



DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

**TRABAJO DE TITULACIÓN, PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO
DE INGENIERO MECATRÓNICO**

**TEMA: DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO DE
PLATAFORMA AÉREA NO TRIPULADA (UAV) CON UN SISTEMA DE
APROVECHAMIENTO DE LA ENERGÍA SOLAR PARA MEJORAR LA
AUTONOMÍA DE VUELO PARA EL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y
DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA (CIDFAE).**

AUTORES:

CHANCÚSIG QUINATO, ALEX BLADIMIR

TIPÁN GUACHI, DIEGO VINICIO

DIRECTOR: ING. CÓRDOVA CRUZATTY, ANDREA CONCEPCIÓN

LATACUNGA

2020



DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, **“DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO DE PLATAFORMA AÉREA NO TRIPULADA (UAV) CON UN SISTEMA DE APROVECHAMIENTO DE LA ENERGÍA SOLAR PARA MEJORAR LA AUTONOMÍA DE VUELO PARA EL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA (CIDFAE)”** fue realizado por los señores **Chancúsig Quinatoa, Alex Bladimir y Tipán Guachi, Diego Vinicio** el mismo que ha sido revisado en su totalidad, analizado por la herramienta de verificación de similitud de contenido; por lo tanto cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustente públicamente.

Latacunga, 21 de enero de 2020

Andrea Córdova
.....

Ing. Andrea Concepción Córdova Cruzatty

C.C.: 1803797222



DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Nosotros, **Chancúsig Quinatoa Alex Bladimir** y **Tipán Guachi Diego Vinicio** declaramos que el contenido, ideas y criterios del trabajo de titulación: **“DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO DE PLATAFORMA AÉREA NO TRIPULADA (UAV) CON UN SISTEMA DE APROVECHAMIENTO DE LA ENERGÍA SOLAR PARA MEJORAR LA AUTONOMÍA DE VUELO PARA EL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA (CIDFAE)”** es de nuestra autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Consecuentemente el contenido de la investigación mencionada es veraz.

Latacunga, 21 de enero de 2020

.....
Chancúsig Quinatoa Alex Bladimir

C.C.: 0504465105

.....
Tipán Guachi Diego Vinicio

C.C.: 1805201793



DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

AUTORIZACIÓN

*Nosotros, **Chancúsig Quinatoa Alex Bladimir** y **Tipán Guachi Diego Vinicio**, autorizamos a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de titulación: **“DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO DE PLATAFORMA AÉREA NO TRIPULADA (UAV) CON UN SISTEMA DE APROVECHAMIENTO DE LA ENERGÍA SOLAR PARA MEJORAR LA AUTONOMÍA DE VUELO PARA EL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA (CIDFAE)”** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra responsabilidad.*

Latacunga, 21 de enero de 2020

.....
Chancúsig Quinatoa Alex Bladimir

C.C.: 0504465105

.....
Tipán Guachi Diego Vinicio

C.C.: 1805201793

DEDICATORIA

Dedico este trabajo de titulación a mis padres, quienes con su amor, trabajo y sacrificio siempre estuvieron con los brazos abiertos brindándome todo su cariño, consejos para ser una mejor persona y apoyo incondicional, gracias a ellos he logrado llegar hasta este punto de mi vida. A mi hermana con quien tuve el privilegio de crecer y compartir momentos difíciles y amenos, gracias por todo el cariño, por las palabras de aliento y por creer en mí. A mis amigos con quienes compartí tiempo y aventuras, a quienes me brindaron consejos para continuar y su amistad incondicional.

Diego Vinicio Tipán Guachi

A mis padres Marlene y Vinicio por su apoyo incondicional, su ejemplo y sacrificio; a mi hermano Andy por enseñarme la virtud de la paciencia.

Alex

AGRADECIMIENTO

Agradezco a Dios por la vida, por poner en mi camino a las personas indicadas para trazar y cumplir mis objetivos. A mis padres y hermana por el apoyo constante durante el desarrollo de este proyecto y durante el trayecto de toda mi vida. Un agradecimiento a mis amigos, los importantes, quienes me brindaron su apoyo y extendieron sus palabras de aliento y de alguna u otra manera contribuyeron en mi formación.

Diego Vinicio Tipán Guachi

Agradezco a mis padres por su cariño, sus consejos, su ejemplo, por su arduo trabajo y constancia, por su apoyo para ayudarme a cumplir mis metas estaré eternamente agradecido.

A mis familiares, mi hermano y muy pocas las personas que considero mis amigos quienes han sabido brindarme su apoyo en los momentos más importantes, muchas gracias.

Alex

Finalmente extendemos un agradecimiento muy especial a nuestra tutora Ing. Andrea Córdova, por su paciencia, colaboración y por compartir tiempo con nosotros. A todos nuestros docentes, al Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana – CIDFAE por la apertura para el desarrollo de este proyecto y a aquellos quienes incondicionalmente nos brindaron toda su colaboración.

Diego, Alex

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CARATULA

CERTIFICACIÓN	i
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD	ii
AUTORIZACIÓN.....	iii
DEDICATORIA	iv
AGRADECIMIENTO	v
ÍNDICE DE CONTENIDOS	vi
ÍNDICE DE FIGURAS.....	xiii
ÍNDICE DE TABLAS.....	xviii
RESUMEN.....	xx
ABSTRACT	xxi

CAPÍTULO I

GENERALIDADES

1.1. ANTECEDENTES.....	1
1.2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	2
1.3. DESCRIPCIÓN RESUMIDA DEL PROYECTO.....	3
1.4. JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA	5
1.5. OBJETIVOS	6
1.5.1. OBJETIVO GENERAL	6
1.5.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	6
1.6. HIPÓTESIS.....	7
1.7. VARIABLES DE LA INVESTIGACIÓN	7

1.7.1.	VARIABLE DEPENDIENTE	7
1.7.2.	VARIABLE INDEPENDIENTE	7

CAPÍTULO II

FUNDAMENTACIÓN TEÓRICA

2.1.	Vehículos Aéreos no Tripulados.....	8
2.2.	Historia.....	8
2.3.	Clasificación.....	13
2.4.	Aplicaciones.....	15
2.5.	Beneficios.....	16
2.6.	Limitaciones.....	16
2.7.	Ejes coordenados de movimiento en aviones.	17
2.8.	Cargas aerodinámicas sobre ala	18
2.9.	Perfil aerodinámico	19
2.10.	Coeficientes de sustentación y arrastre	22
2.11.	Curva polar.....	23
2.12.	Momento de cabeceo	24
2.13.	Aerodinámica de alas	25
2.14.	Forma en planta del ala	28
2.15.	Fuselaje	29
2.16.	Conjunto de cola	32
2.17.	Análisis CFD.....	32
2.18.	Flujo laminar y turbulento.....	33
2.19.	Número de Reynolds.....	34

2.20.	Materiales empleados en aeromodelismo	36
2.21.	Energía solar fotovoltaica	38
2.22.	UAV Solar.....	39
2.23.	Estado del UAV Solar Comercial	40

CAPÍTULO III

DISEÑO AERODINÁMICO Y ESTRUCTURAL DEL UAV DE ALA FIJA

3.1.	Despliegue de la función de calidad	42
3.1.1.	La voz del usuario	42
3.1.2.	La voz de ingeniero.....	43
3.1.3.	Implantación y conclusiones de la casa de la calidad	44
3.2.	Diseño conceptual	46
3.3.	Estimación de peso.....	47
3.4.	Selección tipo de airframe.....	48
3.4.1.	Funciones de los componentes principales de la aeronave	49
3.4.2.	Alternativas para configuración alar	50
3.4.3.	Alternativas para configuración de cola.....	51
3.4.4.	Alternativas para configuración de fuselaje	52
3.4.5.	Configuración para el sistema de propulsión.....	52
3.4.6.	Componentes principales de la aeronave con alternativas de diseño.....	53
3.5.	Selección de perfil aerodinámico	54
3.6.	Velocidad de crucero	62
3.7.	Carga y superficie alar	64
3.8.	Envergadura	66

3.9.	Relación de aspecto.....	66
3.10.	Determinación del ángulo de ataque del perfil aerodinámico (AoA).....	68
3.11.	Diedro.....	72
3.12.	Diseño de fuselaje.....	73
3.13.	Diseño de la cola.....	81
3.13.1.	Diseño de estabilizador horizontal.....	81
3.13.2.	Diseño de estabilizador vertical.....	99
3.14.	Diseño de superficies de control.....	104
3.14.1.	Dimensionamiento de alerones.....	104
3.14.2.	Dimensionamiento de rudder.....	107
3.14.3.	Dimensionamiento de elevador.....	108
3.15.	Selección de materiales.....	109
3.16.	Análisis estructural del ala.....	113
3.16.1.	Determinación de cargas aerodinámicas sobre el ala.....	113
3.16.2.	Determinación de cargas sobre el plano YZ.....	115
3.16.3.	Determinación de cargas sobre el plano XY.....	120
3.16.4.	Cálculo del momento de inercia.....	123
a.	Momento de inercia de la viga principal.....	123
b.	Momento de inercia de la viga secundaria.....	128
3.16.5.	Determinación de los esfuerzos normales y cortantes.....	131
a.	Esfuerzos normales en la viga principal y secundaria.....	132
b.	Esfuerzos cortantes en la viga principal y secundaria.....	133
3.16.6.	Determinación de los esfuerzos principales máximo y el esfuerzo cortante máximo ...	134
3.16.7.	Factor de Seguridad.....	135

3.17.	Análisis estructural del estabilizador	136
3.17.1.	Determinación de cargas sobre el estabilizador horizontal.....	136
a.	Fuerzas de sustentación en el estabilizador horizontal	136
b.	Fuerzas de arrastre en el estabilizador horizontal	137
3.17.2.	Determinación de cargas sobre el plano YZ	138
3.17.3.	Determinación de cargas sobre el plano XY.....	140
3.18.	Dimensionamiento del ala.....	142
3.19.	Simulación estática	145
3.19.1.	Análisis de esfuerzos en el conjunto alar	145
3.19.2.	Análisis de esfuerzos en fuselaje	148
3.19.3.	Análisis de esfuerzos en el estabilizador horizontal	150

CAPÍTULO IV

IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA ELECTRÓNICO

4.1.	Selección de componentes electrónicos	153
4.1.1.	Selección de motor	153
4.1.2.	Selección de hélice	157
4.1.3.	Variador de velocidad (ESC)	158
4.1.4.	Selección de la tarjeta controladora de vuelo.....	159
4.1.5.	Sensor de velocidad	162
4.1.6.	Sistema de posicionamiento GPS	163
4.1.7.	Módulo de telemetría	163
4.1.8.	Selección del módulo de energía	164
4.1.9.	Transmisor y receptor	165

4.1.10.	Servomotores	167
4.2.	Instalación de placa controladora.....	168
4.3.	Configuración del sistema autónomo.....	170
4.3.1.	Estación de control terrestre.....	170
4.3.2.	Calibración del UAV	171
4.4.	Sistema de control.....	178
4.4.1.	AUTOTUNE.....	180
4.4.1.1.	Control de balance	180
4.4.1.2.	Control de cabeceo.....	181
4.4.1.3.	Control de giro	182
4.4.2.	Sintonización del controlador PID.....	183
4.5.1.	Selección de paneles solares	186
4.5.2.	Selección de baterías.....	189
4.5.3.	Cálculo de consumo energético	191
4.5.4.	Criterio de dimensionamiento del mes crítico	194
4.5.5.	Cálculo del sistema de baterías	196
4.5.6.	Horas solares pico (HSP)	198
4.5.7.	Cálculo del generador fotovoltaico.....	199
4.5.8.	Cableado.....	201
4.5.9.	Sistema de carga y balance	202
4.5.10.	Controlador MPPT.....	204
4.6.	Diagrama de conexiones de componentes electrónicos del UAV solar.....	206
4.7.	Construcción e Implementación UAV Solar	207

CAPÍTULO V

PRUEBAS Y RESULTADOS

5.1.	Simulación aerodinámica	212
5.1.1.	Perfil aerodinámico del ala	212
5.1.2.	Perfil aerodinámico del estabilizador.....	215
5.1.3.	Comportamiento aerodinámico del UAV.	217
5.2.	Pruebas del panel C60.....	217
5.3.	Pruebas de vuelo del UAV utilizando batería de Polímero de Litio.	218
5.4.	Pruebas de funcionamiento del sistema fotovoltaico	221
5.5.	Pruebas de vuelo del UAV utilizando batería de Ion-Litio.....	223
5.6.	Pruebas de vuelo del UAV Solar	224
5.7.	Validación de la hipótesis.	227
5.8.	Análisis de económico del proyecto	231

CAPÍTULO VI

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

CONCLUSIONES.....	233
RECOMENDACIONES.....	236
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	238
ANEXOS	247

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.	Línea cronológica de los nombres aplicados a las aeronaves.....	9
Figura 2.	Vergeltungswaffe -1 o V-1	9
Figura 3.	RAE LARNYX.....	11
Figura 4.	MQ-9 Reaper	12
Figura 5.	Alas Fijas (Avión, Planeador).....	14
Figura 6.	Lado izquierdo, Black Hornet Nano - Lado derecho, Drone cuatrirotor.....	15
Figura 7.	Seis grados de libertad de un avión usando ejes fijos al cuerpo.	18
Figura 8.	Fuerzas que actúan sobre un avión.	19
Figura 9.	Terminología de un perfil aerodinámico.	20
Figura 10.	Coeficientes de sustentación (C_L) y resistencia (C_D) para perfil Clark Y.	23
Figura 11.	Curva polar.	24
Figura 12.	Grafica de curva de momentos genérica.....	25
Figura 13.	Corrientes transversales y longitudinales sobre ala.	26
Figura 14.	Formación de torbellinos en punta de ala.	26
Figura 15.	Sistema de torbellinos para replicar sustentación de ala.	27
Figura 16.	Deflexión superior e inferior a lo largo de un perfil aerodinámico.	28
Figura 17.	Componentes del ángulo de ataque geométrico.	28
Figura 18.	Formas en planta del ala.	29
Figura 19.	Fuselaje Reticular	30
Figura 20.	Fuselaje Monocasco.....	31
Figura 21.	Fuselaje Semimonocasco.....	31
Figura 22.	Configuraciones de empenaje.....	32
Figura 23.	Aplicaciones de la simulación CFD	33
Figura 24.	Flujo laminar y turbulento	34
Figura 25.	Tipos de flujo alrededor de un perfil aerodinámico.....	35
Figura 26.	UAV solar ApusDuo – HAPS	39
Figura 27.	Panel solar.....	40
Figura 28.	SB4 Phoenix UAV	41
Figura 29.	Silent Falcon	41

Figura 30. Airframes	48
Figura 31. Diagrama para determinar el diseño conceptual del UAV	49
Figura 32. Configuración Alar	51
Figura 33. Tipos de configuración de cola.....	51
Figura 34. Alternativas de fuselajes	52
Figura 35. Aspectos del sistema de propulsión.....	53
Figura 36. Curva polar.	56
Figura 37. Curva de sustentación.....	57
Figura 38. Curva de coeficiente de momentos.....	59
Figura 39. Curva de relación C_L/C_D con respecto al ángulo de ataque.....	60
Figura 40. Perfil aerodinámico CR001 SM.....	62
Figura 41. Nomografía para la determinación de coeficiente de sustentación.	68
Figura 42. a) Sustentación respecto al arrastre. b) Sustentación del perfil CR001 SM	69
Figura 43. Factor de corrección para alas rectangulares.	70
Figura 44. Formas genéricas para fuselaje	75
Figura 45. Coeficientes de arrastre para fuselaje	75
Figura 46. Diámetro máximo del fuselaje.....	77
Figura 47. Nariz del fuselaje	78
Figura 48. Fuselaje	79
Figura 49. Sección del fuselaje para fijar el ala.	80
Figura 50. Fuselaje UAV	80
Figura 51. Distancia entre centro aerodinámico y centro de gravedad.....	82
Figura 52. Gráfica C_m vs C_l	85
Figura 53. Distancias entre centro de gravedad y centros aerodinámicos.	87
Figura 54. Estabilidad gráfica de una esfera de acero sobre un platillo cóncavo.	87
Figura 55. Curvas aerodinámicas del perfil NACA 0006.....	89
Figura 56. Ángulo de ataque efectivo de la cola.....	95
Figura 57. Geometría de cola horizontal.....	98
Figura 58. Parámetros del estabilizador vertical	102
Figura 59. Alerón con bisagra superior.....	105

Figura 60.	Geometrías óptimas para superficies de control.....	106
Figura 61.	Dimensiones de timón o rudder.....	108
Figura 62.	Dimensiones de elevador.....	109
Figura 63.	Gráfica límite elástico vs. densidad para maderas.....	111
Figura 64.	Gráfica límite elástico vs. densidad para materiales compuestos.....	113
Figura 65.	Distribución de peso y sustentación sobre perfil.....	116
Figura 66.	Diagrama de cuerpo libre de UAV en el plano YZ.....	117
Figura 67.	Diagrama de cuerpo libre sección proyectada de UAV.....	117
Figura 68.	Diagrama de fuerzas cortantes.....	119
Figura 69.	Diagrama de momentos flectores.....	120
Figura 70.	Distribución de fuerzas de arrastre y empuje sobre perfil.....	120
Figura 71.	Diagrama de cuerpo libre de UAV en el eje Y.....	121
Figura 72.	Diagrama de cuerpo libre simplificado en el plano XY.....	121
Figura 73.	Diagrama de fuerzas cortantes.....	123
Figura 74.	Diagrama de momentos flectores.....	123
Figura 75.	Viga Principal.....	124
Figura 76.	Método de la sección transformada.....	125
Figura 77.	Viga Principal aplicada el método de sección transformada.....	126
Figura 78.	Dimensiones de la viga secundaria.....	129
Figura 79.	Viga Secundaria aplicada el método de sección transformada.....	129
Figura 80.	Puntos de análisis - Perfil alar.....	132
Figura 81.	Distribución de fuerzas de sustentación del estabilizador horizontal.....	138
Figura 82.	Diagrama de cuerpo libre del estabilizador sobre el plano YZ.....	138
Figura 83.	Diagrama de fuerzas cortantes - Estabilizador horizontal.....	139
Figura 84.	Diagrama de momentos flectores - Estabilizador horizontal.....	140
Figura 85.	Distribución de fuerzas arrastre sobre el estabilizador horizontal.....	140
Figura 86.	Diagrama de cuerpo libre del estabilizador sobre el plano XY.....	141
Figura 87.	Diagrama de fuerzas cortantes - Estabilizador horizontal.....	141
Figura 88.	Diagrama de momentos flectores - Estabilizador horizontal.....	142
Figura 89.	Distribución de costillas en el ala central en milímetros.....	143

Figura 90.	Distribución de costillas en el diedro en milímetros.	144
Figura 91.	Ensamble de ala rectangular.	144
Figura 92.	Localización de cargas sobre el ala.	146
Figura 93.	Deformación total del ala expresado en milímetros.	146
Figura 94.	Esfuerzos principales del ala expresado en MPa.	147
Figura 95.	Factor de seguridad de la estructura del ala.	148
Figura 96.	Cargas aerodinámicas que actúan sobre el fuselaje.	148
Figura 97.	Deformación total del fuselaje.	149
Figura 98.	Esfuerzo principal máximo del fuselaje.	150
Figura 99.	Fuerzas presentes en la superficie del estabilizador.	150
Figura 100.	Deformación total del estabilizador.	151
Figura 101.	Esfuerzos principales del estabilizador.	151
Figura 102.	Factor de seguridad de la estructura del estabilizador.	152
Figura 103.	Motor brushless QX Motor QA2825.	156
Figura 104.	ESC Graupner de 60 A.	158
Figura 105.	Piloto autónomo Pixhawk.	162
Figura 106.	Sensor de velocidad.	162
Figura 107.	Módulo GPS Ublox Neo-M8N.	163
Figura 108.	Módulo de telemetría.	164
Figura 109.	Módulo de energía APM.	165
Figura 110.	Transmisor Futaba 18MZ.	166
Figura 111.	Receptor Futaba R2008SB.	167
Figura 112.	Servomotor DS-843MG.	168
Figura 113.	Conexión de periféricos de la tarjeta Pixhawk.	168
Figura 114.	Ubicación de la placa controladora en el CG.	169
Figura 115.	Canales del receptor Futaba R2008SB.	169
Figura 116.	Conexión receptor – Pixhawk.	170
Figura 117.	Firmwares de Mission Planner.	171
Figura 118.	Calibración de acelerómetros.	172
Figura 119.	Calibración de brújula.	173

Figura 120. Orientación calibrada del UAV	174
Figura 121. Valores de calibración de radio	175
Figura 122. Modos de vuelo del UAV	177
Figura 123. Monitor de batería.....	178
Figura 124. Interfaz de asignación de valores de PID	179
Figura 125. Diagrama de bloques del controlador de balance	181
Figura 126. Diagrama de bloques del controlador de cabeceo	182
Figura 127. Diagrama de bloques del controlador de giro.....	183
Figura 128. UAV en Roll.....	185
Figura 129. UAV en Pitch.....	185
Figura 130. Eficiencia de celdas solares por tipos de tecnología.....	187
Figura 131. Dimensiones de batería Ion Litio 18650.....	191
Figura 132. Estimación mensual de radiación solar durante 2015 (Ambato).....	196
Figura 133. Irradiación y HSP en el mes de Mayo (2006 - 2015)	199
Figura 134. BMS cf-6S40S-A.....	203
Figura 135. Controlador solar MPPT.....	205
Figura 136. Diagrama de conexiones eléctrico.....	206
Figura 137. Comportamiento de la celda solar	218
Figura 138. Descarga de batería LiPo	219
Figura 139. Prueba de vuelo RC	219
Figura 140. Prueba de vuelo UAV	220
Figura 141. Voltaje de carga - celdas solares.....	221
Figura 142. Corriente de carga - celdas solares	222
Figura 143. Prueba de vuelo - Batería de ion-litio	224
Figura 144. Comportamiento del sistema bajo buenas condiciones atmosféricas	226
Figura 145. Comportamiento del sistema bajo malas condiciones atmosféricas.....	227
Figura 146. Región de rechazo, distribución t, nivel de significancia 0.05	230

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1	<i>Especificaciones de diseño básicos.....</i>	46
Tabla 2	<i>Análisis de pesos para diseño de UAV.....</i>	47
Tabla 3	<i>Funciones de los principales componentes de la aeronave</i>	50
Tabla 4	<i>Alternativas de componentes de la aeronave</i>	54
Tabla 5	<i>Características perfiles alares para UAV solar.....</i>	55
Tabla 6	<i>Coefficientes de sustentación máximos y arrastre.</i>	56
Tabla 7	<i>Coefficientes de sustentación máximos y ángulos de ataque.....</i>	58
Tabla 8	<i>Coefficiente de momentos.....</i>	60
Tabla 9	<i>Finura aerodinámica.....</i>	61
Tabla 10	<i>Valores típicos de números de Reynolds para aviones.</i>	62
Tabla 11	<i>Carga alar para aeromodelos.</i>	64
Tabla 12	<i>Relación de aspecto para tipos de avión RC.....</i>	67
Tabla 13	<i>Relación de esbeltez del fuselaje de varios aviones comerciales.....</i>	76
Tabla 14	<i>Configuración y localización de empenaje.....</i>	81
Tabla 15	<i>Valores típicos para coeficientes de volumen para estabilizadores.</i>	81
Tabla 16	<i>Propiedades aerodinámicas del perfil NACA 0006.....</i>	89
Tabla 17	<i>Propiedades mecánicas de maderas utilizados en aeronáutica.....</i>	110
Tabla 18	<i>Propiedades mecánicas de fibras en aeronáutica.....</i>	112
Tabla 19	<i>Parámetros de cada sección que conforma la viga principal.....</i>	126
Tabla 20	<i>Inercias de cada sección de la viga principal.....</i>	128
Tabla 21	<i>Parámetros de cada sección que conforma la viga secundaria.....</i>	130
Tabla 22	<i>Inercias de cada sección de la viga secundaria.....</i>	131
Tabla 23	<i>Esfuerzos Principales y cortantes</i>	135
Tabla 24	<i>Fuerzas de sustentación para el estabilizador horizontal.</i>	137
Tabla 25	<i>Fuerzas de arrastre para el estabilizador horizontal.</i>	137
Tabla 26	<i>Relación Empuje/Peso en función del tipo de avión.</i>	153
Tabla 27	<i>Empuje con respecto a KV de motores.....</i>	154
Tabla 28	<i>Relación Potencia/Empuje en función de KV de motores brushless.....</i>	155
Tabla 29	<i>Características técnicas de motor QX motor QA2825.....</i>	156

Tabla 30 <i>Relación Potencia/Empuje en función de KV de motores brushless</i>	157
Tabla 31 <i>Características técnicas del ESC Graupner 7236 (60 A)</i>	159
Tabla 32 <i>Características técnicas de controladores de vuelo</i>	160
Tabla 33 <i>Características técnicas del módulo de energía</i>	165
Tabla 34 <i>Características de las estaciones de control terrestre</i>	171
Tabla 35 <i>Canales del transmisor</i>	174
Tabla 36 <i>Modos de Vuelo</i>	176
Tabla 37 <i>Valores del PID del UAV</i>	186
Tabla 38 <i>Características técnicas de celdas solares</i>	188
Tabla 39 <i>Características de principales tipos de baterías</i>	190
Tabla 40 <i>Cálculo de la energía total de consumo</i>	191
Tabla 41 <i>Factores para el cálculo del rendimiento global</i>	193
Tabla 42 <i>Radiación global por meses en Ecuador expresado en Wh/m²/día</i>	194
Tabla 43 <i>Radiación horizontal, normal y global para un ángulo óptimo (0°) en el año 2015</i> ..	195
Tabla 44 <i>Características técnicas del módulo BSM cf-6S40S-A</i>	204
Tabla 45 <i>Características técnicas del módulo MPPT</i>	205
Tabla 46 <i>Procedimiento de Manufactura del UAV</i>	207
Tabla 47 <i>Velocidades y presiones sobre el perfil cr001sm</i>	213
Tabla 48 <i>Velocidades y presiones sobre el perfil NACA0006</i>	215
Tabla 49 <i>Tiempos de vuelo con batería LiPo</i>	220
Tabla 50 <i>Tiempos de carga de batería Ion-Litio</i>	222
Tabla 51 <i>Tiempos de vuelo del conjunto paneles solares y batería Ion – Litio</i>	225
Tabla 52 <i>Detalle de costos de materiales empleados en el prototipo UAV</i>	231

RESUMEN

El siguiente trabajo de titulación presenta el diseño y construcción de un prototipo de plataforma aérea no tripulada (UAV) con un sistema para aprovechar la energía solar con el objetivo de incrementar la autonomía de vuelo con respecto a modelos convencionales energizados mediante baterías, el prototipo basado en una configuración tipo planeador de ala alta caracterizado por una superficie alar extensa permitirá generar un alto coeficiente de sustentación y a su vez aportará con el área necesaria para colocar un conjunto de celdas solares, capaces de aprovechar la radiación solar y generar un nivel de tensión adecuado que será suministrado al acumulador de energía compuesto de baterías Ion-Litio y al resto de equipos electrónicos. Para la fabricación del prototipo se utiliza el material compuesto basado en epoxi - fibra de carbono para reforzar zonas donde existe una mayor concentración de esfuerzos y construcción de elementos estructurales externos (fuselaje), la madera de balsa conforma la estructura del ala. El control autónomo se realiza por medio de la tarjeta controladora Pixhawk operado con la plataforma de código abierto Mission planner como estación terrestre para control y monitoreo. Finalmente, a través de un controlador MPPT se aprovecha la máxima potencia del conjunto de celdas solares prolongando de esa manera el tiempo de funcionamiento del UAV.

PALABRAS CLAVE:

- **VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO**
- **ENERGÍA SOLAR**
- **MATERIALES COMPUESTOS**
- **CONTROLADOR MPPT**

ABSTRACT

The following degree work presents the design and construction of an unmanned aerial platform (UAV) prototype with a system to harness solar energy with the objective of increasing flight autonomy with respect to conventional models powered by batteries, the prototype based on a high-wing glider-like configuration characterized by an extensive alar surface will allow generating a high lift coefficient and in turn will provide the necessary area to place a set of solar cells, capable of harnessing solar radiation and generating a level adequate voltage that will be supplied to the energy accumulator composed of lithium-ion batteries and other electronic equipment. For the manufacture of the prototype, the epoxy-carbon fiber based composite material is used to reinforce areas where there is a greater concentration of stresses and construction of external structural elements (fuselage), the balsa wood forms the wing structure. Autonomous control is carried out by means of the Pixhawk controller card operated with the open plan platform Mission planner as a ground station for control and monitoring. Finally, through an MPPT controller, the maximum power of the solar cell set is used, thereby extending the operating time of the UAV.

KEY WORDS:

- **UNMANNED AERIAL VEHICLE**
- **SOLAR ENERGY**
- **COMPOSITE MATERIALS**
- **MPPT CONTROLLER**

CAPÍTULO I

GENERALIDADES

1.1. ANTECEDENTES

El uso de vehículos aéreos no tripulados (UAV) incursiona campos tanto civil como militar debido a la versatilidad de funcionamiento. Entre las aplicaciones más importantes se encuentran el mapeo de terrenos, las telecomunicaciones, las misiones de búsqueda y rescate, la agricultura de precisión, el monitoreo meteorológico, la vigilancia y el resguardo de la seguridad en los límites geográficos del país.

Existen tareas que involucran vuelos prolongados que requieren de una fuente abundante de energía para maximizar el tiempo de vuelo, por tal razón se han propuesto múltiples alternativas que permitan cumplir con este propósito. “En el Ecuador existen proyectos que se han enfocado en el uso de la energía solar como una alternativa a dos problemáticas: la contaminación ambiental y la escasez de petróleo a largo plazo”(Ecuatran, 2018). Por lo tanto, involucrar la energía fotovoltaica a través del uso de paneles solares a la construcción de un prototipo de UAV solar permitirá aportar al desarrollo de equipos que funcionen por medio de energías renovables.

Existe una amplia gama de UAV presentes en el entorno comercial aprovecha la energía solar como fuente de alimentación presentando resultados eficientes. SilentFalcon (2019) afirma que su vehículo aéreo denominado Silent Falcon UAV puede alcanzar rangos de vuelo superiores a 100 Km y una autonomía aproximada de siete horas. Sunbirds (2019) refiere que el modelo SB4 PHOENIX posee un alcance de 290 km y su tiempo estimado de vuelo es indefinido, es decir, puede mantenerse en el aire durante todo el día.

Mecatrónica es una integración sinérgica de varias ramas de la ingeniería que pretende solucionar problemas de forma paralela y sistemática. Involucrar componentes mecánicos, electrónicos y sistemas informáticos de control permite implementar soluciones adecuadas a cada área de la ingeniería, por tal razón, el presente trabajo pretende incursionar en el uso de energías renovables para el desarrollo de un prototipo de UAV alimentado por energía solar para maximizar su autonomía de vuelo.

1.2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

En la actualidad, Ecuador carece de aeronaves autónomas que involucren el manejo de fuentes de energía renovable como una solución a las limitaciones que ofrecen las baterías y motores a combustión comúnmente utilizados en UAV de ala fija para desempeñar amplias jornadas de vuelo. Además, el desarrollo de modelos comerciales por parte de empresas extranjeras ofrece beneficios como una gran autonomía de vuelo y varias aplicaciones que pueden ejecutarse, no obstante, el costo de adquisición de estos equipos representa una inversión elevada, sumando otros gastos como el pago de impuestos y aranceles correspondientes a los manejos de importación, la ausencia de repuestos como consecuencia del uso de tecnología extranjera.

La falta de recursos financieros enfocados a la investigación y desarrollo de equipos capaces de aprovechar la energía solar como fuente alternativa de consumo frente a las fuentes convencionales basados en combustibles fósiles inhibe las formas de aprovechar un recurso disponible perennemente a nivel mundial. Ecuador, al encontrarse en medio de la línea ecuatorial o paralelo 0° , puede considerarse como sitio estratégico de mayor índice de radiación solar, energía que puede ser aprovechada para el desarrollo de vehículos aéreos no tripulados de energía limpia.

Sin embargo, el constante uso de aeronaves basados en el empleo de motores a combustión para ejecutar tareas de vuelo prolongado involucra la emisión de gases y partículas que contaminan el medio ambiente como óxidos nitrosos, monóxido de carbono, dióxido de carbono, entre otros. Por lo tanto, realizar una investigación que permita integrar una fuente alternativa de energía a través de células solares para aprovechar un recurso renovable de energía no convencional existente en el país permitirá obtener un prototipo eficiente.

1.3. DESCRIPCIÓN RESUMIDA DEL PROYECTO

El presente proyecto muestra el desarrollo de un UAV alimentado por energía solar que permitirá obtener un incremento en la autonomía de vuelo, por lo cual, el proyecto parte de la investigación bibliográfica correspondiente a los parámetros aerodinámicos que intervienen en el diseño de aeronaves, permitiendo la selección adecuada de la estructura alar, componentes principales del fuselaje, conjunto cola y elementos mecánicos orientados al control de movimientos.

Analizando la eficiencia de los paneles solares se determinará la cantidad necesaria para un sistema de alimentación complementaria que será dispuesta sobre la superficie alar de la aeronave considerando una serie de factores como la cantidad de energía producida que permitirán optimizar la autonomía de vuelo, tipo de conexión, niveles de tensión y corriente necesarios para alimentar el motor de propulsión permitiendo obtener un prototipo más eficiente.

Una vez obtenidos los parámetros para el diseño de los elementos estructurales del UAV, mediante un software de Diseño Asistido por Computador (CAD) se desarrollará el modelo 3D del prototipo, posteriormente se realizará un análisis CFD (Dinámica de Fluidos Computacional) utilizado en aerodinámica para simular las características de un flujo en movimiento y poder

observar el comportamiento simulado de la estructura física de la aeronave; este análisis por computador permitirá tener un conocimiento aproximado del comportamiento del prototipo y determinar las modificaciones para optimizar el diseño.

Finalizada la etapa de modelamiento y simulación, se procederá a la construcción de la estructura física, la misma que será realizada a través de materiales como: balsa, PLA, fibra de carbono y Kevlar que conformarán el conjunto alar, fuselaje y cola. Además, se instalarán componentes electrónicos para que la aeronave pueda volar como son: motor principal, servomotores, tarjeta controladora, baterías, GPS, módulos de telemetría y paneles solares.

Para el desarrollo de las pruebas de funcionamiento del UAV se utilizará una tarjeta controladora que permitirá ejecutar trayectorias de vuelo autónomo, con el objetivo de verificar el comportamiento del prototipo frente a condiciones reales de viento y luz solar utilizando pesos simulados para considerar las modificaciones pertinentes que se deben implementar previo a la instalación de los paneles solares. Posteriormente, se instalarán en la superficie alar del UAV para aprovechar la energía solar en conjunto con el uso de baterías permitiendo incrementar el tiempo de operación.

Finalmente, como método para determinar la autonomía de vuelo del prototipo se introducirá una ruta georreferenciada a través de la tarjeta controladora, la misma que se ejecutará para poder evaluar el tiempo de funcionamiento a través de dos ensayos: el primero utilizará como fuente de alimentación únicamente el sistema de baterías; y, el segundo aprovechará la conexión de paneles solares como fuente principal, mientras que las baterías se emplearán como sistema de respaldo, permitiendo aumentar la autonomía de vuelo del UAV.

1.4. JUSTIFICACIÓN E IMPORTANCIA

El Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE (CIDFAE), cuenta con más de 10 años de experiencia en el diseño en el desarrollo y construcción de plataformas aéreas no tripuladas, sin embargo, al encontrarse con las limitaciones de autonomía que presentan los prototipos ya desarrollados, se busca una solución que permita integrar al desarrollo de UAV's el uso de energías renovables a través de paneles solares y baterías como fuente de alimentación, que permitan extender los tiempos de vuelo.

La principal desventaja que presentan los UAV's es su reducida autonomía de vuelo, esta situación ha generado la necesidad de impulsar el desarrollo de nuevos prototipos que cuenten con un sistema de alimentación basado en energía solar y baterías. De esta forma, la energía proveniente de los paneles solares puede ser utilizada de forma directa o acumulada en baterías para su uso posterior, prolongando de esa manera la autonomía de vuelo.

Los UAV's alimentados con energía solar, en comparación con otras plataformas capaces de ejecutar trayectorias que involucren grandes distancias se caracterizan por una autonomía de vuelo considerable, sin embargo, este tipo de aeronave no requiere aterrizar para recargar combustible, genera un bajo impacto ambiental, representa un bajo coste de fabricación, así como la capacidad de resguardar la vida de los pilotos cuando se presenta la necesidad de acceder zonas de alto riesgo.

La importancia del presente proyecto es proveer un UAV donde se refleje como característica principal el aprovechamiento de la energía solar para maximizar el tiempo de vuelo con respecto a una aeronave que utiliza baterías. Dentro del entorno comercial existen instituciones extranjeras dedicadas a la comercialización de plataformas aéreas basadas en el aprovechamiento de energía a través de paneles solares cuyos costos son elevados, además, este tipo de tecnología no se encuentra

en desarrollo dentro de mercados locales lo que impulsa a la adquisición de equipos fuera del país. La propuesta de desarrollar un prototipo económico utilizando en su mayoría materiales existentes en el mercado nacional permitirá dar solución a la recurrencia de adquirir prototipos de bajo costo y prestaciones técnicas semejantes a modelos comerciales impulsando el desarrollo e investigación de prototipos aéreos dentro del país.

1.5. OBJETIVOS

1.5.1. OBJETIVO GENERAL

Diseñar y construir un prototipo de plataforma aérea no tripulada de ala fija, capaz de aprovechar la energía solar para el incremento de la autonomía de vuelo para el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE).

1.5.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Identificar parámetros de diseño de los elementos estructurales de UAV's de ala fija de acuerdo al análisis de cargas aerodinámicas a través de una investigación bibliográfica.
- Determinar el tipo y la cantidad de paneles solares necesarios para energizar el sistema de propulsión del UAV.
- Diseñar el conjunto alar, fuselaje y cola de un UAV de ala fija utilizando herramientas de diseño asistido por computador.
- Analizar el comportamiento del ala, fuselaje y cola del UAV mediante simulaciones de cargas aerodinámicas aplicadas sobre la estructura.
- Construir la estructura del UAV mediante el empleo de materiales compuestos e implementando sistemas de vuelo autónomo.

- Determinar la autonomía del UAV alimentado por baterías con respecto a la adición de un conjunto de paneles solares a través de pruebas de vuelo.

1.6. HIPÓTESIS

¿El UAV de ala fija será capaz de aprovechar la energía solar para incrementar su autonomía de vuelo?

1.7.VARIABLES DE LA INVESTIGACIÓN

1.7.1. VARIABLE DEPENDIENTE

Autonomía de vuelo.

1.7.2. VARIABLE INDEPENDIENTE

UAV de ala fija alimentado por energía solar y baterías.

CAPÍTULO II

FUNDAMENTACIÓN TEÓRICA

2.1. Vehículos Aéreos no Tripulados

Los Vehículos Aéreos no Tripulados o *UAV* del inglés *Unmanned Aerial Vehicles* son aeronaves diseñadas bajo parámetros específicos que les permiten cumplir una determinada misión, según el Departamento de Defensa de Estados Unidos.

Un UAV es un vehículo aéreo propulsado que no lleva un operador humano, utiliza fuerzas aerodinámicas para elevar el vehículo, puede volar de forma autónoma o ser pilotado a distancia, puede ser prescindible o recuperable, y puede transportar una carga útil letal o no letal. (Newcome, 2004, p.1)

Es parte principal de los UAS (Sistema Aéreo no Tripulado), ya que estos están constituidos de los siguientes componentes: un segmento aéreo y un segmento terreno.

2.2. Historia

La aviación no tripulada comparte sus orígenes con la aviación tripulada desde el momento en que los primeros tuvieron como objetivo la construcción de pequeños modelos no tripulados a escala para mejorar los diseños tripulados (Rejado et al., 2016).

Rejado et al. (2016) afirma: “Pioneros como Cayley, Ninomiya, Du Temple, Langley o Cody crearon estas primeras aeronaves y aunque a ninguno de ellos se le considera el verdadero creador de este concepto todos ellos contemplaron el desarrollo inicial de la aviación no tripulada” (p.282). Este término ha tenido cambios significativos a lo largo de la historia, como lo muestra la línea cronológica de la Figura 1.

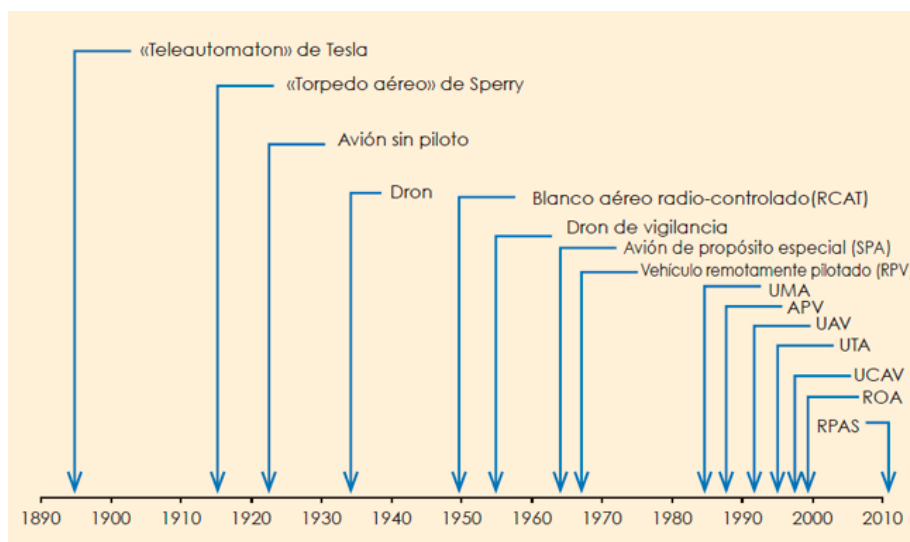


Figura 1. Línea cronológica de los nombres aplicados a las aeronaves

Fuente: (Dpto.Comunicación, 2015)

Segunda Guerra Mundial

A principios de la Segunda Guerra Mundial Fieseler Flugzeugbau diseñó el Fi-103, más conocido como Vergeltungswaffe-1 o V-1, ver Figura 2.

Su nombre se traduce como arma de venganza. Se lanzaban desde una rampa estilo catapulta para salir volando a 470mph. Se propulsaba con un pequeño motor pulsorreactor, el cual emitía un zumbido característico. Podía cargar hasta una cabeza armada de 2000 libras, y era programado para volar hasta 150 millas antes de soltar su bomba. (NOVA, s. f.)



Figura 2. Vergeltungswaffe -1 o V-1

Fuente: (NOVA, s. f.)

Los Años 70 - El Auge de las Misiones de Reconocimiento

En los años 70 estuvieron en auge las misiones de reconocimiento y vigilancia tanto de corto alcance, como de largo alcance y elevada altitud. Estos sistemas se fueron haciendo más sofisticados debido a la Guerra Fría, tanto en los requisitos de misión como en la seguridad de sus comunicaciones (Serna, 2016).

Se realizaron muchos proyectos ambiciosos que no tuvieron éxito debido a las limitantes tecnológicas de esa época. Según Serna (2016) “Estas aeronaves serían capaces de comunicar a las unidades de tierra información del campo de batalla en tiempo real mediante una señal de video, y les daría información sobre las fuerzas enemigas” (p.9). Esta información recibida permitiría conocer la ubicación de soldados encontrados fuera de la línea de visión.

Además, se instalaron sensores de localización para localizar y enfrentar líneas enemigas, algunas de las aeronaves que se lograron desarrollar en la época no eran muy fiables por lo que su aplicación se limitó a misiones sencillas.

Los Años 80 - La Expansión de los RPAs (Remotely Piloted Aircraft)

En los Años 80 la serie Canadair CL-89 y CL-289, aeronaves de un sistema de vigilancia cuya aplicación ha abarcado varias décadas. Inició su desarrollo en los años 60 proporcionando inteligencia visual sobre el territorio enemigo en un radio operativo de 70 km.

Las capacidades de las aeronaves fueron avanzando y desarrollándose en el ámbito militar. Se han ido equipando con cámaras convencionales y de infrarrojos de barrido lineal para la vista nocturna y se empezaron a diseñar con diámetros reducidos y mayor velocidad para hacerlos difícilmente detectables. Transportaban un transmisor de video que podía enviar imágenes en

tiempo real a la estación de control en tierra estando hasta a 70 km de la base, se incorporaron sistemas de navegación más precisos basados en GPS que permitían volar siguiendo más de cerca el terreno (Serna, 2016).

Los Años 90 – El Desarrollo de Grandes Plataformas

Durante la década de 1920 se reavivó el interés en Gran Bretaña sobre los sistemas no tripulados. Así se desarrolló un avión monoplano capaz de llevar una carga de guerra de 114 kg, a una distancia de 480 km que hizo su primer vuelo en 1927. Recibió el nombre de LARNYX (long-range gun with Lynx engine), ver Figura 3. Este avión llevaba un sistema de radio-control para los primeros momentos, pero luego volaba un plan de vuelo especificado. Se construyeron doce unidades, de las cuales solo cinco fueron equipadas con carga militar y ensayadas en el desierto de Irak (Dpto.Comunicación, 2015).

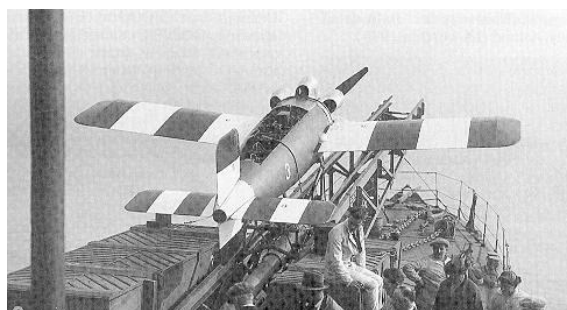


Figura 3. RAE LARNYX

Fuente: (Werrell, 1985)

El Siglo XXI

A inicios al siglo XXI funcionarios de General Atomics desarrollaron el **MQ-9 Reaper**, ver Figura 4. Un UAS grande propulsado por turbohélice, la compañía buscó expandir la confiabilidad del prototipo y capacidades de rendimiento para cumplir cada vez más requisitos de la misión para aplicaciones civiles y militares, los científicos de la NASA estaban interesados en desarrollar un

avión con mayor capacidad de carga útil, rendimiento a gran altitud y larga resistencia para misiones de ciencias de la Tierra por lo que La Oficina de Tecnología Aeroespacial de la NASA invirtió aproximadamente \$ 10 millones, mientras que General Atomics contribuyó fondos adicionales, con alrededor de \$ 8 millones destinado al proyecto Altair (Merlin, 2012).



Figura 4. MQ-9 Reaper

Fuente: (Merlin, 2012)

Años 2010 en adelante

La tecnología está apoyando estas tendencias, con la disponibilidad de microprocesadores cada vez más baratos y capaces que fomentan estos desarrollos. Los principales obstáculos para la continuación de esta tendencia son la relación costo/beneficio del software involucrado y la barrera de fabricación de dichos chips, en cantidad y calidad suficientes (HEMAV, 2016).

Los retos a abordar en el futuro próximo son los siguientes:

- **Nuevas tecnologías:** Implementación de nuevos materiales, configuraciones, operación completamente autónoma, capacidad mejorada de autodefensa, etc.
- **Nuevos retos:** Para desarrollar aún más la aviación no tripulada, y específicamente las aeronaves no tripuladas, se necesita una mayor fiabilidad, un marco regulatorio apropiado de y una cartera de pedidos estable; en ese orden. Las tasas de accidentes de UAV militares actualmente son uno o dos órdenes de magnitud peores que las de los aviones militares

tripulados y otro orden de magnitud inferior a la de aviones de transporte comercial. La mejora de la fiabilidad es, por tanto, clave para mejorar la asequibilidad, disponibilidad, y aceptación de las aeronaves no tripuladas (HEMAV, 2016).

- **Nuevas aplicaciones:** Actualmente, las aplicaciones de los UAV en el ámbito civil se están extendiendo y cambiando los modelos tradicionales de trabajos en sectores como la agricultura, la topografía, la inspección y mantenimiento de infraestructura industrial, así como tareas en el sector audiovisual y otras muy diversas (HEMAV, 2016).

2.3. Clasificación

Los vehículos aéreos han sido diseñados con la finalidad de volar, ya sea por sustentación o propulsión. De manera general la clasificación de las aeronaves por como consiguen la sustentación en la atmosfera es la siguiente:

UAVs de ala fija

Los UAVs de ala fija producen la sustentación por la acción dinámica del flujo del aire, ver Figura 5. Según Solé (2010) se clasifican en:

- **Avión:** Constituido por un fuselaje, las alas, el empenaje, los timones y uno o varios motores que propulsan el aparato.
- **Planeador:** Generalmente dispone de motor y es remolcado hasta una cierta altura. El piloto, para mantenerse en el aire, busca ascendencias cuya velocidad vertical sea mayor que la de descenso del aparato.

- **Ultraligero:** Avión de un peso máximo limitado, de chasis tubular, con alas recubiertas de tela o bien de material composite, que puede ser de dos o tres ejes de mando, o tener el chasis suspendido del ala (modelo pendular).
- **Ala delta:** Constituido por alas tubulares recubiertas de tela de las que va suspendido el piloto y que gobierna por el desplazamiento de su cuerpo.
- **Parapente:** Formado por unas alas que se hinchan con el viento de la marcha, de las que va suspendido el piloto y que gobierna con unos cables que pliegan lateralmente las puntas. Puede ser motorizado. (p.2)



Figura 5. Alas Fijas (Avión, Planeador)

Fuente: (Solé, 2010).

UAVs de ala rotatoria

Los UAVs de ala giratoria vuelan aprovechando la sustentación generada por sus alas rotatorias o por las palas del rotor como se observa en la Figura 6. Estas palas del rotor se montan generalmente en un solo mástil y giran en torno a él (Rejado et al., 2016). Se clasifican en:

- **Autogiro:** “Aseguran la sustentación con una hélice de gran diámetro que gira libremente por la acción del aire de la marcha” (Solé, 2010, p.3).
- **Helicóptero:** “Se sostiene por una hélice de gran diámetro, que actúa como un ala y es accionada por un motor” (Solé, 2010, p.3).

- **Tilt rotor (rotor inclinable):** Combinan dos hélices inclinables para generar propulsión y suspensión, en vuelo vertical las hélices actúan como palas de un helicóptero y a medida que se inclina hacia adelante empieza a ganar velocidad hasta que se convierte en un avión (Solé, 2010, p.3).



Figura 6. Lado izquierdo, Black Hornet Nano - Lado derecho, Drone cuatrirotor.
Fuente: (Rejado et al., 2016).

2.4. Aplicaciones

El campo aplicativo de los UAV puede clasificarse en dos grupos:

2.4.1. Aplicaciones Civiles

En el campo civil las aplicaciones de los UAV de ala fija y ala rotatoria son muchas por lo que varias empresas han prestado interés en la investigación y desarrollo de aeronaves que puedan utilizarse en diversos campos entre las cuales se pueden encontrar fotografía, vídeo y cartografía aérea, topografía, termografía, agricultura de precisión, prevención y control de incendios, etc.

2.4.2. Aplicaciones Militares

“Contar con un vehículo aéreo no tripulado que permitan realizar misiones de reconocimiento, para planear tácticas, observar instalaciones desde el aire o realizar tareas de escolta a un convoy militar” (Intelligence DYNAMICS, 2012). Son de particular interés para acciones militares, las

tareas de vigilancia de fronteras, búsqueda y rescate de personas desaparecidas, exploración de lugares de difícil acceso, patrullaje en zonas protegidas y de conflicto, etc.

2.5. Beneficios

Existe una variedad de beneficios al involucrar vehículos aéreos no tripulados en el desarrollo de diversas actividades. (Baños, 2008) resume los siguientes aspectos:

- Reduce el riesgo humano en actividades consideradas peligrosas.
- No existe limitaciones por la capacidad humana para realizar ciertas actividades o en la toma de decisiones.
- No están sujetos a necesidades ergonómicas, por tal razón la cabina de mando puede ser utilizado como espacio para albergar equipos de comunicación, control u operación.
- Fácil y rápido despliegue de la misión.
- Operación en tiempo real a nivel táctico, operacional y estratégico.
- Reducen el tiempo de entrenamiento.
- Menor peso, menor consumo.
- Menor coste de mantenimiento y elevada relación coste/eficiencia
- Elevada movilidad, discreción y sigilo para operaciones de seguridad o vigilancia.

2.6. Limitaciones

A pesar de la amplia gama de ventajas que presenta la utilización de UAVs en el campo civil o militar existen limitaciones y problemas. (Baños, 2008) afirma:

- Dependencia directa de las estaciones de tierra.
- Limitaciones en la capacidad de cargar peso.

- Vulnerabilidad y baja capacidad de autodefensa.
- Problemas de interceptación en los sistemas de comunicación (ciberataques).
- Limitaciones en la autonomía de vuelo.
- La integración en espacio aéreo no segregado es costosa e incierta.

2.7. Ejes coordenados de movimiento en aviones.

Dentro del análisis de aviones al tener menos restricciones de movimiento a diferencia de los vehículos terrestres se presentan seis grados de libertad, siendo tres movimientos de desplazamiento lineales y sus respectivas rotaciones alrededor de los ejes coordenados como se muestra en la Figura 7. Para el análisis de la mecánica de vuelo se utilizan diferentes sistemas de coordenadas Cartesianas, los más importantes son:

- **Ejes fijos al cuerpo (F_B):** El origen del sistema se localiza en el centro de gravedad del avión, el eje X toma un plano de simetría hacia adelante a lo largo del fuselaje, el eje Y se ubica a lo largo del ala derecha, el eje Z es ortogonal a los otros ejes (Kumar, 2010).
- **Sistema de ejes de viento (F_w):** Son dependientes del vector velocidad del flujo de aire con respecto al avión, su origen se localiza en el centro de gravedad del aeroplano, el eje X es paralela a la dirección del flujo de aire y apunta hacia adelante, el resto de los ejes (Y, Z) se determinan mediante la regla de la mano derecha (Kumar, 2010).
- **Ejes de inercia (F_I):** Este sistema de coordenadas se encuentran fijos a la superficie del planeta, para una velocidad y altitud menor a Mach 3 y 100 000 ft, respectivamente, la Tierra se puede considerar plana y carente de rotación, convenientemente el eje X se ubica en dirección Norte, el eje Y toma la dirección geográfica Este y el eje Z apunta verticalmente hacia abajo (Kumar, 2010).

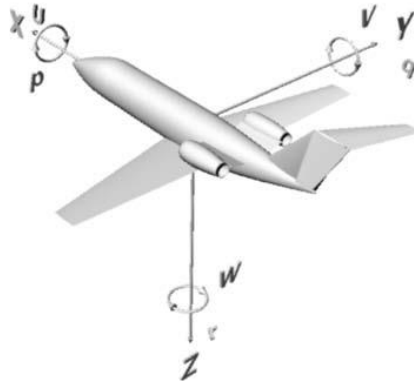


Figura 7. Seis grados de libertad de un avión usando ejes fijos al cuerpo.

Fuente: (Kumar, 2010)

2.8. Cargas aerodinámicas sobre ala

Se define a la fuerza como una magnitud vectorial representada como la interacción entre cuerpos que modifica su estado inicial de reposo o movimiento, dentro de un aeroplano se pueden distinguir fuerzas que permiten su movimiento en tres ejes (lateral, longitudinal, vertical) y a su vez permiten determinar las cargas aerodinámicas de una estructura como se muestran en la Figura 8, las cuales son:

- **Sustentación (Lift):** También llamado levantamiento, es la fuerza que permite el vuelo y se origina debido a la diferencia de presiones generadas alrededor del ala durante el movimiento a través del aire, generalmente solo se considera el efecto de sustentación en el ala mientras que la misma fuerza producida en el fuselaje y empenaje poseen valores despreciables.
- **Peso (Weight):** “Es la fuerza causada por la atracción gravitacional de la tierra sobre el avión y su dirección apunta hacia el centro de la tierra. A menudo el peso actúa sobre un único punto llamado, centro de gravedad” (Escamilla, 2010, p.11).
- **Resistencia (Drag):** Resistencia o arrastre actúa sobre el centro de presión del perfil aerodinámico del ala y es la fuerza que se opone al movimiento del avión y por tanto debe

ser equilibrada por el empuje del mismo, las componentes del arrastre se originan debido a la resistencia del ala, resistencia inducida ocasionada por turbulencias en los extremos de las alas, resistencias parásitas de otros elementos que componen la aeronave y el rozamiento producido por la viscosidad del aire.

- **Empuje (Thrust):** Es la fuerza aplicada sobre un avión cuya dirección es paralela y opuesta a la fuerza de arrastre que permite el desplazamiento de una aeronave a través del aire venciendo la resistencia al avance, se obtiene por la fuerza proporcionada por un sistema de propulsión, generalmente motor y hélice.

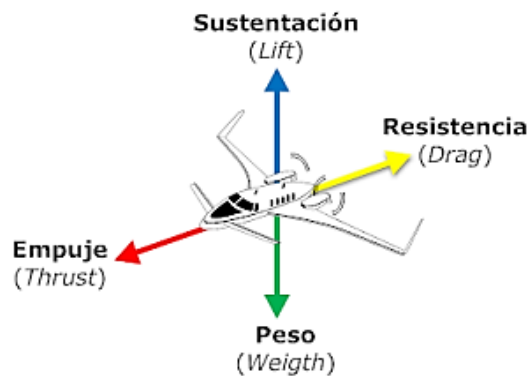


Figura 8. Fuerzas que actúan sobre un avión.

Fuente: (Ramos, 2015)

2.9. Perfil aerodinámico

El perfil aerodinámico es de vital importancia dentro de la constitución del avión, ya que este elemento afecta directamente sobre las velocidades que puede describir una aeronave, afecta la capacidad de maniobra y la eficiencia aerodinámica durante todas las fases de vuelo.

“Se llama perfil de un ala a la sección vertical de la misma en el sentido del movimiento del aeroplano (supuesto horizontal). El perfil tiene forma ahusada o fuselada, para facilitar el avance

del ala” (Ordoñez, 1979, p.176). Los elementos correspondientes a la geometría de un perfil aerodinámico se muestran en la Figura 9.

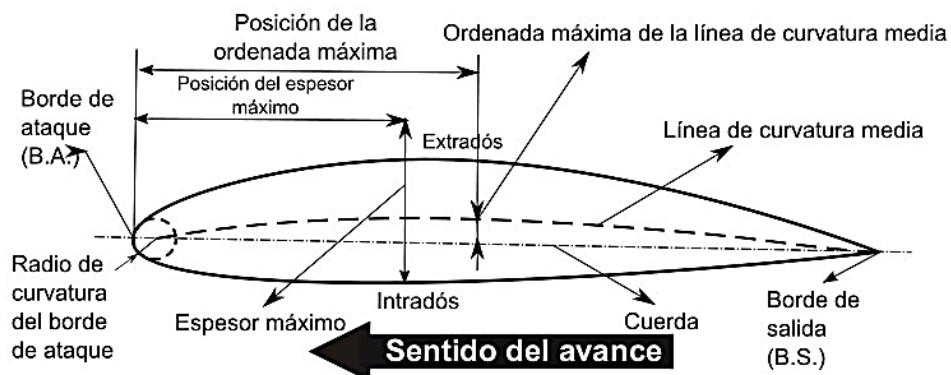


Figura 9. Terminología de un perfil aerodinámico.

Fuente: (Academic, 2019)

- **Borde de salida:** “También conocido como borde de fuga de un perfil, se refiere al borde trasero del perfil, es decir, por donde el viento relativo se aleja del perfil” (Ordoñez, 1979, p.176).
- **Borde de ataque:** “Es el punto de contacto del perfil con la circunferencia, tangente al mismo, trazada desde el borde de salida como centro, por donde el perfil recibe el viento relativo” (Ordoñez, 1979, p.176).
- **Radio de curvatura:** “Define la forma del borde de ataque y es el radio de un círculo tangente al extradós e intradós, y con su centro situado en la línea tangente en el origen a la línea de curvatura media” (Carmona, 2000, p.80).
- **Cuerda:** Es la recta trazada entre los puntos correspondientes al borde de ataque y al borde de salida de un perfil aerodinámico, esta característica permite definir un ángulo de ataque durante el proceso de diseño.
- **Ángulo de ataque:** Es el ángulo comprendido entre la cuerda de un perfil y la dirección de las corrientes de aire opuestas al movimiento de un avión, el ángulo de ataque permite

definir las constantes de arrastre y sustentación dependiendo de las características aerodinámicas de un perfil.

- **Extradós:** “También llamado trasdós es la línea superior del contorno que une el borde de ataque con el borde de salida” (Ordoñez, 1979, p.177). La geometría típica del intradós es convexa y tiende a acentuarse en el punto de unión con el radio de curvatura del perfil.
- **Intradós:** Siguiendo la lógica de definición de trasdós, se conoce como intradós a la superficie inferior de un ala que está comprendida por la línea inferior que enlaza el borde de ataque y salida, dependiendo del tipo de aplicación del avión se pueden emplear perfiles cuyo intradós presentan formas cóncavas, convexas, planas o en su defecto utilizar combinaciones.
- **Espesor:** Corresponde a la medida de la separación existente entre extradós e intradós, el espesor máximo se puede ubicar en función del porcentaje de la cuerda medido desde el borde de ataque del perfil, para régimen subsónico el espesor máximo suele hallarse del 0.25 al 0.60 de la cuerda (Ordoñez, 1979).
- **Línea de curvatura media:** “Es una línea equidistante entre el extradós y el intradós, ... en definitiva, fija la curvatura del perfil” (Carmona, 2000, p.79). Para obtener la línea de curvatura media se pueden trazar una serie de líneas perpendiculares a la cuerda y coincidentes con el extradós e intradós, la unión consecutiva de los puntos medios de dichas líneas permite generar la curvatura media de un perfil.
- **Ordenada máxima de la línea de curvatura media:** “Es la máxima distancia entre la línea de curvatura media y la cuerda; este valor y su posición a lo largo de la cuerda ayuda a definir la forma de la línea de curvatura media” (Carmona, 2000, p.80).

2.10. Coeficientes de sustentación y arrastre

“Realizando experimentos en un túnel aerodinámico con un perfil asimétrico de ala y midiendo la sustentación (L) y la resistencia (D) a diferentes ángulos de ataque (α), se obtiene un coeficiente C_L adimensional” (Sole, 2010, p.9). El coeficiente de sustentación (C_L) se especifica en la Ecuación (1), expresado en función de valores de sustentación, presión y la superficie del ala.

$$C_L = \frac{L}{q * S} \quad (1)$$

Donde:

- L = Sustentación.
- q = Presión dinámica.
- S = Superficie alar.

De forma similar se puede determinar el coeficiente de arrastre (C_D) definido en la Ecuación (2) utilizando la mayoría de las variables empleadas para el coeficiente de sustentación, expresado como:

$$C_D = \frac{D}{q * S} \quad (2)$$

Donde:

- D = Fuerza de arrastre o resistencia aerodinámica.

De acuerdo a las propiedades aerodinámicas de un perfil alar se puede estimar de forma gráfica el comportamiento de los coeficientes de arrastre y sustentación en función de la variación del

ángulo de ataque del perfil, dichos valores dependerán del tipo de avión a ser diseñado estrechamente relacionado con su capacidad de carga, envergadura y velocidad de crucero.

En la Figura 10 se muestra las curvas para un perfil de ala Clark Y, la línea gris corresponde a la curva de sustentación donde se puede observar una región lineal donde el aumento de C_L es directamente proporcional al ángulo de ataque que puede adoptar el perfil, sin embargo, cuando el ángulo toma un valor aproximado a 18° se encuentra la zona de entrada en pérdida (stall).

La línea gris oscura corresponde la curva de resistencia donde se puede verificar su similitud a una curva exponencial, es decir, posee valores pequeños para un ángulo de ataque comprendido entre -8° y 0° y valores angulares positivos tiende a crecer rápidamente (Sole, 2010).

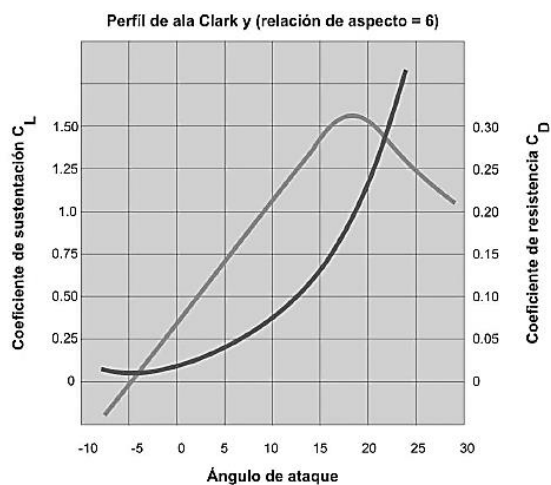


Figura 10. Coeficientes de sustentación (C_L) y resistencia (C_D) para perfil Clark Y.
Fuente: (Sole, 2010)

2.11. Curva polar

Esta gráfica fue elaborada por Otto Lilienthal (1848 – 1896) y se caracteriza por presentar de forma gráfica la relación que poseen los coeficientes de sustentación (C_L) y arrastre (C_D) en función de un mismo ángulo de ataque como se muestra en la Figura 11, este tipo de gráfica permite

identificar la finura aerodinámica que presenta un ala, mientras mayor sea el valor obtenido de la gráfica C_L/C_D mejor es el rendimiento del perfil alar, para determinar la finura aerodinámica máxima se traza una línea tangente a la curva desde el origen de coordenadas (Sole, 2010).

Para el cálculo de la resistencia y sustentación existe una relación proporcional a la densidad del aire, por lo tanto, depende directamente de la presión e inversamente proporcional a la temperatura, es decir, las mejores condiciones de vuelo se pueden obtener a una presión elevada y temperatura baja correlacionados con una densidad de aire alta, por ende, una sustentación y resistencia mayor.

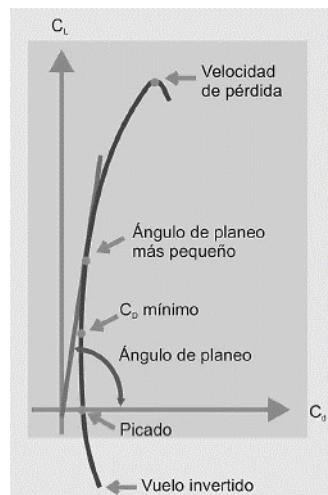


Figura 11. Curva polar.
Fuente: (Sole, 2010)

2.12. Momento de cabeceo

El momento de cabeceo se define como el efecto resultante de dos fuerzas opuestas y distanciadas del centro de presión del perfil aerodinámico, este tipo de efecto generalmente se puede observar en perfiles asimétricos donde la distribución de presiones en el extradós es mayor que la presión del intradós cuando el ángulo de ataque es nulo, la gráfica característica de los momentos con respecto al ángulo de ataque se muestra en la Figura 12.

Este momento es negativo cuando es medido sobre el centro aerodinámico y la tendencia de giro es con la nariz hacia abajo, siendo el centro aerodinámico el punto sobre el cual el momento de cabeceo no cambia sin importar el ángulo de ataque aplicado a diferencia del centro de presiones (Raymer, 1992).

“El momento de cabeceo es medido cerca de un punto de referencia, generalmente a la cuarta parte de la cuerda medida desde el borde de ataque, es independiente del ángulo de ataque para la mayoría de los perfiles aerodinámicos en el régimen de velocidad subsónico” (Raymer, 1992, p.38).

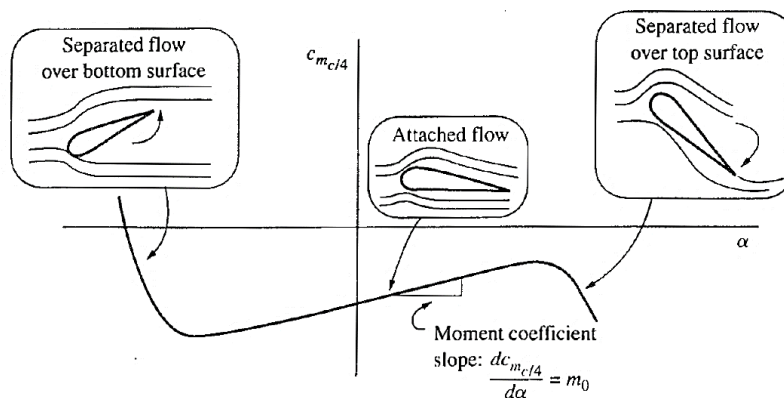


Figura 12. Grafica de curva de momentos genérica.

Fuente: (Anderson, 2010)

2.13. Aerodinámica de alas

De acuerdo con el análisis de presiones generados en las superficies de un perfil aerodinámico que son los responsables del efecto de sustentación y al trasladar el estudio a las puntas del ala se pueden identificar corrientes de aire que se trasladan de abajo hacia arriba, mientras que a lo largo del ala se encuentran las corrientes transversales de aire que se desplazan desde el borde de ataque hacia el borde de salida como se muestra en la Figura 13.

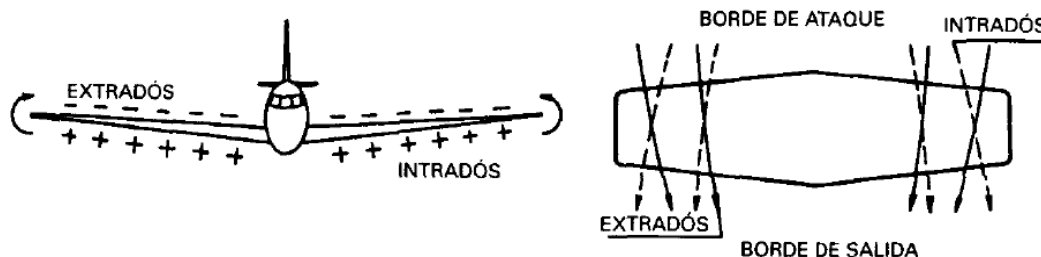


Figura 13. Corrientes transversales y longitudinales sobre ala.

Fuente: (Carmona, 2000)

En las puntas, al dejar de existir la superficie del ala que soporta esa diferencia de presiones, la corriente lateral es mucho mayor, dando lugar a los torbellinos de punta de ala. Al dejar de existir el ala en la punta, la mayor presión del intradós produce una corriente hacia arriba, que al encontrarse con la corriente de mayor velocidad del extradós, da lugar a los citados torbellinos (Carmona, 2000, p.123).

En la Figura 14 se puede observar de forma gráfica las componentes necesarias para la generación de torbellinos en los extremos de las alas de un avión.

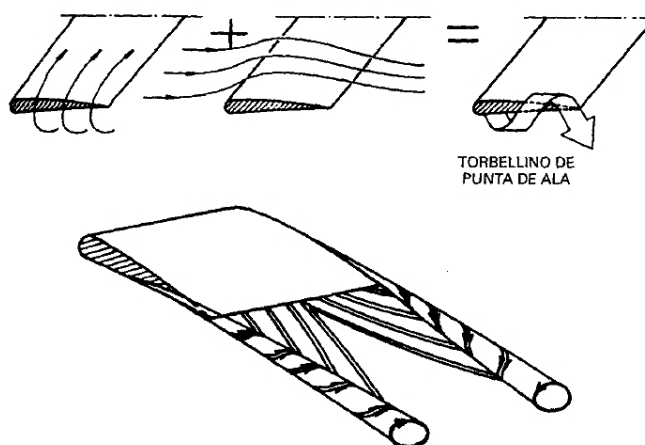


Figura 14. Formación de torbellinos en punta de ala.

Fuente: (Carmona, 2000)

Se puede analizar el efecto de sustentación de un ala mediante el concepto de aplicación de un sistema de torbellinos que intentan replicar las condiciones de un ala real, gráficamente posee un

parentesco a una herradura como se muestra en la Figura 15 sin embargo, se deben tener en cuenta los tipos de torbellinos que permiten realizar la aproximación.

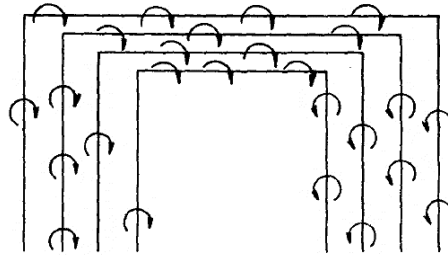


Figura 15. Sistema de torbellinos para replicar sustentación de ala.

Fuente: (Carmona, 2000)

- **Sistema de torbellinos ligados:** Son torbellinos cuya concepción es imaginaria, pero ejemplifican el movimiento y la acción sustentadora a lo largo del ala, este tipo de torbellino no puede representar los extremos de esta.
- **Sistema de torbellinos de punta de ala:** Este tipo de torbellino se modela formando un ángulo recto que se va prolongando progresivamente, son las turbulencias que se generan en los extremos de un ala real.
- **Torbellino inicial:** “Posee una existencia real, se puede ver, y cerraría por atrás los sistemas de torbellinos ligados y de punta de ala, formando el conjunto un sistema complejo que cumple la condición de cerrarse sobre sí mismos” (Carmona, 2000, p.125). Para el modelo de representación de efecto sustentador este tipo de torbellino no es considerado.

Simplificando más el modelo de torbellinos se puede asumir un ala de extensión infinita por consiguiendo eliminando los torbellinos de punta de ala, “el efecto del sistema restante es generar una deflexión de corriente hacia arriba delante del borde de ataque y una deflexión hacia abajo detrás del borde de salida” (Carmona, 2000, p.126). Gráficamente se pueden observar las velocidades en la proximidad del ala en la Figura 16.

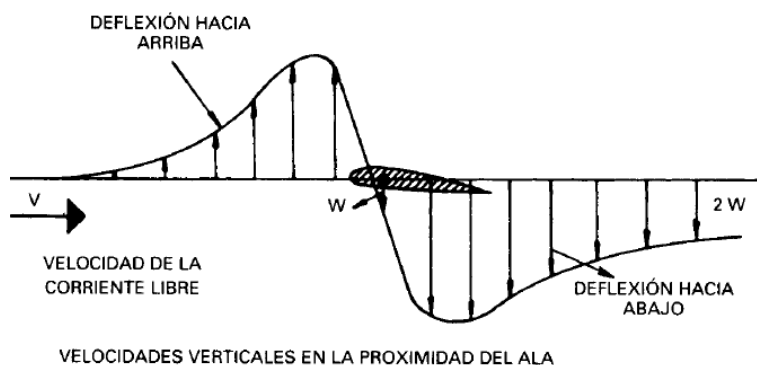


Figura 16. Deflexión superior e inferior a lo largo de un perfil aerodinámico.
Fuente: (Carmona, 2000)

El efecto de la deflexión hacia abajo es la responsable de generar el efecto de sustentación, pero a su vez ocasiona que “el ángulo que forma la cuerda con la corriente relativa de aire no coincida con el que forma con la corriente libre (dirección de vuelo)” (Carmona, 2000, p.127). Es decir, el ángulo de ataque se ve reducido por un ángulo de ataque inducido (α_i) como se muestra en la Figura 17, gracias a este ángulo la fuerza resultante sobre el perfil aerodinámico se divide en una componente de sustentación y otra componente de resistencia inducida (D_i).

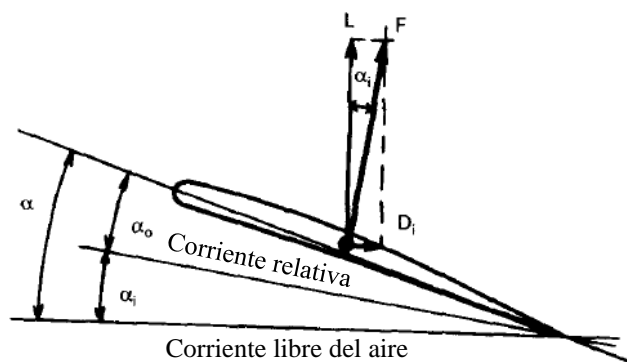


Figura 17. Componentes del ángulo de ataque geométrico.
Fuente: (Carmona, 2000)

2.14. Forma en planta del ala

Dependiendo del tipo de avión se pueden emplear diferentes tipos de ala, se hace referencia a la forma de planta como la visualización del ala desde un plano superior al aeroplano, en la Figura

18 se muestran los tipos generales en función de las velocidades de vuelo, es decir, las primeras formas de ala corresponden a alas para aviones lentos hasta la última categoría correspondientes a alas diseñadas para velocidades elevadas, nótese que a mayor velocidad las alas tienden a agudizarse (Oñate, 2019).

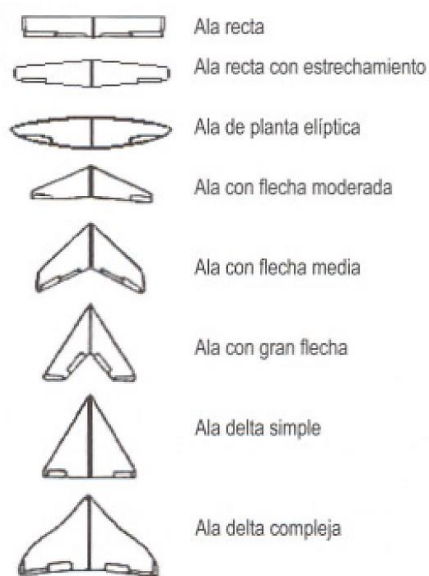


Figura 18. Formas en planta del ala.

Fuente: (Oñate, 2019)

2.15. Fuselaje

El fuselaje es el cuerpo estructural de la aeronave, de figura fusiforme, que aloja a los posibles pasajeros y carga, junto con los sistemas y equipos que dirigen la aeronave. Se considera la parte central por que a ella se acoplan directamente o indirectamente el resto de partes como tren de aterrizaje, grupo motor, sire de soporte para las alas y estabilizadores (Reche, 2009).

Existen diferentes tipos de fuselajes por su forma constructiva

2.15.1. Fuselaje Reticular:

Conocido también como fuselaje tubular, las cargas en esta configuración de fuselaje son soportadas por las cuadernas, largueros y diagonales que forman la estructura tubular, ver Figura 19.

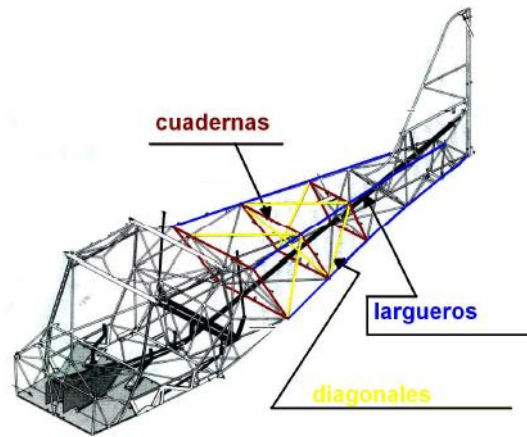


Figura 19. Fuselaje Reticular
Fuente: (Reche, 2009)

2.15.2. Fuselaje Monocasco

En este tipo de fuselaje, mostrado en la Figura 20., utiliza un revestimiento grueso y soporta la mayor parte de las cargas. Originalmente se construía en madera, aunque actualmente se construye en aleaciones ligeras y materiales compuestos. Pueden estar reforzados mediante cuadernas (conocido como fuselaje monocasco reforzado), que dan la forma al mismo (García-Cuevas González, Carreres Talens, & Tiseira Izaguirre, 2019).

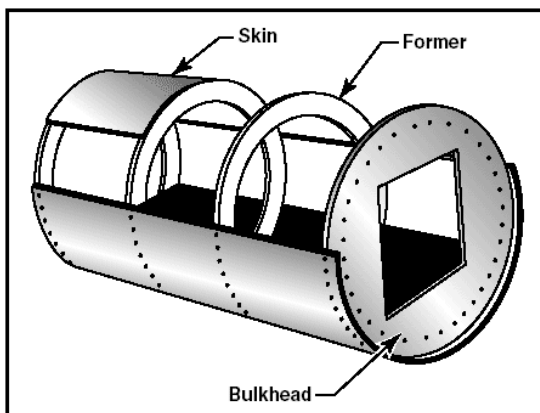


Figura 20. Fuselaje Monocasco
Fuente: («Aircraft Structure», 2006)

2.15.3. Fuselaje Semimonocasco

Este tipo de fuselaje observado en la Figura 21, es un estándar en la actualidad considerado como una evolución de la configuración monocasco. Este sistema utiliza una subestructura a la que está adherida la piel del avión. La subestructura, que consiste en mamparos y/o formadores de varios tamaños, largueros, larguerillos y cuadernas que refuerzan la piel estresada al eliminar parte del esfuerzo de flexión del fuselaje («Aircraft Structure», 2006).

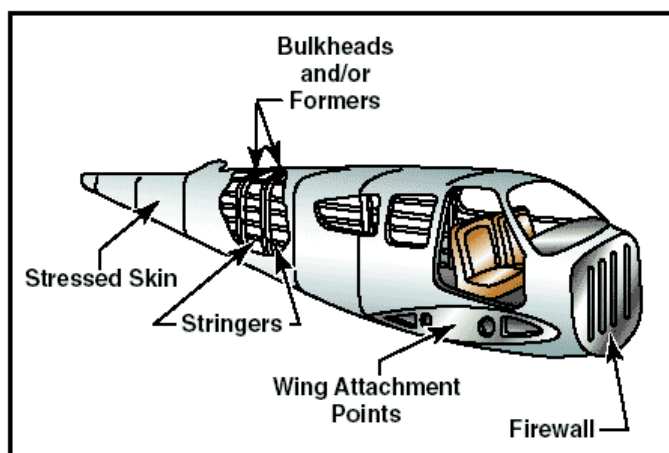


Figura 21. Fuselaje Semimonocasco
Fuente: («Aircraft Structure», 2006)

2.16. Conjunto de cola

“El conjunto de la cola también llamado empenaje se ubica en la parte posterior de la estructura del avión, la cola es el elemento estabilizador por excelencia conformado por dos grandes volúmenes formados por los estabilizadores vertical y horizontal” (Oñate, 2019, p.119).

Cada uno de los elementos estabilizadores de la cola disponen de articulaciones que permiten controlar el movimiento del avión tanto en elevación y dirección mediante el empleo de elevadores y un timón, respectivamente. Dependiendo de la configuración del empenaje se pueden obtener ventajas en estabilidad o controlabilidad basados en criterios aerodinámicos, además aumenta la resistencia total del avión y aportan al manejo de todo el peso estructural, los tipos de cola más frecuentes son: clásica o baja, alta (“T”), cruciforme, otros tipos de colas menos habituales son la configuración en “V” y configuración en “H”, la Figura 22 muestra los tipos de empenaje usados.

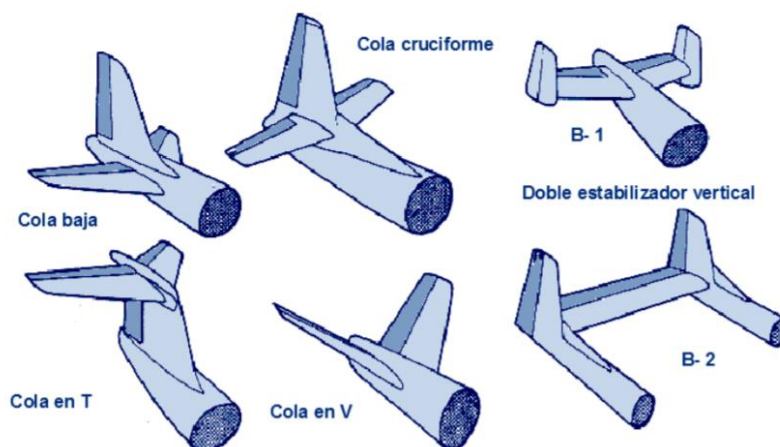


Figura 22. Configuraciones de empenaje.

Fuente: (Domingo, 2012)

2.17. Análisis CFD

La Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) proporciona una predicción cualitativa y en ocasiones cuantitativa del comportamiento de flujos de fluidos mediante modelado matemático

(ecuaciones diferenciales parciales), métodos numéricos (técnicas de discretización y solución) y herramientas de software (solucionadores, utilidades previas y posteriores al procesamiento) (Kuzmin, 2007).

Se utiliza ampliamente en aplicaciones de ingeniería que van desde el análisis de flujo de viento alrededor alas de avión y turbinas hidráulicas entre otros fluidos como los de los vasos sanguíneos y otros sistemas circulatorios, ver Figura 23. Podemos obtener una mejor comprensión del movimiento del fluido alrededor objetos, así como el comportamiento de los fluidos en sistemas circulatorios complejos. La simulación de dinámica de fluidos computacional (CFD) complementa las pruebas experimentales, esto representa un gran beneficio en la reducción de costos y el tiempo de respuesta para las iteraciones de diseño (Chen & Liu, 2014).

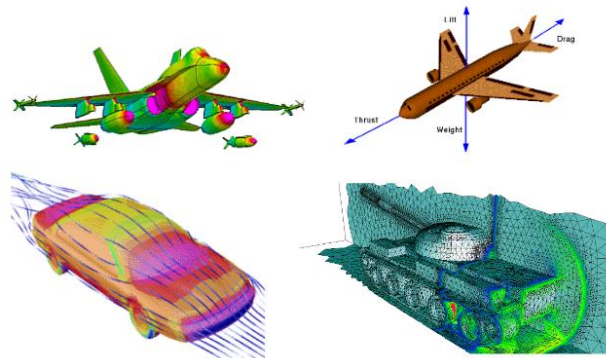


Figura 23. Aplicaciones de la simulación CFD

Fuente: (Kuzmin, 2007)

2.18. Flujo laminar y turbulento

El flujo laminar corresponde al movimiento de un fluido cuando éste es perfectamente ordenado, estratificado, suave, de manera que el fluido se mueve en láminas paralelas sin entremezclarse. Las capas adyacentes del fluido se deslizan suavemente entre sí (Torres, 2011). Este flujo es considerado aerodinámico, ver Figura 24.

Torres (2011) afirma: “El flujo turbulento es más irregular, caótico e impredecible, las partículas se mueven desordenadamente y las trayectorias de las partículas se encuentran formando pequeños remolinos aperiódicos”(p.19). Ver Figura 24.

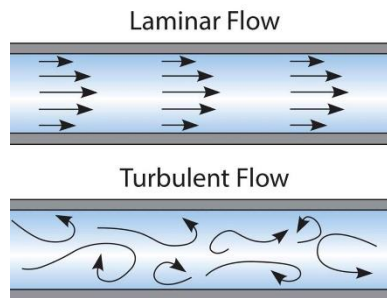


Figura 24. Flujo laminar y turbulento

2.19. Número de Reynolds

El número de Reynolds (R_e) es la medida que permite relacionar las fuerzas de inercia con la viscosidad de un fluido, este parámetro adimensional es de gran importancia para el análisis de la capa límite (Gudmundsson, 2013). Para calcular este parámetro se usa la Ecuación (3).

$$R_e = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (3)$$

Donde:

- L = Longitud referencial (Longitud de cuerda de ala).
- V = Velocidad del aire.
- ρ = Densidad del aire.
- μ = Viscosidad del aire.

Al trasladar el punto de análisis a una aeronave, dependiendo del ángulo de ataque aplicado se puede observar cierto desprendimiento de flujo alrededor del ala lo que implica un incremento de

la fuerza de resistencia y consecuentemente, una reducción de la capacidad de sustentación para ángulos muy elevados, gráficamente se pueden distinguir tres tipos de flujo en función de la capa límite generada alrededor del ala siendo estos: laminar, turbulento y separado (Gudmundsson, 2013). En la Figura 25 se muestran los tipos de flujo alrededor del ala.

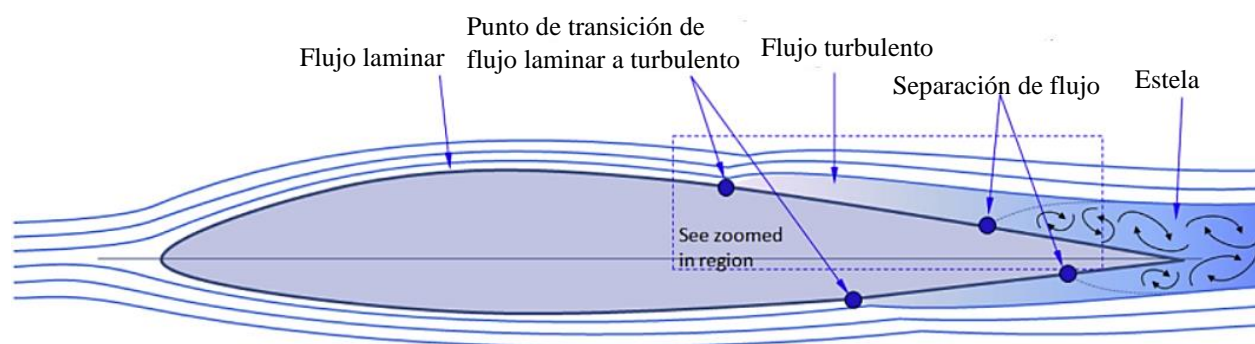


Figura 25. Tipos de flujo alrededor de un perfil aerodinámico
Fuente: (Gudmundsson, 2013)

Si el número de Reynolds es relativamente pequeño la capa límite es laminar y si el número es relativamente grande la capa límite es turbulenta. Esto explica porque en un perfil cerca del borde de ataque la capa límite es laminar, el número de Reynolds es pequeño, y que conforme la distancia al borde de ataque va aumentando el número local va creciendo y la capa límite puede convertirse en turbulenta. (Carmona, 2000, p.73)

El punto de transición de tipo de flujo de acuerdo con el número de Reynolds se encuentra en el rango de 5×10^5 y 10×10^6 , algunos de los factores que intervienen en el número de Reynolds son: superficie, turbulencia de corrientes de aire, presión, temperatura y en número de Mach. Para valores bajos del número local se puede decir que el fluido es viscoso, hay que tener en cuenta que este parámetro no será el mismo durante el vuelo de un avión, sin embargo, para aeroplanos de baja

velocidad el número de Reynolds es de vital importancia a diferencia de modelos de alta velocidad cuyo factor determinante es el número de Mach (Carmona, 2000).

2.20. Materiales empleados en aeromodelismo

Dentro del aeromodelismo es de vital importancia generar prototipos con la mayor rigidez posible y minimizar el peso, al tratarse de modelos pequeños o a escala implica la disminución de su superficie alar, es decir, su capacidad de carga se reduce, para cumplir los requisitos de diseño los materiales comunes son madera, materiales compuestos, espumas de poliestireno, entre otros.

2.20.1. Madera

Es uno de los primeros materiales que se emplearon en la aeronáutica, ya que proporciona muy buena resistencia con un peso reducido (dependiendo del tipo de madera), es un material anisótropo, es decir no se comporta igual en todas las direcciones de las fibras, solamente es muy resistente al sentido de las fibras. (Cerdá, 2017, p.56)

La madera de balsa es ampliamente utilizada en el aeromodelismo debido a que es liviana, fácil de tallar y presenta una buena rigidez de fibra, en el entorno comercial se pueden encontrar láminas de balsa de varios espesores que se adaptan a las necesidades de la construcción de aviones a escala.

2.20.2. Materiales compuestos

Son materiales constituidos por filamentos de alta resistencia, de vidrio, carbono, boro, Kevlar, etc. embebidas en una matriz generalmente plástica. Las fibras de carbono tienen un módulo elástico muy elevado (alrededor de 6 veces el del aluminio) y gran resistencia a la tracción (alrededor de 8 veces la del aluminio). Desgraciadamente, la necesidad ineludible de embeber

las fibras en una matriz plástica y la de distribuir las diferentes láminas en diversas direcciones, rebajan bastante esta comparación (Fuente, 2014).

Los materiales compuestos más utilizados dentro del aeromodelismo debido a sus características mecánicas y reducido peso son la fibra de carbono y vidrio, no obstante, el precio de cada una de ellas es un factor que considerar al momento de seleccionar un material. En general, los materiales compuestos pueden presentar las siguientes ventajas:

- “Para características similares de resistencia de una estructura aeronáutica, el ahorro en peso puede ser del 20 a 30% con respecto a las del aluminio” (Fuente, 2014, p.22).
- El método de fabricación de componentes se basa en el empleo de láminas superpuestas, generalmente se utilizan moldes y no requiere de elementos mecánicos de unión.
- “Son muy poco sensibles a la acción de esfuerzo alternantes (fatiga)” (Fuente, 2014, p.22).

Las desventajas de utilizar materiales compuestos son:

- A diferencia de las aleaciones metálicas no presentan una característica de ductilidad que permite su deformación previa a la rotura, es decir, son materiales frágiles, además, son sensibles a la concentración de esfuerzos.
- “Son sensibles al entorno ambiental de temperatura y humedad, con mengua significativa de sus propiedades mecánicas” (Fuente, 2014, p.22).
- Son sensibles al daño por impacto, se puede alterar fácilmente su estructura a pesar de no presentar grietas visibles.
- “El coste del material es muy superior al de las aleaciones ligeras convencionales” (Fuente, 2014, p.22).

2.21. Energía solar fotovoltaica

La energía solar es una fuente inagotable de energía renovable que puede ser aprovechada a nivel mundial, obtenida a partir del aprovechamiento de la radiación electromagnética procedente del Sol. En la actualidad, el calor y la luz solar pueden aprovecharse por medio de diversos captadores como células fotovoltaicas, helióstatos o colectores térmicos, pudiendo transformarse en energía eléctrica o térmica. En el momento que incide la radiación del sol sobre una de las 12 caras de una célula fotoeléctrica se produce una diferencia de potencial eléctrico entre ambas caras que hace que los electrones salten de un lugar a otro, generando así corriente eléctrica (acciona, 2014).

Existen tres tipos de paneles solares que pueden ser utilizados según la aplicación requerida: **Fotovoltaicos**, generan movimiento de unas partículas llamadas electrones generando energía para las necesidades para los hogares que utilizan esta tecnología; **térmicos**, que se instalan en casas o edificios que tienen exposición directa con el sol; finalmente los **termodinámicos**, funcionan a pesar de la variación meteorológica, es decir, aunque sea de noche, llueva o esté nublado (acciona, 2014).

Disponer de esta variedad de células solares permite elegir adecuadamente uno de ellos después de un estudio previo de la localización donde se pretende aplicarlos y del equipo a ser conectado.

Las principales ventajas de utilizar paneles solares son varias. Según Multimedia (2016):

- Es renovable
- Es abundante, no se agota, el planeta recibe 120 mil terawatts de radiación solar, 20 mil veces de energía que la energía que se necesita en el mundo entero.
- Reduce los costos de la electricidad.

- Puede ser aplicado a nivel mundial.
- Es silenciosa, evitando la contaminación auditiva.
- Su mantenimiento no requiere de costos elevados

2.22. UAV Solar

A nivel de grandes corporaciones existentes en países desarrollados, la implementación de UAVs alimentados por energía solar es algo en auge debido a los beneficios de utilizar la energía solar. Las aeronaves HAPS (Pseudo satélite de gran altitud) de UAVOS Inc. , que se desarrollan con un ala flexible para vuelos de gran altitud, estos vehículos brindan oportunidades únicas tanto para las áreas civiles y de defensa, como en tareas enfocadas en la seguridad (Sam Davis, 2018).

Se han realizado pruebas de vuelo para poder determinar la capacidad de vuelo del vehículo ApusDuo de HAPS que se puede observar en la Figura 26., UAV que utiliza la energía solar, con lo cual se obtuvieron resultados bastante favorables, a una altura de hasta 65,617 pies (20,000 metros), el vehículo tiene la capacidad e volar alrededor de 1000 horas, este tipo de pruebas permitió confirmar que este tipo de control permite a las aeronaves con un alargamiento de ala grande volar en condiciones climáticas difíciles. además la aeronave puede hacer frente con éxito a la turbulencia, cambiando activamente la curva del ala (Sam Davis, 2018).



Figura 26. UAV solar ApusDuo – HAPS
Fuente: (Sam Davis, 2018)

El fuselaje del vehículo no tripulado mostrado en la figura 26 está construido de materiales compuesto a base de fibras de carbono, debido a que dicho material presenta una resistencia muy alta, un peso reducido, este diseño permite tener un funcionamiento continuo a largo plazo.

Existen diferentes empresas dedicadas al desarrollo de paneles solares especiales para la implementación en superficies de vehículos aéreos no tripulados, estos paneles tienen características especiales como son su flexibilidad y la cantidad de energía que puede transformar en función del índice luminoso proveniente del sol. Alta Devices es una empresa dedicada a la construcción de estos dispositivos que tiene un récord mundial de eficiencia solar, ver Figura 27.



Figura 27. Panel solar
Fuente: (Alta Devices, 2018)

La tecnología de estos paneles solares según Alta Devices: “Permite a los vehículos recargarse mientras están en movimiento y extender la resistencia, pero tiene un impacto mínimo en la aerodinámica y el diseño” (Alta Devices, 2018). Estas características presentan un beneficio para el diseño y construcción de estos vehículos aéreos no tripulados.

2.23. Estado del UAV Solar Comercial

Actualmente existente una variedad de modelos comerciales ofertados a nivel internacional por empresas como:

- **sunbirds** que oferta el SB4 Phoenix mostrado en la Figura 28, un UAV de ala fija de ala desmontable valorado en €25,400.00 con un peso de 3.5 kg capaz de cumplir una amplia gama de misiones.

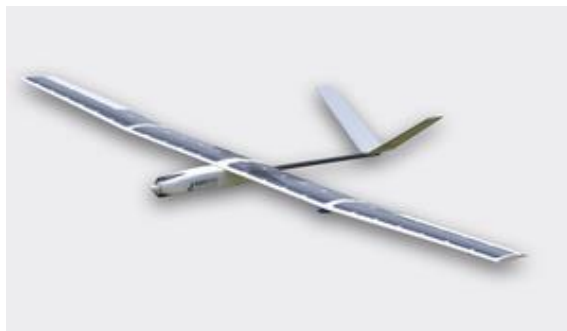


Figura 28. *SB4 Phoenix UAV*

Fuente: (Sunbirds, 2019)

- **SILENT FALCON**, con su aeronave no tripulada diseñada para numerosas aplicaciones comerciales, de seguridad pública, militares y de seguridad. Tiene una longitud de 1,9 metros, un peso de 14,5 kg dependiente de la carga, capaz de volar hasta 5 horas fue desarrollado con un presupuesto inicial para el proyecto de 250,000 a \$ 300,000. Ver Figura 29



Figura 29. *Silent Falcon*

Fuente: (SilentFalcon, 2019)

CAPÍTULO III

DISEÑO AERODINÁMICO Y ESTRUCTURAL DEL UAV DE ALA FIJA

3.1.Despliegue de la función de calidad

El desarrollo de la función de calidad QFD (Quality Function Deployment) es un método globalizador cuyo objetivo principal es asegurar que en la definición de un producto o servicio se han considerado las necesidades y requerimientos de los usuarios (o, la voz del usuario), consiste en un proceso estructurado que permite traducir los requerimientos y deseos de los usuarios en requerimientos técnicos de ingeniería en cada fase del diseño y de la fabricación. (Romeva, 2010, p.177)

Teniendo en cuenta los requisitos conceptuales para la realización de la casa de la calidad, se establece como usuario el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) el cual será un eje fundamental para la ejecución de este proyecto debido a su amplia experiencia en el ámbito de desarrollo y repotenciación de plataformas aéreas; se definen las necesidades de diseño de una nueva plataforma UAV que posteriormente servirán como punto de referencia para establecer características técnicas.

3.1.1. La voz del usuario

Una vez recopilados los requerimientos del usuario se pueden enlistar las siguientes características:

- Prototipo de bajo peso.
- Estructura de avión enfocada a vuelos de alta duración.
- Diseño aerodinámico.

- Capacidad de carga de hasta 3 Kg.
- Empleo de materiales estructurales disponibles en el mercado nacional.
- Resistente a cargas aerodinámicas.
- Fiabilidad estructural para soportar el peso del avión y equipos electrónicos.
- Estabilidad de vuelo.
- Capacidad de ejecutar planes de vuelo georreferenciados.
- Utilización de fuentes de energía alternativa para incrementar tiempos de vuelo.
- Bajo costo.

3.1.2. La voz de ingeniero

Se define como la traducción de los requerimientos del usuario basadas en características técnicas con la finalidad de satisfacer las necesidades identificadas previamente en la voz del usuario.

- Utilización de materiales de baja densidad y alta resistencia mecánica.
- Determinación del tipo de aeronave basada en la geometría estructural.
- Bajo coeficiente de arrastre obtenido en el conjunto alar.
- Dimensionamiento de envergadura de ala.
- Obtención de un factor de seguridad adecuado basado en la resistencia de los materiales utilizados en la fabricación el UAV.
- Análisis de la combinación de esfuerzos normales y cortantes inferiores a la resistencia última de materiales que conforman las vigas.
- Implementación de controlador PID.

- Verificación del nivel de error obtenido en el seguimiento de rutas mediante el empleo de coordenadas a través de GPS.
- Integración de un sistema de aprovechamiento de la energía solar
- Uso de productos disponibles en el mercado nacional y utilizar únicamente los equipos necesarios para el correcto funcionamiento del UAV.

3.1.3. Implantación y conclusiones de la casa de la calidad

A través de la matriz QFD mostrada en el Anexo B01 se logra involucrar la voz del usuario y la voz del ingeniero obteniendo correlaciones entre estos dos parámetros de inicio para poder determinar cuáles de ellos son los más importantes para considerar en el diseño y cuáles de ellos deben ser mejorados, posterior a un análisis de la competencia y a una evaluación técnica de la matriz.

De acuerdo a las correlaciones realizadas en la matriz QFD y las ponderaciones finales de la misma, se detallan los requerimientos más importantes:

- Materiales de construcción, que tienen una relación directa con el peso de la aeronave por lo que es conveniente utilizar materiales compuestos como fibra de carbono, fibra de vidrio, kevlar, entre otros debido a sus propiedades mecánicas. Además, dentro del aeromodelismo se utiliza la balsa como elemento base de construcción debido reducido peso, otra variable a considerar es el peso neto que empleará el sistema de energía solar, por tal razón el dimensionamiento del peso final del prototipo deberá ser capaz de soportar un mínimo de 3kg.

- Envergadura de ala, tiene una relación directamente con la carga que debe soportar la estructura, y a su vez depende de la configuración de aeronave que se utilice ya que a través de esta determina el tipo de ala y el factor de carga alar.
- Factor de seguridad, uno de los parámetros más importantes ya que permiten asegurar un vuelo constante sin que la aeronave falle de manera estructural y tenga la capacidad de soportar los esfuerzos combinados producidos sobre la estructura alar, un factor garantice un correcto desempeño debe comprender un rango entre 2 y 2.5. Las características mecánicas de los materiales que se utilicen para la construcción de la estructura deben ajustarse a la teoría de diseño de estructuras, posteriormente, los resultados ser comprobados mediante simulación a través el empleo de paquetes informáticos orientados al análisis estructural.
- Sistema de aprovechamiento de la energía solar, parte elemental del diseño del UAV, permite el uso de una fuente alterativa de energía para prolongar el tiempo de vuelo de la plataforma.
- Diseño aerodinámico con respecto a modelos comerciales es un requerimiento a tener en cuenta, para mitigar los efectos de la competencia se necesita enfatizar en la selección de un tipo de aeronave basada en la geometría estructural que permita optimizar el tiempo de vuelo, para ello, se requiere un perfil aerodinámico y una superficie alar adecuada, estas características se pueden solventar mediante un proceso de selección de perfiles en función de sus propiedades aerodinámicas.

3.2. Diseño conceptual

Los requisitos para el diseño del UAV se establecen a partir de la voz del usuario, atendiendo sus requerimientos más básicos, se parte de un método para el diseño que empieza por determinar el dimensionamiento inicial de las partes principales como alas, fuselaje y empenaje, utilizando fórmulas y guías de diseño encontradas en la literatura. Se eligen las especificaciones más importantes y las que más repercuten el correcto diseño de la aeronave.

Para dar inicio al proceso de diseño de un nuevo avión no existen lineamientos específicos que se deban seguir para crear un modelo de avión “genérico”, muchos de los factores a considerar dependen principalmente del tipo de aplicación al cual se va a enfocar la aeronave, no obstante, se pueden plantear objetivos de diseño que sirvan como un punto de partida basándose en características típicas en la mayoría de los aviones, los requisitos de diseño empleados se muestran en la Tabla 1.

Tabla 1

Especificaciones de diseño básicos.

N°	Característica	Valor	Unidades
1	Alcance	2000	m
4	Velocidad de crucero	12	m/s
5	Tiempo de vuelo	3	h
6	Factor de carga	3,5	Kg
7	Altura máxima	120	m
8	Costo	2000	\$

3.3. Estimación de peso

Para el diseño de un avión es importante definir el peso que va a tener toda la estructura en conjunto con el material electrónico a usarse para el control del UAV, una correcta estimación de peso facilitará la posterior selección del motor y el dimensionamiento de la superficie alar, durante el proceso inicial de diseño no se disponen físicamente de los materiales, sin embargo, se pueden asignar pesos aproximados como se muestra en la Tabla 2.

Tabla 2

Análisis de pesos para diseño de UAV.

Nº	Pesos Fijos	Peso (gr)	Porcentaje
1	Sistema de propulsión (motor, hélice, spinner)	270	8,77
2	Sistema de control (receptor, servomotores, cables de extensión, Variador ESC)	300	9,74
3	Sistema de alimentación	700	22,73
Nº	Pesos Variables	Peso (gr)	Porcentaje
1	Ala (piel de balsa, larguerillos, alerones, costillas de balsa, recubrimiento plástico)	1200	38,96
2	Cola horizontal (Estructura de estabilizador, elevador)	180	5,84
3	Cola Vertical (Estructura de estabilizador, timón)	150	4,87
4	Fuselaje (Estructura de material compuesto)	200	6,49
5	Tubo de unión de estabilizadores y fuselaje	80	2,60
Peso total		3080	100

Teniendo en cuenta la sumatoria de pesos con un aproximado de 3080 gr se puede utilizar como una referencia para iniciar el dimensionamiento del resto de elementos, sin embargo, dentro del análisis sólo se analiza el peso para el funcionamiento del avión a radiocontrol, se deben agregar los pesos correspondientes al sistema de paneles solares y placas controladoras de vuelo entonces,

el peso referencial se tomará como 3500 gr que se ajusta con el factor de carga definido en el diseño conceptual.

3.4. Selección tipo de airframe

Para el diseño del UAV basado en una estructura de ala fija se pueden distinguir una serie de tipos de estructuras, haciendo una analogía con modelos reales en el aeromodelismo son:

- **Avión:** Corresponden a la categoría de aviones entrenadores y acrobáticos, son modelos de alta velocidad enfocados a maniobras agresivas, cuyos ángulos de ataque son elevados, presentan inestabilidad en velocidades bajas. Ver Figura 30 a)
- **Planeador:** Dentro del aeromodelismo se pueden encontrar categorías de planeador simple y motorizados, este tipo de avión se caracteriza por aprovechar las corrientes de aire y mantener tiempos de vuelo elevados debido a su elevada superficie alar. Ver Figura 30 b)
- **Delta:** También conocidos como aviones sin cola (tailless), son modelos veloces cuya estructura alar se asemeja a la letra griega “delta”, este tipo de UAV no necesita de flaps para aterrizar, pierden sustentación a velocidades bajas. Ver Figura 30 c)



Figura 30. Airframes

Considerando las configuraciones mencionadas anteriormente se determinará la más adecuada para cumplir con los requisitos presentados por la voz del usuario en el desarrollo de la casa de la calidad, mediante un procedimiento sencillo mostrado diagrama de la Figura 31.

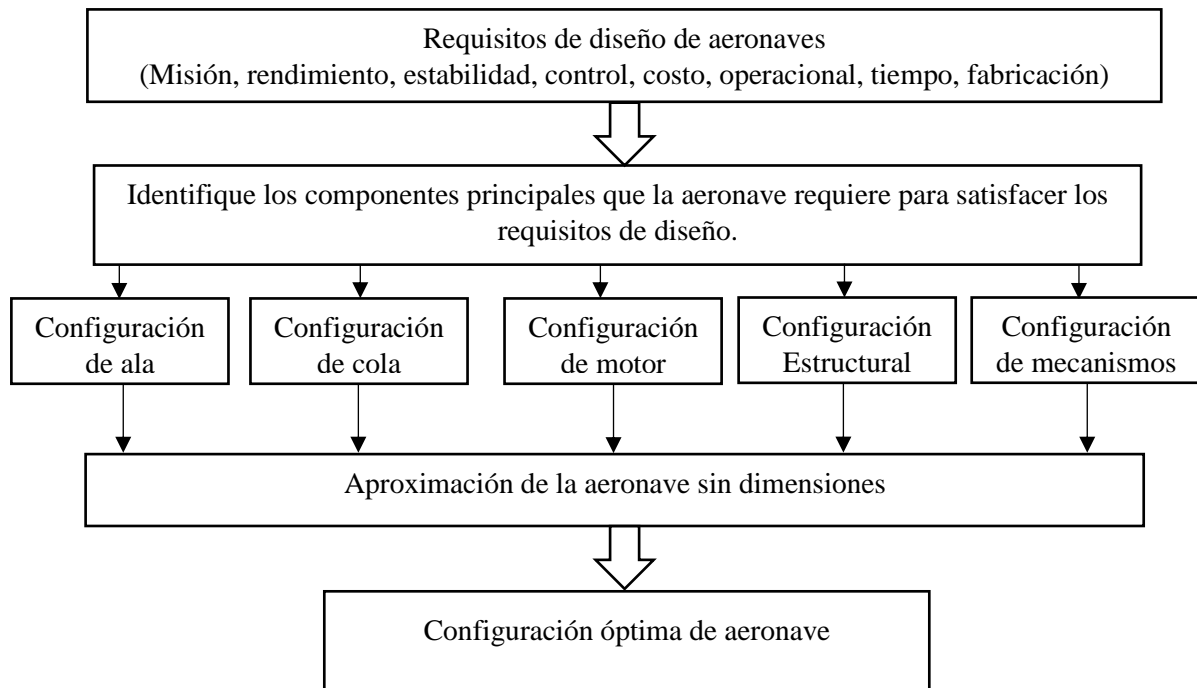


Figura 31. Diagrama para determinar el diseño conceptual del UAV

3.4.1. Funciones de los componentes principales de la aeronave

Una aeronave “incluye principalmente el ala, la cola horizontal, la cola vertical (VT), el fuselaje, el sistema de propulsión, el tren de aterrizaje y las superficies de control” (Sadraey, 2012, p.50). Para seleccionar la configuración que debe tener cada componente de la aeronave es primordial conocer a cabalidad la función que cada uno desempeña. Cada componente tiene interrelaciones con otros componentes, la siguiente tabla resume la función principal de cada componente.

Tabla 3*Funciones de los principales componentes de la aeronave*

N°	Componente	Función Principal	Principales áreas de influencia
1	Ala	Generar sustentación	Rendimiento de la aeronave, estabilidad lateral
2	Fuselaje	Alojamiento de los equipos electrónicos (carga)	Rendimiento de la aeronave, estabilidad longitudinal y lateral
3	Cola horizontal	Proporcionar estabilidad longitudinal	Control y ajuste longitudinal
4	Cola vertical	Proporcionar estabilidad direccional	Control y ajuste direccional, sigilo
5	Motor	Generar empuje	Rendimiento de la aeronave, sigilo, control
6	Tren de aterrizaje	Permitir despegue y aterrizaje	Rendimiento de la aeronave, sigilo
7	Superficies de control	Controlar	Maniobrabilidad

Fuente: (Sadraey, 2012)

3.4.2. Alternativas para configuración alar

Existen diferentes alternativas para elegir una alternativa de configuración alar, muchas de ellas pueden satisfacer los requisitos de diseño, no obstante, cada una alternativa elegida presenta ventajas y desventajas, por lo tanto, la elección depende de la aplicación de la aeronave, el aprovechamiento de la superficie alar entre otros.

“Los principales impactos de las alternativas de configuración de las alas se imponen en el costo, la duración de la producción, la facilidad de fabricación, la estabilidad lateral, el rendimiento, la maniobrabilidad y la vida útil de la aeronave” (Sadraey, 2012, p.50). Para seleccionar una configuración de ala se puede hacer uso de los diferentes aspectos mostrados en la Figura 32.

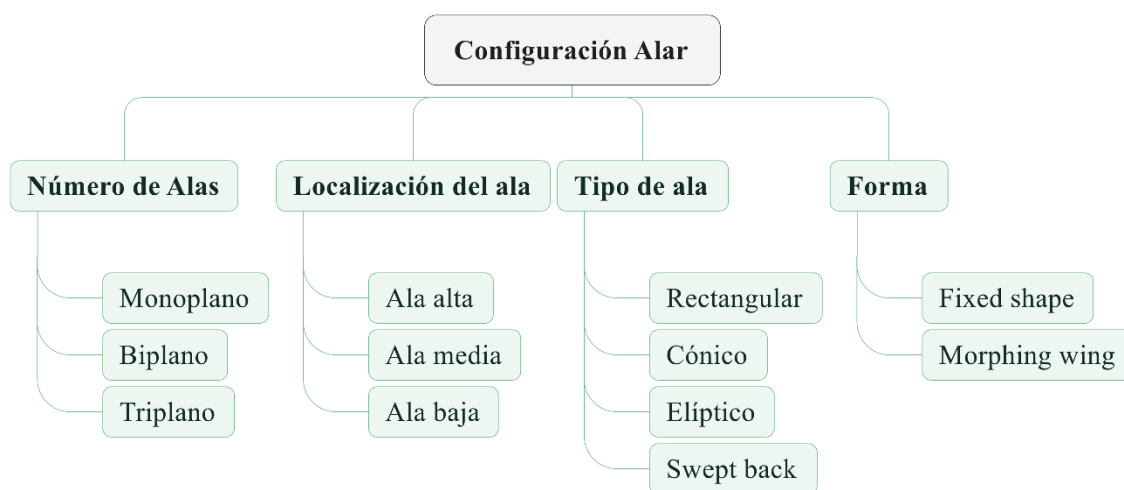


Figura 32. Configuración Alar

El análisis técnico para determinar los parámetros de diseño más adecuado se presenta en el apartado de diseño de ala.

3.4.3. Alternativas para configuración de cola

Las diferentes opciones para elegir un tipo de cola se observan la Figura 33.

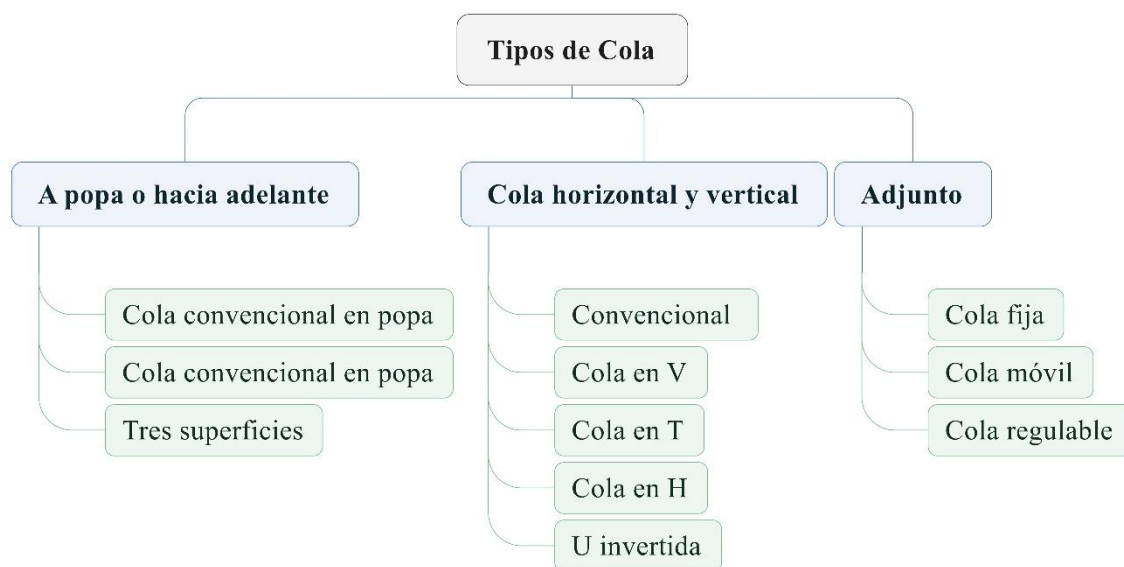


Figura 33. Tipos de configuración de cola

Las especificaciones técnicas del tipo de cola seleccionado se presentan en el apartado de diseño de cola.

3.4.4. Alternativas para configuración de fuselaje

Existen una variedad de posibles configuraciones de fuselaje para aviones comerciales, para el aeromodelismo se puede utilizar una aproximación de un modelo real, tomando como referencia la función principal que es alojar la carga útil, componentes electrónicos, influir en el control longitudinal, direccional y en la estabilidad, la Figura 34 muestra algunos tipos de fuselajes utilizados.

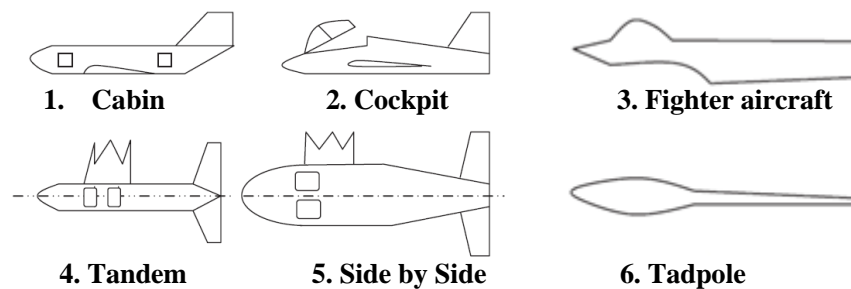


Figura 34. Alternativas de fuselajes
Fuente: (Sadraey, 2012)

3.4.5. Configuración para el sistema de propulsión

De manera similar que los componentes anteriores se puede seleccionar la alternativa que más se ajuste a los requerimientos establecidos, la Figura 35 muestra algunas opciones a elegir para el sistema de propulsión.

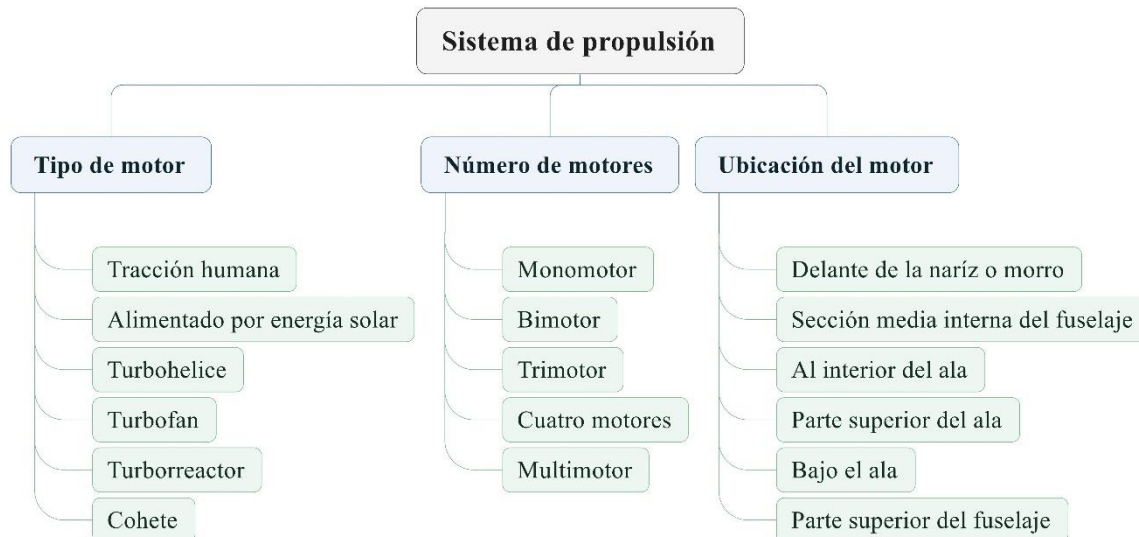


Figura 35. Aspectos del sistema de propulsión

Las especificaciones técnicas del tipo de motor que conforme el sistema de propulsión, así como la potencia requerida se muestran en una sección posterior.

3.4.6. Componentes principales de la aeronave con alternativas de diseño

Como primera instancia es elegir una categoría de UAV de ala fija de acuerdo a las características antes mencionadas de cada uno de ellos, se elige una estructura tipo planeador ya que la posibilidad de una superficie alar considerable otorga un lugar estratégico para la colocación de paneles solares que permitirán aprovechar una fuente de energía no convencional, uno de los requisitos de la casa de la calidad y generar la cantidad suficiente de corriente y voltaje para alimentar los sistemas electrónicos obteniendo un tiempo de vuelo prolongado que es otro de los requerimientos de diseño. Las alternativas de cada componente que se muestra en la

Tabla 4. serán debidamente validadas en el apartado de cálculos de diseño y aproximadas mediante simulación.

Tabla 4*Alternativas de componentes de la aeronave*

N°	Componente	Alternativa
1	Ala	Número de alas: Monoplano Localización: Ala alta Tipo: Rectangular
2	Fuselaje	Geometría: Tadpole shape
3	Cola horizontal	Tipo: Convencional Ubicación: Cola de popa
4	Cola vertical	Individual
5	Motor	Tipo: Eléctrico (Alimentado por energía solar) Ubicación: Delante de la nariz Numero de motores: monomotor

3.5. Selección de perfil aerodinámico

Para el diseño de modelos o aviones a escala el paso más importante es la selección del perfil aerodinámico, dependiendo del tipo de avión existe una amplia gama de perfiles que se pueden elegir dentro de la base de datos de bibliotecas, sin embargo, el diseñador debe tener la capacidad de interpretar los datos que se ofrecen para elegir un perfil que se ajuste a sus necesidades.

El proceso de selección no requiere de cálculos laboriosos para determinar las características de cada perfil, se puede realizar una comparación directa mediante el empleo de las curvas polares y coeficientes aerodinámicos facilitando la elección, para ello se empleará la base de datos de la biblioteca “UIUC Applied Aerodynamics Group” donde se aplican una serie de filtros para reducir los candidatos dentro de la base de datos:

- Tipo de avión.
- Alto coeficiente de sustentación.
- Bajo coeficiente de resistencia al aire o arrastre.
- Bajo coeficiente de momento de cabeceo.

- Bajo número de Reynolds.

En las secciones anteriores se ha definido el tipo de avión, siendo el adecuado un modelo tipo planeador, con respecto a los coeficientes aerodinámicos se obtienen gráficamente dentro de las curvas características del perfil, no obstante, el número de Reynolds recomendado para planeadores es de 250.000 para una velocidad igual a 32 mph (14,3053 m/s) y para modelos de competición un valor adecuado es de 700.000 para una velocidad de 90 mph (40,233 m/s). Teniendo en cuenta estos parámetros en la Tabla 5 se muestran los perfiles alares seleccionados para la comparativa.

Tabla 5

Características perfiles alares para UAV solar.

Nombre	Descripción	Serie
Hobie SM	Hobie Hawk airfoil – Bajo número Reynolds	Hobie Hawk R/C
A18 SM	Perfil de vuelo libre de bajo número de Reynolds	Archer A18 F1C
CR001 SM	Perfil aerodinámico de lanzamiento manual, bajo número de Reynolds (suavizado)	Cody Robertson
E387	Eppler E387, bajo número de Reynolds	Eppler

Fuente: (UIUC, 2019)

3.5.1. Gráficas comparativas entre perfiles aerodinámicos

Una vez determinados los perfiles alares a ser analizados de acuerdo a los requisitos de selección, se procede a comparar sus características aerodinámicas mediante el programa XFLR5. “Es un programa informático que permite realizar cálculos aerodinámicos. Está basado en Xfoil, permite realizar análisis aerodinámicos de perfiles, pero además incluye la posibilidad de estudiar la aerodinámica de un ala o incluso de un avión completo” (Moreno, Pacheco, & García, 2017, p.5).

Gráfica C_l vs C_d (Curva Polar)

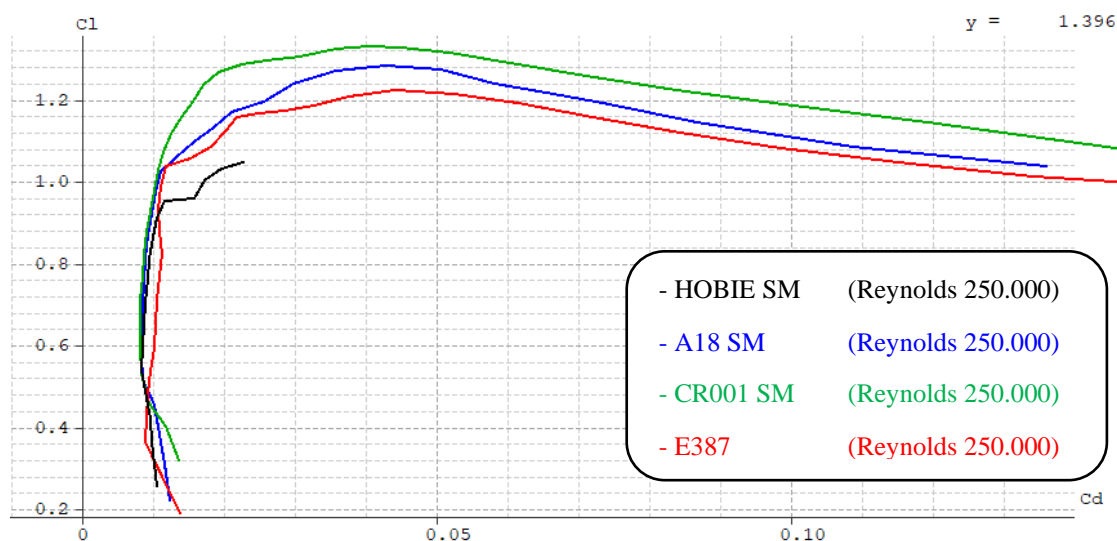


Figura 36. Curva polar.

Cuando el perfil entra en pérdida, el C_D aumenta fuertemente y la polar deja de parecerse a una parábola. Cuando aumenta el número de Reynolds las ramas de la polar tienden a presentar menos convexidad, resultando un C_D ligeramente menor para el mismo C_L (o ángulo de ataque). (Franchini & López, 2012, p.129)

En la Tabla 6 se indican los coeficientes de sustentación máximos y sus correspondientes coeficientes de arrastre para cada perfil en función de las estimaciones obtenidas de la Figura 36.

Tabla 6

Coefficientes de sustentación máximos y arrastre.

Nombre perfil	Coefficiente de Sustentación (C_L)	Coefficiente de arrastre (C_D)
Hobie SM	1,043	0,023
A18 SM	1,279	0,043
CR001 SM	1,330	0,040
E387	1,225	0,045

La Figura 36 representa una comparativa de los perfiles seleccionados y diferenciados por escalas de color, de acuerdo a la Tabla 6 el coeficiente de sustentación máximo (C_L) es 1,33 obtenido del perfil CR001 SM para un coeficiente de arrastre (C_D) igual 0,04, mientras que los otros perfiles presentan coeficientes de sustentación inferiores, sin embargo, otro perfil alar que cuyas características aerodinámicas son aceptables es A18 SM con un C_L máximo igual a 1,279 presentando un ligero incremento en el coeficiente C_D correspondiendo a un valor de 0.043.

Gráfica C_L vs Ángulo de ataque (Curva de sustentación)

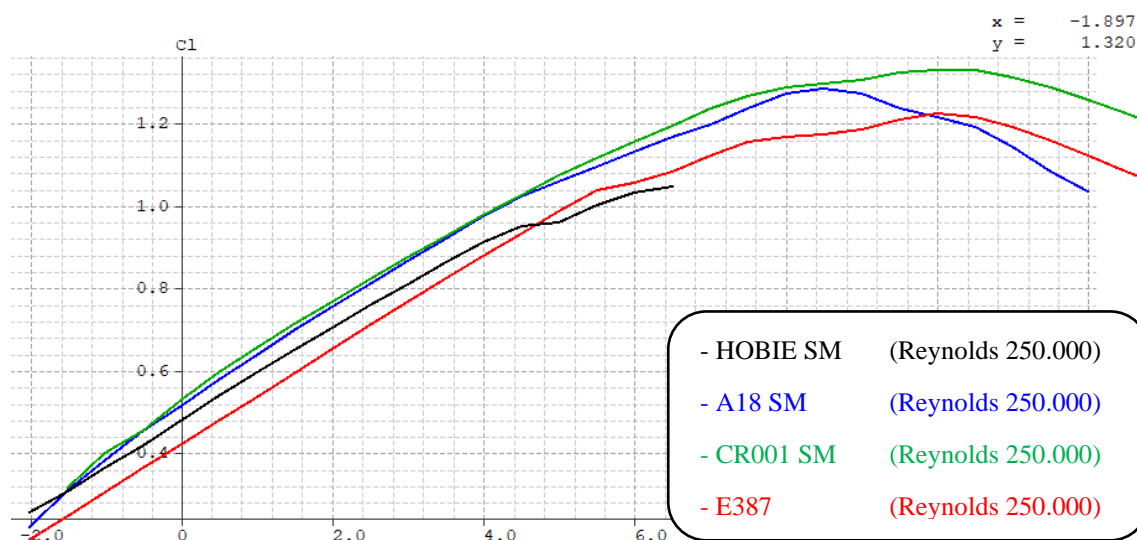


Figura 37. Curva de sustentación.

En la Figura 37 se muestra la relación que posee el coeficiente de sustentación en función de una variación del ángulo de ataque medido con respecto a la cuerda, se puede observar que todos los perfiles aerodinámicos presentan un valor de sustentación a un ángulo de 0° esto se debe a la geometría del perfil, es decir, su intradós es cóncavo. Todos los perfiles poseen una región estable donde el C_L presenta proporcionalidad a los cambios del ángulo de ataque hasta un cierto valor

donde el coeficiente de sustentación se reduce drásticamente al variar pocos grados, dicha propiedad es conocida como entrada en pérdida.

En la Tabla 7 se indican los coeficientes de sustentación máximos y sus correspondientes ángulos de ataque para cada perfil en función de las estimaciones obtenidas de la Figura 37.

Tabla 7

Coeficientes de sustentación máximos y ángulos de ataque.

Nombre perfil	Coeficiente de Sustentación (C_L)	Coeficiente de arrastre (C_D)	Ángulo de ataque (AoA)
Hobie SM	1,043	0,023	6,5°
A18 SM	1,279	0,043	8,5°
CR001 SM	1,330	0,040	10,5°
E387	1,225	0,045	10,2°

El máximo valor de sustentación medido en la curva polar del perfil CR001 SM es de 1,33 y corresponde a un ángulo máximo de 10,5°, asimismo, para el perfil A18 SM a pesar de tener una sustentación similar al perfil CR001 SM ofrece un menor rango de trabajo en función al ángulo de ataque cuya diferencia es de 2°, el perfil que ofrece otro rango aceptable es el E387 con 10,2°.

Gráfica c_m vs ángulo de ataque (Coeficiente de momentos)

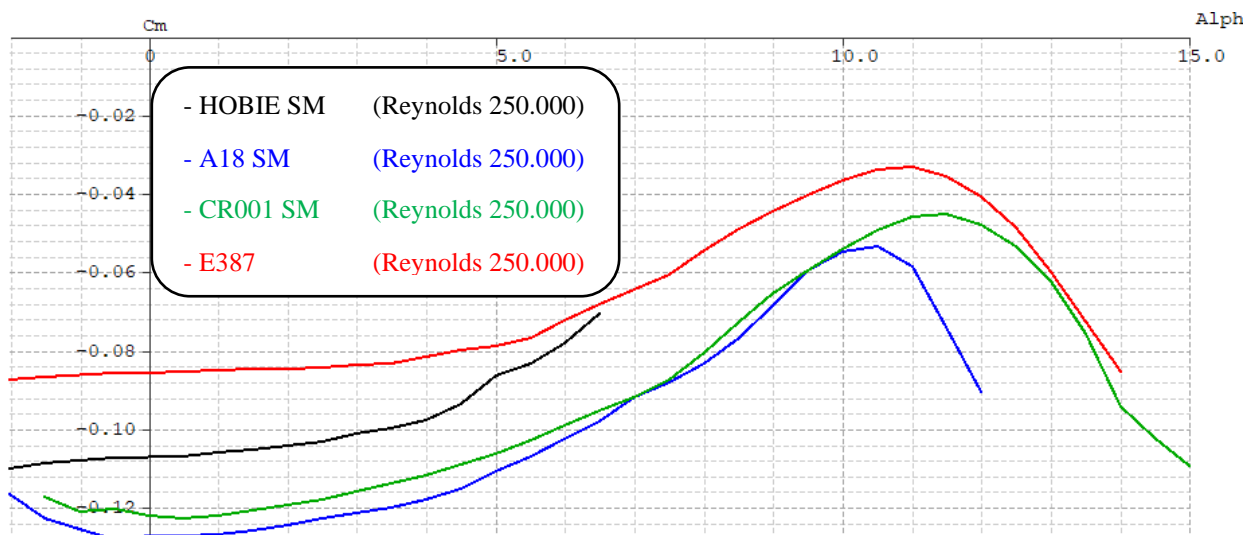


Figura 38. Curva de coeficiente de momentos.

Todos los perfiles aerodinámicos presentan coeficiente de momentos negativos, tanto si se toma en $c/4$ como si se toma en el centro aerodinámico, lo que implica que el momento (o el coeficiente de momento) tiende a girar el perfil en sentido anti horario, es decir que tiende a disminuir el ángulo de ataque. Cuando un perfil o un avión gira disminuyendo el ángulo de ataque, se dice que está *picando*, por el contrario, cuando aumenta el ángulo de ataque, se dice que realiza un movimiento de *encabritado*. (Franchini & López, 2012, p.130)

A mayor curvatura en el intradós del perfil se experimenta un mayor momento de cabeceo dicha característica se puede observar en la Figura 38, dado que todos los perfiles seleccionados no son simétricos poseen un momento negativo a tener en cuenta durante el proceso de balanceo, se puede verificar que cerca del ángulo máximo antes de la pérdida se observa un cambio brusco de la curva de momentos, la Tabla 8 muestra el coeficiente de momentos máximo.

Tabla 8*Coefficiente de momentos.*

Nombre perfil	Coefficiente de Sustentación (C_L)	Coefficiente de arrastre (C_D)	Coefficiente de momentos (C_M)
Hobie SM	1,043	0,023	-0,107
A18 SM	1,279	0,043	-0,127
CR001 SM	1,330	0,040	-0,122
E387	1,225	0,045	-0,085

De acuerdo con la **Tabla 8** se pueden ver los coeficientes máximos obtenidos para un ángulo de ataque de 0° , es un factor a tener en cuenta durante el proceso de ubicar el centro de gravedad del UAV siendo el perfil con menor coeficiente de momentos el E387 cuyo coeficiente es -0,085 donde el signo negativo indica el sentido de giro, en este caso el momento es antihorario con respecto a la nariz del avión.

Gráfica c_l/c_d vs ángulo de ataque

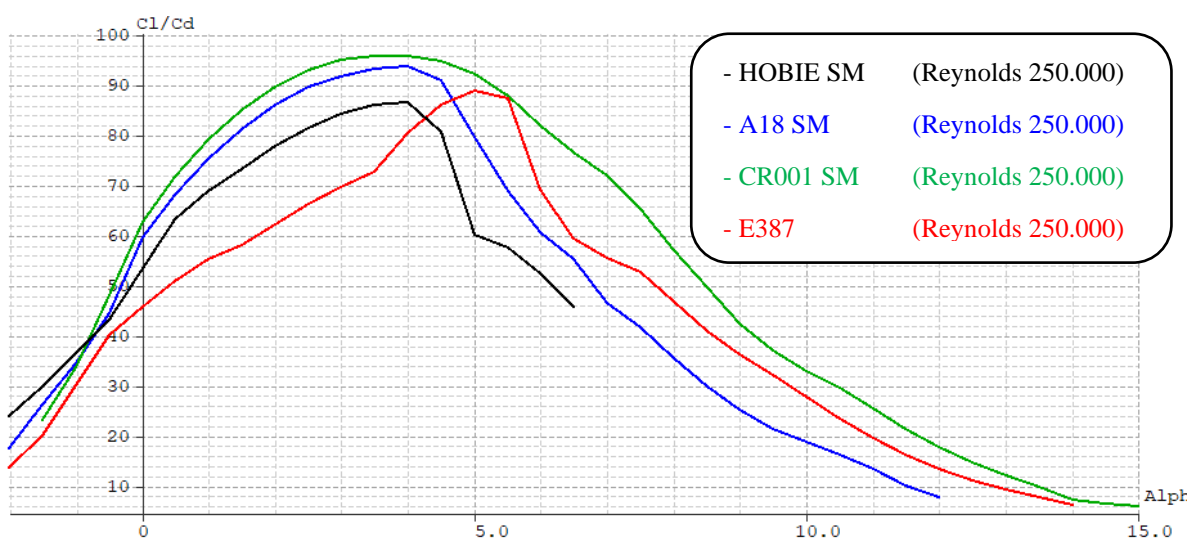


Figura 39. Curva de relación C_L/C_D con respecto al ángulo de ataque.

Durante el desarrollo de la sección teórica, se hace referencia a la relación C_L/C_D como la interpretación de la finura aerodinámica, mientras más alto sea el valor de la relación de coeficientes se incrementa el rendimiento del perfil aerodinámico para un ángulo de ataque dado, es decir, se obtiene una mayor capacidad de sustentación y el mínimo coeficiente de arrastre, de acuerdo a la Figura 39 se pueden identificar los puntos de rendimiento máximo de cada perfil resumidos en la Tabla 9.

Tabla 9
Finura aerodinámica.

Nombre perfil	Finura aerodinámica (C_L/C_D)	Ángulo de ataque (AoA)
Hobie SM	86,55	4,03°
A18 SM	93,74	3,96°
CR001 SM	95,80	3,47°
E387	88,61	5,03°

En función de los datos obtenidos de la Tabla 9, el perfil que muestra un mejor rendimiento es el CR001 SM con un rendimiento igual a 95,80 para un ángulo de ataque de 3,47°, otra alternativa con una elevada relación de coeficientes es el perfil A18 SM con un valor de 93,74 para un ángulo de 3,96°.

Una vez analizadas todas las curvas características de todos los perfiles aerodinámicos propuestos, el perfil CR001 SM ofrece una mayor capacidad de sustentación, un coeficiente de arrastre bajo y un amplio rango de trabajo en función del ángulo de ataque con respecto a los otros perfiles alares, teniendo en cuenta el rendimiento que puede alcanzar el perfil CR001 SM es la mejor alternativa a pesar de presentar un coeficiente de momentos elevado, sin embargo, se puede

atenuar el efecto del C_M durante el proceso de balanceo de pesos del UAV, la geometría del perfil se muestra en la Figura 40.

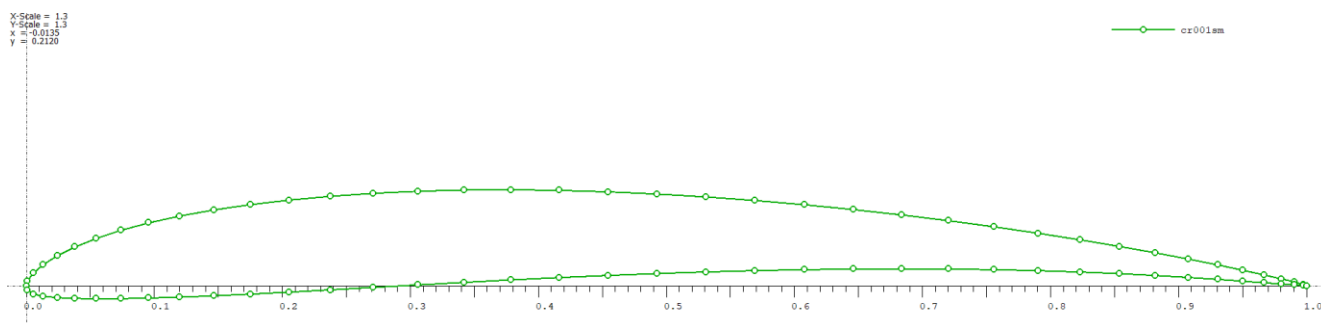


Figura 40. Perfil aerodinámico CR001 SM.

3.6. Velocidad de crucero

Para el diseño de un avión a escala es importante definir la velocidad del prototipo y a su vez, calcular el número de Reynolds dependiendo del tipo de avión y la relación existente entre las fuerzas de inercia y la viscosidad de un fluido, en este caso el aire.

Como punto referencial, se toma los valores típicos de número de Reynolds para planeadores de la Tabla 10 siendo cantidades que oscilan entre 100.000 y 250.000, teniendo en cuenta que el prototipo a construir es un modelo a radio control se toma en consideración un nuevo rango de 100.000 a 400.000, para asegurar un valor máximo de sustentación se toma un número de Reynolds igual a 250.000 siendo un valor recomendado para aeromodelismo.

Tabla 10

Valores típicos de números de Reynolds para aviones.

Tipo de aeronave	Número de Reynolds
Avión comercial.	10.000.000 o superior
Avioneta.	1.000.000 o superior
Planeador a máxima velocidad (Raíz alar).	5.000.000
Planeador a mínima velocidad (Punta alar).	500.000

CONTINÚA 

Avión de competencia a máxima velocidad.	1.000.000 (raíz alar)
	500.000 (punta alar)
Ala delta, aeroplanos ultraligeros.	200.000 (raíz alar)
	600.000 (punta alar)
Planeadores R.C.	400.000 (Vel. de crucero)
	100.000 (Planeo)
Planeadores de modelo largo (Planeo sobre termales).	100.000 (Planeo en termales)
	250.000 (Penetración)
Planeadores (A-1, A-2), Wakefields, d'Hiver etc.	80.000 (máximo)
	30.000 (mínimo)
Modelos de interior.	10.000

Fuente: (Simons, 1995)

En función del número de Reynolds se calcula la velocidad estimada que puede desempeñar el prototipo, mediante la Ecuación (4).

$$R_e = V * c * K \quad (4)$$

Donde:

- V = Velocidad del prototipo (*mph*).
- c = Cuerda del perfil aerodinámico (*in*).
- $K = 1 / \text{Viscosidad cinemática del aire.}$

La cuerda del perfil aerodinámico se dimensiona de acuerdo a la longitud de extradós necesario para albergar el conjunto de paneles solares y a su vez el espesor del perfil alar debe ser suficiente para agregar un conjunto de vigas para reforzar el ala del avión, para ello se emplea una cuerda de 330,72 mm (13,02 in).

(Lennon, 1996) afirma: “La relación de viscosidad K al nivel del mar es 780; a 5000 ft es 690 y a 10000 ft es 610” (p.7). Como una medida referencial de la ciudad de Ambato donde se

realizarán las pruebas de vuelo posee una altura de 2500 m.s.n.m. (8202,1 ft), se realiza una interpolación lineal utilizando la relación de viscosidad en función de la altura, se obtiene un K igual a 692,309.

Una vez definidas las variables de la Ecuación (4) se calcula la velocidad, al tratarse de una ecuación simplificada la variable K permite calcular de forma eficiente la velocidad del UAV directamente en millas por hora, siendo:

$$V = \frac{R_e}{c * K}$$

$$V = \frac{250\ 000}{13,02\ in * 692,309}$$

$$V = 27,735\ mph$$

La velocidad que puede describir el avión para un número de Reynolds de 250 000 es 27,735 mph, es decir, 12,398 m/s.

3.7.Carga y superficie alar

Se define la carga alar como la relación existente entre el peso que puede cargar un avión con respecto a su superficie alar, es decir, en función del tipo de aeronave se selecciona un factor adecuado que permitirá dimensionar el ala del prototipo, la Tabla 11 muestra los valores correspondientes de carga alar para diferentes aeromodelos.

Tabla 11

Carga alar para aeromodelos.

Tipo de aeronave	Carga alar W/S (Kg/m ²)
Alta velocidad, alta maniobrabilidad.	7,32

CONTINÚA 

Deportivos de velocidad moderada.	5,80
Entrenadores de baja velocidad.	4,27
Planeadores de ladera.	3,97
Planeadores.	3,05

Fuente: (Gutiérrez & Morales, 2009)

El factor de carga para planeadores es 3,05 Kg/m² y de acuerdo a la estimación de peso se calcula la superficie alar del prototipo, mediante la Ecuación (5).

$$Carga\ alar = \frac{W}{S} \quad (5)$$

Donde:

- W = Peso (Kg)
- S = Superficie alar (m^2)

Despejando la superficie de la Ecuación (5), se expresa dicha variable en función del peso y el factor de carga previamente seleccionado.

$$S = \frac{W}{Carga\ alar}$$

$$S = \frac{3,5\ Kg}{3,05\ Kg/m^2}$$

$$S = 1,150\ m^2 = 1,150 \times 10^6\ mm^2$$

$$S = 1,783 \times 10^3\ in^2$$

3.8.Envergadura

Para estimar la envergadura se parte del cálculo de la superficie alar, teniendo en consideración una plataforma rectangular se emplea la Ecuación (6) que describe el área del ala en función de la cuerda y la longitud alar.

$$S = b * c \quad (6)$$

Donde:

- b = Longitud de ala (mm)
- c = cuerda (mm)

Despejando la longitud del ala de la Ecuación (6), se determina la envergadura como:

$$b = \frac{S}{c}$$

$$b = \frac{1,150 \times 10^6 \text{ mm}^2}{330,72 \text{ mm}}$$

$$b = 3,479 \times 10^3 \text{ mm}$$

3.9.Relación de aspecto

La relación de aspecto (AR) representa la longitud del ala de un avión con respecto a su cuerda, posee un mayor impacto en el “arrastre inducido” que aparece durante el proceso de levantamiento y generalmente se representa físicamente como “la resistencia generada en las puntas del ala, donde el aire a alta presión desde debajo del ala sube sobre las puntas de las alas hacia la zona de baja presión generando turbulencias” (Science Learning Hub, 2011).

A un mayor AR se menora la resistencia inducida y en conjunto con bordes de ala estrechos evitan la aparición de turbulencias de punta de ala siendo reemplazados por vórtices reducidos, aporta a la elevación por grado de ángulo de ataque, es decir, el prototipo puede volar con la aplicación de un ángulo más bajo (Lennon, 1996).

Para calcular la relación de aspecto se emplea la Ecuación (7).

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (7)$$

Entonces, para el diseño del prototipo UAV se tiene:

$$AR = \frac{(3,479 \times 10^3 \text{ mm})^2}{1,151 \times 10^6 \text{ mm}^2} = 10,521$$

De acuerdo al tipo de avión, la relación de aspecto puede variar como se muestra en la Tabla 12, para la categoría correspondiente a planeadores radiocontrolados el AR puede variar desde 8 a 10, por lo tanto, el valor calculado de acuerdo a la envergadura y superficie alar propuesta satisface el requerimiento de diseño.

Tabla 12

Relación de aspecto para tipos de avión RC.

Tipo de modelo	Carga alar W/S (Kg/m ²)	Relación de aspecto
Alta velocidad. (Elevada maniobrabilidad)	6,713 – 7,934	4 – 6
Velocidad moderada. (Deportivo)	4,882 – 6,713	6 – 8
Baja velocidad. (Entrenador)	3,662 – 4,882	8 – 10
Planeadores de ladera.	3,662 – 4,272	8 – 10
Planeadores.	2,441 – 3,662	10 – 15

Fuente: (Lennon, 1996)

3.10. Determinación del ángulo de ataque del perfil aerodinámico (AoA)

Para una carga alar de $3,05 \text{ Kg/m}^2$ ($9,995 \text{ oz/ft}^2$) y una velocidad de crucero de $12,398 \text{ m/s}$ ($27,735 \text{ mph}$) se puede utilizar gráficas experimentales que permiten obtener de forma rápida un valor aproximado del coeficiente de sustentación adecuado para la determinación del ángulo de ataque, la Figura 41 indica el coeficiente aproximado para las condiciones aerodinámicas propuestas.

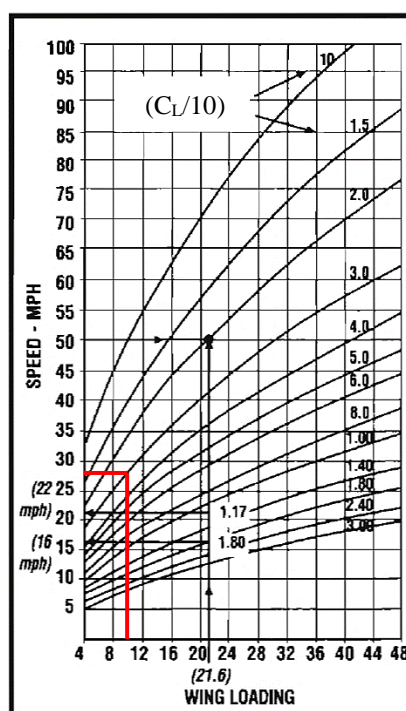


Figura 41. Nomografía para la determinación de coeficiente de sustentación.

Fuente: (Lennon, 1996)

De acuerdo a la nomografía de la Figura 41, se requiere un coeficiente de sustentación igual a 0,3 no obstante, dicho valor referencial aprovecha apenas el 22,5% de la capacidad de sustentación del perfil CR001 SM, entonces, se toma un coeficiente de levantamiento en función de un valor mínimo de arrastre, siendo el C_L seleccionado igual a 1,1 correspondiente a un C_D de 0,012 y un ángulo de ataque positivo igual a $5,346^\circ$ como se muestra en la Figura 42.

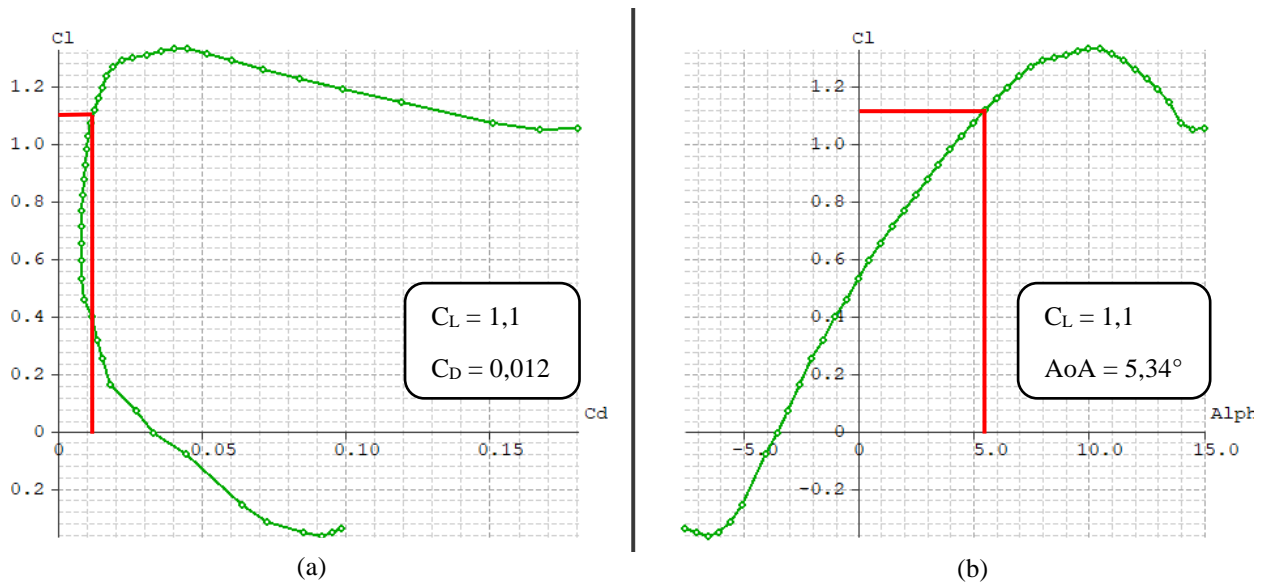


Figura 42. a) Sustentación respecto al arrastre. b) Sustentación del perfil CR001 SM

Posteriormente, se determina el ángulo al cual la sustentación del perfil es nula, de acuerdo a la Figura 42 (b) la intersección de la curva de levantamiento es cero cuando el ángulo de ataque es $-3,545^\circ$, por lo tanto, el ángulo de interés se expresa como:

$$\alpha_0 = |-3,545^\circ| + 5,346^\circ$$

$$\alpha_0 = 8,891^\circ$$

El ángulo de ataque teórico, conocido por la abreviatura de “Angle of attack” (AoA) se calcula mediante la expresión simplificada mostrada en la Ecuación (8):

$$AoA = \alpha_0 + \frac{(18,24 * C_L) * (1 + T)}{AR} \quad (8)$$

Donde:

- α_0 = Sección correspondiente al ángulo de ataque del perfil aerodinámico.
- C_L = Coeficiente de sustentación obtenido de la curva del perfil aerodinámico.

- AR = Relación de aspecto.
- T = Factor de ajuste de plataforma.

El factor de ajuste (T) depende de la forma del ala teniendo en consideración la relación de aspecto o la relación de la cuerda en la raíz y al borde del ala, para una plataforma rectangular se utiliza la gráfica experimental mostrada en la Figura 43, se selecciona el factor T igual a 0,22.

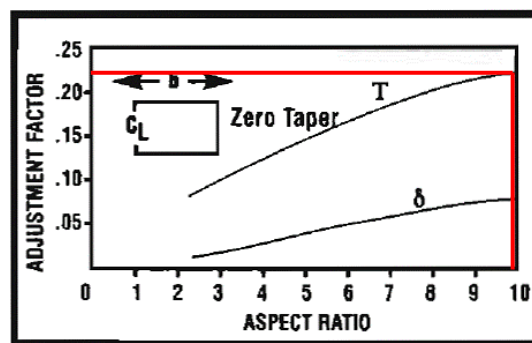


Figura 43. Factor de corrección para alas rectangulares.
Fuente: (Lennon, 1996)

Una vez definidos todos los parámetros, se calcula el ángulo de ataque:

$$AoA = 8,891^\circ + \frac{(18,24 * 1,1) * (1 + 0,22)}{10,521}$$

$$AoA = 11,217^\circ$$

Para un C_L de 1,1 y un ángulo de ataque igual a $11,217^\circ$, se calcula la pendiente que presenta la curva de sustentación del perfil en la región lineal comprendido en el rango de -2° hasta $6,55^\circ$, es decir, una variación de 0,09806 por cada grado.

Posteriormente, se calcula el coeficiente de sustentación necesario para levantar un peso de 3,5 Kg, teniendo en cuenta parámetros de diseño previamente definidos se emplea la Ecuación (9).

$$C_L = \frac{Lift * 3519}{\sigma * v^2 * S} \quad (9)$$

Donde:

- $Lift$ = Peso bruto del modelo (*oz*)
- v = Velocidad de crucero del prototipo (*mph*)
- S = Superficie alar (*in²*)
- σ = Relación de densidad del aire.

Para mantener el equilibrio aerodinámico, la fuerza de sustentación debe ser igual al peso de todo el prototipo, el valor definido en los parámetros de diseño es 3,5 Kg (123,459 oz).

“La relación de densidad del aire al nivel del mar es 1, a 500 pies de altura la relación es 0,8616 y a 10.000 pies la relación toma un valor de 0,7384” (Lennon, 1996, p.15). Realizando una interpolación lineal para la altura de la ciudad de Ambato ubicada a 2.500 m.s.n.m. (8202,1 ft) se determina la relación igual a 0,7827.

El coeficiente necesario se calcula como:

$$C_L = \frac{123,459 \text{ oz} * 3519}{0,7827 * (27,735 \text{ mph})^2 * 1,783 \times 10^3 \text{ in}^2}$$

$$C_L = 0,4045$$

Teniendo en cuenta la pendiente calculada para la región lineal de la curva de sustentación, se calcula el ángulo de ataque requerido de acuerdo a las características del perfil aerodinámico.

$$AoA = 0,4045 * \frac{\text{grado}}{0,09806}$$

$$AoA = 4,125^\circ$$

Considerando el ángulo donde el coeficiente de levantamiento es nulo ($-3,54^\circ$) se resta del ángulo de ataque, siendo:

$$AoA = 4,125^\circ - 3,54^\circ$$

$$AoA = 0,585^\circ$$

$$AoA = 0,0102 \text{ rad}$$

Por lo tanto, el ala se establece en un ángulo de incidencia de $0,585^\circ$ grados con respecto a la línea central del fuselaje en el desarrollo de los planos del modelo CAD.

3.11. Diedro

El diedro de un avión se obtiene por medio de un cierto levantamiento de las extremidades del ala con respecto a su sección central, dicho ángulo está formado por el plano de las cuerdas de la sección inclinada a los extremos del ala y por un plano imaginario trazado perpendicularmente al plano de simetría del avión, que pasa por la cuerda de la sección central del ala. (Jones, 1945, p.159)

Durante una maniobra de guiñada / alabeo el avión experimenta un flujo de aire cruzado sobre el ala e influye directamente a la estabilidad lateral, visualmente se representa como un desnivel del ala alrededor del eje X (longitudinal), cuando se disponen de diedros el efecto de incidencia del aire genera mayor sustentación en el ala baja cuyo ángulo de ataque es mayor ocurriendo lo contrario en el ala alta, de esta forma se produce un alabeo que devuelve al avión a su posición horizontal.

Dependiendo de la configuración del ala se pueden emplear diferentes ángulos comprendidos entre 2 a 5 grados, sin embargo, hay que tener en consideración que a mayor ángulo de diedro implica una reducción de la capacidad de sustentación de la aeronave debido a la disminución de la superficie alar, para modelos RC con alerones se sugieren los siguientes ángulos:

- Ala alta: 2 grados.
- Ala media: 3 grados.
- Ala baja: 4 grados.

Para el diseño del UAV previamente se definió la configuración de ala alta, por lo tanto, se empleará un ángulo de diedro de 2 grados.

3.12. Diseño de fuselaje

El diseño del conjunto fuselaje requiere ser robusto para soportar y trasportar la carga útil, resistir condiciones de vuelo y aterrizaje, además de servir de punto de anclaje para el conjunto alar y cola, en diseño conceptual del UAV se eligió una estructura de tipo planeador por lo que para el diseño del fuselaje se toma en consideración como punto de partida. Según Simons (1995): “Al diseñar fuselajes para planeadores, se puede esperar un flujo laminar sobre la parte delantera, tal vez hasta el ala. Esto sugiere que los cuerpos sean de una baja resistencia laminar” (p.153). En él se localizará la electrónica de control y de potencia, baterías y en caso de requerir alguna carga adicional por lo que el diseño debe reducirse a algo sencillo, pero cumpla con las expectativas de la misión de la aeronave.

Para obtener un modelo de fuselaje según Sadraey (2012) se puede hacer uso de siguientes pasos:

1) Identificar los requisitos de diseño del fuselaje

Al tratarse de un vehículo aéreo no tripulado los requisitos de diseño son reducidos con respecto a avión comercial ya que no se debe considerar el factor humano como pasajero, piloto, personal técnico, asistentes, compartimento de combustible, tren de aterrizaje etc., por lo tanto, los requisitos se reducen a alojar los componentes electrónicos, mantener la integridad de la estructura del prototipo, incluir bajo peso y generar un arrastre bajo. Sadraey (2012) Afirma: “El arrastre del fuselaje generalmente contribuye del 30 al 50% del arrastre de elevación cero (C_{D0}) de la aeronave. Además, el fuselaje puede estar diseñado aerodinámicamente de modo que proporcione hasta el 50% de la elevación total” (p.343).

Los parámetros de mayor importancia que deben determinarse durante el proceso de diseño son la longitud del fuselaje L_f y el diámetro máximo del mismo D_f .

2) Seleccionar el diseño del fuselaje (geometría): vista lateral, vista frontal y vista superior.

La forma externa y el volumen del fuselaje están en función lo que se desea almacenar en su interior. Para aproximar el diseño se debe elegir una forma genérica que proporcione un bajo coeficiente de arrastre C_D , visto desde el punto aerodinámico una de las formas más utilizadas en planeadores propulsados como no propulsados corresponde a la forma “tadpole”, es decir en forma de renacuajo como se observa en la Figura 44 (d).

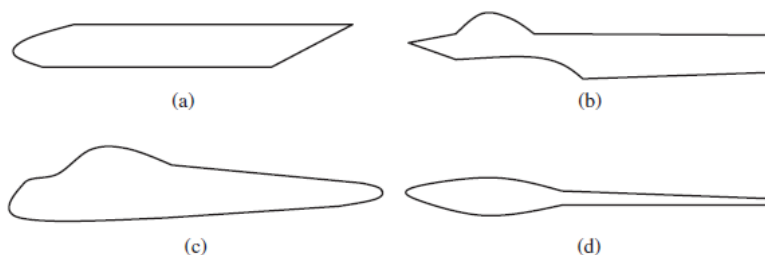


Figura 44. Formas genéricas para fuselaje
Fuente: (Sadraey, 2012)

La forma Tadpole con sección circular que se extiende a lo largo del eje longitudinal de la aeronave presenta un coeficiente de arrastre bajo C_D frente a otros modelos semejantes con pequeñas variantes, los cuales se pueden observar en la Figura 45.

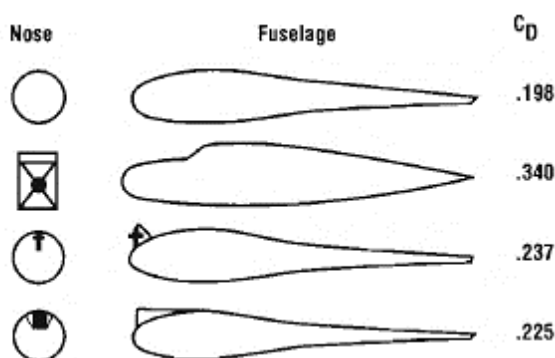


Figura 45. Coeficientes de arrastre para fuselaje
Fuente: (Lennon, 1996)

Además, al no poseer tren de aterrizaje para ascenso y descenso hace que el arrastre total del fuselaje no sea alto y que se deba considerar utilizar un material resistente y ligero para la construcción del mismo.

3) Establecer la relación óptima longitud-diámetro del fuselaje (L_f / D_f) opt.

El objetivo de encontrar una relación óptima entre la longitud y diámetro óptimo del fuselaje es obtener un bajo coeficiente de arrastre de elevación cero C_{D0} , que no es más que la resistencia parasita producida por la propia geometría de cada fuselaje, para aeronaves de velocidad

subsónica la Ecuación (10), relaciona estos dos parámetros en función de la relación de esbeltez f_{LD} .

$$f_{LD} = 1 + \frac{60}{(L/D)^3} + 0.0025 \left(\frac{L}{D}\right) \quad (10)$$

Existen coeficientes basados en modelos comerciales de aeronaves con el objetivo de encontrar la mejor relación entre la longitud y diámetro de esos fuselajes, los cuales se detallan en la Tabla 13.

Tabla 13

Relación de esbeltez del fuselaje de varios aviones comerciales.

Aeronave	Tipo	L_f / D_f
Reims F337F Super Skymaster	Utilidad	3,2
Cessna 208	Aviación general ligera	6,8
Cessna Citation III	Transporte ligero de aviación general	8
Pilatus PC-7	Entrenador	7
BAE ATP	Transporte	9,6
STEMME S10	Planeador con motor	7,2
ATR 52C	Carga	7,5
Firecracker	Entrenador	7,5

Fuente: (Sadraey, 2012)

Por lo tanto, el valor óptimo para la relación longitud-diámetro corresponde a la expresión de la Ecuación (11).

$$\left(\frac{L_f}{D_f}\right)_{opt} = 7,2 \quad (11)$$

Se considera un diámetro de 90mm debido a que el componente de mayor volumen corresponde a una batería de polímero de litio 6s con dimensiones $155 \times 48 \times 54 \text{mm}$ la cual

servirá para realizar pruebas de vuelo del prototipo, el objetivo de sobredimensionar el diámetro máximo es debido a que la geometría tadpole presenta secciones de diferente diámetro con lo cual deben realizar superficies de anclaje en el cuerpo interno del fuselaje que permitan fijar cada componente, que tengan el espacio necesario y no generen interferencia entre sí. Entonces la longitud ideal en función del diámetro sería la siguiente:

$$L_f = 7,2 * D_f$$

$$L_f = 648mm$$

El valor calculado es un valor ideal que puede ser modificado posteriormente de ser necesario.

4) Calcular el diámetro máximo del fuselaje D_f

El diámetro máximo se determinó en la sección anterior, el cual se puede observar en la Figura 46.

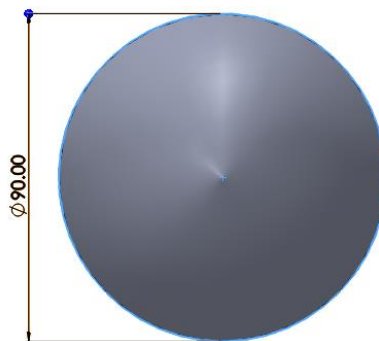


Figura 46. Diámetro máximo del fuselaje

5) Diseñar la sección de nariz del fuselaje.

La sección de la nariz es el lugar donde se fijará el motor encargado de otorgar el empuje necesario al UAV, puesto que se puede determinar en función de la longitud y el diámetro del

motor seleccionado se puede aproximar mediante la Ecuación (12) de manera que se produzca una cantidad mínima de resistencia.

$$L_N = 1,5 * D_f \quad (12)$$

La longitud del motor incluyendo el eje donde se colocará el spinner y las hélices es de aproximadamente $77mm$, por lo tanto, se puede calcular el diámetro donde se colocará el motor mediante la expresión:

$$77mm = (1,5)(D_f)$$

$$D_f = 51.33mm$$

El diámetro calculado se aproximará a $52mm$ para efectos de diseño como se observa en la Figura 47.

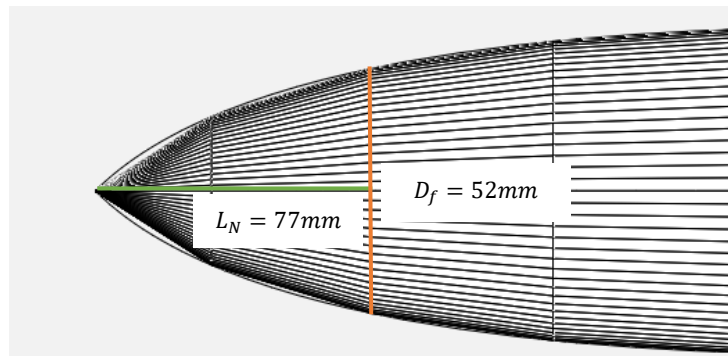


Figura 47. Nariz del fuselaje

6) Diseñar la sección trasera del fuselaje.

El fuselaje será unido a los estabilizadores horizontal y vertical por medio de un tubo de fibra de carbono el cual tiene un diámetro $D_{TC} = 30mm$ para proporcionar estabilidad longitudinal a toda la estructura y realizar un buen balance con el objetivo de obtener peso de

nariz, debido a que ese facto ayuda a proporcionar un mejor comportamiento en vuelo que un prototipo con peso en cola, para poder fijar el tubo de carbono a la sección trasera del fuselaje es necesario extender la longitud final del fuselaje por lo que el valor de L_f se aumenta a $750mm$.

7) Optimizar.

Finalmente, a través de los 3 diámetros obtenidos en los puntos anteriores se puede aproximar un modelo de fuselaje como el que se muestra en la Figura 48.

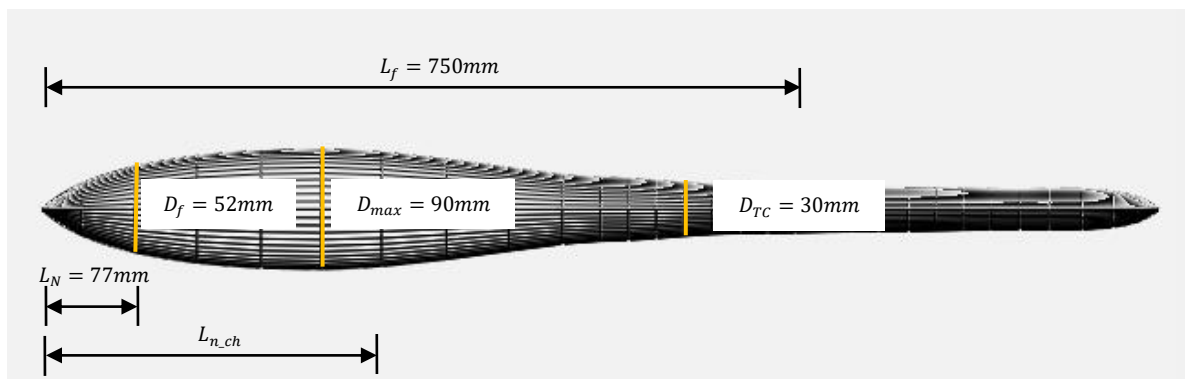


Figura 48. Fuselaje

El ala necesita ser empotrado en el fuselaje, al elegir una configuración de ala alta es necesario realizar un corte que permita montar y desmontar el conjunto alar del fuselaje ya que se trata de un prototipo de ala desmontable, para logra esto se utiliza la relación de 1 a 1.5 veces el valor de la cuerda, por lo tanto, se emplea la Ecuación

$$L_{n_ch} = 1,25 * c \quad (13)$$

$$L_{n_ch} = 1,25 * 330,72mm$$

$$L_{n_ch} = 413,375 mm$$

Además, se requiere de un ángulo de incidencia formado entre el eje longitudinal del avión del y la cuerda del ala, este valor es igual al valor del ángulo de ataque en ausencia de un flujo inducido de aire por lo que se utiliza un valor de $AoA = 0,585^\circ$, un ángulo que permite un vuelo estable de toda la plataforma aérea, por lo tanto para realizar la sección para montaje y desmontaje del ala se aproxima el valor de $AoA = 0,6^\circ$ y se reduce el valor de L_{n_ch} a $400mm$ ya que se utilizará un spinner de longitud igual a $12mm$ para colocar las hélices obteniendo así un valor muy cercano al valor calculado en la etapa constructiva, la nueva configuración de fuselaje se muestra en la Figura 49.

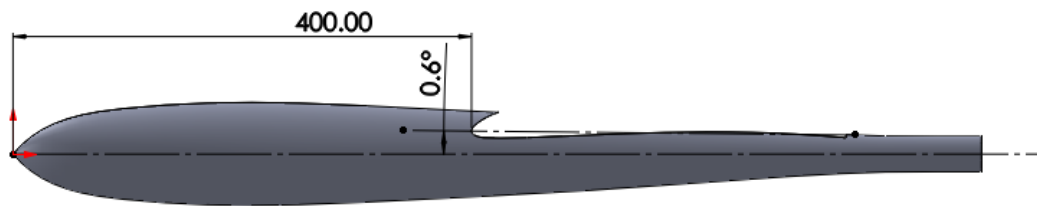


Figura 49. Sección del fuselaje para fijar el ala.

Finalmente, se realiza un corte de la nariz del fuselaje previamente determinado para poder instalar el mecanismo de propulsión de la aeronave, ya que las corrientes de aire permitirán que el motor se enfríe durante el tiempo de funcionamiento, evitando sobrecalentamiento del sistema en mención y de los equipos cercanos, en la Figura 50 se puede observar el diseño final del fuselaje que también incluye una cúpula que permitirá acceder al sistema electrónico del UAV para realizar acciones de instalación, revisión y mantenimiento.



Figura 50. Fuselaje UAV

3.13. Diseño de la cola

3.13.1. Diseño de estabilizador horizontal

1) Seleccionar la configuración de cola y su localización.

Para ello se emplea la configuración en “T” invertida debido a sus prestaciones aceptables de estabilidad, ajuste (direccional, longitudinal) y facilidad de construcción, además, este tipo de cola es recomendado para modelos tipo entrenador, los parámetros de selección se muestran en la Tabla 14.

Tabla 14

Configuración y localización de empenaje.

Parámetro	Descripción
Localización de cola	Popa
Configuración de cola	Convencional (“T invertida”)
Configuración de ajuste	Fijo

2) Seleccionar el coeficiente de volumen para estabilizador horizontal.

El diseño del prototipo se basa en un avión tipo planeador, por lo tanto, de acuerdo a la Tabla 15 el coeficiente de volumen V_H es 0,6.

Tabla 15

Valores típicos para coeficientes de volumen para estabilizadores.

Tipo de avión	Coeficiente de volumen	
	Estabilizador horizontal (V_H)	Estabilizador Vertical (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

CONTINÚA 

Canard	0,6	0,05
Agrícola	0,5	0,04
Turbohélice gemelo	0,9	0,08
Entrenador de 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

Fuente: (Sadraey, 2012)

3) Calcular la distancia (l_{opt}) para reducir la resistencia aerodinámica y peso del avión.

Esta característica se mide desde el centro aerodinámico del empenaje con respecto al centro de gravedad del avión necesario para reducir el efecto del arrastre y la acción del peso, el esquema de la distancia requerida se muestra en la Figura 51.

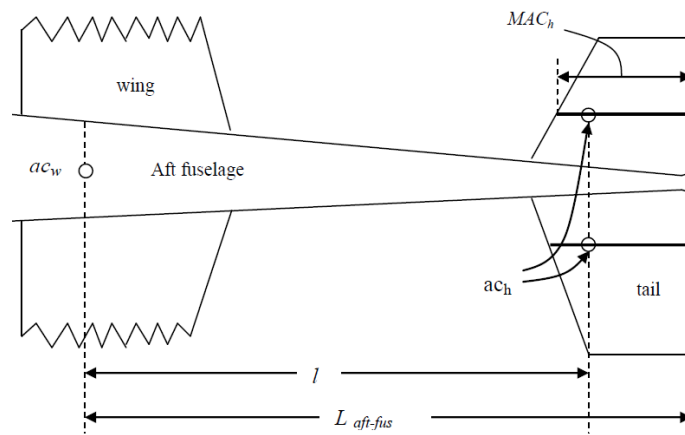


Figura 51. Distancia entre centro aerodinámico y centro de gravedad.

Fuente: (Sadraey, 2012)

La longitud óptima se puede calcular empleando la Ecuación (14):

$$l_{opt} = K_c \sqrt{\frac{4 * c * S * \bar{V}_H}{\pi * D_f}} \quad (14)$$

Donde:

- K_c = Factor de corrección.
- c = Cuerda (mm)
- S = Superficie alar (mm^2)
- \bar{V}_H = Coeficiente de volumen para estabilizador horizontal.
- D_f = Diámetro máximo del fuselaje (mm)

El factor de corrección K_c puede variar entre 1 a 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 aumenta hasta 1,4. (Sadraey, 2012, p.311)

El modelo del fuselaje del prototipo posee una geometría tipo *Tadpole shape*, por lo tanto, el factor de corrección es 1 siendo el máximo diámetro del fuselaje de 90 mm, el cálculo de la distancia l_{opt} se calcula como:

$$l_{opt} = 1 * \sqrt{\frac{4 * 330,72 \text{ mm} * 1,150 * 10^6 \text{ mm}^2 * 0,6}{\pi * 90 \text{ mm}}}$$

$$l_{opt} = 1796,753 \text{ mm}$$

$$l_{opt} = 1,796 * 10^3 \text{ mm}$$

4) Calcular la superficie de la cola horizontal (S_t).

El área de la cola horizontal se puede calcular partiendo de la ecuación que permite dimensionar el coeficiente de volumen para estabilizador horizontal como se muestra en la Ecuación (15).

$$\bar{V}_H = \frac{l}{c} * \frac{S_h}{S} \quad (15)$$

Donde:

- S_h = Superficie de cola horizontal (mm^2)

Previamente, se determinaron los parámetros correspondientes a la longitud óptima (l_{opt}), cuerda (c), superficie alar (S) y el coeficiente de volumen de la cola horizontal (\bar{V}_H), se despeja el área de la Ecuación (15).

$$S_h = \frac{\bar{V}_H * c * S}{l}$$

$$S_h = \frac{0,6 * 330,72 \text{ mm} * 1,150 \times 10^6 \text{ mm}^2}{1,796 \times 10^3 \text{ mm}}$$

$$S_h = 127,058 \times 10^3 \text{ mm}^2$$

5) Calcular el momento de cabeceo aerodinámico entre el ala y fuselaje.

El coeficiente de cabeceo del ala/fuselaje ($C_{m_{o_{wf}}}$) puede ser calculado mediante la Ecuación (16).

$$C_{m_{o_{wf}}} = C_{m_{af}} * \frac{AR * \cos^2(\Lambda)}{AR + 2 * \cos(\Lambda)} + 0,01 * AoA \quad (16)$$

Donde:

- $C_{m_{af}}$ = Coeficiente de cabeceo del perfil aerodinámico del ala.
- AR = Relación de aspecto.
- Λ = Ángulo de barrido del ala (estrechamiento del ala)

- AoA = Ángulo de ataque del ala en grados.

El coeficiente de momento ($C_{m_{af}}$) se determina a partir de la gráfica C_m vs C_L correspondiente al perfil aerodinámico seleccionado, siendo el coeficiente de sustentación igual a 0,4045 mediante la Figura 52 se determina el coeficiente de momento cuyo valor es -0,121.

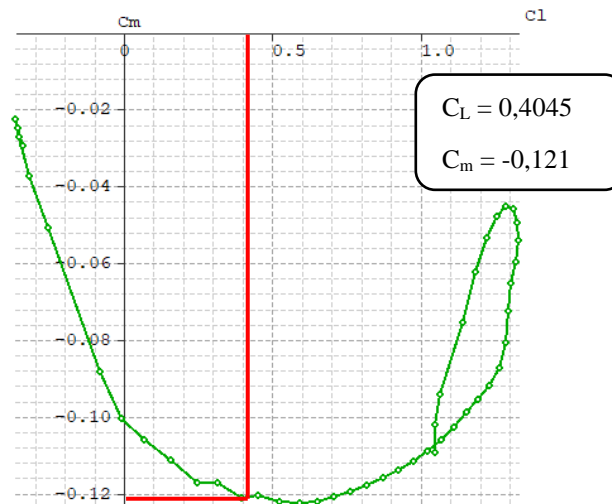


Figura 52. Gráfica C_m vs C_L .

El tipo de ala diseñado debido al requerimiento de un alto nivel de sustentación no posee un ángulo de estrechamiento a diferencia de alas de tipo trapezoidal, al ser un ala rectangular el ángulo de barrido (Λ) es cero. Asimismo, el ángulo de ataque del ala (AoA) previamente calculado es $0,585^\circ$ y la relación de aspecto (AR) es 10,521 teniendo en cuenta los parámetros necesarios, se calcula el momento de cabeceo aerodinámico entre el ala y fuselaje.

$$C_{m_{o_{wf}}} = -0,121 * \frac{10,521 * \cos^2(0)}{10,521 + 2 * \cos(0)} + (0,01 * 0,585^\circ)$$

$$C_{m_{o_{wf}}} = -0,0958$$

6) Calcular el coeficiente de elevación deseado de la cola horizontal en la velocidad de crucero.

Para determinar el coeficiente de sustentación de la cola horizontal se emplea la Ecuación (17) basado en los parámetros de compensación longitudinal.

$$C_{m_{o_{wf}}} + C_L(h - h_o) - \eta_h * \bar{V}_H * C_{L_h} = 0 \quad (17)$$

Donde:

- h = Factor de ubicación del centro de gravedad del avión con respecto a la cuerda del perfil aerodinámico.
- h_o = Factor de ubicación del centro aerodinámico del ala/fuselaje con respecto a la cuerda del perfil aerodinámico.
- η_h = Eficiencia de cola horizontal.
- C_{L_h} = Coeficiente de elevación de cola horizontal.

Para calcular la posición del centro aerodinámico del ala/fuselaje se emplea la variable (h_o) que puede tomar valores de 0,2 a 0,25 para la mayoría de configuraciones de aviones, otro parámetro de diseño importante es la ubicación del centro de gravedad con respecto a la cuerda del ala, se denota como (h) cuyo límite puede variar de 0,1 a 0,3 (Sadraey, 2012). La ubicación de los parámetros h_o y h dentro de la geometría de un avión se muestra en la Figura 53.

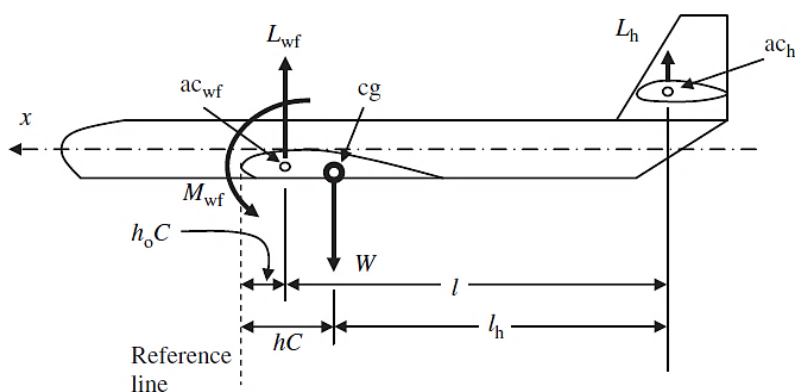


Figura 53. Distancias entre centro de gravedad y centros aerodinámicos.
Fuente: (Sadraey, 2012)

De acuerdo a la teoría de diseño de aeronaves de Lennon (1996) afirma que el centro aerodinámico se encuentra al 25% de la MAC ($0,25 * MAC$) y la ubicación del centro de gravedad dependerá de la estabilidad requerida del diseño, usando como analogía la posición de una esfera de metal colocada en un recipiente que varía su concavidad como se muestra en la Figura 54, entonces, el centro de gravedad se toma al 30% de la MAC ($0,30 * MAC$).

Por lo tanto, el factor de posición del centro de gravedad h se asigna un valor de 0,3 y h_o correspondiente al factor de posición del centro aerodinámico es 0,25.

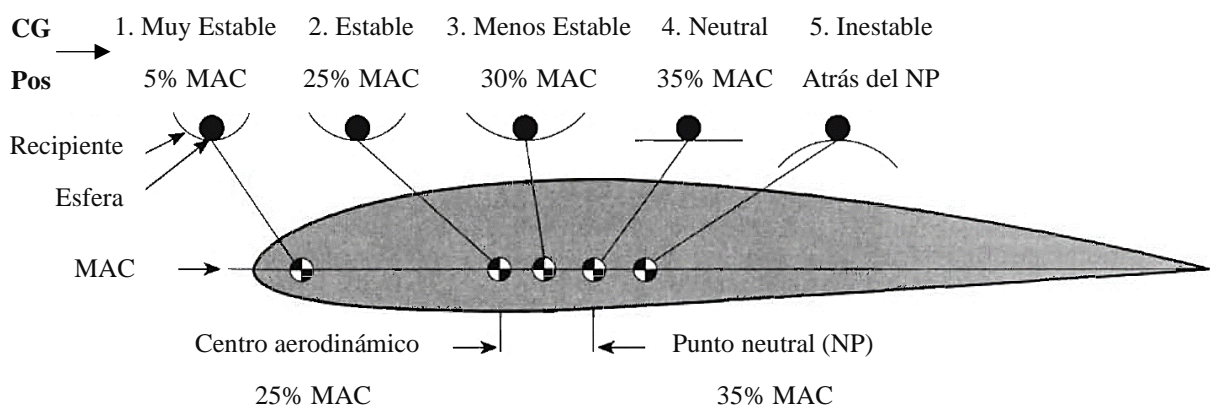


Figura 54. Estabilidad gráfica de una esfera de acero sobre un platillo cóncavo.
Fuente: (Lennon, 1996)

El valor de la eficiencia correspondiente a la cola convencional para un avión varia de 0,85 a 0,95, no obstante, una cola en “T” puede adoptar una eficiencia igual a 1 debido a que la estela generada por el ala y fuselaje no tiene efecto sobre dicha configuración, para el diseño se ha propuesto una cola convencional “T invertida” y se asume una eficiencia igual a 0,9.

El coeficiente de elevación de la cola horizontal se calcula como:

$$C_{L_h} = \frac{C_{m_{o_{wf}}} + C_L(h - h_o)}{\eta_h * \bar{V}_H}$$

$$C_{L_h} = \frac{-0,0958 + 0,4045 * (0,3 - 0,25)}{0,9 * 0,6}$$

$$C_{L_h} = -0,139$$

7) Seleccionar el perfil aerodinámico para cola horizontal.

Los criterios de selección del perfil aerodinámico para el diseño de la cola horizontal se basan en dos propiedades: el perfil debe ser simétrico y más delgado que la superficie aerodinámica del ala. También hay que considerar que el coeficiente de arrastre debe ser bajo, en el diseño actual el espesor máximo del perfil del ala CR001 SM es 24,54 mm y representa el 7,42% de la cuerda.

Al tratarse de una sección alar muy pequeña se empleará un perfil NACA 0006, cuya nomenclatura refiere a un perfil simétrico debido a sus primeros dos dígitos (00) y los últimos dígitos (06) especifican el espesor máximo en porcentaje de la cuerda, es decir, el espesor máximo corresponde al 6% de la cuerda, las curvas características se muestran en la Figura 55.

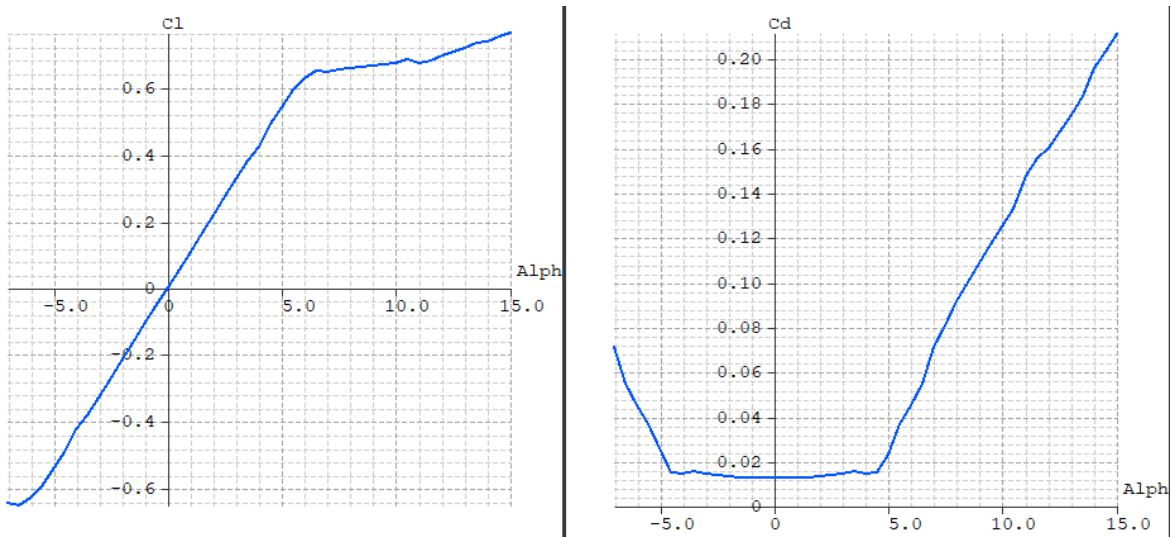


Figura 55. Curvas aerodinámicas del perfil NACA 0006.

Las propiedades del perfil alar seleccionado se muestran en la Tabla 16.

Tabla 16

Propiedades aerodinámicas del perfil NACA 0006.

C_{li}	C_{dmin}	C_m	$(C_l/C_d)_{max}$	α_0	α_s	C_{lmax}	C_{la}	$(t/c)_{max}$
0	0,012	0	32,21	0	6,896	0,656	6,559	6%

8) Calcular la relación de aspecto y conicidad para la cola horizontal.

Para el cálculo de la relación de aspecto de la cola horizontal se basa en un factor de proporción al AR del ala, como se muestra en la Ecuación (18).

$$AR_h = \frac{2}{3} AR_w \quad (18)$$

La relación se calcula como:

$$AR_h = \frac{2}{3} * 10,521$$

$$AR_h = 7,014$$

Posteriormente, se determina la relación de conicidad de la cola horizontal para incrementar la estabilidad, controlabilidad lateral y disminuir el peso en cola, en la Ecuación (19) se muestra los parámetros necesarios para el cálculo de la conicidad de la cola.

$$\lambda_h = \frac{C_{h_{punta}}}{C_{h_{raíz}}} \quad (19)$$

Donde:

- $C_{h_{punta}}$ = Longitud de cuerda al extremo de la cola horizontal (*mm*)
- $C_{h_{raíz}}$ = Longitud de cuerda en la raíz de la cola horizontal (*mm*)

La conicidad en la cola es menor a diferencia del ala debido a la necesidad de reducir el peso, además, la distribución de sustentación generado en la cola no es indispensable a diferencia del conjunto alar, por lo tanto, su relación de conicidad varía de 0,7 a 1, para el diseño del UAV se tomará la relación (λ_h) como 0,7.

9) Determinar el ángulo de barrido y diedro.

El ángulo de barrido ($\Lambda_{h_{LE}}$) se mide desde la proyección generada por el borde de entrada del perfil aerodinámico de la cola con respecto al eje y del plano *xy* del avión, es decir, el eje longitudinal que atraviesa el fuselaje de la aeronave, toma el mismo valor que el barrido del ala siendo para este caso:

$$\Lambda_{h_{LE}} = 0^\circ$$

Asimismo, el diedro es el mismo del ala.

$$\Gamma_h = 2^\circ$$

10) Determinar la pendiente de la curva de sustentación correspondiente al perfil aerodinámico de la cola horizontal.

Al igual que el ala, la superficie de la cola genera cierta sustentación siendo un parámetro importante a considerar la pendiente de la curva de sustentación de la cola horizontal ($C_{L_{\alpha,h}}$) se calcula mediante la Ecuación (20).

$$C_{L_{\alpha,h}} = \frac{C_{L_{\alpha}}}{1 + \frac{C_{L_{\alpha}}}{\pi * AR_h}} \quad (20)$$

Donde:

- $C_{L_{\alpha}}$ = Coeficiente de sustentación de la cola horizontal.
- AR_h = Relación de aspecto.

Teniendo en cuenta dichos parámetros, la pendiente se calcula como:

$$C_{L_{\alpha,h}} = \frac{6,559}{1 + \frac{6,559}{\pi * 7,014}}$$

$$C_{L_{\alpha,h}} = 5,054 \left(\frac{1}{rad} \right)$$

11) Calcular el ángulo de ataque del perfil aerodinámico de cola a velocidad de crucero.

El ángulo de incidencia en la cola horizontal (α_h), se calcula mediante la Ecuación (21).

$$\alpha_h = \frac{C_{L_h}}{C_{L_{\alpha,h}}} \quad (21)$$

Donde:

$$\alpha_h = \frac{-0,139}{5,054 \left(\frac{1}{rad}\right)}$$

$$\alpha_h = -0,028 \text{ rad}$$

$$\alpha_h = -1,604^\circ$$

12) Determinar el ángulo del flujo descendente de cola horizontal.

Durante el vuelo de un avión, el flujo de aire que pasa a través de la sección del ala genera vórtices de arrastre y a su vez se producen flujos de aire descendente en el borde de salida del perfil alar, la corriente descendente (ε) se calcula en función del ángulo de ataque del ala mediante la Ecuación (22).

$$\varepsilon = \varepsilon_o + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} * \alpha_w \quad (22)$$

Donde:

- ε_o = Ángulo de flujo descendente para un ángulo de ataque 0.
- $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ = Pendiente del flujo descendente.
- α_w = Ángulo de ataque del ala (AoA).

Entonces, el ángulo de la corriente descendente para un ángulo de ataque nulo se expresa en la Ecuación (23).

$$\varepsilon_o = \frac{2 * C_{Lw}}{\pi * AR_w} \quad (23)$$

Donde:

- C_{L_w} = Coeficiente de sustentación del ala.
- AR_w = Relación de aspecto del ala.

El ángulo de la corriente descendente se calcula como:

$$\varepsilon_o = \frac{2 * 0,4045}{\pi * 10,521}$$

$$\varepsilon_o = 0,0244 \text{ rad}$$

$$\varepsilon_o = 1,402^\circ$$

Para determinar la pendiente del flujo descendente ($\partial\varepsilon/\partial\alpha$) de la cola horizontal se emplea la Ecuación (24).

$$\frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha} = \frac{2 * C_{L_{\alpha_w}}}{\pi * AR_w} \quad (24)$$

Donde:

- $C_{L_{\alpha_w}}$ = Pendiente de la curva de sustentación del ala.

Previamente, se calcula la pendiente correspondiente a la curva de levantamiento del perfil del ala mediante la Ecuación (25).

$$C_{L_{\alpha_w}} = 1,8 * \pi * \left(1 + 0,8 * \frac{t_{max}}{c}\right) \quad (25)$$

Donde:

- t_{max} = Espesor máximo de la superficie de sustentación (mm)

$$C_{L_{\alpha_w}} = 1,8 * \pi * \left(1 + 0,8 * \frac{24,54 \text{ mm}}{330,72 \text{ mm}}\right)$$

$$C_{L_{\alpha,w}} = 5,990 \left(\frac{1}{rad} \right)$$

La pendiente del flujo es:

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \frac{2 * 5,990 \left(\frac{1}{rad} \right)}{\pi * 10,521}$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0,362 \left(\frac{1}{rad} \right)$$

Una vez definidos los componentes del flujo descendente, se tiene:

$$\varepsilon = 0,0244 \text{ rad} + 0,362 \left(\frac{1}{rad} \right) * (0,0102 \text{ rad})$$

$$\varepsilon = 0,028 \text{ rad}$$

$$\varepsilon = 1,609^\circ$$

13) Calcular el ángulo de incidencia de la cola horizontal.

Debido a la presencia de corrientes de aire descendentes en la cola horizontal, se define el ángulo de ataque efectivo en función del ángulo del fuselaje y el flujo del aire mediante la Ecuación (26).

$$\alpha_h = \alpha_f + i_h - \varepsilon \quad (26)$$

Donde:

- α_f = Ángulo de ataque del fuselaje medido entre la línea central de la cabina con respecto al plano de vuelo (AoA).

- $i_h =$ Ángulo de incidencia de la cola horizontal.

La representación gráfica de los ángulos que influyen en la determinación del ángulo de ataque efectivo de la cola se muestra en la Figura 56.

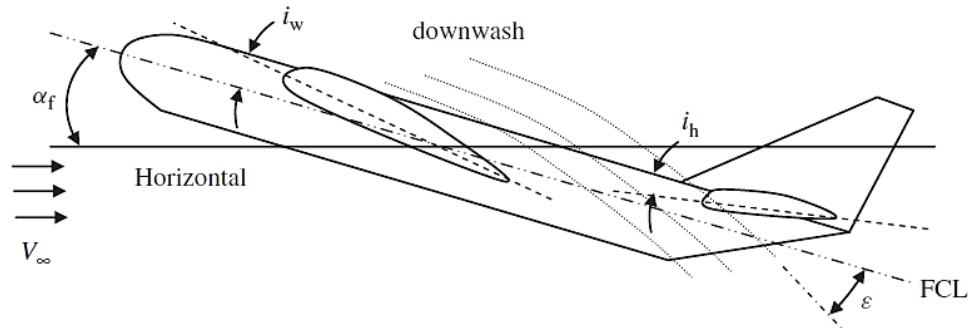


Figura 56. Ángulo de ataque efectivo de la cola.

Fuente: (Sadraey, 2012)

Teniendo en consideración que el vuelo del avión se basa en una estrategia de planeo constante, el ángulo del fuselaje con respecto a la línea de referencia es el calculado previamente como ángulo de ataque del ala (*AoA*) siendo $0,585^\circ$. La incidencia de la cola es:

$$i_h = \alpha_h - \alpha_f + \epsilon$$

$$i_h = -1,604^\circ - 0,585^\circ + 1,609^\circ$$

$$i_h = -0,58^\circ$$

14) Cálculo de envergadura y cuerda aerodinámica media de cola horizontal.

Para determinar la cuerda aerodinámica media conocida como MAC_h o también c_h , correspondiente a la cola horizontal se parte del análisis de la relación de aspecto y la superficie efectiva de la sección horizontal del empenaje, como se muestran en la Ecuación (27) y la Ecuación (28), respectivamente.

$$AR_h = \frac{b_h}{c_h} \quad (27)$$

$$S_h = b_h * c_h \quad (28)$$

Despejando b_h de la Ecuación (27) y reemplazando en la Ecuación (28), se obtiene una expresión que permite determinar la cuerda de la cola horizontal en función del área y la relación de aspecto de la misma, indicado en la Ecuación (29).

$$S_h = AR_h * c_h * c_h$$

$$c_h = \sqrt{\frac{S_h}{AR_h}} \quad (29)$$

Donde:

$$c_h = \sqrt{\frac{127,058 \times 10^3 \text{ mm}^2}{7,014}}$$

$$c_h = 134,591 \text{ mm}$$

Una vez determinada la cuerda media, se calcula la extensión total de la cola horizontal partiendo de la relación de aspecto de la Ecuación (27).

$$b_h = AR_h * c_h$$

$$b_h = 7,014 * 134,591 \text{ mm}$$

$$b_h = 994,025 \text{ mm}$$

Una vez determinados los parámetros básicos de la geometría estándar del diseño de cola horizontal, se puede dimensionar la conicidad de la cola partiendo de la cuerda aerodinámica media permitiendo calcular la cuerda en la raíz y punta de cola mediante la Ecuación (30).

$$c_h = \frac{2}{3} c_{hraíz} \left(\frac{1 + \lambda_h + \lambda_h^2}{1 + \lambda_h} \right) \quad (30)$$

Previamente se determinó la relación de conicidad (λ_h) igual a 0,7 y despejando la variable correspondiente al valor de la cuerda en la raíz de la Ecuación (30) se tiene:

$$c_{hraíz} = \frac{3}{2} c_h \left(\frac{1 + \lambda_h}{1 + \lambda_h + \lambda_h^2} \right)$$

$$c_{hraíz} = \frac{3}{2} (128,121 \text{ mm}) \left(\frac{1 + 0,7}{1 + 0,7 + (0,7)^2} \right)$$

$$c_{hraíz} = 156,715 \text{ mm}$$

La cuerda en la punta de la cola horizontal, se calcula empleando la misma relación de conicidad definida en la Ecuación (19) como:

$$\lambda_h = \frac{C_{hpunta}}{C_{hraíz}}$$

Donde:

$$C_{hpunta} = \lambda_h * C_{hraíz}$$

$$C_{hpunta} = 0,7 * 156,715 \text{ mm}$$

$$C_{hpunta} = 109,701 \text{ mm}$$

Gráficamente, cada uno de los parámetros calculados se ubican dentro de un esquema genérico de cola horizontal en la Figura 57, donde se muestran las dimensiones que deberá tener la geometría que compone la cola horizontal para el posterior diseño mecánico.

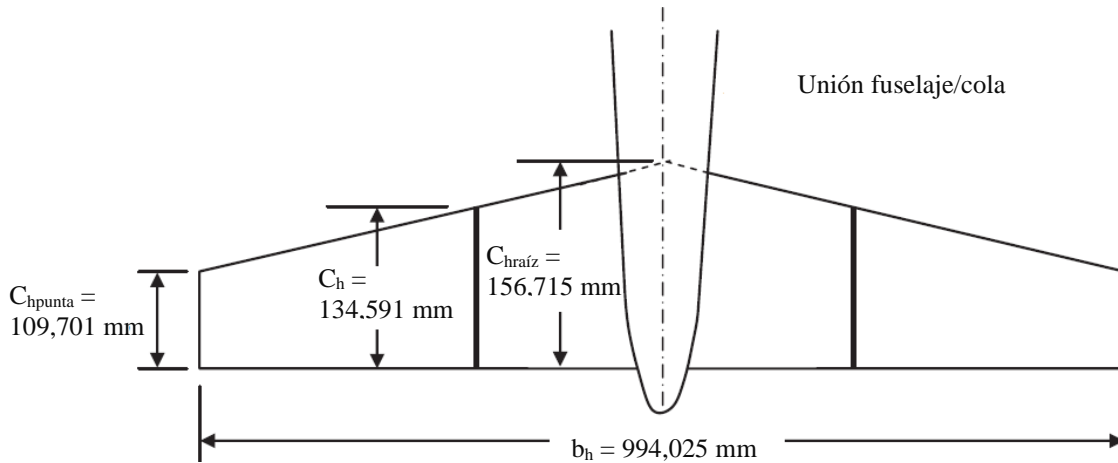


Figura 57. Geometría de cola horizontal.

15) Calcular la contribución de la cola horizontal para la estabilidad longitudinal del avión.

Finalmente, se debe comprobar la estabilidad longitudinal del avión, al tratarse de un aeroplano tipo planeador de ala fija su estabilidad se determina mediante la Ecuación (31).

$$c_{m\alpha} = c_{L\alpha_{wf}}(h - h_o) - c_{L\alpha_h} * \eta_h * \frac{S_h}{S} \left(\frac{l}{c} - h \right) \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \quad (31)$$

Donde:

- $c_{m\alpha}$ = Factor de derivativo de estabilidad estática longitudinal (1/rad)

Teniendo en cuenta los parámetros necesarios para la determinación de la estabilidad longitudinal previamente definidos y asumiendo que la pendiente de la curva de sustentación del ala/fuselaje ($c_{L\alpha_{wf}}$) es igual que la curva de levantamiento del ala ($c_{L\alpha_w}$), se tiene:

$$\begin{aligned}
c_{m_\alpha} &= c_{L_{\alpha_{wf}}}(h - h_o) - c_{L_{\alpha_h}} * \eta_h * \frac{S_h}{S} \left(\frac{l}{c} - h \right) \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \\
c_{m_\alpha} &= \left[\left(5,990 \left(\frac{1}{rad} \right) \right) (0,3 - 0,25) \right] \\
&- \left[\left(5,054 \left(\frac{1}{rad} \right) \right) (0,9) \left(\frac{127,058 \times 10^3 \text{ mm}^2}{1,150 \times 10^6 \text{ mm}^2} \right) \left(\frac{1,796 \times 10^3 \text{ mm}}{330,72 \text{ mm}} - 0,3 \right) \left(1 \right. \right. \\
&\left. \left. - 0,362 \left(\frac{1}{rad} \right) \right) \right] \\
c_{m_\alpha} &= -1,345 \left(\frac{1}{rad} \right)
\end{aligned}$$

Como el factor de estabilidad longitudinal (c_{m_α}) es negativo, el aeroplano es longitudinalmente estable.

3.13.2. Diseño de estabilizador vertical

1) Seleccionar el coeficiente vertical de volumen para el estabilizador vertical.

En la sección de diseño del estabilizador horizontal se eligió una configuración de T invertida y un coeficiente horizontal para dicho estabilizador, por tal razón para complementar este apartado se elige un coeficiente vertical de volumen para el estabilizador vertical de la Tabla 15, Sección 3.13.1, dicho valor es el siguiente:

$$V_v = 0,03$$

2) Calcular la distancia l_v para obtener un momento de la cola adecuado.

Es el valor medido desde el centro aerodinámico del empenaje (estabilizadores) con respecto al centro de gravedad del avión, por lo que se puede establecer la siguiente relación:

$$l_v = l_h = 1,796 \times 10^3 \text{ mm}$$

3) Calcular la superficie del estabilizador vertical

El área del estabilizador vertical se puede calcular a partir de la ecuación que permite dimensionar el coeficiente de volumen a través de la Ecuación (32).

$$S_v = \frac{b * S * \bar{V}_v}{l_v} \quad (32)$$

Donde:

- S_v = Superficie del estabilizador vertical (mm^2)
- b = Envergadura del ala (mm)

Por lo tanto, el valor de la superficie es el siguiente:

$$S_v = \frac{(3,479 \times 10^3 \text{ mm}) * (1,150 \times 10^6 \text{ mm}^2) * (0,03)}{1,796 \times 10^3 \text{ mm}}$$

$$S_v = 66,829 \times 10^3 \text{ mm}^2$$

4) Seleccionar un perfil aerodinámico para el estabilizador vertical

Para realizar una selección adecuada de perfil aerodinámico se considera el mismo principio empleado en el estabilizador horizontal o cola horizontal el cual está basado en la simetría del perfil y en la utilización de un perfil más delgado con respecto al ala, por tal razón la serie NACA 0006, satisface los requisitos de diseño, además las curvas características y las propiedades aerodinámicas se encuentran detallados en la Sección 3.13.1 literal 7).

5) Seleccionar la relación de aspecto para el estabilizador vertical.

La relación de aspecto del estabilizador vertical está definida como la relación entre la cuerda y la envergadura del estabilizador, se puede calcular mediante la Ecuación (33).

$$AR_v = \frac{b_v}{C_v} \quad (33)$$

Un valor adecuado de AR_v está entre 1 y 2 por lo que para este análisis se utilizará en valor de $AR_v = 1,5$.

6) Calcular el valor de conicidad.

El valor de conicidad del estabilizador vertical permite tener un ángulo de barrido, se determina mediante la Ecuación (34).

$$\lambda_v = \frac{C_{vpunta}}{C_{vraiz}} \quad (34)$$

Donde:

- C_{vpunta} = Longitud de cuerda al extremo o punta del estabilizador vertical (mm)
- C_{vraiz} = Longitud de cuerda en la raíz o base del estabilizador vertical (mm)

La relación de conicidad varía de 0,7 a 1 como rangos adecuados de diseño, se tomará la relación (λ_v) como 0,7 valor utilizado en el estabilizador horizontal.

7) Determinar el ángulo de barrido y el ángulo de diedro.

El ángulo de barrido para el estabilizador vertical Λ_v permite modificar la estabilidad y el control longitudinal de la aeronave a medida que su valor aumenta o disminuye, para este caso se utilizará el mismo ángulo de barrido del ala.

$$\Lambda_v = 0^\circ$$

A diferencia del estabilizador horizontal, la cola vertical no puede tener ángulo de diedro, por lo tanto:

$$\Gamma_h = 0^\circ$$

8) Calcular los parámetros necesarios para el estabilizador vertical

La Figura 58 muestra los parámetros necesarios para el diseño del estabilizador vertical, los cuales se pueden calcular a través de las ecuaciones anteriores

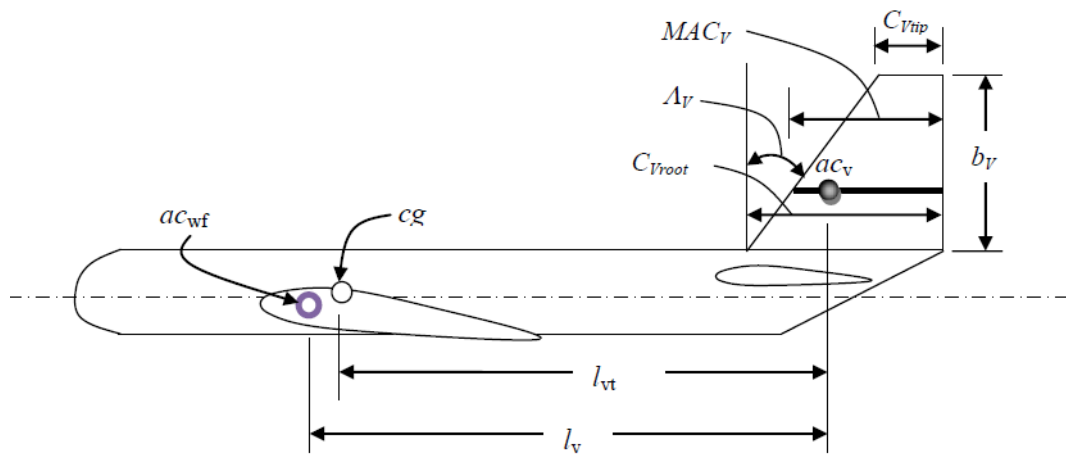


Figura 58. Parámetros del estabilizador vertical

Fuente: (Sadraey, 2012)

El valor de la envergadura se calcula a partir de la Ecuación (35).

$$AR_v = \frac{b_v^2}{S_v} \quad (35)$$

El valor de b_v , es el siguiente:

$$b_v = \sqrt{AR_v * S_v}$$

$$b_v = \sqrt{1,5 * 66,829 \times 10^3 \text{ mm}^2}$$

$$b_v = 316,612 \text{ mm}$$

El valor de la cuerda o MAC del estabilizador se calcula a partir de la Ecuación (36).

$$S_v = b_v * C_v \quad (36)$$

Por lo tanto,

$$C_v = \frac{S_v}{b_v}$$

$$C_v = \frac{66,829 \times 10^3 \text{ mm}^2}{316,612 \text{ mm}}$$

$$C_v = 211,075 \text{ mm}$$

El valor de la cuerda de base o raíz se calcula a partir de la Ecuación (37).

$$C_v = \frac{2}{3} * C_{v_{raiz}} * \left(\frac{1 + \lambda_v + \lambda_v^2}{1 + \lambda_v} \right) \quad (37)$$

Entonces el valor de C_v se calcula a continuación:

$$C_{v_{raiz}} = \frac{3C_v}{2 \left(\frac{1 + \lambda_v + \lambda_v^2}{1 + \lambda_v} \right)}$$

$$C_{v_{raiz}} = \frac{3(211,075 \text{ mm})}{2 \left(\frac{1 + 0,7 + 0,7^2}{1 + 0,7} \right)}$$

$$C_{v_{raiz}} = 245.77 \text{ mm}$$

Finalmente, para calcular la cuerda de punta se emplea la Ecuación (34) de la sección despejando el parámetro requerido.

$$C_{v_{punta}} = \lambda_v * C_{v_{raiz}}$$

$$C_{v_{punta}} = 0,7 * 245.77 \text{ mm}$$

$$C_{v_{punta}} = 172,040 \text{ mm}$$

3.14. Diseño de superficies de control

3.14.1. Dimensionamiento de alerones

La maniobrabilidad de un avión depende del correcto dimensionamiento de los alerones e influye con los movimientos de balanceo y control lateral, permitiendo ejecutar maniobras de giro de forma eficiente.

Usualmente, dichas superficies de control se encuentran alejadas del centro de gravedad para tener una mayor influencia, no obstante, se debe evitar que el desplazamiento angular del alerón sea el mismo hacia arriba y hacia abajo, debido a que el alerón descendente presenta más resistencia que el ascendente, ocasionando que el avión gire en la dirección opuesta a la comandada (Lennon, 1996).

De acuerdo al manual de diseño de aviones RC de Lennon (1996) recomienda el empleo de alerones diferenciales, cuyo desplazamiento angular ascendente se comprende entre dos a tres

veces el movimiento descendente, el valor diferencial adecuado determinado de forma experimental posee una relación 2.5:1 como se muestra en la Figura 59.

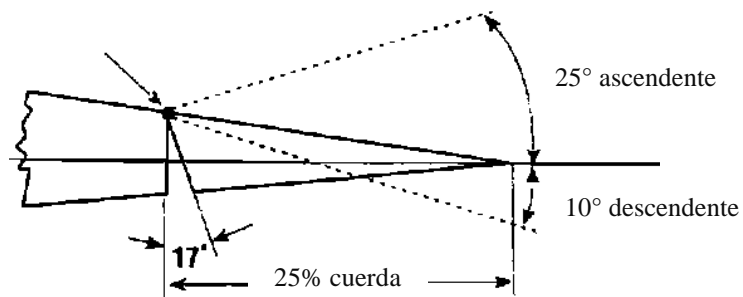


Figura 59. Alerón con bisagra superior.

Fuente: (Lennon, 1996)

En general, el ancho del alerón puede ser el 25% de la cuerda, mientras que la longitud del mismo oscila entre el 35 al 40% de la semi envergadura del ala, sin embargo, de acuerdo a Weick & Jones (1937) en el Reporte No. 605 del Comité Consejero Nacional para la Aeronáutica (NACA) se establecen las geometrías óptimas para el dimensionamiento de alerones y deflectores (spoilers) para aviones basados en pruebas experimentales, para un ala rectangular se establecen tres configuraciones como se muestra en la Figura 60, donde la envergadura se representa como “B” y la cuerda del perfil es “C”.

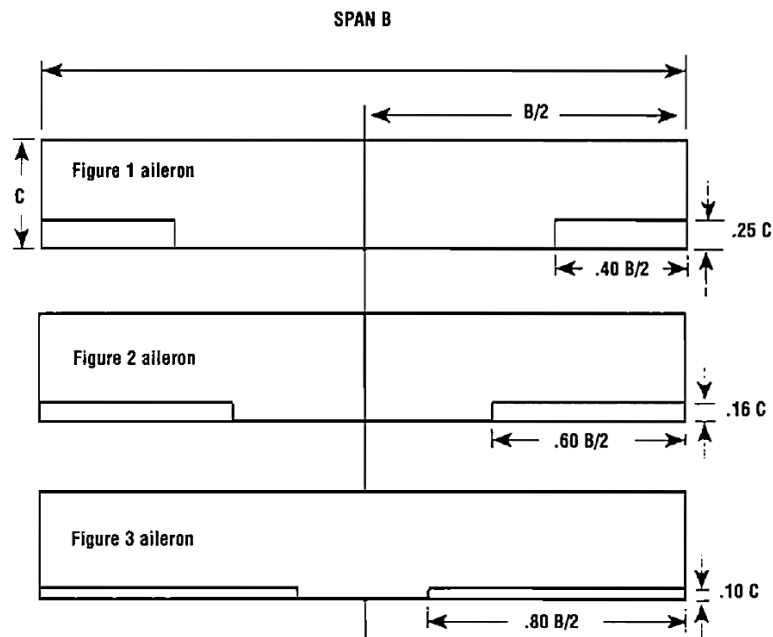


Figura 60. Geometrías óptimas para superficies de control.
Fuente: (Weick & Jones, 1937)

Previamente se definió la envergadura y la cuerda del ala como $3,479 \times 10^3 \text{ mm}$ y $330,72 \text{ mm}$ respectivamente. Debido a las proporciones calculadas, se elige la segunda configuración para el dimensionamiento de los alerones permitiendo aprovechar la superficie alar y mantener el espacio destinado para la ubicación de los paneles solares sobre el extradós del perfil aerodinámico.

De acuerdo a la Figura 60 se calcula el ancho del alerón ($h_{\text{alerón}}$) como:

$$h_{\text{alerón}} = 0,16 * c$$

$$h_{\text{alerón}} = 0,16 * 330,72 \text{ mm}$$

$$h_{\text{alerón}} = 52,915 \text{ mm}$$

$$h_{\text{alerón}} = 53 \text{ mm}$$

La longitud ($b_{\text{alerón}}$) se calcula como:

$$b_{\text{alerón}} = 0,60 * \frac{B}{2}$$

$$b_{\text{alerón}} = 0,60 * \frac{3,479 \times 10^3 \text{ mm}}{2}$$

$$b_{\text{alerón}} = 1043,7 \text{ mm}$$

$$b_{\text{alerón}} = 1044 \text{ mm}$$

3.14.2. Dimensionamiento de rudder

En el estabilizador o cola vertical es importante dimensionar adecuadamente la superficie de timón o rudder ya que será la encargada de modificar la trayectoria direccional del UAV. La superficie de rudder puede ser calculada como producto de la base o cuerda C_R por la altura o envergadura b_R . Además, entre y el valor de cuerda de rudder y de envergadura de la cuerda de punta del estabilizador $C_{v_{\text{punta}}}$ existe una relación base del 30% (Sadraey, 2012). Obteniendo como resultado la Ecuación (38).

$$\frac{C_R}{C_{v_{\text{punta}}}} = 0.3 \quad (38)$$

Entonces:

$$\frac{C_R}{C_{v_{\text{punta}}}} = 0.3$$

$$C_R = 0.3(172,040 \text{ mm})$$

$$C_R = 51,612 \text{ mm}^2$$

El valor de envergadura para el rudder corresponde al valor calculado para el estabilizador vertical, por lo tanto:

$$b_R = b_v = 316,612 \text{ mm}$$

Finalmente, las dimensiones del timón se observan en la Figura 61.

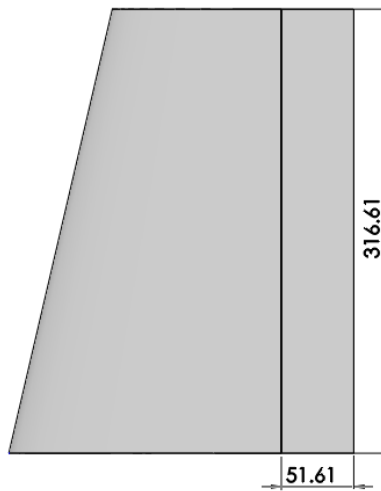


Figura 61. Dimensiones de timón o rudder

3.14.3. Dimensionamiento de elevador

La superficie de elevador permite modificar el ascenso o descenso del UAV, basado en la metodología del Dr. Roskman se utiliza un valor porcentual del 33% de la cuerda del perfil aerodinámico de la base o un equivalente a $1/3$ del mismo, expresado en la Ecuación (39).

$$C_E = \frac{1}{3}(c_{h_{raíz}}) \quad (39)$$

Obteniendo el siguiente resultado:

$$C_E = \frac{156,715 \text{ mm}}{3}$$

$$C_E = 52.24 \text{ mm}$$

El valor de envergadura para el elevador es el siguiente:

$$b_E = b_h = 994,03 \text{ mm}$$

Finalmente, las dimensiones del elevador se observan en la Figura 62.

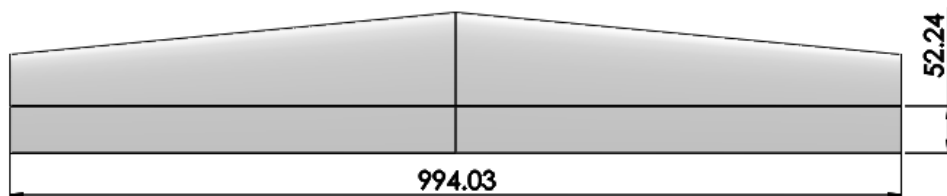


Figura 62. Dimensiones de elevador

3.15. Selección de materiales

Para el diseño de aeronaves desde el punto de vista mecánico, los objetivos principales son: obtener una estructura cuyo peso sea reducido y mantener la rigidez mecánica de cada componente para asegurar la eficiencia aerodinámica, existe una amplia variedad de materiales que han mantenido relevancia dentro de la aeronáutica a través del tiempo, siendo los más importantes: materiales compuestos, aluminio, acero, titanio, madera, etc.

Los materiales utilizados en el aeromodelismo son limitados, siendo el más representativo el empleo de la madera debido a sus propiedades mecánicas aceptables, ligereza, disponibilidad en el mercado local y la facilidad de trabajar. Durante la etapa constructiva, la madera se utiliza principalmente en: costillas, recubrimiento de piel del ala, contrachapado de vigas colocadas dentro del ala y superficies de control. En la Tabla 17 se muestran las propiedades mecánicas de maderas comúnmente empleados en la construcción de aviones.

Tabla 17*Propiedades mecánicas de maderas utilizados en aeronáutica.*

Madera	Densidad (g/cm ³)	Módulo de elasticidad paralelo a la fibra (GPa)	Módulo de elasticidad normal a la fibra (Gpa)	Resistencia a tracción, paralelo a la fibra (MPa)	Resistencia a compresión, paralelo a la fibra (MPa)	Tenacidad, paralelo a la fibra (Mpa x m ^{1/2})	Tenacidad, normal a la fibra (Mpa x m ^{1/2})
Balsa	0,1 – 0,3	4	0,2	23	12	0,05	1,2
Caoba	0,53	13,5	0,8	90	46	0,25	6,3
Abeto	0,55	16,4	1,1	70	42	0,34	6,2
Pino	0,55	16,3	0,8	89	47	0,35	6,1
Abedul	0,62	16,3	0,9	-	-	0,56	-
Fresno	0,67	15,8	1,1	116	53	0,61	9,0
Roble	0,69	16,6	1,0	97	52	0,51	4,0
Haya	0,75	16,7	1,5	-	-	0,95	8,9

Fuente: (OÑATE, 2016)

El peso de la madera depende de su densidad, siendo clasificada como madera ligera (0,1 g/cm³) o pesada (0,75 g/cm³), a su vez, la densidad depende de la forma celular y su contenido de agua, para aviación el porcentaje de agua en el material debe ser inferior al 12%. La madera por su propia naturaleza es anisotrópica, por lo tanto, se debe tener en consideración las propiedades mecánicas en función de la dirección de la fibra, en general, la madera presenta en dirección transversal un 10 al 20% de la resistencia mecánica en sentido axial (OÑATE, 2016).

Teniendo en cuenta las características requeridas para la construcción de aeronaves utilizando madera como materia prima, se establecen límites para la selección del material en función de las propiedades mecánicas, siendo: densidad deseable de 100 a 300 Kg/m³, límite elástico de 0,3 a 160 MPa, módulo de Young paralelo a la fibra menor a 20 GPa, resistencia a la tracción paralela a la fibra menor a 120 MPa y resistencia a la compresión paralela a la fibra menor a 60 MPa.

El conjunto de materiales dentro de la categoría “Maderas” que cumplen los requisitos de selección se muestra en la

Figura 63, siendo las mejores alternativas de materia prima ordenados de acuerdo a la menor densidad promedio: balsa (268 Kg/m^3), ceiba (309 Kg/m^3), sauce (343 Kg/m^3), cedro (343 Kg/m^3). De acuerdo a su límite elástico promedio se ordenan de mayor a menor como: cedro ($28,8 \text{ MPa}$), sauce (27 MPa), ceiba ($20,3 \text{ MPa}$), balsa ($17,9 \text{ MPa}$).

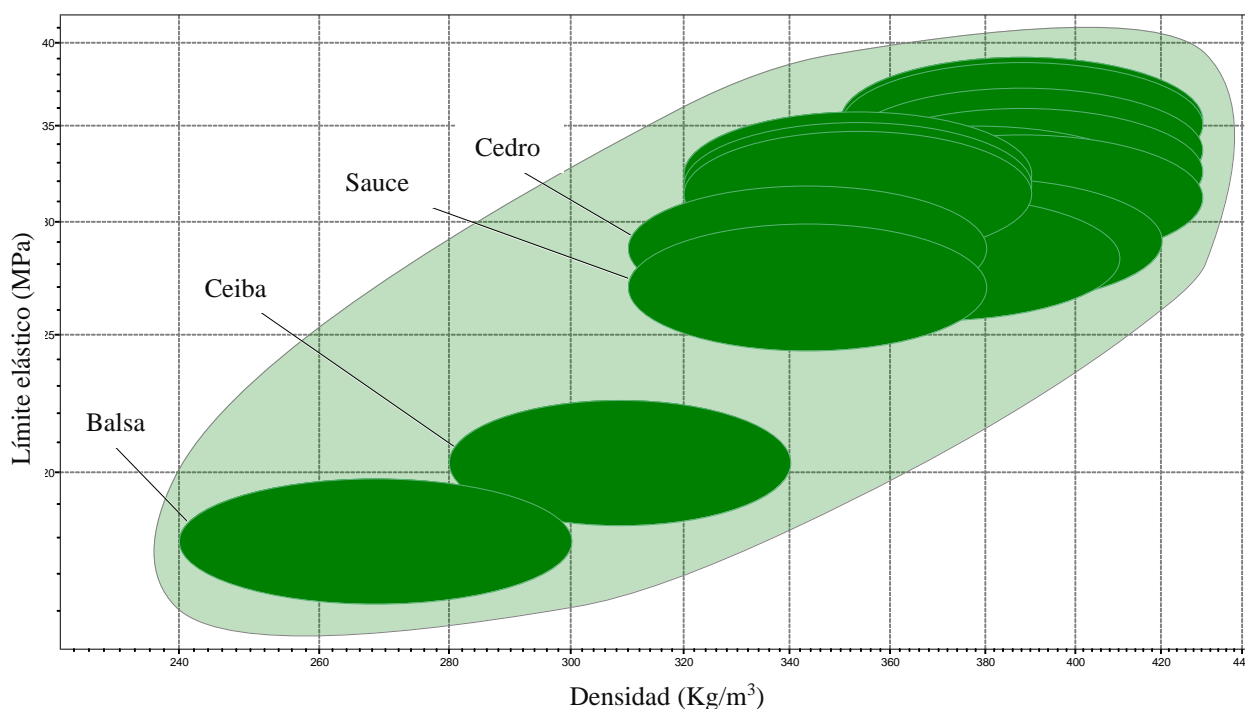


Figura 63. Gráfica límite elástico vs. densidad para maderas.

Otro tipo de material ampliamente utilizado en la construcción de aviones son los materiales compuestos, se conforman de un refuerzo encargado de proporcionar la resistencia mecánica y una matriz que es el aglomerante empleado para rellenar y aportar resistencia mecánica, dentro de aeronáutica la matriz más empleada es la resina epoxi, forma parte de la familia de los polímeros termoestables (OÑATE, 2016).

Las fibras más utilizadas como material compuesto en aeronáutica son: fibra de vidrio, fibra de carbono y fibra de aramida. Las propiedades mecánicas de las diferentes fibras se muestran en la Tabla 18.

Tabla 18
Propiedades mecánicas de fibras en aeronáutica.

Fibra - Material	Densidad (g/cm ³)	Resistencia a tracción (GPa)	Resistencia específica (GPa)	Módulo de elasticidad (GPa)
Fibra de carbono (alto módulo de elasticidad - HM)	1,75	3,5	2	230
E - Glass (Fibra de vidrio)	2,58	3,4	2,6	22
Kevlar 29	1,44	2,8	1,9	122
Kevlar 49	1,44	4,0	2,8	131

Fuente: (OÑATE, 2016)

Posteriormente, se definen las propiedades mecánicas a tener en cuenta para la selección del material, siendo: densidad baja comprendida de 1400 a 2600 Kg/m³ y el módulo de elasticidad menor a 300 GPa, para el resto de características como el límite de elasticidad y resistencia a tracción se establece un filtro donde se toman los valores más altos dentro del universo de materiales compuestos, otro factor determinante es el precio de cada fibra siendo el valor máximo 40 USD/Kg.

Los resultados de los materiales compuestos que cumplen con los requisitos de selección se muestran en la Figura 64, siendo las mejores alternativas ordenadas de acuerdo a la menor densidad promedio son: compuesto Epoxi/Fibra de carbono (1560 Kg/m³), compuesto Epoxi/E-Glass (1770 Kg/m³), compuesto Epoxi/S-Glass (1900 Kg/m³). De acuerdo a su límite elástico promedio se ordenan de mayor a menor como: Epoxi/Fibra de carbono (1940 MPa), Epoxi/S-Glass (1730 MPa), Epoxi/E-Glass (574 MPa).

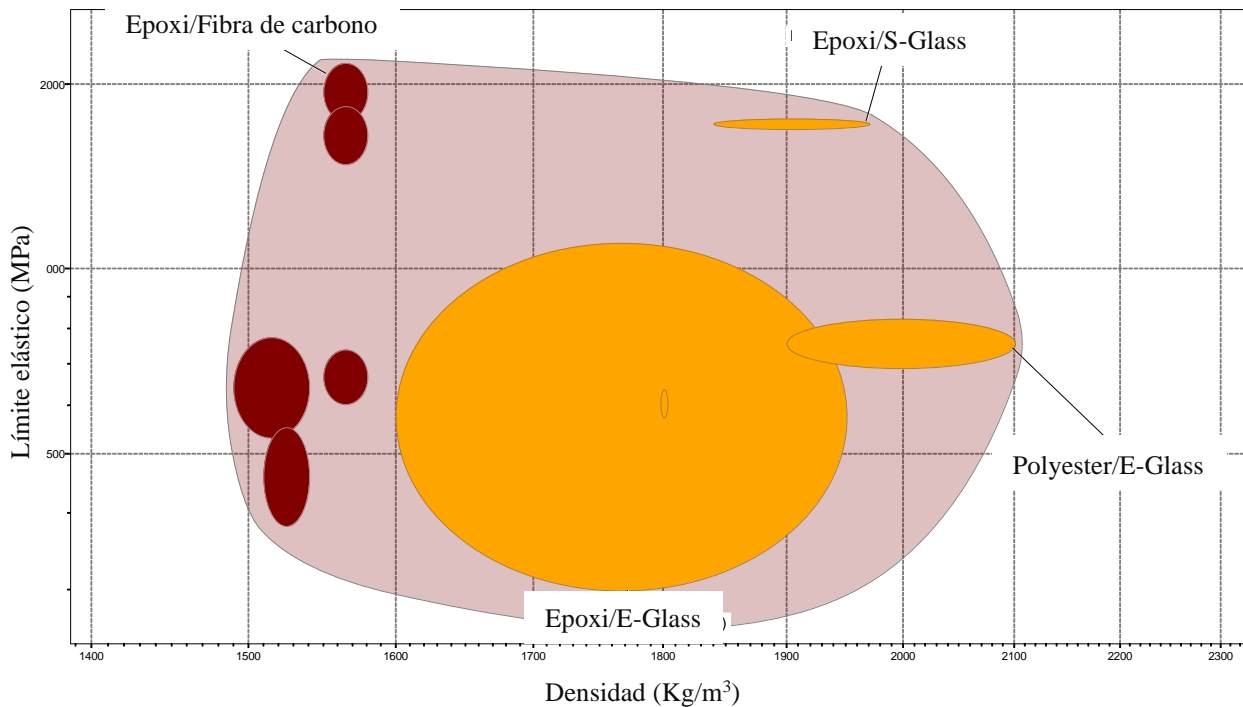


Figura 64. Gráfica límite elástico vs. densidad para materiales compuestos.

Para la construcción del UAV se proponen como materiales base para el análisis estructural y construcción del prototipo: madera de balsa ($17,9 \text{ MPa}$) y el compuesto Epoxi/Fibra de carbono (1940 MPa).

3.16. Análisis estructural del ala

3.16.1. Determinación de cargas aerodinámicas sobre el ala.

Es importante conocer el efecto y la magnitud de las fuerzas que actúan sobre la superficie alar de un avión, de esta forma se puede realizar el análisis adecuado de la estructura que conforma el ala, las fuerzas principales a analizar son: fuerza de sustentación, arrastre, peso y el empuje.

3.16.1.1. Fuerza de sustentación

La fuerza de sustentación es aquella que permite la acción del vuelo debido a la diferencia de presiones alrededor del perfil alar que conforma el ala, para calcular el levantamiento se utiliza la Ecuación (40).

$$F_L = \frac{S * \rho * v^2}{2 * \cos(AoA)} * C_L \quad (40)$$

Donde:

- F_L = Fuerza de sustentación (N)
- S = Superficie alar (m^2)
- C_L = Coeficiente de sustentación.
- ρ = Densidad del flujo (Kg/m^3)
- v = Velocidad del flujo (m/s)
- AoA = Ángulo de ataque (rad)

Durante el proceso de estimación del ángulo de ataque del ala igual a 1° ($0,01745$ rad) se define la superficie alar y el coeficiente de sustentación, sin embargo, la densidad del aire al nivel del mar a una temperatura de $15^\circ C$ es de $1,225$ Kg/m^3 , la velocidad del flujo es considerada a 14 m/s , entonces:

$$F_L = \frac{(1,1508 \text{ m}^2)(1,225 \text{ Kg/m}^3) * (14 \text{ m/s})^2}{2 * \cos(0,01745 \text{ rad})} * (0,4058)$$

$$F_L = 56,071 \text{ N}$$

3.16.1.2. Fuerza de arrastre

Es la fuerza que se opone al movimiento del avión generada por el efecto de la resistencia ocasionada por la estructura del avión y debe ser compensada por la acción del empuje del motor, para calcular la resistencia aerodinámica se utiliza la Ecuación (41).

$$F_D = \frac{S * \rho * v^2}{2 * \cos(AoA)} * C_D \quad (41)$$

Donde:

- F_D = Fuerza de arrastre (N)
- S = Superficie alar (m^2)
- CD = Coeficiente de arrastre.
- ρ = Densidad del flujo (Kg/m^3)
- v = Velocidad del flujo (m/s)
- AoA = Ángulo de ataque (rad)

Entonces, la fuerza de arrastre para las condiciones anteriores del UAV es:

$$F_D = \frac{(1,1508 \text{ m}^2)(1,225 \text{ Kg/m}^3) * (14 \text{ m/s})^2}{2 * \cos(0,01745 \text{ rad})} * (0,012)$$

$$F_D = 1,658 \text{ N}$$

3.16.2. Determinación de cargas sobre el plano YZ

Utilizando el sistema de referencia de ejes fijos al cuerpo, se pueden verificar la acción de las diferentes fuerzas que actúan sobre el perfil aerodinámico, la acción del peso y sustentación se ubican sobre el centro de gravedad del perfil, se puede observar que se utilizan dos configuraciones

de viga ubicadas al 28% y al 60% de la cuerda del perfil respectivamente, con la finalidad de distribuir la acción de las fuerzas sobre las vigas como se puede ver la Figura 65.

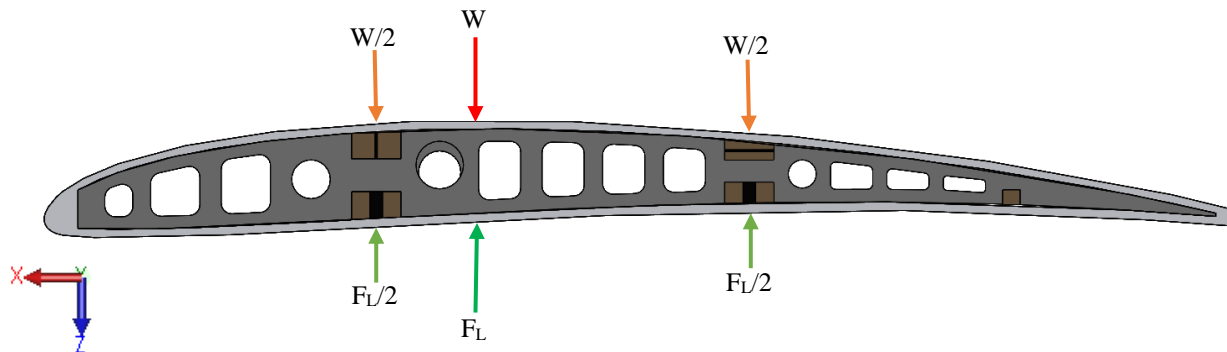


Figura 65. Distribución de peso y sustentación sobre perfil.

El diseño del ala está dimensionado en función de la capacidad de carga requerida, al tener una envergadura de 3469,826 mm se asegura una buena capacidad de sustentación y para agregar estabilidad lateral se emplea un diedro de 2°. Sin embargo, el análisis estático requiere utilizar una proyección de los diedros sobre el eje Y que se extiende a lo largo del ala central del UAV e implica una reducción de la longitud total de las secciones laterales, es decir, se pierde superficie alar a cambio de mejorar la estabilidad durante el vuelo.

La Figura 66 muestra la vista frontal del ala con la respectiva distribución de cargas, el análisis se divide en tres secciones, siendo: ala central, diedro izquierdo y diedro derecho, en función al esquema mostrado en la Figura 65 al utilizar dos vigas dentro del perfil aerodinámico, el efecto de las fuerzas de peso y sustentación se dividen a la mitad, al considerar las nuevas divisiones el efecto de sustentación se divide entre tres, es decir el efecto de la fuerza de levantamiento es igual a $F_L/6$ por sección.

Al tratarse de un ala simétrica, la sustentación del ala central es dividida a la mitad, es decir, la fuerza es $F_L/12$, además dentro del diagrama de cuerpo libre se considera la reacción que genera el área de contacto del fuselaje con respecto al ala, las reacciones son R_A y R_B .

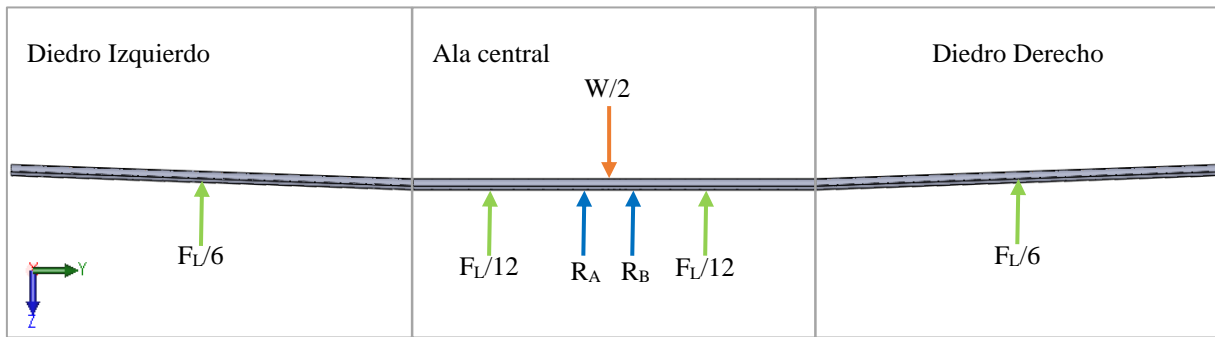


Figura 66. Diagrama de cuerpo libre de UAV en el plano YZ.

Teniendo en cuenta la distribución de cargas sobre el ala, se procede a utilizar un nuevo diagrama de cuerpo libre simplificado que permitirá el cálculo de las reacciones con respecto al fuselaje, el diagrama de cuerpo libre se puede observar en la

Figura 67.

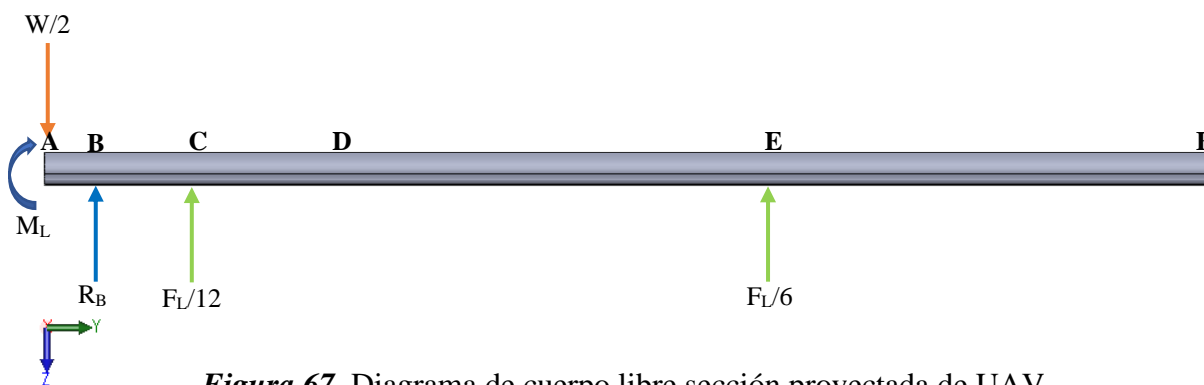


Figura 67. Diagrama de cuerpo libre sección proyectada de UAV.

Donde las medidas correspondientes a los diferentes segmentos son:

- $\overline{AB} = 33,185 \text{ mm}$

- $\overline{AC} = 290 \text{ mm}$
- $\overline{AD} = 580 \text{ mm}$
- $\overline{DE} = 579,65 \text{ mm}$
- $\overline{DF} = 1159,29 \text{ mm}$

Se procede a calcular, el valor de la reacción B y la magnitud del momento generado por efecto de la fuerza de sustentación (M_L), teniendo en cuenta que la estructura a analizar es una viga en voladizo empotrada en A.

$$F_L = 56,071 \text{ N}$$

$$W = 3,5 \text{ Kg} * 9,8 \text{ m/s}^2$$

$$W = 34,3 \text{ N}$$

El cálculo de fuerzas con respecto al eje Z es:

$$\sum F_Z = 0$$

$$-\frac{W}{2} + R_B + \frac{F_L}{12} + \frac{F_L}{6} = 0$$

$$R_B = \frac{W}{2} - \frac{F_L}{4}$$

$$R_B = \frac{34,3 \text{ N}}{2} - \frac{56,071 \text{ N}}{4}$$

$$R_B = 3,132 \text{ N}$$

Cálculo de momento generado por efecto de sustentación con respecto al punto B se calcula:

$$\sum M_B = 0$$

$$M_L - \frac{W}{2}(\overline{AB}) - \frac{F_L}{12}(\overline{BC}) - \frac{F_L}{6}(\overline{AD} - \overline{AB} + \overline{DE}) = 0$$

$$M_L = \frac{W}{2}(\overline{AB}) + \frac{F_L}{12}(\overline{BC}) + \frac{F_L}{6}(\overline{AD} - \overline{AB} + \overline{DE})$$

$$M_L = \frac{1}{1000} * \left[\frac{34,3 \text{ N}}{2} (33,185 \text{ m}) + \frac{56,071 \text{ N}}{12} (290 \text{ m} - 33,185 \text{ m}) \right. \\ \left. + \frac{56,071 \text{ N}}{6} (580 \text{ m} - 33,185 \text{ m} + 579,65 \text{ m}) \right]$$

$$M_L = 12,296 \text{ Nm}$$

De acuerdo con las variables calculadas, se procede a la gráfica del diagrama de fuerzas cortantes mostrado en la Figura 68.

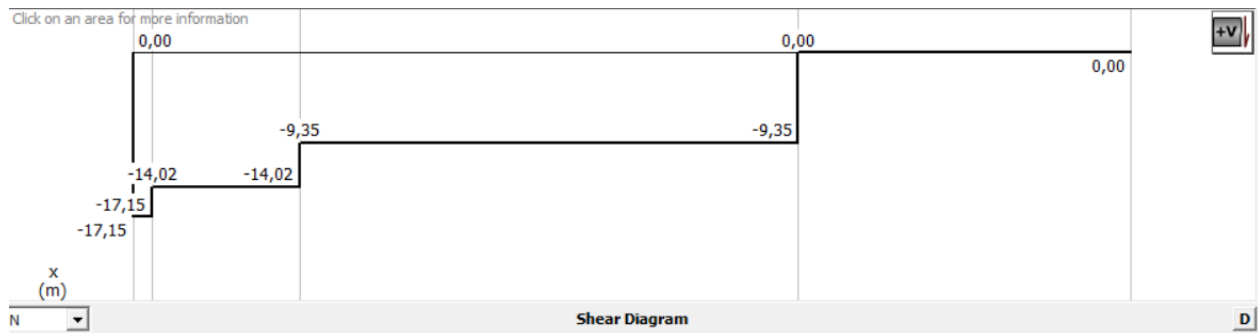


Figura 68. Diagrama de fuerzas cortantes.

El diagrama de momentos flectores se muestra en la Figura 69.

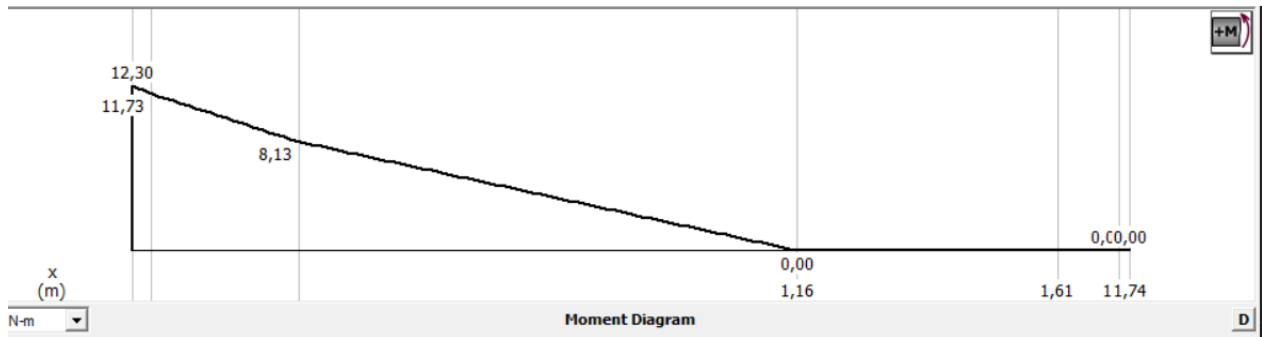


Figura 69. Diagrama de momentos flectores.

3.16.3. Determinación de cargas sobre el plano XY

A lo largo del eje Y se puede analizar el efecto del arrastre (F_D) con respecto al empuje del motor (F_M), la distribución de cargas se muestra en la Figura 70, al ocuparse dos vigas la fuerza que ejerce el motor y la resistencia del aire se divide a la mitad en cada viga.

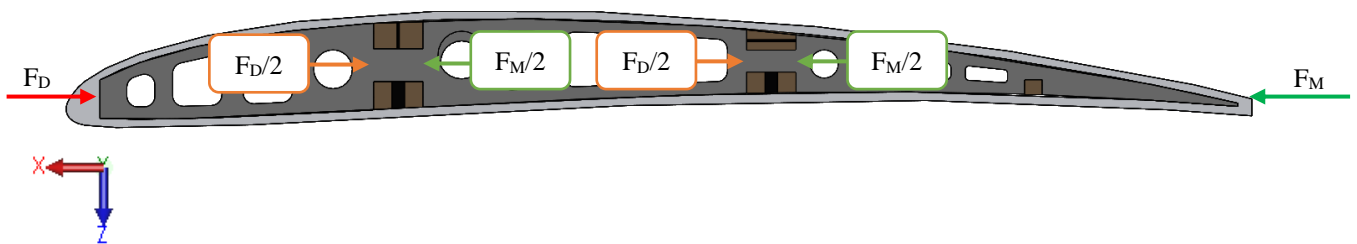


Figura 70. Distribución de fuerzas de arrastre y empuje sobre perfil.

Se elabora un diagrama de cuerpo libre del ala ubicando cada una de las cargas analizadas en el perfil aerodinámico, se debe tener en cuenta que el ala está dividida en tres secciones, por lo tanto, el efecto del empuje del motor y el arrastre se divide para tres, la Figura 71 muestra la vista superior de ala y sus respectivas fuerzas.

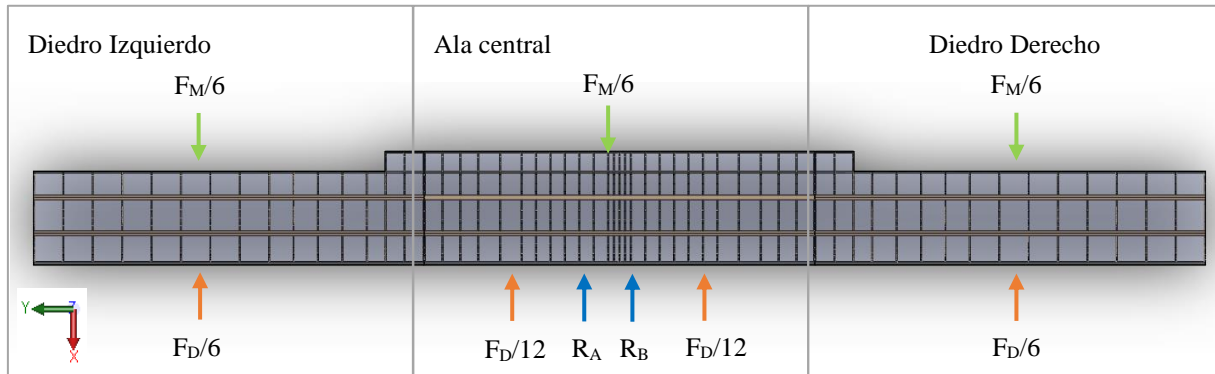


Figura 71. Diagrama de cuerpo libre de UAV en el eje Y.

Al tratarse de un cuerpo simétrico es suficiente con analizar la mitad del ala para calcular el valor de las reacciones A y B correspondientes al contacto existente entre el fuselaje y el conjunto alar, el diagrama de cuerpo libre (DLC) se muestra en la Figura 72.

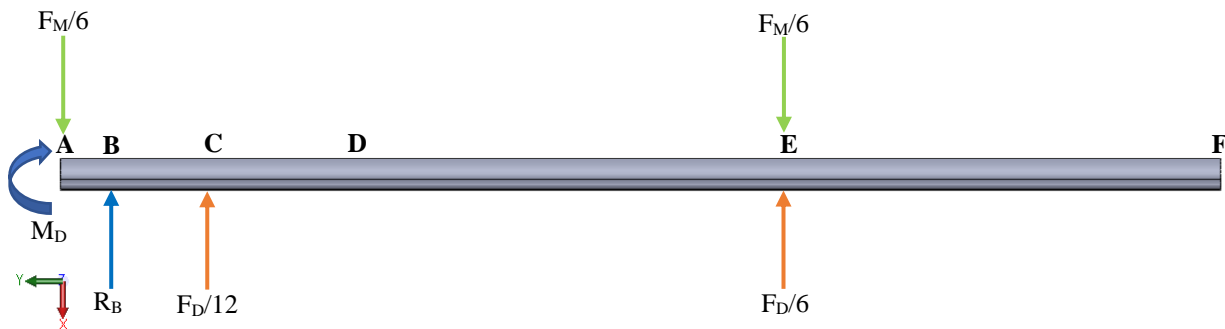


Figura 72. Diagrama de cuerpo libre simplificado en el plano XY.

Se procede a calcular, el valor de la reacción B y la magnitud del momento generado por efecto de la fuerza de arrastre (M_D), teniendo en cuenta que la estructura a analizar es una viga en voladizo empotrada en A.

$$F_D = 1,658 \text{ N}$$

$$F_M = 3,15 \text{ Kg} * 9,8 \text{ m/s}^2$$

$$F_M = 30,87 \text{ N}$$

El cálculo de fuerzas con respecto al eje X es:

$$\sum F_X = 0$$

$$-2\left(\frac{F_M}{6}\right) + R_B + \frac{F_D}{12} + \frac{F_D}{6} = 0$$

$$R_B = \frac{F_M}{3} - \frac{F_D}{4}$$

$$R_B = \frac{30,87 \text{ N}}{3} - \frac{1,658 \text{ N}}{4}$$

$$R_B = 10 \text{ N}$$

Cálculo de momento generado por efecto de sustentación con respecto al punto B se calcula:

$$\sum M_B = 0$$

$$M_D - \frac{F_M}{6}(\overline{AB}) - \frac{F_D}{12}(\overline{BC}) - \frac{F_D}{6}(\overline{AD} - \overline{AB} + \overline{DE}) + \frac{F_M}{6}(\overline{AD} - \overline{AB} + \overline{DE}) = 0$$

$$M_D - \frac{F_M}{6}(\overline{AB}) - \frac{F_D}{12}(\overline{BC}) + \left(\frac{F_M}{6} - \frac{F_D}{6}\right)(\overline{AD} - \overline{AB} + \overline{DE}) = 0$$

$$M_D = \frac{F_M}{6}(\overline{AB}) + \frac{F_D}{12}(\overline{BC}) - \left(\frac{F_M}{6} - \frac{F_D}{6}\right)(\overline{AD} - \overline{AB} + \overline{DE})$$

$$M_D = \frac{1}{1000} * \left[\frac{30,87 \text{ N}}{6} (33,185 \text{ m}) + \frac{1,658 \text{ N}}{12} (290 \text{ m} - 33,185 \text{ m}) \right. \\ \left. - \left(\frac{30,87}{6} - \frac{1,658}{6} \right) (580 \text{ m} - 33,185 \text{ m} + 579,65 \text{ m}) \right]$$

$$M_D = -5,37 \text{ Nm}$$

De acuerdo con las variables calculadas, se procede a la gráfica del diagrama de fuerzas cortantes mostrado en la Figura 73.

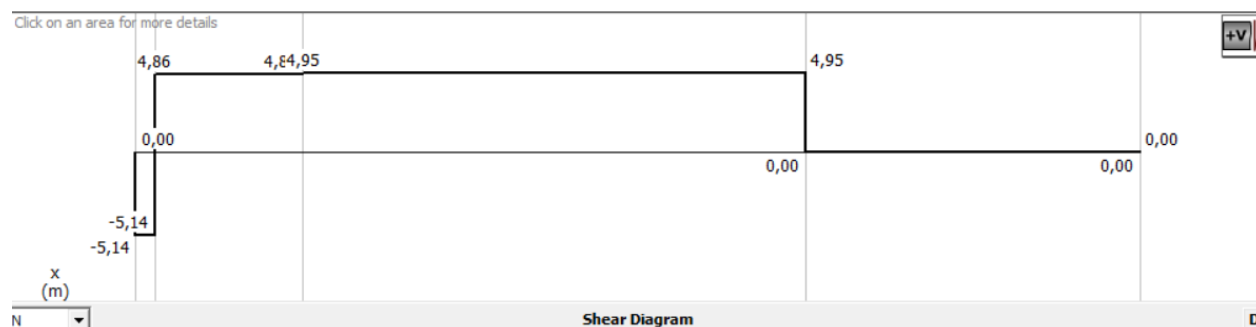


Figura 73. Diagrama de fuerzas cortantes.

El diagrama de momentos flectores se muestra en la Figura 74.

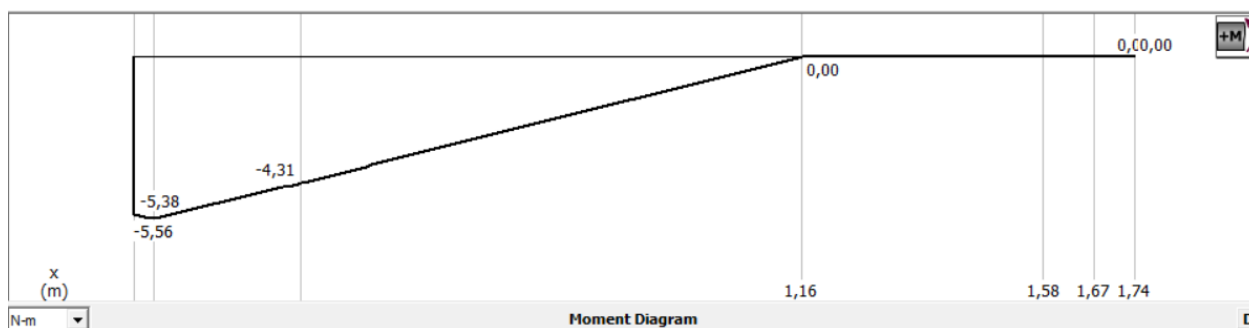


Figura 74. Diagrama de momentos flectores.

3.16.4. Cálculo del momento de inercia

Según Mott (2009): “La propiedad del momento de inercia de un área indica la rigidez de una viga, es decir, su resistencia a reflexionarse cuando se somete a cargas que tienden a reflexionarla” (p.322).

a. Momento de inercia de la viga principal

La configuración de viga mostrada en la Figura 75 (a) corresponde a una viga de dos materiales, cada uno con un módulo de elasticidad E diferente, estos materiales son balsa y fibra de carbono

con $E_1 = 2168,182\text{MPa}$ y $E_2 = 70\text{GPa}$ respectivamente, se trata de una adhesión de dos materiales con distintas propiedades mecánicas que al trabajar en conjunto ofrecen un mejor rendimiento de la viga y mayor resistencia a esfuerzos combinados.

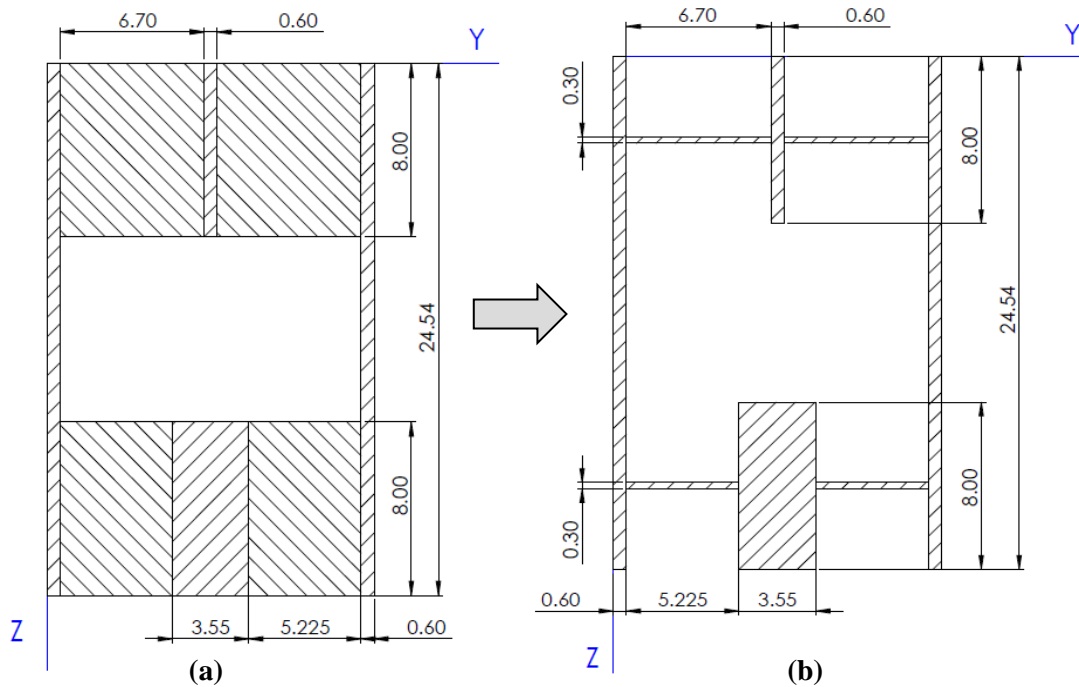


Figura 75. Viga Principal

El punto de contacto de los dos materiales de la viga está sometido a fuerzas iguales, pero a esfuerzos diferentes, para analizarlo se requiere del uso del método de la sección transformada. Según Salazar (2007): “Toda la sección queda convertida o transformada en una sección ficticia de uno de los dos materiales. En ésta se procede a calcular los esfuerzos tal como se ha hecho en el caso de secciones homogéneas” (p.137). El material a utilizar es fibra de carbono, por lo que la sección de la viga real será reemplazada por una configuración de viga ficticia a un solo material a través de la siguiente expresión matemática:

$$A_1 = nA_2 \quad (42)$$

$$A_1 = \left(\frac{E_2}{E_1}\right) A_2 \quad (43)$$

Donde:

- A_1 = Área de la sección equivalente del primer material
- A_2 = Área de la sección equivalente del segundo material
- $E_{1,2}$ = Módulos de elasticidad de cada material

Por lo tanto,

$$n = \frac{E_{BALSA}}{E_{FIBRA DE CARBONO}}$$

$$n = \frac{2.628 \text{ GPa}}{70 \text{ GPa}} = 0.0375$$

El valor n es el coeficiente que permite modificar el área de la sección que no corresponde al material al que se desea unificar la viga para el análisis respectivo, siguiendo el ejemplo mostrado en la Figura 76, en todas las secciones que no correspondan a fibra de carbono.

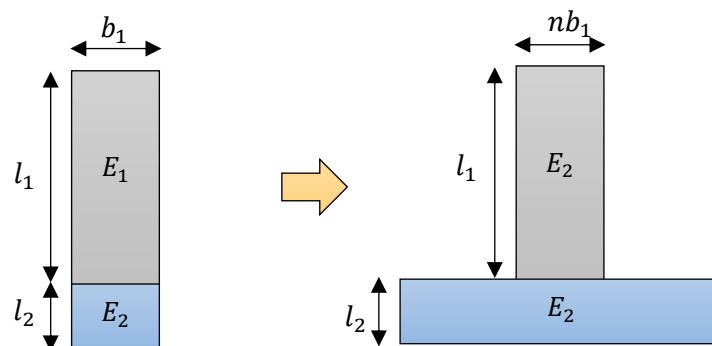


Figura 76. Método de la sección transformada.

Para realizar el cálculo del momento de inercia de la viga principal ficticia conformada por un solo material mostrada en la Figura 77 debido a la configuración de la misma es necesario dividir en secciones simples a fin de facilitar el cálculo.

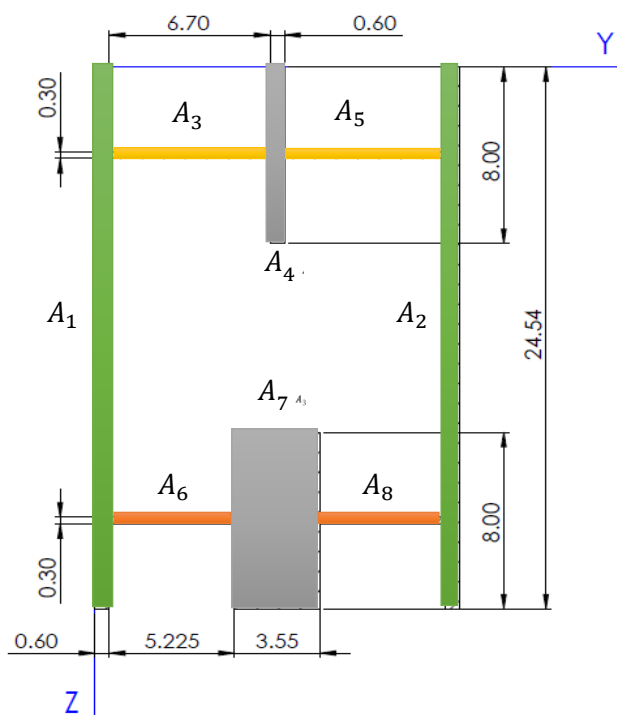


Figura 77. Viga Principal aplicada el método de sección transformada

La Tabla 19 muestra los parámetros necesarios para obtener las coordenadas del centroide (\bar{y} , \bar{z}) de la viga principal.

Tabla 19

Parámetros de cada sección que conforma la viga principal

Sección	Área (mm^2)	z_i (mm)	$A_i z_i$ (mm^3)	y_i (mm)	$A_i y_i$ (mm^3)
1	14,724	12,27	180,663	0,3	4,417
2	14,724	12,27	180,663	14,9	219,387
3	2,010	4	8,04	3,95	7,939
4	4,800	4	19,2	7,6	36,480
5	2,010	4	8,04	11,25	22,612

CONTINUÍA 

6	1,567	20,54	32,196	3,215	5,039
7	28,40	20,54	583,336	7,6	215,840
8	1,567	20,54	321,964	11,985	18,786
	$A_T = 69,803$		$\sum Az_i = 1044,335$		$\sum Ay_i = 530,502$

A partir de los parámetros obtenidos en la tabla anterior es posible determinar las coordenadas del centroide de la viga mediante la Ecuación (44).

$$\bar{z} = \frac{\sum A_i z_i}{A_T} \quad (44)$$

$$\bar{z}_{vp} = \frac{1044,33586}{69,803 \text{ mm}^2} = 14,961 \text{ mm}$$

$$\bar{y}_{vp} = \frac{530,5028 \text{ mm}^3}{69,803 \text{ mm}^2} = 7,6 \text{ mm}$$

El valor de la inercia de cada una de las secciones de la viga es un parámetro importante para poder determinar la inercia total sobre de la viga en cada uno de los ejes, para una sección rectangular se emplea la Ecuación (45).

$$I = \frac{b \cdot h^3}{12} \quad (45)$$

Las inercias de las secciones en las que se encuentra dividida la viga, así como la distancia d del centroide de la viga compuesta hacia cada uno de los centroides de las secciones para el cálculo de las inercias en cada uno de los ejes se muestran en la Tabla 20.

Tabla 20
Inercias de cada sección de la viga principal

Sección	Área (mm^2)	$I_z(mm^4)$	$d_z = \bar{z} - z_i$ (mm)	$I_y(mm^4)$	$d_y = \bar{y} - y_i$ (mm)
1	14,724	738,913	2,691	0,441	7,3
2	14,724	738,913	2,691	0,441	-7,3
3	2,01	0,015	10,961	7,519	3,65
4	4,8	25,6	10,961	0,144	0
5	2,01	0,015	10,961	7,519	-3,65
6	1,567	0,011	-5,579	3,556	4,385
7	28,4	151,466	-5,579	29,825	0
8	1,5675	0,011	-5,579	3,556	-4,385

Para determinar el momento la inercia sobre cada uno de los ejes de referencia de la viga principal se realiza a través del teorema de ejes paralelos o Steiner, mediante la Ecuación (46).

$$I = \sum (I_{CG} + Ad^2) \quad (46)$$

$$I_{z_vp} = 3909,395 \text{ mm}^4$$

$$I_{y_vp} = 1736,124 \text{ mm}^4$$

b. Momento de inercia de la viga secundaria

La viga secundaria es también una combinación de doble material que presenta una reducción en la altura que es dependiente del espesor del perfil aerodinámico situado al 60% de su cuerda, por tal razón existe una diferencia con respecto a la viga principal, las dimensiones en milímetros de la viga secundaria se pueden observar en la Figura 78.

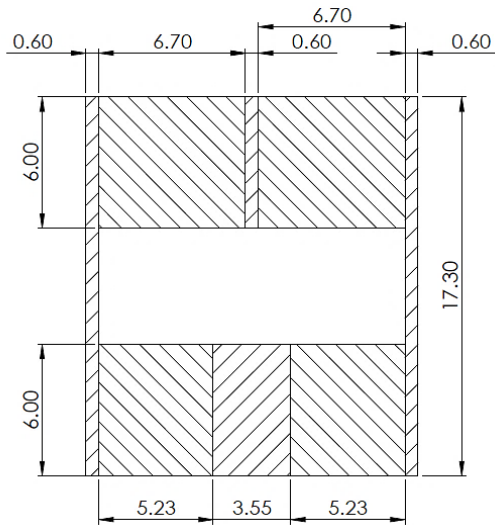


Figura 78. Dimensiones de la viga secundaria

Para realizar el cálculo del momento de inercia de la viga secundaria se utiliza el mismo método de la sección transformada utilizada en la viga principal obteniendo así una viga ficticia compuesta de un solo material, la configuración de viga mostrada en la Figura 79 es semejante a la viga principal analizada previamente.

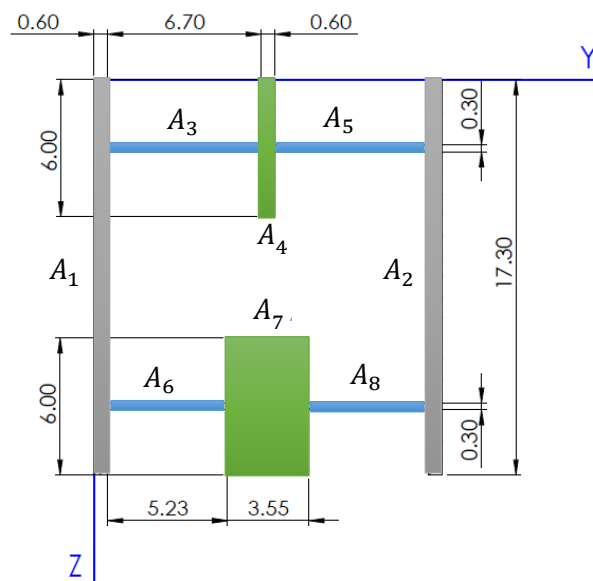


Figura 79. Viga Secundaria aplicada el método de sección transformada

En la Tabla 19 se encuentran los parámetros necesarios para obtener las coordenadas del centroide (\bar{y}, \bar{z}) de la viga secundaria.

Tabla 21

Parámetros de cada sección que conforma la viga secundaria

Sección	Área (mm^2)	z_i (mm)	$A_i z_i$ (mm^3)	y_i (mm)	$A_i y_i$ (mm^3)
1	10,380	8,65	89,787	0,3	4,417
2	10,380	8,65	89,787	14,9	219,387
3	2,01	3	6,030	3,95	7,939
4	3,06	3	9,180	7,6	36,48
5	2,01	3	6,030	11,25	22,612
6	1,569	14,3	22,436	3,215	5,039
7	21,30	14,3	304,59	7,6	215,84
8	1,569	14,3	22,436	11,985	18,786
$A_T = 52,278$		$\sum A_i z_i = 550,277$		$\sum A_i y_i = 397,312$	

A partir de los parámetros obtenidos en la tabla anterior es posible determinar las coordenadas del centroide de la viga mediante la Ecuación (44) utilizada previamente.

$$\bar{z} = \frac{\sum A_i z_i}{A_T}$$

$$\bar{z}_{vs} = \frac{550,2774}{52,278 \text{ mm}^2} = 10,526 \text{ mm}$$

$$\bar{y}_{vs} = \frac{397,3128 \text{ mm}^3}{52,278 \text{ mm}^2} = 7,6 \text{ mm}$$

El valor de la inercia de cada una de las secciones que conforman la viga secundaria compuesta, el valor de la distancia d del centroide de la viga hacia cada uno de los centroides de las secciones para la obtención del valor de la inercia sobre cada uno de los ejes se presenta en la Tabla 22.

Tabla 22*Inercias de cada sección de la viga secundaria*

Sección	Área (mm ²)	I _z (mm ⁴)	d _z = $\bar{z} - z_i$ (mm)	I _y (mm ⁴)	d _y = $\bar{y} - y_i$ (mm)
1	10,380	258,885	1,87598	0,331	7,3
2	10,380	258,885	1,87598	0,331	-7,3
3	2,01	0,015	7,52598	7,519	3,65
4	3,06	10,8	7,52598	0,108	0
5	2,01	0,015	7,52598	7,519	-3,65
6	1,569	0,011	-3,77402	3,576	4,385
7	21,3	63,9	-3,77402	22,369	0
8	1,569	0,011	-3,77402	3,576	-4,385

Para determinar el momento la inercia total sobre cada uno de los ejes de referencia de la viga secundaria se realiza a través del teorema de ejes paralelos o Steiner mediante la Ecuación (46) de del apartado anterior.

$$I = \sum (I_{CG} + Ad^2)$$

$$I_{z_{vs}} = 1414,676 \text{ mm}^4$$

$$I_{y_{vs}} = 1265,526 \text{ mm}^4$$

3.16.5. Determinación de los esfuerzos normales y cortantes

Los esfuerzos normales son los que actúan de manera perpendicular a la cara de la sección de análisis, son generados por las fuerzas normales y los momentos flectores, a diferencia de los esfuerzos cortantes que se producen por acción de fuerzas de corte directo o verticales y por un momento de torsión, es necesario analizar este tipo de esfuerzos en las dos vigas del conjunto alar, en los puntos que se observan en la Figura 80.



Figura 80. Puntos de análisis - Perfil alar

a. Esfuerzos normales en la viga principal y secundaria

Para determinar el esfuerzo normal producido en la viga principal se utiliza la Ecuación (47).

$$\sigma_{yy} = \frac{M_L \cdot C_{zvp}}{I_{zvp}} + \frac{M_D \cdot C_{yvp}}{I_{yvp}} \quad (47)$$

Donde:

- M_L = Es el momento flector producido por la fuerza de sustentación.
- M_D = Es el momento flector producido por la fuerza de arrastre.
- I_{zvp} = Momento de inercia sobre el eje Z.
- I_{yvp} = Momento de inercia sobre el eje Y.
- C_{zvp} = Distancia sobre el eje Z, desde el centroide \bar{z} hasta el punto de análisis.
- C_{yvp} = Distancia sobre el eje Y, desde el centroide \bar{y} hasta el punto de análisis.

Por lo tanto,

El esfuerzo normal producido en el extremo superior (extradós del perfil alar) de análisis de la viga principal es el siguiente:

$$\sigma_{yy_1} = \frac{(12,296 \text{ Nm})(14,961 \text{ mm})}{3909,395 \text{ mm}^4} + \frac{(-5,379 \text{ Nm})(7,6 \text{ mm})}{1736,1246 \text{ mm}^4}$$

$$\sigma_{yy_1} = 23,509 \text{ MPa}$$

El esfuerzo normal producido en el extremo inferior (intradós del perfil alar) de análisis de la viga principal es el siguiente:

$$\sigma_{yy_2} = \frac{(12,296 \text{ Nm})(9.579 \text{ mm})}{3909,395 \text{ mm}^4} + \frac{(-5,379 \text{ Nm})(7,6 \text{ mm})}{1736,1246 \text{ mm}^4}$$

$$\sigma_{yy_2} = 6,581 \text{ MPa}$$

El esfuerzo normal producido en el extremo superior (extradós del perfil alar) de análisis de la viga secundaria es el siguiente:

$$\sigma_{yy_3} = \frac{(12,296 \text{ Nm})(10,526 \text{ mm})}{1414,676 \text{ mm}^4} + \frac{(-5,379 \text{ Nm})(7,6 \text{ mm})}{1265,526 \text{ mm}^4}$$

$$\sigma_{yy_3} = 59,186 \text{ MPa}$$

El esfuerzo normal producido en el extremo inferior (intradós del perfil alar) de análisis de la viga secundaria es el siguiente:

$$\sigma_{yy_4} = \frac{(12,296 \text{ Nm})(6.774 \text{ mm})}{1414,676 \text{ mm}^4} + \frac{(-5,379 \text{ Nm})(7,6 \text{ mm})}{1265,526 \text{ mm}^4}$$

$$\sigma_{yy_4} = 26,575 \text{ MPa}$$

b. Esfuerzos cortantes en la viga principal y secundaria

Para determinar el esfuerzo cortante producido en la viga secundaria se utiliza la Ecuación (48).

$$\tau_{zy} = \frac{F_L + F_D}{4A_v} \quad (48)$$

Donde:

- F_L = Es la fuerza de sustentación ejercida en la viga.

- F_D = Es la fuerza de arrastre ejercida sobre la viga.
- A_v = Corresponde al área de la viga.

Por lo tanto,

El análisis corresponde a la mitad de la envergadura del ala, por lo que se había considerado como viga en voladizo, por tal razón las tanto la fuerza de sustentación como la fuerza de arrastre se dividen en 4.

El esfuerzo cortante producido en la viga principal es el siguiente:

$$\tau_{zy_{vp}} = \frac{56,071 N + 1,658 N}{4(69,803 mm^2)}$$

$$\tau_{zy_{vp}} = 0,332 MPa$$

El esfuerzo cortante producido en la viga secundaria es el siguiente:

$$\tau_{zy_{vs}} = \frac{56,071 N + 1,658 N}{4(52,278 mm^2)}$$

$$\tau_{zy_{vs}} = 0,445 MPa$$

3.16.6. Determinación de los esfuerzos principales máximo y el esfuerzo cortante máximo

Los esfuerzos principales representan el esfuerzo normal máximo y mínimo en un punto del elemento los cuales se pueden determinar mediante la Ecuación (49). El esfuerzo cortante máximo puede calcularse a través de la Ecuación (50).

$$\sigma_{1,2} = \frac{\sigma_{yy} + \sigma_{zz}}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\sigma_{yy} - \sigma_{zz}}{2}\right)^2 + \tau_{zy}^2} \quad (49)$$

$$\tau_{max} = \frac{\sigma_2 - \sigma_1}{2} \quad (50)$$

En la Tabla 23 se presenta de manera resumida el valor de los esfuerzos principales y cortante máximo en cada uno de los puntos de análisis de las dos vigas.

Tabla 23
Esfuerzos Principales y cortantes

Punto	σ_1	σ_2	τ_{max}
1	23,513 MPa	0 MPa	11,756 MPa
2	6,598 MPa	0 MPa	3,299 MPa
3	59,189 MPa	0 MPa	29,595 MPa
4	26,582 MPa	0 MPa	13,291 MPa

El material constructivo de las vigas corresponde a fibra de carbono que es un material frágil por esta razón para la predicción de fallas se utiliza **La teoría de Mohr Modificada (MM)**, uno de los métodos preferidos para materiales frágiles con carga estática, la misma que presenta algunas consideraciones que se observan a continuación en las Ecuaciones (51), (52) y (53).

$$\sigma_1 \geq \frac{S_{ut}}{n}, si \quad \sigma_1 \geq \sigma_2 \geq 0; \quad \sigma_1 \geq 0 \geq \sigma_2; \quad \left| \frac{\sigma_1}{\sigma_2} \right| \leq 1 \quad (51)$$

$$\frac{(S_{uc} - S_{ut})\sigma_1}{S_{uc}S_{ut}} - \frac{\sigma_2}{S_{uc}} \geq \frac{1}{n}, si \quad \sigma_1 \geq 0 \geq \sigma_2; \quad \left| \frac{\sigma_2}{\sigma_1} \right| > 1 \quad (52)$$

$$\sigma_2 \geq -\frac{S_{uc}}{n}, si \quad 0 \geq \sigma_1 \geq \sigma_2 \quad (53)$$

3.16.7. Factor de Seguridad

El valor del factor de seguridad de la viga se calcula mediante el empleo de la Ecuación (51), ya que cumple con los requerimientos de la teoría del Mohr Modificada para materiales frágiles.

$$\sigma_1 \geq \frac{S_{ut}}{n}$$

Donde:

- S_{ut} = Resistencia a la fluencia del material utilizado.
- σ_1 = Esfuerzo aplicado sobre la viga.

A través de la ecuación anterior utilizando el valor mínimo de $S_{ut} = 190 \text{ MPa}$ y el valor máximo de esfuerzo se puede determinar que el factor de seguridad mínimo es de 3,21 valor aceptable de diseño con lo cual se garantiza que el conjunto alar no falle debido a concentración de esfuerzos.

3.17. Análisis estructural del estabilizador

3.17.1. Determinación de cargas sobre el estabilizador horizontal

Para determinar las fuerzas que interactúan en el estabilizador horizontal es necesario seguir la metodología utilizada en el análisis estructural del conjunto alar, por tal razón se utilizarán las ecuaciones previamente establecidas en la sección 3.16.1 para determinar las fuerzas de sustentación y arrastre.

a. Fuerzas de sustentación en el estabilizador horizontal

En la Tabla 24 se muestran algunos valores de fuerza de sustentación en función del ángulo de ataque del perfil aerodinámico del estabilizador para determinar el mayor valor de fuerza producido, con el cual se analizarán el mayor momento concentrado en dicha superficie a fin de asegurar su funcionamiento mecánico.

Tabla 24

Fuerzas de sustentación para el estabilizador horizontal.

α_h	Superficie S_h (m^2)	C_{L_h}	F_{L_h} (N)
9,8	0,127	0,656	10,154
6	0,127	0,545	8,358
4	0,127	0,406	6,207
2	0,127	0,215	3,281
0	0,127	0	0
-2	0,127	-0,199	-3,037
-4	0,127	-0,411	-6,284

La mayor fuerza de sustentación se produce en el máximo coeficiente de elevación $C_{L\alpha} = 0,656$ determinado en la sección 3.13.1 literal 7).

b. Fuerzas de arrastre en el estabilizador horizontal

Para determinar la mayor fuerza de arrastre que actúa en el estabilizador durante la ejecución de trayectorias de vuelo, es necesario analizar los diferentes valores de ángulos de ataque y los coeficientes de arrastre en función de este ángulo obtenidos a través de la curva característica del perfil aerodinámico presentados en la Tabla 25.

Tabla 25

Fuerzas de arrastre para el estabilizador horizontal.

α_h	Superficie S_h (m^2)	C_{d_h}	F_{D_h} (N)
9,8	0,127	0,123	1,903
6	0,127	0,042	0,644
4	0,127	0,019	0,290
2	0,127	0,016	0,244
0	0,127	0,014	0,213
-2	0,127	0,016	0,244
-4	0,127	0,019	0,290

La mayor fuerza de arrastre se produce cuando el valor del ángulo de ataque α_h es 9,8 como se esperaba ya que, en el cálculo de la mayor fuerza de sustentación, este valor es determinante.

3.17.2. Determinación de cargas sobre el plano YZ

En la Figura 81 se pueden observar la fuerza de sustentación presente sobre el intradós del perfil aerodinámico del estabilizador horizontal, el valor de esta fuerza está dividido en dos debido a que se emplean 2 vigas como soporte de la estructura del estabilizador.

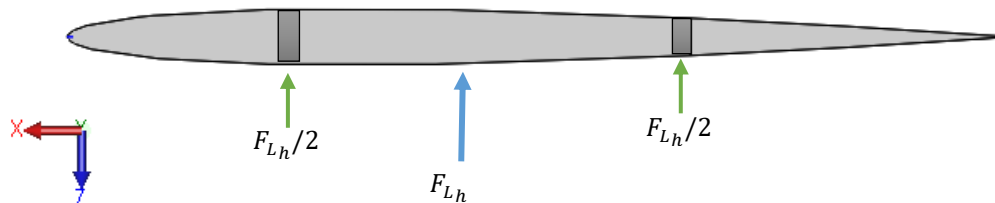


Figura 81. Distribución de fuerzas de sustentación del estabilizador horizontal

A través de un diagrama de cuerpo libre se sitúan los valores de fuerzas, reacciones y momento producidos en el punto de anclaje del estabilizador al fuselaje, en el análisis debido a que el punto de unión genera dos superficies simétricas el valor de F_{L_h} se divide en 4, por lo tanto, la distribución de fuerzas se puede observar en la Figura 82.

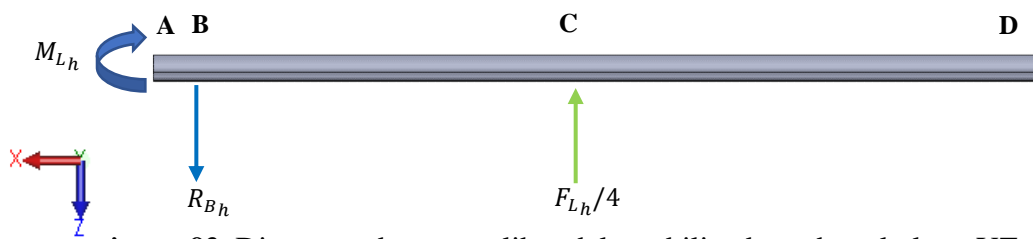


Figura 82. Diagrama de cuerpo libre del estabilizador sobre el plano YZ

Las medidas de los segmentos de la viga representados en la figura anterior son los siguientes:

- $\overline{AB} = 15 \text{ mm}$
- $\overline{AC} = 497,012 \text{ mm}$
- $\overline{AD} = 994,025 \text{ mm}$

Por lo tanto, el valor de la reacción y momento del estabilizador horizontal se presenta a continuación:

$$\sum F_z = 0$$

$$R_{Bh} - \frac{F_{Lh}}{4} = 0$$

$$R_{Bh} = \frac{F_{Lh}}{4} = \frac{10,154 \text{ N}}{4}$$

$$R_{Bh} = 2,538 \text{ N}$$

A través de la fuerza de reacción calculada se puede realizar el diagrama de fuerzas cortantes, el cual se puede observar en la Figura 83.

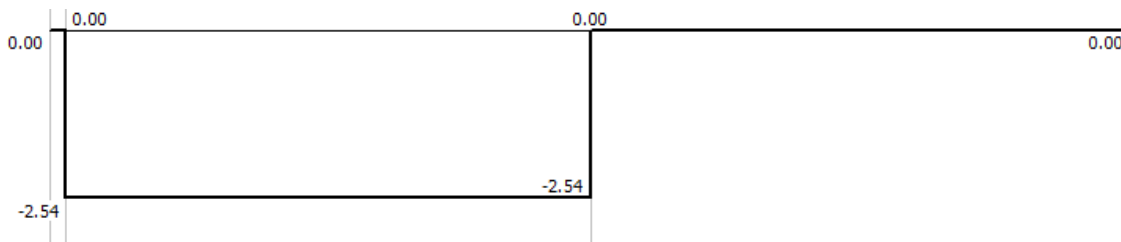


Figura 83. Diagrama de fuerzas cortantes - Estabilizador horizontal

Cálculo de momento producido en el empotramiento.

$$\sum M_B = 0$$

$$-M_L + \frac{F_{Lh}}{4}(\overline{BC}) = 0$$

$$M_L = \frac{F_{Lh}}{4} (\overline{AC} - \overline{AB})$$

$$M_L = \frac{10,154 \text{ N}}{4} (497,012 \text{ mm} - 15 \text{ mm})$$

$$M_L = 1,223 \text{ Nm}$$

El diagrama de momentos flectores se puede observar en la Figura 84.

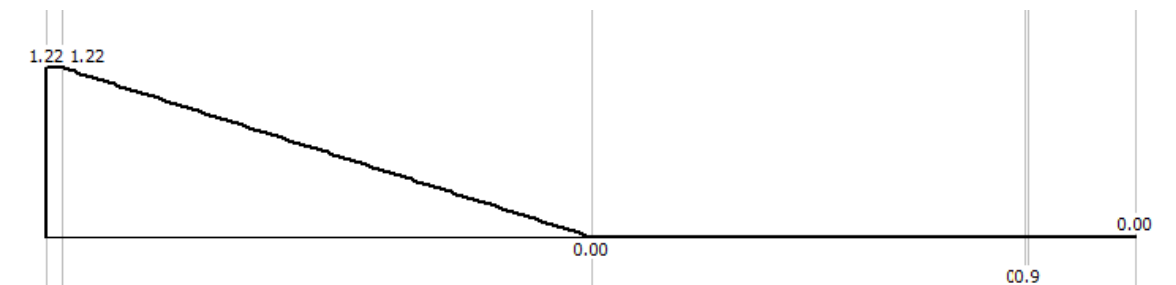


Figura 84. Diagrama de momentos flectores - Estabilizador horizontal

3.17.3. Determinación de cargas sobre el plano XY

En la Figura 85 se presenta la fuerza de arrastre presente en la superficie del perfil aerodinámico, como valor neto y como proporción en cada una de las vigas de la estructura.

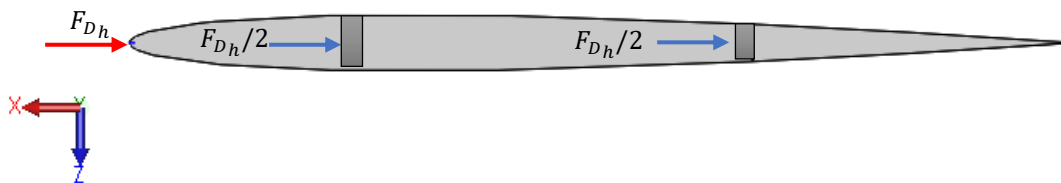


Figura 85. Distribución de fuerzas arrastre sobre el estabilizador horizontal

A través de la metodología utilizada para analizar la fuerza de sustentación, el diagrama de cuerpo libre resultante para el análisis de la fuerza de arrastre se muestra en la figura.

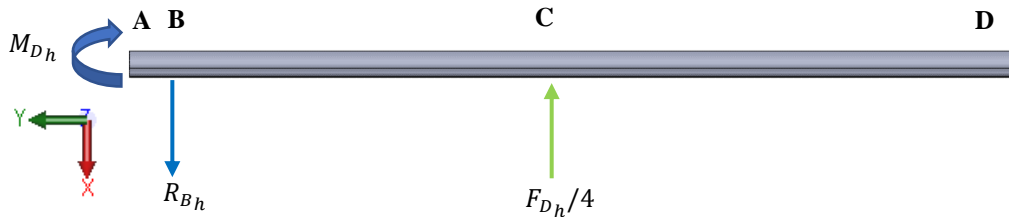


Figura 86. Diagrama de cuerpo libre del estabilizador sobre el plano XY

El valor de la fuerza producida por la reacción en el punto de apoyo se obtiene a continuación.

$$\sum F_x = 0$$

$$R_{Bh} - \frac{F_{Dh}}{4} = 0$$

$$R_{Bh} = \frac{F_{Lh}}{4} = \frac{1,903 \text{ N}}{4}$$

$$R_{Bh} = 0,475 \text{ N}$$

Una vez determinado el valor de la fuerza de reacción se puede graficar el diagrama de fuerzas cortantes mostrado en la figura

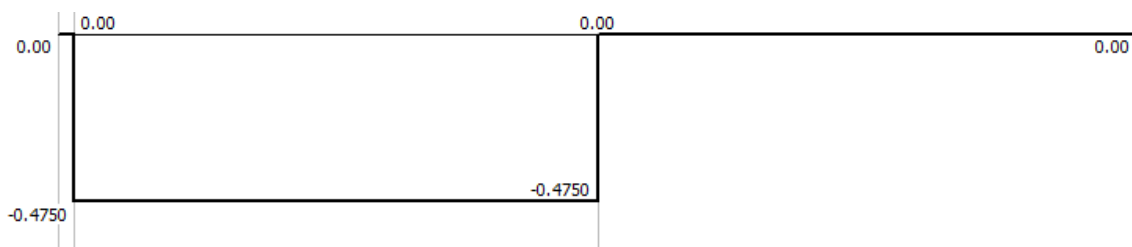


Figura 87. Diagrama de fuerzas cortantes - Estabilizador horizontal

El valor del momento producido en el empotramiento es el siguiente:

$$\sum M_B = 0$$

$$-M_D + \frac{F_{Dh}}{4} (\overline{BC}) = 0$$

$$M_L = \frac{F_{Dh}}{4} (\overline{AC} - \overline{AB})$$

$$M_L = \frac{1,903 \text{ N}}{4} (497,012 \text{ mm} - 15 \text{ mm})$$

$$M_L = 0,229 \text{ Nm}$$

El diagrama de momento flectores y la variación de su magnitud a lo largo de la viga se puede observar en la figura

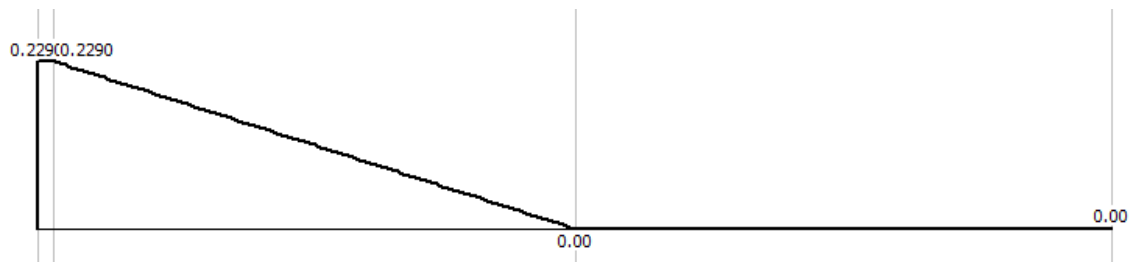


Figura 88. Diagrama de momentos flectores - Estabilizador horizontal

3.18. Dimensionamiento del ala

Una vez realizado el análisis mecánico de las vigas a ser empleadas como largueros del UAV y mediante el análisis estático, se determinaron las zonas críticas donde el efecto de las fuerzas cortantes y momentos flectores alcanzan valores máximos en los diferentes planos de interés debido a la acción de las cargas aerodinámicas (sustentación, peso, arrastre, empuje). Por lo tanto, se requiere una distribución estratégica de los elementos estructurales internos para reforzar el conjunto alar y evitar la falla mecánica debido a la concentración de esfuerzos.

Previamente en la Figura 67 se definieron puntos (A - F) que identifican las secciones del ala a lo largo del eje Y, análogamente, el análisis se asemeja a una viga en voladizo donde el segmento \overline{AB} medido desde el centro del ala experimenta los valores más altos de carga cortante y momento flector en los planos YZ y XY. Dicha sección representa los puntos de apoyo del ala sobre el fuselaje

contenidos en 33,185 mm, para agregar rigidez al ala se colocan costillas de madera de balsa de 3,1 mm de espesor y se ubican cada 13,49 mm.

El segmento \overline{BC} cuya longitud es de 256,82 mm experimenta el efecto de una de las componentes de la fuerza de sustentación, por ende, también es una zona crítica siendo afectada por una fuerza cortante de 14,02 N y un momento flector máximo de 11,73 Nm, se agregan costillas de balsa de 3,1 mm de espesor ubicadas cada 39,70 mm.

La región de unión del ala central con el diedro se encuentra en el punto D definido por la sección \overline{CD} , al tratarse de una zona de ensamble requiere mantener la rigidez estructural a pesar de la evidente reducción de la fuerza cortante a 9,35 N y el momento flector desde 8,13 Nm hasta ser nulo, se emplea dos costillas de balsa de 3,1 mm de espesor colocadas cada 61,48 mm y las costillas restantes previas a la unión se ubican cada 50 mm. Las dimensiones detalladas del ala central se muestran en la Figura 89.

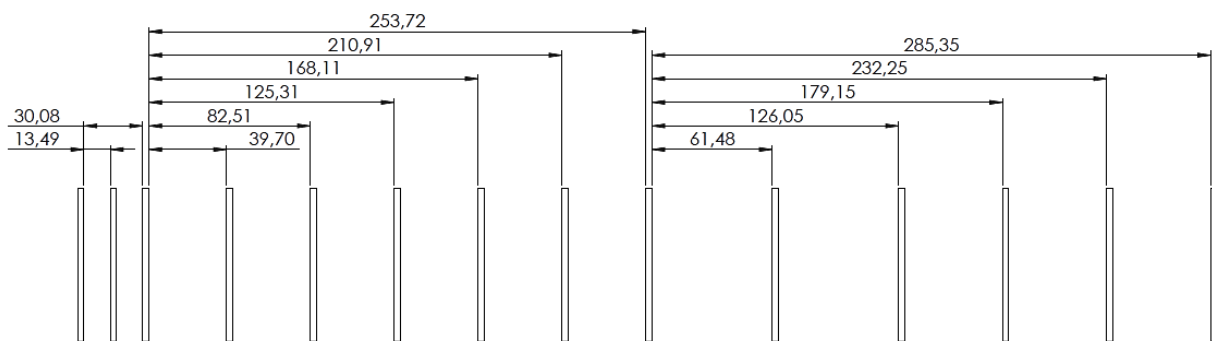


Figura 89. Distribución de costillas en el ala central en milímetros.

La distribución de costillas a lo largo del diedro presenta mayor flexibilidad para el diseñador debido a que no se ve influenciado por el efecto de las cargas aerodinámicas, por lo tanto, se busca reducir el peso del diedro aumentando la longitud entre costillas, teniendo en consideración una

distancia moderada en la unión con el ala central, las medidas empleadas en el diseño del diedro se muestran en la Figura 90.

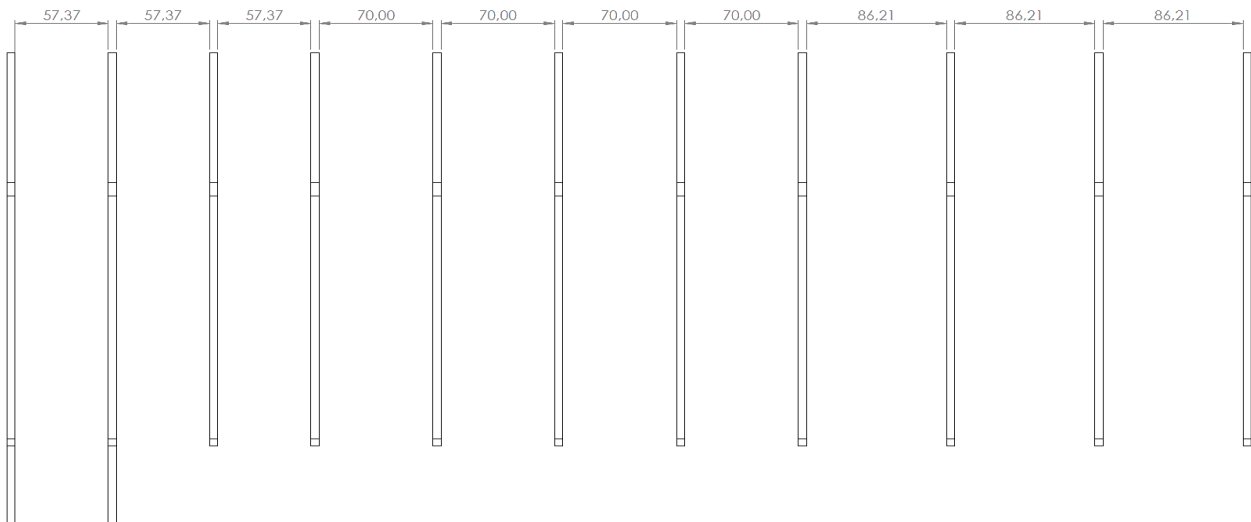


Figura 90. Distribución de costillas en el diedro en milímetros.

Finalmente, el ensamble completo del ala en conjunto con los diedros se muestra en la Figura 91 donde se muestran los componentes internos como largueros y costillas.

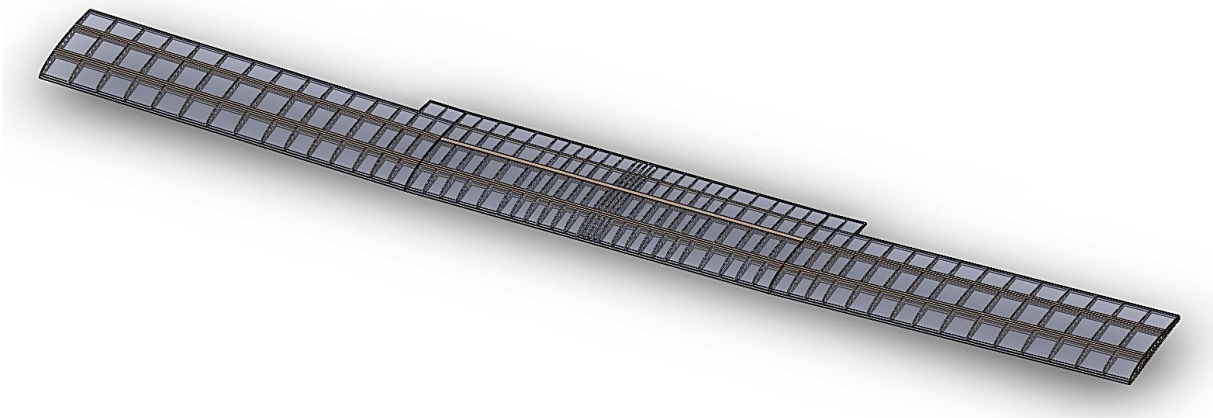


Figura 91. Ensamble de ala rectangular.

3.19. Simulación estática

3.19.1. Análisis de esfuerzos en el conjunto alar

Previamente se ha definido de forma teórica el efecto de las diferentes cargas aerodinámicas a las que se encuentra sujeta el ala durante el vuelo, siendo la viga principal y secundaria los elementos principales para asegurar un correcto desempeño del prototipo. Para obtener una mejor perspectiva del comportamiento del ala se realiza un análisis de elementos finitos incluyendo la distribución de costillas de acuerdo a la sección 3.18, que actúan como refuerzo del ala además de otorgar el perfil requerido para agregar piel de madera de balsa para conformar el ala.

De acuerdo a la sección 3.16 (Análisis estructural) se definen las magnitudes de las fuerzas aerodinámicas, siendo:

- Fuerza de sustentación (F_L): 56,071 N
- Fuerza de arrastre (F_D): 1,658 N
- Peso (W): 34,3 N
- Empuje (F_M): 30,87 N

Para el análisis estático se trabaja con la mitad del ala debido a la simetría de la estructura considerando el centro del ala como un soporte fijo, se colocan las fuerzas principales sobre las vigas del conjunto alar, además, se añaden las reacciones ejercidas entre el fuselaje y el ala como se muestra en la Figura 92.

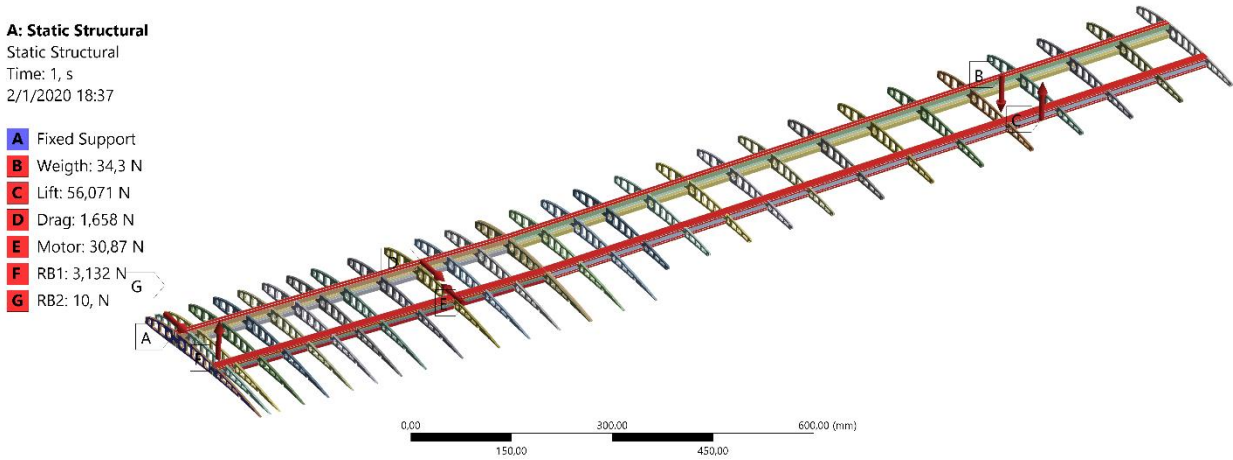


Figura 92. Localización de cargas sobre el ala.

Una vez definidas las fuerzas y soportes, se verifican los puntos de unión dentro del ensamblaje y a través de técnicas de mallado se cubre todo el sólido con la finalidad de analizar todos los elementos que componen el ala, mejorando la precisión de las soluciones obtenidas.

La Figura 93 representa la deformación total del ala, al tratarse de un avión cuya envergadura es $3,479 \times 10^3 \text{ mm}$ se puede apreciar una deformación máxima de $48,207 \text{ mm}$ localizado en el extremo del ala.

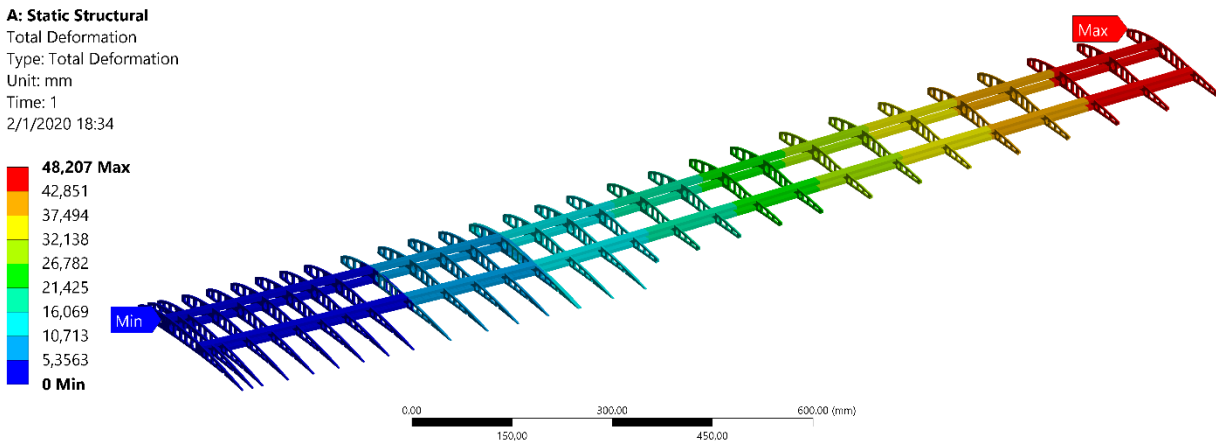


Figura 93. Deformación total del ala expresado en milímetros.

La Figura 94 muestra los esfuerzos principales distribuidos a lo largo del ala, como se verificó en análisis estático a través de los diagramas de fuerzas cortantes y momento flector, las zonas críticas se encuentran en la región de apoyo del ala con en el fuselaje y la unión con el diedro donde se localiza el esfuerzo máximo de 101,83 MPa.

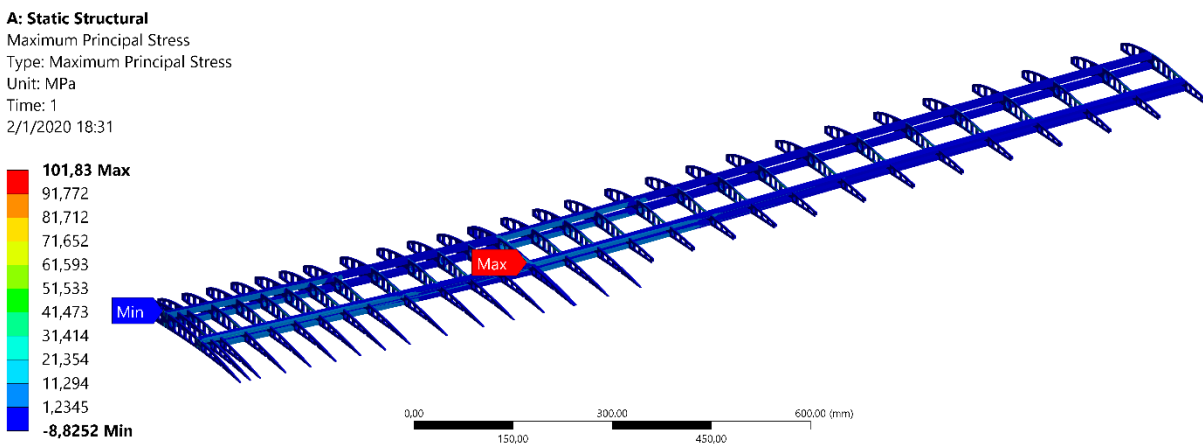


Figura 94. Esfuerzos principales del ala expresado en MPa.

Finalmente, la Figura 95 muestra el valor del factor de seguridad de cada uno de los elementos que componen el ala y la distribución de los esfuerzos a lo largo de las costillas manteniéndose su factor en un rango aceptable superior a 1.2, además se puede observar un factor de seguridad relativamente bajo en la unión del ala central y el diedro, por lo tanto, se requiere reforzar dicha área durante el proceso de construcción siendo una alternativa viable el empleo de un recubrimiento de fibra de carbono, además hay que tener cuenta la adición de láminas de madera de balsa para dar forma y agregar rigidez al conjunto alar.

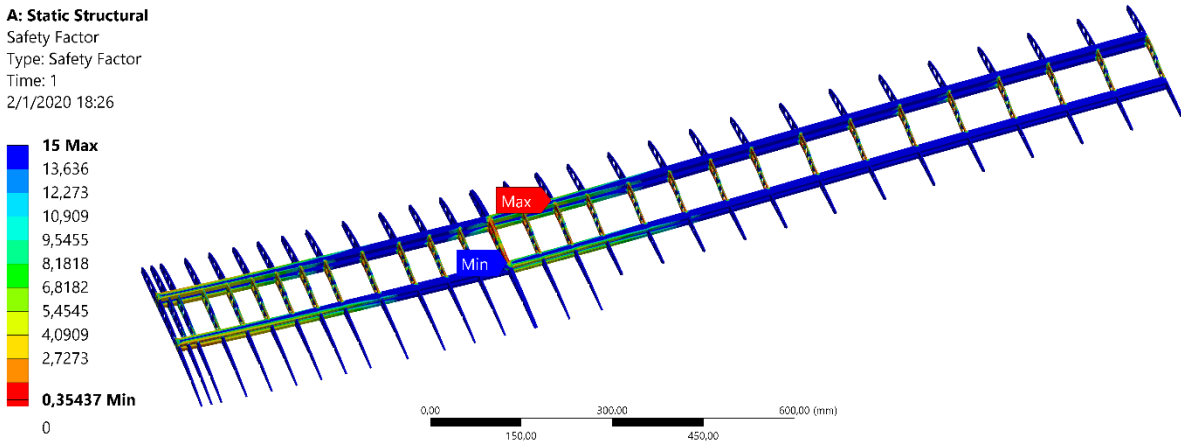


Figura 95. Factor de seguridad de la estructura del ala.

3.19.2. Análisis de esfuerzos en fuselaje

En el fuselaje se concentran todas las fuerzas y reacciones producidas por las otras partes del UAV como son ala y estabilizadores en la Figura 96 se puede observar las cargas que actúan sobre cada superficie del fuselaje, este cuerpo será construido con fibra de carbono con un espesor de 1.8mm por lo que es importante conocer como responderá frente a la adición de estas fuerzas.

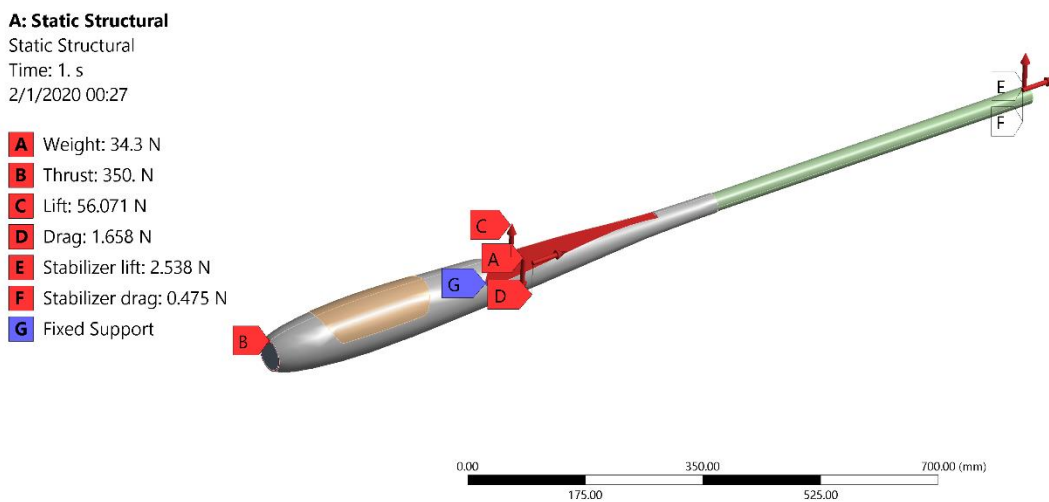


Figura 96. Cargas aerodinámicas que actúan sobre el fuselaje

La deformación total del fuselaje se produce en el extremo del tubo de carbono donde se sitúan los estabilizadores, debido al material de construcción, la deformación es de 0.11097mm un valor bastante pequeño que no se observará durante su funcionamiento como se puede observar en la Figura 97.

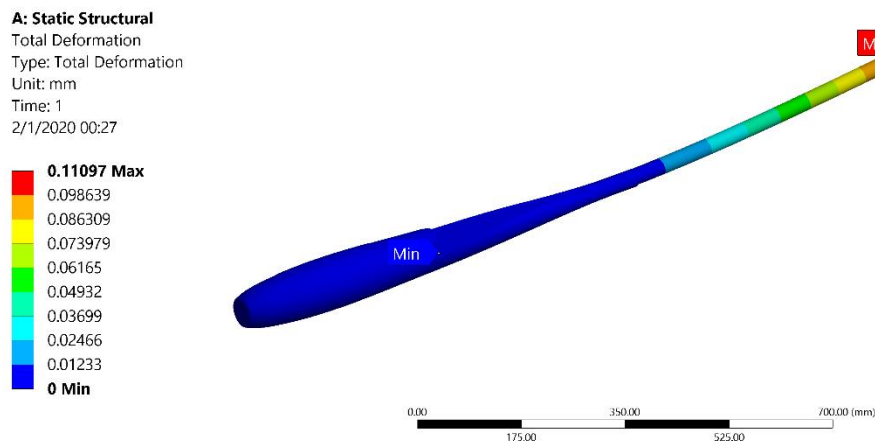


Figura 97. Deformación total del fuselaje

En la Figura 98 se puede observar la distribución del esfuerzo principal máximo sobre la superficie de fuselaje, el mayor valor es de 6,1986 MPa y un valor mínimo de 0,556 MPa valores bastante pequeños que no repercutirán en la funcionalidad del prototipo debido a las propiedades de la fibra de carbono con lo que será construido el fuselaje.

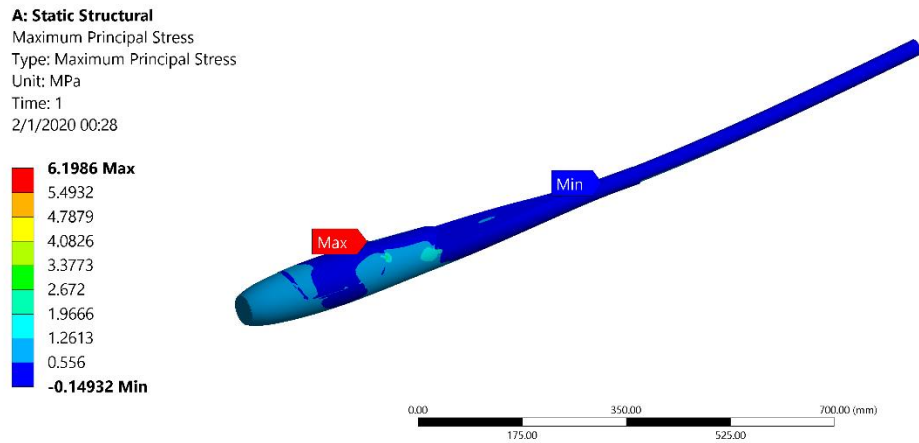


Figura 98. Esfuerzo principal máximo del fuselaje

3.19.3. Análisis de esfuerzos en el estabilizador horizontal

Para el análisis estático del estabilizador que será construido con balsa se utiliza la mitad de la superficie donde se colocan las fuerzas que actúan sobre las vigas, las reacciones y momentos producidos en la sección de anclaje del estabilizador, además se puede observar la distribución de costillas que permite dar forma del perfil aerodinámico seleccionado como se observa en la Figura 99.

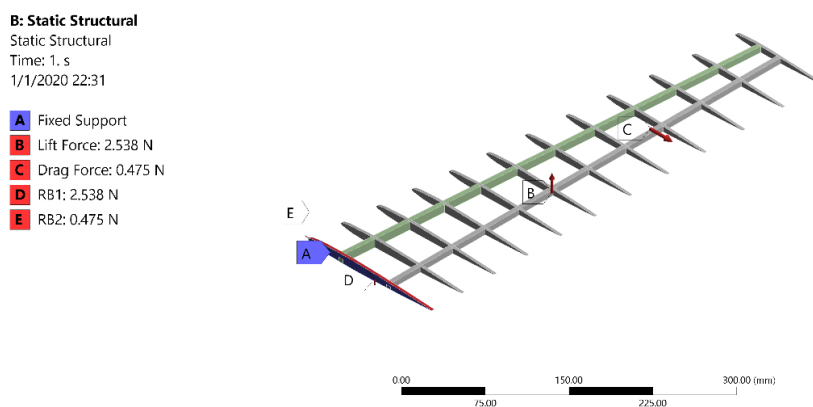


Figura 99. Fuerzas presentes en la superficie del estabilizador

En la Figura 100 se puede observar la deformación total de la estructura con un valor máximo de 15,345 mm localizado en el extremo del estabilizador, un valor de deformación aceptable considerando la dimensión de la envergadura b_h .

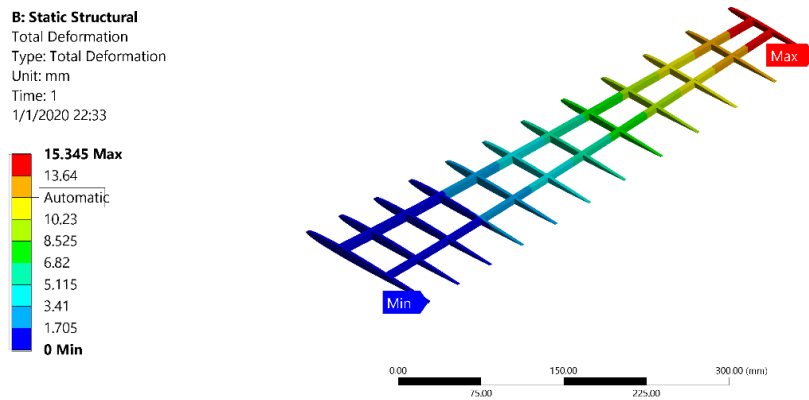


Figura 100. Deformación total del estabilizador.

En la Figura 101 se presenta el esfuerzo principal máximo donde el mayor valor es de 38.485 MPa localizado en una sección muy pequeña de la estructura que no repercutiría en su funcionamiento y además se puede reforzar esa sección en la etapa constructiva, el valor promedio es de 4,144 MPa menor al límite elástico del material.

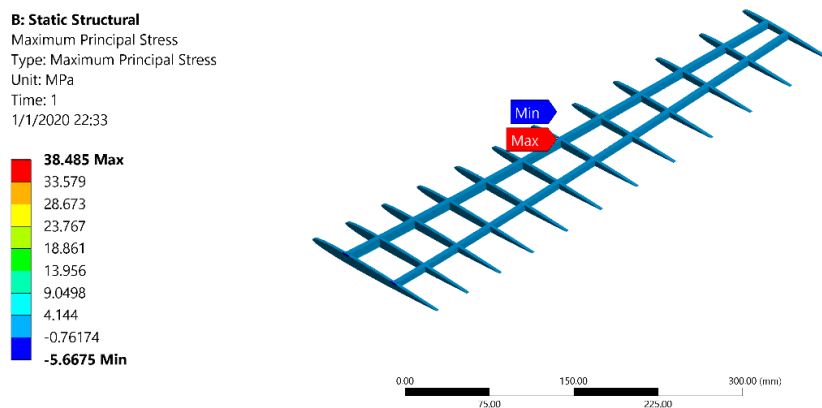


Figura 101. Esfuerzos principales del estabilizador.

Y en la Figura 102 se puede apreciar el factor de seguridad con un intervalo cambiante a través de toda la estructura con un valor mínimo de 0,42757 presente en una sección muy reducida que corresponde a uno de las costillas del estabilizador lo que indica que dicha sección necesita ser reforzada para asegurar un funcionamiento óptimo de la estructura, pero la viga no se encuentra comprometida.

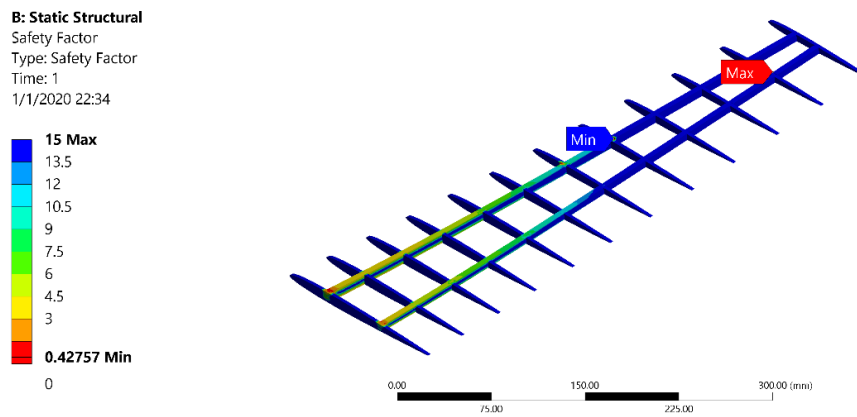


Figura 102. Factor de seguridad de la estructura del estabilizador.

CAPÍTULO IV

IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA ELECTRÓNICO

4.1. Selección de componentes electrónicos

4.1.1. Selección de motor

Para el diseño de un UAV capaz de utilizar energía renovable se requiere elegir un motor eléctrico apropiado para impulsar la carga neta del avión, además de los equipos electrónicos utilizados para gestión energética y el control del mismo. El peso estimado en el diseño conceptual es 3500 gr, no obstante, tanto la estructura como el motor debe ser capaz de soportar el doble del peso medido en tierra, es decir, se plantea la solución para un peso de 7000 gr.

Dependiendo del tipo de avión se pueden identificar la relación adecuada entre el empuje proporcionado por el motor y el peso del UAV, en la Tabla 26 se muestran valores estandarizados para diferentes tipos de aviones.

Tabla 26
Relación Empuje/Peso en función del tipo de avión.

Tipo de avión	Relación Empuje/Peso
Planeador - Entrenador	0.35 – 0.55
Vuelo a escala	0.60 – 0.70
Avión acrobático (lento)	0.70 – 0.80
Avión acrobático (rápido)	0.80 – 1.00
Jets y 3D	1.00 – 1.25

Fuente: (Chano & Garcés, 2018)

De la tabla anterior se identifica el tipo de avión a ser diseñado, el valor correspondiente de la relación empuje/peso para un planeador se asigna como 0,45. Para calcular únicamente el empuje se emplea la Ecuación (54).

$$\text{Empuje} = \text{Peso} \times \text{Relación}(\text{Empuje}/\text{Peso}) \quad (54)$$

Aplicando la ecuación (54), se calcula el empuje necesario del motor en función del peso del UAV, como se muestra:

$$\text{Empuje} = 7000 \text{ gr} \times 0,45$$

$$\text{Empuje} = 3150 \text{ gr}$$

Un motor eléctrico sin escobillas (brushless) viene determinado por un parámetro denominado KV, se define como “el número de revoluciones por minuto (rpm) que será capaz de ofrecer dicho motor cuando se le aplique 1V (un voltio) de tensión” (Mobus, 2016).

Dependiendo de la aplicación se pueden emplear motores cuyo KV es bajo o alto, para KV bajos el motor puede ofrecer un par elevado a pocas revoluciones, por ende, su consumo energético es menor a diferencia de KV elevados que se caracterizan por brindar poco par y velocidades elevadas. A continuación, se muestra una Tabla 27 donde se indican los valores de KV característicos con sus correspondientes coeficientes de empuje.

Tabla 27
Empuje con respecto a KV de motores.

Valores de KV	Características
1000	Empuje alto (3,5 a 4,5 g/W aprox.) Velocidad baja
2000	Empuje medio (2,5 a 3,5 g/W aprox.) Velocidad media a alta
3000	Empuje bajo (1,5 a 2 g/W aprox.) Velocidad alta (hélice)
4000	Empuje bajo (1,5 a 2 g/W aprox.) Velocidad elevada

Fuente: (Chano & Garcés, 2018)

Teniendo en cuenta el tipo de avión seleccionado previamente, el UAV a diseñar requiere una capacidad de carga elevada y velocidad de crucero baja, es decir, se debe tomar un valor de KV bajo. Para asegurar un empuje elevado se selecciona 700 KV.

Mediante ensayos experimentales, para diferentes valores de KV se han tabulado factores de potencia con respecto al empuje que permitirán determinar el consumo que debe presentar el motor a ser seleccionado, dichos factores se muestran en la Tabla 28.

Tabla 28

Relación Potencia/Empuje en función de KV de motores brushless.

KV	W/g	KV	W/g
500	0,175	1400	0,481
600	0,192	1500	0,498
700	0,209	1600	0,515
800	0,226	1700	0,532
900	0,243	1800	0,549
1000	0,260	1900	0,566
1100	0,277	2000	0,583
1200	0,294	2100	0,600
1300	0,311	2200	0,617

Fuente: (Chano & Garcés, 2018)

Para el valor de 700 KV corresponde a un factor de potencia con respecto al empuje igual a 0,209, de esta forma se puede calcular la potencia necesaria mediante el empleo de la Ecuación (55).

$$Potencia = Empuje \times Relacion (Potencia/Empuje) \quad (55)$$

$$Potencia = 3150 \text{ gr} \times 0,209 \frac{W}{gr}$$

$$Potencia = 658 W$$

Una vez determinada la potencia requerida, se procede a la selección de un modelo de motor eléctrico que cumpla con los requisitos de diseño, para modelos a radiocontrol se usan ampliamente los motores brushless de los cuales existen dos tipos: inrunner y outrunner. Los motores inrunner se caracterizan por entregar su mayor capacidad de torque a velocidades altas, a diferencia de los motores outrunner donde su torque máximo se da a velocidades bajas, hay que tener en cuenta que la carcasa externa desarrolla el movimiento mientras que el bobinado se mantiene fijo.



Figura 103. Motor brushless QX Motor QA2825
Fuente: (DHgate, 2019)

De acuerdo con la clasificación, se selecciona un motor brushless outrunner de la marca QX-Motor, modelo QA2825 se muestra en la Figura 103, opera a 700 KV y entrega una potencia continua de 1100 W que son suficientes para entregar un empuje adecuado, los datos técnicos correspondientes al motor se muestran en la Tabla 29.

Tabla 29

Características técnicas de motor QX motor QA2825.

Característica	Valor
KV	700
Configuración	12N14P

CONTINÚA 

Diámetro de eje	28 mm
Longitud del estator	25 mm
Dimensión del motor	46,51 mm x 35 mm
Peso	170 g
Compatibilidad de celdas	3S – 6S (LiPo)
Máxima potencia continua	1100 W
Máxima corriente continua	55 A

Fuente: (DHgate, 2019)

4.1.2. Selección de hélice

Para la selección de la hélice se toma en cuenta la tabla de ensayos que presenta el fabricante del motor de la marca QX, modelo QA2825 donde se muestran diferentes hélices con diferentes configuraciones de celdas para obtener el empuje requerido, en la Tabla 30 se muestran los datos especificados para diferentes hélices.

Tabla 30

Relación Potencia/Empuje en función de KV de motores brushless.

Hélice	Voltaje (V)	Amperios (A)	Watts (W)	Empuje (g)	Eficiencia (g/W)	Aceleración
1255	22,2	8,7	193,14	1244	6,44	50%
	22,2	12,8	284,16	1671	5,88	60%
	22,2	18,2	404,04	2164	5,36	70%
	22,2	24,4	541,68	2669	4,93	80%
	22,2	31,9	708,18	3186	4,50	100%
1355	22,2	10,3	228,66	1669	7,30	50%
	22,2	16,3	361,86	2352	6,50	60%
	22,2	23,1	512,82	2955	5,76	70%
	22,2	32,4	719,28	3689	5,13	80%
	22,2	40,7	903,54	4235	4,69	100%

Fuente: (DHgate, 2019)

En función de la hoja de datos del motor, se puede verificar que su empuje máximo es de 4235 gr utilizando una batería LiPo de 6 celdas (22,2 V), con respecto al empuje calculado el motor seleccionado puede ofrecer un 34% más del empuje requerido al utilizar una hélice 13x5.5, siendo 13 la longitud de la hélice dada en pulgadas y 5.5 el paso de la hélice.

4.1.3. Variador de velocidad (ESC)

Un controlador de velocidad brushless (ESC) permite mover un motor eléctrico sin escobillas a distintas velocidades, pudiendo también cambiar su dirección de giro en función de la señal emitida por el receptor y lo transforma en el tipo de corriente necesario para mover el motor (Olalla, 2018).

Existe una amplia gama de variadores comerciales, los más utilizados se basan en transistores de efecto de campo (FET) que permiten manejar corrientes elevadas y posibilita el control de velocidad de forma suave y precisa, los variadores de velocidad actuales integran un circuito eliminador de batería (BEC) que proporciona una tensión de salida de 5V para alimentar el receptor de radio, servomotores, controladores de vuelo, etc.



Figura 104. ESC Graupner de 60 A

Fuente: (Graupner, s. f.)

La selección de un ESC adecuado dependerá de varios factores como: el amperaje máximo que consumirá el motor con la hélice seleccionada, la tensión de alimentación y la incorporación de un BEC. Teniendo en cuenta dichos parámetros, de acuerdo a la Tabla 30 la corriente máxima requerida por el motor con una hélice 1355 es 40,7 A cuando se emplea una fuente de 22,2 V (6S),

en función de la hoja de datos del motor su máxima corriente de operación es 55 A , por lo tanto, se selecciona un variador de 60 A del fabricante Graupner como se muestra en la Figura 104, las características del ESC se muestra en la Tabla 31.

Tabla 31

Características técnicas del ESC Graupner 7236 (60 A).

Especificación	Valor
Voltaje de operación	5,5 – 25 V
Compatibilidad de celdas: Ni-MH/Ni-Cd	6 - 18
Compatibilidad de celdas: LiPo/LiIo	2 - 6
Corriente máxima continua	60 A
Corriente instantánea máxima (10s)	70 A
Protección de temperatura	120 °C / 125 °C
Freno	Programable
Frecuencia aproximada	32 KHz
Tensión y corriente de salida de BEC conmutado	5,5 V / 3A
Dimensiones en milímetros	70 x 26 x11
Peso	56 g

Fuente: (Graupner, s. f.)

4.1.4. Selección de la tarjeta controladora de vuelo

El controlador de vuelo se define como el cerebro de un vehículo aéreo no tripulado ampliamente utilizado para ejecutar planes de vuelo autónomos, generalmente integra una serie de sensores que detectan los cambios de orientación como giroscopios y acelerómetros, dependiendo del tipo de controlador se pueden agregar extensiones de sensores como: barómetros, magnetómetros (brújulas), sensores ultrasónicos y otros periféricos como: GPS, luces led, telemetría, entre otros (Macho, 2019).

Para seleccionar un controlador de vuelo adecuado para el funcionamiento de un UAV de ala fija se debe tener en cuenta una serie de factores como: costo, tipo de firmware integrado, capacidad de realizar vuelos autónomos, entorno de programación, dimensiones, soporte técnico y capacidad de procesamiento.

Existe una amplia gama de controladores de vuelo de las cuales se analizarán las placas más relevantes como pilotos automáticos de código abierto, siendo: APM 2.8, Pixhawk, Pixhawk Cube, Navio 2 y BleagleBone Blue. En la Tabla 32 se muestran las características más importantes de cada controlador, donde se destacan el tipo de procesador, memoria RAM, sensores integrados, interfaces de comunicación y la compatibilidad con diferentes entornos de programación que facilitan la configuración del piloto automático.

Tabla 32

Características técnicas de controladores de vuelo.

Característica	APM 2.8	Pixhawk	Pixhawk Cube	Navio 2	BleagleBone Blue
Procesador	Atmel's ATMEGA2560	32-bit ARM Cortex M4 (FPU)	32-bit ARM Cortex M4 (FPU)	64-bit quad- core ARMv8	AM335x ARM Cortex-A8
Frecuencia de trabajo	16 MHz	168 MHz	168 MHz	1.2GHz	1GHz
Memoria RAM	8 KB	256 KB	256 KB	1GB RAM	512 MB DDR3
Sensores integrados	- Acelerómetro - Giroscopio - Barómetro	- Acelerómetro - Giroscopio - Barómetro	- Acelerómetro - Giroscopio - Barómetro	- Acelerómetro - Giroscopio - Barómetro	- Acelerómetro - Giroscopio - Barómetro - Termómetro
Alimentación	5 VDC	5 VDC	5 VDC	4.75-5.25 VDC	9 – 18 VDC
Interfaces de comunicación	I2C, entradas ADC, salidas PWM.	UART, I2C, SPI, 2x CAN, USB, entradas	Salidas PWM, RSSI, CPPM, I2C, SPI, CAN,	UART, I2C, entrada ADC,	GPS, DSM2 radio, UART, SPI, I2C, 1.8V

CONTINÚA 

	ADC, salidas PWM.	entradas ADC, puertos de expansión.	entradas/salidas PWM	analog, 3.3V GPIO	
Compatibilidad Linux	No	No	No	Si	Si
Capacidad de ejecutar vuelos autónomos	Si	Si	Si	Si	Si
Software piloto automático	ArduPilot (Descontinuado)	ArduPilot, PX4	ArduPilot, PX4	ArduPilot, PX4	ArduPilot, PX4. ROS, Python
Dimensiones (mm)	84x45x14	50x81,5x15,5	38x38x22	55x65	175x112x40
Peso (gr)	34	38	34	23 (Shield)	36
Precio (USD)	\$40	\$130	\$238	\$224 (Únicamente shield)	\$120

De acuerdo a las características presentadas y su relación calidad-precio, la mejor alternativa de piloto automático es el controlador Pixhawk convencional mostrado en la Figura 105 debido a que sus prestaciones de hardware son suficientes para la ejecución de planes autónomos de vuelo, además, existe una amplia variedad de módulos que permiten integrar acelerómetros externos, sistemas de geoposicionamiento y medición relativa de viento a diferencia de otros controladores cuya variedad de complementos es escasa.

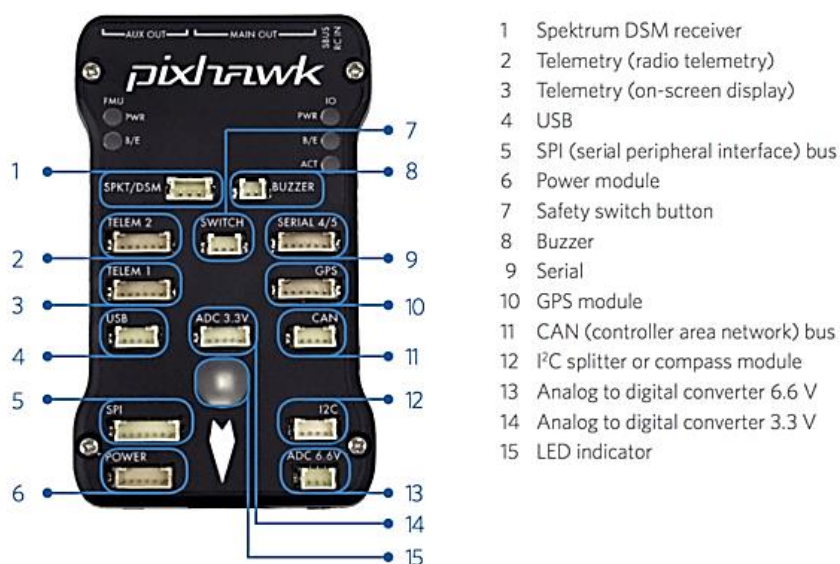


Figura 105. Piloto autónomo Pixhawk

Fuente: (ArduPilot, 2019e)

4.1.5. Sensor de velocidad

El sensor de velocidad es un dispositivo recomendable para establecer la velocidad de elevación y avance del UAV a través de la tarjeta controladora de vuelo además es un medio para poder determinar cuando el prototipo entra en pérdida (Dronecode, s. f.). Pixhawk proporciona fabricantes de marcas compatibles y comúnmente utilizadas en este tipo de aplicaciones por lo que se selecciona el módulo mRo I2C MS4525DO, que corresponde a uno de la lista de recomendaciones, el cual se puede observar en la Figura 106.

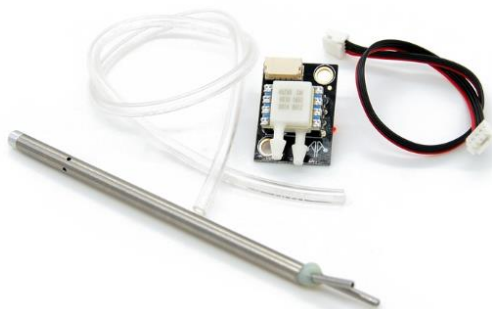


Figura 106. Sensor de velocidad

Fuente: (Dronecode, s. f.)

El principio de funcionamiento del sensor se basa en la existencia de un tubo superior en modo activo que realiza mediciones de la presión de aire en la parte delantera del tubo de pitot que tiene aire impulsado a velocidad y un tubo inferior en modo estático que mide la presión de aire en el ambiente (ArduPilot, 2019f).

4.1.6. Sistema de posicionamiento GPS

El sistema para el control de trayectorias de vuelo se basa en la tarjeta controladora seleccionada en la sección 4.1.4 a través de la cual se puede aprovechar el sistema de posicionamiento global o GPS. Pixhawk es compatible con los sistemas mundiales de navegación por satélite (GNSS) utilizando receptores que se comunican a través de los protocolos UBlox, MTK Ashtech o Emlid, o mediante UAVCAN, es recomendable utilizar un GPS más brújula integrado alejado del sistema de alimentación del motor (Dronecode, 2019a). El módulo elegido es el Ublox Neo-M8 que corresponde a una de las recomendaciones con mayor demanda el cual se puede observar en la Figura 107.



Figura 107. Módulo GPS Ublox Neo-M8N.

Fuente: (Dronecode, 2019a)

4.1.7. Módulo de telemetría

Se trata de un complemento que permite establecer una conexión inalámbrica entre una estación terrestre denominada como *QGroundControl* (generalmente un computador) y el vehículo aéreo

que debe incorporar el piloto automático Pixhawk, debido a su compatibilidad con el protocolo de radios basados en el firmware *SiK radio* la conexión entre el piloto y la radio no requiere configuraciones adicionales, por lo tanto, es una herramienta útil para modificar los ajustes del avión durante el vuelo, monitorear variables de vuelo en tiempo real, cambiar misiones de vuelo, entre otros (PX4, 2019).

Dependiendo de la región (América o Europa) se distribuyen radios de telemetría de diferentes bandas de frecuencia que influyen en el alcance del dispositivo, el equipo seleccionado es el conjunto de radio de telemetría para Pixhawk APM ArduPilot que se muestra en la Figura 108, su frecuencia de operación es 915MHz, potencia de transmisión 100mW y una velocidad de transmisión de datos en aire de hasta 250 kbps, este tipo de módulo tiene un alcance de 1,5 Km.



Figura 108. Módulo de telemetría.

Fuente: (Dronecode, 2019a)

4.1.8. Selección del módulo de energía

Otro elemento indispensable es el módulo de energía común a través del cual se proporciona un voltaje constante a la placa controladora, además permite monitorear el nivel de voltaje de la batería y el consumo de corriente, valores necesarios para conocer el estado del sistema de alimentación

del UAV, el módulo seleccionado debe tener la capacidad de trabajar con voltajes mayores o iguales a una batería 6S y detectar corriente mayor a 40A, por lo tanto se elige el Power Module APM V2.6, mostrado en la Figura 109.



Figura 109. Módulo de energía APM.

Fuente: (Dronecode, 2019a)

Las características técnicas del módulo seleccionados se pueden observar en la Tabla 33.

Tabla 33

Características técnicas del módulo de energía.

No	Especificación	Valor
1	Conector T	-
2	Voltaje de entrada máximo	30V
3	Detección de corriente máxima	90A
4	Medición de voltaje y corriente configurada para ADC	5V
5	Las salidas del regulador de conmutación	5.3V y 3A
6	Peso	17gr

Fuente: (Dronecode, 2019a)

4.1.9. Transmisor y receptor

Existe un sin número de transmisores en el mercado cada uno de ellos con prestaciones y limitaciones diferentes la mayoría de ellos trabajan a una frecuencia de 2.4Ghz. El 18MZ World Championship Transmitter de la marca FUTABA adoptó el sistema de comunicación bidireccional "FASSTest", mediante este protocolo de comunicación los datos del receptor se pueden verificar

directamente en el transmisor, FASSTest tiene un máximo de 18 canales (lineal de 16 canales + conmutador de 2 canales) (FutabaUSA, s. f.). Estas características lo convierten en un transmisor un robusto y capaz de cumplir con los requisitos necesarios para el proyecto, a su vez la cantidad canales disponibles son suficientes para cubrir todas las necesidades presentes en el aeromodelismo. El transmisor de la serie 18MZ se observa en la Figura 110.



Figura 110. Transmisor Futaba 18MZ
Fuente: (FutabaUSA, s. f.)

La selección del receptor parte de la marca del transmisor debido a que el fabricante ofrece una gama de receptores de la misma marca para mayor compatibilidad con diferentes prestaciones de acuerdo a las necesidades del usuario, un factor determinante es el número de canales necesarios para controlar los actuadores del UAV, por ende, se elige uno que posea un mínimo de 4 canales, la serie FUTABA R2008SB mostrado en la Figura 111 cumple con los requisitos mencionados.



Figura 111. Receptor Futaba R2008SB
Fuente: (FutabaUSA, s. f.)

4.1.10. Servomotores

Los servomotores son un tipo especial de motor que se caracterizan por su capacidad para posicionarse de forma inmediata en cualquier posición dentro de su rango de operación. La posición deseada se determina por medio de pulsos, siendo la duración del pulso la que indica el ángulo de giro por esta razón cada servomotor tiene sus márgenes de operación que corresponden al ancho de pulso ya sea máximo, central o mínimo. (Corrales, 2006)

Para el desarrollo de prototipos aéreos de ala fija es importante seleccionar adecuadamente los servomotores a ser empleados para proporcionar movimiento a superficies de control como: alerones, timón y elevador. Otro factor a tener en cuenta son las medidas del servomotor, debido a que se ubicarán dentro del perfil aerodinámico sus dimensiones deben ser reducidas y teniendo en cuenta el peso estimado del prototipo de 3,5 Kg se emplean micro servos de alto torque Corona DS-843MG cuyo par es 4 Kg como se muestra en la Figura 112.



Figura 112. Servomotor DS-843MG
Fuente: (HobbyKing, 2019)

4.2. Instalación de placa controladora

La instalación y configuración adecuada de la placa controladora determinará la calidad de respuesta del UAV durante la ejecución de trayectorias de vuelo, Pixhawk dispone de múltiples periféricos donde se pueden conectar elementos como GPS, telemetría, buzzer, ESC, receptor, actuadores seleccionados con anterioridad a través de los cuales se puede calibrar, posicionar y controlar de forma manual o autónoma la aeronave, la conexión necesaria previa a la calibración del prototipo se muestra en la Figura 113.

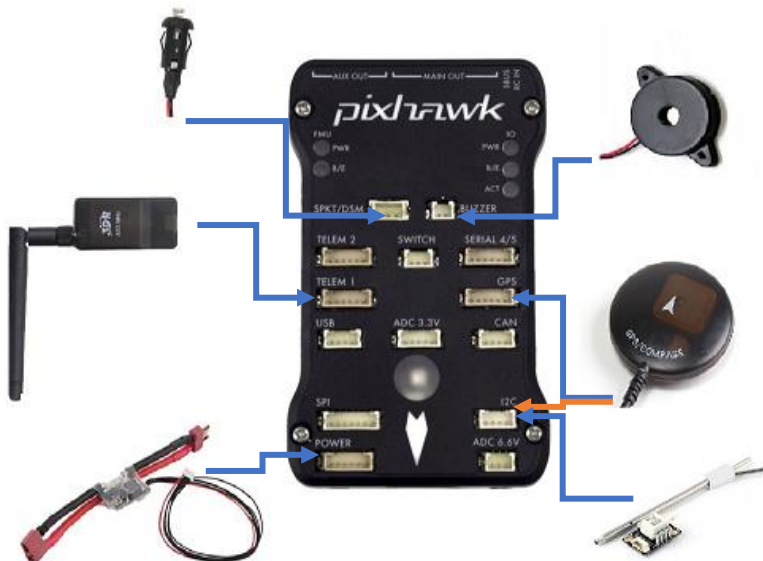


Figura 113. Conexión de periféricos de la tarjeta Pixhawk.

La instalación del piloto automático debe realizarse en el centro de gravedad tanto longitudinal como transversal del vehículo con la flecha apuntando hacia la parte delantera del mismo como se

observa en la Figura 114, este punto garantiza una correcta nivelación del prototipo a fin de mantener estable y nivelado en los ejes Pitch, Roll y Yaw durante la ejecución de trayectorias de vuelo.

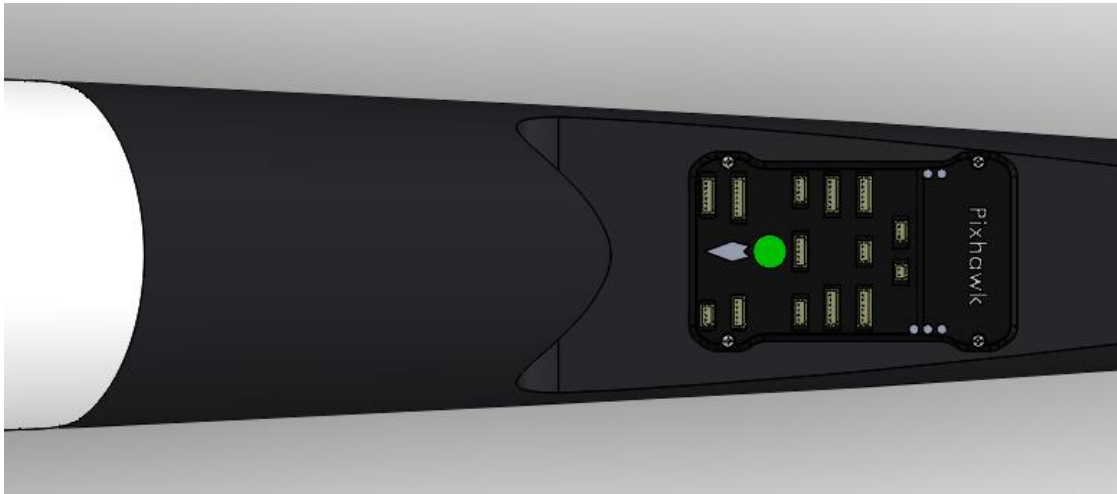


Figura 114. Ubicación de la placa controladora en el CG.

El receptor FUTABA proporciona un puerto S.BUS como se observa en la Figura 115 que facilita la comunicación con la tarjeta controladora de vuelo para procesar las señales manuales emitidas por el transmisor como acciones de armar y desarmar el vehículo, cambios de modos de vuelo, etc.

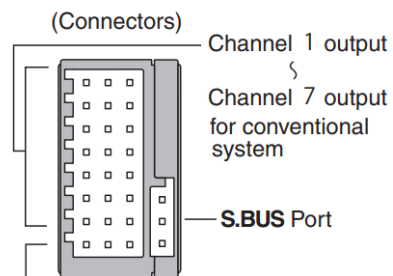


Figura 115. Canales del receptor Futaba R2008SB
Fuente: (S-Fhss, 2018)

El puerto S.BUS del receptor se conecta al canal RC de la tarjeta pixhawk como se muestra en la Figura 116, los pines son tierra, alimentación y señal RC respectivamente.



Figura 116. Conexión receptor – Pixhawk

Fuente: (Dronecode, 2019b)

Los canales para controlar actuadores corresponden a la siguiente distribución: canal 1 es el responsable de controlar el movimiento de los alerones, canal 2 es el responsable del control del elevador, canal 4 responde a timón y el canal 3 se vincula con el throttle (ESC) para aceleración y desaceleración del motor propulsor del UAV, la distribución se puede observar en la figura anterior (código de colores), los otros puertos son auxiliares, en este caso no han sido utilizados.

4.3. Configuración del sistema autónomo

4.3.1. Estación de control terrestre

Una estación terrestre es básicamente un software que se comunica con el UAV desde una computadora a través de un módulo de telemetría, permite conocer la posición, velocidad, orientación entre valores generales del UAV. Además, posee la opción de ir modificando parámetros en tiempo real, asignación de rutas, cambio en los modos de vuelo, etc. La Tabla 34 muestra una variedad de software para estación terrestre y algunas de sus características todas ellas con licencia tipo Open source (GPLv3), a fin de elegir la más adecuada para este proyecto.

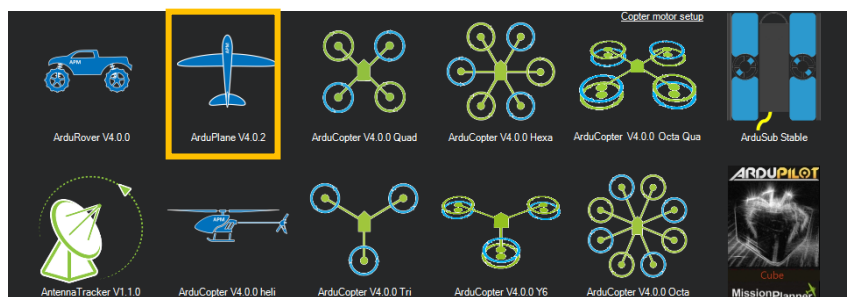
Tabla 34*Características de las estaciones de control terrestre*

Software	Plataforma	Características
Mission Planner	Windows, Mac OS X (Using Mono)	Todas las funciones necesarias y ampliamente utilizado.
APM Planner 2.0	Windows, Mac OS X, Linux	Mayormente utilizado en MAC y Linux, características reducidas en comparación con Mission Planner.
MAVProxy	Linux	Para desarrolladores a través de módulos de Python.
QGroundControl	Windows, Mac OS X, Linux, Android e iOS	Se ejecuta en todas las plataformas de escritorio y móviles compatibles con MAVLink, incluido ArduPilot.
Torre	Android	Para teléfonos y tabletas, destinado a usuarios finales.

Fuente: (ArduPilot, 2019c)

Analizando la cantidad de soporte, la plataforma de trabajo y las funciones requeridas para configurar el UAV, se elige *Mission Planner*, a través de este software se realizarán las calibraciones y configuraciones necesarias del UAV antes y durante el vuelo.

Existe una diversidad firmware como se puede observar en la Figura 117, se debe elegir de acuerdo a la aplicación y vehículo que se desea configurar e implementar, por tal razón se instala el **ArduPlane V4.0.2** destinado a plataformas de ala fija.

**Figura 117.** Firmwares de Mission Planner

4.3.2. Calibración del UAV

Mission Planner proporciona una lista de parámetros básicos necesarios para calibrar los sensores (sensor de velocidad, giroscopios), módulos (telemetría, GPS) y actuadores (servomotores)

y motor) que están instalados y que desempeñan una función específica en el UAV, es importante realizarlos antes del primer vuelo.

A continuación, se muestra una serie de pasos a realizarse:

1) Calibración de acelerómetro

Para realizar la calibración del acelerómetro de la tarjeta Pixhawk se debe seleccionar la opción Accel Calibration en el árbol Mandatory Hardware de la herramienta Initial Setup donde se debe seguir las indicaciones que proporciona el software para posicionar el UAV en el siguiente orden: 1) a nivel, 2) lado derecho, 3) lado izquierdo, 4) nariz arriba, 5) nariz abajo y 6) reverso como se muestra en la Figura 118.

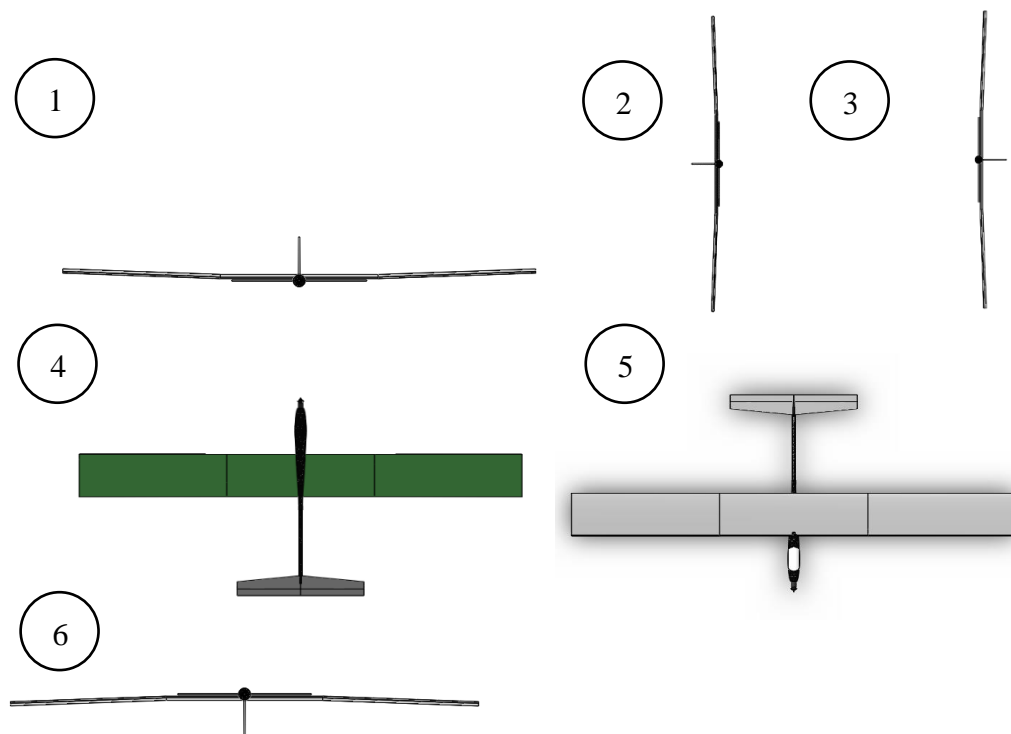


Figura 118. Calibración de acelerómetros

Este proceso se realiza con el objetivo de que el UAV tenga la capacidad de interpretar correctamente la rotación en los ejes Roll, Pitch y Yaw, permitiendo realizar las compensaciones necesarias para lograr un vuelo nivelado.

2) Calibración de brújula

La brújula se calibra a través de la opción Compass utilizando la secuencia de posiciones presentadas en la figura anterior, añadiendo una rotación sobre los 3 ejes del aeroplano, el objetivo es lograr compensar los valores de desfase respecto a la orientación real de la plataforma aérea con respecto a la orientación que registra la tarjeta controladora de vuelo en tierra, en esta etapa es importante no estar cerca o en presencia de campo magnético ya que puede ocasionar una incorrecta calibración del equipo. Los valores de compensación son los mostrados en la Figura 119 y la orientación correcta del UAV de acuerdo a la posición en tierra se observa en la Figura 120 respectivamente.

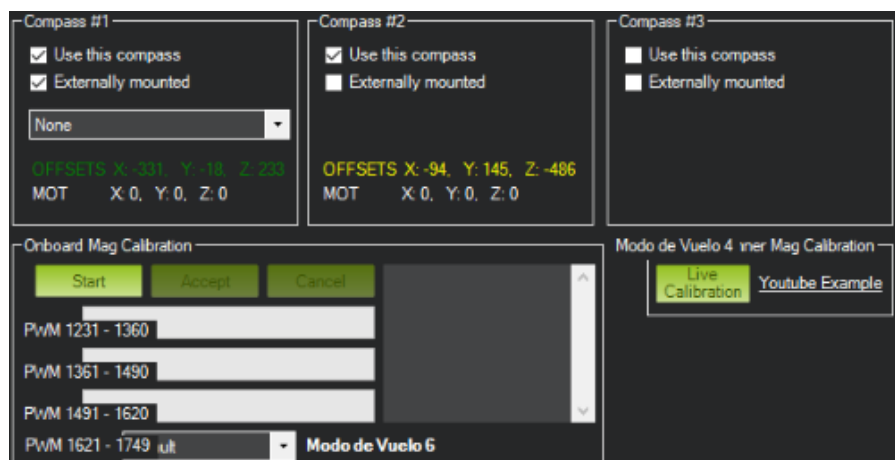


Figura 119. Calibración de brújula

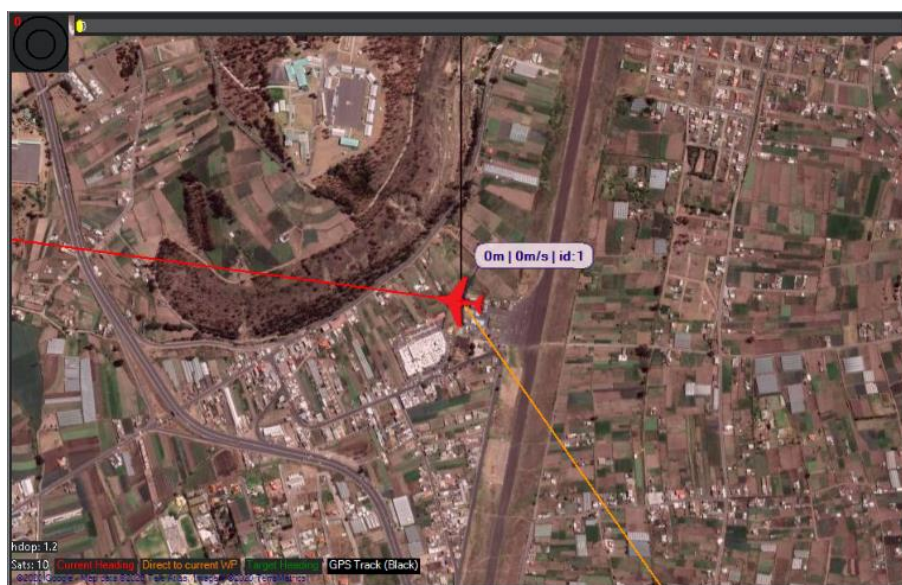


Figura 120. Orientación calibrada del UAV

3) Calibración de radio

El transmisor RC o radio cuenta con 2 sticks que permite manipular las superficies de control del UAV en vuelos manuales y varios interruptores para activar o desactivar funciones requeridas por el piloto, la lista de canales utilizados en el desarrollo de este proyecto se muestra en la Tabla 35.

Tabla 35

Canales del transmisor

Canales	Acción	Superficie de control
Canal 1	Balanceo	Alerones
Canal 2	Giñada	Timón
Canal 3	Empuje	Motor
Canal 4	Cabeceo	Elevador
Canal 6	Cambio de modos de vuelo	-

Estos canales son controlados por los 2 sticks (izquiero y derecho) del transmisor y deben ser calibrados para que la tarjeta controladora identifique los valores de PWM máximos y

mínimos de cada canal y pueda interpretar las señales que se envíen desde el control RC, la calibración debe ser realizada a través de la opción Calibrar Radio como se indica en la Figura 121, mover cada stick e interruptor a utilizarse a su máximo y mínimo rango de trabajo de acuerdo a como el software lo recomiende.

Posteriormente el radio quedará calibrado, los valores de PWM se actualizarán, los utilizados actualmente se pueden observar en la siguiente Figura.

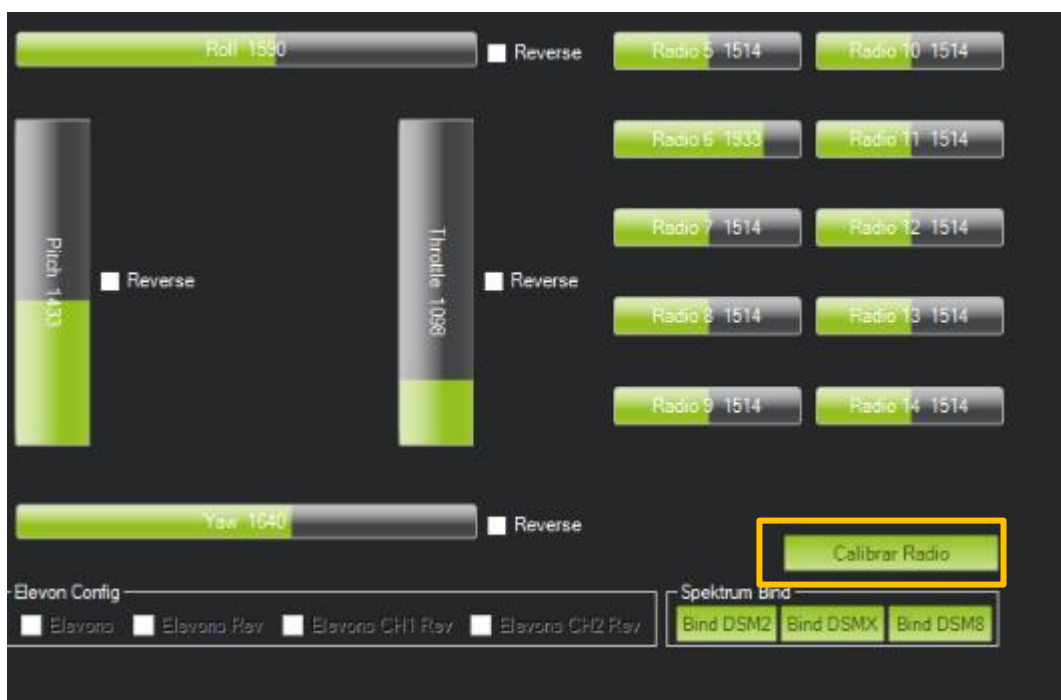


Figura 121. Valores de calibración de radio

4) Modos de vuelo

Existen varios tipos de vuelo que pueden ser utilizados por el piloto de acuerdo a su experiencia y sus necesidades, los más utilizados se detallan en la Tabla 36.

Tabla 36
Modos de Vuelo

Modo	Roll	Pich	Throttle	Características
Manual	-	-	-	Control manual de cada superficie del UAV a través de los sticks.
FBWA	s	s	-	Roll y pitch obedecen a las órdenes del stick.
FBWB	s	s	A	Semejante a FBWA, pero con control automático de altura y velocidad
Estabilizado	+	+	-	Trayectoria con alas niveladas al el stick.
Auto	UN	UN	UN	Ideal para la ejecución de 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 él.
Circulo	UN	UN	UN	Realiza giros suaves del UAV.

Fuente: (ArduPilot, 2019d)

Los símbolos utilizados en la tabla anterior tienen los siguientes significados:

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

El canal 6 del transmisor RC tiene 3 posiciones a través del cual se configura los siguientes modos: FBWA, RTL y Manual como se observa en la Figura 122. El despegue o acenso del UAV se realiza en modo manual o FBWA donde el piloto tiene el control completo de la aeronave, es necesario este modo en el primer vuelo porque se necesita realizar la calibración

del airspeed o sensor de velocidad y sintonizar el PID para este vehículo el cual se detallará posteriormente.

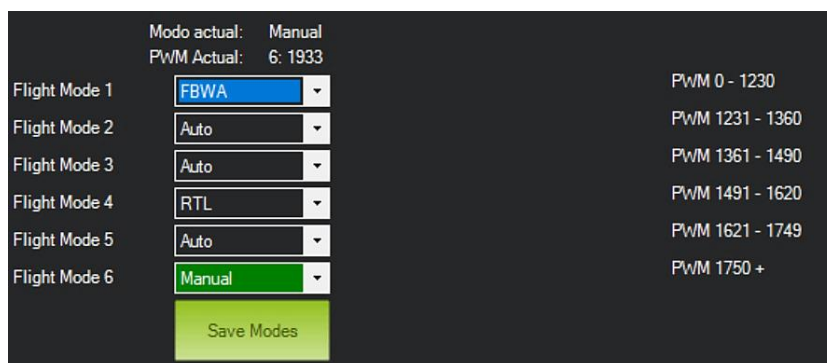


Figura 122. Modos de vuelo del UAV

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 ESC, es indispensable ir conociendo el valor de la batería en tiempo real ya que permite 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 actualizarán como se puede observar en la Figura 123.

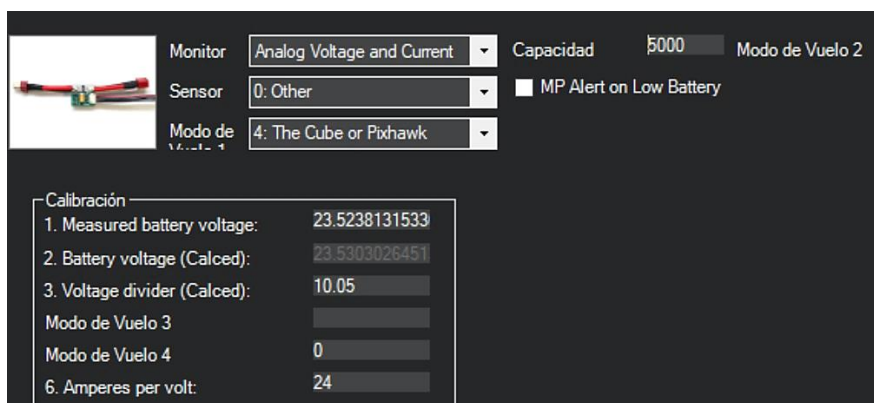


Figura 123. Monitor de batería

4.4. Sistema de control

La tarjeta controladora de vuelo integra un sistema para el ajuste del UAV basado en el controlador PID (Proporcional, Integral y Derivativo), este controlador permite ajustar la estabilidad de balanceo e inclinación de la aeronave para que responda de manera correcta frente a agentes externos durante su funcionamiento logrando un vuelo estable y nivelado. El objetivo de mejorar la rapidez con la que se puede cancelar un error observado entre la actitud deseada (inclinación, velocidad, rumbo, etc.) y la actitud real, sin una oscilación indebida. Estos valores de ganancia dependen de 3 constantes para cada parámetro, así tenemos: k_d para P, k_i para I, y k_d para D.

El cálculo o asignación de los coeficientes del PID se deben realizar para cada eje de la aeronave, tanto para Pitch, Roll y Yaw, la tarjeta Pixhawk integra valores predeterminados que pueden funcionar de manera genérica en cualquier plataforma aérea, pero el ajuste correcto depende de las características físicas de cada prototipo por lo que cada uno responderá de manera diferente con los valores por defecto, por tal razón es importante sintonizar un valor adecuado de PID para nuestra aeronave. La interfaz de configuración con los valores predeterminados se puede observar en la Figura 124.



Figura 124. Interfaz de asignación de valores de PID

El control final aplicado a las superficies de control de la aeronave responde a la combinación de los tres valores de ganancia mencionados con anterioridad, ArduPilot (2019a) afirma:

- La ganancia proporcional P , es la forma más simple de control, corresponde al error presente. El piloto automático requiere un valor de 10 grados de inclinación, tiene 5 grados de entrada, eso es un error de 5, por lo tanto, aplica una cierta cantidad de elevador (la cantidad aplicada para la cantidad de error se determina/escalada por el valor de P).
- La ganancia integral I , toma en cuenta los errores anteriores y puede compensar los errores constantes, se puede considerar como un ajuste de ajuste automático. La desventaja con la ganancia I es que debido a que siempre está reaccionando a errores pasados, reduce la amortiguación del bucle de control.
- La ganancia derivativa D , proporciona amortiguación porque retroalimenta la velocidad de cambio del ángulo. Además, puede considerarse como un intento de predecir o anticipar

cambios de ángulos futuros. La desventaja de la ganancia D es que aumenta la cantidad de ruido que conduce el servo y, si se sube demasiado puede provocar una oscilación rápida de cabeceo o balanceo que en algunos casos puede comprometer la integridad de la aeronave.

4.4.1. AUTOTUNE

El modo AUTOTUNE es un modo semejante a FBWA (FLY BY WIRE_A), la diferencia radica en que utiliza cambios en la entrada de actitud de vuelo para aprender los valores clave para el ajuste de balanceo y cabeceo. El Piloto debe configurar el cambio en uno de los interruptores del transmisor para cambiar de modo FBWA a AUTOTUNE, durante el vuelo el piloto debe introducir tantos cambios de actitud agudos como sea posible para que el código de autoajuste pueda aprender cómo responde el avión (ArduPilot, 2019b).

4.4.1.1. Control de balance

El control de balance o también conocido como alabeo determina el ángulo de inclinación o rotación a través del longitudinal o Roll del avión producto de un cambio en la superficie de los alerones, el diagrama de bloques para este controlador se observa en la Figura 125, donde los parámetros de entrada corresponden a: 1. ángulo requerido o Set point, 2. ángulo medido, 3. tasa medida y 4. valor de la velocidad del aire escalado.

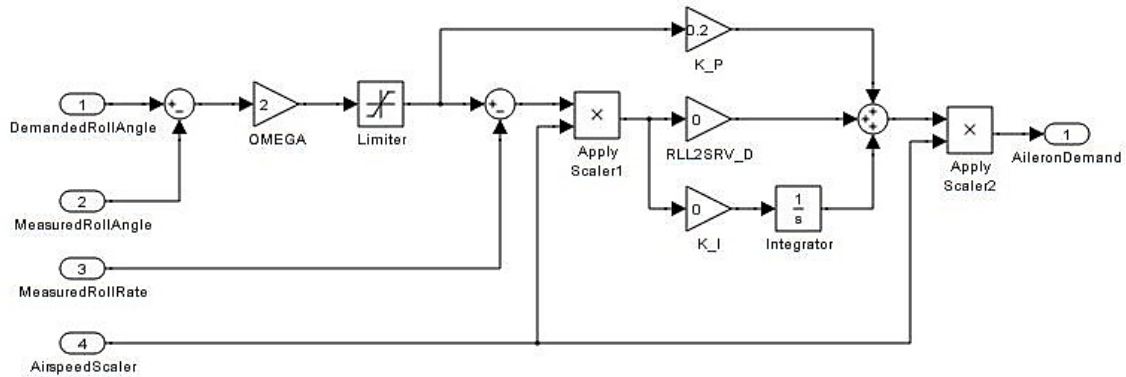


Figura 125. Diagrama de bloques del controlador de balance

Fuente: (ArduPilot, 2019a)

Para determinar los valores de las constantes de cada ganancia en Roll se describe a continuación: El valor de la ganancia *OMEGA* se calcula a partir de la Ecuación (56), el valor de la constante K_P mediante la Ecuación (57) y finalmente la constante K_I con la Ecuación (58) respectivamente.

$$OMEGA = \frac{1}{RLL2SRV_{TCONST}} \quad (56)$$

$$K_P = (RLL2SRV_P - RLL2SRV_I * RLL2SRV_{TCONST}) * RLL2SRV_{TCONST} - RLL2SRV_D \quad (57)$$

$$K_I = RLL2SRV_I * RLL2SRV_{TCONST} \quad (58)$$

4.4.1.2. Control de cabeceo

El control de cabeceo determina la rotación en el eje transversal o Pitch de la aeronave debido a un cambio de ángulo en la superficie de control denominado elevador que controla el ascenso o descenso, en la se puede observar en la Figura 126 el diagrama de bloques para la determinación de las ganancias para el controlador de Pitch donde: 1. Es valor de ángulo requerido o Set point, 2. Valor del ángulo, 3. Tasa medida, 4. Ángulo de inclinación y 5. Velocidad escalada del aire.

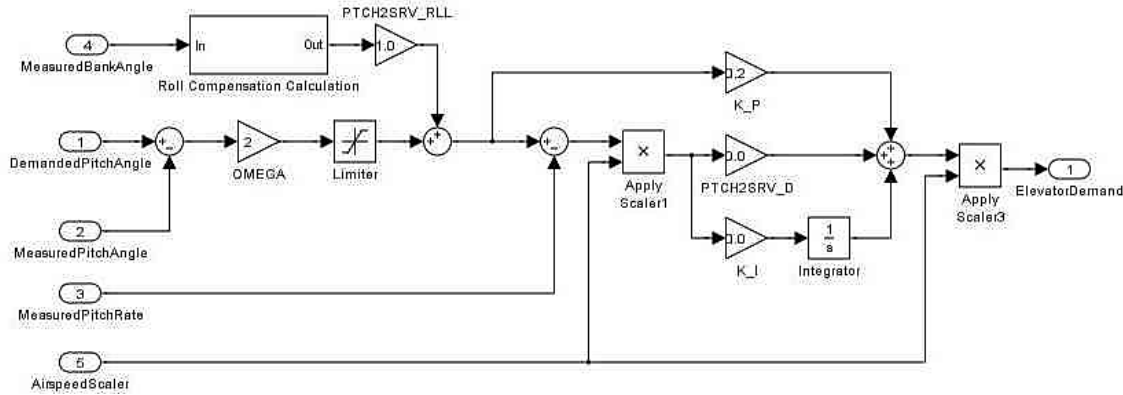


Figura 126. Diagrama de bloques del controlador de cabeceo

Fuente: (ArduPilot, 2019a)

Los valores de las constantes se determinan de la siguiente manera: La ganancia *OMEGA* a través del empleo de la Ecuación (59), la constante K_P con la Ecuación (60), la constante K_I mediante la Ecuación (61) y finalmente la compensación de Roll se obtiene a través de la Ecuación (62) respectivamente.

$$OMEGA = \frac{1}{PTCH2SRV_{TCONST}} \quad (59)$$

$$K_P = (PTCH2SRV_P - PTCH2SRV_I * PTCH2SRV_{TCONST}) * PTCH2SRV_{TCONST} - PTCH2SRV_D \quad (60)$$

$$K_I = PTCH2SRV_I * PTCH2SRV_{TCONST} \quad (61)$$

$$Roll\ Compensation = \frac{PTCH2SRV_{RLL} * gravity}{airspeed * \tan(BankAngle) * \sin(BankAngle)} \quad (62)$$

4.4.1.3. Control de giro

El eje de rotación o Yaw es el eje restante de la aeronave a través del cual se mide el ángulo de giñada provocado por una desviación de la superficie de control denominado timón rudder el cual permite cambiar de dirección a la plataforma ya sea izquierda o derecha, el diagrama de bloques para determinar los valores de ganancia para este controlador se muestra en la Figura 127, donde

los parámetros de entrada son la aceleración medida, tasa medida, ángulo de inclinación y la velocidad del aire.

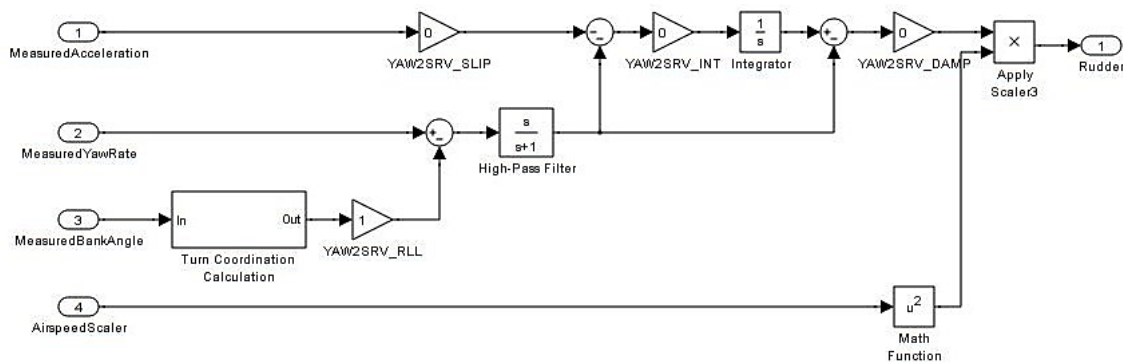


Figura 127. Diagrama de bloques del controlador de giro

Fuente: (ArduPilot, 2019a)

4.4.2. Sintonización del controlador PID

Para iniciar con la sintonización del PID primero se debe establecer un nivel, esto depende de la experiencia del piloto ya que la sensibilidad de los valores de ajuste varía en función de las acciones que debe ejecutar durante el vuelo, un nivel recomendado para pilotos con poca experiencia es 6 el cual debe ser modificado en el árbol de opciones de Mission Planner y establecer AUTOTUNE_LEVEL en 6. Posteriormente se puede realizar una sintonización más aguda en un nivel de 7 u 8 cuando se haya ganado experiencia.

Antes de iniciar este procedimiento revisar que todas las superficies de control funcionen correctamente, se puede utilizar el modo de vuelo FBWA en tierra y rotar la aeronave, observar que las superficies de control realicen las correcciones respectivas para nivelar el vehículo (es importante realizar esta prueba con motor sin hélices por razones de seguridad), realizar el peso y balance de la plataforma a través del CG es preferible tener mayor punta que en cola, configurar una punto de *home* para el modo de vuelo RTL y verificar el parámetro *RTL_RADIUS* que

corresponde al radio de giro sobre este punto medido en metros, verificar que el sensor de velocidad funcione correctamente.

Consideraciones del modo de vuelo AUTOTUNE, según ArduPilot (2019b):

- El despegue del UAV se puede realizar en modo Manual o FBWA, de elegir uno de estos dos modos de vuelo, durante el vuelo cuando se desee sintonizar las ganancias del PID cambiar a AUTOTUNE por medio de uno de los interruptores del transmisor RC.
- Las velocidades de cabeceo y balance requerido serán controladas por el sistema de autoajuste, cuando la velocidad de balance o inclinación necesaria o requerida excede el 80% de la velocidad máxima, el sistema utilizará la respuesta de la aeronave para aprender los valores de ajuste de balance o inclinación.
- Los valores de ajuste van cambiando cada 10 segundos por lo que el sistema guardará los parámetros que tenía hace 10 segundos. Esto significa que si el autoajuste provoca que el UAV se vuelva inestable, existe un intervalo de 10 segundos para cambiar a otro modo y recuperarse. Cuando cambie de modo AUTOTUNE a cualquier otro se restaurarán los últimos parámetros guardados.
- La clave para un autoajuste exitoso es generar movimientos rápidos de balanceo o cabeceo con los sticks del transmisor por parte del piloto.

En la dirección del eje longitudinal o Roll, mover el stick derecho del transmisor el cual controla la posición de los alerones, primero se debe realizar un giro al derecha y posteriormente a la izquierda, no es necesario esperar que la aeronave se incline completamente para cambiar la dirección del stick, por ende es suficiente con esperar un aproximado de 2 segundos para cambiar de posición, al realizar este procedimiento la aeronave girará a la derecha e izquierda mientras se

mueven los alerones. El valor de ajuste es aproximadamente 5% por tal razón se necesita al menos 20 movimientos completos para obtener buenos resultados. La Figura 128 muestra el comportamiento de la plataforma y el cambio de la posición del stick.

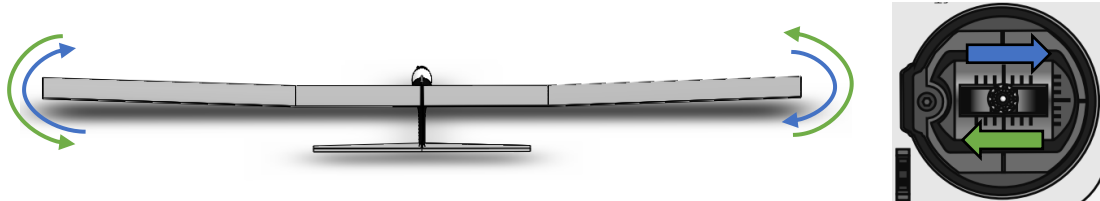


Figura 128. UAV en Roll

Para la sintonización en Pitch se debe realizar el mismo procedimiento a través del stick derecho pero esta vez controlando la superficie del elevador con movimientos hacia arriba y hacia abajo, tratando de imitar el comportamiento de una montaña rusa con el UAV, de igual manera se necesitan por lo menos 20 interacciones para tener una buena respuesta final del controlador. La Figura 129 muestra la respuesta de la plataforma y el cambio de la posición del stick.



Figura 129. UAV en Pitch

Para obtener resultados más precisos se requiere seguir volando en modo AUTOTUNE mucho más del punto de donde se cree que el UAV es estable y realizar más de los 20 movimientos en Roll y en Pitch de los recomendados.

Los valores de ganancia obtenidas para este proyecto se muestran en la Tabla 37 con respecto a los valores por defecto.

Tabla 37
Valores del PID del UAV

Ganancia	Eje	Valor predeterminado	Valor Sintonizado
<i>RLL2SRV_P</i>	Roll	1,0	2,08496
<i>RLL2SRV_I</i>	Roll	0,30	0,15759
<i>RLL2SRV_D</i>	Roll	0,080	0,15637
<i>PTCH2SRV_P</i>	Pitch	1,0	1,07751
<i>PTCH2SRV_I</i>	Pitch	0,30	0,08979
<i>PTCH2SRV_D</i>	Pitch	0,040	0,08081

4.5. Sistema de aprovechamiento de la energía solar

4.5.1. Selección de paneles solares

Existe una amplia gama de paneles solares disponibles en el mercado, una correcta selección se centra en el análisis del tipo de panel en función de su eficiencia energética, a su vez, cada tipo de celda puede emplear diferentes tecnologías de construcción dependiendo del fabricante, siendo las más representativas:

- **PERC (Célula trasera de emisor pasivado):** Utiliza varias capas en la parte posterior de la celda con la finalidad de atrapar los fotones que son reflejados por el panel, permitiendo aumentar su eficiencia, dicha tecnología es usado en paneles de gama alta (Serrano, 2016).
- **Bifacial (Paneles de doble cara):** Se caracterizan por su capacidad de absorber luz por ambos lados del panel, produciendo de 25 a 30% más energía que las celdas monofaciales.
- **Paneles Multi Bus Bar:** Permiten recoger una máxima cantidad de corriente generado por el panel, actualmente existen modelos con 5 o más cintas de conexión.

- **Paneles divididos (Half Cell):** Divide el panel en dos secciones más pequeñas para evitar la pérdida de eficiencia a causa de las uniones (bus bar) sobre el panel, permitiendo reducir la resistencia de contacto y las zonas sombreadas (Serrano, 2016).
- **Cubierta de doble vidrio:** Enfocado a optimizar la vida útil del panel hasta 30 años, se caracteriza por su disposición en sándwich de vidrio que protege a la celda de agentes externos.
- **IBC (Células interdigitadas de contacto posterior):** Tecnología de alta eficiencia y confiabilidad, permiten fabricar celdas más resistentes que las convencionales, involucra un incremento en el precio por celda.

Actualmente, el mejor tipo de celda solar es la monocristalina, de acuerdo a la comparativa mostrada en la Figura 130 de diferentes paneles solares, se muestra la potencia de salida y la eficiencia por célula de diferentes tecnologías empleadas tanto para paneles monocristalinos y policristalinos. Siendo la mejor tecnología, la IBC cuyos paneles tienen una capacidad de generar hasta 364 W y cada célula solar presenta una eficiencia del 24,5% con respecto a otros tipos de tecnología.

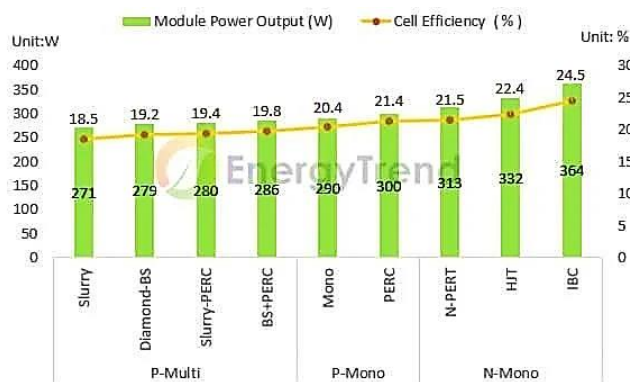


Figura 130. Eficiencia de celdas solares por tipos de tecnología.

Fuente: (Alonso, 2020)

Cabe mencionar que los paneles que usan silicio tipo N son más eficientes debido a la pureza del material, a diferencia del silicio de tipo P que suele presentar impurezas que limita mucho su eficiencia y calidad de construcción.

Teniendo en cuenta la mejor tecnología de construcción IBC tipo N, el universo de paneles solares disponibles en el mercado se reduce a los pioneros en este tipo de construcción, siendo los paneles de las empresas SunPower (Maxeon Gen 3) y LG (Neon R), además, se integra otro tipo de panel basado en Arseniuro de Galio (GaAs) perteneciente a la empresa Alta Devices (Single Junction), la comparativa de sus características se muestra en la Tabla 38 teniendo en cuenta que son valores obtenidos a condiciones ideales, es decir, 1000 W/m^2 y a una temperatura de $25 \text{ }^\circ\text{C}$.

Tabla 38

Características técnicas de celdas solares.

Característica	Maxeon Gen 3	Neon R	Single Junction
Fabricante	SunPower	LG	Alta Device
Características eléctricas			
Eficiencia (%)	24,3%	20,8 %	26%
Voltaje en máxima potencia (Vmp)	0,632 V	0,608 V	0,97 V
Corriente en máxima potencia (Imp)	5,89 A	9,87 A	0,229 A
Potencia máxima (Pmpp)	3,72 W	6 W	0,25 W
Voltaje a circuito abierto (Voc)	0,730 V	0,711 V	1,10 V
Corriente en corto circuito (Isc)	6,18 A	10,79 A	0,240 A
Factor de forma	0,825	0,782	0,946
Coeficiente de temperatura (Voltaje)	-1,74 mV/°C	-1,706 mV/°C	-2,09 mV/°C
Coeficiente de temperatura (Corriente)	2,9 mA/°C	4,316 mA/°C	0,192 mA/°C
Características Físicas			
Tipo de celda	Silicio monocristalino (N)	Silicio monocristalino (N)	Arseniuro de Galio
Dimensiones (mm)	125 x 125	161.7 x 161.7	50 x 19.6

CONTINÚA 

Peso (gr)	6,5	7,0	0.112
Precio (USD)	\$3,20	\$7,00	\$11,00

Una vez analizados las especificaciones eléctricas y físicas de cada tipo de celda, se puede observar que las celdas de la empresa Alta Device poseen la eficiencia energética más elevada, no obstante, la potencia máxima que puede entregar es muy reducida para un sistema aéreo y se requeriría emplear una gran cantidad de paneles para compensar su bajo nivel de corriente e implica un precio elevado, otra característica a tener en cuenta es su pérdida significativa por grado centígrado, es recomendable optar por coeficientes de temperatura bajos.

Finalmente, los paneles solares del fabricante SunPower poseen una eficiencia del 24,3% y una potencia máxima aceptable que se puede ir incrementando en función de la cantidad de celdas a emplearse para alimentar el avión, además la calidad del dispositivo fotovoltaico dado por el factor de forma es 0,825 muy cercano a la unidad y su pérdida de voltaje por coeficiente de temperatura es intermedio con respecto a los otros paneles analizados a un precio asequible, siendo la mejor alternativa para el desarrollo del proyecto.

4.5.2. Selección de baterías

Dentro de las instalaciones fotovoltaicas aisladas es común encontrar un elemento acumulador capaz de satisfacer la demanda de energía eléctrica en periodos nocturnos o durante el día si la capacidad de generación de los paneles solares no cubre el requerimiento del consumo de todo el sistema, entonces, la batería almacenará energía eléctrica hasta su capacidad límite únicamente si la energía generada es mayor al consumo. (Cantos, 2016, p.44)

Existe una gran variedad de tipos de baterías empleadas en sistemas fotovoltaicos, siendo la más representativa las baterías de plomo – ácido, debido a sus prestaciones y precio reducido, la

Tabla 39 muestra las características de varios tipos de acumuladores de acuerdo a su tipo.

Tabla 39

Características de principales tipos de baterías.

Tipo	Autodescarga diaria	Número de ciclos de vida	Coste Económico	Tiempo de recarga
Plomo ácido (Pb-ac)	0,2 – 0,4%	Medio	Bajo	Alto
Níquel-cadmio (Ni-Cd)	0,6 – 0,7%	Alto	Medio	Bajo
Níquel-metal hidruro (Ni-Mh)	0,6 – 0,7%	Medio	Medio	Medio
Ion litio (Li-ion)	0,3%	Alto	Alto	Medio

Fuente: (Cantos, 2016)

Muchos de los tipos de batería analizados se encuentran en modo de bloques de gran tamaño, generalmente para aplicaciones enfocadas a vehículos eléctricos pequeños las baterías que ofrecen mejor rendimiento, capacidad de descarga a pesar de tener un costo elevado son las baterías de Ion Litio, para el desarrollo del acumulador se emplearán baterías 18650.

Las ventajas de las baterías 18650 son su capacidad de autodescarga nula, tensión de salida de 3,7 V a 4,2 V, además, sus dimensiones son estandarizadas para todos los fabricantes siendo su diámetro de 18 mm y su longitud neta 65 mm de acuerdo a su nomenclatura como se muestra en la Figura 131, posteriormente se definirá el número de baterías y su capacidad de carga requerido en función del diseño del sistema fotovoltaico.

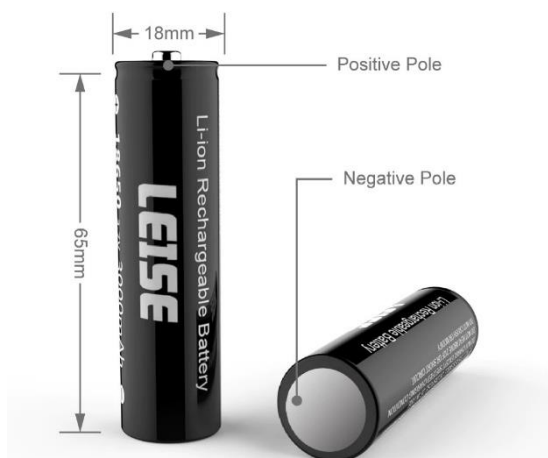


Figura 131. Dimensiones de batería Ion Litio 18650.
Fuente: (Eurosystem, 2019)

4.5.3. Cálculo de consumo energético

Es indispensable conocer la cantidad de energía eléctrica necesaria para alimentar el avión a construir, debido a una selección previa del motor en función del empuje requerido se establece que la tensión nominal del equipo será 22,2 V y la tensión requerida para cargar el banco de baterías al usar una configuración 6S es 25,2 V.

Otro aspecto a tener presente es el voltaje y corriente de operación de todos los elementos requeridos para el correcto funcionamiento de la aeronave y estimar el tiempo promedio que funcionarán cada uno de ellos, de esta forma se puede dimensionar adecuadamente el sistema solar, la Tabla 40 muestra el consumo energético de los componentes del UAV.

Tabla 40

Cálculo de la energía total de consumo.

Descripción	Cant.	Tensión (V)	Corriente (A)	Potencia (W)	Uso (h/día)	Consumo/día (Wh/día)	Carga/día (Ah/día)
Motor brushless	1	22,2	13,88	308,136	2	616,27	27,76
Sistema BEC	1	5,5	3	16,5	2	33,00	6,00

CONTINÚA 

Tarjeta controladora de vuelo	1	5	3	15	2	30,00	6,00
Sensor de velocidad	1	3,3	3×10^{-3}	$9,9 \times 10^{-3}$	2	0,02	0,01
Sistema de posicionamiento (GPS)	1	3,3	67×10^{-3}	0,221	2	0,44	0,13
Módulo de telemetría	1	3,3	0,152	0,5	2	1,00	0,30
Módulo de energía	1	5	2,25	11,25	2	22,50	4,50
Receptor	1	5	1	5	2	10,00	2,00
Servomotores	4	5	0,5	10	2	20,00	1,00
Otros componentes electrónicos	1	5	0,5	2,5	2	5,00	1,00
Total						738,23	48,70

Teniendo en cuenta los datos obtenidos de la tabla anterior se puede estimar el consumo energético teórico de los elementos que componen el UAV durante el tiempo de funcionamiento del prototipo, siendo un valor aproximado de $738,23 \text{ Wh/día}$.

El consumo real de los componentes electrónicos será mayor al valor teórico debido al rendimiento de los equipos, las pérdidas en el cableado, entre otros factores, el consumo real se calcula mediante la Ecuación (63):

$$E = \frac{E_T}{R} \quad (63)$$

Donde:

- E = Consumo real (Wh/día)
- E_T = Consumo teórico (Wh/día)
- R = Rendimiento global de la instalación

El rendimiento a su vez, se determina a partir de factores de pérdida estándar definidos en la Tabla 41 que pueden ser empleados cuando no se poseen datos concretos de las pérdidas del sistema.

Tabla 41

Factores para el cálculo del rendimiento global.

Factor	Descripción del factor	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 (efecto Joule, caídas de tensión, etc.)	0,1
k_a	Coefficiente de autodescarga de las baterías	0,005
N	Número de días de autonomía	De 3 a 10
P_d	Profundidad de descarga de las baterías	0,7

Fuente: (Cantos, 2016)

La integración de todos los factores de descarga para determinar el rendimiento se expresa en la Ecuación (64).

$$R = (1 - k_b - k_c - k_v) * \left(1 - \frac{k_a * N}{P_d}\right) \quad (64)$$

Entonces, la eficiencia real del sistema se calcula como:

$$R = (1 - 0,1 - 0 - 0,1) * \left(1 - \frac{0,005 * 1}{0,7}\right)$$

$$R = 0,794$$

Por lo tanto, el consumo real es:

$$E = \frac{738,23 \text{ Wh/día}}{0,794}$$

$$E = 929,76 \text{ Wh/día}$$

4.5.4. Criterio de dimensionamiento del mes crítico

Para determinar el aporte solar en la ciudad de Ambato localizada en las coordenadas -1.268, -78.618 (Latitud/Longitud) se emplean los datos del “Atlas solar del Ecuador con fines de generación eléctrica” elaborado por el Consejo Nacional de Electricidad (CONELEC) donde se muestra información referente a la radiación solar global medida sobre todo el territorio nacional dividida por meses expresado en Wh/m²/día, como se muestra en la Tabla 42.

Tabla 42

Radiación global por meses en Ecuador expresado en Wh/m²/día.

Param	Ene.	Feb.	Mar.	Abr.	May.	Jun.	Jul.	Ago.	Sep.	Oct.	Nov.	Dic.
Max.	5523	5817	5855	5421	5213	5474	5842	6254	6492	6323	6484	6089
Min.	3089	3315	3572	3188	3288	3107	3216	3117	3835	3748	4059	3537
Prom.	4411	4480	4655	4360	4276	4140	4308	4624	4974	4888	4943	4837

Fuente: (CONELEC, 2008)

De acuerdo a los datos anteriores, el mes con menor radiación registrada a nivel nacional es junio de 2008 con un aporte de 3107 Wh/m²/día, no obstante, para el dimensionamiento del sistema solar se emplea la información de la base de datos de la herramienta en línea PVGIS (Photovoltaic Geographical Information System) del servicio de ciencia y conocimiento de la Comisión Europea para corroborar las mediciones de irradiación obtenidas durante el 2015 en la ciudad de Ambato, en la Tabla 43 se muestran los datos de irradiación horizontal, normal y global expresado en Wh/m²/día.

Tabla 43

Radiación horizontal, normal y global para un ángulo óptimo (0°) en el año 2015.

Mes	Irradiación horizontal (Wh/m ² /día)	Irradiación normal (Wh/m ² /día)	Irradiación global (Wh/m ² /día)	Relación irradiación difusa/global
Enero	6124,17	3965,83	6104,17	0,59
Febrero	6889,17	5318,33	6873,33	0,47
Marzo	6628,33	4067,92	6627,50	0,57
Abril	5937,92	3100,00	5945,83	0,66
Mayo	5836,67	3858,33	5855,42	0,58
Junio	5870,83	3569,17	5892,08	0,64
Julio	6123,75	4101,25	6146,25	0,58
Agosto	6029,58	3927,08	6043,75	0,58
Septiembre	7044,58	5677,08	7049,17	0,44
Octubre	6834,58	4735,42	6823,75	0,53
Noviembre	6892,08	5440,00	6867,50	0,46
Diciembre	6713,33	5220,00	6684,58	0,52

Fuente: (European Union, 2020)

Para el diseño de la instalación solar se debe considerar la menor irradiación global registrada durante el periodo anual analizado, de esta forma se puede asegurar que el sistema pueda satisfacer la demanda energética durante todo el año. Durante el 2015 en la ciudad de Ambato la menor irradiación global obtenida es 5855,42 Wh/m²/día correspondiente al mes de mayo, la Figura 132 muestra la estimación mensual de la irradiación solar.

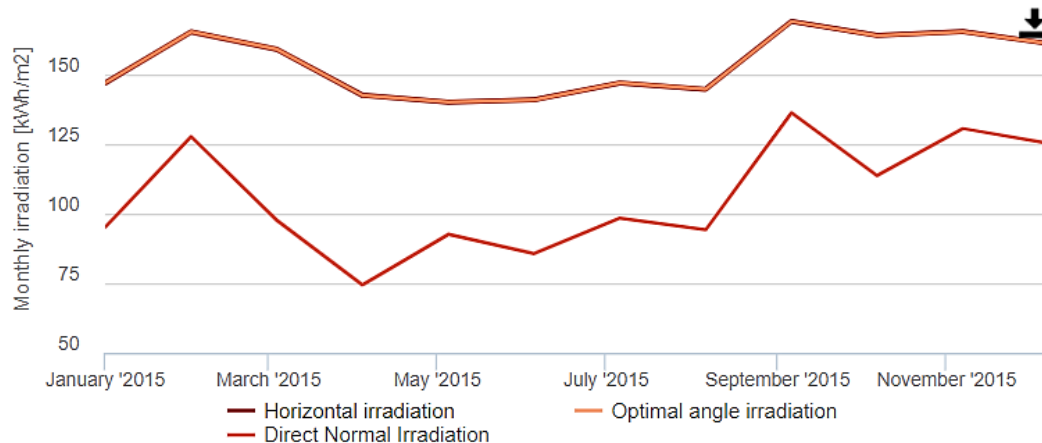


Figura 132. Estimación mensual de radiación solar durante 2015 (Ambato).

Fuente: (European Union, 2020)

En la imagen anterior se distingue la irradiación horizontal sobrepuesta a la curva de la irradiación especificada para un ángulo de inclinación óptimo del conjunto de paneles solares, de acuerdo a Orbezo & Arivilca (2010) afirma: “para Ecuador, las consecuencias de desviaciones de las inclinaciones óptimas son poco importantes, es decir, los módulos prácticamente están en ángulo recto con el cenit, lo que permite el mejor aprovechamiento de la radiación solar” (p.33).

Por lo tanto, la radiación horizontal es la misma que la radiación medida a 0° que es el ángulo óptimo de inclinación del panel para obtener la mejor respuesta de los paneles solares, lo que facilita la orientación de las celdas solares sobre el avión.

4.5.5. Cálculo del sistema de baterías

Para el dimensionamiento del sistema de baterías es importante determinar la su capacidad (Ah) y la cantidad de baterías a utilizarse en una configuración serie o paralelo dependiendo del requerimiento de la instalación, la capacidad se determina mediante la Ecuación (65).

$$C_{sist} = \frac{E * N}{V_{cc} * P_d} \quad (65)$$

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.

De acuerdo a las especificaciones técnicas de las baterías seleccionadas previamente, se establece una profundidad de descarga límite del 70% por lo tanto, la capacidad del sistema de calcula como:

$$C_{sist} = \frac{929,76 \text{ Wh/día} * \frac{2}{24} \text{ día}}{22,2 \text{ V} * 0,7}$$

$$C_{sist} = 4,99 \text{ Ah}$$

Para que el sistema de baterías pueda proporcionar una descarga de 4,99 Ah, se empleará una configuración en paralelo utilizando baterías 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 permite cubrir el requerimiento de diseño.

Cada celda posee una tensión nominal de 3,7 V y el voltaje requerido para alimentar el sistema del UAV es 22,2 V, por lo tanto, el número de baterías conectadas en serie (N_s) se determina como:

$$N_s = \frac{22,2 \text{ V}}{3,7 \text{ V}}$$

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

Finalmente, el total de baterías requeridas para una configuración 6S – 2P son 12 baterías cuya capacidad de descarga por celda es 2600 mAh (2,6 Ah).

4.5.6. Horas solares pico (HSP)

“Proporciona una medida de la irradiación solar, y se trata de la duración (en horas) de una hipotética irradiancia solar de 1000 W/m^2 de forma constante que es equivalente a la irradiación durante un día” (Cantos, 2016, p.88).

Para determinar la cantidad de horas solares se emplea la Ecuación (66):

$$HSP_{\beta} = \frac{G_{\beta}}{I_{\beta(CEM)}} \quad (66)$$

Donde:

- HSP_{β} = Horas solares pico definidos para una inclinación del panel β .
- G_{β} = Irradiación solar media diaria para una inclinación del panel β ($Wh/m^2 * día$)
- $I_{\beta(CEM)}$ = Potencia de radiación incidente durante Condiciones Estándar Medidas (CEM) equivalente a 1000 W/m^2

Teniendo en consideración el nivel de irradiación del mes crítico definido previamente, con un ángulo de inclinación de paneles solares a 0° , el número de horas solares pico se determina como:

$$HSP_{\beta} = \frac{5855,42 \text{ Wh/m}^2 * día}{1000 \text{ W/m}^2}$$

$$HSP_{\beta} = 5,86 \text{ h/día}$$

Entonces, el valor medio de irradiación solar en un determinado día durante el mes de mayo equivale a 5,86 horas de sol con un aporte constante de 1000 W/m^2 y se asume que no existe irradiación en el resto del día. La Figura 133 muestra el promedio de irradiación solar y la cantidad de HSP medidos históricamente en el período 2006 - 2015 en la ciudad de Ambato obtenido de la base de datos de PVGIS, teniendo en cuenta que la radiación global es la suma de la radiación directa y difusa.

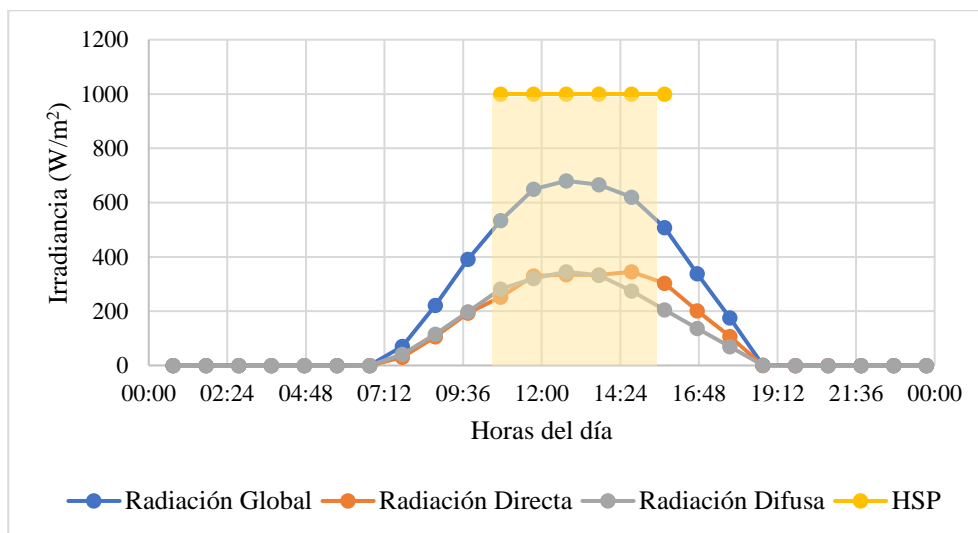


Figura 133. Irradiación y HSP en el mes de Mayo (2006 - 2015)

Fuente: (European Union, 2020)

4.5.7. Cálculo del generador fotovoltaico

El cálculo del número de celdas solares a emplearse en el sistema depende del valor de HSP que indica el tiempo que el panel solar opera a su máxima potencia, siendo el equivalente a la potencia obtenida a lo largo del día con intervalos regulares de radiación solar.

La cantidad de celdas solares a ser instaladas (N_T), se determina mediante la Ecuación (67).

$$N_T = \frac{E}{HSP * P_{mpp} * \eta_m} \quad (67)$$

Donde:

- E = Consumo total real diario del sistema ($Wh/día$)
- P_{mpp} = Potencia pico del panel solar (W)
- η_m = Rendimiento del módulo considerando pérdidas por suciedad, reflexión, etc.

Entonces, empleando un rendimiento igual a 0,9 el total de paneles solares se calcula como:

$$N_T = \frac{929,76 \text{ Wh/día}}{5,86 \frac{h}{día} * 3,72 \text{ W} * 0,9}$$

$$N_T = 47,39 \text{ celdas}$$

Se requiere un mínimo de 48 celdas solares para satisfacer la demanda del sistema, no obstante, de acuerdo a la envergadura del avión y las dimensiones de cada panel (125 mm x 125 mm) se pueden emplear un total de 52 celdas permitiendo incrementar la capacidad de generación del sistema y aprovechar el espacio disponible sobre el ala.

El número de celdas conectadas en serie (N_s) a diferencia de un sistema fotovoltaico convencional se determina redondeando el cociente de la tensión de carga del sistema de baterías (V_{c_bat}) entre el voltaje en el punto de máxima potencia del panel solar (V_{mpp}) definido en la Ecuación (68), siendo:

$$N_s = \frac{V_{c_bat}}{V_{mpp}} \quad (68)$$

Donde:

$$N_s = \frac{4,2 V * 6}{0,6 V}$$

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

Existe una cantidad de 10 celdas como excedente, teóricamente destinadas para una configuración en paralelo e incrementar la capacidad de corriente, sin embargo, no se pueden distribuir equitativamente en el conjunto de celdas en serie, por lo tanto, se empleará un arreglo en serie de 52 celdas.

Finalmente, la potencia pico (P_{Gp}) del conjunto de celdas solares se calcula como el producto del número de paneles solares y la potencia máxima generada por celda, siendo:

$$P_{Gp} = 52 * 3,72 W$$

$$P_{Gp} = 193,44 W$$

4.5.8. Cableado

La selección del cableado para una instalación fotovoltaica se determina en función de la caída de tensión que se experimentará en el cable y al tratarse de instalaciones solares se experimentan elevados niveles de corriente dependiendo de las condiciones climáticas, por lo tanto, es recomendable sobredimensionar el conductor permitiendo manejar una corriente 25% superior a la corriente nominal del conjunto de celdas solares. El criterio de máxima caída de tensión del cableado se calcula mediante la Ecuación (69).

$$S = \frac{2 * \rho * L * I}{\Delta V(\%) * V} \quad (69)$$

Donde:

- S = Sección del cable (mm^2)
- ρ = Resistividad del conductor, para cableado de cobre se emplea: $0,022 \Omega mm^2/m$.
- L = Longitud del cable (m)
- I = Corriente máxima prevista (A)
- ΔV = Caída de tensión expresado en porcentaje, para el tramo del regulador (MPPT) hacia el banco de baterías se emplea 1%.
- V = Tensión nominal del circuito (V)

Entonces, la sección del cableado a utilizarse dentro del prototipo solar se calcula como:

$$S = \frac{2 * \left(0,022 \frac{\Omega mm^2}{m}\right) * (0,5 m) * (6,18A) * 1,25}{\frac{1}{100} * 25,2V}$$

$$S = 0,674 mm^2$$

La sección del cableado de acuerdo a catálogos comerciales, se selecciona el inmediato superior siendo la sección adecuada del conductor de $0,82 mm^2$ el equivalente es un cable AWG 18.

4.5.9. Sistema de carga y balance

A diferencia de otros tipos de baterías ampliamente utilizadas para alimentar vehículos eléctricos como las baterías de polímero de litio (LiPo) cuyo proceso de carga es dependiente de un sistema externo de balanceo, un paquete de baterías de ion-Litio conectadas en serie requieren de un dispositivo externo que permita balancear cada celda durante el proceso de carga denominado como BMS o sistema de control de baterías de sus siglas en inglés *Battery Manage Sistem*.

Las funciones básicas de un sistema de control de baterías son:

- Verifica la máxima tensión admisible durante el proceso de carga por cada grupo de celdas conectadas en paralelo, siendo el voltaje de carga 4,2 V.
- Durante el proceso de descarga, el sistema BSM controla que ninguna de las celdas se descargue debajo de su tensión admisible de 2,75 V (Fullwat, 2017).
- Durante el proceso de descarga, el controlador evita que exista un flujo de corriente superior a la descarga máxima del conjunto de baterías (Fullwat, 2017).

El tipo de BMS a seleccionar depende del número de celdas conectadas en serie que define la tensión nominal de todo el sistema, de acuerdo al dimensionamiento del motor y el sistema de almacenamiento solar constará de 6 baterías de ion-Litio conectadas en serie (6S) con una corriente de descarga requerida de 40 A.

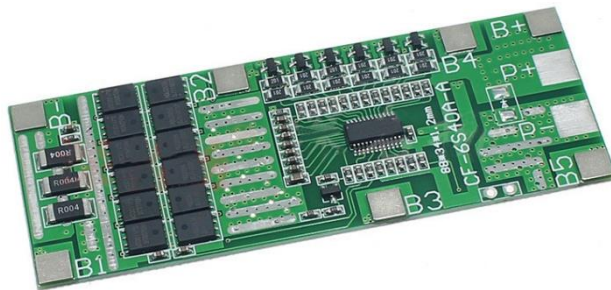


Figura 134. BMS cf-6S40S-A.

Teniendo en cuenta los requerimientos se emplea un módulo BMS de la serie cf-6S40A-A mostrado en la Figura 134, las especificaciones técnicas del sistema de control de batería seleccionado se muestran en la Tabla 44.

Tabla 44*Características técnicas del módulo BSM cf-6S40S-A.*

Detalle	Valor	Unidades
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 ± 0,025	V
Voltaje de liberación de sobrecarga	4,15 ± 0,05	V
Detección de voltaje de balance	4,125 ± 0,025	V
Detección de voltaje de sobre descarga	2,7 ± 0,1	V
Protección de sobre descarga de corriente	75 ± 5	A
Tiempo de detección de corto circuito	250	μs
Corriente de operación	< 40	μA
Voltaje de operación	4 – 31,5	V
Resistencia interna	20	mΩ
Temperatura de operación	(-30) - 80	°C

Fuente: (AliExpress, 2020)

4.5.10. Controlador MPPT

Un regulador adecuado debe: regular la tensión de entrada del conjunto de paneles solares, controlar el proceso de carga y descarga de las baterías, incluir protección contra sobrecarga mediante limitadores de corriente internos, protección contra sobredescarga donde el regulador desconecta el banco de baterías para evitar una excesiva profundidad de descarga, incluir dispositivos de protección contra sobretensiones, entre otros. (Cantos, 2016)

En la actualidad, existen reguladores que permiten aprovechar todo el rendimiento de las celdas solares utilizadas, este tipo de controlador denominado como MPPT (Seguimiento del Punto de Máxima Potencia) se encarga de monitorear la tensión y corriente de entrada, de tal forma que se puede extraer la máxima potencia del sistema de alimentación solar.

La integración del regulador dentro de un prototipo aéreo se ve influenciado por la necesidad de utilizar un espacio reducido dentro del fuselaje y un bajo peso, este tipo de requisitos limitan el catálogo de alternativas de controladores disponibles en el mercado. Se opta por un módulo controlador solar MPPT con característica de reductor DC-DC como se muestra en la Figura 135, debido a su tensión de entrada (36 V) superior al generado por el conjunto de paneles y su salida de corriente máxima (6 A)



Figura 135. Controlador solar MPPT.

Fuente: (Drok, 2019)

Las especificaciones técnicas del módulo se detallan en la Tabla 45.

Tabla 45

Características técnicas del módulo MPPT

Detalle	Valor	Unidades
Tensión de entrada	6 - 36	V
Tensión de salida ajustable	1,25 - 32	V
Rango de ajuste de voltaje MPPT	6 - 36	V
Rango de corriente de salida	0,05 - 7	A
Temperatura de operación	(-40) - 85	°C
Frecuencia de operación	180	KHz
Eficiencia de conversión	> 95%	-
Dimensiones	60 x 31 x 25	mm

Fuente: (Drok, 2019)

4.6. Diagrama de conexiones de componentes electrónicos del UAV solar

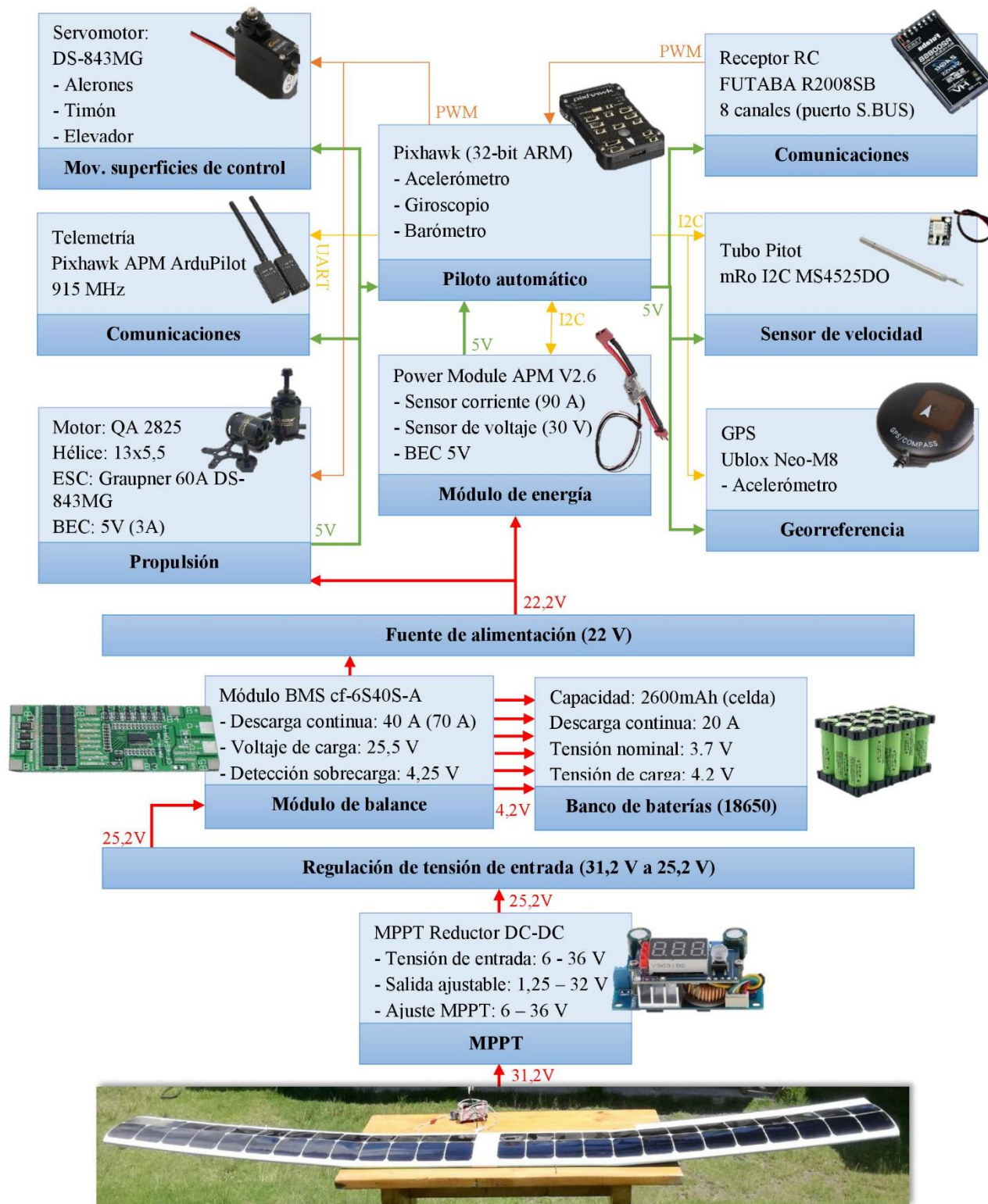


Figura 136. Diagrama de conexiones eléctrico.

4.7. Construcción e Implementación UAV Solar

A continuación, se presenta las etapas de fabricación de los diferentes conjuntos que forman las partes más importantes del UAV como son ala, fuselaje y cola. La Tabla 46 muestra a detalle el proceso constructivo.


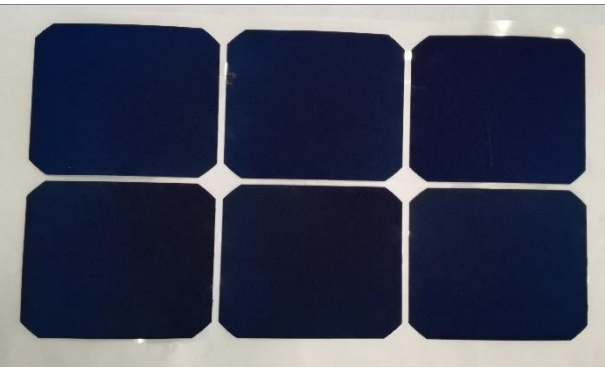
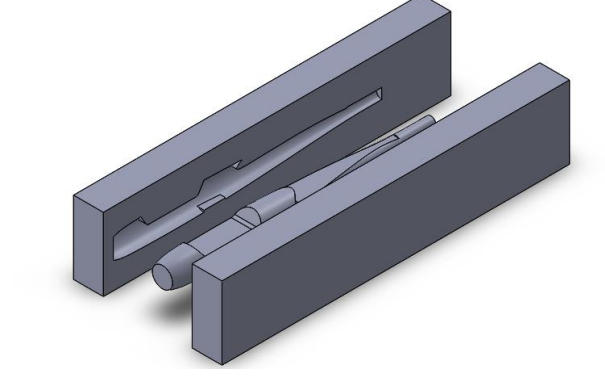

Tabla 46
Procedimiento de Manufactura del UAV

N°	Procedimiento	Descripción
1		<p>Corte laser de costillas para fabricación de ala central, posteriormente se realiza la distribución de las mismas y se fijan a las vigas principal y secundaria del ala.</p>
2		<p>Corte laser y distribución de costillas del diedro sobre las vigas principal y secundaria del conjunto, también se utiliza una viga de balsa como guía para los aleros.</p>
3		<p>Colocación de piel de balsa sobre la superficie de intradós de las costillas para aumentar rigidez y mayor resistencia a torsión al conjunto del ala central y diedros.</p>


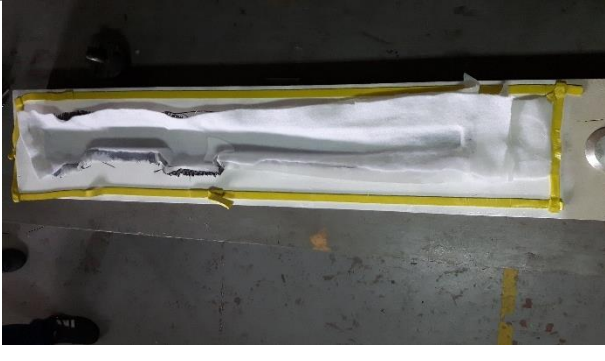


CONTINÚA 

4		<p>Finalización de la etapa de colocación de piel sobre los contornos de las costillas para darle forma al conjunto alar y aumentar la resistencia a torsión. Además, se realiza la unión del conjunto por medio de tubos de carbono</p>
5		<p>Unión de partes: diedros derecho e izquierdo y ala central para formar el conjunto alar.</p>
6		<p>Añadir tela de carbono en la superficie de unión del conjunto y en la superficie donde se utilizará como zona de fijación del fuselaje.</p>
7		<p>Cubrir la superficie del ala con Monokote, un plástico termo adherente utilizado en aeromodelismo para protección y otorgar forma del perfil aerodinámico seleccionado en zonas donde no existe piel de balsa.</p>




CONTINÚA 

8		Colocación de las superficies de control o alerones del ala por medio de bisagras y barillas e implementación de servos para control y movimiento.
9		Compra de celdas solares y selección de un método de encapsulamiento para añadir protección al conjunto.
10		Realización los moldes para obtener 2 partes que permitirán laminar a través de fibra de carbono las superficies del fuselaje
11		Mecanizado de moldes en madera a través de Control Numérico Computarizado (CNC)

CONTINÚA 

12		Finalización de la etapa de mecanizado de moldes, se realiza un post-procesamiento para obtener una superficie homogénea y antiadherente.
13		Preparación del molde para realizar el método de laminación empleado para obtener la forma del fuselaje por medio del molde.
14		Laminación del molde utilizando 3 capas de tela de fibra de carbono y succión al vacío para obtener la forma deseada.
15		Unión de partes A y B del molde para obtener el fuselaje del avión. Realizar cortes para poder acceder al interior y posteriormente colocar la electrónica y los equipos necesarios.

CONTINÚA 

16		Colocación de variador de velocidad ESC en la superficie del fuselaje para controlar el motor principal del UAV.
17		Instalación de electrónica para el control de alerones, tomón y elevador del UAV. Además, la tarjeta controladora de vuelo permitirá ejecutar trayectorias automáticas y vuelos mayormente nivelados.
18		Integración de partes del UAV para realizar pruebas de vuelo, calibración y configuraciones previas a la integración del sistema fotovoltaico.
19		Integración de paneles solares sobre la superficie alar del UAV para obtener exposición directa de la radiación solar
20		La etapa final consiste en realizar pruebas de vuelo con las partes terminadas del UAV Solar.

CAPÍTULO V

PRUEBAS Y RESULTADOS

5.1. Simulación aerodinámica

En esta sección se presenta el análisis de las simulaciones realizadas para estimar el comportamiento aerodinámico de la plataforma aérea no tripulada con el objetivo de verificar que los perfiles elegidos para las superficies de sustentación (ala y estabilizadores) son capaces de cumplir con su objetivo.

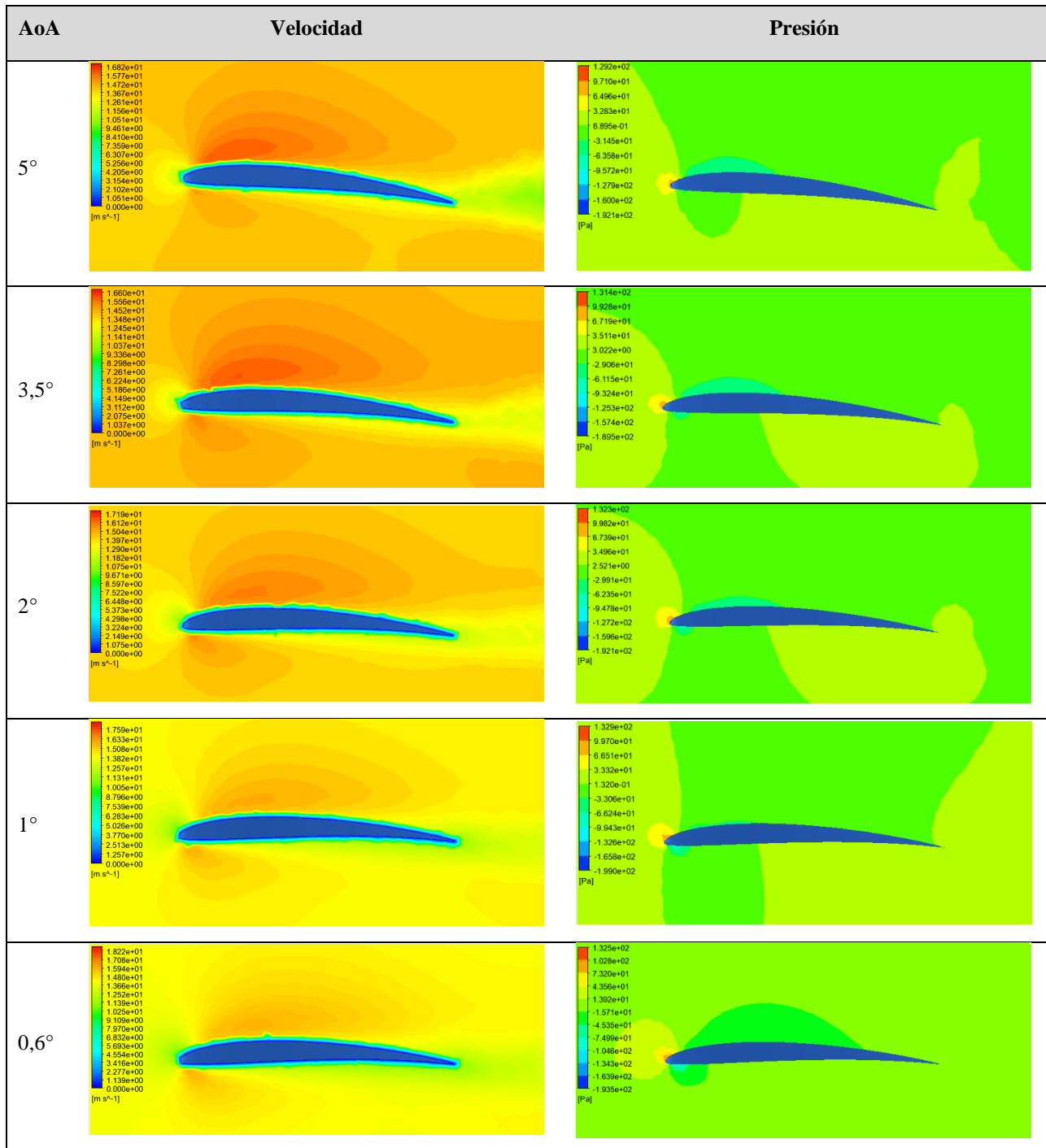
5.1.1. Perfil aerodinámico del ala

A través de la herramienta de dinámica de fluidos computaciones se realiza el análisis del comportamiento de velocidades y presiones que se generan sobre el perfil cr001sm a diferentes ángulos de ataque tomando en cuenta como valores críticos el AoA que produce mayor eficiencia del perfil aerodinámico con un valor de $3,47^\circ$ presentado en la Tabla 9 y un valor de $0,6^\circ$ para vuelo nivelado. Los otros parámetros utilizados se detallan a continuación:

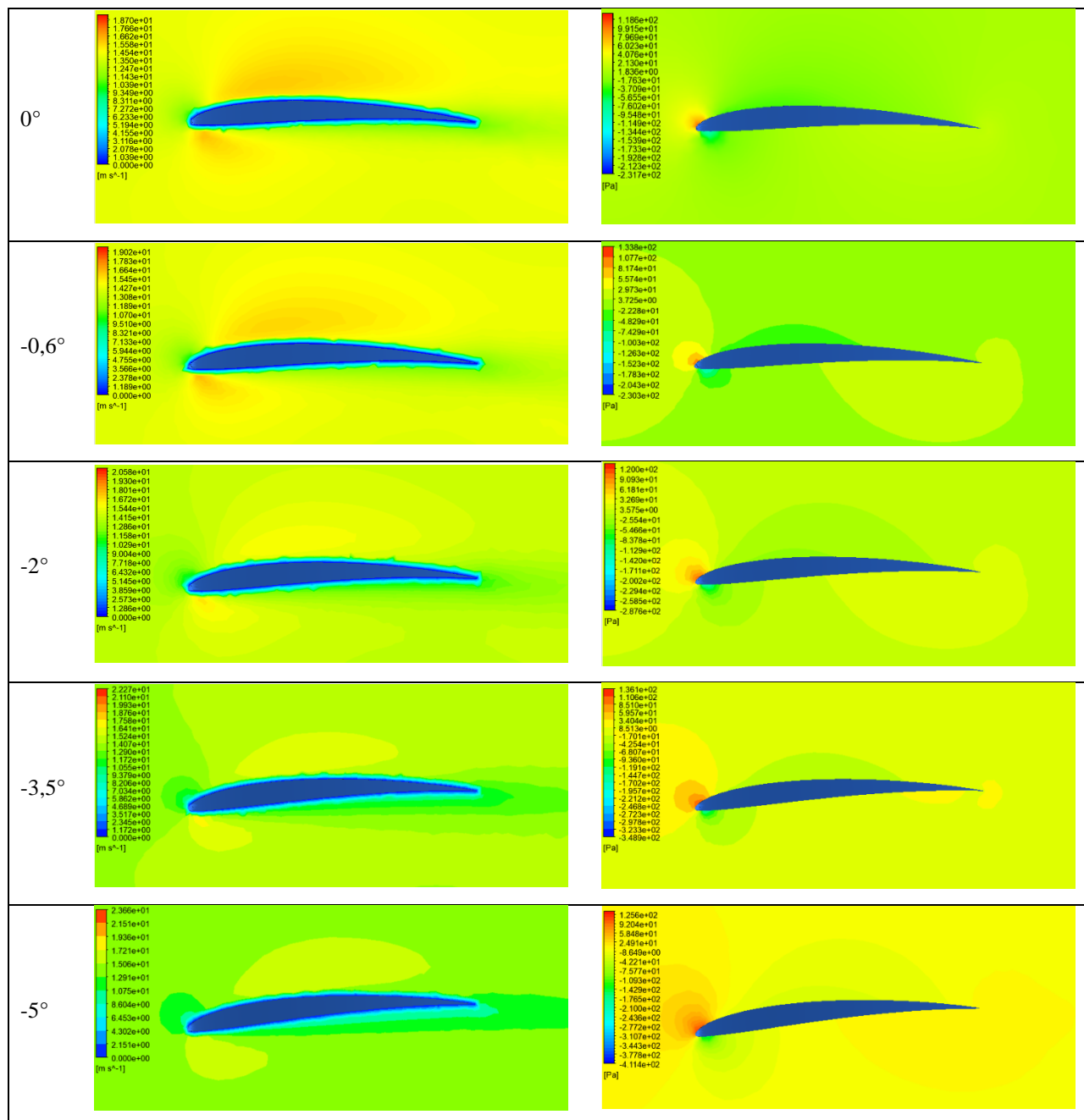
- **Velocidad de crucero** = 14 m/s
- **Temperatura** = 25°C
- **Densidad del aire** = 1.225 kg/m^3
- **Presión a nivel de Ambato – sector Izamba** = 1030 HPa

Los resultados se pueden observar en la Tabla 47.

Tabla 47
Velocidades y presiones sobre el perfil cr001sm



CONTINÚA 



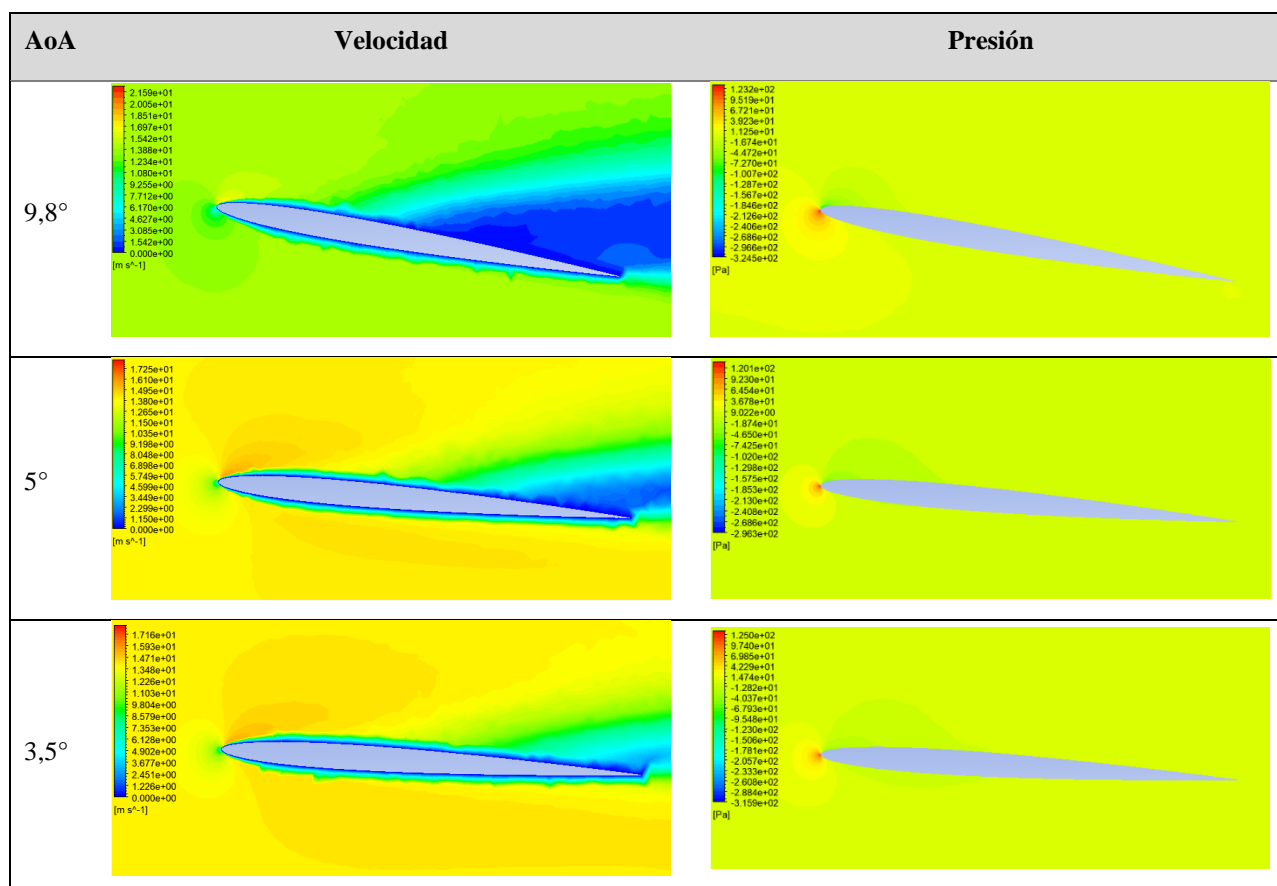
En la tabla anterior se puede observar el comportamiento del perfil aerodinámico, para lograr un buen rendimiento se debe considerar que exista un valor de velocidad de flujo en extradós y un valor menor en intradós. Con el valor de presión debe ocurrir lo contrario debe ser menor en extradós y mayor en intradós este comportamiento produce el efecto de sustentación debido a una

diferencia de presiones que hace en el perfil ocurra en efecto de succión para poder elevarse, estas características mencionadas se logran con el perfil analizado garantizando un buen comportamiento aerodinámico del ala durante el vuelo.

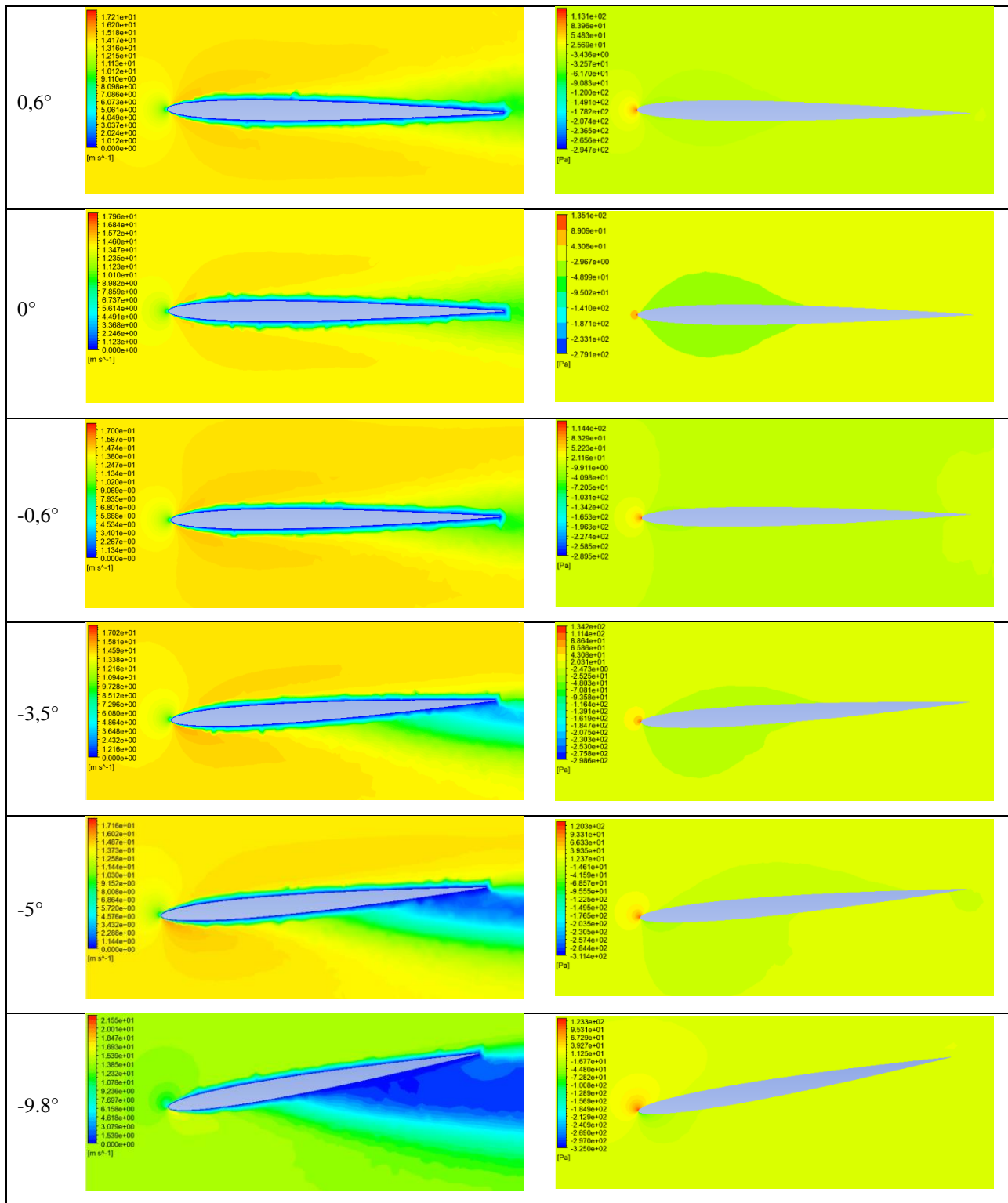
5.1.2. Perfil aerodinámico del estabilizador.

Para analizar el comportamiento del perfil del estabilizador se utilizarán los mismos parámetros utilizados en la simulación del perfil aerodinámico del conjunto alar, los resultados obtenidos se pueden observar en la Tabla 48.

Tabla 48
Velocidades y presiones sobre el perfil NACA0006



CONTINÚA 



El perfil NACA0006 es un perfil simétrico para intradós y extradós por lo que se puede esperar que las velocidades y las presiones sobre la superficie se adapten de acuerdo a si se requiere ascender o descender el UAV proporcionando un control estable y una sustentación adecuada para la superficie del estabilizador.

5.1.3. Comportamiento aerodinámico del UAV.

5.2. Pruebas del panel C60

Para medir el comportamiento de la celda solar en las condiciones climáticas de la ciudad de Ambato sector Izamba se realizaron una serie de registro de datos del valor de voltaje y amperaje generado por la celda en diferentes condiciones atmosféricas a lo largo del día con cambios en las condiciones climáticas por ende en los índices de radiación solar, donde se observa que a mayor cantidad de sol la celda es capaz de proporcionar un pico de corriente de 7A y con bajos índices de radiación solar es posible obtener un valor de 1A en promedio.

Los valores registrados cada 500ms se pueden observar en la Figura 137. Los puntos de mayor oscilación corresponden a un cambio repentino y poco duradero de las condiciones atmosféricas presentes en la zona de aplicación. Estas mediciones fueron realizadas en corto circuito en los terminales de la celda.

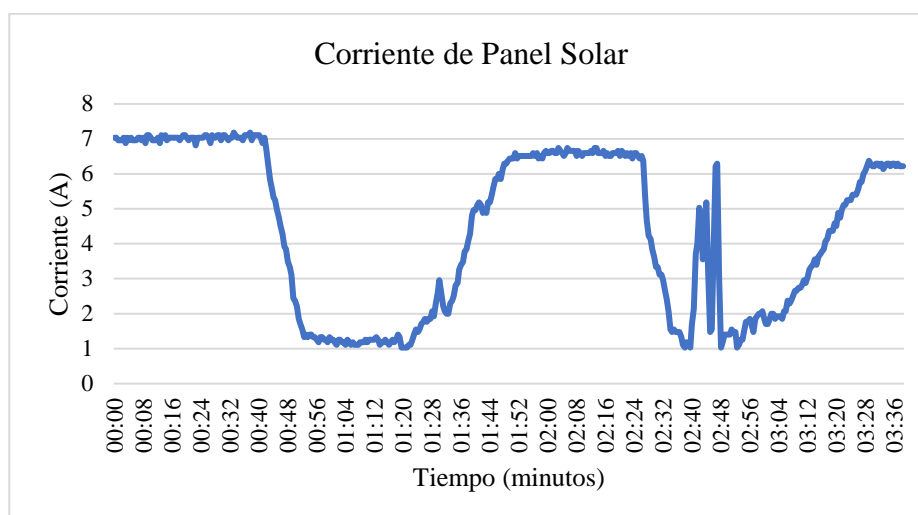


Figura 137. Comportamiento de la celda solar

5.3. Pruebas de vuelo del UAV utilizando batería de Polímero de Litio.

La gran mayoría de vehículos aéreos no tripulados utilizan baterías LiPo para el funcionamiento de su sistema electrónico en especial para poder energizar y controlar el motor o motores de propulsión debido a los beneficios de alta descarga de corriente que puede proporcionar una batería de esta composición química, el valor de los mAh para un tiempo determinado de vuelo se calculó en un apartado anterior pero corresponde a un valor teórico, el tiempo real de vuelo dependerá de las condiciones climáticas, como la dirección, densidad y velocidad del viento, por tal razón es importante realizar pruebas de descarga de la batería.

La Figura 138 muestra el comportamiento promedio de la descarga de una batería LiPo durante la ejecución de trayectorias de vuelo donde se puede evidenciar un tiempo de vuelo de aproximadamente 18 minutos evitando descargar la batería a no menos de 22.2V que corresponde a un valor de 3.7V por celda de la batería, este valor no debe ser ignorado ya que al hacerlo se compromete la integridad de la celda, segundos después de detenida la descarga la batería recupera su voltaje hasta un valor de 22.8V asegurando no minimizar la vida útil de cada celda.

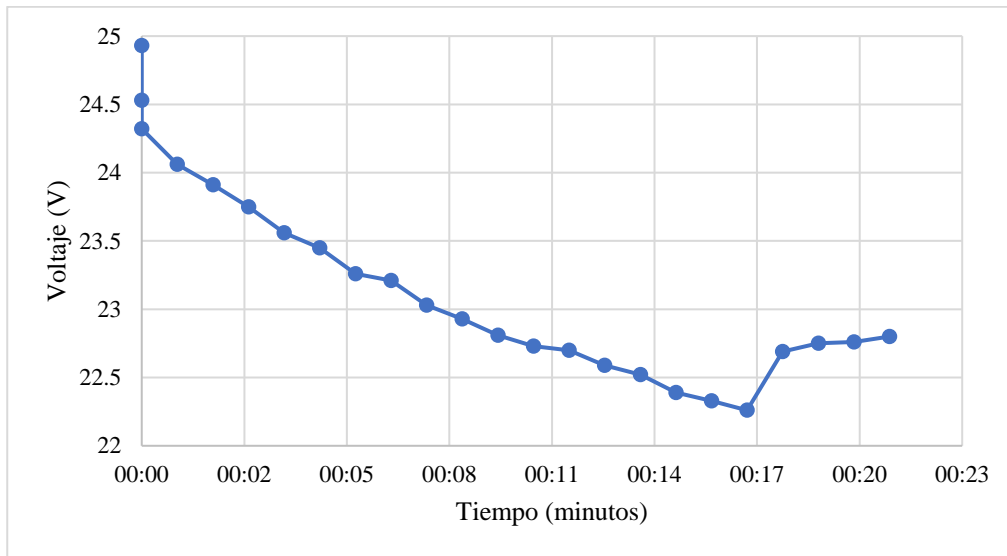


Figura 138. Descarga de batería LiPo

Se realizaron varias pruebas de vuelo con la finalidad de trimar el UAV, es decir, poner en cero las superficies de control para un vuelo nivelado, observar el comportamiento estructural y aerodinámico durante el tiempo de funcionamiento, algunas de ellas se pueden observar en la Figura 139 y Figura 140.



Figura 139. Prueba de vuelo RC



Figura 140. Prueba de vuelo UAV

A través de las pruebas de vuelo se pudo medir tiempos de funcionamiento del UAV en cada una de ellas, observar el comportamiento del prototipo en diversas condiciones atmosféricas y realizar los ajustes pertinentes, la Tabla 49 muestra una recopilación de los tiempos empleados.

Tabla 49

Tiempos de vuelo con batería LiPo

N°	Fecha	Tiempo de vuelo	Voltaje de batería (V)	Temperatura ambiente (°C)	Velocidad de viento (Km/h)	Presión (HPa)
1	20/11/2019	00h:19min	22,2	23	13	1024
2	22/11/2019	00h:15min	23,4	27	13	1029
3	22/11/2019	00h:17min	22,5	27	14	1022
4	25/11/2019	00h:22min	22,0	22	11,1	1028
5	26/11/2019	00h:19min	22,3	20	11,1	1027
6	27/11/2019	00h:16min	22,6	18	14,8	1029
7	28/11/2019	00h:18min	22,3	18	11,1	1030
8	02/12/2019	00h:20min	21,9	18	11,1	1030
9	03/12/2019	00h:20min	22,1	23	14,8	1030
10	05/12/2019	00h:18min	22,4	24	11,1	1030
11	16/12/2019	00h:16min	22,35	23	14,8	1030
12	17/12/2019	00h:15min	22,81	24	18,5	1028
13	20/12/2019	00h:16min	22,55	16	11,1	1029

5.4. Pruebas de funcionamiento del sistema fotovoltaico

Para determinar que el sistema fotovoltaico funciona correctamente se realizaron pruebas de carga a un conjunto de baterías de ion-litio (6S2P), el objetivo es observar el comportamiento del conjunto de celdas solares durante intervalos de alta, media y baja radiación solar la cual se manifiesta a lo largo del día con mayor índice durante a medio día, con lo cual se registró la salida de tensión y corriente que son suministrados a las baterías.

Una de las muestras tomadas se puede observar en la Figura 141 donde se puede observar el tiempo requerido para completar la carga y el incremento del voltaje al suministrar un valor constante de 25.2V por parte de las celdas solares, en la Figura 142 se muestra el valor de corriente suministrado durante el periodo de carga con un valor constante de 4.2A, con picos de 4.5A y oscilaciones de hasta 1.5A como valor mínimo de suministro debido a la presencia de agentes atmosféricos.

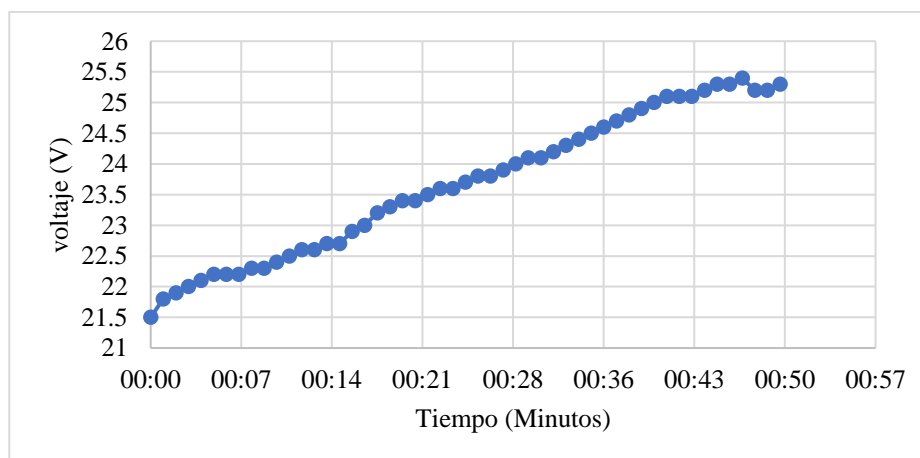


Figura 141. Voltaje de carga - celdas solares

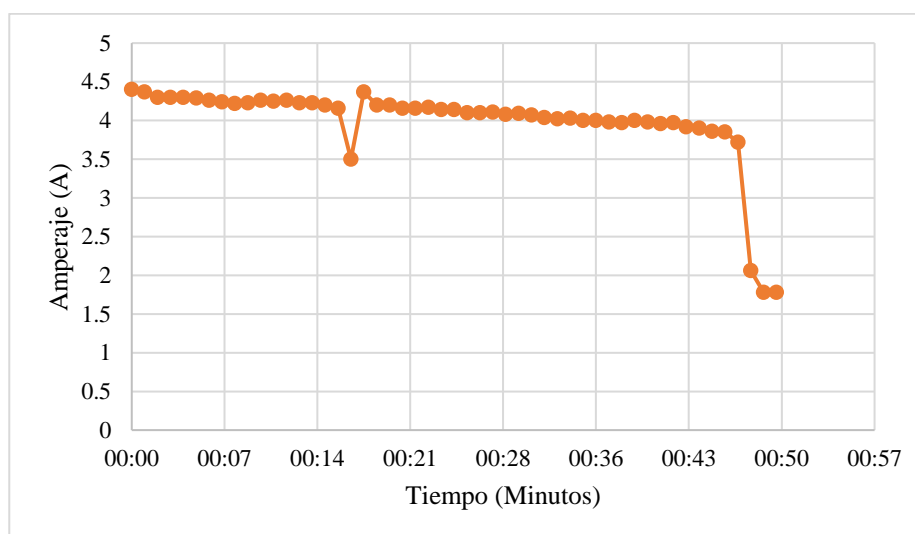


Figura 142. Corriente de carga - celdas solares

Se realizaron varias pruebas de carga para medir el tiempo requerido para completar un voltaje de 25.2V de la batería 6S2P de Ion-Litio bajo diversas condiciones climáticas. La Tabla 50 muestra un resumen de los tiempos registrados y de los niveles de voltaje.

Tabla 50

Tiempos de carga de batería Ion-Litio

N°	Fecha	Tiempo	Voltaje inicial (V)	Voltaje final (V)	Condición climática
1	18/12/2019	00h:52min	21,51	25.25	Soleado (día)
2	19/12/2019	01h:20min	21,12	25.24	Nublado (día)
3	19/12/2019	00h:50min	21,98	25.25	Soleado (tarde)
4	20/12/2019	00h:48min	22,40	25.25	Soleado (día)
5	20/12/2019	01h:17min	19,72	25.24	Nublado (tarde)
6	21/12/2019	01h:02min	20,58	25.25	Soleado (tarde)
7	26/12/2019	00h:58min	21,59	25.24	Soleado (día)
8	27/12/2019	00h:45min	22,66	25.24	Soleado (tarde)
9	28/12/2019	01h:00min	21,01	25.25	P. Nublado
10	28/12/2019	01h:25min	20,79	25.25	Nublado

5.5. Pruebas de vuelo del UAV utilizando batería de Ion-Litio.

El uso de baterías de LiPo garantiza una descarga alta de corriente necesaria para otorgarle la potencia necesaria al motor y que este su vez genere el empuje adecuado para el UAV, es necesario verificar que el uso de un conjunto de baterías 18650 en configuración 6S2P tenga la descarga necesaria de corriente requerido por el motor en los momentos cruciales de funcionamiento de la aeronave como son el despegue y el aumento de potencia cuando se vuela en contra del viento.

Por esta razón se realizaron pruebas de empuje en tierra con un porcentaje de stick (throttle) del 50%, 70% y 100% durante pequeños intervalos de tiempo y cambios rápidos en el stick a varios porcentajes para extraer la mayor corriente requerida por el motor y verificar que no exista una caída significativa del voltaje de las baterías que comprometa la integridad de UAV durante el vuelo.

Posteriormente, se realizaron pruebas de vuelo con la batería de ion-litio a carga completa de 25.2V para observar el comportamiento del UAV, además se colocó pesos simulados sobre la superficie alar de características similares a los paneles solares que serán utilizados en la etapa final.



Figura 143. Prueba de vuelo - Batería de ion-litio

5.6. Pruebas de vuelo del UAV Solar

Una vez finalizadas las pruebas de vuelo empleando diferentes tipos de baterías (LiPo e Ion-Litio) para comprobar el comportamiento y culminar el proceso de calibración en aire del UAV, se integra el conjunto de paneles solares dispuestos sobre la superficie alar para verificar la autonomía del prototipo de los cuales se toman una serie de muestras, referentes a tiempos de vuelo considerando las horas del día donde el aporte solar es cercano a los 1000 W/m^2 , de acuerdo al análisis de HSP en la región de interés (Ambato) se realizan pruebas a lo largo del día durante las 10 a 15 horas, posteriormente, para verificar si es posible incrementar la autonomía de vuelo con el empleo de un sistema de aprovechamiento de la energía solar se muestran los resultados de diferentes pruebas en la Tabla 51.

Tabla 51

Tiempos de vuelo del conjunto paneles solares y batería Ion – Litio.

N°	Fecha	Tiempo de vuelo	Voltaje inicial (V)	Voltaje final (V)	Temperatura ambiente (°C)	Velocidad de viento (Km/h)	Condición climática
1	27/12/2019	02h:52min	25.25	21,51	14	3,7	P. Nublado (día)
2	28/12/2019	03h:30min	25.24	21,12	16	7,4	Soleado (tarde)
3	02/01/2020	02h:44min	25.25	21,98	13	0	P. Nublado (día)
4	03/01/2020	03h:38min	25.25	22,40	14	3,7	Soleado (tarde)
5	06/01/2020	03h:55min	25.24	22,72	12	0	Soleado (día)
6	07/01/2020	04h:02min	25.25	21,28	19	0	Soleado (tarde)
7	08/01/2020	01h:25min	25.24	21,59	10	7,4	Soleado (día)
8	08/01/2020	01h:40min	25.24	19,20	18	0	Soleado (tarde)
9	09/01/2020	03h:40min	25.25	18,12	19	12	Soleado (día)
10	10/01/2020	02h:52min	25.24	21,51	18	10,2	Nublado (tarde)

De acuerdo a los resultados obtenidos de la Tabla 51, se sabe que el tiempo de vuelo medio es 187,8 minutos, equivalente a 3 horas con 7 minutos.

Las mediciones obtenidas de una de las pruebas realizadas con buenas condiciones atmosféricas para generación de energía solar se muestran en la Figura 144 que corresponde a la fecha del 08/01/2020, donde se puede verificar que el conjunto de paneles solares mantienen un nivel de corriente comprendido entre un valor mínimo de 4,08 A y un máximo de 4,29 A siempre y cuando la cantidad de aporte solar sea constante, sin embargo, debido al consumo elevado del motor el nivel de tensión almacenado en la batería comienza a decrecer progresivamente hasta alcanzar un valor aproximado a 19,2 V dando por las pruebas.

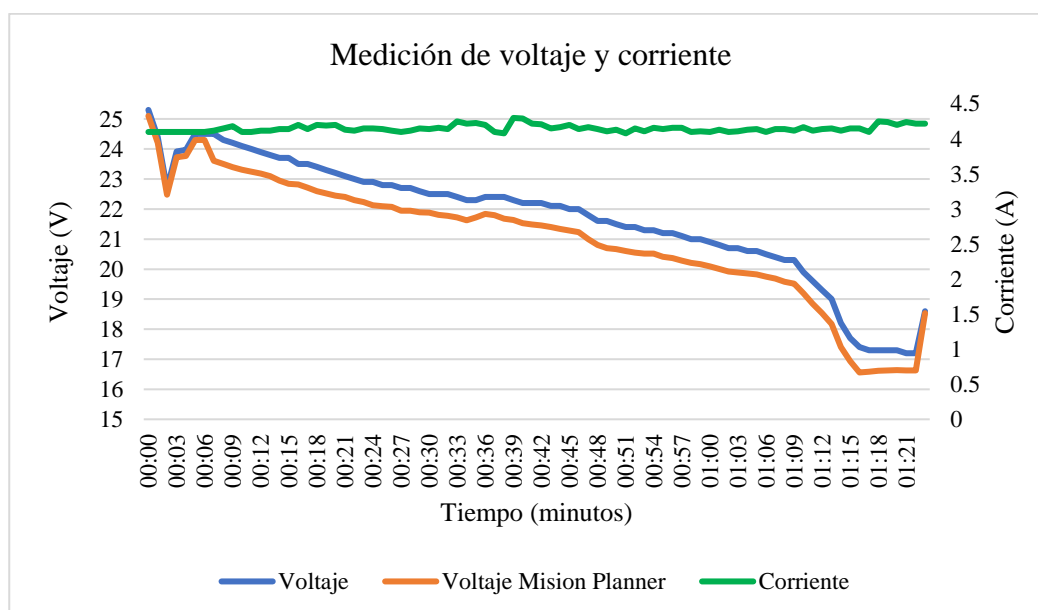


Figura 144. Comportamiento del sistema bajo buenas condiciones atmosféricas

Los valores obtenidos de las pruebas realizadas durante un día parcialmente nublado donde existe una baja radiación solar se muestra en la Figura 145, se puede verificar los valles correspondientes a la caída de corriente debido a la disminución de radiación solar, siendo la radiación difusa la predominante debido a la presencia de una gran cantidad de nubes dando como resultado un comportamiento oscilatorio de la corriente, durante la prueba se registró un valor mínimo de 1,94 A y un máximo de 4,4 A, reduciendo drásticamente el rendimiento del sistema fotovoltaico.

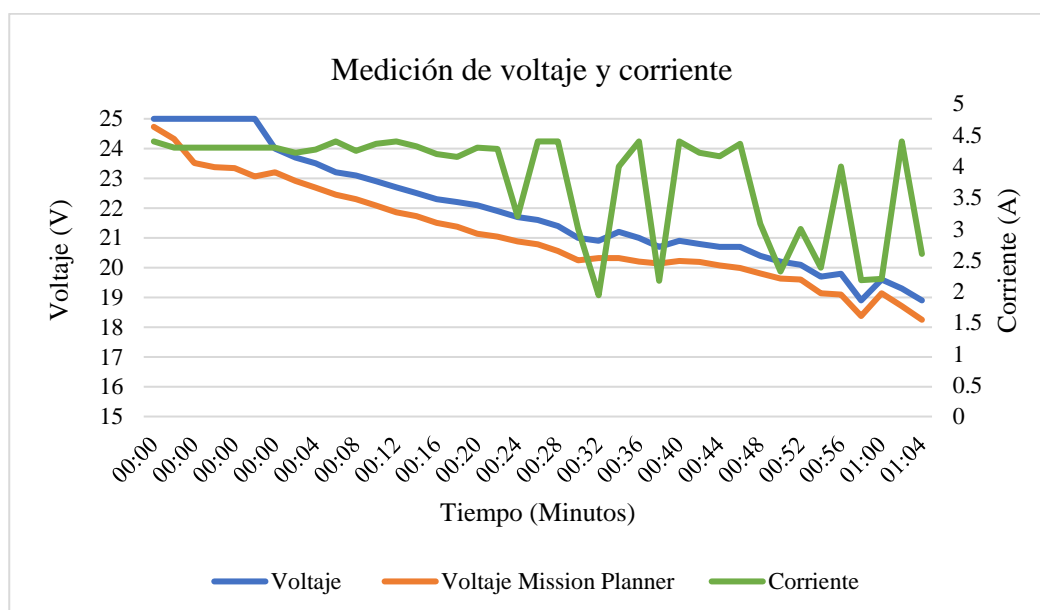


Figura 145. Comportamiento del sistema bajo malas condiciones atmosféricas

5.7. Validación de la hipótesis.

Validación de la prueba de tiempo de vuelo del prototipo empleando energía solar

Para realizar la validación de la hipótesis del proyecto en función de una cantidad de muestras inferior a 30 se utilizará la prueba de T-Student a través de los siguientes pasos:

1) Establecer la hipótesis nula (H_0) y la hipótesis alternativa (H_1)

En función de las pruebas de vuelo realizadas con el conjunto de paneles solares y el banco de baterías, se estima una autonomía de vuelo de 180 minutos, por lo tanto, se plantean las siguientes hipótesis:

- H_0 : La autonomía de vuelo del UAV usando energía solar es igual a 180 minutos.

$$H_0: \mu = 180$$

- H_1 : La autonomía de vuelo del UAV usando energía solar es superior a 180 minutos.

$$H_1: \mu > 180$$

2) Seleccionar un nivel de significancia

El nivel de significancia expresado por la letra alfa (α), determina la probabilidad de rechazar la hipótesis nula cuando es verdadera, dependiendo del tipo de prueba se puede aplicar el nivel 0,05 para proyectos de investigación, el nivel 0,01 para control de calidad y 0,10 para encuestas. (Lind et al., 2012, p.337)

Teniendo en cuenta las referencias del nivel de significancia en función del tipo de prueba se establece el nivel de riesgo como:

$$\alpha = 0,05$$

3) Identificación del estadístico de la prueba.

Otro requisito necesario para usar una distribución t en la prueba de hipótesis, es el desconocimiento de la desviación estándar de la población, por lo tanto, se calculará a partir de la desviación estándar de la muestra.

El valor estadístico con $n - 1$ grados de libertad se puede calcular mediante la Ecuación (70):

$$t = \frac{\bar{X} - \mu}{\frac{S}{\sqrt{n}}} \quad (70)$$

Donde:

- \bar{X} = Representa la media de la muestra.
- μ = La media poblacional hipotética.
- S = La desviación estándar de la muestra.

- n = El número de observaciones incluidas en la muestra.

La desviación estándar de la muestra (S) se puede determinar mediante la Ecuación (71):

$$S = \sqrt{\frac{\sum(X - \bar{X})^2}{n - 1}} \quad (71)$$

Donde:

- X = Es el valor de cada observación de la muestra.
- n = Número de observaciones realizadas.

De acuerdo a los datos obtenidos de diferentes pruebas de vuelo utilizando paneles solares de la Tabla 51, se determina la media de la muestra igual a 181,8 la desviación estándar de la muestra siendo igual a 54,4.

Se determina el valor del t aplicando la Ecuación (70), como:

$$t = \frac{181,8 - 180}{\frac{54,4}{\sqrt{10}}}$$

$$t = 0,104$$

4) Formulación de regla de decisión

“La regla de decisión se define como un enunciado sobre las condiciones específicas en que se rechaza la hipótesis nula y aquellas en las que no se rechaza” (Lind et al., 2012, p.338).

Se determina el número de grados de libertad, siendo la diferencia del número de observaciones y la cantidad de poblaciones muestreadas, en este caso se define como: $(n - 1)$, se obtiene como resultado 9 grados de libertad.

Empleando la tabla de la distribución t de Student mostrada en el Anexo C, utilizando un nivel de significancia de una prueba de una cola de 0,05 se obtiene un valor de 1,833. Como se trata de una prueba de una cola y su región de rechazo se encuentra en la cola derecha, el valor crítico es positivo.

$$t_{\alpha} = 1,833$$

La regla de decisión consiste en rechazar la hipótesis nula (H_0) si el valor de t es mayor a 1,833 como se muestra en la Figura 146.

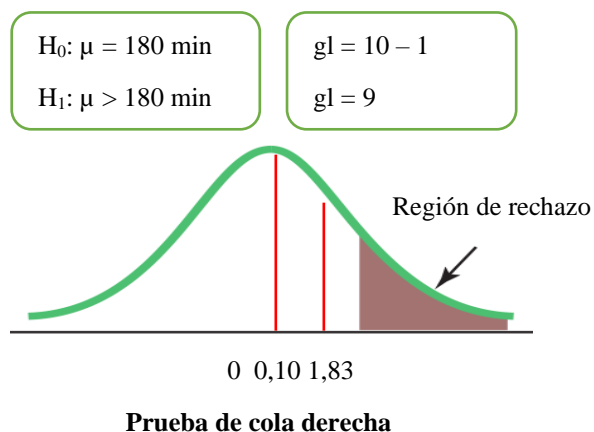


Figura 146. Región de rechazo, distribución t, nivel de significancia 0.05

5) Toma de decisión

De acuerdo al análisis gráfico de la distribución, el valor calculado de t igual a 0,104 se encuentra en la región ubicada a la izquierda del valor crítico (1,833), es decir, la hipótesis nula no se rechaza con el nivel de significancia de 0,05.

El tiempo promedio de vuelo utilizando un sistema de paneles solares y un acumulador de 6 celdas es 180 minutos teniendo en consideración los datos tomados en diferentes condiciones climáticas que influyen en la autonomía del prototipo. A diferencia del tiempo de vuelo promedio utilizando una batería de Polímero de Litio (Li-Po) de 20 minutos, se demuestra que el empleo de un sistema fotovoltaico incrementa 9 veces la autonomía de vuelo de un vehículo aéreo no tripulado, validando la hipótesis principal del proyecto.

5.8. Análisis de económico del proyecto

En la Tabla 52 se detallan la cantidad de elementos utilizados y el costo de cada uno ellos para la construcción del prototipo de UAV Solar.

Tabla 52

Detalle de costos de materiales empleados en el prototipo UAV.

Elementos	Cantidad	Precio U.	Precio T.
Fibra de carbono (yd)	4	30	120
Fibra de Kevlar (m)	0.1	3	0.3
Resina PH 3660 (lt)	0.135	46	6.21
Resina PR 2032 (lt)	0.5	59	29.5
Láminas Breather (yd)	4	3.42	13.68
Láminas Bagging Film (yd)	5	2.79	13.95
Láminas Peel Ply (yd)	4	15	60
Sealant Tape (rollo)	2	20	40
Matriz honeycomb (m ²)	0.5	10	5
Madera de balsa	30	1	30
Resina Epoxi (gr)	5	2	10
Pilas 18650	12	10	120
Telemetría	1	70	70
Módulo GPS	1	29.4	29.4
Pines de soldadura para panel solar	50	0.7	35
Cinta de soldadura de Niquel	1	11.59	11.59

CONTINÚA 

Módulo BMS 40A	1	16.26	16.26
Buck Boost 20A	1	7.75	7.75
Pixhawk PX4 Kit	1	75	75
Módulo MPPT	1	21	21
APM Power Module	1	15	15
Paneles Solares	60	6.44	386.4
Madera para molde de fuselaje	2	20	40
Fondo y pintura	1	32	32.00
Lijas y sellantes	1	20	20
Batería LiPo 6S	1	150	150
Hélice de fibra de carbono 13x6,5	1	30	30
Spinner	1	12	12
Variador ESC 60A	1	85	85
Motor Brushless QA2825	1	60	60
Receptor FUTABA R2008SB	1	82.6	82.6
Servomotores	4	12.6	50.4
Filtros para servomotor	2	25.2	50.4
Extensiones para servomotor	4	11.2	44.8
Bisagras	8	2.8	22.4
Clevis Set Nylon	2	4.9	9.8
Dubro control horns Nylon	2	1.82	3.64
AquaCraft Servo Arm	4	4.2	16.8
Monokote	4	22.4	89.6
Impresión 3D	1	15	15
Corte láser	1	25	25
Pegamento instantáneo	5	2.5	12.5
Vinil	1	10	10
Total			1977.98

El costo total requerido para la realización del proyecto es de \$1977.98, pero se debe considerar que el Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE proporcionó una parte de la materia prima (materiales compuestos) en la etapa constructiva valorada en un total de \$413.64 que ya se incluye en el presupuesto total.

CAPÍTULO VI

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

CONCLUSIONES

- Para el diseño del planeador solar se selecciona el perfil alar CR001 SM debido a su elevado coeficiente de sustentación (1,330), baja resistencia al flujo de aire determinado por su coeficiente de arrastre (0,040), bajo momento de cabeceo siendo igual a -0,085 cuyo valor negativo indica el momento antihorario con respecto a la nariz de avión, finalmente, la finura aerodinámica del perfil puede alcanzar un rendimiento de 95,80%.
- De acuerdo a las cargas aerodinámicas primordiales para el diseño de aeronaves se determina la fuerza de sustentación necesaria para levantar al avión equivalente a 56,071 N, el arrastre dependerá de la geometría de la aeronave es igual a 1,658 N, la estimación de peso permitió dimensionar el conjunto alar del UAV y seleccionar un motor de acuerdo a las especificaciones de diseño, el peso del planeador solar es 3,5 Kg, finalmente, el empuje mínimo requerido del motor seleccionado es 30,87 N.
- Dentro de una amplia gama de paneles solares, la mejor alternativa de acuerdo a la potencia de salida y su eficiencia por célula es el panel monocristalino del tipo IBC (células interdigitadas de contacto posterior) elaborados con silicio de tipo N, se selecciona el panel solar Maxeon Gen 3 (C-60), presenta una eficiencia de 24,3%, potencia máxima de salida de 3,72 W, a diferencia de otros tipos de paneles su pérdida de voltaje es baja debido al coeficiente de temperatura de -1,74 mV/°C, siendo la mejor alternativa ofreciendo un rendimiento aproximado de 82,5%.

- El cálculo de la cantidad de paneles solares depende del voltaje nominal del sistema, consumo energético de los equipos y la capacidad de irradiación solar en la ciudad de Ambato tomando como punto referencial el mes crítico mayo y su cantidad de horas solares pico (5,86 h/día), se estimó un total de 52 celdas solares para obtener una autonomía promedio de 3 horas de vuelo utilizando un banco de baterías de Ion-Litio con una capacidad de 5200 mAh en configuración 6S-2P.
- La ubicación de las celdas solares sobre el extradós del ala permite aprovechar de manera directa la radiación solar durante la ejecución de planes de vuelo, teniendo en cuenta la ubicación geográfica del Ecuador no se requiere emplear un ángulo de inclinación del panel solar ya que la radiación global que experimenta toda la zona del país incide de forma perpendicular a un ángulo de inclinación de 0° (horizontal) permitiendo aprovechar la máxima cantidad de radiación solar.
- A través de la aplicación de un software CAE se analizaron las deformaciones, esfuerzos máximos y factor de seguridad, permitiendo identificar zonas críticas dentro de la estructura del UAV que no se contemplan durante un análisis mecánico teórico del conjunto alar, permitiendo aplicar correcciones del modelo CAD previo a la construcción, para garantizar un funcionamiento óptimo del prototipo disminuyendo el riesgo de falla que pueda comprometer la integridad del UAV incluyendo los equipos y carga transportada.
- Con la herramienta CFD se analizó el comportamiento de los perfiles aerodinámicos utilizados en el desarrollo del UAV solar (CR001 SM y NACA 0006) para observar las velocidades y presiones sobre las superficies de intradós y extradós a diferentes ángulos de ataque para analizar la capacidad de sustentación y su viabilidad aplicativa durante la etapa constructiva,

debido a que cada perfil aerodinámico cuenta con características de utilidad de acuerdo al requerimiento de diseño.

- La construcción de la estructura del UAV se basa en el empleo de materiales ligeros con buenas propiedades mecánicas, siendo la mejor alternativa el compuesto epoxi-fibra de carbono cuya densidad es $1560 \text{ Kg}/\text{m}^3$ que presenta una reducción de peso del 17,8% con respecto a otros materiales compuestos basados en fibra de vidrio o Kevlar, además, para diseño mecánico se considera el límite elástico del material siendo de 1940 MPa que supone un incremento del 10,82% de resistencia con respecto a la fibra de vidrio, por lo tanto, la estructura del fuselaje, tubo de acople con el empenaje y refuerzos sobre la piel del ala donde existe una mayor concentración de esfuerzos se implementaron satisfactoriamente en el UAV.
- A fin de reducir el efecto del peso del prototipo, el conjunto alar se construyó a base de madera de balsa debido a su baja densidad $268 \text{ Kg}/\text{m}^3$ permitiendo la elaboración de costillas y la piel del ala, cuidando la dirección de la fibra para aprovechar sus propiedades mecánicas y agregar rigidez al conjunto alar manteniendo un peso de 1,5 Kg.
- Mediante la ejecución de trayectorias de vuelo del UAV solar se logró determinar que existe una mejora significativa en el tiempo de funcionamiento del prototipo de hasta 4 horas como tiempo máximo de vuelo al integrar un sistema fotovoltaico que aproveche los índices de radiación solar a diferencia de otras plataformas no tripuladas que utilizan combustibles fósiles o baterías con una duración de 20 a 30 minutos, con esto se logra demostrar que el uso de energías renovables en aplicaciones tecnológicas añade una ventaja importante, razón por la cual en países industrializados tienen mayor demanda.

RECOMENDACIONES

- Para la construcción de plataformas aéreas no tripuladas es necesario tener conocimiento previo del área, debido a que la investigación parámetros teóricos de construcción llevados a la práctica representa una mayor inversión de tiempo en el desarrollo del prototipo y por lo tanto la probabilidad a obtener fallas aumenta, además se debe considerar que la experiencia del piloto es un parámetro importante al momento de realizar pruebas de funcionamiento del prototipo construido porque las acciones que realice durante el vuelo puede repercutir en los resultados finales del proceso constructivo.
- Para elevar el tiempo de vuelo actual del prototipo se puede optar por aumentar la cantidad de celdas solares y realizar una conexión en paralelo para elevar el suministro de corriente permitiendo tener mayor potencia de salida capaz de alimentar todo el sistema electrónico y a su vez realizar una carga adecuada de los almacenadores de energía.
- El aprovechamiento de la máxima potencia de los paneles solares depende del tipo de controlador empleado, la implementación de un controlador MPPT de alta gama permitirá incrementar la eficiencia del sistema fotovoltaico debido a la precisión del seguimiento del punto de máxima potencia en función del voltaje y corriente de entrada. Además, el incremento del número de baterías que conforman el acumulador de energía permitirá mitigar la reducción de autonomía de vuelo correspondiente a malas condiciones climáticas que afectan a la generación de energía solar como soporte del sistema convencional de baterías.
- Durante las pruebas de vuelo del prototipo es importante considerar los agentes atmosféricos presentes como la dirección del viento especialmente durante el despegue y aterrizaje porque estas condiciones pueden ayudar o perjudicar al UAV. No se debe realizar pruebas de vuelo

durante días lluviosos porque la presencia de agua ocasionará daños en los componentes electrónicos del prototipo.

- Como medida de seguridad al realizar pruebas de funcionamiento de las superficies de control para calibración o revisión se recomienda retirar las hélices del motor de propulsión, un parámetro mal configurado o un desplazamiento inconsciente del stick que controla la velocidad del motor puede enviar una señal PWM al variador ESC ocasionado que el motor sea energizado y al tener una relación de KV elevada, las hélices pueden herir al operario o en su defecto puede desestabilizar en prototipo.
- La implementación de winglets en los extremos del ala puede ayudar a mejorar la sustentación del UAV y a reducir las estelas producto de la salida de flujo a través del borde de salida del perfil aerodinámico esto implica una reducción de arrastre y un incremento en la autonomía de vuelo.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Academic. (2019). Perfil alar. Recuperado 8 de octubre de 2019, de Los diccionarios y las enciclopedias sobre el Académico website: <https://esacademic.com/dic.nsf/eswiki/922761>
- acciona. (2014, noviembre 5). Energía solar fotovoltaica y su contribución | ACCIONA. Recuperado 26 de marzo de 2019, de <https://www.acciona.com/es/energias-renovables/energia-solar/fotovoltaica/>
- Aircraft Structure. (2006). Recuperado 11 de octubre de 2019, de <http://www.free-online-private-pilot-ground-school.com/aircraft-structure.html>
- AliExpress. (2020). 6S 40A 22V24V BMS Placa de protección de batería de litio. Recuperado 11 de enero de 2020, de <https://es.aliexpress.com/i/33045164056.html>
- Alonso, J. (2020, enero 1). Los 10 paneles solares más eficientes (2019). Recuperado 5 de enero de 2020, de SunFields | Distribuidor Material Fotovoltaico y Placas Solares website: <https://www.sfe-solar.com/noticias/articulos/los-10-paneles-solares-mas-eficientes-del-mercado/>
- Alta Devices. (2018). Solar Powered UAV Technology | Solar Cells for Drones, HALE UAS | Alta Devices. Recuperado 26 de marzo de 2019, de Unmanned Systems Technology website: <https://www.unmannedsystemstechnology.com/company/alta-devices/>
- Anderson, J. (2010). *Aircraft performance and design*. (Quinta). New Delhi: Tata McGraw-Hill.
- ArduPilot. (2019a). Ajuste del controlador de balanceo, cabeceo y guiñada: Documentación del plano. Recuperado 10 de enero de 2020, de <https://ardupilot.org/plane/docs/roll-pitch-controller-tuning.html>
- ArduPilot. (2019b). Automatic Tuning with AUTOTUNE — Plane documentation. Recuperado 10 de enero de 2020, de <https://ardupilot.org/plane/docs/automatic-tuning-with-autotune.html>

- ArduPilot. (2019c). Elección de una estación terrestre—Documentación del avión. Recuperado 6 de enero de 2020, de <https://ardupilot.org/plane/docs/common-choosing-a-ground-station.html>
- ArduPilot. (2019d). Modos de vuelo: Documentación del avión. Recuperado 8 de enero de 2020, de <https://ardupilot.org/plane/docs/flight-modes.html>
- ArduPilot. (2019e). Pixhawk Overview. Recuperado 3 de enero de 2020, de <https://ardupilot.org/copter/docs/common-pixhawk-overview.html>
- ArduPilot. (2019f). Uso de un sensor de velocidad del aire—Documentación del avión. Recuperado 3 de enero de 2020, de <https://ardupilot.org/plane/docs/airspeed.html>
- Cantos, J. (2016). *Configuración de instalaciones solares fotovoltaicas*. Ediciones Paraninfo, S.A.
- Carmona, A. (2000). *Aerodinámica y actuaciones del avión*. (Décima). Madrid: Paraninfo.
- Cerdá, R. (2017, diciembre). *Estudio técnico-económico de desarrollo y fabricación de un ala ligera para un avión de aerodelismo de competición*. Recuperado de <https://riunet.upv.es/handle/10251/97744>
- Chano, D., & Garcés, J. (2018, marzo 6). *Investigación, diseño y construcción de un prototipo de vehículo aéreo no tripulado tipo Fixed Wind capaz de seguir una trayectoria de vuelo predefinida para la adquisición de imágenes*. Recuperado de <http://repositorio.espe.edu.ec/xmlui/handle/21000/14927?show=full>
- Chen, X., & Liu, Y. (2014). *Finite Element Modeling and Simulation with ANSYS Workbench*. CRC Press.
- CONELEC. (2008, agosto). Energía Solar – CIE. Recuperado 6 de enero de 2020, de <http://energia.org.ec/cie/energia-solar/>

Corrales, S. (2006). *Electrónica práctica con microcontroladores PIC*. Quito: BC technology Application S.A.

DHgate. (2019). QX-MOTOR QA2825 700KV 800kv 850kv Sin escobillas Motores para modelos RC avion. Recuperado 13 de octubre de 2019, de DHgate website: <https://es.dhgate.com/product/qx-motor-qa2825-700kv-800kv-850kv-brushless/429666048.html>

Domingo, A. (2012, febrero). *Reconocimiento aeronaves*. Educación. Recuperado de <https://es.slideshare.net/martinboliva/reconocimiento-aeronaves>

Dpto.Comunicación. (2015, julio 9). Origen y desarrollo de los drones. Recuperado 10 de octubre de 2019, de Aplicaciones y Operación con Drones-RPAS website: <http://drones.uv.es/origen-y-desarrollo-de-los-drones/>

Drok. (2019). *MPPT Panel Solar driver DC-DC Step-down*. Recuperado de <https://images-na.ssl-images-amazon.com/images/I/D1EYCV8h7zS.pdf>

Dronecode. (2019a, diciembre 4). GPS / Brújula · PX4 v1.9.0 Guía del usuario. Recuperado 3 de enero de 2020, de https://docs.px4.io/v1.9.0/en/gps_compass/

Dronecode. (2019b, diciembre 4). Guía de inicio rápido del cableado de Pixhawk · PX4 v1.9.0 Guía del usuario. Recuperado 4 de enero de 2020, de https://docs.px4.io/v1.9.0/en/assembly/quick_start_pixhawk.html

Dronecode. (s. f.). Sensores de velocidad del aire · PX4 v1.9.0 Guía del usuario. Recuperado 3 de enero de 2020, de <https://docs.px4.io/v1.9.0/en/sensor/airspeed.html>

Ecuatran. (2018, noviembre 16). Energía fotovoltaica en el Ecuador. Recuperado 21 de marzo de 2019, de Ecuatran website: <http://www.ecuatran.com/blog/energia-fotovoltaica-en-el-ecuador/>

- Escamilla, R. (2010). *Diseño, construcción, instrumentación y control de un vehículo aéreo no tripulado (UAV)*. Recuperado de <http://tesis.ipn.mx:8080/xmlui/handle/123456789/9717>
- European Union. (2020). Photovoltaic Geographical Information System (PVGIS)—European Commission. Recuperado 7 de enero de 2020, de https://re.jrc.ec.europa.eu/pvg_tools/en/tools.html#MR
- Eurosystem. (2019, agosto 21). Batería litio 18650 3000mah—Batería litio 18650 3000mah. Recuperado 11 de enero de 2020, de <https://www.eurosystemcantabria.es/tienda/bateria-litio-18650-3000mah/>
- Franchini, S., & López, Ó. (2012). *Introducción a la ingeniería aeroespacial*. Ibergarceta.
- Fuente, E. (2014). *Introducción al análisis de las estructuras aeronáuticas*. (Primera). Madrid: Garceta.
- Fullwat. (2017, diciembre 21). Importancia circuitos de protección en baterías de litio. Recuperado 11 de enero de 2020, de FULLWAT Blog website: <http://blog.fullwat.com/importancia-los-circuitos-proteccion-baterias-litio/>
- FutabaUSA. (s. f.). 18MZ. Recuperado 4 de enero de 2020, de FutabaUSA website: <https://futabausa.com/product/18mz/>
- García-Cuevas González, L. M., Carreres Talens, M., & Tiseira Izaguirre, A. O. (2019, mayo 7). *Arquitectura general de aeronaves*. Recuperado de <https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/105195/Garc%C3%ADa-Cuevas%3BCarreres%3BTiseira%20-%20Arquitectura%20de%20aeronaves.pdf?sequence=1&isAllowed=y>

Graupner. (s. f.). contr. BRUSHLESS CONTROL + T 60 XT-60. Recuperado 2 de enero de 2020, de Graupner website: <https://www.graupner.com/contr.-BRUSHLESS-CONTROL-T-60-XT-60/33760.XT60/>

Gudmundsson, S. (2013). *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. Butterworth-Heinemann.

Gutiérrez, A., & Morales, A. (2009). *Diseño conceptual, aerodinámico y construcción con materiales compuestos de un aeromodelo de carga con bases del concurso SAE AERO DESIGN 2008*. 290.

HEMAV. (2016, abril 7). EL ORIGEN Y LA HISTORIA DE LOS DRONES. Recuperado 10 de octubre de 2019, de Hemav website: <https://hemav.com/el-origen-y-la-historia-de-los-drones/>

HobbyKing. (2019). 4,8 kg Corona DS-843MG Digital High Torque Micro Servo. Recuperado 4 de enero de 2020, de Hobbyking website: https://hobbyking.com/es_es/corona-ds-843mg-digital-high-torque-micro-servo-4-8kg-0-10sec-8-5g.html

Inteligencia DYNAMICS. (2012). Aplicaciones y usos: Inteligencia DYNAMICS. Recuperado 10 de octubre de 2019, de http://www.iuavs.com/pages/aplicaciones_y_usos

Jones, B. (1945). *Aerodinámica para pilotos*. Recuperado de <https://books.google.com.ec/books?id=9qaRAAAAMAAJ&printsec=frontcover&hl=es#v=onepage&q&f=false>

Kumar, A. (2010). *Aircraft Design*. New York: Cambridge University Press.

Kuzmin, D. (2007). *Introduction to Computational Fluid Dynamics*. 25.

Lennon, A. (1996). *Basics of R/C Model Aircraft Design: Practical Techniques for Building Better Models*. Air Age Incorporated.

- Lind, D., Marchal, W., & Wathen, S. (2012). *Estadística aplicada a los negocios y a la economía* (Decimoquinta). México D.F.: McGraw-Hill.
- Macho, J. (2019). El controlador de vuelo FC. Recuperado 2 de enero de 2020, de <https://www.prometec.net/elegir-fc-para-dron/>
- Merlin, P. W. (2012). *Ikhana: Unmanned Aircraft System Western States Fire Missions*. CreateSpace Independent Publishing Platform.
- Mobus. (2016, marzo 31). Motores Brushless, todo lo que necesitas saber. Recuperado 13 de octubre de 2019, de Mobus drones—Formación y desarrollo de drones website: <https://mobus.es/blog/motores-brushless-para-drones-todo-lo-que-necesitas-saber/>
- Moreno, P., Pacheco, G., & García, I. (2017). *Diseño conceptual de aeronaves: Prácticas informáticas*. 66.
- Mott, R. L. (2009). *Resistencia de Materiales* (Quinta). México: Pretince Hall.
- Multimedia. (2016, mayo 2). Ventajas y Desventajas de los Paneles Solares en el Hogar. Recuperado 29 de marzo de 2019, de <https://www.multimedia.com.mx/blog/index.php/186-energia-solar-en-tu-casa-ha-llegado-el-momento>
- Newcome, L. R. (2004). *Unmanned Aviation: A Brief History of Unmanned Aerial Vehicles*. AIAA.
- NOVA. (s. f.). NOVA | Spies That Fly | V-1 (Germany) | PBS. Recuperado 10 de octubre de 2019, de https://www.pbs.org/wgbh/nova/spiesfly/uavs_07.html
- Olalla, S. (2018, febrero 16). Como funcionan los controladores Brushless sin escobillas (ESC) ... Recuperado 2 de enero de 2020, de Fpv Radiocontrol website:

<https://www.fpvradiocontrol.com/como-funcionan-los-controladores-brushless-esc-sin-escobillas/>

Oñate, A. (2019). *Conocimientos del avión*. (Séptima). Madrid: Paraninfo.

OÑATE, A. E. (2016). *Módulo 6. Materiales y Elementales aeronáuticos*. Paraninfo.

Orbegozo, C., & Arivilca, R. (2010). *Energía solar fotovoltaica. Manual técnico para instalaciones domiciliarias*. Lima: Green Energy.

Ordoñez, C. (1979). *Aerodinámica teórica y experimental (I)*. México D.F.: Unión Tipográfica.

PX4. (2019, diciembre 4). SiK Radio User Guide. Recuperado 3 de enero de 2020, de https://docs.px4.io/v1.9.0/en/telemetry/sik_radio.html

Ramos, J. (2015, febrero 25). Clase sobre Aviación. Recuperado 7 de octubre de 2019, de Magic School Bus (UFMWings) website: <https://taller3ufm.wordpress.com/2015/02/25/clase-sobre-aviacion/>

Raúl Baños. (2008). Aviones no Tripulados, beneficios y límites by raul banos—Issuu. Recuperado 1 de abril de 2019, de <https://issuu.com/raulbanos76/docs/iass2008>

Raymer, D. (1992). *Aircraft design: A conceptual approach*. (Segunda). Washington D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

Reche, A. (2009, abril 22). *Estructuras Principales del Avión*.

Rejado, C. C., Hernandez, L. G., Carmona, A. S., Fernandez, A. C., Lopez, J. L. S., & Cervera, P. C. (2016). HISTORICAL EVOLUTION OF THE UNMANNED AERIAL VEHICLES TO THE PRESENT. *DYNA*, 91(3), 282-288.

Romeva, C. R. (2010). *Diseño concurrente*. Barcelona: Univ. Politèc. de Catalunya.

Sadraey, M. H. (2012). *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*. John Wiley & Sons.

Salazar Trujillo, J. E. (2007). *Resistencia de Materiales Basica Para Estudiantes de Ingenieria* (Primera). Colombia: Univ. Nacional de Colombia.

Sam Davis. (2018, julio 24). Prototype Solar-Powered, High-Altitude UAV Undergoing Flight Tests. Recuperado 26 de marzo de 2019, de Power Electronics website: <https://www.powelectronics.com/alternative-energy/prototype-solar-powered-high-altitude-uav-undergoing-flight-tests>

Science Learning Hub. (2011, septiembre 13). Wing aspect ratio. Recuperado 4 de noviembre de 2019, de <https://www.sciencelearn.org.nz/resources/302-wing-aspect-ratio>

Serna Prieto, M. (2016). *Análisis de las aplicaciones y necesidades del uso de los RPAS en las diferentes categorías del patrimonio cultural*. Recuperado de <https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/89170/SERNA%20-%20An%C3%A1lisis%20de%20aplicaciones%20y%20necesidades%20del%20uso%20de%20los%20RPAS%20en%20las%20diferentes%20categor%C3%ADas%20d....pdf?sequence=1>

Serrano, R. (2016). Tipos de tecnología en las celdas fotovoltaicas. Recuperado 5 de enero de 2020, de TRITEC-Intervento website: <https://www.tritec-intervento.cl/productostritec/tipos-de-tecnologia-en-las-celdas-fotovoltaicas/>

S-Fhss, F. (2018). *Applicable systems: Futaba S-FHSS/FHSS-2.4GHz system and TM-FH RF Module. 2.*

SilentFalcon. (2019). Silent Falcon. Recuperado 27 de marzo de 2019, de <http://www.silentfalconuas.com/silent-falcon>

Simons, M. (1995). *Model Aircraft Aerodynamics*. Argus.

Solé, A. C. (2010). *Iniciación a la aeronáutica*. Ediciones Díaz de Santos.

Sole, C. (2010). *Iniciación a la aeronáutica*. Madrid: Díaz de Santos.

Sunbirds. (2019). Solar Powered Fixed Wing Drone. Recuperado 27 de marzo de 2019, de Sunbirds—Fixed Wing Drones for Aerial Mapping, Survey, Precision Agriculture and Surveillance website: <https://sunbirds.aero/sb4-phoenix-long-range>

Torres Agudo, J. J. (2011, abril 26). *Dinámica de Fluidos*. Recuperado de <https://www.ugr.es/~jtorres/t7.pdf>

UIUC. (2019). UIUC Airfoil Coordinates Database. Recuperado 14 de octubre de 2019, de UIUC Applied Aerodynamics Group website: https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html

Weick, F. E., & Jones, R. T. (1937). *Resume and analysis of NACA lateral control research*. Recuperado de <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19930091680>

Werrell, K. P. (1985). *The Evolution of the Cruise Missile*. Air University, Air University Press.

ANEXOS



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

CERTIFICACIÓN

Se certifica que el presente trabajo fue realizado por los señores: **CHANCÚSIG QUINATO, ALEX BLADIMIR** y **TIPÁN GUACHI, DIEGO VINICIO**.

En la ciudad de Latacunga, a los 22 días de mes de enero del 2020.

Aprobado por:

Andrea Coórdova

Ing. Córdova Cruzatty, Andrea Concepción

DIRECTORA DEL PROYECTO



Darío Mendoza Chipantasi
Ing. Darío Mendoza Chipantasi

DIRECTOR DE CARRERA



Rodrigo Vaea Corrales
Dr. Rodrigo Vaea Corrales

SECRETARIO ACADÉMICO