

Trabajo de Fin de Máster

Máster Universitario en Ingeniería Industrial

Conceptualización y diseño de un vehículo aéreo personal

MEMORIA

Autor: Alberto Moya Páez
Directora: Alba Ramos Cabal
Codirectora: Arantza Villa Sicilia
Convocatoria: Abril 2022



Escola Tècnica Superior
d'Enginyeria Industrial de Barcelona



Resumen

El presente proyecto consiste en realizar un prediseño de un vehículo aéreo personal. La propuesta planteada, proporciona una alternativa de transporte sostenible que combina las ventajas en cuanto a versatilidad y rapidez que supone el transporte aéreo de personas, con la facilidad de pilotaje, estabilidad y control de las nuevas tecnologías, que engloban los vehículos no tripulados o drones.

Para definir el diseño del vehículo se han establecido una serie de requerimientos y se han estudiado las diferentes tecnologías de vuelo existentes. Desde un punto de vista más analítico, se ha analizado el comportamiento fluidodinámico de los elementos de propulsión aérea disponibles en el mercado que pudieran ser aplicables al vehículo que se presenta.

Se ha modelado el prototipo con la herramienta SolidWorks®, teniendo en cuenta los resultados de los análisis previos y realizando un posterior análisis estructural de los elementos más susceptibles de soportar los mayores esfuerzos.

Finalmente, se ha realizado un análisis de los costes de fabricación del vehículo y un análisis del impacto ambiental a lo largo de su ciclo de vida para evaluar la viabilidad de fabricación del producto y su contribución a un futuro sostenible.

Resum

El present projecte consisteix a realitzar un predisseny d'un vehicle aeri personal. La proposta plantejada, proporciona una alternativa de transport sostenible que combina els avantatges quant a versatilitat i rapidesa que suposa el transport aeri de persones, amb la facilitat de pilotatge, estabilitat i control de les noves tecnologies, que engloben els vehicles no tripulats o drons.

Per a definir el disseny del vehicle s'han establert una sèrie de requeriments i s'han estudiat les diferents tecnologies de vol existents. Des d'un punt de vista més analític, s'ha analitzat el comportament fluidodinàmic dels elements de propulsió aèria disponibles en el mercat que poguessin ser aplicables al vehicle que es presenta.

S'ha modelat el prototip amb l'eina SolidWorks®, tenint en compte els resultats de les anàlisis prèvies i realitzant una posterior anàlisi estructural dels elements més susceptibles de suportar els majors esforços.

Finalment, s'ha realitzat una anàlisi dels costos de fabricació del vehicle i una anàlisi de l'impacte ambiental al llarg del seu cicle de vida per a avaluar la viabilitat de fabricació del producte i la seva contribució a un futur sostenible.

Abstract

This project consists of a pre-design of a personal air vehicle. The proposed proposal provides a sustainable transport alternative combining the versatility and speed advantages of passenger air transport, with the ease of piloting, stability and control of new technologies, which encompass unmanned or drone vehicles.

To define the design of the vehicle, several requirements have been established and the various existing flight technologies studied. From a more analytical point of view, the fluidodynamic behaviour of the available air propulsion elements in the market that could be applicable to the present vehicle has been analysed.

The prototype has been modelled with the SolidWorks® tool, taking into account the results of the prior analysis and carrying out a subsequent structural analysis of the elements most likely to withstand the greatest efforts.

Finally, an analysis of the vehicle's manufacturing costs and an analysis of the environmental impact throughout its life cycle has been carried out to assess the product's manufacturing viability and its contribution to a sustainable future.

Agradecimientos

A mi familia, por todo el apoyo recibido durante todos mis estudios, y en especial en este proyecto, por su fe en mis posibilidades.

A mi pareja, Helena, por siempre estar a mi lado y animarme a dar la mejor versión de mi en todo lo que me proponga.

A mis amigos, por su comprensión, empatía y apoyo en los estudios, por poder desconectar de todo cuando nos vemos y que el tiempo pase más rápido.

A Alba Ramos Cabal, directora de este proyecto, por sus consejos, soluciones y conocimientos, que me han ayudado a hacer viable un proyecto ambicioso que siempre quise realizar desde bien pequeño.

A Arantza Villa Sicilia, codirectora de este proyecto, por su apoyo en la recta final y sus acertados consejos y soluciones para mejorar el resultado definitivo del proyecto.

En definitiva, a todas las personas que han estado a mi lado, por la paciencia y por los ánimos, y que sin ellos, este proyecto no habría sido posible.

ÍNDICE

RESUMEN	3
AGRADECIMIENTOS	5
ÍNDICE	6
LISTADO DE FIGURAS	8
LISTADO DE TABLAS	12
1. GLOSARIO	13
2. PREFACIO	15
2.1. Motivación	15
2.2. Objetivos del proyecto	16
2.3. Alcance del proyecto.....	17
3. INTRODUCCIÓN	18
3.1. Breve historia de la aviación.....	18
3.2. Estado del arte	24
3.2.1. El futuro es eléctrico.....	24
3.2.2. E-VTOL.....	25
4. NORMATIVA	36
4.1. Proceso regulatorio del espacio aéreo para nueva movilidad aérea	36
4.2. Certificación del vehículo	38
4.2.1. Estado actual de la regulación.....	38
4.2.2. MOC – 2 – SC – VTOL	39
4.2.3. Aplicabilidad de la normativa al vehículo propuesto	40
5. DISEÑO DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN	42
5.1. Análisis del sistema de propulsión de la aeronave	42
5.2. Configuración de rotores seleccionada.....	44
5.3. Dimensionado del sistema de propulsión	46
6. CONCEPTUALIZACIÓN Y DISEÑO DEL VEHÍCULO	53
6.1. Premisas y aspectos a tener en cuenta en el diseño	53
6.1.1. Aerodinámica	53
6.1.2. Funcionalidad.....	54
6.1.3. Seguridad.....	54
6.2. Bocetos iniciales	55
6.3. Diseño definitivo.....	57

6.3.1.	Boceto preliminar	57
6.3.2.	Modelado 3D.....	58
6.2.4.	Análisis y particularidades de los componentes diseñados.....	62
6.2.4.3.	Ejes	63
7.	VALIDACIÓN DEL DISEÑO PROPUESTO	66
7.1.	Análisis del conjunto y centro de masas.....	66
7.2.	Análisis y optimización de masas del vehículo en vacío	67
7.2.1.	Selección de materiales	67
7.2.2.	Peso en vacío del diseño final.....	74
7.3.	Análisis Fluidodinámico	76
7.3.1.	SolidWorks – Flow Simulation.....	78
7.3.2.	Estudio de resultados y validación del diseño	81
7.4.	Análisis Estructural.....	83
7.4.1.	Validación del motor seleccionado. Máximas cargas requeridas	84
7.4.2.	Tensión de Von Mises.....	84
7.4.3.	SolidWorks – Simulation	85
8.	ANÁLISIS ECONÓMICO	91
8.1.	Costes estructuras CFRP	91
8.2.	Coste de fabricación de la cabina en PMMA	92
8.3.	Componentes comerciales	93
8.3.1.	Motores y sistema de control electrónico de velocidad.....	93
8.3.2.	Aviónica y sistemas de navegación y control.....	93
8.3.3.	Coste baterías	94
8.4.	Coste total y comparativa con el sector	95
9.	ANÁLISIS AMBIENTAL	98
9.1.	Análisis del ciclo de vida del vehículo propuesto.....	99
9.1.1.	Fabricación	99
9.1.2.	Uso.....	100
9.1.3.	Fin de la vida útil	102
	CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO	103
	Conclusiones del proyecto	103
	Trabajo futuro a realizar	104
	REFERENCIAS	106

Listado de Figuras

Figura 1: diseño de un ornitóptero por Leonardo Da Vinc. Fuente: Aertec Solutions	18
Figura 2: fuerzas sobre un perfil alar. Fuente: Blogaero	19
Figura 3: aeródromo nº5 de Langley. Fuente: Britannica	20
Figura 4: mecanismo de deformación de las alas del planeador Wright. Fuente: Britannica	22
Figura 5: avión comercial con turbohélices. Fuente: BAE Systems.....	23
Figura 6: Prototipo de máquina voladora de George Lehberger (1930). Fuente: Rotorcraftops.....	25
Figura 7: Helicóptero Bell V-22 (1981). Fuente: Bellflight	26
Figura 8: Hyundai Concept S-A1. Fuente: Hyundai.....	26
Figura 9: a la izquierda, Kitty Hawk Heavyside. A la derecha, el Lilium Jet. Fuentes: Kitty Hawk / Lilium.....	27
Figura 10: Airbus Vahana, a la izquierda, con las alas en posición de despegue y aterrizaje. A la derecha, en pleno vuelo. Fuente: Airbus	28
Figura 11: a la izquierda, el modelo de pilotaje personal Wisk. A la derecha, el Aurora PAV (Personal Air Vehicle). Fuente: Wisk / Boeing	29
Figura 12: el City Airbus. A la izquierda, el concepto inicial. A la derecha, el modelo real que ha realizado el primer vuelo. Fuente: Airbus	30
Figura 13: Volocity. El vehículo aéreo de la alemana Volocopter. Fuente: Volocopter....	30
Figura 14: Vehículos EHang. A la izquierda, el EHang 184. A la derecha, su sucesor, el EHang 216. Fuente: Ehang.....	31
Figura 15: Emblema de la Agencia Europea de Seguridad Aérea. Fuente: EASA.....	36
Figura 16: proceso regulatorio EASA. Fuente: EASA. Elaboración propia.....	37
Figura 17: regulación MOC-SC-VTOL. Fuente: elaboración propia	38
Figura 18: opciones de configuraciones para multirrotor. Fuente: elaboración propia.....	42
Figura 19: proceso diseño sistema de propulsión. Fuente: elaboración propia	43

Figura 20: configuración rotor simple vs rotor coaxial. Fuente: elaboración propia	44
Figura 21: configuración rotores coaxiales con diferente diámetro de hélice. Fuente: Research Gate	45
Figura 22: respuestas a la encuesta referente al pasaje de la aeronave. Fuente: elaboración propia	47
Figura 23: respuestas a la encuesta referente al pasaje de la aeronave. Fuente: elaboración propia	51
Figura 24: respuestas a la encuesta referente al pasaje de la aeronave. Fuente: elaboración propia	51
Figura 25: fuerza de sustentación provocada por el efecto Bernoulli sobre el ala de un avión. Fuente: Research Gate [8].....	53
Figura 26: rotores protegidos en el City Airbus. Fuente: Airbus.....	54
Figura 27: Boceto preliminar 1. Fuente: elaboración propia	55
Figura 28: Boceto preliminar 2. Fuente: elaboración propia	55
Figura 29: Boceto preliminar 3. Fuente: elaboración propia	56
Figura 30: Boceto preliminar 4. Fuente: elaboración propia	56
Figura 31: Boceto vista alzado del diseño definitivo. Fuente: elaboración propia.....	57
Figura 32: Boceto vista genérica del diseño definitivo. Fuente: elaboración propia.....	57
Figura 33: Vista general del vehículo aéreo personal. Fuente: elaboración propia.....	58
Figura 34: Vista general explosionada. Fuente: elaboración propia	58
Figura 35: Vista lateral izquierdo. Fuente: elaboración propia	59
Figura 36: Vista lateral derecho. Fuente: elaboración propia.....	59
Figura 37: Vista frontal alzado. Fuente: elaboración propia.....	60
Figura 38: Vista trasera alzado. Fuente: elaboración propia.....	60
Figura 39: Vista planta superior. Fuente: elaboración propia.....	61
Figura 40: Vista planta inferior. Fuente: elaboración propia.....	61

Figura 41: Fuselaje del vehículo, sin tren de aterrizaje. Fuente: elaboración propia	62
Figura 42: Tren de aterrizaje del vehículo. Fuente: elaboración propia	62
Figura 43: Cobertura de la cabina. Fuente: elaboración propia	63
Figura 44: eje rotores traseros. Fuente: elaboración propia	63
Figura 45: Modelado en SolidWorks de los componentes comerciales seleccionados. Fuente: elaboración propia	64
Figura 46: a la izquierda, conjunto de hélice, motor y ESC para el motor U15 XL del fabricante T-MOTOR. A la derecha, detalle del motor U15 XL. Fuente: T-MOTOR	64
Figura 47: Elemento protector del rotor ante posibles impactos. Fuente: elaboración propia	65
Figura 48: Centro de masas del vehículo aéreo personal. Fuente: elaboración propia ...	66
Figura 49: ángulo vuelco. Fuente: elaboración propia	67
Figura 50: Diagrama de Ashby. Fuente: Granta Design Ashby Charts	68
Figura 51: Estructura interna del CFRP. Fuente Research Gate.....	69
Figura 52: proceso fabricación fibra de carbono. Fuente: SGL Carbon.....	70
Figura 53: fabricación en autoclave. Fuente: Research gate.....	71
Figura 54: moldeo por transferencia de resina. Fuente: Research Gate	72
Figura 55: granulado de PMMA. Fuente: Custom Plastics	73
Figura 56: proceso de termoconformado. Fuente: WordPress.....	74
Figura 57: propiedades físicas del ensamblaje. Fuente: elaboración propia	75
Figura 58: esquema de fuerzas sobre el vehículo en situación de vuelo crucero. Fuente: elaboración propia.....	76
Figura 59: esquema de fuerzas sobre el vehículo en situación de despegue. Fuente: elaboración propia.....	77
Figura 60: parámetros de la simulación, primera parte. Fuente: elaboración propia	78
Figura 61: parámetros de la simulación, segunda parte. Fuente: elaboración propia.....	79

Figura 62: resultados obtenidos de la simulación de vuelo crucero. Fuente: elaboración propia	79
Figura 63: trayectoria de flujo de aire y diferencia de presiones. Fuente: elaboración propia	80
Figura 64: resultados de la simulación de ascenso vertical. Fuente: elaboración propia.	80
Figura 65: distribución de fuerzas sobre los ejes delanteros y traseros. Fuente: elaboración propia	83
Figura 66: reporte de pruebas realizadas del desempeño del motor seleccionado. Fuente: T-MOTOR	84
Figura 67: unión eje trasero con fuselaje. Fuente: elaboración propia.....	86
Figura 68: punto de unión como geometría fija para la simulación de esfuerzos. Fuente: elaboración propia.....	86
Figura 69: definición de cargas puntuales en los extremos de la pieza. Fuente: elaboración propia	87
Figura 70: definición de carga remota en el centro de masas del ensamblaje. Fuente: elaboración propia.....	87
Figura 71: resultado del análisis estructural. Tensiones de Von Mises. Fuente: elaboración propia	88
Figura 72: resultado del análisis estructural. Deformaciones unitarias equivalentes. Fuente: elaboración propia.....	90
Figura 73: sistemas de control y aviónica del VTOL Eviation Alice. Fuente: Eviation.....	94
Figura 74: a la izquierda, batería de vehículo eléctrico. A la derecha, un módulo individual que compone la batería. Fuente: Electric Revs	95
Figura 75: comparativa de costes de fabricación entre el sector. Fuente: elaboración propia	96
Figura 76: sectorización de las emisiones de gases de efecto invernadero en kT de CO ₂ equivalente. Fuente: Agencia Europea del Medio Ambiente	98
Figura 77: análisis del ciclo de vida. Proceso de Fabricación. Fuente: elaboración propia	100
Figura 78: generación energía eléctrica del vehículo. Fuente: elaboración propia	101

Listado de tablas

Tabla 1: Tabla resumen estado del arte	32
Tabla 2: Datos usados para el cálculo de las misiones de referencia	33
Tabla 3: Tabla resumen de la energía y tiempo requerido para las misiones.....	33
Tabla 4: Tabla resumen factores rendimiento	34
Tabla 5: parámetros recogidos de diferentes aeronaves comerciales. Fuente: Jane's all the world aircrafts 2004-2005.	46
Tabla 6: parámetros utilizados en el cálculo del sistema de propulsión.....	48
Tabla 7: tabla de propiedades a buscar	67
Tabla 8: Desglose de costes de fabricación del vehículo propuesto. Fuente: elaboración propia	96

1. Glosario

Arrastre: fuerza contraria a la dirección de desplazamiento producida por la interacción del fluido del medio contra el vehículo.

Autoclave: recipiente metálico hermético, cilíndrico, vertical u horizontal, preparado para trabajar con presión interna.

Aviónica: aplicación de la electrónica a la aviación o a los sistemas de las aeronaves, es decir, todos aquellos sistemas electrónicos, tanto en sistemas de comunicación como indicadores y sus elementos de manejo.

Carga discal: cociente entre el empuje producido por el sistema propulsivo de una aeronave y la superficie de la sección por la que pasa el aire usado como masa de reacción.

CFRP: Polímero Reforzado con Fibra de Carbono (*Carbon Fiber Reinforced Polymer*).

CO2 EQ: el dióxido de carbono equivalente es una medida universal utilizada para indicar en términos de CO₂, el equivalente de cada uno de los gases de efecto invernadero con respecto a su potencial de calentamiento global.

Cuadricóptero: helicóptero multi-rotor con cuatro brazos, los cuales tienen en su parte final un motor y una hélice.

EASA: Agencia Europea de Seguridad Aérea (*European Aviation Security Agency*).

ESC: controlador electrónico de la velocidad (*Electronic Speed Controller*)

ESTRN: deformación unitaria equivalente

Fuselaje: cuerpo central del avión, donde van la tripulación, los pasajeros y las mercancías

Hovering: acción de flotar en el aire sin realizar ninguna maniobra

MOC: Pliego de Condiciones (Means of compliance)

Motores coaxiales: motores situados sobre un mismo eje, rotando en direcciones contrarias.

MTOW: Peso máximo al despegue (*Maximum Take Off Weight*).

Ornitóptero: aeronave que vuela batiendo las alas.

PMMA: Polimetilmetacrilato.

RMT: tarea de elaboración de reglas (*Rulemaking Task*)

Sustentación: fuerza perpendicular a la dirección de desplazamiento producida por la interacción del fluido del medio contra el vehículo.

Turbohélice: motor de turbina de gas que mueve una hélice

VTOL: Vehículo de Ascenso y Descenso vertical (*Vertical Take Off Landing*)

2. Prefacio

2.1. Motivación

Vivimos en un constante crecimiento a nivel mundial. A medida que la población en las ciudades crece, también lo hace la congestión del tráfico y la contaminación ambiental. Cada vez son más las alternativas de transporte sostenibles en el mercado, desde los vehículos eléctricos hasta las motocicletas y más recientemente los patinetes eléctricos.

Sin embargo, si bien es cierto que estas alternativas ayudan a reducir las emisiones de CO₂ a la atmósfera, no consiguen solventar el problema de la congestión y los atascos en carretera en los que tanto tiempo se pierde.

Por ello, cada vez es más común que dirijamos la vista al cielo y comencemos a ver drones transportando paquetería urgente sin encontrarse ningún problema en el camino, en un tiempo mucho más reducido. Esto hace pensar si sería posible que en vez de ser mercancía, fuera una persona la que estuviera siendo transportada.

De este concepto surge la movilidad urbana aérea, una nueva forma de desplazarse por entornos urbanos en pequeños vehículos aéreos que combinan las ventajas del transporte aéreo de personas en cuanto a versatilidad y rapidez, con la facilidad de pilotaje, estabilidad y control de los vehículos aéreos no tripulados, comúnmente llamados drones.

Por el momento, este concepto es incipiente y todavía no existen numerosas opciones en el mercado de esta clase de vehículos, debido a las limitaciones técnicas de algunos componentes como la batería y a la falta de normativa que regule su certificación y uso en entornos urbanos. Sin embargo, no cabe duda de que está destinado a revolucionar los métodos de transporte establecidos a medida que avanza la tecnología y los desarrollos en cuanto a la movilidad eléctrica en general.

La motivación de este proyecto es entonces, demostrar la viabilidad de esta alternativa sostenible al transporte que conocemos, mediante la conceptualización y diseño de un vehículo aéreo unipersonal con prestaciones que cumplan las inquietudes de los usuarios del presente y que marque la diferencia con respecto a las opciones del mercado disponibles a día de hoy.

2.2. Objetivos del proyecto

El objetivo del proyecto es proporcionar una alternativa de transporte sostenible para entornos urbanos e interurbanos, mediante un nuevo concepto de transporte aéreo. Para ello, se estudiará la viabilidad de un vehículo unipersonal mediante la conceptualización de su diseño y su posterior validación.

Este proceso puede desagregarse en los siguientes objetivos específicos que serán tratados a lo largo de este proyecto:

- **Análisis de las alternativas del estado del arte:** se analizan las ventajas y desventajas de cada una de ellas con el fin de decidir cuál puede ser la tecnología indicada o indicadas, en la que se basará el vehículo a diseñar.
- **Identificación de requerimientos:** a partir de lo obtenido del análisis previo, teniendo en cuenta las normativas actuales y de acuerdo con las inquietudes y demandas de los usuarios que serán tenidas en cuenta en forma de encuestas, se establecerán toda una serie de requerimientos que se tratarán de abordar e implementar en el diseño del conjunto del vehículo.
- **Concepción y diseño del vehículo:** en base a los requerimientos obtenidos del análisis de mercado, se realizará un dimensionado preliminar del sistema de propulsión del vehículo. Éste marcará las pautas para el diseño del resto de elementos que componen el vehículo y que se realizará mediante la herramienta SolidWorks®.
- **Validación del diseño del vehículo:** una vez realizado el diseño detallado del vehículo, se validarán mediante análisis fluidodinámicos y estructurales, que el diseño propuesto final del vehículo se ajusta a los requerimientos definidos en la fase de diseño preliminar.
- **Análisis económico y de sostenibilidad:** Por último, se llevará a cabo un análisis económico y de impacto ambiental del vehículo, con el objetivo de evaluar la viabilidad económica de fabricación de la solución propuesta, en base a los componentes que la conforman y su contribución para un futuro sostenible.

2.3. Alcance del proyecto

El proceso de diseño completo de un vehículo aéreo es muy complejo y conlleva numerosos desarrollos en múltiples campos. Deben abordarse sistemas como la propulsión, la navegación, las comunicaciones, el control de vuelo y la gestión del combustible durante el vuelo.

El desarrollo de cada uno de estos sistemas para llegar a la construcción de un primer prototipo requeriría de un modelado detallado que puede demorarse meses e incluso años de trabajo, buscando una solución óptima que cumpla con los requerimientos definidos y las certificaciones que correspondan.

Por lo expuesto anteriormente, se ha considerado oportuno acotar el alcance de este proyecto al desarrollo del sistema de propulsión del vehículo que englobe la definición de las potencias a desempeñar por los motores, así como el dimensionado de las hélices y baterías en base a requerimientos definidos. Estos elementos han sido seleccionados de las alternativas viables y disponibles del mercado, y no se ha tratado el diseño a medida de estos componentes.

Posteriormente, se ha realizado un diseño del vehículo en base a los resultados obtenidos del prediseño del sistema de propulsión. El diseño se ha realizado desde una perspectiva de diseño conceptual exterior, y por ello, detalles constructivos como puertas, cableados, elementos de fijación o estructuras y detalles internos quedan fuera del alcance de este proyecto.

Finalmente se concluye con un análisis de costes de fabricación de este vehículo, teniendo en cuenta valores estimados del mercado, y posteriormente un análisis cualitativo del ciclo de vida del producto, para evaluar los impactos ambientales desde su fabricación hasta el final de su vida útil.

3. Introducción

3.1. Breve historia de la aviación

Para el ser humano, el sueño de volar debió originarse cuando se observaron pájaros volar en el cielo. Durante siglos, los intentos del ser humano se han basado en diseños de aeronaves que emulaban el movimiento y funcionamiento de las alas de un pájaro, los llamados ornitópteros. Estas máquinas, mediante un movimiento de las alas mecánicas, generaban las fuerzas de sustentación y propulsión necesarias para realizar un vuelo.



Figura 1: diseño de un ornitóptero por Leonardo Da Vinc. Fuente: Aertec Solutions

Sin embargo, no fue hasta los siglos XVI, XVII y XVIII cuando se produjeron las primeras investigaciones serias en cuanto a la aerodinámica de los cuerpos. Leonardo da Vinci y Galileo Galilei en Italia e Isaac Newton en Inglaterra, contribuyeron al entendimiento de la relación que existe entre las fuerzas de resistencia al aire, y factores como la superficie de un objeto expuestos a la densidad de un fluido. Los matemáticos suizos Daniel Bernoulli y Leonhard Euler, y el ingeniero británico John Smeaton explicaron la relación entre presión y velocidad, que fue necesaria para que la siguiente generación de ingenieros fuera capaz de calcular fuerzas aerodinámicas [1].

Fue entonces cuando en 1799, George Cayley, ingeniero británico que se dedicó al estudio de la locomoción aérea, realizó uno de los descubrimientos más importantes de la historia de la aviación, al comprender que un flujo de aire a través de un ala fija, crea el fenómeno de la sustentación, y que ésta es mayor cuando el ala es curva, dado que la presión es menor en la parte superior del ala, según el teorema de Bernoulli.

Además de la fuerza de sustentación, Cayley también identificó las otras 3 fuerzas principales que tienen efecto sobre una aeronave, y la relación entre sí: sustentación – peso y empuje – arrastre.

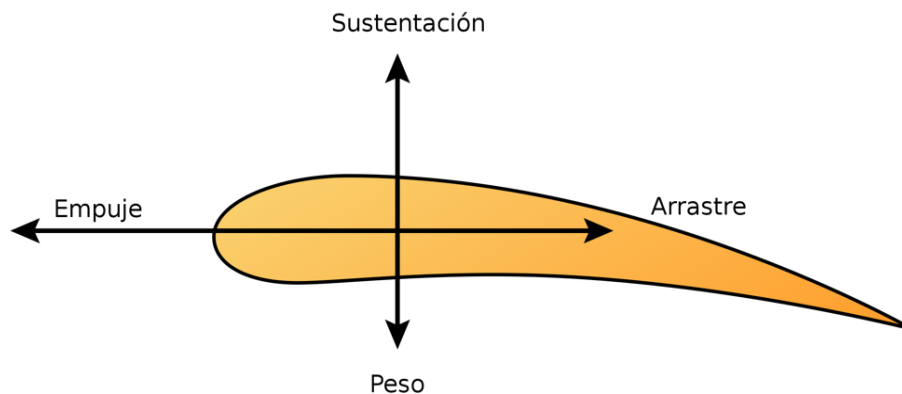


Figura 2: fuerzas sobre un perfil alar. Fuente: Blogaero

Dado que también fue un pionero en cuanto al diseño de aeronaves, mantuvo que una máquina voladora exitosa, tendría diferentes sistemas para generar la sustentación, la propulsión y el control, aunque sus diseños, continuaron basándose en ornitópteros.

Después de las investigaciones de Cayley, en los años 1870 y posteriores, el ingeniero alemán Otto Lilienthal, se convirtió en la primera persona en realizar vuelos planeados, y repetidos con éxito, que fueron reportados en periódicos y fotografías, influyendo en la opinión pública sobre la posibilidad real de realizar una máquina voladora. Otto contribuyó con sus estudios de acerca del diseño de las alas, aportando medidas de las fuerzas que se efectuaban sobre un ala con diferentes ángulos de ataque, proporcionando datos fundamentales que fueron empleados años más tarde por los hermanos Wright [1].

Después de varios años experimentando con planeadores, los hermanos Wright culminaron sus investigaciones en el Planeador Wright de 1902, cuyo diseño de las alas, permitió tomar los últimos pasos hacia el desarrollo del avión. Quedaban entonces 2 problemas por resolver: el problema de la propulsión y generación de potencia, y el problema del control de la aeronave.

Al principio del siglo XIX, era imposible la idea de un vehículo aéreo propulsado, dado la falta de sistemas de propulsión apropiados. El rango de los sistemas del momento que eran susceptibles de ser utilizados comprendía desde motores de aire caliente, hasta pólvora e incluso aire comprimido. Sin embargo, los motores de vapor y combustión interna pronto emergieron como la opción más utilizada por los desarrolladores, siendo el de vapor, (por su simplicidad) el primero en ser empleado con éxito, para en 1896, conseguir Samuel Pierpont Langley la primera aeronave propulsada en realizar un viaje de 1,2 km [2].

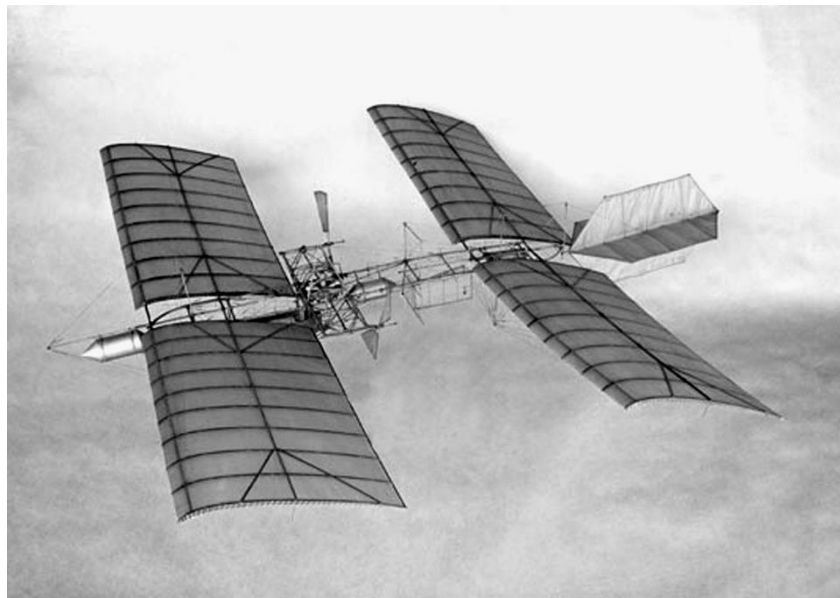


Figura 3: aeródromo nº5 de Langley. Fuente: Britannica

Paralelamente, a medida que el siglo XIX llegaba a su fin, el motor de combustión interna emergió como una forma de propulsión aún más prometedora, desde que en 1860 Étienne Lenoir en Bélgica construyó el primer motor de combustión interna, y más tarde Nikolaus Otto en 1876 produjera un motor de cuatro ciclos a base de combustible líquido, y finalmente Gottlieb Daimler fuera pionero del desarrollo de un motor de

gasolina ligero de alta velocidad. Ante esta situación de constante desarrollo de esta clase de motores, por parte de los entusiastas de los automóviles, cuando los hermanos Wright consiguieron progresar con sus desarrollos del planeador, pudieron calcular y construir un motor que producía exactamente la potencia precisa para hacer volar su aeronave de 1903. Ya quedaba pues, resuelto el problema de la propulsión [2].

No obstante, hasta la segunda mitad del siglo XIX, los modelos y prototipos de avión que incorporaban algún medio de control de trayectoria se basaban en timones para dirigir horizontalmente la aeronave a izquierda y derecha, dado que era más complejo el concebir una forma de hacer girar el avión sobre su eje longitudinal. Además, muchos científicos estaban convencidos que resultaría muy dificultoso o imposible, ejercer el control sobre una máquina que tenía libertad de movimiento de rotación sobre sus 3 ejes al mismo tiempo.

Antes del Planeador Wright, todos los planeadores manuales se mediaban de la variación del peso que ejercía el piloto, con el fin de alterar la posición del centro de gravedad de la máquina, para así conseguir una variación en la presión ejercida sobre las alas.

Sin embargo, esto era limitante a la vez que peligroso: si un movimiento del cuerpo del piloto debería generar semejante impacto en el movimiento del conjunto de la aeronave, significaba que el área que ocupaban las alas debía ser pequeño, limitando entonces la cantidad de sustentación que podía generarse. Además del hecho que, desde una situación de descontrol, una variación en el peso que ejerce el piloto podría no significar una recuperación de la trayectoria.

Determinados a solventar dichos problemas, los hermanos Wright crearon un sistema de control, que evitara tomar el control del centro de gravedad de la nave, pudiendo incidir únicamente en el control del centro de presión que tenía efecto sobre el ala.

Lograron este hecho, mediante una variación de la orientación entre ambos extremos de una misma ala, provocando una torsión, de tal manera que la sustentación en una mitad de la aeronave era superior a la otra, generando un movimiento de rotación.

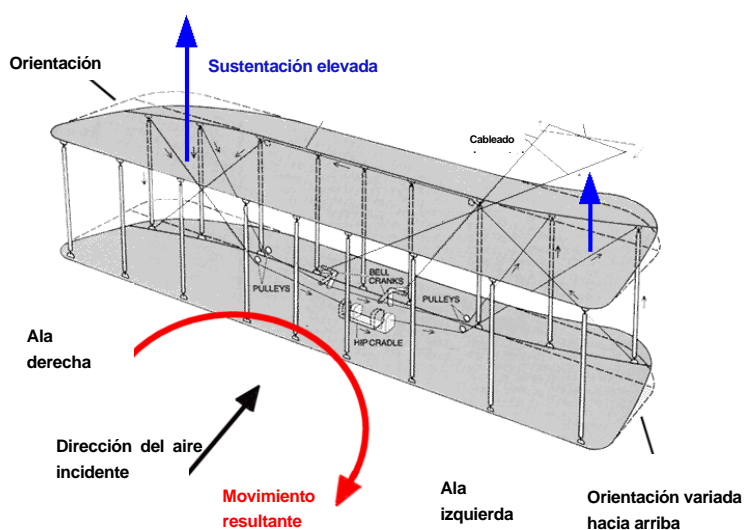


Figura 4: mecanismo de deformación de las alas del planeador Wright. Fuente: Britannica

A este mecanismo, añadieron un timón, que compensara el aumento de arrastre sobre la mitad del avión afectada y, finalmente, junto al elevador (una superficie plana situada en la parte delantera de la nave), que permitía el alzamiento del avión e inclinación ascendente y descendente, construyeron el avión Wright de 1905, considerado la primera aeronave controlada completamente.

A partir de este momento, y hasta el día de hoy, la aviación no ha dejado de avanzar, realizando en 1914 el primer vuelo comercial entre dos ciudades de Florida, realizando trayectos regulares cuatro años más tarde, hasta llegar a 1938, donde se realizó el primer vuelo transatlántico sin realizar escalas, con una duración de 24 horas.

Con la llegada de la Segunda Guerra Mundial, los desarrollos en la aviación tomaron la delantera y se desarrollaron los primeros aviones de reacción con los cazas con reactores. Al final de la guerra, estos aviones alcanzaban los 640 km/h llegando hasta los 12.000 metros de altura.

Sin embargo, esta tecnología, al ser aplicada para vuelos comerciales en 1945, consumían demasiado combustible y únicamente se podían recorrer distancias cortas, necesitando entonces de otro método de propulsión para los vuelos transoceánicos. Fue entonces cuando se desarrollaron los motores de turbohélices, que en aviones comerciales fueron capaces de transportar hasta 110 pasajeros entre las ciudades de Nueva York y París, a una velocidad de crucero de más de 500 km/h [2].



Figura 5: avión comercial con turbohélices. Fuente: BAE Systems

Los desarrollos en cuanto a la tecnología de motores a reacción, fue la principal línea de investigación, apareciendo en 1968 los primeros aviones de grandes dimensiones como el Boeing 747, o más tarde el 767. Gracias a estos aviones se popularizaron los viajes transatlánticos y se han continuado utilizando hasta prácticamente la actualidad, cuando han sido substituidos por aviones más modernos y seguros.

Esto es debido a que durante la década de los 90, se invirtió en las tecnologías que permitirían al avión convertirse en un vehículo cada vez más automatizado, con la intención de reducir los accidentes aéreos debido a fallos humanos. A día de hoy, se continúa investigando en vías de mejora, que permitan aumentar aún más la seguridad, y buscando la eficiencia de los motores y terminar consiguiendo reemplazar el uso del petróleo por energías limpias como la electricidad, mediante aeronaves híbridas o eléctricas [2].

3.2. Estado del arte

Tras haber completado este viaje a través de la historia de la aviación, y contemplado la evolución de las diferentes tecnologías de vuelo, se ha realizado un análisis del estado del arte.

El objetivo ha sido el descubrir todas las ventajas de cada una de las tecnologías, así como sus desventajas, para posteriormente poder decidir cuál sería la indicada o indicadas, en las que se basará el vehículo propuesto.

Para ello, se ha realizado una búsqueda de los artículos referentes a esta temática y se han estudiado las últimas tendencias y proyectos de los principales fabricantes relativos al futuro de la movilidad urbana.

3.2.1. El futuro es eléctrico

Si algo tienen en común las principales tendencias en innovación con respecto a la movilidad urbana, es que la electrificación ha venido para quedarse. La electricidad está presente en medios de transporte sencillos y accesibles como patinetes y motocicletas, y cada vez son más también las opciones que se encuentran en el sector del automóvil, con fabricantes que exploran una nueva línea de negocio basada en ofrecer una alternativa para la movilidad sostenible.

Del mismo modo sucede cuando se mira hacia arriba. Desde hace algunos años, aparecieron los primeros drones. Cada vez, las aplicaciones que puede ofrecer la tecnología en la que se basa este vehículo aéreo, son muy diversas: desde realizar grabaciones con aquellos que incorporan cámaras, hasta las últimas propuestas de grandes empresas de logística, que apuestan por un futuro dron mensajero, con inteligencia artificial capaz de entregar paquetes de forma autónoma.

Era de esperar pues, con el auge de esta tecnología y la electrificación progresiva de los otros sectores, los principales fabricantes de aeronaves no iban a quedarse atrás. Es por ello que las propuestas en innovación en materia de movilidad urbana, de tanto el fabricante europeo Airbus como el americano Boeing, se basan en los llamados vehículos aéreos del tipo VTOL (*Vertical Take Off and Landing*) eléctricos, conocidos como e-VTOL. Puesto que son muy numerosos los diseños y alternativas con respecto a estos vehículos, se ha tratado más a fondo las principales propuestas, analizando su tecnología y ventajas, así como sus inconvenientes y barreras de cara a la comercialización en el mercado.

3.2.2. E-VTOL

Tal y como se ha comentado anteriormente, los llamados VTOL consisten en aquellos vehículos que realizan su despegue y aterrizaje de forma vertical. Sin embargo, este concepto no es nuevo. Esta clase de vehículos tuvieron su origen en experimentos realizados durante los años 1950 – 1970, motivados por su fácil maniobrabilidad en cuanto a usos militares. Sin embargo, a pesar de que muchos diseños creativos surgieron en aquel periodo (de entre los cuales, algunos siguen presentes actualmente), debido a las limitaciones técnicas del momento, este concepto de vehículo no se pudo desarrollar para conseguir un vuelo seguro. El sistema de control de vuelo y estabilidad de los VTOL es muy complejo y a día de hoy, continúa siendo la principal área de investigación y desarrollo [3].

Como se ha comentado anteriormente, existen numerosos diseños de VTOL basados en las diferentes configuraciones de los elementos principales, que marcan el posterior funcionamiento y características del vehículo. Principalmente, las propuestas en las que se basan tanto los diseños de los dos grandes fabricantes, como pequeñas startups y proyectos de movilidad urbana se podrían agrupar en 3 grupos: los que utilizan mecanismos pivotantes para dirigir el empuje para el despegue, aterrizaje o vuelo, los que presentan rotores específicos para cada función, y los que presentan una configuración multi-rotor sin alas.

3.2.2.1. Empuje dirigido

Durante los años 1920 y 1930, numerosos inventos de máquinas voladoras se concibieron con algunos elementos que proporcionarían la capacidad de elevarse verticalmente. El primer diseño patentado de este concepto se trataba de un avión de alas fijas con 2 grandes hélices con la capacidad de orientarse vertical y horizontalmente, en función de la dirección en la que debían proporcionar la propulsión.

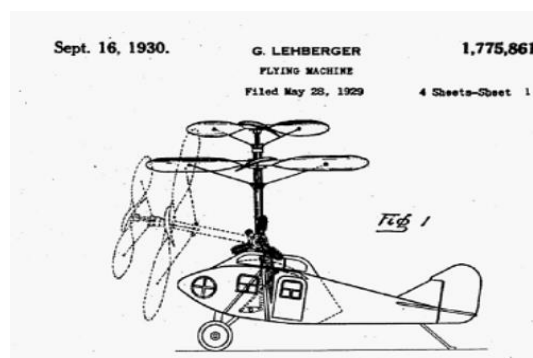


Figura 6: Prototipo de máquina voladora de George Lehberger (1930). Fuente: Rotorcraftops

Para el ascenso, los rotores estarían situados en posición vertical, produciendo un empuje hacia arriba tal y como se propulsan los helicópteros. Una vez en el aire, se procedería a la rotación del motor para convertir el método de vuelo y propulsión de un helicóptero en el de un avión.

Gracias a estos diseños se pudo diseñar helicópteros en 1966 que probaron los fundamentos de los motores rotatorios y se consiguieron datos importantes que culminaron posteriormente en el helicóptero desarrollado en 1981 [3].



Figura 7: Helicóptero Bell V-22 (1981). Fuente: Bellflight

Actualmente, son muchos los que apuestan con esta configuración para el desarrollo del VTOL que dé respuesta a las necesidades de la movilidad urbana del futuro. La más reciente, se trata de la alianza de Uber y Hyundai, para entrar en el mundo de los taxis aéreos, presentando una aeronave eléctrica basado en este sistema de rotores basculantes. Se trata del Hyundai S-A1, un vehículo aéreo eléctrico, diseñado para viajes cortos urbanos, gracias a su método de elevación vertical. La velocidad de crucero que se espera de esta aeronave es de unos 290 km/h, vuelo a unas altitudes de 300 y 600 m, y viajes de máximo 100 km, con un tiempo de recarga de las baterías eléctricas de 5 a 7 minutos [3].



Figura 8: Hyundai Concept S-A1. Fuente: Hyundai

Esta aeronave se impulsa mediante 4 rotores, a pesar de que dispone de 4 más para asegurar la redundancia en caso de fallo que marca EASA¹. El tamaño reducido de dichas hélices tiene el objetivo de reducir el ruido producido, llegando al objetivo de 67 dB en una altura de 76 m, equivalente al volumen de una conversación normal

El porqué de este diseño reside en las ventajas del motor rotatorio debido a la facilidad con la que el método de vuelo varía entre helicóptero y avión, ganando en maniobrabilidad, controlabilidad y estabilidad. Sin embargo, es difícil resolver los problemas de peso muerto provocados por los actuadores que permiten esta rotación, el poco rendimiento en los vuelos verticales, y los complejos sistemas de control de las transiciones, lo que provoca restricciones en su desarrollo: el aumento de empuje horizontal va ligado con la pérdida de empuje vertical. Por tanto, esta pérdida debe compensarse con el aumento de la sustentación aerodinámica, que requiere de suficiente aceleración [4].

Este mismo sistema es con el que está trabajando la empresa Kitty Hawk, con su modelo *Heavyside*, o la alemana Lilium, con un novedoso diseño multirotor integrado, que ayuda aún más a reducir el ruido generado.



Figura 9: a la izquierda, Kitty Hawk Heavyside. A la derecha, el Lilium Jet. Fuentes: Kitty Hawk / Lilium

Probablemente el diseño más prometedor que presenta un mayor rendimiento hasta el momento sea el de la alemana Lilium, puesto que los 36 motores cubiertos que incorpora, además de reducir significativamente el ruido generado, evitan la formación de vórtices en la punta de las hélices, y al poder proporcionar empuje prácticamente instantáneo en cualquier dirección de la aeronave, hace innecesarios superficies de control como la cola o alerones, reduciendo el número de piezas totales y haciendo menos costosa su fabricación y posterior mantenimiento [5].

¹ EASA: European Union Aviation Safety Agency

Alternativamente a la basculación única del rotor, existen otros diseños que también entrarían en la categoría de los empujes dirigidos. Se tratarían de los VTOL de alas basculantes. Esta fue la primera apuesta del gigante Airbus, con su prototipo Vahana.

En este tipo de aeronaves, los rotores se encuentran fijos en las alas, y son éstas las que cambian la orientación para dirigir el empuje frente a las diferentes situaciones del vuelo, siendo estas perpendiculares al suelo en el momento de despegue y aterrizaje, y paralelas mientras se realiza el recorrido.



Figura 10: Airbus Vahana, a la izquierda, con las alas en posición de despegue y aterrizaje. A la derecha, en pleno vuelo. Fuente: Airbus

El Airbus Vahana se trata de una aeronave eléctrica unipersonal, pilotada manualmente desde el interior del vehículo, que incorpora unas baterías de 38 kWh que le permiten llegar hasta los 50 km de trayecto, y 8 hélices con motores de 45 kW proporcionando una velocidad de crucero de 190 km/h y velocidad máxima de 220 km/h.

Las ventajas principales de este diseño frente a los rotores basculantes, es la ganancia de rendimiento en el ascenso y aterrizaje, ya que las alas no ofrecen tanta resistencia. Su mecanismo de transición también es muy sencillo y no se tienen los problemas de peso extra del actuador que bascula los rotores. Por el contrario, los actuadores que se requieren son mucho más pesados y requieren de mucha más potencia, ya que el peso de bascular toda el ala es mayor. Además, el hecho que las alas sean basculantes les hace mucho más vulnerables a perturbaciones, haciendo aún más complejos los sistemas de control de la transición entre ambas posiciones, como se ha comentado con los rotores basculantes [3].

3.2.2.2. Ascenso y propulsión

Vistas las propuestas de VTOL en los que se varía la dirección del empuje para el despegue, travesía y aterrizaje mediante la basculación de rotores o alas, entraríamos en el segundo grupo, en el cual tendríamos diferentes hélices para cada cometido. Es decir, se tiene un conjunto de rotores destinados a proporcionar empuje perpendicular

para el ascenso y aterrizaje, y otro para proporcionar la propulsión. Esta fue la apuesta del gigante americano Boeing y su división para la movilidad del futuro Boeing Next.

En Boeing Next encontramos las filiales Aurora y Wisk, cuya filosofía reside en proporcionar a las personas una alternativa segura y rápida mediante el transporte aéreo. La principal diferencia entre ambas filiales es el método de pilotaje de la aeronave: mientras que Aurora trabaja en un vehículo autónomo, Wisk apuesta por el pilotaje personal desde el interior.



Figura 11: a la izquierda, el modelo de pilotaje personal Wisk. A la derecha, el Aurora PAV (Personal Air Vehicle). Fuente: Wisk / Boeing

Además del método de pilotaje, también existen diferencias tanto en la disposición de las hélices que proporcionan la elevación vertical como en número, pero ambos diseños comparten la hélice trasera que les proporciona el empuje horizontal, desarrollando una autonomía de 100 km, con una velocidad máxima de 160 km/h [5].

La principal ventaja de este diseño frente al de rotores basculantes es que no se tiene dependencia entre empuje y sustentación, al incorporar rotores para ambos cometidos, y por tanto no requiere de los complejos sistemas de control de la transición. Por el contrario, los rotores para producir la sustentación afectan negativamente al desempeño aerodinámico de la aeronave, por lo que se precisa de una potencia elevada en el rotor que proporciona el empuje en dirección horizontal.

3.2.2.3. Multirotor sin alas

Hasta ahora, los diseños que se han visto comparten un aspecto común: un ala, que ayuda a la sustentación, permitiendo los trayectos de más largo recorrido. Sin embargo, a pesar de que tanto metodología de vuelo como diseño pueden ser distintos, la existencia de esta ala implica unas dimensiones de la aeronave que en algunas situaciones puede verse comprometida para vuelos urbanos.

Es por ello por lo que surgen los diseños de multirotores sin alas. Esta propuesta de aeronave es quizá la que más se asemeje al diseño del dron habitual accesible al público, pero aumentando sus dimensiones, haciéndolo apto para el transporte de personas.

Tras el Airbus Vahana, el siguiente prototipo del gran fabricante europeo se basa en esta configuración: el City Airbus. Un VTOL autónomo de grandes dimensiones (8m x 8m) y hasta 2,2 toneladas de peso, con capacidad para 4 personas.



Figura 12: el City Airbus. A la izquierda, el concepto inicial. A la derecha, el modelo real que ha realizado el primer vuelo. Fuente: Airbus

El City Airbus consta de 8 rotores de 100 kW en una configuración de cuadricóptero, es decir 2 rotores por eje (cumpliendo criterios de redundancia ante fallo) que, nutridos de una batería con capacidad de 110 kWh, alcanza para trayectos de corta duración (15 min), con una velocidad máxima de 120 km/h [6].

No obstante, Airbus no es la única que apuesta por este diseño. Con un tamaño mucho más reducido, con capacidad para 2 personas, se situaría el diseño de Volocopter, el cual recuerda al de un helicóptero convencional, sin embargo, se substituye el gran rotor por 18 rotores más pequeños, disminuyendo así la contaminación acústica generada. Mediante 9 baterías de Litio, recargables y extraíbles, proporciona energía para 35 km de vuelo, con una velocidad máxima de 110 km/h y una carga máxima de 200 kg [5].

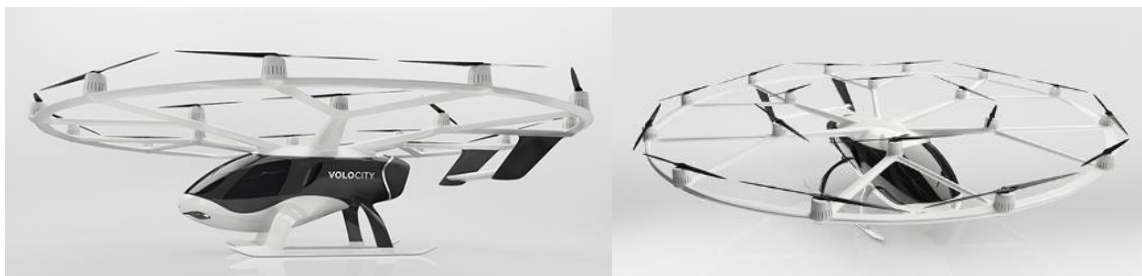


Figura 13: Volocity. El vehículo aéreo de la alemana Volocopter. Fuente: Volocopter

El continente asiático también está trabajando en una solución para la movilidad urbana sostenible, de la mano de EHang. Este fabricante asiático ha diseñado una aeronave multirotor compacta, con la misma disposición y cantidad de rotores que el City Airbus, pero con capacidad para 2 pasajeros. El sucesor del 184 es el actual EHang 216, con el doble de rotores, para garantizar una mayor estabilidad. Con una capacidad de carga de 220 kg, llega a alcanzar una velocidad de 130 km/h y mediante 12 baterías, la distancia máxima de vuelo es de 35 km, haciéndolo ideal para el transporte de pasajeros en ciudad [5].



Figura 14: Vehículos EHang. A la izquierda, el EHang 184. A la derecha, su sucesor, el EHang 216.
Fuente: Ehang

Además de las ventajas intrínsecas a su tamaño compacto, los multirotores sin alas se caracterizan por su facilidad de pilotaje, dado su gran maniobrabilidad y versatilidad. Como se ha visto, existen muchas posibilidades en cuanto al diseño según la configuración de los brazos y motores. Sin embargo, existe una disyuntiva a la hora de decidir el diseño, puesto que se debe tener en cuenta que cuantos más brazos, tendremos más estabilidad y más seguridad, mientras que cuantos más motores, tendremos más propulsión y por lo tanto, más consumo [7].

La principal desventaja de este tipo de VTOL frente a los que se han expuesto anteriormente, es la autonomía. Mientras que los anteriores diseños pueden llegar hasta los 100 km de travesía, los multirotores sin alas, apenas llegan a los 35 km, lo que representa un gran impedimento, a corto plazo, para muchas operaciones.

3.2.2.4. Elección del diseño y tecnología de vuelo del vehículo propuesto

Para exponer de una forma clara y breve lo que hemos visto anteriormente, se presenta la siguiente tabla resumen del estado del arte:

Modelo	Categoría	Capacidad y Autonomía	Ventajas	Inconvenientes	Solución
Hyundai S-A1	Empuje dirigido:	4 pasajeros	Maniobrabilidad, controlabilidad y estabilidad. Largas distancias	Restricciones en su desarrollo (complejidad mecanismos rotación. Grandes dimensiones	Concepto
		100 km			
Lilium Jet	Rotoros Pivotantes	5 pasajeros			
		380 km			
Airbus Vahana	Empuje dirigido: Alas pivotantes	1 pasajero	Buen rendimiento en el ascenso y aterrizaje	Vulnerabilidad a perturbaciones y gran potencia requerida por los actuadores	Prototipo
		50 km			
Wisk Cora	Ascenso y propulsión	2 pasajeros	Independencia entre empuje y sustentación	Rotoros de sustentación afectan al desempeño de propulsión	Prototipo
		100 km			
City Airbus	Multirotor sin alas	4 pasajeros	Facilidad de pilotaje, gran maniobrabilidad y versatilidad por su diseño compacto	Poca autonomía, puesto debido al número elevado de rotores para garantizar estabilidad	Prototipo
		30 km			
Volocopter	Multirotor sin alas	2 pasajeros			
		35 km			
E-Hang 216	Multirotor sin alas	2 pasajeros			
		30 km			

Tabla 1: Tabla resumen estado del arte

Una vez analizadas y expuestas las ventajas e inconvenientes de los principales diseños del futuro de la movilidad urbana, se ha procedido a realizar una comparación de estos 3 grupos, evaluando 5 parámetros y comparando energía y tiempos requeridos para 3 tipos de misiones². Los parámetros son el tiempo total de flotación, velocidad de crucero, distancia máxima, velocidad de vuelo y carga discal. Éste último se trata del cociente entre el empuje producido por el sistema propulsivo de una aeronave y la superficie de la sección por la que pasa el aire usado como masa de reacción [8].

² Los datos de la comparativa han sido obtenidos del artículo *Electric VTOL Configurations Comparison*. Ver bibliografía.

Las 3 misiones comparadas son 7 km urbanos, 30 km interurbanos y finalmente 100 km de larga distancia, y los modelos de referencia serán el EHang-184 (modelo previo al 216), el Wisk Cora y el Lilium Jet para los diseños de multirotor sin alas, ascenso y propulsión y empuje dirigido, respectivamente.

Cada misión consiste en:

- 15 s de ascenso vertical
- Aceleración a 2 m/s^2 de una velocidad horizontal nula hasta la velocidad de crucero
- Vuelo a la velocidad de crucero
- Deceleración a -2 m/s^2 desde la velocidad de crucero hasta la una velocidad nula horizontal.
- 15 s de descenso vertical

Los datos que se han usado para los cálculos de las misiones de referencia han sido los siguientes:

	E-Hang 184	Wisk Cora	Lilium
Potencia de crucero	34,6 kW	63 kW	28 kW
Velocidad de crucero	100 km/h	180 km/h	252 km/h
Potencia de despegue y aterrizaje	42,1 kW	228 kW	187 kW
Capacidad total baterías	14,4 kWh	63 kWh	38 kWh

Tabla 2: Datos usados para el cálculo de las misiones de referencia

A continuación, se muestra la tabla resumen de la energía y tiempo requeridos para los 3 tipos de misiones:

	Parámetro	E-Hang 184	Wisk Cora	Lilium
Misión urbana de 7 km	Tiempo	4,9 min	3,3 min	2,8 min
	Energía	3,0 kWh	7,1 kWh	5,7 kWh
Misión interurbana de 30 km	Tiempo	18,7 min	10,9 min	8,2 min
	Energía	10,9 kWh	15,2 kWh	8,3 kWh
Misión de larga distancia de 100 km	Tiempo	<i>No capacitado</i>	34,3 min	24,9 min
	Energía		39,7 kWh	16,1 kWh

Tabla 3: Tabla resumen de la energía y tiempo requerido para las misiones

Con los datos anteriores y los parámetros técnicos de los modelos especificados, se obtienen los datos de rendimiento de los 5 factores a comparar:

	E-Hang 184	Wisk Cora	Lilium
Carga discal (N/m ²)	440	880	7500
Tiempo total de flotación (min)	20,5	16,5	12,1
Velocidad de crucero (km/h)	100	180	252
Rango máximo (km)	42	107	203
Tiempo de vuelo total (min)	25	36	48

Tabla 4: Tabla resumen factores rendimiento

La tabla 4 muestra que la configuración multirotor representada por el E-Hang 184 es la que mejor se comporta para un vuelo en su mayor parte que requiere solo de sustentación, mientras que el Lilium Jet es el que mejor se comporta en su vuelo horizontal. La configuración de ascenso y propulsión del Wisk Cora se encuentra por debajo del Lilium en cuanto a rango máximo y velocidad de vuelo, pero sin embargo posee un buen rendimiento en sustentación, comparable al del multirotor.

Con esto, se puede concluir que la mejor configuración del VTOL depende de la misión. Para vuelos urbanos, la comparativa muestra que los multirrotores requieren de menos energía para misiones de corto alcance. Para misiones interurbanas, la fase de crucero es tan importante como la de sustentación en el ascenso y aterrizaje, y por tanto la energía requerida es comparable entre las 3 configuraciones.

Sin embargo, para misiones de largo alcance, lo más importante es la eficiencia del vuelo crucero. El rango del E-Hang es insuficiente para completarla y el arrastre adicional provocado por los rotores verticales del Cora incrementan la potencia requerida para la propulsión, limitando una velocidad inferior a la del Lilium, con una energía superior.

Por el contrario, la sustentación del Lilium demanda tanta energía que requiere baterías específicas de alta potencia, por lo que, a pesar de la gran ventaja aerodinámica de su diseño, se ven equilibradas por la alta demanda de sus baterías y en su electrónica de potencia.

Por ello, pese a que tenga la capacidad de realizar misiones de largo alcance, por motivos prácticos, la **configuración multirotor** es la candidata más cercana al mercado y menos compleja, con capacidad para adaptarse rápidamente al futuro y a las necesidades de los usuarios.

4. Normativa

El concepto de vehículo que se pretende desarrollar se basa en tecnología muy reciente, de momento no existe ninguna normativa que regule su diseño, características y funcionalidades para desarrollar su actividad de forma legal. En el marco regulatorio actual, no hay cabida para esta nueva generación de vehículos, dado que se diseñó para aeronaves de ala fija convencionales, globos y planeadores.

En el marco regulatorio actual, no hay cabida para esta nueva generación de vehículos, dado que se diseñó para aeronaves de ala fija convencionales, globos y planeadores. Sin embargo, con la introducción de nuevas tecnologías y nuevos vehículos que marcan los próximos pasos en lo que respecta a la movilidad urbana y es cuestión de tiempo que fabricantes y empresas comiencen a lanzar al mercado sus vehículos para el alcance de toda la población, debido a la cada vez más creciente congestión del transporte de superficie en las principales ciudades del mundo [9].

Por este motivo, la Agencia de Seguridad Aérea de la Unión Europea (EASA), ya está preparando el primer bloque de regulación destinada a permitir la operación segura de aeronaves híbridas y eléctricas de despegue y aterrizaje vertical.



Figura 15: Emblema de la Agencia Europea de Seguridad Aérea. Fuente: EASA

Esta regulación puede clasificarse, por un lado, en el conjunto de características técnicas, de diseño y de seguridad para obtener una certificación que garantice la fiabilidad del vehículo y, por otro lado, del conjunto de normativas aplicables al funcionamiento y operabilidad de dichas aeronaves en el espacio aéreo.

4.1. Proceso regulatorio del espacio aéreo para nueva movilidad aérea

El marco regulatorio actual de Europa para la aviación civil se rige bajo la regulación (EU) 2018/1139, (Regulación Básica), y esta fue concebida para aeronaves de ala fija, helicópteros, globos e hidroaviones, y asume que la propulsión es llevada a cabo mediante combustibles fósiles y motores convencionales.

La introducción de nuevas tecnologías y conceptos de transporte aéreo (desde vehículos multimodales como vehículos autónomos), hace necesario el reestudio de la regulación actual.

La RMT.0731 – “*New air mobility*” (de las siglas en inglés “*Rulemaking Task*”), es la iniciativa tomada por EASA, cuyo objetivo es estudiar la nueva movilidad aérea y adaptar, si es necesario, el marco regulatorio actual a las nuevas tecnologías y configuraciones. Dicha RMT se puede dividir en 3 vertientes bien diferenciadas [10]:

1. **Regulación de navegabilidad segura continuada (“*Continued Airworthiness*” o “*CAW*”, en inglés) para las aeronaves con propulsión eléctrica e híbrida y para aeronaves no tradicionales.**
2. Regulación para los giroplanos
3. Regulaciones para la tripulación, uso del espacio aéreo y operaciones aéreas para aeronaves con motores basculantes.

Las vertientes 2 y 3 no afectan al vehículo que se pretende desarrollar, puesto que no se trata de ningún giroplano, y tampoco utiliza motores basculantes.

Para la vertiente uno, se ha publicado a finales de 2021 el documento NPA 2021-15 de enmiendas propuestas para llenar los vacíos legales existentes en la regulación (EU) N° 1321/2014, que presentaban problemas con relación a la gestión de pilotaje de aeronaves tripuladas no convencionales.

Dicho documento se encuentra en la fase de **consulta pública** donde todos los interesados afectados por las modificaciones en la regulación pueden realizar comentarios con respecto al documento propuesto. De esta forma, el proceso regulatorio es el que sigue [10]:

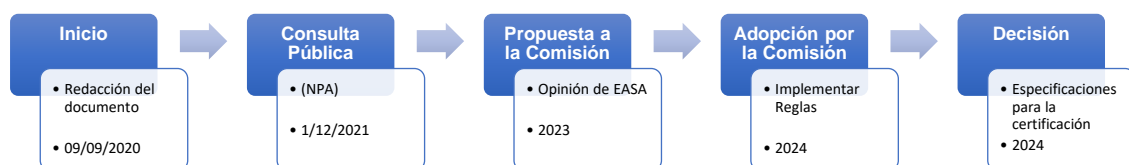


Figura 16: proceso regulatorio EASA. Fuente: EASA. Elaboración propia

4.2. Certificación del vehículo

Debido a la ausencia de certificaciones para vehículos de ascenso vertical, se han definido todo un conjunto de especificaciones técnicas en forma de una regulación especial (“*Special Condition*”) para los VTOL. Esta regulación está dirigida a las características únicas de estos vehículos, prescribiendo estándares de seguridad aérea para emisión de un certificado oficial por la agencia EASA. [9]

4.2.1. Estado actual de la regulación

La regulación **MOC – SC – VTOL**, de sus siglas en inglés (“*Means of Compliance with the Special Condition VTOL*”), clarifica la interpretación de los objetivos de diseño y de seguridad que deberían cumplir esta clase de vehículos y las posibilidades a trabajar para demostrar su cumplimiento, debiéndose considerar este documento como guía para los fabricantes de estas aeronaves.

En mayo de 2020, EASA publicó la primera versión, MOC – SC – VTOL, Entrega 1 de esta regulación, abierta a consultas y comentarios para el público. Dicha versión quedó cerrada con la publicación, en mayo de 2021, de la versión revisada del documento, el MOC – SC – VTOL, Entrega 2, la cual contenía algunas de las consideraciones que los principales interesados por la normativa solicitaron. Esta versión fue sucedida de nuevo en junio de 2021 por la segunda versión de la Entrega 1, la MOC – 2 – SC – VTOL. Esta versión incorporaba nuevas especificaciones adicionales a la Entrega 2, y su periodo de consulta abierta finalizó el pasado septiembre de 2021. En 2022, está previsto la publicación de un último documento, que englobe todos los requerimientos y que quede abierto al público. El proceso queda resumido en el esquema siguiente [9]:

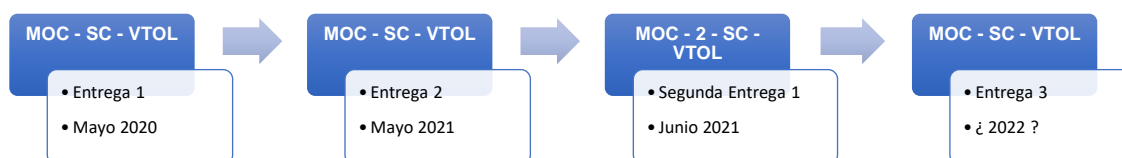


Figura 17: regulación MOC-SC-VTOL. Fuente: elaboración propia

4.2.2. MOC – 2 – SC – VTOL

El documento más reciente publicado por la Agencia EASA, se trata del mencionado MOC – 2 – SC – VTOL. El contenido de este fichero prescribe parámetros a considerar para el diseño de los vehículos de ascenso vertical, y está estructurado de la siguiente manera:

4.2.2.1. Vuelo

Por lo que respecta al vuelo del vehículo, se debe tener en cuenta el rendimiento en el vuelo, con factores como el viento, refrigeración y pérdidas de calor, y velocidades del despegue, ascenso y aterrizaje. Para estas últimas, se definen también trayectorias para realizar un despegue óptimo y seguro [9].

4.2.2.2. Estructuras

En cuanto a las estructuras, las directrices hacen hincapié en la interacción de la estructura con otros elementos, como el sistema de control de vuelo, piloto automático, control de estabilidad, de carga, controles del flujo de aire, sistemas de gestión del combustible, y en definitiva cualquier otro sistema cuya fallida pudiera afectar a las condiciones de carga o aeroelasticidad característicos de la nave. Por ello, es necesario prever consecuencias y realizar un diseño compatible con el fallo de estos elementos.

Este apartado también hace referencia a las cargas de diseño estructurales, la aeroelasticidad, que se define por el control y recuperación de una pérdida de estabilidad en el vuelo, materiales y procesos y condiciones de aterrizaje de emergencia entre otros [9].

4.2.2.3. Diseño y construcción

Este apartado hace referencia principalmente a los sistemas de aterrizaje del vehículo, flotado de emergencia, aperturas de emergencia, protecciones de la tripulación frente a roturas de paravientos y ventanas, y protección ante incendios ocasionados en el vehículo [9].

4.2.2.4. Instalación de los sistemas de sustentación y empuje

En este apartado se indican las consideraciones que deben tenerse en cuenta para la instalación de los diferentes sistemas de sustentación y empuje de la aeronave, debido a la aparición de objetos peligrosos en plenas operaciones. También se indican

medidas con respecto al apagado y reencendido de las unidades de potencia en pleno vuelo, la accesibilidad energética en los sistemas de almacenamiento de la energía, y elementos que indiquen a la tripulación del estado de los sistemas de empuje y sustentación de la aeronave [9].

4.2.2.5. Sistemas y equipamiento

Con respecto a otros sistemas y equipamientos, se encuentra aquí el sistema de paracaídas y rescate, iluminación externa y de cabina, otros equipamientos de seguridad como transmisores de localización de emergencia, sensores y antenas. Estos elementos de seguridad deben ser diseñados para sufrir el mínimo daño que pudiera ocasionar su mal funcionamiento, en caso de accidente o incidente [9].

4.2.2.6. Interfaz de tripulante y otra configuración

Por último, pero no menos importante, encontramos la interfaz del usuario de la cabina. En este apartado se indica las características que debe tener la cabina, como por ejemplo que debe permitir la suficiente vista externa para que la tripulación pueda realizar las maniobras controlando de forma segura la aeronave, y también poder evitar posible tráfico y obstáculos terrestres.

Este apartado también hace referencia a los sistemas de control y monitorización para el uso de la tripulación, haciendo referencia a normativa existente, como por ejemplo el CS 27.1302, normativas para aeronaves convencionales que se definieron inicialmente en 2007, que fueron actualizadas en 2018 y que en 2021 se han incorporado también en el diseño de los vehículos de ascenso y aterrizaje verticales [9].

4.2.3. Aplicabilidad de la normativa al vehículo propuesto

La regulación del espacio aéreo para esta clase de vehículos aún no se encuentra en vigor, debido a EASA aún se encuentra trabajando en la recopilación del conocimiento y la información del posible comportamiento práctico de los VTOL. A medida que avanza la definición del MOC – SC – VTOL para la certificación de los vehículos, se detallarán los correspondientes vacíos que existen en el marco regulatorio actual.

Por consiguiente, de momento no es posible trazar una relación directa de la regulación del espacio aéreo con el diseño del vehículo propuesto.

En lo que respecta a los parámetros a contemplar para la certificación del diseño, se pueden obtener algunas indicaciones a tener en cuenta, como es el caso de la redundancia en el sistema de propulsión en caso de fallida o en la necesidad de utilizar materiales resistentes para estructuras.

Sin embargo, la mayoría de las indicaciones contempladas por el momento corresponden al funcionamiento del sistema de controlabilidad de la aeronave, al sistema de control, a la definición de trayectorias de vuelo y al comportamiento de estos sistemas en caso de fallida.

Dado que el estudio y definición de estos elementos no está contemplado en el alcance de este proyecto, no se tratará su implementación en el proyecto, aunque sí que se tendrán en cuenta en el análisis de costes de fabricación del vehículo, en el apartado 8.3.2 Aviónica y sistemas de navegación y control, del presente proyecto.

5. Diseño del sistema de propulsión

5.1. Análisis del sistema de propulsión de la aeronave

Uno de los elementos más importantes de la aeronave es el sistema propulsor. En el caso del vehículo que se pretende desarrollar, como se ha comentado anteriormente, el diseño propuesto se basa en un multirotor, por su simplicidad y similitud con los drones en cuanto al sistema de vuelo y pilotaje. Los multirotores, pueden tener una gran variedad de configuraciones, no sólo teniendo en cuenta el número de rotores, sino también su localización [11].

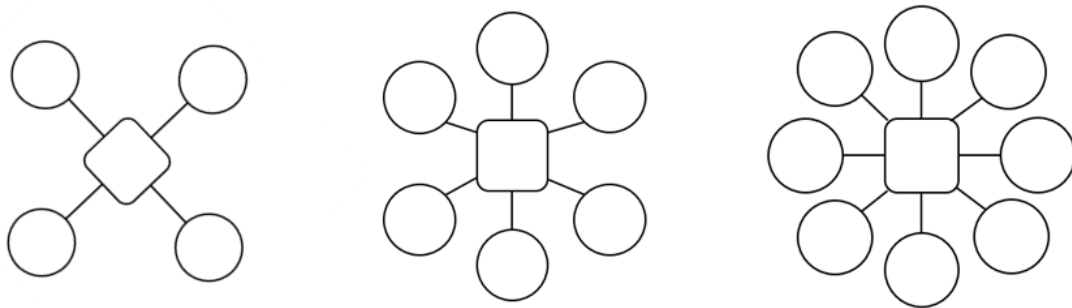


Figura 18: opciones de configuraciones para multirotor. Fuente: elaboración propia

La configuración más habitual suele ser la llamada “quad X” con cuatro motores situados diagonalmente con el centro, sin embargo, también podemos encontrar hexacópteros y octocópteros, donde a pesar del incremento en el peso por nuevos rotores y la complejidad del control del vuelo, se incrementa notablemente la estabilidad del vehículo y la maniobrabilidad.

Sin embargo, a pesar de las diferencias entre dichas configuraciones, todas comparten el factor común de la simetría, sin contar la dirección de rotación de los rotores. Esto facilita el análisis del sistema de propulsión puesto que se puede reducir el cálculo a un solo rotor, y todos los cálculos que efectúa el controlador de vuelo, quedarán simplificados [11].

El controlador del sistema de vuelo será el responsable del control de la estrategia de la combinación de los motores, definiendo los parámetros de vuelo individuales en función de las consignas de dirección proporcionadas. Sin embargo este sistema no influye en el sistema de propulsión, su estudio y diseño quedará fuera del alcance del proyecto.

Con respecto al movimiento de rotación, en la mayoría de los casos se usan motores de corriente continua sin escobillas, o brushless. Por este motivo, requieren adicionalmente controladores de velocidad electrónicos, en inglés “*Electronic Speed Controllers*” o ESC, para conseguir la conmutación electrónica [12].

Aunque estos controladores sirven una función muy importante en los multirrotores en la vida real, a la hora de tenerlos en cuenta en el diseño del sistema de propulsión de la nave, su función se reduce a la de transferir corriente desde la batería al motor, a voltaje constante.

Teniendo en cuenta los elementos que se acaban de mencionar, el proceso que se ha seguido para definir el sistema propulsivo es el que sigue:

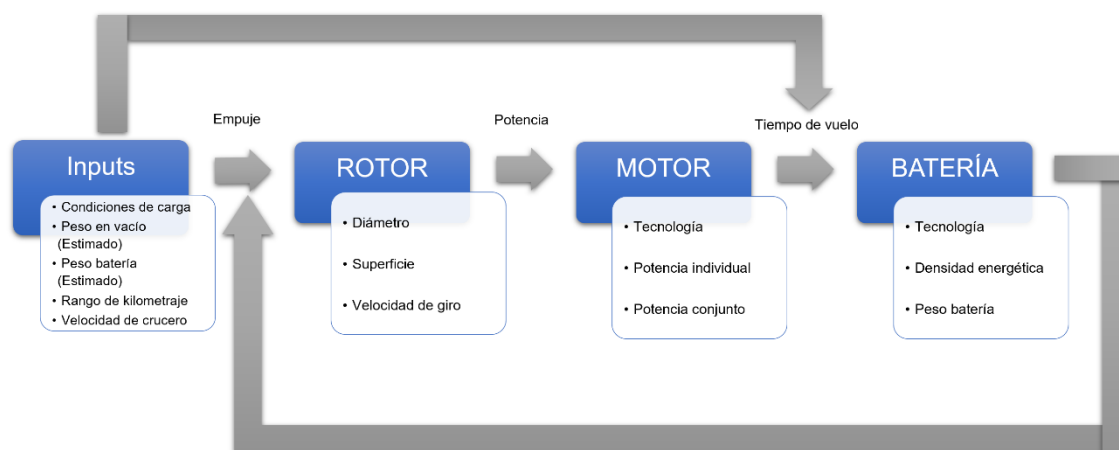


Figura 19: proceso diseño sistema de propulsión. Fuente: elaboración propia

Este es un proceso iterativo, puesto que inicialmente se ha partido de un primer empuje con requerimientos obtenidos de las encuestas realizadas a los posibles usuarios del vehículo. Tras realizar el cálculo, se han obtenido tanto las dimensiones de las hélices, como la potencia necesaria que deben conseguir proporcionar los motores. Tras obtener una primera potencia eléctrica, se ha calculado la capacidad necesaria de las baterías, en base a la potencia del motor y el tiempo de vuelo requerido.

Una vez obtenida la capacidad de las baterías, se obtiene el peso que estas aportan al conjunto de la aeronave al aplicar la densidad de carga. Con el nuevo peso del conjunto, se ha recalculado el empuje, esta vez ya teniendo en cuenta el peso total.

Con esto, se ha comprobado finalmente que el tamaño de las hélices es compatible con las revoluciones por minuto que puede proporcionar dicho motor y finalmente se ha seleccionado un motor.

5.2. Configuración de rotores seleccionada

El objetivo del proyecto es presentar un modelo de vehículo aéreo, que sea compacto y apto para volar por entornos urbanos. Tal y como se ha comentado en el estado del arte, la configuración con multirotor se trata de la más simple, más ligera y reducida en dimensiones. Numerosos estudios demuestran que este es el más eficiente en cuanto a tiempo de flotación, y vuelo horizontal [8].

Sin embargo, existe un problema fundamental, y es la redundancia de motores: los avances en la normativa actual, tal y como se menciona en el capítulo 4, ya indican que se debe mantener la capacidad de volar sin peligro en caso de avería en algún motor. En el caso del el cuadricóptero, al perder uno de los motores fundamentales para mantener el equilibrio según la configuración, desciende sin control, factor que hace descartar esta configuración y cualquier otra con menos rotores por la seguridad del pasaje.

La variante de esta configuración, llamada “*x8 quadrotor*” o “*octoquad*” que extiende la idea del cuadricóptero, pero con 4 pares de rotores coaxiales. En cada pata del vehículo se encuentran 2 rotores, uno encima del otro. Los rotores giran en direcciones opuestas, lo que ecualiza el momento generado sobre la plataforma. El rotor superior funciona como tractor, mientras que el inferior realiza una fuerza de empuje hacia arriba. Como resultado, la propulsión total se incrementa, manteniendo un volumen físico similar con respecto a la configuración con un rotor [13].



Figura 20: configuración rotor simple vs rotor coaxial. Fuente: elaboración propia

Varios estudios concluyen en que, si bien aumenta la capacidad de sustentación en la configuración de motores coaxiales, existe una pérdida de eficiencia considerable debido a la interacción en el flujo de aire de ambos motores.

Considerando una relación de kilogramos por vatio, la propulsión coaxial requiere de aproximadamente entre un 17% y un 19% más potencia para producir el mismo empuje

que la propulsión singular. Sin embargo, estos valores de eficiencia varían en función de la velocidad de rotación y tamaño de las hélices [13].

El balance de las ventajas frente a los inconvenientes expuestos decanta la balanza hacia la propulsión coaxial, como ya ocurre en algunos de los vehículos comerciales descritos en el estado del arte, puesto que la pérdida de eficiencia por la interacción del flujo se ve compensada por un aumento en las capacidades de sustentación de un 40%, comparado al diseño clásico [13].

Además, la propulsión coaxial favorece a los motores puesto que estos deben prestar una potencia inferior con respecto a la propulsión simple, permitiendo el uso de motores más pequeños. En conclusión, el diseño del sistema propulsivo del vehículo diseñado se ha basado en rotores coaxiales [13].

Por último, cabe analizar la posibilidad de una diferencia entre los tamaños de los rotores. Varios estudios apuntan a que variando la relación de tamaño entre los rotores coaxiales se puede incrementar el rendimiento de vuelo:



Figura 21: configuración rotores coaxiales con diferente diámetro de hélice. Fuente: Research Gate

La velocidad del aire del rotor superior compensa parcialmente la diferencia de presiones cerca del motor inferior, lo que significa que el rotor inferior produce mucha menos sustentación que el superior. Este hecho provoca que cuando se sitúa un rotor de mayor tamaño en la parte superior, la fuerza de sustentación generada es mayor que en la otra posición [13].

Sin embargo, al tener diferente tamaño, dichos rotores tienen diferente peso, por lo que generan un momento de rotación distinto, que debe ser compensado con diferentes velocidades de rotación del par de rotores, lo que dificulta en exceso el control del vehículo. Por este motivo, se ha decidido descartar esta posibilidad, y se ha optado por rotores del mismo tamaño.

5.3. Dimensionado del sistema de propulsión

Para comenzar con los cálculos, ha sido necesario disponer de un empuje necesario, para posteriormente calcular las dimensiones del rotor. El cálculo se ha realizado para el momento del ascenso vertical, dado que es el tramo en que más potencia se requiere. Esto tiene lugar dado que la potencia requerida en el vuelo crucero es menor que al ascenso vertical o *hovering* debido a la sustentación producida por el vehículo y la reducción del arrastre inducido [14]. La ecuación que utilizada es la correspondiente al empuje producido por un rotor:

$$T = k_T \rho n^2 D^4$$

Donde T es el empuje producido, k_T se trata de una constante que es función del Reynolds del medio, el peso de la hélice y la ratio de avance, ρ es la densidad del medio, n el número de revoluciones por minuto y D se trata del diámetro del rotor [13].

Mediante esta ecuación se puede hallar el empuje producido, y el diámetro de los propulsores que lo proporcionan. Sin embargo, exceptuando la densidad, no se dispone de las variables, por lo que se ha procedido a determinar los parámetros iniciales mediante datos de helicópteros comerciales.

Tabla 5: parámetros recogidos de diferentes aeronaves comerciales. Fuente: Jane's all the world aircrafts 2004-2005.

Modelo	MTOW (kg)	Diámetro (m)	Régimen de giro (rpm)
<i>Brantley B-2B</i>	757	7,24	472
<i>Enstrom 480B</i>	1360	9,75	372
<i>Cartercopter CC1</i>	2268	13,26	425
<i>MD Explorer</i>	2835	10,31	392
<i>Kaman K-1200</i>	2948	14,73	270
<i>Bell 430</i>	4218	12,8	335
<i>Eurocopter AS 365N DAUPHIN2</i>	4250	11,94	350
<i>Eurocopter EC155B</i>	4800	12,6	350
<i>Sikorsky S76</i>	5307	13,41	316
<i>Bell 412</i>	5397	14,02	314
<i>Boeing Sikorsky AH-66 Comanche</i>	5799	12,19	450
<i>W-3 Sokol FALCON</i>	6400	15,7	268
<i>Bell 209 SuperCobra AH-1W</i>	6690	14,63	311
<i>Eurocopter France IAR-330L Puma</i>	7400	15,08	265
<i>Bell 214-ST</i>	7938	15,85	287

Con estos parámetros, y un valor de densidad del aire de $1,225 \text{ kg/m}^3$, se obtiene una k_T media de:

$$k_T = 0,001286$$

Una vez obtenido el parámetro constante se procede al cálculo del diámetro de las hélices del vehículo mediante la misma ecuación, pero esta vez sustituyendo los valores de variables desconocidas, por valores estimados, como por ejemplo el peso de las baterías, de un vehículo con características similares, como el E-Hang 184.

Como se ha mencionado, para obtener los requerimientos del sistema de propulsión, se ha realizado una encuesta a **80 personas**, entre 20 y 60 años, a las que podría ir dirigido un vehículo como el propuesto en el presente proyecto. Se les ha preguntado por diferentes características que debería presentar el vehículo, para satisfacer sus inquietudes en lo que respecta a los problemas de la movilidad urbana que sufrían en su día a día.

En el caso de la masa de la carga, se preguntaba por el pasaje del vehículo:



Figura 22: respuestas a la encuesta referente al pasaje de la aeronave. Fuente: elaboración propia

En este caso, la gran mayoría de los participantes especificaba que la capacidad para pasaje que debería tener el vehículo sería de 4 personas, seguido de muy de cerca por 2 pasajeros. Sin embargo, el objetivo del proyecto es presentar un vehículo para los trayectos urbanos, para usar en trayectos cotidianos, en pocas ocasiones se utilizará la capacidad máxima de 4 pasajeros. Por lo que, por este motivo, se ha procedido a definir el límite de pasajeros a 2 personas.

De este modo, considerando un peso de 90 kg por persona como peso estándar, teniendo 2 en este caso se tiene una masa de carga de 180 kg. A estos 180 kg, se han añadido 20 kg más considerando un posible equipaje.

El peso del vehículo en vacío se ha calculado tras la realización del modelo en la herramienta Solidworks, y el peso de las baterías se ha estimado inicial y posteriormente recalculado una vez se ha obtenido una primera aproximación de la potencia necesaria requerida para el ascenso. Por lo que, los valores usados para los cálculos son los que siguen:

Tabla 6: parámetros utilizados en el cálculo del sistema de propulsión.

Variable	Valor	Unidad	Estimado/Calculado
$m_{vacío}$	300	kg	Estimado
m_{carga}	200	kg	Dato estudio mercado
$m_{baterías}$	100	kg	Estimado
MTOW	600	kg	Calculado
T	745,45	N	Calculado
ρ	1,225	kg/m ³	Dato estándar
k_T	0,001286	adimensional	Calculado
n	2600	rpm	Estimado

Donde, como se ha comentado anteriormente, por el hecho de el factor de simetría que tiene en la configuración “octoquad” es posible realizar el cálculo para un solo propulsor. Por lo que:

$$MTOW = m_{vacío} + m_{carga} + m_{baterías} \quad (1)$$

$$T_i = MTOW / 8 \cdot g \quad (2)$$

$$T_i = k_T \rho n^2 D^4 \quad (3)$$

De aquí, se obtiene un diámetro $D = 1,584213 \text{ m}$, y un empuje $T_i = 745,45 \text{ N}$.

Una vez obtenido el empuje, se ha procedido a calcular la potencia. Para ello, puesto que se trata de rotores coaxiales, aplicando la teoría de la cantidad de movimiento y considerando que la distancia que separa a los dos rotores $h \ll R$, en vuelo a punto fijo:

$$v_i = \sqrt{\frac{T_i}{2\rho S}} \quad (4)$$

Donde v_i es la velocidad del aire que atraviesa el propulsor, T_i el empuje por rotor, y S el área a través de donde circula el aire, es decir, la superficie del propulsor [15]. Como se ha comentado anteriormente, los motores coaxiales poseen una pérdida de eficiencia considerable debido a la interacción en el flujo de aire de ambos motores. Este efecto se representa como el llamado factor de interacción o k_{int} . Este valor relaciona la potencia consumida por los rotores coaxiales comparada con la consumida por ambos rotores por separado, y su valor oscila entre 1 y $\sqrt{2}$. Por lo tanto, la potencia inducida queda:

$$P_i = T_i \cdot v_i = k_{int} \frac{T_i^{3/2}}{\sqrt{2\rho S}} \quad (5)$$

Donde $T_i = 537,1 \text{ N}$, $S = 1,952 \text{ m}^2$ y $k_{int} = 1,26$, que, siguiendo la teoría del momento angular, es el factor de interacción para los rotores coaxiales, cuando el rotor inferior trabaja bajo la estela completa desarrollada por el rotor superior [15]. Con esto, se obtiene una $P_i = 12755,8 \text{ W} = 12,75 \text{ kW}$. Así se ha obtenido la potencia para un propulsor, por lo que si queremos saber la potencia total que debe suministrar la batería, debe ser 8 veces la P_i es decir $P_T = 102,47 \text{ kW}$.

Así, se logra obtener una primera aproximación de la potencia necesaria para el ascenso del vehículo, siendo este el esfuerzo máximo sometido a la aeronave. A partir de dicha potencia, es posible calcular la masa de las baterías necesaria que se había estimado anteriormente del modelo de referencia.

Para obtener la masa real de las baterías se requiere conocer el tiempo de vuelo. En este caso, se ha obtenido el tiempo de vuelo relacionando velocidad de vuelo con el rango de kilometraje. De este modo, se puede llegar a calcular la masa de las baterías mediante la siguiente relación de ecuaciones:

$$t_{vuelo} = \frac{R}{V} \quad (6)$$

$$m_{bat} = \frac{P \cdot t_{vuelo}}{e_{bat}} \quad (7)$$

Donde t_{vuelo} es el tiempo de vuelo, V es la velocidad del vuelo, R es el alcance en kilómetros, P es la potencia calculada anteriormente, y e_{bat} es la energía específica de las baterías [16].

El uso de baterías supone un factor clave en la sustitución progresiva de combustibles fósiles por fuentes de energía renovables. Para conseguir que el sector del transporte se electrifique, se debe prestar especial atención a que las soluciones de almacenamiento de energía posean una alta energía específica. A mayor energía específica, mayor energía podrá suministrar la batería por unidad de masa.

Las baterías más usadas en este tipo de aplicaciones son la de iones de litio o de polímetro de litio, donde sus valores de energía específicos son 265 Wh/kg y 200 Wh/kg, respectivamente. Estas baterías son las más comunes para productos que requieren una potencia elevada [16].

Sin embargo, para seleccionar una u otra, se opta por la batería de iones de litio, debido a su superior energía específica, dada la gran importancia del parámetro del peso en la aeronáutica [17]. Estas baterías marcan la línea de trabajo en cuanto al desarrollo de los vehículos eléctricos, que aumentan su autonomía a medida que la tecnología de las baterías de iones de litio permite aumentar su densidad de carga.

Con respecto a los valores de velocidad de vuelo y alcance, se recurrirá a los resultados obtenidos de la encuesta, siendo los siguientes:

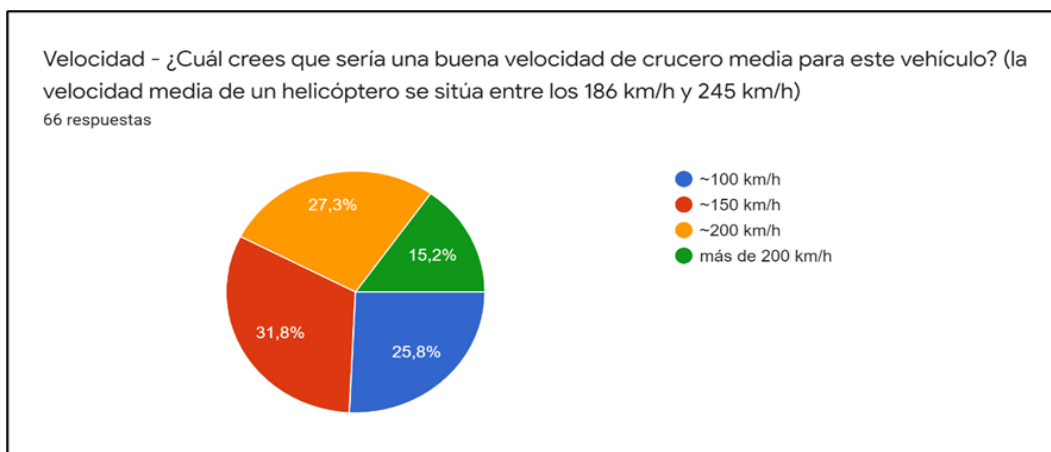


Figura 23: respuestas a la encuesta referente al pasaje de la aeronave. Fuente: elaboración propia

Como se ha comentado en apartados anteriores, la velocidad de crucero se define como aquella velocidad constante y uniforme que puede llevar una aeronave en condiciones normales de presión y temperatura y en la que se mantiene el avión en la mayoría de su trayecto.

Los resultados de la encuesta realizada indican que los futuros usuarios del vehículo prefieren con una mayoría del 57,6% que la velocidad de crucero se sitúe entre los 100 y 150 km/h, siendo este último la mayor proporción de resultados obtenidos.

A pesar de que esta velocidad sigue siendo inferior a la velocidad de crucero media de un helicóptero, la cual se sitúa entre los 186 y 245 km/h, la velocidad media del vehículo con prestaciones similares que se comercializa actualmente, el E-Hang, es de 100 km/h, según los datos del fabricante. Puesto que se pretende aportar una alternativa a la solución existente, se define que la velocidad de crucero del vehículo sea de 150 km/h, cumpliendo con las expectativas de los usuarios.

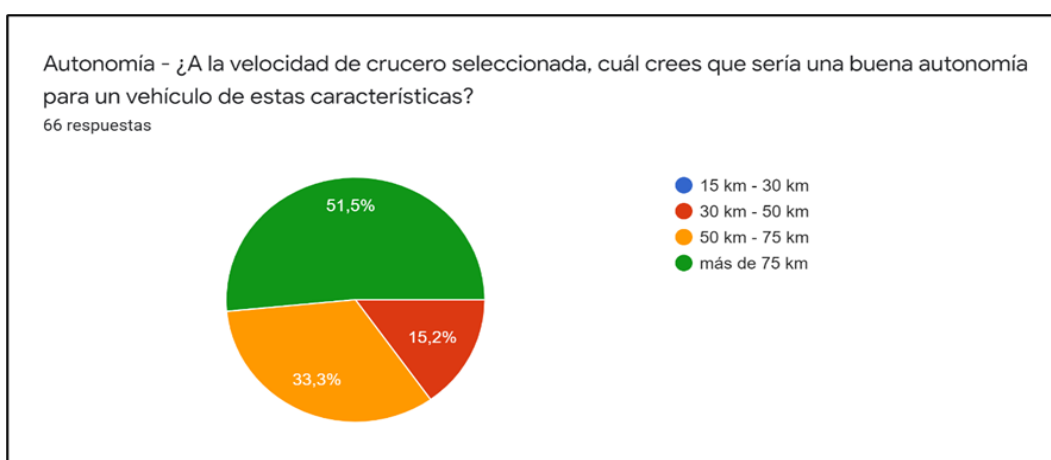


Figura 24: respuestas a la encuesta referente al pasaje de la aeronave. Fuente: elaboración propia

En el caso de la autonomía, la gran mayoría se encuentra entre los 50 km y más de 75 km, con un porcentaje de respuestas del 33,3% y 51,5%. Siendo la autonomía de un vehículo en el mercado de similares características como el E-Hang 184 de 35 km, se ha considerado razonable definir un rango máximo de **50 km** para el vehículo propuesto. A pesar de no satisfacer a la mayoría del público consultado, se ha considerado dicho kilometraje dado que la finalidad del vehículo es para desplazamientos urbanos, siendo 75 km una cantidad elevada no necesaria, que aumentaría considerablemente el peso de la batería y del conjunto de la aeronave.

De modo que, teniendo definido el alcance $R = 50$ km, velocidad de crucero $V = 150$ km/h, la potencia calculada de $P_T = 102,47$ kW y la energía característica de las baterías de iones de litio de 265 Wh/kg, substituyendo en las fórmulas comentadas anteriormente, se tiene un $t_{vuelo} = 30$ min y una masa de baterías de $m_{bat} = 128,3$ kg.

Puesto que inicialmente se había supuesto una masa de baterías estimada igual a 100 kg, se ha procedido a calcular de nuevo el empuje y el diámetro de las hélices de los rotores. Dado que no difiere en exceso el peso de las baterías calculado con el estimado, se puede anticipar que las diferencias con respecto al tamaño, empuje y potencia no será muy diferente al calculado anteriormente.

Sustituyendo el nuevo peso en las ecuaciones (1), (2), (3), (4) y (5) usadas anteriormente, se obtiene un nuevo diámetro $D = 1,602381 \approx 1,6$ m, y un empuje $T_i = 769,71$ N.

Recalculando de nuevo la potencia, se obtiene una $P_i = 13581,47$ W = 13,58 kW. Así se obtiene la potencia para un propulsor, por lo que si se quiere saber la potencia total que debe suministrar la batería, debe ser 8 veces la P_i es decir $P_T = 108,65$ kW.

6. Conceptualización y diseño del vehículo

Tras haber dimensionado el sistema de propulsión, se obtienen unas premisas a partir de las cuales diseñar el vehículo. Se deberá tener en cuenta las particularidades de cada elemento que compone la aeronave y la función que desempeñan, así como el impacto que pueden tener las diferentes alternativas en su diseño.

Una vez realizado el diseño final deseado, debe validarse mediante análisis fluidodinámicos y estructurales, con el fin de comprobar que el diseño propuesto es viable para el sistema de propulsión pensado, y a los materiales empleados.

6.1. Premisas y aspectos a tener en cuenta en el diseño

Para realizar un diseño óptimo del vehículo, en el diseño de cada componente hay que prestar especial atención sobre tres aspectos clave que pueden englobarse en aerodinámica, funcionalidad y seguridad.

6.1.1. Aerodinámica

En la situación de vuelo crucero de la aeronave, con el objetivo de compensar el peso propio del vehículo y la carga, deberá producirse una fuerza de sustentación que ayude a la potencia que debe desarrollar el motor.

Para ello, ha sido necesario pensar en un diseño de fuselaje y cabina aerodinámico que contribuya a la diferencia de presiones generada por el flujo del aire y que se pueda producir el efecto Bernoulli que genere la sustentación [18].



Figura 25: fuerza de sustentación provocada por el efecto Bernoulli sobre el ala de un avión.
Fuente: Research Gate [8]

6.1.2. Funcionalidad

El siguiente aspecto, a considerar en todos los componentes, es la funcionalidad. Para el caso del fuselaje, se ha diseñado un fuselaje suficientemente amplio para albergar dos asientos, teniendo en cuenta el posible espacio que puedan ocupar baterías, equipaje y aviónica y que la cabina otorgue un amplio campo de visión del entorno.

Para el caso de la estructura donde irán ubicados los rotores, ésta debe integrarse correctamente con el fuselaje y está dimensionada para albergar los motores y el cableado. Además debe ser especialmente resistente a las diferentes cargas producidas por el peso de la aeronave y el empuje proporcionado por los motores.

Por último, un diseño óptimo del tren de aterrizaje debería ser retráctil e integrarse en el fuselaje, para no generar fuerzas de arrastre a vuelo de crucero. Sin embargo, en el prediseño del prototipo que aquí se presenta, se considera un tren de aterrizaje fijo, siendo este punto una línea de desarrollo para trabajos futuros.

6.1.3. Seguridad

Por último, pero no menos importante, uno de los factores clave para el sector aéreo es la seguridad. Muchos de los componentes que ayudarán a la seguridad del vehículo serán elementos estructurales internos, tales como refuerzos en elementos críticos, y también electrónicos, como el control de estabilidad.

A nivel de componentes externos, se ha considerado conveniente proteger elementos como los rotores ante posibles impactos laterales con algún obstáculo, y seleccionar un material con un elevado módulo de Young que sea capaz de recibir impactos y esfuerzos manteniendo su integridad.



Figura 26: rotores protegidos en el City Airbus. Fuente: Airbus

6.2. Bocetos iniciales

A continuación se muestran algunos bocetos iniciales que se realizaron previos al diseño definitivo:

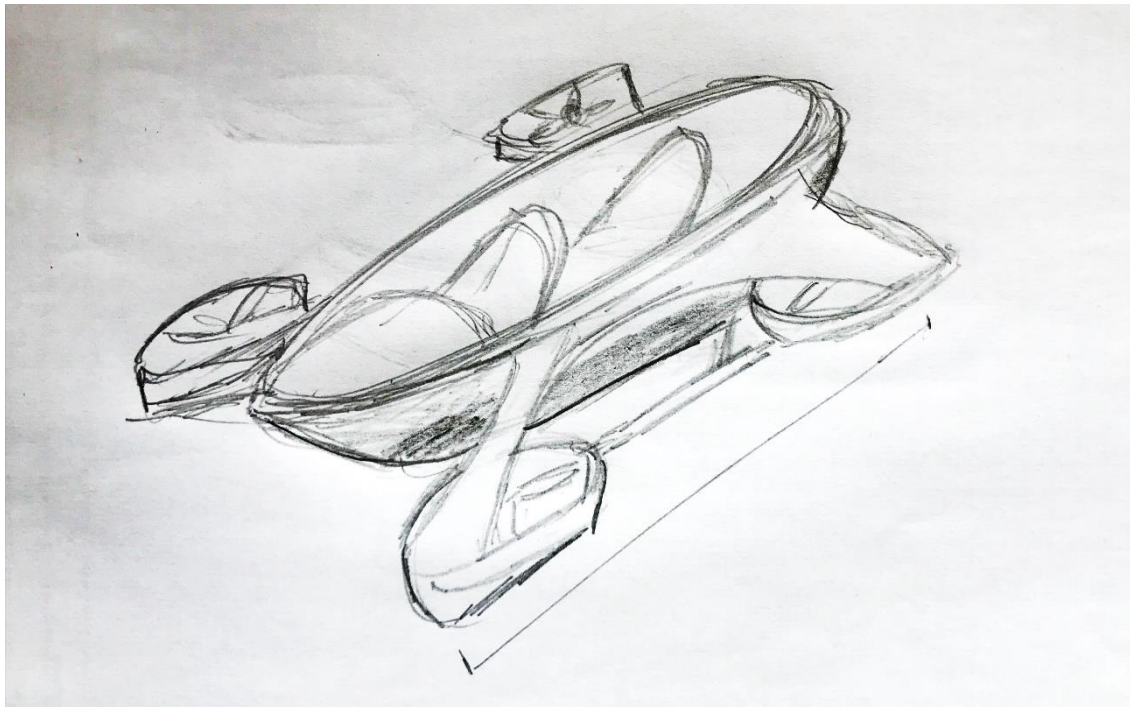


Figura 27: Boceto preliminar 1. Fuente: elaboración propia

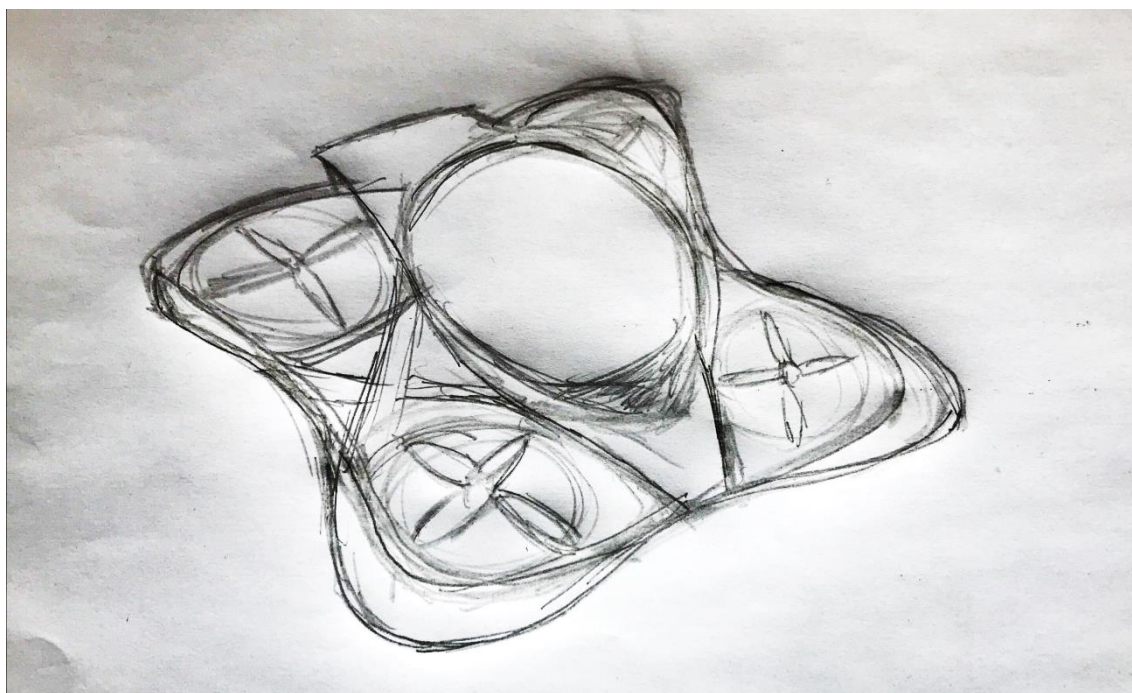


Figura 28: Boceto preliminar 2. Fuente: elaboración propia

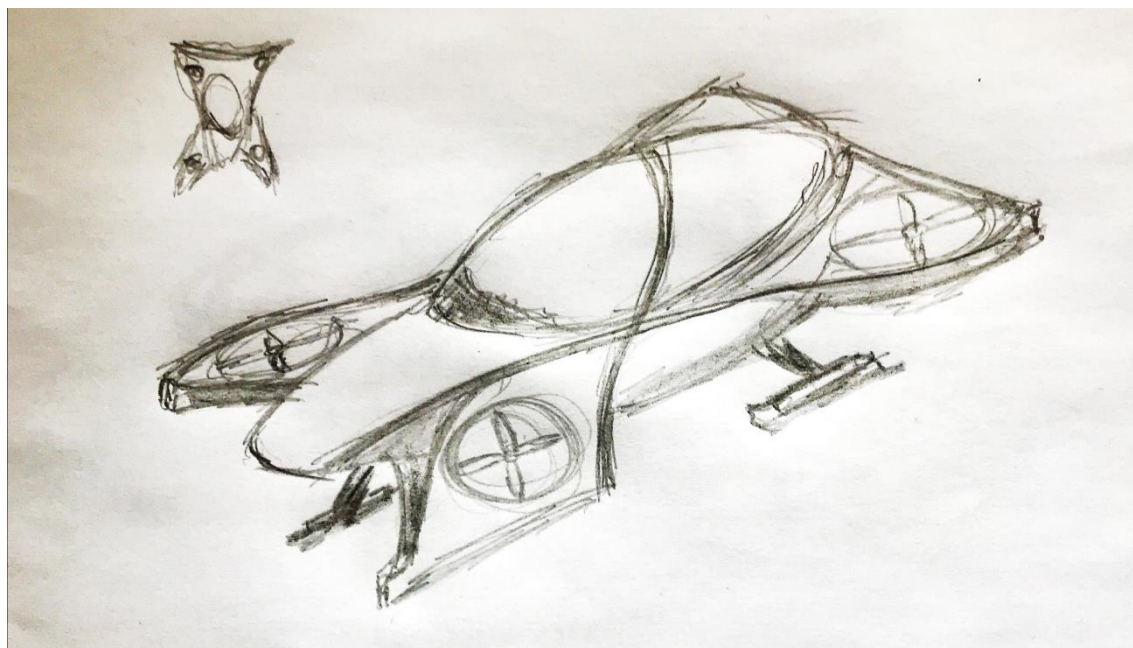


Figura 29: Boceto preliminar 3. Fuente: elaboración propia

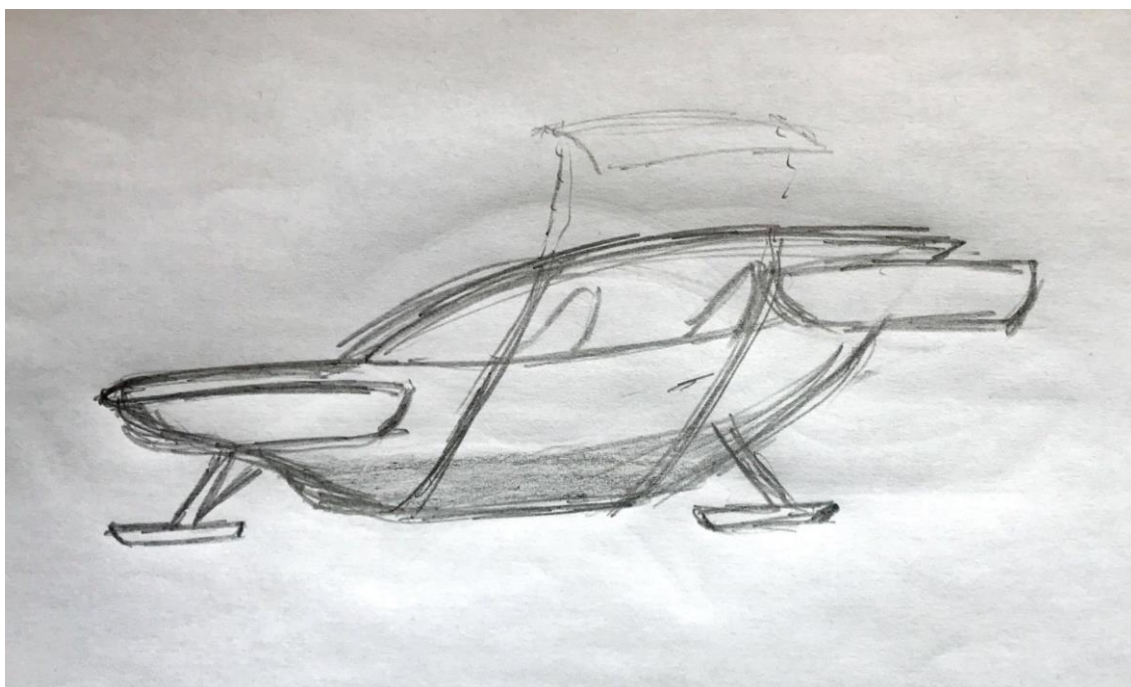


Figura 30: Boceto preliminar 4. Fuente: elaboración propia

6.3. Diseño definitivo

Finalmente, y tras numerosas opciones planteadas, se ha logrado un diseño que recoja las premisas definidas en el apartado 6.1. a todos los niveles. Se ha realizado un modelado en SolidWorks a partir de los diseños realizados, que permiten obtener los pesos del vehículo estimados en el sistema de propulsión y validar el diseño propuesto.

6.3.1. Boceto preliminar

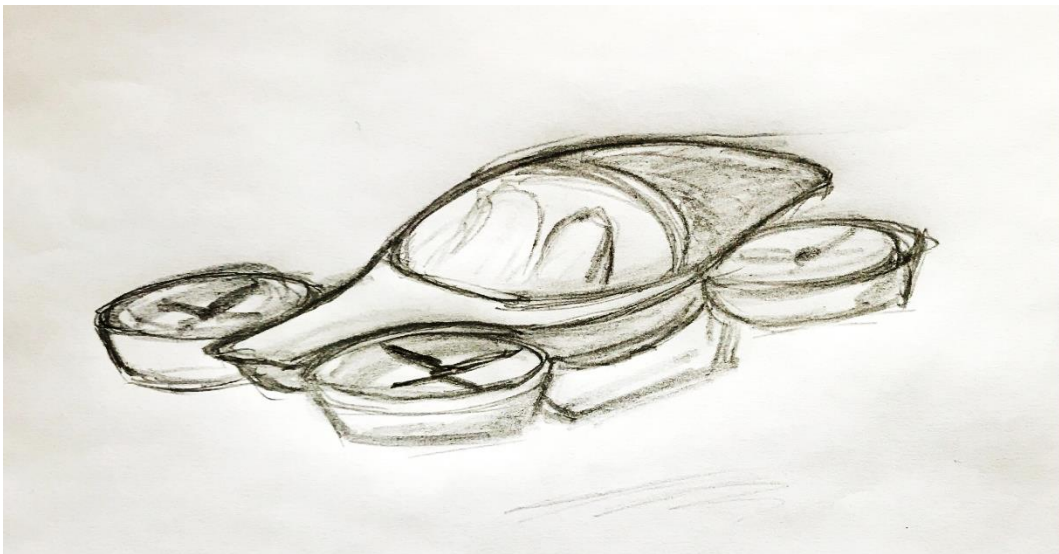


Figura 32: Boceto vista genérica del diseño definitivo. Fuente: elaboración propia

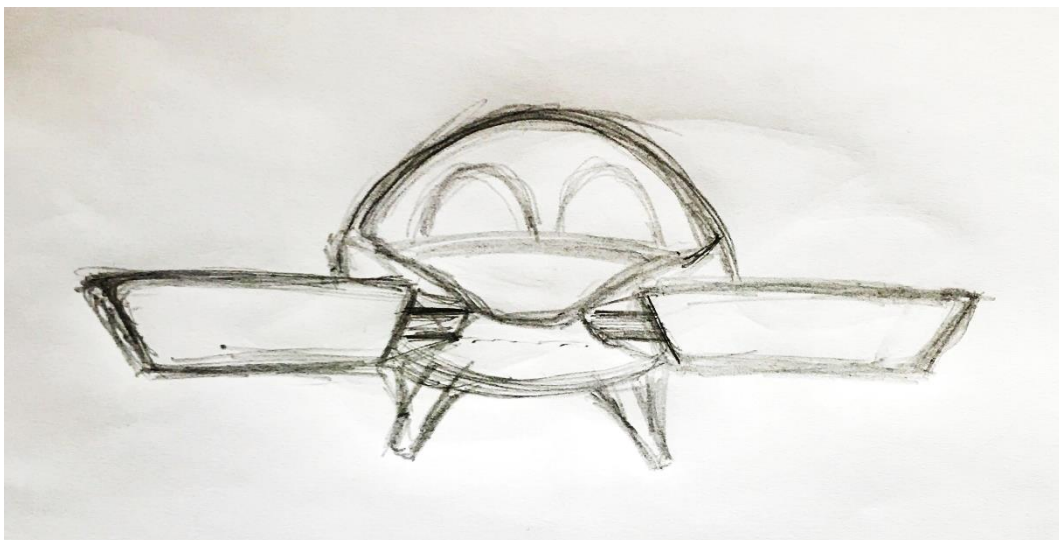


Figura 31: Boceto vista alzado del diseño definitivo. Fuente: elaboración propia

6.3.2. Modelado 3D

A continuación se muestran las diferentes vistas del modelado realizado, así como una vista explosionada con todos los materiales que han sido diseñados. Para representar un habitáculo más próximo a la realidad y facilitar la comprensión del diseño y verificar el posicionamiento de los pasajeros, se ha añadido un modelo 3D de dos asientos obtenidos del recurso web GrabCAD [19]

6.3.2.1. Vista general

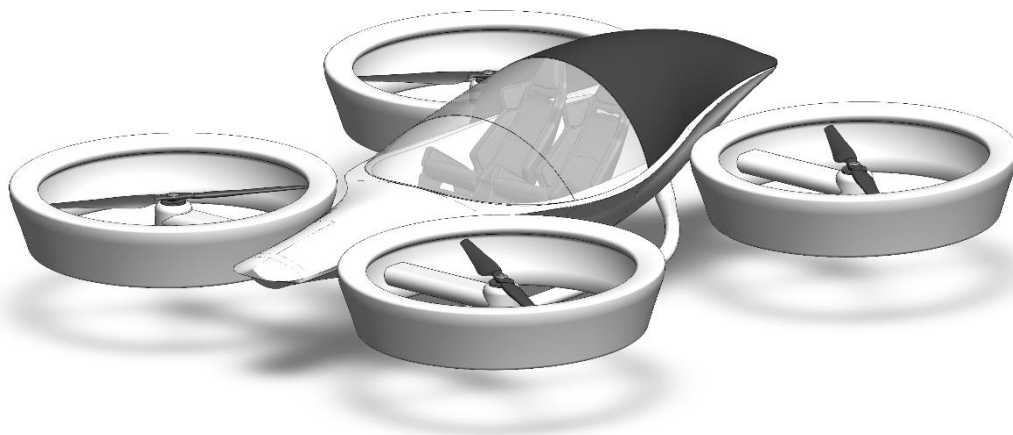


Figura 33: Vista general del vehículo aéreo personal. Fuente: elaboración propia

6.3.2.2. Vista explosionada



Figura 34: Vista general explosionada. Fuente: elaboración propia

6.3.2.3. Vista lateral

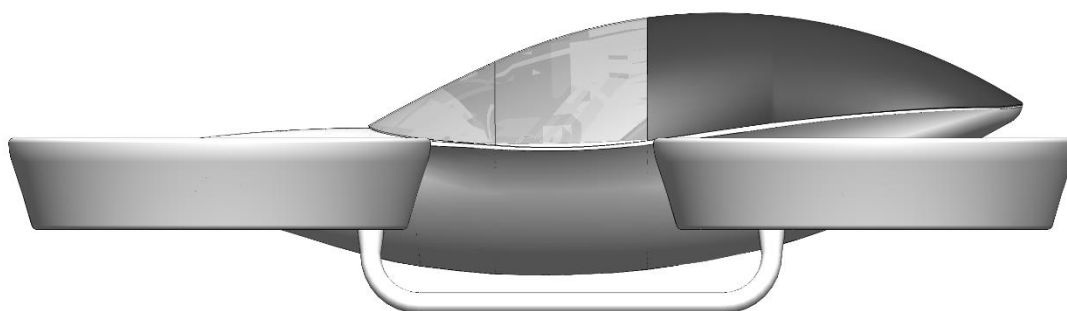


Figura 35: Vista lateral izquierdo. Fuente: elaboración propia

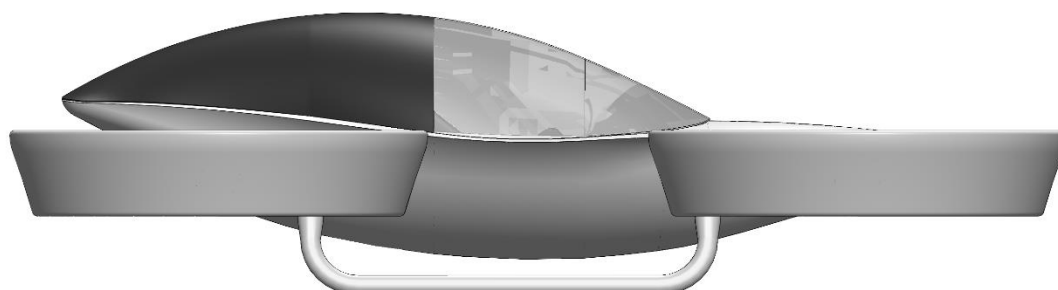


Figura 36: Vista lateral derecho. Fuente: elaboración propia.

6.3.2.4. Vista alzado

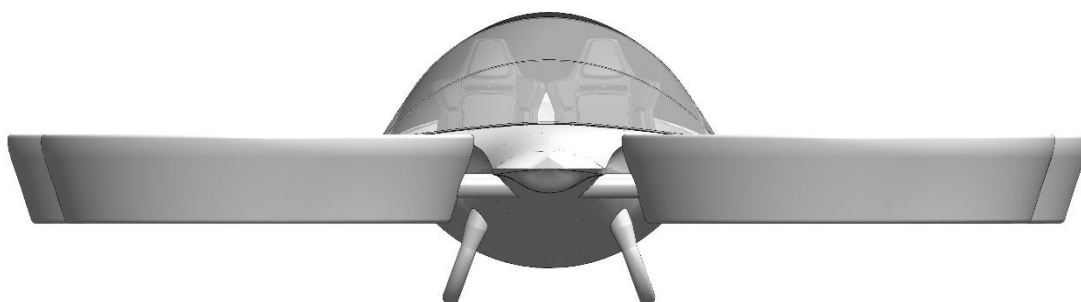


Figura 37: Vista frontal alzado. Fuente: elaboración propia

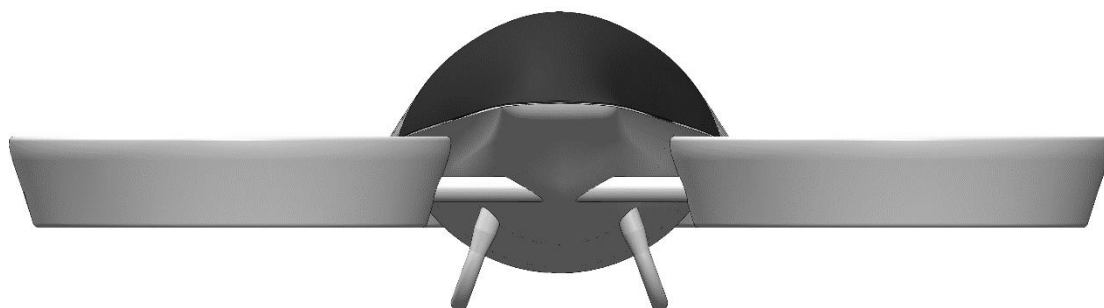


Figura 38: Vista trasera alzado. Fuente: elaboración propia

6.2.3.5. Vista planta

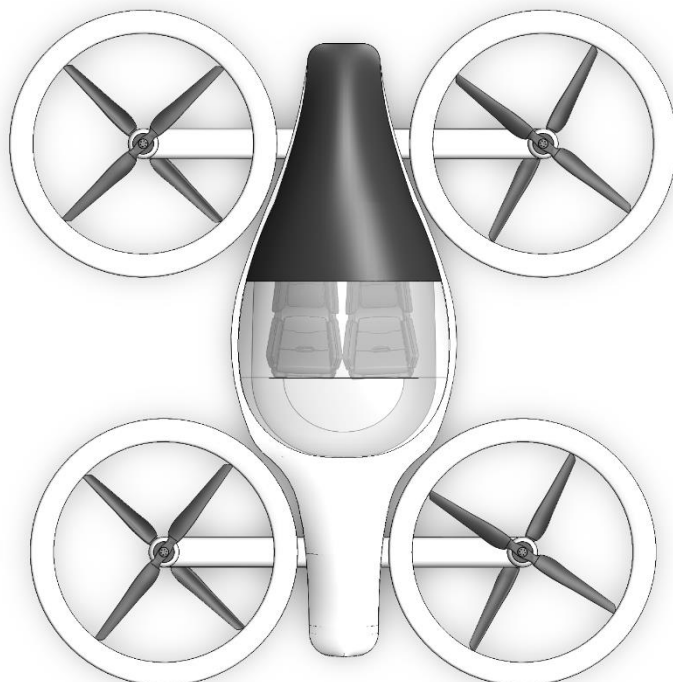


Figura 39: Vista planta superior. Fuente: elaboración propia

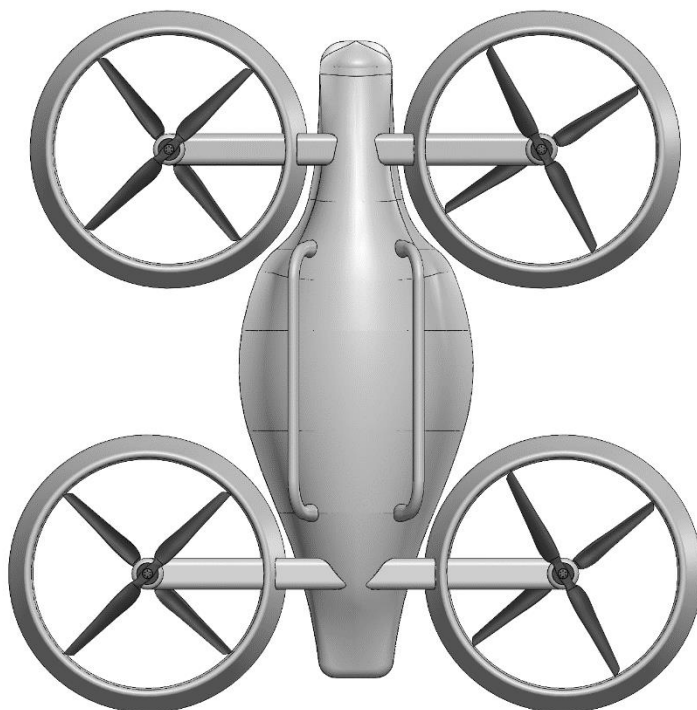


Figura 40: Vista planta inferior. Fuente: elaboración propia.

6.2.4. Análisis y particularidades de los componentes diseñados

A continuación, se describen las particularidades de diseño de cada uno de los componentes que conforman el vehículo. Los planos detallados, se encuentran recogidos en el anexo 1 del proyecto.

6.2.4.1. Fuselaje y tren de aterrizaje

Para el fuselaje se han tenido en cuenta dos aspectos fundamentales. Por un lado, se han buscado líneas aerodinámicas, que generen poca resistencia durante el vuelo crucero y disminuir el arrastre al mismo tiempo que aumenta la sustentación generada.

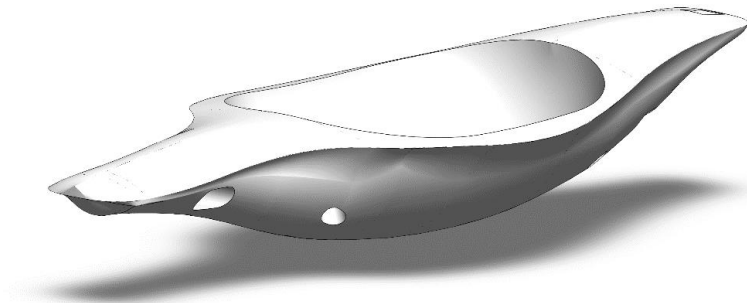


Figura 41: Fuselaje del vehículo, sin tren de aterrizaje. Fuente: elaboración propia

Por otro lado, se ha dimensionado con espacio suficiente para albergar a 2 pasajeros, tal y como se aprecia con los dos asientos añadidos, y capacidad para ubicar baterías, y los componentes electrónicos.

Tal y como se ha mencionado en el apartado de 6.1.2. Funcionalidad, se ha optado por incorporar un tren de aterrizaje fijo al fuselaje. Parte de formando un ángulo de 20° con la vertical, con el objetivo de conseguir que el ángulo de vuelco, definido por la línea que une el punto de apoyo con el suelo y el centro de masas del vehículo, sea superior a 25° (tal y como se validará en el apartado **7.1 Análisis del conjunto y centro de masas**). A nivel interno, debe ir fijado a los elementos estructurales internos del vehículo.

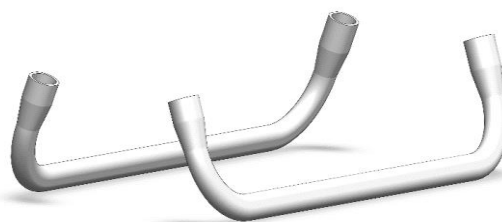


Figura 42: Tren de aterrizaje del vehículo. Fuente: elaboración propia

6.2.4.2. Cabina

Para la cabina era necesario contribuir a la forma aerodinámica del vehículo y el diseño ha ido en línea con las formas del fuselaje. Ha sido necesario definir un material transparente para permitir la visión periférica de los pasajeros, y se ha definido un material oscuro para el material opaco trasero, que añade contraste visual y se diferencie del fuselaje, con fines meramente estéticos.

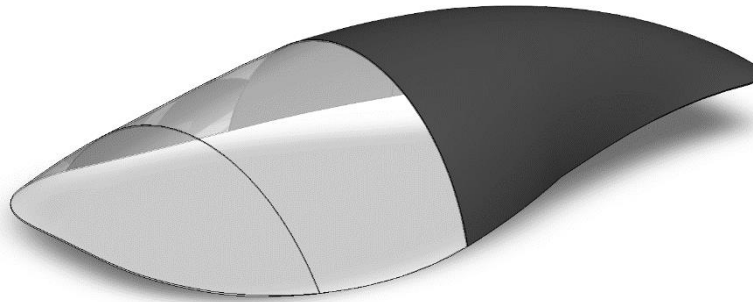


Figura 43: Cobertura de la cabina. Fuente: elaboración propia

6.2.4.3. Ejes

Los ejes donde van ubicados los rotores, tanto delanteros como traseros son estructuralmente los elementos que más cargas deben soportar, debido a las fuerzas que generan los motores en sus extremos, como el peso de la nave en su parte central.

La selección del material adecuada y el diseño de este componente deben ser capaces de conformar un eje que soporte las tensiones que máximas que se producen en las condiciones más desfavorables, además de incorporar el cableado de alimentación de los rotores. El análisis en detalle del comportamiento se verá en el apartado 7.4 Análisis estructural.

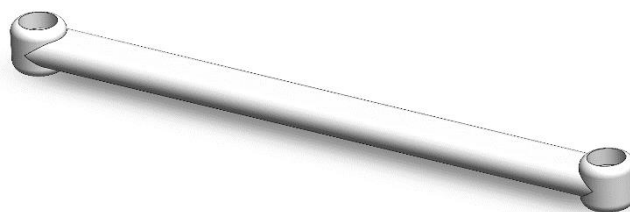


Figura 44: eje rotores traseros. Fuente: elaboración propia

6.2.4.4. Rotores

Tal y como se ha mencionado en el capítulo 5, los motores y las hélices no han sido diseñadas a medida. Se ha dimensionado la potencia necesaria a desarrollar y el diámetro de las hélices, para poder buscar en el mercado algún componente con las prestaciones requeridas.

El fabricante *T-MOTOR*, tiene a su disposición un catálogo de hélices y motores de múltiples dimensiones, para diferentes tipo de drones y vehículos. Concretamente, en la sección de vehículos tripulados, se encuentra el motor U15XL, capaz de otorgar **23 kW** de potencia con dimensiones reducidas, acompañado de una hélice de 62 pulgadas, es decir, es decir, aproximadamente **1,57 m**.

Puesto que la potencia necesaria calculada es de **13,58 kW**, y las dimensiones de las hélices de aproximadamente **1,6 m**, se ha optado por seleccionar este conjunto de rotor. Teniendo en cuenta las dimensiones disponibles en la web del fabricante, se ha reproducido en SolidWorks un diseño que represente este rotor en el vehículo [20].

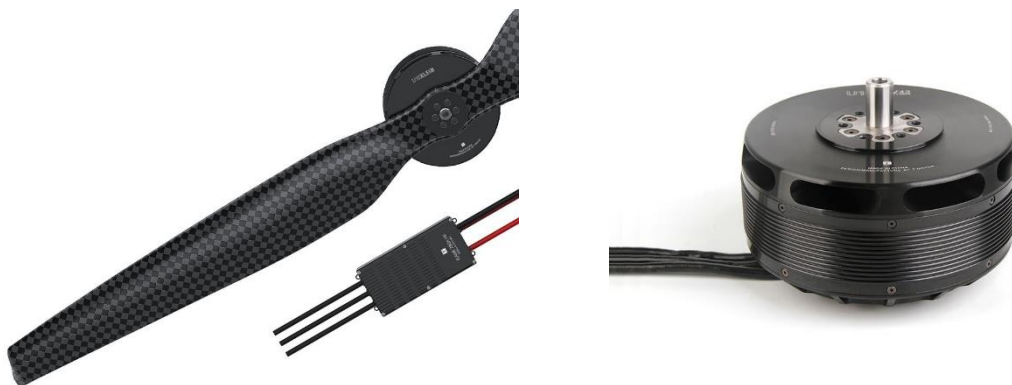


Figura 46: a la izquierda, conjunto de hélice, motor y ESC para el motor U15 XL del fabricante T-MOTOR. A la derecha, detalle del motor U15 XL. Fuente: T-MOTOR

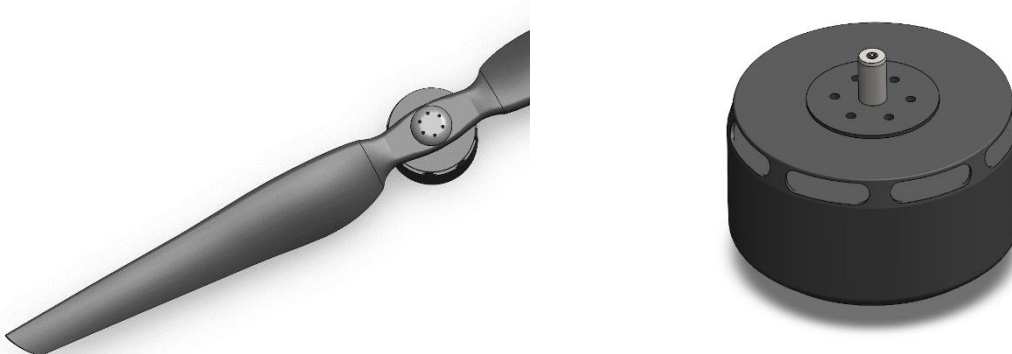


Figura 45: Modelado en SolidWorks de los componentes comerciales seleccionados. Fuente: elaboración propia

6.2.4.5. Protecciones

El último de los componentes diseñados es la protección para cada rotor. Tal y como se menciona en el apartado 6.1.3. Seguridad, se ha considerado oportuno proteger los rotores ante posibles impactos laterales con algún obstáculo. Por ello, y basado en los elementos de protección de prototipos de grandes fabricantes como el City Airbus, se han diseñado la siguiente protección para el rotor:

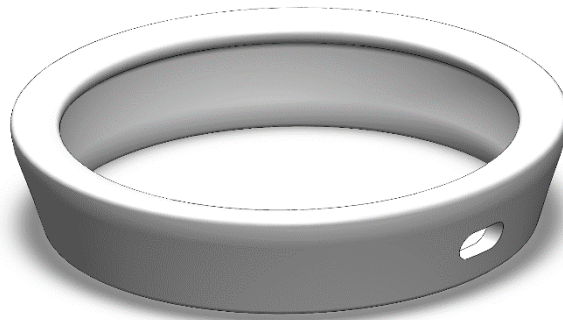


Figura 47: Elemento protector del rotor ante posibles impactos. Fuente: elaboración propia

En el diseño realizado, la unión de la protección con la estructura del vehículo es sobre cada uno de los ejes. Debido al poco peso que supone esta protección al tratarse de una estructura vacía, no supondrá problema alguno para el componente crítico, que en este caso sería el eje.

7. Validación del diseño propuesto

Una vez realizado el diseño definitivo y habiendo seleccionado los materiales, se ha validado que se cumplen las premisas y requisitos que se tomaron de referencia para los cálculos iniciales y posterior diseño. Para ello, se ha realizado un análisis del peso del vehículo, tras aplicar los materiales seleccionados en los apartados previos a las piezas diseñadas.

Obtenido el peso del conjunto, se ha realizado un análisis fluidodinámico para verificar los esfuerzos en las situaciones menos favorables para el vehículo, de donde se ha obtenido, por un lado, la duración aproximada del vuelo real del vehículo, y por otro lado y mediante un análisis estructural, se ha verificado que el elemento que más esfuerzo sufre según la configuración propuesta es capaz de soportar las tensiones de deformación sobre su estructura.

7.1. Análisis del conjunto y centro de masas

En el apartado 5.3, Dimensionado del sistema de propulsión, se requería de ciertos valores para predimensionar el vehículo. Fue necesario estimar el peso en vacío de la aeronave, entre otras variables, para poder obtener el diámetro de los rotores que generarían la propulsión.

En un primer momento, y tras realizar un análisis de un vehículo existente con características similares, se consideró un peso en vacío del vehículo de 300 kg. A esto, se le añadirían 200 kg de carga, correspondientes a 2 personas de 90 kg y equipaje de 20 kg y, por último, una masa de baterías inicial de 100 kg.

Mediante la herramienta Solid Works, definido el material de cada una de las piezas que conforman el ensamblaje, se pueden obtener propiedades físicas del conjunto, como por ejemplo la masa total, y la ubicación del centro de masas:

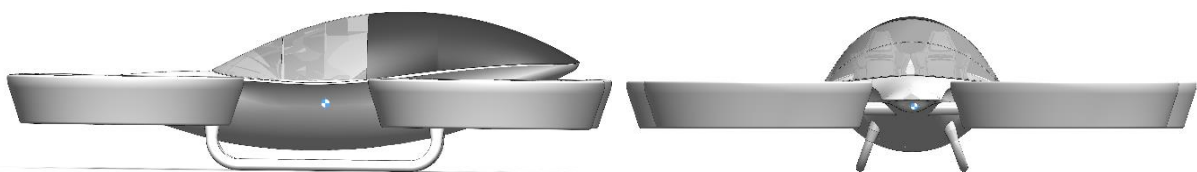


Figura 48: Centro de masas del vehículo aéreo personal. Fuente: elaboración propia

Tal y como se ve en la Figura 49, el centro de masas queda situado en el centro del vehículo, formando junto con el tren de aterrizaje diseñado un ángulo de vuelco superior de 38°, superando ampliamente los 25° requeridos para garantizar la estabilidad [21].

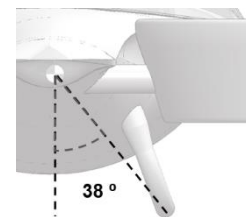


Figura 49: ángulo vuelco. Fuente: elaboración propia

Sin embargo, cabe decir que faltaría ubicar las baterías, pudiendo estas situarse de forma repartida a lo largo de la aeronave, o centralizada en un punto, modificando ligeramente el centro de masas total. Para el diseño realizado, no se ha delimitado un espacio concreto para las baterías pero, pensando en posibles diseños futuros, sí que se han contemplado espacios suficientes a lo largo de todo el vehículo para albergar el volumen de estas.

7.2. Análisis y optimización de masas del vehículo en vacío

En lo que respecta al peso en vacío del vehículo, se ha realizado un proceso iterativo en lo referente al diseño de cada pieza y el peso de las mismas. En las primeras iteraciones, el diseño de la pieza se basaba en cuerpos macizos, y de materiales que, aunque podían resultar los más indicados en una primera búsqueda, como alguna aleación de aluminio, tenían una densidad muy elevada que aumentaban mucho el peso, llegando a alcanzar el conjunto de la aeronave más de 1000 kg.

7.2.1. Selección de materiales

Por este motivo, con el objetivo de buscar un peso aproximado al obtenido en los cálculos iniciales del diseño, se ha realizado un estudio de los materiales del mercado con las características más adecuadas para cada componente según su funcionalidad, pudiendo de esta manera, clasificar en 2 grupos los componentes a seleccionar:

Tabla 7: tabla de propiedades a buscar

Material	Funcionalidad	Propiedades a buscar
Chasis y elementos estructurales	<ul style="list-style-type: none"> Preservar la estructura del vehículo de forma segura, garantizando la integridad del mismo y de sus tripulantes. Resistir los esfuerzos críticos a los que serán sometidos en condiciones de trabajo habituales más desfavorables. 	<ul style="list-style-type: none"> Baja densidad Elevado Límite Elástico
Cobertura Cabina	<ul style="list-style-type: none"> Proporcionar a los pasajeros una protección ante posibles objetos aéreos y ante situaciones climáticas desfavorables. Garantizar la visibilidad del entorno. 	<ul style="list-style-type: none"> Baja densidad Límite Elástico medio Transparencia

7.2.1.1. Diagrama de Ashby

Una vez establecido el criterio de búsqueda de materiales según su funcionalidad, tal y como se muestra en la Tabla 7, se ha procedido a buscar qué materiales se ajustarían a dichos requerimientos mediante un diagrama de Ashby.

El diagrama empleado agrupa los materiales del mercado en función del módulo de Young en GPa, (el cual está relacionado directamente con el límite elástico del material), con la densidad ρ en kg/m^3 , obteniendo el gráfico siguiente [22]:

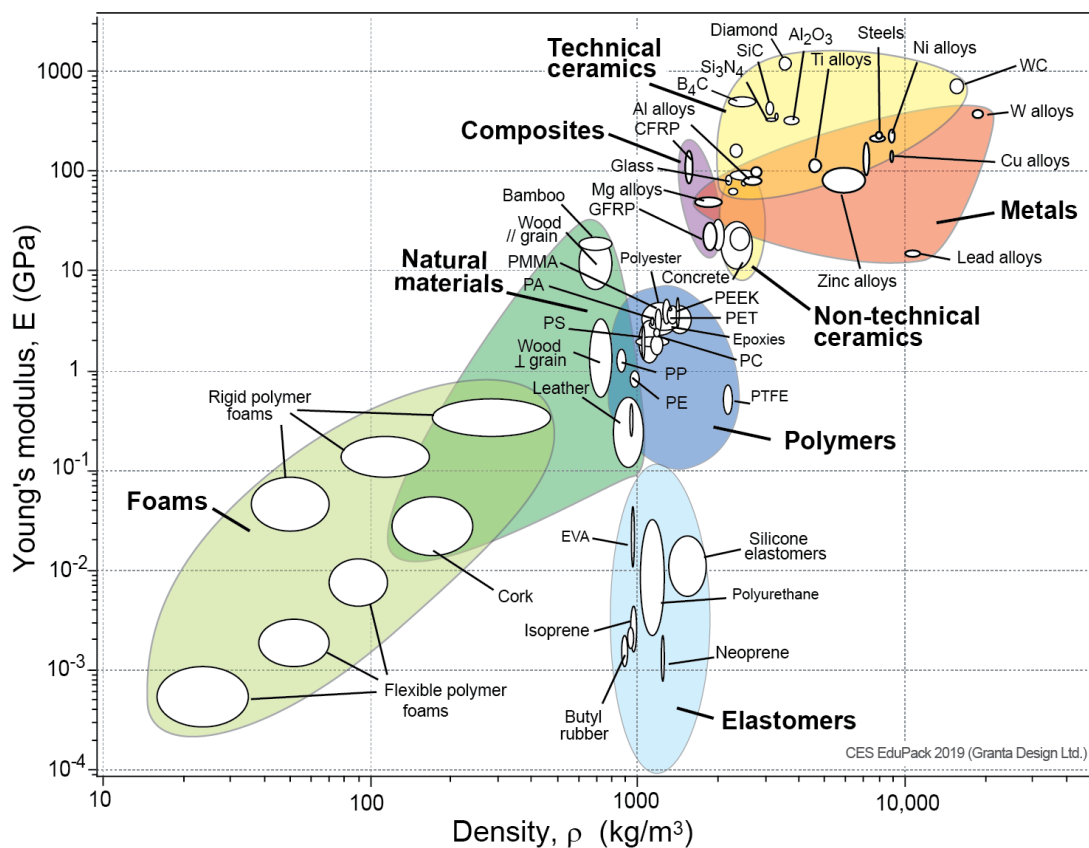


Figura 50: Diagrama de Ashby. Fuente: Granta Design Ashby Charts

Teniendo en cuenta la relación Límite Elástico y Densidad para los elementos estructurales y de la carcasa del vehículo, se ha decidido buscar dentro de los materiales compuestos o *composites*, muy empleados en la industria aeronáutica.

En concreto, el material que presenta las mejores características y por tanto, será el material escogido, es el Polímero Reforzado con Fibra de Carbono, o del inglés, *Carbon Fiber Reinforced Polymer*, **CFRP** [23].

Sin embargo, y dado que para la cobertura de la cabina no es necesario un material con prestaciones tan punteras, se ha optado por seleccionar un material del grupo de los polímeros para reducir costes, pero manteniendo la garantías medias de resistencia.

En concreto, se ha pretendido emplear el mismo material que el que se utiliza actualmente para las ventanas de los aviones comerciales, dado las similitudes en cuanto a las propiedades deseadas. Se trata del PMMA, el poli metacrilato de metilo, o más conocido como Acrílico. Se trata de un polímetro transparente que se utiliza como una alternativa al vidrio ligera y resistente [23].

7.2.1.2. CFRP

7.2.1.2.1. Propiedades

El polímero reforzado con fibra de carbono, o CFRP, se trata de un material compuesto por varios componentes. Por un lado, una sustancia base, o matriz, usualmente una resina sintética a la que se le añade un segundo material, la fibra de carbono recubierta por completo por la matriz.

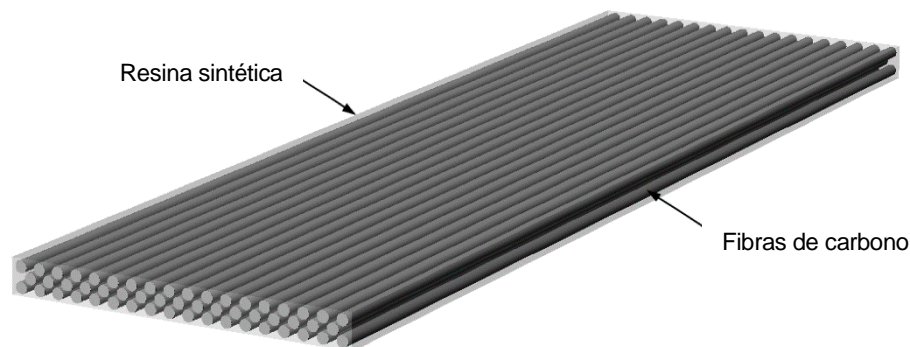


Figura 51: Estructura interna del CFRP. Fuente Research Gate

La tendencia en la industria aeronáutica, con el objetivo de la reducción de costes de producción y optimización de pesos de las estructuras, es de incrementar cada vez más el tamaño y nivel de integración de los componentes. Estas estructuras fabricadas en material compuesto ofrecen dos ventajas: el número de piezas puede ser reducido dado que se pueden fabricar piezas complejas, combinando en una estructura varios elementos.

Adicionalmente, el encolado de la estructura usando resinas o adhesivos permite obtener materiales de una densidad muy ligera, del orden de 1,5 a 1,7 kg/m³, y aumentar la resistencia.

En cuanto al límite elástico del CFRP, numerosos estudios concluyen que este material presenta una deformación plástica despreciable antes de la fractura del material. Por lo que el límite elástico, se puede considerar igual al de rotura, y éste ronda los 2665,2 MPa, un valor comparable a numerosos metales, que lo convierte en el material idóneo para el vehículo [23].

7.2.1.2.2. Fabricación de las estructuras de CFRP

Tal y como se ha comentado, el polímero reforzado con fibra de carbono o CFRP es un material de alta tecnología, con prestaciones mecánicas superiores a las del acero y el aluminio. Este material parte de la fibra de carbono, que a su vez se obtiene de un producto inicial llamado poliacrilonitrilo (PAN).

El poliacrilonitrilo es un sólido en forma de polvo blanco, resistente a químicos y a disolventes, que en un primer proceso se producen hilos finos almacenados en carretes. En este formato, se le conoce como el nombre conocido de PAN precursor.

En el siguiente proceso, estos hilos, son introducidos en el horno, donde se oxidan a una temperatura entre 200 y 300 °C, y posteriormente carbonizados a una temperatura entre 1200 y 1800 °C. Los filamentos resultantes de este proceso tienen de un alto contenido en carbono y de extrema dureza. Finalmente, tras un tratamiento superficial, y una imprimación, la fibra de carbono está lista [24].

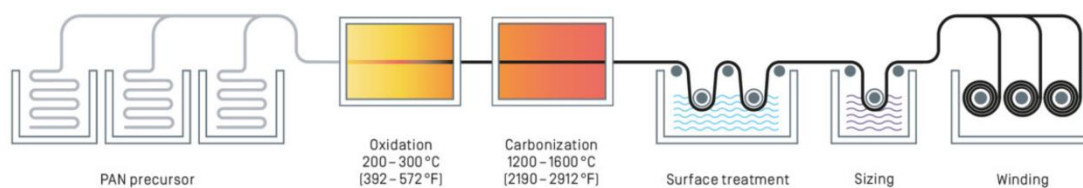


Figura 52: proceso fabricación fibra de carbono. Fuente: SGL Carbon

Una vez producida la fibra de carbono, existen varios procesos para producir el CFRP, que ofrecen diferentes tipos de ventajas en términos de coste de producción y rango de propiedades, dependiendo de su aplicación. Sin embargo, todos parten de la fibra de carbono, ya sea en filamentos unidireccionales o en tejidos bidireccionales.

Los principales procesos utilizados en el sector aeroespacial para la fabricación de estructuras son los que se indican a continuación [24]:

- **Apilamiento manual**

Esencialmente consiste en colocar las distintas telas sobre un molde, utilizando como ayuda la proyección de la silueta de los patrones mediante proyectores láser que en ocasiones también se utilizan como referencia para el corte manual de las telas mediante plantilla. El corte de las telas también se puede efectuar de modo automático empleando técnicas y máquinas de patronaje provenientes del mundo textil mediante control numérico.

- **Apilamiento automático**

Este proceso es similar al anterior, pero se realiza de un modo automático mediante una máquina de encintado automática. La cabeza dispensadora se desplaza mediante un sistema de ejes y en la zona de contacto con la pieza se deposita la fibra de carbono.

- **Posicionado de fibras**

Un robot multieje posiciona la fibra húmeda sobre un molde siguiendo un camino predeterminado y controlado por control numérico. Se utiliza para piezas grandes de gran curvatura, como trampas de tren de aterrizaje o secciones de fuselaje, o en aplicaciones que requieran dimensionado de las mechas.

- **Moldeo en autoclave**

Es el más ampliamente utilizado en la industria aeroespacial. Para el moldeo por autoclave se utilizan diferentes técnicas de apilamiento que requieren distintas formas de presentación de la fibra de carbono.

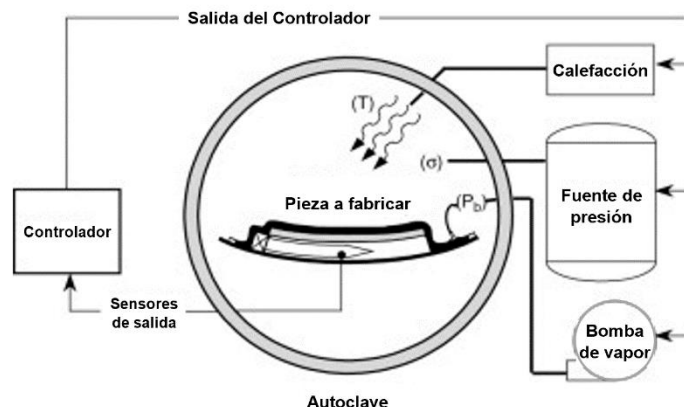


Figura 53: fabricación en autoclave. Fuente: Research gate

Un autoclave es un recipiente metálico hermético y cilíndrico preparado para trabajar con altas presiones internas a más de 100 °C de temperatura, utilizando vapor de agua como medio de calefacción. Se utiliza en el proceso de curado de los composites con el propósito de obtener su estabilización.

Sin embargo, y debido al elevado coste energético de la fabricación por autoclave, existe una tendencia creciente a la fabricación en determinados sectores aeronáuticos fuera de autoclave como, por ejemplo, el moldeo por transferencia de resina.

- **Moldeo por transferencia de resina (RTM)**

A diferencia de los procesos anteriores, la fibra de carbono se introduce de forma seca en el molde y la resina se inyecta en el molde una vez cerrado. Posteriormente la pieza se cura mediante calentamiento en el mismo molde.

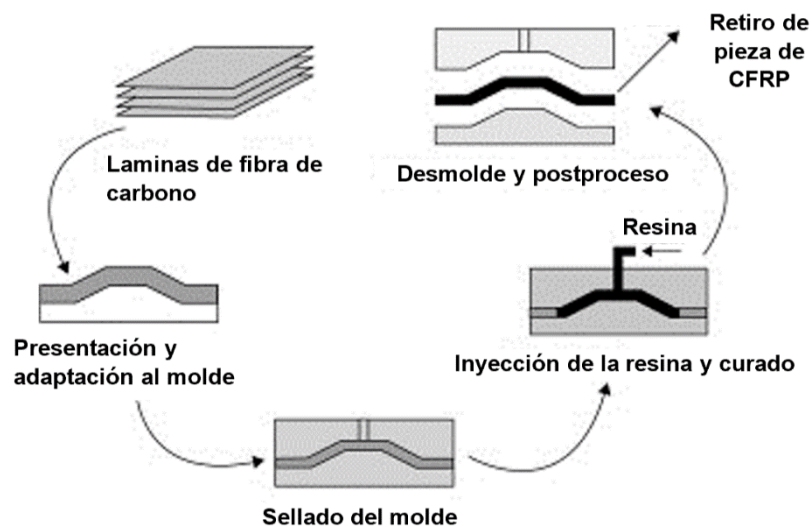


Figura 54: moldeo por transferencia de resina. Fuente: Research Gate

De esta manera, se consigue una preforma compacta que permite conseguir geometrías complejas, facilita la colocación de los refuerzos en el molde, y permite integrar refuerzos localizados, además de reducir considerablemente el coste energético frente a la conformación por autoclave.

7.2.1.3. PMMA

7.2.1.3.1. Propiedades

El polimetacrilato de metilo es un termoplástico duro, resistente, transparente, de excelentes propiedades ópticas, con una buena resistencia al envejecimiento y a la intemperie. Es un material amorfo cuya propiedad más destacada es la transparencia. De ahí que sus principales aplicaciones sean como sustituto del vidrio. La resistencia a la rotura del PMMA es siete veces superior a la del cristal, a igualdad de espesores, por lo que resulta mucho más resistente a los golpes.



Figura 55: granulado de PMMA. Fuente: Custom Plastics

Se trata de un material muy ligero, con una densidad de $1,19 \text{ Kg/m}^3$ pero que presenta una buena resistencia mecánica y estabilidad. A pesar de su ligereza, posee un módulo elástico de hasta 3800 MPa [23].

7.2.1.3.2. Fabricación de las estructuras de PMMA

El PMMA se puede fabricar de muchas maneras distintas, como inyección y extrusión, entre otros. Sin embargo, para hacer una pieza de grandes dimensiones, con una geometría compleja como la cobertura de la cabina, es necesario realizar un proceso de termoconformado para moldear de manera precisa la pieza.

El proceso de termoconformado consiste en calentar una plancha o lámina de termoplástico semielaborado, en este caso el PMMA. Para fabricar estas láminas de moldeo capaces de fundir, se recurre a la polimerización en masa con iniciadores apropiados.

De esta forma que al reblandecerse puede adaptarse a la forma de un molde por acción de presión vacío o mediante un contramolde. Es decir, termoformable significa que se puede adaptar a la forma de un molde [25].

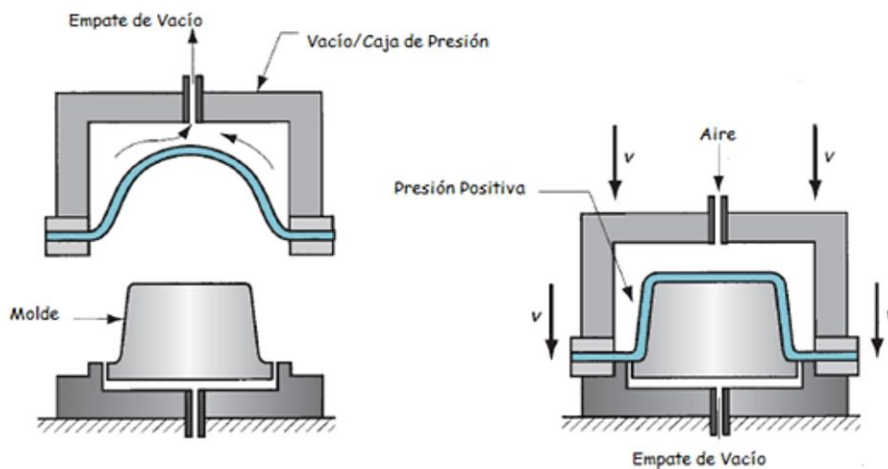


Figura 56: proceso de termoconformado. Fuente: WordPress

7.2.2. Peso en vacío del diseño final

Una vez se han aplicado los materiales descritos anteriormente a cada componente, y se ha estimado el peso de elementos comerciales que se han cogido como referencia, como es el caso de los asientos y los motores, se ha procedido a recalculer el peso del vehículo.

Dado que los componentes continuaban siendo macizos, se inició un proceso de vaciado del conjunto, con el objetivo de llegar a un peso cercano a lo estimado en los cálculos iniciales. Se ha pretendido vaciar al máximo todos los componentes, preservando la integridad de cada pieza y se ha verificado posteriormente su comportamiento mediante un análisis estructural.

Tal y como se verá en el apartado 7.4. Análisis estructural, se ha realizado un análisis estructural del componente que experimentará en las condiciones de trabajo más desfavorables para verificar que el grosor definido sería capaz de soportar las tensiones estructurales sin deformarse plásticamente o romperse, según las características de los materiales seleccionados.

Por tanto, las propiedades físicas quedarían de la siguiente manera:

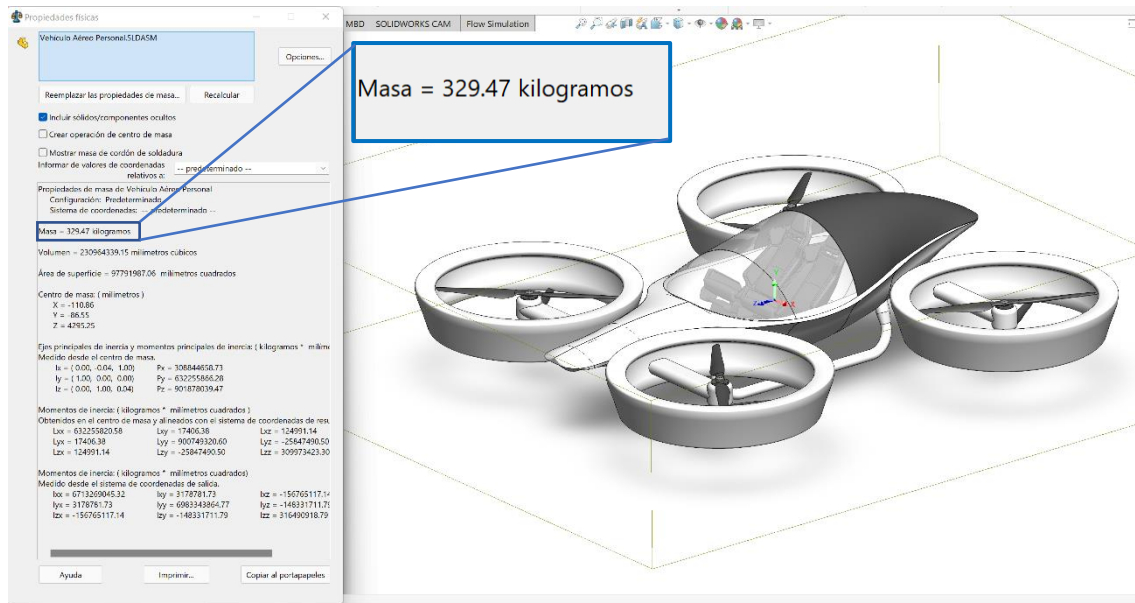


Figura 57: propiedades físicas del ensamblaje. Fuente: elaboración propia

Tal y como indica el software SolidWorks, tras todas las modificaciones realizadas en las piezas, la masa del conjunto ronda los **329,47 kg**.

Debido a que el diseño realizado se trata de un prediseño del vehículo, no se han tenido en cuenta elementos internos estructurales, que podrían aumentar sensiblemente el peso, además de otros elementos del conjunto de la cabina como pantallas de información del vuelo, mandos para tomar el control manual del vehículo, y otros componentes que no han sido considerados.

Por ello, de cara a las simulaciones para la validación del diseño, es decir, la selección de los motores, el dimensionado de las hélices y el análisis estructural realizado, se ha estimado que la masa del vehículo en vacío real estaría entorno a los **350 kg**.

7.3. Análisis Fluidodinámico

Como parte de la validación del diseño realizado se ha verificado que los componentes comerciales seleccionados como el caso del motor, así como el dimensionado de las hélices y la batería, son capaces de asumir las diferencias en el peso final del vehículo, así como en sus condiciones de trabajo.

Las condiciones de trabajo hacen referencia, por un lado, al vuelo horizontal en velocidad de crucero, con el fin de calcular la autonomía del vehículo en cuanto al tiempo de vuelo, y el dimensionado de hélices y baterías. Para ello, ha sido necesario obtener el desarrollo de potencia que efectúa el motor, que se puede obtener mediante el diagrama de fuerzas simplificado que se muestra a continuación:

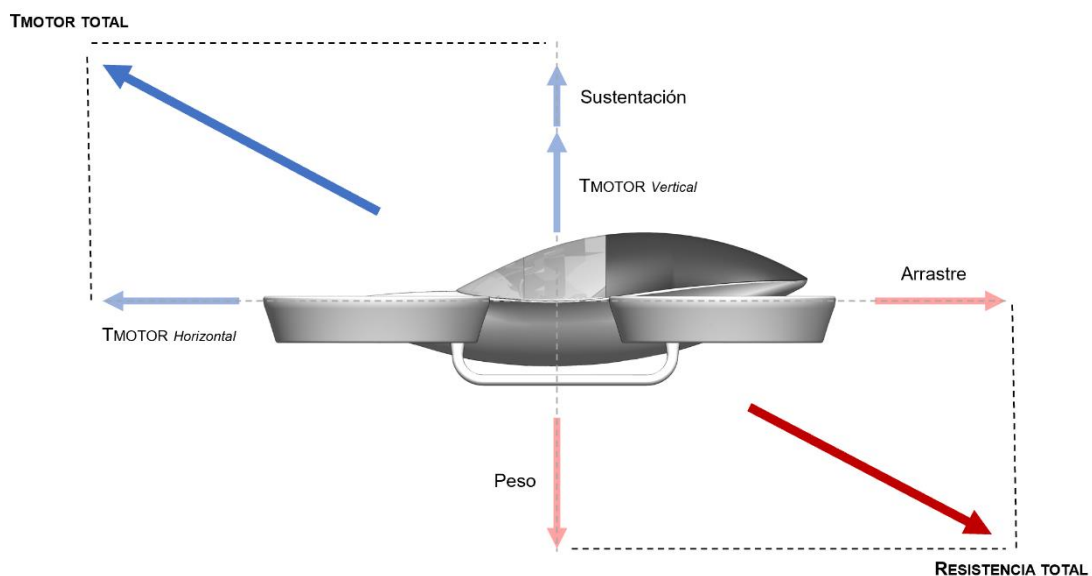


Figura 58: esquema de fuerzas sobre el vehículo en situación de vuelo crucero. Fuente: elaboración propia

En condiciones de vuelo crucero, la resistencia del aire en contra a la dirección de movimiento del vehículo provocará una fuerza de arrastre directamente proporcional a la velocidad de vuelo.

Esta fuerza, combinada con el peso propio del vehículo, será la resistencia total que debe compensarse con el empuje proporcionado por el conjunto de motores. Sin embargo, y debido a la aerodinámica de la aeronave, el aire recibido a la velocidad de crucero también producirá una fuerza de sustentación hacia arriba, que contrarrestará parte del peso y reducirá el esfuerzo total que deben realizar los motores.

Por otro lado, también ha sido necesario estudiar las maniobras de despegue y aterrizaje, siendo estas las más perjudiciales en lo que respecta a los esfuerzos para el motor y los ejes delanteros y traseros. El diagrama de fuerzas quedaría de la siguiente manera:

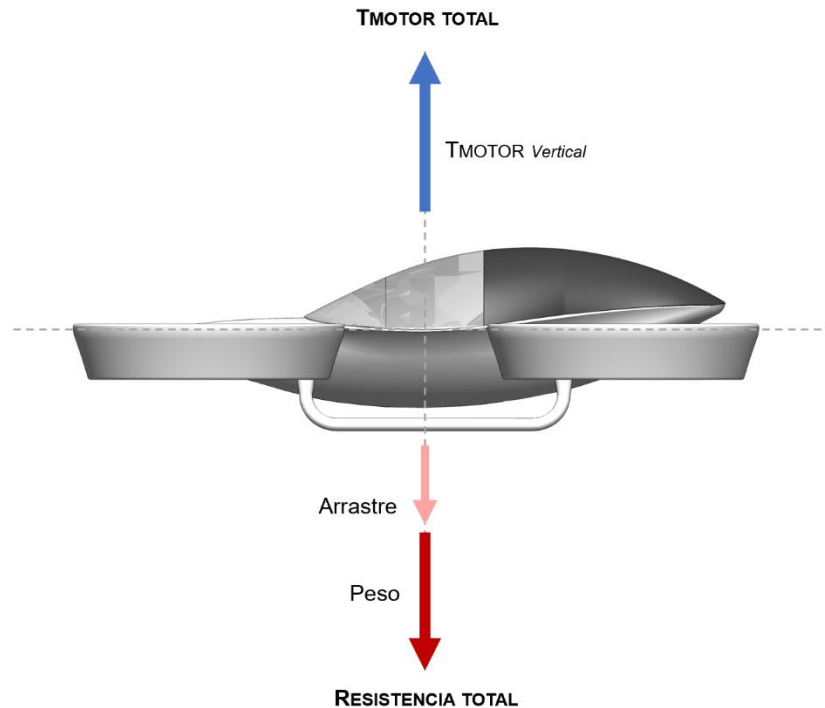


Figura 59: esquema de fuerzas sobre el vehículo en situación de despegue. Fuente: elaboración propia

En contraposición al diagrama anterior, en la situación de despegue vertical únicamente tendremos fuerzas en el eje vertical. El conjunto de motores deberá hacer frente al peso de la nave y a una pequeña fracción de fuerza de arrastre, proporcional a la velocidad de despegue, que es provocada por la resistencia del aire en el ascenso.

Dado que el intervalo de tiempo que se efectúa esta maniobra es despreciable en comparación al vuelo crucero, para la estimación de duración de las baterías y peso no se ha tenido en cuenta esta fase, sin embargo, debido a que es la situación donde los elementos estructurales recibirán más esfuerzo, se realizará un análisis estructural con estas condiciones de contorno.

7.3.1. SolidWorks – Flow Simulation

Para obtener los resultados descritos anteriormente, se ha utilizado la herramienta de cálculo Flow Simulation del programa SolidWorks. Se trata de una herramienta de simulación de flujo de fluidos y transferencia de calor integrada en SolidWorks, que es capaz de simular flujos desde baja velocidad hasta supersónicos y obtener parámetros como las fuerzas que ejercen los fluidos, así como la interacción entre fluido y estructura.

7.3.1.1. Condiciones de contorno

Para realizar la simulación, se debe definir el tipo de análisis que se va a realizar. En el caso de un estudio aerodinámico de las condiciones de vuelo habituales del vehículo, se ha tratado de estudiar el comportamiento del aire externo a la geometría, excluyendo las cavidades internas. Posteriormente, se debe seleccionar que el fluido a estudiar será aire, con un tipo de flujo laminar y turbulento, y por último se deberá indicar la velocidad del fluido.

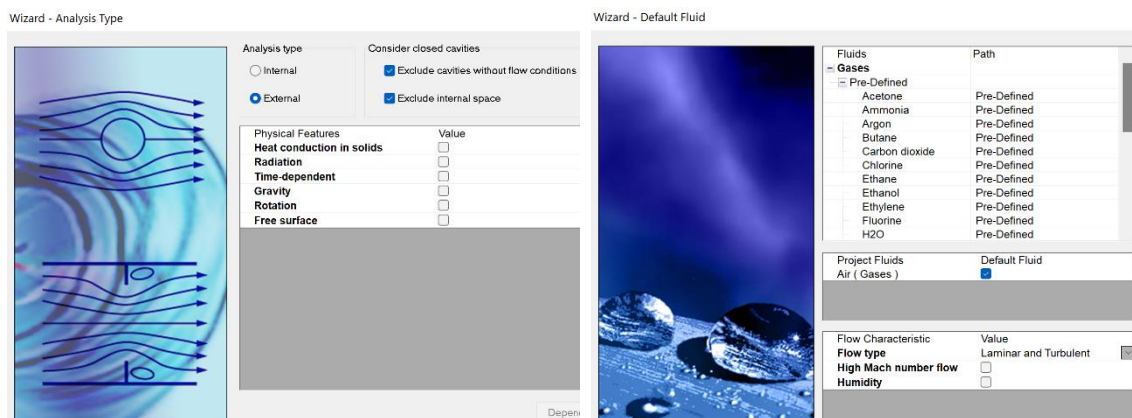


Figura 60: parámetros de la simulación, primera parte. Fuente: elaboración propia

En este caso, y dadas las condiciones de partida definidas en la fase de diseño, la velocidad de crucero del vehículo será de 150 km/h, es decir, 41,667 m/s. Se deberá introducir este último valor en negativo, para representar que es el vehículo el que se dirige hacia adelante, y el fluido hacia atrás. Finalizada la definición del sistema, queda definido un volumen de control alrededor del vehículo.

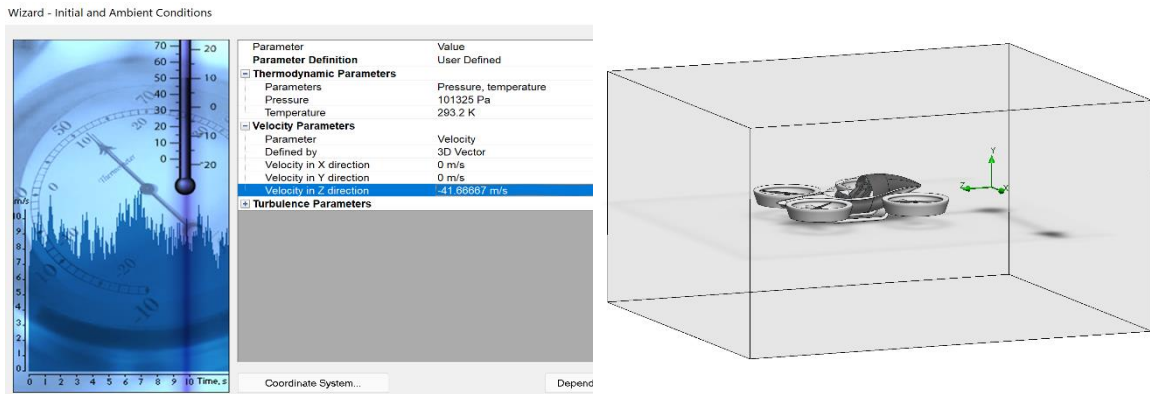


Figura 61: parámetros de la simulación, segunda parte. Fuente: elaboración propia

7.3.1.2. Resultados de la simulación

Una vez definidos los parámetros de contorno se puede realizar la simulación. Tras varios estudios de geometría, se deben seleccionar los datos que se quiere obtener. En este caso, se necesitan las fuerzas en cada dirección para poder completar el sumatorio de fuerzas definido en el apartado 7.3:

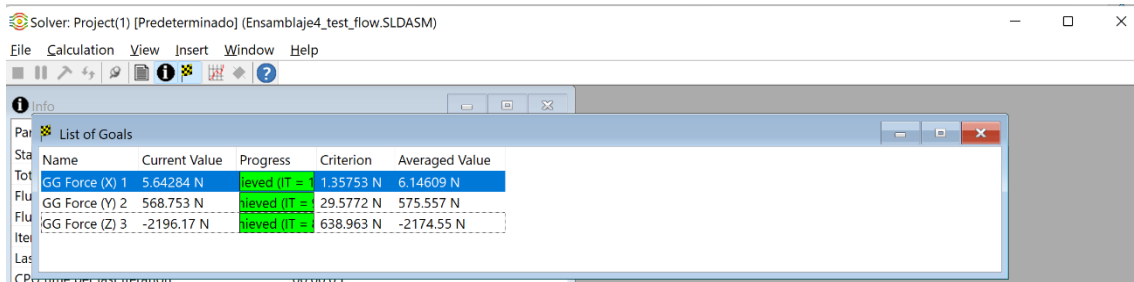


Figura 62: resultados obtenidos de la simulación de vuelo crucero. Fuente: elaboración propia

Como se ve en los resultados obtenidos, tal y como se preveía antes de realizar la simulación, se tienen 2 fuerzas significativas, una negativa en la dirección de avance, es decir, el arrastre, con un valor de **- 2174,55 N**, y otra en positivo, en dirección vertical, con valor de **575,56 N**, tratándose ésta de la sustentación.

Para obtener una idea más representativa y visual del comportamiento del aire, y las diferencias de presiones, en las condiciones definidas en la simulación, se puede representar también las trayectorias de flujo:

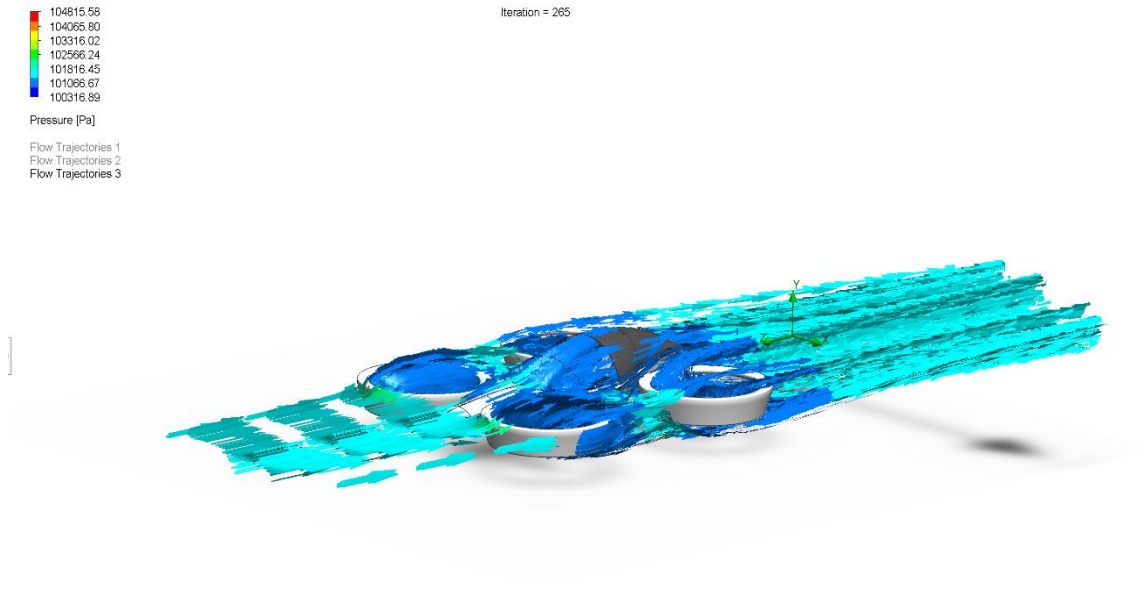


Figura 63: trayectoria de flujo de aire y diferencia de presiones. Fuente: elaboración propia

Para el caso de la situación de vuelo vertical, se realizó una simulación de la misma manera que para el caso horizontal, pero en este caso, definiendo la velocidad del fluido en vertical en negativo. En este caso se ha pretendido buscar una velocidad estándar de ascenso vertical en aeronaves similares, o incluso helicópteros, pero no existe ninguna normativa por el momento que indique la velocidad máxima en esta maniobra.

Por tanto, se ha considerado una velocidad aproximada de 20 km/h, lo que se traduce en 5,55 m/s. Esta velocidad, en el peor de los casos debería ser la máxima. Esto quiere decir que la situación en la que se realizará el análisis es la más desfavorable para esta maniobra. A continuación, se muestran los resultados:

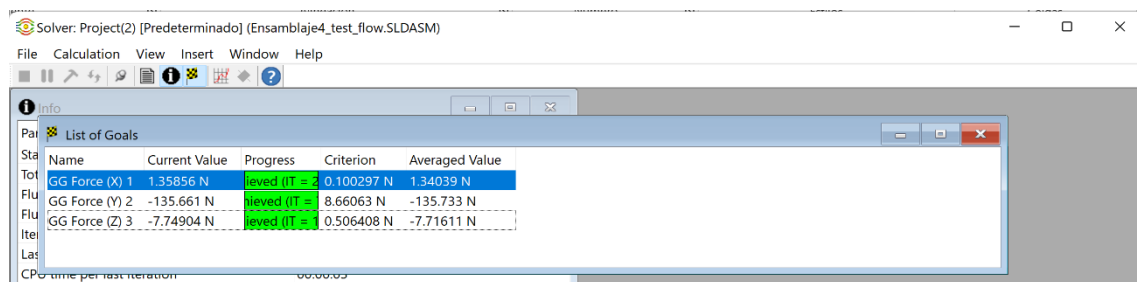


Figura 64: resultados de la simulación de ascenso vertical. Fuente: elaboración propia

Como se aprecia en la imagen, además del peso propio de la aeronave con la carga, los motores deberán compensar una fuerza de -135,733 N que es producida debido a la resistencia que opone el aire en la maniobra de ascenso.

7.3.2. Estudio de resultados y validación del diseño

El estudio realizado previo al diseño de la aeronave contemplaba valores estimados con respecto al peso del vehículo y de las baterías, teniendo en cuenta las características de vehículos de referencia y los resultados del estudio de mercado realizado. Este estudio permitió realizar un primer dimensionado de las hélices y motores, que han sentado la base para el diseño final del vehículo.

Sin embargo, tal y como se ha visto en apartados anteriores, los pesos contemplados inicialmente no han sido del todo similares a los obtenidos en el diseño final, y tampoco se ha tenido en cuenta la resistencia proporcionada por el viento. Tras realizar las simulaciones se han podido obtener todos estos valores estimados de una forma mucho más precisa y es conveniente validar que los resultados obtenidos continúan cumpliendo con los requerimientos establecidos en el prediseño inicial.

Regresando a las fórmulas empleadas en primera instancia, y las del sistema de fuerzas, pero con las variaciones obtenidas tras las simulaciones, queda el siguiente sistema:

$$MTOW = m_{\text{vacío nuevo}} + m_{\text{carga}} + m_{\text{baterías}}$$

$$T_i = MTOW / g \cdot g + T_{\text{Total resultante sistema de fuerzas}}$$

$$P_i = T_i \cdot v_i = k_{\text{int}} \frac{T^{3/2}}{\sqrt{2\rho S}}$$

Del sistema de fuerzas descrito en el apartado 7.3 para el vuelo horizontal:

$$F_{\text{Horizontales}}: \quad T_{\text{MOTOR } Z} = \text{Arrastre}$$

$$F_{\text{Verticales}}: \quad T_{\text{MOTOR } Y} + \text{Sustentación} = \text{Peso}$$

$$T_{\text{TOTAL}}: \quad T_{\text{MOTOR TOTAL}} = \sqrt{T_{\text{MOTOR } Y}^2 + T_{\text{MOTOR } Z}^2}$$

Teniendo en cuenta los nuevos **350 kg** del peso en vacío del vehículo, se obtiene un *MTOW* de = **678 kg**. Con el nuevo peso, y con el resultado del sistema de fuerzas obtenido de las simulaciones, se obtiene que el empuje que debe proporcionar el motor es $T_{MOTOR} = 806,63 \text{ N}$, lo que resulta en una potencia por motor de $P_i = 14,58 \text{ kW}$.

Pese a que la potencia por motor ha aumentado en **1 kW**, (13,58 kW en el prediseño frente a los 14,58 kW actuales) se debe tener en cuenta que se multiplica por 8 motores, siendo considerable la variación de potencia total. Por tanto, dada esta variación de la potencia, se ha recalculado la masa de las baterías para mantener los 50 km de autonomía requeridos por los posibles usuarios, mediante las fórmulas empleadas para realizar el dimensionamiento:

$$t_{vuelo} = \frac{R}{V}$$

$$m_{bat} = \frac{P \cdot t_{vuelo}}{e_{bat}}$$

Con la nueva potencia, se obtiene una masa de baterías de $m_{bat} = 146,7 \text{ kg}$, lo que dista considerablemente del peso estimado de 128 kg. Debido a esta diferencia, se considera oportuno redimensionar las baterías y recalcular la potencia a desarrollar, hasta encontrar mediante un proceso iterativo, los valores óptimos.

Tras 2 iteraciones, se ha procedido a definir un peso de baterías de **150 kg** y recalcular los esfuerzos. Se obtiene un $T_{MOTOR} = 832,08 \text{ N}$, lo que resulta en una potencia por motor de $P_i = 15,27 \text{ kW}$. Si se redimensionan las baterías con dicha potencia, se obtiene un peso de aproximadamente $m_{bat} = 153,7 \text{ kg}$, lo que supone una diferencia de un 2,5% del peso definido.

Esta diferencia ya se considera suficientemente pequeña como para terminar el proceso iterativo, quedando validado el peso de las baterías, el dimensionado de las hélices y el peso del conjunto del vehículo.

Quedará pendiente, mediante la realización del análisis estructural, la verificación de la resistencia de los componentes más vulnerables del diseño llevando a cabo el análisis de tensiones y, por último, la verificación de que los motores seleccionados cumplen con las demandas de potencia en la situación más desfavorable como es el despegue.

7.4. Análisis Estructural

Debido a los múltiples rediseños y ajustes que ha tenido cada pieza del vehículo, con el fin de reducir el peso del conjunto, se han variado múltiples grosores que, a pesar de realizar un diseño preservando la integridad del conjunto y teniendo en cuenta las capacidades mecánicas de los materiales seleccionados, es conveniente validar mecánicamente el diseño mediante un análisis estructural que evalúe las tensiones producidas en los elementos con mayor carga.

Se trata del caso de los ejes donde van situados los rotores, tanto delantero como trasero. Ambos ejes reciben, no solamente el peso de todo el vehículo, sino que también reciben el impulso de los rotores hacia arriba, en la maniobra de despegue.

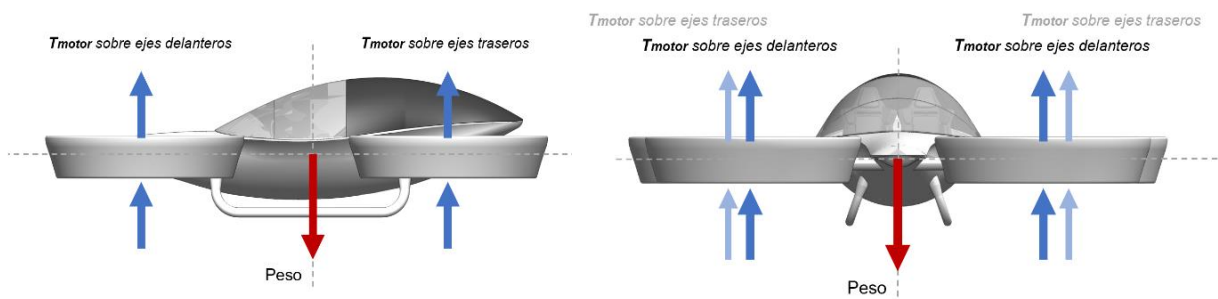


Figura 65: distribución de fuerzas sobre los ejes delanteros y traseros. Fuente: elaboración propia

Si se tiene en cuenta la situación de despegue descrita en el apartado 7.3, se obtiene el siguiente sistema de ecuaciones:

$$F_{Verticales}: \quad T_{MOTOR} = \text{Peso}(\text{nuevo}) + \text{Arrastre}$$

$$F_{Verticales}: \quad T_{MOTOR} = \frac{m_{vacío} + m_{carga} + m_{bat}}{8} + \text{Arrastre}$$

Substituyendo los valores obtenidos en la simulación fluidodinámica descrita, en adición al nuevo peso en vacío y las baterías, se obtiene que los motores deben ser capaces de superar una carga de **875,34 N**, siendo éste valor superior al calculado en situación de vuelo crucero (858,37 N), y por tanto, confirmando la situación más desfavorable, y los ejes, el componente que más puede verse comprometido.

7.4.1. Validación del motor seleccionado. Máximas cargas requeridas

En este punto, y conocido el esfuerzo máximo que debe realizar cada unidad motora, se puede verificar que el motor seleccionado cumple con las demandas técnicas. Si se obtiene una carga de 875,34 N, significa que el motor debe ser capaz de producir una fuerza igual o superior a **89,3 kg**. Revisando los parámetros técnicos del motor [20]:

Test Report										
Type	Propeller	Throttle	Voltage (V)	Thrust (g)	Torque (N*m)	Current (A)	RPM	Power (W)	Efficiency (G/W)	Operating Temperature (°C)
U15XL KV38	T-MOTOR 62*24" CF	75%	100.00	71577	47.82	136.30	2239	13627	5.25	158
		80%	100.00	77090	51.62	153.50	2321	15348	5.02	
		85%	100.00	82212	55.16	171.50	2394	17153	4.79	
		90%	100.00	86884	58.39	190.40	2459	19040	4.56	
		95%	100.00	91055	61.28	210.10	2516	21009	4.33	
		100%	100.00	94680	63.79	230.60	2564	23061	4.11	

Note: Temperature is motor coiling temperature @100% throttle running 2mins.
(Date above based on benchtest are for reference only, comparison with that of other motor types is not recommended.)

Figura 66: reporte de pruebas realizadas del desempeño del motor seleccionado. Fuente: T-MOTOR

Tal y como se observa en la tabla, el motor seleccionado es capaz de proporcionar hasta **94 kg** de empuje, superando los 89,3 kg necesarios para realizar la maniobra de despegue, sin llegar al 95% de la potencia disponible. Por tanto, el motor U15XL del fabricante T-MOTOR, seleccionado en la fase de diseño en el apartado 6.2.2.4. Rotores, cumple con los requerimientos y demandas del vehículo final.

7.4.2. Tensión de Von Mises

Para evaluar las tensiones sobre el componente, el programa SolidWorks sigue el criterio de Von Mises. El criterio de máxima tensión de Von Mises se basa en la teoría de Von Mises-Hencky, también conocida como teoría de la energía de cortadura o teoría de la energía de distorsión máxima.

En cuanto a las tensiones principales σ_1 , σ_2 , σ_3 , la tensión de Von Mises se expresa de la siguiente manera:

$$\sigma_{Von\ Mises} = \sqrt{\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2}{2}}$$

La teoría expone que un material dúctil comienza a ceder en una ubicación cuando la tensión de Von Mises es igual al límite de tensión. En la mayoría de los casos, el límite elástico se utiliza como el límite de tensión.

Sin embargo, dado que el material seleccionado, el CFRP, no se trata de un material dúctil a temperatura ambiente, el límite de tensión es el límite a la rotura, es decir, el valor mencionado anteriormente de 2665 MPa. Por tanto, se ha buscado que las máximas tensiones que presenten los componentes estén por debajo de este valor [23].

7.4.3. SolidWorks – Simulation

Para realizar el análisis estructural, se ha utilizado el paquete de herramientas de SolidWorks Simulation ya que utiliza el análisis de elementos finitos (FEA, del inglés "*Finite Element Analysis*") para predecir el comportamiento físico real de la pieza. En concreto, se puede utilizar para realizar análisis estáticos, como será el caso de la simulación a realizar, pero también simulaciones avanzadas como simulaciones térmicas, de pandeo, de fatiga y estudios de frecuencia.

7.4.3.1. Condiciones de contorno

Para realizar el estudio, se ha seleccionado los ejes traseros. Al ser de una longitud superior a los delanteros, el momento generado sobre el centro de la pieza provocado por el empuje de los motores será mayor, pues mayor es la distancia.

Dado que la definición de la estructura interna del vehículo quedaba fuera del alcance de este proyecto, se ha pretendido estudiar el punto de unión de la pieza con el fuselaje del vehículo. Este sería el caso más desfavorable, donde el fuselaje actuaría como un elemento fijo, y por tanto las tensiones en el punto de unión de la pieza serían máximas.

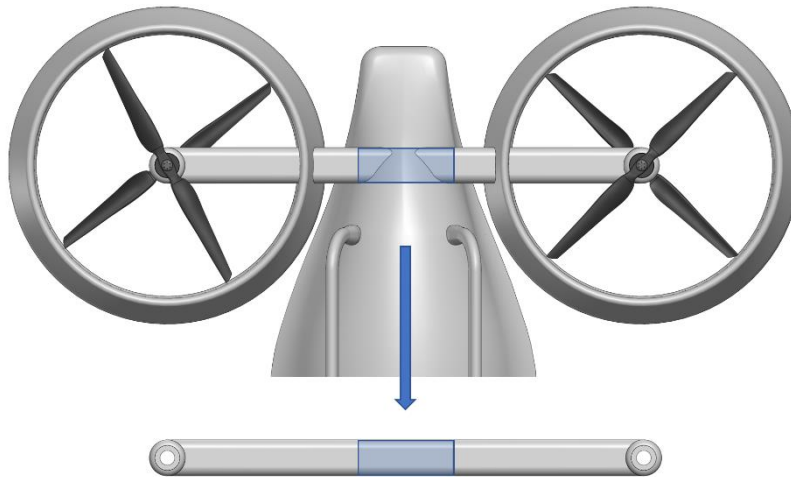


Figura 67: unión eje trasero con fuselaje. Fuente: elaboración propia

En caso de realizarse algún tipo de estructura interna que mejorase la distribución de tensiones a lo largo de una estructura más compleja, repartiría mejor los esfuerzos y por tanto las tensiones generadas serían inferiores.

Puesto que se requiere comprobar que la estructura del diseño es válida para las condiciones de trabajo más desfavorables, se ha realizado la simulación considerando el punto de unión como punto de geometría fija para definir la sujeción en el análisis estático del SolidWorks Simulation:

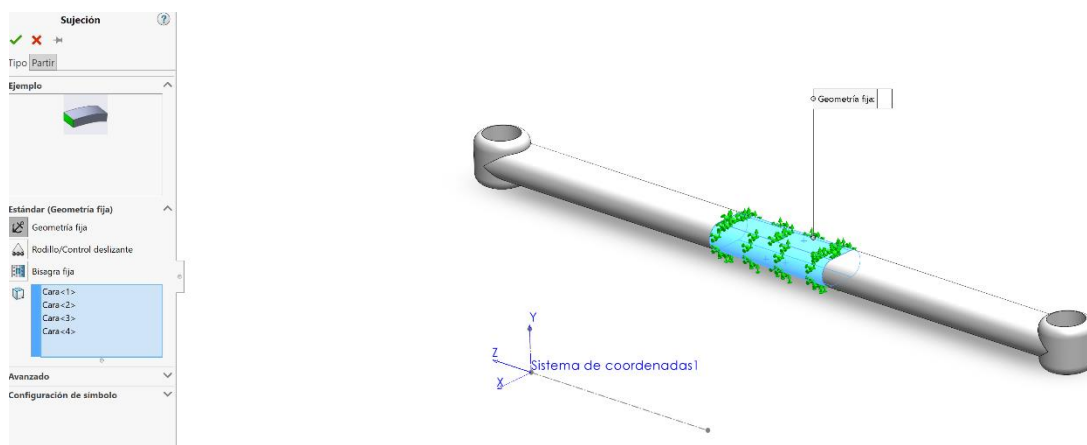


Figura 68: punto de unión como geometría fija para la simulación de esfuerzos. Fuente: elaboración propia

Una vez definidas las sujeciones, se debe definir las cargas externas. Se debe aplicar dos tipologías de cargas. En primer lugar, una fuerza hacia arriba en cada extremo representando la fuerza que generan los dos rotores, es decir **1750,68 N** (875,34 N por rotor * 2 rotores por extremo):

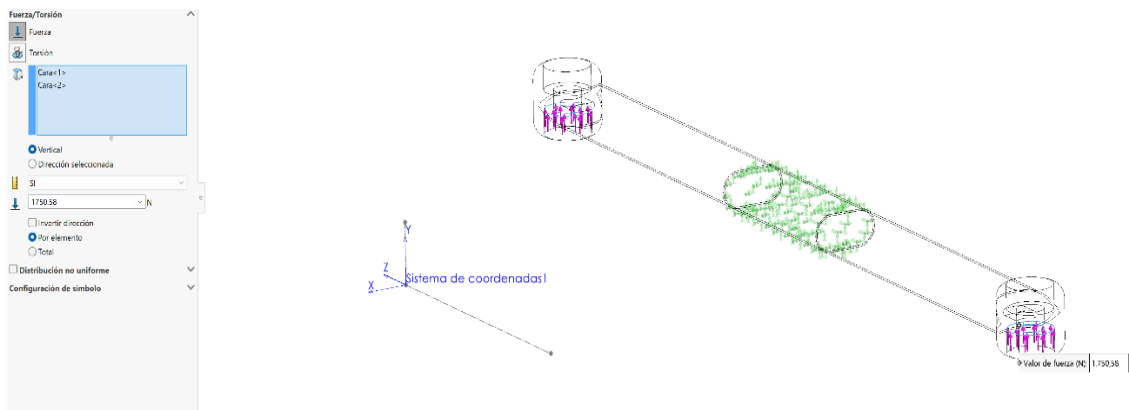


Figura 69: definición de cargas puntuales en los extremos de la pieza. Fuente: elaboración propia

Posteriormente, se debe añadir una carga remota que represente el peso del vehículo, situada en el sistema de coordenadas definido en el centro de masas del ensamblaje por valor de **3501,37 N**. Este valor es la parte proporcional del peso total del vehículo en la maniobra de ascenso, que se reparte sobre los ejes traseros:

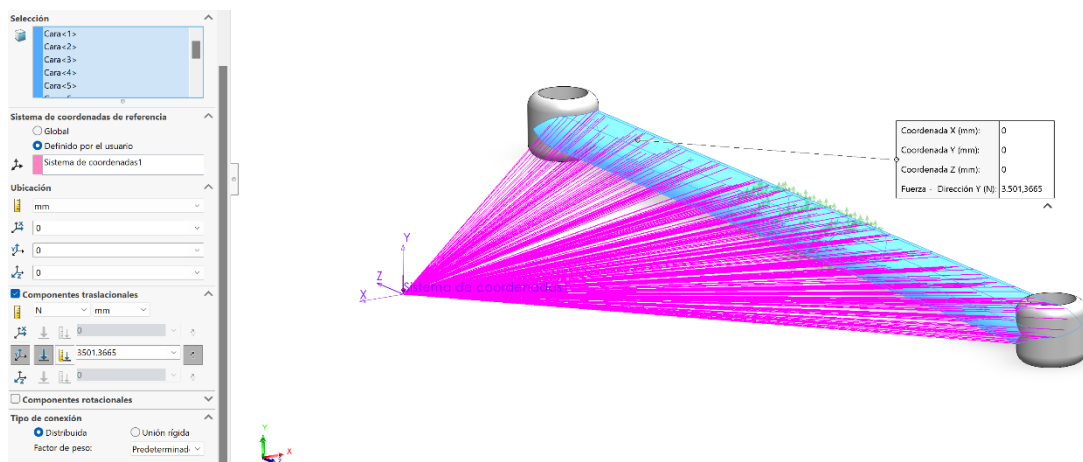


Figura 70: definición de carga remota en el centro de masas del ensamblaje. Fuente: elaboración propia

7.4.3.2. Resultados de la simulación

Finalizada la definición de las condiciones de contorno, se puede ejecutar la simulación para visualizar los resultados. La simulación muestra las tensiones y deformaciones de la pieza. Mediante una escala de colores, se puede obtener una idea clara de las variables a estudiar, como es el caso, de las tensiones de Von Mises:

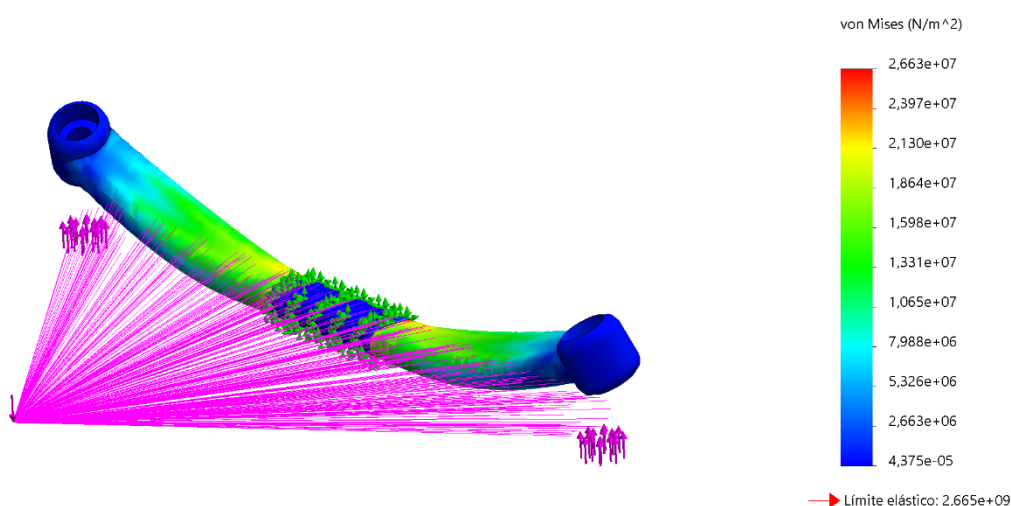


Figura 71: resultado del análisis estructural. Tensiones de Von Mises. Fuente: elaboración propia

A pesar de que la deformación parece preocupante, se debe tener en cuenta que las deformaciones unitarias han sido escaladas (escala de deformación **287,369**) para representar el comportamiento y deformación teórica, tras aplicar cargas en los puntos especificados.

Si se analiza la escala de colores de las tensiones sobre la pieza, se obtiene que la tensión máxima de Von Mises es de **2,663e+07 N/m²**. La pieza, al ser del material CFRP, descrito en el apartado 7.2.1.2. CFRP, tiene una tensión última a la rotura de 2665, MPa, lo que se traduce en un límite elástico de **2,665e+09 N/m²**. Se trata de una diferencia de 2 órdenes de magnitud, por lo que el diseño de la pieza **resiste de forma muy satisfactoria el esfuerzo máximo**, en la situación más desfavorable.

En cuanto a la deformación unitaria, la simulación muestra los resultados de la **deformación unitaria equivalente, ESTRN**. Esta deformación está compuesta por varias deformaciones en las diferentes direcciones de la geometría de referencia seleccionada, y se define de la siguiente manera:

$$ESTRN = 2 \sqrt{\frac{(\varepsilon_1 + \varepsilon_2)}{3}}$$

Donde:

$$\varepsilon_1 = \frac{[(EPSX - \varepsilon^*)^2 + (EPSY - \varepsilon^*)^2 + (EPSZ - \varepsilon^*)^2]}{2}$$

$$\varepsilon_2 = \frac{[(GMXY)^2 + (GMXZ)^2 + (GMYZ)^2]}{4}$$

$$\varepsilon^* = \frac{(EPSX + EPSY + EPSZ)}{3}$$

Y los componentes que forman parte de las fórmulas descritas se definen como:

EPSX: Deformación unitaria normal en dirección X de la geometría de referencia seleccionada.

EPSY: Deformación unitaria normal en dirección Y de la geometría de referencia seleccionada.

EPSZ: Deformación unitaria normal en dirección Z de la geometría de referencia seleccionada.

GMXY: Deformación unitaria cortante en dirección Y en el plano YZ de la geometría de referencia seleccionada.

GMXZ: Deformación unitaria cortante en dirección Z en el plano YZ de la geometría de referencia seleccionada.

GMYZ: Deformación unitaria cortante en dirección Z en el plano XZ de la geometría de referencia seleccionada.

De esta manera, se obtienen los siguientes resultados de deformación del eje trasero del vehículo [26]:

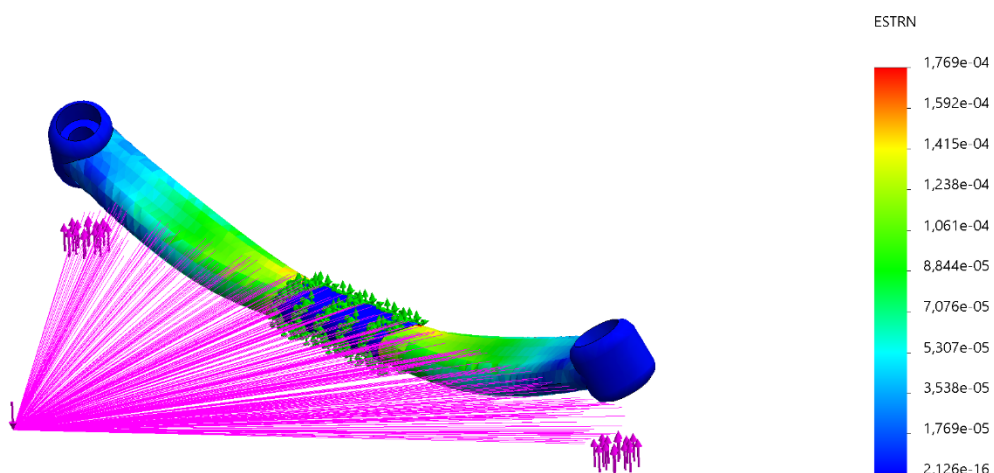


Figura 72: resultado del análisis estructural. Deformaciones unitarias equivalentes. Fuente: elaboración propia

Se observan resultados del orden de **$1,769e-04$** , demostrando que las deformaciones que presenta la pieza que recibe más cargas del conjunto del vehículo son negligibles y que, por tanto, la **selección del material** ha sido **acertada**, y el dimensionado y **diseño** de la **pieza satisfactorios**.

8. Análisis económico

Este proyecto consiste en el prediseño de un vehículo. Para realizar una valoración económica se ha analizado desde el punto de vista del posible proceso de construcción de la aeronave, estudiando la fabricación de cada pieza, estimando los posibles costes de los componentes diseñados de manera propia, y adicionando el precio de los componentes comerciales, como sería el caso de los motores, la batería y el sistema eléctrico, entre otros elementos.

No se han contemplado los costes energéticos a lo largo de la vida útil de la aeronave dado que depende en mayor medida del uso a nivel de usuario que se le proporcione al vehículo, pudiendo implicar números muy dispares en cuanto a los ciclos de carga de la batería del vehículo a lo largo de los años de uso, y por tanto, indicando una viabilidad no representativa. Por este motivo, el análisis de la viabilidad económico - energética del producto queda sujeto a líneas de investigaciones futuras.

Para concluir con el análisis de costes de fabricación, se realizará una comparativa entre los costes para producir otros vehículos del sector que fueron mencionados en el apartado de estado del arte como el Airbus Vahana, el Lilium jet y el Volocopter.

8.1. Costes estructuras CFRP

Los costes de las piezas de CFRP, como sería el conjunto de la estructura, los ejes delanteros y traseros, y las protecciones de los rotores, son difíciles de cuantificar de modo preciso, ya que los costes de los materiales y la mano de obra varían ampliamente en la industria.

Sin embargo, analizando la cadena de valor de todo el proceso de fabricación, desde el barril de petróleo para producir el PAN precursor, hasta el conformado final por autoclave del CFRP, se llega a la conclusión del gran valor añadido tras el proceso de fabricación de este material. Según los principales fabricantes, y con los métodos de fabricación habituales, se estima un precio aproximado de \$332/kg de CFRP [27], lo que equivale a aproximadamente a **300 € el kg de CFRP**.

Si se tiene en cuenta los diferentes elementos de CFRP que componen el vehículo, se obtiene el siguiente coste total de estructura:

$$m_{TOT\ CFRP} = m_{fuselaje+t.aterrizaje} + m_{Eje\ rotores\ delanteros} + m_{Eje\ rotores\ traseros} + 4 * m_{protección\ rotores}$$

$$m_{TOT\ CFRP} = 100,21\ kg + 23,84\ kg + 25,16\ kg + 4 * 9,77 = 188,29\ kg\ CFRP$$

Teniendo en cuenta que se tratan de datos aproximados, y que los posibles elementos estructurales internos de material CFRP no han sido diseñados en SolidWorks, para obtener el peso exacto se decide redondear la cantidad de material de CFRP a **200 kg**.

$$Coste\ total_{CFRP} = m_{TOT\ CFRP} * Coste\ \text{€/kg}_{CFRP}$$

$$Coste\ total_{CFRP} = 200 * 300\ \text{€/kg}_{CFRP} = 60.000\ \text{€}$$

8.2. Coste de fabricación de la cabina en PMMA

A pesar de que el PMMA es un material muy extendido, el precio puede ser muy variado, ya que los costes de los materiales y la mano de obra varían ampliamente en la industria, en función de la maquinaria de cada fabricante.

Por este motivo, se ha tomado el precio medio de la producción nacional de una lámina de PMMA, que es de **3,555 €/kg**. Todo el proceso de polimerización inicial hasta la producción de una lámina para el termoconformado se considera, según valores de referencia de la cadena de los insumos de la industria plástica, que se trata del 50% del valor final del producto [28].

De modo que el coste total aproximado de producción de la cobertura de la cabina sería el siguiente:

$$Coste\ total_{Cabina\ PMMA} = m_{Cabina\ PMMA} * Coste\ \text{€/kg}_{PMMA}$$

$$Coste\ total_{Cabina\ PMMA} = 45,82\ kg * \left(\frac{3,555}{50\%}\right)\ \text{€/kg}_{PMMA} = 325,78\ \text{€}$$

8.3. Componentes comerciales

Una vez cuantificados los componentes que han sido diseñados de manera propia, queda por último realizar el estudio de costes de los componentes que han sido seleccionados del mercado y que se han incluido en el diseño, y adicionalmente contemplar costes extras como el sistema de control y pilotaje del vehículo, adecuación del espacio interior, entre otros.

8.3.1. Motores y sistema de control electrónico de velocidad

El elemento principal del tren de potencia y el que va a suponer el grueso de los costes en este sistema son los motores. Como se ha indicado en el apartado 6.2.4.4. Rotores, se ha optado por seleccionar el motor U15 XL del fabricante T-MOTOR [20].

Este motor, tal y como se verificó en el apartado 7.4.1. Validación del motor seleccionado, cumple con las especificaciones necesarias para desarrollar la potencia requerida en cada fase del vuelo del vehículo. El fabricante ya proporciona el sistema de control de velocidad electrónico, ESC para regular la velocidad de rotación y empuje en cada momento, así como la hélice. Todos estos componentes, agrupados en un coste de \$5697, lo que equivale a **5.159,32 €**.

En total, se deberá disponer de 8 conjuntos de motores, controladores y hélices, con lo que el coste de la unidad de potencia quedaría de la siguiente manera:

$$\text{Coste total}_{\text{Unidad Potencia}} = \text{Coste}_{\text{Combo KV38}} * 8$$

$$\text{Coste total}_{\text{Unidad Potencia}} = 5.159,32 \text{ €} * 8 = \mathbf{41.274,56 \text{ €}}$$

8.3.2. Aviónica y sistemas de navegación y control

La aviónica es el conjunto de sistemas electrónicos, tanto en sistemas de comunicación como indicadores y los elementos de manejo del avión. Ha evolucionado desde los sistemas analógicos de navegación y vigilancia, hasta proveer de los sistemas más eficaces de comunicaciones, así como los más sofisticados de piloto automático y manejo del vuelo. Permiten realizar en tiempo real un mantenimiento de la aeronave de manera predictiva y reactiva.



Figura 73: sistemas de control y aviónica del VTOL Eviation Alice. Fuente: Eviation

Los componentes dedicados a los sistemas de pilotaje, aviónica y todos los sensores dedicados a garantizar la seguridad del vuelo suponen una de las partidas de costes más relevantes en el diseño de un aeronave de cualquier tipo.

Dado que no se ha profundizado en el desarrollo de esta parte de la aeronave, para proporcionar un precio aproximado se ha considerado el precio medio destinado a esta partida, para las 3 aeronaves mencionadas al principio de este capítulo [17], ascendiendo a un coste aproximado de **29.542 €**.

8.3.3. Coste baterías

Para estimar el coste que costarían los módulos de baterías necesarios que se han definido en el apartado 7.3.2. Estudio de resultados y validación del diseño, se ha buscado baterías en el mercado con la densidad de carga especificada de 265 Wh/kg.

Dado el creciente auge de los vehículos eléctricos, en el mercado se encuentran ya muchas de baterías de este calibre de densidad energética. Por ello, se buscará conocer el precio de un módulo compatible, para poder configurar la batería adecuada.

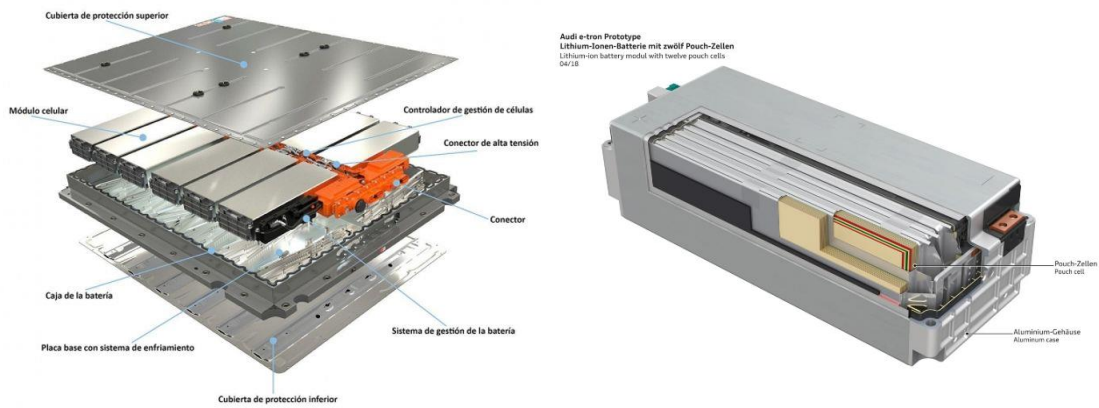


Figura 74: a la izquierda, batería de vehículo eléctrico. A la derecha, un módulo individual que compone la batería. Fuente: Electric Revs

Se encuentra en el mercado un módulo con una densidad energética de **265 Wh/kg**, con un peso de **31 kg** y una capacidad de **6,85 kWh**. Si se tiene en cuenta que se estimaron 150 kg de baterías para cumplir los objetivos de autonomía, se requieren un total de 5 módulos (155 kg). Si se tiene un precio por módulo de **1250 €**, se obtiene [29]:

$$Coste_{total\text{Baterías}} = Coste_{Módulo} * 5 \text{ módulos}$$

$$Coste_{total\text{Baterías}} = 1250 \text{ €} * 5 = \mathbf{6250 \text{ €}}$$

8.4. Coste total y comparativa con el sector

Por último, si se agrupan todas las partidas detalladas en los apartados anteriores, se tiene la siguiente expresión

$$\begin{aligned}
 Coste_{total\text{Fabricación}} &= Coste_{Estructura} + Coste_{Cabina} + Coste_{Tren\ de\ potencia} + Coste_{Aviónica} + Coste_{Batería} \\
 &+ Costes\ Adicionales
 \end{aligned}$$

Donde los costes adicionales se han considerado costes varios como 2 paracaídas, por valor de **2500 €** cada uno y toda la adecuación de la cabina y acabados interiores, que se les ha estimado un valor del **10%** del coste total del vehículo [17]. Por lo tanto, se tiene:

Tabla 8: Desglose de costes de fabricación del vehículo propuesto. Fuente: elaboración propia

Partida	Costes estimados
Coste Estructura CFRP	60.000,00 €
Coste Cabina PMMA	325 €
Coste Tren de Potencia	41.274 €
Coste Aviónica	29.542 €
Coste Baterías	6.250 €
Costes Adicionales	15.821 €
COSTE TOTAL	158.212 €

Es probable que los costes de la aeronave diseñada puedan variar del valor calculado, debido a que no se tienen en cuenta los costes invertidos en ingeniería aplicable al desarrollo y puesta a punto de todos los sistemas, ni la mano de obra empleada en el ensamblaje del conjunto final, pero se estima que los costes de fabricación del vehículo a nivel de componentes y estructuras se aproxime a **158.212 €**.

Tal y como se menciona al comienzo de este capítulo, a continuación se muestra una gráfica comparativa de los costes de fabricación de 3 vehículos del sector, junto con el vehículo propuesto [17]:

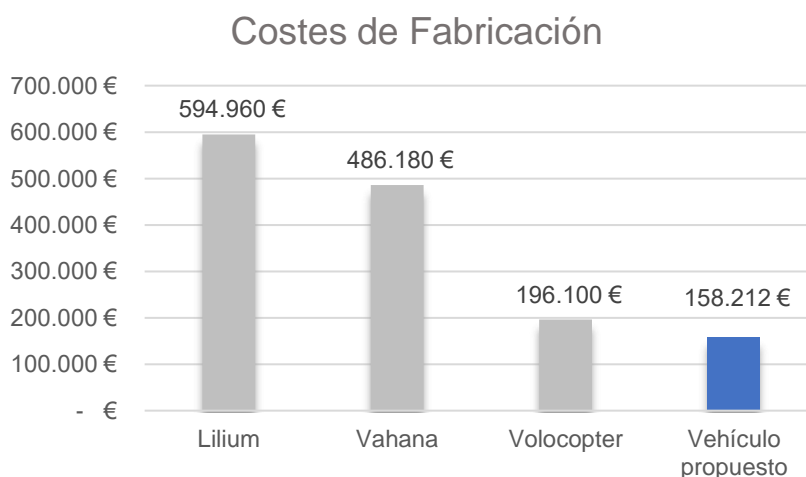


Figura 75: comparativa de costes de fabricación entre el sector. Fuente: elaboración propia

La comparación establecida en esta gráfica incluye exclusivamente los costes a nivel de componentes de todos los vehículos, y no incluyen los costes en ingeniería, mano de obra y legalizaciones, tal y como se ha comentado anteriormente, debido a que la variabilidad de estos costes en cada vehículo depende de numerosos factores, derivados por ejemplo de infraestructuras de fabricación, así como el personal empleado.

Como se aprecia en el gráfico, se tiene que los costes de fabricación del vehículo propuesto son inferiores a ejemplos de vehículos existentes en el mercado, con lo que se parte de una base de costes reducidos, que pueden representar una ventaja competitiva en el cómputo total del coste de fabricación, y su posterior comercialización.

9. Análisis ambiental

Según los datos de la Agencia Europea del Medio Ambiente, en 2019 las emisiones de gases de efecto invernadero del conjunto de la Unión Europea fueron de 3.493 MT de CO₂ eq, y concretamente en España, de 296 MT de CO₂ eq [30]

De estas emisiones, el 28,62 % es producido por el transporte doméstico, con un total de 91.371,68 kT de CO₂, seguido de la industria, con un 22,95 % de la generación de emisiones, y de la generación de energía, con un 18,78% de las emisiones totales en España. A continuación, se muestra el gráfico, en valores absolutos y porcentuales, del total de reparto de las emisiones de CO₂ eq en 2019:

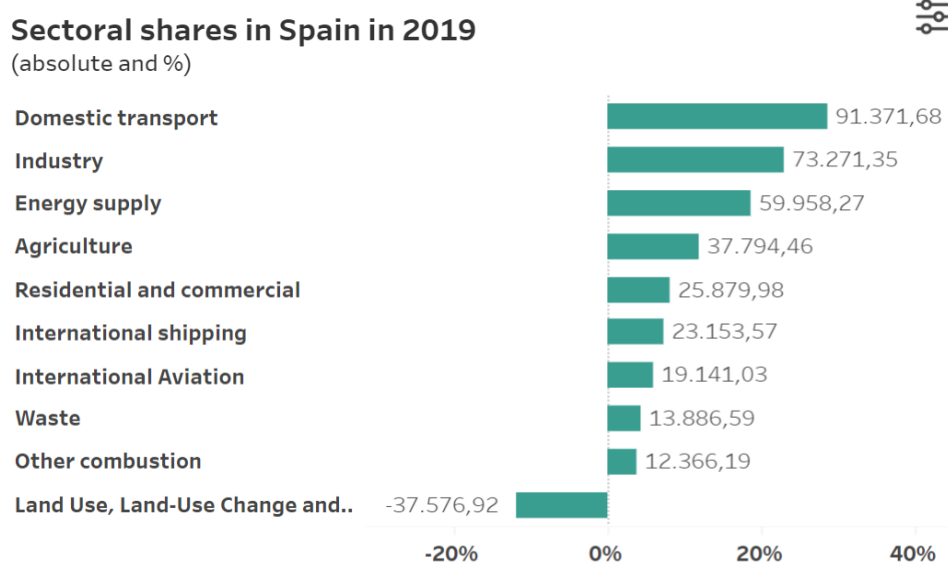


Figura 76: sectorización de las emisiones de gases de efecto invernadero en kT de CO₂ equivalente. Fuente: Agencia Europea del Medio Ambiente

El proyecto que aquí se presenta nace de la inquietud y la necesidad de proporcionar una alternativa sostenible para el transporte urbano con el fin de reducir la contaminación del sector. Las comunidades urbanas son conscientes de la contaminación debida a los transportes, que cada vez están tendiendo a la electrificación en todos los ámbitos.

Por ello, si se conceptualiza un nuevo método de transporte aéreo individual, un vehículo 100% eléctrico es la solución más competitiva, y ecológicamente responsable. Un vehículo eléctrico aéreo supliría uno de los grandes inconvenientes de la aviación, las emisiones de los aviones en vuelo. Alrededor de un 6% de las emisiones de CO₂ eq en España en 2019 fue debida a la aviación comercial internacional [30].

Sin embargo, aunque a priori pueda parecer que el proceso de desarrollo de una nueva tecnología como esta implique solamente mejoras con respecto a la alternativa actual, el vehículo propuesto no está exento de tener un impacto ambiental a lo largo de su ciclo de vida, desde la posible producción del vehículo y de todos sus componentes, su uso como medio de transporte, hasta la fase de reciclaje.

Durante su vida útil se utilizan diferentes recursos y se producen impactos ambientales por ejemplo derivados de la fabricación de las baterías y motores. Por ello, en este apartado, se analiza la huella ecológica del vehículo propuesto, a lo largo de su ciclo de vida.

9.1. Análisis del ciclo de vida del vehículo propuesto

La metodología del análisis del ciclo de vida es una herramienta que permite evaluar el impacto medioambiental de la fabricación y uso de los productos, identificando los procesos críticos desde un punto de vista medioambiental.

Para el análisis del ciclo de vida del vehículo propuesto, se consideran tres etapas bien diferenciadas: fabricación, uso y final de la vida útil.

9.1.1. Fabricación

Para analizar el detalle del proceso de fabricación de esta aeronave se suponen tres niveles de desagregación: los elementos base, la fabricación, y el sobrante de la producción. La producción de los distintos componentes y el ensamblaje de estos requiere del uso de materias primas, energía, productos químicos y transporte de los componentes. Durante la fabricación habrá emisiones, desperdicio y posterior reciclaje de los mismos.

Para los componentes estructurales, como se ha comentado, la fabricación de las diferentes piezas de CFRP, se lleva a cabo mediante moldes, dentro de autoclaves industriales. Estas máquinas trabajan a altas presiones y temperaturas, consumiendo cantidades importantes de vapor de agua.

Es por ello que para la fabricación de estas piezas, se requerirá una cantidad considerable de energía que, de no venir generada por algún tipo de energía renovable,

podría generar un impacto ambiental a tener en cuenta a nivel de emisiones y fuentes de energía.

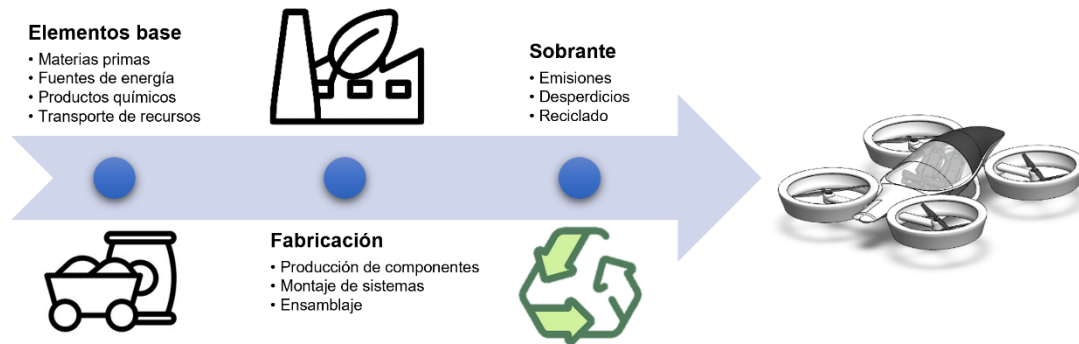


Figura 77: análisis del ciclo de vida. Proceso de Fabricación. Fuente: elaboración propia

En lo que respecta a la fabricación de las baterías, los componentes básicos serían el ánodo y cátodo, donde el primero de estos es el componente donde se produce la reacción de oxidación (pérdida de electrones) y el cátodo donde se produce la reacción de reducción (adquisición de electrones), y se consigue alimentar el motor mediante el flujo eléctrico producido por este movimiento de electrones.

La fabricación de esta batería requiere energía para el recubrimiento de los electrodos, soldadura de colectores de corriente, llenado del electrolito y la carga inicial. Por tanto, sucede el mismo problema que para la fabricación de la estructura. De no venir generada por una fuente renovable, la energía consumida en altas cantidades generaría un impacto ambiental a tener en cuenta [30].

9.1.2. Uso

En la segunda fase del análisis del ciclo de vida, se han considerado las emisiones directas, así como las emisiones asociadas a la generación de energía para las baterías.

Las emisiones directas de un vehículo convencional terrestre tienen que contemplar, sobre todo, las emisiones de gases propias de la combustión del combustible, y en menor medida, las emisiones asociadas a la rodadura de los neumáticos y las tareas de mantenimiento. Sin embargo, para el vehículo propuesto, al tratarse de energía eléctrica, y ser aéreo, no se tienen las dos primeras emisiones comentadas.

Sí que habría que tener en cuenta, en consonancia con los impactos ambientales de los vehículos aéreos, las emisiones acústicas producidas en el movimiento de los motores y hélices. A pesar de que el ruido que produciría el vehículo propuesto es muy inferior a los aviones de motores a reacción o helicópteros, sí que es cierto que a determinadas revoluciones elevadas se podría producir un ruido molesto.

Si se diera el caso, se podría reducir el posible ruido del flujo de aire a gran velocidad mediante un diseño adecuado que insonorice el vehículo, haciéndolo altamente compatible con poblaciones densamente pobladas.

Por último, los costes propios de mantenimiento del vehículo propuesto se podrían dividir en el mantenimiento preventivo y correctivo. En el caso del preventivo, únicamente habría que tener en cuenta revisiones periódicas de los motores, sistemas de control y refrigeración, entre otros. Y en el caso del mantenimiento correctivo, ante posible avería de los motores eléctricos, el motor eléctrico es mucho más simple que cualquier equivalente en combustión, dado sus pocos elementos mecánicos. Por ello, los recursos destinados al mantenimiento del vehículo son muy bajos.

Con respecto a las emisiones indirectas asociadas al consumo de energía eléctrica de la aeronave, se debe tener en cuenta tanto la generación como su transporte hasta el punto de consumo.



Figura 78: proceso de generación de la energía eléctrica del vehículo. Fuente: elaboración propia

Por un lado, depende de las tecnologías de generación que producen en cada momento la energía eléctrica. Las fuentes de generación eléctrica de España, a día de hoy, son un 57% libres de emisiones. Sin embargo, aún se genera energía con ciclo combinado y carbón, que tiene impacto ambiental en concepto de CO₂. En el proceso de transporte de energía, se producen unas pérdidas de 15% [30].

Si se considera el proceso completo de generación y transporte al punto de consumo, en un país de generación 57% de origen renovable, se estiman unas emisiones medias de 0,44 toneladas de CO₂/MWh.

9.1.3. Fin de la vida útil

Cuando el vehículo propuesto termina su vida útil, se deberá proceder a desmontar el vehículo y reciclar los distintos componentes que lo conforman. En el proceso de reciclado se deberán separar los componentes reciclables del CFRP, presentes en la estructura, y los componentes metálicos de los trenes de potencia, como aluminio y cobre.

En el caso del CFRP, para garantizar la calidad de recuperación y la eficiencia económica de las fibras de carbono regeneradas, se efectúa una pirólisis en varias etapas, llegando hasta los 800 °C en alguna de ellas.

Tanto para el reciclaje de los componentes metálicos, como de la estructura de fibra de carbono, deberá tenerse en cuenta el impacto ambiental generado para la generación de esta energía.

Respecto a las baterías, el objetivo se basa en recuperar el cobalto, presente en las baterías de ion litio. Este proceso de reciclaje parte de un horno pirometalúrgico, donde la escoria generada tras extraer el cobalto, generalmente compuesta por aluminio, silicio calcio, hierro y también óxido de litio, puede reciclarse como aditivo en la construcción o el cemento [30].

Conclusiones y trabajo futuro

Conclusiones del proyecto

Este proyecto nació con la motivación de proporcionar una alternativa sostenible para el transporte urbano, mediante un nuevo concepto de transporte aéreo. Para ello, se ha estudiado el estado del arte actual para analizar las tendencias en el sector, entender las diferentes ventajas e inconvenientes para cada diseño, con el objetivo de seleccionar una tecnología sobre la que realizar el posterior estudio y diseño conceptual.

Una vez definidos los requerimientos extraídos del análisis de mercado, se han estimado parámetros iniciales del vehículo, basados en aeronaves existentes, que han permitido definir parámetros esenciales para el diseño. Es el caso de ejemplos como el diámetro de las hélices y potencia de los motores que, por un lado, daban resultados coherentes que indicaban la viabilidad del vehículo y por otro lado, marcaban el dimensionado del conjunto del componentes que han sido posteriormente diseñados.

En líneas generales, los resultados de todas las simulaciones fluidodinámicas y estructurales han sido muy positivos. Los valores que al principio se habían estimado, como es el caso del peso en vacío de la aeronave y el peso de las baterías, no han variado en exceso con los datos obtenidos con la herramienta SolidWorks. Esto ha sido posible dada la selección de materiales realizada y los rediseños posteriores.

El material seleccionado para la estructura del fuselaje, ejes y protecciones de los rotores se trata del CFRP. Un material muy empleado en la aviación actual, con una relación de resistencia/densidad que ha permitido reducir la cantidad de material utilizado, garantizando la integridad de la estructura ante los esfuerzos sometidos, incluso en las condiciones más desfavorables, como es el caso del ascenso vertical.

En lo que respecta al tren de potencia, tras realizar las simulaciones, se verifica que los motores seleccionados otorgan sin complicaciones la energía requerida para las diferentes maniobras. Sin embargo, el dimensionado de las baterías podría ser inexacto dado que en el cálculo de consumo de energía para estimar la autonomía, únicamente se ha tenido en cuenta el trayecto a velocidad de crucero, y no se ha tenido en cuenta la energía requerida para despegar y aterrizar en el destino.

En función de cómo se termine de definir la normativa para los vuelos urbanos, la altura a la que ascender podría incrementarse y consecuentemente resultar en una reducción considerable de autonomía para las baterías seleccionadas. A pesar de ello, dado el desarrollo tecnológico que están teniendo las baterías de ion litio, impulsada por la electrificación de los vehículos de carretera, se están consiguiendo densidades de carga muy superiores frente a las empleadas para la simulación (265 Wh/kg frente a 400 Wh/kg). Esto significa que si se ha requerido de baterías de hasta 150 kg para la autonomía definida, con una batería de 100 kg obtendríamos la misma energía, permitiendo, a igualdad de peso, incrementar la autonomía del vehículo en un 50%.

Sin embargo, se ha preferido optar por la densidad de carga conservadora, con la intención de plantear un vehículo alcanzable en el corto plazo, con tecnologías ya existentes en el mercado. Aun así, el vehículo propuesto resultante de este proyecto ha marcado la diferencia en cuanto a mejora de prestaciones, tanto técnicas como a nivel estético, contra las otras soluciones disponibles a día de hoy.

Con los materiales y componentes seleccionados, se han analizado los costes de fabricación a nivel de los elementos diseñados y los escogidos del mercado, y se han comparado frente a las alternativas existentes en el sector, obteniendo resultados muy competitivos, indicando la viabilidad en la fabricación del vehículo.

Por último, se ha realizado un análisis de impacto ambiental a lo largo del ciclo de vida del vehículo propuesto. Pese a presentar un impacto considerable en la fabricación de los componentes como el CFRP, debido a las altas temperaturas requeridas, a lo largo de su vida útil el ahorro en emisiones de la propulsión eléctrica supone una reducción del grado de contaminación producido por el conjunto del transporte doméstico convencional.

De esta manera, se consigue el objetivo del presente proyecto de proponer una nueva alternativa viable de transporte urbano, apostando por la introducción a la electrificación del sector aéreo como línea de trabajo a seguir para lograr un futuro sostenible.

Trabajo futuro a realizar

Este proyecto ha sido realizado desde una perspectiva de diseño conceptual y por ello, elementos fundamentales y necesarios como puertas, iluminación, cableado y baterías, no han sido representados por quedar fuera del alcance del proyecto.

Asimismo, como pasos siguientes en el desarrollo del vehículo, será necesario definir los elementos estructurales internos y la ubicación del resto de componentes necesarios para el funcionamiento óptimo de la aeronave.

A medida que se define la ubicación de los sistemas, se requiere una extensa validación de datos vía programas computacionales para analizar las estabilidades en las diferentes condiciones y maniobras de vuelo. Tras estas validaciones, se podrá variar el diseño del vehículo y desarrollar mejoras, como por ejemplo, trenes de aterrizaje retráctiles que mejoren el comportamiento aerodinámico y la estética, o reducir volúmenes y pesos para ajustar a lo esencial. Solamente después de estas validaciones, se pueden fabricar prototipos para testear en vuelo.

La prosperidad de cualquier vehículo eléctrico, y este no podía ser una excepción, se basa en el desarrollo de las baterías. A medida que la tecnología avanza, aumenta la densidad de carga. Esto permite que a igualdad de peso, se produzca aún más energía, aumentando la autonomía de los vehículos. En el proyecto la tecnología empleada ha sido la de iones de litio, pero el futuro no necesariamente necesita ser la misma, pero sí que deberá proceder de una energía limpia y renovable.

Así mismo, a medida que continúa la electrificación de todos los vehículos, debería acompañar el aumento del uso de energías renovables para la generación de esta energía eléctrica. Conforme a la progresiva introducción de esta clase de vehículos como nueva alternativa de transporte urbano, deberá realizarse un estudio en cuanto a la viabilidad energética a lo largo de su vida útil, y valorar la necesidad de trabajar en desarrollar una infraestructura energética limpia, que acompañe a la electrificación del conjunto de métodos de transporte. Solo de esta manera se garantizará un futuro sostenible libre de emisiones.

En lo que respecta a la aviación, parece claro en vista de los desarrollos que se están llevando a cabo, tanto en grandes fabricantes como Rolls Royce y Airbus, como en pequeñas Startups, que la electrificación se consolida en la línea a trabajar en el futuro. La llegada nueva normativa en la que actualmente se continúa trabajando, ayudará en el desarrollo progresivo del sector aéreo en la movilidad urbana, de modo que poco a poco, vehículos como el propuesto en este proyecto comenzarán a verse de manera habitual en entornos urbanos e interurbanos.

Referencias

- [1] K. Dalamagkidis, K. P. Valavanis, and L. A. Piegl, *On integrating unmanned aircraft systems into the national airspace system: Issues, challenges, operational restrictions, certification, and recommendations*. 2012. doi: 10.1007/978-94-007-2479-2.
- [2] Boyne, Walter James , Crouch, Tom D. and Bilstein, Roger E.. "history of flight". Encyclopedia Britannica, 12 Nov. 2020, <https://www.britannica.com/technology/history-of-flight>. Accessed 15 April 2022.
- [3] A. Intwala and Y. Parikh, "A Review on Vertical Take Off and Landing (VTOL) Vehicles," *Int. J. Innov. Res. Adv. Eng.*, no. January, 2015, [Online]. Available: <http://www.ijirae.com/volumes/Vol2/iss2/30.FBME10089.pdf>
- [4] A. L. Salih, M. Moghavvemi, H. A. F. Mohamed, and K. S. Gaeid, "Flight PID controller design for a UAV quadrotor," *Sci. Res. Essays*, vol. 5, no. 23, pp. 3660–3667, 2010.
- [5] ICAO, "Electric, Hybrid, and Hydrogen Aircraft – State of Play," *Environ. Rep.*, no. September 2015, pp. 124–130, 2019.
- [6] A. Bacchini and E. Cestino, "Electric VTOL configurations comparison," *Aerospace*, vol. 6, no. 3, 2019, doi: 10.3390/aerospace6030026.
- [7] N. Osmic, M. Kuric, and I. Petrovic, "Detailed octorotor modeling and PD control," *2016 IEEE Int. Conf. Syst. Man, Cybern. SMC 2016 - Conf. Proc.*, no. October, pp. 2182–2189, 2017, doi: 10.1109/SMC.2016.7844562.
- [8] A. R. Ull, "Apuntes: Diseño de helicópteros y aeronaves diversas.," *Diseño helicópteros y aeronaves Divers.*, 2011, [Online]. Available: https://uploadcommons/1/12/Diseño_de_helicópteros_y_otras_aeronaves_diversas_-_Ingeniería_aeronáutica_-_ETSEIAT_-_UPC.pdf
- [9] EASA, "Proposed Means of Compliance with the Special Condition VTOL Statement of Issue," *Public Consult.*, no. May, pp. 1–85, 2020.
- [10] EASA, *Notice of Proposed Amendment 2021-15*, vol. 6, no. 18. 2021.

- [11] A. S. Sanca, P. J. Alsina, and J. J. F. Cerqueira, "Stability analysis of a multicopter UAV with robust backstepping controller," *Proc. - 2nd SBR Brazilian Robot. Symp. 11th LARS Lat. Am. Robot. Symp. 6th Rob. Work. Appl. Robot. Autom. SBR LARS Rob. 2014 - Part Jt. Conf. Robot. Intell. Syst.*, no. April 2016, pp. 241–246, 2015, doi: 10.1109/SBR.LARS.Robocontrol.2014.24.
- [12] E. Santiago Castro, "Diseño preliminar de un sistema de propulsión eléctrico para un vehículo de movilidad aérea urbana.," p. 77, 2019.
- [13] C. M. Simões, "Optimizing a Coaxial Propulsion System to a Quadcopter," pp. 1–10, 2015, [Online]. Available: <https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/563345090412782/Resumo.pdf>
- [14] M. Biczyski, R. Sehab, J. F. Whidborne, G. Krebs, and P. Luk, "Multicopter Sizing Methodology with Flight Time Estimation," *J. Adv. Transp.*, vol. 2020, 2020, doi: 10.1155/2020/9689604.
- [15] A. Bondyra, S. Gardecki, P. Gaşior, and W. Giernacki, "Performance of coaxial propulsion in design of multi-rotor UAVs," *Adv. Intell. Syst. Comput.*, vol. 440, no. November 2019, pp. 523–531, 2016, doi: 10.1007/978-3-319-29357-8_46.
- [16] M. M. and M. V. R. Iglesias, A. Lago, A. Noguerias, C. Martínez-Peñalver, J. Marcos, C. Quitans, "Modelado y simulación de una batería de Ion-Litio comercial multicelda.," no. November 2016, pp. 464–469, 2015.
- [17] Y. Mihara, P. Pawnlada, A. Nakamoto, T. Nakamura, M. Nakano, and P. Pawnlada, "Cost Analysis of eVTOL Configuration Design for an Air Ambulances System in Japan," *CESUN Conf.*, 2021, [Online]. Available: <https://docs.lib.purdue.edu/cesun/cesun2020/papers/3>
- [18] H. Zhang, B. Song, H. Wang, and J. Xuan, "A method for evaluating the wind disturbance rejection capability of a hybrid UAV in the quadrotor mode," *Int. J. Micro Air Veh.*, vol. 11, no. 127, 2019, doi: 10.1177/1756829319869647.
- [19] GRABCAD LIBRARY. "Racing Seat v2", [Online]. Available: <https://grabcad.com/library/racing-seat-v2-1>, Accessed 20 December 2021
- [20] T-MOTOR Catalog, Manned Aircrafts, Combo KV38 U15XL, [Online]. Available: <https://store.tmotor.com/goods.php?id=890> Accessed 10 November 2021

- [21] F. Riccardi and R. Possamai, "Conceptual design of a high-speed variable configuration compound helicopter," *Annu. Forum Proc. - AHS Int.*, vol. 1, no. January, pp. 91–120, 2015.
- [22] M. Ashby, "Materiales : representando el universo de los materiales Relaciones y comparaciones entre propiedades," 2011.
- [23] L. Zhu, N. Li, and P. R. N. Childs, "Light-weighting in aerospace component and system design," *Propuls. Power Res.*, vol. 7, no. 2, pp. 103–119, 2018, doi: 10.1016/j.jprr.2018.04.001.
- [24] J. Galiana, "Guías básicas para elección de material de útil de curado en autoclave para fabricar piezas de composite . CFRP vs INVAR36 . Basic guidelines for choosing autoclave curing tool material to make composite parts . CFRP vs INVAR36 .," vol. 1, pp. 1–15, 2017.
- [25] iPolymer, "Acrylic, Polymethylmethacrylate or PMMA properties," p. 2, 2020, [Online]. Available: <https://www.ipolymer.com/pdf/Acrylic.pdf>
- [26] F. Khan and C. S. Ullah, "Analyzed with SOLIDWORKS Simulation," no. March, pp. 0–54, 2020, doi: 10.13140/RG.2.2.34229.91367.
- [27] S. Das, J. Warren, D. West, and S. M. Schexnayder, "Global Carbon Fiber Composites Supply Chain Competitiveness Analysis," *Oak Ridge Natl. Lab.*, no. May, p. 116, 2016, [Online]. Available: <https://www.nrel.gov/docs/fy16osti/66071.pdf%0Ahttp://www.osti.gov/servlets/purl/1333049/>
- [28] D. E. Plástico and D. E. L. A. S. Marcas, "SERVICIOS".
- [29] J. Carretero-gonzález, M. Á. López-manchado, C. Alegre, M. J. Lázaro, and A. Orera, "Baterías para una movilidad sostenible : avances , retos y perspectiva Batteries for sustainable mobility : progress , challenges and outlook".
- [30] P. Frías Marín and C. de Miguel, "Aspectos medioambientales del vehículo eléctrico," *Econ. Ind. ISSN 0422-2784, N° 411, 2019 (Ejemplar Dedic. a Vehículo eléctrico)*, págs. 45-53, no. 411, pp. 45–53, 2019, [Online]. Available: <https://dialnet.unirioja.es/servlet/articulo?codigo=6932912&info=resumen&idioma=SPA%0Ahttps://dialnet.unirioja.es/servlet/articulo?codigo=6932912&info>