



ใบรับรองวิทยานิพนธ์
บัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต (วิศวกรรมการบินและอวกาศ)

ปริญญา

วิศวกรรมการบินและอวกาศ

วิศวกรรมการบินและอวกาศ

สาขา

ภาควิชา

เรื่อง การออกแบบและวิเคราะห์โครงสร้างภายในของปีกตรง และปีกที่เพิ่มประสิทธิภาพทาง
อากาศพลศาสตร์

Internal Structure Design and Analysis of Straight Wing and Aerodynamical Optimized
Wing

นามผู้วิจัย นางสาวณินี พิมพ์พันธ์

ได้พิจารณาเห็นชอบโดย

อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์หลัก

(นาวาอากาศตรีชำนาญ เพชรโชติ, Ph.D.)

อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ร่วม

(นาวาอากาศโทณัฐพล นิยมไทย, Ph.D.)

หัวหน้าภาควิชา

(รองศาสตราจารย์सानติ วิริยะวิทย์, Ph.D.)

บัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์รับรองแล้ว

(รองศาสตราจารย์กัญญา ชีระกุล, D.Agr.)

คณบดีบัณฑิตวิทยาลัย

วันที่ เดือน พ.ศ.

สิงสิงห์ มทววิทยาลัยเกษตรศาสตร์

วิทยานิพนธ์

เรื่อง

การออกแบบและวิเคราะห์โครงสร้างภายในของปีกตรง และปีกที่เพิ่มประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์

Internal Structure Design and Analysis of Straight Wing and Aerodynamical Optimized Wing

โดย

นางสาวธณีนี พิมพ์ทนต์

เสนอ

บัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

เพื่อความสมบูรณ์แห่งปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต (วิศวกรรมการบินและอวกาศ)

พ.ศ. 2553

ธนินี พิมพ์พันธ์ 2553: การออกแบบและวิเคราะห์โครงสร้างภายในของปีกตรง และปีก
ที่เพิ่มประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ ปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
(วิศวกรรมการบินและอวกาศ) สาขาวิศวกรรมการบินและอวกาศ ภาควิชาวิศวกรรมการ
บินและอวกาศ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์หลัก: นาวาอากาศตรีชำนาญ เพชรโชติ,
Ph.D. 91 หน้า

เนื่องจากปีกเครื่องบินเป็นส่วนที่ช่วยในการสร้างแรงยก ดังนั้นการวิจัยจึงมีจุดประสงค์เพื่อ
พิจารณาความแข็งแรงของปีกเครื่องบิน 2 แบบ คือปีกตรง และปีกที่เพิ่มประสิทธิภาพทางอากาศ
พลศาสตร์ ภายใต้สภาวะการบินและเงื่อนไขในการรับภาระกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กำหนด

ในการศึกษาได้เริ่มต้นจากการวิเคราะห์แบบจำลองที่เป็นแผ่นสี่เหลี่ยมจัตุรัส ด้วยวิธีไฟ-
ไนต์เอลิเมนต์ ที่มีอยู่ในโปรแกรมสำเร็จรูป ซึ่งได้เลือกใช้เอลิเมนต์แบบแผ่นบาง 4 จุดต่อ
เนื่องจากเป็นเอลิเมนต์ที่เหมาะสมสำหรับการศึกษาความเค้น และระยะที่เปลี่ยนไป ในการวิเคราะห์
ปีกเครื่องบินได้กำหนดรูปแบบของปีกเครื่องบินคือปีกที่มีมุมลู่อ 0 องศา มีอัตราส่วนความเรียวปีก
1 กับ 0.3 และปีกที่มีมุมลู่อ 42 องศา มีอัตราส่วนความเรียวปีก 1 กับ 0.3 และทำการวิเคราะห์การ-
กรรมทางอากาศพลศาสตร์ จากนั้นทำการวิเคราะห์ปีกเครื่องบินตามแบบที่ได้กำหนดไว้ ซึ่ง
โครงสร้างปีกเครื่องบินประกอบไปด้วยคานปีก กงปีก และผิวปีก โดยสร้างแบบจำลองปีก
เครื่องบินให้เป็นแผ่นบาง และทำการแบ่งเอลิเมนต์ โดยกำหนดวัสดุที่ใช้เป็นวัสดุผสม และได้
กำหนดการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่ได้จากการคำนวณ นอกจากนี้ยังศึกษาจำนวนกงปีก 30
40 และ 50 กงปีก ผลของปีกเครื่องบินที่ไม่มีกงปีก และมิกงปีก ของปีกทั้ง 2 แบบ สุดท้ายทำการ
เปรียบเทียบผลที่ได้จากปีกทั้ง 2 แบบ เพื่อหาปีกเครื่องบินที่เหมาะสม โดยพิจารณาความเค้นนอน
มิส และระยะการแอ่นตัวที่คานปีกหน้าที่เกิดขึ้น

จากการศึกษาพบว่าปีกเครื่องบินที่มีมุมลู่อ 42 องศา มีอัตราส่วนความเรียวปีก 0.3 ของ
ปีกทั้งสองแบบ มีความแข็งแรงมากที่สุด และเมื่อเปรียบเทียบระหว่างปีกทั้ง 2 แบบ พบว่าปีกที่
เพิ่มประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์มีค่าความแข็งแรงมากกว่าปีกตรง ซึ่งสอดคล้องกับปีกที่ได้
พัฒนาขึ้นใหม่สำหรับเครื่องบินโดยสาร

ลายมือชื่อนิสิต

ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์หลัก

Thaninee Pimton 2010: Internal Structure Design and Analysis of Straight Wing and Aerodynamical Optimized Wing. Master of Engineering (Aerospace Engineering), Major Field: Aerospace Engineering, Department of Aerospace Engineering. Thesis Advisor: Squadron Leader Chamnan Pedchote, Ph.D. 91 pages.

Since the structure of the aircraft wing is important for the aerodynamic lift force, this research aims to study and analyze the design of the aircraft wing's internal structure. Two wing models, straight wing and aerodynamical optimized wing, were investigated in this study. The wing strength was analyzed under specified structural criteria and aircraft load.

Shear stress and displacement of the square plate model were evaluated by using finite element simulations with an S4R four-node shell element model. For the aerodynamical analysis of the wing structures, the wing shape was determined to have i) a sweep angle of 0 degree with taper ratio of 1 or 0.3 and ii) a sweep angle of 42 degree with taper ratio of 1 or 0.3. The wing structure was consisted of wing spars, wing ribs and wing skin. The structure was assigned as a thin square plate which was then subdivided into elements. The material property of the wing was determined as a composite material. The aerodynamical load of the wing was obtained from the computation. Moreover, the effect of the number of wing ribs (0, 30, 40 and 50 ribs) on the aerodynamics of two models (straight wing and aerodynamic optimized wing) was investigated. Finally, the results of the analysis of both wing models were compared by using the von Mises stress and the deflection of the front spar in order to establish an optimized wing.

Results from the analysis of both wing models have shown that wings with sweep angle of 42 degree and taper ratio of 0.3 are the strongest. Moreover, the aerodynamical optimized wing was found to have lower von Mises stress and lower front spar deflection than the straight wing. In addition, the aerodynamic properties of the aerodynamical optimized wing found in this study were similar to the wings that are currently used with the new commercial aircrafts.

Student's signature

Thesis Advisor's signature

กิตติกรรมประกาศ

ข้าพเจ้าขอขอบพระคุณ นาวาอากาศตรี ดร. ชำนาญ เพชรโชติ ประธานกรรมการที่ปรึกษา
วิทยานิพนธ์ และนาวาอากาศโท ดร. ณัฐพล นิยมไทย กรรมการที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ร่วม ที่ได้
กรุณาให้ความรู้ แนวทาง คำแนะนำ และตรวจแก้ไขข้อบกพร่องต่างๆ ในการทำวิทยานิพนธ์ฉบับนี้
จนสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี

ขอขอบพระคุณอาจารย์ ดร. ปวเรศ ชมเดช ที่ได้กรุณาสละเวลาเพื่อเป็นประธานในการสอบ
วิทยานิพนธ์ นอกจากนี้ยังได้กรุณาให้คำปรึกษา และคำแนะนำในการทำวิทยานิพนธ์ฉบับนี้จนเสร็จ
สมบูรณ์

ขอขอบพระคุณนาวาอากาศโท ดร. พนม อินทรรัศมี ที่ได้กรุณาให้ข้อเสนอแนะ อันเป็น
ประโยชน์ยังต่องานวิทยานิพนธ์

ขอขอบพระคุณคณาจารย์และเจ้าหน้าที่ทุกท่าน ที่โรงเรียนนายเรืออากาศ ที่ได้ให้ความรู้
คำปรึกษา คำแนะนำ สถานที่ และการช่วยเหลืออื่นๆ ในการทำวิทยานิพนธ์จนสำเร็จลุล่วงมาโดย
ตลอด นอกจากนี้ขอขอบพระคุณคณาจารย์และเจ้าหน้าที่ทุกท่าน ในโครงการหลักสูตรวิศวกรรม
ศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิศวกรรมการบินและอวกาศ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ ที่ได้ให้ความรู้
คำปรึกษา คำแนะนำ โดยตลอด

ขอกราบขอบพระคุณ คุณพ่อ คุณแม่ พี่สาว และเพื่อนๆ ที่คอยให้กำลังใจ ในคำปรึกษา
คำแนะนำ และความช่วยเหลือทุกอย่าง นอกจากนี้ยังเป็นแรงบัลดาลใจ ในการศึกษาและทำ
วิทยานิพนธ์นี้ได้จนสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี

ธนินี พิมพ์พันธ์

พฤษภาคม 2553

สารบัญ

	หน้า
สารบัญ	(1)
สารบัญตาราง	(2)
สารบัญภาพ	(3)
คำนำ	1
วัตถุประสงค์	3
การตรวจเอกสาร	4
อุปกรณ์และวิธีการ	19
อุปกรณ์	19
วิธีการ	20
ผลและวิจารณ์	33
ผล	33
วิจารณ์	64
สรุปและข้อเสนอแนะ	67
สรุป	67
ข้อเสนอแนะ	68
เอกสารและสิ่งอ้างอิง	69
ภาคผนวก	71
ภาคผนวก ก แสดงการคำนวณการกรมทางอากาศพลศาสตร์	72
ภาคผนวก ข คำสั่งที่ป้อนเข้าในโปรแกรมสำเร็จรูป	83
ประวัติการศึกษา และการทำงาน	91

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
1 Aspect Ratio ที่เหมาะสม	9
2 คุณสมบัติของวัสดุ	21
3 ข้อมูลแบบจำลองปีก	22
4 ตัวอย่างแบบปีกเครื่องบินที่ใช้ในการวิเคราะห์	31
5 คุณสมบัติของวัสดุ	31
6 ทิศทางของไฟเบอร์	32
7 การขยับตัวที่ตำแหน่งกึ่งกลางของแผ่นบาง 2 ชั้น ภายใต้แรงกระทำคงที่ที่กับมุมของเส้นใยต่างๆ	34
8 การขยับตัวที่ตำแหน่งกึ่งกลางของแผ่นบาง 2 ชั้น ที่มุมของเส้นใยต่างๆ กับจำนวนเอลิเมนต์	35
9 ความเค้นวอนมิตสูงสุดกับจำนวนกึ่งปีกของปีกตรง	45
10 ความเค้นวอนมิตสูงสุดกับจำนวนกึ่งปีกของปีกโค้ง	46
11 ความเค้นวอนมิตสูงสุดกับระยะกระจัดตามแนวปีกสูงสุดของปีกตรง	49
12 ความเค้นวอนมิตสูงสุดกับระยะกระจัดตามแนวปีกสูงสุดของปีกโค้ง	56
13 ความเค้นวอนมิตของปีกแบบต่างๆ	62
14 ความเค้นวอนมิตของปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 แบบระยะระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน	63
ตารางผนวกที่	
ก1 ค่าที่ป้อนเข้าเพื่อเป็นค่าเริ่มต้นที่ใช้ในการคำนวณ การกรรมทางอากาศพลศาสตร์	73
ก2 ตัวอย่างที่ได้จากการคำนวณในโปรแกรมเอ็กเซล	74

สารบัญภาพ

ภาพที่	หน้า
1 ส่วนต่าง ๆ ของแพนอากาศ	7
2 รูปแบบของแพนอากาศ	7
3 ส่วนต่างๆ ของปีก	8
4 ปีกรูปวงรี	10
5 ความสัมพันธ์ของมุมลู่ที่ขายหน้าปีกกับเลขมัคสูงสุดของเครื่องบิน	11
6 มุมลู่ปีก	12
7 Mean Aerodynamic chord	13
8 รูปร่างภายนอกของปีกเครื่องบินตามค่าต่างๆ	14
9 การวางตำแหน่งของกงปีกที่แตกต่างกัน	15
10 รูปแบบการวางคานปีกและกงปีกของเครื่องบินโดยสาร	16
11 ส่วนต่างๆ ของวัสดุผสม	17
12 ชนิดของวัสดุผสม	18
13 ชิ้นงานที่ใช้ในการศึกษาการใช้งานโปรแกรมอะบาคัส	21
14 แพนอากาศ SC(2)-0714	22
15 การวางกงปีกแบบระยะระหว่างกงปีกเท่ากัน	23
16 การวางกงปีกแบบพื้นที่ระหว่างกงปีกเท่ากัน	23
17 ปีกเครื่องบินแบบปีกตรง มุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็ว 1.0	25
18 ปีกเครื่องบินแบบปีกตรง มุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็ว 1.0	26
19 ปีกเครื่องบินแบบปีกตรง มุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็ว 0.3	27
20 ปีกเครื่องบินแบบปีกโค้ง มุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็ว 1.0	28
21 ปีกเครื่องบินแบบปีกโค้ง มุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็ว 1.0	29
22 ปีกเครื่องบินแบบปีกโค้ง มุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็ว 0.3	30
23 ระยะการขยับตัวที่องศาต่างๆ	34
24 การเปลี่ยนแปลงจำนวนเอลิเมนต์	35

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่	หน้า
25 การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกที่มีมุมลู่อ 0 องศา อัตราส่วนความเรียวปีก 1.0	36
26 การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกที่มีมุมลู่อ 0 องศา อัตราส่วนความเรียวปีก 1.0 อัตราส่วนสนทรรศ 1, 5 และ 10	37
27 การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกที่มีมุมลู่อ 0 องศา อัตราส่วนความเรียวปีก 0.3 ระยะระหว่างกงปีกเท่ากัน	38
28 การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกที่มีมุมลู่อ 0 องศา อัตราส่วนความเรียวปีก 0.3 พื้นที่ระหว่างกงปีกเท่ากัน	39
29 การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกที่มีมุมลู่อ 42 องศา อัตราส่วนความเรียวปีก 1.0	40
30 การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกที่มีอัตราส่วนความเรียวปีก 1.0 อัตราส่วนสนทรรศ 5 และ มุมลู่อ 0, 15 และ 45 องศา	40
31 การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกที่มีมุมลู่อ 42 องศา อัตราส่วนความเรียวปีก 0.3 ระยะระหว่างกงปีกเท่ากัน	41
32 การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกที่มีมุมลู่อ 42 องศา อัตราส่วนความเรียวปีก 0.3 พื้นที่ระหว่างกงปีกเท่ากัน	42
33 ความสัมพันธ์ระหว่างจำนวนเอลิเมนต์กับการแอ่นตัวที่ปลายปีกของการวางกงปีกแบบให้ระยะระหว่างกงปีกเท่ากัน	44
34 ความสัมพันธ์ระหว่างจำนวนเอลิเมนต์กับการแอ่นตัวที่ปลายปีกของการวางกงปีกแบบพื้นที่ระหว่างกงปีกเท่ากัน	44
35 การเปรียบเทียบค่าความเค้นวอนมิสของปีกตรง	46
36 การเปรียบเทียบค่าความเค้นวอนมิสของปีกโค้ง	47
37 ปีกแบบไม่มีกงปีก และแบบมีกงปีกของปีกตรง มุมลู่อ 0 องศา อัตราส่วนความเรียวปีก 1.0 ที่ปลายปีก	47

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่	หน้า
38 ปีกแบบไม่มีกงปีก และแบบมีกงปีกของปีกโค้ง มุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 ที่ปลายปีก	48
39 การเปรียบเทียบค่าความเค้นวอนมิสของปีกตรง ในกรณียังไม่มีกงปีก	50
40 การเปรียบเทียบค่าความเค้นวอนมิสของปีกตรง ในกรณีมีกงปีก	50
41 การเกิดความเค้นวอนมิสของปีกแบบไม่มีกงปีก และแบบมีกงปีกของปีกตรง มุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0	51
42 การเกิดความเค้นวอนมิสของปีกแบบไม่มีกงปีก และแบบมีกงปีกของปีกตรง มุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 การวางกงปีกแบบระยะห่างระหว่างกงปีกเท่ากัน	51
43 การเกิดความเค้นวอนมิสของปีกแบบไม่มีกงปีก และแบบมีกงปีกของปีกตรง มุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 การวางกงปีกแบบพื้นที่ระหว่างกงปีกเท่ากัน	51
44 การเกิดความเค้นวอนมิสของปีกแบบไม่มีกงปีก และแบบมีกงปีกของปีกตรง มุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0	52
45 การเกิดความเค้นวอนมิสของปีกแบบไม่มีกงปีก และแบบมีกงปีกของปีกตรง มุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 การวางกงปีกแบบระยะห่างระหว่างกงปีกเท่ากัน	52
46 การเกิดความเค้นวอนมิสของปีกแบบไม่มีกงปีก และแบบมีกงปีกของปีกตรง มุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 การวางกงปีกแบบพื้นที่ระหว่างกงปีกเท่ากัน	52
47 ระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าของปีกตรง แบบไม่มีกงปีก กับ แบบมีกงปีก	53
48 ระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าของปีกตรง แบบไม่มีกงปีก	54
49 ระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าของปีกตรง แบบมีกงปีก	54
50 การเปรียบเทียบค่าความเค้นวอนมิสของปีกโค้ง แบบไม่มีกงปีก	57
51 การเปรียบเทียบค่าความเค้นวอนมิสของปีกโค้ง แบบมีกงปีก	57
52 การเกิดความเค้นวอนมิสของปีกแบบไม่มีกงปีก และแบบมีกงปีกของปีกโค้ง มุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0	58
53 การเกิดความเค้นวอนมิสของปีกแบบไม่มีกงปีก และแบบมีกงปีกของปีกโค้ง มุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 การวางกงปีกแบบระยะห่างระหว่างกงปีกเท่ากัน	58

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่	หน้า
54 การเกิดความเค้นวอนมิสของปีกแบบไม่มีกงปีก และแบบมีกงปีกของปีกโค้ง มุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 การวางกงปีกแบบพื้นที่ระหว่างกงปีกเท่ากัน	58
55 การเกิดความเค้นวอนมิสของปีกแบบไม่มีกงปีก และแบบมีกงปีกของปีกโค้ง มุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0	59
56 การเกิดความเค้นวอนมิสของปีกแบบไม่มีกงปีก และแบบมีกงปีกของปีกโค้ง มุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 การวางกงปีกแบบระยะระหว่างกงปีกเท่ากัน	59
57 การเกิดความเค้นวอนมิสของปีกแบบไม่มีกงปีก และแบบมีกงปีกของปีกโค้ง มุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 การวางกงปีกแบบพื้นที่ระหว่างกงปีกเท่ากัน	59
58 ระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าของปีกโค้ง แบบไม่มีกงปีก กับ แบบมีกงปีก	60
59 ระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าของปีกโค้ง แบบไม่มีกงปีก	60
60 ระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าของปีกโค้ง แบบมีกงปีก	61
61 ระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าของปีกโค้งกับปีกตรง	63

การออกแบบและวิเคราะห์โครงสร้างภายในของปีกตรง และปีกที่เพิ่มประสิทธิภาพทาง อากาศพลศาสตร์

Internal Structure Design and Analysis of Straight Wing and Aerodynamical Optimized Wing

คำนำ

ในอดีตมนุษย์มีความต้องการที่จะบิน จึงคิดว่าการเลียนแบบนกด้วยการกระพือปีก เพื่อจะทำให้เกิดแรงยก (Lift Force) และสามารถลอยตัวอยู่ในอากาศได้ แต่ในปัจจุบันพบว่าเครื่องบินสามารถสร้างแรงยกได้โดยไม่ต้องอาศัยการกระพือ แต่อาศัยการเปลี่ยนแปลงของกระแสอากาศที่ไหลผ่านผิวปีกเครื่องบิน ดังนั้นจึงทำให้มีการศึกษาและพัฒนาเกี่ยวกับปีกเครื่องบินกันอย่างแพร่หลาย

ในการศึกษาเกี่ยวกับปีกของเครื่องบินโดยสาร พบว่าโดยส่วนใหญ่ปีกจะยื่นออกมาจากกลางลำตัว โดยจะมีลักษณะเป็นปีกตรง ด้านปลายของปีกจะมีปีกเล็ก (Winglet) ติดอยู่เพื่อช่วยลดแรงต้านบริเวณปลายปีก ตัวอย่างเช่นเครื่องบินของบริษัทโบอิง 747-400 737-800 หรือบริษัทแอร์บัส 737-500 เป็นต้น ซึ่งจะเรียกปีกแบบนี้ว่า ปีกกับปีกเล็ก (Wing with Winglet) แต่ต่อมาได้มีการพัฒนาให้ปีกมีลักษณะโค้งบริเวณปลายปีก เช่นเครื่องบินของบริษัทโบอิง 787-8 787-9 และ 747-8 เป็นต้น โดยจะเรียกปีกแบบนี้ว่า ปีกที่เพิ่มประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamical Optimized Wing)

ผู้วิจัยจึงมีความสนใจในการศึกษาผลกระทบของโครงสร้างปีกเครื่องบินโดยสารทั้ง 2 ประเภท จึงได้ทำการศึกษาข้อมูลของเครื่องบินโดยสารของบริษัทต่างๆ อาทิ เครื่องบินโดยสารของบริษัทโบอิง ที่มีเครื่องยนต์จำนวน 4 เครื่องยนต์ มีความยาวปีก (Wing Span) ประมาณ 60-70 เมตร และความเร็วที่ใช้ในการบินระดับอยู่ที่ 0.83-0.85 มัก (Mach) หรือประมาณ 250-255 เมตรต่อวินาที ทำการบินที่ระดับความสูงประมาณ 10,688 เมตร หรือประมาณ 35,000 ฟุต มีมุมลู่อีประมาณ 41-43 องศา และมีความกว้างของห้องโดยสารประมาณ 6.5 เมตร

จากข้อมูลปีกดังกล่าวข้างต้น ได้นำมาสร้างแบบจำลองความยาวครึ่งปีก 33.25 เมตร ในคอมพิวเตอร์ เพื่อมุ่งเน้นที่จะศึกษาผลกระทบของโครงสร้างรับแรงแบบกล่อง (Wing Box Structure) ของปีกตรง และปีกที่เพิ่มประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ ในการออกแบบโครงสร้างภายในประกอบด้วย คานปีกเครื่องบิน (Spar) และกึ่งปีก (Rib) คำนวณแรงทางอากาศพลศาสตร์ ภายใต้หลักการของทฤษฎีพื้นผิวแรงยก (Lifting Surface Theory) และวิเคราะห์วิธีทางไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite Element Method) จะพิจารณาถึงความแข็งแรง การแอ่นตัว (Displacement) เพื่อหาข้อดีและข้อเสียของปีกทั้งสองแบบ

วัตถุประสงค์

1. สามารถสร้างแบบจำลองและวางโครงสร้างของปีกเครื่องบินแบบปีกตรง ซึ่งเป็นรูปแบบของปีกกับปีกเล็ก และปีกโค้ง ซึ่งเป็นรูปแบบของปีกที่เพิ่มประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ ในคอมพิวเตอร์
2. สามารถวิเคราะห์โครงสร้างที่ได้ออกแบบของปีกทั้ง 2 ประเภท โดยวิธีทางไฟไนต์-เอลิเมนต์ (Finite Element Method)
3. สามารถวิเคราะห์และเปรียบเทียบผลที่ได้จากการวิธีทางไฟไนต์เอลิเมนต์

การตรวจเอกสาร

ในหัวข้อนี้จะกล่าวถึงความรู้พื้นฐาน ทฤษฎี และเอกสารทางวิชาการที่เกี่ยวข้องกับการออกแบบปีกเครื่องบิน และวิเคราะห์โครงสร้างปีกเครื่องบิน ด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite Element Method) โดยใช้วัสดุผสม (Composite Material)

1. เอกสารทางวิชาการที่เกี่ยวข้อง

ได้มีงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการวิเคราะห์โครงสร้างของปีกเครื่องบินหลายงานวิจัย งานวิจัยของพรรณนพ (พรรณนพ, 2546) ได้ทำการวิเคราะห์ปฏิสัมพันธ์ระหว่างความแข็งแรงของโครงสร้างไฟเบอร์ คาร์บอนอากาศยาน ได้ทำงานศึกษาพฤติกรรมต่างๆ ที่มีผลต่อรูปร่างของปีกเครื่องบินที่ใช้วัสดุผสม (Composite Material) วิเคราะห์โดยวิธีทางไฟไนต์เอลิเมนต์ด้วยโปรแกรมสำเร็จรูปอาบาคัส (ABAQUS) โดยการสร้างปีกเครื่องบินประกอบด้วยคานปีก 2 คานปีกเครื่องบิน (Spar) โดยกำหนดความยาวปีก (Wing Span) 2.23 เมตร โดยสร้างแบบจำลองจากโปรแกรมโซลิดเวิร์ก (Solidwork) จากนั้นทำการแบ่ง เอลิเมนต์ให้เป็นแผ่นบาง (Shell) ด้วยโปรแกรมอัลกอร์ (Algor) และทำการบันทึกไฟล์ให้เป็นไฟล์อินพุตของโปรแกรมอาบาคัส (*.inp) โดยกำหนดให้วัสดุเป็นวัสดุผสมจากการวิเคราะห์พบว่าค่าของมุมบิด (Twist Angle) มุมปะทะ (Angle of Attack) และมุมกวาด (Sweep Angle) มีผลต่อความแข็งแรงของโครงสร้างปีกเครื่องบิน นอกจากนี้ได้วิเคราะห์การวางทิศทางของวัสดุ จำนวนชั้นของวัสดุ และเปรียบเทียบชนิดของวัสดุผสม 2 ชนิดคือ กลาส/อีพอกซี (Glass/Epoxy) และกราไฟท์/อีพอกซี (Graphite/Epoxy) พบว่ากราไฟท์/อีพอกซีทำให้โครงสร้างมีความแข็งแรงมากกว่า จากงานวิจัยชิ้นนี้พบว่าในขั้นตอนสุดท้าย จะมีการเสียรูปของผิวปีก (Airfoil) เนื่องจากไม่มีกึ่งปีก (Rib)

Guo (2007) ได้มีการศึกษาหาความยืดหยุ่นทางอากาศยานที่เหมาะสมของโครงสร้างปีกเครื่องบิน โดยสร้างโครงสร้างแบบกล่องของปีกเครื่องบินระหว่างคานปีกหน้าและคานปีกหลัง (Front and Rear Spar) ความยาวครึ่งปีก (Semi-span) 5.03 เมตร ประกอบด้วย 13 กึ่งปีก (Rib) และได้ทำการวิเคราะห์ด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ โดยใช้โปรแกรมสำเร็จรูปนาสแทรน (NASTRAN) โครงสร้างแบบกล่อง 6 แบบ โดยพิจารณาความแข็งแรงจากค่าความเค้นวอนมิส (von Mises stress) และระยะกระจัดของปีก โดยเปรียบเทียบระหว่างวัสดุโลหะ (Metallic Material) กับวัสดุผสม (Composite Material) พบว่าค่าความแข็งแรงวอนมิส (Von Mises stress) ที่ผิวและระแนง (skin and

stringers) ของวัสดุผสมมีค่าต่ำกว่า แต่ระยะกระจัดของปีกมีค่าสูงกว่าเมื่อเทียบกับวัสดุโลหะ นอกจากนี้ยังพบว่าน้ำหนักของโครงสร้างแบบกล่องที่ใช้วัสดุผสมเบากว่าวัสดุโลหะ 40 เปอร์เซ็นต์ จากนั้นได้ศึกษาทิศทางที่เหมาะสมของไฟเบอร์ จำนวน 8 ชั้น 4 แบบ โดยพิจารณาค่าความถี่ธรรมชาติของโครงสร้างแบบกล่องของปีก พบว่าความถี่ธรรมชาติของวัสดุผสมมีค่าสูงกว่าวัสดุโลหะ และความถี่ธรรมชาติที่เกิดขึ้นจะขึ้นกับทิศทางของไฟเบอร์อีกด้วย

การศึกษาของ Mahmood and Behrooz (Mahmood and Behrooz, 2001) ได้วิเคราะห์หาความไม่แน่นอนของปีกเครื่องบินที่ทำจากวัสดุผสม ซึ่งโครงสร้างของปีกประกอบไปด้วย คานปีก (Spar) กงปีก (Rib) ผิวปีกด้านบนและผิวปีกด้านล่างของปีก ได้ทำการศึกษาความถี่ธรรมชาติของการสั่นแบบโก่งตัว (Bending) และ การบิดตัว (Torsional) ของปีก และความสัมพันธ์ของระยะกระจัดตามแนวปีกกับการแบ่งจำนวนเอลิเมนต์ โดยกำหนดให้เอลิเมนต์เป็นเอลิเมนต์แบบแผ่นบาง (Shell Element) มีจำนวน 700 1,000 1,200 และ 1,400 เอลิเมนต์ พบว่าเมื่อจำนวนเอลิเมนต์เพิ่มขึ้นจาก 1,200 เป็น 1,400 ให้ผลของการแอ่นตัวเหมือนกัน ดังนั้นจึงต้องหาเอลิเมนต์ที่เหมาะสมที่จะนำมาใช้ในการวิเคราะห์

การศึกษาการลู่เข้าของค่าทางอากาศพลศาสตร์และการสั่นแบบอิสระของรูปร่างปีกที่ทำจากวัสดุผสม (Yu and Hwu, 2007) พบว่าการลู่เข้าของความดัน (Divergence Pressure) มีค่าลดลงเมื่อค่าอัตราส่วนสนทรรศ (Aspect Ratio: AR) มีค่าเพิ่มขึ้น เมื่อพิจารณาความเหมาะสมของจำนวนเอลิเมนต์ พบว่าเมื่อจำนวนเอลิเมนต์เพิ่มขึ้นจาก 20 เป็น 40 ค่าการลู่เข้าของความดันมีค่าคงที่ จากนั้นศึกษาผลของอัตราส่วนความเรียวปีก (Taper Ratio: r_t) ต่อการลู่เข้าของความดัน พบว่าเมื่ออัตราส่วนความเรียวปีกเพิ่มขึ้น ค่าการลู่เข้าของความดันจะเพิ่มขึ้น จากนั้นได้แนวโน้มของอัตราส่วนความเรียวปีก 1.00 0.95 0.80 0.70 0.60 และ 0.20 ต่อการสั่นแบบอิสระ โดยเปรียบเทียบกับผลที่ได้จากโปรแกรม แอนซิส (ANSYS) กับการวิเคราะห์จากงานวิจัยอื่น พบว่าเมื่อค่าอัตราส่วนความเรียวปีกเพิ่มขึ้น ค่าการสั่นแบบอิสระจะมีแนวโน้มลดลง

นอกจากนี้ยังมีการศึกษาของ Frulla and Cestino (Frulla and Cestino, 2007) และ Thomson and Scott (Thomson and Scott, 2000) ที่ได้ศึกษาเกี่ยวกับปีกเครื่องบินโดยเลือกใช้เป็นวัสดุผสม จากนั้นวิเคราะห์โครงสร้างปีกเครื่องด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์โดยใช้โปรแกรมสำเร็จรูป จากนั้นนำผลที่ได้จากการวิเคราะห์ด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์มาเปรียบเทียบกับผลการทดสอบจริง พบว่าการ

วิเคราะห์ด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ ให้ผลใกล้เคียงกับการทดสอบจริง แสดงให้เห็นว่าการวิเคราะห์ด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์สามารถนำมาวิเคราะห์ได้

ดังนั้นผู้วิจัยจึงได้เลือกวิธีการวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์ มาเป็นเครื่องมือในการวิเคราะห์โครงสร้างแบบกล่องของปีกเครื่องบิน โดยแบ่งปีกเครื่องบินออกเป็น 2 แบบ คือปีกตรง และปีกโค้ง โครงสร้างภายในของปีกทั้ง 2 แบบประกอบไปด้วยพื้นผิว (Wing Skin) คานปีก (Wing Spar) และกงปีก (Rib) เพื่อศึกษาแนวโน้มของความเค้นวอนมิสและระยะกระจัดตามแนวปีกของปีก ที่ได้จากปีกทั้ง 2 แบบ มาเปรียบเทียบกัน

2. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

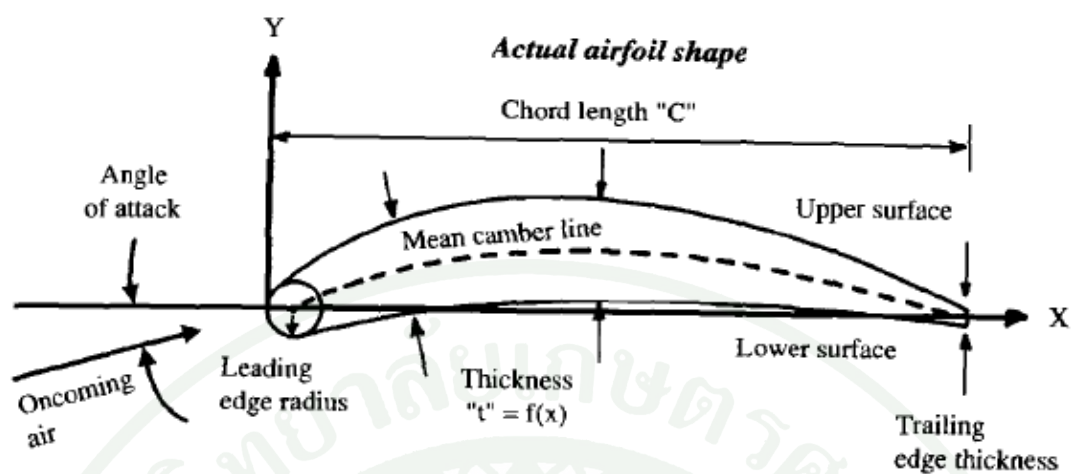
ได้มีการศึกษาเกี่ยวกับทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับงานวิจัย 2 หัวข้อด้วยกัน คือ การออกแบบรูปร่างปีกเครื่องบิน และวัสดุผสมที่นำมาใช้

2.1 การออกแบบรูปร่างปีกเครื่องบิน

ในการออกแบบปีกเครื่องบินจะต้องกำหนดค่าตัวแปรที่ใช้ในการออกแบบ เช่น แพนอากาศ (Airfoil) ความยาวปีก (Wing span: b) และอัตราส่วนสนทรรศ (Aspect Ratio: AR) เป็นต้น และนำค่าต่างๆ ไปใช้ในการคำนวณต่อไป (Raymer, 1989)

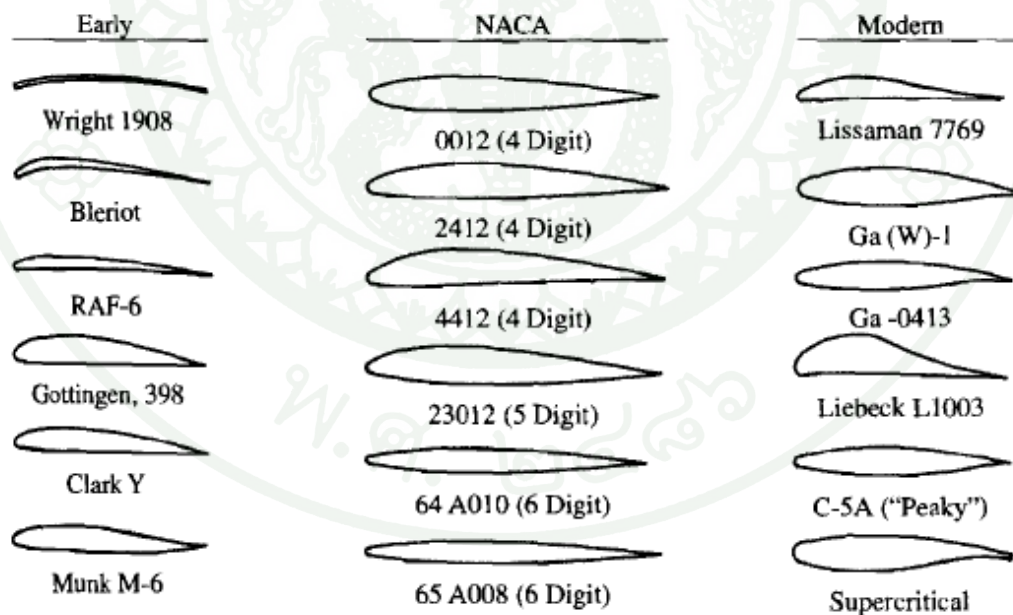
การเลือกแพนอากาศเป็นหัวใจสำคัญของเครื่องบิน เพราะแพนอากาศมีผลต่อความเร็วที่ตำแหน่งต่างๆ ดังนั้นควรเลือกแพนอากาศที่เหมาะสม ส่วนต่างๆ ของแพนอากาศแสดงดังภาพที่ 1

รูปร่างของแพนอากาศมีหลากหลายแบบ ดังนั้นจึงกำหนดการเรียกรูปร่างของแพนอากาศหลายแบบด้วยกัน อย่างเช่นในปัจจุบันได้มีการใช้ระบบตัวเลข 4 หลัก หลักแรกจะบอกถึงเปอร์เซ็นต์ของแคมเบอร์ (Camber) หลักที่สองจะบอกถึงค่าสูงสุดของแคมเบอร์ และสองหลักสุดท้ายจะบอกถึงความหนาสูงสุดของแพนอากาศในรูปของเปอร์เซ็นต์เส้นชยา (Chord) นอกจากนี้ยังมีระบบเลข 5 หลัก และ 6 หลักสำหรับใช้ในการเรียกรูปร่างของแพนอากาศ ดังภาพที่ 2



ภาพที่ 1 ส่วนต่างๆ ของแพนอากาศ

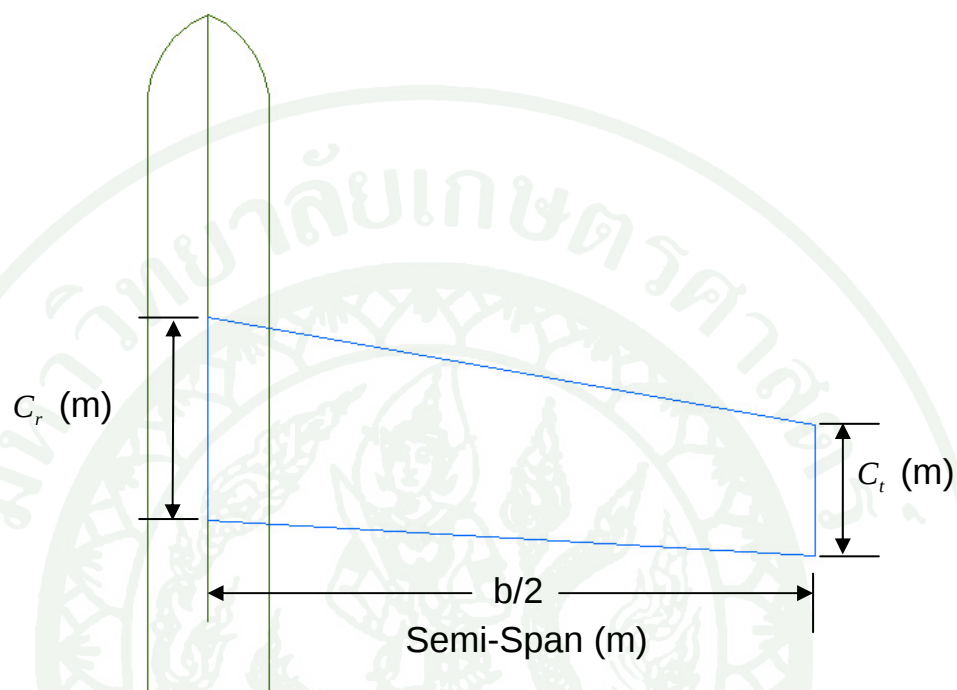
ที่มา: (Raymer, 1999)



ภาพที่ 2 รูปแบบของแพนอากาศ

ที่มา: (Raymer, 1999)

เมื่อได้ค่าแผนอากาศที่เหมาะสม จากนั้นจึงออกแบบรูปร่างภายนอกของปีก โดยส่วนต่าง ๆ ของปีกแสดงดังภาพที่ 3



ภาพที่ 3 ส่วนต่างๆ ของปีก

ที่มา: (Raymer, 1999)

ความสัมพันธ์ของค่าความยาวปีก (Wing Span: b) กับพื้นที่ปีก (Wing Area: S) สามารถเขียนได้ดังสมการที่ (1)

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (1)$$

เมื่อ AR = อัตราส่วนสนทรรศ (Aspect Ratio: AR)

b = ความยาวปีก (เมตร)

S = พื้นที่ปีก (ตารางเมตร)

จากความสัมพันธ์ของความยาวปีก และพื้นที่ของปีก ซึ่งจะได้คือค่า อัตราส่วนสนทรรศ ดังนั้นจึงควรเลือกค่าอัตราส่วนสนทรรศ ที่เหมาะสมดังตารางที่ 1 ซึ่งสามารถแบ่งประเภทของค่า อัตราส่วนสนทรรศได้ 2 ประเภทคือค่าอัตราส่วนสนทรรศ ในย่านสูง (High Aspect Ratio) จะมีค่า อัตราส่วนสนทรรศตั้งแต่ 4.5 ขึ้นไป และอัตราส่วนสนทรรศ ในย่านต่ำ (Low Aspect Ratio) จะมีค่า อัตราส่วนสนทรรศน้อยกว่า 4.5

ตารางที่ 1 Aspect Ratio ที่เหมาะสม

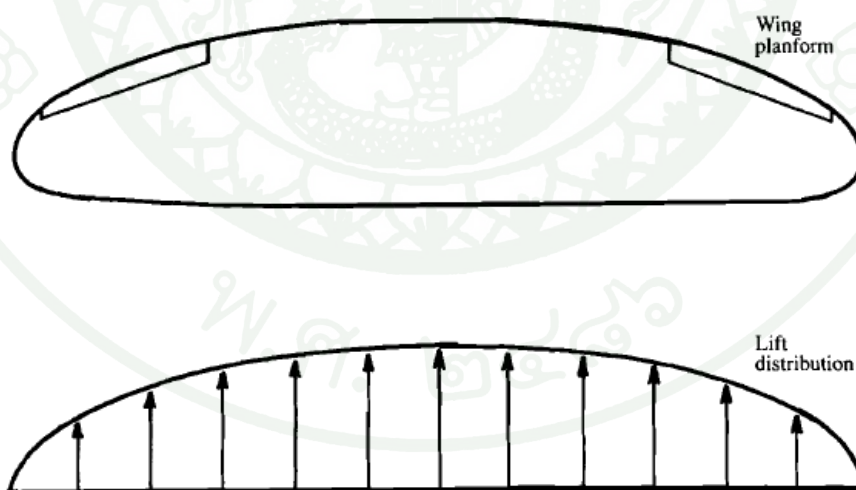
เครื่องบินใบพัด	AR ที่เหมาะสม	
Homebuilt	6.0	
General aviation-single engine	7.6	
General aviation-twin engine	7.8	
Agricultural aircraft	7.5	
Twin turboprop	9.2	
Flying boat	8.0	
Jet aircraft	$AR \text{ ที่เหมาะสม} = aM_{maz}^C$	
	a	C
Jet Trainer	4.737	-0.979
Jet fighter (dogfighter)	5.416	-0.622
Jet fighter (other)	4.110	-0.622
Military cargo/bomber	5.570	-1.075
Jet Transport	7.50	0

นอกจากนี้อัตราส่วนของความยาวเส้นชยาที่ปลายปีก (Chord tip: C_t) ต่อความยาวเส้นชยาที่โคนปีก (Chord root: C_r) เขียนได้ดังสมการที่ (2)

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad (2)$$

เมื่อ λ = อัตราส่วนความเรียวปีก
 C_r = ความยาวเส้นชยาที่โคนปีก (เมตร)
 C_t = ความยาวเส้นชยาที่ปลายปีก (เมตร)

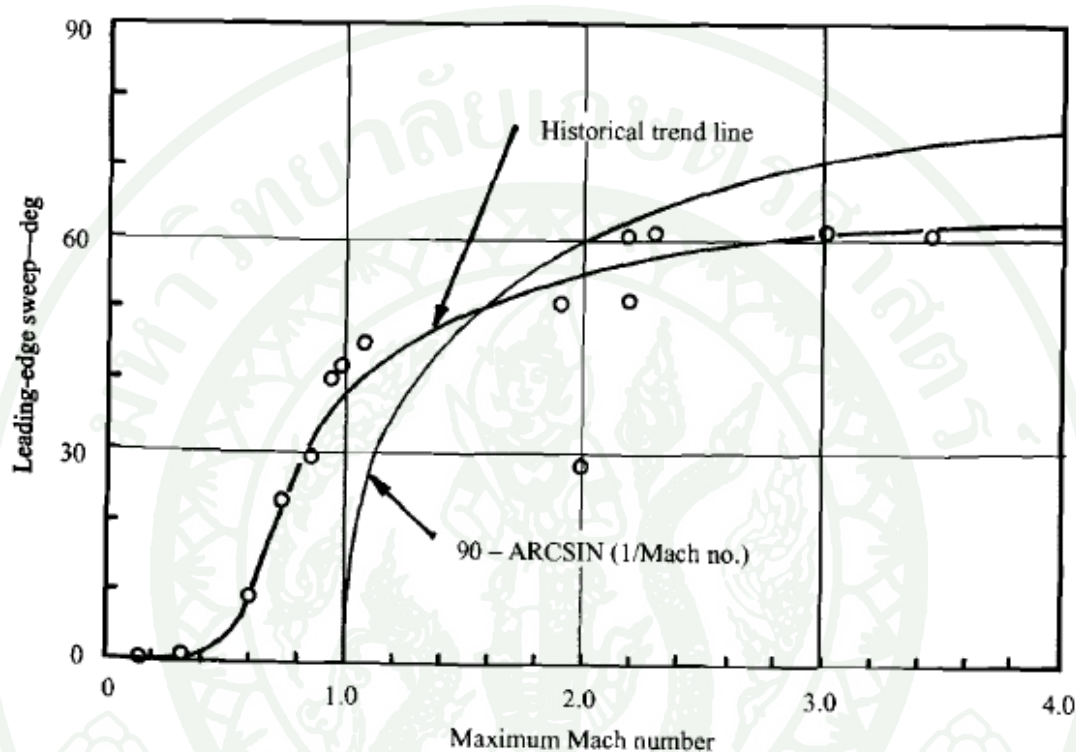
อัตราส่วนความเรียวปีก (Wing Taper Ratio: λ) เป็นค่าอัตราส่วนของความยาวเส้นชยาที่ปลายปีกต่อความยาวเส้นชยาที่โคนปีก โดยส่วนใหญ่ปีกที่มีมุมลู่เล็กน้อย จะมีค่าอัตราส่วนความเรียวปีก ประมาณ 0.2-0.3 และปีกที่มีค่ามุมลู่มากนั้นจะมีค่าอัตราส่วนความเรียวปีก ประมาณ 0.4-0.5 ซึ่งปีกที่มีพื้นที่เป็นรูปวงรีนั้นจะกระจายแรงยกได้ดีดังภาพที่ 4 ซึ่งอัตราส่วนความเรียวปีกมีค่าประมาณ 0.4 จึงเป็นค่าในอุดมคติของปีกที่ไม่มีมุมลู่ แต่เนื่องจากการสร้างปีกลักษณะนี้สามารถทำได้ยากและมีราคาสูง ดังนั้นเพื่อความง่ายในการสร้างปีกที่ไม่มีความเรียวจะมีค่าอัตราส่วนความเรียวปีก เป็น 1.0 หมายถึงปีกที่มีลักษณะเป็นปีกสี่เหลี่ยม และมีค่าความยาวของเส้นชยาตามแนวปีกเท่ากันหมด และมีความยาวของเส้นชยาที่ปลายปีกมากเมื่อเทียบกับปีกรูปวงรี



ภาพที่ 4 ปีกรูปวงรี

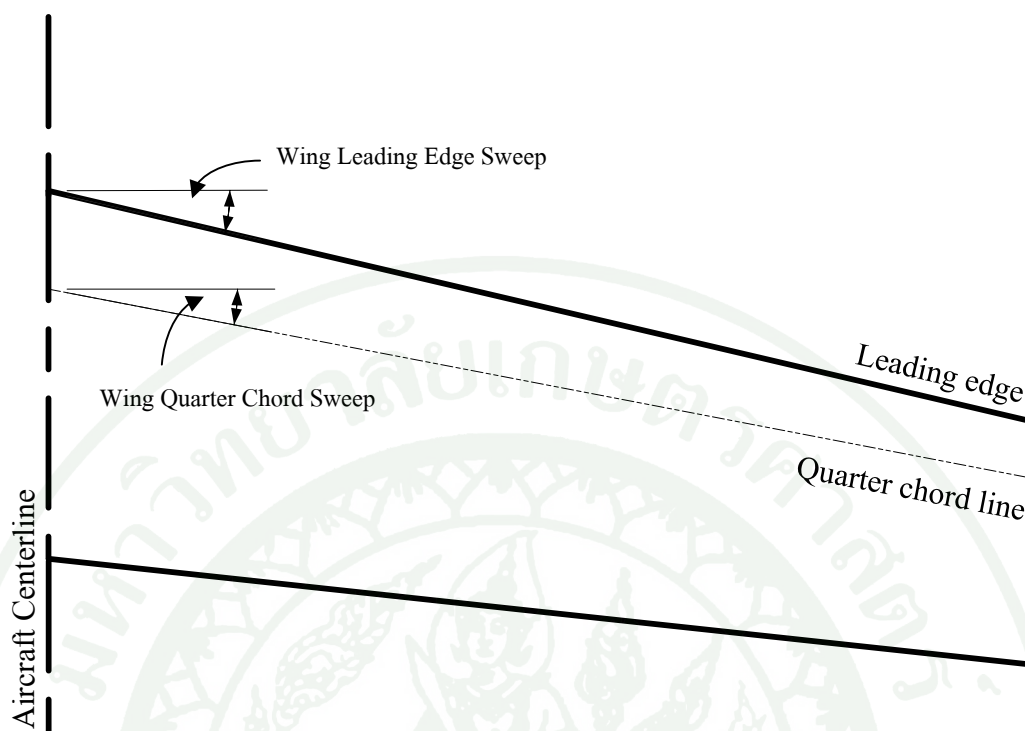
ที่มา: (Raymer, 1999)

มุมถู่ (Sweep angle: Λ) มีผลต่อรูปร่างของปีก และส่งผลต่อความเร็วของเครื่องบิน ซึ่งความสัมพันธ์มุมถู่ที่ตำแหน่งชายหน้าปีก (Leading edge Sweep: Λ_{LE}) กับเลขมัคสูงสุดของเครื่องบินแสดงดังภาพที่ 5 พบว่ามุมถู่ที่ชายหน้าปีกมีค่าเพิ่มขึ้นจะมีเลขมัคสูงสุดเพิ่มขึ้น



ภาพที่ 5 ความสัมพันธ์ของมุมถู่ที่ชายหน้าปีกกับเลขมัคสูงสุดของเครื่องบิน

ที่มา: Raymer (1999)



ภาพที่ 6 มุมลู๊ปีก

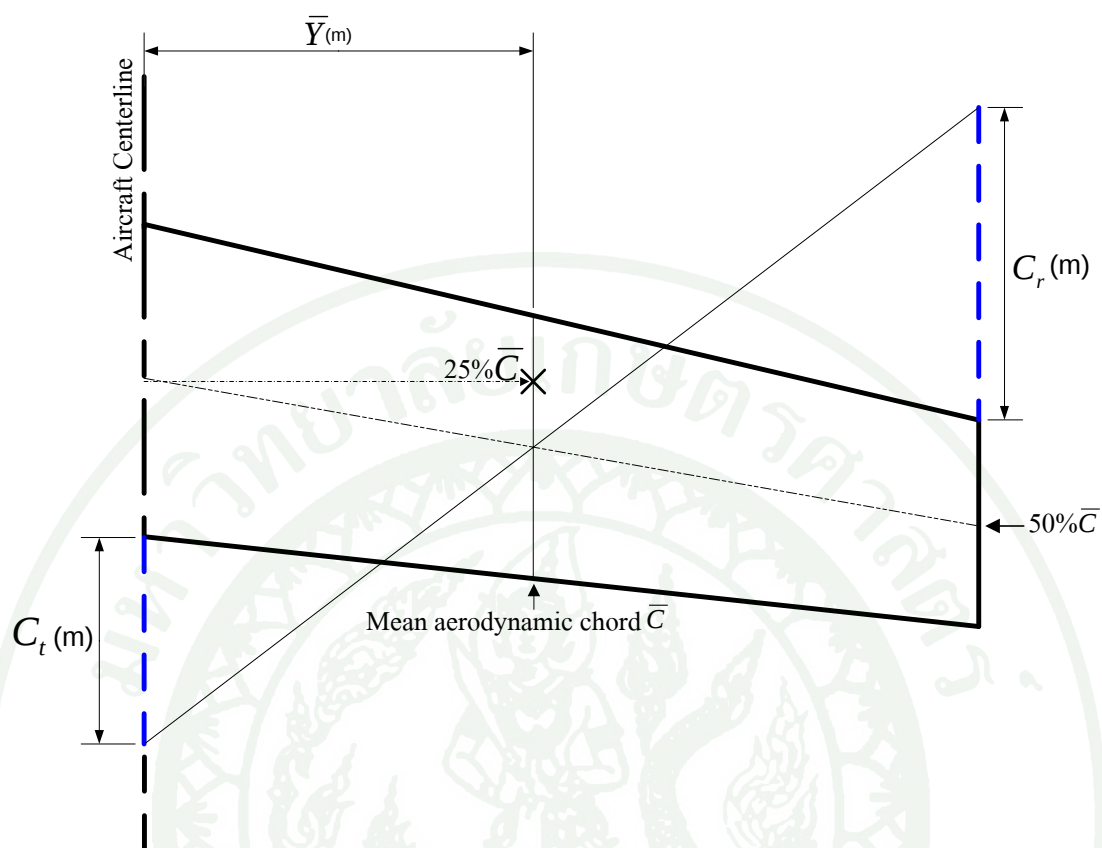
ที่มา: Raymer (1999)

แต่ในการศึกษาแรงทางอากาศพลศาสตร์จะต้องคำนวณที่จุด 25 เปอร์เซ็นต์ของความยาวเส้นชยา (Quarter-Chord point) ดังภาพที่ 6 สามารถหาได้จากสมการที่ (3) และค่าเฉลี่ยของเส้นชยา (Mean Aerodynamic Chord: MAC หรือ $\bar{c}$) ดังภาพที่ 7 ได้ดังสมการที่ (4) และสามารถหาความยาวจากกลางลำตัวไปยังตำแหน่งของ $\bar{c}$ ด้านใดด้านหนึ่ง ($\bar{Y}$) ได้ดังสมการที่ (5)

$$\tan \Lambda_{LE} = \tan \Lambda_{c/4} + \left[\frac{1 - \lambda}{AR(1 + \lambda)} \right] \quad (3)$$

เมื่อ Λ_{LE} = มุมลู๊ปีกที่ตำแหน่งชายหน้าปีก

$\Lambda_{c/4}$ = มุมลู๊ปีกที่ตำแหน่ง Quarter-Chord



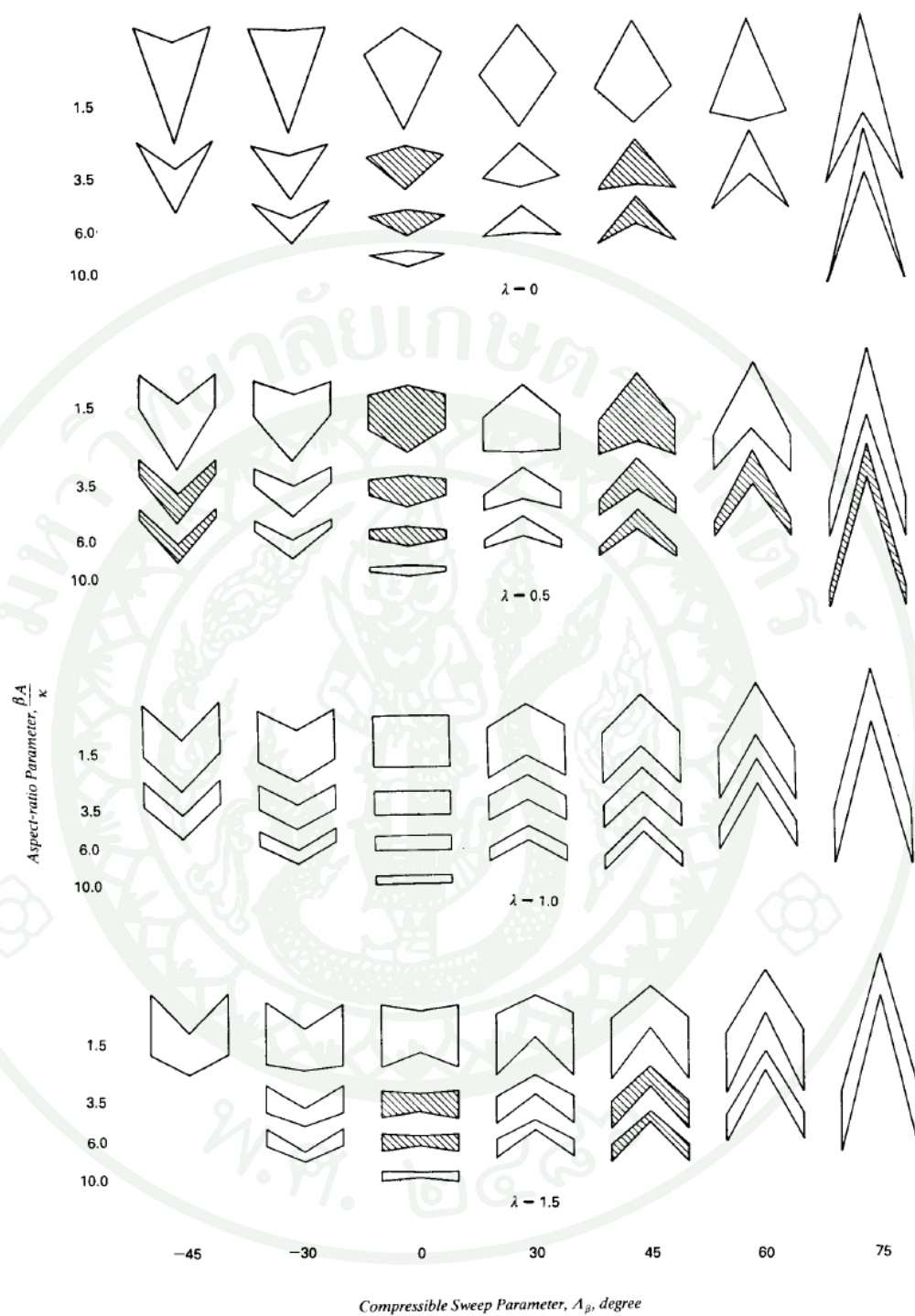
ภาพที่ 7 Mean Aerodynamic Chord

ที่มา: Raymer (1999)

$$\bar{c} = \left(\frac{2}{3}\right) c_r \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \quad (4)$$

$$\bar{Y} = \left(\frac{b}{6}\right) \left[\frac{(1 + 2\lambda)}{(1 + \lambda)} \right] \quad (5)$$

จากการศึกษารูปร่างปีก พบว่ารูปร่างปีกจะเปลี่ยนแปลงเมื่อค่าของ อัตราส่วนสนทรรศ อัตราส่วนความเร็วปีก และ มุมดู่ เปลี่ยนแปลงไป ดังภาพที่ 8 แสดงให้เห็นว่ารูปร่างภายนอกของ ปีกเครื่องบินมีได้หลายแบบ

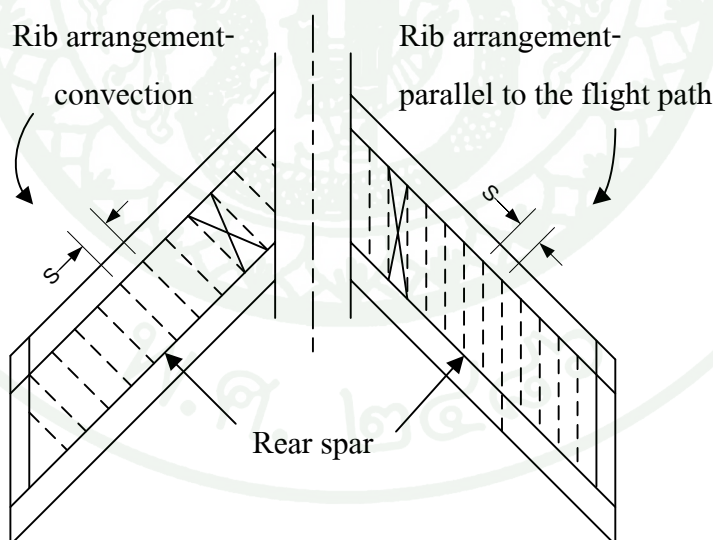


ภาพที่ 8 รูปร่างภายนอกของปีกเครื่องบินตามค่าต่างๆ

ที่มา: Niu (1995)

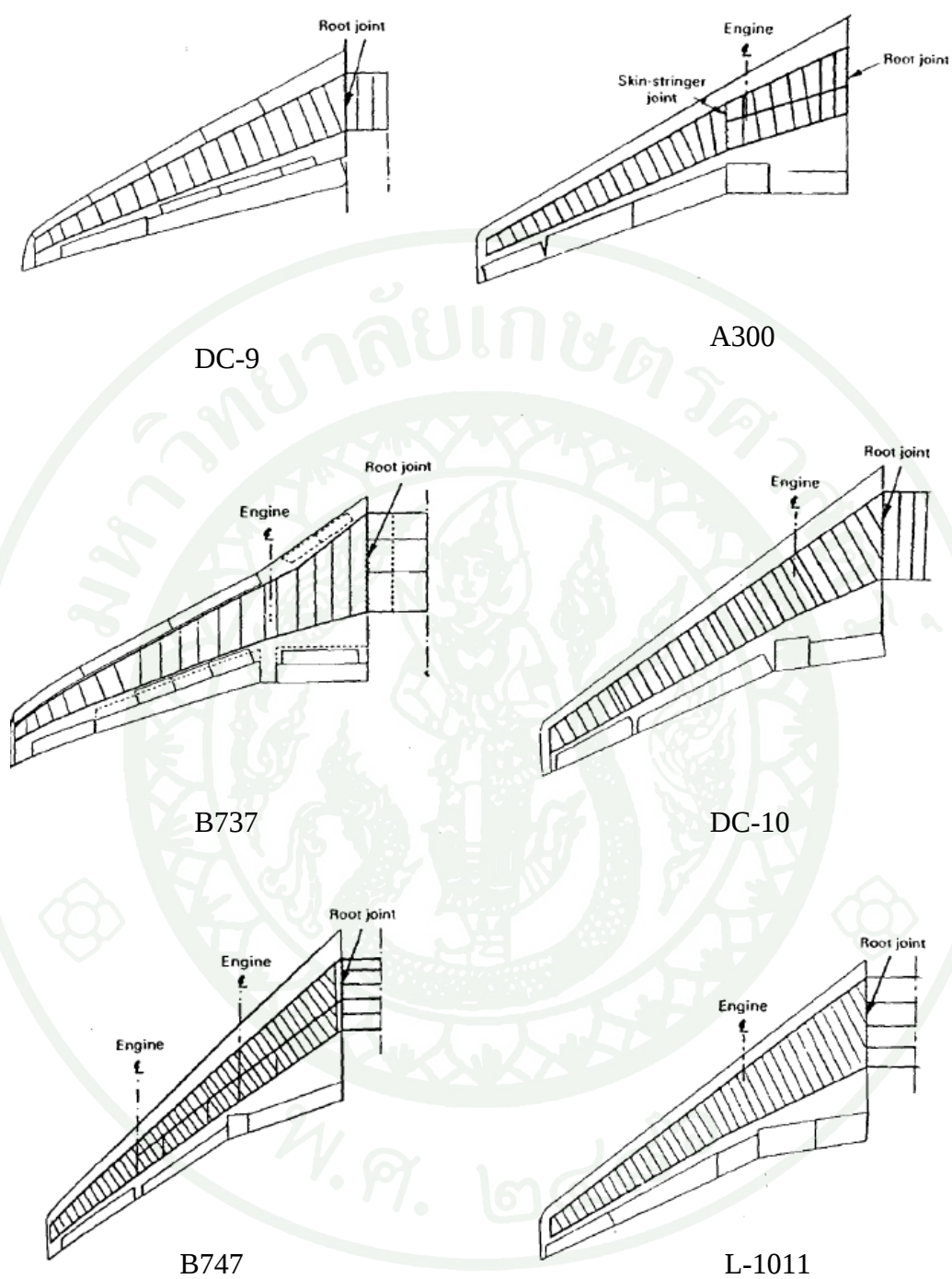
เมื่อได้รูปร่างภายนอก ต่อไปจะกล่าวถึงการวางโครงสร้างแบบกล่องของปีก (Wing Box Structure) ซึ่งจะประกอบด้วย คานปีก (Spar) โดยมี 2 หรือ 3 คานปีก สำหรับปีกเครื่องบินที่มีค่าอัตราส่วนสนทรรคในย่านสูง และคานปีกได้หลายคานปีก (multi-spar) สำหรับปีกเครื่องบินที่มีค่าอัตราส่วนสนทรรคในย่านต่ำ โดยคานปีกจะเป็นส่วนที่รับแรงโมเมนต์ดัด (Bending Moment) ที่เกิดขึ้นที่ปีก โดยทั่วไปตำแหน่งในการวางคานปีกด้านหน้า (Front Spar) จะมีค่าประมาณ 5 ถึง 30 เปอร์เซ็นต์ของความยาวเส้นขนาน และคานปีกด้านหลัง (Rear Spar) จะมีค่าประมาณ 55 ถึง 70 เปอร์เซ็นต์ของความยาวเส้นขนาน (Niu, 2006)

กึ่งปีก (Rib) ซึ่งทำหน้าที่รับแรงเฉือนและโมเมนต์ดัดตามแนวขนาน และแรงบิดที่เกิดจากโมเมนต์ปีกเงย (Pitching Moment) ซึ่งการวางของกึ่งปีกสามารถทำได้ 2 วิธี คือวางตั้งฉากกับคานปีก (Rib arrangement convention) และวางขนานกับลำตัวเครื่องบิน (Rib arrangement parallel to the flight path) ดังภาพที่ 9 แต่การวางกึ่งปีกให้ขนานกับลำตัวเครื่องบินจะสามารถรักษายากาสพลศาสตร์ระหว่างคานปีกได้ดีกว่าการวางแบบตั้งฉากกับคานปีก รูปแบบการวางกึ่งปีกของเครื่องบินโดยสารแสดงดังภาพที่ 10



ภาพที่ 9 การวางตำแหน่งของกึ่งปีกที่แตกต่างกัน

ที่มา: Niu (1995)



ภาพที่ 10 รูปแบบการวางคานปีกและกงปีกของเครื่องบินโดยสาร

ที่มา: Niu (1995)

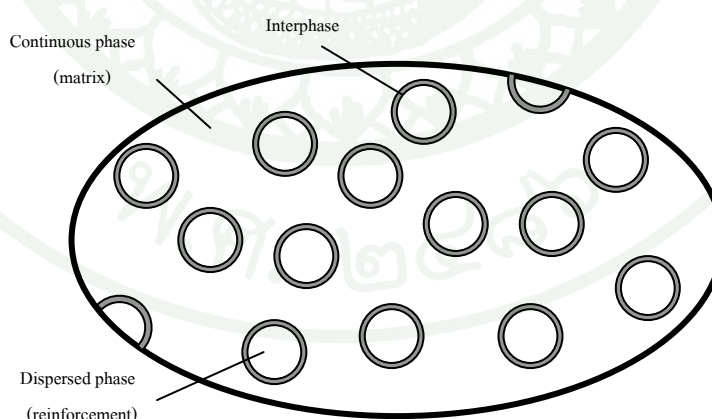
นอกจากคานปีกและกงปีกแล้ว ยังมีผิวหนังปีก (Wing skin) ที่ห่อหุ้มโครงสร้างภายในต่างๆ ของปีก และรับแรงที่กระจายรอบๆ ปีก และเพื่อเสริมความแข็งแรงของปีกอาจมีการใช้ระแนงย่อย (Stringers) เพื่อรับแรงโมเมนต์ดัดร่วมกับคานปีก

เมื่อทราบถึงการออกแบบรูปร่างปีก และโครงสร้างแบบกล่ของปีกเครื่องบินแล้ว ต่อไปจะกล่าวถึงวัสดุที่นำมาใช้ในการศึกษา

2.2 วัสดุผสม (Composite Material)

ในปัจจุบันพบว่าได้นำวัสดุผสมมาใช้ในอุตสาหกรรมการบินเป็นจำนวนมาก เนื่องจากมีน้ำหนักเบาและมีความแข็งแรงสูง ดังนั้นจึงควรทราบเกี่ยวกับโครงสร้างของวัสดุ (Daniel, 2006)

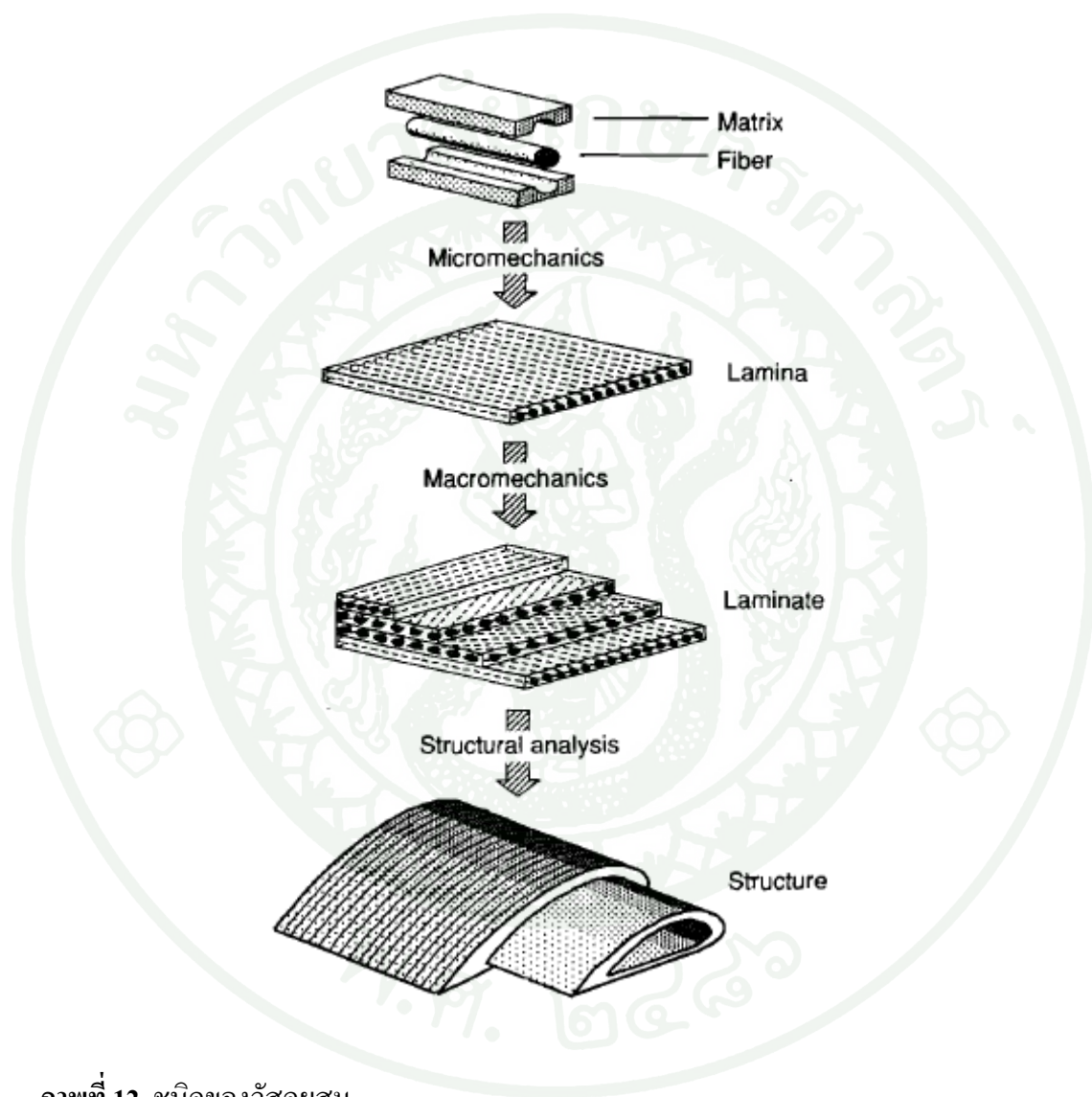
โครงสร้างของวัสดุผสมประกอบด้วย 3 เฟส (Phase) คือ เฟสแรกเป็นส่วนที่มีความแข็งแรง หรือเสริมความแข็งแรง (Reinforcement) ซึ่งไม่มีความต่อเนื่องกัน เรียกว่า ไฟเบอร์ (Fiber) เฟสที่สองเป็นส่วนที่มีความแข็งแรงน้อย มีความต่อเนื่องกัน เรียกว่าเมทริกซ์ (Matrix) และเฟสที่สามคือส่วนที่เป็นรอยต่อระหว่าง ส่วนที่เสริมความแข็งแรงกับส่วนที่มีความแข็งแรงน้อย เรียกว่า รอยต่อเฟส (Interphase) ซึ่งแสดงดังภาพที่ 11



ภาพที่ 11 ส่วนต่างๆ ของวัสดุผสม

ที่มา: Daniel (2006)

วัสดุผสมเป็นวัสดุที่มีความแข็งแรงขึ้นกับชนิดของไฟเบอร์ ทิศทางของไฟเบอร์ และชนิดของเมทริกซ์ และเมื่อนำเอาไฟเบอร์และเมทริกซ์มารวมกันเรียกว่า ลามิना (Lamina) และเมื่อมี ลามินา มารวมกันจะเรียกว่า ลามิเนต (Laminate) ซึ่งแต่ละชั้นจะถูกเรียกว่า พลาย (Ply) ดังนั้นความหนาของ พลาย และจำนวนชั้นของ พลาย จะมีผลต่อความแข็งแรงของวัสดุด้วยเช่นกัน



ภาพที่ 12 ชนิดของวัสดุผสม

ที่มา: Daniel (2006)

ในงานวิจัยชิ้นนี้ผู้วิจัยไม่ได้ศึกษาถึงคุณสมบัติเฉพาะของวัสดุผสม แต่ได้นำคุณสมบัติของวัสดุผสมที่ได้มีการศึกษาค้นคว้ามาแล้ว นำมาใช้ในโปรแกรมสำเร็จรูป จึงไม่ขอกล่าวรายละเอียดในการหาค่าคุณสมบัติของวัสดุ

อุปกรณ์และวิธีการ

ในหัวข้อนี้จะแบ่งออกเป็น 2 ส่วน คือส่วนแรกจะกล่าวถึง อุปกรณ์ที่นำมาใช้ และส่วนที่สองกล่าวถึงวิธีการ ขั้นตอนที่ได้ทำการศึกษาวิจัย

อุปกรณ์

อุปกรณ์ที่ใช้ในการวิจัยมีดังนี้

1. เครื่องคอมพิวเตอร์แบบพกพา (Intel Core 2 Duo CPU T8300) ความเร็ว 2.39 กิกะเฮิรตซ์ (GHz)
2. เครื่องพิมพ์ชนิดใช้แสงเลเซอร์ (Laser Printer) และเครื่องพิมพ์ชนิดใช้หมึกพ่น (Inkjet Printer)
3. โปรแกรมอะบาคัส (ABAQUS) เวอร์ชัน 6.7
4. โปรแกรมเอ็กเซล (Excel) รุ่น 2007

วิธีการ

ในการศึกษาวิจัย ผู้วิจัยได้ทำการศึกษา และรวบรวมข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับการวิจัย และได้มีขั้นตอนที่ใช้ในการศึกษาวิจัยดังนี้

1. ศึกษาการใช้โปรแกรมสำเร็จรูป

การศึกษการใช้งานโปรแกรมสำเร็จรูป เป็นการศึกษาเกี่ยวกับขั้นตอนต่างๆ ของโปรแกรมสำเร็จรูปที่นำมาใช้ เช่นการจูนรูปชิ้นงาน การใช้เครื่องมือต่างๆ และวิเคราะห์ด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ (ABAQUS, 1998) ซึ่งได้เลือกใช้เอลิเมนต์เป็นแบบแผ่นบาง 4 จุดต่อ (Shell 4 node Reduced Integration : S4R) ที่มีอยู่ในโปรแกรมสำเร็จรูป เหมาะสำหรับการวิเคราะห์ชิ้นงานที่มีค่าความเครียดสูง (Large Strain Analysis) และชิ้นงานที่เป็นแผ่นบาง (Laulusa et al., 2005)

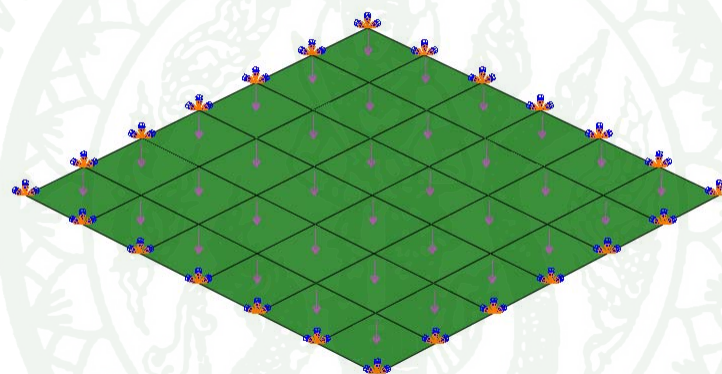
การวิเคราะห์ในหัวข้อนี้ได้ศึกษา การสร้างชิ้นงานสี่เหลี่ยมจัตุรัสให้เป็นแผ่นบางขนาด 10 นิ้ว โดยมีเงื่อนไขขอบเป็นแบบยึดแน่นทั้ง 4 ด้าน ทุกจุด ดังภาพที่ 13 โดยใช้วัสดุเป็นวัสดุผสม (Zhang and Kim, 2005) ที่มีคุณสมบัติดังตารางที่ 2 ซึ่งมีจำนวน 2 พลาซ และมีความหนา 0.02 นิ้ว โดยให้แรงกระทำคงที่ขนาด 100 หน่วยต่อตารางนิ้ว การศึกษาได้แบ่งออกเป็น 2 หัวข้อคือ

1.1 ศึกษาการเปลี่ยนแปลงทิศทางของไฟเบอร์ที่มุม $\pm 5^\circ$ $\pm 15^\circ$ $\pm 25^\circ$ $\pm 35^\circ$ และ $\pm 45^\circ$ โดยบันทึกกระยะการยุบตัวที่ตำแหน่งกึ่งกลางของแผ่นสี่เหลี่ยมจัตุรัส

1.2 ศึกษาการเปลี่ยนแปลงของจำนวนเอลิเมนต์ โดยมีการแบ่งจำนวนเอลิเมนต์ดังนี้ 4×4 6×6 8×8 และ 10×10 โดยบันทึกกระยะการยุบตัวที่จุดกึ่งกลางของแผ่นสี่เหลี่ยมจัตุรัส

ตารางที่ 2 คุณสมบัติของวัสดุ

คุณสมบัติของวัสดุ	ค่าคุณสมบัติ	หน่วย
ค่าสัมประสิทธิ์การยืดหยุ่นตามแนวยาว (E_1)	4.00×10^7	Psi
ค่าสัมประสิทธิ์การยืดหยุ่นตามแนวขวาง (E_2)	1.00×10^7	Psi
ค่าสัมประสิทธิ์การยืดหยุ่นเฉือน (G_{12})	5.00×10^7	Psi
อัตราส่วนปัวซอง (ν_{12})	0.25	



ภาพที่ 13 ชิ้นงานที่ใช้ในการศึกษาการใช้งานโปรแกรมอะบาคัส

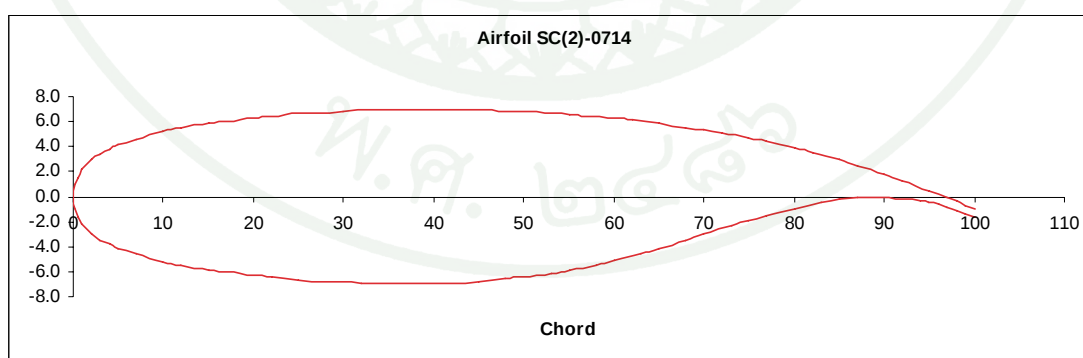
2. ศึกษาการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำบนปีกเครื่องบิน

การศึกษาการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่เกิดขึ้นกับปีกเครื่องบิน ได้คำนวณตามงานวิจัยของ Chudoba (1993) ซึ่งได้ออกแบบปีกเครื่องบินโดยกำหนดให้มีแผนอากาศเป็นแบบไม่สมมาตร ความยาวปีกเครื่องบิน อัตราส่วนสนทรรศ และค่าคงที่อื่นๆ ดังตารางที่ 3 ซึ่งได้จากการรวบรวมข้อมูลของเครื่องบินโดยสาร มุมลู่ที่ตำแหน่งชายหน้าปีก 0 และ 42 องศา แต่ละมุมจะมีอัตราส่วนความเร็วปีกเครื่องบิน 1.0 และ 0.3 ซึ่งการศึกษามุมลู่ที่ตำแหน่งชายหน้าปีก 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 เพื่อศึกษาปีกที่ไม่มีมุมลู่ และปีกที่ไม่มีอัตราส่วนความเร็วปีก ส่วนมุมลู่ที่ตำแหน่งชายหน้าปีก 42 องศา และอัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 นั้น เป็นค่าที่ได้จากการศึกษาปีกของ

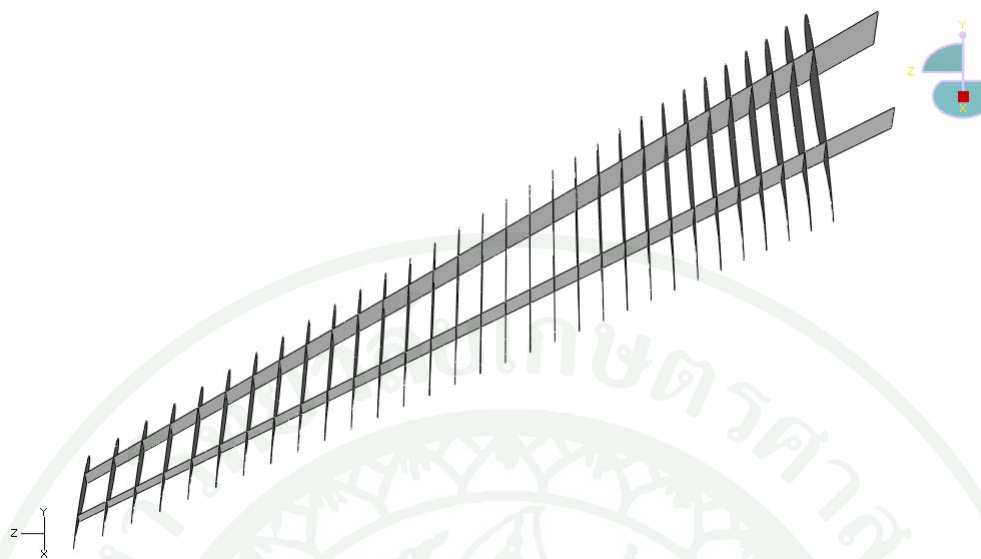
เครื่องบินโดยสาร และในแต่ละแบบได้แบ่งจำนวนจุดในการวางกึ่งปีกเป็น 30 40 และ 50 จุด เนื่องจากได้ทำการศึกษาข้อมูลพบว่าจำนวนกึ่งปีกของเครื่องบินโดยสารมีค่าประมาณ 30-50 กึ่งปีก นอกจากนี้การวางกึ่งปีกของปีกที่มีอัตราส่วนความเร็ว 0.3 จะได้แบ่งการวางกึ่งปีก ออกเป็น 2 แบบ คือ การวางให้ระยะระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน และการวางให้พื้นที่ระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน ตัวอย่างการวางกึ่งปีกแสดงดังภาพที่ 15 และภาพที่ 16 และนำค่าเหล่านี้ไปคำนวณเพื่อหาแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกเครื่องบินต่อไป

ตารางที่ 3 ข้อมูลแบบจำลองปีก

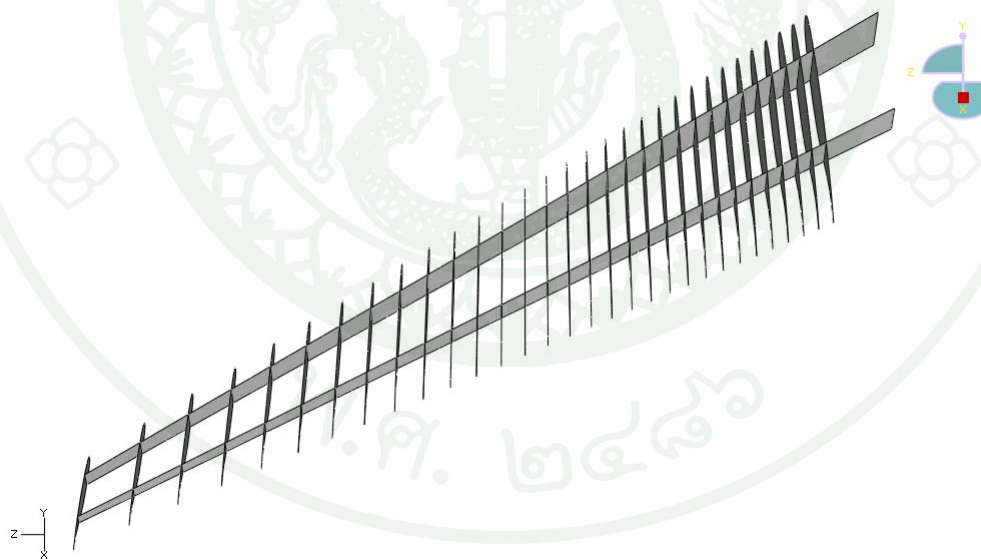
ข้อมูล	ค่า	หน่วย
เลขแผนอากาศ	SC(2)-0714	-
ความยาวปีกเครื่องบิน	66.50	เมตร
อัตราส่วนสนทรรศ	6.96	-
ความเร็วบินระดับ (Cruise speed)	253.6111	เมตรต่อวินาที
ความสูงบินระดับ (Cruise altitude)	10,668	เมตร (35,000 ฟุต)
ตำแหน่งคานปีกหน้า	25	เปอร์เซ็นต์เส้นชยา
ตำแหน่งคานปีกหลัง	70	เปอร์เซ็นต์เส้นชยา



ภาพที่ 14 แผนอากาศ SC(2)-0714



ภาพที่ 15 การวางกรงปีกแบบระยะระหว่างกรงปีกเท่ากัน

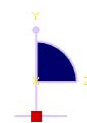


ภาพที่ 16 การวางกรงปีกแบบพื้นที่ระหว่างกรงปีกเท่ากัน

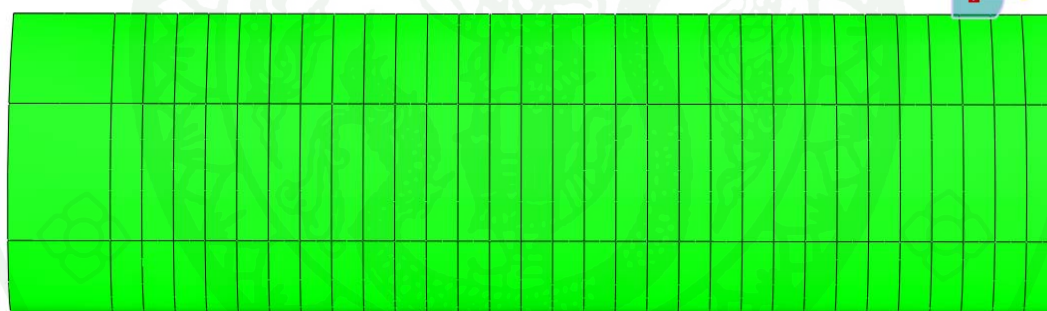
3. การจำลองปีกเครื่องบินในโปรแกรมอะบาคัส

ในขั้นตอนนี้ผู้วิจัยได้สร้างแบบจำลองปีกเครื่องบินให้มีขนาดและรูปแบบตามที่ได้กำหนดไว้ ทั้งหมด 3 ชุด แบ่งออกเป็นปีกตรงซึ่งเป็นรูปแบบปีกกับปีกเล็ก 1 ชุด ดังภาพที่ 17 ถึง ภาพที่ 19 และปีกโค้งซึ่งเป็นรูปแบบของปีกที่เพิ่มประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ 2 ชุด ดังภาพที่ 20 ถึง ภาพที่ 22 เนื่องจากการกำหนดการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ 2 ชุด คือปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกตรง และปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้ง ซึ่งแต่ละชุดจะมี 18 แบบ ในการพิจารณาแต่ละแบบ ได้วิเคราะห์แบบไม่มีมิกปีก และเมื่อมีมิกปีกแล้ว ซึ่งเมื่อรวมแล้วจะมีทั้งหมด 108 แบบ รูปแบบของแบบจำลองจะแทนด้วยตัวอักษร 3 ตัว คือ W ตัวแรกจะหมายถึง ปีกตรง ถ้าเป็นอักษร A หมายถึง ปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกตรง หรือ N หมายถึง ปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้ง จากนั้นจะตามด้วยตัวเลข 3 ตัว โดยที่ตัวเลขตัวแรกจะบอกถึงมุมลู่ที่ตำแหน่งชายหน้าปีก ถ้าเป็น 0 หมายถึงมีมุมลู่ที่ตำแหน่งชายหน้าปีก 0 องศา และ ถ้าเป็น 1 หมายถึงมีมุมลู่ที่ชายหน้าปีก 42 องศา ตัวเลขลำดับที่สอง จะบอกถึงอัตราส่วนความเร็วปีก ถ้าเป็น 0 หมายถึง มีอัตราส่วนความเร็วปีกเท่ากับ 1.0 และถ้าเป็น 1 หมายถึง อัตราส่วนความเร็วปีกเท่ากับ 0.3 และตัวเลขลำดับที่สาม จะบอกถึงกองปีก ถ้าเป็น 0 หมายถึงไม่มีมิกปีก และถ้าเป็น 1 หมายถึงมีมิกปีก แต่ถ้าอัตราส่วนความเร็วปีกมีค่า 0.3 หรือตัวเลขลำดับที่สองมีค่าเป็น 1 จะมีตัวอักษรตามหลังตัวเลขลำดับที่สาม ซึ่งจะบอกถึงลักษณะของการวางกองปีก 2 แบบ คือ S หมายถึงการวางกองปีกแบบกำหนดให้ระยะระหว่างกองปีกเท่ากัน และ A หมายถึงการวางกองปีกแบบกำหนดให้พื้นที่ระหว่างกองปีกเท่ากัน และสุดท้ายจะตามด้วยตัวเลข 30 40 หรือ 50 ซึ่งจะบอกถึงจำนวนกองปีกที่พิจารณา ดังตารางที่ 4 ซึ่งแสดงตัวอย่างของรูปแบบปีกเครื่องบินที่ใช้ในการวิเคราะห์ด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ เช่น W-111A-30 หมายถึงแบบจำลองของปีกตรง ที่มีมุมลู่ที่ตำแหน่งชายหน้าปีก 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 มีกองปีก จำนวน 30 กองปีก ซึ่งมีการวางกองปีกแบบให้พื้นที่ระหว่างกองปีกเท่ากัน

ในการสร้างชิ้นงานได้เลือกการสร้างชิ้นงานเป็นแผ่นบาง (Shell) เมื่อสร้างชิ้นงานในโปรแกรมสำเร็จรูปแล้ว จะต้องกำหนดวัสดุโดยกำหนดให้เป็นวัสดุผสมกราไฟต์/อีพอกซี (Graphile/Epoxy) Daniel (2006) มีคุณสมบัติดังตารางที่ 5 และกำหนดทิศทางของไฟเบอร์ดังตารางที่ 6 ซึ่งจะแบ่งออกเป็น 2 ส่วน คือส่วนที่เป็นผิว และส่วนที่เป็นคานปีก กับกองปีก จากนั้นกำหนดเงื่อนไขขอบให้เป็นแบบยึดแน่นทั้ง 3 แกน ที่บริเวณโคนปีก และให้แรงทางอากาศพลศาสตร์ที่คำนวณได้กระทำที่ตำแหน่ง 25 เปอร์เซ็นต์ของความยาวเส้นขนาน จากนั้นทำการแบ่งเอลิเมนต์ให้เป็นแบบแผ่น 4 จุดต่อ

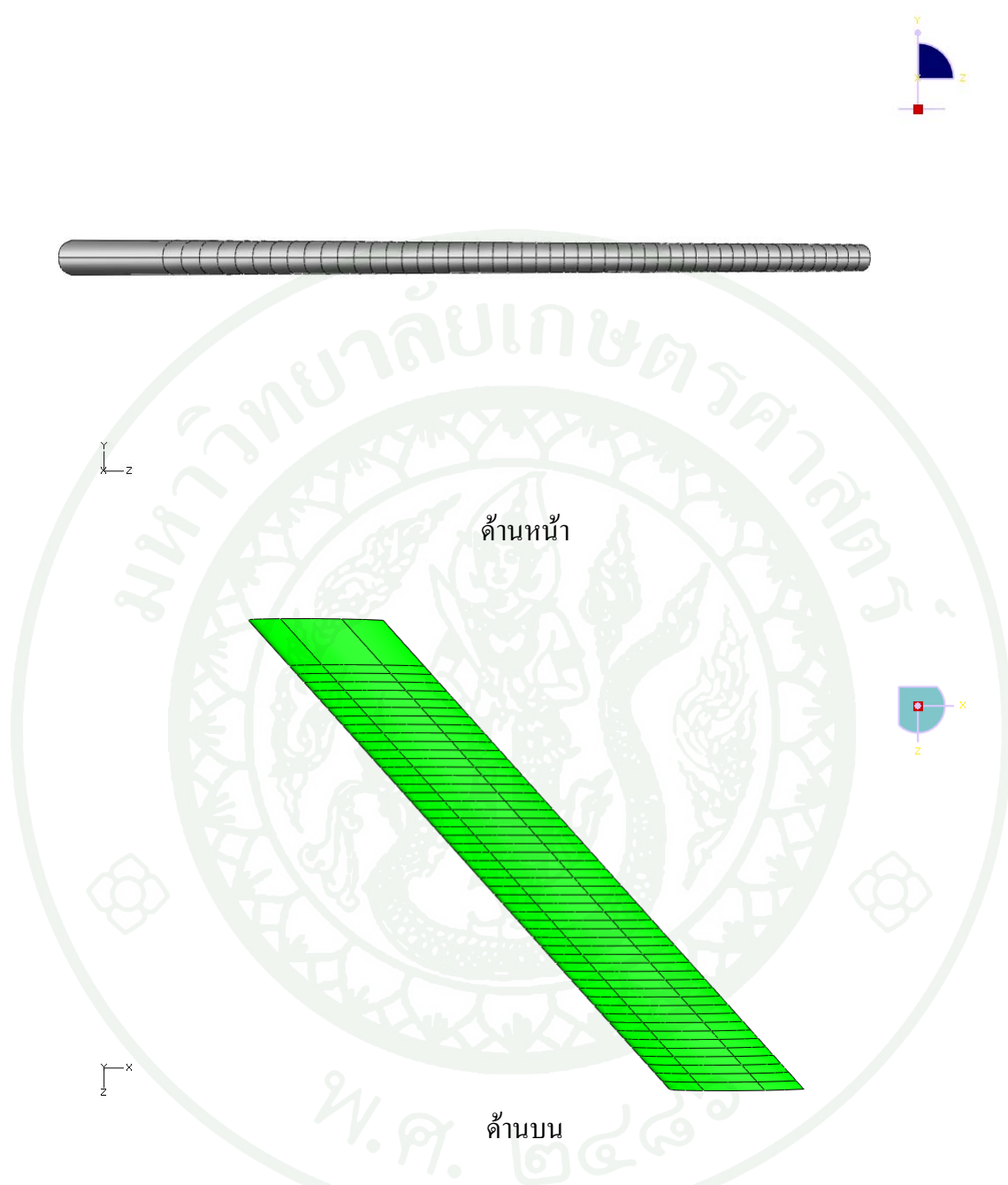


ด้านหน้า

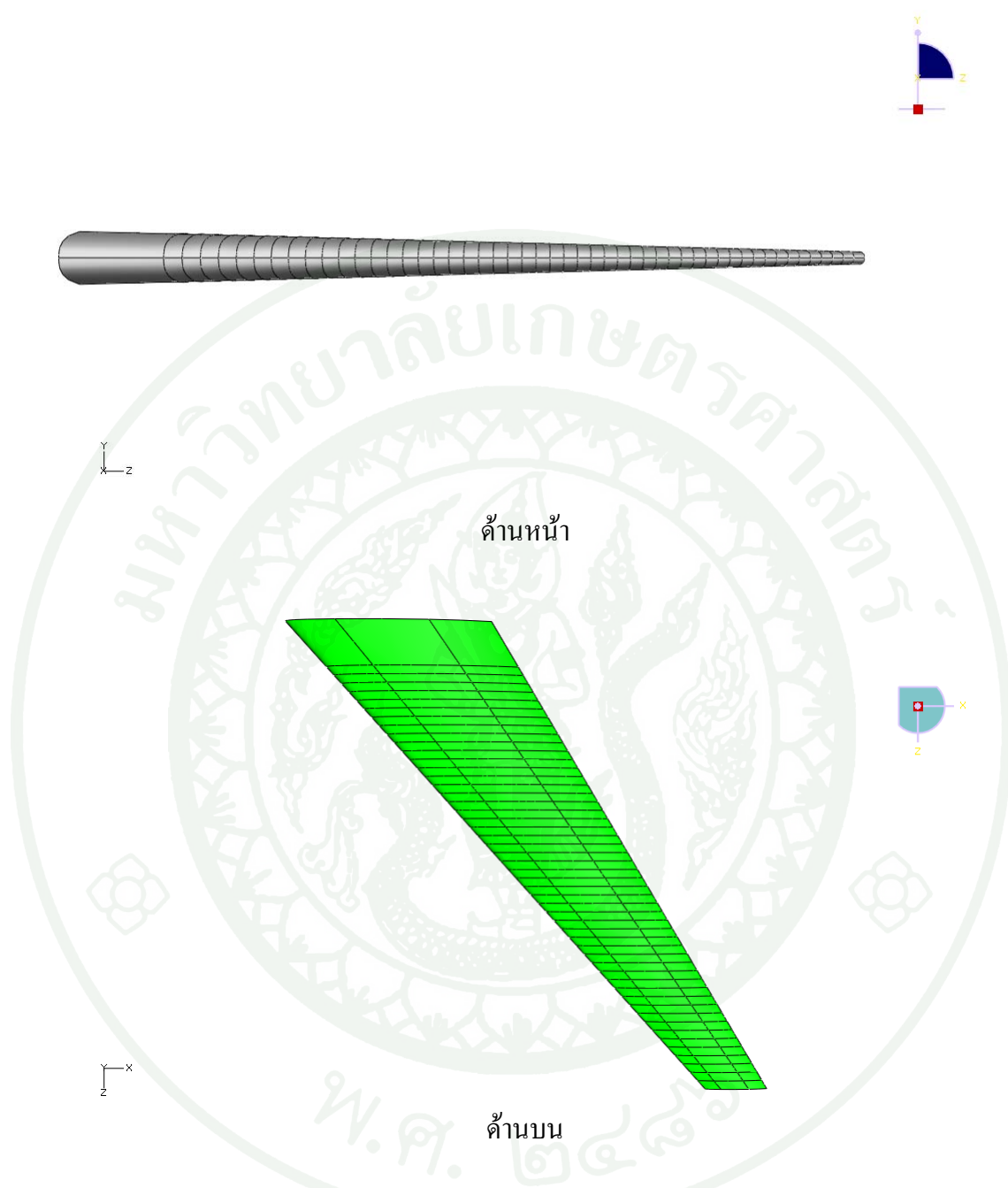


ด้านบน

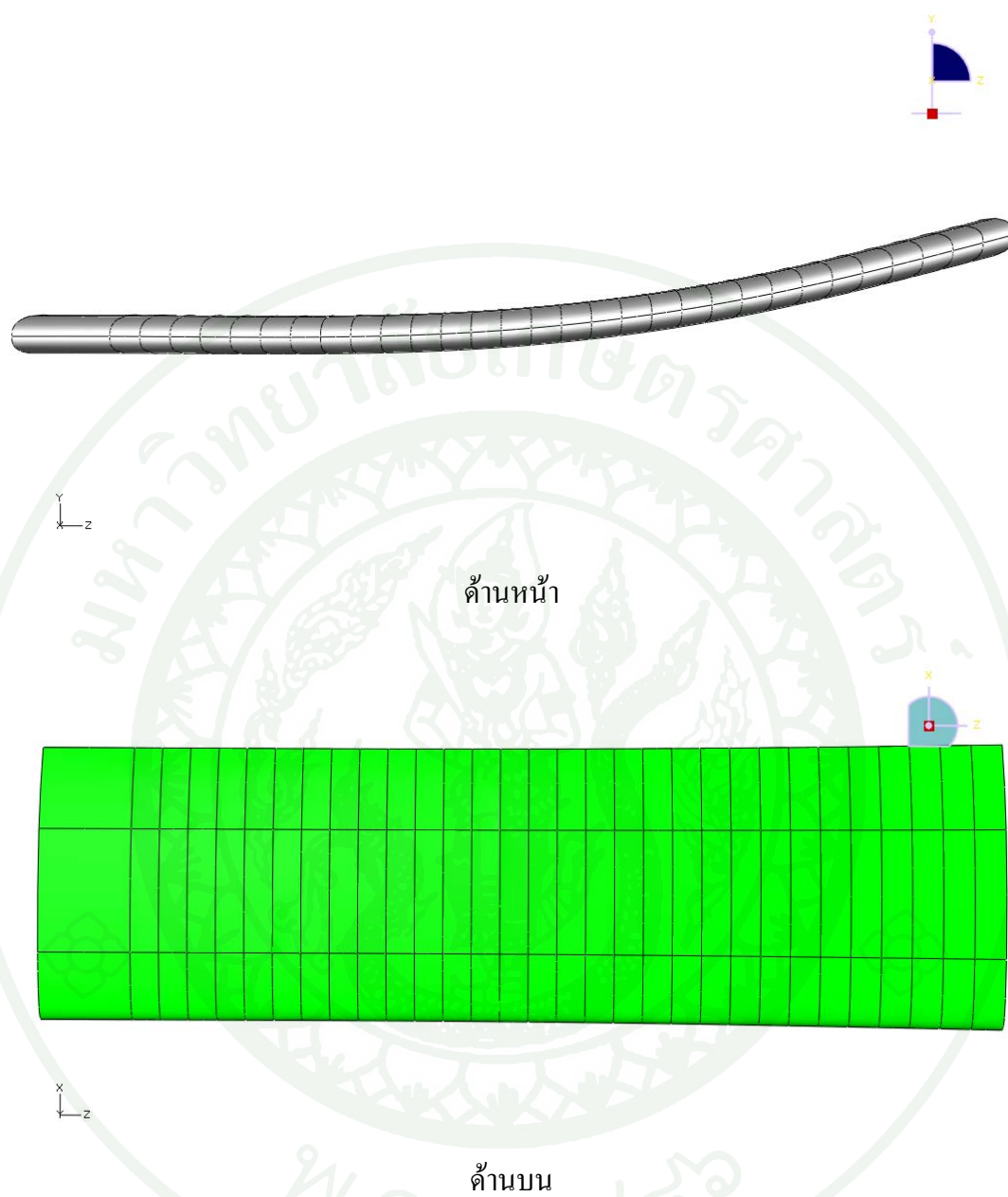
ภาพที่ 17 ปีกเครื่องบินแบบปีกตรง มุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็ว 1.0



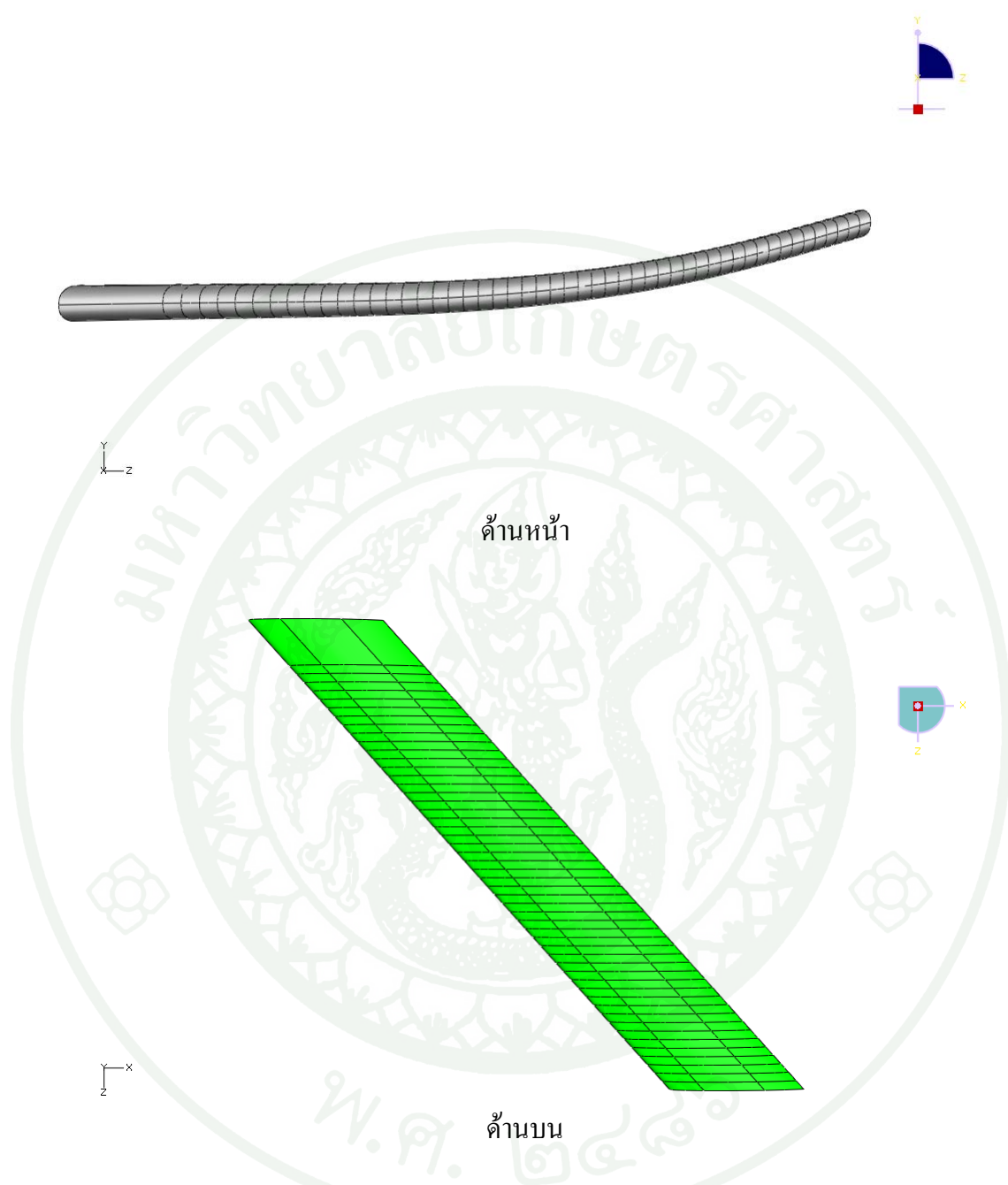
ภาพที่ 18 ปีกเครื่องบินแบบปีกตรง มุมถู่ 42 องศา อัตราส่วนความเรียว 1.0



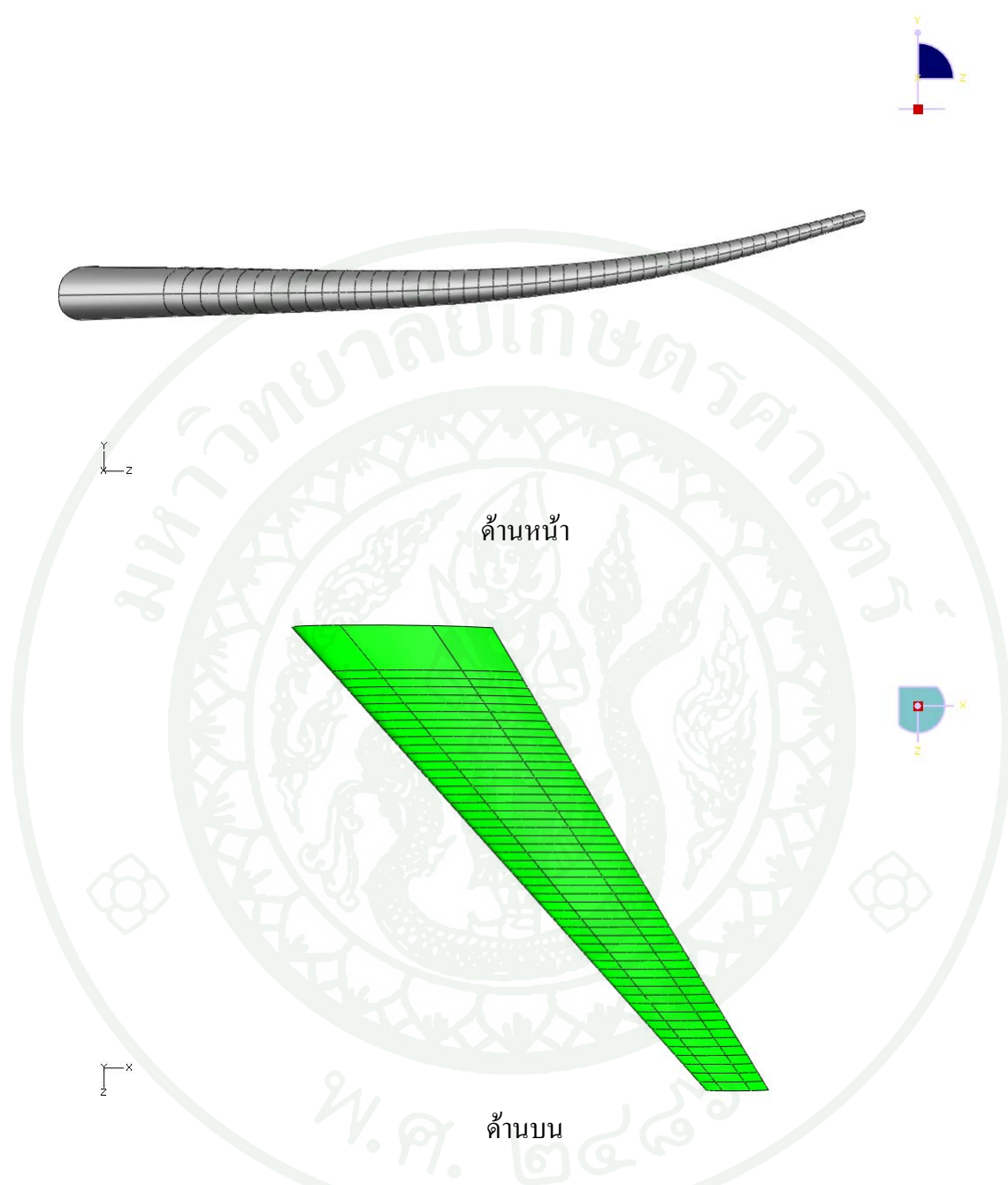
ภาพที่ 19 ปีกเครื่องบินแบบปีกตรง มุมคู่ 42 องศา อัตราส่วนความเรียว 0.3



ภาพที่ 20 ปีกเครื่องบินแบบปีกโค้ง มุมลู่อองศา อัตราส่วนความเร็ว 1.0



ภาพที่ 21 ปีกเครื่องบินแบบปีกโค้ง มุมดัด 42 องศา อัตราส่วนความเร็ว 1.0



ภาพที่ 22 ปีกเครื่องบินแบบปีกโค้ง มุมดัด 42 องศา อัตราส่วนความเรียว 0.3

ตารางที่ 4 ตัวอย่างแบบปีกเครื่องบินที่ใช้ในการวิเคราะห์

รูปแบบปีก	จำนวนกึ่งปีก		
	30	40	50
มุมกู่ 0 องศา ความเร็ว 1.0	W-001-30	W-001-40	W-001-50
มุมกู่ 0 องศา ความเร็ว 0.3 (ระยะห่าง)	W-011S-30	W-011S-40	W-011S-50
มุมกู่ 0 องศา ความเร็ว 0.3 (พื้นที่)	W-011A-30	W-011A-40	W-011A-50
มุมกู่ 42 องศา ความเร็ว 1.0	W-101-30	W-101-40	W-101-50
มุมกู่ 42 องศา ความเร็ว 0.3 (ระยะห่าง)	W-111S-30	W-111S-40	W-111S-50
มุมกู่ 42 องศา ความเร็ว 0.3 (พื้นที่)	W-111A-30	W-111A-40	W-111A-50

ตารางที่ 5 คุณสมบัติของวัสดุผสม

คุณสมบัติของวัสดุผสมกราไฟต์/อีพอกซี	ค่าคุณสมบัติ	หน่วย
ค่าสัมประสิทธิ์การยืดหยุ่นตามแนวยาว (E_1)	294.00×10^9	พาสคาล (Pa)
ค่าสัมประสิทธิ์การยืดหยุ่นตามแนวขวาง (E_2)	6.40×10^9	พาสคาล (Pa)
ค่าสัมประสิทธิ์การยืดหยุ่นเฉือน (G_{12})	4.90×10^9	พาสคาล (Pa)
อัตราส่วนปัวซอง (ν_{12})	0.23	
ความหนา	0.00025	เมตร
ค่าความแข็งแรงดึงตามยาว (Longitudinal Tensile Strength)	985.00×10^6	พาสคาล (Pa)
ค่าความแข็งแรงกดตามยาว (Longitudinal Compressive Strength)	690.00×10^6	พาสคาล (Pa)
ค่าความแข็งแรงดึงตามขวาง (Transverse Tensile Strength)	29.00×10^6	พาสคาล (Pa)
ค่าความแข็งแรงกดตามขวาง (Transverse Compressive Strength)	98.00×10^6	พาสคาล (Pa)
ค่าความแข็งแรงเฉือน (Shear Strength)	49.00×10^6	พาสคาล (Pa)

ตารางที่ 6 ทิศทางของไฟเบอร์

โครงสร้างภายใน	ทิศทาง
ผิวปีก	$[0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ]_s$
คานปีก และกงปีก	$[\pm 45^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$

3.1 จำนวนเอลิเมนต์ จากที่ได้เลือกใช้เอลิเมนต์แบบแผ่นบาง 4 จุดต่อ สำหรับการศึกษ โครงสร้างปีกเครื่องบินที่ได้ออกแบบไว้ โดยศึกษาการแบ่งเอลิเมนต์ที่เหมาะสม จากปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเรียวปีก 0.3 และมีการวางกงปีกแบบให้ระยะระหว่างกงปีกเท่ากัน และ พื้นที่ระหว่างกงปีกเท่ากันจำนวน 50 กงปีก จากนั้นทำการเปลี่ยนขนาดของเอลิเมนต์ คือ 0.30 0.29 0.28 0.27 0.26 0.25 0.24 0.23 0.22 0.21 0.20 0.19 0.18 และ 0.17 ทำการบันทึกค่าระยะกระจัดที่ปลายปีก ณ ตำแหน่งคานปีกหน้า

3.2 วิเคราะห์การวางกงปีก 30 40 และ 50 เพื่อศึกษาโครงสร้างปีกที่มีความแข็งแรง โดย บันทึกค่าความเค้นวอนมิส (von Mises stress)

3.3 วิเคราะห์ปีกเครื่องบินตามรูปแบบที่ได้กำหนดไว้ ด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ เพื่อศึกษา ความแข็งแรงของปีกแบบต่างๆ โดยทำการบันทึกค่า ความเค้นวอนมิส และระยะกระจัดตามแนวปีก ที่ตำแหน่งคานปีกหน้า

ผลและวิจารณ์

ผล

1. การใช้งานโปรแกรมสำเร็จรูป

1.1 ศึกษาการเปลี่ยนแปลงทิศทางของไฟเบอร์ที่มุม $\pm 5^\circ$ $\pm 15^\circ$ $\pm 25^\circ$ $\pm 35^\circ$ และ $\pm 45^\circ$ โดยบันทึกกระยะการยุบตัวที่ตำแหน่งกึ่งกลางของแผ่นสี่เหลี่ยมจัตุรัส และได้ทำให้เป็นค่ามาตรฐานดังสมการที่ (6) ซึ่งได้เปรียบเทียบผลจากการวิเคราะห์โดยใช้โปรแกรมสำเร็จรูปซึ่งมีเอลิเมนต์เป็นแบบ S4R กับการวิเคราะห์แบบ SQUAD4 ของ Wilt et al. (1989) LDT18 ของ Zhang and Kim (2005) และค่าที่ได้จากการทดสอบของ Whitney (1969) แสดงดังตารางที่ 7 และ ภาพที่ 23 จะเห็นว่าค่าที่ได้จากโปรแกรมสำเร็จรูป จากการกำหนดเอลิเมนต์ให้เป็นแบบ S4R มีค่าใกล้เคียงกับงานวิจัยอื่นๆ

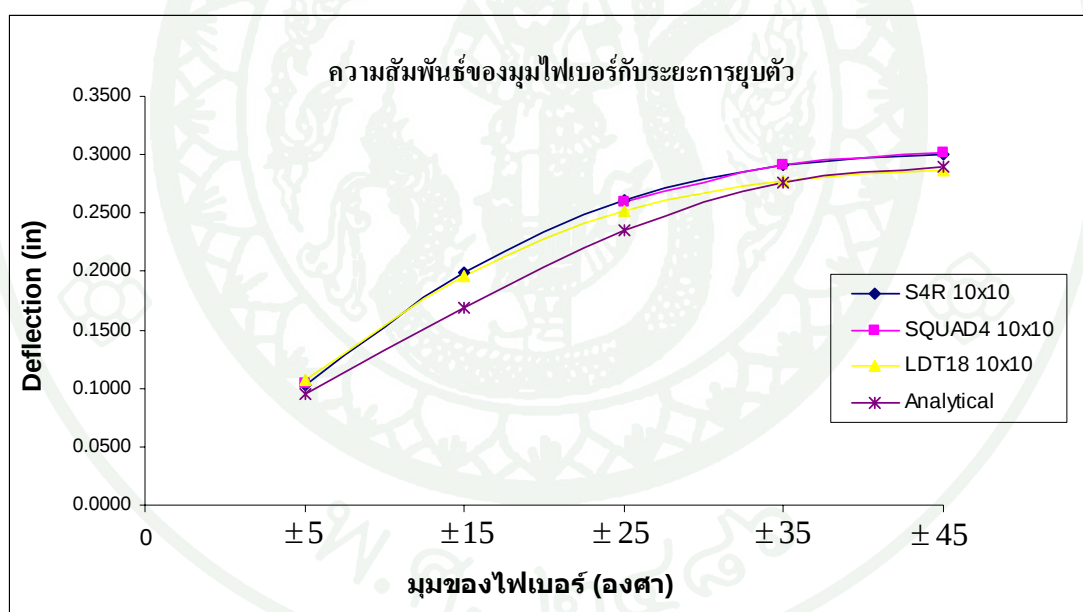
$$\overline{W}_c = \frac{100E_2t^3}{q_0L^4}W_c \quad (6)$$

เมื่อ	$\overline{W}_c$	=	ค่าที่ระยะการยุบมาตรฐาน (in)
	W_c	=	ระยะการยุบตัว (in)
	t	=	ความหนาชิ้นงาน (in)
	L	=	ความยาวของชิ้นงาน (in)
	q_0	=	แรงที่กระทำ (Psi/in ²)
	E_2	=	ค่าสัมประสิทธิ์การยืดหยุ่นตามแนวนอน (Psi)

1.2 ศึกษาการเปลี่ยนแปลงของจำนวนเอลิเมนต์ โดยมีการแบ่งจำนวนเอลิเมนต์ดังนี้ 4 x 4 6 x 6 8 x 8 และ 10x10 โดยบันทึกกระยะการยุบตัวมาตรฐานที่จุดกึ่งกลางของแผ่นสี่เหลี่ยมจัตุรัสดังตารางที่ 8 และ ภาพที่ 24 แสดงให้เห็นถึงการเปลี่ยนแปลงของจำนวนเอลิเมนต์กับระยะการยุบตัวมาตรฐาน จะเห็นได้ว่าเมื่อจำนวนเอลิเมนต์เพิ่มขึ้น ค่าระยะการยุบตัวมาตรฐานที่ได้จะมีค่าลดลงใกล้เคียงกับค่าที่ได้จากการทดสอบมากขึ้น

ตารางที่ 7 การยุบตัวที่ตำแหน่งกึ่งกลางของแผ่นบาง 2 ชั้น ภายใต้แรงกระทำคงที่กับมุมของเส้นใย
ต่างๆ

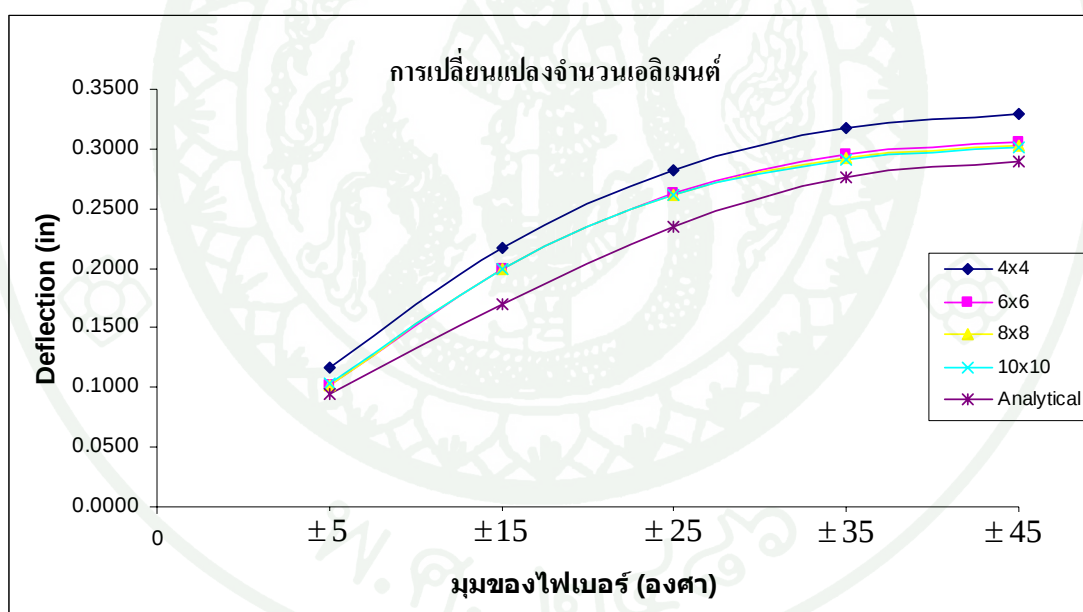
Fiber angle	S4R (10 x 10)	SQUAD4 (10 x 10)	LDT18 (10 x 10)	Analytical
$\pm 5^\circ$	0.1028	0.1040	0.1075	0.0946
$\pm 15^\circ$	0.1997	N/A	0.1963	0.1691
$\pm 25^\circ$	0.2611	0.2602	0.2512	0.2355
$\pm 35^\circ$	0.2916	0.2914	0.2783	0.2763
$\pm 45^\circ$	0.3009	0.3013	0.2867	0.2890



ภาพที่ 23 ระยะการยุบตัวที่องศาต่างๆ

ตารางที่ 8 การยู่ตัวที่ตำแหน่งกึ่งกลางของแผ่นบาง 2 ชั้น ที่มุมของเส้นใยต่างๆ กับจำนวน
เอลิเมนต์

Fiber angle	$\pm 5^\circ$	$\pm 15^\circ$	$\pm 25^\circ$	$\pm 35^\circ$	$\pm 45^\circ$
	S4R	S4R	S4R	S4R	S4R
4x4	0.1164	0.2170	0.2814	0.3170	0.3290
6x6	0.1018	0.2000	0.2626	0.2954	0.3060
8x8	0.1018	0.1994	0.2614	0.2926	0.3023
10x10	0.1028	0.1997	0.2611	0.2916	0.3009
Analytical	0.0946	0.1691	0.2355	0.2763	0.2890



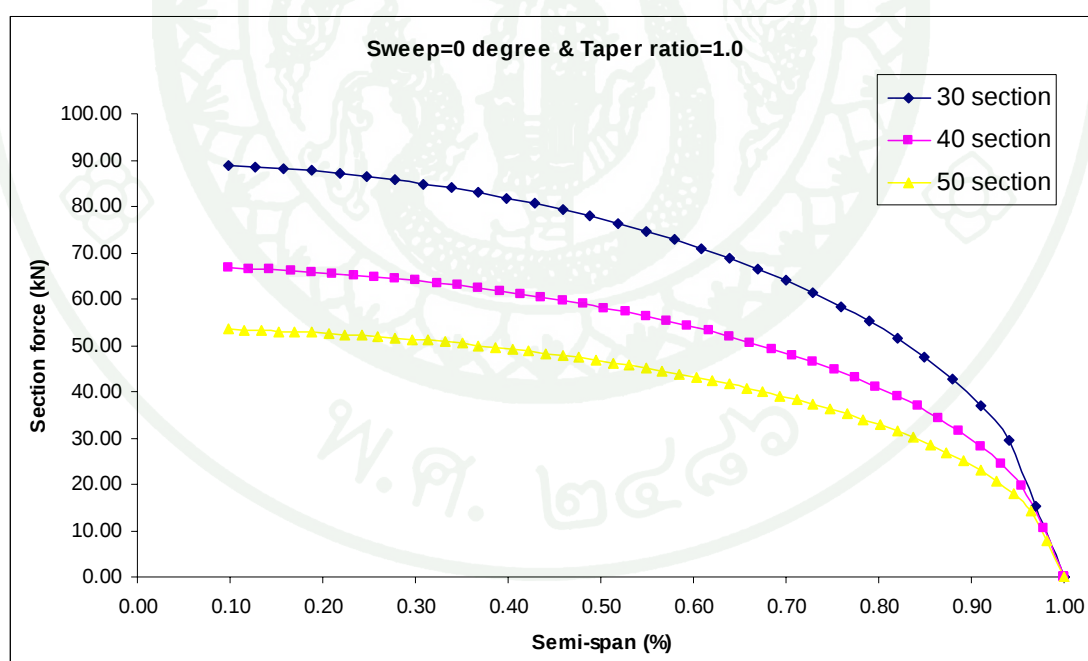
ภาพที่ 24 การเปลี่ยนแปลงจำนวนเอลิเมนต์

จากการศึกษาโปรแกรมสำเร็จรูปพบว่าให้ผลใกล้เคียงกับงานวิจัยอื่น ซึ่งเมื่อเปรียบเทียบกับผลของการเปลี่ยนแปลงจำนวนเอลิเมนต์ พบว่าเมื่อจำนวนเอลิเมนต์เพิ่มขึ้น ค่าการยู่ตัวมาตรฐานจะมีค่าใกล้เคียงกับงานวิจัยที่ได้นำมาเปรียบเทียบมากขึ้น ดังนั้นการใช้โปรแกรมสำเร็จรูปที่กำหนดให้เอลิเมนต์เป็นแบบ S4R สามารถนำมาใช้ในการวิเคราะห์โครงสร้างปีกเครื่องบินได้

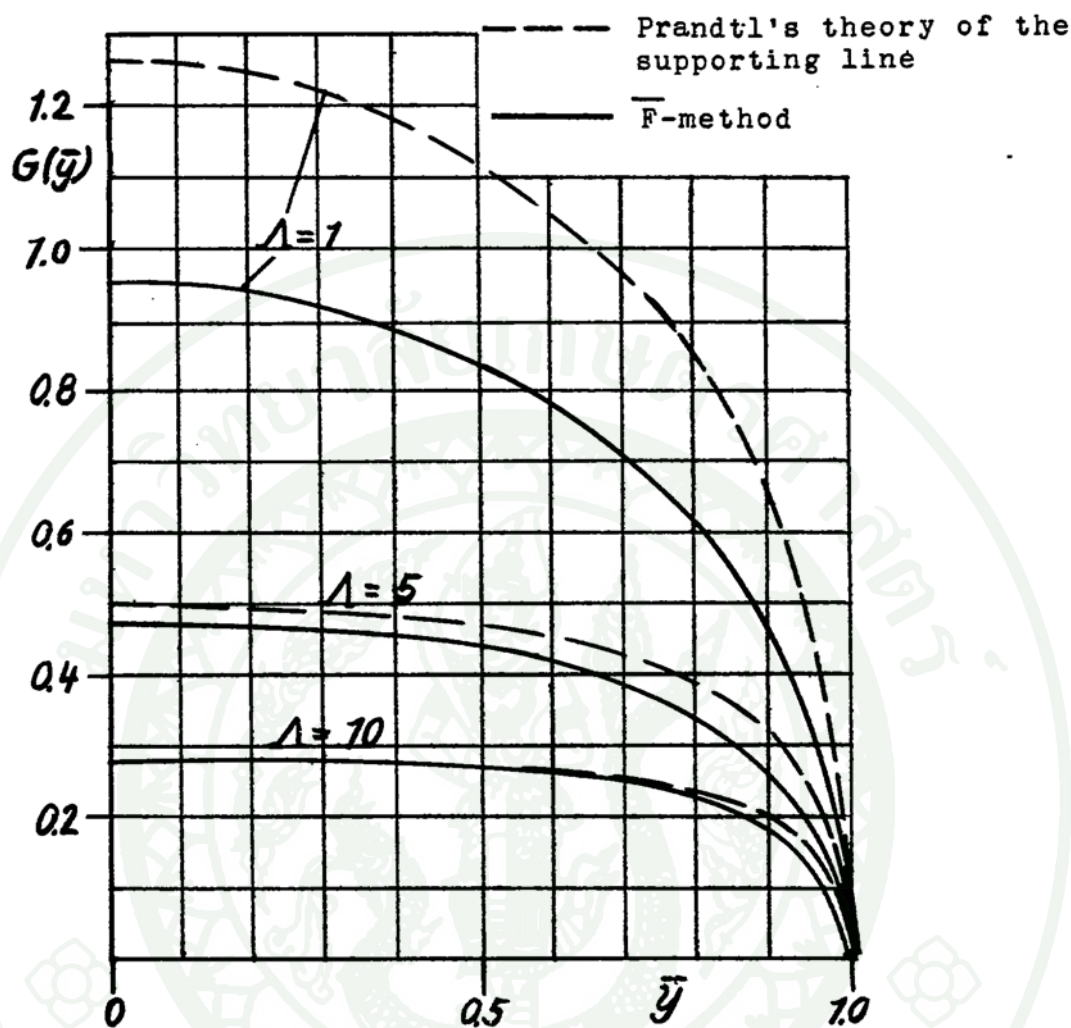
2. ศึกษาการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำบนปีกเครื่องบิน

เนื่องจากปีกของเครื่องบินมีความสมมาตรในแนวความยาวปีก ผลการคำนวณปีกด้านซ้าย และปีกด้านขวาจึงมีค่าเหมือนกัน ดังนั้นในการศึกษาปีกเครื่องบินจึงศึกษาเพียงด้านเดียว ตัวอย่างการคำนวณสามารถดูได้จากภาคผนวก ก ซึ่งผลการคำนวณการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่ได้จากปีกแบบต่างๆ มีดังนี้

2.1 ปีกที่มีมุมดู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 แสดงดังภาพที่ 25 ซึ่งแสดงให้เห็นว่าการออกแบบของปีกโดยการจำลองการแบ่งจำนวน 50 จุดจะมีค่าของแรงน้อยกว่าการแบ่ง 40 และ 30 จุด เนื่องจากมีส่วนที่มีการรับแรงมากกว่าจึงทำให้แรงที่กระทำในแต่ละส่วนมีค่าน้อยกว่า และจากกราฟจะเห็นได้ว่าแรงที่โคนปีกมีค่าสูงสุด และมีค่าลดลงจนเป็นศูนย์ที่ปลายปีก ลักษณะคล้ายวงรี และเมื่อเปรียบเทียบกับงานวิจัยของ Weissinger (1947) ดังภาพที่ 26 จะเห็นได้ว่ากราฟมีแนวโน้มที่คล้ายกัน



ภาพที่ 25 การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกที่มีมุมดู่ 0 องศา
อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0

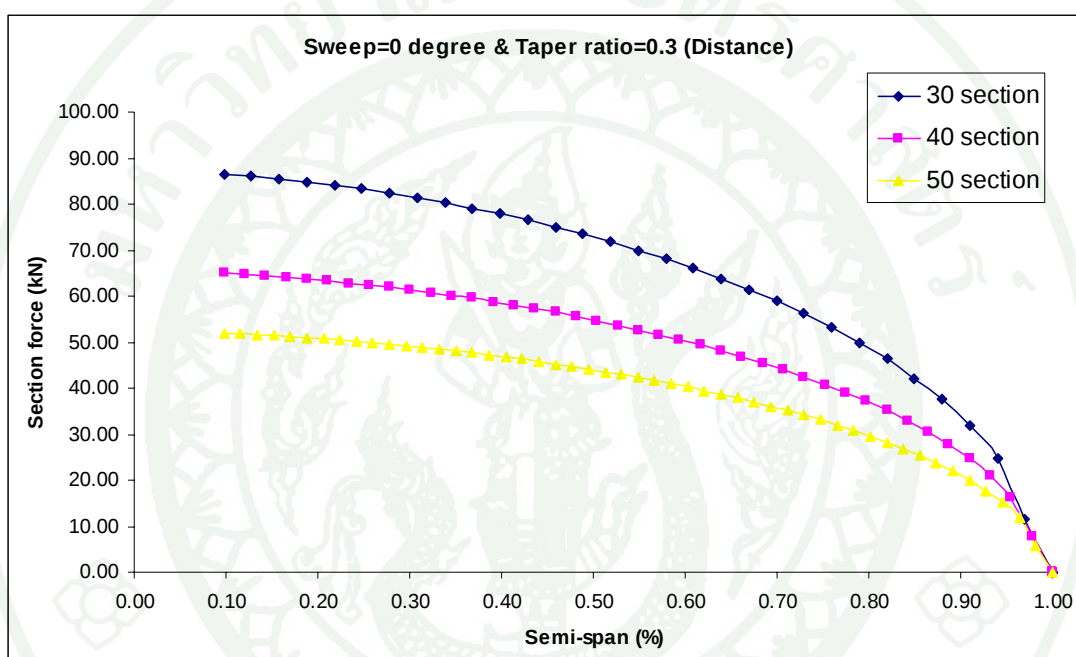


ภาพที่ 26 การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกที่มีมุมลู่ออง 0 องศา
อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 อัตราส่วนสมรรถ 1, 5 และ 10

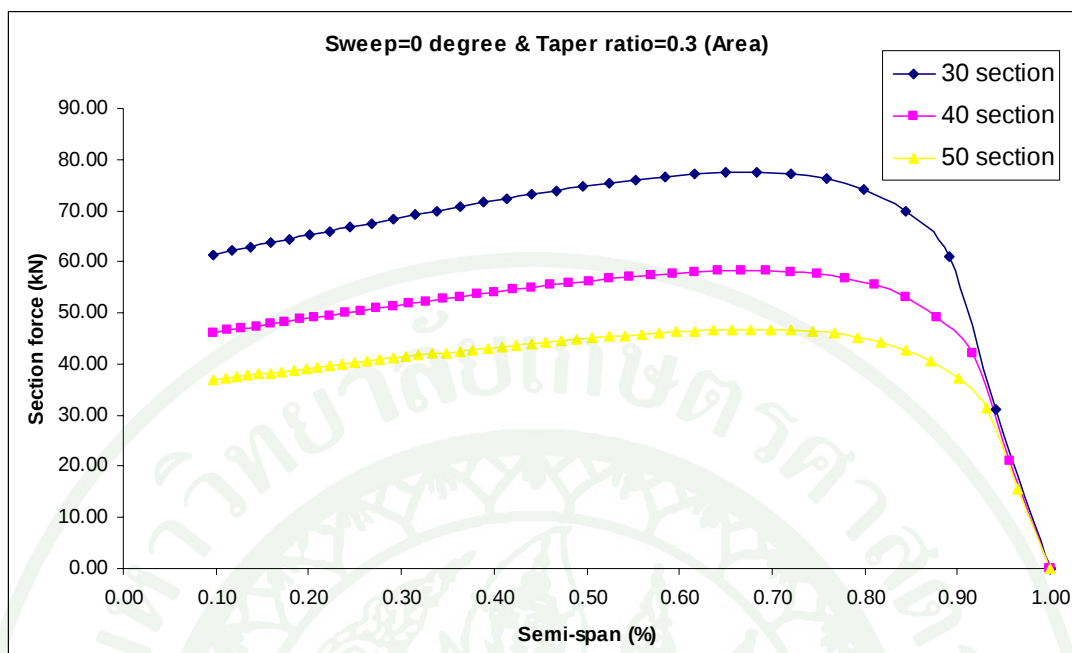
ที่มา: Weissinger (1947)

2.2 ปีกที่มีมุมลู่ออง 0 องศา อัตราส่วนความเร็ว 0.3 ซึ่งจะมีการกำหนดจุดสำหรับวางกองปีก ได้ 2 แบบ คือกำหนดแบบระยะระหว่างกองปีกเท่ากัน และกำหนดให้พื้นที่ระหว่างกองปีกเท่ากัน ซึ่งภาพที่ 27 ได้แสดงการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่ระยะระหว่างกองปีกเท่ากัน จากกราฟจะเห็นว่า มีลักษณะคล้ายวงรี โดยจะมีค่าที่มากที่สุดที่บริเวณโคนปีก และจะมีค่าลดลงจนเป็นศูนย์ที่ปลายปีก ส่วนการกำหนดแบบพื้นที่ระหว่างกองปีกเท่ากันแสดงดังภาพที่ 28 จะเห็นได้ว่าการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่มากที่สุดจะอยู่บริเวณปลายปีก โดยแรงจะมีค่าเพิ่มขึ้นจากโคนปีกไปจนถึงจุดหนึ่งและมี

ค่าลดลงจนเป็นศูนย์ที่ปลายปีก เนื่องจากมีการกระจายของภาระกรรมทางอากาศพลศาสตร์มากกว่าที่บริเวณปลายปีก เพราะระยะห่างของงัดปีกจากโคนปีกไปปลายปีกมีค่าเพิ่มขึ้นต่อเนื่องจึงทำให้มีการกระจายภาระกรรมทางอากาศพลศาสตร์มากขึ้นด้วย ซึ่งการแบ่ง 50 จุด แรงทางอากาศพลศาสตร์มีค่าน้อยกว่า 30 และ 40 จุด และจะเห็นได้ว่า ภาระกรรมทางอากาศพลศาสตร์ตามแนวปีกมีค่าลดลงเมื่อเปรียบเทียบกับปีกที่มีมุมดู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 ซึ่งเป็นผลจากการที่ปลายปีกของปีกที่มีอัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 มีค่าน้อยกว่าปีกที่มีอัตราส่วนความเร็วปีก 1.0

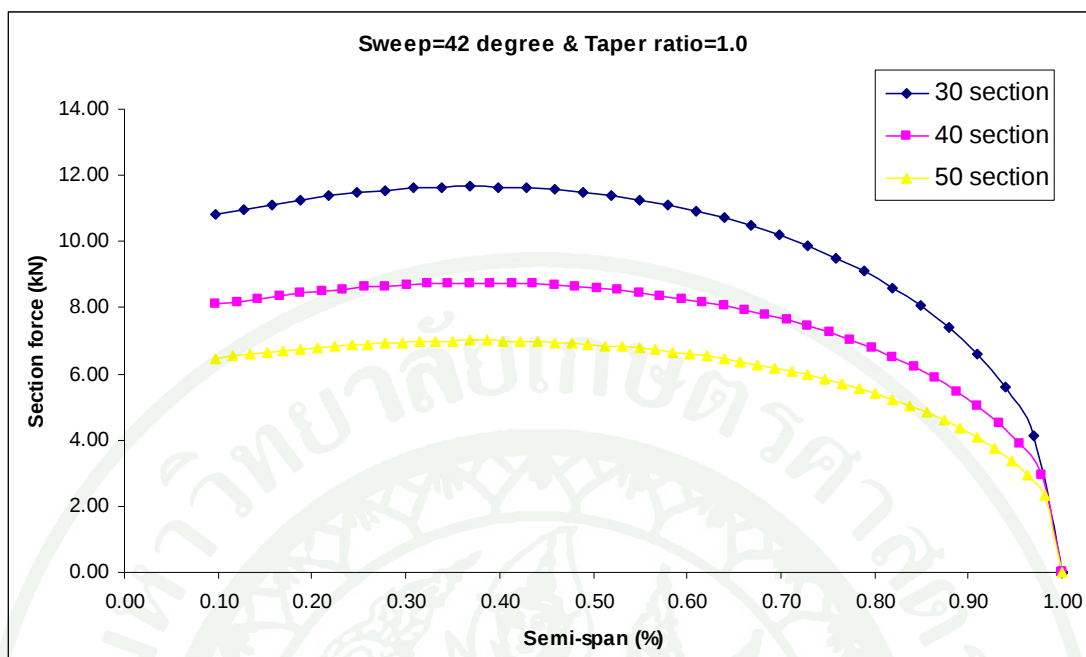


ภาพที่ 27 ภาระกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกที่มีมุมดู่ 0 องศา
อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 ระยะระหว่างงัดปีกเท่ากัน

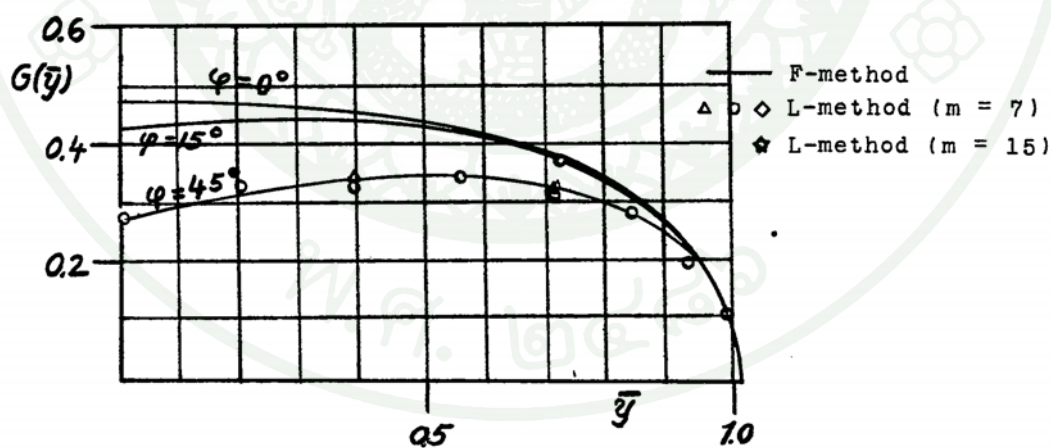


ภาพที่ 28 การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกที่มีมุมลู่ 0 องศา
อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 พื้นที่ระหว่างกงปีกเท่ากัน

2.3 ปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็ว 1.0 แสดงดังภาพที่ 29 จะเห็นการกระจายการกรรมทางอากาศพลศาสตร์จะมีค่าเพิ่มขึ้นเล็กน้อยจนถึงกลางปีก จากนั้นจะมีค่าลดลงจนเป็นศูนย์ที่ปลายปีก การที่โคนปีกมีค่าต่ำกว่าช่วงกลางปีกนั้นเป็นผลจากการที่ปีกมีมุมลู่ ซึ่งทำให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่โคนปีกมีค่าลดลง และเมื่อเปรียบเทียบกับงานวิจัยของ Weissinger (1947) ดังภาพที่ 30 จะเห็นได้ว่าแนวโน้มของการกรรมทางอากาศพลศาสตร์มีลักษณะคล้ายคลึงกัน คือเมื่อปีกมีมุมลู่ การกรรมทางอากาศมีค่าลดลง โดยเฉพาะที่บริเวณโคนปีกจะมีค่าต่ำกว่าบริเวณกลางปีก



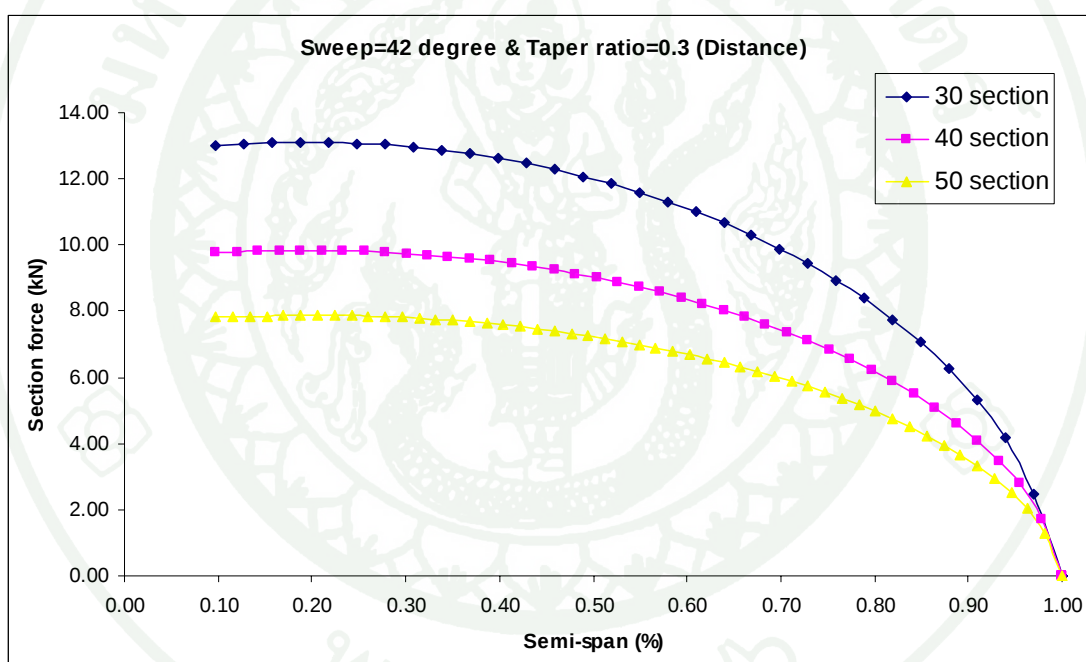
ภาพที่ 29 การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา
อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0



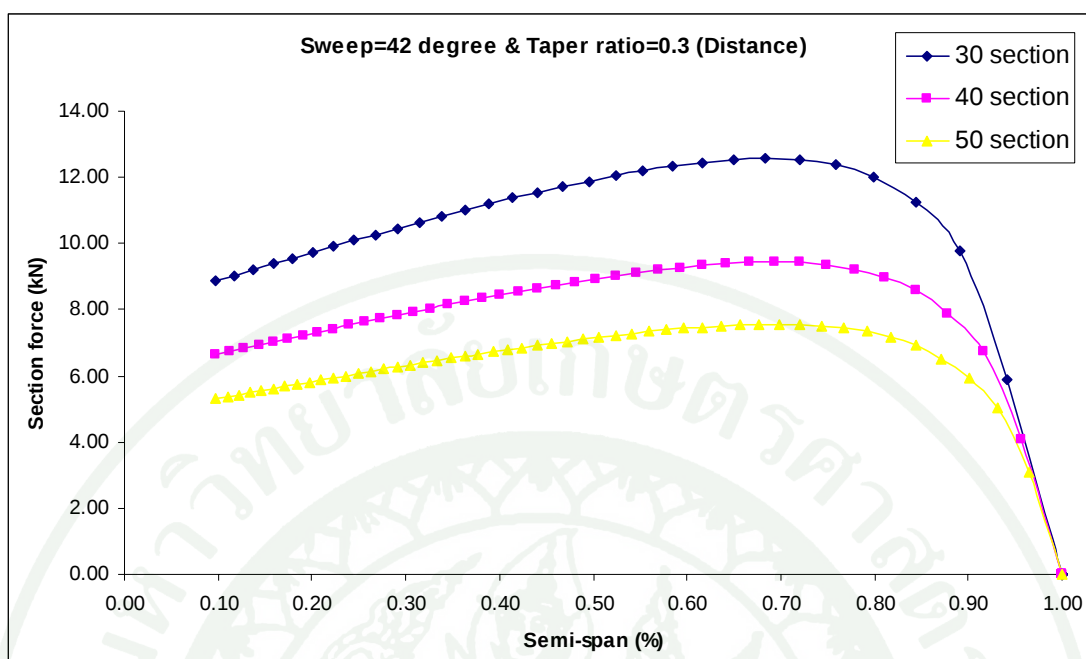
ภาพที่ 30 การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกที่มีอัตราส่วนความเร็วปีก 1.0
อัตราส่วนสนทรรศ 5 และ มุมลู่ 0, 15 และ 45 องศา

ที่มา: Weissinger (1947)

2.4 ปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเรียวปีก 0.3 ซึ่งจะมีการกำหนดจุดสำหรับวางกองปีกได้ 2 แบบ คือกำหนดแบบระยะระหว่างกองปีกเท่ากัน และกำหนดให้พื้นที่ระหว่างกองปีกเท่ากัน ซึ่งภาพที่ 31 แสดงการกรรมทางอากาศพลศาสตร์แบบระยะระหว่างกองปีกเท่ากัน จะเห็นได้ว่ากรรมทางอากาศพลศาสตร์บริเวณกลางปีกมีค่าเพิ่มขึ้นเล็กน้อยจากโคนปีก จากนั้นจะมีค่าลดลงจนเป็นศูนย์ที่ปลายปีก ส่วนการกำหนดให้พื้นที่ระหว่างกองปีกเท่ากันแสดงดังภาพที่ 32 จะเห็นการกระจายการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ จะมีค่าเพิ่มขึ้นจากโคนปีกจนมีค่าสูงสุดที่บริเวณปลายปีก และจะมีค่าลดลงจนเป็นศูนย์ที่ปลายปีก การที่โคนปีกมีแรงน้อยกว่าจุดสูงสุดนั้น เนื่องจากปีกมีมุมลู่ และการที่ตำแหน่งค่าสูงสุดก่อนไปทางปลายปีกนั้น เนื่องจากการวางตัวของกองปีกจากโคนปีกไปปลายปีกมีระยะห่างเพิ่มขึ้นต่อเนื่อง เพื่อรักษาให้พื้นที่ระหว่างกองปีกแต่ละคู่มีค่าเท่ากัน



ภาพที่ 31 การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา
อัตราส่วนความเรียวปีก 0.3 ระยะระหว่างกองปีกเท่ากัน



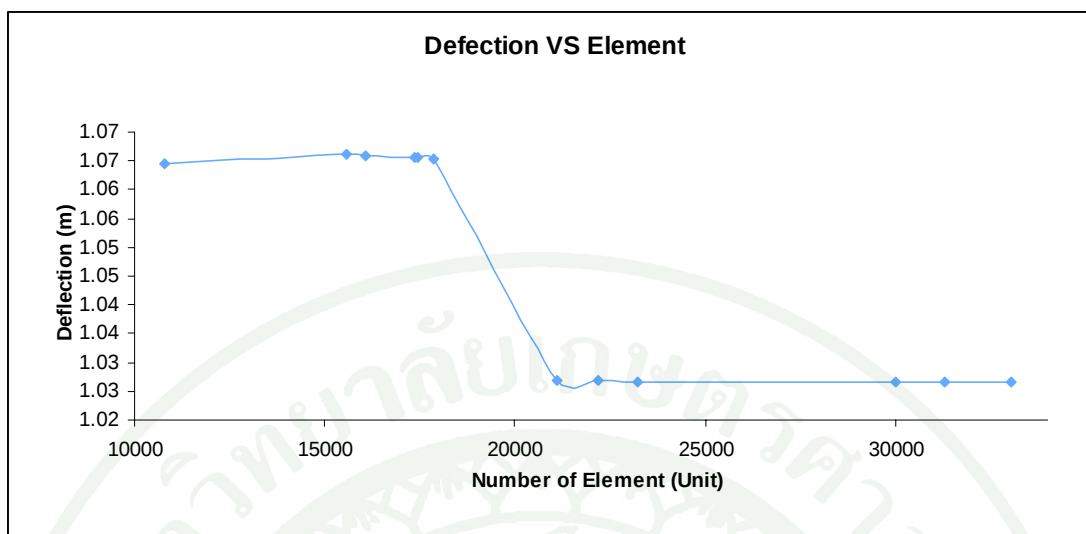
ภาพที่ 32 การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา
อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 พื้นที่ระหว่างกงปีกเท่ากัน

จากการศึกษาการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ และการเปรียบเทียบการกรรมทางอากาศพลศาสตร์กับงานวิจัยอื่น พบว่ามีแนวโน้มคล้ายคลึงกัน และเมื่อพิจารณาค่าการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ปีกที่มีมุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 จะมีค่าทางอากาศพลศาสตร์สูงสุด แต่เมื่อปีกที่มีมุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 ค่าการกรรมทางอากาศพลศาสตร์มีค่าลดลง แต่ถ้าเปรียบเทียบค่ามุมลู่ 0 องศา กับมุมลู่ 42 องศา ที่อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 พบว่าการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกที่มีมุมลู่สูงขึ้นจะมีค่าลดลง และเมื่อปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 มีค่าการกรรมทางอากาศพลศาสตร์น้อยที่สุด ซึ่งสอดคล้องกับรูปแบบแปลนปีกของเครื่องบินโดยสาร 747 ที่นำมาเป็นต้นแบบ

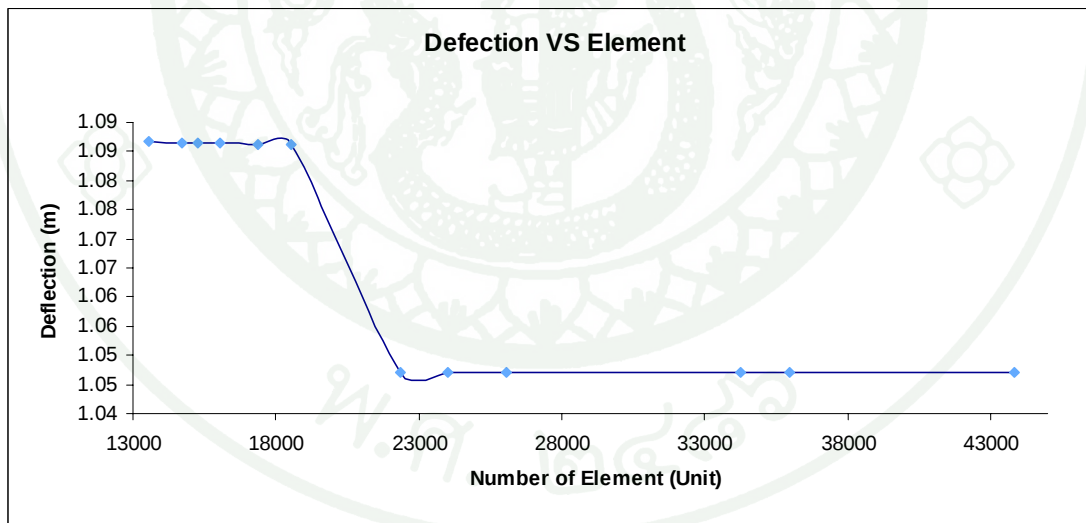
3. ศึกษาการจำลองของปีกเครื่องบินในโปรแกรมอะบาคัส

3.1 ศึกษาการแบ่งเอลิเมนต์ที่เหมาะสม เลือกปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเรียวปีก 0.3 จำนวนกึ่งปีก 50 กึ่งปีก มีการวางกึ่งปีกแบบกำหนดให้ระยะระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน และกำหนดให้พื้นที่ระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน เนื่องจากเป็นแบบที่จะทำให้เกิดจำนวนเอลิเมนต์มากที่สุด เมื่อมีการเปลี่ยนขนาดของเอลิเมนต์ ซึ่งขนาดของเอลิเมนต์ที่กำหนดคือ 0.30 0.29 0.28 0.27 0.26 0.25 0.24 0.23 0.22 0.21 0.20 0.19 0.18 และ 0.17 จากการเปลี่ยนขนาดของเอลิเมนต์ พบว่าเมื่อเอลิเมนต์มีขนาดเล็กลง จะทำให้มีจำนวนเอลิเมนต์ทั้งหมดเพิ่มขึ้น และเมื่อทำการบันทึกค่าการแอ่นตัวสูงสุดที่ตำแหน่งคานปีกหน้าของการวางกึ่งปีกแบบกำหนดให้ระยะระหว่างกึ่งปีกมีค่าเท่ากัน ได้ผลดังภาพที่ 33 ซึ่งจะเห็นได้ว่าเมื่อขนาดของเอลิเมนต์เปลี่ยน 0.19 (จำนวนเอลิเมนต์ 31314) เป็น 0.17 (จำนวนเอลิเมนต์ 33044) ระยะการแอ่นตัวสูงสุดที่ตำแหน่งคานปีกหน้ามีค่าคงที่ และเมื่อพิจารณาการวางกึ่งปีกแบบกำหนดให้พื้นที่ระหว่างกึ่งปีกเท่ากันซึ่งแสดงดังภาพที่ 34 จะเห็นได้ว่าเมื่อเอลิเมนต์มีขนาดเล็กลงจาก 0.18 (จำนวนเอลิเมนต์ 35967) เป็น 0.17 (จำนวนเอลิเมนต์ 43864) ระยะการแอ่นตัวที่ปลายปีกมีค่าคงที่

จากการศึกษาผลของขนาดเอลิเมนต์ พบว่าเมื่อเอลิเมนต์มีขนาดเล็กลงจะทำให้มีจำนวนเอลิเมนต์เพิ่มขึ้น และเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงขนาดของเอลิเมนต์เป็น 0.17 จะทำให้ได้ค่าระยะการแอ่นตัวที่คานปีกหน้ามีค่าคงที่ ซึ่งถือว่าขนาด 0.17 เป็นขนาดที่เหมาะสมในการนำมาใช้ในการวิเคราะห์ต่อไป



ภาพที่ 33 ความสัมพันธ์ระหว่างจำนวนเอลิเมนต์กับการแอ่นตัวที่ปลายปีก
ของการวางปีกแบบให้ระยะระหว่างงัดปีกเท่ากัน

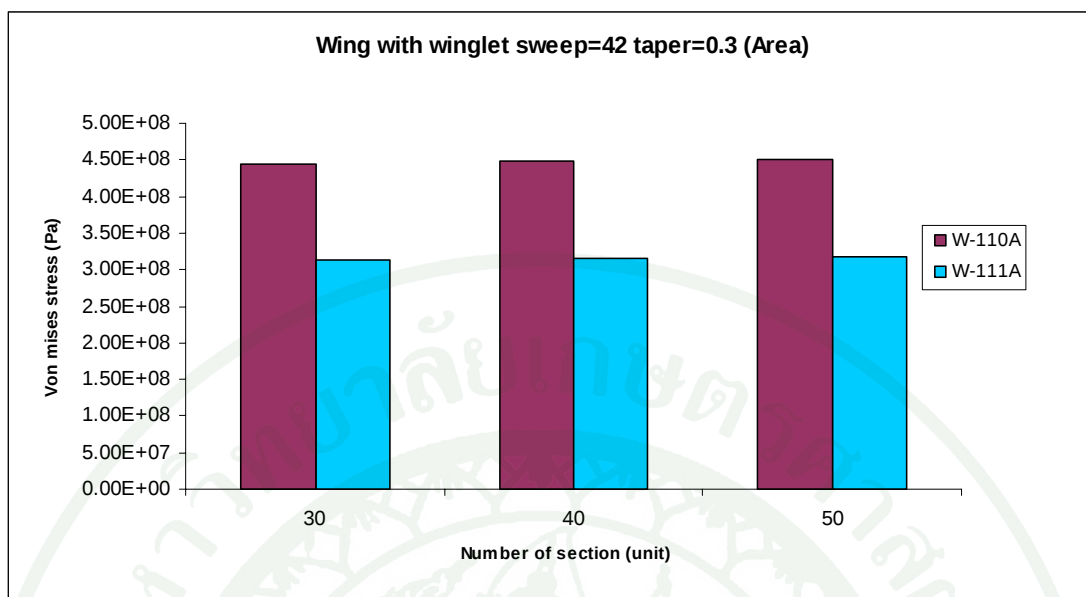


ภาพที่ 34 ความสัมพันธ์ระหว่างจำนวนเอลิเมนต์กับการแอ่นตัวที่ปลายปีก
ของการวางปีกแบบพื้นที่ระหว่างงัดปีกเท่ากัน

3.2 ศึกษาการวางจำนวนงปึกซึ่งได้กำหนดจำนวนงปึก 30 40 และ 50 จุด ในการวางงปึก พบว่าเปอร์เซ็นต์ความแตกต่างของความเค้นวอนมิตมีความลดลงเมื่อจำนวนงปึกมีค่ามากขึ้น โดยเทียบกับแบบที่ไม่มีงปึก เนื่องจากงปึกเป็นส่วนที่ช่วยในการรับแรง และเสริมให้มีความแข็งแรงเพิ่มมากขึ้น แสดงดังตารางที่ 9 และ ภาพที่ 35 ที่ได้แสดงค่าความเค้นวอนมิตของปึกตรง และค่าความเค้นวอนมิตของปึกโค้ง แสดงดังตารางที่ 10 และ ภาพที่ 36 เมื่อพิจารณาจำนวนงปึกพบว่า จำนวนงปึก 50 งปึก จะมีเปอร์เซ็นต์ความแตกต่างน้อยที่สุด เนื่องจากมีจำนวนงปึกมากที่สุดทำให้มีการรับภาระกรรมทางอากาศพลศาสตร์ได้มากกว่าจำนวน 40 และ 30 แต่เมื่อเปรียบเทียบกับแบบที่ไม่มีงปึก พบว่าจะมีค่าความเค้นวอนมิตเพิ่มขึ้นเล็กน้อยเมื่อจำนวนจุดของงปึกเพิ่มขึ้นเป็น 30 40 และ 50 ตามลำดับ เช่นเดียวกับแบบมีงปึกจะมีค่าความเค้นวอนมิตเพิ่มขึ้นเล็กน้อยเมื่อจำนวนงปึกเพิ่มขึ้นเป็น 30 40 และ 50 งปึก และเมื่อพิจารณารูปร่างของแพนอากาศแบบไม่มีงปึกกับมีงปึก ซึ่งแบบไม่มีงปึกจะทำให้มีการเสียรูปร่างของแพนอากาศดังภาพที่ 37 ที่ได้แสดงตัวอย่างของปึกตรงมุม 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปึก 1.0 และภาพที่ 38 ซึ่งได้แสดงตัวอย่างของปึกโค้งมุม 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปึก 1.0

ตารางที่ 9 ความเค้นวอนมิตสูงสุดกับจำนวนงปึกของปึกตรง

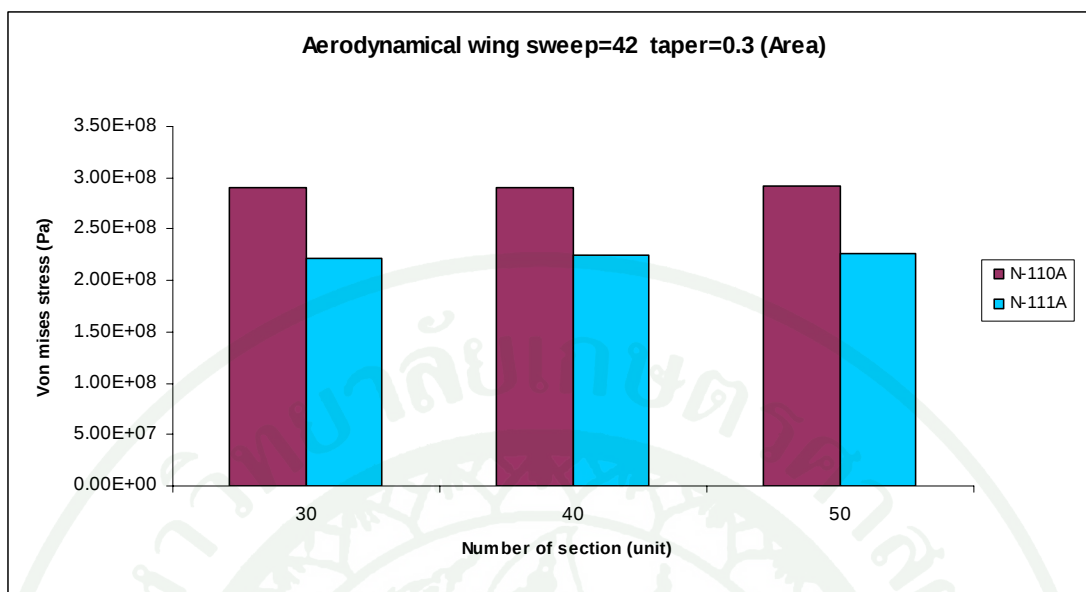
Model	จำนวนงปึก		
	30	40	50
W-110A	4.4513E+08	4.4870E+08	4.5009E+08
W-111A	3.1267E+08	3.1565E+08	3.1786E+08
%	29.76	29.65	29.38



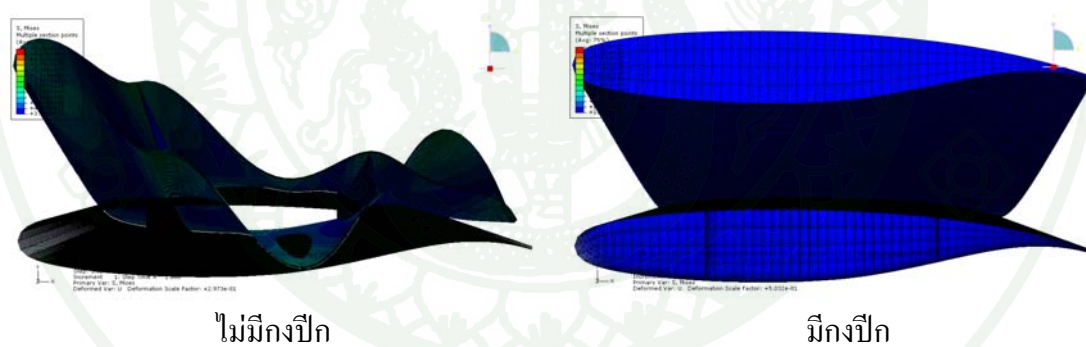
ภาพที่ 35 การเปรียบเทียบค่าความเค้นวอนมิสของปีกตรง

ตารางที่ 10 ความเค้นวอนมิสสูงสุดกับจำนวนกึ่งปีกของปีกโค้ง

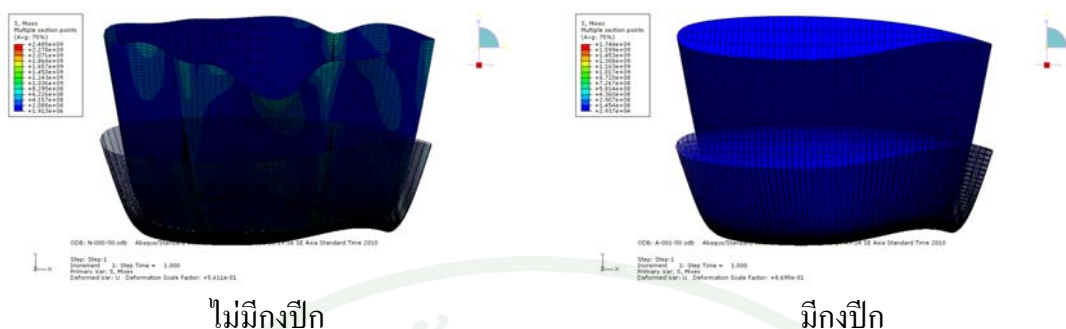
Model	จำนวนกึ่งปีก		
	30	40	50
N-110A	2.8964E+08	2.9098E+08	2.9251E+08
N-111A	2.2228E+08	2.2467E+08	2.2636E+08
%	23.26	22.79	22.62



ภาพที่ 36 การเปรียบเทียบค่าความเค้นวอนมิสของปีกโค้ง



ภาพที่ 37 ปีกแบบไม่มีกึ่งปีก และแบบมีกึ่งปีกของปีกตรง มุมถู 0 องศา
อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 ที่ปลายปีก



ภาพที่ 38 ปีกแบบไม่มีมกปีก และแบบมีมกปีกของปีกโค้ง มุมลู่ 0 องศา
อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 ที่ปลายปีก

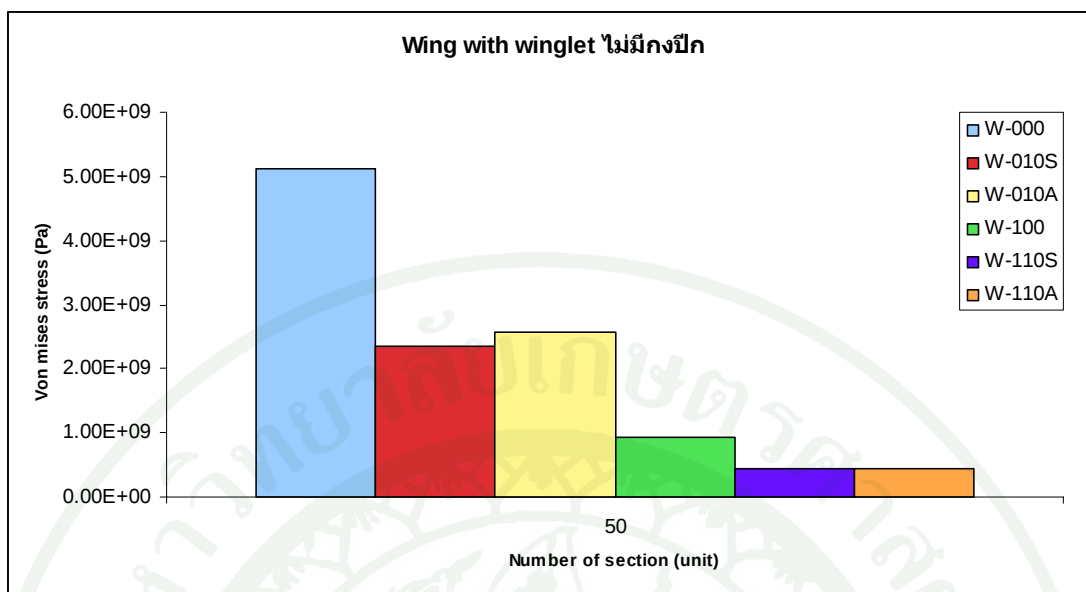
จากการศึกษาจำนวนงปีก 30 40 และ 50 พบว่าเมื่อมีจำนวนงปีก 50 งปีกจะมีความแข็งแรงมากที่สุดเนื่องจากมีเปอร์เซ็นต์ความแตกต่างของความเค้นวอนมีสน้อยที่สุด ดังนั้นจึงนำการวางจำนวนงปีก 50 งปีกมาศึกษาในขั้นตอนต่อไป

3.3 ศึกษาค่าความเค้น และระยะกระจัดตามแนวปีกของปีกตรง

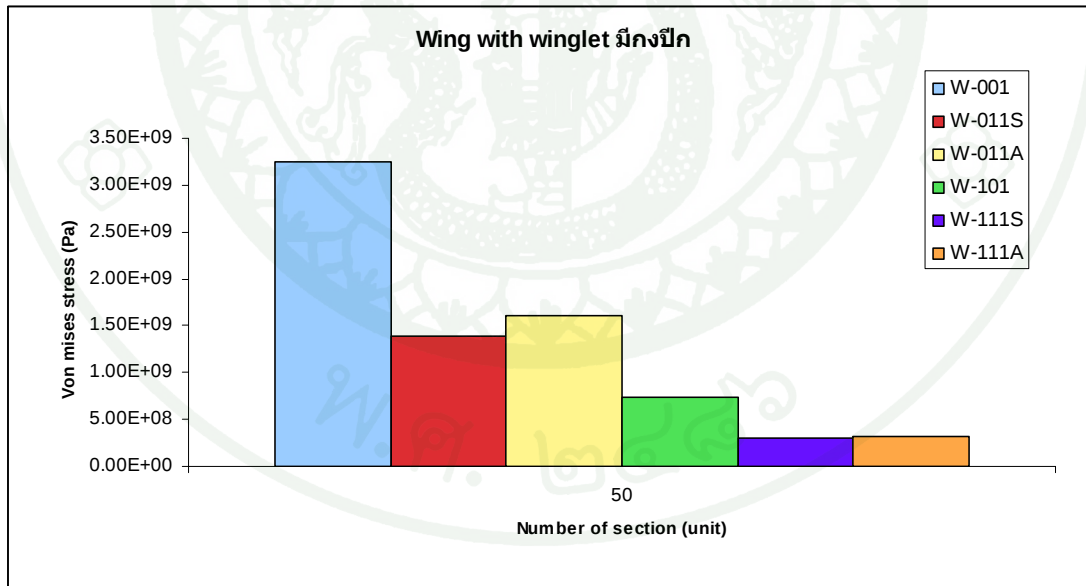
ในการศึกษาได้เลือกการวางจำนวนงปีก 50 งปีก มาพิจารณา เนื่องจากมีความแข็งแรงมากที่สุด เมื่อพิจารณาค่าความเค้นวอนมีส และระยะกระจัดตามแนวปีกสูงสุดที่คานปีกหน้าสามารถแสดงได้ดังตารางที่ 11 ภาพที่ 39 และ ภาพที่ 40 ซึ่งจะเห็นได้ว่าปีกที่มีมุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 จะมีความเค้นวอนมีสสูงที่สุด แต่เมื่อมีอัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 จะมีค่าความเค้นวอนมีสลดลง เมื่อเปรียบเทียบกับอัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 ที่มีมุมลู่ 0 องศา กับปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา พบว่าค่าความเค้นวอนมีสของปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา มีค่าน้อยกว่าปีกที่มีมุมลู่ 0 องศา และเมื่อพิจารณาปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 จะมีความเค้นวอนมีสน้อยกว่าปีกที่มีอัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 ดังนั้นปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 จะมีความเค้นวอนมีสน้อยที่สุด และเมื่อพิจารณาอัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 ซึ่งมีการวางงปีก 2 แบบคือแบบที่กำหนดให้ระยะระหว่างงปีกมีค่าเท่ากัน กับแบบที่กำหนดให้พื้นที่ระหว่างงปีกมีค่าเท่ากัน พบว่าการกำหนดแบบให้ระยะระหว่างงปีกเท่ากันจะมีความเค้นวอนมีสน้อยกว่า การกำหนดแบบให้พื้นที่ระหว่างงปีกมีค่าเท่ากัน สามารถดูลักษณะการเกิดความเค้นวอนมีสดังภาพที่ 41 ถึง ภาพที่ 46

ตารางที่ 11 ความเค้นวอนมิตสูงสุดกับระยะกระจัดตามแนวปีกสูงสุดของปีกตรง

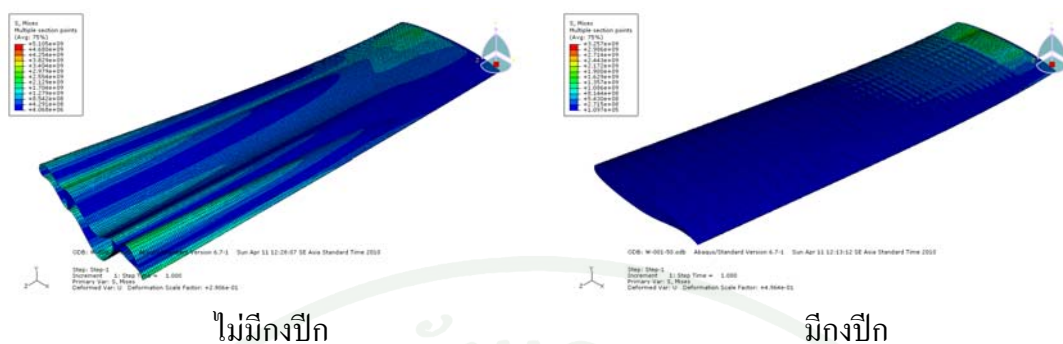
	ความเค้นวอนมิต (Pa)	ระยะกระจัดสูงสุด (เมตร)
มุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0		
แบบไม่มีกึ่งปีก (W-000-50)	5.1110E+09	7.9548
แบบมีกึ่งปีก (W-001-50)	3.2433E+09	6.6368
ความแตกต่าง (%)	36.54	
มุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 แบบระยะระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน		
แบบไม่มีกึ่งปีก (W-010S-50)	2.3562E+09	3.2720
แบบมีกึ่งปีก (W-011S-50)	1.3964E+09	2.9646
ความแตกต่าง (%)	40.73	
มุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 แบบพื้นที่ระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน		
แบบไม่มีกึ่งปีก (W-010A-50)	2.5703E+09	3.4571
แบบมีกึ่งปีก (W-011A-50)	1.5993E+09	3.0791
ความแตกต่าง (%)	37.78	
มุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0		
แบบไม่มีกึ่งปีก (W-100-50)	9.3823E+08	3.1698
แบบมีกึ่งปีก (W-101-50)	7.3352E+08	2.7841
ความแตกต่าง (%)	21.82	
มุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 แบบระยะระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน		
แบบไม่มีกึ่งปีก (W-110S-50)	4.2881E+08	1.1366
แบบมีกึ่งปีก (W-111S-50)	3.0837E+08	1.0266
ความแตกต่าง (%)	28.09	
มุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 แบบพื้นที่ระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน		
แบบไม่มีกึ่งปีก (W-110A-50)	4.5009E+08	1.1581
แบบมีกึ่งปีก (W-111A-50)	3.1786E+08	1.0471
ความแตกต่าง (%)	29.38	



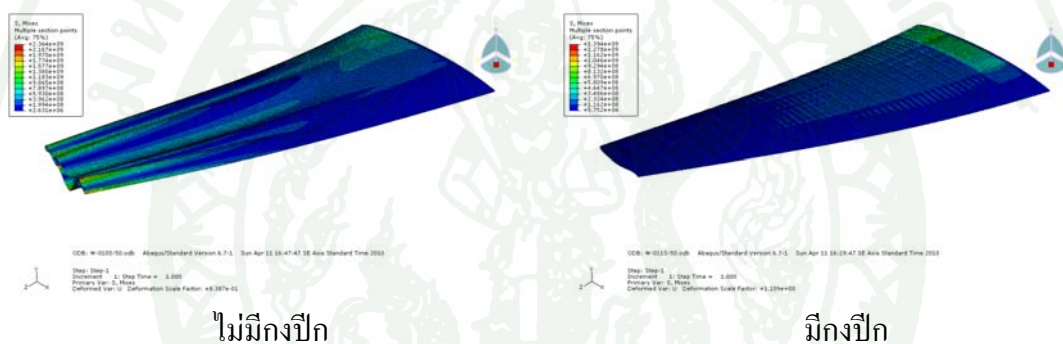
ภาพที่ 39 การเปรียบเทียบค่าความเค้นวอนมิสของปีกตรง ในกรณีไม่มีกึ่งปีก



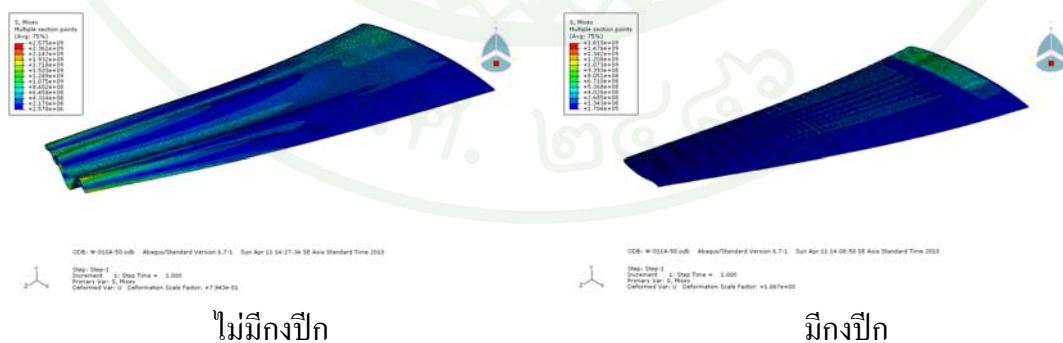
ภาพที่ 40 การเปรียบเทียบค่าความเค้นวอนมิสของปีกตรง ในกรณีมีกึ่งปีก



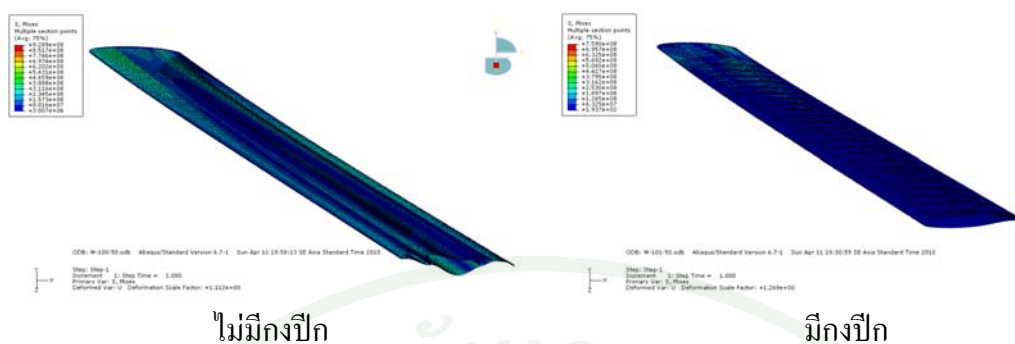
ภาพที่ 41 การเกิดความเค้นวอนมิตของปีกแบบไม่มีมิกปีก และแบบมีมิกปีกของปีกตรง
มุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0



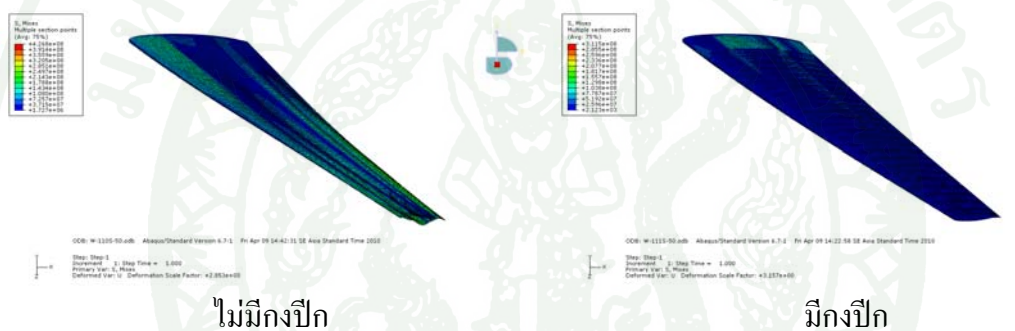
ภาพที่ 42 การเกิดความเค้นวอนมิตของปีกแบบไม่มีมิกปีก และแบบมีมิกปีกของปีกตรง
มุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 การวางกึ่งปีกแบบระยะห่างระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน



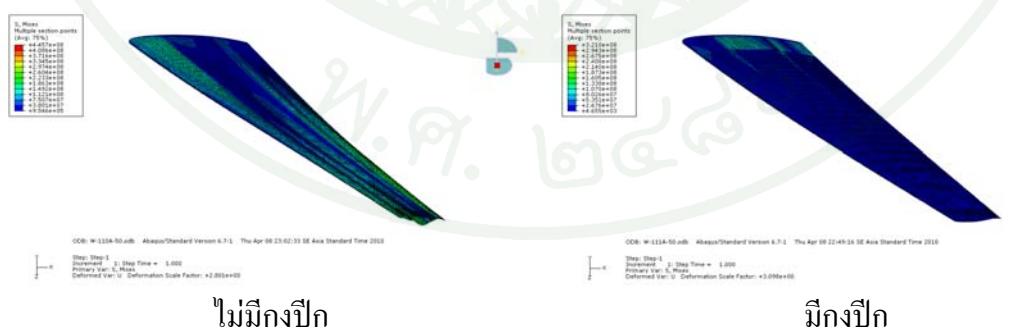
ภาพที่ 43 การเกิดความเค้นวอนมิตของปีกแบบไม่มีมิกปีก และแบบมีมิกปีกของปีกตรง
มุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 การวางกึ่งปีกแบบพื้นที่ระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน



ภาพที่ 44 การเกิดความเค้นวอนมิสของปีกแบบไม่มีกึ่งปีก และแบบมีกึ่งปีกของปีกตรง
มุมลู่อู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0

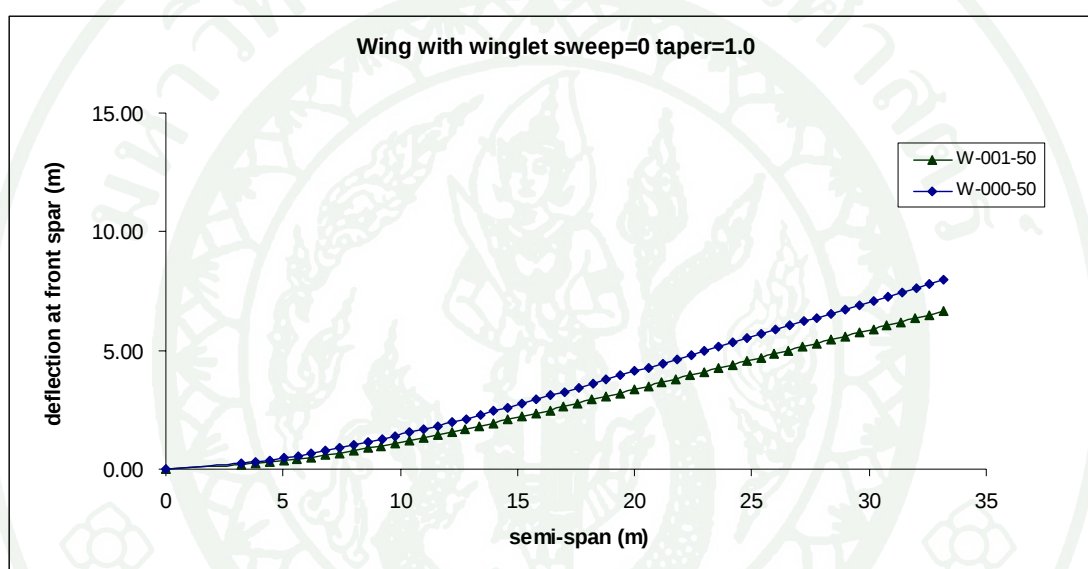


ภาพที่ 45 การเกิดความเค้นวอนมิสของปีกแบบไม่มีกึ่งปีก และแบบมีกึ่งปีกของปีกตรง
มุมลู่อู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 การวางกึ่งปีกแบบระยะห่างระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน

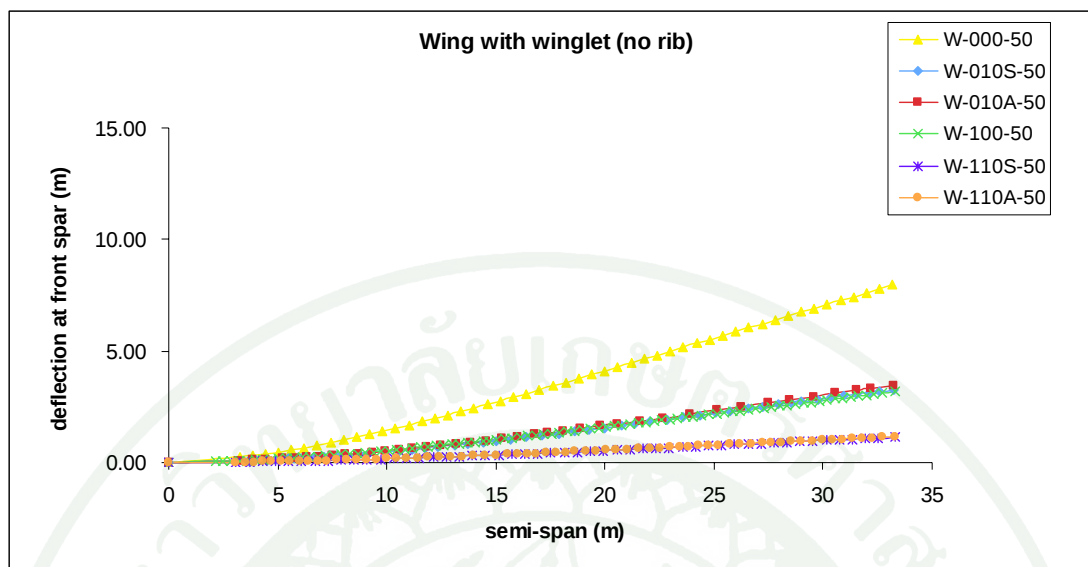


ภาพที่ 46 การเกิดความเค้นวอนมิสของปีกแบบไม่มีกึ่งปีก และแบบมีกึ่งปีกของปีกตรง
มุมลู่อู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 การวางกึ่งปีกแบบพื้นที่ระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน

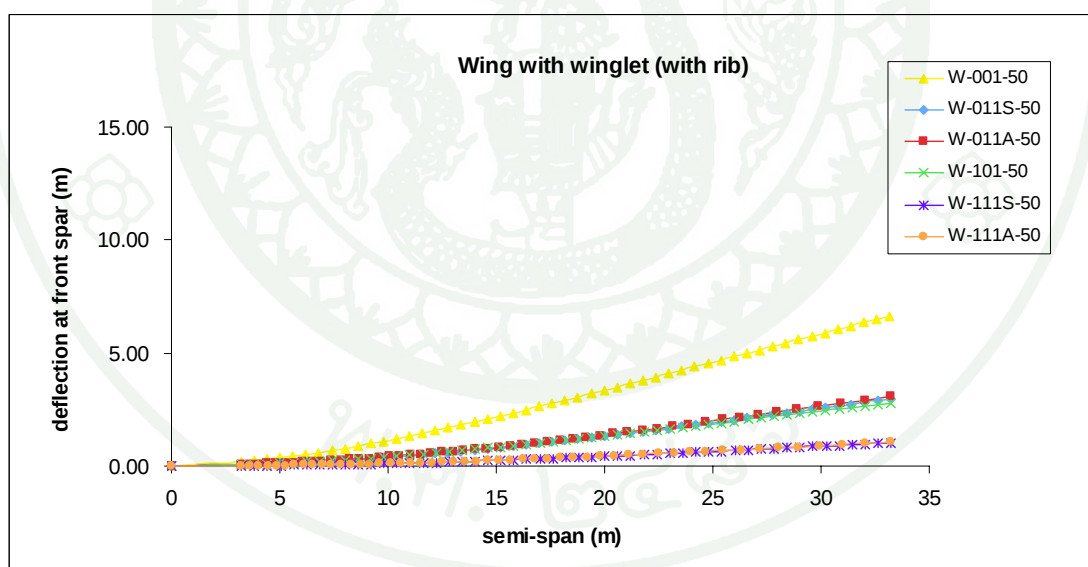
เมื่อพิจารณาระยะการจัดตามแนวปีกที่คานปีก พบว่าแบบไม่มีกึ่งปีกจะมีระยะการจัดตามแนวปีกสูงกว่าแบบมีกึ่งปีก เนื่องจากแบบมีกึ่งปีกจะมีความแข็งแรงมากกว่าดังนั้นจึงมีระยะการจัดตามแนวปีกน้อยกว่าแบบไม่มีกึ่งปีก ซึ่งแสดงดังภาพที่ 47 และเมื่อพิจารณาระยะการจัดตามแนวปีกของปีกตรงแบบไม่มีกึ่งปีกแสดงดังภาพที่ 48 และแบบที่มีกึ่งปีกดังภาพที่ 49 จะเห็นได้ว่าทั้งแบบที่ไม่มีกึ่งปีกและแบบที่มีกึ่งปีกนั้น ปีกที่มีมุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 จะมีระยะการแอ่นตัวสูงสุด รองลงมาคือปีกที่มีมุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 ปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 และสุดท้ายคือปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3



ภาพที่ 47 ระยะการจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าของปีกตรง แบบไม่มีกึ่งปีก กับ แบบมีกึ่งปีก



ภาพที่ 48 ระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าของปีกตรง แบบไม่มีกึ่งปีก



ภาพที่ 49 ระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าของปีกตรง แบบมีกึ่งปีก

จากการศึกษาพบว่าปีกที่มีมุมลู่อู่ 42 อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 และมีการวางกึ่งปีกแบบกำหนดให้ระยะห่างระหว่างกึ่งปีกมีค่าเท่ากัน จะมีความแข็งแรงมากที่สุดเนื่องจากมีค่าความเค้นวอนมิต และมีระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าน้อยที่สุด

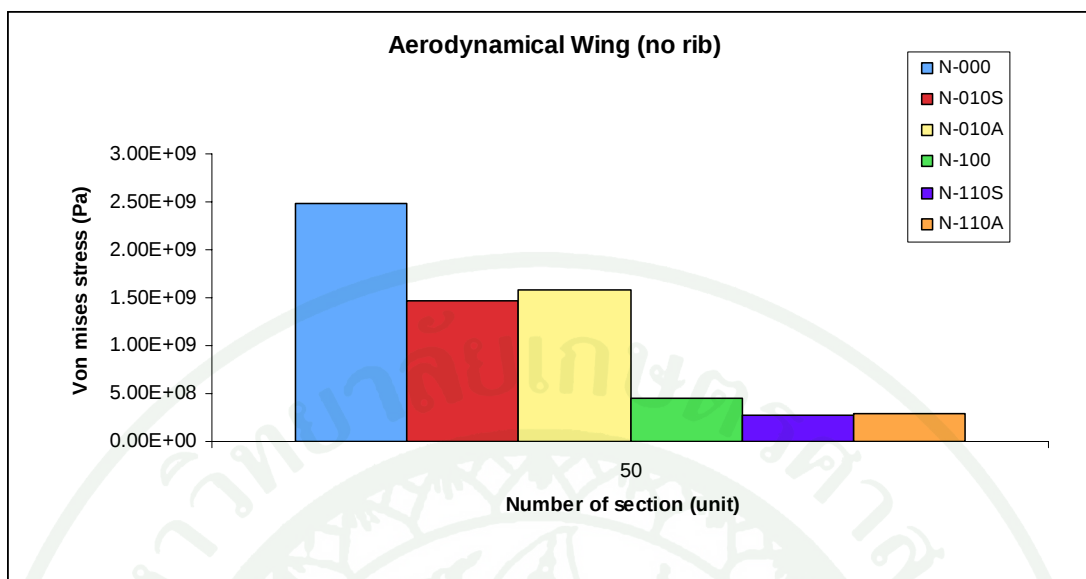
3.4 ศึกษาค่าความเค้น และระยะกระจัดตามแนวปีกของปีกโค้งที่ให้การกรรมของปีกโค้ง

ในการศึกษาได้เลือกการวางจำนวนงปีก 50 งปีกมาพิจารณา เนื่องจากมีความแข็งแรงมากที่สุดเช่นเดียวกับปีกตรง เมื่อพิจารณาความเค้นวอนมีสสูงสุด และระยะกระจัดตามแนวปีกสูงสุดที่คานปีกหน้า สามารถแสดงได้ดังตารางที่ 12 ภาพที่ 50 และ ภาพที่ 51 เมื่อพิจารณาปีกที่มีมุม 0° องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 จะมีค่าความเค้นวอนมีสสูงสุด และเมื่อปีกที่มีมุม 0° องศา มีอัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 จะมีค่าความเค้นวอนมีสลดลง ในทำนองเดียวกันเมื่อพิจารณาอัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 ที่มีมุม 0° องศา และมุม 42° องศา พบว่าปีกที่มีมุม 42° องศา จะมีค่าความเค้นวอนมีสต่ำกว่าปีกที่มีมุม 0° องศา และเมื่อพิจารณาปีกที่มีมุม 42° องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 และอัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 จะพบว่าอัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 จะมีค่าความแข็งแรงมากกว่า เนื่องจากจะมีค่าความเค้นวอนมีสต่ำกว่า ปีกที่มีอัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 และเมื่อพิจารณาการวางงปีกแบบกำหนดให้ระยะระหว่างงปีกเท่ากัน กับแบบกำหนดให้พื้นที่ระหว่างงปีกเท่ากัน จะพบว่าการกำหนดแบบให้ระยะระหว่างงปีกเท่ากัน จะมีค่าความเค้นวอนมีสต่ำกว่าการกำหนดแบบให้พื้นที่ระหว่างงปีกเท่ากัน ดังนั้นปีกที่มีมุม 42° องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 และมีการวางงปีกแบบกำหนดให้ระยะระหว่างงปีกมีค่าเท่ากัน จะมีความแข็งแรงที่สุด

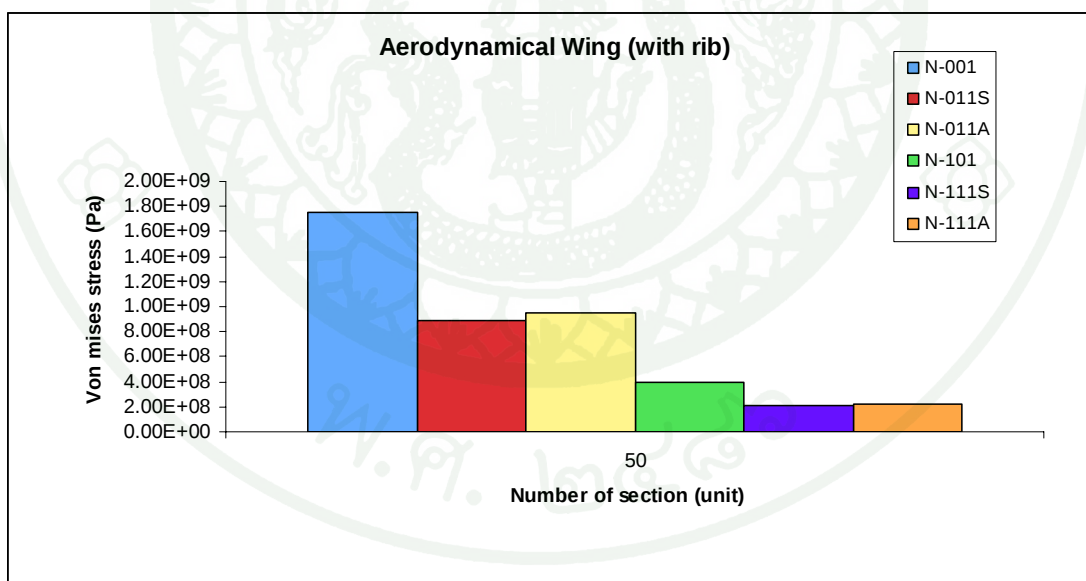
เมื่อพิจารณาระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าแบบไม่มีงปีก กับแบบมีงปีก พบว่าแบบไม่มีงปีกมีระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าสูงกว่าแบบมีงปีก แสดงดังภาพที่ 58 และเมื่อพิจารณาแบบไม่มีงปีกแสดงดังภาพที่ 59 และแบบมีงปีกดังภาพที่ 60 พบว่าปีกที่มีมุม 0° องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 จะมีระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าสูงสุด แต่เมื่อปีกมีอัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 พบว่าระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้ามีค่าลดลง เมื่อเปรียบเทียบปีกที่มีมุม 0° องศา กับปีกที่มีมุม 42° องศา ที่อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 ระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าของปีกที่มีมุม 42° องศา มีค่าลดลงเมื่อเทียบกับปีกที่มีมุม 0° องศา ส่วนในการพิจารณาอัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 ที่มีการวางงปีก 2 กรณีนั้น พบว่าระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้ามีค่าใกล้เคียงกัน แต่การกำหนดให้ระยะระหว่างงปีกมีค่าเท่ากัน จะมีระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้ามีค่าน้อยกว่าการกำหนดให้พื้นที่ระหว่างงปีกมีค่าเท่ากัน สามารถดูลักษณะการเกิดความเค้นวอนมีส ดังภาพที่ 52 ถึง ภาพที่ 57

ตารางที่ 12 ค่าความเค้นวอนมัสสูงสุดกับระยะกระจัดตามแนวปีกสูงสุดของปีกโค้ง

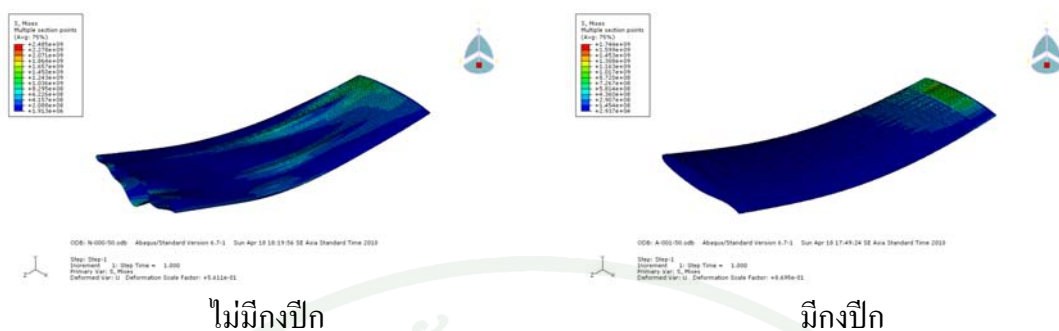
	ความเค้นวอนมัส (Pa)	ระยะกระจัดสูงสุด (เมตร)
มุม 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0		
แบบไม่มีกึ่งปีก (N-000-50)	2.4783E+09	5.0957
แบบมีกึ่งปีก (N-001-50)	1.7484E+09	3.7881
ความแตกต่าง (%)	29.45	
มุม 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 แบบระยะระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน		
แบบไม่มีกึ่งปีก (N-010S-50)	1.4718E+09	2.5685
แบบมีกึ่งปีก (N-011S-50)	8.9281E+08	1.6538
ความแตกต่าง (%)	38.36	
มุม 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 แบบพื้นที่ระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน		
แบบไม่มีกึ่งปีก (N-010A-50)	1.5747E+09	2.7095
แบบมีกึ่งปีก (N-011A-50)	9.5565E+08	1.7409
ความแตกต่าง (%)	39.31	
มุม 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0		
แบบไม่มีกึ่งปีก (N-100-50)	4.4905E+08	1.8695
แบบมีกึ่งปีก (N-101-50)	3.9448E+08	1.4212
ความแตกต่าง (%)	12.15	
มุม 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 แบบระยะระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน		
แบบไม่มีกึ่งปีก (N-110S-50)	2.8059E+08	0.8207
แบบมีกึ่งปีก (N-111S-50)	2.0403E+08	0.5405
ความแตกต่าง (%)	27.29	
มุม 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 แบบพื้นที่ระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน		
แบบไม่มีกึ่งปีก (N-110A-50)	2.9251E+08	0.8379
แบบมีกึ่งปีก (N-111A-50)	2.2636E+08	0.5459
ความแตกต่าง (%)	22.62	



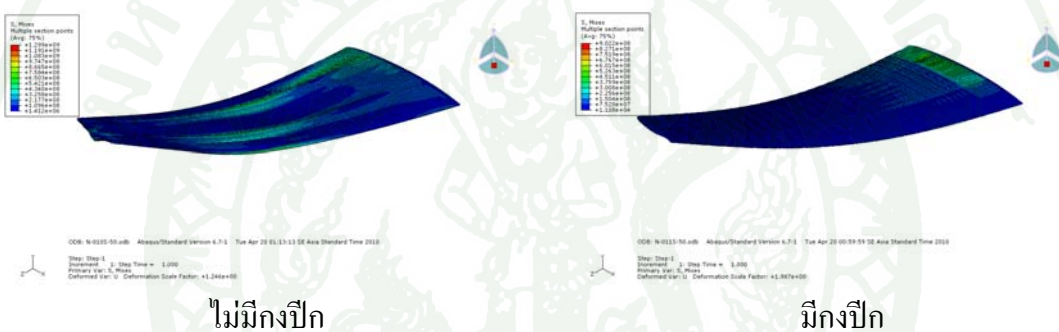
ภาพที่ 50 การเปรียบเทียบค่าความเค้นวอนมิสของปีกโค้ง แบบไม่มีกึ่งปีก



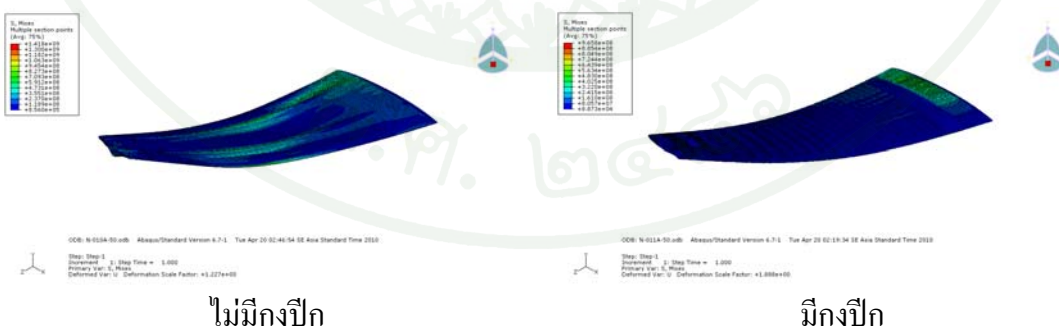
ภาพที่ 51 การเปรียบเทียบค่าความเค้นวอนมิสของปีกโค้ง แบบมีกึ่งปีก



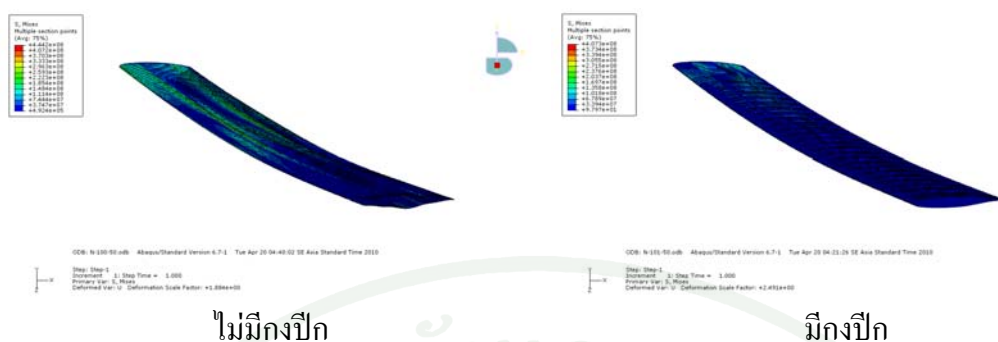
ภาพที่ 52 การเกิดความเค้นของปีกแบบไม่มีกึ่งปีก และแบบมีกึ่งปีกของปีกโค้ง
มุม 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0



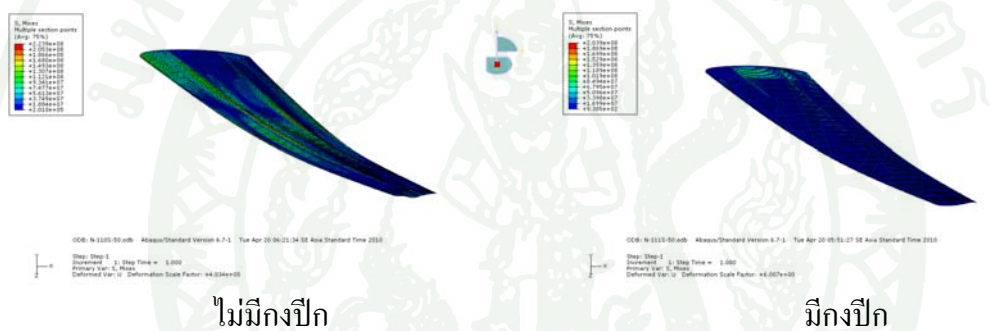
ภาพที่ 53 การเกิดความเค้นของปีกแบบไม่มีกึ่งปีก และแบบมีกึ่งปีกของปีกโค้ง
มุม 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 การวางกึ่งปีกแบบระยะห่างระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน



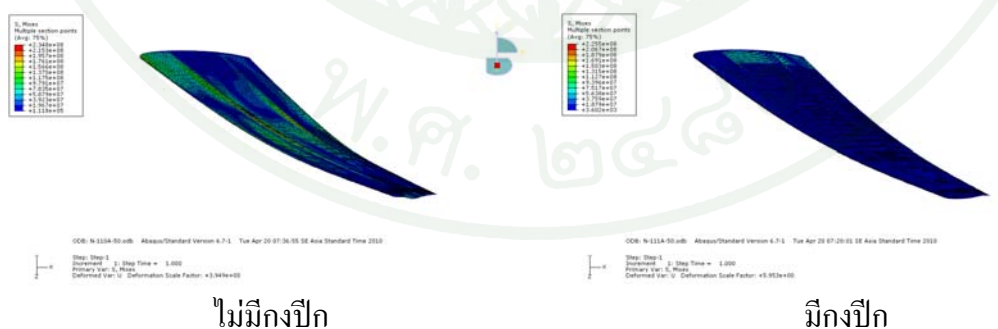
ภาพที่ 54 การเกิดความเค้นของปีกแบบไม่มีกึ่งปีก และแบบมีกึ่งปีกของปีกโค้ง
มุม 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 การวางกึ่งปีกแบบพื้นที่ระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน



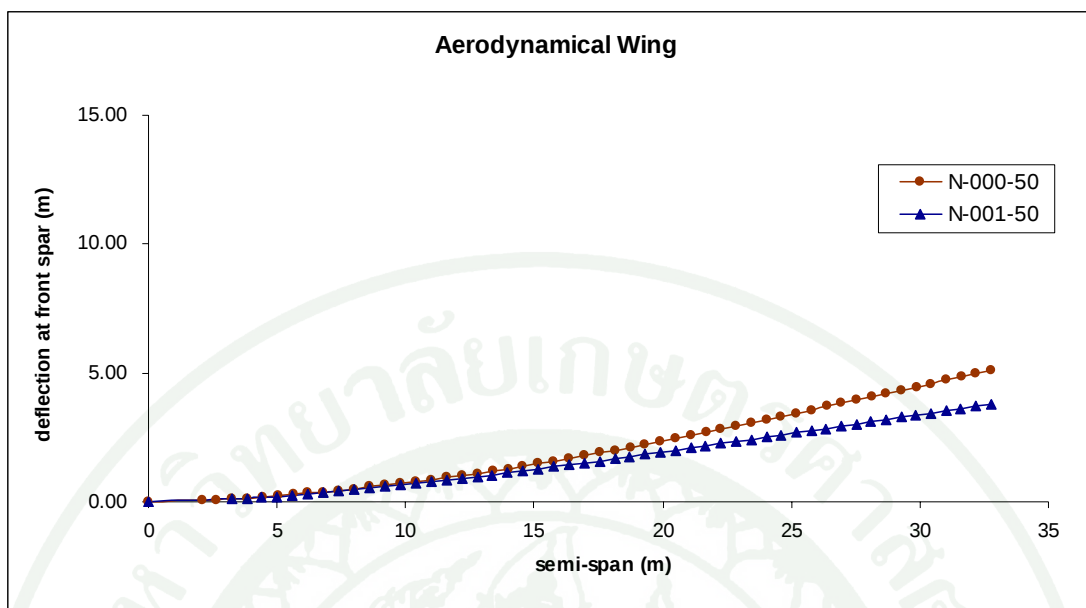
ภาพที่ 55 การเกิดความเค้นของปีกแบบไม่มีกึ่งปีก และแบบมีกึ่งปีกของปีกโค้ง มุม 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0



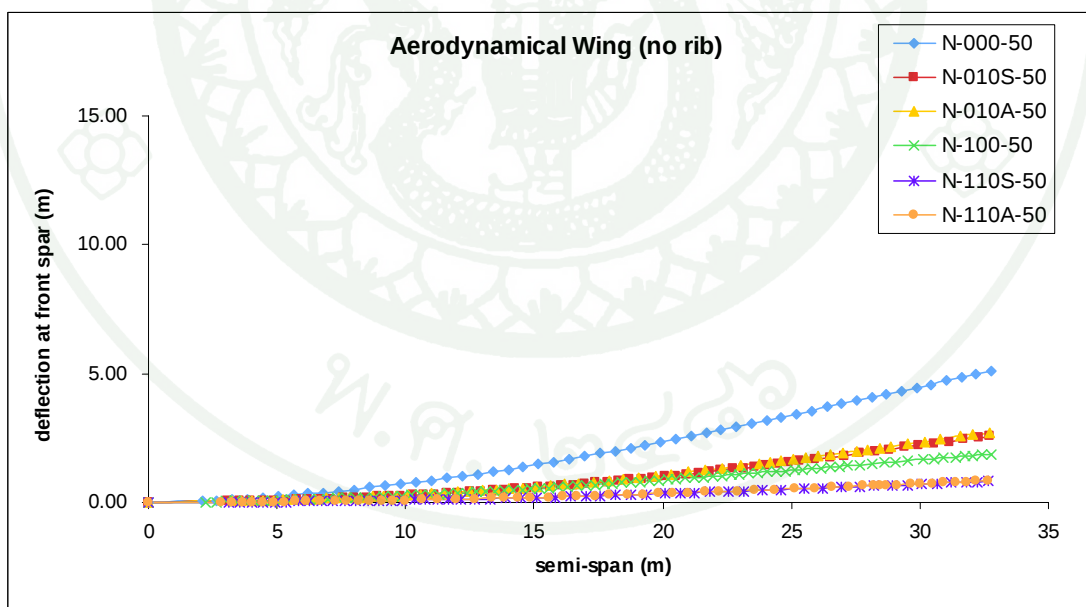
ภาพที่ 56 การเกิดความเค้นของปีกแบบไม่มีกึ่งปีก และแบบมีกึ่งปีกของปีกโค้ง มุม 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 การวางกึ่งปีกแบบระยะห่างระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน



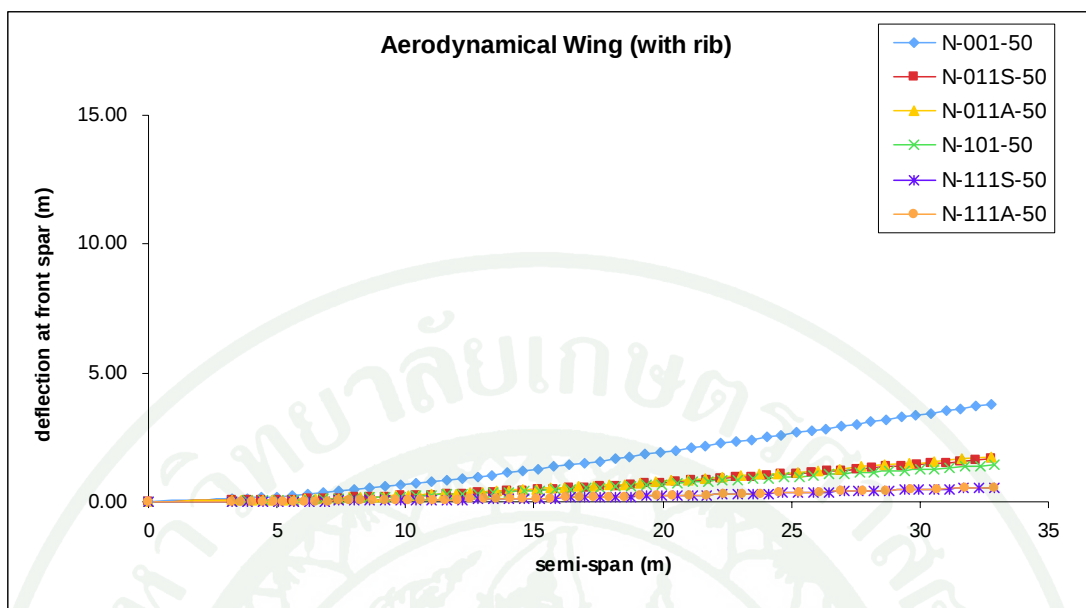
ภาพที่ 57 การเกิดความเค้นของปีกแบบไม่มีกึ่งปีก และแบบมีกึ่งปีกของปีกโค้ง มุม 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 การวางกึ่งปีกแบบพื้นที่ระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน



ภาพที่ 58 ระยะการจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าของปีกโค้ง แบบไม่มีกึ่งปีก กับ แบบมีกึ่งปีก



ภาพที่ 59 ระยะการจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าของปีกโค้ง แบบไม่มีกึ่งปีก



ภาพที่ 60 ระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าของปีกโค้ง แบบมีกึ่งปีก

จากการศึกษาปีกโค้งเมื่อให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้ง พบว่าปีกที่มีมุม 42° องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 และมีการวางกึ่งปีกแบบกำหนดให้พื้นที่ระหว่างกึ่งปีกมีค่าเท่ากันมีความแข็งแรงที่สุดเนื่องจากมีค่าความเค้นวอนนิส และมีระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้า มีค่าน้อยที่สุด

3.5 ศึกษาเปรียบเทียบปีกตรงและปีกโค้ง

จากการศึกษาปีกตรง ปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกตรง และปีกโค้งที่ได้คำนวณการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้ง พบว่าปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกตรงนั้นมีค่าความเค้นวอนนิสสูงกว่าปีกตรง และปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้ง เนื่องจากการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ช่วยเสริมแรงให้กับโครงสร้างจึงทำให้มีค่าความเค้นมากกว่า แต่ในการพิจารณาปีกโค้งจะต้องให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้ง ซึ่งเมื่อพิจารณาปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้งจะมีความเค้นวอนนิสน้อยกว่าปีกตรง และ ปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ปีกตรง เนื่องจากความโค้งของปีกโค้งจะทำให้ลดการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ ซึ่งเมื่อเปรียบเทียบค่าความเค้นวอนนิสของปีกแบบต่างๆ แสดงดังตารางที่ 13

ตารางที่ 13 แสดงค่าความเค้นวอนมิตสูงสุดของปีกแบบต่างๆ

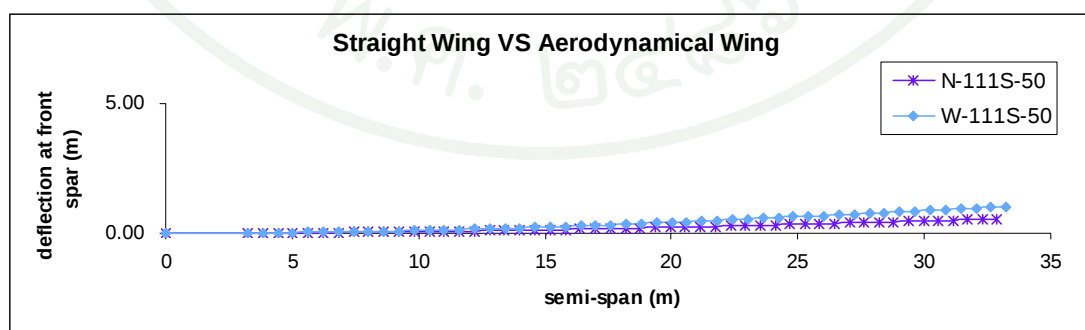
	ความเค้นวอนมิต (Pa)		
	ปีกตรง	ปีกโค้ง	ปีกโค้ง
		(การกรรมปีกตรง)	(การกรรมปีกโค้ง)
มุม 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0			
แบบไม่มีกึ่งปีก (000-50)	5.1110E+09	5.1911E+09	2.4783E+09
แบบมีกึ่งปีก (001-50)	3.2433E+09	3.6033E+09	1.7484E+09
ความแตกต่าง (%)	36.54	30.59	29.45
มุม 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 แบบระยะระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน			
แบบไม่มีกึ่งปีก (010S-50)	2.3562E+09	2.7181E+09	1.4718E+09
แบบมีกึ่งปีก (011S-50)	1.3964E+09	1.4900E+09	8.9281E+08
ความแตกต่าง (%)	40.73	45.18	38.36
มุม 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 แบบพื้นที่ระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน			
แบบไม่มีกึ่งปีก (010A-50)	2.5703E+09	2.8994E+09	1.5747E+09
แบบมีกึ่งปีก (011A-50)	1.5993E+09	1.5908E+09	9.5565E+08
ความแตกต่าง (%)	37.78	45.13	39.31
มุม 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0			
แบบไม่มีกึ่งปีก (100-50)	9.3823E+08	8.3207E+08	4.4905E+08
แบบมีกึ่งปีก (101-50)	7.3352E+08	7.3566E+08	3.9448E+08
ความแตกต่าง (%)	21.82	11.59	12.15
มุม 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 แบบระยะระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน			
แบบไม่มีกึ่งปีก (110S-50)	4.2881E+08	5.2566E+08	2.8059E+08
แบบมีกึ่งปีก (111S-50)	3.0837E+08	3.6352E+08	2.0403E+08
ความแตกต่าง (%)	28.09	30.84	27.29
มุม 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 แบบพื้นที่ระหว่างกึ่งปีกเท่ากัน			
แบบไม่มีกึ่งปีก (110A-50)	4.5009E+08	5.4661E+08	2.9251E+08
แบบมีกึ่งปีก (111A-50)	3.1786E+08	4.0237E+08	2.2636E+08
ความแตกต่าง (%)	29.38	26.39	22.62

เมื่อพิจารณาค่าความเค้นปีกตรง และปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้ง จะพบว่าปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 และมีการวางปีก แบบให้ระยะระหว่างปีกมีค่าเท่ากันจะมีค่าความเค้นวอนมิตน้อยที่สุด ซึ่งหมายถึงมีความแข็งแรงสูงสุด และเมื่อเปรียบเทียบปีกตรงกับปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้ง ดังตารางที่ 14 จะพบว่าปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้งจะมีค่าความเค้นวอนมิตน้อยกว่าปีกตรง และปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ปีกตรง

ตารางที่ 14 แสดงค่าความเค้นวอนมิตของปีกมุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 แบบระยะระหว่างปีกเท่ากัน

	ความเค้นวอนมิต (Pa)		
	ปีกตรง	ปีกโค้ง (การกรรมปีกตรง)	ปีกโค้ง (การกรรมปีกโค้ง)
มุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 แบบระยะระหว่างปีกเท่ากัน			
แบบไม่มีปีก (110S-50)	4.2881E+08	5.2566E+08	2.8059E+08
แบบมีปีก (111S-50)	3.0837E+08	3.6352E+08	2.0403E+08
ความแตกต่าง (%)	28.09	30.84	27.29

เมื่อพิจารณาระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้า จะพบว่าระยะกระจัดตามแนวปีกของปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้งมีค่าน้อยกว่าปีกตรงแสดงดังภาพที่ 61



ภาพที่ 61 ระยะกระจัดตามแนวปีกที่คานปีกหน้าของปีกโค้งกับปีกตรง

จากการศึกษาปีกตรง ปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ปีกตรง และปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้ง พบว่าปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 แบบที่มีการวางปีกแบบกำหนดให้ระยะระหว่างปีกเท่ากัน ของปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้ง มีความแข็งแรงที่สุด เนื่องจากมีค่าความเค้นวอนมีน้อยที่สุด

วิจารณ์

1. การใช้งานโปรแกรมสำเร็จรูป

ในการศึกษาการใช้งานโปรแกรมสำเร็จรูป โดยการสร้างชิ้นงานเป็นสี่เหลี่ยมจัตุรัส และกำหนดเอลิเมนต์ให้เป็นชนิด S4R เมื่อนำผลการขุดตัวมาตรฐานที่จุดกึ่งกลางไปเปรียบเทียบกับงานวิจัยอื่นๆ พบว่าค่าการขุดตัวมาตรฐานที่ได้มีค่าใกล้เคียงกับงานวิจัยอื่นๆ และเมื่อศึกษาจำนวนของเอลิเมนต์พบว่าเมื่อจำนวนเอลิเมนต์เพิ่มขึ้น ทำให้ค่าการขุดตัวมาตรฐานมีค่าเข้าใกล้ค่าที่ได้จากการเปรียบเทียบกับงานวิจัยอื่น ถึงแม้ว่าค่าที่ได้จะมีความแตกต่างจากงานวิจัยที่นำมาเปรียบเทียบแต่ถือว่าเป็นที่ค่าสามารถยอมรับได้ จึงสามารถนำกระบวนการที่ได้ศึกษากการใช้งานโปรแกรมสำเร็จรูปนี้ ไปทำการศึกษาการจำลองของปีกเครื่องบินต่อไป

2. ศึกษาการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำบนปีกเครื่องบิน

จากการศึกษาการคำนวณการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ พบว่าการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกที่มีมุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 จะมีลักษณะคล้ายกับวงรี และเมื่อได้เปรียบเทียบกับงานวิจัยอื่น พบว่ามีแนวโน้มคล้ายคลึงกัน คือจะมีค่ามากที่สุดที่โคนปีกและมีค่าลดลงจนเป็นศูนย์ที่ปลายปีก เมื่อเปรียบเทียบกับอัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 จะเห็นได้ว่าการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกที่มีอัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 จะมีค่ามากกว่าปีกที่มีอัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 เนื่องจากปลายปีกมีความยาวของเส้นชยามากกว่า ทำให้มีแรงดันที่ปลายปีกมากกว่า ซึ่งในการวางปีกแบบกำหนดให้ระยะระหว่างปีกมีค่าเท่ากัน กับกำหนดให้พื้นที่ระหว่างปีกมีค่าเท่ากันพบว่าเมื่อมีการวางปีกแบบกำหนดให้พื้นที่ระหว่างปีกมีค่าเท่ากัน ลักษณะของการกรรมทางอากาศพลศาสตร์จะมีค่าเพิ่มขึ้นจากโคนปีกไปจนถึงเกือบบริเวณปลายปีก และมีค่าลดลงจนเป็นศูนย์ เนื่องจากการกระจายของการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่ปลายปีกมีค่ามากกว่าโคนปีก เพราะระยะห่างระหว่างปีกที่ปลายปีกมีค่ามากกว่าที่โคนปีก

สำหรับปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 เมื่อเปรียบเทียบกับงานวิจัยอื่น พบว่ามีแนวโน้มคล้ายคลึงกัน คือที่บริเวณโคนปีกจะมีค่าลดลง ซึ่งต่ำกว่าช่วงกลางปีก แต่เมื่อนำมาเปรียบเทียบกับปีกที่มีมุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 จะพบว่าปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา จะมีค่าการกรรมทางอากาศพลศาสตร์มีค่าน้อยกว่าปีกที่มีมุมลู่ 0 องศา เนื่องจากการลู่ของปีก และพบว่าปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 มีค่าการกรรมทางอากาศพลศาสตร์น้อยที่สุด ซึ่งเป็นผลจากมุมลู่ และอัตราส่วนความเร็วปีก

3. ศึกษาการจำลองของปีกเครื่องบินในโปรแกรมอะบาคัส

การวิเคราะห์ปีกเครื่องบินด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ จากการศึกษาการเลือกใช้ขนาดของเอลิเมนต์ พบว่าเมื่อเอลิเมนต์มีขนาด 0.17 จะให้ค่าที่เหมาะสมในการนำมาพิจารณา

การวิเคราะห์ความแข็งแรงของการวางกงปีก โดยพิจารณาค่าความเค้นวอนมิส ซึ่งพบว่าปีกเครื่องบินที่ไม่มีกงปีก จะมีค่าความเค้นวอนมิส และระยะการแอ่นตัวสูงสุดที่คานปีกหน้ามีค่าสูงกว่าแบบมีกงปีก การมีกงปีกจะทำให้ไม่มีการเสียรูปร่างของแพนอากาศ เนื่องจากกงปีกจะช่วยในการรับภาระกรรมทางอากาศพลศาสตร์ และพบว่าเมื่อจำนวนกงปีกมี 50 กงปีก จะมีความแข็งแรงกว่า 40 และ 30 กงปีก เนื่องจากการมีจำนวนกงปีกมาก จะมีส่วนที่มาช่วยในการรับภาระกรรมทางอากาศพลศาสตร์มากขึ้น

การวิเคราะห์ปีกตรงพบว่าปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 และมีการวางกงปีกแบบระยะระหว่างกงปีกเท่ากัน มีความแข็งแรงมากกว่าแบบอื่นๆ เนื่องจากการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่ได้จากการคำนวณมีค่าน้อยที่สุด ทำให้มีค่าความเค้นวอนมิส $3.08E+08$ พาสคาล ซึ่งน้อยกว่าปีกแบบอื่นๆ และมีระยะกระจัดสูงสุดที่คานปีกหน้า 1.03 เมตร ซึ่งน้อยกว่าปีกแบบอื่นๆ เช่นเดียวกัน ซึ่งจะเห็นได้ว่าโดยทั่วไปแล้วปีกเครื่องบินโดยสารจะมีค่ามุมลู่อยู่ที่ประมาณ 41-43 องศา และมีอัตราส่วนความเร็วปีกที่ประมาณ 0.3-0.4

การวิเคราะห์ปีกโค้งที่ให้ภาระกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้ง พบว่าปีกที่มีมุมลู่ 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 และมีการวางกงปีกแบบระยะระหว่างกงปีกเท่ากัน มีความแข็งแรงมากกว่าแบบอื่นๆ เนื่องจากมีค่าความเค้นวอนมิส $2.04E+08$ พาสคาล ซึ่งมีค่าน้อยกว่าปีก

แบบอื่นๆ นอกจากนี้ระยะกระจัดสูงสุดที่คานปีกหน้ามีค่า 0.54 เมตร ซึ่งมีค่าน้อยกว่าปีกแบบอื่นๆ เช่นเดียวกัน

เมื่อนำปีกตรงและปีกโค้งมาเปรียบเทียบกัน จากการคำนวณการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของ Chudoba (1993) พบว่าในการคำนวณการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้งจะมีค่าน้อยกว่าของปีกตรง เนื่องจากความโค้งของปีกทำให้การกระจายตัวของแรงยกตลอดความยาวปีกเพิ่มขึ้น เช่นการกระจายตัวของแรงยกที่ตำแหน่งกึ่งปีกที่โคนปีกของปีกตรงจะมีค่า 1.28 ส่วนค่าของปีกโค้งมีค่า 1.35 เป็นต้น ซึ่งส่งผลให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ตลอดความยาวปีกโค้งมีค่าลดลงเช่นค่าการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่ตำแหน่งโคนปีกของปีกตรงมีค่า 53.40 กิโลนิวตัน (kN) ส่วนของปีกโค้งมีค่า 36.86 กิโลนิวตัน (kN) และเมื่อนำการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่คำนวณได้มาวิเคราะห์ด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ พบว่าค่าความเค้นวอนมิสที่เกิดขึ้นของปีกโค้งมีค่าลดลง เช่นความเค้นวอนมิสที่เกิดขึ้นของปีกโค้งมีค่า $2.0403\text{E}+08$ พาสคาล ส่วนของปีกตรง $3.0837\text{E}+08$ พาสคาล และระยะกระจัดสูงสุดที่คานปีกหน้าของปีกโค้ง (0.54 เมตร) น้อยกว่าปีกตรง (1.03 เมตร) ในสภาวะการบินเดียวกัน ซึ่งสอดคล้องกับปีกที่ได้พัฒนาขึ้นใหม่สำหรับเครื่องบินโดยสารในปัจจุบัน

สรุปและข้อเสนอแนะ

สรุป

ในการศึกษาพบว่าสามารถสร้างแบบจำลอง และวางโครงสร้างของปีกเครื่องบินแบบปีกกับปีกเล็ก ซึ่งเป็นปีกตรง และปีกที่เพิ่มประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ ซึ่งเป็นปีกโค้งได้

การวิเคราะห์ด้วยวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ โดยใช้โปรแกรมสำเร็จรูป ซึ่งได้กำหนดรูปแบบของปีกเครื่องบินคือปีกตรง ปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ปีกตรง และปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้ง ในการศึกษาผลของมุมที่ 0 กับ 42 องศา และศึกษาอัตราส่วนความเร็วปีก 1.0 กับ 0.3 นอกจากนี้ได้ศึกษาผลของการมีปีก และไม่มีปีก ซึ่งได้มีการวางปีก 2 แบบ คือกำหนดให้ระยะระหว่างปีกมีค่าเท่ากันและกำหนดให้พื้นที่ระหว่างปีกมีค่าเท่ากัน

ผลการศึกษาพบว่าการมีปีกจะช่วยเสริมความแข็งแรงของปีก เนื่องจากสามารถช่วยลดค่าความเค้นวอนมิสของปีกที่ไม่มีปีก และสามารถรักษาเพนอากาศไม่ให้มีการเสียรูปร่างไป อีกทั้งยังพบว่าเมื่อมีจำนวนปีกมากขึ้นจะทำให้ปีกมีความแข็งแรงมากขึ้นด้วย

จากการศึกษาปีกตรงพบว่าปีกที่มีมุม 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 และมีการวางปีกแบบกำหนดให้ระยะระหว่างปีกมีค่าเท่ากันมีความแข็งแรงมากที่สุด เนื่องจากมีค่าความเค้นวอนมิสน้อยที่สุด และมีระยะการแอ่นตัวที่คานปีกหน้ามีค่าน้อยที่สุด ซึ่งสอดคล้องกับปีกเครื่องบินโดยสารทั่วไป

การศึกษาปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้ง ให้ผลเช่นเดียวกับปีกตรงคือปีกที่มีมุม 42 องศา อัตราส่วนความเร็วปีก 0.3 และมีการวางปีกแบบกำหนดให้ระยะระหว่างปีกมีค่าเท่ากันมีความแข็งแรงมากที่สุด

เมื่อเปรียบเทียบปีกตรงและปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้ง พบว่าปีกโค้งที่ให้การกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของปีกโค้ง มีความแข็งแรงมากกว่าปีกตรงเนื่องจากการโค้งของปีกทำให้ลดการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่มากระทำที่ปีก จึงทำให้มีความเค้นวอนมีสน้อยกว่าปีกตรง ซึ่งมีความสอดคล้องกับปีกเครื่องบินที่ได้มีการพัฒนาขึ้นใหม่ สำหรับเครื่องบินโดยสาร

ข้อเสนอแนะ

ในงานวิจัยนี้ยังสามารถเพิ่มขอบเขตในการวิจัยได้อีกมาก เช่น จำลองการวิเคราะห์ปีกเครื่องบินในเงื่อนไขขณะวิ่งขึ้น และวิ่งลงสนามบิน เป็นต้น นอกจากนี้ยังสามารถลดจำนวนกึ่งปีกลงได้อีกเพื่อหาจำนวนกึ่งปีกที่เหมาะสม หรือจำนวนกึ่งปีกที่น้อยที่สุดที่สามารถรับการกรรมทางอากาศพลศาสตร์ เพื่อเป็นการลดน้ำหนัก นอกจากนี้ยังสามารถเพิ่มจำนวนระดับความโค้งของปีกโค้ง หรือการปรับความโค้งให้มีความต่อเนื่องกันมากขึ้น อีกทั้งยังสามารถวิเคราะห์ถึงการออกแบบโครงสร้างปีกในเชิงรายละเอียดได้อีกด้วย

เอกสารและสิ่งอ้างอิง

- พรรธนพ บุญชู. 2549. การวิเคราะห์ปฏิสัมพันธ์ระหว่างความแข็งแรงของโครงสร้างไฟเบอร์และ
ภาระทางด้านอากาศพลศาสตร์บนปีกเครื่องบิน. วิทยานิพนธ์ปริญญาโท, สถาบัน
เทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ.
- Abaqus. 1998. **ABAQUS Theory Manual**. Vol. II.
- Chudoba, B. 1993. A project method for calculationg spanwise lift distribution on swept and
unswept wings at subsonic speed. **Airbus Industrie**.
- Daniel, I. M. and O. Ishai. 2006. **Engineering mechanics of composite materials**. 2nd ed.
Oxford University Press, New York.
- Frulla, G. and E. Cestino. 2008. Design, manufacturing and testing of a HALE-UAV structural
demonstrator. **Composite Structures**. 83 (2): 143-153.
- Guo, S. 2007. Aeroelastic optimization of an aerobatic aircraft wing structure. **Aerospace Science
and Technology**. 11 (5): 396-404.
- Laulusa, A., O. A. Bauchau, J. Y. Choi, V. B. C. Tan and L. Li. 2006. Evaluation of some shear
deformable shell elements. **International Journal of Solids and Structures**. 43 (17):
5033-5054.
- Mengchun Yu and C. Hwu. 2007. *Aeroelastic divergence and free vibration of tapered composite
wings*. Paper presented at the 16th International Conference on Composite Materials.

- Niu, M. C.-Y. 1995. **Airframe structural design : practical design information and data on aircraft structures**. 2nd ed. Hong Kong Conmilit Press, Hong Kong.
- Raymer, D. P. and American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1999. **Aircraft design : a conceptual approach**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, D.C.
- Shokrieh, M. M. and F. Taheri Behrooz. 2001. Wing instability of a full composite aircraft. **Composite Structures**. 54 (2-3): 335-340.
- Thomson, R. S. and M. L. Scott. 2000. Experience with the finite element modelling of a full-scale test of a composite aircraft control surface. **Composite Structures**. 50 (4): 331-345.
- Weissinger, J. 1947. The Lift Distribution of Swept-Back Wing. **National Adisory Committee for Aeronautics**. Technical Memorandum (1120).
- Whitney, J. M. 1969. Bending-extensional coupling in laminated plate under transverse load. **Journal of Composite Material**. 3: 389-411.
- Wilt, T. E., A. F. Saleeb and T. Y. Chang. 1990. A mixed element for laminated plates and shells. **Computers & Structures**. 37 (4): 597-611.
- Zhang, Y. X. and K. S. Kim. 2005. A simple displacement-based 3-node triangular element for linear and geometrically nonlinear analysis of laminated composite plates. **Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering**. 194 (45-47): 4607-4632.





ตารางผนวกที่ ก1 ค่าที่ป้อนเข้าเพื่อเป็นค่าเริ่มต้นที่ใช้ในการคำนวณ
การกรรมทางอากาศพลศาสตร์

INPUT DATA			
	Symbol	Value	Unit
Wing Semi-Span Stations & Wing Chord & Wing Thickness Ratio			
Wing Span	WSPAN	66.5000	m
Nett wing semi-station at root	Y2BWRN	3.2500	m
Wing taper ratio	WTAP	1.0000	
Wing aspect ratio	WAR	6.9600	
Wing leading edge sweep	WQL	0.0000	deg
Wing front spar fraction	FFSW	25.0000	%c
Wing rear spar fraction	FRSW	70.0000	%c
Total number of nett wing semi-span panel	NTY2BW	30.0000	
Aircraft Performance			
Cruise altitude	HCR	10668.00	m
Cruise speed	VCR	253.6111	m/s
Dift Distribution			
Loading Coefficient for Lift Distribution			
Angle of attack	QALPHA	4.000	deg
Lift Distribution			
Wing incidence angle	QWINC	2.0000	deg

ตารางผนวกที่ ก2 ตัวอย่างที่ได้จากการคำนวณในโปรแกรมเอ็กซ์เซล

Calculation	Symbol	Value	Unit
Wing Semi-Span Station & Wign Chord & Thickness Ratio			
Wing area	WAREA	635.3807	m ²
Wing root chord	WCR	9.5546	m
Wing tip chord	WCT	9.5546	m
Wing mean aerodynamic chord (MAC)	WMAC	9.5546	m
Wing quarter chord sweep	WQ4	0.0000	deg
Distance between LE to tip chord	XCT	0.0000	m
Wing panel semi-span station at root	Y2BWR	3.2500	m
Wing panel semi-span station at tip	Y2BWT	33.2500	m
Wing panel semi-span root chord	Y2SWR	9.5546	m
Wing panel semi-span tip chord	Y2SWT	9.5546	m
Wing panel area	Y2SW	286.6379	m ²
Wing panel between pair of semi-span station	PY2SW	1.0000	m
Wing thickness ratio	RTW	0.1390	%C
Leading edge radius	LERC	2.9000	%C
Boundary layer towards airfoil trailing edge at point Y90 percent chord	Y090C	0.9792	%C
Boundary layer towards airfoil trailing edge at point Y99 percent chord	Y099C	0.3300	%C
Average wing chord	CWPFA	9.5546	m
Average wing maximum depth	HWPFA	1.3281	m

ตารางผนวกที่ ก2 (ต่อ)

Calculation	Symbol	Value	Unit
Wing Effect Data			
Cruise Phase			
Temperature ratio	RTFLT	0.7594	
Density ratio	RDFLT	0.3099	
Air density	DFLT	0.3796	kg/m ³
Speed of sound	AFLT	296.54	m/s
Dynamic viscosity			
HCR≤11000 (m)	MUFLT1	1.435E-05	
11000 (m) <HCR and HCR≤26000 (m)	MUFLT2	1.381E-05	
26000 (m) <HCR and HCR≤47350 (m)	MUFLT3	1.191E-05	
HCR>47350 (m)	MUFLT4	1.435E-05	
Dynamic viscosity	MUFLT	1.191E-05	kg/m-s
Mach number corresponding to design cruise speed	AMVD	0.86	
Free stream Mach Number	AMFS	0.86	
Effective Mach Number	AMEF	0.86	
Maximum dynamic pressure	QMXVD	12207.56	kg/ms ²
Effective angle of sweepback in compressible flow (compressible sweep parameter)			
	WQ4EF	0.00	Deg
Reynolds number of wing	RYNLDW	77206740	
Section Lift-Curve Slope			
Section Lift-Curve Slope in Incompressible Flow			
Prandtl-Glauert compressibility correction factor	FCOMPR	0.5182	
Angle between straight lines passing through points at 90 and 99 %C			
	BNDLYTE	0.0721	

ตารางผนวกที่ ก2 (ต่อ)

Calculation	Symbol	Value	Unit
Section lift-curve slope correction factor			
Reynolds number 10^6	FCLSC6	0.8227	
Reynolds number 10^7	FCLSC7	0.9008	
Reynolds number 10^8	FCLSC8	0.9298	
Reynolds number $<10^6$	FCLSCA	0.8227	
$10^6 \leq$ Reynolds number $<10^7$	FCLSCB	1.4835	
$10^7 \leq$ Reynolds number $\leq 10^8$	FCLSCC	0.9224	
Reynolds number $>10^8$	FCLSCD	0.9298	
Section lift-curve slope correction factor	FCLSC	0.9224	
Theoretical airfoil section lift-curve slope			
Theoretical airfoil section lift-curve slope	CLSCTHR	6.9820	
Section lift-curve slope in incompressible flow	CLSCI	13.0495	
Section Lift-Curve Slope Correction			
Ratio for section lift-curve slope in spanwise lift distribution			
Thickness ratio 9%	RLCAP09	2.4025	
Thickness ratio 12%	RLCAP12	2.5554	
Thickness ratio 15%	RLCAP15	2.7011	
Thickness ratio 18%	RLCAP18	2.8543	
Thickness ratio $<9\%$	RLCAPA	2.4025	
$9\% \leq$ Thickness ratio $<12\%$	RLCAPB	2.6522	
$12\% \leq$ Thickness ratio $<15\%$	RLCAPC	2.6476	
$15\% \leq$ Thickness ratio $\leq 18\%$	RLCAPD	2.6449	
Thickness ratio $>18\%$	RLCAPE	2.8543	
Ratio for section lift-curve slope in spanwise lift distribution	RLCAPH	2.6476	

ตารางผนวกที่ ก2 (ต่อ)

Calculation	Symbol	Value	Unit
Section Lift-Curve Slope in Compressible Flow			
Wing lift-curve slope	CLWLSC	10.0143	
Lift Distribution			
Loading Coefficient for Lift Distribution			
Average angle of attack (Chordal-trapezium-formula)	QALPHAA	3.4837	Deg
Lift Distribution			
Wing angle of attack	QWALPH	5.4837	Deg
Wing lift coefficient (global lift coefficient)	CLWG	0.9585	

Y2BWP	M	Wing semi-span stations
FY2BWP		Wing dimensionless semi-span stations
CWPF	M	Wing chord along span
HWPF	M	Maximum depth of wing at semi-span stations
CLWSN		Section lift coefficient distribution (Normal)
CLWSR		Section lift coefficient distribution (Real)
LDWSN		Lift distribution (Schlichting/Truckenbrodt definition) (Normal)
LDWSR		Lift distribution (Schlichting/Truckenbrodt definition) (Real)
FWSN	N	Section force (Normal)
FWSR	N	Section force (Real)

ตารางผนวกที่ ก2 (ต่อ)

Lift Distribution										Section Force	
Station	Y2BWP	FY2BWP	CWPF	HWPF	FFALD	CLWSN	CLWSR	LDWSN	LDWSR	FWSN	FWSR
	m		m	m						kN	kN
0	3.2500	0.0977	9.5546	1.3281	1.2552	1.2807	0.7637	12.2367	7.2967	89.5491	53.3980
1	3.8500	0.1158	9.5546	1.3281	1.2544	1.2785	0.7623	12.2151	7.2839	89.3790	53.2965

ตารางผนวกที่ ก2 (ต่อ)

Station	Lift Distribution								Section Force		
	Y2BWP	FY2BWP	CWPF	HWPF	FFALD	CLWSN	CLWSR	LDWSN	LDWSR	FWSN	FWSR
	m		m	m						kN	kN
2	4.4500	0.1338	9.5546	1.3281	1.2539	1.2758	0.7608	12.1902	7.2690	89.1832	53.1798
3	5.0500	0.1519	9.5546	1.3281	1.2534	1.2729	0.7590	12.1617	7.2520	88.9603	53.0469
4	5.6500	0.1699	9.5546	1.3281	1.2527	1.2695	0.7570	12.1294	7.2327	88.7089	52.8970
5	6.2500	0.1880	9.5546	1.3281	1.2516	1.2657	0.7547	12.0930	7.2111	88.4280	52.7294
6	6.8500	0.2060	9.5546	1.3281	1.2497	1.2614	0.7522	12.0526	7.1870	88.1163	52.5436
7	7.4500	0.2241	9.5546	1.3281	1.2471	1.2568	0.7494	12.0080	7.1603	87.7732	52.3390
8	8.0500	0.2421	9.5546	1.3281	1.2435	1.2516	0.7464	11.9589	7.1311	87.3977	52.1151
9	8.6500	0.2602	9.5546	1.3281	1.2390	1.2460	0.7430	11.9054	7.0992	86.9894	51.8716
10	9.2500	0.2782	9.5546	1.3281	1.2334	1.2400	0.7394	11.8474	7.0646	86.5475	51.6081
11	9.8500	0.2962	9.5546	1.3281	1.2268	1.2334	0.7355	11.7848	7.0272	86.0716	51.3243
12	10.4500	0.3143	9.5546	1.3281	1.2191	1.2264	0.7313	11.7175	6.9871	85.5613	51.0200
13	11.0500	0.3323	9.5546	1.3281	1.2104	1.2188	0.7268	11.6454	6.9442	85.0161	50.6949
14	11.6500	0.3504	9.5546	1.3281	1.2007	1.2108	0.7220	11.5686	6.8983	84.4356	50.3488

ตารางผนวกที่ ก2 (ต่อ)

Station	Lift Distribution								Section Force		
	Y2BWP	FY2BWP	CWPF	HWPF	FFALD	CLWSN	CLWSR	LDWSN	LDWSR	FWSN	FWSR
	m		m	m						kN	kN
15	12.2500	0.3684	9.5546	1.3281	1.1901	1.2022	0.7169	11.4869	6.8496	83.8196	49.9814
16	12.8500	0.3865	9.5546	1.3281	1.1787	1.1932	0.7115	11.4004	6.7980	83.1675	49.5926
17	13.4500	0.4045	9.5546	1.3281	1.1665	1.1836	0.7058	11.3089	6.7435	82.4789	49.1820
18	14.0500	0.4226	9.5546	1.3281	1.1536	1.1735	0.6998	11.2124	6.6859	81.7533	48.7494
19	14.6500	0.4406	9.5546	1.3281	1.1402	1.1629	0.6934	11.1108	6.6253	80.9903	48.2943
20	15.2500	0.4586	9.5546	1.3281	1.1263	1.1517	0.6868	11.0040	6.5617	80.1890	47.8165
21	15.8500	0.4767	9.5546	1.3281	1.1121	1.1400	0.6798	10.8920	6.4949	79.3486	47.3155
22	16.4500	0.4947	9.5546	1.3281	1.0975	1.1277	0.6724	10.7746	6.4248	78.4684	46.7905
23	17.0500	0.5128	9.5546	1.3281	1.0826	1.1148	0.6648	10.6516	6.3515	77.5470	46.2411
24	17.6500	0.5308	9.5546	1.3281	1.0676	1.1014	0.6567	10.5230	6.2748	76.5832	45.6664
25	18.2500	0.5489	9.5546	1.3281	1.0525	1.0873	0.6483	10.3884	6.1946	75.5754	45.0655
26	18.8500	0.5669	9.5546	1.3281	1.0372	1.0725	0.6396	10.2478	6.1107	74.5217	44.4372
27	19.4500	0.5850	9.5546	1.3281	1.0218	1.0572	0.6304	10.1007	6.0230	73.4201	43.7803

ตารางผนวกที่ ก2 (ต่อ)

Station	Lift Distribution								Section Force		
	Y2BWP	FY2BWP	CWPF	HWPF	FFALD	CLWSN	CLWSR	LDWSN	LDWSR	FWSN	FWSR
	m		m	m						kN	kN
28	20.0500	0.6030	9.5546	1.3281	1.0062	1.0411	0.6208	9.9470	5.9314	72.2679	43.0932
29	20.6500	0.6211	9.5546	1.3281	0.9905	1.0242	0.6107	9.7861	5.8354	71.0622	42.3742
30	21.2500	0.6391	9.5546	1.3281	0.9744	1.0066	0.6002	9.6177	5.7350	69.7996	41.6214
31	21.8500	0.6571	9.5546	1.3281	0.9579	0.9881	0.5892	9.4414	5.6299	68.4762	40.8322
32	22.4500	0.6752	9.5546	1.3281	0.9409	0.9688	0.5777	9.2564	5.5196	67.0873	40.0040
33	23.0500	0.6932	9.5546	1.3281	0.9230	0.9485	0.5656	9.0621	5.4037	65.6276	39.1336
34	23.6500	0.7113	9.5546	1.3281	0.9041	0.9271	0.5528	8.8578	5.2819	64.0909	38.2173
35	24.2500	0.7293	9.5546	1.3281	0.8839	0.9045	0.5394	8.6425	5.1535	62.4699	37.2507
36	24.8500	0.7474	9.5546	1.3281	0.8620	0.8807	0.5252	8.4152	5.0180	60.7561	36.2288
37	25.4500	0.7654	9.5546	1.3281	0.8380	0.8556	0.5102	8.1746	4.8745	58.9396	35.1456
38	26.0500	0.7835	9.5546	1.3281	0.8115	0.8288	0.4942	7.9192	4.7222	57.0082	33.9939
39	26.6500	0.8015	9.5546	1.3281	0.7819	0.8004	0.4773	7.6472	4.5600	54.9477	32.7652
40	27.2500	0.8195	9.5546	1.3281	0.7486	0.7699	0.4591	7.3565	4.3867	52.7404	31.4490

ตารางผนวกที่ ก2 (ต่อ)

Station	Lift Distribution								Section Force		
	Y2BWP	FY2BWP	CWPF	HWPF	FFALD	CLWSN	CLWSR	LDWSN	LDWSR	FWSN	FWSR
	m		m	m						kN	kN
41	27.8500	0.8376	9.5546	1.3281	0.7111	0.7373	0.4396	7.0445	4.2006	50.3643	30.0321
42	28.4500	0.8556	9.5546	1.3281	0.6685	0.7020	0.4186	6.7077	3.9998	47.7913	28.4979
43	29.0500	0.8737	9.5546	1.3281	0.6201	0.6638	0.3958	6.3419	3.7817	44.9845	26.8242
44	29.6500	0.8917	9.5546	1.3281	0.5650	0.6218	0.3708	5.9413	3.5428	41.8930	24.9807
45	30.2500	0.9098	9.5546	1.3281	0.5023	0.5754	0.3431	5.4978	3.2783	38.4423	22.9231
46	30.8500	0.9278	9.5546	1.3281	0.4309	0.5232	0.3120	4.9991	2.9809	34.5145	20.5809
47	31.4500	0.9459	9.5546	1.3281	0.3497	0.4632	0.2762	4.4253	2.6388	29.8957	17.8267
48	32.0500	0.9639	9.5546	1.3281	0.2575	0.3912	0.2333	3.7379	2.2289	24.0882	14.3637
49	32.6500	0.9820	9.5546	1.3281	0.1530	0.2972	0.1772	2.8395	1.6932	13.0275	7.7683
50	33.2500	1.0000	9.5546	1.3281	0.0348	0.0751	0.0448	0.7177	0.4280	0.0000	0.0000



ตัวอย่างปิกตรงมุมลู่ 0 องศา อัตราส่วนความเร็วปิก 0.3 วางกึ่งปิกแบบระยะระหว่างกึ่งปิกเท่ากัน

*Heading

** Job name: W-011S-50 Model name: Model-1

*Preprint, echo=NO, model=NO, history=NO, contact=NO

**

** PARTS

**

*Part, name=Part-1

*End Part

**

**

** ASSEMBLY

**

*Assembly, name=Assembly

**

*Instance, name=Part-1-1, part=Part-1

*Node

1,	1.60249698,	-0.19794479,	33.25
2,	1.60249698,	0.388563603,	33.25
3,	0.49999702,	0.0964046121,	33.25
4,	3.5868969,	0.330788612,	33.25
5,	3.5868969,	-0.037417192,	33.25
6,	4.90980005,	0.0498885997,	33.25

.....

.....

.....

31375, 14.99825, -0.0835445076, 0.649999976

31376, 14.99825, -0.112057731, 0.649999976

31377, 15.0485373, -0.0841663927, 0.487500072

31378, 15.0485373, -0.112778515, 0.487500072

31379, 15.0988245, -0.0847882852, 0.325000107

31380, 15.0988245, -0.113499306, 0.325000107

31381, 15.1491127, -0.0854101703, 0.162499934

31382, 15.1491127, -0.11422009, 0.162499934

*Element, type=S4R

1, 366, 367, 7332, 7320

2, 367, 368, 7331, 7332

3, 368, 369, 7330, 7331

4, 369, 370, 7329, 7330

5, 370, 371, 7328, 7329

6, 371, 372, 7327, 7328

7, 372, 373, 7326, 7327

8, 373, 374, 7325, 7326

9, 374, 375, 7324, 7325

10, 375, 376, 7323, 7324

11, 376, 377, 7322, 7323

12, 377, 378, 7321, 7322

13, 378, 1, 379, 7321

14, 379, 380, 7334, 7321

.....

.....

.....

34751, 31373, 31374, 31376, 31375

34752, 31374, 7109, 7108, 31376

34753, 7261, 31375, 31377, 7262

34754, 31375, 31376, 31378, 31377

34755, 31376, 7108, 7107, 31378

34756, 7262, 31377, 31379, 7263

34757, 31377, 31378, 31380, 31379

34758, 31378, 7107, 7106, 31380

34759, 7263, 31379, 31381, 7264

34760, 31379, 31380, 31382, 31381

34761, 31380, 7106, 7105, 31382

34762, 7264, 31381, 7319, 364

34763, 31381, 31382, 7318, 7319

34764, 31382, 7105, 359, 7318

*Nset, nset=Wire-2-Set-4

3, 10, 17, 28, 31, 42, 45, 56, 59, 70, 73, 84, 87, 98, 101, 112

115, 126, 129, 140, 143, 154, 157, 168, 171, 182, 185, 196, 199, 210, 213, 224

227, 238, 241, 252, 255, 266, 269, 280, 283, 294, 297, 308, 311, 322, 325, 336

339, 350, 353, 363, 6053, 6054, 6055, 6056, 6057, 6058, 6062, 6063, 6064, 6098, 6099, 6100

6104, 6105, 6106, 6140, 6141, 6142, 6146, 6147, 6148, 6182, 6183, 6184, 6188, 6189, 6190,
6224

6225, 6226, 6230, 6231, 6232, 6266, 6267, 6268, 6272, 6273, 6274, 6308, 6309, 6310, 6314,
6315

6316, 6350, 6351, 6352, 6356, 6357, 6358, 6392, 6393, 6394, 6398, 6399, 6400, 6434, 6435,
6436

.....

.....

.....

34664, 34665, 34666, 34667, 34668

34669, 34670, 34671, 34672, 34673, 34674, 34675, 34676, 34677, 34678, 34679, 34680, 34681,
34682, 34683, 34684

34685, 34686, 34687, 34688, 34689, 34690, 34691, 34692, 34693, 34694, 34695, 34696, 34697,
34698, 34699, 34700

34701, 34702, 34703, 34704

** Section: CompositeLayup-1-1

*Shell Section, elset=CompositeLayup-1-1, composite, section integration=GAUSS,

layup=CompositeLayup-1

0.00025, 3, graph/epoxy, 0., skin-1

0.00025, 3, graph/epoxy, 90., skin-2

0.00025, 3, graph/epoxy, 45., skin-3

0.00025, 3, graph/epoxy, -45., skin-4

0.00025, 3, graph/epoxy, -45., skin-5

0.00025, 3, graph/epoxy, 45., skin-6

0.00025, 3, graph/epoxy, 90., skin-7

0.00025, 3, graph/epoxy, 0., skin-8

*End Instance

**

*Nset, nset=_PickedSet95, internal, instance=Part-1-1

358, 359, 360, 361, 362, 363, 364, 7089, 7090, 7091, 7092, 7093, 7094, 7095, 7096, 7097
7098, 7099, 7100, 7101, 7102, 7103, 7104, 7146, 7147, 7148, 7149, 7150, 7151, 7152, 7153,
7154

7155, 7156, 7157, 7158, 7159, 7160, 7161, 7162, 7163, 7164, 7165, 7166, 7167, 7168, 7188,
7189

7209, 7210, 7211, 7212, 7213, 7214, 7215, 7216, 7217, 7218, 7219, 7220, 7221, 7244, 7245,
7265

7266, 7267, 7268, 7269, 7270, 7271, 7272, 7273, 7274, 7275, 7276, 7277, 7278, 7279, 7280,
7281

7282, 7283, 7284, 7285, 7286, 7287, 7288, 7289, 7290, 7291, 7292, 7293, 7294, 7295, 7296,
7297

7298, 7299, 7300, 7301, 7302, 7303, 7304, 7305, 7306, 7307, 7308, 7309, 7310, 7311, 7312,
7313

7314, 7315, 7316, 7317, 7318, 7319

*Elset, elset=_PickedSet95, internal, instance=Part-1-1

32220, 32221, 32222, 32223, 32224, 32225, 32226, 32227, 32228, 32229, 32230, 32231, 32232,
32233, 32234, 32235

32236, 32761, 32762, 32763, 32764, 32765, 32766, 32767, 32768, 32769, 32770, 32771, 32772,
32773, 32774, 32775

32776, 32777, 32778, 32779, 32780, 32781, 32782, 32783, 32784, 32842, 32843, 32844, 33111,
 33112, 33113, 33114
 33115, 33116, 33117, 33118, 33119, 33120, 33121, 33122, 33123, 33124, 33338, 33339, 33340,
 33676, 33677, 33678
 33679, 33680, 33681, 33682, 33683, 33684, 33685, 33686, 33687, 33688, 33689, 33690, 33691,
 33692, 34229, 34230
 34231, 34232, 34233, 34234, 34235, 34236, 34237, 34238, 34239, 34240, 34241, 34242, 34243,
 34244, 34245, 34246
 34247, 34248, 34249, 34250, 34251, 34252, 34634, 34635, 34636, 34637, 34638, 34639, 34640,
 34641, 34642, 34643
 34644, 34645, 34646, 34647, 34648, 34762, 34763, 34764
 *Nset, nset=_PickedSet96, internal, instance=Part-1-1
 351,
 *Nset, nset=_PickedSet97, internal, instance=Part-1-1
 348,

 *Nset, nset=_PickedSet143, internal, instance=Part-1-1
 26,
 *Nset, nset=_PickedSet144, internal, instance=Part-1-1
 15,
 *Nset, nset=_PickedSet145, internal, instance=Part-1-1
 8,
 *End Assembly
 **
 ** MATERIALS
 **
 *Material, name=Glass/Epoxy
 *Density

1785.,

*Elastic, type=LAMINA

3.86e+10, 8.27e+09, 0.26, 4.14e+09, 4.14e+09, 2.7e+09

*Material, name=graph/epoxy

*Density

1540.,

*Elastic, type=LAMINA

2.94e+11, 6.4e+09, 0.23, 4.9e+09, 4.9e+09, 2.45e+09

*Fail Stress

9.85e+08, 6.9e+08, 2.9e+07, 9.8e+07, 4.9e+07, 0., 1.

**

** BOUNDARY CONDITIONS

**

** Name: BC-1 Type: Symmetry/Antisymmetry/Encastre

*Boundary

_PickedSet95, ENCASTRE

** -----

**

** STEP: Step-1

**

*Step, name=Step-1

*Static

1., 1., 1e-05, 1.

**

** LOADS

**

** Name: Load-1 Type: Concentrated force

*Cload

_PickedSet96, 2, 51989.5

** Name: Load-2 Type: Concentrated force

*Cload

_PickedSet97, 2, 51826.3

** Name: Load-48 Type: Concentrated force

*Cload

_PickedSet143, 2, 15092.6

** Name: Load-49 Type: Concentrated force

*Cload

_PickedSet144, 2, 11810.1

** Name: Load-50 Type: Concentrated force

*Cload

_PickedSet145, 2, 5601.7

**

** OUTPUT REQUESTS

**

*Restart, write, frequency=0

**

** FIELD OUTPUT: F-Output-1

**

*Output, field, variable=PRESELECT

**

** HISTORY OUTPUT: H-Output-1

**

*Output, history, variable=PRESELECT

*End Step

ประวัติการศึกษา และการทำงาน

ชื่อ –นามสกุล	ธนิณี พิมพ์พันธ์
วัน เดือน ปี ที่เกิด	26 กุมภาพันธ์ 2528
สถานที่เกิด	ระยอง
ประวัติการศึกษา	วิทยาศาสตรบัณฑิต จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
ตำแหน่งหน้าที่การงานปัจจุบัน	-
สถานที่ทำงานปัจจุบัน	-
ผลงานดีเด่นและรางวัลทางวิชาการ	-
ทุนการศึกษาที่ได้รับ	-