บทที่ 2

เอกสารและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

การศึกษาเรื่อง การขยายการวัดระดับความสูงของอากาศยานไร้คนขับ (AR.Drone 2.0) ผู้ศึกษาได้ศึกษาเอกสารและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องดังหัวข้อต่อไปนี้

1. Parrot AR.Drone
2. การวัดความสูงโดยใช้เทคนิคความดันบรรยากาศ
3. Barometric Pressure Sensor (GY-68)
4. Arduino Nano
5. เครื่องส่งสัญญาณวิทยุ (Transmitter)
6. เครื่องรับสัญญาณวิทยุ (Receiver)

2.1 Parrot AR.Drone

Parrot AR.Drone เป็นอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กประเภทเฮลิคอปเตอร์ 4 ใบพัด ผลิตโดยบริษัท Parrot ประเทศฝรั่งเศส ถูกออกแบบให้สามารถควบคุมผ่านโทรศัพท์มือถือแท็บเล็ตที่มีระบบปฏิบัติการ iOS หรือ Android หรือผ่านโปรแกรมคอมพิวเตอร์ [1] เช่น LabVIEW®, C, C++, JAVA, Python และภาษาอื่น ๆ

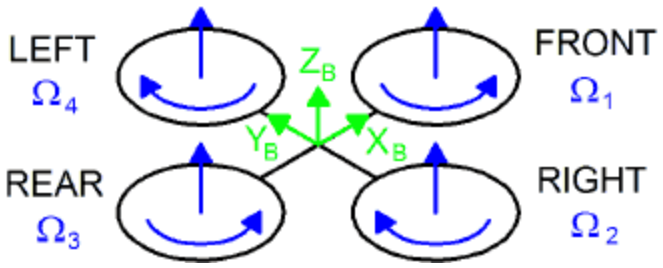
ภาพ 1 แสดง AR.Drone 2.0 [1]

2.1.1 หลักการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ (AR.Drone 2.0) [2]

การควบคุมการเคลื่อนที่ของอากาศยานแบบสี่ใบพัดจะควบคุมโดยการกำหนดให้ความเร็วรอบของใบพัดอากาศยานทั้งสี่ใบมีความแรงในรูปแบบต่าง ๆ กัน ซึ่งอุปกรณ์ที่ทำการควบคุมความเร็วรอบของใบพัดอากาศยานนั้น ทุกวันนี้จะใช้ไมโครคอนโทลเลอร์ (Micro Controller) ซึ่งในปัจจุบันนี้จะมีบอร์ดสำเร็จรูปที่ได้รับการออกแบบและสร้างขึ้นมาสำหรับควบคุมการเคลื่อนที่ของอากาศยานแบบสี่ใบพัดโดยเฉพาะ ซึ่งนอกจากไมโครคอนโทลเลอร์แล้ว บนแผงวงจรยังจะมีเซนเซอร์ต่าง ๆ ที่จำเป็นในการควบคุมอากาศยานอีก เช่น อุปกรณ์วัดความเร่ง (Accelerometer) อุปกรณ์วัดมุมเอียง (Gyroscopic Sensor) อุปกรณ์หาตำแหน่ง (GPS) และอุปกรณ์อื่น ๆ ทั้งนี้ทำให้การควบคุมอากาศยานแบบนี้สามารถทำได้ง่ายมากขึ้น สำหรับลักษณะการควบคุมอากาศยานแบบปีกหมุนนั้น เพื่อให้ได้การเคลื่อนที่ตามที่ต้องการ จะประกอบด้วยการเคลื่อนที่หลัก ๆ ดังนี้

1) การลอยตัวอยู่กับที่ (Hovering)

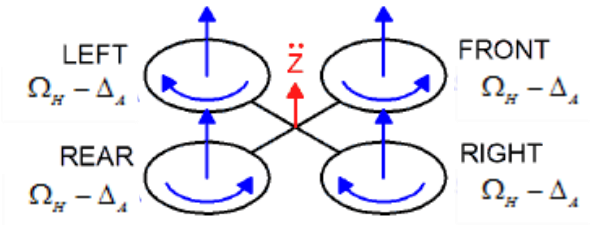
การลอยตัวอยู่กับที่ (Hovering) ทำได้โดยควบคุมให้ความเร็วใบพัดทั้งสี่ตัวมีความเร็วที่เท่ากันเพื่อสร้างโมเมนต์บิดที่เกิดจากด้านหนึ่งหักล้างกับโมเมนต์บิดที่เกิดขึ้นจากอีกด้านหนึ่ง ตามที่แสดงในภาพ 2 โดยกำหนดแกน X ชี้ไปในทิศทางด้านหน้าของอากาศยาน แกน Z อยู่ในทิศทางที่ชี้ขึ้นด้านบน และ แกน Y เป็นไปตามกฎมือขวา สำหรับชื่อของใบพัดทั้งสี่ก็จะเป็นใบพัดหน้า (Front Rotor) ใบพัดหลัง (Rear Rotor) ใบพัดขวา (Right Rotor) ใบพัดซ้าย (Left Rotor) เพื่อให้อากาศยานลอยหยุดอยู่นิ่งได้ อุปกรณ์ควบคุมจะทำการควบคุมใบพัดที่อยู่ในแนวเส้นทแยงมุมกันหมุนไปในทิศทาง เดียวกันด้วยความเร็วเท่ากัน โดยใบพัดทั้งสี่จะมีความเร็วรอบเท่ากันด้วย Hove speed (Ω_H) นั่นคือ $\Omega_1 = \Omega_2 = \Omega_3 = \Omega_4 = \Omega_H$ การหมุนของใบพัดเช่นนี้จะทำให้โมเมนต์รอบแกน Z ของอากาศยานหักลบกันไปหมด ทำให้อากาศยานหยุดนิ่ง ไม่มีการหมุนรอบแกนใด ๆ ถ้าเมื่อแรงยกที่เกิดจากใบพัดทั้งสี่เท่ากับน้ำหนักของอากาศยาน ก็จะทำให้อากาศยานลอยนิ่งได้



ภาพ 2 แสดงการลอยตัวอยู่กับที่ของอากาศยานแบบสี่ใบพัด (Hovering) [2]

2) การทำให้อากาศยานสามารถบินขึ้น – ลง (Throttle)

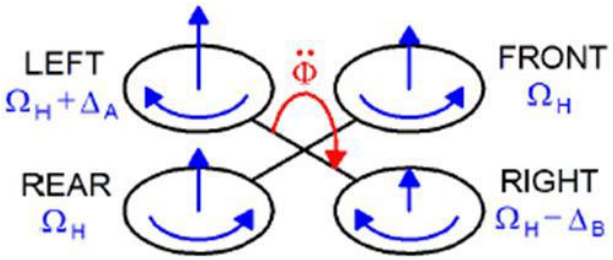
จากการที่อากาศยานหยุดนิ่งในอากาศได้ เนื่องจากแรงยกเท่ากับน้ำหนักและความเร็วรอบของใบพัดทั้งสี่เท่ากันที่ (Ω_H) สำหรับการที่จะทำให้อากาศยานยกตัวขึ้นจะสามารถทำได้โดยการเพิ่มความเร็วรอบของใบพัด (Ω_H) ทั้งสี่ให้เป็น $\Omega_H + \Delta_A$ ดังภาพ 3 การกระทำเช่นนี้จะทำให้โมเมนต์รอบแกน Z ยังคงเท่ากับศูนย์แต่แรงในแกน Z จะมากขึ้น ทำให้แรงยกมากกว่าน้ำหนัก ก็จะทำให้อากาศยานยกตัวขึ้นต่อเนื่องด้วยความเร็วเท่ากับ Z ตามที่แสดงในรูปส่วนในกรณีเราต้องการจะลดระดับความสูง ก็จะทำในลักษณะเดียวกัน เพียงแต่ให้ค่าความเร็วรอบต่ำลงเป็น $\Omega_H - \Delta_A$ ก็จะทำให้แรงยกมีค่าน้อยกว่าน้ำหนัก อากาศยานจะค่อย ๆ เคลื่อนตัวต่ำลงด้วยอัตราเร่ง Z ด้วยวิธีการนี้เราสามารถที่จะควบคุมการบินขึ้นและลง ของอากาศยานได้



ภาพ 3 แสดงการบินขึ้นของอากาศยานแบบสี่ใบพัด (Throttle) [2]

3) การเอียงตัวซ้าย – ขวา (Roll)

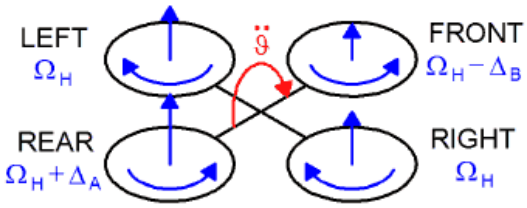
หากเราต้องการให้อากาศยานหมุนรอบแกน X หรือเรียกว่าการเอียงตัวซ้าย – ขวา สิ่งที่เราต้องทำคือทำให้แรงบิดรอบแกน X ไม่เป็นศูนย์ เหมือนกับการลอยตัว เพื่อจะได้แรงตามวัตถุประสงค์นี้เราจะต้องควบคุมใบพัดหน้าและใบพัดหลังมีความเร็วเท่าเดิม แต่ความเร็วใบพัดซ้ายใบพัดขวาจะเปลี่ยนไป ยกตัวอย่างเช่นเราต้องการให้อากาศยานหมุนตัวเป็นมุมบวกรอบแกน X เราก็จะกำหนดให้ใบพัดซ้ายหมุนเร็วขึ้นให้มีความเร็วเป็น $\Omega_H + \Delta_A$ เพื่อเพิ่มแรงยกด้านซ้าย ในขณะเดียวกับที่ลดความเร็วใบพัดขวาลงให้เป็น $\Omega_H - \Delta_B$ แรงที่มากขึ้นทางด้านซ้ายและลดลงทางด้านขวา จะทำให้อากาศยานเริ่มหมุนรอบแกน X หมุนตามต้องการด้วยความเร่งเชิงมุมเท่ากับ Φ โดยการเพิ่มความเร็วทางใบซ้ายด้วยปริมาณ Δ_A และลดความเร็วทางใบพัดขวาด้วยปริมาณ Δ_B นั่นไม่จำเป็นต้องเป็นอัตราเดียวกัน ทั้งนี้ขึ้นกับอัตราเร่งในการหมุนตัวที่เราต้องการ ดังภาพ 4



ภาพ 4 แสดงการเอียงตัวทางขวาของอากาศยานแบบสี่ใบพัด (Roll) [2]

4) การควบคุมอากาศยานเงยหรือก้ม (Pitch)

การควบคุมนี้จะคล้ายกับการหมุนรอบแกน X หรือ Roll เพียงแต่เราเปลี่ยนแกนการหมุนให้เป็นแกน Y ตามที่แสดงในภาพ 5 โดยถ้าหากเราต้องการจะก้มหน้าอากาศยาน เราจะกำหนดใบพัดซ้ายและขวาให้มีความเร็วรอบเท่ากันและลดความเร็วรอบของใบพัดหน้าลงให้เป็น $\Omega_H-\Delta_B$ และเพิ่มความเร็วของใบพัดหลังให้เป็น $\Omega_H+\Delta_A$ แรงที่เกิดจากความแตกต่างของแรงยกที่ใบพัดหน้าและหลัง จะทำให้เกิดโมเมนต์รอบแกน Y ขึ้น ทำให้อากาศยานเริ่มหมุนตัวรอบแกน Y ด้วยความเร่ง ϑ เพื่อเข้าสู่สมดุลใหม่



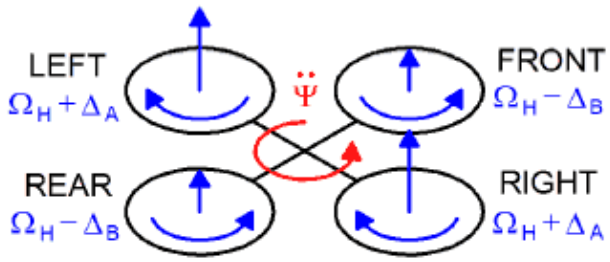
ภาพ 5 แสดงการก้มของอากาศยานแบบสี่ใบพัด (Pitch) [2]

เพื่อเข้าใจการเคลื่อนที่ของอากาศยานปีกหมุนได้ดีขึ้น ในขณะอากาศยานอยู่ในลักษณะก้มหน้าลง แรงยกที่ได้จากใบพัดนั้นจะไม่อยู่ในแนวดิ่งอีกต่อไป แต่จะอยู่ในแนวที่ทำมุมเอียงเล็กน้อยกับแนวดิ่ง ทำให้แรงจากใบพัดแตกออกได้สองแนวคือ แนวดิ่งและในแนวระดับ ซึ่งแรงในแนวนี้จะทำหน้าที่ขับเคลื่อนอากาศยานไปข้างหน้า ในขณะที่แรงในแนวดิ่งจะทำหน้าที่สมดุลกับน้ำหนัก เพื่อให้อากาศยานลอยตัวในระดับความสูงที่คงที่ จะเป็นการแสดงการเคลื่อนที่ของอากาศยานไปข้างหน้า จะเห็นว่าในขณะเคลื่อนที่ไปข้างหน้านั้น อากาศยานจะอยู่ในลักษณะก้มลง คือใบพัดหลังจะสูงกว่าใบพัดหน้าเล็กน้อย ซึ่งจะทำให้แรงที่ได้จากใบพัดสร้าง

ทั้งแรงยก เพื่อให้อากาศยานลอยตัวอยู่ได้และแรงผลัก เพื่อให้อากาศยานเคลื่อนที่ไปข้างหน้าพร้อม ๆ กัน

5) การหมุนตัว (Yaw)

เป็นการกำหนดให้อากาศยานหมุนตัวรอบแกน Z ของอากาศยาน ซึ่งสามารถทำได้โดยการกำหนดให้ความเร็วใบพัดหน้าเท่ากับใบพัดหลังและมีความเร็วต่ำกว่าใบพัดซ้ายและใบพัดขวา เพื่อให้แรงบิดทางด้านซ้ายหรือขวามากกว่าด้านหน้าหรือด้านหลัง จึงทำให้เครื่องบินหมุนตัวรอบแกน Z ด้วยความเร็วเชิงมุมเท่ากับ $\ddot{\psi}$ ตามที่แสดงในภาพ 6 การควบคุมนี้จะทำให้อากาศยานหมุนตัวกลับหน้าหลังได้



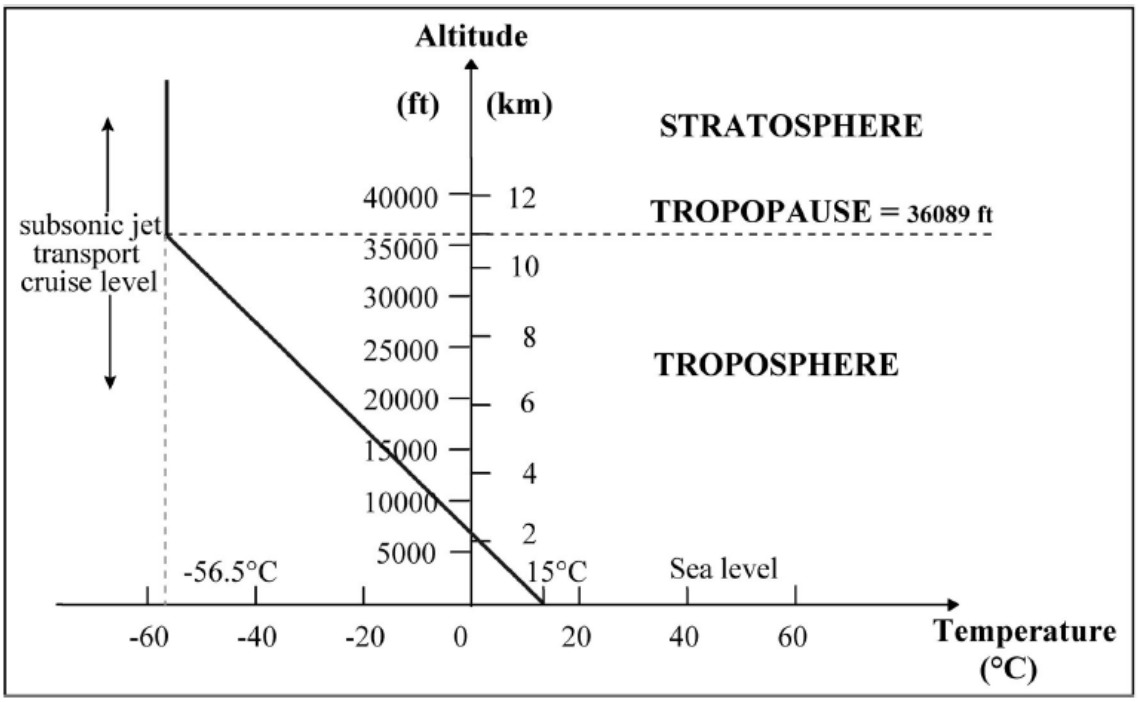
ภาพ 6 แสดงการหมุนตัวทางซ้ายของอากาศยานแบบสี่ใบพัด (Yaw) [2]

2.2 การวัดความสูงโดยใช้วิธีการวัดความดันบรรยากาศ

สำหรับการวัดความสูงโดยใช้เทคนิคความดันบรรยากาศนั้น จะต้องมีความรู้เกี่ยวกับปริมาณต่าง ๆ ที่เกี่ยวข้อง เช่น ความดันบรรยากาศ อุณหภูมิ ความหนาแน่นของอากาศและความเร็วเสียงในอากาศ แต่เนื่องจากในบรรยากาศจริง ปริมาณเหล่านี้ไม่คงที่จึงทำให้การคำนวณเป็นไปด้วยความลำบากดังนั้น องค์การการบินพลเรือนระหว่างประเทศ (International Civil Aviation Organization: ICAO) จึงได้เสนอค่ามาตรฐานบรรยากาศระหว่างประเทศ (International Standard Atmosphere: ISA) ขึ้นในปี ค.ศ. 1952 ซึ่งจะสมมติให้อากาศปราศจากฝุ่นละออง ความชื้นและไอน้ำ รวมไปถึงไม่มีลมและความปั่นป่วนของชั้นบรรยากาศด้วย [2] โดยเงื่อนไขต่าง ๆ จะเป็นไปตามตาราง 1

ตาราง 1 แสดงเงื่อนไขมาตรฐานบรรยากาศระหว่างประเทศ ณ ระดับน้ำทะเล [3, 4]

สัญลักษณ์	ค่า	หน่วย	คำอธิบาย
P_0	101,325	Pa	ความดันบรรยากาศมาตรฐาน
ρ	1.225	kg/m^3	ความหนาแน่นของอากาศ
T_0	288.15	K	อุณหภูมิที่ระดับน้ำทะเล
a_0	240.294	m/s	ความเร็วของเสียงในอากาศ
g_0	9.80665	m/s^2	ความเร่งเนื่องจากสนามโน้มถ่วงของโลก
L	–0.0065	K/m	อัตราการลดลงของอุณหภูมิ
R	287.053	$J/kg \cdot K$	ค่าคงที่ของแก๊สสำหรับอากาศ
Rh	0%	-	ความชื้นสัมพัทธ์



ภาพ 7 แสดงการเปลี่ยนแปลงอุณหภูมิตามระดับความสูงเหนือระดับน้ำทะเล [5]

จากภาพ 7 อุณหภูมิจะลดลงตามระดับความสูงในอัตราที่คงที่ -6.5×10^{-3} เคลวินต่อเมตร จนถึงระดับ tropopause ที่ 11,000 เมตร (36,089 ฟุต) เขียนเป็นสมการได้ว่า

$$T = T_0 - (6.5\times10^{-3})h \qquad (1)$$

หรือ

$$T = T_0 - Lh \tag{2}$$

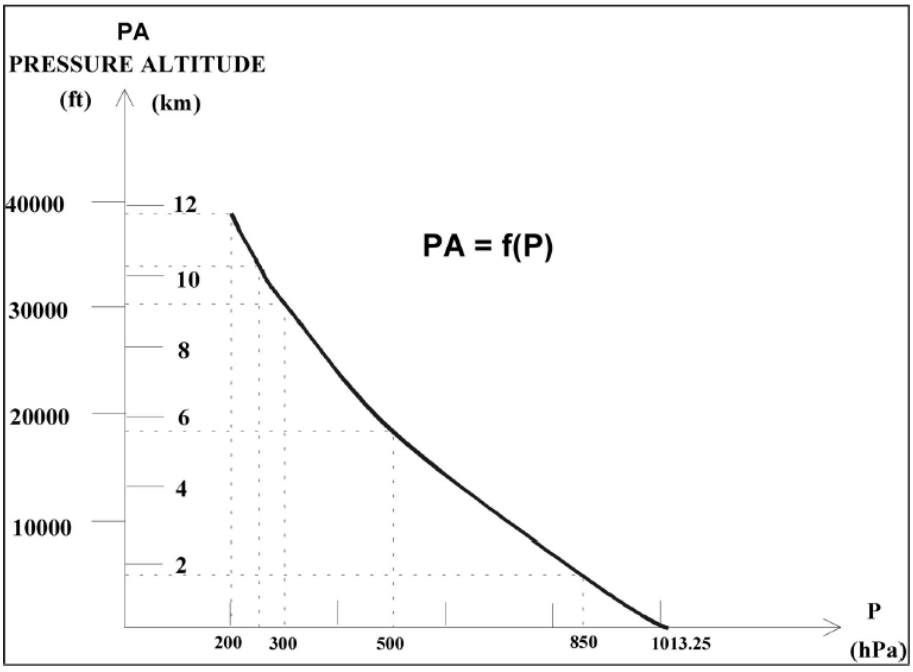
เมื่อ L คือ อัตราการลดลงของอุณหภูมิ

การคำนวณระดับความสูงจากความดันบรรยากาศ จะสมมติให้อุณหภูมิเป็นอุณหภูมิที่ระดับน้ำทะเลและให้อากาศเป็นก๊าซในอุดมคติ ระดับความสูงที่ได้จากการวัดความดันจะเรียกว่าความสูงความดัน (pressure altitude: PA) ทั้งตารางที่ 2 และภาพที่ 1 จะแสดงการเปลี่ยนแปลงของระดับความสูงความดันที่ขึ้นอยู่กับความดันบรรยากาศ

ตาราง 2 แสดง International Standard Atmosphere [5]

Altitude (meters)	Temperature		Pressure			Pressure ratio $\delta = p/p_0$	Density $\sigma = \rho/\rho_0$	Speed of sound	
	°C	Kelvin	hPa	PSI	In.Hg			kt	m/s
12192	−56.5	216.65	188	2.72	5.55	0.1851	0.2462	573	294.5
10973	−56.3	216.85	227	3.28	6.70	0.2243	0.2981	573	294.5
10058	−50.4	222.75	262	3.79	7.74	0.2586	0.3345	581	298.6
9449	−46.4	226.75	284	4.10	8.39	0.2837	0.3605	586	301.2
8534	−40.5	232.65	329	4.75	9.71	0.3250	0.4025	594	305.3
7620	−34.5	238.65	376	5.43	11.10	0.3711	0.4481	602	309.4
7010	−30.6	242.55	410	5.92	12.11	0.4046	0.4806	607	312.0
6096	−24.6	248.55	466	6.73	13.76	0.4595	0.5328	614	315.6
4877	−16.7	256.45	549	7.93	16.21	0.5420	0.6090	624	320.7
4572	−14.7	258.45	572	8.27	16.89	0.5643	0.6292	626	321.8
3353	−6.8	266.35	670	9.68	19.78	0.6614	0.7156	636	326.9
2438	−0.8	272.35	753	10.88	22.24	0.7428	0.7860	643	330.5
1829	3.1	276.25	812	11.73	23.98	0.8014	0.8359	647	332.6

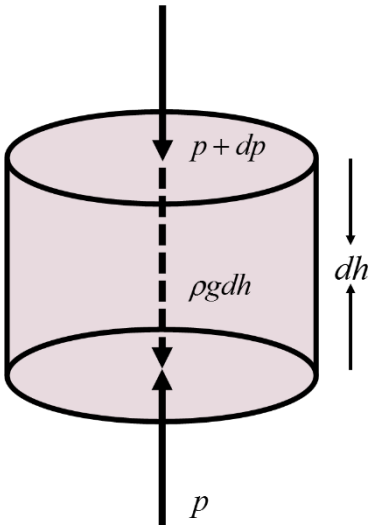
Altitude (meters)	Temperature		Pressure			Pressure ratio $\delta = p/p_0$	Density $\sigma = \rho/\rho_0$	Speed of sound	
	°C	Kelvin	hPa	PSI	In.Hg			kt	m/s
1524	5.1	278.25	843	12.18	24.89	0.8320	0.8617	650	334.1
914	9.1	282.25	908	13.12	26.81	0.8962	0.9151	654	336.2
305	13.0	286.15	997	14.41	29.44	0.9244	0.9711	659	338.7
0	15.0	288.15	1013	14.64	29.91	1.0000	1.0000	661	339.8
−305	17.0	290.15	1050	15.17	31.01	1.0366	1.0295	664	341.3



ภาพ 8 แสดงความสูงความดัน (PA) เมื่อเทียบกับความดันบรรยากาศ [5]

การคำนวณระดับความสูงความดันสามารถทำได้โดยใช้สมการอุทกสถิต กฎของก๊าซในอุดมคติและสมการอัตราการลดลงของอุณหภูมิ ดังนี้

$$dp = -\rho g dh \tag{3}$$



ภาพ 9 แสดงองค์ประกอบของบรรยากาศเล็ก ๆ [3]

สมการสถานะของก๊าซในอุดมคติ

$$p = \rho RT \tag{4}$$

เมื่อ R คือ ค่าคงที่ของก๊าซจริงสำหรับอากาศ
นำสมการ (3) หารด้วย (4) จะได้

$$\frac{dp}{p} = \frac{-\rho g dh}{\rho RT} = -\left(\frac{g}{RT}\right)dh \tag{5}$$

แทนสมการ (2) ในสมการ (5) จะได้

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g}{R}\left(\frac{dh}{T_0 - Lh}\right) \tag{6}$$

ทำการอินทิเกรตสมการ (6) ระหว่าง $h_0 = 0$ ถึง h ดังนี้

$$\int_{p_0}^{p} \frac{dp}{p} = -\frac{g}{R}\int_{h_0=0}^{h} \frac{dh}{T_0 - Lh} \tag{7}$$

ได้ว่า

$$p = p_0\left(1 - L\frac{h}{T_0}\right)^{\frac{g}{RL}} \tag{8}$$

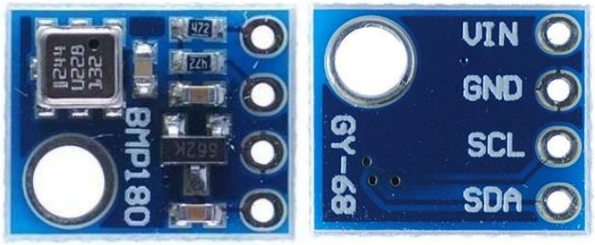
หรือ

$$h = \frac{T_0}{L}\left[1 - \left(\frac{p}{p_0}\right)^{L\cdot\frac{R}{g}}\right] \tag{9}$$

จากสมการ (9) สมการนี้จะใช้สำหรับการคำนวณเพื่อหาระดับความสูงเหนือระดับน้ำทะเลจากได้จากการวัดความดันบรรยากาศ

2.3 เซ็นเซอร์วัดความดันบรรยากาศ BMP180 (GY-68)

เซ็นเซอร์วัดความดันบรรยากาศ BMP180 (GY-68) ใช้ในการวัดอุณหภูมิและความดันบรรยากาศ โดยใช้เซ็นเซอร์เบอร์ BMP180 ที่พัฒนามาจากเบอร์ BMP085 ใช้เทคโนโลยี Piezo – resistive มีความแม่นยำในการวัดสูง ใช้พลังงานต่ำ มีช่วงในการวัดอยู่ที่ 300 ... 1,100 hPa ด้วยความละเอียด 0.02 hPa (+9000m ... -500m ด้วยความละเอียด 0.17m จากระดับน้ำทะเล) ติดต่อกับไมโครคอนโทรลเลอร์ผ่าน I^2C [6]



ภาพ 10 แสดง Barometric Pressure Sensor (GY-68)

2.4 Arduino Nano

Arduino Nano เป็นหนึ่งในบอร์ดไมโครคอนโทลเลอร์ ของโครงการพัฒนาไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล AVR แบบ Open Source โดยมีพื้นฐานเป็น AVR เบอร์ ATmega328 หรือ ATmega168 เป็นบอร์ดที่มีขนาดเล็ก ฟังก์ชันการใช้งานที่เหมือนกับ Arduino รุ่นอื่น ๆ [7]

ภาพ 11 แสดงบอร์ด Arduino Nano [6]

2.5 เครื่องส่งสัญญาณวิทยุ (Transmitter)

Fly Sky FS-TH9X เป็นรีโมทบังคับวิทยุสำหรับเครื่องบิน มีระบบโมดุลแยกแบบ 2.4 GHz ส่งสัญญาณได้ 9 ช่องสัญญาณ สามารถใช้ได้กับเฮลิคอปเตอร์ 4 ใบพัด ที่ต้องใช้สัญญาณควบคุมหลายช่องสัญญาณ [8]

ภาพ 12 แสดง Fly Sky FS-TH9X [9]

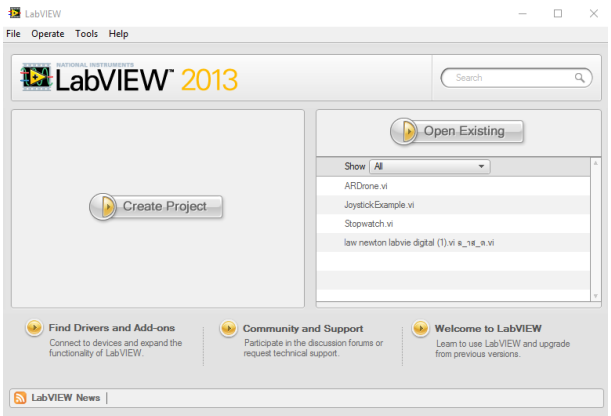
2.6 เครื่องรับสัญญาณวิทยุ (Receiver)

Fly Sky FS-R8B เป็นอุปกรณ์ที่ใช้รับสัญญาณวิทยุความถี่ 2.4 GHz จำนวน 8 ช่องสัญญาณ จากเครื่องส่งแล้วทำการแปลงสัญญาณส่งให้ไมโครคอนโทรลเลอร์ของเครื่องบินเพื่อควบคุมการบิน ประกอบด้วยเสาอากาศและแผงวงจรไฟฟ้า

ภาพ 13 แสดงเครื่องรับสัญญาณวิทยุ Fly Sky FS-R8B

2.7 โปรแกรม LabVIEW™

LabVIEW ย่อมาจาก Laboratory Virtual Instrument Engineering Workbench เป็น ชุดซอร์ฟแวร์เพื่อพัฒนาระบบจากบริษัทเนชั้นแนล อินสทรูเม้นท์ (National Instruments Corporation; NI) วัตถุประสงค์หลักเพื่อใช้ในการสร้างระบบอัตโนมัติใน การวัด, ทดสอบและควบคุม โดยใช้การเขียนโปรแกรมรหัสรูปภาพ (Graphical programming) ทำให้ง่ายต่อการเรียนรู้และใช้เวลาในการเขียนโปรแกรมน้อยลง [10]



ภาพ 14 แสดงหน้าแรกของโปรแกรม LabVIEW™ 2013