

การศึกษาความเหมาะสมของใบพัดหลักเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุทางการเกษตร

The Aptitude Study Main Rotor of Radio Control Helicopter for Agriculture

เสริมศักดิ์ อักษรสา^{1*} เขมวัตร อินทวิเศษ² สุวิทย์ ออบมา³

^{1,2} สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลธัญบุรี วิทยาเขตขอนแก่น

อ.เมือง จ. ขอนแก่น 40000 โทร 0-8575-50234 *อีเมล ssakara2504@gmail.com

³ สาขาวิชาอุตสาหกรรมการเชื่อมประกอบ คณะครุศาสตร์อุตสาหกรรม มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลธัญบุรี วิทยาเขตขอนแก่น

อ.เมือง จ. ขอนแก่น 40000 โทร 0-8942-02566

บทคัดย่อ

โครงการวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อศึกษาความเหมาะสมของใบพัดหลักเฮลิคอปเตอร์กับต้นกำลัง เริ่มจากการนำเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุในท้องตลาดขนาดเครื่องยนต์ 5.24 ซีซี. ใช้แอลกอฮอล์เป็นเชื้อเพลิง มีขนาดวงใบพัดหลัก 1 160 มม. มาดัดแปลงในการบังคับลงโดยให้มีมุมปะทะใบพัดหลักแบบคงที่และทำการทดสอบการบิน ปรับปรุงจนบินได้ดีแล้ว ทำการประดิษฐ์เฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุขนาดใหญ่ขึ้นใช้เครื่องยนต์มอเตอร์ไซค์ขนาด 110 ซีซี. ชนิดสองจังหวะ ใช้น้ำมันแก๊สโซฮอล์เป็นเชื้อเพลิง มีขนาดวงของใบพัดหลัก 3 100 มม. จากการทดสอบการบินผลปรากฏว่าเฮลิคอปเตอร์ที่ทำการประดิษฐ์ ขึ้นสามารถทำการบินลอยนิ่งในอากาศ และการบังคับควบคุมได้ดีเมื่อปรับมุมปะทะของใบพัดหลัก 3.5 องศา อีกทั้งการออกแบบชุดควบคุมใบพัดแบบมุมปะทะคงที่ ทำให้ใช้เซอร์โวแรงบิดต่ำได้ เนื่องจากแรงจากเซอร์โวไม่ได้อัปกับใบพัดหลักโดยตรง

Abstract

The objective of this project was appropriate study between main rotor of helicopter and engine. It had begun with using RC helicopter model (which have in the general market) with the size 5.24 cc glow plug engine. It has a main rotor of 1 160 mm diameter to reduced mechanic of rotor head control by fixing constant corner of rotor and do flying control test. It was improved until it has a perfect flight. Then there is an invention the large scale helicopter by used two strokes motorcycle engine with 110 cc, with a main rotor size of 3 100 mm and used gasohol engine. The result of flight test, a model is best hover and simplify controlled when main rotor has angle of attack 3.5 degree. Moreover that, the design of rotor head obtain set cans let to use a low torque servo because the servo power has not directly operated the main rotor.

1. ความเป็นมา

อากาศยานบังคับวิทยุเป็นเครื่องจักรกลเพื่อการผ่อนคลายที่กำลังแพร่หลาย และได้มีการนำมาพัฒนาเพื่อใช้ประโยชน์ เช่นการนำเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุมาดัดแปลงติดตั้งเพื่อถ่ายภาพมุมสูง แต่ยังมีข้อจำกัดเนื่องจากเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุขนาดใหญ่สุดที่มีจำหน่ายทั่วไปยังมีการก่อกวนรบกวนไม่เพียงพอ ซึ่งในปี พ.ศ.2528 บริษัทยามาฮ่าประเทศญี่ปุ่น ได้ร่วมกับบริษัทฮิโรโบ (Hirobo) ซึ่งเป็นบริษัทผู้ผลิตเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุ ทำการสร้างเฮลิคอปเตอร์บังคับ



รูปที่ 1 การนำเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุ R-50 มาใช้ในการเกษตร

วิทยุขนาดใหญ่ มีเส้นผ่านศูนย์กลางใบพัดหลัก 3 เมตร ชื่อรุ่น R-50 [1] ได้ทำการแผนแบบและสร้างเสร็จสมบูรณ์ในปี พ.ศ. 2530 ต่อมาสมาคมการบินเพื่อการเกษตรประเทศญี่ปุ่น (Japan Agricultural Aviation Association) ได้นำ R-50 ไปทดลองการใช้งานพนสารเคมีในแปลงเกษตร [6] ดังแสดงในรูปที่ 2.1 โดยใช้ทุนในการทำวิจัยนับล้านบาท

ดังนั้นผู้ประดิษฐ์จึงได้มีความคิดที่จะสร้างเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุขนาดใหญ่ขึ้นเองในประเทศไทย โดยเน้นที่ต้นทุนต่ำใช้อุปกรณ์วิทยุบังคับทั่วไป และนำวัสดุที่หาได้ภายในประเทศมาสร้างใบพัดหลักอันเป็นชิ้นส่วนสำคัญในอากาศยานชนิดนี้ ใช้ต้นกำลังจากการดัดแปลงเครื่องยนต์มอเตอร์ไซค์ที่หาได้ทั่วไปในประเทศ

อนึ่งในการทำโครงการวิจัยนี้จึงสามารถนำองค์ความรู้ไปพัฒนาใบพัดหลักเฮลิคอปเตอร์วิทยุบังคับขนาดใหญ่แบบเปลี่ยนมุมปะทะตาม

แนวกว้าง และขยายให้เป็นเฮลิคอปเตอร์นั่งขับเพื่อใช้เป็นอากาศยาน ราคาถูกเพดานบินต่ำเหนือช่วงกราวด์คushion (Ground cushion) หรือกราวด์เอฟเฟกต์ (Ground effect) เล็กน้อย เพื่อทำการบินพ่นสารเคมีหรือตรวจแปลงเกษตรต่อไปในอนาคต

2. วัตถุประสงค์ของโครงการ

2.1 ศึกษาและสร้างองค์ความรู้ของใบพัดหลักในอากาศยานปีกหมุนกับผู้ใช้ประโยชน์ และผู้สนใจทั่วไป

2.2 สร้างเฮลิคอปเตอร์วิทยุบังคับขนาดใหญ่ได้เองในประเทศมีต้นทุนต่ำ

2.3 นำองค์ความรู้ไปพัฒนาใบพัดหลักเฮลิคอปเตอร์วิทยุบังคับขนาดใหญ่แบบเปลี่ยนมุมปะทะตามแนวกว้างต่อไปในอนาคต

3. วิธีดำเนินโครงการ

ในการดำเนินการวิจัย โดยเริ่มจากการศึกษาความเป็นไปได้ของโครงการจากการดัดแปลงระบบกลไกเฮลิคอปเตอร์ที่มีจำหน่ายทั่วไป มาทดสอบการบิน จากนั้นทำการสร้างต้นก้างจากเครื่องยนตร์รถมอเตอร์ไซด์ และสร้างใบพัดหลัก (Main Rotor Blade) ใบพัดขยายก้าง (Stabilizer) ใบพัดหาง (Tail Rotor Blade) พร้อมกับการสร้างลำตัว รวมถึงการติดตั้งระบบบังคับวิทยุจนแล้วเสร็จพร้อมทำการทดสอบหาความเหมาะสมของใบพัดกับเครื่องต้นก้าง

3.1 การศึกษาความเป็นไปได้ของโครงการ

เป็นการนำเฮลิคอปเตอร์วิทยุบังคับที่จำหน่ายในท้องตลาด ยี่ห้อ Hirobo รุ่น Shuttle ใช้เครื่องยนตร์กลไกชนิด 2 จังหวะขนาดความจุ 0.32 ลบ.นิ้ว (5.24 ซีซี) ใช้แอลกอฮอล์เป็นเชื้อเพลิง โดยทางบริษัทผู้ผลิตได้ออกแบบให้ทำการบินผาดแผลง (Aerobatic Flight, 3D)



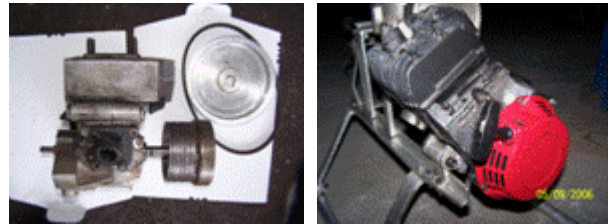
รูปที่ 2 เครื่องต้นแบบที่นำมาดัดแปลงและการทดสอบการบิน

แต่ในการทำโครงการนี้มีจุดประสงค์เพื่อการศึกษาแรงยกใบพัดหลัก จึงไม่จำเป็นต้องใช้ชุดใบพัดหลักที่มีระบบกลไกที่ซับซ้อน จึงทำการถอดชิ้นส่วน และดัดแปลงให้เป็นระบบใบพัดหลักมีมุมปะทะ (Angle of Attack) คงที่ แล้วนำไปทดสอบการบินดังแสดงในรูปที่ 2 ผลการบินสามารถบังคับควบคุมได้ดีสามารถนำไปเป็นต้นแบบของโครงการได้

3.2 การออกแบบสร้างเครื่องยนต์ต้นก้าง

เป็นการนำเอาเครื่องยนต์มอเตอร์ไซด์ Suzuki Akira ขนาด 110 CC ระบบสองจังหวะระบายความร้อนด้วยอากาศ (Jet Cool) ให้กำลัง

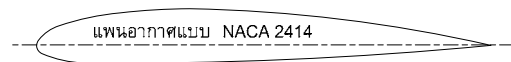
14.9 Ps ที่ 8 000 rpm มาดัดแปลงติดตั้งพูลเลย์, คลัตช์ส่งกำลังขับตรงจากข้อเหวี่ยง และติดตั้งระบบดึงสตาร์ทด้วยมือดังแสดงในรูปที่ 3



รูปที่ 3 การดัดแปลงติดตั้งพูลเลย์, คลัตช์และระบบดึงสตาร์ท

3.3 การหาค่าลักษณะเฮลิคอปเตอร์ลอยตัว (Hovering)

หัวข้อนี้เป็นการหาค่าลักษณะของเครื่องต้นก้างที่ใช้ในการทำให้เฮลิคอปเตอร์ลอยตัวในอากาศ ไม่พิจารณาการบินเดินทาง โดยมุ่งเน้นออกแบบหน้าตัดแพนอากาศ (Airfoil) ตาม NACA 2414 [7] โดยมีลักษณะของค้อม (Profile) ดังแสดงในรูปที่ 4 ซึ่งมีการทดสอบหาค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (C_L) และแรงต้าน (C_D) เมื่อมุมปะทะ (α) เปลี่ยนไป [7] ดังแสดงในรูปที่ 5



รูปที่ 4 แสดงหน้าตัดแพนอากาศ ของใบพัดหลัก

ในการออกแบบใบพัดของโครงการวิจัย เริ่มจากการพิจารณารูปที่ 6 เป็นการแสดงลักษณะการเกิดแรงยก (d_L) และแรงต้าน (d_D) ของอากาศที่กระทำกับใบพัดเฮลิคอปเตอร์ขณะลอยตัวในอากาศ เทียบกับมุมปะทะ (α_m) โดยจะได้แรงยกของใบพัดต่อพื้นที่เล็กๆ คือ

$$d_L = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times C_L \times c \times dr \quad (1)$$

และมีแรงต้านของใบพัดต่อพื้นที่เล็กๆ คือ

$$d_D = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times C_D \times c \times dr \quad (2)$$

เมื่อ ρ คือ ความหนาแน่นของอากาศ เลือกใช้

1.2 kg/m³ ที่อุณหภูมิ 20°C

V คือ ความเร็วของใบพัดที่จุดพิจารณา

$$= R \times \omega \quad (\text{m/s})$$

C_L คือ สัมประสิทธิ์แรงยก (มิติไรหน่วย)

C_D คือ สัมประสิทธิ์แรงต้าน (มิติไรหน่วย)

c คือ ขยายหรือความกว้างของใบพัด (m)

dr คือ ระยะแบ่งใบพัดออกเป็นพื้นที่เล็กๆ (m)

จากรูปที่ 6 จะได้แรงยกในพื้นที่เล็กๆ คือ

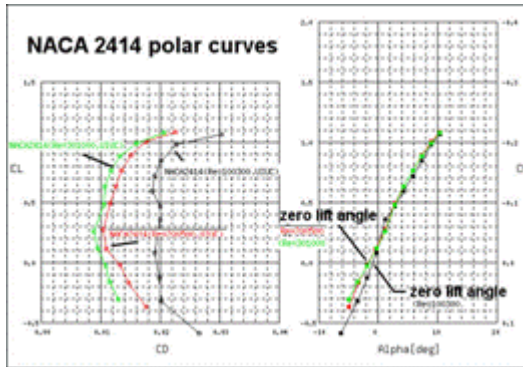
$$dF_y = \frac{d_L}{\cos \alpha} \quad (3)$$

และจะได้แรงต้านในพื้นที่เล็กๆ คือ

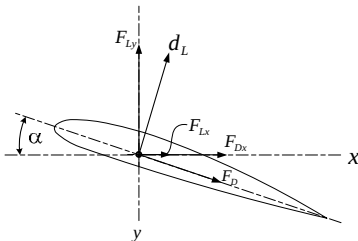
$$dF_x = F_{Lx} + F_{Dx} = d_L \sin \alpha + \frac{d_D}{\cos \alpha} \quad (4)$$

จากสมการ (3) จะได้แรงยกรวมทั้งหมด คือ

$$F_{Ly} = 2 \times \sum_{i=1}^n dF_{yi} \quad (5)$$



รูปที่ 5 ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (C_L) และแรงต้าน (C_D) เมื่อมุมปะทะ (α) เปลี่ยนไป [7]



รูปที่ 6 อากาศพลศาสตร์ที่เกิดกับใบพัดเฮลิคอปเตอร์ขณะลอยตัว

และจากสมการ (4) จะได้โมเมนต์หรือแรงบิดรวมทั้งหมด คือ

$$M_m = 2 \times \sum_{i=1}^n dF_{xi} \quad (6)$$

โดยจะได้กำลังที่ต้องการทั้งหมดของใบพัดหลัก คือ

$$P_m = \frac{2 \times \pi \times M_m \times n_m}{60} \quad (7)$$

จากสมการ (6) จะเกิดแรงต้านการหมุนของใบพัดหาง คือ

$$F_t = \frac{M_m}{R_{tail}} \quad (8)$$

เมื่อ R_{tail} คือ ระยะจากแกนหมุนของใบพัดหลักถึงแกนหมุนของใบพัดหาง ในทำนองเดียวกันจากสมการ (8) เมื่อทราบแรงกระทำของใบพัดหาง สามารถใช้หลักการหาลำดับของใบพัดหลักไปหาลำดับของใบพัดหางได้เช่นเดียวกัน โดยการนำสมการข้างต้นไปเขียนโปรแกรมในคอมพิวเตอร์และสุ่มค่า (Trial and error) เพื่อหาแรงกระทำที่ใกล้เคียงกับแรงต้านการหมุนตัว (F_t) ที่ได้จากสมการ (8) และจะได้กำลังรวมที่ต้องการในมุมปะทะต่างๆ คือ

$$P_T = P_m + P_{tail} \quad (9)$$

3.4 การออกแบบและสร้างใบพัดหลัก

จากข้อมูลของเครื่องยนต์กำลังให้กำลังสูงสุด 14.5 Ps ที่ 8 000 rpm และแรงบิดสูงสุด 1.43 kg.m ที่ 7 000 rpm โดยทั่วไปเมื่อเฮลิคอปเตอร์ลอยตัวในอากาศจะใช้กำลังประมาณ 70 % ของกำลังสูงสุด ส่วนกำลังที่เหลือใช้สำหรับกรณีฉุกเฉินเมื่อเจออากาศหมุนวนที่ปลายใบ ในโครงการนี้กำหนดให้ใช้กำลังขณะลอยตัว 10.43 Ps (14.5X0.7) โดยมี

รวมบทความวิชาการ เล่มที่ 2 การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 22

ค่าความปลอดภัยเท่ากับ 2 และประสิทธิภาพในการส่งกำลังของระบบทั้งหมด 80 % จะได้กำลังที่ต้องใช้ คือ

$$P_{hover} = \frac{14.5 \times 0.7 \times 0.8}{2} = 4.06 \text{ Ps} \quad (10)$$

โดยทั่วไปเมื่อเฮลิคอปเตอร์ลอยตัวจะมีมุมปะทะใบพัดหลักประมาณ 2-4 องศา [2] ขึ้นกับลักษณะของเฮลิคอปเตอร์แต่ละแบบ ในโครงการนี้เลือกใช้มุมปะทะ 3.5 องศา เนื่องจากไม่จำเป็นต้องทำการบินผาดแผลง ซึ่งจะได้แรงบิดโดยรวมจากใบพัดเมื่อให้อัตราทดของต้นกำลังกับรอบใบพัดหลักเป็น 1:10 จะได้อรอบใบพัดหลัก คือ

$$n_m = \frac{0.7 \times 8000}{10} = 560 \text{ rpm} \quad (11)$$

จะได้โมเมนต์ที่เกิดขึ้นกับใบพัด คือ

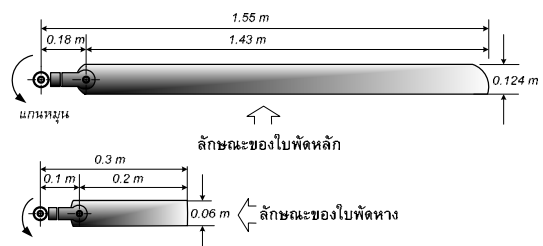
$$M_{hover} = \frac{Ps \times 60 \times 746}{2 \times \pi \times n_m} = 50.884 \text{ N.m} \quad (12)$$

เขียนโปรแกรมคอมพิวเตอร์เพื่อหาค่าต่างๆจากสมการ (1) ถึง (7) แล้วทำการสมค่าความยาวใบพัดโดยให้อัตราส่วนสนนทรรต (Aspect ratio) เท่ากับ 1:12.5 [2] เมื่อให้ระยะที่จับยึดใบพัดห่างจากแกนใบพัด 0.18 m จะได้โมเมนต์ที่เกิดขึ้นกับแกนใบพัดดังแสดงในตารางที่ 1 เป็นการสุ่มค่ารัศมีวงใบพัดเริ่มจาก 1 m ถึง 2 m นับจากแกนใบพัด โดยจะเห็นว่าเครื่องต้นกำลังนี้สามารถใช้ได้กับความยาวรัศมีวงใบพัด 1.5 m - 1.6 m จึงเลือกใช้ที่ความยาว 1.55 m ใช้กำลัง 4.025 Ps ซึ่งเหมาะสมกับกำลังของเครื่องต้นกำลังที่ใช้ในโครงการนี้

ตารางที่ 1 การเกิดโมเมนต์ต่อความยาวใบพัดที่มุมปะทะ 3.5 องศาเมื่อใบพัดมีอัตราส่วนสนนทรรต 1:12.5

R (m)	1	1.1	1.2	1.3	1.4	1.5	1.55	1.6	1.7	1.8	1.9	2
c (m)	0.08	0.088	0.096	0.104	0.112	0.12	0.124	0.128	0.136	0.144	0.152	0.16
M (N.m)	5.732	9.231	14.258	21.289	30.798	43.470	51.250	60.0	81.223	108.08	141.56	182.83
Power (Ps)	0.46	0.73	1.12	1.67	2.42	3.47	4.03	4.72	6.39	8.50	11.12	14.37

ดังนั้นจะได้ระยะของใบพัดเท่ากับ $1.55 - 0.18 = 1.43 \text{ m}$ ดังแสดงในรูปที่ 8 โดยมีขนาดของใบพัด 0.124 m



รูปที่ 8 ลักษณะของใบพัดที่สร้างขึ้น

การสร้างใบพัดหลัก เริ่มจากนำไม้มาตัดกาวชนิดพิเศษเป็นชั้นๆ ไม้ในแต่ละชั้นมีความหนาแน่นไม่เท่ากัน โดยไม้ที่จุดศูนย์ถ่วง (CG) เป็นไม้ที่มีความแข็งแรงมากที่สุด ไม้ชายหน้าปีกจะมีความแข็งแรงรอง

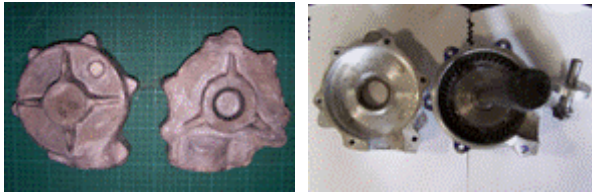


รูปที่ 9 เปรียบเทียบใบพัดหลักของโครงการกับเครื่องต้นแบบ

ลงมา ส่วนบริเวณชายหลังจะมีความหนาแน่นน้อยสุดจากนั้นจะนำมาเหลาให้เป็นรูปแพนอากาศ ในรูปที่ 9 เป็นการเปรียบเทียบขนาดใบพัดหลักกับเฮลิคอปเตอร์ที่นำมาเป็นต้นแบบ

3.5 การสร้างห้องเกียร์ชุดใบพัดหลัก

ในการสร้างจะนำชุดเฟืองทำรถยนต์มาดัดแปลงให้กับห้องเกียร์ที่หล่ออลูมิเนียมขึ้นมาเอง โดยจะต้องออกแบบลักษณะห้องเกียร์ และสร้างกระสวนต้นแบบไม้ (Pattern) จากนั้นจะนำไปหล่ออลูมิเนียมผสมและแมชชีน ได้ชุดห้องเกียร์ดังแสดงในรูปที่ 10



รูปที่ 10 แบบไม้และห้องเกียร์ที่สร้างขึ้น

3.6 การออกแบบสร้างชุดควบคุมใบพัดหลัก

การออกแบบชุดควบคุมใบพัดหลัก จะเริ่มจากสร้างวงกำอาชีมุส (Swashplate) ซึ่งเป็นอุปกรณ์สำคัญอันหนึ่งที่ใช้สำหรับถ่ายทอดการบังคับควบคุมจากเซอร์โวมอเตอร์ไปยังใบพัดขยายกำลังหรือใบพัดกันโคลง (Flybar Paddle) ที่มีการหมุน โดยงานวิจัยนี้ได้เลือกใช้วงกำอาชีมุสแบบร่วมศูนย์ (In Line Swashplate) [9] และทำการสร้างชุดยึดใบพัดหลัก (Rotor head) และชุดบังคับที่ประกอบเสร็จดังแสดงในรูปที่ 11



รูปที่ 11 วงกำอาชีมุสแบบร่วมศูนย์ และชุดบังคับที่ประกอบเสร็จ

3.6 การสร้างใบพัดป้องกันการหมุนตัว และกลไกควบคุม

ใบพัดแก่งัดใบพัดหลักหรือใบพัดหางเพื่อป้องกันการหมุนของลำตัวเฮลิคอปเตอร์เมื่อส่งกำลังให้กับใบพัดหลัก โดยการรับกำลังจากสายพานและพู่เลย์ต่อกับเพลาหมุนมายังชุดเกียร์ของใบพัดหาง โดย

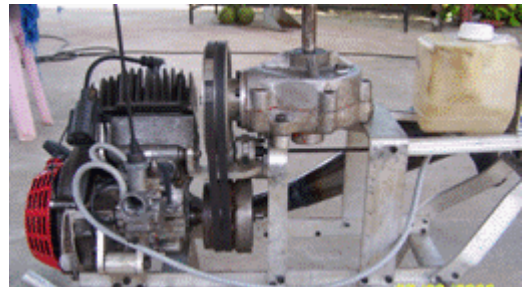


รูปที่ 12 ลักษณะของชุดใบพัดหางป้องกันการหมุนตัว

ดัดแปลงจากเฟืองของหินเจียรนัยมือ ซึ่งเป็นการเปลี่ยนทางหมุน 90 องศา มาติดตั้งชุดจับใบพัด และชุดบังคับมุมปะทะของใบพัดหาง ดังแสดงในรูปที่ 12

3.8 การประกอบเสร็จ

เริ่มจากการสร้างโครงสร้างหลักและฐานสกีทำจากอลูมิเนียม จากนั้นนำเครื่องต้นกำลัง และเกียร์มาติดตั้งโดยทำการเชื่อมโยงต้นกำลังกับเกียร์ด้วยระบบคลัทช์ และสายพานดังแสดงในรูปที่ 13 ทำการติดตั้งชุดควบคุมใบพัดหลักและกลไกบังคับเข้ากับโครงลำตัวพร้อมติดตั้งชุดท่อนางโดยทำการส่งกำลังด้วยระบบเฟลาและมีระบบควบคุมมุมบิดใบพัดแบบแกนใน พร้อมติดตั้งระบบบังคับวิทยุ จะได้เฮลิคอปเตอร์ที่เสร็จสิ้นสมบูรณ์พร้อมที่จะทดสอบการบินน้ำหนักรวมทั้งสิ้น 35 kg ดังแสดงในรูปที่ 14



รูปที่ 13 ลักษณะนำเครื่องต้นกำลังและเกียร์มาติดตั้งกับโครงลำตัว



รูปที่ 14 เฮลิคอปเตอร์ที่สร้างเสร็จพร้อมบินทดสอบ

4. การทดสอบแรงยกของใบพัดกับเครื่องยนต์ที่สร้างขึ้น

ก่อนจะทำการทดสอบการบินจะต้องทำการทดสอบการทำงานเบื้องต้นที่ภาคพื้นก่อน

4.1 การทดสอบภาคพื้น

เป็นการทดสอบการทำงานของเครื่องยนต์การส่งกำลังของสายพานรวมถึงการสั่นสะเทือนที่เกิดขึ้นในอุปกรณ์ กรณีเมื่อเครื่องยนต์ทำงาน ซึ่งในการสตาร์ทเครื่องยนต์ผู้สตาร์ทจะอยู่ในบริเวณการหมุนของวงใบพัด ซึ่งอาจการมีแรงเครื่องยนต์ไว้เมื่อเปิดวิทยุ (เปิดสวิตช์ Idle up) ทำให้เครื่องยนต์เร่งขึ้นเอง ก่อให้เกิดอันตรายต่อผู้สตาร์ทได้ จึงต้องมีอุปกรณ์ล๊อคใบพัดขณะทำการสตาร์ท ดังแสดงในรูปที่ 15



รูปที่ 15 การลือคใบพัดก่อนสตาร์ทเครื่องยนต์

4.2 การทดสอบการบิน

เมื่อทำการทดสอบการทำงานของระบบต่างๆ รวมถึงความสมดุลของใบพัดทั้งหมดในทางภาคพื้นแล้ว จะนำเฮลิคอปเตอร์มาทดสอบการบิน ดังแสดงในรูปที่ 16 โดยจะทำการทดสอบการลอยตัว (Hovering) และการหามุมปะทะของใบพัดหลักที่เหมาะสมในการบังคับควบคุมการบินที่ดีที่สุด โดยการปรับมุมปะทะของใบพัดหลักดังแสดงในรูปที่ 19 ซึ่งโดยทั่วไปมุมปะทะของใบพัดหลักไม่ควรเกิน 8 องศา [2] ดังนั้นในการทดสอบจะ



รูปที่ 16 การทดสอบการบินแบบลอยตัว

เริ่มจากการปรับมุมปะทะ 7, 9, 5, 3.5 และ 2 องศาเทียบกับร้อยละของการเร่งเครื่องยนต์จากคันบังคับวิทยุเพื่อศึกษา และวิเคราะห์พฤติกรรมของเฮลิคอปเตอร์ที่เกิดขึ้นในการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะนี้



รูปที่ 17 การปรับมุมปะทะใบพัดหลัก

5. ผลการดำเนินงาน

จากทดสอบการบินโดยการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะของใบพัดหลักเทียบกับกำลังเครื่องยนต์จากการเปิดคันเร่งเพื่อศึกษาการตอบสนองการบังคับควบคุมการบินขณะลอยตัว (Hovering) เป็นดังนี้

เมื่อปรับมุมปะทะใบพัดหลัก 7 องศา เป็นมุมเริ่มการทดสอบ โดยเมื่อเริ่มเร่งเครื่องยนต์ รอบของใบพัดจะค่อยๆ เพิ่มขึ้น การตอบสนองการบังคับทางไซคลิก (การบังคับเอียงซ้าย-ขวา ก้ม-เงย) และการหมุน

ตัวจากใบพัดทางบนพื้นได้ปานกลาง เมื่อเปิดคันเร่งเครื่องยนต์ 75% เครื่องจะลอยตัวจากพื้น การบังคับควบคุมการบินเป็นไปได้โดยยากเนื่องจากรอบใบพัดหลักต่ำ เมื่อปรับมุมปะทะ 9 องศา เป็นมุมที่เพิ่มขึ้นจากการบินครั้งแรก เมื่อเริ่มเร่ง เครื่องยนต์ รอบของใบพัดจะค่อยๆ เพิ่มขึ้นอย่างช้าๆ การตอบสนองการบังคับทางไซคลิก และการหมุนตัวบนพื้นเป็นไปได้โดยยากลำตัวเกิดการสั่นมาก เมื่อเปิดคันเร่งเครื่องยนต์ 90% รอบใบพัดหลักต่ำมาก เครื่องมีอาการไถลไปตามพื้น ไม่สามารถลอยตัวขึ้นในอากาศได้ จึงทำการลดมุมปะทะของใบพัดลงมาที่ 5 องศา เมื่อเร่งเครื่องยนต์ รอบของใบพัดจะเพิ่มขึ้นเร็วกว่ามุมปะทะ 7 องศา การตอบสนองการบังคับทาง ไซคลิก และการหมุนตัวบนพื้นง่ายขึ้น โครงลำตัวสั่นน้อยลง เมื่อทำการเปิดคันเร่งเครื่องยนต์ 70% เครื่องจะลอยตัวขึ้นในอากาศ การควบคุมง่ายขึ้น เมื่อทำการลดมุมใบพัดลงมาที่ 3.5 องศา แล้วเร่งเครื่องยนต์ รอบของใบพัดจะเพิ่มขึ้นเร็วกว่ามุมปะทะ 5 องศา การตอบสนองการบังคับทางไซคลิก และการหมุนตัวบนพื้นง่ายขึ้น โครงลำตัวสั่นเล็กน้อย เมื่อทำการเปิดคันเร่งเครื่องยนต์ 65% เครื่องสามารถลอยตัวขึ้นในอากาศ การควบคุมง่ายกว่าทุกมุมใบที่กล่าวมาเครื่องลอยตัวในอากาศได้นิ่งขึ้น และเมื่อปรับมุมปะทะลงมาที่ 2 องศาทำการเร่งเครื่องยนต์ 100% เครื่องไม่สามารถลอยขึ้นได้ และเกิดการสั่นด้วยความถี่สูงที่ชุดหาง

6. การวิจารณ์ผล

จากผลการทดสอบจะเห็นว่าเมื่อปรับมุมปะทะ 9 องศาและทำการเปิดคันเร่งไปจนสูงสุดเครื่องไม่สามารถลอยตัวขึ้นไปได้ ซึ่งสอดคล้องกับค่าที่คำนวณได้ดังแสดงในตารางที่ 2 ที่ความเร็วรอบ 70% (5 600 rpm) จะต้องใช้กำลังของเครื่องยนต์ต้นกำลัง 13.688 Ps ซึ่งเกินกำลังจึงไม่สามารถทำให้เฮลิคอปเตอร์ลอยในอากาศได้

ตารางที่ 2 กำลังที่ใช้จากการคำนวณที่มุมปะทะต่างๆ

Rpm	5 600 (70 % of Max speed)					8 000 (max speed)	
α (degree)	2	3.5	5	7	9	2	3.6
F_x (N)	258.402	336.345	421.25	520.368	634.049	627.35	686.419
M_x (N.m)	33.966	51.618	74.772	117.224	174.137	69.379	105.343
$F_{x_{tot}} = \frac{M_x}{R}$	18.887	28.677	41.54	65.124	96.743	38.544	58.524
Main Power (Ps)	2.6724	4.0577	5.8778	9.2149	13.688	7.7913	11.83
C_t	0.24	0.36	0.52	0.81	Stall*	0.284	0.36
C_{t_0}	0.0195	0.02	0.0195	0.0198	-	0.0195	0.02
α (degree)	1	1.2	3	7	-	1	1.2
$F_{x_{tot}}$ (N)	19.189	28.786	41.627	65.24	-	39.162	58.767
Tail Power (Ps)	0.0447	0.0519	0.0881	0.2237	-	0.1302	1.141
Total Power (Ps)	2.717	4.11	5.966	9.439	-	7.921	12.97

*Stall คือการใช้แรงยกเนื่องจากมุมปะทะมากเกินไป

เมื่อลดมุมปะทะใบพัดหลักเหลือ 7 องศา เครื่องสามารถลอยตัวได้ แต่การบังคับควบคุมเป็นไปได้ยากดังตารางที่ 2 ต้องใช้กำลัง 9.215 Ps ซึ่งเกือบเป็นกำลังสูงสุดของเครื่องยนต์ต้นกำลัง (10.47 Ps ที่ 70%) เฮลิคอปเตอร์จึงมีกำลังสำรองต่ำทำให้การบังคับควบคุมยาก และเมื่อมุมปะทะเป็น 5 องศาเครื่องสามารถบังคับควบคุมได้ง่ายขึ้นแต่เครื่องยังทำงานเกินกำลังอยู่จึงลดมุมปะทะเหลือ 3.5 องศา การบังคับง่ายและลอยตัวได้นิ่งกว่าทุกมุมปะทะเครื่องรับภาระเหมาะสมสอดคล้องกับค่าที่คำนวณได้ โดยในทางปฏิบัติจะเปิดคันเร่งเพียง 65% เนื่องจากการ

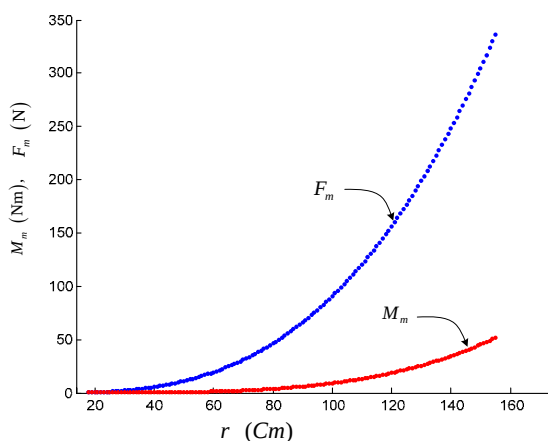
ทดสอบอยู่ในช่วงอิทธิพลพื้น (Ground effect) ทำให้ใช้กำลังน้อยกว่าปกติ [8] สำหรับมุมปะทะ 2 องศา เป็นมุมปะทะต่ำเครื่องไม่เกิดการลอยตัวใบพัดหลักหมุนด้วยความเร็วสูงมาก จึงทำให้ใบพัดทางซึ่งมีความเร็วรอบสูงกว่าใบพัดหลักหักเห เกิดการสั่นด้วยความถี่สูง ทำให้ระบบส่งกำลังเสียหายได้

7. สรุปผลการดำเนินงานและข้อเสนอแนะ

โครงการนี้ได้รับการสนับสนุนทุนวิจัยจากสำนักงานคณะกรรมการวิจัยแห่งชาติ (วช.) จำนวน 265,500 บาท (สองแสนหกหมื่นห้าพันห้าร้อยบาทถ้วน) โดยมีวัตถุประสงค์เพื่อศึกษา และสร้างเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุขนาดใหญ่เพื่อนำไปพัฒนาใช้ในการเกษตรหรืองานอื่นๆที่เหมาะสม โดยใช้ต้นทุนต่ำ

7.1 สรุปผลการดำเนินงาน

จากผลการดำเนินงานพบว่าเฮลิคอปเตอร์ของโครงการวิจัยเหมาะสมกับวงใบพัดหลัก 3.1 m ที่มุมปะทะ 3.5 องศา และจากตารางที่ 2 เมื่อเปิดคันเร่ง 100% จะบรรทุกน้ำหนักได้สูงสุด 686.419 N (69.97 kg) ซึ่งในทางปฏิบัติไม่สามารถบรรทุกได้ตามทฤษฎี เนื่องจากกลไกเครื่องกลจะมีประสิทธิภาพในการส่งถ่ายกำลังประมาณ 85% ดังนั้นจึงให้น้ำหนักบรรทุกรวม 60 kg โดยมีภาระกรรมบรรทุกสูงสุด (Payload) 25 kg ในรูปที่ 18 แสดงผลรวมในแต่ละระยะรัศมีการเกิดแรงยก (F_m) และโมเมนต์รวม (M_m) ในใบพัดหลักที่มุมปะทะ 3.5 องศา ใช้กำลัง 75% ในตารางที่ 3 เป็นข้อมูลของเฮลิคอปเตอร์ในโครงการวิจัยนี้ โดยสามารถสร้างใบพัดจากวัสดุที่หาได้ในประเทศ มีอุปกรณ์บังคับควบคุมที่ง่ายต้นทุนต่ำ สามารถบังคับควบคุมเครื่องโดยใช้เซอร์โวแรงบิดต่ำได้ เนื่องจากแรงจากเซอร์โวไม่ได้อัปกับมุมบิดของใบพัดหลักโดยตรงแต่ส่งผ่านใบพัดขยายกำลังอีกทีหนึ่ง จึงสามารถนำหลักการการบังคับ และวิธีการสร้างใบพัดไปพัฒนาในการสร้างใบพัดหลักแบบมุมปะทะเปลี่ยนแปลงตามแนวรัศมี หรืออากาศยานแบบนั่งขับต่อไป



รูปที่ 18 ผลรวมการเกิดแรงยก (F_m) และโมเมนต์รวม (M_m) ในใบพัดหลักที่มุมปะทะ 3.5 องศา ใช้กำลัง 75%

ตารางที่ 3 ข้อมูลจำเพาะของเฮลิคอปเตอร์ Rmuik kk-48

ข้อมูลจำเพาะ	ต้นก้าง	วงใบพัดหลัก	วงใบพัดหาง	อัตราทดใบพัดหลัก	อัตราทดใบพัดหาง	น้ำมันเชื้อเพลิง	น้ำหนักเครื่อง	ภาระบรรทุก	ระบบวิทยุบังคับ
Rmuik kk-48	110 CC 2缸 4冲 14.9 Ps	3.1 m	0.3 m	10:1	6.5:1	แก๊ส โซฮอล์ 3.5 ลิตร	35 kg	25 kg	6 Ch ระยะ บินไกล สุด 2 km

7.2 ข้อเสนอแนะ

ในการดำเนินโครงการมีข้อเสนอแนะในการพัฒนาโครงการในอนาคต ดังนี้

1. การสร้างใบพัด ในโครงการนี้ทำการสร้างใบพัดด้วยการประดิษฐ์ด้วยมือ ดังนั้นควรมีการออกแบบเครื่องจักรกลในการสร้างใบพัดที่ได้มาตรฐาน และขนาดเท่ากัน
2. ควรปรับปรุงระบบส่งกำลังไปยังใบพัดทางให้มีอัตราทดเพิ่มขึ้น เพื่อลดความเร็วรอบของใบพัดหาง

7.3 กิตติกรรมประกาศ

ขอขอบคุณสำนักงานคณะกรรมการวิจัยแห่งชาติ ที่ได้มอบทุนอุดหนุนการวิจัยประจำปี 2547 ทางคณะวิจัยจะนำองค์ความรู้ที่ได้จากโครงการวิจัยนี้ไปพัฒนาประเทศต่อไป

7.4 เอกสารอ้างอิง

1. Daniel P. Schrage, Y.K. Yillikci, S. Liu, J. V. R. Prasad, and S. V. Hanagud., 1999. Instrumentation of the Yamaha R-50/RMAX Helicopter testbeds for Airloads Identification and follow-on research. In 25th European Rotorcraft Forum,
2. Hostetler R. Ray's., 1999. Complete helicopter manual. 3rd ed. California. R/C Modeler.
3. <http://arxivblog.com/wp-content/uploads/helicopter>.
4. <http://www.aerospaceweb.org/design/helicopter/element>.
5. <http://www.fauskes.net/pgftikzexamples/airfoil-profiles>.
6. <http://www.yamaha-motor.co.jp/global/industrial/sky/agricultural/index>.
7. http://www.rcuniverse.com/forum/m_3269217/tm.htm
8. http://www.americanflyers.net/aviationlibrary/pilots_handbook/
9. สมฤทธิ์ มิ่งนิมิตร, 2518, อากาศพลศาสตร์ที่ใช้กับปีกหมุนและทฤษฎีการบินเฮลิคอปเตอร์. ลพบุรี, ศูนย์ซ่อมบำรุงอากาศยานโคกกระเทียม.
10. เสริมศักดิ์ อักษรสา, และคณะ, อากาศยานพ่นสารเคมีวิทยุบังคับ, โครงการวิจัยและสิ่งประดิษฐ์, สถาบันวิจัยและพัฒนา, ศูนย์กลางเทคโนโลยีราชชมงคล, คลอง 6, ปทุมธานี, 2544.
11. เสริมศักดิ์ อักษรสา, สุระ ตันดี และสุวิทย์ ออบมา, อากาศยานบังคับวิทยุทางการเกษตร, โครงการวิจัยและสิ่งประดิษฐ์, สถาบันวิจัยและพัฒนา, ศูนย์กลางเทคโนโลยีราชชมงคล, คลอง 6, ปทุมธานี, 2546.