



Universidad Autónoma  
de Madrid

**Biblos-e Archivo**  
Repositorio Institucional UAM

**Repositorio Institucional de la Universidad Autónoma de Madrid**

<https://repositorio.uam.es>

Esta es la **versión de autor** del artículo publicado en:  
This is an **author produced version** of a paper published in:

DYNA Ingenieria e Industria 98 (2023): 560-565

**DOI:** <https://doi.org/10.6036/10813>

**Copyright:** © Dyna

El acceso a la versión del editor puede requerir la suscripción del recurso

Access to the published version may require subscription

# DISEÑO AERODINAMICO DE UN UAV DE LARGO ALCANCE PARA MISIONES ESTRATÉGICAS DE MONITOREO

## AERODYNAMIC DESIGN OF A LONG-RANGE UAV FOR STRATEGIC MONITORING MISSIONS

**ABSTRACT:** *The great development achieved in the aviation industry with the introduction of unmanned aerial vehicles known by their acronym in English as UAVs in recent years, has allowed extending its field of application from the military to the civilian field. The use of UAVs to perform high-risk missions, as well as immediate action, allows the development of research in UAVs. The manufacturing of a UAV for monitoring and video surveillance applications requires an adequate design and modelling of the system. One of the main characteristics for a stable flight of a UAV is its aerodynamic design since this depends on the application for which the UAV is built. This paper presents the aerodynamic design and modelling of the UAV, as well as its trajectory simulation and the construction of a functional UAV for strategic missions. The project was developed within a knowledge exchange agreement between the Ecuadorian Armed Forces (FAE) and the Technical University of Ambato (UTA). The analysis of the different airfoils allowed to determine that the S4083 airfoil, part of the 4-digit NACA airfoil family, is the most suitable for the proposed system, allowing to reach average flight times of 3 hours, with the inclusion of a solar power source incorporated in the UAV wings.*

*Translated with [www.DeepL.com/Translator](http://www.DeepL.com/Translator) (free version)*

**Key Words:** Aerodynamics, Airfoil, UAV, NACA, Carbon fiber, Trainer, Photovoltaic.

**RESUMEN:** El gran desarrollo conseguido en la industria de la aviación con la introducción de vehículos aéreos no tripulados conocidos por sus siglas en inglés como UAV en los últimos años, ha permitido extender su campo de aplicación del ámbito militar al ámbito civil. El hacer uso de los UAV, para realizar misiones de alto riesgo, así como, de acción inmediata, permite el desarrollo de investigación en el área de los UAV's. La fabricación de un UAV para aplicaciones de monitoreo y videovigilancia requiere de un adecuado diseño y modelado del sistema. Una de las principales características para un vuelo estable de un UAV es su diseño aerodinámico, ya que este depende de la aplicación para el cual es construido el UAV. En este artículo se presenta el diseño y modelado aerodinámico del UAV, así como su simulación de trayectorias y la construcción de un UAV funcional, para misión estratégicas. El proyecto se desarrolló dentro de un convenio de intercambio de conocimiento entre las Fuerzas Armadas Ecuatorianas (FAE) y la Universidad Técnica de Ambato (UTA). El análisis de los diferentes perfiles permito determinar que el perfil alar S4083, parte de la familia de 4 dígitos de del perfil alar NACA es el más adecuado para el sistema propuesto, permitiendo alcanzar tempos de vuelo promedios de 3 horas, con la inclusión de una fuente de alimentación solar incorporada en las alas del UAV.

**Palabras Clave:** Aerodinámica, Perfil alar, UAV, NACA, Fibra de carbono, Entrenador, Fotovoltaico.

## 1.INTRODUCCIÓN

El rápido avance de las tecnologías utilizadas en la aviación, y el uso de sistemas de aeronaves no tripuladas, ha experimentado un aumento significativo, tanto en el ámbito civil como militar, debido a las múltiples ventajas que ofrece este tipo de sistemas. El uso de estos aviones aumenta la eficiencia y la seguridad de misiones relativamente complejas, superando los límites asociados con el uso de Aeronaves tripuladas, reduciendo el riesgo de mala manipulación o fatiga física del operador. Los UAV se pueden diseñar y fabricar con diferentes características y capacidades, proporcionando una amplia gama de configuraciones posibles [2]. Las plataformas aéreas se utilizan en muchas aplicaciones, ya que son dispositivos controlados por comandos y permiten obtener información de lugares inaccesibles, además, los sensores permiten recolectar todo tipo de información.

En Ecuador, con el objetivo de terminar con los costos asociados al uso de aeronaves de gran tamaño, y por ende al alto valor por el consumo de combustible, se adquirió dos UAV's, HERON y SEARCHER, a Israel. Estos UAV son operados desde la Base Aérea Naval de Manta, y se utilizan para el control en operaciones antidrogas, control de fronteras y control de la pesca ilegal [22]. Reconociendo la necesidad de combatir la caza furtiva, en las Islas Galapagos, se desarrolló el proyecto "Galápagos UAV", en colaboración con la Universidad San Francisco de Quito y la Universidad Aeronáutica Embry-Riddle [4].

Uno de los primeros acercamientos con la tecnología de UAV's en el Ecuador se realizó mediante el proyecto "Rayo", que tuvo como objetivo el desarrollo de la primera aeronave no tripulada. Es así como el primer vehículo pilotado de forma remota es el "RPV Cotopaxi" realizó sus vuelos de prueba de forma satisfactoria en los años 2000 [22]. Como parte de uno de los tres componentes del Proyecto Detección, Observación, Comunicación y Reconocimiento, de las Fuerzas Aéreas Ecuatoriana, FAE, se propuso el inicio del proyecto UAV en el año 2011, para analizar la viabilidad de modernización de la aeronave "RPV Cotopaxi" y convertirla en un UAV. El Centro de Investigación y Desarrollo de las Fuerza Aéreas Ecuatorianas (CIDFAE), luego de realizar un análisis de la factibilidad de modernización del proyecto "RPV Cotopaxi", empieza el desarrollo del primer UAV denominado Fénix [20]. Posterior al UAV Fénix se desarrollaron varios prototipos UAV-0, UAV-1 Fénix, UAV-2 Gavilán. El CIDFAE, cuenta con varios UAV, de Clase I, según la Organización del Tratado del Atlántico Norte (OTAN), estas aeronaves usan propulsión de motores de combustión. Dentro de la flota de UAV's que dispone en el CIDFAE, se encuentra el DRON MATRICE 100, el cual es la única aeronave de la CLASE I, categoría MINI, que cuenta con un sistema de propulsión impulsados por motores eléctricos la cual es una nave ligera, adecuada para el uso de monitoreo y reconocimiento[20], [22].

El CIDFAE, se ha propuesto el desarrollo de UAV's de largo alcance con uso de sistemas de propulsión eléctrica. A pesar de que el CIDFAE, cuenta con una gran experiencia en el desarrollo de UAV's de propulsión con motores de combustión, existen varios parámetros para tener en cuenta para el desarrollo de UAV's con motores eléctricos. Por lo que, en este estudio, se presenta el procedimiento de diseño aerodinámico, modelado del sistema, simulación y construcción de un UAV táctico para misiones de video vigilancia con un perfil alar S4083 y un sistema de alimentación mediante fuentes renovable como la energía solar. El UAV propuesto corresponde a la categoría MINI basados en propulsión de motores eléctricos y se ha desarrollado en una alianza de intercambio de conocimiento entre la Universidad Técnica de Ambato y el centro de investigación de la FAE. Para la construcción del UAV se evaluaron diferentes dispositivos y materiales en base a los perfiles aerodinámicos existentes, empleando el que presentó mayor resistencia y robustez al momento de maniobrar la aeronave, logrando así tener vuelos estables y confiables. El perfil alar S4083, es el que mejor se adapta al diseño del UAV propuesto permitiendo alcanzar una distancia de 5 km con un porcentaje de señal de recepción de 90%, y mejorando de esta manera la autonomía de vuelo de hasta 3 horas. Las pruebas fueron realizadas en el aeropuerto de Chachoan para analizar el funcionamiento y el comportamiento de la aeronave, Figura 1.



Figura 1 UAV diseñado para misiones estratégicas.

## 2. MATERIALES Y MÉTODOS

### 2.1 VEHICULOS AÉREOS NO TRIPULADOS

Los vehículos aéreos no tripulados (UAV) han sido un tema de investigación muy activo en los últimos años. Se definen como aeronaves autónomas, lo que significa que pueden volar sin piloto humano a bordo. Se pueden controlar de forma remota o volar de forma independiente utilizando planes de vuelo preprogramados mediante el uso de sistemas de control complejos. El alcance de los UAV, están directamente relacionado con la capacidad de los componentes para responder a eventos inesperados o aleatorios durante vuelos [15].

Los primeros desarrollos en esta área estaban destinados a fines militares, con el fin de evitar poner en peligro la vida de los pilotos y aumentar la autonomía de este tipo de aviones [22]. También ha sido de uso civil, por lo que goza de un crecimiento y popularidad, siempre en función de la diversificación y uso que se ven obligados a proporcionar. Algunas de las aplicaciones para las que se puede usar este tipo de plataforma incluyen: aplicaciones de vigilancia aérea, búsqueda y rescate, inspección agrícola e industrial, imágenes de aviación general, mapeo y modelado de formas en 3D [22]. Los diferentes diseños de UAV usados en los últimos años se presentan en la figura 2 [7].

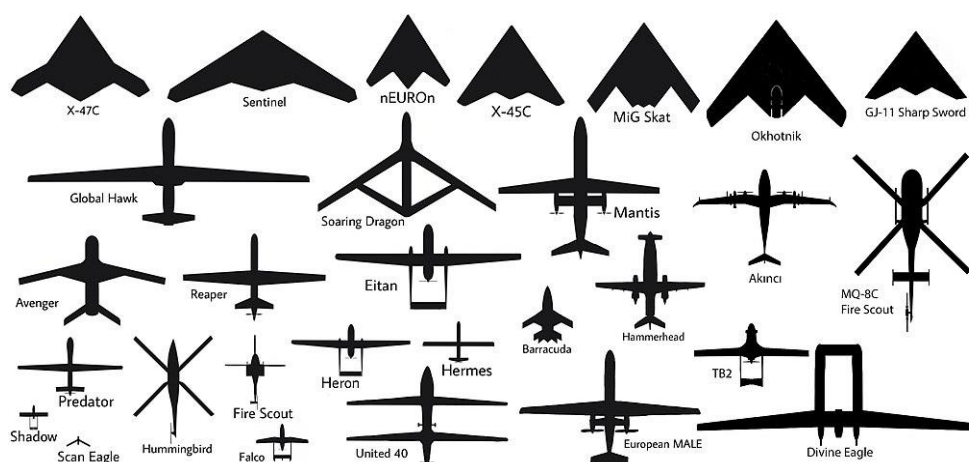


Figura 2 Estilos de UAV no tripulados diseñados en los últimos años

La aerodinámica destaca como un sistema mecánico que analiza la interacción entre un cuerpo y un elemento rígido en su movimiento. Su propósito es evaluar las fuerzas, los momentos y la transferencia de calor causados por el movimiento relativo alrededor de los objetos y determinar las características del flujo a través de los canales del impulsor [18]. Por lo que el diseño de un perfil aerodinámico adecuado es de suma importancia en el desempeño de la máquina. Basado en esta premisa, en los siguientes párrafos se presenta el estudio y diseño del perfil aerodinámico de un UAV para su aplicación en vuelos de monitoreo del CIDFAE.

### 2.2 PERFIL AERODINAMICO

Existe una gran variedad de configuraciones de UAV's, y sus perfiles varían de forma individual o total de acuerdo con sus características de aplicación. Los cálculos del perfil de la aeronave se realizan en condiciones de vuelo estables, buscando así la estabilidad entre las condiciones de diseño realizadas [21].

En la tabla I, se presentan los diferentes perfiles aerodinámicos alares que se ha puesto a discusión en los últimos años. Cada uno de los perfiles estudiados presentan ciertas características que los hace ideales para el diseño de diferentes UAV's [14].

Tipo de Perfil	Característica	Gráfico
Perfil Planoconvexo	Superficie inferior recta y la superficie superior curva	




Perfil Cóncavo- Conexo	Intradós curvado hacia dentro	
Perfil Biconvexo Simétrico	Curvas del intradós y extradós iguales	
Perfil Supercrítico	Intradós curvado hacia dentro más estrecho	

Tabla I: Identificación de las tipologías

## 2.2 PERFIL ALAR NACA

La característica fundamental para el desempeño aerodinámico de un UAV es su perfil alar, debido a que el mismo, tiene una gran influencia sobre su comportamiento [1], [19]. La principal característica del desempeño de un ala es el generar sustentación en el interior de una corriente incidente para mantener el control de la aeronave y su operación de una forma aerodinámicamente eficiente [17]. El perfil alar y su nomenclatura NACA que bien de (NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS), define el concepto geométrico de un perfil alar en base a pruebas realizadas dentro de túneles de viento que han permitido definir su comportamiento [17], [19]. En la figura 3, se presenta una clasificación de las familias de perfil alar NACA.

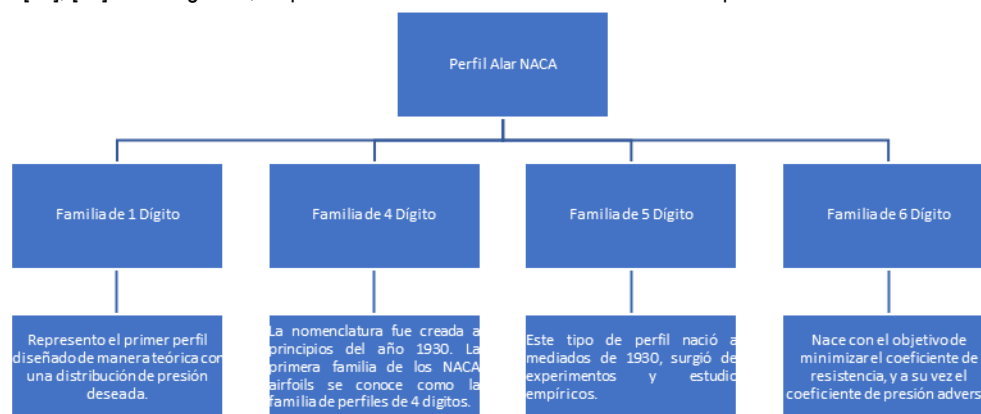


Figura 3 Perfil alar NACA

Una vez analizado los diversos tipos de perfil alar, así como los tipos de alas que se han usado en el diseño de UAV's en los últimos años, y en base a la nomenclatura NACA, se plantea el diseño y construcción de un UAV robusto para el desarrollo de misiones estratégicas en el centro de investigación de la FAE.

## 3. DISEÑO Y DIMENSIONADO DEL UAV

Un UAV, requiere disponer de un sistema de control y monitoreo que le permitan cumplir con un vuelo adecuado para lo que se debe tener en cuenta parámetros como:

- El sistema de control y navegación permite la comunicación del UAV con una estación terrestre con la finalidad de controlar los motores para un vuelo adecuado [25].
- El sistema de orientación permite que la aeronave se desplace por el aire en base al movimiento de los alerones que se encuentran ubicados en la cola de la aeronave [23].

Los principales componentes de una aeronave se presentan en la tabla II.

Componentes	Descripción
Ala	Proporciona estabilidad en las condiciones de vuelo
Fuselaje	Aloja el sistema de control electrónico y proporciona estabilidad longitudinal
Cola	Proporciona estabilidad lateral y control direccional y longitudinal

Motor	Proporciona el control del rendimiento y arranque del motor
Tren de Aterrizaje	Proporciona las condiciones para el despegue y aterrizaje de la aeronave

Tabla II Componentes básicos del UAV

### 3.1 SELECCION DEL PERFIL ALAR DEL UAV

Los perfiles aerodinámicos registrados por el comité NACA tienen como objetivo validar el diseño aerodinámico de la nave y su misión en general. Cada uno de los perfiles alares de la familia NACA de 4 dígitos presenta características particulares para la construcción de las aeronaves, la estabilidad aerodinámica y la resistencia. La familia NACA de 4 dígitos presenta mejores condiciones operativas, que la hace ideal para la construcción de UAV's de largo alcance, sobre las demás familias de perfiles NACA [5], [12]. Para analizar el comportamiento del perfil aerodinámico se realizó una simulación mediante el software Virtual Wind Tunnel. La simulación permite evaluar los coeficientes de presión que se presenta en el perfil aerodinámico de la familia NACA de 4 dígitos, así como, la incidencia de la inclinación del diedro con un ángulo de  $3^\circ$ , figura 4.

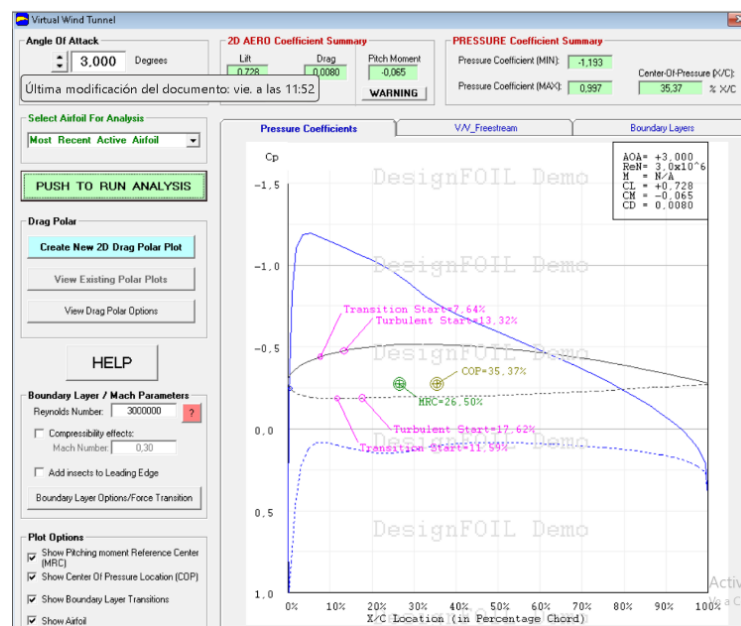


Figura 4 Análisis del perfil alar NACA de 4 dígitos.

Los coeficientes de sustentación y la resistencia aerodinámica son datos de suma importancia para conocer las medidas exactas para el diseño del UAV [4], [6], [16]. El adecuado dimensionado de las aeronaves se traduce en un ahorro de tiempo y recursos económicos al evitar daños en las pruebas de vuelo de los UAV's. En la tabla III, se presenta un análisis de los diversos perfiles alares usados en la construcción de UAV's para realizar misiones estratégicas [18].

Tipo de Perfil	Ventajas	Desventajas	Aplicaciones
Perfil DAE-51	Mayor velocidad Maniobras rápidas Mayor robustez Gran resistencia contra impactos	Mas pesados	Aviones de combate
Perfil N-60	Mayor velocidad	Estructura no robusta Maniobra lenta	Aviones Jets
Perfil Selingç	Aeronaves pequeñas	Menos Robusto	Planeadores

	Bajos números de Reynolds	Menor blindaje	
--	---------------------------	----------------	--

Tabla III Características principales de los tipos de perfil Aerodinámico

Los valores presentados por el perfil Seling de la familia NACA de 4 dígitos, se ajustan a las condiciones de una aeronave para el monitoreo y video vigilancia propuesto. La selección del perfil se encuentra sustentada por el análisis bibliográfico referentes a los vehículos aéreos, agrupados en "UIUC Applied Aerodynamics Group", que detallan información sobre los perfiles aerodinámicos de los diferentes modelos [24][8].

El análisis de las curvas polares y el coeficiente aerodinámico de los diferentes UAV's permite realizar la selección del perfil. En base a las necesidades del proyecto se ha seleccionado un modelo de ala tipo planeador por su mayor tiempo de vuelo y sus ventajas con las corrientes de aire. Este modelo requiere de un bajo número de Réynold, mismo que indica la categoría de vuelo de la aeronave ya que relaciona las fuerzas inerciales y viscosas, permitiendo la predicción del patrón de flujo de aire. El determinar de forma precisa cuando el flujo de aire pasa de ser laminar a tubular es una de las principales condiciones para tener en cuenta en el diseño de UAV's. Para determinar el perfil adecuado se evaluó los coeficientes principales para un ángulo de ataque de cero grados. La evaluación de los coeficientes de sustentación (CL), coeficiente de arrastre (CD) y coeficiente de momento (CM) del perfil aerodinámico Seling S4083, presentan un rendimiento adecuado para el uso en diferentes escenarios. La sustentación al estar en movimiento por el aire en una dirección por largos periodos de tiempo es la ideal para el uso en aplicaciones de monitoreo y videovigilancia. Este perfil permite disponer de una superficie alar extensa y dispone de un número bajo de Reynolds con un espesor máximo de 8% a 22.5% de cuerda y un camber máximo de 3.4% a 35.5% de cuerda [3]. En base al comportamiento aerodinámico de cada uno del perfil alar Seling, se ha realizado la selección del perfil alar del modelo S4083, para la construcción del ala del UAV, debido a que este se adapta de forma adecuada a los fines investigativos.

### 3.2 SELECCIÓN DEL FUSELAJE DEL UAV.

Dentro del diseño y fabricación de los UAV de gran alcance se presenta una gran cantidad de fuselajes, los mismo se encuentran resumidos en la tabla IV [3], [9].

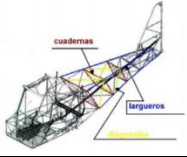
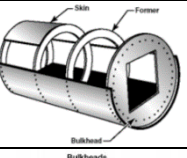
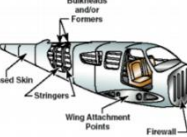
Tipo	Características	Grafico
Reticular	Cargas soportadas por las cuerdas, largueros y diagonales formando una estructura tubular	
Monocasco	Soporta mayor carga gracias a su revestimiento grueso por su material de construcción	
Semimonocasco	Soporta más carga que el monocasco, puede tener mayores cuerdas y largueros que refuerzan la piel del fuselaje	

Tabla IV Tipos de fuselajes usados en la construcción de UAV.

En base al análisis de los diferentes modelos y por el tamaño de los componentes de control que se ubicarán dentro del fuselaje se ha seleccionado el modelo semimonocasco.

### 3.3 SELECCIÓN DE LA COLA DEL UAV.

La estabilización posterior de la aeronave es una de las principales características para dotar al UAV de movilidad. La selección adecuada del tipo de cola es un detalle crucial para control y el vuelo del UAV. En la tabla V, se presenta las características más relevantes de los diferentes tipos de cola usados en la construcción de UAV [13].

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






Forma					
Ligereza	4	3	5	2	1
Resistencia al avance	4	3	5	2	1
Facilidad de manufactura	4	3	5	3	3
Resistencia estructural	4	4	4	3	3
Facilidad de rotación	3	3	5	2	1
TOTAL	19	16	24	12	9

Tabla V. Tipos de colas de un UAV.

En la tabla 7, se presenta un análisis multicriterial de suma ponderada simple (SAW) de las características más relevantes de la cola usada en los UAV, en base a la experiencia adquirida por el CIDFAE en el desarrollo de varios UAV's [11]. En la cual se puede observar el tipo T, presenta una mejor valoración. El estabilizador denominado como tipo T invertido, permite tener un menor peso y de menor fuerza de arrastre, por lo que este estabilizador es el más adecuado para el diseño de la investigación.

### 3.4 DIMENSIONAMIENTO DEL ALA

Los valores de envergadura y la cuerda media son datos esenciales para el cálculo de la superficie, lo que permite el dimensionado del ala [6].

Superficie alar

La superficie alar se puede calcular a partir de la ecuación 1, que representa la cara alar.

$$CA = \frac{WT}{S} \quad (1)$$

Despejando la superficie se obtiene la ecuación 2.

$$S = \frac{WT}{CA} \quad (2)$$

La carga alar se puede obtener mediante la ecuación 3.

$$CA = C * \sqrt{S} \quad (3)$$

Remplazando la ecuación 3 en la ecuación 2, se obtiene la ecuación 4.

$$S = \sqrt[3]{\left(\frac{WT}{C}\right)^2} \quad (4)$$

El coeficiente de la carga alar depende del tipo de avión que se diseña para su construcción, los coeficientes de carga se presentan en la tabla VI [6], [8].

C	Modelo de Avión
2-3	Velero Térmico
4-5	Moto planeador
6-8	Entrenador
9-12	Acrobático
13-15	Carreras

Tabla VI Coeficientes de carga en base al modelo del UAV.

El UAV diseñado presenta una aplicación de tipo entrenador siendo base para las creaciones de investigaciones futuras del CIDFAE. El peso del vehículo aéreo no tripulado va a depender de todos los componentes que van a integrar el UAV. La suma total del peso de la cabina (Wcabina), el peso del ala (Wala), peso de la cola (Wcola), peso del motor (Wmotor), el peso de la batería (Wbatería) y a la carga útil (Wcarga útil), referente a los demás componentes como las celdas fotovoltaicas y el sistema de carga, no considerados en los anteriores puntos, entregan un peso total aproximado, del UAV, punto de partida para su dimensionado[22]. El peso total de la aeronave se calcula mediante la ecuación 5.

206

207  $WT = W_{cabina} + W_{ala} + W_{cola} + W_{motor} + W_{bateria} + W_{carga\ uti}$  (5)

208  $WT = 262g + 1972g + 316g + 240g + 602g + 1184g$

209  $WT = 4576g$

210 Aplicando el coeficiente de 6, que corresponde a un avión de entrenamiento en la ecuación 4 se obtiene.

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

212  $S = 83.4750\ dm^2$

213  $S = 8347.50\ cm^2$

214 Una vez determinada la superficie del ala, se procede a calcular la envergadura del avión que está dada por la distancia máxima del

215 ala, medida de punta a punta de ala, sin importar la forma, ecuación 5.

216  $AR = \frac{b^2}{S}$  (5)

217 Donde:

218 AR = relación de aspecto.

219 b = envergadura del avión.

220 S= superficie del ala

221

222 Despejando la envergadura del UAV se obtiene la ecuación 6.

223  $b = \sqrt{S * AR}$  (6)

224

225 Para obtener un aspecto alargado del UAV se ha optado por una relación de aspecto de 14. Con lo que se obtiene:

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

227  $b = 341.86\ cm$

228  $b = 342\ cm$

229 Para el cálculo del valor de la cuerda media se hace uso de la ecuación 7:

230  $c = \frac{S}{b}$  (7)

231 Donde:

232 C= cuerda media

233 S= superficie del ala

234 b = envergadura del avión.

235 Remplazando los valores en la ecuación 7, se obtiene:

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

237  $c = 24.41\ cm$

238  $c = 244\ mm$

239

240 **Cálculo de la Cuerda punta**

241 Para tener una superficie de sustentación estable se tomó el valor de la conicidad que es 0,7 para el cálculo de la cuerda punta, la

242 misma que se calcula mediante la ecuación 8:

243  $\lambda = \frac{C_t}{C_r}$  (8)

244 Con los que obtiene:

245  $C_t = \lambda * C_r$

246  $C_t = 0.7 * 244\ mm$

247  $C_t = 170.8\ mm$

### Determinación del Diedro del UAV

El diedro de un UAV es el ángulo de inclinación en las extremidades del ala con relación a la parte central. La principal función del diedro es tener mayor estabilidad durante el vuelo al momento de que las corrientes de viento choquen con el UAV para evitar el cambio de posición de la aeronave [16], [23]. Su configuración va comprendida entre los ángulos de 2 a 5 grados clasificados de la siguiente manera:

Para ala alta se utiliza un ángulo de 2 grados.

Para ala media se utiliza un ángulo de 3 grados.

Para ala baja se utiliza un ángulo de 4 a 5 grados.

Para este proyecto se implementó un diedro 2 grados, considerado en un ala alta, con la finalidad de disponer de una mayor superficie para la incorporación de celdas solares que permitan entregar energía al sistema de alimentación.

## 3.5 DIMENSIONAMIENTO DEL FUSELAJE

La longitud de fuselaje se calcula a través de la longitud de la cuerda media y se lo multiplica por 4 veces la cuerda media de ala, ecuación 9.

$$L_f = 4 * C \quad (9)$$

Donde:

$L_f$  = longitud fuselaje.

C = valor de cuerda media.

El valor de la cuerda tiene un valor de 244 por lo que aplicando la ecuación (9) se obtiene

$$L_f = 4 * 244$$

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

### Altura del fuselaje

La altura del fuselaje se ha dimensionado tomando en cuenta las medidas de los componentes electrónicos y la distancia del soporte del motor y el tamaño del tubo de unión de la cola, dando como resultado una altura total de 8cm.

### Ancho del fuselaje

Al igual que la altura el ancho del fuselaje dependerá de los componentes, por lo que se ha considerado un ancho de 7cm.

El modelo de fuselaje seleccionado para el UAV es el modelo subsónico con góndola de gran capacidad, en base a las medidas de los componentes internos, presentados en la tabla VII.

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

Tala VII Características mecánicas de los elementos de comunicación

## 3.6 DIMENSIONAMIENTO DE LA COLA

Para el dimensionado del perfil de la cola el estabilizador horizontal, debe tomarse en cuenta dos criterios que permiten el diseño adecuado del UAV: la simetría del perfil y el coeficiente de arrastre [14], [23]. Debido a que las alas del UAV se basaron en modelo tipo planeador, el coeficiente del volumen es de  $V_H$  es de 0.6 [10].

Para calcular la longitud optima entre el fuselaje y la cola del aeroplano, se usa la ecuación 10.

$$l_{opt} = K_c \sqrt{\frac{4 * C * S * V_H}{\pi * D_f}} \quad (10)$$

Donde:

$K_c$  = Factor de corrección.

C= cuerda (mm).

S= Superficie alar.

$V_H$ = Coeficiente de volumen para estabilizador horizontal.

$D_f$ = Diámetro máximo del fuselaje.

Remplazando los valores calculados en la ecuación 10 se obtiene:

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

$$l_{opt} = 1.55m$$

El factor de corrección  $K_c$ , puede variar de 1 a 4, para el caso de UAV propuesto, se ha optado por usar un coeficiente de 1, con forma cónica [28]. El modelo del UAV propuesto posee una geometría tipo Tadpole Shape, por lo que el factor de corrección es 1 dando como resultado un diámetro máximo del acople de la cola al fuselaje de 3.5 cm.

#### **Superficie de la cola horizontal**

La superficie horizontal de la cola se calcula en base a la ecuación 10, misma que describe el coeficiente de volumen para el estabilizador horizontal [23].

$$V_H = \frac{l}{c} * \frac{S_H}{S} (10)$$

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

Despejando se obtiene la ecuación 11.

$$S_H = \frac{V_H * c * S}{l} (11)$$

Al reemplazar  $S_H$  los valores obtenidos en la ecuación 11 se tiene:

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

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

#### **Superficie del estabilizador vertical**

De acuerdo selección del tipo de cola, el volumen para el estabilizador vertical será 0.03 [23].

$$S_v = \frac{V_v * b * S}{l_v} (10)$$

Donde

$S_v$ = Superficie del estabilizador vertical ( $mm^2$ ).

b = Envergadura del ala (mm).

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

Dando como resultado un valor de

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

#### **Relación de aspecto para el estabilizador vertical**

Está definida como una relación entra envergadura del estabilizador y la cuerda, se puede calcular mediante la siguiente ecuación (11).

$$AR_v = \frac{b_v}{c_v} (11)$$

Un valor adecuado de  $AR_v$  está comprendido entre 1 y 2 por lo que para este análisis el valor utilizado será de 1.5 [30].

### Parámetros necesarios para el estabilizador Vertical

El valor de la envergadura vertical  $B_v$  se calcula con la ecuación (12):

$$b_v = \sqrt{AR_v * S_v} (12)$$

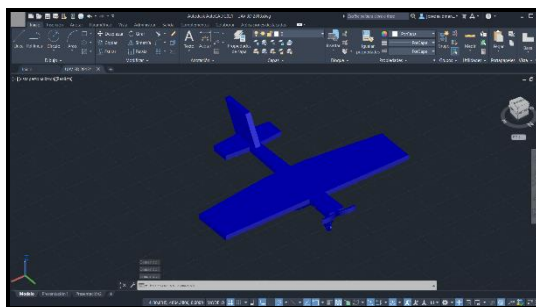
$$b_v = \sqrt{1,5 * 5205 \text{ mm}^2}$$

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

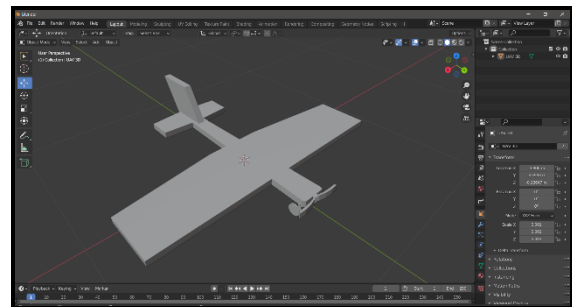
$$b_v = 88 \text{ mm}$$

## 3.7 RENDERIZACIÓN DEL PROTOTIPO EN TRES DIMENSIONES

Una vez realizado el cálculo de los parámetros del ala según el perfil arlar perfil Seling S4083, y tomando en cuenta el diseño del fuselaje y la cola. Se procede a realizar el diseño en 3D del UAV, mediante el software AutoCAD, Figura 5.a. El diseño 3D se exporta en formato STL para su renderización en el software Blender, mismo que permite su importación al software MatLab, Figura 5.b



a) Modelo del prototipo en AutoCAD.



b) Modelo del prototipo en blender

Figura 5. Construcción de los Modelos.

El software Matlab, que permitan validar la robustez del diseño aerodinámico UAV propuesto mediante la simulación de múltiples trayectorias. Mediante la función denominada uavRobt, se importa el archivo STL, y el mismo se guarda en una variable global denominada UAV. Importado el modelo del UAV diseñado, se procede a realizar las funciones tanto para el movimiento de rotación y traslación de la aeronave en el eje x,y,z, en el entorno de MatLab, figura 6.

```
function uavGraph = uavPlot(x1,y1,z1,phi,theta,psi,scale)|
global uav
% Matrices de rotacion
Rz=[cos(psi), -sin(psi) 0; sin(psi) cos(psi) 0; 0 0 1]; %Matrix Rotation z axis
Ry=[cos(theta), 0, sin(theta); 0, 1, 0; -sin(theta), 0, cos(theta)]; %Matrix Rotation y axis
Rx=[1, 0, 0; 0, cos(phi), -sin(phi); 0, sin(phi), cos(phi)]; %Matrix Rotation x axis

robotPatch = Rz*Ry*Rx*uav.partelVertices;

robotPatch(1,:) = robotPatch(1,:)*scale+x1;
robotPatch(2,:) = robotPatch(2,:)*scale+y1;
robotPatch(3,:) = robotPatch(3,:)*scale+z1;

uavGraph(1) = patch('Faces',uav.partelFaces,'Vertices',robotPatch,'FaceColor','b','EdgeColor','none');

end
```

Figura 6 Función para comprobación de movimiento rotacional y traslacional.

En base a un modelo cinemático diferencial en el centro de la masa programado se valida la aerodinámica del sistema propuesto, figura 7.

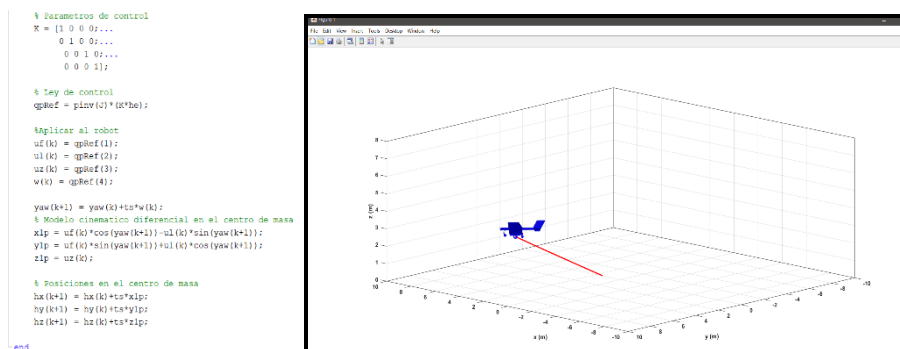


Figura 7 Simulación de estabilidad aerodinámica del UAV diseñado en el entorno de Matlab.

Por último, comprobada la estabilidad aerodinámica se procede a renderizar cada uno de los elementos que constituyen el UAV. En la figura 8, se presenta los componentes del UAV, renderizado sen FUSIOIN 360.

Componentes Generales del UAV				
Alas	Fuselaje	Punta de UAV	Hélice de la cola	Tubo de conexión
Componentes Internos del UAV				
GPS	Piloto automático	Sensor de Velocidad	Cámara	Sistema de Comunicación
DISEÑO DESCOMPUESTO		PROTOTIPO RENDERIZADO		

Figura 8 Componentes generales e internos del UAV, renderizado.

## 4. CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO

### 4.1 CONSTRUCCIÓN DEL ALA

Realizado el diseño y la simulación del UAV propuesto, se procede a la construcción del prototipo. En la figura 9, se presenta la construcción del ala del UAV, misma que se encuentra reforzado por una lámina delgada de carbono en la mitad aportando mayor rigidez y menor peso. Realizada la construcción del ala se procede al recubrimiento del perfil alar con vinil adhesivo para su posterior unión con el fuselaje.



Figura 9 Construcción del ala del UAV propuesto.

## 4.2 CONSTRUCCIÓN FUSELAJE O CABINA Y COLA

El molde de la cabina se fabrica con una máquina CNC y fue construida en dos partes, para evitar las imperfecciones en la construcción del fuselaje. El laminado para cada parte de la cabina, así como la para la cola del UAV es de fibras de carbono. Obtenida las dos partes de la cabina se procede a la unión del cuerpo con pegamento de cianocrilato reforzada por una capa extra de fibra de carbono, figura 10.

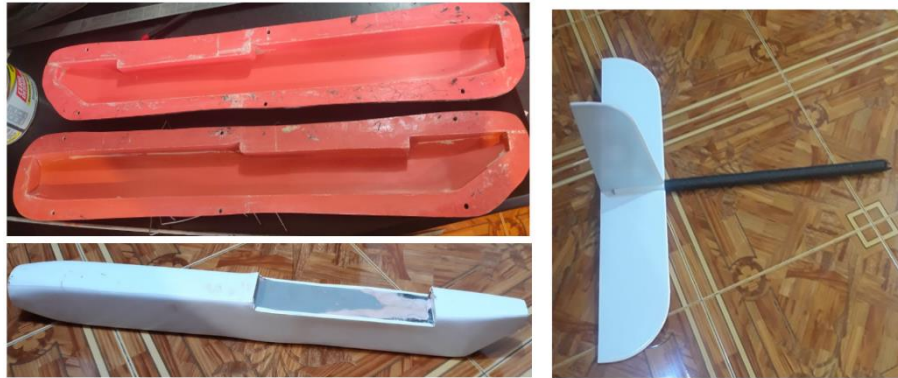


Figura 10 Construcción del Fuselaje y cola.

Por último, se realiza el ensamblaje de UAV, con todo los componentes externos e internos correspondientes al sistema de control y monitoreo de la UAV, figura 11.



Figura 11 Ensamblaje real del prototipo del UAV

## 4.3 CONFIGURACIÓN DEL SISTEMA DE CONTROL

Las ganancias del controlador PID  $k_p$ ,  $k_i$  y  $k_d$  se sintonizaron mediante el modo AUTOTUNE que dispone el software planeer donde se obtuvieron los resultados que se detallan en la tabla VIII.

Ganancia	Eje	Valor predeterminado	Valor sintonizado
$RLL2SRV_p$	Roll	1.0	2.08496
$RLL2SRV_i$	Roll	0.30	0.15759
$RLL2SRV_d$	Roll	0.080	0.15637
$PTCH2SRV_p$	Pitch	1.0	1.07751
$PTCH2SRV_i$	Pitch	0.30	0.08979
$PTCH2SRV_d$	Pitch	0.040	0.08081

Tabla VIII Ganancias del control PID para Roll y Pitch del prototipo.

### Pruebas de funcionamiento

Las pruebas para determinar el correcto funcionamiento del UAV, implementado, se realizaron en la autopista de aterrizaje del aeropuerto de Chachoan, ya que el mismo brinda las condiciones adecuadas para realizar las pruebas de rigor del UAV, figura 12.



Figura 12 Cuerpo completo del prototipo del UAV

El diseño aerodinámico del UAV, con una fuente a alimentación solar permitió alcanzar una autonomía de vuelo de 3 horas en promedio con un pilotaje desde la estación terrestre, tabla IX.

Fecha	Tiempo de vuelo	Temperatura ambiente
13/11/2021	02:45:15	15
20/11/2021	03:20:32	14
21/11/2021	02:39:56	16
27/11/2021	03:30:43	17
28/11/2021	01:55:22	12

Tabla IX Tiempos de vuelo de las pruebas realizadas

El prototipo diseñado con el perfil alar Seling S4083 permitió realizar un vuelo de largo alcance haciéndolo apto para la aplicación de misiones estratégicas para monitoreo y videovigilancia. En la tabla X se puede visualizar los niveles de señal para diferentes distancias en forma de porcentaje, dando comienzo en una distancia de 100 metros donde la señal de recepción tiene un porcentaje de 99%, la misma que se mantiene sobre el 90% hasta una distancia de 5000 metros.

Distancia	Porcentaje de Señal
100 metros	99%
500 metros	99%
1200 metros	97%
2500 metros	96%
3500 metros	94%
4300 metros	93%
4700 metros	92%
5000 metros	90%

Tabla X Porcentaje de señal de recepción a diferentes distancias.

La plataforma UAV, diseñada es monitoreada mediante la estación terrestre que consta con la herramienta Mission Planner de acceso libre a todas las funcionalidades par el monitoreo de UAV, compatibles con los equipos de control y monitoreo integradas en el prototipo diseñado. En la figura 19, se presenta en monitoreo de la trayectoria desde la estación base.



Figura 13 Monitoreo en tierra con la herramienta Mission Planner

## 7. CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

Realizar un adecuado diseño y construcción de un UAV, se transforma en una reducción de costos en la implementación de los sistemas, así como la optimización de tiempo en el rediseño del UAV mediante el método de prueba y error.

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

El peso total del UAV es el punto de partida para el diseño de este, sin embargo, determinar los valores de los componentes que constituyen el mismo que a diferencia de los componentes internos representan aproximadamente el

La utilización de materiales conocidos dentro de la aeronáutica, permitieron tener excelentes propiedades mecánicas, que proporcionaron la resistencia necesaria para que el UAV no tienda a romperse, la utilización de los mismos facilitaron que el peso del UAV sea el menor posible reduciendo con esto el consumo energético, la clasificación de los mismos posibilitan el trabajo combinado haciendo que los materiales no se empleen de forma individual sino que estos al fusionarse con otros hacen que sus características de resistencia y corrosión sean mejores.

## REFERENCIAS

- [1] ABDULLAH, Q.A. Classification of the unmanned aerial systems. In *Pennsylvania State*, [Online]. Available: <https://www.e-education.psu.edu/geog892/node/5>. [Accessed 21 April 2021]. 2014. .
- [2] ADDATI, G.A. ; PÉREZ LANCE, G. [s.l.]: Serie Documentos de Trabajo, 2014. .
- [3] ALAM, G.J. et al. Investigation of the aerodynamic characteristics of an aerofoil shaped fuselage UAV model. In *Procedia Engineering*. 2014. Vol. 90, s. 225–231. .
- [4] ALVAREZ VINUEZA, A.D. ; OTHERS *Análisis computacional aerodinámico de Ala del Galápagos UAV*. [s.l.]: Quito: USFQ, 2014, 2014. .
- [5] BRAMANTYA, M.A. ; GINTING, R.R.R. Study of the effect of 4-digit NACA variation on airfoil performance using computation fluid dynamics. In *AIP Conference Proceedings*. [s.l.]: AIP Publishing LLC, 2020. s. 020002. .
- [6] CETINSOY, E. et al. Aerodynamic design and characterization of a quad tilt-wing UAV via wind tunnel tests. In *Journal of Aerospace Engineering*. 2012. Vol. 25, no. 4, s. 574–587. .
- [7] CLAVIJO MORENO, J.A. ; MENESES GUASTAR, J.E. Registrador de vuelo para un UAV de bajo costo. In. 2019. .
- [8] DANTSKER, O.D. et al. Development and Initial Testing of the Aero Testbed: A Large-Scale Unmanned Electric Aerobatic Aircraft for Aerodynamics Research. In *31st AIAA Applied Aerodynamics Conference*. 2013. s. 2807. .

- 450 [9] GAYNUTDINOV, R. ; CHERMOSHENTSEV, S. Study of impact lightning at of electromagnetic and thermal stability of fuselage  
451 of unmanned aerial vehicle. In *2016 International Conference on Actual Problems of Electron Devices Engineering (APEDE)*. [s.l.]:  
452 IEEE, 2016. s. 1–6. .
- 453 [10] HUACAL ALAMA, M.N. Método de cálculo aerodinámico para aeronaves no tripuladas de ala fija y corte alcance. In. 2018. .
- 454 [11] HUMANN, J. ; OTHERS Multi-Agent Simulation and Analysis of Surveillance Systems. In *1st conference GAMA Days 2021*.  
455 2021. .
- 456 [12] JUNK, S. et al. Design of additively manufactured wind tunnel models for use with UAVs. In *Procedia CIRP*. 2017. Vol. 60,  
457 s. 241–246. .
- 458 [13] KONTOGIANNIS, S.G. ; EKATERINARIS, J.A. Design, performance evaluation and optimization of a UAV. In *Aerospace*  
459 *science and technology*. 2013. Vol. 29, no. 1, s. 339–350. .
- 460 [14] MEJÍA MIRANDA, M.A. Aeronave solar no tripulada de larga autonomía para retransmitir internet en el caserío de Sapchá,  
461 Asunción, Áncash. In . .
- 462 [15] MOSCOSO, M.E. et al. Diseño Estructural de un Sistema de Telemetría y Videovigilancia Implementado en un UAV. In  
463 *Revista Ibérica de Sistemas e Tecnologías de Informação*. 2020. no. E29, s. 451–464. .
- 464 [16] PANAGIOTOU, P. et al. Aerodynamic design of a MALE UAV. In *Aerospace Science and Technology*. 2016. Vol. 50, s. 127–  
465 138. .
- 466 [17] PAZ, S.P. El perfil alar y su nomenclatura NACA. In *Ciencia y poder aéreo*. 2013. Vol. 8, no. 1, s. 26–32. .
- 467 [18] PÉREZ GONZÁLEZ, C. Detección y seguimiento de objetos por colores en una plataforma Raspberry Pi. In. 2016. .
- 468 [19] PUERTO, D.A. ; LÓPEZ, O.D. Simulación del Flujo Alrededor de un Perfil ALAR NACA 4415 con un Flap Tipo Gurney. In  
469 *Mecánica Computacional*. 2010. Vol. 29, no. 50, s. 5021–5042. .
- 470 [20] RAMIRES, P.A. Modernización de la Aeronave RPC Cotopaxi del Proyecto “RAYO” en el proyecto UAV FAE. In *1er Seminario*  
471 *Nacional de Sistemas Aeroespaciales No Tripulados* [online]. 2021. Vol. Ediciones 3, s. 15–19. Habilitado en:  
472 <[https://issuu.com/cidfae/docs/revista\\_aeroespacial\\_no.3](https://issuu.com/cidfae/docs/revista_aeroespacial_no.3)>.
- 473 [21] RODRÍGUEZ, M.U. et al. UAVs para Aplicaciones Civiles. In . .
- 474 [22] RUIZ, A.Z. ; FERREIRA, M. del C.P. 13. Drones: tecnología a disposición de la Seguridad y Salud. In *www. congreso.*  
475 *prevencionar. com* . .
- 476 [23] SADRAEY, M.H. *Design of Unmanned Aerial Systems*. [s.l.]: John Wiley & Sons, 2020. .
- 477 [24] SELIG, M. [s.l.]: retrieved, 2021. .
- 478 [25] ZOLICH, A. et al. Unmanned aerial system architecture for maritime missions. design & hardware description. In *2015*  
479 *Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems (RED-UAS)*. [s.l.]: IEEE, 2015. s. 342–350. .
- 480