Trabajo Fin de Máster Máster en Ingeniería Aeronáutica

Diseño de un dron para la detección de grietas en el fuselaje de aeronaves

Autor: Fernando Ramón Cid Vázquez Tutores: Cristina Torrecillas Lozano Antonio Miguel Pérez Romero

> Dpto. Ingeniería Gráfica Escuela Técnica Superior de Ingeniería Universidad de Sevilla

> > Sevilla, 2023





Trabajo Fin de Máster Máster en Ingeniería Aeronáutica

Diseño de un dron para la detección de grietas en el fuselaje de aeronaves

Autor: Fernando Ramón Cid Vázquez

Tutores: Cristina Torrecillas Lozano Antonio Miguel Pérez Romero Profesores titulares

Dpto. Ingeniería Gráfica Escuela Técnica Superior de Ingeniería Universidad de Sevilla Sevilla, 2023

Proyecto Fin de Máster: Diseño de un dron para la detección de grietas en el fuselaje de aeronaves

Autor: Fernando Ramón Cid Vázquez

Tutores: Cristina Torrecillas Lozano Antonio Miguel Pérez Romero

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2023

El Secretario del Tribunal

"Salí, buscando un horizonte nuevo, con el claro y amplio anhelo, de vivir. Quería conocer eso que llaman: mundo, gloria, honor y fama, y en un tren lleno de sueños, me subí."

A veces, cuando tienes mucho que decir, dicen que es mejor no decir nada...

Sin embargo, tú, mamá, eres mi confidente y lo sabes todo de mí, casi siempre no tengo que decirte nada, porque sólo con mirarme, sabes leer mis ojos. Por eso te quiero dedicar principalmente a ti este Trabajo Fin de Máster. Tú te has encargado de sacarme sonrisas incluso cuando tu corazón estaba entre lágrimas. Eres lo más importante y valioso que tengo, nunca permites que me rinda, que tire la toalla, el pilar que lo sostiene todo, con tu apoyo incondicional y tus sabios consejos haces que mi vida vaya por el mejor de los caminos, a la vez que papá se encarga de guiarme desde el cielo. Gracias por estar siempre para mí, por darme siempre mi beso de buenas noches, por enseñarme a valorar las cosas y abrirme los ojos, por intentar hacerme una copia exacta de ti, aunque eso mamá, es imposible, porque tú eres perfecta.

Qué duros han sido estos últimos meses sin ti, papá. Me dolió mucho celebrar el acto de graduación sin tu presencia física, me ha costado mucho centrarme para sacar esto adelante, pero sí, por fin he acabado. Ahora ya tengo los conocimientos suficientes para saber orientar bien el telescopio y localizarte, aunque es fácil encontrarte, no hay estrella que brille más que tú en la Vía Láctea. Además, todos los días te siento a mi lado, siento que me escuchas mientras te cuento mis cosas, y lo mejor de todo es que me sé de sobra tus respuestas. Cómo te echo de menos, tanto o más como lo contento y orgulloso que decías que estabas de mí a todo el mundo. Qué suerte la mía haber podido disfrutar de ti lo máximo posible hasta el último momento.

Echo la vista atrás y todavía parece que fue ayer el día en que vine con vosotros a Sevilla para matricularme en la ETSI, o las infinitas madrugadas sin dormir en las que cogía aviones por sorpresa para visitaros y daros una alegría. Dos años y medio después, esta aventura donde he conocido a personas maravillosas llega a su fin, así que, a ellos, también quiero dedicarles este trabajo:

- A mis tutores, por confiar en mí para este trabajo, y, sobre todo, por sus sabios consejos, tanto personales como académicos. También a todos los excelentes profesores que he tenido en este máster, los cuales me han inculcado unos grandísimos conocimientos, y a creerme capaz de todo, consiguiendo ganar el XVII Concurso de Ideas de Emprendimiento de esta gran universidad. Tampoco puedo olvidarme de todos los mentores que he tenido, tanto de la Universidad de Berkeley, en California, como en la Universidad Técnica de Lisboa, o en la propia Universidad de Sevilla, recordando en especial a mis dos tutores del TFG, Ricardo Bendaña y Luis Rodríguez, de la Universidad de Vigo.
- Mención especial quiero hacer con todas las personas del Colegio Mayor Guadaira, gracias por acogerme y cuidarme como una gran familia, y ayudarme en todo momento a seguir manteniendo mi fe en Dios intacta. En particular, a don Enrique Ponce, don Matías Rodríguez, y a don Pedro Ortega, ya que son unos referentes para mí, y ejemplo de buenas personas.
- A la Asociación Deportiva Nervión, al presidente y toda la junta directiva, entrenadores, jugadores y afición, por dejarme pertenecer y obtener el Uefa C en uno de los mejores clubs de la ciudad hispalense. En particular, al director deportivo Francis Muñoz, el cual depositó su confianza en mí fichándome, y

a mis dos queridos cuerpos técnicos del juvenil "A" y del cadete, con los que he tenido la suerte de compartir muchas horas de entrenamientos y de viajes. Pero, sobre todo, muchas celebraciones cada fin de semana, con las victorias y con los goles que marcaban los jugadorazos que teníamos a nuestra disposición. Y al club de mis amores, el Real Club Deportivo de La Coruña, por ser un ejemplo de resiliencia y enseñarme a persistir en mis objetivos, aunque a veces los resultados no sean los esperados.

- A la Fundación ICADA y a su presidente don Javier Fernández, el cual me permitió realizar los ensayos que necesitaba en las aeronaves que dispone el Instituto Tecnológico Superior ADA-ITS. Todo esto no sería posible sin la colaboración de don Darío Martínez de la Fundación Valentín de Madariaga y Oya, el cual se encargó de facilitarme su contacto, y de alentarme a terminar este proyecto.
- A la Autoescuela Santa Elena, por enseñarme a conducir tan bien y adaptarse a mis horarios.
- A mi familia y todos mis seres queridos, los cuales se encargaron de transmitirme su apoyo y cariño en los momentos más duros. Sobre todo, mi hermana pequeña Bambina.
- A mi novia y todos mis amigos, en particular a todos los que me han venido a visitar en estos años desde Galicia, haciendo disminuir mi morriña y sentirme como en casa. También a mis compañeros de Sevilla, tanto del máster como de residencia, con los que aparte de estudiar, o viajar por todo el mundo, he podido recorrerme todas las casetas de la Feria de Abril.

Durante mi estancia en esta preciosa ciudad, he podido vivir en distintos lugares y nutrirme de las diferentes costumbres y raíces de Sevilla. En la Avenida de la Palmera, pudiendo vivir en primera persona las famosas previas de los derbis en el Benito Villamarín, en la Macarena, realizando paseos nocturnos en Sevici por la orilla del río Guadalquivir hasta el Puente de Triana. Y, por último, en Viapol, al lado del Parque de María Luisa, pudiendo contemplar la belleza de la Plaza de España desde la piscina de mi azotea.

Gracias Sevilla por dármelo todo y ser mi hogar, solo te pido una última cosa:

"Y cuando vuelva a Sevilla en primavera, volveré a mis veinte años, recorriendo sus callejas.

Y volveré, al olor de los naranjos, y a vivir un Jueves Santo, y una mañana de Feria."

Fernando Ramón Cid Vázquez Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica Sevilla, 2023

Dentro del mantenimiento programado, las inspecciones visuales de aeronaves requieren un gran número de trabajadores y mucho tiempo para ser completadas, lo que significa un gran desembolso económico para las propias aerolíneas. Existe una necesidad de realizar inspecciones regularmente, por lo que en este Trabajo Fin de Máster se propone un método más eficiente para la detección de grietas en el fuselaje de las aeronaves con una mayor precisión, y en un menor tiempo que el método tradicional, de manera que se automatiza el mantenimiento mediante fotogrametría con drones.

Con este método, y gracias a las imágenes obtenidas del barrido de los aviones, se puede detectar automáticamente la localización de las grietas de distintos tamaños con un código programado en MATLAB, el cual se ha aplicado a una de las aeronaves del Instituto Tecnológico Superior ADA-ITS.

Además, en este trabajo, se diseña un dron en SolidWorks capaz de realizar la búsqueda de grietas, fracturas o daños provocados por fatiga u otros orígenes en las distintas superficies aerodinámicas de los aviones. El dron diseñado es sometido a distintas simulaciones con la finalidad de analizar sus propiedades físicas de resistir estructuralmente a los esfuerzos generados en cada una de las distintas etapas de vuelo, y a una comprobación final, de si los componentes seleccionados permiten satisfacer todas las necesidades propulsivas del mismo, mediante la plataforma ECALC.

A lo largo de este documento, se redacta y explica los distintos análisis aerodinámicos llevados a cabo de una amplia selección de perfiles con la finalidad de optimizar el diseño de las hélices del dron, mediante el software XFLR5, y con una comprobación teórica de los resultados con la teoría de perfil delgado.

También se evalúa el posible modelo de negocio financiero, y los beneficios que se pueden obtener con este, ya que, aparte de reducir el tiempo, se genera un ahorro del número de trabajadores necesarios para llevar a cabo cada inspección, y sin la necesidad de tener que instalar andamios o pasarelas para ello.

Finalmente, se consigue diseñar un prototipo bastante exitoso, en el cual, se llega a profundizar en varios aspectos del diseño con la aplicación de distintos softwares. De manera que se corrobora la idea de que el uso de un UAV para este tipo de inspecciones es una gran alternativa, aparte de que se puede aplicar este proyecto a otros sectores, como el de la automoción, el naval o el ferroviario.

Within scheduled maintenance, visual inspections of aircraft require a large number of workers and a lot of time to be completed, which means a large economic outlay for the airlines themselves. There is a need to perform inspections regularly, so this master's thesis proposes a more efficient method for detecting cracks in the fuselage of aircraft with greater accuracy, and in less time than the traditional method, so that maintenance is automated by photogrammetry with drones.

With this method, and thanks to the images obtained from the sweep of the aircraft, the location of cracks of different sizes can be automatically detected with a code programmed in MATLAB, which has been applied to one of the aircraft of the Instituto Tecnológico Superior ADA-ITS.

In addition, in this work, a drone is designed in SolidWorks capable of searching for cracks, fractures or damage caused by fatigue or other origins in the different aerodynamic surfaces of the aircraft. The designed drone is subjected to different simulations in order to analyze its physical properties to structurally resist the stresses generated in each of the different flight stages, and to a final verification of whether the selected components can meet all the propulsive needs of the drone, using the ECALC platform.

Throughout this paper, the different aerodynamic analyses carried out on a wide selection of airfoils in order to optimize the design of the drone propellers are written and explained, using XFLR5 software, and with a theoretical verification of the results with the thin airfoil theory.

The possible financial business model is also evaluated, and the benefits that can be obtained with this, since, apart from reducing time, it generates a saving in the number of workers needed to carry out each inspection, and without the need to install scaffolding or walkways for it.

Finally, it is possible to design a very successful prototype, in which, it is possible to deepen in several aspects of the design with the application of different softwares. So the idea that the use of a UAV for this type of inspections is a great alternative is corroborated, apart from the fact that this project can be applied to other sectors, such as automotive, naval or railway.

ÍNDICE

Agradecimientos	VII
Resumen	х
Abstract	ХІІ
ÍNDICE	XIV
	×
INDICE DE TABLAS	XXII
1 Introducción y Objetivos	1
1.1 Introducción	1
1.2 Objetivos	3
2 Estado del arte	5
2.1. Breve historia de los UAVs	5
2.2. Drones multirrotor	6
2.3. Componentes de un dron	8
2.4. Tipos de ensayos para la detección de grietas	14
2.5. Inteligencia artificial	16
3 Diseño Conceptual	20
3.1. Configuración del dron	20
3.2. Chasis	21
3.3. Preselección de componentes	21
3.3.1. Motores	21
3.3.2. Baterías	23
3.3.3. Controladora de vuelo	25
3.3.4. Variador de potencia	26
3.3.5. Hélices	28
3.4. Cámara	29
3.5. Pilotaje automático	30
4 Diseño Final	32
4.1 Diseño chasis en CAD	32
4.1.1 Brazos	33
4.1.2 Bases	34
4.1.3 Tren de aterrizaje	34
4.1.4 Propiedades físicas	35
4.1.5 Análisis estructural	36
4.2 Diseño de la hélice	41
4.2.1 Perfiles	41

	4.2.2	Pala	44
	4.2.3	Análisis de la pala	46
	4.3 Sim	ulaciones en ECALC	49
	4.3.1	Requisitos previos	49
	4.3.2	Primera simulación	50
	4.3.3	Simulación óptima	51
	4.4 Sele	ección final de componentes	53
	4.4.1	Motores	53
	4.4.2	Batería	54
	4.4.3	Controladora de vuelo	54
	4.4.4	Variador de potencia	55
	4.4.5	Otros dispositivos y sensores	55
	4.5 Ima	igenes de diseño	57
5	Calibrac	lo de Sistemas	60
	5.1 Cal	ibrado de la cámara	60
	5.1.1	Tipo de distorsiones	60
	5.1.2	Modelo de calibrado	60
	5.1.3	Obtención de los parámetros extrínsecos	62
	5.1.4	Obtención de los parámetros intrínsecos	62
	5.1.5	Obtención de los parámetros de distorsión	63
	5.1.6	Implementación del calibrado	64
	5.2 Cal	ibración de sensores internos	64
	5.2.1	Giroscopio	64
	5.2.2	Acelerómetro	65
	5.2.3	Magnetómetro	65
	5.2.4	Nivelado de horizonte	65
	5.2.5	Barómetro	66
6	Detecci	ón De Grietas	68
	6.1 Pla	nificación del vuelo y captura de imágenes	68
	6.2 Des	arrollo de la tecnología	70
	6.2.1	Proceso de binarización	71
	6.2.2	Eliminación del ruido	71
	6.2.3	Proceso de expansión y erosión	72
	6.2.4	Determinación del centroide de cada grieta (su posición)	72
7	Modelo	de Negocio	75
	7.1 Fak	ricación	75
	7.2 Pre	supuesto y análisis financiero	78
8	Conclus	iones y Líneas Futuras	83
R	eferencias		85
A	nexos		90
	Anexo A: A	nálisis de perfiles para la hélice	90
	Anexo B: N	<i>1étodo de Glauert</i>	103
	Anexo C: C	Otras simulaciones en ECALC	105
	Anexo D: C	Guiado del dron automático desarrollado en Simulink y esquema eléctrico	108
	Anexo E: P	lanos	113

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1 Inspección visual en ADA-ITS.	2
Figura 1.2 Automatización del mantenimiento [3].	2
Figura 2.1 Ruston Proctor Aerial Target [7].	5
Figura 2.2 BQM-34F Firebee II [10].	6
Figura 2.3 MQ-1 Predator [12].	6
Figura 2.4 Configuración tricópteros [16].	7
Figura 2.5 Configuración cuadricópteros [17].	7
Figura 2.6 Configuración hexacópteros [17].	8
Figura 2.7 Configuración octocópteros [17].	8
Figura 2.8 Motor <i>brushless</i> [19].	9
Figura 2.9 Batería LiPo [20].	10
Figura 2.10 Tipos de chasis en cuadricóptero [21].	11
Figura 2.11 Ejemplos controladora de vuelo [22].	12
Figura 2.12 Variador de potencia [23].	13
Figura 2.13 Tipos de hélices.	13
Figura 2.14 Termografía aeronáutica: izquierda la imagen técnica, derecha la visible, [25].	15
Figura 2.15 Ejemplo de un haz infrarrojo [26].	16
Figura 3.1 Croquis dron.	21
Figura 3.2 Batería LiPo 16000mAh [33].	24
Figura 3.3 Batería LiPo 22000mAh [33].	24
Figura 3.4 Precisión detección de grietas [38].	29
Figura 3.5 Esquema piloto automático.	30
Figura 4.1 Diseño final del chasis.	32
Figura 4.2 Diseño final del brazo.	33
Figura 4.3 Sistema de cambio del ángulo de ataque.	33
Figura 4.4 Base superior e inferior del dron.	34
Figura 4.5 Tren de aterrizaje.	34
Figura 4.6 Propiedades del brazo.	35
Figura 4.7 Propiedades base superior, inferior, y tren de aterrizaje.	36
Figura 4.8 Deformaciones totales brazo.	36
Figura 4.9 Tensión Von Mises brazo.	37
Figura 4.10 Deformaciones totales tren de aterrizaje estático.	37

Figura 4.11 Tensión Von Mises tren de aterrizaje estático.	38
Figura 4.12 Deformaciones totales tren de aterrizaje descenso.	38
Figura 4.13 Tensión Von Mises tren de aterrizaje descenso.	38
Figura 4.14 Deformaciones totales chasis ascenso.	39
Figura 4.15 Tensión Von Mises chasis ascenso.	39
Figura 4.16 Deformaciones totales chasis descenso.	40
Figura 4.17 Tensión Von Mises chasis descenso.	40
Figura 4.18 Comparación por la teoría de perfil delgado del NACA 2412.	42
Figura 4.19 Comparación por la teoría de perfil delgado del Eppler 214.	43
Figura 4.20 Comparación por la teoría del perfil delgado del SD 7043.	43
Figura 4.21 SD7043 Gráfica Cl vs alfa, datos teóricos y datos experimentales en Excel.	45
Figura 4.22 Hélice final en Catia.	46
Figura 4.23 Volumen de control.	46
Figura 4.24 Mallado del modelo.	47
Figura 4.25 Distribución de la presión total sobre el extradós de la hélice.	48
Figura 4.26 Distribución de la presión total sobre el intradós de la hélice.	48
Figura 4.27 Gráfico de Tensión-Deformación [45].	49
Figura 4.28 Resultados primera simulación ECALC.	51
Figura 4.29 Resultados simulación óptima ECALC.	51
Figura 4.30 Estimación de alcance respecto a la velocidad del aire.	52
Figura 4.31 Curvas características del motor.	53
Figura 4.32 Pixhawk 4 [35].	54
Figura 4.33 Holybro Pixhawk 4 Power Module [48].	54
Figura 4.34 Conexión AirbotPower y Pixhawk [49].	54
Figura 4.35 Racerstar REV 35 4in [50].	55
Figura 4.36 Características Fr Sky X4R [53].	56
Figura 4.37 Taranis X9D Plus [54].	56
Figura 4.38 Dron configuración 1.	58
Figura 4.39 Dron configuración 2.	58
Figura 4.40 Perspectiva isométrica.	58
Figura 5.1 Tipos de distorsión [59].	60
Figura 5.2 Pinhole model [60].	61
Figura 5.3 Matriz de cámara.	61
Figura 5.4 Flujo de trabajo.	61
Figura 5.5 Transformación parámetros extrínsecos de la cámara [61].	62
Figura 5.6 Parámetros intrínsecos de la cámara.	63
Figura 5.7 Sensors Setup.	64
Figura 5.8 Calibración giróscopo.	65
Figura 5.9 Calibración acelerómetro.	65
Figura 5.10 Nivelado de horizonte.	66

Figura 6.1 Trayectoria de vuelo seguida por el dron.	69
Figura 6.2 Dron con carcasa para inspección de tuberías [42].	69
Figura 6.3 Reconstrucción tridimensional de la grieta de estudio en Metashape.	70
Figura 6.4 Proceso de binarización aplicado a una grieta de las aeronaves del centro ICADA.	71
Figura 6.5 Eliminación de ruido aplicado a la imagen binarizada.	71
Figura 6.6 Proceso de expansión y erosión aplicado a la grieta de estudio.	72
Figura 6.7 Cuadro binario.	73
Figura 7.1 Parámetros impresión 3D tren de aterrizaje.	75
Figura 7.2 Resultado final tren de aterrizaje.	76
Figura 7.3 Parámetros impresión 3D base superior.	76
Figura 7.4 Resultado final base superior.	77
Figura 7.5 Parámetros impresión 3D base inferior.	77
Figura 7.6 Impresión por método FDM [69].	78
Figura 7.7 Fabricación de composites Hand Lay-up [70].	78
Figura 7.8 Gráfico de beneficios e ingresos.	81
Figura Anexo 1 Análisis NACA 4 dígitos Estudio I.	91
Figura Anexo 2 Análisis NACA 5 dígitos Estudio I.	91
Figura Anexo 3 Análisis EPPLER Estudio I.	92
Figura Anexo 4 Análisis SA Estudio I.	93
Figura Anexo 5 Análisis SD Estudio I.	93
Figura Anexo 6 Análisis SG Estudio I.	94
Figura Anexo 7 Análisis NACA 4 dígitos Estudio II.	95
Figura Anexo 8 Análisis NACA 5 dígitos Estudio II.	95
Figura Anexo 9 Análisis EPPLER Estudio II.	96
Figura Anexo 10 Análisis SA Estudio II.	97
Figura Anexo 11 Análisis SD Estudio II.	97
Figura Anexo 12 Análisis SG Estudio II.	98
Figura Anexo 13 Análisis NACA 4 dígitos Estudio III.	99
Figura Anexo 14 Análisis NACA 5 dígitos Estudio III.	99
Figura Anexo 15 Análisis EPPLER Estudio III.	100
Figura Anexo 16 Análisis SA Estudio III.	101
Figura Anexo 17 Análisis SD Estudio III.	101
Figura Anexo 18 Análisis SG Estudio III.	102
Figura Anexo 19 Código Glauert 1.	103
Figura Anexo 20 Código Glauert 2.	104
Figura Anexo 21 Simulación ECALC con batería de mayor tamaño.	105
Figura Anexo 22 Simulación ECALC con T-Motor MN501-S KV360.	106
Figura Anexo 23 Simulación ECALC con T-Motor MN4014-11 KV330.	106
Figura Anexo 24 Arquitectura del modelo a desarrollar.	108

Figura Anexo 25 Bloque "Modelo".	108
Figura Anexo 26 Bloque "pi Bound".	109
Figura Anexo 27 Fig Bloque "Controlador".	109
Figura Anexo 28 Bloque "Navegador".	109
Figura Anexo 29 Función de Matlab.	110
Figura Anexo 30 Bloque "Misión".	110
Figura Anexo 31 Modelo de guiado al primer waypoint.	110
Figura Anexo 32 Bloque "Misión 2".	111
Figura Anexo 33 Función de Matlab 2.	111
Figura Anexo 34 Modelo de guiado por lista de waypoints.	112
Figura Anexo 35 Esquema eléctrónico.	112

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 2-1 Relación entre tamaño de chasis y hélices.	10
Tabla 2-2 Tabla comparativa sistemas de detección.	18
Tabla 3-1 Requisitos previos dron.	20
Tabla 3-2 Tabla comparativa multirrotores.	20
Tabla 3-3 Estimación peso aproximado.	22
Tabla 3-4 Preselección de motores.	22
Tabla 3-5 Propiedades motor MN3510 [31].	23
Tabla 3-6 Preselección controladora de vuelo betaflight.	25
Tabla 3-7 Preselección controladora de vuelo ardupilot.	25
Tabla 3-8 Preselección controladora de vuelo autopilot.	26
Tabla 3-9 Preselección final controladoras de vuelo.	26
Tabla 3-10 Preselección de variadores de potencia.	27
Tabla 3-11 Preselección final ESC.	28
Tabla 3-12 Comparación de cámaras.	29
Tabla 4-1 Propiedades fibra de carbono-epoxi extraídas de Ansys.	35
Tabla 4-2 Propiedades ABS extraídas de Ansys.	36
Tabla 4-3 Tabla de potencias en función de las características de la pala, [43].	44
Tabla 4-4 Resultados $CT, B, \theta P.$	45
Tabla 4-5 Resultados $\theta 0, \theta 1.$	45
Tabla 4-6 Aspect Ratio.	47
Tabla 4-7 Resultados análisis PA 66 y fibra de carbono.	48
Tabla 4-8 Masa total dron.	49
Tabla 4-9 Propiedades batería.	50
Tabla 4-10 Propiedades hélice.	50
Tabla 4-11 Intensidades de los dispositivos electrónicos.	50
Tabla 4-12 Características T-Motor 4010-14 de 370 KV [46].	53
Tabla 4-13 Propiedades receptor GPS [52].	55
Tabla 4-14 Características LIDAR Lite-V3 [56].	57
Tabla 4-15 Características LIDAR LightWare SF11/C [57].	57
Tabla 6-1 Ejemplo eliminación de centroides.	73
Tabla 7-1 Tiempos y material de construcción.	76
Tabla 7-2 Presupuesto aproximado.	79
Tabla 7-3 Minimum Viable Product.	80

Tabla Anexo 1 Parámetros NACA 4 dígitos Estudio I.	90
Tabla Anexo 2 Parámetros NACA 5 dígitos Estudio I.	91
Tabla Anexo 3 Parámetros EPPLER Estudio I.	92
Tabla Anexo 4 Parámetros SA Estudio I.	92
Tabla Anexo 5 Parámetros SD Estudio I.	93
Tabla Anexo 6 Parámetros SG Estudio I.	94
Tabla Anexo 7 Parámetros NACA 4 dígitos Estudio II.	94
Tabla Anexo 8 Parámetros NACA 5 dígitos Estudio II.	95
Tabla Anexo 9 Parámetros EPPLER Estudio II.	96
Tabla Anexo 10 Parámetros SA Estudio II.	96
Tabla Anexo 11 Parámetros SD Estudio II.	97
Tabla Anexo 12 Parámetros SG Estudio II.	98
Tabla Anexo 13 Parámetros NACA 4 dígitos Estudio III.	98
Tabla Anexo 14 Parámetros NACA 5 dígitos Estudio III.	99
Tabla Anexo 15 Parámetros EPPLER Estudio III.	100
Tabla Anexo 16 Parámetros SA Estudio III.	100
Tabla Anexo 17 Parámetros SD Estudio III.	101
Tabla Anexo 18 Parámetros SG Estudio III.	102
Tabla Anexo 19 Propiedades bateria 6S 22.2V.	105

1 INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS

1.1 Introducción

El mantenimiento de aeronaves es el punto de partida de la aeronavegabilidad, de hecho, se define por OACI (Organización Internacional de Aviación Civil) como: "El desempeño de las tareas requeridas para garantizar la aeronavegabilidad continuada de una aeronave, incluida la revisión, inspección, reemplazo, rectificación de defectos y la realización de una modificación o reparación". Es decir, para garantizar la seguridad en todas las operaciones de vuelo, es necesario que las aeronaves se encuentren en un estado de aeronavegabilidad. Para ello hay que llevar a cabo todas las tareas enumeradas en los manuales de mantenimiento.

Hoy en día, en la industria de la aviación, cada aeronave tiene su propio programa de mantenimiento inicial desarrollado por grupos de trabajo del sector, y definido en la documentación suministrada por los distintos fabricantes. En los primeros años de la aviación, debido a la falta de experiencia en el sector, esto no era así. De hecho, los primeros diseños de aviones se desarrollaban teniendo en cuenta criterios de resistencia estática y de rigidez.

Sin embargo, estos criterios fueron evolucionando con el paso del tiempo a raíz de diferentes accidentes aéreos, donde se empezó a desarrollar el modelo de vida a fatiga. De ahí surge el concepto de *Fail Safe* [1], el cual acepta que durante la vida en vuelo de un avión existen daños, pero que éstos se pueden controlar de manera que se puede prever el momento justo en el que el componente debe ser reemplazado. De esta manera, se calculaba la vida a fatiga de cada componente para asegurar que el fallo no ocurriese mientras las aeronaves estaban de servicio.

No obstante, este enfoque seguía teniendo inconvenientes ya que el inicio de una grieta por fatiga era un proceso aleatorio. En consecuencia, la vida útil para los aviones se acortaba mucho, provocando pérdidas económicas enormes para la industria. Debido a esto, se desarrolló una nueva filosofía de fabricación de aeronaves, conocida como diseño a prueba de fallos o *Safe Life* [1]. Es decir, se empezaron a programar inspecciones periódicas no destructivas en los aviones con el fin de garantizar que cualquier daño en la estructura no alcanzase el tamaño de grieta crítico antes de ser detectado. Estas inspecciones eran y son realizadas por operarios que revisan el fuselaje de los aviones en busca de imperfecciones y defectos superficiales.

Actualmente, también se trabaja con el concepto de tolerancia al daño, que implica la evaluación de la estructura para asegurar que, si ocurriese algún daño por fatiga, corrosión o como causa de algún accidente, la estructura restante es capaz de soportar cargas razonables sin fallas, o deformación estructural excesiva hasta la detección del daño. Por eso son tan importantes las propiedades y el desarrollo de los materiales compuestos en el sector aeronáutico, para evitar entre otras cosas, que estos posean velocidades altas de propagación de grietas.

Dentro del mantenimiento programado, la inspección visual es la prueba no destructiva más común en la industria aeronáutica. Esta tarea es realizada por técnicos especializados y cualificados que inspeccionan el fuselaje, y las distintas superficies aerodinámicas de los aviones con la ayuda de calibradores especiales, lupas o linternas. Su objetivo es poder detectar la presencia de defectos como grietas, abolladuras o incluso la presencia de óxido.

El método clásico para las inspecciones visuales de los fuselajes de las aeronaves requiere que los trabajadores estén en lugares que pueden comprometer su seguridad, como el uso de andamios o pasarelas debido al gran tamaño de los aviones comerciales [2].Además, la inspección de componentes complejos de bajo contraste requiere una mejor iluminación que la inspección de componentes simples de alto contraste. Es fundamental asegurar un correcto mantenimiento tanto del fuselaje como de las distintas superficies que componen el avión para evitar fallos estructurales, manteniendo las características aerodinámicas de la aeronave y garantizando su seguridad en cada operación.



Figura 1.1 Inspección visual en ADA-ITS.

Las inspecciones de los aviones pueden abarcar desde las inspecciones previas al vuelo hasta las inspecciones detalladas. En general, el tiempo medio de inspección de una aeronave mediante técnicas tradicionales puede llegar a superar una decena de horas, pues los intervalos de tiempo para los períodos de inspección varían con los modelos de aeronaves involucrados, y los tipos de operaciones que se realizan. Aproximadamente el 80% de estas inspecciones son visuales, ya que todas las aeronaves se inspeccionan visualmente antes de cada vuelo en el marco de las operaciones programadas, y después de imprevistos como rayos, granizadas u otros daños externos.

El proyecto propuesto presenta un método más eficiente con drones para la detección de grietas en el fuselaje de las aeronaves, ver Figura 1.2. De esta manera, se automatiza el mantenimiento con una mayor precisión, y en un menor tiempo en comparación con el método tradicional:

- 1. Un operario dentro de un hangar genera un plan de vuelo para que un dron inspeccione la aeronave correspondiente.
- 2. El dron realiza la fotogrametría al fuselaje y las distintas superficies aerodinámicas de la aeronave.
- 3. Estas imágenes son analizadas por un código programado en *Matlab* para la detección y localización exacta de las grietas.
- 4. Un inspector cualificado valida o refuta los resultados desde su propio ordenador.



Figura 1.2 Automatización del mantenimiento [3].

El análisis completo de la superficie exterior de un Airbus A320 mediante esta técnica lleva alrededor de treinta minutos, frente a las ocho horas que tarda una inspección humana. Aparte de que no se moviliza a una quincena de personas para llevarla a cabo. Estas ventajas tienen un enorme impacto en el coste del mantenimiento. En la actualidad existe una empresa francesa cuyo modelo de negocio es algo similar.

Donecle es un fabricante de drones autónomos para la inspección visual de aeronaves, cuya función consiste en reconstruir en 3D las aeronaves, y comparar estas con modelos iniciales previos al vuelo, con la finalidad de detectar algún desperfecto en la superficie de estas [3].

La motivación para este trabajo fin de máster de diseñar un dron para la automatización de las inspecciones visuales en aeronaves mediante drones surge a raíz de desarrollar la idea con la que se fue:

- Proyecto ganador del XVII Concurso de Ideas Emprendedoras 2022 de la Universidad de Sevilla, con el nombre *"Mantenimiento con UAV's."*
- Proyecto finalista en el Concurso de Mejores Proyectos de Innovación y Emprendimiento 2022 de la Universidad de Lisboa, con el nombre de "UAVisual Maintenance" [4].
- Proyecto desarrollado en el *Berkeley Method of Entrepreneurship Bootcamp* de la Universidad de Berkeley, en California, con el nombre de "UAVisual" [5].

Cabe destacar que, al realizar las tareas de mantenimiento en el interior de un hangar, la meteorología y la normativa actual que dificulta el uso de drones en espacio aéreo aeroportuario no afecta a este proyecto, aunque este está diseñado para que pueda utilizarse tanto en exteriores como en interiores.

Por esta razón, automatizar el mantenimiento en las inspecciones visuales es una gran alternativa, ya que se mejora la seguridad de los operarios, la precisión de los resultados frente a los métodos tradicionales, y supone un ahorro muy importante para las propias aerolíneas.

1.2 Objetivos

Los dos objetivos principales de este trabajo son:

- Diseñar un dron que permita la búsqueda de grietas, fracturas o daños provocados por fatiga u otros orígenes en distintas piezas del sector aeronáutico.
- Programar un código en *Matlab* que sea capaz de detectar las grietas a través de las imágenes obtenidas por el dron.

Para generar este método más eficiente automatizando el mantenimiento mediante fotogrametría, es necesario conocer y analizar cómo se lleva a cabo actualmente las inspecciones visuales en la industria aeronáutica.

Teniendo en cuenta que el ámbito de actuación son aeronaves de diferentes usos y tamaños. El dron diseñado tiene que ser capaz de resistir estructuralmente a los esfuerzos generados en cada una de las distintas etapas de vuelo, así como satisfacer todas las necesidades propulsivas. Estos resultados se pueden obtener con varias simulaciones realizadas en los softwares *Ansys* y *ECALC*.

Otro de los objetivos planteados es optimizar el diseño de las hélices del dron con un análisis aerodinámico de una amplia selección de perfiles mediante el software *XFLR5*, y con una comprobación teórica de los resultados con la teoría de perfil delgado.

Por último, es necesario comparar la eficiencia de este método con otros actuales como los que realiza la empresa Donecle, y los beneficios que puede suponer este modelo de negocio.

2 ESTADO DEL ARTE

2.1. Breve historia de los UAVs

Para ofrecer un contexto al proyecto, se describe a continuación una breve historia de la evolución y del desarrollo de los UAVs *(Unmanned Aerial Vehicles),* condicionada principalmente por los períodos de guerras.

Primera Guerra Mundial: En este periodo empieza a crearse el concepto de lo que hoy en día se conoce como dron, la primera nave radio control no tripulada a motor fue en 1916 el Ruston Proctor Aerial Target, Figura 2.1. Más tarde llegó el Hewitt-Sperry Automatic Airplane (1917) que tenía la finalidad de transportar misiles a un objetivo. Una versión actualizada de este último fue el Kettering Bug, desarrollada por la fuerza aérea americana y capaz de atacar objetivos a varias decenas de kiloémtros, aunque nunca llegó a entrar en servicio. En esta época cabe destacar el papel clave de Archibald Low, un ingeniero inglés que aportó descubrimientos clave en el guiado por radio [6].



Figura 2.1 Ruston Proctor Aerial Target [7].

Período entreguerras: Destaca el desarrollo en el Reino Unido de modelos basados en aviones ya existentes. El Larynx (1927), que era lanzado desde un barco de la Royal Navy, y el Queen Bee (1935), que era usado en entrenamiento para combate antiaéreo. La fuerza armada americana, mantuvo la línea del Kettering, de manera que se pudo profundizar en el desarrollo de drones para misiones terrestres [8].

Segunda Guerra Mundial: En este periodo hubo una evolución principalmente americana que se dirigía hacia la modificación de aviones para su vuelo guiado con la finalidad de arrojar bombas y torpedos. El TDN-1 fue uno de estos ejemplos, aunque finalmente no entró en combate, pero en 1944, sí lo hizo el TDR-1, logrando alcanzar de forma efectiva buques japoneses. En ese mismo año, el ejército alemán cambió el rumbo de esta tecnología con la introducción de los pulsorreactores, propulsando a los famosos misiles guiados V1 que contaban con un alcance de unos 250 kilómetros, y con una precisión de unos 11 kilómetros de radio. De esta forma se dejaba a un lado los aviones modificados que transportaban bombas y era la misma bomba la que era transportada de manera autónoma [9].

Guerra Fría: Tras la 2ª Guerra Mundial, la situación de las grandes potencias condujo a este nuevo conflicto, el cual nunca llegó a estallar totalmente, pero el mundo vivía constantemente bajo la amenaza de un arsenal nuclear con una potencia no conocida hasta entonces. Estas tensiones supusieron un esfuerzo en el desarrollo de nuevas tecnologías para vigilancia, de manera que se evitaba los riesgos de enviar pilotos a territorios enemigos. En 1955 entra en servicio el SD-1 Observer, un dron de ala fija de entrenamiento antiaéreo usado por la USAF y la RAF. El mismo proceso siguió el Ryan Firebee, Figura 2.2, puesto en funcionamiento en los sesenta y usado todavía

hasta la fecha en alguna de sus variantes. Cabe destacar que, a pesar de las guerras, en 1946 voló el primer dron de ala fija encargado de investigación científica, el P-61 Black Widow.



Figura 2.2 BQM-34F Firebee II [10].

Finales siglo XX: La mentalidad de percibir los UAVs como algo costosos e ineficiente fue cambiando con los años, sobre todo con el desarrollo por parte de Israel en 1979, del IAI Scout, fabricado en fibra de vidrio [11]. Se han desarrollado infinidad de proyectos en diferentes países y con distintas finalidades, de manera que se ha ido mejorando las prestaciones y capacidades de los drones con el paso de los años, gracias entre otras cosas al diseño de nuevos materiales y el desarrollo de nuevas tecnologías de propulsión. En el año 1995 se creó el MQ-1 Predator, Figura 2.3, el cual era capaz de realizar tareas de vigilancia o ataque.



Figura 2.3 MQ-1 Predator [12].

Uso civil: Desde su introducción en el mundo civil alrededor del año 2006, el uso de drones de ala rotatoria se ha multiplicado tanto en el mundo profesional; en ámbitos de ingeniería, audiovisual, rescate, vigilancia como en el ocio; carreras, espectáculos, o como juguetes entre muchos otros.

Debido a su bajo coste y su uso masivo, se ha tenido que regular una normativa específica para ellos, dependiendo de las características del dron, la actividad, o su localización.

2.2. Drones multirrotor

Un dron de ala rotatoria, o más conocido por multirotor, es una aeronave no tripulada que logra su sustentación gracias al movimiento de las hélices impulsadas por los motores que se ubican en cada uno de sus brazos. Se diferencia principalmente de una aeronave de ala fija en la forma en la que genera su sustentación para mantenerse en el aire. Su mayor virtud, independientemente del precio, es la facilidad con la que se puede poner en vuelo, pudiendo despegar y aterrizar desde cualquier superficie y en vertical. Se pueden encontrar con cualquier forma, tamaño, precio y prestaciones. Además, tienen la posibilidad de incorporar cámaras de grandes prestaciones. No obstante, su principal limitación viene dada por su autonomía de vuelo [13].

Los drones pueden estar sujetos a varias clasificaciones según su uso, su tamaño, el rango de alcance, el método de control o el método de sustentación [14]. Una de las maneras más sencillas de identificar los diferentes tipos de drones que existen en el mercado es de acuerdo con la cantidad de motores o brazos que lo conforman [15].

• Tricópteros

Su geometría consiste en tres brazos que salen del centro de la aeronave, Figura 2.4. Están compuestos por 3 motores, 3 reguladores de vuelo, 3 hélices y un servomotor. El control en el aire se consigue mediante el aumento o disminución de las revoluciones de los motores. El mecanismo de giro es controlado por un cuarto punto de giro situado en el centro del dron, el servomotor, el cual permite la rotación sobre su propio eje. A la hora del vuelo, dos motores giran en el mismo sentido, y el motor de cola en el sentido contrario.

Las principales ventajas de los tricópteros frente a otras configuraciones de multirrotores son: su ligereza, capacidad de ser plegado, amplio campo visual y mayor simplicidad mecánica. Sus principales desventajas son: bajo empuje, poca estabilidad y en caso de falla de un motor, sufren una pérdida de control.



Figura 2.4 Configuración tricópteros [16].

Cuadricópteros

Es el dron más estándar, formado por 4 motores, Figura 2.5. Asciende y desciende mediante el aumento o reducción de revoluciones de los motores. Estos motores giran dos en sentido horario y otros dos en antihorario para poder compensar los momentos y no rotar.

Las actuaciones se controlan mediante los giróscopos del controlador de vuelo. Una rotación alrededor de sí mismo se realiza mediante el aumento de revoluciones de los motores que giren en el sentido opuesto al giro deseado. Las principales ventajas de los cuadricópteros son: su robustez, la alta aceleración que presentan y su mayor capacidad de carga en comparación con los tricópteros. Sin embargo, también tienen una capacidad de carga limitada.



Figura 2.5 Configuración cuadricópteros [17].

Hexacópteros

Su principio de funcionamiento es el mismo que los cuadricópteros, con la salvedad de que estos tienen seis brazos y seis rotores, Figura 2.6. De esta forma los rotores giran tres a tres. Son más estables que los cuadricópteros y pueden transportar mayores cargas. Sin embargo, les penaliza su mayor consumo de energía.



Figura 2.6 Configuración hexacópteros [17].

• Octocópteros

Siguen el mismo principio de los dos modelos anteriores, pero con 8 rotores, girando cuatro a cuatro, Figura 2.7. Gracias a la gran cantidad de rotores permiten el ascenso de una forma sencilla. Presentan una gran potencia y se usan en funciones de transporte de incluso mercancías. No obstante, su peso es bastante mayor en comparación con las otras configuraciones.



Figura 2.7 Configuración octocópteros [17].

2.3. Componentes de un dron

Motores

La fuente de energía más habitual utilizada por los motores de un dron es la energía eléctrica. Se puede diferenciar dos métodos de alimentación mediante corriente alterna y continua. Además, otra clasificación dentro de los mismos son los motores de corriente contina con escobillas y los motores de corriente continua sin escobillas.

Los motores con escobillas eran los utilizados de manera general hasta no hace mucho tiempo en casi todos los ámbitos. Estos se basan en que el cambio de polaridad del rotor se realiza mediante un par de escobillas que se encuentran en contacto con el colector. Es así como se consigue conmutar la corriente de las bobinas del motor.

Por otra parte, los motores sin escobillas no incorporan colector ni escobillas para cambiar la polaridad. En este caso, la conmutación de las bobinas se realiza de manera electrónica por medio de un controlador [18].

Las principales ventajas de este segundo tipo es que su vida es mayor, ya que no necesitan mantenimiento (las escobillas se gastan con el uso). Además, no existe una fricción que en casos puede generar chispas y liberar calor de manera continua. Debido a este contacto, se pierde eficiencia en el motor por el efecto de la fricción; es por esto, que el rendimiento de los motores *brushless*, Figura 2.8, es mayor que en los motores tradicionales con escobillas. La única ventaja real del primero es que su coste de producción es menor [19].

Existen una serie de propiedades a analizar en un motor *brushless* para elegir cual es el más adecuado según el tipo de misión:

- **Ratio empuje/peso**: es la relación existente entre el empuje y el peso del dron. Con relaciones altas se consigue que el dron pueda realizar desplazamientos rápidos, obteniendo mayores aceleraciones y veloces cambios de dirección.
- **KV (Constante de velocidad):** este parámetro indica la relación de RPM por voltio que alimenta el motor. Un mayor valor de KV otorga una mayor velocidad de rotación, mientras que uno más bajo permite desarrollar un mayor par.
- Números de N y P: estos indican el número de electroimanes e imanes permanentes en el rotor. Motores con un KV bajo suele tener más electroimanes e imanes permanentes para ayudar a producir par de forma más eficiente.



Figura 2.8 Motor brushless [19].

Baterías

El tipo de baterías empleado en la construcción de drones son las baterías de polímeros de Litio, más conocidas como LiPo, Figura 2.9. Se caracterizan principalmente por presentar una alta densidad de energía, alta velocidad de descarga y peso ligero, condiciones que las hacen las apropiadas para su aplicación en drones. [20]. A continuación, se definen los principales parámetros que hay que tener en cuenta a la hora de elegir un determinado modelo:

- Voltaje y número de celdas: las baterías de ion litio suelen estar formadas por la combinación de celdas individuales conectadas entre sí en serie o en paralelo. En motores *brushless*, la velocidad de estos está asociado al voltaje, por lo que un voltaje más alto, permite un mayor régimen de giro.
- **Capacidad:** la capacidad de una batería LiPo se mide en miliamperios hora (mAh), indica la corriente que se llega a extraer de la batería en una hora hasta que está vacía. Una manera de incrementar esta capacidad es la de conectar celdas en paralelo, ya que al realizar esto se suman las capacidades de ambas. Hay que destacar que existe un compromiso entre capacidad/peso, porque al aumentar el número de baterías, se puede incrementar el tiempo de vuelo debido a la energía extra, pero si este es demasiado alto, se reduce debido al peso.
- Velocidad de descarga: este parámetro como bien indica su nombre muestra la velocidad con la que se descarga una batería. Conociendo la capacidad de esta, se puede calcular la máxima descarga. Hay

que tener cuidado con este factor ya que un *C Rating* demasiado bajo impide a la batería entregar la corriente necesaria por los motores y estos no pueden aportar la potencia suficiente. Aun así, el caso opuesto no es tampoco favorable, al ser su valor demasiado alto, el beneficio no compensa respecto al mayor peso.

• **Resistencia interna:** cada celda tiene una resistencia interna que limita la corriente máxima que la batería produce, esta cambia con el paso del tiempo, por eso nunca se suele indicar en la hoja de especificaciones.



Figura 2.9 Batería LiPo [20].

Chasis/Esqueleto

El chasis o esqueleto de un dron es la estructura que da soporte a todos los componentes de estos vehículos no tripulados. Su configuración determina dónde van alojados cada uno de los componentes, así como el reparto de pesos, parámetro fundamental para conseguir un buen equilibrio en vuelo. Se debe diferenciar dos partes en el mismo, un cuerpo en el que se alojan la mayor parte de los componentes cuya función principal es su alojamiento y protección, y, por otra parte, los brazos, diseñados para albergar los motores con una mayor robustez teniendo en cuenta la mayor facilidad de recibir impactos.

A continuación, se detallan algunas de las características más importantes a la hora de elegir o diseñar un buen chasis para un dron:

- **Material**: se emplea todo tipo de materiales, desde madera, pasando por plástico, hasta llegar a la fibra de carbono y otros composites. El más utilizados sin duda es la fibra de carbono debido a su gran relación peso-resistencia. Un esqueleto fabricado en fibra de carbono también posee una mayor rigidez que otros compuestos. En la actualidad, debido al crecimiento del uso de impresoras 3D, se está utilizando cada vez más piezas realizadas en plástico rígido.
- **Tamaño:** se trata sin duda alguna de una de las propiedades más importantes de un dron. Esta característica tiene influencia en muchas de las capacidades físicas del UAV, como son el momento de inercia, la resistencia, el peso o el tamaño máximo de las hélices. Cuanto más grande es un chasis, se tiene un mayor momento de inercia, lo que provoca que el aparato gire peor, es decir, sea menos ágil. Directamente proporcional al tamaño es la resistencia, un dron más pequeño tiene una menor superficie sobre la que incide el fluido, por lo que la resistencia generada es menor, al igual que el peso. El tamaño de las hélices va asociado al del chasis y se suelen emparejar tal y como se muestra en la Tabla 2-1.

Tamaño de chasis	Tamaño de hélices
250 mm	6″
210 mm	5″
180 mm	4″

Tabla 2-1 Relación entre tamaño de chasis y hélices.

• **Disposición de los brazos:** existe diferentes tipos de chasis en función de la disposición de los brazos, Figura 2.10. Esta característica está directamente asociada a la disposición de los motores elegida. En el caso de un cuadricóptero se puede optar por una forma en H, en X, X estirada o en cuadrado. La principal ventaja del chasis en H es su estabilidad y suavidad en el vuelo, ya que se prioriza estas cualidades por encima de la ligereza, la agilidad y la velocidad.

Por otro lado, la configuración en X busca un menor momento de inercia, intentando concentrar al máximo el peso en una superficie central de menor tamaño, mejorando así la agilidad del vehículo. Su inconveniente principal es que suele haber una falta de espacio en el cuerpo para el alojamiento de componentes.

Si a este modelo se le añade la característica de alargar los brazos, lo que se consigue es una mayor estabilidad al reducir las turbulencias creadas por el movimiento de las hélices entre sí. Es un sistema bastante empleado en drones de carreras, buscando la mayor optimización de la potencia y buscando una máxima estabilidad. También existen unos chasis llamados híbridos, que combinan las propiedades de agilidad y momento de inercia bajo, y el gran espacio aportado por una configuración en H.

Finalmente, los chasis cuadrados se suelen emplear cuando se busca una mayor resistencia y rigidez. Al tener un mayor número de puntos de contacto entre sí, en caso de golpe y rotura, la integridad estructural no se ve tan afectada, pero el peso es mayor.



Figura 2.10 Tipos de chasis en cuadricóptero [21].

Controladora de vuelo o FC (Flight Control)

La controladora de vuelo es la placa encargada de controlar un dron, es como su cerebro. Se trata de un conjunto de circuitos integrados que incluye diversos tipos de sensores como son giróscopos y acelerómetros para el control de actitud de vuelo, Figura 2.11. Además de estos puede disponer de otros más avanzados como son barómetros o magnetómetros. Esta es la encargada de recibir los comandos de usuario y controlar los motores, segundo sea requerido, a ella también se conectan los diversos periféricos del UAV.

A la hora de elegir una controladora, es imprescindible seleccionar una que esté programada con un *firmware* adecuado para la aplicación. Algunos de estos son de código cerrado como Raceflight, lo que hace que no se pueda modificar [22]. Por otra parte, aquellas de código abierto como podría ser Ardupilot o Betaflight permiten modificarlo atendiendo a las necesidades del usuario pudiendo instalar opciones no incorporadas de una manera intrínseca. Una característica importante de las controladoras es el número de *UART*. Este número está muy asociado al tipo de procesador incorporado. Estos son puertos que permiten conectar dispositivos externos como receptor digital. El almacenamiento de información se puede realizar en dos memorias diferentes como son las memorias *flash* o en tarjetas *SD*. La segunda implica la necesidad de que la controladora disponga de un lector para estas. Su principal ventaja es la facilidad de transmisión de datos ya que basta con extraer la tarjeta y copiar los datos en otro dispositivo. Su inconveniente respecto a la primera es su precio, superior al de una memoria *flash* integrada.

Es posible encontrar otros componentes que hacen que una controladora sea más atractiva que otra, como son los reguladores de voltaje integrado que hacen que se pueda conectar directamente a las baterías, ya que la propia placa regula hasta alcanzar la tensión de funcionamiento y generar unas salidas de unos determinados valores. Además, si se dispone de un PBD (*Power Distribution Board*) integrado se pueden conectar los *ESC* y la batería de manera directa a la placa.



Figura 2.11 Ejemplos controladora de vuelo [22].

Variadores de potencia

Un variador de potencia o ESC *(Electronic Speed Control)* es el componente del dron encargado de controlar de manera electrónica la velocidad de giro de los motores, Figura 2.12. Estos reciben la señal del controlador de vuelo y envían la señal adecuada a los motores para que adecúen su giro a la velocidad óptima. Además, también sirven para controlar la dirección de giro y pueden actuar como freno dinámico.

El parámetro fundamental para elegir el ESC correcto es la corriente máxima que es capaz de proporcionar al motor. En caso de incorporar uno con menor amperaje del que realmente demanda el propulsor, este empieza a calentarse y termina fallando. El conjunto hélice-motor es el que indica la demanda de intensidad y muchos fabricantes ya indican los valores óptimos. No es necesario utilizar un variador con una mayor capacidad porque a medida que se aumenta la corriente soportada, se incrementa el peso y el tamaño [23]

Se evalúan dos situaciones de corriente: continua y ráfaga. El "*Rating continuo*" se refiere a la máxima corriente que puede manejar de forma continuada, mientras que el de ráfaga indica el máximo que puede trabajar en breves períodos de tiempo.

- **Procesador:** actualmente la mayoría de los variadores usan procesadores con arquitectura Atmel, Silabs o ARM Cortex. Esta última es la más conocida, ya que es la misma que se emplea en dispositivos como smartphones o tablets entre otros. Dependiendo del tipo de procesador se utiliza un *firmware* asociado a cada uno de ellos.
- **Firmware**: son las instrucciones básicas de funcionamiento del variador de potencia. Los *firmwares* para variadores más antiguos son SimonK y BLHeli. Originariamente ambos eran de código abierto. La mayoría de los usuarios optan por BLHeli por su amplia gama de funciones y la facilidad de manejo de su interfaz.
- Voltaje de entrada: la tensión de entrada de un variador depende de la batería elegida encargada de proporcionar la energía necesaria para el funcionamiento de un dron.
- **Protocolo:** los protocolos determinan cómo de rápido viajan las señales del FC al variador.

Hay que destacar que existen algunos motores que ya cuentan con su propio variador de potencia integrado. Básicamente la mejora que aporta es que se ahorra espacio y puede ser necesario en alguna que otra ocasión en la que este factor sea determinante. Sin embargo, el inconveniente es que en caso de fallo del motor o del propio variador, se debe cambiar el motor completo, por lo que la inversión es mayor en este sentido.


Figura 2.12 Variador de potencia [23].

Hélices

Las hélices como en cualquier vehículo de ala rotatoria son las encargadas de generar la sustentación y el empuje para lograr el vuelo y el movimiento del dron [24]

- Efectos de la longitud y el paso: una mayor longitud y paso implica una mayor energía para moverla, por lo tanto, la potencia de los motores debe ser mayor. Es por ello, por lo que, las más largas y con un paso mayor proporcionan una mayor potencia de vuelo, pero disminuyen su autonomía. Un menor diámetro por su parte permite al motor girar más rápido y ágil, necesitando menor corriente y haciéndolo más controlable. En la estabilidad influye el paso, uno mayor implica mover un mayor flujo de aire y más turbulencias.
- Forma: la forma juega un papel importante en el comportamiento. Además, está muy ligada a la superficie. La diferencia principal se encuentra en la forma del extremo de pala: puntiagudas, nariz de toro, o híbridas. Los dos últimos tipos otorgan una mayor superficie, pero menor eficiencia por lo que el empuje es mayor, pero a costa de un mayor consumo.
- Número de palas: un mayor número de palas implica una mayor superficie de sustentación por lo que el empuje crece, eso sí, el consumo de corriente lo hace de manera proporcional. Un gran número de palas (4, 6 o más) implica una gran ineficiencia y consumo. Es importante encontrar un compromiso entre empuje y eficiencia, Figura 2.13.
- Sentido de giro: existen dos sentidos de giro en función de si el motor realiza su giro en sentido horario o antihorario, por lo que hay que tener cuidado a la hora de elegir el sentido de una hélice, para que este sea el mismo que el del motor.
- **Material:** los principales materiales empleados son el plástico, fibra de carbono o madera. El peso juega un papel fundamental en esta ocasión, una reducción de este puede mejorar la respuesta del dron y su comportamiento, aunque también es cierto que no es necesario demasiada potencia para moverlas.



Figura 2.13 Tipos de hélices.

2.4. Tipos de ensayos para la detección de grietas

Los ensayos no destructivos son aquellos que tienen como objetivo la evaluación del estado de los materiales sin que queden afectadas las propiedades físicas, químicas o mecánicas de estos, y que se realizan sin producir daños que afecten a su funcionalidad.

En el sector de la aviación se realizan inspecciones periódicas para determinar si estas operan de forma segura. Estas revisiones son importantes para detectar, con tiempo suficiente, la evolución que pueden sufrir las fisuras detectadas, evitando así posibles accidentes aéreos. Existe una gran variedad de ensayos no destructivos centrados en examinar los materiales para determinar la presencia de grietas. Entre las más comunes se encuentran la inspección visual, radiografía, líquidos penetrantes, partículas magnéticas, pruebas ultrasónicas o corrientes inducidas. A la hora de seleccionar que tipo de técnica es la más idónea, uno de los factores más determinantes es el tipo de aplicación y, en concreto, el tipo de defectos que se pueden presentar en las piezas de ensayo.

Radiografía

Este ensayo se fundamenta en la capacidad de penetración de los rayos X o de los rayos Gamma en los distintos materiales en función de su naturaleza y espesor. Además de ser un método peligroso porque el operador se expone a la radiación, no es un método aplicable a este proyecto porque solo detecta defectos internos y no superficiales.

Ultrasonidos

Los ultrasonidos son ondas acústicas cuya frecuencia está por encima del espectro audible del oído humano (aproximadamente 20 kHz).

La técnica ultrasónica se basa en la capacidad que tienen los sólidos de conducir las ondas acústicas. Teniendo en cuenta esta propiedad, las ondas ultrasónicas se reflejan en las superficies de separación y en discontinuidades internas del material, hecho que se utiliza para diagnosticar la presencia de heterogeneidades en los sólidos inspeccionados. La inspección ultrasónica para la detección de grietas o fisuras no es posible sin el uso de los palpadores, que son unos dispositivos que convierten energía eléctrica en energía mecánica y viceversa.

Su modo de funcionamiento se basa en la excitación del oscilador mediante una corta descarga eléctrica que transmite un pulso ultrasónico. Cuando dicho elemento recibe una señal ultrasónica, se genera una señal eléctrica que produce su oscilación. Estos palpadores se deben apoyar directamente en la superficie del material que se va a examinar. Para una correcta inspección se debe aplicar cierta presión, interponiendo entre el palpador y el material un medio de acoplamiento para que exista una buena transmisión de la onda ultrasónica entre los medios.

El hecho de que sea necesario el contacto directo con la superficie provoca que esta técnica no sea aplicable a este proyecto.

Resonancia acústica

El análisis acústico de resonancias es un método de ensayo no destructivo que permite la evaluación de diferentes piezas de trabajo. Este método se basa en el conocido fenómeno físico que sufre un cuerpo tras ser excitado (por ejemplo, golpeándolo). Tras esta excitación externa el cuerpo vibra en ciertos modos y frecuencias propia, conocidas como frecuencias naturales. Estas "frecuencias naturales" son características de la pieza de trabajo que, mediante micrófonos (ruido aéreo) o mediante vibrómetros láser (ruido estructural), son capturadas y digitalmente analizadas.

El análisis acústico de resonancias evalúa la pieza como un conjunto y es capaz de detectar los defectos internos. Con este ensayo se pueden detectar los distintos fallos o discontinuidades que afecten a frecuencias propias o naturales, y a las formas de vibración propia de las propiedades físicas. Sin embargo, estos defectos pueden ser muy diversos como grietas abiertas o cerradas, plegados, diferencias de densidad, o uniones soldadas defectuosas o que faltan.

Termografía infrarroja

La termografía infrarroja (TIR) es una técnica que permite medir temperaturas a distancia y sin necesidad de contacto físico con el objeto a estudiar mediante la captación de la intensidad de radiación infrarroja que emiten los cuerpos. Dicha radiación es proporcional a la cuarta potencia de la temperatura superficial del objeto, lo que se conoce habitualmente como Ley de *Stefan-Boltzmann*. De este modo, basándose en esta ley, la cámara termográfica traduce los citados niveles de radiación en escalas de temperatura (representadas mediante imágenes térmicas) que son de gran utilidad para identificar, analizar e interpretar los elementos constructivos existentes en cada caso, ver Figura 2.14.

Los defectos se ven más calientes que el área que los rodea, ya que no pueden transferir el calor fácilmente, es decir, disminuye la velocidad de enfriamiento debido al proceso de difusión. La termografía por infrarrojos utiliza como equipo detector el termógrafo. Es un aparato que percibe la radiación infrarroja y la transforma, a través de una pantalla, en imágenes luminosas visibles por el ojo humano.



Figura 2.14 Termografía aeronáutica: izquierda la imagen técnica, derecha la visible, [25].

Se pueden distinguir dos técnicas de termografía:

- Termografía pasiva: se refiere a aquellos casos en los que no se usa ninguna estimulación de calentamiento o enfriamiento externo para provocar un flujo de calor en el cuerpo inspeccionado. El objeto estudiado produce un patrón de temperaturas típico por el hecho de estar involucrado en un proceso (industrial) que produce calor. Unos pocos grados de diferencia respecto a la temperatura normal de trabajo (temperatura de referencia) del objeto muestra un comportamiento inusual. Esta técnica es capaz de capturar esta información de temperatura en tiempo real desde una distancia segura sin ninguna interacción con el objeto. La TIR pasiva se usa, por ejemplo, para la monitorización del producto en procesos de fabricación, monitorización de procesos de soldadura o comprobación de la eficiencia de los discos de freno de automóviles. Actualmente, esta técnica es utilizada en el mantenimiento predictivo de rodamientos, turbinas y algunos compresores.
- **Termografía activa**: se usa una estimulación externa para provocar un flujo de calor interno en el objeto estudiado. Un defecto interno afecta al flujo calorífico produciendo un contraste térmico en la superficie.

Tras un análisis termográfico, la aparición de grietas en la imagen térmica implica un gran daño interno en el elemento constructivo al existir una discontinuidad significativa que provoca mayor transmisión de calor. Por otra parte, la existencia de fisuras superficiales no es apreciable térmicamente, al no afectar la discontinuidad a todo su espesor.

Cámara estereoscópica

Esta técnica se basa en la utilización de dos cámaras separadas a una determinada distancia. A partir de estas dos imágenes bidimensionales se pueden obtener datos de la profundidad. Su principio de funcionamiento es similar a la visión humana, donde el desplazamiento relativo de los ojos permite obtener la profundidad de los objetos o tercera dimensión, mediante un simple proceso de triangulación a partir de las dos imágenes generadas por el mismo objeto en cada ojo. Esto se debe al hecho de que los ojos están distanciados, lo que provoca que las

imágenes de los objetos en sendos ojos se muestren desplazadas según la distancia de los objetos a los ojos.

En visión estereoscópica artificial generalmente se utilizan dos cámaras separadas entre sí una cierta distancia relativa con las que se obtienen las correspondientes imágenes. El procedimiento consiste en captar dos imágenes de una misma escena, cada imagen es capturada desde una posición de las cámaras ligeramente diferente, por lo que las imágenes se presentan también ligeramente desplazadas entre sí, siendo éste el fundamento básico de la visión estereoscópica, ya que este hecho es el que permite la obtención de la distancia a la que se encuentra un determinado objeto.

Cámaras de visión con profundidad

Este método necesita la acción conjunta de una cámara y un sensor infrarrojo (*LIDAR*). Estas cámaras emiten de uno de sus sensores un haz láser infrarrojo que proyecta una nube o constelación de puntos. En la Figura 2.15 se puede apreciar los puntos infrarrojos proyectados por la cámara.

Otro sensor de la cámara se encarga de captar los puntos que rebotan en los objetos para que posteriormente a través del software se calcule la profundidad de cada punto.

Su funcionamiento es similar al de un radar de onda continua, el sistema calcula la distancia en función del desfase entre la señal emitida y la recibida.

$$d = \frac{\theta}{4\pi} \frac{c}{f} \tag{1}$$

Donde:

- θ es el desfase entre la señal enviada y la recibida
- c es la velocidad de la luz
- f es la frecuencia a la que se envía

El problema de este método es que el valor del sensor cambia dependiendo del color del objeto y su medio exterior. Además, en exteriores tampoco se puede utilizar este sistema por el ruido al que está sometido. Es decir, la radiación infrarroja que proviene de la luz solar provoca errores en las mediciones del sensor.



Figura 2.15 Ejemplo de un haz infrarrojo [26].

2.5. Inteligencia artificial

El estudio de imágenes se puede utilizar para detectar grietas manipulando el contraste de la imagen e implementando algún algoritmo de clasificación [27].

El procesamiento digital de imágenes se centra en 3 etapas consecutivas: umbralización, limpieza y filtrado. En

cada una de estas fases se desarrollan una serie de operaciones que permiten obtener la información requerida a partir de imágenes RGB, es decir, fotografías multicapa de 3 colores. La umbralización se realiza seleccionando los rangos de intensidad y manipulando los valores del histograma de cada capa. En la limpieza se obtienen formas definidas aplicándoles diferentes operaciones para eliminar el ruido y los elementos innecesarios. Por otra parte, el filtrado de características se realiza por medio del análisis espacial buscando encontrar objetos y geometrías.

Los métodos tradicionales presentan problemas de sensibilidad por la interferencia de la luz en la fotografia, lo cual interfiere en la nitidez y contraste de la imagen. Con el paso de los años se ha trabajado para tratar de mejorar estos sistemas con la implementación de técnicas de inteligencia artificial (*IA*). Las técnicas IA más utilizadas para el procesamiento de imágenes son las redes neuronales, los sistemas difusos y los algoritmos evolutivos en donde se destacan los sistemas inmunes artificiales y la inteligencia de enjambre [28].

Sistemas difusos

Este algoritmo se desarrolla en 5 etapas: las cuales son la filtración y segmentación, para separar por colores; la extracción de características en donde se obtienen patrones característicos para su posterior clasificación; y las últimas etapas consisten en aplicar 3 diferentes procesos para clasificar la muestra.

La implementación de los sistemas difusos utiliza un esquema de lenguaje que simula el del ser humano. Sin embargo, su funcionamiento no es aconsejable para sistemas de alta precisión,

Redes neuronales artificiales

El cerebro está constituido por neuronas que guardan y procesan una gran cantidad de información. Las redes neuronales artificiales buscan simular ese comportamiento del cerebro, permitiendo generar sistemas complejos creando una estructura donde se utilizan elementos simples [29] A continuación, se presentan dos tipos de redes: la multicapa que es la más utilizada y las redes neuronales convolucionales, las cuales son especializadas para el trabajo con imágenes.

1) Red neuronal multicapa

La red neuronal multicapa se basa en la unión de neuronas distribuidas a lo largo de diferentes capas. Este tipo de redes sirven para copiar el comportamiento de cualquier sistema usando entradas y salidas conocidas, de esta forma es capaz de clasificar elementos o imitar el funcionamiento de una estructura.

Uno de los campos en el que más se utiliza este tipo de redes es medicina. Las principales ventajas son:

- Aprendizaje rápido con gran porcentaje de acierto.
- Capacidad de procesamiento en paralelo lo que lo convierte en un sistema muy útil en sistemas de respuesta rápida.
- La implementación de una red neuronal multicapa es simple en comparación con otras técnicas *IA* o incluso otros tipos de redes neuronales.

Por el contrario, los principales inconvenientes son:

- Necesitan un reentrenamiento periódico para no perder precisión.
- Cuanto más grande sea el rango de trabajo más datos representativos son necesarios.

2) Red neuronal convolucional

Las redes neuronales convolucionales (*CNN*) se utilizan en análisis de imágenes, destacando su uso en los procedimientos de clasificación y reconocimiento [30]. Este modelo de red se ha desarrollado inspirado en el sistema de aprendizaje biológico. Las redes neuronales convolucionales tratan de imitar el proceso que realizan los seres humanos con la vista, y que consiste en extraer las características propias de un elemento que lo diferencia de otros. Para el trabajo con imágenes se utilizan este tipo de redes porque permiten el manejo de grandes estructuras de datos. Las principales ventajas son:

- Red especializada en el trabajo con imágenes por su funcionamiento en 2D que permite la extracción de características globales de la foto por medio de las diferentes matrices de filtros.
- Alta capacidad de identificación ante variaciones en las imágenes.

No obstante, presenta algunos inconvenientes:

- Tiempos de entrenamiento largos
- La calidad de la identificación depende de la extensión de la base de imágenes que se use para su entrenamiento.
- Sistema de alto costo computacional por su trabajo con matrices y convoluciones entre ellas.

Inteligencia de enjambre

Este método se basa en la segmentación de imágenes. Se trata de un proceso mediante el cual se divide una imagen en múltiples segmentos de pixeles. Esta técnica utiliza pocos parámetros de configuración en comparación con las otras técnicas mencionadas. Tiene una convergencia rápida a la solución de los sistemas con gran flexibilidad, pero puede converger a una solución excesivamente baja, dando errores en los resultados. A continuación, en la Tabla 2-2, se compara las ventajas de cada sistema de detección.

Método	Ventajas	Inconvenientes	
Radiografia	Rapidez	Radioactivo	
Ultrasonidos	Sensible a pequeños defectos	Necesario el contacto directo	
Resonancia acústica	Sensible a pequeñas imperfecciones	Necesidad de excitar la pieza con contacto Dificultar para hallar la frecuencia de resonancia	
Termografia infrarroja	Detecta roturas, fisuras y deformaciones grandes Detecta defectos internos <i>TIR</i> activa no requiere contacto	Procesamiento complejo de las imágenes Necesidad de una fuente calorífica	
Cámara estereoscópica	Sencillez	Eficiencia reducida debido al pobre texturizado de las superficies de la aeronave	
Cámaras de visión con profundidad	Efectivo para reconocer superficies homogéneas	Resolución inferior a la cámara estereoscópica	
Inteligencia artificial	Mayor precisión	Método más difícil de implementar	

 Tabla 2-2
 Tabla comparativa sistemas de detección.

3 DISEÑO CONCEPTUAL

El requisito clave del dron es que tenga la capacidad de realizar fotogrametría de las grietas o fisuras que aparecen en la superficie de un avión u otro tipo de vehículo de transporte aéreo. Este es el principal requisito planteado. No obstante, hay que tener en cuenta otros básicos que permitan realizar esta tarea de una manera adecuada, como los que se mencionan a continuación en la Tabla 3-1.

Tabla 3-1	Requisitos	previos dron.
		r

Autonomía	Techo de vuelo	Método de control	Propiedades físicas
± 30 minutos	\pm 30 metros	Mando de control <i>Waypoints</i>	Alta relación potencia/peso Equilibrio peso/resistencia

En el diseño de drones existen muchos casos en los que se suelen emplear materiales muy ligeros pero cuyo valor incrementa demasiado el presupuesto. En este proyecto, eso no es un impedimento, pues el dron no está pensado para venderse como tal, sino para ofrecer el propio servicio de mantenimiento a las aerolíneas.

Finalmente, hay que destacar que no existe a priori ninguna condición especial que cumplir como puede ser vuelos nocturnos, aparte de que los hangares se encuentran perfectamente iluminados.

3.1. Configuración del dron

Para elegir la configuración del dron adecuada es útil la elaboración de una tabla en la que se comparen las características más importantes de los multirrotor vistos con anterioridad.

Estos parámetros reciben un valor de 1 a 4 correspondiente a la posición que se les otorga en la clasificación de la Tabla 3-2.

Rotores	Peso	Carga	Potencia necesaria	Estabilidad	Agilidad
Tricóptero	1	4	1	4	1
Cuatricóptero	2	3	2	3	2
Hexacóptero	3	2	3	2	3
Octocóptero	4	1	4	1	4

Tabla 3-2 Tabla comparativa multirrotores.

Se necesita una configuración equilibrada en el desarrollo del proyecto. Por este motivo, el concepto de tricóptero queda descartado por ser insuficiente la carga a levantar y su mala estabilidad, este último es un aspecto importante para poder obtener una buena calidad de las imágenes.

Del mismo modo, el octocóptero también queda descartado, ya que no es necesario tanta capacidad de carga en este proyecto, pero si un cierto grado de agilidad para maniobrar con el dron. Además, es recomendable que la potencia

consumida sea lo menor posible, sino se está utilizando demasiados motores para levantar una carga relativamente baja. Las dos opciones más viables son el cuadricóptero y el hexacóptero. El primero de ellos puede desarrollar un vuelo más ágil, pero un poco menos estable, aspecto en el que le supera el tener seis rotores en vez de cuatro. Pero, en el caso del hexacóptero, un mayor número de motores también requiere de una mayor potencia suministrada, más variadores de potencia y un mayor peso.

Teniendo en cuenta lo explicado anteriormente, se decide elegir un cuadricóptero e incrementar su estabilidad mediante la selección adecuada de motores y hélices que mejoren esta característica. De esta manera se puede ahorrar peso y, por tanto, mejorar la autonomía y la agilidad.

3.2. Chasis

El primer paso para elegir un chasis es decidir el material de construcción. El mejor de todos en relación peso/resistencia es la fibra de carbono, pero es la más cara. En este caso, al tratarse de un proyecto en el que el presupuesto no es un impedimento se opta por una fabricación basada en este material compuesto. Lo siguiente que se debe decidir es la configuración de este, para portar una cámara la mejor es la disposición de los brazos en forma de x, pues permite una mayor amplitud de campo visual. Con el material y la configuración escogida, se debe determinar el tamaño del esqueleto que sirve como soporte para los otros componentes. Un factor limitante es el tamaño de las hélices, se debe disponer del espacio suficiente para alojar unas del tamaño adecuado sin que choquen entre ellas, y a una distancia razonable para evitar que las turbulencias generadas por cada una comprometan el rendimiento del dron.

Teniendo en cuenta lo anterior, se decide diseñar un propio chasis. La ventaja de hacer un diseño propio es que se puede variar el tamaño de este si por algún motivo es necesario, o se necesita cambiar la zona de alojamiento de la controladora u otros elementos como la disposición de las cámaras.

A continuación, en la Figura 3.1, se muestra los primeros bocetos aproximados del dron conceptual.



Figura 3.1 Croquis dron.

3.3. Preselección de componentes

3.3.1. Motores

Antes de escoger que motor es más conveniente, se debe analizar qué criterios priman a la hora de su elección partiendo de la base de que el proyecto se centra en los motores *brushless*, pues estos poseen características superiores en muchos aspectos a los motores con escobillas:

• **Ratio Empuje/Peso:** este factor resulta el más básico y esencial, pues para que el dron pueda volar, al menos debe generar el doble de empuje qué peso total tenga el aparato. Para este diseño no se necesita una ratio alto, pues el dron necesita realizar movimientos a velocidad moderada y de manera estable.

• Eficiencia: este aspecto condiciona el tiempo de vuelo del dron a diseñar, pues si el consumo es menor, la batería ofrece un mayor tiempo de vuelo. Este apartado es de gran importancia para así trabajar más tiempo y que los costes operativos sean menores. Esto se expresa en una ratio G/W (empuje en gramos, partido por la potencia en Vatios) donde se considera que, a partir de 7, la eficiencia del motor es buena.

En la eficiencia influyen parámetros importantes como KV (constante de velocidad), que expresa el número de rpm por voltio suministrado al que gira el motor teóricamente. En este proyecto no interesa un KV demasiado alto, pues puede resultar en un descenso de la eficiencia.

• **Tamaño dron:** la distancia entre motores en la estructura base del dron aproxima de manera general las propiedades del motor que se necesita emplear, así como el valor de KV recomendado.

Para obtener en una primera instancia una aproximación del empuje necesario, se suele hacer una aproximación del peso del dron y conociendo la ratio empuje/peso, se calcula el empuje necesario en cada motor.

No obstante, cabe aclarar que al tratarse del diseño conceptual y al no tener los componentes definitivos, estos valores pueden diferir del resultado final, mostrado en la siguiente Tabla 3-3.

Controlador, variador	Sensores	Baterías	Chasis	Hélices	Cableado	TOTAL
50 g	400 g	1200 – 1800 g	900 g	40 g	200-300 g	2800 – 3500 g

Tabla 3-3 Estimación peso aproximado.

Partiendo de una ratio empuje/peso 2:1, y teniendo en cuenta que el diseño es un cuadricóptero, cada motor debe aportar un empuje de 1-1.4 kg. Existen varios modelos en el mercado que pueden suplir estas demandas, pero con diferentes características como puede verse en la Tabla 3-4.

Motor	Empuje máximo(kg)	Intensidad de corriente(A)	RPM	Consumo(W)	Diámetro hélice recomendada(mm)	Peso (g)
U3 KV 700	1	11,1	6600	123	304	128
U5 KV400	2,03	13,7	6600	304	355	195
U5 KV400	2,48	17,2	6500	381	381	195
U5 KV400	2,85	20	6250	443	406	195
U7V2.0KV280	3,28	27,4	5263	658	508	317
U7 V2.0 KV280	4,64	35,1	4809	842	559	317
MN5008 KV 170	3,44	11,36	6294	720	431	128
MN5008 KV 340	3,55	26,39	6482	760	431	135
MN3508 KV 380	1,22	9	4800	133	406	103
MN3510 KV 360	1,1	8,1	4300	120	406	117

Tabla 3-4 Preselección de motores.

Para un dron de tamaño grande/intermedio interesa motores de bajas revoluciones y longitudes de pala pequeñas. Una buena opción para tener en cuenta es el U5 KV 400 con paso de hélice 304 mm por sus características de empuje que proporcionan un 2,2 del peso total. No obstante, conviene más el de paso 406 mm para obtener un empuje similar

trabajando al 75% de potencia. De esta forma se baja los consumos y las revoluciones, teniendo un motor óptimo. Cabe destacar que estos motores funcionan con 22 V de corriente. No obstante, es interesante el estudio de motores de otras marcas. Puesto que en la punta de pala de las hélices no es recomendable superar el *Mach* de 0,3 ya que el flujo pasa a ser compresible. Por ello, se intenta buscar un motor de un KV un poco menor, y así obtener menores revoluciones minimizando también consumos.

Dentro de la gama Navigator se encuentra un motor con unas características que, a priori, son bastantes interesantes, tal y como se muestra en la Tabla 3-5.

Itom No.	Volts	Drop	Throttle	Amps	Watts	Thrust	DDM	Efficiency	Operating	
item No.	(V)	Flop	moure	(A)	(W)	(g)	TXT IVI	(g/W)	temperature('C)	
			50%	1.2	17	280	2600	16.47		
		TMOTOR	65%	2.5	38	500	3400	13.16		
		14*4 8CE	75%	3.5	51	620	3800	12.16	40	
		14 4.001	85%	4.9	70	760	4300	10.86		
			100%	5.7	83	870	4600	10.48		
			50%	1.5	21	340	2600	16.19		
		THOTOD	65%	3	44	580	3300	13.18		
	14.8	15*50E	75%	4.5	65	760	3800	11.69	42	
		15 SCF	85%	5.8	84	900	4100	10.71		
			100%	6.8	100	1000	4400	10.00		
			50%	1.73	25	380	2450	15.20		
		THOTOD	65%	3.6	52	630	3200	12.12		
		1-MUTUR	75%	5.3	77	800	3700	10.39	40	
		10 3.4CF	85%	6.9	101	1000	4000	9.90		
			100%	8.1	117	1100	4300	9.40		
		T-MOTOR 12*4CF	50%	1.6	35	350	4300	10.00		
			65%	2.7	63	560	5300	8.89		
MN3510			75%	4	90	760	6000	8.44	43	
KV360			85%	5.5	121	930	6600	7.69		
			100%	6.4	142	1060	7000	7.46		
			50%	1.8	40	460	4200	11.50		
		THOTOD	65%	3.4	75	730	5300	9.73		
		1-MOTOR	75%	4.8	105	900	5900	8.57	43	
		13-4.4CF	85%	6.2	140	1100	6500	7.86		
	22.2		100%	7.5	166	1300	6900	7.83		
	22.2		50%	2.5	57	660	4000	11.58		
		THOTOD	65%	4.7	105	1000	4900	9.52	000	
		1484 PCE	75%	6.8	150	1280	5500	8.53	50	
		14 4.0UF	85%	8.8	195	1500	6000	7.69		
			100%	10.6	234	1700	6500	7.26		
			50%	3	70	780	3800	11.14		
		THOTOD	65%	5.6	126	1180	4500	9.37		
		1-MOTOR	75%	7.7	175	1460	5300	8.34	60	
		15-5CF	85%	10.6	233	1700	5720	7.30		
			100%	12.5	273	1900	6040	6.96		
Notes:Th	e test con	dition of tem	perature is	motor sur	face tempe	erature in 1	00% throt	tle while the	motor run 10 min.	

 Tabla 3-5 Propiedades motor MN3510 [31].

Analizando el MN3510 KV360, con un voltaje de 14.8 voltios, se obtiene un trabajo a 4300 rpm, una intensidad de 8,1 A y un consumo de 117 W. Parámetros bastante satisfactorios para su elección, pero no definitivos, debido a que es necesario hacer las simulaciones oportunas en el software *ECALC*.

3.3.2. Baterías

Los módulos de batería son sin duda el componente más importante para la construcción, uso y disfrute de un dron. Es tan sencillo como que sin la energía que aportan las baterías no hay vuelo. Las baterías deben proporcionar la energía suficiente al dron para que se mantenga en vuelo, pero al buscar esta energía no hay que olvidar que cuanto más potente es una batería, más pesada tiende a ser.Es por eso por lo que antes de hablar sobre qué tipo de batería es la más apropiada para un dron, y en concreto para este diseño, conviene explicar brevemente qué es una batería, cómo funciona y que tipos de batería existen [32]

Existe un amplio abanico en lo que se refiere a tipos de batería. Sin embargo, en este trabajo se van a obviar aquellas que por bien excesivo peso (como las baterías de ácido-plomo) o por su corta vida (baterías alcalinas), no son apropiadas para la construcción de un dron. Bajo estas condiciones se diferencia:

- **Baterías Niquel-Hierro:** son baterías de fácil y económica fabricación, con tubos finos enrollados por láminas de acero niquelado. En el interior del tubo se encuentra hidróxido de Niquel y como electrolito potasa cáustica y agua destilada. El rendimiento de estas pilas no supera el 65%.
- **Baterías Niquel-Cadmio:** en este caso el ánodo es el cadmio y se utiliza de nuevo hidróxido de niquel como cátodo. Como electrolito se usa hidróxido de potasio. Estas pilas son recargables, pero presentan una densidad energética baja (50 Wh/kg).
- **Baterías Niquel-Hidruro:** el ánodo utilizado es hidróxido de níquel y una aleación de hidruro metálico como cátodo. Fueron las primeras baterías en utilizarse en vehículos eléctricos por su eficiencia en la recarga.
- **Baterías de Litio-ION:** estas baterías son las más utilizadas en electrónica debido a su pequeño tamaño (móviles u otros artefactos portátiles). Tienen una gran densidad energética, pequeño tamaño, poco peso y buen rendimiento. Pueden poseer una vida máxima de unos 3 años.
- **Baterías de polímero de litio (LiPo):** es una variación de las baterías de litio convencionales, mejoran todavía más la densidad de energía, así como la tasa de descarga. Tienen una gran densidad energética y mejor tasa de descarga, pero quedan inutilizables si pierden su carga por debajo de 3 voltios.

Si se deja de lado el coste, tamaño y peso de las baterías (factores que son verdaderamente importantes y que ayudaran a escoger entre las baterías que cumplan con las necesidades del dron), los cuatro parámetros más importantes de una batería como se mencionó anteriormente son: el voltaje (V), la capacidad de carga en Amperios-Hora (Ah), la energía almacenada (Wh) y la máxima corriente que es capaz de suministrar en amperios (A).

Teniendo en cuenta lo anterior, las baterías más adecuadas para el dron son las de Litio. Su gran densidad de energía permite tener una batería que cumpla las necesidades para el vuelo sin un peso excesivamente grande. Dentro de esta elección, se busca sobre todo las baterías LiPo (Polímero de Litio). El motivo es que además de ser las de mayor densidad energética, las baterías LiPo tienen más variantes en lo que a su forma de construcción se refiere, permitiendo un acople más sencillo al dron.

A pesar del gran mercado, se ha estrechado la búsqueda a dos posibles baterías de 4 celdas cada una:

- Batería LiPo TATTU 4s 16000mAh 15C, Figura 3.2.
- Batería LiPo TATTU 4s 14.8V 22000mAh 25C, Figura 3.3.



Figura 3.2 Batería LiPo 16000mAh [33].



Figura 3.3 Batería LiPo 22000mAh [33].

Ambas deben satisfacer las necesidades de vuelo. Sin embargo, aun a falta de la selección final de todos los componentes, los principales problemas que pueden surgir son la autonomía del vuelo y el peso de las baterías.

3.3.3. Controladora de vuelo

Teniendo en cuenta lo explicado en la sección 2.3 Componentes de un dron, acerca de las controladoras de vuelo. Lo primero es seleccionar el *firmware* que debe usar la tarjeta FC. Lo mejor es usar un código abierto. Las opciones elegidas por tanto son: *ardupilot* (derivado de arduino), *autopilot* (similar al *ardupilot*) y *betafligh*t (recomendado por expertos).

Es conveniente estudiar qué sistema de almacenamiento favorece más a la aplicación a realizar. El método más sencillo es el de usar memorias *flash* integradas, pero la mayor capacidad de almacenamiento y facilidad de extracción de datos hace que las memorias *microSD* sean una mejor opción a la hora de elegir una controladora de vuelo. Es por lo que el FC elegido debe disponer de una entrada para estas tarjetas. Otra de las características que se comparan para la elección de una controladora adecuada, es la IMU, que es el conjunto de giroscopios que permite saber la actitud del dron en todo momento, Tabla 3-6. En la actualidad las más empleadas son las ICM20602 y MPU6000 con una mayor frecuencia de actualización que otros tipos que se encuentran en el mercado.

Modelo	MCU	IMU	Nº UART	Peso
Matek F405-OSD	STM32F405RGT6	ICM20602	5	7 g
Mamba MK2 F405	STM32F405	MPU6000	5	6 g
BETAfpv F4	STM32F411CEU6	MPU6000	5	3.7 g
Matek F722-SE	STM32F722RET6	MPU6000 / ICM20602	5	10 g
Mamba F722 F7	STM32F722RET6	MPU6000	6	9.34 g

Tabla 3-6 Preselección controladora de vuelo betaflight.

Esta es una pequeña selección de algunas controladoras basadas en el *firmware betaflight*. Entre todas destaca la Matek F722-SE que dispone de un doble sistema de giróscopos, aunando las ventajas del MPU6000 y el ICM20602. El primero es más fiable, mientras que el segundo permite una mayor frecuencia de actualización de medición. Hay que destacar además que pese a disponer del mismo CPU que su principal competidora, la Matek dispone de un sistema de conexión de doble cámara con emisión de imagen intercambiable; esto es, se puede conectar dos cámaras a la placa y se puede elegir cual está retransmitiendo imagen en cada instante a través del emisor VTX.

Entre las controladoras *ardupilot* destaca la Pixhawk, una placa diseñada especialmente para instalar de manera sencilla sensores y otros dispositivos y actuadores mediante la conexión en clavijas, Tabla 3-7. Esta tiene un aspecto diferente y parece ya una placa modular a la que se pueden conectar los periféricos. Esto es favorable en caso de necesitar instalar un sistema GPS, de telemetría y otros componentes. La APM 2.8 es una placa bastante similar a la Pixhawk, pero con menores capacidades. Por su parte la Matek es la gemela de la vista en la sección asociada a FC con software *betaflight* [34].

Modelo	MCU	IMU	Nº UART	Peso
Matek F405-STD	STM32F405RGT6	ICM20602	5	7 g
Pixhawk 2.4.8 PX4	ARM Cortex M4	MPU6000	5	-
Ardupilot APM 2.8	ATMEGA2560	MPU6000	5	3.7 g

Tabla 3-7 Preselección controladora de vuelo ardupilot.

Autopilot en la actualidad es el *firmware* encargado de sacar el máximo rendimiento a las placas Pixhawk. Como en el caso de *ardupilot* la principal ventaja que tienen estas controladoras es la facilidad de conexión de diversos periféricos y dispositivos a la misma, Tabla 3-8.

Modelo	MCU	IMU	Interfaces	Peso
Pixhawk 4	STM36F765	IC-20689	8-16 PWM	15.8 g
Pixhawk 4 Mini	STM32F765	MPU6000	8 PWM	14.4 g

Tabla 3-8 Preselección controladora de vuelo autopilot.

El principal inconveniente es el tamaño, ya que esta ocupa el doble de una placa normal (suelen medir 40x40 mm aproximadamente) y esta tiene un tamaño de 44x84 mm. La mini reduce su superficie a 38x55mm. Otro factor es el precio, muy superior a otros modelos, pero hay que tener en cuenta que este ya incluye emisores, receptores, GPS, entre otros accesorios [35].

Dentro de la preselección final de controladoras de vuelo, Tabla 3-9, la más interesante es la *F722-SE*, en primer lugar, por el *firmware betaflight*, más sencillo de utilizar y configurar que los basados en arduino.

Por otra parte, la posibilidad de conexión de dos cámaras y retransmisión de imagen de estas también es un punto muy a su favor. Los 5 *UART* son suficientes para conectar emisores de señal y algún otro dispositivo como un localizador GPS.

Modelo	MCU	IMU	Nº UART	Peso
Mamba F722 F7	STM32F722RET6	MPU6000	6	9.34g
Pixhawk 4	STM36F765	IC-20689	8-16 PWM	15.8g
Pixhawk 2.4.8 PX4	ARM Cortex M4	MPU6000	5	-

Tabla 3-9 Preselección final controladoras de vuelo.

Aún no se puede elegir un modelo de manera definitiva ya que falta comprobar la compatibilidad con los otros componentes del dron.

3.3.4. Variador de potencia

Como se estudió con anterioridad, existen diferentes parámetros que definen el variador de potencia. En este caso los más importantes son: la corriente máxima que es capaz de proporcionar al motor, es decir, la máxima soportada por el mismo, y, por otra parte, la tensión de entrada que depende del número de celdas por las que esté formada la batería. En la Tabla 3-10 se muestra las características de los posibles variadores de potencia.

Otro parámetro muy importante es el *firmware* controlador de los ESC. Como ya se mencionó en apartados anteriores, existen algunos desactualizados por lo que interesa aquellos que manejen BLheli [36]

No obstante, se diferencian dos tipos principalmente, los BLheli_S y BLheli_32. La principal diferencia entre ambos está en el procesador, el primero utiliza uno de 8 *bits*, mientras que el segundo uno de 32. En este aspecto, la mejora se encuentra en el último mencionado ya que permite incorporar un mayor número de parámetros de control, pero aumentan el precio y peso [37].

Modelo	Intensidad	Batería	Firmware	Peso
TURNIGY MULTISTAR	20 A	2-4S	BLHeli_S	7.9 g
TURNIGY MULTISTAR	30 A	2-4S	BLHeli_S	9.1 g
TURNIGY MULTISTAR	40 A	2-4S	BLHeli_S	9.6 g
Flycolor Raptor	50 A	3-6S	BLheli_S	10.2 g
TURNIGY MULTISTAR	51 A	2-6S	BLHeli_32	17.2 g
TURNIGY MULTISTAR	41 A	2-58	BLHeli_32	10.8 g
TURNIGY MULTISTAR	33 A	2-58	BLHeli_32	3 g (sin cableado)
TURNIGY MULTISTAR	21 A	2-58	BLHeli_32	2 g (sin cableado)
Holybro Tekko32F3 4in1	65 A	4-6S	BLHeli_32	15.8 g
XRotor Micro 4in1	60 A	3-6S	BLHeli_32	15 g
MAMBA F50	50 A	3-6S	BLHeli_S	15 g
Racestar REV 35 4in1	35 A	3-6S	BLHeli_S	13 g
Racerstar RS20AX4 4in1	20 A	2-4S	BLHeli_S	19 g

Tabla 3-10 Preselección de variadores de potencia.

Hay que destacar la posibilidad de utilizar ESC individuales o *4in1*. Estos últimos integran en un mismo chip las controladoras para los cuatro motores de un cuadricóptero. Este hecho supone un gran ahorro en espacio y peso al no ser necesarias cuatro placas, una para cada propulsor, pero entre sus inconvenientes, en caso de fallo, se debe cambiar la placa que controla todos los motores, por lo que el precio es superior a cambiar únicamente aquella asociada al fallo del motor. Además, dependiendo el tipo de *firmware* e intensidad, la inversión inicial también puede ser mayor a el caso de emplear variadores de potencia tradicionales. Pero, sin duda, el mayor inconveniente en comparación con los individuales es que, en caso de fallo, puede suceder que este no sea capaz de gestionar ninguno de los motores, lo que supondría un fallo catastrófico. En la Tabla 3-10, se expone una prelista de los ESC que se pueden adaptar al diseño del dron. Se seleccionan diferentes intensidades y baterías soportadas para en caso de tener que realizar correcciones al aplicar el software *ECALC*, se disponga de alguna opción ya estudiada.

Los modelos MULTISTAR con *firmware* BLheli_S cuentan con protocolos programables bastante modernos, los DShot150 y DShot300 con parámetros personalizables como freno, protección térmica, rango de acelerador o dirección de giro entre otras. Su procesador es el SILABS de ocho bits, inferior a los ARM de 32 bits, lo que es su principal desventaja frente los competidores, pero destaca también su menor peso y precio.

Por otra parte, los variadores con el *firmware* BLheli_32 disponen de los últimos procesadores mencionados. Su arquitectura de 32 bits los permite incluir opciones que con 8 bits era imposible realizar. Entre estas se incluye la telemetría o el cambio de rotación en el arranque. La programación de los MULTISTAR se realiza con una tarjeta diseñada por el propio fabricante para configurar parámetros de forma sencilla. Las principales desventajas que presentan son el mayor peso y precio.

De todas las opciones estudiadas, las más interesantes se muestran en la Tabla 3-11. Debido a su sencillez, lo mejor es elegir un ESC cuyo *firmware* sea BLheli_S, bastante moderno y más fácil de programar que su actualización, ya

que se puede hacer con una aplicación quizás más intuitiva que en caso del BLheli_32 y el software es de código abierto. La duda está entre escoger un *4in1* o 4 individuales. En un principio es más factible escoger un *4in1* porque permite balancear mejor el peso, ya que su masa total es menor. Pero la posibilidad de un fallo que imposibilite el vuelo de la aeronave hace que sea más adecuado la elección de ESC individuales tradicionales, por la posibilidad de control de los demás motores de la aeronave.

Modelo	Intensidad	Batería	Firmware	Peso
TURNIGY MULTISTAR	20 A	2-4S	BLHeli_S	7.9 g
TURNIGY MULTISTAR	30 A	2-4S	BLHeli_S	9.1 g
TURNIGY MULTISTAR	40 A	2-4S	BLHeli_S	9.6 g
Flycolor Raptor	50 A	3-6S	BLHeli_S	10.2 g

Tabla 3-11 Preselección final ESC.

3.3.5. Hélices

Las hélices siguen dos tipos de nomenclaturas equivalentes: AAxBBxC o AABB donde AA es el diámetro en pulgadas (siendo una pulgada 25,4 mm) de la hélice y BB la torsión o paso de hélice, y por último C el número de palas.

Características exigibles al perfil

Un aumento de espesor tiende a aumentar el $Cl_{máx}$. No obstante, también es interesante un espesor más alto en las zonas próximas a la raíz por requisitos estructurales.

En alas rotatorias es común el uso de hélices multi-perfil por la posibilidad de variar el espesor en función de los requisitos estructurales y del número de *Mach* de divergencia. Sin embargo, el reducido tamaño de las palas de los drones hace muy improbable, por no decir imposible el acercarse al *Mach* de divergencia. Además, la reducida longitud de pala hace que no se generen momentos tan grandes en la punta y posiblemente los requisitos estructurales no tengan que ser muy altos.

Por las altas revoluciones de los motores se debe tener cuidado con no acercarse al *Mach* de 0,3 aun teniendo palas relativamente pequeñas, puesto que a partir de este valor se empiezan a generar turbulencias y se convierte el flujo en compresible.

Características de la hélice

La rigidez de la hélice es un factor muy importante, ya que esta puede doblarse por el efecto del giro y dependiendo de las revoluciones por minuto. Por lo tanto, es necesario utilizar un perfil de un espesor suficiente para aguantar los efectos de flexión. No es necesario variar el perfil debido a que la idea es no acercarse al *Mach* de divergencia.

Existen tres tipos principales de hélice:

- 1) **Hélice en punta**, esta hélice es la que produce unos empujes menores, pero es la que consume menos potencia, aumentando de esta manera la autonomía del dron.
- 2) Hélice *bullnose*, presenta una mayor superficie que las otras, y por ello unos empujes mayores. Al contrario que la terminada en punta tiene el mayor consumo.
- 3) Hélice híbrida, que presenta unas características intermedias entre los dos casos anteriores.

Al no necesitar levantar mucho peso, se puede descartar el uso de las hélices *bullnose*. Aun así, cabe mencionar que elección final de la hélice está ligada al estudio de perfiles con el software *XFLR5*.

3.4. Cámara

En esta sección se explica los requisitos que debe cumplir la cámara y se hace un análisis de mercado para comparar los diferentes modelos existentes.

La importancia de este proyecto radica en obtener imágenes con la mayor calidad posible. Además, las fotografías no se toman en estático, pues la cámara se encuentra a bordo del dron. También resulta crucial que la velocidad de disparo permita realizar las fotografías de forma nítida. Aunque no es un requisito crucial, conviene que la cámara consuma la menor energía posible para que el dron disponga de una mayor autonomía. También conviene minimizar el peso, debido a que el dron a priori ya es lo suficientemente pesado.

A continuación, en la Tabla 3-12, se compara las diferentes opciones de cámaras comerciales que cumplen estos requisitos.

Modelo	Resolución	Velocidad de obturación	Peso	Intensidad de corriente
Zenmuse X7	6016 x 4008	1/8000 – 8 s	449 g (sin objetivo)	0.7 A
Zenmuse X5s	5280 × 2970	1/8000 – 8 s	461 g	0.7 A
Zenmuse X4s	4864×3648	1/2000 - 1/8000 s	253 g	0.7 A
Imperx C4181	6016 x 4008	1/25000 – 1 s	400 g (con estabilizador)	0.52 A – 0.66 A

 Tabla 3-12 Comparación de cámaras.

Todos estos modelos de cámara cumplen con los requisitos establecidos. El modelo Imperx C4181 es la que mejor se adapta a los requerimientos, pues tiene la misma o más resolución que las demás cámaras, pero mejora la velocidad de disparo, lo cual es determinante en el proyecto.

La Imperx C4181 es una de las cámaras digitales de barrido progresivo más avanzada técnicamente destinada a la visión artificial. Esta cámara ya ha sido utilizada en proyectos similares para detección de grietas en paredes de diferentes infraestructuras, Figura 3.4.

Además, la Imperx C4181 incorpora una serie de características únicas adaptadas para reducir la complejidad del sistema, maximizar el ancho de banda de la interfaz y ampliar el rango operativo utilizable.



Figura 3.4 Precisión detección de grietas [38].

3.5. Pilotaje automático

A continuación, se muestra un breve esquema de los elementos que componen un sistema de piloto automático de un dron, donde las flechas indican en qué dirección se comunican entre ellos, ver Figura 3.5.



Figura 3.5 Esquema piloto automático.

Sin entrar en profundidad, se puede resumir los elementos necesarios y la función que cumplen dentro del sistema de auto pilotaje:

- **Controlador**: para lograr un control autónomo es necesario un controlador que cuente con sensores integrados, concretamente: giroscopio y acelerómetro (para conocer el ángulo de vuelo), magnetómetro (para conocer la dirección de movimiento del dron) y un barómetro para conocer la altura. Los datos recogidos por los sensores son leídos y procesados por el controlador, y a partir de estos se llevan a cabo las correcciones necesarias para un vuelo óptimo. Este tipo de controlador es de 10 grados de libertad, ya que mide datos de 3 ejes del giroscopio, acelerómetro, magnetómetro y el barómetro, sumando 10 mediciones en total [39]. El controlador más usado para el vuelo autónomo es el PixHawk 4, debido a que es el más avanzado entre las opciones más conocidas, con sensores de alta precisión, redundancias en estos sensores, unidades de procesamiento más rápidas, y compatibilidad con el software *ardupilot*.
- Módulo GPS: Para poder llevar a cabo una navegación autónoma usando waypoints, los sensores mencionados en el anterior apartado no son suficientes, hay que añadir un módulo GPS para conocer la posición del dron y dirigirlo a los puntos que interesan [40]. Resulta muy interesante un módulo GPS, que reciba múltiples GNSS (*Global Navigation Satellite System*), es decir no solo use el sistema GPS (el sistema más conocido de sistema GNSS), si no también GLONASS, Galileo u otros; de manera que al recibir mayor número de datos su precisión aumenta.
- Módulos de telemetría: Son dispositivos de radio que conectan el dron con la estación de control en tierra, de manera que se reciben los datos sobre la situación de este, y también sirve para enviar el usuario las instrucciones que desee.
- Estación de control en tierra: Básicamente se trata del software instalado en el dispositivo que se va a utilizar para esta tarea y desde el cual monitorizar el dron y enviar órdenes de funcionamiento.

4 DISEÑO FINAL

En este apartado se lleva a cabo el proceso de selección de los componentes finales más idóneos que conforman el dron, a la vez que se presenta el diseño final alcanzado después de optimizar los resultados obtenidos en las diversas simulaciones, tanto estructurales como aerodinámicas.

4.1 Diseño chasis en CAD

En este punto se describe el diseño final adoptado para el chasis del cuadricóptero. Como ya se mencionó en el diseño conceptual, debido a las limitaciones de mercado en cuanto a chasis de gran tamaño para drones de cuatro rotores, se decide realizar un diseño propio que se adapte a las necesidades.

En cuanto a los materiales, la mejor opción es la utilización de un composite de fibra de carbono como material principal, acompañado de ABS, un polímero rígido con resistencia elástica moderada para partes menos comprometidas estructuralmente. La elección del primero se debe a sus buenas propiedades mecánicas (resistencia a esfuerzos, facilidad de fabricación) y una relación resistencia-peso óptima. Por su parte el ABS es un plástico que ofrece una buena rigidez y seguridad acompañadas de un peso muy bajo.

El concepto de diseño es sencillo, un núcleo estructural formado por dos bases que sirven como soporte principal a los componentes y punto de ensamblaje de los brazos de los rotores del dron. La última parte principal del esqueleto es el tren de aterrizaje unido a la base inferior, ver Figura 4.1.



Figura 4.1 Diseño final del chasis.

Como mecanismo de unión de los diversos componentes se emplean tornillos de cabeza redonda de 5 mm para llaves tipo Allen. Cada uno de estos está asociado a una tuerca con arandela de M5. A continuación, se describe con mayor detenimiento cada uno de los componentes del chasis.

4.1.1 Brazos

Para el diseño de los brazos se usó como inspiración los modelos mostrados en el diseño conceptual. La ventaja de tener una estructura reticulada es la reducción de peso y la preservación de una buena resistencia estructural, tal y como se muestra en la Figura 4.2. En un primer momento se usó una lámina de fibra de carbono más delgada, la cual se tuvo que modificar debido a las elevadas deformaciones alcanzadas en el extremo libre.

La longitud total de la zona de apoyo con las bases es de 63 mm, dejando así un espacio entre bases de 6 cm para poder alojar la batería y otros componentes.



Figura 4.2 Diseño final del brazo.

Cabe destacar el sistema de variación de ángulo de ataque implementado en la zona de alojamiento del rotor mediante un saliente que sobresale de la punta del brazo, ver Figura 4.3.



Figura 4.3 Sistema de cambio del ángulo de ataque.

4.1.2 Bases

El dron dispone de dos bases en las que aloja los diversos componentes, ver Figura 4.4. La forma en planta de estas es hexagonal, pero la inferior cuenta con dos apéndices que se extienden hacia adelante y hacia atrás. Esta pequeña variación se implementó tras apreciar ciertos problemas de espacio para poder alojar la batería. Además, como ventaja adicional permite la colocación de soportes inferiores para cámaras u otros dispositivos de mayor tamaño. Otra característica interesante es que están ranuradas a diferentes medidas para poder albergar controladoras de vuelo y componentes electrónicos de diversos tamaños.

Por su parte, los taladros observados se corresponden a diversos alojamientos de tornillos. Aquellos agrupados de tres en tres se corresponden con los lugares de amarre con los brazos y los cuatro restantes al tren de aterrizaje.



Figura 4.4 Base superior e inferior del dron.

4.1.3 Tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje del dron está basado en cuatro patas, dos patines y una base que se une a la base inferior del chasis, ver Figura 4.5. La altura de este es de 20 cm y la distancia entre patines de 210 mm. Su principal función es la de soportar la estructura y componentes en tierra y durante aterrizaje.



Figura 4.5 Tren de aterrizaje.

4.1.4 Propiedades físicas

La propiedad física más importante a la hora de diseñar un dron es el peso, para el cálculo de este se usa una herramienta de *SolidWorks* que permite calcular el volumen y masa de la pieza diseñada si el software conoce la densidad del material (hay materiales que no están definidos en su base de datos como es el caso del composite fibra de carbono y epoxi). Si se multiplica el volumen por la densidad del composite de fibra de carbono elegido para la fabricación de los brazos, se obtiene como resultado la masa de estos.

Por otra parte, la masa de los componentes fabricados en ABS ya es proporcionada de manera directa por el software al tener en su base de datos sus propiedades más importantes.

A continuación, se detalla cada una de las masas correspondientes a las diversas piezas, así como del conjunto total, Figura 4.6.

Configuración: Predeterminado Sistema de coordenadas: -- predeterminado --Densidad = 0.00 gramos por milímetro cúbico Masa = 106.27 gramos Volumen = 106267.11 milímetros cúbicos Área de superficie = 46633.70 milímetros cuadrados

Figura 4.6 Propiedades del brazo.

El volumen de cada uno de los brazos del vehículo es de 106267.11 mm³, la densidad del composite es de 1420 kg/m³, pasando el volumen a metros cúbicos y multiplicando por la densidad, se obtiene una masa final de 151g.Las propiedades de la fibra de carbono-epoxi y del ABS se recogen en la Tabla 4-1 y la Tabla 4-2.

|--|

5	Sepoxy Carbon Woven (230 GPa) Prepreg	🖻 🔮 o	omposite_Materials.xml				_
	A		В	с		D	Е
1	Property		Value	Unit	1	8	¢γ
2	Density		1420	kg m^-3	-		
3	Orthotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion				1		_
8	Orthotropic Elasticity				1		
9	Young's Modulus X direction		6,134E+10	Pa	-		
10	Young's Modulus Y direction		6,134E+10	Pa	-		
11	Young's Modulus Z direction		6,9E+09	Pa	-		
12	Poisson's Ratio XY		0,04				
13	Poisson's Ratio YZ		0,3				
14	Poisson's Ratio XZ		0,3				
15	Shear Modulus XY		3,3E+09	Pa	-		
16	Shear Modulus YZ		2,7E+09	Pa	v		
17	Shear Modulus XZ		2,7E+09	Pa	-		
18	Orthotropic Stress Limits				1		
19	Tensile X direction		8,05E+08	Pa	-		
20	Tensile Y direction		8,05E+08	Pa	-		
21	Tensile Z direction		SE+07	Pa	-		
22	Compressive X direction		-5,09E+08	Pa	-		
23	Compressive Y direction		-5,09E+08	Pa	-		
24	Compressive Z direction		-1,7E+08	Pa	-		
25	Shear XY		1,25E+08	Pa	-		
26	Shear YZ		6,5E+07	Pa	-		

Tabla 4-2 Propiedades ABS extraídas de Ansys.

	А	В	с	D	Е
1	Property	Value	Unit	8	Ġλ
2	🔁 Density	1040	kg m^-3 💌		
3	Isotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion				
5	🗉 🔀 Isotropic Elasticity				
6	Derive from	Young's Modulus and Poisson			
7	Young's Modulus	2,39E+09	Pa 💌		
8	Poisson's Ratio	0,399			
9	Bulk Modulus	3,9439E+09	Pa		
10	Shear Modulus	8,5418E+08	Pa		
11	🔁 Tensile Yield Strength	4,14E+07	Pa 💌		
12	🔁 Tensile Ultimate Strength	4,43E+07	Pa 💌		

Por otra parte, para los componentes fabricados en ABS cuya densidad del material es de 1040 kg/m³ se obtienen los resultados de la Figura 4.7, relativos a masa y volumen.

Masa = 47.30 gramos	Masa = 65.66 gramos	Masa = 116.19 gramos
Volumen = 46372.57 milímetros cúbicos	Volumen = 64376.29 milímetros cúbicos	Volumen = 113915.59 milímetros cúbicos
Área de superficie = 50606.64 milímetros cuadrados	Área de superficie = 68162.27 milímetros cuadrados	Área de superficie = 119676.92 milímetros cuadrados
Centro de masa: (milímetros) X = -0.04 Y = 1.00 Z = 0.00	Centro de masa: (milímetros) X = -0.26 Y = 1.00 Z = 0.59	Centro de masa: (milímetros) X = 0.00 Y = -77.74 Z = 0.00

Figura 4.7 Propiedades base superior, inferior, y tren de aterrizaje.

La masa total del sistema, sumándole una estimación de 80 gramos de la tornillería, es de 913.5 gramos.

4.1.5 Análisis estructural

Para comprobar la resistencia del chasis se realizó una serie de análisis en *ANSYS*, con el módulo *Static Structural*. Las simulaciones se corresponden con las situaciones más habituales de vuelo, el despegue, el aterrizaje y vuelo a punto fijo. Antes de realizar el ensamblaje de los componentes se llevó a cabo pruebas individualizadas de las respuestas de los brazos y de el tren de aterrizaje ante los posibles esfuerzos a soportar, Figura 4.8 y Figura 4.9.



Figura 4.8 Deformaciones totales brazo.

La fuerza aplicada en la zona de colocación del motor (hendidura de forma circular cercana a la punta de brazo) es

de 20 N en la dirección perpendicular a la misma y hacia arriba. Esto simula un empuje de motor de 2 kg, lo que es equivalente al instante de despegue en el que el motor proporciona la máxima potencia para comenzar el vuelo.

Esta estructura se puede realmente simular como se si se tratara del problema de una viga en voladizo, es por esto por lo que se atribuye como apoyo fijo a la superficie que debe ir empotrada a la base del dron.



Figura 4.9 Tensión Von Mises brazo.

Analizando los resultados, en la Figura 4.8 se aprecia las deformaciones totales, alcanzando en el extremo libre una deformación de 6.98 mm. En la Figura 4.9 se muestra las tensiones equivalentes de Von Misses a las que está sometida la pieza. El mayor valor alcanzado es de 18.26 MPa, resultado muy inferior al límite del material (805 MPa).

En cuanto a los resultados asociados al tren de aterrizaje se realizó dos simulaciones. La primera para estudiar el caso estático, simulando el dron en tierra, y la segunda simulando el contacto con el suelo al final del descenso. En la primera situación, la única carga soportada es el peso propio del vehículo, por este motivo se incluyó una fuerza de 30 N actuando sobre la base de contacto del tren con el resto de la estructura. De esta manera se consigue simular los 3 kg que aproximadamente se estipula que pese el dron, obteniendo los resultados de la Figura 4.10 y de la Figura 4.11.



Figura 4.10 Deformaciones totales tren de aterrizaje estático.



Figura 4.11 Tensión Von Mises tren de aterrizaje estático.

En esta situación la deformación máxima es de 0.41 mm y la tensión máxima de 5.76 MPa. En ningún punto de la estructura se supera el límite elástico, puesto que su valor es de 41.4 MPa. En cuanto a la segunda situación para simular el contacto con el suelo al final del descenso, se usó una fuerza aplicada de 45 N, simulando una aproximación final a una velocidad de 1.25 m/s. Obteniendo los resultados de la Figura 4.12 y de la Figura 4.13.



Figura 4.12 Deformaciones totales tren de aterrizaje descenso.



Figura 4.13 Tensión Von Mises tren de aterrizaje descenso.

Como era lógico de esperar, los resultados son algo peores que en el caso estático, pero son resultados adecuados y asumibles, a parte de que en ningún caso se supera el límite elástico, por lo que se garantiza el correcto funcionamiento de la estructura.

Una vez corroborado el correcto desempeño de los componentes más comprometidos, se puede realizar el estudio estructural del ensamblaje completo. Hay que destacar que en el mismo no se incluye la tornillería para evitar problemas de mallado. No obstante, se usa como relación de los componentes que estos están pegados y no se desplazan entre sí, hecho que debe ocurrir al estar correctamente ensamblados. Se simula dos situaciones, un ascenso con una relación empuje peso 2:1, Figura 4.14 y Figura 4.15 y un descenso, Figura 4.16 y Figura 4.17.

En el caso de desempeñar un vuelo en ascenso con una relación de empuje-peso de 2:1, la fuerza aplicada a cada brazo como en el caso individual tiene que ser de 20N. Además de esta fuerza, es necesario utilizar la gravedad y añadir los 3 kg de peso en la base inferior del dron simulando el resto de los componentes. Como apoyo fijo se usa la base superior, para simular el momento inicial de ascenso, siendo este el momento más crítico.



Figura 4.14 Deformaciones totales chasis ascenso.



Figura 4.15 Tensión Von Mises chasis ascenso.

Si se analiza los resultados, en la Figura 4.14 se aprecia una deformación máxima en el extremo libre de los brazos

como es de esperar. El valor de la misma en esta ocasión es de 9.97 mm, un resultado bastante similar al brazo analizado individualmente. Las deformaciones en las bases y en el tren de aterrizaje son muy pequeñas, lo que indica que durante el ascenso apenas sufren debido a las cargas soportadas. Por su parte, las tensiones equivalentes de von Mises máximas se alcanzan en la zona reticulada de los brazos, llegando hasta un valor de 42.92 MPa. Este resultado es superior al del brazo por sí sólo, esto se puede deber a una variación en la malla o a una resolución del problema ligeramente diferente. Aun así, el máximo es muy inferior al límite de la tensión cortante del material.

En cuanto al análisis de la estructura simulando un descenso, se realiza la suposición de que el empuje proporcionado por los motores es inferior al peso del dron. Con una fuerza de empuje menor a la proporcionada por los motores, se puede simular su decenso, siendo en eset caso de 35 N. También se añade la fuerza adicional de 30 N simulando la masa de los componentes del vehículo en la dirección de la gravedad.



Figura 4.16 Deformaciones totales chasis descenso.



Figura 4.17 Tensión Von Mises chasis descenso.

En esta situación se reducen tanto las deformaciones máximas como las tensiones que debe soportar la estructura. La deformación máxima observada de nuevo se produce en el extremo libre de los brazos y toma un valor de 1.75 mm, mientras que la tensión equivalente de Von-Mises es de 10.37 MPa. Es decir, la estructura diseñada soporta sin ningún problema las cargas aplicadas.

4.2 Diseño de la hélice

Para el diseño de la hélice se realiza una selección de perfiles. Una vez seleccionados varios perfiles, se hace una comprobación teórica de los resultados con el método de *Glauert*.

Los perfiles de estudio son una gama de distintos perfiles optimizados para drones y alas que vuelen a números de Reynolds no muy altos. Desde perfiles como los *SA*, *SD*, *SG* y *Eppler*, como los perfiles *NACA*, tanto de 4 dígitos como de 5. Puesto que la velocidad lineal de la hélice varía en cada punto, se estudia tres secciones diferentes para utilizar distintos perfiles optimizando el rendimiento de la hélice.

4.2.1 Perfiles

Para el estudio de los perfiles que se van a emplear en el diseño de la hélice se usa el software *XFLR5*. Este software permite tomar valores de perfiles importados como archivos.dat. Estos valores obtenidos son los coeficientes de sustentación, eficiencia, coeficientes de momentos y ángulos de ataque a los que operan los distintos perfiles que se analizan. Además de los distintos valores, también se puede obtener las distintas gráficas de estos valores en función del ángulo de ataque, variando este de -5º a 15º.

Al tratarse de una aeronave de ala rotatoria, el número de *Reynolds* varia con el radio de la pala, puesto que la velocidad lineal no es la misma en todos los puntos.

$$V = \omega R \tag{2}$$

Siendo ω la velocidad angular de la hélice, o la que directamente transmite el motor. Teniendo esto en cuenta, es necesario realizar el estudio a diferentes *Reynolds*, es decir, estudiar los perfiles en diferentes secciones puesto que no todos se comportan adecuadamente.

Para calcular las cuerdas de la hélice, se toma como referencia hélices de drones ya existentes.

$$Re = \frac{\rho v L}{\mu} \tag{3}$$

Siendo ρ la densidad del aire, v la velocidad de la sección, es decir, del perfil; L es la cuerda del perfil y μ la viscosidad del aire. Pero primero de todo es interesante estudiar el número de *Mach* al que se va a encontrar la hélice. Esta importancia recae en que si el número de *Mach* es menor a 0,3 se considera incompresible. Las ventajas que proporciona un valor de número de *Mach* bajo son, entre otras, una reducción de las vibraciones en la pala y una reducción en el ruido que generan las hélices al girar.

El número de Mach relaciona la velocidad a la que en este caso se mueve la hélice con la velocidad del sonido.

$$M = \frac{v}{a} < 0.3 \tag{4}$$

La velocidad que se tiene en cuenta es la de la punta de pala, por ser el valor más restrictivo. Mientras que la velocidad del sonido se obtiene de la siguiente expresión:

$$a = \sqrt{\gamma R g T} \tag{5}$$

Donde γ es la constante adiabática del gas, aire en este caso; Rg es la constante real del aire, y T es la temperatura en kelvin del gas. Como un dron no opera a gran altitud, la temperatura se toma como 20°C. A esa temperatura, la constante adiabática del aire seco es γ =1,4 y la constante real del aire seco es Rg = 286,9. Por lo que la velocidad del sonido es 343 m/s. Teniendo en cuenta que la hélice tiene una longitud de 204 mm de radio, y gira a 4800 rpm, la velocidad en la punta de la hélice es 102,139 m/s. Con esto se obtiene un número de *Mach* de 0,2977. Es decir, el flujo es incompresible ya que en ningún momento se supera un número de *Mach* de 0,3.

Los resultados de los distintos análisis se recogen en el Anexo A: Análisis de perfiles para la hélice, siendo los perfiles seleccionados el *Naca 2412*, el *Eppler 214* y el *Sd 7043*.

El *Naca* es seleccionado en la raíz por sus notables características aerodinámicas, además de su espesor, el cual debe ser suficiente para satisfacer los requisitos estructurales necesarios para soportar los esfuerzos a los que está sometida la pala. Los otros dos perfiles han sido seleccionados atendiendo exclusivamente a parámetros aerodinámicos, buscando un mayor Cl a un menor ángulo, y una mayor eficiencia. Una reducción de cuerda hacia la punta mejora considerablemente las actuaciones en vuelo a punto fijo. Gracias a la combinación de los perfiles *Eppler 214* y *Sd* 7043 en la punta de pala, se consigue minimizar la potencia de forma, y mejorar la eficiencia global a altas velocidades, aparte de que perfiles de alta sustentación permiten disminuir la velocidad en la punta de pala para una misma solidez. La geometría diseñada en la punta tiene cierta inspiración en la pala Onera SPP8, de manera que se consigue mejorar la FM (figura de mérito), es decir, la relación entre la potencia ideal y la real en vuelo a punto fijo.

A continuación, en la Figura 4.18, la Figura 4.19, y la Figura 4.20, se realiza una comprobación con la teoría del perfil delgado, con un código en Matlab (Anexo B: Método de Glauert) que compara las gráficas obtenidas mediante el método de *Glauert* y la gráfica de *XFLR5*.



Figura 4.18 Comparación por la teoría de perfil delgado del NACA 2412.



Figura 4.19 Comparación por la teoría de perfil delgado del Eppler 214.



Figura 4.20 Comparación por la teoría del perfil delgado del SD 7043.

4.2.2 Pala

La pala final se ha generado en *Catia V5*. La elección de este software se debe a la facilidad que presenta para importar los perfiles seleccionados mediante unas macros en *Excel*.

Como referencia se ha tomado la cuerda del 70% de longitud de la pala, la que suele ser la cuerda de referencia. Su cuerda ha sido seleccionada en función de otras ya existentes de características similares. Gracias al tamaño de la cuerda se puede estimar la solidez de la sección. La mejor configuración para obtener una reducción de la potencia requerida es cuando la solidez de la pala varía en proporción $\frac{\sigma_R}{\sigma_P} = 3$, tal y como se muestra en la Tabla 4-3, siendo σ_R la solidez en la raíz, y σ_P la solidez en la punta de la pala.

Tabla 4-3 Tabla de potencias en función de las características de la pala, [43].

$ heta_1$	σ_R/σ_p	ΔP
0	1	-
-8	1	2.5%
-12	1	4.0%
0	3	2.0%
-8	3	5.5%
-12	3	5.5%
Ideal	1	5.5%

Teniendo en cuenta las distintas cuerdas que tiene el perfil y la longitud total de la hélice, se procede a realizar una serie de cálculos con el objetivo de poder obtener la torsión óptima para la hélice. Primero de todo, es necesario explicar que se calcula la torsión como una torsión lineal. La razón de no utilizar una función hiperbólica es que la distribución hiperbólica devuelve unos resultados de torsión muy elevados en la raíz.

La torsión lineal se define como:

$$\boldsymbol{\theta}(\boldsymbol{x}) = \boldsymbol{\theta}_1 \boldsymbol{x} + \boldsymbol{\theta}_0 \tag{6}$$

A esta torsión lineal se le impone la condición de que en la sección del 70% de la cuerda, coincida con la torsión hiperbólica. De esta forma, se obtiene las siguientes ecuaciones:

$$\frac{\theta_P}{0,7} = \theta_0 + \theta_1 0, 7 \tag{7}$$

$$\boldsymbol{\theta}_P = \boldsymbol{\theta}_1 + \boldsymbol{\theta}_0 \tag{8}$$

Para calcular la torsión en la punta de pala se utiliza la siguiente expresión:

$$\theta_P = \frac{4C_T}{\sigma C l_\alpha} + \sqrt{\frac{C_T}{2B^2}} \tag{9}$$

Siendo C_T el coeficiente de tracción, y B el factor de pérdida de punta de pala, con b el número de palas.

$$C_T = \frac{T}{\rho S(\omega R)^2} \tag{10}$$

$$B = 1 - \frac{\sqrt{2C_T}}{b} \tag{11}$$

Introduciendo la tracción dada por el fabricante del motor y haciendo los respectivos cálculos, se obtiene los resultados de la Tabla 4-14.

Parámetro	Valor
C_T	0,0095
В	0,931
$ heta_P$	0,2227 rad = 12,76°

Tabla 4-4 Resultados C_T , B, θ_P .

No obstante, aunque 12,76° se encuentra dentro de los valores óptimos, se decide reducir voluntariamente la torsión en la punta de pala a 8,5°, ya que un ángulo un poco más bajo de torsión favorece las bajas velocidades. De esta forma se obtiene los resultados de la Tabla 4-5.

Tabla 4-5 Resultados θ_0 , θ_1 .

Parámetro	Valor
θ_0	$0,36028 rad = 20,64^{\circ}$
$ heta_1$	$-0,21193 rad = -12,14^{\circ}$

En vuelo de avance, elevadas torsiones negativas pueden producir deterioro de las actuaciones. Esto es debido a que los ángulos de ataque en la punta de pala del lado de avance se ven reducidos, por lo que se disminuye la tracción y por tanto la fuerza propulsiva.

El valor de Cl_{α} ha sido obtenido exportando la curva de sustentación a Excel y graficando la ecuación de los puntos, tal y como se muestra en la Figura 4.21, con el código de Anexo B: Método de Glauert.



Figura 4.21 SD7043 Gráfica Cl vs alfa, datos teóricos y datos experimentales en Excel.

Una vez realizados todos los cálculos, se construye la hélice, Figura 4.22.



Figura 4.22 Hélice final en Catia.

4.2.3 Análisis de la pala

Para proceder con el análisis estructural, es necesario realizar primero un análisis por métodos CFD (*Computational Fluid Dynamics*). Para ello se usa el software *ANSYS* con el módulo de *Fluent*. Mediante este análisis, se puede obtener las presiones que actúan sobre la hélice y de esta manera integrarlas en el análisis estructural como una carga.

El modelo CAD fue exportado de *Catia* como un archivo ".igs" y mediante la herramienta "*Design Modeller*" se creó el volumen de control usando dos operaciones booleanas, Figura 4.23. Un volumen grande por donde avanza la corriente libre, y un volumen cilíndrico de radio casi tangente a la hélice, para tomar las medidas de las presiones en la misma.



Figura 4.23 Volumen de control.

Con la geometría lista, se procede a generar el mallado sobre el cual se aplican las ecuaciones de mecánica de fluidos. Las mallas pueden realizarse de distintos tipos, una con la que obtiene muy buenos resultados es una malla "*hex dominant*", formada por geometrías tetraédricas. El problema de esta malla es que no tiene tanta capacidad para adaptarse a geometrías complejas. En cuanto a la malla de la zona cilíndrica, la que contiene a la hélice, esta es una malla más refinada. El término refinada, hace referencia al tamaño de las geometrías que componen la malla, es decir, al ser geometrías más pequeñas, la malla está más refinada, reportando así mejores resultados a costa de tiempo de computación, Figura 4.24.



Figura 4.24 Mallado del modelo.

Un factor muy importante a tener en cuenta es el "*Aspect Ratio*", o la relación de aspecto de los elementos. Cuanto mayor es el *Aspect Ratio*, mayor es la deformación de los elementos. Es fundamental que el "*Aspect Ratio*" medio de una malla sea inferior a 50, de esta forma se asegura obtener unos valores muy deseables en los residuos y que el modelo converja. En la Tabla 4-6 se muestra el mínimo y máximo *Aspect Ratio* del modelo.

Mesh Metric	Aspect Ratio
Min	1,1616
Max	11,974
Average	1,8107
Standar	0,45871

Una vez comprobado este valor, es necesario nombrar las zonas correspondientes a la entrada del flujo, la salida de este, y la hélice, bajo los nombres de *"inlet"*, *"outlet"* y *"propeller"* respectivamente. El *solver* usado es el modelo *"k-épsilon"*, el cual es un modelo estándar con muy buenos resultados, ya que es capaz de modelar la turbulencia con precisión tanto en *Reynolds* altos como bajos.

Después de analizar el número de Strouhal, se aplica un modelo transitorio.

$$S_t = \frac{fL}{u} \tag{12}$$

Donde *f* es la frecuencia de giro de la hélice, *L* la longitud de la hélice y *U* la velocidad de giro. Suponiendo la velocidad máxima que es la de punta de hélice y sustituyendo los demás valores, se obtiene $S_t = 3$. Los términos temporales solo pueden ser despreciados para valores del número de *Strouhal* mucho menores que la unidad, por lo que el modelo es no-estacionario.

En las condiciones de contorno para este análisis se ha añadido una velocidad de 15 m/s debido a la succión de la hélice en la sección de entrada. Y en la ventana de condiciones de las celdas, se ha introducido al volumen de control cilíndrico una velocidad angular de 4900 rpm, que es a las revoluciones que gira la hélice. La inicialización es hibrida, la cual se realiza para obtener mejores resultados tras el modelado, y con 100 pasos temporales con un tamaño de 0.00015 segundos.

El tamaño del paso temporal es el tiempo que transcurre en la simulación entre cada iteración del modelo. Cuanto más bajo es, más fácil que un modelo converja [44]. A continuación, se muestran los resultados de la distribución y el gradiente de presiones en el Eje Y, Figura 4.25 y Figura 4.26.

contour-2		
Total Pressure		
6.37e+03		
4.95e+03		
3.54e+03		
2.12e+03		
0.97e+02		
-7.22e+02		
-2.14e+03		
-3.56e+03		
-4.98e+03		
-8.40e+03		
-7.82e+03		
[pascal]		
ANSYS	Fluent	

Figura 4.25 Distribución de la presión total sobre el extradós de la hélice.



Figura 4.26 Distribución de la presión total sobre el intradós de la hélice.

Analizando los resultados obtenidos en la Figura 4.25 y en la Figura 4.26, se puede apreciar que la distribución de presiones es más alta en el intradós que en el extradós, lo que permite generar una mayor sustentación. En el extradós se aprecia una notable depresión en el borde de ataque, es decir, se produce una succión en el borde de ataque. Esto ocurre porque la corriente incidente cuando impacta con los perfiles de la pala tiene que rebordear el borde de ataque, lo que conlleva también una notable aceleración. En el intradós, cerca del borde de ataque, se aprecia una zona donde la presión es máxima debido a la cercanía al punto de remanso. Lo que ocurre es que el aire se acelera en el extradós, cumpliendo con el principio de Bernoulli. Con la distribución de presiones obtenida en ambas caras, se procede a realizar el análisis estructural para dos materiales que se han encontrado en hélices comerciales, fibra de carbono y PA 66 (Nylon reforzado con fibra de carbono). En cuanto al análisis se ha usado un *solver* directo, el cual gasta más memoria, pero da unos resultados más precisos. Como restricciones, se han restringido los movimientos sobre el Eje Z en la base del eje, y los movimientos en X y en Y en la dirección longitudinal de este. Una vez aplicados los dos materiales, las presiones y las ligaduras, se obtiene los resultados de la Tabla 4-7.

Materiales	Densidad (kg/m^3)	Deformación máxima (mm)	Tensión máxima (MPa)	Módulo de Young (MPa)	Ángulo φ(°)	Masa (g)
PA 66	1350	3,124	4,45	6000	0,88	38
Fibra de carbono	1750	3,47	6,73	6820	0,98	49

Tabla 4-7 Resultados análisis PA 66 y fibra de carbono.

A la vista de estos valores, conviene hacer una selección del material. Lo primero de todo, es necesario mencionar que el módulo de Young no es una restricción, este valor indica donde se encuentra el límite elástico del material, el
punto a partir del cual las deformaciones son permanentes, Figura 4.27.



Figura 4.27 Gráfico de Tensión-Deformación [45].

Los valores obtenidos no se acercan al límite elástico, ambos materiales cumplen por mucho el mínimo requerido. En cuanto a las deformaciones, ambas son muy pequeñas, de hecho, el ángulo que deflacta la pala hacia arriba es de menos de 1º y estas deformaciones, son elásticas. Teniendo todo esto en cuenta, el factor determinante para elegir el material idóneo es el peso. Cuanto menor es el peso de las hélices finales, menos se ve comprometido el dron para realizar sus actuaciones. Por ello, el material seleccionado es el PA-66.

4.3 Simulaciones en ECALC

ECALC es una herramienta en forma de web que se puede utilizar para simular, calcular y diseñar diversos tipos de vehículos propulsados por motores eléctricos, entre los que se incluyen multirrotores o helicópteros.

4.3.1 Requisitos previos

Para que *ECALC* pueda realizar las simulaciones es necesario definir el peso y tamaño del dron, así como las condiciones de vuelo en las que se va a desarrollar la detección de grietas. La masa del dron varía dependiendo de los diferentes dispositivos instalados, siendo la batería el elemento con mayor repercusión en el peso final del vehículo al ser el dispositivo más pesado. La masa empleada para los primeros análisis se detalla en la Tabla 4-8.

Componente	Cantidad	Peso
Chasis	1	914 g
Batería (4s 16000 mAh)	1	1241 g
Motores	4	112 g
Hélices	4	40 g
ESC	1	12 g
Cámara y soporte	1	400 g
Electrónica y cableado		300 g
	TOTAL	3475 g

Tabla 4-8 Ma	asa total dron.
--------------	-----------------

La otra característica importante antes mencionada es el tamaño del armazón que se corresponde con la distancia entre ejes de rotores, de 890 mm con el diseño de chasis empleado. Para todas las simulaciones se usa la altura a nivel del mar y una temperatura de 25°C.

Una vez establecidos estos parámetros iniciales, se puede desarrollar las diversas simulaciones hasta encontrar una configuración adecuada del dron.

4.3.2 Primera simulación

El primer análisis se realizó empleando una batería 4S de 16000 mAh con las propiedades de la Tabla 4-9.

Capacidad	Descarga máxima	Resistencia Capacidad de descarga continua		Capacidad de descarga pico	Peso
16000 mAh	90%	0.0005 Ω	15 C	30 C	1241 g

Tabla 4-9 Propiedades batería.

La hélice elegida para todos los análisis es la diseñada, cuyas características introducidas en *ECALC* se recogen en la Tabla 4-10.

Tabla 4-1	10 Prop	piedades	hélice.
-----------	---------	----------	---------

Diámetro	Paso	Número de palas	Constante de potencia/empuje	Gear Ratio
406.4 mm	121.9 mm	2	1.05/1	1:1

El motor utilizado es el mostrado como elección favorable en la preselección de componentes, el T-Motor MN3510 KV360. Otro factor importante que definir es la masa de los accesorios y el consumo de corriente de estos. En este apartado se impuso una masa de 400 g asociada a la cámara y su soporte, puesto que el resto de los dispositivos electrónicos ya están incluidos en la primera masa introducida de 3100 g. El variador elegido para los análisis es capaz de controlar hasta 50 A de corriente, con una resistencia interna de 0.005 Ω y un peso de 50g.

Por otra parte, en la Tabla 4-11, se muestra una estimación del consumo de los diversos dispositivos electrónicos que están instalados en el dron.

Cámara	Pixhawk 4	Lidar Lite V3	GPS y telemetría	Compás/receptor	TOTAL
0.66 A	0.175 A	0.13 A	0.55 A	0.15 A	1.665 A

Tabla 4-11 Intensidades de los dispositivos electrónicos.

Con el fin de dejar un margen de seguridad, las simulaciones se realizan para 2 A de consumo, Figura 4.28.

United Press de minore Press de minore <th>Connect</th> <th>Dana dal madalari</th> <th></th> <th></th> <th></th> <th>Mil de celevre</th> <th>Transla data</th> <th></th> <th>Inited to instancia</th> <th></th> <th>All on dat success</th> <th>Trans alte</th> <th>Deer</th> <th>alan (Challed)</th>	Connect	Dana dal madalari				Mil de celevre	Transla data		Inited to instancia		All on dat success	Trans alte	Deer	alan (Challed)
1100 0 cdt 0 mAX	General	Peso del modelo.	. Materia			rv- de rotores.	ramano del a	irmazon.	de la FCU		Anura del campo	temp. are	Pret	sion (Given):
Ling Ling <thling< th=""> Ling Ling <th< td=""><td></td><td>3100 9 6</td><td>on Motorizacion</td><td></td><td></td><td>•</td><td>090</td><td>wn.</td><td>sin limite T</td><td></td><td>0 MADL</td><td>25 10</td><td>10</td><td>15 IPa</td></th<></thling<>		3100 9 6	on Motorizacion			•	090	wn.	sin limite T		0 MADL	25 10	10	15 IPa
Cardias tatività Topo (Cardi / max C) - mieri de carga Configurazion Configurazion Configurazion Configurazion Resistencia Votage Configurazion Resistencia Votage Configurazion Resistencia Votage Configurazion Resistencia Votage Configurazion Resistencia Personalizada Personalina dinalizada Personalizada		109.3 02				simple •	35.04 ir	hch			0 #ASL	177 °F	29	91 inHg
personalizada • lena • 4 S P P 0000 m/kh 00000 m/kh	Celdas bateria	Tipo (Cont. / max.	C) - nivel de ca	irga:		Configuración	Capacidad po	or celda:	descarga max.	Resistencia	Voltaje:	capacidad C de des	carga: Pes	0:
Notice Top: Control to the Procession Open on Middle		personalizada		• liena •		4 S 1 P	16000 m	sAh	90% •	0.0005 Ohm	3.7 V	15 C contin	iua 31	0.25 g
Variable Tot: Constant 2 - top (x) - refrigerability:							16000 m	nAh total				30 C de pi	:0 10	9 oz
personalizabilit 9 Accent 905 Oten 41 9 2 400 9 Motor Paticaste - Top (kr) - refrigerazion: KV (uto topuze): Contrette ste helice: Limite Datala 15/1 Resistencia Longiad cata m* Polo mag: Pede 9/3 9/3 Helice Todade: - Diameter Diameter Diameter Resistencia Contret de Paterazitinge Cast de Paterazitinge C	Variador	Tipo:				Corriente	Resistencia		Peso:		Accesorios	Consumo de corrier	te: Pes	.0:
Notor Fancaret-Treport (normality of the sector) Total and the sector (normality of the sector) Total and the sector) Total and the sector) Total		personalizada				50 A cont.	0.005 0	Xhim	48 9			2 A	40	0 9
Notor Paticate - reformation N/ (v) b brenet; Contents on bloc: Under by V 0.168 Ohm 28.5 mm 14 Pais: Pais: <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td></td> <td>50 A max</td> <td></td> <td></td> <td>1.7 02</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td>14</td> <td>1 02</td>						50 A max			1.7 02				14	1 02
Twidder Mut5510-360 (360) Mutcack Mutc	Motor	Fabricante - Tipo (I	Kv) - refrigeraci	ión		KV (w/o torque):	Corriente sin	hélice:	Limite (hasta 15s):	Resistencia	Longitud caia:	nº Polos mag :	Pes	0
Dens Descende Sasterie KV helice nimer de pals: Cent de Potencia/Empige Cent Rato Hélice Tig de hélice Hélice Hélice Numérice Pasc nimer de pals: Cent de Potencia/Empige Cent Rato 1 Calcular		T-Motor	• M	N3510-360 (360)	•	360 rpm/V	0.4 A1	@ 10 V	330 W Y	0.188 Ohm	28.5 mm	14	97	a
Helice Tapo de helice: Tapo de helice: Tapo de helice: Tama de la set Contra de Podeco.EETrogie Care at la set Contra de Podeco.EETrogi		buena T			buscando	Anistanta Mithitan		· · · ·		[1.12 inch		3.4	07
Interior Interior <th< td=""><td>and the second se</td><td>The state of the second</td><td></td><td></td><td></td><td>Asistente KV heice</td><td></td><td></td><td></td><td></td><td>Company and</td><td></td><td>Traise</td><td></td></th<>	and the second se	The state of the second				Asistente KV heice					Company and		Traise	
$ \begin{array}{c c c c c c c c c c c c c c c c c c c $	nence	npo de neice.				te linth	Paso:		aumero de palas:	Conscide Potencia/Empuje:	Gear Hatio		L.e.	alecter
$ \begin{array}{c c c c c c c c c c c c c c c c c c c $	1	personalizada				10 inch	4.0 8	icn	2	1.05 / 1.0	<u>1</u> ;1		Ca	licular
$ \begin{array}{c} \hline \hline$						406.4 mm	121.9 n	nen .						
Opport Opport Network	•	2.9	Tiemoo	29.6	P	171		39	Em	1.4	8.25 Emplie aspacifico			9
Outperformance Motor a efficiencia óptim Motor a efficiencia Motor a efficiencia <td></td> <td>verge.</td> <td>The tripo</td> <td></td> <td></td> <td></td> <td>nan p</td> <td>erenare ext.</td> <td>city</td> <td>oper ese.</td> <td>Empage especiates</td> <td></td> <td>Contragoração</td> <td></td>		verge.	The tripo				nan p	erenare ext.	city	oper ese.	Empage especiates		Contragoração	
Cargat 2.58 C Contraction 2.00 S Period is Matchino 1000 Monitor a matchino Monitor a	Observaciones			Mater a eficiencia	ations	Mater al Minima		Mater @ Haus		Matarianalda Tatal		Multisdaters		
Comparing 1.00 V Contact 1.51 V Voltagie 1.52 V Voltagie 0.00 V Provide in modulation 2.00 V P	Carera		288.0	Corriente:	5 70 A	Corriecte	11.02.4	Corriente	6 80 4	Deco de la Motorización	2003 a	Reso total		1600 a
Tension normanizi 14 80 V Revoluciones* 5185 ppm Revoluciones* 4785 ppm Revoluciones* 3616 ppm Employee Employee 14 11 miximo pees addicant. 634 gp Copacidad fundation 236.8 V/h Potencia elicitrica. 90 4 V/v Potencia elicitrica. 91 4 V/v Potencia elicitrica. 924 6 z Corriente en estacionaria: 27.2 ZA miximo pees addicant. 634 gp 224 6 z Corriente en estacionaria: 27.7 W/v redinación mixima: 52.9 V/v velocidad mixima: 52.9 V/v velocidad mixima: 52.9 V/v velocidad mixima: 55.8 V/v Potencia-elicitrica: 85.8 V/v Potencia-elicitrica: <t< td=""><td>Voltaie</td><td></td><td>15.60 V</td><td>Voltaie</td><td>15.61 V</td><td>Voltaie</td><td>15.54 V</td><td>Voltaie</td><td>15.60 V</td><td>read an in manufacture.</td><td>70.7 02</td><td>1 000 1010.</td><td></td><td>123.5 oz</td></t<>	Voltaie		15.60 V	Voltaie	15.61 V	Voltaie	15.54 V	Voltaie	15.60 V	read an in manufacture.	70.7 02	1 000 1010.		123.5 oz
Energía 28.6 V/h. Putencia existiciónaria: 90.4 V/V. Putencia existiciónaria: 91.4 V/V. Putencia existiciónaria: 92.4 sc. 22.4 sc. 22.2 A 22.2 A 22.2 A 22.2 A 22.4 sc. 22.4	Tensión nominal	E.	14.80 V	Revoluciones*	\$195 rpm	Revoluciones*	4785 rpm	Revoluciones"	3616 rpm	Empuie-Peso:	14:1	máximo peso adio	ional	634 g
Copusided final: 1600 m/h Petencia mecánica: 77 2 W Petencia mecánica: 180 8 W Addreside defectación Petencia mecánica: 477 6 % Petencianación 247 0 W velocidad máxima: 32 * Capadada unada: 14400 m/h Enciencia: 65 4 % 195 6 Wilg Potencia mecánica: 160 W Petencianación 343 I W velocidad máxima: 35 sm/h tempo medio de vuelo: 25 9 min Potencia mecánica: 82 % Potencia-Peso: 195 6 Wilg Potencia-Peso: 100 I W Potencia mecánica: 343 I W velocidad máxima: 35 sm/h Tempo de vuelo: 25 9 min Potencia-Peso: 102 °F Potencia-Peso: 102 °F Potencia-Peso: 102 °F Potencia-peso: 103 M m/m 343 I m/m 4408 A Mago estimada: 16 m/s Peso: 124 f g 43.8 oz Velocia-Peso: 102 °F Potencia-Peso: 83 Will Potencia-peso: 83 Will Potencia-peso: 83 Will Add 04 M Add 00 M 16 M/s Peso: 43.8 oz Madridia: 44.00 A	Energía:		236.8 Wh	Potencia eléctrica:	90.4 W	Potencia eléctrica:	171.2 W	Acelerador (lor	a): 68 %	Corriente en estacionario	27.22 A			22.4 02
Copposition stands 14400 m/h Efficiencia: 55 / Ming storps Pedecia-Pesic: 195 / S / Ming benownie Pedecia-bedricia: 101 / W Pedecia/bit (a) on estacionarii: 33 / W velocid/de mkima: 25 min tempo midi de vaelo 25 9 min 25 9 min 102 °F Eclencia: 82 / Wing Pedecia/Pesic 85 / Wing Pedecia/Pesic 102 / Wing Control of Wing Pedecia/Pesic 102 / Wing Pedecia/Pesic 102 / Wing Pedecia/Pesic 102 / Wing Pedecia/Pesic 102 / Wing Pedecia/Pesic 80 / B / Wing Pedecia/Pesic 81 / Wing Pedecia/Pesic 103 / W Pedecia/Pesic 104 / W 104 / W 104 / W </td <td>Capacidad total</td> <td></td> <td>16000 mAh</td> <td>Potencia mecánica:</td> <td>77.2 W</td> <td>Potencia mecánica:</td> <td>140.8 W</td> <td>Acelerador (lin</td> <td>eal): 76 %</td> <td>Pot(entrada) en estacion</td> <td>ario: 427.0 W</td> <td>inclinación máxim</td> <td>r.</td> <td>32 *</td>	Capacidad total		16000 mAh	Potencia mecánica:	77.2 W	Potencia mecánica:	140.8 W	Acelerador (lin	eal): 76 %	Pot(entrada) en estacion	ario: 427.0 W	inclinación máxim	r.	32 *
Timopo mind de vuelo: 16.8 min 25.8 min 25.8 min 43.0 km 60.4 % 15.5 mph 44.0 Å A Mago estimation 40.6 % 3.05 min 40.6 % 3.05 min 4.00 Å A 15.5 mph 4.00 Å Nago estimation 3.05 min 16 min 16 min 4.00 Å Nago estimation 3.05 min 16 m	Capacidad usad	la:	14400 mAh	Eficiencia:	85.4 %	Potencia-Peso:	195.6 Wilkg	Potencia eléct	ica: 106.1 W	Pot(salida) en estacionar	io: 343.1 W	velocidad máxima		25 km/h
tempo de vuelo 25 9 min Tranço de vuelo 25 9 min 1241 g 43.8 oc 25 9 min 1241 g 43.8 oc Rago estimado: 82.2 % 102 °F Pelecia-Pesc: 122 0 Wilg Contraine al máximo: 44.06 A Rago estimado: 3405 mi Peso: 124 f g 43.8 oc 43.8 oc Madridia de potencial Internistical Voltage: 16 °F Eficiencia: 83.6 % 7.102 °F Pelecia-Pesc: 12.9 % 7.102 °F Pelecia-pesci est Temporatura: 93 °F Eficiencia al máximo: 63.1 % 7.102 °F 16 min 7.102 °F<	Tiempo min de 1	ruelo:	18.8 min				88.7 W/lb	Potencia meci	nica: 85.8 W	Eficiencia en estacionario	80.4 %			15.5 mph
Tiempo de vuelo estacionario: 26 6 min Tiempo de vuelo estacionario: 30 6 min 601.3 W 30 5 min 30 5 min Peso: 1241 g 43.8 oc 102 °F Eficiencia: 80.6 % Potencia/catendral al máximo: 601.3 W Trepada estimada: 16 min 315 min Medidas de potencia: Internicidat: 41.0 Å Empuje especifico: 8.2 % Velencia/catendral al máximo: 61.3 W Sea total del disco: 51.8 min 51.9 dmin 404.0 Å Voltage:: 15.6 V Potencia/catendral al máximo: 61.4 % Acea total del disco: 51.89 dmin 51.8 min	tiempo medio de	e vuelo:	25.9 min	0		Eficiencia:	82.2 %	Potencia-Peso	122.0 W/kg	Corriente al máximo	44.06 A	Rango estimado:		4908 m
Peso 124 fg 43.8 oz 122 'F 43.8 oz Eclerica: Policia de potencia Interinsida: 6 mb Policica (salida) al máximo: 553.0 VI Eclerica al máximo: Trepada estimada: 1 6 mb 40.10 Z Alladra Entrepada estimada: 1 6 mb 3 1° c 5 8 cm 3 16 mm Area total del disco: 5 1.89 cm ⁻¹ Area total del disco: 5 1.89 cm ⁻¹ 6 3 1.80 cm ⁻¹ Area total del disco: 5 1.89 cm ⁻¹ 6 3 1.80 cm ⁻¹ Falo del motor: 5 1.80 cm ⁻¹ 6 3 1.80 cm ⁻¹ Falo del motor: 5 1.80 cm ⁻¹ 6 3 1.80 cm ⁻¹ 6 3 1.80 cm ⁻¹ Falo del motor: 5 3 0 VI Falo del motor: 5 3 0 VI Falo del motor: 5 3 0 VI 5 1.80 cm ⁻¹ 5 3 0 VI Falo del motor: 5 3 0 VI Falo del motor: 5 3 0 VI	Tiempo de vuelo	estacionario:	29.6 min	0	5	Temperatura ext.:	39 °C		55.3 W//Ib	Potencia(entrada) al máx	imo: 691.3 W			3.05 mi
43.8 oz 43.8 oz est Temperatura: 94 °C Eficiencia al máximo: 81.4 % 315 8em Medidas de potencia 116 0°C 93 °F 93 °F Area total del disco: 51 89 der Voltage: 15 6 °V Potencia: 687 6 °V 0.29 oc/W Fallo del mótor: 604 3 m²	Peso:		1241 g	E	()		102 °F	Eficiencia:	80.8 %	Potencia(salida) al máxin	no: 563.0 W	Trepada estimada		1.6 m/s
Comparing Medidas de potencia 1.9 yr Area total del disco. 5.1.8 del? 5.0.9 del? 5.0.9 del? 5.0.4 se² 5.0.4 se² 5.0.4 se² 5.0.9 del? 5.0.9 del? 5.0.4 se² 5.0.4 se² 5.0.9 del? <			43.8 oz	S	L'AL	1000 S 10 S		est. Temperatu	ra: 34 °C	Eficiencia al máximo:	81.4 %			315 ft/min
Immensional 44 00 A Voltage: Empige specifico: 8.25 g/W 0.29 oc/W 804 3 m ³ compartir Voltage: 687 6 W 0.29 oc/W Fallo del motor: So				an	10	Medidas de potencia			93 'F			Area total del disc	o: 5	\$1.89 dm ²
Votage: 15.6 V 0.29 cc/W Fallo del motor: Q Compartir 687.6 W Aldadr a >> Descargarizer (0) << Bonzargarizer (0)				(eld	C	Intensidad.	44.08 A	Empuje especi	fico: 8.25 g/W				8	304.3 in ^a
compartir Añadir a >> Descargar.csv.(i) << Borrar				-		Voitage:	15.6 V		0.29 oz/W	0		Fallo del motor.		0
Añadir a >> Descargar.csv (0) <						Potencia	007.0 11							_
	compartir											Anadir a >> Desca	gar.csv (0)	<< Borrar

Figura 4.28 Resultados primera simulación ECALC.

Gracias a esta simulación se puede observar que la potencia eléctrica y la carga de la batería se encuentran dentro de los rangos óptimos de funcionamiento, con una autonomía de media hora. Sin embargo, es necesario modificar el motor seleccionado, ya que, la relación empuje-peso apenas alcanza un valor de 1.4:1, cuando un valor óptimo es cercano a 2:1.

4.3.3 Simulación óptima

Teniendo en cuenta la simulación anterior, se decide modificar el motor seleccionado. El rotor elegido es de la misma marca, de T-Motor, pero un modelo superior, el MN4010-14, con un empuje teórico de 1400 g con una hélice de 16 pulgadas. Los otros componentes y propiedades permanecen invariables, puesto que las condiciones de vuelo siguen siendo las mismas, Figura 4.29.

General	Peso del modelo:				Nº de rotores:	Tamaño del	armazón:	Limited de inclinación		Altura del campo	Temp. aire	Presion (QNH):
	3100 g a	on Motorización	1 🔻		4	890	mm	de la FCU:		0 mASL	25 °C	1013 hPa
	109.3 oz				simple *	35.04	inch	sin limite 🔻		0 #ASL	77 *F	29.91 inHg
Celdas bateria	Tipo (Cont. / max.	C) - nivel de ca	iroa		Configuración	Capacidad p	or celda:	descarga max.	Resistencia	Voltaie	capacidad C de descarga:	Peso:
	personalizada		Y lena Y		4 S 1 P	16000	mAh	90% *	0.0005 Ohm	37 V	15 C continua	310.25 g
	C.F. C.F. C.F. C.F. C.F. C.F. C.F. C.F.					16000	with Intel		(20 C de sins	10.0
						10000	men total				o de pico	10.9 02
Variador	Tipo:		-		Comente:	Resistencia		Peso:		Accesorios	Consumo de comente	Peso:
	personalizada		•		50 A cont.	0.005	Ohm	45 9			2A	400 9
					50 A max.			1.7 oz				14.1 oz
Motor	Fabricante - Tipo	(Kv) - refrigerac	ión:		KV (w/o torque):	Corriente sin	hélice:	Límite (hasta 15s):	Resistencia	Longitud caja:	nº Polos mag.:	Peso:
	T-Motor	• - M	N4010-14 (370)	•	370 rpm/V	0.8 A	@ 10 V	450 W Y	0.098 Ohm	30.5 mm	24	112 g
	buena 🔻			buscando	Asistente KV hélice					1.2 inch		4 oz
Hélice	Tipo de bélice:				Diàmetro	Paso		número de palas:	Const de Potencia/Empuier	Gear Ratio		
10000000	personalizada		- +35" *		16 inch	48	inch	2	1.05 / 1.0	1 1		Calcular
					400.4	1210			1.44	<u> </u>		Carcolar
					acore um	121.5	mm					
6.	4.8	Terres	30.0		0 W 600 287	Tam	46	<u> </u>	2.0	0 pW 15 8.36	Contra	\mathbf{N}
01	verya.	Thermore	de voero estacionario.			Terry	peratura unit.	Chip	oper ese.	Employe especiallo.	- Contraction	at distant
Deservaciones	R.		Motor a afisiansia des	time	Mater al Missimo		Mater @ House		Materización Total		Multiplaters	
Caroa		477.0	Corriente:	12 12 A	Corriente:	18 58 4	Corriente	671.4	Reso de la Motorización:	2069.0	Reso total	3500 0
Voltaie		15.54 V	Voltaie	15 53 V	Voltaie	15.44 V	Voltaie	15.60 V		73.07	P COU INIA.	123 5 07
Tensión nomina	e (14.80 V	Revoluciones*	5269 rpm	Revoluciones*	4982 mm	Revoluciones*	3165 mm	Emouie-Peso	20:1	máximo peso adicional	2392 g
Energía		236.8 Wh	Potencia eléctrica:	188.2 W	Potencia eléctrica:	286.9 W	Acelerador (log	48 %	Corriente en estacionario:	26.83 A		84.4 oz
Capacidad total		16000 mAh	Potencia mecánica:	158.4 W	Potencia mecánica:	237.3 W	Acelerador (line	sal): 62 %	Pot(entrada) en estaciona	rio: 420.9 W	inclinación máxima:	54 *
Capacidad usad	da:	14400 mAh	Eficiencia:	84.2 %	Potencia-Peso:	327.9 W/kg	Potencia eléctri	ica: 104.6 W	Pot(salida) en estacionaria	343.1 W	velocidad máxima:	51 km/h
Tiempo min de	vuelo:	11.3 min				148.7 W/lb	Potencia mecár	nica: 85.8 W	Eficiencia en estacionario	81.5 %		31.7 mph
tiempo medio de	e vuelo:	24.2 min	-		Eficiencia:	82.7 %	Potencia-Peso:	120.3 W/kg	Corriente al máximo:	74.32 A	Rango estimado:	7468 m
Tiempo de vueix	o estacionario.	30.0 min	A	0	Temperatura ext.:	46 °C		54.6 With	Potencia(entrada) al máxi	no: 1166.0 W		4.64 mi
Peso:		1241 g		$\left(\right)$		115 'F	Eficiencia:	82.0 %	Potencia(salida) al máxim	949.3 W	Trepada estimada :	5.6 m/s
		43.8 oz	()	U			est. Temperatur	ra: 33 °C	Eficiencia al máximo:	81.4 %		1102 ft/min
			- 17	~	Medidas de potencia			91 'F			Area total del disco:	51.89 dm ²
			(A) a	C	Intensidad.	74.32 A	Empuje especit	fico: 8.36 g/W				804.3 in ²
			6	-	Voltage:	15.54 V		0.29 oz/W			Fallo del motor:	0
					Potencia	1154.9 W						-
compartir										1	Añadir a >> Descargar.cs	(0) << Borrar

Figura 4.29 Resultados simulación óptima ECALC.

Variando el ángulo de ataque hasta 3.5° se consigue alcanzar la relación empuje-peso deseada. La potencia eléctrica suministrada al motor se encuentra cerca del límite de la zona de seguridad, pero debe operar sin ningún tipo de inconveniente. En cuanto a los resultados de carga de la batería y temperatura se encuentran entre los parámetros de funcionamiento óptimo.

La autonomía alcanzada es de 30 minutos, esta puede ser superior empleando una batería de mayor tamaño, tal y como se recoge en el Anexo C: Otras simulaciones en ECALC, pero este incremento de peso provoca una disminución de la relación entre el empuje de los motores y el peso del dron, por lo que se descarta

Un cálculo que se ha tenido en cuenta a la hora de realizar las diversas simulaciones es que la velocidad en la punta de la hélice no supere 0.3 *Mach*, este es el límite a partir del cual se debe tener en cuenta que un flujo es compresible, por lo que cambia su comportamiento y la sustentación generada no es la misma que en el caso incompresible, puesto que se reduce en gran medida.

$$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T} = \sqrt{1.4 \cdot 287 \cdot 298} = 346.02 \ m/s \tag{13}$$

$$V_{punta\ de\ pala} = 4981\ rpm \cdot \frac{2\pi\ rad}{60\ s} \cdot 0.203\ m = 105.33\ m/s \tag{14}$$

$$M = \frac{V_{punta\ de\ pala}}{a} = \frac{105.33}{346.02} = 0.304 \tag{15}$$

Se puede apreciar que, a revoluciones máximas, la velocidad en la punta de pala se puede considerar que está en el límite para considerar el límite incompresible. El único inconveniente mostrado en la configuración es que un cuadricóptero, y por tanto, ante el fallo de un motor, no es posible mantener el vuelo de manera segura, puesto que con el empuje de los otros tres motores restantes no se puede compensar el desequilibrio generado por el fallo del cuarto.

En cuanto a la gráfica que relaciona la autonomía y el alcance, esta permite calcular el número de pasadas que es capaz de realizar el dron alrededor de la aeronave para examinar los desperfectos y cuántas cargas de batería se necesita para llevar a cabo esta misión. Teóricamente el máximo tiempo de vuelo se logra cuando se consume la mínima potencia eléctrica y esto sucede cuando la aeronave vuela a punto fijo. Para el desempeño de la misión, el desplazamiento del dron depende de la cámara incorporada para realizar el análisis de la superficie, ya que esta tiene que ser capaz de tomar fotografías a una determinada velocidad de movimiento.



Figura 4.30 Estimación de alcance respecto a la velocidad del aire.

Por otra parte, de las curvas características del motor, Figura 4.31, se puede ver cómo la potencia eléctrica aumenta a medida que la intensidad crece, refleja así la variación de la intensidad necesaria en función del empuje requerido, y por tanto el consumo de batería.



Figura 4.31 Curvas características del motor.

La curva de color verde muestra la temperatura de la carcasa del motor, manteniéndose cercana a los 29° hasta una exigencia de 10 A. La línea de eficiencia se mantiene en valores semejantes a partir de 7.5 A hasta 19 A, por lo que el rendimiento del motor es prácticamente constante.

4.4 Selección final de componentes

En cuanto al chasis utilizado para soportar todos los componentes del dron es el diseñado en el apartado 4.1, con sus respectivas características indicadas de tamaño, peso, material y resistencia. Lo mismo ocurre con la hélice, diseñada y analizada en el apartado 4.2.

4.4.1 Motores

Las simulaciones en *ECALC* revelaron que el motor elegido en la preselección de componentes no era el adecuado, puesto que, su empuje no era suficiente para que el dron fuese capaz de realizar todas las actuaciones. Por tanto, el motor final escogido es el T-Motor 4010-14 de 370 KV, cuyas características se muestran en la Tabla 4-12.

				Test I	Report						
	Test Item		MN4010 KV370 Report NO.				MN.00019				
			Specifications								
İr	nternal Resistan	ice	98	mΩ		Configuration		181	N24P		
	Shaft Diamete	r	41	nm	,	Actor Dimension	6	Ø44.5×	30.5mm		
	Stator Diamete	r	40	nm		Stator Height		10	lmm		
	AWG		1	B#		Cable Length		60	Omm		
Weight Including Cables		137g		Wei	Weight Excluding Cables		112g				
	No.of Cells(Lip)	4-8S		Idle Current@10v			0.8A			
Max C	Continuous Pow	er 180S	450W Max Continuous Current 180S					2	0A		
				Load Tes	sting Data						
Ar	nbient Tempera	ture		r		Voltage		DC Pow	er Supplier		
Item No.	Voltage (V)	Prop	Throttle	Current (A)	Power (W)	Thrust (G)	RPM	Efficiency (G/W)	Operating Temperature (°C)		
			50%	2.1	31.08	360	3100	11.58	1.00		
			65%	3.1	45.88	510	3600	11.12			
		T-MOTOR 14*4.8CF	75%	4.1	60.68	640	3960	10.55	-44		
14.8			85%	5.4	79.92	810	4400	10.14			
			100%	6.5	96.20	920	4700	9.56			
		50%	2.3	34.04	430	2800	12.63				
		65%	3.8	56.24	640	3400	11.38				
	15*5CF	75%	5.1	75.48	820	3800	10.86	44			
			85%	6.9	102.12	1020	4250	9.99			
			100%	8.2	121.36	1160	4450	9.56			

Tabla 4-12 Características T-Motor 4010-14 de 370 KV [46
--

4.4.2 Batería

En cuanto a la batería se emplea una de las indicadas en la preselección de componentes, en concreto la TATTU 16000 mAh 15C.

La elección principal de este modelo es su menor peso en comparación con otras baterías de las mismas características. Gracias a las simulaciones, se comprobó que la capacidad que mejor se adaptaba era la de 16000 mAh, y en cuanto a capacidades de descarga no hubo ningún tipo de problemas.

4.4.3 Controladora de vuelo

La controladora de vuelo es otro de los componentes cambiados respecto a la preselección. Una controladora con un código basado en *arduino* es más versátil y permite la incorporación de manera sencilla de otros dispositivos que ayudan al desempeño de la misión.

La placa seleccionada es Pixhawk 4, Figura 4.32, con un gran número de sensores y dispositivos compatibles que ayudan a controlar el vuelo del vehículo, así como la cámara para la detección de grietas.



Figura 4.32 Pixhawk 4 [35].

La controladora cuenta con un módulo de potencia que se utiliza para suministrar la tensión necesaria a la Pixhawk y a los ESC. El principal inconveniente es que sólo tiene salida de 5 V, por lo que para una cámara que consume 12 V se necesita una placa adicional para proporcionar 12 V de potencia. Esta es la AirbotPower, Figura 4.34, que se debe conectar a la placa de distribución de potencia Figura 4.33, y a su vez con la controladora [47].



Figura 4.33 Holybro Pixhawk 4 Power Module [48].



Figura 4.34 Conexión AirbotPower y Pixhawk [49].

4.4.4 Variador de potencia

Para la elección final de ESC, se tuvo en cuenta los resultados obtenidos en la simulación relacionados con la intensidad máxima que se debe proporcionada al motor. En este caso, la intensidad máxima consumida por los rotores es de 18.58 A. Por seguridad se escoge uno de 35 A. En un primer instante se consideró la opción de variadores individuales, pero para reducir peso, se escogió el *4in1* Racestar REV 35 de 13 gramos, Figura 4.35.



Figura 4.35 Racerstar REV 35 4in [50].

4.4.5 Otros dispositivos y sensores

Para el manejo del dron se baraja dos opciones, la primera un sistema de control manual para que el operario pueda manejarlo cuando lo considere necesario, y un método de pilotaje automático. Este último se basa en el establecimiento desde el segmento tierra de una serie de *waypoints* definidos por sus coordenadas, las cuales definen el trayecto a realizar por el dron. Este mediante un receptor de GPS modifica su dirección de avance en función de los datos de coordenadas enviados hasta la controladora. También se definen los sensores empleados para medir distancia y evitar así el choque contra alguna parte de la aeronave, como los dispositivos que permiten transmitir los datos relacionados con la telemetría.

GPS

El receptor GPS empleado es uno recomendado por los propios desarrolladores de Pixhawk, pues es fabricado por la misma compañía que construye las controladoras, Holybro. Este utiliza el sistema RTK (*Real Time Kinetic*) que aumenta la precisión de los sistemas GNSS/GPS a un nivel de centímetros y permite así su utilización en tareas en las que la precisión es esencial como topografía de precisión, donde la precisión es milimétrica [51]. El modelo en cuestión es el Holybro H-RTK M8P GNSS cuyas características principales se muestran en la Tabla 4-13.

SKU	SKU12019	RTK-SurveyIn-Time	N/A
		Data and Update Rate	RAW:10Hz Max RTK5Hz Max
Photo	All I	Port	26cm Pixhawk4 compatible GH1.25 10-pin cable included
Product Model	H-RTK M8P Rover lite	Antenna Connection Type	N/A
Application	Rover (Vehicle) only		
GNSS	GPS L1	Baud rate:	38400 5Hz (default) can be set
	BeiDou L1	Working voltage:	4.75V-5.25V
Antennas Peak Gain (MAX)	1.5dBi	Dimensions	Diameter: 50mm
UNA Gain(typical)	20.5±1dB		Height: 14.5mm
Time-TO-First Fix	Cold start:≤35s Hot start:≤1s	Weight	32g

Tabla 4-13 Propiedades receptor GPS [52].

Receptor de radio y telemetría

Para poder controlar el dron de manera manual se necesita un receptor de señales de radio que se conecte con el mando que está empleando el operario en un determinado instante. Un buen receptor es el FrSky X4R. Entre sus características destaca su bajo peso, únicamente 5.8 g y el rango de operación de hasta 1.5 Km, Figura 4.36. Además, cuenta con 4 canales de telemetría incorporados, lo que evita tener que colocar un dispositivo a mayores dedicado solamente a esa tarea.



Figura 4.36 Características Fr Sky X4R [53].

Siempre hay un emisor asociado a un receptor de señales. En este caso el emisor es el mando que emplea el piloto para manejar el dron. Su elección depende de su compatibilidad con el receptor. Un control que satisface ambas exigencias es el Taranis X9D Plus, Figura 4.37, al ser compatible con todos los sistemas Frsky.



Figura 4.37 Taranis X9D Plus [54].

Sensores de distancia

Los sensores de distancia realizan una medición de la distancia, que puede ser utilizada para seguir el terreno, o determinar una ruta siguiendo una referencia que está marcada por la distancia continua a un determinado objeto, que en este caso es la aeronave a la que se le realiza la fotogrametría. Existen diversos tipos de sensores en función del principio físico en el que se basan: infrarrojos, sonar, láser, o sensores ópticos.

Para este proyecto se decide utilizar un sistema LIDAR que se fundamenta en la tecnología láser para la detección de obstáculos y elementos en el camino. La controladora es compatible con el sistema LIDAR-Lite V3, cuyas características se muestran en la Tabla 4-14, siendo una solución compacta, de alta precisión y de bajo consumo para la medición de distancias [55]. Su función principal es servir de ayuda al sistema GPS para la localización en el plano horizontal y aumentar así la precisión.

Tabla 4-14 Características LIDAR Lite-V3 [56].



Apertura óptica: 12,5 mm

Otro factor muy importante es la medición de la altura, para poder evitar las partes con gran superficie horizontal del avión como son el ala o el estabilizador en horizontal. Es por lo que en la parte inferior del dron se debe colocar otro sistema LIDAR, el LightWare SF11/C, donde aparte de las características de la Tabla 4-15, destaca su alcance de 120 m, para poder controlar con suma precisión la altura de vuelo.

Tabla 4-15 Características LIDAR LightWare SF11/C [57].



4.5 Imágenes de diseño

A continuación, en la Figura 4.38 y en la Figura 4.39, se muestra las dos posibles configuraciones del dron.



Figura 4.38 Dron configuración 1.



Figura 4.40 Perspectiva isométrica.

5 CALIBRADO DE SISTEMAS

5.1 Calibrado de la cámara

Una cámara estenopeica relaciona las coordenadas de un objeto en tres dimensiones con la proyección de este en el plano de la imagen [58].

5.1.1 Tipo de distorsiones

En la realidad, las imágenes obtenidas por los sensores tienen una cierta distorsión cuando tratan de mapear el mundo 3D en una serie de imágenes en 2D, ver Figura 5.1



Figura 5.1 Tipos de distorsión [59].

Existen dos tipos de distorsión de la lente de una cámara:

- Distorsión radial: causada por la forma esférica de la lente. La luz que pasa por su centro lo atraviesa con poca refracción, mientras que la que pasa por la periferia experimenta una ligera desviación que perturba la imagen.
- Distorsión tangencial: se produce cuando el sensor y la lente no están alineados de forma paralela. Esto provoca que la imagen se vea inclinada, lo cual es contraproducente en este trabajo, ya que algunos objetos se ven más lejos de lo que realmente están.

En el campo de la fotografía, las cámaras con objetivos gran angular suelen ser propensos a la distorsión radial positiva, mientras que los teleobjetivos son propensos a la distorsión radial negativa. Estos dos tipos de distorsión son en realidad dos lados de una misma moneda. Si se usa una lente gran angular como lente de largo alcance, se produce una distorsión radial negativa, y viceversa.

En el contexto de este proyecto, hay una combinación de ambos tipos de distorsión. Realmente esto no supone ningún problema, pues se puede usar los mismos parámetros para controlar dicha distorsión.

5.1.2 Modelo de calibrado

Para el calibrado de la cámara existen algoritmos matemáticos que permiten corregir la distorsión a partir de las fotografías tomadas por la cámara. El modelo que se pretende implementar es conocido como "*Pinhole camera model*", ver Figura 5.2.

Este método se basa en el principio de funcionamiento de una cámara estenopeica. Una cámara estenopeica, o *pinhole camera*, es una cámara simple, sin lente y con una única y pequeña abertura. Los rayos de luz pasan a través de la apertura y proyectan una imagen invertida en el lado opuesto de la cámara [60].



Figura 5.2 Pinhole model [60].

Los parámetros de este modelo son representados en una matriz de 4x3 conocida como "*matriz de cámara*" ver Figura 5.3. Esta matriz mapea la escena tridimensional en el plano de la imagen. La matriz está formada por una serie de parámetros de dos tipos: extrínsecos e intrínsecos. Los parámetros extrínsecos representan la ubicación de la cámara en la escena tridimensional, mientras que los parámetros intrínsecos representan el centro óptico y la distancia focal de la cámara.



Figura 5.3 Matriz de cámara.

El algoritmo de calibración calcula la matriz de la cámara usando parámetros extrínsecos e intrínsecos. De este modo, los puntos de la escena tridimensional se transforman en coordenadas de la cámara usando los parámetros extrínsecos y estas coordenadas de la cámara son mapeadas en el plano de la imagen usando los parámetros intrínsecos. En la Figura 5.4 se muestra el flujo de trabajo. Se puede decir que el modelo se basa en la obtención de fotografías de un patrón fácilmente reconocible de dimensiones conocidas, para obtener puntos que permitan rectificar la imagen.



Figura 5.4 Flujo de trabajo.

5.1.3 Obtención de los parámetros extrínsecos

Los parámetros extrínsecos consisten en una rotación, R, y una traslación, t. El origen del sistema de coordenadas de la cámara está en su centro óptico y sus ejes X e Y definen el plano de la imagen.

Para comprender el proceso se debe definir los ejes de coordenadas a utilizar:

- (X, Y, Z) representan las coordenadas físicas del objeto
- (x, y, z) representan las coordenadas del objeto de referencia rotado por los parámetros extrínsecos de la cámara.

La relación entre estos sistemas viene dada por los parámetros extrínsecos de la cámara.

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} & t_1 \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} & t_2 \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} & t_3 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{bmatrix}$$
(16)

- 17 -

Esta transformación es necesario realizarla debido a que las imágenes son obtenidas desde varios puntos diferentes, y, por lo tanto, sin esta transformación las coordenadas de un mismo plano varían. A continuación, en la Figura 5.5, se comenta con un ejemplo muy sencillo el funcionamiento a seguir sobre un tablero de ajedrez como si este se tratase de la aeronave en cuestión [61].



Figura 5.5 Transformación parámetros extrínsecos de la cámara [61].

Con esta transformación, el plano de la lente de la cámara y el plano del ejemplo del tablero de ajedrez son perpendiculares. El software de calibración es capaz de reconocer los vértices de los cuadrados del tablero y estima los parámetros de la matriz de rotación para alinear el objeto.

5.1.4 Obtención de los parámetros intrínsecos

Una vez estimada la posición de la cámara, hay que conocer la relación entre la matriz de píxeles del sensor y la posición de los objetos. Esta relación viene dada por una matriz que tiene la siguiente forma:

$$s \begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_x & 0 & c_x \\ 0 & f_y & c_y \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$$
(17)

Donde:

• s representa una corrección que se aplica cuando los ejes u y v de la matriz de píxeles no son perpendiculares.

- $u \neq v$ son los ejes de coordenadas del pixel de la imagen.
- f_x y f_y es la distancia focal por número de píxeles en el eje u/v de la imagen.
- c_x y c_y es la coordenada en el eje u/v de la cámara en la matriz de píxeles.

Al igual que con los parámetros extrínsecos, el software de calibración compara la matriz de píxeles obtenida con un modelo del tablero de ajedrez y es capaz de obtener los parámetros intrínsecos, ver Figura 5.6.



Figura 5.6 Parámetros intrínsecos de la cámara.

5.1.5 Obtención de los parámetros de distorsión

Para obtener los parámetros de distorsión, hay que utilizar las coordenadas obtenidas en el apartado anterior una vez aplicada la matriz de parámetros extrínsecos. En primer lugar, se define una serie de relaciones que permiten simplificar la expresión posterior:

$$x' = \frac{x}{z} \tag{18}$$

$$y' = \frac{y}{z} \tag{19}$$

$$r^2 = x'^2 + y'^2 \tag{20}$$

las coordenadas de los puntos distorsionados:

$$x'' = x' \frac{1 + k_1 r^2 + k_2 r^4 + k_3 r^6}{1 + k_4 r^2 + k_5 r^4 + k_6 r^6} + 2p_1 x' y' + p_2 (r^2 + 2x'^2)$$
⁽²¹⁾

$$y'' = y' \frac{1 + k_1 r^2 + k_2 r^4 + k_3 r^6}{1 + k_4 r^2 + k_5 r^4 + k_6 r^6} + 2p_2 x' y' + p_1 (r^2 + 2x'^2)$$
⁽²²⁾

Donde:

- x'' e y'' son las coordenadas del espacio distorsionadas.
- k_1, k_2, k_3, k_4, k_5 y k_6 son parámetros de corrección de distorsión radial.

• p_1 y p_2 son parámetros de distorsión tangencial.

Su relación con la matriz de píxeles es la siguiente:

$$u = f_x * x'' + c_x v = f_y * y'' + c_y$$
(23)

El programa es capaz de comparar los vértices del tablero de ajedrez de la fotografía cuando ya se le han aplicado las transformaciones, con un modelo que tiene grabado en su base de datos, y estima la función de transformación para la cual se minimiza la distancia entre los puntos del modelo y los de la fotografía real.

5.1.6 Implementación del calibrado

Para la calibración, se debe utilizar un tablero de ajedrez de dimensiones conocidas (al igual que si se tratase de una aeronave en concreto) y es necesario tomar fotografías con la cámara desde diferentes posiciones y ángulos.

El siguiente código de *Matlab* [62], permite calcular los parámetros extrínsecos de la cámara y aplicar la transformación explicada anteriormente.

5.2 Calibración de sensores internos

Para llevar a cabo un vuelo autónomo hay que realizar ciertos pasos de configuración previos, entre ellos está la calibración de los sensores que detectan la posición del dron.

Aunque se trate de un cuadricóptero simétrico, posee una dirección en la que se considera que vuela hacia delante y se debe colocar el dispositivo controlador alineado con esta, quedando definida la orientación del dron, ver Figura 5.7.



Figura 5.7 Sensors Setup.

A partir de esta configuración y utilizando el software *QGroundControl*, usado para el manejo de misiones autónomas en drones, se puede calibrar los sensores como se especifica en los siguientes apartados. Para ello es necesario acceder al menú de calibración de sensores e ir calibrando uno por uno.

5.2.1 Giroscopio

Para calibrar el giróscopo es suficiente con posar el dron sobre una superficie plana e iniciar el proceso de ajuste de la Figura 5.8.

File Widgets						
ی 🎭 🕲	१ 🕼 🖾 ।	🛕 🔏 🖧 📩 🗠	100%	Hold Disa	rmed	7 ×4
Vehicle Setup					Calibrate Gyro	Cancel Ok
Summary	Sensors Setup is used				For Gyroscope calibratio	on you will need to place your
- Eleminaro	Compass				vehicle on a surface and	d leave it still.
	Gyroscope 👹	Calibration complete			Click Ok to start calibrat	tion.
Airframe	Accelsromater 🖗					
((•)) Sensors	Leivel Hortzon 👛	メ				
Radio						
Flight Modes						
Power						
Safety						
ALL						

Figura 5.8 Calibración giróscopo.

5.2.2 Acelerómetro

Para lograr un ajuste perfecto del acelerómetro, el programa va indicando las diversas acciones de giro y cambios de posición para que se configuren correctamente los parámetros en la dirección de los tres ejes, ver Figura 5.9.



Figura 5.9 Calibración acelerómetro.

5.2.3 Magnetómetro

Para el caso del magnetómetro es necesario girar sobre todos sus ejes hasta que la barra de progreso de calibración se complete. El programa también muestra la calidad de la calibración.

5.2.4 Nivelado de horizonte

El nivelado de horizonte se basa en colocar el dron en posición de vuelo estacionario sobre una superficie a nivel, tal y como se muestra en la Figura 5.10.



Figura 5.10 Nivelado de horizonte.

5.2.5 Barómetro

El barómetro sirve para ajustar la altitud como 0 metros para la presión a la que se realice la calibración, esto permite obtener de manera exacta los cambios de altura respecto a este punto.

6 DETECCIÓN DE GRIETAS

Cuando se realiza fotogrametría con drones es necesario considerar 3 aspectos para que cada detalle de la aeronave sea reconstruido correctamente con un número mínimo de fotografías: la planificación del vuelo, la captura de imágenes y el procesamiento de estas. Aunque hay que tener en cuenta que cualquier tipo de sensor óptico en un dron está sujeto a movimientos y vibraciones que puede empeorar la calidad de las imágenes obtenidas.

Debido a la precisión necesaria para el posterior análisis de detección de grietas en los fuselajes de las aeronaves, se utiliza el software *DroneDeploy*, el cual permite planificar la trayectoria a seguir y procesar las imágenes del dron mediante visión por ordenador, convirtiéndolas en mapas de imágenes de dos dimensiones, e incluso representaciones tridimensionales [63].

La elección de este software se debe a que permite planificar el vuelo, y procesar y compartir las imágenes incluyendo la creación de sus mapas. La versión gratuita de este software está limitada en el número de mapas que puede procesar y en otras capacidades avanzadas como los cálculos volumétricos o la exportación de datos, aunque dispone de diferentes versiones de pago en función de sus prestaciones.

El tiempo que se tarda en procesar las fotografías obtenidas por el dron para generar los distintos mapas 2D, que a posteriori se emplean para la detección de grietas mediante el código desarrollado en *Matlab*, es indicado por el propio software. En la siguiente cita se añade un video del procedimiento en cuestión, donde con un dron proporcionado por el software *DroneDeploy*, se simula la tarea de fotogrametría a seguir sobre una aeronave que se encuentra estacionada en el Aeropuerto de Sevilla. En la descripción del video se añade más información del proceso [64].

6.1 Planificación del vuelo y captura de imágenes

Una buena planificación de vuelo es el factor que más influye en la calidad de los resultados. Se debe garantizar que se mantenga una resolución óptima de la cámara a pesar de la altura a la que se toman las imágenes.

Los vuelos con el dron se deben realizar a 100 pies, es decir a 30,48 metros. A esta altura se consigue mantener en todo momento una distancia de seguridad con la aeronave para evitar daños estructurales, tanto del dron, como de la propia aeronave. Para la elección de la altura se usó como referencia el Boeing 737/800, ya que se trata de una de las aeronaves que más operaciones realiza en el aeropuerto de Sevilla, aplicando un factor de seguridad del doble.

La Figura 6.1 representa la trayectoria de vuelo autónoma a seguir por el dron sobre una aeronave de ejemplo estacionada en el aeropuerto de Sevilla. Como se mencionó anteriormente, este tipo de ruta se conoce como *waypoints*. El uso de este tipo de ruta es porque la superposición de fotos de un objeto o terreno en un 80 a 90%, es imposible de completar con precisión por un piloto.

Es imprescindible disponer de varios puntos de vista alternativos para cada zona. Por lo tanto, es necesario completar una trayectoria de doble cuadrícula, es decir, completar una trayectoria como en el caso de una ortofoto (primera pasada) y continuar con otra trayectoria similar a 90 grados (segunda pasada), tal y como se muestra en la Figura 6.1. Además, a esa altura, el software garantiza una resolución de 0,4 pulgadas, un valor óptimo para la detección de grietas.



Figura 6.1 Trayectoria de vuelo seguida por el dron.

El dron realiza esa trayectoria a una velocidad de 3,21 km/h, siendo en 15 minutos capaz de obtener 252 imágenes solapadas. El número mínimo de fotografías se calcula en función de el solapamiento longitudinal y transversal entre una imagen y la anterior/siguiente. Un solapamiento insuficiente puede generar lagunas en la ortofoto, o discontinuidades visibles a simple vista. Los solapamientos mínimos en este proyecto son del 90% frontal y del 85% lateral. Hay que señalar que no es cierto que cuanto mayor sea el solapamiento, mayor es la precisión del resultado, esto sólo aumenta los costes de procesamiento y alarga los plazos de entrega.

La cámara se instala debajo del dron (Figura 4.38) a 15 grados por encima de la perpendicular que apunta al suelo (plano cenital). Esta inclinación de la cámara es necesaria para la reconstrucción en planta de la aeronave y parte del perfil de esta gracias al ángulo de *gimbal*. Para una reconstrucción tridimensional es conveniente un mayor ángulo, pero en este proyecto se trabaja en 2D para tener una mayor precisión a la hora de detectar estas pequeñas grietas y reducir los tiempos de procesamiento.

En cuanto a la reconstrucción de la parte baja de la aeronave y el resto del perfil, es necesario planificar una nueva trayectoria alrededor del perímetro de la aeronave a ras de suelo con la cámara en la parte superior (Figura 4.39). En esta trayectoria, al volar tan cerca de la aeronave, es aconsejable incorporar por seguridad al dron, una ligera carcasa resistente a golpes, típica de drones que inspeccionan tuberías, como en la Figura 6.2 [42].



Figura 6.2 Dron con carcasa para inspección de tuberías [42].

Con las imágenes obtenidas, el software es capaz de posicionarlas y dar información de cada fotograma. Si una imagen sale borrosa cuando se ha iniciado el vuelo, o no se alinea correctamente con las imágenes anteriores y posteriores, existe la opción de borrar o descartar esa imagen al procesar la información. Filtrar las fotos poco nítidas por alguna vibración del dron facilita que el software genere mapas 2D más precisos.

6.2 Desarrollo de la tecnología

Una grieta o fisura se define como una apertura alargada con muy poca separación entre sus bordes que se propaga en un cuerpo sólido debido a una aplicación de carga o a su existencia prolongada en el tiempo.

Gracias a la colaboración con el Centro ICADA ADA / Instituto Tecnológico Superior de Sevilla, se ha podido aplicar el código en sus distintas aeronaves, comprobando y corroborando el correcto funcionamiento de este, en la detección de grietas en el fuselaje de las distintas aeronaves que tienen a su disposición.

En un primer momento, se planteó obtener reconstrucciones tridimensionales de las aeronaves de estudio con la finalidad de comparar las nubes de puntos obtenidas con modelos CAD de referencia de las mismas aeronaves, Figura 6.3, para a posteriori detectar las grietas de una manera similar a como trabaja la empresa *Donecle*. Es decir, comparando los dos modelos tridimensionales y determinando la desviación de las mediciones de los valores ideales detectando la presencia de posibles defectos en cada aeronave.



Figura 6.3 Reconstrucción tridimensional de la grieta de estudio en Metashape.

Sin embargo, tras realizar pruebas mediante el software *Metashape* en una pequeña superficie de una de las aeronaves del Centro ICADA, se desestimó la idea debido a los elevados tiempos de escaneo y reconstrucción de este tipo de modelos, a pesar de obtener una óptima texturización de la superficie aeronáutica de estudio. Ese problema no ocurre al trabajar en dos dimensiones, aparte del beneficio computacional que se obtiene al alimentar el código que detecta y localiza las grietas con mapas 2D de las superficies de la aeronave, en vez de trabajar directamente con los cientos de fotografías que se obtienen de manera directa con el dron. A continuación, se detallan los pasos seguidos por el código programado:

6.2.1 Proceso de binarización

En este proceso se alimenta al programa con los mapas 2D obtenidos gracias a *DroneDeploy* en tipo ".jpg" utilizando la función "imread()" de *MATLAB*. De esta manera se puede cargar las diferentes imágenes.

Posteriormente, se crea una matriz cuyo número de elementos coincide con el número de píxeles de cada mapa (el número de filas coincide con el número de píxeles verticales de la imagen y el número de columnas igual al número de píxeles horizontales de la imagen). Para ello, el programa obtiene primero el tamaño de la imagen en píxeles mediante la función "size()". Para detectar los bordes de la posible grieta se utiliza la función "edge()" con el método "Canny". Esta función busca lugares de la imagen en los que la intensidad cambia rápidamente analizando si la primera derivada de la intensidad tiene una magnitud mayor que el umbral, y si la segunda derivada de la intensidad tiene un cruce por cero [65].

La binarización de la imagen consiste en poner cada píxel en los valores 0 ó 1 en función de un determinado umbral previamente establecido. A los píxeles mayores que este umbral se les asigna un valor de 1 y a los píxeles más pequeños se les un valor de 0. De manera que se obtiene la Figura 6.4. En función del valor de este umbral, el programa capta más o menos elementos considerados como defectuosos. Cuanto más alto es el umbral, más ruido se introduce al programa, pero también se detecta pequeños defectos que no se detectan con un umbral bajo.



Figura 6.4 Proceso de binarización aplicado a una grieta de las aeronaves del centro ICADA.

6.2.2 Eliminación del ruido

Hasta ahora, para la discretización de los píxeles sólo se ha tenido en cuenta el umbral fijado para la binarización, lo que no es una solución válida. En este punto, el ruido presente en la imagen obtenida tras el proceso de proceso de binarización se elimina, ver Figura 6.5.

Para eliminar el ruido, se ha utilizado la función de *Matlab* "bwareaopen()". Esta función elimina todos los componentes conectados (objetos) que tienen menos de P píxeles de la imagen binaria BW, produciendo otra imagen binaria, BW2.



Figura 6.5 Eliminación de ruido aplicado a la imagen binarizada.

La Figura 6.5 muestra que el proceso elimina los píxeles más pequeños. Es importante elegir un buen parámetro de eliminación de ruido, como el umbral de binarización de la imagen.

6.2.3 Proceso de expansión y erosión

El proceso de expansión y erosión es el siguiente paso del programa. Es un paso intermedio que mejora la definición de la grieta eliminando los puntos que no han sido borrados por el paso de eliminación de ruido. Los puntos que no han sido borrados por ese proceso son mayores que el umbral utilizado para eliminar el ruido.

El proceso de expansión se lleva a cabo con una función llamada "strel()". Un objeto "*strel*" representa un elemento morfológico plano, que es una parte esencial de las operaciones de dilatación y erosión. Esta función puede invocarse con diferentes argumentos, por ejemplo "strel('disco',x)" o "strel('línea',y,z)". Dependiendo de los argumentos, la operación de dilatación se realiza con diferentes tamaños y formas [66]. El proceso de erosión se lleva a cabo con otra función de *Matlab* llamada "imclose()". Esta función realiza un cierre morfológico sobre la imagen en escala de grises o binaria I, devolviendo la imagen cerrada, J. La operación de cierre morfológico consiste en una dilatación seguida de una erosión utilizando el mismo elemento estructurante para ambas operaciones, ver Figura 6.6.



Figura 6.6 Proceso de expansión y erosión aplicado a la grieta de estudio.

Es importante definir bien los argumentos de ambas funciones dependiendo del tipo de grieta. En el caso particular los argumentos definidos son una combinación de "*disk*", "*line*" y "*rectangle*".

6.2.4 Determinación del centroide de cada grieta (su posición)

Para determinar cada centroide se utiliza las funciones "regionprops()" y "cat()".

La primera función mide las propiedades de las regiones de la imagen. Esta función devuelve las medidas de cada componente (objeto) en la imagen binaria.

La segunda función concatena matrices, de manera que concatena la matriz B al final de A, a lo largo de la dimensión *dim* cuando A y B tienen tamaños compatibles (las longitudes de las dimensiones coinciden excepto la dimensión operativa *dim*) [67]. En este caso, se concatena los centroides por columnas utilizando "cat(1,Centroide)". Esta parte del programa proporciona la posición de los centroides de las grietas en una matriz formada por dos columnas y tantas filas como el número de grietas detectadas.

Por último, las fisuras se conectan de forma que las fisuras próximas que el programa toma como más de una grieta, las guarde como una sola grieta, reduciendo así el número de defectos presentes en el avión para su revisión [68]. Esto no se hace gráficamente; se hace cambiando el vector de centroides obtenido en el paso anterior.

Se consideró varias formas de llevar a cabo este proceso para determinar si se trata de la misma grieta o no en función de la distancia, el ángulo entre ellas, la distancia horizontal, etc. Finalmente, se decidió utilizar la distancia entre grietas. En primer lugar, se añade una fila extra igual a la última fila en el extremo de la matriz de la sección anterior para que no haya problemas al evaluar la posición i+1. A partir de ahí, un bucle evalúa las distancias entre el centroide i y el siguiente. Si éstas son mayores que un determinado valor, el centroide se almacena en el nuevo vector. En caso contrario, permanece como cero. Por último, se eliminan los ceros y se crea un nuevo vector con los valores finales. De esta manera, con una distancia de decisión de 2 píxeles, el programa elimina los centroides que están próximos entre sí. En la Tabla 6-1, se muestra un ejemplo de eliminación de centroides.

Tabla 6-1	Ejemplo	eliminación	de centroides.
-----------	---------	-------------	----------------

centroides	[10 10; 20 20; 22 22; 80 85; 79 84]
centroides*	[10 10; 20 20; 80 85]

En resumen, la evaluación consiste en una imagen binaria final compuesta de ceros y unos (cero en las posiciones de grieta y unos en las posiciones sin grieta). Los distintos procesos se encargan de intercambiar unos por ceros de forma conveniente para eliminar el ruido y detectar las grietas. Para visualizar este conjunto de imágenes, los píxeles de la imagen estudiada se han exportado a *Excel*. Gracias a esto se puede ver el funcionamiento interno del programa de una forma sencilla, ver Figura 6.7.



Figura 6.7 Cuadro binario.

7 MODELO DE NEGOCIO

7.1 Fabricación

En este apartado se muestra la fabricación mediante FDM (*Fused Deposition Modeling*) de las piezas diseñadas en ABS. Para generar las instrucciones que debe ejecutar la máquina de impresión se utiliza el software *Ultimaker Cura*, estableciendo el material, grosor de filamento, extrusor y el espesor de cada capa, ver Figura 7.1, Figura 7.3 y Figura 7.5. La máquina elegida en este caso para la realización del trabajo es la Ultimaker S5.

El material del filamento es el correspondiente al de fabricación con un grosor de 1.75 mm, tamaño que se adecúa al extrusor AA 0.4 de la impresora. El motivo de elegir un espesor pequeño es que proporciona un acabado de gran calidad y con una mayor densidad de material que si se usa un filamento más grueso.

Una vez elegido el material y el extrusor, es necesario elegir las propiedades relacionadas con el proceso de fabricación. Como se busca una solución óptima, se usa el ajuste de tipo "*Engineering*", el cual proporciona una mayor precisión en los movimientos y en la extrusión de material. El relleno indica el porcentaje de volumen que es ocupado por el material, por lo que se elige un 100% para obtener la estructura más compacta y resistente. En este caso, ninguna de las piezas necesita soporte para su fabricación y se obvia la opción de adherencia, pues genera capas redundantes en las zonas de apoyo con la impresora.



Figura 7.1 Parámetros impresión 3D tren de aterrizaje.



Figura 7.2 Resultado final tren de aterrizaje.

Los tiempos y material empleados para cada una de las tres piezas se indican en la Tabla 7-1.

Tren de aterrizaje

Tabla 7 T Thempos y material de construcción.								
Pieza	Tiempo	Material						
Base inferior	22 horas 12 minutos	106 g – 15.13 m						
Base superior	16 horas 6 minutos	76 g – 10.83 m						

1 día 3 horas 19 minutos

101 g - 14.4 m

 Tabla 7-1 Tiempos y material de construcción.



Figura 7.3 Parámetros impresión 3D base superior.



Figura 7.4 Resultado final base superior.



Figura 7.5 Parámetros impresión 3D base inferior.

Puesto que el material de la hélice es nylon reforzado con fibra de carbono, es necesario utilizar un extrusor de bronce endurecido para fabricarla por FDM. De esta forma, se puede imprimir de abajo hacia arriba y capa por capa las hélices diseñadas. El filamento termoplástico se calienta y se deposita en coordenadas de X e Y a través del cabezal de extrusión, mientras que la superficie de impresión va bajando el objeto capa por capa en la dirección Z.



Figura 7.6 Impresión por método FDM [69].

El moldeo o laminación manual, también conocido por el método *Hand Lay-up*, es el método más sencillo para preparar una pieza reforzada con fibra, ver Figura 7.7, siendo en este caso los brazos del dron. El método consiste en la aplicación de varias capas: un agente desmoldeante (*gelcoat*), una capa de resina termoestable en estado líquido con reactividad media, y una capa de refuerzo en forma de manta o tejido. El proceso de fabricación debe tener lugar en un molde abierto debidamente acondicionado. La resina se mezcla con un catalizador para acortar el tiempo de curado. Se aplica una capa de *gelcoat* en el molde para dar un mejor acabado a la pieza y a continuación, se realiza el vertido de la mezcla. Lo idóneo es asentar las láminas de fibra en el molde con rodillos de acero, de manera que el material quede firmemente compactado con el molde.



Figura 7.7 Fabricación de composites Hand Lay-up [70].

La relación óptima de resina epoxi y fibra de carbono es un 40 % en peso.

$$M_{resina} = 0.151 \, kg \cdot 4 \cdot 0.6 = 0.3624 \, kg \, de \, resina \, epoxi \tag{24}$$

7.2 Presupuesto y análisis financiero

Como se comentó anteriormente, el presupuesto no es un impedimento para este proyecto (Tabla 7-2), pues el dron no está diseñado para hacer un negocio, sino para ofrecer el propio servicio de mantenimiento a las propias aerolíneas, a las compañías de mantenimiento o al ejército.

Descripción	Fabricante	Cant.	Precio/ U.	Precio Total (€)
Motor T-Motor 4010-14	T-Motor	4	71	284
Batería TATTU 4S 16000 mAh	Tattu	1	189.99	189.99
Pixhawk 4 & Powerboard PM07	Holybro	1	175.63	175.63
Airbot Powerboard	Airbot	1	12.5	12.50
GPS H-RTK M8P	Holybro	1	162.56	162.56
Racerstar REV35 4in1	Racerstar	1	23.73	23.73
FrSky X4R	FrSky	1	50.99	50.99
FrSky Taranis X9D	FrSky	1	225	225
LIDAR-Lite V3	Garmin	1	106.19	106.19
LIDAR-LightWare SF11	Lightware	1	228.25	228.25
Imperx c4181	Imperx	1	3250	3250
Coste material impresión 3D (kg)	Impresoras 3D	0.283	21.73	6.15
Coste tejido fibra de carbono	Castro composites	1.08	26.62	28.75
Resina epoxi	Bluemarine	0.3624	31.99	11.59
Nylon reforzado para las hélices	3r3dtm	1	54.95	54.95
Boquillas de bronce endurecido para impresora (fabricación hélices)	Amazon	1	16.99	16.99
			TOTAL	4810.28€

Tabla 7-2 Presupuesto aproximado.

Con el presupuesto aproximado, y aplicando los conocimientos obtenidos en el "*bootcamp*" de emprendimiento de la Universidad de Berkeley, se puede aplicar un modelo de negocio en función del número de inspecciones que se realicen al año a las aeronaves de las Fuerzas Aéreas de los Estados Unidos.

Para ello, teniendo en cuenta que las aeronaves tienen que realizar inspecciones visuales cada 400-600 horas de vuelo en las revisiones Tipo A de mantenimiento menor [71], se estima dos posibles casos en función del porcentaje de aeronaves que se inspeccionen al año de toda la flota estadounidense, siendo en la actualidad de 5217 aeronaves.

Teniendo en cuenta la dificultad que supone entrar en el mercado aeronáutico, se decide incrementar ese porcentaje de manera realista en los siguientes cinco años debido a la rentabilidad y fiabilidad que supone este nuevo y eficiente método de inspecciones visuales en la industria aeronáutica frente al tradicional, suponiendo un gran ahorro para el ejército y las aerolíneas. A continuación, se representa dos ejemplos, el caso de la viabilidad mínima del producto (Tabla 7-3), y el caso de la posible mejor acogida del producto en el mercado (Tabla 7-4).

Berkeley Beerkuit of CALFORDA	Р	roducto	Mínimo	o Viable	•	Número de aviones: 5217 Salario del CEO	Primer año 150000€	Segundo año 150000€	Tercer año 150000€	Cuarto año 150000€	Quinto año 150000€
Niterary da estadou (2012	Primer	Segundo	Tercer	Cuarto	Quinto	Salario de CTO	120000 €	120000€	120000 €	120000€	120000€
Numero de aviones: 5417	año	año	afo	año	año	Salaria de ventes	90000 €	90000.6	180000.6	180000.6	270000.6
% de avienes	0,1	1	5	10	20	Costm de remond	480000 F	960000 F	1450000 F	6450000 F	12540000 F
Nº de avienes	5	52	260	\$21	1043	General y administración	200000 E	240000€	288000 €	346000 E	415000€
			200			COSTOS FLIOS	680000 E	1200000 €	3738000 €	6796000 E	12955000 €
Nº de inspecciones (Año)	60	624	3120	6252	12516						
Nº de inspecciones (Mes)	5	52	260	521	1043		Belevier	Contractory of the	Tana	Courts	Charles 1
Nº de trabajadores necesarios	2	10	50	100	200	Número de aviones: 5217	año	año	año	año	año
								624	3120	6252	12516
Número de axianes: 5217	Primer	Segundo	Tercer	Cuarto	Quinto	PRECIO DE CADA INSPECCIÓN	2500 €	2500€	2500 €	2500€	2500€
	280	sho	año	año	alio	INGRESOS	150000 €	1560000 €	7800000 €	15630000 €	31290000 €
Cantidad de drones	- 1	3	13	25	50	COSTOS DEL BIEN	8600 F	25800 F	111800.6	215000.F	430000 E
Inversión en drones	4800€	14400€	62400€	120000 €	240000€	VENDIDO	3000 C	2380010	11180010	21300010	4300076
Licencia de DroneDeploy	3300€	9900€	42900€	82500 €	165000 €	BENEFICIO BRUTO	141400 €	1534200 €	7688200 €	15415000 €	30860000 €
Mantenimiento de drones	500€	1500 €	6500 €	12500 €	25000€	MARGEN BRUTO	75%	75%	75%	75%	75%
COSTO DE LOS BIENES	and an a					COSTOS FIJOS	680000€	1200000€	3738000 €	6796000 €	12955000€
VENDIDOS	8600 C	25800 E	111800 E	215000 €	430000 E	BENEFICIO NETO	-574000 €	-49000 €	2028000 €	4765000 E	10190000€

Tabla 7-3 Minimum Viable Product.

 Tabla 7-4 Best Product Adoption Forecast.

Berkeley	Mejor Acogida del Producto					Número de aviones: 5217	Primer año	Segundo año	Tercer año	Cuarto año	Quinto año
						Salario del CEO	150000 €	150000€	150000 €	150000 €	150000€
	Defenses	Committee	Towns	Durate	Outate	Salaris de CTO	120000 €	120000€	120000 €	120000 €	120000 €
Número de aviones: 5217	rruner	Segundo	Tercer	Cuarto	Quinto	Salario de operarios	600000 €	3000000 €	9000000 E	18000000 €	30000000 €
	año	año	año	año	año	Salario de ventas	90000 €	90000€	180000 €	180000 €	270000 €
% de aviones	1	5	15	30	50	Costos de personal	960000 €	3360000 €	9450000 €	18450000 €	30540000€
N° de aviones	52	260	782	1565	2608	General y administración	200000 €	240000 €	288000 €	346000 €	415000 €
Nº de inspecciones (Año)	624	3120	9384	18780	31296	COSTOS FIJOS	1160000 €	3600000 €	9738000 €	18796000 €	30955000 €
Nº de inspecciones (Mes)	52	260	782	1565	2608						
Nº de trabajadores necesarios	10	50	150	300	500		Primer	Segundo	Tercer	Cuarto	Quinto
						Número de aviones: 5217	año	año	año	año	año
		T and the second second	2444477774	The second second	Construction of	Nº DE INSPECCIONES (Año)	624	3120	9384	18780	31296
Número de aviones: 5217	Primer	Segundo año	Tercer año	Cuarto año	Quinto año	PRECIO DE CADA INSPECCIÓN	2500€	2500 €	2500€	2500 €	2500 €
Cantidad de drones	3	13	38	75	125	INGRESOS	1560000 €	7800000 €	23460000 €	46950000 €	78240000 €
Presupuesto del dron	14400 €	62400 €	182400 €	360000€	600000€	COSTOS DEL BIEN VENDIDO	25800€	111800€	326800 €	645000 €	1075000 €
Licencia DroneDeploy	9900€	42900 €	125400 €	247500€	412500 €	BENEFICIO BRUTO	1534200 €	7688200 €	23133200 €	46305000 €	77165000 €
Mantenimiento del dron	1500 €	6500 €	19000 €	37500 €	62500 €	MARGEN BRUTO	75%	75%	75%	75%	75%
COSTO DE LOS BIENES		-			In the second	COSTOS FLIOS	1160000 €	3600000 €	9738000 €	18796000 €	30955000 €
VENDIDOS	25800 €	111800 €	326800 €	645000 €	1075000 €	BENEFICIO NETO	-9400 E	2166000 €	7611000 €	15932000 €	26917000 €

Comparando la Tabla 7-3 y la Tabla 7-4, en cada una de las situaciones planteadas se consigue rápidamente unos grandes beneficios, con un pronto retorno, ver Figura 7.8. El precio asociado por ofrecer el servicio de inspección visual es de 2500 € por cada aeronave de estudio. Se supone que cada aeronave alcanza las 400-600 horas de vuelo para llevar a cabo las revisiones Tipo A de mantenimiento menor en un mes, por lo que es necesario inspeccionar 12 veces al año cada una de las aeronaves. A medida que se aumenta cada año el porcentaje de las posibles aeronaves de estudio del ejército, también se debe aumentar el número de trabajadores para llevar a cabo tal desempeño, así como el número de drones necesarios por la empresa y sus respectivas licencias.



Figura 7.8 Gráfico de beneficios e ingresos

8 CONCLUSIONES Y LÍNEAS FUTURAS

Tras la realización de la búsqueda de información, estudio de objetivos, componentes y diseño, se ha podido llegar a la caracterización de un diseño conceptual de un dron para la detección de grietas en el fuselaje de aeronaves mediante fotogrametría.

A la vista de los distintos resultados obtenidos en el proyecto y las distintas simulaciones que verifican los resultados e hipótesis realizadas, se puede afirmar que:

- El diseño ha sido bastante exitoso, llegando a profundizar en ciertos aspectos de diseño gracias a la aplicación de diferentes softwares y a los conocimientos adquiridos tanto en el grado de ingeniería aeroespacial en la UVigo, en el máster de ingeniería aeronáutica en la US, y a la formación complementaria en emprendimiento en la UC Berkeley y en la ULisboa.
- El estudio inicial de una gran variedad de preselección de componentes permitió encontrar una rápida y fructífera solución a los problemas descubiertos mediante las simulaciones en *ECALC*.
- A pesar de los beneficios que en teoría muestra este modelo de negocio, hay que tener en cuenta como todo proyecto de ingeniería, que hay más áreas en las que es necesario profundizar, más aspectos que aclarar, y, por último, quizás enfocarse en la parte más difícil de todo proyecto, llevar a la realidad los diseños realizados en el papel.
- Después de lo especificado a lo largo de todo el documento, se corrobora la idea de que el uso de un UAV para este tipo de inspecciones es una gran alternativa, ya que con esta técnica se pueden inspeccionar visualmente más aeronaves. Se reduce el tiempo de la técnica tradicional con una mayor precisión que el ojo humano, a la vez que se mantiene la seguridad del operario sin tener que desplegar andamios ni pasarelas para llevar a cabo las inspecciones.
- Lo más interesante de este proyecto es que se puede aplicar a otros sectores, como al naval o al ferroviario, pudiéndose examinar el estado de las vías incluso cuando hay trenes en circulación.

Futuras investigaciones podrían dirigirse hacia:

- La implementación de algún sensor al dron para que este sea capaz de detectar puentes térmicos, humedad, o corrosión en el fuselaje de las aeronaves.
- Además de crear una base de datos con todas las grietas detectadas, de manera que se pueda generar una red convolucional.
REFERENCIAS

- A. J. Contreras, «Evolución del estudio de la fatiga en la industria aeronáutica.,» [En línea]. Available: https://materialsbreakthroughs.wordpress.com/2014/12/14/evolucion-del-estudio-de-la-fatiga-en-la-industriaaeronautica/.
- [2] Total Contect, «Plataforma de mantenimiento de aviones.,» [En línea]. Available: https://www.totalcontec.com/es/professional-airplane-maintenanceplatform/.

[3] Donecle, «Our story,» [En línea]. Available: https://www.donecle.com/about-donecle/.

- [4] Universidad Técnica de Lisboa, «UAVisual maintenance, finalist in the E.Awards@Técnico 2021/22 Edition for the best innovation and entrepreneurship projects» [En línea]. Available: https://tt.tecnico.ulisboa.pt/en/innovators/ietecnico/e-awardstecnico-edicao-2021-22/
- [5] Universidad de Sevilla, «Dos estudiantes de la US participan en un programa de emprendimiento de la Universidad de Berkeley» [En línea]. Available: https://stce.us.es/noticias/dos-estudiantes-de-la-us-participanen-un-programa-de-emprendimiento-de-la-universidad-de.
- [6] N. Budanovic, «The Early Days Of Drones Unmanned Aircraft From World War One And World War Two,» 15 Junio 2017. [En línea]. Available: https://www.warhistoryonline.com/military-vehicle-news/short-historydrones-part-1.html?edg-c=1.
- [7] Kingston Aviation, «A day by day diary of the Sopwith Aviation Company and its products through 1918,» [En línea]. Available: https://www.kingstonaviation.org/sopwith-day-by-day/1918-2/.
- [8] V. Prisacariu, «The history and the evolutions of UAVs from the beginning till the 70s.,» [En línea]. Available: http://journal.dresmara.ro/issues/volume8 issue1/15 Vasile PRISACARIU.pdf.
- [9] M. Novak, «The TV-Guided Drones of World War II,» 7 Abril 2014. [En línea]. Available: https://gizmodo.com/the-tv-guided-drones-of-world-war-ii-1560130671.
- [10] Wikipedia, «Ryan Firebee,» [En línea]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/Ryan_Firebee.
- [11] J. Stamp, «Unmanned Drones Have Been Around Since World War I,» 12 Febrero 2013. [En línea]. Available: https://www.smithsonianmag.com/arts-culture/unmanned-drones-have-been-around-since-world-war-i-16055939/.
- [12] J. F. Arribas, «Skynet, el programa estadounidense para matar terroristas a golpe de dron,» 21 Octubre 2015. [En línea]. Available: https://www.atalayar.com/articulo/politica/skynet-el-programa-estadounidense-paramatar-terroristas-golpe-de-dron/20151021211114160441.html.
- [13] Área dron, «¿Qué tipos de drones existen?,» [En línea]. Available: https://www.areadron.com/que-tipos-dedrones-existen/.
- [14] R. Adeva, «Todos los tipos de drones según el uso, diseño o control.,» 30 Septiembre 2020. [En línea]. Available: https://www.adslzone.net/reportajes/drones/tipos-drones/.
- [15] Droneymas, «Tipos de Drone en el mercado,» [En línea]. Available: https://www.droneymas.com/tipos-dedrone/.
- [16] Prometec, «Distintas configuraciones para los multirrotores,» [En línea]. Available:

https://www.prometec.net/configuraciones-multirrotores/.

- [17] Die bot reise, «Ventajas e inconvenintes: Tri, cuad, hexa y octo -cóptero.,» [En línea]. Available: http://diebotreise.blogspot.com/2011/09/eleccion-del-multicoptero.html.
- [18] CLR, «Diferencias entre motores con escobillas y brushless,» [En línea]. Available: https://clr.es/blog/es/diferencias-motores-con-escobillas-brushless/.
- [19] Prometec, «Lo que hay que saber para elegir los motores para un cuadricóptero.,» [En línea]. Available: https://www.prometec.net/elegir-motores-cuadracoptero/.
- [20] Prometec, «Lo que hay que saber para elegir una batería LIPO.,» [En línea]. Available: https://www.prometec.net/elegir-bateria-lipo/.
- [21] Prometec, «Lo que hay que saber para elegir el chasis para un cuadracóptero,» [En línea]. Available: https://www.prometec.net/elegir-chasis-dron/.
- [22] Prometec., «Lo que hay que saber para elegir el controlador de vuelo de un multicóptero.,» [En línea]. Available: https://www.prometec.net/elegir-fc-para-dron/.
- [23] Prometec, «Lo que hay que saber para elegir los ESCS para un cuadracóptero.,» [En línea]. Available: https://www.prometec.net/esc-para-drones/.
- [24] Prometec, «Lo que hay que saber para elegir las hélices para un cuadracóptero,» [En línea]. Available: https://www.prometec.net/elegir-helices-dron/.
- [25] ndt Termografía Infrarroja, «Aplicaciones ensayos no destructivos,» [En línea]. Available:

http://www.inspeccionestermograficas.es/aplicaciones/aeronautica/.

[26] P. S. S. K. U. G. Markus Haringer, «Seguimiento de esqueletos en el espacio 3D con dos Microsoft Kinect,» Febrero 2015. [En línea]. Available:

https://www.researchgate.net/publication/335572237_Skeleton_tracking_in_3D_space_with_two_Microsoft_Kinect.

- [27] Berrocal, «Characterisation of vending cracks in R/FRC using image analysis,» de *Materials and Structures*, 2016.
- [28] M. Ali, «An image watermarking scheme in wavelet domain with optimized compensation of singular value decomposition via artificial bee colony,» 20 Abril 2015. [En línea]. Available: https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0020025514011943?via%3Dihub.
- [29] H. V., «Evaluation of multilayer perceptrón and self-organizing map neural network topologies applied on microstructure segmentation from metallographic images,» 2009.
- [30] G. Zhang, SIFT Matching with CNN Evidences for Particular Object Retrieval., Neurocomputing.
- [31] KopterWorx, «T-motor MN3510 360kv,» [En línea]. Available: https://www.kopterworx.com/t-motormn3510-360kv.html.
- [32] Concepto, «Batería,» [En línea]. Available: https://concepto.de/bateria/.
- [33] Alibaba, «Batería LIPO de alta calidad para dron agrícola,» [En línea]. Available:

https://www.alibaba.com/pla/High-Quality-222v-6s-16000mah-Lipo_1600342911446.html?mark=google_shopping&biz=pla&searchText=batteries&product_id=16003429 11446&pcy=US&language=es&pcate=201284202&src=sem_ggl&field=UG&from=sem_ggl&cmpgn=1878 6663726&adgrp=&fdit.

- [34] «Flight Controller F722-SE,» [En línea]. Available: http://www.mateksys.com/?portfolio=f722-se.
- [35] «Pixhawk 4 y Pixhawk 4 Mini [Descripciones de productos],» [En línea]. Available:

https://docs.px4.io/v1.9.0/en/flight_controller/pixhawk4.html.

[36] «Descripción producto Turnigy Multistar BLHeli_S.,» [En línea]. Available:

https://hobbyking.com/es_es/turnigy-multistar-40a-blheli-s-rev-16-escopto.html?countrycode=ES&gclid=Cj0KCQiA7qP9BRCLARIsABDaZzhFuTcahg5PPyfkK-SeuVACHIZArYVo6o0zzqH3-IqYNoIorvi0RTYaAoN3EALw_wcB&gclsrc=aw.ds.

- [37] HobbyKing, «Turnigy Multistar BLheli_32 ARM 21A 2g Race Spec ESC 2~4S (OPTO),» [En línea]. Available: https://hobbyking.com/es_es/turnigy-multistar-blheli-32-arm-32bit-21a-2g-race-spec-esc-2-4sopto.html.
- [38] Technology, «Detección de grietas con tecnología AI,» 5 Diciembre 2019. [En línea]. Available: https://global.canon/en/technology/crack2019.html.
- [**39**] «PX4 User guide,» [En línea]. Available:

https://docs.px4.io/main/en/flight_controller/mro_pixhawk.html.

[40] Wikipedia, «RTK Navegación,» [En línea]. Available:

https://es.wikipedia.org/wiki/RTK_(navegaci%C3%B3n).

- [41] E. Bregu, «Re-engineering of Aerial Drone Autopilot Firmware with Reactive Programming.,» 2015. [En línea]. Available: https://www.politesi.polimi.it/bitstream/10589/108876/3/2015_07_Bregu.pdf.
- [42] «Inspección de redes.,» Serlial, [En línea]. Available: https://serlial.es/la-tecnologia-dron-la-inspeccion-redes/.
- [43] US, «Rotores Lineales,» [En línea]. Available: http://www.aero.us.es/heli/downloads/0910/27rotoresLineales_alum.pdf.
- [44] R. Piero Espino, A. Lizarrága-Lizarrága, C. MelladoOsuna y D. Mellado Osuna, « Análisis de esfuerzos de una hélice de paso variable utilizando el análisis del elemento finito,» Diciembre 2017. [En línea]. Available: https://www.ecorfan.org/taiwan/research_journals/Ingenieria_Tecnologica/vol1num4/Revista_de_Ingenieria_ Tecnologica_V1_N4_2.pdf.
- [45] Academia HOOKE, «Diagrama Esfuerzo Deformación Unitaria,» [En línea]. Available:

https://academiahooke.com/diagrama-esfuerzo-deformacion-unitaria/.

[46] T-Motor, «Especificaciones T-Motor MN4010.,» [En línea]. Available:

https://store.tmotor.com/goods.php?id=341.

[47] PX4 Autopilot, «Holybro Pixhawk 4 Power Module,» [En línea]. Available:

https://docs.px4.io/main/en/power_module/holybro_pm07_pixhawk4_power_module.html.

- [48] AliExpress, «Holybro-tablero de gestión de energía Pixhawk 4 PM07,» [En línea]. Available: https://m.es.aliexpress.com/item/32932460380.html?trace=www.detail2mobilesitedetail&spider=y.
- [49] DIY Drones, «AirbotPower board,» [En línea]. Available:

https://diydrones.com/profiles/blogs/airbotpower-board.

- [50] AliExpress, «Edición especial Racerstar REV35 35A BLheli_S 3-6S 4 en 1 ESC Sensor de corriente integrado para RC Racer Racing FPV piezas de repuesto de drones,» [En línea]. Available: https://es.aliexpress.com/item/32825746192.html.
- [51] PX4 Autopilot, «GPS & Compass,» [En línea]. Available: https://docs.px4.io/main/en/gps_compass/.
- [52] Holybro, «H-RTK M8P GNSS Series,» [En línea]. Available: https://holybro.com/products/h-rtk-m8p-gnssseries.
- [53] RC Copter, «FrSky X4RSB 3/16ch telemetry,» [En línea]. Available:

https://rccopter.ru/product/priyomnik-frsky-x4rsb-316ch-telemetry.

[54] R. Innovations, «FrSky Taranis X9D PLUS 2019,» [En línea]. Available:

https://rc-innovations.es/shop/frsky-taranis-x9d-plus-2019-access-2-4g-gris#attr=7180.

- [55] PX4 Autopilot, «Sensores de distancia,» [En línea]. Available: https://docs.px4.io/main/en/sensor/rangefinders.html.
- [56] Garmin, «LIDAR-Lite v3,» [En línea]. Available: https://www.garmin.com/es-ES/p/557294#specs.
- [57] Mouser Electronics, «LightWare LiDAR SF11/C Laser Altimeter,» [En línea]. Available: https://www.mouser.es/new/lightware-lidar/lightware-lidar-sf11-laser-altimeter/.
- [58] Wikipedia, «Modelo de cámara estenopeica,» [En línea]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Pinhole camera model.
- [59] P. clic, «Calibración de la cámara,» [En línea]. Available: https://programmerclick.com/article/97291605341/.
- [60] MathWorks, «What Is Camera Calibration?,» [En línea]. Available: https://es.mathworks.com/help/vision/ug/camera-calibration.html.
- [61] MathWorks, «What is camera calibration?,» [En línea]. Available: https://es.mathworks.com/help/vision/ug/camera-calibration.html.
- [62] G. L. Morocho, «Calibración de una cámara, cálculo de homografías y geometría epipolar,» [En línea]. Available: http://blog.espol.edu.ec/gluzardo/files/2009/03/calibracion.pdf.
- [63] DroneDeploy., « Inspection solution:,» [En línea]. Available: https://www.dronedeploy.com/solutions/inspection/.
- [64] F. R. Cid Vázquez, «Photogrammetry applied to an aircraft parked at Seville,» [En línea]. Available: https://www.youtube.com/watch?v=sB8-hMby-eo&t=11s.
- [65] MathWorksdocumentación, «Edge,» [En línea]. Available:

https://es.mathworks.com/help/images/ref/edge.html.

- [66] MathWorks, «strel,» [En línea]. Available: https://es.mathworks.com/help/images/ref/strel.html.
- [67] MathWorks, «cat,» [En línea]. Available: https://es.mathworks.com/help/matlab/ref/double.cat.html.
- [68] E. P. Díaz, E. A. C. Pinzón, D. Y. S. Echeverry y G. M. M. Pérez., «Detección automática de grietas de pavimento asfáltico aplicando características geométricas y descriptores de forma.,» [En línea]. Available: https://dialnet.unirioja.es/descarga/articulo/4869003.pdf.
- [69] efunda, «Highlights of Fused Deposition Modeling,» [En línea]. Available: https://www.efunda.com/processes/rapid prototyping/fdm.cfm.
- [70] A. T. Vázquez, «Moldeo manual,» 27 Abril 2021. [En línea]. Available: https://www.reaxsol.com/2021/04/27/moldeo-manual-2/.
- [71] AviationGroup, «Tipos de mantenimiento de una aeronave,» [En línea]. Available: https://www.aviationgroup.es/actualidad/tipos-mantenimiento-aeronave/.

ANEXOS

Anexo A: Análisis de perfiles para la hélice

En este anexo, se muestran los distintos estudios y análisis realizados en XFLR5, a una diversa variedad de perfiles.

Dentro de las gráficas que se muestran a continuación, las que más se han tenido en cuenta son: la segunda, que muestra la evolución del coeficiente de sustentación con respecto al ángulo de ataque; la tercera, que muestra el coeficiente de momentos en función del ángulo de ataque; y la quinta, que muestra la eficiencia aerodinámica en comparación con el ángulo de ataque. Los valores que más se tienen en consideración en estas gráficas son: el ángulo de ataque para el Cl máximo, la eficiencia máxima y el valor del ángulo de ataque a la que se produce esta eficiencia máxima, y el coeficiente de momentos para un ángulo de ataque de 0°.

Estudio I

Este primer estudio consiste en perfiles de cuerda 0,365 m, situados a 55 mm de la raíz. Para una correcta elección del perfil en la raíz, es recomendable valorar el espesor de este, a parte de sus características aerodinámicas. Un espesor mayor a lo habitual puede marcar la diferencia, ya que mejora la capacidad de la hélice para resistir los esfuerzos durante el vuelo.

NACA 4 dígitos	Reynolds	60264	Cuerda (m)	0,365
Perfil	Cl	Cm (alfa=0)	Eficiencia	Alfa
NACA 2412	1,06	-0,047	36,7	10,5
NACA 2415	1,027	-0,047	30,27	9,5
NACA 2418	0,765	-0,026	12,1	12,5
NACA 2421	0,684	-0,0015	9,1	18,5
NACA 2424	0,364	0,045	3,802	5,5
NACA 6409	1,384	-0,12	36,5	9

Tabla Anexo 1 Parámetros NACA 4 dígitos Estudio I.



Figura Anexo 1 Análisis NACA 4 dígitos Estudio I.

Tabla Anexo 2 Parámetros NACA 5 dígitos Estudio I.

NACA 5 dígitos	Reynolds	60264	Cuerda (m)	0,365
Perfil	Cl	Cm (alfa=0)	Eficiencia	Alfa
NACA 23012	0,9	-0,031	26,1	8
NACA 23015	0,715	-0,054	24	5,5
NACA 23018	0,74	-0,0335	22	4,5



Figura Anexo 2 Análisis NACA 5 dígitos Estudio I.

EPPLER		Reynolds	60264	Cuerda (m)	0,365	
Perfil	Cl	Cm (alfa=0)	Alfa	Eficiencia	Eficiencia (max)	Alfa (eficiencia max)
e10	0,81	0,01	8,9	15	30	5,5
e169	0,97	0	10	22,8	23	9
e201	1,14	-0,07	8,5	39	39	8,5
e214	1,35	-0,072	9,25	41,8	43,2	8,5
e231	1,125	0	11	28,5	36,5	8
e474	0,71	0	7	14,3	19	4,5





Figura Anexo 3 Análisis EPPLER Estudio I.

Tabla Anexo 4 Parámetros SA Estudio	I.
-------------------------------------	----

SA		Reynolds	60264	Cuerda (m)	0,365	
Perfil	Cl	Cm (alfa=0)	Alfa	Eficiencia	Eficiencia (max)	Alfa (eficiencia max)
sa7025	1,225	-0,059	10,5	23	44,5	7
sa7026	1,24	-0,058	11	20	44,5	7,5
sa7035	1,203	-0,034	10,5	21,3	38	6
sa7036	1,237	-0,042	10	27,5	39	6,5
sa7038	1,32	-0,056	10,5	27	38,8	7



Figura Anexo 4 Análisis SA Estudio I.

Tabla Anexo 5 Parámetros SD Estudio I.

SD		Reynolds	60264	Cuerda (m)	0,365	
Perfil	Cl	Cm (alfa=0)	Alfa	Eficiencia	Eficiencia (max)	Alfa (eficiencia max)
sd7034	1,39	-0,088	11	29,7	33	8,5
sd7043	1,33	-0,06	10	26	44	6
sd7062	0,98	-0,081	7,5	17,8	21	5
sd7090	1,11	-0,012	10	22	34	6



Figura Anexo 5 Análisis SD Estudio I.

SG		Reynolds	60264	Cuerda (m)	0,365	
Perfil	Cl	Cm (alfa=0)	Alfa	Eficiencia	Eficiencia (max)	Alfa (eficiencia max)
sg6040	1,27	-0,017	12,5	24,5	32,2	10,5
sg6041	1,121	-0,01	9,5	23,2	39,7	5,5
sg6042	1,393	-0,054	11,5	16,2	45,1	7
sg6043	1,59	-0,107	11,5	29,4	45,7	8,5

Tabla Anexo 6 Parámetros SG Estudio I.



Figura Anexo 6 Análisis SG Estudio I.

Estudio II

El segundo estudio se realizó con perfiles de una cuerda de 0,031 m, situados a una distancia de 84 mm de la raíz. En este estudio, el espesor del perfil pierde importancia, siendo lo más importante optimizar las características aerodinámicas.

NACA 4 dígitos	Reynolds	78171,2	Cuerda (m)	0,031
Perfil	Cl	Cm (alfa=0)	Eficiencia	Alfa
NACA 2412	1,078	-0,052	43,75	10
NACA 2415	1,092	-0,068	38,4	11
NACA 2418	1,172	-0,023	24,31	12,5
NACA 2421	0.7	-0.021	17.32	17
NACA 2424	0.48	-0.055	4.92	18
NACA 6409	1,449	-0,13	50,5	9



Figura Anexo 7 Análisis NACA 4 dígitos Estudio II.

Tabla Anexo 8 Parámetros NACA 5 dígitos Estudio II.

NACA 5 dígitos	Reynolds	78171,2	Cuerda (m)	0,031
Perfil	Cl	Cm (alfa=0)	Eficiencia	Alfa
NACA 23012	1,04	-0,04	31	9,5
NACA 23015	0,8	-0,044	29	10
NACA 33008	0,85	-0,045	28	7



Figura Anexo 8 Análisis NACA 5 dígitos Estudio II.

EPPLER			Reynolds	78171,2	Cuerda (m)	0,031
Perfil	C1	Cm (alfa=0)	Alfa	Eficiencia	Eficiencia (max)	Alfa (eficiencia max)
e10	0,825	0	9	16,8	35,2	6
e169	1,022	0	11	25	31,1	9,5
e201	1,135/1,155	-0,085	8/12,000	48,51	48,51	8
e214	1,34	-0,091	8,5	51,75	53,1	8
e231	1,1324	-0,0309	12	22	44	7,5
e474	0,78	0	7,5	18,25	22,3	5





Figura Anexo 9 Análisis EPPLER Estudio II.

Tabla Anexo	10	Parámetros	SA	Estudio II.
-------------	----	------------	----	-------------

	SA		Reynolds	78171,2	Cuerda (m)	0,031
Perfil	Cl	Cm (alfa=0)	Alfa	Eficiencia	Eficiencia (max)	Alfa (eficiencia max)
sa7025	1,233	-0,072	10	24	53	6
sa7026	1,25	-0,08	11	21	53,9	7
sa7035	1,21	-0,052	10,5	25	45,8	6
sa7036	1,221	-0,06	9,5	35	46,5	6
sa7038	1,31	-0,0715	10	35,3	48,1	5,5



Figura Anexo 10 Análisis SA Estudio II.

Tabla Anexo	11	Parámetros	SD	Estudio II.

	SD		Reynolds	78171,2	Cuerda (m)	0,031
Perfil	Cl	Cm (alfa=0)	Alfa	Eficiencia	Eficiencia (max)	Alfa (eficiencia max)
sd7034	1,41	-0,094	12	30	43	8
sd7043	1,356	-0,08	10,5	25,7	51,8	5,5
sd7062	1,32	-0,89	11	24,5	34	8
sd7090	1,16	-0,035	10	26,3	40,1	5



Figura Anexo 11 Análisis SD Estudio II.

SG		Reynolds	78171,2	Cuerda (m)	0,031	
Perfil	Cl	Cm (alfa=0)	Alfa	Eficiencia	Eficiencia (max)	Alfa (eficiencia max)
sg6040	1,29	-0,021	13,5	22,7	41,5	9,5
sg6041	1,15	-0,012	10	24	46,4	5,5
sg6042	1,42	-0,072	11	29	53	6,5
sg6043	1,62	-0,13	12,5	27,7	56,4	7,5

Tabla Anexo 12 Parámetros SG Estudio II.



Figura Anexo 12 Análisis SG Estudio II.

Estudio III

Este tercer estudio se realizó con perfiles de una sección de cuerda de 0,0235 m, y situados a 129 mm de la raíz.

NACA 4 dígitos	Reynolds	91004,6	Cuerda (m)	0,0235
Perfil	Cl	Cm (alfa=0)	Eficiencia	Alfa
NACA 2412	1,093	-0,064	47,38	11
NACA 2415	1,115	-0,059	43,68	12
NACA 2418	1,193	-0,03	32,08	12
NACA 2421	0,805	-0,0245	25,53	4,5
NACA 2424	0,53	0,043	7,73	7
NACA 6409	1,452	-0,13	56,8	8,5

Tabla Anexo 13 Parámetros NACA 4 dígitos Estudio III.



Figura Anexo 13 Análisis NACA 4 dígitos Estudio III.

Tabla Anexo 14 Parámetros NACA 5 dígitos Estudio III
--

NACA 5 dígitos	Reynolds	91004,6	Cuerda (m)	0,0235
Perfil	Cl	Cm (alfa=0)	Eficiencia	Alfa
NACA 23012	1,12	-0,041	33,6	10,5
NACA 23015	1,134	-0,039	31,6	11
NACA 33008	0,985	-0,042	30,5	11,5



Figura Anexo 14 Análisis NACA 5 dígitos Estudio III.

EPPLER		Reynolds	91004,6	Cuerda (m)	0,0235	
Perfil	Cl	Cm (alfa=0)	Alfa	Eficiencia	Eficiencia (max)	Alfa (eficiencia max)
e10	0,831	0,012	9	17,9	38,4	5,5
e169	1,03	0	11	28	35	9
e201	1,14/1,16	-0,089	8/12,00	54	54	8
e214	1,33	-0,101	8,5	54	59,1	7,5
e231	1,125	-0,045	12	23,2	49	7
e474	0,86	0	9	18,5	25,1	4,5





Figura Anexo 15 Análisis EPPLER Estudio III.

 I abla Anexo 16 Parametros SA Estudio III.										
	SA	-	Reynolds	91004,6	Cuerda (m)	0,0235				
Perfil	Cl	Cm (alfa=0)	Alfa	Eficiencia	Eficiencia (max)	Alfa (eficiencia max)				
sa7025	1,241	-0,08	10	25	58,3	6				
sa7026	1,26	-0,09	11	22	58,7	6,5				
sa7035	1,201	-0,06	10	31,5	49,9	6				
sa7036	1,221	-0,0675	10	37,9	51	5,5				
sa7038	1,299	-0,0776	10,5	37,5	53,1	6				

Tabla Anexo 16 Parámetros SA Estudio III.



Figura Anexo 16 Análisis SA Estudio III.

SD		Reynolds	91004,6	Cuerda (m)	0,0235	
Perfil	Cl	Cm (alfa=0)	Alfa	Eficiencia	Eficiencia (max)	Alfa (eficiencia max)
sd7034	1,416	-0,092	11,5	35,7	49	7
sd7043	1,397	-0,085	11,5	24,7	57,1	5,5
sd7062	1,4/1,423	-0,085	10,5/12	33	41	7,5
sd7090	1,161	-0,044	10,5	25,6	44,5	5,5

Tabla Anexo 17 Parámetros SD Estudio III.



Figura Anexo 17 Análisis SD Estudio III.

SG		Reynolds	91004,6	Cuerda (m)	0,0235	
Perfil	Cl	Cm (alfa=0)	Alfa	Eficiencia	Eficiencia (max)	Alfa (eficiencia max)
sg6040	1,31	-0,03	14	22	47,1	9,5
sg6041	1,171	-0,02	10,5	23	50,5	5
sg6042	1,43	-0,08	12	26	59,6	6
sg6043	1,6	-0,13	12,5	29,7	62,1	7

Tabla Anexo 18 Parámetros SG Estudio III.



Figura Anexo 18 Análisis SG Estudio III.

Anexo B: Método de Glauert

En este anexo se explica brevemente el código de Matlab utilizado para el análisis de los perfiles.

En primer lugar, para poder ejecutar el código se necesita un archivo en formato en ".dat" que contenga los puntos del perfil deseado, los cuales son incorporados a *Matlab* para su representación. A la vez, se genera un polinomio de grado seis y se deriva, obteniendo así la ecuación de cuerda media del perfil, con la que, mediante un cambio de variable, y una serie de integrales, se consigue obtener los resultados por el método de Glauert.

Por otro lado, también se utiliza un archivo ".CSV" con todos los resultados obtenidos de *XFLR5*, de forma que se grafican las curvas de sustentación del perfil por ambos métodos, con la finalidad de poder comprobar que las zonas lineales de las curvas se aproximan.

Por último, se introduce un valor del ángulo de ataque deseado, y el código devuelve todos los parámetros asociados al perfil para ese ángulo. A continuación, en la Figura Anexo 19 y la Figura Anexo 20, se muestra el código.

```
%Importar puntos de un archivo CSV
clear; clc % Borramos la pantalla y las variables del sistema
syms X theta
N = input('Número de coeficientes: ');
%Importar el perfil a estudiar
P = importdata('sd7043.dat');
x = P(:, 1);
y = P(:, 2);
%Importar archivo .csv con los datos de Xflr5 para graficar los resultados
A = csvread('SD.csv');
X1 = A(:, 1);
Y1 = A(:, 2);
%Ajustar la línea de curvatura a un polinómio de grado 6
p = polyfit(x, y, 6);
z = (p(1) * X^{6} + p(2) * X^{5} + p(3) * X^{4} + p(4) * X^{3} + p(5) * X^{2} + p(6) * X + p(7));
%graficar el perfil con la línea de curvatura
subplot(2,1,1)
plot(x,y,'-r')
hold on
fplot(z,[0 1])
hold on
xlabel('eje x')
ylabel('eje y')
title('Airfoil')
%Aplicar el método de glauert
L1 = 0;
L2 = 1;
alfa = -5*pi/180;
alfag = -5;
coefGlauert=zeros(N,1);
d1=diff(z,X);
r1=subs(d1,X,0.5 + cos(theta)/2);
```

Figura Anexo 19 Código Glauert 1.

```
for i = 0:(N-1)
     s1 = r1*cos(i*theta);
     integral = int(s1,theta,L1,L2);
     if i == 0
         coefGlauert(i+1,1)=(-1/pi)*integral;
     else
         coefGlauert(i+1,1)=(-2/pi)*integral;
     end
-end
 %Calcular el Cl para un barrido de ángulo y comparar las dos gráfi

for i = 0:40

     Cl = 2*pi*(alfa + coefGlauert(1) + coefGlauert(2)/2);
     subplot(2,1,2)
     plot (alfag, Cl, '.r')
     hold on
     alfag = alfag + 0.5;
     alfa = alfag*pi/180;
end
subplot (2, 1, 2)
plot(X1, Y1, '.b')
xlabel('alfa')
ylabel('Cl')
title('Cl-alfa')
hold on
%Solicitar el ángulo de vuelo para obtener los valores a ese ángulo
alfavg = input ('angulo de vuelo: ');
alfav = alfavg*pi/180;
CL = 2*pi*(alfav + coefGlauert(1) + coefGlauert(2)/2);
cmca = -pi/4*(coefGlauert(2)+coefGlauert(3));
cmc_4 = -pi/2*(alfav + coefGlauert(1) + coefGlauert(2) + coefGlauert(3)/2);
xcp c = 1/4*(1+pi/Cl*(coefGlauert(2)-coefGlauert(3)));
alfa ef = -coefGlauert(1);
alfa 0 = -180/pi*(coefGlauert(1)+coefGlauert(2)/2);
fprintf('El valor del coeficiente de sustentacion (Cl) es: %f\n',CL);
fprintf('El valor del coeficiente de momentos en el centro aerodinámico es: 4f\n', cmca);
fprintf('El valor del coeficiente de momentos en c/4 es: %f\n',cmc 4);
fprintf('La posición del centro de presiones es: %f\n',xcp c);
fprintf('El valor del angulo de ataque eficaz es: %f\n',alfa ef);
fprintf('El valor del angulo de sustentacion nula es: %f\n',alfa_0);
```

Figura Anexo 20 Código Glauert 2.

Anexo C: Otras simulaciones en ECALC

En este anexo se muestran diferentes simulaciones llevadas a cabo en *ECALC*, en la búsqueda de una mejor solución a la propuesta.

Con la finalidad de aumentar la autonomía del dron, se planteó utilizar una batería de mayor tamaño, tal y como se muestra en el análisis de la Figura Anexo 21.



Figura Anexo 21 Simulación ECALC con batería de mayor tamaño.

Sin embargo, tal y como se puede apreciar, este incremento de peso repercute directamente en una bajada de la relación empuje/peso del dron hasta 1.7:1, por lo que esta idea fue descartada.

Se realizó más análisis utilizando baterías 6S de 22.2 V con diferentes motores. En la Tabla Anexo 19, se muestra sus propiedades.

Capacidad	Configuración	Descarga máxima	Resistencia	Capacidad de descarga continua	Capacidad de descarga pico	Peso
16000 mAh	6S	90%	0.0005 Ω	12 C	24	1700 g

Tabla Anexo 19 Propiedades bateria 6S 22.2V.

Con un mayor voltaje se puede conseguir una mayor potencia, siendo el objetivo encontrar una buena relación con la potencia ganada con los nuevos rotores, y el incremento de peso generado por el mayor número de celdas. Debido a estos cambios, se tuvo que considerar una nueva masa total del dron de 4600 g, teniendo en cuenta los 700 g extra de la batería y de los nuevos motores más pesados.

En un primer análisis se utilizó el motor T-Motor MN501-S KV360, el cual tiene un bajo régimen de giro, y una gran potencia, con un límite de hasta 1000 W, ver Figura Anexo 22.



Figura Anexo 22 Simulación ECALC con T-Motor MN501-S KV360.

Si se analiza los resultados, con este motor se consigue un mayor empuje de hasta 2.8, así como un aumento de la autonomía hasta los 31.6 minutos. Sin embargo, se aprecia un inconveniente, las rpm máximas del motor. El propulsor proporciona la máxima potencia a 7181 rpm, lo que provoca que la hélice trabaje en régimen compresible con sus correspondientes consecuencias aerodinámicas.

$$V_{punta\ de\ pala} = 7761\ rpm \cdot \frac{2\pi\ rad}{60\ s} \cdot 0.203\ m = 164.98\ m/s$$
 (25)

$$M = \frac{V_{punta \ de \ pala}}{a} = \frac{164.98}{346.02} = 0.477 \tag{26}$$

Por ello se descarta esta posibilidad, pues se supera de manera considerable el límite de 0.3 *Mach*. Tras observar que con el motor anterior no se conseguían unas revoluciones de funcionamiento correctas, se realizó una nueva simulación empleando un motor con un KV más bajo, el T-Motor MN4014-11 KV330, ver Figura Anexo 23.



Figura Anexo 23 Simulación ECALC con T-Motor MN4014-11 KV330.

Al realizar la prueba, se observó que la ratio empuje/peso era menor con respecto al motor MN501-S, bajando hasta 2.2:1. No obstante, en comparación con el caso anterior, las revoluciones de trabajo a máximo régimen de funcionamiento son menores, de 6957 rpm. Aun así, la velocidad de rotación es demasiado elevada, provocando la aparición de los efectos de compresibilidad en la punta de la pala.

$$V_{punta\ de\ pala} = 6957\ rpm \cdot \frac{2\pi\ rad}{60\ s} \cdot 0.203\ m = 147.89\ m/s \tag{27}$$

$$M = \frac{V_{punta \ de \ pala}}{a} = \frac{164.98}{346.02} = 0.427 \tag{28}$$

Anexo D: Guiado del dron automático desarrollado en Simulink y esquema eléctrico

A continuación, se explica el método de guiado del dron desarrollado en *Simulink*. Es necesario diseñar un sistema de control que permita realizar la trayectoria que se le indica a partir de una serie de *waypoints*, ver Figura Anexo 24. El modelo cinemático utilizado es el siguiente:

$$\frac{dx}{dt} = \dot{x} = V \cos\psi \cos\gamma \tag{29}$$

$$\frac{dy}{dt} = \dot{y} = V \, sen\psi \, cos\gamma \tag{30}$$

$$\frac{dh}{dt} = \dot{h} = V \, sen\gamma \tag{31}$$

$$\dot{\psi} = \frac{g}{v} \tan \gamma \tag{32}$$

Donde los inputs que se introducen son: V (velocidad), ψ (ángulo de guiñada) y γ (ángulo de cabeceo)



Figura Anexo 24 Arquitectura del modelo a desarrollar.

Guiado hasta el waypoint inicial

Se debe definir las coordenadas iniciales en las que se encuentra el dron. En este caso se consideran las del origen del sistema ($x_0 = 0$; $y_0 = 0$; $h_0 = 1$) y una velocidad V constante.

En la Figura Anexo 25, se desarrolla el modelo cinemático del dron con las ecuaciones anteriores (29, 30, 31, 32).



Figura Anexo 25 Bloque "Modelo".

El bloque llamado "pi Bound" (Figura Anexo 26) permite convertir ángulos entre los valores de – 180° y 180°, necesario para el cálculo de la tangente.



Figura Anexo 26 Bloque "pi Bound".

En el bloque del controlador se implementan los controles para la altitud y el rumbo que garantiza la estabilidad del dron. También se implementan los controladores PID, y se obtiene como output los ángulos de cabeceo y balanceo del dron, ver Figura Anexo 27.



Figura Anexo 27 Fig Bloque "Controlador".

Con el bloque del navegador se obtiene la altura y el rumbo deseado, introduciendo como entrada la posición y actitud actual del dron, ver Figura Anexo 28.



Figura Anexo 28 Bloque "Navegador".

Es necesario incluir el algoritmo de guiado en el bloque "función", ver Figura Anexo 29.

```
Function chi_out = fcn(xy_ref, xy)
chi_out=atan2((xy_ref(2)-xy(2)),(xy_ref(1)-xy(1)));
end
```

Figura Anexo 29 Función de Matlab.

Finalmente, en el bloque misión se debe introducir las coordenadas del *waypoint* al que se quiere ir, ver Figura Anexo 30.



Figura Anexo 30 Bloque "Misión".

De manera que si se acoplan todos los bloques se obtiene el siguiente modelo, ver Figura Anexo 31.



Figura Anexo 31 Modelo de guiado al primer waypoint.

Guado por una serie de waypoints

Una vez implementado el caso de que el dron se dirija a un *waypoint* de coordenadas fijas, se ha procedido a la implementación de un método para ir proporcionado al módulo de navegación del dron, las coordenadas de los sucesivos puntos por lo que debe pasar.

Para conseguir esto es necesario conocer la posición del dron en todo momento, pues para poder pasar de un *waypoint* al siguiente, el vehículo debe haber pasado por el punto anterior. Si bien, se ha tenido en cuenta las posibles imprecisiones del vuelo, lo que lleva a considerar que el dron ha alcanzado un *waypoint* cuando se

encuentra dentro de una esfera concéntrica, de radio 1 m situada en el punto de coordenadas del waypoint.

El bloque "Misión" se encarga de implementar el procedimiento anterior, proporcionando al bloque "Navegador" las coordenadas de los sucesivos *waypoints* a lo largo del vuelo, ver Figura Anexo 32.



Figura Anexo 32 Bloque "Misión 2".

La función desarrollada en Matlab (Figura Anexo 33) incluye una variable para pasar de un *waypoint* al siguiente en cuanto se alcance el objetivo establecido. Con ello se consigue saber el *waypoint* objetivo en todo momento.

<pre>function [h_wp,x_wp,y_wp] = functionMISION(x,y,h,WP)</pre>	
[a,~]=size(WP);	
n=a;	
persistent m	
if(isempty(m))	
m=1;	
end	
dis=sqrt((x-WP(m,1))^2+(y-WP(m,2))^2+(h-WP(m,3))^2);	
if disc10	
m=m+1.	
if_{m-n+1}	
m-1.	
end	
end	
x wp=WP(m,1);	
y wp=WP(m, 2);	
h_wp=WP(m,3);	
L end	

Figura Anexo 33 Función de Matlab 2.

El modelo resultante tiene la siguiente forma, ver Figura Anexo 34.



Figura Anexo 34 Modelo de guiado por lista de waypoints.

Una vez concluida la maniobra, se le pide al dron que regrese al punto inicial del que partió.

A continuación, en la Figura Anexo 35, se representa un esquema de las conexiones eléctricas y los dispositivos que componen la aviónica del dron.





Para facilitar la comprensión de este, y evitar unas posibles confusiones por exceso de cableado, los conjuntos de cables que se conectan mediante un único conector, se representan con un único hilo.

Anexo E: Planos

En este anexo se presentan los planos del dron diseñado:

	8	7	6	5	4	3	
F							
E			2	6	7		•
D		(1)			8		
с						J.	
H							
	N.º DE ELEMENTO	N.º DE PIEZA	descripción	CANTIDAD			
В	1	Hélice final		4			
	2	T-Motor_MN3510		4			
	3	Bateria		1			
	4	Garmin Lidar Lite V3		1			
П	5	PIXHWAK PX4 2.8		1			
	6	ESC_RACERSTART_33A_V2		1			
A	7	GPS		1			
	8	SF30B		1		Nombre del dibu	Explo
							150
	8	7	6	5	4	3	













