



**UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO**

**FACULTAD DE INGENIERÍA EN SISTEMAS, ELECTRÓNICA E  
INDUSTRIAL**

**CARRERA DE INGENIERÍA EN ELECTRÓNICA Y COMUNICACIONES**

**Tema**

---

**DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN UAV, PARA MISIONES  
ESTRATÉGICAS DEL CENTRO DE INVESTIGACIONES DE LA FAE,  
UTILIZANDO PANELES SOLARES**

---

Trabajo de Titulación Modalidad: Proyecto de Investigación, presentado previo la obtención del título de Ingeniero en Electrónica y Comunicaciones.

**LINEA DE INVESTIGACIÓN:** Tecnologías de Comunicación  
**AUTORES:** Paul Israel Chulde Gutiérrez  
Jonathan Ramiro Gómez López  
**TUTOR:** Ing. Franklin Salazar, Mg.

**Ambato – Ecuador**

**marzo - 2022**

## **APROBACION DEL TUTOR**

En calidad de tutor del Trabajo de Titulación con el tema: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN UAV, PARA MISIONES ESTRATÉGICAS DEL CENTRO DE INVESTIGACIONES DE LA FAE, UTILIZANDO PANELES SOLARES, desarrollado bajo la modalidad Proyecto de Investigación por los señores Paúl Israel Chulde Gutiérrez y Jonathan Ramiro Gómez López , estudiantes de la Carrera de Ingeniería en Electrónica y Comunicaciones, de la Facultad de Ingeniería en Sistemas, Electrónica e Industrial, de la Universidad Técnica de Ambato, me permito indicar que los estudiantes han sido tutorados durante todo el desarrollo del trabajo hasta su conclusión, de acuerdo a lo dispuesto en el Artículo 15 del Reglamento para obtener el Título de Tercer Nivel, de Grado de la Universidad Técnica de Ambato, y el numeral 7.4 del respectivo instructivo.

Ambato, marzo 2022

---

Ing. Franklin Salazar, Mg.  
TUTOR

## AUTORÍA

El presente Proyecto de Investigación titulado: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN UAV, PARA MISIONES ESTRATÉGICAS DEL CENTRO DE INVESTIGACIONES DE LA FAE, UTILIZANDO PANELES SOLARES, es absolutamente original, autentico y personal. En tal virtud el contenido, efectos legales y académicos que se desprenden del mismo son de exclusiva responsabilidad de los autores.

Ambato, marzo 2022



Paul Israel Chulde Gutiérrez  
CC: 1805204813



Jonathan Ramiro Gómez López  
CC:1804590188

AUTORES

## **APROBACION TRIBUNAL DE GRADO**

En calidad de par calificador del Informe Final del Trabajo de Titulación presentado por los señores Paul Israel Chulde Gutiérrez y Jonathan Ramiro Gómez López, estudiantes de la Carrera de Electrónica y Comunicaciones, de la Facultad de Ingeniería en Sistemas, Electrónica e Industrial, bajo la Modalidad Proyecto de Investigación, titulado DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN UAV, PARA MISIONES ESTRATÉGICAS DEL CENTRO DE INVESTIGACIONES DE LA FAE, UTILIZANDO PANELES SOLARES, nos permitimos informar que el trabajo ha sido revisado y calificado de acuerdo al Artículo 17 del Reglamento para obtener el Título de Tercer Nivel, de Grado de la Universidad Técnica de Ambato, y al numeral 7.6 del respectivo instructivo. Para cuya constancia suscribimos, conjuntamente con la señora Presidenta del Tribunal.

Ambato, marzo 2022

-----

Ing. Pilar Urrutia, Mg.

PRESIDENTA DEL TRIBUNAL

-----

Ing. Julio Cuji, Mg.

PROFESOR CALIFICADOR

-----

Ing. Geovanni Brito, Mg.

PROFESOR CALIFICADOR

## DERECHOS DE AUTOR

Autorizamos a la Universidad Técnica de Ambato, para que haga uso de este Trabajo de Titulación como un documento disponible para la lectura, consulta y proceso de investigación.

Cedo los derechos de mi Trabajo de Titulación en favor de la Universidad Técnica de Ambato, con fines de difusión pública. Además, autorizo su reproducción total o parcial dentro de las regulaciones de la institución.

Ambato, marzo 2022



Paul Israel Chulde Gutiérrez

CC: 1805204813



Jonathan Ramiro Gómez López

CC:1804590188

AUTORES

## DEDICATORIA

*El esfuerzo y la dedicación en una carrera es un ejemplo y consecuencia de las personas que están detrás. El esfuerzo realizado dentro de este trabajo de investigación lo dedico principalmente a Dios, por ser el inspirador y darme la fuerza para continuar en este proceso de obtener uno de los anhelos más deseados.*

*A mis padres Ramiro y Mónica, por su amor, trabajo y sacrificio en todos estos años, gracias por inculcar en mí el ejemplo de esfuerzo y valentía, gracias a ustedes he logrado llegar hasta aquí y convertirme en lo que soy.*

*A mis hermanas por su cariño y apoyo incondicional, durante todo este proceso, por estar conmigo en todo momento gracias.*

*A mis abuelitos Julio y Rosalinda por siempre estar pendientes de mí por ser ese apoyo incondicional hasta el último minuto de mi trabajo de titulación a mi abuelita Carmen por su apoyo moral por estar pendiente de mí y a toda mi familia porque con sus oraciones, consejos y palabras de aliento hicieron de mí una mejor persona y de una u otra forma me acompañan en todos mis sueños y metas.*

*Y a todas las personas que pusieron un granito de arena en mí con su confianza, amistad y amor*

**Jonathan Gómez**

## DEDICATORIA

*Agradezco primeramente a Dios por haberme permitido llegar a este punto de mi vida, y por ser la causa principal de todos los triunfos en mi vida.*

*A mi Padre Wilson Chulde, por haberme dado tantas lecciones de vida, y por haberme enseñado que todo sacrificio vale la pena, a mi mejor amiga y Madre Catalina Gutiérrez quien nunca dejo que me rindiera y a quien le debo todo lo que he logrado hasta hoy.*

*A mis hermanos quienes siempre me impulsaron a ser mejor persona, a mis tíos quienes me tendieron la mano cuando más la necesite, a mis docentes quienes depositaron todos sus conocimientos en mi persona, a mis amigos y compañeros de clase por su apoyo y por haber recorrido este camino juntos, gracias a todos quienes formaron parte de este gran sueño que hoy es una realidad.*

**Paul Chulde**

## INDICE GENERAL

APROBACION DEL TUTOR.....	ii
AUTORÍA.....	iii
APROBACION DEL TRIBUNAL DE GRADO .....	iv
DERECHOS DE AUTOR .....	v
DEDICATORIA .....	vi
DEDICATORIA .....	vii
INDICE GENERAL.....	viii
ÍNDICE DE FIGURAS.....	xiv
INDICE DE TABLAS .....	xxi
RESUMEN.....	xxiii
ABSTRACT.....	xxiv
CAPÍTULO I.....	1
MARCO TEORICO.....	1
1.1 Tema de Investigación .....	1
1.2 Antecedentes Investigativos.....	1
1.2.1 Contextualización del problema.....	5
1.2.2 Fundamentación teórica .....	6
Vehículos Aéreos No Tripulados .....	6
Aplicaciones de los UAV's energizados mediante paneles solares .....	7
Zephyr de Airbus.....	7
Solar de Titan Aerospace (propiedad de Google) .....	8
Proyecto Loon .....	8
Aquila de Facebook.....	9
Aerodinámica .....	9
Perfiles Aerodinámicos .....	10
Perfil Plano-Convexo .....	10
Perfil Cóncavo-Conexo.....	11
Perfil Biconvexo Simétrico .....	11
Perfil Supercrítico .....	11
Perfil Alar.....	12
Clasificación de los UAV's según su tipo de ala .....	13
Clasificación de los UAV's civiles .....	14
Clasificación de los UAV's de acuerdo al uso y la aplicación .....	15
Componentes principales de los UAV's .....	15

Marco o frames .....	15
Motores y Hélices .....	16
Energía de Consumo (Baterías) .....	17
Batería .....	17
Tipos de Energía de Consumo .....	18
Energía eléctrica.....	18
Queroseno, Gasolina, Gasóleos.....	19
Solar .....	19
Hidrogeno Líquido .....	19
Sistema de control en UAV's.....	20
Radio o receptor (mando).....	21
Failsafe .....	22
Sistema de posicionamiento GPS.....	22
Controlador de vuelo.....	23
Controlador de Velocidad .....	24
Materiales de construcción de los UAV's.....	25
Fibra de vidrio .....	25
Fibra de carbono.....	25
Resina Epóxica.....	25
Madera de balsa.....	25
Tecnología Actual de paneles solares .....	26
Celdas de silicio monocristalino .....	26
Celdas de silicio Policristalino .....	26
Celdas de Silicio Amorfo .....	27
Celdas de cobre-indio-galio-selenio CIGS.....	28
Celdas esbeltas de arseniuro de galio.....	28
1.3 Objetivos .....	29
1.3.1 Objetivo general .....	29
1.3.2 Objetivos específicos .....	29
CAPÍTULO II .....	31
METODOLOGÍA .....	31
2.1 Materiales.....	31
2.2 Métodos.....	31
2.2.1 Modalidad de la Investigación .....	31
2.2.2 Recolección de Información .....	32
2.2.3 Procesamiento y Análisis de Datos .....	32

2.2.4 Desarrollo del Proyecto .....	32
CAPÍTULO III .....	34
RESULTADOS Y DISCUSIÓN .....	34
3.1 Análisis y discusión de los resultados.....	34
Entrevista al personal Técnico Militar de la CIDFAE .....	34
Plataformas aéreas no tripuladas desarrolladas por la CIDFAE .....	35
Componentes Principales de la aeronave .....	36
COMPONENTES ELECTRÓNICOS .....	37
Sistema de obtención de energía y carga de baterías .....	37
Sistema de control y navegación de la aeronave.....	38
Sistema de orientación de la aeronave .....	39
El perfil alar y su nomenclatura NACA (NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS) .....	41
Tipos de modelos alares .....	47
Perfil DAE-51 .....	47
Perfil N-60.....	48
Perfil Selig.....	48
Selección de perfil aerodinámico .....	49
Perfil Selig S4083 .....	52
Curvas Aereodinamicas del perfil Seling s4083 .....	53
Eficiencia aerodinamica .....	53
Sustentación aerodinámica.....	54
Eficiencia aerodinámica vs Angulo de ataque .....	54
Coeficiente de Resistencia vs Angulo de ataque.....	55
Coeficiente de momento .....	56
Dimensionamiento del ala.....	57
Superficie alar .....	57
Cuerda punta .....	59
Diedro.....	60
Construcción perfil alar.....	60
CABINA DEL UAV .....	71
Fuselaje .....	71
Tipos de fuselaje .....	71
Reticular .....	71
Monocasco .....	71
Semimonocasco.....	72
COMPONETES DEL FUSELAJE .....	72

Nariz.....	72
Cabina .....	73
Cola .....	74
Dimensionamiento Fuselaje .....	74
Longitud de fuselaje.....	74
Altura fuselaje .....	74
Ancho fuselaje.....	75
CONSTRUCCION FUSELAJE O CABINA .....	75
CONFIGURACION DE LA COLA .....	82
Estabilizador Horizontal.....	86
Tubo de la cola .....	87
Diseño de la cola .....	87
Selección del perfil aerodinámico para la cola horizontal .....	88
Coeficiente de volumen para el estabilizador horizontal .....	88
Estabilizador horizontal .....	89
Distancia (lopt) para reducir la resistencia aerodinámica y el peso del avión .....	89
Superficie de la cola horizontal <b>St</b> .....	90
Estabilizador Vertical.....	91
Superficie del estabilizador vertical .....	91
Selección de un perfil aerodinámico para el estabilizador Vertical .....	91
Relación de aspecto para el estabilizador vertical.....	91
Parámetros necesarios para el estabilizador Vertical .....	92
CONSTRUCCIÓN COLA.....	93
PANELES SOLARES .....	96
Tipos de tecnologías en celdas fotovoltaicas .....	96
Paneles multi Bus Bar .....	96
PERC (Passivated emitter rear cell).....	97
Paneles Bifaciales (doble cara) .....	97
Paneles Half Cell.....	97
Paneles Dual Glass .....	97
IBC Tipo N monocristalinas (células de silicio) .....	98
Paneles Solares SunPower MAX.....	100
Celdas Solares SunPower C-60.....	101
Características eléctricas de las celdas C-60 SunPower .....	102
CONSTRUCCIÓN DE LOS PANELES SOLARES .....	103
Selección de Baterías .....	109

BATERIA 18650 .....	111
Especificación y características de las baterías .....	111
CONSTRUCCION BATERIAS .....	112
Configuración del sistema autónomo .....	115
Estación de control terrestre .....	115
Calibración de la aeronave .....	117
1) Calibración de acelerómetro .....	117
2) Calibración de brújula.....	118
3) Calibración de radio.....	119
4) Tipos de vuelo.....	120
5) Monitor de batería.....	122
Sistema de Control .....	123
Sintonización del controlador PID .....	125
Sistema Energético.....	127
Sistema de baterías .....	130
Sistema de paneles solares o celdas fotovoltaicas.....	131
Cálculo de celdas solares .....	133
Comportamiento de los paneles solares .....	134
Equipamiento electrónico de control .....	135
Micropiloto.....	135
Sistema de posicionamiento GPS.....	140
Controlador de velocidad de motor.....	142
Motor.....	143
Potencia requerida.....	145
Tubo Pitot.....	147
Servomotor.....	148
Módulo regulador panel solar MPPT Cargador .....	151
Equipo de manejo y control RC .....	152
Radio control.....	152
Sistema de gestión de baterías .....	153
Consumo máximo de despegue.....	155
Capacidad de la batería LiPo.....	155
Cálculo de peso UAV.....	155
Cálculo de la Velocidad de pérdida .....	157
Velocidad de crucero.....	160
Velocidad de despegue.....	161

Cálculo del valor de Reynolds .....	162
3.2 Validación del Prototipo .....	163
Primer vuelo UAV prototipo.....	163
VUELO UAVPROTOTIPO CON PESO SIMULADO .....	167
PRIMER VUELO UAV ALA GRANDE.....	172
VUELO UAV CON REDUCCIÓN DE PESO.....	176
VUELO UAV AUTONOMO .....	181
VUELO UAV SOLAR FINAL.....	187
VUELO UAV CON PANELES SOLARES.....	191
VUELO UAV CON BATERIAS DE LIPO .....	191
Funcionamiento paneles solares con batería de iones de litio.....	192
Descarga batería .....	194
CAPÍTULO IV .....	196
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	196
4.1 Conclusiones .....	196
4.2 Recomendaciones.....	197
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	200
ANEXOS .....	205
ANEXO 1 FERIA DE PROYECTOS CIDFAE .....	205

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1: Perfil Aerodinámico de una Aeronave [4].....	10
Figura 2: Perfil Aerodinámico de una Aeronave [4].....	10
Figura 3: Perfil Convexo [7] .....	11
Figura 4: Perfil cóncavo [7] .....	11
Figura 5: Perfil Biconvexo Simétrico [7].....	11
Figura 6: Perfil Supercrítico [7] .....	12
Figura 7: Perfil Alar tipo Z [14].....	12
Figura 8: Clasificación de los UAV's de acuerdo con el uso y la aplicación [15] ...	15
Figura 9: Marco de un UAV [13].....	16
Figura 10 Motor Eléctrico [13] .....	16
Figura: 11 Hélices de la aeronave [13] .....	17
Figura: 12 Batería de Litio [13] .....	17
Figura: 13 Energía de Consumo [13].....	18
Figura: 14 Sistema de control en un UAV [15] .....	20
Figura: 15 Mando de la Aeronave [13].....	21
Figura: 16 Fail Safe [13] .....	22
Figura: 17 Sistema de Posicionamiento GPS [13].....	23
Figura: 18 Placa controladora de Vuelo [13] .....	24
Figura: 19 Controlador de Velocidad [13].....	24
Figura 20: Panel Solar de Silicio Monocristalino [10] .....	26
Figura 21: Panel solar de silicio policristalino [10] .....	27
Figura 22: Celdas solares de silicio amorfo [18] .....	27
Figura 23: Celdas CIGS [10].....	28
Figura 24: Celda solar de Arseniuro de Galio [10].....	29
Figura 25 Esquema grafico general del UAV Elaborado por los autores.....	36
Figura 26 Sistema de obtención de energía y carga de baterías Elaborado por los autores. ....	37
Figura 27 Sistema de control y navegación de la aeronave Elaborado por los autores. .....	38
Figura 28 Sistema de orientación de la aeronave Elaborado por los autores.....	39
Figura 29 Nomenclatura NACA [23].....	41
Figura 30 Perfil Alar NACA [23] .....	42

Figura 31 Parámetros de un perfil de 4 dígitos Elaborado por los autores. ....	44
Figura 32 Características de un perfil NACA de 4 Dígitos Elaborado por los autores. .....	45
Figura 33 Curvas Polares de los valores de Cd y Cl Elaborado por los autores. ....	46
Figura 34 Curvas Polares de los valores de Cd, Cl y Cm Elaborado por los autores.	46
Figura 35 Perfil Alar DAE-51 [24] .....	47
Figura 36 Perfil Alar MH-60 [24].....	48
Figura 37 Perfil Alar SG7037 [24] .....	48
Figura 38 Perfil Alar Sa7038 [24].....	49
Figura 39 Perfil Alar S4083 [24] .....	49
Figura 40 Perfil Alar SG6042 [24] .....	49
Figura 41 Perfil alar Selig s4083 [25].....	52
Figura 42 Curva de la eficiencia aerodinámica [26] .....	53
Figura 43 Curva de la sustentación aerodinámica [26].....	54
Figura 44 Curva de la Eficiencia aerodinámica vs Angulo de ataque [26].....	54
Figura 45 Curva de coeficiente de Resistencia vs Angulo de ataque [27].....	55
Figura 46 Curva de coeficiente de momento [27].....	56
Figura 47 Diseño y corte de las costillas del ala Elaborado por los autores. ....	61
Figura 48 Conjunto de costillas que conformaran la estructura del ala Elaborado por los autores. ....	61
Figura 49 Distribución de las costillas del ala Elaborado por los autores. ....	62
Figura 50 Distribución de la base de las costillas Elaborado por los autores. ....	62
Figura 51 Distribución de las bases del ala Elaborado por los autores.....	63
Figura 52 Colocación de las bases de las costillas Elaborado por los autores. ....	63
Figura 53 Desgaste de las bases Elaborado por los autores. ....	64
Figura 54 Colocación de las bases en la parte inferior de las costillas Elaborado por los autores. ....	64
Figura 55 Colocación de las bases inferiores Elaborado por los autores. ....	65
Figura 56 Colocación de las bases superiores Elaborado por los autores.....	65
Figura 57 Colocación de bases pequeñas en uniones del ala Elaborado por los autores. ....	66
Figura 58 Igualación de las superficies del ala Elaborado por los autores. ....	66
Figura 59 Estructura de la mitad izquierda del ala Elaborado por los autores.....	67

Figura 60 Construcción de la parte derecha de ala Elaborado por los autores. ....	67
Figura 61 Colocación de base posterior de la costilla Elaborado por los autores.....	68
Figura 62 Diseño del recubrimiento de las alas Elaborado por los autores. ....	68
Figura 63 Colocación de recubrimiento con madera de balsa Elaborado por los autores. ....	69
Figura 64 Diseño estructural para la colocación de los Ser Motores Elaborado por los autores. ....	69
Figura 65 Colocación de Vinil adhesivo en el ala del UAV Elaborado por los autores. .....	70
Figura 66 Ala del UAV finalizada Elaborado por los autores. ....	70
Figura 67 Fuselaje del UAV [19].....	71
Figura 68 Fuselaje monocasco [19] .....	72
Figura 69 Fuselaje Semimonocasco [19] .....	72
Figura 70 Finura de la nariz [28].....	73
Figura 71 Molde para la cabina del UAV Elaborado por los autores. ....	76
Figura 72 Laminado de la cabina Elaborado por los autores. ....	76
Figura 73 Succión al vacío para los componentes de la cabina Elaborado por los autores. ....	77
Figura 74 Unión de la cabina de la aeronave Elaborado por los autores. ....	77
Figura 75 Corte de las superficies sobrantes de la cabina del UAV Elaborado por los autores. ....	78
Figura 76 Acople de unión para la cabina y la cola del UAV Elaborado por los autores. ....	78
Figura 77 Vista preliminar acople de unión Elaborado por los autores. ....	79
Figura 78 Vista preliminar de impresión en 3D Elaborado por los autores.....	79
Figura 79 Verificación del modelo de impresión en 3D Elaborado por los autores..	80
Figura 80 Impresión del acople de unión de la cola con la cabina Elaborado por los autores. ....	80
Figura 81 Estructura final de unión de la cola con la cabina Elaborado por los autores. ....	81
Figura 82 Acople de la cola con la cabina Elaborado por los autores. ....	81
Figura 83 Estabilizador Convencional [30] .....	82
Figura 84 Estabilizador en V [30].....	83

Figura 85 Estabilizador en T [30] .....	83
Figura 86 Estabilizador en Y [30].....	84
Figura 87 Estabilizador en H [30].....	84
Figura 88 Cola tipo T invertida [30] .....	85
Figura 89 Movimiento realizado por el estabilizador vertical [31].....	86
Figura 90 Movimiento realizado por el estabilizador horizontal [31] .....	86
Figura 91 Tubo de Fibra de carbono [28] .....	87
Figura 92 Distancia entre centro aerodinámico y centro de gravedad [32] .....	89
Figura 93 Parámetros del estabilizador Vertical [19] .....	92
Figura 94 Construcción de la cola con superficies cuadradas y tubo cuadrado Elaborado por los autores.....	93
Figura 95 Colocación de bisagras para alerones en la cola Elaborado por los autores. .....	94
Figura 96 Colocación de alerones en los estabilizadores Elaborado por los autores.	94
Figura 97 Configuración de los servomotores Elaborado por los autores. ....	95
Figura 98 Construcción de la cola con variaciones en su peso Elaborado por los autores. ....	95
Figura 99 Cola de la aeronave Elaborado por los autores.....	96
Figura 100 Eficiencia de celdas solares según el tipo de tecnología [31].....	98
Figura 101 Celda Solar [31].....	99
Figura 102 Construcción de paneles solares Elaborado por los autores. ....	103
Figura 103 Colocación de los paneles solares en la lámina de plástico Elaborado por los autores. ....	104
Figura 104 Corte de las superficies de soldadura de las celdas Elaborado por los autores. ....	104
Figura 105 Corte de las superficies de soldadura individual Elaborado por los autores. ....	105
Figura 106 Colocación de las celdas dentro de la lámina plástica Elaborado por los autores. ....	105
Figura 107 Proceso de emplastificar las celdas solares Elaborado por los autores....	106
Figura 108 Celdas solares emplastificadas Elaborado por los autores. ....	106
Figura 109 Soldadura de las celdas solares Elaborado por los autores.....	107
Figura 110 Verificación del voltaje de salida Elaborado por los autores. ....	107

Figura 111 Colocación de los paneles solares en el ala Elaborado por los autores.	108
Figura 112 Medición de voltajes de un panel solar Elaborado por los autores.....	108
Figura 113 Polaridad de las baterías [32].....	112
Figura 114 Sujetadores plásticos para baterías Elaborado por los autores. ....	113
Figura 115 Distribución de baterías Elaborado por los autores. ....	113
Figura 116 Construcción del banco de baterías Elaborado por los autores. ....	113
Figura 117 Proceso de suelda de baterías Elaborado por los autores. ....	114
Figura 118 Comprobación del estado de las baterías Elaborado por los autores. ....	114
Figura 119 Conexión de las baterías con la BMS Elaborado por los autores. ....	115
Figura 120 Firmware de Mission Planner Elaborado por los autores.....	117
Figura 121 Calibración de brújula Elaborado por los autores. ....	118
Figura 122 Orientación calibrada del UAV Elaborado por los autores. ....	119
Figura 123 Valores de calibración de radio Elaborado por los autores. ....	120
Figura 124 Modos de vuelo del UAV Elaborado por los autores. ....	122
Figura 125 Monitor de batería Elaborado por los autores.....	123
Figura 126 Sistema de control del UAV Elaborado por los autores.....	124
Figura 127 Arreglo de celdas en serie [34].....	132
Figura 128 Conexión de celdas solares en paralelo [34].....	132
Figura 129 Voltaje generado por las celdas solares [31] .....	135
Figura 130 PixHawk Versión 2 [35] .....	140
Figura 131 GPS [36] .....	142
Figura 132 Controlador de Velocidad [37] .....	143
Figura 133 Motor Brushless [19] .....	144
Figura 134 Tubo Pitot [38].....	148
Figura 135 Modulo regulador cargador solar MPPT [39] .....	151
Figura 136 Receptor FUTABA R3008SB [44].....	153
Figura 137 Funciones de la BMS [42] .....	154
Figura 138 Verificación del sentido del viento Elaborado por los autores.....	164
Figura 139 Lanzamiento del UAV Elaborado por los autores. ....	165
Figura 140 Prototipo UAV Elaborado por los autores.....	165
Figura 141 Vuelo UAV Elaborado por los autores.....	166
Figura 142 Aterrizaje del UAV .....	166
Figura 143 Peso del UAV Elaborado por los autores. ....	168

Figura 144 Colocación del peso simulado Elaborado por los autores. ....	168
Figura 145 Lanzamiento del UAV Elaborado por los autores. ....	169
Figura 146 Colocación de una hélice plegable en el UAV Elaborado por los autores. .....	169
Figura 147 Prototipo UAV con simulación de peso de los paneles solares Elaborado por los autores. ....	170
Figura 148 Vuelo del prototipo UAV Elaborado por los autores. ....	171
Figura 149 Aterrizaje prototipo UAV Elaborado por los autores. ....	171
Figura 150 Ala UAV Elaborado por los autores. ....	173
Figura 151 Colocación de los paneles solares en el UAV Elaborado por los autores. .....	173
Figura 152 Cola tipo T del UAV Elaborado por los autores. ....	174
Figura 153 Modificación del tamaño de la cabina Elaborado por los autores. ....	174
Figura 154 Lanzamiento del UAV Elaborado por los autores. ....	175
Figura 155 Vuelo UAV Elaborado por los autores. ....	175
Figura 156 Aterrizaje del UAV Elaborado por los autores. ....	176
Figura 157 Prototipo UAV Elaborado por los autores. ....	177
Figura 158 Acoplamiento de hélice plegable Elaborado por los autores. ....	177
Figura 159 Mejoramiento de la cola del UAV Elaborado por los autores. ....	178
Figura 160 Mejoramiento de la cabina del UAV Elaborado por los autores. ....	178
Figura 161 Acople de la cola del UAV Elaborado por los autores. ....	179
Figura 162 Lanzamiento del UAV Elaborado por los autores. ....	179
Figura 163 Vuelo UAV Elaborado por los autores. ....	180
Figura 164 Aterrizaje del UAV Elaborado por los autores. ....	180
Figura 165 UAV autónomo Elaborado por los autores. ....	181
Figura 166 Calibración del Control - UAV Elaborado por los autores. ....	182
Figura 167 Instalación de librería para UAV Elaborado por los autores. ....	182
Figura 168 Calibración en Misión Planner Elaborado por los autores. ....	183
Figura 169 Calibración del control vinculado al software Misión Planner Elaborado por los autores. ....	183
Figura 170 Lanzamiento UAV autónomo Elaborado por los autores. ....	184
Figura 171 Cambio de modo manual a Eloiter Elaborado por los autores. ....	184

Figura 172 Vuelo modo aloiter sin la necesidad de ser controlada por el piloto Elaborado por los autores.....	185
Figura 173 UAV en modo aloiter en el aire Elaborado por los autores. ....	185
Figura 174 Monitoreo Mission Planner Elaborado por los autores. ....	186
Figura 175 Aterrizaje UAV de vuelo autónomo Elaborado por los autores. ....	186
Figura 176 Paneles Solares en el ala Elaborado por los autores. ....	188
Figura 177 comprobación de motor y alerones con energía solar Elaborado por los autores. ....	188
Figura 178 Lanzamiento UAV Solar Elaborado por los autores. ....	189
Figura 179 comprobación del funcionamiento con misión planner Elaborado por los autores. ....	189
Figura 180 Modo aloiter UAV solar Elaborado por los autores. ....	190
Figura 181 Aterrizaje UAV solar Elaborado por los autores. ....	190
Figura 182 Tiempo de carga de batería Elaborado por los autores.....	192
Figura 183 Tiempo de carga de batería Elaborado por los autores.....	193
Figura 184 Descarga de la batería Elaborado por los autores.....	194

## INDICE DE TABLAS

Tabla 1 Clasificación de los UAV's [12].....	13
Tabla 2 Clasificación de los UAV's Civiles [10].....	14
Tabla 3 Prototipos desarrollados por la CIDFAE .....	35
Tabla 4 Componentes de la aeronave.....	40
Tabla 5 Ventajas y Desventajas de los Perfiles Alares [23].....	42
Tabla 6 Modelos de perfiles alares para UAV solares [19].....	50
Tabla 7 Tipos de perfiles alares en consideración [19].....	51
Tabla 8 El coeficiente de la carga alar [28].....	58
Tabla 9 Medidas de los dispositivos utilizados en el proyecto Elaborado por los autores. ....	75
Tabla 10 Tabla de valoración del tipo de cola Elaborado por los autores. ....	85
Tabla 11 Parámetros de localización y configuración de la cola Elaborado por los autores. ....	87
Tabla 12 Valores de coeficientes de estabilizadores [19].....	88
Tabla 13 Eficiencia de los Paneles Solares [34] .....	99
Tabla 14 Celdas SunPower y celdas convencionales [34].....	101
Tabla 15 Características Eléctricas Celdas C-60 SunPower [34] .....	102
Tabla 16 Pruebas de mediciones de voltaje de un panel solar. Elaborado por los autores. ....	109
Tabla 17 Características Principales de Tipos de Baterías [34].....	110
Tabla 18 Características Eléctricas Baterías 18650 Elaborado por los autores. ....	110
Tabla 19 Características de las baterías 18650 [32].....	111
Tabla 20 Características de las estaciones de control terrestre [19].....	116
Tabla 21 Canales de transmisión [19].....	119
Tabla 22 Modos de vuelo [19] .....	121
Tabla 23 Valores de giro Roll y Pitch [19] .....	126
Tabla 24 Consumo energético del UAV [19] .....	127
Tabla 25 Factores para el cálculo del rendimiento global [19].....	129
Tabla 26 Comparativa de Micropilotos [35].....	136
Tabla 27 Comparativa de GPS [36] .....	141
Tabla 28 Comparativa de controlador de velocidad [37].....	143
Tabla 29 Coeficiente de relación empuje/peso [19].....	144

Tabla 30 Relación potencia empuje en función de KV [38].....	145
Tabla 31 Características del motor [39].....	147
Tabla 32 Características generales Tubo Pitot [38] .....	148
Tabla 33 Características de los Servomotores [42].....	149
Tabla 34 Características del control T10J Futaba [41] .....	152
Tabla 35 Características Receptor Futaba R3008SB [41].....	153
Tabla 36 Características de la BMS [31] .....	154
Tabla 37 Peso de los componentes electrónicos del UAV Elaborado por los autores. .....	155
Tabla 38 Peso estructural del UAV Elaborado por los autores.....	156
Tabla 39 Condiciones atmosféricas del aeropuerto de Chachoán [28].....	158
Tabla 40 Característica estándar de la atmosfera [28] .....	159
Tabla 41 Características del perfil Selig [40].....	160
Tabla 42 Primer vuelo del prototipo UAV Elaborado por los autores.....	163
Tabla 43 Características del vuelo del UAV con peso simulado Elaborado por los autores. ....	167
Tabla 44 Características del primer vuelo del UAV de ala grande Elaborado por los autores. ....	172
Tabla 45 Vuelo UAV con reducción de peso Elaborado por los autores.....	176
Tabla 46 Características de vuelo autónomo del UAV Elaborado por los autores..	181
Tabla 47 Características de vuelo del UAV solar Elaborado por los autores. ....	187
Tabla 48 Vuelos del UAV utilizando paneles solares Elaborado por los autores....	191
Tabla 49 Vuelos UAV automático y reducción de peso Elaborado por los autores.	192
Tabla 50 Carga de baterías en diferentes días Elaborado por los autores.....	193
Tabla 51 Descarga de baterías en diferentes días Elaborado por los autores.....	195

## RESUMEN EJECUTIVO

El trabajo de investigación consiste en el diseño y construcción de un vehículo aéreo no tripulado, para misiones estratégicas del centro de investigaciones de la FAE, utilizando paneles solares. Para esto se partió con un análisis y conversatorio con personal de la CIDFAE determinando las necesidades y problemáticas existentes entre los UAV's con los que cuentan para el desarrollo de misiones. Esto permitió tener una mejor visión para la implementación del sistema energético con la cual se va a alimentar a todos los dispositivos dentro de la cabina de la plataforma.

Para la construcción del vehículo Aéreo no tripulado se adquirió los diferentes dispositivos y materiales en base a los diferentes perfiles aerodinámicos existentes empleando el que presento mayor resistencia y robustez al momento de maniobrar la aeronave, logrando así tener vuelos estables y confiables.

Por último, se procedió a la elaboración de un conjunto de pruebas las mismas que fueron realizadas en el aeropuerto de Chachoan para analizar el funcionamiento y el comportamiento de la aeronave e ir calibrando y obtener un vuelo autónomo y solar.

Con todo lo anterior mencionado se obtuvo como resultado un vehículo aéreo no tripulado energizado mediante paneles fotovoltaicos siendo fundamental para mejorar el tiempo de vuelo y el desempeño del UAV, además de que el prototipo presenta las ventajas de tener autonomía en los vuelos con rutas previamente planificadas.

**Palabras Clave:** Control, autonomía, micropiloto, aerodinámica, conectividad, sensorización.

## ABSTRACT

This research work consists of the design and construction of an unmanned aerial vehicle, for strategic missions of the Ecuadorian Air Force research center, using solar panels. We started with an analysis and discussion with the team from the research and development center of the Ecuadorian air force, determining the needs and problems existing among the unmanned aerial vehicles that have been developed for missions. This allowed having a better vision for the implementation of the energy system with which all the devices inside the cabin of the platform will be powered with.

For the design and construction of the prototype of the aircraft, various parameters were considered, among which we can distinguish the dimensions of the fuselage of the cabin, wing, and tail, as well as the dimensioning of the weight, based on the electronic and mechanical components that integrate the different systems, the same that will allow us to improve the flight autonomy of the unmanned aerial vehicles. Also, have better communication from the land base to the platform, and improve the energy supply system by obtaining, processing, converting, and using renewable energies present in the environment.

The Ecuadorian Air Force research center does not have an autonomous unmanned aerial vehicle platform with the capacity to make flights for long periods, robust and with a design that allows the evolution and adaptation of new technologies in it. Therefore, the need to implement, design, and build an autonomous unmanned aerial vehicle system with an efficient communication link and with the capacity to make use of the renewable energy obtained from the sun, furthermore fully functional to enable missions that require the aircraft to remain or perform more durable flights.

**Keywords:** Control, autonomy, micropilot, aerodynamic, connectivity, sensorization.

# **CAPÍTULO I**

## **MARCO TEORICO**

### **1.1 Tema de Investigación**

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN UAV, PARA MISIONES ESTRATÉGICAS DEL CENTRO DE INVESTIGACIONES DE LA FAE, UTILIZANDO PANELES SOLARES

### **1.2 Antecedentes Investigativos**

Los drones o UAV's se han convertido en sistemas totalmente versátiles, de gran importancia en el ámbito militar, civil y empresarial ya que permite la reducción de costos en la gestión, planificación, y construcción de proyectos, permitiendo producir resultados de manera más rápida y eficaz. Una de las características más importantes de estas plataformas es que duplican su relación precio/rendimiento cada 9 meses, es decir que su exponente es el doble que han tenido los ordenadores según la ley de Moore, de esta forma un UAV que en la actualidad tenga la capacidad de transportar una carga de 4 Kg a una distancia de 20 Km dentro de 9 meses podrá transportar 8Kg. Se puede mencionar que estaremos a inicios de una gran revolución ya no solamente de la utilización de estos equipos en el ámbito militar y civil, sino que también empresarial ya que se habla de una gran aportación de los mismos en la industria del transporte, tanto así que expertos de la comisión europea estiman que dentro de 10 años este tipo de plataformas ocuparan el 10% de actividades relacionadas en el sector de la aviación. La necesidad de adaptar sistemas nuevos a las plataformas debido a un mercado cambiante abre la necesidad de implementar UAV's con características actuales que llenen la brecha de plataformas con un solo fin en específico.

En la Universidad Tecnológica de Perú en el año 2017 Eduardo Pilco, realiza el estudio, diseño y la implementación sobre un Sistema de control de actitud de un UAV

tipo Quadrotor utilizando una FPGA, el sistema de control es comúnmente conocido como computador o autopiloto el cual se encuentra presente en la plataforma aérea. Para el desarrollo del hardware se han tomado en cuenta varios periféricos que cumplen con funciones como lo son la adquisición de señales de referencia de los sensores, control de motores y la descarga de telemetría a una estación terrena de control. Para el hardware desarrollado se optó además por la creación de un software para el mismo, utilizando el programa Matlab. El control de actitud propuesto está orientado a dos funciones específicas, el primero es controlar las velocidades angulares de cada uno de los motores, y el segundo se encuentra enfocado a controlar los ángulos de orientación. La tecnología FPGA es considerada cada vez más por los desarrolladores de estos prototipos debido a que gracias a su rendimiento y procesamiento de datos con adecuadas para proyectos ligados a telecomunicaciones, procesamiento de señales e imágenes, robótica, sistemas aeroespaciales y de defensa. [1]

En la Universidad Católica de Colombia en el año 2019 Esteban Camilo Pacanchique Gamba, realiza un análisis de Modelamiento de un sistema de control de un vehículo aéreo no tripulado destinado a cumplir objetivos agrícolas, en el cual se establece que el sistema de control de un UVA's es de lazo cerrado debido a que poseen la capacidad de cumplir ciertas rutinas de vuelo de manera completamente autónomas, incluyendo el despegue, seguimiento de trayectorias, y aterrizaje. Para lograr esto es necesario la utilización de diversos sensores que permitan a la aeronave determinar su posicionamiento y orientación, además de un algoritmo que le permita interpretar las señales o datos obtenidos de los sensores, para así poder tomar una decisión acertada a cerca de las tareas que debe cumplir. Por lo general cuando se habla de vehículos aéreos no tripulados, el sistema de control hace referencia a un sistema con 6 o más grados de libertad, perteneciendo a un modelo no lineal, debido a que el sistema debe ser controlable de manera lógica. Los modelos matemáticos establecidos van a ser parte del mecanismo de vuelo del UAV debido a que estos brindan autonomía y respuestas acertadas a los controles de la aeronave, estos modelos matemáticos son definidos como un tipo de software que dependerán mucho de la tarjeta de vuelo que se utilice. Entre los más conocidos se encuentra Ardupilot que es el más testeado y

sobre el cual funcionan varias tarjetas controladoras más versátiles y precisas del mercado de la aeronáutica. [2]

En el Departamento de Ingeniería Aeroespacial, en la Universidad de Chandigarh, en el año 2020, Sourav Pal, Aadya Mishra y Prabhat Singh, realizan un estudio de las Tendencias recientes en UAV's con energía solar de larga duración, en donde se identifica que los vehículos aéreos no tripulados, están siendo utilizados tanto en el ámbito militar como en el ámbito civil, para misiones de teledetección, transmisión de datos, vigilancia entre otros.

Esto requiere de largas horas de vuelo, o mucha resistencia en la batería de las aeronaves, en la actualidad la utilización de combustibles fósiles está disminuyendo, por lo cual se plantea como la solución más viable el emplear energía solar como una alternativa de suministro de energía. La abundancia de energía solar en la naturaleza es grande por lo que resulta más fácil aprovecharla y extraer un trabajo útil de ella. El estudio a realizarse en el presente proyecto abarca los parámetros y las limitaciones de la utilización de este tipo de energía.

Los atributos de las plataformas no tripuladas como el alcance, la resistencia, la velocidad de ascenso han mejorado debido a los diferentes diseños no convencionales, todos estos factores dan paso a una nueva era en la industria aeroespacial moderna. Dado que se pretende reducir la utilización de combustibles fósiles, se apuesta en la actualidad por el desarrollo de estas plataformas utilizando fuentes de energía renovables, como un método para incrementar el tiempo de vuelo de las aeronaves, debido a que las misiones militares implican que el vuelo de las mismas sea de larga duración. [3]

En el Instituto de Tecnología de Manipal India, en el año 2019, Ojas Tyagi, realiza el diseño y análisis de un UAV solar, debido al crecimiento de la conciencia ambiental y la necesidad de creación de plataformas de vigilancia con una duración de vuelo extendida, haciendo necesario que se establezca el uso de energía renovable. Sin embargo, debido a las limitaciones tecnológicas actuales, la energía solar es la fuente más viable para alimentar un UAV. Se puede lograr un largo alcance o una larga

duración de vuelo mediante el uso de energía solar con baterías de alta densidad, todos estos aspectos dependen del uso que se le vaya a dar a la plataforma. En el diseño de la aeronave, se debe tomar en cuenta el perfil aerodinámico de la nave, debido a que gracias a este aspecto se pueden colocar diferentes sensores y en este caso, se puede añadir celdas fotovoltaicas, para la transformación de energía solar en energía eléctrica, capaz de alimentar a los componentes de la aeronave. El diseño del fuselaje se llevó a cabo en base a los parámetros geométricos de las alas y demás componentes del UAV. Cabe recalcar que el perfil de la aeronave también dependerá de la aplicación a la que este destinada la plataforma. El objetivo del trabajo es maximizar el parámetro de resistencia del UAV, la relación de planeo y la eficiencia aerodinámica. Los resultados del trabajo muestran que el UAV solar tuvo un tiempo de vuelo de 24 horas por lo cual se considera como una alternativa viable la construcción de este tipo de plataforma. [4]

En la Universidad Técnica de Ambato, en el año 2019, Alex Daniel Chipantiza Bombón, desarrolla “diseño y construcción estructural de un prototipo de avión no tripulado táctico con sistema modular desmontable para el centro de investigación y desarrollo de la FUERZA AÉREA ECUATORIANA de la ciudad de Ambato”, el cual tiene como objetivo facilitar el transporte de este hacia diferentes misiones, reduciendo así el espacio ocupado por la aeronave en el medio de transporte que se elija.

Para el diseño y construcción del prototipo de la aeronave se tomaron en cuenta diversos parámetros entre los cuales se puede distinguir las dimensiones del fuselaje de la cabina, ala y cola, así como el dimensionamiento del peso, en base a los componentes electrónicos y mecánicos que integran los diferentes sistemas, los mismos que permitirán mejorar la autonomía de vuelo del UAV, tener una mejor comunicación desde la base terrestre hacia la plataforma, y mejorar el sistema de suministro de energía mediante la obtención, tratamiento, conversión y aprovechamiento de las energías renovables presentes en el medio ambiente.

La elaboración de la estructura se la realizo mediante materiales compuestos, como la fibra de carbono y resina epóxica. Finalmente se obtuvo la estructura del prototipo

UAV, siendo este un prototipo que se puede desmontar con facilidad, cumpliendo así con los requerimientos establecidos por el Centro de Investigación. [5]

### **1.2.1 Contextualización del problema**

El avance acelerado de las tecnologías utilizadas en la aviación, y el uso de los sistemas UAV, ha experimentado un aumento notable, tanto en el ámbito civil como en el ámbito militar, debido a los múltiples beneficios que aportan este tipo de sistemas. El uso de estas aeronaves permite elevar la eficiencia y seguridad del cumplimiento de las misiones relativamente complejas, extendiendo los límites que involucra la utilización de los UAV's. La mejora de la eficiencia se puede ver reflejada en la reducción de tiempos de respuesta en la ejecución de misiones. Por otro lado, la confiabilidad, y robustez viene dado por el hecho de que al ser sistemas autónomos no se tiene presente el riesgo de malas maniobras, o agotamiento físico por parte de los operarios. Los sistemas UAV's pueden estar diseñados y fabricados con diferentes características y capacidades brindando una amplia gama de configuraciones posibles. [6] Las plataformas aéreas son utilizadas en numerosas aplicaciones, al ser dispositivos controlados por un mando permiten la obtención de información de lugares inaccesibles, además de poseer dispositivos sensoriales que permiten recolectar todo tipo de información.

Ecuador con el objetivo de finalizar con los gastos que implicaba la utilización de grandes aeronaves, y por ende altos valores en el consumo de combustibles implemento el PLAN DE SOBERANIA ENERGETICA en el 2009, para lo cual adquirió dos vehículos denominados HERON y SEARCHER, a Israel Aerospace Industries, los cuales, controlados desde la base aeronaval de Manta, son utilizados para operaciones antinarcóticas, vigilancia fronteriza y de control de pesca ilícita. [7]. Se ha planteado además la utilización de este tipo de plataformas para el monitoreo de las islas Galápagos. Ya que se ha encontrado la necesidad del control de pesca ilegal, este proyecto fue denominado como "Galápagos UAV" el cual se desarrolló en coordinación con la Universidad San Francisco de Quito y Embry Riddle Aeronautical University. Los beneficiarios de este proyecto fueron todas las especies de flora y fauna pertenecientes a las islas Galápagos. Otro de los proyectos desarrollados con el

uso de UAV fue el denominado proyecto “RPV Cotopaxi” el cual fue ejecutado de manera exitosa. [7]

La Dirección de Investigación y Desarrollo e Innovación del Instituto Espacial Ecuatoriano, ha desarrollado e implementado un prototipo de UAV, de ala fija denominado ANKA, el cual ha sido construido de acuerdo a las características atmosféricas y de altitud del Ecuador, con el con objetivo de realizar una correcta recopilación de datos, con la utilización de diversos sensores colocados de manera estratégica en dicha plataforma. [8]

En la actualidad el Centro de Investigación y Desarrollo cuenta con una aeronave táctica denominada COLIBRI, la cual es una plataforma eficiente y con un sistema de telemetría con un alcance de hasta 800 metros, además de contar con transmisión de video de baja calidad, esta aeronave no ha podido ser utilizada en misiones reales debido a que las condiciones topográficas del país requieren de un sistema con mayor autonomía, ya que al perder la visión directa con la aeronave se requiere que la misma permanezca el tiempo suficiente para realizar su retorno.

Este centro de investigación, no cuenta con una plataforma UAV autónoma con capacidad de realizar vuelos por tiempos prolongados, robusta y con un diseño que permita a evolución y adaptación de nuevas tecnologías en la misma, de allí nace la necesidad de implementar, diseñar y construir un sistema UAV autónomo con un enlace de comunicación eficiente y con capacidad de realizar un aprovechamiento de la energía renovable obtenida del sol, totalmente funcional que permita cumplir con misiones que requieran que la aeronave permanezca o cumpla vuelos más duraderos.

### **1.2.2 Fundamentación teórica**

#### **Vehículos Aéreos No Tripulados**

Los vehículos aéreos no tripulados (UAV) por sus siglas en inglés, Unmanned Aerial Vehicles, han representado un tema de estudio muy activa durante los últimos años. Están definidas como aeronaves con capacidad de vuelo autónomo,

es decir pueden volar sin la necesidad de un piloto humano a bordo de la plataforma. Pueden ser remotamente controlados o volar de forma autónoma con un plan de vuelo previamente establecido o programado mediante el uso de sistemas de control complejos. La autonomía está directamente relacionada con la capacidad de estos vehículos para responder ante sucesos inesperados o aleatorios durante sus diversas misiones de vuelos. [9]

Los primeros desarrollos en este campo fueron con fines militares, con el objetivo de evitar poner en riesgo la vida de los pilotos e incrementar de alguna manera la autonomía de este tipo de aeronaves, debido a que una maquina no sufre de agotamiento físico a diferencia de un humano. Además de ahorrar peso, al prescindir de elementos de soporte vital para los pilotos humanos como lo son el oxígeno, presurización, ergonomía, paracaídas entre otros. También han sido utilizados de manera civil, gozando así de un crecimiento y popularidad, dependiendo siempre de la diversificación y uso que se le requiera brindar. Dentro de las aplicaciones a las que pueden estar destinados este tipo de plataformas son: aplicaciones de vigilancia aérea, búsqueda y rescate, inspección agrícola e industrial, fotografía aérea convencional, mapeo y modelados en 3D. [10]

## **Aplicaciones de los UAV's energizados mediante paneles solares**

### **Zephyr de Airbus**

El Zephyr es un avión compuesto por un bimotor grande, con una envergadura de 28 metros y un peso de 60 kg. Esta plataforma posee tres récords mundiales al haber cumplido con la autonomía más larga con una duración de 336 horas, otro por alcanzar el techo más alto siendo este de 21562 metros y el vuelo más prolongado este tuvo una duración de 23h con 47 minutos. Esta aeronave alcanza una velocidad máxima de 55km/h gracias a sus motores de 500 Watts de potencia cada uno, puede transportar una carga útil de hasta 5kg. Airbus lo propone como una alternativa de menor costo comparado con satélites de vigilancia o aeronaves convencionales, este puede sobrevolar áreas específicas al igual que un avión, y a su vez puede proveer de comunicaciones y reconocimiento ininterrumpido como lo haría un satélite. El diseño de esta aeronave ha sido probado en condiciones

extremas, su estructura fue fabricada con tubos de pared delgada, hechos de carbono en resina epoxídica, un material de alta resistencia. Los paneles solares que energizan al Zephyr cubren prácticamente en su totalidad a las alas de la aeronave y demás superficies de control y son fabricados por Ovonix LLC, son flexibles y ligeros y se integran a las superficies de la plataforma. Las celdas solares son de Silicio amorfo no se afectan ante las altas temperaturas, al contrario de las celdas de silicio cristalino. La energía entregada por los paneles es aproximadamente  $1.35\text{kW/m}^2$ . Las baterías que reciben dicha energía son de sulfuro de litio, y entregan una potencia de  $350\text{Wh/kg}$  y cada celda entrega  $2.1\text{ V}$ . [10]

### **Solar de Titan Aerospace (propiedad de Google)**

Este es un avión Hale (High Altitude Long Endurance) solar, financiado por Google, creado con el objetivo de contribuir a la cobertura de internet alrededor del mundo. Fue creado como apoyo a otro proyecto, el cual consta de globos aerostáticos los cuales cumplen la misma función. En esta plataforma se planificaron dos versiones, la Solara 50 y Solara 60. La Solara 50, tuvo unas dimensiones de 50 metros de envergadura y 15 metros de largo, compuesta por 3000 celdas solares con capacidad de producir  $7\text{kW}$  de potencia que serían las encargadas de cargar las baterías de litio-ion, alcanzando una velocidad de  $105\text{km/h}$ . su techo máximo se estimó en una altura de  $20\text{km}$  y podría transportar una carga útil de  $32\text{kg}$ . [10] Solara 60 tendría prestaciones parecidas pero su envergadura tendría una dimensión de 60 metros permitiendo así colocar una mayor cantidad de paneles solares y por ende teniendo la capacidad de transportar una carga útil más extensa.

### **Proyecto Loon**

Es una iniciativa de Google con el objetivo de establecer un anillo de conectividad dirigida a zonas rurales, permitiendo así que se pueda proveer de internet LTE a través de un globo. Las cubiertas de los globos están compuestas de filamentos de polietileno y tienen una dimensión de  $15\text{ m}$  de ancho por  $12\text{ m}$  de alto cuando

están infladas, están diseñadas para permanecer en la estratosfera durante aproximadamente 100 días. Los componentes ubicados en esta plataforma son alimentados mediante energía solar, y son producidos por células solares monocristalinas de alto rendimiento. Con el sol pleno, los paneles producen aproximadamente 100 Watts. Siendo esta la energía suficiente para energizar los circuitos electrónicos ubicados en una canasta similar a la de los globos aerostáticos. En este proyecto se utilizaron baterías de iones de litio para almacenar energía y de modo que esta pueda ser utilizada durante la noche, cuando no se cuenta con el sol. [10]

### **Aguila de Facebook**

Para competir contra Solara y Loon de Google, la empresa Facebook, pretendía brindar internet de mayor velocidad a todos los rincones del planeta mediante la utilización de una red de UAV's, que funcionen como satélites de baja orbita. El equipo encargado de poner en marcha este proyecto fue Facebook Aviation Team, quienes construyeron un prototipo impulsado por 4 motores eléctricos.

Sus dimensiones eran de 43 metros y una masa de aproximadamente 399kg. La aeronave no contaba con un tren de aterrizaje, por lo que era elevada a la atmosfera con la ayuda de globos aerostáticos, hasta los 27 km de altitud. Fue diseñado para usar sus motores y ser guiado por señales laser desde e suelo mientras este proveía de internet a un radio de 50 km. [10]

### **Aerodinámica**

Esta establecida como una especialidad mecánica que analiza la interacción entre un cuerpo y un elemento solido cuando están en movimiento. Teniendo como objetivo evaluar las fuerzas, momentos y la transferencia de calor provocado por el movimiento relativo alrededor de los cuerpos, y definir las propiedades del flujo a través de los conductos presentes en el perfil aerodinámico. [5]

## Perfiles Aerodinámicos

Los perfiles aerodinámicos varían de forma individual o total, dependiendo de las características para las cuales sean diseñados los UAV's, en la actualidad se cuenta con una variedad de perfiles de aviones. Los cálculos para el perfil de la aeronave se las realizan en condiciones estables de vuelo, buscando de esta manera una estabilidad entre las condiciones de la plataforma y las condiciones de suministro de energía. [4]

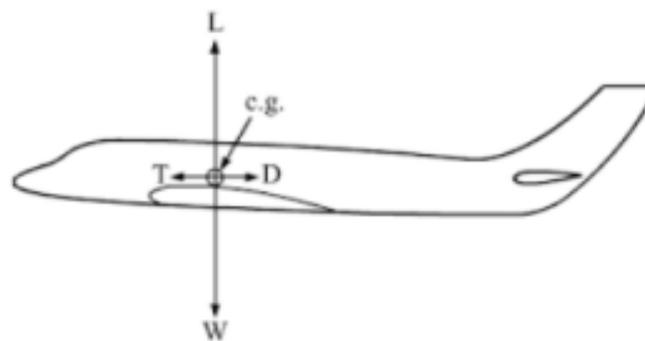


Figura 1: Perfil Aerodinámico de una Aeronave [4]

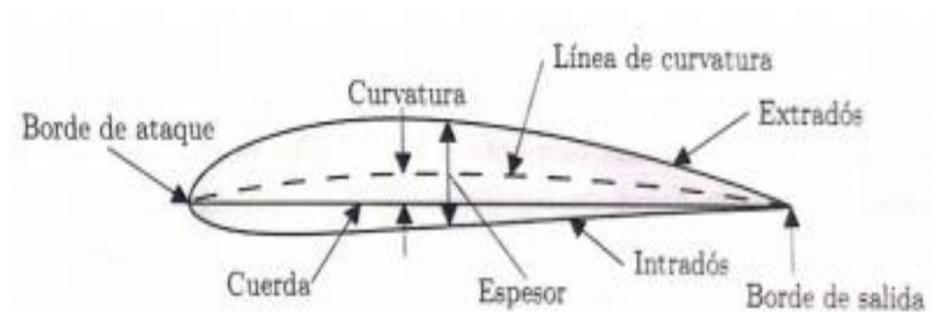


Figura 2: Perfil Aerodinámico de una Aeronave [4]

## Perfil Plano-Convexo

En este tipo de perfil la superficie inferior es recta y la superficie superior es curva. [5]



Figura 3: Perfil Convexo [7]

### **Perfil Cóncavo-Conexo**

En este tipo de perfil alar el intradós es curvado hacia dentro, la cuerda es la distancia en línea recta entre el extremo del borde de ataque y el borde de salida. [5]



Figura 4: Perfil cóncavo [7]

### **Perfil Biconvexo Simétrico**

Este tipo de perfil es utilizado en aeronaves de alta velocidad, en donde las curvas del intradós y extradós son iguales. [5]



Figura 5: Perfil Biconvexo Simétrico [7]

### **Perfil Supercrítico**

Es un tipo de perfil que se utiliza en aeronaves que alcanzan velocidades cercanas a la velocidad del sonido. [5]



Figura 6: Perfil Supercrítico [7]

### Perfil Alar

Dependerá específicamente de la aplicación para la cual fue creada el UAV, en la actualidad al realizar el estudio sobre la utilización de energía solar en las aeronaves se toma en cuenta el perfil alar de la aeronave, tomando como punto de partida al ala plana, pero también se realizan estudios sobre un ala tipo z, la cual consiste en un modelado de las alas en zigzag, para que pueda tener una mayor interacción con la energía solar, buscando con esto captar la mayor parte de energía. [11]



Figura 7: Perfil Alar tipo Z [14]

Al tener diferente posicionamiento de las alas, se identifica que el sol tendrá una mayor concentración, en los paneles solares colocados en las alas de la aeronave. La intensidad de la radiación solar dependerá de las condiciones climáticas del sector o localización en donde la aeronave vaya a operar, por lo cual es recomendable estudiar los perfiles climáticos de la zona de trabajo. [11]

## Clasificación de los UAV's según su tipo de ala

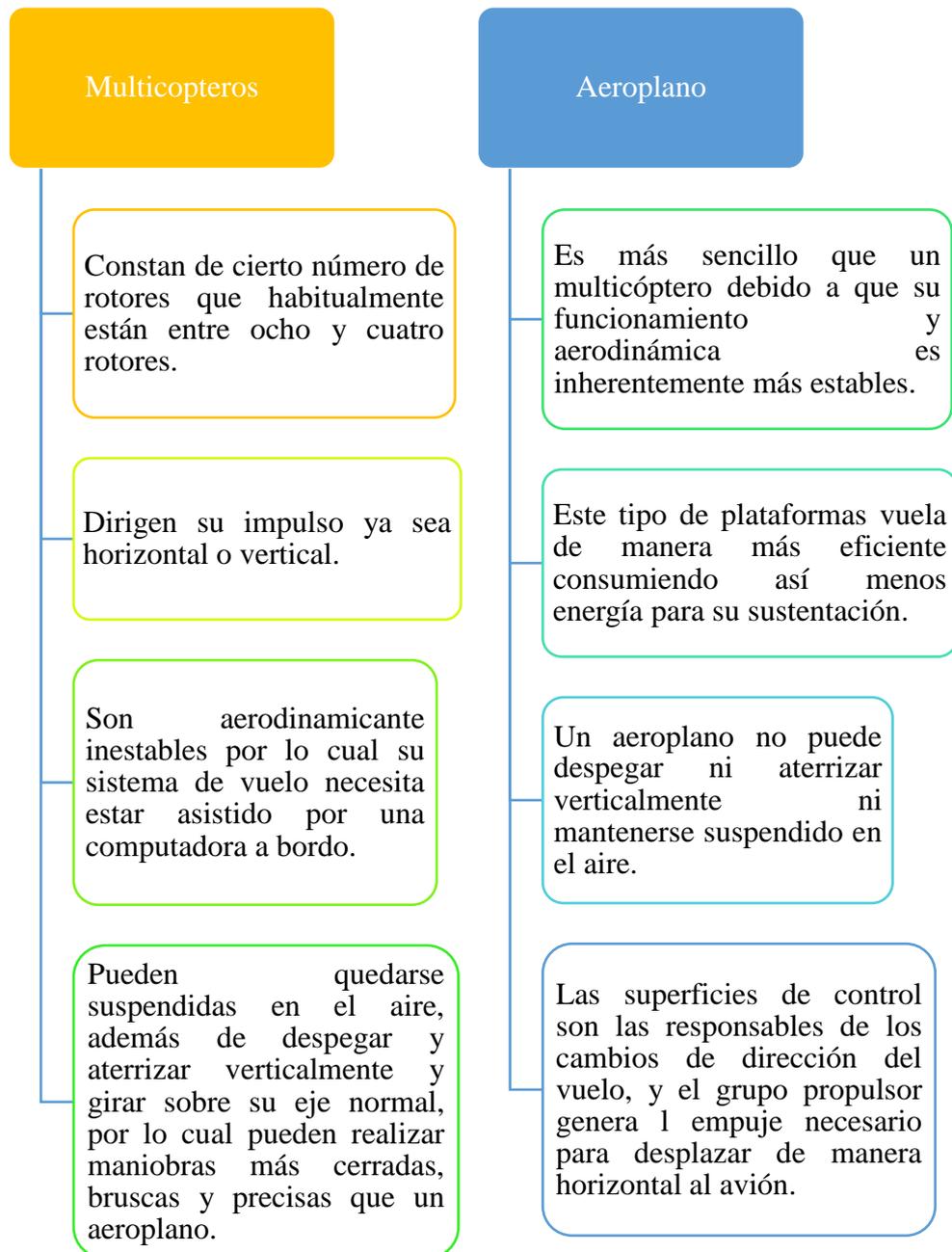
Tabla 1 Clasificación de los UAV's [12]

<b>Clasificación</b>	<b>Características Físicas</b>	<b>Características de operación</b>
<b>Ala fija</b>	Requieren de pista para aterrizar.	Larga resistencia.
<b>Ala rotatoria</b>	Tipo helicóptero. Posibilidad de despegue y aterrizaje vertical.	Alta maniobrabilidad.
<b>Globos aerostáticos</b>	Más livianos que el aire, y por lo general son de gran tamaño.	Baja velocidad, y larga resistencia.
<b>Alas aleteantes</b>	Alas pequeñas y flexibles morfológicas. Pueden tener configuraciones híbridas.	Larga resistencia

## Clasificación de los UAV's civiles

Los UAV's civiles pueden clasificarse en dos grupos: multicopteros y aeroplanos.

Tabla 2 Clasificación de los UAV's Civiles [10]



## Clasificación de los UAV's de acuerdo al uso y la aplicación

De acuerdo con el uso y la aplicación de los UAV's existen seis categorías funcionales que son:

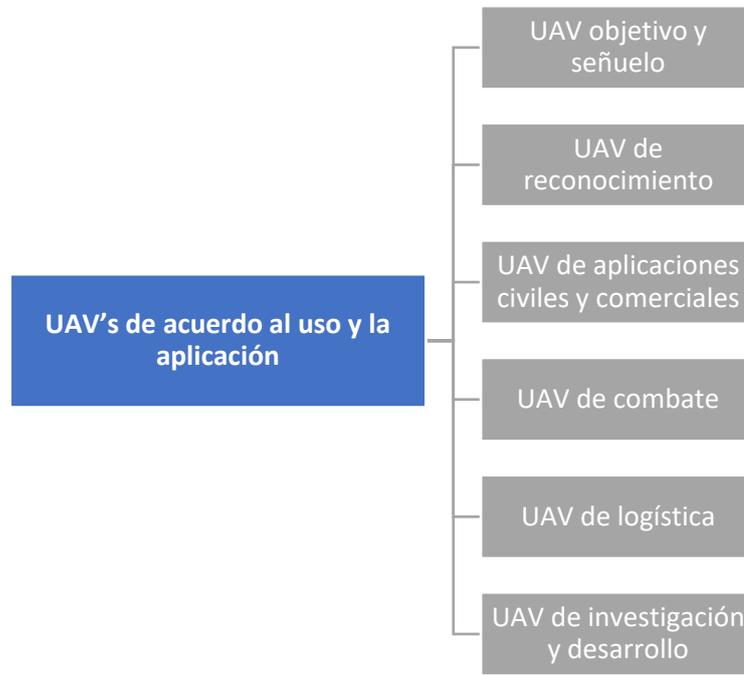


Figura 8: Clasificación de los UAV's de acuerdo con el uso y la aplicación [15]

## Componentes principales de los UAV's

Se menciona de manera general los componentes de una plataforma UAV.

### Marco o frames

Es la estructura de la plataforma a diseñarse, en la cual se adaptan los sensores, y demás componentes con los que vaya a contar el UAV. Dependiendo del modelo a diseñarse puede estar construida de diferentes tipos de materiales, siendo uno de los más comunes la fibra de vidrio.

Sus características primordiales es que el marco debe ser robusto y flexible a la vez, intentando con esto tener una mayor resistencia a los golpes o al viento.

[13]



Figura 9: Marco de un UAV [13]

## Motores y Hélices

Son los componentes fundamentales del UAV, el motor convierte algún tipo de energía, en energía mecánica, capaz de realizar una fuerza que produce el movimiento de las hélices.

Los motores utilizados en este tipo de plataformas son los denominados motores brushless, una de las características más importantes de estos motores es que su tamaño es pequeño y por lo tanto se reduce su peso sin necesidad de reducir su potencia. [13]



Figura 10 Motor Eléctrico [13]

Las hélices son un conjunto de aletas en forma helicoidal que al girar produce una fuerza de reacción, utilizada para crear una reacción de propulsión, están pueden cubrirse por protecciones que aportan una mayor rigidez y alargan de forma notable la vida útil de las hélices y en definitiva de todo el sistema, debido a que estas pueden amortiguar todo tipo de golpes que la plataforma puede sufrir. [13]



Figura: 11 Hélices de la aeronave [13]

## Energía de Consumo (Baterías)

### Batería

Es la encargada de aportar con la energía necesaria para energizar a todos los componentes de la aeronave. Las más utilizadas son las baterías de Litio (lipo), puesto que ofrecen una buena relación entre capacidad, peso, volumen y tensión. Estas baterías son cargadas por energía eléctrica, para lo cual los fabricantes aconsejan utilizar un cargador en específico, además de no cargar las baterías por encima de su tensión nominal. [13]



Figura: 12 Batería de Litio [13]

La gran mayoría de baterías para UAV's son de litio ya sean de tipo lon o de polímero, la característica más importante de estas baterías es que su peso debe ser reducido, para lograr con eso conseguir velocidades más altas en los vuelos de las plataformas. Se debe tener muy en cuenta el voltaje y la corriente suministrada

por las baterías, debido a que no se puede realizar un cambio de las mismas sin conocer sus detalles, dado que podría, quemar o dañar los componentes de la aeronave. [13]

### **Tipos de Energía de Consumo**

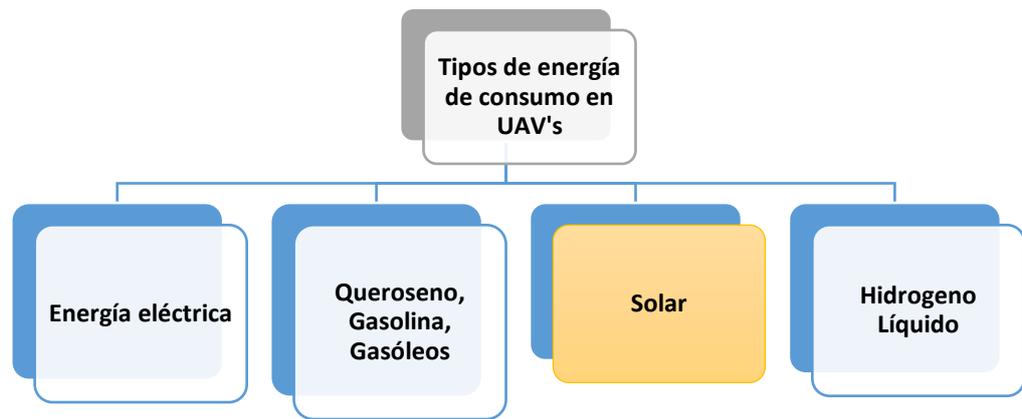


Figura: 13 Energía de Consumo [13]

En la actualidad existen diversas formas de energizar una plataforma aérea, las más utilizadas contamos con energía eléctrica, energía obtenida por medio de combustibles fósiles, energía solar, y energía obtenida mediante el uso de hidrógeno líquido. [13]

### **Energía eléctrica**

Es la más utilizada, su utilización se basa en un banco de baterías, las cuales pueden ser recargas enchufándolas a la corriente eléctrica, presentan una ventaja y es que los motores eléctricos generan menos ruido que los motores alimentados por combustión. El inconveniente se presenta debido a que este tipo de plataforma tienen un tiempo de vuelo muy limitado, que en aeronaves militares tienen una duración de solamente unas cuantas horas, mientras que en uso civil la duración está en el rango de unos cuantos minutos. [13]

## **Queroseno, Gasolina, Gasóleos**

Son los más utilizados, debido a que tienen la capacidad de alimentar a todos los sistemas de una aeronave, siendo idóneos, en la utilización en aplicaciones en donde se requiera un periodo largo de vuelo. [13]

## **Solar**

Su característica primordial y por la cual se viene realizando el estudio de este tipo de generación de energía, es porque se pretende ahorrar energía, proveer de suministro de energía a las plataformas para que tengan un mayor tiempo de vuelo, y por sobre todas las cosas cuidar el medio ambiente.

Desde hace tiempo atrás, se viene demostrando que las energías renovables, son capaces de ser aplicadas al ámbito de la aviación. [13]

## **Hidrogeno Líquido**

La utilización del hidrogeno liquido en conjunto con la tecnología de combustibles en celdas, tiene el potencial de ampliar la utilidad de los UAV's, debido a que se puede aumentar notablemente la duración de vuelos, lo que los hace útiles, para aplicaciones de uso militar, vigilancia, rastreo, monitores. [13]

## Sistema de control en UAV's

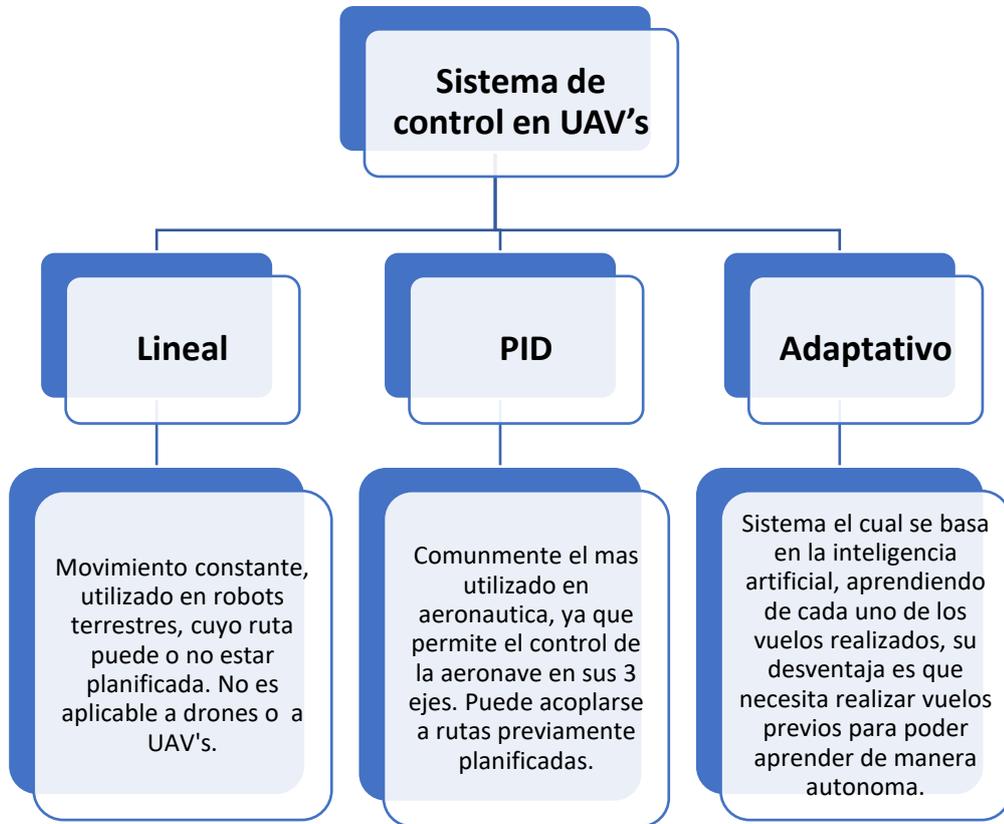


Figura: 14 Sistema de control en un UAV [15]

La eficacia y la eficiencia de las plataformas aéreas son los objetivos más deseados en la arquitectura y el control de los UAV's. La creación de una estructura realizada en bloques es una gran solución para la creación de un correcto sistema de control. Un sistema de control se divide en fases de vuelo para que su lógica de programación sea más entendible para cualquier usuario, permitiendo así además la monitorización y control variables. El tipo de control integrado en las plataformas, puede llegar a ser distinto, yendo desde un control PID (proporcional, integral, derivativo), el cual es muy utilizado en el tema de la aviación, hasta un control lineal con un movimiento relativamente constante. En cualquiera de los casos anteriores se suele integrar algoritmos de planificación de rutas. El control PID sigue siendo el más utilizado en la aviación debido a que presta facilidades para el control de la aeronave en 3 dimensiones, además de permitir estabilizar el

vuelo. [14] El objetivo de implementar un correcto sistema de control es que a través de esta plataforma pueda estar equilibrada cuando se realiza el vuelo, independientemente de las condiciones geográficas, la presión, la atmósfera, la velocidad de viento, la humedad u otro tipo de irregularidades. Es necesario explorar modelos matemáticos en donde se pueda realizar el cálculo de las variables de inercia como lo son pitch, yaw y roll, ya que estas permitirán conocer el comportamiento del sistema en todo tipo de circunstancias. Los modelos matemáticos más utilizados para realizar el modelamiento para el control de vuelo de este tipo de plataformas son el método de Euler Lagrange, y el método de Newton-Euler, permitiendo con esto que el modelado dinámico sea más eficiente y sencillo. [15]

### Radio o receptor (mando)

Es la parte responsable de recibir las señales enviadas por el control remoto, mediante el cual el operador de la aeronave puede enviar órdenes al controlador de vuelo haciendo que este, ejecute las instrucciones, como cambio de dirección, aumento o disminución de velocidad, aumento o disminución de altura, o cualquier otro tipo de accionar.

Los motores son la parte encargada de realizar cualquier tipo de desplazamiento, ya que al aumentar o disminuir de velocidad, la plataforma puede cambiar de sentido. [13]



Figura: 15 Mando de la Aeronave [13]

## **Failsafe**

Es una característica muy importante que poseen los pilotos automáticos dentro de una aeronave, su función principal es hacer que la aeronave aterrice de forma más segura. Los fallos más comunes son la pérdida de la señal de radio con la transmisora, o que la batería este debajo del nivel crítico, al momento de presentarse estos inconvenientes la plataforma regresara de forma automática al punto de partida o a su vez iniciara una trayectoria circular reduciendo su altura hasta que caiga al suelo. [13]



Figura: 16 Fail Safe [13]

## **Sistema de posicionamiento GPS.**

Es el dispositivo encargado de transmitir la posición sobre la cual se encuentra la plataforma, la comunicación de este sistema se la realiza bajo un protocolo de comunicación estandarizado, conocido como NMEA. La característica más importante de este sistema es que debe ser preciso, debido a que se debe saber la posición exacta de la plataforma. Dicha precisión se obtiene en todo el planeta por una red de 24 satélites en órbita a 20200Km de altura, con trayectorias sincronizadas para cubrir toda la superficie terrestre. [13]



Figura: 17 Sistema de Posicionamiento GPS [13]

### **Controlador de vuelo**

Es el componente principal de una plataforma aérea, este dispositivo es el encargado de registrar todo lo que sucede en el multirrotor, conectado en gran parte a todos los sensores y componentes, por lo cual este recibe la información necesaria, para tomar decisiones acertadas sobre los actuadores. Debe ser capaz de captar y realizar acciones necesarias en el menor tiempo posible, además de incorporar un procesador de emergencia en caso que se requiera un aterrizaje de emergencia.

Otro de los requerimientos de este controlador es que debe ser resistentes ante los posibles fallos de voltaje, es una de las partes más costosas de la aeronave, debido a que puede funcionar de manera autónoma, es decir sin la presencia de un piloto que lo controle. [13]

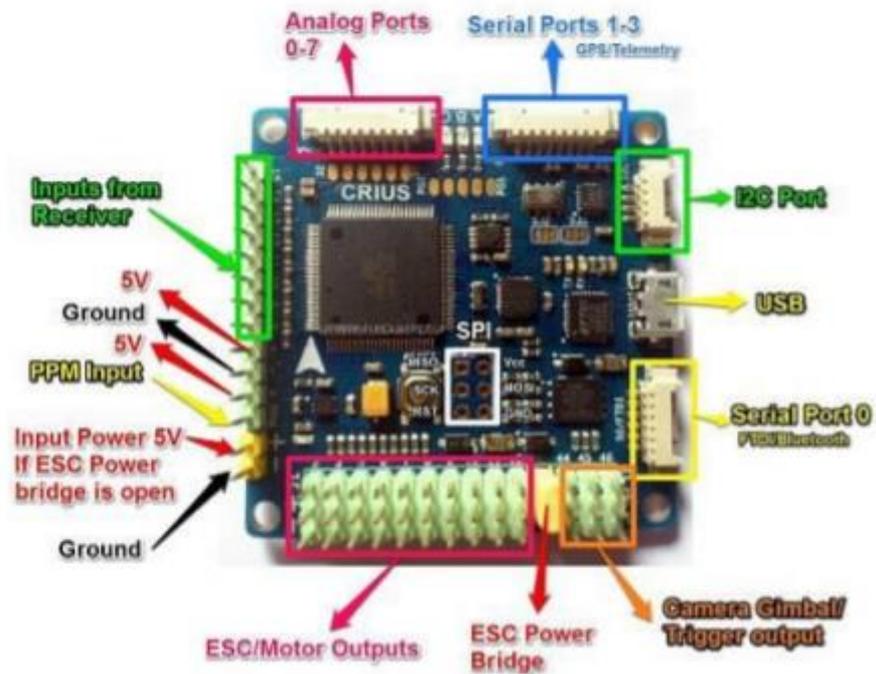


Figura: 18 Placa controladora de Vuelo [13]

### Controlador de Velocidad

Es un dispositivo que muestra la velocidad absoluta de la aeronave, se lo utilizad para calcular la velocidad de la aeronave con respecto al aire, si un UAV se mueve con el viento en contra la velocidad debe disminuir, mientras que si este se mueve con el viento a favor las velocidades se suman. [13]



Figura: 19 Controlador de Velocidad [13]

## **Materiales de construcción de los UAV's**

El uso de materiales compuestos reforzados es común en la construcción de plataformas aéreas debido a su alta resistencia y rigidez en función de su peso.

### **Fibra de vidrio**

Es la más utilizada debido a su costo, es más barata que la fibra de carbono, generalmente se la conoce como plástico reforzado, con fibra de vidrio.

Se conocen tres tipos de fibra de vidrio principales:

- ❖ Tipo E: el más utilizado, vidrio aluminio borosilicato de calcio.
- ❖ Tipo S: ofrece una mejor resistencia, rigidez, compuesto de vidrio de magnesia y aluminosilicatos, siendo la más costosa.
- ❖ Tipo E-CR: es una fibra de vidrio de alto rendimiento, con mayor resistencia a temperaturas elevadas. [10]

### **Fibra de carbono**

Es dominante para refuerzo en materiales compuestos de alto rendimiento, entre sus características se menciona que tiene una baja densidad, alta resistencia, y muy buena elasticidad lo cual lo hace ideal para el trabajo en temas de aeronáutica. [10]

### **Resina Epóxica**

Tiene mejores propiedades de resistencia que la resina poliéster, esta resina se utiliza para realizar compuesto de fibra de carbono y aramida. [10]

### **Madera de balsa**

Es la madera más ligera conocida, es una de las más utilizadas en la maquetación. La mayoría de las plataformas aéreas fueron construidas con la utilización de madera debido a su resistencia y a su ligereza. [10]

## Tecnología Actual de paneles solares

Los paneles solares están compuestos de dispositivos individuales llamados celdas fotovoltaicas, estas pueden estar fabricadas de diferentes elementos, pero el principio que manejan es el mismo. Este principio es conocido como efecto fotoeléctrico el cual se define como la propiedad que poseen algunos metales o semiconductores de liberar electrones al estar en presencia de radiación solar. La eficacia de las celdas fotovoltaicas rodea el 34% en condiciones controladas. [10] [16]

### Celdas de silicio monocristalino

El material es el mismo del cual se construyen las tarjetas y chips electrónicos, suelen tener una eficiencia hasta del 25% pero en promedio alcanzan un porcentaje de entre 19% y 20%. Son las más extendidas y más maduras tecnológicamente. Su tiempo de vida es de aproximadamente 50 años, al estar compuestas de silicio necesitan láminas de protección debido a que su el material de construcción es frágil. Son ampliamente utilizados debido a su alta eficacia y bajo costo. [10] [17]

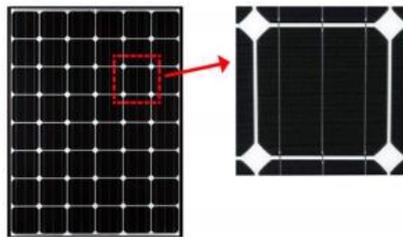


Figura 20: Panel Solar de Silicio Monocristalino [10]

### Celdas de silicio Policristalino

Son de color azul y presentan un tipo de granulación, que le dan el nombre de policristalino, es más económico que el silicio monocristalino, sin embargo, las celdas solares silicio policristalino tienen una menor eficiencia que las de silicio monocristalino. Su rendimiento esta alrededor del 17% y 18% en el mejor de los casos. Su bajo precio hace que sea la tecnología más común de paneles solares.

Al igual que las celdas de silicio monocristalino necesitan un encapsulamiento rígido para evitar que las celdas sufran una rotura o un desperfecto. [10]

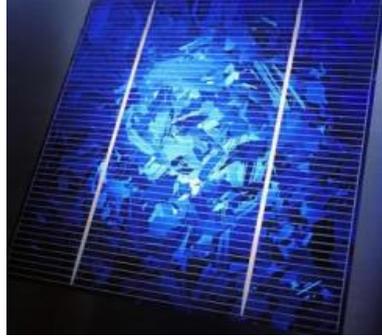


Figura 21: Panel solar de silicio policristalino [10]

### **Celdas de Silicio Amorfo**

Está definida como una forma no cristalina de silicio, conocida como parte de la segunda generación de paneles solares, conocidos también como “celdas de película delgada”. Requiere menos material semiconductor que sus variantes cristalinas, pero debido a su estructura amorfa provoca una caída de poder de salida en 25%-35%. La eficiencia de este tipo de celdas es de aproximadamente 6% y 9%, esta tecnología sigue en desarrollo y cada año se logra una mejoría. Su mejor característica es que al ser flexibles pueden adaptarse a diversas formas. [10] [18]

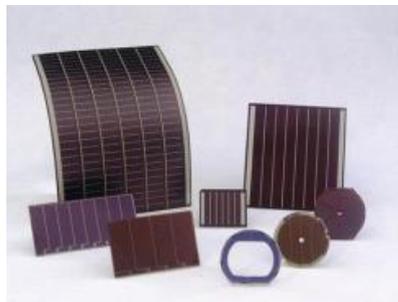


Figura 22: Celdas solares de silicio amorfo [18]

## **Celdas de cobre-indio-galio-selenio CIGS**

Debido a sus componentes semiconductores y a su alta absorción de luminosidad, obtiene una eficacia considerada como la más alta de entre las celdas de película delgada. En pruebas controladas alcanza una eficacia de casi un 21%, mientras que en condiciones reales lo más común es que logre un 15% o un 16%. Mientras las celdas de silicio absorben la luz en un rango de 400 a 700nm las celdas CIGS pueden hacerlo en un rango de entre 300 a 1300 nm, por lo cual se los utiliza en satélites, debido a que trabaja bien incluso en condiciones de baja luminosidad, su encapsulamiento depende si se necesita rigidez o flexibilidad de la película. [10]

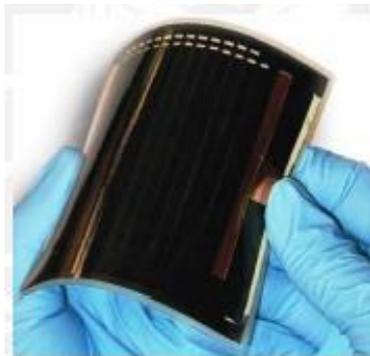


Figura 23: Celdas CIGS [10]

## **Celdas esbeltas de arseniuro de galio**

Es la tecnología más eficiente de las anteriormente ya mencionadas, en condiciones normales puede brindar una eficiencia de 25% y en condiciones controladas de hasta un 35%, es la tecnología más costosa de construir siendo su principal obstáculo, en aplicaciones militares y espaciales han tenido una gran aceptación debido a que estas entidades cuentan con grandes presupuestos. Estas celdas son aún más pequeñas y más flexibles que las CIGS, lo cual facilita el trabajo para su integración en aplicaciones con curvaturas complejas. [10]

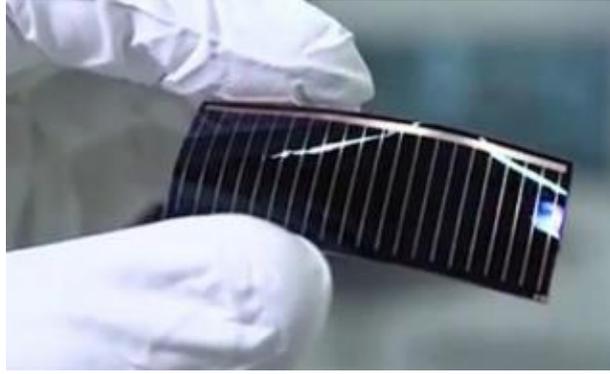


Figura 24: Celda solar de Arseniuro de Galio [10]

### 1.3 Objetivos

#### 1.3.1 Objetivo general

Implementar un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) para misiones estratégicas del centro de investigación de la FAE, utilizando paneles solares.

#### 1.3.2 Objetivos específicos

- Investigar sobre los modelos Aerodinámicos que existen de Vehículos Aéreos no Tripulados (UAV).

Para conocer los diversos modelos aerodinámicos compatibles con plataformas no tripuladas, se realiza una investigación acertada y verificada por fuentes bibliográficas confiables, las cuales permitirán la elección y construcción del prototipo.

Para cumplir este objetivo se deben desarrollar las siguientes actividades:

- ✓ Análisis sobre los diferente UAV que posee el CIDFAE y analizar su elaboración.
  - ✓ Investigación de los tipos de ala para la colocación e implantación de los paneles solares.
  - ✓ Análisis del comportamiento de los perfiles aerodinámicos, según el tupo de aeronave a construir.
- Analizar los tipos de materiales que serán utilizados para la fabricación de la infraestructura del Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV).

Para esta sección del proyecto se realiza una comparativa entre materiales utilizados para la construcción de la aeronave, tomando en cuenta su resistencia y beneficios al momento de realizar los diversos vuelos.

Para cumplir este objetivo, se deben cumplir las siguientes actividades.

- ✓ Identificación de los materiales para la implementación de la infraestructura del UAV.
  - ✓ Comparación de costos, peso y de los parámetros técnicos de los materiales a utilizar en el UAV.
  - ✓ Selección de los materiales para la elaboración del UAV.
  - ✓ Adquisición de los materiales seleccionados.
  - ✓ Análisis de prueba del diseño de la infraestructura del UAV.
- Determinar las especificaciones de los equipos necesarios para la construcción del Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV).

Para esta sección del proyecto se realiza un estudio comparativo entre dispositivos electrónicos que formaran parte del UAV, tomando en cuenta las necesidades establecidas por la CIDFAE.

Para cumplir con este objetivo se deben cumplir con las siguientes actividades:

- ✓ Selección de los materiales para la elaboración del UAV.
  - ✓ Instalación de los materiales electrónicos para el funcionamiento del UAV.
  - ✓ Comparación de costos, peso y de los parámetros técnicos de los materiales a utilizar en el UAV.
- Integrar el sistema energético, con los distintos sistemas para mejorar el tiempo de vuelo del Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV).

Para esta sección del proyecto se realiza un estudio comparativo entre dispositivos electrónicos que formaran parte del UAV, tomando en cuenta las necesidades establecidas por la CIDFAE.

Para cumplir con este objetivo se deben cumplir con las siguientes actividades:

- ✓ Instalación de los materiales electrónicos para el funcionamiento del UAV.
- ✓ Elaboración de pruebas de funcionamiento de los equipos como el sistema de potencia de los paneles solares.

## **CAPÍTULO II**

### **METODOLOGÍA**

#### **2.1 Materiales**

La elección de los materiales para el proyecto se realizó mediante entrevistas a los técnicos e ingenieros de la CIDFAE, identificando todos los parámetros necesarios para la elaboración del UAV, también se analizaron los diversos prototipos construidos con anterioridad, por último, se empleó varias fuentes bibliográficas de los repositorios que tiene la Universidad Técnica de Ambato para sustentar la información.

#### **2.2 Métodos**

##### **2.2.1 Modalidad de la Investigación**

El proyecto contó con una investigación aplicada debido a que se va a diseñar e implementar un Vehículo Aéreo no Tripulado a través de los conocimientos adquiridos en la Carrera como son las comunicaciones entre los equipos y la electrónica para la implementación de un sistema fotovoltaico.

A través de una investigación de campo se analizaron las diversas necesidades y requerimientos del Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE, así como los prototipos que existen en la misma.

Se aplicó una investigación Bibliográfica para verificar y buscar información en diversos artículos científicos como información en páginas web de los diferentes equipos que se utilizó en el proyecto para satisfacer los objetivos planteados.

Mediante una Investigación Experimental se obtuvo pruebas para analizar los problemas que se tenga al momento de ejecutar el vuelo del vehículo aéreo no tripulado.

### **2.2.2 Recolección de Información**

Se realizó una entrevista al personal del área de Electrónica, Mecánica y Aeronáutica de la CIDFAE para analizar la temática del diseño y elaboración del vehículo aéreo no tripulado con paneles fotovoltaicos analizando las necesidades que ellos presentan para que el proyecto tenga una aceptación total, tanto en la CIDFAE como en la Facultad, además de ello se realizó un reconocimiento del laboratorio donde estudian y se elaboran las plataformas aéreas no tripuladas, a su vez se recopiló información mediante sitios web y artículos científicos enfocados a la creación de UAV con paneles fotovoltaicos para así desarrollar el proyecto.

### **2.2.3 Procesamiento y Análisis de Datos**

Para esta sección se inició analizando a través de la información recolectada los diversos tipos y modelos de UAV que existen para elegir el perfil aerodinámico con la ayuda de los ingenieros de la CIDFAE, se buscó información de los diversos paneles solares que existen para analizar las características y el peso que tienen para la implementación en las alas del UAV, se identificó el perfil alar adecuado para que se incorpore los paneles y no presente ningún tipo de inconveniente al volar, luego se accedió a la medición y el peso de los diferentes componentes electrónicos para así lograr que el perfil aerodinámico sea el adecuado para permanecer en el aire.

### **2.2.4 Desarrollo del Proyecto**

Para el desarrollo de este proyecto se cumplió con las siguientes actividades:

1. Investigación de los diferentes UAV que existen y analizar cuál es el más apto para este proyecto.
2. Análisis sobre los diferentes UAV que tiene la CIDFAE y analizar su elaboración.
3. Investigación de los tipos de paneles solares que existen con sus respectivas características.
4. Especificación del gran beneficio de la utilización de la energía solar en la utilización de los paneles solares.

5. Investigación de los modelos de alas para la implementación de los paneles solares.
6. Reconocimiento de los materiales electrónicos que se va a utilizar para la elaboración del UAV.
7. Identificación de los equipos para la elaboración de los UAV que tiene la CIDFAE.
8. Identificación de los materiales para la implementación de la infraestructura del UAV.
9. Investigación de los materiales electrónicos en el mercado que satisfagan los objetivos que se planteó.
10. Comparación de costos, peso y de los parámetros técnicos de los materiales a utilizar en el UAV.
11. Selección de los materiales para la elaboración del UAV.
12. Adquisición de los materiales seleccionados.
13. Análisis de prueba del diseño de la infraestructura del UAV.
14. Instalación de los materiales electrónicos para el funcionamiento del UAV.
15. Elaboración de pruebas de funcionamiento de los equipos como el sistema de potencia de los paneles solares.
16. Elaboración de un informe con los respectivos pasos que se desarrollaron al momento de elaborar nuestro prototipo.

## **CAPÍTULO III**

### **RESULTADOS Y DISCUSIÓN**

#### **3.1 Análisis y discusión de los resultados.**

##### **Entrevista al personal Técnico Militar de la CIDFAE**

La entrevista se realizó de manera presencial con el cumplimiento de todos los protocolos de bioseguridad por motivo de pandemia, contó con la presencia del Ing. Franklin Salazar Tutor del presente proyecto, Sgto. Eduardo Carrillo técnico aeronáutico, Ingenieros en el área de electrónica, mecánica y aeronáutica y la supervisión del Mayor Juan Romero, en la cual se habló acerca de las investigaciones desarrolladas por el Centro de Investigación de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, como también de las diversas problemáticas que presenta el centro para la fabricación de UAV's.

La CIDFAE es un centro que a través de la investigación se ha encargado del estudio, diseño y fabricación de vehículos aéreos no tripulados logrando tener mucho éxito en cada uno de los prototipos construidos, sin embargo el personal técnico pudo recalcar que a medida que la tecnología ha avanzado es necesario ir de la mano de la misma, poniendo en consideración la creación de plataformas aéreas no tripuladas con un sistema energético basado en energías renovables, pensando a su vez en el apoyo y consideración del medio ambiente, el personal de investigación de la CIDFAE, concluye que mediante sus investigaciones se han desarrollado UAV's tácticos de corto alcance y de corta duración de vuelo, siendo poco óptimas para desempeñar funciones más estratégicas, verificando con ello la factibilidad del estudio, diseño y construcción de una nueva plataforma aérea energizada mediante paneles solares.

Esta nueva plataforma requirió de un sistema energético solar, el cual permitió que el tiempo de duración de vuelo sea prolongado, y de una mejor autonomía de vuelo,

permitiendo con esto el desarrollo completo de cada una de sus misiones, evitando que la plataforma aborte misiones que requieran de una duración de vuelo extendida.

### **Plataformas aéreas no tripuladas desarrolladas por la CIDFAE**

Tabla 3 Prototipos desarrollados por la CIDFAE

<b>Prototipo/ Especificaciones</b>	<b>UAV Colibrí</b>	<b>UAV Gavilán</b>	<b>UAV Fénix</b>
Tipo de ala	fija	Fija	Fija
tamaño			
Envergadura (m)	2.3	6.9	5.50
Peso (kg)	2.5	158.75	150
Carga útil (kg)	0.5	9.08	11.34
Capacidad de vuelo			
Alcance de vuelo autónomo sin monitoreo (km)	3	150	250
Altura de vuelo (m)	--	4998	3657
Autonomía (h)	Menos de 1	5	7
Método de control	Manual y automático	Manual y automático	Manual y automático
Método de despegue	Lanzamiento manual	Lanzamiento manual	Lanzamiento manual
Método de aterrizaje	Recogimiento manual	Recogimiento manual	Recogimiento manual

Elaborado por los investigadores

El desarrollo de este tipo de plataformas por parte del CIDFAE ha sido enfocado en aplicaciones de monitoreo, patrullaje y vigilancia, siendo estas plataformas en su mayoría naves de ala fija, permitiendo con esto obtener beneficios como el bajo consumo energético, mayor alcance de vuelo y mejoramiento en sus tiempos de vuelo,

características que describen la calidad con la que se cumple cada una de las misiones establecidas por el centro de investigación, enfocándose actualmente en el desarrollo de plataformas actualizadas y con la utilización de tecnologías nuevas.

### Componentes Principales de la aeronave



Figura 25 Esquema grafico general del UAV

Elaborado por los investigadores

La figura 25 hace referencia al esquema general de conexión de los equipos que se utilizó en la elaboración del proyecto como son los paneles solares conectados al módulo BMS para almacenar voltaje en el banco de baterías de iones y alimentar a todos los equipos como son los servomotores, el motor, speed control, pixhawk y los sistemas de telemetría y de sensorización.

## COMPONENTES ELECTRÓNICOS

### Sistema de obtención de energía y carga de baterías

Para el sistema energético de la plataforma, se describió a continuación la adaptación de cada uno de sus componentes. Iniciando desde los paneles solares los cuales captaran la energía solar convirtiéndola en energía eléctrica, posteriormente la cantidad de energía obtenida por la radiación solar, entrara a un regulador de voltaje, haciendo que todo el voltaje de entrada se regule a 25 Voltios, esta cantidad de energía será entregada al BMS (módulo de carga de baterías), haciendo que este controle que las baterías no sobrepasen los 4.5 Voltios o pasen a un déficit de energía por debajo de los 2.5 Voltios, finalmente la cantidad de energía procesada será entregada al banco de baterías para su respectiva carga.

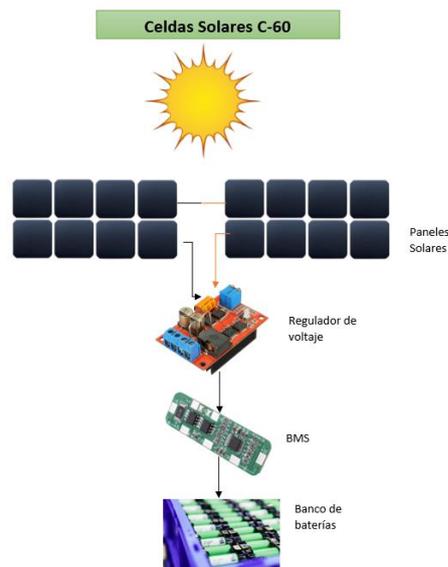


Figura 26 Sistema de obtención de energía y carga de baterías

Elaborado por los investigadores

## Sistema de control y navegación de la aeronave

Una vez realizado e implementado el sistema energético de la aeronave, verificando que se haya obtenido la energía necesaria para la correcta alimentación energética de la aeronave, se procede a la configuración y conexión del sistema de control y navegación, la cual mediante el sistema de telemetría permitirá la comunicación entre radio control y el receptor para el funcionamiento del motor a través del controlador de velocidad o speed control.

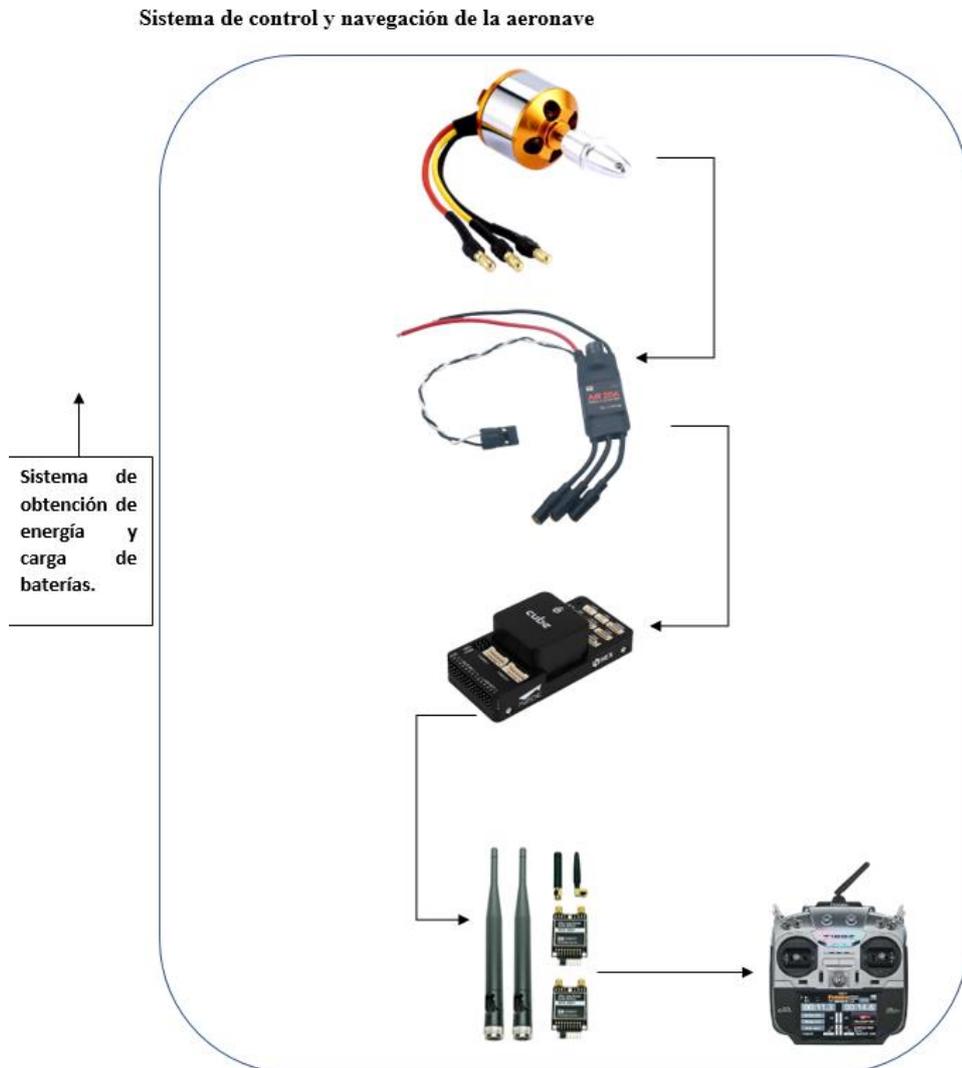


Figura 27 Sistema de control y navegación de la aeronave

Elaborado por los investigadores

## Sistema de orientación de la aeronave

El movimiento de la aeronave cuando esta se desplaza por el aire, está dirigido por los alerones colocados en el ala, y en los estabilizadores de la cola, por medio de servomotores digitales, los cuales son colocados y unidos a los alerones con ayuda de varillas de controles de vuelo, y bisagras pin (15).

## Sistema de orientación de la aeronave

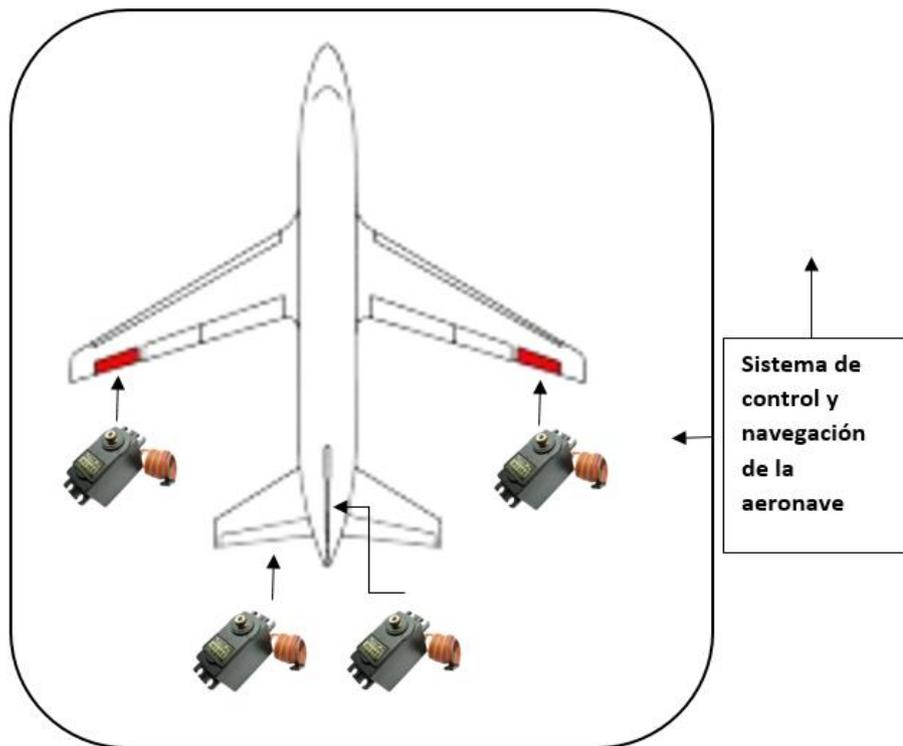


Figura 28 Sistema de orientación de la aeronave

Elaborado por los investigadores

Cada aeronave tiene su función principal para la cual va a ser creada, por ende, sus componentes estructurales determinan el tipo de aeronave que se desarrollara siendo estas: el ala, la cola, el fuselaje, tren de aterrizaje, motor y superficie de control. [19]

Tabla 4 Componentes de la aeronave

<b>COMPONENTE</b>	<b>DESCRIPCION</b>
<b>Ala</b>	Mantiene las condiciones de vuelo Estabilidad lateral
<b>Fuselaje</b>	Alojamiento de los componentes electrónicos Estabilidad longitudinal y lateral
<b>Cola</b>	Proporciona estabilidad Control y ajuste direccional y longitudinal
<b>Motor</b>	Arranque de la aeronave Control y rendimiento
<b>Tren de Aterrizaje</b>	Permite despegue y aterrizaje Rendimiento de la aeronave

Elaborado por los investigadores

En la aeronáutica se ha señalado que el ala de un avión tiene una influencia significativa sobre su comportamiento aerodinámico. [20] la propiedad fundamental del perfil aerodinámico es generar sustentación en el interior de una corriente incidente, debido a las variaciones que afectan la velocidad de la aeronave, su controlabilidad, y principalmente su eficiencia aerodinámica. [21]

Se realizó un estudio de varios perfiles que se ajustan a las necesidades requeridas, este tipo de aeronaves vuelan a bajas velocidades. [21]

La elección de un único perfil aerodinámico adecuado permitió solucionar de mejor manera el problema planteado, el cual es un proceso complejo debido a la gran variedad de perfiles existentes en la actualidad, tomando en cuenta que se pueden realizar modificaciones en los mismos, alterando con esto el comportamiento de la aeronave. [22]

Las condiciones especificadas en los requerimientos del diseño de la aeronave son muestras de un régimen de vuelo determinado por la industria aeronáutica para los UAV.

El filtro inicial para la selección del perfil se fundamenta en lo siguiente:

**Bajo número de Reynolds:** el bajo número de Reynolds, aproximado entre 100.000 y 1.000.000, indica la categoría de vuelo de la aeronave y limita el número de perfiles disponibles. [22]

**Información teórica existente:** el perfil seleccionado debe haber sido utilizado en alguna aeronave real, de tal modo que sus características aerodinámicas sean comprobables. [22]

### **El perfil alar y su nomenclatura NACA (NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS)**

El perfil alar de un UVA representa el ADN de la plataforma alar otorgándole características fundamentales para el desempeño aerodinámico, tales como los coeficientes de sustentación y coeficientes de resistencia. [23]



Figura 29 Nomenclatura NACA [23]

Antes de 1930 los diseñadores aeronáuticos no contaban con ningún tipo de herramienta para la elección de un perfil alar como componente de las diferentes aeronaves, su elección en ese tiempo no obedecía a un proceso de selección dimensionado o consistente. Esta situación tuvo su cambio cuando la NACA decidió adoptar un estudio verídico y racional realizando pruebas exhaustivas en túneles de viento para verificar las propiedades y el comportamiento de cada perfil alar. La nomenclatura NACA define el concepto geométrico de un perfil alar. [23]

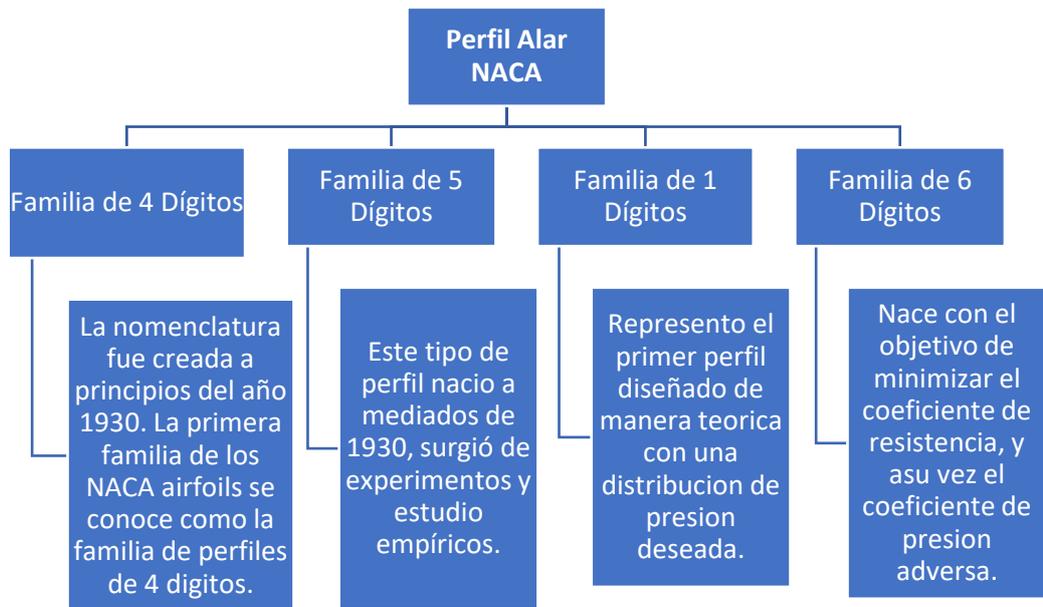


Figura 30 Perfil Alar NACA [23]

Tabla 5 Ventajas y Desventajas de los Perfiles Alares [23]

	Ventajas	Desventajas
<b>Perfil Alar NACA 4 dígitos</b>	Buena pérdida o Stall a nivel de docilidad.	Coeficientes de sustentación bajos, alta resistencia sobre la mayoría de condiciones operativas.
<b>Perfil Alar NACA 5 dígitos</b>	Incremento en el máximo coeficiente de sustentación, minimiza el momento de pitch o elevación inherente al diseño del perfil alar.	Comportamiento pobre en pérdida de sustentación y alta resistencia
<b>Perfil Alar NACA 6 dígitos</b>	Incremento en el máximo coeficiente de sustentación.	Alta resistencia por fuera de las condiciones de diseño.

	<p>Diseñado para mantener flujo laminar y minimizar la resistencia en condiciones de diseño de operación.</p> <p>Optimizado para aplicaciones de alta velocidad.</p>	<p>Comportamiento pobre en pérdida de sustentación.</p> <p>Incremento en momentos de elevación o "pitch" inherentes al diseño del perfil alar.</p>
--	--	--

Elaborado por los investigadores

El estudio basado en la sustentación técnica permitió la elección de un perfil alar acorde a las necesidades impuestas por cada una de las misiones estratégicas ya que la mayoría de las aeronaves están destinadas al progreso de la aviación civil y militar. Hoy en día el desempeño de cada uno de los perfiles aerodinámicos se encuentra registrado en la NACA, con el objetivo de mejorar el desempeño aerodinámico de la nave y su misión en general. El trabajar con la familia NACA de 4 dígitos asegura que la estabilidad de la aeronave será buena, y sobre todo su resistencia sobre la mayoría de las condiciones operativas será excelente. [23]

Para tener una mejor visión de que perfil aerodinámico se utilizó, una serie de simulaciones identificando y teniendo en cuenta la familia NACA de 4 dígitos. Las simulaciones se fueron realizadas a través del programa NACA Airfoil Generator.

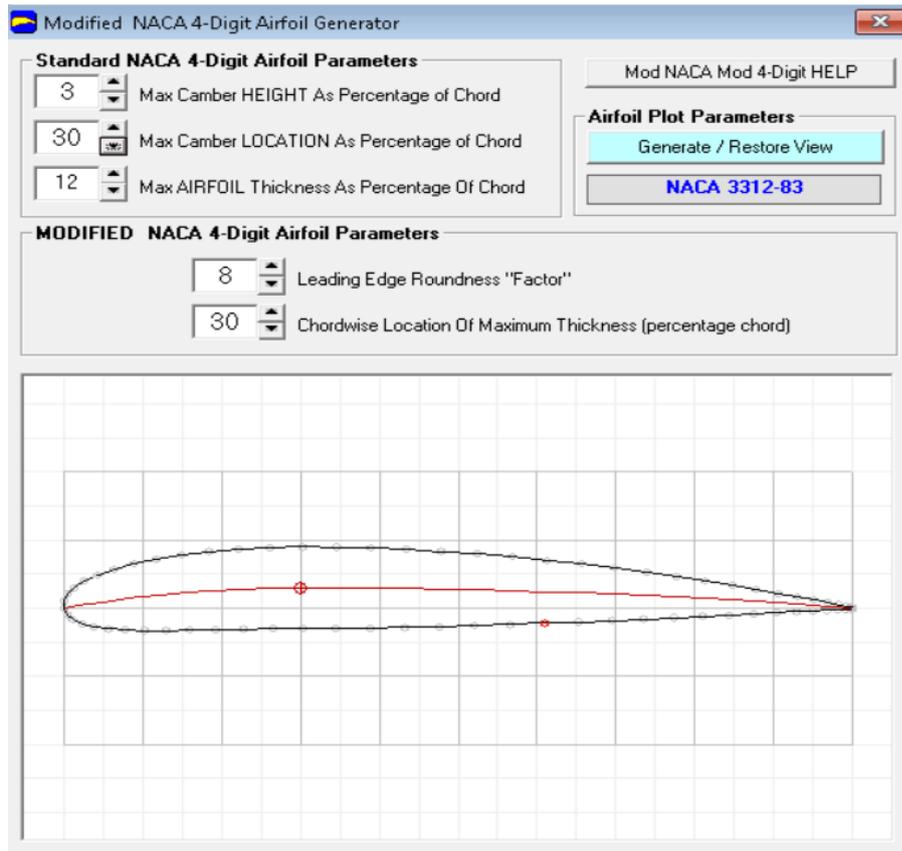


Figura 31 Parámetros de un perfil de 4 dígitos

Elaborado por los investigadores

El simulador permitió obtener información de los coeficientes de presión, siendo estos los mínimos y los máximos para un NACA DE 4 dígitos, también se pudo obtener el ángulo de inclinación del diedro que es de 3 grados.

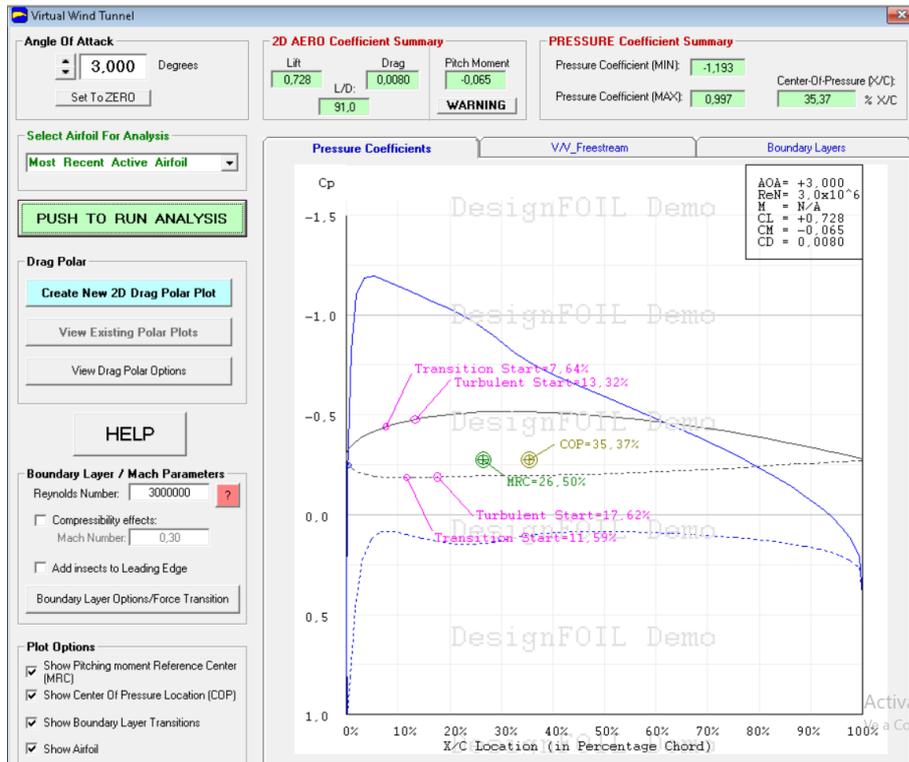


Figura 32 Características de un perfil NACA de 4 Dígitos

Elaborado por los investigadores

Se obtuvo las gráficas polares de los coeficientes de sustentación como del coeficiente de arrastre para todos los perfiles alares que se construyan con un perfil NACA de 4 dígitos.

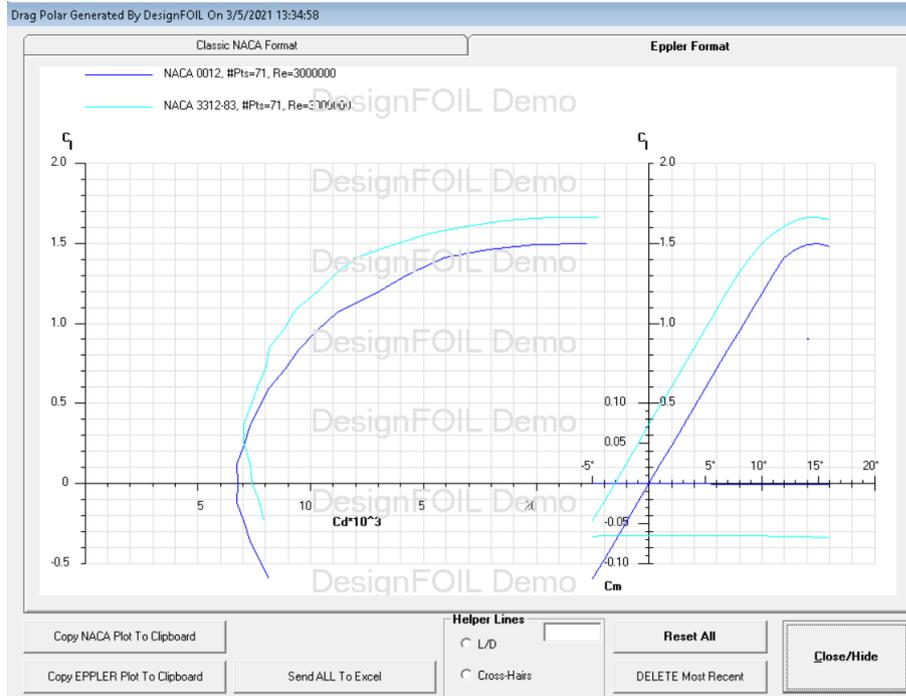


Figura 33 Curvas Polares de los valores de  $C_d$  y  $C_l$

Elaborado por los investigadores

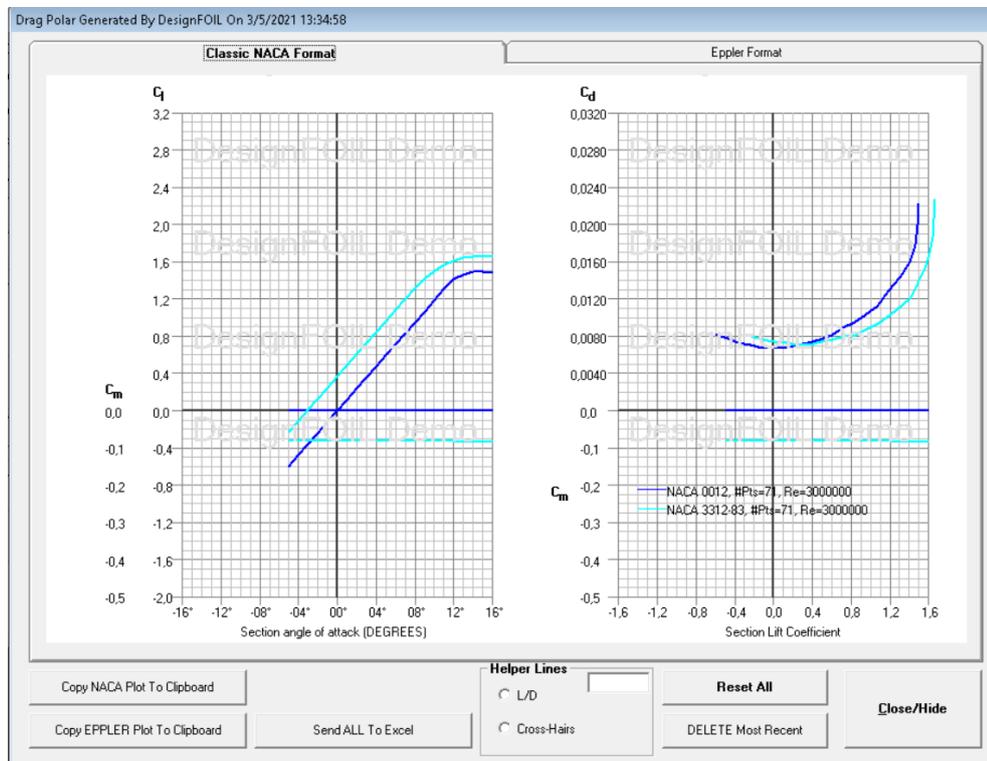


Figura 34 Curvas Polares de los valores de  $C_d$ ,  $C_l$  y  $C_m$

Elaborado por los investigadores

## **Tipos de modelos alares**

Las características otorgadas por el perfil alar son fundamentales en el desempeño aerodinámico ya que permiten conocer de manera exacta las medidas de los coeficientes de sustentación y resistencia que presentara la plataforma antes de realizar un vuelo. En la actualidad la aerodinámica computacional permite realizar el despliegue de gran cantidad de simuladores que detallan las características esenciales que se deben conocer para trabajar en la construcción de una aeronave, pudiendo con esto conocer el comportamiento de las aeronaves antes de realizar un vuelo, lo que se traduce en un ahorro de recursos, tiempo y dinero al evitar gran cantidad de accidentes que se producirían de no conocer a ciencia cierta el comportamiento que tendrán las diversas plataformas. Se realizo una comparativa entre perfiles alares que se han utilizado en plataformas similares a la que se construirá, permitiendo establecer y elegir el perfil que mejor se ajusta a las necesidades establecidas en el presente trabajo. [24]

### **Perfil DAE-51**

Este tipo de perfil fue diseñado de tal manera que permita a la plataforma aérea tener una mayor velocidad que los perfiles Selig, haciéndola aplicable para aviones de tipo combate, los cuales necesitan tener una maniobrabilidad más rápida. Fueron perfiles aplicados para plataformas que requieren una mayor robustez en su estructura, haciéndolos resistentes ante impactos de proyectiles. [24]

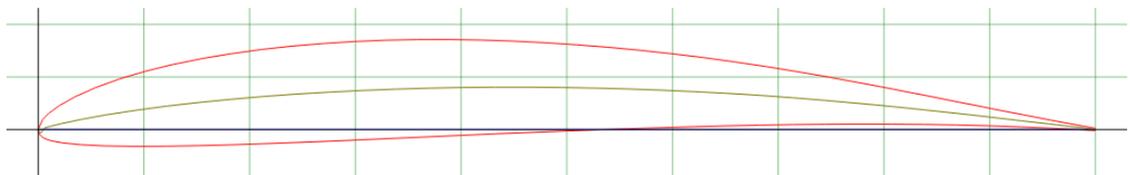


Figura 35 Perfil Alar DAE-51 [24]

### Perfil N-60

Es un tipo de perfil que es utilizado en aeronaves para vuelos que requieran una mayor velocidad con menos requerimiento de rapidez en su maniobrabilidad, se utiliza para aviones con una estructura similar a los Jets, los cuales viajan a velocidades superiores en comparación a los aviones que realizan vuelos comerciales, con transporte de personas o algún tipo de mercadería. [24]

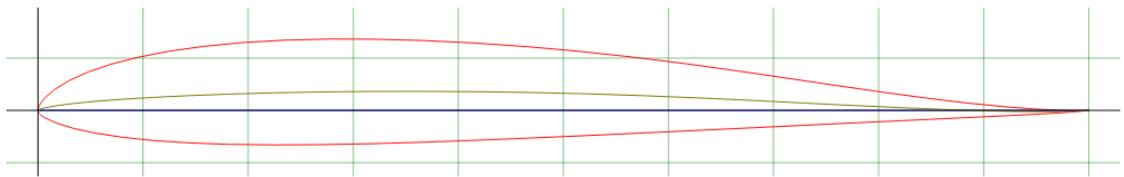


Figura 36 Perfil Alar MH-60 [24]

De los perfiles aerodinámicos puestos en consideración el modelo S4083 es el modelo con valores sustentables para la realización de la aeronave, debido a que se ajusta a las condiciones necesarias para el tipo de UAV a realizarse, el cual es tipo planeador. Tomando en cuenta los parámetros más importantes.

### Perfil Selig

Fueron diseñados para ser aplicados a bajos números de Reynolds, este tipo de perfiles suelen estar presentes en aeronaves de tamaño pequeño que vuelan a bajas velocidades como veleros, y planeadores UAV pequeños. De los perfiles Selig puestos en consideración el modelo S4083 es el modelo con valores sustentables para la realización de la aeronave, debido a que se ajusta a las condiciones necesarias para el tipo de UAV a realizarse, el cual es tipo planeador. Tomando en cuenta los parámetros más importantes. [20]

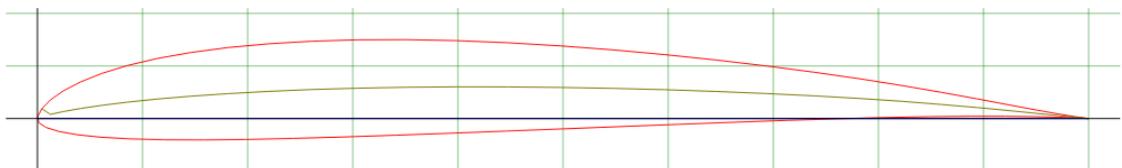


Figura 37 Perfil Alar SG7037 [24]

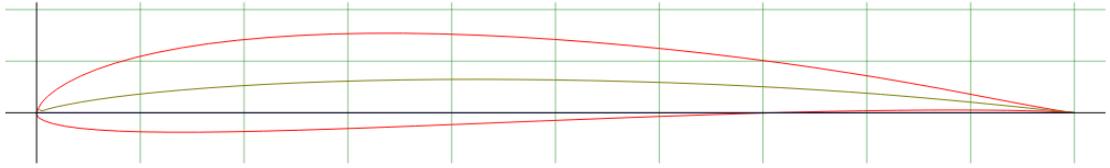


Figura 38 Perfil Alar Sa7038 [24]

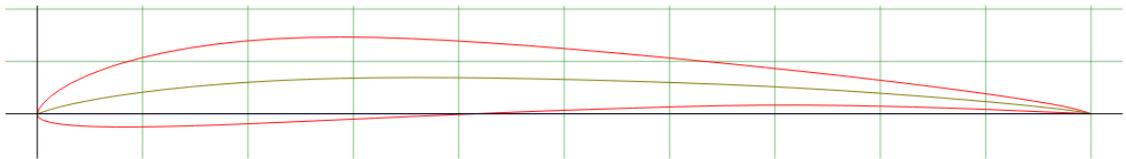


Figura 39 Perfil Alar S4083 [24]

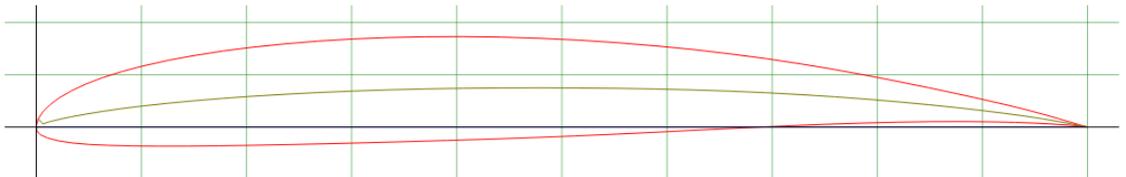


Figura 40 Perfil Alar SG6042 [24]

### Selección de perfil aerodinámico

Para la elección del perfil aerodinámico se obtuvo información mediante una investigación en diversas bases de datos de bibliotecas referentes a los vehículos aéreos no tripulados una de ellas es la “UIUC Applied Aerodynamics Group” la cual proporciona una información completa de algunos perfiles aerodinámicos sin embargo, el personal encargado del diseño debe interpretar las diferentes características para seleccionar el perfil y que se ajuste a las necesidades para la cual va ser creada, la selección del perfil no se requerirá de cálculos laboriosos si no de una comparación entre las curvas polares y el coeficiente aerodinámicos de los diferentes UAV facilitando la elección de la misma. [19]

Para la construcción del avión se seleccionó un planeador por su mayor tiempo de vuelo y sus ventajas con las corrientes de aire, este planeador requiere de 250.000 Reynolds para una velocidad de 32 mph (14,3053 m/s) y para modelos de competición un valor de 700.000 Reynolds para una velocidad de 90 mph (40,233 m/s). [19]

Tabla 6 Modelos de perfiles alares para UAV solares [19]

Nombre	Descripción
<b>SD7037</b>	Perfil aerodinámico con número de Reynolds bajo
<b>N60</b>	Perfil de vuelo libre de bajo número de Reynolds
<b>DAE-51</b>	Perfil aerodinámico con número de Reynolds bajo
<b>SA7038</b>	Perfil aerodinámico con número de Reynolds bajo
<b>S4083</b>	Perfil aerodinámico con número de Reynolds bajo
<b>SG6042</b>	Perfil aerodinámico con número de Reynolds bajo

Para un ángulo de ataque de  $0^\circ$  se realizó la selección teniendo en consideración las condiciones de los coeficientes más importantes:

**Coefficiente de sustentación (CL)**

Se debe tener el mayor valor posible sin importar el ángulo al que se encuentre el UAV.

**Coefficiente de arrastre (CD)**

Se tomó el que tenga el menor valor debido a que este coeficiente representa la resistencia al avance de la aeronave.

**Coefficiente de momento (CM)**

Se tomó en cuenta el de menor valor.

Bajo estas condiciones se realizó una tabla de selección del perfil aerodinámico.

Tabla 7 Tipos de perfiles alares en consideración [19]

PERFIL ALAR	SD7037	N60	DAE-51	SA7038	S4083	SG6042
CL	0.0528	0.1718	0.1354	0.0595	0.1365	0.0345
CD	0.0250	0.0449	0.0300	0.0257	0.0238	0.0292
CM	-0.0344	-0.0546	-0.0657	-0.0380	-0.0474	-0.0440
TIPO DE SUPERFICIE	LISA	LISA	LISA	LISA	LISA	LISA
AVIÓN	RECOMENDADO PARA UAV					
ESPELOR MAXIMO DE CUERDA	9.20% a 29.1%	12.37% a 30.0%	9.38% a 30.7%	9.20% a 28.9%	9.38% a 30.7%	9.99% a 35.1%
CAMBIER MAXIMO DE ACORDE	3.01% a 39.3%	6.22% a 30.0%	4.02% a 43.3%	3.23% a 40.4%	4.02% a 43.3%	3.75% a 47.1%
CL/CD	21.120	38.263	45.133	23.152	57.353	11.815

Se tiene el conocimiento que las aeronaves que vuelan por debajo de los 600 metros de altura están inmersas en la denominada capa baja atmosférica, y su comportamiento es diferente al de los aviones que vuelan por encima de dicha altura. Esta capa se define como un límite en donde los vientos destruyen la estratificación de densidades afectando las diferentes estructuras de los aviones, dando como origen a los flujos de corte turbulentos, que están definidos como el movimiento de un fluido de una forma caótica, y este flujo también se encuentra presente al momento del despegue y aterrizaje de la aeronave. [20]

### Perfil Selig S4083

EL perfil aerodinámico Selig S4083 está catalogado como una forma especial que produce sustentación al estar en movimiento por el aire en una dirección, las alas del avión tienen una superficie aerodinámica diferente ajustada para tener un rendimiento adecuado dependiendo el escenario para el que vaya a ser utilizado.

Partiendo de las necesidades solicitadas por el personal de la CIDFAE se eligió el siguiente perfil debido a que presenta una configuración tipo planeador que se caracteriza por tener una superficie alar extensa obteniendo con esto un coeficiente alto de sustentación, y permitiendo la colocación de la cantidad suficiente de celdas solares necesarias para la generación de energía suficiente para energizar a la plataforma aérea.

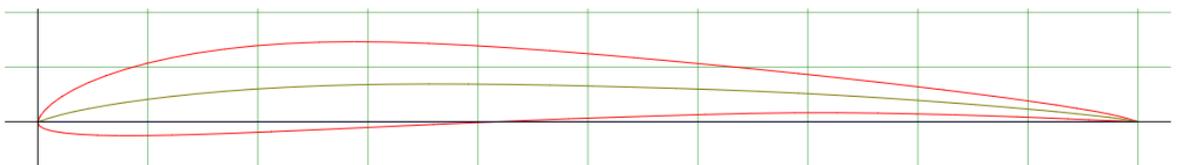


Figura 41 Perfil alar Selig s4083 [25]

Perfil aerodinámico de número de Reynolds bajo Selig S4083 (s4083-il) S4083 (8%).

Espesor máximo 8% a 22,5% de cuerda.

Camber máximo 3.4% a 35.5% de cuerda.

## Curvas Aereodinamicas del perfil Seling s4083

### Eficiencia aerodinamica

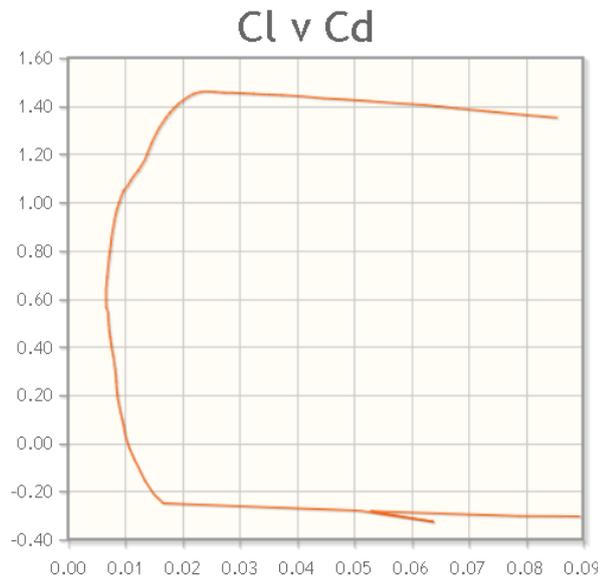


Figura 42 Curva de la eficiencia aerodinámica [26]

En aerodinámica a la relación que existe entre el coeficiente de sustentación y el coeficiente de resistencia aerodinámica esta denominada como eficiencia aerodinámica. Esta aeronave proporcionará mucha sustentabilidad, para un ángulo de ataque extremadamente bajo o por decirlo casi nulo, el motor de la plataforma no está obligado a proporcionar velocidades altas, y el avión no está sujeto a realizar maniobras complicadas, además de que la plataforma contará con un perfil en el cual el coeficiente de pérdida será bajo. Como se muestra en la figura el coeficiente de sustentación es alto en comparación con el coeficiente de Resistencia aerodinámica, esto es gracias a que se cuenta con un perfil esbelto, el cual hace que este tipo de Resistencia aerodinámica sea bajo, permitiendo con esto que en el vuelo el UAV, no necesite de mayor fuerza realizada por el motor, al contrario, por su estructura se comporta como un planeador, realizando un vuelo delicado. [26]

## Sustentación aerodinámica

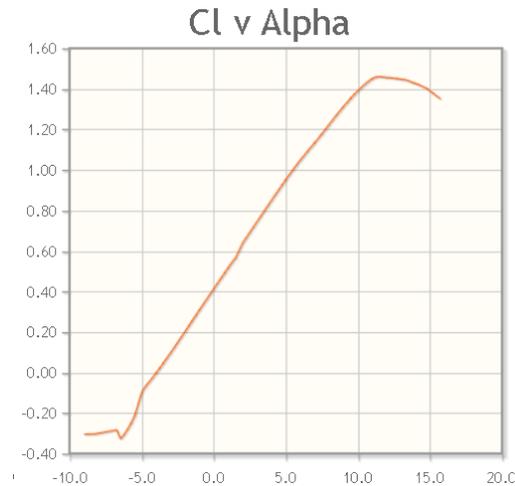


Figura 43 Curva de la sustentación aerodinámica [26]

De la figura se pudo determinar que para un Angulo de ataque de  $0^\circ$  se obtiene un valor de coeficiente de sustentación de 0.40. La necesidad y requerimiento de un perfil aerodinámico con buenas características radica en obtener un valor de sustentación alto para un Angulo de ataque que será aproximadamente nulo, haciendo que el perfil brinde mucha sustentación para bajas velocidades, generando el menor drag posible, entendiéndose por drag como la Resistencia o fuerza que se opone al avance de un cuerpo al moverse por el aire. [26]

## Eficiencia aerodinámica vs Angulo de ataque

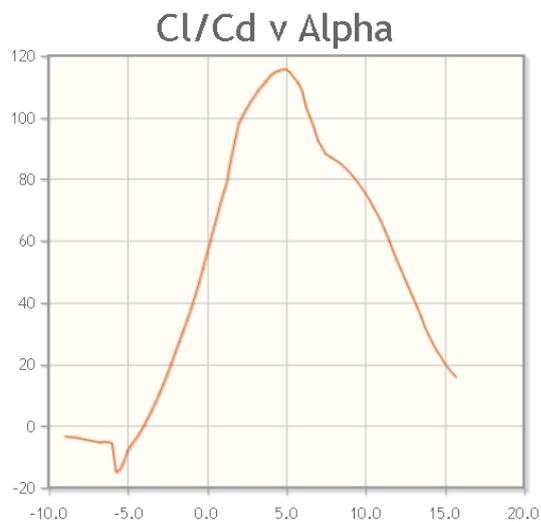


Figura 44 Curva de la Eficiencia aerodinámica vs Angulo de ataque [26]

El ángulo de ataque tiene una incidencia directa en el coeficiente de sustentación y por ende en la eficiencia de la aeronave, en la gráfica se puede observar el comportamiento de la eficiencia de la aeronave, teniendo una eficiencia máxima para un Angulo de ataque de  $5^\circ$ , además se puede analizar que para el segmento de ángulos comprendidos entre  $-5^\circ$  y  $5^\circ$  la eficiencia de la aeronave aumenta, una vez rota esta barrera la eficiencia de la aeronave decae, debido a la inclinación de la misma, haciendo que el vuelo sea un tanto inestable. [27]

### Coefficiente de Resistencia vs Angulo de ataque

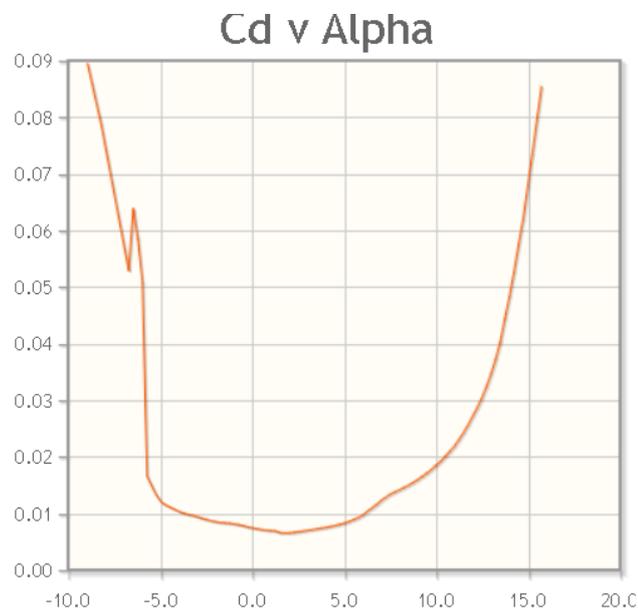


Figura 45 Curva de coeficiente de Resistencia vs Angulo de ataque [27]

La curva polar del perfil naca es una representación del coeficiente de resistencia aerodinámica con referencia al ángulo de ataque, describiendo al perfil selecto de tal manera que entre un ángulo de ataque de  $-5^\circ$  hasta  $10^\circ$  las pérdidas descritas por el coeficiente de resistencia son casi nulas o despreciables, confirmando que el ala de la aeronave permite tener una estabilidad estática de la aeronave, cuando esta realiza sus vuelos. [27]

## Coefficiente de momento

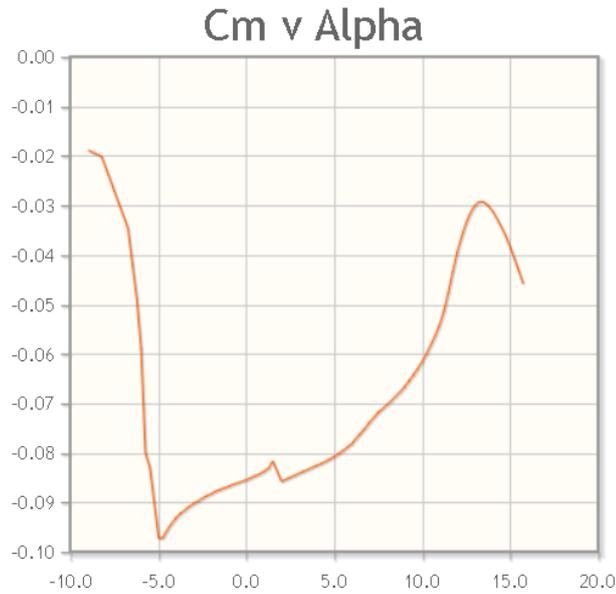


Figura 46 Curva de coeficiente de momento [27]

La figura descrita a continuación se muestra el coeficiente de momento con respecto al Ángulo de ataque, siendo este un valor muy importante en cuanto al manejo de la aeronave. Si el coeficiente de momento es negativo en un perfil esto quiere decir que la tendencia del perfil a cabecera hacia arriba será brusca lo que lo haría imposible que el UAV pueda estabilizarse longitudinalmente, este tipo de movimiento (cabeceo), es provocado por las fuerzas aerodinámicas. Para resolver este problema es necesaria la existencia de superficies en forma horizontal en la cola, las cuales generen menos fuerza, pero que permitan maniobrar a la aeronave estas superficies con llamadas flaps o alerones. En esta curva puede apreciarse además que para valores negativos de Ángulo de ataque el coeficiente tiende a hacerse positivo de forma que la estabilidad de la aeronave se invierte. Mientras que para ángulos de ataque positivos el coeficiente continúa disminuyendo haciendo necesaria la deflexión de los flaps para mantener el equilibrio estático de la aeronave. Cuando existen flujos turbulentos para ángulos de ataque crecientes el momento tiende a acercarse a cero con lo que la estabilidad mejora. [27]

## Dimensionamiento del ala

El dimensionamiento del ala va a depender del cálculo de la superficie alar y de los valores de las dimensiones de la envergadura y la cuerda media.

### Superficie alar

Para el cálculo de la superficie alar se partirá de la ecuación que representa la carga alar:

$$CA = \frac{WT}{S} \text{ Ecuación 1 Carga Alar [28]}$$

Despejando la superficie se obtuvo:

$$S = \frac{WT}{CA}$$

La carga alar (CA) se puede obtener a través de:

$$CA = C * \sqrt{S} \text{ Ecuación 2 carga alar respecto al coeficiente y la superficie [28]}$$

Donde:

C = coeficiente de carga alar.

S = superficie en  $dm^2$ .

Se reemplaza la carga alar en la fórmula de la superficie obteniendo:

$$S = \frac{WT}{C * \sqrt{S}}$$

Despejando las superficies se tiene:

$$S = \sqrt[3]{\left(\frac{WT}{C}\right)^2} \text{ Ecuación 3 Superficie alar [28]}$$

El coeficiente de la carga alar va a depender del tipo de avión que se va a construir a continuación se describe los valores para cada modelo:

Tabla 8 El coeficiente de la carga alar [28]

C	MODELO DE AVION
2-3	VELERO TÉRMICO
4-5	MOTOPLANEADOR
6-8	ENTRENADOR
9-12	ACROBÁTICO
13-15	CARRERAS

El UAV va a tener una aplicación tipo entrenador por ser base para creaciones futuras de la CIDFAE, por lo cual se tomó el valor de 6.

$$S = \sqrt[3]{\left(\frac{4576}{6}\right)^2}$$

$$S = 83.4750 \text{ dm}^2$$

$$S = 8347.50 \text{ cm}^2$$

Se procedió a calcular la envergadura del avión (b) que es la distancia máxima del ala, medida de punta a punta de ala, sin importar la forma que esta tenga a través de:

$$AR = \frac{b^2}{S} \text{ Ecuación 4 Relación de Aspecto [28]}$$

Donde:

AR = Relación de aspecto.

b = envergadura del avión.

$$b = \sqrt{S * AR} \text{ Ecuación 5 Envergadura del avión [28]}$$

El valor de AR es de 14 por el alargamiento que tiene el avión.

$$b = \sqrt{8347.5 * 14}$$

$$b = 341.86 \text{ cm}$$

$$b = 342 \text{ cm}$$

Comprobación de la relación de aspecto.

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

$$AR = \frac{342^2}{8347.5}$$

$$AR = 14.01$$

El valor de la cuerda media (c) está dada a través de:

$$c = \frac{S}{b} \quad \text{Ecuación 6 Cuerda media [28]}$$

$$c = \frac{8347.50 \text{ cm}^2}{342 \text{ cm}}$$

$$c = 24.41 \text{ cm}$$

$$c = 244 \text{ mm}$$

### **Cuerda punta**

Para el cálculo de la cuerda punta se tomó el valor de la conicidad que es 0,7 debido a que este valor permitió tener una superficie de sustentación estable, la que se calcula mediante:

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad \text{Ecuación 7 Conicidad [28]}$$

$$C_t = \lambda * C_r \quad \text{Ecuación 8 Cuerda punta [28]}$$

$$C_t = 0.7 * 244 \text{ mm}$$

$$C_t = 170.8 \text{ mm}$$

## **Diedro**

El diedro de un vehículo aéreo no tripulado es el ángulo de inclinación en las extremidades del ala con relación a la parte central de la misma, la configuración va comprendida entre los ángulos de 2 a 5 grados clasificados de la siguiente manera: [19]

- Para ala alta se utilizará un ángulo de 2 grados.
- Para ala media se utilizará un ángulo de 3 grados.
- Para ala baja se utilizará un ángulo de 4 a 5 grados.

La principal función de los diedros es tener mayor estabilidad durante el vuelo al momento de que las corrientes de viento choquen con el UAV para evitar el cambio de posición de la aeronave. [29]

Para este proyecto se implementó un diedro de 2 grados por el tipo de ala que se va a utilizar siendo esta un ala alta.

## **Construcción perfil alar**

Para la construcción del perfil alar se realizó el diseño de las costillas utilizando el software Solid Works, las mismas que conformaran el ala, tomando en cuenta detalles que hacen que el conjunto de las mismas brinde flexibilidad al ala y al mismo tiempo robustez evitando que en el vuelo esta tienda a romperse. Posteriormente se procede al corte de cada una de las costillas. Una vez obtenido la forma de las costillas del ala se procede al corte láser en madera de balsa para evitar el exceso de peso.

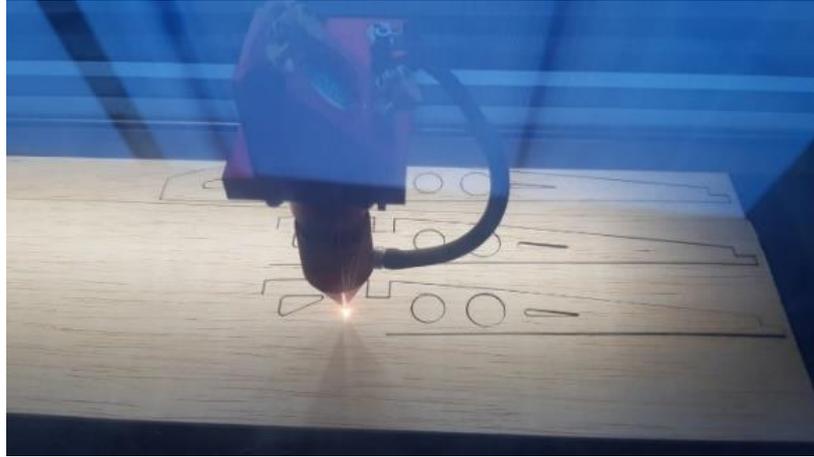


Figura 47 Diseño y corte de las costillas del ala

Elaborado por los investigadores



Figura 48 Conjunto de costillas que conformaran la estructura del ala

Elaborado por los investigadores

Una vez cortadas las costillas del ala del UAV se procedió a pulir los contornos de las mismas, para que al momento de pegarlas se adhieran de mejor manera, evitando que la estructura sea débil. Mediante la distribución de las costillas se continuo a verificar la cantidad de costillas necesarias para la conformación del ala.

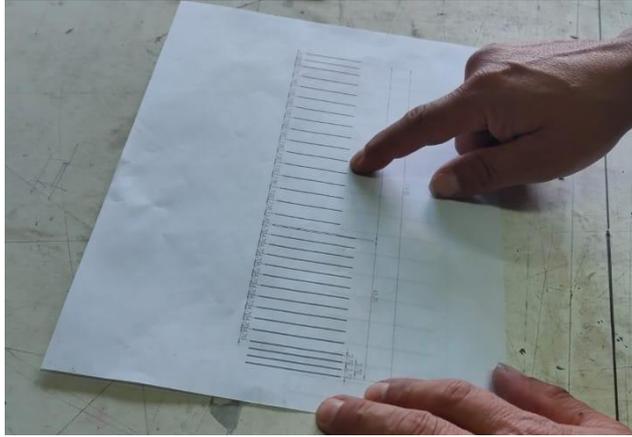


Figura 49 Distribución de las costillas del ala

Elaborado por los investigadores

Se realizó la medición y colocación de la base de las costillas la cual está compuesta por madera de balsa y una lámina delgada de fibra de carbono en la mitad ayudando a tener mayor rigidez y menor peso.



Figura 50 Distribución de la base de las costillas

Elaborado por los investigadores

La costilla consta de dos bases en la parte superior y de dos bases en la parte inferior.

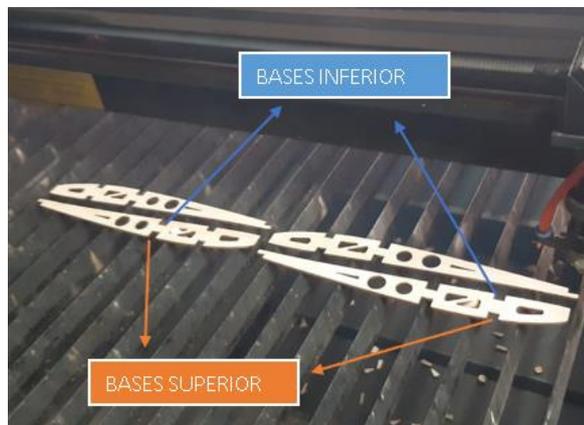


Figura 51 Distribución de las bases del ala

Elaborado por los investigadores

Se procedió a la medición de las bases para que encajen perfectamente con las costillas.



Figura 52 Colocación de las bases de las costillas

Elaborado por los investigadores

Al presentarse dificultades para introducir las costillas en la base, se procedió a realizar un ligero desgaste en cada una de las bases para que encajen de manera correcta y sin complicaciones.



Figura 53 Desgaste de las bases

Elaborado por los investigadores

Se procedió a fijar las bases inferiores, esto se lo realizo con un pedazo de cina de embalaje y sujetándola a una mesa donde permanezca sin ninguna movilidad para luego medir las distancias y marcar en donde serán colocadas cada costilla.



Figura 54 Colocación de las bases en la parte inferior de las costillas

Elaborado por los investigadores

Se utilizo adhesivo de cianoacrilato para pegar las bases con cada una de las costillas, esto se lo realizo con el fin de que el secado de la unión se haga de manera instantánea.



Figura 55 Colocación de las bases inferiores

Elaborado por los investigadores

Se colocó la base superior en las costillas evitando que queden muy flojas con relación a las costillas y al igual que en la base inferior se utilizó pegamento adhesivo de cianoacrilato en las uniones de las bases superiores con las costillas.

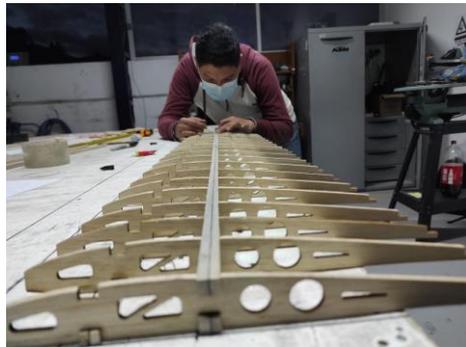


Figura 56 Colocación de las bases superiores

Elaborado por los investigadores

Para dar mayor rigidez a las costillas se colocó una base de balsa entre cada espacio de la costilla con la base superior e inferior con pegamento, esta base de balsa debe entrar de tal manera que realice presión en cada uno de sus espacios, brindando rigidez al ala.



Figura 57 Colocación de bases pequeñas en uniones del ala

Elaborado por los investigadores

A continuación, se iguala los restos que sobrepasan de las costillas, teniendo una estructura más firme y sólida.



Figura 58 Igualación de las superficies del ala

Elaborado por los investigadores

Se procedió a retirar la estructura de la mesa con cuidado, verificando que el pegamento no haya tenido contacto con la mesa. Se retiran los adhesivos que ayudaban a mantener la base rígida durante el proceso de pegado.



Figura 59 Estructura de la mitad izquierda del ala

Elaborado por los investigadores

Una vez armada una parte del ala del UAV se realizó el mismo procedimiento para crear el otro lado del ala con las mismas medidas y espacios entre cada costilla, luego se procedió con la base de la parte posterior de las costillas para tener mayor rigidez para cubrir las costillas, con la finalidad de poder unirlos se mide cada separación de las costillas y se realizó un pequeño destaje para que se introduzca la parte posterior de la costilla.



Figura 60 Construcción de la parte derecha de ala

Elaborado por los investigadores

Una vez realizado los destajes se colocó las bases en la parte posterior de la costilla.



Figura 61 Colocación de base posterior de la costilla

Elaborado por los investigadores

Se procedió a cubrir las superficies superiores e inferiores de las costillas con madera de balsa para brindar rigidez y terminar con el proceso de construcción de la estructura de las alas.



Figura 62 Diseño del recubrimiento de las alas

Elaborado por los investigadores



Figura 63 Colocación de recubrimiento con madera de balsa

Elaborado por los investigadores

Se realizó las respectivas mediciones para la colocación de los servomotores que servirán como accionadores de cada uno de los alerones colocados en las alas del UAV.



Figura 64 Diseño estructural para la colocación de los Ser Motores

Elaborado por los investigadores

Se procedió a forrar el ala completa con vinil adhesivo, haciendo que el ala este óptima para su posterior unión con la cabina de la aeronave.



Figura 65 Colocación de Vinil adhesivo en el ala del UAV

Elaborado por los investigadores



Figura 66 Ala del UAV finalizada

Elaborado por los investigadores

## CABINA DEL UAV

### Fuselaje

El fuselaje es la parte principal del UAV ya que en ella se colocan diversos componentes como son las alas motor y algunos componentes electrónicos para llevar a cabo el funcionamiento del mismo.

### Tipos de fuselaje

#### Reticular

Este tipo de fuselaje las cargas son soportadas por las cuadernas, largueros y diagonales formando una estructura tubular.

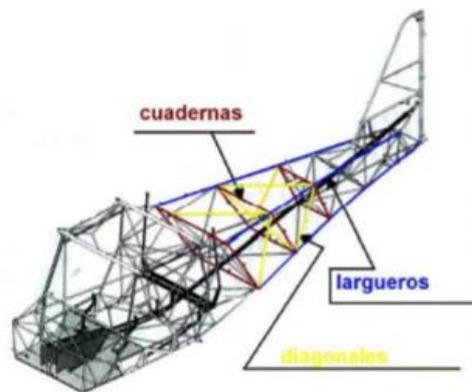


Figura 67 Fuselaje del UAV [19]

#### Monocasco

Este fuselaje se caracteriza por que soporta mayor carga gracias a su revestimiento grueso que puede ser de material de madera o con alineaciones ligeras y materiales compuestos.

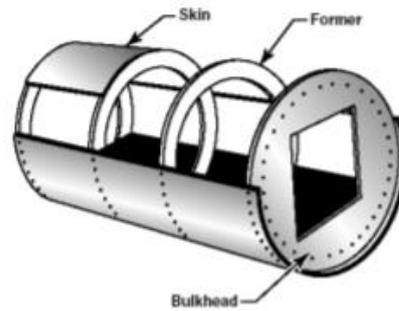


Figura 68 Fuselaje monocasco [19]

### Semimonocasco

Este fuselaje es una mejora del monocasco ya que puede soportar más carga por ende puede tener mayores cuadernas, largueros que refuerzan la piel del fuselaje.

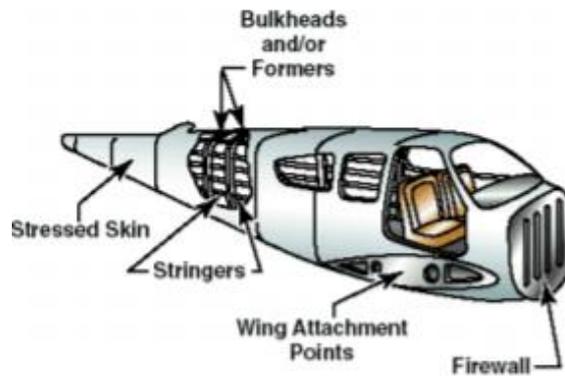


Figura 69 Fuselaje Semimonocasco [19]

### COMPONENTES DEL FUSELAJE

Los componentes del fuselaje se los divide en tres partes que son: nariz, cabina y cola.

#### Nariz

El fuselaje en la nariz se da a través de la relación de finura que representa la relación entre la longitud y el ancho máximo de la nariz.

Donde:

$L_n$  = longitud de la nariz.

$d_f$  = altura de la cabina.

$FR_n$  =relación de finura.

$$FR_n = \frac{L_n}{d_f} \quad | \quad \text{Ecuación 9 Relación de Finura [28]}$$

$$FR_n = \frac{10}{7}$$

$$FR_n = 1.43$$

El valor de relación de finura relacionada con los valores del ángulo de inclinación haciendo referencia a la imagen que se muestra a continuación teniendo un factor de corrección de 1.4.

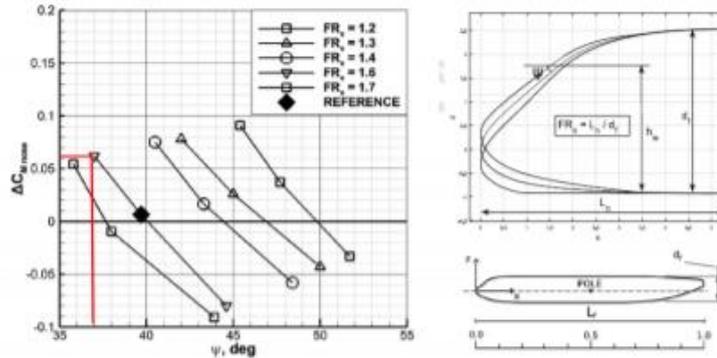


Figura 70 Finura de la nariz [28]

## Cabina

La cabina es la parte media del fuselaje en la cual van a ir colocados diversos componentes electrónicos como el ala en este caso de tiene una cabina de ancho de 78 cm y de altura de 7cm.

## **Cola**

La cola del fuselaje hace referencia a la parte posterior en donde se unirá con el tubo de la cola en T para sostener y también controlar las distintas partes, esta parte se inclinará los bordes para tener una envergadura que entre dicha cola.

## **Dimensionamiento Fuselaje**

### **Longitud de fuselaje**

Para saber cuál es la longitud se toma en cuenta la longitud de la cuerda media y se lo multiplica por 4 o veces la cuerda media de ala.

Donde:

$L_f$  = longitud fuselaje.

$C$  = valor de cuerda media.

El valor de la cuerda tiene un valor de 244 mm

$$L_f = 4 * C \text{ Ecuación 10 Longitud del fuselaje [28]}$$

$$L_f = 4 * 244$$

$$L_f = 976 \text{ mm}$$

### **Altura fuselaje**

La altura del fuselaje va a depender primero del porte de los componentes electrónicos que se vaya a colocar dentro, de la distancia del soporte del motor debido a que las hélices pueden tener algún daño y también se debe tomar en cuenta el tubo de unión de la cola, teniendo una altura de 8cm.

## **Ancho fuselaje**

El ancho del fuselaje al igual que la altura va a depender de los componentes electrónicos del motor y de la cola, por lo cual se consideró un ancho de 7cm.

## **CONSTRUCCION FUSELAJE O CABINA**

Para la construcción del fuselaje se partió por seleccionar el tipo y modelo para eso en base a las medidas y peso de los componentes se determinará el modelo siendo un modelo para vuelo subsónico con góndola de gran capacidad.

Tabla 9 Medidas de los dispositivos utilizados en el proyecto

<b>Dispositivo</b>	<b>Medidas</b>
<b>Pixhawk</b>	50 mm x 15.5 mm x 81.5 mm
<b>Speed control</b>	80 mm x 31 mm x 14 mm
<b>Servomotor</b>	23 mm x 12.2 mm x 27 mm
<b>Baterías</b>	145mm x 65mm x 70mm

Elaborado por los autores.

Con las medidas de longitud de cada uno de los equipos que irán incorporados dentro de la cabina se procedió a realizar el diseño de un molde con la capacidad de albergar al conjunto electrónico de equipos. El molde de la cabina se realizó a través de una maquina CNC para posteriormente ser laminada con fibra de carbono, este a su vez es realizado en dos partes, con la finalidad de evitar imperfecciones.



Figura 71 Molde para la cabina del UAV

Elaborado por los investigadores

Posteriormente como se indicó en el apartado anterior se procede a realizar el laminado para cada uno de los lados de la cabina utilizando fibra de carbono lo cual hace que la cabina sea menos pesada, y brinde una mayor rigidez, aportando en gran condición al vuelo de la aeronave.



Figura 72 Laminado de la cabina

Elaborado por los investigadores

La laminación del molde para la cabina se lo realizó con la utilización de 3 capas de fibra de carbono, para posterior a esto ser succionadas al vacío, logrando tener una mayor durabilidad y resistencia de la misma.



Figura 73 Succión al vacío para los componentes de la cabina

Elaborado por los investigadores

La unión de las dos partes de la cabina de la aeronave se lo realizó, con la colocación de una capa extra de fibra de carbono y pegamento de cianoacrilato, asegurándose de que ambas partes de la cabina estén correctamente colocadas y sujetas, una a otra, lo que proporcionara seguridad al conjunto de equipos electrónicos que se colocaran dentro de la cabina.



Figura 74 Unión de la cabina de la aeronave

Elaborado por los investigadores

Una vez realizado la unión de las dos secciones de la cabina del UAV, se procedió a realizar el corte de cada una de las superficies sobrantes, las cuales se retiran con el propósito de que los demás componentes encajen perfectamente. Estos componentes son el ala, el tubo circular perteneciente a la cola del UAV, y las superficies necesarias para la colocación de los dispositivos electrónicos. El corte de las superficies sobrantes permitió que con las medidas longitudinales de los diferentes equipos estos encajen de una manera perfecta, haciendo que el peso y el balance de la aeronave favorezca al momento de realizar las diversas misiones para las cuales fue diseñada la plataforma.



Figura 75 Corte de las superficies sobrantes de la cabina del UAV

Elaborado por los investigadores

Una vez finalizada la construcción de la cabina, se procedió a fabricar un acople que permita la unión del tubo circular fabricado con fibra de carbono, con la cabina, este acople se lo diseño en el software Solid Works, para posteriormente ser impreso en 3D, con las medidas exactas tanto del tubo como de la superficie de la cabina a la cual se le hará el acople.

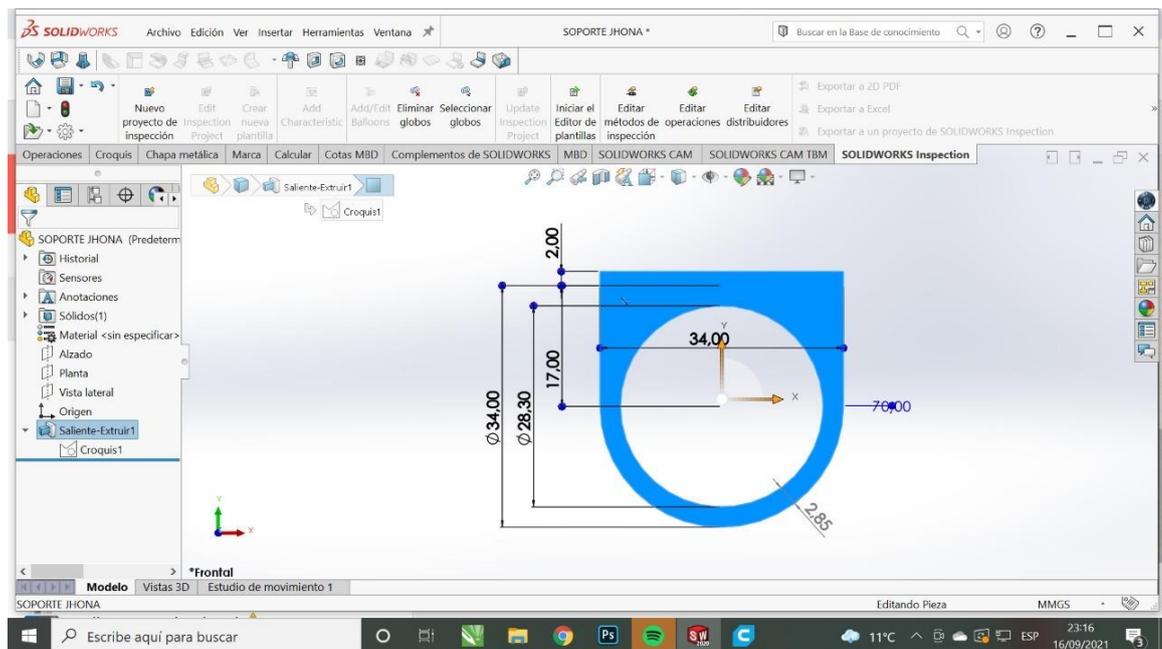


Figura 76 Acople de unión para la cabina y la cola del UAV

Elaborado por los investigadores

Se realizó una vista preliminar del diseño del acople, con el objetivo de verificar y realizar la corrección de errores.

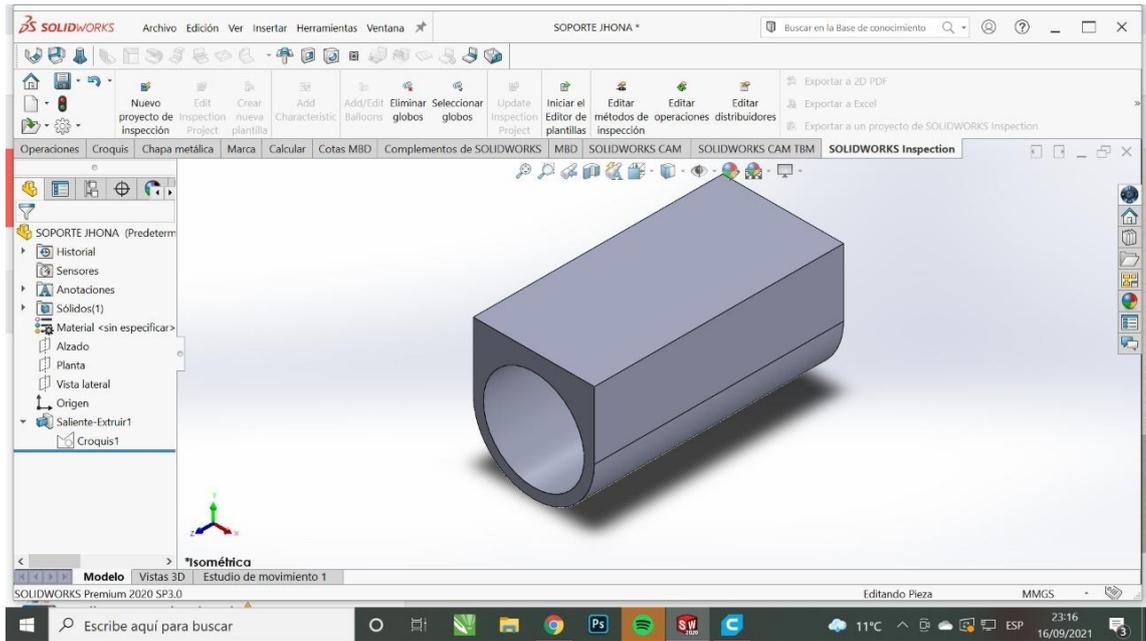


Figura 77 Vista preliminar acople de unión

Elaborado por los investigadores

Con la ayuda del software Ultimaker Cura se procedió a realizar la impresión física del modelo en 3D del acople.

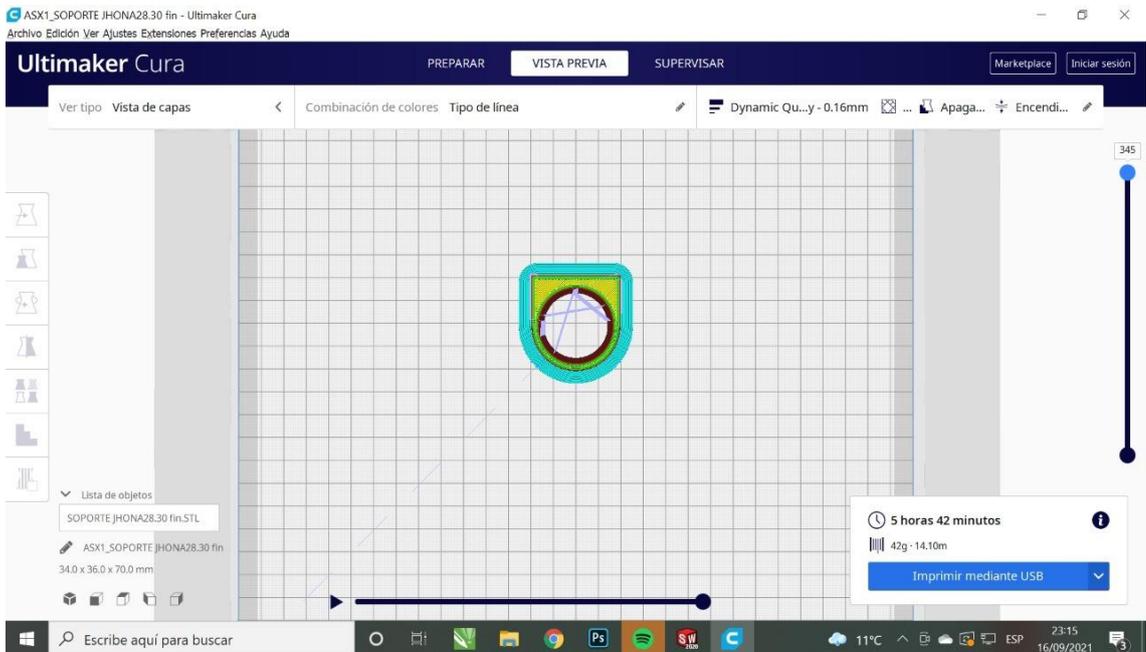


Figura 78 Vista preliminar de impresión en 3D

Elaborado por los investigadores

Se procedió a la verificación del modelo de acople en 3D, y su avance en la impresión.

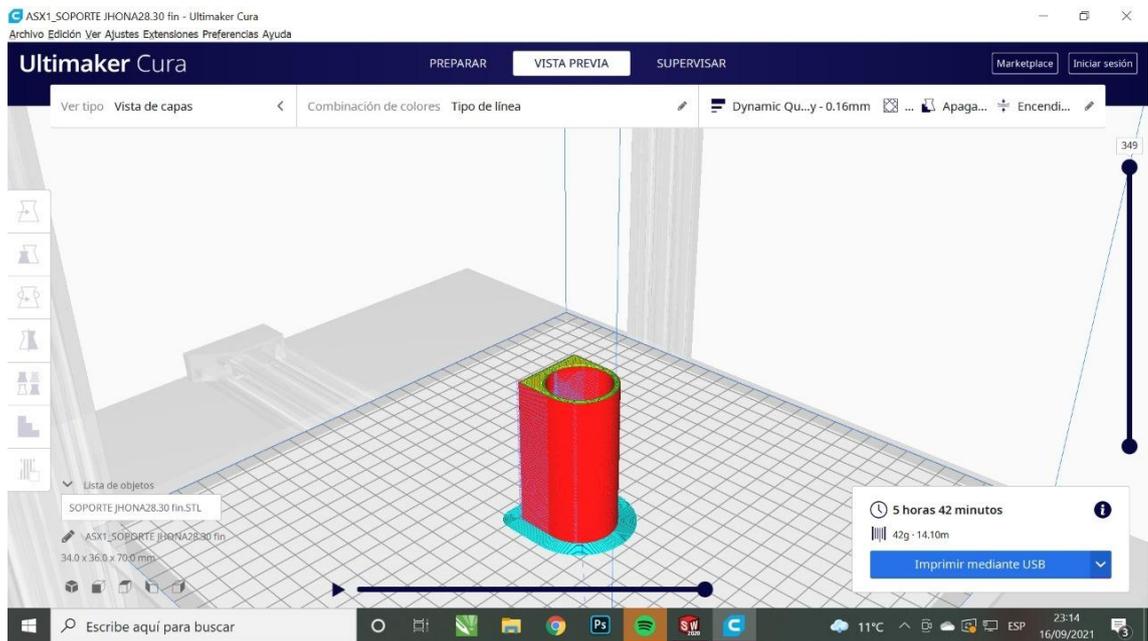


Figura 79 Verificación del modelo de impresión en 3D

Elaborado por los investigadores

Proceso de impresión en 3D, del acople de unión para la cabina y cola del UAV. Obteniendo como resultado el modelo de la estructura física necesaria para la unión de la cola de la aeronave con la cabina.



Figura 80 Impresión del acople de unión de la cola con la cabina

Elaborado por los investigadores

Se obtuvo el modelo físico de la estructura que se necesita para acoplar a la cola y ayudar a sostener su curvatura redonda.

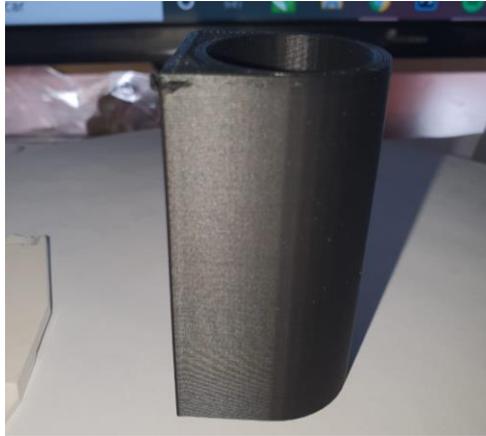


Figura 81 Estructura final de unión de la cola con la cabina

Elaborado por los investigadores

Se procedió a la colocación en la parte posterior de la cola acoplándolo para que sirva de base para sostener la cola y que sea lo más firme posible, para evitar desperfectos al momento de realizar las diferentes misiones.



Figura 82 Acople de la cola con la cabina

Elaborado por los investigadores

## CONFIGURACION DE LA COLA

Cola de la aeronave (estabilizador)

- Convencional
- Cola en V
- Cola en T
- Cola en Y
- Cola en H

Los estabilizadores posteriores de la aeronave permiten brindar las características necesarias para que el avión tenga movilidad, y pueda ser maniobrado de acuerdo a las necesidades preestablecidas. Las opciones consideradas se muestran a continuación en las diferentes ilustraciones. El 70% de las aeronaves utilizan el tipo de cola convencional, la cual cumple con los requerimientos generales para mantener la estabilidad y control del UAV. Otro tipo comúnmente utilizado es la cola tipo T, que en comparación con la convencional permite la reducción de la envergadura de la cola. La cola suministra de equilibrio a la aeronave, además de que provee de estabilidad y control, generando una fuerza de sustentación que permite balancear la aeronave durante el vuelo. Son un elemento clave de estabilidad para las aeronaves, actuando de manera similar a las aletas de una flecha, lo que no permite que el UAV no se mueva con una dirección aleatoria. Otra de las funciones es la de control de la plataforma, la cola debe ser dimensionada para proporcionar un control adecuado en todas las condiciones críticas, tales como caída en picada, baja velocidad de vuelo, vuelo a velocidades altas, vuelo sin motor.



Figura 83 Estabilizador Convencional [30]

Los estabilizadores horizontales y verticales se unen estructuralmente de forma separada e independiente.

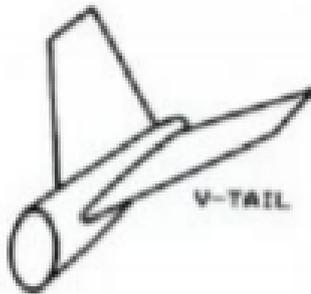


Figura 84 Estabilizador en V [30]

Las colas tipo V combinan las funciones tanto de las componentes horizontales como verticales, para lograr obtener una cola cruciforme. Son elegidas mayormente por su distancia que mantienen con respecto al suelo, al poseer pocos puntos de contacto con el suelo, requieren de una combinación de controles de dirección por lo cual contienen alerones que permiten definir la dirección de la aeronave, y tienen poco riesgo de sufrir desperfectos originados por los movimientos de cabeceo o alabeo.



Figura 85 Estabilizador en T [30]

Este tipo de estabilizador demanda de un esfuerzo estructural por parte del estabilizador vertical. Además, ayuda a incrementar el control de la aeronave a velocidades bajas.

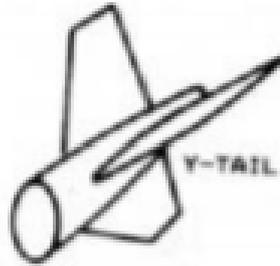


Figura 86 Estabilizador en Y [30]

Este tipo de colas tienen una superficie vertical que se proyecta hacia abajo para proteger una hélice impulsora ubicada en la parte posterior de la aeronave, además de reducir la interferencia generada por las revoluciones de la hélice. Las colas en V producen menos alabeo natural cuando se efectúa un movimiento un poco brusco.

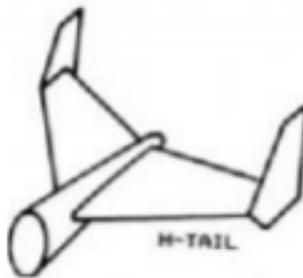


Figura 87 Estabilizador en H [30]

Es utilizado en aviones de combate por su maniobrabilidad, en aviones destinados a operar en los denominados en portaviones.

Siendo 5 el valor más alto y 0 el más bajo, se realiza la valoración de los diferentes tipos de estabilizador.

Tabla 10 Tabla de valoración del tipo de cola

Características	Convencional	Cola en V	Cola en T	Cola en Y	Cola en H
Ligereza	4	3	5	2	1
Resistencia al avance	4	3	5	2	1
Facilidad de manufactura	4	3	5	3	3
Resistencia estructural	4	4	4	3	3
Facilidad de rotación	3	3	5	2	1
TOTAL	19	16	24	12	9

Elaborado por los investigadores

El estabilizador o comúnmente denominado como cola de la aeronave elegido fue el tipo T de manera invertida, debido a que brinda diversas características, como la de tener menor peso y menor fuerza de arrastre, ambas características positivas hacen que este tipo de estabilizador sea el mejor para el desarrollo del trabajo, añadiendo a su vez que la aeronave está diseñada para un vuelo suave, sin la necesidad de giros bruscos o exagerados.

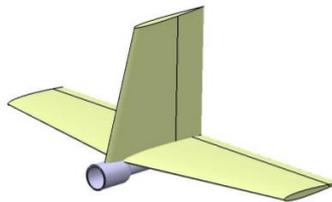


Figura 88 Cola tipo T invertida [30]

### **Estabilizador Vertical**

El estabilizador vertical contribuye en gran medida a proporcionar estabilidad direccional de la aeronave. Generalmente se trata de una superficie aerodinámica simétrica ya que posee la característica que permite generar cargas horizontales que en esta ocasión será el mismo estabilizador horizontal. La configuración de doble estabilizador se ocupa en gran medida en aviones grandes, en general se lo utiliza cuando la altura total está limitada. El estabilizador vertical permite al UAV realizar el movimiento de guiñada. [31]

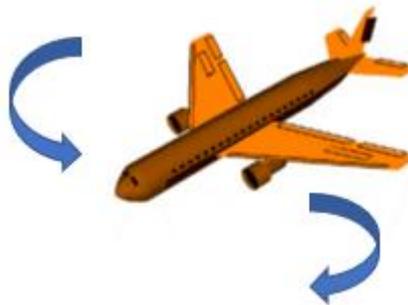


Figura 89 Movimiento realizado por el estabilizador vertical [31]

### **Estabilizador Horizontal**

Se asemeja a una pequeña ala situada en la cola del aeroplano, al igual que el estabilizador vertical proporciona estabilidad direccional y permite a la aeronave cumplir con el movimiento de cabeceo, permitiendo al aeroplano subir o bajar de manera suave o rápida. [31]

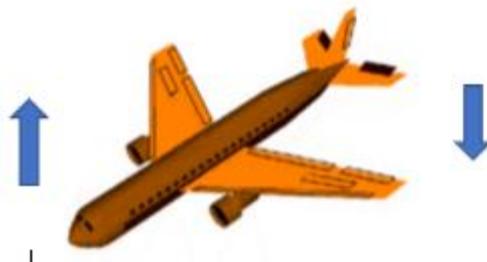


Figura 90 Movimiento realizado por el estabilizador horizontal [31]

### **Tubo de la cola**

En cuanto al soporte de la cola el cual estará unido al fuselaje, se utilizará un tubo de fibra de carbono el cual estará unido a la parte trasera del fuselaje. Se opta por esta opción debido a que se requiere tener el menor peso posible y a la vez que se lo suficientemente resistente frente a posibles impactos de la aeronave.



Figura 91 Tubo de Fibra de carbono [28]

### **Diseño de la cola**

Una vez determinada la configuración de la cola del UAV, que en este caso es en forma de T invertida debido a sus prestaciones de estabilidad, y facilidad de construcción, se procede a realizar las determinaciones generales tanto del estabilizador horizontal como vertical.

Tabla 11 Parámetros de localización y configuración de la cola

Parámetros	Descripción
<b>Localización de la cola</b>	Popa
<b>Configuración de la cola</b>	Tipo T invertida

Elaborado por los investigadores

## Selección del perfil aerodinámico para la cola horizontal

Los criterios tomados en cuenta para la elección del perfil de la cola en cuanto al estabilizador horizontal se refieren son dos: el perfil debe ser simétrico y más delgado que la superficie del ala, y considerar que el coeficiente de arrastre debe ser bajo. Al tratarse de una sección alar muy pequeña es necesario presentar cálculos de su coeficiente de volumen, la distancia entre el fuselaje y la cola, y su superficie, de igual manera se procede con el estabilizador vertical.

## Coeficiente de volumen para el estabilizador horizontal

Debido a que el UAV se basó en un avión tipo planeador, el coeficiente del volumen es de  $V_H$  es 0,6.

Valores típicos para coeficientes de volumen para estabilizadores.

Tabla 12 Valores de coeficientes de estabilizadores [19]

Tipo de avión	Coeficiente de volumen Estabilizador Horizontal $V_H$	Coeficiente de volumen Estabilizador Horizontal $V_V$
Planeador, planeador propulsado con motor	0,6	0,03
Aeromodelismo	0,5	0,04
Motor de propulsión individual	0,7	0,04
Motor de hélice doble	0,8	0,07
Canard	0,6	0,05
Agrícola	0,5	0,04
Turbohélice gemelo	0,9	0,08
Entrenador Jet	0,7	0,06
Avión de combate	0,4	0,07

Canard de combate	0,1	0,06
Bombardero / transporte militar	1	0,08
Jet de transporte	1,1	0,09

## Estabilizador horizontal

### Distancia ( $l_{opt}$ ) para reducir la resistencia aerodinámica y el peso del avión

Esta es una característica medida desde el centro aerodinámico del empenaje con respecto al centro de gravedad del UAV, para reducir el efecto de arrastre y peso. [32]

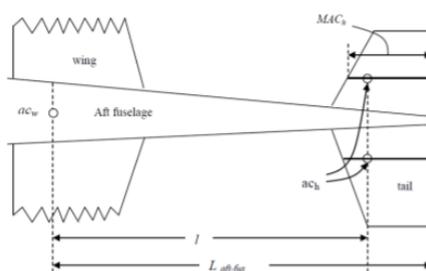


Figura 92 Distancia entre centro aerodinámico y centro de gravedad [32]

La siguiente ecuación permitirá calcular la longitud óptima entre el fuselaje y la cola del aeroplano.

$$l_{opt} = K_c \sqrt{\frac{4 * C * S * V_H}{\pi * D_f}} \quad \text{Ecuación 11 Longitud óptima entre fuselaje y cola [32]}$$

$$l_{opt} = 1 \sqrt{\frac{4 * 0.244 * 0.9136 * 0.6}{\pi * 0.07}}$$

$$l_{opt} = 1,55 \text{ m}$$

Donde:

$K_c$  = Factor de corrección.

$C$  = cuerda (mm).

$S$  = Superficie alar.

$V_H$  = Coeficiente de volumen para estabilizador horizontal.

$D_f$  = Diámetro máximo del fuselaje.

El factor de corrección  $K_c$  puede variar entre 1,4 dependiendo de la configuración del avión,  $K_c = 1$  se utiliza cuando la popa del fuselaje es cónica, si dicha sección del avión se aleja de la forma cónica el valor de  $K_c$  aumentara hasta 1,4. El modelo del UAV posee una geometría tipo Tadpole Shape, por lo que el factor de corrección es 1 siendo el máximo diámetro del fuselaje de 3.5 cm.

### **Superficie de la cola horizontal $S_t$**

El área correspondiente a la cola horizontal se puede calcular partiendo de una ecuación que permite dimensionar el coeficiente de volumen para el estabilizador horizontal. [30]

$$V_H = \frac{l}{c} * \frac{S_H}{S} \quad \text{Ecuación 12 Volumen del estabilizador horizontal [32]}$$

$S_H$  = Superficie de la cola horizontal ( $mm^2$ ).

Previamente, se determinaron los valores.

$$S_H = \frac{V_H * c * S}{l} \quad \text{Ecuación 13 Superficie del estabilizador horizontal [32]}$$

$$S_H = \frac{0.6 * 244 \text{ mm} * 834750 \text{ mm}^2}{1550 \text{ mm}}$$

$$S_H = 751200 \text{ mm}^2$$

## Estabilizador Vertical

En la sección de diseño del estabilizador horizontal se eligió una cola de tipo T invertida, y a su vez un coeficiente para dicho estabilizador, de igual manera se procederá con el estabilizador vertical. De acuerdo a la tabla anteriormente presentada el volumen para el estabilizador vertical será de  $V_V = 0,03$ . [30]

## Superficie del estabilizador vertical

$$S_v = \frac{V_v * b * S}{l_v} \text{ Ecuación 14 Superficie del estabilizador vertical [32]}$$

$$S_v = \frac{0.03 * 3540 \text{ mm} * 834750 \text{ mm}^2}{1550 \text{ mm}}$$

$$S_v = 5205 \text{ mm}^2$$

Donde:

$S_v$  = Superficie del estabilizador vertical ( $\text{mm}^2$ ).

b = Envergadura del ala (mm).

## Selección de un perfil aerodinámico para el estabilizador Vertical

Se consideró el mismo principio empleado con el estabilizador vertical el cual está basado en la simetría y utilización de un perfil más delgado con respecto al ala, por lo tanto, el perfil utilizado satisface los requisitos de diseño. [30]

## Relación de aspecto para el estabilizador vertical

Está definida como una relación entre la cuerda y la envergadura del estabilizador, se puede calcular mediante la siguiente ecuación.

$$AR_v = \frac{b_v}{c_v} \text{ Ecuación 15 Relación de aspecto para el estabilizador vertical [32]}$$

Un valor adecuado de  $AR_v$  esta comprendido entre 1 y 2 por lo que para este análisis el valor utilizado será de 1,5. [19]

### Parámetros necesarios para el estabilizador Vertical

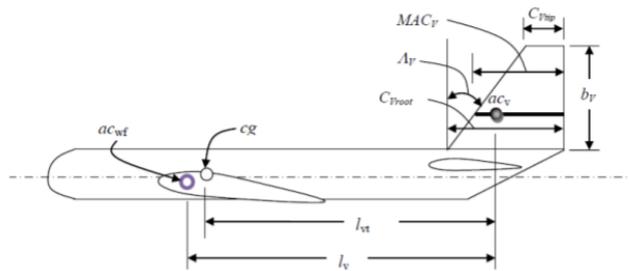


Figura 93 Parámetros del estabilizador Vertical [19]

El valor de la relación aspecto y conicidad se calcula a partir de la siguiente ecuación:

$$AR_v = \frac{b_v^2}{S_v} \text{ Ecuación 16 Valor de envergadura del UAV [32]}$$

$$AR_v = \frac{b_v^2}{S_v}$$

$$AR_v = \frac{88 \text{ mm}^2}{5205 \text{ mm}^2}$$

$$AR_v = 0,01690$$

El valor de  $b_v$  es el siguiente:

$$b_v = \sqrt{AR_v * S_v} \text{ [32]}$$

$$b_v = \sqrt{1,5 * 5205 \text{ mm}^2}$$

$$b_v = \sqrt{1,5 * 5205 \text{ mm}^2}$$

$$b_v = 88 \text{ mm}$$

## CONSTRUCCIÓN COLA

Una vez obtenidos los valores necesarios de construcción de la cola, se procedió a su fabricación para lo cual se utilizó madera de balsa y tubo de fibra de carbono con la finalidad de aligerar en lo posible el peso de la aeronave.

Con las medidas obtenidas se procedió a cortar la madera de balsa tanto de los estabilizadores como de los alerones que compondrán la cola, mencionar que en primera instancia que construyo una cola tipo T invertida con bordes cuadrados y tubo de fibra de carbono de igual manera cuadrado, como se muestra en la imagen.



Figura 94 Construcción de la cola con superficies cuadradas y tubo cuadrado

Elaborado por los investigadores

Se realizó la colocación de bisagras tanto en el estabilizador horizontal, como en el estabilizador vertical, con el objetivo de que permitan el movimiento de la aeronave en el momento del vuelo.



Figura 95 Colocación de bisagras para alerones en la cola

Elaborado por los investigadores

Una vez colocados los alerones tanto en el estabilizador vertical como en el estabilizador horizontal se realizó diversas pruebas de movimiento asegurando con esto de que el movimiento de los mismos no esté obstruido, evitando movimientos bruscos en el vuelo de la aeronave. A su vez se realizó la colocación de dos servomotores, uno que permitió el movimiento del alerón horizontal y otro el movimiento del alerón vertical.



Figura 96 Colocación de alerones en los estabilizadores

Elaborado por los autores.

Concluida la colocación de los alerones y servomotores se realizó la configuración de cada uno de los componentes que permiten el movimiento de la aeronave en su momento de vuelo.



Figura 97 Configuración de los servomotores

Elaborado por los investigadores

Realizadas las pruebas tanto de vuelo como de peso, y con el objetivo de aligerar en su máximo al peso de la aeronave se procedió a la construcción del mismo tipo de cola, pero esta vez con bordes curvos, y tubo circular, el procedimiento a seguir es exactamente igual al anterior únicamente con las modificaciones mencionadas, la cola final se muestra a continuación.



Figura 98 Construcción de la cola con variaciones en su peso

Elaborado por los autores.

La reconstrucción de la cola permitió aligerar el peso de la misma en un 40% en relación a la cola anterior, se procedió a la colocación de alerones y servomotores de la manera antes ya mencionada.



Figura 99 Cola de la aeronave

Elaborado por los investigadores

## **PANELES SOLARES**

En la actualidad existe una gama amplia de paneles solares disponibles en el mercado, una correcta selección del panel se centra en un correcto análisis del tipo de panel o celda solar en función de su eficiencia energética, teniendo en cuenta que las celdas solares pueden emplear diferentes tecnologías de construcción dependiendo del fabricante.

### **Tipos de tecnologías en celdas fotovoltaicas**

#### **Paneles multi Bus Bar**

Son pequeñas cintas encargadas de interconectar a las celdas fotovoltaicas del panel. Su función es transportar la energía a través de los módulos solares. [31]

### **PERC (Passivated emitter rear cell)**

Este tipo de tecnología se basa en un proceso que agrega capas adicionales en la parte posterior de la célula solar para reflejar los fotones de luz que atraviesan la celda lo que provoca que estos vuelvan hacia la celda, aumentando la eficiencia de la celda solar. [31]

Actualmente la eficiencia de este tipo de celdas es de hasta un 23.6%, haciéndola unos de los tipos de celdas solares más eficientes.

### **Paneles Bifaciales (doble cara)**

Este tipo de células absorben la luz de ambos lados del panel produciendo con esto que dichas celdas tengan una eficiencia de hasta un 25% o 30% más de energía que los paneles bifaciales tradicionales. [31]

### **Paneles Half Cell**

Este tipo de paneles se caracteriza por dividir a la celda en dos, haciendo con esto que el rendimiento aumente debido a menores pérdidas de resistencia a través del bus bar. Cada celda producirá la mitad de cantidad de corriente con el mismo voltaje lo que significa que el ancho del bus bar puede reducirse logrando con esto menores pérdidas por resistencia. [31]

### **Paneles Dual Glass**

Son paneles formados por laminas posteriores de vidrio que reemplazan la tradicional lamina de plástico, con esto se obtiene un mejor panel de vidrio que no se deteriora con el tiempo y no sufre degradación inducida por la luz. Obteniendo una vida útil de los mismos de hasta 30 años. [31]

## IBC Tipo N monocristalinas (células de silicio)

Son la tecnología más eficiente y confiable del mercado, así como también las más resistentes, en comparación a las células convencionales, por lo que su costo es elevado, en comparación a las mencionadas anteriormente. Actualmente el tipo de celda monocristalina tipo N es el más eficiente, debido a la pureza del material utilizado en su construcción, a diferencia del silicio de tipo P que suele tener impurezas que limitan su eficiencia y eficacia. Un estudio realizado por EnergyTrend en el año 2018 muestra en la siguiente gráfica la comparación en eficacia de los tipos de tecnologías existentes en paneles solares. [31]

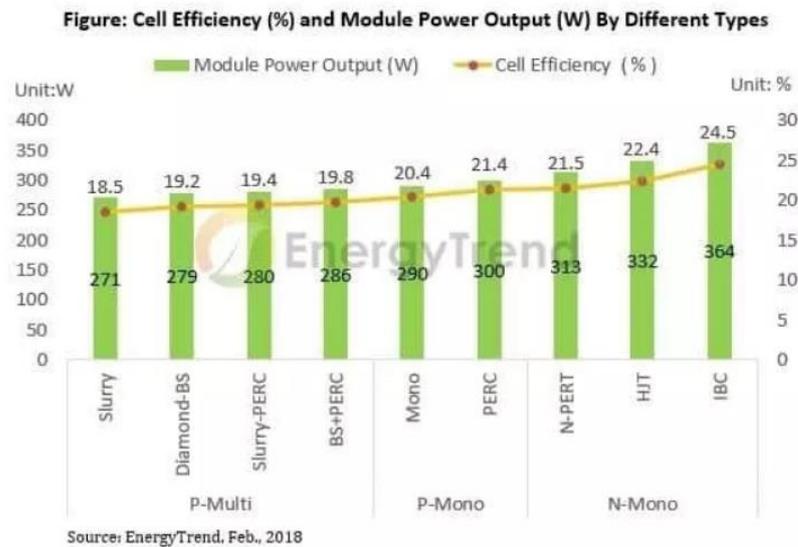


Figura 100 Eficiencia de celdas solares según el tipo de tecnología [31]

Los paneles con mayor cantidad de eficacia existentes son los que incorporan tecnologías monocristalinas HIT e IBC, los cuales a su vez utilizan silicio tipo N, de marca Panasonic y SunPower fundamentalmente.

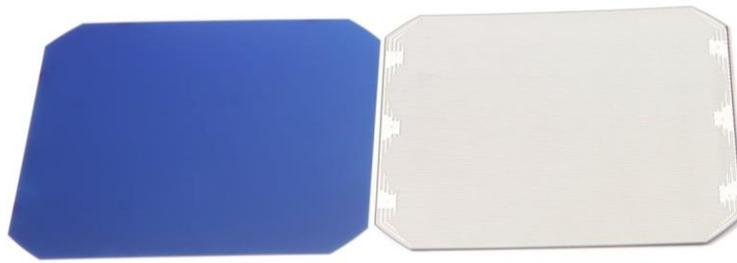


Figura 101 Celda Solar [31]

A continuación, se muestra una tabla en donde se puede diferenciar las eficiencias de las diferentes celdas solares.

Tabla 13 Eficiencia de los Paneles Solares [34]

FABRICANTE	MODELO	EFICIENCIA DE PANEL
SunPower	SPR-X22-370 (Ahora <u>MAX3-400</u> )	22.6%
SunPower	SPR-X22-360 (Ahora <u>MAX3-390</u> )	22.1%
<u>Futura</u>	<u>FU360M Zebra</u>	21.28%
SunPower	<u>MAX3-370</u>	20.9%
<u>LG Neon R</u>	LG360Q1C-A5	20.8%
Futura	<u>FU350M Zebra</u>	20.69%
LG	LG355Q1C-A5	20.6%
AUO	SunForte PM096B00	20.6%
SunPower	<u>MAX2-360</u>	20.4%

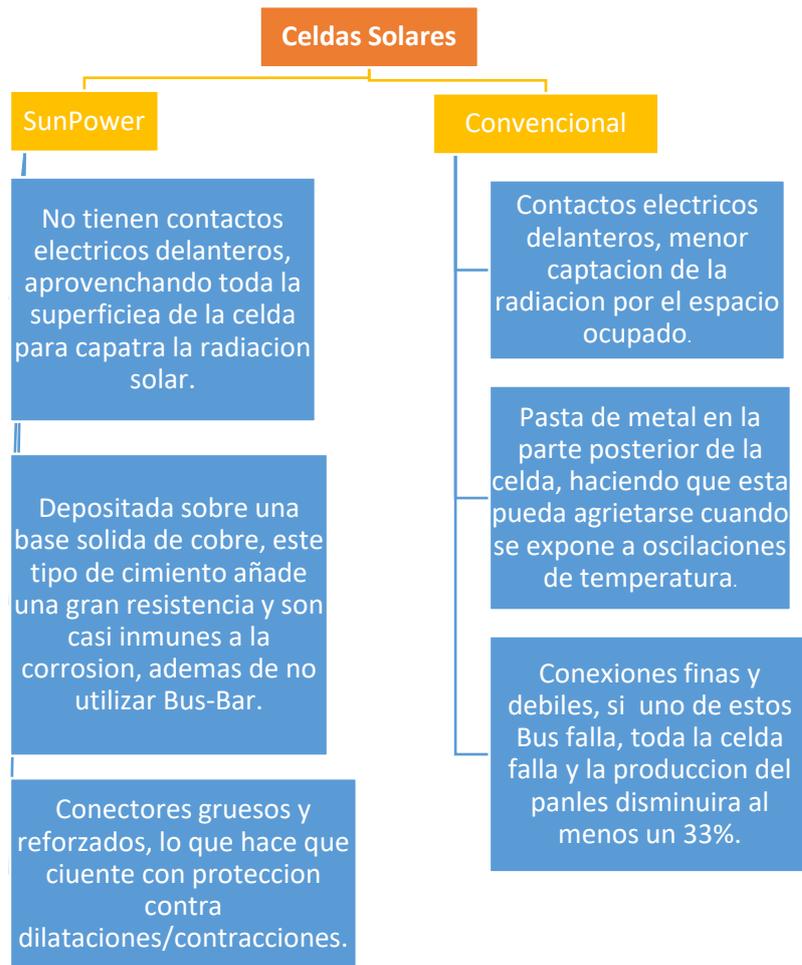
<b>AUO</b>	SunForte PM096B00	20.3%
<b>SunPower</b>	<u>MAX3-350</u>	19.8%
<b>SHARP</b>	NQ-R256A	19.8%
<b>Panasonic</b>	<u>VBHN330SJ53</u>	19.7%
<b>Panasonic</b>	VBHN325SJ53	19.4%
<b>SunPower</b>	<u>SPR-P19-400</u>	19.4%

### **Paneles Solares SunPower MAX**

El tipo de paneles que se utilizó en el proyecto realizado, son paneles denominados C-60 de la marca SunPower, una marca líder en cuanto a eficiencia, superando inclusive a paneles solares de marca LG.

A continuación, se realizó una comparación entre una celda SunPower y una celda Convencional.

Tabla 14 Celdas SunPower y celdas convencionales [34]



### Celdas Solares SunPower C-60

Los paneles solares LG siguen utilizando tecnologías Bus Bar, lo que la diferencia de los paneles SunPower, haciendo que estos últimos tengan mayor fiabilidad y eficiencia. Una vez analizado la eficiencia energética de las diferentes celdas solares, se determina que las celdas solares con mayor eficiencia y que serán utilizadas son las celdas de marca SunPower, las cuales tienen una eficiencia del 24.3% y una potencia máxima aceptable que se incrementara en función de la cantidad de celdas solares utilizadas. [31]

## Características eléctricas de las celdas C-60 SunPower

Tabla 15 Características Eléctricas Celdas C-60 SunPower [34]

No. de Modelo	XXR-sunpower-3,63
Tecnología células	Monocristalino
Dimensiones	125×125 mm
Diagonal	160 mm
Espesor de Celda	200 ± 20 μm
Superficie Frontal (-)	
Material de la Barra Colectora	Aluminio
Capa Anti Reflectante	Nitruro de Silicio
Superficie Posterior (+)	
Material del Punto de Soldadura	Aluminio
Superficie de la Cara Posterior (BSF)	Aluminio
Características Eléctricas	
Potencia Máxima (Pmax)	3,63 W
Tensión en el Punto de Máxima Potencia (Vmpp)	0,55 V
Corriente en el punto de máxima potenci (Impp)	6,6 A
Tensión en Circuito Abierto (Voc)	0,649 V
Corriente de cortocircuito (Isc)	6,996 A
Eficiencia de la Célula	23,7%
Factor de Llenado (FF)	79,95 %

## CONSTRUCCIÓN DE LOS PANELES SOLARES

Para el trabajo realizado con las celdas solares, se procedió a manipularlos con guantes de tipo quirúrgicos, evitando que las huellas dactilares y de los manos queden impregnados en las mismas, se colocó 2 filas de 3 celdas solares y se los unió con cinta adhesiva a una distancia de 2mm de separación entre cada una, se coloca la primera fila iniciando con una polaridad positivo-negativo y la segunda fila se colocó con una polaridad negativo-positivo, buscando una suma de voltajes al final de la construcción de dicho panel. [31]

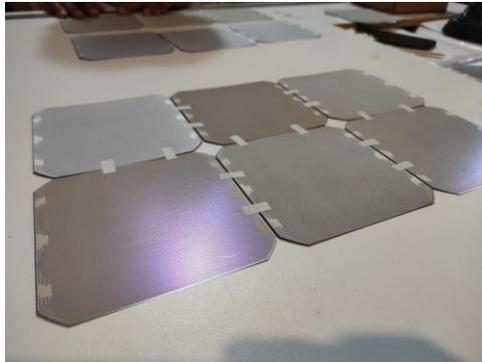


Figura 102 Construcción de paneles solares

Elaborado por los investigadores

Se procedió a colocar dentro de una lámina plástica de tamaño A3 el panel solar construido, la colocación se la debe realizar de manera centrada, con el objetivo de señalar los espacios de las soldaduras que se realizaran posteriormente.



Figura 103 Colocación de los paneles solares en la lámina de plástico

Elaborado por los investigadores

Realizada la señalización de los espacios de soldadura de cada una de las celdas se procedió a realizar el corte en cada una de las láminas plásticas, dichas láminas se utilizarán de revestimiento evitando que los paneles se rompan por la fuerza del viento, o por el movimiento de las alas, en donde estarán colocadas.



Figura 104 Corte de las superficies de soldadura de las celdas

Elaborado por los investigadores

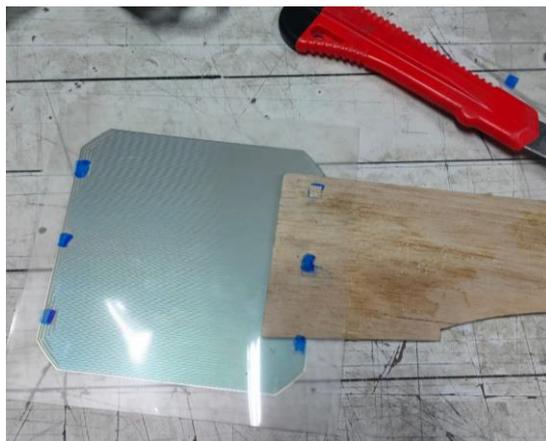


Figura 105 Corte de las superficies de soldadura individual

Elaborado por los investigadores

Se colocó nuevamente las celdas solares dentro de la lámina plástica, centrándolo y haciendo que, coincidida perfectamente con los orificios realizados con anterioridad, con el objetivo de que posteriormente presten la facilidad necesaria para realizar la soldadura de las celdas.

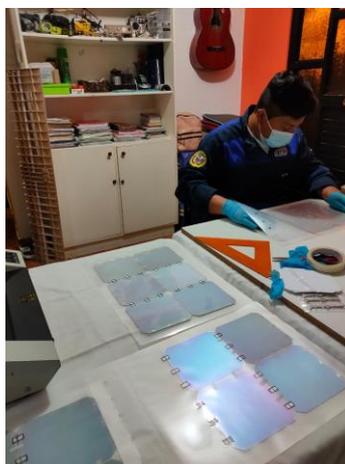


Figura 106 Colocación de las celdas dentro de la lámina plástica

Elaborado por los investigadores

Se procedió a emplastificar las celdas solares, apoyando una mano antes de que las celdas ingresen a la emplastificadora y otra mano a la salida con el objetivo de que estas no se rompan durante dicho proceso.



Figura 107 Proceso de emplasticar las celdas solares

Elaborado por los investigadores



Figura 108 Celdas solares emplasticadas

Elaborado por los investigadores

Posteriormente al proceso de emplasticar el conjunto de las celdas solares que conformaran el panel, se procedió a soldar con precaución los polos positivos y negativos, para lo cual se realizó una conexión en serie, permitiendo con este tipo de conexión realizar una suma de voltajes una vez conformado el panel.

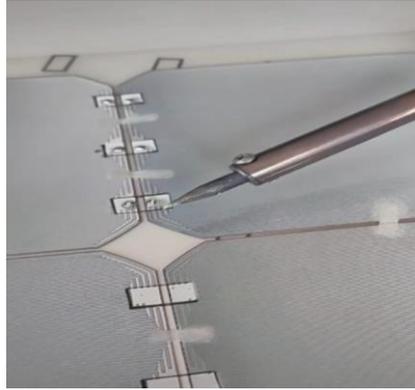


Figura 109 Soldadura de las celdas solares

Elaborado por los investigadores

El proceso que continua es la medición del voltaje que proporciona cada celda solar y después se procedió hacer la verificación de la suma de voltajes tomando como referencia los polos extremos del panel solar ya constituido, verificando que si el voltaje obtenido es menor al planificado debe existir algun cotocircuito entre las soldaduras realizadas. Como resultado se obtuvo dos paneles solares constituidos por 24 celdas cada uno, con un total de 48 celdas solares que brindaran 30V aproximadamente.



Figura 110 Verificación del voltaje de salida

Elaborado por los investigadores

Se procedió a la colocación de los paneles solares en la parte superior de las alas, 24 a cada lado de la mencionada, el cableado de los paneles será colocado de manera interna evitando con esto que influyan en el momento de realizar los diversos vuelos de prueba, y vuelo final.



Figura 111 Colocación de los paneles solares en el ala

Elaborado por los investigadores

Como se mencionó con anterioridad, la conexión de los paneles solares se lo realizó utilizando una conexión en serie con el objetivo de realizar una suma de voltajes, una vez realizado la colocación de los paneles se procedió a realizar las mediciones nuevamente con el objetivo de verificar la inexistencia de errores. El voltaje obtenido en promedio es de 15 a 16V por panel, tomando en cuenta que la mayor cantidad de radiación se da al medio día.



Figura 112 Medición de voltajes de un panel solar

Elaborado por los investigadores

A continuación, se presenta una tabla de valores obtenidos en las diversas pruebas de medición de voltaje en diferentes horas del día, estas pruebas se las realizo el día 17 de mayo del 2021, esto se lo realizo con un panel solar compuesto de 24 celdas.

Tabla 16 Pruebas de mediciones de voltaje de un panel solar.

HORA	VOLTAJE
8:00	12.4
10:00	13.6
12:00	15.9
14:00	16.4
16:00	15.3
18:00	5.6

Elaborado por los investigadores

### Selección de Baterías

En cuanto al sistema eléctrico energético es común encontrar un elemento acumulador o de almacenamiento de energía, el cual pueda satisfacer la demanda de energía si fuese el caso de períodos de vuelos nocturnos o durante el día, si la generación de los paneles no es suficiente, la batería almacena la energía generada hasta su capacidad máxima, únicamente si la energía generada es mayor al consumo.

Existe una gran variedad de baterías empleadas en diversos sistemas fotovoltaicos, siendo la más representativas las baterías de plomo-acido, debido a sus prestaciones y precio reducido.

Tabla 17 Características Principales de Tipos de Baterías [34]

Tipo	Auto descarga diaria	Numero de ciclos de vida	Coste económico	Tiempo de recarga
Plomo Acido	0.2% - 0.4%	Medio	Bajo	Alto
Níquel Cadmio	0.6% - 0.7%	Alto	Medio	Bajo
Níquel Metal	0.6% - 0.7%	Medio	Medio	Medio
Ion Litio	0.3%	Alto	Alto	Medio

Las baterías analizadas en gran cantidad vienen en modo de bloque de gran tamaño, enfocadas principalmente a la utilización en vehículos eléctricos pequeños, las baterías que ofrecen mejor rendimiento, capacidad de descarga fueron las baterías 18650 de Ion Litio las cuales se emplearan en el proyecto.

Entre las características principales de las baterías 18650 están:

Tabla 18 Características Eléctricas Baterías 18650

Descripción	Baterías 18650 Ion-Litio
Cabeza	Plana
Capacidad	3000mAh
Voltaje Nominal	3.8 V
Pico de Voltaje	4.2 V
Voltaje de desconexión	2.5 V
Dimensiones	18.2(diámetro)mm x 65mm (Longitud)
Recargable	Si
Salida de Corriente Max	30 A

Elaborado por los investigadores

## BATERIA 18650

La batería 18650 cuya numeración son las dimensiones de la batería de Li-ion es decir de litio y iones es decir tiene 18mm por 65mm de longitud, son de forma cilíndrica parecidas a las pilas AA, pero con mayor tamaño y durabilidad. [32]

Esta batería proporcionó un voltaje nominal de 3.7V DC y una capacidad de almacenamiento de 2200mAh, también posee un encapsulado metálico para mayor seguridad y elemento activo de iones de litio. [32]

Estas pilas se caracterizan porque son muy utilizadas para proyectos electrónicos ya que con ellas se puede realizar un paquete de baterías y así alimentar energéticamente proyectos ya sea de robótica, sistemas autónomos y embebidos, así como tener una fuente de alimentación externa que sea recargable. [32]

### Especificación y características de las baterías

Tabla 19 Características de las baterías 18650 [32]

MODELO	18650
TIPO DE BATERIA	Li-ion
VOLTAJES	Nominal: 3.7V DC Carga completa: 4.2V DC Descarga de corte: 2.75V DC
CORRIENTE	2200 mAh
POTENCIA	8.14Wh
LÍMITE DE MÁXIMA CARGA DE CORRIENTE	Pico: 4.4 A Constante: 2.2A
IMPEDANCIA INTERNA	60mΩ

<b>TEMPERATURA</b>	Carga: 0°C / +45°C
	Descarga: -20°C / +60°C
	Humedad: 65±20%
	Almacenamiento: 25°C ± 3°C
<b>PESO</b>	43g



**Positivo B+**



**Negativo B-**

Figura 113 Polaridad de las baterías [32]

Para cargar las baterías se recomienda utilizar un cargador especial que permita la carga, descarga, para saber la capacidad que dispone las baterías, cuando se habla de capacidad se hace referencia a la autonomía que tiene cada pila, siendo de mayor duración cuando se tiene más miliamperios hora, siendo lo más habituales entre 2000mAh y 4000mAh. [33]

## CONSTRUCCION BATERIAS

Para la construcción del banco de baterías se inició con la utilización de sujetadores plásticos, los mismos que permiten organizar de mejor manera las baterías individuales, proporcionando una manipulación e interacción más fácil con las mismas.



Figura 114 Sujetadores plásticos para baterías

Elaborado por los investigadores

La distribución se la realizó en dos grupos de baterías de dos filas compuestas por 3 baterías cada una.



Figura 115 Distribución de baterías

Elaborado por los investigadores



Figura 116 Construcción del banco de baterías

Elaborado por los investigadores

Se analizará las conexiones para el correcto suministro de energía para el funcionamiento del UAV, partiendo de una conexión en paralelo de 2 baterías para luego ser unidas utilizando una conexión en serie logrando con esto tener un voltaje promedio de 24V.

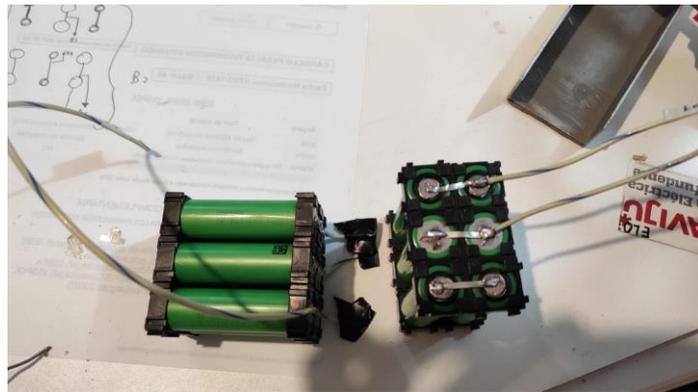


Figura 117 Proceso de suelda de baterías

Elaborado por los investigadores

La comprobación del estado de las baterías se lo realizó en primera instancia de manera individual, comprobando que no exista falla en ninguna, posteriormente se realiza la comprobación y medición del banco de baterías ya conformado.



Figura 118 Comprobación del estado de las baterías

Elaborado por los investigadores

Una vez conformado el banco de baterías se realizó la conexión del mismo, mediante una tarjeta BMS (módulo de balance de baterías), la cual permite que el voltaje de cada una de las baterías no caiga bajo los 2.5V ni exceda los 4.5V, asegurando que las baterías no pierdan sus características eléctricas.

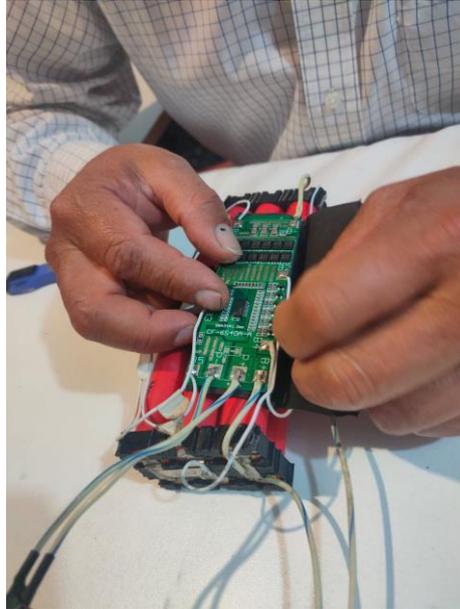


Figura 119 Conexión de las baterías con la BMS

Elaborado por los investigadores

## **Configuración del sistema autónomo**

### **Estación de control terrestre**

El sistema de mando y control terrestre cuenta con un software que permitió la comunicación con la aeronave mediante un módulo de telemetría conectado a la computadora, con dicho modulo logra obtener la posición, velocidad y la orientación del UAV, a su vez que permite la modificación de los parámetros en tiempo real, como la asignación de rutas y cambios en los modos de vuelo.

La siguiente tabla muestra los tipos de software encargados para el control de las estaciones terrestres.

Tabla 20 Características de las estaciones de control terrestre [19]

<b>SOFTWARE</b>	<b>PLATAFORMA</b>	<b>DESCRIPCION</b>
<b>Mission Planner</b>	Windows, Mac OS X	Acceso a todas las funciones
<b>APM Planner 2.0</b>	Windows, Mac OS X, Linux	Tienen características reducidas en comparación a Misión Planner
<b>MAV Proxy</b>	Linux	Son más utilizados en desarrolladores de python
<b>QGroundControl</b>	Windows, Mac OS X, Linux, Android e iOS	Para plataformas de escritorio y móviles compatibles con MAVLink y Ardupilot
<b>Torre</b>	Android	Para móviles y tablets

Con la información obtenida de los diferentes tipos de softwares y analizando su factibilidad y soporte para las funciones requeridas para configurar el UAV se seleccionó el software Mission Planner, con el objetivo realizar las diferentes configuraciones antes y durante el vuelo de la aeronave, a su vez este software permite tener una diversidad de firmwares adicionales permitiendo así elegir el tipo de aplicación y vehículo a operar.

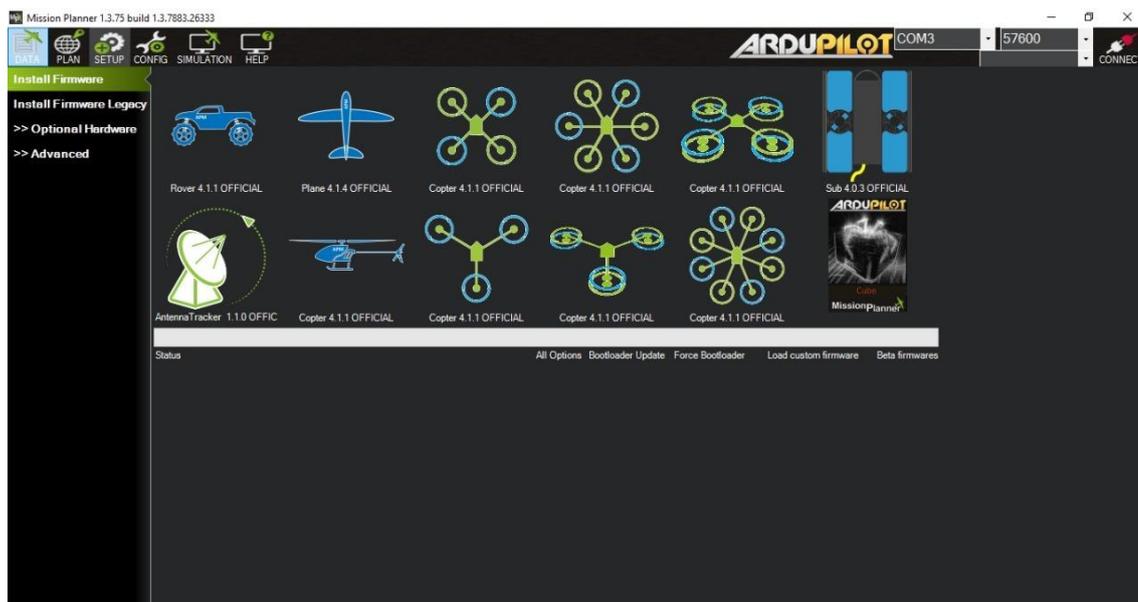


Figura 120 Firmware de Mission Planner

Elaborado por los investigadores

## Calibración de la aeronave

La aplicación Mission Planner proporcionó los parámetros necesarios para la calibración de los sensores, módulos y actuadores instalados en la aeronave, esto deben ser realizados durante el primer vuelo.

Para la calibración se debe seguir los siguientes pasos:

### 1) Calibración de acelerómetro

La calibración del acelerómetro se lo realizó a través de la tarjeta Pixhawk seleccionando la opción Accel Calibration en el árbol Mandatory Hardware de la herramienta Initial Setup, para posicionar el UAV se lo debe realizar de la siguiente manera:

Primero nivelado, luego lado derecho, lado izquierdo, nariz arriba, nariz abajo y reverso.

Esta calibración se lo realizó con el objetivo de que el UAV tenga la capacidad de interpretar los ejes Roll, Pitch y Yaw de manera correcta y realizar las compensaciones necesarias para lograr un vuelo nivelado.

## 2) Calibración de brújula

Esto se lo realizó a través de la opción Compass con la misma secuencia utilizada anteriormente, añadiendo una rotación en los 3 ejes del avión para compensar los valores de desfase de la orientación de la aeronave con respecto a la orientación que registra la tarjeta controladora de vuelo en tierra, esta calibración se recomienda no realizarlo con objetos que puedan alterar la brújula como campos electromagnéticos.

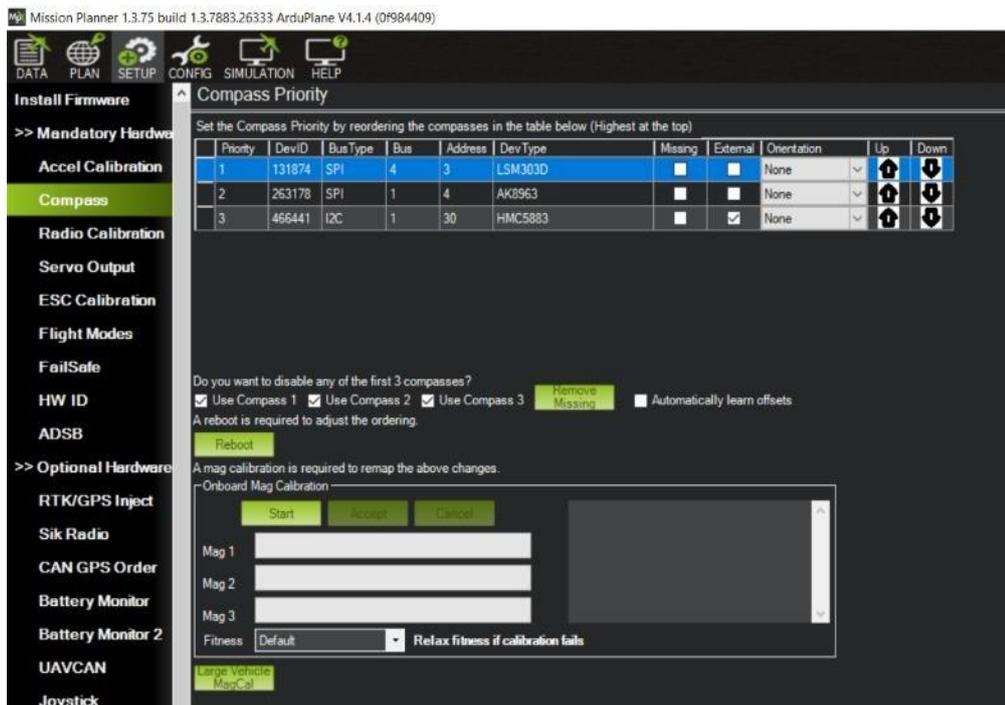


Figura 121 Calibración de brújula

Elaborado por los investigadores

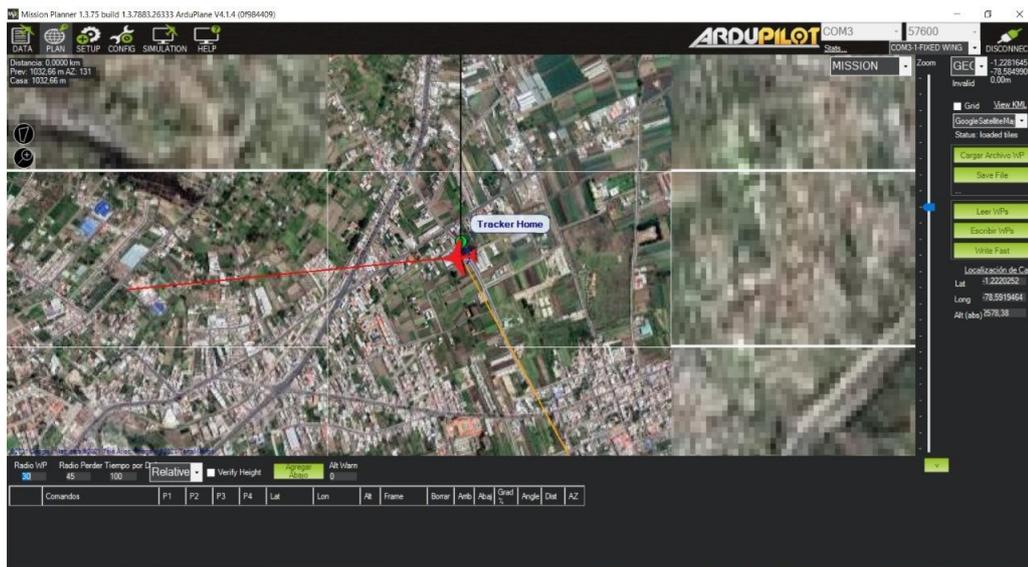


Figura 122 Orientación calibrada del UAV

Elaborado por los investigadores

### 3) Calibración de radio

La calibración del radio control consto de 2 sticks, para manipular varios interruptores que permitieron activar o desactivar funciones específicas definidas por el piloto.

A continuación, se describen los canales utilizados en el proyecto para su transmisión:

Tabla 21 Canales de transmisión [19]

CANAL	ACCION	SUPERFICIE DE CONTROL
1	Balance	Alerones
2	Giñada	Timon
3	Empuje	Motor
4	Cabeceo	Elevador
6	Cambio de modo de vuelo	-

Al calibrar los 2 sticks, del lado izquierdo y el derecho del transmisor deben ser calibrados también por la tarjeta controladora para la verificación de los valores de PWM máximos y mínimos de cada uno de los canales, esto se lo debe hacer a través de la opción Calibrar Radio moviendo el stick y el interruptor en su máximo y mínimo rango de trabajo, obteniendo el radio calibrado y con los valores exactos del PWM como se muestra en la siguiente figura:



Figura 123 Valores de calibración de radio

Elaborado por los investigadores

#### 4) Tipos de vuelo

Los tipos de vuelo van a depender de la experiencia del piloto y las necesidades que presente al momento de volar el UAV, a continuación, se describe una tabla de los modelos de vuelo que existen.

Tabla 22 Modos de vuelo [19]

TIPO	ROLL	PITCH	THROTTLE	DESCRIPCION
Manual	-	-	-	Control manual de la superficie a través de los sticks
FBWA	s	s	-	El Roll y Pitch responden la orden del stick
FBWB	S	S	A	Control automático de altura y velocidad
Estabilizado	+	+	-	Trayectoria con alas niveladas al stick
Auto	UN	UN	UN	Ideal para ejecutar misiones
Autotune	s	s	-	Parecido a FBWA pero aprende el ajuste de actitud durante el vuelo
RTL	UN	UN	UN	Regresa al punto de home y realiza un círculo sobre el
Circulo	UN	UN	UN	Realiza giros suaves del UAV

En los modos de vuelo se utilizan simbolos que se describen a continuacion:

- - = control manual completo de la superficie de vuelo.
- + = control manual con limites estabilizados.
- S = control estabilizado bajo ciertos límites.
- UN = control automático.

Cuando se trabaja con el canal 6 se puede configurar de 3 modos el cual es: FBWA, RTL y Manual, para el ascenso o despegue de la aeronave se puede utilizar el modo manual o FBWA donde el piloto tiene el acceso completo al control del UAV, también es recomendable utilizar este modo en el primer vuelo ya que se requiere calibrar el airspeed o sensor de velocidad y sintonizar el PID para tener el control del avión y evitar inconvenientes.

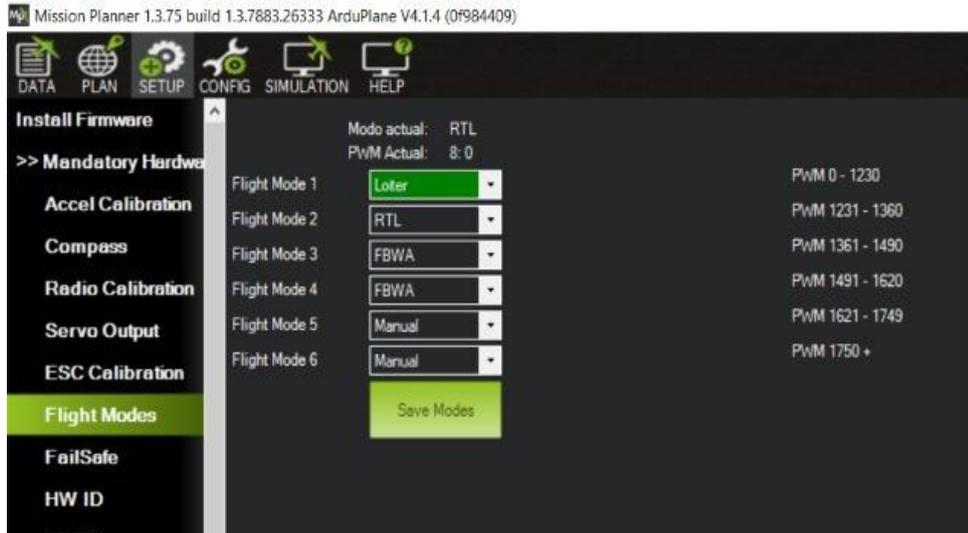


Figura 124 Modos de vuelo del UAV

Elaborado por los investigadores

## 5) Monitor de batería

El módulo de poder o energía seleccionado tiene un sensor con la capacidad de registrar las lecturas de voltaje y corriente de la batería conectada al BMS, es indispensable conocer el porcentaje de la batería en tiempo real, permitiendo con esto monitorear el estado del sistema electrónico durante el vuelo y realizar diversas acciones que no comprometan la integridad del UAV ya que al exceder el consumo de energía recomendado el sistema puede quedar completamente des-energizado perdiendo el control de los actuadores, imposibilitando un correcto aterrizaje de la plataforma. A través de la pestaña Optional Hardware seleccionar el parámetro que se desea censar, la marca del sensor, si se desconoce se puede elegir “otro”, el controlador de vuelo y el valor de amperios hora (Ah) de la batería utilizada, los valores se actualizan como se puede observar en la Figura.



Figura 125 Indicador del estado de la batería

Elaborado por los investigadores

## Sistema de Control

Un Sistema de control es el encargado de generar parámetros para mantener a la aeronave dentro de los requisitos como para evitar algún tipo de error, el controlador PID (Proportional, Integral, Derivative) es el encargado de generar acciones para disminuir el error existente y lograr obtener un sistema ideal, en otras palabras, consiste en tomar como entra la señal de error y someterlo a tres tipos de acciones como son el control proporcional, integral y derivativo, en ocasiones no es necesario la utilización de estos tres elementos con la combinación de dos de ellos se puede lograr estabilizar el sistema.

- La ganancia proporcional  $P$ , se encarga de conocer el error actual para así eliminar de forma permanente el error en el sistema, es necesario encontrar el punto de equilibrio para eliminar el error de forma rápida y sin generar mucha inestabilidad en el sistema.
- La ganancia integral  $I$ , Es la encargada de verificar errores anteriores y los compensa, esto genera que la amortiguación del bucle de control se reduzca generando inestabilidad en el sistema

- La ganancia derivativa  $D$ , se encarga de errores futuros en el sistema generando mayor estabilidad, para ello se debe conocer la velocidad con la que el sistema se acerca a la señal de referencia.

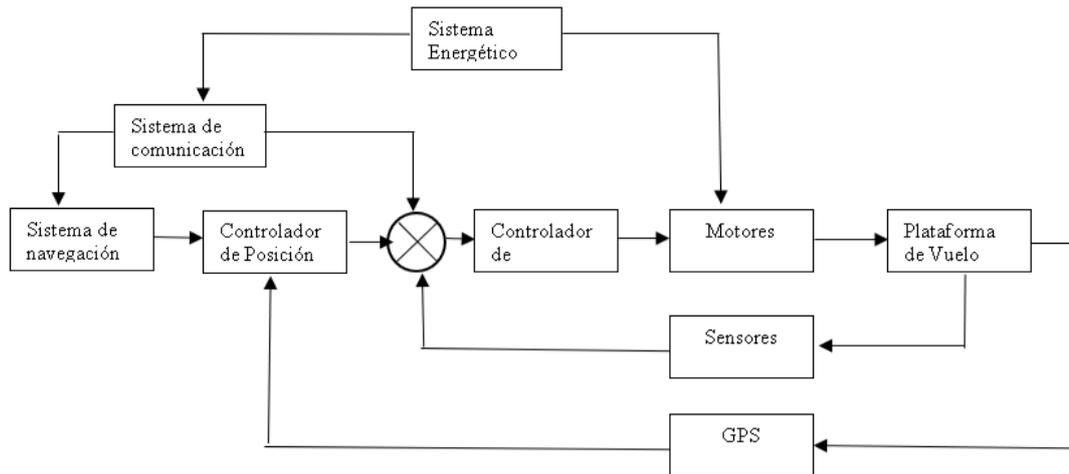


Figura 126 Sistema de control del UAV

Elaborado por los investigadores

El diagrama presenta controladores en cascada y de un sistema energético a través de los paneles solares generando la energía suficiente que va al sistema de comunicación para dirigirse al sistema de navegación el cual es encargado del comienzo del vuelo para tener un despegue y control manual o automático del avión, este sistema energético también se va a dirigir al motor por el excesivo consumo que tiene al momento de despegar el UAV logrando así tener un Sistema de Control de Lazo cerrado.

El sistema de control va a depender de la tarjeta controladora del vuelo debido a que incorpora un controlador PID (Proporcional, Integral y Derivativo) que permite ajustar la estabilidad e inclinación del UAV teniendo un vuelo estable y nivelado, las ganancias del controlador PID va a depender de tres constantes que son: para P es  $k_d$ ,

I es  $k_i$  y D es  $k_d$ , mientras que para el cálculo o asignación de coeficientes se lo realizara a través de cada eje del avión mediante el Pitch, Roll y Yaw.

La tarjeta Pixhawk incorpora valores predeterminados que permite que funcionen de manera genérica cualquier tipo de avión, pero el ajuste correcto va a depender de las características de cómo fue creado el avión por ende es importante sintonizar los valores adecuados de PID para el correcto funcionamiento de la aeronave.

### **Sintonización del controlador PID**

Para el sintonizador se debe establecer un nivel el cual va a depender mucho de la experiencia que posee el piloto para determinar el punto exacto y que no existan complicaciones en el vuelo ya que la sensibilidad de los valores varía en función a las acciones que se ejecutan durante el vuelo, el nivel recomendado es de 6 para pilotos de poca experiencia, este valor puede ser modificado en el árbol de opciones de Mission Planner y establecer AUTOTUNE\_LEVEL en 6, luego se puede ir modificando este valor a un 7 u 8 cuando ya se haya hecho una prueba y se haya ganado experiencia al analizar todas las superficies de control y al realizar pruebas en tierra en modo de vuelo FBWA para rotar la aeronave y verificar que el control de las superficies estén niveladas con el UAV, estas pruebas se las puede recomendar sin la colocación de las hélices por seguridad y más que todo para que no despegue el avión.

A continuación, se describen algunos modos de vuelo AUTOTUNE según ArduPilot:

- Para el despegue del avión se lo puede realizar de forma manual o FBWA y aquí se puede modificar las ganancias PID por medio de los interruptores del transmisor RC.
- La velocidad de balance o inclinación y de cabeceo van a ser controladas por el sistema de autoajuste cuando la velocidad máxima excede el 80%.
- Si el UAV se vuelve inestable existe un intervalo de 10 segundos para recuperarse o cambiar de modo es decir que cada 10 segundos el sistema ira

guardando los parámetros que tenía, mientras que si se cambia de modo AUTOTUNE a cualquier otros se restauran los últimos parámetros guardados.

- El stick es el encargado de controlar la posición de los alerones, para lograr tener un autoajuste exitoso de lo los alerones se debe generar movimientos rápidos de balanceo o de cabeceo, primero se debe realizar un giro a la derecha y posterior a la izquierda en el lapso de 2 segundos, al realizar este procedimiento la aeronave girara según la dirección designada este valor de ajuste es del 5% es decir que se necesitan unos 20 movimientos para precisar los alerones.

La siguiente tabla muestra los valores obtenidos de la aeronave para obtener los puntos más precisos, esto se lo realizó en el modo AUTOTUNE y realizando más de 20 movimientos en roll y pitch.

Tabla 23 Valores de giro Roll y Pitch [19]

GANANCIA	EJE	VALOR PREDETERMINADO	VALOR SINTONIZADO
$RLL2SRV_p$	Roll	1.0	2.08496
$RLL2SRV_l$	Roll	0.30	0.15759
$RLL2SRV_D$	Roll	0.080	0.15637
$PTCH2SRV_p$	Pitch	1.0	1.07751
$PTCH2SRV_l$	Pitch	0.30	0.08979
$PTCH2SRV_D$	Pitch	0.040	0.08081

## Sistema Energético

El sistema energético es de suma importancia para la construcción de la aeronave debido a que se debe conocer los valores previos de energía eléctrica para la alimentación de todo el sistema. A continuación, se describe los valores de tensión y corriente que consumen los dispositivos utilizados en la aeronave.

Tabla 24 Consumo energético del UAV [19]

DESCRIPCIÓN	TENSION (V)	CORRIENTE (A)	POTENCIA (W)	CONSUMO/DIA (Wh/dia)	CARGA/DIA (Ah/dia)
Motor brushless	22.2	13.88	308.136	616.27	27.76
Sistema BEC	5.5	3	16.5	33	6
Tarjeta controladora de vuelo	5	3	15	30	6
Sensor de velocidad	3.3	$3 \times 10^{-3}$	$9.9 \times 10^{-3}$	0.02	0.01
GPS	3.3	$67 \times 10^{-3}$	0.221	0.44	0.13
Módulo de telemetría	3.3	0.152	0.5	1	0.3
Módulo de energía	5	2.25	11.25	22.5	4.5
2.0 Receptor	5	1	5	10	2
Servomotores	5	0.5	10	20	1

Otros componentes Electrónicos	5	0.5	2.5	5	1
			TOTAL	738.23 Wh/día	

Tomando en cuenta los valores de los componentes electrónicos anteriores se tiene un consumo de 738.23 Wh/día, para saber mediante cálculos el consumo energético aplicamos la siguiente ecuación:

$$E = \frac{ET}{R} \text{ Ecuación 17 Consumo real (Wh/día) [19]}$$

Donde:

$E$  = Consumo real (Wh/día)

$ET$  = Consumo teórico (Wh/día)

$R$  = Rendimiento global de la instalación

El rendimiento se obtuvo a partir de los factores de pérdida estándar definidos a continuación, estos valores son tomados cuando no se poseen datos concretos de la pérdida de dispositivos del sistema.

Tabla 25 Factores para el cálculo del rendimiento global [19]

FACTOR	DESCRIPCION	VALOR PREDETERMINADO
$K_b$	Factor de pérdidas en el conjunto de baterías y regulador	0.1
$K_c$	Factor de pérdidas del inversor	0.1
$K_v$	Factor de pérdidas varias	0.1
$K_a$	Coefficiente de autodescarga de las baterías	0.005
n	Número de días de autonomía	De 1 a 10
$P_d$	Profundidad de descarga de las baterías	0.7

El rendimiento se lo obtuvo a través de:

$$R = (1 - k_b - k_c - k_v) * \left(1 - \frac{k_a * n}{P_d}\right)$$

Ecuación 18 Rendimiento global de la instalación [19]

$$R = (1 - 0.1 - 0 - 0.1) * \left(1 - \frac{0.005 * 1}{0.7}\right)$$

$$R = 0.794$$

$$E = \frac{738.23 \text{ Wh/día}}{0.794}$$

$$E = 929.76 \text{ WH/día}$$

### Sistema de baterías

Mediante el sistema de baterías se obtiene la capacidad y la cantidad de baterías que se va a ocupar, también se podrá saber el tipo de conexión sea serie o paralelo dependiendo del requerimiento de la instalación para ello se lo puede obtener a través de:

$$C_{sist} = \frac{E*N}{V_{cc}*P_d} \text{ Ecuación 19 Capacidad de descarga del sistema [19]}$$

Donde:

$E$  = Consumo real de las cargas de la instalación ( $Wh/día$ )

$N$  = Días de autonomía del sistema solar

$V_{cc}$  = Tensión del sistema

$P_d$  = Profundidad de descarga de las baterías.

Para la profundidad de descarga de las baterías se utilizará el 70% de acuerdo a especificaciones técnicas antes seleccionadas.

$$C_{sist} = \frac{929.76 \text{ Wh/día} * \frac{2}{24} \text{ día}}{22.2 \text{ V} * 0.7}$$

$$C_{sist} = 4.99 \text{ Ah}$$

Una vez obtenido la capacidad de descarga del sistema se inició con una conexión en paralelo con una capacidad individual de 2.6 Ah, es decir, al combinar dos paquetes en paralelo se obtiene una capacidad de 5,2 Ah que permitió cubrir el requerimiento de diseño, mientras que para obtener la tensión nominal se realizara una conexión en serie para ello se analizará el número de celdas que se va a ocupar para dicha conexión y obtener un voltaje de 22.2 v, cabe recalcar que cada una de las baterías consume un voltaje de 3.7 V.

$$N_s = \frac{22.2}{3.7} \text{ Ecuación 20 Número de celdas necesarias para el sistema [19]}$$

$$N_s = 6 \text{ celdas}$$

Se llega a la conclusión que se necesitara una configuración 6S – 2P, es decir se requiere de 12 baterías con capacidad de 2600mAh.

### **Sistema de paneles solares o celdas fotovoltaicas**

Los arreglos de los paneles solares es un conjunto de celdas conectadas en serie o en paralelo con el fin de aumentar el voltaje o la corriente y generar la energía suficiente para sustentar todo el sistema. [34]

Cada una de las celdas genera una tensión muy pequeña y una potencia no muy elevada que llega de uno a dos watts es por eso necesario el arreglo de los paneles solares para aumentar dicha potencia, para aumentar el voltaje se recomienda una conexión en serie mientras que para aumentar la corriente es necesario tener una conexión en paralelo. [34]

Para el voltaje se aplica una fórmula de sumatorio de voltajes y conectándolos en serie

$$v = v_1 + v_2 + v_3 + \dots + v_n \text{ Ecuación 21 Suma de voltajes en serie [34]}$$

Donde:

$v_1$ = voltaje celda 1

$v_2$ = voltaje celda 2

$v_3$ = voltaje celda 3

$v_n$ = voltaje celda n

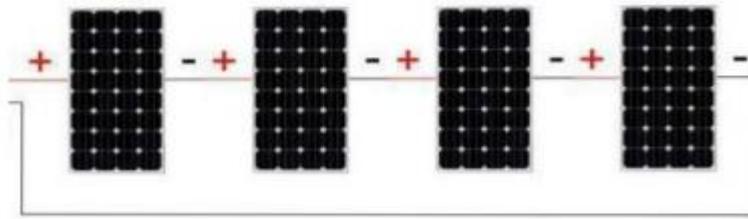


Figura 127 Arreglo de celdas en serie [34]

Para una conexión en paralelo se incrementará la corriente mientras que el voltaje es el mismo de un panel. Para ello se usó la siguiente conexión y la siguiente fórmula:

$$i = i_1 + i_2 + i_3 + \dots + i_n \text{ Ecuación 22 Suma de corrientes en serie [34]}$$

Donde:

$i_1$  = corriente celda 1

$i_2$  = corriente celda 2

$i_3$  = corriente celda 3

$i_n$  = corriente celda n

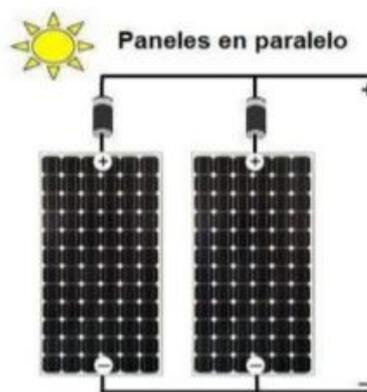


Figura 128 Conexión de celdas solares en paralelo [34]

## Cálculo de celdas solares

El cálculo de la cantidad de las celdas solares dependió del valor de HSP el cual indica el tiempo que opera el panel solar a su máxima potencia, esto es el equivalente de la potencia que se obtiene en el transcurso del día con intervalos de radiación solar, la cantidad de celdas solares ( $N_T$ ) se o tiene a través de:

$$N_T = \frac{E}{HSP * P_{mpp} * \eta_m} \text{ Ecuación 23 Cantidad de celdas solares [19]}$$

Donde:

$E$  = Consumo total real diario del sistema ( $Wh/día$ )

$P_{mpp}$  = Potencia pico del panel solar ( $W$ )

$\eta_m$  = Rendimiento del módulo considerando pérdidas por suciedad, reflexión, etc.

Empleando el rendimiento del 0.9 se obtiene que:

$$N_T = \frac{929.76 \text{ Wh/dia}}{5.86 \frac{h}{día} * 3.72 \text{ W} * 0.9}$$

$$N_T = 47.39 \text{ celdas}$$

Para la alimentación del proyecto se requirió de 48 celdas solares para satisfacer a todo el sistema, las cuales se colocaron a lo largo del ala.

El número de celdas conectadas en serie ( $N_s$ ) se calculó mediante el coeficiente de tensión de carga del sistema de baterías ( $V_{c\_bat}$ ) entre el voltaje en el punto de máxima potencia del panel solar ( $V_{mpp}$ ):

$$N_s = \frac{V_{c.bat}}{V_{mpp}} \text{ Ecuación 24 Número de celdas conectadas en serie [19]}$$

$$N_s = \frac{4.2 V * 6}{0.6 V}$$

$$N_s = 42 \text{ celdas}$$

Se obtendrá un total de 42 celdas que se conectaron en serie y 6 celdas que teóricamente se deben conectar en paralelo para incrementar la corriente, sin embargo, no se pueden distribuir equitativamente el conjunto de celdas en serie, por lo tanto, se empleó un arreglo en serie de 48 celdas.

Mientras que la potencia de pico ( $P_{Gp}$ ) del conjunto de celdas solares se obtuvo a través del número de paneles solares por la potencia máxima generada por cada celda solar obteniendo:

$$P_{Gp} = 48 * 3.72 W \text{ Ecuación 25 Potencia pico de conjunto de celdas [19]}$$

$$P_{Gp} = 178.56 W$$

### **Comportamiento de los paneles solares**

Para verificar el comportamiento de los paneles solares C60, en las condiciones climáticas de la ciudad de Ambato, en la Parroquia Izamba, se realizaron una serie de registros de medición de datos de voltaje y amperaje generados de manera individual por cada celda solar y también una vez ya conformados los paneles solares. Se observa que las celdas solares son capaces de proporcionar un pico de corriente de 6 A aproximadamente durante la mayor radiación solar, mientras que al disminuir esta se tiene que las celdas solares pueden obtener un valor de 1 A en promedio. Los valores registrados se los detalla en la siguiente tabla. [31]

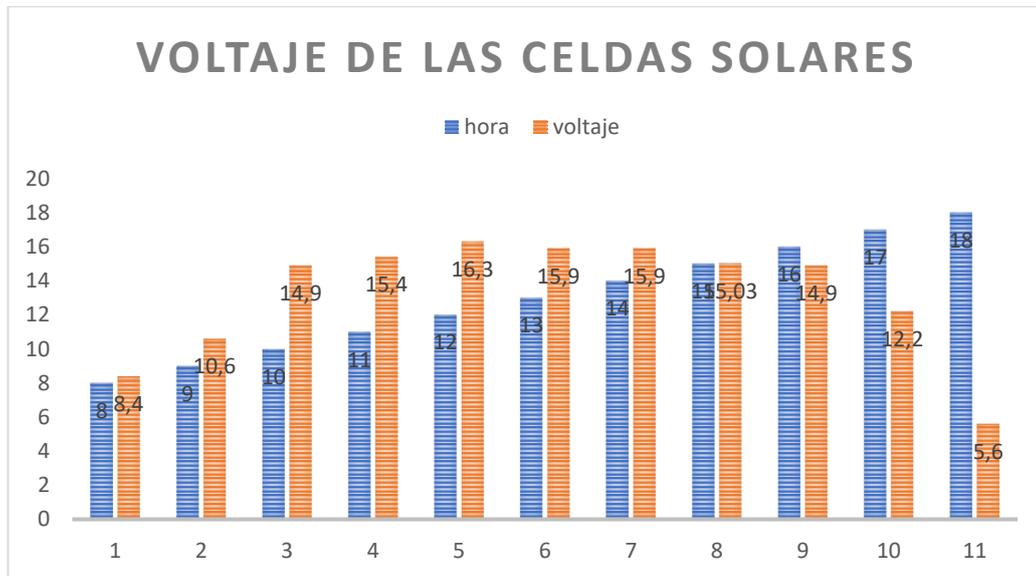


Figura 129 Voltaje generado por las celdas solares [31]

## Equipamiento electrónico de control

### Micropiloto

Se ha definido como elemento de control principal el micropiloto, siendo este el cerebro de la plataforma, adaptándose a las necesidades requeridas por el proyecto contando así con una arquitectura libre, compatibilidad de comunicación con mediante el protocolo I2C, entradas y salidas PWM. La elección del micropiloto se lo hace mediante una selección y comparación entre dispositivos comerciales pertenecientes a la rama de aerodelismo, dicha comparación se la realizó entre dispositivos de la misma marca, pero con diferencia entre sus versiones, debido a que el micropiloto PIXHAWK, cumple con las condiciones necesarias para ser establecido como equipo de control principal de la aeronave. [35]

Tabla 26 Comparativa de Micropilotos [35]

<b>Producto/ Especificaciones</b>	<b>Controlador de vuelo 3DR (Pixhawk 1)</b>	<b>Controlador de vuelo Hex Cube Black (Pixhawk 2)</b>	<b>Controlador de vuelo Pixhawk 3PRO</b>
<b>Versión</b>	Descontinuada	Disponible	Disponible
<b>CPU</b>	180 MHz ARM M4 con FPU precisión simple	168MHZ/252MIPS Cortex-M4F de 32 bits con FPU	2Mib
<b>RAM</b>	256KB de SRAM (L1)	256 KB de RAM	384Kib
<b>Sistema de chip a prueba de fallos</b>	STM32F100	STM32F103	STM32F469
<b>WIFI</b>	ESP8266 externo	-	-
<b>GPS</b>	u-blox 7/8 Hobbyking	-	-
<b>Flujo óptico</b>	Unidad de flujo PX4	Compatible	Compatible
<b>Entradas de fuente de alimentación redundantes y conmutación por error automático</b>	Si	Si	Si
<b>Interruptor de seguridad externo</b>	Si	Si	Si

<b>Indicador de audio piezoeléctrico o multitono de alta potencia</b>	Si	Si	Si
<b>Tarjeta microSD para registro de alta velocidad durante periodos de tiempos prolongados</b>	Si	Si	Si
<b>Conectividad</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 1XI2C</li> <li>✓ 1X CAN</li> <li>✓ 1x ADC</li> <li>✓ 4x UART</li> <li>✓ 1x Consola</li> <li>✓ 8x PWM con anulaci3n manual</li> <li>✓ 6 entradas PWM/GPIO /PWM</li> <li>✓ Entrada S.BUS/PPM/Spektrum</li> <li>✓ Salida S.BUS</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ I2C</li> <li>✓ 5XUART</li> <li>✓ 2XCAN</li> <li>✓ 14 salidas PWM</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ I2C</li> <li>✓ CAN</li> <li>✓ 8 salidas + 6 Aux PWM (chip IO separado, PX4IO)</li> <li>✓ Entrada S.BUS, Spektrum, SUMD, PPM</li> </ul>

<b>Procesador</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ STM32F427 7 DE 32 Bits</li> <li>✓ 168 MHz</li> <li>✓ 256 KB de RAM</li> <li>✓ Coprocesador a prueba de fallos STM32F103 3 de 32 bits</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ STM32F427 7 de 32 Bits</li> <li>✓ 168MHz/252MIPS</li> <li>✓ 256KB de RAM</li> <li>✓ Coprocesador a prueba de fallos STM32F103 3 de 32 Bits</li> </ul>	STM32F469
<b>Sensores</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Giroscopio ST L3GD20H de 16 bits</li> <li>✓ Acelerómetro / Magnetómetro ST Micro LSM303D de 14 bits</li> <li>✓ Acelerómetro / giroscopio de 3 ejes Invensense MPU 6000</li> <li>✓ Barómetro MEAS MS5611</li> </ul>	TBA	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Giroscopio</li> <li>✓ Acelerómetro ICM-20608</li> <li>✓ Magnetómetro MPU-9250</li> <li>✓ Sensores conectados a través de dos buses SPI</li> <li>✓ Autobuses I2C</li> <li>✓ Buses CAN</li> <li>✓ Inversor FrSKY</li> </ul>

<b>Interfaces</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ UART</li> <li>✓ CAN</li> <li>✓ I2C</li> <li>✓ SPI</li> <li>✓ ADC</li> <li>✓ Entradas compatibles con Spektrum, Futaba S.BUS</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ UART</li> <li>✓ CAN</li> <li>✓ I2C</li> <li>✓ SPI</li> <li>✓ ADC</li> <li>✓ Puerto MicroUSB</li> <li>✓ Entrada compatible con Spektrum DSM/DSM 2/DSM-X, Futaba S.BUS</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>SPI</li> <li>UART</li> <li>I2C</li> <li>PWM (cip separado, PX4IO)</li> <li>Esmntrada S.BUS, Spektrum, SUMD, PPM</li> </ul>
<b>Entrada de alimentación</b>	4.8V a 5.4V	4.8V a 5.4V	4.8V a 5.4V
<b>Índices absolutos máximos</b>	<p>Entrada del módulo de potencia (4.1V a 5.7V – 0V a 20V sin daños)</p> <p>Entrada del riel servo (4,1 V a 5.7V – 0V a 20V)</p> <p>Entrada de alimentación USB (4.1V a 5.7V – 0V a 6V)</p>	<p>Entrada del módulo de potencia (4.1V a 5.7V – 0V a 20V sin daños)</p> <p>Entrada del riel servo (4,1 V a 5.7V – 0V a 20V)</p> <p>Entrada de alimentación USB (4.1V a 5.7V – 0V a 6V)</p>	<p>Entrada del módulo de potencia (4.1V a 5.7V – 0V a 20V sin daños)</p> <p>Entrada del riel servo (4,1 V a 5.7V – 0V a 20V)</p> <p>Entrada de alimentación USB (4.1V a 5.7V – 0V a 6V)</p>

Como se aprecia en la tabla comparativa 23 y en el anexo 2 el dispositivo que mejor se adapta al proyecto es el PIXHAWK 2, debido a que el dispositivo Pixhawk 1 se encuentra ya descontinuado, y por motivos de precio el Pixhawk 3 en su versión PRO no será considerado. Las características presentadas por el micropiloto Pixhawk 2 dan a conocer que el mismo está diseñado con fines de construcción para plataformas de ala fija, además de presentar varias ventajas como su peso ligero, sus dimensiones longitudinales que hacen que se ajuste al tamaño de la cabina, presenta también un sistema de chip ante posibles fallas, cuenta con una carcasa rígida que evita interferencias al estar en contacto con varios dispositivos más en una área de espacio reducido y sobre todo presenta una mayor confiabilidad en el desempeño de sus funciones. [35]



Figura 130 PixHawk Versión 2 [35]

### **Sistema de posicionamiento GPS**

Este dispositivo permite tener una mejor precisión en la entrega de datos de posicionamiento, altura y velocidad con la que se desplaza la aeronave, permitiendo aumentar la precisión y eficacia en los vuelos autónomos que la aeronave realice. Al igual que con el micropiloto se han tomado en cuenta diversos dispositivos compatibles con el micropiloto Pixhawk 2.

Tabla 27 Comparativa de GPS [36]

<b>Producto /especificaciones</b>	<b>NEO-M8J</b>	<b>NEO-M8M</b>	<b>NEO-M8N</b>	<b>NEO-M8Q</b>
<b>Control activo de antena</b>	✓	-	✓	✓
<b>LNA adicional</b>	✓	-	✓	✓
<b>SAW Adicional</b>	✓	-	✓	✓
<b>Registro de datos</b>	✓	-	✓	-
<b>Memoria flash programable</b>	✓	-	✓	-
<b>Cristal RTC</b>	✓	✓	✓	✓
<b>ANTENA</b>				
<b>Pin activo para antena externa</b>	✓	✓	✓	✓
<b>Pin pasivo para antena externa</b>	✓	✓	✓	✓
<b>INTERFACES</b>				
<b>UART</b>	1	1	1	1
<b>USB</b>	1	1	1	1
<b>SPI</b>	1	1	1	1
<b>DDC</b>	1	1	1	1
<b>DATOS ELECTRICOS</b>				
<b>Suministro mínimo (V)</b>	2.70	1.65	2.70	2.70
<b>Suministro máximo (V)</b>	3.6	3.6	3.6	3.6
<b>DATOS AMBIENTALES</b>				

<b>Temperatura máxima</b> °C	85	85	85	85
<b>Temperatura mínima</b> °C	-40	-40	-40	-40
TAMAÑO				
<b>Tamaño (mm)</b>	12.2x16x2.4	12.2x16x2.4	12.2x16x2.4	12.2x16x2.4

Como se muestra en la tabla 24 y en el anexo 3 se ha realizado la comparativa entre GPS de la marca NEO, los cuales según el manual del micropiloto Pixhawk, son los más recomendados debido a su compatibilidad y precisión en la entrega de datos. La utilización de una base protectora para el GPS es necesaria, debido a que este se ubicara en la parte exterior de la aeronave. Debido a sus especificaciones técnicas de consumo energético, peso, velocidad de entrega de datos y velocidad de conexión hacen que este tipo de GPS, se ajuste a las necesidades requeridas. [36]



Figura 131 GPS [36]

### **Controlador de velocidad de motor**

Conocido también como Speed control, es un dispositivo que se encarga de suministrar y modificar la velocidad del motor a través de una señal PWM enviada desde el micropiloto. Su dimensionamiento está estrechamente ligado con la cantidad de corriente requerida por el motor. Se procedió a la elección de un Speed control perteneciente a la misma marca que el motor, estableciendo así una mejor compatibilidad, verificando con anterioridad que las especificaciones técnicas, presenten las garantías necesarias para que este puede ser acoplado con el motor.

Tabla 28 Comparativa de controlador de velocidad [37]

Producto/ especificaciones	Dlux 70A SBEC	Dlux 55A SBEC	Controlador de velocidad Aerostar 30 A con BEC 2A
Max cont. Corriente	70 A	55 A	30 A
Max Burts actual	85 A	67 A	40 A
Max BEC actual	3 A	3 A	5 A
BEC voltaje	5.5 V	5.5 V	5 V
Peso	84 gramos	81 gramos	26 gramos
RPM Max (2 polos)	200.000 rpm	200.000 rpm	150.000 rpm
Frecuencia	8KHz	8KHz	16Hz



Figura 132 Controlador de Velocidad [37]

## Motor

La elección del motor se la realizó de manera que los parámetros de este cumplan con las condiciones necesarias para el tipo de aeronave a construir, debido a que la plataforma del presente proyecto está catalogada como una aeronave de baja velocidad tipo planeador, se realiza la elección de un motor que permita generar la cantidad necesaria de sustentabilidad, para que el UAV, tenga un despegue libre de inconvenientes. El mayor consumo de energía por parte del motor se realizó al momento del despegue, una vez en el aire, el consumo energético por parte del motor

será mayor solo si se desea adquirir más velocidad. Así mismo al momento de aterrizar la aeronave al comportarse como un planeador hace que el motor sea poco utilizado, brindando con esto un menor consumo energético por parte del mismo. Para dimensionar la potencia y empuje del motor se procede a realizar los siguientes cálculos.



Figura 133 Motor Brushless [19]

Tabla 29 Coeficiente de relación empuje/peso [19]

Relación empuje/peso	Tipo de aeronave
0.35 – 0.55	Planeadores con motor
0.60 – 0.70	Vuelo a escala – entrenador
0.70 – 0.80	Vuelo deportivo y acrobático lento
0.80 – 1.00	Vuelo acrobático rápido
1.5 – 2.5	Jets, vuelo 3D

$Empuje = Peso\ total * 0.7$  Ecuación 26 Empuje necesario por parte del motor

$$Empuje = 4576g * 0.7$$

$$Empuje = 3.203,2 g$$

## Potencia requerida

Se define al motor brushless como un motor eléctrico que no pese escobillas, el cual viene determinado por un parámetro denominado KV, definido a su vez como el número de revoluciones que puede ofrecer dicho al aplicársele 1v de tensión. La aplicación para la cual se crea la plataforma determinara si el motor a elegir posee un KV bajo o alto. Los motores que poseen un KV bajo brindan un torque elevado consumiendo menos recursos energéticos, a diferencia de los motores que tiene un KV alto los cuales brindan una mayor velocidad, pero con más consumo de energía.

Tabla 30 Relación potencia empuje en función de KV [38]

<b>KV</b>	<b>W/g</b>
500	0.175
600	0.192
700	0.209
800	0.226
900	0.243
1000	0.260
1100	0.277
1200	0.294
1300	0.311
1400	0.481
1500	0.498
1600	0.515
1700	0.532
1800	0.549
1900	0.566
2000	0.583
2100	0.600

Teniendo en cuenta que la plataforma seleccionada previamente no necesita velocidades elevadas se procede a elegir un motor con un KV bajo, para asegurar que la aeronave tenga el empuje necesario. El motor seleccionado posee 700KV debido a que se ajusta a las necesidades planteadas en el proyecto.

Para el factor KV de 700 corresponde un factor de potencia de 0.209, con estos datos se procede a calcular la potencia necesaria o requerida por la aeronave.

$$P_{requerida} = \text{empuje} * \text{relacion}(\text{potencia}/\text{empuje})$$

Ecuación 27 Potencia requerida por el motor

$$P_{requerida} = 3.203,2 \text{ g} * 0.209 \frac{W}{g}$$

$$P_{requerida} = 669,4688 \text{ W}$$

Determinada la potencia requerida, se procedió a la selección del motor el cual debe cumplir con los requisitos.

En donde:

$C_D$ = Coeficiente de arrastre (Sección de superficie de sustentación 0.025)

$\rho$ = Densidad del aire (la densidad del aire en Ecuador es de  $1.225 \text{ kg/m}^3$ )

$v$ = Velocidad máxima de despegue

A= Superficie alar

Se obtuvo el valor de la relación aplicada que permitió dimensionar y elegir el tipo de motor que necesita la aeronave. Se opto por un motor de marca Turnigy debido a que es una de las más utilizadas y que presenta garantías en el desarrollo y aplicaciones en aeronaves no tripuladas, además de poseer una amplia gama de motores brushless.

Tabla 31 Características del motor [39]

<b>Dispositivo / Características</b>	<b>X3520 – 8 KV700</b>
Diámetro del estator	35 mm
Diámetro del rotor	42.5 mm
Número de polos del rotor	14
Motor Kv	520
Corriente de carga	1.1 A / 10v
Resistencia del motor	30 mΩ
Corriente continua máxima	70 A / 30 s
Potencia continua máxima	1750 W
Peso	207 g
Tipo de baterías (celdas)	4 – 6 celdas

### **Tubo Pitot**

El tubo Pitot está catalogado como un instrumento de importancia en la ingeniería, permitiendo calcular de manera directa la presión total o pérdida de carga ligada en un volumen de caudal permitiendo tener una estimación casi exacta de la velocidad de un fluido. Es considerado también como un medidor de caudal volumétrico que permite calcular el flujo de fluidos basados en la velocidad y aceleración. Aunque el tubo Pitot esta considera como uno de los sensores de flujo más sencillos su utilización cubre una amplia gama de aplicaciones de medición de flujo, como la velocidad del aire en diversos automóviles de carreras, aviones, son económicos y adecuados para una gran variedad de condiciones ambientales.

Tabla 32 Características generales Tubo Pitot [38]

Producto / Especificaciones	Sensor digital de velocidad de aire Pix32
Presión de operación	15 PSI (103.42kPa)
Tipo de presión	Absoluta
Tipo de Salida	PSI
Precisión	$\pm 0.25\%$
Voltaje de la Fuente	3.3V
Presión Máxima	90PSI (620.53kPa)
Temperatura de funcionamiento	-25°C ~ 105°C



Figura 134 Tubo Pitot [38]

### Servomotor

Es utilizado para controlar el movimiento de los alerones y estabilizadores de la aeronave, su torque y velocidad de respuesta deben ser adecuados para que durante las misiones se logre un control adecuado de la plataforma. En las aeronaves eléctricas se opta por utilizar servomotores pequeños, ayudando con esto a aligerar su peso. En este caso se utilizó 4 servomotores digitales, ubicados de manera estratégica, dos servomotores están ubicados en el ala, uno en cada alerón, y el otro par de servomotores se ubican en la cola, uno en el estabilizador vertical y uno en el estabilizador horizontal de manera que permitan el movimiento de la aeronave en todos sus ejes.

Tabla 33 Características de los Servomotores [42]

Dispositivo / especificaciones	Power HD-1810MG
Torque máximo	3.9 Kg.cm
Tipo de electrónica	Digital
Rango de voltaje de operación (V)	4.0 a 6.0
Velocidad de respuesta	4.8V 0.16seg/60° - 6.0V 0.13seg/60°
Giro	360°
Consumo	Corriente sin carga 240mA
	Corriente de bloqueo 1400mA
	Corriente de parada 5mA
Peso	16g

Torque necesario para cumplir el movimiento de los alerones, y estabilizadores.

$$\text{Fuerza de torsión} = F_D * m \text{ [Nm]} \text{ Ecuación 28 Fuerza de torsión [5]}$$

$$\text{Fuerza de torsión} = 7.98N * 0.08 \text{ [Nm]}$$

$$\text{Fuerza de torsión} = 0.6384 \text{ [Nm]}$$

$F_D$  = Fuerza de arrastre

$m$  = Distancia del brazo del servo

Para el cálculo de la fuerza de arrastre en los alerones se empleó la siguiente ecuación:

$$F_D = C_D * \frac{\rho * v^2}{2} * A \text{ Ecuación 28 Fuerza de arrastre [5]}$$

$$F_D = 0.025 * \frac{1.225 \frac{Kg^3}{m} * (25 m/s)^2}{2} * 0.83475m^2$$

$$F_D = 7.988 N$$

Donde:

En donde:

$C_D$ = Coeficiente de arrastre (Sección de superficie de sustentación 0.025)

$\rho$ = Densidad del aire (la densidad del aire en Ecuador es de  $1.225 \text{ kg/m}^3$ )

$v$ = Velocidad máxima de despegue

$A$ = Superficie alar

Estabilizador horizontal

$$F_D = C_D * \frac{\rho * v^2}{2} * A$$

$$F_D = 0.025 * \frac{1.225 \frac{\text{Kg}^3}{\text{m}} * (25 \text{ m/s})^2}{2} * 0.7512 \text{m}^2$$

$$F_D = 7.18 \text{ N}$$

$$\text{Fuerza de torsión} = F_D * m \text{ [Nm]}$$

$$\text{Fuerza de torsión} = 7.18 * 0.08 \text{ [Nm]}$$

$$\text{Fuerza de torsión} = 0.5744 \text{ [Nm]}$$

Estabilizador vertical

$$F_D = C_D * \frac{\rho * v^2}{2} * A$$

$$F_D = 0.025 * \frac{1.225 \frac{\text{Kg}^3}{\text{m}} * (25 \text{ m/s})^2}{2} * 0.5205 \text{m}^2$$

$$F_D = 1.76 \text{ N}$$

$$\text{Fuerza de torsión} = F_D * m \text{ [Nm]}$$

$$\text{Fuerza de torsión} = 1.76 * 0.08 \text{ [Nm]}$$

$$\text{Fuerza de torsión} = 0.14 \text{ [Nm]}$$

## Módulo regulador panel solar MPPT Cargador

La utilización de un regulador de entrada de energía hacia el circuito principal de carga de baterías tuvo como objetivo principal la protección (cortocircuitos, sobrecalentamiento), evitando daños en cada una de las baterías y en su controlador principal denominado como BMS. El control MTTP trabaja en un rango de 6V a 36V permitiendo obtener la máxima potencia de los paneles solares. Este tipo de reguladores brindan las posibilidades de añadir paneles solares mediante una conexión de tipo serie con un voltaje por encima del voltaje del banco de baterías, además de evitar las pérdidas. [40]



Figura 135 Modulo regulador cargador solar MPPT [39]

Este tipo de reguladores cuentan con características que permiten maximizar la corriente a la salida del banco de baterías, siendo capaces de adaptar la energía obtenida por los paneles solares a la tensión de las baterías, lo que los diferencia de los reguladores PWM es que es que estos últimos solamente pueden ser utilizados si la tensión de los paneles solares y las baterías es la misma, su costo es más abaratado que los de tipo MTTP, y solo pueden trabajar con módulos de 12V y 24V, por lo cual la opción más conveniente para el proyecto es trabajar con el módulo de tipo MPPT. [40]

## Equipo de manejo y control RC

### Radio control

El equipo con el cual es controlado la plataforma desde la estación terrena es un radio control FUTABA T10J, permitiendo con esto tener una transmisión bidireccional a una frecuencia de 2.4GHz, este tipo de radio control permite programar hasta un total de 18 canales diferentes para poder realizar el control completo del UAV. Se debe tener en cuenta que es un equipo de corto alcance, teniendo un rango de operación de 1km aproximadamente.

Tabla 34 Características del control T10J Futaba [41]

<b>Dispositivo / Características</b>	<b>Futaba T10J</b>
<b>Sistema</b>	T-FHSS y S-FHSS
<b>Funciones</b>	Veleros, aviones, helicópteros, multicopteros
<b>Protocolo del Sistema</b>	S-BUS
<b>Pantalla</b>	Retroiluminada
<b>Funciones para avión</b>	6 mezclas programa
<b>Frecuencia</b>	2.4GHz
<b>Canales disponibles</b>	18
<b>Telemetría</b>	Si

### Receptor de radio control

En las recomendaciones brindadas por la plataforma FUTABA, se encontró con un transmisor R3008SB anexo 4, cuyas características permiten establecer una correcta comunicación entre la plataforma y la estación terrena. El protocolo S. Bus2, permite tener un tipo de comunicación full-dúplex, lo que se traduce al envío y recepción de información a la vez. El consumo energético y el peso del receptor hacen que las

pruebas de vuelo desarrolladas por la plataforma sean seguras evitando fallos en la comunicación de la plataforma y la estación terrena.

Tabla 35 Características Receptor Futaba R3008SB [41]

<b>Equipo / especificaciones</b>	<b>FUTABA R3008SB</b>
Frecuencia de operación	2.4 GHz
Voltaje (V)	3.5 a 8.4
Consumo (mA)	75
Peso (g)	10.9
Tipo de comunicación	Full Dúplex
Protocolo	S.BUS2



Figura 136 Receptor FUTABA R3008SB [44]

### **Sistema de gestión de baterías**

Dentro del sistema energético del UAV, la BMS es uno de los componentes electrónicos indispensables, debido a que se encarga de controlar la carga y descarga de las baterías de Iones de Litio, haciendo que el voltaje de estas no descienda bajo los 2.5V ni sobrepase los 4.5V, brindando protección y alargando la vida útil de cada una de las baterías. La BMS, es un elemento de seguridad para baterías de litio, que evita accidentes causados por el comportamiento de este elemento, además de evitar chispazos, explosiones, incendios y emisiones de gases tóxicos.

Además de cumplir con las funciones anteriormente mencionadas la BMS, cumple con las siguientes:

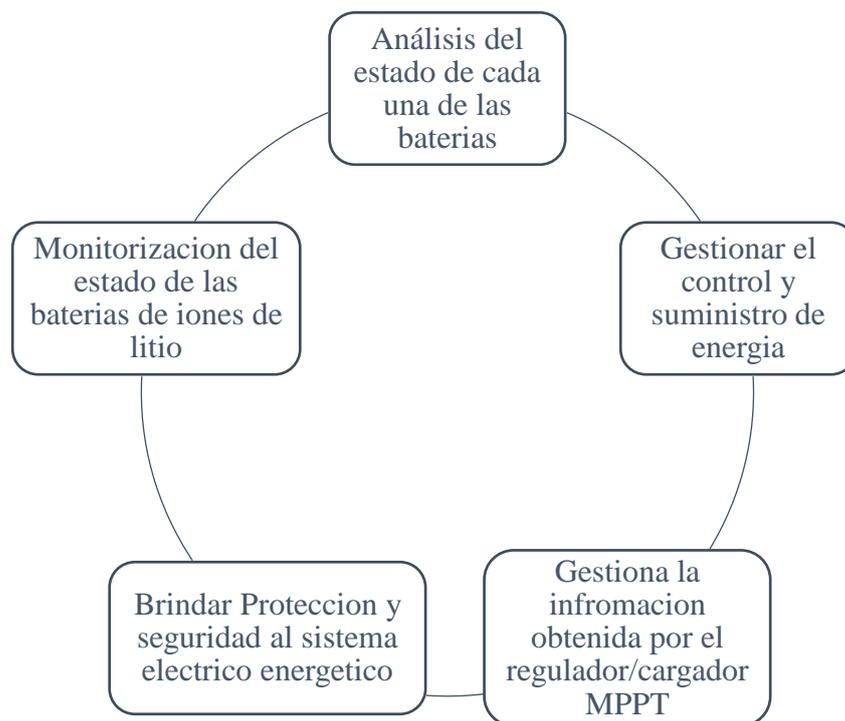


Figura 137 Funciones de la BMS [42]

Tabla 36 Características de la BMS [31]

<b>Producto / Especificaciones</b>	<b>BMS cf-6S40S-A</b>
Descarga continua de corriente	40 A
Descarga instantánea de corriente	70 A
Voltaje de carga	25.5 V
Corriente de carga máxima	40 A
Detección de voltaje de sobrecarga	4.25 V
Corriente de operación	< 40 uA
Voltaje de operación	4 – 31.5 V
Resistencia interna	20 miliohmios
Temperatura de operación	-80° C

### Consumo máximo de despegue

Los datos verificados en el motor proporcionaron la información del consumo del motor, por lo cual se deduce que al momento del despegue del UAV consumirá un total de 54 A, debido a que el peso total de la aeronave es de 4576g. Este dato se obtiene debido a la característica de consumo del motor que establece que este consume 26 A por 2200g de empuje. A partir de esta deducción se puede calcular un consumo promedio de corriente durante el vuelo. El consumo promedio de corriente durante el vuelo del UAV será entonces de 20.01 A.

### Capacidad de la batería LiPo

$$Q = t * ADD [Ah] \text{ Ecuación 29 Capacidad de la batería [19]}$$

$$Q = 0.33h * 20.01 A [Ah]$$

$$Q = 66033 [Ah]$$

t= tiempo de vuelo estimado

ADD= Consumo promedio de corriente

### Cálculo de peso UAV

El peso del vehículo aéreo no tripulado va a depender de todos los componentes el cual se va a construir el UAV para esto se describe todos los componentes que se va a utilizar en la fabricación del mismo para así tener una carga útil aproximada. [28]

Tabla 37 Peso de los componentes electrónicos del UAV Elaborado por los autores.

COMPONENTE	Cantidad	PESO(g)
Electronic Speed Control	1	38
Pixhawk 2.1	1	120
Tubo Pitot	1	20
GPS	1	20
Radio de telemetría	1	24
Receptor	1	10

Servo Motor	4	280
CARGA UTIL		512

A esto se le debe aumentar los valores de fuselaje, ala, cola, motor, baterías, y paneles solares las cuales pasan de una unidad. [28]

Se utiliza un total de 4 servos, 2 para el ala para mover los alerones y dar direccionalidad al UAV y 2 para la cola, cada servo tiene un peso de 70 gramos los cuales se multiplica por los 4 que son y se obtiene un total de 280 gramos. [28]

También se consideró el peso de los paneles solares ya que se utiliza 48 paneles solares de material monocristalino con un peso de 6g cada uno multiplicando por los paneles solares teniendo un valor de 288g, debido a que los paneles solares son muy frágiles para su manipulación se optó por añadir una superficie plástica para aumentar su rigidez dando como resultado que cada uno de los paneles pesa 14g multiplicándolo por los 48 paneles que serán utilizados se tiene un peso de 672g. [28]

Tabla 38 Peso estructural del UAV

<b>COMPONENTE</b>	<b>PESO(g)</b>
Cabina	262
Ala	1972
Cola	316
Motor	240
Batería	602

Elaborado por los investigadores

Para saber el peso exacto se suma cada uno de los componentes y partes del UAV las cuales son:

$$WT = W_{cabina} + W_{ala} + W_{cola} + W_{motor} + W_{bateria} + W_{carga\ uti} + W_{panel\ solar} \quad \text{Ecuación 30 Peso UAV [28]}$$

$$WT = 262g + 1972g + 316g + 240g + 602g + 512g + 672g$$

$$WT = 4576g$$

### Cálculo de la Velocidad de pérdida

La velocidad de pérdida es aquella en la cual el vehículo aéreo no tripulado puede mantenerse en el aire, para esto se sabe que el vuelo del UAV es horizontal y rectilíneo uniforme por lo tanto ( $V = 0$ ). [28]

La ecuación para el cálculo de la velocidad de pérdida es:

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} * \rho * v^2 * S} \quad \text{Ecuación 31 Cálculo de la Velocidad de pérdida [28]}$$

Al saber que la velocidad ( $V = 0$ ) se cumple que la fuerza de sustentación ( $L$ ) es igual al peso de la aeronave ( $W$ ) y despejando se puede obtenerla siguiente ecuación: [28]

$$W = \frac{1}{2} * \rho * v^2 * S * C_l \quad \text{Ecuación 32 Peso del UAV en Newtons [28]}$$

Donde:

$W$  = peso del UAV en Newtons

$\rho$  = densidad del aire en kg/m<sup>3</sup>

$v$  = velocidad en m/s

$S$  = superficie alar en m<sup>2</sup>

$C_l$  = coeficiente de sustentación

Despejando la velocidad se obtiene:

$$v^2 = \frac{W}{\frac{1}{2} * \rho * C_{lmax} * S}$$

$$v_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho * C_{lmax} * S}} \quad \text{Ecuación 33 Velocidad de pérdida de la aeronave [28]}$$

Donde:

$v_s$  = velocidad de pérdida de la aeronave

$C_{lmax}$  = coeficiente de máximo de sustentación

Para obtener el valor de la densidad del aire se debe tener las propiedades atmosféricas que presenta el sector en donde se va a realizar las pruebas en este caso es el aeropuerto de Chachoán cuyos datos son:

Tabla 39 Condiciones atmosféricas del aeropuerto de Chachoán [28]

CONDICIONES ATMOSFERICAS	
PROVINCIA	TUNGURAHUA
CANTON	AMBATO
MODELO	AEROPUERTO
LONGITUD	78° 34' 29" W (-78,574635)
LATITUD	1 °12' 34" S (-1,212066)
ELEVACION	2591m

Con el valor de la elevación del aeropuerto se obtuvieron los valores de la temperatura, presión, densidad y viscosidad del aire en la tabla de características estándar de la atmosfera.

Tabla 40 Característica estándar de la atmosfera [28]

TABLA CARACTERISTICA ESTANDAR DE LA ATMOSFERA			
ALTITUD (km)	TEMPERATURA (k)	PRESION (N/m <sup>2</sup> )	DENSIDAD (kg/m <sup>3</sup> )
0.0	288.16	101325	1.225
0.5	284.91	95461	1.1673
1.0	281.66	89876	1.1117
1.5	278.41	84560	1.0581
2.0	275.16	79501	1.0066
2.5	271.92	74692	0.95696
3.0	268.67	70121	0.90926
3.5	265.42	65780	0.86341
4.0	262.18	61660	0.81935
4.5	258.93	57752	0.77704
5.0	255.69	54048	0.73643
5.5	252.44	50539	0.69747
6.0	249.2	47217	0.66011
6.5	245.95	44075	0.62431
7.0	242.71	41105	0.59002
7.5	239.47	38299	0.55719
8.0	236.23	35651	0.52578
8.5	232.98	33154	0.49575

El valor de la elevación es de 2591m por ende según la tabla característica se obtendrá una temperatura de 271.92 k una presión de 74692 y una densidad de 0.95696 cuyos datos sirven para cálculos previos.

El coeficiente máximo de sustentación se obtiene a través del perfil seleccionado (Selig S4083) cuyas características son:

Tabla 41 Características del perfil Selig [40]

$\text{Alfa } C_L = 0$	-3.5
$C_L \text{ alfa} = 0$	0.336
$C_L \text{max} = 0$	1.792
$\text{Alfa max}$	16
$C_{do}$	0.0532
$E \text{ max}$	7.25
$\text{Alfa } (E \text{ max})$	2

Mientras que el valor de la superficie alar se obtiene previamente teniendo un valor de  $8347.50 \text{ cm}^2$

$$v_s = \sqrt{\frac{2(4.576 \text{ kg} * 9.81 \frac{\text{m}}{\text{s}})}{0.95696 * 1.792 * 0.8347}}$$

$$v_s = \sqrt{\frac{89.781.12}{1.4314}}$$

$$v_s = 7.9197 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

### Velocidad de crucero

Es la velocidad en la cual el UAV se mantiene para permanecer en el aire con un vuelo recto y estable. [28]

Esta velocidad se obtiene por:

$$V_c = 33\sqrt{CA} \quad \text{Ecuación 34 Velocidad de crucero [28]}$$

Donde:

$V_c$  = velocidad crucero en mi/h

$CA$  = carga alar en lb/ft<sup>2</sup>

Para determinar la carga alar se obtiene de:

$$CA = \frac{WT}{S} \quad \text{Ecuación 35 Carga alar [28]}$$

Donde:

WT = peso total del UAV en lbs

S = superficie alar en  $ft^2$

$$CA = \frac{4576 \text{ g}}{83.4750 \text{ dm}^2}$$

$$CA = 54.8188 \frac{\text{g}}{\text{dm}^2} * \frac{1\text{kg}}{1000\text{g}} * \frac{(1\text{dm})^2}{(10\text{cm})^2} * \frac{2.2 \text{ lb}}{1\text{kg}} * \frac{(1\text{cm})^2}{(0.0328\text{ft})^2}$$

$$CA = \frac{120.6014}{107.584}$$

$$CA = 1.1209 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2}$$

$$Vc = 33\sqrt{1.1209}$$

$$Vc = 34.9379 \frac{\text{mi}}{\text{h}}$$

$$Vc = 15.6672 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

La velocidad del crucero es de  $15.6672 \frac{\text{m}}{\text{s}}$  la cual va a permitir al UAV tener un vuelo nivelado y recto.

### Velocidad de despegue

Es aquella velocidad por la cual va a arrancar el UAV, esta velocidad se obtiene de:

$$V_d = 1.2 V_S \quad \text{Ecuación 36 Velocidad de despegue} \quad [28]$$

Donde:

$V_S$  = velocidad de pérdida de la aeronave

$V_d$  = velocidad de despegue

$$V_d = 1.2 * 7.9197 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$V_d = 9.5037 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

## Cálculo del valor de Reynolds

El valor de Reynolds determina el flujo de aire que pasa por el perfil alar para saber si es laminar o turbulento, es decir es laminar cuando está cerca del borde de ataque mientras que es turbulento cuando el número de Reynolds va incrementando y la distancia del borde aumenta.

Para el cálculo de Reynolds se obtiene mediante la ecuación:

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} = \frac{v l}{V} \quad \text{Ecuación 37 Cálculo del valor de Reynolds [28]}$$

Donde:

$v$  = velocidad del fluido en  $m/s$

$l$  = longitud de la cuerda del ala en  $m$

$\rho$  = densidad del fluido

$\mu$  = viscosidad dinámica del fluido

$V$  = viscosidad cinemática del fluido

$$V = \frac{\mu}{\rho} \quad \text{Ecuación 38 viscosidad cinemática del fluido [28]}$$

$$V = \frac{1.7 \times 10^{-5}}{0.95696}$$

$$V = 0.000017869 \frac{m^2}{s}$$

$$Re = \frac{7.9197 \frac{m}{s} * 0.31m}{0.000017869 \frac{m^2}{s}}$$

$$Re = 137394.7619$$

Para seleccionar el perfil aerodinámico se tomó en cuenta el número de Reynolds esté entre el valor obtenido ósea de 137394.7619 hasta 500000 debido al el rango de

régimen laminar para ello se realizó una comparación entre diversos modelos alares que se encuentren en este número de Reynolds, además se toma en cuenta el ángulo de ataque de los perfiles en el cual si esta entre 0 y 10 grados el coeficiente de sustentación es lineal mientras que con ángulos mayores a 10 grados se produce pérdida del coeficiente de sustentación.

### 3.2 Validación del Prototipo

A continuación, se describen los resultados obtenidos como el comportamiento que tuvo la aeronave al momento de las diversas pruebas de vuelo con el fin de sustentar todas las características y acciones que se utilizó al momento de ejecutar el proyecto

#### Primer vuelo UAV prototipo

El primer vuelo del prototipo UAV se lo realizó en el aeropuerto de Chachoan, perteneciente a la Parroquia Izamba.

Tabla 42 Primer vuelo del prototipo UAV

<b>Operadores</b>	<b>Fecha</b>	<b>Inicio vuelo</b>	<b>Fin vuelo</b>	<b>Total, tiempo vuelo</b>	<b>Objetivos</b>
SGOP. EDUARDO CARRILLO (PILOTO) MARCELO JIMENEZ LANZADOR INVESTIGADOR 1 INVESTIGADOR 2	03/07/2021	7:56:29	08:03:10	00:06:41	Verificación peso y balance, funcionamiento y control de la aeronave, empuje y arranque del motor

Elaborado por los investigadores

Para la realización del vuelo se comprobó en tierra la comunicación entre el control y el UAV, verificando el funcionamiento del motor, así como el de los diversos alerones que posee y su respuesta aerodinámica, este vuelo se lo realizó utilizando el modo manual para constatar el funcionamiento y correcto control de la aeronave. La verificación del funcionamiento del motor se la realiza con el objetivo de que este no consuma una cantidad excesiva de energía y que su aceleración no exceda el 70%; al momento de ser ejecutado el modo Autotune se puede realizar calibraciones con el movimiento de las palancas girando en los ejes pitch y roll logrando así calibrar los PID de cada uno de los servos para tener un mejor control de los alerones, dichos valores son almacenados en la tarjeta micropiloto para futuros vuelos.

- Se analizó el sentido del viento, recalando que el lanzamiento del UAV se lo debe realizar en sentido contrario hacia donde está soplando el viento.



Figura 138 Verificación del sentido del viento

Elaborado por los investigadores

- En el despegue de la aeronave, el lanzador ejerce la fuerza necesaria para el lanzamiento de la misma, con la acción del motor a su máxima potencia, y la

direccionalidad de cada uno de los alerones se logra que la aeronave se eleve, y empiece un vuelo de manera segura.



Figura 139 Lanzamiento del UAV

Elaborado por los investigadores

- Se verificó que el peso de la aeronave es el adecuado ya que con ello el motor tuvo la suficiente fuerza para elevarlo y también se logró que responda con facilidad al momento de girar y ganar o perder altura.
- El motor tiene una reducción de su aceleración en el aire, debido a que no es requerido gracias a la ayuda de la aerodinámica del perfil, reduciendo así el consumo de la batería.



Figura 140 Prototipo UAV

Elaborado por los investigadores



Figura 141 Vuelo UAV

Elaborado por los investigadores



Figura 142 Aterrizaje del UAV

Elaborado por los investigadores

## VUELO UAVPROTOTIPO CON PESO SIMULADO

Tabla 43 Características del vuelo del UAV con peso simulado

<b>Operadores</b>	<b>Fecha</b>	<b>Inicio vuelo</b>	<b>Fin vuelo</b>	<b>Total tiempo vuelo</b>	<b>Objetivos</b>
SGOP. EDUARDO CARRILLO (PILOTO) MARCELO JIMENEZ LANZADOR INVESTIGADOR 1 INVESTIGADOR 2	10/07/2021	08:28:01	08:39:43	00:11:42	Comprobar las modificaciones realizadas, la aerodinámica y el peso simulado de la carga real.

Elaborado por los investigadores

- Mediante los valores obtenidos de los pesos pertenecientes a los equipos que se presenta anteriormente, se verificó que se tiene un peso de 5028g en total del UAV, a este valor se procedió a restarle el peso que tiene hasta este momento la aeronave y a su vez se resta el peso nominal, teniendo como resultado el valor del peso que se debe simular, por lo cual se procedió a armar un objeto con el peso necesario simulado y se lo adhiere a la cabina de manera que no pueda moverse evitando con esto afectar algún dispositivo interno del UAV.





Figura 145 Lanzamiento del UAV

Elaborado por los investigadores

- Al igual que en el primer vuelo al momento del despegue, se procedió a ejercer el 100% de la aceleración del motor y una vez en el aire se le mantiene al 40% de aceleración con el objetivo de menorar el consumo de batería.
- Se realizó el cambio de hélice pasando de una hélice fija a una plegable que permita contraerse al momento del aterrizaje y evitar rupturas.



Figura 146 Colocación de una hélice plegable en el UAV

Elaborado por los investigadores

- Se procedió a simular el peso de los paneles solares mediante la utilización del material utilizado para radiografías, al igual que en los paneles solares este

material paso por un proceso de emplastamiento, haciendo que su peso se asemeje al peso de los paneles.



Figura 147 Prototipo UAV con simulación de peso de los paneles solares

Elaborado por los investigadores

- El vuelo no presento ningún inconveniente, y se verifico que el UAV permanezca en el aire un tiempo considerado, evitando dañar o afectar las propiedades de la batería de LiPo además de comprobar de que todo el sistema responda correctamente.



Figura 148 Vuelo del prototipo UAV

Elaborado por los investigadores

- El aterrizaje no presentó ninguna complicación, y se verificó que cada uno de los componentes electrónicos respondan de manera correcta a todas las señales enviadas por el piloto para que su aterrizaje sea perfecto.



Figura 149 Aterrizaje prototipo UAV

Elaborado por los investigadores

## PRIMER VUELO UAV ALA GRANDE

Tabla 44 Características del primer vuelo del UAV de ala grande

OPERADORES	FECHA	INICIO VUEL O	FIN VUEL O	TOTAL, TIEMP O VUELO	OBJETIVOS
SGOP. EDUARDO CARRILLO (PILOTO) MARCELO JIMENEZ LANZADOR INVESTIGADO R 1 INVESTIGADO R 2	28/08/202 1	08:58:4 0	09:02:4 3	00:03:03	Comprobar las nuevas modificacione s tanto en el ala, cabina y cola

Elaborado por los investigadores

Mediante el análisis y estudio del prototipo que se construyó se identifican todas las dificultades y ventajas que este presenta, siendo las siguientes algunas de las más importantes dentro de la elaboración del proyecto presentado:

El perfil aerodinámico fue el mismo y el más apto para las dos plataformas debido a su resistencia y sustentabilidad en el aire, la diferencia radica en que se requirió de un ala fija más grande, por el número de celdas solares que se necesita para alimentar todo el sistema, teniendo un ala de 3.5 metros de largo por 33.5 cm de ancho y con 48 celdas solares colocadas 24 por cada uno de los lados.



Figura 150 Ala UAV

Elaborado por los investigadores



Figura 151 Colocación de los paneles solares en el UAV

Elaborado por los investigadores

Se realizó el cambio en el modelo de la cola del prototipo, pasando de una cola tipo V a una cola tipo T debido a que se presentó varias dificultades al momento de configurar los alerones. La construcción de una cola tipo T permitió contar con una mayor sustentabilidad y control al momento de pilotar la aeronave con el control remoto, respondiendo adecuadamente a las señales proporcionadas por el piloto, en este tipo de cola se utiliza un tubo de fibra de carbono en forma cuadrada.



Figura 152 Cola tipo T del UAV

Elaborado por los investigadores

El rediseño del fuselaje o de la cabina se lo realizó debido a que los materiales que deben incluirse dentro del mismo, requieren de un mayor espacio para su correcta distribución y posicionamiento, evitando que estos produzcan algún tipo de interferencia entre los mismo.



Figura 153 Modificación del tamaño de la cabina

Elaborado por los investigadores

El despegue de la aeronave se lo realizó sin ninguna complicación, teniendo en cuenta las especificaciones anteriormente mencionadas, las cuales son, el lanzamiento de la aeronave de forma manual se lo debe realizar en sentido contrario al sentido del viento, la aceleración del motor debe ser la máxima, y el posicionamiento de los alerones debe ser tal, que permita que la aeronave despegue sin ningún tipo de complicación.



Figura 154 Lanzamiento del UAV

Elaborado por los investigadores

Durante el vuelo, el UAV respondió a todas los movimientos y acciones que el piloto le asignaba para tener un vuelo apropiado y libre de complicaciones.



Figura 155 Vuelo UAV

Elaborado por los investigadores

El aterrizaje se lo realizo en la pista del aeropuerto de Chachoan, teniendo en cuenta que las dimensiones del ala imposibilitan aterrizar sobre un espacio de tamaño reducido. El aterrizaje debe ser de manera gradual, evitando que la aeronave golpee el concreto y sufra algún tipo de desperfecto.



Figura 156 Aterrizaje del UAV

Elaborado por los investigadores

## VUELO UAV CON REDUCCIÓN DE PESO

Tabla 45 Vuelo UAV con reducción de peso

<b>OPERADORES</b>	<b>FECHA</b>	<b>INICIO VUEL O</b>	<b>FIN VUEL O</b>	<b>TOTAL, TIEMP O VUELO</b>	<b>OBJETIVO S</b>
SGOP. EDUARDO CARRILLO (PILOTO) MARCELO JIMENEZ LANZADOR	25/09/202 1	09:26:0 7	09:38:5 8	00:12:51	Reducir el peso tanto en la cola como en la cabina

INVESTIGADO R 1					
INVESTIGADO R 2					

Elaborado por los investigadores

Se realizo el análisis del peso del UAV y de los equipos, cabe recalcar que en los vuelos anteriores no constaban todos los dispositivos electrónicos y de comunicación que se requiere para tener un vuelo autónomo, llegando a la conclusión de que el peso excedía el valor que puede llegar a abarcar el motor y permitir que pueda despegar y volar el UAV.



Figura 157 Prototipo UAV

Elaborado por los investigadores



Figura 158 Acoplamiento de hélice plegable

Elaborado por los investigadores

Se hizo un análisis del peso de cada dispositivo para saber el valor real del peso total que va a tener el UAV verificando además que el motor que se va a adaptar sea capaz de mover todo el peso del mismo y de que su fuerza sea suficiente para volar el UAV. Se cuenta con un peso total de 5400 gramos por lo cual se verifica que el motor es capaz de funcionar bajo las condiciones establecidas.

Se redujo el ancho y la curvatura de la cola, se realiza un cambio en el tubo de soporte de la cola de la plataforma, pasando de un tubo cuadrado a un tubo redondo, con el objetivo de menorar el peso de la aeronave.



Figura 159 Mejoramiento de la cola del UAV

Elaborado por los investigadores

La cabina fabricada en fibra de carbono, permitió aligerar el peso total de la aeronave, además debido a que sus paredes son delgadas brindan el espacio suficiente para la colocación y distribución de los equipos electrónicos, que se incluyen dentro de la misma.



Figura 160 Mejoramiento de la cabina del UAV

Elaborado por los investigadores

Se realizó un adaptador para sujetar la cola con la cabina, este diseño fue realizado con una impresora 3d.



Figura 161 Acople de la cola del UAV

Elaborado por los investigadores

El lanzamiento o despegue de la aeronave no tuvo ningún inconveniente, el peso final llega a ser de 5100 gramos con la reducción de la cola y cabina siendo un peso adecuado para que el motor pueda cumplir con sus funciones de manera correcta.



Figura 162 Lanzamiento del UAV

Elaborado por los investigadores

El tiempo de vuelo de la aeronave permitió verificar que las acciones y movimientos realizados por el piloto desde la estación terrestre se cumplan de manera exitosa.



Figura 163 Vuelo UAV

Elaborado por los investigadores

El despegue al igual que el anterior vuelo se lo realizó en la pista del aeropuerto de Chachoan, así como su respectivo aterrizaje contando con el espacio necesario evitando cualquier tipo de desperfecto en la aeronave.



Figura 164 Aterrizaje del UAV

Elaborado por los investigadores

## VUELO UAV AUTONOMO

Tabla 46 Características de vuelo autónomo del UAV

OPERADORES	FECHA	INICIO VUELO	FIN VUELO	TOTAL, TIEMPO VUELO	OBJETIVOS
SGOP. EDUARDO CARRILLO (PILOTO) MARCELO JIMENEZ LANZADOR INVESTIGADOR 1 INVESTIGADOR 2	06/11/2021	07:10:36	07:20:34	00:09:28	Calibración del control remoto con el UAV. Realizar el vuelo autónomo del UAV con el modo ELOITER

Elaborado por los investigadores



Figura 165 UAV autónomo

Elaborado por los investigadores

Una vez perfeccionado los vuelos normales con el peso adecuado del UAV y teniendo un control establecido sobre la aeronave se procedió a la ejecución del vuelo autónomo para lo cual primero se realiza la calibración del radio control- UAV en tierra coordinando los movimientos y ejecuciones del motor, verificando que las órdenes del piloto se cumplan en los de manera correcta.



Figura 166 Calibración del Control - UAV

Elaborado por los investigadores

La configuración se lo realizó a través del software Misión Planer, como primer paso se realizó una verificación de las librerías instaladas dentro del software, para su configuración de acuerdo al tipo de aeronave que se tiene, y el tipo de vuelo que se desea realizar.

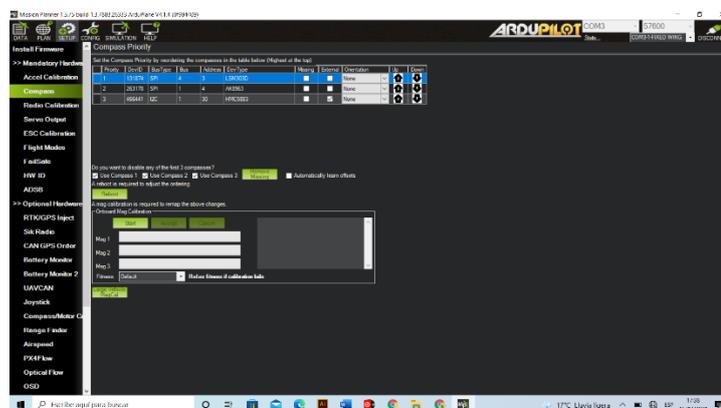


Figura 167 Instalación de librería para UAV

Elaborado por los investigadores

Para la calibración de los alerones con el control se dirigió a la sección SIK RADIO y se procede a calibrar cada uno de esto en secuencia con el control remoto, el cual hace de control en la estación terrena.

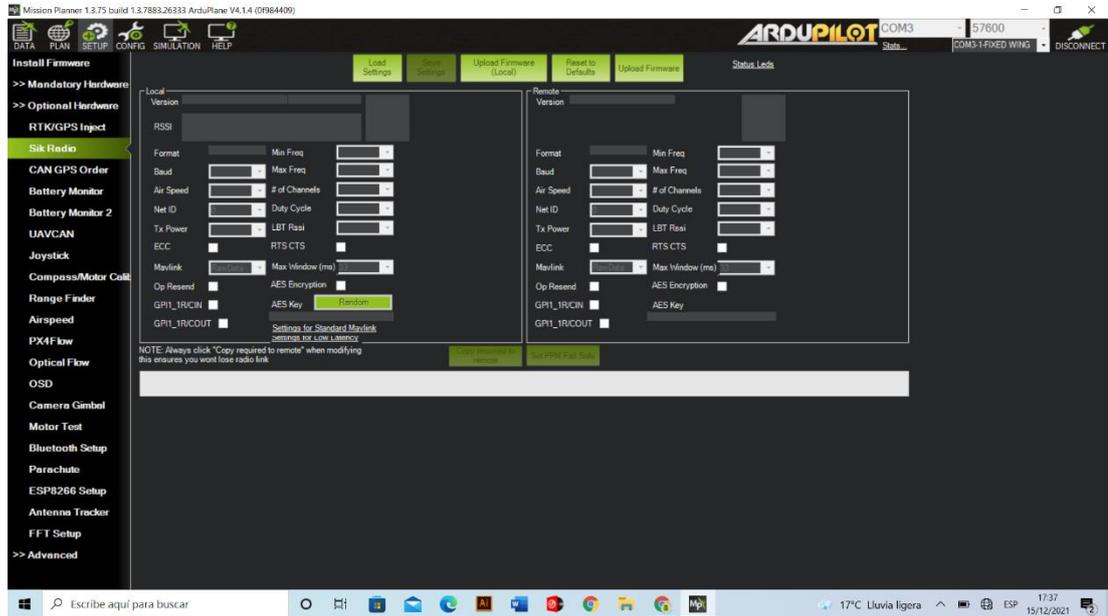


Figura 168 Calibración en Misión Planner

Elaborado por los investigadores



Figura 169 Calibración del control vinculado al software Misión Planner

Elaborado por los investigadores

Se verificó el estado de la comunicación y su respuesta a las acciones ejecutadas por el piloto, se procedió al lanzamiento del UAV para comprobar su comportamiento durante el vuelo respectivo, el despegue cada vez se va teniendo una mejor repuesta gracias a las calibraciones del motor, no teniendo ninguna dificultad.



Figura 170 Lanzamiento UAV autónomo

Elaborado por los investigadores

Para poner a prueba el modo de vuelo Eloiter, se procedió a realizarlo con una trayectoria circular a unos 150 metros a la redonda sin la necesidad de estar controlada por el piloto, este modo de vuelo se activa a través del radio control con la ayuda de una persona debido a que el piloto debe observar la reacción que tiene la aeronave al momento de entrar en este tipo de vuelo.

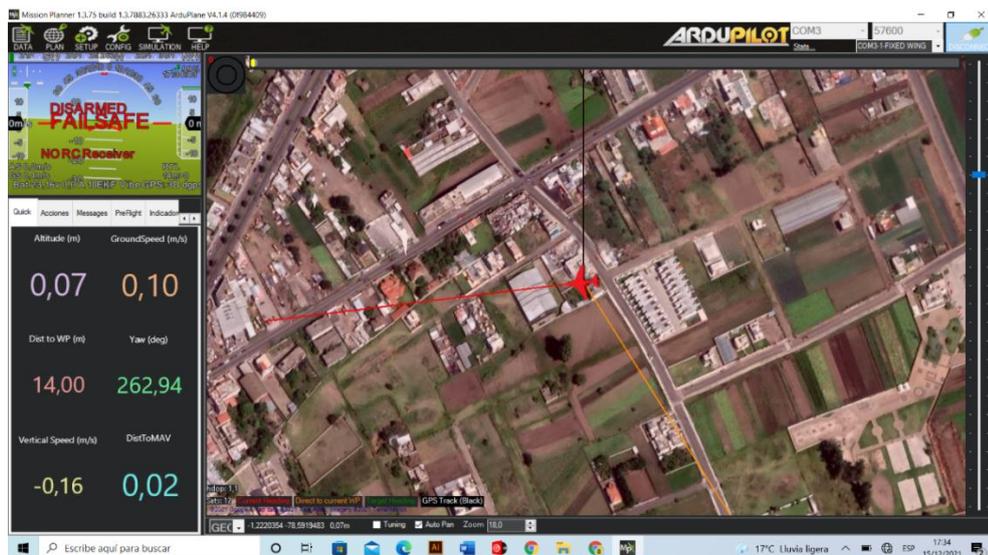


Figura 171 Cambio de modo manual a Eloiter

Elaborado por los investigadores

Una vez elegido este modo de vuelo el piloto se encargó de verificar las configuraciones y realizar cambios de ser necesario, entre modo manual y modo autónomo para tener una mejor calibración de la aeronave aumentando confiabilidad y precisión al momento de los vuelos autónomos.

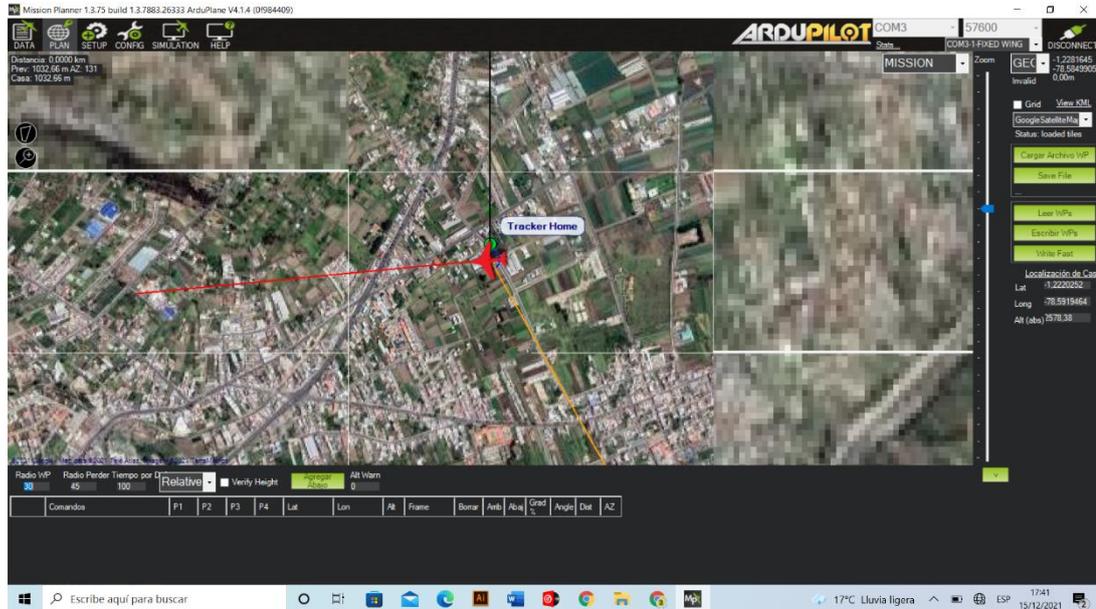


Figura 172 Vuelo modo eloiter sin la necesidad de ser controlada por el piloto

Elaborado por los investigadores



Figura 173 UAV en modo eloiter en el aire

Elaborado por los investigadores

Se pudo ver las reacciones y niveles de aceleración, voltaje y el nivel de la batería a través de misión planner teniendo con esto un mayor control sobre las acciones de la aeronave cuando esta se encuentra en el aire.

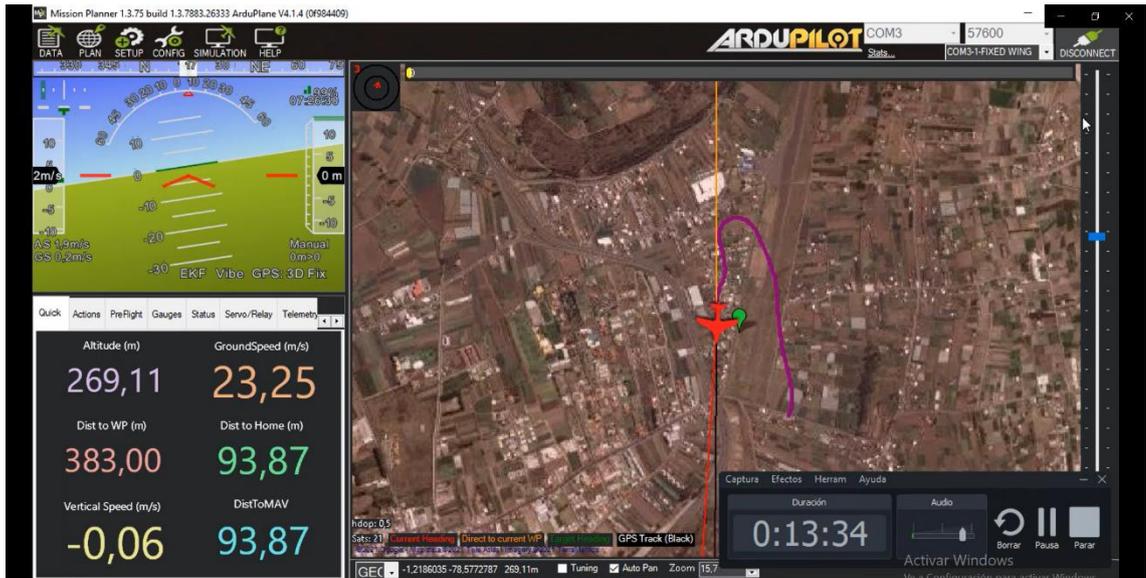


Figura 174 Monitoreo Mission Planner

Elaborado por los investigadores

El aterrizaje de la aeronave se lo realizó no teniendo ningún inconveniente y con la satisfacción de que el vuelo y la aplicación del modo eloiter fue todo un éxito.



Figura 175 Aterrizaje UAV de vuelo autónomo

Elaborado por los investigadores

## VUELO UAV SOLAR FINAL

Tabla 47 Características de vuelo del UAV solar

<b>OPERADORES</b>	<b>FECHA</b>	<b>INICIO VUEL O</b>	<b>FIN VUEL O</b>	<b>TOTAL, TIEMP O VUELO</b>	<b>OBJETIVO S</b>
SGOP. EDUARDO CARRILLO (PILOTO) MARCELO JIMENEZ LANZADOR INVESTIGADO R 1 INVESTIGADO R 2	18/11/202 1	13:40:4 0	09::43	02:45:03	Instalación e incorporación los paneles solares y de las baterías para el vuelo autónomo solar.

Elaborado por los investigadores

Para el vuelo con energía solar se comenzó con la instalación de los paneles solares a lo largo del ala fija con la ayuda de cinta doble faz y cinta térmica para evitar cortos circuitos, la unión de las 48 celdas solares, 24 de cada lado se lo realizo a la mitad del ala, haciendo orificios para pasar el cableado hasta el regulador de voltaje, el mismo que se encuentra dentro de la cabina, para posteriormente conectarse al BMS y a las baterías, constituyendo así el sistema energético del UAV.



Figura 176 Paneles Solares en el ala  
Elaborado por los investigadores

Se realizó las pruebas de funcionamiento en tierra, observando que los movimientos y acciones dirigidos por el radio control tengan una correcta respuesta en la aeronave, analizando a su vez que el voltaje generado por los paneles sea el apropiado para el funcionamiento de todo el UAV.



Figura 177 comprobación de motor y alerones con energía solar  
Elaborado por los investigadores

Una vez calibrado y comprobado el funcionamiento en tierra se procedió a realizar el lanzamiento del UAV para comprobar en aire el vuelo autónomo y el tiempo que puede permanecer en el aire.



Figura 178 Lanzamiento UAV Solar  
Elaborado por los investigadores

Se realizó el seguimiento de la aeronave en modo ELoiter refiriéndose al modo autónomo y con el programa misión planner para analizar su tiempo y su velocidad.

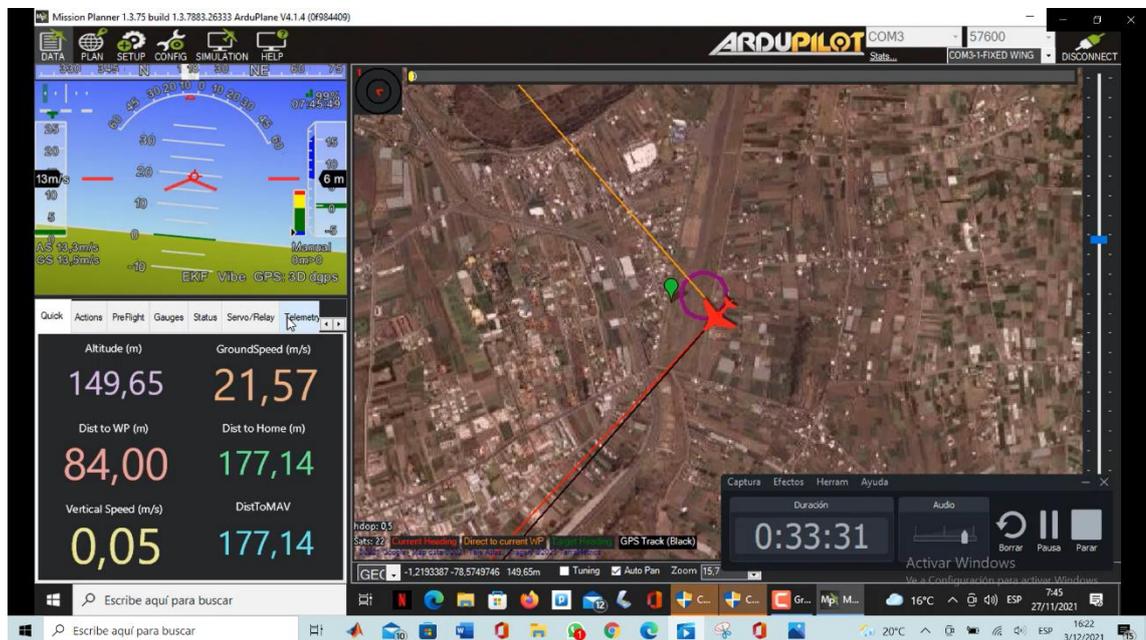


Figura 179 Comprobación del funcionamiento con misión planner  
Elaborado por los investigadores

El vuelo se lo realizó por 2 horas y 45 minutos no teniendo ningún inconveniente y se verifico que el comportamiento de cada uno de sus componentes sea correcto, no sufriendo ningún tipo de inconveniente con el vuelo realizado.



Figura 180 Modo eloiter UAV solar  
Elaborado por los investigadores

El aterrizaje de la aéronave se lo realizó en la pista del aeropuerto de Chachoan sin ningún tipo de percance.



Figura 181 Aterrizaje UAV solar  
Elaborado por los investigadores

## VUELO UAV CON PANELES SOLARES

Tabla 48 Vuelos del UAV utilizando paneles solares

<b>FECHA</b>	<b>TIEMPO DE VUELO</b>	<b>VOLTAJE INICIAL</b>	<b>VOLTAJE FINAL</b>	<b>TEMPERATURA AMBIENTE</b>
13/11/2021	02:45	25.21	21.42	15
20/11/2021	03:20	25.26	21.13	14
21/11/2021	02:39	25.24	22.31	16
27/11/2021	03:30	25.22	20.59	17
28/11/2021	01:55	25.27	19.40	12

Elaborado por los investigadores

La anterior tabla muestra los vuelos obtenidos con la aeronave funcionando con paneles solares obteniendo un tiempo promedio de vuelo de 3 horas. Una de las pruebas con más tiempo de vuelo se lo realizo en la tarde en pleno sol donde el conjunto de paneles solares mantiene un nivel de corriente de 4.6 Amperios y un máximo de 4.26 Amperios siempre que la radiación solar sea constante, otro factor a considerar es el consumo del motor ya que comienza a decrecer hasta alcanzar un valor mínimo de 19.40 Voltios en un día nublado.

## VUELO UAV CON BATERIAS DE LIPO

A continuación, se describe una tabla de los vuelos extras que se realizó comprobando la infraestructura y el rediseño del UAV para disminuir su peso, a su vez se adjunta los vuelos realizados en modo autónomo para que la aeronave permanezca en el aire con vuelo automático

Tabla 49 Vuelos UAV automático y reducción de peso

FECHA	INICIO VUELO	FIN VUELO	TIEMPO DE VUELO	MODO
30/10/2021	08:48:40	08:58:20	00:09:00	REDUCCION PESO
31/10/2021	08:20:32	08:28:14	00:07:14	REDUCCION PESO
6/11/2021	07:38:05	07:42:40	00:03:15	AUTONOMO
7/11/2021	07:24:17	07:33:10	00:08:33	AUTONOMO
12/11/2021	07:28:40	07:34:17	00:05:03	AUTONOMO

Elaborado por los investigadores

### Funcionamiento paneles solares con batería de iones de litio

Para determinar el funcionamiento correcto de los paneles solares se realizaron diferentes pruebas para determinar el voltaje que va generando mediante diversas horas del día cargando las baterías de iones para analizar la salida de voltaje y corriente las cuales suministra el conjunto de baterías.

El siguiente gráfico muestra la relación voltaje-tiempo en la cual se llegó a la conclusión que en un día soleado el pronóstico de tiempo en cargarse la batería es de 0:50 min los 25.3 voltos que almacena.

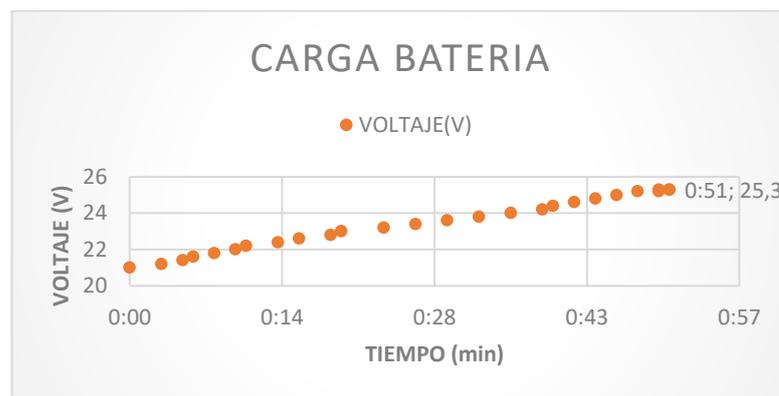


Figura 182 Tiempo de carga de batería

Elaborado por los investigadores

La corriente generada al momento de cargar las baterías con un valor constante de 4.1 Amperios con picos de 4.4 A y oscilaciones de 1.4 A que llega a ser el valor mínimo que va a tener las baterías.

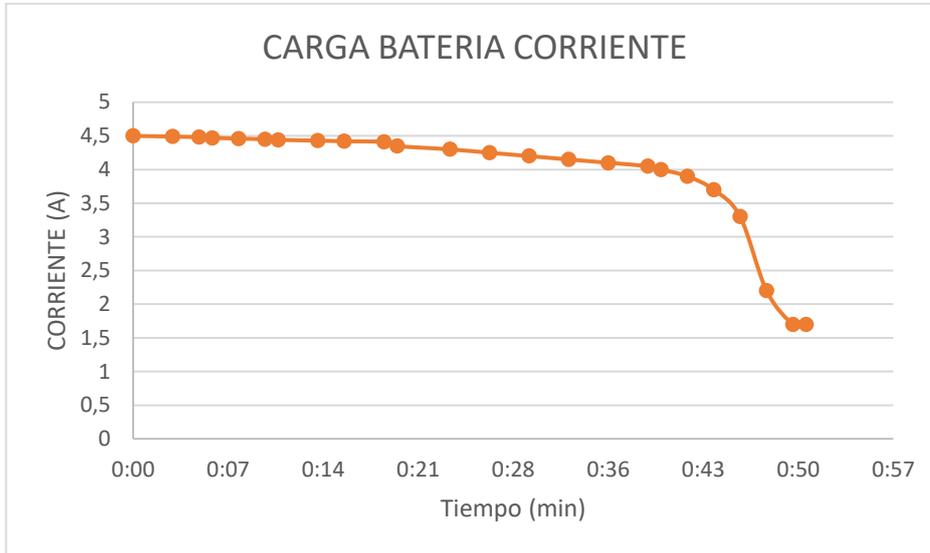


Figura 183 Tiempo de carga de batería

Elaborado por los investigadores

A continuación, se muestra una tabla de los valores tomados por diversos días para comprobar el tiempo de carga y el voltaje que puede almacenar según diferentes condiciones climáticas a diversas horas del día.

Tabla 50 Carga de baterías en diferentes días

FECHA	HORA	TIEMPO DE CARGA	VOLTAJE INICIAL	VOLTAJE FINAL	CLIMA
02/10/2021	11:30	00:51min	21.50	25.30	Soleado
03/10/2021	10:50	01:23 min	21.13	25.26	Nublado
09/10/2021	14:40	00:47 min	21.56	25.23	Soleado

10/10/2021	15:40	01:30 min	20.79	25.23	Nublado
16/10/2021	15:50	00:45 min	19.79	25.26	Soleado
17/10/2021	16:39	01:29 min	21.04	25.24	Nublado
23/10/2021	13:50	00:45 min	22.32	25.21	soleado
24/10/2021	11:40	01:19 min	22.19	25.22	Nublado

Elaborado por los investigadores

### Descarga batería

Mientras la aeronave permanezca en movimiento el tiempo de vuelo con una batería LiPo es de 17 a 19 minutos en el aire evitando que la batería se descargue por los 22.2 Voltios correspondiente a 3.7 Voltios por celda la batería dispone de 6 celdas, se debe tener muy encuentra no sobrepasarse del valor ya que puede dañar la integridad de la celda, por ende la batería se asegura que una vez detenida la descarga de la batería recupera un valor de 22.8 Voltios para no minimizar su vida útil, en la siguiente figura se muestra cómo se produce la descarga del voltaje de la batería.

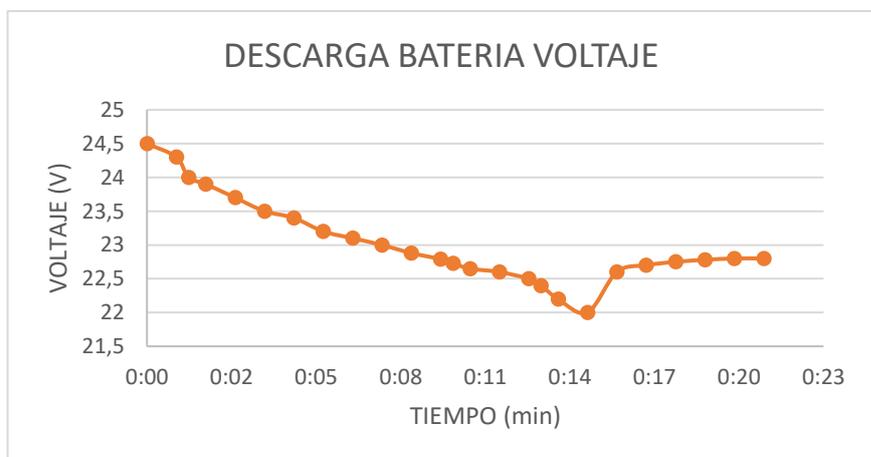


Figura 184 Descarga de la batería

Elaborado por los investigadores

Tabla 51 Descarga de baterías en diferentes días

FECHA	HORA	TIEMPO DE DESCARGA	VOLTAJE INICIAL	VOLTAJE FINAL	CLIMA
05/10/2021	11:30	00:21min	25.30	21.50	Soleado
06/10/2021	10:50	00:19 min	25.26	21.13	Nublado
12/10/2021	14:40	00:14 min	25.23	21.56	Soleado
13/10/2021	15:40	00:18 min	25.23	20.79	Nublado
19/10/2021	15:50	00:15 min	25.26	19.79	Soleado
20/10/2021	16:39	00:16 min	25.24	21.04	Nublado

Elaborado por los investigadores

## CAPÍTULO IV

### CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

#### 4.1 Conclusiones

El perfil seleccionado para el UAV solar es un NACA de 4 dígitos definido como SELIG 4083 el mismo que por sus características aerodinámicas, tales como coeficiente de sustentación y coeficiente de arrastre se ajusta a las necesidades planteadas por el Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE, brindando un óptimo rendimiento en las diferentes pruebas realizadas.

La elección de los paneles solares que constituyen la base del sistema energético de la plataforma, fueron elegidos en base a sus términos de voltajes, corrientes y potencias necesarias que permitan cubrir toda la necesidad energética de la aeronave, siendo estos los paneles solares C-60 monocristalinos de tipo IBC, elaboradas con impurezas de tipo N, los cuales presentan una eficiencia del 24.3% con una potencia máxima de salida de 3.72W, y con un rendimiento aproximado del 82.5%.

Las pruebas realizadas, sobre la irradiación solar en la ciudad de Ambato y su variación a diferentes horas del día, nos permitieron realizar el cálculo de la cantidad de celdas solares a utilizarse, estimando un número de 48 celdas solares necesarias para alimentar al banco de baterías de Iones de litio, el cual posee una configuración 6S-2P, permitiendo cubrir en su totalidad el consumo energético requerido por los equipos electrónicos.

Se realizó la ubicación óptima de los paneles solares en el ala del UAV, consiguiendo con esto la captación de la mayor parte de irradiación por parte del sol, lo cual nos permite que los niveles de energía obtenidos sean mayormente constantes.

La utilización de materiales conocidos dentro de la aeronáutica, permitieron tener excelentes propiedades mecánicas, que proporcionaron la resistencia necesaria para que el UAV no tienda a romperse, la utilización de los mismos facilitaron que el peso

del UAV sea el menor posible reduciendo con esto el consumo energético, la clasificación de los mismos posibilitan el trabajo combinado haciendo que los materiales no se empleen de forma individual sino que estos al fusionarse con otros hacen que sus características de resistencia y corrosión sean mejores.

La investigación contribuye con el avance e investigación sobre la utilización de energías renovables, reduciendo el impacto ambiental producido por combustibles fósiles. El aporte sobre el uso de sistemas fotovoltaicos dentro del campo de los UAV's representa que los mismos tengan una mayor eficiencia, y representado la construcción de los mismo a costos más bajos que las plataformas que utilizan combustibles fósiles.

Se implementó un sistema fotovoltaico, con capacidad de brindar al UAV un tiempo de duración de vuelo prolongado, a partir de la configuración del voltaje de entrada y voltaje de salida se prioriza mediante una tarjeta BMS, que la cantidad de energía suministrada se mantenga en un rango que permita que la aeronave se mantenga energizada durante toda la misión.

## **4.2 Recomendaciones**

El estudio de las plataformas no tripuladas contempla una amplia gama de aplicaciones futuras, como el seguimiento y monitorización de incendios, la medicina, servicios de entrega de todo tipo de productos y mensajería.

El diseño estructural de las aeronaves permitirá continuar con el estudio y la implementación de nuevos sistemas de monitoreo y sensorización, con la realización de un estudio previo de la cantidad de energía requerida, pudiendo editar la cantidad de celdas solares, consiguiendo con esto la energía suficiente para la alimentación de dichos sensores.

La utilización de materiales compuesto para la fabricación de la estructura de la aeronave, hace que esta además de poseer un peso ligero cuente con la resistencia suficiente como para no presentar problemas durante el vuelo y al momento de realizar su aterrizaje, momento en donde el UAV hace contacto con el suelo pudiendo ser este de distintos tipos, pero no presentando una amenaza para la aeronave.

Para la construcción del banco de baterías de iones de litio, se recomienda que una vez se adquieran las baterías, se verifique el estado de cada una de ellas de manera individual, midiendo su voltaje y verificando que todas se encuentren en un rango similar, posterior a esto el banco de baterías debe ser cargado al máximo antes de su utilización en el UAV, este proceso se lo realiza con la ayuda de un regulador/cargador que hace que la energía suministrada sea la correcta, evitando la sobrecarga de las mismas.

La utilización del BMS (Sistema de Gestión de Baterías), permite asegurar que no se va a producir una sobrecarga de las baterías y tampoco una disminución de la energía por debajo de un límite establecido, pudiendo así tener la certeza de que la aeronave no va a sufrir una caída de energía lo que afectaría en su funcionamiento, y de ser el caso de que esta se encuentre en un vuelo esto haría que la aeronave caiga en picada.

Para el despegue del UAV es necesario conocer el sentido del viento, puesto a que al tener un lanzamiento manual este debe realizarse en sentido contrario hacia donde está dirigido el viento. Este tipo de acción se lo realiza con la finalidad de que al chocar el UAV con el viento y con la dirección de los alerones de manera correcta, hace que el UAV se eleve y se tenga un despegue seguro y confiable.

La manipulación de las celdas solares se la debe realizar con la utilización de guantes, en este caso se utilizó guantes de tipo quirúrgico, con la finalidad de evitar descargas las mismas que ocasionaría el desperfecto en algunas de ellas dando como resultado que no se obtenga la energía previamente calculada y a su vez evitar manchar la parte de captación de la radiación solar.

El cálculo que permite establecer la cantidad de celdas solares que se debe utilizar, a su vez asegurar que la aeronave no va a sufrir una descompensación de energía, antes durante y después de cada uno de los vuelos establecido, pudiendo con esta asegurar que todos los componentes electrónicos, contenidos en la aeronave cumplan su función de manera correcta.

El estudio realizado previamente nos da a conocer que el futuro de la aeronáutica se encuentra directamente ligado a las plataformas no tripuladas, debido a la gran cantidad de ventajas que presentan estas en comparación a las aeronaves tripuladas, actualmente las aplicaciones de estas están destinadas a actividades militares, monitorización, seguimiento de objetos.

## REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] E. p. Porlles, «repositorio.utp.edu.pe,» 2017. [En línea]. Available: [http://repositorio.utp.edu.pe/bitstream/UTP/986/1/Eduardo%20Pillco\\_Tesis\\_Titulo%20Profesional\\_2017.pdf](http://repositorio.utp.edu.pe/bitstream/UTP/986/1/Eduardo%20Pillco_Tesis_Titulo%20Profesional_2017.pdf).
- [2] D. A. N. N. Esteban Camilo Pacanchique Gamba, «repository.ucatolica.edu.co,» 2019. [En línea]. Available: <https://repository.ucatolica.edu.co/bitstream/10983/23507/1/Trabajo%20de%20Grado.pdf>. [Último acceso: 07 12 2020].
- [3] A. M. P. S. Sourav Pal, «www.researchgate.net,» 2020. [En línea]. Available: [https://www.researchgate.net/publication/342153671\\_Recent\\_Trends\\_in\\_Long\\_Endurance\\_Solar\\_Powered\\_UAVs\\_A\\_Review](https://www.researchgate.net/publication/342153671_Recent_Trends_in_Long_Endurance_Solar_Powered_UAVs_A_Review). [Último acceso: 13 11 2020].
- [4] O. Tyagi, «Design and Analysis of Solar UAV,» *Wings of Aero*, vol. 2, n° 2, p. 15, 2019.
- [5] A. D. C. Bombon, «<https://repositorio.uta.edu.ec/>,» 2019. [En línea]. Available: <https://repositorio.uta.edu.ec/bitstream/123456789/30148/1/Tesis%20I.%20M.%20551%20-%20Chipantiza%20Bomb%c3%b3n%20Alex%20Daniel.pdf>. [Último acceso: 13 11 2020].
- [6] R. M. Ortiz, «tdx.cat,» 16 06 2017. [En línea]. Available: <https://www.tdx.cat/bitstream/handle/10803/456309/eesc1de1.pdf?sequence=1&isAllowed=y>. [Último acceso: 14 06 2021].
- [7] G. S. Jimenez, «www.infodefensa.com,» 2018. [En línea]. Available: [https://www.infodefensa.com/wp-content/uploads/Vehiculos\\_aereos\\_no\\_tripulados\\_en\\_Latam.pdf](https://www.infodefensa.com/wp-content/uploads/Vehiculos_aereos_no_tripulados_en_Latam.pdf). [Último acceso: 14 06 2021].
- [8] F. A. Ecuatoriana, «Desarrollo Aeronautico Militar,» *Sobrevuelo*, vol. 16, p. 72.
- [9] H. V. E. G. TELLO VARGAS CARLOS ALFONSO, «repositorio.urp.edu.pe,» 2019. [En línea]. Available: <http://repositorio.urp.edu.pe/bitstream/handle/URP/2747/aMEC->

- T030\_74862109\_T%20%20%20HERRERA%20VICTORIO%20EDUARDO%20GUILLERMO.pdf?sequence=1&isAllowed=y. [Último acceso: 16 11 2020].
- [10] M. A. M. Miranda, «tesis.pucp.edu.pe,» 2019. [En línea]. Available: <http://tesis.pucp.edu.pe/repositorio/handle/20.500.12404/15816>. [Último acceso: 16 11 2020].
- [11] M. Wu, «Energy optimization and investigation for Z-shaped sun-tracking morphing-wing solar-powered UAV,» *Aerospace Science and Technology*, 2019.
- [12] C. Sánchez, «www.researchgate.net,» 2017. [En línea]. Available: [https://www.researchgate.net/publication/332353911\\_VEHICULOS\\_AEREOS\\_NO\\_TRIPULADOS\\_DESCRIPCIONES\\_GENERALES\\_Y\\_APLICACIONES](https://www.researchgate.net/publication/332353911_VEHICULOS_AEREOS_NO_TRIPULADOS_DESCRIPCIONES_GENERALES_Y_APLICACIONES). [Último acceso: 19 11 2020].
- [13] G. G. Israel, «uvadoc.uva.es,» 2017. [En línea]. Available: <https://uvadoc.uva.es/bitstream/handle/10324/23021/TFG-P-528.pdf;jsessionid=B869D00B24D1EAD32B83AFBD9118A60C?sequence=1>. [Último acceso: 19 11 2020].
- [14] D. G. Verdejo, «eprints.ucm.es,» [En línea]. Available: <https://eprints.ucm.es/9477/1/documentacion.pdf>. [Último acceso: 08 12 2020].
- [15] E. C. P. Gamba, «repository.ucatolica.edu.co,» [En línea]. Available: <https://repository.ucatolica.edu.co/bitstream/10983/23507/1/Trabajo%20de%20Grado.pdf>. [Último acceso: 08 12 2020].
- [16] I. Ridwan, «aip.scitation.org,» 2019. [En línea]. Available: <https://aip.scitation.org/doi/abs/10.1063/1.5135553>. [Último acceso: 22 11 2019].
- [17] .. H. L.-C. Estefanía Alfaro-Mejía, «Dataset for recognition of snail trails and hot spot failures in monocrystalline Si solar panels,» *Elsevier*, p. 6, 2019.
- [18] S. Jung, «Development and Verification of Hybrid Power Controller Using Indoor HIL Test for the Solar UAV,» *energies*, p. 11, 2020.
- [19] A. B. CHANCÚSIG QUINATO A, «Repositorio ESPE,» 21 Enero 2020. [En línea]. Available: <http://repositorio.espe.edu.ec/bitstream/21000/22784/2/T-ESPEL-MEC-0200.pdf>. [Último acceso: 2021 Julio 08].
- [20] J. Juzga, «Repositorio Universidad Central de Venezuela,» [En línea]. Available: <http://saber.ucv.ve/handle/123456789/6920>. [Último acceso: 03 05 2021].

- [21] <<http://bibing.us.es>,> [En línea]. Available: <http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/60078/fichero/4-Aerodin%C3%A1mica.pdf>. [Último acceso: 03 05 2021].
- [22] A. B. ORTIZ, «DISEÑO DEL ALA PARA UN VEHICULO AEREO NO TRIPULADO,» MEDELLIN, 2007.
- [23] S. P. Paz, <<https://publicacionesfac.com/>,> 2013. [En línea]. Available: <https://publicacionesfac.com/index.php/cienciaypoderaaereo/article/view/4/106>. [Último acceso: 03 05 2021].
- [24] airfoiltools, <[airfoiltools](http://airfoiltools.com),> [En línea]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sg6042-il>. [Último acceso: 07 07 2021].
- [25] <[airfoiltool](http://airfoiltools.com),> [En línea]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=s4083-il>. [Último acceso: 08 Julio 2021].
- [26] A. O. T. Izaguirre, <[m.riunet.upv.es](https://m.riunet.upv.es),> [En línea]. Available: <https://m.riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/88164/G%C3%93MEZ%20-%20Dise%C3%B1o%20de%20uav%20estratoferico%20para%20dar%20cobertura%20de%20comunicaciones%20a%20zonas%20remotas.pdf?sequence=1&isAllowed=y>. [Último acceso: 11 07 2021].
- [27] G. S. Señor, <[e-archivo.uc3m.es](https://e-archivo.uc3m.es),> [En línea]. Available: [https://e-archivo.uc3m.es/bitstream/handle/10016/24761/TFG\\_Gabriel\\_Sanz\\_Senor\\_2016.pdf?sequence=1&isAllowed=y](https://e-archivo.uc3m.es/bitstream/handle/10016/24761/TFG_Gabriel_Sanz_Senor_2016.pdf?sequence=1&isAllowed=y). [Último acceso: 11 07 2021].
- [28] A. D. C. Bombon, «Repositorio UTA,» Agosto 2019. [En línea]. Available: <https://repositorio.uta.edu.ec/bitstream/123456789/30148/1/Tesis%20I.%20M.%200551%20-%20Chipantiza%20Bomb%20c3%b3n%20Alex%20Daniel.pdf>. [Último acceso: 08 Julio 2021].
- [29] O. O. L. Ontiveros, <[itchihuahua](http://depi.itchiuhua.edu.mx),> 4 Junio 2018. [En línea]. Available: [http://depi.itchiuhua.edu.mx/repositorio\\_tesis\\_mmt/GEN2016\\_1\\_GR062018\\_LOPEZ\\_ONTIVEROS\\_OSCAR\\_OMAR.pdf](http://depi.itchiuhua.edu.mx/repositorio_tesis_mmt/GEN2016_1_GR062018_LOPEZ_ONTIVEROS_OSCAR_OMAR.pdf). [Último acceso: 08 Julio 2021].
- [30] avia, <[avia-es](https://avia-es.com/),> [En línea]. Available: <https://avia-es.com/>. [Último acceso: 04 12 2021].

- [31] T. Espinoza-Fraire, «<http://revistacid.itslerdo.edu.mx/>,» 2021. [En línea]. Available: <http://revistacid.itslerdo.edu.mx/coninci2021/CID002.pdf>. [Último acceso: 04 12 2021].
- [32] A. E. Bustamante Mego y P. C. Catacora Gomez, « Repositorio Escuela Militar de Chorrillos,» 2018. [En línea]. Available: <http://repositorio.escuelamilitar.edu.pe/handle/EMCH/162>. [Último acceso: 05 Diciembre 2020].
- [33] tritec interventor, «tritec,» [En línea]. Available: <https://tritec-intervento.cl/tipos-de-tecnologia-en-las-celdas-fotovoltaicas/>. [Último acceso: 02 12 2021].
- [34] M. L. J. Alexandra, «<http://repositorio.uts.edu.co/>,» 2021. [En línea]. Available: <http://repositorio.uts.edu.co:8080/xmlui/handle/123456789/7196>. [Último acceso: 04 12 2021].
- [35] Unit Electronics, [En línea]. Available: <https://uelectronics.com/producto/bateria-18650-3-7v-2200mah/>. [Último acceso: 02 12 2021].
- [36] «UNIT ELECTRONICS,» [En línea]. Available: <https://uelectronics.com/producto/bateria-18650-3-7v-2200mah/>. [Último acceso: 19 10 2021].
- [37] M. Á. C. CASTILLO, «[bibliotecadigital.univalle.edu.co](http://bibliotecadigital.univalle.edu.co/),» 2018. [En línea]. Available: <https://bibliotecadigital.univalle.edu.co/bitstream/handle/10893/16565/0591684.pdf?sequence=1&isAllowed=y>. [Último acceso: 24 11 2021].
- [38] pixhawk, «pixhawk,» [En línea]. Available: <https://pixhawk.org/>. [Último acceso: 02 12 2021].
- [39] u-blox, [En línea]. Available: <https://www.u-blox.com/en>. [Último acceso: 02 12 2021].
- [40] rcmodelsout, «rcmodelsout,» [En línea]. Available: <https://www.rcmodelsout.com/>. [Último acceso: 02 12 2021].
- [41] «[ruc.udc.es](http://ruc.udc.es/),» [En línea]. Available: [https://ruc.udc.es/dspace/bitstream/handle/2183/18052/OrejasGonza%CC%81lez\\_HoracioCarlos\\_%20TFG\\_2016\\_02de7.pdf?sequence=3&isAllowed=y](https://ruc.udc.es/dspace/bitstream/handle/2183/18052/OrejasGonza%CC%81lez_HoracioCarlos_%20TFG_2016_02de7.pdf?sequence=3&isAllowed=y). [Último acceso: 02 12 2021].

- [42] foxtechfpv, «foxtechfpv,» [En línea]. Available: <https://www.foxtechfpv.com/>. [Último acceso: 02 12 2021].
- [43] J. S. Delnero, «sedici.unlp.edu.ar,» [En línea]. Available: [http://sedici.unlp.edu.ar/bitstream/handle/10915/2351/Documento\\_completo.pdf?sequence=1](http://sedici.unlp.edu.ar/bitstream/handle/10915/2351/Documento_completo.pdf?sequence=1). [Último acceso: 27 09 2021].
- [44] futaba, «futaba,» [En línea]. Available: <https://www.futaba.co.jp/en>. [Último acceso: 02 12 2021].

## ANEXOS

### ANEXO 1 FERIA DE PROYECTOS CIDFAE

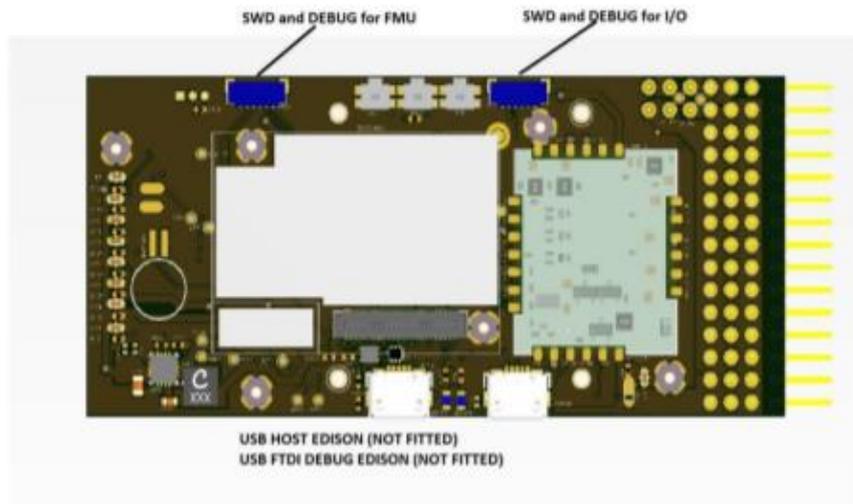
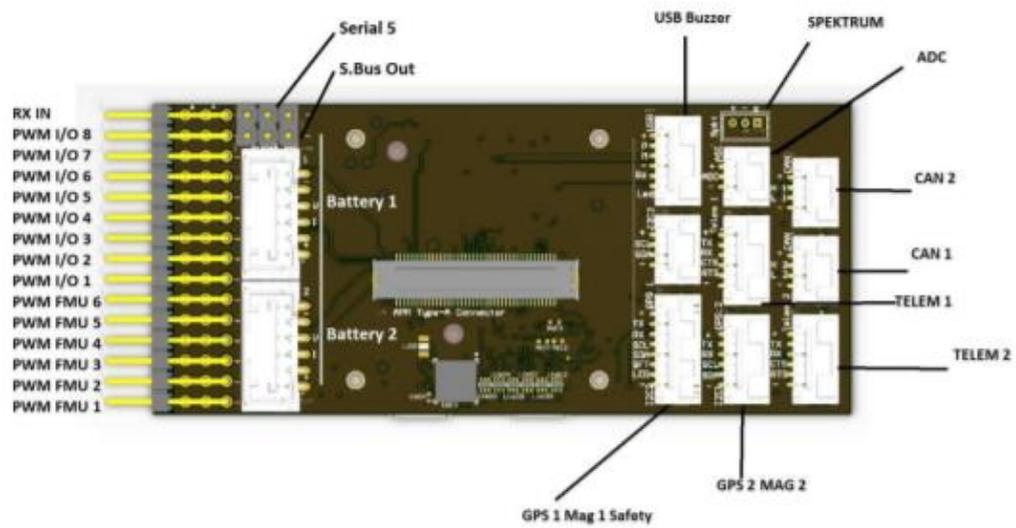




ANEXO 2 DATASHEETS  
Micropiloto Pixhawk v2

# Pixhawk v2 Feature Overview

*Note: This document is derived from the specification of the Px4-V2 (Pixhawk)*



### Goals for this iteration of the platform are:

- An integrated, single board / box flight controller.
- Sufficient I/O for most applications without expansion.
- Improved ease-of-use.
- Improved sensor performance.
- Improved microcontroller resources.
- Increased reliability and reduced integration complexity.
- Reduced BoM and manufacturing costs.

### Key design points

- All-in-one design with integrated FMU and IO and lots of I/O ports.
- Improved manufacturability, designed for simpler mounting and case design.
- Separate power supplies for FMU and IO (see power architecture section).
- On-board battery backup for FMU and IO SRAM / RTC.
- Integration with the standard power brick.

### Pixhawk FMU Main Board

- STM32F427; flash 2MiB, RAM 256KiB.
- On-board 16KiB SPI FRAM
- MPU9250 or ICM 20xxx integrated accelerometer / gyro.
- MS5611 Baro
- All sensors connected via SPI.
- Micro SD interfaces via SDIO.

### Vibration Damped IMU board

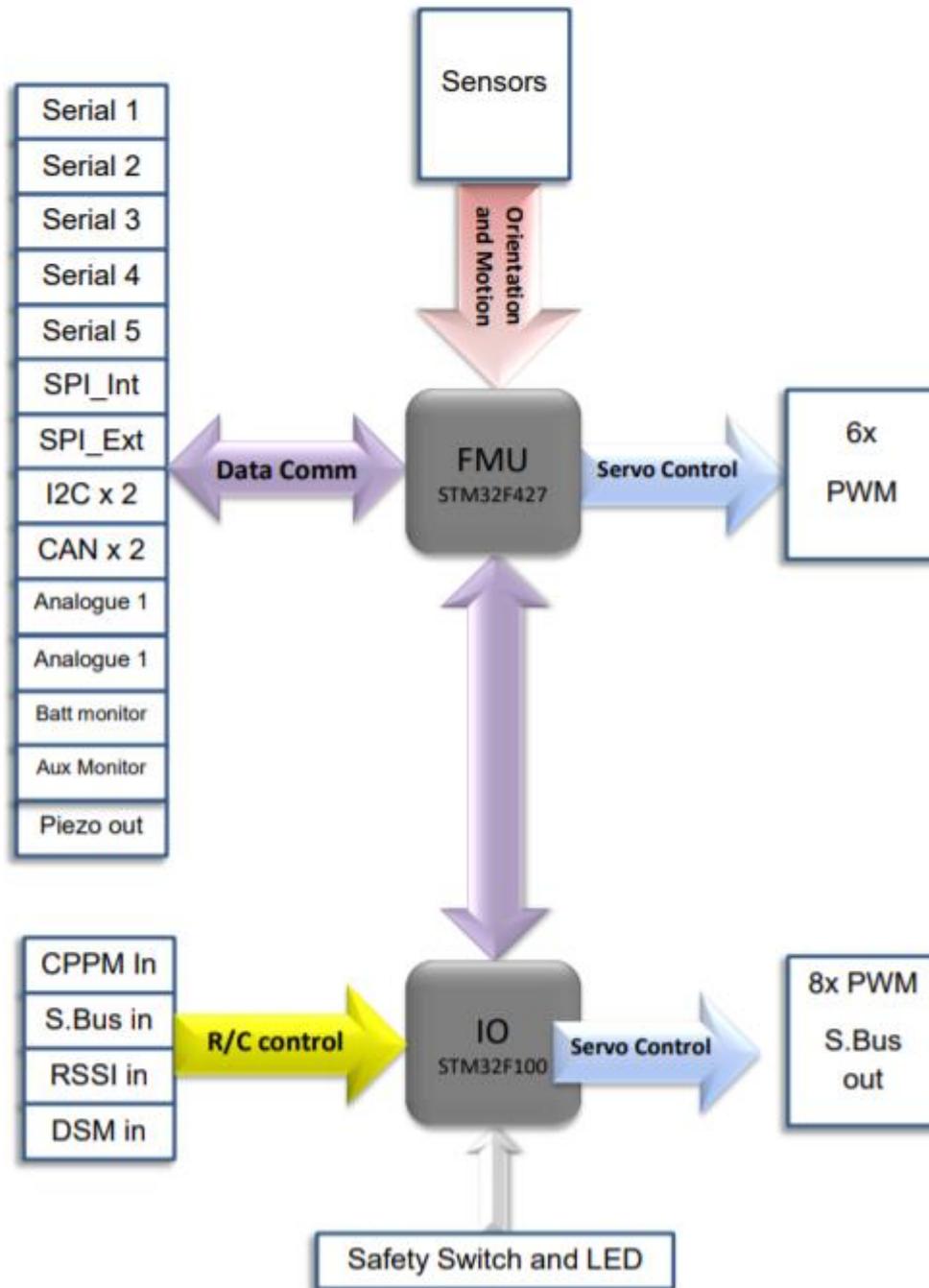
- LSM303D integrated accelerometer / magnetometer.
- L3GD20 gyro.
- MPU9250 or ICM 20xxx Gyro / Accel
- MS5611 Baro
- All sensors connected via SPI.

### I/O ports

- 14 PWM servo outputs (8 from IO, 6 from FMU).
- R/C inputs for CPPM, Spektrum / DSM and S.Bus.
- Analogue / PWM RSSI input.
- S.Bus servo output.
- 5 general purpose serial ports, 2 with full flow control
- Two I2C ports
- One SPI port (un-buffered, for short cables only not recommended for use).
- Two CAN Bus interface.
- 3 Analogue inputs
- High-powered piezo buzzer driver. (On expansion board)
- High-power RGB LED. (I2C driver compatible Connected externally only)
- Safety switch / LED.

### System architecture

Pixhawk V2 continues with the PX4FMU+PX4IO architecture from the previous generation, incorporating the two functional blocks in a single physical module.



## ANEXO 3 GPS SE100

### M8N GPS SE100

Radiolink M8N GPS SE100, benefits from 15 years of professional wireless experiences of Radiolink engineers, exceed the limitation of IC sensitivity index from circuit schematic design to PCB placement.

50 centimeter position accuracy. Positioning 20 satellites in 6 seconds at open ground. Industry-leading valley station-keeping ability.

**SE100 is suitable for all the open-source flight controller such as PIXHAWK, APM, NAZE32 and so on.**



#### Radiolink M8N GPS SE100 Configuration

GPS decoder chip: Radiolink M8N GPS SE100 use the best receiving chip of first GPS brand u-blox UBX-M8030(M8), 72-channel, MMIC BGA715L7 from Infineon, is much better than single GNSS 7N.

Concurrent reception of GPS/QZSS L1 C/A, GLONASS L10F, BeiDou B1, two GNSS working at the same time.

SBAS L1 C/A: WAAS, EGNOS, MSAS

Geomagnetic: HMC5983 from Honeywell

Antenna: 2.5dbi high gain and selectivity ceramic antenna

Power amplify IC: MMIC BGA715L7 from Infineon

Double Filter: SAWF (Surface acoustic wave filter) form Murata

#### Parameter

1) Positional Accuracy: 50 centimeter precision when working with concurrent GNSS.

2) Velocity precision: 0.1m/s      Max update rate: up to 10Hz

3) Max height: 50000m      Max speed: 515m/s

4) Max acceleration: 4G

5) Sensitivity

Tracking & Nav: -167dBm, Capture signal: -163dBm, Cold start: -151dBm, Hot start: -159dBm.

6) Time to first fix: Cold start: 26s, Hot start: 1s.

7) Connect ports

Power supply: voltage 5V DC+-5%, current 50~55mA

8) Ports

A. GPS UART interface, baud rate: 1.2K/4.8K/9.6K/19.2K/38.4K/57.6K/112.5K

B. Geomagnetic I2C interface

### Positioning Indicate

Humanized positioning green LED indicate. After power-on, the indicators near the antenna are always on; when the satellite is found, the indicators near the antenna are always on, and the other indicators are blinking.



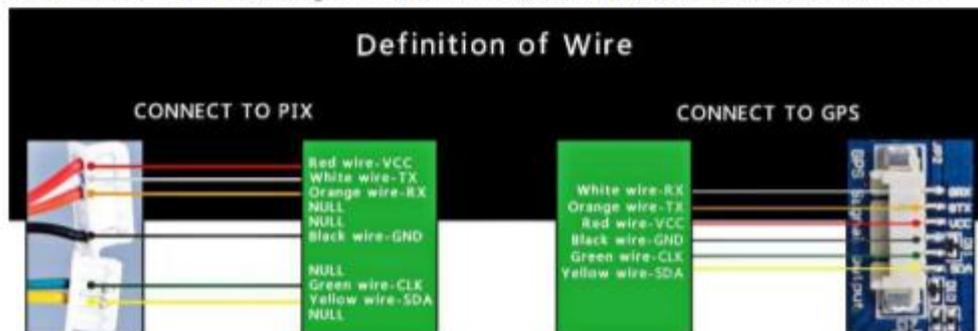
the green LED near antenna will on when SE100 power on



the LED near antenna always on and other LED flicker when SE100 have positioning

### Definition of Connector

Connect to PIX: Red wire-VCC, White wire-TX, Orange wire-RX, Black wire-GND, Green wire-CLK, Yellow wire-SDA  
 GPS Mainboard: White wire-RX, Orange wire-TX, Red wire-VCC, Black wire-GND, Green wire-CLK, Yellow wire-SDA



### Direction Indicate

Arrows shows the front, point to the same direction as the flight controller.  
 Keep the same direction with flight controller.



# ANEXO 4 Receptor Futaba R3008SB

1M23N17481

**Futaba**



**R3008SB**

T-FHSS Air-2.4GHz Bidirectional Communication System  
S.BUS2 / S.BUS Port and 8 Channels for Conventional System Receiver

Thank you for purchasing a Futaba R3008SB T-FHSS Air-2.4GHz compatible receiver. The R3008SB receiver features bi-directional communication with a T-FHSS Air-2.4GHz Futaba transmitter using the S.BUS2 port. Using the S.BUS2 port an impressive array of telemetry sensors may be utilized. It also includes both standard PWM output ports and S.BUS output ports.

**Applicable systems: Futaba T-FHSS Air-2.4GHz system transmitter**

**Usage precaution**

- Futaba T-FHSS Air system does not work with current Futaba T-FHSS / S-FHSS / FHSS / FASST / FASSTest system.
- The R3008SB receiver can only be used with T-FHSS Air capable transmitters.
- Don't connect Extra Voltage before turning on a receiver.

**WARNING**

Changes or modification not expressly approved by the party responsible for compliance could void the user's authority to operate the equipment.

The R3008SB receiver should be protected from vibration by foam rubber, Velcro or similar mounting methods. Protect from moisture.

Keep away from conductive materials to avoid short circuits.

**Antenna installation precaution**

- Don't cut or bundle the receiver antenna wire.
- Don't bend the coaxial cable. It causes damage.
- The antennas must be mounted in such a way to assure they are strain relieved.
- Keep the antenna as far away from the motor, ESC and other noise sources as you possibly can.

- Be sure that the two antennas are placed at 90 degrees to each other.
- The R3008SB has two antennas. In order to maximize signal reception and promote safe modeling Futaba has adopted a diversity antenna system. This allows the receiver to obtain RF signals on both antennas and fly problem-free.

**Antenna installation for carbon fuselage**

**WARNING**

You must leave 30mm at the tip of the antenna fully exposed. The exposed antenna should be secured so that it cannot move around or back inside of your aircraft.

**S.BUS2 precaution**

**DANGER**

Don't connect a connector, as shown right.

It will be a short-circuit, if it connected in this way. A short circuit across the battery terminals may cause abnormal heat, fire and burning.



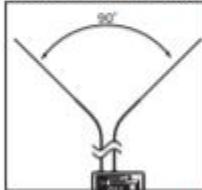
Don't connect servo for conventional system to S.BUS/S.BUS2 port.

- Digital servo for conventional system → It does not operate.
- Analog servo → It may cause abnormal heat, fire and burning.

**WARNING**

Only S.BUS2 capable devices may be connected the S.BUS2 port. Standard S.BUS servos and gyros should not be connected the S.BUS2 port.

**(Antenna installation)**



Please refer the table below for LED status vs receiver's condition.

**LED Indication**

Green	Red	Status
OFF	Solid	No signal reception
Solid	OFF	Receiving signals
Alternate blink		Unrecoverable error (EEPROM, etc.)

**Compliance Information Statement (for U.S.A.)**

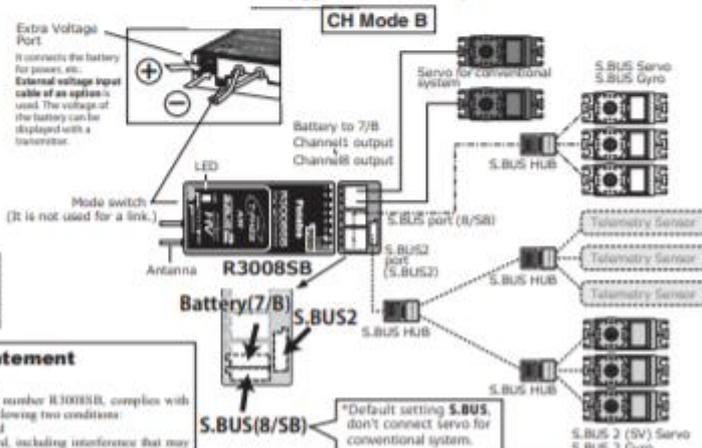
This device, trade name Futaba Corporation, model number R3008SB, complies with part15 of the FCC Rules. Operation is subject to the following two conditions:

- (1) This device may not cause harmful interference, and
  - (2) This device must accept any interference received, including interference that may cause undesired operation.
- (3) This module meets the requirements for a mobile device that may be used at separation distances of more than 20cm from human body. To meet the RF exposure requirements of the FCC this device shall not be co-located with another transmitting device.

The responsible party of this device compliance is:  
Futaba Service Center  
3002 N Apollo Drive Suite 1, Chicago, IL 61422 U.S.A.  
TEL: (217) 398-3970 or E-mail: futabaservice@hobbyico.com (Support)

本產品符合美國聯邦電磁兼容性管理辦法第十二條、第十四條等規定  
1. 該產品不得對其他無線電接收設備造成有害干擾，否則，將使該產品均不得繼續使用。加  
大功率或變頻器時之特性及功能。  
2. 該產品如被其他無線電接收設備接收，應保證其安全及無損於人體健康，應立即停止使用。  
3. 該產品如被其他無線電接收設備接收，應保證其安全及無損於人體健康，應立即停止使用。  
4. 該產品如被其他無線電接收設備接收，應保證其安全及無損於人體健康，應立即停止使用。

**(Typical installation)**



**R3008SB Specifications**  
T-FHSS Air-2.4GHz system/S.BUS2 and S.BUS port and 8 channels for conventional system receiver

- Dual antenna diversity
- Size: 0.98 x 1.86 x 0.56 in. (24.9 x 47.3 x 14.3 mm)
- Weight: 0.36 oz. (10.1g)
- Power requirement: 4.8V to 7.4V
- Battery F/S Voltage: It sets up with a transmitter
- Extra Voltage port: 0 ~ 70V DC

\* Be sure that when using ESCs regulated output the capacity of the ESC must meet your usage condition.

## Link to the transmitter

Easy Link ID allows T-FHSS Air receivers to link to compatible transmitter without pressing the link button on the receiver.

- 1 Bring the transmitter and the receiver close to each other, within 20 inches (half meter).
- 2 Turn on the transmitter. Place the transmitter into the receiver linking mode.
- 3 Turn on the receiver.
- 4 The receiver will wait for the linking process to begin for 3 seconds. Following that it will return to the normal operation mode.
- 5 When the LED of the receiver changes from blinking red to solid green, linking is completed.  
(A link waiting state is ended in 3 second.)

• Refer to the transmitters operation manual for complete details on how to place the transmitter into the linking mode.

• If there are many T-FHSS Air systems turned on in close proximity, your receiver might have difficulty establishing a link to your transmitter. This is a rare occurrence. However, should another T-FHSS Air transmitter/receiver be linking at the same time, your receiver could link to the wrong transmitter. This is very dangerous if you do not notice this situation. In order to avoid the problem, we strongly recommend you to double check whether your receiver is really under control by your transmitter.

• If the System Type of the transmitter is changed, the receiver will need to be re-linked to the transmitter.

## ⚠ WARNING

⊘ Do not perform the linking procedure while the motor's main wire connected or the engine is operating as it may result in serious injury.

Ⓜ When the linking is complete, please cycle the receiver power and ensure the receiver is properly linked to the transmitter.

Ⓜ Please power up your system in this order: Transmitter first, followed by the receiver.

Ⓜ If the R3008SB receiver was previously linked to another transmitter, make sure that transmitter is not operating while linking the receiver to the new transmitter.

## T-FHSS Air

T-FHSS Air is a bidirectional communication system between the R3008SB receiver and T-FHSS Air capable transmitters. Multiple optional telemetry sensors may be connected to the S.BUS2 on the receiver and that data is in turn displayed on the transmitter.

\* Please see your transmitters operation manual to configure transmitter to operate with telemetry sensors.

## Channel Modes

The R3008SB is capable of changing its channel allocations as described in the table below.

1 Turn on the receiver. (At this moment, the transmitter should be off.) Then, LED blinks RED in about 3 seconds. Next, wait until it becomes solid RED.

2 Press and hold the Mode switch more than 5 seconds.

3 Release the button when the LED blinks RED and GREEN simultaneously.

4 The receiver is now in the "Operation CH Set" mode. At this moment, the LED indicates current set status through flashing a pattern that corresponds to the CH mode.

\* Cannot exit this CH setting mode before the operation mode is fixed.

\*\* See the below table that shows correspondence between "CH mode" and way of flashing LED.

\*\*\* Default CH mode is "Mode B".

5 By pressing the Mode switch, the operation CH is switched sequentially as "Mode C" "Mode D" "Mode A"....

6 The operation mode will be set by pressing the Mode switch more than 2 seconds at the desired CH mode.

7 Release the button when the LED blinks RED and GREEN simultaneously. Then, the operation CH is fixed.

8 After confirming the operation CH mode is changed, turn off and back on the receiver power.

\* The "Operation CH Set" mode cannot be changed during the receiver communicates to the transmitter.

R3008SB CH Mode table

Output connector	Channel			
	Mode A 1 ~ 8CH	Mode B 1 ~ 10CH	Mode C 3 ~ 15CH	Mode D 3 ~ 15CH
1	1	1	8	8
2	2	2	10	10
3	3	3	--	--
4	4	4	--	--
5	5	5	--	--
6	6	6	--	--
7/8	7	7	--	--
9/10	8	S.BUS	--	S.BUS
Red LED blinks	1 time	2 time	3 time	4 time

Default CH mode

## S.BUS2

S.BUS2 extends S.BUS and supports bidirectional communication. Sensors are connected the S.BUS2 port.

\* Only S.BUS2 capable devices may be connected the S.BUS2 port. Standard S.BUS servos and gyros should not be connected the S.BUS2 port.

## What is S.BUS?

Unlike conventional radio control systems, the S.BUS system uses data communication to transmit control signals from a receiver to a servo, gyro, or other S.BUS compatible device. This data includes commands such as "move the channel 3 servo to 15 degrees, move the channel 5 servo to 30 degrees" to multiple devices. The S.BUS devices execute only those commands for their own set channel. For this reason, it can be used by connecting multiple servos to the same signal line.

\* Set the channel of S.BUS servos by using an SRC-1 channel changer, CU-2 USB serial interface or the programming software resident in the T10J transmitter.

\* Can also be used together with conventional servos. However, conventional servos cannot be used by the S.BUS output.

\* When using servos with a remote battery pack, use S.BUS Hub with Cable (2-way/remote battery pack use).  
Please refer to the instruction manual of S.BUS Hub with Cable (2-way/remote battery pack use) for the connection method.

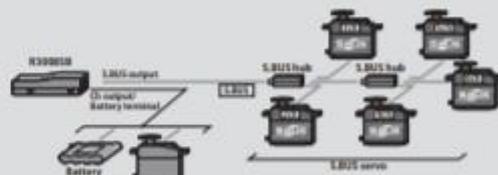
## ⚠ WARNING

Ⓜ Turn on the power in transmitter → receiver order. In addition, always check the operation of all the servos before flight.

⊘ Do not insert or remove the servo connector while the receiver power is ON.

Since the S.BUS servo switches the operation mode automatically according to the type of signal (S.BUS signal/PWM signal) from the receiver, if the connector is inserted or removed while the power is ON, an S.BUS connected servo will be erroneously recognized and may stop.

## [Connection by S.BUS system]



CE0682①

FUTABA CORPORATION  
1080 Yahatanaka, Choshi-mura, Choshi-gun, Chiba-ken, 299-4395, Japan  
Phone: +81 475 32 6982, Facsimile: +81 475 32 6983

©FUTABA CORPORATION 2014, 01 (1)