

ห้องสมุดงานวิจัย สำนักงานคณะกรรมการการวิจัยแห่งชาติ



208857



การศึกษานวัตกรรมออกแบบโครงสร้างปีกเครื่องบินแบบเปลี่ยนรูปได้

STUDY AND DESIGN OF A MORPHING AIRCRAFT WING STRUCTURES

นายศศิวัชร์ นันทะเดณี

วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

มหาวิทยาลัยขอนแก่น

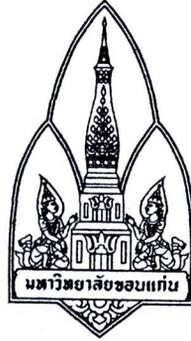
พ.ศ. 2553

600257160

ห้องสมุดงานวิจัย สำนักงานคณะกรรมการวิจัยแห่งชาติ



208857



การศึกษาและออกแบบโครงสร้างปีกเครื่องบินแบบเปลี่ยนรูปได้
STUDY AND DESIGN OF A MORPHING AIRCRAFT WING STRUCTURES



นายศตวรรษ นันทะเสนีย์

วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

มหาวิทยาลัยขอนแก่น

พ.ศ. 2553

การศึกษาและออกแบบโครงสร้างปีกเครื่องบินแบบเปลี่ยนรูปได้

นายศตวัชร นันทะเสนีย์

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล

บัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยขอนแก่น

พ.ศ. 2553

STUDY AND DESIGN OF A MORPHING AIRCRAFT WING STRUCTURES

MR. SATAWAT NANTHASENE

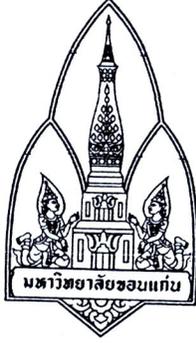
A THESIS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT OF THE REQUIREMENTS

FOR THE DEGREE OF MASTER OF ENGINEERING

IN MECHANICAL ENGINEERING

GRADUATE SCHOOL KHON KAEN UNIVERSITY

2010



ใบรับรองวิทยานิพนธ์
มหาวิทยาลัยขอนแก่น
หลักสูตร
วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล

ชื่อวิทยานิพนธ์: การศึกษาและออกแบบ โครงสร้างปีกเครื่องบินแบบเปลี่ยนรูปได้

ชื่อผู้ทำวิทยานิพนธ์: นายศตวัชร นันทะเสนีย์

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์

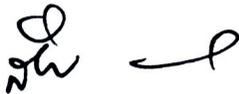
ดร.ธีระชาติ พรพิบูลย์
รศ.ดร.สุจินต์ บุรีรัตน์
ผศ.ดร.จุฬากรณ์ เบญจปิยะพร

ประธานกรรมการ
กรรมการ
กรรมการ

อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์:


.....
(ผศ.ดร.จุฬากรณ์ เบญจปิยะพร)

อาจารย์ที่ปรึกษา



.....
(รองศาสตราจารย์ ดร. ลำปาง แมนมาตย์)
คณบดีบัณฑิตวิทยาลัย



.....
(รองศาสตราจารย์ ดร.สมนึก ชีระกุลพิสุทธิ)
คณบดีคณะวิศวกรรมศาสตร์

ศตวรรษ นันทะเสนีย์. 2553. การศึกษาและออกแบบโครงสร้างปีกเครื่องบินแบบเปลี่ยนรูปได้

วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล
บัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยขอนแก่น.

อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์: ผศ.ดร.จุฬารักษ์ เบญจปิยะพร

บทคัดย่อ

208857

วิทยานิพนธ์นี้นำเสนอการออกแบบโครงสร้างปีกเครื่องบินแบบเปลี่ยนรูปได้โดยการคำนวณเชิงกลและแอโรอีลาสติก แอโรอีลาสติกเป็นการศึกษาที่เกี่ยวข้องกับการปฏิสัมพันธ์ระหว่างอากาศพลศาสตร์ ความยืดหยุ่น และแรงเฉื่อยของระบบในทางวิศวกรรมค้ำเช่น โครงสร้างปีกเครื่องบิน ในงานวิจัยนี้การวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์จะใช้วิธีการเวอร์เท็กซ์ซึ่งขณะที่การวิเคราะห์ทางโครงสร้างจะใช้ระเบียบวิธีไฟน์อีเลเมนต์โดยเลือกใช้อีเลเมนต์แบบเปลือก (Shell Element) การเชื่อมต่อระหว่างแบบจำลองอากาศพลศาสตร์และแบบจำลองโครงสร้างจะใช้วิธี surface spline interpolation และในการทำนายความเร็วกระพือจะใช้แบบจำลองแอโรอีลาสติกไม่ต่อเนื่องกับเวลา ซึ่งกว่านั้นแบบจำลองแอโรอีลาสติกแบบสถิตในงานวิจัยนี้จะพิจารณาถึงผลเนื่องจากการใส่แรงกระตุ้นและไม่ใส่แรงกระตุ้นกับตัวโครงสร้างปีกเครื่องบินอีกด้วย

แบบจำลองปีกเครื่องบินสร้างขึ้นโดยใช้วัสดุคอมโพสิตซึ่งประกอบด้วยสปาร์สองตัวและริบหนึ่งตัวและเสริมปีกด้วยแนวคิดใหม่ของสปาร์แบบ W-shape สปาร์แบบใหม่นี้สามารถรับภาระและสร้างให้เกิดการกระจัดที่ตำแหน่งจุดเชื่อมต่อของตัว “W” ซึ่งส่งผลให้สามารถปรับปรุงสมรรถนะทางอากาศพลศาสตร์ในงานวิจัยนี้ได้นำเสนอการศึกษาผลของตำแหน่งจุดเชื่อมต่อและมุมปีกต่อปรากฏการณ์แอโรอีลาสติกอันได้แก่ความเร็วกระพือ ความเร็วลู่ออก และประสิทธิผลแรงยก โดยในกระบวนการออกแบบจะคำนึงถึงข้อบังคับอันได้แก่การ โกงเคาะและความเค้น จากผลการคำนวณเชิงตัวเลขแสดงให้เห็นว่าแนวคิดใหม่ของสปาร์แบบ W เป็นที่ยอมรับและมีศักยภาพที่จะถูกใช้ในปีกเครื่องบินแบบเปลี่ยนรูปได้ต่อไป

Satawat Nanthasene. 2010. *Study and Design of Morphing Aircraft Wing Structures*.

Master of Engineering Thesis in Mechanical Engineering, Graduate School,
Khon Kaen University.

Thesis Advisor: Asst. Prof. Dr. Julaporn Benjapiyapom

ABSTRACT

208857

This thesis is concerned with design of morphing aircraft wing structures through computational mechanics and aeroelasticity. Aeroelasticity is a field of studies that integrate the mutual interaction between aerodynamic, elastic and inertial forces on engineering system such as an aircraft wing structure. In this work, aerodynamic analysis is accomplished by means of the vortex ring method while structural analysis is carried out by using finite element analysis with shell elements. The combination between aerodynamic and structural models is achieved by using the so-called surface spline interpolation. The discrete-time aeroelastic model is employed for flutter prediction. The static aeroelastic models in this thesis include both loaded and unloaded effects on the wing structure.

The wing is initially made up of Aluminum with two spars and one rib. The new concept of internal wing structure termed W-shape spar is then added to the wing. This W spar can be loaded and displaced by external forces at the connecting point of the "W" so as to modify wing aerodynamic performance. The effect of the position of the connecting point, and the wing swept angle on aeroelastic parameters i.e. flutter speed, divergence speed, and lift effectiveness is studied. The design constraints such as buckling and stress are also considered in the design process. The computational results obtained reveal that the new concept of W spar is acceptable and has a potential to be used as a morphing aircraft wing.

กิตติกรรมประกาศ

กราบขอบพระคุณ ดร.ธีระชาติ พรทิบูลย์ ประธานคณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์ และผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.จุฬารักษ์ เบญจปิยะพร อาจารย์ที่ปรึกษาและคณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์ ที่กรุณาสละเวลาให้คำแนะนำ ตลอดจนข้อคิดที่เป็นประโยชน์ และความช่วยเหลือในขั้นตอนการศึกษาและความกรุณาในการตรวจสอบวิทยานิพนธ์ให้มีความสมบูรณ์ยิ่งขึ้น กราบขอบพระคุณรองศาสตราจารย์ ดร.สุจินต์ บุรีรัตน์ อาจารย์ที่คอยให้คำปรึกษาวิทยานิพนธ์ของผู้เขียน ที่กรุณาประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้ทางทฤษฎีและการเขียนโปรแกรมคอมพิวเตอร์ ให้คำปรึกษาและชี้แนะแนวทาง ตลอดจนคอยให้กำลังใจในการทำวิทยานิพนธ์ ทำให้วิทยานิพนธ์นี้สำเร็จลุล่วงได้ด้วยดี ขอขอบพระคุณอาจารย์สุวิน สถีสองสม ที่คอยให้คำปรึกษา คำแนะนำและความช่วยเหลือในการเขียนโปรแกรมคอมพิวเตอร์ตลอดการทำวิทยานิพนธ์

ขอบพระคุณคณาจารย์และบุคลากรทุกท่าน ทั้งในภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล และคณะวิศวกรรมศาสตร์ ตลอดจนบัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยขอนแก่น ที่ประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้ เอื้อเฟื้อสถานที่ และให้คำแนะนำตลอดการศึกษาและทำการวิจัยของผู้เขียน

กราบขอบพระคุณบิดามารดาของผู้เขียน สำหรับความรัก การดูแล เป็นกำลังใจในยามท้อแท้และให้ความสนับสนุนในทุกๆเรื่องตลอดมา ขอบคุณน้องสาวสำหรับกำลังใจ ขอขอบพระคุณญาติทุกท่าน สำหรับความรักและความห่วงใย ขอขอบคุณ พี่ๆ เพื่อนๆ และน้องๆทุกคนที่คอยให้กำลังใจตลอดระยะเวลาการศึกษา

ขอขอบพระคุณทุกท่านที่เกี่ยวข้องและมีได้กล่าวนามไว้ ณ ที่นี้ ตลอดระยะเวลาการศึกษาและทำการวิจัย วิทยานิพนธ์ฉบับนี้จะสำเร็จลงมิได้ หากขาดท่านใดท่านหนึ่งไป

สุดท้ายผลอันจะเป็นประโยชน์ ความดีความงามทั้งปวง ที่เกิดขึ้นจากการศึกษาวิทยานิพนธ์นี้ ขอมอบแต่บิดามารดาที่เคารพยิ่ง และหากมีข้อบกพร่องด้วยประการใดๆ ผู้เขียนขอน้อมรับไว้ด้วยความขอบคุณยิ่ง

ศศวัชร นันทะเสนีย์

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย	ก
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	ข
กิตติกรรมประกาศ	ค
สารบัญตาราง	ง
สารบัญภาพ	ช
บทที่ 1 บทนำ	1
1.1 ความสำคัญและที่มาของงานวิจัย	1
1.2 วัตถุประสงค์	2
1.3 ขอบเขตและข้อจำกัดของการวิจัย	2
1.4 ขั้นตอนการดำเนินงาน	2
1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ	3
บทที่ 2 ผลงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง	4
2.1 บทนำ	4
2.2 ผลงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง	4
2.3 สรุป	10
บทที่ 3 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง	11
3.1 บทนำ	11
3.2 ปีกเครื่องบินเบื้องต้น	11
3.3 การวิเคราะห์การสั่นสะเทือนของระบบ โครงสร้างปีกเครื่องบิน	14
3.4 การวิเคราะห์ระบบสมการอากาศพลศาสตร์	19
3.5 การวิเคราะห์ระบบแรงอากาศพลศาสตร์	21
3.6 การวิเคราะห์แอโรอีลาสติก	33
3.7 ผลเนื่องจากแรงภายนอกต่อปรากฏการณ์แอโรอีลาสติก	46
3.8 แกนอีลาสติก	48
3.9 การวิเคราะห์การโค้งเดาะ	48
บทที่ 4 การออกแบบโครงสร้างปีกเครื่องบิน	51
4.1 บทนำ	51
4.2 การออกแบบแบบจำลองปีกเครื่องบิน	51
4.3 การออกแบบปีก	56
4.4 การกำหนดเงื่อนไขขอบเขต	61

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
4.5 การออกแบบทางอากาศพลศาสตร์	62
4.6 การออกแบบเพื่อวิเคราะห์ผล	63
บทที่ 5 ผลการออกแบบ	68
5.1 การออกแบบแบบจำลองปีกเครื่องบิน	68
5.2 การหาตำแหน่งจุดรับแรงกระตุ้น	75
5.3 การปรับเปลี่ยนขนาดของแรงกระตุ้น	85
5.4 การปรับเปลี่ยนมุมกู่หลัง	87
บทที่ 6 สรุปและวิเคราะห์ผลการออกแบบ	96
6.1 การออกแบบปีกเครื่องบินแบบกล่องสี่เหลี่ยม	96
6.2 การออกแบบปีกเครื่องบิน NACA0012	97
6.3 สรุปผลและข้อเสนอแนะ	98
บรรณานุกรม	100

สารบัญตาราง

	หน้า
ตารางที่ 1	53
แสดงข้อมูล โครงสร้างปีกของการออกแบบปีกเครื่องบิน ที่มีหน้าตัดแพนอากาศแบบกล่องสี่เหลี่ยม	
ตารางที่ 2	54
แสดงข้อมูลเงื่อนไขขอบเขตของการออกแบบปีกเครื่องบิน ที่มีหน้าตัดแพนอากาศแบบกล่องสี่เหลี่ยม	
ตารางที่ 3	54
แสดงข้อมูลทางอากาศพลศาสตร์ของการออกแบบปีกเครื่องบิน ที่มีหน้าตัดแพนอากาศแบบกล่องสี่เหลี่ยม	
ตารางที่ 4	56
รายละเอียดในการออกแบบแบบจำลองปีกเครื่องบิน	
ตารางที่ 5	63
รายละเอียดในการออกแบบทางอากาศพลศาสตร์	
ตารางที่ 6	68
ผลจากการออกแบบแรงกระตุ้นขนาด +50 นิวตันของปีกเครื่องบิน ที่มีหน้าตัดแพนอากาศแบบกล่องสี่เหลี่ยม	
ตารางที่ 7	75
แสดงค่าประสิทธิผลแรงยกและค่าความเค้น Von Mises เมื่อปรับเปลี่ยน ขนาดของแรงกระตุ้นของปีกเครื่องบินที่มีหน้าตัดแพนอากาศแบบกล่องสี่เหลี่ยม	
ตารางที่ 8	76
รายละเอียดข้อมูลที่ตำแหน่งที่ให้ค่าประสิทธิผลแรงยกสูงสุด ของปีกเครื่องบินที่มีหน้าตัดแพนอากาศแบบ NACA0012	
ตารางที่ 9	87
แสดงค่าประสิทธิผลแรงยกและค่าความเค้น Von Mises เมื่อปรับเปลี่ยนขนาดของแรงกระตุ้น	
ตารางที่ 10	87
รายละเอียดข้อมูลที่ตำแหน่งที่ให้ค่าประสิทธิผลแรงยกสูงสุด เมื่อปรับเปลี่ยนมุมลู่วิ่งเป็น 10 องศา	
ตารางที่ 11	94
แสดงค่าประสิทธิผลแรงยกและค่าความเค้น Von Mises เมื่อปรับเปลี่ยนขนาดของแรงกระตุ้นของมุมลู่วิ่งเป็น 10 องศา	

สารบัญภาพ

		หน้า
ภาพที่ 1	การปรับเปลี่ยนตำแหน่งของสปาร์เพื่อควบคุมพฤติกรรมทางแอโรอิลาสติก	5
ภาพที่ 2	การใส่กลไกภายในแพนอากาศเพื่อให้รูปร่างแพนอากาศเปลี่ยนแปลง โดยวิธี Hybrid Cellular Automaton	5
ภาพที่ 3	รูปร่างแพนอากาศที่ออกแบบโดยวิธีพลังงาน	6
ภาพที่ 4	การเจาะรูริบเพื่อทดสอบความแข็งแรงของแพนอากาศ	7
ภาพที่ 5	การเปลี่ยนรูปร่างของแพนอากาศแบบพองตัวได้ และการกระตุ้นชายหลังปีกด้วยกระแสไฟฟ้า	7
ภาพที่ 6	การสแกนรูปร่างปีกบินเพื่อนำไปวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์ ในโปรแกรมคอมพิวเตอร์	8
ภาพที่ 7	การออกแบบทั่วไปของปีกเครื่องบินชนิดหุ่นยนต์สำหรับเครื่องบินเล็ก	9
ภาพที่ 8	แนวคิดการพัฒนาปีกเครื่องบินแบบพับได้ของ Lockheed Martin	9
ภาพที่ 9	แนวคิดการพัฒนาปีกเครื่องบินแบบปรับมุมดู่หลัง และปรับระยะคอर्ड โคนปีกได้	10
ภาพที่ 10	รูปทรงแปลนปีกของเครื่องบิน	11
ภาพที่ 11	รูปทรงภาคตัดปีก	12
ภาพที่ 12	โครงสร้างภายในปีกเครื่องบิน	13
ภาพที่ 13	เวอร์เท็กซ์แบบเส้นและการแสดงทิศทางด้วยกฏมือขวา	22
ภาพที่ 14	ความเร็วเหนี่ยวนำจากเวอร์เท็กซ์เส้นตรงจากจุด 1 ไป 2	22
ภาพที่ 15	ทฤษฎีของ Kutta-Joukowski	23
ภาพที่ 16	แสดงปีกเครื่องบินที่มีแพนอากาศขนาดบางแยกพิจารณาเป็นสองส่วน คือ ส่วนของแพนอากาศที่มีหน้าตัดสมมาตรและพื้นผิวแรงยก	24
ภาพที่ 17	อิทธิพลของชั้นส่วนเวอร์เท็กซ์ตรงต่อจุด P	25
ภาพที่ 18	อิทธิพลของอีเลเมนต์เวอร์เท็กซ์จริง	26
ภาพที่ 19	วิธีการคำนวณอิทธิพลของเวอร์เท็กซ์จริง โดยการรวมอิทธิพลของชั้นส่วนเวอร์เท็กซ์เส้นตรง	27
ภาพที่ 20	แสดงผังการทำงานของกราฟหาค่าเฉลยเชิงตัวเลข ของอากาศพลศาสตร์แบบไม่คงที่	28
ภาพที่ 21	สัญลักษณ์ของพื้นผิวแรงยกแผ่นบางที่มีการเคลื่อนที่ไม่คงตัว บนเส้นทางการบินไปทางซ้ายมือ	29

สารบัญภาพ (ต่อ)

		หน้า
ภาพที่ 22	แสดงสัญลักษณ์ของอีเลเมนต์เวอร์เทกซ์จริง	29
ภาพที่ 23	แกนเฉื่อยและแกนวัตถุที่ใช้ในการอธิบายการเคลื่อนที่ของวัตถุ	30
ภาพที่ 24	สัญลักษณ์สำหรับอธิบายกระบวนการปลดปล่อยเวก	30
ภาพที่ 25	ลำดับการสแกนอีเลเมนต์พานเนล	31
ภาพที่ 26	การจัดวางตำแหน่งบนปีก จุดมุมของเวกพานเนล (dots) และจุดคอลโลเคชัน (x)	31
ภาพที่ 27	การสร้างเมตริกซ์ฐานนิยม	34
ภาพที่ 28	แสดงแกนอีลาสติก	48
ภาพที่ 29	แผนภาพลำดับการเลือกตำแหน่งจุดเชื่อมสปาร์เสริม	52
ภาพที่ 30	แสดงลักษณะหน้าตัดแพนอากาศและการกำหนดจุดในการสร้างแบบจำลองแพนอากาศแบบกล่องสี่เหลี่ยม	54
ภาพที่ 31	แสดงลักษณะแปลนปีกแบบกล่องสี่เหลี่ยม	55
ภาพที่ 32	แสดงลักษณะปีกสามมิติแบบกล่องสี่เหลี่ยม	55
ภาพที่ 33	แสดงลักษณะแปลนปีก	57
ภาพที่ 34	แสดงลักษณะหน้าตัดแพนอากาศและการกำหนดจุดในการสร้างแบบจำลอง	58
ภาพที่ 35	แสดงลักษณะปีกสามมิติ	58
ภาพที่ 36	แสดงลักษณะ โครงสร้างหลักภายในของปีกเครื่องบิน	59
ภาพที่ 37	แสดงลักษณะ โครงสร้างสปาร์เสริมภายในของปีกเครื่องบิน	59
ภาพที่ 38	แสดงลักษณะ โครงสร้างประกอบภายในของปีกเครื่องบินทั้งหมด	60
ภาพที่ 39	แสดงลักษณะ โครงสร้างของปีกเครื่องบินทั้งหมด	60
ภาพที่ 40	แสดงการขีด โคนปีกเครื่องบินให้ไม่สามารถเคลื่อนที่ได้	61
ภาพที่ 41	แสดงลักษณะการแบ่งอีเลเมนต์ของปีกเครื่องบิน	62
ภาพที่ 42	แสดงตำแหน่งการใส่แรงกระตุ้น	62
ภาพที่ 43	แสดงขอบเขตการเปลี่ยนตำแหน่งจุดร่วมของสปาร์เสริม	64
ภาพที่ 44	แสดงตำแหน่งจุดร่วมของสปาร์เสริมที่จะนำไปพิจารณาในการคำนวณ	64
ภาพที่ 45	แสดงลักษณะการใส่แรงกระตุ้น	65
ภาพที่ 46	แผนภาพแสดงขั้นตอนการปรับเปลี่ยนปัจจัยต่างๆของปีกเครื่องบิน	66
ภาพที่ 47	แสดงแนวการปรับเปลี่ยนขนาดของแรงกระตุ้น	67
ภาพที่ 48	แสดงการปรับเปลี่ยนมุมหลังของปีกเครื่องบิน	67
ภาพที่ 49	แสดงแพนอากาศและตำแหน่งจุดเชื่อมต่อระหว่างสปาร์เสริมของปีกแบบกล่องสี่เหลี่ยม	69
ภาพที่ 50	แสดงลักษณะแปลนปีกของปีกแบบกล่องสี่เหลี่ยม	69

สารบัญภาพ (ต่อ)

	หน้า	
ภาพที่ 51	แสดงลักษณะการใส่แรงกระตุ้นของปีกแบบกล่องสี่เหลี่ยม	70
ภาพที่ 52	แสดงลักษณะโครงสร้างและการแบ่งกรีคิอิลเมนต์ของปีกเครื่องบินแบบกล่องสี่เหลี่ยม	70
ภาพที่ 53	แสดงลักษณะการเปลี่ยนรูปร่างของปีกเครื่องบินแบบกล่องสี่เหลี่ยม	71
ภาพที่ 54	กราฟแสดงค่าความเร็วกระพือและความเร็วเบนออกเมื่อเปลี่ยนขนาดของอิลเมนต์	72
ภาพที่ 55	แสดงลักษณะการเปลี่ยนรูปร่างของปีกเครื่องบินแบบกล่องสี่เหลี่ยม	73
ภาพที่ 56	แสดงการเปลี่ยนแปลงแกนอีลาสติกเมื่อปรับเปลี่ยนขนาดแรงกระตุ้นของปีกแบบกล่องสี่เหลี่ยม	74
ภาพที่ 57	แสดงการเปลี่ยนแปลงแพนอากาศเมื่อปรับเปลี่ยนขนาดของแรงกระตุ้นของปีกแบบกล่องสี่เหลี่ยม	75
ภาพที่ 58	แสดงตำแหน่งจุดเชื่อมต่อระหว่างสปาร์เสริม	77
ภาพที่ 59	แสดงลักษณะการเปลี่ยนรูปร่าง	77
ภาพที่ 60	แสดงลักษณะปีกเครื่องบินสามมิติ	78
ภาพที่ 61	แสดงลักษณะการเปลี่ยนรูปร่างของปีกเครื่องบินในสามมิติ	78
ภาพที่ 62	แสดงแกนอีลาสติกและแกนอากาศพลศาสตร์	79
ภาพที่ 63	กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วกระพือและตำแหน่งจุดเชื่อมต่อของสปาร์เสริม	80
ภาพที่ 64	กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วเบนออกและตำแหน่งจุดเชื่อมต่อของสปาร์เสริม	81
ภาพที่ 65	กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างประสิทธิผลแรงยกและตำแหน่งจุดเชื่อมต่อของสปาร์เสริม	82
ภาพที่ 66	กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างภาระโค้งเคาะและตำแหน่งจุดเชื่อมต่อของสปาร์เสริม	83
ภาพที่ 67	กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเค้นแบบ Von Mises และตำแหน่งจุดเชื่อมต่อของสปาร์เสริม	84
ภาพที่ 68	แสดงการเปลี่ยนแปลงแกนอีลาสติกเมื่อปรับเปลี่ยนขนาดแรงกระตุ้น	85
ภาพที่ 69	แสดงการเปลี่ยนแปลงแพนอากาศเมื่อปรับเปลี่ยนขนาดของแรงกระตุ้น	86
ภาพที่ 70	แสดงตำแหน่งจุดเชื่อมต่อระหว่างสปาร์เสริมของมุมลู่หลัง 10 องศา	88
ภาพที่ 71	แสดงลักษณะปีกเครื่องบินสามมิติของมุมลู่หลัง 10 องศา	88
ภาพที่ 72	แสดงลักษณะการเปลี่ยนรูปร่างของปีกเครื่องบินในสามมิติของมุมลู่หลัง 10 องศา	89
ภาพที่ 73	กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วกระพือและตำแหน่งจุดเชื่อมต่อของสปาร์เสริมของมุมลู่หลัง 10 องศา	89

สารบัญภาพ (ต่อ)

	หน้า	
ภาพที่ 74	กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วเบนออกและตำแหน่งจุดเชื่อมต่อของสปาร์เสริมของมุมลู่อัด 10 องศา	90
ภาพที่ 75	กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างประสิทธิผลแรงยกและตำแหน่งจุดเชื่อมต่อของสปาร์เสริมของมุมลู่อัด 10 องศา	90
ภาพที่ 76	กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าโค้งเคาะและตำแหน่งจุดเชื่อมต่อของสปาร์เสริมของมุมลู่อัด 10 องศา	91
ภาพที่ 77	กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเค้น Von Mises และตำแหน่งจุดเชื่อมต่อของสปาร์เสริมของมุมลู่อัด 10 องศา	91
ภาพที่ 78	แสดงการเปลี่ยนแปลงแกนอีลาสติกเมื่อปรับเปลี่ยนขนาดแรงกระตุ้นของมุมลู่อัด 10 องศา	93
ภาพที่ 79	แสดงการเปลี่ยนแปลงแผนอากาศเมื่อปรับเปลี่ยนขนาดของแรงกระตุ้นของมุมลู่อัด 10 องศา	94
ภาพที่ 80	กราฟแสดงการเปลี่ยนแปลงความเร็วเบนออกและความเร็วกระพือเมื่อปรับเปลี่ยนมุมลู่อัด	95