

## บทที่ 4

### การออกแบบโครงสร้างปีกเครื่องบิน

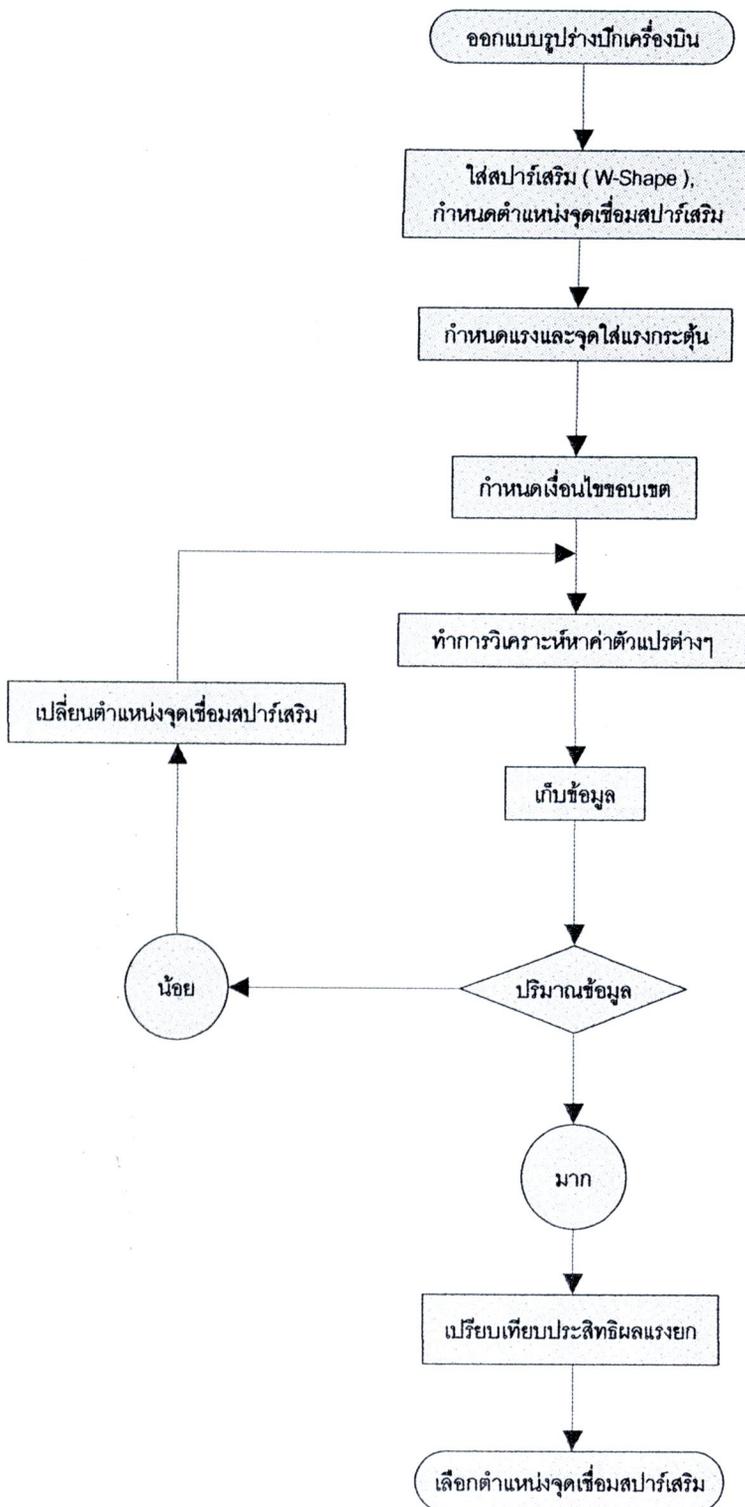
#### 4.1 บทนำ

การศึกษาการออกแบบโครงสร้างปีกเครื่องบินเปลี่ยนรูปได้ที่มีโครงสร้างภายในปีกเครื่องบินเป็นสปาร์แบบ W-Shape เมื่อมีแรงกระตุ้นกระทำที่จุดเชื่อมต่อของสปาร์เสริมบริเวณระยะกึ่งกลางช่วงกว้างปีก โดยมีวัตถุประสงค์เพื่อหาตำแหน่งที่เหมาะสมที่สุดของจุดเชื่อมต่อของสปาร์เสริมในบริเวณหน้าตัดปีกเครื่องบิน ระยะระหว่างสปาร์ตัวหน้าและสปาร์ตัวหลังซึ่งเป็นตำแหน่งใส่แรงกระตุ้นที่เป็นผลให้ประสิทธิผลแรงยกมีค่าสูงสุด โดยคำนึงถึงปรากฏการณ์แอโรอีลาสติกอันได้แก่ ความเร็วกระพือ, ความเร็วเบนออก และคำนึงถึงความแข็งแรงของโครงสร้างอันได้แก่ค่าความเค้นแบบ Von Mises และการโก่งเคาะ โดยวิธีการสร้างการทดลอง ซึ่งสามารถแสดงเป็นภาพสวยงามได้ดังภาพที่ 29 เมื่อได้ตำแหน่งดังกล่าวแล้ว ทำการปรับค่าแรงกระตุ้นเพื่อศึกษาการเปลี่ยนแปลงประสิทธิผลแรงยก, การเปลี่ยนแปลงรูปร่างหน้าตัดแพนอากาศ และการเปลี่ยนแปลงตำแหน่งแกนอีลาสติก ขั้นตอนการศึกษาสามารถทำได้โดยการศึกษาความแม่นยำของโปรแกรมซึ่งประกอบไปด้วยการปรับความละเอียดของโครงสร้างปีกเครื่องบิน (mesh refinement) และการทดสอบความถูกต้องของโปรแกรมที่พัฒนาขึ้นซึ่งประกอบด้วยขนาดอีเลเมนต์พานและ การศึกษาปรากฏการณ์แอโรอีลาสติกเนื่องจากการปรับมุมลู๊ป หลังจากนั้นจะศึกษาตำแหน่งจุดเชื่อมต่อของสปาร์เสริมเพื่อใส่แรงกระตุ้นซึ่งเป็นผลให้ประสิทธิผลแรงยกมีค่าสูงสุด โดยคำนึงถึงปรากฏการณ์แอโรอีลาสติกและความแข็งแรงของโครงสร้าง โดยวิธีการสร้างการทดลอง และสุดท้ายศึกษาผลจากการเปลี่ยนแปลงประสิทธิผลแรงยก, การเปลี่ยนแปลงรูปร่างหน้าตัดแพนอากาศและการเปลี่ยนแปลงตำแหน่งแกนอีลาสติกอันเป็นผลจากการเปลี่ยนแปลงขนาดของแรงกระตุ้น

#### 4.2 การออกแบบแบบจำลองปีกเครื่องบิน

ในส่วนของแบบจำลองปีกเครื่องบิน จะทำการสร้างโดยกำหนดรูปร่างแพนอากาศและลักษณะแปลนปีก หลังจากนั้นกำหนดโครงสร้างภายในปีกเครื่องบิน, โครงสร้างเสริมเพื่อรับแรงกระตุ้น, ผิวปีกเครื่องบิน และทำการสร้างแบบจำลองโดยใช้โปรแกรมคอมพิวเตอร์โดยวิธีไฟไนต์อีเลเมนต์ขึ้น

ในการศึกษาพฤติกรรม, รูปแบบการยืดหยุ่น และผลทางแอโรอีลาสติกของ โครงสร้างปีกเครื่องบินเมื่อใส่แรงกระตุ้นนั้น การออกแบบด้วยระเบียบวิธีไฟไนต์อีเลเมนต์ขั้นต้นจะใช้รูปร่างปีกเครื่องบินแบบกล่องสี่เหลี่ยม (box) เพื่อทดสอบความแม่นยำของ โปรแกรมที่พัฒนาขึ้น ซึ่งข้อมูลการออกแบบเบื้องต้นของปีกเครื่องบินแบบกล่องสี่เหลี่ยมอย่างง่ายแสดงในตารางที่ 1, 2 และ 3 และภาพที่ 30, 31 และ 32



ภาพที่ 29 แผนภาพลำดับการเลือกตำแหน่งจุดเชื่อมสปาร์เสริม

ตารางที่ 1 แสดงข้อมูลโครงสร้างปีกของการออกแบบปีกเครื่องบินที่มีหน้าตัดเพนอากาศแบบกล่องสี่เหลี่ยม

ลำดับ	รายละเอียดข้อมูล	ค่าที่ใช้ในการออกแบบ
1	เพนอากาศ	สี่เหลี่ยมผืนผ้า
2	ความยาวกึ่งกางปีก (m.)	1.5
3	ความยาวคอร์ดโคนปีก, RC (m)	0.6
4	ความยาวคอร์ดปลายปีก, TC (m)	0.6
5	ความสูงทั้งหมดของปีก (m)	0.04
6	มุมลู่อ้าง, $\Lambda$ (degree)	0
7	จำนวนริบ (ชั้น) ตำแหน่งริบ	1 ปลายปีก
8	จำนวนสปาร์หลัก (ชั้น) ตำแหน่งสปาร์หลักตัวหน้า (%C) ตำแหน่งสปาร์หลักตัวหลัง (%C)	2 20 80
9	จำนวนสปาร์เสริม (ชั้น) ตำแหน่งจุดเชื่อมระหว่างสปาร์เสริมที่หน้าตัดรับแรง - แกน X (%C) - แกน Z (%C)	2 0.5 0.0
10	ความหนาของริบและสปาร์ (m)	0.002
11	ความหนาของผิวปีกบนและล่าง (m)	0.001
12	วัสดุและคุณสมบัติของโครงสร้างปีก	อะลูมิเนียม $E = 70 \times 10^9 \text{ N/m}^2$ $\nu = 0.34$ $\rho = 2700 \text{ kg/m}^3$

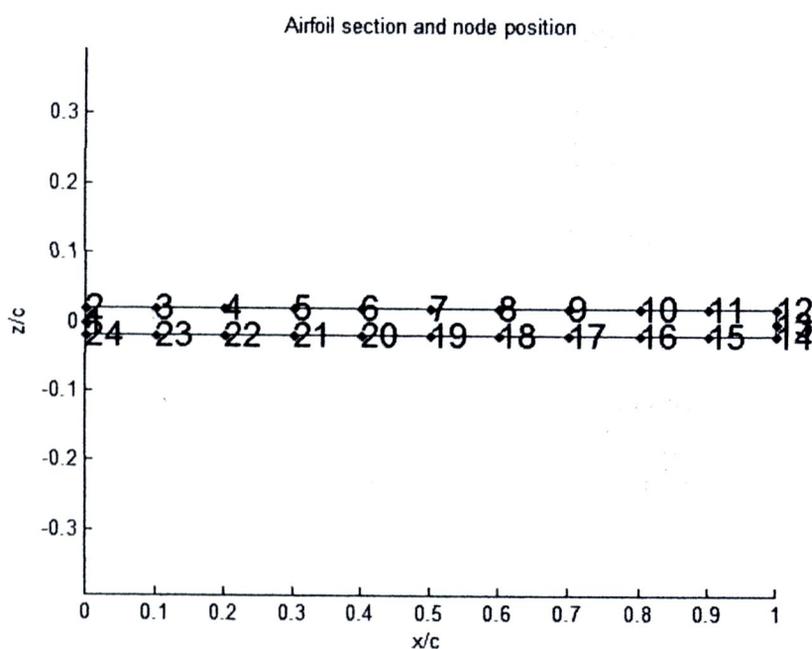


ตารางที่ 2 แสดงข้อมูลเงื่อนไขขอบเขตของการออกแบบปีกเครื่องบินที่มีหน้าตัดเพนอากาศแบบกล่องสี่เหลี่ยม

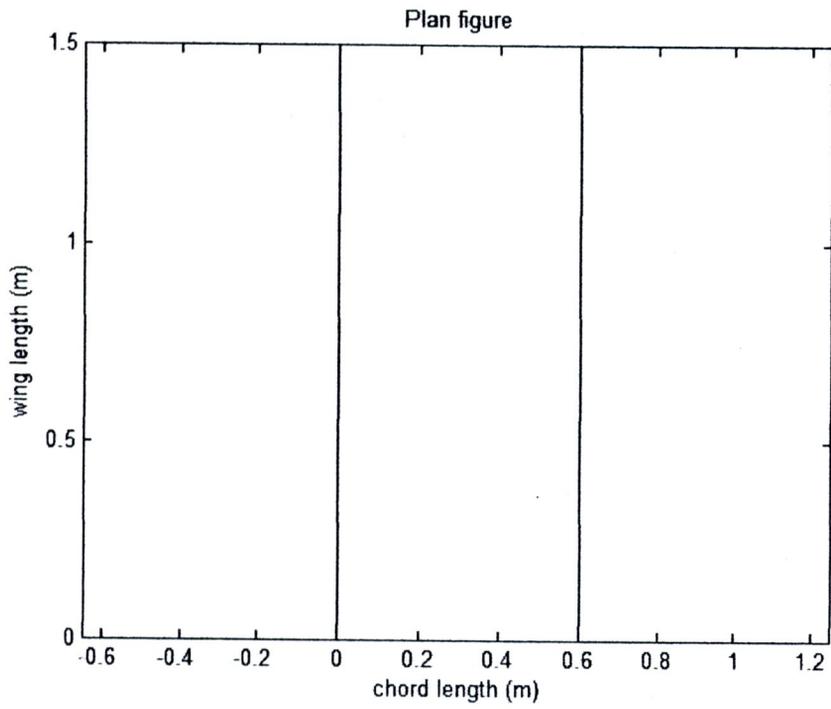
ลำดับ	รายละเอียดข้อมูล	ค่าที่ใช้ในการออกแบบ
1	โคนปีก	ขีดตติค, ไม่เคลื่อนที่
2	ความยาวกริดอีเลเมนต์ (m.)	0.25
3	ชนิดของอีเลเมนต์	SHELL 63
4	แรงกระตุ้น (N) ตำแหน่งแรงกระตุ้น	+50 (คิงขึ้น) บริเวณกึ่งกลางปีก (อยู่บนจุดเชื่อมต่อระหว่างสปาร์เสริม)

ตารางที่ 3 แสดงข้อมูลทางอากาศพลศาสตร์ของการออกแบบปีกเครื่องบินที่มีหน้าตัดเพนอากาศแบบกล่องสี่เหลี่ยม

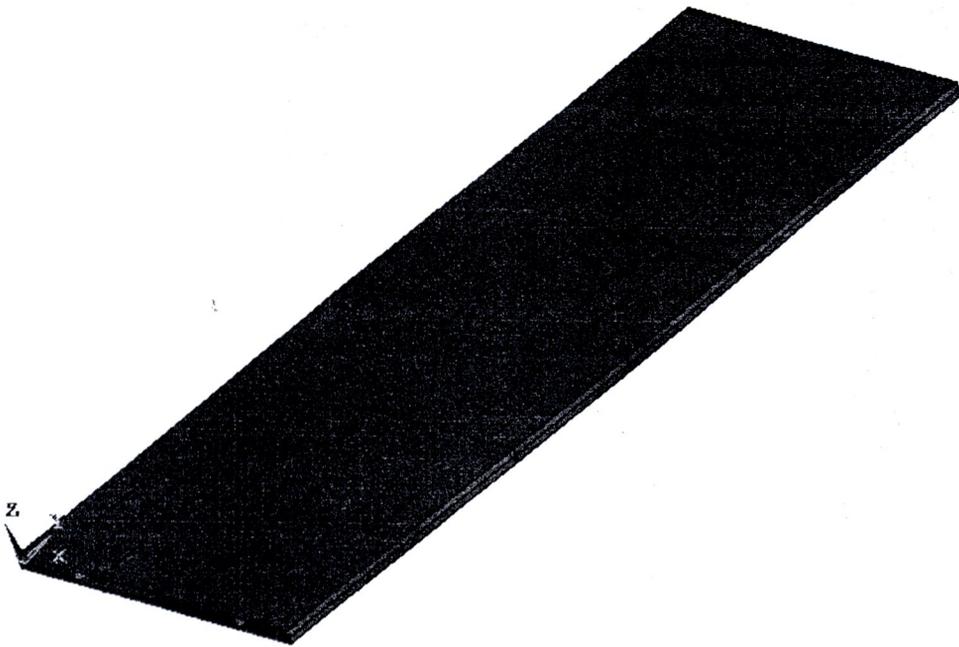
ลำดับ	รายละเอียดข้อมูล	ค่าที่ใช้ในการออกแบบ
1	ความหนาแน่นของอากาศ ( $\text{mg}/\text{m}^3$ )	1.2
2	ความเร็วกระแสอากาศอิสระ (m/s)	100
3	Step time (s)	0.01



ภาพที่ 30 แสดงลักษณะหน้าตัดเพนอากาศและการกำหนดจุดในการสร้างแบบจำลองเพนอากาศแบบกล่องสี่เหลี่ยม



ภาพที่ 31 แสดงลักษณะแปลนปีกแบบกล่องสี่เหลี่ยม



ภาพที่ 32 แสดงลักษณะปีกสามมิติแบบกล่องสี่เหลี่ยม

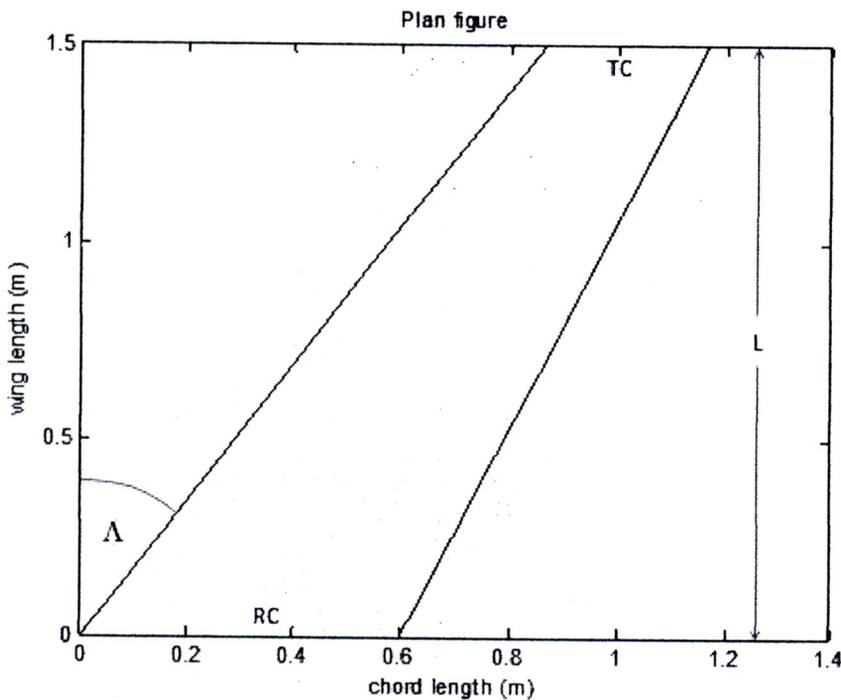
ในส่วนของการพิจารณาการออกแบบจะแบ่งได้สองส่วนได้แก่ ส่วนที่หนึ่งจะกำหนดขนาดของอีเลเมนต์ให้แตกต่างกันโดยจะทำการปรับให้อยู่ในช่วง 0.5 - 0.05 เมตร เพื่อพิจารณาค่าความถี่ธรรมชาติ (natural frequency) ใน 5 โหมดแรกซึ่งใช้ทดสอบความแม่นยำในการสร้างแบบจำลองไฟไนต์อีเลเมนต์ใน โปรแกรม ANSYS และทำการพิจารณาเลือกขนาดของอีเลเมนต์ที่ให้ค่าความแม่นยำของแบบจำลองไฟไนต์อีเลเมนต์ที่เหมาะสมต่อการออกแบบ และส่วนที่สอง ทำการปรับมุมหลัง โดยใช้มุมหลังเป็น 0, 10 และ 30 องศา เพื่อศึกษาปรากฏการณ์แอโรอีลาสติกของปีกเครื่องบินโดยพิจารณาค่าความเร็วกระพือและความเร็วเบนออกของแต่ละมุมหลังเพื่อพิจารณาความถูกต้องแม่นยำของโปรแกรมที่พัฒนาขึ้น

### 4.3 การออกแบบปีก

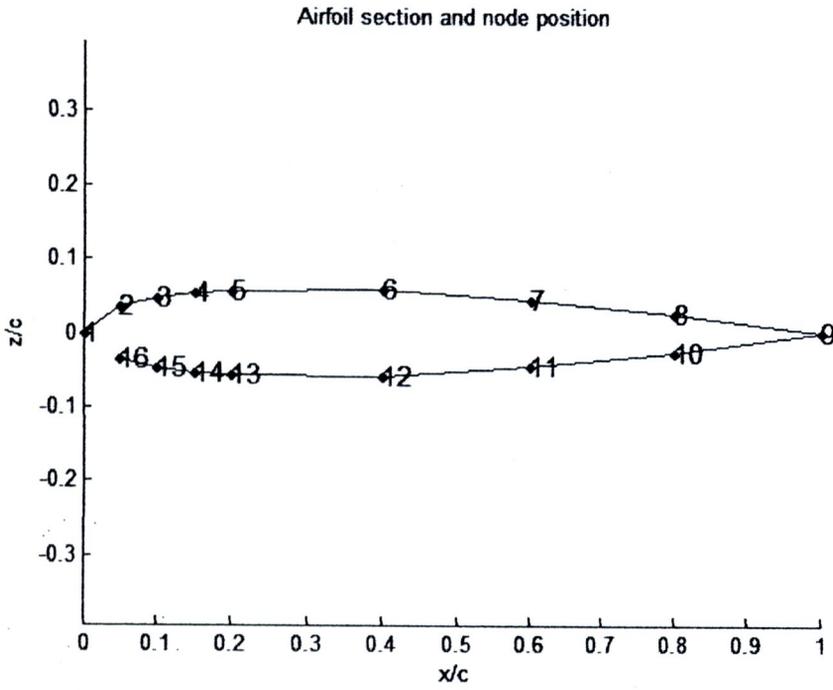
ตารางที่ 4 รายละเอียดในการออกแบบแบบจำลองปีกเครื่องบิน

ลำดับ	รายละเอียดข้อมูล	ค่าใช้ในการออกแบบ
1	รูปแบบแพนอากาศ	NACA0012
2	ความยาวกึ่งกางปีก, L(m)	1.5
3	ความยาวคอर्डโคนปีก, RC (m)	0.6
4	ความยาวคอर्डปลายปีก, TC (m)	0.3
5	มุมหลัง, $\Lambda$ (degree)	30
6	จำนวนริบ (ชิ้น)	1
	ตำแหน่งริบ	ปลายปีก
7	จำนวนสปาร์หลัก (ชิ้น)	2
	ตำแหน่งสปาร์หลักตัวหน้า (%C)	20
	ตำแหน่งสปาร์หลักตัวหลัง (%C)	80
8	จำนวนสปาร์เสริม (ชิ้น)	2
9	ความหนาของริบและสปาร์ (m)	0.002
	ความหนาของผิวปีกบนและล่าง (m)	0.001
10	วัสดุและคุณสมบัติของ โครงสร้างปีก	อะลูมิเนียม $E = 70 \times 10^9 \text{ N/m}^2$ $\nu = 0.34$ $\rho = 2700 \text{ kg/m}^3$

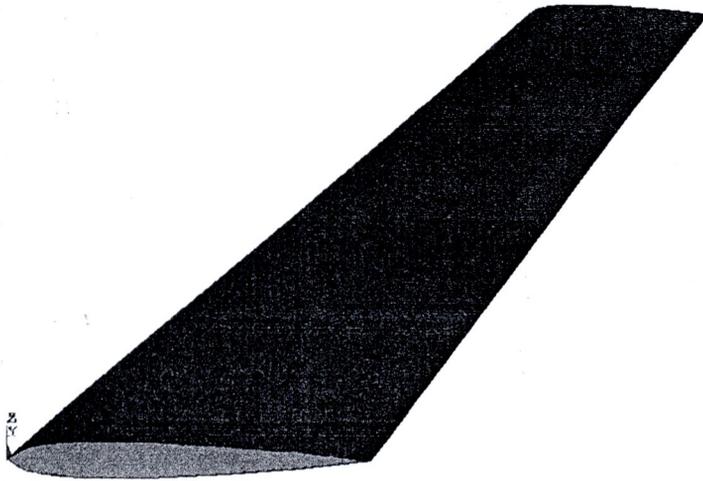
ในขั้นตอนนี้จะทำการเปลี่ยนรูปร่างของปีกเครื่องบิน โดยปรับเปลี่ยนจากรูปร่างปีกเครื่องบินที่มีลักษณะรูปสี่เหลี่ยมผืนผ้าเป็นแผนอากาศแบบ NACA0012 ซึ่งเป็นรูปร่างใกล้เคียงกับรูปร่างปีกจริง โดยรูปทรงแปลนปีกจะมีความยาวกึ่งกางปีก 1.5 เมตร ความยาวคอर्ड โคนปีก 0.6 เมตร ความยาวคอर्डปลายปีก 0.3 เมตร และมุมลู่อิงเมื่อวัดจากแนวตั้งฉากกับคอर्ड โคนปีก ไปจนถึงขอบชายหน้าปีกคือ 30 องศา ดังแสดงในภาพที่ 33 ลักษณะปีกจะไม่มีค่านุมยกและไม่มีการบิดของปีก รายละเอียดแสดงดังตารางที่ 4 ในการหาจุดที่ผิวปีกจะใช้สมการในหัวข้อ 3.2.4 ในบทที่ 3 โดยแบ่งแผนอากาศเป็นสองช่วงคือช่วงด้านหน้าปีกจะแบ่งจำนวนจุดมากเพื่อให้การสร้างแบบจำลองด้วยวิธีไฟไนต์อีเลเมนต์ใกล้เคียงกับแผนอากาศจริงซึ่งมีค่าความโค้งมาก และช่วงด้านหลังปีกจะแบ่งจำนวนจุดน้อยเนื่องจากส่วนโค้งบริเวณดังกล่าวมีค่าความโค้งน้อยดังภาพที่ 34



ภาพที่ 33 แสดงลักษณะแปลนปีก

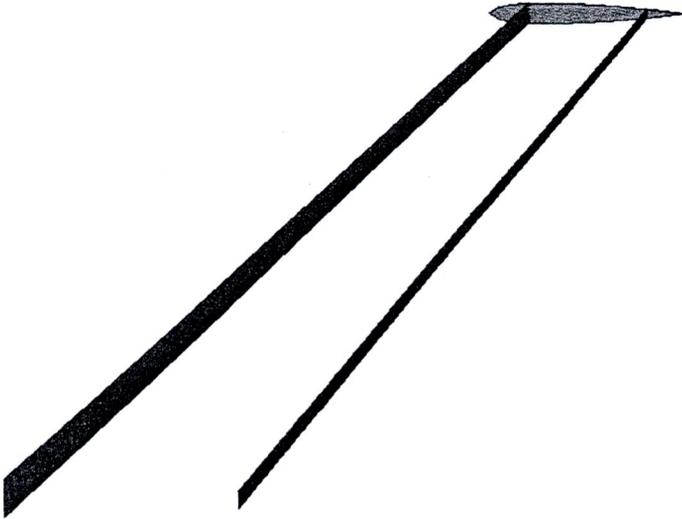


ภาพที่ 34 แสดงลักษณะหน้าตัดเพนอากาศและการกำหนดจุดในการสร้างแบบจำลอง

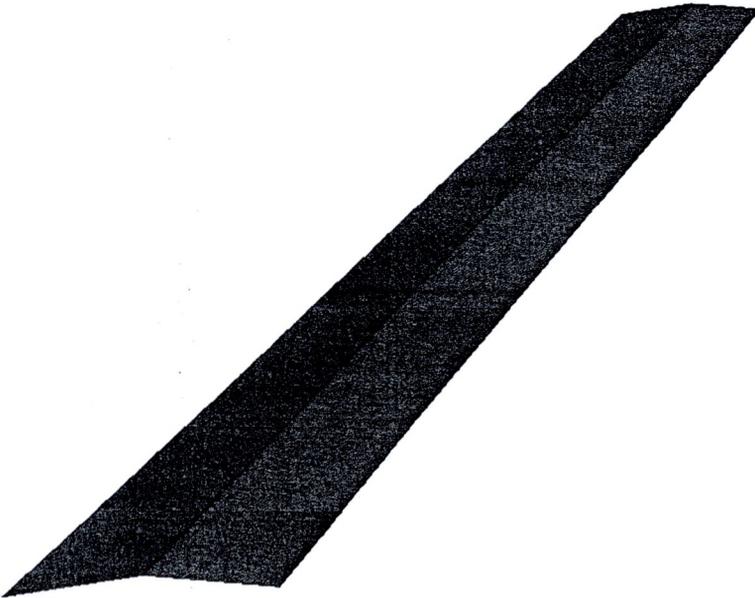


ภาพที่ 35 แสดงลักษณะปีกสามมิติ

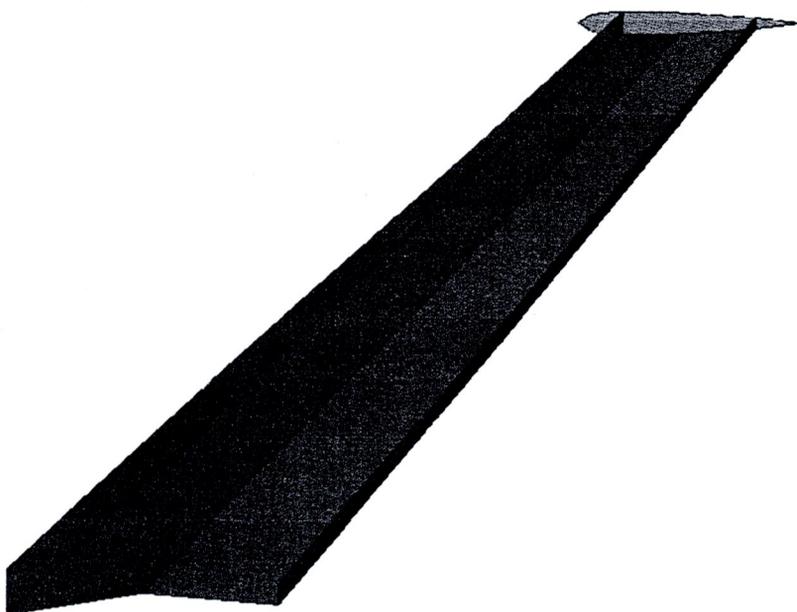
เมื่อกำหนดจุดและพิกัดต่างๆแล้วนำมาเขียนในโปรแกรมเพื่อสร้างรูปทรงของปีกเครื่องบินจะได้รูปทรงปีกเครื่องบินดังแสดงในภาพที่ 35



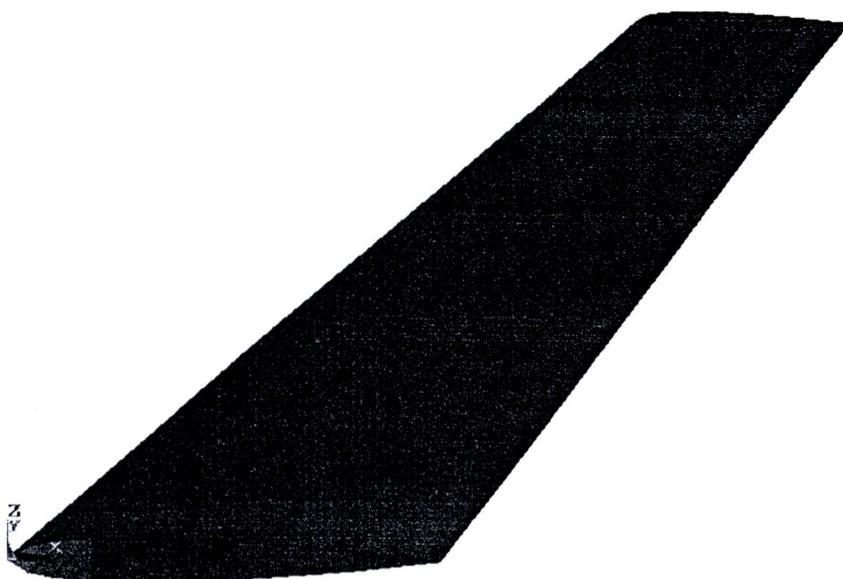
ภาพที่ 36 แสดงลักษณะ โครงสร้างหลักภายในของปีกเครื่องบิน



ภาพที่ 37 แสดงลักษณะ โครงสร้างสปาร์เสริมภายในของปีกเครื่องบิน



ภาพที่ 38 แสดงลักษณะ โครงสร้างประกอบภายในของปีกเครื่องบินทั้งหมด



ภาพที่ 39 แสดงลักษณะ โครงสร้างของปีกเครื่องบินทั้งหมด

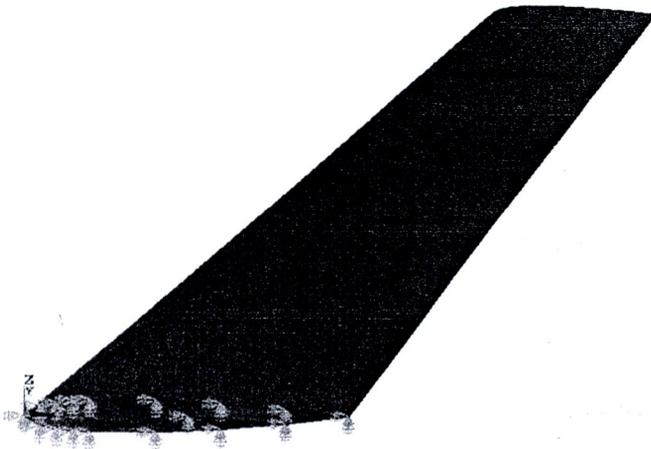
ในส่วนของ โครงสร้างภายใน กำหนดให้มีริบหนึ่งชิ้นที่ปลายปีก สาเหตุที่ไม่ใส่ริบตัวกลางเพราะเมื่อใส่แรงกระตุ้นจะทำให้การเปลี่ยนรูปร่างของปีกเครื่องบินมีผลมากขึ้น, มีสปาร์หลักสองชิ้น โดยสปาร์ตัวหน้าอยู่ที่ตำแหน่ง ร้อยละ 20 ของความยาวคอร์ดและสปาร์หลักตัวหลังอยู่ที่ตำแหน่งร้อยละ 80 ของความยาวคอร์ดวางตัวในแนวตั้ง

ตลอดความยาวของปีกเครื่องบิน ดังภาพที่ 36 และเพิ่มสปาร์เสริมสองชิ้นเพื่อทำหน้าที่รับแรงกระตุ้นให้ปีกเครื่องบินเปลี่ยนรูปร่างได้ โดยมีลักษณะดังภาพที่ 37 โดยขอบด้านยาวตามแนวยาวปีกของสปาร์เสริมจะติดกัน ส่วนขอบตามแนวขวางด้านตรงข้ามจะติดกับขอบด้านล่างของสปาร์ตัวหลัก โดยขอบด้านหน้าของสปาร์เสริมตัวหน้าจะติดกับขอบด้านล่างของสปาร์หลักตัวหน้าและขอบด้านหลังของสปาร์เสริมตัวหลังจะติดกับขอบด้านล่างของสปาร์หลักตัวหลัง และทับสปาร์เสริมขึ้น ให้จุดร่วมของสปาร์เสริมทั้งสองอยู่บริเวณกลางปีกเมื่อมองในระนาบเดียวกับแผนอากาศ ดังนั้นรูปร่างเมื่อมองสปาร์ทั้งสี่ตัวในระนาบเดียวกับแผนอากาศ จะพบว่ามีความเหมือนลักษณะกับ W-Shape ดังภาพที่ 38

เมื่อทำการสร้างโครงสร้างภายในแล้วจะทำการสร้างโครงสร้างผิวของปีกเครื่องบิน โดยใช้จุดที่กำหนดขึ้นจากภาพที่ 34 จะได้โครงสร้างผิวปีกเครื่องบินดังภาพที่ 39

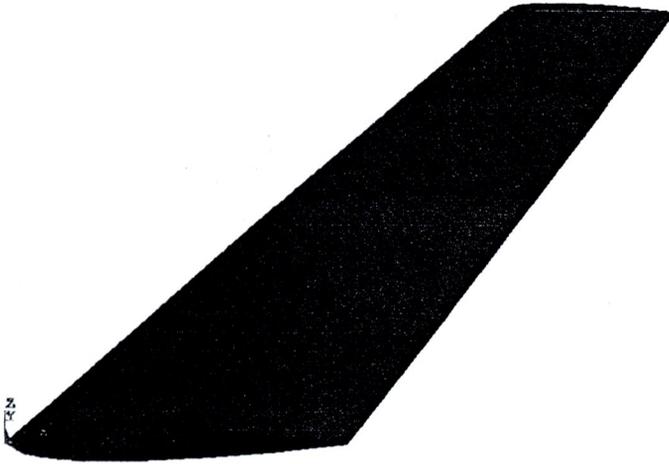
#### 4.4 การกำหนดเงื่อนไขขอบเขต

เมื่อทำการสร้างปีกเครื่องบินในโปรแกรม ANSYS แล้ว ทำการกำหนดค่าเงื่อนไขขอบเขตต่างๆ โดยกำหนดให้โคนปีกเครื่องบินถูกยึดเพื่อให้ไม่สามารถเคลื่อนที่ได้ ซึ่งเป็นการออกแบบให้เหมือนการออกแบบจริง ดังภาพที่ 40 และแบ่งกริดอีเลเมนต์ให้มีขนาดไม่เกิน 0.25 เมตร โดยใช้อีเลเมนต์ SHELL 63 นั่นคือแต่ละอีเลเมนต์มี 4 โหนด แต่ละโหนดมี 6 องศาอิสระ เพื่อจะได้เห็นลักษณะรูปแบบพฤติกรรมการยึดหยุ่นของโครงสร้างปีกเครื่องบินได้สมบูรณ์ ดังภาพที่ 41 และกำหนดจุดใส่แรงที่จุดเชื่อมต่อระหว่างสปาร์เสริมบริเวณกึ่งกลางปีก ซึ่งจะทำให้การเปลี่ยนรูปร่างของปีกเครื่องบินเป็นไปได้อย่างตลอดความยาวปีก ดังแสดงในภาพที่ 42

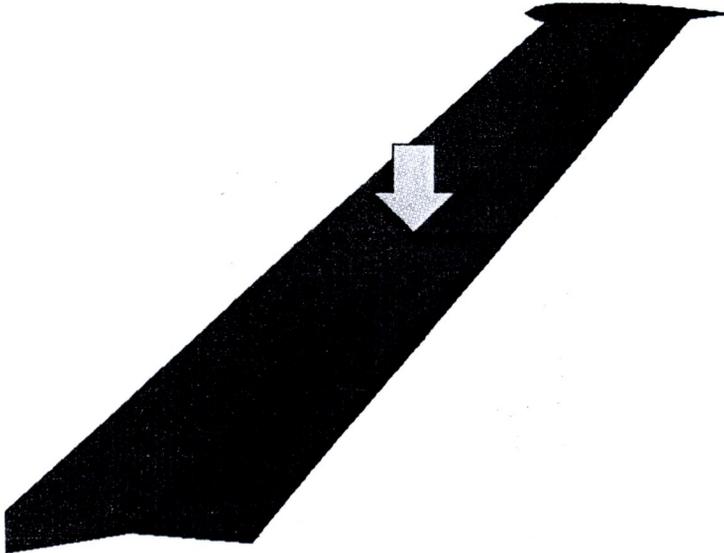


ภาพที่ 40 แสดงการยึด โคนปีกเครื่องบินให้ไม่สามารถเคลื่อนที่ได้





ภาพที่ 41 แสดงลักษณะการแบ่งอีเลเมนต์ของปีกเครื่องบิน



ภาพที่ 42 แสดงตำแหน่งการใส่แรงกระตุ้น

#### 4.5 การออกแบบทางอากาศพลศาสตร์

ในส่วนของการออกแบบทางอากาศพลศาสตร์ ทำการกำหนดจำนวนพานในแนว spanwise, chordwise และจำนวนพานของเวคในทิศทางกระแสไหลของอากาศตามขนาดของอากาศพลศาสตร์ ส่วนคุณสมบัติทางอากาศอื่นๆแสดงในตารางที่ 5

ตารางที่ 5 รายละเอียดในการออกแบบทางอากาศพลศาสตร์

ลำดับ	รายละเอียดข้อมูล	ค่าที่ใช้ในการออกแบบ
1	ความหนาแน่นของอากาศ ( $\text{mg}/\text{m}^3$ )	1.2
2	ความเร็วกระแสอากาศอิสระ (m/s)	100
3	Step time (s)	0.01
4	จำนวนพาดตามแนวคอร์ด	5
5	จำนวนพาดตามแนวสปาร์	8
6	จำนวนพาดแนวคอร์ดอิเล็กเมนต์	30

#### 4.5.1 การวิเคราะห์ความเร็วกระพือ

ในการวิเคราะห์การกระพือของปีกเครื่องบิน เป็นการวิเคราะห์การสั่นสะเทือนของโครงสร้างปีกเครื่องบินแบบพลวัต ซึ่งได้กล่าวไว้ในหัวข้อ 3.6.4 ของบทที่ 3 ได้ทำการพัฒนาโปรแกรมคอมพิวเตอร์เพื่อเก็บค่าข้อมูลตัวแปรต่างๆและนำมาทำการคำนวณหาค่าความเร็วกระพือโดยใช้สมการ (3.114)

#### 4.5.2 การวิเคราะห์ความเร็วเบนออก

ความเร็วเบนออก เป็นปรากฏการณ์ทางแอโรอัสติกของการสั่นสะเทือนแบบสถิต ดังที่ได้กล่าวไว้ในหัวข้อ 3.6.5.1 ในบทที่ 3, การพัฒนาโปรแกรมคอมพิวเตอร์หาค่าความเร็วเบนออกจะใช้สมการที่ (3.118)

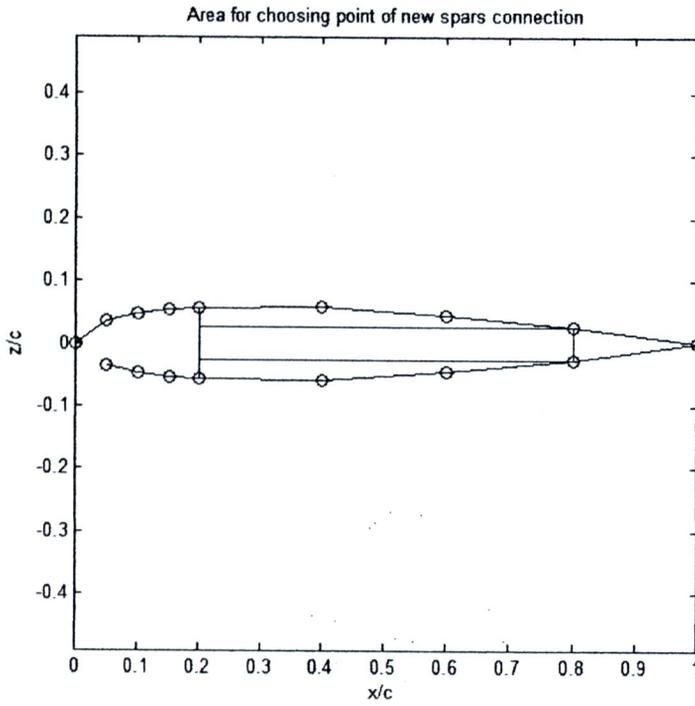
#### 4.5.3 การวิเคราะห์ค่าประสิทธิผลแรงยก

ค่าประสิทธิผลแรงยกที่ได้กล่าวไว้ในหัวข้อ 3.6.5.2 ในบทที่ 3 จะนำมาใช้ในการพัฒนาโปรแกรมคอมพิวเตอร์ ซึ่งเป็นค่าหลักที่ใช้ในการวิเคราะห์ผลการออกแบบปีกเครื่องบิน

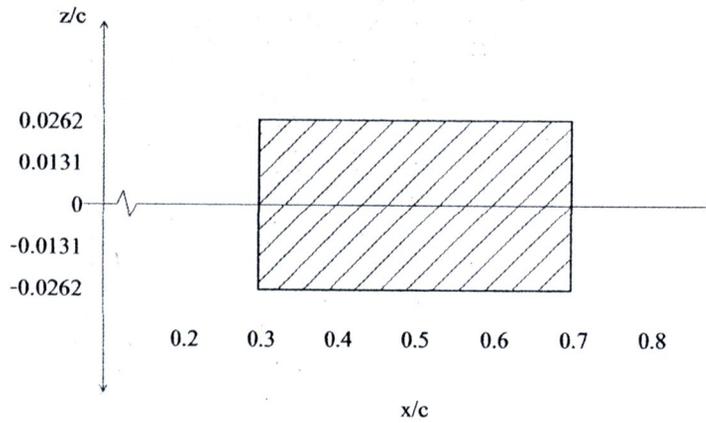
### 4.6 การออกแบบเพื่อวิเคราะห์ผล

#### 4.6.1 การหาตำแหน่งจุดเชื่อมต่อของสปาร์เสริมทั้งสองตัว

ในการออกแบบเพื่อหาตำแหน่งจุดเชื่อมต่อของสปาร์เสริมทั้งสองตัว เพื่อรับแรงกระตุ้นที่จะทำให้รูปร่างของปีกเครื่องบินเปลี่ยนแปลงไปนั้น เนื่องจากผลการออกแบบจะพิจารณาที่ค่าประสิทธิผลแรงยกเป็นหลัก โดยทำการกำหนดค่าแรงกระตุ้นที่ค่าใดค่าหนึ่งเพื่อหาตำแหน่งที่ให้ค่าประสิทธิผลแรงยกสูงสุด รายละเอียดมีดังต่อไปนี้

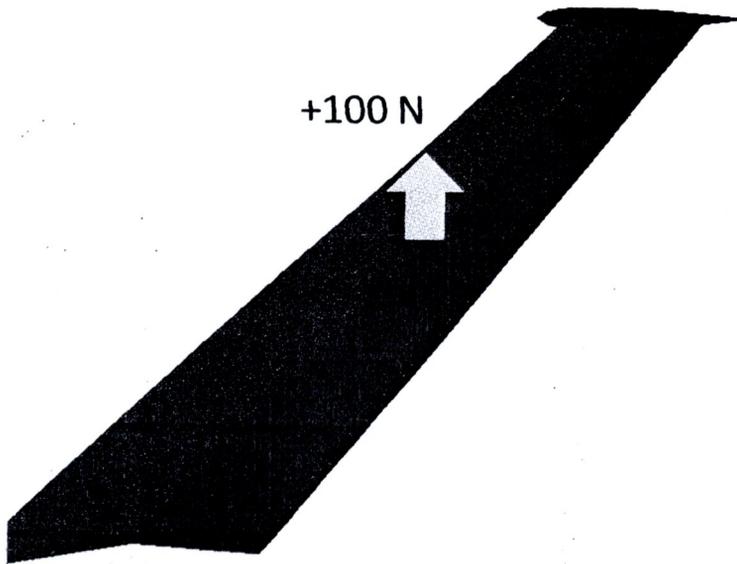


ภาพที่ 43 แสดงขอบเขตการเปลี่ยนตำแหน่งจุดร่วมของสปาร์เสริม



ภาพที่ 44 แสดงตำแหน่งจุดร่วมของสปาร์เสริมที่จะนำไปพิจารณาในการคำนวณ

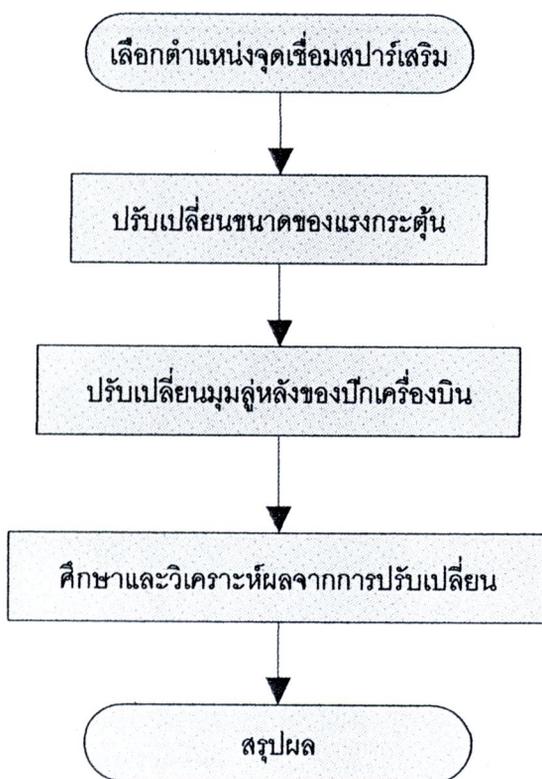
ณ หน้าตัดแพนอากาศในตำแหน่งจุดที่ใส่แรงกระตุ้นนั้น ทำการกำหนดพื้นที่ของการปรับเปลี่ยนตำแหน่งจุดเชื่อมต่อของสปาร์เสริมทั้งสองตัว โดยพื้นที่ดังกล่าวกำหนดให้เป็นรูปสี่เหลี่ยมผืนผ้า ดังแสดงในภาพที่ 43 ซึ่งเมื่อขยายพื้นที่สี่เหลี่ยมภายในปีกเครื่องบินของภาพที่ 43 จะได้พื้นที่ในการพิจารณาดังภาพที่ 44 และการปรับเปลี่ยนตำแหน่งจุดเชื่อมต่อจะต้องอยู่ภายในพื้นที่แรงของภาพที่ 44 นั่นคือ ความยาวของพื้นที่จากร้อยละ 30 ของความยาวคอร์ดจนถึงร้อยละ 70 ของความยาวคอร์ด และความสูงเท่ากับความสูงของสปาร์หลักด้านหลัง ในแบบจำลองปีกเครื่องบินนี้คือจากพิกัด  $-0.0262$  จนถึงพิกัด  $+0.0262$  และกำหนดแรงกระตุ้นในทิศทาง  $+100$  นิวตันคือการดึงจุดกระตุ้นขึ้น 100 นิวตัน ดังภาพที่ 45



ภาพที่ 45 แสดงลักษณะการใส่แรงกระตุ้น

เมื่อกำหนดค่าต่างๆ ในการพิจารณาผลการออกแบบแล้ว ทำการพัฒนาโปรแกรมหาค่าตัวแปรสำคัญต่างๆ ที่ใช้ในการเปรียบเทียบเพื่อหาตำแหน่งจุดเชื่อมต่อของสปาร์เสริมทั้งสองตัวที่ให้ค่าประสิทธิภาพแรงยกสูงสุด ซึ่งเป็นค่าที่สนใจในการออกแบบ

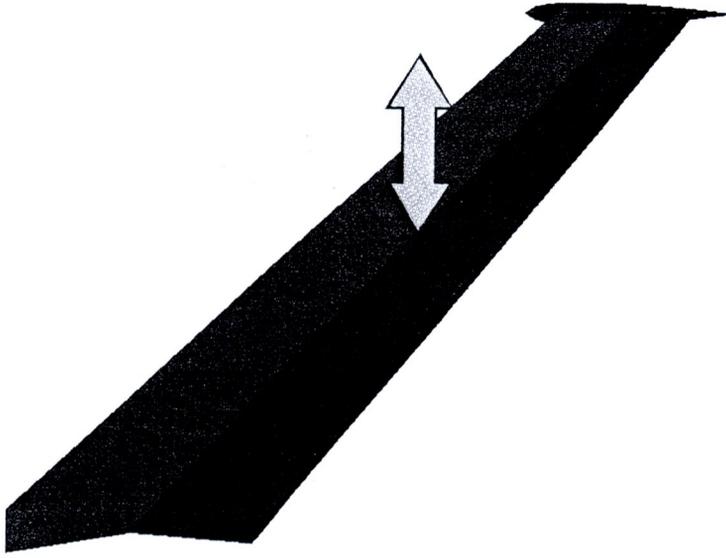
เมื่อหาตำแหน่งจุดเชื่อมต่อสปาร์เสริมได้แล้ว จะเป็นการศึกษาเพื่อวิเคราะห์ผลจากการปรับเปลี่ยนการออกแบบปีกเครื่องบินตามปัจจัยต่างๆ ของปีกเครื่องบิน ดังแสดงในภาพที่ 46 รายละเอียดมีดังต่อไปนี้



ภาพที่ 46 แผนภาพแสดงขั้นตอนการปรับเปลี่ยนปัจจัยต่างๆของปีกเครื่องบิน

#### 4.5.2 การปรับเปลี่ยนขนาดของแรงกระตุ้น

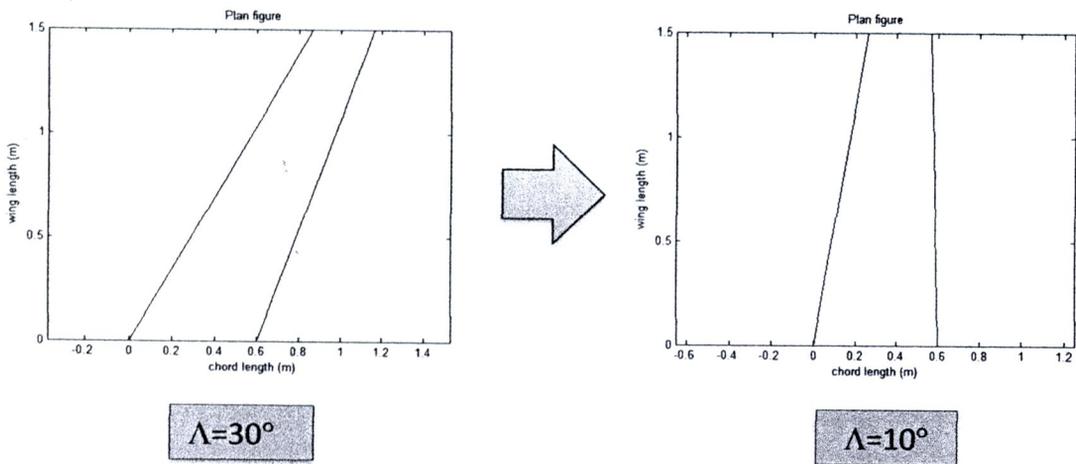
หลังจากทำการหาตำแหน่งของจุดเชื่อมต่อของสปริงเสริมทั้งสองตัวได้แล้ว จะทำการปรับเปลี่ยนขนาดของแรงกระตุ้นเพื่อศึกษาค่าตัวแปรที่เปลี่ยนแปลงไปและทำการวิเคราะห์ผลจากการออกแบบที่เกิดขึ้น โดยการปรับเปลี่ยนขนาดของแรงนั้นจะทำการปรับเปลี่ยนแรงที่ตำแหน่งเดิมและแนวแรงอยู่ในแนวตั้งฉากกับระนาบแปลนปีก ดังแสดงในภาพที่ 47 โดยขนาดแรงจะไม่เกินค่าแรง โกงเดาะเพื่อไม่ทำให้เกิดการเสียดสีรบกวนของปีกเครื่องบิน ซึ่งเป็นตัวแปรสำคัญที่ใช้ในการกำหนดการปรับเปลี่ยนขนาดของแรงกระตุ้น



ภาพที่ 47 แสดงแนวการปรับเปลี่ยนขนาดของแรงกระตุ้น

#### 4.5.3 การปรับเปลี่ยนมุมลู่อหลังของปีกเครื่องบิน

มุมลู่อหลังของปีกเครื่องบินเป็นอีกปัจจัยหนึ่งที่มีผลต่อตัวแปรที่พิจารณา จึงทำการปรับเปลี่ยนมุมลู่อหลังให้เปลี่ยนแปลงไป โดยทำการเปลี่ยนมุมจากมุมลู่อหลังขนาด 30 องศา เป็น 10 องศา ดังแสดงในภาพที่ 48 เพื่อศึกษาและวิเคราะห์ผลของตัวแปรต่างๆที่เกิดขึ้นตลอดจนการปรับเปลี่ยนขนาดของแรงกระตุ้นที่มุมลู่อหลังใหม่เพื่อทำการวิเคราะห์ข้อมูลและเปรียบเทียบข้อมูลในส่วนของปรับเปลี่ยนขนาดของแรงกับมุมลู่อหลังเดิม



ภาพที่ 48 แสดงการปรับเปลี่ยนมุมลู่อหลังของปีกเครื่องบิน