

49



สำนักวิทยบริการและเทคโนโลยีสารสนเทศ

รายงานการวิจัย

โครงการ

อากาศยานขนาดเล็กสำหรับตรวจสอบที่เกิดเหตุ

Mini-Arial Crime Scene Observer

พัฒนา ปรามอทย์

บุญฤทธิ์ ประสาทแก้ว

ประยุทธ ดวงคล้าย

คณะวิศวกรรมศาสตร์

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลธัญบุรี

ลงทะเบียนวันที่ 24 เม.ย. 2551

เลขทะเบียน.....088229..

เลขบัญชี อพ.
TL
600
พ6970.

โรงเรียน.....
- อจพ.๑๗๗ - ๗๗๗

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้เป็นการวิจัยและออกแบบอากาศยานขนาดเล็ก โดยมีการออกแบบใบพัด ตัวอากาศยาน และอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพในหลายๆลักษณะเปรียบเทียบกัน ทั้งนี้รวมไปถึงการออกแบบสร้างระบบ ร่อนลงจอดโดยอัตโนมัติที่ใช้ระบบอินฟาเรดที่มีชุดไมโครคอนโทรลเลอร์เป็นตัวควบคุม จากการ ออกแบบและทดสอบแสดงให้เห็นว่าค่าความแข็งแรงของใบพัดที่ใช้ในการจับอากาศยานขนาดเล็กนี้ จะ เห็นได้ชัดว่าวัสดุที่ใช้ทำใบพัดที่เป็นไม้นั้นจะให้ค่าความแข็งแรงสูงสุดเมื่อเทียบกับใบพัดที่ทำจาก พลาสติกและใบพัดที่ทำจากสไตโรโฟมเสริมแรง ซึ่งจากผลทางฟิสิกส์ที่แสดงให้เห็นอย่าง ชัดเจนว่าที่จุดยึดใบพัดแต่ละแบบจะมีค่าความเข้มข้นของความเค้นสูงมาก แม้ว่าใบพัดที่ทำจากไม้จะมีค่า ความเค้นที่จุดยึดน้อยกว่าแบบอื่น และมีความคงทนมากกว่าเมื่อถูกแรงภายนอกมากระทำ แต่ตาม ธรรมชาติของไม้จะไวต่อค่าความชื้นในอากาศ ดังนั้นเมื่อค่าความชื้นในอากาศสูง มุมปะทะของใบพัดมี การเปลี่ยนแปลงจากการบิดตัวของไม้ ส่วนสมรรถนะในการบินของอากาศยานแบบต่างๆ แสดงให้เห็นถึง อัตราการใช้พลังงานที่ใช้จับอากาศยาน จะแปรผันตามค่าของน้ำหนักที่เพิ่มขึ้น และจะแปรผกผันกับค่า อัตราความเร็วของลมที่ใช้ในการทดลอง ในส่วนของผลการบันทึกความชัดเจนของสัญญาณภาพจาก อุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพแบบไร้สาย โดยเปรียบเทียบในด้านสัญญาณรบกวนระหว่างคลื่นความถี่ของ อุปกรณ์ที่ใช้บังคับอากาศยาน กับคลื่นความถี่ของอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพแบบไร้สาย โดยเมื่อนำเอาของ สัญญาณภาพมาเปรียบเทียบกับมาตรฐานที่ได้ตั้งไว้ในโปรแกรม มีค่าความผิดเพี้ยนของสัญญาณไม่มากนัก และ ผลการทดลองด้านการควบคุมและสัญญาณตอบสนองจากระบบลงจอดอัตโนมัติ แสดงให้เห็นว่า อัตราการตอบสนองของเซอร์โวมอเตอร์ยังต่ำอยู่เมื่อมีการเปลี่ยนแปลงระนาบของอากาศยานขนาดเล็ก อย่างรวดเร็ว แต่ในด้านความเร็วรอบใบพัดจับสามารถปรับให้มีความเร็วรอบใกล้เคียงตามที่ต้องการได้ เมื่อเปรียบเทียบกับระดับความสูงของตัวอากาศยาน

กิติกรรมประกาศ

งานวิจัยนี้ได้แรงบันดาลใจจากกองวิทยากรตำรวจ และผู้ผลักดันเบื้องต้นให้ข้าพเจ้าเสนอ งานวิจัยนี้คือ รศ.ดร.อิสริย์ ทรราชจัญ โรจน์ รวมทั้งท่านคณบดีคณะวิศวกรรมศาสตร์ที่ได้กระตุ้นให้ บุคลากรในคณะวิศวกรรมศาสตร์ทำงานวิจัยให้มากขึ้นนั่นก็รวมไปถึงตัวของข้าพเจ้าด้วย ซึ่งข้าพเจ้าขอ แสดงความขอบคุณอย่างสูงมา ณ.ที่นี้ด้วย นอกจากนี้ข้าพเจ้าขอขอบคุณครอบครัวของข้าพเจ้าทุกคน สำหรับการสนับสนุนในทุกด้าน ทำให้ข้าพเจ้าฝ่าฟันอุปสรรคได้เป็นอย่างดี และขอขอบคุณอาจารย์และ เจ้าหน้าที่ทุกท่านที่เป็นกำลังใจและมีส่วนร่วมในการทำงานวิจัยนี้

สารบัญ

บทที่ 1	บทนำ	1
1.1	วัตถุประสงค์ของโครงการวิจัย	1
1.2	ขอบเขตโครงการวิจัย	1
1.3	ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ	2
บทที่ 2	ทฤษฎีเกี่ยวกับงานวิจัย	3
2.1	ทฤษฎีเกี่ยวกับใบพัดของเครื่องบินปีกหมุน	3
2.2	ระบบควบคุม	5
2.3	คลื่นวิทยุ	6
2.4	ขบวนการแปลงสัญญาณ	7
2.5	คว่ำส่งและตัวรับ	8
2.6	ไมโครคอนโทรลเลอร์	8
บทที่ 3	วิธีการวิจัย	16
3.1	ขั้นตอนการทดลอง	16
3.2	ขั้นตอนการติดตั้งใบพัดเครื่องบิน	16
3.3	ขั้นตอนการติดตั้งชุดเซอร์โว	19
3.4	ขั้นตอนการติดตั้งชุดต่อโยง	20
3.5	ขั้นตอนการติดตั้งชุดใจโร	20
3.6	ขั้นตอนการติดตั้งเครื่องส่งและรับสัญญาณภาพ	21
3.7	ขั้นตอนการเตรียมงานในด้านระบบลงจอดแบบอัตโนมัติ	22
3.8	อุปกรณ์ที่ใช้ในการทดลอง	23
บทที่ 4	ผลการวิจัย	29
4.1	ผลลัพธ์การคำนวณค่าความแข็งแรงของใบพัดที่ใช้ในการขับอากาศยานขนาดเล็ก	29
4.2	ผลลัพธ์ด้านสมรรถนะการบินของอากาศยานแบบต่างๆ (เฉพาะตัวอากาศยาน)	31
4.3	ผลลัพธ์ด้านสมรรถนะการบินของอากาศยานแบบต่างๆ (ติดตั้งอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพ)	33
4.4	ผลลัพธ์ด้านความชัดเจนของสัญญาณภาพจากอุปกรณ์ส่งสัญญาณแบบไร้สาย	34
4.5	ผลลัพธ์ด้านการควบคุมและสัญญาณคอบสนองจากระบบลงจอดอัตโนมัติ	35

บทที่ 5 สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ	38
5.1 สรุปผลการวิจัย	38
5.2 ข้อเสนอแนะ	39
บรรณานุกรม	40
ภาคผนวก	42

บทที่ 1

บทนำ

เนื่องจากปัจจุบันการเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็วของประชากร และปัจจัยด้านลบหลายๆด้าน ส่งผลโดยตรงทำให้ปริมาณอาชญากรรมและอุบัติเหตุในลักษณะต่างๆ มีอัตราการขยายตัวสูงมากขึ้นตาม ส่งผลทำให้ภาระในการตรวจสอบที่เกิดเหตุของทางเจ้าหน้าที่ตำรวจเพิ่มมากขึ้นด้วย บางครั้งสถานที่เกิดเหตุก็ยากต่อการเดินทางเข้าถึง หรือบางครั้งบริเวณที่เกิดเหตุก็กินเนื้อที่เป็นวงกว้างมากๆ ตัวอย่างเช่น การเกิดเหตุระเบิดขึ้นที่โรงงานผลิตพลูที่จังหวัดอยุธยา ความเสียหายที่เกิดจากอุบัติเหตุที่กินพื้นที่ค่อนข้างมาก ดังนั้นหากมีการใช้เทคโนโลยีในการเก็บภาพในมุมกว้าง จะทำให้การรวบรวมข้อมูลและวิเคราะห์สิ่งแวดล้อมในที่เกิดเหตุมีความถูกต้องแม่นยำยิ่งขึ้น ด้วยเหตุผลดังกล่าวจึงจำเป็นต้องนำเอาเทคโนโลยีสมัยใหม่ มาเป็นตัวช่วยในการปฏิบัติงานของเจ้าหน้าที่ ประกอบกับปัจจุบันทางคณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีราชมงคล ร่วมกับกองวิทยากรตำรวจ ได้ทำการออกแบบรถที่ใช้สำหรับตรวจในที่เกิดเหตุอยู่แล้ว ดังนั้นเพื่อให้เกิดความพัฒนาและความร่วมมือระหว่างหน่วยงานอย่างต่อเนื่อง ทางผู้คิดค้นมีความคิดที่จะนำเสนอการพัฒนาออกแบบอากาศยานขนาดเล็กสำหรับตรวจสอบที่เกิดเหตุ โดยที่มิกกล้องบันทึกภาพให้ความละเอียดของภาพสูงและอุปกรณ์ควบคุมวงจรของกล้อง โดยที่ผู้ใช้งานสามารถที่จะควบคุมการทำงานได้จากระยะไกลได้โดยระบบไร้สาย อุปกรณ์นี้จะทำหน้าที่บันทึกภาพจากระดับความสูงและมุมกล้องที่ต้องการ ขณะเดียวกันก็ส่งสัญญาณภาพกลับมาสู่คอมพิวเตอร์ของผู้ใช้งาน เพื่อทำการประมวลผลและเก็บไว้ใช้เป็นข้อมูลประกอบการพิจารณาที่เกิดเหตุต่อไป

1.1 วัตถุประสงค์ของโครงการวิจัย

1. เพื่อคิดค้น ออกแบบและประดิษฐ์ต้นแบบของอากาศยานขนาดเล็กสำหรับตรวจที่เกิดเหตุ
2. เพื่อช่วยให้เจ้าหน้าที่ผู้ปฏิบัติการ สามารถบันทึกภาพจากมุมสูงหรือในบริเวณที่ยากต่อการตรวจ สอบได้สะดวกยิ่งขึ้น
3. เพื่อเป็นทางเลือกให้กับเจ้าหน้าที่ผู้ปฏิบัติการในการตรวจสอบที่เกิดเหตุ ในเรื่องการนำเอาเทคโนโลยีใหม่ๆเข้ามาเพิ่มประสิทธิภาพในการทำงาน

1.2 ขอบเขตของโครงการวิจัย

1. อากาศยานขนาดเล็กที่มีขนาดไม่เกิน 100 เซนติเมตร X 100 เซนติเมตร ที่มีการติดตั้งกล้องวีดีโอดิจิตอลบันทึกภาพ
2. การควบคุมอากาศยานขนาดเล็กและกล้องวีดีโอดิจิตอลเป็นแบบไร้สาย โดยมีระยะในการควบคุมไม่เกิน 100 เมตร
3. มุมของกล้องวีดีโอดิจิตอลสามารถปรับได้ตามความเหมาะสมในการเก็บภาพ พร้อมกับมีการส่งสัญญาณภาพแบบไร้สายมาให้กับคอมพิวเตอร์ของผู้ใช้งาน

1.3 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

1. เป็นการพัฒนาเครื่องต้นแบบให้สามารถใช้งานได้อย่างมีประสิทธิภาพ
2. เป็นทางเลือกให้กับหน่วยงานอื่นที่ต้องใช้งานเรื่องการตรวจการหรือสอคนแนม เช่น หน่วย

ปฏิบัติ การของทหาร

3. ช่วยส่งเสริมและพัฒนาประเทศ ในด้านการพึ่งพาและพัฒนาเทคโนโลยีขึ้นมาใช้เองได้อีกทาง
หนึ่ง

4. ได้เผยแพร่ผลงานวิจัยให้แก่ทางกองวิชาการตำรวจ และหน่วยงานราชการที่สนใจ

บทที่ 1

บทนำ

เนื่องจากปัจจุบันการเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็วของประชากร และปัจจัยด้านลบหลายๆด้าน ส่งผลโดยตรงทำให้ปริมาณอาชญากรรมและอุบัติเหตุในลักษณะต่างๆ มีอัตราการขยายตัวสูงมากขึ้นตาม ส่งผลทำให้ภาระในการตรวจสอบที่เกิดเหตุของทางเจ้าหน้าที่ตำรวจเพิ่มมากขึ้นด้วย บางครั้งสถานที่เกิดเหตุก็ยากต่อการเดินทางเข้าถึง หรือบางครั้งบริเวณที่เกิดเหตุก็กินเนื้อที่เป็นวงกว้างมากๆ ตัวอย่างเช่น การเกิดเหตุระเบิดขึ้นที่โรงงานผลิตพลูที่จังหวัดอยุธยา ความเสียหายที่เกิดจากอุบัติเหตุที่กินพื้นที่ค่อนข้างมาก ดังนั้นหากมีการใช้เทคโนโลยีในการเก็บภาพในมุมกว้าง จะทำให้การรวบรวมข้อมูลและวิเคราะห์สิ่งแวดล้อมในที่เกิดเหตุมีความถูกต้องแม่นยำยิ่งขึ้น ด้วยเหตุผลดังกล่าวจึงจำเป็นต้องนำเอาเทคโนโลยีสมัยใหม่ มาเป็นตัวช่วยในการปฏิบัติงานของเจ้าหน้าที่ ประกอบกับปัจจุบันทางคณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีราชมงคล ร่วมกับกองวิทยากรตำรวจ ได้ทำการออกแบบبردที่ใช้สำหรับตรวจในที่เกิดเหตุอยู่แล้ว ดังนั้นเพื่อให้เกิดความพัฒนาและความร่วมมือระหว่างหน่วยงานอย่างต่อเนื่อง ทางผู้คิดค้นมีความคิดที่จะนำเสนอการพัฒนาออกแบบอากาศยานขนาดเล็กสำหรับตรวจสอบที่เกิดเหตุ โดยที่มีกล้องบันทึกภาพให้ความละเอียดของภาพสูงและอุปกรณ์ควบคุมวงจรของกล้อง โดยที่ผู้ใช้งานสามารถที่จะควบคุมการทำงานได้จากระยะไกลได้โดยระบบไร้สาย อุปกรณ์นี้จะทำหน้าที่บันทึกภาพจากระดับความสูงและมุมกล้องที่ต้องการ ขณะเดียวกันก็ส่งสัญญาณภาพกลับมาสู่คอมพิวเตอร์ของผู้ใช้งาน เพื่อทำการประมวลผลและเก็บไว้ใช้เป็นข้อมูลประกอบการพิจารณาที่เกิดเหตุต่อไป

1.1 วัตถุประสงค์ของโครงการวิจัย

1. เพื่อคิดค้น ออกแบบและประดิษฐ์ต้นแบบของอากาศยานขนาดเล็กสำหรับตรวจที่เกิดเหตุ
2. เพื่อช่วยให้เจ้าหน้าที่ผู้ปฏิบัติการ สามารถบันทึกภาพจากมุมสูงหรือในบริเวณที่ยากต่อการตรวจ สอบได้สะดวกยิ่งขึ้น
3. เพื่อเป็นทางเลือกให้กับเจ้าหน้าที่ผู้ปฏิบัติการในการตรวจสอบที่เกิดเหตุ ในเรื่องการนำเอาเทคโนโลยีใหม่ๆเข้ามาเพิ่มประสิทธิภาพในการทำงาน

1.2 ขอบเขตของโครงการวิจัย

1. อากาศยานขนาดเล็กที่มีขนาดไม่เกิน 100 เซนติเมตร X 100 เซนติเมตร ที่มีการติดตั้งกล้องวีดีโอดิจิตอลบันทึกภาพ
2. การควบคุมอากาศยานขนาดเล็กและกล้องวีดีโอดิจิตอลเป็นแบบไร้สาย โดยมีระยะในการควบคุมไม่เกิน 100 เมตร
3. มุมของกล้องวีดีโอดิจิตอลสามารถปรับได้ตามความเหมาะสมในการเก็บภาพ พร้อมกับมีการส่งสัญญาณภาพแบบไร้สายมาให้กับคอมพิวเตอร์ของผู้ใช้งาน

1.3 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

1. เป็นการพัฒนาเครื่องต้นแบบให้สามารถใช้งานได้อย่างมีประสิทธิภาพ
2. เป็นทางเลือกให้กับหน่วยงานอื่นที่ต้องใช้งานเรื่องการตรวจการหรือสอคนแนม เช่น หน่วย

ปฏิบัติ การของทหาร

3. ช่วยส่งเสริมและพัฒนาประเทศ ในด้านการพึ่งพาและพัฒนาเทคโนโลยีขึ้นมาใช้เองได้อีกทาง
หนึ่ง

4. ได้เผยแพร่ผลงานวิจัยให้แก่ทางกองวิชาการตำรวจ และหน่วยงานราชการที่สนใจ

บทที่ 2 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับงานวิจัย

2.1 ทฤษฎีเกี่ยวกับใบพัดของเครื่องบินปีกหมุน

ทฤษฎีของใบพัดนี้จะใช้การสมมุติแนวเส้นการยกตัว (lifting-line) โดยจะสมมติให้โหนดที่ดิสก์จับมีค่าน้อย สมมติว่าไม่เกิดการสทอล และไม่คิดผลจากคุณสมบัติของการอัดตัวของอากาศ เพื่อให้การวิเคราะห์นั้นทำได้สะดวก รูปด้านล่างได้กำหนดรูปทรง ความเร็ว และแรงที่เกิดขึ้นกับหน้าตัดของใบพัด ใบพัดจะมีมุมพิทช์ (pitch angle) θ โดยวัดจากระนาบการหมุนไปยังแนวเส้นการยกตัว ความเร็วของลมที่ปะทะกับใบพัดแบ่งออกเป็นสองส่วน คือ u_T และ u_P ก็คือองค์ประกอบในแนวสัมผัส และองค์ประกอบในแนวตั้งฉากตามลำดับ ขนาดของความเร็ว และมุมปะทะของลมสามารถคำนวณได้จาก

$$U = \sqrt{u_T^2 + u_P^2} \quad (2.1)$$

$$\phi = \tan^{-1}\left(\frac{u_P}{u_T}\right) \quad (2.2)$$

ส่วนมุมปะทะทางแอโรไดนามิกส์ของใบพัดคือ $\alpha = \theta - \phi$ โดยลมที่ไปปะทะกับใบพัดนั้นจะทำให้เกิดแรงยก L และแรงฉุด D โดยแรงหนึ่งจะตั้งฉาก และอีกแรงหนึ่งจะขนานกับแนวของความเร็วความเร็วลม U ส่วนองค์ประกอบของแรงแอโรไดนามิกส์ ในแนวตั้งฉากและ แนวขนาน กับระนาบของดิสก์ คือ F_z และ F_x แรงที่กระทำกับหน้าตัดของใบพัดสามารถเขียนให้อยู่ในเทอมของแรงยกและแรงฉุดได้ดังนี้

$$L = \frac{1}{2} \rho U^2 c c_l \quad (2.3)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho U^2 c c_d \quad (2.4)$$

ซึ่ง ρ เป็นค่าความหนาแน่นของอากาศ และ c เป็นค่าความยาวคอร์ดของใบพัด และโดยทั่วไปค่าสัมประสิทธิ์ของหน้าตัด c_l และ c_d เป็นฟังก์ชันที่ซับซ้อน ที่เกี่ยวข้องกับมุมการปะทะ ค่ามัคนัมเบอร์ และตัวแปรอื่นๆ แต่ในกรณีนี้จะเลือกใช้เฉพาะรูปแบบพื้นฐานเท่านั้น สมการข้างต้นสามารถจัดรูปให้อยู่ในรูปของแรงทางแอโรไดนามิกส์ในแนวตั้งฉาก และแนวขนานกับระนาบของดิสก์ ได้ดังนี้

$$F_z = L \cos \phi - D \sin \phi \quad (2.5)$$

$$F_x = L \sin \phi + D \cos \phi \quad (2.6)$$

สุดท้าย แรงผลักดัน แรงบิด และ กำถัง ในเชิงเอเลเมนต์ ที่เกิดขึ้นกับ ใบพัดจะสามารถคิดได้เป็น

$$dT = NF_z dr \quad (2.7)$$

$$dQ = NF_x r dr \quad (2.8)$$

$$dP = \Omega dQ = NF_x \Omega r dr \quad (2.9)$$

ค่า N เป็นจำนวนของใบพัด แรงทั้งหมดที่เกิดขึ้นกับแกนหมุน สามารถหาได้จากการอินทิเกรตจากช่วงยาวของใบพัด เริ่มจากโคนใบพัดไปยังปลายใบพัด

สำหรับแกนหมุนในขณะที่กำลังยกตัวหรือบินในแนวตั้งนั้น องค์ประกอบความเร็วในแนวตั้งฉากจะประกอบไปด้วยค่าความเร็วในการไต่ระดับ V ค่าความเร็วในการเคลื่อนที่ v ในขณะที่ความเร็วในแนวระนาบ u_T จะเกิดขึ้นจากการหมุนของใบพัดด้วยอัตราเร็วเชิงมุม Ω เท่านั้น สรุปคือค่า $u_p = V + v$ และค่า $u_T = \Omega r$ จากสมมติฐานที่ว่าดิสก์ขั้วของเฮลิคอปเตอร์มีค่าโหลดที่น้อย ซึ่งจะทำให้ค่าอัตราการไหลเข้าปะทะ $\lambda = (V + v)/\Omega R$ มีค่าน้อยด้วย นอกจากนั้นค่าอัตราส่วนความเร็ว $u_p/u_T = (V + v)/\Omega r = \lambda(R/r)$ ก็จะมีค่าน้อยตลอดทั้งใบยกเว้นตำแหน่งโคนใบ แต่ก็ไม่ส่งผลกระทบต่อในการคำนวณ เพราะว่าความดันไดนามิกส์ในตำแหน่งนั้นมีค่าน้อย ซึ่งจะมีผลทำให้ไม่คิดค่าโหลดในตำแหน่งนั้นอยู่แล้ว ดังนั้นการสมมติให้มุมมีค่าน้อยๆ นั้นเหมาะสมกับแกนขั้วของเฮลิคอปเตอร์ กล่าวคือมีค่าน้อยกว่าหนึ่งมากๆ หรือ $\phi, \theta, \alpha \ll 1$ ซึ่งมีผลทำให้ $\phi \cong u_p/u_T, \cos \phi \cong 1, \sin \phi \cong \phi$ และ $U \cong u_T$ ส่วนสมมติฐานต่อไปมา คือการไม่คิดว่าเกิดการสทอลและไม่คิดผลจากการอัดตัวของอากาศ ดังนั้นค่าสัมประสิทธิ์ของแรงยกจะมีความสัมพันธ์แบบเชิงเส้นกับค่ามุมปะทะของอากาศ: $c_l = \alpha a$ ในที่นี้ค่า a คือค่าความลาดเอียงของเส้นโค้งของแรงยกของใบพัดที่คิดในลักษณะสองมิติ (โดยปกติถ้ารวมผลกระทบจากการไหลแล้ว ค่า $a = 5.7$) สุดท้ายสมการของแรงที่กระทำใบพัดก็จะกลายเป็น

$$L \cong \frac{1}{2} \rho u_T^2 c a \left(\theta - \frac{u_p}{u_T} \right) \quad (2.10)$$

$$D \cong \frac{1}{2} \rho u_T^2 c c_d \quad (2.11)$$

และสมการ

$$dT \cong N L dr \quad (2.12)$$

$$dQ \cong N(L\phi + D)r dr \quad (2.13)$$

หลังจากนั้น ตัวแปรทั้งหมดจะถูกจัดนำมารวมกลุ่มให้กลายเป็นตัวแปรไร้มิติ และทำนอมอลไลซ์ โดยให้อ้างอิงกับความหนาแน่นของอากาศ ความเร็วรอบโรเตอร์ และ รัศมีของโรเตอร์ คือ ρ, Ω และ R นั่นเอง ซึ่งในรูปแบบของสัมประสิทธิ์ ลักษณะหน้าตัดของใบพัด ที่เป็นปัจจัยกระทบสำคัญกับ แรงผลักแกนโรเตอร์และ กำลังของโรเตอร์คือ

$$dC_T = \frac{\sigma a}{2}(\theta u_T^2 - u_T u_P) dr \quad (2.14)$$

$$dC_P = dC_a = \left[\frac{\sigma a}{2}(\theta u_T u_P - u_P^2) + \frac{\sigma c_d}{2} u_T^2 \right] r dr \quad (2.15)$$

$$= \left[\frac{\sigma a}{2}(\theta r \lambda - \lambda^2) + \frac{\sigma c_d}{2} r^2 \right] r dr \quad (2.16)$$

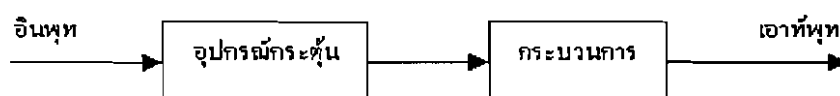
โดยที่ $\lambda = (V+v)/\Omega R$ คืออัตราการไหลเข้า และ $\sigma = Nc/\pi R$ คือค่าอัตราความแข็ง ซึ่งโดยทั่วไปจะเป็นฟังก์ชันของรัศมี ยกเว้นในกรณีที่ใบพัดที่มีความยาวคอรัดคงที่ สำหรับโรเตอร์ทุกๆ ใบ ค่าสมการข้างต้นสามารถหาได้โดยการอินทิเกรตเชิงตัวเลขโดยคิดตลอดความยาวของใบพัด แต่การวิเคราะห์ปกติก็สามารถใช้ได้ หากมีการกำหนดหรือสมมติค่าบางอย่างก่อนการคำนวณ เช่น การไหลเข้าเป็นลักษณะสม่ำเสมอ ความยาวคอรัดคงที่ และค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านคงที่ เป็นต้น

2.2 ระบบควบคุม

ระบบควบคุมคือส่วนประกอบหลายๆ ส่วนต่อเชื่อมกันขึ้นเป็นระบบที่จะให้การตอบสนองตามที่เราต้องการพื้นฐานของการวิเคราะห์ระบบ จะมีพื้นฐานจากทฤษฎีระบบเชิงเส้นซึ่งจะแสดงความสัมพันธ์ของอินพุตและเอาต์พุตหรือการตอบสนอง ดังนั้นส่วนประกอบหรือกระบวนการ (Process) ที่เราต้องการที่จะควบคุม สามารถแทนด้วย บล็อก (block) ส่วนอินพุตและเอาต์พุตของระบบมักจะแทนด้วยสัญญาณ โดยสัญญาณอินพุตจะเป็นส่วนสำคัญของผลลัพธ์หรือเอาต์พุตระบบควบคุมสามารถแบ่งออกเป็นประเภทใหญ่ๆ ตามลักษณะการทำงานได้เป็น 2 แบบ คือ

1. ระบบควบคุมแบบเปิด (Open Loop Control System)

เป็นการใช้อุปกรณ์ (Controller) หรือ อุปกรณ์ส่งกำลัง (Control Actuator) เพื่อให้ได้การตอบสนองตามที่เรต้องการ โดยไม่ต้องนำผลการตอบสนองของระบบเข้ามาสู่การพิจารณา ลักษณะของระบบควบคุมแบบเปิดแสดงในรูปที่ 2.1

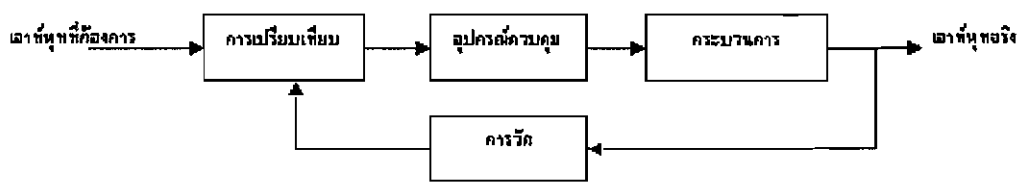


รูปที่ 2.1 ระบบควบคุมแบบเปิด

2. ระบบควบคุมแบบปิด หรือ ระบบควบคุมแบบป้อนกลับ (Closed Loop or Feedback Control System)

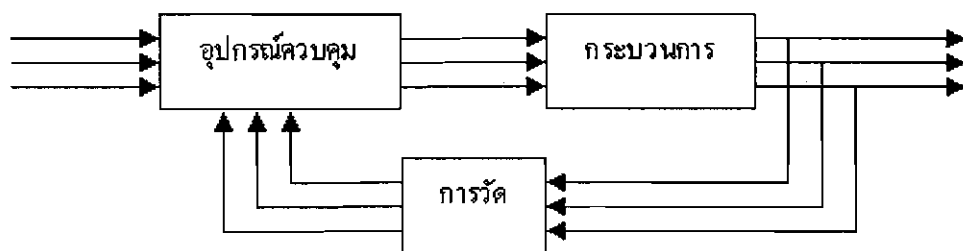
ระบบควบคุมแบบป้อนกลับจะแตกต่างจากระบบควบคุมแบบเปิดก็คือมีการนำเอาผลที่ได้จากกระบวนการกลับเข้ามาเป็นส่วนหนึ่งของข้อมูล ที่จะส่งเข้าไปเป็นอินพุตที่จะให้กับระบบ การที่เราจะทราบค่าเอาต์พุตได้เราจะต้องมีการวัดข้อมูลของเอาต์พุต เมื่อเราทราบค่าเอาต์พุตแล้วเราก็จะนำค่า

เอาต์พุตที่ได้ไปเปรียบเทียบกับเอาต์พุตที่เราต้องการจากระบบ จากนั้นความแตกต่างระหว่างเอาต์พุตที่ต้องการและเอาต์พุตที่แท้จริงจะได้รับการส่งต่อไปสู่อุปกรณ์ควบคุม แล้วส่งต่อเป็นอินพุตเข้าสู่ระบบ เพื่อให้ความแตกต่างของเอาต์พุตที่ต้องการและเอาต์พุตที่แท้จริงลดลงเรื่อยๆจนกระทั่งไม่มีความแตกต่างระหว่างค่าทั้งสอง ดังนั้นเราก็จะได้ว่า ค่าเอาต์พุตของระบบเป็นไปตามต้องการ ระบบควบคุมแบบป้อนกลับแสดงในรูปที่ 2.2 สำหรับหลักการของการป้อนกลับที่ได้อธิบายไปแล้วนี่ถือว่าเป็นพื้นฐานของการวิเคราะห์และออกแบบระบบควบคุมอัตโนมัติ ที่ใช้กันอยู่ในปัจจุบัน



รูปที่ 2.2 ระบบควบคุมแบบป้อนกลับ

สำหรับระบบควบคุมหนึ่งๆนั้นอาจจะมีพารามิเตอร์หรือตัวแปรที่ต้องการจะควบคุมมากกว่าหนึ่งพารามิเตอร์ซึ่งระบบควบคุมดังกล่าวเป็นระบบที่มีความซับซ้อนมากยิ่งขึ้นแต่หลักการของระบบควบคุมก็จะเหมือนเดิม คือ ทุกตัวแปรที่เราต้องการควบคุมจะต้องมีการวัดค่าที่ได้จากเอาต์พุต และนำมาเปรียบเทียบกับค่าที่เราต้องการของตัวแปรตัวนั้นๆสำหรับระบบควบคุมหลายตัวแปร (Multivariable Control System) จะมีลักษณะดังในรูปที่ 2.3



รูปที่ 2.3 ระบบควบคุมหลายตัวแปร

2.3 คลื่นวิทยุ

คลื่นวิทยุ หมายถึง คลื่น แม่เหล็กไฟฟ้าความถี่ต่ำกว่า 3000 GHz ลงมาแพร่กระจายในอากาศโดยปราศจากสิ่งนำเทียบ คลื่นจะเดินทางเป็นเส้นตรงโดยมีทิศทางตั้งฉากกับสนามแม่เหล็กไฟฟ้า มีความเร็วเท่าแสง (3×10^8 เมตร/วินาที) เดินทางผ่านสุญญากาศได้ และหักเหได้ ความยาวคลื่น wave length คือ อัตราส่วนระหว่างความเร็วในการเคลื่อนที่ของคลื่นต่อความถี่คลื่นแฮตเซียน หมายถึง คลื่นแม่เหล็กไฟฟ้าที่มีความถี่ 10 กิโลไซเคิลต่อวินาที และ 3,000,000 เมกกาไซเคิลต่อวินาทีคลื่นความถี่ระบบ FM ส่วนใหญ่จะมีการแผ่กระจายคลื่นแบบ คลื่นดิน (ground wave) คลื่นความถี่วิทยุระบบ AM ที่ความถี่ 525-1605 kHz

ซึ่งอยู่ในย่าน MF คลื่นความถี่ระบบ HF หมายถึงย่านความถี่ 3 MHz-30MHz เป็นคลื่นที่แผ่กระจายแบบคลื่นฟ้า (sky wave) คือคลื่นจะแผ่สะท้อนชั้นบรรยากาศชั้นไอโอโนสเฟียร์และกลับลงมาสู่พื้นโลก ดังนั้น ส่วนโค้งของโลกจึงไม่เป็นอุปสรรคในการติดต่อคลื่นความถี่ระบบ VHF หมายถึงย่านความถี่ 30 MHz-300MHz เป็นคลื่นที่แผ่กระจายแบบคลื่นอวกาศ (space wave) ซึ่งย่านความถี่วิทยุสมัครเล่น 144-146 MHz จะใช้การแผ่กระจายคลื่นแบบนี้ ความถี่ระบบ VHF มีอุปสรรคคือภูมิประเทศหากต้องการให้รับหรือส่งได้ไกลต้องเพิ่มความสูงของสายอากาศและเพิ่มความไวของเครื่องรับคลื่นความถี่ระบบ FM ใช้ที่ความถี่ 88-108 MHz ซึ่งอยู่ในย่าน VHF คลื่นความถี่ระบบ UHF หมายถึงย่านความถี่ 300 MHz-3GHz แผ่กระจายคลื่นแบบคลื่นตรง (direct wave) และคลื่นสะท้อน (reflected wave) วัตถุที่คลื่นวิทยุเดินทางผ่านยากที่สุดคือ โลหะแบบ Simplex การติดต่อสื่อสารโดยวิธีการผลัดการรับ-ส่ง และใช้ความถี่เดียวกันกับ Duplex การติดต่อสื่อสารโดยการใช้ 2 ความถี่ พูดได้ตอบสวนทางกันได้ทันที ไม่ต้องผลัดกันรับและส่ง Semi duplex การติดต่อสื่อสารโดย repeater ใช้ 2 ความถี่ เครื่องรับส่งวิทยุใช้ 1 ความถี่

2.4 ขบวนการแปลงสัญญาณ

1. การแปลงสัญญาณจากอนาลอกเป็นดิจิทัล (Analog-to-digital converter)

ขบวนการแปลงสัญญาณแบบอนาลอกทูดิจิตอล เป็นกระบวนการอิเล็กทรอนิกส์ ที่สัญญาณแปรผันต่อเนื่อง (analog) ได้รับการแปลงให้เป็นสัญญาณดิจิทัลโดยไม่มี การลบข้อมูลสำคัญ สิ่งที่น่าเข้า ADC ประกอบด้วย ความต่างศักย์ (voltage) ที่แปรผันระหว่างค่าทางทฤษฎี เช่น คลื่น sine ซึ่งเป็นรูปแบบคลื่นที่แสดงการพูดของคน และรูปแบบสัญญาณกล้องโทรทัศน์แบบดั้งเดิม ผลลัพธ์ของ ADC มีลักษณะตรงข้ามคือ กำหนดระดับหรือสถานะ ตัวเลขของสถานะมักจะเป็นการยกกำลังของ 2 คือ 2, 4, 8, 16 เป็นต้น สัญญาณดิจิทัลพื้นฐานมี 2 สถานะและเรียกว่า binary ตัวเลขทั้งหมดสามารถแสดงในรูปของไบนารี ในฐานะข้อความของ หนึ่งและศูนย์ สัญญาณดิจิทัล แพร่ได้มีประสิทธิภาพมากกว่าสัญญาณอะนาล็อก ใหญ่กว่าเพราะ digital impulse ซึ่งกำหนดได้และมีลำดับ ทำให้ง่ายกับวงจรอิเล็กทรอนิกส์ในกำจัดสิ่งรบกวน (noise) สิ่งนี้เป็นข้อได้เปรียบสำคัญของโหมดดิจิทัลในด้านโทรคมนาคม คอมพิวเตอร์ "พูด" และ "คิด" ในรูปแบบข้อมูลไบนารี ไมโครโพรเซสเซอร์สามารถวิเคราะห์ข้อมูลอะนาล็อกโดยการแปลงข้อมูลให้เป็นรูปแบบดิจิทัลจากคอมพิวเตอร์เพื่อทำให้สามารถประมวลผลได้ไม่เต็ม โทรศัพท์เป็นแบบฉบับการใช้ ADC ในการแปลงสัญญาณเสียงนำเข้ามาจากสายโทรศัพท์ให้เป็นสัญญาณที่คอมพิวเตอร์สามารถเข้าใจได้ในระบบการประมวลผลสัญญาณดิจิทัล ADC มีความจำเป็น ถ้าสัญญาณนำเข้ามาเป็นอะนาล็อก

2. การแปลงสัญญาณจากขบวนการแปลงสัญญาณแบบดิจิทัลเป็นอนาลอก (Digital-to-analog converter)

ขบวนการแปลงสัญญาณแบบดิจิทัลทูอนาลอก เป็นกระบวนการซึ่งสัญญาณมีการกำหนดระดับหรือสถานะจำนวนหนึ่ง (ปกติ คือ 2 สถานะ) หรือสัญญาณดิจิทัล ให้เป็นสัญญาณที่ไม่จำกัดจำนวนของสถานะ หรือสัญญาณอะนาล็อก ตัวอย่างเบื้องต้น คือ กระบวนการของโมเด็มในการแปลง

ข้อมูลคอมพิวเตอร์ เป็นความถี่เสียง (audio frequency หรือ AF) ให้สามารถส่งผ่านสายโทรศัพท์ twisted pair ในวงจรที่ทำงานให้กับฟังก์ชันนี้ เรียกว่า DAC โดยพื้นฐาน digital-to-analog conversion ตรงข้ามกับ analog-to-analog conversion ในกรณีส่วนมากถ้า ADC วางอยู่ในวงจรการสื่อสารต่อจาก DAC สัญญาณดิจิทัลส่งออก จะตรงกับสัญญาณอนาล็อกนำเข้า ในกรณีที่ DAC วางอยู่ในวงจรต่อจาก ADC สัญญาณอนาล็อกส่งออกจะเป็นตรงกับสัญญาณอนาล็อกนำเข้าสัญญาณดิจิทัล แบบ binary จะปรากฏเป็นข้อความขนาดยาว ของ 1 และ 0 ซึ่งจะไม่มีมีความหมายต่อการอ่าน แต่เมื่อ DAC ใช้ถอดรหัสสัญญาณดิจิทัลแบบ binary จึงปรากฏผลลัพธ์ที่มีความหมาย ซึ่งอาจจะเป็น เสียง ภาพ เสียงดนตรี และกลไกการเคลื่อนที่ทั้ง DAC และ ADC มีความสำคัญในการประยุกต์ บางอย่างของการประมวลผลสัญญาณดิจิทัล ความฉลาดหรือว่าความซื่อตรง ของสัญญาณอนาล็อก สามารถปรับปรุงโดยการแปลงการนำเอาอนาล็อก ในรูปดิจิทัล โดยใช้ ADC และปรับปรุงสัญญาณดิจิทัล แล้วจึงแปลงสัญญาณดิจิทัล "ที่ทำความสะอาดแล้ว" กลับไปเป็นสัญญาณอนาล็อกด้วย DAC

2.5 ตัวส่งและตัวรับ

ทรานสดิวเซอร์แบบเปียโซอิเล็กทริกที่ใช้สารเซรามิก(หรือที่ผู้ผลิตบางรายเรียกว่าอูลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์แบบเซรามิก) จะมีอยู่ 2 อย่าง คือ ตัวส่ง (Transmitter) และ ตัวรับ (Receiver) ตัวส่ง ก็คืออูลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์ที่ถูกออกแบบเจาะจงมาให้แปลงสัญญาณไฟฟ้าที่ให้แก่ตัวมัน ให้ออกมาเป็นคลื่นเสียงย่านอูลตราโซนิค หน้าที่ของตัวส่งจึงคล้าย ๆ กับเป็นลำโพง ตัวรับก็คืออูลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์ ที่ถูกออกแบบเจาะจงมาให้แปลงคลื่นเสียงย่านอูลตราโซนิคที่มาตกกระทบตัวมันให้ออกมาเป็นสัญญาณไฟฟ้าหน้าที่ของตัวรับจึงคล้ายๆกับเป็นไมโครโฟน ด้วยเหตุนี้เวลาเขียนสัญลักษณ์ของอูลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์จึงนิยมเขียนตามหน้าที่ของมันคือถ้าเป็นตัวส่งก็เขียนสัญลักษณ์เป็นลำโพง ถ้าเป็นตัวรับก็เขียนสัญลักษณ์เป็นไมโครโฟน

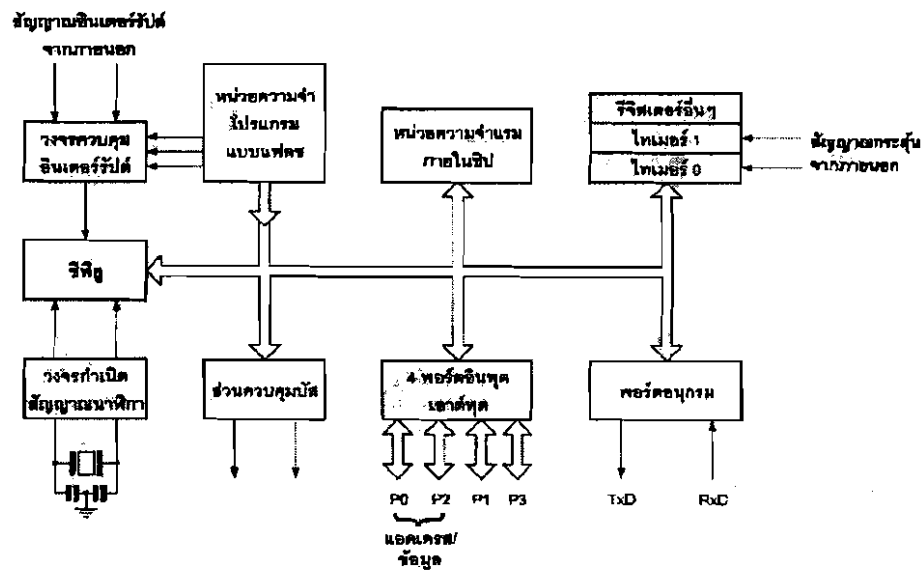
อูลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์แบบเซรามิกที่มีจำหน่ายกันจะมีค่าความถี่เรโซแนนซ์ให้เลือกตั้งแต่ 23 KHz ขึ้นไปจนถึง 40 KHz แต่ที่พบเห็นกันบ่อยก็มี 23 KHz, 25 KHz, และ 40 KHz โดยความถี่ 40 KHz เป็นรุ่นที่นิยมใช้กันมากที่สุดเพราะมีทิศทางดีกว่า

2.6 ไมโครคอนโทรลเลอร์ (Microcontroller)

ไมโครคอนโทรลเลอร์ เป็นอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์แบบหนึ่ง ที่รวมเอาการประมวลผล หน่วยคำนวณทางคณิตศาสตร์และลอจิก วงจรรับสัญญาณอินพุต วงจรขับสัญญาณเอาต์พุต หน่วยความจำ วงจรกำเนิดสัญญาณนาฬิกาไว้ด้วยกัน ทำให้สามารถนำไปใช้งานแทนวงจรอิเล็กทรอนิกส์ที่ซับซ้อนได้เป็นอย่างดี ช่วยลดจำนวนอุปกรณ์และขนาดของระบบในขณะที่ขีดความสามารถสูงขึ้น ภายใต้งบประมาณที่เหมาะสม

ไมโครคอนโทรลเลอร์มาจากคำ 2 คำรวมกันคือ "ไมโคร" ซึ่งหมายถึงไมโครโปรเซสเซอร์ (microprocessor) ซึ่งเป็นอุปกรณ์ประมวลผลขนาดเล็ก ภายในประกอบด้วย หน่วยประมวลผลกลาง

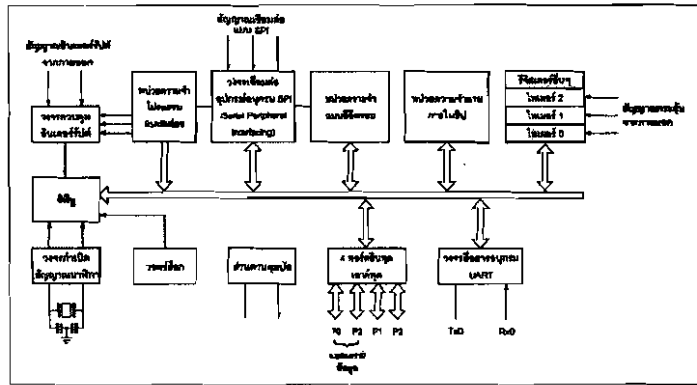
(CPU: Central processing unit) หน่วยคำนวณทางคณิตศาสตร์และลอจิก (ALU:ArithmeticLogic) วงจรเชื่อมต่อนหน่วยความจำและวงจรสัญญาณนาฬิกาอีกคำหนึ่งคือคำว่า “คอนโทรลเลอร์” หรืออุปกรณ์ควบคุม ดังนั้นไมโครคอนโทรลเลอร์จึงเป็นอุปกรณ์ที่ใช้ในการควบคุม โดยที่สามารถเขียน โปรแกรมกำหนดรูปแบบการควบคุมได้อย่างอิสระ



รูปที่ 2.4 โครงสร้างพื้นฐานของไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51
แบบแฟลชในอนุกรม AT89Cxx

ในรูปที่ 2.4 แสดงโครงสร้างของไมโครโปรเซสเซอร์ซึ่งประกอบด้วยหน่วยประมวลผลกลาง การคำนวณทางคณิตศาสตร์และลอจิกบัสข้อมูลและแอดเดรสสำหรับติดต่อกับหน่วยความจำภายนอกและการกำเนิดสัญญาณนาฬิกานั้นหมายความว่า การใช้งานไมโครโปรเซสเซอร์จะต้องเชื่อมต่อกับหน่วยความจำภายนอก และถ้าหากต้องการเชื่อมต่ออุปกรณ์อินพุตและเอาต์พุต ต้องอาศัยอุปกรณ์ที่เรียกว่า ไอซี ขยายพอร์ต (Expander) ทำให้การสร้างระบบควบคุมจึงต้องการอุปกรณ์จำนวนมาก ส่งผลให้ขนาดของระบบใหญ่เกินไป

ในรูปที่ 2.5 แสดงโครงสร้างของไมโครคอนโทรลเลอร์ จะเห็นได้อย่างชัดเจนว่า ภายในคอนโทรลเลอร์มีอุปกรณ์พื้นฐานเหมือนกับไมโครโปรเซสเซอร์ หากแต่จะบรรจุหน่วยความจำโปรแกรม หน่วยความจำข้อมูล และพอร์ตอินพุตเอาต์พุตไว้ภายในพร้อมสรรพ ผู้ใช้งานจึงเพียงแต่เขียนโปรแกรมควบคุมไมโครคอนโทรลเลอร์ แล้วต่ออุปกรณ์ที่ใช้ในการสร้างวงจร กำเนิดสัญญาณนาฬิกา อาทิ คริสตัล เป็นต้น สุดท้ายเชื่อมต่อกับอุปกรณ์อินพุตเข้ากับขาพอร์ต เพียงเท่านี้ก็สามารถใช้งานได้ โดยรายละเอียดขององค์ประกอบต่างๆ ของไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ใช้สามารถพิจารณาได้ดังต่อไปนี้



รูปที่ 2.5 โครงสร้างพื้นฐานของไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51
แบบแฟลชในอนุกรม AT89Sxx

1. การใช้งานเป็นพอร์ตอินพุต

เนื่องจากพอร์ตทั้งหมดของไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS - 51 แบบแฟลชสามารถเป็นได้ทั้งอินพุตและเอาต์พุต ดังนั้นจึงมีความจำเป็นอย่างยิ่งต้องทำความเข้าใจถึงการกำหนดลักษณะการทำงานให้แก่พอร์ตของไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS - 51 แบบแฟลช

ในการกำหนดให้เป็นพอร์ตอินพุต ต้องเริ่มต้นด้วยการเขียนข้อมูล “ 1 ” มาที่แต่ละบิตของพอร์ตที่ต้องการใช้งานเป็นอินพุต เพื่อหยุดการทำงานของแฟลชที่ใช้ในการจับสัญญาณเอาต์พุตของบิตนั้นๆ ทำให้ขาสัญญาณของพอร์ตเชื่อมต่อกับวงจรพูลอัพภายในโดยตรง ส่งผลให้ขาพอร์ตนั้นมีลอจิกเป็น “ 1 ” สามารถรับสัญญาณลอจิก “ 0 ” จากอุปกรณ์ภายนอกได้ง่าย สัญญาณข้อมูลจากอุปกรณ์ภายนอกจะถูกส่งเข้ามาแล้วเก็บไว้ในวงจรบัฟเฟอร์ภายในพอร์ต แล้วรอให้ซีพียูมาอ่านค่าเข้าไปเมื่อเป็นเช่นนี้อุปกรณ์ภายนอกที่เชื่อมต่อกับพอร์ตอินพุตของไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS - 51 แบบแฟลชควรกำหนดให้ทำงานในสถานะลอจิก “ 0 ” จะดีและสะดวกที่สุด

2. การใช้งานเป็นพอร์ตเอาต์พุต

โดยปกติแล้ว ขาพอร์ตจะกำหนดให้มีลักษณะเป็นเอาต์พุตอยู่แล้ว ดังนั้นจึงสามารถส่งข้อมูลออกไปได้อย่างง่ายดายและตรงไปตรงมา กล่าวคือ เมื่อต้องการส่งข้อมูล “ 0 ” ออกไปทางเอาต์พุตก็ให้เขียนข้อมูล “ 0 ” ไปยังวงจรแลตช์ ซึ่งก็จะส่งต่อไปจับเฟด ทำให้เฟดทำงาน ที่ขาพอร์ตที่กำหนดให้ทำงานก็จะเกิดลอจิก “ 0 ” ขึ้น ในทางตรงข้ามหากต้องการส่งข้อมูล “ 1 ” ออกไป ก็ให้เขียนข้อมูล “ 1 ” ไปยังวงจรแลตช์ วงจรจับก็จะหยุดทำงาน ทำให้ที่ขาพอร์ตเชื่อมต่อกับวงจรพูลอัพภายในเกิดเป็นลอจิก “ 1 ” ที่ขาพอร์ตนั้น ซึ่งจะคล้ายกับการกำหนดให้เป็นขาอินพุตมาก เพียงแต่แตกต่างกันที่กระบวนการในการเคลื่อนย้ายข้อมูล โดยถ้าเป็นอินพุตจะมีสัญญาณมาอ่านข้อมูลที่บัฟเฟอร์ แต่ถ้าเป็นเอาต์พุตจะไม่มี การอ่านข้อมูลที่บัฟเฟอร์แต่อย่างใด เว้นแต่ในกรณีที่ต้องการตรวจสอบข้อมูลที่ส่งออกมาทางเอาต์พุต

เมื่อใช้งานเป็นพอร์ตเอาต์พุต แต่ละขา (หรือแต่ละบิต) ของแต่ละพอร์ตมีความสามารถในการจ่ายกระแสหรือที่เรียกว่า กระแสซอร์ส (source current) ได้สูงสุด 10 mA และทุกขา รวมกันในแต่ละ

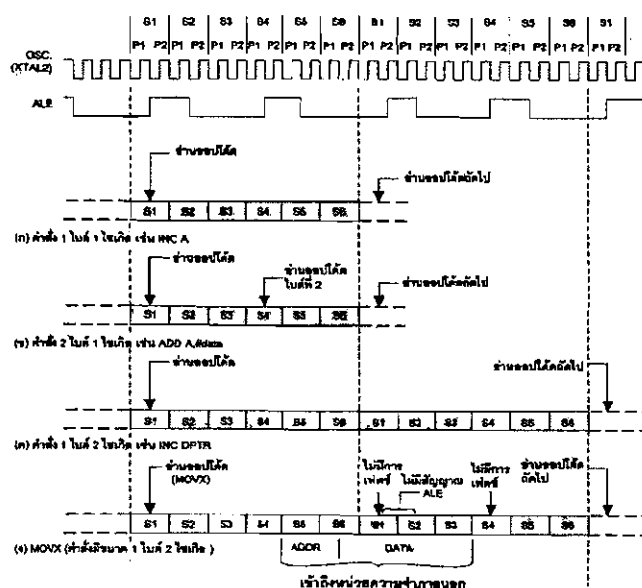
พอร์ต (ทั้ง 8 บิต) สูงสุด 26 mA สำหรับพอร์ต 0 และ 15 mA สำหรับพอร์ต 1-3 ในกรณีที่ใช้งานทุกพอร์ตเอาต์พุตจะสามารถจ่ายกระแสได้รวมกันสูงสุด 71 mA ดังนั้นในการใช้งานเป็นพอร์ตเอาต์พุตเพื่อไม่ให้เกิดปัญหาเกี่ยวกับความสามารถในการจ่ายกระแสจึงควรต่อวงจรบัฟเฟอร์ทางเอาต์พุตเพื่อช่วยในการขับกระแสอีกทางหนึ่ง

3. การอ่านค่าลอจิกจากพอร์ต

ในไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS - 51 แบบแฟลชสามารถอ่านค่าลอจิกจากพอร์ตได้ 2 ลักษณะคือ อ่านจากขาพอร์ตโดยตรง และอ่านจากวงจรถ่ายกลับของแต่ละพอร์ตในกรณีที่พอร์ตต่อกับขาเบสทรานซิสเตอร์ชนิด NPN และขาอิมิตเตอร์ของทรานซิสเตอร์ตัวนั้นต่อลงกราวด์ หากมีการส่งข้อมูล “ 1 ” ไปยังทรานซิสเตอร์ จะทำให้ทรานซิสเตอร์ทำงานสถานะลอจิกที่ขาพอร์ตจะเป็น “ 0 ” เนื่องจากเมื่อทรานซิสเตอร์ทำงาน จะเสมือนว่าขาพอร์ตนั้นถูกต่อลงกราวด์ ทำให้หากอ่านค่าลอจิกที่ขาพอร์ตจะได้ผลตรงข้ามกับที่ส่งออกมา แต่ถ้าหากทำงานอ่านค่าลอจิกที่วงจรถ่ายกลับ จะได้ค่าที่ตรงกับค่าที่ต้องการส่งจริง ดังนั้น ในการอ่านค่าลอจิกจากพอร์ตจึงต้องเลือกวิธีการให้เหมาะสมกับอุปกรณ์ที่นำมาต่อด้วย

4. จังหวะการทำงานของไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS - 51

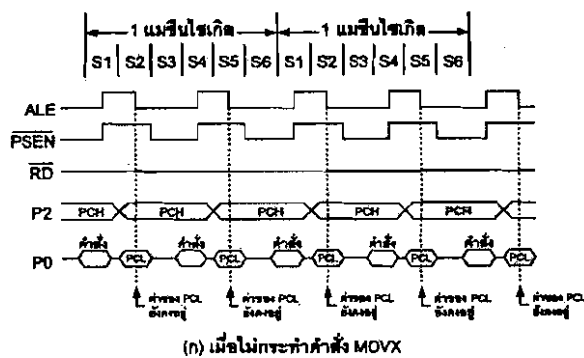
ในการใช้งานไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS - 51 จะต้องทำความเข้าใจถึงจังหวะการทำงานของซีพียูและลำดับขั้นตอนการประมวลผลคำสั่ง ในการประมวลผลคำสั่งของซีพียูจะมีขั้นตอนหลักๆ 2 ขั้นตอนคือ กระบวนการเฟตช์ (fetch) เป็นการเรียกคำสั่งออกจากหน่วยความจำโปรแกรมแล้ว ทำการแปลงรหัสคำสั่งนั้นเป็นภาษาเครื่องเพื่อเตรียมการประมวลผล ขั้นตอนต่อมาคือ กระบวนการเอ็กซีคิวต์ (execute) เป็นการกระทำตามคำสั่งที่กำหนดหรือตามที่เฟตช์ขึ้นมาโดยกระบวนการก่อนหน้า เมื่อทำการเอ็กซีคิวต์คำสั่งเรียบร้อยแล้ว ก็จะไปเริ่มกระบวนการเฟตช์คำสั่งใหม่ต่อไป



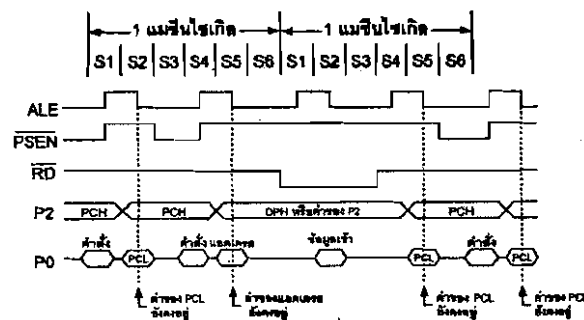
รูปที่ 2.6 ไชยกิจการทำงานของไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS - 51 แบบแฟลช

เมื่อเริ่มจ่ายไฟให้แก่ไมโครคอนโทรลเลอร์ จะเกิดการรีเซ็ตในลักษณะที่เรียกว่าเพาเวอร์ออนรีเซ็ต (power on reset) ซีพียูเริ่มต้นการทำงานที่แอดเดรส 0000H ของหน่วยความจำโปรแกรม จังหวะการทำงานของซีพียูจะเป็นไปตามรูปแบบโดยได้รับการกำหนดมาจากรอบการทำงานหรือแมชชีนไซเคิล (machine cycle) ในรูปที่ 2.7 เป็นไดอะแกรมเวลาแสดงจังหวะการทำงานของไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51 โดยใน 1 รอบการทำงานหรือแมชชีนไซเคิลจะแบ่งย่อยออกเป็น 6 สเตต (state) กำหนดชื่อเป็น S1-S6 ในแต่ละสเตตมีค่าเวลาเท่ากับ 2 คาบเวลาของสัญญาณนาฬิกา ถ้าสัญญาณนาฬิกามีความถี่ 12 MHz จะมีคาบเวลาเท่ากับ 1 ms คาบเวลาทั้งสองภายในหนึ่งสเตตจะเรียกว่า เฟส 1 (phase 1) และเฟส 2 (phase 2)

ในรูปที่ 2.7 (ก) และ (ข) จะเป็นการเอ็กซิกิวต์คำสั่งที่ใช้เวลา 1 ไซเคิล เริ่มต้นที่ สเตต 1 จะเป็นการอ่านค่าออปโค้ดอันเป็นกระบวนการแลตซ์ค่าของออปโค้ดส่งไปให้รีจิสเตอร์คำสั่ง (Instruction Register : IR) การเฟตซ์ครั้งที่สองจะเกิดขึ้นที่สเตต 4 ภายในแมชชีนไซเคิลเดียวกัน ในกรณีที่เป็นการคำสั่งไบต์เดียว การเฟตซ์ครั้งที่ 2 ภายในแมชชีนไซเคิลเดียวกันจะถูกตัดทิ้งไป ในคำสั่งที่มีใช้เวลา 1 ไซเคิล จะสิ้นสุดการทำงานลงในสเตต 6 ของแมชชีนไซเคิลเดียวกัน



(ก) เมื่อไมโครกระทำคำสั่ง MOVX



(ข) เมื่อกระทำคำสั่ง MOVX

รูปที่ 2.7 ไดอะแกรมเวลาแสดงการติดต่อและเข้าถึงหน่วยจำโปรแกรมภายนอกของไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51 แบบแฟลช

5. หน่วยความจำโปรแกรม (Program memory)

การจัดหน่วยความจำโปรแกรมของไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51 แบบแฟลชในบอร์ดต่างๆ ที่นิยมใช้งาน อันประกอบด้วยเบอร์ AT89C51 และ AT89C52 จะเห็นได้ว่าทั้งสองเบอร์สามารถติดต่อหน่วยความจำโปรแกรมได้สูงสุด 64 กิโลไบต์ โดยสามารถเลือกใช้หน่วยความจำโปรแกรมภายในอย่างเดียว หรือรวมกับภายนอกหรือเลือกใช้หน่วยความจำภายนอกอย่างเดียวก็ได้ โดยภายใน AT89C51 จะมีหน่วยความจำโปรแกรมภายใน 4 กิโลไบต์ ในขณะที่ AT89C52 จะมีขนาด 8 กิโลไบต์

ในกรณีที่ใช้หน่วยความจำภายในและภายนอกพร้อมกัน หากใช้ AT89C51 ก็จะสามารถติดต่อกับหน่วยความจำภายนอกได้ 60 กิโลไบต์ และถ้าใช้เบอร์ AT89C52 จะสามารถติดต่อกับหน่วยความจำโปรแกรมภายนอกได้ 56 กิโลไบต์ หน่วยความจำโปรแกรมใช้เก็บข้อมูลของโปรแกรมควบคุมการทำงานของไมโครคอนโทรลเลอร์ หรือที่เรียกว่า โปรแกรมมินิเตอร์ (Monitor program) หากใช้หน่วยความจำภายนอกมักจะบรรจุอยู่ในหน่วยความจำชนิดอีพรอม (EPROM: Erasable Programmable Read-Only Memory) ซึ่งสามารถทำการอ่านได้เพียงอย่างเดียว

6. หน่วยความจำข้อมูล (Data memory)

มีด้วยกัน 2 แบบคือ หน่วยความจำข้อมูลภายนอกและภายในโดยไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51 แบบแฟลชในอนุกรม AT89 สามารถติดต่อกับหน่วยความจำข้อมูลภายนอกได้สูงสุด 64 กิโลไบต์ โดยการใช้คำสั่ง MOVX ในการติดต่อกับหน่วยความจำข้อมูลภายนอก การติดต่อกับหน่วยความจำข้อมูลภายนอกของไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51 แบบแฟลช

สำหรับไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51 แบบแฟลชในอนุกรม AT89 ทุกเบอร์จะมีหน่วยความจำข้อมูลภายในเป็นแบบแรม (RAM: Random Access Memory) โดยแต่ละเบอร์จะมีขนาดแตกต่างกันไป ในเบอร์ AT89C51 มีหน่วยความจำข้อมูลภายในขนาด 128 ไบต์ ในขณะที่เบอร์ AT89C52 มีขนาด 256 ไบต์ สำหรับการจัดสรรหน่วยความจำข้อมูลภายใน แบ่งเป็น 3 ส่วนคือ หน่วยความจำข้อมูลส่วนล่าง (lower), ส่วนบน (upper) และ รีจิสเตอร์ฟังก์ชันพิเศษ แต่ละส่วนมีขนาด 128

7. รีจิสเตอร์ฟังก์ชันพิเศษ (Special Function Register: SFR)

เป็นรีจิสเตอร์ที่ใช้ควบคุมการทำงานของไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51 มีด้วยกัน 22 ตัวสำหรับเบอร์ AT89C51 และ 28 ตัวในเบอร์ AT89C52 และอนุกรม AT89Sxx ทั้งนี้เนื่องจากใน AT89C52 และ AT89Sxx มีจำนวนไทมเมอร์เคาน์เตอร์มากกว่า AT89C51 รีจิสเตอร์ SFR มีแอดเดรส SFR มีแอดเดรสอยู่ระหว่าง 80H-FFH ในพื้นที่ของหน่วยความจำข้อมูลส่วนบน สามารถเข้าถึงได้โดยตรง (direct addressing)

8. รีจิสเตอร์แสดงสถานะของโปรแกรม (Program Status Word: PSW)

เป็นรีจิสเตอร์ขนาด 8 บิต สามารถเข้าถึงได้ในระดับบิต จึงสามารถกำหนดค่าในแต่ละบิตของรีจิสเตอร์ตัวนี้ได้อย่างอิสระ มีแอดเดรสอยู่ที่ DOH ทำหน้าที่เก็บสถานะของการทำงานของโปรแกรมใน

ขณะนั้นจะเรียกสถานะต่างๆ ของโปรแกรมว่า แฟลก (flag) เมื่อซีพียูกระทำคำสั่งทางคณิตศาสตร์และลอจิกแล้วเกิดการเปลี่ยนแปลงสถานะขึ้น ผลของการเปลี่ยนแปลงนั้นจะปรากฏที่บิตต่างๆ ของรีจิสเตอร์ PSW นอกจากรีจิสเตอร์ PSW ถูกใช้ในการเก็บสถานะของโปรแกรมแล้ว ที่บิต RS0 และ RS1 ยังใช้ในการเลือกแบงก์ของหน่วยความจำส่วนล่าง ซึ่งเป็นพื้นที่ของรีจิสเตอร์ R0-R7 ด้วย โดยปกติแล้วในการใช้งานรีจิสเตอร์ R0-R7 มักนิยมใช้แบงก์ 0 เป็นลำดับแรก หากไม่เพียงพอจึงเลือกในแบงก์อื่นๆ มาใช้ แต่ต้องระมัดระวังในการกำหนดค่าและลำดับการติดต่อให้ดี มิเช่นนั้น อาจทำให้การเขียนโปรแกรมเกิดความสับสน ดังนั้น สำหรับผู้เริ่มต้นใช้งานไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51 จึงควรเลือกใช้รีจิสเตอร์ R0-R7 ในแบงก์ 0 เพียงแบงก์เดียวให้ชำนาญเสียก่อน การกำหนดค่าของรีจิสเตอร์ PSW เพื่อเลือกใช้งานรีจิสเตอร์ R0-R7 ควรกำหนดไว้ที่ตอนต้นของโปรแกรมเสมอ เพื่อจะได้เขียนโปรแกรมติดต่อกับรีจิสเตอร์ R0-R7 ได้อย่างสะดวกและไม่เกิดความผิดพลาด

9. แอควิวมูลเตอร์ (Accumulator: ACC)

มีขนาด 8 บิต มีแอดเดรสอยู่ที่ตำแหน่ง E0H เป็นรีจิสเตอร์ที่ใช้สำหรับเก็บข้อมูลหรือผลลัพธ์ที่ได้จากการทำงานของไมโครคอนโทรลเลอร์ โดยเฉพาะอย่างยิ่งในการคำนวณทางคณิตศาสตร์และลอจิก ก่อนที่จะส่งข้อมูลหรือผลลัพธ์ที่ได้ให้แก่ซีพียูเพื่อทำการประมวลผลต่อไป อาจเรียกสั้นๆ ว่า รีจิสเตอร์ AA หรือ CC รีจิสเตอร์นี้สามารถเข้าถึงระดับบิตได้

10. รีจิสเตอร์ B

มีขนาด 8 บิต มีแอดเดรสอยู่ที่ F0H มีหน้าที่พิเศษคือ หากต้องการคูณหรือหารทางคณิตศาสตร์ ต้องนำข้อมูลที่ต้องการหารหรือคูณมาเก็บไว้ในรีจิสเตอร์ B แล้วจึงกระทำคำสั่งการคูณหรือหารกับค่าในรีจิสเตอร์ A ต่อไป ในกรณีที่ไม่ได้มีความต้องการคูณหรือหารข้อมูล สามารถใช้รีจิสเตอร์ B นี้ในการเก็บข้อมูลทั่วไปได้เหมือนกับรีจิสเตอร์ปกติ และสามารถเข้าถึงในระดับบิตได้เช่นเดียวกับรีจิสเตอร์ A

11. โปรแกรมเคาน์เตอร์ (Program Counter: PC)

มีขนาด 16 บิต มีหน้าที่แจ้งแอดเดรสของหน่วยความจำโปรแกรมในตำแหน่งถัดไปที่ซีพียูจะต้องไปทำงาน รีจิสเตอร์ PC เป็นรีจิสเตอร์ตัวเดียวที่ไม่ได้จัดสรรไว้ร่วมกับรีจิสเตอร์ SFR ตัวอื่นๆ การเปลี่ยนแปลงค่าของรีจิสเตอร์ PC จะขึ้นอยู่กับผลของการกระทำคำสั่งภายในหน่วยความจำโปรแกรมที่ผู้เขียนโปรแกรมกำหนดรีจิสเตอร์ PC มีความสำคัญมาก โดยเฉพาะอย่างยิ่งในการตรวจสอบการทำงานของโปรแกรมว่า ดำเนินไปตามลำดับขั้นตอนตามที่กำหนดไว้หรือไม่

12. สแต็กพอยน์เตอร์ (Stack pointer: SP)

สแต็กพอยน์เตอร์หรือรีจิสเตอร์ตัวชี้สแต็ก มีขนาด 8 บิต มีแอดเดรสอยู่ที่ 81H ใช้ในการเก็บค่าตำแหน่งของตัวชี้สแต็กซึ่งสามารถเปลี่ยนแปลงได้ เมื่อซีพียูมีการกระโดดไปทำงานที่โปรแกรมย่อยหรือกระโดดโปรแกรมย่อยกลับมายังโปรแกรมหลัก เมื่อมีการรีเซตเกิดขึ้น (รีเซต : การกระทำที่ส่งผล

ให้ซีพียูต้องเริ่มต้นการทำงานใหม่ตั้งแต่ต้น) ค่าของรีจิสเตอร์ SP จะเท่ากับ 07H คำนับแอดเดรสแรก
ของพื้นที่ที่สำรองไว้ทำหน้าที่เป็นสแต็กจะเท่ากับ 08H

13. รีจิสเตอร์ชี้ข้อมูลหรือค้ำพอยน์เตอร์ (Data Pointer: DPTR)

มีขนาด 16 บิต โดยแบ่งเป็นรีจิสเตอร์ชี้ข้อมูลไบต์สูง (DPH) และรีจิสเตอร์ชี้ข้อมูลไบต์ต่ำ (DPL) แต่ละตัวมีขนาด 8 บิต มีแอดเดรสอยู่ที่ 82H สำหรับ DPL และ 83H สำหรับ DPH รีจิสเตอร์ DPTR นี้ใช้ในการเก็บค่าแอดเดรสของหน่วยความจำหรืออุปกรณ์ภายนอกที่ไมโครคอนโทรลเลอร์ต้องการติดต่อด้วย

14. รีจิสเตอร์พอร์ต (Port register)

เป็นรีจิสเตอร์ขนาด 8 บิตที่ใช้เก็บข้อมูลของแต่ละพอร์ตของไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51 มี 4 ตัวคือ รีจิสเตอร์พอร์ต 0 หรือ P0 มีแอดเดรสอยู่ที่ 80H, รีจิสเตอร์พอร์ต 1 หรือ P1 มีแอดเดรสอยู่ที่ 90H, รีจิสเตอร์พอร์ต 2 หรือ P2 มีแอดเดรสอยู่ที่ A0H และรีจิสเตอร์พอร์ต 3 หรือ P3 มีแอดเดรสอยู่ที่ B0H รีจิสเตอร์ทุกตัวสามารถเข้าถึงได้ในระดับบิต เมื่อต้องการอ่านหรือเขียนข้อมูลออกไปยังพอร์ตของไมโครคอนโทรลเลอร์ จะต้องกระทำผ่านรีจิสเตอร์นี้ทุกครั้ง

บทที่ 3 วิธีการวิจัย

3.1 ขั้นตอนการทดลอง

1. เลือกชุดใบพัด โหมด และมอเตอร์ขับ ให้สอดคล้องกับค่าที่ได้จากการคำนวณที่ได้จากโปรแกรมคอมพิวเตอร์
2. เลือกชุดส่งสัญญาณภาพโดยคำนึงถึง น้ำหนัก คุณภาพของภาพที่ส่ง รูปทรงของเครื่อง และย่านความถี่ที่จะไม่ส่งผลกระทบต่อสัญญาณควบคุมที่ใช้กับชิ้นส่วนต่างๆของอากาศยาน
3. เลือกชุดรับสัญญาณภาพ เครื่องประมวลผลของสัญญาณให้สอดคล้องกับสัญญาณที่ได้รับจากเครื่องส่งสัญญาณภาพ โดยคำนึงถึงคุณภาพและความคมชัดของภาพ
4. ทดลองบินอากาศยานในแต่ละแบบที่ใช้โดยขึ้นอยู่กับสถานการณ์ที่กำหนดดังนี้
 - ทดลองระบบการลงจอดแบบอัตโนมัติ
 - ทดลองการบินในระบบปิด เทียบกับการบินในระบบเปิดหรือสิ่งแวดล้อมทั่วไป
 - ทดลองการบินที่ติดตั้งกล้องต่างชนิดกัน เปรียบเทียบสมรรถนะที่ได้
 - ทดลองการบินในแต่ละเงื่อนไขข้างต้น จดบันทึกระยะเวลาในการใช้งานของแบตเตอรี่

3.2 ขั้นตอนการติดตั้งใบพัดเครื่องบิน

ในขั้นตอนนี้จะแบ่งออกเป็นสองส่วนด้วยกัน คือ ส่วนแรกคือการเลือกใบพัดแต่ละใบให้มีน้ำหนักเท่าๆกัน และส่วนที่สองคือต้องเลือกใบพัดแต่ละใบให้มีจุดศูนย์กลางถ่วงเท่าๆกันตลอดแนวความยาวของใบพัด โดยลักษณะการเลือกใบจะต่างกันโดยสิ้นเชิงกันเครื่องบินปีก เพราะที่ไม่จำเป็นต้องยึดตามค่าความยาวคอर्डของใบ ดังนั้นการติดตั้งใบพัดจึงขึ้นอยู่กับสองประเด็นดังกล่าวข้างต้นเป็นหลัก ขั้นตอนการติดตั้งใบพัดสามารถแบ่งออกได้เป็นข้อๆ ดังนี้

1. การสมดุลย์น้ำหนักของใบ

การสมดุลย์ใบพัดสามารถทำได้สองลักษณะด้วยกัน แบบแรกคือการนำใบพัดแยกไปชั่งน้ำหนักที่ละใบ และแบบที่สองคือการใช้ชุดทำการสมดุลย์แบบซีซอ (seesaw) โดยจะมีการเพิ่มน้ำหนักให้กับใบที่เบากว่า ทำจนกระทั่งแกนกระดูกของชุดทำการสมดุลย์อยู่ในตำแหน่งระนาบพอดี โดยวิธีการที่สองนี้จะทำได้ง่ายกว่า เพราะเราไม่จำเป็นต้องทราบน้ำหนักจริงของใบพัด และสามารถทราบน้ำหนักแตกต่างได้โดยขนาดของเทปกาว่าที่ติดกับใบที่เบากว่า

2. การสมดุลย์จุดศูนย์กลางถ่วงของใบ

การสมดุลย์จุดศูนย์กลางถ่วงของใบนั้นสามารถทำได้โดยยึดใบพัดที่ใช้เข้าด้วยกันด้วยน๊อต โดยลักษณะการยึดจะเป็นรูปแบบเดียวกับตอนที่ชุดใบพัดยึดติดกับเพลลาขับของเฮลิคอปเตอร์ โดยมีน๊อตยึดเป็นจุดหมุนขณะทำการสมดุลย์ โดยการสมดุลย์นี้จะทำโดยเลื่อนเทปกาว่าที่ติดไว้ในขั้นตอนการทำสมดุลย์

นำหนักของใบ เข้าออกตามแนวความยาวของใบ จนกระทั่งชุดใบพัดนั้นอยู่ในสถานะที่สมดุล แข็งแล้ว จึงยึดเทปกาวนั้นให้แน่น

3. การติดเทปกาวบอกระดับ (tracking tape)

หลังจากเสร็จขั้นตอนการสมดุลใบพัดทั้งสองขั้นตอนแล้ว ควรตัดเทปกาวที่มีสีติดกันให้มีขนาด ขึ้นเท่าๆกัน แล้วนำมาติดที่ปลายใบพัดแต่ละใบ ทั้งนี้เพื่อเวลาที่เฮลิคอปเตอร์ยกตัวขึ้น จะทำให้ผู้บังคับ สามารถเห็นความแตกต่างในเรื่องระดับความสูงของแต่ละใบพัดในขณะที่มันกำลังหมุนอยู่ได้ ประโยชน์ ก็เพื่อการปรับแขนต่อโยงที่ควบคุมระดับของใบพัดในขณะที่เคลื่อนที่ขึ้นลงให้อยู่ในระนาบเดียวกัน ในการ ติดเทปกาวบอกระดับนี้ควรติดที่ตัวยึด โคนใบด้วย เพื่อไม่ให้เกิดการสลับกันของใบพัดหลังจากถอดออก แล้ว เพราะปัญหาอาจเกิดขึ้นได้สำหรับใบพัดที่ทำจากไม้หากมีการใส่ใบพัดสลับกัน อาจทำให้เกิดการไม่ สมดุลยิ่งขึ้นได้ในภายหลัง ส่วนใบพัดที่ทำจากวัสดุสังเคราะห์อื่นๆจะไม่ค่อยมีปัญหาในเรื่องนี้เท่ากับ ใบพัดที่ทำจากไม้หรือวัสดุธรรมชาติต่างๆไป เพราะว่าการบินต่างๆไปนั้น ใบพัดที่ทำจากไม้หรือวัสดุ ธรรมชาติก็ให้ผลลัพธ์ที่แตกต่างกันอยู่พอสมควรแล้ว

4. การสร้างชุดทำการสมดุลแบบซีซออย่างง่าย

เส้นลวดที่มีขนาดใหญ่และแข็งแรงพอสมควร ถ้าจะให้ดีควรใช้สายเปียโน โนขนาด 3/32" ตัวคาน กระจกควรใช้ไม้เนื้อแข็งที่มีขนาดหน้าตัด 2" x 1/2" และแผ่นประกบขวางควรใช้ไม้เนื้อแข็งขนาดหน้า ตัด 1/2" x 1/4" ทำการยึดเส้นลวดติดกับโครงโดยใช้กาวอีพ็อกซี่จริงๆแล้วขนาดต่างๆสามารถปรับลด เพิ่มได้ตามขนาดของใบพัดที่นำมาทำการสมดุล แต่ระยะห่างจากแผ่นประกบขวางแต่ละแผ่นกับเส้น ลวดที่ใช้เป็นจุดหมุนต้องมีระยะห่างเท่ากันทั้งสองด้าน

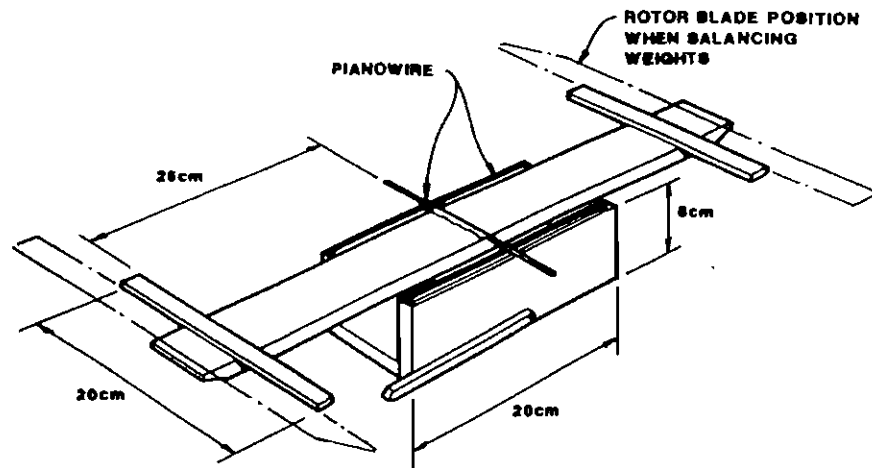


รูปที่ 3.1 แสดงชุดสมดุลอย่างง่าย

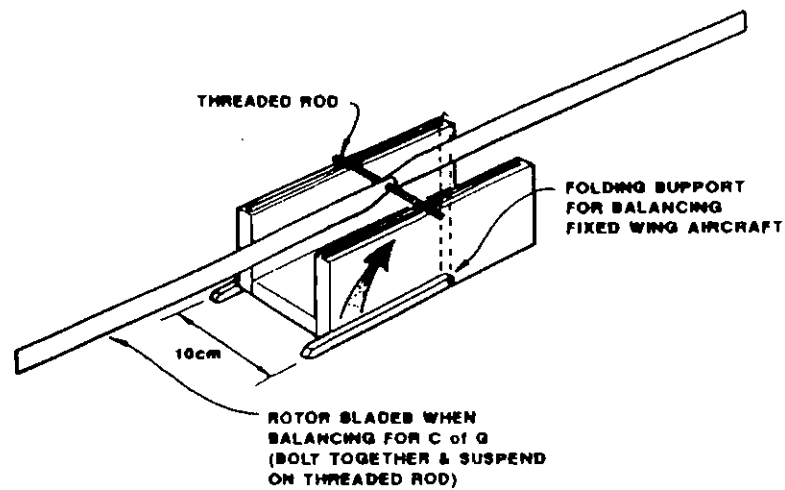
5. การใช้งานชุดทำการสมดุล

ชุดทำการสมดุลได้ออกแบบไว้ใช้สำหรับการสมดุลใบพัดทั้งสองลักษณะ คือ การสมดุล น้ำหนักของใบพัด และการสมดุลทางจุดศูนย์ถ่วงของใบพัด ในขั้นตอนแรกนั้น นำใบพัดมาวางบนคาน

กระดกโดยให้ตั้งฉากกับแกนหลัก และวางให้ลิ้นตัวเอง (leading edge) ของใบพัดติดกับแผ่นประกบขวาง
 ทำแบบนี้จะทำให้ผลกระทบจากความยาวใบมีน้อยมาก ซึ่งสามารถตัดทิ้งได้ในกรณีนี้ จากนั้นดูว่าใบพัด
 ด้านใดกระดกสูงกว่า ให้คิดเทพเพื่อถ่วงน้ำหนักในด้านนั้น การคิดเทพสามารถติดในตำแหน่งรอบๆใบพัด
 ได้ ให้เพิ่มเทพไปจนกระทั่ง คานกระดกกลับมาอยู่ในระนาบเท่ากันทั้งสองด้าน



รูปที่ 3.2 แสดงวิธีการสมดุลย์น้ำหนักของใบพัด



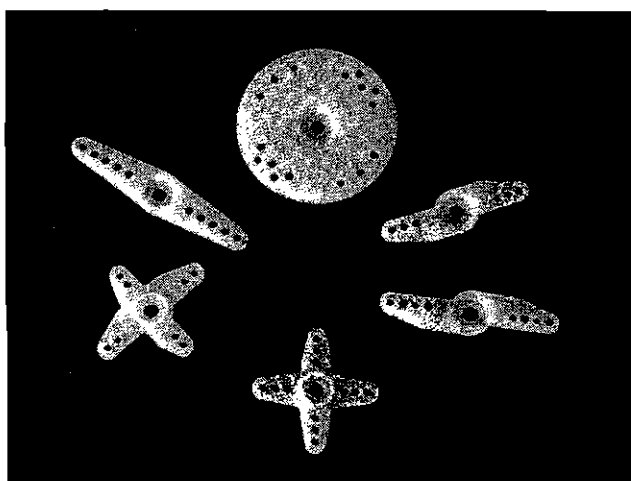
รูปที่ 3.3 แสดงวิธีการสมดุลย์จุดศูนย์ถ่วงใบพัด

หลังจากสมดุลย์แล้วให้ถอดใบพัดออกจากชุดสมดุลย์ และดึงเทพออกจากใบพัดด้านที่เบากว่า
 (ก่อนดึงให้ทำเครื่องหมายไว้ด้วย) ตอนนี้ให้ใช้สลักเกลียวยาวกว่าความกว้างของฐานของชุดสมดุลย์ไม่
 น้อยกว่า 2 ซม. โดยสลักนี้จะใช้ร้อยผ่านรูที่ไว้สำหรับยึดใบพัด จากนั้นใช้น็อตยึดชุดใบพัดให้ติดกับสลัก

เกลียวนี้ โดยลักษณะการบิดจะทำให้ใบพัดทั้งสองอยู่ในลักษณะขนานกัน ซึ่งชุดใบพัดต้องอยู่ในลักษณะนี้ตลอดการสมดุล ดังนั้นอาจใช้เทปกาวสองหน้าช่วยในการยึดแกนกลางเข้าด้วยกันก็ได้ จากนั้นให้นำเทปที่ใช้ในสมดุลในขั้นตอนที่หนึ่ง (ห้ามเพิ่มหรือลดปริมาณ) กลับมาติดบนใบที่เบากว่า แล้วจึงเลื่อนเทปเข้าออกตามแนวยาวของใบพัด ทำจนกระทั่งใบพัดทั้งสองสมดุลกัน จากนั้นให้ยึดเทปติดกับใบพัดนั้นๆ โดยถาวร การกระทำในขั้นตอนนี้จะส่งผลโดยตรงกับการสั่นสะเทือนเนื่องจากความไม่สมดุลของจุดศูนย์ที่เกิเกิดขึ้นกับใบพัดและแกนเพลาคับ และทำให้เกิดความเสียหายต่ออากาศยานได้ง่าย ดังนั้นให้กระทำการสมดุลอย่างรอบคอบ

3.3 ขั้นตอนการติดตั้งชุดเซอร์โว

ติดตั้งเซอร์โวโดยวางบนยางยืดฐาน ห้ามติดตั้งเซอร์โวโดยไม่มียางยืดฐาน โดยเด็ดขาด ควรจะดูด้วยว่าต้องใช้ร่วมกับปลอกทองเหลืองที่ให้มากับเซอร์โวด้วยหรือไม่ โดยปกติแล้ว ปลอกทองเหลืองเหล่านี้ก็จำเป็นต้องใช้เสมอ ยกเว้นในกรณีพิเศษซึ่งจะมีบอกไว้ในข้อห้ามใช้เท่านั้น เพราะปลอกนี้จะช่วยให้การขันสกรูให้แน่นสามารถทำได้สะดวกโดยไม่เกิดความเสียหายกับโครงสร้างที่เป็นพลาสติกของเซอร์โว และควรตรวจสอบดูว่าควรติดตั้งเซอร์โวไว้ด้านบนหรือด้านล่างยางยืดฐาน เพราะสามารถติดตั้งได้ทั้งสองวิธี แต่วิธีติดตั้งไว้ด้านบนจะใช้กันแพร่หลายกว่า อย่างไรก็ตามลักษณะการติดตั้งเซอร์โวนี้ก็ต้องขึ้นอยู่กับความสัมพันธ์ที่เหมาะสมกับต่อเชื่อมกับลิ้งค์อีกด้วย



รูปที่ 3.4 แสดงเอาต์พุตแบบต่างๆ ของตัวเซอร์โว

ให้ขันสกรูยึดเซอร์โวไปจนกระทั่งยางยืดฐานยุบตัวลงเล็กน้อย หรือจนกระทั่งปลอกทองเหลืองไม่สามารถขยับตัวได้ ปลอกทองเหลืองนี้จะเป็นตัวกันไม่ให้การขันสกรูแน่นจนเกินไป สำหรับการขันยึดเซอร์โวให้แน่นนั้นไม่ควรขันบีบยางยืดฐานจนมากเกินไป เพราะอาจทำให้ยางยืดฐานไม่สามารถลดการสั่นสะเทือนที่จะเกิดขึ้นกับตัวเซอร์โวได้

3.4 ขั้นตอนการติดตั้งชุดต่อโยง

ชุดต่อโยงที่ใช้ควรมีมาตรฐานและเที่ยงตรง เพื่อที่จะทำให้ได้ระยะการต่อเชื่อมตามที่ได้ออกแบบเอาไว้ ที่ต้องใช้ค่าความยาวของชิ้นต่อโยงตามกำหนด เพราะว่าชิ้นต่อโยงที่มีมากับโมเดลจะมีขนาดและจำนวนพอดีกับที่กำหนดไว้ในแต่ละขนาดความยาว นอกจากนี้ข้อต่อพลาสติกที่ปลายของชิ้นต่อโยงอาจยังจะมีความยาวที่ไม่เท่าอีกด้วย ดังนั้นจำเป็นต้องกำหนดใช้ตามขนาดที่ได้ออกแบบไว้แล้วเช่นกัน

คำแนะนำที่ให้กับคู่มือของโมเดลแต่ละรุ่นนั้น จะบอกลักษณะ ขนาด และชนิดของตัวเอาต์พุทของเซอร์โว สำหรับการติดตั้งชิ้นต่อโยงแต่ละตัว ซึ่งในความเป็นจริงแล้วขนาดของอุปกรณ์เหล่านี้ไม่ตายมากตัวเท่าไรนัก ดังนั้นหากไม่ได้ระยะตามต้องการก็ไม่จำเป็นต้องเจาะรูเพิ่ม เพราะเราสามารถจะเลือกใช้ชุดต่อโยงที่ใกล้เคียงที่สุดได้ (พยายามให้ได้ระยะสั้นกว่าที่กำหนดได้นิดหน่อย) หลังจากติดตั้งตัวเซอร์โวได้ตามตำแหน่ง ค่อยเอาตัวเอาต์พุทของเซอร์โวเข้ากับชิ้นต่อโยงได้อย่างถูกต้องแล้ว ลองเปิดสัญญาณวิทยุควบคุมแล้วให้บังคับให้เซอร์โวทำงานที่สักระยะของมันทั้งสองด้าน ตรวจสอบดูว่าตัวเอาต์พุทมีการขจัดตัวหรือไม่ ซึ่งในบางครั้งอาจต้องมีการตัดบางส่วนของตัวเอาต์พุทออก เพื่อลดการขจัดตัวระหว่างตัวเอาต์พุทของเซอร์โวกับชิ้นต่อโยง

3.5 ขั้นตอนการติดตั้งชุดใจโร (gyro)

โดยปกติแล้ว โมเดลเครื่องบินบังคับต่างๆไป จะมีตำแหน่งที่ว่างที่เป็นลักษณะแบนราบ เพื่อไว้สำหรับการติดตั้งใจโร ซึ่งตามคู่มือจะบอกเอาไว้อยู่แล้ว ก่อนทำการติดตั้งใจโรให้ตรวจสอบลักษณะและทิศทางในการทำงานของใจโร เพราะใจโรบางลักษณะอาจมีการติดตั้งในลักษณะหงายท้องเพื่อที่จะได้การทำงานตามที่ต้องการ การยึดใจโรติดการฐานอาจใช้เทปกาวยสองหน้า โดยก่อนทำการติดเทปนั้นควรทำความสะอาดพื้นผิวทั้งสองด้านเสียก่อน

ใจโรทั่วไปจะมีสายต่อเส้นหนึ่งไปยังตัวเซอร์โวของรัดเดอร์ (rudder servo) และสายอีกเส้นหนึ่งจะต่อเข้ากับตัวรับสัญญาณควบคุมวิทยุในช่องเสียบแขนอลที่ส่งมาควบคุมรัดเดอร์ ตัวใจโรจะมีชุดวงแหวน โรดรีอยู่ภายใน ซึ่งจะเอาไว้ใช้ในการปรับค่าแกน และตรวจจับการกลับด้านได้ หากมีการติดตั้งตัวใจโรในลักษณะหงายท้อง ใจโรบางแบบจะมีสายไฟอีกเส้นหนึ่งต่อมายังแขนอลที่เป็นสวิทซ์สำรองที่อยู่กับตัวรับวิทยุ โดยตัวใจโรเองจะมีชุดวงแหวนแยกกันอยู่ โดยสามารถใช้สำหรับปรับค่าของแกนได้ทั้งสองตัว โดยสวิทซ์สำรองทำหน้าที่เลือกว่าจะใช้ค่าจากชุดวงแหวนควบคุมที่ต้องการ

หลังจากได้ติดตั้งชุดใจโรเสร็จเรียบร้อยแล้วจะมีการปรับตั้งค่าและตรวจสอบค่าดังขั้นตอนต่อไปนี้ คือ

1. การปรับค่าแกน

หากมีชุดแกนอยู่แค่ชุดเดียวให้ปรับไปที่ประมาณ 75 เปอร์เซ็นต์ ดังนั้นควรทำสเกลไว้รอบๆชุดแกน เพื่อแสดงให้เห็นว่าปลายด้านไหนสูง และปลายด้านไหนต่ำ แต่ถ้าหากว่าที่ชุดแกนอยู่ 2 ชุด ต้องปรับสวิทซ์เพื่อเลือกชุดแกนที่ต้องการปรับค่า โดยชุดแกนแรกให้มีค่า 100 เปอร์เซ็นต์ ส่วนชุดแกนที่สองให้มีค่า

0 เปรอร์เซ็นต์ หลังจากนั้นให้หันเฮลิคอปเตอร์กลับด้าน ให้สังเกตที่ตัวเซอร์โวของชุดรีดเดอร์จะเป็นไปได้ สองลักษณะ คือ เซอร์โวขยับเต็มที่ กับเซอร์โวไม่ขยับเลย ซึ่งจะเป็นสิ่งบอกได้ว่าเราได้เลือกตั้งค่าของชุด เกนชุดใด จากนั้นให้ปรับสวิทช์เลือกมาเป็นชุดเกนอีกชุดหนึ่ง แล้วลองหันเฮลิคอปเตอร์กลับด้านดู ถ้าไม่มี อะไรผิดพลาดผลที่ได้จะต้องตรงกันข้ามกับการหันเฮลิคอปเตอร์ครั้งแรก จากนั้นให้ปรับค่าชุดเกนที่จะใช้ การทดสอบบินที่ 75 เปรอร์เซ็นต์ และชุดเกนที่เหลือให้เป็น 25 เปรอร์เซ็นต์

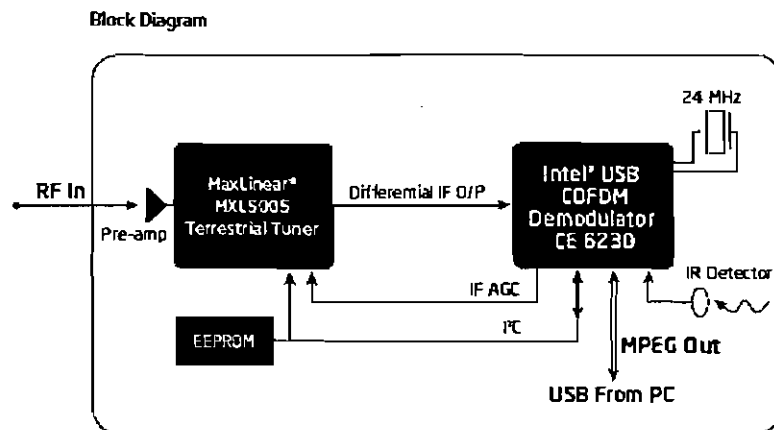
2. การตรวจสอบทิศทาง

เมื่อต้องตรวจสอบทิศทางของชุดรีดเดอร์ ให้ตรวจสอบจากทิศของใจโร วิธีที่ดีที่สุดในการ ตรวจสอบใจโร คือการสังเกตที่เซอร์โวของชุดรีดเดอร์ ไม่ใช่สังเกตที่แพนหาง วัตถุประสงค์ของใจโรก็คือ ไว้สำหรับการชดเชยการหมุนในด้านตรงกันข้ามของตัวโมเดล ถ้าตัวโมเดลหมุนซ้าย ใจโรก็ควรสั่งให้รีด เดอร์บังคับไปทางขวา ดังนั้นให้ดูที่เซอร์โวของรีดเดอร์ ปรับให้รีดเดอร์ไปทางขวา และสังเกตการ เคลื่อนที่ของเซอร์โว ในขณะที่ใจโรกำลังเคลื่อนที่ ให้ลองหันหัวเฮลิคอปเตอร์ไปทางซ้าย ตัวรีดเดอร์ควร หมุนไปด้านขวา หากไม่เป็นไปตามนั้นให้ดูจากคู่มือในการปรับตั้งทิศทางของใจโร โดยไม่ว่ากรณีใดๆ ห้ามทำการกลับด้านเซอร์โวอย่างเด็ดขาด การปรับทิศของใจโรบางครั้งก็ทำแค่โยกสวิทช์เล็กๆที่อยู่บนตัว ใจโร หรือบนชุดควบคุมของใจโร หลังจากปรับสวิทช์เสร็จแล้วให้ตรวจสอบทิศทาง หากทิศทางที่ได้ ตรงกันข้ามกับที่ต้องการ ให้ลองตรวจสอบแกนแนลของชุดรีดเดอร์และตรวจสอบทิศทางของตัว ใจโรอีก ครั้ง

3.6 ขั้นตอนการติดตั้งเครื่องส่งและรับสัญญาณภาพ

ทำการติดตั้งโปรแกรมและไดรเวอร์ผ่านไฟล์เซ็ทอัพที่กำหนดไว้ ต่อสายเชื่อมต่อเพื่อควบคุม สัญญาณภาพเข้ากับเครื่องคอมพิวเตอร์ รอจนกระทั่งเครื่องคอมพิวเตอร์ทำการเชื่อมต่อสัญญาณ จากนั้น เครื่องคอมพิวเตอร์จะแจ้งว่ามีการเชื่อมต่ออุปกรณ์ใหม่เข้ากับเครื่องคอมพิวเตอร์ ทำการติดตั้งไดรเวอร์ ของอุปกรณ์รับสัญญาณภาพตามขั้นตอนที่กำหนดไว้ในคู่มือ หลังจากนั้นให้ทำการติดตั้งโปรแกรมเพื่อไว้ ใช้แสดงผลของสัญญาณภาพที่ได้มาจากการส่งสัญญาณแบบไร้สาย ส่วนรายละเอียดของวงจรการรับ สัญญาณภาพได้มีการประยุกต์ใช้ตัวดีโมดูเลเตอร์ (demodulator) ร่วมกับตัวจูนเนอร์ (tuner) เข้าร่วมกัน โดย มีการต่อสัญญาณผ่านช่องยูเอสบี ดัง ได้แสดงไว้ในภาพไดอะแกรมด้านล่าง

การติดตั้งเครื่องส่งสัญญาณภาพเข้ากับอากาศยานโดยการใส่เทปกาวยสองหน้า หรือใช้สกรูขนาด เล็กเพื่อไม่ให้มีน้ำหนักมากเกินไป และป้องกันการเสียหายที่เกิดขึ้นกับฐานกลิ้งซึ่งค่อนข้างเปราะบาง จากนั้นทำการปรับแต่งมุมของเครื่องส่งสัญญาณภาพ พร้อมกับปรับความคมชัดของภาพที่ส่งออกมา ซึ่ง สามารถทำได้โดยการหมุนเลนส์เข้าออก การกระทำดังกล่าวให้กระทำอย่างช้าๆ และระวังไม่ให้เกิดการ ข้น เลนส์ให้แน่นมากเกินไป เพราะอาจจะทำให้อุปกรณ์รับภาพภายในเครื่องส่งสัญญาณภาพเกิดการ เสียหายได้



รูปที่ 3.5 แสดงวงจรที่ใช้ในเครื่องรับสัญญาณภาพ

3.7 ขั้นตอนการเตรียมงานในด้านระบบลงจอตแบบอัตโนมัติ

ในขั้นตอนการเตรียมงานนี้จะเป็นขั้นตอนที่ศึกษาและค้นหาข้อมูลเพื่อที่จะนำมาประกอบในการคิดออกแบบว่าจะใช้วิธีใดในการที่จะทำให้เครื่องบินสามารถลดระดับความสูงลงมาได้จากการศึกษาความเป็นไปได้จึงได้แนวความคิดว่าถ้าลดความเร็วรอบของมอเตอร์ลงก็จะทำให้เครื่องบินลดแรงยกด้วงส่งผลให้เครื่องบินลดความสูงลงแต่ในขณะที่ลดความเร็วรอบนั้นจะต้องมีการเร่งรอบของมอเตอร์เป็นจังหวะเร่งสลับกับลดความเร็วเพื่อไม่ให้เครื่องบินตกลงอย่างรวดเร็วจากนั้นจึงทำการออกแบบและดำเนินการสร้าง

1. ขั้นตอนการดำเนินการสร้าง

ในการสร้างระบบลงจอตอัตโนมัติของเครื่องบินปีกหมุนเป็นการนำเอาเครื่องบินบังคับวิทยุ หรือที่เรียกกันว่า เฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุ โดยจะทำการสร้างวงจรควบคุมการบังคับของวิทยุขึ้นมาใหม่ แต่ในการบังคับให้เครื่องบินขึ้นยังจะต้องใช้มือบังคับขึ้น

ในการออกแบบระบบควบคุมมีแนวคิดที่จะใช้โปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์มาใช้ในการบังคับการที่จะทำให้เครื่องบินลงจอตได้ก็คือ การลดความเร็วรอบของมอเตอร์ที่หมุนปีกตกลง และเร่งขึ้นเป็นระยะเพื่อไม่ให้เครื่องบินตกเร็วเกินไป และการแก้ไขอาการเอียงซ้าย - ขวาของเครื่องบินก็ใช้เซ็นเซอร์ 2 ตัว เป็นตัวจับว่าตอนนี้เครื่องบินเอียงซ้ายหรือเอียงขวาจากนั้นก็ทำการปรับแก้โดยวงจรไมโครคอนโทรลเลอร์

2. หลักการทำงานของวงจรไมโครคอนโทรลเลอร์

จะแบ่งการทำงานออกเป็น 2 วงจร โดย

2.1 วงจรไมโครคอนโทรลเลอร์ที่รีโมทคอนโทรล

ชุดควบคุมที่รีโมทคอนโทรลจะรับค่าจากชุดส่งข้อมูลของเครื่องบิน ค่าที่ได้รับจะเป็นสัญญาณ ดิจิตอล จึงต้องแปลงสัญญาณที่ได้ให้เป็นสัญญาณอนาลอก โดยใช้วงจร DAC หลังจากแปลง

สัญญาณแล้วจะส่งค่าที่ได้ไปยังโปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์ ทำการประมวลผลข้อมูลที่ได้แล้วจะส่งค่าที่ได้จากการประมวลผลแล้วไปยังชุดส่งของรีโมทคอนโทรลให้ควบคุมการทำงานของวงจรต่อไปนี้

- ชุดควบคุมความเร็วรอบของมอเตอร์ โดยชุดไมโครคอนโทรลเลอร์จะส่งชุดข้อมูลมาที่รีโมทคอนโทรลให้มอเตอร์ลดความเร็วรอบของลงเพื่อให้เครื่องบินบินลดระดับลงและสั่งให้มอเตอร์เพิ่มความเร็วยกขึ้นเพื่อไม่ให้เครื่องบินลดระดับความสูงลงด้วยความเร็วมากเกินไปเพื่อป้องกันไม่ให้เครื่องบินตกกระทกพื้นจนอาจทำให้เครื่องบินเสียหายได้ ไมโครคอนโทรลเลอร์จะสั่งให้รีโมทคอนโทรลเร่ง-ลด ความเร็วรอบของมอเตอร์สลับกันไปเรื่อย ๆ จนเครื่องบินลงจอดถึงพื้น

- ชุดควบคุมแก๊ปก๊าซเชื้อเพลิง โดยชุดไมโครคอนโทรลเลอร์จะสั่งให้รีโมทคอนโทรลปรับแก๊กการเอียงของปีกเครื่องบินให้เสถียรอยู่ตลอดเวลาเพื่อไม่ให้เครื่องบินเอียงไปด้านใดด้านหนึ่งมากเกินไปเพราะในขณะที่เครื่องบินลงจอดอาจทำให้ใบพัดเครื่องบินกระทกกับพื้นเกิดการเสียหายได้ชุดควบคุมที่รีโมทคอนโทรลจะรับค่าที่ได้จากชุดส่งสัญญาณที่ส่งมาจากเครื่องบินตลอดเวลา เมื่อไมโครคอนโทรลเลอร์ประมวลผลชุดข้อมูลที่ได้รับแล้วจะทำการรับข้อมูลชุดใหม่เข้ามาประมวลผลต่อทันทีโดยจะทำการประมวลผลของชุดข้อมูลที่ได้รับวนไปเรื่อย ๆ จนเครื่องบินลงจอดถึงพื้น

2.2 วงจรไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ติดตั้งอยู่ที่เครื่องบิน

ชุดส่งข้อมูลที่เครื่องบินจะรับค่าจากอินฟาเรดทั้งหมด 4 ตัวโดยจะทำการเช็คระดับความสูงของเครื่องบินและอาเอียงของเครื่องบินโดยอาศัยแรงดันของกระแสที่อินฟาเรดส่งออกมา ขณะที่อินฟาเรดทำงานโดยจะมีค่าตั้งแต่ 1.5 V – 5 V ค่าที่ได้นี้จะใช้ในการเปรียบเทียบความสูงของเครื่องบิน การเอียงของเครื่องบิน

ชุดส่งข้อมูลจะทำการรับข้อมูลจากอินฟาเรดอยู่ตลอดเวลาค่าที่ได้รับจะเป็นสัญญาณอนาลอก เพื่อให้ง่ายในการส่งชุดข้อมูลไปยังชุดรับข้อมูลที่รีโมทคอนโทรลจึงต้องเปลี่ยนสัญญาณที่ได้ให้เป็นดิจิตอล โดยใช้วงจร ADC ในการแปลงสัญญาณ ชุดส่งข้อมูลนี้จะทำหน้าที่ส่งข้อมูลที่ได้ออกไปยังชุดรับข้อมูลที่รีโมทคอนโทรลเพียงอย่างเดียว และจะทำการวนรับข้อมูล และส่งข้อมูลตลอดเวลาแม้ว่าเครื่องบินจะลงจอดแล้วก็ตาม

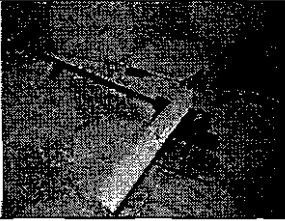
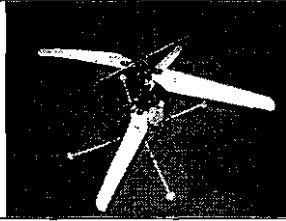
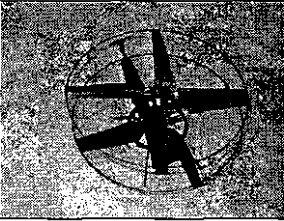
เนื่องจากรายละเอียดของวงจรที่ใช้มีรูปภาพประกอบเป็นจำนวนมาก จึงได้นำส่วนรายละเอียดของวงจรที่ได้แนบไว้ท้ายรายงานซึ่งจะอยู่ในภาคผนวก ซึ่งในส่วนดังกล่าวจะแสดงแผงวงจร ลักษณะการเดินวงจร และอุปกรณ์ที่ใช้อย่างละเอียด

3.8 อุปกรณ์ที่ใช้ในการทดลอง

อุปกรณ์ที่ใช้ในการทดลองแบ่งเป็นหัวข้อหลักๆ ดังต่อไปนี้คือ 1) อากาศยานขนาดเล็กในลักษณะต่างๆตามที่ได้ออกแบบไว้ 2) ชนิดของวัสดุที่ใช้ทำใบพัดที่จะใช้กับอากาศยานแต่ละลักษณะ 3) อุปกรณ์ควบคุมการเคลื่อนที่ของอากาศยาน 4) อุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพ 5) อุปกรณ์รับสัญญาณภาพและประมวลผล และ 6) คณิตแบบระบบการร่อนลงจอดโดยอัตโนมัติของอากาศยานขนาดเล็ก

อากาศยานขนาดเล็กที่ใช้ในการทดลอง ได้ออกแบบไว้ทั้งหมด 3 แบบ โดยแต่ละชนิดจะถูกกำหนดรหัสสำหรับการทดลองดังนี้คือ MiniAc-01, MiniAc-02 และ MiniAc-03 โดยอากาศยานแต่ละแบบนั้นจะมีคุณสมบัติที่แตกต่างกันออกไปทั้งในด้านการออกแบบ ชนิดของเพลาขับ และน้ำหนักรวม ยกเว้นน้ำหนักใบพัด โดยรายละเอียดต่างๆ ได้แสดงลงในตารางดังต่อไปนี้

ตารางที่ 3.1 แสดงคุณสมบัติต่างๆของอากาศยานขนาดเล็กที่ใช้ในการทดลอง

	ชนิดของอากาศยานขนาดเล็ก		
	MiniAc-01	MiniAc-02	MiniAc-03
ลักษณะทางกายภาพ			
ชนิดของเพลาขับ	เพลาเดี่ยว	เพลาคู่	เพลาคู่
น้ำหนัก (กรัม)	797.23	179.92	28.55

ใบพัดของอากาศยานขนาดเล็กที่ใช้ในการทดลอง ได้ออกแบบไว้ทั้งหมด 3 แบบเช่นกัน โดยแบ่งตามชนิดของวัสดุที่นำมาทำใบพัด โดยแต่ละชนิดจะถูกกำหนดรหัสสำหรับการทดลองดังนี้คือ กลุ่มใบพัด Blade-W1, Blade-W2, และ Blade-W3 เป็นใบพัดที่ทำมาจากไม้ กลุ่มใบพัด Blade-P1, Blade-P2, Blade-P3, เป็นใบพัดที่ทำมาจากพลาสติกเบา และ กลุ่มใบพัด Blade-F1, Blade-F2, Blade-F3 เป็นใบพัดที่ทำมาจากสไตรโพรฟิมเสริมแรง

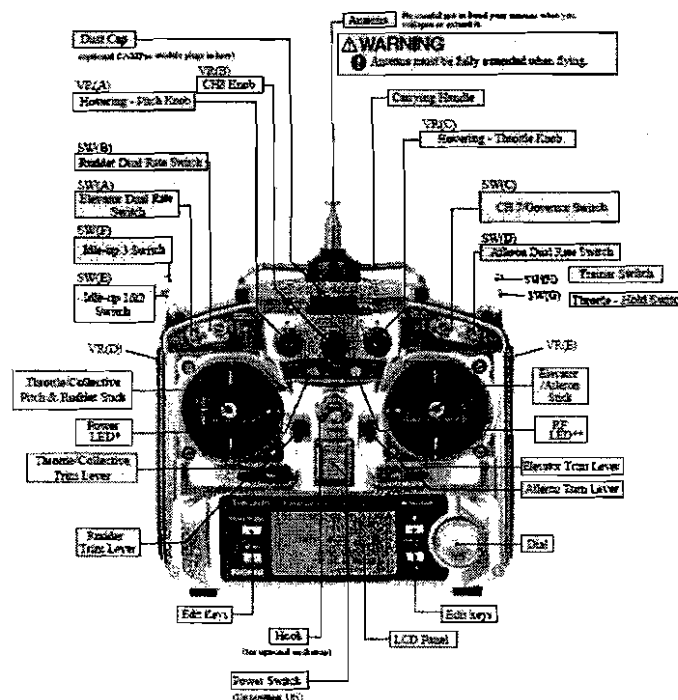
ตารางที่ 3.2 แสดงคุณสมบัติต่างๆของใบพัดของอากาศยานขนาดเล็กที่ใช้ในการทดลอง

ชนิดของใบพัด	วัสดุที่ใช้ทำใบพัด	ความยาวของใบพัด (ซม.)	น้ำหนักของใบพัด (กรัม)	ชนิดของอากาศยาน
Blade-W1	ไม้	39.5	43.23	MiniAc-01
Blade-W2	ไม้	15.3	16.74	MiniAc-02
Blade-W3	ไม้	6.2	6.79	MiniAc-03
Blade-P1	พลาสติก	39.5	38.14	MiniAc-01
Blade-P2	พลาสติก	15.3	14.77	MiniAc-02
Blade-P3	พลาสติก	6.2	5.99	MiniAc-03
Blade-F1	โฟมเสริมแรง	39.5	26.55	MiniAc-01
Blade-F2	โฟมเสริมแรง	15.3	10.28	MiniAc-02
Blade-F3	โฟมเสริมแรง	6.2	4.17	MiniAc-03

อุปกรณ์ควบคุมการเคลื่อนที่ของอากาศยานเป็นแบบ 9 แชนแนล ซึ่งรูปแบบของอุปกรณ์และฟังก์ชันการทำงานจะแบ่งออกเป็น การควบคุมเอเลอร์รอน (aileron) การควบคุมเอเลเวเตอร์ (elevator) การควบคุมทร็อตเทิล (throttle) การควบคุมรูดเดอร์ (rudder) การควบคุมไจโร (gyro) การควบคุมพิช (pitch) และการควบคุมกอฟเวอเนอร์ (governor) โดยจะมีช่องการควบคุมที่ใช้งานอื่นอีก 3 ช่องด้วยกัน

ตารางที่ 3.3 แสดงลักษณะการควบคุมการเคลื่อนที่ของอุปกรณ์ควบคุมการเคลื่อนที่

แชนแนลที่ใช้ในการควบคุม	กลไกที่ถูกควบคุม
1	aileron (cyclic roll)
2	elevator (cyclic pitch)
3	throttle
4	rudder
5	spare/gyro
6	pitch (collective pitch)
7	spare/governor
8	spare
9	spare

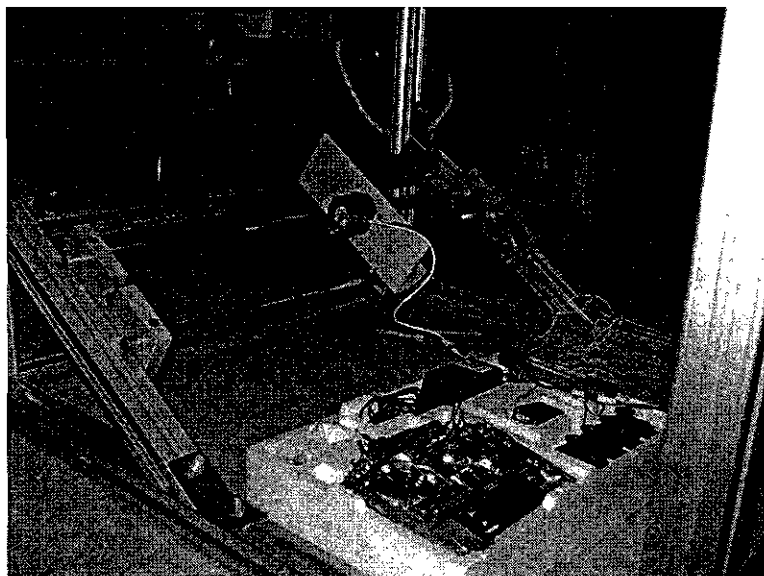


รูปที่ 3.6 แสดงอุปกรณ์ที่ใช้ในการควบคุมอากาศยาน

ต้นแบบระบบการร่อนลงจอดโดยอัตโนมัติของอากาศยานขนาดเล็ก เป็นต้นแบบอุปกรณ์ควบคุมที่ใช้ในการที่จะทำให้อากาศยานขนาดเล็กสามารถลดระดับความสูงลงมาได้ อย่างนิ่มนวล โดยการปรับความเร็วรอบและมุมของใบพัดอย่างอัตโนมัติ ซึ่งในขณะที่ลดความเร็วรอบนั้นจะมีการควบคุมความเร่งของมอเตอร์เป็นจังหวะที่เหมาะสมกับระดับความสูงที่ลดลง เพื่อไม่ให้เครื่องบินตกลงอย่างรวดเร็ว ซึ่งอาจจะทำให้เกิดการเสียหายแก่อากาศยานได้



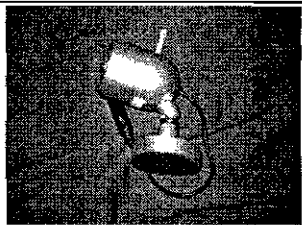
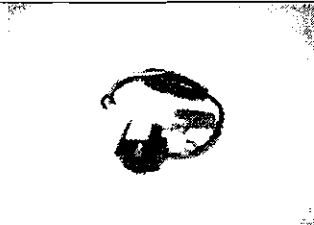
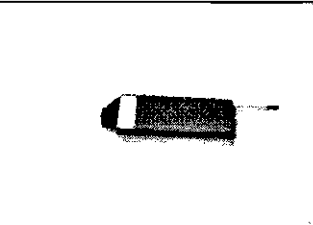
รูปที่ 3.8 แสดงต้นแบบระบบการร่อนลงจอดโดยอัตโนมัติสำหรับอากาศยานขนาดเล็ก



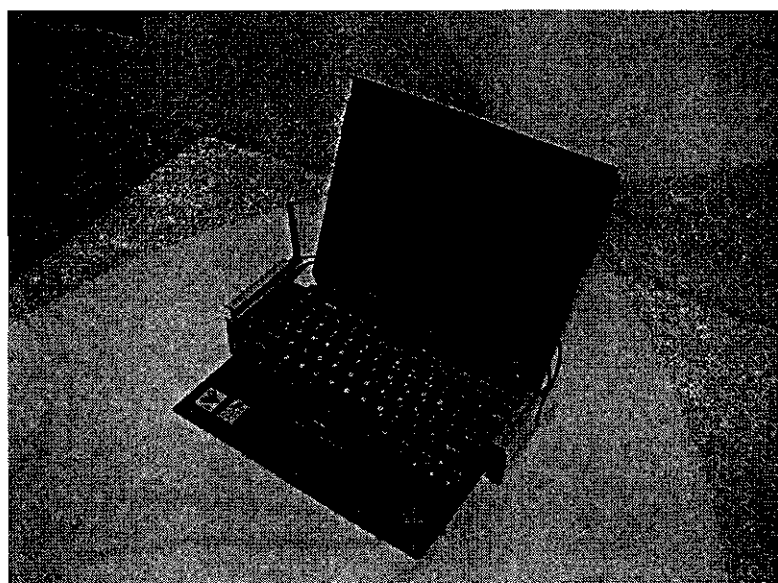
รูปที่ 3.9 แสดงการทดสอบแรงขับในแนวนอนของใบพัดแบบดักแฟน

อุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพที่ใช้ในการทดลอง ได้เลือกใช้ทั้งหมด 3 แบบ โดยแต่ละชนิดจะถูกกำหนดรหัสสำหรับการทดลองดังนี้คือ Camera-01, Camera-02 และ Camera-03 โดยอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพแต่ละแบบนั้นจะมีคุณสมบัติที่แตกต่างกันออกไปทั้งในด้านการน้ำหนัก แบตเตอรี่ และอินฟราเรด สำหรับมองเห็นในที่มืด โดยรายละเอียดต่างๆได้แสดงลงในตารางดังต่อไปนี้

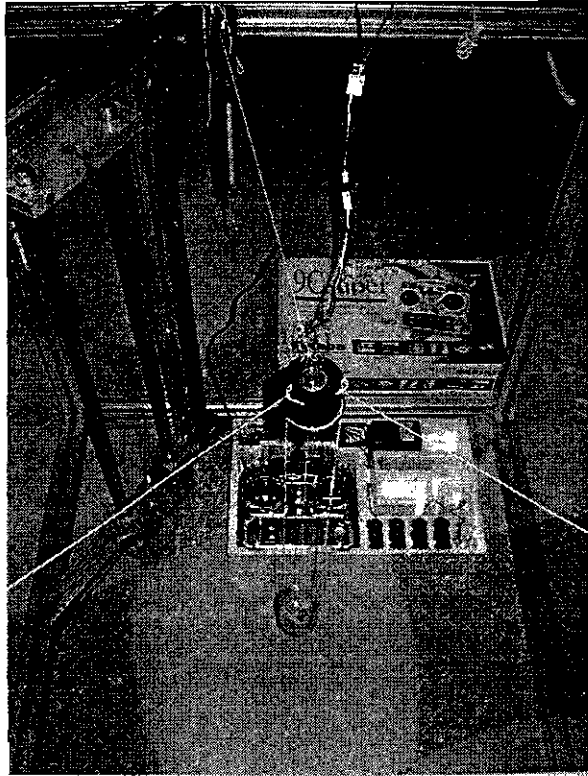
ตารางที่ 3.4 แสดงคุณสมบัติต่างๆของอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพที่ใช้

	ชนิดของอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพ		
	Camera-01	Camera-02	Camera-03
ลักษณะทางกายภาพ			
ชนิดของแบตเตอรี่	แบตเตอรี่ภายนอก	แบตเตอรี่ภายนอก	แบตเตอรี่แบบบิลท์อิน
น้ำหนัก (กรัม)	250.14	67.54	32.33

อุปกรณ์รับสัญญาณภาพและประมวลผล เป็นลักษณะการตัดแปลงคอมพิวเตอร์โน้ตบุคเพื่อให้มีความสามารถในการรับสัญญาณภาพ โดยสัญญาณเหล่านี้จะถูกประมวลผลและวิเคราะห์ในด้านความเข้มของสัญญาณและความชัดเจนของภาพที่จะแสดงบนจอภาพ โดยมีวงจรเพื่อลดสัญญาณรบกวนจากภายนอกกรวมอยู่ด้วย



รูปที่ 3.7 แสดงอุปกรณ์รับสัญญาณภาพและประมวลผล



รูปที่ 3.10 แสดงการทดสอบแรงขับในแนวตั้งของใบพัดแบบดักแฟน

สำหรับต้นแบบระบบการร่อนลงจอดโดยอัตโนมัติของอากาศยานขนาดเล็กนั้น ได้มีการใช้ใบพัดแบบดักแฟน เพื่อให้เป็นตัวช่วยในการแก้แรงบิดที่เกิดจากเพลาหลักและช่วยในการปรับระดับในแบบละเอียดอีกด้วย โดยลักษณะของใบพัดขับจะมีขนาดเล็กมากเมื่อเปรียบเทียบกับใบพัดหลักของอากาศยานขนาดเล็ก การติดตั้งจะใช้ช่องควบคุมสัญญาณเพิ่มขึ้นอีกหนึ่งช่องเพื่อให้การควบคุมเป็นอิสระต่อเซอร์โวดำเนินในระบบ



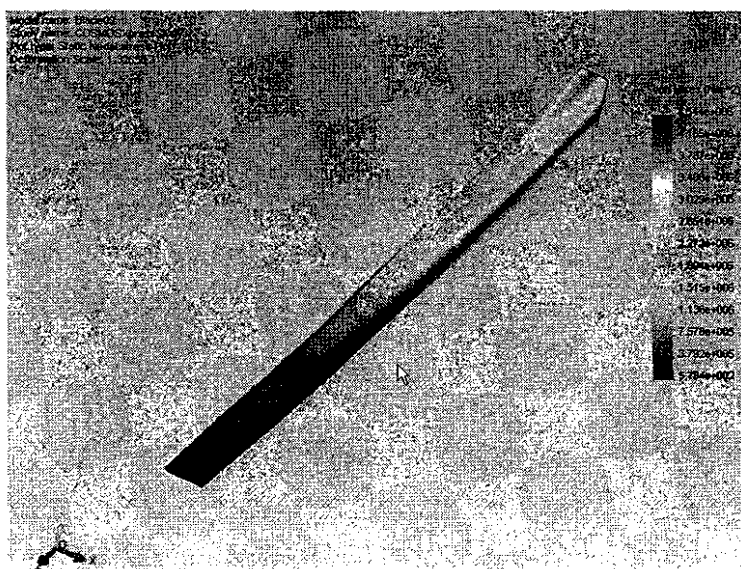
บทที่ 4 ผลการวิจัย

สำนักวิทยบริการและเทคโนโลยีสารสนเทศ

เพื่อให้สอดคล้องหมวดของอุปกรณ์ที่ในการทดลอง ที่ได้ทำการแบ่งไว้หัวข้อหลักๆ คือ 1) อากาศยานขนาดเล็กในลักษณะต่างๆตามที่ได้ออกแบบไว้ 2) ชนิดของวัสดุที่ใช้ทำใบพัดที่จะใช้กับอากาศยานแต่ละลักษณะ 3) อุปกรณ์ควบคุมการเคลื่อนที่ของอากาศยาน 4) อุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพ 5) อุปกรณ์รับสัญญาณภาพและประมวลผล และ 6) ดันแบบระบบการร่อนลงจอดโดยอัตโนมัติของอากาศยานขนาดเล็ก ดังนั้น การบันทึกผลการวิจัยสามารถแบ่งออกเป็นหมวดหมู่ดังต่อไปนี้คือ ผลลัพธ์การคำนวณค่าความแข็งแรงของใบพัดที่ใช้ในการขับอากาศยานขนาดเล็ก ผลการบันทึกสมรรถนะในการบินของอากาศยานแบบต่างๆ เฉพาะตัวอากาศยานขนาดเล็ก ผลการบันทึกสมรรถนะในการบินของอากาศยานแบบต่างๆ หลังจากติดตั้งอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพแบบไร้สาย ผลการบันทึกความชัดเจนของสัญญาณภาพจากอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพแบบไร้สาย และ ผลการบันทึกการควบคุมและสัญญาณตอบสนองจากระบบลงจอดอัตโนมัติของอากาศยานขนาดเล็ก

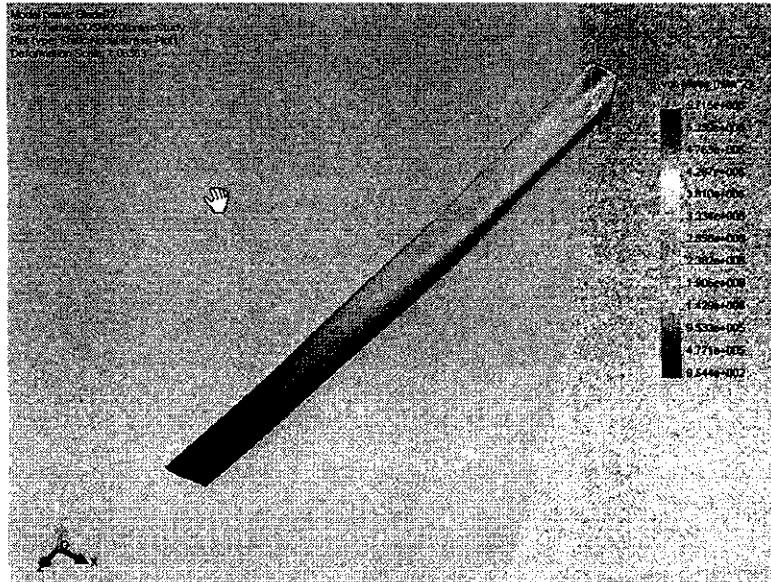
4.1 ผลลัพธ์การคำนวณค่าความแข็งแรงของใบพัดที่ใช้ในการขับอากาศยานขนาดเล็ก

ในส่วนของผลลัพธ์การคำนวณค่าความแข็งแรงของใบพัดที่ใช้ในการขับอากาศยานขนาดเล็กนี้จะแสดงผลการวิเคราะห์ เปรียบเทียบความแข็งแรงของใบพัด จากชนิดของวัสดุที่ใช้ทำใบพัด โดยกรรมวิธีที่ใช้จะเป็นวิธีไฟไนท์เอลเมนต์เพื่อช่วยแสดงผลค่าความเค้นในบริเวณต่างๆของใบพัด



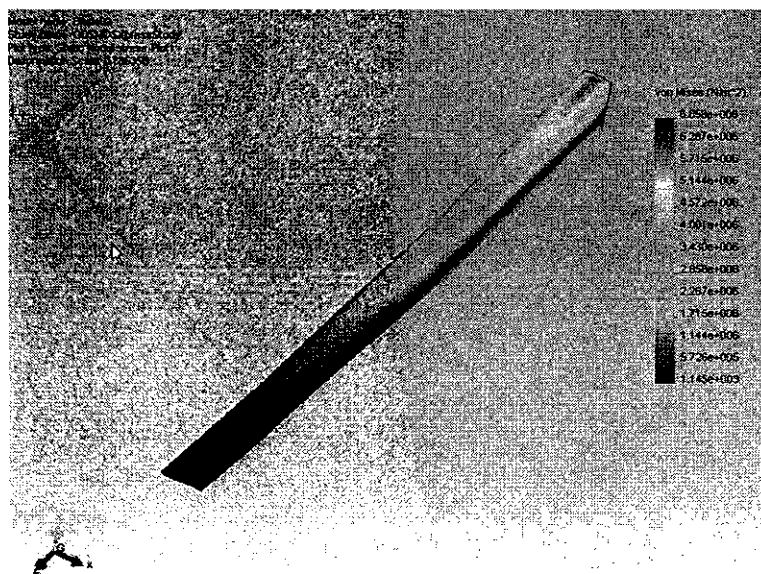
รูปที่ 4.1 แสดงความเค้นที่เกิดขึ้นในใบพัดที่ทำจากไม้

ผลลัพธ์ในรูปที่ 4.1 แสดงถึงการวิเคราะห์ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับใบพัดที่ทำจากไม้ที่มีค่าความหนาแน่น(density, ρ) เป็น 480 kg/m^3 ค่าความเค้นอัตรสุดท้าย (ultimate tensile stress, σ_u) เป็น 85.03 MPa และค่ายังโมดูลัส (Young's moduls, E) เป็น 13.4 GPa



รูปที่ 4.2 แสดงความเค้นที่เกิดขึ้นในใบพัดที่ทำจากพลาสติก

ผลลัพธ์ในรูปที่ 4.2 แสดงถึงการวิเคราะห์ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับใบพัดที่ทำจากพลาสติกที่มีค่าความหนาแน่นเป็น 420 kg/m^3 ค่าความเค้นอัตรสุดท้ายเป็น 44.81 MPa และค่ายังโมดูลัสเป็น 2.2 GPa

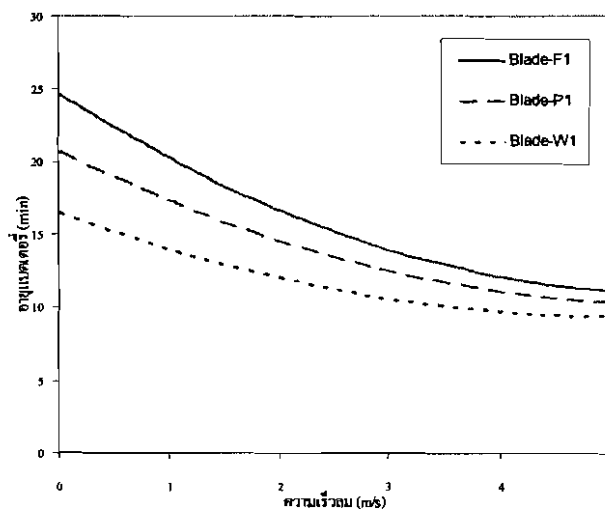


รูปที่ 4.3 แสดงความเค้นที่เกิดขึ้นในใบพัดที่ทำจากสไตรโพรเมเสริมแรง

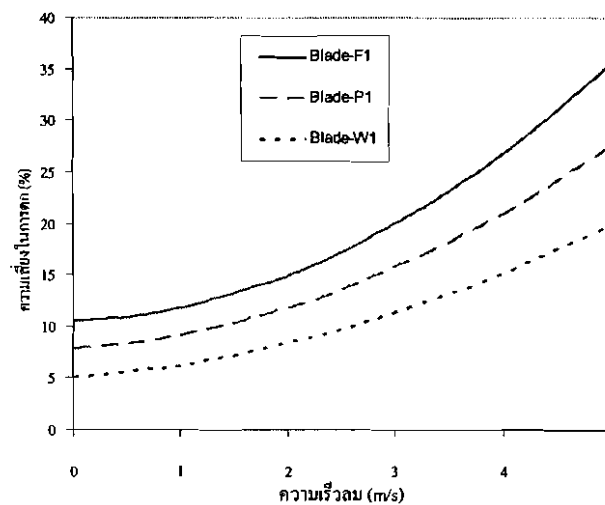
ผลลัพธ์ในรูปที่ 4.3 แสดงถึงการวิเคราะห์ค่าความเค้นที่เกิดขึ้นกับใบพัดที่ทำจากสไตโรโฟมเสริมแรงที่มีค่าความหนาแน่นเป็น 290 kg/m^3 ค่าความเค้นอัลติเมทเป็น 39.23 MPa และค่ายังโมดูลัสเป็น 1.8 GPa

4.2 ผลลัพธ์ด้านสมรรถนะการบินของอากาศยานแบบต่างๆ (เฉพาะตัวอากาศยาน)

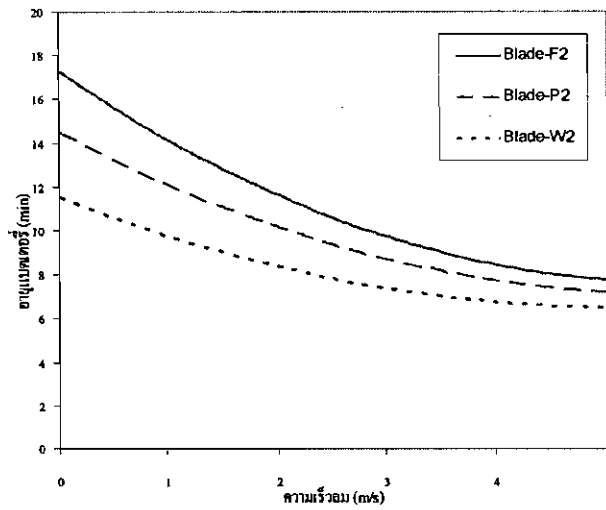
ผลการบันทึกสมรรถนะในการบินของอากาศยานแบบต่างๆ เฉพาะตัวอากาศยานขนาดเล็กอย่างเดียว ในผลลัพธ์จะมีการเปรียบเทียบอัตราการบินไฟของเบตเตอร์โดยใช้การจับเวลาในการบินทดสอบในสภาพความเร็วลมที่มีอัตราเร็วต่างๆ การเปรียบเทียบอัตราความเสี่ยงต่อการตกของอากาศยานที่ทดสอบการบินในสภาพความเร็วลมที่ต่างกัน



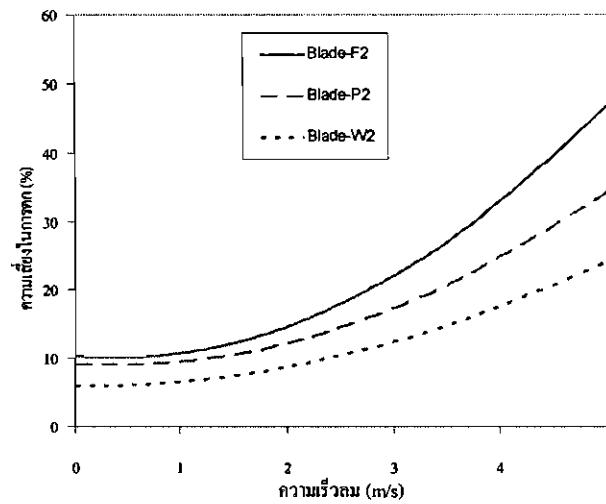
รูปที่ 4.4 แสดงแผนภูมิเปรียบเทียบอายุของเบตเตอร์ของ MiniAc-01



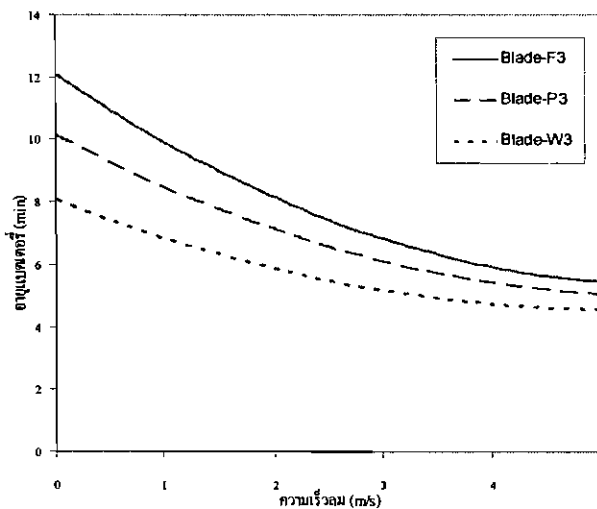
รูปที่ 4.5 แสดงแผนภูมิเปรียบเทียบความเสี่ยงในการตกของ MiniAc-01



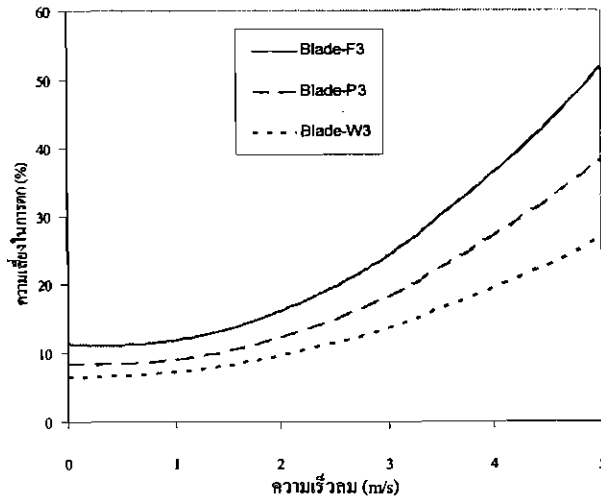
รูปที่ 4.6 แสดงแผนภูมิเปรียบเทียบอายุของแบตเตอรี่ของ MiniAc-02



รูปที่ 4.7 แสดงแผนภูมิเปรียบเทียบความเสี่ยงในการตกของ MiniAc-02



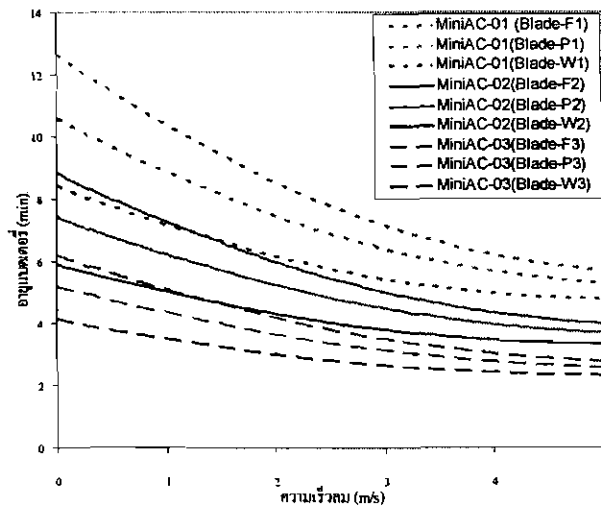
รูปที่ 4.8 แสดงแผนภูมิเปรียบเทียบอายุของแบตเตอรี่ของ MiniAc-03



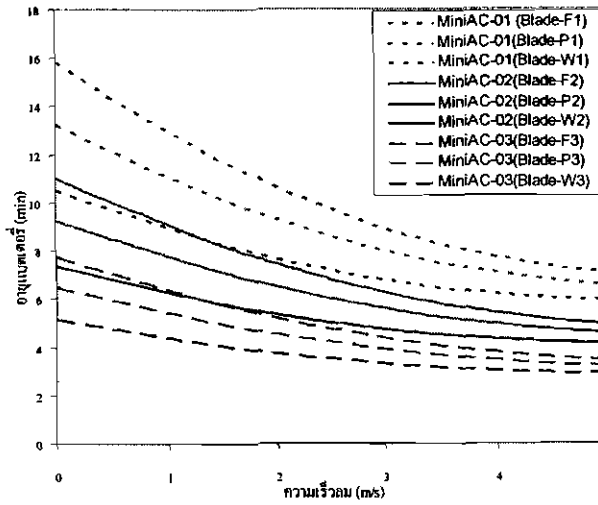
รูปที่ 4.9 แสดงแผนภูมิเปรียบเทียบความเสี่ยงในการตกของ MiniAc-03

4.3 ผลลัพธ์ด้านสมรรถนะการบินของอากาศยานแบบต่างๆ (ติดตั้งอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพ)

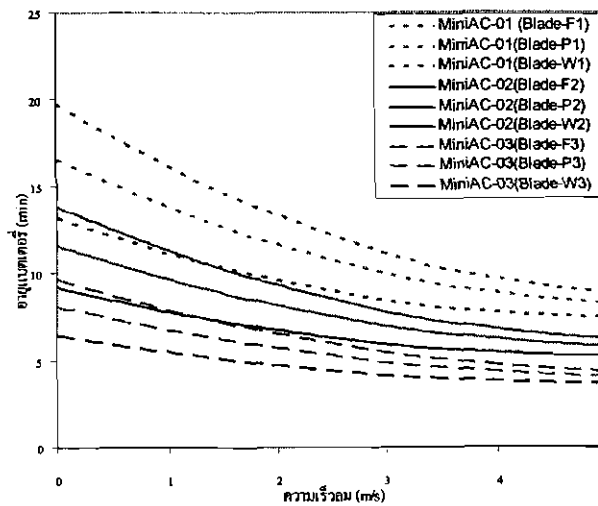
ในส่วนนี้ได้แสดงผลการบินที่สมรรถนะในการบินของอากาศยานแบบต่างๆ โดยทดลองตัวอากาศยานที่มีการติดตั้งอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพแบบไร้สาย โดยมีการเปรียบเทียบอัตราการกินไฟของแบตเตอรี่โดยใช้การจับเวลาในการบินทดสอบในสภาพความเร็วลมที่มีอัตราเร็วต่างๆ การเปรียบเทียบตั้งแต่ความแตกต่างของอากาศยานขนาดเล็ก ชนิดของใบที่ใช้กับอากาศยานขนาดเล็ก และอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพที่ใช้กับอากาศยานขนาดเล็ก



รูปที่ 4.10 แสดงแผนภูมิเปรียบเทียบอายุของแบตเตอรี่เมื่อติดตั้ง Camera-01



รูปที่ 4.11 แสดงแผนภูมิเปรียบเทียบอายุของแบตเตอรี่เมื่อติดตั้ง Camera-02



รูปที่ 4.12 แสดงแผนภูมิเปรียบเทียบอายุของแบตเตอรี่เมื่อติดตั้ง Camera-03

4.4 ผลลัพธ์ด้านความชัดเจนของสัญญาณภาพจากอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพแบบไร้สาย

ในส่วนของการบันทึกความชัดเจนของสัญญาณภาพจากอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพแบบไร้สาย โดยเปรียบเทียบในด้านสัญญาณรบกวนระหว่างคลื่นความถี่ของอุปกรณ์ที่ใช้บังคับอากาศยาน กับคลื่นความถี่ของอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพแบบไร้สาย โดยเทียบกับค่าหลักของโปรแกรม

ตารางที่ 4.1 เปรียบเทียบสัญญาณรบกวนและความคมชัดของสัญญาณภาพ

	MiniAC-01			MiniAC-02			MiniAC-03		
	Camera-01	Camera-02	Camera-03	Camera-01	Camera-02	Camera-03	Camera-01	Camera-02	Camera-03
ความชัดของภาพ (%)	95	90	89	84	88	88	84	85	84
สัญญาณรบกวน (%)	0.5	0.9	0.9	2.3	4.7	4.8	2.5	5.1	5.0

4.5 ผลลัพธ์ด้านการควบคุมและสัญญาณตอบสนองจากระบบลงจอดอัตโนมัติ

ในส่วนนี้จะแสดงถึงผลการบันทึกการควบคุมและสัญญาณตอบสนองจากระบบลงจอดอัตโนมัติของอากาศยานขนาดเล็กโดยมีการบันทึกในเรื่องความเร็วรอบและมุมของใบพัด นอกจากนี้ยังมีการบันทึกในเกี่ยวกับระบบขับที่ใช้ใบพัดคัทท์เฟนมาช่วยแก้ไขทิศทางอีกด้วย

ตารางที่ 4.2 เปรียบเทียบความเร็วรอบของมอเตอร์กับความสูง

ความสูง (เซนติเมตร)	ความเร็วรอบ (rpm)	ความเร็วรอบที่ลดลง (%)
45	1290	0.00
40	1253	2.95
35	1193	5.02
30	1133	5.29
25	1103	2.71
20	1060	4.05
15	1000	6.00
10	750	33.33
5	503	49.10
0	0	0.00

ตารางที่ 4.3 แสดงการเปรียบเทียบการทำงานของเซอร์โวเมื่อเครื่องบินเอียงไปข้างหน้า

องศา	มุมเซอร์โวลำตัวที่ 1	มุมเซอร์โวลำตัวที่ 2	การเอียงเซอร์โวลำตัวที่ 1 (%)	การเอียงเซอร์โวลำตัวที่ 2 (%)
0°	0°	0°	0.00	0.00
15°	10°	3°	22.22	10.00
30°	15°	2°	33.33	6.66
45°	20°	3°	44.44	10.00

ตารางที่ 4.4 แสดงการเปรียบเทียบการทำงานของเซอร์โวเมื่อเครื่องบินเอียงไปข้างหลัง

องศา	มุมเซอร์โวตัวที่ 1	มุมเซอร์โวตัวที่ 2	การเอียง เซอร์โวตัวที่ 1 (%)	การเอียง เซอร์โวตัวที่ 2 (%)
0°	0°	0°	0.00	0.00
15°	7°	3°	15.55	10.00
30°	15°	5°	33.33	16.66
45°	25°	7°	55.55	23.33

ตารางที่ 4.5 แสดงการเปรียบเทียบการทำงานของเซอร์โวเมื่อเครื่องบินเอียงไปด้านซ้าย

องศา	มุมเซอร์โวตัวที่ 1	มุมเซอร์โวตัวที่ 2	การเอียง เซอร์โวตัวที่ 1 (%)	การเอียง เซอร์โวตัวที่ 2 (%)
0°	0°	0°	0.00	0.00
15°	5°	7°	11.11	23.33
30°	7°	15°	15.55	50.00
45°	10°	20°	22.22	66.66

ตารางที่ 4.6 แสดงการเปรียบเทียบการทำงานของเซอร์โวเมื่อเครื่องบินเอียงไปด้านขวา

องศา	มุมเซอร์โวตัวที่ 1	มุมเซอร์โวตัวที่ 2	การเอียง เซอร์โวตัวที่ 1 (%)	การเอียง เซอร์โวตัวที่ 2 (%)
0°	0°	0°	0.00	0.00
15°	5°	10°	11.11	33.33
30°	5°	15°	11.11	50.00
45°	7°	20°	15.55	66.66

ตารางที่ 4.7 แสดงผลบันทึกด้านความเร็วของตัวขับเคลื่อนแบบดักท์แฟน

ระดับการเร่งของ วิทยุบังคับ	เวลา (sec)	ระยะทาง (m)	ความเร็ว (m/s)
1	7.85	0.56	0.071
2	2.51	0.56	0.223
3	1.75	0.56	0.320

ระดับการเร่งของ วิทยุบังคับ	เวลา (sec)	ระยะทาง (m)	ความเร็ว (m/s)
4	1.50	0.56	0.373
5	1.50	0.56	0.373
6	1.50	0.56	0.373

ตารางที่ 4.8 แสดงผลบันทึกด้านสัญญาณของตัวควบคุมความเร็วของมอเตอร์ขับเคลื่อนพัด

ลำดับที่	ความถี่, $f=1/T$ (Hz)	แรงดันไฟฟ้า (V)
1	869.56	0.00
2	833.33	0.00
3	800.00	9.97
4	769.23	10.87
5	740.74	11.30
6	714.28	11.64
7	666.67	11.93
8	625.00	12.67
9	606.06	12.67
10	579.71	12.67
11	555.55	12.67
12	526.31	12.67
13	512.82	12.67

บทที่ 5

สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ

5.1 สรุปผลการวิจัย

จากผลการวิจัยในส่วนของผลลัพธ์ค่าความแข็งแรงของใบพัดที่ใช้ในการขับอากาศยานขนาดเล็กนี้ จะเห็นได้ชัดว่าวัสดุที่ใช้ทำใบพัดที่เป็นไม้นั้นจะให้ค่าความแข็งแรงสูงสุดเมื่อเทียบกับใบพัดที่ทำจากพลาสติกและใบพัดที่ทำจากสไตโรโฟมเสริมแรง ซึ่งจากผลทางไฟไนท์เอเลเมนต์ได้แสดงให้เห็นอย่างชัดเจนว่าที่จุดยึดใบพัดแต่ละแบบจะมีค่าความเข้มข้นของความเค้นสูงมาก ซึ่งจะมีมากที่สุด ณ บริเวณของใบพัดที่ทำจากโฟมเสริมแรง โดยผลจากค่าความเค้นเหล่านี้จะมีส่วนสำคัญที่ทำให้เกิดความเสียหายของใบพัด เพราะหากว่ามีแรงกระทำจากภายนอกมาเพิ่ม เช่น ความสั่นสะเทือน แรงกระแทกขณะจอด หรือการช็อกจากการตกของอากาศยาน อย่างไรก็ตาม แม้ว่าใบพัดที่ทำจากไม้จะมีค่าความเค้นที่จุดยึดน้อยกว่าแบบอื่น และมีความคงทนมากกว่าเมื่อถูกแรงภายนอกกระทำ แต่ตามธรรมชาติของไม้จะไวต่อค่าความชื้นในอากาศ ดังนั้นเมื่อค่าความชื้นในอากาศสูง มุมปะทะของใบพัดอาจเปลี่ยนแปลงไปเนื่องจากไม้เกิดการบิดตัว

จากผลการบันทึกสมรรถนะในการบินของอากาศยานแบบต่างๆ เฉพาะตัวอากาศยานขนาดเล็กอย่างเดียว และทั้งขณะที่ติดตั้งอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพแล้ว จะเห็นได้อย่างชัดเจนว่าค่าอัตราการใช้พลังงานที่ใช้ขับอากาศยาน จะแปรผันตามค่าของน้ำหนักที่เพิ่มอย่างชัดเจน และจะแปรผกผันกับค่าอัตราความเร็วของลมที่ใช้ในการทดลอง โดยผลลัพธ์ของข้อมูลที่ได้จะมีลักษณะเป็นแบบไม่เชิงเส้น (non-linear data) เพราะจะเห็นได้ว่าเมื่อเพิ่มอัตราความเร็วลมเพียงเล็กน้อย จะส่งผลกระทบต่ออัตราการใช้ไฟของระบบขับเคลื่อนอากาศยานเป็นอย่างมาก นอกจากอัตราความเร็วลมจะส่งผลกระทบต่ออัตราการใช้พลังงานแล้ว ยังส่งผลกระทบต่ออัตราความเสี่ยงต่อการตกของอากาศยาน เพราะข้อมูลแสดงให้เห็นอัตราความเสี่ยงจะเพิ่มขึ้นเป็นลักษณะมีค่าความชันมากขึ้นเรื่อยๆ แม้ว่าการเพิ่มอัตราความเร็วของลมในลักษณะเชิงเส้น

จากข้อในส่วนของการบันทึกความชัดเจนของสัญญาณภาพจากอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพแบบไร้สาย โดยเปรียบเทียบในด้านสัญญาณรบกวนระหว่างคลื่นความถี่ของอุปกรณ์ที่ใช้บังคับอากาศยาน กับคลื่นความถี่ของอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพแบบไร้สาย ในทั้ง 3 ระบบที่เลือกใช้นั้นถือว่าอยู่ในเกณฑ์ที่น่าพอใจ เพราะเพื่อนำเอาของสัญญาณภาพมาเปรียบเทียบกับค่ามาตรฐานที่ได้ตั้งไว้ในโปรแกรม มีค่าความผิดพลาดของสัญญาณไม่มากนัก แต่ลักษณะของสัญญาณรบกวนที่เกิดขึ้นหากอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพมีความถี่ใกล้เคียงกับอุปกรณ์ควบคุมอากาศยาน ก็จะส่งผลในด้านสัญญาณรบกวนอย่างชัดเจนมากขึ้น

จากผลลัพธ์ด้านการควบคุมและสัญญาณตอบสนองจากระบบลงจอดอัตโนมัติ แสดงให้เห็นว่าอัตราการตอบสนองของเซอร์โวมอเตอร์แต่ละตัวที่ใช้ยังมีความล่าช้าอยู่พอสมควร เมื่อมีการเปลี่ยนแปลงระนาบของอากาศยานขนาดเล็ก ดังนั้นทำให้ลักษณะของการแกว่งมุมเอียงของอากาศยานขนาดเล็กขณะ

ร่อนลงจอดโดยอัตโนมัติยังได้ไม่เต็มที่เท่าที่ควร แต่ในด้านความเร็วรอบใบพัดขับสามารถปรับให้มีความเร็วรอบใกล้เคียงตามที่ต้องการได้ เมื่อเปรียบเทียบกับระดับความสูงของตัวอากาศยาน

5.2 ข้อเสนอแนะ

ควรมีการทดลองค่าความแข็งแรงของวัสดุชนิดอื่นที่สามารถนำมาสร้างใบพัดสำหรับอากาศยานขนาดเล็ก โดยตามข้อมูลของการทดลองเดิมคือสมรรถนะของใบพัดที่ใช้ ควรมีความแข็งแรงสูง น้ำหนักเบา และดูดซับความชื้นจากอากาศได้น้อย ส่วนอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพที่ใช้งานควรมีน้ำหนักเบาขึ้น เพราะจะส่งผลให้สมรรถนะในการบินดีขึ้น ทั้งนี้ยังรวมไปถึงการเลือกใช้สัญญาณคลื่นความถี่ของอุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพเพื่อให้เกิดการรบกวนต่อระบบควบคุมการบินให้น้อยที่สุด ที่สำคัญในด้านการทดสอบการบินของอากาศยานขนาดเล็กควรมีพื้นที่ควบคุมขนาดใหญ่พอที่จะบังคับให้อากาศยานขับเคลื่อนได้สะดวกโดยสะดวกไม่เกิดการปะทะกับสิ่งกีดขวาง และสามารถควบคุมความเร็วลมที่จะมากระทบการบินของอากาศยานได้ละเอียดยิ่งขึ้น และด้านระบบการลงจอดแบบอัตโนมัติควรมีการเปลี่ยนอุปกรณ์รับส่งสัญญาณที่ใช้วัดระดับและมุมเอียง และตัวไมโครคอนโทรลเลอร์ให้มีประสิทธิภาพมากขึ้น เพื่อให้การรับส่งข้อมูลมีความรวดเร็วและสามารถใช้งานได้ในระยะความสูงที่มากขึ้น

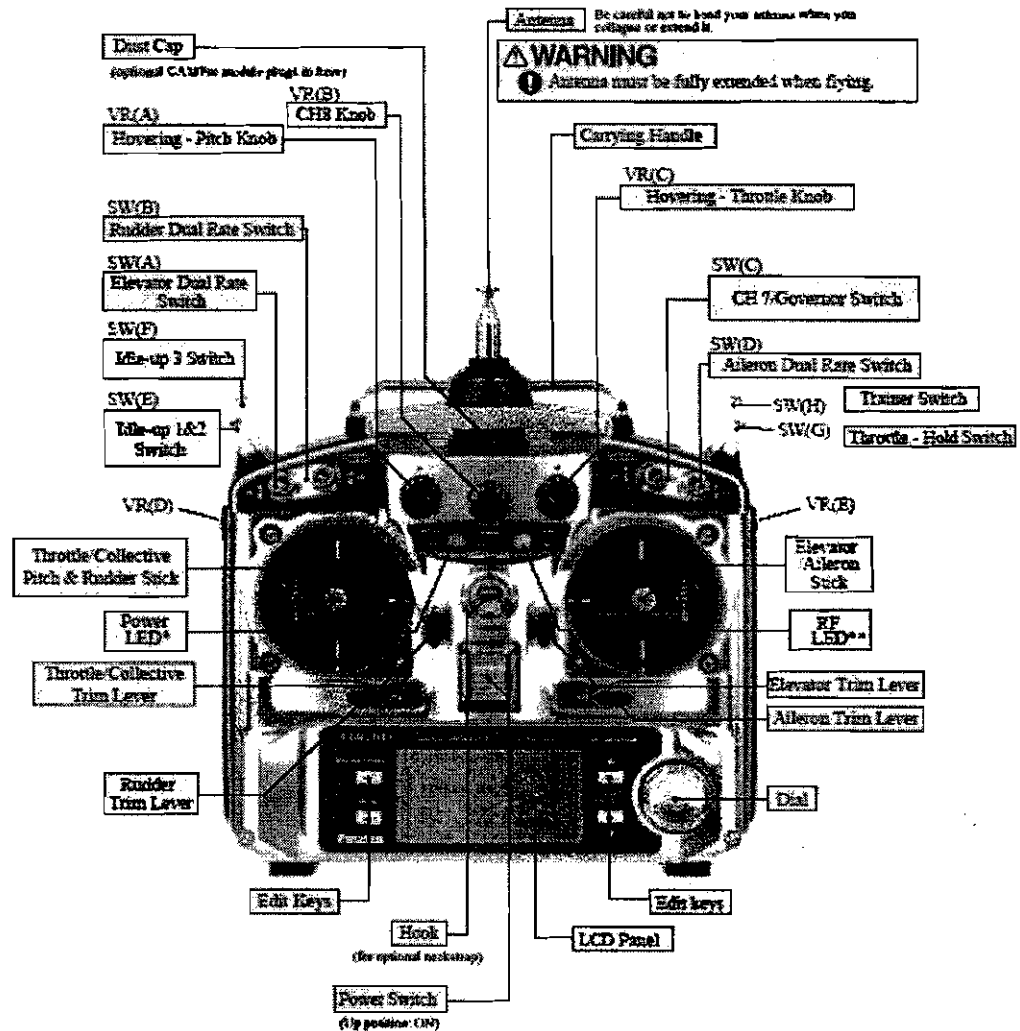
บรรณานุกรม

- Baskin, V.E., Vil'dgrube, L.S., Vozhdayev, E.S., and Maykapar, G.I., *Theory of Lifting Airscrew*. NASA-TT F-823, February 1976.
- Castes, J.J. *Rotor Response Prediction with Non-Linear Aerodynamic Loads on the Resulting Blade*. Second European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, Buckeburg, West Germany, Paper No. 22, September 1976.
- Dat, R. *Aeroelasticity of Rotary-Wing Aircraft*. AGARD Lecture Series No. Fs on Helicopter Aerodynamics and Dynamics, 1973; also ON ÉRA T.P. No. 1198, 1973.
- Durand, William Frederick. *Aerodynamic Theory*. Durand Reprinting Committee, CAL Tech, January 1943.
- Gillespie, J., J r. and Windsor, R.I. *An Experimental and Analytical Investigation of the Potential Flow Field, Boundary Layer, and Drag of Various Helicopter Fuselage Configurations*. USAAMRDL TN I3, January 1974.
- Hess, J.L. and Smith, A.M.O. *Calculation of Nonlifting Potential Flow About Arbitrary Three-Dimensional Bodies*. ES 40622, Douglas Aircraft Co., 1962.
- Hess, J.L. and Smith, A.M.O. *Calculation of Potential Flow About Arbitrary Bodies*. Progress in Aeronautical Sciences, Vol. 8, Perganon Press, 1967.
- Hess, J.L. *Calculation of Potential Flow About Arbitrary Three-Dimensional Lifting Bodies*. McDonnell Douglas Rpt No. MDC J5679-01, NADC Contract No. N00019-71-C-0524, October 1972.
- Hink, G. R.; Gilbert, R. F.; and Sundstrom. *A General Method for Determining the Aerodynamic Characteristics of Fan-in-Wing Configurations. Vol II - Computer Program Description*. USAAVLABS Tech. Rpt. 67-61 B, 1967.
- Johnson, W., *Helicopter theory*, Dover Publications; Rev Ed edition, October 1994.
- Jones, W.P. and Moore, Jimmie A. *Simplified Aerodynamic Theory of Oscilating Thin Surfaces in Subsonic Flow*. AIAA Journal, Vol. 11, No. 9, September 1973.
- Mangier, K.W. and Squire, H.B. *The Induced Velocity Field of a Rotor*. R&M 2642, May 1950.
- Papillon, N. *Radio Controlled Helicopters: The Guide to Building and Flying C Helicopters*. Chris Lloyd Sales & Marketing Services; 2 edition, June 2003.
- Rao, B.M. and Jones, W.P. *Application to Rotary-Wings of a Simplified Aerodynamic Lifting Surface Theory for Unsteady Compressible Flow*. AHS/NASA Specialists' Meeting on Rotorcraft Dynamics, February 1974.

- Rubbert, P.E.; Saaris, G. R.; Scholey, M.B.; Standen, N.M.; and Wallace, R.E. *A General Method for Determining the Aerodynamic Characteristics of Fan-In-Wing Configurations. Vol. 1 - Theory and Application*, USAAVLABS Tech. Rpt. 67-61 A, 1967.
- Rubbert, P.E. and Saaris, G. R. *Review and Evaluation of a Three-Dimensional Lifting Potential Flow Analysis Method for Arbitrary Configurations*. AIAA Paper No. 72-188, 1972.
- Stricker, R. and Polz, G. *Calculation of the Viscous Flow around Helicopter Bodies*. Third European Rotorcraft and Powered Lift Forum, Aix-en-Provence, France, September 1977.
- van Holten, Th. *The Computation of Aerodynamic Loads on Helicopter rotor blade, in Forward Flight Using the Method of Acceleration Potential*. Dr. of Engineering, Delft Tech. University, March 1975.

ภาคผนวก

ตำแหน่งของปุ่มควบคุม – สำหรับเฮลิคอปเตอร์



ตำแหน่งของปุ่มควบคุมต่าง ๆ ในรูปเป็นค่าเริ่มต้นสำหรับการควบคุมใน Mode 2 โดยจะถูกปรับตั้งมาจากโรงงานเลย ฟังก์ชันของปุ่มควบคุมต่าง ๆ นี้สามารถปรับเปลี่ยนได้

หมายเหตุ * ถ้าไฟ Power LED กระพริบ แสดงว่าสวิตช์ที่ใช้ในการ Mix ถูกเปิดไว้

** ถ้าระบบการส่งคลื่นเป็นปกติ ไฟ RF LED ต้องติดสว่างตลอด

ตารางฟังก์ชันของสวิตช์

- ฟังก์ชันของสวิตช์ถูกกำหนดมาจากโรงงาน
- ฟังก์ชันการทำงานของปุ่มต่าง ๆ สามารถปรับตั้งได้ง่ายและรวดเร็ว
- ระบบปรับการควบคุมพื้นฐานสามารถกำหนดการใช้งานของ Channel ที่ 5 ถึง 9 ได้จากฟังก์ชัน AUX-CH เช่น เราสามารถยกเลิกการใช้งานสวิตช์ E ซึ่งปกติจะใช้ควบคุมเซอร์โวของ Channel ที่

- หน้าทีของสวิตช์ต่าง ๆ จะต้องถูกเปิด (Activate) จากการตั้งโปรแกรมในตัววิทยุก่อนจึงจะสามารถใช้งานได้
- ระบบการควบคุมใน Mode 1 จะคล้ายกับ Mode 2 เพียงแต่ตำแหน่งของสวิตช์ควบคุมบางอย่างจะแตกต่างกัน

Switch/knob A or H TX.	Helicopter (HELI)
SWTICH A	elevator dual rate
SWTICH B	rudder dual rate
SWITCH C	governor/ch7
SWITCH D	aileron dual rate
SWITCH E OR G*	throttle hold
SWITCH F OR H*	trainer/THR-CUT
SWITCH G OR E*	idle-up 1 and 2
SWITCH H OR F*	idle-up 3/ch5/gyro
KNOB A	HOVERING PITCH
KNOB B	ch 8
KNOB C	HOVERING THROTTLE
SLIDER D	none
SLIDER E	none

หมายเหตุ * ในวิทยุรุ่น 9CH สวิตช์ในด้านบนข้างซ้ายมือเป็นแบบมีสปริงติดกลับเองและเป็นแบบ 3 ตำแหน่ง

ตารางแสดงมาตรฐานการต่อสายเซอร์โวควบคุมเข้ากับ Channel ของเครื่องรับวิทยุ

Receiver Output and Channel	Helicopter (HELI)
1	aileron (cyclic roll)
2	elevator (cyclic pitch)
3	throttle
4	rudder
5	spare/gyro

Receiver Output and Channel	Helicopter (HELI)
6	pitch (collective pitch)
7	spare/governor
8	spare
9	spare

การเปลี่ยน Mode การบังคับ

1. ถ้าเครื่องส่งวิทยุเปิดอยู่ ให้ทำการปิดเครื่องก่อน
2. กดปุ่ม Mode และปุ่ม END ค้างไว้ก่อน แล้วจึงเปิดเครื่องส่งวิทยุ บนหน้าจอก็จะมีคำว่า “STK-MODE” ปรากฏ
3. หมุนปุ่ม Dial เพื่อเลือก Mode ที่ต้องการ
4. การเปลี่ยน Mode นี้เป็นการเปลี่ยนหน้าที่ของ Stick เท่านั้น ส่วนการสับเปลี่ยนสปริงควรทำโดยศูนย์บริการเท่านั้น

ช่องและคลื่นความถี่สำหรับเครื่องบิน และเฮลิคอปเตอร์

ตารางย่านความถี่ 72 MHz

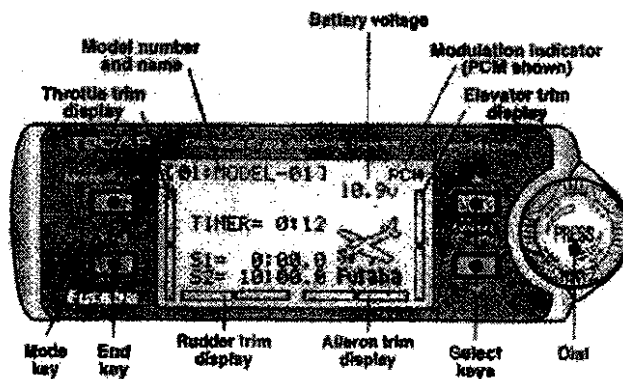
ช่อง	ความถี่ (MHz)	ช่อง	ความถี่ (MHz)	ช่อง	ความถี่ (MHz)	ช่อง	ความถี่ (MHz)	ช่อง	ความถี่ (MHz)
11	72.010	21	72.210	31	72.410	41	91.610	51	131.810
12	72.030	22	72.230	32	72.430	42	95.630	52	135.830
13	72.050	23	72.250	33	72.450	43	99.650	53	139.850
14	72.070	24	72.270	34	72.470	44	103.670	54	143.870
15	72.090	25	72.290	35	72.490	45	107.690	55	147.890
16	72.110	26	72.310	36	72.510	46	111.710	56	151.910
17	72.130	27	72.330	37	72.530	47	115.730	57	155.930
18	72.150	28	72.350	38	82.550	48	119.750	58	159.950
19	72.170	29	72.370	39	82.570	49	123.770	59	163.970
20	72.190	30	72.390	40	87.590	50	127.790	60	167.990

สำหรับย่านความถี่ 50 MHz (ต้องมีใบอนุญาตวิทยุสมัครเล่น)

ช่อง	ความถี่ (MHz)	ช่อง	ความถี่ (MHz)
00	50.800	01	50.820
02	80.840	03	50.860
04	50.880	05	50.900
06	50.920	07	50.940
08	50.960	09	50.980

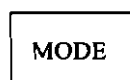
จอแสดงผลและปุ่มตั้งค่าต่าง ๆ ที่เครื่องส่งวิทยุ

เมื่อเปิดเครื่องส่งวิทยุจะมีเสียงบีบดังสองครั้ง พร้อมกับจอแสดงผลจะปรากฏดังรูปข้างล่าง ก่อนการบิน หรือคิดเครื่องยนต์ทุกครั้ง ต้องให้แน่ใจว่าชนิดและชื่อของเครื่องบินตรงกันกับเครื่องบินที่เราจะบิน ถ้ามีความผิดพลาดจะทำให้เกิดอุบัติเหตุเครื่องบินตกได้



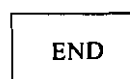
การใช้งานปุ่มต่าง ๆ บนเครื่องส่งวิทยุ

ปุ่ม Mode/Page



- กดปุ่มนี้ค้างไว้ประมาณ 1 วินาที เพื่อเข้าสู่ระบบ โปรแกรมของเครื่องส่งวิทยุ
- กดปุ่มนี้หนึ่งครั้งเพื่อสลับกันระหว่าง โปรแกรมพื้นฐาน (Basic) กับโปรแกรมขั้นสูง (Advance)

ปุ่ม End



- กดปุ่มนี้เพื่อกลับไปสู่หน้าจอที่แล้ว เช่น กดเพื่อปิดหน้าปรับตั้งฟังก์ชันและกลับสู่รายการโปรแกรมหลัก หรือกดเพื่อออกจากระบบ โปรแกรมกลับสู่หน้าจอเริ่มต้น

ปุ่ม Select/Cursor

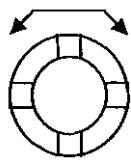


- ใช้สำหรับเลือกฟังก์ชันที่ต้องการปรับตั้งค่า หรือใช้เลือก Option ที่อยู่ภายในฟังก์ชัน



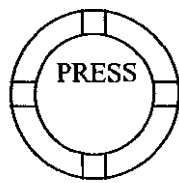
- ใช้สำหรับเปลี่ยนไปหน้าต่อไปในระบบ โปรแกรมพื้นฐานหรือ โปรแกรมขั้นสูง

หมุนปุ่ม Dial



- หมุนปุ่มนี้ทวนเข็มนาฬิกาหรือตามเข็มนาฬิกาก็ได้ เพื่อทำการเลือกฟังก์ชันที่ต้องการได้อย่างรวดเร็ว หรือเพื่อเลือกตัวเลือกต่าง ๆ ที่อยู่ภายในฟังก์ชัน
- หมุนปุ่มนี้ทวนเข็มนาฬิกาหรือตามเข็มนาฬิกาก็ได้ เพื่อเลือกตัวเลือกต่าง ๆ ที่อยู่ภายในฟังก์ชัน

กดปุ่ม Dial



- กดปุ่มนี้เพื่อเข้าสู่ฟังก์ชันที่เลือกไว้แล้ว
- กดปุ่มนี้ค้างไว้หนึ่งวินาทีเพื่อยืนยันการปรับตั้งค่าของฟังก์ชัน เช่น ถ้าต้องการยืนยันว่าจะเปลี่ยนแบบของเครื่องบิน การ Copy ข้อมูลของเครื่องบินไปยังอีกลำหนึ่ง การ Reset ค่า Trim เป็นต้น

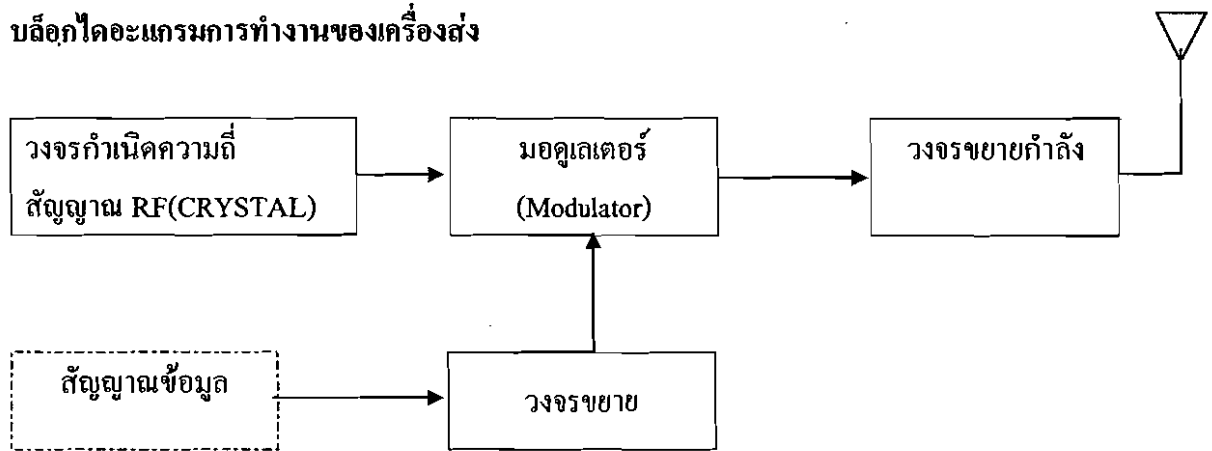
หน้าที่และหลักการทำงานของ เครื่องส่งวิทยุ (Transmitter)

เครื่องส่งรุ่น 9C super มีการมอดูเลชันสัญญาณเป็นแบบ PCM และ PPM

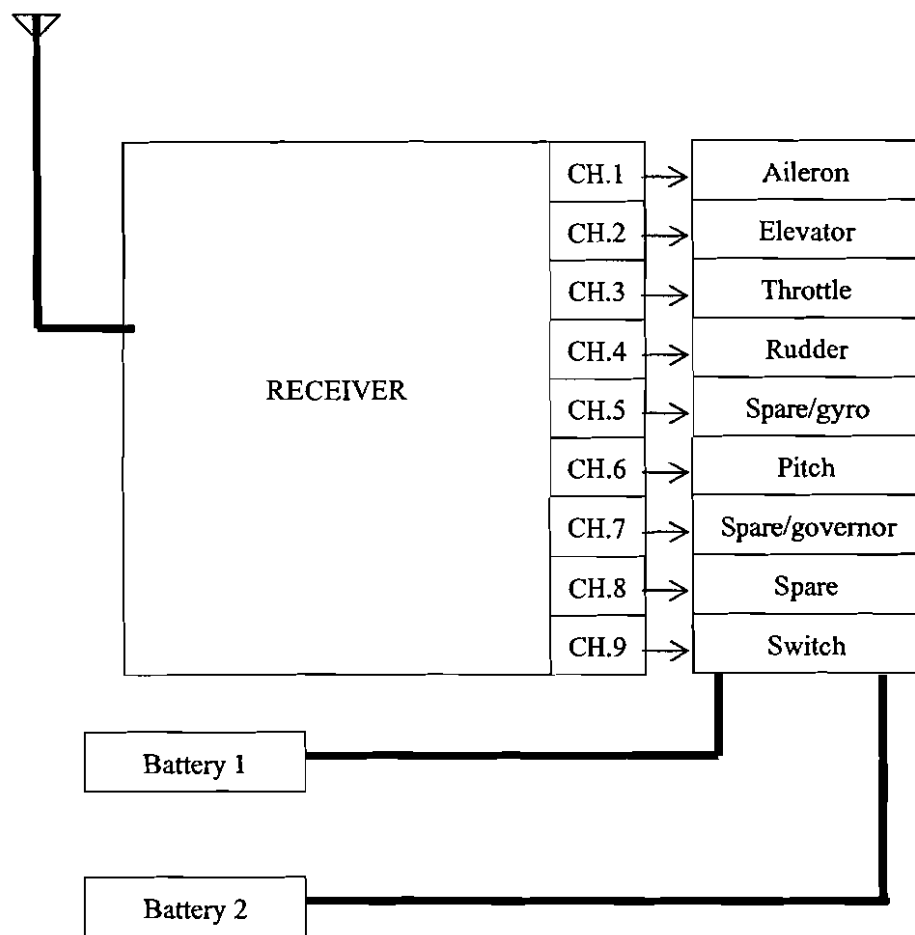
แบบ PCM : (Pulse Code Modulation) มีหลักการทำงานดังนี้ โดยจะใช้กระบวนการแปลงสัญญาณอะนาล็อกที่เป็นข้อมูลให้เป็นสัญญาณดิจิทัลจะมีตั้งแต่ 4 บิตขึ้นไป แอมพลิจูดของสัญญาณข้อมูลอะนาล็อกจะถูกแทนที่ด้วยรหัสเลขฐานสอง ดังนั้นความละเอียดแม่นยำของสัญญาณจึงขึ้นอยู่กับจำนวนบิตของข้อมูลดิจิทัลเป็นสำคัญก่อนที่จะทำการส่งไปยังภาครับ (Receiver)

แบบ PPM : (Pulse Position Modulation) เป็นการมอดูเลชันที่ทำให้ความกว้างของพัลส์มีอัตราคงที่แต่ตำแหน่งของพัลส์จะเปลี่ยนไปตามสัญญาณข้อมูลอะนาล็อก

บล็อกไดอะแกรมการทำงานของเครื่องส่ง



สายอากาศ



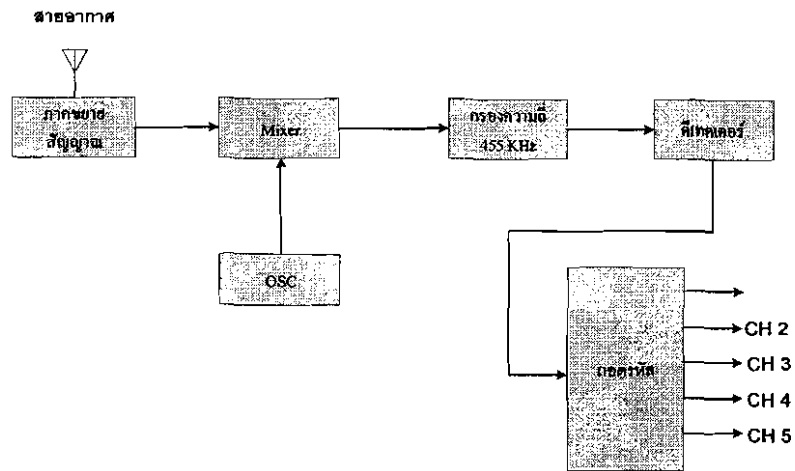
หน้าที่ของรีซีฟเวอร์ (Receiver)

รีซีฟเวอร์ ทำหน้าที่ รับสัญญาณจากคอนโทรลเลอร์เข้าภาคดีเทคเตอร์จะทำหน้าที่เปลี่ยนสัญญาณวิทยุเป็นสัญญาณเสียง จากนั้นสัญญาณเสียงก็ส่งไปยังภาคออดครัทส์แล้วเข้าสู่เซอร์โว , สปีดคอนโทรล และ อุปกรณ์อื่น

การต่อใช้งาน RECEIVER

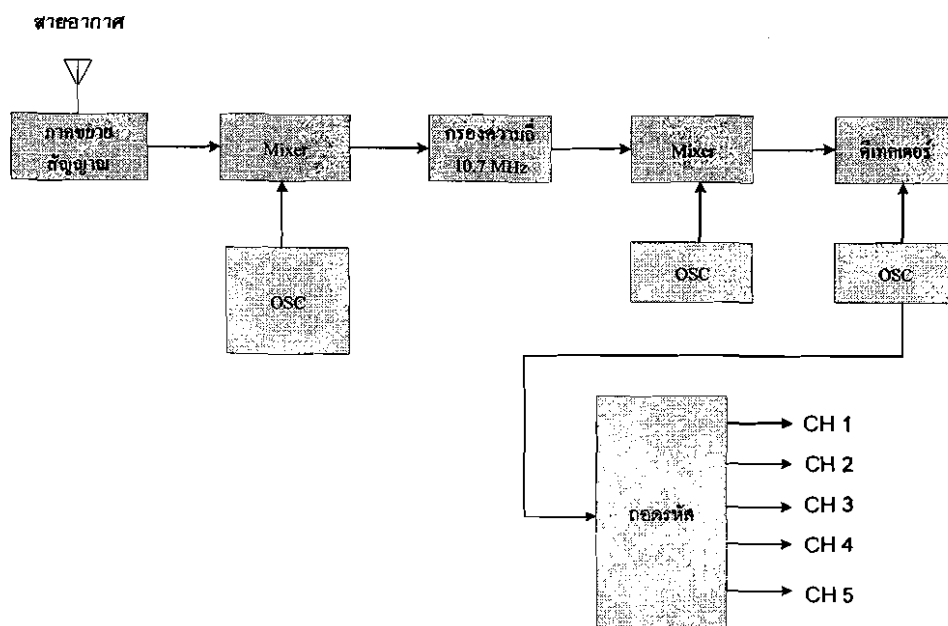
หลักการการทำงานของรีซีฟเวอร์ แบบซิงเกิ้ล (Single) และ ดิวอล (Dual)

SINGLE CONVERSION FM RECEIVER

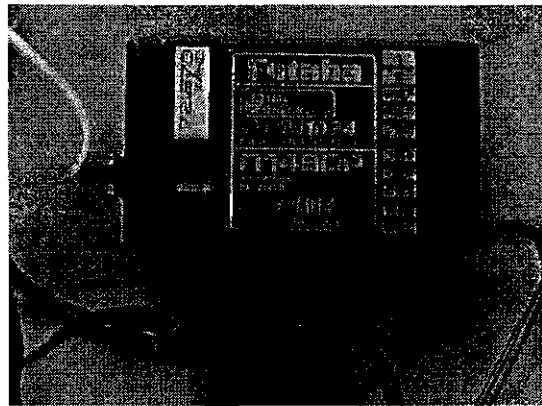


สัญญาณที่มาจากเครื่องส่ง 40.445 MHz ให้เข้าสู่สายอากาศจากนั้นถูกขยายสัญญาณให้แรงขึ้นแล้วส่งไปภาค Mixer หรือภาคผสมสัญญาณ กับความถี่ที่ผลิตจากแหล่งภาครับซึ่งคือ 40 MHz เมื่อเข้าสู่ภาคผสมสัญญาณจะ ได้ความถี่ออกมาคือ 455 KHz จากนั้นจะถูกกรองโดยตัวกรองความถี่ 455 KHz โดยจะเอาสัญญาณนี้เข้าภาคดีเทคเตอร์จะทำหน้าที่เปลี่ยนสัญญาณวิทยุเป็นสัญญาณเสียง จากนั้นสัญญาณเสียงก็ส่งไปยังภาคถอดรหัสแล้วเข้าสู่เซอร์โวต่อไป

DUAL CONVERSION FM RECEIVER

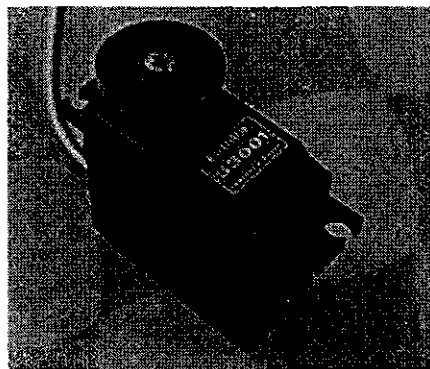


สัญญาณที่มาจากเครื่องส่ง 40.445 MHz ให้เข้าสู่สายอากาศจากนั้นถูกขยายสัญญาณให้แรงขึ้น แล้วส่งไปภาคมิกซ์เซอร์หรือภาคผสมสัญญาณ กับความถี่ที่ผลิตจากแหล่งภาครับซึ่งคือ 29.755MHz เมื่อเข้าสู่ภาคผสมสัญญาณจะได้ความถี่ออกมาคือ 10.7 MHzจากนั้นจะถูกภาคผสมสัญญาณกับความถี่ที่ผลิตจากแร่ภาครับซึ่งคือ 10.245 MHzแล้วเหลือความถี่ 455 KHz จากนั้นกรองโดยตัวกรองความถี่ 455 KHz โดยจะเอาสัญญาณนี้เข้าภาคดีเทคเตอร์จะทำหน้าที่เปลี่ยนสัญญาณวิทยุเป็นสัญญาณเสียง จากนั้นสัญญาณเสียงก็ส่งไปยังภาคถอดรหัสแล้วเข้าสู่เซอร์โวก้อไป

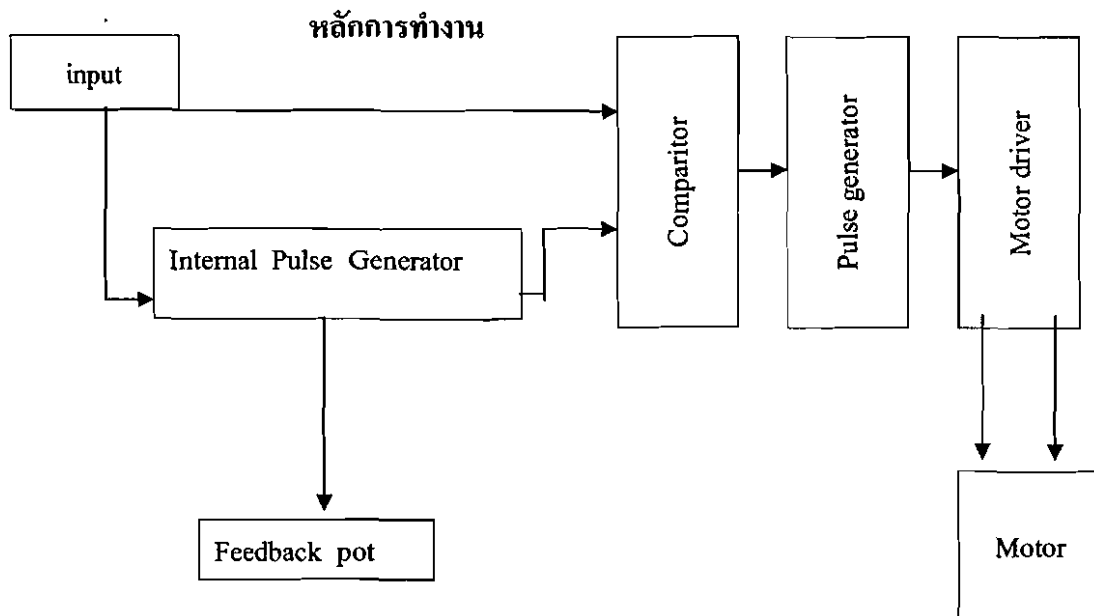


หน้าที่ของเซอร์โวก

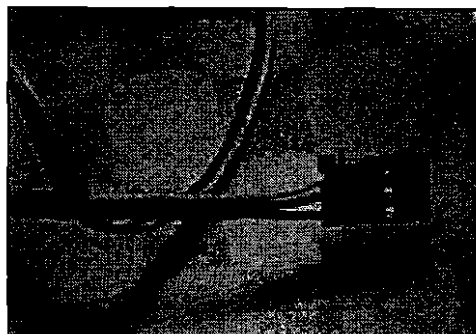
รับสัญญาณจาก รีซีฟเวอร์เพื่อ บังคับหางเสือ , ปรับระนาบปีก , ควบคุมการเลี้ยว และอื่นๆ



ภาพแสดงองค์ประกอบภายในของเซอร์โวก



สายอินพุทในอุปกรณ์นี้คือสายสี่ขา หนึ่งในสายสามเส้นที่ตัวเซอร์โวใช้ในการรับค่ามาจากรีซีฟเวอร์ คือสายสามเส้นนั้นมันประกอบด้วย ไฟเลี้ยงวงจร อีกเส้น คือ กราวด์ (สองเส้นนี้เป็นไฟที่จ่ายให้ระบบการทำงานของเซอร์โว) เส้นสุดท้ายก็คือ อินพุท หรือก็คือสัญญาณที่วงจรจะเอามาแปลความ แล้วก็แสดงผลให้ถูกต้อง

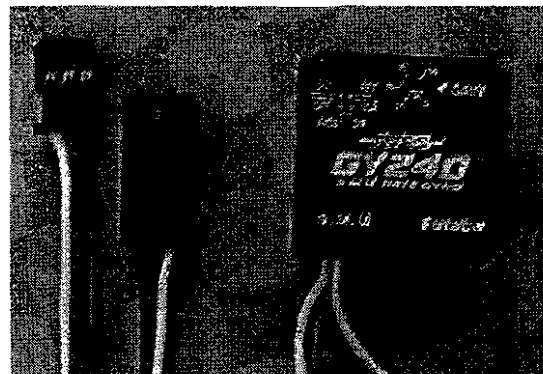


ตัวไอซีก็คือรูปสี่เหลี่ยมเส้นประที่อยู่ในแผนภูมิประกอบด้วยชุดคำสั่งและ โมดูลซึ่งทำหน้าที่แยกกัน ซึ่งสามารถอธิบายได้ดังนี้ คือ 1) ตัวกำเนิดพัลส์ภายใน (Internal Pulse Generator) จะเป็นตัวที่ทำหน้าที่สร้างพัลส์ (pulse) หรือสัญญาณ ค่ากลาง ค่าหนึ่งซึ่งช่วยทำให้สามารถเปรียบเทียบกับ กับค่าสัญญาณ ที่ส่งมาว่า มีค่ามากกว่า น้อยกว่า หรือมีค่าเท่ากัน 2) ตัวเปรียบเทียบสัญญาณ (Comparator) อันนี้จะเป็นตัวหาค่าความแตกต่างของสัญญาณที่ได้รับมากับสัญญาณ ที่สร้างจากตัวกำเนิดพัลส์ และ 3) หน่วยบังคับการ (Effective unit) ก็คือชุดอุปกรณ์ที่นำค่าที่ได้จากตัวเปรียบเทียบสัญญาณไปบังคับการทำงานของมอเตอร์โดยผ่านตัวควบคุมมอเตอร์

มอเตอร์ในเซอร์โวจะทำหน้าที่ให้เซอร์โวหมุนซ้ายหมุนขวา ซึ่งมอเตอร์ก็ทำตามสัญญาณที่ได้รับตัวไอซีนั่นเอง

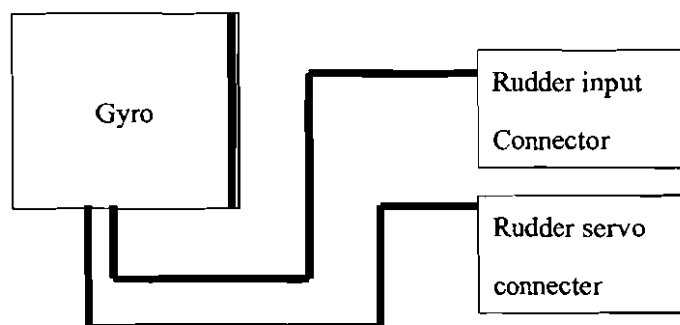
ชุดฟีดป้อนสัญญาณตอบสนอง (Feedbackpot) ตัวนี้ก็เป็นตัวกำหนดค่าของตัวสร้างสัญญาณนั่นเองก็คือว่าเวลามอเตอร์มันหมุนก็จะไปปรับค่าของฟีดท แล้วถ้าหากตัวกำเนิดสัญญาณให้ค่าพัลส์ที่เท่ากับที่รับมาทางอินพุท ก็ถือว่าจุดนั้นเป็นจุดหยุดการทำงานของชุดขับเคลื่อนมอเตอร์

หน้าที่ของไจโร



ไจโรทำหน้าที่ในการช่วยรักษาสมดุลของหางเสลิกอปเตอร์ เพราะเวลาทำการบินจะเกิดแรงบิดของใบพัดด้านบนทำให้ลำตัวของเสลิกอปเตอร์ เกิดการหมุนไปในทิศทางตรงกันข้ามกับแรงบิดของใบพัด ฮ.จึงจำเป็นต้องมีใบพัดเล็กๆที่หางอีกหนึ่งชุดเพื่อหักล้างแรงบิดของใบพัดด้านบน แต่เราจำเป็นต้องให้เกิดความสัมพันธ์กันระหว่างใบพัดทั้งสองชุดนี้เพื่อไม่ให้ลำตัวเสลิกอปเตอร์ เกิดอาการหมุนคลงไปมาเวลาบินลอยตัว (Hovering) ซึ่งเราอาจบังคับทิศทางของรัดเดอร์ (Rudder) ไม่พียงเนื่องจากความไวของเสลิกอปเตอร์ มีมากจึงจำเป็นต้องมีเจ้าไจโรนี้เข้ามาช่วยกันหางรัดเดอร์ให้เสลิกอปเตอร์มีเสถียรภาพไม่หมุนคลงไปมา เว้นแต่จะทำการหันเลี้ยวซ้ายขวา ตามที่ความต้องการเท่านั้น

การต่อใช้งาน Gyro

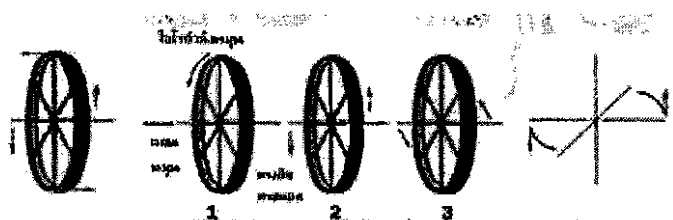


ตารางการทำงาน Gyro

องศา	แรงดันไฟฟ้าที่ Gyro จ่ายออกมา (V)	สัญญาณที่ Gyro ส่งออกมาชั่วขณะ หนึ่ง (Hz)
60 (ด้านซ้าย),(ด้านขวา)	4.8	+833.3, -781.2
45	4.8	+826.4, -787.4
30	4.8	+819.7, -793.6
20	4.8	+813.0, -800.0
10	4.8	+809.7, -803.2
0 (จุดกลางระนาบ)	4.8	806.4

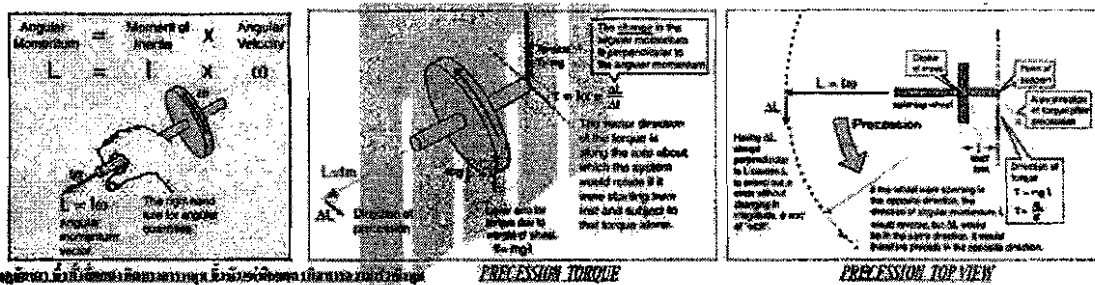
- หมายเหตุค่าที่ได้มานั้น ได้จากการทำการทดลองโดยการปรับค่า Gain ไว้ที่ 75 เนื่องจากเป็นค่าที่
ถูมือการใช้งาน Gyro แนะนำ
- เครื่องหมาย (+) หมายถึงเมื่อด้านหนึ่งของ Gyro ลดลงต่ำกว่าอีกด้านหนึ่ง
- เครื่องหมาย (-) หมายถึงเมื่อด้านหนึ่งของ Gyro เพิ่มสูงขึ้นกว่าอีกด้านหนึ่ง

หลักการการทำงานของไจโรอธิบายได้โดยอ้างอิงจากการทดลองดังต่อไปนี้

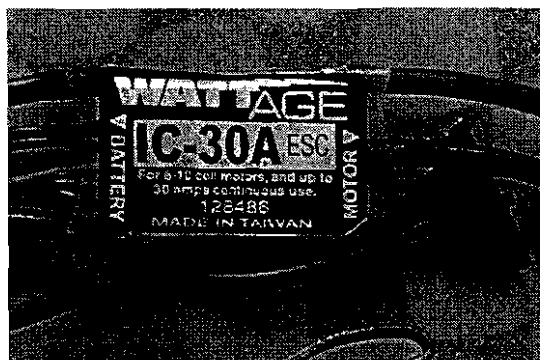


มีแรงบิดที่มากกระทำที่แกนหมุน (ลูกศรสีเขียว) คือน้ำหนักของตัวไจโรเองให้สังเกตที่จุด 2 จุด ถูกแรงกระทำ(ลูกศรสีน้ำเงิน)พยายามจะเคลื่อนที่ไปในทิศทางดังรูป เมื่อล้อจักรยานยังไม่มีอาการหมุน และมีแรงบิด (ลูกศรสีน้ำเงิน) กระทำกับแกนหมุนดังรูป จุดบนของไจโรจะเคลื่อนที่ไปทางซ้ายและจุดล่างของไจโรจะเคลื่อนที่ไปทางขวา ตามทิศทางของแรง ดังนั้นถ้าไจโรยังไม่มีอาการหมุน ล้อจะพลิกและอยู่ในลักษณะนอน

จากกฎข้อที่ 1 ของนิวตันที่กล่าวถึงสมดุลของมวลไว้ว่า “มวลจะเคลื่อนที่เป็นเส้นตรงด้วยความเร็วคงที่” ถ้าไม่มีแรงภายนอกมากระทำ”ดังนั้นจุดบนของใจโรจะถูกรวมบิดจากภายนอก ทำให้เคลื่อนที่ไปทางซ้าย ส่วนจุดล่างจะถูกแรงบิดให้เคลื่อนที่ไปทางขวา ล้อจะเกิดการหมุนแบบควง ขณะที่ใจโรหมุน จุดสองจุดจะหมุนตามไปด้วยโดยมีแรง (สีแดง) กระทำอยู่ตลอดเวลา เมื่อตัวใจโรหมุนไป 90 องศาจุดบนจะหมุนเปลี่ยนตำแหน่งไป 90 องศา และยังเคลื่อนที่ไปทางซ้ายเช่นเดียวกับจุดล่าง เมื่อหมุนขึ้นมา 90 องศา มันยังคงเคลื่อนที่ไปทางขวา ทำให้ล้อเกิดการหมุนควง ขณะที่จุดบนและจุดล่างเปลี่ยนตำแหน่งไป 90 องศา การเคลื่อนที่ในครั้งแรก (รูปแรก) จะถูกยกเลิกไปไม่เกิดการพลิกของล้อ ดังนั้นแกนหมุนของใจโรจะเหมือนกับล้ออยู่ในอากาศ จึงดูเหมือนว่าทำทาบกับแรงโน้มถ่วงของโลกทั้งๆที่เป็นไปตามกฎของฟิสิกส์ทั้งสิ้น



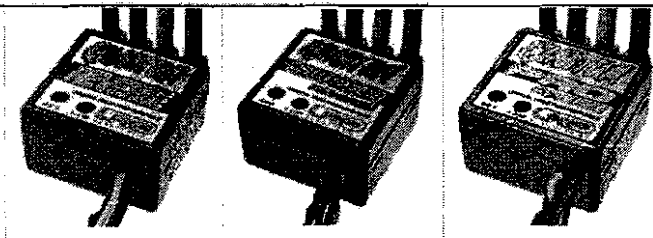
สปีดคอนโทรล (Speed Control)



สปีดคอนโทรล หรือ ESC (Electronic Speed Control) ทำหน้าที่ ควบคุมความเร็วมอเตอร์ ให้หมุนช้า-เร็ว เดินหน้า-ถอยหลัง หรือ เบรก ตามสัญญาณควบคุมที่ได้รับจาก กล้องภาครับ (Receiver)


สปีดคอนโทรล มีหลายชนิด ถ้าแบ่งโดยใช้มอเตอร์เป็นหลัก จะแบ่งได้ 2 ประเภทใหญ่ๆ คือ สปีดคอนโทรล สำหรับมอเตอร์ใช้แปรงถ่าน (Brushed Motor) และ สปีดคอนโทรล สำหรับมอเตอร์ไร้แปรงถ่าน (Brushless Motor)

ตารางคุณสมบัติ สปีด LRP Quantum Reverse ทั้ง 3 รุ่น ที่ถอยหลังได้



Feature	Quantum Reverse	Quantum Super Reverse	Quantum Pro Reverse
Rec. Motor Limit	16-36 turns/winds	13-36 turns/winds	over 7 turns
Voltage Input	4-7 cells (4.8-8.4V)	4-7 cells (4.8-8.4V)	4-7 cells (4.8-8.4V)
On-Resistance	0.0038	0.0023	0.0175
Rated Current	70A	90A	120A
Max. Current (30 sec.)	45A	55A	70A
Cont. Current (5 min.)	30A	35A	50A
BEC Output Voltage	5.0V	5.0V	5.0V
BEC Current (30 sec.)	2.0A	2.0A	2.0A
BEC Current (5 min.)	1.2A	1.2A	1.2A
PWM Frequency	2100Hz	2300Hz	2500Hz
Reverse Operation	yes	yes	yes
Multi protection system	yes	yes	yes
Standard Connector	yes	yes	yes

ตารางคุณสมบัติ สปีด LRP Quantum Sport ทั้ง 3 รุ่น (สปีดแข่ง ถอยหลังไม่ได้)



Feature	Quantum Sport	Quantum Super Sport	Quantum Pro Sport
Rec. Motor Limit	14-36 turns/winds	12-36 turns/winds	none
Voltage Input	4-8 cells (4.8-9.6V)	4-8 cells (4.8-9.6V)	4-8 cells (4.8-9.6V)
On-Resistance	0.0015	0.00098	0.00073
Rated Current	80A	115A	155A
Max. Current (30 sec.)	40A	60A	80A
Cont. Current (5 min.)	30A	40A	55A
BEC Output Voltage	5.0V	5.0V	5.0V
BEC Current (30 sec.)	2.0A	2.0A	2.0A
BEC Current (5 min.)	1.2A	1.2A	1.2A
PWM Frequency	2100Hz	2300Hz	2500Hz
Adjustable Power Control	yes	yes	yes
Reverse	no	no	no
Multi protection system	yes	yes	yes
Standard Connector	yes	yes	yes

ค่าต่างๆ จากตารางคุณสมบัติสปีด LRP Quantum

Rec. Motor Limit ระบุค่าจำกัดของขดลวดมอเตอร์ ที่สปีดรองรับได้ ค่ายิ่งต่ำยิ่งดี (Rec. = Recommend)

Voltage Input ระบุค่าจำนวนก้อนของแบตเตอรี่ หรือแรงดันไฟแบตเตอรี่ที่จะต่อเข้าสปีด

On-Resistance ระบุค่าความต้านทานสปีดขณะทำงาน มีหน่วยเป็นโอห์ม ค่ายิ่งต่ำยิ่งดี

Rated Current ระบุค่าการทนกระแสรวมของมอเตอร์ภาคเดินหน้า โดยคำนวณจากตัวมอเตอร์เฟด ค่ายิ่งสูงยิ่งดี



Max. Current (30 sec.) ระบุค่าการทนกระแสรวมสูงสุดของสปีด ขณะทำงาน-เดินหน้า
แบบชั่วขณะ 30 วินาที ค่ายิ่งสูงยิ่งดี (Max. = Maximum, sec. = second)

Cont. Current (5 min.) ระบุค่าการทนกระแสรวมสูงสุดของสปีด ขณะทำงาน-เดินหน้า
แบบต่อเนื่อง 5 นาที ค่ายิ่งสูงยิ่งดี (Cont. = Continue, min=minute)

BEC Output Voltage ระบุค่าแรงดันไฟที่ออกจากสปีด สำหรับจ่ายให้รีซีฟและเซอร์โว ค่ายิ่งสูงยิ่งดี แต่
ต้องไม่เกิน 6 โวลต์ ถ้าจะใช้กับเซอร์โวลิจิตอล และรีซีฟ FM

(BEC = Battery Eliminate Circuit)

BEC Current (30 sec.) ระบุค่ากระแสไฟของภาค BEC แบบกินไฟชั่วขณะไม่เกิน 30 วินาที ค่ายิ่งสูงยิ่งดี
(sec. = second)

BEC Current (5 min.) ระบุค่ากระแสไฟของภาค BEC แบบกินไฟต่อเนื่องไม่เกิน 5 นาที ค่ายิ่งสูงยิ่งดี
(min. = minute)

PWM Frequency ระบุค่าความถี่ในการเปิดเกทมอสเฟต มีหน่วยเป็น Hz (พัลส์ต่อวินาที)
(PWM=Pulse Width Modulate)

Reverse Operation ระบุว่าถอยหลังได้หรือไม่ yes= ถอยหลังได้ , no=ถอยหลังไม่ได้

Multi Protection System ระบุว่ามีการป้องกันหลายๆ อย่างหรือไม่ yes = มี, no= ไม่มี
ระบบป้องกันของสปีดเช่น ตรวจจับกระแสเกิน ความร้อนเกิน การลัดวงจร เป็นต้น

Standard Connector ระบุว่าใช้คอนเน็คเตอร์หรือปลั๊ก แบบมาตรฐานหรือไม่ yes=ใช่, no= ไม่ใช่

สปีดคุณสมบัติอื่นๆ จะมีค่า On-Resistance (R-ON) ความต้านทานสปีดที่ต่ำ และมีค่า Cont. Current การ
ทนกระแสต่อเนื่องที่สูง, Rated Current การทนกระแสรวมของตัวมอสเฟตที่สูง, และมีค่าความถี่ PWM ที่
สูง เช่น

สปีด MC800, LRP Quantum Compet, Nosram Dominator ค่า R-ON = 0.00045 โอห์ม , ค่าทน
กระแสต่อเนื่อง 5 นาที =80A ชั่วขณะ 30 วินาที=120A ,

การทนกระแสรวมของตัวมอสเฟต Rated Current = 235A. มีค่าความถี่ PWM 3,140 Hz

สปีด MC800 V2, LRP Quantum Compet2, Nosram Dominator2
เป็นสปีดรุ่นที่พัฒนาต่อจากรุ่นเดิม คุณสมบัติเพิ่มเติมคือที่ Power Level 4 จะมีความถี่ PWM แบบแปรผัน
โดยสามารถแปรผันความถี่ให้ลดลงหรือเพิ่มขึ้นได้โดยอัตโนมัติ ตามจังหวะการเร่ง เช่นการเร่งเพื่อออก
จากโค้ง การเร่งทางตรง

สปีด Novak GT7 ค่า R-ON = 0.00058 โอห์ม , การทนกระแสรวมของตัวมอสเฟต Rated Current
= 640A. มีค่าความถี่ PWM แบบตั้งค่าความถี่ได้ ตั้งแต่ 1,000Hz จนถึง 23,000Hz