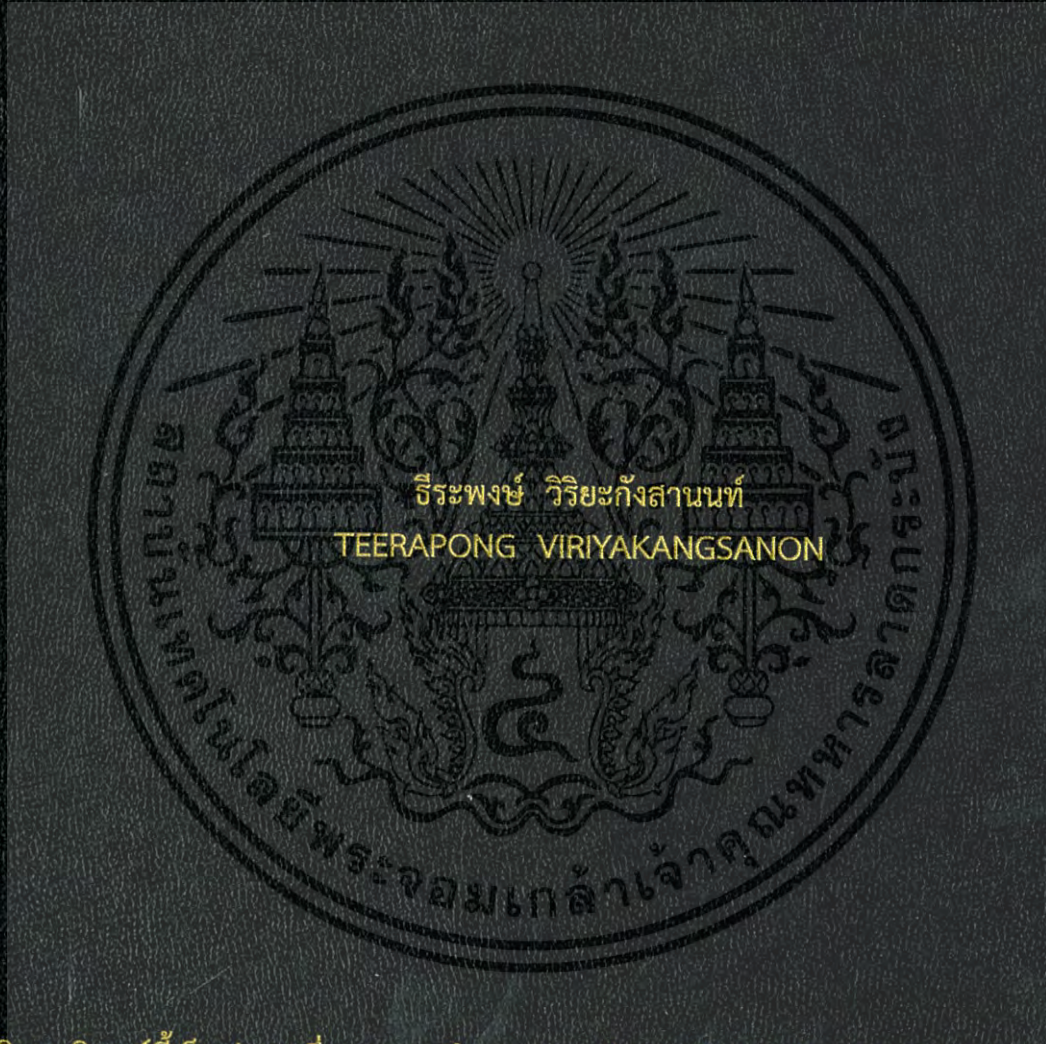


การวิเคราะห์และออกแบบใช้พลังงานทดแทนติดตั้งกับอากาศยานไร้คนขับ  
เพื่อเพิ่มสมรรถนะการลาดตระเวนทางอากาศ

ANALYSIS AND DESIGN OF RENEWABLE ENERGY ON AN UNMANNED  
AERIAL VEHICLE FOR RECONNAISSANCE ENHANCEMENT



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต  
สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า  
คณะวิศวกรรมศาสตร์  
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง  
พ.ศ. 2560  
KMITL-2017-EN-M-020-153

สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

การวิเคราะห์และออกแบบใช้พลังงานทดแทนติดตั้งกับอากาศยานไร้คนขับ  
เพื่อเพิ่มสมรรถนะการลาดตระเวนทางอากาศ

ANALYSIS AND DESIGN OF RENEWABLE ENERGY ON AN UNMANNED  
AERIAL VEHICLE FOR RECONNAISSANCE ENHANCEMENT



T148796

ธีระพงษ์ วิริยะกังสานนท์  
TEERAPONG VIRIYAKANGSANON

เลขหมู่ 148796  
เลขทะเบียน 23  
ปี 2560

b. 00266910  
l. ....

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต  
สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า  
คณะวิศวกรรมศาสตร์  
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง  
พ.ศ. 2560

KMITL-2017-EN-M-020-153

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ANALYSIS AND DESIGN OF RENEWABLE ENERGY ON AN UNMANNED  
AERIAL VEHICLE FOR RECONNAISSANCE ENHANCEMENT



A THESIS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT  
OF THE REQUIREMENT FOR THE DEGREE OF  
MASTER OF ENGINEERING IN ELECTRICAL ENGINEERING  
FACULTY OF ENGINEERING  
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG  
2017

KMITL-2017-EN-M-020-153

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



COPYRIGHT 2017

FACULTY OF ENGINEERING

KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

**คณะวิศวกรรมศาสตร์**  
**สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง**  
**ใบรับรองวิทยานิพนธ์**

**หัวข้อวิทยานิพนธ์** การวิเคราะห์และออกแบบใช้พลังงานทดแทนติดตั้งกับอากาศยานไร้คนขับเพื่อเพิ่มสมรรถนะการลาดตระเวนทางอากาศ

**Thesis Title** Analysis and Design of Renewable Energy on an Unmanned Aerial Vehicle for Reconnaissance Enhancement

**นักศึกษา** นายธีระพงษ์ วิริยะกังสานนท์

**รหัสประจำตัว** 55610709

**ปริญญา** วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

**สาขาวิชา** วิศวกรรมไฟฟ้า

**อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์** ผศ.ดร.ชาย ชมภูอินไหว

**หมายเลขวิทยานิพนธ์** KMITL-2017-EN-M-020-153

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์		ลายมือชื่อ
รศ.ดร.กীরติ	ชยะกุลศิริ	
รศ.ดร.สมชาติ	จิรวีภากร	
ผศ.ดร.เขาวี	ชมภูอินไหว	
ผศ.ดร.นิรุช	จิรสวรรณกุล	
ผศ.ดร.ชาย	ชมภูอินไหว	

วัน / เดือน / ปี ที่สอบ วันพุธที่ 19 กรกฎาคม พ.ศ. 2560 เวลา 10.00-12.00 น.  
สถานที่สอบ ณ อาคาร A ชั้น 5 ห้องประชุม 1

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง  
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

คณะวิศวกรรมศาสตร์ รับรองแล้ว



(รองศาสตราจารย์ ดร. คมสัน มาลีสี)

คณบดี คณะวิศวกรรมศาสตร์

วันที่ 19 กรกฎาคม พ.ศ. 2560

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หัวข้อวิทยานิพนธ์	การวิเคราะห์และออกแบบใช้พลังงานทดแทนติดตั้งกับอากาศยาน ไร้คนขับเพื่อเพิ่มสมรรถนะการลาดตระเวนทางอากาศ
นักศึกษา	ร้อยโท ธีระพงษ์ วิริยะกังสานนท์
รหัสประจำตัว	55610709
ปริญญา	วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชา	วิศวกรรมไฟฟ้า
พ.ศ.	2560
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์	ผศ.ดร.ชาย ชมภูอินไหว

### บทคัดย่อ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้ นำเสนอการวิเคราะห์และออกแบบใช้พลังงานทดแทนติดตั้งกับอากาศยานไร้คนขับเพื่อเพิ่มสมรรถนะการลาดตระเวนทางอากาศ สำหรับอากาศยานที่ใช้พลังงานทดแทนประกอบด้วยเทคโนโลยีต่างๆที่สำคัญ เช่น เซลล์แสงอาทิตย์และแบตเตอรี่ รวมถึงระบบจัดการพลังงาน คือปัจจัยหลักสำหรับอากาศยานประเภทพิสัยไกล ในกรณีนี้ได้ออกแบบเลือกระบบพลังงานแสงอาทิตย์ที่เหมาะสมที่สุดสำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบ Searcher MK II โดยใช้แผงเซลล์แสงอาทิตย์ที่มีประสิทธิภาพสูงประเภทฟิล์มบาง ทำหน้าที่เป็นตัวแปลงพลังงานแสงอาทิตย์ให้เป็นพลังงานไฟฟ้า ใช้เป็นตัวจ่ายไฟให้กับอุปกรณ์เสริมและประจุไฟฟ้าให้แบตเตอรี่เพื่อให้พลังงานที่ต้องการ เมื่ออากาศยานเกิดเหตุฉุกเฉินช่วยเพิ่มระยะเวลาให้กับแบตเตอรี่ฉุกเฉินภายในอากาศยาน นักบินมีเวลาตัดสินใจและนำอากาศยานกลับมาลงได้อย่างปลอดภัย การออกแบบให้มีผลกระทบทางอากาศพลศาสตร์ให้น้อยที่สุด โดยติดตั้งแผงที่พื้นผิวส่วนบนของปีกอากาศยาน ในวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ทำการวิเคราะห์ผลลัพธ์ที่ได้จากการนำพลังงานแสงอาทิตย์มาใช้โดยเปรียบเทียบกับระบบไฟฟ้าเดิม

Thesis	Analysis and Design of Renewable Energy on an Unmanned Aerial Vehicle for Reconnaissance Enhancement
Student	Lt.Teerapong Viriyakangsanon
Student ID.	55610709
Degree	Master of Engineering
Program	Electrical Engineering
Year	2017
Thesis Advisor	Asst.Prof.Dr.Chai Chompoo-Inwai

## ABSTRACT

This thesis presents the analysis and design of renewable energy on an unmanned aerial vehicle for reconnaissance enhancement. For a renewable energy aircraft, regenerative power technologies such as solar cell, rechargeable batteries and energy management systems are the keys to achieve long-endurance. In this case, solar power systems are designed and considered for optimum in UAV Searcher MK II which high efficiency thin-film solar cells employed to convert solar energy to electrical power and rechargeable batteries are used for storing the possible excess energy production. Also, solar power and batteries can feed the power in auxiliary devices. In addition, renewable energy can increase in endurance for emergency battery electric unit. Also, pilots have time for decision making and taking UAV back to land when UAV have an emergency. PV cells are mounted at the wing surface area which not effect to the aerodynamics. Original system is compared with PV system built-in (Newly proposed system) is the result of analysis in this thesis.

## กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงได้อย่างดี ส่วนหนึ่งก็เพราะได้รับความช่วยเหลือจากบุคคลเหล่านี้ ซึ่งผู้วิจัยขอแสดงความขอบคุณมา ณ โอกาสนี้

ขอขอบพระคุณ ผศ. ดร. ชาย ชมภูอินไหว อาจารย์ผู้ควบคุมวิทยานิพนธ์ ที่ได้กรุณาให้คำปรึกษา ชี้แนะ แนวทางในการวิจัย ให้ข้อมูลเพิ่มเติมที่เป็นประโยชน์ในการศึกษาการทำวิจัยได้อย่าง ดีเยี่ยม รวมทั้งแนะนำเทคนิคต่างๆ ในการดำเนินงานวิจัยนี้ จนทำให้งานวิจัยสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี

ขอบพระคุณ พ.อ.สุวิช บัวขาว ตำแหน่งรองผู้บังคับการกรมบิน พ.ต.ธงชัย ชอบธรรม ตำแหน่งนักบินภายใน และ ร.อ.พงศธร ช่วงกระจ่าง ตำแหน่งนักบินภายนอก รวมถึง จ.ส.อ.ธรรณ ทัตมาลี ตำแหน่งช่างอากาศยานไร้คนขับประจำกองร้อยอากาศยานไร้คนขับที่ 1 ที่คอยช่วยเหลือสนับสนุนและให้ข้อมูลที่เป็นประโยชน์อย่างมากในการทำวิจัย

ขอบพระคุณครอบครัวของข้าพเจ้าที่ได้ให้กำลังใจ ความเอาใจใส่ เป็นผู้ผลักดันให้ผู้วิจัยมีความพยายามที่จะทำงานวิจัยให้สำเร็จลุล่วง รวมทั้งให้ความช่วยเหลือทางด้านทุนทรัพย์ตลอดมา

ขอขอบพระคุณคณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์ทุกท่าน ที่กรุณาช่วยแนะนำงานวิจัยในส่วนต่างๆ และวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ให้สมบูรณ์ยิ่งขึ้น

คุณค่าและประโยชน์อันพึงมีจากวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ ผู้วิจัยขอมอบให้บุพการี บุรพคณาจารย์ และผู้มีพระคุณทุกท่าน ตลอดจนประเทศชาติ

ธีระพงษ์ วิริยะกังสานนท์

# สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย.....	i
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	ii
กิตติกรรมประกาศ.....	iii
สารบัญ.....	iv
สารบัญตาราง.....	viii
สารบัญรูป.....	ix
บทที่ 1 บทนำ.....	1
1.1 ความสำคัญและที่มา.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของงานวิจัย.....	2
1.3 ขอบเขตของงานวิจัย.....	2
1.4 สมมติฐานของการศึกษา.....	3
1.5 โครงสร้างวิทยานิพนธ์.....	3
1.6 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ.....	4
บทที่ 2 ทฤษฎีพื้นฐานและหลักการที่เกี่ยวข้อง.....	5
2.1 อากาศพลศาสตร์ (Aerodynamics).....	5
2.2 อากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicle).....	7
2.2.1 ประวัติอากาศยานไร้คนขับ.....	8
2.2.2 การแบ่งประเภทของอากาศยานไร้คนขับหรือ UAV.....	10
2.2.3 ส่วนประกอบของระบบอากาศยานไร้คนขับ.....	14
2.2.4 หน้าที่ทั่วไปและภารกิจของระบบ UAV Searcher MK II.....	15
2.2.5 องค์ประกอบของระบบ UAV Searcher MK II.....	16
2.2.6 รูปแบบการควบคุมของระบบ UAV Searcher MK II.....	16

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา แะ IV ต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
2.2.7 เจ้าหน้าที่ที่ปฏิบัติการในระบบ UAV Searcher MK II.....	17
2.3 เทคโนโลยีเซลล์แสงอาทิตย์ประสิทธิภาพสูง.....	18
2.3.1 เซลล์แสงอาทิตย์ชนิดฟิล์มบาง CIGS.....	20
2.3.2 เซลล์แสงอาทิตย์แบบชนิดฟิล์มบางโดยใช้ GaAs.....	21
2.3.3 การตอบสนองต่อสเปกตรัมแสงอาทิตย์.....	22
2.3.4 ลักษณะกระแสและแรงดันของเซลล์แสงอาทิตย์.....	23
2.3.5 ปัจจัยที่ลดทอนประสิทธิภาพของเซลล์แสงอาทิตย์.....	25
2.3.6 ลักษณะของแผงเซลล์แสงอาทิตย์.....	26
2.3.7 ลักษณะของแผงเซลล์ชนิดฟิล์มบาง.....	29
2.3.7.1 แผงเซลล์แบบโครงสร้างแข็ง.....	29
2.3.7.2 แผงเซลล์แบบอ่อนตัว.....	29
2.4 แบตเตอรี่ (Battery).....	30
2.4.1 แบตเตอรี่ชนิดตะกั่ว-กรด.....	31
2.4.2 แบตเตอรี่ชนิดนิกเกิล-แคดเมียม (Ni-Cd).....	32
2.4.3 แบตเตอรี่ชนิดนิกเกิลเมทัลไฮไดรด์ (NiMH).....	33
2.4.4 แบตเตอรี่ชนิดลิเทียมไอออน (Li-Ion).....	33
2.4.5 แบตเตอรี่ชนิดลิเทียม-พอลิเมอร์ (Li-Po).....	34
2.4.6 แบตเตอรี่ชนิดลิเทียมซัลเฟอร์ (Li-S).....	36
2.5 ทฤษฎีพื้นฐานทางไฟฟ้า.....	37
2.5.1 งานและกำลังไฟฟ้า (Work and Power).....	37
2.5.2 ความหมายของหน่วยทางไฟฟ้า.....	39
2.5.3 การคำนวณพลังงานของแบตเตอรี่.....	39
2.5.4 เครื่องควบคุมการประจุกระแสไฟฟ้า (Charge Controller).....	40
2.6 เครื่องยนต์ลูกสูบของ UAV Searcher MK II.....	40

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
บทที่ 3 วิธีดำเนินการวิจัย.....	44
3.1 ศึกษาาระบบและคุณลักษณะทางเทคนิคของ UAV Searcher MK II.....	44
3.1.1 ระบบเครื่องยนต์.....	44
3.1.2 ความเร็วสูงสุด.....	44
3.1.3 พิสัยบิน.....	44
3.1.4 อัตราการสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง.....	44
3.1.5 ปริมาณเชื้อเพลิงเต็มถัง.....	44
3.1.6 เพดานบินสูงสุด.....	44
3.1.7 น้ำหนัก.....	45
3.1.8 ระยะเวลาปฏิบัติการ.....	45
3.2 ศึกษาาระบบไฟฟ้าภายในอากาศยานไร้คนขับ (Electrical Power System).....	47
3.2.1 แหล่งกำเนิดไฟฟ้าหลักของ UAV.....	47
3.2.2 กระบวนการทำงานของระบบไฟฟ้า.....	48
3.2.3 หน่วยควบคุมการทำงานของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (Generator Control Unit).....	50
3.2.4 หน่วยจ่ายกำลังไฟฟ้า (Electrical Power Distributor).....	51
3.2.5 ตัวแปลงแรงดันไฟฟ้ากระแสตรง (DC/DC Voltage Converters).....	52
3.2.6 แบตเตอรี่ฉุกเฉิน (Emergency Battery Electric Unit).....	52
3.2.7 ระบบบัส (Bus System).....	53
3.3 วิเคราะห์หาค่ากำลังไฟฟ้าของโหลดที่จำเป็นต่อระบบของ UAV ( $P_{ess}$ ).....	54
3.4 วิธีการหาค่าความจุแบตเตอรี่ของระบบ PV.....	54
3.5 เลือกประเภท PV ที่เหมาะสมกับการใช้งาน.....	55
3.6 วิธีการหาค่ากำลังไฟฟ้าทั้งหมดจากเซลล์แสงอาทิตย์ที่ติดตั้งได้กับ UAV.....	57
3.7 อัลกอริทึมการทำงานของระบบเดิมและระบบใหม่.....	59
3.7.1 อัลกอริทึมการทำงานของระบบเดิม (Original System).....	59

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
3.7.2 อัลกอริทึมการทำงานของระบบใหม่ (Newly Proposed System).....	60
บทที่ 4 การออกแบบและวิเคราะห์ผล.....	61
4.1 วิเคราะห์และออกแบบระบบ PV.....	61
4.2 จำลองระบบใหม่โดยประยุกต์ใช้ระบบ PV.....	62
4.3 วิเคราะห์การใช้พลังงานของระบบเดิม.....	62
4.4 วิเคราะห์การใช้พลังงานของระบบใหม่ (Newly Proposed System).....	63
4.5 วิเคราะห์การใช้พลังงานของระบบใหม่เมื่อน้ำหนักวิ่งขึ้นสูงสุด.....	64
4.6 วิเคราะห์การจำลองผลเป็นตารางโดยเปรียบเทียบแต่ละระบบ.....	66
4.7 วิเคราะห์การจำลองผลเป็นกราฟโดยเปรียบเทียบแต่ละระบบในรูปแบบ 4.3-4.6.....	67
บทที่ 5 สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ.....	69
5.1 สรุปผลการวิจัย.....	69
5.2 ข้อเสนอแนะ.....	70
เอกสารอ้างอิง.....	71
ภาคผนวก.....	74
ภาคผนวก ก วงจรหน่วยจ่ายกำลังไฟฟ้า.....	75
ภาคผนวก ข-datasheet I.....	77
ภาคผนวก ข-datasheet II.....	80
ภาคผนวก ข-ผลงานวิจัยที่ได้รับการตีพิมพ์.....	83
ประวัติผู้เขียนวิทยานิพนธ์.....	89

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา VII ต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1 คุณสมบัติของแบตเตอรี่ชนิดต่างๆ.....	31
3.1 ระเบียบปฏิบัติการของ UAV ตามประเภทของระบบการถ่ายทอดสัญญาณ.....	45
3.2 ประสิทธิภาพของเซลล์แสงอาทิตย์ที่สภาวะปกติ AM=1.5 สเปกตรัม 1,000 W/m <sup>2</sup> ที่อุณหภูมิ 25 °C.....	55
4.1 ผลการวิเคราะห์ปัจจัยสำคัญที่นำมาเปรียบเทียบระหว่างระบบเดิมกับระบบใหม่.....	66
5.1 งบประมาณเบื้องต้นในการติดตั้งระบบใหม่เข้ากับอากาศยานไร้คนขับ.....	69



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา VIII ต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1 หลักการของเบอร์นูลลี.....	6
2.2 สีแรงของการบิน.....	7
2.3 รูปแบบการควบคุมของระบบ UAV.....	17
2.4 ตัวอย่างเซลล์แสงอาทิตย์.....	19
2.5 ตัวอย่างเซลล์แสงอาทิตย์แบบต่างๆ และโครงสร้างภายใน.....	19
2.6 โครงสร้างเซลล์ CIGS .....	20
2.7 แสดงโครงสร้างและตัวอย่างของเซลล์แสงอาทิตย์ชนิดฟิล์มบาง CIGS แบบเซลล์เดี่ยวและแบบ แผงเซลล์ขนาดเล็ก.....	21
2.8 คุณลักษณะของเซลล์แสงอาทิตย์ฟิล์มบางประเภท GaAs .....	21
2.9 การประยุกต์ใช้เซลล์แสงอาทิตย์ประเภท GaAs.....	22
2.10 การตอบสนองต่อสเปกตรัมแสงอาทิตย์ของเซลล์แสงอาทิตย์ประเภทต่างๆ.....	23
2.11 วงจรสมมูลของเซลล์แสงอาทิตย์.....	23
2.12 ลักษณะกระแสและแรงดันไฟฟ้าของเซลล์แสงอาทิตย์ (IV-curve).....	24
2.13 ผลของอุณหภูมิต่อแรงดันวงจรเปิดและกระแสลัดวงจร.....	25
2.14 ผลของความต้านทานอนุกรมต่อลักษณะกระแสและแรงดัน.....	26
2.15 ผลของความต้านทาน Shunt ต่อลักษณะกระแสและแรงดัน.....	26
2.16 ลักษณะทั่วไปของเซลล์แสงอาทิตย์ที่ถูกนำมาประกอบเป็นแผงเซลล์.....	27
2.17 การต่อเซลล์แบบต่างๆ (ก) แบบอนุกรม (ข) แบบอนุกรม-ขนาน และ (ค) แบบอนุกรม-ขนาน- อนุกรม.....	28
2.18 วัสดุประกอบแผงเซลล์แสงอาทิตย์ชนิดผลึก.....	28
2.19 เซลล์แสงอาทิตย์ชนิดอะมอร์ฟัสซิลิกอน (a-Si).....	29
2.20 แผงเซลล์แสงอาทิตย์แบบอ่อนตัว.....	30
2.21 ตัวอย่างแบตเตอรี่ชนิดตะกั่ว-กรด.....	32

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา แม้X ต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
2.22 ตัวอย่างแบตเตอรี่ชนิดนิกเกิลแคดเมียม.....	32
2.23 ตัวอย่างแบตเตอรี่ชนิดนิกเกิลเมทัลไฮไดรต์.....	33
2.24 การประจุไฟฟ้าของแบตเตอรี่ลิเทียมไอออน.....	34
2.25 ตัวอย่างแบตเตอรี่ลิเทียมพอลิเมอร์.....	35
2.26 โครงสร้างของแบตเตอรี่ชนิดลิเทียมพอลิเมอร์.....	35
2.27 โครงสร้างของแบตเตอรี่ลิเทียมซิลเฟอร์.....	36
2.28 กราฟเปรียบเทียบพลังงานจำเพาะของเซลล์แต่ละชนิด.....	36
2.29 เครื่องควบคุมการประจุกระแสไฟฟ้า (Charge Controller).....	40
2.30 ส่วนประกอบหลักของเครื่องยนต์ AR-1000.....	41
2.31 วัฏจักรการทำงานของเครื่องยนต์ AR-1000.....	42
2.32 การทำงานภายในกระบอกสูบ.....	43
3.1 ขนาดและความยาว มองจากด้านข้างลำตัวของ UAV (หน่วยเป็น cm).....	45
3.2 ขนาดและความยาวมองจากด้านบนลำตัวของ UAV (หน่วยเป็น cm).....	46
3.3 ส่วนประกอบหลักของ UAV.....	46
3.4 ส่วนประกอบย่อยของ UAV.....	47
3.5 ระบบไฟฟ้า UAV.....	48
3.6 ส่วนประกอบของ EPS ที่ติดตั้งภายใน UAV.....	49
3.7 หน่วยควบคุมการทำงานเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GCU).....	50
3.8 หน่วยจ่ายกำลังไฟฟ้า (EPD).....	51
3.9 ตัวแปลงแรงดันไฟฟ้ากระแสตรง (DC/DC Voltage Converters).....	52
3.10 แบตเตอรี่ฉุกเฉิน (Emergency Battery Electric Unit : BEU).....	53
3.11 เซลล์แสงอาทิตย์ประเภท GaAs.....	56
3.12 พื้นที่ที่สามารถติดตั้งแผงเซลล์แสงอาทิตย์.....	57
3.13 ส่วนประกอบบริเวณปีกของ UAV ซึ่งเป็นอุปสรรคต่อการติดตั้ง.....	58

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา &X ต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.14 อัลกอริทึมการทำงานของระบบเดิม.....	59
3.15 อัลกอริทึมการทำงานของระบบใหม่.....	60
4.1 การทำงานของระบบ PV.....	61
4.2 ระบบไฟฟ้าใหม่ (Newly Proposed System).....	62
4.3 แผนภูมิแสดงการเปรียบเทียบน้ำหนักรวมของระบบ.....	67
4.4 แผนภูมิแสดงการเปรียบเทียบอัตราการสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงของ UAV.....	68
4.5 แผนภูมิแสดงการเปรียบเทียบพิสัยการบินของ UAV.....	68
4.6 แผนภูมิแสดงการเปรียบเทียบระยะเวลาบินสูงสุดของ UAV.....	68



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา XI ต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# บทที่ 1

## บทนำ

### 1.1 ความสำคัญและที่มา

ปัจจุบันเทคโนโลยีทางการทหารได้ก้าวหน้าไปมาก มีจุดประสงค์เพื่อลดการสูญเสียของชีวิตเจ้าหน้าที่ ทรัพย์สิน เพื่อให้เกิดความได้เปรียบทางยุทธศาสตร์และปกป้องอธิปไตยของชาติ โดยวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ได้มุ่งเน้นที่ภารกิจด้านการลาดตระเวนของกองทัพบก จากเดิมใช้กำลังพลเดินเท้าลาดตระเวนและนักบินบินตรวจการณ์ ซึ่งสิ้นเปลืองเวลาและเสี่ยงต่อการถูกลอบโจมตีจากฝ่ายตรงข้าม เพื่อแก้ไขปัญหาดังกล่าว ปัจจุบันได้นำอากาศยานไร้คนขับมาใช้ปฏิบัติภารกิจลาดตระเวนทางอากาศ ช่วยให้การลาดตระเวนมีความปลอดภัย ประหยัดเวลา และครอบคลุมพื้นที่เป้าหมายมากขึ้น กองทัพบกได้นำอากาศยานไร้คนขับ เข้าประจำการครั้งแรกในปี พ.ศ.2541 บรรจุในอัตราของกองพลทหารปืนใหญ่ ซึ่งเป็นระบบที่ 1 UAV Searcher MK I

ต่อมากองทัพบกมีอากาศยานไร้คนขับแบบ Searcher MK II ประจำการบรรจุในอัตราของกองบินเบา กองพันบิน ศูนย์การบินทหารบก ทั้งสองรุ่นผลิตจากประเทศอิสราเอลโดยบริษัท Israel Aerospace Industries LTD.(IAI) อากาศยานไร้คนขับสามารถปฏิบัติภารกิจได้มากมาย นอกเหนือจากภารกิจลาดตระเวนเฝ้าตรวจ เช่น ค้นหาและกำหนดที่ตั้งเป้าหมาย ปรับการยิงปืนใหญ่ และอาวุธยิงสนับสนุน ติดตั้งอาวุธนำวิถีเพื่อทำลายเป้าหมาย เป็นต้น เพื่อให้การปฏิบัติภารกิจมีประสิทธิภาพสูงสุดต้องอาศัยปัจจัยด้านพลังงานที่ทำให้อากาศยานไร้คนขับปฏิบัติภารกิจได้ยาวนาน โดยเฉพาะเมื่ออากาศยานเกิดเหตุฉุกเฉิน ช่วยให้อากาศยานมีความปลอดภัยในการนำกลับมาลงสนาม

อากาศยานไร้คนขับมีการพัฒนาอย่างต่อเนื่อง มีการประยุกต์ใช้งานหลากหลายทั้งภาครัฐและเอกชน จุดประสงค์ของการพัฒนาคือ เพิ่มระยะเวลาบินให้นานขึ้น งานวิจัยที่ผ่านมาได้มีการปรับปรุงในเรื่องของแบตเตอรี่ให้มีประสิทธิภาพมากขึ้น ปรับปรุงโครงสร้างให้มีน้ำหนักเบาขึ้น และนำพลังงานจากเซลล์แสงอาทิตย์มาใช้ขับเคลื่อนในอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กเพื่อบินในระยะใกล้เท่านั้น วิทยานิพนธ์ฉบับนี้จึงนำเสนอหลักการของเซลล์แสงอาทิตย์มาประยุกต์ใช้กับอากาศยานไร้คนขับประเภทพิสัยไกลเพื่อช่วยให้พลังงานโดยเลือกใช้แผงเซลล์แสงอาทิตย์แบบฟิล์มบาง ซึ่งมีน้ำหนักเบา ติดตั้งเป็นแผงเซลล์แสงอาทิตย์ที่พื้นผิวปีกซึ่งไม่กระทบต่อโครงสร้างอากาศยาน เพื่อจ่ายให้กับอุปกรณ์ไฟฟ้าหลักที่จำเป็น ช่วยลดภาระกรรมของระบบขับเคลื่อน ทำให้ระบบขับเคลื่อนไม่จำเป็นต้องใช้แรงเต็มที่เพื่อขับเคลื่อนกำเนิดไฟฟ้า และช่วยประจุไฟฟ้าให้แบตเตอรี่ของ UAV เมื่อระบบไฟฟ้าหลักเสียหายสามารถให้พลังงานที่จำเป็นต้องใช้ เพิ่มระยะเวลาการนำเครื่องมาลงของแบตเตอรี่ฉุกเฉินในตัวเครื่องซึ่งให้เวลาใช้งานน้อย ผลจากการใช้พลังงานแสงอาทิตย์ยังช่วยลดการใช้เชื้อเพลิงจากน้ำมัน พลังงานจากแสงอาทิตย์เป็นพลังงานสะอาดไม่ก่อให้เกิดมลภาวะ จึงช่วยรักษาสสิ่งแวดล้อมได้อีกหนึ่ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 1.2 วัตถุประสงค์ของงานวิจัย

- 1.2.1 เพื่อศึกษาหลักการทำงานและระบบไฟฟ้าของอากาศยานไร้คนขับ
- 1.2.2 เพื่อศึกษาและประยุกต์ใช้งานพลังงานทดแทนจากเซลล์แสงอาทิตย์ให้เป็นประโยชน์ในทางทหาร
- 1.2.3 สามารถออกแบบแผงเซลล์แสงอาทิตย์และสามารถติดตั้งกับอากาศยานไร้คนขับได้ โดยไม่ส่งผลกระทบต่อโครงสร้างของอากาศยาน
- 1.2.4 สามารถออกแบบระบบใหม่ (Newly Proposed System) เพื่อแก้ไขปัญหาภาวะฉุกเฉินที่เกิดจากระบบไฟฟ้าหลักขัดข้อง รวมถึงลดการใช้น้ำมันเชื้อเพลิงและเพิ่มพิสัยการบิน

## 1.3 ขอบเขตของงานวิจัย

วิเคราะห์และคำนวณกำลังไฟฟ้าที่ได้จากแผงเซลล์แสงอาทิตย์ที่ติดตั้งกับอากาศยานไร้คนขับ Searcher MK II เพื่อนำไปจ่ายไฟฟ้าให้กับอุปกรณ์เสริม เช่น กล้องและระบบอิเล็กทรอนิกส์การบิน (Avionics) ต่างๆ ใน UAV เพื่อให้เครื่องยนต์ใช้น้ำมันเชื้อเพลิงได้เต็มประสิทธิภาพ ทำให้บินได้นานขึ้น และประจุไฟฟ้าในแบตเตอรี่ PV เพื่อให้พลังงานที่ต้องการอย่างต่อเนื่องแม้ในเวลากลางคืน โดยเปรียบเทียบกำลังขับจากระบบขับเคลื่อนปกติและจากแบตเตอรี่ในตัวเครื่องกับการนำเอาระบบ PV มาช่วยในส่วนหนึ่งของระบบไฟฟ้าต่างๆ เพื่อวิเคราะห์การลดน้ำมันเชื้อเพลิงที่ใช้ และเพิ่มพิสัยในการบิน โดยใช้น้ำมันเชื้อเพลิงเท่าเดิม ในวิทยานิพนธ์นี้ยังถือว่าเป็นโครงการที่ทดลองออกแบบและคำนวณ เพื่อศึกษาผลลัพธ์ความเป็นไปได้ในการใช้งานเพื่อวิเคราะห์งบประมาณในการนำมาใช้งานจริง ดังนั้นจึงมีข้อจำกัดของข้อมูลบางอย่าง ในวิทยานิพนธ์ฉบับนี้จะพิจารณาเงื่อนไขที่ลมสงบและความสูงปฏิบัติการ 10,000 ft เท่านั้น และผลการทดลองติดตั้ง ต้องอาศัยบุคลากรที่มีความรู้ความชำนาญทางเทคนิคขั้นสูง เนื่องจากอากาศยานไร้คนขับ รุ่น Searcher MK II มีราคาสูงมาก เสี่ยงต่อความผิดพลาดจากการติดตั้งและกองทัพบกใช้ปฏิบัติงานอยู่เป็นประจำ

## 1.4 สมมติฐานของการศึกษา

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้ได้ศึกษาและออกแบบระบบใหม่ (Newly Proposed System) โดยใช้ระบบ PV ช่วยให้พลังงานไฟฟ้ากับอุปกรณ์เสริม เช่น กล้องตรวจการณ์ (Payload) และระบบอิเล็กทรอนิกส์การบิน (Avionics) ต่างๆ ใน UAV เพื่อช่วยให้เครื่องยนต์ใช้น้ำมันเชื้อเพลิงได้คุ้มค่ามากที่สุดเนื่องจากเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GEU) ไม่จำเป็นต้องให้กำลังไฟฟ้ากับบัสโหลดไฟฟ้าจำเป็น (Essential Power Bus) ขณะที่ระบบ PV ทำงานอยู่ จึงทำให้ประหยัดน้ำมันมากขึ้นในระยะทางเท่าเดิมและทำให้เพิ่มพิสัยการบินได้ไกลขึ้นโดยใช้เชื้อเพลิงเท่าเดิมเมื่อเทียบกับระบบเดิม เมื่อเวลาบินกลางคืนหรือมีแสงอาทิตย์น้อย เครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GEU) จะกลับมาทำงานอีกครั้งในการจ่ายไฟฟ้าให้กับอุปกรณ์เสริมและประจุไฟฟ้าให้แบตเตอรี่ UAV แต่แบตเตอรี่ PV จะทำหน้าที่ช่วยจ่ายไฟฟ้าให้อุปกรณ์หรือเป็นตัวสำรองไฟฟ้า เมื่อเกิดเหตุเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GEU) ชัดข้อง แบตเตอรี่ PV จะช่วยจ่ายไฟฟ้าร่วมกับ แบตเตอรี่ของระบบ ช่วยยืดเวลาฉุกเฉินออกไปได้ นำผลจากการคำนวณตามทฤษฎีพื้นฐานทางไฟฟ้ามาแสดงค่าเปรียบเทียบการใช้พลังงานระหว่างระบบใหม่กับระบบเดิม ผลที่ได้ทำให้เพิ่มประสิทธิภาพในการใช้งาน UAV และเพิ่มความปลอดภัยให้กับระบบ UAV ที่มีราคาสูงให้มีเสถียรภาพมากยิ่งขึ้น

## 1.5 โครงสร้างวิทยานิพนธ์

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้ได้แบ่งเนื้อหาออกเป็น 5 บทด้วยกัน คือ

บทที่ 1 กล่าวถึง ความเป็นมาของงานวิจัย ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ สมมติฐาน ขอบเขต และขั้นตอนในการวิจัย ตลอดจนประโยชน์ที่ได้รับจากการวิจัยนี้

บทที่ 2 กล่าวถึง ทฤษฎีพื้นฐานและหลักการต่าง ๆ ที่เกี่ยวข้องซึ่งจะถูกนำมาประยุกต์ใช้ในการทำวิทยานิพนธ์นี้

บทที่ 3 กล่าวถึง ขั้นตอนการศึกษาและวิจัย โดยศึกษาคุณลักษณะและขีดความสามารถของ UAV ส่วนประกอบโครงสร้างภายนอก คำนวณพื้นที่ผิวปีกที่สามารถติดตั้งระบบ PV ได้ และระบบไฟฟ้าระบบจ่ายไฟฟ้าภายใน UAV อย่างละเอียด อัลกอริทึมการทำงานของระบบเดิมและระบบใหม่ ซึ่งนำไปสู่การวิเคราะห์และคำนวณทางทฤษฎี

บทที่ 4 กล่าวถึง การออกแบบและวิเคราะห์ผล โดยทำการออกแบบระบบ PV ที่เหมาะสมใช้งาน และวิเคราะห์การใช้พลังงานของระบบเดิมเปรียบเทียบกับระบบใหม่ (Newly Proposed System)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เปรียบเทียบน้ำหนักมวลรวมที่เปลี่ยนแปลง เปรียบเทียบการใช้น้ำมันเชื้อเพลิงและพิสัยในการบิน ที่  
ภาวะเดียวกัน

บทที่ 5 บทสรุป ข้อเสนอแนะ และแนวทางการพัฒนา ในบทนี้กล่าวถึงบทสรุปที่ได้จากการศึกษา  
ค้นคว้า และสรุปผลการทดลองที่ได้ตลอดจน ข้อเสนอแนะ และแนวทางการพัฒนาที่เกี่ยวข้องกับ  
งานวิจัยนี้

ภาคผนวก ในส่วนของภาคผนวกนี้จะประกอบไปด้วย ข้อมูลอุปกรณ์ที่เกี่ยวข้องในการค้นคว้าและ  
นำมาทดลอง ตลอดจนบทความวิชาการ

## 1.6 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

1.6.1 ได้แนวคิดใหม่เกี่ยวกับการประยุกต์ใช้พลังงานทดแทนจากแสงอาทิตย์

1.6.2 นำเซลล์แสงอาทิตย์ที่มีประสิทธิภาพสูงมาใช้ปรับปรุงพัฒนาระบบไฟฟ้าของอากาศยาน  
ยานไร้คนขับให้เกิดประโยชน์สูงสุด เพื่อเพิ่มเสถียรภาพและความน่าเชื่อถือของระบบอากาศยานไร้  
คนขับ

1.6.3 นำหลักการและผลลัพธ์จากการวิจัยไปประยุกต์ใช้กับอากาศยานประเภทอื่นๆได้

1.6.4 ช่วยประหยัดพลังงานเชื้อเพลิงและงบประมาณในการจัดหาทุติยภูมิป้องกัน  
ประเทศของกองทัพได้อย่างแท้จริง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 2

# ทฤษฎีพื้นฐานและหลักการที่เกี่ยวข้อง

นับตั้งแต่พี่น้องตระกูลไรท์ (The Wright Brothers) ได้ประดิษฐ์เครื่องบินโดยใช้เครื่องยนต์ ขับเคลื่อนและบังคับทิศทางกลางอากาศได้เป็นครั้งแรกของโลก ทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงมากมายในด้านต่างๆ อาทิเช่น ด้านการคมนาคม ด้านการทหาร และด้านเศรษฐกิจและสังคม รูปแบบของอากาศยานได้ถูกพัฒนาและประยุกต์ใช้งานหลากหลายเรื่อยมา จนปัจจุบัน อุตสาหกรรมการบินมีความเจริญก้าวหน้าถึงขั้นไม่ต้องใช้นักบินประจำการอยู่บนเครื่อง เหมาะสำหรับภารกิจสำรวจ ตรวจสอบการณ์ หรือภารกิจที่มีความเสี่ยงสูง เรียกว่า อากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวี (UAV) ดังนั้นระบบไฟฟ้าและคอมพิวเตอร์รวมถึงระบบสื่อสารจึงเป็นสิ่งสำคัญมากที่สุดของระบบอากาศยานประเภทนี้

ดังนั้นในบทนี้จะเป็นการกล่าวถึง ทฤษฎีและงานวิจัยต่างๆ ที่เกี่ยวข้องกับงานวิจัยนี้ เพื่อใช้ในการออกแบบระบบประหยัดพลังงานเพื่อติดตั้งกับอากาศยานไร้คนขับ ซึ่งจะมีรายละเอียดในส่วนต่างๆ ดังต่อไปนี้

### 2.1 อากาศพลศาสตร์ (Aerodynamics)

อากาศพลศาสตร์ หมายถึงวิชาว่าด้วยอากาศยานที่เคลื่อนที่ไปในอากาศและแรงหรือพลังที่ก่อให้เกิดการเคลื่อนที่

อากาศยานจำแนกเป็นประเภทหลัก 2 ประเภท คือ

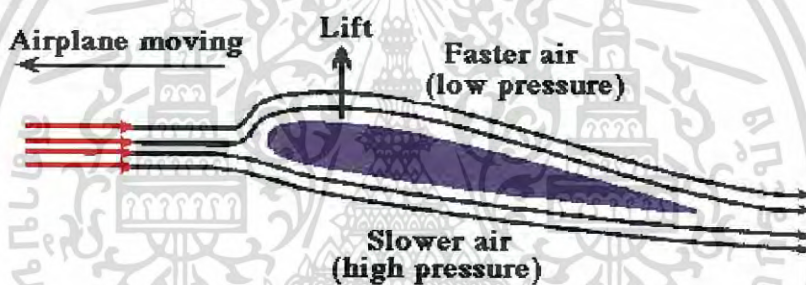
1. อากาศยานที่เบากว่าอากาศ หมายถึง อากาศยานที่พองตัวอยู่ในอากาศได้ โดยอาศัยความลอยตัวของตัวเองเป็นส่วนใหญ่ หรือแรงลอยตัว ส่วนใหญ่จะใช้ถุงแก๊ส หรือผ้าคลุมขนาดใหญ่ แล้วเติมแก๊สที่มีความหนาแน่นสัมพัทธ์ต่ำเข้าไป เช่น ฮีเลียม ไฮโดรเจน หรือเติมอากาศร้อน ที่จะเบากว่าอากาศที่อยู่รอบๆ น้ำหนักที่สามารถใส่เข้าไปได้บนอากาศยานประเภทนี้นั้นมีค่าเท่ากับน้ำหนักของอากาศที่มีปริมาตรเท่ากับที่อากาศยานประเภทนี้เข้าไปแทนที่ เช่น บอลลูน นาวาอากาศ หรือเรือเหาะ
2. อากาศยานที่หนักกว่าอากาศ หมายถึง อากาศยานซึ่งได้รับแรงยกในการบินส่วนใหญ่จากแรงพลวัตของอากาศ หรือเกิดจากแรงที่ทำให้เกิดการเคลื่อนที่ เช่น เครื่องร่อน เครื่องบิน ทั้งที่ใช้ในน้ำและบนบก เครื่องบินปีกหมุน ไจโรพแลน (Gyroplane) เฮลิคอปเตอร์ (Helicopter)

มนุษย์มีแนวความคิด มีความฝัน มีความอยากที่จะบินมาตั้งแต่อดีตกาลมาแล้ว แต่ช่วงนั้นยังไม่มีใครได้นำเอาหลักการทางวิทยาศาสตร์มาประยุกต์ใช้ จึงทำให้หลายคนต้องบาดเจ็บล้มตายจากการค้นคว้าดังกล่าว บ้างก็เอาปีกนกมาติดกับตัวเองนั้นจะทำให้บินได้ แต่แท้จริงแล้วการทำให้วัตถุใดๆก็ตามสามารถบินได้นั้น สามารถอธิบายได้ด้วยหลักการทางวิทยาศาสตร์

เครื่องบินจะลอยตัวไปในอากาศได้นั้น ตัวเครื่องบินจะต้องมีความเร็วไปทางด้านหน้าเพื่อให้อีกของเครื่องบินปะทะกับอากาศที่ไหลผ่านปีกไปเร็วขึ้น กระแสอากาศที่ไหลมาปะทะผ่านไปทางด้านล่างปีกจะทำให้เกิดแรงดันจากด้านล่างปีกขึ้นไปด้านบน อันเนื่องมาจากความดันของกระแสเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไมอนุญาตให้นำไปเผยแพร่บนสื่อออนไลน์ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

อากาศด้านบนของปีกจะยิ่งลดลง เมื่อความเร็วของเครื่องบินเพิ่มสูงขึ้น และแรงดันของกระแสอากาศภายใต้ปีกเพิ่มขึ้นจึงดันตัวขึ้นเป็นแรงยกทำให้ เครื่องบินสามารถลอยตัวขึ้นไปได้ในอากาศราบเท่าที่เครื่องบินยังมีความเร็วเพียงพอ

เมื่อกระแสอากาศไหลผ่านปีกความกดดันของกระแสอากาศทำให้เกิดแรงยก มวล กระแสอากาศที่ไหลอย่างต่อเนื่องเมื่อผ่านปีกที่ชายหน้าของปีกก็จะแยกตัวออก เป็น 2 ส่วน ไหลเป็นกระแสอากาศด้านบนและกระแสอากาศด้านล่าง ดังรูปที่ 2.1 มวลกระแสอากาศที่แยกตัวออกจากกันนั้นจะไหลไปบรรจบกันที่ชายหลังของปีกในเวลา ใกล้เคียงกัน อากาศที่ไหลไปด้านบนของปีกที่เป็นรูปผิวโค้งของปีกซึ่งมีระยะทางที่ยาวกว่า จึงมีความเร็วสูงกว่ากระแสอากาศที่ไหลผ่านมาทางใต้ปีก ความกดดันของกระแสอากาศด้านบนปีกจึงลดลงต่ำกว่าความกดดันของกระแสอากาศด้านใต้ปีก ตามหลักการของเบอร์นูลลี และถ้าหากปีกเอียงทำมุมปะทะกับกระแสอากาศมากขึ้น มวลของกระแสอากาศที่ปะทะและผ่านไปใต้ปีกก็จะยิ่งทำให้ความดันของกระแสอากาศ ภายใต้ปีกทั้งหมดรวมกันเป็นแรงยกที่ปีก ทำให้เครื่องบินลอยตัวไปได้ในอากาศ [1]



รูปที่ 2.1 หลักการของเบอร์นูลลี [1]

มีแรงที่กระทำต่อเครื่องบินอยู่ 4 แรงตลอดเวลา ขณะที่เครื่องบินกำลังบินอยู่ ดังรูปที่ 2.2 แรงทั้งสี่นั้น คือ

1. แรงยก (Lift)
2. แรงดึงดูดของโลก (Gravity force or Weight)
3. แรงขับไปข้างหน้า (Thrust)
4. แรงต้านทาน หรือแรงฉุด (Drag)

แรงยก และแรงต้าน (Lift and Drag) ถือว่าเป็นแรงที่เกิดจาก aerodynamics เพราะว่าแรงนี้เกิดจากการเคลื่อนที่ของเครื่องบินผ่านอากาศ

แรงยก (Lift) คือ เกิดขึ้นโดยความกดอากาศต่ำที่เกิดขึ้นที่พื้นผิวด้านบนของปีก เมื่อเปรียบเทียบกับความกดอากาศที่พื้นผิวด้านล่างของปีกเครื่องบิน หรือพูดอีกอย่างหนึ่งก็คือแรงที่เกิดขึ้นบนพื้นผิวด้านบนของปีกน้อยกว่าแรง ที่เกิดขึ้นที่พื้นผิวของปีกด้านล่าง ตามหลักของเบอร์นูลลี ทำให้เกิดแรงยกขึ้นข้างบนที่ปีกของเครื่องบิน ลักษณะรูปร่างของปีกเครื่องบินถูกออกแบบมาให้

อากาศที่พัดไหลผ่านด้านบนของ ปีกจะมีระยะทางที่อากาศต้องเดินทางมากกว่า จึงทำให้ต้องไหลผ่าน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาดูเท่านั้น เมื่ออนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการศึกษา

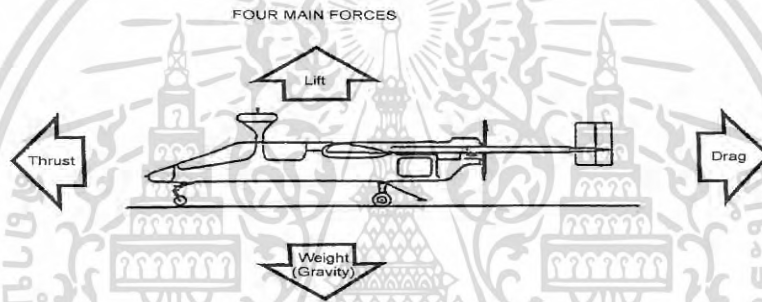
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เร็วกว่าด้านล่าง ทำให้เกิดความกดอากาศต่ำ ดังนั้นจึงทำให้ปีกถูกยกขึ้น แรงยกก็คือแรงที่อยู่ตรงข้ามกับน้ำหนักหรือแรงดึงดูดของโลก

น้ำหนัก (Weight) คือ เกิดจากแรงดึงดูดของโลก แรงแนี้กดหรือดึงเครื่องบินลงมายังโลก เป็นแรงกระทำที่จุดศูนย์กลางของของเครื่องบิน

แรงขับเคลื่อน (Thrust) คือ แรงที่ขับเคลื่อนไปข้างหน้า เป็นแรงผลักหรือแรงดูดที่เกิดจากเครื่องยนต์ของเครื่องบิน ไม่ว่าจะเป็นเครื่องยนต์ลูกสูบ เครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ท หรือเทอร์โบแฟน

แรงต้าน (Drag) คือ เป็นแรงที่กระทำตรงข้ามกับแรงที่ขับเคลื่อนเครื่องบินไปข้างหน้า โดยเฉพาะเป็นแรงที่ต่อต้านการเคลื่อนที่ของวัตถุในอากาศ มีทิศทางขนานกับวัตถุที่เคลื่อนที่ คือแรงเสียดทานของอากาศที่ผ่านส่วนต่างๆของเครื่องบิน แรงต้านเกิดจากการกระทบของอากาศ การเสียดทานของพื้นผิวเครื่องบินและแรงดูดเนื่องจากอากาศแทนที่ [1]



รูปที่ 2.2 สี่แรงของการบิน [2]

## 2.2 อากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicle)

อากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวี (Unmanned Aerial Vehicle: UAV) เป็นอากาศยานที่ไม่มีนักบินประจำการอยู่บนเครื่อง เป็นอากาศยานที่ไร้คนขับหรือนักบินแต่สามารถควบคุมได้ อากาศยานไร้คนขับมีรูปร่าง ขนาด รูปแบบ และเอกลักษณ์ที่แตกต่างกันออกไป ตามหลักแล้วอากาศยานไร้คนขับ คือ โดรน (Drone) เป็นอากาศยานที่ควบคุมจากระยะไกล ใช้การควบคุมอัตโนมัติซึ่งมีอยู่ 2 ลักษณะ คือ การควบคุมอัตโนมัติจากระยะไกล และการควบคุมแบบอัตโนมัติโดยใช้ระบบการบินด้วยตนเองซึ่งต้องอาศัยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ที่มีระบบที่ซับซ้อนแล้วมีการติดตั้งไว้ในอากาศยาน อาจกล่าวได้ว่า อากาศยานไร้คนขับคือเครื่องบินที่สามารถบินได้ด้วยระบบอัตโนมัติ โดยไม่ต้องใช้นักบินประจำการอยู่บนอากาศยาน อาจมีการติดตั้งกล้องถ่ายภาพคุณภาพสูงทั้งกล้องถ่ายภาพในเวลากลางวัน (Electro Optical) และกล้องอินฟราเรด (Infrared Sensor) ที่สามารถบันทึกภาพระยะไกลได้แล้วแพร่ภาพสัญญาณมายังจอภาพ ที่สถานีภาคพื้นดิน ในเวลาที่ใกล้เคียงจริงมากที่สุด (Near Real Time: NRT) ทำให้ผู้บังคับบัญชาสามารถมองเห็นภาพสนามรบในเวลาใกล้เคียงเวลาเป็นจริงมากที่สุด นอกจากนั้นอากาศยานไร้คนขับยังสามารถปฏิบัติภารกิจด้านข่าวกรอง การเฝ้าตรวจ การค้นหา

เป้าหมาย และการลาดตระเวนหรือที่เราเรียกว่า ISTAR (Intelligence, Surveillance, Target Acquisition, Reconnaissance) ปัจจุบันยูเอวีของทหารนั้นทำหน้าที่สอดแนมและภารกิจโจมตี ในขณะที่โดรนโจมตีมากมายที่ประสบความสำเร็จถูกรายงานว่าได้รับความเสียหายได้ง่ายและมักมีข้อผิดพลาด ยูเอวียังถูกใช้ในจำนวนที่น้อยในทางพลเรือน อย่างการดับเพลิง ยูเอวีนั้นมักจะทำหน้าที่ในภารกิจที่ยากและอันตรายเกินกว่าที่จะใช้เครื่องบินที่มีคนขับทำ

ในอนาคตอันใกล้นั้นจะมีการใช้อากาศยานไร้คนขับในด้านการรุกรานสำหรับการทิ้งระเบิดและการโจมตีภาคพื้นดิน ในฐานะเครื่องมือสำหรับการค้นหาและช่วยเหลือ ยูเอวีจึงสามารถช่วยคนหามนุษย์ที่หลงป่า ติดอยู่ในซากปรักหักพัง หรือติดอยู่กลางทะเล ในขณะที่การต่อสู้ทางอากาศยังคงเป็นของนักบินที่เป็นมนุษย์ แต่เมื่อเครื่องบินขับไล่ไร้คนขับมาทำหน้าที่แทน พวกมันจะได้เปรียบมากกว่าเพราะว่าจะไม่ได้รับผลกระทบใดๆ จากแรงโน้มถ่วง ยูเอวีนั้นมักจะอยู่ในหมวดหมู่ดังนี้

เป้าหมายและเป้าล่อ – เป็นเป้าฝึกให้กับพลปืนต่อต้านอากาศยานหรือขีปนาวุธ

สอดแนม – เป็นหน่วยข่าวกรองในสมรภูมิ

ต่อสู้ – ทำภารกิจโจมตี

ขนส่ง – เป็นยูเอวีที่ออกแบบมาเป็นพิเศษเพื่อการขนส่ง

วิจัยและพัฒนา – ใช้เพื่อการพัฒนาเทคโนโลยีของยูเอวีเพื่อนำไปใช้กับยูเอวีจริง

พลเรือนและการตลาด – เป็นยูเอวีที่ถูกออกแบบมาเพื่อใช้โดยพลเรือน [2]

### 2.2.1 ประวัติอากาศยานไร้คนขับ

อากาศยานไร้คนขับเกิดจากแนวคิดของ Nikola Tesla ซึ่งเป็นวิศวกรเครื่องกลและไฟฟ้าเป็นผู้ริเริ่มแนวคิดเกี่ยวกับกองบินอากาศยานไร้คนขับขึ้นในปี พ.ศ. 2458 และในปี พ.ศ. 2459 ได้มีการสร้างอากาศยานไร้คนขับรุ่นแรกซึ่งเป็นเป้าฝึกทางอากาศ (Aerial Target) โดย Archibald Montgomery Low (A.M. Low) ซึ่งเป็นนักวิทยาศาสตร์และเป็นนักวิศวกรรมที่มีความเชี่ยวชาญเกี่ยวกับเครื่องบิน หลังจากนั้นอากาศยานไร้คนขับก็มีการคิดค้นพัฒนาขึ้นอย่างแพร่หลายมากขึ้นรวมทั้งก่อให้เกิดเครื่องบินอัตโนมัติ ฮิววิตต์-สเปอร์รี่ (Hewitt-Sperry Automatic Airplane) ขึ้นมาอีกด้วย ในปี พ.ศ. 2478 หลังสงครามโลกครั้งที่ 1 เรจินัลด์ เดนนี่ (Reginald Denny) มีการพัฒนาระบบควบคุมให้เป็นอากาศยานไร้คนขับที่ควบคุมได้จากระยะไกลหรืออาร์พีวี (Remote Piloted Vehicle: RPV) ขึ้นอีก และได้มีความพยายามคิดค้นและพัฒนาการสร้างอากาศยานไร้คนขับอย่างต่อเนื่อง ด้วยเหตุผลที่ต้องการใช้เทคโนโลยีเพื่อการรักษาผลประโยชน์ของประเทศชาติ จนทำให้มีการพัฒนาเทคโนโลยีอย่างรวดเร็ว เช่น ในช่วงสงครามโลกครั้งที่ 2 มีการใช้อากาศยานไร้คนขับที่ถูกสร้างขึ้นเพื่อใช้เป็นเป้าฝึกให้กับพลปืนต่อต้านอากาศยานและภารกิจโจมตี หลังจากสงครามโลกครั้งที่ 2 ได้มีประยุกต์ใช้เครื่องยนต์ไอพ่น (Jet Engines) เพิ่มเข้าไปในระบบเครื่องยนต์ของอากาศยานไร้คนขับ เช่น Ruan Firebee I ของ บริษัท Teledyne Ruan ที่สร้างขึ้นในปี พ.ศ. 2494 ในขณะที่บริษัทอย่าง บีชคราฟท์ (Beechcraft) ได้มีการสร้างอากาศยานไร้คนขับโมเดล 1001 (Model 1001) ขึ้นมาให้กับกองทัพเรือสหรัฐ ในปีพ.ศ. 2498 แต่ขณะนั้นอากาศยานไร้คนขับก็ยังไม่ต่างจากเครื่องบินควบคุมด้วย

เอกสารนี้เป็นเอกสารลิขสิทธิ์ของกองทัพอากาศไทย การนำเอกสารนี้ไปเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาตถือว่าผิดกฎหมาย

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ริโมตจนกระทั่งถึงยุคสงครามเวียดนาม ในช่วงปี 2523 และ 2533 ด้วยความก้าวหน้าของเทคโนโลยี และจึงเริ่มมีการพัฒนาอากาศยานให้มีขนาดเล็กลง ทำให้เกิดความสนใจเกี่ยวกับอากาศยานไร้คนขับ หรือยูเอวีของกองทัพเพิ่มมากขึ้น อากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีนั้นเป็นอาวุธที่สามารถใช้ต่อสู้ได้ ทั้งยังช่วยลดความเสี่ยงและการสูญเสียนักบินได้เป็นอย่างดี อากาศยานไร้คนขับในรุ่นแรกๆ นั้นถูกใช้เป็นเหมือนอากาศยานลาดตระเวนมากกว่า แต่ในช่วงหลังมีการติดอาวุธให้กับอากาศยาน เช่น เอ็มคิว-1 พรีเดเตอร์ (MQ-1 Predator) ซึ่งใช้ขีปนาวุธอากาศสู่พื้นเอจีเอ็ม-114 เฮลไฟร์ (AGM-114 Hellfire air-to-ground missiles) ยูเอวีที่ติดอาวุธจะถูกเรียกว่าอากาศยานโจมตีไร้คนขับหรือยูซีเอวี (unmanned combat air vehicle: UCAV) สรุปได้ว่าอากาศยานไร้คนขับได้ถูกสร้างขึ้นมาในยุคแรกๆ เพื่อภารกิจลาดตระเวนหาข่าว และเนื่องจากอากาศยานไร้คนขับมีจุดเด่นในเรื่องการปราศจากความเสี่ยงในการสูญเสียนักบิน ประหยัดงบประมาณในการผลิต เป็นระบบที่ไม่ซับซ้อนมากนัก มีขนาดเล็ก ทำการตรวจจับได้ยาก มีความคล่องตัวสูง ระยะเวลาบินไม่ขึ้นอยู่กับความเมื่อยล้าของนักบิน เพราะใช้นักบินภายนอก (External Pilot) ดังนั้นอากาศยานไร้คนขับจึงได้ถูกพัฒนาให้มีความทันสมัยมากขึ้น และใช้ในการกิจหลากหลายมากขึ้น เช่น การค้นหาเป้าหมาย (Target Acquisition) เพื่อชี้เป้า และในปี พ.ศ. 2507 ได้มีอากาศยานไร้คนขับของกระทรวงกลาโหมประเทศต่างๆ เกิดขึ้นถึง 11 แบบ เช่น Hunter Pioneer Predator ของกองทัพสหรัฐ Phoenix ของประเทศอังกฤษ Searcher ของประเทศอิสราเอล เป็นต้น จนกระทั่งปี พ.ศ.2533 อากาศยานไร้คนขับจึงกลายเป็นเครื่องมือที่สำคัญสำหรับสงครามในปัจจุบันและอนาคต เป็นเครื่องมือเฝ้าตรวจจากระยะไกลที่สามารถส่งภาพกลับให้ผู้บังคับบัญชาเห็นได้ในเวลาจริงหรือใกล้เคียงเวลาจริง สามารถลาดตระเวน ติดตามและค้นหาเป้าหมาย เปรียบเสมือนกองทัพมิหุทิพย์ ตาทิพย์ เป็นขีปนาวุธที่สำคัญอีกอย่างหนึ่งของกองทัพ จะเห็นได้ว่าตั้งแต่เริ่มมีวิวัฒนาการของอากาศยานไร้คนขับในช่วงสงครามโลกครั้งที่ 1 โดยกองทัพอังกฤษเพื่อต่อต้านกองทัพเยอรมัน ใน 40 ปีที่ผ่านมา การพัฒนาเครื่องบินแบบนี้เป็นไปอย่างเชื่องช้าและประโยชน์ที่ผู้ใช้ก็เป็นไปในด้านการสำรวจและการตรวจการณ์ระยะไกล การพัฒนาอากาศยานหรือยานอวกาศเป็นไปอย่างรวดเร็วเมื่อเทียบกับอากาศยานไร้คนขับ เหตุผลที่สำคัญก็เพราะว่าความต้องการอากาศยานไร้คนขับ เมื่อเทียบกับยานอวกาศและอากาศยานแบบอื่น ดังนั้นบริษัทต่างๆ ที่เกี่ยวข้องจึงมักจะพิจารณาอย่างรอบคอบและระมัดระวังในการวิจัยด้านนี้ แต่ในปัจจุบันการพัฒนาด้านคอมพิวเตอร์ ระบบขับเคลื่อน วัสดุผสม และเซ็นเซอร์ (Sensor) ต่างๆ ได้รับการพัฒนาขึ้นอย่างมากและมีราคาถูกลงมาก และสามารถประยุกต์ใช้ในงานด้านต่าง ๆ ทั้งทางทหารและทางพลเรือน การพัฒนาอากาศยานไร้คนขับจึงมีความคืบหน้ามากขึ้น และเกิดความต้องการกันอย่างแพร่หลายมากขึ้น ซึ่งข้อมูลจากหนังสือ “International Military and Civilian Unmanned Aerial Vehicle Survey” ที่ตีพิมพ์ในเดือนเมษายน 2554 ได้ระบุว่าตลาดเครื่องบินไร้คนขับหรือยูเอวีปัจจุบันกำลังเป็นที่ต้องการในมากกว่า 57 ประเทศทั่วโลก และมีอากาศยานไร้คนขับมากกว่า 610 แบบทั่วโลกที่ใช้งานทั้งทางกิจการพลเรือนและทางกิจการทหาร มีบริษัทที่เกี่ยวข้องกับภาคอุตสาหกรรมการบินไร้คนขับอีกกว่า 250 บริษัท จากแนวทางการใช้งานเครื่องบินไร้คนขับหรือยู

เอกสารนี้เป็นเอกสารสงวนลิขสิทธิ์ของกองทัพอากาศไทย ห้ามเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาต

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เอวีในปัจจุบัน จึงมีความเป็นไปได้สูงมากที่ตลาดเครื่องบินไร้คนขับ จะมีมูลค่ามากกว่าเป็น 8 หมื่นล้านเหรียญฯ ภายในปี 2020 [2]

## 2.2.2 การแบ่งประเภทของอากาศยานไร้คนขับหรือ UAV

การแบ่งประเภทระบบอากาศยานไร้คนขับสามารถกำหนดรูปแบบการจัดได้หลายลักษณะ ทั้งนี้ขึ้นอยู่กับความมุ่งหมายในการนำไปใช้ ภารกิจ คุณลักษณะเฉพาะของอากาศยานไร้คนขับเองที่ถูกพัฒนาขึ้นสำหรับการใช้งาน สำหรับภารกิจใดภารกิจหนึ่ง และ/หรือ สำหรับสถานะของภูมิประเทศในการนำไปใช้ นอกจากนั้นในข้อพิจารณาดังกล่าว จะต้องคำนึงถึงว่าอากาศยานไร้คนขับดังกล่าว ผู้นำไปใช้เป็นองค์กรใด มีการใช้เพื่อความมุ่งหมายและ/หรือเหตุผลใด โดยเราสามารถที่จะกำหนดแนวทางการแบ่งประเภทของอากาศยานไร้คนขับได้ดังนี้

1. เป้าหมายและเป้าล่อ เป็นเป้าฝึกให้กับพลปืนต่อต้านอากาศยานหรือซีปนาวุธ
2. ข้าราชการ เป็นหน่วยข่าวกรองในสมรรถภูมิ
3. โจมตี ทำภารกิจโจมตี
4. ลำเลียง เป็นยูเอวีที่ออกแบบมาเป็นพิเศษเพื่อการขนส่ง
5. วิจัยและพัฒนา ใช้เพื่อการพัฒนาเทคโนโลยีของยูเอวีเพื่อนำไปใช้กับยูเอวีจริง
6. พลเรือนและการตลาด เป็นอากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีที่ถูกออกแบบมา เพื่อใช้โดยพลเรือน

การแบ่งประเภทตามพิสัยและความสูงในการปฏิบัติการได้ 7 แบบ ดังนี้

1. แบบขนาดเล็ก บินได้ 2,000 ฟุต (600 เมตร) พิสัย 2 กิโลเมตร
2. แบบสำหรับระยะใกล้ บินได้ 5,000 ฟุต (1,500 เมตร) พิสัย 10 กิโลเมตร
3. แบบนาโต้ บินได้ 10,000 ฟุต (3,000 เมตร) พิสัย 50 กิโลเมตร
4. แบบยุทธวิธี บินได้ 18,000 ฟุต (5,500 เมตร) พิสัย 160 กิโลเมตร
5. แบบระดับความสูงปานกลาง บินได้ 30,000 ฟุต (9,000 เมตร) พิสัยกว่า 200 กิโลเมตร
6. แบบระดับความสูงสูง บินได้ กว่า 30,000 ฟุต (9,100 เมตร) พิสัยไม่แน่นอน
7. แบบความเร็วสูงเหนือเสียง บินได้ 50,000 ฟุต (15,200 เมตร) พิสัยกว่า 200 กิโลเมตร

นอกจากนี้ นักวิชาการไทยได้กล่าวถึงการแบ่งประเภทของอากาศยานไร้คนขับไว้ 8 ประเภท ดังนี้

1. แบ่งตามความต้องการของการใช้ โดยกำหนดการใช้ในทางทหาร และการใช้ทางด้านพลเรือน

### 1.1 การใช้ในภารกิจ/กิจการทางทหาร

1.1.1 ใช้ในภารกิจลาดตระเวน เช่น การลาดตระเวนเส้นทาง การลาดตระเวนเป็นพื้นที่หรือการลาดตระเวนเป็นเขต

1.1.2 ใช้ในการสนับสนุนหน่วยรบ เช่น การปรับการยิงให้กับระบบอาวุธยิงเล็งจำลองหรือการชี้เป้า

1.1.3 ใช้ในการสนับสนุนการรบ ได้แก่ การสนับสนุนทางอากาศใกล้ชิดให้แก่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นับผูกพันไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
หน่วยดำเนินการผลิต

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- 1.1.4 ใช้ในทางการวิจัยหรือเป็นเครื่องบินในการทดสอบอาวุธต่าง ๆ.
- 1.2 การใช้ในการกิจทางพลเรือน ในการกิจการใช้ทางพลเรือนจะเป็นไปในลักษณะความ ต้องการข้อมูลพื้นฐานของลักษณะพื้นที่ ความแออัดของประชากร ทรัพยากรธรรมชาติที่ สามารถปรับปรุงหรือแก้ไข หรือนำมาพัฒนาในอนาคตโดยการใช้จะใช้ในการทำแผนที่ การ วิจัยลมฟ้าอากาศ การวางแผนการติดต่อ/ขยายสัญญาณทางการสื่อสาร การวิจัยทางการบิน และ ทางอุตุนิยมวิทยาที่มีผลกระทบต่อการทำงานทางด้านพลเรือนโดยตรง
2. การใช้อากาศยานไร้คนขับในลักษณะการควบคุม สามารถแบ่งการใช้ในลักษณะดังนี้
- 2.1 ตามระดับของการควบคุม ได้แก่
- 2.1.1 ระดับ 1 ใช้ในการรับ - ส่ง ข้อมูลหรือภาพได้
- 2.1.2 ระดับ 2 สามารถ รับ - ส่ง ข้อมูลจากภาพได้โดยตรงจากอากาศยานไร้คนขับ หรือยูเอวี
- 2.1.3 ระดับ 3 สามารถกำหนดแนวทางในการควบคุมอุปกรณ์ที่ติดตั้ง-บนอากาศยานไร้คนขับให้ปฏิบัติงานตามคำสั่งจากสถานีควบคุมได้
- 2.1.4 ระดับ 4 ต้องสามารถควบคุมการทำงานของอากาศยานไร้คนขับได้ตลอด เส้นทางในการบิน เช่น การบินขึ้น - ลง
- 2.1.5 ระดับ 5 สามารถปฏิบัติการควบคุมอากาศยานไร้คนขับได้ในสภาพการตามที่ กล่าวในข้อ 1. เกี่ยวกับภารกิจของอากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวี
- 2.2 ระดับการปฏิบัติการที่เป็นอิสระ ได้แก่การควบคุมโดยตรง (โดยใช้ชุดควบคุมอากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวี) การควบคุมเส้นทางบิน การนำร่อง
- 2.3 ใช้กำหนดหน้าที่ในการควบคุม เริ่มตั้งแต่การวางแผนในการกำหนดภารกิจให้แก่อากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวี
- 2.3.1 การดำเนินการปล่อย และเก็บกลับคืน
- 2.3.2 กำหนดกระบวนการปฏิบัติต่อข้อมูลและการแจกจ่ายข่าวสาร
- 2.4 กำหนดช่วงในการควบคุมอากาศยานไร้คนขับแต่ละระบบ อาจจะมีช่วงในการควบคุมที่เป็นเอกลักษณ์เฉพาะแบบ ที่มีกรอบแนวทางการดำเนินการทางการควบคุมที่หลากหลาย โดยที่สามารถจะทำการควบคุมในลักษณะ ควบคุมทางพื้นดิน ทางทะเล ทางอากาศ หรือ พื้นที่ส่วนหน้า
3. การใช้ตามลักษณะ/ประเภทของการบินระบบอากาศยานไร้คนขับทุกชนิดประเภท จะมีขีดความสามารถปฏิบัติงานโดยไม่จำเป็นต้องมีนักบินประจำการในตัวอากาศยาน รวมทั้งระบบการควบคุมใช้ระบบวิทยุและสามารถกำหนดโปรแกรมการปฏิบัติไว้ล่วงหน้า การควบคุมการทำงานของ อุปกรณ์ที่ติดตั้งก่อนขึ้นทำการบิน หรือในระหว่างที่กำลังปฏิบัติการก็อยู่ เช่น ภารกิจในการลาดตระเวนและเฝ้าตรวจ การทิ้งระเบิด การโจมตี การนำไปใช้เป็นเป้าหมาย ใช้ในการกิจการ สงครามอิเล็กทรอนิกส์ หรือการเป็นเป้าลวง เป็นต้น
- เอกสารนี้เป็นเอกสารที่จัดทำขึ้นเพื่อใช้ในการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4. การใช้ตามขีดความสามารถของระยะปฏิบัติการของอากาศยานไร้คนขับหรือยูโทปกรณ์ใด ๆ ที่มีคุณสมบัติและลักษณะเดียวกับอากาศยานไร้คนขับเช่น RPV หรือ DRONE สามารถกำหนดระยะในการปฏิบัติการในทางยุทธวิธี ยุทธการ หรือทางยุทธศาสตร์ ได้ดังนี้

4.1 อากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีระยะประชิด (Close UAV) โดยปกติจะมีระยะปฏิบัติการไม่น้อยกว่า 50 กิโลเมตร ในการปฏิบัติการให้การสนับสนุนแก่ การดำเนินกลยุทธ์หรือหน่วยในระดับที่ต่ำกว่า

4.2 อากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีระยะใกล้ (Short Range UAV) มีระยะปฏิบัติการไม่น้อยกว่า 300 กิโลเมตร มีภารกิจในการสนับสนุนระยะใกล้ให้แก่กองทัพน้อย

4.3 อากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีระยะกลาง (Medium Range UAV) มีระยะปฏิบัติการไม่น้อยกว่า 600 กิโลเมตร นำมาใช้สนับสนุนการปฏิบัติการทางทหารในระดับยุทธศาสตร์ ในการใช้ของผู้บัญชาการ ณ ระดับปฏิบัติการนั้น

4.4 อากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีระยะไกล (Long Range UAV) มีระยะปฏิบัติการมากกว่า 3,000 กิโลเมตร ใช้สำหรับภารกิจทางยุทธศาสตร์เป็นหลัก

5. การแบ่งชนิดของอากาศยานไร้คนขับโดยใช้ความสูงของเพดานบิน และห้วงเวลาในการครองอากาศ แบ่งออกได้เป็น

5.1 อากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีระดับเพดานบินต่ำ มีเพดานบินน้อยกว่า 2,000 ฟุต

5.2 อากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีระดับเพดานบินปานกลาง มีเพดานบินต่ำกว่า 45,000 ฟุต โดยจะบินอยู่ในระดับชั้นบรรยากาศชั้นโทรโพสเฟียร์

5.3 อากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีระดับเพดานบินปานกลางที่มีพิสัยการบินไกล มีเพดานบินต่ำกว่า 45,000 ฟุต มีเวลาในการบินมากกว่า 20 ชั่วโมง

5.4 อากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีเพดานบินสูง มีเพดานบินสูงกว่า 45,000 ฟุต

5.5 อากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีเพดานบินสูงที่มีพิสัยการบินไกล มีความสูงเกินกว่า 45,000 ฟุต บินในระดับชั้นบรรยากาศสตราโทสเฟียร์ เวลาในการบินมากกว่า 24 ชั่วโมง

6. การใช้อากาศยานไร้คนขับโดยใช้ระดับของการปฏิบัติการมาเป็นข้อพิจารณา ประกอบด้วย

6.1 M – UAV เป็นระบบอากาศยานไร้คนขับที่ใช้ในการสนับสนุนหน่วยดำเนินกลยุทธ์ สามารถบินในรัศมีการปฏิบัติการประมาณ 50 กิโลเมตร มีเวลาในการบินน้อยกว่า 3 ชั่วโมง

6.2 T – UAV เป็นระบบอากาศยานไร้คนขับที่ใช้ในทางยุทธวิธี ในระดับกองพล กรม หรือในระดับต่ำกว่ารัศมีการปฏิบัติการ ประมาณ 100 กิโลเมตร เวลาในการบินน้อยกว่า 6 ชั่วโมง

6.3 JT – UAV เป็นอากาศยานไร้คนขับที่ใช้ในการปฏิบัติการร่วมในระดับกองทัพน้อย ถูก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อใช้ในการศึกษาวิจัยและพัฒนาเทคโนโลยีทางการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

200 กิโลเมตร และมีห้วงเวลาในการบิน 8 ถึง 10 ชั่วโมง

6.4 UAV - E เป็นระบบอากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีที่ถูกรอกแบบ และสร้างให้มีขีดความสามารถในทางยุทธศาสตร์ สามารถปฏิบัติการได้ในทุกสภาวะอากาศ มีรัศมีในการบินมากกว่า 500 กิโลเมตร บินได้อย่างต่อเนื่อง 24 ชั่วโมง สามารถปฏิบัติการกิจได้อย่างหลากหลายและต่อเนื่อง

7. การแบ่งชนิดอากาศยานไร้คนขับตามลักษณะการสร้าง โดยอากาศยานไร้คนขับจะถูกกำหนดลักษณะของโครงสร้าง การบิน ขึ้น - ลง การขับเคลื่อน และขนาดเป็นสำคัญ คือ

7.1 ประเภทของปีก อาจเป็นอากาศยานไร้คนขับประเภทปีกติดตรง ปีกหมุน ปีกอิสระ ปีกเฉียง

7.2 แบ่งตามลักษณะการบินขึ้น อาจใช้ ทางวิ่งขึ้น การบินขึ้นในทางตั้ง หรืออาจใช้ เครื่องช่วยในการบินขึ้น

7.3 การส่งขึ้น อาจใช้การยิงจากลำกล้อง ใช้รางส่ง ใช้ระบบอัดอากาศ การส่งด้วยมือ หรือโดยใช้ระบบนิวเมติกส์

7.4 การลง อาจกำหนดโปรแกรมขึ้นลงโดยอัตโนมัติ บินลงโดยใช้ล้อถ่วงความเร็ว การลงทางตั้ง การลงโดยใช้ตาข่าย การลงโดยใช้ร่มช่วย การลงโดยกระแทกพื้นโดยตรง การลงโดยใช้ขอกีว การลงโดยใช้เครื่องหน่วงความเร็วอัตโนมัติ และการลงโดยใช้ลำตัวเครื่อง

7.5 ระบบการขับเคลื่อน อาจเป็นมอเตอร์ไฟฟ้า เครื่องยนต์ลูกสูบ เครื่องยนต์เทอร์โบพรอพ เครื่องยนต์แรมเจ็ต หรือใช้พลังงานไฟฟ้า / แสงอาทิตย์

7.6 พิจารณาจากขนาดของโครงสร้าง ใหญ่ กลาง เล็ก และ เล็กมาก นอกจากนั้นเพื่อความอยู่รอดอากาศยานไร้คนขับได้ถูกพัฒนาโครงสร้างให้สามารถเป็นอากาศยานไร้คนขับตรวจจับได้ยาก (Stealth) อีกด้วย

8. การสนับสนุนและการส่งกำลังบำรุงความมุ่งหมายหลักในการซ่อมบำรุง จะมุ่งในเรื่องของโครงสร้าง, เครื่องยนต์ อุปกรณ์ นวัตกรรม และระบบอาวุธ (ถ้ามี) โดยระบบการซ่อมบำรุง ควรปฏิบัติตามระเบียบทั่วไป แต่ตามระบบของอากาศยานไร้คนขับจะต้องมีการสนับสนุน โดยการจัดตั้งฐานสนับสนุนการซ่อมบำรุงล่วงหน้า ฐานสนับสนุนหลัก และฐานสนับสนุนฉุกเฉิน ขณะที่มีการปฏิบัติงานในสนาม การสนับสนุน การซ่อมบำรุงตามแบบจะเป็นไปในระดับหน่วยใช้ การสนับสนุนระดับกลาง ระดับคลัง และผู้สัญญาต เป็นสำคัญ สำหรับกองทัพบกของไทยมีการจัดระดับขึ้นอากาศยานไร้คนขับโดยมีการกำหนดประเภทอากาศยานไร้คนขับในลักษณะดังนี้

1. อากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีระยะประชิด (UAV Close Range = UAV - CR) มีรัศมีการปฏิบัติการไม่เกิน 50 กิโลเมตร เวลาปฏิบัติการในอากาศประมาณ 3 ชั่วโมง การใช้งานจะใช้สนับสนุนกรมดำเนินกลยุทธ์ ในภารกิจ การลาดตระเวน ฝ้าตรวจ และการค้นหาเป้าหมาย รวมทั้งการปรับการยิง โดยสามารถจะปฏิบัติการกิจได้เกือบจะทุกสภาพอากาศ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้ใช้ภายในหน่วยงานเท่านั้น ไม่นอนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2. อากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีระยะใกล้ (UAV Short Range = UAV – SR) คือ อากาศยานไร้คนขับที่มีความสามารถปฏิบัติงานในอากาศ ในห้วงเวลา 8 – 10 ชั่วโมง โดยออกแบบให้สามารถบินแทรกซึม เข้าไปในพื้นที่ห้วงอากาศ (Air Space) ของข้าศึก ในรัศมีไม่น้อยกว่า 200 กิโลเมตร สามารถส่งข้อมูลกลับมาโดยใช้ระบบถ่ายทอดสัญญาณเป็นหลัก โดยปกติจะสนับสนุนภารกิจของกองพล หรือ กองทัพน้อย

3. อากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีระยะไกลบินได้นาน (UAV Endurance = UAV – E) เป็นอากาศยานไร้คนขับที่มีขีดความสามารถในการปฏิบัติงานในอากาศได้นานกว่า 24 ชั่วโมง รัศมีในการปฏิบัติการมากกว่า 800 กิโลเมตร สามารถรับภารกิจได้หลายภารกิจพร้อมๆกันอย่างต่อเนื่อง สามารถปฏิบัติการได้ทุกสภาพอากาศ ปกติจะประจำอยู่ในระดับที่สูงกว่ากองทัพน้อยขึ้นไป [2]

### 2.2.3 ส่วนประกอบของระบบอากาศยานไร้คนขับ

จากคำจำกัดความของอากาศยานไร้คนขับหมายถึง เครื่องบินที่สามารถบินได้ด้วยระบบอัตโนมัติ โดยไม่ใช้นักบิน จะเห็นว่าลักษณะของอากาศยานไร้คนขับจะกำหนดได้จากการออกแบบการสร้างระบบต่าง ๆ ในอากาศยานไร้คนขับและระบบสนับสนุนที่อยู่บนพื้นดิน ซึ่งสิ่งเหล่านี้ได้มาจากความต้องการหลัก 5 ประการ คือ ระยะเวลาบิน ความเร็ว รัศมีทำการ ความสูง และน้ำหนักรวม เมื่อพิจารณาโดยรวมทั้งระบบแล้วระบบอากาศยานไร้คนขับจะแยกได้ 10 ส่วน คือ

1. โครงเครื่องบิน (Airframe) โครงสร้างอาจมีรูปร่างต่าง ๆ กัน เช่น อากาศยานไร้คนขับรุ่น Pioneer เป็นรูปกล่องสี่เหลี่ยม หรือรุ่น Cypher เป็นรูปโดนนัท ส่วนวัสดุที่ใช้ก็มีหลายแบบ เช่น โลหะ พลาสติกผสม คาร์บอนไฟเบอร์ผสม และวัสดุคูกดกิ้นคลีนเรตาร์ เป็นต้น

2. ระบบขับเคลื่อนหรือเครื่องยนต์ (Propulsion System) ระบบขับเคลื่อนที่ใช้กับอากาศยานไร้คนขับมีหลายแบบ เช่น เครื่องยนต์ 2 จังหวะ เครื่องยนต์ 4 จังหวะ เครื่องยนต์โรตารีมอเตอร์ไฟฟ้า เครื่องยนต์จรวด และเครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ต เป็นต้น

3. ระบบควบคุม (Control System) การทำงานของอากาศยานไร้คนขับจะเป็นแบบการบังคับแบบใช้วิทยุจากพื้นดิน หรือการใช้โปรแกรมควบคุมการบินด้วยระบบคอมพิวเตอร์ ในปัจจุบันสามารถควบคุมได้โดยนักบินขณะบิน

4. ระบบการส่งและกลับคืน (Launch and Recovery System) การส่งอากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีขึ้นไปหาได้หลายวิธี เช่น การยิงจากเครื่องส่ง (Launch) การวิ่งขึ้นจากทางวิ่ง หรือการปล่อยจากอากาศยานขนาดใหญ่ เช่น C-130 และการกลับคืนฐานที่ตั้งก็สามารถทำให้หลายวิธี เช่น การจับด้วยตาข่าย การใช้ร่มชูชีพ การใช้พาราพอยล์ และการบังคับลงบนรันเวย์ด้วยวิทยุบังคับ

5. ระบบนำร่องและนำวิถี (Navigation and Guidance System) ระบบนำร่องและนำวิถีเป็นส่วนที่สำคัญของอากาศยานไร้คนขับในปัจจุบันระบบนำร่องและนำวิถี ส่วนใหญ่จะใช้ จีพีเอส (GPS) เป็นตัวช่วย โดยปกติแล้วอากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีจะใช้เครื่องคอมพิวเตอร์ที่ทำงานด้านระบบนำร่องและนำวิถีโดยเฉพาะแยกออกมาจากระบบควบคุมอัตโนมัติ

6. ระบบควบคุมและสนับสนุนภาคพื้น (Ground Control Station) ระบบควบคุมและสนับสนุนภาคพื้นของอากาศยานไร้คนขับทำงานคล้าย ๆ กับระบบควบคุมภาคพื้นของอากาศยานทั่ว ๆ ไป โดยมีหน้าที่ตรวจสอบการทำงานและตรวจข้อมูลต่างๆ ที่ส่งมาจากอากาศยานไร้คนขับ นอกจากนี้ยังสามารถสั่งตัวตรวจวัดต่าง ๆ ทำงานตามที่เราต้องการ โดยส่งข้อมูลผ่านข่ายรับ - ส่ง ข้อมูลไร้สาย

7. สัมภาระที่บรรทุกได้ (Payload) ปกติอากาศยานไร้คนขับที่ทำหน้าที่สำรวจหรือตรวจการณ์จะนำอุปกรณ์ตรวจจับต่าง ๆ ขึ้นไป เช่น กล้องถ่ายภาพนิ่ง กล้องอินฟราเรด กล้องถ่ายภาพเคลื่อนไหว และเรดาร์ แต่ในปัจจุบันได้มีการพัฒนาอากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีที่ทำหน้าที่ในการสอดแนมและโจมตี ซึ่งอากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีเหล่านี้จึงอาจมีการติดตั้งจรวดหรือระเบิดขนาดต่าง ๆ ตามภารกิจ

8. ระบบการเชื่อมต่อและเก็บข้อมูล (Data Link and Storage System) ระบบเชื่อมต่อระหว่างอากาศยานไร้คนขับกับระบบควบคุมและสนับสนุนภาคพื้นดิน ใช้หลายย่านความถี่ เช่น ย่านความถี่สูง (HF) ย่านความถี่สูงมาก (VHF) และย่านไมโครเวฟ หากระบบเหล่านี้ขัดข้องจะส่งต่อไปยังข่ายอื่น ๆ เช่น ดาวเทียม แล้วกลับมายังสถานีภาคพื้น

9. ระบบป้องกันตนเอง (Self - Protection System) การใช้วัสดุที่สามารถดูดกลืนคลื่นเรดาร์แบบเครื่องบินขับไล่ที่มีคุณสมบัติตรวจจับได้ยากของประเทศสหรัฐอเมริกา โดยเฉพาะอย่างยิ่งถ้าจะใช้อากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวีทำหน้าที่ บ.ติดอาวุธจะต้องเพิ่มระบบป้องกันตัวเองให้เทียบเท่ากับแบบมีนักบิน

10. กำลังพล (Operating Personnel) จำนวนกำลังพลที่จะใช้กับอากาศยานไร้คนขับในปัจจุบันกำลังพลที่ทำงานในระบบอากาศยานไร้คนขับจะเป็นผู้ที่มีประสบการณ์สูง และได้รับการฝึกมาเป็นอย่างดี เพราะเป็นระยะแรกของระบบใหม่ที่ตั้งขึ้นมาในกองทัพของประเทศต่างๆ [2]

#### 2.2.4 หน้าที่ทั่วไปและภารกิจของระบบ UAV Searcher MK II

UAV ปฏิบัติหน้าที่โดยทั่วไป มี 7 ประการ ดังนี้

1. สามารถรายงานสภาพอากาศที่เกิดขึ้นจริงในเวลาปัจจุบันได้ทั้งกลางวันและกลางคืน
2. สามารถทำการลาดตระเวนและเฝ้าระวังเป้าหมาย
3. สามารถทำการประเมินเป้าหมายที่ปรากฏได้
4. สามารถมอนิเตอร์เหนือพื้นที่ทำการสู้รบ
5. สามารถปรับการยิงของปืนใหญ่ และชี้เป้าหมายที่ต้องการทำลาย
6. สามารถใช้ในกิจการ การส่งกำลังบำรุงทางทหาร เช่น การเฝ้าระวังให้กับขบวนเคลื่อนทางทหาร
7. สามารถใช้ในการควบคุมและรักษาความสงบเรียบร้อย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภารกิจของ UAV ที่ให้การสนับสนุนแต่ละเหล่าทัพมีดังนี้

1. ภารกิจที่ให้การสนับสนุนกองทัพบก ได้แก่ การลาดตระเวน, การเฝ้าระวัง, การชี้เป้าหมายและการปรับการยิงปืนใหญ่, การควบคุมเหนือพื้นที่ที่ทำการสู้รบ, การลาดตระเวนตามแนวเขตชายแดน และการลาดตระเวนเส้นทาง
2. ภารกิจที่ให้การสนับสนุนกองทัพอากาศ ได้แก่ การลาดตระเวนที่ตั้งจรวดจากพื้นสู่อากาศ, การควบคุมเหนือพื้นที่โจมตีทางอากาศ, การชี้เป้าหมายที่ต้องการทำลาย, การค้นหาและกักขัง และการเฝ้าระวัง
3. ภารกิจที่ให้การสนับสนุนกองทัพเรือ ได้แก่ การลาดตระเวนและเฝ้าระวังต่อเป้าหมาย, การลาดตระเวนตามแนวชายฝั่งทะเลและเส้นทางเดินเรือ, การควบคุมการแทรกซึมของข้าศึก, การเฝ้าระวังขบวนเคลื่อนย้ายทางทะเล และการบินเหนือพื้นที่เป้าหมายที่ต้องการ
4. ภารกิจที่ให้การสนับสนุนทางพลเรือน ได้แก่ การควบคุมฝูงปลาทะเล, การควบคุมจุดผ่านแดนหรือแนวชายแดน, การควบคุมการจราจรทางทะเล, การสำรวจหาน้ำมันทางทะเล และการสำรวจเส้นทางเดินเรือ [4]

#### 2.2.5 องค์ประกอบของระบบ UAV Searcher MKII

องค์ประกอบของระบบ ประกอบด้วย 5 ส่วน คือ

1. Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Type Searcher MKII
2. Launch And Recovery Data Terminal (LRDT)
3. Advance Ground Control Station (AGCS)
4. Ground Data Terminal (GDT)
5. Payload [4]

#### 2.2.6 รูปแบบการควบคุมของระบบ UAV Searcher MKII

รูปแบบการควบคุมของระบบ UAV Searcher MKII ที่ใช้ในการปฏิบัติการกิจในแต่ละครั้ง ประกอบด้วยส่วนการควบคุม คือ

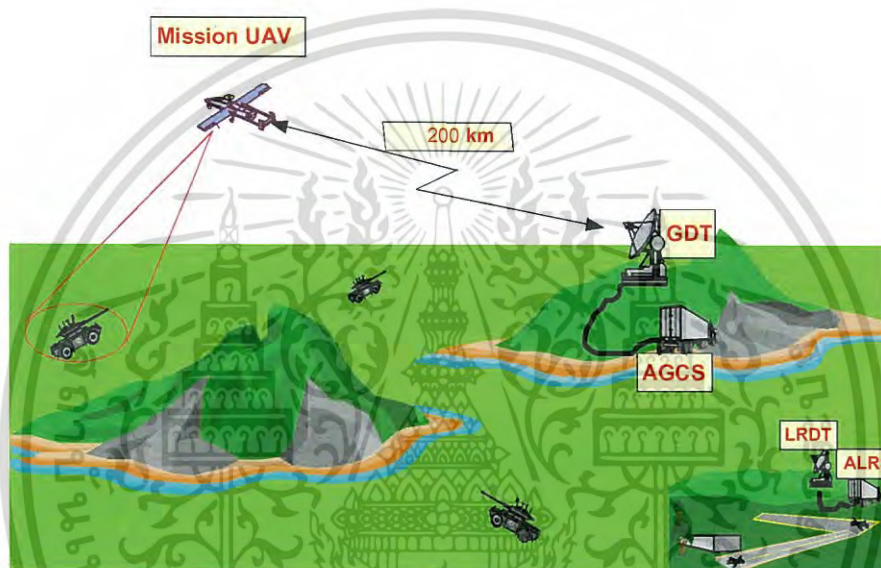
1. Advance Launch Recovery Station (ALRS) กำหนดให้ตั้งในสนามบินที่ปฏิบัติการกิจ
2. Launch And Recovery Data Terminal (LRDT) กำหนดให้ตั้งในสนามบินที่ปฏิบัติการกิจ ซึ่งเชื่อมต่อกับ ALRS ด้วยสายเคเบิล ในระยะไม่น้อยกว่า 10 เมตร เพื่อการติดต่อสื่อสารระหว่างกันและการควบคุม UAV ในการปฏิบัติการกิจในระยะควบคุมถึงคือ 120 กิโลเมตร
3. Advance Ground Control Station (AGCS) กำหนดให้ตั้งในพื้นที่เป้าหมายระยะห่างจากส่วนควบคุม ALRS และ LRDT ในระยะที่เหมาะสม ซึ่งจะป้อนข้อมูลให้กับ UAV ทำงานอย่างใดอย่างหนึ่ง เรียกว่า Uplink และผู้ที่ควบคุมอยู่ภายใน เรียกว่า

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

นักบินภายใน (Internal Pilot : IP) และทำหน้าที่มอนิเตอร์ (Monitor) UAV ตลอดเวลาที่ปฏิบัติการกิจ

4. Ground Data Terminal (GDT) กำหนดให้ตั้งในพื้นที่เป้าหมายโดยเป็นส่วนควบคุม UAV ในระยะไกลที่สามารถควบคุม UAV ได้ในระยะรัศมี 200 กิโลเมตร โดยใช้ย่านความถี่ UHF คลื่น 400-800 MHz/C-BAND ในลักษณะสัญญาณ Two Uplink และ One Downlink

รูปแบบการควบคุมของระบบ UAV อธิบายได้ดังรูปที่ 2.3 [4]



รูปที่ 2.3 รูปแบบการควบคุมของระบบ UAV

### 2.2.7 เจ้าหน้าที่ที่ปฏิบัติการในระบบ UAV Searcher MK II

ระบบ UAV จะประกอบไปด้วยเจ้าหน้าที่ที่ปฏิบัติงานในระบบมี 4 ส่วน คือ

1. นักบินภายนอก (External Pilot :EP) ทำหน้าที่ ทดสอบระบบ Flight Control ให้กับ UAV ก่อนที่จะปฏิบัติการกิจ, นำ UAV วิ่งขึ้น, ส่งการควบคุม UAV ให้กับนักบินภายในเพื่อควบคุม UAV ต่อไป และนำ UAV ร่อนลงจอด
2. นักบินภายใน (Internal Pilot :IP) ทำหน้าที่ ทดสอบและ PRESET ระบบให้กับ Observer Pilot Bay (OPBY), วางแผนในการปฏิบัติการกิจ, บิน UAV ไปยังพื้นที่ที่ปฏิบัติการกิจ, ควบคุม UAV ระหว่างปฏิบัติการกิจ, ตรวจสอบทุกระบบของ UAV และ AGCS SYSTEM และนำร่อง UAV กลับมายังทางวิ่ง (Runway) จนกระทั่งอยู่ในการควบคุมของนักบินภายนอก
3. เจ้าหน้าที่กล้องหรือตีความภาพถ่าย (Observer, EO Payload Operator) ทำหน้าที่ทดสอบ

เอกสารนี้เป็นเอกสาร PRESET ระบบให้กับ OPBY, ฝ้าสังเกต การลัดตระเวนและฝ้าระวังต่อเป้าหมายที่ราคาไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เคลื่อนที่, ปรับการยิงปืนใหญ่ และเป็นผู้ตีความภาพถ่าย สัญญาณวิดีโอ ที่ได้รับมาจาก AGCS ด้วยความละเอียดรอบคอบ

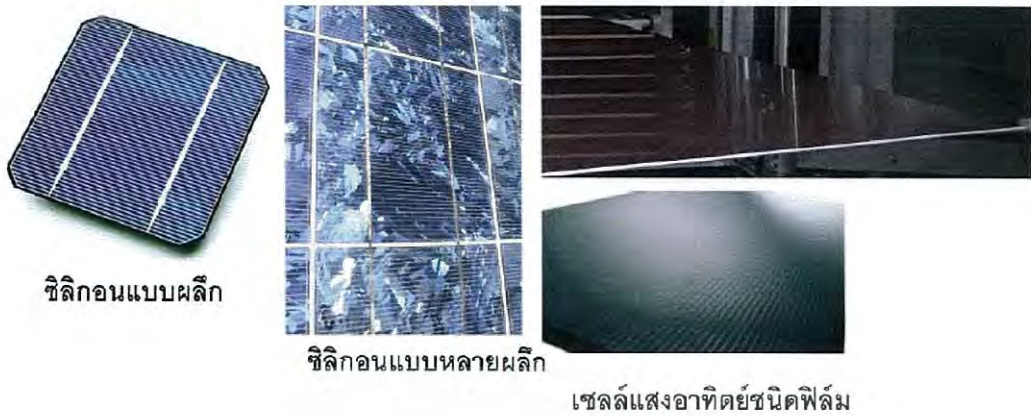
4. ช่างผู้เชี่ยวชาญด้านอิเล็กทรอนิกส์ (Electronic Technical) และช่างผู้เชี่ยวชาญด้านเครื่องยนต์ (Mechanic Technical) ทำหน้าที่เตรียมการตรวจสอบความพร้อมของระบบทุกระบบให้กับ UAV ก่อนปฏิบัติการกิจบิน, ทำการตรวจประจำวันให้กับ UAV ก่อนปฏิบัติการกิจ, ทำการปรับนับตึบารุง และทดสอบการใช้งานให้กับ UAV โดยใช้ Flight Tester และทำการซ่อมบำรุงเพื่อป้องกันให้กับ UAV เช่น ทำการซ่อมบำรุงตามระยะเวลา, ทำการซ่อมบำรุงตามตารางการซ่อมบำรุง [4]

### 2.3 เทคโนโลยีเซลล์แสงอาทิตย์ประสิทธิภาพสูง

เทคโนโลยีเซลล์แสงอาทิตย์มีการพัฒนาอย่างต่อเนื่อง เพื่อลดต้นทุนด้านวัสดุของเซลล์แสงอาทิตย์ จะทำให้ราคาเซลล์แสงอาทิตย์ลดลง และมีประสิทธิภาพสูงขึ้น การแบ่งประเภทเทคโนโลยีเซลล์แสงอาทิตย์ตามการผลิตแบ่งได้เป็น 3 กลุ่ม คือ เซลล์แสงอาทิตย์ชนิดผลึก (Crystalline Solar Cells) เซลล์แสงอาทิตย์ชนิดฟิล์มบาง (Thin film Solar Cells) และกลุ่มที่พัฒนาขึ้นมา

เซลล์แสงอาทิตย์ชนิดผลึก (Crystalline Solar Cells) มีความแตกต่างกันตามชนิดของสารกึ่งตัวนำตั้งต้น (Semiconductor Material) เช่น ซิลิกอน (Si) และแกเลียมอาร์เซไนด์ (GaAs) เป็นต้น เซลล์แสงอาทิตย์ผลึกซิลิกอนมีกรรมวิธีในการผลิตหลายวิธี จึงมีให้เลือกใช้งานตามความเหมาะสมขึ้นกับราคาและวัตถุประสงค์การใช้งาน ได้แก่ แบบผลึกเดี่ยว (Monocrystalline silicon cells) แบบแผ่นฟิล์มบาง (Silicon ribbon cells) แบบแผ่นบางหลายผลึก (Polycrystalline thin film silicon cells) เป็นต้น เซลล์แสงอาทิตย์ในกลุ่มนี้ได้รับการยอมรับในเชิงพาณิชย์และมีประสิทธิภาพ 10-15 % แต่ต้นทุนของวัสดุค่อนข้างสูง

เซลล์แสงอาทิตย์ชนิดฟิล์มบาง (Thin film Solar cells) ประกอบด้วย เซลล์ที่ผลิตจากอะมอร์ฟัสซิลิกอน เซลล์ที่ผลิตจากแคดเมียมเทลลูไรด์ (CdTe) และเซลล์ที่ผลิตจากคอปเปอร์อินเดียมไดเซเลเนียม (CIGS) มีการใช้งานในเชิงพาณิชย์และประสิทธิภาพที่ 6-10 % ถึงแม้ว่าประสิทธิภาพจะน้อยกว่าเซลล์ชนิดผลึก แต่มีข้อดีคือราคาถูกกว่า ส่วนการติดตั้งใช้งานในสภาวะจริง อายุการใช้งานและการเสื่อมสภาพของแผงเซลล์ในระยะยาวยังอยู่ระหว่างการศึกษาวิจัย ตัวอย่างเซลล์แสงอาทิตย์แสดงดังรูปที่ 2.4



รูปที่ 2.4 ตัวอย่างเซลล์แสงอาทิตย์

เซลล์แสงอาทิตย์ที่พัฒนาจากชนิดผลึกและชนิดฟิล์มบางเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพ ลดการสร้างมลพิษและเพิ่มอายุการใช้งาน แบ่งตามการพัฒนาเทคโนโลยีเซลล์แสงอาทิตย์ได้เป็น 3 แบบ ดังรูปที่ 2.5 ได้แก่ ทรงกลม (Spherical Micro Solar Cells) ดายเซนซิไทซ์ (Dye-sensitized Solar Cells) และควอนตัมดอต (Quantum Dot Solar Cells) ดังรูปที่...เซลล์แสงอาทิตย์ทรงกลมจะสามารถรับแสงได้สามมิติ จึงเพิ่มประสิทธิภาพในการรับแสง และมีน้ำหนักเบากว่าแบบแผ่นราบ เมื่อประกอบเป็นแผงเซลล์แสงอาทิตย์ จึงลดต้นทุนลงได้ มีใช้งานเชิงพาณิชย์แต่ยังไม่แพร่หลาย



รูปที่ 2.5 ตัวอย่างเซลล์แสงอาทิตย์แบบต่างๆ และโครงสร้างภายใน

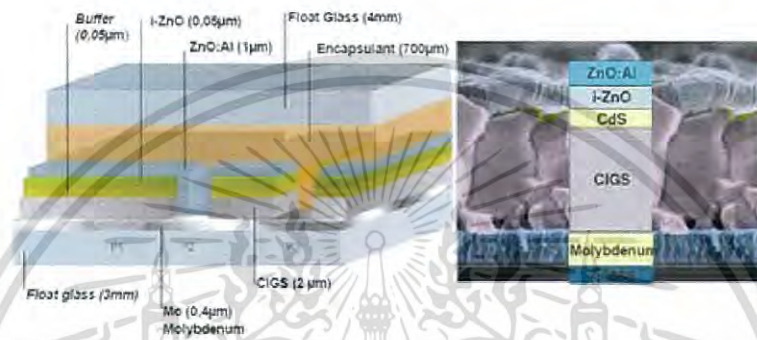
ดายเซนซิไทซ์มีจุดเด่นในความเป็นมิตรกับสิ่งแวดล้อม โดยการออกแบบเซลล์ใช้แนวคิดเดียวกับกระบวนการสังเคราะห์แสงของพืช กล่าวคือ การเคลือบผิววัสดุกึ่งตัวนำด้วยไทเทเนียมออกไซด์ให้คล้ายกับคลอโรฟิลในกระบวนการสังเคราะห์แสงของพืช ปัจจุบันมีผลผลิตขายในเชิงพาณิชย์และมีประสิทธิภาพ 3-5 % ควอนตัมดอต (Quantum Dot Solar Cells: QD) ถูกพัฒนาขึ้นเพื่อเพิ่ม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้เผยแพร่โดยไม่ขออนุญาต  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ประสิทธิภาพการเปลี่ยนผลทางเทอร์โมไดนามิกส์ของโฟตอนให้มีความมากที่สุด เป็นการพัฒนาจากข้อจำกัดของเซลล์ชนิดผลึก โดยเพิ่มประสิทธิภาพของวัสดุสารกึ่งตัวนำจาก 31-33 % เป็น 66% และยังไม่มีการใช้งานเชิงพาณิชย์

### 2.3.1 เซลล์แสงอาทิตย์ชนิดฟิล์มบาง CIGS

เซลล์แสงอาทิตย์นี้เป็นเซลล์ประเภท CIGS (Copper Indium Gallium Selenium) เป็นเซลล์ประเภทฟิล์มบาง การผลิตสามารถทำได้บนกระจก หรือบนพลาสติกหรือวัสดุที่สามารถโค้งงอได้



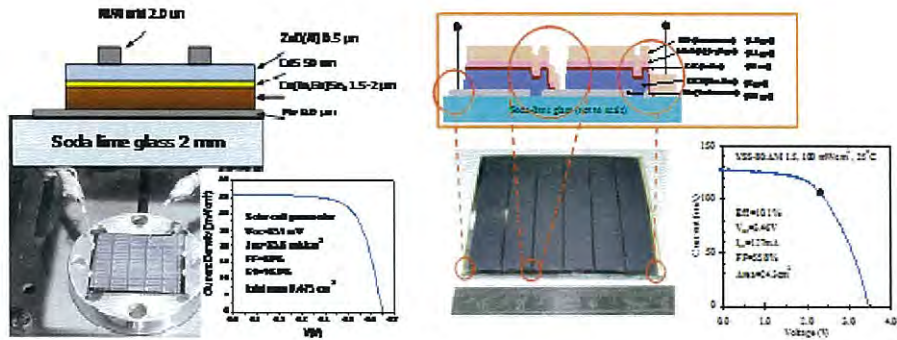
รูปที่ 2.6 โครงสร้างเซลล์ CIGS

โครงสร้างเซลล์ CIGS มีชั้นของ CdS ทำหน้าที่เป็นชั้น buffer ซึ่งเป็นสารประกอบแคดเมียมซึ่งอยู่ในสถานะเสถียรดังรูปที่ 2.6 อย่างไรก็ตามยังคงต้องมีการศึกษาและติดตามต่อไปถึงผลกระทบในการใช้งานระยะยาว

ปัจจุบันมีการรายงานว่าประสิทธิภาพสูงสุดที่ทำได้คือ 21.7% ณ สภาวะทดสอบ (Standard Test Condition) แต่พื้นที่ที่ทำการทดสอบ คือ  $0.5 \text{ cm}^2$  หมายความว่ายังเป็นการทดสอบในระดับห้องวิจัย ส่วนเซลล์ CIGS ที่มีการขายในตลาดมีประสิทธิภาพอยู่ที่ 14% [8]

ปัจจุบันกลุ่มวิจัยฟิสิกส์สารกึ่งตัวนำได้พัฒนากระบวนการประดิษฐ์เซลล์แสงอาทิตย์ชนิดฟิล์มบาง CIGS ที่มีโครงสร้างแบบ Al(Ni)-grid/ZnO(Al)/CdS/CIGS/Mo/SLG ซึ่งประกอบด้วยฟิล์มบางที่เคลือบซ้อนทับกันหลายๆชั้นด้วยวิธีที่แตกต่างกัน โดยสามารถประดิษฐ์เซลล์เดี่ยวจนได้ประสิทธิภาพที่สูงสุด 16 % (รูปที่ 2.7) และประดิษฐ์แผงเซลล์แสงอาทิตย์ขนาดเล็กที่ต้องเพิ่มเติมในส่วนของการเจาะร่องเพื่อให้ได้แถบเซลล์ที่มีการเชื่อมต่อกันตามโครงสร้างแบบ ITO/iZnO/CdS/CIGS/Mo/SLG โดยในปัจจุบันนี้สามารถประดิษฐ์แผงเซลล์ที่มีการเชื่อมต่อกันของแถบเซลล์จำนวน 6 แถบเซลล์ และมีประสิทธิภาพอยู่ในระดับ 10 % บนพื้นที่ขนาด 24.3 ตารางเซนติเมตร ดังแสดงในรูปที่ 2.7 [10]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.7 แสดงโครงสร้างและตัวอย่างของเซลล์แสงอาทิตย์ชนิดฟิล์มบาง CIGS แบบเซลล์เดี่ยวและแบบแผงเซลล์ขนาดเล็ก

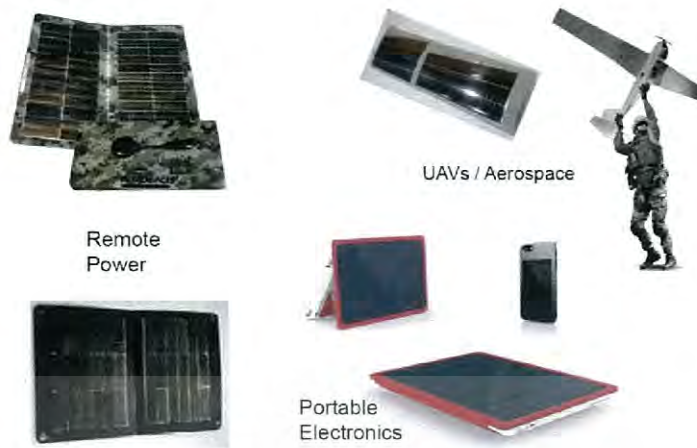
### 2.3.2 เซลล์แสงอาทิตย์แบบชนิดฟิล์มบางโดยใช้ GaAs

เทคโนโลยีของเซลล์แสงอาทิตย์ปัจจุบันพัฒนาไปมาก สามารถมีความยืดหยุ่นในการใช้งานสูง และให้ประสิทธิภาพมากขึ้น จากเดิมแบบฟิล์มบางมีประสิทธิภาพประมาณ 10% เท่านั้น ไม่เหมาะนำไปใช้งานในระบบใหญ่ที่ต้องการประสิทธิภาพสูง เซลล์แสงอาทิตย์ประเภทฟิล์มบางซึ่งใช้ GaAs เป็นส่วนประกอบนี้ให้ประสิทธิภาพสูงถึง 28.8% แบบ Single Junction cell 24.1% แบบ module และ 30.8% แบบ Dual junction cell อีกทั้งยังให้ค่าความหนาแน่นพลังงานสูงถึง 240 w/m<sup>2</sup> ดังรูปที่ 2.8 มีน้ำหนักเบาเหมาะใช้ติดตั้งกับอุปกรณ์ที่มีความบอบบางอย่างเช่น อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ อากาศยานและดาวเทียมดังรูปที่ 2.9 [6]



รูปที่ 2.8 คุณลักษณะของเซลล์แสงอาทิตย์ฟิล์มบางประเภท GaAs

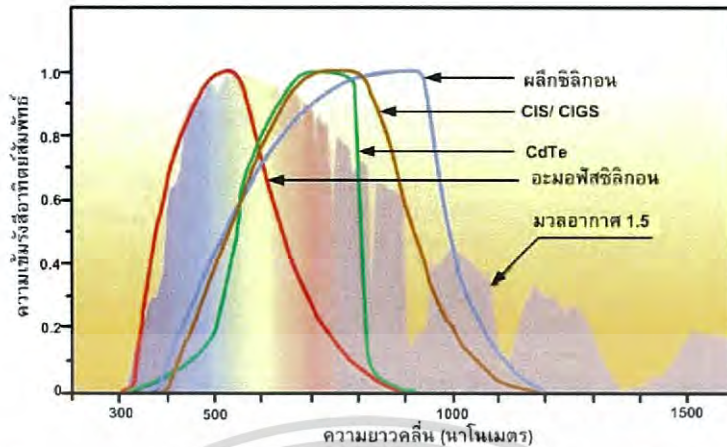
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.9 การประยุกต์ใช้เซลล์แสงอาทิตย์ประเภท GaAs

### 2.3.3 การตอบสนองต่อสเปกตรัมแสงอาทิตย์

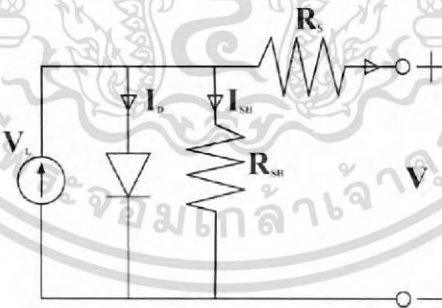
รังสีอาทิตย์ประกอบด้วยแสงอัลตราไวโอเล็ต แสงที่มองเห็นด้วยตาเปล่าและแสงอินฟราเรด หากพิจารณาประสิทธิภาพของเซลล์แสงอาทิตย์ต้องคำนึงถึงสเปกตรัมแสงและการตอบสนองต่อสเปกตรัมประกอบกัน ถึงแม้ว่า สเปกตรัมของรังสีอาทิตย์ช่วงคอนข้างกว้างตั้งแต่ 380-1,100 นาโนเมตร แต่ด้วยข้อจำกัดของเซลล์แสงอาทิตย์ผลึกซิลิกอนที่ตอบสนองต่อสเปกตรัมแสงช่วงที่มองเห็นด้วยตาเปล่าและแสงอินฟราเรด ดังนั้นช่วงความยาวคลื่นที่ใช้งานจริงจึงแคบลง รูปที่ 2.10 แสดงเปรียบเทียบประสิทธิภาพที่แตกต่างกันของเซลล์แสงอาทิตย์ประเภทต่างๆ โดยแกนความเข้มรังสีอาทิตย์เทียบกับเซลล์แสงอาทิตย์เฉพาะประเภทเดียวกัน ซึ่งอะมอร์ฟัสซิลิกอน (ชนิดฟิล์มบาง) ประสิทธิภาพน้อยกว่าผลึกซิลิกอน เนื่องจากมีช่วงการตอบสนองที่ความยาวคลื่นช่วงต้นของแสงมองเห็นด้วยตาเปล่าประมาณ 350-650 นาโนเมตร การพัฒนาเซลล์แสงอาทิตย์ เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพสูงกว่าเซลล์แสงอาทิตย์แบบเดิม เช่น CdTe และ CIS หรือ CIGS เป็นต้น ทำให้ช่วงการตอบสนองได้เพิ่มขึ้น พิจารณาจากช่วงแถบกว้างของกราฟที่มากขึ้น [8]



รูปที่ 2.10 การตอบสนองต่อสเปกตรัมแสงอาทิตย์ของเซลล์แสงอาทิตย์ประเภทต่างๆ

### 2.3.4 ลักษณะกระแสและแรงดันของเซลล์แสงอาทิตย์

โดยทั่วไปสมบัติทางไฟฟ้าของเซลล์แสงอาทิตย์แสดงในรูปของความสัมพันธ์ระหว่างค่ากระแสและแรงดันไฟฟ้า เริ่มต้นที่วงจรสมมูลของเซลล์แสงอาทิตย์ดังแสดงรูปที่ 2.11 เป็นการต่อขนานระหว่างแหล่งกำเนิดแสง ไดโอด (รอยต่อพี-เอ็น) และความต้านทาน shunt และต่ออนุกรมกับความต้านทานอนุกรม ตามลำดับ เขียนเป็นสมการได้ดังสมการที่ 2.1 นั่นคือ ผลลัพธ์ของกระแสที่ได้จากเซลล์แสงอาทิตย์เกิดมาจากแหล่งพลังงานแสงหักกลับด้วยกระแสที่ไหลผ่านไดโอดและผ่านความต้านทาน shunt ขณะกระแสไฟฟ้าไหลผ่านทำให้เกิดค่าแรงดันไฟฟ้าในแต่ละจุดขึ้น



รูปที่ 2.11 วงจรสมมูลของเซลล์แสงอาทิตย์

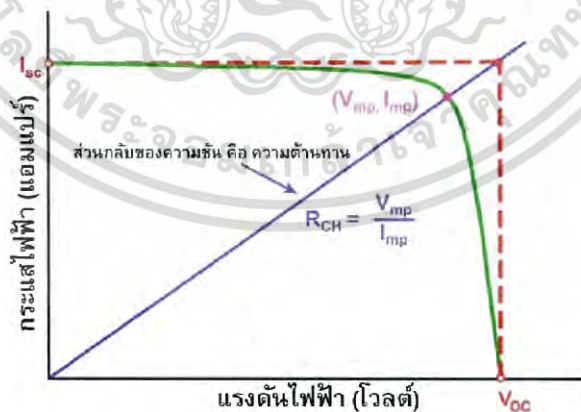
สมการที่ 2.2 แสดงแรงดันไฟฟ้า ณ จุดใดๆ เท่ากับแรงดันไฟฟ้าที่ขาออกบวกด้วยผลคูณระหว่างกระแสไฟฟ้ากับความต้านทานอนุกรม

$$I = I_L - I_D - I_{SH} \tag{A} \quad (2.1)$$

$$V_j = V - IR_S \tag{V} \quad (2.2)$$

พารามิเตอร์ที่บ่งบอกประสิทธิภาพของเซลล์แสงอาทิตย์ประกอบด้วย กระแสลัดวงจร ( $I_{sc}$ ) แรงดันวงจรเปิด ( $V_{oc}$ ) และฟิลต์แฟกเตอร์ ( $FF$ ) รูปที่ 2.12 แสดงกระแสลัดวงจรและแรงดันวงจรเปิดคือกระแสไฟฟ้าขณะที่แรงดันไฟฟ้าของเซลล์แสงอาทิตย์มีค่าเป็นศูนย์ เป็นค่ากระแสไฟฟ้าสูงสุดและแรงดันไฟฟ้าขณะไม่มีกระแสเป็นค่าแรงดันไฟฟ้าสูงสุด ส่วนฟิลต์แฟกเตอร์เป็นสัดส่วนระหว่างผลคูณแรงดันกับกระแสที่จุดทำงานสูงสุดและผลคูณของกระแสลัดวงจรกับแรงดันวงจรเปิดซึ่งมีค่าน้อยกว่าหนึ่ง นอกจากนี้มีพารามิเตอร์เกี่ยวกับความต้านทานในเซลล์แสงอาทิตย์เป็นประโยชน์ต่อการติดตามพฤติกรรมของเซลล์แสงอาทิตย์และการพัฒนาเซลล์แสงอาทิตย์ โดยคิดจากสัดส่วนระหว่างค่าแรงดันที่จุดสูงสุดต่อกระแสที่จุดทำงานสูงสุดหรืออาจใช้สัดส่วนระหว่างค่าแรงดันวงจรเปิดต่อกระแสลัดวงจร [9]

- โดยที่  $I$  กระแสไฟฟ้าขาออก มีหน่วยเป็นแอมแปร์ (A)
- $I_L$  กระแสไฟฟ้าที่เกิดจากแหล่งพลังงานแสง มีหน่วยเป็นแอมแปร์ (A)
- $I_D$  กระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านไดโอด มีหน่วยเป็นแอมแปร์ (A)
- $I_{SH}$  กระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านความต้านทาน Shunt มีหน่วยเป็นแอมแปร์ (A)
- $V$  แรงดันไฟฟ้าขาออก มีหน่วยเป็นโวลต์ (V)
- $I$  กระแสไฟฟ้าขาออก มีหน่วยเป็นแอมแปร์ (A)
- $R_S$  ความต้านทานอนุกรม มีหน่วยเป็นโอห์ม ( $\Omega$ )



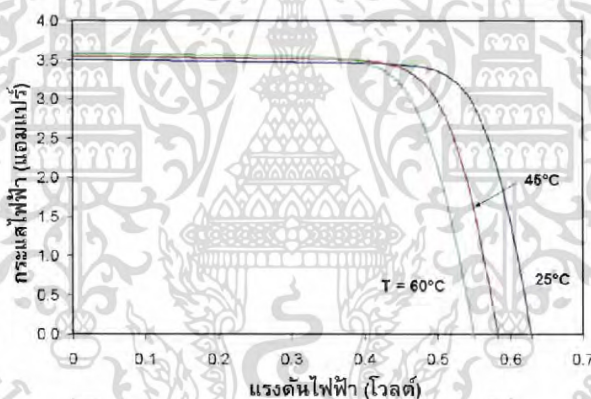
รูปที่ 2.12 ลักษณะกระแสและแรงดันไฟฟ้าของเซลล์แสงอาทิตย์ (IV-curve)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

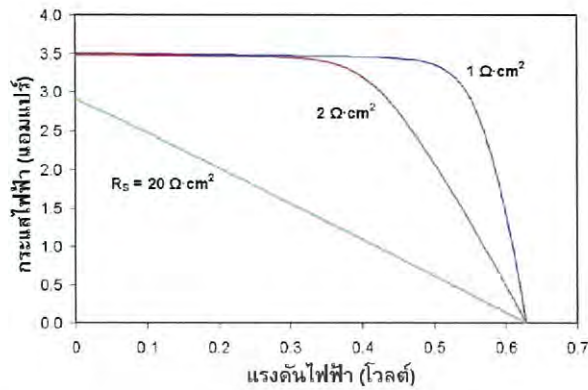
### 2.3.5 ปัจจัยที่ลดทอนประสิทธิภาพของเซลล์แสงอาทิตย์

ประสิทธิภาพของเซลล์แสงอาทิตย์ขึ้นกับทั้งปัจจัยภายนอกและสมบัติของเซลล์ ได้แก่ อุณหภูมิ ความเข้มรังสีอาทิตย์ ความต้านทาน Shunt และความต้านทานอนุกรม เป็นต้น โดยที่ประสิทธิภาพลดลงเมื่ออุณหภูมิสูงขึ้น นั่นคือ สภาวะที่อุณหภูมิสูงระยะห่างของแถบพลังงานจะลดลง เป็นผลให้แรงดันขาออกของเซลล์แสงอาทิตย์มีค่าน้อยลงแต่ไม่ทำให้กระแสลัดวงจรเปลี่ยนแปลง ดังรูปที่ 2.13 ทั้งนี้ กระแสลัดวงจรหรือกระแสสูงสุดจะลดลงเมื่อความเข้มรังสีอาทิตย์มีค่าน้อย เช่น ในวันที่ท้องฟ้ามีเมฆครึ้ม มีเมฆบดบัง การบังเงาเนื่องจากเงาต้นไม้ เป็นต้น

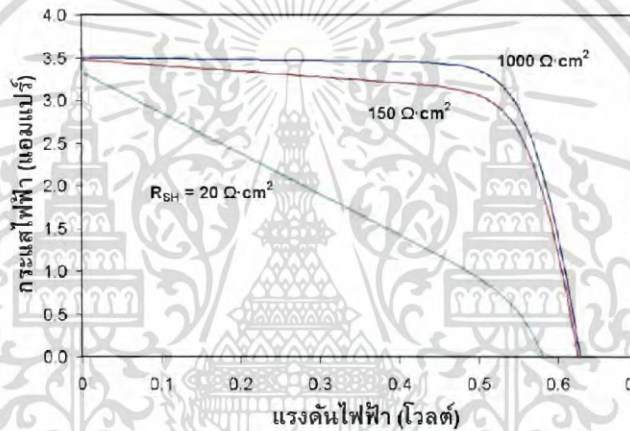
ความต้านทานอนุกรมเพิ่มขึ้นจะทำให้แรงดันขาออกมีค่าลดลงแต่ไม่มีผลต่อค่าแรงดันวงจรเปิดหรือกล่าวได้ว่า ความต้านทานอนุกรมทำให้ค่าฟิลด์แฟกเตอร์ลดลง หากค่านี้มีมากๆ จะทำให้กระแสลัดวงจรลดลงและ IV-curve เป็นเส้นตรงดังรูปที่ 2.14 ค่าความต้านทาน Shunt ลดลงมากจะเป็นผลทำให้แรงดันวงจรเปิดและกระแสลัดวงจรมีค่าลดลงดังรูปที่ 2.15 และค่าฟิลด์แฟกเตอร์ลดลง เช่นเดียวกับกรณีของความต้านทานอนุกรม



รูปที่ 2.13 ผลของอุณหภูมิต่อแรงดันวงจรเปิดและกระแสลัดวงจร



รูปที่ 2.14 ผลของความต้านทานอนุกรมต่อลักษณะกระแสและแรงดัน



รูปที่ 2.15 ผลของความต้านทาน Shunt ต่อลักษณะกระแสและแรงดัน

### 2.3.6 ลักษณะของแผงเซลล์แสงอาทิตย์

เซลล์แสงอาทิตย์นำไปใช้งานในรูปของแผงเซลล์ (Module) การเพิ่มกำลังไฟฟ้าให้สูงขึ้นโดยนำแผงเซลล์มาเชื่อมต่อกันในรูปแบบของสตริง (String) หรืออะเรย์ (Array) รูปที่ 2.16 แสดงลักษณะทั่วไปของการเชื่อมต่อเซลล์ชนิดผลึก กระแสไฟฟ้าที่ผลิตได้จะถูกดึงไปที่ตัวนำไฟฟ้าด้านหน้าและหลังของเซลล์ โดยด้านหน้ามีตัวนำเรียกว่า ฟิงเกอร์ (Fingers) ทำหน้าที่นำกระแสส่งต่อไปบัสบาร์ (Busbar) และไหลผ่านไปยังเซลล์ที่เชื่อมถึงกัน ฟิงเกอร์และบัสบาร์จะต้องบังเซลล์น้อยที่สุดและรับกระแสไฟฟ้าได้สูง เพื่อให้เซลล์รับแสงได้มากที่สุด และด้านรับแสงของเซลล์จะต้องเคลือบสารลดการสะท้อนแสง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

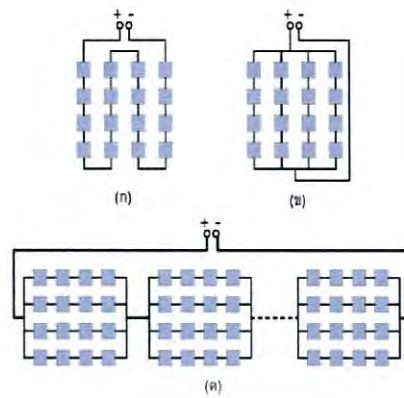


รูปที่ 2.16 ลักษณะทั่วไปของเซลล์แสงอาทิตย์ที่ถูกนำมาประกอบเป็นแผงเซลล์

ส่วนของกล่องต่อสายไฟ และบายพาสไดโอด ทำหน้าที่เชื่อมต่อทางไฟฟ้าระหว่างแผงเซลล์ และป้องกันการเกิดโหนดที่ตัวเซลล์ ลักษณะทางไฟฟ้าของแผงเซลล์จะเปลี่ยนแปลงตามแสงแดดและ อุณหภูมิ มีลักษณะเดียวกันกับเซลล์ แตกต่างกันในขนาดแรงดันและกระแสไฟฟ้า

ลักษณะของแผงเซลล์ชนิดผลึกซิลิกอน มีรูปแบบการเชื่อมต่อเซลล์เพื่อทำเป็นแผงเซลล์มีอยู่ 3 แบบ

1. แบบอนุกรม คือนำแต่ละเซลล์มาต่ออนุกรมเป็น 1 แถว หรือ 1 สตริงใน 1 แผง ดังรูปที่ 2.17(ก) เพื่อเพิ่มแรงดันไฟฟ้า หากแต่ละเซลล์มีแรงดันวงจรเปิด ( $V_{oc}$ ) ประมาณ 0.6 โวลต์ เท่ากันทุกเซลล์และกระแสเท่ากัน แผงเซลล์จะมีแรงดัน  $V_{oc}$  เท่ากับจำนวนเซลล์ที่ต่ออนุกรม คูณกับแรงดัน  $V_{oc}$  ของเซลล์ กรณีนี้เท่ากับ 9.6 โวลต์ ส่วนกระแสที่ไหลผ่านจะไหลเท่ากับ กระแสของหนึ่งเซลล์เท่านั้น
2. แบบอนุกรม-ขนาน คือนำแต่ละสตริงที่เซลล์ต่ออนุกรม เพื่อเพิ่มแรงดันไฟฟ้า แล้วนำมาต่อ ขนานเพื่อเพิ่มกระแสไฟฟ้า ดังรูปที่ 2.17(ข) แต่ละสตริงมีเซลล์ต่ออนุกรม 4 เซลล์ ซึ่งทำให้มี แรงดันที่แต่ละสตริงเท่ากับ 2.4 โวลต์ สมมติให้กระแสแต่ละสตริงเท่ากับ 5 แอมป์ ทำให้ กระแสที่ได้จากแผงนี้มีค่าเท่ากับผลรวมค่ากระแสของทุกสตริงที่ต่อขนานกัน ในที่นี้เท่ากับ 20 แอมป์
3. แบบอนุกรม-ขนาน-อนุกรม คือนำแต่ละกลุ่มที่เชื่อมต่อกันตามแบบที่ 2 มาต่ออนุกรมดังรูปที่ 2.17(ค) เพื่อเพิ่มทั้งแรงดันและกระแสไฟฟ้า



รูปที่ 2.17 การต่อเซลล์แบบต่างๆ (ก) แบบอนุกรม (ข) แบบอนุกรม-ขนาน และ(ค) แบบอนุกรม-ขนาน-อนุกรม

โดยส่วนใหญ่ส่วนประกอบแผงเซลล์แสงอาทิตย์สำหรับชนิดผลึกซิลิกอนมี 4 ส่วน ประกอบด้วย วัสดุประกบผิวหน้าเซลล์ วัสดุสำหรับห่อหุ้มเซลล์ (encapsulant) วัสดุแผ่นหลัง (back sheet) และเฟรม ดังรูปที่ 2.18



รูปที่ 2.18 วัสดุประกอบแผงเซลล์แสงอาทิตย์ชนิดผลึก

วัสดุประกบผิวหน้า ทำหน้าที่กันน้ำ ไรฝุ่น ละออง และสิ่งสกปรก รวมถึงแรงกระแทก สมบัติของวัสดุ คือแสงสามารถส่องผ่านได้ดี ป้องกันแสงอัลตราไวโอเล็ต (UV) และระบายความร้อนได้ดี โดยทั่วไปวัสดุที่ใช้เป็นผิวหน้าจะเป็นกระจกชนิด tempered low-iron ซึ่งมีราคาไม่สูง

วัสดุห่อหุ้มเซลล์ ช่วยในการจับยึดกันระหว่างวัสดุผิวหน้า ตัวเซลล์และวัสดุประกบแผ่นหลังของแผงเซลล์ ซึ่งต้องทนทานต่ออุณหภูมิสูงและรังสีอัลตราไวโอเล็ต รวมทั้งให้แสงส่องผ่านได้ดีและระบายความร้อนได้ดี โดยส่วนใหญ่ใช้วัสดุจำพวกโพลีเมอร์ที่เรียกว่า EVA ย่อมาจาก Ethyl vinyl acetate

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

วัสดุประกอบแผ่นหลัง ทำหน้าที่ป้องกันและเป็นแผ่นหลังของแผงเซลล์แสงอาทิตย์ ต้องระบายความร้อนได้ดี และป้องกันน้ำและไอน้ำ โดยส่วนมากวัสดุที่นำมาใช้เป็นจำพวกโพลีเมอร์แผ่นบางที่มีชื่อว่า Tedlar

เฟรม (frame) ทำหน้าที่เป็นโครงสร้างของแผงเซลล์ให้เพิ่มความแข็งแรงกับแผงเซลล์และเป็นส่วนป้องกันแรงกระแทกต่างๆ โดยทั่วไปวัสดุที่ใช้เป็นอะลูมิเนียม [9]

### 2.3.7 ลักษณะของแผงเซลล์ชนิดฟิล์มบาง

แผงเซลล์ชนิดฟิล์มบางแบ่งได้ 2 แบบ คือ โครงสร้างแข็ง และ แบบอ่อนตัว

**2.3.7.1 แผงเซลล์แบบโครงสร้างแข็ง** เซลล์ถูกสร้างลงบนกระจกโดยตรง จากนั้นทำการเชื่อมต่อทางไฟฟ้า แล้วจึงนำไปลามิเนตด้วยวัสดุห่อหุ้มทั้งด้านหน้าและด้านหลัง รูปที่ 2.19 (ก) แสดงส่วนประกอบของเซลล์ชนิดอะมอร์ฟัสซิลิกอน (a-Si) ซึ่งกระจกทำหน้าที่เป็นซับสเตรท เทคโนโลยีของเซลล์ที่ใช้กระบวนการผลิตแบบนี้คือ CdTe, a-Si, เซลล์แสงอาทิตย์ชนิดฟิล์มบางซิลิกอน แบบเซลล์ซ้อนระหว่างอะมอร์ฟัสซิลิกอน/อะมอร์ฟัสซิลิกอน หรืออะมอร์ฟัสซิลิกอน/ไมโครคริสตัลไลน์ซิลิกอน หรือเรียกว่า Tandem, และ CIGS เป็นต้น รูปที่ 2.19(ข) แสดงการประกอบแผงเซลล์ชนิดอะมอร์ฟัสซิลิกอน (a-Si) แบบ Glass-Glass โดยที่ EVA หุ้มเฉพาะด้านหลัง



(ก) โครงสร้างเซลล์บนกระจก

(ข) ส่วนประกอบแผงเซลล์ แบบ Glass-Glass

รูปที่ 2.19 เซลล์แสงอาทิตย์ชนิดอะมอร์ฟัสซิลิกอน (a-Si)

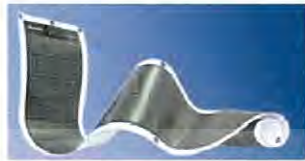
**2.3.7.2 แผงเซลล์แบบอ่อนตัว** มีลักษณะของการเกาะติด (deposit) บนซับสเตรทที่อ่อนตัว ส่วนการเชื่อมต่อทางไฟฟ้าขึ้นกับชนิดของซับสเตรท ถ้าวัสดุจำพวกฉนวนไฟฟ้า เช่น polyester หรือ polyimide สามารถใช้วิธีเดียวกับซับสเตรทที่เป็นกระจก แต่วัสดุจำพวกตัวนำไฟฟ้าต้องใช้วิธีการอื่น จากนั้นก็จะถูกนำไปลามิเนตด้วยวัสดุพอลิเมอร์ที่ไม่มีสีและยอมให้แสงผ่านได้ เช่น ETFE หรือ FEP ดังรูปที่ 2.20

นอกจากนี้ การแบ่งแผงเซลล์สามารถแบ่งตามลักษณะการประกอบหรือวัสดุประกอบแผงเซลล์ เช่น

- วัสดุประกอบแผง เช่น แผงเทฟลอน แผง PVB และแผงเรซิน เป็นต้น
- เทคโนโลยีการประกอบแผง เช่น การลามิเนต เป็นต้น
- วัสดุซับสเตรท เช่น ฟิล์มบาง กระจกกับเทคลาร์ โลหะกับฟิล์ม อะคริลิกพลาสติก และกระจกกับกระจกเป็นต้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- โครงสร้างเฟรม ได้แก่ แบบมีเฟรม และแบบไร้เฟรม
- การเพิ่มโครงสร้างพิเศษ เช่น toughened safety glass (TSG) กระจกนิรภัยหลายชั้น (laminated safetyglass, LSG) และกระจกฉนวน (insulating glass) เป็นต้น



รูปที่ 2.20 แผงเซลล์แสงอาทิตย์แบบอ่อนตัว

## 2.4 แบตเตอรี่ (Battery)

แบตเตอรี่เป็นอุปกรณ์ทางไฟฟ้าเคมีที่สามารถเปลี่ยนพลังงานทางเคมีเป็นพลังงานไฟฟ้าได้ ประกอบด้วยหนึ่งเซลล์โวลตาอิกหรือมากกว่าหนึ่งเซลล์ โดยแต่ละเซลล์โวลตาอิกประกอบด้วยสองครึ่งเซลล์ เป็นการต่อแบบขั้วบวกกับขั้วลบเรียงเข้าเช่นนี้ไปตามลำดับหรือเรียกว่าการต่ออนุกรม ทั้งนี้หนึ่งครึ่งเซลล์จะรวมถึงสารอิเล็กโทรไลต์และอิเล็กโทรดที่ส่งผ่านประจุลบ เรียกว่า แอโนด ส่วนอีกหนึ่งครึ่งเซลล์โดยรวมสารอิเล็กโทรไลต์และอิเล็กโทรดที่ส่งผ่านประจุบวกคาโทด

แบตเตอรี่โดยทั่วไปแบ่งได้ 2 กลุ่ม คือ แบบปฐมภูมิ (Primary Battery) และแบบทุติยภูมิ (Secondary Battery) โดยแบตเตอรี่ปฐมภูมิ หมายถึง แบตเตอรี่ที่ใช้งานได้เพียงครั้งเดียวแล้วจะต้องทิ้งไป เนื่องจากไม่สามารถทำให้เกิดปฏิกิริยาทางเคมีแบบย้อนกลับใหม่ได้ ส่วนแบตเตอรี่ทุติยภูมิ คือ แบตเตอรี่ที่สามารถทำการทำการเก็บประจุไฟใหม่และนำกลับมาใช้งานได้อีก หรือกล่าวคือสามารถทำปฏิกิริยาทางเคมีแบบย้อนกลับได้ ตัวอย่างเช่น ตะกั่ว-กรด, นิกเกิล-แคดเมียม, นิกเกิล-เหล็ก, นิกเกิล-ไฮไดรด์และลิเทียมแบตเตอรี่ เป็นต้น

แบตเตอรี่แบบทุติยภูมิเป็นที่ต้องการในการใช้งานแบบเต็มวันของอากาศยานที่ใช้พลังงานเซลล์แสงอาทิตย์ โดยสามารถใช้แบตเตอรี่เป็นกำลังให้มอเตอร์ได้ในเวลากลางคืน

แบตเตอรี่หลายแบบได้นำมาใช้ในระบบขับเคลื่อนของยูเอวี คุณสมบัติของแบตเตอรี่แต่ละแบบได้แสดงดังตารางที่ 2.1 แบตเตอรี่นิกเกิล-แคดเมียม (Ni-Cd) เป็นแบตเตอรี่ซึ่งอยู่ใน UAV Searcher MKII เป็นแบตเตอรี่ที่นำมาใช้งานในช่วงปี 1980s และ 1990s นิกเกิลเมทัลไฮไดรด์ (NiMH) ถูกผลิตขึ้นมาใช้ในช่วงท้ายของปี 1990s และช่วงแรกของปี 2000s อย่างไรก็ตาม แบตเตอรี่ลิเทียม-ไอออน (Li-Ion) และ ลิเทียม-ไอออน-พอลิเมอร์ (Li-Po) ก็ยังถูกใช้เป็นหลักสำหรับระบบขับเคลื่อนยูเอวีขนาดเล็ก ลิเทียมซัลเฟอร์ (LiS) ได้ปรับปรุงให้มีประสิทธิภาพที่สูงมาก เป็นแบตเตอรี่แบบทุติยภูมิใช้กับยูเอวีระยะไกลบินได้นาน จะเห็นได้ว่าแบตเตอรี่ลิเทียมซัลเฟอร์ให้ค่าพลังงาน

จำเพาะทั้งทางทฤษฎีและทางปฏิบัติสูงสุด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.1 คุณลักษณะของแบตเตอรี่ชนิดต่างๆ [24]

ชนิดของแบตเตอรี่	ค่าพลังงานจำเพาะทาง ทฤษฎี (W-hr/kg)	ค่าพลังงานจำเพาะทาง ปฏิบัติ (W-hr/kg)	กำลังงานจำเพาะ (W/kg)	แรงดันไฟฟ้าของเซลล์ (V)
ตะกั่ว-กรด	170	30-50	180	1.2
นิกเกิล-แคดเมียม (NiCd)	240	60	150	1.2
นิกเกิลเมทัลไฮไดรด์ (NiMH)	470	23-85	200-400	0.94-1.2
ลิเทียมไอออน (Li-Ion)	700	100-135	250-340	3.6
ลิเทียมพอลิเมอร์ (Li-Po)	735	50.7-220	200-1900	3.7
ลิเทียมซัลเฟอร์ (LiS)	2550	350	600-700	2.5

จากตารางข้างต้นจะเห็นได้ว่าแบตเตอรี่ลิเทียมซัลเฟอร์ (LiS) มีค่าพลังงานจำเพาะสูงที่สุด แต่มีราคาสูงที่สุด และยังอยู่ในขั้นพัฒนา ผู้วิจัยจึงได้เลือกใช้แบตเตอรี่ชนิดลิเทียมไอออน (Li-Ion) เพราะให้ค่ากำลังงานจำเพาะสูง หาซื้อได้ง่ายและมีเสถียรภาพสูง จากนั้นผู้วิจัยจะอธิบายรายละเอียดของแบตเตอรี่ต่างๆ

#### 2.4.1 แบตเตอรี่ชนิดตะกั่ว-กรด

แบตเตอรี่ชนิดตะกั่ว-กรด เป็นแบตเตอรี่แบบชาร์จได้ที่เก่าแก่ที่สุดในบรรดาแบตเตอรี่ด้วยกัน ประดิษฐ์ขึ้นมาโดยแกสตัน พลองด์ (Gaston Plante) นักฟิสิกส์ชาวฝรั่งเศสตั้งแต่ปี ค.ศ.1859 (พ.ศ. 2402) เป็นแบตเตอรี่แบบชาร์จได้ชนิดแรกที่ทำออกมาเพื่อการค้า และในปัจจุบันยังมีการใช้งานกันอยู่อย่างแพร่หลาย โดยมักจะทำเป็นแบตเตอรี่ที่มีความจุ (Capacity) สูงๆที่ให้กระแสได้มาก เนื่องจากมีต้นทุนในการเก็บพลังงานถูกกว่าแบตเตอรี่ชาร์จได้ชนิดอื่นๆ นิยมใช้กันในรถยนต์และยานพาหนะต่างๆ (Vehicle), รถยกไฟฟ้า (Fork Lift), รถเข็น (Wheel Chair), สกู๊ตเตอร์ (Scooter), รถกอล์ฟ (Golf Car), ระบบสำรองไฟฟ้า (UPS) และระบบไฟแสงสว่างฉุกเฉิน (Emergency Light) ตัวอย่างแบตเตอรี่ชนิดตะกั่ว-กรด แสดงดังรูปที่ 2.21 ดังนี้



รูปที่ 2.21 ตัวอย่างแบตเตอรี่ชนิดตะกั่ว-กรด [18]

#### 2.4.2 แบตเตอรี่ชนิดนิกเกิล-แคดเมียม (Ni-Cd)

แบตเตอรี่นิกเกิลแคดเมียมหรือนิแคด (Nickel-cadmium cells, Nicads) ถ่านนิแคดเป็นถ่านที่สามารถประจุไฟใหม่ได้ เริ่มมีใช้ครั้งแรกในช่วงทศวรรษ 1950 และสามารถจะประจุไฟใหม่ได้นับร้อยครั้ง แต่ในสมัยนั้น นักเดินป่าส่วนใหญ่จะไม่นิยมใช้ถ่านนิแคดเนื่องจากปัญหาสำคัญเกี่ยวกับการชาร์จแบตเตอรี่ นั่นคือจำเป็นจะต้องใช้แบตเตอรี่ให้หมดเกลี้ยงก่อนถึงจะประจุไฟใหม่ได้ มิฉะนั้นจะทำให้เกิดเมมโมรีเอฟเฟกต์ (Memory Effect) ซึ่งหมายถึงการชาร์จแบตเตอรี่ได้เพียงบางส่วน ไม่สามารถชาร์จได้เต็มที่ ซึ่งเกิดจากการชาร์จแบตเตอรี่ในขณะที่แบตเตอรี่เดิมยังไม่หมด ทำให้การชาร์จครั้งต่อไปใช้เวลาสั้นลงเนื่องจากแบตเตอรี่จะเก็บความจำในการชาร์จที่สั้นที่สุดเอาไว้และทำให้ประสิทธิภาพของแบตเตอรี่ลดน้อยลงหรือหากชาร์จทิ้งไว้นานเกินไปจะทำให้แบตเตอรี่ร้อนมากและเสียหายได้อีกเช่นกัน ตัวอย่างแบตเตอรี่ชนิด Ni-Cd แสดงดังรูปที่ 2.22 ดังนี้



รูปที่ 2.22 ตัวอย่างแบตเตอรี่ชนิด Ni-Cd [19]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 2.4.3 แบตเตอรี่ชนิดนิกเกิลเมทัลไฮไดรด์ (NiMH)

แบตเตอรี่นิกเกิลเมทัลไฮไดรด์ (Nickel-metal hydride, NiMH) แบตเตอรี่ชนิดนี้มีประสิทธิภาพอยู่ตรงกลางระหว่างแบตเตอรี่นิแคดและอัลคาไลน์รีชาร์จ สามารถชาร์จใหม่ได้หลายร้อยครั้ง แต่การชาร์จแบตเตอรี่นิกเกิลเมทัลไฮไดรด์ จะไม่เกิดเมมโมรีเอฟเฟกต์เหมือนแบตเตอรี่นิแคด ตัวแบตเตอรี่นิกเกิลเมทัลไฮไดรด์ จะสามารถรีชาร์จด้วยตัวเองประมาณ 1-4 % ของพลังงานที่เหลืออยู่ทุกวัน จึงไม่สามารถเก็บแบตเตอรี่นิกเกิลเมทัลไฮไดรด์ เอาไว้ได้นานเท่ากับถ่านอื่นๆ ตัวอย่างแบตเตอรี่ชนิดนิกเกิลเมทัลไฮไดรด์ แสดงดังรูปที่ 2.23 ดังนี้

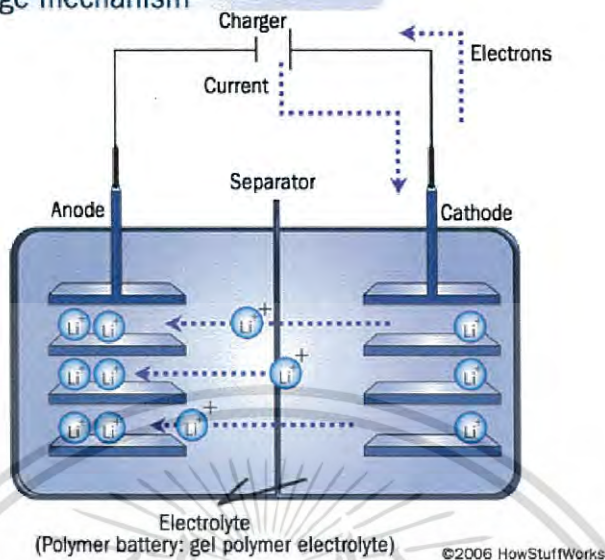


รูปที่ 2.23 ตัวอย่างแบตเตอรี่ชนิดนิกเกิลเมทัลไฮไดรด์ [20]

### 2.4.4 แบตเตอรี่ชนิดลิเทียมไอออน (Li-Ion)

แบตเตอรี่ลิเทียมไอออน (Lithium-Ion) แบตเตอรี่ประเภทลิเทียมไอออนมีความหนาแน่นของพลังงานสูง และที่สำคัญราคาถูกกว่าแบตเตอรี่ชนิดลิเทียมพอลิเมอร์ ในการใช้ครั้งแรกไม่ต้องชาร์จก่อนและการปลดปล่อยพลังงานต่ำมาก อย่างไรก็ตามแบตเตอรี่ลิเทียมไอออนจะมีการเสื่อมสภาพตามกาลเวลาแม้ไม่ได้ถูกใช้ก็ตาม แบตเตอรี่ลิเทียมไอออนมักใช้กับอุปกรณ์ขนาดเล็กและน้ำหนักเบา เช่น เครื่องคิดเลข นาฬิกาข้อมือ เป็นต้น การประจุไฟฟ้าของแบตเตอรี่ลิเทียมไอออน แสดงได้ดังรูปที่ 2.24 ดังนี้

### Lithium-ion rechargeable battery Charge mechanism



รูปที่ 2.24 การประจุไฟฟ้าของแบตเตอรี่ลิเทียมไอออน [21]

คุณสมบัติของแบตเตอรี่ชนิดลิเทียมไอออน (Lithium-Ion)

- เริ่มคลายประจุหลังการชาร์จ ภายในไม่กี่สัปดาห์
- ของเหลวด้านในเป็นเคมี มีความปลอดภัยน้อยกว่าชนิดพอลิเมอร์
- ประจุไฟที่มีอยู่ หากเปิดกล่องใช้งานครั้งแรกมีน้อยกว่าแบบพอลิเมอร์
- ไม่ควรใช้จนพลังงานหมดเกลี้ยง เพราะจะทำให้แบตเตอรี่เสื่อมเร็ว
- มีน้ำหนักมากกว่าแบบลิเทียม-พอลิเมอร์

#### 2.4.5 แบตเตอรี่ชนิดลิเทียม-พอลิเมอร์ (Li-Po)

แบตเตอรี่ชนิดลิเทียมพอลิเมอร์ ที่มีอยู่ในท้องตลาดจะมีลักษณะเป็นก้อนถูกบรรจุอยู่ในซองพอยล์ ดังรูปที่ 2.25 แตกต่างจากแบบ ลิเทียม-ไอออน ที่จะบรรจุอยู่ในตลับแข็ง (ซึ่งแบบลิเทียมไอออน จำเป็นต้องถูกอัดแน่นอยู่ในตลับแต่ลิเทียมพอลิเมอร์ไม่มีปัญหาเรื่องความดัน) ด้วยการถูกออกแบบของเซลล์พลังงานแบบ ลิเทียมพอลิเมอร์ มีการจัดเรียงเป็นแบบแผ่นบางๆวางทับกันด้วยแผ่นอิเล็กโทรดสลับกับแผ่นลามิเนตสลับกันไป แยกแต่ละชั้นเทียบเท่ากับหนึ่งเซลล์ ดังรูปที่ 2.26 ในขณะที่แบบลิเทียมไอออน แต่ละเซลล์จะมีผนังของตลับเป็นตัวกัน ซึ่งทำให้แบตเตอรี่แบบ ลิเทียมไอออน มีน้ำหนักมากกว่า (ประมาณ 20%) [23]



รูปที่ 2.25 ตัวอย่างแบตเตอรี่ชนิดลิเทียมพอลิเมอร์ [22]



รูปที่ 2.26 โครงสร้างของแบตเตอรี่ชนิดลิเทียมพอลิเมอร์ [23]

ขนาดของศักย์ไฟฟ้า (Voltage) ของ เซลล์แบบ ลิเทียมพอลิเมอร์ จะอยู่ในช่วง 2.7 V (ขณะ คลายประจุ) ถึง 4.23 V (ขณะประจุไฟเต็มที) และจะต้องมีการควบคุมการประจุไฟไม่ให้ประจุไฟที่ เกินกว่า 4.235 โวลต์ต่อเซลล์ ซึ่งมีการเรียงเซลล์แบบอนุกรม

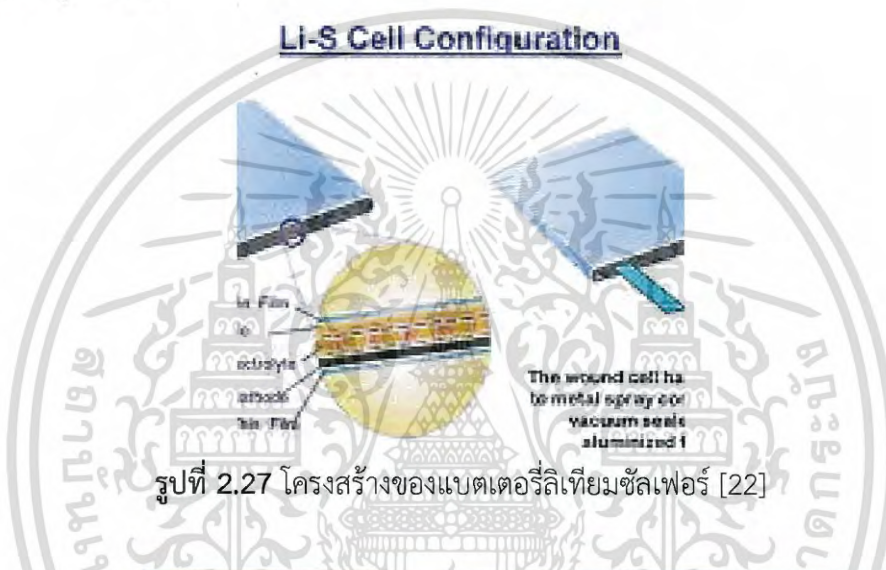
ในยุคแรกของการพัฒนาแบตเตอรี่แบบลิเทียมพอลิเมอร์นั้น พบว่าปัญหาหลักคือ ความ ต้านทานที่สูงภายในเซลล์นั่นเอง และปัญหาอื่นๆเช่น ใช้เวลาในการประจุไฟนาน อายุการใช้งาน สั้น จนปลายปี พ.ศ. 2550 บริษัทโตชิบา ได้เปิดตัวนวัตกรรมการออกแบบแบตเตอรี่ใหม่ ที่สามารถ ประจุไฟได้เร็วขึ้น (ประมาณ 5 นาที สามารถประจุไฟได้ถึง 90%) ซึ่งเป็นผลให้เซลล์พลังงานแบบใหม่ ถูกจำหน่ายหลังไตรมาสแรกของปี 2551 ซึ่งส่งผลอย่างมากกับอุตสาหกรรมผลิตเครื่องใช้ไฟฟ้าที่ ต้องการแหล่งพลังงาน ขนาดเล็ก และผลิตภัณฑ์เซลล์พลังงานแบบใหม่นี้ก็มีอายุการใช้งานเพิ่มเป็น 2-65 เท่า เมื่อเทียบจากการชาร์จต่อเซลล์ต่อชั่วโมง

และในปีที่ผ่านมา เซลล์แบบลิเทียมพอลิเมอร์ก็สามารถมีอายุการใช้งานได้ถึง 500 รอบ (1 cycle เทียบเท่ากับการประจุไฟเต็ม 100%) ในขณะที่ความจุไฟยังคงไม่ต่ำกว่า 80% ของ ประสิทธิภาพ มักจะพบได้ในอุปกรณ์เครื่องใช้ไฟฟ้าขนาดพกพาที่อยู่ในระดับ hi-technology เช่น สมาร์ทโฟน แท็บเล็ต เป็นต้น

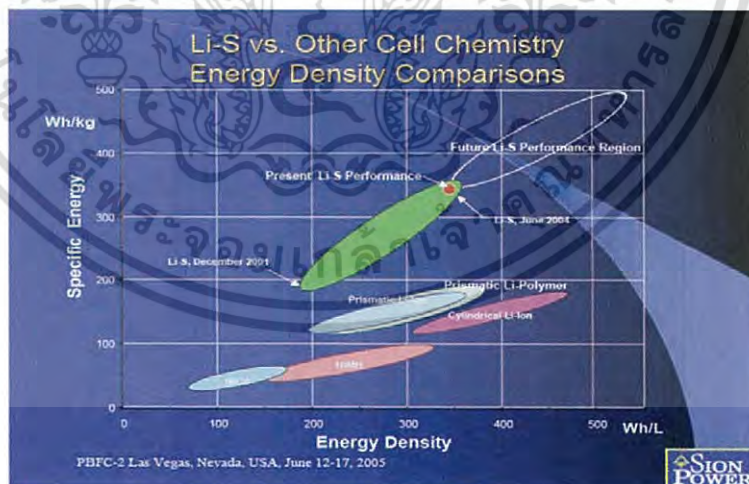
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 2.4.6 แบตเตอรี่ชนิดลิเทียมซัลเฟอร์ (Li-S)

เซลล์พลังงานแบบซัลเฟอร์ไอออน ถือเป็นการค้นพบอันยิ่งใหญ่ในแวดวงวิทยาศาสตร์ โดยการใช้ สารประกอบซัลเฟอร์กับลิเทียม จนเป็นเทคโนโลยี Li-Sulphur ซึ่งให้ผลในด้านการประจุไฟที่ดีกว่ามาก ตามทฤษฎีกล่าวว่าจะสามารถจ่ายไฟได้ถึง 2,500 วัตต์-ชั่วโมงต่อกิโลกรัม ด้วยความสามารถขององค์ประกอบของสาร จึงทำให้การผลิตในการกายภาพจึงทำได้เรียบง่าย โดยมีคุณลักษณะเป็นแผ่นฟิล์มบางๆ วางทับกันๆสลับกัน ดังรูปที่ 2.27 ซึ่งในปัจจุบัน เซลล์พลังงานแบบ Sion สามารถทำได้อยู่ที่ 350 วัตต์-ชั่วโมงต่อกิโลกรัม แต่นั่นก็ถือว่าเหนือกว่าแบตเตอรี่ที่มีจำหน่ายตามท้องตลาดอยู่ 50% [22] ดังรูปที่ 2.28



รูปที่ 2.27 โครงสร้างของแบตเตอรี่ลิเทียมซัลเฟอร์ [22]



รูปที่ 2.28 กราฟเปรียบเทียบพลังงานจำเพาะของเซลล์แต่ละชนิด [22]

ด้วยเทคโนโลยีข้างต้น ทำให้เซลล์ลิเทียมซัลเฟอร์ (Sion) มีการจ่ายพลังงานที่เหนือกว่า และมีขนาดที่เล็กกว่าถึง 1 ใน 3 ของเซลล์แบบนิกเกิลแคดเมียมและนิกเกิลเมทัลไฮไดรด์จึงจะเป็นที่ต้องการสำหรับเครื่องใช้ไฟฟ้าที่มีขนาดเล็กแต่ต้องการพลังงานจำนวนมาก นอกจากนี้เซลล์ลิเทียมเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เซลล์เฟอร์ที่ผลิตออกมาจะมีการคลายประจุไฟฟ้าที่ 2.1 โวลต์ ซึ่งคาดว่าในอนาคตจะถูกออกแบบให้มีกรคลายประจุอยู่ที่ 2 โวลต์ และถ้าต้องการศักย์ที่สูงกว่านั้นก็สามารถใช้วิธีการต่อวงจรแบบอนุกรมเทคโนโลยีของลิเทียมเซลล์เฟอร์

การลงทุนในการผลิตเซลล์พลังงาน Li-S เป็นสิ่งที่น่าลงทุนเป็นอย่างยิ่ง ทั้งในด้านคู่แข่งทางการตลาดและต้นทุนในการผลิต เนื่องจากเป็นเทคโนโลยีที่ใหม่และต้นทุนของสารประกอบเซลล์เฟอร์มีราคาที่ถูกลงกว่าสารประกอบอื่นๆที่ใช้ในการผลิตแบตเตอรี่ตามท้องตลาดในปัจจุบัน การตั้งต้นลงทุนก็ไม่แตกต่างจากการผลิตแบตเตอรี่แบบอื่น เนื่องจากมีกรรมวิธีที่ใกล้เคียงกัน กับการผลิตเซลล์พลังงานแบบลิเทียมไอออน หรือ ลิเทียมพอลิเมอร์ ต่างก็เพียงโครงสร้างภายใน ซึ่งมีขนาดบางกว่าแบบลิเทียมไอออนมาก มีความยืดหยุ่น เข้ากับบรรจุภัณฑ์ได้แทบทุกแบบ

เทคโนโลยีดังกล่าวเป็นลิขสิทธิ์ของบริษัท Sion Power แบตเตอรี่ Li-S นับเป็นเทคโนโลยีสำหรับแหล่งพลังงานสำหรับอุปกรณ์ทางเทคโนโลยีที่ทันสมัย เช่น อากาศยานไร้คนขับ (UAV), อุปกรณ์สื่อสารและคอมพิวเตอร์พกพาล้ำสมัย

## 2.5 ทฤษฎีพื้นฐานทางไฟฟ้า

การออกแบบระบบใหม่ (Newly Proposed System) จำเป็นต้องใช้การคำนวณทางไฟฟ้าเพื่อประเมินค่าพลังงานไฟฟ้าที่ไหลภายใน UAV ต้องใช้ เพื่อออกแบบเลือก PV และ แบตเตอรี่มาใช้ได้อย่างเหมาะสม ในที่นี้จะนำเสนอหลักการและทฤษฎีทางไฟฟ้าที่เกี่ยวข้องในการทำวิจัย

### 2.5.1 งานและกำลังไฟฟ้า (Work and Power)

งาน (Work) หมายถึง การที่ออกแรงกระทำต่อวัตถุอันหนึ่งแล้วทำให้วัตถุนั้นเกิดการเคลื่อนที่ ถ้าหากเพียงแต่ออกแรงแต่วัตถุไม่มีการเคลื่อนที่ จะถือว่าไม่มีงานเกิดขึ้น สำหรับในวงจรไฟฟ้าแล้ว เรา จะเปรียบแรงดันไฟฟ้าให้เป็นแรงในทางกล โดยแรงดันไฟฟ้าจะเป็นตัวทำให้อิเล็กตรอนมีการเคลื่อนที่ ทำให้มีกระแสไหลในวงจรเพื่อส่งพลังงานให้กับโหลด สำหรับในวงจรไฟฟ้าเปิด จะมีเพียงแรงดันไฟฟ้าเท่านั้น แต่ไม่มีกระแสไหลก็ถือว่าไม่มีการทำงานเช่นกันเราจะใช้คำว่า กำลังงาน (Power) เพื่อบอกอัตราเร็วที่โหลดทำงาน สำหรับนิยามของคำว่า กำลังงาน หมายถึง งานที่โหลดทำได้ในช่วงเวลามาตรฐาน ปกติจะใช้เวลา 1 วินาที จุดสำคัญคือ งานที่ทำในวงจรไฟฟ้าอาจจะป็นงานที่นำไปใช้ประโยชน์ได้ หรือเป็นงานที่เสียไปเปล่าๆ ในทั้งสองงานนี้ ยังคงวัดอัตราการทำงานด้วยคำว่า กำลังงาน ยกตัวอย่างเช่น งานที่ทำให้หลอดตัวต้านทานในเตาไฟฟ้าร้อน ก็ถือว่าเป็นงานที่ทำให้เกิดประโยชน์ แต่ในขณะเดียวกันงานที่ถูกทำให้เปลี่ยนเป็นความร้อนในสายไฟฟ้าหรือตัวต้านทานในวงจรไฟฟ้า จะถือว่าเป็นงานที่สูญเสียไปเปล่าๆ โดยจะเรียกว่า กำลังไฟฟ้าสูญเสียเปล่า

หน่วยของงาน กำหนดให้เป็น จูล (Joule) โดยงาน 1 จูล หมายถึง งานที่กระทำโดยอิเล็กตรอนปริมาณ 1 คูลอมป์ เคลื่อนที่ผ่านความต่างศักย์ไฟฟ้า 1 โวลต์ ดังนั้น ถ้าหากว่า อิเล็กตรอน ปริมาณ 5 คูลอมป์ เคลื่อนที่ผ่านความต่างศักย์ไฟฟ้า 1 โวลต์ เราจะถือว่าม้งานได้ถูกทำไป 5 จูล จะเห็นว่า เวลา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นอนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ที่อิเล็กทรอนิกส์ใช้ไปในการเคลื่อนที่ผ่านความต่างศักย์ไฟฟ้าจะไม่ได้เข้ามาเกี่ยวข้องกับงานที่ถูกทำ อิเล็กตรอนอาจจะใช้เวลาเพียง 1 วินาที หรือ 1 ปี เพื่อให้ได้งานออกมา 5 จูล ในการคำนวณเกี่ยวกับ วงจรไฟฟ้า เพื่อให้สะดวกยิ่งขึ้น มักจะนึกถึงกระแสไฟฟ้าเป็นแอมแปร์มากกว่าประจุเป็นคูลอมบ์ ดังนั้น กระแส 1 แอมแปร์ได้จากประจุ 1 คูลอมบ์เคลื่อนที่ผ่านจุด ๆ หนึ่งในเวลา 1 วินาที ฉะนั้น ถ้า คิดกระแสเป็นแอมแปร์ จะตีความหมายของงาน 1 จูลที่ถูกทำในเวลา 1 วินาที ที่ได้จากระแส 1 แอมแปร์ไหลผ่านความต่างศักย์ 1 โวลต์ ซึ่งจะเรียกได้ว่าการกำลังงาน 1 วัตต์ โดยชื่อของหน่วยนั้นได้มาจากนักประดิษฐ์เครื่องจักรไอน้ำ ชื่อ เจมส์ วัตต์ (James Watt) เป็นผู้ค้นพบเรื่องกำลังงานไฟฟ้า [13]

การคำนวณหาค่ากำลังงานไฟฟ้า

ค่ากำลังงานที่ได้จากไฟฟ้า จะสามารถคำนวณได้จากค่าของแรงดันและกระแสไฟฟ้าคือ

$$P = \frac{W}{t} = \frac{QV}{t} = V \frac{Q}{t} \quad (W) \quad (2.3)$$

$$I = \frac{Q}{t} \quad (A) \quad (2.4)$$

ดังนั้น

$$P = IV \quad (W) \quad (2.5)$$

โดย  $P$  คือ กำลังงาน หน่วยเป็นวัตต์ (W)

$W$  คือ พลังงาน หน่วยเป็นจูล (J)

$Q$  คือ ประจุไฟฟ้า หน่วยเป็นคูลอมบ์ (C)

$t$  คือ เวลา หน่วยเป็นวินาที (s) [14]

กำลังงานในเชิงกล ได้แก่ การออกแรงผลักวัตถุให้เคลื่อนที่ เป็นต้น ปกติจะวัดในหน่วยของ กำลังม้า (Horse Power, HP) โดยมีความสัมพันธ์ระหว่างหน่วยแรงม้ากับหน่วยวัตต์ โดยกำลังกล 1 HP มีค่าเท่ากับกำลังไฟฟ้า 746 W

หน่วยของกำลังไฟฟ้า

$$1,000 \text{ วัตต์ (W)} = 1 \text{ กิโลวัตต์ (kW)}$$

$$1,000,000 \text{ วัตต์ (W)} = 1 \text{ เมกะวัตต์ (MW)}$$

$$1,000 \text{ กิโลวัตต์ (kW)} = 1 \text{ เมกะวัตต์ (MW)}$$

$$1 \text{ วัตต์ (W)} = 0.00134 \text{ แรงม้า (HP)}$$

$$1 \text{ แรงม้า (HP)} = 746 \text{ วัตต์ (W)}$$

การหาค่ากำลังของวัตถุที่กำลังเคลื่อนที่ด้วยอัตราเร็ว  $v$

$$\text{จาก} \quad P = \frac{W}{t} \quad (W) \quad (2.3)$$

$$P = \frac{F \times S}{t} ; \text{เมื่อ } W = F \times S \quad (W) \quad (2.6)$$

$$P = F \times v \quad (W) \quad (2.7)$$

โดย  $P$  คือ กำลังงาน หน่วยเป็น วัตต์ (W)

$W$  คือ พลังงาน หน่วยเป็น จูล (J)

$F$  คือ แรง หน่วยเป็น นิวตัน (N)

เอกสารนี้เป็นเอกสารตัวอย่างสำหรับหน่วยเป็น วินาที (s) เท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$S$  คือ ระยะทาง หน่วยเป็น เมตร (m)

$v$  คือ อัตราเร็ว หน่วยเป็น เมตร/วินาที (m/s) [15]

### 2.5.2 ความหมายของหน่วยทางไฟฟ้า

1. โวลต์ V (Volt) คือหน่วยที่ใช้เรียกขนาดของแรงดันไฟฟ้า แบ่งออกเป็น 2 แบบ

1.1. กระแสสลับ (AC) เช่น ระบบไฟฟ้าภายในบ้าน 220V หมายถึงขนาดของแรงดันไฟฟ้า 220 โวลต์

1.2. กระแสตรง (DC) เช่น ในแบตเตอรี่ต่างๆ 12V , 24V หมายถึงขนาดของแรงดันไฟฟ้า 12 โวลต์ และ 24 โวลต์ ตามลำดับ

2. แอมแปร์-ชั่วโมง Ah (Ampere-Hour) ความจุของแบตเตอรี่ในการบรรจุพลังงาน

ตัวอย่างการคิดพลังงาน แบตเตอรี่ 12 V 100 Ah เท่ากับ  $12V \times 100Ah$  หรือ  $12V \times 100A \times 3600s$  จะได้เท่ากับ 4.32 MJ แบตเตอรี่ 100 Ah หมายถึง แบตเตอรี่จะจ่ายกระแส 1 แอมแปร์อย่างต่อเนื่องเป็นเวลา 100 ชั่วโมง หรือแบตเตอรี่จ่ายกระแส 10 แอมแปร์อย่างต่อเนื่องเป็นเวลา 10 ชั่วโมง

3. วัตต์ W (Watt) คือหน่วยที่ใช้เรียกขนาดของกำลังไฟฟ้า เช่น หลอดไฟขนาด 20W หมายถึง หลอดไฟใช้กำลังไฟฟ้า 20 วัตต์ [16]

### 2.5.3 การคำนวณพลังงานของแบตเตอรี่

แบตเตอรี่จะทำหน้าที่สำรองไฟฟ้า ในเวลาที่ PV ไม่สามารถรับแสงได้ (เวลากลางคืน) แบตเตอรี่ที่เหมาะสมกับการใช้งานในระบบเซลล์แสงอาทิตย์ ควรใช้แบตเตอรี่ชนิด Deep Cycle แต่จะมีราคาสูง ซึ่งสามารถเลือกใช้กับแบตเตอรี่ชนิดอื่นแทนได้ เช่น แบตเตอรี่รถยนต์ หรือ แบตเตอรี่แห้ง (Sealed Lead Acid Battery) ได้ ซึ่งจะมีราคาถูกกว่า แต่เสถียรภาพทางไฟฟ้าจะต่ำ

การคำนวณ ขนาดกระแส/ชั่วโมง ของแบตเตอรี่ ทำได้ดังนี้

ขนาดกระแส/ชั่วโมงของแบตเตอรี่ (Ah) = ค่าพลังงานรวม / [แรงดันไฟฟ้าแบตเตอรี่  $\times$  0.6 (% การใช้งานกระแสไฟฟ้าที่อยู่ในแบตเตอรี่)  $\times$  0.85 (ประสิทธิภาพของ Inverter)] [17]

$$\text{ดังนั้น} \quad \text{Battery Capacity} = \frac{W}{V \times 0.6 \times 0.85} \quad (\text{Ah}) \quad (2.8)$$

### 2.5.4 เครื่องควบคุมการประจุกระแสไฟฟ้า (Charge Controller)

จะทำหน้าที่ควบคุมการประจุกระแสไฟฟ้าลงในแบตเตอรี่ จะทำให้ยืดอายุการใช้งานของแบตเตอรี่ได้ ซึ่งต้องมีขนาดเท่ากับหรือมากกว่า กระแสไฟฟ้า (A) ที่ไหลผ่านจากแผง PV สู่อุปกรณ์ ดังนั้น ขนาดของเครื่องควบคุมการประจุกระแสไฟฟ้า ควรมีขนาดเกินกระแสไฟฟ้าของแผงโซลาร์เซลล์ เช่น แผงโซลาร์เซลล์ ขนาด 120W 8A ควรใช้ เครื่องควบคุมการประจุกระแสไฟฟ้า ขนาด 10 A ตัวอย่างเครื่องควบคุมการประจุกระแสไฟฟ้า (Charge Controller) แสดงดังรูป 2.29 [17]



รูปที่ 2.29 เครื่องควบคุมการประจุกระแสไฟฟ้า (Charge Controller) [25]

### 2.6 เครื่องยนต์ลูกสูบของ UAV Searcher MK II

หลักการและโครงสร้างของเครื่องยนต์ลูกสูบ อธิบายได้ดังนี้

เครื่องยนต์ (Engine) หมายถึง เครื่องจักรกลที่เปลี่ยนพลังงานความร้อนจากการเผาไหม้ภายในมาเป็นพลังงานกล (Mechanical Energy)

เครื่องยนต์ลูกสูบ (Reciprocating Engine) คือ เครื่องยนต์ที่มีการเผาไหม้ของส่วนผสมระหว่างเชื้อเพลิงกับอากาศทำให้เกิดแรงดัน ดันลูกสูบให้เคลื่อนที่กลับไปกลับมาในกระบอกสูบ โดยมีเพลาคอเหวี่ยงเป็นตัวเปลี่ยนการเคลื่อนที่นี้ให้เป็นการหมุนรอบวงกลม

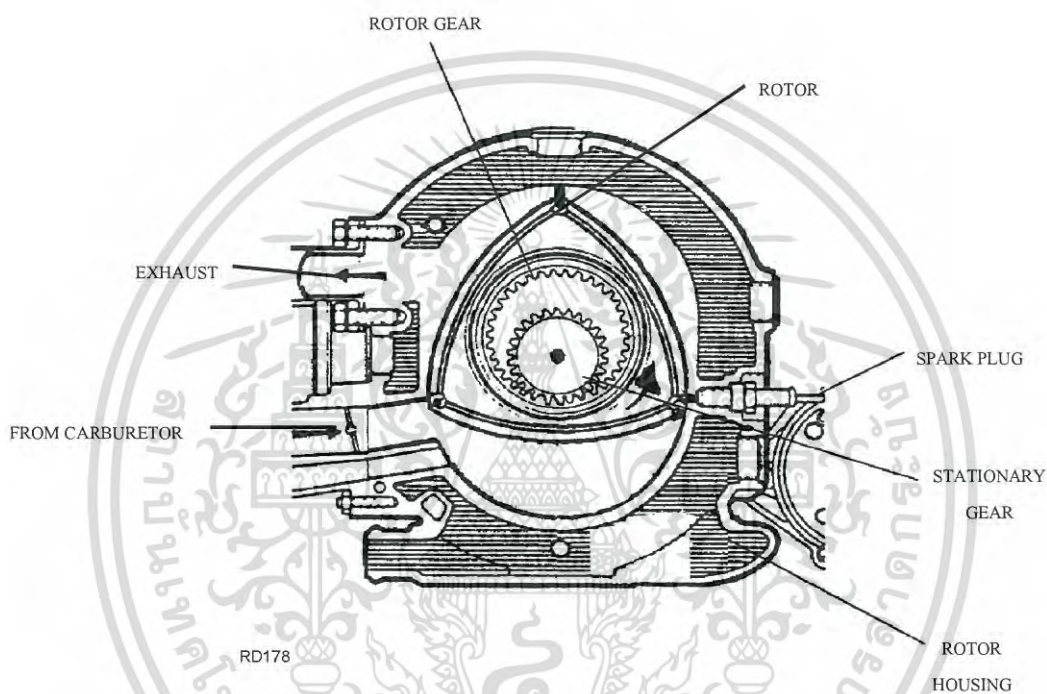
เครื่องยนต์ที่ใช้กับ UAV Searcher MK2 คือเครื่องยนต์ลูกสูบรุ่น AR 68 – 1000

มีคุณลักษณะทางเทคนิคดังนี้

- รูปแบบของเครื่องยนต์ – ลูกสูบคู่
- กำลังงาน 75 hp ที่ 6000 rpm
- น้ำหนัก 75 kg รวมใบพัด
- ระบบทำความเย็นใบพัด – ทำความเย็นโดยใช้อากาศเป่า
- ระบบทำความเย็นเครื่องยนต์ – ใช้น้ำและ glycol

เอกสารนี้เป็นเอกสาร ระบบการจุดระเบิด – หัวจุดระเบิดคู่แบบอิเล็กทรอนิกส์ 28 Vdc ไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

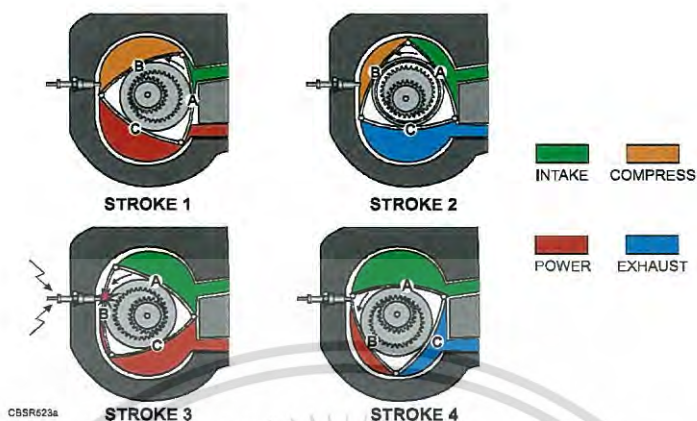
- คาบูเรเตอร์ - 2 ตัว
  - ระบบหัวฉีด - ปัมป์แบบอิเล็กทรอนิกส์ 2 ตัว
  - รูปแบบเชื้อเพลิง - ออกเทน 100
  - ความสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง - 403 cc/hr ที่ 5000 rpm
  - การติดเครื่องยนต์ - ใช้ external power ต่อเข้ากับฐานของไบพัต
- ส่วนประกอบหลักของเครื่องยนต์ AR- 1000 มีส่วนประกอบหลักดังรูปที่ 2.30



รูปที่ 2.30 ส่วนประกอบหลักของเครื่องยนต์ AR-1000 [3]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แสดงวัฏจักรการทำงานของเครื่องยนต์ AR-1000 ได้ดังรูปที่ 2.31



รูปที่ 2.31 วัฏจักรการทำงานของเครื่องยนต์ AR-1000 [3]

คำจำกัดความของเครื่องยนต์ สี่ช่วงชัก (Four Stroke) ห้าเหตุการณ์ (Five Events) และ สองช่วงชัก (Two Stroke)

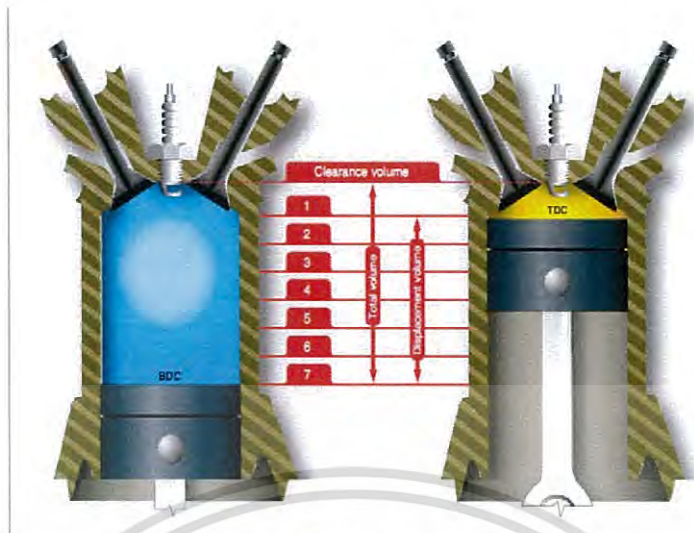
วัฏจักร (Cycle) หมายถึง ลำดับการทำงานที่สมบูรณ์และมีการวนกลับมาเริ่มใหม่ที่สภาวะเริ่มต้น เช่น ฤดูใบไม้ร่วง ฤดูใบไม้ผลิ ฤดูหนาวและจะวนต่อไปเช่นนี้ เพราะฉะนั้น 1 วัฏจักรของเครื่องยนต์สี่จังหวะห้าเหตุการณ์นั้นเพลาค้อเหวี่ยงจะหมุนสองรอบหรือ 720 องศา แสดงดังรูปที่ 2.32

ศูนย์ตายบน (Top Dead Center, TDC) คือ ตำแหน่งที่ลูกสูบขึ้นสูงสุดภายในกระบอกสูบ หรือตำแหน่งที่ลูกสูบอยู่ห่างศูนย์กลางของเพลาค้อเหวี่ยงมากที่สุด

ศูนย์ตายล่าง (Bottom Dead Center, BDC) คือ ตำแหน่งที่ลูกสูบอยู่ต่ำสุดภายในกระบอกสูบหรือตำแหน่งที่ลูกสูบอยู่ใกล้ศูนย์กลางของเพลาค้อเหวี่ยงมากที่สุด

ความโตของกระบอกสูบ (Cylinder Bore) คือ เส้นผ่าศูนย์กลางภายในกระบอกสูบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นิยญาติให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.32 การทำงานภายในกระบอกสูบ [3]

#### ห้าเหตุการณ์ (FIVE EVENTS)

1. เหตุการณ์ดูด (INTAKE EVENT) คือ เหตุการณ์ที่ลูกสูบเคลื่อนที่ลงเพื่อดูดส่วนผสมของน้ำมันเชื้อเพลิงกับอากาศเข้าไปในกระบอกสูบ
2. เหตุการณ์อัด (COMPRESSION EVENT) คือ เหตุการณ์ที่ลูกสูบเคลื่อนที่ขึ้นสู่ด้านบนเพื่ออัดส่วนผสมของน้ำมันเชื้อเพลิงกับอากาศ
3. เหตุการณ์จุดไหม้ (IGNITION EVENT) คือ เหตุการณ์ที่ลูกสูบเคลื่อนที่ขึ้นก่อนถึงศูนย์ตายบน (TDC) หัวเทียนจะทำการจุดประกายไฟ ซึ่งเป็นช่วงระยะเวลาพรีบตา
4. เหตุการณ์กำลัง (POWER EVENT) คือ เหตุการณ์ที่เกิดการเผาไหม้ของน้ำมันเชื้อเพลิงกับอากาศ ทำให้เกิดการขยายตัวของก๊าซร้อนดันลูกสูบให้เคลื่อนที่ลงสู่ด้านล่างอย่างรวดเร็ว
5. เหตุการณ์คาย (EXHAUST EVENT) คือ เหตุการณ์ที่ลูกสูบเคลื่อนที่ขึ้นสู่ด้านบน (TDC) เพื่อขับไล่ไอเสียออก [3]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 3

# วิธีดำเนินการวิจัย

### 3.1 ศึกษาาระบบและคุณลักษณะทางเทคนิคของ UAV Searcher MK II

ระบบภายในของ UAV มีความซับซ้อนสูงและมีราคาสูงมาก สิ่งที่ผู้วิจัยจะเริ่มเป็นอันดับแรกคือการศึกษาคุณลักษณะทางเทคนิคและขีดจำกัดของ UAV เนื่องจากการติดตั้งระบบ PV อาจกระทบต่อพารามิเตอร์บางอย่าง เช่น น้ำหนักวิ่งขึ้นสูงสุดของ UAV และการออกแบบระบบพลังงานทดแทนต้องให้แมตช์กับระบบไฟฟ้าภายใน UAV จึงจะทำงานร่วมกันได้อย่างมีประสิทธิภาพสูงสุด ผู้วิจัยจึงจำเป็นต้องศึกษาาระบบไฟฟ้าของ UAV อย่างละเอียดรอบคอบ รวมถึงวิเคราะห์การใช้เชื้อเพลิงของ UAV ซึ่งจะนำมาวิเคราะห์หาความต้องการจากพลังงานทดแทนที่ได้ และติดตั้งให้ได้จำนวนเพียงพอต่อความต้องการใช้ไฟฟ้า คุณลักษณะทางเทคนิคของ UAV Searcher MK II มีรายละเอียดดังนี้ [4]

#### 3.1.1 ระบบเครื่องยนต์

- เครื่องยนต์โรตารี รุ่น AR68-1000 4 จังหวะ กำลังขับ 35 kW (47 hp) ประกอบด้วย 2 โรเตอร์ น้ำหนักเครื่องยนต์ 51 kg ไม่รวมใบพัด
- กำลังขับสูงสุดที่ใช้ขณะบินขึ้น 54 kW (73 hp) ที่ 6,000 rpm
- เครื่องกำเนิดไฟฟ้ากระแสสลับ กำลังไฟฟ้าสูงสุด 2 kW
- ระบบการจุดระเบิด ใช้ไฟฟ้า 28 Vdc ส่งสัญญาณการจุดระเบิดด้วย Magnetic Trigger จุดระเบิดด้วยหัวเทียน 4 หัว (2 หัวเทียนต่อ 1 โรเตอร์)
- คาร์บูเรเตอร์ ชนิดไดอะแฟรม จำนวน 2 คาร์บูเรเตอร์
- การป้อนเชื้อเพลิง โดยปั๊มไฟฟ้า 2 ตัว
- ประเภทเชื้อเพลิง AV GAS 100LL
- การสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงเครื่องยนต์ 0.52-0.55 lbs/h หรือ 0.25-0.26 L/h

#### 3.1.2 ความเร็วสูงสุด

UAV สามารถทำความเร็วได้สูงสุด 200 km/h หรือ 125 mph

#### 3.1.3 พิสัยบิน

- บินนาน 15.4 h ที่ความสูง 12,000 feet ความเร็วเดินทาง 65 kts
- บินนาน 17.4 h ที่ความสูง 5,000 feet ความเร็วเดินทาง 65 kts

#### 3.1.4 อัตราการสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง

UAV มีเกณฑ์การสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง คิดเป็น 8-10 L/hr หรือเฉลี่ย 9 L/h

#### 3.1.5 ปริมาณเชื้อเพลิงเต็มถัง

UAV บรรจุน้ำมันเชื้อเพลิงได้สูงสุด 142 L

#### 3.1.6 เพดานบินสูงสุด

UAV สามารถทำการบินได้สูงถึง 20,000 feet

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้สำหรับใช้ภายในห้องปฏิบัติการเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.1.7 น้ำหนัก

- น้ำหนักของ UAV พร้อมน้ำมันเชื้อเพลิง 142 L และกล้อง MOSP รวม 435 kg
- น้ำหนักสูงสุดที่วิ่งขึ้น (Maximum Take-off Weight) มีค่า 500 kg
- น้ำหนักของกล้อง MOSP 45 kg

### 3.1.8 ระยะปฏิบัติการ

ระยะปฏิบัติการขึ้นอยู่กับระบบการถ่ายทอดสัญญาณจากเครื่องส่งสัญญาณถึง UAV

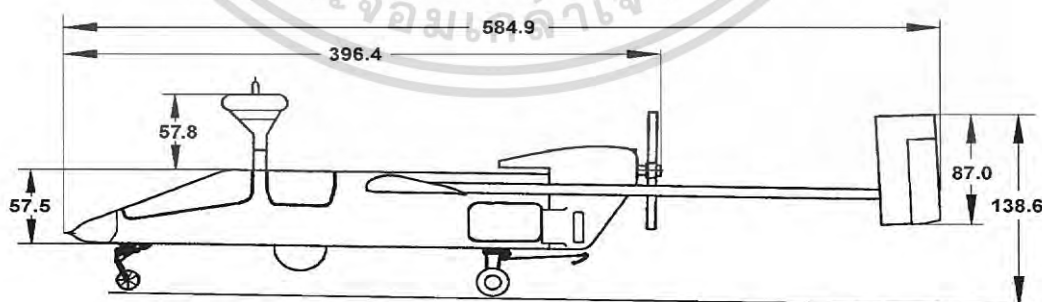
ตารางที่ 3.1 ระยะปฏิบัติการของ UAV ตามประเภทของระบบการถ่ายทอดสัญญาณ [4]

ระบบถ่ายทอดสัญญาณ	สายอากาศ UAV	สายอากาศเครื่อง GDT	ระยะสูงสุด (km)
GDT-UAV	Omni	Directional	150
GDT-UAV	Directional	Directional	200
LRDT-UAV	Omni	Directional	40
LRDT-UAV	Directional	Directional	120

จากตารางที่ 3.1 จะเห็นได้ว่าระยะปฏิบัติการของ UAV ขึ้นอยู่กับประเภทของระบบถ่ายทอดสัญญาณทางภาคพื้นและสายอากาศของ UAV รูปแบบการเลือกใช้งานขึ้นอยู่กับประเภทของภารกิจและระยะปฏิบัติการ

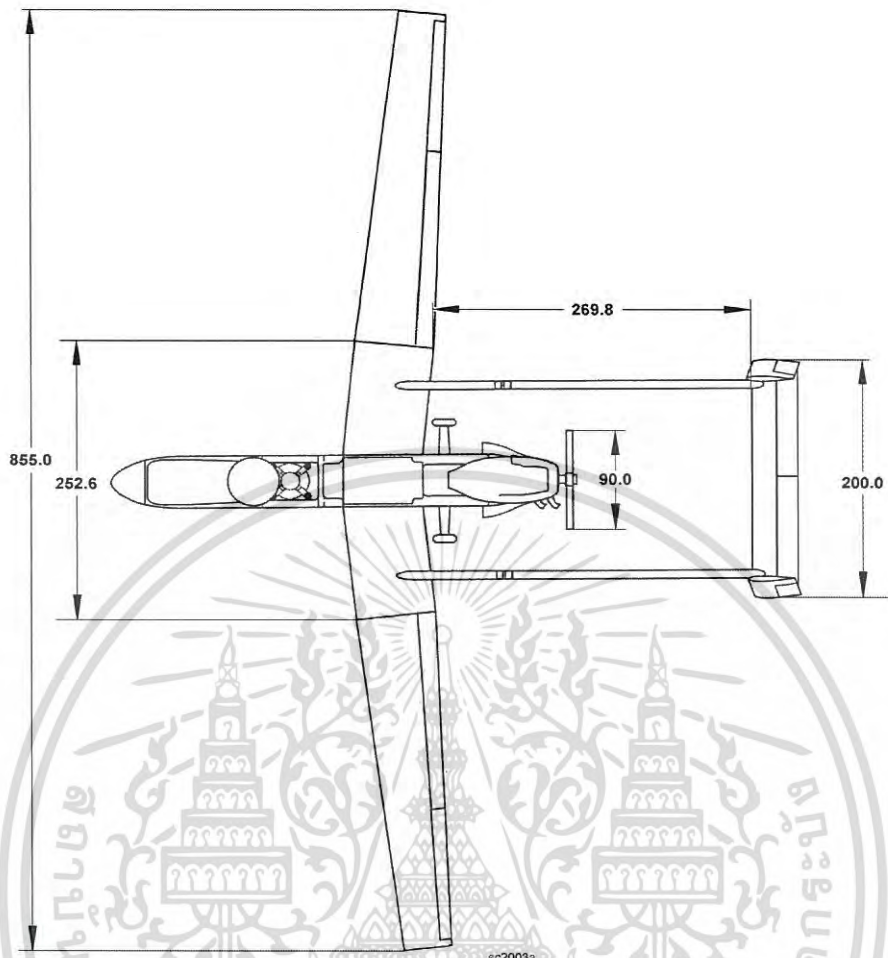
#### 3.1.9 โครงสร้างของอากาศยาน

- ขนาดและมิติต่างๆ ด้านข้างของ UAV ดังรูปที่ 3.1
- ขนาดและมิติต่างๆ ด้านบนของ UAV ดังรูปที่ 3.2
- ส่วนประกอบหลักของ UAV ดังรูปที่ 3.3
- ส่วนประกอบย่อยของ UAV ดังรูปที่ 3.4

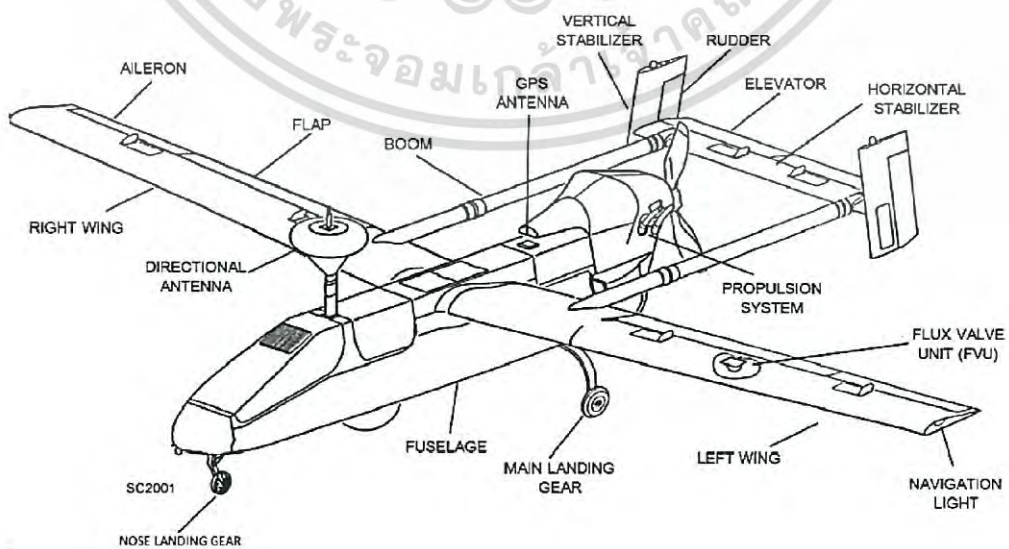


รูปที่ 3.1 ขนาดและความยาว มองจากด้านข้างลำตัวของ UAV (หน่วยเป็น cm) [3]

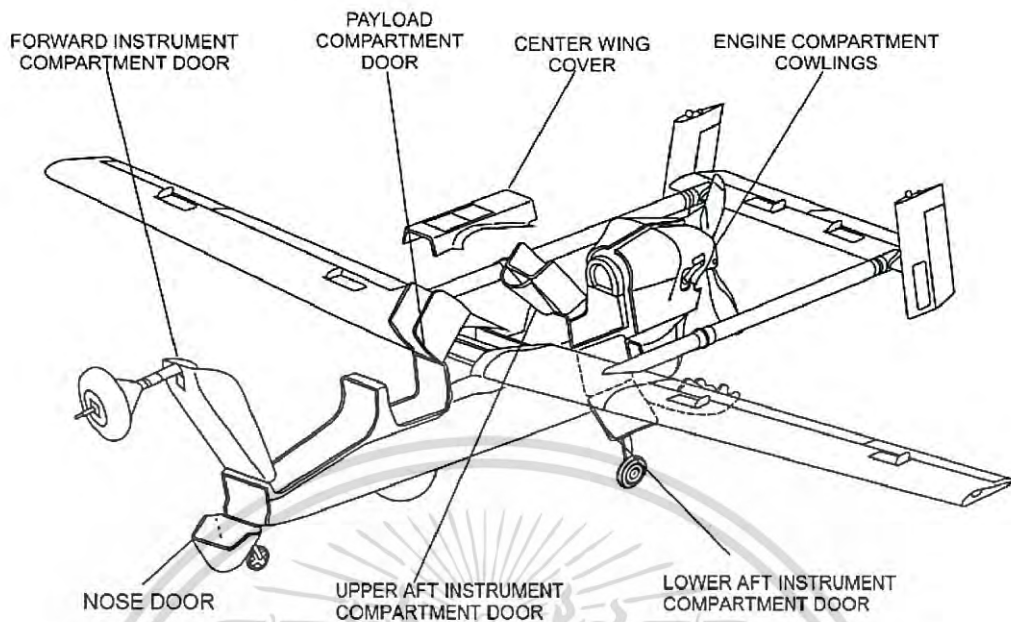
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.2 ขนาดและความยาวมองจากด้านบนลำตัวของ UAV (หน่วยเป็น cm) [3]



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับรูปที่ 3.3 ส่วนประกอบหลักของ UAV [3] แต่ให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.4 ส่วนประกอบย่อยของ UAV [3]

### 3.2 ศึกษาระบบไฟฟ้าภายในอากาศยานไร้คนขับ (Electrical Power System)

ระบบไฟฟ้าถือเป็นส่วนสำคัญเป็นอันดับแรกในการรักษาเสถียรภาพของ UAV สังเกตได้ว่าแต่ละอุปกรณ์ไฟฟ้าภายในจะมีเป็นคู่เพื่อเป็นสำรองให้กัน เช่น GEU, GCU และแบตเตอรี่ เป็นต้น เพราะทั้งระบบกำลัง ระบบการบังคับควบคุม (Flight Control) รวมถึงระบบสื่อสารและอิเล็กทรอนิกส์จำเป็นต้องใช้ไฟฟ้า ดังนั้นจึงต้องศึกษาและทำความเข้าใจระบบไฟฟ้าทั้งหมดที่อยู่ใน UAV

#### 3.2.1 แหล่งกำเนิดไฟฟ้าหลักของ UAV

แหล่งกำเนิดไฟฟ้าหลักของ UAV แบ่งออกได้เป็น 2 ประเภท คือ [4]

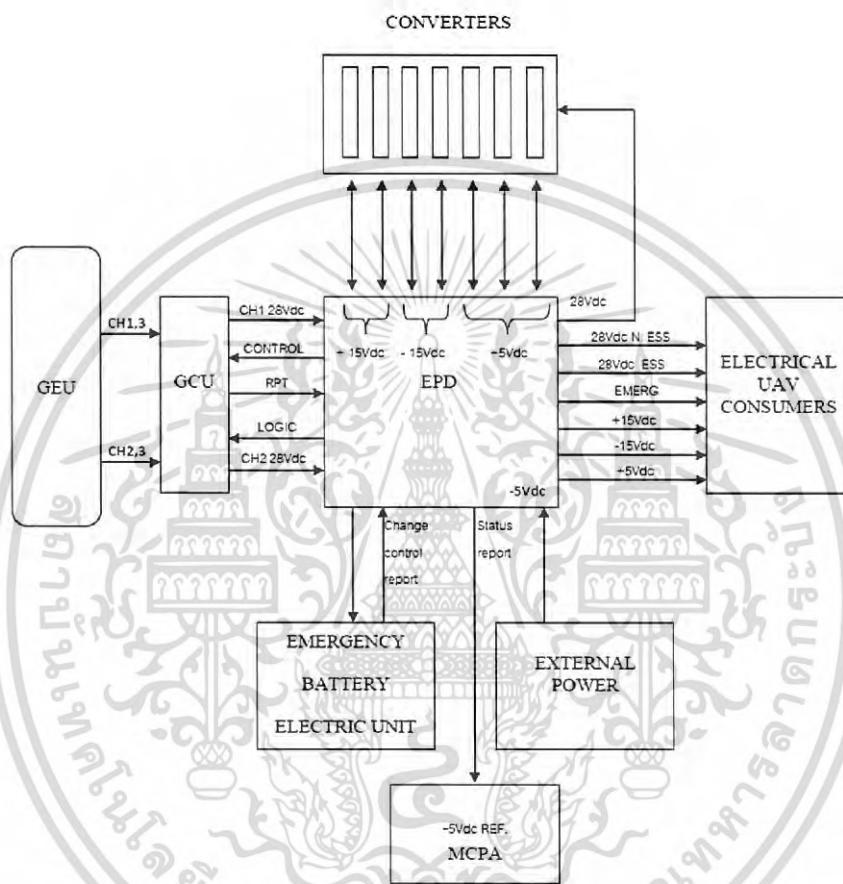
1. เครื่องกำเนิดไฟฟ้า (Generator Electric Unit : GEU) ถูกขับโดยตรงจากเพลาชับของเครื่องยนต์ เป็นแบบใช้แม่เหล็กถาวร (Permanent Magnet Generator) มี 2 Stator 3 Magnet 3 Phase โดยขดลวดทองแดง 2 ขดแต่ละขดผลิตไฟฟ้ากระแสสลับ 45-150 V ทั้งสองขดอยู่ในเครื่องกำเนิดไฟฟ้า 1 ชุด เป็นแหล่งจ่ายไฟฟ้าหลักในระบบ มีการจ่ายไฟฟ้าสองทาง คือ CH1 และ CH2 ส่งต่อไปกับ Generator Control Unit (GCU) ต่อไป

2. แหล่งกำเนิดไฟฟ้าภายนอก (External Power) ใช้กรณีต้องการตรวจสอบระบบที่ไม่มีการติดเครื่องยนต์ เป็นการนำกำลังไฟฟ้าจากภายนอกเข้ามาจ่ายให้กับระบบ โดยจ่ายเป็นระบบไฟฟ้ากระแสตรง 28V

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.2.2 กระบวนการทำงานของระบบไฟฟ้า

ระบบไฟฟ้าประกอบด้วยเครื่องกำเนิดไฟฟ้า 2 ชุด ขนาด 2 kW, 28 Vdc และแบตเตอรี่ 2 ชุด แต่ละตัวมีกำลังไฟฟ้า 2.2 Ah, 28 Vdc ระบบไฟฟ้าของ UAV มีส่วนประกอบดังรูปที่ 3.5 และตำแหน่งการจัดวางระบบไฟฟ้างดรูปที่ 3.6 ดังนี้ [3,10]



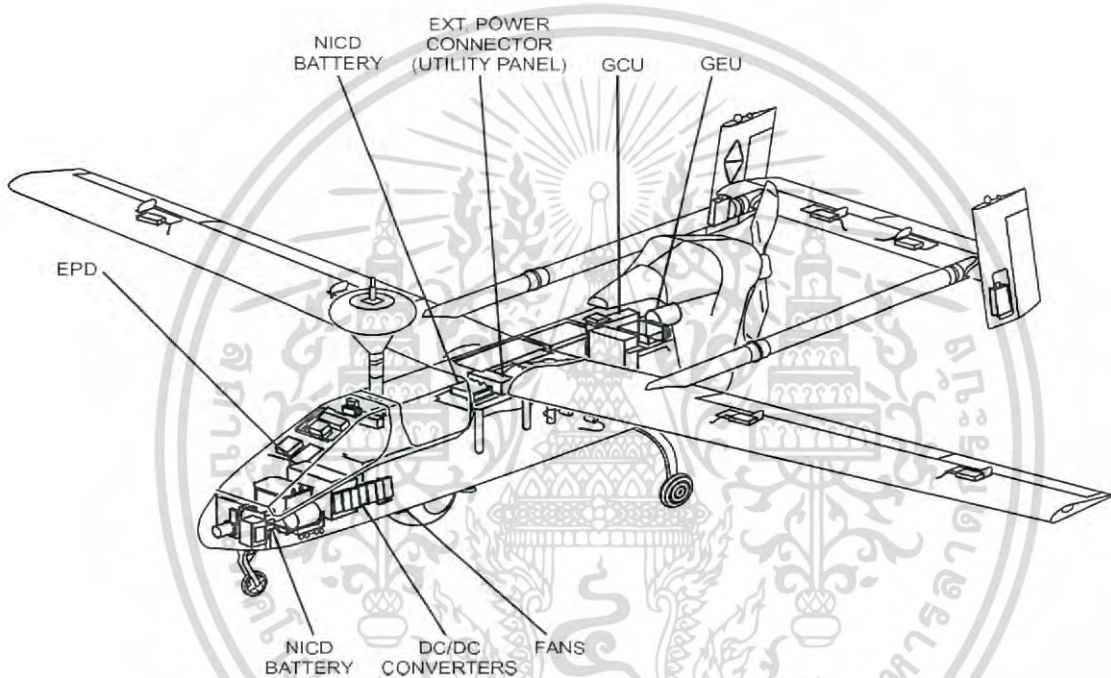
รูปที่ 3.5 ระบบไฟฟ้า UAV [10]

ระบบไฟฟ้าโดยทั่วไป อธิบายจากไดอะแกรม

เริ่มต้นจากเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GEU) เป็นแหล่งจ่ายหลักของระบบ ซึ่งจะจ่ายไฟฟ้าได้ก็ต่อเมื่อเครื่องยนต์ติดเครื่องแล้ว จ่ายไฟฟ้า 45-150 Vac 3 เฟส และมีเข้าที่พุดสองช่องทาง คือ CH1 และ CH2 ระบบไฟฟ้าทำหน้าที่จ่ายกระแสไฟฟ้าไปยังส่วนประกอบต่างๆของ UAV ดังรูปที่ 3.6 ต่อจากเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GEU) จะจ่ายให้กับหน่วยควบคุมการทำงานของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GCU) ดังรูปที่ 3.7 จากนั้นหน่วยควบคุมการทำงานของเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GCU) จะทำการแปลงไฟฟ้าจาก 45-150 Vac ให้เป็น 28V กระแสตรง แล้วจ่ายออกสองช่องทางเหมือนกัน คือ CH1 และ CH2 จ่ายไฟฟ้า 28 Vdc ให้กับหน่วยจ่ายกำลังไฟฟ้า (EPD) ดังรูปที่ 3.8 ส่วนนี้จะเป็นส่วนกลางสำคัญในการจ่าย

กำลังไฟฟ้าไปยังส่วนต่างๆของระบบ โดยส่วนหนึ่งจ่ายไฟฟ้าไปเลี้ยงตัวแปลงกระแสไฟฟ้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

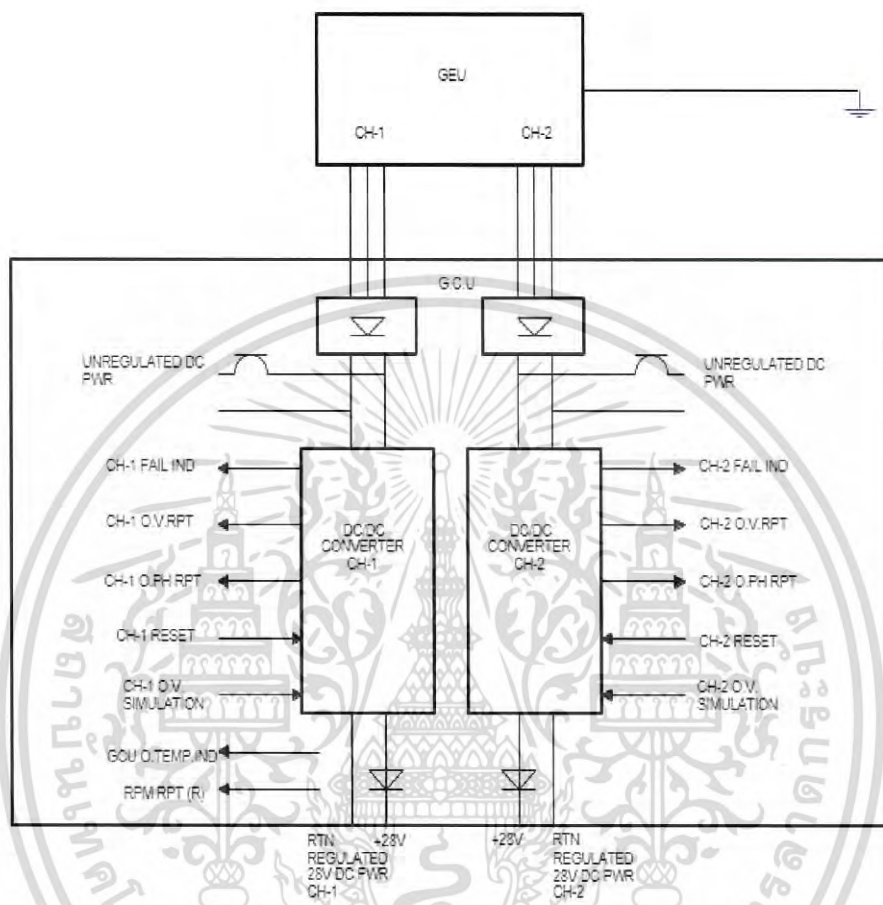
(Converters) ดังรูปที่ 3.9 เพื่อที่จะได้ผลิตไฟฟ้า +15 Vdc, -15 Vdc, +5 Vdc แล้วจ่ายไฟฟ้าไปยังส่วนต่างๆอีก ได้แก่ 28 Vdc N.ESS, 28 Vdc ESS, EMERG., +15 Vdc, -15 Vdc, +5 Vdc และส่งไปยังระบบแบตเตอรี่ฉุกเฉิน (BEU) ดังรูปที่ 3.10 ซึ่งเป็นแบตเตอรี่ประจุไฟฟ้าเก็บเอาไว้เพื่อเอาไว้จ่ายไฟฟ้าสำรองในกรณีที่เครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GEU) และหน่วยควบคุมการทำงานเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GCU) ชัดข้อง นอกจากนี้ หน่วยจ่ายกำลังไฟฟ้า (EPD) ยังรับไฟฟ้า 28 Vdc จากแหล่งจ่ายไฟฟ้าภายนอก (External Power) เพื่อที่จะได้จ่ายไฟฟ้าให้ระบบในกรณีที่ต้องการตรวจสอบระบบในขณะที่ไม่ได้ติดเครื่องยนต์ [4]



รูปที่ 3.6 ส่วนประกอบของ EPS ที่ติดตั้งภายใน UAV [3]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.2.3 หน่วยควบคุมการทำงานเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (Generator Control Unit : GCU)

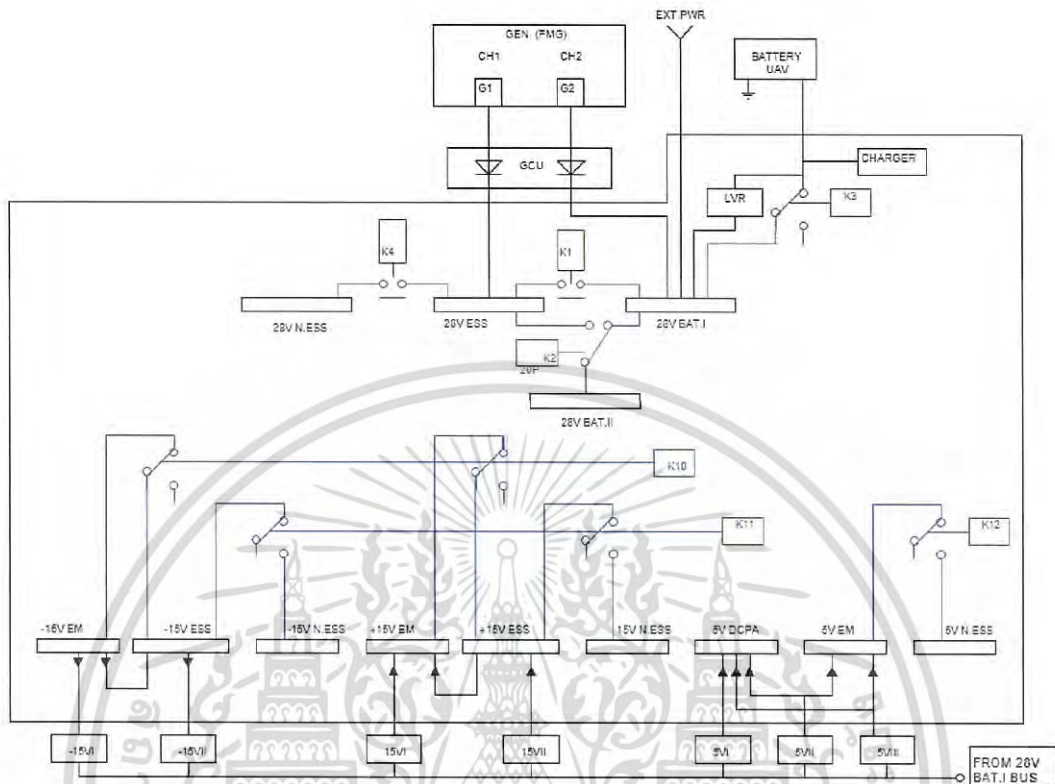


รูปที่ 3.7 หน่วยควบคุมการทำงานเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GCU) [3]

อธิบายจากรูป หน่วยควบคุมการทำงานเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GCU) รับแรงดันไฟฟ้าจากเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GEU) 45-150 Vac แล้วแปลงแรงดันไฟฟ้าที่ได้รับมาให้เป็น 28Vdc ซึ่งในส่วนนี้มีการแปลงสัญญาณไฟฟ้าจากกระแสสลับเป็นกระแสตรง เนื่องจากหน่วยควบคุมการทำงานเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GCU) นี้มีอินเวอร์เตอร์และชุดวงจรเรียงกระแสไฟฟ้า (Rectifier) อยู่ด้วย จึงทำให้สัญญาณไฟฟ้าที่ไหลผ่านเข้ามาในหน่วยควบคุมการทำงานเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GCU) นี้มีการเปลี่ยนแปลงจากไฟฟ้ากระแสสลับ (AC) เป็นไฟฟ้ากระแสตรง (DC) ในส่วนของหน่วยควบคุมการทำงานเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GCU) นี้จะมีเอาต์พุต จ่ายออก 2 ช่องทาง คือ CH1 และ CH2 ซึ่งทั้งสองจะเป็นตัวสำรองซึ่งกันและกัน แต่ละช่องทางจะจ่ายไฟฟ้าออกมา 28 Vdc [4]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.2.4 หน่วยจ่ายกำลังไฟฟ้า (Electrical Power Distributor : EPD)



รูปที่ 3.8 หน่วยจ่ายกำลังไฟฟ้า (EPD) [3,10]

เป็นหน่วยศูนย์กลางของระบบในการจ่ายกำลังไฟฟ้าใน UAV ทำหน้าที่จ่ายกำลังไฟฟ้าในระบบ 28 Vdc N.ESS, 28 Vdc ESS, EMERGENCY, +15 Vdc, +5 Vdc และ -15 Vdc ให้กับระบบแล้วจ่ายไฟ 28 Vdc ให้กับ ตัวแปลงแรงดันไฟฟ้า (Converters) ด้วย ในตัวจ่ายกำลังไฟฟ้า (EPD) มีฟิวส์เพื่อป้องกันกระแสไฟฟ้าเกินเพื่อความปลอดภัยของระบบ เพราะกระแสไฟฟ้าที่สูงเกินไปในบางกรณีนั้นอาจจะทำให้อุปกรณ์อื่นๆ ชำรุดได้ การทำงานของหน่วยจ่ายกำลังไฟฟ้า อธิบายตามวงจรไฟฟ้าดังรูปที่ 3.8 ดังนี้ [4]

เริ่มจาก GEN1 ที่ CH1 จ่ายไฟฟ้าให้กับ GCU จากนั้นไฟฟ้าจะผ่านตรงมาที่ BUS 28V BAT.I แล้วจะต่อมายัง BUS 28V BAT.II ส่วนทางด้าน GEN 2 ที่ CH2 ไฟจะจ่ายเข้า GCU แล้วจ่ายตรงมายัง BUS 28V ESS แล้วเลยมาที่หน้าสัมผัสของรีเลย์ K2 ซึ่ง K2 นั้นระบบจะเลือกว่าจะใช้ไฟฟ้าจากส่วนไหนเพื่อจ่ายไปยัง BUS 28V BAT.II

จากในรูปจะเห็นว่าที่ BUS 28 V BAT.I ไฟฟ้าจะไหลต่อไปยังหน้าสัมผัสของรีเลย์ K3 และ LVR เพื่อจ่ายไฟฟ้าไปยังแบตเตอรี่ เมื่อเกิดปัญหาขึ้นทำให้ G1 และ G2 ไม่ทำงาน LVR จะจ่ายไฟฟ้า 25.5 Vdc ทันทีจนกว่าหน้าสัมผัสรีเลย์ K3 จะต้องวงจรโดยสมบูรณ์ จากนั้นไฟฟ้าจากแบตเตอรี่ที่ชาร์จเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

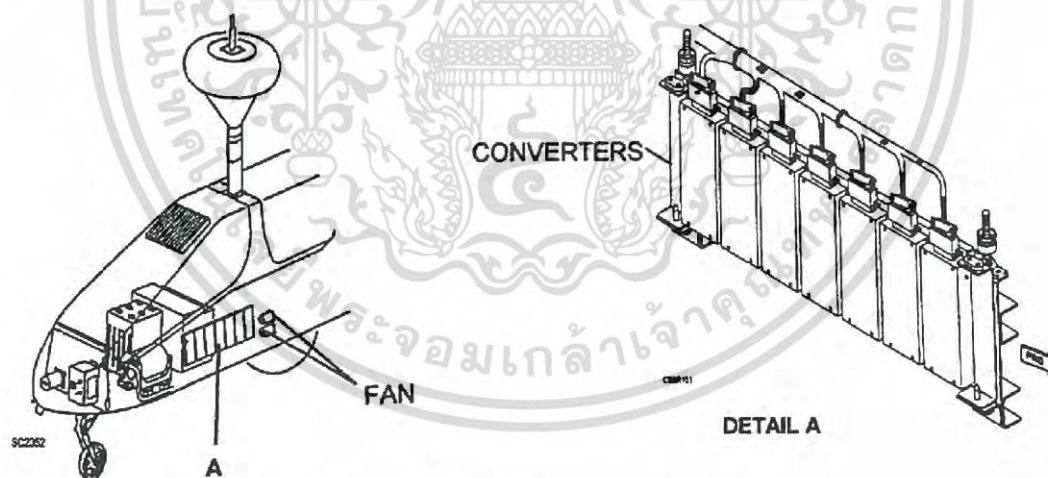
เก็บไว้ก็จะจ่ายให้กับ BUS 28V BAT.I โดยทันที แล้วในกรณีที่ G1 เสีย รีเลย์ K1 จะทำงาน ต่อวงจร ทำให้ไฟฟ้าจาก BUS 28V ESS จ่ายไฟฟ้าไปยัง BUS 28 V BAT.I ด้วย

เมื่อ G1 และ G2 เสีย หน้าสัมผัสของรีเลย์ K4 จะทำงาน ทำให้ไฟฟ้าจาก BUS 28V N.ESS จ่ายไปยัง BUS 28V ESS และ BUS 28V BAT.I เพื่อให้ระบบทำงานได้ปกติ

สำหรับวงจรแวลล่างได้รับไฟฟ้าจาก BUS 28V BAT.I ให้เริ่มจากไฟฟ้าที่ 15V ซึ่ง 15V I และ 15V II Back Up ซึ่งกันและกัน 15V I จ่ายไฟฟ้าให้กับ BUS +15V EM แล้ว 15V II จ่ายให้กับ BUS +15V ESS ซึ่งทั้งสอง BUS นี้ต่อถึงกันแล้วเลยไปถึงหน้าสัมผัสของรีเลย์ K10 แล้ว K10 นี้มีหน้าสัมผัสสองชุด อีกชุดหนึ่งต่อไปที่ BUS ของ -15V EM และ -15V ESS ซึ่ง BUS ทั้งสองนี้ Back Up ซึ่งกันและกันสำหรับไฟฟ้าทั้งสองชุดนี้มีสำรองการต่อในกรณีที่ G1 และ G2 เสีย โดยมีรีเลย์ที่ทำหน้าที่ต่อวงจรให้ คือ K11 จะนำไฟฟ้าสำรองจาก BUS 15V N.ESS และ -15V N.ESS จ่ายให้กับ BUS ของ +15V และ -15V ส่วนในไฟฟ้า 5V นั้น จะจ่ายให้กับ BUS 5V DCPA และ 5V EM แล้วในกรณีที่ G1 และ G2 เสีย รีเลย์ K12 จะทำงานต่อวงจรให้ไฟจาก BUS 5V N.ESS จ่ายไฟฟ้าให้กับ BUS 5V DCPA และ 5V EM ซึ่ง BUS ทั้งสองจะเป็นสำรอง (Back Up) ซึ่งกันและกัน

### 3.2.5 ตัวแปลงแรงดันไฟฟ้ากระแสตรง (DC/DC Voltage Converters)

ทำหน้าที่แปลงกระแสไฟฟ้า จาก 28 Vdc เพื่อส่งไปยังอุปกรณ์ต่างๆของ UAV ตามต้องการ ดังรูปที่ 3.9



รูปที่ 3.9 ตัวแปลงแรงดันไฟฟ้ากระแสตรง (DC/DC Voltage Converters) [3]

### 3.2.6 แบตเตอรี่ฉุกเฉิน (Emergency Battery Electric Unit : BEU)

แบตเตอรี่ชนิดนิเกิล-แคดเมียม เป็นส่วนจ่ายกำลังไฟฟ้าสำรองให้กับระบบทันที มี 2 ชุด ในกรณีที่เครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GEU) หรือหน่วยควบคุมการทำงานเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GCU) ไม่ทำงาน หรือความเร็วรอบเครื่องยนต์น้อยกว่า 2,000 rpm การจ่ายไฟฟ้าสำรองนี้จะสำรองจ่ายให้กับระบบได้นานเพียง 25 นาทีเท่านั้น [4]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.10 แบตเตอรี่ฉุกเฉิน (Emergency Battery Electric Unit : BEU)

### 3.2.7 ระบบบัส (Bus System)

ระบบบัสของ UAV จัดแบ่งเป็น 3 Bus ตามรายละเอียดดังนี้ [3,4]

1. Non-Essential Bus เมื่อเครื่องกำเนิดไฟฟ้าทำงานตามปกติจะจ่ายกระแสไฟฟ้าให้กับระบบไฟฟ้าทุกระบบ แต่เมื่อเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเครื่องใดเครื่องหนึ่งเสีย ระบบจะย้ายบัส ไปยัง Essential Bus โดย เครื่องอุ่นแบตเตอรี่ (Battery Heater) จะทำงานปกติ

2. Essential Bus เครื่องกำเนิดไฟฟ้าที่ปกติจะจ่ายกระแสไฟฟ้าไปยัง Essential Bus โดย เครื่องอุ่นแบตเตอรี่ (Battery Heater) จะไม่ทำงาน

3. แบตเตอรี่บัส เมื่อเครื่องกำเนิดไฟฟ้าไม่สามารถใช้งานได้ UAV จะทำงานได้โดยใช้กระแสไฟฟ้าจากแบตเตอรี่ โดยจะตัดการเชื่อมต่อระหว่าง Essential และ Non-Essential Bus ซึ่งส่งผลให้อุปกรณ์ของ Non-Essential Bus ไม่ทำงาน มีดังนี้

1. เครื่องประจุไฟฟ้าเข้าแบตเตอรี่ (Battery Charger)
2. บีมเชื้อเพลิงหมายเลข 2
3. พัดลมระบายความร้อน
4. เครื่องอุ่นแบตเตอรี่ (Battery Heater)
5. ไฟส่องสว่าง
6. กล้อ Payload
7. ปรับการส่งสัญญาณ Tx เป็นระดับ Low
8. ไฟ Beacon-Off

แบตเตอรี่จะจ่ายไฟฟ้าให้กับอุปกรณ์ที่จำเป็นสำหรับการนำ UAV กลับและลงจอดอย่างปลอดภัย โดยอุปกรณ์ต่างๆจะต่อตรงเข้ากับแบตเตอรี่บัส

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.3 วิเคราะห์หากำลังไฟฟ้าของโหลดที่จำเป็นต่อระบบของ UAV ( $P_{ess}$ )

เมื่อ UAV อยู่ในภาวะฉุกเฉิน กำลังไฟฟ้าจากแบตเตอรี่สองชุดจ่ายกับอุปกรณ์ที่จำเป็นในการกลับมาลงใช้การได้ 25 นาที แสดงว่า กำลังไฟฟ้าของโหลดที่จำเป็นของระบบคำนวณได้จากระยะเวลา 25 นาทีนี้ [10]

$$\text{จาก} \quad W = P \times t \quad (J) \quad (3.1)$$

โดย  $W$  = พลังงานไฟฟ้า (J),  $I$  = กระแสไฟฟ้า (A),  $V$  = แรงดันไฟฟ้า (V),  $t$  = เวลา (s),

$P_{ess}$  = กำลังงานไฟฟ้าที่จำเป็น (W)

จะได้พลังงานแบตเตอรี่ทั้งหมดเป็น

$$W = (IV) \times t \quad (J) \quad (3.2)$$

$$= (2)(2.2)(28)(25 \times 60)$$

$$= 184,800 \text{ J}$$

หากำลังไฟฟ้าที่จำเป็นต้องใช้  $P_{ess}$

$$t = \frac{W}{P_{ess}} \quad (s) \quad (3.3)$$

$$25 \times 60 = \frac{184,800}{P_{ess}}$$

$$P_{ess} = 123.2 \text{ W}$$

ดังนั้น กำลังไฟฟ้าของอุปกรณ์ที่จำเป็นเท่ากับ 123.2 W

### 3.4 การเลือกประเภทแบตเตอรี่และหาค่าความจุแบตเตอรี่ของระบบ PV

โดยทั่วไประยะเวลาปฏิบัติการกิจของ UAV อยู่ที่ 5-6 ชั่วโมง คำนวณหาความจุแบตเตอรี่เซลล์แสงอาทิตย์ได้ ดังนี้ [10]

ความจุแบตเตอรี่ (Battery Capacity) = ค่าพลังงานรวมที่โหลดใช้งาน / [แรงดันไฟฟ้าแบตเตอรี่  $\times$  0.6 (เปอร์เซ็นต์การใช้งานกระแสไฟฟ้าที่อยู่ในแบตเตอรี่)]

$$\text{Battery Capacity} = \frac{P_{ess} \times t}{V \times 0.6} \quad (\text{Ah}) \quad (3.4)$$

$$= \frac{123.2 \times 6}{28 \times 0.6}$$

$$= 43.92$$

∴ ความจุแบตเตอรี่ที่ต้องการ คือ ขนาด 45Ah, 28V

การออกแบบได้เลือกแบตเตอรี่ชนิด Li-Ion จากบริษัท EaglePitcher™ รุ่น MAR-9526 High Power Battery เพราะให้ความหนาแน่นพลังงานสูง น้ำหนักเบา จ่ายกระแสไฟฟ้าได้ยาวนาน และมีเสถียรภาพกว่าแบตเตอรี่ของระบบซึ่งเป็นประเภท Ni-Cd [12]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.5 เลือกประเภท PV ที่เหมาะสมกับการใช้งาน

แผง PV ในปัจจุบันมีให้เลือกใช้หลากหลายเพื่อให้เหมาะสมกับการใช้งานในด้านต่างๆ มีปัจจัยในเรื่องประสิทธิภาพ ขนาด น้ำหนักและราคา การเลือกใช้ให้เหมาะสมกับอากาศยานไร้คนขับจึงต้องคำนึงถึงน้ำหนักเบา ความยืดหยุ่นและมีประสิทธิภาพสูง เนื่องจากระบบอากาศยานไร้คนขับพิสัยไกลมีราคาสูงมาก ความน่าเชื่อถือและความเสถียรจึงเป็นสิ่งที่จำเป็น อีกทั้งยังมีปัจจัยด้านอากาศพลศาสตร์เกี่ยวข้องโดยตรงกับโครงสร้างอากาศยาน

ตารางที่ 3.2 ประสิทธิภาพของเซลล์แสงอาทิตย์ที่สภาวะปกติ AM=1.5 สเปกตรัม 1,000 W/m<sup>2</sup> ที่อุณหภูมิ 25 °C [11]

ประเภท PV	ประสิทธิภาพ (%)	พื้นที่ (cm <sup>2</sup> )	$V_{oc}$ (V)	$I_{sc}$ (A)	$FF$ (%)	ศูนย์ทดสอบ (วันที่)	บริษัทผู้ผลิต
Si (crystalline)	22.9±0.6	778(da)	5.60	3.97	80.3	Sandia (9/96)	UNSW/Gochermann
Si (large crystalline)	22.4±0.6	15775(ap)	69.57	6.341	80.1	NREL(8/12)	Sunpower
Si (multicrystalline)	18.5±0.4	14661(ap)	38.97	9.149	76.2	FhG-ISE(1/12)	Q-cell(60 serial cells)
Si (thin film polycrystalline)	8.2±0.2	661(ap)	25.0	0.320	68.0	Sandia(7/02)	Pacific Solar (<2m on glass)
GaAs (thin film)	24.1±0.1	858.5(ap)	10.89	2.255	84.2	NREL(11/12)	Alta Devices
CdTe (thin film)	17.5±0.7	7021(ap)	103.1	1.553	76.6	NREL(2/14)	First Solar,monolithic
CIGS (thin film)	15.7±0.5	9703(ap)	28.24	7.254	72.5	NREL(11/10)	Miasole
CIGSS (Cd free)	13.5±0.7	3459(ap)	31.2	2.18	68.9	NREL(8/02)	Showa Shell
a si/nc Si (tandem)	11.6±0.5	14250(t)	198.5	1.254	66.2	ESTI(12/13)	TEL Solar,Trubbach Labs

โดยที่  $FF$  คือ Field Factor

$V_{oc}$  คือ แรงดันไฟฟ้าขณะวงจรเปิด (Open Circuit Voltage)

$I_{sc}$  คือ กระแสไฟฟ้าขณะลัดวงจร (Short Circuit Current)

da คือ พื้นที่เฉพาะบริเวณที่รับแสง (designated illumination area)

ap คือ พื้นที่เฉพาะช่องรับแสง (aperture area)

t คือ พื้นที่ทั้งหมด (total area)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

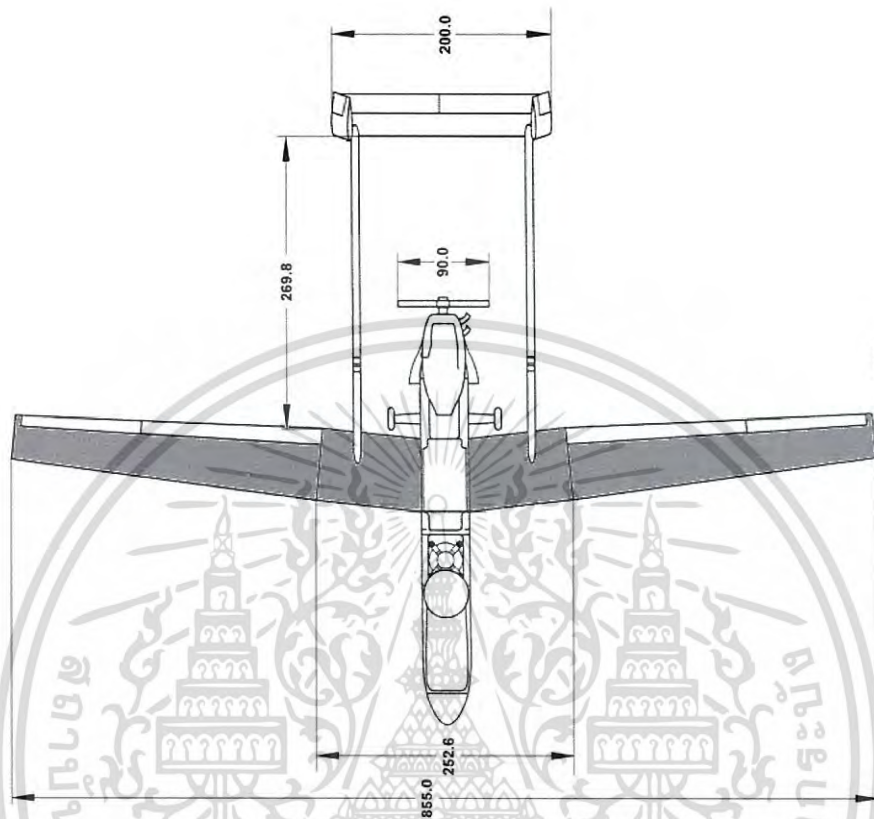
จากการวิเคราะห์ดังตารางที่ 3.1ข้างต้น ผู้วิจัยได้เลือกชนิดของเซลล์แสงอาทิตย์ที่เหมาะสม เพื่อให้ได้ประสิทธิภาพมากที่สุดคือชนิด GaAs (Galium Arsenide) จากบริษัท Alta Devices ประเภทฟิล์มบางดังรูปที่ 3.11 ซึ่งมีน้ำหนัก  $170 \text{ g/m}^2$  และยืดหยุ่นเหมาะสมกับติดตั้งบนพื้นผิวโค้งของปีก มีคุณลักษณะดังนี้ [5] Efficiency cell (%) = 28.8,  $V_{oc}$  (V) = 1.09,  $I_{sc}$  (mA) = 233, Fill Factor (%) = 84.3 เซลล์แสงอาทิตย์ให้พลังงาน  $1,000 \text{ W/m}^2$  หรือ  $4\text{-}5 \text{ kW/hr/m}^2/\text{day}$  ที่ AM 1.5 อุณหภูมิ  $25 \text{ }^\circ\text{C}$  ตามมาตรฐาน IEC [11] แสดงว่า เซลล์แสงอาทิตย์ GaAs พื้นที่  $1 \text{ m}^2$  ผลิตกำลังไฟฟ้าได้ 260 W หรือ เฉลี่ย  $1.0\text{ - }1.3 \text{ kW/hr/m}^2/\text{day}$



รูปที่ 3.11 เซลล์แสงอาทิตย์ประเภท GaAs [5]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.6 วิธีการหาค่ากำลังไฟฟ้าทั้งหมดจากเซลล์แสงอาทิตย์ที่ติดตั้งได้กับ UAV

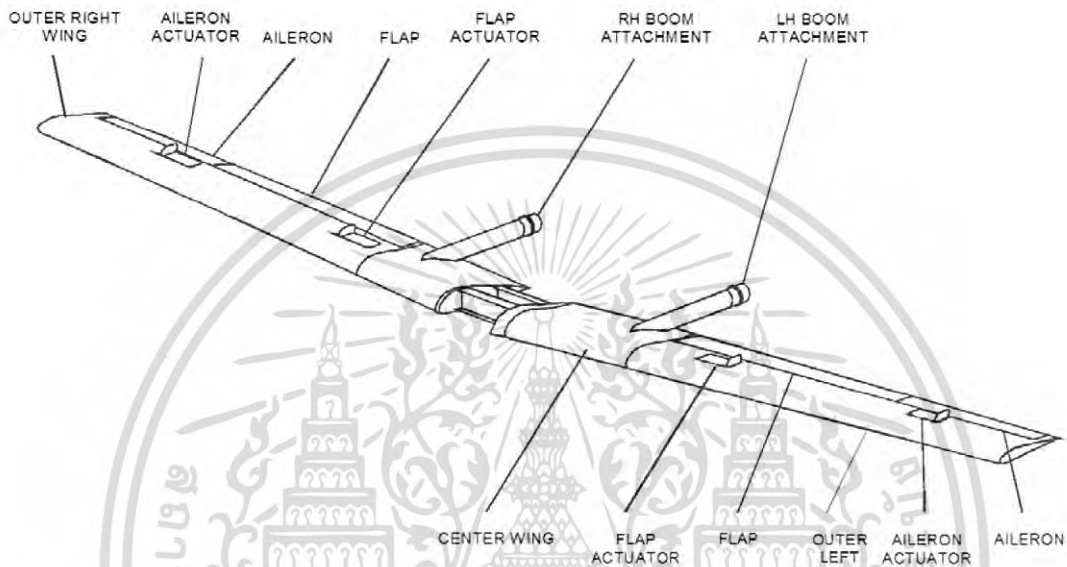


รูปที่ 3.12 พื้นที่ที่สามารถติดตั้งแผงเซลล์แสงอาทิตย์ [3,10]

ขนาดความยาวปีก 855 cm, ขนาดความกว้างปีกส่วนใน 67 cm, ขนาดความกว้างปีกส่วนนอก 44 cm ดังรูปที่ 3.12

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การคำนวณหาพื้นที่ติดตั้ง PV คำนวณจากพื้นที่ปีกทั้งหมด เท่ากับ  $4.74 \text{ m}^2$  ตัดบางพื้นที่ที่ไม่สามารถติดตั้งได้ดังรูปที่ 3.13 เนื่องจาก ปีกเล็กแก้อียง (Ailerons) , แพลบ (Flaps) และบริเวณฝาครอบบริเวณกลางปีก (Center Wing Cover) คิดเป็น 30% ของพื้นที่ทั้งหมด พื้นที่ที่สามารถติดตั้งได้จริง คือ  $3.32 \text{ m}^2$  เซลล์แสงอาทิตย์ GaAs พื้นที่  $1 \text{ m}^2$  ผลิตกำลังไฟฟ้าได้  $260 \text{ W}$  ดังนั้นพื้นที่  $3.32 \text{ m}^2$  ผลิตได้  $863.2 \text{ W}$  หรือ  $3.4\text{-}4.3 \text{ kW/hr/m}^2\text{/day}$  น้ำหนัก PV เพียงแค่  $564.4 \text{ g}$



รูปที่ 3.13 ส่วนประกอบบริเวณปีกของ UAV ซึ่งเป็นอุปสรรคต่อการติดตั้ง [3,10]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.7 อัลกอริทึมการทำงานของระบบเดิมและระบบใหม่

อธิบายอัลกอริทึมการทำงานของระบบไฟฟ้า UAV ทั้งแบบระบบเดิม (Original System) ดังรูปที่ 3.14 และระบบใหม่ (Newly Proposed System) เป็นฝั่งการทำงานของตัว Switching Controller ซึ่งผู้วิจัยได้ออกแบบให้สามารถเลือกใช้แหล่งพลังงานไฟฟ้าในระบบได้ตามต้องการ ดังรูปที่ 3.15 ดังนี้

#### 3.7.1 อัลกอริทึมการทำงานของระบบเดิม (Original System)



รูปที่ 3.14 อัลกอริทึมการทำงานของระบบเดิม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

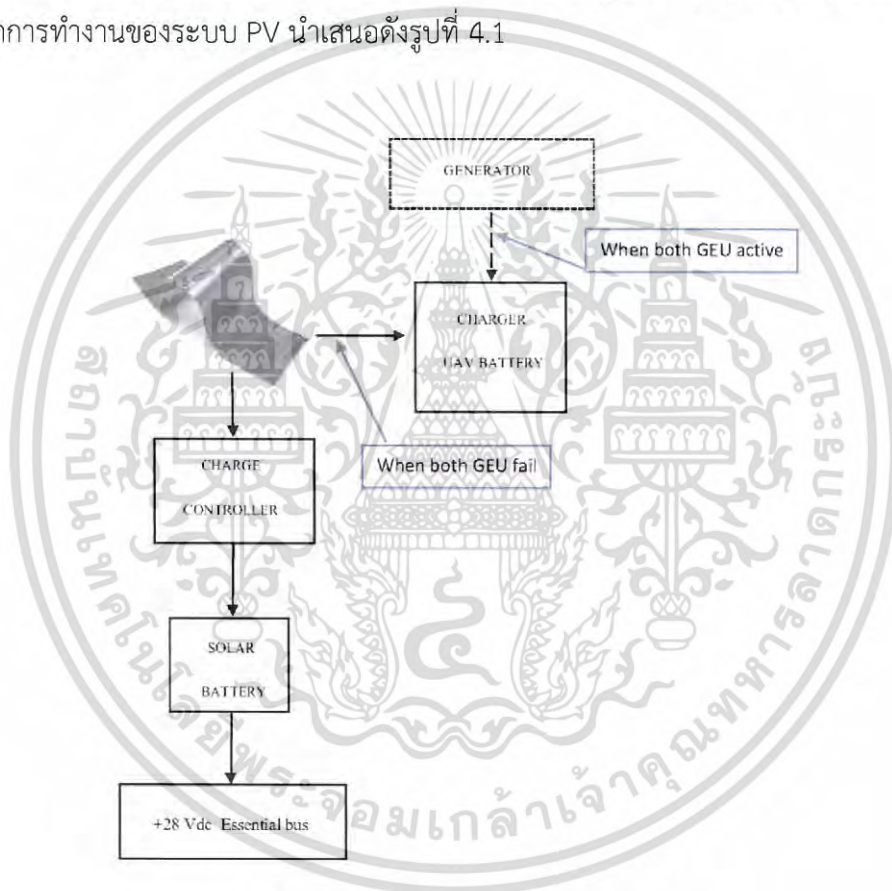


## บทที่ 4

### การออกแบบและวิเคราะห์ผล

#### 4.1 วิเคราะห์และออกแบบระบบ PV

การนำระบบ PV มาใช้มีส่วนในการพัฒนาระบบ UAV โดยประจุไฟฟ้าให้กับแบตเตอรี่ PV และเพื่อใช้ในยาม GEU ชัดข้องยังสามารถใช้ประจุไฟฟ้าให้กับแบตเตอรี่ UAV ได้ เมื่อเกิด GEU ชัดข้อง PV ช่วยประจุไฟฟ้าให้กับแบตเตอรี่ของ UAV และแบตเตอรี่ของ PV ช่วยจ่ายไฟฟ้าให้กับอุปกรณ์ที่จำเป็น ร่วมกับแบตเตอรี่ UAV ทำให้ยืดเวลาปฏิบัติการได้นานขึ้น ไดอะแกรมแสดงหลักการทำงานของระบบ PV นำเสนอดังรูปที่ 4.1

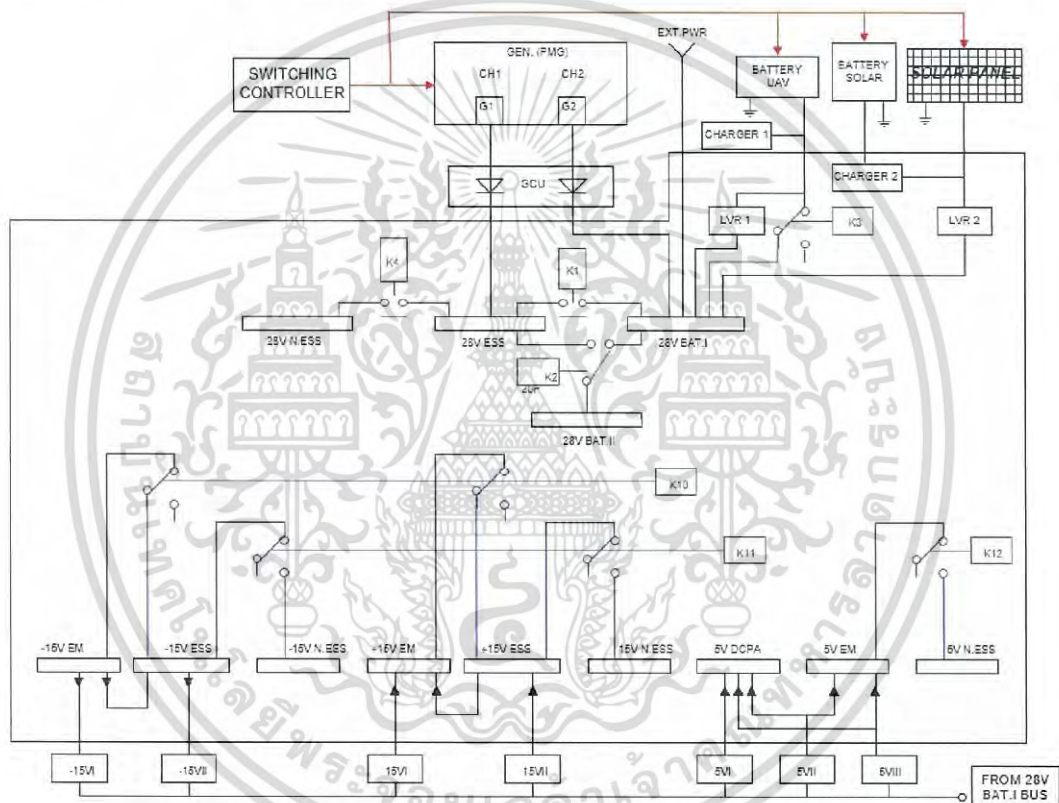


รูปที่ 4.1 การทำงานของระบบ PV [10]

ในระบบเดิม เครื่องกำเนิดไฟฟ้าจะทำหน้าที่ผลิตกระแสไฟฟ้าให้กับอุปกรณ์ไฟฟ้าภายใน UAV โดยการพ่วงจากระบบขับเคลื่อน แต่ในระบบใหม่นำ PV เข้ามามีบทบาทในการช่วยประหยัดพลังงาน โดยให้ PV ทำหน้าที่จ่ายกระแสไฟฟ้าให้กับอุปกรณ์ไฟฟ้าที่จำเป็นเท่านั้นและระหว่างที่ระบบ PV ทำงาน ในส่วนของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าจะตัดระบบจ่ายไฟฟ้าไปยังอุปกรณ์เหล่านั้น โดย GEU ไม่จำเป็นต้องดึงกำลังเครื่องยนต์ไปใช้ขับในส่วนของโหลดไฟฟ้าจำเป็น (Essential Power Load) ทำให้ส่วนของระบบขับเคลื่อนใช้น้ำมันเชื้อเพลิงได้เต็มประสิทธิภาพ ทำให้เพิ่มพิสัยการบินได้ไกลขึ้น เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 4.2 จำลองระบบไฟฟ้าใหม่โดยประยุกต์ใช้ระบบ PV

เมื่อประยุกต์ใช้ระบบ PV ทำหน้าที่ต่อระบบจ่ายไฟฟ้า ผู้วิจัยได้ออกแบบระบบใหม่โดยนำ PV จ่ายไฟฟ้าให้กับบัส +28V ESS และแบตเตอรี่ โดยต่อผ่านบัส 28V BAT.I แยกการทำงานของ Charger ออกเป็นสองตัวเพื่อควบคุมการประจุไฟฟ้าให้เหมาะสมกับแบตเตอรี่ของ UAV (ชนิด Ni-Cd) และแบตเตอรี่ PV (ชนิด Li-Ion) และมี LVR เป็นตัวควบคุมแรงดันไฟฟ้าให้คงที่ ส่วน Switching Controller มีหน้าที่ควบคุมและเลือกใช้แหล่งพลังงานได้จากทั้ง Generator, Solar Panel, Battery Solar และ Battery UAV ตามความต้องการ ซึ่งนักบินภายในสามารถควบคุมได้จากโปรแกรมในตู้ภาคพื้นควบคุมระยะไกล (AGCS) แสดงดังรูปที่ 4.2



รูปที่ 4.2 ระบบไฟฟ้าใหม่ (Newly Proposed System)

## 4.3 วิเคราะห์การใช้พลังงานของระบบเดิม

พิจารณาโดยกำหนดให้ UAV บินด้วยภาวะสมสงบ ที่ความสูง 10,000 feet ความเร็วคงที่ 65 knot มีอัตราการสิ้นเปลืองน้ำมันเชื้อเพลิง 8-10 L/h เฉลี่ย 9 L/h โดย UAV มีความจุน้ำมันเต็มถึง 142 L ดังนั้น UAV จะบินได้ต่อเนื่องเป็นเวลา 15 h ตามคู่มือทางเทคนิค [3]

จาก ความเร็วคงที่ 65 kts = 33.43 m/s

ดังนั้น ทหาระยะทางในเวลา 1 h

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จาก  $S = v \times t$  (m) (4.1)

$$= (33.43)(60 \times 60)$$

$$= 120.35 \text{ km}$$

∴ UAV จะบินได้ระยะทาง 120.35 km ใน 1 ชั่วโมง

สรุปได้ว่า อัตราการสิ้นเปลืองน้ำมันเชื้อเพลิง 9 L/h UAV ทำความเร็วได้ 120.35 km/h

∴ คิดเป็นน้ำมันเชื้อเพลิง 1 L/h จะบินได้ระยะทาง 13.37 km เทียบเป็น 1 km จะสิ้นเปลืองน้ำมันเชื้อเพลิง 0.0747 L/h

นิยามของแรงม้า (Horse Power) คือ กำลังสูงสุดของเครื่องยนต์ที่ทำได้ในรอบสูงสุด จะบ่งบอกถึงความเร็วสูงสุดด้วย

ระบบเดิม

จาก  $P = \frac{W}{t} = \frac{F \times S}{t}$  (W) (4.2)

$$35,000 = \frac{(435)(10)(s)}{(60 \times 60)}$$

$$S = 28.96 \text{ km}$$

ดังนั้น 1. กำลังงาน 47 hp ขับเคลื่อน UAV ได้ระยะทาง 28.96 km

2. คิดใน 1 km ใช้กำลังงาน 1.62 hp และสิ้นเปลืองน้ำมันเชื้อเพลิง จำนวน 0.0747 L/h

ซึ่งน้ำมันเชื้อเพลิงส่วนนี้ไปใช้ขับเคลื่อนและแบ่งกำลังให้ GEU ผลิตไฟฟ้าให้กับโหลดต่างๆ

#### 4.4 วิเคราะห์การใช้พลังงานของระบบใหม่ (Newly Proposed System)

จาก  $P = \frac{W}{t} = \frac{F \times S}{t}$  (W) (4.2)

$$35,000 = \frac{(458.36)(10)(s)}{(60 \times 60)}$$

$$S = 27.49 \text{ km}$$

ดังนั้น 1. กำลังเครื่องยนต์ 47 hp ขับเคลื่อน UAV ได้ระยะทาง 27.49 km

2. เครื่องยนต์ใช้น้ำมันเชื้อเพลิงขับเคลื่อนระยะทาง 1 km ใน 1 h ใช้กำลังงานทั้งหมด

1.70 hp = 1,275.44 W ส่วนระบบ PV ทำหน้าที่จ่ายไฟฟ้าให้กับอุปกรณ์เสริม โดยตัดระบบการทำงานของ GEU ช่วยประหยัดพลังงานได้ 123.2 Wh

3. เมื่อมีระบบใหม่ ระยะทาง 1 km ระบบจะสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงน้อยกว่า 0.0747 L/h อ้างอิงจากระบบเดิม

∴ ระบบ PV ให้กำลังไฟฟ้าอุปกรณ์เสริม 123.2 W จึงช่วยผ่อนกำลังเครื่องยนต์ได้

$$\frac{123.2}{1,275.44} \times 100 = 9.66\%$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สรุปจากการวิเคราะห์ข้างต้นได้ดังนี้

1. ใน 1 km/h UAV ประหยัดเชื้อเพลิงได้  $\frac{9.66}{100} \times 0.0747 = 0.007216 \text{ L}$
2. เทียบกับ UAV ที่ใช้ระบบเดิม 1 L/h ระยะทาง 13.37 km แต่ UAV ที่ติดตั้งระบบใหม่ ระยะทาง 1 km ประหยัดเชื้อเพลิงได้ 0.00721 L/h เมื่อเทียบในระยะเวลา 13.37 km กับ UAV ที่ใช้ระบบเดิม จึงประหยัด เชื้อเพลิงได้ 0.096 L
3. UAV ที่ใช้ระบบเดิม มีอัตราการสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง 1 L/h ขับเคลื่อนได้ระยะทาง 13.37 km UAV ที่ติดตั้งระบบใหม่ อัตราสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง 1 L/h ขับเคลื่อนได้ระยะทาง 14.78 km เนื่องจากมีอัตราการสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงเพียง  $1 - 0.096 = 0.904 \text{ L/h}$
4. UAV ที่ใช้ระบบเดิมใช้เชื้อเพลิง 9 L/h น้ำมันเต็มถัง 142 L จะบินได้นาน 15 h UAV ที่ติดตั้งระบบใหม่ ใช้เชื้อเพลิง 8.136 L/h น้ำมันเต็มถัง 142 L จะบินได้นาน 17.45 h อัตราสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง 1 L/h ช่วยเพิ่มระยะทาง  $14.78 - 13.37 = 1.41 \text{ km}$  ได้พิสัยการบินไกลขึ้น 10.54%

#### 4.5 วิเคราะห์การใช้พลังงานของระบบใหม่เมื่อน้ำหนักวิ่งขึ้นสูงสุด

UAV สามารถเพิ่มน้ำหนักบรรทุกทุกสัมภาระสำหรับภารกิจนอกเหนือจากภารกิจลาดตระเวนระยะไกลได้ เช่น ภารกิจบรรเทาสาธารณภัยโดยการโปรยผงเคมีหรือโปรยใบปลิวทางยุทธวิธีได้ โดยอ้างอิงจากน้ำหนักวิ่งขึ้นสูงสุดที่รับได้

UAV Searcher MKII มีน้ำหนักที่วิ่งขึ้นสูงสุดคือ 500 kg [3]

ดังนั้น น้ำหนัก UAV+ ระบบ PV คือ 458.36 kg

ดังนั้น UAV สามารถประยุกต์ใช้บรรทุกสัมภาระเพื่อภารกิจบรรเทาสาธารณภัยได้ เช่น ถูยั้งชีพหรือผงเคมีสำหรับภารกิจบรรเทาอัคคีภัย ได้  $500 - 458.36 = 41.64 \text{ kg}$

จาก 
$$P = \frac{W}{t} = \frac{F \times S}{t} \quad (W) \quad (4.2)$$

$$35,000 = \frac{(500)(10)(S)}{60 \times 60}$$

$$S = 25.20 \text{ km}$$

- ดังนั้น
1. กำลังเครื่องยนต์ 47 hp ขับเคลื่อน UAV ได้ระยะทาง 25.20 km ใน 1 h
  2. บินได้ระยะทางน้อยลง  $28.96 - 25.20 = 3.76 \text{ km}$  แต่บรรทุกสิ่งของได้มากขึ้น 41.64kg
  3. เครื่องยนต์ใช้น้ำมันเชื้อเพลิงขับเคลื่อนระยะทาง 1 km ใช้กำลังงานทั้งหมด  $1.86 \text{ hp} = 1,391 \text{ W}$  ซึ่งเครื่องยนต์ต้องใช้กำลังงานมากกว่าระบบเดิมอยู่  $1,391 - 1,209 = 182.34 \text{ W}$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากการคำนวณวิเคราะห์ที่ได้ดังนี้

ระบบ PV ให้กำลังไฟฟ้าแก่อุปกรณ์เสริม 123 W จึงช่วยผ่อนกำลังเครื่องยนต์ได้

$$\frac{123.2}{1,391} \times 100 = 8.85 \%$$

ดังนั้น ระยะทาง 1 km UAV ซึ่งบรรทุกสัมภาระเต็มพิกัด ประหยัดน้ำมันเชื้อเพลิงได้

$$\frac{8.85}{100} \times 0.0747 = 0.006 \text{ L/h}$$

- นั่นคือ
1. ระยะทาง 1 km สิ้นเปลืองน้ำมันเชื้อเพลิงน้อยกว่าระบบเดิม 0.006 L
  2. ระยะทาง 1 km ระบบใหม่ สิ้นเปลืองเชื้อเพลิงมีค่าเท่ากับ  $0.0747 - 0.006 = 0.0687 \text{ L/h}$

- สรุป
1. ในระยะทาง 13.37 km ระบบใหม่ สิ้นเปลืองเชื้อเพลิงไป 0.92 L/h
  2. เมื่อใช้เชื้อเพลิงไป 1 L/h ระบบใหม่ ซึ่งบรรทุกสัมภาระเต็มพิกัดจะเคลื่อนไปได้ 14.53 km
  3. ระบบเดิมใช้น้ำมันเชื้อเพลิงบินเดินทาง 9 L/h น้ำมันเต็มถัง 142 L จะบินได้นาน 15 h  
ระบบใหม่ ใช้น้ำมันเชื้อเพลิงบินเดินทาง 8.28 L/h น้ำมันเต็มถัง 142 L จะบินได้นาน 17.15 h



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 4.6 วิเคราะห์การจำลองผลเป็นตารางโดยเปรียบเทียบแต่ละระบบ

ตารางที่ 4.1 ผลการวิเคราะห์ปัจจัยที่สำคัญที่นำมาเปรียบเทียบระหว่างระบบเดิมกับระบบใหม่

หัวข้อพิจารณา	ระบบเดิม	ระบบใหม่
1. น้ำหนักรวม	435 kg	น้ำหนัก UAV + น้ำหนัก PV + น้ำหนักแบตเตอรี่ PV = 435 + 0.56 + 22.8 = 458.36 kg
2. แบตเตอรี่	2 ชุด 2 x Ni-Cd battery 2.2Ah 28 Vdc	3 ชุด 2 x Ni-Cd battery 2.2Ah 28Vdc (UAV) และ 1 x Li-Ion battery 45Ah 28Vdc (PV)
3. อัตราสิ้นเปลืองใน 1 L (ลมสงบ) ต่อ 1 h, V= 65 knots, ความ สูง = 10,000 feet	1 L/h ได้ระยะทาง 13.37 km	1 L/h ได้ระยะทาง 13.37 + 1.41 = 14.78 km ∴ เชื้อเพลิง 1 L/h บินได้ไกลขึ้น 10.54 % ดังนั้น ระยะทาง 1 km ประหยัดเชื้อเพลิงได้ 0.00721 L/h
4. อัตราสิ้นเปลือง เมื่อ บรรทุกสัมภาระเต็มพิกัด	1 L/h ได้ระยะทาง 13.37 km	1 L/h ได้ระยะทาง 14.53 km บรรทุกสัมภาระได้เพิ่มขึ้น 41.64 kg ระยะเวลาบินสูงสุด 17.15 h พิสัยการบินสูงสุด 2,063.26 km
5. พิสัยการบินน้ำมัน เต็มถัง (142 L) ให้ V= 65 knots, ความสูง = 10,000 feet	1,898 km	ได้พิสัยการบินมากขึ้นกว่าเดิม 200.22 km พิสัยการบินทั้งหมด เท่ากับ 1,898 + 200.22 = 2,098.22 km
6. ระยะเวลาบินสูงสุด (h)	15 h	17.45 h

จากตารางที่ 4.1 แสดงผลการวิเคราะห์ปัจจัยที่สำคัญระหว่างระบบเดิมและระบบใหม่

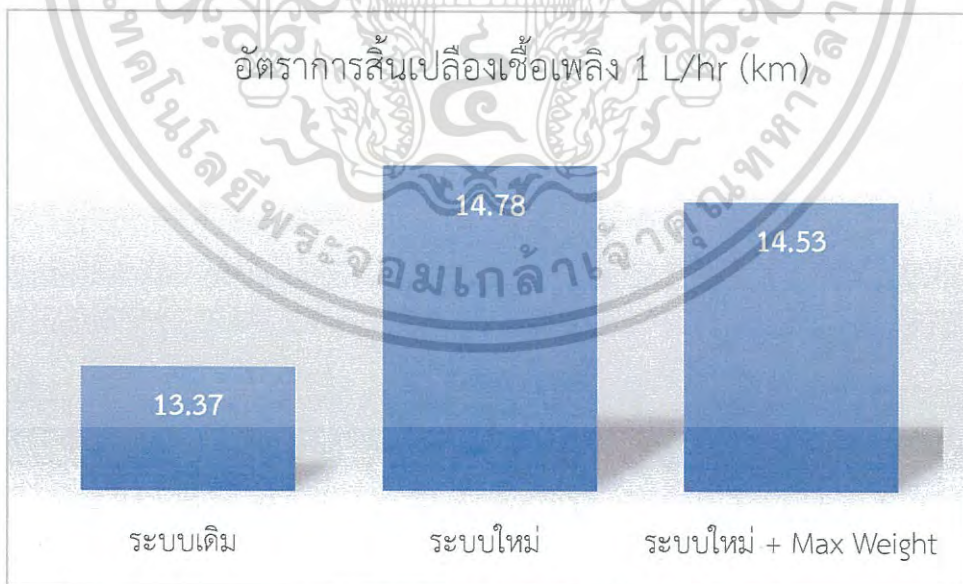
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 4.7 วิเคราะห์การจำลองผลเป็นกราฟโดยเปรียบเทียบแต่ละระบบในรูป 4.3-4.6

รูปที่ 4.3-4.7 เป็นจำลองผลเป็นกราฟเพื่อแสดงแนวโน้มของหัวข้อพิจารณาของระบบโดยเปรียบเทียบระบบเดิม, ระบบใหม่ และระบบใหม่แบบบรรจุทุกสัมภาระสูงสุด

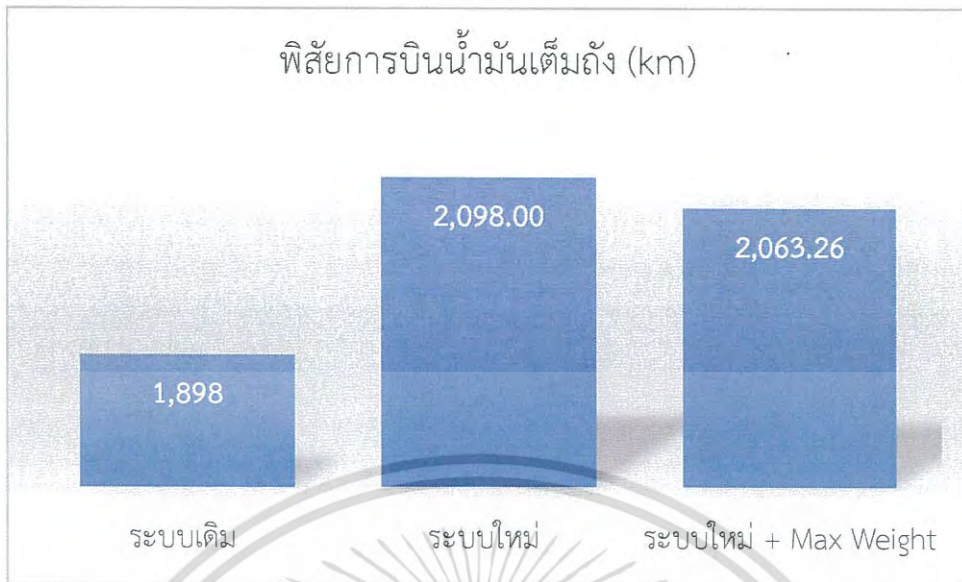


รูปที่ 4.3 แผนภูมิแสดงการเปรียบเทียบน้ำหนักรวมของระบบ



รูปที่ 4.4 แผนภูมิแสดงการเปรียบเทียบอัตราการสิ้นเปลืองเชื้อเพลิงของ UAV

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.5 แผนภูมิแสดงการเปรียบเทียบพิสัยการบินของ UAV



รูปที่ 4.6 แผนภูมิแสดงการเปรียบเทียบระยะเวลาบินสูงสุดของ UAV

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 5

# สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ

### 5.1 สรุปผลการวิจัย

บทความนี้ได้นำเสนอระบบใหม่ โดยนำข้อดีของระบบ PV มาใช้ เพื่อการประเมินประสิทธิภาพ โดยการคำนวณเปรียบเทียบทางทฤษฎี พบว่ามีการพัฒนาขึ้นในด้านการเพิ่มพิสัยการบินและช่วยลดการใช้เชื้อเพลิงได้จริง ซึ่ง GEU ต้องนำไปใช้เพื่อผลิตไฟฟ้าให้กับอุปกรณ์เสริม (Auxiliary devices) ประกอบด้วยโหลดประเภทอุปกรณ์ไฟฟ้า กล้องตรวจการณ์และอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์การบิน ส่งผลให้เครื่องยนต์ใช้น้ำมันเชื้อเพลิงได้เต็มที่ขณะที่ระบบ PV ทำงานอยู่ ทำให้ได้ระยะทางสูงสุดเพิ่มมากขึ้นด้วย อีกทั้งเมื่อเกิดเหตุฉุกเฉินกับเครื่องยนต์ PV ช่วยประจุไฟฟ้าให้แบตเตอรี่ UAV อีกทั้งแบตเตอรี่ของระบบ PV ช่วยจ่ายกระแสไฟฟ้าให้กับอุปกรณ์ที่จำเป็นได้เมื่อเกิดเหตุฉุกเฉินในเวลากลางคืน ช่วยแบ่งเบาภาระกรรมของแบตเตอรี่ระบบ ทำให้ยืดเวลาฉุกเฉินออกไปได้ นักบินมีเวลาตัดสินใจมากขึ้น เวลาบินกลางคืนสามารถใช้งานได้เพียงพอกับระยะเวลาการปฏิบัติการกิจ ผลการคำนวณพบว่า ระบบใหม่ประหยัดเชื้อเพลิงไปได้ถึง 10.17 % ต่อระยะทาง 1 km ช่วยเพิ่มพิสัยการบินสูงสุด 11 % จากระบบเดิมและระยะเวลาบินสูงสุดเพิ่มขึ้นด้วย การวิจัยนี้สามารถนำไปประยุกต์ใช้ได้กับหน่วยงานบินที่มีอากาศยานไร้คนขับประจำการอยู่ ซึ่งจะช่วยปรับปรุงของเดิมให้มีประสิทธิภาพคุ้มค่า มีคุณภาพมากขึ้นในราคาประหยัดกว่าการจัดหาอากาศยานไร้คนขับรุ่นใหม่

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้ผู้วิจัยได้คำนวณงบประมาณเบื้องต้นในการติดตั้งระบบใหม่กับอากาศยานไร้คนขับ ดังนี้

ตารางที่ 5.1 งบประมาณเบื้องต้นในการติดตั้งระบบใหม่เข้ากับอากาศยานไร้คนขับ

ค่าอุปกรณ์ในระบบใหม่	งบประมาณ
แผง PV ชนิด GaAs บริษัท AltaDevices	2,200,000 บาท
ติดตั้งบนพื้นที่ปีกของอากาศยาน	
แบตเตอรี่ Li-Ion บริษัท EaglePitcher™ รุ่น MAR 9526 จำนวน 1 EA	
Charger2 และ LVR2	
Switching Controller	
- ค่า Hardware	
- ค่า Software	
- ค่าวิจัยและออกแบบ	
ค่าใช้จ่ายอื่นๆ	

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้เผยแพร่ไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 5.2 ข้อเสนอแนะ

1. การติดตั้งใช้งานจริง ค่าผลลัพธ์ที่ได้อาจมีความคลาดเคลื่อนจากทฤษฎีเนื่องจากการคำนวณไม่ได้คำนึงถึงปัจจัยภายนอก เช่น สภาพอากาศและความสูงที่แตกต่างกันในแต่ละท่าทางการบิน ดังนั้นเมื่อทดลองติดตั้งใช้งานจริงในอนาคตควรคำนึงถึงปัจจัยเหล่านี้ด้วย

2. เนื่องจากนำไปใช้กับอุปกรณ์ที่มีราคาสูงมาก การนำพลังงานทดแทนเข้ามาผสมผสานกับระบบไฟฟ้าที่มีอยู่เดิม จึงควรมีการทดลองศึกษาเกี่ยวกับเสถียรภาพทางไฟฟ้าที่ได้จาก PV เพื่อเพิ่มความน่าเชื่อถือ (Reliability) ให้กับระบบใหม่

3. แบตเตอรี่ PV ที่นำมาเป็นต้นแบบทดลองคำนวณถึงจะมีประสิทธิภาพสูงแต่น้ำหนักมากในอนาคตอาจมีแบตเตอรี่ประสิทธิภาพสูงขึ้น มีขนาดเล็กและน้ำหนักเบาขึ้น จึงสามารถนำมาใช้งานทดแทนต้นแบบที่นำมาใช้ทดลองได้ เพื่อลดน้ำหนักรวม (Gross Weight) ของ UAV และเพิ่มระยะเวลาในการใช้งาน ซึ่งจะช่วยให้สมรรถนะการบินให้มากขึ้น

4. สามารถขยายพื้นที่ติดตั้ง PV ออกไปยังส่วนอื่นๆ นอกเหนือจากบริเวณปีกเพื่อเพิ่มการผลิตไฟฟ้าให้มากขึ้นได้ ไม่เพียงแต่นำมาใช้กับอุปกรณ์เสริมทั้งหมด (Auxiliary Devices) เท่านั้น ถ้ามีพลังงานมากพอ สามารถนำมอเตอร์ไฟฟ้าเข้ามาช่วยระบบขับเคลื่อน ทำให้เป็นระบบไฮบริด (Hybrid) ได้ ซึ่งจะช่วยให้ประหยัดน้ำมันได้มากขึ้น มีประสิทธิภาพและความน่าเชื่อถือ (Reliability) เพิ่มขึ้นด้วย

## เอกสารอ้างอิง

- [1] Crew Society, **เครื่องบินบินได้อย่างไร**, [online] เข้าถึงได้จาก <http://www.crewsociety.com/1263>. 2014.
- [2] สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ (องค์การมหาชน), บริการของเรา วิเคราะห์เทคโนโลยีป้องกันประเทศ, **บทความพิเศษ: รู้จักกับอากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวี (Unmanned Aerial Vehicle: UAV)**, [online] เข้าถึงได้จาก [http://www.dti.or.th/page\\_bx.php?cid=24&cno=4308](http://www.dti.or.th/page_bx.php?cid=24&cno=4308). 2011.
- [3] TM (RTA) SRMKII-05-2, **คู่มือการใช้งานการบิน UAV, OPERATIONAL MANUAL, FLIGHT MANUAL, SEARCHER MKII SYSTEM**, October 2008.
- [4] ร.ต.สัมฤทธิ์ บุญสวัสดิ์, ผู้แปล. **SEARCHER MKII UNMANNED AIR VEHICLE (UAV) SYSTEM, MECHANIC TECHNICAL COURSE**, ม.ป.ป.
- [5] ALTADEVICES, **Applications – Unmanned Systems, Anylight™ Technology for Unmanned Systems**, [online] เข้าถึงได้จาก <http://www.altadevices.com>. 2015
- [6] Buildingpowerdistribution, Green News, **ZSW sets 21.7% CIGS cell record** เข้าถึงได้จาก <http://buildingpowerdistribution.com/?p=5317>. 2016
- [7] P. Preechaburana, C. Chityuttakan, P. Chinvetkitvanich, K. Yoodee, S. Chatraphorn, **31st Congress on Science and Technology of Thailand at Suranaree University of Technology**. ม.ป.ป.
- [8] Roger A.Messenger and Jerry Ventre, **Photovoltaic Systems Engineering second edition**; CRC PRESS, 2005, pp.70 - 133.
- [9] กรมพัฒนาพลังงานทดแทนและอนุรักษ์พลังงาน กระทรวงพลังงาน, **การประยุกต์ใช้แสงอาทิตย์**, [online] เข้าถึงได้จาก [www.cssckmutt.in.th/cssc/cssc\\_training/doc/Designer\\_CH1toCH5.pdf](http://www.cssckmutt.in.th/cssc/cssc_training/doc/Designer_CH1toCH5.pdf)
- [10] อีระพงษ์ วิริยะกังสานนท์ และ ชาย ชมภูอินไหว, “**ประยุกต์ใช้พลังงานทดแทนติดตั้งกับอากาศยานไร้คนขับเพื่อเพิ่มสมรรถนะการลาดตระเวนทางอากาศ**” การประชุมวิชาการทางวิศวกรรมไฟฟ้า ครั้งที่ 39 ,Vol. I, 2559, หน้า 95-98
- [11] Martin A. Green, Keith Emery, Yoshihiro Hishikawa, Wilhelm Warta and Ewan D. Dunlop, “**Solar cell efficiency tables (version 44)**”, in *PROGRESS IN PHOTOVOLTAICS: RESEARCH AND APPLICATINS*, Published online in Wiley Online Library ([wileyonlinelibrary.com](http://wileyonlinelibrary.com)), 2014, 22, pp. 701 – 710.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## เอกสารอ้างอิง (ต่อ)

- [12] EaglePicher™ Technologies A VECTRA Company, **Lithium Ion Batteries**, [online] เข้าถึงได้จาก <http://www.eaglepicher.com/>. ม.ป.ป.
- [13] ศ. บุญญศักดิ์ ใจจงกิจ, **ไฟฟ้าเบื้องต้น**, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ, 2522.
- [14] Edward Hughes, **Electrical Technology**; Brighton College of Technology, 1972.
- [15] Thomas L. Floyd; **Principle of Electric Circuit**; Von Hoffmann Press, 1997.
- [16] กระทรวงพลังงาน. 2559. PRE อาวูโส ตำราฝึกอบรมผู้รับผิดชอบด้านพลังงาน ด้านไฟฟ้า. กรุงเทพฯ : กรมพัฒนาพลังงานทดแทนและอนุรักษ์พลังงาน กระทรวงพลังงาน.
- [17] SOLARCELLTHAILAND96, **การออกแบบคำนวณโซล่าเซลล์**, [online] เข้าถึงได้จาก <http://solarcellthailand96.com/design-calculator/easy-formula>. ม.ป.ป.
- [18] Ebikr, **แบตเตอรี่แบบตะกั่วกรด Deep Charge ขนาด 12V 12AH (6DZM12)**, [online] เข้าถึงได้จาก <http://ebikr.com/store/electric-bike-battery/deep-cycle-battery-12v-12ah>. ม.ป.ป.
- [19] Alibaba, **NICD Battery NI-CD Battery Nickel Cadmium Battery 110V 220V 200AH**, [online] เข้าถึงได้จาก [https://www.alibaba.com/product-detail/NICD-Battery-NI-CD-BatteryNickel\\_60369987549.html](https://www.alibaba.com/product-detail/NICD-Battery-NI-CD-BatteryNickel_60369987549.html). 2015
- [20] Alibaba, **NiMHแบตเตอรี่แพ็ค: 7.2โวลต์5200มิลลิแอมป์ชั่วโมง**, [online] เข้าถึงได้จาก <https://thai.alibaba.com/product-detail-img/nimh-7-2-5200-tamiya--461871635.html>
- [21] Techxcite, **ใช้งานและดูแลรักษาแบตเตอรี่ Lithium อย่างถูกต้อง**, [online] เข้าถึงได้จาก <http://www.techxcite.com/topic/1426.html>. ม.ป.ป.
- [22] High Energy, **Lightweight batteries**, [online] เข้าถึงได้จาก <http://www.barnardmicrosystems.com/UAV/engines/batteries.html>

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## เอกสารอ้างอิง (ต่อ)

- [23] Virginia Commonwealth University, Departments, Chemical and life Science Engineering, Research, **Fuel Cell and Advanced Battery Materials Lab**, [online] เข้าถึงได้จาก <http://www.egr.vcu.edu/departments/chemical/research/fuel-cell-advanced-battery-materials-lab>. ม.ป.ป.
- [24] David Linden, Thomas B.Reddy, “HANDBOOK OF BATTERIES THIRD EDITION” ;McGraw Hill, 2002, pp. 28-29.
- [25] HQST, 20AMP PWM SOLAR CHARGE CONTROLLER WITH LCD DISPLAY, [ONLINE], เข้าถึงได้จาก <HTTPS://WWW.HQSOLARPOWER.COM/20-AMP-PWM-CHARGE-CONTROLLER-WITH-LCD-DISPLAY-P/HQST-CTRL-PWM20-LCD.HTM>



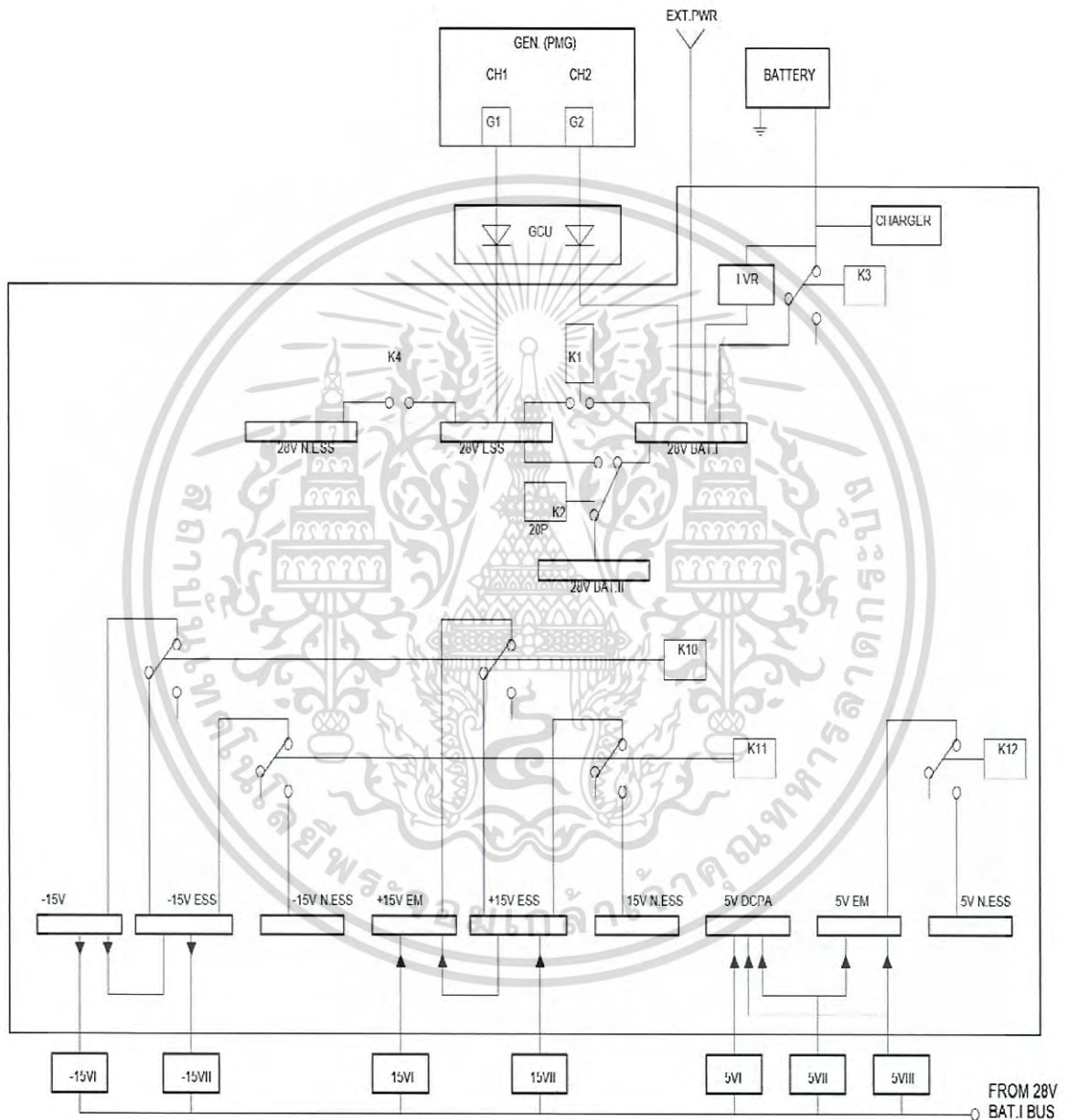
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



UNMANNED SYSTEMS

## Fly All Day

Endurance is Everything.

For small, unmanned systems, increased endurance means less risk of damage to the aircraft and the ability to cover more ground. Alta Device's AnyLight™ power technology gives you as much as 5X more daytime endurance, and at one gram per watt of power, has virtually no impact on aerodynamics.



CONSUMER DEVICES

## Stay Charged

Free Yourself from the Cord.

A mobile device using Alta Device's AnyLight™ power technology can capture light and convert it to extra battery life throughout the day. Just 10 minutes of sunlight on a typical smartphone gives you enough charge for a 15-minute phone call.



REMOTE POWER

## Take It With You

A Mobile Life Needs Mobile Power.

Alta Device's AnyLight™ power technology is thin, flexible and lightweight yet generates enough power to charge your electronics while on the move. The high power-to-weight ratio makes it ideal for all remote power applications.



AUTOMOTIVE

## Extend Range

Harness the Power of the Sun.

Most cars are exposed to the sun all day. With Alta Device's AnyLight™ power technology, that sunlight can be used to charge your battery, extend your range, and cool your car throughout the day.



INTERNET OF THINGS

## Eliminate Batteries

Big Data Starts with Small Sensors.

Give your critical sensors up to 5X more power with Alta Device's AnyLight™ power technology. Our thin, flexible, and lightweight cells can be integrated into sensors for home, building, or factory automation.



WEARABLES

## Wear It Longer

Your Wearable Device Should Stay Worn.

A wearable device is only useful when it's worn. With Alta's AnyLight™ power technology, your device can stay on your wrist longer and can completely recharge itself with only 30 minutes of exposure to sunlight.

# ALTA DEVICES

(em)Powering the Unplugged World™

[www.altadevices.com](http://www.altadevices.com)

1 (408) 888-8600  
545 Oakmead Parkway  
Sunnyvale, CA 94088  
[info@altadevices.com](mailto:info@altadevices.com)

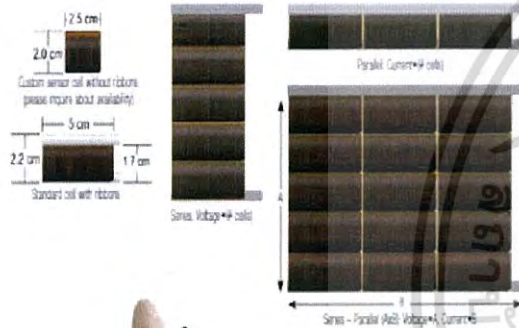
AnyLight™ Mobile Power Technology

©2014 Alta Devices. All rights reserved. AnyLight™ and AnyLight are trademarks of Alta Devices. All other trademarks are property of their respective owners. 3042\_1

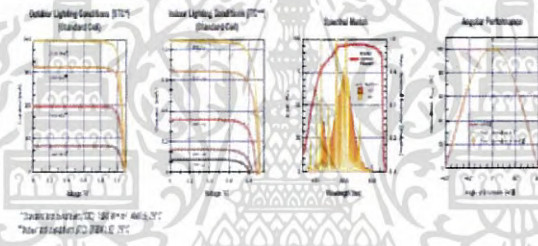
A **Hanergy** Company

# AnyLight™ Mobile Power Technology

## Configurable Shapes and Sizes



World record efficiency of 26.8%  
 Power to weight ratio of 1 watt per gram  
 Operating temperature range of -80°C to +100°C  
 Power density of 250 watts per m<sup>2</sup>



Single Cell Performance Under Varying Lighting Conditions

Lighting Conditions	Light Intensity	Output Power
Bright Sun	1000 W/m <sup>2</sup>	214 mW
Indirect Sun	600 W/m <sup>2</sup>	107 mW
Overcast	200 W/m <sup>2</sup>	42 mW
Indoor Near Window	100 W/m <sup>2</sup>	21 mW
Bright Industrial	1000 Lux	800 $\mu$ W
Bright Office	600 Lux	390 $\mu$ W
Warehouse	200 Lux	160 $\mu$ W

Single Cell Physical Properties

Dimensions  
60x19.6 mm bare, 60x17.1 mm shingled

Thickness and Weight  
110  $\pm$  10  $\mu$ m, 180 mg

Minimum Bend Radius  
2 cm

Cell Electrical Properties

	Open/Short Circuit	Max Power
Voltage	1.09 V	0.96 V
Current	0.23 A	0.22 A
Power		0.21 W

System Properties

Encapsulation (weight in g/m<sup>2</sup>)  
None (237)  
PET (320)  
Ultra Barrier (669)

Power Density  
Outdoors (260 W/m<sup>2</sup>), Indoors (16  $\mu$ W/cm<sup>2</sup>)

Cell Temperature Properties\*

	%/°C
Voltage	-1.187
Current	+0.084
Power	-0.096

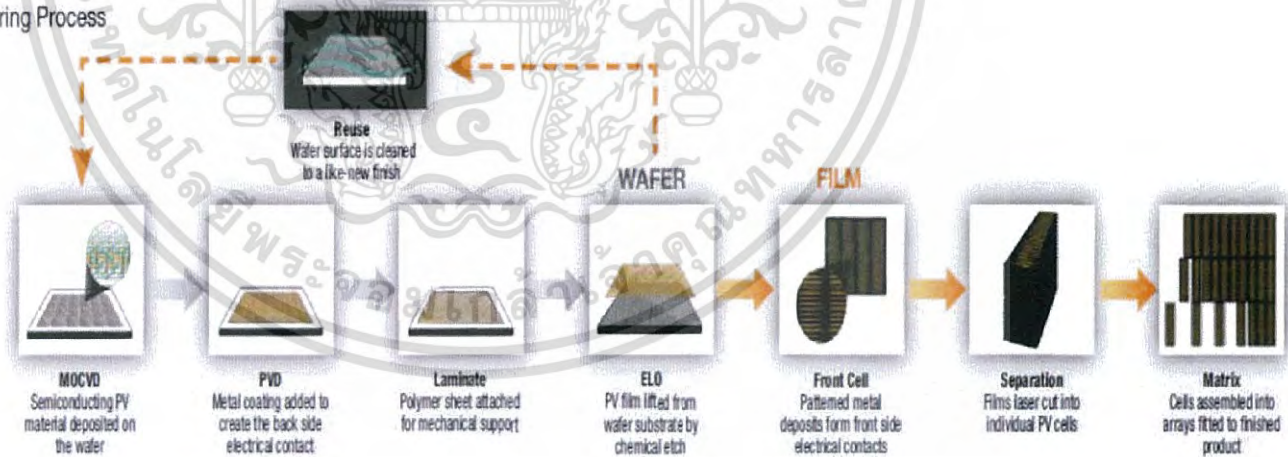
\*Note: Percent change per °C from 25 °C

Ribbon Properties

Material  
Copper Cr10 w/ Sn+Ag coating

Thickness and Width  
96  $\mu$ m, 6 mm

## Manufacturing Process





ภาคผนวก ข

Datasheet II

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

MAR-9526

EaglePicher™  
Technologies, LLC  
An **OMG** Company

## MAR-9526 High Power Battery



Lithium-Ion – Iron Phosphate (LFP)  
Chemistry Rechargeable

*Lithium-Ion provides higher energy levels and longer cycle life, at a lower weight and smaller volume, with less maintenance than lead acid, Ni-Cd, or Ni-MH batteries.*

### Features & Benefits

- + Compliance with DO-311, DO-160F, and DO-178B, DAL B
- + Battery management system
- + Cell balance charging
- + Cell and battery safety protection
- + Independent and dissimilar secondary safety protection
- + Built-in-Test (BIT)
- + Distributed embedded controllers
- + Cell heater system
- + Push-to-Test service monitor with Fault, Charge,
- + Dispatch report
- + Built-in charger functions
- + Use of flame-resistant materials
- + ARINC 429 transmit data bus
- + Low maintenance - 2-year shelf life
- + Ability to charge above supplied bus voltage
- + Internal battery disconnect switches

### Specifications

Part Number	MAR-9526
Weight (max)	50 lb/22.8 kg
Nominal Voltage	25.6V
Operating Voltage	14.4V to 31.2V
Beginning of Life Capacity	45Ah
Maximum Dimensions	10.25"H x 10.90"L x 9.90"H
Specific Energy	54.2 Whr/Kg
Energy Density	65.0 Wh/L
Operating Temperature	-40°C to 70°C
Storage Temperature	-55°C to 85°C
Maximum Charge Current	25A
Maximum Continuous Discharge	550A
Maximum Discharge Pulse	1000A for less than 10sec
Terminals / Connectors / Mounting	Based upon customer requirements

### Applications

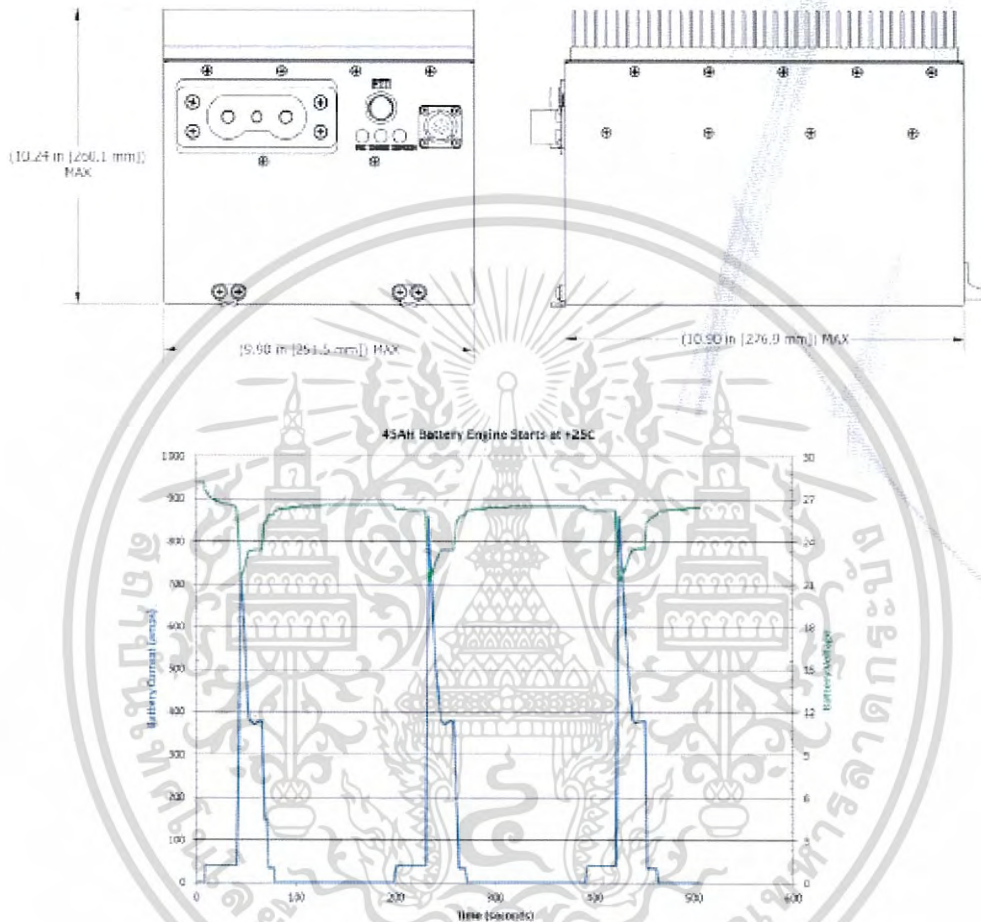
- + Fixed-wing aircraft
- + Rotocraft
- + Unmanned air vehicles
- + Ground vehicles
- + Underwater vehicles

PO Box 47 | Joplin, Missouri 64802-0047 USA | tel 417.623.8000 | fax 417.623.0850 | [www.eaglepicher.com](http://www.eaglepicher.com)

*This material is released to the public domain in accordance with ITAR 22 CFR 120.11.*

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## MAR-9526



**EaglePicher™**  
**Technologies, LLC**  
 An **CMC** Company



EaglePicher Technologies, LLC  
 PO Box 47, Joplin, Missouri 64802-0047, USA  
 tel 417.623.8000 | fax 417.623.0850  
[www.eaglepicher.com](http://www.eaglepicher.com)  
 This material is released to the public domain in  
 accordance with FAR 22 CFR 120.11.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การประชุมวิชาการทางวิศวกรรมไฟฟ้า ครั้งที่ ๓๙  
The 39<sup>th</sup> Electrical Engineering



วันที่ ๒ - ๔ พฤศจิกายน ๒๕๕๙  
โรงแรมเดอะ รีเจนท์ ซะอำบีช รีสอร์ท  
จังหวัดเพชรบุรี



รวบรวมบทความในงานประชุม

Volume I

PW, PE, GN

สนับสนุนโดย

ABB



กฟผ.



ผลิตไฟฟ้าเพื่อความสุขของคนไทย

การไฟฟ้าส่วนภูมิภาค  
PROVINCIAL ELECTRICITY AUTHORITY

จัดการประชุมโดย ภาควิชาวิศวกรรมไฟฟ้า  
คณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

CHULA ENGINEERING  
Foundation toward Innovation

EECON 39

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

PW024

**ประยุกต์ใช้พลังงานทดแทนติดตั้งกับอากาศยานไร้คนขับ  
เพื่อเพิ่มสมรรถนะการลาดตระเวนทางอากาศ**  
**Application of Renewable Energy on an Unmanned Aerial Vehicle  
For Reconnaissance Enhancement**

**ธีระพงษ์ วิริยะกัญจนนท์ และ นาย ชมภูอิน ไทโพ**

ภาควิชาวิศวกรรมไฟฟ้า คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง mulodics@gmail.com

**บทคัดย่อ**

บทความนี้นำเสนอการประยุกต์ใช้พลังงานทดแทนติดตั้งกับอากาศยานไร้คนขับเพื่อเพิ่มสมรรถนะการลาดตระเวนทางอากาศสำหรับอากาศยานที่ใช้พลังงานทดแทนประกอบด้วยเทคโนโลยีต่างๆที่สำคัญ เช่น เซลล์แสงอาทิตย์และแบตเตอรี่ รวมถึงระบบจัดการพลังงานคือปัจจัยหลักสำหรับอากาศยานประเภทพิสัยไกล ในกรณีนี้ได้ออกแบบเลือกประเภทพลังงานแสงอาทิตย์ที่เหมาะสมที่สุดสำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบ Sarcher MK2 โดยใช้แผงเซลล์แสงอาทิตย์ที่มีประสิทธิภาพสูงประเภทฟิล์มบาง ทำหน้าทีเป็นตัวแปลงพลังงานแสงอาทิตย์ให้เป็นพลังงานไฟฟ้า ใช้เป็นจ่ายไฟให้กับอุปกรณ์เสริมและประจุไฟฟ้าให้แบตเตอรี่เพื่อให้อากาศยานสามารถบินได้นานขึ้นและประจุไฟฟ้าให้เพิ่มระยะเวลาให้กับแบตเตอรี่ถูกชาร์จในอากาศยาน นักบินมีเวลาตัดสินใจและนำอากาศยานกลับมาลงได้อย่างปลอดภัย การออกแบบให้มีผลกระทบทางอากาศพลศาสตร์ให้น้อยที่สุด โดยติดตั้งแผงที่พื้นผิวส่วนบนของปีกอากาศยาน ในบทความนี้มีวิธีการวิเคราะห์ผลลัพท์ที่จากการนำพลังงานแสงอาทิตย์มาใช้โดยเปรียบเทียบกับระบบไฟฟ้าเดิม

**คำสำคัญ:** อากาศยานไร้คนขับ,พลังงานทดแทน, ระบบเซลล์แสงอาทิตย์, แบตเตอรี่, ระบบไฟฟ้า

**Abstract**

This paper presents the application of renewable energy on an unmanned aerial vehicle for reconnaissance enhancement. For a renewable energy aircraft, regenerative power technologies such as solar cell, rechargeable batteries and energy management systems are the keys to achieve long-endurance. In this case, solar power systems are designed and considered for optimum in UAV Sarcher MK2 which high efficiency thin-film solar cells employed to convert solar energy to electrical power and rechargeable batteries are used for storing the possible excess energy production. Also, solar power and batteries can feed the power in auxiliary devices. In addition, renewable energy can increase in endurance for emergency battery electric unit. Also, pilots

have time for decision making and taking UAV back to land when UAV have an emergency. PV cells are mounted at the wing surface area which not effect to the aerodynamics. Original system is compared with PV system built-in (Economic system) is the result of analysis in this paper.

**Keywords:** Unmanned Aerial Vehicle, Renewable Energy, Photovoltaic System, Battery, Electrical System

**1. บทนำ**

ปัจจุบันเทคโนโลยีทางการทหารได้ก้าวหน้าไปมาก มีจุดประสงค์เพื่อลดการสูญเสียของชีวิตเจ้าหน้าที่ ทหารพื้นดิน และปกป้องอธิปไตยของชาติ โดยวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ได้มุ่งเน้นที่ภารกิจด้านการลาดตระเวนของกองทัพบก จากเดิมใช้กำลังพลเดินเท้าลาดตระเวนและนักบินบินตรวจการพบ ซึ่งสิ้นเปลืองเวลาและเสี่ยงต่อการถูกขโมยโจมตีจากฝ่ายตรงข้ามเพื่อแก้ไขปัญหาดังกล่าว ปัจจุบันได้นำอากาศยานไร้คนขับมาใช้ปฏิบัติภารกิจลาดตระเวนทางอากาศ ช่วยให้การลาดตระเวนมีความปลอดภัยประหยัดเวลา และครอบคลุมพื้นที่เป้าหมายมากขึ้นด้วย

กองทัพบกมีอากาศยานไร้คนขับแบบ Sarcher MK 2 ประจำการผลิตจากประเทศอิสราเอล อากาศยานไร้คนขับสามารถปฏิบัติภารกิจได้ยาวนานนอกเหนือจากภารกิจลาดตระเวนเผด็จการ เช่น ค้นหาและกำหนดที่ตั้งเป้าหมาย ปริมาณขีปนาวุธและอาวุธยิงสนับสนุน คัดตั้งอาวุธนำวิถีเพื่อทำลายเป้าหมาย เป็นต้น เพื่อให้การปฏิบัติภารกิจมีประสิทธิภาพสูงสุดต้องอาศัยปัจจัยด้านพลังงานที่ทำให้อากาศยานไร้คนขับปฏิบัติภารกิจได้นานขึ้น โดยเฉพาะเมื่ออากาศยานเกิดเหตุฉุกเฉินช่วยให้อากาศยานมีความปลอดภัยในการนำกลับมาลงสนาม

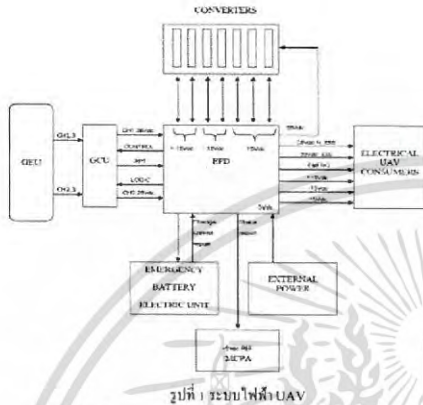
วิทยานิพนธ์ฉบับนี้นำเสนอหลักการของเซลล์แสงอาทิตย์มาประยุกต์ใช้เพื่อช่วยให้พลังงาน โดยเลือกใช้แผงเซลล์แสงอาทิตย์แบบฟิล์มบาง ซึ่งมีน้ำหนักเบา ติดตั้งเป็นแผงเซลล์แสงอาทิตย์ที่พื้นผิวปีกซึ่งไม่กระทบต่อโครงสร้างอากาศยาน ช่วยการทำงานของระบบขับเคลื่อนและประจุไฟฟ้าให้แบตเตอรี่ ให้พลังงานแก่อุปกรณ์เสริม เมื่อระบบไฟฟ้าหลักเสียหายสามารถให้พลังงานที่จำเป็นคือใช้เพิ่มระยะเวลาการนำเครื่องมือมาลงของแบตเตอรี่ถูกชาร์จในตัวเครื่องซึ่งใช้เวลาใช้งานน้อย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลจากการใช้พลังงานแสงอาทิตย์ยังช่วยลดการใช้เชื้อเพลิงจากน้ำมัน  
พลังงานจากแสงอาทิตย์เป็นพลังงานสะอาดไม่ก่อให้เกิดมลภาวะ จึงช่วย  
รักษาสังแวดล้อมได้อีกทางหนึ่ง

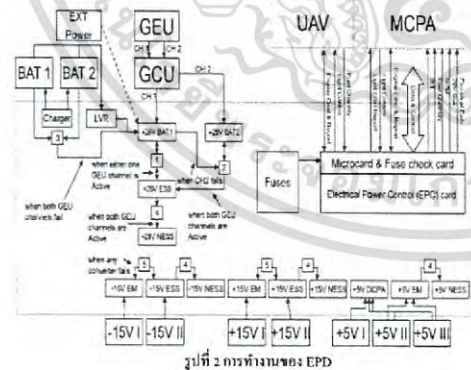
2. หลักการทำงานของระบบไฟฟ้า UAV

2.1 ข้อมูลจำเพาะของระบบไฟฟ้า



ระบบไฟฟ้าของ UAV มีส่วนประกอบดังรูปที่ 1 ดังนี้ [1]  
เครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GEU) 2 channels 4 วัตต์ 2 kW, 28 Vdc ให้  
กระแสไฟฟ้า 3 เฟส แบตเตอรี่ NiCd 2 ตัว แต่ละตัวมีกำลังไฟฟ้า 2.2 Ah,  
28 Vdc ใช้ในการจ่ายกระแสไฟฟ้าให้โหลดต่างๆ ผ่านหน่วยควบคุมการ  
ทำงานเครื่องกำเนิดไฟฟ้า (GCU) แปลงกระแสไฟฟ้าจาก AC เป็น DC  
ควบคุมการจ่ายกระแสไฟฟ้าให้กังหัน ตัวแปลงจ่ายกระแสไฟฟ้า (EPD) ทำ  
หน้าที่ผันผันการจ่ายกระแสไฟฟ้า  $\pm 15$  Vdc และ  $\pm 5$  Vdc เพื่อส่งไปยัง  
อุปกรณ์ต่างๆ ที่ทำงานได้ และ DC Voltage Converters ที่หน้าที่แปลง  
แรงดันไฟฟ้า 28 Vdc เพื่อส่งไปยังอุปกรณ์ต่างๆ ของ UAV ตามต้องการ

2.2 ระบบจ่ายไฟฟ้าของ UAV



เมื่อเครื่องกำเนิดไฟฟ้าทำงานตามปกติจะจ่ายกระแสไฟฟ้าให้กับ  
ระบบไฟฟ้าทุกระบบ แต่เมื่อเครื่องกำเนิดไฟฟ้าเครื่องใดเครื่องหนึ่งเสีย  
ระบบจะย้ายไปยัง non-essential bus โดย เครื่องทำความร้อนให้  
แบตเตอรี่ จะทำงานตามปกติ เครื่องกำเนิดไฟฟ้าที่ปกติจะจ่าย  
กระแสไฟฟ้าไปยัง essential bus แต่เครื่องทำความร้อนให้แบตเตอรี่จะ  
ไม่ทำงาน เมื่อเครื่องกำเนิดไฟฟ้าทั้งหมดเสียหายไม่สามารถใช้งานได้  
หรือกรณีที่รอบเครื่องต่ำกว่า 2,000 ระบบไฟฟ้า UAV ยังทำงาน  
ได้โดยใช้กระแสไฟฟ้าจากแบตเตอรี่ โดยจะตัดการเชื่อมต่อของ non-  
essential bus ซึ่งส่งผลให้อุปกรณ์ต่อไปนี้ไม่ทำงาน คือ เครื่องชาร์จไฟฟ้า  
เช่นแบตเตอรี่, เป็มเชื้อเพลิงหมายเลข 2, พัดลม และเครื่องทำความร้อนให้  
แบตเตอรี่ โดยจะจ่ายไฟฟ้าให้กับ โหลดที่จำเป็นสำหรับการนำ UAV  
กลับและลงจอด แสดงการทำงานของระบบจ่ายไฟฟ้าดังรูปที่ 2 [1]

3. วิเคราะห์กำลังไฟฟ้าที่จำเป็นต่อ UAV

เมื่อ UAV อยู่ในภาวะฉุกเฉิน กำลังไฟฟ้าจากแบตเตอรี่สองชุดจ่าย  
กับอุปกรณ์ที่จำเป็นในการกลับมาลงใช้การได้ 25 นาที แสดงว่า  
กำลังไฟฟ้าที่จำเป็นต่อโหลดของระบบทั้งหมด ได้จากระยะเวลา 25 นาที

$$W = P_{ess}t \tag{1}$$

โดย  $W$  = พลังงานไฟฟ้า (J),  $I$  = กระแสไฟฟ้า (A),  $V$  = แรงดันไฟฟ้า  
(V),  $t$  = เวลา (s),  $P_{ess}$  = กำลังงานไฟฟ้าของโหลดที่จำเป็น (W)

จะได้พลังงานแบตเตอรี่ทั้งหมดเป็น

$$W = (IV) \times t \tag{2}$$

$$= (2)(2.2)(28)(25 \times 60)$$

$$= 184,800 \text{ J}$$

จาก  $P = IV$   
ดังนั้น จำนวนกำลังไฟฟ้าที่โหลดจำเป็นต้องใช้  $P_{ess}$

จาก  $t = \frac{W}{P_{ess}}$  (3)

$$25 \times 60 = \frac{184,800}{P_{ess}}$$

$$P_{ess} = 123.2 \text{ W}$$

ดังนั้น กำลังไฟฟ้าของโหลดที่จำเป็นต่อระบบ เท่ากับ 123.2 W

4. วิธีการหาความจุแบตเตอรี่ของระบบ PV

ทั่วไประยะเวลาในการปฏิบัติการของ UAV คือ 5-6 ชั่วโมง  
คำนวณหาความจุแบตเตอรี่ของเซลล์แสงอาทิตย์ได้ ดังนี้  
 $Ah$  = ค่าพลังงานรวม / (แรงดันไฟฟ้าแบตเตอรี่  $\times$  0.6 (% การใช้งาน  
กระแสไฟฟ้าที่อยู่ในแบตเตอรี่))

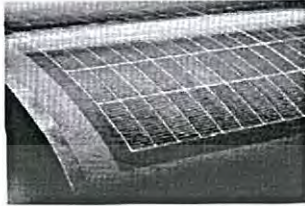
$$Ah = \frac{P_{ess} \times t}{V} \tag{4}$$

$$= \frac{123.2 \times 6}{28 \times 0.6}$$

$$= 43.92$$

∴ ความจุแบตเตอรี่ที่ต้องการ คือ ขนาด 45Ah, 28V  
การออกแบบได้เลือกแบตเตอรี่ชนิด MAR-9526 High Power  
Battery [4] เพราะให้ประสิทธิภาพสูง จ่ายกระแสไฟฟ้าได้ยาวนาน  
น้ำหนักเบา

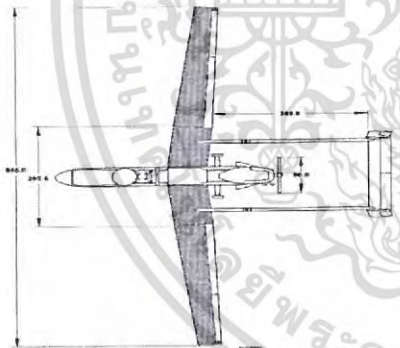
5. เลือกประเภท PV ที่เหมาะสมกับการใช้งาน



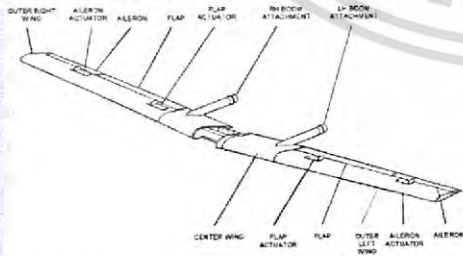
รูปที่ 3 เซลล์แสงอาทิตย์ประเภท GaAs

จากการออกแบบได้เลือกชนิดของเซลล์แสงอาทิตย์ที่เหมาะสม เพื่อให้ได้ประสิทธิภาพมากที่สุดคือชนิด GaAs (Galium Arsenide) ประเภทฟิล์มบางดังรูปที่ 3 [2] ซึ่งมีน้ำหนัก 170 g/m<sup>2</sup> และอัตรหุ่่นเหมาะสมกับติดตั้งบนพื้นผิวโค้งของปีก มีคุณลักษณะดังนี้ Efficiency cell (%) = 28.8, Voc (V) = 1.09, Isc (mA) = 233, Fill Factor (%) = 84.3 [2] เซลล์แสงอาทิตย์ให้พลังงาน 1,000 W/m<sup>2</sup> หรือ 4-5 kW/hr/m<sup>2</sup>/day ที่ AM 1.5 อุณหภูมิ 25 °C ตามมาตรฐาน IEC [3] แต่คิดว่า เซลล์แสงอาทิตย์ GaAs พื้นที่ 1 m<sup>2</sup> ผลิตกำลังไฟฟ้าได้ 260 W หรือเฉลี่ย 1.0 - 1.3 kW/hr/m<sup>2</sup>/day

6. วิธีการหาลำกำลังไฟฟ้าทั้งหมดจากเซลล์แสงอาทิตย์ที่ติดตั้งได้กับ UAV



รูปที่ 4 พื้นที่ที่สามารถติดตั้งแผงเซลล์แสงอาทิตย์ [1]



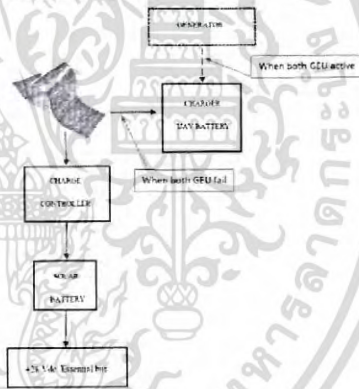
รูปที่ 5 ส่วนประกอบบริเวณปีกของ UAV ที่เป็นอุปสรรคต่อการติดตั้ง [1]

ขนาดความยาวปีก 855 cm ขนาดความกว้างปีกส่วนใน 67 cm ขนาดความกว้างปีกส่วนนอก 44 cm บริเวณที่ติดตั้ง PV แสดงเป็นสีเทา บนปีกดังรูปที่ 4 [1]

∴ พื้นที่ปีกทั้งหมด เท่ากับ 4.74 m<sup>2</sup> ยกเว้นบางพื้นที่ที่ไม่สามารถติดตั้งได้ดังรูปที่ 5 [1] เนื่องจาก Ailerons , Flaps และบริเวณ Center wing cover คิดเป็น 30 % โดยประมาณ พื้นที่ที่สามารถติดตั้งได้จริง คือ 3.32 m<sup>2</sup> เซลล์แสงอาทิตย์ชนิด GaAs พื้นที่ 1 m<sup>2</sup> ผลิตกำลังไฟฟ้าได้ 260 W ดังนั้น พื้นที่ 3.32 m<sup>2</sup> ผลิตได้ 863.2 W หรือ 3.4-4.3 kW/hr/m<sup>2</sup>/วัน รวมน้ำหนักของแผง PV ทั้งหมดที่ติดตั้งได้ มีค่าเท่ากับ 564.4 g

7. วิเคราะห์และออกแบบระบบ PV

การนำระบบ PV มาใช้มีส่วนในการพัฒนาระบบ UAV โดยประจุไฟฟ้าให้กับแบตเตอรี่ตัวมันเองและเพื่อใช้ในยาม GEU เสียอีกทั้งยังสามารถใช้ประจุไฟฟ้าให้กับแบตเตอรี่ฉุกเฉินได้ เมื่อเกิดเครื่องยนตร์ขัดข้อง PV ช่วยประจุไฟฟ้าให้กับแบตเตอรี่ของ UAV และแบตเตอรี่ของเซลล์แสงอาทิตย์ช่วยจ่ายไฟให้กับ อุปกรณ์ที่จำเป็นร่วมกับแบตเตอรี่ฉุกเฉิน ทำให้ใช้เวลานานขึ้น แสดงหลักการทำงานของระบบ PV นำเสนอดังรูปที่ 6



รูปที่ 6 การทำงานของระบบ PV

ในระบบเดิม เครื่องกำเนิดไฟฟ้าเชิงได้ไฟฟ้าจากระบบขับเคลื่อน จะทำหน้าที่ผลิตกระแสไฟฟ้าให้กับอุปกรณ์ไฟฟ้าภายใน UAV แต่ในระบบใหม่ PV เข้ามามีบทบาทในการช่วยประจุหลังงานโดยให้ PV ทำหน้าที่จ่ายกระแสไฟฟ้าให้กับอุปกรณ์ไฟฟ้าที่จำเป็นเท่านั้นและระหว่างที่ระบบ PV ทำงาน ในส่วนของเครื่องกำเนิดไฟฟ้าจะลดภาระจ่ายไฟฟ้าไปยังอุปกรณ์เหล่านั้น GEU ไม่จำเป็นต้องมีน้ำมันเชื้อเพลิงไปใช้ ส่วนของระบบขับเคลื่อนจึงใช้น้ำมันเชื้อเพลิงได้เต็มประสิทธิภาพ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

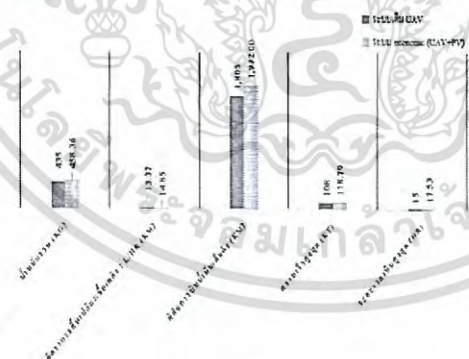
**8. ผลการคำนวณเปรียบเทียบระบบเดิมและระบบประหยัดพลังงาน (Economic System)**

ในการคำนวณกำหนดให้ตัวแปรคงที่เป็นดังนี้ คือ กำหนดให้ภาวะสมสงบ, ความสูงคงที่ 10,000 feet บินนาน 15 hr ความเร็ว 65 kt และกำหนดหัวข้อหลักใช้เปรียบเทียบการนำระบบใหม่เข้ามาใช้ แสดงผลการเปรียบเทียบดังตารางที่ 1

	ระบบเดิม UAV	ระบบใหม่ UAV (PV Economic)
1. น้ำหนักรวม	435 kg	น้ำหนัก UAV - น้ำหนัก PV + น้ำหนักแบตเตอรี่ PV = 435 + 0.56 + 22.8 = 458.36 kg
2. แบตเตอรี่	2 ชุด 2 x Ni-CU battery 2.2Ah 28 Vdc	3 ชุด 2 x Ni-CU battery 2.2Ah 28Vdc (UAV) และ 1 x Lithium-Ion battery 45Ah 28Vdc (PV)
3. อัตราสิ้นเปลือง 1 L (สมสงบ) ใน 1 hr, V=65 kt, ความสูง = 10,000 feet	1 L ใช้ระยะทาง 13.37 km	1 L = 13.37 + 1.48(PV) = 14.85 km ส. บินขึ้น 11.1% ไปได้ไกลขึ้น 11% ดังนั้น ระยะทาง 1 km ใช้เชื้อเพลิงน้อยกว่า 0.00752 L คือ 10.17%
4. ระยะการบินที่เพิ่มขึ้น เดิมถึง (142.1) ไมล์ V=65 kt, ความสูง = 10,000 feet	1,805 km	ให้ระยะทางเพิ่มขึ้นจากเดิม 167.45 km 1,805 + 167.45 = 1,972.45 km

ตารางที่ 1 เปรียบเทียบระบบเดิมและระบบ Economic

จากนั้น ได้วิเคราะห์เพิ่มเติม โดยเปรียบเทียบความเร็วสูงสุดและระยะการบินสูงสุดที่ได้รับจากการนำระบบ economic มาใช้ ได้ผลการคำนวณตามแผนภูมิ ดังนี้



รูปที่ 7 แผนภูมิเปรียบเทียบผลลัพธ์ของระบบ

**9. สรุป**

บทความนี้ได้นำเสนอระบบประหยัดพลังงาน โดยนำข้อดีของระบบ PV มาใช้ เพื่อการประเมินประสิทธิภาพโดยการคำนวณเปรียบเทียบ พบว่ามีการพัฒนาขึ้น ในด้านการเพิ่มพิสัยการบินและช่วยลดการใช้เชื้อเพลิง ซึ่ง GEU ต้องนำไปใช้เพื่อผลิตไฟฟ้าให้กับอุปกรณ์เสริม

(Auxiliary devices) ส่งผลให้เครื่องยนต์ใช้น้ำมันเชื้อเพลิงได้เต็มที่ขณะที่ระบบ PV ทำงานอยู่ ทำให้ได้ระยะทางสูงสุดเพิ่มมากขึ้นด้วย อีกทั้งเมื่อเกิดเหตุฉุกเฉินกับเครื่องยนต์ PV ช่วยประจุไฟฟ้าให้แบตเตอรี่ UAV อีกทั้งแบตเตอรี่ของระบบ PV ช่วยจ่ายกระแสไฟฟ้าให้กับอุปกรณ์ที่จำเป็นได้เมื่อเกิดเหตุฉุกเฉินในเวลาฉุกเฉิน ช่วยแบ่งเบาภาระของแบตเตอรี่ UAV ทำให้ยืดเวลาฉุกเฉินออกไปได้ นักบินมีเวลาตัดสินใจมากขึ้น เวลามีงบฉุกเฉินสามารถใช้งานได้เพียงพอกับระยะเวลาการปฏิบัติการจริง ผลการคำนวณพบว่า ระบบประหยัดพลังงานสามารถประหยัดเชื้อเพลิงไปได้ถึง 10.17% ต่อระยะทาง 1 km ช่วยเพิ่มพิสัยการบินสูงสุด 11% จากระบบเดิมและได้ความเร็วสูงสุดและระยะการบินสูงสุดเพิ่มขึ้นด้วย

**เอกสารอ้างอิง**

[1] TM (RTA) SRMKII-05-2, คู่มือการใช้งานการบิน UAV, OPERATIONAL MANUAL, FLIGHT MANUAL, SEARCHER MKII SYSTEM, October 2008.  
 [2] ALTADEVICES, Applications – Unmanned Systems, Anylight™ Technology for Unmanned Systems [ออนไลน์] เข้าถึงได้จาก <http://www.altadevices.com/>  
 [3] Martin A. Green, Keith Emery, Yoshihiro Hishikawa, Wilhelm Warta and Ewan D. Dunlop, "Solar cell efficiency tables (version 44)," in *PROGRESS IN PHOTOVOLTAICS: RESEARCH AND APPLICATIONS*, Published online in Wiley Online Library (wileyonlinelibrary.com), 2014, 22, pp. 701 – 710.  
 [4] EaglePicher™ Technologies A VECTRA Company, Lithium Ion Batteries, [ออนไลน์] เข้าถึงได้จาก <http://www.eaglepicher.com/>



ประวัติผู้เขียน ธีระพงษ์ วีระกั้งสานนท์ จบการศึกษา วศ.บ. โทรคมนาครจากสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง เมื่อปี พ.ศ.2555 ปัจจุบันเป็นนักบิน กองบินปีกคัสต้าตัว สังกัดกองทัพบก

## ประวัติผู้เขียนวิทยานิพนธ์

ชื่อ-นามสกุล	ร้อยโท ธีระพงษ์ วิริยะกังสานนท์
วัน เดือน ปีเกิด	27 มีนาคม 2533 ที่กรุงเทพมหานคร
ที่อยู่	180 ซ.ตากสิน 34 ถ.ตากสิน แขวงดาวคะนอง เขตธนบุรี กรุงเทพฯ 10600 โทร.0-2476-4450
ประวัติการศึกษา	2554 วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิชาโทรคมนาคม สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ความชำนาญเฉพาะด้าน	1.) ระบบการติดต่อสื่อสารแบบไร้สาย (Wireless Communication) 2.) ระบบสายอากาศ (Antenna) 3.) คุณวุฒิการบินเครื่องบินชนิดปีกตรึง (Fixed Wing)
ประสบการณ์การทำงานและผลงานวิจัย	
พ.ศ.2556	บรรจุเข้ารับราชการทหารสัญญาบัตรประจำปี 2556 สังกัด สพ.ทบ.
พ.ศ.2557	เข้าเป็นศิษย์การบิน โรงเรียนการบินทหารบก จังหวัดลพบุรี
พ.ศ.2558	- นักบิน หมวดยานบินใช้งานทั่วไป กองบินเบา จังหวัดลพบุรี - ปฏิบัติราชการสนามร่วมกับหน่วยข่าวกรองทางทหาร หน้าที่ นักบินและ ดูแลระบบกล้องตรวจการณ์และการถ่ายทอดสัญญาณ สังกัด กอ.รมน.ภาค 4 สน.จขต.ปัตตานี
พ.ศ.2559	อบรมความรู้การบินและการปฏิบัติงานของอากาศยานไร้คนขับ ณ รัฐอิสราเอล
ปัจจุบัน	- ตำแหน่งนักบิน ตอนบินลำเลียง หมวดยานบินลำเลียง กองร้อยบินปีกติดลำตัว สังกัดกองพันบินที่ 21 กรมบิน ศูนย์การบินทหารบก จังหวัดลพบุรี - ปฏิบัติราชการสนาม ตำแหน่งนักบิน สังกัดหน่วยบินทหารบกยุทธวิธีที่ 3 ค่ายสมเด็จพระเอกาทศรถ จ.พิษณุโลก
ผลงานทางวิชาการ	การออกแบบและสร้างสายอากาศแผ่นแบบไมโครสตริปความถี่ 2.4 GHz สำหรับประยุกต์ใช้ในการสื่อสารไร้สาย - วิทยานิพนธ์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้