ใบรับรองวิทยานิพนธ์ บัณฑิตวิทยาลัย สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ เรื่อง การวิเคราะห์ปฏิสัมพันธ์ระหว่างความแข็งแรงของโครงสร้างไฟเบอร์และภาระทางด้าน อากาศพลศาสตร์บนปีกเครื่องบิน โดย นายพรรธนพ บุญชู **ได้รับอนุมัดิให้นับเป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหล**ักสูตร วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล \_\_\_\_\_ุคณบดีบัณฑิดวิทยาลัย (อาจารย์ ดร.มงคล หวังสถิตย์วงษ์) 26 มีนาคม 2550 คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์ (ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.บุญชัย วัจจะตรากุล) กรรมการ (ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.สายประสิทธิ์ เกิดนิยม) <u>โหล่วยศาสตราจารย์ ดร.ไพโรจน์</u> สิงหถนัดกิจ) <u> (ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.อริสรา ชัยกิดดิรัตนา)</u>

การวิเคราะห์ปฏิสัมพันธ์ระหว่างความแข็งแรงของโครงสร้างไฟเบอร์และภาระทางด้าน อากาศพลศาสตร์บนปีกเครื่องบิน

นายพรรธนพ บุญชู

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตร วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล บัณฑิตวิทยาลัย สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ ปีการศึกษา 2549 ลิขสิทธิ์ของสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ

ส์อ	:	นายพรรธนพ บุญชู
ชื่อวิทยานิพนธ์	:	การวิเคราะห์ปฏิสัมพันธ์ระหว่างความแข็งแรงของโครงสร้างไฟเบอร์
		และภาระทางด้านอากาศพลศาสตร์บนปีกเครื่องบิน
สาขาวิชา	:	วิศวกรรมเครื่องกล
		สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ
ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์	:	ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.บุญชัย  วัจจะตรากุล
		ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.สายประสิทธิ์ เกิดนิยม
ปีการศึกษา	:	2549

#### บทคัดย่อ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้มีวัตถุประสงค์ เพื่อศึกษาและวิเคราะห์ถึงความแข็งแรงของปีก เครื่องบินโดยพิจารณาที่ 2 ส่วนหลัก คือ การเลือกใช้วัสดุผสมที่มีผลต่อความความแข็งแรงของ โครงสร้างปีกเครื่องบิน เช่น ชนิดของไฟเบอร์และเรซิน การวางทิศทางและจำนวนชั้นของ และพิจารณาผลของปฏิสัมพันธ์ระหว่างโครงสร้างปีกเครื่องบินกับอากาศ ไฟเบอร์ เป็นต้น พลศาสตร์ โดยใช้ระเบียบวิธีไฟในต์อิลิเมนต์วิเคราะห์ความแข็งแรงและการเปลี่ยนแปลงรูปร่าง ของโครงสร้าง ซึ่งเกิดจากภาระที่คำนวณด้วยทฤษฏีพื้นผิวแรงยก (Lifting Surface Theory) นอกจากนั้นงานวิจัยนี้ยังศึกษาถึงผลของมุมปะทะอากาศ (Angle of Attack) มุมบิด (Twist Angle) และมุมลู่ปีก (Sweep Angle) ของปีกด้วย ทิศทางไฟเบอร์มีผลต่อความแข็งแรงของ โครงสร้างปีกเครื่องบินซึ่งการแอ่นตัวและการบิดตัวที่เกิดขึ้น จะส่งผลต่อการะทางอากาศ พลศาสตร์ ส่วนผลของวัสดุนั้นวัสดุชนิดกราไฟด์/อีพอกซี (Graphite/Epoxy) จะทำให้ปีกมีการ แอ่นตัวและบิดตัวน้อยกว่าวัสดุชนิดกลาส/อีพอกซี (Glass/Epoxy) การวางไฟเบอร์ในทิศทาง [0/90/(45/-45)₃]₅ทำให้ปีกที่รับภาระทางด้านอากาศพลศาสตร์มีความแข็งแรงที่สุด ผลของมุมบิด ของปีกจะช่วยลดการบิดตัวของปลายปีกเมื่อปะทะกับอากาศได้ และมุมบิดที่ปลายปีกเมื่อปีก ปะทะกับอากาศจะมีค่าตรงกันข้ามกับปีกที่มีและไม่มีมุมลู่ปีก

(วิทยานิพนธ์มีจำนวนทั้งสิ้น 199 หน้า)

คำสำคัญ : ปฏิสัมพันธ์, วิธีไฟในต์อิลิเมนต์, ทฤษฏิพื้นผิวแรงยก, อากาศพลศาสตร์

<u>\_</u>อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์

Name	:	Mr.Puntanop Boonchoo
Thesis Title	:	Interacting Investigation between Fiber Strength and Aerodynamics
		Load on Airplane Wing
Major Field	:	Mechanical Engineering
		King Mongkut's Institute of Technology North Bangkok
Thesis Advisors	:	Assistant Professor Boonchai Wajjatrakul
		Assistant Professor Saiprasit Koetniyom

Academic Year : 2006

#### Abstract

The objective of this research is to study and analyze the strength of aircraft wing in two areas. First, effect of composite material, such as fibers and resin types (Glass/Epoxy, Graphite/Epoxy) and fiber lay-up etc, Second, to consider effect of interaction between aerodynamic and wing structure using finite element method to analyze the strength and structure deformation due to load calculated by lifting surface theory. In addition this research is to study the effect of angle of attack, twist angle, sweep angle. Fiber orientation has strong effect to structure deformation and in turn, the aerodynamic load. Graphite/Epoxy wing is bent and twisted from aerodynamic load greater than Glass/Epoxy wing. The wing lay-up with fiber-resin in direction of  $[0/90/(45/-45)_3]_s$  provides the greatest stiffness. Wing twist also increases the stiffness of the structure. Sweep angle results in different direction of twist at the wingtip.

(Total 199 pages)

Keywords : Interacting, Finite Element, Lifting Surface, Aerodynamics

#### กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดีจากความช่วยเหลืออย่างดียิ่งจากหลาย ๆ ฝ่าย ขอขอบพระคุณอาจารย์ที่ปรึกษา ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. บุญชัย วัจจะตรากุล และ ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. สายประสิทธิ์ เกิดนิยม ผู้ให้คำแนะนำและข้อคิดเห็นต่างๆ รวมถึง แนวทางในการทำวิจัยมาโดยตลอด ทำให้งานวิจัยเป็นรูปร่างขึ้นมาจนสำเร็จเป็นรูปเล่ม ขอบพระคุณอาจารย์สอบวิทยานิพนธ์ทุกท่านที่เสียสละเวลามาเป็นกรรมการคุมสอบ เพื่อให้ วิทยานิพนธ์เล่มนี้เสร็จสมบูรณ์

ขอขอบคุณโครงการเพื่อพัฒนาอากาศยานไร้นักบิน (UAV) สำหรับข้อมูลที่ใช้ในการ วิเคราะห์

ขอขอบคุณภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลโดยเฉพาะห้องปฏิบัติการขึ้นรูปและทดสอบวัสดุที่ ให้ใช้สถานที่ในการวิจัย ขอบคุณเจ้าหน้าที่ประจำภาควิชาทุกท่านที่ช่วยอำนวยความสะดวกใน การทำการวิจัย ขอบคุณเจ้าหน้าที่ศูนย์วิจัยวิศวกรรมคำนวณขั้นสูง เจ้าหน้าที่โครงการ อากาศยานไร้นักบินทุก ๆ ท่าน ที่ให้ความช่วยเหลือด้านอุปกรณ์สำนักงานและให้กำลังใจด้วยดี เสมอมา

ขอบคุณเพื่อน ๆ ทุกคนที่ศึกษาและทำวิจัยด้วยกันมาตลอด ให้ความช่วยเหลือในทุกด้าน ตั้งแต่การศึกษาทฤษฎีจนถึงการทำวิทยานิพนธ์ ให้ข้อคิดเห็นและเสนอแนะเมื่อผู้วิจัยเกิดปัญหา รวมถึงให้กำลังใจจนงานวิจัยชิ้นนี้เสร็จสมบูรณ์

ท้ายนี้ผู้วิจัยใคร่ขอกราบขอบพระคุณบุพการีของผู้วิจัย ซึ่งสนับสนุนด้านการเงินและให้ กำลังใจด้วยดีแก่ผู้วิจัยเสมอมา ขอบคุณทุกท่านที่ไม่ได้กล่าวถึง ณ ที่นี้ ที่ให้ความช่วยเหลือและ ให้กำลังใจจนสำเร็จการศึกษา

พรรธนพ บุญชู

#### สารบัญ

			หน้า
บทคัดย่	อภาษ	าไทย	ป
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ		ନ	
กิตติกรร	ามประ	ากาศ	ঀ
สารบัญง	ตาราง		ช
สารบัญเ	กาพ		ม
คำอธิบา	เยสัญเ	ลักษณ์และคำย่อ	୭
บทที่ 1	บทน้	ว่า	1
	1.1	ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา	1
	1.2	งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง	2
	1.3	วัตถุประสงค์ของโครงการวิทยานิพนธ์	5
	1.4	ขอบเขตของการวิจัย	5
	1.5	วิธีการวิจัย	5
	1.6	ประโยชน์ของการวิจัย	6
บทที่ 2	ทฤษ	ฏ์ไฟไนต์อิลิเมนต์ในการวิเคราะห์โครงสร้างวัสดุผสม	7
	2.1	ทฤษฎีพื้นฐานเบื้องตันและขั้นตอนของระเบียบ	
		วิธีไฟไนต์อิลิเมนต์	7
	2.2	ทฤษฎีของอิลิเมนต์ชนิดแผ่นโค้ง (Shell Element)	14
	2.3	ทฤษฎีวัสดุผสม (Composite Material)	35
บทที่ 3	ขั้นต	อนการดำเนินงานวิจัยและกรณีศึกษา	43
	3.1	ขั้นตอนการวิเคราะห์	43
	3.2	การเปรียบเทียบการคำนวณของโปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์	45
	3.3	การวิเคราะห์ความแข็งแรงโครงสร้างปีกเครื่องบิน	46
บทที่ 4	การเ	ปรียบเทียบการคำนวณของโปรแกรมอาบาคัส (ABAQUS)	
	กับโร	ปรแกรมพาสเฟม (PASSFEM)	49
	4.1	ผลการคำนวณด้วยโปรแกรมพาสเฟมเปรียบเทียบกับผลการ	
		ทดลองของงานวิจัยอื่น	49
	4.2	โปรแกรมพาสเฟม	51
	4.3	พฤติกรรมการรับความดันของแผ่นบางที่ถูกยึดทั้ง 4 ด้าน	55
	4.4	พฤติกรรมการแอ่นของแผ่นบาง	65
	4.5	พฤติกรรมการแอ่นและการบิดของแผ่นบาง	71
	4.6	พฤติกรรมของแผ่นบางที่ประกอบกันเป็นกล่อง	75

### สารบัญ (ต่อ)

			หน้า
	4.7	พฤติกรรมของแผ่นบางที่มีหน้าตัดเป็นวงรี	78
	4.8	ผลจากจำนวนอิลิเมนต์	81
	4.9	สรุปท้ายบท	84
บทที่ 5	ผลก	ารวิเคราะห์ความแข็งแรงโครงสร้างปีกเครื่องบิน	85
	5.1	การสร้างโมเดลของโครงสร้างปีกเครื่องบิน	85
	5.2	การกำหนดคุณสมบัติของวัสดุผสม (Composite Material) และ	
		เงื่อนไขในการวิเคราะห์	87
	5.3	ภาระทางอากาศพลศาสตร์	90
	5.4	พฤติกรรมของปฏิสัมพันธ์ระหว่างภาระทางอากาศพลศาสตร์	
		และโครงสร้างปีกเครื่องบิน	98
	5.5	พฤติกรรมของปีกเนื่องจากทิศทางไฟเบอร์	104
	5.6	พฤติกรรมของปีกเนื่องจากมุมบิด (Twist Angle)	116
	5.7	พฤติกรรมของปีกเนื่องจากมุมปะทะอากาศ (Angle of Attack)	118
	5.8	พฤติกรรมของปีกเนื่องจากมุมลู่ปีก (Sweep Angle)	119
	5.9	พฤติกรรมของปีกเนื่องจากชนิดวัสดุ	143
บทที่ 6	สรุปเ	นลและข้อเสนอแนะ	145
	6.1	สรุปผลการวิจัย	145
	6.2	ข้อเสนอแนะ	147
เอกสาร	อ้างอิง		149
ภาคผน	วก ก	ขั้นตอนการทำงานของโปรแกรมย่อยพาสเฟม (PASSFEM)	151
ภาคผน	วก ข	ตัวอย่างไฟล์อินพุทของโปรแกรมพาสเฟม	169
ภาคผน	วก ค	ตัวอย่างการเขียนโปรแกรมย่อยยูอีแอล (UEL)	175
ภาคผน	วก ง	คุณสมบัติของวัสดุผสม	185
ภาคผน	วกจ	ตัวอย่างไฟล์อินพุทของโปรแกรมอาบาคัส	191
ประวัติผู้วิจัย			198

### สารบัญตาราง

ตารางที่		หน้า
3-1	การเปรียบเทียบกรณีการคำนวณของทั้งสองโปรแกรม	45
3-2	กรณีการวิเคราะห์เพื่อศึกษาผลจากมุมลู่ปีก มุมปะทะอากาศ มุมบิด	
	ที่ปลายปีกและทิศทางไฟเบอร์ของปีกเครื่องบิน	47
4-1	คุณสมบัติของวัสดุกลาส/อีพอกซีซึ่งเป็นชนิดออโทโทรปิคในความเค้น	
	ระนาบที่ใช้ในการวิเคราะห์	55
4-2	การเปรียบเทียบระยะการกระจัดมากที่สุดที่เกิด ณ ตำแหน่งกึ่งกลาง	
	แผ่นบางในภาพที่ 4-8 ของโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส	57
4-3	การเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ จุดต่อตำแหน่งต่างๆ ที่แสดงใน	
	ภาพที่ 4-10 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 0 องศาของโปรแกรมพาสเฟม	
	กับโปรแกรมอาบาคัส	59
4-4	การเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ จุดต่อที่ 43 และ 49ในภาพที่ 4-18	
	ของโปรแกรมภาษาพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส	67
5-1	เปรียบเทียบระยะกระจัด มุมบิดที่ปลายปีกและความเค้นสูงสุดเมื่อวาง	
	ไฟเบอร์ในทิศทางต่างๆ กัน	105
5-2	การแอ่นและบิดตัวของปีก (มองจากปลายปีกไปยังโคนปีก) ที่วาง	
	ทิศทางไฟเบอร์เป็น 0, 45 และ 90 องศาเมื่อมีเงื่อนไขต่างๆ กัน	106
5-3	การกระจายความเค้นชนิดวอนมิสซิส (von Mises Stress) เมื่อมี	
	เงื่อนไขต่างกัน	111
5-4	ผลจากการเปลี่ยนแปลงของปีกเมื่อรับภาระจากเงื่อนไขที่แตกต่างกัน	115
5-5	คุณสมบัติความแข็งแรงของวัสดุกลาส/อีพอกซี	124
5-6	ความเค้นสูงสุดของการวางไฟเบอร์ในทิศทางตามความยาวปีก (0 องศา)	
	เมื่อวัสดุมีความหนาแตกต่างกัน	125
5-7	ความเค้นสูงสุดของการวางไฟเบอร์ทำมุม 45 องศากับทิศทางตาม	
	ความยาวปีกเมื่อวัสดุมีความหนาแตกต่างกัน	125
5-8	ความเค้นสูงสุดของการวางไฟเบอร์ในทิศทางตั้งฉากกับความยาวปีก	
	(90 องศา) เมื่อวัสดุมีความหนาแตกต่างกัน	126
5-9	ความเค้นสูงสุดเมื่อวัสดุมีการวางไฟเบอร์ชนิดที่มีทิศทางเดียวกัน	
	ทั้งหมด 16 ชั้นในทิศทางแตกต่างกัน	126
5-10	ความเค้นสูงสุดเมื่อวัสดุมีการวางไฟเบอร์แบบถักในทิศทาง	
	0/90 & 45/-45 ที่ความหนารวมเท่ากับ 2 มิลลิเมตร	

### สารบัญตาราง (ต่อ)

ตารางที่		หน้า
	(8 ชั้นของการวางแบบถัก)	128
5-11	ความเค้นสูงสุดเมื่อวัสดุมีการวางไฟเบอร์แบบถักในทิศทาง	
	0/90 & 30/-60 ที่ความหนารวมเท่ากับ 2 มิลลิเมตร	
	(8 ชั้นของการวางแบบถัก)	128
5-12	ความเค้นสูงสุดเมื่อวัสดุมีการวางไฟเบอร์แบบถักในทิศทาง	
	0/90 & 60/-30 ที่ความหนารวมเท่ากับ 2 มิลลิเมตร	
	(8 ชั้นของการวางแบบถัก)	129
5-13	ความเค้นสูงสุดเมื่อวัสดุมีการวางไฟเบอร์แบบถักในทิศทาง	
	0/90 & 30/-60 & 45/-45 & 60/-30 ที่ความหนารวมเท่ากับ 2 มิลลิเมตร	
	(8 ชั้นของการวางแบบถัก)	129
5-14	การวางไฟเบอร์ในทิศทางต่างๆ กันของค่าในภาพที่ 5-38	131
5-15	ระยะกระจัดที่ปลายปีก ณ ตำแหน่ง 0.25 ของความยาวคอร์ดและมุมที่	
	ปลายปีก	138
5-16	เปรียบเทียบความเค้นต่างๆ ภายในปีกเครื่องบินเมื่อมุมลู่ปีกเป็น	
	0 และ 30 องศา	139
5-17	คุณสมบัติของวัสดุกลาส/อีพอกซี (Glass/Epoxy) และกราไฟต์/อีพอกซี	
	(Graphite/Epoxy) ความเค้นระนาบที่ใช้ในการวิเคราะห์	143

### สารบัญภาพ

ภาพที่		หน้า
1-1	ความแตกต่างของการแบ่งจุดต่อเพื่อการคำนวณ (ก) การวิเคราะห์	
	โครงสร้าง (ข) การวิเคราะห์การใหลของอากาศ	2
1-2	การทำงานของโปรแกรมทางพลศาสตร์ของไหลและโปรแกรม	
	การคำนวณทางโครงสร้างซึ่งเป็นวิธีที่นิยมใช้ในการศึกษาทางด้าน	
	แอโรอิลาสติก (Aeroelastic)	3
2-1	การแบ่งชิ้นงานออกเป็นอิลิเมนต์ย่อย	7
2-2	การแบ่งอิลิเมนต์ที่มีจำนวนต่างกันในโครงสร้างเดียวกัน	9
2-3	การวิเคราะห์การรับภาระของคาน	9
2-4	ผิดพลาดจากการคำนวณระยะการเสียรูปเมื่อใช้จำนวนอิลิเมนต์ต่างกัน	9
2-5	ความผิดพลาดจากการคำนวณค่าความเค้นเมื่อใช้จำนวนอิลิเมนต์	
	ต่างกัน	10
2-6	กราฟเปรียบเทียบระยะเวลาในการคำนวณเมื่อชนิดและจำนวนของ	
	อิลิเมนต์ด่างกัน	10
2-7	กราฟเปรียบเทียบค่าความผิดพลาดในการคำนวณเมื่อชนิดของ	
	อิลิเมนต์ด่างกัน	11
2-8	ท่อนโลหะรับแรงตามแนวแกน	11
2-9	อิลิเมนต์ชนิดแผ่นโค้ง 4 จุดต่อ	18
2-10	การหมุนรอบแกนย่อย (Local)	21
2-11	การหมุนของแกนแนวฉาก (Normal) เนื่องจากค่า $lpha_{2i}^{'},lpha_{1i}^{'}$	21
2-12	ความแข็งตึงการบิด (Torsional Stiffness)	22
2-13	ระบบแกนวัสดุทำมุมอยู่กับระบบแกนอ้างอิง	38
3-1	แผนผังขั้นตอนการวิเคราะห์	44
4-1	โครงสร้างที่ใช้ในการเปรียบเทียบผลการคำนวณและการทดลอง	50
4-2	โครงสร้างที่แบ่งอิลิเมนต์แล้ว	50
4-3	ระยะกระจัดในแนวดิ่งตลอดความยาว	50
4-4	ความเด้นแทนเจนเชียล (Tangential Stress) ที่ขอบบนของกึ่งกลาง	
	ของความยาว	51
4-5	ความเค้นแทนเจนเชียล (Tangential Stress) ที่ขอบล่างของกึ่งกลาง	51
	ของความยาว	
4-6	ขั้นตอนของโปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์พาสเฟม (PASSFEM)	53

ภาพที่		หน้า
4-7	เงื่อนไขขอบที่มีการยึดทั้ง 4 ด้านและมีความดันกระทำที่ผิวด้านบนของ	
	วัสดุแผ่นบางที่มี ความหนา 2 มิลลิเมตรโดยใช้โปรแกรมอาบาคัส	
	(ABAQUS)	56
4-8	ระยะการกระจัดในแนวแกน 3 คำนวณโดยโปรแกรมอาบาคัส	
	(ABAQUS)	56
4-9	กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัดมากที่สุดที่เกิด ณ ตำแหน่งกึ่งกลาง	
	แผ่นบางในภาพที่4-8 โดยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส	58
4-10	การกำหนดจุดต่อทั้ง 49 จุดโดยโปรแกรมอัลกอร์	59
4-11	กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ จุดต่อตำแหน่งต่างๆ ที่แสดงใน	
	ภาพที่ 4-10 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 0 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟม	
	กับโปรแกรมอาบาคัส	61
4-12	กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ จุดต่อตำแหน่งต่างๆ เมื่อทิศทาง	
	ไฟเบอร์เท่ากับ 45 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส	61
4-13	กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ จุดต่อตำแหน่งต่างๆ ที่แสดงใน	
	ภาพที่ 4-10 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 60 องศาโดย	
	โปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส	62
4-14	กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ จุดต่อตำแหน่งต่างๆ ที่แสดงใน	
	ภาพที่ 4-10 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 90 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟม	
	กับโปรแกรมอาบาคัส	62
4-15	เปรียบเทียบการคำนวณด้วยโปรแกรมไฟในต์อิลิเมนต์กับทฤษฎี	
	ที่ความดันต่างกัน	64
4-16	เปรียบเทียบการคำนวณด้วยโปรแกรมไฟในต์อิลิเมนต์กับทฤษฎีที่	
	จำนวนอิลิเมนต์ต่างกัน	65
4-17	การกำหนดเงื่อนไขขอบแบบจับยึดแน่นหนึ่งด้านและมีความดันกระทำ	
	ที่ผิวด้านบนของวัสดุแผ่นบางที่มีความหนา 2 มิลลิเมตรโดยใช้	
	โปรแกรมอาบาคัส	66
4-18	ระยะการกระจัดในแนวแกน 3 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 0 องศา	
	(ขนานกับแกน 1) คำนวณโดยโปรแกรมอาบาคัส	66
4-19	การกำหนดจุดต่อทั้ง 49 จุดโดยโปรแกรมอัลกอร์	69

กาพที่		หม้า
4-20	กราฟเปรียบแทียบระยะการกระจัด ณ ขอบ 2 ด้าน เมื่อทิศทางไฟเบอร์	11001
7 20	เท่ากับ 0 องศาโจยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส	69
4-21	กราฟเปรียบแทียบระยะการกระจัด ณ ขอบ 2 ด้าน ที่แสดงในกาพที่	00
721	4-19 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 30 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟบกับ	
	า เอ เพษาการการแบบของการกาย ออ องการกายงบระการแกรมสาวสาย	70
4-22	กราฟเปรียบแทียบระยะการกระจัด ณ ขอบ 2 ด้าน ที่แสดงในกาพที่	10
	4-19 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 45 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับ	
	โปรแกรมอาบาคัส	70
4-23	กราฟเปรียบแทียบระยะการกระจัด ณ ขอบ 2 ด้าน ที่แสดงในภาพที่	10
1 20	4-19 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 90 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับ	
	โปรแกรมอาบาคัส	71
4-24	เงื่อนไขขอบที่มีการยึดทั้ง 6 ระดับความเสรีเพียงด้านเดียวและมี	
	ความดันกระทำที่ผิวด้านบนของวัสดแผ่นบางที่มีความหนา	
	2 มิลลิเมตรโดยใช้โปรแกรมอาบาคัส	72
4-25	ระยะการกระจัดในแนวแกน 3 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 0 องศา	
	(ขนานกับแกน 1) คำนวณโดยโปรแกรมอาบาคัส	73
4-26	้ กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ ขอบ 2 ด้าน ที่แสดงในภาพที่	
	4-19 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 0 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับ	
	โปรแกรมอาบาคัส	73
4-27	กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ ขอบ 2 ด้าน ที่แสดงในภาพที่	
	4-19 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 30 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับ	
	โปรแกรมอาบาคัส	74
4-28	กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ ขอบ 2 ด้าน ที่แสดงในภาพที่	
	4-19 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 45 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับ	
	โปรแกรมอาบาคัส	74
4-29	กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ ขอบ 2 ด้าน ที่แสดงในภาพที่	
	4-19 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 90 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับ	
	โปรแกรมอาบาคัส	75
4-30	เงื่อนไขขอบที่มีความดันกระทำที่ผิวด้านบนของวัสดุแผ่นบางที่	
	ประกอบกันเป็นกล่องเปิดด้านหน้าและด้านหลังซึ่งแผ่นบางมีความหนา	

ภาพที่		หน้า
	2 มิลลิเมตรโดยใช้โปรแกรมอาบาคัส	76
4-31	ระยะการกระจัดในแนวแกน 2 คำนวณโดยโปรแกรมอาบาคัส	76
4-32	กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัดในแนวแกน 2 ของหน้าตัดเอ-เอ	
	(Section A-A) ที่แสดงในภาพที่ 4-31 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ	
	0 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส	77
4-33	กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัดในแนวแกน 2 ของหน้าตัดเอ-เอ	
	(Section A-A) ที่แสดงในภาพที่ 4-31 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ	
	45 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส	77
4-34	กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัดในแนวแกน 2 ของหน้าตัดเอ-เอ	
	(Section A-A) ที่แสดงในภาพที่ 4-31 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ	
	90 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส	78
4-35	เงื่อนไขขอบของโครงสร้างที่เป็นกล่องทรงกระบอกที่มีหน้าตัดเป็น	
	รูปวงรีของวัสดุแผ่นบางที่มีความหนา 2 มิลลิเมตรโดยใช้	
	โปรแกรมอาบาคัส	79
4-36	ระยะการกระจัดในแนวแกน 2 คำนวณโดยโปรแกรมอาบาคัส เมื่อ	
	ทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 90 องศาและตัวดูณมาตราส่วน (Scale Factor)	
	เท่ากับ 10.3	79
4-37	กราฟเปรียบเทียบระยะกระจัดของขอบบนในแนวแกน 2 ระหว่าง	
	โปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส	80
4-38	กราฟเปรียบเทียบระยะกระจัดของขอบล่างในแนวแกน 2 ระหว่าง	
	โปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส	80
4-39	เงื่อนไขขอบที่มีแรงกระทำที่ผิวด้านบนของวัสดุแผ่นบางที่ประกอบกัน	
	เป็นกล่องเปิดทั้งด้านหน้าและด้านหลังซึ่งแผ่นบางมีความหนา	
	2 มิลลิเมตรโดยใช้โปรแกรมอาบาคัส (ก) 40 อิลิเมนต์	
	(ข) 836 อิลิเมนต์	82
4-40	ค่าที่กำหนดเพื่อแบ่งอิลิเมนต์ในโปรแกรมอัลกอร์	82
4-41	เปรียบเทียบลักษณะการกระจัดในแนวดิ่ง (แกน 2) ของโครงสร้างที่มี	83
	40 และ836 อิลิเมนต์เมื่อวัสดุมีคุณสมบัติเป็นไอโซโทรปิค คำนวณโดย	
	โปรแกรมอาบาคัส (ก) 40 อิลิเมนต์ (ข) 836 อิลิเมนต์	

ภาพที่		หน้า
4-42	กราฟเปรียบเทียบลักษณะการกระจัดในแนวดิ่ง (แกน 2) ของโครงสร้าง	
	ที่มี 40 และ 836 อิลิเมนต์เมื่อวัสดุมีคุณสมบัติเป็นไอโซโทรปิค คำนวณ	
	โดยโปรแกรมอาบาคัส, พาสเฟม และอัลกอร์ (Algor)	83
5-1	(ก) โครงสร้างหลักที่ประกอบด้วยส่วนโครงปีกเครื่องบิน (Spars)	
	กับผิวปีก (Skins) (ข) และ (ค) โครงสร้างที่แบ่งอิลิเมนต์เป็น 9116	
	อิลิเมนต์ (ง) มุมปะทะอากาศและมุมบิดเท่ากับ +4 และ +2.5 ตามลำดับ	86
5-2	พิกัดของผิวปีกชนิด NACA 65415	87
5-3	(ก) เงื่อนไขขอบกระทำที่โคนปีก (ข) และ (ค) ภาระทางอากาศ	
	พลศาสตร์กระทำกับปีกตลอดความยาวปีก	89
5-4	การทำงานของโปรแกรมการคำนวณตามทฤษฏีพื้นผิวแรงยกและ	
	โปรแกรมอาบาคัสที่ใช้โปรแกรมย่อยยูอีแอลเป็นตัวเชื่อม	91
5-6	กราฟแสดงภาระที่กระทำกับผิวปีกที่ตำแหน่งต่างๆ จากโคนปีกไปยัง	
	ปลายปีก(ก) แรง (ข) โมเมนต์	94
5-7	กราฟแสดงภาระ (C <sub>LL</sub> .c/C <sub>L</sub> .cbar) ที่เกิดจากมุมปะทะอากาศที่ตำแหน่ง	
	ต่างๆ จากโคนปีกไปยังปลายปีก	95
5-8	กราฟแสดงภาระ (C <sub>LL</sub> .c/cbar) ที่เกิดจากแคมเบอร์ (Camber) เมื่อไม่	
	คิดผลจากมุมปะทะอากาศที่ตำแหน่งต่างๆ จากโคนปีกไปยังปลายปีก	96
5-9	กราฟแสดงภาระ (C <sub>mL</sub> .c/cbar)ที่เกิดจากแคมเบอร์ (Camber) เมื่อไม่คิด	
	ผลจากมุมปะทะอากาศที่ตำแหน่งต่างๆ จากโคนปีกไปยังปลายปีก	96
5-10	ค่า z/c ที่เปลี่ยนไปเมื่อมีการแอ่นตัวของปีกเครื่องบินที่ 1 ช่วงของ	
	ความยาวปีกจากทั้งหมด 20 ช่วง	97
5-11	กราฟแสดงภาระ (C <sub>LL</sub> .c/cbar) ที่เกิดจากการบิด (Twist) เมื่อไม่คิดผล	
	จากมุมปะทะอากาศที่ตำแหน่งต่างๆ จากโคนปีกไปยังปลายปีก	97
5-12	กราฟแสดงภาระ (C <sub>mL</sub> .c/cbar) ที่เกิดจากการบิด (Twist) เมื่อไม่คิดผล	
	จากมุมปะทะอากาศที่ตำแหน่งต่างๆ จากโคนปีกไปยังปลายปีก	98
5-13	ลักษณะการแอ่นและบิดตัวของปีก	99
5-14	ระยะกระจัดในแนวดิ่งของหน้าตัดที่ปลายปีกเนื่องจากภาระที่เปลี่ยนไป	
	ในแต่ละขั้นตอน	100
5-15	การลู่เข้าของปลายปีกเครื่องบินรุ่น F/A-18 Stabilator	100

ภาพที่		หน้า
5-16	กราฟแสดงระยะการกระจัดที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ดกับมุมบิด	
	ที่ปลายปีกในแต่ละขั้นตอนการคำนวณ	101
5-17	แสดงกราฟการลู่เข้าของปลายปีก Trailing Edge เครื่องบิน	
	รุ่น F/A-18 Stabilator	101
5-18	ค่าความเค้นชนิดวอนมิสซิส (von Mises Stress)	102
5-19	ค่าความเค้นชนิด S11 (Local 11 Direct Stress)	103
5-20	ค่าความเค้นชนิด S22 (Local 22 Direct Stress)	103
5-21	ค่าความเค้นชนิด S12 (Local 12 Shear Stress)	104
5-22	ทิศทางของแกนย่อยที่สัมพันธ์กับการกำหนดจุดต่อของ	
	วิธีไฟในต์อิลิเมนต์	104
5-23	การแอ่นและบิดตัวของปีก (มองจากปลายปีกไปยังโคนปีก) เมื่อทิศทาง	
	ไฟเบอร์เป็น (ก) 0 องศา (ข) 45 องศา และ (ค) 90 องศา	105
5-24	การกระจายความเค้นชนิดวอนมิสซิส (von Mises Stress) เมื่อทิศทาง	
	ไฟเบอร์เป็น 0, 45 และ 90 องศา	111
5-25	การแอ่นและบิดตัวของปีก (มองจากปลายปีกไปยังโคนปีก) เมื่อมุมบิด	
	ที่ปลายปีกเริ่มต้นเป็น (ก) 0 องศา และ (ข) -5	117
5-26	ความเค้นวอนมิสซิสเมื่อมุมบิดที่ปลายปีกเริ่มต้นเป็น (ก) 0 องศา	
	และ (ข) -5 องศา	117
5-27	การแอ่นและบิดตัวของปีก (มองจากปลายปีกไปยังโคนปีก) เมื่อมุม	
	ปะทะอากาศเป็น (ก) 4 องศา และ (ข) 14 องศา	118
5-28	ความเค้นวอนมิสซิสเมื่อมุมปะทะอากาศเป็น (ก) 4 องศา และ	
	(ข) 14 องศา	119
5-29	การแอ่นและบิดตัวของปีก (มองจากปลายปีกไปยังโคนปีก) เมื่อมุมลู่ปีก	
	เป็น (ก) 0 องศา และ (ข) 30 องศา	119
5-30	ปีกเครื่องบินที่มีมุมลู่ปีกเป็น (ก) 0 องศา (ข) 30 องศา	120
5-31	โมเมนต์ที่ต่างกัน (มองจากปลายปีกไปยังโคนปีก) เมื่อปีกมีมุมลู่ปีกเป็น	121
	(ก) 0 องศา (ข) 30 องศา	
5-32	การบิดตัวที่ปลายปีกของงานวิจัยอื่นเมื่อมุมลู่ปีกมีค่า 28.8 องศา	121
5-33	ผลการทดลองของเครื่องบินเอฟ16 ที่ภาระ 5 เท่าของแรงดึงดูดโลก	
	(ก) ระยะการแอ่นตัว (ข) การบิดตัวที่ปลายปีก (ค) การติดตั้ง	

ภาพที่		หน้า
	อุปกรณ์เอฟดีเอ็มเอส	122
5-34	ความเค้นวอนมิสซิสเมื่อมุมลู่ปีกเป็น (ก) 0 องศา และ (ข) 30 องศา	123
5-35	ไฟเบอร์แบบถัก	127
5-36	กราฟลอการิทึมของค่าความเค้นของการวางไฟเบอร์ในทิศทางต่างๆ	
	เมื่อความหนารวมเท่ากับ 2 มิลลิเมตรเทียบกับค่าที่ยอมรับได้	
	(Ultimate Strength)	130
5-37	แรงรวมที่กระทำที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ด	132
5-38	โมเมนต์รวมที่กระทำที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ด	133
5-39	กราฟแสดงค่าสัมประสิทธิ์การยก (C <sub>L</sub> ) รวมในขั้นตอนต่างๆ	133
5-40	แรงย่อยเนื่องจากมุมปะทะอากาศที่อยู่ในรูปของค่า (C <sub>LL</sub> .c/cbar)	
	ที่กระทำที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ด	134
5-41	แรงย่อยเนื่องจากรูปร่างของแคมเบอร์ (Camber) ที่อยู่ในรูปของค่า	
	(C <sub>LL</sub> .c/cbar) ที่กระทำที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ด	135
5-42	โมเมนต์ย่อยเนื่องจากรูปร่างของแคมเบอร์ (Camber) ที่อยู่ในรูปของค่า	
	(C <sub>mL</sub> .c/cbar) ที่กระทำที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ด	135
5-43	กราฟแสดงค่าสัมประสิทธิ์การยก (C <sub>L</sub> ) เนื่องจากรูปร่างของแคมเบอร์	
	(Camber) ในแต่ละขั้นตอน	136
5-44	แรงย่อยเนื่องจากการบิดของปลายปีกที่อยู่ในรูปของค่า (C <sub>LL</sub> .c/cbar) ที่	
	กระทำที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ด	136
5-45	โมเมนต์ย่อยเนื่องจากการบิดของปลายปีกที่อยู่ในรูปของค่า	
	(C <sub>mL</sub> .c/cbar) ที่กระทำที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ด	137
5-46	กราฟแสดงค่าสัมประสิทธิ์การยก (C <sub>L</sub> ) เนื่องจากการบิดของปลายปีกใน	
	แต่ละขั้นตอน	137
5-47	กราฟแสดงค่าระยะกระจัดและมุมบิดที่ปลายปีกในแต่ละขั้นตอนเมื่อ	
	มุมลู่ปีกเท่ากับ 0 และ 30 องศา	138
5-48	กราฟลอการิทึมของค่าความเค้นของปีกที่มีมุมลู่ปีกเป็น 0 และ 30 องศา	
	เมื่อความหนารวมเท่ากับ 3.5 มิลลิเมตรเทียบกับค่าที่ยอมรับได้	
	(Ultimate Strength)	139
5-49	การแอ่นและบิดตัวของปีก (มองจากปลายปีกไปยังโคนปีก) เมื่อวัสดุ	144
	เป็น (ก) กลาส/อีพอกซี และ (ข) กราไฟต์/อีพอกซี	

ภาพที่		หน้า
5-50	ความเค้นวอนมิสซิสเมื่อวัสดุเป็น (ก) กลาส/อีพอกซี และ	
	(ข) กราไฟต์/อีพอกซี	144

## คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ

สัญลักษณ์	ความหมาย
υ	อัตราส่วนปัวซอง
ε	ความเครียด
u	ระยะกระจัด
$\sigma$	ความเค้น
E	ค่าสัมประสิทธิ์การยืดหยุ่น (N/m <sup>2</sup> )
f	แรง
$\{d\}$	เมตริกซ์การกระจัด
$\{F\}$	เมตริกซ์รวมของแรงที่จุดต่อ
[K]	เมตริกซ์ความแข็งตึงรวมของระบบ
r <sub>i</sub>	ค่าพิกัดธรรมชาติของจุดต่อ i แกน r
S <sub>i</sub>	ค่าพิกัดธรรมชาติของจุดต่อ i แกน s
h <sub>i</sub>	ค่าความหนาที่จุดต่อ i
[M]	เมทริกซ์มวลของระบบ
α	แฟคเตอร์ของความถูกต้อง
[C]	เมตริกซ์คอนสทิทิวทีฟ
$\alpha_t$	สัมประสิทธิ์การบิด
G	สัมประสิทธิ์การเฉือน
н	ความหนา
[T]	เมตริกซ์การแปลงค่า

## บทที่ 1 บทนำ

#### 1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

เครื่องบินลำแรกของโลกถูกคิดคันเมื่อกว่า 100 ปีมาแล้ว (ค.ศ.1903) ในช่วงระยะเวลา กว่า 100 ปีนี้มีเครื่องบินอีกหลายชนิดที่สามารถบินอยู่ได้ในอากาศเหมือนอย่างเครื่องบินลำแรก แต่หากเปรียบเทียบถึงประสิทธิภาพเครื่องบินลำแรกกับเครื่องบินลำล่าสุดที่ถูกคิดคันขึ้นแล้วจะ พบว่าแตกต่างกันอย่างมาก เนื่องมาจากเทคโนโลยีหลายๆ ด้านมีความก้าวหน้าไปมาก รวมทั้ง เทคนิคในการออกแบบก็ได้ใช้คอมพิวเตอร์มาช่วยในการคำนวณ เพื่อจะหาค่าที่ดีที่สุดตาม เงื่อนไขต่างๆ

ระเบียบวิธีไฟไนต์อิลิเมนต์เป็นองค์ความรู้หนึ่ง ที่ถูกพัฒนามาใช้กับคอมพิวเตอร์เพื่อช่วย คำนวณพฤติกรรมเชิงกลของวัสดุ ซึ่งสามารถคำนวณความแข็งแรงของโครงสร้างเครื่องบินได้ ผู้ออกแบบสามารถสร้างโครงสร้างที่มีน้ำหนักเบาที่สุดที่จะรับภาระตามที่กำหนดได้ โดยใช้วิธี ไฟไนต์อิลิเมนต์เป็นเครื่องมือในการคำนวณ

โดยทั่วไปการคำนวณวิธีไฟไนต์อิลิเมนต์ทางกลศาสตร์ จะพิจารณาเฉพาะพฤติกรรมทาง กลของวัสดุ โดยดูการเปลี่ยนแปลงรูปร่างของโครงสร้างที่เกิดขึ้นจากการรับภาระ ซึ่งระยะการ เคลื่อนที่ของจุดต่อ (Node) ที่เกิดจากการแบ่งอิลิเมนต์ตลอดโครงสร้างเป็นผลลัพธ์ขั้นต้นที่ได้ จากการคำนวณด้วยวิธีไฟไนต์อิลิเมนต์ ซึ่งถูกใช้ในการคำนวณค่าความเครียดและความเค้น ต่อไป ส่วนการคำนวณทางอากาศพลศาสตร์ จะพิจารณาถึงพฤติกรรมการไหลของอากาศผ่าน โครงสร้างที่ถูกกำหนดให้อยู่ในสถานะวัตถุแข็งเกร็ง ไม่มีการยืดหยุ่น โดยพฤติกรรมพิจารณาที่ ้ลักษณะของความดันและความเร็วของอากาศในจุดที่สนใจ แต่การวิเคราะห์ปีกเครื่องบิน แตกต่างจากโครงสร้างอื่นๆ ที่ไม่สามารถวิเคราะห์โดยวิธีใดวิธีหนึ่งที่กล่าวมาข้างต้น เนื่องจากมี พฤติกรรมของทั้งสองวิธี มีพฤติกรรมทางกลของวัสดุที่โครงสร้างปีกและมีพฤติกรรม คือ การไหลของอากาศจากภาระที่มากระทำกับผิวปีก นอกจากนั้นพฤติกรรมทั้งสองยังมีปฏิสัมพันธ์ ต่อกัน คือ เมื่อปีกรับภาระทางด้านอากาศพลศาสตร์จะทำให้รูปร่างของปีกเปลี่ยนแปลงไป ซึ่ง รูปร่างที่เปลี่ยนแปลงไปนั้น จะส่งผลไปถึงภาระที่กระทำกับปีกให้มีค่าเปลี่ยนแปลงไปด้วย เพื่อให้การคำนวณมีความถูกต้อง จึงต้องวิเคราะห์ปีกเครื่องบินโดยคำนึงถึงปฏิสัมพันธ์กับภาระ ทางอากาศพลศาสตร์ด้วย



(ก)

#### **ภาพที่ 1-1** ความแตกต่างของการแบ่งจุดต่อเพื่อการคำนวณ (ก) การวิเคราะห์โครงสร้าง (ข) การวิเคราะห์การไหลของอากาศ

(ป)

ภาพที่ 1-1 แสดงบริเวณของจุดต่อและอิลิเมนต์แสดงให้เห็นถึงบริเวณที่มีการคำนวณ โดยบริเวณที่มีการคำนวณในภาพที่ 1-1 (ก) เป็นบริเวณโครงสร้างปีกเครื่องบินซึ่งถูกคำนวณ ้ด้วยวิธีไฟไนต์อิลิเมนต์ และบริเวณที่มีการคำนวณในภาพที่ 1-1 (ข) เป็นบริเวณภายนอกปีก เครื่องบินซึ่งถูกคำนวณด้วยวิธีไฟไนต์โวลุ่ม (Finite Volume) หรือไฟไนต์ดิฟเฟเรนซ์ (Finite Difference) ปัจจุบันนี้ยังไม่มีโปรแกรมที่สามารถคำนวณทั้งสองวิธีร่วมกันได้ทันที แต่สามารถ ประยุกต์ได้โดยใช้ตัวประสาน (Interface) มาเชื่อมต่อระหว่างโปรแกรมทั้งสอง ซึ่งมีผู้วิจัยหลาย ท่านใช้เทคนิคนี้ในการวิเคราะห์ปฏิสัมพันธ์ระหว่างโครงสร้างปีกเครื่องบิน กับภาระทางด้าน อากาศพลศาสตร์ ปัญหาของเทคนิคนี้คือ การคำนวณทั้งสองวิธีใช้เวลาในการคำนวณและ ทรัพยากรของเครื่องคอมพิวเตอร์มาก จึงจะได้ผลการคำนวณที่มีความถูกต้องสูงโดยเฉพาะการ ้คำนวณทางอากาศพลศาสตร์ ซึ่งไม่สะดวกที่จะใช้ในการวิเคราะห์ในวิทยานิพนธ์นี้ ที่ต้องการ ์ศึกษาการออกแบบปีกเครื่องบินขั้นต้น ซึ่งต้องการความรวดเร็วและความแม่นยำพอสมควรใน ดังนั้นผู้วิจัยจึงใช้โปรแกรมที่คำนวณภายใต้หลักการของทฤษฏีพื้นผิวแรงยก การวิเคราะห์ (Lifting Surface Theory) มาคำนวณภาระแทนโปรแกรมการคำนวณเชิงตัวเลขทางพลศาสตร์ ของไหล (CFD)

#### 1.2 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

Manoj [1] วิเคราะห์ปฏิสัมพันธ์ระหว่างปีกเครื่องบินกับภาระทางอากาศพลศาสตร์ โดยใช้ เทคนิคในการคำนวณด้วยโปรแกรม 2 โปรแกรม คือโปรแกรมทางด้านพลศาสตร์ของไหลและ โปรแกรมทางการวิเคราะห์โครงสร้าง มาวิเคราะห์ปีกเครื่องบินรบรุ่น F/A-18 Stabilator ร่วมกับ ปีกที่ออกแบบมาเพื่อการวิจัยที่มีมุมลู่ปีกที่ลีดดิ้งเอดจ์ (Leading Edge) เท่ากับ 28.8 องศา การ วิเคราะห์จะเน้นศึกษาลักษณะการเปลี่ยนรูปร่างของปีกเป็นหลัก นอกจากนั้นการวิเคราะห์จะ พิจารณาว่าโครงสร้างปีกที่ออกแบบมาเพื่อการวิจัยเป็นวัสดุผสม แต่โปรแกรมในการคำนวณไม่ สามารถคำนวณวัสดุชนิดนี้ได้ ผู้วิจัยใช้วิธีแปลงค่าคุณสมบัติมาอยู่ในรูปของวัสดุชนิดที่มี คุณสมบัติเท่ากันทุกทิศทาง (Isotropic) แทน การเชื่อมโยงของโปรแกรมการคำนวณเชิงตัวเลข ทางพลศาสตร์ของไหล (CFD) กับโปรแกรมการคำนวณเชิงตัวเลขทางพลศาสตร์ของแข็ง (CSD) แสดงดังภาพที่ 1-2



**ภาพที่ 1-2** การทำงานของโปรแกรมทางพลศาสตร์ของไหลและโปรแกรมการคำนวณ ทางโครงสร้างซึ่งเป็นวิธีที่นิยมใช้ในการศึกษาทางด้านแอโรอิลาสติก (Aeroelastic)

การทำงานร่วมกันของเครื่องมือทางด้านการคำนวณเชิงตัวเลขทางพลศาสตร์ของไหล (CFD) และการวิเคราะห์โครงสร้าง ที่มีความแม่นยำสูงที่จะแก้ปัญหาทางด้านการยืดหยุ่นของ เครื่องบินเพิ่งได้รับความสนใจมาเมื่อประมาณกว่า 10 ปีนี้เอง การคำนวณแบบนี้ยังต้องใช้ ทรัพยากรในการคำนวณที่สูงอยู่ อย่างไรก็ตามยังคงมีการพัฒนาทางด้านความเร็ว หน่วยความจำเพื่อแก้ปัญหานี้กันอย่างต่อเนื่อง

William [2] วิเคราะห์ความผิดพลาดสะสมที่เกิดจากการเปลี่ยนแปลงรูปร่างของโครงสร้าง ปีกเครื่องบิน F-16 เนื่องจากภาระทางอากาศพลศาสตร์ โดยพิจารณาไปที่การวัดระยะ การกระจัดในแนวดิ่งที่ตำแหน่งสปาร์หน้า สปาร์หลัง กึ่งกลางระหว่างสปาร์หน้าและหลัง และที่ ปลายปีกรวม 16 จุดตลอดความยาวปีก โดยใช้อุปกรณ์ที่เรียกว่าเอฟดีเอ็มเอส (FDMS,Flight Deflection Measurement System) ซึ่งเป็นอุปกรณ์ที่ถูกพัฒนาเพื่อใช้งานขององค์การนาซา (NASA) ความเร็วในการบินเป็น 0.9 และ 1.2 มัค แฟคเตอร์ของภาระ (Load Factor) เป็น 5 เท่า (5g) ระยะการกระจัดในแนวดิ่งที่วัดได้ในตำแหน่งสปาร์หน้าและสปาร์หลังสามารถ คำนวณเป็นค่ามุมบิดที่ปลายปีก ค่าการทดลองถูกเปรียบเทียบกับการคำนวณด้วยวิธี ไฟไนต์อิลิเมนต์โดยใช้โปรแกรมนาสทราน (Nastran)

Qin [3] วิเคราะห์ความไม่เสถียรและผลตอบสนองทางแอโรอิลาสติกของปีกเครื่องบินที่ ความเร็วอากาศน้อยกว่าความเร็วเสียง สมมติฐานที่ใช้ในการวิเคราะห์ประกอบด้วย การไม่ เปลี่ยนแปลงของรูปร่างหน้าตัดผิวปีก (Airfoil) ผลจากแรงเฉือนตามแนวขวางทั้งหมดถูกรวม เป็นแรงเดียว γ<sub>xy</sub> และ γ<sub>yz</sub> ถูกวางเป็นแบบเดียวกันตลอดหน้าตัดทั้งหมด การบิดเบี้ยวของ

เส้นแนวกึ่งกลางของวงรอบหน้าตัดผิวปีกถูกคำนวณรวมกับการบิดเบี้ยวของตำแหน่งที่อยู่ห่าง จากเส้นแนวกึ่งกลางของวงรอบหน้าตัดผิวปีก ในกรณีผลจากรูปร่าง 3 มิติถูกกำหนดว่าเมตริกซ์ คอนสติทิวทีฟมีค่าน้อยมากจนต้องตัดออกไปไม่นำมาคิด เช่นเดียวกันกับความเค้น №<sub>ss</sub> และ N<sub>sn</sub> ที่ถูกตัดออกไปเพราะมีค่าน้อยมากเมื่อเปรียบเทียบกับค่าความเค้นอื่น ภาระถูกพิจารณา 2 ส่วนคือ ภาระทางด้านอากาศพลศาสตร์ของการไหลแบบไม่คงที่ และภาระที่เกิดจากจากการ กระทำของอากาศกับขอบแหลมของปีกเครื่องบิน ผลการคำนวณแสดงการบิดตัวกลับไปกลับมา ของปลายปีก ซึ่งเมื่อเวลาผ่านไปการบิดตัวจะลดน้อยลงจนมีค่าคงที่ นอกจากนั้นยังแสดงถึงผล จากมุมลู่ปีกที่ทำให้เกิดความไม่เสถียรของปีกเครื่องบิน โดยหากค่ามุมลู่ปีกมากกว่า +15 องศา (Swept Back Wing) จะทำให้การบิดตัวจะมีค่าเพิ่มขึ้นจนเกิดความไม่เสถียร แต่ค่ามุมลู่ปีกน้อย กว่า +15 องศาจะทำให้การบิดตัวจะมีค่าลดลงจนเข้าสู่ค่าคงที่ โดยเฉพาะปีกที่มีมุมลู่ปีกเป็นค่า ลบ (Swept Forward Wing) การแกว่งของปลายปีกจะมีเข้าสู่ค่าคงที่ได้เร็วขึ้น นอกจากนี้ใน งานวิจัยนี้ยังพิจารณาค่าความถี่ธรรมชาติในโหมดต่าง ๆ

Rodney [4] วิเคราะห์โครงสร้างปีกแพน (Aileron) ของเครื่องบินโดยสารไอพ่นด้วยวิธี ไฟไนต์อิลิเมนต์เปรียบเทียบกับการทดลอง วัสดุเป็นชนิดเส้นใยคาร์บอน การวิเคราะห์นี้ทำเพื่อ ออกแบบและทดลองโครงสร้างของเครื่องบินจริง ภาระที่กระทำกับปีกแพนแบ่งออกเป็น 3 กลุ่ม คือ ภาระจากความดันที่เกิดจากอากาศที่กระจายตามผิวปีก ภาระจากความดันที่ทริมแท็บ (Trim Tab) และภาระที่ทำให้เกิดการแอ่นตัว สำหรับการทดลองตำแหน่งที่กำหนดภาระคือ ตำแหน่งของชิ้นส่วนริบ (Ribs) ซึ่งมีอยู่ 9 ตำแหน่ง ภาระอยู่ในรูปของแรงและโมเมนต์ ผลจาก การทดลองพบว่าโครงสร้างสามารถรับภาระสูงสุดได้โดยไม่เกิดความเสียหาย ความเค้นจาก การบัคลิ้งคิดเป็น 48 เปอร์เซ็นต์ของค่าความเค้นสูงสุดที่ยอมรับได้ พฤติกรรมทั้งหมดถูก ทำนายด้วยการคำนวณทางไฟไนต์อิลิเมนต์ซึ่งเมื่อเปรียบเทียบกับผลการทดลองแล้วแสดงให้ เห็นว่ามีค่าใกล้เคียงกัน

Mahmood [5] วิเคราะห์ความไม่เสถียรของปีกเครื่องบินที่เป็นวัสดุผสมที่มีอิลิเมนต์เป็น ชนิดแผ่นบาง (Shell) 3 มิติ ซึ่งแต่ละจุดต่อ (Node) มี 6 ระดับความเสรี โครงสร้างถูกยึดที่ ชิ้นส่วนสปาร์โดยยึดอยู่กับโครงสร้างลำตัว การวิเคราะห์ด้วยวิธีไฟไนต์อิลิเมนต์ใช้จำนวน อิลิเมนต์ 700, 1000, 1200, 1400 อิลิเมนต์ เปรียบเทียบการวิเคราะห์กับวิธีไฟไนต์อิลิเมนต์ที่ ระยะการกระจัดที่ปลายปีกและค่าความถี่ธรรมชาติ นอกจากนั้นยังมีการเปรียบเทียบที่วัสดุ 2 ชนิดคือ กลาส/อีพอกซี และ กราไฟต์/อีพอกซี ผลจากจำนวนอิลิเมนต์พบว่าใช้อิลิเมนต์จำนวน 1200 อิลิเมนต์ให้ผลการคำนวณที่ถูกต้องเท่ากับการใช้จำนวนอิลิเมนต์ที่มากกว่า

#### 1.3 วัตถุประสงค์ของโครงการวิทยานิพนธ์

1.3.1 ศึกษาและวิเคราะห์ความแข็งแรงของโครงสร้างปีกเครื่องบินซึ่งทำมาจากวัสดุผสม โดยพิจารณาถึงปฏิสัมพันธ์ระหว่างความแข็งแรงและการบิดตัวของโครงสร้างกับภาระทาง อากาศพลศาสตร์เพื่อช่วยในการออกแบบปีกเครื่องบินขั้นตัน

1.3.2 ศึกษาผลกระทบของรูปแบบการจัดวางทิศทางของไฟเบอร์ในการรับภาระและการ จัดวางโครงสร้างหลัก เช่น สปาร์และผิวปีก (Spars, Skins) ที่มีต่อความแข็งแรงของปีก เครื่องบิน

#### 1.4 ขอบเขตของการวิจัย

1.4.1 วิเคราะห์ในเชิงสถิตศาสตร์โดยทำการวิเคราะห์ถึงความแข็งแรงและการบิดเบี้ยว ของรูปร่างเท่านั้น

1.4.2 ใช้โปรแกรมภาษาฟอร์แทรน (FORTRAN) เพื่อเขียนโปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์ที่ คำนวณตามทฤษฎี (PASSFEM)

1.4.3 ใช้โปรแกรมอาบาคัส (ABAQUS) เป็นโปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์หลักในการ วิเคราะห์วัสดุผสม

1.4.4 ส่วนประกอบโครงสร้างของปีกจะประกอบไปด้วยสปาร์และผิวปีก (Spars, Skins)

 1.4.5 ภาระทางอากาศพลศาสตร์คำนวณมาจากทฤษฏีพื้นผิวแรงยก (Lifting Surface) ซึ่ง มีการไหลของของไหลชนิดที่อัดตัวได้ที่ความเร็วต่ำกว่าความเร็วเสียง (Subsonic Compressible Flow)

#### 1.5 วิธีการวิจัย

1.5.1 ศึกษาทฤษฎีไฟในต์อิลิเมนต์และวัสดุผสม

1.5.2 ศึกษาการใช้โปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์

1.5.3 เขียนโปรแกรมคำนวณการเปลี่ยนรูปร่างและความเค้นของโครงสร้างชนิดแผ่นบาง ที่ทำมาจากวัสดุผสม

1.5.4 เขียนโปรแกรมควบคุมปฏิสัมพันธ์ระหว่างการบิดตัวของโครงสร้างกับภาระทาง อากาศพลศาสตร์

1.5.5 เปรียบเทียบผลจากโปรแกรมที่เขียนขึ้นกับโปรแกรมอาบาคัส (ABAQUS)

 1.5.6 สร้างแบบจำลองของปีกเครื่องบินที่มีโครงสร้าง 2 ส่วนคือ สปาร์และผิวปีก (Spars, Skins) ที่จะใช้ในการวิเคราะห์ในโปรแกรมอาบาคัส (ABAQUS)

1.5.7 เปลี่ยนเงื่อนไขการวิเคราะห์ในแบบต่างๆ

1.5.8 วิเคราะห์ผล

#### 1.6 ประโยชน์ของการวิจัย

1.6.1 ทำให้เข้าใจถึงปฏิสัมพันธ์ระหว่างภาระทางด้านอากาศพลศาสตร์กับโครงสร้างซึ่ง ส่งผลในการออกแบบปีกเครื่องบิน

1.6.2 สามารถประยุกต์ใช้วิธีไฟในต์อิลิเมนต์ในการคำนวณพฤติกรรมทางกลของวัสดุผสม

1.6.3 สามารถหาค่าภาระและการเปลี่ยนรูปได้ใกล้เคียงค่าจริงมากกว่าเดิม ซึ่งสามารถ ระวังความเสียหายของปีกเครื่องบินจากการรับภาระเกินค่าที่ได้ออกแบบไว้ได้

1.6.4 ใช้เป็นเครื่องมือช่วยในการออกแบบโครงสร้างปีกเครื่องบินขั้นต้น

# บทที่ 2 ทฤษฎีไฟไนต์อิลิเมนต์ในการวิเคราะห์โครงสร้างวัสดุผสม

การวิเคราะห์โครงสร้างทั่วไปที่ไม่ซับซ้อนเราสามารถหาการกระจัดในตำแหน่งใดๆ ซึ่ง เป็นผลเฉลยแม่นตรง (Exact Solution) ที่ได้จากสมการเชิงอนุพันธ์ แต่ในกรณีที่โครงสร้างมี ความซับซ้อนมากๆ มีผลให้ไม่สามารถหาผลเฉลยจากสมการอนุพันธ์สามัญหรือสมการอนุพันธ์ ย่อยได้ การใช้วิธีไฟในต์อิลิเมนต์ที่สามารถประมาณค่าผลเฉลยโดยการแก้ระบบสมการพิชคณิต เป็นวิธีการที่นิยมนำมาคำนวณแทนการแก้สมการเชิงอนุพันธ์ โดยมีวิธีการคือ แบ่งโครงสร้าง ออกเป็นส่วนย่อยๆ ที่เรียกว่า อิลิเมนต์ ซึ่งจะมีผลเฉลยเกิดขึ้นที่จุดต่อ (Node) ในการวิเคราะห์ โดยวิธีไฟในต์อิลิเมนต์จะเป็นการวิเคราะห์ที่แต่ละอิลิเมนต์ แล้วนำค่ามารวมเป็นผลเฉลยของ ระบบ ค่าที่ได้จากการคำนวณโดยทั่วไปจะอยู่ในรูปของ ระยะการกระจัด ความเครียด และความ เค้น ซึ่งค่าที่ได้จากการคำนวณด้วยวิธีไฟในต์อิลิเมนต์เหล่านี้สามารถคำนวณเปลี่ยนเป็นค่าใน รูปอื่นๆ ได้ตามความต้องการของผู้ใช้

#### 2.1 ทฤษฎีพื้นฐานเบื้องต้นและขั้นตอนของระเบียบวิธีไฟไหต์อิลิเมนต์

เราสามารถจะใช้วิธีไฟไนต์อิลิเมนต์ วิเคราะห์ปัญหาของโครงสร้างจากค่าการกระจัด ความเค้น-ความเครียด นอกจากนี้ไฟไนต์อิลิเมนต์ยังสามารถใช้วิเคราะห์ปัญหาของการ ถ่ายเทความร้อน การไหลของของเหลวได้ด้วย



## **ภาพที่ 2-1** การแบ่งชิ้นงานออกเป็นอิลิเมนต์ย่อย

หลักการทั่วไปของวิธีไฟในต์อิลิเมนต์ก็คือ จะแบ่งโครงสร้างออกเป็นส่วนย่อยๆ เช่น ภาพที่ 2-1 ซึ่งเรียกว่า ไฟในต์อิลิเมนต์ ฟังก์ชันการกระจัด (Displacement Function) ที่นำมา แทน อิลิเมนต์จะต้องเป็นฟังก์ชันที่ต่อเนื่อง แต่ละอิลิเมนต์จะโยงกันด้วยจุดต่อ (Node) หรือ เส้นขอบหรือผิวรอบอิลิเมนต์สัมผัสกัน และโดยอาศัยคุณสมบัติทางกลของวัสดุที่ใช้ทำโครงสร้าง หรือชิ้นงาน เราสามารถจะหาการกระจัด ความเค้น-ความเครียด ที่เกิดขึ้นที่จุดต่อต่างๆ ของ แต่ละอิลิเมนต์ที่ประกอบเป็นโครงสร้างหรือชิ้นงาน ขั้นตอนต่างๆ ของวิธีไฟในต์อิลิเมนต์ที่ใช้ใน การวิเคราะห์โครงสร้างหรือชิ้นส่วนมีขั้นตอนทั่วๆ ไปคล้ายกันดังนี้

2.1.1 การแบ่งโครงสร้างเป็นอิลิเมนต์ย่อยและการเลือกชนิดของอิลิเมนต์

การแบ่งอิลิเมนต์ภายในโครงสร้างที่ดีนั้น จะต้องแบ่งให้รูปร่างของโครงสร้าง ที่ ประกอบด้วยอิลิเมนต์ทั้งหมด มีลักษณะคล้ายกับโครงสร้างที่ต้องการวิเคราะห์มากที่สุด ซึ่งมีอยู่ 2 วิธี คือการแบ่งโครงสร้างให้มีจำนวนอิลิเมนต์มาก หรือเรียกว่าการแบ่งอิลิเมนต์แบบละเอียด นั้น จะให้ผลการคำนวณที่ดี แต่ก็ไม่ใช่วิธีการวิเคราะห์ที่ดีที่สุด เพราะว่าจำนวนอิลิเมนต์มาก ๆ จะต้องใช้ทรัพยากรของเครื่องคอมพิวเตอร์สูง ในการแก้สมการที่มีมากขึ้น วิธีการวิเคราะห์ที่ดี จึงต้องแบ่งอิลิเมนต์ให้ละเอียดเฉพาะบริเวณที่มีการเสียรูปมาก ซึ่งทำให้มีการกระจัดหรือ ความเค้นสูง แต่บริเวณที่มีการเสียรูปน้อยสามารถใช้อิลิเมนต์ที่มีขนาดใหญ่กว่าบริเวณอื่นได้

ส่วนวิธีที่ 2 คือการเพิ่มความแม่นยำในการคำนวณภายในตัวของอิลิเมนต์เอง โดยการใช้ ฟังก์ชันการประมาณในระดับที่สูงขึ้น (Higher Order) ซึ่งโปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์ที่ผลิตมาขาย ในปัจจุบันนี้ จะมีข้อจำกัดของการเลือกใช้ฟังก์ชันการประมาณ ที่มีอยู่ไม่กี่ชนิดคือ สมการกำลัง หนึ่ง (Linear) สมการกำลังสอง (Quadratic) และสมการกำลังสาม (Cubic) แต่การเพิ่มจำนวน อิลิเมนต์ในวิธีที่ 1 สามารถกำหนดได้ตามความต้องการของผู้ใช้และความสามารถของเครื่อง คอมพิวเตอร์กับโปรแกรมแต่ละโปรแกรม Fagan [6] แสดงตัวอย่างของการใช้อิลิเมนต์จำนวน ต่างๆ กันแสดงดังภาพที่ 2-2 ซึ่งใช้สำหรับคำนวณแบบสองมิติของการรับภาระของคานแบบ แคนติเลเวอร์บีม (Cantilevered Beam) ดังแสดงในภาพที่ 2-3 ความผิดพลาดของผลการ คำนวณระยะการเสียรูปแสดงดังภาพที่ 2-4 และความผิดพลาดของผลการคำนวณความเค้น แสดงดังภาพที่ 2-5



**ภาพที่ 2-2** การแบ่งอิลิเมนต์ที่มีจำนวนต่างกันในโครงสร้างเดียวกัน



**ภาพที่ 2-4** ความผิดพลาดจากการคำนวณระยะการเสียรูปเมื่อใช้จำนวนอิลิเมนต์ต่างกัน



**ภาพที่ 2-5** ความผิดพลาดจากการคำนวณค่าความเค้นเมื่อใช้จำนวนอิลิเมนต์ต่างกัน

การเปรียบเทียบระยะเวลาการคำนวณของฟังก์ชันการประมาณทั้ง 3 ชนิด แสดงดังภาพ ที่ 2-6 และการเปรียบเทียบความผิดพลาดของการคำนวณระยะการเสียรูป ที่มีการเลือกใช้ อิลิเมนต์ชนิดต่างๆ กับฟังก์ชันการคำนวณชนิดต่างๆ แสดงดังภาพที่ 2-7



**ภาพที่ 2-6** กราฟเปรียบเทียบระยะเวลาในการคำนวณเมื่อชนิดและจำนวนของอิลิเมนต์ ต่างกัน



**ภาพที่ 2-7** กราฟเปรียบเทียบค่าความผิดพลาดในการคำนวณเมื่อชนิดของอิลิเมนต์ต่างกัน

#### 2.1.2 การเลือกฟังก์ชันการกระจัด

จะต้องเลือกฟังก์ชันการกระจัดภายในอิลิเมนต์ ให้สอดคล้องกับจำนวนจุดต่อของอิลิเมนต์ หรือสอดคล้องกับระดับความเสรีของอิลิเมนต์ ฟังก์ชันการกระจัดที่นิยมใช้กันคือ พอลินอเมียล ฟังก์ชัน ซึ่งอาจจะเป็นพอลินอเมียลกำลังหนึ่ง กำลังสอง กำลังสาม ส่วนฟังก์ชันที่เป็นอนุกรม ทางเรขาคณิตก็สามารถเลือกใช้ได้แต่ไม่เป็นที่นิยม ทั้งนี้เพราะพอลินอเมียลฟังก์ชันให้ความ สะดวกในการวิเคราะห์มากกว่า ในกรณีของปัญหาสองมิติ ฟังก์ชันการกระจัดที่จุดต่อจะเขียน อยู่ในเทอมของพิกัดของระนาบ เช่น ระนาบ x-y เป็นต้น ฟังก์ชันการกระจัดที่จะเลือกใช้จะต้อง ทำให้ผลเฉลยที่ความต่อเนื่องทั้งภายในอิลิเมนต์และแบบจำลองของระบบรวม

2.1.3 กำหนดความสัมพันธ์ระหว่างความเครียด-การกระจัด และความเค้น-ความเครียด

การหาสมการไฟไนต์อิลิเมนต์ของแต่ละอิลิเมนต์ จำเป็นต้องอาศัยความสัมพันธ์ระหว่าง ความเครียดกับการกระจัดและความสัมพันธ์ระหว่างความเค้นกับความเครียด ในกรณีของ ปัญหามิติเดียว ภาพที่ 2-8 การยึดตัว u ของอิลิเมนต์ในทิศทางใดทิศทางหนึ่ง เช่น ทิศทาง x จะมีความสัมพันธ์กับความเครียด E<sub>x</sub> ในกรณีที่ E<sub>x</sub> มีค่าน้อย



**ภาพที่ 2-8** ท่อนโลหะรับแรงตามแนวแกน

E<sub>x</sub>=du/dx และถ้าวัสดุอยู่ในช่วงยืดหยุ่น จากกฏของฮุคความสัมพันธ์ของความเค้นและ ความเครียดคือ σ<sub>x</sub> = EE<sub>x</sub> ซึ่ง σ<sub>x</sub> คือความเค้นในทิศทาง x และ E คือค่ามอดูลัสของการ ยืดหยุ่น ผลเฉลยของการกระจัด ความเค้น ความเครียดโดยวิธีไฟในต์อิลิเมนต์จะถูกต้อง แม่นยำเพียงใด ย่อมขึ้นอยู่กับคุณสมบัติทางกลของวัสดุที่นำมาใช้ในการคำนวณ และ ความสัมพันธ์ระหว่างความเครียดกับการกระจัด และความเค้นกับความเครียดจะมีลักษณะเป็น สมการเชิงเส้นหรือไม่เป็นสมการเชิงเส้น

2.1.4 หาเมตริกซ์ความแข็งตึงและสมการของอิลิเมนต์

การหาเมตริกซ์ความแข็งตึงของอิลิเมนต์และสมการของแรงของแต่ละอิลิเมนต์สามารถ หาได้หลายวิธีเช่น

2.1.4.1 วิธีสมดุลโดยตรง (Direct Equilibrium Method)

วิธีสมดุลโดยตรงนี้เป็นวิธีที่ง่ายที่สุด เราสามารถหาเมตริกซ์ความแข็งตึงและสมการของ แรงในเทอมการกระจัดที่จุดต่อของอิลิเมนต์ได้โดยใช้เงื่อนไขการสมดุลของแรงในอิลิเมนต์ ส่วนมากจะใช้หาเมตริกซ์ความแข็งตึงของอิลิเมนต์มิติเดียว เช่น อิลิเมนต์สปริง ท่อนโลหะ เพลา และคานเป็นต้น

2.1.4.2 วิธีงานหรือพลังงาน (Work or Energy Method)

โดยอาศัยหลักของงานสมมติ (Principle of Virtual Work) หลักของพลังงานศักย์ต่ำสุด (Principle of Minimum Potential Energy) และทฤษฎีของแคสติกเลียโน (Castigliano's Theorem) ก็สามารถจะหาสมการของอิลิเมนต์และหาความแข็งตึงของอิลิเมนต์สองและสามมิติ ได้โดยสะดวก สำหรับวิธีของงานสมมตินั้นสามารถจะใช้หาเมตริกซ์ความแข็งตึงของอิลิเมนต์ ของวัสดุทุกชนิดและวิธีพลังงานศักย์ต่ำสุดและทฤษฎีแคสติกเลียโน ใช้หาเมตริกซ์ความแข็งตึง ของอิลิเมนต์ของวัสดุยืดหยุ่นเชิงเส้นเท่านั้น อย่างไรก็ตามทั้งสามหลักการ สามารถหาเมตริกซ์ ความแข็งตึงของอิลิเมนต์ของวัสดุยืดหยุ่นได้เหมือนกัน

2.1.4.3 วิธีเวทเรซิดิว (Method of Weighted Residuals)

วิธีเวทเรซิดิวที่นิยมกันมากก็คือวิธีของกาเลอร์คิน (Galerkin's Method) ซึ่งมีประโยชน์ มากสำหรับการหาสมการของอิลิเมนต์และให้ผลเช่นเดียวกับวิธีพลังงาน ส่วนมากมักจะนิยมใช้ ในกรณีที่วิธีพลังงานศักย์ต่ำสุดใช้ได้ไม่สะดวก เช่น ปัญหาการไหลของของเหลว การถ่ายเท ความร้อน การเคลื่อนมวล (Mass Transport) เป็นต้น

ในวิทยานิพนธ์นี้จะหาเมตริกซ์ความแข็งตึงของอิลิเมนต์โดยอาศัยหลักของพลังงานศักย์ ด่ำสุด เพราะเป็นหลักการที่นิยมใช้กันอย่างกว้างขวาง จากนั้นเราจะได้รับสมการของแรงใน เทอมของเมตริกซ์ความแข็งตึง และการกระจัดที่จุดต่อของอิลิเมนต์สมการดังกล่าวสามารถจะ เขียนในรูปของเมตริกซ์ได้ดังนี้

$$\begin{cases} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ \vdots \\ f_n \end{cases} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & \cdots & k_{1n} \\ k_{21} & k_{22} & \cdots & k_{2n} \\ k_{31} & k_{32} & \cdots & k_{3n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ k_{n1} & k_{n2} & \cdots & k_{nn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d_1 \\ d_2 \\ d_3 \\ \vdots \\ d_n \end{bmatrix}$$
(2-1)

หรือ {*f*}=[*k*]{*d*}

ซึ่ง  $\{f\}$  คือเมตริกซ์ของแรงที่กระทำที่จุดต่อ [k] คือเมตริกซ์ความแข็งตึง และ  $\{d\}$  คือ การกระจัดที่จุดต่อซึ่งยังไม่ทราบค่า n คือจำนวนของระดับความเสรีของอิลิเมนต์

2.1.5 หาสมการรวมของระบบและการกำหนดเงื่อนไขขอบ

สมการของระบบโครงสร้างสามารถจะหาได้จาก การรวมสมการของแต่ละอิลิเมนต์ ในขั้น ที่ 4 เข้าด้วยกัน ด้วยวิธีซ้อนซับ (Superposition Method) หรือเรียกว่าวิธีสทิฟเนสโดยตรง (Direct Stiffness Method) โดยอาศัยหลักของการสมดุลของแรงที่จุดต่อของอิลิเมนต์และการ ต่อเนื่อง (Continuity) ของโครงสร้าง สมการรวมของระบบโครงสร้างที่ได้รับ เขียนในรูปของ เมตริกซ์ได้คือ

$${F} = [K]{d}$$
 (2-2)

ซึ่ง {F} คือเมตริกซ์รวมของแรงที่จุดต่อ [K] คือเมตริกซ์ความแข็งตึงรวมของระบบ และ {d} คือเมตริกซ์รวมของการกระจัดของระบบซึ่งอาจจะทราบค่าบางค่า และบางตัวอาจจะ ไม่ทราบค่า เนื่องจากเมทตริกซ์ [K] ในสมการข้างบนเป็นเมตริกซ์เอกฐาน (Singular Matrix) ทั้งนี้เพราะตัวกำหนด (Determinant) เท่ากับศูนย์ จึงไม่สามารถจะหาค่า {d} โดยตรงจาก สมการข้างบนได้ จึงจำเป็นต้องอาศัยเงื่อนไขขอบ (Boundary Conditions) หรือเงื่อนไขบังคับ (Constraints) หรือจุดรองรับ (Supports) เพื่อช่วยทำให้เมทริกซ์ [K] ในสมการข้างบน ไม่เป็น เมทริกซ์เอกฐาน และสามารถหาค่าการกระจัดที่แต่ละจุดต่อที่ต้องการได้

2.1.6 หาการกระจัดของระบบ

หลังจากกำหนดเงื่อนไขขอบ หรือเงื่อนไขบังคับ ลงในสมการข้างบนแล้ว เราสามารถจะ หาการกระจัด d<sub>1</sub>, d<sub>2</sub>, ... d<sub>n</sub> ได้โดยการแก้สมการพิชคณิตพร้อม ๆ กันคือ

$$\begin{cases} F_{1} \\ F_{2} \\ \vdots \\ \vdots \\ F_{n} \end{cases} = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} & - & - & K_{1n} \\ K_{21} & K_{22} & - & - & K_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ K_{n1} & K_{n2} & \vdots & \vdots & K_{nn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d_{1} \\ d_{2} \\ \vdots \\ \vdots \\ d_{n} \end{bmatrix}$$
(2-3)

การหาการกระจัด  $\{d\}$  อาจจะใช้วิธีกำจัดแบบเกาส์ (Gauss's Elimination Method) หรือ วิธีสมมติ (Iteration Method) การกระจัด  $\{d\}$  อาจหาได้โดยการคูณสมการข้างบนด้วย [K]-1 ตลอด ([K] จะต้องไม่ใช่เมทริกซ์เอกฐาน)

2.1.7 การหาค่าความเครียดและความเค้น

ในการวิเคราะห์โครงสร้างหรือซิ้นส่วนเครื่องจักรกล นอกจากต้องการทราบการกระจัด แล้วยังต้องการทราบค่าของความเครียด ความเค้น หรือค่าของโมเมนต์ และแรงเฉือน ค่าต่างๆ เหล่านี้สามารถจะคำนวณได้โดยอาศัยพื้นความรู้ทางด้านกลศาสตร์ของแข็งอาทิเช่นปัญหามิติ เดียว ถ้าทราบค่าการกระจัด u ก็สามารถหาความเครียดจาก ε<sub>x</sub>=du/dx และหาความเค้นจาก σ<sub>x</sub> = εε<sub>x</sub> ดังที่ได้กล่าวมาแล้วในขั้นตอนที่ 3

2.1.8 การตีความผลลัพธ์

จากผลลัพธ์ที่คำนวณได้ในขั้นตอนที่ 6 และ 7 ก็สามารถจะทราบได้ว่าที่จุดต่อใดของ อิลิเมนต์ หรือบริเวณใดของโครงสร้างหรือชิ้นส่วนที่จะต้องให้ความสนใจเป็นพิเศษ เช่น บริเวณ ที่มีการกระจัดสูง หรือบริเวณใดมีความเค้นสูง และเราสามารถจะลดขนาดของการกระจัด และ หรือความเค้นนั้นได้อย่างไร ทั้งนี้จะต้องเปลี่ยนแปลงรูปร่างลักษณะหรือมิติของโครงสร้างหรือ ชิ้นส่วนให้เหมาะสมยิ่งขึ้นหรืออาจจะต้องเลือกใช้วัสดุชนิดอื่นที่เหมาะสมกว่า

#### 2.2 ทฤษฎีของอิลิเมนต์ชนิดแผ่นโค้ง (Shell Element)

วิธีไฟในต์อิลิเมนต์เหมาะในการวิเคราะห์โครงสร้างแผ่นบางทั่วๆ ไป เพราะว่าในการ วิเคราะห์สามารถปรับเปลี่ยนโครงสร้างให้มีรูปร่างตามต้องการได้ อีกทั้งยังสามารถปรับเปลี่ยน ภาระเงื่อนไขต่อโครงสร้างและคุณสมบัติของวัสดุได้สะดวก รวดเร็ว และประหยัดค่าใช้จ่ายอีก ด้วย ซึ่งปัจจุบันนี้มีการนำวิธีไฟในต์อิลิเมนต์มาใช้เพื่อการออกแบบ พัฒนาและวิเคราะห์ปัญหา ในทางวิศวกรรมศาสตร์กันอย่างกว้างขวาง ในวงการบินก็เช่นเดียวกัน ความรู้ทางด้านนี้ก็ถูก นำมาใช้เพื่อพัฒนาเครื่องบินให้มีประสิทธิภาพ และความปลอดภัยเพิ่มมากยิ่งขึ้น [7]

แนวความคิดของการคิดคันอิลิเมนต์ชนิดนี้ขึ้นมาก็เพราะว่า จะสามารถลดเวลาในการ คำนวณโครงสร้างที่มีลักษณะเป็นแผ่นบางให้รวดเร็วมากขึ้น ซึ่งการใช้อิลิเมนต์ชนิดของแข็ง สามมิติ (Solid Element) กับการแก้ปัญหาโครงสร้างที่มีลักษณะเป็นแผ่นบางนั้น จะทำให้ต้อง ใช้จำนวนอิลิเมนต์มากเพื่อให้มีผลการคำนวณที่ถูกต้อง เพราะอิลิเมนต์ชนิดทรงสี่เหลี่ยมที่ดี จะต้องมีความยาวของด้านทั้ง 12 ด้านใกล้เคียงกัน

สำหรับอิลิเมนต์ชนิดแผ่นโค้ง (Shell Element) ที่มี 6 ระดับความเสรี (Degrees of freedom) มาจาก Ahmad [8] และ Pawsey [9] โดยเฉพาะอิลิเมนต์ชนิด 4 จุดต่อ (Node) ต่อ 1 อิลิเมนต์นั้นมาจาก Worsak [10]

2.2.3 ทฤษฎีแผ่นโค้งบาง

ถ้าความหนาของแผ่นโค้งมีค่าน้อยเมื่อเทียบกับรัศมีความโค้งของผิวกลาง (Midsurface) แผ่นโค้งนั้นจะเรียกว่าเป็นแผ่นโค้งบาง (Thin Shell) และอีกนัยหนึ่งถ้าแรงเฉือนในแนวขวาง (Transverse Shear Force) ต่อหนึ่งหน่วยความยาวมีค่าน้อยจนไม่ส่งผลให้เกิด การเปลี่ยนแปลงระยะการเคลื่อนที่แล้วโครงสร้างนั้นก็จะเรียกว่าเป็นแผ่นโค้ง

ในกรณีของแผ่นเรียบ (Plate) ทฤษฎีแผ่นโด้งบางซึ่งยึดถือตามข้อสันนิษฐานของ เลิฟ-เดอซอฟฟ์ (Love-Kirchhoff) ที่ว่าถ้าหากแผ่นโด้งเสียรูปและผิวกลางยืดออกและบิดโด้ง แล้วไฟเบอร์ของแผ่นโด้งในตอนแรกที่มีทิศตรงกันและตั้งฉากกับผิวกลางก็จะยังมีทิศตรงกันและ ตั้งฉากกับผิวกลางในตอนหลังด้วยและค่าความเด้นแนวฉาก (Normal Stress) ในทิศตั้งฉาก กับผิวกลางจะมีค่าเป็นศูนย์ การใช้ข้อสันนิษฐานนี้เพื่อกำหนดค่าระยะการกระจัดของทุกจุดต่อ ในแผ่นโด้ง (Shell) และค่าความเด้นความเครียด (Stress Strain) ของทุกจุดก็จะขึ้นอยู่กับ ค่าระยะการกระจัดของผิวกลางจากหลักการนี้สามารถลดปัญหาจากการคำนวณในแบบ 3 มิติ ไปยังการคำนวณในแบบ 2 มิติ

2.2.2 อิลิเมนต์ชนิดแผ่นโค้ง (Shell Elements)

2.2.2.1 อิลิเมนต์ชนิดแผ่นเรียบ (Flat Plate Elements)

ในตอนแรกความพยายามที่จะออกแบบอิลิเมนต์ชนิดแผ่นโค้ง ที่เหมาะสมใช้หลักการ อิลิเมนต์ 2 ชนิดรวมกัน คืออิลิเมนต์ชนิดเมมเบรน (Membrane Elements) กับอิลิเมนต์ชนิด โก่ง (Bending elements) ซึ่งเป็นไปตามข้อสมมติฐานของเคอชอฟฟ์ (Kirchhoff)

ความยากลำบากและข้อบกพร่องของอิลิเมนต์ชนิดแผ่นเรียบที่ใช้วิเคราะห์แผ่นโค้งถูก อธิบายโดย Gallagher [11] ซึ่งสรุปโดยย่อได้ดังนี้

2.2.2.1.1 พฤติกรรมของแผ่นโค้งถูกแสดงในรูปของสมการเชิงอนุพันธ์ (Differential Equation) ไม่ได้ลู่เข้าหาการประมาณค่าของแผ่นเรียบ

2.2.2.1.2 ความไม่ต่อเนื่องของค่าระหว่างอิลิเมนต์ชนิดแผ่นเรียบที่อยู่ ติดกันอาจจะแสดงค่าโมเมนต์บิดออกมา ซึ่งในแผ่นโค้งไม่ควรจะมีค่านี้

2.2.2.1.3 ไม่มีผลกระทบของเยื่อบาง (Membrane) และการโก่งตัว (Bending) เนื่องจากการที่แผ่นโค้งมีผิวโค้งอยู่ในอิลิเมนต์นี้

2.2.2.2 อิลิเมนต์ชนิดแผ่นโค้ง (Curved Shell Elements)

อิลิเมนต์ที่มีผิวที่ใช้กับโครงสร้างที่มีรูปร่างเป็นแผ่นโค้งโดยเฉพาะมีมาตั้งแต่ปี 1960 ความยากในการพัฒนาอิลิเมนต์ชนิดแผ่นโค้ง เพื่อการวิเคราะห์โครงสร้างชนิดแผ่นโค้งสรุปได้ ดังนี้ Gallagher [11]

2.2.2.2.1 การเลือกทฤษฎีแผ่นโค้งที่เหมาะสม ที่มีอยู่หลายทฤษฎีมาใช้ เพียงแค่ทฤษฎีเดียว

2.2.2.2.2 การกำหนดอิลิเมนต์ ให้มีรูปร่างเป็นไปตามรูปทรงของสิ่งที่จะ วิเคราะห์

2.2.2.2.3 การกำหนดโหมดแข็งเกร็ง (Rigid Body Mode) ของการ วิเคราะห์แผ่นโค้งให้มีพฤติกรรมถูกต้องทำได้ยากมาก

2.2.2.2.4 การกำหนดเงื่อนไขการทำงานร่วมกันระหว่างอิลิเมนต์ทำได้ ยากกว่าในกรณีของอิลิเมนต์ชนิดแผ่นเรียบ

Bogner [12] ได้อธิบายถึงอิลิเมนต์ชนิดแผ่นโค้งทรงกระบอก (Cylindrical Shell Element) ที่ใช้ฟังก์ชันการประมาณภายในพิกัดของแผ่นโค้งว่าค่าต่างๆ ที่จุดต่อของแต่ละ อิลิเมนต์ อันมีค่าการกระจัด 3 ค่าและค่าที่เกิดจากค่าการกระจัดรวมอยู่ด้วยมีความสัมพันธ์กับ พิกัดย่อย (Local Coordinate) ซึ่งแสดงว่าในหนึ่งอิลิเมนต์ (มี 4 จุดต่อ) จะมี 12 ระดับความเสรี

Utku [13] ได้แสดงอิลิเมนต์ชนิดสามเหลี่ยมแผ่นบาง โดยใช้ค่าการกระจัด 3 ค่าและค่า การหมุน 2 ค่าต่อหนึ่งจุดต่อ ซึ่งเขาใช้สมการแผ่นโค้งบาง (Thin Shallow Shell Equation) และ กำหนดความเครียดภายใน จากข้อสันนิษฐานของการแปรผันตรงของค่าการเคลื่อนที่ภายใน อิลิเมนต์ชนิดสามเหลี่ยม (Triangular Element)

2.2.2.3 อิลิเมนต์ชนิดของแข็งสามมิติสำหรับการวิเคราะห์แผ่นโค้ง

อิลิเมนต์สามมิติชนิดของแข็ง อย่างเช่น อิลิเมนต์ที่มี 8 จุดต่อหรืออิลิเมนต์ชนิด ไอโซพาราเมตริกซ์ (Isoparametric Solid Element) ที่มี 20 จุดต่อก็สามารถใช้ในการวิเคราะห์ แผ่นโค้งได้เช่นกัน แต่อิลิเมนต์ชนิดสามมิติที่กล่าวมาข้างต้นไม่เหมาะที่จะใช้ในการวิเคราะห์ เพราะต้องใช้ต้นทุนในการวิเคราะห์สูง

อิลิเมนต์ชนิดแผ่นโค้งถูกพัฒนามาจากสูตรการคำนวณของอิลิเมนต์ชนิดของแข็งสามมิติ โดยอยู่ภายใต้ข้อสันนิษฐานที่ว่าไม่มีการเปลี่ยนทิศทางของเส้นที่ตั้งฉากกับผิวกลางและความ เค้นในแนวฉากมีค่าเป็นศูนย์และระดับความเสรีที่ใช้ก็อยู่ในรูปของทั้งการกระจัดและการหมุน ภายใต้กฎเกณฑ์ที่กล่าวมานี้ทำให้สามารถพัฒนาอิลิเมนต์ให้สามารถใช้กับแผ่นโค้งที่มีความ หนาระดับปานกลางได้

2.2.3 อิลิเมนต์แผ่นโค้งเชิงเส้นคู่ (Bilinear Degenerated Shell Element)

อิลิเมนต์ชนิดแผ่นโค้ง 4 จุดต่อถูกคิดโดย Worsak [10] ที่มาของอิลิเมนต์ชนิดนี้เกิดจาก ข้อสันนิษฐานที่ว่า 2.2.3.1 หลังจากมีการเปลี่ยนรูปของอิลิเมนต์แล้วเส้นที่ตั้งฉากกับระนาบผิวกลาง
 ยังคงเป็นเส้นตรงอยู่ ซึ่งจะไม่นำสูตรการคำนวณที่คิดการเปลี่ยนรูปของการเสียรูปแบบ
 แรงเฉือนทแยงและข้อสมมติฐานของเคอซอฟฟ์มาคิด

2.2.3.2 ไม่คิดค่าความเค้นในแกนที่ตั้งฉากกับผิวแผ่นโค้งความเค้นในแนวฉาก

2.2.3.3 ฟังก์ชันรูปร่าง (Shape Function) และค่าการกระจัด

อิลิเมนต์ชนิดแผ่นโค้ง 4 จุดต่อนี้พัฒนามาจากอิลิเมนต์ชนิดของแข็ง 8 จุดต่อ ซึ่งจุดต่อทั้ง 4 นี้เป็นจุดที่มุม 4 มุมของระนาบผิวกลางแสดงดังภาพที่ 2-9 ฟังก์ชันรูปร่างของผิวกลางคิดใน เทอมของพิกัดธรรมชาติ (Natural Coordinate) ที่มีค่าเดียวกันกับอิลิเมนต์ไอโซพาราเมตริกซ์ (Isoparametric) แบบ 2 มิติ ดังนี้

$$N_{i} = \frac{1}{4}(1+r_{i}r)(1+s_{i}s) \qquad i = 1,...,4$$
(2-4)

เมื่อ r<sub>i</sub> และ s<sub>i</sub> เป็นค่าพิกัดธรรมชาติของจุดต่อ i

พิกัดของจุดใดๆ ในอิลิเมนต์ เมื่อมีการกำหนดค่าความหนาของอิลิเมนต์ชนิดนี้ที่แต่ละจุด ต่อ สามารถแสดงในรูปของฟังก์ชันรูปร่าง พิกัดของจุดต่อและความหนาได้ดังข้างล่างนี้

$$\begin{cases} x \\ y \\ z \end{cases} = \sum_{i=1}^{2} N_i \left\{ \begin{cases} x_i \\ y_i \\ z_i \end{cases} + \frac{1}{2} th_i \left\{ \begin{matrix} l_{3i} \\ m_{3i} \\ n_{3i} \end{matrix} \right\} \right\}$$
(2-5)

เมื่อ x<sub>i</sub>,y<sub>i</sub>,z<sub>i</sub> เป็นค่าพิกัดรวม (Global Coordinate) ของผิวกลางจุดต่อ i h<sub>i</sub> เป็นค่าความหนาที่จุดต่อ i I<sub>3i</sub>,m<sub>3i</sub>,n<sub>3i</sub> เป็นค่าเวคเตอร์หนึ่งหน่วยที่จุดต่อ i



ภาพที่ **2-9** อิลิเมนต์ชนิดแผ่นโค้ง 4 จุดต่อ

ที่จุด (r,s) ใดๆ บนระนาบผิวกลาง (t=0) มีพิกัด x',y',z' เพิ่มขึ้นมา ค่า e<sub>3</sub>' เป็นค่า เวคเตอร์หนึ่งหน่วยที่ตั้งฉากกับระนาบผิวกลาง, e<sub>1</sub>' และ e<sub>2</sub>' เป็นเวคเตอร์ที่สัมผัสกับระนาบผิว กลาง

เป็นที่ทราบกันดีแล้วว่าการคูณเวคเตอร์ตามกฏมือขวาจะได้เวคเตอร์ที่ทำมุมฉากกับสอง เวคเตอร์ที่คูณกัน ดังนั้น

$$\left\{ e_{3}^{\prime} \right\} = \begin{cases} l_{3} \\ m_{3} \\ n_{3} \end{cases}_{(r,s)} = \begin{cases} \left\{ \frac{\partial x}{\partial r} \\ \frac{\partial y}{\partial r} \\ \frac{\partial z}{\partial r} \\ \frac{\partial z}{\partial r} \\ \frac{\partial y}{\partial r} \\ \frac{\partial y}{\partial r} \\ \frac{\partial z}{\partial r} \\ \frac{\partial z}{\partial r} \\ \frac{\partial y}{\partial r} \\ \frac{\partial z}{\partial r} \\ \frac{\partial z}{\partial r} \\ \frac{\partial z}{\partial r} \\ \frac{\partial z}{\partial s} \\ \frac{\partial z}{\partial s$$
$$\begin{cases} \epsilon_{2}^{\prime} \\ \epsilon_{2}^{\prime} \\ \end{cases} = \begin{cases} l_{2} \\ m_{2} \\ m_{2} \\ n_{2} \\ n_{3} \\ n_{3$$

เมื่อค่า  $rac{\partial x}{\partial r}, \ rac{\partial y}{\partial r}$  ,... หาได้จากสมการที่ (2-4) มาถึงตอนนี้ก็สามารถหาทิศทางของแกน x',y',z' ที่สัมพันธ์กับแกน x,y,z ได้จากเมตริกซ์ [D] ดังนี้

$$[D] = \begin{bmatrix} l_1 & l_2 & l_3 \\ m_1 & m_2 & m_3 \\ n_1 & n_2 & n_3 \end{bmatrix}$$
(2-9)

ค่าการเคลื่อนที่ในอิลิเมนต์แสดงได้ว่า

$$\begin{cases} u \\ v \\ w \end{cases} = \sum_{i=1}^{4} N_i \left\{ \begin{cases} u_i \\ v_i \\ w_i \end{cases} + \begin{cases} u_i^* \\ u_i^* \\ w_i \end{cases} \right\}$$
(2-10)

เมื่อค่า u<sub>i</sub>,v<sub>i</sub>,w<sub>i</sub> เป็นค่าการเคลื่อนที่ของจุดต่อ i บนระนาบผิวกลาง ของพิกัด x,y,z และ u<sup>\*</sup><sub>i</sub>,v<sup>\*</sup><sub>i</sub>,w<sup>\*</sup><sub>i</sub> เป็นค่าการเคลื่อนที่สัมพัทธ์ตามพิกัด x,y,z ของจุดต่อ I แต่ละจุดรอบๆ แกนรวมมี ทิศทางเป็นการหมุนอยู่ในเทอมของ  $\theta_{xi}, \theta_{yi}, \theta_{zi}$ 

$$\begin{cases}
 u'_{i} \\
 v'_{i} \\
 w'_{i}
 \end{cases} = \frac{1}{2} th_{i} \begin{cases}
 a'_{2i} \\
 -\alpha'_{1i} \\
 0
 \end{cases}$$
(2-11)

เมื่อค่า u'<sub>i</sub>,v'<sub>i</sub>,w'<sub>i</sub> เป็นค่าการเคลื่อนที่ของจุดต่อ i ตามพิกัด x',y',z' และค่า  $lpha'_{1i}, lpha'_{2i}$  เป็น ค่าการหมุนรอบแกน x', y' ตามลำดับ

เราสามารถเขียน u\*<sub>i</sub>,v\*<sub>i</sub>,w\*<sub>i</sub> ให้อยู่ในความสัมพันธ์ของพิกัด x',y',z' และ x,y,z ได้ดังนี้

$$u_{i}^{*} = l_{1i}u_{i}^{'} + l_{2i}v_{i}^{'}$$

$$v_{i}^{*} = m_{1i}u_{i}^{'} + m_{2i}v_{i}^{'}$$

$$w_{i}^{*} = n_{1i}u_{i}^{'} + n_{2i}v_{i}^{'}$$
(2-12)

แทนค่าจากสมการที่ (2-11) ลงในสมการที่ (2-12) และจัดให้อยู่ในรูปของเมตริกซ์ จะได้

$$\begin{cases} u_{i}^{*} \\ v_{i}^{*} \\ w_{i}^{*} \\ w_{i}^{*} \end{cases} = \frac{1}{2} th_{i} \begin{bmatrix} l_{1i} & -l_{2i} \\ m_{1i} & -m_{2i} \\ n_{1i} & -n_{2i} \end{bmatrix} \begin{cases} a'_{2i} \\ a'_{1i} \\ a'_{1i} \end{cases}$$
(2-13)

จะได้ค่า  $lpha_{1i}^{'}, lpha_{2i}^{'}$ อยู่ในเทอมของ $heta_{xi}, heta_{yi}, heta_{zi}$ 

$$\alpha'_{1i} = l_{1i}\theta_{xi} + m_{1i}\theta_{yi} + n_{1i}\theta_{zi}$$

$$\alpha'_{2i} = l_{2i}\theta_{xi} + m_{2i}\theta_{yi} + n_{2i}\theta_{zi}$$
(2-14)

เขียนอยู่ในเทอมของเมตริกซ์ได้เป็น

$$\begin{cases} \alpha'_{2i} \\ \alpha'_{1i} \end{cases} = \begin{bmatrix} l_{2i} & m_{2i} & n_{2i} \\ l_{1i} & m_{1i} & n_{1i} \end{bmatrix} \begin{cases} \theta_{xi} \\ \theta_{yi} \\ \theta_{zi} \end{cases}$$

$$(2-15)$$

ภาพที่ 2-10 การหมุนรอบแกนย่อย (Local)



**ภาพที่ 2-11** การหมุนของแกนแนวฉาก (Normal) เนื่องจากค่า  $\alpha_{2i}^{'}, \alpha_{1i}^{'}$ 



ภาพที่ 2-12 ความแข็งตึงการบิด (Torsional Stiffness)

แทนสมการที่ (2-15) ลงในสมการที่ (2-13) จะได้

$$\begin{cases} u_i \\ v_i \\ v_i \\ w_i \\ w_i \end{cases} = \frac{1}{2} th_i \left[ \overline{D}_i \right] \begin{cases} \theta_{xi} \\ \theta_{yi} \\ \theta_{zi} \\ \theta_{zi} \end{cases}$$
 (2-16)

โดยที่

$$\begin{bmatrix} \overline{D_i} \\ \overline{D_i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_{1i} & -l_{2i} \\ m_{1i} & -m_{2i} \\ n_{1i} & -n_{2i} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} l_{2i} & m_{2i} & n_{2i} \\ l_{1i} & m_{1i} & n_{1i} \end{bmatrix}$$

นั่นคือ

$$\begin{bmatrix} \overline{D_i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & n_{3i} & -m_{3i} \\ -n_{3i} & 0 & l_{3i} \\ m_{3i} & -l_{3i} & 0 \end{bmatrix}$$
(2-17)

I<sub>3i</sub>, m<sub>3i</sub> และ n<sub>3i</sub> มีทิศเดียวกันกับเวคเตอร์ e'<sub>3</sub> ที่ได้แสดงไว้ในสมการที่ (2-6) แทนสมการที่ (2-16) ลงในสมการที่ (2-10)

$$\begin{cases} u \\ v \\ w \end{cases} = \sum_{i=1}^{4} N_i \left\{ \begin{cases} u_i \\ v_i \\ w_i \end{cases} + \frac{1}{2} th_i \left[ \overline{D_i} \right] \left\{ \begin{pmatrix} \theta_{xi} \\ \theta_{yi} \\ \theta_{zi} \end{pmatrix} \right\} \right\}$$
(2-18)

และแทนค่าจากสมการที่ (2-17) ลงในสมการที่ (2-18)

$$\begin{cases} u \\ v \\ w \end{cases} = \sum_{i=1}^{4} N_i \left\{ \begin{cases} u_i \\ v_i \\ w_i \end{cases} + \frac{1}{2} th_i \left\{ \begin{cases} n_{3i}\theta_{yi} - m_{3i}\theta_{zi} \\ l_{3i}\theta_{zi} - n_{3i}\theta_{xi} \\ m_{3i}\theta_{xi} - l_{3i}\theta_{yi} \end{cases} \right\}$$
(2-19)

2.2.3.4 เมตริกซ์ความเครียด-การกระจัด (Strain-Displacement Matrix) กำหนดให้ค่า  $arepsilon_z \ = \ 0$  ดังนั้นค่าความเครียดตามแนวแกนย่อยแสดงได้เป็น

$$\{\varepsilon'\} = \begin{cases} \varepsilon_{x'} \\ \varepsilon_{y'} \\ \gamma_{x'y'} \\ \gamma_{x'z'} \\ \gamma_{y'z'} \end{cases} = \begin{cases} \frac{\partial u'}{\partial x'} \\ \frac{\partial v'}{\partial y'} \\ \frac{\partial u'}{\partial y'} + \frac{\partial v'}{\partial x'} \\ \frac{\partial u'}{\partial z'} + \frac{\partial w'}{\partial x'} \\ \frac{\partial v'}{\partial z'} + \frac{\partial w'}{\partial y'} \end{cases}$$
(2-20)

จัดให้สมการที่ (2-18) อยู่ในความสัมพันธ์กับพิกัด r,s,t

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial u}{\partial r} & \frac{\partial v}{\partial r} & \frac{\partial w}{\partial r} \\ \frac{\partial u}{\partial s} & \frac{\partial v}{\partial s} & \frac{\partial w}{\partial s} \\ \frac{\partial u}{\partial t} & \frac{\partial v}{\partial t} & \frac{\partial w}{\partial t} \end{bmatrix} = \sum_{i=1}^{4} \begin{bmatrix} \frac{\partial N_i}{\partial r} u_i & \frac{\partial N_i}{\partial r} v_i & \frac{\partial N_i}{\partial r} w_i \\ \frac{\partial N_i}{\partial s} u_i & \frac{\partial N_i}{\partial s} v_i & \frac{\partial N_i}{\partial s} w_i \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$
(2-21)

$$+\sum_{i=1}^{4} \frac{h_{i}}{2} \begin{bmatrix} t \frac{\partial N_{i}}{\partial r} \left( n_{3i}\theta_{yi} - m_{3i}\theta_{zi} \right) & t \frac{\partial N_{i}}{\partial r} \left( l_{3i}\theta_{zi} - n_{3i}\theta_{xi} \right) & t \frac{\partial N_{i}}{\partial r} \left( m_{3i}\theta_{xi} - l_{3i}\theta_{yi} \right) \\ t \frac{\partial N_{i}}{\partial s} \left( n_{3i}\theta_{yi} - m_{3i}\theta_{zi} \right) & t \frac{\partial N_{i}}{\partial s} \left( l_{3i}\theta_{zi} - n_{3i}\theta_{xi} \right) & t \frac{\partial N_{i}}{\partial s} \left( m_{3i}\theta_{xi} - l_{3i}\theta_{yi} \right) \\ N_{i} \left( n_{3i}\theta_{yi} - m_{3i}\theta_{zi} \right) & N_{i} \left( l_{3i}\theta_{zi} - n_{3i}\theta_{xi} \right) & N_{i} \left( m_{3i}\theta_{xi} - l_{3i}\theta_{yi} \right) \end{bmatrix}$$

เพื่อความสะดวกจะแบ่ง [B] ในการคำนวณเมตริกซ์ความเครียด-การกระจัด [B]ออกเป็นสองส่วน คือ  $\left[ B_{_{m}}
ight]$  และ  $\left[ B_{_{s}}
ight]$  ดังนี้

$$\left\{ \varepsilon_{m}^{\prime} \right\} = \left\{ \begin{array}{c} \varepsilon_{x^{\prime}} \\ \varepsilon_{y^{\prime}} \\ \gamma_{x^{\prime}y^{\prime}} \end{array} \right\} = \sum_{i=1}^{4} \left[ B_{mi} \right] \left\{ d_{i} \right\}$$
 (2-22)

$$\left\{ \varepsilon_{s}^{\prime} \right\} = \left\{ \begin{array}{c} \gamma_{x'z'} \\ \gamma_{y'z'} \end{array} \right\} = \sum_{i=1}^{4} \left[ B_{si} \right] \left\{ d_{i} \right\}$$
 (2-23)

เมื่อ {d<sub>i</sub>} เป็นค่าการเคลื่อนที่และการหมุนที่แต่ละจุดต่อภายในพิกัดรวม [B<sub>mi</sub>] ยังแบ่งออกเป็น [B<sub>1mi</sub>], [B<sub>2mi</sub>] และ [B<sub>3mi</sub>] [B<sub>1mi</sub>] เป็นค่าการเคลื่อนที่ u<sub>i</sub>, v<sub>i</sub>, w<sub>i</sub>

 $\left[B_{2mi}
ight]$  และ  $\left[B_{3mi}
ight]$  เป็นค่าการหมุน  $heta_{xi}, heta_{yi}, heta_{zi}$ เช่นเดียวกันกับ  $[B_{si}]$  ยังแบ่งออกเป็น  $[B_{1si}]$ , $[B_{2si}]$  และ  $[B_{3si}]$ เป็นค่าการเคลื่อนที่ u<sub>i</sub>, v<sub>i</sub>, w<sub>i</sub>  $\begin{bmatrix} B_{1si} \end{bmatrix}$ 

 $\left[B_{2si}
ight]$  และ  $\left[B_{3si}
ight]$  เป็นค่าการหมุน  $heta_{xi}, heta_{yi}, heta_{zi}$ 

## 2.2.3.4.1 $\begin{bmatrix} B_{1mi} \end{bmatrix}$ เกิดมาจากความสัมพันธ์ของค่า u', v' เทียบกับค่า x', y' ซึ่งสามารถเขียนให้อยู่ในเทอมของ u<sub>i</sub>, v<sub>i</sub>, w<sub>i</sub> ได้ดังนี้

$$\frac{\partial u'}{\partial x'} = \sum_{i=1}^{4} \begin{bmatrix} l_1 \left( \frac{\partial N_i}{\partial x} l_1 u_i + \frac{\partial N_i}{\partial x} m_1 v_i + \frac{\partial N_i}{\partial x} n_1 w_i \right) \\ + m_i \left( \frac{\partial N_i}{\partial y} l_1 u_i + \frac{\partial N_i}{\partial y} m_1 v_i + \frac{\partial N_i}{\partial y} n_1 w_i \right) \\ + n_i \left( \frac{\partial N_i}{\partial z} l_1 u_i + \frac{\partial N_i}{\partial z} m_1 v_i + \frac{\partial N_i}{\partial z} n_1 w_i \right) \end{bmatrix}$$
(2-24)

 $rac{\partial v'}{\partial y'}$  และ  $rac{\partial u'}{\partial y'} + rac{\partial v'}{\partial x'}$ ก็คำนวณเช่นเดียวกัน ถึงตรงนี้ก็สามารถหาค่าความเครียดใน ระนาบ (Inplane Strain) จากค่า u<sub>i</sub>, v<sub>i</sub>, w<sub>i</sub> ได้

$$\begin{cases} \varepsilon_{x'} \\ \varepsilon_{y'} \\ \gamma_{x'y'} \end{cases} = \begin{cases} \frac{\partial u'}{\partial x'} \\ \frac{\partial v'}{\partial y'} \\ \frac{\partial u'}{\partial y'} + \frac{\partial v'}{\partial x'} \end{cases} = \sum_{i=1}^{4} \begin{bmatrix} B_{1mi} \end{bmatrix} \begin{cases} u_i \\ v_i \\ w_i \end{cases}$$
(2-25)

โดยที่

$$\begin{bmatrix} B_{1mi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_1 B'(1,i) & m_1 B'(1,i) & n_1 B'(1,i) \\ l_2 B'(2,i) & m_2 B'(2,i) & n_2 B'(2,i) \\ l_1 B'(2,i) + l_2 B'(1,i) & m_1 B'(2,i) + m_2 B'(1,i) & n_1 B'(2,i) + n_2 B'(1,i) \end{bmatrix} -26)$$

และ

$$B'(1,i) = \frac{\partial N_i}{\partial x} l_1 + \frac{\partial N_i}{\partial y} m_1 + \frac{\partial N_i}{\partial z} n_1$$
  
$$B'(2,i) = \frac{\partial N_i}{\partial x} l_2 + \frac{\partial N_i}{\partial y} m_2 + \frac{\partial N_i}{\partial z} n_2$$
 (2-27)

2.2.3.4.2  $[B_{_{2mi}}]$  และ  $[B_{_{3mi}}]$  ทำเช่นเดียวกันกับกรณีการหา  $[B_{_{1mi}}]$ 

$$\frac{\partial u'}{\partial x'} = \sum_{i=1}^{4} \frac{h_i}{2} \begin{bmatrix} l_1 \left( t \frac{\partial N_i}{\partial x} + J_{13}^* N_i \right) \\ + m_1 \left( t \frac{\partial N_i}{\partial y} + J_{23}^* N_i \right) \\ + n_1 \left( t \frac{\partial N_i}{\partial z} + J_{33}^* N_i \right) \end{bmatrix} \times \begin{cases} \left( n_{3i} \theta_{yi} - m_{3i} \theta_{zi} \right) l_1 + \\ \left( l_{3i} \theta_{zi} - n_{3i} \theta_{xi} \right) m_1 + \\ \left( m_{3i} \theta_{xi} - l_{3i} \theta_{yi} \right) m_1 \end{cases}$$
(2-28)

 $\frac{\partial \mathbf{v}'}{\partial \mathbf{y}'} \quad \text{และ} \quad \frac{\partial u'}{\partial \mathbf{y}'} + \frac{\partial \mathbf{v}'}{\partial \mathbf{x}'} \,\tilde{\mathbf{n}}$ คำนวณเช่นเดียวกัน ถึงตรงนี้ก็สามารถหาค่าความเครียด ภายในระนาบจากค่า  $\theta_{xi}, \theta_{yi}, \theta_{zi}$ ได้

$$\begin{cases} \varepsilon_{x'} \\ \varepsilon_{y'} \\ \gamma_{x'y'} \end{cases} = \begin{cases} \frac{\partial u'}{\partial x'} \\ \frac{\partial v'}{\partial y'} \\ \frac{\partial u'}{\partial y'} + \frac{\partial v'}{\partial x'} \end{cases} = \sum_{i=1}^{4} \left[ \left[ B_{2mi} \right] + t \left[ B_{3mi} \right] \right] \begin{cases} \theta_{xi} \\ \theta_{yi} \\ \theta_{zi} \end{cases}$$
(2-29)

ใน  $\begin{bmatrix} B_{2mi} \end{bmatrix}$  มีเทอม  $l_1J_{13}^* + m_1J_{23}^* + n_1J_{33}^*$  และเทอม  $l_2J_{13}^* + m_2J_{23}^* + n_2J_{33}^*$  อยู่ด้วย ซึ่ง  $J_{13}^* = l_3$ ;  $J_{23}^* = m_3$ ;  $J_{33}^* = n_3$  และตามเงื่อนไขของเส้นตั้งฉาก (Orthogonality) ที่ว่า

$$l_1 l_3 + m_1 m_3 + n_1 n_3 = 0 (2-30)$$

$$l_2 l_3 + m_2 m_3 + n_2 n_3 = 0 (2-31)$$

ฉะนั้น  $\left[B_{_{2mi}}
ight]$ =[0] เขียนสมการที่ (2-29) ได้ใหม่เป็น

$$\begin{cases} \varepsilon_{x'} \\ \varepsilon_{y'} \\ \gamma_{x'y'} \end{cases} = \sum_{i=1}^{4} t \begin{bmatrix} B_{3mi} \end{bmatrix} \begin{cases} \theta_{xi} \\ \theta_{yi} \\ \theta_{zi} \end{cases}$$
(2-32)

$$\begin{split} & \left[ B_{3mi} \right] = \\ & \frac{h_i}{2} \begin{bmatrix} B'(1,i) \left( m_{3i}n_1 - n_{3i}m_1 \right) & B'(1,i) \left( n_{3i}l_1 - l_{3i}n_1 \right) & B'(1,i) \left( l_{3i}m_1 - m_{3i}l_1 \right) \\ & B'(2,i) \left( m_{3i}n_2 - n_{3i}m_2 \right) & B'(2,i) \left( n_{3i}l_2 - l_{3i}n_2 \right) & B'(2,i) \left( l_{3i}m_2 - m_{3i}l_2 \right) \\ & B'(2,i) \left( m_{3i}n_1 - n_{3i}m_1 \right) & B'(2,i) \left( n_{3i}l_1 - l_{3i}n_1 \right) & B'(2,i) \left( l_{3i}m_1 - m_{3i}l_1 \right) \\ & + B'(1,i) \left( m_{3i}n_2 - n_{3i}m_2 \right) & + B'(1,i) \left( n_{3i}l_2 - l_{3i}n_2 \right) & + B'(1,i) \left( l_{3i}m_2 - m_{3i}l_2 \right) \end{bmatrix} \end{split}$$

2.2.3.4.3  $\left[B_{_{1si}}
ight]$  ทำเช่นเดียวกันกับ  $\left[B_{_{1mi}}
ight]$  จะได้

$$\begin{cases} \gamma_{x'z'} \\ \gamma_{y'z'} \\ \gamma_{y'z'} \end{cases} = \begin{cases} \frac{\partial u'}{\partial z'} + \frac{\partial w'}{\partial x'} \\ \frac{\partial v'}{\partial z'} + \frac{\partial w'}{\partial y'} \\ \end{cases} = \sum_{i=1}^{4} \begin{bmatrix} B_{1si} \end{bmatrix} \begin{cases} u_i \\ v_i \\ w_i \\ \end{cases}$$
(2-34)

เมื่อ

$$\begin{bmatrix} B_{1si} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_1 B'(3,i) & m_1 B'(3,i) & n_1 B'(3,i) \\ + l_3 B'(1,i) & + m_3 B'(1,i) & + n_3 B'(1,i) \\ \\ l_2 B'(3,i) & m_2 B'(3,i) & n_2 B'(3,i) \\ + l_3 B'(2,i) & + m_3 B'(2,i) & + n_3 B'(2,i) \end{bmatrix}$$
(2-35)

และ

$$B'(3,i) = \frac{\partial N_i}{\partial x} l_3 + \frac{\partial N_i}{\partial y} m_3 + \frac{\partial N_i}{\partial z} n_3$$
(2-36)

2.2.3.4.4  $\left[B_{2si}\right]$  และ  $\left[B_{3si}\right]$ 

เมื่อ

$$\begin{cases} \gamma_{x'z'} \\ \gamma_{y'z'} \end{cases} = \begin{cases} \frac{\partial u'}{\partial z'} + \frac{\partial w'}{\partial x'} \\ \frac{\partial v'}{\partial z'} + \frac{\partial w'}{\partial y'} \end{cases} = \sum_{i=1}^{4} \begin{bmatrix} B_{2si} \end{bmatrix} + t \begin{bmatrix} B_{3si} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_{xi} \\ \theta_{yi} \\ \theta_{zi} \end{bmatrix}$$
(2-37)

เมื่อ

$$\begin{bmatrix} B_{2si} \end{bmatrix} = \frac{h_i}{2} N_i B'' \begin{bmatrix} m_{3i}n_1 - n_{3i}m_1 & n_{3i}l_1 - l_{3i}n_1 & l_{3i}m_1 - m_{3i}l_1 \\ m_{3i}n_2 - n_{3i}m_2 & n_{3i}l_2 - l_{3i}n_2 & l_{3i}m_2 - m_{3i}l_2 \end{bmatrix}$$
(2-38)

และ

$$B'' = l_3 J_{13}^* + m_3 J_{23}^* + n_3 J_{33}^*$$
(2-39)

และ

$$\begin{bmatrix} B_{3si} \end{bmatrix} =$$

$$\begin{array}{c} & (2-40) \\ \\ & \underbrace{h_{i}}{2} \\ & \frac{h_{i}}{2} \\ & B'(3,i)(m_{3i}n_{1} - n_{3i}m_{1}) \\ & + B'(1,i)(m_{3i}n_{3} - n_{3i}m_{3}) \\ & + B'(1,i)n_{3i}n_{3} - n_{3i}m_{3}) \\ & + B'(1,i)n_{3i}n_{3} - n_{3i}n_{3} \\ & + B'(2,i)(m_{3i}n_{3} - n_{3i}m_{3}) \\ & + B'(2,i)n_{3i}n_{3} - n_{3i}n_{3} \\ & + B'(2,i)n_{3i}n_{3} \\ & + B'(2,i)n_{3i}n_{3} - n_{3i}n_{3} \\ & + B'(2,i)n_{3i}n_{3} - n_{3i}n_{3} \\ & + B'(2,i)n_{3i}n_{3} - n_{3i}n_{3} \\ & + B'(2,i)n_{3i}n_{3} \\ & + B'(2,i)n_{3i}n$$

สามารถจัดเมตริกซ์ความเครียด-การกระจัดให้อยู่ในรูปแบบดังนี้

$$\begin{cases} \left\{ \varepsilon_{m} \right\} \\ \left\{ \varepsilon_{s} \right\} \end{cases} = \sum_{i=1}^{4} \begin{bmatrix} B_{1mi} & t \begin{bmatrix} B_{3mi} \end{bmatrix} \\ B_{1si} & b \begin{bmatrix} B_{2si} \end{bmatrix} + t \begin{bmatrix} B_{3si} \end{bmatrix} \end{bmatrix} \begin{cases} \left\{ d_{i}^{u} \right\} \\ \left\{ d_{i}^{\theta} \right\} \end{cases}$$
(2-41)

เมื่อ

$$\begin{cases} u_i^u \\ e_i^u \end{cases} = \begin{bmatrix} u_i & v_i & w_i \end{bmatrix}^T \\ d_i^\theta \\ e_{xi} & \theta_{yi} & \theta_{zi} \end{bmatrix}^T$$
(2-42)

2.2.3.5 เมตริกซ์ความเค้น-การกระจัด (Stress-Displacement) ความเค้นที่อิลิเมนต์และการเคลื่อนที่จุดต่อมีความสัมพันธ์กันดังสมการข้างล่าง

$$\{\sigma\} = [C][B]\{d\}$$
$$= [CB]\{d\}$$
(2-43)

กรณีที่วัสดุเป็นเนื้อเดียวกันทุกทิศทาง (Isotropic) ความสัมพันธ์ระหว่างความเค้น-ความเครียด (Stress-Strain) ในพิกัด x', y', z' แสดงได้ดังนี้

$$\{\sigma'\} = [C]\{\varepsilon'\} \tag{2-44}$$

$$\begin{cases} \sigma'_{x} \\ \sigma'_{y} \\ \tau'_{x'y'} \\ \tau'_{x'z'} \\ \tau'_{y'z'} \end{cases} = \frac{E}{1-\mu^{2}} \begin{bmatrix} 1 & \mu & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \mu & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1-\mu}{2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{\alpha(1-\mu)}{2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\alpha(1-\mu)}{2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon'_{x} \\ \varepsilon'_{y} \\ \gamma'_{x'y'} \\ \gamma'_{x'z'} \\ \gamma'_{y'z'} \end{bmatrix}$$
(2-45)

เมื่อค่า lpha เป็นแฟคเตอร์ของความถูกต้องใช้เพื่อกำหนดผลการเสียรูปที่เกิดจากแรง เฉือน (Shear Deformation)ให้มีความถูกต้องมากขึ้น ปกติแล้วจะกำหนดค่าเท่ากับ 5/6

เพื่อให้ง่ายต่อการคำนวณจะแยกเมตริกซ์คอนสทิทิวทีฟ (Constitutive Matrix) [C] ออกเป็นสองส่วนคือส่วนที่เป็นการโก่งตัว (Bending) และส่วนที่เป็นการเฉือน (Shear) จะได้ เป็น [C<sub>m</sub>] และ [C<sub>s</sub>] แสดงดังสมการข้างล่างนี้

$$\begin{bmatrix} C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} C_m \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} 0 \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} 0 \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} C_s \end{bmatrix} \end{bmatrix}$$
(2-46)

$$\begin{bmatrix} C_m \end{bmatrix} = \frac{E}{1-\mu^2} \begin{bmatrix} 1 & \mu & 0\\ \mu & 1 & 0\\ 0 & 0 & \frac{1-\mu}{2} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} C_s^1 \end{bmatrix} = \frac{E\alpha}{2(1+\mu)} \begin{bmatrix} 1 & 0\\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$
(2-48)

2.2.3.6 เมตริกซ์ความแข็งตึงของอิลิเมนต์ (Element Stiffness Matrix)
 การแบ่งเมตริกซ์ความแข็งตึง (Stiffness Matrix) ออกเป็นสองส่วนเช่นเดียวกับการแบ่ง
 เมตริกซ์คอนสทิทิวทีฟ (Constitutive Matrix) เพื่อให้สะดวกในการคำนวณ ซึ่งแบ่งเป็นส่วนที่ทำ
 ให้เกิดการแอ่น (Bending and Membrane Effect) และส่วนที่ทำให้เกิดการเฉือน (Shear Effect) ดังนี้

$$[k] = [k]_m + [k]_S$$
(2-49)

$$\begin{bmatrix} k \end{bmatrix} = \sum_{i=1}^{4} \sum_{j=1}^{4} \left[ \begin{bmatrix} k_{ij} \end{bmatrix}_{m} + \begin{bmatrix} k_{ij} \end{bmatrix}_{s} \right]$$
(2-50)

$$\begin{bmatrix} k_{ij} \end{bmatrix}_{m} = \int_{V} \begin{bmatrix} B_{mi} \end{bmatrix}^{T} \begin{bmatrix} C_{m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_{mj} \end{bmatrix} dV$$
(2-51)

$$\begin{bmatrix} k_{ij} \end{bmatrix}_{S} = \int_{V} \begin{bmatrix} B_{si} \end{bmatrix}^{T} \begin{bmatrix} C_{s} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_{sj} \end{bmatrix} dV$$
(2-52)

เมื่อสมการที่ (2-51) แสดงผลจากการแอ่นและสมการที่ (2-52) แสดงผลจากการเฉือน ทแยง และเมื่อแทนค่าจากสมการที่ (2-42) ลงในสมการที่ (2-51) จะได้

30

เมื่อ

$$\begin{bmatrix} k_{ij} \end{bmatrix}_{m} = \int_{V} \begin{bmatrix} B_{1mi} \end{bmatrix}^{T} \\ t \begin{bmatrix} B_{3mi} \end{bmatrix}^{T} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_{1mj} \end{bmatrix} t \begin{bmatrix} B_{3mj} \end{bmatrix} dV$$
(2-53)

แสดงสมการข้างบนให้ง่ายขึ้นโดยการจัดให้อยู่ในรูปพิกัดธรรมชาติ (Natural Coordinate)

$$\begin{bmatrix} k_{ij} \end{bmatrix}_{m} =$$

$$(2-54)$$

$$+ 1 + 1 + 1 + 1 \\ \int \int \int \\ -1 - 1 - 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_{1mi} T \begin{bmatrix} C_{m} \begin{bmatrix} B_{1mj} \end{bmatrix} & t \begin{bmatrix} B_{1mj} \end{bmatrix} T \begin{bmatrix} C_{m} \begin{bmatrix} B_{3mj} \end{bmatrix} \\ t \begin{bmatrix} B_{3mi} \end{bmatrix} T \begin{bmatrix} C_{m} \begin{bmatrix} B_{1mj} \end{bmatrix} & t^{2} \begin{bmatrix} B_{3mi} \end{bmatrix} T \begin{bmatrix} C_{m} \begin{bmatrix} B_{3mj} \end{bmatrix} \end{bmatrix} \begin{vmatrix} J_{(r,s,t)} \end{vmatrix} dr ds dt$$

$$t \begin{bmatrix} B_{3mi} T \begin{bmatrix} C_{m} \begin{bmatrix} B_{1mj} \end{bmatrix} & t^{2} \begin{bmatrix} B_{3mi} \end{bmatrix} T \begin{bmatrix} C_{m} \begin{bmatrix} B_{3mj} \end{bmatrix} \end{bmatrix}$$

$$[J] = \begin{bmatrix} \frac{\partial x}{\partial r} & \frac{\partial y}{\partial r} & \frac{\partial z}{\partial r} \\ \frac{\partial x}{\partial s} & \frac{\partial y}{\partial s} & \frac{\partial z}{\partial s} \\ \frac{\partial x}{\partial t} & \frac{\partial y}{\partial t} & \frac{\partial z}{\partial t} \end{bmatrix}$$
(2-55)

สำหรับอิลิเมนต์ชนิดแผ่นโค้งสามารถประมาณ|J<sub>(r,s,t)</sub>| เป็น |J<sub>(r,s,0)</sub>| ได้ ตั้งแต่ [B<sub>1mi</sub>] และ [B<sub>3mj</sub>] เป็นฟังก์ชันของ r และ s เพียงอย่างเดียวดังนั้นจึงสามารถอินทิเกรตสมการที่ (2-54) เทียบกับ t ได้เลย ดังนี้

$$\begin{bmatrix} k_{ij} \end{bmatrix}_{m} = \int_{-1-1}^{+1+1} \begin{bmatrix} 2 \begin{bmatrix} B_{1mi} \end{bmatrix}^{T} \begin{bmatrix} C_{m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_{imj} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} 0 \end{bmatrix} = \frac{2}{3} \begin{bmatrix} B_{3mi} \end{bmatrix}^{T} \begin{bmatrix} C_{m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_{3mj} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} J_{r,s,0} \end{bmatrix} dr ds \quad (2-56)$$

เช่นเดียวกันกับสมการที่ (2-42) เมื่อแทนลงในสมการที่ (2-52) จะได้

$$\begin{bmatrix} k_{ij} \end{bmatrix}_{s} = \int_{V} \begin{bmatrix} B_{1si} \end{bmatrix}^{T} \\ \begin{bmatrix} B_{2si} \end{bmatrix}^{T} + t \begin{bmatrix} B_{3si} \end{bmatrix}^{T} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{s} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_{1sj} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_{2sj} \end{bmatrix} + t \begin{bmatrix} B_{3sj} \end{bmatrix} dV \quad (2-57)$$

กำหนดเช่นดียวกันกับสมการที่ (2-56) จะได้

$$\begin{bmatrix} k_{ij} \end{bmatrix}_{s} = \stackrel{+1}{\underset{-1}{5}} \stackrel{+1}{\underset{-1}{5}} \begin{bmatrix} 2[B_{1si}]^{T} [C_{s} \begin{bmatrix} B_{1sj} \end{bmatrix} & 2[B_{1si}]^{T} [C_{s} \begin{bmatrix} B_{2sj} \end{bmatrix} \\ 2[B_{2si} \begin{bmatrix} C_{s} \begin{bmatrix} B_{1sj} \end{bmatrix} & 2[B_{2si} \begin{bmatrix} C_{s} \begin{bmatrix} B_{2sj} \end{bmatrix} \\ +\frac{2}{3} \begin{bmatrix} B_{3si} \end{bmatrix}^{T} [C_{s} \begin{bmatrix} B_{3sj} \end{bmatrix} \end{bmatrix} \begin{vmatrix} J_{(r,s,0)} \end{vmatrix} dr ds$$
(2-58)

สุดท้ายแล้วขนาดของเมตริกซ์ย่อยจะมีค่าเป็น

$$\begin{bmatrix} k \\ m \\ k \end{bmatrix}_{S} = \begin{bmatrix} k_{11} \\ k_{12} \\ k_{21} \\ k_{22} \\ k_{23} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_{14} \\ k_{24} \\ k_{24} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} k_{21} \\ k_{22} \\ k_{23} \\ k_{23} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_{24} \\ k_{24} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} k_{31} \\ k_{32} \\ k_{32} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_{33} \\ k_{34} \\ k_{41} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_{42} \\ k_{43} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_{43} \\ k_{44} \end{bmatrix}$$

$$(2-59)$$

2.2.3.7 ความแข็งตึงการบิด (Torsional Stiffness)

อิลิเมนต์ชนิดแผ่นโค้งที่มี 4 จุดต่อที่กล่าวมาก่อนหน้านี้คิดจาก 6 ระดับความเสรีต่อ 1 จุด ต่อ อย่างไรก็ตามในสูตรที่กล่าวมายังไม่มีเมตริกซ์ความแข็งตึงที่ใช้กับระดับความเสรีของการ หมุนแบบบิดอยู่ในระบบพิกัดย่อย

สำหรับอิลิเมนต์ชนิดแผ่นโค้งชนิด 4 จุดต่อ การหมุนของแกนฉากและผิวกลางมีความ อิสระต่อกันแสดงในภาพที่ 2-12 โดยที่ค่าการหมุนของผิวกลางในรูปเป็น  $\frac{1}{2} \left( rac{\partial v'}{\partial x'} - rac{\partial u'}{\partial y'} 
ight)$ การ หักเหของค่าการหมุนของแกนฉากจากระนาบผิวกลางถูกสันนิษฐานเพื่อนำมาเขียนเป็นสมการ พลังงานความเครียดควบคุม (Governing Strain Energy) ได้ดังนี้

$$U_{t} = \alpha_{t} Gh \iint_{A} \left[ \alpha'_{3} - \frac{1}{2} \left( \frac{\partial v'}{\partial x'} - \frac{\partial u'}{\partial y'} \right) \right]_{(r,s,0)}^{2} dA$$
(2-60)

## เมื่อ α, เป็นค่าสัมประสิทธิ์การบิด (Torsional Coefficient)

$$\begin{pmatrix} \frac{\partial v'}{\partial x'} - \frac{\partial u'}{\partial y'} \end{pmatrix} = \sum_{i=1}^{4} \begin{bmatrix} l_1 \left( \frac{\partial N_i}{\partial x} l_2 u_i + \frac{\partial N_i}{\partial x} m_2 v_i + \frac{\partial N_i}{\partial x} n_2 w_i \right) \\ + m_1 \left( \frac{\partial N_i}{\partial y} l_2 u_i + \frac{\partial N_i}{\partial y} m_2 v_i + \frac{\partial N_i}{\partial y} n_2 w_i \right) \\ + n_1 \left( \frac{\partial N_i}{\partial z} l_2 u_i + \frac{\partial N_i}{\partial z} m_2 v_i + \frac{\partial N_i}{\partial z} n_2 w_i \right) \\ - l_2 \left( \frac{\partial N_i}{\partial x} l_1 u_i + \frac{\partial N_i}{\partial x} m_1 v_i + \frac{\partial N_i}{\partial x} n_1 w_i \right) \\ + m_2 \left( \frac{\partial N_i}{\partial y} l_1 u_i + \frac{\partial N_i}{\partial y} m_1 v_i + \frac{\partial N_i}{\partial y} n_1 w_i \right) \\ + n_2 \left( \frac{\partial N_i}{\partial z} l_1 u_i + \frac{\partial N_i}{\partial z} m_1 v_i + \frac{\partial N_i}{\partial z} n_1 w_i \right)$$
 (2-61)

ถ้า  $\alpha_{3i}$  เป็นการหมุนรอบแกนย่อย z' ของจุดต่อ i สามารถแสดงในเทอมของการหมุน แกนรวม  $\theta_{xi}, \theta_{yi}, \theta_{zi}$ 

$$\alpha'_{3i} = l_{3i}\theta_{xi} + m_{3i}\theta_{yi} + n_{3i}\theta_{zi}$$
(2-62)

ถ้า *a*<sub>3</sub> เป็นการหมุนที่จุด (r,s) ใดๆ บนระนาบผิวกลาง

$$\alpha'_{3} = N_{i} \left( l_{3} \theta_{xi} + m_{3} \theta_{yi} + n_{3} \theta_{zi} \right)$$
(2-63)

จัดรูปแบบในสมการที่ (2-61) และ (2-62) แทนลงในสมการที่ (2-60) จะได้

$$U_{t} = \{d\}^{T} [k]_{t} \{d\}$$
(2-64)

เมื่อเมตริกซ์ย่อย [k<sub>ij</sub>] สำหรับความแข็งตึงการบิด (Torsional Stiffness) คือ

$$\begin{bmatrix} k_{ij} \end{bmatrix}_{t} = \alpha_{t} Gh \int_{-1}^{+1} \int_{-1}^{+1} \begin{bmatrix} R_{mi} T \begin{bmatrix} R_{mj} \end{bmatrix} & R_{mi} T \begin{bmatrix} R_{nj} \end{bmatrix} \\ R_{mi} T \begin{bmatrix} R_{mj} \end{bmatrix} & R_{mi} T \begin{bmatrix} R_{nj} \end{bmatrix} \end{bmatrix} |a| dr ds \quad (2-65)$$

เมื่อ α<sub>t</sub> = สัมประสิทธิ์การบิด G = สัมประสิทธิ์การเฉือน (Shear Modulus) H = ความหนา

$$\begin{bmatrix} R_{mi} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} B'(2,i) - B'(1,i) & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} D \end{bmatrix}^T$$
(2-66)

$$\begin{bmatrix} R_{ni} \end{bmatrix} = N_i \begin{bmatrix} l_3 & m_3 & n_3 \end{bmatrix}$$
(2-67)

$$dA = \left| \begin{array}{c} e_1' \times e_2' \\ e_1 \end{array} \right| = \left| a \right| dr ds$$
 (2-68)

$$|a| = \sqrt{\left(\frac{\partial x}{\partial r}\frac{\partial y}{\partial s} - \frac{\partial x}{\partial s}\frac{\partial y}{\partial r}\right)^{2} + \left(\frac{\partial x}{\partial s}\frac{\partial z}{\partial r} - \frac{\partial x}{\partial r}\frac{\partial z}{\partial s}\right)^{2} + \left(\frac{\partial y}{\partial r}\frac{\partial z}{\partial s} - \frac{\partial y}{\partial s}\frac{\partial z}{\partial r}\right)^{2}}$$
(2-69)

หรือ

$$|a| = |J| \times \sqrt{\left(J_{13}^*\right)^2 + \left(J_2^*\right)^2 + \left(J_{33}^*\right)^2}$$
(2-70)

การหาพื้นที่แบบเกาส์ (Gauss Quadrature) ขนาดเมตริกซ์ 1x1 ถูกนำมาใช้เพื่อหาค่า [k]<sub>t</sub> ที่จุดศูนย์กลางของอิลิเมนต์เพื่อหลีกเลี่ยงการเกิดการยับยั้งการเคลื่อนที่มากเกินไป (Over Constrain) เหมือนกับการเกิดการยับยั้งการเฉือน (Shear Locking)

Worsak [10] แสดงวิธีการหาค่า α<sub>t</sub> ที่ดีที่สุดอันจะสามารถเลือกใช้ค่าการบิดให้เหมาะสม นอกจากนี้ในการทดลองนี้ยังได้แสดงให้เห็นว่าการเพิ่มค่าความแข็งตึงการบิดไม่ได้ลด ประสิทธิภาพภาพของระบบลงแต่อย่างใด

#### 2.3 ทฤษฎีวัสดุผสม (Composite Material)

วัสดุผสมคือวัสดุโครงสร้างที่ประกอบด้วยสองหรือมากกว่าสองชนิด ส่วนประกอบถูก รวมเข้าด้วยกันในระดับที่สามารถมองเห็นได้ด้วยตาเปล่าและไม่ละลายเข้ากับวัสดุที่ประกอบอยู่ ด้วยกัน วัสดุส่วนประกอบชนิดหนึ่งเรียกว่า ส่วนประกอบการเสริมความแข็งแรง (Reinforcing Phase) และวัสดุส่วนประกอบอีกชนิดหนึ่งเรียกว่า สารระหว่างเซลล์ของเนื้อเยื่อ (Matrix) วัสดุ ส่วนของการเสริมความแข็งแรงอาจจะอยู่ในรูปของเส้นใย (Fiber) อนุภาค (Particle) หรือ สะเก็ด (Flake) ส่วนวัสดุสารระหว่างเซลล์ของเนื้อเยื่อปกติจะประกอบต่อเนื่องกันไปตลอด ทั้งชิ้นวัสดุผสม และมีวัสดุส่วนประกอบการเสริมความแข็งแรงแทรกอยู่ภายใน ตัวอย่างของ วัสดุผสมเช่น วัสดุคอนกรีตเสริมเหล็ก หรือวัสดุเรซินสังเคราะห์ (Epoxy) เสริมเส้นใยกราไฟต์ เป็นต้น

ตัวอย่างของวัสดุผสมที่พบในธรรมชาติ เช่น ไม้ ซึ่งเป็นวัสดุสารอินทรีย์ที่เป็น ส่วนประกอบของไม้ (Lignin) เสริมเส้นใยเซลลูโลส (Cellulose Fiber) หรือตัวอย่างอีกชนิดหนึ่ง คือ กระดูกซึ่งเป็นวัสดุแร่ธาตุ (Mineral) เสริมเส้นใยคอลลาเจน (Collagen)

วัสดุผสมถูกพัฒนาเพื่อใช้ในอุตสาหกรรมอากาศยานมานานแล้ว วัสดุผสมเหล่านี้มีวัสดุ เสริมความแข็งแรงที่มีเส้นผ่าศูนย์กลางน้อยและมีสมรรถภาพสูงเสริมอยู่ในวัสดุเรซินสังเคราะห์ (Epoxy) และ อลูมิเนียม ตัวอย่างวัสดุผสมชนิดนี้เช่น กราไฟต์/เรซินสังเคราะห์,เคฟลาร์/เรซิน สังเคราะห์ และ โบรอน/อลูมินัม (Graphite/Epoxy, Kevlar/Epoxy, Boron/Aluminum) วัสดุ เหล่านี้ถูกนำมาประยุกต์ใช้ในวงการอุตสาหกรรมเชิงพาณิชย์อีกด้วย

2.3.1. เส้นใยแก้ว (Glass Fiber)

แก้วเป็นเส้นใยที่ธรรมดาที่สุดที่ใช้ในวัสดุผสมที่มีสารโพลีเมอร์เป็นสารระหว่างเซลล์ของ เนื้อเยื่อ (Polymer Matrix Composites) ข้อดีของแก้วคือ มีความแข็งแรงสูง ราคาต่ำ ทนต่อ สารเคมีได้ดีและป้องกันการนำไฟฟ้าได้ดี ส่วนข้อเสียคือ มีค่าสัมประสิทธิ์การยืดหยุ่นต่ำ การยืด ติดกับสารโพลีเมอร์ต่ำ ค่าความหนาแน่นเปรียบเทียบสูง สึกหรอได้ง่ายและความแข็งแรงต่อ การล้าต่ำ ชนิดของวัสดุผสมที่ประกอบด้วยเส้นใยแก้วเป็นหลักคือ อี-กลาส (E-Glass) หรือที่เรียก กันว่า "ไฟเบอร์กลาส" (Fiberglass) และ เอส-กลาส (S-Glass) ตัวอักษร E ในคำว่า E-Glass มาจากคำว่า Elastical ซึ่งหมายความว่าวัสดุชนิดนี้ถูกออกแบบเพื่อประยุกต์ใช้กับไฟฟ้า อย่างไรก็ดี มันถูกใช้เพื่อวัตถุประสงค์อื่นๆ อีกหลายอย่าง เช่น การประดับตกแต่งและการ ประยุกต์ทางโครงสร้าง ตัวอักษร S ในคำว่า S-Glass มาจากคำว่า Silica ซึ่งเป็นวัสดุที่มีความ แข็งแรงถึงแม้ว่าจะทำงานในที่ที่มีอุณหภูมิสูง และมีค่าความแข็งแรงทนต่อการล้าตัวสูงกว่าด้วย โดยส่วนใหญ่มันถูกประยุกต์ใช้ในอากาศยาน

ชนิดอื่นๆ ที่เป็นประโยชน์ทางพาณิชย์คือ ซี-กลาส (C-Glass) ตัวอักษร C มาจากคำว่า Corrosion ซึ่งเหมาะกับการใช้งานในสภาพแวดล้อมที่มีสารเคมี เช่นถังเก็บรักษา ส่วน อาร์-กลาส (R-Glass) ใช้ในงานโครงสร้างเช่น ในงานก่อสร้าง ดี-กลาส (D-Glass) D ย่อมาจาก Dielectric ใช้สำหรับงานที่ต้องการค่าฉนวนต่ำ เช่น Radomes และ เอ-กลาส (A-Glass) A ย่อ มาจาก Appearance ใช้สำหรับเพิ่มลักษณะรูปร่างของผิว สำหรับชนิดที่รวมเส้นใยหลายชนิด เข้าด้วยกัน เช่น อี-ซีอาร์กลาส (E-CR Glass) E-CR ย่อมาจาก Electrical และ Corrosion Resistance หรือ เออาร์-กลาส (AR Glass) AR ย่อมาจาก Alkali Resistant

2.3.2 เส้นใยกราไฟต์ (Graphite Fiber)

เส้นใยกราไฟต์ (Graphite Fiber) เป็นวัสดุที่นิยมใช้ในการประยุกต์วัสดุที่มีค่าสัมประสิทธิ์ คุณสมบัติทางฟิสิกส์และความแข็งแรงสูง ตัวอย่างการใช้งานวัสดุเหล่านี้ เช่น การนำไปทำเป็น ส่วนประกอบของเครื่องบิน เป็นตัน ข้อดีของวัสดุชนิดนี้นอกจากความแข็งแรงแล้ว ยังมีค่า สัมประสิทธิ์การขยายตัวเนื่องจากความร้อนต่ำ และมีความแข็งแรงทนต่อการล้าตัวสูงอีกด้วย ส่วนข้อเสียนั้น นอกจากจะมีราคาแพงแล้ว ยังทนต่อการกระแทกได้น้อยรวมทั้งมีการนำไฟฟ้า สูงอีกด้วย ความแตกต่างระหว่างเส้นใยคาร์บอนกับเส้นใยกราไฟต์ก็คือ เส้นใยคาร์บอนมี ส่วนผสมของคาร์บอนอยู่ประมาณ 93 ถึง 95 เปอร์เซ็นต์ ในขณะที่เส้นใยกราไฟต์มีส่วนผสม ของคาร์บอนอยู่มากกว่า 99 เปอร์เซ็นต์ เส้นใยคาร์บอนผลิตที่อุณหภูมิ 2400 องศาฟาเรนไฮน์ หรือ 1316 องศาเซลเซียส ในขณะที่เส้นใยกราไฟต์ผลิตที่อุณหภูมิ 3400 องศาฟาเรนไฮน์ หรือ 1900 องศาเซลเซียส

2.3.3 อีพอกซี (Epoxy)

อีพอกซีเรซินเป็นวัสดุธรรมดาที่สุดที่ใช้เรซิน มีน้ำหนักโมเลกุลต่ำ อีพอกไซด์ (Epoxide) มีห่วงโซ่ที่ประกอบด้วย 3 อะตอม คือ มีออกซิเจน 1 อะตอมและคาร์บอน 2 อะตอม ถึงแม้ว่า อีพอกซีจะมีราคาที่ค่อนข้างสูงกว่าวัสดุชนิดอื่น แต่เหตุผลที่อีพอกซีเป็นวัสดุที่ได้รับความนิยม ซึ่งมีการใช้วัสดุชนิดนี้อยู่ 2 ใน 3 ของสารระหว่างเซลล์ของเนื้อเยื่อ (Matrix) ทั้งหมด เหตุผล หลักๆ มีดังนี้

มีความแข็งแรงสูง

มีความหนืดและอัตราการไหลต่ำ มีการระเหยเป็นไอต่ำ มีอัตราการหดตัวต่ำทำให้สามารถลดความเค้นเฉือนได้ มีให้เลือกใช้มากกว่า 20 เกรด

คุณสมบัติวัสดุผสมชนิดต่างๆ แสดงอยู่ในผนวก ง

2.3.4 ทฤษฎีวัสดุผสม

ในทฤษฎีไฟไนต์อิลิเมนต์สมการที่ (2-45) คือสมการความสัมพันธ์ระหว่างความเค้น-ความเครียดเมื่ออิลิเมนต์เป็นชนิดแผ่นบางและวัสดุมีคุณสมบัติเท่ากันทุกทิศทาง (Isotropic) แต่ สำหรับกรณีที่เป็นวัสดุผสม [C] จะมีค่าไม่เหมือนกัน

จากกฎของฮุค (Hooke's Law) เขียนสมการความสัมพันธ์เชิงเส้นได้ดังนี้

$$\sigma_{ij} = E_{ijkl} \varepsilon_{kl} \tag{2-71}$$

เพื่อความสะดวกจึงเปลี่ยนการเขียนที่อยู่ในรูปของความเครียดการดึง (Tensor Strain) มาเขียนอยู่ในรูปของความเครียดวิศวกรรม (Engineering Strain) ได้ดังนี้

$$\sigma_i = Q_{ij}\varepsilon_j \tag{2-72}$$

สำหรับสมการ 3 มิติของวัสดุชนิดออโทโทรปิค (Orthotropic) เมตริกซ์ของสมการที่ (2-72) สามารถเขียนได้ดังนี้

$$\begin{cases} \sigma_{1} \\ \sigma_{2} \\ \sigma_{3} \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{cases} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{13} & Q_{23} & Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{1} \\ \varepsilon_{2} \\ \varepsilon_{3} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}$$
 (2-73)

และกรณีที่วัสดุเป็นความเค้นระนาบ (Plain Stress) ซึ่ง  $\sigma_{_3}=0$  สมการที่ (2-73) จึงเขียนได้ ดังนี้

$$\begin{cases} \sigma_{1} \\ \sigma_{2} \\ \tau_{12} \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \end{cases} = \begin{bmatrix} E_{11} / \Delta & E_{12} / \Delta & 0 & 0 & 0 \\ E_{12} / \Delta & E_{22} / \Delta & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G_{23} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G_{13} \end{bmatrix} \begin{cases} \varepsilon_{1} \\ \varepsilon_{2} \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \end{cases}$$
(2-74)

ເລື້ອ 
$$Q_{11} = E_{11} / \Delta$$
  
 $Q_{12} = E_{12} / \Delta$   
 $Q_{22} = E_{22} / \Delta$   
 $Q_{44} = G_{12}$   
 $Q_{55} = G_{23}$   
 $Q_{66} = G_{13}$   
 $\Delta = 1 - \upsilon_{12} \upsilon_{21} ; \upsilon_{21} = \upsilon_{12} \frac{E_{22}}{E_{11}}$   
 $E_{12} = \upsilon_{12} E_{22} = \upsilon_{21} E_{11} = E_{21}$ 

การคิดค่าความเค้น, ความเครียดในการวางไฟเบอร์ทิศทางต่างๆเมื่อเทียบกับระบบแกน รวม อธิบายได้ดังสมการที่ (2-75), (2-76) และ (2-77) ดูภาพที่ 2-13 ประกอบ โดยสมการที่ (2-75) และ (2-76) เป็นความสัมพันธ์ระหว่างความเค้นในระบบย่อย (Local) และความเค้นใน ระบบรวม (Global)



ภาพที่ 2-13 ระบบแกนวัสดุทำมุมอยู่กับระบบแกนอ้างอิง

$$\begin{cases} \sigma_{1} \\ \sigma_{2} \\ \tau_{12} \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \end{cases} = [T] \begin{cases} \sigma_{x} \\ \sigma_{y} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{cases}$$
(2-75)
$$\begin{cases} \sigma_{x} \\ \sigma_{y} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{cases}$$

$$\begin{cases} \sigma_{y} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{cases} = \begin{bmatrix} T \end{bmatrix}^{-1} \begin{cases} \sigma_{2} \\ \tau_{12} \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \end{cases}$$
(2-76)

และสมการที่ (2-77) เป็นความสัมพันธ์ระหว่างความเครียดในระบบย่อย (Local) และ ความเครียดในระบบรวม (Global)

$$\begin{cases} \varepsilon_{1} \\ \varepsilon_{2} \\ \frac{1}{2} \gamma_{12} \\ \frac{1}{2} \gamma_{23} \\ \frac{1}{2} \gamma_{13} \end{cases} = [T] \begin{cases} \varepsilon_{x} \\ \varepsilon_{y} \\ \frac{1}{2} \gamma_{xy} \\ \frac{1}{2} \gamma_{yz} \\ \frac{1}{2} \gamma_{yz} \\ \frac{1}{2} \gamma_{xz} \end{cases}$$
(2-77)

เมื่อ [T] คือเมตริกซ์การแปลงค่า (Transformation Matrix)

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2\sin \theta \cos \theta & 0 & 0\\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2\sin \theta \cos \theta & 0 & 0\\ -\sin \theta \cos \theta & \sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & \cos \theta & -\sin \theta\\ 0 & 0 & 0 & \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}$$
(2-78)

และ  $[T]^{-1}$ 

$$[T]^{-1} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & -2\sin \theta \cos \theta & 0 & 0\\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & 2\sin \theta \cos \theta & 0 & 0\\ \sin \theta \cos \theta & -\sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & \cos \theta & \sin \theta\\ 0 & 0 & 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}$$
(2-79)

ความสัมพันธ์ระหว่างความเค้นความเครียดในแกน 1-2 แสดงดังสมการที่ (2-80)

$$\begin{cases} \sigma_{1} \\ \sigma_{2} \\ \tau_{12} \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \end{cases} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{1} \\ \varepsilon_{2} \\ \frac{1}{2} \gamma_{12} \\ \frac{1}{2} \gamma_{23} \\ \frac{1}{2} \gamma_{13} \end{bmatrix}$$
(2-80)

แทนสมการที่ (2-77) ลงในสมการที่ (2-80) และแทนผลที่ได้ลงในสมการที่ (2-76) จะได้

$$\begin{cases} \sigma_{x} \\ \sigma_{y} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{cases} = [T]^{-1} [Q] [T] \begin{cases} \varepsilon_{x} \\ \varepsilon_{y} \\ \frac{1}{2} \gamma_{xy} \\ \frac{1}{2} \gamma_{yz} \\ \frac{1}{2} \gamma_{yz} \\ \frac{1}{2} \gamma_{xz} \end{cases}$$
(2-81)

จัดรูปเมตริกซ์  $[T]^{\scriptscriptstyle -1}\left[Q
ight][T]$  ให้อยู่ในรูปของเมตริกซ์  $\left[\overline{Q}
ight]$  จะได้

$$\begin{cases} \sigma_{x} \\ \sigma_{y} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{cases} = \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{14} & 0 & 0 \\ \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{24} & 0 & 0 \\ \overline{Q}_{14} & \overline{Q}_{24} & \overline{Q}_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \overline{Q}_{55} & \overline{Q}_{56} \\ 0 & 0 & 0 & \overline{Q}_{56} & \overline{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{x} \\ \varepsilon_{y} \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{xz} \end{bmatrix}$$
(2-82)

$$\begin{split} \vec{u}_{11} &= \frac{Q_{11}\cos^{4}\theta + Q_{21}(\cos^{2}\theta - \cos^{4}\theta) + Q_{12}(\cos^{2}\theta - \cos^{4}\theta) \\ &+ Q_{22}(1 - 2\cos^{2}\theta + \cos^{4}\theta) + 4G_{12}(\cos^{2}\theta - \cos^{4}\theta) \\ &= Q_{11}(\cos^{2}\theta - \cos^{4}\theta) + Q_{21}(1 - 2\cos^{2}\theta + \cos^{4}\theta) \\ &+ Q_{12}\cos^{4}\theta + Q_{22}(\cos^{2}\theta - \cos^{4}\theta) + 4G_{12}(\cos^{4}\theta - \cos^{2}\theta) \\ &\overline{Q}_{14} &= \frac{Q_{11}\cos^{3}\theta\sin\theta + Q_{21}(\cos\theta\sin\theta - \cos^{3}\theta\sin\theta) - Q_{12}\cos^{3}\theta\sin\theta \\ &+ Q_{22}(\cos^{3}\theta\sin\theta - \cos\theta\sin\theta) + G_{12}(2\cos\theta\sin\theta - 4\cos^{3}\theta\sin\theta) \\ &\overline{Q}_{22} &= \frac{Q_{11}(1 - 2\cos^{2}\theta + \cos^{4}\theta) + Q_{21}(\cos^{2}\theta - \cos^{4}\theta) + Q_{12}(\cos^{2}\theta - \cos^{4}\theta) \\ &+ Q_{22}\cos^{4}\theta + 4G_{12}(\cos^{2}\theta - \cos^{4}\theta) \\ &\overline{Q}_{24} &= \frac{Q_{11}(\cos\theta\sin\theta - \cos^{3}\theta\sin\theta) + Q_{12}(\cos^{3}\theta\sin\theta - \cos\theta\sin\theta) \\ &+ Q_{21}\cos^{3}\theta\sin\theta - Q_{22}\cos^{3}\theta\sin\theta + G_{12}(4\cos^{3}\theta\sin\theta - 2\cos\theta\sin\theta) \\ &\overline{Q}_{44} &= \frac{(Q_{11} - Q_{21})\cos^{3}\theta\sin\theta + Q_{12}(\cos\theta\sin\theta - \cos^{3}\theta\sin\theta) \\ &+ Q_{22}(\cos^{3}\theta\sin\theta - \cos\theta\sin\theta) + G_{12}(2\cos\theta\sin\theta - 4\cos^{3}\theta\sin\theta) \\ &\overline{Q}_{55} &= G_{23}\cos^{2}\theta + G_{13}\sin^{2}\theta \\ &\overline{Q}_{66} &= G_{13}\cos^{2}\theta + G_{23}\sin^{2}\theta \end{split}$$

J.

## 2.3.4.1 การคำนวณความหนาแน่นของวัสดุผสม

จากตารางที่ 2-1 ของ Autar [14] ที่วัสดุชนิดกร<sup>้า</sup>ไฟต์/อีพอกซีมีอัตราส่วนปริมาตรของ ไฟเบอร์ (Fiber Volume Fraction) เท่ากับ 0.70 จากตารางที่ 3-1 กราไฟต์มีค่าความหนาแน่น เท่ากับ 1800 kg/m<sup>3</sup> และตารางที่ 3-2 อีพอกซีมีค่าความหนาแน่นเท่ากับ 1200 kg/m<sup>3</sup> เมื่อ ความหนาแน่นรวมของวัสดุทั้งสองชนิดคำนวณมาจากสูตร

$$\rho_c = \rho_f V_f + \rho_m V_m \tag{2-83}$$

โดยที่  $V_{f}$  และ  $V_{m}$  คือ ปริมาตรของไฟเบอร์และแมทริก (Matrix) ตามลำดับ

ρ<sub>f</sub> และ ρ<sub>m</sub> คือ ความหนาแน่นของไฟเบอร์และแมทริก (Matrix) ตามลำดับ
 ρ<sub>c</sub> คือ ความหนาแน่นรวมของวัสดุผสม
 ดังนั้นความหนาแน่นรวมของกราไฟต์/อีพอกซี จึงมีค่าเท่ากับ
 ρ<sub>c</sub> = (1800 X 0.7) + (1200 X 0.3) = 1620 kg/m<sup>3</sup>
 เช่นเดียวกันกับความหนาแน่นรวมของกลาส/อีพอกซี ที่มีค่าเท่ากับ
 ρ<sub>c</sub> = (2500 X 0.45) + (1200 X 0.55) = 1785 kg/m<sup>3</sup>

# บทที่ 3 ขั้นตอนการดำเนินงานวิจัยและกรณีศึกษา

ในบทนี้จะกล่าวถึงวิธีการวิเคราะห์ โดยแบ่งได้เป็น 2 ส่วนคือการเปรียบเทียบผลการ คำนวณระหว่างโปรแกรมพาสเฟม (PASSFEM) กับการคำนวณของโปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์ อื่น หลายกรณี อีกส่วนหนึ่งเป็นการวิเคราะห์ปีกเครื่องบินโดยใช้โปรแกรมอาบาคัส (ABAQUS)โดยจะแบ่งกรณีการวิเคราะห์ตามตัวแปรที่ต้องการวิเคราะห์ โดยวิธีการคือเปลี่ยน ค่าตัวแปรนั้นพร้อมกับกำหนดให้ค่าตัวแปรอื่นที่ไม่สนใจพฤติกรรมให้มีค่าคงที่ เพื่อที่จะทำให้ เห็นพฤติกรรมของปัจจัยของตัวแปรต่าง ๆ ได้

## 3.1 ขั้นตอนการวิเคราะห์

ในการวิเคราะห์ทั้งหมดในงานวิจัยนี้ มี 8 ขั้นตอนดังนี้

3.1.1 ศึกษาทฤษฏีไฟในต์อิลิเมนต์ และวัสดุแบบผสม

3.1.2 ศึกษาการใช้โปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์

3.1.3 เขียนโปรแกรมคำนวณการเปลี่ยนรูปร่างและความเค้นของโครงสร้างชนิดแผ่นบาง ที่ทำมาจากวัสดุแบบผสม

3.1.4 เปรียบเทียบผลจากโปรแกรมที่เขียนขึ้นกับโปรแกรมอาบาคัส (ABAQUS)

3.1.5 สร้างแบบจำลองของปีกเครื่องบินที่จะใช้ในการวิเคราะห์ในโปรแกรมอาบาคัส

3.1.6 เขียนโปรแกรมควบคุมปฏิสัมพันธ์ระหว่างการบิดตัวของโครงสร้างกับภาระทาง อากาศพลศาสตร์โดยใช้โปรแกรมอาบาคัส

3.1.7 เปลี่ยนเงื่อนไขการวิเคราะห์ในแบบต่างๆ

3.1.8 วิเคราะห์ผล

ซึ่งขั้นตอนที่ 3.1.1-3.1.4 เป็นการเปรียบเทียบผลการคำนวณระหว่างโปรแกรมที่เขียนขึ้น ตามทฤษฎีไฟในต์อิลิเมนต์ชนิดแผ่นบางกับโปรแกรมอาบาคัส จะกล่าวถึงกรณีการวิเคราะห์ใน หัวข้อ 3.2 ส่วนในขั้นตอนที่ 5-8 เป็นการวิเคราะห์ด้วยโปรแกรมอาบาคัส อย่างเดียวซึ่งจะ กล่าวถึงกรณีการวิเคราะห์ในหัวข้อ 3.3



**ภาพที่ 3-1** แผนผังขั้นตอนการวิเคราะห์

### 3.2 การเปรียบเทียบการคำหวณของโปรแกรมไฟไหต์อิลิเมหต์

การเปรียบเทียบการคำนวณระหว่างสองโปรแกรมจะแบ่งออกเป็น 5 กรณีที่มีโครงสร้าง หรือภาระที่กระทำแตกต่างกันออกไปเรียงลำดับตามความซับซ้อนและพฤติกรรมที่ใกล้เคียงกับ การวิเคราะห์ปีกเครื่องบินจริงๆ ดังตารางที่ 3-1

ตารางที่ **3-1** การเปรียบเทียบกรณีการคำนวณของทั้งสองโปรแกรม



## ตารางที่ 3-1 (ต่อ)



## 3.3 การวิเคราะห์ความแข็งแรงโครงสร้างปีกเครื่องบิน

ในการวิเคราะห์ปีกเครื่องบินที่ประกอบไปด้วยโครงสร้างผิวปีก (Skins) และสปาร์ (Spars) มีวิธีการวิเคราะห์ดังนี้ คือ

3.3.1 ศึกษาพฤติกรรมของปฏิสัมพันธ์ระหว่างภาระทางอากาศพลศาสตร์และโครงสร้าง ปีกเครื่องบิน

- 3.3.2 ศึกษาพฤติกรรมของปีกเนื่องจากทิศทางไฟเบอร์
- 3.3.3 ศึกษาพฤติกรรมของปีกเนื่องจากมุมบิด (Twist Angle)
- 3.3.4 ศึกษาพฤติกรรมของปีกเนื่องจากมุมปะทะอากาศ (Angle of Attack)
- 3.3.5 ศึกษาพฤติกรรมของปีกเนื่องจากมุมลู่ปีก (Sweep Angle)
- 3.3.6 ศึกษาพฤติกรรมของปีกเนื่องจากชนิดวัสดุ
- 3.3.7 ศึกษาหาการเลือกใช้วัสดุและการออกแบบสำหรับปีกเครื่องบิน
- ในการวิเคราะห์ในหัวข้อ 3.3.2 ถึงหัวข้อ 3.3.5 สามารถแบ่งเป็นกรณีการวิเคราะห์ได้ดัง
- ตารางที่ 3-2 ส่วนเงื่อนไขที่กำหนดเป็นค่าคงที่คือ

ความเร็วในการบิน 0.2 มัค

คิดภาระเป็น 3 เท่าของภาวะปกติ (Load Factor = 3g)

มุมลู่ปีก (องศา)	มุมปะทะอากาศ (องศา)	มุมบิดที่ปลายปีก	ทิศทางไฟเบอร์
		(องศา)	(องศา)
0	4	0	0
0	4	0	45
0	4	0	90
0	4	-5	0
0	4	-5	45
0	4	-5	90
0	14	0	0
0	14	0	45
0	14	0	90
0	14	-5	0
0	14	-5	45
0	14	-5	90
30	4	0	0
30	4	0	45
30	4	0	90
30	4	-5	0
30	4	-5	45
30	4	-5	90
30	14	0	0
30	14	0	45
30	14	0	90
30	14	-5	0
30	14	-5	45
30	14	-5	90

**ตารางที่ 3-2** กรณีการวิเคราะห์เพื่อศึกษาผลจากมุมลู่ปีก มุมปะทะอากาศ มุมบิดที่ปลายปีก และทิศทางไฟเบอร์ของปีกเครื่องบิน

ส่วนการศึกษาพฤติกรรมของปีกเนื่องจากชนิดวัสดุนั้น เป็นการเปรียบเทียบผลการ คำนวณระยะการกระจัดและมุมบิดที่ปลายปีก รวมทั้งค่าความเค้นของวัสดุ 2 ชนิด คือ วัสดุ กลาส/อีพอกซี (Glass/Epoxy) และกราไฟต์/อีพอกซี (Graphite/Epoxy) ตามเงื่อนไขการ วิเคราะห์ดังนี้

> ความเร็วในการบิน 0.2 มัค มุมลู่ปีก(Sweep Angle) 0 องศา มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack) 4 องศา มุมบิด(Twist Angle) 0 องศา ทิศทางไฟเบอร์ (Fiber Lay-up) 0 องศา คิดภาระเป็น 3 เท่าของภาวะปกติ (Load Factor = 3g)

# บทที่ 4 การเปรียบเทียบการคำนวณของโปรแกรมอาบาคัส (ABAQUS) กับโปรแกรมพาสเฟม (PASSFEM)

การวิจัยเพื่อเรียนรู้พฤติกรรมทางธรรมชาติอันเป็นความหมายทางวิทยาศาสตร์ หรือการ ้วิจัยเพื่อประยุกต์และคิดค้นสิ่งใหม่ๆ ขึ้นมาอันเป็นความหมายทางวิศวกรรมศาสตร์นั้น ผู้วิจัย เองจะไม่สามารถตัดสินความถูกต้องของการวิจัยจากวิธีการเดียว เพราะว่าสิ่งที่เป็นความจริงจะ สามารถถูกพิสูจน์แล้วให้ผลลัพธ์ที่เป็นจริงกับทุกวิธีการ ดังนั้นเพื่อยืนยันความถูกต้อง ในงานวิจัยส่วนใหญ่จึงมีการเปรียบเทียบผลจาก 2 วิธีการเป็นอย่างน้อย ในงานวิจัยทาง วิศวกรรมศาสตร์โดยทั่วไป จะเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์วิธีใดวิธีหนึ่งกับการทดลองเสมอ โดยมีทั้งการนำเทคนิคที่วิเคราะห์มาเปรียบเทียบกับการทดลอง เพราะว่าการทดลองนั้น น่าเชื่อถือ หรือนำการทดลองมาเปรียบเทียบกับเทคนิคการวิเคราะห์ เพราะเทคนิคการวิเคราะห์ ยังมีการวิจัยอีกส่วนหนึ่งที่นำการวิเคราะห์ไปเปรียบเทียบกับทฤษฎีเพราะว่า นั้นน่าเชื่อถือ ทฤษฏีคือสิ่งที่ถูกพิสูจน์มาแล้วว่าถูกต้อง แต่ก็มีบางคนที่ไม่ค่อยเห็นด้วยกับวิธีการนี้ โดยเฉพาะ กลุ่มบุคคลที่มีประสบการณ์การทำงานในโรงงานอุตสาหกรรม ไม่ใช่ว่าจะไม่เห็นด้วยกับความ ถูกต้องของทฤษฎี แต่ไม่เห็นด้วยเพราะรู้ว่าการทำการทดลองให้ตรงกับทฤษฎีนั้นมีเงื่อนไขหรือ รายละเอียดที่สำคัญหลายอย่างที่ทำได้ยาก

งานวิจัยครั้งนี้จะนำผลการคำนวณเปรียบเทียบกับทฤษฎีและการทดลองที่ได้จากงานวิจัย อื่นๆ โดยวิธีการเปรียบเทียบกับทฤษฎีนั้นก็คือ ใช้การเขียนโปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์ด้วย ภาษาฟอร์แทรน (PASSFEM) ตามทฤษฎีไฟไนต์อิลิเมนต์ที่อิลิเมนต์เป็นชนิดแผ่นบาง (Shell) มาเปรียบเทียบกับการคำนวณจากโปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์อื่นๆ

## 4.1 ผลการคำนวณด้วยโปรแกรมพาสเฟมเปรียบเทียบกับผลการทดลองของงานวิจัย อื่น

Krishnamoorthy [7] มีการเปรียบเทียบผลการคำนวณจากโปรแกรมไฟในต์อิลิเมนต์กับ การทดลองดังแสดงภาระที่กระทำกับโครงสร้างในภาพที่ 4-1 ส่วนภาพที่ 4-2 ก็เป็นโครงสร้างที่ แบ่งอิลิเมนต์แล้ว ซึ่งผลจากการคำนวณด้วยโปรแกรมไฟในต์อิลิเมนต์กับการทดลองที่แสดงดัง ภาพที่ 4-3 ถึง 4-5 มีค่าใกล้เคียงกันและมีพฤติกรรมเหมือนกัน



**ภาพที่ 4-1** โครงสร้างที่ใช้ในการเปรียบเทียบผลการคำนวณและการทดลอง



ภาพที่ 4-2 โครงสร้างที่แบ่งอิลิเมนต์แล้ว



**ภาพที่ 4-3** ระยะกระจัดในแนวดิ่งตลอดความยาว



**ภาพที่ 4-4** ความเค้นแทนเจนเซียล (Tangential Stress) ที่ขอบบนของกึ่งกลางของความยาว



**ภาพที่ 4-5** ความเค้นแทนเจนเซียล (Tangential Stress) ที่ขอบล่างของกึ่งกลางของ ความยาว

### 4.2 โปรแกรมพาสเฟม

โปรแกรมพาสเฟมที่ถูกพัฒนาขึ้นในงานครั้งนี้เป็นโปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์ที่ใช้อิลิเมนต์ ชนิดแผ่นบาง (Shell) ตามทฤษฎีจาก Krishnamoorthy และเขียนด้วยภาษาฟอร์แทรน โดยใน หนังสือเล่มนี้มีรหัสต้นฉบับ (Source Code) อยู่แล้ว แต่ผู้วิจัยได้นำมาปรับปรุงเพื่อใช้กับ งานวิจัยนี้ และเพิ่มฟังก์ชันการคำนวณเมื่อชนิดวัสดุเป็นวัสดุผสม (Composite Material) การทำงานของโปรแกรมโดยรวม แสดงด้วยขั้นตอนดังภาพที่ 4-6 ซึ่งอธิบายได้ดังนี้ เริ่มต้นที่การรับค่าจำนวนจุดต่อ จำนวนอิลิเมนต์ จำนวนวัสดุ จำนวนภาระที่กระทำกับโครงสร้าง รวมทั้งตัวเลือกว่าจะให้โปรแกรมคำนวณหรือตรวจสอบข้อมูลที่ป้อน จากนั้นโปรแกรมหลักเรียก โปรแกรมย่อยพาสอิน (Passin) เพื่อรับข้อมูลจุดต่อ, อิลิเมนต์และคุณสมบัติวัสดุ เช่นเดียวกัน กับโปรแกรมย่อยเฟลิบ (Felib) ที่รับข้อมูลที่เป็นอิลิเมนต์ ต่อจากนั้นโปรแกรมจะจองพื้นที่ สำหรับเมตริกซ์ข้อมูลของอิลิเมนต์ และคำนวณจำนวนอิลิเมนต์ในเมตริกซ์แข็งตึงของระบบรวม โดยเรียกโปรแกรมย่อยแคดนัม (Cadnum) ส่วนการคำนวณเวคเตอร์ภาระ (Load Vector) และ

้คำนวณเมตริกซ์ความแข็งตึงของแต่ละอิลิเมนต์รวมทั้งการรวมเมตริกซ์ความแข็งตึงของแต่ละ ้อิลิเมนต์ให้เป็นเมตริกซ์ความแข็งตึงรวมของโครงสร้างนั้นกระทำในโปรแกรมย่อยเฟลิบ (Felib) ซึ่งเมตริกซ์ความแข็งตึงรวมของโครงสร้างจะถูกส่งไปยังโปรแกรมย่อยพาโซล (Pasolv) เพื่อ สร้างสมการ [K]{r}={P} ที่มีวิธีการกำจัดแบบเกาส์ (Gauss Elimination) จากนั้นจึงรับข้อมูลที่ เป็นจำนวนของภาระที่อิลิเมนต์และที่จุดต่อ และเรียกโปรแกรมย่อยพาสลอด (Paslod) เพื่อรับ ข้อมูลภาระสำหรับ {P} ซึ่งเมื่อถึงขั้นตอนนี้จะสามารถหาระยะการกระจัด {r} ที่จะกระทำใน ้โปรแกรมย่อยพาโซล (Pasolv) อีกครั้งได้ แต่การแสดงค่าระยะการกระจัดนั้นกระทำโดย โปรแกรมย่อยดิสพ์ (Disp) สุดท้ายระยะการกระจัดจะสามารถคำนวณค่าความเค้นความเครียด ู้ได้ในโปรแกรมย่อยเฟลิบ (Felib) อีกครั้งและโปรแกรมก็จะหยุดการทำงาน โปรแกรมพาสเฟม นอกจากจะสามารถคำนวณโครงสร้างวัสดุที่มีคุณสมบัติเป็นวัสดุชนิดไอโซโทรปิค (Isotropic) ที่มีคุณสมบัติของวัสดุเท่ากันในทุกทิศทางแล้วยังใช้ในการศึกษาการวิเคราะห์ความแข็งแรงของ ได้อีกด้วย วัสดุผสม (Composite Material) ส่วนโครงสร้างของโปรแกรมย่อยแสดงใน ภาคผนวก ก



ภาพที่ 4-6 ขั้นตอนของโปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์พาสเฟม (PASSFEM)


ผลการคำนวณที่ได้จากโปรแกรมพาสเฟมจะถูกนำไปเปรียบเทียบกับโปรแกรมอาบาคัส ในหลายๆ กรณีที่กล่าวมาแล้วในหัวข้อ 3.2 ซึ่งเป็นการศึกษาการวิเคราะห์โครงสร้างวัสดุผสม โดยวิธีไฟในต์อิลิเมนต์ ผลที่ได้จากการคำนวณจะแสดงให้เห็นว่าโปรแกรมอาบาคัสซึ่งเป็น โปรแกรมที่ผู้วิจัยจะต้องนำไปใช้ต่อในการวิเคราะห์ปีกเครื่องบินในบทที่ 5 นั้นมีค่าใกล้เคียงกับ โปรแกรมพาสเฟม แสดงว่าโปรแกรมอาบาคัสมีโครงสร้างของทฤษฎีการคำนวณวิธี ไฟในต์อิลิเมนต์เดียวกัน สำหรับการวิเคราะห์หลายๆ กรณีตั้งแต่ หัวข้อ 4.3 ถึง 4.7 นั้นก็เพื่อจะ ได้เห็นผลการคำนวณในพฤติกรรมหลายๆ แบบที่จะสามารถสรุปได้ว่า โปรแกรมพาสเฟม สามารถคำนวณผลได้ครอบคลุมทุกพฤติกรรมการทำงานของปีกเครื่องบิน

### 4.3 พฤติกรรมการรับความดันของแผ่นบางที่ถูกยึดทั้ง 4 ด้าน

การเปรียบเทียบกันทั้ง 5 กรณีกำหนดให้วัสดุเป็นชนิดเดียวกันแสดงดังตารางที่ 4-1 โดย เป็นค่าที่ได้จากตัวอย่างของ Bhagwan [15]

คุณสมบัติวัสดุ	สัญลักษณ์	ค่า	หน่วย	
สัดส่วนระหว่างเส้นใย				
กับวัสดุประสาน	V <sub>f</sub>	0.7	-	
(อีพอกซี)				
ค่าสัมประสิทธิ์การ		14	OD-	
ยืดหยุ่นตามแนวยาว	<b>⊏</b> 1	14	GPa	
ค่าสัมประสิทธิ์การ		2.5	OD-	
ยืดหยุ่นตามแนวขวาง	<b>E</b> <sub>2</sub>	3.5	GPa	
อัตราส่วนปัวซอง	$\nu_{12}$	0.4	-	
ค่าสัมประสิทธิ์การ	0	4.2	OD-	
ยืดหยุ่นเฉือน	G <sub>12</sub>	4.2	GPa	

### **ตารางที่ 4-1** คุณสมบัติของวัสดุกลาส/อีพอกซีซึ่งเป็นชนิดออโทโทรปิคในความเค้นระนาบที่ใช้ ในการวิเคราะห์

โครงสร้างแผ่นบางที่มีขนาด 1X1 เมตร หนา 2 มิลลิเมตรรับภาระเป็นความดันกระทำที่ ผิวด้านบน โดยมีเงื่อนไขขอบแบบจับยึดแน่น (Fixed Boundary Condition) ทั้ง 4 ด้านแสดง ดังภาพที่ 4-7 โครงสร้างประกอบด้วย 36 อิลิเมนต์ คุณสมบัติของวัสดุแผ่นบางแสดงดังตารางที่ 4-1 เมื่อรันโปรแกรมแล้วจะได้ผลระยะการกระจัดในแนวดิ่งดังภาพที่ 4-8 โดยที่บริเวณสีแดง จะมีระยะกระจัดมากที่สุดและบริเวณสีน้ำเงินด้านข้างจะมีระยะกระจัดเท่ากับศูนย์ มีสาเหตุมา จากจุดต่อด้านข้างทั้งหมดถูกยึดเอาไว้ เมื่อเปรียบเทียบระยะกระจัดที่จุดต่อตรงกลางแผ่นซึ่ง เป็นจุดที่มีค่ามากที่สุดกับโปรแกรมพาสเฟมจะได้ผลตามตารางที่ 4-2 และกราฟในภาพที่ 4-4



**ภาพที่ 4-7** เงื่อนไขขอบที่มีการยึดทั้ง 4 ด้านและมีความดันกระทำที่ผิวด้านบนของวัสดุ แผ่นบางที่มี ความหนา 2 มิลลิเมตรโดยใช้โปรแกรมอาบาคัส (ABAQUS)



ภาพที่ 4-8 ระยะการกระจัดในแนวแกน 3 คำนวณโดยโปรแกรมอาบาคัส (ABAQUS)

	ระยะการกระจัดตาม	ระยะการกระจัดตาม	ความแตกต่างเมื่อ
ทิศทางของ	แนวแกน 3 ที่คำนวณ	แนวแกน 3 ที่คำนวณ	เทียบกับโปรแกรม
ไฟเบอร์*	ด้วยโปรแกรมพาสเฟม	ด้วยโปรแกรมอาบาคัส	อาบาคัส
	(เมตร)	(เมตร)	(เปอร์เซ็นต์)
90	1.97E-02	2.02E-02	-2.84
60	2.09E-02	2.15E-02	-2.98
45	2.13E-02	2.20E-02	-3.01
30	2.09E-02	2.15E-02	-2.98
0	1.97E-02	2.02E-02	-2.84
-30	2.09E-02	2.15E-02	-2.98
-45	2.13E-02	2.20E-02	-3.01
-60	2.09E-02	2.15E-02	-2.98
-90	1.97E-02	2.02E-02	-2.84

ตารางที่ 4-2 การเปรียบเทียบระยะการกระจัดมากที่สุดที่เกิด ณ ตำแหน่งกึ่งกลางแผ่นบาง ในภาพที่ 4-8 ของโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส

\*ทิศทางของไฟเบอร์จะทำมุมกับแกน 1 ที่แสดงในภาพที่ 4-7 และ 4-3

ค่าในตารางที่ 4-2 เป็นการเปรียบเทียบระยะกระจัดเมื่อวางไฟเบอร์ในทิศทางต่างๆ จาก
-90 องศาถึง +90 องศาของ 2 โปรแกรมคือโปรแกรมที่พาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัสที่มี
ฟังก์ชันการคำนวณอยู่แล้ว คอลัมน์ขวาสุดเป็นเปอร์เซ็นต์ความแตกต่างของทั้งสองโปรแกรม
ค่าความแตกต่างมีค่าประมาณ 3 เปอร์เซ็นต์ในทุกทิศทางของการวางไฟเบอร์ ส่วนพฤติกรรม
ในแต่ละทิศทางแสดงได้ด้วยภาพที่ 4-9 ค่าที่คำนวณจากโปรแกรมอาบาคัสมีค่ามากกว่าใน
ทุกกรณีและมีแนวโน้มของการคำนวณเป็นไปในทิศทางเดียวกัน ซึ่งกรณีที่ระยะกระจัดมีค่า
เท่ากันเมื่อวางทิศทางไฟเบอร์เป็น +30 กับ -30 หรือ +45 กับ -45 หรือ +90 กับ -90 นั้นเป็น





จากกรณีเดิมเมื่อพิจารณาผลบริเวณอื่น เช่นที่บริเวณ 3 แถวที่แสดงดังภาพที่ 4-10 โดย ที่แถวที่ 1 คือจุดต่อที่ 22 ถึง 28 แถวที่ 2 คือจุดต่อที่ 29 ถึง 35 และแถวที่ 3 คือจุดต่อที่ 36 ถึง 42 สาเหตุของการเลือก 3 แถวนี้เพราะว่าแถวที่ 1 เป็นแถวที่มีระยะกระจัดมากที่สุดและแถวที่ 3 ก็มีระยะกระจัดน้อยที่สุดเมื่อไม่นับแถวที่มีจุดต่อจาก 43 ถึง 49 เพราะเป็นแถวด้านข้างที่ถูกยึด ไว้กับที่ทั้ง 4 ด้านและถึงแม้ว่าแถวที่เลือกจะเปลี่ยนไปเป็นมุม 90 องศาจากแถวเดิมที่เลือก เช่น จากจุดต่อที่ 2 ถึง 44 กราฟแนวโน้มก็จะมีค่าเหมือนกัน



**ภาพที่ 4-10** การกำหนดจุดต่อทั้ง 49 จุดโดยโปรแกรมอัลกอร์

ในแง่ของความแตกต่างระหว่างโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส แสดงดังตารางที่ 4-3 เช่นเดียวกันกับกรณีที่พิจารณาที่จุดกึ่งกลางแผ่นบางซึ่งการวางไฟเบอร์ในทุกทิศทางมี ค่าความแตกต่างประมาณ 3 เปอร์เซ็นต์

ตารางที่ 4-3	การเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ จุดต่อตำแหน่งต่างๆ ที่แสดงในภาพที่ 4-10
	เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 0 องศาของโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส

ঝ্পলাঁহ	ระยะการกระจัดตาม แนวแกน 3 ที่คำนวณ ด้วยโปรแกรม พาสเฟม (เมตร)	ระยะการกระจัดตาม แนวแกน 3 ที่คำนวณ ด้วยโปรแกรมอาบาคัส (เมตร)	ความแตกต่างเมื่อ เทียบกับโปรแกรม อาบาคัส (เปอร์เซ็นต์)
22	0.00E+00	8.12E-36	0.00
23	5.63E-03	5.81E-03	-3.03
24	1.55E-02	1.59E-02	-2.92
25	1.97E-02	2.02E-02	-2.83

# ตารางที่ 4-3 (ต่อ)

จุดต่อ	ระยะการกระจัดตาม แนวแกน 3 ที่คำนวณ ด้วยโปรแกรม พาสเฟม (เมตร)	ระยะการกระจัดตาม แนวแกน 3 ที่คำนวณ ด้วยโปรแกรมอาบาคัส (เมตร)	ความแตกต่างเมื่อ เทียบกับโปรแกรม อาบาคัส (เปอร์เซ็นต์)
26	1.55E-02	1.59E-02	-2.92
27	5.63E-03	5.81E-03	-3.03
28	0.00E+00	8.12E-36	0.00
29	0.00E+00	6.88E-36	0.00
30	4.71E-03	4.84E-03	-2.81
31	1.29E-02	1.33E-02	-2.90
32	1.63E-02	1.68E-02	-2.92
33	1.29E-02	1.33E-02	-2.90
34	4.71E-03	4.84E-03	-2.81
35	0.00E+00	6.88E-36	0.00
36	0.00E+00	2.82E-36	0.00
37	1.89E-03	1.94E-03	-2.43
38	5.15E-03	5.30E-03	-2.83
39	6.51E-03	6.71E-03	-3.03
40	5.15E-03	5.30E-03	-2.83
41	1.89E-03	1.94E-03	-2.43
42	0.00E+00	2.82E-36	0.00

I......



**ภาพที่ 4-11** กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ จุดต่อตำแหน่งต่างๆ ที่แสดงในภาพที่ 4-10 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 0 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรม อาบาคัส



**ภาพที่ 4-12** กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ จุดต่อตำแหน่งต่างๆ เมื่อทิศทางไฟเบอร์ เท่ากับ 45 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส



**ภาพที่ 4-13** กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ จุดต่อตำแหน่งต่างๆ ที่แสดงในภาพที่ 4-10 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 60 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรม อาบาคัส



**ภาพที่ 4-14** กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ จุดต่อตำแหน่งต่างๆ ที่แสดงในภาพที่ 4-10 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 90 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรม อาบาคัส

จากภาพที่ 4-11 ถึง 4-14 เป็นกราฟเปรียบเทียบระยะกระจัดของบริเวณ 3 แถวที่ได้ กล่าวมาแล้วระหว่างโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัสและมีทิศทางไฟเบอร์เป็น 0, 45, 60 และ 90 องศา ซึ่งค่าจากภาพทั้ง 4 มีแนวโน้มของทั้งสองโปรแกรมเป็นในทิศทางเดียวกัน ทุกจุดต่อ

4.3.1 เมื่อเปรียบเทียบระหว่างผลการคำนวณด้วยโปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์กับทฤษฎีแผ่น บาง (Plate)

ข้อดีข้อหนึ่งของการคำนวณด้วยระเบียบวิธีไฟไนต์อิลิเมนต์คือ สามารถหาผลเฉลยที่ ตำแหน่งใด ๆ ภายในโครงสร้างได้ เนื่องจากวิธีนี้มีการแบ่งอิลิเมนต์ที่จะแสดงผลการคำนวณได้ ที่ทุกจุดต่อและทุกอิลิเมนต์ แตกต่างไปจากทฤษฏีการคำนวณที่แสดงเป็นสูตรที่มีการแสดง ผลการคำนวณเฉพาะจุดที่สำคัญหรือจุดที่มีค่ามากที่สุดเท่านั้น แต่สูตรการคำนวณเหล่านี้ มีความน่าเชื่อถือสูง เพราะว่าสูตรส่วนใหญ่จะได้มาจากการทดลองหรือได้รับการพิสูจน์มาแล้ว ในหัวข้อนี้จะแสดงให้เห็นว่าการคำนวณด้วยวิธีไฟไนต์อิลิเมนต์นั้นมีค่าใกล้เคียงกับทฤษฏี ซึ่งใน กรณีการวิเคราะห์นี้จะเปรียบเทียบกับการคำนวณค่าระยะยุบสูงสุดที่กึ่งกลางแผ่นบาง ที่แสดง ในภาพที่ 4-7 และ 4-8 จาก Ugural [16] มีสูตรการคำนวณระยะยุบตัวสูงสุดของแผ่นบางเมื่อ มีการยึดขอบไว้ทั้ง 4 ด้านและมีความดันกระทำทั่วทั้งผิวหนึ่งด้านดังนี้

$$w_0 = w_{\text{max}} = 0.00126 \frac{p_0 a^4}{D}$$
(4-1)

โดยที่

$$D = \frac{Et^3}{12(1-\nu^2)}$$
(4-2)

และจาก Warren [17] มีสูตรการคำนวณดังนี้

$$w_{\rm max} = \frac{0.0138 p_0 a^4}{E t^3} \tag{4-3}$$

โดยที่ w<sub>max</sub> คือ ระยะยุบตัวสูงสุด

 $p_0$  คือ ความดัน

- *a* คือ ความยาวด้านข้าง
- *E* คือ สัมประสิทธิ์การยืดหยุ่น
- *t* คือ ความหนาของแผ่นบาง
- คือ ค่าอัตราส่วนปัวซอง

ผลการคำนวณจากสมการที่ (4-1) และ (4-3) เมื่อเปรียบเทียบกับผลการคำนวณด้วย โปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์ 3 โปรแกรมที่ประกอบด้วยโปรแกรมอัลกอร์ (Algor) โปรแกรม พาสเฟมและโปรแกรมอาบาคัส แสดงดังภาพที่ 4-10



## **ภาพที่ 4-15** เปรียบเทียบการคำนวณด้วยโปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์กับทฤษฏี ที่ความดันต่างกัน

จากภาพที่ 4-15 จะเห็นว่าค่าที่ได้จากการคำนวณด้วยทฤษฎีทั้งสองมีค่าใกล้เคียงกันมาก (ทฤษฎีที่ 1 คือสมการที่ (4-1) ทฤษฎีที่ 2 คือสมการที่ (4-3) ) ส่วนค่าที่ได้จากการคำนวณด้วย โปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์ทั้ง 3 โปรแกรมก็มีค่าใกล้เคียงกัน แต่จะแตกต่างกันมากกว่าทฤษฎี ทั้งสองโปรแกรมที่มีค่าคลาดเคลื่อนไปจากทฤษฎีมากที่สุดคือ โปรแกรมอัลกอร์ โปรแกรมที่มีค่า ใกล้เคียงกับทฤษฎีมากที่สุดคือ โปรแกรมอาบาคัส

เมื่อเปลี่ยนความหนาของแผ่นบางให้มีค่าต่างกัน ผลที่ได้จะมีลักษณะเหมือนกันกับการ เปลี่ยนค่าความดัน คือค่าที่ได้จากการคำนวณด้วยโปรแกรมอัลกอร์มีค่าสูงที่สุด และค่าที่ได้ จากการคำนวณด้วยโปรแกรมพาสเฟมที่เขียนขึ้นจากทฤษฏีของ Krishnamoorthy มีค่า น้อยที่สุด และค่าระยะยุบตัวจะเปลี่ยนแปลงไปตามค่าความหนาของแผ่นบาง คือถ้าแผ่นบาง มีความหนามากระยะยุบตัวจะมีค่าน้อยถ้าแผ่นบางมีความหนาน้อยระยะยุบตัวจะมีค่ามาก

เมื่อเปรียบเทียบโดยการเปลี่ยนจำนวนอิลิเมนต์ ที่มีค่า 16, 36, 64, 100 และ 196 อิลิเมนต์แสดงดังภาพที่ 4-11



ี้ **ภาพที่ 4-16** เปรียบเทียบการคำนวณด้วยโปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์กับทฤษฏีที่จำนวน อิลิเมนต์ต่างกัน

จากภาพที่ 4-16 ค่าที่ได้จากการคำนวณโดยทฤษฎีทั้งสอง จะไม่มีผลต่อการเปลี่ยน จำนวนอิลิเมนต์ แต่การคำนวณด้วยโปรแกรมไฟในต์อิลิเมนต์จะมีค่าเปลี่ยนไป ซึ่งโปรแกรม อัลกอร์และโปรแกรมพาสเฟมจะมีค่าเพิ่มขึ้นเมื่อจำนวนอิลิเมนต์มากขึ้น แต่โปรแกรมอาบาคัส จะมีค่าลดลง แต่สุดท้ายแล้วเมื่อจำนวนอิลิเมนต์มีค่ามากขึ้นผลการคำนวณด้วยทฤษฎีจะมีค่า ใกล้เคียงกันกับโปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์

#### 4.4 พฤติกรรมการแอ่นของแผ่นบาง

โครงสร้างแผ่นบางที่มีขนาด 1X1 เมตร หนา 2 มิลลิเมตรเหมือนกับในกรณีการรับ ความดันของแผ่นบางที่ถูกยึดทั้ง 4 ด้าน รับภาระเป็นความดันกระทำที่ผิวด้านบนเหมือนกัน โดยที่ขอบ 1 ด้านมีเงื่อนไขขอบแบบจับยึดแน่น (Fixed Boundary Condition) แสดงดังภาพที่ 4-17 ในกรณีนี้ต่างจากกรณีการรับความดันของแผ่นบางที่ถูกยึดทั้ง 4 ด้าน เพียงแค่ส่วนเดียว คือเปลี่ยนจากการยึดขอบด้านข้างจาก 4 ด้านมาเป็นด้านเดียว ซึ่งพฤติกรรมแบบนี้คล้ายกับปีก ที่ต้องรับภาระจากแรงยก



**ภาพที่ 4-17** การกำหนดเงื่อนไขขอบแบบจับยึดแน่นหนึ่งด้านและมีความดันกระทำ ที่ผิวด้านบนของวัสดุแผ่นบางที่มีความหนา 2 มิลลิเมตรโดยใช้ โปรแกรมอาบาคัส



**ภาพที่ 4-18** ระยะการกระจัดในแนวแกน 3 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 0 องศา (ขนานกับ แกน 1) คำนวณโดยโปรแกรมอาบาคัส

ผลที่ได้จากการคำนวณด้วยโปรแกรมอาบาคัส แสดงดังภาพที่ 4-18 โดยส่วนที่เป็น สีเขียวเป็นโครงสร้างเดิมที่ยังไม่เกิดการเปลี่ยนแปลงจากการรับภาระ และบริเวณที่เป็นสีดำเป็น โครงสร้างที่เกิดการแอ่นตัวจากการรับภาระแล้ว ระยะกระจัดที่จุดมุมทั้งสองจุดของด้านที่ ไม่ถูกยึดแสดงในตารางที่ 4-4 ซึ่งเมื่อเปรียบเทียบระหว่างโปรแกรมทั้งสองแล้วพบว่าเปอร์เซ็นต์ ความแตกต่างที่แสดงในคอลัมน์ขวาสุดมีค่าน้อยมากคือประมาณ 0.1 เปอร์เซ็นต์ ค่าความ แตกต่างนี้เป็นผลจากปัจจัยของเงื่อนไขขอบ

	ระยะการกระจัดตาม	ระยะการกระจัดตาม	ความแตกต่างเมื่อ
ทิศทางของ	แนวแกน 3 ที่คำนวณด้วย	แนวแกน 3 ที่คำนวณ	เปรียบเทียบกับ
ไฟเบอร์	โปรแกรม	ด้วยโปรแกรมอา	โปรแกรมอาบาคัส
	พาสเฟม (เมตร)	บาคัส (เมตร)	(เปอร์เซ็นต์)
จุดต่อที่ 43			
90	0.12833	0.12830	0.02
60	0.18010	0.18048	-0.21
45	0.25589	0.25692	-0.40
30	0.37179	0.37319	-0.38
0	0.51953	0.51967	-0.03
-30	0.27451	0.27459	-0.03
-45	0.18465	0.18452	0.08
-60	0.14432	0.14421	0.08
-90	0.12833	0.12830	0.02
จุดต่อที่ 49			
90	0.12833	0.12830	0.02
60	0.14432	0.14421	0.08
45	0.18465	0.18452	0.08
30	0.27451	0.27459	-0.03
0	0.51953	0.51967	-0.03
-30	0.37179	0.37319	-0.38

ตารางที่ 4-4	การเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ จุดต่อที่ 43 และ 49ในภาพที่ 4-18 ของ
	โปรแกรมภาษาพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส

	ระยะการกระจัดตาม	ระยะการกระจัดตาม	ความแตกต่างเมื่อ
ทิศทางของ	แนวแกน 3 ที่คำนวณด้วย	แนวแกน 3 ที่คำนวณ	เปรียบเทียบกับ
ไฟเบอร์	โปรแกรม	ด้วยโปรแกรมอา	โปรแกรมอาบาคัส
	พาสเฟม (เมตร)	บาคัส (เมตร)	(เปอร์เซ็นต์)
-45	0.25589	0.25692	-0.40
-60	0.18010	0.18048	-0.21
-90	0.12833	0.12830	0.02

ตารางที่ 4-4 (ต่อ)

\*ทิศทางของไฟเบอร์จะทำมุมกับแกน 1 ที่แสดงในภาพที่ 4-13

และเมื่อพิจารณาที่ระยะกระจัดบริเวณขอบด้านข้าง 2 ด้านดังแสดงในภาพที่ 4-19 แล้ว นำมาเขียนกราฟดังแสดงในภาพที่ 4-20 ถึง 4-23 ที่มีทิศทางไฟเบอร์เป็น 0, 30, 45 และ 90 องศา โดยที่ภาพที่ 4-20 แสดงการเปรียบเทียบระยะการกระจัดในแนวดิ่ง ณ ขอบ 2 ด้าน เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 0 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส จากภาพจะเห็น เส้นกราฟ 4 เส้นมีค่าใกล้เคียงกันจนเกือบจะทับกันเป็นเส้นเดียว แสดงให้เห็นว่าค่าที่ได้จาก ทั้งสองโปรแกรมมีค่าใกล้เคียงกัน รวมทั้งขอบทั้งสองด้านก็มีค่าใกล้เคียงกัน เพราะว่าการวาง ไฟเบอร์อยู่ในทิศทางที่ขนานหรือตั้งฉากกับแกนดังจะเห็นได้จากภาพที่ 4-23 ซึ่งทิศทางไฟเบอร์ เท่ากับ 90 องศาด้วยเช่นกัน ต่างกันเฉพาะค่าระยะกระจัดเท่านั้น ส่วนภาพที่ 4-21 และ 4-22 จะเห็นเส้นกราฟ 4 เส้นมีค่าแบ่งเป็น 2 ส่วนซึ่งเกิดจากค่าการกระจัดที่มีค่าต่างกันของขอบ 2 ด้านเมื่อการวางไฟเบอร์มีทิศทางแนวเฉียงเป็น 30 และ 45 องศา ตามลำดับ



**ภาพที่ 4-19** การกำหนดจุดต่อทั้ง 49 จุดโดยโปรแกรมอัลกอร์



**ภาพที่ 4-20** กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ ขอบ 2 ด้าน เมื่อทิศทางไฟเบอร์ เท่ากับ 0 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส



**ภาพที่ 4-21** กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ ขอบ 2 ด้าน ที่แสดงในภาพที่ 4-19 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 30 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรม อาบาคัส



**ภาพที่ 4-22** กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ ขอบ 2 ด้าน ที่แสดงในภาพที่ 4-19 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 45 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรม อาบาคัส





#### 4.5 พฤติกรรมการแอ่นและการบิดของแผ่นบาง

โครงสร้างแผ่นบางที่มีขนาด 1X1 เมตร หนา 2 มิลลิเมตร เหมือนกับในกรณีการรับ ความดันของแผ่นบางที่ถูกยึดทั้ง 4 ด้านและกรณีการแอ่นของแผ่นบาง โครงสร้างแผ่นบาง รับภาระเป็นความดันกระทำที่ผิว 1 ด้าน โดยที่ขอบ 1 ด้านมีเงื่อนไขขอบแบบจับยึดแน่นและมี แรง 2 แรงที่มีทิศตรงกันข้ามกระทำที่มุม 2 มุมที่ไม่ถูกยึด การวิเคราะห์ในกรณีนี้มีเงื่อนไข ต่างกับ 2 กรณีที่กล่าวมาเฉพาะแรง 2 แรงที่มีทิศทางตรงกันข้าม กระทำที่มุมทั้งสองข้างในด้าน ที่ปล่อยให้เคลื่อนที่ได้อย่างอิสระดังแสดงในภาพที่ 4-24 ดังนั้นการเปรียบเทียบโปรแกรม พาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส ในกรณีนี้สามารถพิจารณาพฤติกรรมของแรงบิดรวมกับแรงยก ได้ด้วย



**ภาพที่ 4-24** เงื่อนไขขอบที่มีการยึดทั้ง 6 ระดับความเสรีเพียงด้านเดียวและมีความดันกระทำที่ ผิวด้านบนของวัสดุแผ่นบางที่มีความหนา 2 มิลลิเมตรโดยใช้โปรแกรม อาบาคัส

ผลที่ได้จากการคำนวณด้วยโปรแกรมอาบาคัส แสดงดังภาพที่ 4-25 โดยส่วนที่เป็น สีเขียวเป็นโครงสร้างเดิมที่ยังไม่เกิดการเปลี่ยนแปลงจากการรับภาระ และบริเวณที่เป็นสีดำเป็น โครงสร้างที่เกิดการแอ่นตัวจากการรับภาระแล้ว ในกรณีการแอ่นและการบิดของแผ่นบางนี้ มีระยะกระจัดไม่เท่ากันของขอบทั้งสองด้านเมื่อทิศทางไฟเบอร์เป็น 0 องศาจะต่างกับกรณี การแอ่นของแผ่นบางซึ่งจะมีค่าเท่ากันของขอบทั้งสองด้าน มีสาเหตุมาจากแรงบิดทั้งสองแรง ที่กระทำที่มุมทั้งสองข้าง และเมื่อพิจารณาที่ขอบด้านข้างทั้งสองด้านเหมือนในกรณีการแอ่น ของแผ่นบาง ดังแสดงในภาพที่ 4-26 ถึง 4-29 โดยเส้นกราฟสีน้ำเงินเป็นผลจากกรณีการแอ่น และการบิดของแผ่นบาง ส่วนเส้นกราฟสีดำเป็นผลจากกรณีกรณีการแอ่นของแผ่นบางดังที่ กล่าวมาแล้ว ความแตกต่างของระยะกระจัดทั้งสองด้านมีค่ามากขึ้นกว่ากรณีกรณีการแอ่นของ แผ่นบาง อันเป็นผลมาจากแรงบิดทั้งสองแรงที่เสริมกับผลจากทิศทางของไฟเบอร์ แต่ความ แตกต่างระหว่างการคำนวณของทั้งสองโปรแกรมยังคงมีค่าใกล้เคียงกันเช่นเดิม คือมีค่าความ แตกต่างน้อยกว่า 1 เปอร์เซ็นต์



**ภาพที่ 4-25** ระยะการกระจัดในแนวแกน 3 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 0 องศา (ขนานกับ แกน 1) คำนวณโดยโปรแกรมอาบาคัส



**ภาพที่ 4-26** กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ ขอบ 2 ด้าน ที่แสดงในภาพที่ 4-19 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 0 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรม อาบาคัส



**ภาพที่ 4-27** กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ ขอบ 2 ด้าน ที่แสดงในภาพที่ 4-19 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 30 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรม อาบาคัส



**ภาพที่ 4-28** กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ ขอบ 2 ด้าน ที่แสดงในภาพที่ 4-19 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 45 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรม อาบาคัส



# **ภาพที่ 4-29** กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัด ณ ขอบ 2 ด้าน ที่แสดงในภาพที่ 4-19 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 90 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรม อาบาคัส

#### 4.6 พฤติกรรมของแผ่นบางที่ประกอบกันเป็นกล่อง

โครงสร้างแผ่นบางที่มีขนาด 1X1 เมตร หนา 2 มิลลิเมตรจำนวน 4 แผ่นที่ประกอบกัน เป็นกล่องที่มีขนาด 1X1X0.2 เมตร ภาระกำหนดเป็นความดันกระทำที่ผิวด้านบน โดยที่ขอบ 4 ขอบของด้านข้างกล่อง 1 ด้านถูกยึดไม่ให้อิสระทั้ง 6 ระดับความเสรี โครงสร้างประกอบด้วย 40 อิลิเมนต์ โดยระยะกระจัดในแนวดิ่งแสดงดังภาพที่ 4-31 บริเวณที่เป็นสีแดงมีระยะกระจัด มากที่สุดส่วนบริเวณที่เป็นสีน้ำเงินมีระยะกระจัดน้อยที่สุด ในกรณีนี้พิจารณาหน้าตัดที่แสดง ด้วยเส้นประเพื่อเปรียบเทียบการเสียรูปด้วยกราฟพิกัด X-Y ดังแสดงในภาพที่ 4-32 ถึง 4-34 จากกราฟแสดงให้เห็นว่าความแตกต่างของการคำนวณของทั้งสองโปรแกรม มีค่ามากขึ้นเมื่อ เทียบกับทุกกรณีที่ได้วิเคราะห์มาแล้ว โดยมาสาเหตุมาจากโครงสร้างมีความซับซ้อนมากขึ้น ้จึงจำเป็นต้องมีการแบ่งจำนวนอิลิเมนต์ที่ละเอียดมากขึ้นด้วย ผู้วิจัยพยายามใช้จำนวนอิลิเมนต์ ที่น้อยที่สุดในการวิเคราะห์ในแต่ละกรณี เนื่องจากมีความยุ่งยากในการกำหนดค่าให้กับ โปรแกรมพาสเฟมที่ยังไม่มีฟังก์ชันช่วยในการกำหนดและป้อนค่า โดยคำแนะนำในโปรแกรม ้อาบาคัสได้กล่าวไว้ว่าการแบ่งจำนวนอิลิเมนต์ใน 1 ด้านควรมีจำนวนไม่น้อยกว่า 4 อิลิเมนต์ เพื่อให้ผลการคำนวณมีความผิดพลาดน้อย โดยผลจากการแบ่งจำนวนอิลิเมนต์ของโครงสร้าง กล่องขนาด 1X1X0.2 เมตร ที่มีผลต่อความถูกต้องของการคำนวณจะกล่าวถึงในหัวข้อ 4.8



**ภาพที่ 4-30** เงื่อนไขขอบที่มีความดันกระทำที่ผิวด้านบนของวัสดุแผ่นบางที่ประกอบกันเป็น กล่องเปิดด้านหน้าและด้านหลังซึ่งแผ่นบางมีความหนา 2 มิลลิเมตรโดยใช้ โปรแกรมอาบาคัส



**ภาพที่ 4-31** ระยะการกระจัดในแนวแกน 2 คำนวณโดยโปรแกรมอาบาคัส



**ภาพที่ 4-32** กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัดในแนวแกน 2 ของหน้าตัดเอ-เอ (Section A-A) ที่แสดงในภาพที่ 4-31 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 0 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟม กับโปรแกรมอาบาคัส



**ภาพที่ 4-33** กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัดในแนวแกน 2 ของหน้าตัดเอ-เอ (Section A-A) ที่แสดงในภาพที่ 4-31 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 45 องศาโดยโปรแกรมพาส เฟมกับโปรแกรมอาบาคัส



**ภาพที่ 4-34** กราฟเปรียบเทียบระยะการกระจัดในแนวแกน 2 ของหน้าตัดเอ-เอ (Section A-A) ที่แสดงในภาพที่ 4-31 เมื่อทิศทางไฟเบอร์เท่ากับ 90 องศาโดยโปรแกรมพาสเฟม กับโปรแกรมอาบาคัส

## 4.7 พฤติกรรมของแผ่นบางที่มีหน้าตัดเป็นวงรื

โครงสร้างมีลักษณะเป็นกล่องทรงกระบอกที่มีหน้าตัดเป็นรูปวงรีที่มีขนาด 1X1 เมตร เมื่อมองจากด้านบน ประกอบด้วยโครงสร้างแผ่นบางหนา 2 มิลลิเมตรโดยที่ขอบวงรีด้านหนึ่ง ถูกยึดไม่ให้อิสระทั้ง 6 ระดับความเสรีและขอบวงรีอีกด้านเป็นอิสระ ในกรณีนี้โครงสร้างที่ใช้ ในการเปรียบเทียบการคำนวณของโปรแกรมทั้งสอง มีรูปร่างใกล้เคียงกับปีกเครื่องบินที่จะ วิเคราะห์มากที่สุด โดยภาระในกรณีนี้กำหนดเป็นแรงกระทำที่ด้านข้าง 2 ด้าน ดังแสดงใน ภาพที่ 4-35 เนื่องมาจากการกำหนดความดันที่ผิวด้านบนเหมือนกรณีอื่นๆ ทำได้ยากเพราะมี จำนวนอิลิเมนต์มากขึ้นอันเป็นผลจากโครงสร้างมีความซับซ้อนมากขึ้นและการแบ่งอิลิเมนต์ บริเวณที่มีรูปร่างโค้งเว้าถ้าใช้จำนวนอิลิเมนต์น้อยความโค้งเว้าของโครงสร้างก็จะเสียไป



**ภาพที่ 4-35** เงื่อนไขขอบของโครงสร้างที่เป็นกล่องทรงกระบอกที่มีหน้าตัดเป็นรูปวงรีของวัสดุ แผ่นบางที่มีความหนา 2 มิลลิเมตรโดยใช้โปรแกรมอาบาคัส



**ภาพที่ 4-36** ระยะการกระจัดในแนวแกน 2 คำนวณโดยโปรแกรมอาบาคัส เมื่อทิศทาง ไฟเบอร์เท่ากับ 90 องศาและตัวคูณมาตราส่วน (Scale Factor) เท่ากับ 10.3

จากภาพที่ 4-36 เป็นระยะการกระจัดในแนวแกน 2 ซึ่งบริเวณที่มีสีเขียวเป็นรูปร่าง โครงสร้างเดิม ส่วนบริเวณที่มีสีขาวเป็นรูปร่างเมื่อมีการรับภาระจากแรงในแนวดิ่ง (แกน 2) ที่ ขอบด้านข้าง 2 ข้าง พบว่าปีกที่มีสีขาวมีการแอ่นตัวในแนวดิ่งที่ปลายปีกอันเนื่องมาจากแรง ด้านข้าง ลักษณะการบิดของปลายปีกด้านหน้าทั้งขอบบนและขอบล่างถูกแสดงดังภาพที่ 4-37 และ 4-38 ตามลำดับ



**ภาพที่ 4-37** กราฟเปรียบเทียบระยะกระจัดของขอบบนในแนวแกน 2 ระหว่าง โปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส



# **ภาพที่ 4-38** กราฟเปรียบเทียบระยะกระจัดของขอบล่างในแนวแกน 2 ระหว่าง โปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัส

จากผลระยะกระจัดที่ปลายปีกทั้งขอบบนและขอบล่าง ที่แสดงจากภาพที่ 4-37 และ 4-38 พบว่าการคำนวณค่าจากโปรแกรมพาสเฟมกับค่าจากโปรแกรมอาบาคัสนั้น ให้ผลที่ใกล้เคียงกัน ไม่ว่าจะวางไฟเบอร์ในทิศทางใด นั่นคือ ค่าความแตกต่างระหว่างผลการคำนวณเมื่อเทียบกับ โปรแกรมอาบาคัสในจุดที่มีระยะการกระจัดสูงสุดแล้ว โปรแกรมพาสเฟมแตกต่างไป -9 กับ -5 เปอร์เซ็นต์ เมื่อเป็นขอบบนและขอบล่างของการวางไฟเบอร์ในทิศขวางกับความยาวของปีก ตามลำดับ แตกต่างไป -12 เปอร์เซ็นต์ กับ -7 เปอร์เซ็นต์เมื่อเป็นขอบบนและขอบล่างของการ วางไฟเบอร์ในทิศเฉียงกับความยาวของปีกตามลำดับ และแตกต่างไป -13.5 เปอร์เซ็นต์ กับ -4.5 เปอร์เซ็นต์เมื่อเป็นขอบบนและขอบล่างของการวางไฟเบอร์ในทิศตามความยาวของ ปีกตามลำดับ

#### 4.8 ผลจากจำนวนอิลิเมนต์

จากผลการคำนวณที่ได้กล่าวมา มีบางกรณีที่ผลการคำนวณในแต่ละโปรแกรม มีค่า ต่างกันบ้าง ซึ่งสาเหตุหนึ่งของแม่นยำในการคำนวณคือการเลือกใช้จำนวนอิลิเมนต์ จะ สังเกตเห็นว่าการคำนวณในทุกกรณีตั้งแต่หัวข้อ 4.3 ถึง 4.7 การแบ่งอิลิเมนต์ยังไม่ละเอียดพอ มีสาเหตุมาจากการคำนวณด้วยโปรแกรมพาสเฟมที่เขียนขึ้นยังมีความยุ่งยากในการป้อนค่า ยิ่ง โมเดลถูกสร้างด้วยอิลิเมนต์ที่มีความละเอียดมากเท่าไหร่ การกำหนดค่า และการป้อนค่าใน โปรแกรมก็จะยิ่งยุงยากมากเท่านั้น ซึ่งไม่สะดวกที่จะใช้ในการเปรียบเทียบพฤติกรรมหลาย ๆ กรณี ดังนั้นในหัวข้อนี้จะแสดงให้เห็นถึงผลจากการเลือกใช้อิลิเมนต์ที่มีจำนวนต่าง ๆ กัน

โดยการคำนวณนั้นจะเลือกใช้กรณีการวิเคราะห์พฤติกรรมของแผ่นบางที่ประกอบกันเป็น กล่องที่ได้กล่าวมาแล้ว ซึ่งจะมีการเปรียบเทียบผลกันระหว่างโครงสร้างกล่องเดิมที่มี 40 อิลิเมนต์กับโครงสร้างกล่องที่มีจำนวนอิลิเมนต์มากขึ้นเป็น 836 อิลิเมนต์ ดังแสดงในภาพที่ 4-39 ซึ่งเป็นจำนวนอิลิเมนต์ที่โปรแกรมอัลกอร์ (Algor) ได้สร้างขึ้นให้มีความถูกต้องสูงตาม เงื่อนไขดังแสดงดังภาพที่ 4-40 ซึ่งเป็นค่าที่กำหนดในโปรแกรมอัลกอร์ตามเงื่อนไขของอิลิเมนต์ ชนิดของแข็งสามมิติที่แผ่นบางมีความหนา 2 มิลลิเมตร วัสดุที่วิเคราะห์กำหนดให้เป็นวัสดุชนิด ไอโซโทรปิค (Isotropic) เพราะว่าสามารถเปรียบเทียบได้ง่ายกับหลาย ๆ โปรแกรม



**ภาพที่ 4-39** เงื่อนไขขอบที่มีแรงกระทำที่ผิวด้านบนของวัสดุแผ่นบางที่ประกอบกันเป็น กล่องเปิดทั้งด้านหน้าและด้านหลังซึ่งแผ่นบางมีความหนา 2 มิลลิเมตรโดยใช้ โปรแกรมอาบาคัส (ก) 40 อิลิเมนต์ (ข) 836 อิลิเมนต์

	Surface Mesh Options
Surface       Solid         Mesh size       Size         Size       100       2         Type       Percent of automatic       Image: Coarse         Retries       Image: Retries       Image: Retries         Number of retries       6       Retry reduction factor       0.75	Feature curve splitting angle       30       degrees (0-180)         Edge curve refinement       Mode       Angle (1-90 degrees)         Curvature of edge curve <ul> <li>60.000000</li> <li>Splitting quadrangles into triangles</li> <li>Fold angle is greater than</li> <li>10</li> <li>degrees (0-180)</li> <li>Node angle is greater than</li> <li>165</li> <li>degrees (0-180)</li> </ul>
Options  Use surface settings for all parts         <   Details   Reset From Default   Mesh	Part matching         Part matching is applied to all selected parts for meshing, regardless of the setting of the "use these settings for all parts" switch.         On-surface tolerance fraction         0.005

**ภาพที่ 4-40** ค่าที่กำหนดเพื่อแบ่งอิลิเมนต์ในโปรแกรมอัลกอร์

และเมื่อนำโมเดลที่แบ่งอิลิเมนต์ด้วยโปรแกรมอัลกอร์ตามเงื่อนไขจากภาพที่ 4-40 มา คำนวณด้วยโปรแกรมอาบาคัส ตามเงื่อนไขเดียวกันกับการวิเคราะห์ในกรณีพฤติกรรมของแผ่น บางที่ประกอบกันเป็นกล่องทุกประการ ต่างกันเฉพาะจำนวนของอิลิเมนต์เท่านั้น จะได้ความ แตกต่างของการกระจายค่าระยะการกระจัดในแนวดิ่งตามภาพที่ 4-41



**ภาพที่ 4-41** เปรียบเทียบลักษณะการกระจัดในแนวดิ่ง (แกน 2) ของโครงสร้างที่มี 40 และ 836 อิลิเมนต์เมื่อวัสดุมีคุณสมบัติเป็นไอโซโทรปิค คำนวณโดยโปรแกรม อาบาคัส (ก) 40 อิลิเมนต์ (ข) 836 อิลิเมนต์



**ภาพที่ 4-42** กราฟเปรียบเทียบลักษณะการกระจัดในแนวดิ่ง (แกน 2) ของโครงสร้างที่มี 40 และ 836 อิลิเมนต์เมื่อวัสดุมีคุณสมบัติเป็นไอโซโทรปิค คำนวณโดย โปรแกรมอาบาคัส, พาสเฟม และอัลกอร์ (Algor) จากภาพที่ 4-42 แสดงการเปรียบเทียบระยะการกระจัดในแนวดิ่งที่อยู่ในแนวเส้นทึบ สีแดงในภาพเล็กของโปรแกรม 3 โปรแกรม คือ โปรแกรมพาสเฟม, โปรแกรมอาบาคัส และ โปรแกรมอัลกอร์ในแง่ของจำนวนอิลิเมนต์ โดยผลการคำนวณที่ได้จากจำนวนอิลิเมนต์เท่ากับ 40 อิลิเมนต์นั้นจะแสดงเส้นกราฟด้วยเส้นประ 3 เส้นซึ่งได้จาก 3 โปรแกรม ส่วนผลการคำนวณ ที่ได้จากจำนวนอิลิเมนต์เท่ากับ 836 อิลิเมนต์จะแสดงด้วยเส้นทึบ 3 เส้นซึ่งได้จาก 3 โปรแกรม แต่เนื่องจากผลการคำนวณเมื่อจำนวนอิลิเมนต์ของโครงสร้างเท่ากับ 836 อิลิเมนต์ที่ได้จาก โปรแกรมทั้งสามมีค่าใกล้เคียงกันมากจึงทำให้เส้นกราฟเส้นทึบ 3 เส้นที่อยู่ด้านบนทับกัน จนเกือบจะเป็นเส้นเดียว ในภาพที่ 4-42 จึงมองดูเหมือนมีกราฟ 4 เส้น ทั้ง ๆ ที่มีเส้นกราฟ ทั้งหมด 6 เส้น

#### 4.9 สรุปท้ายบท

จากการเปรียบเทียบการคำนวณของโปรแกรมพาสเฟมกับโปรแกรมอาบาคัสในหลาย กรณีในบทนี้ พบว่าผลการคำนวณมีค่าใกล้เคียงกันในทุกกรณี มีผลการคำนวณแตกต่างกันบ้าง เล็กน้อยเป็นผลมาจากรายละเอียดย่อย ๆ ของโปรแกรม ซึ่งหากนำผลการคำนวณกับปัญหา เดียวกันของโปรแกรมไฟในต์อิลิเมนต์ทุกโปรแกรม ที่กล่าวถึงและไม่กล่าวถึงในงานวิจัยนี้ มาเปรียบเทียบกัน จะพบว่ามีค่าไม่เท่ากันเลย แต่ค่าจะใกล้เคียงกันเพราะว่าโครงสร้างหลักทาง วิธีไฟไนต์อิลิเมนต์ของทุกโปรแกรมเหมือนกัน

แต่ปัญหาของการใช้โปรแกรมพาสเฟมยังมีอยู่มาก เช่น การกำหนดค่าและการป้อนค่า ให้กับโปรแกรมยังต้องใช้เวลามากและต้องระวังกับการกำหนดค่าต่างๆ ที่มีจำนวนมากในการ วิเคราะห์กรณีเดียว หรือข้อจำกัดในการรับข้อมูลจำนวนจุดต่อและจำนวนอิลิเมนต์ที่ใช้ได้แค่ เพียง 1000 อิลิเมนต์ ซึ่งค่านี้เป็นค่าที่ผู้วิจัยได้ขยายเพิ่มขึ้นแล้วจากโปรแกรมเดิม หรือการ แสดงผลที่ไม่สามารถแสดงในรูปของภาพกราฟิกได้ ผลการคำนวณที่ได้เป็นเพียงตัวเลขเท่านั้น เป็นต้น อย่างไรก็ตามโปรแกรมพาสเฟมช่วยให้ผู้วิจัยได้เกิดความเข้าใจการแก้ปัญหาของ วัสดุผสมโดยวิธีไฟไนต์อิลิเมนต์มากยิ่งขึ้น ส่วนการวิเคราะห์ปีกเครื่องบินซึ่งมีรูปร่างและ การรับภาระที่ซับซ้อนที่จะกล่าวถึงในบทที่ 5 นั้นจะต้องใช้โปรแกรมอาบาคัสแทน

# บทที่ 5 ผลการวิเคราะห์ความแข็งแรงโครงสร้างปีกเครื่องบิน

ในการวิเคราะห์ปีกเครื่องบินที่จะกล่าวถึงในหัวข้อนี้ จะใช้การคำนวณจากโปรแกรม อาบาคัส (ABAQUS) เพื่อศึกษาการเปลี่ยนแปลงรูปร่างอันเนื่องมาจากภาระทางด้านอากาศ พลศาสตร์ภายใต้เงื่อนไขต่างๆ ซึ่งมีกรณีการคำนวณหลายกรณี ที่จะทำให้เห็นพฤติกรรมของ ปัจจัยต่างๆ ได้จากการเปลี่ยนเงื่อนไขการคำนวณ

ในการวิเคราะห์โดยการคำนวณด้วยวิธีไฟในต์อิลิเมนต์ มีโครงสร้างหลักๆ ของข้อมูล ที่ต้องใช้ในการวิเคราะห์อยู่ 3 ส่วน คือ โมเดลที่ต้องการวิเคราะห์ คุณสมบัติของวัสดุของโมเดล และเงื่อนไขในการวิเคราะห์

### 5.1 การสร้างโมเดลของโครงสร้างปีกเครื่องบิน

วิธีการแบ่งอิลิเมนต์ของโครงสร้างปีกเครื่องบิน เริ่มต้นจากการเขียนแบบโครงสร้าง ้ปีกเครื่องบินชนิด 3 มิติตามขนาดที่ใช้ในการวิเคราะห์โดยใช้โปรแกรม Solidwork จากนั้นจึงส่ง ้ไฟล์ไปยังโปรแกรมอัลกอร์ (Algor) เพื่อแบ่งอิลิเมนต์ การสร้างโมเดลและแบ่งอิลิเมนต์นี้สามารถ ทำในโปรแกรมอาบาคัสได้เช่นเดียวกัน รวมทั้งยังมีโปรแกรมอื่นอีกหลายโปรแกรมที่สามารถ แต่เหตุผลที่ผู้วิจัยใช้วิธีนี้เป็นเพราะว่าความถนัดที่ผู้วิจัยเคยใช้วิธีนี้ สร้างอิลิเมนต์แบบนี้ได้ มาก่อน โดยในขั้นแรกการแบ่งอิลิเมนต์จะแบ่งเป็นชนิดของแข็งสามมิติก่อน ซึ่งจากโมเดลของ โครงสร้างที่มีความหนาของผิวปีกเท่ากับ 2 มิลลิเมตร โดยวิธีอัตโนมัติ (Automatic) ทำให้ได้ ้อิลิเมนต์ประมาณ 10.000 อิลิเมนต์ ซึ่งจะได้จำนวนอิลิเมนต์ไม่เท่ากันในปีกแต่ละชนิดแต่จะมี ในขั้นตอนต่อมาคือแปลงอิลิเมนต์ชนิดของแข็งสามมิติให้กลายเป็นชนิด จำนวนใกล้เคียงกัน แผ่นบาง (Shell) โดยการใช้ฟังก์ชัน (Mid-Plane Meshing) ซึ่งเป็นวิธีการแบ่งอิลิเมนต์ที่ ้จุดกึ่งกลางระหว่างผิวทั้งสองด้าน เมื่อแบ่งอิลิเมนต์เสร็จแล้วก็บันทึกไฟล์ด้วยโปรแกรมอัลกอร์ (Algor) เป็นนามสกุลของไฟล์อินพุท (\*.inp) ซึ่งไฟล์อินพุทนี้เป็นไฟล์ที่ใช้กับโปรแกรมอาบาคัส (ABAQUS) ได้ โดยตัดคำสั่งและข้อมูลในส่วนของโมเดลมาใช้เพียงอย่างเดียว ส่วนคำสั่งอื่นๆ ที่เหลือ เช่น ในส่วนของการกำหนดคุณสมบัติวัสดุ และการกำหนดเงื่อนไขการวิเคราะห์ควร เขียนเพิ่มขึ้นเองในตอนหลัง

สำหรับโครงสร้างปีกเครื่องบินรหัส NACA 65415 แสดงดังภาพที่ 5-1 และ 5-2 ซึ่งเป็น ปีกขวาที่มีความยาวปีก (Wing Span) เท่ากับ 2.23 เมตร ความยาวคอร์ดบริเวณโคนปีกเท่ากับ 0.796 เมตร และที่บริเวณปลายปีกเท่ากับ 0.653 เมตร มีโครงสร้างหลักที่ประกอบไปด้วย สองส่วนคือส่วนโครงปีกเครื่องบิน (Spars) ดังภาพที่ 5-1 (ก)และผิวปีกซึ่งโครงสร้างทั้งสองส่วน นี้กำหนดให้อิลิเมนต์เป็นชนิดแผ่นบาง (Shell) ที่มีความหนาเท่ากันและยึดติดกันเป็นชิ้น เดียวกัน เนื่องจากการวิเคราะห์โครงสร้างที่อิลิเมนต์เป็นชนิดแผ่นบางมีความยุ่งยากในการ กำหนดการเชื่อมต่อระหว่างผิว และไม่เหมาะในการวิเคราะห์โครงสร้างที่มีความซับซ้อน หากผู้วิจัยต้องการศึกษาถึงพฤติกรรมของการยึดกันระหว่างโครงสร้าง ผู้วิจัยควรลดบริเวณที่ ต้องการศึกษาให้เล็กลง การศึกษาโครงสร้างทั้งหมดร่วมกับพฤติกรรมที่เป็นรายละเอียดเล็กๆ น้อยๆ ทุกอย่างไม่เหมาะสำหรับงานวิจัย เพราะนอกจากจะเสียเวลาแล้วผู้วิจัยยังต้องพิจารณา ตัวแปรของปัญหาเพิ่มขึ้น



**ภาพที่ 5-1** (ก) โครงสร้างหลักที่ประกอบด้วยส่วนโครงปีกเครื่องบิน (Spars) กับผิวปีก (Skins) (ข) และ (ค) โครงสร้างที่แบ่งอิลิเมนต์เป็น 9116 อิลิเมนต์ (ง) มุมปะทะอากาศและ มุมบิดเท่ากับ +4 และ +2.5 ตามลำดับ



ภาพที่ 5-2 พิกัดของผิวปีกชนิด NACA 65415

ภาพที่ 5-1 (ฃ) และ (ค) แสดงการแบ่งอิลิเมนต์ซึ่งมีจำนวนอิลิเมนต์ทั้งหมด 9116 อิลิเมนต์ ประกอบไปด้วยอิลิเมนต์ 2 ชนิดคือ S4R และ S3R จากหัวข้อการแบ่งโครงสร้างเป็น อิลิเมนต์ย่อยและการเลือกชนิดของอิลิเมนต์ แสดงให้เห็นว่าอิลิเมนต์ชนิด S4R มีความถูกต้อง ในการคำนวณสูงกว่าชนิด S3R มากแต่ผู้วิจัยไม่สามารถแบ่งอิลิเมนต์ให้เป็นชนิด S4R ได้ ทั้งหมดจึงต้องยอมให้มีชนิด S3R อยู่ด้วยอันมีสาเหตุมาจากความซับซ้อนและไม่สมมาตรของ โครงสร้าง

#### 5.2 การกำหนดคุณสมบัติของวัสดุผสม (Composite Material) และเงื่อนไขในการ วิเคราะห์

5.2.1 การกำหนดคุณสมบัติของวัสดุผสม

ในโปรแกรมอาบาคัส (ABAQUS) สามารถกำหนดคุณสมบัติวัสดุได้หลายรูปแบบ สำหรับ วัสดุผสมที่วิเคราะห์ในงานวิจัยนี้ กำหนดให้เป็นวัสดุชนิดออโทโทรปิคในความเค้นระนาบ (Orthotropic Elasticity in Plane Stress) คือ จะไม่คิดค่าความเค้นในแนวแกนที่ 3 ซึ่งเป็นแกน ที่ตั้งฉากกับระนาบของอิลิเมนต์ คุณสมบัติการยืดหยุ่นของวัสดุประกอบด้วย *E*<sub>1</sub>, *E*<sub>2</sub>, *v*<sub>12</sub>, *G*<sub>12</sub>

นอกจากนั้นการกำหนดค่าคุณสมบัติวัสดุอีกส่วนหนึ่งก็คือ การกำหนดจำนวนชั้นของ ไฟเบอร์ ทิศทางการวางไฟเบอร์ในแต่ละชั้น ความหนาในแต่ละชั้น และการกำหนดจุดการ อินทิเกรต (Integration Point) ซึ่งในงานวิจัยนี้กำหนดให้มี 3 จุดตามกฏของซิมสัน (Simpson's Rule) สิ่งที่ควรระวังในการกำหนดในส่วนนี้ก็คือ ต้องกำหนดความหนาของวัสดุให้ถูกต้อง เพราะถ้ากำหนดผิด จำนวนชั้นที่ได้จากการวิเคราะห์จะไม่ตรงกันกับการวางไฟเบอร์ในงานจริง โปรแกรมจะคำนวณไปตามค่าสัมประสิทธิ์การยืดหยุ่นของวัสดุกับความหนาของวัสดุเป็นหลัก

5.2.2 เงื่อนไขในการวิเคราะห์

เงื่อนไขในการวิเคราะห์หมายถึงการกำหนดการกระทำต่อโมเดลที่ต้องการวิเคราะห์ ว่ามี ภาระอะไรบ้างที่กระทำ กระทำอย่างไร ที่จุดใด เป็นต้น การวิเคราะห์เพื่อศึกษาพฤติกรรมการ ทำงานของชิ้นส่วนสักชิ้นหนึ่งให้เหมือนความเป็นจริงนั้นเป็นเรื่องที่ยาก เพราะว่ามีรายละเอียด ที่จะต้องป้อนเข้าสู่กระบวนการวิเคราะห์มาก โดยส่วนใหญ่แล้วผู้วิจัยจะตัดรายละเอียดที่ส่งผล ต่อการคำนวณน้อยออกไป เหลือรายละเอียดหลักๆ เท่านั้น ซึ่งส่วนนี้ขึ้นอยู่กับการเข้าใจ พฤติกรรมและความชำนาญในการวิเคราะห์งานนั้นเช่นกัน รายละเอียดในส่วนเงื่อนไขการ วิเคราะห์นี้ก็มีความสำคัญไม่น้อยไปกว่าในส่วนของโมเดลและคุณสมบัติของวัสดุ หากงานวิจัย ใดมีการเปรียบเทียบผลการวิเคราะห์กับการทดลอง เงื่อนไขในการทดลองนั้นจะต้องกำหนดให้ เหมือนกันกับการวิเคราะห์โดยวิธีไฟไนต์อิลิเมนต์ทุกประการ ซึ่งหากทำได้ดังนี้แล้วยังมีความ ผิดพลาดเกิดขึ้น ความผิดพลาดนั้นก็จะเกิดจากส่วนของโมเดลและส่วนของวัสดุเท่านั้น

เงื่อนไขที่กำหนดในงานวิจัยนี้ ประกอบด้วยเงื่อนไขขอบ (Boundary Condition) และ เงื่อนไขภาระ (Load Condition) ซึ่งเงื่อนไขขอบของงานวิจัยนี้จะกำหนดเหมือนกันทุกกรณี การวิเคราะห์ กล่าวคือเป็นแบบคาน (Cantilever Beam) ซึ่งแสดงการจับยึดระหว่างปีกกับลำตัว เครื่องบิน แต่จะเปลี่ยนในเงื่อนไขภาระออกไป ตัวแปรหลักที่มีผลกับการเปลี่ยนแปลงของภาระ ทางอากาศพลศาสตร์ที่ผู้วิจัยจะต้องกำหนดมีดังนี้ คือ ความเร็วในการบิน คิดภาระเป็นกี่เท่า ของภาวะปกติ (Safety Factor) มุมลู่ปีก (Sweep Angle) มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack) มุมบิด (Twist Angle) จะเห็นว่าตัวแปร 3 ตัวสุดท้ายเป็นข้อมูลของส่วนโมเดลที่สัมพันธ์กับภาระ ทางอากาศพลศาสตร์ซึ่งเป็นจุดสนใจหลักของการทำงานวิจัยนี้ที่ต่างจากงานวิจัยอื่นๆ

ในส่วนของเงื่อนไขขอบและเงื่อนไขจากภาระของการวิเคราะห์แสดงดังภาพที่ 5-3 โดย ภาพที่ 5-3 (ก) แสดงการกำหนดเงื่อนไขขอบที่เป็นการยึดโคนปีกไม่ให้มีการเคลื่อนที่และหมุน ในแง่ของความถูกต้อง การกำหนดแบบนี้ไม่ตรงกับการทำงานจริงมากนักเพราะว่าโครงสร้าง ปีกเครื่องบินที่นำมาวิเคราะห์เป็นปีกส่วนนอก (Outer Wing ) ของเครื่องบิน UAV รุ่น PUKSIN PK I [18] ซึ่งต่ออยู่กับปีกส่วนกลาง (Center Wing) ที่ติดอยู่กับลำตัวเครื่องบินซึ่งมีพฤติกรรม เคลื่อนที่และหมุนได้เล็กน้อยที่ตรงบริเวณโคนปีกส่วนนอก โดยสมมติให้ปีกส่วนกลางมีความ แข็งมากกว่าปีกส่วนนอกมาก สำหรับภาพที่ 5-3 (ข) แสดงให้เห็นถึงที่มาของภาระที่ใช้ใน การวิเคราะห์ เมื่อคิดว่าปีกเครื่องบินเป็นปีกด้านขวามีทิศทางลมจากด้านบนลงด้านล่าง และเมื่อ มุมปะทะอากาศเป็น 4 องศาจะทำให้เกิดแรงและโมเมนต์ดังภาพที่ 5-3 (ค) ซึ่งโมเมนต์ที่ทำให้ ปีกเกิดการบิดตัวถูกคำนวณมาอยู่ในรูปของแรงสองแรง ที่มีทิศตรงกันข้ามที่อยู่ในดำแหน่ง ด้านบนกับด้านล่างดังแสดงในภาพที่ 5-3 (ข) สำหรับโมเมนต์ที่กิดขึ้นเป็นโมเมนต์ที่หมุนรอบ แกนที่อยู่ตำแหน่ง 0.25 ของความยาวคอร์ด ส่วนแรงตรงกลางเป็นแรงยกปีกที่กระทำอยู่ที่ ตำแหน่ง 0.25 ของความยาวคอร์ดเป็นไปตามทฤษฏีพื้นผิวแรงยก [19]



**ภาพที่ 5-3** (ก) เงื่อนไขขอบกระทำที่โคนปีก (ข) และ (ค) ภาระทางอากาศพลศาสตร์ กระทำกับปีกตลอดความยาวปีก

#### 5.3 ภาระทางอากาศพลศาสตร์

5.3.1 การกำหนดภาระทางอากาศพลศาสตร์

ในการวิเคราะห์นี้ภาระที่กระทำกับปีกเครื่องบินเกิดจากรูปร่างของปีกเอง ซึ่งค่าถูก คำนวณด้วยโปรแกรมที่คำนวณภายใต้ทฤษฏีพื้นผิวแรงยก (Lifting Surface Theory) ส่วนการ เชื่อมโยงของโปรแกรมนี้กับการวิเคราะห์ในโปรแกรมอาบาคัสนั้นใช้โปรแกรมย่อยยูอีแอล (UEL) ซึ่งเป็นโปรแกรมย่อยหนึ่งของโปรแกรมอาบาคัส ที่มีไว้ให้ผู้ใช้สามารถเขียนโปรแกรมเพิ่มใน กรณีที่โปรแกรมอาบาคัสไม่สามารถวิเคราะห์ในพฤติกรรมนั้นได้ ซึ่งคุณสมบัติหลักของ โปรแกรมย่อยนี้ก็คือผู้ใช้สามารถเขียนโปรแกรมควบคุมการทำงานระหว่างการเปลี่ยนรูปร่าง ของโครงสร้างและแรงที่กระทำกับโครงสร้างได้

ของปฏิสัมพันธ์ระหว่างภาระทางอากาศพลศาสตร์กับโครงสร้าง โดยหลักการง่ายๆ ป๊กเครื่องบินในงานวิจัยนี้ก็คือ คำนวณภาระทางอากาศพลศาสตร์จากรูปร่างของปีกเครื่องบิน ด้วยโปรแกรมการคำนวณตามทฤษฎีพื้นผิวแรงยกที่ถูกเขียนอยู่ในโปรแกรมย่อยยูอีแอล (UEL) ซึ่งโปรแกรมย่อยยูอีแอล (UEL) ก็จะทำหน้าที่ส่งผ่านค่าไปมาระหว่างโปรแกรมอาบาคัสกับ โปรแกรมการคำนวณตามทฤษฏีพื้นผิวแรงยก ผลการคำนวณจะอยู่ในรูปของแรงและโมเมนต์ ซึ่งโมเมนต์ก็จะสามารถแปลงให้กลายไปเป็นแรงได้เช่นเดียวกัน แรงทั้งหมดก็จะถูกส่งผ่าน ้โปรแกรมย่อยยูอีแอลไปยังโปรแกรมอาบาคัส เพื่อคำนวณความแข็งแรงของปีกเครื่องบิน ซึ่งใน จะทำให้รูปร่างของปีกเครื่องบินเปลี่ยนไปในลักษณะแอ่นตัวและบิดตัว การคำนวณขั้นตอนนี้ ้รูปร่างที่เปลี่ยนไปนี้จะถูกส่งผ่านโปรแกรมย่อยยูอีแอล ไปคำนวณหาภาระทางอากาศพลศาสตร์ ใหม่ในโปรแกรมการคำนวณตามทฤษฏีพื้นผิวแรงยก แล้วแรงก็จะถูกส่งผ่านโปรแกรมย่อย ้ยูอีแอลมาคำนวณใหม่ในโปรแกรมอาบาคัสอีกเช่นเดียวกัน การทำงานของโปรแกรมทั้งสอง แสดงดังภาพที่ 5-4

90


**ภาพที่ 5-4** การทำงานของโปรแกรมการคำนวณตามทฤษฏีพื้นผิวแรงยกและโปรแกรม อาบาคัสที่ใช้โปรแกรมย่อยยูอีแอลเป็นตัวเชื่อม

วิธีการเขียนโปรแกรมย่อยยูอีแอลนั้นใช้ภาษาฟอร์แทรน เช่นเดียวกันกับโปรแกรมการ คำนวณตามทฤษฏีพื้นผิวแรงยกซึ่งถูกเขียนอยู่ด้วยกัน ตัวอย่างโปรแกรมย่อยยูอีแอลแสดงอยู่ ในส่วนของภาคผนวกที่ ค แต่ในหัวข้อนี้จะกล่าวถึงคำสั่งที่สำคัญบางคำสั่งของการส่งผ่านข้อมูล ก่อนอื่นจะกล่าวถึงคำสั่งในโปรแกรมอาบาคัส ที่จะประกาศใช้โปรแกรมย่อยยูอีแอลซึ่งก็ คือคำสั่ง \*USER ELEMENT และมีวิธีเขียนในไฟล์อินพุทของโปรแกรมอาบาคัส ดังนี้

```
*USER ELEMENT, TYPE=Un, NODES=, COORDINATES=, PROPERTIES=, I
PROPERTIES=, VARIABLES=, UNSYMM
Data line(s)
*ELEMENT, TYPE=Un, ELSET=UEL
Data line(s)
*UEL PROPERTY, ELSET=UEL
Data line(s)
*USER SUBROUTINES, (INPUT=file_name)
```

โดยที่ TYPE คือชนิดของอิลิเมนต์ เมื่อ n เป็นตัวเลขที่ต้องป้อนค่าเอง NODES คือจำนวนจุดต่อที่กำหนดขึ้นในอิลิเมนต์ยูอีแอลนี้ COORDINATES คือตัวเลขที่มากที่สุดของพิกัดที่จุดต่อ PROPERTIES คือจำนวนของคุณสมบัติที่มีค่าเป็นเลขทศนิยม I PROPERTIES คือจำนวนของคุณสมบัติที่มีค่าเป็นเลขจำนวนเต็ม ในส่วนของ Data line(s) ภายใต้คำสั่ง \*UEL PROPERTY, ELSET=UEL จะเป็นการ กำหนดค่าคุณสมบัติที่กำหนดในตัวเลือก PROPERTIES เท่ากับจำนวนที่ได้กำหนดไว้ คำสั่งในบรรทัดสุดท้ายเป็นการกำหนดไฟล์ฟอร์แทรน ที่จะมาทำงานพร้อมกันกับ ไฟล์อินพุท แต่ผู้วิจัยใช้อีกวิธีหนึ่งในการกำหนดไฟล์ นั่นคือในขณะที่รันโปรแกรมในอาบาคัส คอมมาน (ABAQUS COMMAND) ให้พิมพ์คำสั่งเป็น

ABAQUS JOB=FILE\_NAME1 USER=FILE\_NAME2

โดยที่ FILE\_NAME1 คือ ชื่อไฟล์อินพุทของโปรแกรมอาบาคัส FILE\_NAME2 คือ ชื่อไฟล์ของโปรแกรมย่อยยูอีแอล

สำหรับคำสั่งในส่วนของโปรแกรมภาษาฟอร์แทรน ส่วนแรกสุดคือการประกาศโปรแกรม และตัวแปรต่างๆ ซึ่งจะมีรูปแบบดังนี้

SUBROUTINE UEL(RHS,AMATRX,SVARS,ENERGY,NDOFEL,NRHS,NSVARS,

- 1 PROPS,NPROPS,COORDS,MCRD,NNODE,U,DU,V,A,JTYPE,TIME,DTIME,
- 2 KSTEP,KINC,JELEM,PARAMS,NDLOAD,JDLTYP,ADLMAG,PREDEF,NPREDF,
- 3 LFLAGS,MLVARX,DDLMAG,MDLOAD,PNEWDT,JPROPS,NJPROP,PERIOD)

С

INCLUDE 'ABA\_PARAM.INC'

С

DIMENSION RHS(MLVARX,\*),AMATRX(NDOFEL,NDOFEL),PROPS(\*),

1 SVARS(\*), ENERGY(7), COORDS(MCRD, NNODE), U(NDOFEL),

2 DU(MLVARX,\*),V(NDOFEL),A(NDOFEL),TIME(2),PARAMS(\*),

3 JDLTYP(MDLOAD,\*),ADLMAG(MDLOAD,\*),DDLMAG(MDLOAD,\*),

4 PREDEF(2,NPREDF,NNODE),LFLAGS(4),JPROPS(\*)

กรณีที่มีค่าคุณสมบัติจากไฟล์อินพุทของโปรแกรมอาบาคัส 3 ค่า ค่าทั้งสามก็จะอยู่ในตัว แปร PROPS(1), PROPS(2) และ PROPS(3) ดังนั้นก่อนจะนำไปคำนวณควรจะส่งค่า คุณสมบัติทั้งสามให้อยู่ในตัวแปรอื่นก่อน

SPUNCH	= PROPS(1)
FPUNCHTARGET	= PROPS(2)
FHOLDERINIT	= PROPS(3)

ค่าการเปลี่ยนตำแหน่งของจุดต่อทั้งหมด ในอิลิเมนต์ที่ชื่อยูอีแอลที่มีค่า เท่ากับการ เปลี่ยนตำแหน่งของจุดต่อในโครงสร้างของโปรแกรมอาบาคัส ซึ่งจะอยู่ในตัวแปรที่ชื่อ U(1), U(2), U(3),... เช่นเดียวกันควรจะเก็บค่าไว้ในตัวแปรอื่นก่อน

ua(1)=U(1) ua(2)=U(2) ua(3)=U(3)

• • •

การรู้ค่าการเปลี่ยนตำแหน่งของจุดต่อก็คือการรู้รูปร่างของปีก ส่วนการส่งค่าไปคำนวณ ภาระทางอากาศพลศาสตร์ที่เกิดจากรูปร่างนั้นจะใช้วิธีเรียกโปรแกรมย่อยนั้นดังนี้

CALL B9510(ua,KSTEP,LCLLA,LCPLA,SV)

ซึ่งจะเห็นว่ามีการส่งผ่านค่าตัวแปรของการเปลี่ยนตำแหน่งจุดต่อไปด้วย จากคำสั่ง ข้างบนจะเห็นว่ามีตัวแปร LCLLA และ LCPLA อยู่ด้วย ตัวแปรทั้งสองทำหน้าที่ในการส่งค่าแรง และโมเมนต์กลับมายังโปรแกรมยูอีแอลและการส่งค่าแรงและโมเมนต์ไปยังโปรแกรมอาบาคัส ต้องใช้คำสั่ง

RHS(1,1)= LCLLA(1) RHS(2,1)= LCLLA(2) RHS(3,1)= LCLLA(3)

ตัวเลขที่อยู่ในวงเล็บคือจุดต่อต่าง ๆ ที่มีการรับภาระดังที่ได้กำหนดไว้แล้วในตอนแรก หากต้องการให้โปรแกรมคำนวณในขั้นตอนใดก็ใช้คำสั่ง

```
IF(KSTEP.EQ.1) THEN
```

โดยที่ KSTEP คือหมายเลขขั้นตอนของโปรแกรมอาบาคัส (ABAQUS)

5.3.2 ภาระทางอากาศพลศาสตร์

ภาระทางอากาศพลศาสตร์ที่คำนวณจากรูปร่างปีกเครื่องบินด้วยโปรแกรม ESDU 95010 [20] ซึ่งเป็นโปรแกรมย่อย ที่ถูกเรียกใช้โดยโปรแกรมยูอีแอล เพื่อคำนวณร่วมกับโปรแกรม อาบาคัส แสดงดังภาพที่ 5-6







**ภาพที่ 5-6** กราฟแสดงภาระที่กระทำกับผิวปีกที่ตำแหน่งต่าง ๆ จากโคนปีกไปยังปลายปีก (ก) แรง (ข) โมเมนต์

94

ภาระที่แสดงในภาพที่ 5-6 คือภาระรวมที่ประกอบด้วยแรงและโมเมนต์ ทั้งแรงและ โมเมนต์ยังสามารถแบ่งย่อยออกได้เป็น 3 ส่วนคือ คือ ภาระที่เกิดจากมุมปะทะอากาศ ภาระที่ เกิดจากรูปร่างของแคมเบอร์ (Camber) และภาระที่เกิดจากการบิดของปลายปีก ส่วนแรกเป็น ภาระที่เกิดจากมุมปะทะอากาศ ลักษณะการกระจายภาระจะมีค่ามากที่บริเวณโคนปีกและค่อย ๆ ลดลงจนมีค่าเท่ากับศูนย์ที่ปลายปีกดังแสดงในภาพที่ 5-7 สำหรับการคิดมุมปะทะอากาศจะคิดที่ โคนปีกเป็นหลัก มีค่าเดียวแม้ปีกจะเกิดการบิดตัวที่ปลายปีก ซึ่งปลายปีกที่มีมุมเปลี่ยนไปจะคิด มุมเป็นมุมบิด



**ภาพที่ 5-7** กราฟแสดงภาระ (C<sub>LL</sub>.c/C<sub>L</sub>.cbar) ที่เกิดจากมุมปะทะอากาศที่ตำแหน่งต่างๆ จากโคนปีกไปยังปลายปีก

ในส่วนที่ 2 เป็นภาระที่เกิดจากรูปร่างของแคมเบอร์ (Camber) ซึ่งแสดงเป็นค่า z/c มี ลักษณะการกระจายภาระตามความยาวปีก เหมือนในกรณีของมุมปะทะอากาศ แต่มีค่า สัมประสิทธิ์การยก (C<sub>L</sub>) ต่างกันดังแสดงดังภาพที่ 5-8 และ 5-9 ซึ่งเป็นภาระที่แสดงอยู่ในรูป ของแรงและโมเมนต์ตามลำดับ เมื่อปีกเกิดการแอ่นตัวการเปลี่ยนแปลงของค่า z/c ใน 1 ช่วงจะ ลดลงดังภาพที่ 5-10 โดยตลอดความยาวปีกจะแบ่งออกเป็น 20 ช่วง ภาระที่ลดลงนี้จะมีค่าน้อย มากเมื่อใช้กับการเปลี่ยนแปลงปีกปกติเพราะการแอ่นตัวโดยทั่วไปแล้วจะมีค่าน้อย แต่เพื่อให้ โปรแกรมที่ใช้ในการวิเคราะห์ สามารถใช้ได้ครอบคลุมกับการวิเคราะห์ปีกหลายชนิด ในการ วิเคราะห์นี้จึงคำนึงถึงผลจากการเปลี่ยนรูปร่างแคมเบอร์ (Camber) เช่นกัน



**ภาพที่ 5-8** กราฟแสดงภาระ (C<sub>LL</sub>.c/cbar) ที่เกิดจากแคมเบอร์ (Camber) เมื่อไม่คิดผลจาก มุมปะทะอากาศที่ตำแหน่งต่างๆ จากโคนปีกไปยังปลายปีก



**ภาพที่ 5-9** กราฟแสดงภาระ (C<sub>m</sub>.c/cbar)ที่เกิดจากแคมเบอร์ (Camber) เมื่อไม่คิด ผลจากมุมปะทะอากาศที่ตำแหน่งต่างๆ จากโคนปีกไปยังปลายปีก



**ภาพที่ 5-10** ค่า z/c ที่เปลี่ยนไปเมื่อมีการแอ่นตัวของปีกเครื่องบินที่ 1 ช่วงของ ความยาวปีกจากทั้งหมด 20 ช่วง

ภาระส่วนสุดท้ายเกิดจากการบิดของปลายปีกเครื่องบินเมื่อเทียบกับโคนปีกดังแสดงใน ภาพที่ 5-11 และ 5-12 ที่แสดงอยู่ในรูปของแรงและโมเมนต์ตามลำดับ



**ภาพที่ 5-11** กราฟแสดงภาระ (C<sub>LL</sub>.c/cbar) ที่เกิดจากการบิด (Twist) เมื่อไม่คิดผลจาก มุมปะทะอากาศที่ตำแหน่งต่าง ๆ จากโคนปีกไปยังปลายปีก



**ภาพที่ 5-12** กราฟแสดงภาระ (C<sub>mL</sub>.c/cbar) ที่เกิดจากการบิด (Twist) เมื่อไม่คิดผลจาก มุมปะทะอากาศที่ตำแหน่งต่าง ๆ จากโคนปีกไปยังปลายปีก

#### 5.4 พฤติกรรมของปฏิสัมพันธ์ระหว่างภาระทางอากาศพลศาสตร์และโครงสร้างปีก เครื่องบิน

ลักษณะการแอ่นตัวและบิดตัวของปีกในขั้นตอนสุดท้ายแสดงในภาพที่ 5-13 โครงสร้าง ที่มีสีเขียวเป็นโครงสร้างเดิมที่ยังไม่ได้รับภาระและไม่มีการแอ่นตัวเกิดขึ้น ส่วนโครงสร้างที่มี สีเทาเป็นโครงสร้างที่มีการแอ่นตัวเนื่องจากภาระทางอากาศพลศาสตร์ เมื่อพิจารณาไปที่ หน้าตัดของปีก พบว่ารูปร่างของหน้าตัดมีการบิดเบี้ยวไปจากรูปร่างเดิมเล็กน้อย มีสาเหตุ มาจาก 2 ปัจจัย ปัจจัยแรกเกิดจากโครงสร้างไม่มีริบส์ (Ribs) เป็นส่วนประกอบอยู่ด้วย ซึ่งโครงสร้างนี้นอกจากจะช่วยเพิ่มความแข็งแรงให้กับปีกแล้ว ยังสามารถรักษารูปร่างหน้าตัด ของผิวปีกเอาไว้ด้วย และปัจจัยที่สองเกิดจากการกำหนดให้ภาระที่เป็นแรงยกเป็นแรงที่กระทำ ณ ตำแหน่ง 0.25 ของความยาวคอร์ด ซึ่งภาระจากแรงยกควรเป็นความดันกระทำทั่วพื้นผิว ด้านใต้ของปีก แต่เนื่องจากความดันที่เกิดขึ้นไม่สม่ำเสมอตลอดทั้งผิวปีก จึงคิดความดันนั้นให้ เป็นแรงรวมที่ตำแหน่ง 0.25 ของความยาวคอร์ด



**ภาพที่ 5-13** ลักษณะการแอ่นและบิดตัวของปีก

ภาพที่ 5-14 แสดงหน้าตัดของผิวปีก (Airfoil) ที่ส่วนปลายปีกที่รอบการคำนวณ 6 ซึ่งขั้นตอนที่ยังไม่ได้รับภาระจะเห็นหน้าตัดอยู่ ขั้นตอนรวมขั้นตอนที่ยังไม่ได้รับภาระด้วย หน้าตัดที่สองที่อยู่ตรงกลางเป็นระยะการกระจัดในแนวดิ่งเมื่อผ่านการคำนวณ ด้านล่างสุด ในขั้นตอนที่ 1 แล้ว ส่วนหน้าตัดที่อยู่ด้านบนสุดเป็นระยะกระจัดในแนวดิ่งเมื่อผ่านการคำนวณ ในขั้นตอนที่ 2-5 ไปแล้ว แต่ที่เห็นมีเพียงแค่หน้าตัดเดียวเป็นเพราะว่าผลการคำนวณไม่มี การเปลี่ยนแปลงหรือเปลี่ยนแปลงน้อยมาก เมื่อดูภาพที่ 5-16 พบว่ากราฟระยะการกระจัดมี ค่าคงที่เมื่อผ่านขั้นตอนที่ หมายความว่าปฏิสัมพันธ์ระหว่างภาระทางอากาศ 2 ไปแล้ว พลศาสตร์กับโครงสร้าง มีผลเท่ากับความแตกต่างของค่าในขั้นตอนที่ 1 และ 5 ซึ่งในกรณีนี้มี 7.6-11.3 เปอร์เซ็นต์ และในแง่ของมุมบิดของปลายปีกจากเดิมที่กำหนดค่าเริ่มต้น ด่าเท่ากับ เป็น +2.5 องศา จนสุดท้ายมุมบิดของปลายปีกมีค่าเท่ากับ 4.2 องศา การลู่เข้าของมุมบิดของ ปลายปีก มีลักษณะเหมือนกับของระยะการกระจัดซึ่งดูได้จากภาพที่ 5-16 เช่นเดียวกัน ซึ่งเมื่อ เปรียบเทียบพฤติกรรมของการลู่เข้าของ Manoj [1] ดังเช่นภาพที่ 5-15 และ 5-17 พบว่ามี แนวโน้มเป็นไปในทิศทางเดียวกัน

ในกรณีนี้มีระยะกระจัดคิดเป็น 15 เปอร์เซ็นต์ของความยาวปีก เนื่องจากการคำนวณ ภาระทางอากาศพลศาสตร์เปลี่ยนแปลงไปตามรูปร่างของปีก ดังนั้นปีกที่มีความแข็งแรงน้อย มี การแอ่นตัวและบิดตัวได้มาก มีผลทำให้เกิดการลู่เข้าได้ช้ากว่า และมีความแตกต่างของระยะ กระจัดในขั้นตอนที่ 1 และ 5 มากกว่ากรณีที่ปีกมีความแข็งแรงสูง นอกจากนี้ปฏิสัมพันธ์ระหว่าง ภาระทางอากาศพลศาสตร์กับโครงสร้างยังขึ้นอยู่กับปัจจัยอื่นๆ อีกหลายปัจจัยซึ่งจะกล่าวถึงใน หัวข้อต่อไป







ี่ ภาพที่ 5-15 การลู่เข้าของปลายปีกเครื่องบินรุ่น F/A-18 Stabilator [1]



**ภาพที่ 5-16** กราฟแสดงระยะการกระจัดที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ดกับมุมบิดที่ปลายปีก ในแต่ละขั้นตอนการคำนวณ



**ภาพที่ 5-17** แสดงกราฟการลู่เข้าของปลายปีก Trailing Edge เครื่องบิน รุ่น F/A-18 Stabilator [1]

ค่าความเค้นวอนมิสซิสที่แสดงในภาพที่ 5-18 จะมีค่าสูงสุดเท่ากับ 142 MPa เกิดขึ้นที่ บริเวณโคนปีกและบริเวณที่มีค่าความเค้นสูงรองลงมาก็คือ บริเวณที่ผิวปีกยึดติดกับส่วนโครง

101

ปีกเครื่องบิน (Spars) บริเวณที่มีค่าความเค้นน้อยเป็นบริเวณผิวปีกตั้งแต่ส่วนกลางไปจนถึง ส่วนปลายของปีกที่ไม่ยึดติดอยู่กับส่วนโครงปีกเครื่องบิน (Spars)

พิจารณาภาพที่ 5-18 บริเวณที่เป็นสีน้ำเงินเป็นความเค้นกด มีค่าสูงสุดเท่ากับ 89.51 MPa และบริเวณที่เป็นสีแดงเป็นความเค้นดึง มีค่าสูงสุดเท่ากับ 75.29 MPa บริเวณที่มีค่า ความเค้นสูงทั้งสองส่วน เกิดจากการบิดตัวของปลายปีกเมื่อโครงสร้างภายในมีส่วนที่เป็น โครงปีกเครื่องบิน (Spars) ประกอบอยู่ด้วย



ภาพที่ 5-18 ค่าความเค้นชนิดวอนมิสซิส (von Mises Stress)

หากพิจารณาที่ความเค้นอื่นประกอบด้วยดังภาพที่ 5-19 แสดงความเค้นชนิด S11 (Local 11 Direct Stress) ซึ่งมีทิศทางในแกน 1 ดังแสดงในภาพที่ 5-22 แต่เนื่องจากแกน 1 จากภาพที่ 5-22 ของอิลิเมนต์ส่วนใหญ่มีทิศทางใกล้เคียงกับแกน 2 (แกนรวม) ในภาพที่ 5-18 ภาพการกระจายความเค้นบริเวณผิวด้านข้างส่วนใหญ่จึงมีลักษณะเหมือนเป็นความเค้นชนิด S22 (Local 22 Direct Stress) เช่นเดียวกันกับความเค้นชนิด S22 ดังแสดงในภาพที่ 5-20 ที่มี ลักษณะเหมือนเป็นความเค้นชนิด S11



ภาพที่ 5-19 ค่าความเค้นชนิด S11 (Local 11 Direct Stress)

ส่วนภาพที่ 5-20 บริเวณที่เป็นสีน้ำเงินที่อยู่ใกล้กับโคนปีกเป็นความเค้นกด มีค่าสูงสุด เท่ากับ 139.1 MPa และบริเวณที่เป็นสีแดงซึ่งอยู่ใกล้กับโคนปีกอีกด้านหนึ่งเป็นความเค้นดึง มี ค่าสูงสุดเท่ากับ 138.5 MPa ซึ่งใกล้เคียงกับความเค้นกด บริเวณสูงทั้งสองส่วนเกิดจากการ แอ่นตัวของปีก



ภาพที่ 5-20 ค่าความเค้นชนิด S22 (Local 22 Direct Stress)

และภาพที่ 5-21 แสดงความเค้นเฉือนชนิด S12 มีค่าสูงสุดเท่ากับ 40 MPa อยู่ที่บริเวณ ผิวปีกที่ติดกับส่วนโครงปีกเครื่องบิน (Spars) ดังนั้นจากค่าความเค้นที่แสดงมาทั้งหมดทำให้ ทราบว่าความเค้นสูงสุดเกิดขึ้นมาจากการแอ่นตัว



ภาพที่ 5-21 ค่าความเค้นชนิด S12 (Local 12 Shear Stress)



**ภาพที่ 5-22** ทิศทางของแกนย่อยที่สัมพันธ์กับการกำหนดจุดต่อของ วิธีไฟไนต์อิลิเมนต์ [21]

# 5.5 พฤติกรรมของปีกเนื่องจากทิศทางไฟเบอร์

ในการศึกษานี้พิจารณาการวางไฟเบอร์ใน 3 ทิศทาง คือ 0, 45 และ 90 องศา โดยที่ การวัดมุมนั้นเทียบกับแกน 1 จากภาพที่ 5-18

### 5.5.1 ระยะกระจัดและมุมบิดที่ปลายปีก

ในการพิจารณาพฤติกรรมของปีกเนื่องจากทิศทางไฟเบอร์มีเงื่อนไขในการวิเคราะห์ดังนี้

- ความเร็วในการบิน 0.2 มัค
- มุมลู่ปีก(Sweep Angle) 0 องศา
- มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack) 4 องศา
- มุมบิด (Twist Angle) 0 องศา
- คิดภาระเป็น 3 เท่าของภาวะปกติ



- **ภาพที่ 5-23** การแอ่นและบิดตัวของปีก (มองจากปลายปีกไปยังโคนปีก) เมื่อทิศทางไฟเบอร์ เป็น (ก) 0 องศา (ข) 45 องศา และ (ค) 90 องศา
- **ตารางที่ 5-1** เปรียบเทียบระยะกระจัด มุมบิดที่ปลายปีกและความเค้นสูงสุดเมื่อวางไฟเบอร์ ในทิศทางต่างๆ กัน

ทิศทางไฟเบอร์ (องศา)	ระยะกระจัดสูงสุดใน แนวดิ่ง (เมตร)	มุมบิดที่ ปลายปีก (องศา)	ความเค้นชนิดวอน มิสซิส (Mpa)
0	0.0905	2.3293	176.50
45	0.2269	1.1535	171.90
90	0.2972	1.6075	124.80

จากภาพที่ 5-23 และตารางที่ 5-1 พบว่าระยะกระจัดในแนวดิ่งเมื่อวางไฟเบอร์ในแนว ตามความยาวของปีก (0 องศา) จะมีค่าน้อยที่สุดจากการวางไฟเบอร์ทั้ง 3 ทิศทาง และการวาง ไฟเบอร์ในแนวตามขวางของความยาวปีก (90 องศา) จะมีระยะกระจัดมากที่สุดซึ่งมากกว่า ทิศทาง 0 องศาประมาณ 3.3 เท่าส่วนการวางไฟเบอร์ในทิศทางแนวเฉียง (45 องศา) มีค่า มากกว่าทิศทาง 0 องศาประมาณ 2.5 เท่าซึ่งใกล้เคียงกับการวางไฟเบอร์ในทิศทาง 90 องศา พฤติกรรมการแอ่นตัวลักษณะนี้เกิดจากค่าคุณสมบัติวัสดุ E<sub>1</sub> และ E<sub>2</sub> ที่ต่างกันเกือบ 5 เท่า คุณสมบัติวัสดุสามารถเปิดดูได้จากตารางที่ ง-2

ในส่วนของมุมบิดที่ปลายปีก (ดูภาพที่ 5-13 ประกอบ) จากตารางที่ 5-1 การวางไฟเบอร์ ในทิศทาง 0 องศามีค่ามากที่สุด ถึงแม้จะมีระยะกระจัดที่ปลายปีกน้อยที่สุด และการวางไฟเบอร์ ในทิศทาง 45 องศามีค่ามุมบิดที่ปลายปีกน้อยที่สุด

และเมื่อพิจารณากรณีอื่นๆ จากตารางที่ 5-2 ด้วย พบว่าลักษณะการแอ่นตัวของ ปีกเครื่องบินที่วางทิศทางไฟเบอร์ต่างๆ กัน 3 ทิศทางให้ผลเป็นไปในทางเดียวกันกับที่กล่าว มาแล้ว สำหรับมุมบิดที่ปลายปีกก็ให้ผลเป็นเช่นเดียวกันเมื่อปีกมีมุมลู่ปีกเป็น 0 องศา แต่ใน กรณีที่ปีกมีมุมลู่ปีกเป็น 30 องศา (คิดมุมที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ด) ที่มีลักษณะดังแสดง ในภาพที่ 5-30 (ข) ปรากฏว่ามุมบิดที่ปลายปีกมีทิศทางตรงกันข้ามกับกรณีที่ปีกมีมุมลู่ปีกเป็น 0 องศา เหตุผลในเรื่องนี้สามารถอธิบายได้ตามหัวข้อพฤติกรรมของปีกเนื่องจากมุมลู่ปีก (หัวข้อ 5.8)

ตารางที่ 5-2 การแอ่นและบิดตัวของปีก (มองจากปลายปีกไปยังโคนปีก) ที่วางทิศทางไฟเบอร์ เป็น 0, 45 และ 90 องศาเมื่อมีเงื่อนไขต่างๆ กัน



ความเร็วในการบิน	0.2	มัค
มุมลู่ปีก(Sweep Angle)	0	องศา
มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack)	4	องศา
มุมบิด (Twist Angle)	-5	องศา
คิดภาระเป็น 3 เท่าของภาวะปกติ		
0 องศา 45 องค	n	90 องศา
ความเร็วในการบิน	0.2	มัค
มุมลู่ปีก(Sweep Angle)	0	องศา
มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack)	14	องศา
มุมบิด (Twist Angle)	0	องศา
คิดภาระเป็น 3 เท่าของภาวะปกติ		
0 องศา 45 องศ 	n	90 องศา



108

ความเร็วในการบิน	0.2	มัค
มุมลู่ปีก(Sweep Angle)	30	องศา
มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack)	4	องศา
มุ่มบิด (Twist Angle)	-5	องศา
คิดภาระเป็น 3 เท่าของภาวะปกติ		
Denne		
<u>0 องศา</u> 45 องศา	1	90 องศา 
ความเร็วไนการบิน -	0.2	มัค
มุมลู่ปีก(Sweep Angle)	30	องศา
มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack)	14	องศา
มุมบิด (Twist Angle)	0	องศา
คิดภาระเป็น 3 เท่าของภาวะปกติ		
0 องศา 45 องช	ศา	90 องศา
0 องศา 45 องห ความเร็วในการบิน	ศา 0.2	90 องศา มัค
0 องศา 45 องษ ความเร็วในการบิน มุมลู่ปีก(Sweep Angle)	ศา 0.2 30	90 องศา มัค องศา
0 องศา 45 องษ ความเร็วในการบิน มุมลู่ปีก(Sweep Angle) มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack)	ศา 0.2 30 14	90 องศา มัค องศา องศา
0 องศา 45 องห ความเร็วในการบิน มุมลู่ปีก(Sweep Angle) มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack) มุมบิด (Twist Angle)	ศา 0.2 30 14 -5	90 องศา มัค องศา องศา องศา
0 องศา 45 องห ความเร็วในการบิน มุมลู่ปีก(Sweep Angle) มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack) มุมบิด (Twist Angle) คิดภาระเป็น 3 เท่าของภาวะปกติ	rn 0.2 30 14 -5	90 องศา มัค องศา องศา องศา
0 องศา 45 องษ ความเร็วในการบิน มุมลู่ปีก(Sweep Angle) มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack) มุมบิด (Twist Angle) ดิดภาระเป็น 3 เท่าของภาวะปกติ	rn 0.2 30 14 -5	90 องศา มัค องศา องศา องศา
0 องศา 45 องษ ความเร็วในการบิน มุมลู่ปีก(Sweep Angle) มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack) มุมบิด (Twist Angle) คิดภาระเป็น 3 เท่าของภาวะปกติ	an 0.2 30 14 -5	90 องศา มัค องศา องศา องศา

#### 5.5.2 ความเค้น

การกระจายความเค้นภายในโครงสร้างปีกเครื่องบินที่เกิดจากการแอ่นและบิดตัวที่แสดง ดังภาพที่ 5-24 ในที่นี้จะกล่าวถึงความเค้นชนิดวอนมิสซิสซึ่งแสดงพฤติกรรมรวมของความเค้น ทุกทิศทางดังสมการที่ (5-1) ลักษณะการกระจายความเค้นภายในโครงสร้างปีกเครื่องบินเมื่อ ทิศทางไฟเบอร์วางทำมุมต่างๆ กับแกนที่ขนานกับความยาวปีกไม่มีความแตกต่างกันอย่าง ชัดเจน ความแตกต่างเล็กน้อยที่พิจารณาได้ก็คือ มีความเค้นเกิดมากขึ้นที่บริเวณผิวปีกส่วนที่ ติดกับส่วนโครงปีกเครื่องบิน (Spars) เมื่อการวางไฟเบอร์อยู่ในทิศทางที่ตั้งฉากกับความยาว ปีกซึ่งกรณีที่การวางไฟเบอร์อยู่ในทิศทางขนานกับความยาวปีกจะมีค่าน้อยกว่า มีสาเหตุมาจาก การแอ่นตัวมากขึ้นทำให้บริเวณรอยต่อระหว่างผิวปีกกับส่วนโครงปีกเครื่องบิน (Spars) มีความ เค้นสูงอันเกิดจากโครงสร้างทั้งสองมีรูปร่างแตกต่างกัน ลักษณะการบิดตัวก็มีความแตกต่างกัน สำหรับกรณีอื่นๆ ที่แสดงในตารางที่ 5-3 ก็มีลักษณะการกระจายความเค้นเป็นเหมือนกับที่ กล่าวมาข้างต้น

ความเค้นวอนมิสซิส = 
$$\sqrt{\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2}}$$
 (5-1)

และสำหรับวัสดุชนิดความเค้นระนาบ (Plain Stress) สมการที่ (5-1) จะเป็น

ความเค้นวอนมิสซิส = 
$$\sqrt{\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + \sigma_2^2 + \sigma_1^2}{2}}$$
 (5-2)

พิจารณาค่าความเค้นที่แสดงในตารางที่ 5-3 พบว่าเมื่อทิศทางไฟเบอร์เป็น 0 องศามีค่า ความเค้นสูงที่สุดในทุกเงื่อนไขการวิเคราะห์ และค่าที่น้อยที่สุดเกิดกับการวางไฟเบอร์ในทิศทาง 90 องศา ซึ่งมีพฤติกรรมแตกต่างจากวัสดุที่มีคุณสมบัติเท่ากันทุกทิศทาง (Isotropic) เมื่อ โครงสร้างที่มีการเปลี่ยนรูปร่างมากกว่าจะเกิดความเค้นสูงกว่ากับตามกฏของฮุค (Hooke's Law) มีสาเหตุมาจากความเค้นที่เพิ่มขึ้นจากการเพิ่มของความเครียด (Strain) มีค่าน้อยกว่า ความเค้นที่ลดลงจากการลดค่าสัมประสิทธิ์การยืดหยุ่น (*E*<sub>2</sub> น้อยกว่า *E*<sub>1</sub>) ส่วนเหตุผลที่ว่า ทำไมปิกที่วางไฟเบอร์ในทิศทางตั้งฉากกับความยาวปิกถึงไม่แอ่นตัวมากกว่านี้ซึ่ง *E*<sub>2</sub> ที่อยู่ใน ทิศทางรับแรงส่วนใหญ่มีค่าน้อยนั้นเป็นเพราะว่าโครงปิกเครื่องบิน (Spars) ที่ยึดกับผิวปิกช่วย กระจายความเค้นดังแสดงในภาพที่ 5-24



**ภาพที่ 5-24** การกระจายความเค้นชนิดวอนมิสซิส (von Mises Stress) เมื่อ ทิศทางไฟเบอร์เป็น 0, 45 และ 90 องศา

**ตารางที่ 5-3** การกระจายความเค้นชนิดวอนมิสซิส (von Mises Stress) เมื่อมีเงื่อนไขต่างกัน









ความเร็วในการบิน	0.2	มัค
มุมลู่ปีก(Sweep Angle)	30	องศา
มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack)	14	องศา
มุมบิด (Twist Angle)	-5	องศา
คิดภาระเป็น 3 เท่าของภาวะปกติ		
0 องศา 45 องศา		90 องศา

ผลการคำนวณสามารถสรุปได้ดังตารางที่ 5-4

# ตารางที่ 5-4 ผลจากการเปลี่ยนแปลงของปีกเมื่อรับภาระจากเงื่อนไขที่แตกต่างกัน

มุมลู่ปีก (องศา)	มุม ปะทะ อากาศ (องศา)	มุมบิดที่ ปลาย ปีก (องศา)	ทิศทางไฟ เบอร์ (องศา)	ระยะกระจัดที่ ระยะ 0.25 ของความยาว คอร์ด (เมตร)	มุมบิดที่ปลาย ปีกในขั้นตอน สุดท้าย (องศา)	ความเค้น วอนมิสซิส (MPa)
			0	0.0830632	+2.33	176.5
		0	45	0.2255420	+1.15	171.9
0	1		90	0.2961830	+1.61	124.8
0	4		0	0.0628155	-2.96	125.8
		-5	45	0.1702750	-3.97	117.4
			90	0.2244950	-3.58	90.13

มุมลู่ปีก (องศา)	มุม ปะทะ อากาศ (องศา)	มุมบิดที่ ปลาย ปีก (องศา)	ทิศทางไฟ เบอร์ (องศา)	ระยะกระจัดที่ ระยะ 0.25 ของความยาว คอร์ด (เมตร)	มุมบิดที่ปลาย ปีกในขั้นตอน สุดท้าย (องศา)	ความเค้น วอนมิสซิส (MPa)
			0	0.1679310	+3.32	363.9
		0	45	0.4577380	+1.57	361.8
0	11		90	0.5951370	+2.23	253.7
0	14		0	0.1477570	-1.96	312.9
		-5	45	0.4033140	-3.55	307.7
			90	0.5248440	-2.95	219.3
		0	0.1318120	-2.16	165.5	
		0	45	0.2286430	-1.02	139.6
	4		90	0.2852020	-2.25	86.94
	4		0	0.0948991	-6.40	110.6
		-5	45	0.1691180	-5.59	95.49
30			90	0.2103180	-6.52	60.91
			0	0.2861570	-5.60	401.1
		0	45	0.4764970	-3.03	296.7
	11		90	0.5940340	-5.48	181.7
	14		0	0.2492460	-9.84	342.0
		-5	45	0.4174240	-7.59	256.6
			90	0.5201800	-9.76	156.5

# 5.6 พฤติกรรมของปีกเนื่องจากมุมบิด (Twist Angle)

5.6.1 ระยะกระจัดและมุมบิดที่ปลายปีก

ในการพิจารณาพฤติกรรมของปีกเนื่องจากทิศทางไฟเบอร์มีเงื่อนไขในการวิเคราะห์ดังนี้ ความเร็วในการบิน 0.2 มัค มุมลู่ปีก(Sweep Angle) 0 องศา มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack) 4 องศา ทิศทางไฟเบอร์ (Fiber Lay-up) 0 องศา คิดภาระเป็น 3 เท่าของภาวะปกติ



**ภาพที่ 5-25** การแอ่นและบิดตัวของปีก (มองจากปลายปีกไปยังโคนปีก) เมื่อมุมบิดที่ปลายปีก เริ่มต้นเป็น (ก) 0 องศา และ (ข) -5 องศา

ในการวิเคราะห์พฤติกรรมของปีกเนื่องจากมุมบิดที่ปลายปีกนี้ กำหนดให้มุมบิดเป็น 0 และ -5 องศา จากภาพที่ 5-25 ในบริเวณที่มีสีเขียวเป็นโครงสร้างที่ยังไม่มีการเสียรูป ส่วนที่ เป็นสีขาวเป็นโครงสร้างที่แอ่นตัวและบิดตัวเนื่องจากภาระทางด้านอากาศพลศาสตร์ จากภาพ แสดงให้เห็นว่ามีค่าต่างกัน โดยปีกที่มีมุมบิดที่ปลายปีกเป็น -5 องศาจะมีระยะกระจัดในแนวดิ่ง น้อยกว่าปีกที่มีมุมบิดเป็น 0 องศา ในกรณีอื่นๆ ของการวิเคราะห์ในตารางที่ 5-4 ก็มีพฤติกรรม เช่นเดียวกัน

สำหรับการบิดตัวของปลายปีกในขั้นตอนสุดท้ายพบว่า ปีกที่มีมุมบิดเริ่มต้น 0 องศาจะมี การเปลี่ยนแปลงมุมบิดมากกว่าปีกที่มีมุมบิดเริ่มต้นเป็น -5 องศาเล็กน้อย แต่สาเหตุหนึ่งของ ความแตกต่างมาจากการใช้โมเดลเดียวกันดังที่กล่าวมาแล้วด้วย ซึ่งจากการแอ่นตัวและบิดตัว ของปีกที่มีมุมบิดเริ่มต้นเป็น -5 องศา น้อยกว่าเมื่อมุมบิดเป็น 0 องศาทำให้ความเค้นวอนมิสซิส ที่เกิดขึ้นมีค่าน้อยกว่าตามไปด้วย

5.6.2 ความเค้น



**ภาพที่ 5-26** ความเค้นวอนมิสซิสเมื่อมุมบิดที่ปลายปีกเริ่มต้นเป็น (ก) 0 องศา และ (ข) -5 องศา จากภาพที่ 5-26 การกระจายความเค้นวอนมิสซิสเมื่อมุมบิดที่ปลายปีกเป็น 0 และ -5 องศามีลักษณะใกล้เคียงกัน แต่ค่าของมุมบิดที่ปลายปีกเป็น 0 องศามีค่ามากกว่าเมื่อเป็น -5 องศาอยู่ประมาณ 1.4 เท่า และเมื่อมุมปะทะอากาศเป็น 14 องศาจะมีค่ามากกว่าอยู่ประมาณ 1.17 เท่า

#### 5.7 พฤติกรรมของปีกเนื่องจากมุมปะทะอากาศ (Angle of Attack)

5.7.1 ระยะกระจัดและมุมบิดที่ปลายปีก

ในการพิจารณาพฤติกรรมของปีกเนื่องจากทิศทางไฟเบอร์มีเงื่อนไขในการวิเคราะห์

ความเร็วในการบิน 0.2 มัค มุมลู่ปีก(Sweep Angle) 0 องศา มุมบิด (Twist Angle) 0 องศา ทิศทางไฟเบอร์ (Fiber Lay-up) 0 องศา คิดภาระเป็น 3 เท่าของภาวะปกติ



**ภาพที่ 5-27** การแอ่นและบิดตัวของปีก (มองจากปลายปีกไปยังโคนปีก) เมื่อมุมปะทะอากาศ เป็น (ก) 4 องศา และ (ข) 14 องศา

ในกรณีนี้จะพิจารณาพฤติกรรมจากมุมปะทะอากาศที่ 4 และ 14 องศา จากภาพที่ 5-27 พบว่าระยะการแอ่นตัวเมื่อมุมปะทะอากาศเป็น 14 องศามีค่ามากกว่าเมื่อมุมปะทะอากาศเป็น 4 องศาประมาณ 2 เท่าเมื่อมุมบิดที่ปลายปีกเป็น 0 องศาและมีค่าเป็น 2.4 เท่าเมื่อมุมบิดที่ ปลายปีกเป็น -5 องศา และการเปลี่ยนแปลงของมุมบิดเป็นเมื่อมุมปะทะอากาศเป็น 14 องศา มีค่ามากกว่าเมื่อมุมปะทะอากาศเป็น 4 องศาประมาณ 1.4 เท่าเมื่อมุมลู่ปีกเป็น 0 องศาและ มีค่าเป็น 3 เท่าเมื่อมุมลู่ปีกเป็น 30 องศา

ดังนี้





**ภาพที่ 5-28** ความเค้นวอนมิสซิสเมื่อมุมปะทะอากาศเป็น (ก) 4 องศา และ (ข) 14 องศา

ในกรณีนี้มีความแตกต่างทางด้านความเค้นอย่างชัดเจนไม่เหมือนกับในกรณีอื่นๆ เพราะ เมื่อมุมปะทะอากาศต่างกัน ก็มีผลให้โครงสร้างที่ทำปฏิสัมพันธ์กับภาระทางอากาศพลศาสตร์ มีการเปลี่ยนแปลงทางรูปร่าง ที่มีผลต่อภาระทางอากาศพลศาสตร์มากกว่ากรณีของการเปลี่ยน มุมบิดที่ปลายปีกหรือการเปลี่ยนมุมลู่ปีกและการวางทิศทางไฟเบอร์

#### 5.8 พฤติกรรมของปีกเนื่องจากมุมลู่ปีก (Sweep Angle)

5.8.1 ระยะกระจัดและมุมบิดที่ปลายปีก ในการพิจารณาพฤติกรรมของปีกเนื่องจากทิศทางไฟเบอร์มีเงื่อนไขในการวิเคราะห์ดังนี้ ความเร็วในการบิน 0.2 มัค มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack) 4 องศา มุมบิด(Twist Angle) 0 องศา ทิศทางไฟเบอร์ (Fiber Lay-up) 0 องศา คิดภาระเป็น 3 เท่าของภาวะปกติ



**ภาพที่ 5-29** การแอ่นและบิดตัวของปีก (มองจากปลายปีกไปยังโคนปีก) เมื่อมุมลู่ปีกเป็น (ก) 0 องศา และ (ข) 30 องศา

้จากภาพที่ 5-29 แสดงการแอ่นตัวและบิดตัวของปลายปีกเมื่อมองในทิศทางจากปลายปีก ้ไปยังโคนปีกเมื่อมุมลู่ปีกเป็น 0 และ 30 องศา ซึ่งพบว่าระยะกระจัดในแนวดิ่งของปีกที่มีมุมลู่ปีก ้เป็น 30 องศามีค่ามากกว่าปีกที่มีมุมลู่ปีกเป็น 0 องศา ส่วนมุมบิดที่ปลายปีกที่มีมุมลู่ปีกเป็น 0 องศามีค่าเท่ากับ 2.33 องศาแต่มุมบิดที่ปลายปีกที่มีมุมลู่ปีกเป็น 30 องศามีค่าเท่ากับ -2.16 องศา ซึ่งจะเห็นว่าทิศทางของการบิดปลายปีกมีค่าตรงข้ามกัน สาเหตุของการบิดใน ลักษณะนี้เกิดจากมีความแตกต่างของตำแหน่งภาระที่เป็นแรงยกและโมเมนต์ ที่ทำให้ค่า ์ โมเมนต์รวมที่กระทำกับปีกมีค่าต่างกันด้วยดังแสดงในภาพที่ 5-31 จากภาพนี้ที่แสดงมมมอง ้จากปลายปีกไปยังโคนปีก พบว่าตำแหน่งแรงยกที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ดตลอด ้ความยาวปีกเมื่อมุมลู่ปีกเป็น 0 องศาจะอยู่ที่ระยะใกล้เคียงกัน แต่สำหรับปีกที่มีมุมลู่ปีกเป็น 30 องศา ตำแหน่งของแรงยกจะยิ่งอยู่ห่างจากจุดหมุนเมื่อแรงนั้นยิ่งอยู่ใกล้ปลายปีก ซึ่งจะทำให้ ้มีโมเมนต์เพิ่มขึ้นในทิศตามเข็มนาพิกา เมื่อมองจากปลายปีกไปยังโคนปีก สำหรับภาระที่เป็น โมเมนต์ก็เช่นเดียวกัน แต่มีผลน้อยกว่าภาระที่เป็นแรงยก เมื่อดูพฤติกรรมการบิดตัวในลักษณะ ี้เช่นนี้จาก Manoj [1] และ William [2] ก็พบว่ามีพฤติกรรมเหมือนกันดังแสดงในภาพที่ 5-32 และ 5-33 แต่ยังไงก็ตามการวางไฟเบอร์ที่มีทิศทาง 45 องศายังคงมีมุมบิดที่ปลายปีกน้อยที่สุด เนื่องจากเป็นโครงสร้างที่สามารถรับแรงบิดได้ดีที่สุด



**ภาพที่ 5-30** ปีกเครื่องบินที่มีมุมลู่ปีกเป็น (ก) 0 องศา (ข) 30 องศา



**ภาพที่ 5-31** โมเมนต์ที่ต่างกัน (มองจากปลายปีกไปยังโคนปีก) เมื่อปีกมีมุมลู่ปีกเป็น (ก) 0 องศา (ข) 30 องศา



**ภาพที่ 5-32** การบิดตัวที่ปลายปีกของงานวิจัยอื่นเมื่อมุมลู่ปีกมีค่า 28.8 องศา [1]



**ภาพที่ 5-33** ผลการทดลองของเครื่องบินเอฟ16 ที่ภาระ 5 เท่าของแรงดึงดูดโลก (ก) ระยะ การแอ่นตัว (ข) การบิดตัวที่ปลายปีก (ค) การติดตั้งอุปกรณ์เอฟดีเอ็มเอส [22]

จากภาพที่ 5-33 แสดงผลการวัดระยะการแอ่นตัวและการคำนวณการบิดตัวที่ปลายปีก จากระยะการแอ่นตัวที่สปาร์หน้าและสปาร์หลังตามสมการที่ (5-3) ภายในปีกเครื่องบินเอฟ16 (F16) ด้วยเครื่องมือ เอฟดีเอ็มเอส (FDMS, Flight Deflection Measurement System) โดย ภาระจากการบินอยู่ที่ 5 เท่าของแรงดึงดูดโลก (5g) ปีกของเครื่องบินเอฟ16 นี้เป็นปีกที่มีมุม ลู่ปีกมากกว่าศูนย์ จากผลการทดลองพบว่าพฤติกรรมการบิดตัวของปีกเครื่องบินที่มีมุมลู่ปีก มากกว่าศูนย์เป็นไปในแนวทางเดียวกันกับผลการวิเคราะห์ในงานวิจัยนี้ การคำนวณมุมบิดที่ปลายปีกของงานวิจัยนี้แสดงดังสมการที่ (5-3)

โดยที่ DF = ระยะแอ่นตัวที่สปาร์หน้า DR = ระยะแอ่นตัวที่สปาร์หลัง 5.8.2 ความเค้น



```
ภาพที่ 5-34 ความเค้นวอนมิสซิสเมื่อมุมลู่ปีกเป็น (ก) 0 องศา และ (ข) 30 องศา
```

สำหรับความเค้นที่แสดงในภาพที่ 5-34 พบว่าบริเวณที่มีค่าความเค้นสูงยังคงเป็นบริเวณ โคนปีกเช่นเดิม และค่าก็มีค่าต่างกันเพียงเล็กน้อย คือ ความเค้นที่เกิดภายในโครงสร้างปีก เมื่อมีมุมลู่ปีกเป็น 0 องศามีค่ามากกว่าปีกที่มีมุมลู่ปีกเป็น 30 อยู่ไม่เกิน 1.5 เท่า

5.8.3 การเลือกใช้วัสดุเมื่อปีกเครื่องบินที่มีมุมลู่ปีกเป็น 0 องศารับภาระเป็น 3 เท่า (3g) ภาระเป็น 3 เท่านี้มีที่มาจากการคิดส่วนของค่าความปลอดภัย (Safety Factor) เฉพาะ แรงพลศาสตร์ วัตถุประสงค์ของการวิเคราะห์ในหัวข้อนี้ก็เพื่อออกแบบโครงสร้างให้มีน้ำหนัก น้อยที่สุดที่สามารถรับภาระที่กำหนดได้ โดยวัสดุผสมมีความหนาแต่ละชั้นเท่ากับ 0.125 มิลลิเมตร [14] ดังนั้นการวิเคราะห์ก็คือจะต้องใช้ไฟเบอร์กี่ชั้นจึงจะรับภาระได้ ซึ่งจากตารางที่

#### **ตารางที่ 5-5** คุณสมบัติความแข็งแรงของวัสดุกลาส/อีพอกซี

คุณสมบัติวัสดุ	สัญลักษณ์	ค่า	หน่วย
ความหนาแน่น	ρ	1785	kg/m <sup>3</sup>
ค่าความแข็งแรงสูงสุด			
จากการดึงของการ	$\left(\boldsymbol{\sigma}_{1}^{T}\right)_{ult}$	1062.0	MPa
ยืดหยุ่นตามแนวยาว			
ค่าความแข็งแรงสูงสุด			
จากการกดของการ	$\left( \sigma_{1}^{C} \right)_{ult}$	610.0	MPa
ยืดหยุ่นตามแนวยาว			
ค่าความแข็งแรงสูงสุด			
จากการดึงของการ	$\left( \sigma_{2}^{T} \right)_{ult}$	31.0	MPa
ยืดหยุ่นตามแนวขวาง			
ค่าความแข็งแรงสูงสุด			
จากการกดของการ	$\left(\sigma_{2}^{C}\right)_{ult}$	118.0	MPa
ยืดหยุ่นตามแนวขวาง			
ค่าความแข็งแรงสูงสุด	(~ )	72.0	MPo
จากการเฉือน	$(l_{12})_{ult}$	72.0	wra

5.8.3.1 การเพิ่มความหนาของการวางไฟเบอร์ที่มีทิศทางเดียวกัน (Unidirection) ในแต่ละทิศทาง

และกรณีของการวิเคราะห์จะเลือกเอากรณีที่มีค่าความเค้นมากที่สุดจากตารางที่ 5-4 มา วิเคราะห์ จะได้เงื่อนไขในการวิเคราะห์ดังนี้

- ความเร็วในการบิน 0.2 มัค
- มุมลู่ปีก(Sweep Angle) 0 องศา
- มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack) 14 องศา
- มุมบิด (Twist Angle) 0 องศา
- คิดภาระเป็น 3 เท่าของภาวะปกติ

ในการวิเคราะห์นี้กำหนดความหนารวมของวัสดุเป็น 1, 1.5 และ 2 มิลลิเมตร เพื่อดู ความแตกต่างของค่าความเค้นสูงสุด ซึ่งจากตารางที่ 5-6 แสดงความเค้นของปีกที่วางไฟเบอร์ ในทิศทางขนานกับความยาวของปีก (0 องศา) ค่าความเค้นของวัสดุจะเพิ่มขึ้น 3 เท่าเมื่อ ความหนารวมลดลงครึ่งหนึ่ง ส่วนปีกที่วางไฟเบอร์ในทิศทางเฉียง 45 องศากับความยาวของ ปีก ดังแสดงในภาพที่ 5-8 ค่าความเค้นของวัสดุจะเพิ่มขึ้น 2.3 เท่าเมื่อความหนารวมลดลง ครึ่งหนึ่ง และปีกที่วางไฟเบอร์ในทิศทางตั้งฉากความยาวของปีก (90 องศา) พบว่าค่าความเค้น เพิ่มขึ้นเพียง 2 เท่าเมื่อความหนารวมลดลงครึ่งหนึ่ง

ตารางที่ 5-6	ความเค้นสูงสุดของการวางไฟเบอร์ในทิศทางตามความยาวปีก (0 องศา)
	เมื่อวัสดุมีความหนาแตกต่างกัน

สัญลักษณ์	ค่าความเค้น สูงสุดที่รับ	หน่วย		ความเค้นสูงสุด	
	ี้ ได้		2 มิลลิเมตร	1.5 มิลลิเมตร	1 มิลลิเมตร
$\left(\sigma_{1}^{T} ight)_{ult}$	1062.0	MPa	354.4	529.8	986.1
$(\sigma_1^C)_{ult}$	610.0	MPa	368.2	530.0	942.2
$(\sigma_2^T)_{ult}$	31.0	MPa	80.87	127.6	253.8
$\left(\sigma_{2}^{C}\right)_{ult}$	118.0	MPa	89.41	131.1	241.5
$(\tau_{12})_{ult}$	72.0	MPa	86.18	126.4	233.7

ตารางที่ 5-7	ความเค้นสูงสุดของการวางไฟเบอร์ทำมุม	45	องศากับทิศทางตา	เมความยาวปีก
	เมื่อวัสดุมีความหนาแตกต่างกัน			

สัญลักษณ์	ค่าความเค้น สูงสุดที่รับ	หน่วย		ความเค้นสูงสุด	
	ได้		2 มิลลิเมตร	1.5 มิลลิเมตร	1 มิลลิเมตร
$\left(\boldsymbol{\sigma}_{1}^{T}\right)_{ult}$	1062.0	MPa	339.1	475.4	799.2
$(\sigma_1^C)_{ult}$	610.0	MPa	252.3	339.9	535.4
$(\sigma_2^T)_{ult}$	31.0	MPa	175.9	246.3	409.8
$\left(\sigma_{2}^{C}\right)_{ult}$	118.0	MPa	147.7	207.1	347.9
$(\tau_{12})_{ult}$	72.0	MPa	129.1	180.4	302.7

สัญลักษณ์	ค่าความเค้น สูงสุดที่รับ	หน่วย	ความเค้นสูงสุด		
-	ได้		2 มิลลิเมตร	1.5 มิลลิเมตร	1 มิลลิเมตร
$(\sigma_1^T)_{ult}$	1062.0	MPa	146.2	208.9	314.0
$\left(\sigma_{1}^{C} ight)_{ult}$	610.0	MPa	167.8	243.6	396.1
$\left(\sigma_{2}^{T}\right)_{ult}$	31.0	MPa	243.4	341.9	559.2
$\left(\sigma_{2}^{C}\right)_{ult}$	118.0	MPa	248.8	342.7	553.8
$(\tau_{12})_{ult}$	72.0	MPa	70.59	102.1	174.5

**ตารางที่ 5-8** ความเค้นสูงสุดของการวางไฟเบอร์ในทิศทางตั้งฉากกับความยาวปีก (90 องศา) เมื่อวัสดุมีความหนาแตกต่างกัน

การวางไฟเบอร์ในทิศทางที่แตกต่างกันทำให้มีค่าความเค้นแตกต่างกันด้วย จากตารางที่ 5-6 ถึง 5-9 พบว่าการวางไฟเบอร์ในทิศทางขนานกับความยาวปีกให้ค่าความเค้นเกินค่าที่รับได้ น้อยที่สุด นั่นคือค่าความเค้นที่เกินค่าที่ยอมรับได้คือ ( $\sigma_2^T$ ) และ ( $\tau_{12}$ ) ซึ่งความเค้นทั้งสองนี้ เกิดจากการบิดตัวของปีก ดังนั้นในการวิเคราะห์ขั้นตอนต่อไปการวางไฟเบอร์จะผสมการวาง ไฟเบอร์ในทิศทาง 45 องศาเพิ่มลงไปในการวางไฟเบอร์ในทิศทางขนานกับความยาวปีกเพื่อลด การบิดตัวของปีกลง โดยมีสัดส่วนของไฟเบอร์ที่มีทิศทาง 45 องศาเทียบกับไฟเบอร์ที่มีทิศทาง 0 องศาเป็น 1:3, 1:1 และ 3:1 ตามลำดับดังแสดงในตารางที่ 5-11

5.8.3.2 ความเค้นต่อสัดส่วนของทิศทางไฟเบอร์ชนิดที่มีทิศทางเดียวกัน (Unidirection) ที่วางผสมกัน

**ตารางที่ 5-9** ความเค้นสูงสุดเมื่อวัสดุมีการวางไฟเบอร์ชนิดที่มีทิศทางเดียวกันทั้งหมด 16 ชั้นในทิศทางแตกต่างกัน

สัญลักษณ์	ค่าความเค้น สูงสุดที่รับ ได้	หน่วย	ความเค้นสูงสุด		
			แบบที่ 1	แบบที่ 2	แบบที่ 3
$\left(\sigma_{1}^{T}\right)_{ult}$	1062.0	MPa	406.9	488.4	334.6
$\left(\sigma_{1}^{C}\right)_{ult}$	610.0	MPa	380.3	432.0	186.5
$\left(\sigma_{2}^{T}\right)_{ult}$	31.0	MPa	67.2	54.69	118.3
$(\sigma_2^C)_{ult}$	118.0	MPa	76.75	65.62	109.9
$(\tau_{12})_{ult}$	72.0	MPa	66.84	61.85	87.59
โดยที่ การวางแบบที่ 1 คือ [(0<sub>2</sub>/0/45)<sub>2</sub>]<sub>s</sub>

การวางแบบที่ 2 คือ [(0/45)<sub>4</sub>]<sub>s</sub>

การวางแบบที่ 3 คือ [(45<sub>2</sub>/45/0)<sub>2</sub>]<sub>s</sub>

จากตารางที่ 5-9 พบว่าการวางทิศทางไฟเบอร์เป็น 0 และ 45 องศากับแกนตาม ความยาวของปีกที่สัดส่วนเท่าๆ กันวางสลับกันจะให้ค่าความเค้น  $\left(\sigma_2^T\right)$ ,  $\left(\sigma_2^C\right)$  และ  $\left( au_{12}
ight)$ น้อยที่สุด

5.8.3.3 การวางไฟเบอร์แบบถัก (Woven Fiber)

การวิเคราะห์ทุกหัวข้อที่ผ่านมา เป็นการวิเคราะห์กับโครงสร้างที่ประกอบด้วยไฟเบอร์ ชนิดที่มีทิศทางเดียวกันทั้งหมด แต่การวิเคราะห์เมื่อไฟเบอร์เป็นแบบถัก (Woven Fiber) ก็มี ความสำคัญ คือในวัสดุผสมแต่ละชั้นจะประกอบด้วยไฟเบอร์ 2 ทิศทางที่ตั้งฉากกันถักสลับ ดังภาพที่ 5-35 เนื่องจากโปรแกรมอาบาคัสไม่สามารถกำหนดคุณสมบัติของวัสดุที่เป็นไฟเบอร์ เป็นแบบถักได้ ดังนั้นในวิทยานิพนธ์นี้จึงใช้การวางไฟเบอร์ชนิดที่มีทิศทางเดียวกัน 2 ชั้นที่วาง ทำมุมกัน 90 องศาเพื่อแทนการวางไฟเบอร์แบบถัก 1 ชั้น และใช้สัญลักษณ์ 0/90 เพื่อแทน การวางไฟเบอร์ 0 องศาสลับกับไฟเบอร์ 90 องศา การวางไฟเบอร์แบบถักอื่นๆ ที่ใช้ใน การวิเคราะห์ก็คือ 45/-45, 30/-60 และ 60/-30



**ภาพที่ 5-35** ไฟเบอร์แบบถัก

สัญลักษณ์	ค่าความเค้น สูงสุดที่รับ	หน่วย	ความเค้นสูงสุด		
	ได้		แบบที่ 1	แบบที่ 2	แบบที่ 3
$(\sigma_1^T)_{ult}$	1062.0	MPa	587.8	511.9	524.0
$\left(\sigma_{1}^{C}\right)_{ult}$	610.0	MPa	581.7	522.3	542.1
$\left(\sigma_{2}^{T}\right)_{ult}$	31.0	MPa	32.7	37.51	33.26
$(\sigma_2^C)_{ult}$	118.0	MPa	39.83	46.51	42.43
$(\tau_{12})_{ult}$	72.0	MPa	41.78	58.05	47.5

ตารางที่ 5-10 ความเค้นสูงสุดเมื่อวัสดุมีการวางไฟเบอร์แบบถักในทิศทาง 0/90 & 45/-45 ที่ ความหนารวมเท่ากับ 2 มิลลิเมตร (8 ชั้นของการวางแบบถัก)

โดยที่ การวางแบบที่ 1 คือ [0/90/(±45)₃]₅

การวางแบบที่ 2 คือ [0/90/±45/(0/90)₂]₅ การวางแบบที่ 3 คือ [(0/90/±45)₂]₅

**ตารางที่ 5-11** ความเค้นสูงสุดเมื่อวัสดุมีการวางไฟเบอร์แบบถักในทิศทาง 0/90 & 30/-60 ที่ ความหนารวมเท่ากับ 2 มิลลิเมตร (8 ชั้นของการวางแบบถัก)

สัญลักษณ์	ค่าความเค้น สูงสุดที่รับ หน่วย		ความเค้นสูงสุด		
	ได้		แบบที่ 1	แบบที่ 2	แบบที่ 3
$\left(\sigma_{1}^{T} ight)_{ult}$	1062.0	MPa	574.6	525.5	547.6
$(\sigma_1^C)_{ult}$	610.0	MPa	558.9	519.5	533.4
$\left(\sigma_{2}^{T}\right)_{ult}$	31.0	MPa	36.09	38.68	34.63
$\left(\sigma_{2}^{C}\right)_{ult}$	118.0	MPa	42.99	47.99	45.1
$(\tau_{12})_{ult}$	72.0	MPa	+59.41	+62.78	+57.83

โดยที่ การวางแบบที่ 1 คือ [0/90/(30/-60)<sub>3</sub>]<sub>s</sub>

การวางแบบที่ 2 คือ [0/90/30/-60/(0/90)₂]₅ การวางแบบที่ 3 คือ [(0/90/30/-60)₂]₅

สัญลักษณ์	ค่าความเค้น สูงสุดที่รับ	หน่วย	ความเค้นสูงสุด		
	ได้		แบบที่ 1	แบบที่ 2	แบบที่ 3
$(\boldsymbol{\sigma}_{1}^{T})_{ult}$	1062.0	MPa	557.2	496.5	496.9
$\left(\sigma_{1}^{C}\right)_{ult}$	610.0	MPa	577.2	522.8	542.8
$\left(\sigma_{2}^{T}\right)_{ult}$	31.0	MPa	33.89	38.63	35.74
$(\sigma_2^C)_{ult}$	118.0	MPa	40.92	46.56	43.27
$( au_{12})_{ult}$	72.0	MPa	+57.25	+62.84	+58.15

**ตารางที่ 5-12** ความเค้นสูงสุดเมื่อวัสดุมีการวางไฟเบอร์แบบถักในทิศทาง 0/90 & 60/-30 ที่ ความหนารวมเท่ากับ 2 มิลลิเมตร (8 ชั้นของการวางแบบถัก)

โดยที่ การวางแบบที่ 1 คือ [0/90/(60/-30)<sub>3</sub>]<sub>s</sub>

การวางแบบที่ 2 คือ [0/90/60/-30/(0/90)<sub>2</sub>]<sub>s</sub> การวางแบบที่ 3 คือ [(0/90/60/-30)<sub>2</sub>]<sub>s</sub>

**ตารางที่ 5-13** ความเค้นสูงสุดเมื่อวัสดุมีการวางไฟเบอร์แบบถักในทิศทาง 0/90 & 30/-60 & 45/-45 & 60/-30 ที่ความหนารวมเท่ากับ 2 มิลลิเมตร (8 ชั้นของการวางแบบ ถัก)

สัญลักษณ์	ค่าความเค้น สูงสุดที่รับ	หน่วย		ความเค้นสูงสุด	
-	ได้		แบบที่ 1	แบบที่ 2	แบบที่ 3
$\left(\sigma_{1}^{T} ight)_{ult}$	1062.0	MPa	539.1	569.6	560.8
$(\sigma_1^C)_{ult}$	610.0	MPa	557.2	572.1	564.9
$\left(\sigma_{2}^{T} ight)_{ult}$	31.0	MPa	32.11	31.72	33.4
$\left(\sigma_{2}^{C}\right)_{ult}$	118.0	MPa	40.96	40.41	40.47
$(\tau_{12})_{ult}$	72.0	MPa	+44.07	43.25	46.59

โดยที่ การวางแบบที่ 1 คือ [0/90/30/-60/±45/60/-30]<sub>s</sub> การวางแบบที่ 2 คือ [0/90/(±45)<sub>2</sub>/60/-30]<sub>s</sub> การวางแบบที่ 3 คือ [0/90/30/-60/(±45)<sub>2</sub>]<sub>s</sub>



**ภาพที่ 5-36** กราฟลอการิทึมของค่าความเค้นของการวางไฟเบอร์ในทิศทางต่างๆ เมื่อความหนารวมเท่ากับ 2 มิลลิเมตรเทียบกับค่าที่ยอมรับได้ (Ultimate Strength)

ชุดข้อมูล	การวางทิศทางไฟเบอร์ (องศา)
1	[0/90/(±45) <sub>3</sub> ] <sub>s</sub>
2	[0/90/±45/(0/90) <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>
3	[(0/90/±45) <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>
4	[0/90/(30/-60) <sub>3</sub> ] <sub>s</sub>
5	[0/90/30/-60/(0/90) <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>
6	[(0/90/30/-60) <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>
7	[0/90/(60/-30) <sub>3</sub> ] <sub>s</sub>
8	[0/90/60/-30/(0/90) <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>
9	[(0/90/60/-30) <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>
10	[0/90/30/-60/±45/60/-30] <sub>s</sub>
11	[0/90/(±45) <sub>2</sub> /60/-30] <sub>s</sub>
12	[0/90/30/-60/(±45) <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>

### **ตารางที่ 5-14** การวางไฟเบอร์ในทิศทางต่างๆ กันของค่าในภาพที่ 5-38

การวางไฟเบอร์ในทุกกรณีเป็นการวางแบบสมมาตร (Symmetric Laminated) หนา 8 ชั้นของการวางแบบถัก การวางไฟเบอร์ที่ดีที่สุดคือการวางในชุดข้อมูลที่ 10 เพราะว่าให้ ค่าความเค้นโดยรวมน้อยและพิจารณาค่าความเค้นที่ยังเกินค่าที่รับได้อยู่  $(\sigma_2^T)$  เป็นพิเศษ จาก ภาพที่ 5-36 ซึ่งแสดงค่าความเค้นในกราฟลอการิทึมเมื่อมีการวางไฟเบอร์ในแบบต่าง ๆ กัน ซึ่ง ประกอบด้วยไฟเบอร์ที่มีทิศทาง 0/90, 30/-60, 45/-45, 60/-30 ค่าความเค้นย่อยแบ่งออกเป็น 5 ค่าดังนี้  $(\sigma_1^T), (\sigma_1^C), (\sigma_2^T), (\sigma_2^C)$  และ  $(\tau_{12})$  ซึ่งจะเห็นว่าค่าความเค้นในทิศทางต่าง ๆ มีค่า น้อยกว่าค่าความเค้นที่ยอมรับได้ (Ultimate Strength) ยกเว้นค่าความเค้น  $(\sigma_2^T)$  ที่มีค่าเกิน กว่าค่าที่ยอมรับได้ สำหรับการวางไฟเบอร์เพื่อให้ค่าความเค้น  $(\sigma_2^T)$  น้อย เป็นการวางไฟเบอร์ ในชุดข้อมูลที่ 1, 10 และ 11 ซึ่งจะเห็นว่าทิศทางการวางไฟเบอร์จากทั้ง 3 แบบนี้มีการวางที่มี ทิศทางส่วนใหญ่เป็น 45 องศา

5.8.4 การออกแบบปีกเครื่องบินที่มีมุมลู่ปีกเป็น 0 องศาและ 30 องศา เมื่อปีกเครื่องบิน รับภาระเป็น 4.5 เท่า

เงื่อนไขในการวิเคราะห์มีดังนี้

ความเร็วในการบิน 0.2 มัค

มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack) 14 องศา

มุมบิด (Twist Angle) 0 องศา

คิดภาระเป็น 4.5 เท่าของภาวะปกติโดยคิดจากแรงพลศาสตร์เป็น 3 เท่าของแรง สถิตศาสตร์และคิดส่วนของค่าความปลอดภัย (Safety Factor) เป็น 1.5 เท่า

เมื่อคำนวณหาความเค้นภายในปีกเครื่องบินจากการวางทิศทางไฟเบอร์เป็นชนิดเดียวกัน กับข้อมูลชุดที่ 10 ในตารางที่ 5-14 จะได้ค่าความเค้นเกินค่าที่รับได้เนื่องจากภาระในกรณีนี้มีค่า เพิ่มขึ้นคือ มีการคิดส่วนของค่าความปลอดภัย (Safety Factor) เท่ากับ 1.5 เข้าไปด้วย ดังนั้น จึงต้องเพิ่มความหนาของชั้นไฟเบอร์ให้มีความแข็งแรงมากขึ้น ในการเพิ่มความหนาจะคำนึงถึง สัดส่วนของทิศทางการวางไฟเบอร์เดิม สุดท้ายจะได้การวางไฟเบอร์เป็น 28 ชั้นคือ [(0/90)<sub>2</sub>/(±45)<sub>5</sub>]<sub>s</sub>

5.8.4.1 ภาระทางอากาศพลศาสตร์

การคำนวณภาระทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับปีกเครื่องบินที่มีมุมลู่ปีกเป็น 0 และ 30 องศาในแต่ละขั้นตอนแสดงดังภาพที่ 5-37 และ 5-38 โดยภาพที่ 5-37 แสดงแรงรวมที่กระทำที่ ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ดและภาพที่ 5-38 แสดงโมเมนต์รวมที่กระทำที่ระยะ 0.25 ของ ความยาวคอร์ด



**ภาพที่ 5-37** แรงรวมที่กระทำที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ด



**ภาพที่ 5-38** โมเมนต์รวมที่กระทำที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ด

จากภาพที่ 5-37 และ 5-38 พบว่าภาระที่กระทำกับปีกทั้งชนิดที่มีมุมลู่ปีกเป็น 0 และ 30 องศามีค่าแตกต่างกันทั้งค่าและลักษณะการกระจายภาระตามตำแหน่งต่าง ๆ ตลอดความยาวปีก โดยที่แรงที่กระทำกับปีกที่มีมุมลู่ปีกเป็น 30 องศา จะมีค่าน้อยกว่าปีกที่มีมุมลู่ปีกเป็น 0 องศา โดยเฉพาะบริเวณโคนปีก จะแตกต่างกับโมเมนต์ซึ่งปีกที่มีมุมลู่ปีกเป็น 30 องศาจะมีค่าโมเมนต์ ที่โคนปีกสูงกว่าปีกที่มีมุมลู่ปีกเป็น 0 องศาและจะมีค่าโมเมนต์ในบริเวณอื่นๆ น้อยกว่า ที่เป็น เช่นนี้สามารถอธิบายได้จากภาพที่ 5-31



**ภาพที่ 5-39** กราฟแสดงค่าสัมประสิทธิ์การยก (C<sub>L</sub>) รวมในขั้นตอนต่างๆ

ส่วนค่าสัมประสิทธิ์แรงยกปีกรวม (C<sub>L</sub>) ที่แสดงอยู่ในภาพที่ 5-39 นั้น เป็นการแสดงภาระ รวมทั้งปีกของแรงยกจากอากาศที่กระทำกับปีกในขั้นตอนต่างๆ ของการคำนวณ จะเห็นได้ว่า นอกจากค่าที่ต่างกันแล้วยังมีพฤติกรรมการลู่เข้าที่ต่างกันอีกด้วย คือ ปีกที่มีมุมลู่ปีกเป็น 0 องศาจะมีค่าค่อยๆ เพิ่มขึ้นจนคงที่ ส่วนปีกที่มีมุมลู่ปีกเป็น 30 องศาจะมีค่าค่อยๆ ลดลงจน คงที่ ซึ่งมีสาเหตุมาจากการบิดตัวของปลายปีกที่มีทิศทางตรงกันข้ามของปีกทั้งสองชนิดดังที่ได้ กล่าวมาแล้วในหัวข้อ 5.8.1

ภาระรวมในภาพที่ 5-37 และ 5-38 ประกอบด้วยภาระย่อยเนื่องจากมุมปะทะอากาศ ภาระย่อยเนื่องจากรูปร่างของแคมเบอร์ และภาระย่อยเนื่องจากการบิดของปลายปีก ซึ่งภาพที่ 5-40 เป็นภาระย่อยเนื่องจากมุมปะทะอากาศที่ไม่มีการเปลี่ยนแปลงค่าในแต่ละขั้นตอน การคำนวณ เพราะในการวิเคราะห์ทุกกรณีในงานวิจัยนี้จะกำหนดให้มีค่าคงที่ หมายถึง ปีกเครื่องบินถูกยึดไว้ที่โคนปีกด้วยมุมปะทะอากาศเพียงค่าเดียวต่อ 1 กรณีการวิเคราะห์



**ภาพที่ 5-40** แรงย่อยเนื่องจากมุมปะทะอากาศที่อยู่ในรูปของค่า (C<sub>LL</sub>.c/cbar) ที่กระทำที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ด



**ภาพที่ 5-41** แรงย่อยเนื่องจากรูปร่างของแคมเบอร์ (Camber) ที่อยู่ในรูปของค่า (C<sub>LL</sub>.c/cbar) ที่กระทำที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ด



## **ภาพที่ 5-42** โมเมนต์ย่อยเนื่องจากรูปร่างของแคมเบอร์ (Camber) ที่อยู่ในรูปของ ค่า (C<sub>mL</sub>.c/cbar) ที่กระทำที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ด

ภาพที่ 5-41 และ 5-42 เป็นการแสดงแรงย่อยที่เกิดจากรูปร่างของแคมเบอร์ในเทอมของ แรงและโมเมนต์ ตามลำดับ โดยลักษณะของแรงที่อยู่ในภาพที่ 5-41 จะมีค่าลดลงเมื่อปีกมี การแอ่นตัวทั้งปีกชนิดที่มีมุมลู่ปีกเป็น 0 และ 30 องศาเหมือนกัน แต่ค่าจะต่างกันโดยเฉพาะที่ บริเวณโคนปีก ซึ่งปีกชนิดที่มีมุมลู่ปีกเป็น 30 องศาจะมีค่าน้อยกว่าปีกที่มีมุมลู่ปีกเป็น 0 องศา ส่วนลักษณะของโมเมนต์ที่อยู่ภาพที่ 5-42 จะมีขนาดของโมเมนต์ลดลงเช่นเดียวกัน แต่โมเมนต์ จะเป็นค่าลบ หมายความว่ารูปร่างของแคมเบอร์ของปีกทั้งสองชนิดนี้มีผลทำให้ปลายปีกบิดใน ทิศตามเข็มนาพิกาเมื่อมองจากปลายปีกขวา แต่จะมีค่าน้อยมากเมื่อเทียบกับผลจากปัจจัยอื่น ค่าสัมประสิทธิ์การยก (C<sub>L</sub>) รวมเนื่องจากรูปร่างของแคมเบอร์แสดงดังภาพที่ 5-43



**ภาพที่ 5-43** กราฟแสดงค่าสัมประสิทธิ์การยก (C<sub>L</sub>) เนื่องจากรูปร่างของแคมเบอร์ (Camber) ในแต่ละขั้นตอน



**ภาพที่ 5-44** แรงย่อยเนื่องจากการบิดของปลายปีกที่อยู่ในรูปของค่า (C<sub>LL</sub>.c/cbar) ที่กระทำที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ด



**ภาพที่ 5-45** โมเมนต์ย่อยเนื่องจากการบิดของปลายปีกที่อยู่ในรูปของค่า (C<sub>mL</sub>.c/cbar) ที่กระทำที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ด

ภาพที่ 5-44 และ 5-45 เป็นการแสดงแรงย่อยที่เกิดจากการบิดของปลายปีกในเทอมของ แรงและโมเมนต์ ตามลำดับ โดยลักษณะของแรงที่อยู่ในภาพที่ 5-44 จะมีค่าเพิ่มขึ้นเมื่อปีกมี การเปลี่ยนรูปร่าง ซึ่งในขั้นตอนเริ่มต้นมุมบิดของปลายปีกจะเท่ากับ 0 องศา แต่เมื่อคำนวณใน ขั้นตอนต่อไปเทอมของแรงจะมีค่าเป็นบวกสำหรับปีกที่มีมุมลู่ปีกเป็น 0 องศาและมีค่าเป็นลบ สำหรับปีกที่มีมุมลู่ปีกเป็น 30 องศา ส่วนภาพที่ 5-45 จะแสดงลักษณะของโมเมนต์แต่ในส่วนนี้ จะมีค่าน้อยมากเมื่อเทียบกับกรณีอื่น ส่วนค่าสัมประสิทธิ์การยก (C<sub>L</sub>) รวมเนื่องจากการบิดของ ปลายปีกแสดงดังภาพที่ 5-46



**ภาพที่ 5-46** กราฟแสดงค่าสัมประสิทธิ์การยก (C<sub>L</sub>) เนื่องจากการบิดของปลายปีก ในแต่ละขั้นตอน

5.8.4.2 ผลการคำนวณ

จากภาพที่ 5-47 ซึ่งแสดงระยะกระจัดและมุมบิดที่ปลายปีก โดยกราฟเส้นทึบคือ ระยะกระจัดที่ตำแหน่ง 0.25 ของความยาวคอร์ดของปลายปีก จะเห็นว่าระยะกระจัดของปีกที่มี มุมลู่ปีกเท่ากับ 30 องศามีค่ามากกว่าปีกที่มีมุมลู่ปีกเท่ากับ 0 องศาอยู่เล็กน้อย แต่ค่ามุมบิดที่ ปลายปีกจะมีทิศทางตรงกันข้าม ค่าทั้งสองจะมีการลู่เข้าเมื่อผ่านขั้นตอนที่สองไปแล้ว

**ตารางที่ 5-15** ระยะกระจัดที่ปลายปีก ณ ตำแหน่ง 0.25 ของความยาวคอร์ดและมุมที่ปลายปีก

	ระยะกระจ	จัด(เมตร)	มุมบิดที่ปลายปีก (องศา)	
ขั้นตอนที่	มุมลู่ปีกเท่ากับ 0 องศา	มุมลู่ปีกเท่ากับ 30 องศา	มุมลู่ปีก เท่ากับ 0 องศา	มุมลู่ปีก เท่ากับ 30 องศา
0	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
1	0.2452	0.2787	0.9506	-2.1924
2	0.2514	0.2820	0.9579	-1.9553
3	0.2513	0.2820	0.9573	-1.9816
4	0.2513	0.2820	0.9573	-1.9787
5	0.2513	0.2820	0.9573	-1.9790



**ภาพที่ 5-47** กราฟแสดงค่าระยะกระจัดและมุมบิดที่ปลายปีกในแต่ละขั้นตอนเมื่อมุมลู่ปีก เท่ากับ 0 และ 30 องศา

สัญลักษณ์	ด่าสาสดที่รับได้	ความเ	านการ	
ความเค้น	ี่มี ง ม.เทิญญญญญา 1 1 ณ	มุมลู่ปีก 0 องศา	มุมลู่ปีก 30 องศา	ทหงบ
$\left(\sigma_{1}^{T}\right)_{ult}$	1062.0	426.9	358.6	MPa
$\left(\sigma_{1}^{C}\right)_{ult}$	610.0	459.7	367.4	MPa
$\left(\sigma_{2}^{T}\right)_{ult}$	31.0	26.42	22.14	MPa
$\left(\sigma_{2}^{C} ight)_{ult}$	118.0	30.65	25.55	MPa
$(\tau_{12})_{ult}$	72.0	33.69	41.43	MPa

## **ตารางที่ 5-16** เปรียบเทียบความเค้นต่างๆ ภายในปีกเครื่องบินเมื่อมุมลู่ปีก เป็น 0 และ 30 องศา





จากตารางที่ 5-16 และภาพที่ 5-48 พบว่าความเค้นที่เกิดขึ้นในปีกเครื่องบินที่มีมุมลู่ปีก เป็น 0 องศามีค่ามากกว่าปีกที่มีมุมลู่ปีกเป็น 30 องศา ยกเว้นค่าความเค้น ( $au_{
m 12}$ ) 5.8.4.3 การคำนวณความความแข็งแรงของโครงสร้างที่รับแรงกด

ในการวิเคราะห์ความแข็งแรงของโครงสร้างที่รับแรงดึงนั้น ได้วิเคราะห์ไปแล้วในหัวข้อ 5.8.4.2 ส่วนการวิเคราะห์ความแข็งแรงของโครงสร้างที่รับแรงกดตามแนวเส้นใยของวัสดุผสม (Longitudinal Compressive Strength) ความเสียหายกับวัสดุผสมที่เกิดขึ้น มีผลมาจากปัจจัย หลัก ดังนี้ [14]

5.8.4.3.1 การแตกร้าวของวัสดุเมทริกซ์ (Matrix)

5.8.4.3.2 การเกิดไมโครบัคลิงในโหมดการเฉือนและการดึงขยายออก (Shear and Extensional Fiber Microbuckling Failure Mode)

5.8.4.3.3 การเสียหายแบบเฉือนของเส้นใย

เกิดขึ้นได้จากเมื่อวัสดุถูกกดตามแนวเส้นใยทำให้เกิด ความเสียหายในประการแรก ความเค้นกด (Longitudinal Compressive Stress) ขณะเดียวกันก็เกิดความเครียดดึงใน แนวขวาง (Transverse Tensile Strain) ดังนี้

$$\left|\varepsilon_{2}\right| = \upsilon_{12} \frac{\left|\sigma_{1}\right|}{E_{1}} \tag{5-4}$$

โดยที่ *ɛ*, คือ ความเครียดในแนวขวาง

D<sub>12</sub> คือ อัตราส่วนปัวซอง

 $\sigma_{\scriptscriptstyle 
m I}$  คือ ความเค้นในแนวแกน

*E*<sub>1</sub> คือ สัมประสิทธิ์การยึดหยุ่นในแนวแกน

สำหรับคุณสมบัติทั้งหมดที่ใช้สามารถเปิดได้จากตารางในภาคผนวก ง ดังนั้น

$$\left(\sigma_{1}^{C}\right)_{ult} = \frac{E_{1}\left(\varepsilon_{2}^{T}\right)_{ult}}{\upsilon_{12}}$$
(5-5)

 $(\sigma_1^C)_{ult}$ 

โดยที่  $\left(arepsilon_2^T
ight)_{ult}$  คือ ความเครียดมากสุดในแนวขวาง คือ ความเค้นมากสุดในแนวแกน

 $E_1 = V_f E_f + V_m E_m$  = (0.7)(85) + (0.3)(3.4) = 60.52 GPa

$$v_{12} = V_f v_f + V_m v_m = (0.7)(0.2) + (0.3)(0.3) = 0.23$$

ซึ่งความเครียดมากสุดในแนวขวางสามารถคำนวณได้จาก

$$\left(\varepsilon_{2}^{T}\right)_{ult} = \left(\varepsilon_{m}^{T}\right)_{ult} \left[\frac{d}{s}\left(\frac{E_{m}}{E_{f}}-1\right)+1\right]$$
(5-6)

$$\left(\varepsilon_{m}^{T}\right)_{ult} = \frac{\left(\sigma_{m}^{T}\right)_{ult}}{E_{m}} = 0.0212$$

และ

$$\frac{d}{s} = \sqrt{\left(\frac{4V_f}{\pi}\right)} = 0.9441$$

ดังนั้นจากสมการที่ (5-6) จะได้

$$(\varepsilon_2^T)_{ult} = 0.2373(10^{-2})$$

และเมื่อแทนค่าลงในสมการที่ (5-5) จะได้

$$\left(\sigma_{1}^{\scriptscriptstyle C}
ight)_{\!\!ult}$$
 = 521.8 MPa

ความเสียหายประการที่สองคำนวณจาก

$$\left(\sigma_{1}^{c}\right)_{ult} = \min\left[S_{1}^{c}, S_{2}^{c}\right]$$
(5-7)

ความเสียหายจากความเค้นบัคลิงในทิศทางดึงขยายออก (Extensional Mode Buckling Stress) สมการการคำนวณ คือ

$$S_{1}^{c} = 2 \left[ V_{f} + (1 - V_{f}) \frac{E_{m}}{E_{f}} \right] \sqrt{\frac{V_{f} E_{m} E_{f}}{3(1 - V_{f})}}$$
(5-8)

โดยที่ V<sub>f</sub> คืออัตราส่วนปริมาตรของวัสดุไฟเบอร์ที่มีอยู่ในวัสดุผสม E<sub>m</sub> คือสัมประสิทธิ์การยืดหยุ่นของวัสดุเมตริกซ์ ในกรณีนี้เป็นชนิดอีพอกซี E<sub>f</sub> คือสัมประสิทธิ์การยืดหยุ่นของวัสดุไฟเบอร์ ในกรณีนี้เป็นชนิดไฟเบอร์

ดังนั้นจากสมการที่ (5-8) จะได้  $S_1^c$  = 21.30 GPa

ความเสียหายจากความเค้นบัคลิงในทิศทางเฉือน (Shear Mode Buckling Stress) สมการการคำนวณ คือ

$$S_2^c = \frac{G_m}{1 - V_f}$$
(5-9)

โดยที่ V<sub>f</sub> คืออัตราส่วนปริมาตรของวัสดุไฟเบอร์ที่มีอยู่ในวัสดุผสม

 $G_m$  คือสัมประสิทธิ์การยึดหยุ่นเฉือนของวัสดุเมตริกซ์ ในกรณีนี้เป็นชนิดอีพอกซี

ดังนั้นจากสมการที่ (5-9) จะได้  $S_2^c$  = 4.36 GPa

ความเสียหายประการที่สามเกิดจากความเค้นเฉือน (Shear Stress Failure of Fibers Mode) สมการการคำนวณ คือ

$$\left(\sigma_{1}^{C}\right)_{ult} = 2\left[\left(\tau_{f}\right)_{ult}V_{f} + \left(\tau_{m}\right)_{ult}V_{m}\right]$$
(5-10)

โดยที่  $\left( {{ au }_{_{f}}} 
ight)_{_{ut}}$  คือค่าความแข็งแรงในการรับแรงเฉือนสูงสุดของเส้นใย

 $\left( {{ au}_{m}} 
ight)_{\!ult}$  คือค่าความแข็งแรงในการรับแรงเฉือนสูงสุดของเมทริกซ์

ดังนั้นจากสมการที่ (5-10) จะได้  $\left(\sigma^{C}_{\scriptscriptstyle 1}
ight)_{\!ult}$  = 0.0694 GPa = 69.4 MPa

ถึงแม้ว่าความเค้นบัคลิงสูงสุดที่เกิดจากการกดจะสามารถรับได้ 4.36 GPa แต่ความเค้น สูงสุดที่เกิดจากการกดที่คำนวณมาจากค่าความเค้นเฉือนสูงสุดสามารถรับแรงกดได้เพียง 69.4 MPa เท่านั้น แต่ทั้งนี้ทั้งนั้นเทคนิคที่ใช้ในการวัดค่าความแข็งแรงจากการกดยังเป็นที่ถกเถียง กัน

## 5.9 พฤติกรรมของปีกเนื่องจากชนิดวัสดุ

ในการวิเคราะห์ทุกกรณีที่ผ่านมา วัสดุของโครงสร้างปีกเครื่องบินถูกกำหนดให้เป็นชนิด กลาส/อีพอกซี (Glass/Epoxy) ทั้งหมด แต่ในงานวิจัยนี้ยังพิจารณาถึงพฤติกรรมของปีก เนื่องจากชนิดของวัสดุด้วย ซึ่งวัสดุอีกชนิดหนึ่งที่ใช้ในการวิเคราะห์เพื่อเปรียบเทียบกับวัสดุ ชนิดเดิมก็คือ กราไฟต์/อีพอกซี (Graphite/Epoxy) ที่มีความแข็งแรงมากกว่าชนิดกลาส/อีพอกซี แสดงคุณสมบัติได้ดังตารางที่ 5-6

ตารางที่ 5-17	คุณสมบัติของวัสดุกลาส/อีพอกซี (Glass/Epoxy) และกราไฟต์/อีพอกซี
	(Graphite/Epoxy) ความเค้นระนาบที่ใช้ในการวิเคราะห์

คุณสมบัติวัสดุ	สัญลักษณ์	กลาส/อีพอกซี	กราไฟต์/อีพอกซี	หน่วย
ความหนาแน่น	ρ	1785	1620	kg/m <sup>3</sup>
ค่าสัมประสิทธิ์การ	F	29.6	191.0	
ยืดหยุ่นตามแนวยาว	<b>⊏</b> 1	38.6	181.0	GPa
ค่าสัมประสิทธิ์การ	F	0.07	10.2	
ยืดหยุ่นตามแนวขวาง	⊏2	0.27	10.5	GPa
อัตราส่วนปัวซอง		0.26	0.28	
(Poisson's ratio)	V <sub>12</sub>	0.20	0.20	-
ค่าสัมประสิทธิ์การ	0	1 1 1	7 17	CPa
ยืดหยุ่นเฉือน	G <sub>12</sub>	4.14	1.17	Gra

5.9.1 ระยะกระจัดและมุมบิดที่ปลายปีก

ในการพิจารณาพฤติกรรมของปีกเนื่องจากทิศทางไฟเบอร์มีเงื่อนไขในการวิเคราะห์

ดังนี้

ความเร็วในการบิน 0.2 มัค มุมลู่ปีก(Sweep Angle) 0 องศา มุมปะทะอากาศ (Angle of Attack) 4 องศา มุมบิด(Twist Angle) 0 องศา ทิศทางไฟเบอร์ (Fiber Lay-up) 0 องศา คิดภาระเป็น 3 เท่าของภาวะปกติ



(ก) กลาส/อีพอกซี และ (ข) กราไฟต์/อีพอกซี

จากภาพที่ 5-49 พบว่าระยะกระจัดมีความแตกต่างกันอย่างมาก โดยเฉพาะระยะกระจัด ในแนวดิ่งซึ่งวัสดุชนิดกลาส/อีพอกซี จะมีค่ามากกว่าวัสดุชนิดกราไฟต์/อีพอกซี 3.6 เท่า เพราะว่าคุณสมบัติของวัสดุผสมทั้งสองชนิดมีความแข็งแรงต่างกันมาก ดังแสดงในตารางที่ 5-17 โดยเฉพาะค่า E<sub>1</sub> ที่ต่างกันเกือบ 5 เท่าในขณะที่ค่า E<sub>2</sub> มีค่าต่างกันไม่มากนัก ถึงแม้วัสดุ ชนิด กราไฟต์/อีพอกซี จะมีความแข็งแรงมากแต่ก็มีข้อเสียที่มีราคาแพง ดังนั้นจะพบว่าใน วัสดุผสมบางชนิดจะถูกผสมด้วยวัสดุหลายๆ ชนิดอยู่ด้วยกันเช่น กลาส/อีพอกซี ผสมอยู่กับ กราไฟต์/อีพอกซี เพื่อจะได้วัสดุผสมที่มีความแข็งแรงและราคาถูกที่สุด

5.9.2 ความเค้น



**ภาพที่ 5-50** ความเค้นวอนมิสซิสเมื่อวัสดุเป็น (ก) กลาส/อีพอกซี และ (ข) กราไฟต์/อีพอกซี

จากภาพที่ 5-50 การกระจายความเค้นชนิดวอนมิสซิส มีลักษณะใกล้เคียงกัน ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นเมื่อวัสดุเป็นชนิดกราไฟต์/อีพอกซี ก็มีค่ามากกว่าวัสดุชนิดกลาส/อีพอกซี ไม่มากนัก คือประมาณ 1.2 เท่า

# บทที่ 6 สรุปผลและข้อเสนอแนะ

ในบทนี้จะสรุปผลการวิเคราะห์จากเนื้อหาในบทที่ 4 และ 5 นอกจากนั้นจะกล่าวถึง ข้อเสนอแนะในการทำงานวิจัยนี้ สำหรับบุคคลที่สนใจจะทำการวิจัยในงานลักษณะนี้หรือพัฒนา ให้มีความรวดเร็วและมีความถูกต้องมากยิ่งขึ้น

#### 6.1 สรุปผลการวิจัย

6.1.1 การเปรียบเทียบการคำนวณของโปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์

ผลที่ได้จากการคำนวณด้วยโปรแกรมไฟในต์อิลิเมนต์ ซึ่งในงานวิจัยนี้ยึดโปรแกรม
 อาบาคัสเป็นหลักนั้น เมื่อเปรียบเทียบกับผลการคำนวณตามทฤษฎีไฟในต์อิลิเมนต์ชนิดแผ่น
 บาง พบว่ามีค่าที่ใกล้เคียงกัน และมีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกันสำหรับกรณีการวิเคราะห์ทั้ง
 5 กรณี ที่มีความแตกต่างของความซับซ้อนในการคำนวณ ซึ่งเริ่มตั้งแต่กรณีที่วิเคราะห์แผ่นบาง
 ธรรมดาไปจนถึงกรณีที่วิเคราะห์โครงสร้างที่มีลักษณะคล้ายกับปีกเครื่องบิน

ปัจจัยจากจำนวนอิลิเมนต์มีผลต่อความถูกต้องของการคำนวณ โดยเฉพาะกับโครงสร้างที่ มีความซับซ้อนมาก เมื่อจำนวนอิลิเมนต์มีค่ามากขึ้นแล้วผลการคำนวณของโปรแกรม ไฟไนต์อิลิเมนต์ทั้งหมดจะมีค่าใกล้เคียงกัน

ทฤษฎีไฟไนต์อิลิเมนต์ของโปรแกรมพาสเฟม มีการเปรียบเทียบการคำนวณกับการ ทดลองในหลายๆ กรณี ดังนั้นจึงทำให้เชื่อได้ว่าทฤษฎีไฟในต์อิลิเมนต์มีความแม่นยำในการ คำนวณกับโครงสร้างชนิดแผ่นบางสูง เหมาะสมที่จะนำมาเพื่อประยุกต์ใช้กับเทคนิคการ วิเคราะห์แบบใหม่ ที่อยู่บนพื้นฐานของการคำนวณด้วยทฤษฎีไฟในต์อิลิเมนต์และทฤษฎี พื้นผิวแรงยกในงานวิจัยนี้

การคำนวณของโปรแกรมพาสเฟมซึ่งถูกเขียนขึ้นตามทฤษฏีไฟในต์อิลิเมนต์ชนิดแผ่น บางมีค่าใกล้เคียงกับโปรแกรมไฟในต์อิลิเมนต์อื่นๆ ซึ่งในงานวิจัยนี้ได้เปรียบเทียบกับโปรแกรม อาบาคัสและโปรแกรมอัลกอร์

โปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์มีผลการคำนวณใกล้เคียงกับทฤษฎีและการทดลอง ซึ่ง โปรแกรมพาสเฟมในงานวิจัยของ Krishnamoorthy [7] มีการเปรียบเทียบกับการทดลอง และใน งานวิจัยนี้ได้เปรียบเทียบโปรแกรมพาสเฟมกับทฤษฎีแผ่นบางของ Ugural [16] และ Warren [17] อิลิเมนด์ชนิดแผ่นบาง สามารถใช้ในการวิเคราะห์โครงสร้างที่เป็นวัสดุชนิดผสมได้ดี ซึ่ง สามารถกำหนดคุณสมบัติวัสดุในแต่ละชั้นได้

6.1.2 ผลการวิเคราะห์ปีกเครื่องบิน

ผลจากปฏิสัมพันธ์ระหว่างภาระทางอากาศพลศาสตร์และโครงสร้างปีกเครื่องบิน จะมีค่า มากหรือน้อยนั้น แปรผันตรงกับระยะการแอ่นตัวและบิดตัวในขั้นตอนแรกของการคำนวณ นั่นคือ หากการเปลี่ยนแปลงรูปร่างของปีกเครื่องบิน ในการวิเคราะห์แบบไม่คำนึงถึงผลของ ปฏิสัมพันธ์มีค่ามาก จะทำให้ภาระที่กระทำกับปีกมีค่าเปลี่ยนแปลงไปมากเช่นกัน ซึ่งภาระใหม่ ที่กระทำกับปีกก็จะทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงรูปร่างอีกครั้ง แต่อย่างไรก็ตามการเปลี่ยนแปลง รูปร่างจะมีค่าน้อยลงและค่าก็จะลู่เข้าภายในขั้นตอนที่ 3 การลู่เข้าในลักษณะนี้ถือว่าเร็วมาก แต่เมื่อเปรียบเทียบกับงานวิจัยอื่นแล้วพบว่ามีพฤติกรรมเหมือนกัน

ภาระทางด้านอากาศพลศาสตร์แบ่งออกเป็นภาระที่เกิดจากมุมปะทะอากาศ ภาระที่เกิด จากรูปร่างของแคมเบอร์ (Camber) และภาระที่เกิดจากมุมบิด โดยที่การเปลี่ยนแปลง มุมปะทะอากาศจะมีอิทธิพลต่อภาระโดยรวมมากที่สุด การเปลี่ยนแปลงรูปร่างของแคมเบอร์จะ มีอิทธิพลรองลงมา และการเปลี่ยนแปลงมุมบิดที่ปลายปีกมีอิทธิพลน้อยที่สุดซึ่งจะมีค่าเป็นบวก เมื่อมุมลู่ปีกมีค่าเป็นศูนย์ (Unswept Wing) และจะกลายเป็นค่าลบเมื่อมุมลู่ปีกมีค่ามากขึ้น

เมอมุมสูบกมศาเบนทูนย (Onswept wing) และจะกลายเบนศาสบเมอมุมสูบกมศามากขน พฤติกรรมของปีกเนื่องจากทิศทางไฟเบอร์ในแง่ของระยะการกระจัดนั้น ปีกเครื่องบินที่มี การวางไฟเบอร์ในทิศทางขนานกับความยาวปีก จะมีการแอ่นตัวที่ปลายปีกน้อยที่สุด ซึ่ง ตรงข้ามกับการวางไฟเบอร์ในทิศทางตั้งฉากกับความยาวปีกที่มีการแอ่นตัวที่ปลายปีกมากที่สุด อันเป็นผลมาจากค่าคุณสมบัติวัสดุผสมที่มีค่าความแตกต่างระหว่าง E₁ กับ E₂ มากกว่า 5-20 เท่าแล้วแต่ชนิดของวัสดุ ส่วนการบิดตัวที่ปลายปีกที่มีการวางไฟเบอร์ในทิศทางขนานกับความ ยาวปีกจะมีค่ามากที่สุด และสำหรับค่าความเค้นจะมีความแตกต่างกันเล็กน้อย เมื่อพิจารณาที่ ค่าความเค้นชนิดวอนมิสซิสแล้วจะเห็นว่า ความเค้นที่มากที่สุดที่เกิดที่โคนปีกจะเกิดกับการวาง ไฟเบอร์ในทิศทางขนานกับความยาวปีกมากกว่ากรณีอื่นๆ และความเค้นที่เกิดกับปีกที่มีการ วางไฟเบอร์ในทิศทางตั้งฉากกับความยาวปีกถึงแม้จะมีค่าน้อยแต่มีการกระจายความเค้นไปเกิด ที่จุดยึดระหว่างชิ้นส่วนสปาร์กับผิวปีกด้วย

พฤติกรรมของปีกเนื่องจากมุมบิด (Twist Angle) ในแง่ของระยะการกระจัดนั้น จากการ วิเคราะห์โดยดูมุมบิดเท่ากับ 0 และ -5 องศา พบว่ามุมบิด -5 องศาจะช่วยลดการแอ่นตัวที่ปลาย ปีกได้นอกจากนั้นยังช่วยลดการบิดตัวที่ปลายปีกได้เล็กน้อยซึ่งจะส่งผลให้ความเค้นลดลงไป ด้วย

พฤติกรรมของปีกเนื่องจากมุมปะทะอากาศ (Angle of Attack) ในแง่ของระยะการกระจัด นั้น พบว่ายิ่งเพิ่มมุมปะทะอากาศมากขึ้นยิ่งทำให้การแอ่นตัวและการบิดตัวที่ปลายปีกมีค่าสูงขึ้น พฤติกรรมของปีกเนื่องจากมุมลู่ปีก (Sweep Angle) ในแง่ของระยะการกระจัดนั้น พบว่า การกระจัดของปีกที่มีมุมลู่ปีกเท่ากับ 30 องศามากกว่าปีกที่มีมุมลู่ปีกเท่ากับ 0 องศา แต่ในแง่ ของการบิดตัวที่ปลายปีกจะมีทิศทางตรงข้ามกัน โดยที่ปีกที่มีมุมลู่ปีกเท่ากับ 0 องศามุมบิดที่ ปลายปีกจะมีค่าเป็นบวกส่วนปีกที่มีมุมลู่ปีกเท่ากับ 30 องศามุมบิดที่ปลายปีกจะมีค่าเป็นลบ

พฤติกรรมของปีกเนื่องจากชนิดวัสดุ ในแง่ของระยะการกระจัดนั้น พบว่าการกระจัดของ ปีกที่ใช้วัสดุชนิด กราไฟต์/อีพอกซี จะมีค่าน้อยกว่าวัสดุชนิด กลาส/อีพอกซี อันเนื่องมาจาก ความแข็งแรงของวัสดุต่างกัน ส่วนค่าความเค้นที่เกิดกับวัสดุชนิด กราไฟต์/อีพอกซี มีค่า มากกว่าวัสดุชนิด กลาส/อีพอกซีเล็กน้อย

การเลือกใช้วัสดุสำหรับปีกเครื่องบินที่มีมุมลู่ปีกเท่ากับ 0 องศา ถึงแม้ว่าวัสดุที่มีทิศทาง ขนานกับความยาวปีกจะทำให้ระยะการแอ่นตัวที่ปลายปีกมีค่าน้อยที่สุด แต่ไม่ได้แสดงว่าจะ ดีที่สุดหรือเหมาะสมที่สุดกับปีกเครื่องบิน เพราะว่าวัสดุผสมไม่มีคุณสมบัติที่เท่ากันทุกทิศทาง (Isotropic) แต่วัสดุผสมจะมีความแข็งแรง (Ultimate Strength) แตกต่างกันในแต่ละทิศทาง โดยเฉพาะในทิศทาง  $\sigma_2^T$  และ  $\tau_{12}$  จะมีความแข็งแรงต่ำกว่าค่าอื่น ๆ และผลการคำนวณใน งานวิจัยนี้ยังพบว่าความเสียหายของโครงสร้างปีกเครื่องบินเกิดจากความเค้นในทิศทางทั้งสอง ดังนั้นการวางทิศทางไฟเบอร์จะต้องพิจารณาในทุกทิศทาง จากเหตุผลนี้ผลการวิเคราะห์สำหรับ ปีกเครื่องบินที่มีมุมลู่ปีกเท่ากับ 0 องศาจะต้องวางไฟเบอร์ในทิศทางที่มีมุมเฉียงผสมอยู่กับ ทิศทางอื่น ๆ ด้วยเพื่อช่วยลดความเค้น  $\sigma_2^T$  และ  $\tau_{12}$  ซึ่งจากผลการวิจัยกับไฟเบอร์แบบถัก พบว่าการวางไฟเบอร์ในทิศทางเฉียง 45 องศาผสมกับไฟเบอร์ในทิศทางขนานและตั้งฉากกับ ความยาวปีกในอัตราส่วน 3:1 จะช่วยลดค่าความเค้น  $\sigma_2^T$  และ  $\tau_{12}$  ได้ดีที่สุด

การออกแบบปีกเครื่องบินที่มีมุมลู่ปีกเป็น 0 องศาและ 30 องศา เมื่อปีกเครื่องบินรับภาระ เป็น 4.5 เท่า และใช้สัดส่วนของทิศทางการวางไฟเบอร์ที่ดีที่สุดสำหรับปีกเครื่องบินที่มีมุมลู่ปีก เป็น 0 องศาเป็นหลัก จากผลการวิเคราะห์ทำให้ได้การวางไฟเบอร์ที่ใช้จำนวนชั้นน้อยที่สุดของ วัสดุชนิด กลาส/อีพอกซี ที่สามารถรับภาระขนาด 4.5 เท่าของการบินที่ความเร็ว 2 มัคได้คือ [(0/90)<sub>2</sub>/(±45)<sub>5</sub>]<sub>s</sub> ซึ่งมีจำนวน 28 ชั้นและความหนารวมเท่ากับ 3.5 มิลลิเมตร

### 6.2 ข้อเสนอแนะ

ในงานวิจัยนี้ยังสามารถเพิ่มขอบเขตการวิจัยได้อีกมาก ยังมีอีกหลายกรณีที่สามารถจะ เพิ่มเข้ามาในการวิเคราะห์ได้ มีบางกรณีที่ผู้วิจัยได้วิเคราะห์แล้ว แต่ผลที่ได้ไม่ค่อยมี ความถูกต้องอันเกิดจากปัญหาในการแบ่งอิลิเมนต์ เช่น กรณีการวิเคราะห์ผลจากชิ้นส่วนริบส์ (Ribs) ซึ่งเป็นการเพิ่มความซับซ้อนของโครงสร้างปีกเครื่องบิน แต่การแบ่งอิลิเมนต์ทำได้ยาก และได้อิลิเมนต์ที่มีความถูกต้องของผลการคำนวณต่ำ ทำให้ผู้วิจัยต้องตัดการวิจัยในส่วนนี้ ออกไป แต่ถ้าเริ่มต้นงานวิจัยนี้โดยการสร้างโมเดลที่เป็นอิลิเมนต์ชนิดแผ่นบาง (Shell) ด้วย โปรแกรมอาบาคัส การเพิ่มชิ้นส่วนที่มีรายละเอียดมากขึ้นจะสามารถแบ่งอิลิเมนต์ได้ดีกว่า เทคนิคที่ใช้ในงานวิจัยนี้ การศึกษาพฤติกรรมทางด้านพลศาสตร์ของโครงสร้างปีกเครื่องบิน เช่น การวิเคราะห์การ สั่นสะเทือนของโครงสร้างปีกเครื่องบิน เป็นขอบเขตที่น่าจะนำมาวิเคราะห์ร่วมกับเทคนิคนี้ได้

หากมีการเปรียบเทียบกับการทดลองจะทำให้งานวิจัยนี้มีความสมบูรณ์มากยิ่งขึ้น เดิมที ผู้วิจัยตั้งใจจะเปรียบเทียบการวิเคราะห์ในงานวิจัยนี้ กับปีกเครื่องบินของโครงการเพื่อพัฒนา อากาศยานไร้นักบิน แต่เนื่องจากการทดลองของโครงการมีความล่าช้า ทำให้ผู้วิจัยไม่สามารถ รอการทดลองของโครงการได้

### เอกสารอ้างอิง

- Manoj, K. Bhardwaj. "A CFD/CSD Interaction Methodology for Aircraft Wings." Ph.D.Thesis, Aerospace Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, 1997.
- William, A. Lokos, Catherine M. Bahm, and Robert A. Heinle. "Determination of Stores Pointing Error Due to Wing Flexibility Under Flight Load." <u>Journal of</u> Nasa Technical Memorandum. 4646 (January 1995) : 231-252.
- Qin, Z., Marzocca P., Librescu L. "Aeroelastic Instability and Response of Advanced Aircraft Wings at Subsonic Flight Speeds." <u>Aerospace Science and</u> <u>Technology.</u> 195–208. Virginia, 2002.
- Rodney, S. Thomson and Murray L. Scott. "Experience with the Finite Element Modelling of a Full-Scale Test of a Composite Aircraft Control Surface." Journal of Composite Structures. 50 (2000) : 331-345.
- Mahmood, M.Shokieh and Fathollah Taheri Behrooz. "Wing Instability of a Full Composite Aircraft." <u>Journal of Composite Structures.</u> 54 (2001) : 335-340.
- Fagan, M. J. <u>Finite Element Analysis Theory and Practice</u>. Hull : Long Man Group UK Limited, c1997.
- 7. Krishnamoorthy, C. S. <u>Finite Element Analysis, Theory and Programming</u>. Madras : Indian Institute of Technology, c1987.
- Ahmad, S., Irons B.M. and Zienkiewicz O.C. <u>Analysis of Thick and Thin Shell</u> <u>Structures by Curved Finite Elements</u>. Intl. J1. Num. Meth. Engg. Vol. 2 : 419-451, 1970.
- Pawsey, S.F. "The Analysis of Moderately Thick and Thin Shells." Ph.D.Thesis, Department of Civil Engineering, University of California, 1970.
- 10. Worsak, Kanok-Nukulchai. <u>A Simple and Efficient Finite Element for General Shell</u> <u>Analysis</u>. Intl. J. Num. Method. Engg. Vol. 14 : 179-200, 1979.
- Gallagher, R. H. "Analysis of Plate and Shell Structures : Applications of Finite Element Method in Engineering." Ph.D.Thesis, Department of Mechanical Engineering, Vanderbilt University, 1969.

- 12. Bogner, F. K., Fox R. L. and Schmit L.A. "A Cylindrical Shell Discrete Element." Journal of A.I.A.A. 5 (9 Nov. 1967) : 374-387.
- Utku, S. "Stiffness Matrices for Thin Triangular Elements of Non-zero Gaussian Curvature." <u>Journal of A.I.A.A.</u> 5 (9 Nov. 1967) : 335-344.
- Autar, K. Kaw. <u>Mechanics of Composite Materials</u>. Tampa : Department of Mechanical Engineering of University of South Florida, c1997.
- Bhagwan, D. A. and Lawrence J. B. <u>Analysis and Performance of Fiber</u> <u>Composites.</u> Kanpur U.P. India : Department of Mechanical Engineering Indian Institute of Technology and Illinois, U.S.A. : Department of Metallurgical and Materials Engineering Illinois Institute of Technology Chicago, c1976.
- 16. Ugural, A. C. <u>Stress in plates and shells.</u> 2<sup>nd</sup> ed. New Jersey : McGraw-Hill, c1999.
- 17. Warren, C. Young. <u>Roark's Formulas for Stress & Strain.</u> 6<sup>th</sup> ed. McGraw-Hill, c1975.
- Thailand Research Funding (TRF) and Ministry of Defense. <u>Unmanned Aerial</u> <u>Vehicle Project.</u> Bangkok : Kmitnb, c2005.
- Lourdes, G. Birckelbaw, Walter E. McNeill and Douglas A. Wardwell.
   "Aerodynamics Model for a Generic ASTOVL Lift-Fan Aircraft." <u>Journal of</u> NASA Technical Memorandum. 110347 (April 1995) : 152-215.
- ESDU 95010. <u>Computer Program for Estimation of Spanwise Loading of Wings</u> with Camber and Twist in Subsonic Attached Flow (Lifting Surface Theory), 1995.
- 21. ABAQUS Analysis User's Manual Version 6.4, c2004.
- 22. Miller, G. D. "Active Flexible Wing (AFW) Technology." <u>Journal of AFWAL-TR.</u> (1987) : 3087-3096.
- 23. Purcell, T. W., Borland C. J. and Tinoco E. N. "Non-Linear Aeroelastic Predictions of Transport Aircraft." <u>Journal of A.I.A.A.</u> 90 (1852) : 135-150.
- 24. ELFINI. <u>Aeroelasticity General Introduction Manual</u>. Avions Marcel Dassault-Breguet Aviation : Saint-Cloud, c1989.

ภาคผนวก ก

ขั้นตอนการทำงานของโปรแกรมย่อยพาสเฟม (PASSFEM)



ภาพที่ ก-1 โปรแกรมย่อย PASSIN



ภาพที่ ก-1 (ต่อ)





ภาพที่ ก-2 (ต่อ)











ภาพที่ ก-5 โปรแกรมย่อย PASSEM



ภาพที่ ก-5 (ต่อ)



ภาพที่ ก-7 โปรแกรมย่อย PASLOD



ภาพที่ ก-8 โปรแกรมย่อย DISP

ก.1 โปรแกรมย่อยต่างๆ อธิบายได้ดังนี้

ก.1.1 โปรแกรมย่อย PASSIN (Subroutine PASSIN)

โปรแกรมไฟไนต์อิลิเมนต์นี้กำหนดให้แต่ละจุดต่อมี 6 ระดับความเสรี ข้อมูลของระดับ ความเสรีทั้ง 6 ค่าถูกเก็บไว้ในอาร์เรย์ที่มีชื่อว่า JF สำหรับระดับความเสรีที่ไม่ต้องการให้ทำงาน ก็กำหนดให้ JF(I)=0 ส่วนระดับความเสรีใดที่ต้องการบังคับค่าก็กำหนดให้เป็น JF(I)=1 ใน โปรแกรมย่อยนี้มีการรับค่าข้อมูลของจุดต่อ ซึ่งประกอบด้วยพิกัดของจุดต่อและอาร์เรย์ JF ซึ่ง เป็นข้อมูลระดับความเสรี 6 ค่าต่อหนึ่งจุดต่อหรืออีกนัยหนึ่งก็คือส่วนของเงื่อนไขขอบ (Boundary Condition) นอกจากนั้น โปรแกรมย่อยนี้ยังรับค่าคุณสมบัติวัสดุที่สามารถกำหนดให้ วัสดุมีหลายชนิด ที่มีคุณสมบัติต่างกันได้ โดยที่ค่าคุณสมบัติวัสดุที่ต้องกำหนดคือ ค่าโมดูลัสการ ยึดหยุ่น (Modulus of Elasticity) ค่าอัตราส่วนปัวซอง (Poisson's Ratio) และค่าความหนาแน่น (Weight Density) ดังแสดงในภาพที่ ก-1

ก.1.2 โปรแกรมย่อย FELIB (Subroutine FELIB)

เดิมโปรแกรมย่อยนี้มีไว้เพื่อให้ผู้ใช้โปรแกรมเลือกชนิดอิลิเมนต์ที่ใช้ในการวิเคราะห์ซึ่งมีอิ ลิเมนต์ให้เลือกถึง 7 ชนิด แต่ละชนิดมีการประมาณค่าให้เลือก 3 แบบ แต่ในงานวิจัยนี้เลือกใช้ เฉพาะอิลิเมนต์ชนิด SHELL4 ซึ่งเป็นอิลิเมนต์ชนิดแผ่นบางที่มี 4 จุดต่อต่อหนึ่งอิลิเมนต์ ดัง แสดงในภาพที่ ก-2

ก.1.3 โปรแกรมย่อย COLUMH (Subroutine COLUMH)

โปรแกรมย่อยนี้ทำหน้าที่คำนวณความสูงของแต่ละคอลัมน์ของเมตริกซ์ความแข็งตึงรวม (Global Stiffness Matrix) ซึ่งความสูงของคอลัมน์ ขึ้นอยู่กับจำนวนของอิลิเมนต์ที่ประกอบกัน อธิบายได้จากหนังสือ [1] ดังแสดงในภาพที่ ก-3

ก.1.4 โปรแกรมย่อย CADNUM (Subroutine CADNUM)

โปรแกรมย่อยนี้ทำหน้าที่คำนวณจำนวนของอิลิเมนต์เฉียง (Diagonal Element) ของ เมตริกซ์ความแข็งตึงรวม การจัดตัวเลขของอิลิเมนต์จะเก็บค่าไว้ในอาร์เรย์ NDS [1] ดังแสดงใน ภาพที่ ก-4

ก.1.5 โปรแกรมย่อย PASSEM (Subroutine PASSEM)

โปรแกรมย่อยนี้ ทำหน้าที่รวมเมตริกซ์ความแข็งตึงของแต่ละอิลิเมนต์ (Element Stiffness Matrix) ไปเป็นเมตริกซ์ความแข็งตึงรวมของทุกอิลิเมนต์ (Global Stiffness Matrix) ค่าถูกจัดเก็บอยู่ในอาร์เรย์ SK ที่สัมพันธ์กันกับโปรแกรมย่อย CADNUM คือค่าในอาร์เรย์ NDS เท่ากับค่าในแถวแนวทแยงภายในอาร์เรย์ SK [1] ดังแสดงในภาพที่ ก-5
ก.1.6 โปรแกรมย่อย PASOLV (Subroutine PASOLV)

โปรแกรมย่อยนี้ทำหน้าที่แก้สมการ [K]{r}={P} ด้วยการกำจัดแบบเกาส์ (Gauss Elimination) โดยที่ [K] คือเมตริกซ์ความแข็งตึง (Stiffness Matrix) {r} คือเวคเตอร์ระยะกระจัด และ {P} คือเวคเตอร์ภาระ ดังแสดงในภาพที่ ก-6

ก.1.7 โปรแกรมย่อย PASLOD (Subroutine PASLOD)

โปรแกรมย่อยนี้ถูกเรียกใช้โดยโปรแกรมหลัก (Main Routine) เพื่อการกำหนดภาระที่แต่ ละจุดต่อตามแต่ละทิศทางระดับความเสรีของจุดต่อนั้น ดังแสดงในภาพที่ ก-7

ก.1.8 โปรแกรมย่อย Disp (Subroutine Disp)

โปรแกรมย่อยนี้ทำหน้าที่แสดงระยะกระจัดของแต่ละจุดต่อ โดยที่ระยะกระจัดจะถูก คำนวณมาจากเวคเตอร์การกระจัดรวม (Global Displacement Vector) ดังแสดงในภาพที่ ก-8 ก.2 การกำหนดค่าในไฟล์อินพุทในแต่ละบรรทัด อธิบายได้ดังนี้

ก.2.1 ข้อมูลส่วนแรกเป็นคำอธิบายโปรแกรมที่ผู้ใช้สามารถพิมพ์อะไรก็ได้ที่ไม่เกิน 80 ตัวอักษร

ตัวอย่างเช่น

1 1 1 1 0

50

BOX

	ก.2.2	ข้อมูลส่วนที่สองเป็นการป้อนข้อมูลที่เป็นจำนวนของจุดต่อ, อิลิเมนต์, วัสดุ,
ภาระและระ	ดับความ	มเสรีรวมตัวเลือกเพื่อให้โปรแกรมคำนวณหรือให้โปรแกรมตรวจสอบข้อมูล
คอลัมน์ที่	1-5	คือ จำนวนของจุดต่อทั้งหมดที่ใช้ในโครงสร้าง ซึ่งเท่ากับ 50 จุดต่อ
	6-10	คือ จำนวนของชนิดอิลิเมนต์ ซึ่งเท่ากับ 1 ชนิด
	11-15	คือ จำนวนคุณสมบัติของวัสดุ ซึ่งเท่ากับ 1 ชนิด
	16-20	คือ จำนวนของภาระที่กระทำกับโครงสร้าง ซึ่งเท่ากับ 1 ชนิด
	21-25	คือ ค่าที่มากที่สุดของระดับความเสรีของอิลิเมนต์ ซึ่งเท่ากับ 1 แต่
จริง	ໆ ແລ້ວ	
		ในโปรแกรมค่านี้ไม่มีผลกับการคำนวณ ผู้เขียนโปรแกรม [1] มีค่านี้
		ไว้เพื่อโปรแกรมย่อยอื่น
	26-30	คือ ตัวแปรเพื่อเลือกว่าจะให้โปรแกรมคำนวณจนเสร็จ (Execution)
		ซึ่งตัวแปรจะมีค่าเท่ากับ 0 หรือจะให้โปรแกรมตรวจสอบข้อมูลที่ป้อน
		เพียงอย่างเดียว (Data Check) ซึ่งตัวแปรจะมีค่าเท่ากับค่าที่ไม่ใช่ 0
ตัวอย่างเช่น	)	

ก.2.3 ข้อมูลส่วนที่สามเป็นตัวแปรสำหรับการเลือกการแสดงผลการคำนวณของ ข้อมูลจุดต่อ อิลิเมนต์และภาระที่กระทำ โดยที่เมื่อค่าเท่ากับ 0 ก็ให้แสดงค่า และเมื่อเป็นค่าอื่นก็ ไม่ต้องแสดงค่า ตัวอย่างเช่น

0

ก.2.4 ข้อมูลส่วนที่สี่เป็นการป้อนข้อมูลของจุดต่อที่ประกอบด้วยเงื่อนไขขอบ, พิกัดของจุดต่อ, จำนวนของจุดต่อที่ถูกสร้างขึ้นระหว่างจุดต่อที่กำหนดทั้งสองจุดและระบบแกน

คอลัมน์ท์	1	1-3			คือ	หมา	ายเลขจุดต่	อ			
		5-1	0		คือ	เงื่อ	นไขขอบขอ	องการเคลื่อ	บนที่ไปในแ	.กน 2	X
		11-	15		คือ	เงื่อา	นไขขอบขอ	องการเคลื่อ	บนที่ไปในแ	.กน `	Y
		16-	20		คือ	เงื่อา	นไขขอบขอ	องการเคลื่อ	บนที่ไปในแ	กน 2	Z
		21-	25		คือ	เงื่อ	นไขขอบขอ	องการหมุน	เรอบในแก	น X	
		26-	30		คือ	เงื่อ	นไขขอบขอ	องการหมุ่น	เรอบในแก	น Y	
		31-	35		คือ	เงื่อ	นไขขอบขอ	องการหมุ่น	เรอบในแก	น Z	
		36-	45		คือ	พิกั	ดแกน X ข	องจุดต่อที่เ	แสดงในคอ	ลัมน์	1-3
		46-	55		คือ	พิกั	ดแกน Y ข	องจุดต่อที่เ	แสดงในคอ	ลัมน์	1-3
		56-	65		คือ	พิกั	ดแกน Z ข	องจุดต่อที่เ	เสดงในคอ	ลัมน์	1-3
		66-	70		คือ	จำน	เวนของจุด	ต่อที่ถูกสร้	างขึ้นระหว่	างจุด	เต่อที่กำหนดทั้งสองจุด
		71-	75		คือ	ตัวแ	เปรที่กำหน	เดระบบแก	น เมื่อค่าเ	ท่ากับ	า 1 ระบบแกนจะอยู่ใน
					พิกั	ดทร	ึงกระบอก	(Cylindrica	al Coordin	ate)	เมื่อค่าเท่ากับ 0 ระบบ
					แกเ	นจะเ	อยู่ในพิกัดเ	จาร์ทีเชียน	(Cartesia	n Cc	ordinate)
ตัวอย่างเ	เช่น										
1 0	) (	)	0	1	1	0	0.0000	0.2000	1.0000	1	0
ข้อมูลขอ	เงจุด	ต่อส	อื่นดู	ได้จ	ากภ	าคผ	นวก ข				
		ก.2	.5 ో	ข้อมู	ลส่วเ	ิ่มที่ห้	้าเป็นการเ้	ไอนค่าคุณ	สมบัติของ	วัสดุ	
คอล <i>ั</i> มน์ <i>ท</i> ์	ĺ	1-1	0		คือ	หมา	ายเลขวัสดุ				

- 21-30 คือ ค่าการยึดหยุ่น (E<sub>12</sub>) หน่วย พาสคาล
- 31-40 คือ ค่าการยึดหยุ่น (E<sub>21</sub>) หน่วย พาสคาล
- 41-50 คือ ค่าการยึดหยุ่น (E<sub>22</sub>) หน่วย พาสคาล
- 51-60 คือ ค่าการยึดหยุ่น (G<sub>12</sub>) หน่วย พาสคาล
- 61-70 คือ ค่าการยึดหยุ่น (G<sub>13</sub>) หน่วย พาสคาล
- 71-80 คือ ค่าการยึดหยุ่น (G<sub>23</sub>) หน่วย พาสคาล
- 81-90 คือ ค่าอัตราส่วนปัวซอง  $\upsilon_{
  m 12}$
- 91-100 คือ ค่าอัตราส่วนปัวซอง  $\upsilon_{21}$
- 101-110 คือ ค่าความหนาแน่นของวัสดุ หน่วย kg/m<sup>3</sup>
- 111-120 คือ จำนวนของชั้นไฟเบอร์

ตัวอย่างเช่น

```
1 1.40E+10 1.40E+09 1.40E+09 3.50E+09 4.20E+09 0.00E+00 0.00E+00
0.4 0.1 1785. 2
```

ความสัมพันธ์ระหว่างค่า E ต่าง ๆ แสดงได้ดังนี้ [3]

 $E_{12} = (PR_{12})(E_{22})= (PR_{21})(E_{11})= E_{21}$ 

ก.2.6 ข้อมูลส่วนที่หกเป็นการกำหนดความหนาและทิศทางของวัสดุแต่ละชั้น

คอลัมน์ที่ 1-10 คือ หมายเลขชั้นไฟเบอร์ 11-20 คือ ทิศทางไฟเบอร์ หน่วย องศา 21-30 คือ ความหนาของไฟเบอร์ หน่วย เมตร

ตัวอย่างเช่น

- 1 90. 0.0010
- 2 90. 0.0010

ก.2.7 ข้อมูลส่วนที่เจ็ดเป็นการเลือกชนิดของอิลิเมนต์ ทั้ง 3 คอลัมน์นี้เป็นการ กำหนดค่าเพื่อให้โปรแกรมเลือกชนิดอิลิเมนต์เป็น SHELL4 ตัวอย่างเช่น 6 1 2

ก.2.8 ข้อมูลส่วนที่แปดเป็นการกำหนดจำนวนอิลิเมนต์ ตัวอย่างเช่น

40

	ก.2.9 ข้อมู	ลส่วนที่เก้าเป็นการกำหนดคุณสมบัติของอิลิเมนต์
บรรทัดแรก		
คอลัมน์ที่	1-5	คือ หมายเลขอิลิเมนต์
	6-10	คือ หมายเลขวัสดุ กรณีที่มีวัสดุชนิดเดียวจะกำหนดค่าเป็น 1
	11-30	คือ หมายเลขจุดต่อ 4 จุดที่ประกอบกันเป็นอิลิเมนต์ในคอลัมน์ 1-5
	31-70	คือ ความหนาของอิลิเมนต์แต่ละจุดต่อ หน่วยเป็นเมตร
บรรทัดที่สอ	เง	
คอลัมน์ที่	1-2	คือ ภาระชนิดแรก ค่าเท่ากับ 2 หมายถึงภาระเป็นความดันที่กระทำ
		ในแนวแกน Z
	3-4	คือ ภาระชนิดที่สอง ค่าเท่ากับ 0 หมายถึงไม่มีค่า
	5-6	คือ ภาระชนิดที่สาม ค่าเท่ากับ 0 หมายถึงไม่มีค่า
	7-16	คือ ค่าความดันของภาระชนิดแรก ค่าเท่ากับ 100 หมายถึงมีค่าความ
		ดันเท่ากับ 100 พาสคาล
	17-26	คือ ค่าความดันของภาระชนิดที่สอง ค่าเท่ากับ 0 หมายถึงไม่มีค่า
	27-36	คือ ค่าความดันของภาระชนิดที่สาม ค่าเท่ากับ 0 หมายถึงไม่มีค่า
	37-46	คือ ค่าคุณสมบัติของน้ำ ค่าเท่ากับ 0 หมายถึงไม่กำหนด
	47-56	คือ สัมประสิทธิ์ของทอร์ค
	57-61	คือ จำนวนจุดเพื่ออินทิเกรต เมื่อค่าเท่ากับ 441 หมายถึง จุดอินทิ
		เกรตสำหรับการบิด (Bending) 4 จุด จุดอินทิเกรตสำหรับการเฉือน
		ในระนาบ (In Plane Shear) 4 จุด และจุดอินทิเกรตสำหรับการเฉือน
		ขวาง (Transverse Shear) 1 จุด
	62-63	คือ ตัวเลือกสำหรับอิลิเมนต์เมมเบรน (Membrane Element) เมื่อค่า
		เท่ากับ 0 คือ อิลิเมนต์เมมเบรน(Membrane Element) และเมื่อ
		มากกว่า 0 คือ อิลิเมนต์การโก่งตัวและอิลิเมนต์เมมเบรน (Bending
		cum Membrane Element)
	64-66	คือ การกำหนดอิลิเมนต์ขึ้นระหว่างอิลิเมนต์ที่มีอยู่แล้ว

67-68	คือ ตัวเลือกการแสดงค่าความเค้นที่จุดศูนย์กลางของอิลิเมนต์
	กำหนดค่ามากกว่าหรือเท่ากับ 1
69-70	คือ ตัวเลือกการแสดงค่าความเค้นหลัก (Principal Stress) ที่จุด
	ศูนย์กลางของอิลิเมนต์ กำหนดค่ามากกว่าหรือเท่ากับ 1

ตัวอย่างเช่น

1	1	1	9	33	20	0.002		0.002	0.002	0.002
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441 1	011

ข้อมูลของอิลิเมนต์อื่นดูได้จากภาคผนวก ข

ก.2.10 ข้อมูลส่วนที่สิบเป็นการกำหนดค่าตัวดูณภาระที่กระทำที่จุดต่อ ตัวอย่างเช่น

1.

ก.2.11 ข้อมูลส่วนที่สิบเอ็ดเป็นการกำหนดจำนวนภาระที่กระทำที่จุดต่อ ตัวอย่างเช่น

0

ตัวอย่างของไฟล์อินพุทแสดงอยู่ในภาคผนวก ข

ภาคผนวก ข

ตัวอย่างไฟล์อินพุทของโปรแกรมพาสเฟม

вох
-----

50	1	1	1	1	0						
0											
1	0	0	0	1	1	0	0.0000	0.2000	1.0000	1	0
2	0	0	0	1	1	0	1.0000	0.2000	1.0000	1	0
3	1	1	1	1	1	1	1.0000	0.2000	0.0000	1	0
4	1	1	1	1	1	1	0.0000	0.2000	0.0000	1	0
5	0	0	0	1	1	0	1.0000	0.0000	1.0000	1	0
6	1	1	1	1	1	1	1.0000	0.0000	0.0000	1	0
7	0	0	0	1	1	0	0.0000	0.0000	1.0000	1	0
8	1	1	1	1	1	1	0.0000	0.0000	0.0000	1	0
9	0	0	0	0	1	0	0.2500	0.2000	1.0000	1	0
10	0	0	0	0	1	0	0.5000	0.2000	1.0000	1	0
11	0	0	0	0	1	0	0.7500	0.2000	1.0000	1	0
12	0	0	0	1	1	0	1.0000	0.2000	0.7500	1	0
13	0	0	0	1	1	0	1.0000	0.2000	0.5000	1	0
14	0	0	0	1	1	0	1.0000	0.2000	0.2500	1	0
15	1	1	1	1	1	1	0.7500	0.2000	0.0000	1	0
16	1	1	1	1	1	1	0.5000	0.2000	0.0000	1	0
17	1	1	1	1	1	1	0.2500	0.2000	0.0000	1	0
18	0	0	0	1	1	0	0.0000	0.2000	0.2500	1	0
19	0	0	0	1	1	0	0.0000	0.2000	0.5000	1	0
20	0	0	0	1	1	0	0.0000	0.2000	0.7500	1	0
21	0	0	0	1	1	0	1.0000	0.0000	0.7500	1	0
22	0	0	0	1	1	0	1.0000	0.0000	0.5000	1	0
23	0	0	0	1	1	0	1.0000	0.0000	0.2500	1	0
24	0	0	0	0	1	0	0.7500	0.0000	1.0000	1	0
25	0	0	0	0	1	0	0.5000	0.0000	1.0000	1	0
26	0	0	0	0	1	0	0.2500	0.0000	1.0000	1	0
27	0	0	0	1	1	0	0.0000	0.0000	0.7500	1	0
28	0	0	0	1	1	0	0.0000	0.0000	0.5000	1	0
29	0	0	0	1	1	0	0.0000	0.0000	0.2500	1	0
30	1	1	1	1	1	1	0.2500	0.0000	0.0000	1	0

31	1	1	1	1	1	1	0.5000	0.000	)0 (	0.0000	) 1	0	
32	1	1	1	1	1	1	0.7500	0.000	00 0	0.0000	) 1	0	
33	0	0	0	0	1	0	0.2500	0.200	00 0	0.7500	) 1	0	
34	0	0	0	0	1	0	0.5000	0.200	00 0	0.7500	) 1	0	
35	0	0	0	0	1	0	0.7500	0.200	00 (	0.7500	) 1	0	
36	0	0	0	0	1	0	0.2500	0.200	00 (	0.5000	) 1	0	
37	0	0	0	0	1	0	0.5000	0.200	)0 (	0.5000	) 1	0	
38	0	0	0	0	1	0	0.7500	0.200	)0 (	0.5000	) 1	0	
39	0	0	0	0	1	0	0.2500	0.200	00 (	0.2500	) 1	0	
40	0	0	0	0	1	0	0.5000	0.200	)0 (	0.2500	) 1	0	
41	0	0	0	0	1	0	0.7500	0.200	)0 (	0.2500	) 1	0	
42	0	0	0	0	1	0	0.7500	0.000	00 (	0.7500	) 1	0	
43	0	0	0	0	1	0	0.5000	0.000	00 (	0.7500	) 1	0	
44	0	0	0	0	1	0	0.2500	0.000	00 (	0.7500	) 1	0	
45	0	0	0	0	1	0	0.7500	0.000	00 (	0.5000	) 1	0	
46	0	0	0	0	1	0	0.5000	0.000	00 (	0.5000	) 1	0	
47	0	0	0	0	1	0	0.2500	0.000	00 (	0.5000	) 1	0	
48	0	0	0	0	1	0	0.7500	0.000	00 (	0.2500	) 1	0	
49	0	0	0	0	1	0	0.5000	0.000	00 (	0.2500	) 1	0	
50	0	0	0	0	1	0	0.2500	0.000	00 (	0.2500	) 1	0	
	1	1.40E	+10	) 1.4	10E+	09	1.40E+0	9 3.50E	+09	4.20E	+09	0.00E+00	0.00E+00
0.4	0	.1	178	85.		2							
	1	90	).	0.00	010								
	2	90	).	0.00	010								
6	1	2											
40													
1	1	1	9	33	20	(	0.002 (	).002	0.00	2 0	.002		
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441	1 0 1	1		
2	1	9	10	34	33		0.002	0.002	0.00	)2 (	0.002	2	
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441	101	1		
3	1	10	11	35	34		0.002	0.002	0.0	02	0.002	2	
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441	1 0 1	1		
4	1	11	2	12	35		0.002	0.002	0.00	)2 (	0.002		

0. 0.00 441 1 0 1 1 200 100. 0. 0. 1 20 33 36 19 0.002 0.002 0.002 0.002 5 200 100. 0. 0. 0. 0.00 441 1 0 1 1 6 1 33 34 37 36 0.002 0.002 0.002 0.002 200 0. 0. 0.00 441 1 0 1 1 100. 0. 7 1 34 35 37 0.002 0.002 0.002 38 0.002 200 100. 0. 0. 0. 0.00 441 1 0 1 1 8 1 35 12 13 38 0.002 0.002 0.002 0.002 200 100. 0. 0. 0. 0.00 441 1 0 1 1 9 1 19 36 39 18 0.002 0.002 0.002 0.002 200 0.00 441 1 0 1 1 100. 0. 0. 0. 10 1 36 37 40 39 0.002 0.002 0.002 0.002 200 100. 0. 0.00 441 1 0 1 1 0. 0. 1 37 38 40 0.002 0.002 0.002 0.002 11 41 200 100. 0. 0. 0. 0.00 441 1 0 1 1 13 41 0.002 0.002 0.002 0.002 12 1 38 14 200 0. 100. 0. 0. 0.00 441 1 0 1 1 13 1 18 39 17 4 0.002 0.002 0.002 0.002 200 100. 0. 0. 0.00 441 1 0 1 1 0. 14 1 39 40 16 17 0.002 0.002 0.002 0.002 200 100. 0. 0. 0. 0.00 441 1 0 1 1 15 1 40 41 15 16 0.002 0.002 0.002 0.002 200 0.00 441 1 0 1 1 100. 0. 0. 0. 1 41 14 3 15 0.002 0.002 0.002 0.002 16 200 100. 0. 0. 0. 0.00 441 1 0 1 1 17 1 2 5 21 12 0.002 0.002 0.002 0.002 200 0. 0. 0.00 441 1 0 1 1 100. 0. 0.002 18 1 12 21 22 13 0.002 0.002 0.002 200 100. 0. 0.00 441 1 0 1 1 0. 0. 19 1 13 22 23 14 0.002 0.002 0.002 0.002 200 100. 0. 0. 0. 0.00 441 1 0 1 1 1 14 23 6 0.002 0.002 20 3 0.002 0.002

0.

0.

0.00 441 1 0 1 1

200

100.

0.

21	1	5	24	42	21		0.002	0.002	0.002 0.002
200		100.		0.		0.	0.	0.00	4411011
22	1	24	25	43	42		0.002	0.002	0.002 0.002
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441 1 0 1 1
23	1	25	26	44	43		0.002	0.002	0.002 0.002
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441 1 0 1 1
24	1	26	7	27	44		0.002	0.002	0.002 0.002
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441 1 0 1 1
25	1	21	42	45	22		0.002	0.002	0.002 0.002
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441 1 0 1 1
26	1	42	43	46	45		0.002	0.002	0.002 0.002
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441 1 0 1 1
27	1	43	44	47	46		0.002	0.002	0.002 0.002
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441 1 0 1 1
28	1	44	27	28	47		0.002	0.002	0.002 0.002
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441 1 0 1 1
29	1	22	45	48	23		0.002	0.002	0.002 0.002
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441 1 0 1 1
30	1	45	46	49	48		0.002	0.002	0.002 0.002
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441 1 0 1 1
31	1	46	47	50	49		0.002	0.002	0.002 0.002
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441 1 0 1 1
32	1	47	28	29	50		0.002	0.002	0.002 0.002
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441 1 0 1 1
33	1	23	48	32	6		0.002	0.002	0.002 0.002
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441 1 0 1 1
34	1	48	49	31	32		0.002	0.002	0.002 0.002
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441 1 0 1 1
35	1	49	50	30	31		0.002	0.002	0.002 0.002
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441 1 0 1 1
36	1	50	29	8	30		0.002	0.002	0.002 0.002
200		100.		0.		0.	0.	0.00	441 1 0 1 1
37	1	7	1	20	27		0.002	0.002	0.002 0.002

200 100. 0. 0. 0. 0.00 441 1 0 1 1 38 1 27 20 19 28 0.002 0.002 0.002 0.002 200 100. 0. 0. 0. 0.00 441 1 0 1 1 39 1 28 19 18 29 0.002 0.002 0.002 0.002 200 100. 0. 0. 0.00 441 1 0 1 1 0. 40 1 29 18 4 8 0.002 0.002 0.002 0.002 0. 0. 0.00 441 1 0 1 1 200 100. 0. 1.

0

ภาคผนวก ค

ตัวอย่างการเขียนโปรแกรมย่อยยูอีแอล (UEL)

SUBROUTINE UEL(RHS,AMATRX,SVARS,ENERGY,NDOFEL,NRHS,NSVARS, 1 PROPS,NPROPS,COORDS,MCRD,NNODE,U,DU,V,A,JTYPE,TIME,DTIME, 2 KSTEP, KINC, JELEM, PARAMS, NDLOAD, JDLTYP, ADLMAG, PREDEF, NPREDF, 3 LFLAGS,MLVARX,DDLMAG,MDLOAD,PNEWDT,JPROPS,NJPROP,PERIOD)

С

INCLUDE 'ABA\_PARAM.INC'

С

```
้ขั้นตอนการประกาศตัวแปร
С
```

С

REAL LCLLA, LCPLA, SV, ua

DIMENSION RHS(MLVARX,\*),AMATRX(NDOFEL,NDOFEL),PROPS(\*),

```
1 SVARS(*), ENERGY(7), COORDS(MCRD, NNODE), U(NDOFEL),
```

```
2 DU(MLVARX,*),V(NDOFEL),A(NDOFEL),TIME(2),PARAMS(*),
```

```
3 JDLTYP(MDLOAD,*),ADLMAG(MDLOAD,*),DDLMAG(MDLOAD,*),
```

```
4 PREDEF(2,NPREDF,NNODE),LFLAGS(4),JPROPS(*),ua(60),
```

```
5 LCLLA(40), LCPLA(80), SV(10)
```

С

```
ขั้นตอนการรับค่าจากโปรแกรมอาบาคัสเพื่อเป็นค่าเริ่มต้นในการคำนวณของโปรแกรม
С
```

```
ย่อยยูอีแอล ในกรณีนี้ผู้วิจัยกำหนดให้มีการรับค่าจากโปรแกรมอาบาคัส 5 ค่าคือ
С
```

- PROPS(1) ถึง PROPS(5) และเก็บค่าไว้ในตัวแปร INITIALDATA1 ถึง INITIALDATA5 С
- ของโปรแกรมย่อยยูอีแอล ซึ่งทั้ง 5 ค่าจะใช้สำหรับตัวแปรใดก็ได้ตามความต้องการ С
- ของผู้เขียนโปรแกรม ในโปรแกรมนี้ค่าทั้ง 5 มีค่าเป็นศูนย์ซึ่งเหตุผลที่ต้องมีค่าทั้ง 5 С
- ในโปรแกรมนี้เพราะว่าผู้วิจัยต้องการใช้ในการตรวจสอบการทำงานของโปรแกรมและ С

```
เผื่อไว้ในกรณีอื่นๆ ที่มีเงื่อนไขในการวิเคราะห์แตกต่างกัน
С
```

С

```
INITIALDATA1 =PROPS(1)
INITIALDATA2 =PROPS(2)
INITIALDATA3 =PROPS(3)
INITIALDATA4 =PROPS(4)
INITIALDATA5 =PROPS(5)
```

С

STEP : 1 (เริ่มการคำนวณเมื่อรูปร่างของปีกที่ยังไม่เกิดการบิดตัวต้องรับภาระ С

```
ทางด้านอากาศพลศาสตร์ครั้งแรก)
С
```

IF(KSTEP.EQ.1) THEN

С

С

- C ตัวแปร U(1) เป็นตัวแปรที่แสดงค่าการกระจัดที่โปรแกรมย่อยของโปรแกรมอาบาคัส
- C แสดงโดยอัตโนมัติในแต่ละครั้งของการเรียกโปรแกรมย่อยยูอีแอล ดังนั้นเพื่อการเก็บค่า
- C ในแต่ละรอบการคำนวณ (Step) จึงต้องกำหนดตัวแปร ua(1) เพื่อป้องกันการ
- C เปลี่ยนแปลงค่าโดยอัตโนมัติ

С

ua(1)=U(1)
ua(2)=U(2)
ua(3)=U(3)
ua(4)=U(4)
ua(5)=U(5)
ua(6)=U(6)
ua(7)=U(7)
ua(8)=U(8)
ua(9)=U(9)
ua(10)=U(10)
ua(11)=U(11)
ua(12)=U(12)
ua(13)=U(13)
ua(14)=U(14)
ua(15)=U(15)
ua(16)=U(16)
ua(17)=U(17)
ua(18)=U(18)
ua(19)=U(19)
ua(20)=U(20)
ua(21)=U(21)
ua(22)=U(22)
ua(23)=U(23)
ua(24)=U(24)
ua(25)=U(25)

ua(26)=U(26)
ua(27)=U(27)
ua(28)=U(28)
ua(29)=U(29)
ua(30)=U(30)
ua(31)=U(31)
ua(32)=U(32)
ua(33)=U(33)
ua(34)=U(34)
ua(35)=U(35)
ua(36)=U(36)
ua(37)=U(37)
ua(38)=U(38)
ua(39)=U(39)
ua(40)=U(40)
ua(41)=U(41)
ua(42)=U(42)
ua(43)=U(43)
ua(44)=U(44)
ua(45)=U(45)
ua(46)=U(46)
ua(47)=U(47)
ua(48)=U(48)
ua(49)=U(49)
ua(50)=U(50)
ua(51)=U(51)
ua(52)=U(52)
ua(53)=U(53)
ua(54)=U(54)
ua(55)=U(55)
ua(56)=U(56)
ua(57)=U(57)
ua(58)=U(58)

```
ELSE
    FORCE1=LCLLA(20)
     FORCE2=LCLLA(21)
     FORCE3=LCLLA(22)
     FORCE4=LCLLA(23)
    FORCE5=LCLLA(24)
    FORCE6=LCLLA(25)
     FORCE7=LCLLA(26)
    FORCE8=LCLLA(27)
    FORCE9=LCLLA(28)
    FORCE10=LCLLA(29)
     FORCE11=LCLLA(30)
     FORCE12=LCLLA(31)
    FORCE13=LCLLA(32)
```

С

С

С

С

С

## ให้อยู่ในรูปของแรง С IF (DTU.LT.0.) THEN

FORCE=0

FORCE=0

ELSE IF(DTU.GT.0.) THEN

- С
- เป็นการแปลงค่าโมเมนต์รอบแกนสปาร์หน้าซึ่งอยู่ที่ระยะ 0.25 ของความยาวคอร์ด С

- สำหรับจุดต่อที่คำนวณแรงจาก LCPLA()\*2/0.7960699 และ -LCPLA()\*2/3/0.7960699
- С

- С
- ขั้นตอนการการรับค่าแรง LCLLA() ที่คำนวณด้วยโปรแกรมย่อย B9510 ที่ 60 จุดต่อ

179

ua(59)=U(59) ua(60)=U(60) ua(61)=U(61) ua(62)=U(62) ua(63)=U(63)

ขั้นตอนการเรียกโปรแกรมย่อย B9510

CALL B9510(ua,KSTEP,LCLLA,LCPLA,SV)

FORCE14=LCLLA(33) FORCE15=LCLLA(34) FORCE16=LCLLA(35) FORCE17=LCLLA(36) FORCE18=LCLLA(37) FORCE19=LCLLA(38) FORCE20=LCLLA(39)

С

FORCE21=LCLLA(20)\*2/0.7960699 FORCE22=LCPLA(21)\*2/0.7960699 FORCE23=LCPLA(22)\*2/0.7960699 FORCE24=LCPLA(23)\*2/0.7960699 FORCE25=LCPLA(24)\*2/0.7960699 FORCE26=LCPLA(25)\*2/0.7960699 FORCE27=LCPLA(26)\*2/0.7960699 FORCE28=LCPLA(27)\*2/0.7960699 FORCE29=LCPLA(28)\*2/0.7960699 FORCE30=LCPLA(29)\*2/0.7960699 FORCE31=LCPLA(30)\*2/0.7960699 FORCE32=LCPLA(31)\*2/0.7960699 FORCE33=LCPLA(32)\*2/0.7960699 FORCE34=LCPLA(33)\*2/0.7960699 FORCE35=LCPLA(34)\*2/0.7960699 FORCE36=LCPLA(35)\*2/0.7960699 FORCE37=LCPLA(36)\*2/0.7960699 FORCE38=LCPLA(37)\*2/0.7960699 FORCE39=LCPLA(38)\*2/0.7960699 FORCE40=LCPLA(39)\*2/0.7960699 FORCE41=LCPLA(20)\*2/3/0.7960699 FORCE42=-LCPLA(21)\*2/3/0.7960699 FORCE43=-LCPLA(22)\*2/3/0.7960699 FORCE44=-LCPLA(23)\*2/3/0.7960699 FORCE45=-LCPLA(24)\*2/3/0.7960699 FORCE46=-LCPLA(25)\*2/3/0.7960699

С

FORCE47=-LCPLA(26)\*2/3/0.7960699 FORCE48=-LCPLA(27)\*2/3/0.7960699 FORCE49=-LCPLA(28)\*2/3/0.7960699 FORCE50=-LCPLA(29)\*2/3/0.7960699 FORCE51=-LCPLA(30)\*2/3/0.7960699 FORCE52=-LCPLA(31)\*2/3/0.7960699 FORCE53=-LCPLA(32)\*2/3/0.7960699 FORCE55=-LCPLA(34)\*2/3/0.7960699 FORCE56=-LCPLA(35)\*2/3/0.7960699 FORCE57=-LCPLA(36)\*2/3/0.7960699 FORCE58=-LCPLA(37)\*2/3/0.7960699 FORCE59=-LCPLA(38)\*2/3/0.7960699 FORCE59=-LCPLA(38)\*2/3/0.7960699

END IF

С

C ขั้นตอนการแปลงค่าแรงอยู่ในตัวแปรอัตโนมัติ RHS() ของโปรแกรมย่อยยูอีแอล

С

- C RHS(1,1)=FORCE1
- C RHS(2,1)=FORCE2 RHS(3,1)=FORCE2 RHS(4,1)=FORCE3 RHS(5,1)=FORCE3 RHS(5,1)=FORCE4 RHS(6,1)=FORCE5 RHS(7,1)=FORCE5 RHS(7,1)=FORCE6 RHS(8,1)=FORCE7 RHS(9,1)=FORCE7 RHS(9,1)=FORCE7 RHS(10,1)=FORCE9 RHS(11,1)=FORCE10 RHS(12,1)=FORCE11 RHS(13,1)=FORCE12 RHS(14,1)=FORCE13 RHS(15,1)=FORCE14

RHS(22,1)=FORCE21 RHS(23,1)=FORCE22 RHS(24,1)=FORCE22 RHS(25,1)=FORCE23 RHS(26,1)=FORCE24 RHS(27,1)=FORCE25 RHS(28,1)=FORCE26 RHS(29,1)=FORCE27 RHS(30,1)=FORCE28 RHS(31,1)=FORCE29 RHS(32,1)=FORCE30 RHS(33,1)=FORCE31 RHS(34,1)=FORCE32 RHS(35,1)=FORCE33 RHS(36,1)=FORCE34 RHS(37,1)=FORCE35 RHS(38,1)=FORCE36 RHS(39,1)=FORCE37 RHS(40,1)=FORCE38 RHS(41,1)=FORCE39 RHS(42,1)=FORCE40

RHS(16,1)=FORCE15 RHS(17,1)=FORCE16

RHS(18,1)=FORCE17 RHS(19,1)=FORCE18

RHS(20,1)=FORCE19 RHS(21,1)=FORCE20

- C RHS(43,1)=FORCE41
- C RHS(44,1)=FORCE42 RHS(45,1)=FORCE42 RHS(46,1)=FORCE43 RHS(47,1)=FORCE44 RHS(48,1)=FORCE45

с с

```
RHS(49,1)=FORCE46
     RHS(50,1)=FORCE47
     RHS(51,1)=FORCE48
     RHS(52,1)=FORCE49
     RHS(53,1)=FORCE50
     RHS(54,1)=FORCE51
     RHS(55,1)=FORCE52
     RHS(56,1)=FORCE53
     RHS(57,1)=FORCE54
     RHS(58,1)=FORCE55
     RHS(59,1)=FORCE56
     RHS(60,1)=FORCE57
     RHS(61,1)=FORCE58
     RHS(62,1)=FORCE59
     RHS(63,1)=FORCE60
С
     STEP : 2 (การคำนวณเมื่อรูปร่างของปีกที่เกิดการบิดตัวครั้งแรกต้องรับภาระ
С
     ทางด้านอากาศพลศาสตร์ครั้งที่สอง)
С
С
     ELSE IF(KSTEP.EQ.2) THEN
С
С
С
. . .
. . .
. . .
С
     STEP : 3 (การคำนวณเมื่อรูปร่างของปีกที่เกิดการบิดตัวครั้งที่สองต้องรับภาระ
С
     ทางด้านอากาศพลศาสตร์ครั้งที่สาม)
С
С
     ELSE IF(KSTEP.EQ.3) THEN
С
. . .
```

184 . . . . . . С STEP : 4 (การคำนวณเมื่อรูปร่างของปีกที่เกิดการบิดตัวครั้งที่สามต้องรับภาระ С ทางด้านอากาศพลศาสตร์ครั้งที่สี่) С С ELSE IF(KSTEP.EQ.4) THEN С . . . . . . . . . С STEP : 5 (การคำนวณเมื่อรูปร่างของปีกที่เกิดการบิดตัวครั้งที่สี่ต้องรับภาระ ทางด้านอากาศพลศาสตร์ครั้งที่ห้า) С С С ELSE IF(KSTEP.EQ.5) THEN С ... . . . . . . END IF С RETURN END 

ภาคผนวก ง

คุณสมบัติของวัสดุผสม

ตาราง ง-1 Specific Modulus Parameters E/
ho ,  $E^{1/2}/
ho$  and  $E^{1/3}/
ho$  for Typical Materials

Material	Cmooifio arrovitiv	Young's modulus	E  /   ho	$E^{1/2}$ / $ ho$	$E^{1/3}$ / $ ho$
(Units)		(GPa)	(GPa-m <sup>³</sup> /kg)	(Pa <sup>1/2</sup> -m³/kg)	(Pa <sup>1/3</sup> -m³/kg)
Graphite	1.8	230.00	0.1278	266.4	3.404
Kevlar	1.4	124.00	0.08857	251.5	3.562
Glass	2.5	85.00	0.034	116.6	1.759
Unidirectional graphite/epoxy	1.6	181.00	0.1131	265.9	3.535
Unidirectional glass/epoxy	1.8	38.60	0.02144	109.1	1.878
Cross-ply graphite/epoxy	1.6	95.98	0.060	193.6	2.862
Cross-ply glass/epoxy	1.8	23.58	0.0131	85.31	1.593
Quasi-isotropic graphite/epoxy	1.6	69.64	0.04353	164.9	2.571
Quasi-isotropic glass/epoxy	1.8	18.96	0.01053	76.50	1.481
Steel	7.8	206.84	0.02652	58.3	0.7582
Aluminum	2.6	68.95	0.02652	101.0	1.577

System of Units: SI

Property	Symbol	Units	Glass/epoxy	Boron/epoxy	Graphite/epoxy
Fiber volume fraction	$V_{f}$		0.45	0.50	0.70
Longitudinal elastic modulus	$E_1$	GPa	38.6	204	181
Transverse elastic modulus	$E_{2}$	GPa	8.27	18.50	10.30
Major Poisson's ratio	${m V}_{12}$	ı	0.26	0.23	0.28
Shear modulus	$G_{12}$	GPa	4.14	5.59	7.17
Ultimate longitudinal tensile strength	$\left(\sigma_1^T ight)_{ult}$	MPa	1062	1260	1500
Ultimate longitudinal compressive strength	$\left( \sigma_{1}^{c}  ight)_{ult}$	MPa	610	2500	1500
Ultimate transverse tensile strength	$\left(\sigma_2^T ight)_{ult}$	MPa	31	61	40
Ultimate transverse compressive strength	$\left(\sigma_2^{C} ight)_{ult}$	MPa	118	202	246
Ultimate in-plane shear strength	$\left(  au_{12}  ight)_{ult}$	MPa	72	67	68
Longitudinal coefficient of thermal expansion	${\pmb lpha}_1$	$D_{\circ}/m/mn'$	8.6	6.1	0.02
Transverse coefficient of thermal expansion	${oldsymbol lpha}_2$	$D_{\circ}/m/mn'$	22.1	30.3	22.5
Longitudinal coefficient of moisture expansion	$oldsymbol{eta}_1$	m/m/kg/kg	0.00	00.0	0.00
Transverse coefficient of moisture expansion	$eta_2$	m/m/kg/kg	0.60	0.60	0.60

ตาราง ง-2 Typical Mechanical Properties of a Unidirectional Lamina (SI System of Units)

ts)
Uni
of
System
S)
Fibers
of
Properties
Typical
က္
ی د
ตารา

Property	Units	Graphite	Glass	Aramid
Axial modulus	GPa	230	85	124
Transverse modulus	GPa	22	85	ω
Axial Poisson's ratio	I	0.30	0.20	0.36
Transverse Poisson's ratio	I	0.35	0.20	0.37
Axial shear modulus	GPa	22	35.42	ю
Axial coefficient of thermal expansion	$D_{\circ}/m/m/$	-1.3	5	-5.0
Transverse coefficient of thermal expansion	$D_{\circ}/m/m/$	7.0	5	4.1
Axial tensile strength	MPa	2067	1550	1379
Axial compressive strength	MPa	1999	1550	276
Transverse tensile strength	MPa	77	1550	7
Transverse compressive strength	MPa	42	1550	7
Shear strength	MPa	36	35	21
Specific gravity	I	1.8	2.5	1.4

Property	Units	Ероху	Aluminum	Polyamid
Axial modulus	GPa	3.4	71	3.5
Transverse modulus	GPa	3.4	71	3.5
Axial Poisson's ratio		0.3	0.30	0.35
Transverse Poisson's ratio	·	0.3	0.30	0.35
Axial shear modulus	GPa	1.308	27	1.3
Axial coefficient of thermal expansion	$\int m/m/c$	63	23	06
Transverse coefficient of thermal expansion	$J_{\circ}/m/m/$	0.33	0.00	0.33
Axial tensile strength	MPa	72	276	54
Axial compressive strength	MPa	102	276	108
Transverse tensile strength	MPa	72	276	54
Transverse compressive strength	MPa	102	276	108
Shear strength	MPa	34	138	54
Specific gravity	ı	1.2	2.7	1.2

ตาราง ง-4 Typical Properties of Matrices (SI System of Units)

ภาคผนวก จ

ตัวอย่างไฟล์อินพุทของโปรแกรมอาบาคัส

```
192
```

```
*Heading
** Job name: TaperWing Model name: TaperWing
*Preprint, echo=NO, model=NO, history=NO, contact=NO
**
** PARTS
**
** ASSEMBLY
**
*Node
1, 2.232190E+000, -7.754340E-001, -4.548210E-002
2, 2.213060E+000, -7.748040E-001, -4.535830E-002
3, 2.194120E+000, -7.717290E-001, -4.528600E-002
...
...
...
8952, 1.910200E-002, -3.206680E-001, 7.603140E-002
8953, 6.844050E-006, -3.200770E-001, 7.626900E-002
8954, 8.196660E-006, -3.002990E-001, 7.578530E-002
**
**
*ELEMENT, TYPE=S4R, ELSET=P41
1,1,18,25,2
2,2,25,28,3
3,1,2,7,6
...
...
•••
9105,8950,8947,8952,8953
9106,8952,8951,8942,8949
9107,8952,8949,8954,8953
******
*****
*****
```

```
****
***
**
*USER ELEMENT, TYPE=U1, NODES=63, COORD=3, PROPERTIES=5,
VARIABLES=3
3
*UEL PROPERTY, ELSET=FEEDBACK1
0.E12, 0.0E-2, 0.0E-2, 0.00, 0.00
*ELEMENT, TYPE=U1, ELSET=FEEDBACK1
9108, 1311, 1306, 1300, 1343, 1439, 1433, 1427, 1480,
1474, 1540, 1534, 1529, 1589, 1580, 1651, 1646,
1720, 1714, 1708, 1701, 1780, 4596, 4627, 4660,
4655, 4649, 4701, 4757, 4761, 4811, 4805, 4830,
4844, 4890, 4884, 4914, 4936, 4965, 4988, 4982,
5033, 5027, 4691, 4614, 4558, 4494, 4406, 4287,
4164, 4024, 3933, 3730, 3590, 3409, 3286, 3151,
2974, 2853, 2654, 2455, 2261, 2091, 1842
**
***
****
*****
*****
******
*Shell Section, elset=P41, composite
0.001, 3, Glass/Epoxy, 90.
0.001, 3, Glass/Epoxy, 90.
**
** MATERIALS
**
*Material, name=Glass/Epoxy
*Density
1785.,
*Elastic, type=LAMINA
```

3.86E+10, 8.27E+09, 0.26, 4.14E+09, 4.14E+09, 2.70E+09 \*\* \*\* \*\* \*BOUNDARY 674, ENCASTRE 692, ENCASTRE 706, ENCASTRE ... ... ... 8950, ENCASTRE 8953, ENCASTRE 8954, ENCASTRE \*\* \_\_\_\_\_ \*\* \*\* STEP: Step-1 \*\* \*Step, name=Step-1 \*Static 1., 1., \*\* \*\* \*\* OUTPUT REQUESTS \*\* \*Restart, write, frequency=1 \*\* \*\* FIELD OUTPUT: F-Output-1 \*\* \*Output, field, variable=PRESELECT \*\* \*\* HISTORY OUTPUT: H-Output-1 \*\*

\*Output, history, variable=PRESELECT \*El Print, freq=999999 \*Node Print, freq=999999 \*End Step \*\* \_\_\_\_\_ \*\* \*\* STEP: Step-2 \*\* \*Step, name=Step-2 \*Static 1., 1., \*\* \*\* \*\* OUTPUT REQUESTS \*\* \*Restart, write, frequency=1 \*\* \*\* FIELD OUTPUT: F-Output-1, F-Output-2 \*\* \*Output, field, variable=PRESELECT \*\* \*\* HISTORY OUTPUT: H-Output-1, H-Output-2 \*\* \*Output, history, variable=PRESELECT \*End Step \*\* \_\_\_\_\_ \*\* \*\* STEP: Step-3 \*\* \*Step, name=Step-3 \*Static 1., 1., \*\*

```
**
** OUTPUT REQUESTS
**
*Restart, write, frequency=1
**
** FIELD OUTPUT: F-Output-1, F-Output-2
**
*Output, field, variable=PRESELECT
**
** HISTORY OUTPUT: H-Output-1, H-Output-2
**
*Output, history, variable=PRESELECT
*End Step
** _____
**
** STEP: Step-4
**
*Step, name=Step-4
*Static
1., 1.,
**
**
** OUTPUT REQUESTS
**
*Restart, write, frequency=1
**
** FIELD OUTPUT: F-Output-1, F-Output-2
**
*Output, field, variable=PRESELECT
**
** HISTORY OUTPUT: H-Output-1, H-Output-2
**
*Output, history, variable=PRESELECT
```

\*End Step \*\* \_\_\_\_\_ \*\* \*\* STEP: Step-5 \*\* \*Step, name=Step-5 \*Static 1., 1., \*\* \*\* **\*\* OUTPUT REQUESTS** \*\* \*Restart, write, frequency=1 \*\* \*\* FIELD OUTPUT: F-Output-1, F-Output-2 \*\* \*Output, field, variable=PRESELECT \*\* \*\* HISTORY OUTPUT: H-Output-1, H-Output-2 \*\* \*Output, history, variable=PRESELECT \*End Step

\_\_\_

## ประวัติผู้วิจัย

ชื่อ	: นายพรรธนพ บุญชู
ชื่อวิทยานิพนธ์	: การวิเคราะห์ปฏิสัมพันธ์ระหว่างความแข็งแรงของโครงสร้างไฟเบอร์
	และภาระทางด้านอากาศพลศาสตร์บนปีกเครื่องบินโดยวิ <del>ธ</del> ีไฟไนต์เอลิเมนต์
	และทฤษฎีพื้นผิวแรงยก
สาขาวิชา	: วิศวกรรมเครื่องกล

## ประวัติ

ประวัติส่วนตัว เกิดเมื่อวันที่ 27 มีนาคม 2521 ที่จังหวัดนครศรีธรรมราช

ประวัติการศึกษา จบการศึกษามัธยมศึกษาตอนดันจากโรงเรียนศรีธรรมราชศึกษา สำเร็จการศึกษามัธยมศึกษาตอนปลายจากโรงเรียนทุ่งสง สำเร็จการศึกษาปริญญา วิศวกรรมศาสตร์บัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยี พระจอมเกล้าพระนครเหนือ ปีการศึกษา 2545