาณ 34 เมตร และถือเป็นการพิสูจน์ศักยภาพในการบินระยะไกลด้วยพลังมนุษย์ที่โดดเด่นที่สุดเครื่องหนึ่งในประวัติศาสตร์อากาศยานพลังมนุษย์



Gossamer Condor



Gossamer Albatross

รูปที่ 2.1 Human Powered Aircraft โดย Gossamer



รูปที่ 2.2 Human Powered Aircraft Daedalus โดย MIT

อย่างไรก็ตาม ขนาดของปีกที่ยาวมากนี้ก่อให้เกิดข้อจำกัดด้านโครงสร้างและการใช้งาน ปีกมักแอ่นหรือสั่นสะเทือนได้ง่ายภายใต้แรงลม ทำให้เกิดปัญหาการกระพือ (flutter) และการสั่นสะเทือน ซึ่งอาจนำไปสู่การล้าหรือความล้มเหลวของโครงสร้างได้ (Mueller & DeLaurier, 2003) นอกจากนี้ปีกที่ยาวยังต้องการพื้นที่ในการขึ้น-ลงขนาดใหญ่และจำเป็นต้องมีทีมงานภาคพื้นดินช่วยประคองปีกขณะทำการบิน (Drela, 1988) ดังนั้นเครื่องบินชนิดนี้จึงยังคงจำกัดอยู่เฉพาะการทดลองหรือการแข่งขันเป็นหลัก

2.2 การแข่งขันอากาศยานพลังมนุษย์สำหรับนักศึกษา

การแข่งขันอากาศยานพลังมนุษย์เป็นกิจกรรมที่นิยมจัดขึ้นในระดับมหาวิทยาลัยเพื่อส่งเสริมการเรียนรู้ทางวิศวกรรมการบินและกระตุ้นการพัฒนาด้านเทคโนโลยีที่เกี่ยวข้อง ตัวอย่างการแข่งขันที่มีชื่อเสียงได้แก่ British Human Powered Flight Club (BHPFC) และการแข่งขัน Icarus Cup ซึ่งเปิดโอกาสให้นักศึกษาจากสถาบันต่างๆ ได้ออกแบบ สร้าง และทดสอบเครื่องบินพลังมนุษย์ของตนเอง กิจกรรมนี้มุ่งเน้นให้ผู้เข้าร่วมได้เรียนรู้และพัฒนาทักษะทางด้านการออกแบบเชิงวิศวกรรม การบริหารจัดการโครงการ และความคิดสร้างสรรค์ รวมถึงการประยุกต์ใช้เทคโนโลยีและวัสดุที่ทันสมัยเพื่อสร้างอากาศยานที่มีประสิทธิภาพสูงสุด



รูปที่ 2.3 การแข่งขัน Icarus Cup

ตาราง 2.1 เปรียบเทียบคุณลักษณะของอากาศยาน HPA รุ่นสำคัญ

รุ่นอากาศยาน	Wing Span (m)	น้ำหนัก (kg)	ความเร็ว (km/h)	ระยะทางสูงสุด (km)	ปีที่สร้าง
Gossamer Condor	29	31	18-22	2.17	1977
Gossamer Albatross	29.8	32	29	35.8	1979
Daedalus	34	31	25-30	115	1988
DaSH PA	33	45	26-30	1.92	2016



รูปที่ 2.4 อากาศยาน HPA รุ่น DaSH PA

2.3 อากาศยานปีกกล่อง (Box Wing)

อากาศยานปีกกล่อง หรือที่เรียกว่า ปีกแบบปิด หรือ joined-wing configuration เป็นแนวคิดทางอากาศพลศาสตร์ที่มีการเชื่อมโยงปีกบนและปีกล่างเข้าด้วยกันที่ปลายปีก เพื่อสร้างโครงสร้างวงปิด ลักษณะเช่นนี้ช่วยลดการเกิดกระแสวนที่ปลายปีก (wingtip vortices) ซึ่งเป็นสาเหตุสำคัญของแรงต้านเหนี่ยวนำ (induced drag) อันเป็นปัจจัยสำคัญที่ลดประสิทธิภาพของการสร้างแรงยกในเครื่องบินแบบปีกเดี่ยวแบบทั่วไป



รูปที่ 2.5 เปรียบเทียบอากาศยานปกติกับอากาศยาน Box Wing. (Karim et. Al., 2024)



รูปที่ 2.6 อากาศยานเบาพิเศษซึ่งใช้ปีกชนิด Box Wing

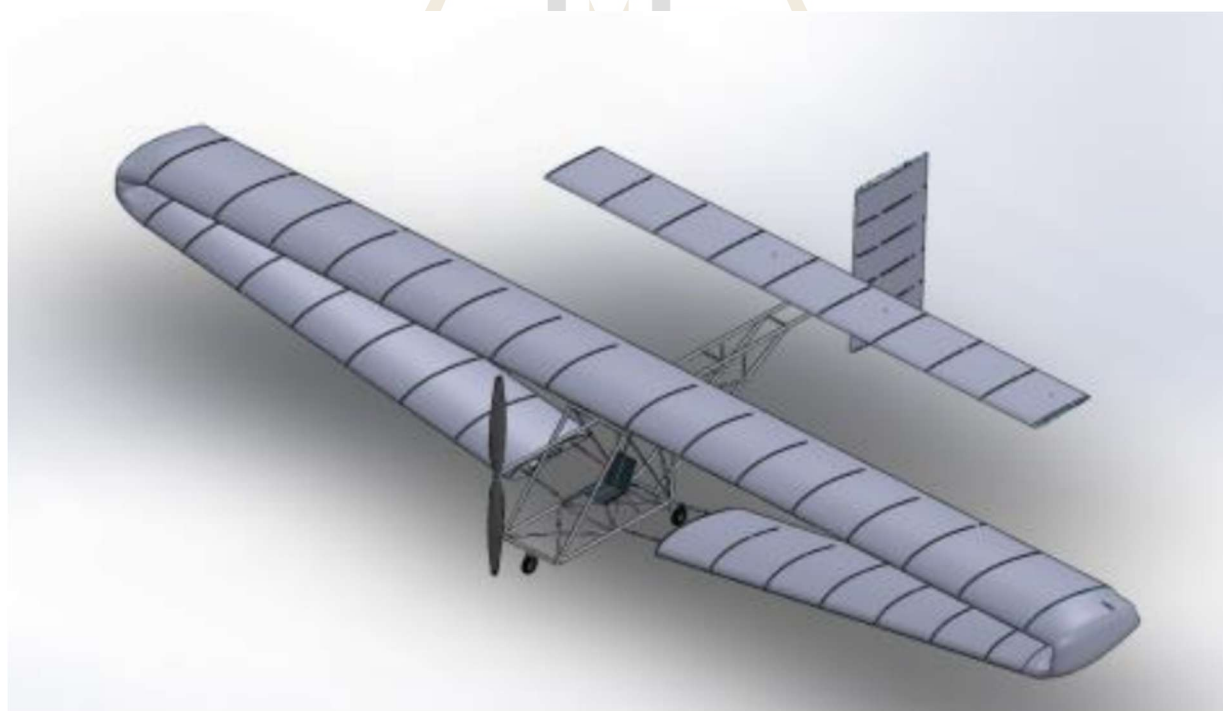
แนวคิดของปีกกล่องมีต้นกำเนิดจากงานของ Ludwig Prandtl ซึ่งได้เสนอว่าปีกแบบวงปิดสามารถสร้างแรงยกได้ใกล้เคียงกับทฤษฎีที่สุด โดยมีการศึกษาต่อเนื่องในช่วงกลางศตวรรษที่ 20 โดยเฉพาะในด้านการออกแบบเครื่องบินทางทหารและเครื่องบินไร้คนขับ (UAVs) ต่อมาในยุคปัจจุบัน แนวคิดนี้ได้รับการฟื้นฟูและปรับใช้ในการออกแบบอากาศยานที่ต้องการประสิทธิภาพเชิงอากาศพลศาสตร์สูงในขนาดกะทัดรัด เช่น UAV แบบ endurance สูง และอากาศยานต้นแบบพลังงานไฟฟ้า

ข้อดีของปีกกล่องไม่ได้จำกัดเพียงแค่ลดแรงต้าน แต่ยังเพิ่มความแข็งแรงเชิงโครงสร้างของปีกโดยรวม เนื่องจากปีกทั้งสองข้างทำหน้าที่ค้ำจุนกันและกัน ลดแรงดัดของปีกเมื่ออยู่ภายใต้โหลดการบิน อีกทั้งยังช่วยให้สามารถออกแบบเครื่องบินให้มีความยาวปีกสั้นลง ขนส่งสะดวกขึ้น และสามารถขึ้น-ลงในพื้นที่จำกัดได้ง่ายขึ้นด้วย

อย่างไรก็ดี ปีกกล่องก็มีข้อจำกัด เช่น ความซับซ้อนในการออกแบบและวิเคราะห์ทางโครงสร้าง การจัดตำแหน่งของอุปกรณ์ควบคุมการบิน และความยากในการผลิตเมื่อเทียบกับปีกแบบเดี่ยว อย่างไรก็ตาม ด้วยเทคโนโลยีวัสดุคอมโพสิตและการวิเคราะห์ด้วยคอมพิวเตอร์สมัยใหม่ ความเป็นไปได้ในการนำปีกกล่องมาใช้จริงในอากาศยานสมัยใหม่จึงมีแนวโน้มที่สูงขึ้นอย่างชัดเจน

2.4. การประยุกต์ใช้แนวคิดปีกกล่องกับอากาศยานพลังมนุษย์

แนวคิดปีกกล่องสำหรับ HPA ในงานวิจัยนี้มีพื้นฐานจากแนวคิด 'best wing system' ของ Ludwig Prandtl ซึ่งเสนอว่าเครื่องบินปีกสองชั้นที่เชื่อมต่อกันด้วยแผ่นปลายปีก (endplates) สามารถให้แรงยกสูงสุด โดยมีแรงต้านเหนี่ยวนำต่ำที่สุดภายใต้เงื่อนไขของแรงยก ความยาวปีก และระยะความสูงที่คงที่ ดังแสดงในรูปที่ 2.7



รูปที่ 2.7 แบบ 3มิติ Human Powered Aircraft ปีก Box Wing

การใช้ปีกกล่องช่วยเพิ่มพื้นที่ผิวของปีกโดยไม่ต้องเพิ่มความยาวปีกมากเกินไป ซึ่งส่งผลให้สามารถผลิตแรงยกได้มากขึ้น ขณะเดียวกันยังลดแรงต้านจากปลายปีกและช่วยให้การไหลของอากาศมีความสม่ำเสมอ ส่งผลต่อประสิทธิภาพการบินโดยรวม การออกแบบโครงสร้างแบบนี้ยังมีข้อดีทางด้านวิศวกรรม ได้แก่:

1. เพิ่มแรงยกในขณะที่ใช้พลังจากมนุษย์น้อยลง
2. ให้ความแข็งแรงทางโครงสร้างมากขึ้น ลดความเสี่ยงจากการแอ่นหรือพังระหว่างบิน
3. ลดแรงต้านรวมและเพิ่มประสิทธิภาพการบิน ทำให้สามารถบินได้นานขึ้น
4. ช่วยกระจายน้ำหนักได้ดีขึ้น เพิ่มเสถียรภาพและการควบคุม

นอกจากนี้ยังมีความสำคัญในแง่ของการสร้างแรงบันดาลใจและการพัฒนานวัตกรรมใหม่ในด้านอากาศยาน เนื่องจากเป็นแนวทางการออกแบบที่ไม่ธรรมดาแต่ให้ผลลัพธ์ที่ดีในเชิงสมรรถนะ ความยั่งยืน และการใช้ทรัพยากรพลังงานอย่างมีประสิทธิภาพ

แนวทางการวิจัยนี้มีเป้าหมายที่จะนำเอาหลักการของปีกกล่องมาประยุกต์ใช้กับเครื่องบินพลังมนุษย์ เพื่อแก้ไขข้อจำกัดของเครื่องบิน HPA แบบเดิม การใช้ปีกกล่องที่สั้นและแข็งแรงกว่าจะช่วยลดปัญหาการแอ่นตัว การกระพือ และเพิ่มความปลอดภัยในการบินได้มากขึ้น (Markish, 2002) นอกจากนี้โครงสร้างปีกกล่องยังสามารถติดตั้งล้อหรือระบบลงจอดได้โดยตรง ช่วยให้การใช้งานภาคพื้นง่ายขึ้น ไม่จำเป็นต้องใช้บุคคลช่วยประกอบ

โครงสร้างของปีกกล่องยังเปิดโอกาสให้ปีกชั้นล่างสามารถทำหน้าที่เป็นส่วนรองรับ (support structure) สำหรับปีกชั้นบนได้โดยไม่ต้องใช้เสาค้ำยัน (strut หรือ brace) ดังเช่นที่พบในเครื่องบินแบบปีกสองชั้นทั่วไป ซึ่งมักต้องใช้เสาค้ำในการรับแรงดัดของปีกบน การไม่มีเสาค้ำยันนี้ช่วยลดแรงต้านที่เกิดจากส่วนโครงสร้างเสริมดังกล่าว ส่งผลให้ประสิทธิภาพด้านอากาศพลศาสตร์ดีขึ้น และลดน้ำหนักโครงสร้างโดยรวมของอากาศยาน

การประยุกต์แนวคิดปีกกล่องกับ HPA ยังช่วยลดแรงต้านเหนี่ยวนำ ทำให้เกิดแรงยกอย่างมีประสิทธิภาพมากขึ้นแม้จะใช้แรงน้อย ทำให้เครื่องบินสามารถขึ้น-ลงในพื้นที่เล็กและใช้งานได้จริงมากขึ้น นอกเหนือจากการใช้ในการแข่งขันหรือการสร้างสถิติ

บทที่ 3

การออกแบบขั้นต้น

กระบวนการออกแบบอากาศยานจะต้องเริ่มจากการนำความต้องการสุดท้าย (User requirement) มาเป็นเงื่อนไขในการออกแบบ เพื่อให้ได้แบบขั้นต้น (Preliminary) ก่อนนำมาวิเคราะห์เพื่อนำไปสู่การปรับปรุง เพื่อผลิต และ การออกแบบใหม่ ต่อไป ในขั้นตอนการออกแบบขั้นต้นนี้จะมีการนำเอา Finite Element Analysis (FEA) เข้ามาช่วยวิเคราะห์ ซึ่งสิ่งสำคัญอย่างหนึ่งของการใช้ FEA คือการยืนยันความถูกต้องของการจำลอง (Validation)

3.1 เลือกวัสดุที่จะใช้ในโครงสร้างอากาศยานพลังงานมนุษย์

วัสดุที่เลือกใช้แสดงในตาราง 3.1

- ลำตัวใช้ท่อ Aluminum 6063 ขนาดของท่อ คือ 50.8 มิลลิเมตร หนา 1.2 มิลลิเมตร และ 25.4 มิลลิเมตร หนา 1.2 มิลลิเมตร
- ปีกใช้ท่อ Carbon fiber ขนาดของท่อ คือ 25 มิลลิเมตร หนา 2 มิลลิเมตร และโฟมยาว 1.7 เมตร กว้าง 25 เซนติเมตร หนา 25 มิลลิเมตร
- หางใช้ท่อ Carbon fiber ขนาดของท่อ คือ 25 มิลลิเมตร หนา 2 มิลลิเมตร และโฟมยาว 1.13 เมตร กว้าง 7 เซนติเมตร หนา 25 มิลลิเมตร

ตารางที่ 3.1 แสดงค่าคุณสมบัติของวัสดุที่เลือกใช้

ชนิดของวัสดุ	Elastic of Modulus (N/m ²)	Poisson's Ratio	Mass Density (kg/m ³)
Carbon fiber	3.57e+10	0.27	1550
Aluminum 6063	6.9e+10	0.33	2700
โฟม	1.51e+7	0.05	160

3.2 การทดสอบคุณสมบัติเชิงกล และการวิเคราะห์ด้วย Finite Element Method

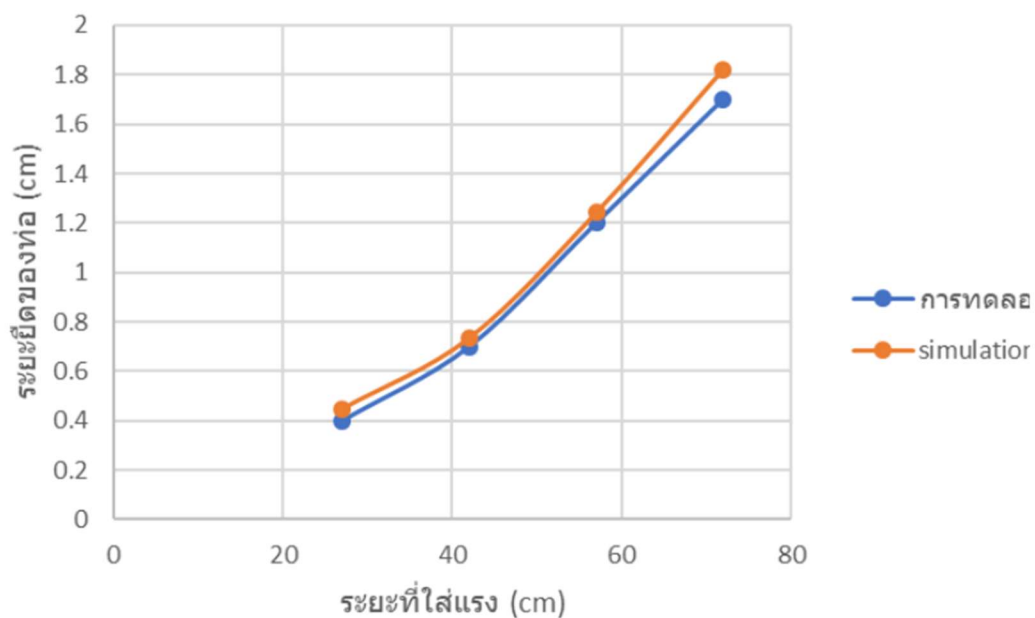
- ทดสอบหาค่า Elastic of Modulus ของท่อ carbon fiber
- ทดสอบระยะยืดของท่อ carbon fiber ยาว 1 เมตร
- ทดสอบระยะยืดของท่อ carbon fiber ยาว 1 เมตรที่มีข้อต่อ

การทดลองหาค่า Elastic of Modulus ของท่อ Carbon fiber ยาว 1 เมตร เมื่อถ่วงด้วยน้ำหนัก 50 N ที่ระยะต่างๆ แสดงในตารางที่ 3.2

ตารางที่ 3.2 แสดงค่าระยะยืดและค่า Elastic of Modulus ของท่อยาว 0.77 เมตร จากการ ทดลอง

ระยะที่ใส่แรง (cm)	ระยะยืดของท่อจากการทดลอง (cm)	Elastic of Modulus (GPa)
72	1.7	38.02
57	1.2	37.27
42	0.7	37.97
27	0.4	29.82
ค่าเฉลี่ย		35.77

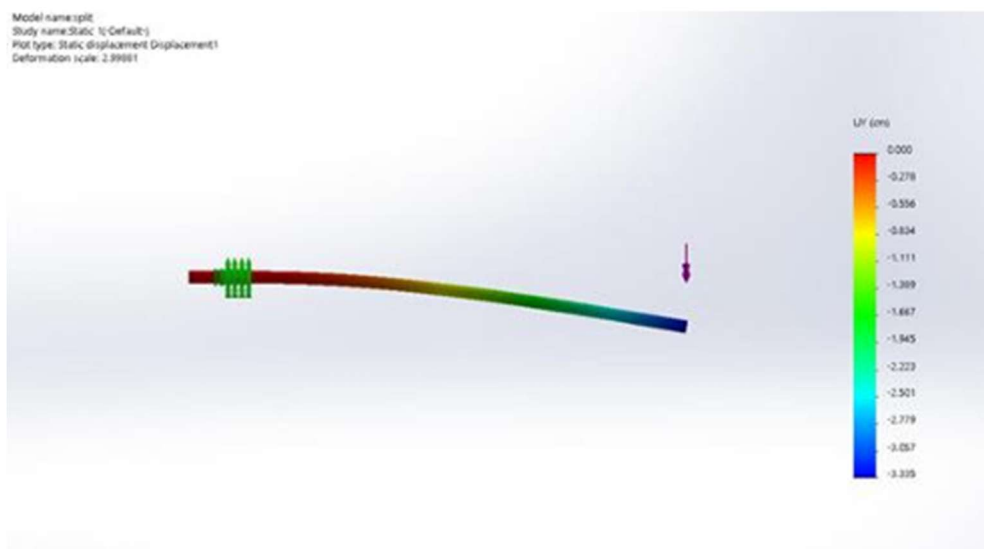
เมื่อได้ค่า Elastic of Modulus มีค่าเท่ากับ 35.77 GPa จากการทดลองแล้วจึงนำค่าไปใส่ใน การหาผลระยะยืดจากการ Simulation แสดงในตารางที่ 3.3 และรูปที่ 3.1 โดยมีรูปที่ 3.2 - 3.5 แสดงผล Displacement จากการคำนวณด้วย FEM และ การทดสอบจริง



รูปที่ 3.1 เปรียบเทียบ Deflection ของท่อ Carbon ระหว่างการทดลอง กับ วิธี FEM

ตารางที่ 3.3 แสดงระยะ Displacement ของท่อจาก Simulation

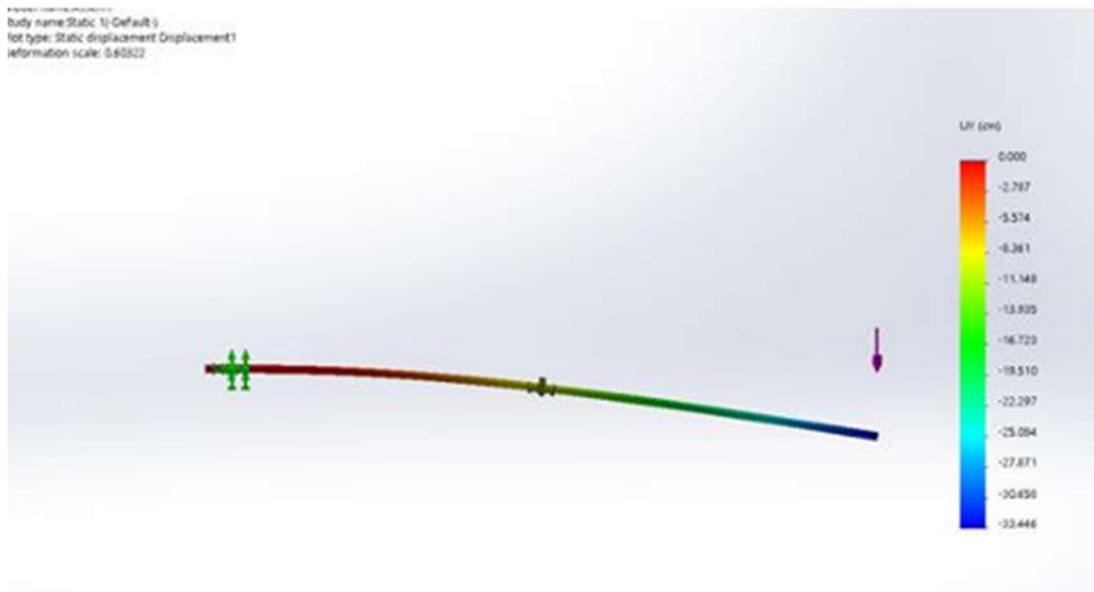
ระยะที่ใส่แรง (cm)	ระยะยึดของท่อจากการ Simulation (cm)
72	1.821
57	1.242
42	0.734
27	0.447



รูปที่ 3.2 ผล Simulation ระยะยึดของท่อยาว 1 เมตร



รูปที่ 3.3 การทดลองหาระยะยึดของท่อยาว 1 เมตร



รูปที่ 3.4 ผล Simulation ระยะยืดของท่อยาว 1 เมตร ที่มีข้อต่อ



รูปที่ 3.5 การทดลองหาระยะยืดของท่อยาว 1 เมตรที่มี ข้อต่อ

3.3 Airfoil NACA 4415

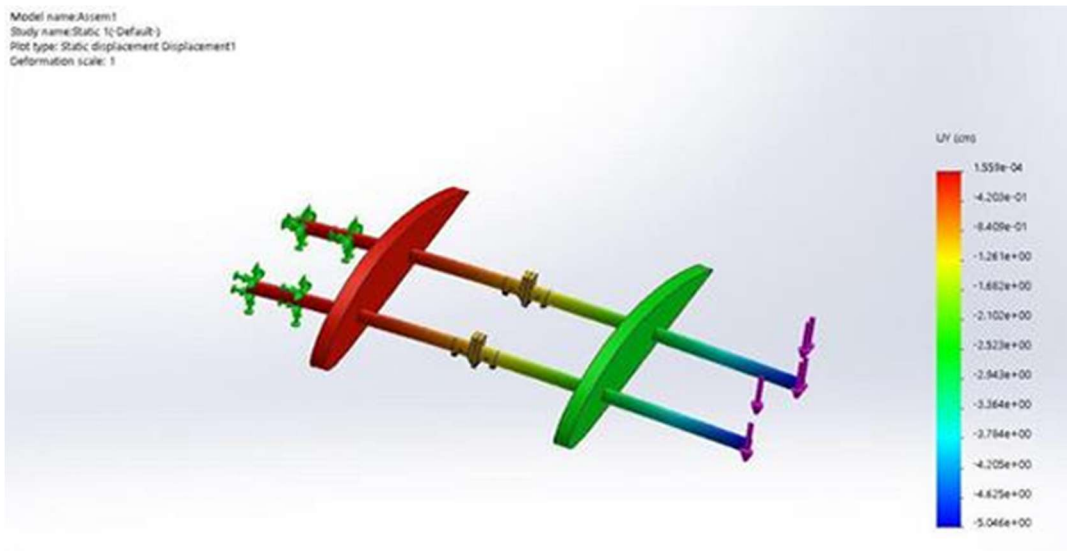
เลือกแผนอากาศที่มีค่าทางอากาศพลศาสตร์เหมาะสม ต่ออากาศยานพลังมนุษย์ โดยได้เลือกใช้ NACA 4415 โดยมีคุณสมบัติดังนี้ที่ ค่า Reynolds Number เท่ากับ 768,000

ตารางที่ 3.4 แสดงค่าคุณสมบัติของ NACA4415

Thickness	15.0%
Max C_L	1.595
Max C_L angle	15.0°
Stall angle	15.0°
Zero-lift angle	-4.285°

ทดสอบระยะยึดของSectionปีก โดยใช้ท่อCarbon fiber เป็นSpar และโฟมเป็น Airfoil rib ผลการทดลองจริงของความโค้งตัวของSection ปีกเทียบกับโปรแกรมSOLIDWORKS เมื่อถ่วง ด้วยน้ำหนัก 50 N รูปที่ 3.6 แสดงผลจาก FEM รูปที่ 3.7 แสดงผลการทดสอบจริง

ผลการคำนวณด้วย FEM เทียบกับ การทดลอง จาก 3 กรณีศึกษา คือ ท่อ 1 เมตร ท่อ2เมตร และ Spar คู่ แสดงในตารางที่ 3.5 ผลลัพธ์ที่ได้แสดงให้เห็นถึงความแม่นยำของวิธี FEM ทำให้มั่นใจได้ว่าจะสามารถใช้ FEM ในการออกแบบโครงสร้างหลักที่ซับซ้อนได้



รูปที่ 3.6 ผลSimulationระยะยึดของSectionปีก



รูปที่ 3.7 การทดลองหาระยะยึดของSectionปีก

ตารางที่ 3.5 ผล FEM Validation เปรียบเทียบ Displacement ในกรณีต่างๆ

	การทดลอง	Finite Element Method	% Error
ท่อ 1 เมตร	3.3	3.345	1.36
ท่อ 2 เมตร มีข้อต่อ	33.8	33.45	1.03
Section ปีก (Rib+Spar)	5	5.046	0.92

3.4 คำนวณโครงสร้างอากาศยาน

3.4.1 คำนวณขนาดของปีก ลำตัวและหางของ อากาศยานพลังมนุษย์

• ขนาดของปีก

1. พื้นที่ของปีก คือ 54.918 ตารางเมตร
2. ความยาวของปีก คือ 30.93 เมตร
3. ความกว้างของปีก คือ 1.7 เมตร

ขนาดของลำตัว

1. ความกว้าง คือ 1 เมตร
2. ความสูง คือ 1.5 เมตร
3. ความยาว คือ 6.1 เมตร

• ขนาดของหาง

Vertical tail

1. พื้นที่ คือ 3.714 ตารางเมตร
2. ความยาว คือ 2.54 เมตร
3. ความกว้าง คือ 1.46 เมตร

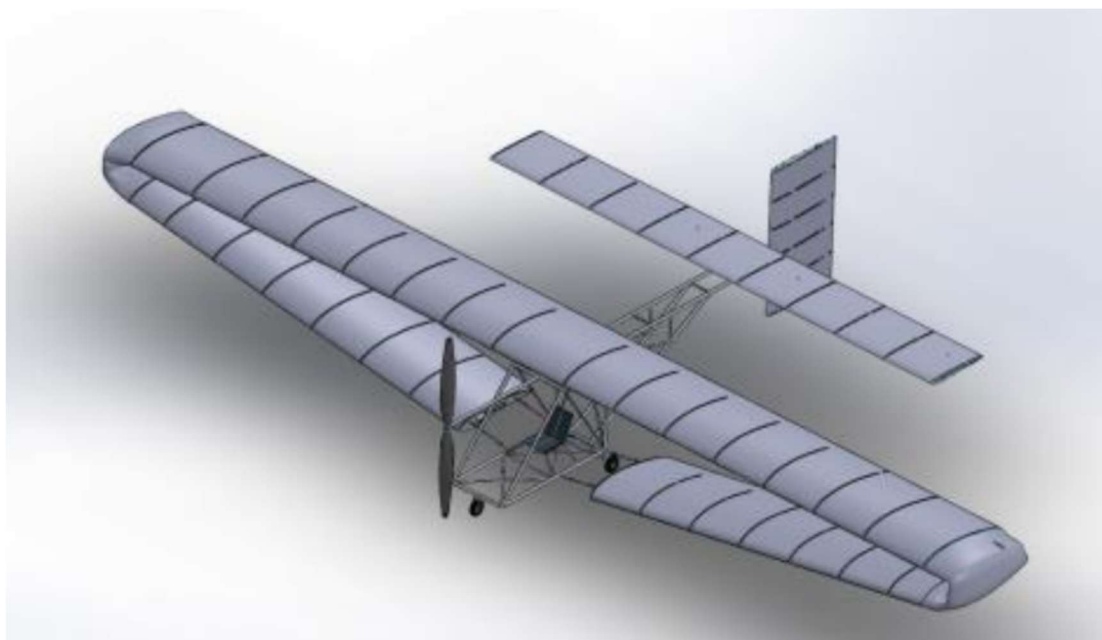
Horizontal Tail

1. พื้นที่ คือ 10.482 ตารางเมตร
2. ความยาว คือ 9.157 เมตร
3. ความกว้าง คือ 1.144 เมตร

3.4.2 คำนวณแรงยกของปีกและแรงต้านของ โครงสร้างอากาศยานพลังมนุษย์ โดยแรงยก คือ 1,601.406 N และแรงต้าน คือ 47.367 N

3.5 แบบ 3 มิติ โครงสร้างหลักของ Human Powered Aircraft

ออกแบบรูปทรงและโครงสร้าง 3 มิติ เพื่อให้เป็นแนวทางในการผลิตด้วยโปรแกรม SOLIDWORKS โดยมีลักษณะปีกแบบ Box Wing โครงสร้างปีก แบบ Spar กลมคู่จากท่อคาร์บอน โครงสร้างลำตัวแบบ Trust Structure จากท่อคาร์บอน Rib ของส่วนปีกและหางจากวัสดุโฟม แสดงในรูปที่ 3.8

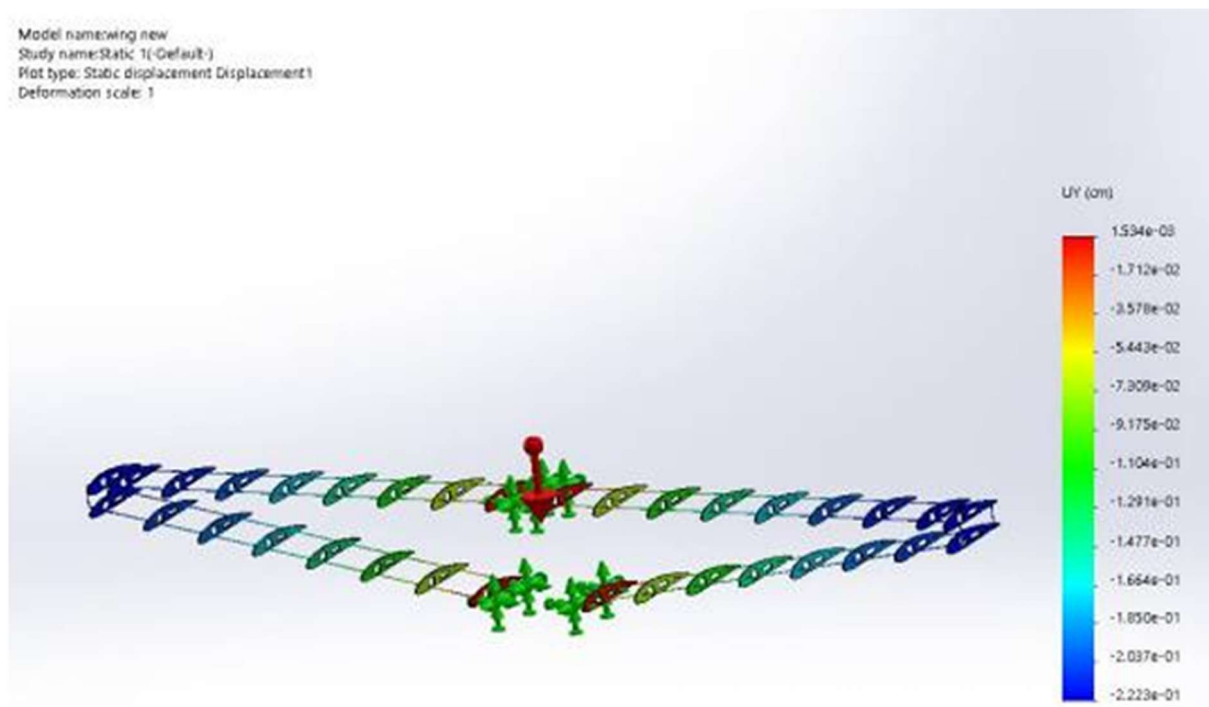


รูปที่ 3.8 ลักษณะโครงสร้างอากาศยานพลังมนุษย์ ชนิดปีกกล่อง (Box Wing)

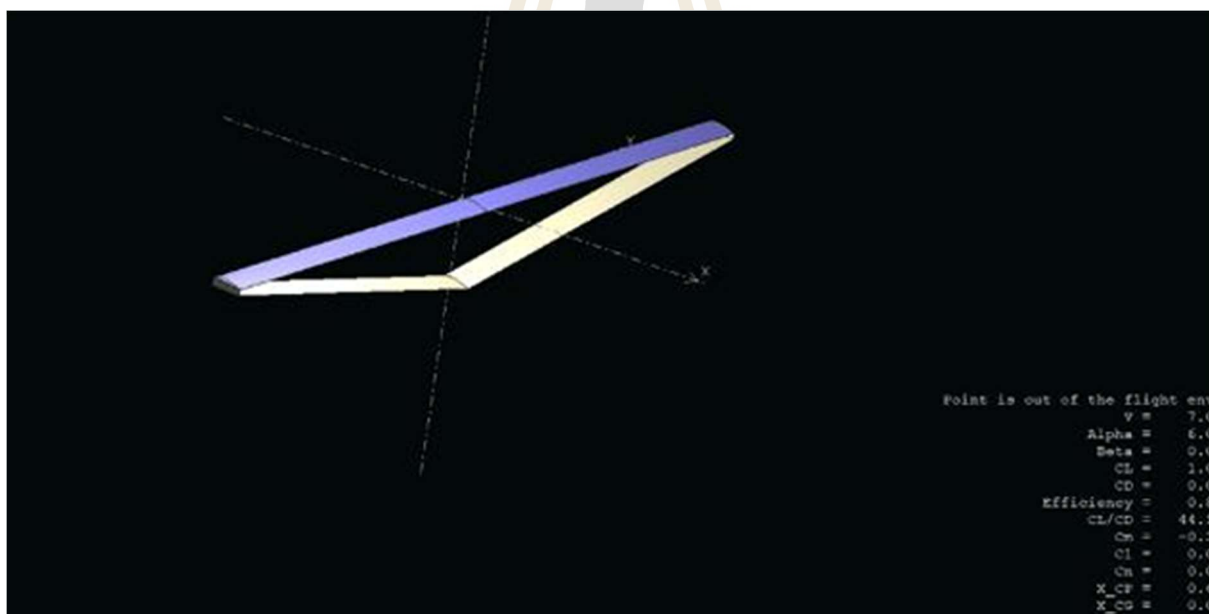
ทดสอบความแข็งแรงของปีกและโครงสร้างหลักของ อากาศยานพลังมนุษย์ โดยใช้โปรแกรม SOLIDWORKS ผลการ Simulation ของปีก ภายใต้ภาระแรงโน้มถ่วง แสดงในรูปที่ 3.9 การคำนวณทางอากาศพลศาสตร์แสดงในรูปที่ 3.10 ค่า CL เท่ากับ 1.024 ซึ่งมีค่า Lift เท่ากับ 1,578.94 N ค่า CD เท่ากับ 0.023 ซึ่งมีค่า Drag เท่ากับ 35.46 N

ความแข็งแรงของลำตัวจากโปรแกรม SOLIDWORKS เมื่อใส่ Lift เท่ากับ 1,601.406 N ผลการ Simulation ของโครงสร้างลำตัว เกิด Max stress เท่ากับ 120,337,744 (N/m²) โดยมี Yield strength เท่ากับ 240,000,000 (N/m²) ในรูปที่ 3.11 แสดงให้เห็นถึงความปลอดภัยของโครงสร้าง

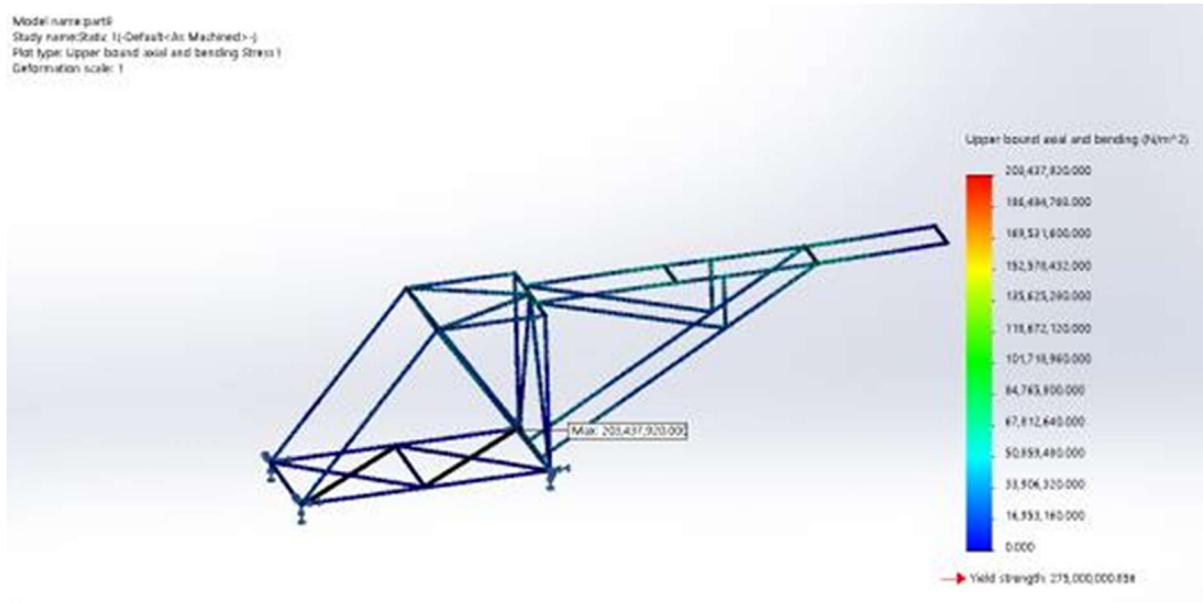
ผลการประเมินน้ำหนักอากาศยาน แสดงในตารางที่ 3.6 โมเดลของอากาศยานพลังมนุษย์จากไม้บัลซ่าแสดงในรูปที่ 3.12



รูปที่ 3.9 แสดงระยะยัดของปีก เมื่อใส่ Gravity



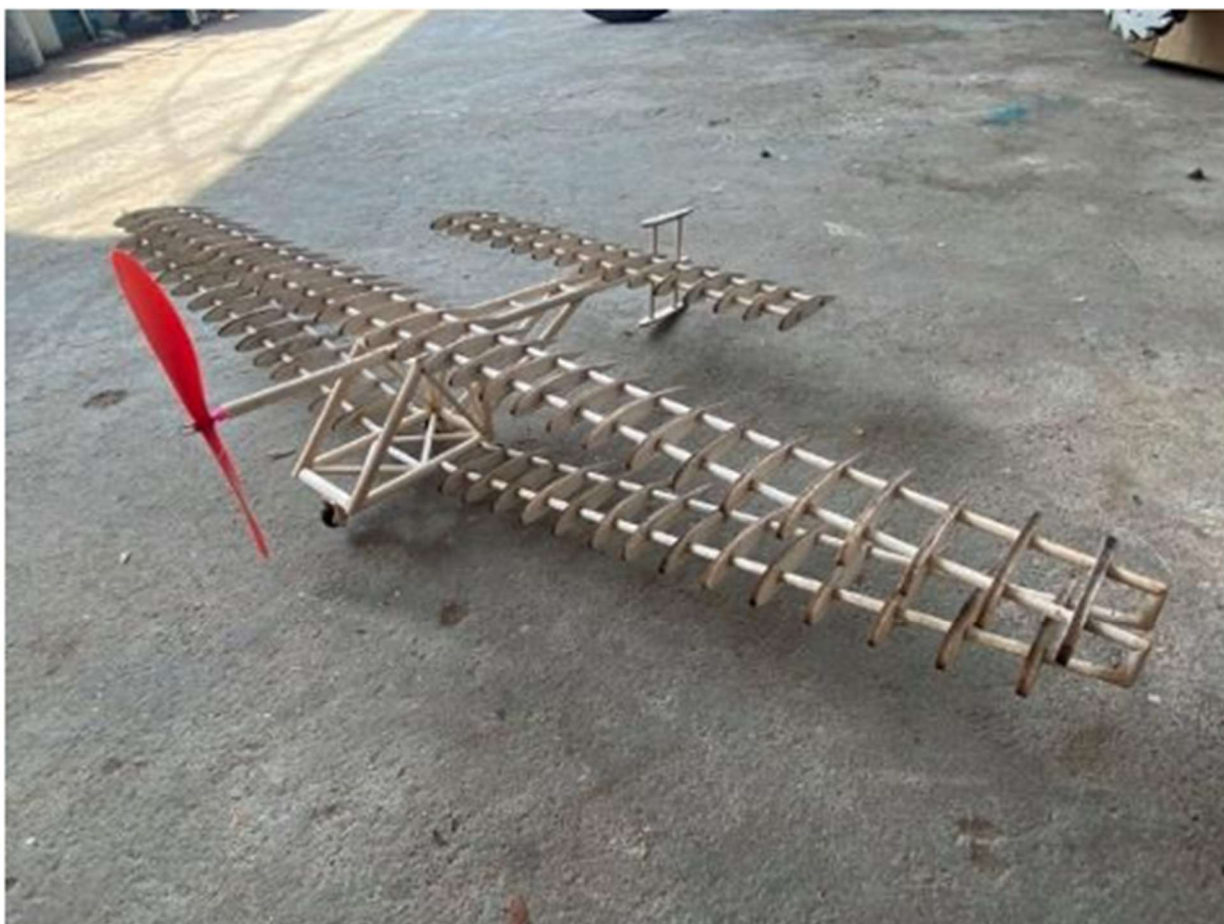
รูปที่ 3.10 แสดงผลจากโปรแกรม Xflr5



รูปที่ 3.11 ผลSimulationค่าความเค้นของลำตัว

ตารางที่ 3.6 แสดงค่าน้ำหนักส่วนประกอบของ อากาศยาน

ส่วนประกอบ	Mass (Kg)
ลำตัว	24
ปีก	21
หาง	8.6
ใบพัด	2
อื่นๆ	20.4
รวม	76



รูปที่ 3.12 โครงสร้างเครื่องบิน HPA ต้นแบบจากไม้บัลซ่า



3.6 รายละเอียดการคำนวณการออกแบบอากาศยาน HPA

Wing Loading and Thrust-to-Weight Ratio Selection

$$\text{Density } (\rho) = 0.0022236 \text{ slug/ft}^3$$

$$C_{L_{max}} = 1.7$$

$$j = 1.15, N = 2$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = 12.1$$

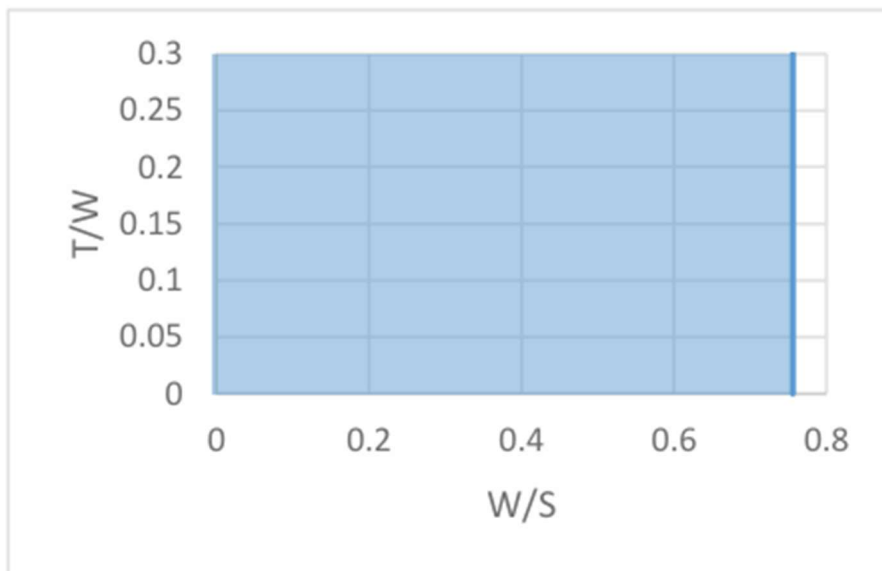
$$C_{D,0} = 0.0772$$

$$k = 0.0221$$

$$\mu_r = 0.05$$

Wing Loading and Stall Speed

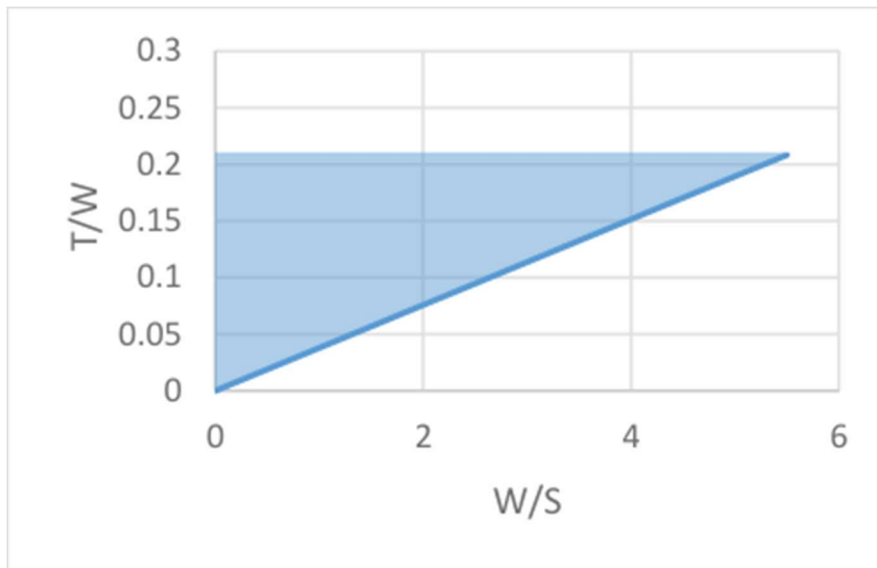
$$V_{stall} = \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho C_{L_{max}}}} = 19.96 \text{ ft/s} \quad (1)$$



รูปที่ 3.13 แสดงค่า Wing Loading ของ Stall Speed

Wing Loading and Takeoff Condition

$$S_g \approx \frac{1.21 \left(\frac{W}{S}\right)}{g \rho \infty C_{L_{max}} \left(\frac{T}{W}\right)} = 262.467 \text{ ft} \quad (2)$$

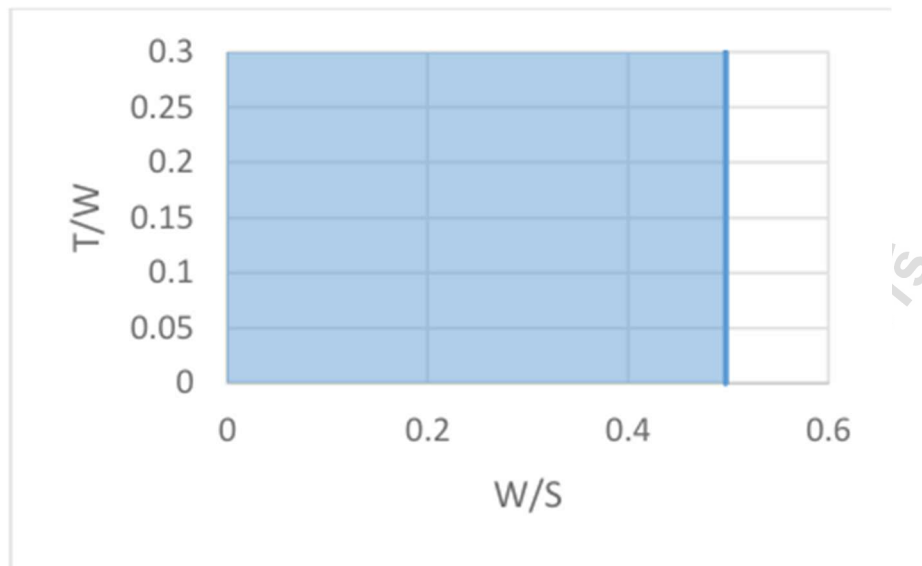


รูปที่ 3.14 แสดงค่า Wing Loading ของ Takeoff Condition

Wing Loading and Landing Condition

$$S_g = jN \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho_{\infty} C_{L_{max}}}} + \frac{j^2 \frac{W}{S}}{g \rho_{\infty} C_{L_{max}} \mu_r} \quad (3)$$

$$= 164.042 \text{ ft}$$

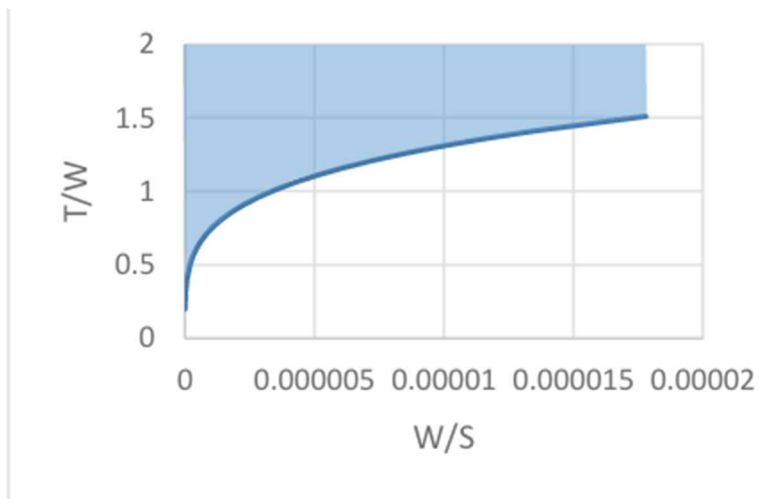


รูปที่ 3.15 แสดงค่า Wing Loading ของ Landing Condition

Wing Loading and Climb Condition

$$\left(\frac{R}{C}\right)_{max} = \frac{\eta_{pr} P}{W} - \frac{2}{\rho} \sqrt{\frac{k}{3\rho C_{D,0}} \left(\frac{W}{S}\right)^{\frac{1}{2}} \frac{1.155}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}}} \quad (4)$$

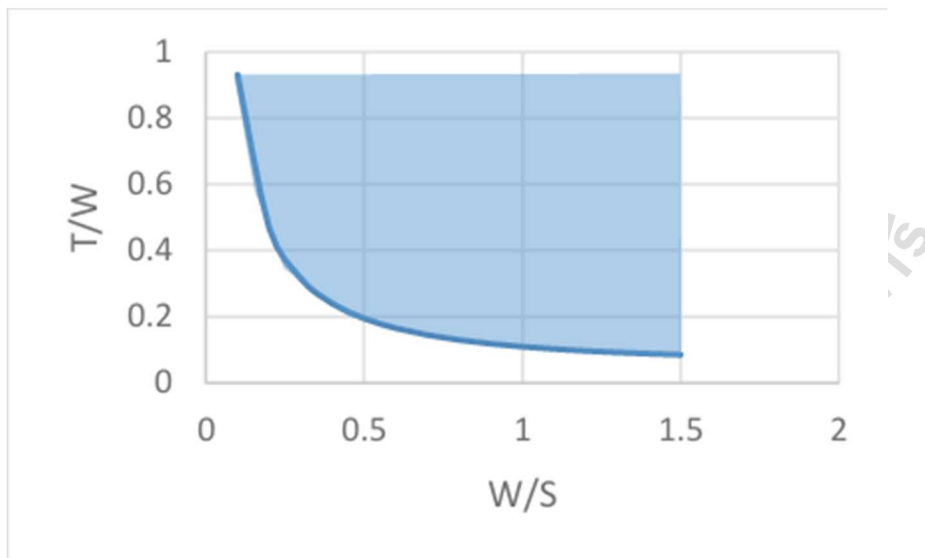
$$= 0.333 \text{ ft/s}$$



รูปที่ 3.16 แสดงค่า Wing Loading ของ Climb Condition
Wing Loading and Maximum Speed

$$V_{max} = \left(\frac{\left(\left(\frac{T_{Amax}}{W} \right) \left(\frac{W}{S} \right) + \left(\frac{W}{S} \right) \sqrt{\left(\frac{T_{Amax}}{W} \right)^2 - 4C_{D,0}k} \right)}{\rho C_{D,0}} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (5)$$

$$= 26.2467 \text{ ft/s}$$



รูปที่ 3.17 แสดงค่า Wing Loading ของ Maximum Speed

การคำนวณของปีก

$$W_{TO} = 330.69 \text{ lb or } 150 \text{ kg}$$

$$\frac{W}{S} = 0.56$$

$$AR = 18$$

$$\rho = 1.146 \text{ kg/m}^3$$

$$v = 7 \text{ m/s}$$

$$C_{l_\alpha} = \frac{0.11}{\text{deg}} \text{ or } \frac{6.274}{\text{rad}}$$

$$\alpha_{0L} = -\frac{4.8}{\text{deg}}$$

$$\alpha = 6^\circ$$

$$- \quad S = \frac{W_{TO}}{\left(\frac{W}{S}\right)} = \frac{330.69}{0.56} \quad (6)$$

$$= 590.518 \text{ ft}^2 \text{ or } 54.918 \text{ m}^2$$

$$- \quad b = \sqrt{S \times AR} = \sqrt{590.518 \times 18} \quad (7)$$

$$= 103.099 \text{ ft or } 30.93 \text{ m}$$

$$- \quad b/2 = 15.43 \text{ m}$$

$$- \quad c = \frac{S}{b} = \frac{590.518}{103.099} \quad (8)$$

$$= 5.728 \text{ ft or } 1.7 \text{ m}$$

การคำนวณ Lift ของปีก

$$- \quad C_{L_\alpha} = \frac{C_{l_\alpha}}{1 + \frac{C_{l_\alpha}}{\pi e AR}} = \frac{6.274}{1 + \frac{6.274}{\pi(0.8)(18)}} \quad (9)$$

$$= \frac{5.5}{\text{rad}} \text{ or } \frac{0.096}{\text{deg}}$$

$$- \quad C_{L0} = -C_{L_\alpha} \times \alpha_{0L} \quad (10)$$

$$= -0.096 \times -4.8 = 0.462$$

$$- \quad C_L = C_{L0} + (C_{L_\alpha} \times \alpha) \quad (11)$$

$$= 0.462 + (0.096 \times 6) = 1.039$$

$$- \quad L = \frac{1}{2} \rho v^2 C_L S \quad (12)$$

$$= \frac{1}{2} (1.146) (7)^2 (1.039) (54.918)$$

$$= 1601.406 \text{ N}$$

การคำนวณของลำตัว

$$- D_{ave} = \frac{H+W}{2} = \frac{1.5+1}{2} = 1.25 \quad (13)$$

$$- L_f = F_{cf} \times D_{ave} \quad (14)$$

$$= 1.85 \times 1.25 = 2.3$$

$$- L_a = F_{ca} \times D_{ave} \quad (15)$$

$$= 3.05 \times 1.25 = 3.8$$

การคำนวณของหาง

Vertical Tail

$$AR = 1.75$$

$$\lambda = 1$$

$$C_{VT} = 0.02$$

$$b_w = 15.465 \text{ m or } 50.74 \text{ ft}$$

$$S_w = 54.918 \text{ m}^2 \text{ or } 590.918 \text{ ft}^2$$

$$L_{VT} = 4.575 \text{ m or } 15 \text{ ft}$$

$$- S_{VT} = C_{VT} \left(\frac{b_w S_w}{L_{VT}} \right) \quad (16)$$

$$= 0.02 \left(\frac{50.74 \times 590.918}{15} \right)$$

$$= 39.98 \text{ ft}^2 \text{ or } 3.714 \text{ m}^2$$

$$- b_{VT} = \sqrt{AR(S_{VT})} \quad (17)$$

$$= \sqrt{(1.75)(39.98)}$$

$$= 8.36 \text{ ft} = 2.54 \text{ m}$$

$$- c_r = \frac{2S_{VT}}{b_{VT}(1+\lambda_{VT})} = \frac{2(39.98)}{8.36(2)} \quad (18)$$

$$= 4.78 \text{ ft} = 1.46 \text{ m}$$

Horizontal Tail

$$AR = 8$$

$$\lambda = 1$$

$$C_{HT} = 0.5$$

$$\bar{c}_w = 1.7 \text{ m or } 5.728 \text{ ft}$$

$$S_w = 54.918 \text{ m}^2 \text{ or } 590.918 \text{ ft}^2$$

$$L_{VT} = 4.575 \text{ m or } 15 \text{ ft}$$

$$\begin{aligned}
 - \quad S_{HT} &= C_{HT} \left(\frac{\bar{c}_w S_w}{L_{HT}} \right) & (19) \\
 &= 0.5 \left(\frac{5.728 \times 590.918}{15} \right) \\
 &= 112.825 \text{ ft}^2 \text{ or } 10.482 \text{ m}^2
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 - \quad b_{HT} &= \sqrt{AR(S_{HT})} & (20) \\
 &= \sqrt{(8)(112.825)} \\
 &= 30.043 \text{ ft} = 9.157 \text{ m}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 - \quad c_r &= \frac{2S_{HT}}{b_{HT}(1+\lambda_{HT})} = \frac{2(112.825)}{30.043(2)} & (21) \\
 &= 3.755 \text{ ft} = 1.144 \text{ m}
 \end{aligned}$$

การคำนวณหา Drag

ปีก

$$Re_x = 783,886.55$$

$$C_f = 1.5 \times 10^{-3}$$

$$Q = 1$$

$$F = 2.54$$

$$S = 587.9$$

$$S_w = 1,208.1345$$

$$\begin{aligned}
 - \quad C_{D,i} &= KC_L^2 & (22) \\
 &= (0.0199)(1.039)^2 = 0.0215
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 - \quad C_{D,0} &= C_f F Q \frac{S_w}{S} & (23) \\
 &= (1.5 \times 10^{-3})(2.54)(1) \left(\frac{1208.1345}{590.918} \right) \\
 &= 7.78 \times 10^{-3}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 - \quad C_D &= C_{D,0} + C_{D,i} & (24) \\
 &= 7.78 \times 10^{-3} + 0.0215 = 0.0293
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 - \quad D_W &= q_\infty C_D S & (25) \\
 &= 0.588(0.0293)(590.918) \\
 &= 10.18 \text{ lbf} = 45.28 \text{ N}
 \end{aligned}$$

ลำตัว

$$\rho_{\infty} = 0.002236 \frac{\text{slug}}{\text{ft}^3} = 0.0719 \frac{\text{lbm}}{\text{ft}^3}$$

$$F = 1.28$$

$$Q = 1$$

$$S_w = 122.96 \text{ ft}^2$$

$$C_f = 1.5 \times 10^{-3}$$

$$\begin{aligned} - D_F &= q_{\infty} S_w C_f F Q \\ &= 0.588(122.96) \\ &\quad (1.5 \times 10^{-3})(1.28)(1) \\ &= 0.139 \text{ lbf} = 0.618 \text{ N} \end{aligned} \quad (26)$$

หาง

Vertical Tail

$$S = 39.98 \text{ ft}^2$$

$$S_w = 65.716 \text{ ft}^2$$

$$F = 1.47$$

$$Q = 1.03$$

$$C_f = 1.5 \times 10^{-3}$$

$$\begin{aligned} - C_{D,0} &= C_f F Q \frac{S_w}{S} \\ &= (1.5 \times 10^{-3})(1.47) \\ &\quad (1.03) \left(\frac{65.716}{39.98} \right) = 3.841 \times 10^{-3} \end{aligned} \quad (27)$$

$$\begin{aligned} - D_{VT} &= C_{D,0} q_{\infty} S \\ &= (3.841 \times 10^{-3})(0.588)(39.98) \\ &= 0.0902 \text{ lbf} = 0.401 \text{ N} \end{aligned} \quad (28)$$

Horizontal Tail

$$S = 112.825 \text{ ft}^2$$

$$S_w = 219.707 \text{ ft}^2$$

$$F = 1.47$$

$$Q = 1.08$$

$$C_f = 1.5 \times 10^{-3}$$

$$\begin{aligned} - C_{D,0} &= C_f F Q \frac{S_w}{S} & (29) \\ &= (1.5 \times 10^{-3})(1.47) \\ &\quad (1.03) \left(\frac{219.707}{112.825} \right) = 4.422 \times 10^{-3} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} - D_{HT} &= C_{D,0} q_\infty S & (30) \\ &= (4.422 \times 10^{-3})(0.588)(112.825) \\ &= 0.293 \text{ lbf} = 1.303 \text{ N} \end{aligned}$$

○ Total Drag

$$\begin{aligned} &= D_W + D_F + D_{VT} + D_{HT} & (31) \\ &= 45.28 + 0.618 + 0.401 + 1.303 \\ &= 47.602 \text{ N} \end{aligned}$$



บทที่ 4

การออกแบบและผลิตโครงสร้าง

หลังจากที่ได้ออกแบบขั้นต้น ทำให้สามารถกำหนด Payload และขนาดของปีก รวมถึงโครงสร้างได้ ขั้นตอนต่อไปจะทำการทบทวนการออกแบบเพื่อมุ่งสู่การผลิตโครงสร้างต้นแบบ เมื่อมีการทบทวนแบบจึงกำหนดให้ โครงสร้างอากาศยานพลังงานมนุษย์ โดยกำหนดให้น้ำหนักของอากาศยานน้ำหนักไม่เกิน 70 กิโลกรัม โครงสร้างปีกกล่องน้ำหนักไม่เกิน 40 กิโลกรัม สามารถ รับภาระน้ำหนักคนได้ 1 คน ซึ่งมีน้ำหนักไม่เกิน 60 กิโลกรัม ความเร็วขั้นต่ำในการนำเครื่องขึ้นคือ 7 เมตรต่อวินาที

ทำการออกแบบคำนวณหาขนาดของปีก คำนวณหาแรง ยกของปีก ออกแบบโครงสร้างปีกกล่อง และทำการเลือกวัสดุที่จะใช้ทำโครงสร้างหลักของปีกกล่อง ได้แก่ โฟมอัด Carbon tube เมื่อออกแบบลำอากาศยานเสร็จสิ้นทางคณะผู้จัดทำได้ทำการวิเคราะห์ความแข็งแรงของโครงสร้างโดยใช้โปรแกรม SOLIDWORKS เพื่อวิเคราะห์พฤติกรรมของโครงสร้าง โดยได้กำหนดวัสดุที่จะใช้คือโฟมอัดเบอร์ 3A ขนาด 600 x 1200 x 25 ลูกบาศก์มิลลิเมตร และ Carbon tube ที่มีขนาดต่างกัน 2 ขนาดคือ 30 x 1.5 ลูกบาศก์มิลลิเมตร และ ขนาด 25 x 1.5 ลูกบาศก์ มิลลิเมตร เมื่อวิเคราะห์เรียบร้อยแล้วเรจึงนำผลวิเคราะห์มาสร้างเป็นโครงสร้างอากาศยาน

4.1 เลือกวัสดุที่ใช้ในโครงสร้าง Box Wing

- ท่อ Spar โครงสร้างปีกกล่องใช้ท่อ Carbon fiber ขนาดของท่อตามท้องตลาด ได้แก่ขนาด 25,30,40 มิลลิเมตร หนา1.5 มิลลิเมตร
- Rib โครงสร้างปีกกล่องใช้โฟมอัดเบอร์ 3A ขนาด กว้าง 25 เซนติเมตร ยาว 120 เซนติเมตร หนา 25 มิลลิเมตร
- น้ำยา Epoxy สำหรับเคลือบโฟมเบอร์ 400 และ Fiberglass เบอร์ 100

ตารางที่ 4.1 คุณสมบัติวัสดุที่เลือกใช้

ชนิดวัสดุ	Elastic of Modulus (N/m ²)	Poisson's Ratio	Mass Density (kg/m ³)
Carbon fiber	3.57e+10	0.27	1550
โฟม	1.51e+7	0.05	160

4.2 เลือกแผนอากาศที่มีค่าทางอากาศพลศาสตร์เหมาะสม ต่ออากาศยานพลังงานมนุษย์ โดยได้เลือกใช้แผนอากาศเบอร์ SD7062 โดยมีคุณสมบัติดังนี้ที่ค่า Reynolds Number เท่ากับ 555,886

ตารางที่ 4.2 คุณสมบัติ Airfoil SD7062

Thickness	14%
Max CL	1.642
Max CL angle	15.75°
Stall angle	15.75°
Zero-lift angle	-4.5°

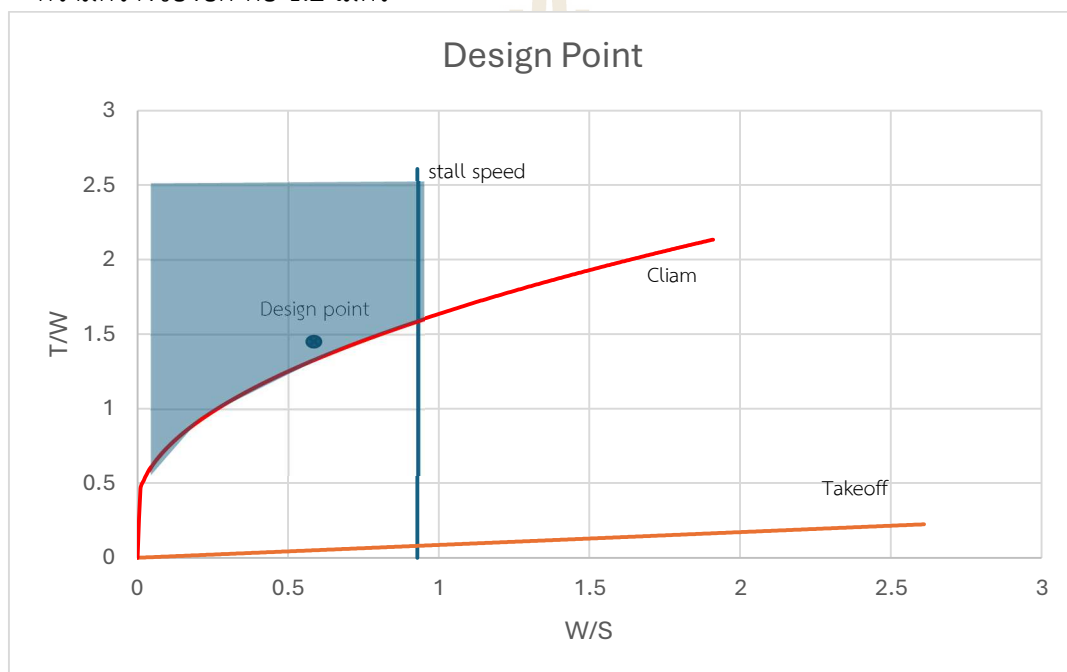
4.3 คำนวณหาขนาดโครงสร้างปีกกลองจาก Requirement ที่กำหนด

4.3.1 คำนวณขนาดของปีก

พื้นที่ของปีก คือ 43.2 ตารางเมตร

ความยาวของปีก คือ 18 เมตร

ความกว้างของปีก คือ 1.2 เมตร



รูปที่ 4.1 การเลือกจุดออกแบบ

4.3.2 หา critical performance parameters ดังนี้

Maximum lift coefficient $(C_L)_{\max} = 1.4778$

Maximum lift to drag ratio $(L/D)_{\max} = 13.5$

Takeoff weight $W_0 = 286.6 \text{ lb}$

Wing area $S = 465 \text{ ft}^2$

Wing loading $W/S = 0.62 \text{ lb/ft}^2$

Zero lift drag coefficient $C_{D,0} = 0.0772$

Drag-Due to lift coefficient $K = 0.01768$

Aspect ratio $AR = 30$

4.4. Finite Element Analysis

Simulationกำหนดให้ท่อ Carbon fiber เป็นSpar และโฟมเป็นAirfoil rib โดยใช้โปรแกรม SOLODWORKS ช่วยในการวิเคราะห์หาระยะยึดและ Von mises stress ของโครงสร้างปีกกล่อง

- ทดสอบระยะยึดโครงสร้างปีกกล่อง 3 เมตรโดย ให้ Spar ด้านหน้าเส้นผ่านศูนย์กลาง 30 มม. Spar ด้านหลังเส้นผ่านศูนย์กลาง 25 มม.

- ทดสอบระยะยึดและstressของโครงสร้าง เมื่อ เปลี่ยนขนาดท่อ
คำนวณแรงยกและแรงต้าน ของปีกโครงสร้างอากาศ ยานพลังมนุษย์โดยแรงยก คือ 1,374.33 N และแรงต้าน คือ 37.49 N

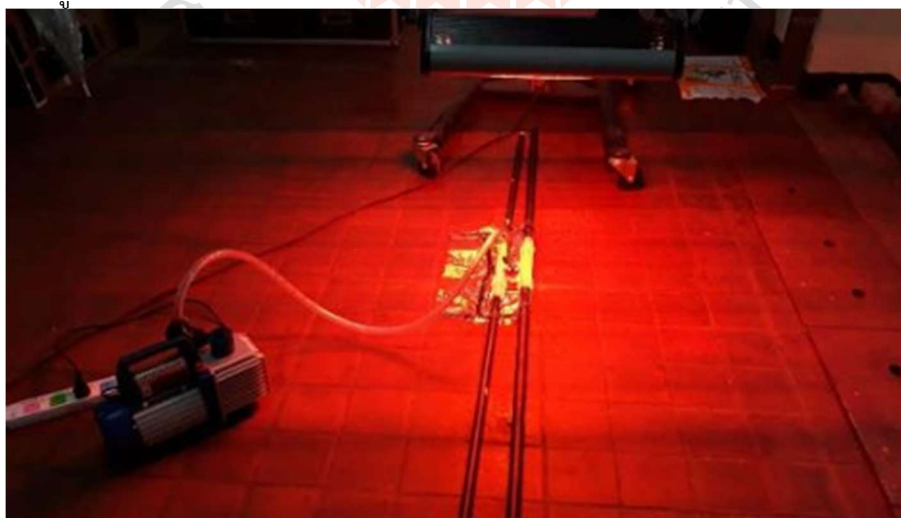
4.5 ค้นหาวิธีการขึ้นรูปชิ้นงานและสร้างชิ้นโครงสร้าง

4.5.1 ทำ Airfoil rib โดยการตัดโฟมด้วยลวดร้อน



รูปที่ 4.2 Airfoil rib ที่ทำจากโฟม

4.5.2 ต่อก่อCarbon fiber จาก 1 เป็น 3 เมตรและ นำไป Vacuum เพื่อนำเรซินส่วนเกินออกและเพื่อให้ท่อเป็นเนื้อเดียวกันมากที่สุด โดย ภายในท่อ Carbon fiber ได้มีการเพิ่มเนื้อท่อ บริเวณรอยต่อโดยการ ใช้ท่อที่มีเส้นผ่าน ศูนย์กลางเล็กกว่ามาสวมอัด



รูปที่ 4.3 ท่อ Carbon ที่กำลังทำการ Vacuum

4.5.3 นำส่วนของ Spar และ Airfoil rib มาประกอบ เข้าด้วยกันและนำโฟม 3 มิลลิเมตรมาประกบ บริเวณ Leading edge



รูปที่ 4.4 โครงสร้างปีกกล่องที่ประกอบ Spar และ rib



รูปที่ 4.5 ประกอบส่วน Leading edge

4.5.4 ติด Skin ปีกของโครงสร้างปีกกล่อง



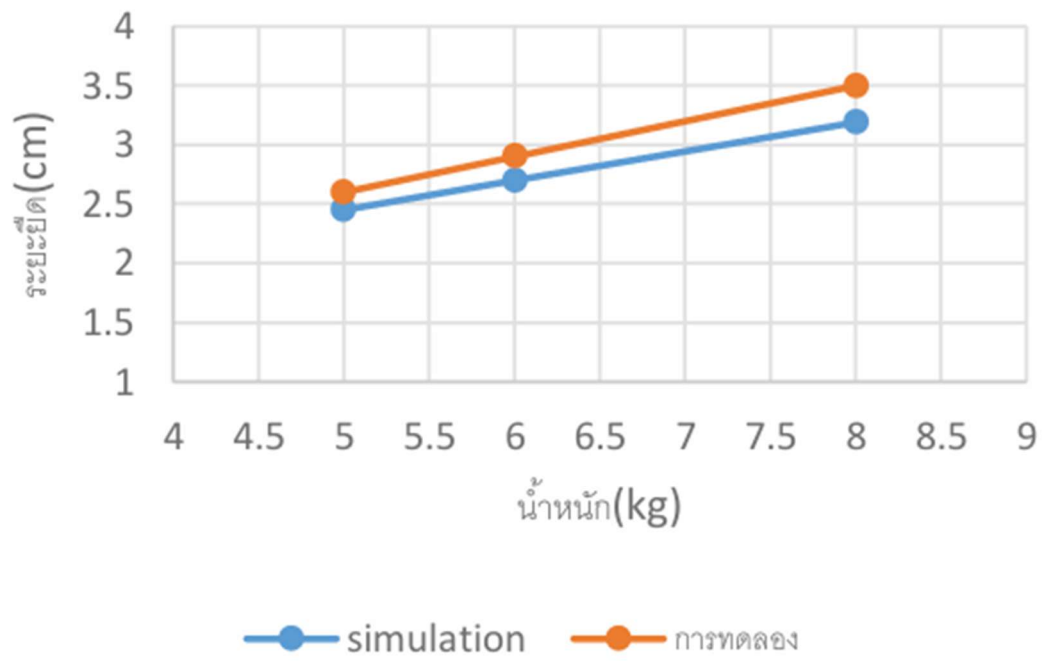
รูปที่ 4.6 ติด Skin โครงสร้างปีกกล่อง

4.6 การทดสอบโครงสร้างและการคำนวณโครงสร้างด้วย Finite Element Method

การทดลองหาระยะยืดโครงสร้าง 3 เมตรเมื่อ ถ่วงด้วยน้ำหนักต่างๆที่ตรงกลางโครงสร้างปีกกล่อง แสดงในตารางที่ 5 และรูปที่ 4.7 เปรียบเทียบการทดลองกับ Simulation ผลที่ได้แสดงให้เห็นถึงความแม่นยำของการจำลองด้วย FEM จึงนำ FEM ไปใช้ในการวิเคราะห์โครงสร้าง HPA ที่ซับซ้อนขึ้น

ตารางที่ 4.3 ระยะยืดโครงสร้าง

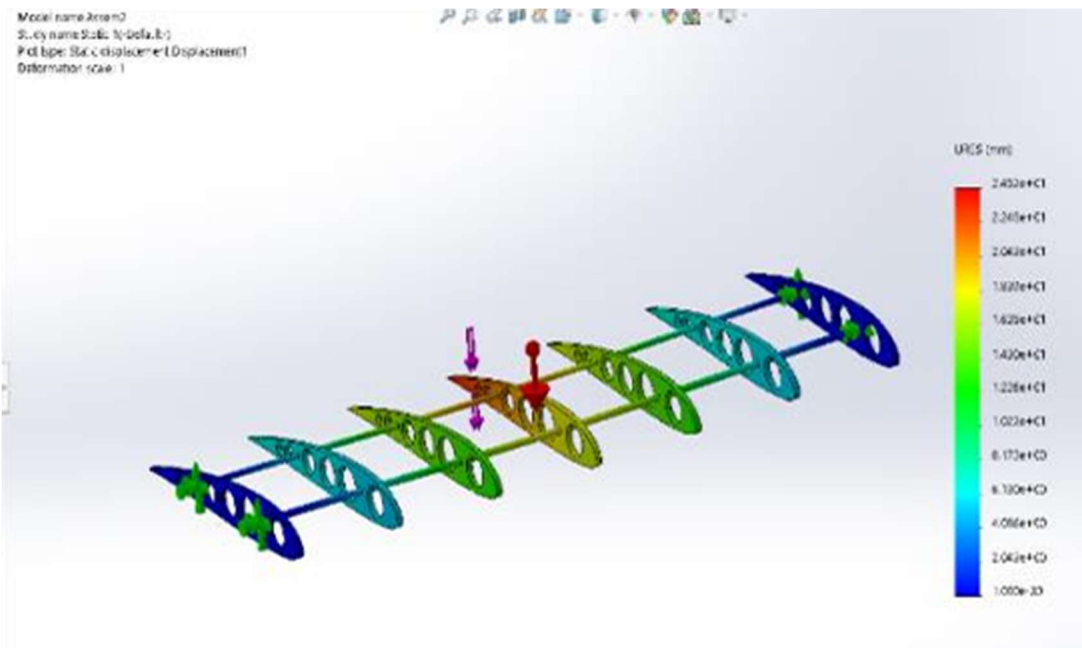
น้ำหนัก (kg)	ระยะยืดของโครงสร้าง Simulation(cm)	ระยะยืดของ โครงสร้าง จากการทดลอง(cm)
5	2.45	2.6
6	2.70	2.9
8	3.19	3.5



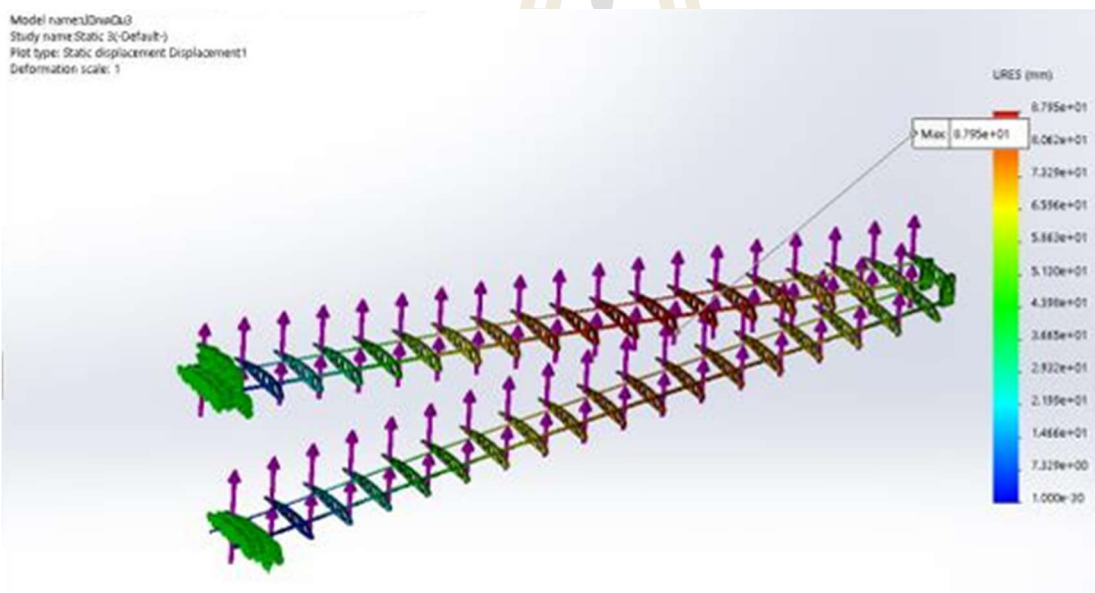
รูปที่ 4.7 กราฟความสัมพันธ์น้ำหนักกระยะยัด



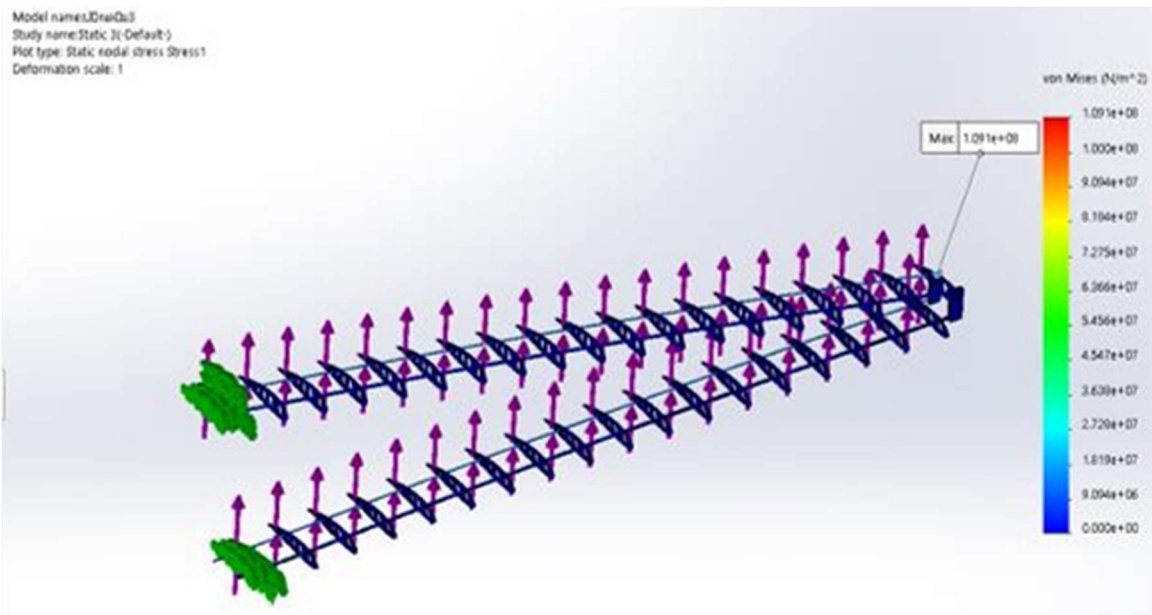
รูปที่ 4.8 ทดสอบระยะยัดโครงสร้าง



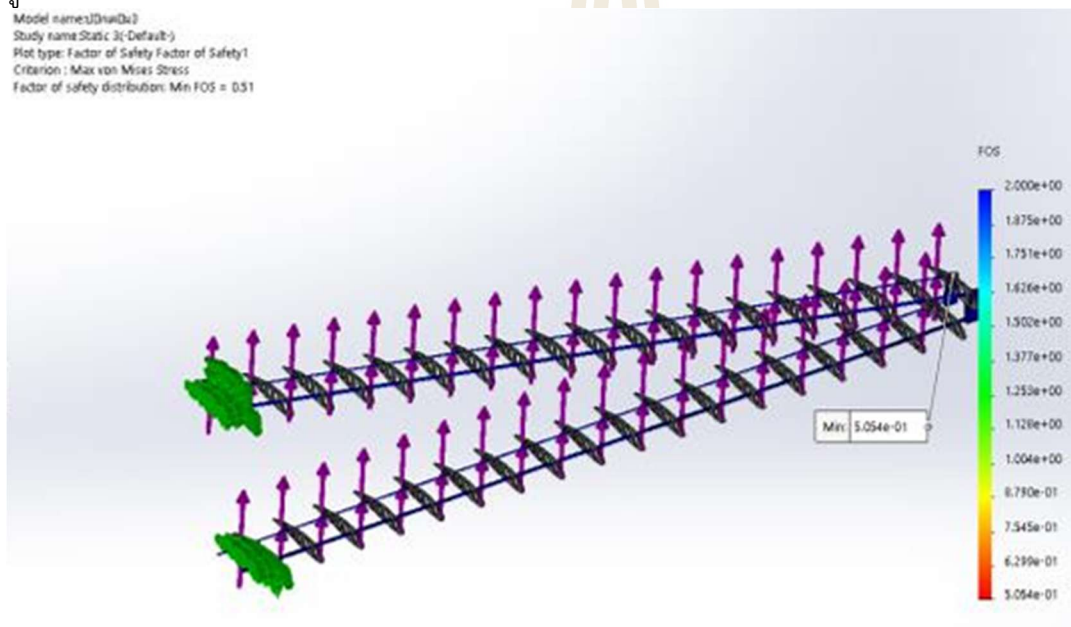
รูปที่ 4.9 ผล simulation โครงสร้างกว้าง 3 เมตร



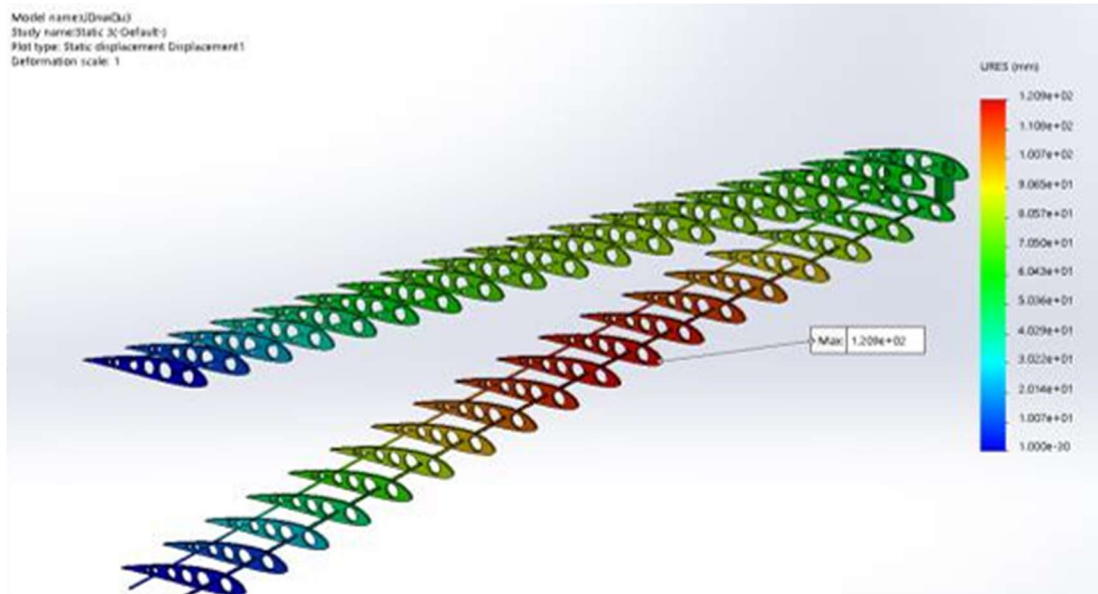
รูปที่ 4.10 Displacement ท่อด้านหน้า 40 มม. หลัง 25 มม.



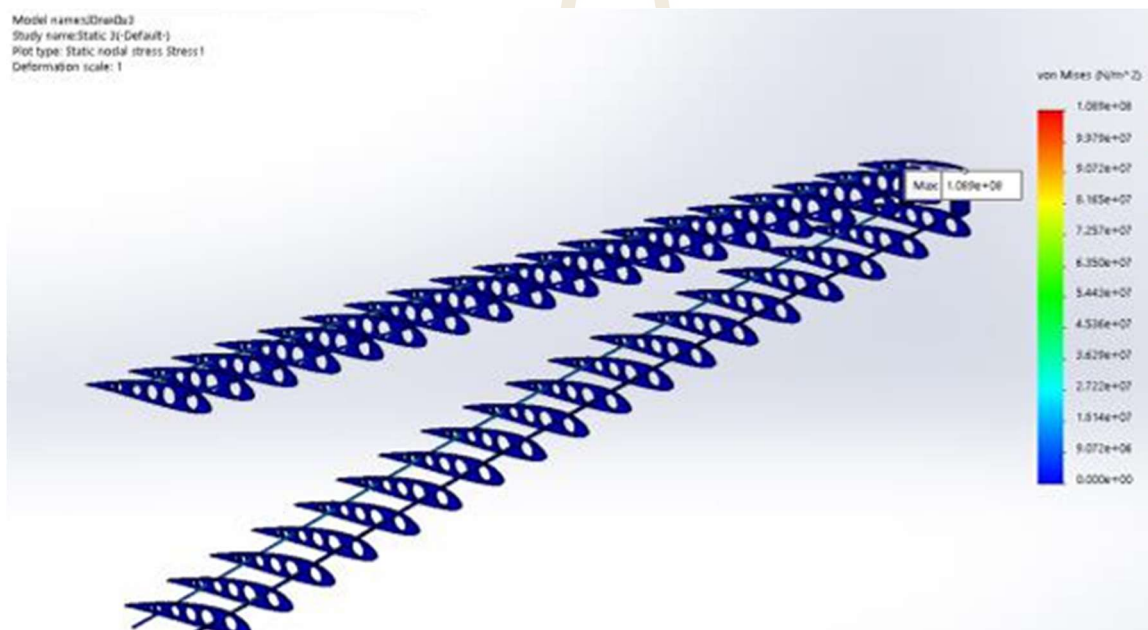
รูปที่ 4.11 Stress ท่อด้านหน้า 40 มม. หลัง 25 มม.



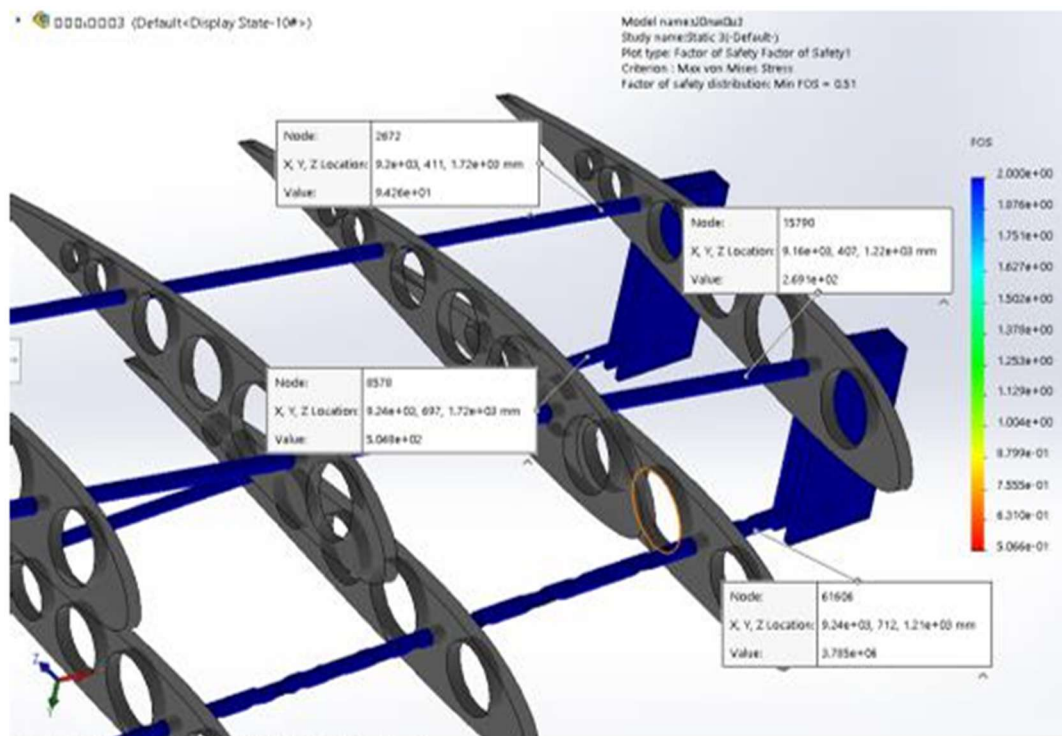
รูปที่ 4.12 FOS ท่อด้านหน้า 40 มม. หลัง 25 มม.



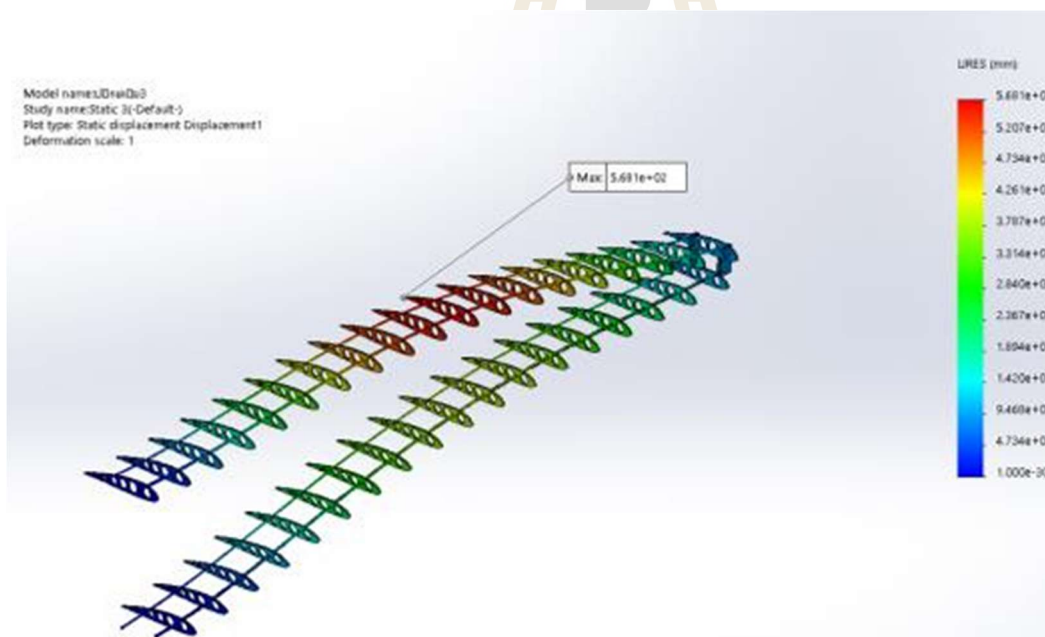
รูปที่ 4.13 Displacement ท่อด้านหน้า 30 มม. หลัง 25 มม.



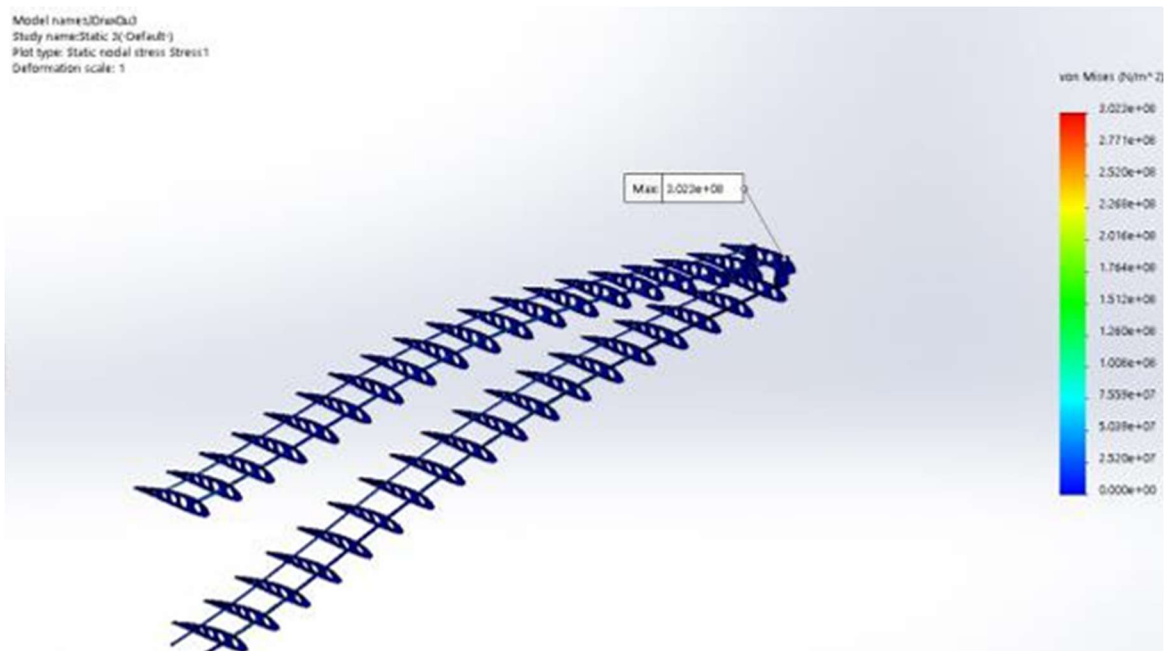
รูปที่ 4.14 Stress ท่อด้านหน้า 30 มม. หลัง 25 มม.



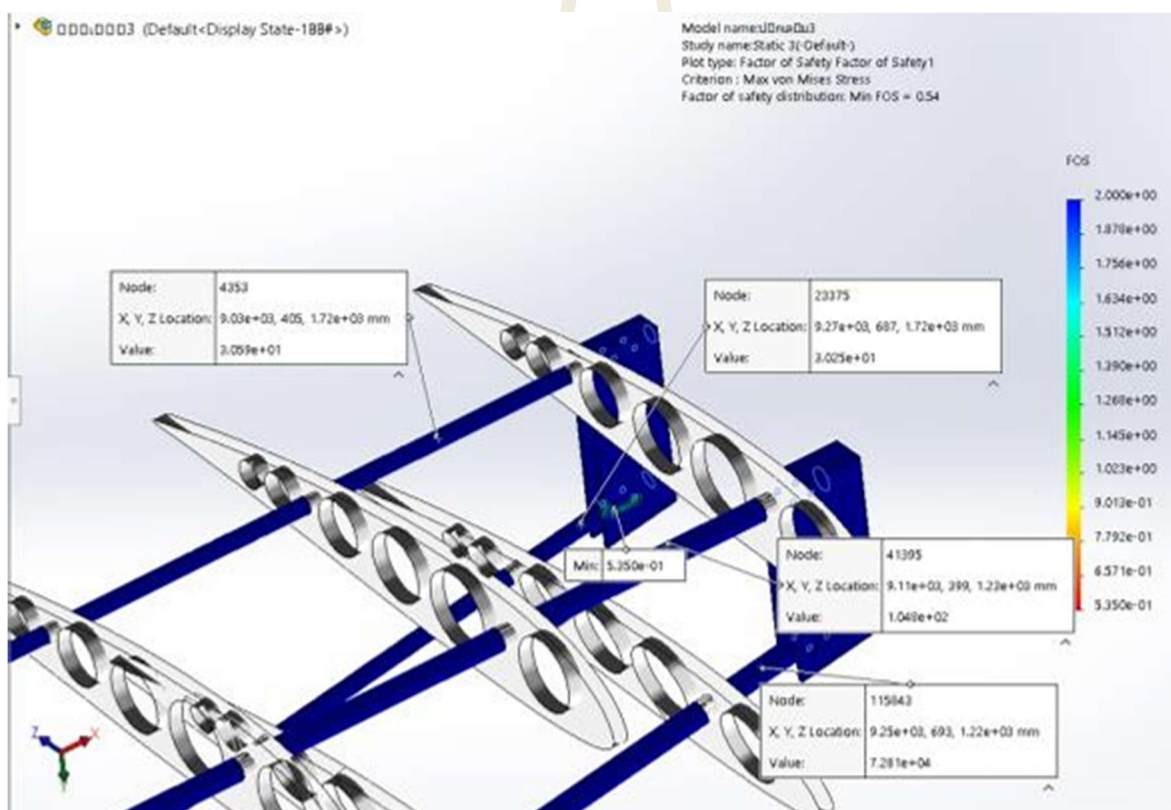
รูปที่ 4.15 FOS ท่อด้านหน้า 30 มม. หลัง 25 มม.



รูปที่ 4.16 Displacement ท่อด้านหน้า 40 มม. หลัง 30 มม.



รูปที่ 4.17 Stress ท่อด้านหน้า 40 มม. หลัง 30 มม.



รูปที่ 4.18 FOS ท่อด้านหน้า 40 มม. หลัง 30 มม.

รูปที่ 4.9 – 4.18 แสดงผลการวิเคราะห์โครงสร้าง HPA ด้วย FEA ซึ่งมีผลที่น่าสนใจดังนี้

- ผล simulation ท่อด้านขนาด 40 มม. ด้านหลัง 25 มม. มี Displacement และ stress น้อยที่สุด คือ 8.795 cm และ $1.091\text{E}+08$ N/m² ตามลำดับ แต่เนื่องจาก ปริมาณท่อในตลาดไม่เพียงพอต่อความต้องการ จึงไม่สามารถนำมาทำชิ้นงานได้
- ผล simulation ท่อด้านขนาด 40 มม. ด้านหลัง 25 มม. มี FOS = 2
- ผล simulation ท่อด้านขนาด 30 มม. ด้านหลัง 25 มม. มี Displacement และ stress คือ 12.09 cm และ $1.098\text{E}+08$ N/m² ตามลำดับ
- ผล simulation ท่อด้านขนาด 30 มม. ด้านหลัง 25 มม. มี FOS = 2
- ผล simulation ท่อด้านขนาด 40 มม. ด้านหลัง 30 มม. มี Displacement และ stress คือ 56.81 cm และ $3.023\text{E}+08$ N/m² ตามลำดับ
- ผล simulation ท่อด้านขนาด 40 มม. ด้านหลัง 30 มม. มี FOS = 2.

ผลลัพธ์จาก FEA สรุปเป็นตารางที่ 4.4

ตารางที่ 4.4 ระยะยึดและ Stress ท่อขนาดต่างๆ

เส้นผ่านศูนย์กลาง ท่อด้านหน้า (mm)	เส้นผ่านศูนย์กลาง ท่อด้านหลัง (mm)	Displacement (cm)	Stress (N/m ²)
30	25	12.09	$1.098\text{E}+08$
40	25	8.795	$1.091\text{E}+08$
40	30	56.81	$3.023\text{E}+08$

ได้นำท่อเส้นผ่านศูนย์กลาง 30 และ 25 มม. มาเพิ่มความยาว 1 เมตรเป็น 3 เมตรด้วยวิธีการ ต่อท่อแล้ว นำมาอบเรซิน

ตารางที่ 4.5 น้ำหนักท่อหลังการเพิ่มขนาด

เส้นผ่านศูนย์กลางท่อ (mm)	น้ำหนักหลังต่อท่อ(kg)
25	0.538
30	0.723

Skin ได้เลือก 4 ชนิดได้แก่ monocot, polyester film, fiber glass และ Vacuum bagging film

- Monocot ง่ายต่อการขึ้นรูปแต่ skin มีความตึงผิวมากเกินไปทำให้ rib เกิดการ โกงตัวจนเสียรูป
- polyester film ติดตั้งง่าย มีความ แข็งแรงสูง แต่มีน้ำหนักมากและราคา ค่อนข้างแพง
- fiber glass มีความแข็งแรงสูง ราคาถูก แต่ขึ้นรูปยากต้องทำแม่แบบทุกครั้งทีขึ้น รูปและแม่แบบไม่สามารถนำกลับมาใช้ได้ อีก

4.7 การผลิตโครงสร้าง

4.7.1. เลือกใช้วัสดุในโครงสร้างปีกกล่อง

- Leading edge โครงสร้างปีกกล่องใช้โฟมอัดบางขนาด กว้าง 60 เซนติเมตร ยาว 100 เซนติเมตรหนา 3 มิลลิเมตร
- พื้นผิวที่ใช้คลุม โครงสร้างปีกกล่อง ใช้ไมลาร์ฟิล์ม ขนาด กว้าง 1 เมตร หนา 0.08 มิลลิเมตร
- กาวสเปรย์สำหรับติดโฟมและไมลาร์ฟิล์ม 3M เบอร์ 77 ชนิดติดถาวร
- Trailing edge โครงสร้างปีกกล่องใช้ไม้อัดขนาดกว้าง 45 เซนติเมตร ยาว 90 เซนติเมตร หนา 5 มิลลิเมตร
- ลำตัวโครงสร้างปีกกล่องใช้ท่อ Aluminum 6063 ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 2.5 นิ้ว หนา 3 มิลลิเมตร และขนาด 2 นิ้ว หนา 6 มิลลิเมตร

ตารางที่ 4.6 คุณสมบัติวัสดุที่เลือกใช้

ชนิดวัสดุ	Elastic of Modulus	Poisson's Ratio	Mass Density
โฟม	1.51e+7	0.05	160
ไมลาร์ฟิล์ม	7.1e+6	0.38	1.39
ไม้อัด	1.29e+9	0.61	-
Aluminum 6063	6.9e+10	0.33	2700

4.7.2 การติด Leading edge จากโฟมที่มีความหนา 3 มิลลิเมตร ด้วยการยิงปืนกาว



รูปที่ 4.19 ประกอบ Leading Edge เข้ากับท่อน Spar

4.7.3 การติดไมลาร์ฟิล์มคลุมโครงสร้างปีกกล่องโดยใช้กาวสเปรย์ 3M



รูปที่ 4.20 ประกอบ Mylar Film เข้ากับ Rib

4.7.4 ใช้ไม้อัดติดบริเวณ Trailing edge ระหว่าง Rib ดึงผิวไมลาฟิล์มให้ตึงมาติดกับบนไม้อัด ด้วยการยิงปืน



รูปที่ 4.21 ดึงMylar Film ให้ติดกับ Tailing edge

4.7.5 ประกอบ section ปีก 3 เมตร เข้าด้วยกัน



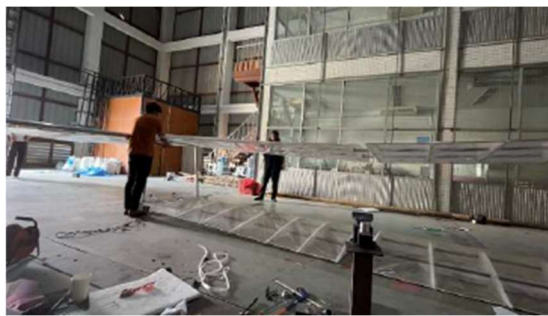
รูปที่ 4.22 ประกอบปีกเข้าด้วยกัน 9 เมตร

4.7.6 การสร้างลำตัวโครงสร้างอากาศยานโดยการเชื่อมด้วยลวดเชื่อม



รูปที่ 4.23 ประกอบลำตัว

4.7.7 ประกอบโครงสร้างปีกกล่องเข้ากับลำตัวอากาศยาน



รูปที่ 4.24 ประกอบปีกเข้ากับลำตัว

4.7.8 ชั่งน้ำหนักโครงสร้างปีกกล่องและลำตัว



รูปที่ 4.25 ชั่งน้ำหนักปีกแต่ละ section

4.7.9 น้ำหนักของโครงสร้างปีกกล่องและลำตัว

น้ำหนักของปีกกล่อง 1 section (3 เมตร) มีน้ำหนักเฉลี่ย 3.131 กิโลกรัม จำนวน 12 section รวมเป็น 37.572 กิโลกรัม จากการคำนวณน้ำหนักในโปรแกรม SOLIDWORKS คือ 18.589 กิโลกรัม

น้ำหนักของลำตัวคือ 15 กิโลกรัมจากการ วัดจริงและจากการคำนวณน้ำหนักใน โปรแกรม SOLIDWORKS คือ 14 กิโลกรัม

สาเหตุที่น้ำหนักในการวัดจริงมีค่ามากกว่า น้ำหนักคำนวณจากโปรแกรม SOLIDWORKS คือ ในการ Simulation มีการเจาะ Rib เพื่อลด น้ำหนัก และไม่มีการติดพื้นผิว, ติดโฟมบาง Leading Edge, ติดไม้อัดที่ Tailing Edge ซึ่ง

ในการสร้างจริงต้องมีการติดพื้นผิวเพื่อป้องกัน แรงที่เกิดจากลมมาปะทะ มีการติดโฟมบางเพื่อ เสริมไม่ให้พื้นผิวยุบ และติดไม้อัดเพื่อดึง Mylar Film ให้ตึง

ตารางที่ 4.7 การเปรียบเทียบการโก่งตัวของข้อต่อและการเชื่อมท่อด้วยการอบ

ตำแหน่ง (m)	ระยะการโก่งตัววัดจากพื้นถึงปีก (cm)	
	ข้อต่ออลูมิเนียม	เชื่อมด้วยการอบ
0	0	0
1	7	5
2	14	7
3	17	8

การเทียบการโก่งตัวเทียบกับผล simulation ปรากฏว่าค่าที่วัดจริงมีค่าน้อยกว่าผล simulation ถือว่าอยู่ในเกณฑ์ที่รับได้ สาเหตุที่เกิดจากการที่ผล simulation มีการคาดเคลื่อนมากอาจมาจาก การใช้ข้อต่ออลูมิเนียมประกอบปีกแต่ละsection เนื่องจากข้อต่อมีช่องว่าง ทำให้ปีกที่ต่อเกิดการโก่งตัวมากเกินไป จึงทำการเปลี่ยนมาเป็นการใช้ข้อต่อคาร์บอนเพื่อให้ข้อต่อคาร์บอนที่ต่อเปรียบเสมือนท่อเดียวกัน ทำให้มีความแข็งแรงมากกว่าเนื่องจากมีการเพิ่มเนื้อท่อคาร์บอนบริเวณรอยต่อ โดยการใช้ท่อที่มีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางเล็กกว่ามาสวมอัด

4.8 บทสรุป

แม้ว่ากระบวนการออกแบบวิเคราะห์โครงสร้างตลอดจนกระบวนการผลิตโครงสร้างปีกจะทำได้สำเร็จ เมื่อนำโครงสร้างทั้งหมดที่ผลิตมาประกอบเป็นปีกกล่อง พบว่าเกิดปัญหาอย่างมากกับชิ้นรอยต่อปลายปีก ซึ่งต้องเชื่อมระหว่างปีกบนและปีกล่าง พบว่าเมื่อนำมาประกอบกันแล้วโครงสร้างไม่สามารถคงอยู่ได้ เกิดการโก่งตัวไม่สามารถคงรูปโครงสร้างตามทีออกแบบไว้ได้ ทำให้โครงสร้างที่ใช้ท่อคาร์บอนคู่เป็น Spar ปีกนี้ต้องนำมาพิจารณา Re-Design เพื่อหาโครงสร้างใหม่ที่จะสามารถคงรูปร่างโครงสร้างเป็นปีกกล่องไว้ได้ ซึ่งจะนำเสนอในบทถัดไป

บทที่ 5

การปรับปรุงโครงสร้าง

จากบทที่ 4 ทำให้ได้เรียนรู้ถึงโครงสร้างที่จะนำมารับน้ำหนักของ Human Powered Aircraft นั้น ส่วนของ Spar ปีก มีความสำคัญมาก ซึ่งจะต้องแบกน้ำหนักโครงสร้างและแรงกระทำที่เกิดขึ้นให้ได้ และยังคงรูปร่างของ Box Wing ไว้ได้ ซึ่งแตกต่างจาก HPA แบบปีกชั้นเดียวที่เคยมีการผลิตมาก่อนหน้าที่อาศัยเสากระโดงและสายเคเบิลในการช่วยยึดโยงโครงสร้าง ดังนั้นในการออกแบบปรับปรุงจะต้องเลือกโครงสร้างที่ทนต่อ Bending Moment ได้สูง และยังคงเป็นวัสดุที่หาง่ายในท้องตลาด

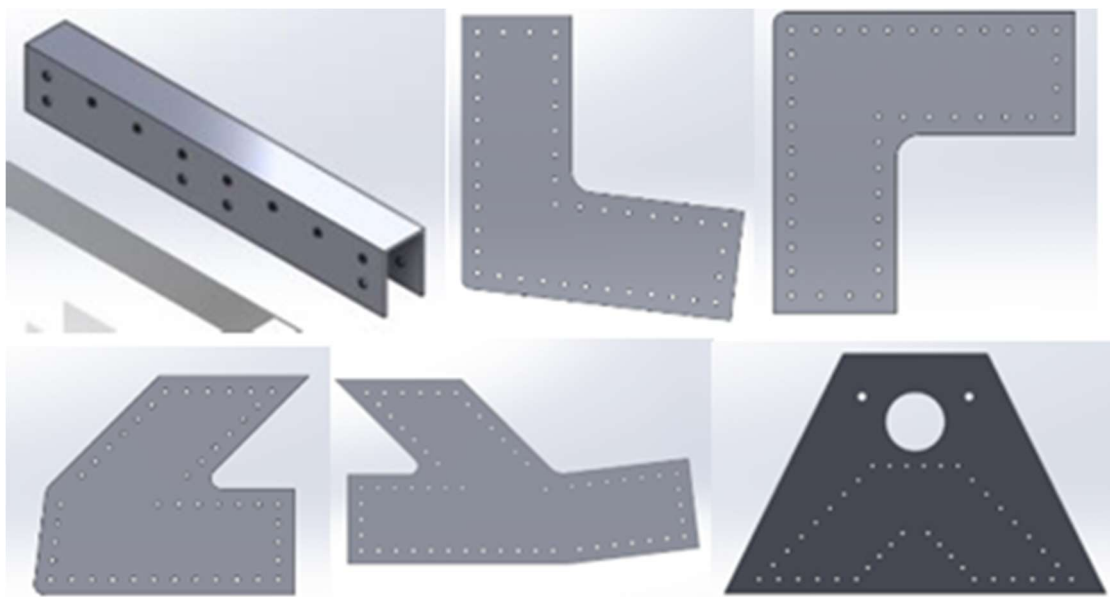
5.1 การออกแบบ Wing Spar

จากการวิเคราะห์วัสดุที่หาง่ายในตลาด ราคาไม่แพง และมีความแข็งแรงทนต่อ Bending Moment ได้ดี จึงเลือกใช้วัสดุเป็นอะลูมิเนียมกล่อง ยาว 6 เมตร รูปที่ 5.1 แสดงโครงสร้างของสปาร์ปีกที่ออกแบบในรูปแบบปีก box-wing โดยวัสดุที่เลือกใช้สำหรับชิ้นส่วนนี้คือท่ออลูมิเนียมรูปทรงสี่เหลี่ยมผืนผ้า ขนาด 4 นิ้ว x 1 นิ้ว (101.6 มม. x 25.4 มม.) หนา 1 มม. โดยวางในแนวตั้ง การวางในแนวตั้งนี้ช่วยเพิ่มความสามารถ Spar ในการต้านทานแรงดัด เนื่องจากมีโมเมนต์ความเฉื่อยในแนวตั้งมากขึ้น

สปาร์ปีกที่ออกแบบมีความยาวรวมทั้งหมด 34 เมตร โดยแบ่งเป็นปีกบนยาว 18 เมตร ปีกล่างแต่ละข้างยาว 7.73 เมตร และส่วนปลายแต่ละด้านยาว 0.5 เมตร ความสูงรวมของโครงปีกคือ 1.5 เมตร โดยปีกล่างไม่ได้วางในแนวนอน แต่ถูกออกแบบให้เอียง เพื่อช่วยรองรับน้ำหนักบริเวณปลายปีกและลดการโก่งตัวที่มากเกินไป



รูปที่ 5.1 โครงสร้างปีกกล่องจาก Aluminum Spar



รูปที่ 5.2 ชิ้นงาน Metal Sheet สำหรับประกอบโครงสร้างหลัก

5.2 ชิ้นเชื่อมต่อ

รูปที่ 5.2 แสดงภาพของชิ้นส่วนตัวเชื่อมที่ใช้ทั้งในสปาร์ปีกและลำตัวเครื่องบิน โดยวัสดุที่เลือกใช้ในการผลิตชิ้นส่วนสำคัญเหล่านี้คือแผ่นอลูมิเนียมหนา 2 มิลลิเมตร การขึ้นรูปและตัดชิ้นงานให้ได้รูปทรงที่แม่นยำนั้นดำเนินการด้วยเครื่องตัดเลเซอร์สำหรับโลหะ ซึ่งเป็นเทคโนโลยีที่ช่วยให้สามารถสร้างชิ้นส่วนเหล่านี้ได้อย่างแม่นยำสูง เพื่อให้สามารถประกอบเข้ากับโครงสร้างของเครื่องบินได้อย่างลงตัวและมีประสิทธิภาพ

5.3 Airfoil: SD7062

เนื่องจากความท้าทายที่เกิดจากขอบ trailing edge ของแอร์ฟอยล์ที่มีความคมมาก ประกอบกับข้อจำกัดของเครื่องมือที่ใช้ในการผลิต ทีมออกแบบจึงเลือกใช้แอร์ฟอยล์รุ่น SD7062 ดังแสดงในรูปที่ 5.3 ข้อดีของ Airfoil รุ่นนี้คือมีขอบท้ายที่ไม่คมมากนัก ทำให้กระบวนการผลิตทำได้ง่ายขึ้น นอกจากนี้ Airfoil รุ่นนี้ยังสามารถสร้างแรงยกได้ดีแม้ในสภาวะที่มีค่าเรย์โนลด์ต่ำ โดยสามารถให้ค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านสูงสุด (lift-to-drag ratio) ได้ถึง 99.1 ที่มุมปะทะ 6.25 องศา



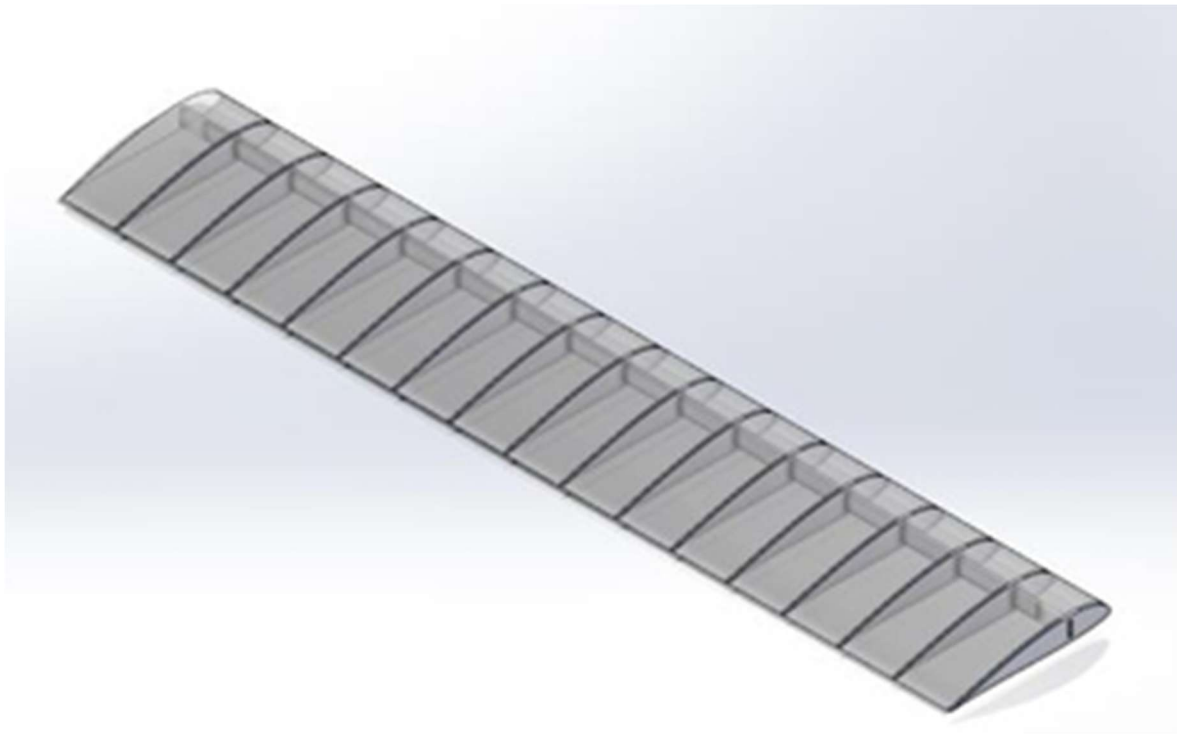
รูปที่ 5.3 Airfoil: SD7062

ในการสร้างโครงซี่ปีก (wing rib) สำหรับโครงปีกนี้ ได้เลือกใช้วัสดุโฟมสไตรโพรพชนิดความหนาแน่นสูง โดยกำหนดระยะห่างระหว่างแต่ละซี่ปีกไว้ที่ 0.4 เมตร การเลือกใช้วัสดุและการจัดวางในลักษณะนี้มี

วัตถุประสงค์หลักสองประการ คือ ช่วยลดแรงต้านอากาศและน้ำหนักรวมของปีก พร้อมทั้งเสริมความแข็งแรงทางโครงสร้างให้กับรูปทรงของปีกโดยรวม

5.4 Wing Skin: Mylar Film

รูปที่ 5.4 แสดงภาพการประกอบโครงสร้างสปาร์ความยาว 6 เมตร พร้อมกับซี่ปีกและแผ่นคลุมผิวปีก โดยในการหุ้มชิ้นส่วนภายในของปีกนั้น ได้เลือกใช้วัสดุฟิล์มไมลาร์ (Mylar Film) ที่มีความหนา 0.08 มิลลิเมตร ฟิล์มไมลาร์ซึ่งผลิตจากโพลีเอทิลีนเทเรฟทาเลต (PET) มีจุดเด่นที่สำคัญคือมีความแข็งแรงต่อแรงดึงสูงและมีน้ำหนักเบาเป็นพิเศษ จึงเหมาะสมอย่างยิ่งสำหรับการใช้งานในโครงสร้างปีกที่ต้องการทั้งความทนทานและน้ำหนักเบา ตารางที่ 5.1 แสดงคุณลักษณะมิติของปีก



รูปที่ 5.4 Wing Structure

ตารางที่ 5.1

Wing Span	18 meters
Wing Chord	1.17 meters
Wing Area	40.32 sq. meters
Aspect Ratio	8.03
Thickness	0.16 m

5.5 Fuselage Design

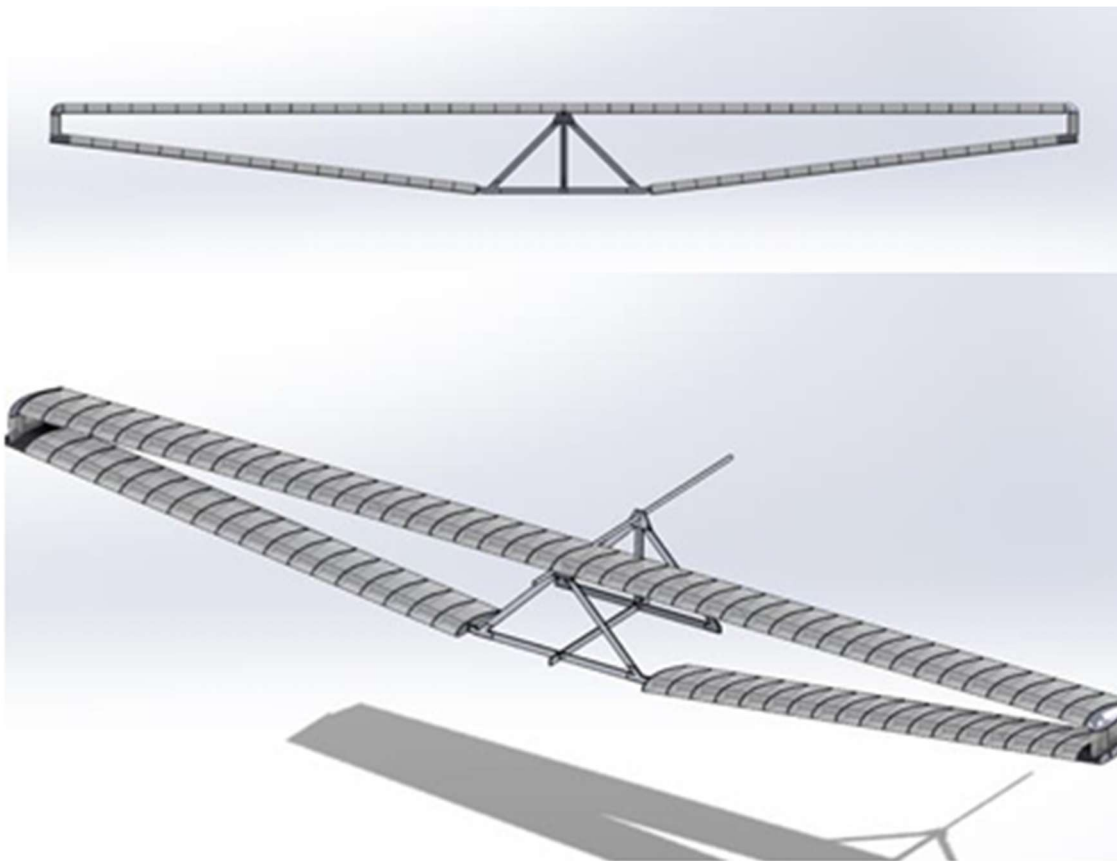
รูปที่ 5.5 แสดงโครงสร้างของลำตัวเครื่องบิน ซึ่งได้รับการออกแบบอย่างมุ่งหมายเพื่อยึดและรองรับสปาร์ปีกผ่านการเชื่อมต่อแบบสามเหลี่ยม โดยการเลือกใช้วัสดุให้เหมือนกับที่ใช้ในสปาร์ปีก ทำให้ได้คุณสมบัติที่เหมาะสมทั้งด้านความแข็งแรงและน้ำหนักเบา นอกจากนี้ ยังมีการเสริมท่อกลมความยาว 4 เมตร หนา 3.5 มิลลิเมตร ที่บริเวณส่วนบนของลำตัว ซึ่งมีบทบาทสำคัญในการช่วยกระจายน้ำหนักของชุดลำตัวและปีก และยังเพื่อไว้สำหรับการปรับปรุงเพิ่มเติมหรือการติดตั้งอุปกรณ์อื่นในอนาคต



รูปที่ 5.5 Fuselage Structure

5.6 Overall Assembly Design

ในรูปที่ 5.6 แสดงภาพรวมของการประกอบโครงสร้างทั้งหมด ซึ่งรวมถึงส่วนของปีกและลำตัว โดยสปาร์ของปีกบนได้รับการติดตั้งอย่างแน่นหนาที่บริเวณด้านหน้าส่วนบนของลำตัว ด้วยวิธีการยึดที่แข็งแรง โดยใช้สลักเกลียว เพื่อให้เกิดการยึดติดที่มั่นคงและเชื่อถือได้ในตำแหน่งที่สำคัญนี้ ในทำนองเดียวกัน ปีกล่างทั้งสองข้างได้ถูกเชื่อมต่อเข้ากับโครงสร้างหลักอย่างแนบเนียน โดยยึดเข้ากับขอบล่างของโครงสามเหลี่ยม ซึ่งช่วยเสริมความแข็งแรงและความมั่นคงของโครงสร้างเครื่องบินโดยรวม วิธีการออกแบบและประกอบที่พิถีพิถันนี้มีบทบาทสำคัญต่อประสิทธิภาพและความปลอดภัยของระบบการบิน



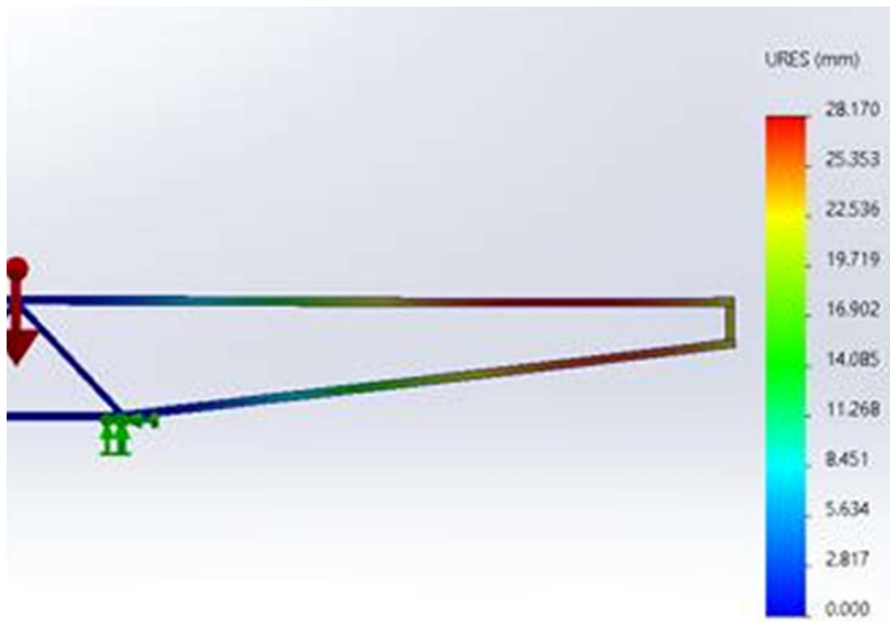
รูปที่ 5.6 โครงสร้าง HPA ที่ปรับปรุงแล้ว

5.8 การวิเคราะห์โครงสร้างด้วย Finite Element Method

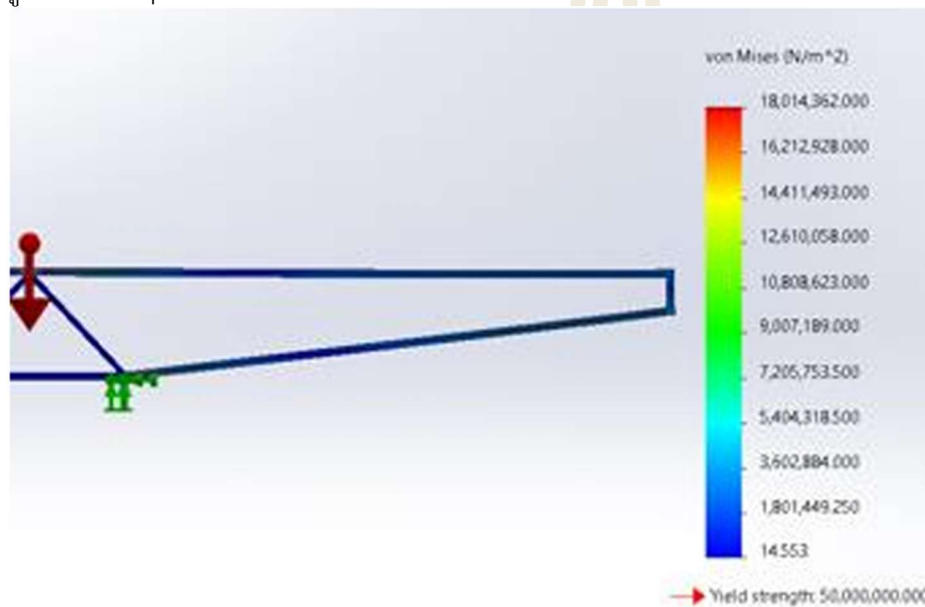
เพื่อเป็นการยืนยันความแข็งแรงของโครงสร้างก่อนผลิตจริง จึงใช้ Finite Element Method จากการจำลองแบบสถิต (static simulation) ในโปรแกรม SolidWorks โดยมุ่งเน้นที่บริเวณจุดเชื่อมต่อระหว่างสปาร์ปีกกับโครงหน้าของลำตัว ภายใต้แรงโน้มถ่วงเพียงอย่างเดียว วิเคราะห์ Deflection และ Stress ที่เกิดกับโครงสร้าง แสดงในรูปที่ 5.7-5.8 ผลลัพธ์เป็นที่น่าสนใจมากเนื่องจากระยะ displacement สูงสุดเพียง 28 mm และมี maximum stress ที่ห่างจาก Yield stress มากกว่า 2.5 เท่า

จากผลการจำลองพบว่าการโก่งตัวน้อยมากในสถานการณ์นี้ ซึ่งเป็นผลมาจากการเชื่อมต่อที่แข็งแรงระหว่างสปาร์อลูมิเนียมแต่ละท่อนที่มีความยาว 6 เมตร โดยจุดที่มีการโก่งตัวมากที่สุดอยู่บริเวณปลายปีก มีค่าการโก่งตัวสูงสุดที่ 28.17 มิลลิเมตร ในทางกลับกัน บริเวณใกล้จุดยึดติดของโครงสร้าง ซึ่งอยู่บริเวณกลางลำตัวตรงตำแหน่งที่สปาร์เชื่อมกับลำตัวนั้น แทบไม่พบการโก่งตัวเลย แสดงให้เห็นถึงความมั่นคงของโครงสร้างในจุดรองรับหลัก

ผลลัพธ์ที่ได้ถือว่าน่าสนใจ เนื่องจากแสดงให้เห็นว่าค่าสภาวะความเค้นที่เกิดขึ้นในสปาร์ปิกนั้นอยู่ในระดับต่ำอย่างมาก ซึ่งภาวะความเค้นต่ำนี้เป็นสัญญาณของการออกแบบและการก่อสร้างที่มีประสิทธิภาพ แสดงให้เห็นว่าวัสดุที่เลือกใช้และการจัดวางโครงสร้างสามารถกระจายและรองรับแรงโน้มถ่วงที่กระทำต่อสปาร์ปิกได้อย่างเหมาะสมและมีประสิทธิภาพ



รูปที่ 5.7 Displacement Result



รูปที่ 5.8 Stress Result

5.7 Fabricated Wing + Fuselage Structure

รูปที่ 5.9 แสดงโครงสร้างลำตัวของเครื่องบินที่ขับเคลื่อนด้วยแรงคน โดยในการออกแบบเน้นความเบาเป็นหลัก ชิ้นส่วนทั้งหมดจึงผลิตจากอลูมิเนียม ลำตัวมีความสูง 1.5 เมตร และมีระยะห่างระหว่างโครงหน้าและโครงหลังอยู่ที่ 1.2 เมตร โครงสร้างนี้ประกอบขึ้นจากท่ออลูมิเนียมทรงสี่เหลี่ยม ซึ่งถูกเชื่อมต่อกันอย่างประณีตด้วยแผ่นโลหะต่อเชื่อมที่ออกแบบขึ้นเป็นพิเศษ โดยแผ่นเชื่อมเหล่านี้ก็ทำจากอลูมิเนียมเช่นกัน เพื่อคงไว้ซึ่งน้ำหนักที่เบาและความแข็งแรงของโครงสร้างโดยรวม

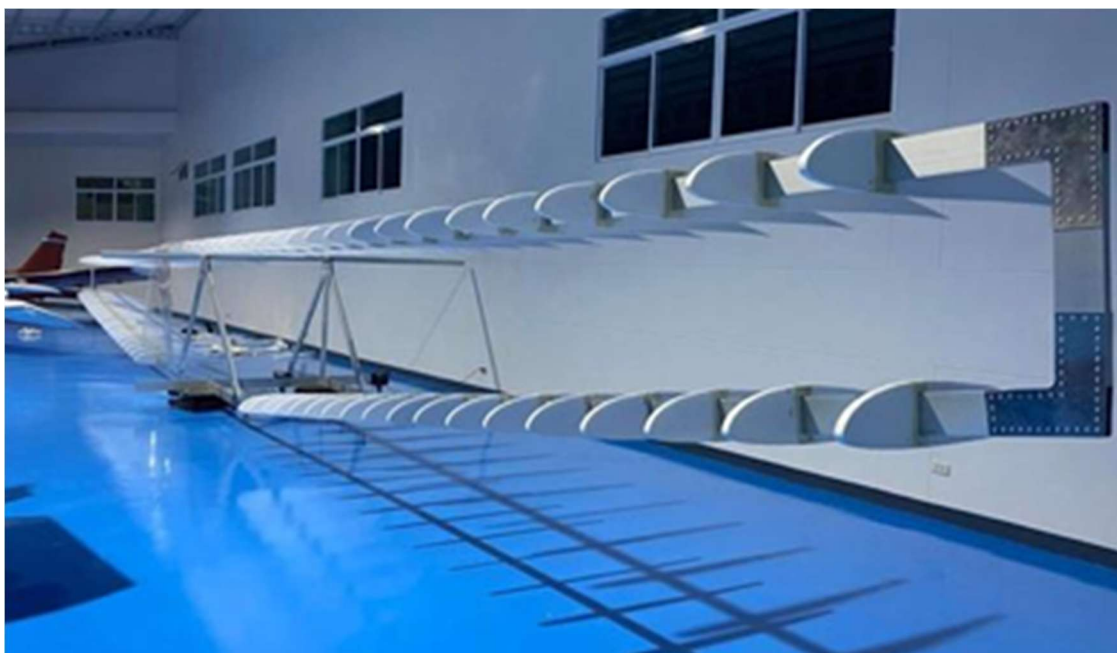


รูปที่ 5.9 โครงสร้าง Fuselage ผลิตด้วย Aluminum

รูปที่ 5.10 แสดงการประกอบโครงสร้างของลำตัว สปาร์ปิก และซี่ปีกของเครื่องบิน อย่างไรก็ตามทีมงานประสบปัญหาในการถ่ายภาพด้านหน้าที่ชัดเจน เนื่องจากขนาดของโครงสร้างและสิ่งกีดขวางในบริเวณโดยรอบ

เมื่อพิจารณาอย่างใกล้ชิด พบว่ามีความคลาดเคลื่อนเล็กน้อยในแนวระนาบของสปาร์ปิกเมื่อเทียบกับตำแหน่งศูนย์กลางของลำตัวและปลายปีก โดยเฉพาะบริเวณปลายปีกที่มีระดับสูงกว่าลำตัว ซึ่งคาดว่าเกิดจากข้อผิดพลาดในกระบวนการตัดวัสดุ

เนื่องจากโครงสร้างของลำตัวและสปาร์ปิกมีหลายมิติที่ต้องการความแม่นยำสูง เช่น มุมเอียง 7 องศาที่บริเวณเชื่อมต่อปีกเข้ากับโครงด้านหน้า จึงทำให้ความคลาดเคลื่อนเพียงเล็กน้อยสามารถขยายผลกระทบได้มาก ความคลาดเคลื่อนดังกล่าวอาจมีต้นเหตุมาจากความไม่แม่นยำในกระบวนการผลิตที่ออคูมิเนียมทรงสี่เหลี่ยม ทำให้บางชิ้นส่วนมีขนาดเบี่ยงเบนจากที่ออกแบบไว้ ส่งผลให้สปาร์ของปีกกว้างมากกว่าที่กำหนด และในที่สุดทำให้ปลายปีกยกตัวสูงกว่าลำตัว

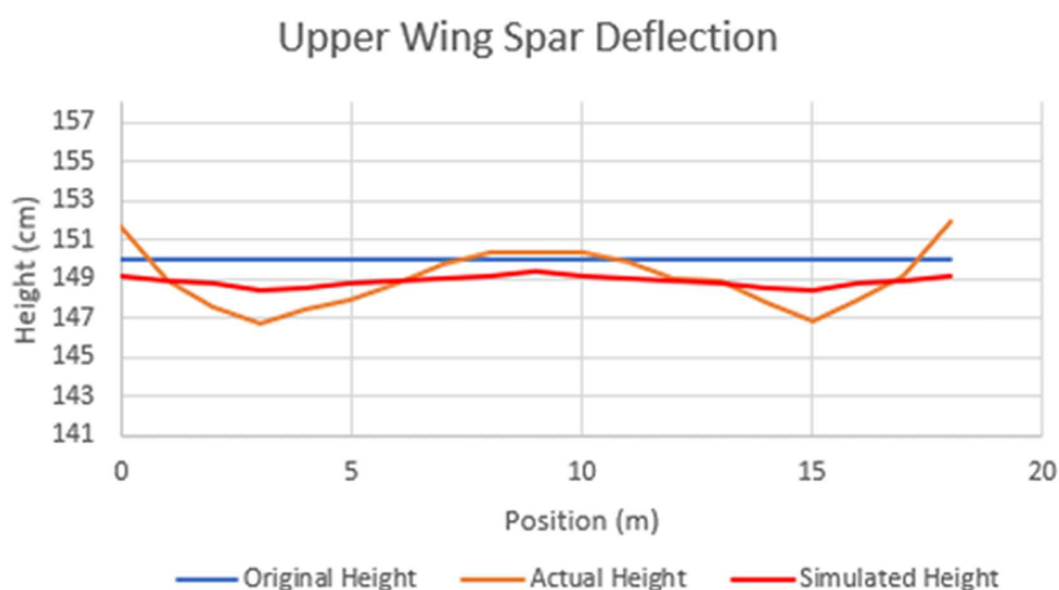


รูปที่ 5.10 โครงสร้างปีกหลังการประกอบ

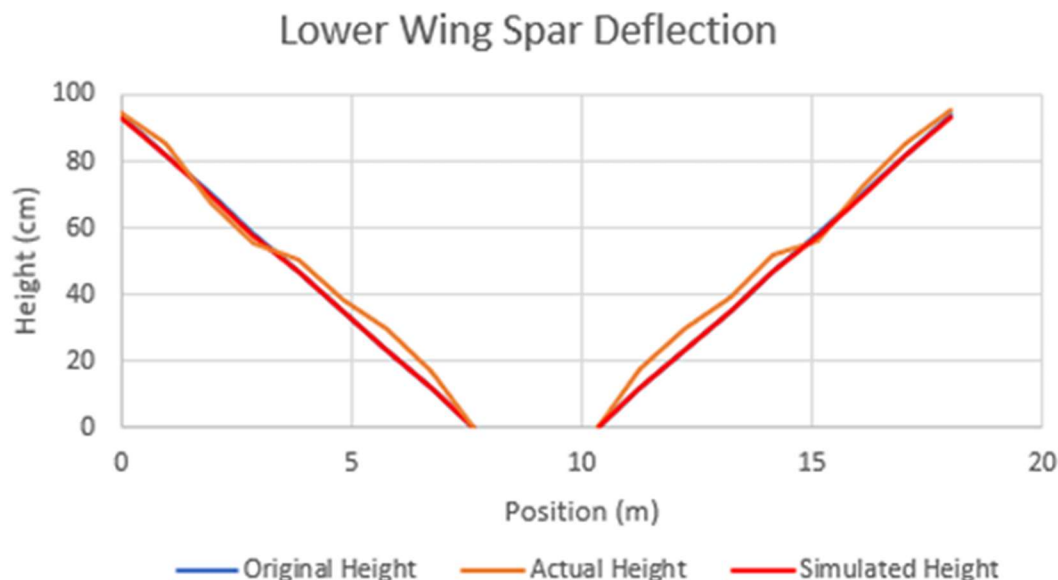
5.8 ทดสอบ Deflection โครงสร้างจริง เทียบกับผล Simulation

รูปที่ 5.11 และ 5.12 แสดงภาพเปรียบเทียบอย่างละเอียดระหว่างค่าการโก่งตัวของสปาร์ปีกที่ได้จากการวัดจริงในโลกความเป็นจริง กับค่าที่ได้จากแบบจำลองการจำลอง (simulation) ภายใต้แรงโน้มถ่วง โดยเฉพาะในส่วนของความสูงของสปาร์ที่เปลี่ยนแปลงไป

จากผลการเปรียบเทียบ พบว่ามีความแตกต่างอย่างชัดเจนระหว่างค่าการโก่งตัวจริงกับค่าที่ได้จากการจำลอง ซึ่งความคลาดเคลื่อนเหล่านี้อาจเกิดจากหลายปัจจัย ไม่ว่าจะเป็นความไม่สมบูรณ์ของวัสดุจริงเมื่อเทียบกับที่ตั้งไว้ในแบบจำลอง ความคลาดเคลื่อนในการประกอบโครงสร้าง การยึดแนวเชื่อมต่อที่ไม่แน่นหนาเท่าที่ควร หรือแม้แต่แรงอื่นๆ ที่เกิดขึ้นนอกเหนือจากแรงโน้มถ่วงซึ่งไม่ได้ถูกนำมาพิจารณาในการจำลอง



รูปที่ 5.11 Upper wing deflection



รูปที่ 5.12 Lower wing deflection

หนึ่งในปัจจัยที่ส่งผลกระทบต่อความแตกต่างที่พบระหว่างผลการจำลองกับการวัดจริง คือความเป็นไปได้ที่จุดเชื่อมต่อระหว่างสปาร์ปีกบนและปีกล่างที่ผลิตขึ้นจริง อาจไม่มั่นคงหรือยึดติดกันได้แน่นเท่ากับที่กำหนดไว้ในแบบจำลองการจำลอง ซึ่งชี้ให้เห็นถึงประเด็นเกี่ยวกับความแม่นยำในกระบวนการผลิต โดยเฉพาะขั้นตอนการตัดวัสดุคูมูนิเนียมที่ใช้สำหรับทำสปาร์ปีก

หากมีความคลาดเคลื่อนจากขนาดที่ระบุไว้ในขั้นตอนการตัดวัสดุ แม้เพียงเล็กน้อย ก็สามารถส่งผลกระทบต่อความแข็งแรงของโครงสร้างได้ และนำไปสู่ความคลาดเคลื่อนในการโก่งตัวของปีกเมื่อน้ำหนักจริง

อีกปัจจัยหนึ่งที่ควรพิจารณาคือความแม่นยำของกระบวนการเจาะรูสำหรับการเชื่อมต่อชิ้นส่วน ซึ่งแม้จะมีความคลาดเคลื่อนเพียงเล็กน้อยในขั้นตอนนี้ ก็สามารถส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพโดยรวมและแนวการจัดวางของสปาร์ปีกได้ โดยความคลาดเคลื่อนดังกล่าวอาจส่งผลกระทบต่อพฤติกรรมการโก่งตัวของโครงสร้างปีกเมื่อน้ำหนักจริง

นอกจากนี้ ยังจำเป็นต้องยอมรับถึงความเป็นไปได้ของข้อผิดพลาดจากมนุษย์ในการวัดค่าการโก่งตัวจริงของสปาร์ปีก เนื่องจากค่าการโก่งตัวที่วัดนั้นมีขนาดเล็กมาก แม้ความผิดพลาดเพียงเล็กน้อยในการวัดก็สามารถสร้างความคลาดเคลื่อนให้กับผลลัพธ์ได้อย่างมีนัยสำคัญ

แม้จะมีปัจจัยต่าง ๆ ที่อาจก่อให้เกิดความคลาดเคลื่อน แต่สิ่งที่น่าสังเกตคือ ค่าความคลาดเคลื่อนระหว่างผลการจำลองกับผลจริงยังคงอยู่ในช่วงไม่เกิน 1.5% ซึ่งถือว่าเป็นระดับที่น้อยมาก และบ่งชี้ว่าสปาร์ปีกที่ผลิตขึ้นจริง พร้อมทั้งจุดเชื่อมต่อกับโครงหน้าของลำตัว มีลักษณะใกล้เคียงกับผลการวิเคราะห์การโก่งตัวจากการจำลองในโปรแกรม SolidWorks

สิ่งสำคัญที่ควรตระหนักคือ ความหมายของภาวะความเค้นต่ำในบริบทของการออกแบบและสมรรถนะของอากาศยาน ภาวะที่มีความเค้นต่ำไม่เพียงแต่ช่วยยืดอายุการใช้งานของชิ้นส่วนต่าง ๆ เท่านั้น แต่ยังส่งเสริมความปลอดภัยและความน่าเชื่อถือของระบบโดยรวมอีกด้วย

ผลการวิเคราะห์ในส่วนนี้ตอกย้ำให้เห็นว่า สปาร์ปีกที่ผลิตขึ้นจริงร่วมกับการยึดติดกับโครงหน้าของลำตัว มีความสามารถในการรองรับแรงโน้มถ่วงได้อย่างมีประสิทธิภาพโดยไม่เกิดความเค้นที่มีนัยสำคัญ ซึ่งผล

การประเมินนี้ถือเป็นหลักฐานสนับสนุนความเหมาะสมของแนวทางการออกแบบและการก่อสร้างโครงการ อีกทั้งยังช่วยยืนยันถึงความมั่นคงของโครงสร้างเครื่องบินโดยรวมอีกด้วย

5.9 Wing + Fuselage Weight

หลังจากประกอบโครงสร้างปีกและลำตัวเครื่องบินเสร็จสิ้น ทีมงานได้ดำเนินการชั่งน้ำหนักโครงสร้างดังกล่าว โดยขั้นตอนและผลลัพธ์ของการชั่งน้ำหนักแสดงไว้ในรูปที่ 5.13 สำหรับการชั่งน้ำหนัก เราใช้เครื่องชั่งแบบแท่นซึ่งเป็นเครื่องมือเดียวกับที่ใช้สำหรับชั่งน้ำหนักเครื่องบินทั่วไปในสภาพว่าง

การชั่งน้ำหนักดำเนินการทั้งหมด 3 ครั้ง แล้วนำค่าที่ได้มาหาค่าเฉลี่ย ซึ่งน้ำหนักเฉลี่ยของโครงสร้างอยู่ที่ 47.3 กิโลกรัม ผลลัพธ์นี้อยู่ภายใต้เป้าหมายที่กำหนดไว้ว่าจะต้องไม่เกิน 50 กิโลกรัม ซึ่งความสำเร็จนี้เกิดจากการเลือกใช้วัสดุที่มีน้ำหนักเบาในการผลิตโครงสร้างเป็นหลัก



รูปที่ 5.13 ชั่งน้ำหนักโครงสร้าง

5.10 Wing Rib

ระหว่างขั้นตอนการติดตั้งซี่ปีก ซึ่งทำจากโฟมสไตรโโฟม ทีมงานประสบปัญหาที่เกี่ยวข้องกับการออกแบบสปาร์ปีก โดยสาเหตุเกิดจากการที่เราเลือกใช้ท่อสี่เหลี่ยมแทนที่จะเป็นท่อกลมซึ่งเป็นรูปแบบดั้งเดิมของสปาร์ปีก การเปลี่ยนแปลงรูปทรงของสปาร์นี้ทำให้ต้องพิจารณารูปร่างของซี่ปีกใหม่ทั้งหมด

เพื่อให้ซี่ปีกสามารถยึดแนบไปกับแนวโครงสร้างของสปาร์ได้ เราจึงออกแบบให้ซี่ปีกแต่ละชิ้นมีช่องสี่เหลี่ยมเจาะทะลุตรงกลางสำหรับสอดสปาร์เข้าไป อย่างไรก็ตาม การปรับโครงสร้างในลักษณะนี้ได้ก่อให้เกิดปัญหาเฉพาะจุด ซึ่งแสดงให้เห็นอย่างชัดเจนในรูปที่ 5.14



รูปที่ 5.14 การแตกหักของ Rib โฟม

แม้จะใช้แรงเพียงเล็กน้อยกดในแนวตั้งฉากกับซี่ปิก โดยเฉพาะบริเวณใกล้ขอบของช่องตัดรูปสี่เหลี่ยม ก็ทำให้เกิดรอยร้าวขึ้นได้ รอยร้าวนี้ยังสามารถลุกลามต่อไปจนทำให้วัสดุฉีกขาดหรือแตกร้าวในที่สุด ปัญหานี้มีสาเหตุมาจากความเปราะบางโดยธรรมชาติของวัสดุสไตรโโฟมที่เลือกใช้ในการทำซี่ปิก

เหตุการณ์นี้ชี้ให้เห็นถึงความจำเป็นในการทบทวนการออกแบบและการเลือกใช้วัสดุใหม่อีกครั้ง เพื่อหลีกเลี่ยงจุดอ่อนเชิงโครงสร้างเช่นนี้ในเวอร์ชันถัดไปของเครื่องบินที่พัฒนาในอนาคต

เพื่อแก้ไขปัญหาดังกล่าว ทีมงานได้ดำเนินการเสริมความแข็งแรงโดยการทากาว PVC เพิ่มอีก 2 ชั้น บริเวณที่เกิดปัญหา โดยมีเป้าหมายเพื่อเสริมความทนทานให้กับวัสดุโฟมในจุดที่เปราะบางดังกล่าว ดังที่แสดงอย่างชัดเจนในรูปที่ 5.15 การเคลือบชั้นกาวเพิ่มเติมนี้ได้ถูกออกแบบมาอย่างมีจุดมุ่งหมาย เพื่อเพิ่มความแข็งแรงทางโครงสร้างให้กับโฟมสไตรโโฟม

หลังจากทำการทากาวและปล่อยให้แห้งจนกาวเซตตัวเต็มที่ พบว่าบริเวณที่เคลือบนั้นมีความแข็งแรงและทนทานต่อแรงกดเพิ่มขึ้นอย่างเห็นได้ชัด อย่างไรก็ตาม ยังต้องยอมรับว่าแม้จะมีการเสริมความแข็งแรงแล้ว แต่ยังคงมีบางจุด เช่น บริเวณขอบบร้อย (trailing edge) ที่ยังคงแสดงอาการเปราะบางอยู่ โดยเฉพาะเมื่อมีแรงกดเล็กน้อยในแนวตั้งฉากกระทำต่อซี่ปิกบริเวณนั้น



รูปที่ 5.15 กาว PVC เสริมความแข็งแรงของ Rib บริเวณเชื่อมกับ Spar

5.11 Wing Skin

เนื่องจากเราเลือกใช้ฟิล์มไมลาร์บางเป็นวัสดุหุ้มพื้นผิวด้านนอกของปีก จึงจำเป็นต้องเสริมวัสดุที่แข็งแรงขึ้นบริเวณด้านหน้าของซีปีก เพื่อรองรับแรงลมที่กระทำเข้ามา โดยทีมงานได้เลือกใช้โฟมสไตรโพรโมหนา 3 มิลลิเมตร ด้วยเหตุผลหลักคือน้ำหนักเบา

อย่างไรก็ตาม เมื่อทดลองติดตั้งวัสดุดังกล่าวบริเวณขอบนำของซีปีก (leading edge) กลับพบปัญหาว่าโฟมเกิดการฉีกขาดระหว่างการติดตั้ง ปัญหานี้ชี้ให้เห็นว่า แม้วัสดุที่เลือกจะมีความบาง แต่ก็กลับมีความยืดหยุ่นต่ำ และไม่สามารถโค้งงอไปตามรูปทรงของซีปีกได้อย่างเพียงพอ ซึ่งแสดงให้เห็นชัดในรูปที่ 5.16



รูปที่ 5.16 Leading edge skin จากแผ่นโฟม



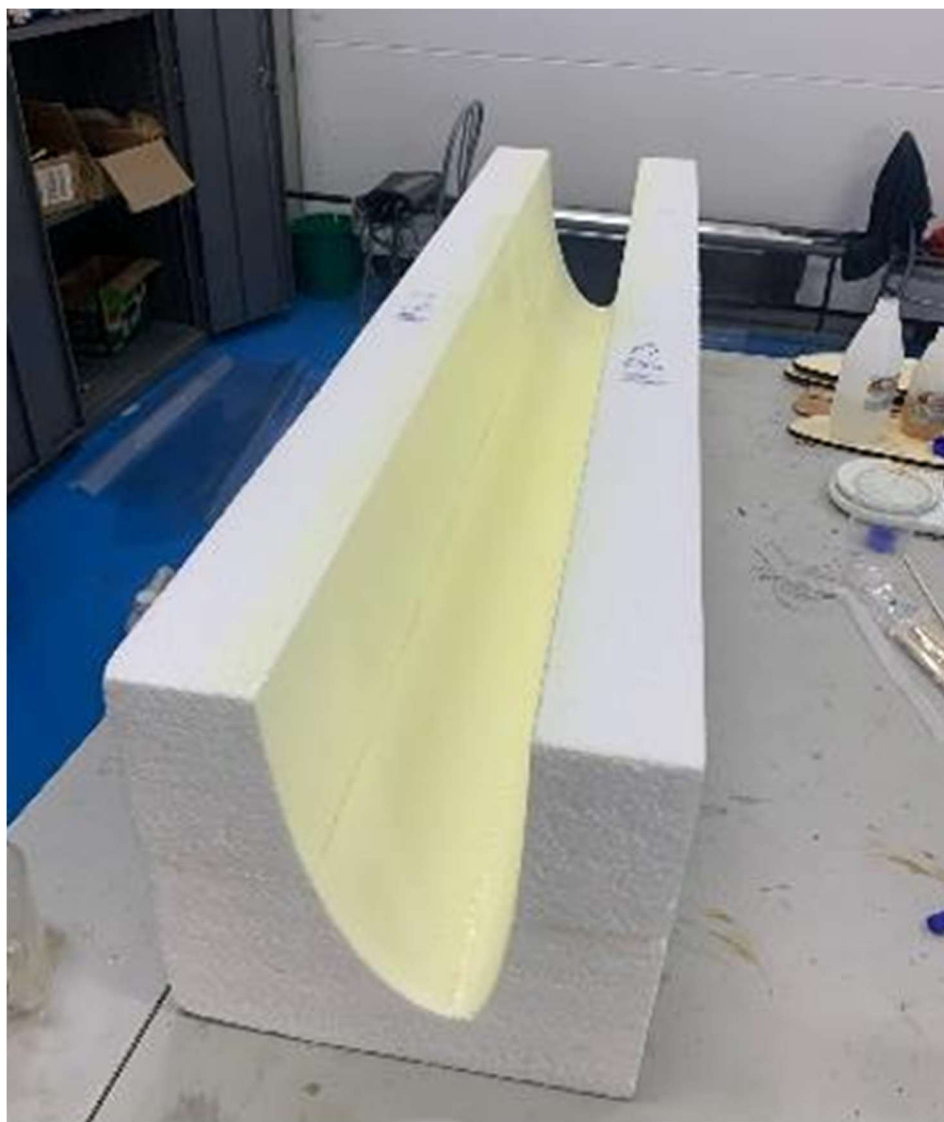
รูปที่ 5.17 Leading edge skin จากแผ่นไมลาร์

ในการพยายามแก้ไขปัญหานี้ ทีมงานได้ทดลองแนวทางใหม่โดยลดระดับการดัดโค้งของโฟมสไตโรโฟมบาง และเปลี่ยนไปวางโฟมไว้บนพื้นผิวด้านบนของขอบนำ (leading edge) แทน เพื่อให้สามารถเชื่อมต่อกับซี่ปีกได้โดยตรง วิธีนี้ช่วยลดการฉีกขาดของโฟมในระหว่างการติดตั้ง

อย่างไรก็ตาม ดังที่แสดงในรูปที่ 5.17 แนวทางนี้ยังไม่สามารถแก้ปัญหาได้อย่างสมบูรณ์ เพราะเมื่อมีแรงกดในแนวตั้งฉากเพียงเล็กน้อยจะทำให้ขอบนำของซีปีก ฟิล์มไมลาร์ที่ปิดผิวยังคงเกิดการโก่งตัวอย่างเห็นได้ชัด ซึ่งสะท้อนให้เห็นว่าส่วนนี้ยังมีความเปราะบาง และจำเป็นต้องมีการปรับปรุงเพิ่มเติม

5.12 การปรับปรุง Skin ปีก

เพื่อให้รูปทรงของปีกรักษา Aerodynamics ไว้ได้ ผิวปีกจึงต้องมีความใกล้เคียงกับ Airfoil ที่ได้ออกแบบไว้มากที่สุด ดังนั้นจึงเลือกใช้ผิวปีกทำจากวัสดุ Carbon Composite ซึ่งจะต้องขึ้นรูปจาก แม่พิมพ์ ตัวเมีย อย่างไรก็ตามการผลิตแม่พิมพ์ขนาดใหญ่มีค่าใช้จ่ายสูงมาก ดังนั้นจึงเลือกผลิตแม่พิมพ์จากโฟมแข็ง ความกว้าง 690 mm ความยาว 1500 mm ดังแสดงในรูป 5.18



รูปที่ 5.18 แม่พิมพ์โฟม CNC สำหรับทำ leading edge จาก composite



รูปที่ 5.19 การผสมเรซินสำหรับเคลือบผิวแม่พิมพ์โฟม

โดยเลือกทำแม่พิมพ์โฟมเฉพาะส่วน Leading Edge จนถึง 30% ของ Chord เนื่องจากที่จุด 30% Chord มี Spar มารองรับ การเลือกผลิต Skin จาก Carbon composite ในส่วนนี้ ช่วยให้ปีกคงรูปทรงของ Airfoil ไว้ได้ และมีความแข็งแรงสูง จากจุด 30% Chord ยังคงใช้ Milar Film เป็นวัสดุผิวปีก เพื่อความสะดวกในการผลิตและรักษาน้ำหนักที่เบาไว้ได้ การใช้วัสดุ Milar Film ตั้งแต่ 30% Chord สามารถรักษารูปร่างของ Airfoil ไว้ได้ดี เนื่องจากในช่วงนี้ ไม่มีความโค้งมากนัก ทำให้การติด Milar Film ไม่เกิดการบิดงอ และคงรูปไปตาม Rib ของปีกได้

ทำการทาเรซินเคลือบแม่แบบโฟม ผสมเรซินด้วยอัตราส่วน 2:1 นำเรซินที่ผสมมาทาเคลือบโฟม รอให้เรซินแห้งสนิท ดังรูปที่ 5.19

ทำการผสมเรซิน อัตราส่วน 100 : 35 และทำการ Hand lay-up ใช้ Heat lamp เร่งการแข็งตัว ใช้ อุณหภูมิ 50 องศาเซลเซียส เป็นเวลา 10 นาที ดังรูปที่ 5.20



รูปที่ 5.20 การ Lay up คาร์บอนไฟเบอร์ และการอบ

แกะคาร์บอนไฟเบอร์จากแม่แบบ แล้วนำไปติดกับแผง หน้าปีกเครื่องบิน โดยใช้ สเปรย์กาว และกาว PVA ทำให้ได้ skin ปีกที่ทำจาก carbon fiber โดยสมบูรณ์ ดังแสดงในรูปที่ 5.21 ทำให้ได้โครงสร้างของ Human Powered Aircraft ที่สมบูรณ์ มีความแข็งแรง มีผิวปีกที่แข็งแรงทนต่อแรงทางอากาศพลศาสตร์



รูปที่ 5.21 skin carbon fiber เมื่อนำมาหุ้มโครงสร้าง HPA

บทที่ 6 สรุปและข้อเสนอแนะ

งานวิจัยนี้ได้เสนอแนวคิดโครงสร้างอากาศยานพลังมนุษย์ชนิดปีกกล่อง (Box Wing Human Powered Aircraft) เพื่อให้ได้โครงสร้างที่แข็งแรงโดยไม่ต้องมีการใช้สาย cable ในการช่วยยึดโครงสร้าง การลด Wing Span จาก HPA ลงครึ่งหนึ่ง ช่วยให้ HPA มีความเป็นไปได้ในการบินจริงมากขึ้น กระบวนการออกแบบเกิดขึ้น จากนั้นได้มีการทดสอบผลิตขั้นต้น พบปัญหาที่เกิดกับการผลิต จึงได้ทำการเปลี่ยนแปลง ให้ได้โครงสร้างที่สมบูรณ์ตามเป้าประสงค์ คือได้โครงสร้าง อากาศยานพลังมนุษย์ที่มีลักษณะปีกกล่อง ที่มีความแข็งแรง น้ำหนักเบา โดยมีข้อสรุปย่อย ดังนี้

6.1 การใช้ Finite Element Method แม้ว่าจะมีการทำ Validation เพื่อแสดงถึงความแม่นยำ จะยังคงมีปัญหาบางอย่างที่คาดไม่ถึงจากการผลิตและประกอบ ทำให้เมื่อประกอบโครงสร้างแล้วอาจไม่เป็นดังที่ไว้วิเคราะห์ไว้

6.2 โครงสร้างปีกมีความจำเป็นต้องใช้ Spar ที่มีความทนต่อ Bending Moment ที่สูงมากเนื่องจาก HPA มี Wing Span ที่ยาวมาก

6.3 Skin ปีก โดยเฉพาะบริเวณชายหน้าซึ่งมีความโค้งสูง จำเป็นต้องผลิตจากวัสดุ Composite เพื่อให้คงความแข็งแรงและสภาวะ Aerodynamics

6.4 การออกแบบและผลิตอากาศยาน 1 ลำ จะต้องใช้บุคลากรและทรัพยากรที่สูงมาก ทุกๆการออกแบบและผลิตแต่ละชิ้นส่วนจะต้องได้รับการออกแบบอย่างรอบคอบ และคำนึงถึงการผลิตที่จะสามารถผลิตได้จริง องค์ความรู้ต่างๆที่เกิดขึ้นในการสร้างอากาศยาน ช่วยสร้างพื้นฐานการบินให้เข้มแข็ง สามารถถ่ายทอดองค์ความรู้ให้กับนักศึกษารุ่นต่อไปได้

ปัญหา อุปสรรค และ ข้อเสนอแนะ

ปัญหาด้านสถานที่ เนื่องจากเดิมอาคารเก็บอากาศยานตั้งอยู่บริเวณลานใกล้กับ Science Park ได้ถูกนำไปปรับปรุงเป็นอาคารอื่น มีการสร้างทดแทนเป็นอาคารเครื่องมือ 16 ซึ่งใช้เวลากว่า 2 ปี ทำให้ต้องใช้พื้นที่อาคาร High Volt ข้างอาคารเครื่องมือ 4-5 เป็นพื้นที่ปฏิบัติงานแทน เมื่ออาคาร F16 แล้วเสร็จจึงได้ย้ายมาปฏิบัติงานที่ F16

ปัญหาจาก COVID19 ทำให้นักศึกษามาปฏิบัติหน้างานในการสร้างเครื่องไม่ได้ ทำให้เกิดความล่าช้า

ปัญหาจากการผลิตที่ไม่เป็นไปตามแบบ เดิมโครงสร้าง Spar ที่ออกแบบไว้เป็นท่อคาร์บอน แต่เมื่อนำ

ปัญหาพื้นที่ทดสอบ เนื่องจากโครงสร้างมีขนาดยาวถึง 18 เมตร หากอยู่พื้นที่เดิมจะสามารถทดสอบการรับลมได้ แต่พื้นที่ F16 ปัจจุบันไม่สามารถทดสอบการรับลมได้ หากมีการพัฒนาต่อในระยะที่ 2 จะต้องคำนึงถึงพื้นที่ในการทดสอบ ตัวอากาศยาน จะต้องปรับปรุงให้ถอดประกอบ และ ขนย้ายได้ง่าย

รายการอ้างอิง

- Drela, M. (1988). *Low Reynolds number aerodynamics of aircraft wings*. Annual Review of Fluid Mechanics, 20, 203-243.
- Filippone, A. (2012). *Advanced Aircraft Flight Performance*. Cambridge University Press.
- Gallman, J. W., Kroo, I. M., & Smith, S. C. (1991). Optimization of joined-wing aircraft. *Journal of Aircraft*, 28(9), 605-612.
- Markish, J. (2002). *Joined-wing aircraft design considerations*. *Journal of Aircraft*, 39(4), 622-632.
- Mueller, T. J., & DeLaurier, J. D. (2003). Aerodynamics of small vehicles. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 35, 89-111.
- Karim Abu Salem · Giuseppe Palaia · Erasmo Carrera, A discussion on benchmarking unconventional configurations with conventional aircraft: the box-wing study case. CEAS Aeronautical Journal 2024
- Nangia, R. K., & Palmer, M. E. (2005). Design of joined-wing configurations for efficient transport aircraft. *The Aeronautical Journal*, 109(1096), 57-64.
- Nicolai, L. M., & Carichner, G. E. (2010). *Fundamentals of Aircraft and Airship Design, Volume 1 – Aircraft Design*. AIAA Education Series.
- Smith, S. C., & Kroo, I. M. (1993). A theoretical and computational approach for the aerodynamic design of joined-wing configurations. *AIAA Journal*, 31(11), 2120-2127.