

Trabajo Fin de Carrera Ingeniería Aeroespacial

Diseño preliminar de un sistema de propulsión
eléctrico para un vehículo de movilidad aérea urbana.

Autor: Elvira Santiago Castro

Tutor: Francisco Javier Olivares Herraiz

Dpto. Ingeniería de la Construcción y Proyectos de Ingeniería
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2019



Trabajo Fin de Carrera
Ingeniería Aeroespacial

**Diseño preliminar de un sistema de propulsión
eléctrico para un vehículo de movilidad aérea
urbana.**

Autor:

Elvira Santiago Castro

Tutor:

Francisco Javier Olivares Herraiz

Profesor asociado

Dpto. de Ingeniería de la Construcción y Proyectos de Ingeniería

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2019

Proyecto Fin de Carrera: Diseño preliminar de un sistema de propulsión eléctrico para un vehículo de movilidad aérea urbana.

Autor: Elvira Santiago Castro

Tutor: Francisco Javier Olivares Herraiz

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

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2019

El Secretario del Tribunal

A Clara

Agradecimientos

Durante seis años he soñado con el momento en que terminaría mi carrera y sería por fin ingeniera, y ahora que el momento ha llegado lo único que se me ocurre hacer es agradecer. En primer lugar a mis amigos, los nuevos y los de siempre.

A mis niñas, María, Ana, Lidia y Marta, que han estado conmigo desde el primer día de clase, cuando nos presentamos todas en esa aula 211 con la misma cantidad de miedo que de emoción. Muchas gracias por aparecer y quedaros.

A mis amigos Jesús, Fernando, Ernesto y Selu por tantas horas de biblioteca y de cervezas compartidas, gracias por no faltar nunca, ni en lo bueno, ni en lo malo.

A Marina, mi hermana de “no sangre”, mi compañera de vida desde hace casi 10 años, la única persona que durante todos estos años me ha visto en mis mejores y mis peores momentos, la que sufrió casi tanto como yo mi primer suspenso y quien celebró mucho más que yo mi primer sobresaliente. Muchas gracias por todo.

A mi familia, a mis padres porque solo ellos saben el esfuerzo que han tenido que hacer para que yo pueda estar aquí, pues nunca han querido que nos preocupásemos de otra cosa que no fuesen nuestros estudios. A mis hermanos, por preocuparse por mi y empatizar conmigo. Gracias por estar siempre.

Por último, agradezco a los profesores que he conocido durante estos años por transmitirme sus conocimientos de la mejor manera posible. Especialmente, agradezco a mi tutor, Francisco Olivares, por su atención y su comprensión incluso cuando sentía que me faltaba motivación. Gracias por tu apoyo y tu ayuda durante estos meses.

Elvira Santiago Castro

Sevilla, 2019

Resumen

Este trabajo se centra en estudiar las características del sistema de propulsión de un vehículo dedicado a la movilidad aérea urbana. Para ello primero se explicarán los motivos por los que los vehículos de este tipo se encuentran en pleno auge y el por qué del uso de propulsión eléctrica.

Posteriormente, se realizarán los cálculos necesarios para el dimensionamiento del sistema propulsivo y se tomarán las decisiones oportunas para la elección de los elementos que lo compondrán.

Por último, se analizarán los resultados obtenidos y se estudiará la viabilidad del proyecto.

Abstract

This text is focused on the study of the characteristics of the propulsion system of a vehicle destined to the urban air mobility. First of all, the reasons with this type of vehicles are so interesting will be explained, and why to use electric propulsion.

Afterwards, the calculation of the necessary power have to be carried out, so that the sizing of the propulsion system can be done and, consequently, the components of it can be chosen.

Finally, the results will be analyzed and the viability of the project will be studied.

Índice

Agradecimientos	ix
Resumen	xi
Abstract	xiii
Índice	xiv
Índice de Tablas	xvi
Índice de Figuras	xvii
Notación	xix
Acrónimos	xxi
1 Introducción y Objetivos	1
2 Estado del Arte	11
2.1. <i>Movilidad Aérea Urbana</i>	11
2.2. <i>Aeronaves eléctricas</i>	15
2.2.1 Lilium Jet.	16
2.2.2 Vahana.	16
2.2.3 City-Airbus.	17
2.2.4 Flyer.	17
2.2.5 E-Fan Airbus.	18
2.2.6 Eviation Aircraft.	18
2.3. <i>More Electric Aircraft (MEA).</i>	19
2.4. <i>Propulsión Eléctrica.</i>	25
2.4.1 Sistemas de propulsión convencionales.	25
2.4.2 Sistemas de propulsión eléctricos.	26
2.4.3 Almacenamiento de energía.	27
2.4.4 Tecnología de los motores eléctricos.	31
2.5. <i>Baterías.</i>	32
2.5.1 Fabricantes de baterías.	32
2.5.2 Desarrollo de las baterías.	34
2.5.3 Carga rápida.	34
2.5.4 Control térmico.	35
2.5.5 Vida útil.	35
2.5.6 Alternativas a las baterías.	35
2.6. <i>Propulsión distribuida</i>	36
2.6.1 Concepto	36
2.6.2 Motivación	37
2.6.3 Por qué elegir la propulsión distribuida.	37
2.6.4 Características del avión	38
2.6.5 Sistema de propulsión de la aeronave.	38
2.6.6 Operaciones del avión.	38

2.6.7	Propulsión eléctrica distribuida.	38
3	Estudio y Diseño Preliminar de un Sistema de Propulsión para Vehículos de Movilidad Urbana	41
3.1	<i>Cálculo de la potencia y el alcance</i>	41
3.1.1	Cálculo de la potencia necesaria para el despegue y el rango de la aeronave	43
3.1.2	Elección de la batería	46
3.2	<i>Motores eléctricos</i>	49
3.2.1	Motores sin escobillas de corriente continua.	51
3.2.2	Transferencia de potencia propulsiva	52
3.2.3	Configuración de un motor BLDC	53
3.2.4	Configuración del bobinado	53
3.2.5	Variador electrónico o ESC (Electronic Speed Controller)	54
3.2.6	Motor de un UAV	55
3.2.7	Selección del motor.	56
3.3	<i>Hélices</i>	57
3.3.1	Funcionamiento de la hélice	58
3.3.2	Hélice de paso fijo	59
3.3.3	Helice de paso variable	59
3.3.4	Unidades de medida y cálculo de la hélice	60
4	Resultados	65
5	Conclusiones y Líneas futuras	69
	Referencias	71
	Anexo	75

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 2-1: Capitales europeas más congestionadas	11
Tabla 2-2: Fases de la iniciativa UAM.	14
Tabla 2-3: Características de los distintos sistemas de almacenamiento de energía.	28
Tabla 2-4: Energía específica teórica y futura de los sistemas de baterías.	31
Tabla 2-5: Comparación de algunas características importantes para baterías de coche y avión.	34
Tabla 3-1: Características aerodinámicas del Cessna 182.	41
Tabla 3-2: Características de las baterías de iones de litio.	42
Tabla 3-3: Características de las baterías de polímero de litio.	42
Tabla 3-4: Valores usados para el cálculo de la resistencia aerodinámica	43
Tabla 3-5: Valores usados para el cálculo del alcance.	45
Tabla 3-6: Resultados obtenidos para las distintas baterías.	45
Tabla 3-7: Resultados obtenido usando una batería de litio y aire.	45
Tabla 3-8: Ejemplos de baterías.	48
Tabla 3-9: Características de la batería elegida.	48
Tabla 3-10: Datos necesarios para el cálculo de la hélice.	62
Tabla 3-11: Valores obtenidos para la hélice.	62
Tabla 4-1: Masas de la aeronave calculadas para el tramo de crucero en kg.	65
Tabla 4-2: Masas de la aeronave calculadas para el despegue en kg.	66
Tabla 4-3: Valores de los parámetros para distintos dimensionamientos	66
Tabla 4-4: Comprobación de los cálculos.	67

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2-1: Resultados del estudio de aceptación pública.	15
Figura 2-2: Lilium Jet.	16
Figura 2-3: Vahana Airbus.	17
Figura 2-4: City-Airbus.	17
Figura 2-5: Flyer.	18
Figura 2-6: E-Fan Airbus.	18
Figura 2-7: Eviation Alice.	19
Figura 2-8: Esquema básico de distribución de potencia	20
Figura 2-9: Esquema básico de distribución de potencia del MEA	21
Figura 2-10: Comparación entre MEA y un avión convencional.	22
Figura 2-11: Sistema VSCF de arranque/generación	24
Figura 2-12: Sistemas de propulsión que usan combustible.	25
Figura 2-13: Sistemas de propulsión alternativos.	27
Figura 2-14: Energía específica y energía por unidad de volumen para distintos sistemas de almacenamiento de energía.	28
Figura 2-15: Cadenas de conversión típicas.	29
Figura 2-16: Masa y densidad energética equivalente de los generadores de potencia eléctrica que dan 50 kW en 2 horas.	30
Figura 2-17: Masa y densidad energética equivalente de sistemas de propulsión proporcionando potencia de eje de 50 kW en 2 horas.	30
Figura 2-18: Energía específica actual y esperada.	31
Figura 2-19: Densidad de potencia de motores de pistón y motores eléctricos.	32
Figura 2-20: Producción de baterías por región	33
Figura 2-21: Producción de baterías por fabricante.	33
Figura 2-22: Parámetros a establecer en una aeronave con sistema de propulsión distribuida.	38
Figura 3-1: Tabla de características de una batería.	47
Figura 3-2: Campo magnético generado por imanes permanentes en un motor DC.	49
Figura 3-3: A la izquierda: imán permanente con líneas de campo; a la derecha: electroimán con fuente de alimentación y bobinado.	50
Figura 3-4: A la izquierda un motor con escobillas; a la derecha un motor sin escobillas.	50
Figura 3-5: Componentes de un motor eléctrico usado en UAVs: a) batería, b) ESC, c) motor eléctrico, d) hélice.	52
Figura 3-6: Transferencia de potencia entre los componentes de un sistema de propulsión eléctrico.	52
Figura 3-7: Configuración del motor BLDC: a) Motor Outrunner y b) Motor Inrunner.	53
Figura 3-8: Esquema de un ESC para un motor Brushless.	54
Figura 3-9: Propiedades de un motor para UAVs.	55
Figura 3-10: Propiedades de un controlador de la velocidad.	56
Figura 3-11: Esquema del motor de MC MOTOR TECHNOLOGY.	57

Figura 3-12: Motores ofertados por la empresa MC MOTOR TECHNOLOGY.	57
Figura 3-13: A la izquierda: ángulos de la hélice; a la derecha: ángulos de incidencia de la hélice.	58
Figura 3-14: Paso de una hélice.	58
Figura 3-15: Paso corto y largo de la hélice.	59
Figura 3-16: Avance de la aeronave con paso máximo y mínimo.	60
Figura 3-17: Hélice con paso máximo (1) y con paso mínimo (2).	60
Figura 3-18: Representación de J-CS.	61
Figura 3-19: Hélice del fabricante APC.	63

Notación

A	Amperio
Ah	Amperio por hora
g	Gramo
$\mu\text{g}/\text{m}^3$	Microgramo partido metro cúbico
Hr	Hora
kg	Kilogramo
kg/m^3	Kilogramo partido metro cúbico
km	Kilómetro
km/h	Kilómetro por hora
kW	Kilovatio
kWh	Kilovatio por hora
m	Metro
m^2	Metro cuadrado
m/s^2	Metro partido por segundo al cuadrado
mm	Milímetro
MW	Megavatio
N	Newton
Rpm	Revoluciones por minuto
s	Segundo
V	Voltio
W	Vatio
W/kg	Vatio partido kilogramo
Wh/kg	Vatio hora partido por kilogramo
Wh/L^2	Vatio hora partido litro al cuadrado
$^{\circ}\text{C}$	Grado centígrado

Acrónimos

AC	Alternating Current
AEA	All Electric Aircraft
AEMA	Agencia Europea de Medio Ambiente
AMB	Advanced Magnetic Bearing
APU	Auxiliary Power Unit
BEC	Battery Eliminator Circuit
BLDC	Brushless Direct Current
BLDC-PM	Brushless Direct Current, Permanent Magnet
CO ₂	Dióxido de carbono
DC	Direct Current
ECS	Environmental Control System
EIP-SCC	European Innovation Partnership on Smart Cities and Communities
ESA	European Space Agency
ESC	Electronic Speed Controller
HP	High Pressure
IDG	Integrated Drive Generator
MDO	Multi-Disciplinary Optimization
MEA	More Electric Aircraft
MEE	More Electric Engine
MTOW	Maximum Take Off Weight
NO _x	Óxidos de nitrógeno
OEW	Operating Empty Weight
OMS	Organización Mundial de la Salud
PAI	Propulsion Airframe Integration
PWM	Pulse Width Modulation
RAT	Ram Air Turbine
STOL	Short Take OFF and Landing
UAM	Urban Air Mobility
UTM	Unmanned Traffic Management
VF	Variable Frequency

VSCF	Variable Speed Constant Frequency
VTOL	Vertical Take Off and Landing
WAI	Wing Anti-Icing

1 INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS

Hay muchas razones por las que se quiere incluir cada vez en mayor medida la electricidad en la aviación: reducción de las emisiones y de los gases efecto invernadero, reducción del peso, del consumo de combustible, de la complejidad de los sistemas, así como del coste de mantenimiento. De esta manera, se pretende crear una nueva generación de aeronaves más sostenibles y que causen menor daño al medio ambiente.

Así surgió el concepto de More Electric Aircraft, que busca la introducción, cada vez en mayor medida, de sistemas eléctricos y con electrónica de potencia en las aeronaves, de modo que finalmente se consiga sustituir todos los sistemas neumáticos, hidráulicos y mecánicos que contribuyen notablemente al peso del avión y que además, son más complejos y difíciles de mantener.

Por otro lado, otro problema relacionado con el desarrollo de la tecnología y de las grandes ciudades es la congestión del tráfico en las mismas. Actualmente, hay muchas ciudades en las que los ciudadanos pasan mucho tiempo en sus coches debido al tráfico en horas punta. Esto repercute negativamente tanto en los propios ciudadanos, como en las empresas para las que trabajan.

Dado que no se preveen grandes cambios en la movilidad urbana tal y como la conocemos, para intentar dar solución a este problema creciente surge el concepto de Urban Air Mobility, con el cual se pretende que los ciudadanos de las grandes ciudades se puedan desplazar desde los puntos más congestionados de las mismas, que normalmente son los centros urbanos, hasta las afueras de las mismas por el aire mediante el uso de un nuevo concepto de aeronave.

Las aeronaves destinadas a este uso tienen como requisito importante el poder despegar y aterrizar usando poco espacio, dado que la idea es que no usen aeropuertos como tal, si no un nuevo concepto de aeropuerto denominando “vertiport”, que estará situado en los centros de las ciudades, donde el espacio para construir es reducido. Por tanto, estos vehículos serán de aterrizaje y despegue vertical y, dado que solo se usarán en la ciudad, y por tanto no volarán durante largos periodos de tiempo, podrán ser totalmente eléctricos.

Estas aeronaves no volarán a la altura de los aviones comerciales, ni serán tan complejos como éstos, por lo que su construcción mediante sistemas eléctricos y electrónica es posible. Además, en principio, transportarían a pocos pasajeros, un pasajero y el piloto, o incluso un único pasajero, dado que son vehículos autopilotados, aunque con el tiempo se busca ampliar el número de pasajeros, hasta alcanzar la capacidad de un coche.

Con este trabajo se pretende realizar un estudio sobre los elementos que se necesitarían para diseñar un sistema propulsivo de una aeronave como la que acabamos de describir. Para ello, se realizará un estudio de las aeronaves de estas características que se encuentran en desarrollo, así como de los cambios que se deberán realizar en los sistemas de la aeronave al ser totalmente eléctrica. Además, se presentarán las alternativas al uso de combustible, así como los distintos sistemas de propulsión eléctrica e híbrida que se usan en las aeronaves.

Los objetivos del trabajo son:

- Estudiar la propulsión eléctrica e híbrida, y como cambian los sistemas en las aeronaves convencionales al introducir sistemas cada vez más eléctricos.
- Estudiar como afecta a la población la congestión las ciudades tanto en lo referido al tiempo y dinero perdido, como en lo referido a la salud de los ciudadanos.
- Conocer los proyectos y las empresas que forman parte de la iniciativa Urban Air Mobility, para poder determinar las características de los vehículos destinados a la movilidad aérea urbana.

- Conocer las distintas opciones con las que se cuenta a la hora de sustituir el combustible por una alternativa más sostenible.
- Dimensionar las baterías y el tiempo de vuelo de la aeronave.
- Determinar los elementos que formarán el sistema propulsivo y sus características.

2 ESTADO DEL ARTE

En este capítulo se presentarán los antecedentes de la aviación eléctrica e híbrida, así como los sistemas de propulsión actuales que usan propulsión eléctrica. Además, se explicarán las características de algunos de los vehículos destinados a la movilidad aérea urbana. Se explicará el concepto de Urban Air Mobility (UAM) y el de More Electric Aircraft (MEA), así como, el impacto de la aviación en el medio ambiente y en los seres humanos. También, se expondrán las alternativas al uso de combustible y la propulsión distribuida, especialmente aplicada a vehículos eléctricos.

2.1. Movilidad Aérea Urbana

La importancia del coche como medio de movilidad en las grandes ciudades da lugar a importantes consecuencias negativas en términos de congestión y contaminación. Esta situación empeora cada año y es muy grave en cuanto a tiempo perdido y salud pública.

El problema de la congestión en las ciudades se puede explicar porque la infraestructura actual no es capaz de absorber toda la demanda en determinadas horas del día, denominadas horas punta, en las que los vehículos ocasionan grandes atascos, originando problemas en los ocupantes de los mismos y en los ciudadanos. Los numerosos vehículos que bloquean las calles producen altos niveles de ruido y de contaminación. Esto se debe al uso de velocidades bajas y marchas cortas que influye notablemente en la emisión de sustancias contaminantes. Estas sustancias causaron la muerte prematura a 428000 personas en 41 países de Europa en 2014 según datos de la Agencia Europea del Medio Ambiente (AEMA). Además, la contaminación ambiental reduce la esperanza de vida y contribuye a la aparición de enfermedades cardíacas, respiratorias y cáncer.[1], [2]

A continuación, se muestra una tabla en la que se representan algunas de las ciudades europeas más congestionadas y en los momentos del día en los que la congestión es mayor, así como una medida de la contaminación en dichas ciudades.

Tabla 2-1: Capitales europeas más congestionadas (Tabla 1 [2])

Ciudad	Congestión	Variación interanual	Hora punta mañana	Hora punta tarde	PM2.5 (media anual $\mu\text{g}/\text{m}^3$)
Bucarest	50%	+7%	90%	98%	23
Moscú	44%	0%	71%	94%	20
Londres	40%	+2%	64%	68%	15
Roma	40%	+2%	74%	68%	17
París	38%	+2%	68%	66%	18
Bruselas	38%	+3%	71%	77%	18
Atenas	37%	+1%	58%	56%	15
Varsovia	37%	-1%	65%	72%	26
Viena	31%	+3%	46%	54%	18
Barcelona	31%	+3%	51%	52%	15
Oslo	30%	+5%	57%	69%	11
Sofía	29%	--	58%	66%	22
Berlín	29%	+1%	43%	50%	16
Estocolmo	28%	-1%	48%	61%	6
Praga	28%	+1%	54%	46%	19
Madrid	25%	+2%	48%	43%	10
Ámsterdam	22%	+2%	35%	52%	16

La empresa TomTom ha elaborado un indicador de congestión que mide el tiempo adicional que necesita un vehículo para acceder al centro urbano con respecto a una situación de tráfico fluido. Por ejemplo, ciudades españolas como Barcelona o Madrid tienen un índice de congestión de 31% y 25% respectivamente, es decir, los vehículos emplean un 31% o 25% más de tiempo en llegar al centro de la ciudad cuando hay tráfico del que emplearían en una situación descongestionada. [3] Esto supone, además, un aumento en el coste de las empresas españolas asociado a las horas extras que un empleado pasa al volante. Así, en Barcelona, se pierden sobre 119 horas anuales al volante y en Madrid alrededor de 105, lo que supondría un gasto de 187 millones de euros en Madrid y más de 175 en Barcelona, de acuerdo a un informe sobre el estado del tráfico de la empresa TomTom. [1], [4]

Lo que ocurre es que las ciudades se encuentran densamente pobladas en las últimas décadas, pero además, ha incrementado la centralización de las mismas ya que cada vez más gente viaja hacia, desde o alrededor de un punto central, lo que está suponiendo un enorme reto para el transporte terrestre. Por tanto, las ciudades están intentando adaptar el sistema a los cambios para solventar estos problemas pero sin grandes cambios.

Por otro lado, también son importantes las consecuencias ambientales asociadas a la congestión de las grandes ciudades, así como los efectos negativos que tiene la contaminación sobre la salud de los seres humanos.

Según la OMS, la contaminación ambiental del aire, tanto en ciudades como en zonas rurales, es causa de 4.2 millones de muertes prematuras en todo el mundo por año. Esta mortalidad se debe a la exposición a partículas pequeñas de 2.5 micras o menos de diámetro, denominadas PM2.5, que causan enfermedades cardiovasculares y respiratorias, y cáncer. De hecho, una evaluación de 2013 realizada por el Centro Internacional de Investigaciones sobre el cáncer de la OMS determinó que la contaminación del aire exterior es carcinógena para el ser humano, y que las partículas del aire contaminado están estrechamente relacionadas con la creciente incidencia del cáncer, especialmente el de pulmón. Por otro lado, la mayoría de las fuentes de contaminación del aire exterior están más allá del control de las personas, y requieren medidas por parte de las ciudades, así como de las instancias normativas nacionales e internacionales en sectores como el transporte, la gestión de residuos energéticos, la construcción y la agricultura.[5]

En lo relativo a la movilidad urbana, la OMS dispone de una base de datos sobre la calidad del aire en las ciudades más pobladas del mundo, que proporciona la concentración de partículas en suspensión de tipo PM2.5 y PM10, siendo más relevantes los indicadores de partículas del tipo PM2.5, dado que son las de tipo antropogénico, es decir, están producidas por actividades humanas. Las partículas PM10, son partículas en suspensión de 10 micras o menos de diámetro.[2]

En la actualidad, se están ideando nuevas estrategias globales y nacionales para mitigar el impacto ambiental debido al transporte. En transporte aéreo, el impacto ambiental es importante dado que, desde hace unos años, está creciendo considerablemente. La aviación comercial se está enfrentando a un gran reto, pues debe tomar un papel activo en la búsqueda e impulso de soluciones para alcanzar la sostenibilidad del sector.[6]

Una de las medidas que se tomaron en enero de 2012 con este fin, fue el comercio de los derechos de emisión. Con este sistema se establece un límite máximo a la cantidad total de determinados gases de efecto invernadero que pueden emitir las empresas. A final de año cada empresa debe entregar suficientes derechos para cubrir todas sus emisiones, y en caso de no cumplirse se imponen importantes sanciones. El objetivo de este régimen es ir reduciendo el límite de emisiones permitidas e ir aumentando su coste para fomentar la inversión en energías limpias.[7]

Pero no solo hay que tener en cuenta las emisiones de gases efecto invernadero, existen otros tipos de contaminación ambiental. Se podría decir, que el ruido en las zonas cercanas a los aeropuertos, en su mayor parte ocasionado por los movimientos de las aeronaves (originado por los motores y el ruido dinámico, dependiente de los dispositivos hipersustentadores y el tren de aterrizaje) es un efecto muy importante de la contaminación ambiental. El ruido es el efecto que mayor repercusión pública tiene, pues se reciben numerosas quejas por parte de los ciudadanos que residen en zonas cercanas a los aeropuertos. Además, cabe destacar las emisiones que empeoran la calidad del aire en el entorno del aeropuerto, que son originadas por los movimientos

de las aeronaves y por las actividades en las terminales y otros edificios. [8]

Se disponen de algunos datos extraídos de un informe realizado en 2016 sobre la aviación europea. Los resultados del estudio muestran que el número de vuelos ha aumentado un 80% entre 1990 y 2014, y se espera que aumente un 45% más entre 2014 y 2035. Debido a este incremento, el impacto ambiental ha aumentado considerablemente en los últimos 25 años. En cuanto a la contaminación acústica, se estima que sobre 2.5 millones de personas estuvieron expuestas a ruido en los 45 aeropuertos europeos más importantes en 2014, no obstante, se espera que esta cantidad aumente en un 15% entre los años 2014 y 2035. Por otro lado, las emisiones de CO₂ han aumentado en un 80% entre 1990 y 2014 y se espera que sigan creciendo hasta un 45% más entre 2014 y 2035. Las emisiones de NO_x también han crecido, doblándose entre 1990 y 2014. Por este motivo, es muy importante que los estados consideren el desarrollo de nuevas fuentes de energía sostenibles que contribuyan a la reducción de las emisiones asociadas al transporte aéreo. [9]

Para intentar disminuir la congestión creciente en grandes ciudades, y debido a la necesidad de encontrar un modo de transporte más sostenible y una reducción de las emisiones de gases efecto invernadero aparece un nuevo concepto de movilidad en las ciudades: “Urban Air Mobility”, (UAM). La movilidad aérea urbana (UAM) puede dar lugar a una nueva dimensión en la forma en que vivimos y, durante el proceso, a una reorganización de las ciudades. Experimentando con modelos virtuales, se están diseñando sistemas adecuados y prácticos que se podrían integrar en la infraestructura de ciudad actual.

Naturalmente, se necesitarán nuevos elementos, como son los aeropuertos para vehículos de despegue y aterrizaje vertical (VTOL), los denominados “vertiports”. Esto podría abarcar desde una sola pista de aterrizaje en la parte superior de un edificio hasta un sistema más grande con múltiples plataformas de aterrizaje.

También sería necesaria una redefinición del control del tráfico aéreo. El sistema de control del tráfico aéreo actual está diseñado para vuelos comerciales y aviones de ala fija. Además, todavía se sigue basando la comunicación y la ejecución de tareas. A día de hoy, se están excediendo las capacidades del sistema, y solo abarca a los vuelos tripulados, no obstante, cuando se introduzcan los vehículos autónomos durante la próxima década, el tráfico aumentará considerablemente.

Lo que se quiere conseguir es crear un sistema de control del tráfico aéreo que sea más inteligente autónomo y descentralizado que soporte las operaciones en zonas urbanas, desde las de helicópteros hasta las de drones, ya que, actualmente, hay más de 100 vehículos eléctricos de despegue y aterrizaje vertical en desarrollo.

Esta nueva industria en desarrollo necesita de otros sectores. Su objetivo es movilizar a las ciudades y regiones de Europa para conseguir partes interesadas dispuestas a lanzar nuevos proyectos.

La expectativa de este enfoque de múltiples partes interesadas es reunir a las comunidades relevantes para trabajar conjuntamente en los proyectos para acelerar la actualización del mercado de la UAM, aumentar la aceptación pública y compartir ideas innovadoras. Desde esta perspectiva, se espera que la iniciativa UAM permita el desarrollo de interfaces sólidas entre, al menos, las comunidades de las ciudades, los drones, el transporte y la planificación urbana que impulsarán la definición de una estrategia de despliegue. Al final, el objetivo central es lanzar proyectos demostradores prácticos en los que partes interesadas y ciudades estén de acuerdo y, conseguir financiación por parte de los fondos de inversión correspondientes.

La iniciativa ha contado con distintas fases, definidas por The European Innovation Partnership on Smart Cities and Communities (EIP-SCC), que es una iniciativa apoyada por la Comisión Europea cuyo objetivo es poner en contacto a las ciudades dispuestas a participar en el concepto de UAM con los inversores, empresas e industrias del sector. Algunas de estas fases siguen en desarrollo. Se muestran en la siguiente tabla.

Tabla 2-2: Fases de la iniciativa UAM. (Basada en [10])

Primera fase (2017-2018)	Informar sobre los proyectos demostradores y tomar parte en ellos: crear una comunidad de partes interesadas e involucrarlas con las ciudades comprometidas a definir un proyecto para la movilidad inteligente.
Segunda fase (2018-2019)	Definir y preparar los proyectos: desarrollar servicios y empresas cualificadas y elocuentes relacionadas con las soluciones de la movilidad urbana integrada, como parte de una propuesta detallada del proyecto demostrador.
Tercera fase (2019)	Concluir y poner en marcha los proyectos: organizar la operación de los proyectos en las ciudades.
Iniciativa “Urban Air Mobility”, eventos de difusión (2020)	Logros y camino a seguir

A finales de 2018, ya se habían comprometido 17 ciudades europeas con la iniciativa. Estas ciudades cuentan con 12 proyectos aún por definir, que van desde la exploración de un aero-taxi y el uso de una ambulancia dron hasta cómo los drones pueden beneficiar a los servicios de emergencia.

Actualmente, se podría decir que se han superado la primera y parte de la segunda fase, dado que hay muchas ciudades europeas que se están interesando por el proyecto. En cuanto a la tercera fase, es difícil que pueda llevarse a cabo en este año, dado que es necesario una importante remodelación de la infraestructura de las ciudades. No obstante, en lo referido a los vehículos destinados a este fin, se están produciendo importantes avances. Por ejemplo, el prototipo diseñado por la empresa Lilium realizó su primer vuelo con éxito en Mayo de 2019, y otras empresas como Airbus, también han volado ya sus prototipos.

Sin embargo, es fundamental la aceptación pública. Es importante la implicación de los ciudadanos para convertirlos en co-creadores de las futuras mejoras de la movilidad urbana. Además del apoyo de las autoridades de aviación civil, políticas y regulatorias, así como de otras organizaciones de transporte institucionales. [11]

Para conocer la opinión de los ciudadanos Airbus UTM (Unmanned Traffic Management), una división de la unidad de UAM de Airbus, se ha encargado de llevar a cabo un estudio, realizando encuestas a 1540 personas de Los Ángeles, Ciudad de Méjico, Suiza y Nueva Zelanda. El objetivo del presente estudio es conocer cómo de preparados están los ciudadanos para ver el cielo lleno de vehículos aéreos, de distintas formas y tamaños, sobrevolando sus cabezas.

De acuerdo con el estudio, una de cada dos personas encuestadas está a favor del desarrollo de la UAM. De hecho, el 44% indicó su apoyo a la iniciativa. Se descubrió que el 41% de los participantes perciben estos vehículos aéreos como seguros. Además, la seguridad (55%) se clasifica como la principal preocupación de los participantes, seguida de los tipos de ruido (49%) y el volumen de sonido (48%) generado por el vehículo aéreo.

Según la directora del Control del Tráfico aéreo de Airbus UTM las comunidades tienen que ser educadas en UAM para que la aceptación pública sea más fácil.

El estudio analiza las percepciones por datos demográficos, como los grupos de edad y las zonas que tienen más probabilidades de aceptar la iniciativa UAM en el futuro. Concretamente, los participantes que viven en Ciudad

de Méjico (67%) y en Los Ángeles (46%) indicaron que es muy probable que usen los vehículos de movilidad urbana. Además, el 55% de los entrevistados de entre 25 y 34 años mostraron una reacción positiva, mientras que solo el 15% de los entrevistados de entre 75 y 84 tuvieron una reacción positiva. [12]

En la siguiente figura se muestran los resultados del estudio realizado por Airbus.

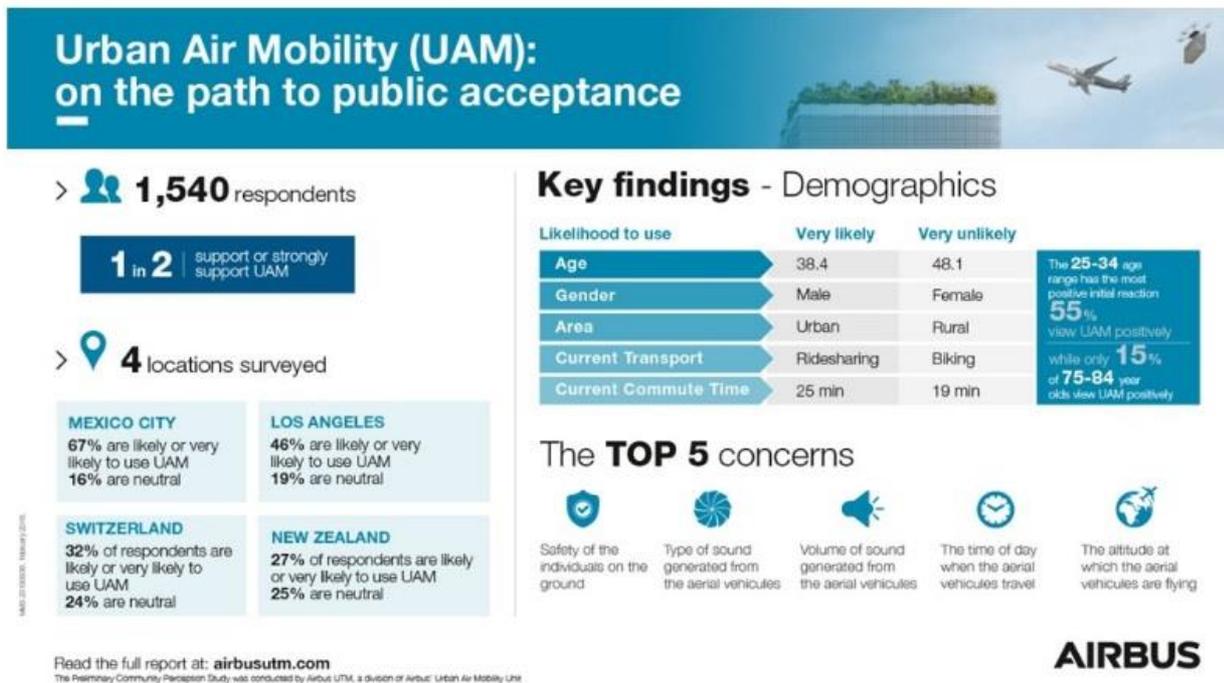


Figura 2-1: Resultados del estudio de aceptación pública. [12]

2.2. Aeronaves eléctricas

Las aeronaves eléctricas son aviones que usan motores eléctricos en lugar de motores de combustión. Actualmente, solo las aeronaves de pequeño tamaño son eléctricas, aeronaves como avionetas o algunos prototipos que se están desarrollando. Algunos de estos prototipos son aeronaves de despegue y aterrizaje vertical (VTOL), mientras que otros son aeronaves convencionales con propulsión eléctrica.

Estas aeronaves del tipo VTOL se caracterizan porque aterrizan y despegan de forma vertical. Si son aeronaves eléctricas se denominan eVTOL. Este tipo de aeronave es muy interesante dado que se pretenden que sean muy útiles en tareas de rescate, extinción de incendios o desplazamientos en grandes ciudades. Su gran ventaja es que necesitan muy poco espacio para despegar y aterrizar, además de su capacidad para volar en modo estacionario.

Los VTOL se pueden clasificar de la siguiente manera:

- Helicópteros (puro o mixto).
- Convertiplano.
- Aviones “tail sitter”.
- Aviones VTOL de toberas orientables.
- Otro VTOL experimentales

La diferencia entre los distintos tipos es la forma de conseguir sustentación y propulsión. Los helicópteros puros usan rotores, uno principal y otro de cola mientras que los helicópteros mixtos, además llevan incorporados dos

planos sustentadores fijados al fuselaje además llevan motores de empuje para producir velocidad de traslación. Un convertiplano tiene planos sustentadores orientables, con lo que se giran a la vez los motores que van montados en ellos. Los aviones “tail sitter” tienen el tren de aterrizaje en la cola, este avión despegue y aterriza como un cohete y se orienta horizontalmente gradualmente. Por último, los aviones VTOL con toberas orientables van equipados con un motor que puede orientar sus salidas, haciendo el mismo efecto que el convertiplano pero usando solo motores de reacción puros. [13]

A continuación, se explican algunos de los proyectos en los que están trabajando algunas empresas recientemente. La principal característica de todos ellos es que la propulsión usada es eléctrica o híbrida.

2.2.1 Lilium Jet.

Este vehículo es totalmente eléctrico, diseñado por la empresa Lilium, y usa la misma batería que un coche tesla, baterías de iones de litio de la marca Panasonic, lo que hace que pueda consumir hasta el 90% de energía en comparación con otros desarrollos. Está financiado por la Agencia Espacial Europea (ESA) y no necesita piloto, se controla de forma remota, al menos en el primer vuelo de prueba.

En cuanto al diseño, cuenta con un ala de 10 metros de largo donde se encuentran 36 pequeñas turbinas que están colocadas sobre 12 alerones que permite que estas giren para los despegues y los aterrizajes, así como para impulsarla en el aire. La batería permite una autonomía de hasta 300 km bajo una velocidad máxima de 300 km/h. Tiene espacio para dos pasajeros pero apunta a tener capacidad para 5 personas. [14], [15]



Figura 2-2: Lilium Jet. [15]

2.2.2 Vahana.

Es una aeronave totalmente eléctrica diseñada por la empresa Airbus, controlada con impulsos de cabeceo, guiñada y alabeo durante el vuelo. Cuenta con 8 rotores, 4 situados en la parte delantera y los restantes en la parte trasera. Puede girar sobre sí misma y se puede autodirigir. Además tiene dos configuraciones de vuelo, helicóptero eléctrico y ala de inclinación con 8 rotores. Para ambas configuraciones la carga de pago será de 90 kg. Tiene 8 motores de 45 kW y usa baterías eléctricas. La velocidad de crucero máxima es de 200 km/h y el alcance es de 60 km. Solo tiene capacidad para un pasajero, sin embargo, la versión beta tendrá una capacidad para 2 personas (200 kg). [16]



Figura 2-3: Vahana Airbus. [16]

2.2.3 City-Airbus.

Aeronave también diseñada por Airbus para el transporte de pasajeros, automáticamente pilotado. Tiene una autonomía de 15 minutos y puede recorrer una distancia de 60 km a una velocidad de crucero máxima de 120 km/h. Cuenta con 8 rotores y 8 motores eléctricos de propulsión directa de 100 kW, además, dispone de 4 baterías eléctricas de 140 kW cada una. Las hélices de paso fijo son controladas por las revoluciones por minuto, así, en el despegue se alcanzaron velocidades de 1000 rpm. Se espera que obtenga el certificado de tipo para 2023. Diseñado para 4 pasajeros inicialmente con piloto, para convertirse después en auto pilotado. Además, usa ventiladores canalizados que hacen que la contaminación acústica sea menor.[17], [18]



Figura 2-4: City-Airbus. [18]

2.2.4 Flyer.

Diseñado por la compañía Kitty Hawk tiene un funcionamiento parecido al de un dron. Impulsado por 10 motores eléctricos, que cuentan con tecnología de estabilización automática para evitar vuelcos y proporcionar un vuelo suave. No se necesita licencia de piloto para poder pilotarla. Su uso está destinado solo a fines recreativos, además no puede volar sobre zonas congestionadas de la ciudad.

En cuanto al diseño, tiene 4 metros de ancho con pontones en la parte inferior y está pensado para volar únicamente sobre agua. La cabina solo admite una persona que cuenta solo con un joystick con el que controla la dirección y un control deslizante para la velocidad. Se alimenta con por una batería de polímero de litio con 20 minutos de autonomía. La altitud y velocidad están limitadas por seguridad. [19]



Figura 2-5: Flyer. [19]

2.2.5 E-Fan Airbus.

Es un avión eléctrico biplaza, con bimotor monoplano de ala baja de estructura compuesta. Los dos motores están montados a cada lado de la parte trasera del fuselaje. Está propulsado por dos hélices de paso variable impulsados por dos motores eléctricos con un total de 60 kW de potencia. Tiene conductos de empuje que reducen el ruido. Los motores que mueven los ventiladores son accionados por una serie de baterías de 2050 voltios de polímero de iones de litio fabricadas por la compañía Kokam. Las baterías duran una hora y media y necesitan una hora para recargar, además, dispone de una batería de seguridad para un caso de aterrizaje de emergencia. La velocidad máxima que puede alcanzar es de 220 km/h.

Se prevén dos variantes E-Fan 2.0 y E-Fan 4.0. El E-Fan 4.0 contará con un sistema híbrido-eléctrico que tendrá un pequeño motor para cargar la batería, lo que aumentará la duración de casi una hora hasta 3.5. [20]



Figura 2-6: E-Fan Airbus. [20]

2.2.6 Eviation Aircraft.

Construido en un 95% por materiales compuestos por la empresa Eviation Aircraft. Tendrá un sistema fly-by-wire. Está impulsado por 3 motores de hélice en la punta de las alas y en la parte trasera del fuselaje. Cuenta con capacidad para 9 pasajeros y 2 pilotos. Las baterías proporcionarían un alcance de 1000 a 1200 km a 440 km/h. Tendrá dos versiones, la de taxi aéreo con baterías de ion litio y la versión ejecutiva de alcance extendido con baterías de aluminio-aire. La empresa sur coreana Kokam fabricará las baterías. La propulsión es eléctrica y distribuida. [21]



Figura 2-7: Eviation Alice. [21]

2.3. More Electric Aircraft (MEA).

Actualmente, la industria aeronáutica ha alcanzado un progreso tremendo tanto en aviación civil como militar, por ejemplo, algunas aerolíneas comerciales operan con pesos de más de 300000 kg y pueden volar durante 16000 km sin parar a velocidades de 1000 km/h.

El concepto de MEA busca reducir el peso, la complejidad, el consumo de combustible, los costes operativos y los de ciclo de vida, además de minimizar el impacto ambiental, de las aeronaves. Por tanto, los desarrollos en torno a este concepto requieren una elevada fiabilidad, exigentes prestaciones y alta densidad de potencia.

Los nuevos sistemas eléctricos aeronáuticos pueden cumplir estos requisitos, y a su vez proporcionar importantes mejoras técnicas y económicas en comparación con los sistemas mecánicos, hidráulicos, neumáticos o de propulsión convencionales. Sin embargo, la electrificación de sistemas presenta muchos desafíos a diferentes niveles: integración, gestión eléctrica y demandas de potencia, certificación, electrónica de potencia eficiente, estrategias de control seguras, motores robustos, etc. [22]

Concretamente, el concepto de “More Electrical Aircraft” (MEA) consiste en eliminar la necesidad de un motor que genere potencia de forma hidráulica y la eliminación del sangrado de aire, así como el aumento del uso de la electrónica de potencia en el sistema de arranque del motor principal. También, aparece el concepto de “All Electric Aircraft” (AEA), que se basa en que todos los sistemas del avión son eléctricos. Este último concepto es conflictivo cuando se intenta aplicar a grandes aeronaves, debido al aumento del peso bruto, por tanto, el concepto de MEA se puede ver como un intento de superar las limitaciones asociadas al AEA. [23], [24]

Las arquitecturas convencionales usadas en los aviones civiles para obtener la potencia no propulsiva consisten en una combinación de sistemas mecánicos, hidráulicos, neumáticos y eléctricos. En estas arquitecturas, el combustible se convierte en potencia a través de los motores. La mayoría de esta potencia se usa para la propulsión, y el resto se convierte en cuatro formas de potencia no propulsiva:

- Potencia neumática: se obtiene de los compresores del motor (aire caliente y a alta presión). Esta energía se suele usar para alimentar al Sistema de Control de Presurización (ECS) y abastecer de aire caliente a los sistemas anti-hielo de las alas (WAI), así como para activar el sistema de arranque del motor. Sus inconvenientes son la baja eficiencia y la dificultad para detectar errores.
- Potencia mecánica: se transfiere desde el motor a las bombas hidráulicas centrales, y se usa para las bombas del motor y otros subsistemas mecánicos, así como para el generador eléctrico principal.
- Potencia hidráulica: se transfiere desde la bomba hidráulica central hasta los sistemas de actuación para el control de vuelo primario y secundario, el tren de aterrizaje, puertas de pasaje y carga. Los sistemas hidráulicos tienen una alta densidad de potencia y son muy robustos.
- Potencia eléctrica: se obtiene del generador principal y se usa para la aviónica, la cabina, la iluminación y para otros sistemas. No requiere una infraestructura pesada y es muy flexible.

Esta combinación siempre ha estado en debate porque estos sistemas se están volviendo cada vez más complejos, y sus interacciones reducen la eficiencia del sistema completo. Además, la legislación futura sobre el cambio climático requerirá un cambio radical en el avión completo, ya que no es suficiente con optimizar los subsistemas del avión actual y los componentes individualmente para alcanzar estos objetivos. [25]

La tendencia es moverse hacia el avión completamente eléctrico, lo que significaría que todas las tomas de potencia del avión son eléctricas. La eliminación del sangrado de aire implicaría el uso de nuevas redes eléctricas de alto voltaje y nuevas soluciones en lo que se refiere al aire acondicionado, la protección anti-hielo de las alas o el arranque eléctrico del motor. Debido a la falta de sistemas de generación de potencia eléctrica capaces y a la cantidad de requerimientos que se exigen a estos sistemas, se han seguido usando sistemas de potencia convencionales.[24], [25]

A continuación, se muestra un esquema básico de cómo se distribuye la potencia en una aeronave. En dicho esquema se puede ver para qué se usa cada una de las potencias explicadas anteriormente y de dónde procede dicha potencia.

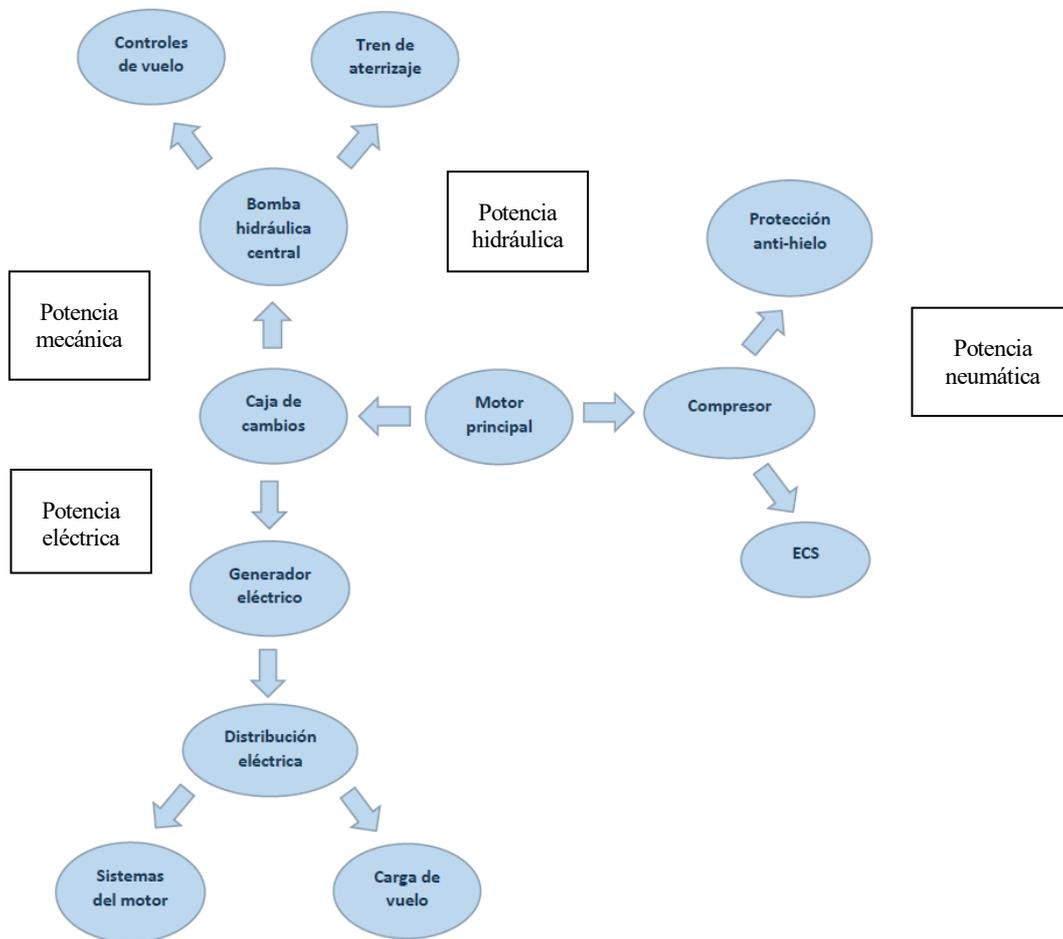


Figura 2-8: Esquema básico de distribución de potencia (basado en Fig.1 [24])

Recientemente, aparece también el concepto de More Electric Engine (MEE), es decir, un motor más eléctrico. Para conseguirlo algunas de las tecnologías que se contemplan son, por ejemplo, el uso de pilas de combustible, generadores de frecuencia variable, o sistemas digitales más complejos.

Con el concepto del MEA se pretende sustituir las bombas hidráulicas, la caja de cambios del motor y las tomas de aire sangrado del motor, por nuevas formas de electrónica de potencia. De esta manera, el nuevo esquema de distribución de potencia para un MEA podría ser: [24]

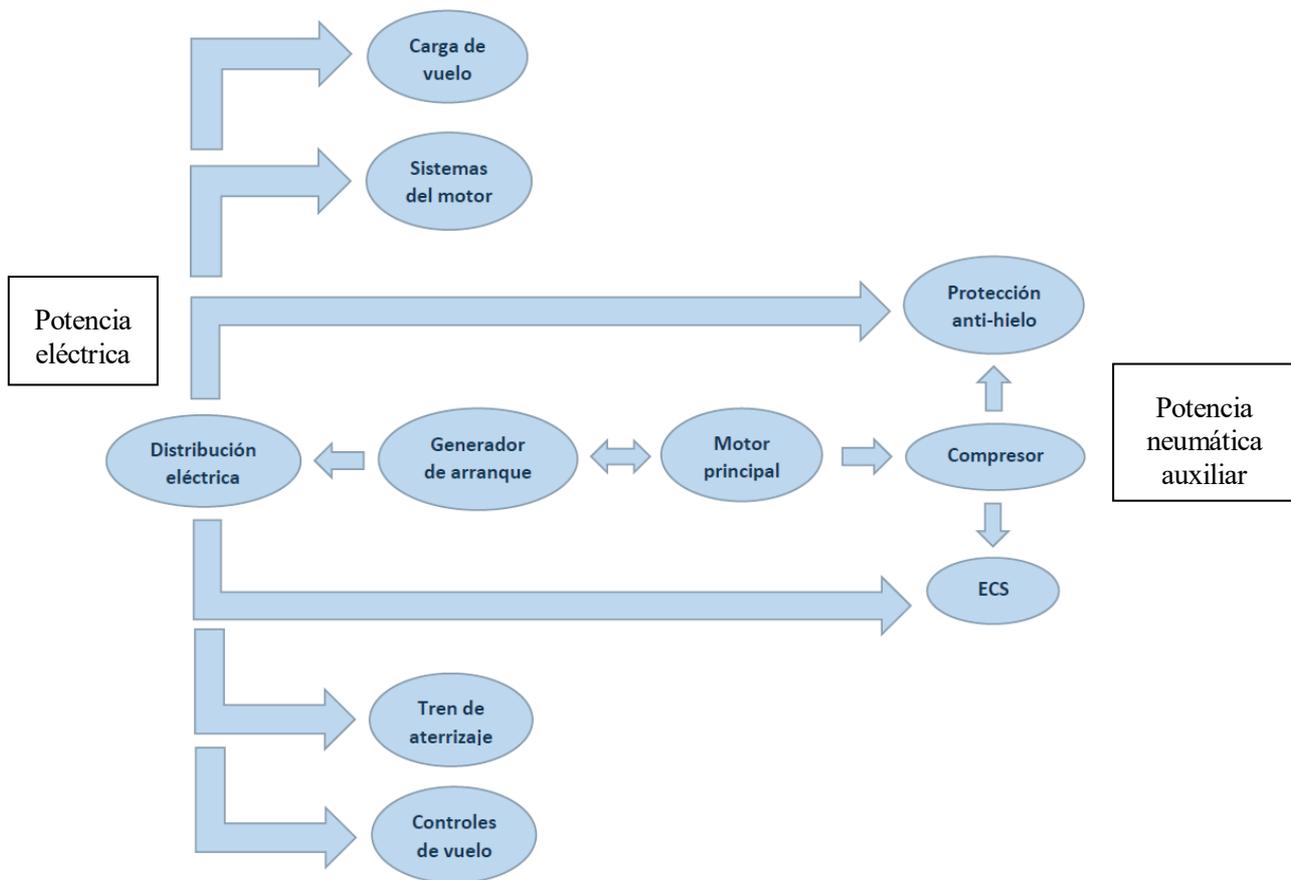


Figura 2-9: Esquema básico de distribución de potencia del MEA (basado en Fig.3 [24])

Los recientes descubrimientos en el campo de los sistemas electrónicos de potencia, máquinas eléctricas a prueba de fallos, actuadores electro hidrostáticos, actuadores electromecánicos y sistemas eléctricos a prueba de fallos han renovado el interés en el concepto de MEA. En la siguiente imagen se muestra la comparación entre los subsistemas del avión convencional y del avión más eléctrico.[25]

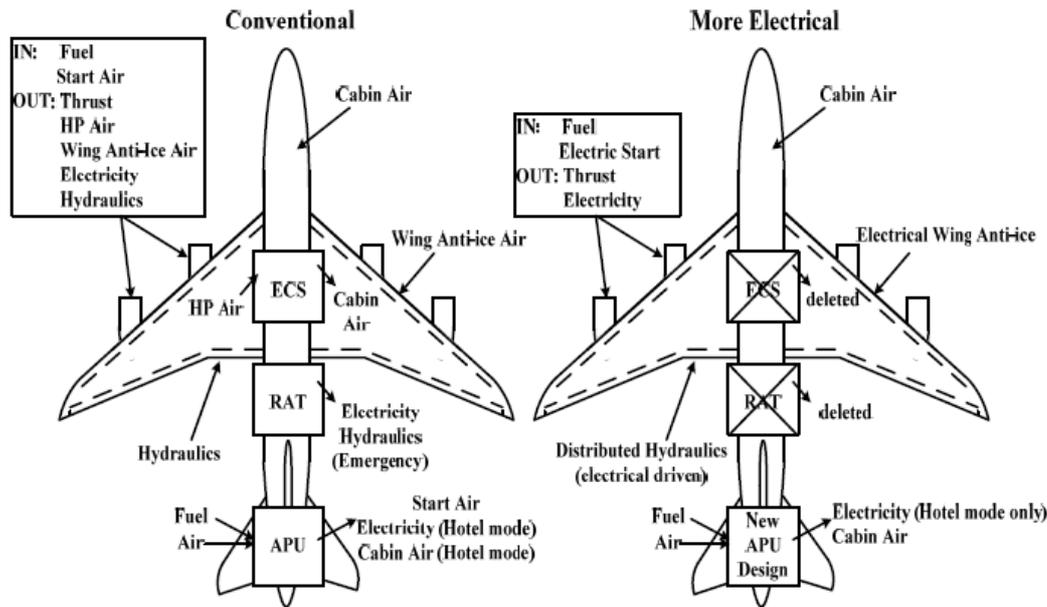


Figura 2-10: Comparación entre MEA y un avión convencional. [25]

La unidad auxiliar de potencia (APU) se usa en el avión convencional para proporcionar electricidad, presión hidráulica y aire acondicionado cuando los motores están apagados, además proporciona energía para arrancarlos y accionar el compresor. El sistema de control ambiental (ECS) se encarga de proporcionar presurización a la aeronave mediante el uso del gas proporcionado por el compresor del motor. La turbina de aire de impacto (RAT) es una turbina que se conecta a una bomba hidráulica o a un generador eléctrico que se usa para generar electricidad por la propia velocidad del avión. Los aviones solo la usan en caso de emergencia. Como vemos en la imagen, con un nuevo diseño de la APU se podría prescindir de los sistemas ECS y RAT. Además, al eliminar los sistemas hidráulicos y neumáticos, los actuadores y el sistema anti hielo de las alas se activarían eléctricamente.

La adopción del MEA, tanto en aviones comerciales como militares, daría lugar a importantes beneficios:

- Eliminar los sistemas hidráulicos mejora la fiabilidad, la vulnerabilidad y reduce la complejidad, redundancia, peso y los costes de instalación y funcionamiento.
- Emplear electricidad para el sistema de arranque del motor elimina el eje y los engranajes de la torre del motor, el eje de transmisión, las cajas de engranajes accesorias y reduce la potencia de arranque del motor, especialmente en condiciones de frío.
- Usar un sistema de rodamiento magnético avanzado (AMB), que podría ser integrado en el sistema de arranque del motor principal y de las unidades de potencia auxiliares y permitiría tener un motor sin aceite y sin engranajes.
- Usar un generador para accionar el eje del fan permite extraer potencia bajo condiciones de remolino, elimina el ineficiente disparo del ariete de la turbina de aire, lo que hace que aumente la fiabilidad del avión y la supervivencia en condiciones de fallo del motor.
- Reemplazar el sistema de sangrado de aire del motor por bombas eléctricas accionadas por el motor que hacen que se reduzcan los costes de complejidad e instalación. [25]

La iniciativa MEA enfatiza en la utilización de potencia eléctrica en lugar de la neumática, hidráulica y mecánica para optimizar el coste de las actuaciones y los ciclos de vida de la aeronave. Por tanto, requiere una gran fiabilidad, tolerancia a fallos, un sistema de potencia eléctrica autónomamente controlado para distribuir potencia de mayor calidad.

En cuanto a los sistemas de potencia electrónicos, es importante tener en cuenta la gran cantidad de dispositivos

electrónicos necesarios para las conversiones de potencia así como la potencia que la aeronave más eléctrica podría necesitar: como mínimo 1.6 MW para una aeronave de 300 pasajeros. El desarrollo de una electrónica de potencia eficiente y segura es un gran reto.

Un avance tecnológico que ha contribuido en gran medida a la viabilidad de un sistema de potencia no propulsiva para un avión eléctrico ha sido el desarrollo de dispositivos electrónicos fiables, de estado sólido, con alta densidad de potencia. Se espera que la composición avanzada y los condensadores cerámicos multicapa mejorarán la densidad de potencia de los futuros inversores, convertidores y los controladores del motor. Estos condensadores consisten en un gran número de condensadores individuales apilados unos sobre otros, conectados en un circuito en paralelo. La ventaja que presentan es su pequeño tamaño.

El uso de dispositivos programables en estado sólido y de dispositivos de potencia en conmutación en lugar de los circuitos electromecánicos tradicionales supone importantes beneficios para el avión en términos de gestión de carga o aislamiento de fallos y mejora la flexibilidad para acomodar las modificaciones y actualizaciones del sistema. Los dispositivos de potencia en conmutación se caracterizan porque tienen varios estados en los que conducen o no conducen la electricidad.

Con esta tecnología tan avanzada sería viable usar componentes de alta densidad de potencia para alimentar la mayoría de los subsistemas del avión. Esto haría que el mantenimiento fuese más sencillo, más duradero, de menor coste y de mayor rendimiento.

Por otro lado, al eliminar las tomas de aire, el motor solo tendría un requerimiento, producir potencia eléctrica. Conceptualmente, la energía eléctrica necesaria para un MEA estaría producida por un generador accionado directamente por un generador de gas del motor principal. La potencia se transfiere mediante cables que alimentan a una red eléctrica que acciona los subsistemas de la aeronave.

Durante muchos años, la potencia eléctrica para aplicaciones aeronáuticas se ha generado usando una máquina síncrona para obtener un sistema trifásico de 115 V de corriente alterna a una frecuencia constante de 400 Hz. Esta máquina se conoce como un sistema integrado de generador de transmisión (IDG). Sin embargo, estos nuevos requerimientos de bajo coste, mayor fiabilidad, mantenimiento más sencillo y mayor velocidad de operación y temperatura, muestran que reemplazar la caja de cambios por electrónica de potencia tiene evidentes ventajas.

Por tanto, se propone el uso de un sistema de velocidad variable de frecuencia constante (VSCF). Este sistema tiene dos modos: en el modo motor, el sistema de frecuencia constante alimenta a la máquina a través del convertidor de potencia, y funciona como un sistema de arranque de motor del avión; en el modo generador, el motor principal, accionado por turbinas de gas, mueve la máquina que produce potencia eléctrica a frecuencia variable la cual es transformada en frecuencia constante por el convertidor de potencia. Este sistema, realiza una conversión AC-DC de alta calidad seguida de una conversión DC-AC lo que constituye uno de los pasos a seguir para conseguir los requerimientos anteriormente mencionados. A continuación se muestra un esquema del sistema VSCF.

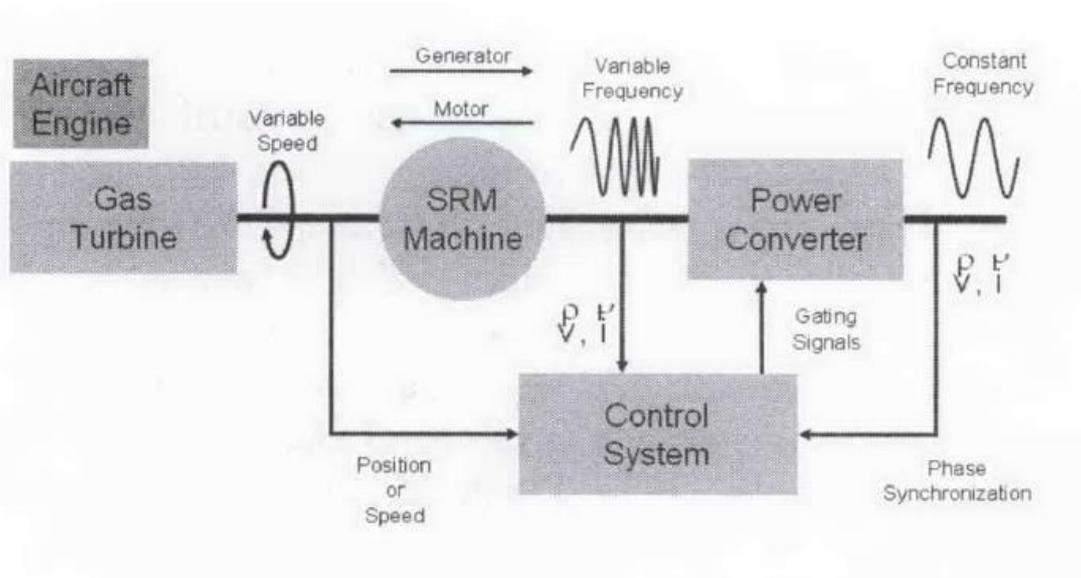


Figura 2-11: Sistema VSCF de arranque/generación (Fig.4 [24])

La principal desventaja de la electrónica de potencia son las interferencias electromagnéticas debidas a los grandes corrientes y altos voltajes. Estas interferencias pueden ser paliadas reduciendo la longitud de los cables eléctricos que alimentan potencia.

Otra solución que se está investigando para la generación de potencia eléctrica consiste en la generación de potencia de frecuencia variable (VF), lo que permite a los diseñadores prescindir de los equipos complejos y de difícil mantenimiento que se necesitan para convertir la potencia mecánica de velocidad variable producida por los motores, en potencia de frecuencia constante, que es la que tradicionalmente se usa en los sistemas de la aeronave. De esta manera, se podría aumentar la fiabilidad del sistema completo. Evidentemente, los sistemas del avión como son las bombas de combustible o hidráulicas y los actuadores electromecánicos o electrohidrostáticos tienen que ser diseñados para ser compatibles con la generación y distribución de VF.

Por otro lado, la reducción de los múltiples subsistemas de potencia secundaria en un único subsistema eléctrico es otro reto que se encuentra en desarrollo. Hay muchas opciones de distribución y generación a tener en cuenta al fabricar este tipo de arquitectura, pero es necesaria la integración del sistema y el análisis de las herramientas de diseño para verificar la integridad del nuevo hardware y software.

En conclusión, con la introducción del More Electric Aircraft, se pretende reducir o eliminar la necesidad de los sistemas de potencia hidráulica centralizados y reemplazarlos por un sistema de potencia eléctrica que mejore considerablemente la fiabilidad, y el potencial de mantenimiento, así como la posibilidad de conseguir importantes mejoras en términos de peso, volumen y complejidad del sistema. Algunas de sus ventajas son: importante reducción del combustible quemado, los costes de mantenimiento son menores, se reducen en un 50% los retrasos debidos a fallos en los sistemas de potencia, la electrónica de potencia reduce el peso en aproximadamente un 50%. Además, otros medios de transporte sostenibles pueden beneficiarse también de estas ventajas. Por otro lado, el concepto de MEA requiere mayores demandas en el sistema de energía eléctrica de la aeronave en áreas de generación y manejo de energía, fiabilidad, y tolerancia a fallos, lo que exige innovaciones en los sistemas de generación, procesamiento, distribución y administración de energía. [24], [25]

2.4. Propulsión Eléctrica.

2.4.1 Sistemas de propulsión convencionales.

Hoy en día, los sistemas de propulsión almacenan energía en forma de líquido. Este combustible se basa en algún tipo de aceite y se descompone térmicamente, por ejemplo, quemándolo. Técnicamente, con pequeñas modificaciones estos sistemas serían capaces de usar combustibles gaseosos, como por ejemplo hidrógeno o gas natural. El combustible se puede quemar en un motor de pistón o en turbinas de gas para producir potencia mecánica. Estas máquinas se conectan a un eje que está unido a algún aparato de propulsión, como puede ser una hélice o un turbofán. Cualquiera de los sistemas acelera una masa de aire entrante para producir empuje. Otra parte del empuje se puede conseguir recuperando parte de la energía termodinámica del tubo de escape, por ejemplo, pasando los gases a altas temperaturas a través de toberas. En el caso de la propulsión por hélice, es necesario usar una caja de cambios para adaptar las características de las actuaciones del motor principal a las características de la hélice, para que la eficiencia se maximice. Las cajas de cambio también se están usando para separar el fan de la turbina en un turbofán, de esta manera se aumenta considerablemente su eficiencia total.

Una característica de los sistemas de propulsión convencionales es que queman el combustible y los gases que se producen se emiten a la atmósfera. Además de afectar al medio ambiente, también cambia el peso del avión, afectando a su actuación.

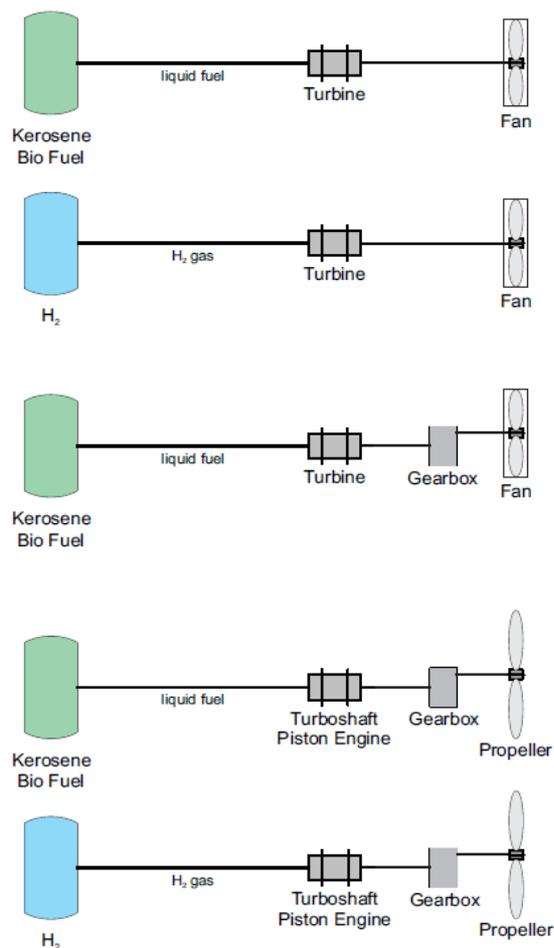


Figura 2-12: Sistemas de propulsión que usan combustible. [26]

2.4.2 Sistemas de propulsión eléctricos.

En el caso de los sistemas de propulsión eléctrica existen distintos conceptos, que se diferencian básicamente en la forma de almacenar energía y convertirla. Actualmente, los que más interés suscitan son los basados en el uso de baterías y de pilas de combustible, ambos se encuentran en desarrollo. La mayoría de estos desarrollos tienen como objetivo conseguir consumiciones de potencia por debajo de los 100 kW.

2.4.2.1 Sistemas de pilas de combustible.

Estos sistemas almacenan energía en forma gaseosa o líquida y la convierten en potencia eléctrica usando celdas de combustible. Éstas realizan una descomposición más o menos fría del combustible, con una alta eficiencia y bajas emisiones. Estos sistemas se han construido durante muchos años para aplicaciones específicas. Aun así, todavía son sistemas muy pesados y complejos. Cuando los productos que se generan se emiten a la atmósfera se produce una reducción de la masa durante el vuelo, al igual que ocurre con los sistemas convencionales. Cuando se usa hidrógeno como combustible, las emisiones contienen más vapor de agua que cuando el combustible está formado de queroseno y puede crear una estela más fuerte en la atmósfera.

2.4.2.2 Sistemas turbo eléctricos.

Una de las principales motivaciones para usar este tipo de sistema es que permite separar la velocidad de la turbina de la del fan y, por tanto, puede propiciar los sistemas multi-fan de propulsión distribuida. El primer argumento se ve debilitado debido al desarrollo de motores turbofán altamente eficientes (separar la turbina y el fan permite aumentar la eficiencia en un 10-20%). Sin embargo, el segundo argumento puede dar lugar al desarrollo de sistemas de propulsión distribuida pudiendo mejorar la eficiencia propulsiva. Estos sistemas pueden usar combustible normal o hidrógeno, lo que daría lugar a altos niveles de emisiones y a formación de estelas.

2.4.2.3 Sistemas con baterías.

En estos sistemas la energía se almacena en baterías, lo que permite la extracción directa de potencia eléctrica. La eficiencia está limitada por los procesos químicos que tienen lugar durante la carga y descarga de la batería. En la mayoría de los casos la masa del sistema no cambia.

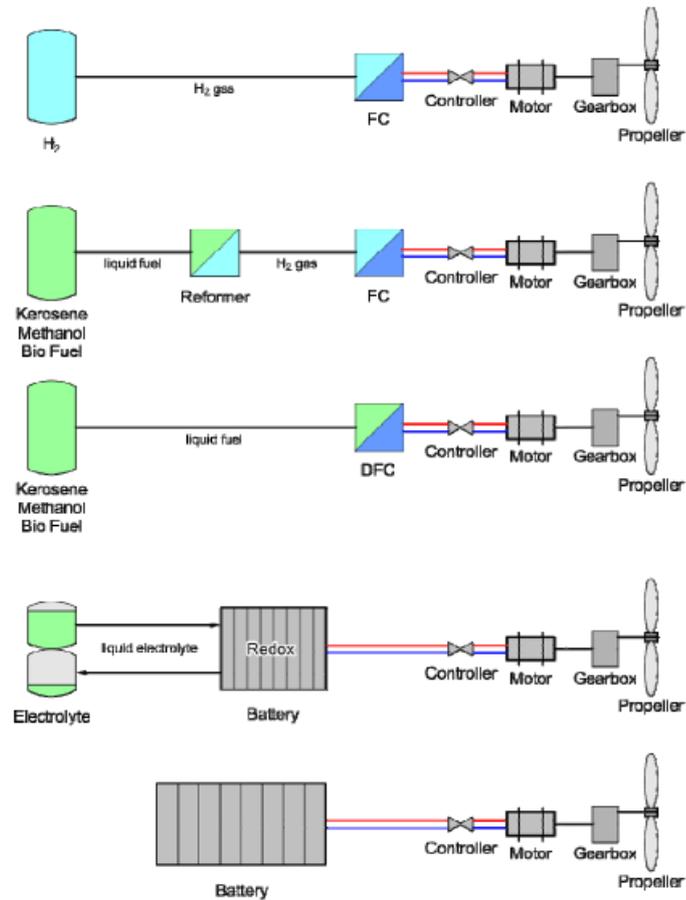


Figura 2-13: Sistemas de propulsión alternativos. [26]

2.4.3 Almacenamiento de energía.

La energía que se requiere para un vuelo debe ser almacenada a bordo. Para una aeronave los parámetros más importantes son la energía específica, E^* (Wh/kg), y en menor medida la energía por unidad de volumen, V^* (Wh/L). En la Figura 2-14 aparecen los valores de estos parámetros para distintos sistemas de almacenamiento de energía. Se puede ver que hasta el más avanzado sistema de baterías queda bastante lejos del queroseno. Mientras que el factor en energía por unidad de volumen es de 18, el factor para la energía específica es del orden de 60. Esto supone un problema para los usos de sistemas de baterías en aviación, pues se imponen límites estrictos. En cuanto al factor de energía por unidad de volumen, es menos importante dado que el diseño del avión no está limitado en volumen. De todos modos, el vehículo podría necesitar alas o fuselajes más grandes o contenedores de energía adicionales lo que daría lugar a pérdidas en la eficiencia total debido a que la superficie es mayor.

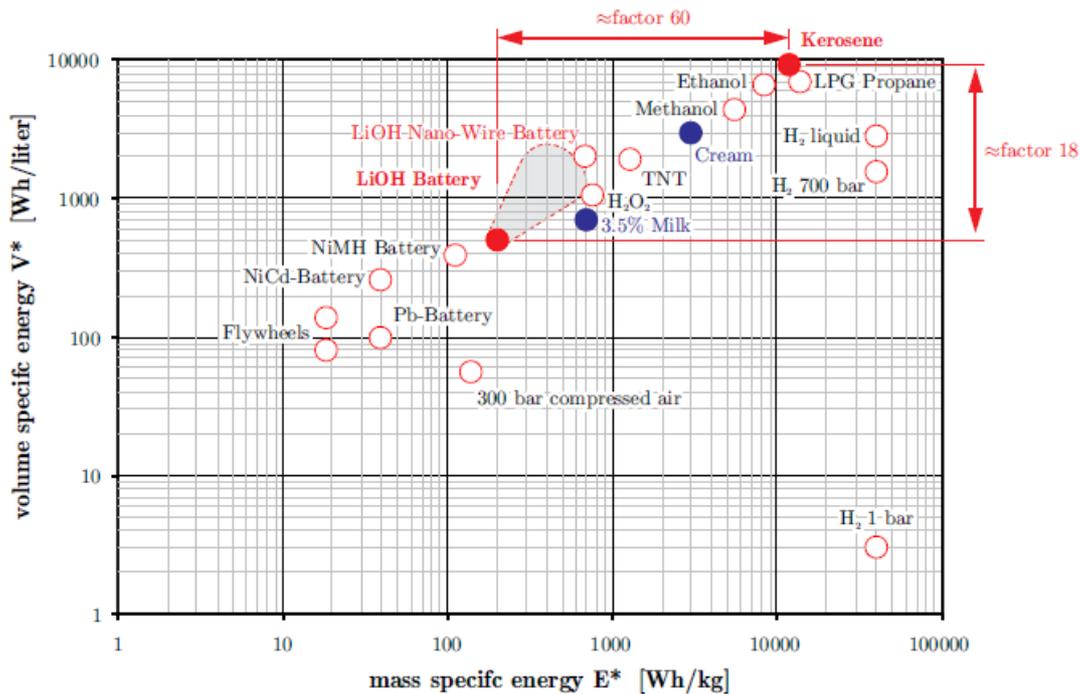


Figura 2-14: Energía específica y energía por unidad de volumen para distintos sistemas de almacenamiento de energía. [26]

En la siguiente tabla se muestran las características de los distintos sistemas de almacenamiento de energía.

Tabla 2-3: Características de los distintos sistemas de almacenamiento de energía. (Basada en Tabla 1 de [26])

Queroseno, AVGAS	Se puede almacenar en tanques situados en las alas y el fuselaje. Estos son normalmente parte de la estructura y, por tanto, no influyen mucho en la masa.
Hidrógeno (gas)	Requiere tanques de alta presión (desde 350 a 700 bares). Estos tanques son mucho más pesados que los de combustible y también suponen un riesgo para la seguridad. Si la presión se reduce, se requerirán tanques de gran volumen, lo que afectaría al peso y la resistencia, y por consiguiente, a la actuación del avión.
Hidrógeno (líquido)	Requiere tanques criogénicos con aislamiento térmico para mantener el combustible a -250 °C. Estos tanques son pesados y también necesitan un volumen considerable con desventajas similares a las que implicaba el uso de hidrógeno gaseoso.
Batería	Requiere revestimiento con sistemas de control térmico.
Celda de combustible	Requiere combustible líquido o gaseoso con todos los aspectos mencionados anteriormente. Además de infraestructura adicional como bombas de aire o suministro de agua

2.4.3.1 Cadenas de eficiencia.

A la hora de convertir la energía almacenada a bordo en potencia propulsiva se producen varios pasos de conversión, cada uno de los cuales se ve afectado por pérdidas, que se expresan como eficiencias individuales. La siguiente figura muestra las cadenas de conversión más típicas: un turbohélice convencional, un turbofán convencional, un sistema de potencia basado en baterías y un sistema de potencia basado en celdas de combustible.

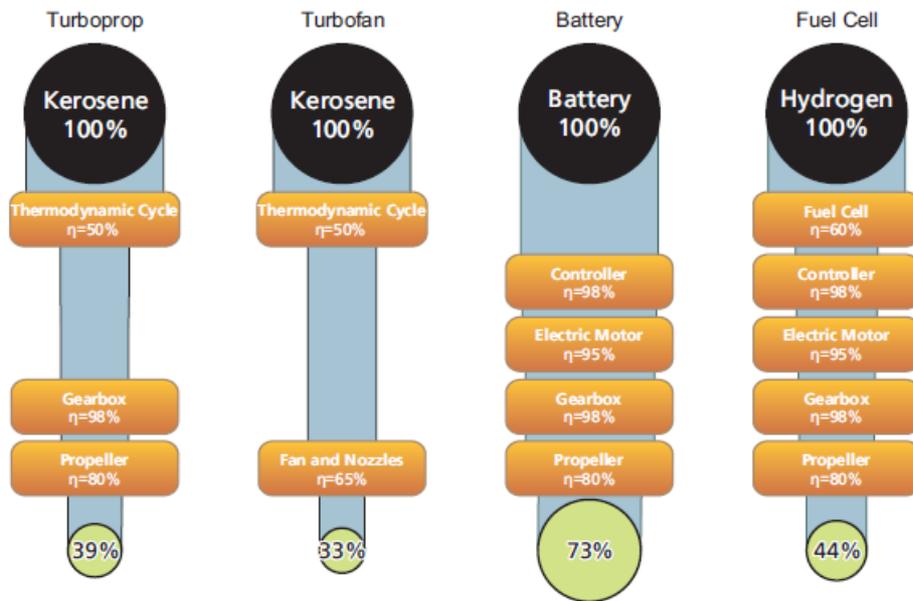


Figura 2-15: Cadenas de conversión típicas. [26]

Es evidente que los sistemas eléctricos consiguen una eficiencia mayor. Especialmente los sistemas con baterías que evitan la conversión de combustible en electricidad, ofreciendo la mayor eficiencia, más del 70%, si la comparamos con la que alcanzan los sistemas de combustión clásicos, de en torno al 40%. Por otro lado, estas cadenas de conversión no incluyen la generación de electricidad en tierra, ni la generación y distribución de combustible o electricidad. Por ejemplo, durante los ciclos de carga y descarga de las baterías se producen pérdidas del orden del 15-20%. Sin embargo, en términos de eficiencia de uso, los sistemas con baterías son muy atractivos. Aun así, sigue siendo importante la masa de estos sistemas.

2.4.3.2 Densidad energética equivalente de las fuentes de potencia eléctrica.

Para comparar las diferentes fuentes de potencia eléctrica con un sistema de baterías es necesario transformar sus parámetros en una energía específica equivalente, E^* , del sistema completo. Primero comparamos los sistemas como fuentes de potencia. En la Figura 2-16 vemos la energía almacenada comparada con la masa de la fuente.

El ejemplo se asume que la actuación del vuelo es idéntica y que se requiere una potencia de 50 kW para el crucero. La energía requerida se obtiene a partir de las cadenas de eficiencia respectivas, para que finalmente, estén disponibles 100 kWh para la misión. Como la aeronave no ha sido adaptada a la masa del sistema de propulsión, esto supone una visión optimista para sistemas más pesados.

La masa que se asigna a los tanques se refiere a los tanques de combustible, luego un tanque de alta presión para hidrógeno sobrepasaría el peso.

En la Figura 2-16 se añade el controlador del motor y el motor eléctrico de modo que la cadena se extiende hasta el eje de la hélice, pudiendo comparar la cadena con un motor de combustión interna.

Los resultados muestran que el clásico motor de combustión interna presenta el peso más bajo, y por tanto, una energía específica de casi 1600 Wh/kg.

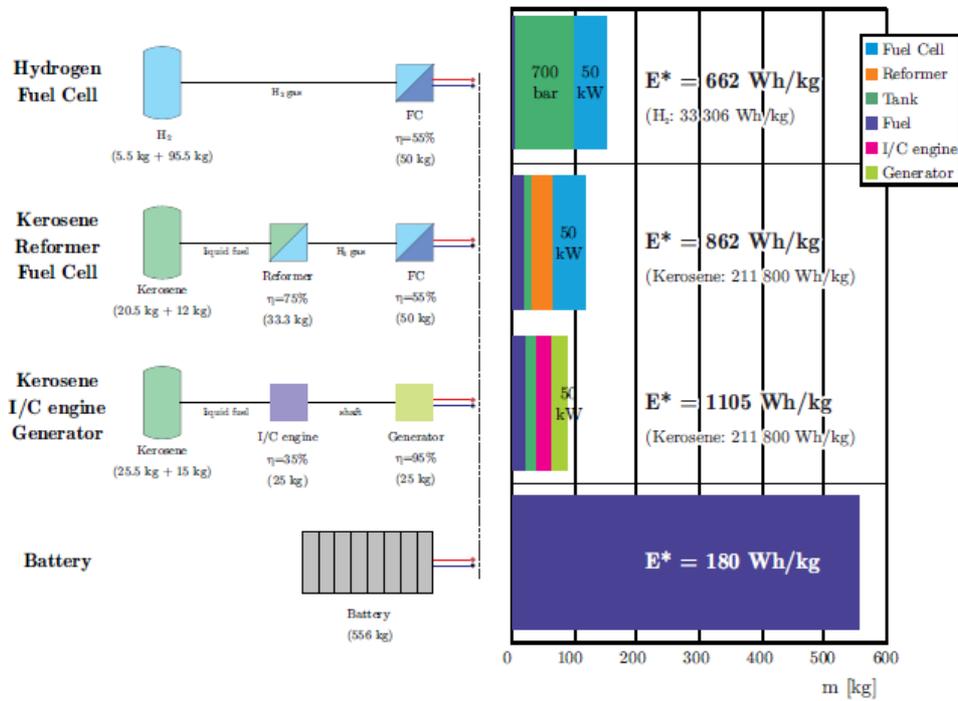


Figura 2-16: Masa y densidad energética equivalente de los generadores de potencia eléctrica que dan 50 kW en 2 horas. [26]

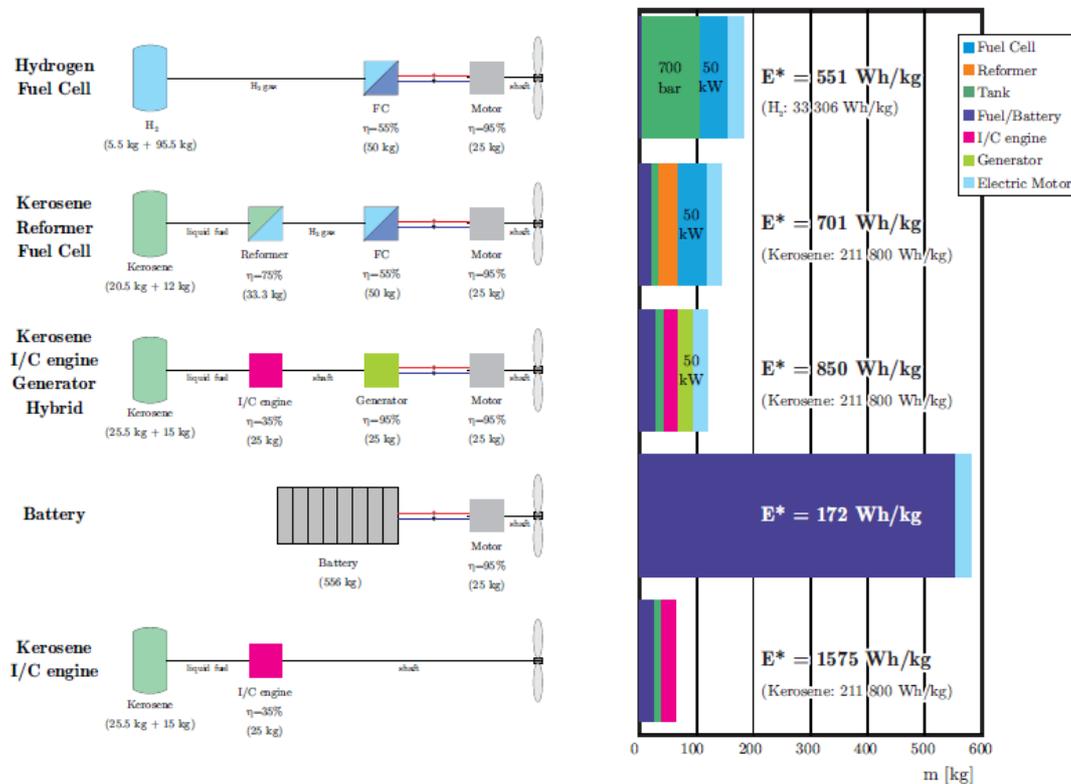


Figura 2-17: Masa y densidad energética equivalente de sistemas de propulsión proporcionando potencia de eje de 50 kW en 2 horas. [26]

2.4.3.3 Tecnología de las baterías.

La mayoría de los vehículos aéreos eléctricos usan baterías de iones de litio. La producción de estas baterías es relativamente barata y se pueden usar para construir grandes sistemas con capacidad de varios cientos de kWh. Los sistemas actuales proveen una energía específica de aproximadamente 200 Wh/kg, pero los desarrollos futuros pretenden alcanzar valores de 250 Wh/kg, lo que sigue siendo un valor bajo para la automoción o las aplicaciones aeronáuticas. Actualmente, el desarrollo de los sistemas basados en baterías de litio está en pleno auge. Más concretamente, las investigaciones se están centrando en sistemas de baterías de litio-azufre y litio-oxígeno. Estos sistemas alcanzan energías específicas más grandes por un factor de entre 3 y 10.

La siguiente tabla muestra los valores de energía específica que se esperan conseguir en el futuro.

Tabla 2-4: Energía específica teórica y futura de los sistemas de baterías. (Basada en Tabla 2 de [26])

Sistema	Energía específica teórica (Wh/kg)	Valor esperado para 2025 (Wh/kg)
Li-Ion	390	250
Zn-aire	1090	400-500
Li-S	2570	500-1250
Li-O ₂	3500	800-1750

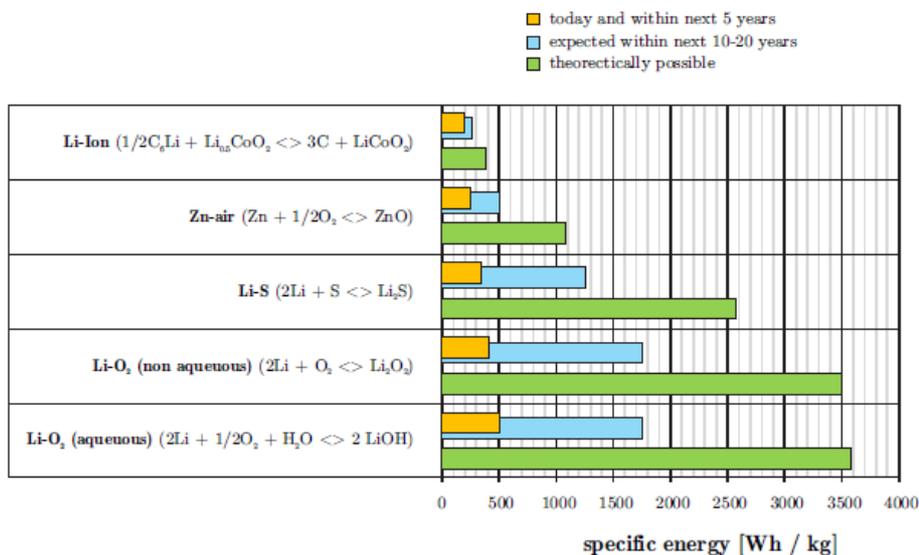


Figura 2-18: Energía específica actual y esperada. [26]

2.4.4 Tecnología de los motores eléctricos.

Los motores eléctricos usados en aviación se tienen que diseñar para trabajar a la potencia de crucero. En la Figura 2-19 se puede ver la potencia de algunos motores de pistón y de motores eléctricos. Los pocos motores eléctricos disponibles para la propulsión de aeronaves tienen una potencia de salida menor de 100 kW. Hoy en día, parece posible poder construir motores eléctricos con una densidad de potencia de entre 2 y 4 kW/kg. Se espera que desarrollos futuros consigan aumentar el rango de densidad de potencia hasta 8 kW/h, pero para ello

es importante desarrollar motores eléctricos de peso ligero.

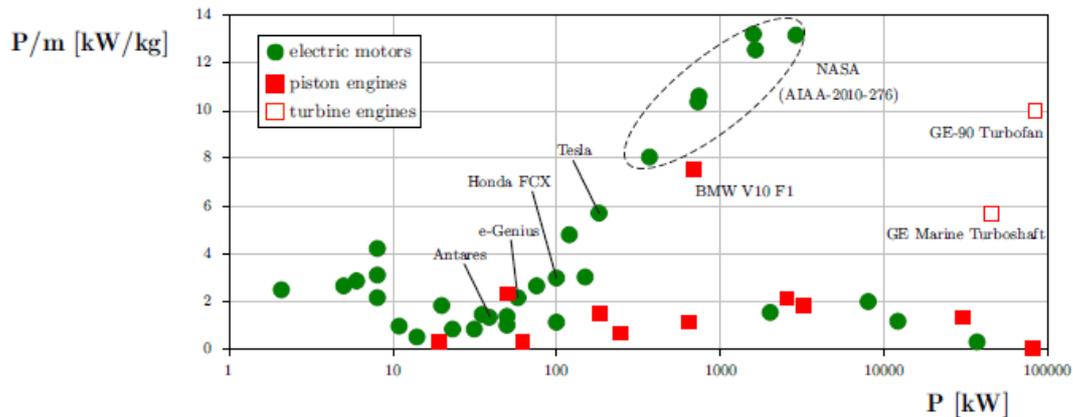


Figura 2-19: Densidad de potencia de motores de pistón y motores eléctricos. [26]

2.5. Baterías.

El uso de baterías y otras tecnologías de almacenamiento de energía supone un avance para conseguir sustituir los combustibles fósiles por fuentes de energía renovables. Para conseguir que el sector del transporte se vuelva más eléctrico, es muy importante que las soluciones de almacenamiento de energía cuenten con una alta energía específica. La energía específica es una de las características más importantes de las baterías y sus unidades son Wh/kg. A mayor energía específica, mayor energía podrá suministrar la batería por unidad de masa.

Los coches y los aviones no pueden conectarse a una red eléctrica directamente como pueden hacerlo los trenes, por ejemplo. Además, los coches y los aviones cuentan con limitaciones de peso y tamaño, lo que requiere que la energía que necesitan para su operación se acople en un volumen relativamente pequeño. Actualmente, las baterías son la tecnología que mejor se adapta a estas necesidades, sin embargo, hay otras tecnologías en desarrollo, como son las pilas de combustible y los super-condensadores.

Durante los últimos 25 años, se ha mejorado considerablemente el rendimiento de las baterías modificando o reemplazando materiales para crear reacciones químicas más eficientes, además el coste por unidad de energía almacenada ha descendido en un orden de magnitud durante este periodo. Debido al aumento del rendimiento de las baterías y a su bajo coste, los coches eléctricos pueden hoy en día realizar un trayecto de más de 500 kilómetros con una sola carga. [27]

2.5.1 Fabricantes de baterías.

Los altos niveles de actividad y de competitividad en el sector de las baterías han dado lugar a lo que se conoce como “la batalla de las baterías”. Aunque están surgiendo inversores existe un factor limitante. La información disponible puede estar influenciada por distintas agendas así como las distintas perspectivas organizativas. También están involucrados los gobiernos tratando de conseguir que el desarrollo y producción de nuevas tecnologías tenga lugar en su región o país.

A propósito de lo anterior, el año 2017 fue el año en que se hizo la mayor inversión en el desarrollo de nuevas tecnologías en el campo de las baterías, alcanzando casi los 8 billones de dólares. Actualmente, hay sobre 200 fábricas por todo el mundo dedicadas a este sector, la mayoría de las cuales se encuentran en China. Entre los principales fabricantes se encuentran los fabricantes de automóviles, como BYD y Tesla, este último, en cooperación con Panasonic, se ha convertido en uno de los principales fabricantes junto con sus colegas Samsung, la compañía de electrónica más importante, además de una compañía química, LG Chem y especialistas en baterías como CATL y Guoxuan High-Tech.

A continuación se muestran dos gráficas. La primera de ellas (Figura 2-20) representa cómo ha evolucionado la producción de baterías en algunas de las regiones más importantes en el desarrollo de baterías, asociado a la inversión que se ha realizado de forma anual y a la energía que son capaces de producir. La segunda (Figura 2-21) representa la energía por año que han conseguido los principales fabricantes de baterías y lo que se espera conseguir. [27]

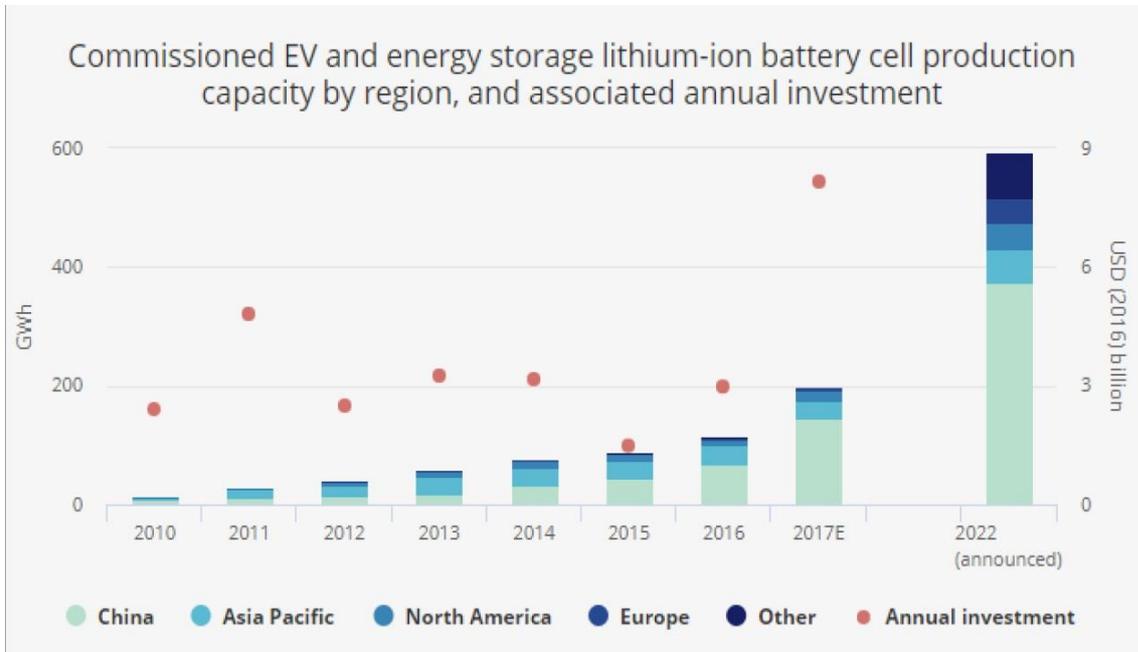


Figura 2-20: Producción de baterías por región [27]

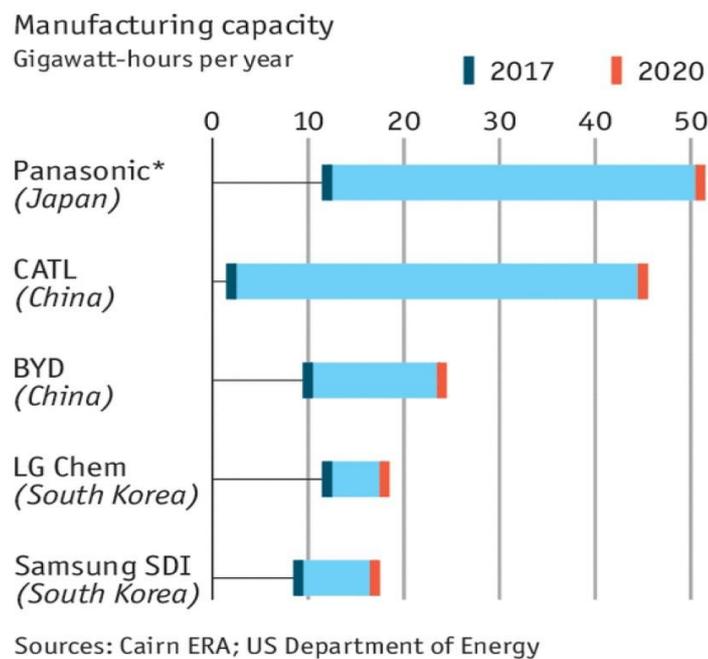


Figura 2-21: Producción de baterías por fabricante. [27]

2.5.2 Desarrollo de las baterías.

La trayectoria del desarrollo de las baterías durante la próxima década estará determinada por la industria automovilística, puesto que la mayoría de las baterías que se producen estarán enfocadas a saciar la demanda de los vehículos eléctricos. Aunque se espera que la próxima generación de baterías será la de las baterías en estado sólido, las enormes y crecientes inversiones que se están realizando para la investigación y desarrollo de las mismas hace que sea difícil de predecir la siguiente generación de energía específica. Una perspectiva conservadora es que la energía específica mantendrá su tasa de ganancia, que es al menos de un 8% por año.

En la siguiente tabla se comparan las características de las baterías que usarían los coches eléctricos y los aviones eléctricos, que aunque tienen muchas cosas en común, también tienen algunas diferencias.

Tabla 2-5: Comparación de algunas características importantes para baterías de coche y avión. (Tabla basada en [27])

	Coches	Aviones
Vida útil	La vida útil de un coche es de unos 6 años, es decir sobre 200000 km, lo que equivale a menos de 1000 ciclos.	Un avión comercial regional puede volar más de 10 horas al día. Esto supondría al menos 5000 ciclos.
Seguridad	Importante	Más importante que en la tierra, un fallo en el aire sería catastrófico. Aunque son más costosos conviene usar productos químicos para baterías más seguros pues podrían ahorrar costos de ventilación, por ejemplo.
Coste	Muy importante. La industria automovilística impulsará soluciones de bajo precio.	El coste de las baterías para aviones está directamente relacionado con su vida útil por lo que se podría aceptar importantes costes iniciales si la vida de la batería es mayor.

2.5.3 Carga rápida.

Las baterías pueden ser cargadas a la misma velocidad que son capaces de descargarse. Las baterías de iones de litio pueden producir una potencia de 5 veces su capacidad, por eso se clasifican como 5C. Estas baterías pueden cargarse con la misma potencia 5C, siempre y cuando se controle su temperatura. Hasta que la batería alcanza un estado de carga del 80% o 90%, la resistencia interna de la batería es baja y su temperatura puede ser controlada. Durante el último 20% o 10%, sin embargo, las pérdidas de la batería aumentan y se libera más calor, tiempo durante el cual la potencia de carga se reduce.

En lo referido a la química, las baterías de litio-azufre se consideran la próxima generación de baterías ya que ofrecen una alta densidad de potencia pero no son capaces de alcanzar la velocidad de carga y descarga de las anteriores. Asimismo, las baterías de litio en estado sólido también son prometedoras.

Un método alternativo a la carga rápida podría ser cambiar las baterías en el aeropuerto. Esto implicaría sustituir los módulos de baterías agotados por otros completamente cargados. [27]

2.5.4 Control térmico.

La temperatura interna es un parámetro muy importante para las baterías ya que influye en la capacidad, la velocidad de carga y la vida útil. Las temperaturas ideales deben estar entre los 15°C y los 30 °C, por ejemplo; si la temperatura se puede mantener entre esos límites, las baterías pueden trabajar de acuerdo a sus máximas especificaciones de diseño.

Evidentemente, el control de la temperatura es muy importante para asegurar que un sistema de baterías para una aeronave funcione de forma óptima. Además de las pérdidas que se producen durante la carga y descarga de las baterías, la temperatura ambiental puede calentar o enfriar la batería. Para un avión, la mayor demanda de refrigeración se producirá durante las fases de despegue y ascenso, dado que en estas fases se requiere una alta potencia y la una velocidad de carga alta. Durante el descenso y el crucero, deberá mantenerse el calor para prevenir alcanzar niveles por debajo de los óptimos.

Se prevé que para los sistemas de baterías que se usarán en aviones se utilizaran refrigerantes líquidos. La refrigeración usando aire es menos eficiente, además de que es más difícil mantener el flujo de aire de modo que permita un enfriamiento uniforme. [27]

2.5.5 Vida útil.

Las baterías para la propulsión deben tener la máxima densidad de potencia posible porque el peso es un factor crítico. Una batería tiene que dar una determinada cantidad de potencia en sus distintos estados de carga. La vida útil de una batería está determinada por una determinada reducción en la capacidad, en la potencia disponible o una combinación de ambas.

Para la automoción, el final de la vida útil se da cuando se ha reducido la capacidad de la batería en un 75% o 80%. Para una batería usada en un avión, el final de su vida útil estará, además, determinado por una reducción en la capacidad para dar potencia destinada a la propulsión porque esta potencia es crítica para la seguridad durante el despegue.

Por otro lado, también hay que considerar el segundo uso de las baterías. Cuando una batería ha sido usada para la aviación o la automoción y ya no se puede destinar a este uso, se pueden reutilizar para almacenamiento en las redes eléctricas, por ejemplo. [27]

2.5.6 Alternativas a las baterías.

2.5.6.1 Pilas de combustible.

Actualmente, las baterías son la opción preferida para el almacenaje de energía eléctrica, tanto para la aviación como para la automoción. Sin embargo, existen otras opciones como por ejemplo, las pilas de combustible. Esta tecnología es una alternativa a las baterías que más se asemeja a ellas y se han usado en aplicaciones espaciales durante muchos años. Una pila de combustible convierte el combustible directamente en electricidad sin producir ninguna emisión. El hidrógeno líquido es el combustible más usado. Además, las celdas de combustible pueden dar una conversión de energía a bordo con una eficiencia del 50%, con potencial para mejorar.

Al contrario que las baterías, las pilas de combustible no se agotan ni requieren ser cargadas. Su funcionamiento consiste básicamente en la oxidación del hidrógeno en agua, generando energía eléctrica y calor directamente, sin pasar por generadores. Al igual que las baterías, se forman por un ánodo, cátodo y electrolito. La reacción se consigue alimentando el hidrógeno en el ánodo y el oxígeno en el cátodo, estando estos separados por una membrana electrolítica. [28]

2.5.6.2 Baterías en estado sólido.

Una batería en estado sólido basa su funcionamiento en el de las baterías de iones de litio. Éstas están formadas por un ánodo, un cátodo y un electrolito. Los dos electrodos (ánodo y cátodo) están sumergidos en el electrolito. A este conjunto se le llama celda, y cuando se unen varias celdas se forma una batería. Las baterías de iones de

litio usan como electrolito una sal de litio. Cuando se conecta a la batería un aparato para alimentarla, comienza la reacción química, que hace que las partículas ionizadas circulen de un electrodo al otro, produciéndose una liberación de energía. Lo mismo ocurre cuando se conecta la batería al aparato que tiene que alimentar pero en dirección contraria.

El funcionamiento de una batería en estado sólido es el mismo que el de las baterías de iones de litio pero cambia el electrolito, siendo en este caso un material sólido. Se suele usar un electrolito de cristal. Estas baterías pueden llegar a tener mayor densidad de carga y pueden funcionar a temperaturas más extremas, además, debido al material sólido son más seguras, dado que el electrolito no se incendiaría en caso de accidente. [29]

2.5.6.3 Super-condensadores.

Un condensador está formado por dos placas conductoras entre las que hay un material dieléctrico. Cuando se aplica una diferencia de potencial entre las placas se produce la polarización del medio dieléctrico, originando una diferencia de densidades entre las placas. Este tipo de condensador no se usa para almacenar energía pues tiene una capacidad baja, sino para el filtrado en electrónica.

Los super-condensadores tienen una estructura parecida a las de las baterías, pues tiene dos electrodos, un electrolito y un separador para aislar eléctricamente los dos electrodos. Estos, tienen una alta energía específica (en torno a 1-10 kWh/kg), esto hace que se puedan cargar y descargar en segundos. Además, tiene una larga esperanza de vida, pudiendo realizar más de 1 millón de ciclos de carga-descarga, así como una larga vida útil porque mantienen su capacidad eléctrica con el paso del tiempo. Sin embargo, son muy costosos. [30]

2.6. Propulsión distribuida

La propulsión distribuida se basa en dividir el empuje para reducir el ruido, la distancia de aterrizaje y despegue y mejorar el consumo específico de combustible y el alcance de vuelo.

Es un concepto que se remonta a los años 30. Inicialmente se propuso el uso de múltiples unidades propulsivas distribuidas en dos filas o series. Esta propuesta estaba motivada por la viabilidad de ascender sin el uso de pistas de aterrizaje especiales. A pesar del uso de las alas, lo que supone un incremento de la contribución a la fuerza de sustentación del avión, la propuesta fue insignificante, y se optó por añadir hélices auxiliares delante y detrás de las alas del avión, que más tarde fueron sustituidas por turbinas de gas. Este concepto, proponía el uso de un motor de combustión interna principal en combinación con varias turbinas de gas que se colocaban en la estructura del ala. También se propuso el uso de motores nucleares en combinación con turbinas de gas. Esta propuesta podría contribuir a mejorar el ratio potencia-peso, pero también había que tener en cuenta la emisión de radiación en el caso de que la aeronave colisionase.

La propulsión distribuida se tuvo en cuenta para los aviones de despegue y aterrizaje vertical (VTOL), elevando a otro nivel las propuestas que se realizaron en los primeros años. Por otro lado, se diseñaron modelos con placas solares que supusieron un importante paso hacia el desarrollo de aviones solares del futuro.

Finalmente, se llegó a la conclusión de que la propulsión distribuida ofrece muchas configuraciones, como por ejemplo, el uso de hidrógeno, de motores de pistón, turbinas de gas, células solares, unidades eléctricas o potencia nuclear.

2.6.1 Concepto

Con el paso del tiempo, los aviones comerciales para el transporte de pasajeros empezaron a emplear un mínimo de tres motores, lo que indicaba que la propulsión distribuida estaba cogiendo fuerza poco a poco. En este caso, la elección de que el uso de tres motores sea representativo de la propulsión distribuida se basa en la definición de distribución, “expandir o esparcir a lo largo de un área”. Por tanto, las aeronaves que usan dos motores “gemelos” no se considera que usen esta tecnología.

2.6.2 Motivación

La necesidad de una aviación más sostenible ha motivado la búsqueda de soluciones que aborden los objetivos que se pretenden alcanzar en la aviación del futuro. Estos objetivos son fundamentalmente la reducción del uso de combustible, de las emisiones, del ruido y una minimización del impacto ambiental en el medio ambiente. En los últimos años, se ha sugerido la propulsión distribuida como un instrumento prometedor para abordar con éxito la posibilidad de regulaciones ambientales más estrictas para la aviación comercial.

Investigaciones más extensas en esta área sugieren combinar distribución y propulsión eléctrica, de hecho, existen varios modelos de avión que ya los están combinando. Además, es evidente que existen numerosos inconvenientes en la propulsión que usa turbinas de gas pequeñas, por lo que se sugieren tecnologías alternativas basadas en la vía eléctrica para optimizar los esfuerzos mediante el uso de la superconductividad. Los fans distribuidos parecen ser la opción obvia en lo que respecta al último desarrollo de esta tecnología de propulsión, se demostró que la propulsión distribuida en el ala podría dar lugar a eficiencias propulsivas del orden de las de los aviones con motor turbofán.

Los estudios de optimización multidisciplinarios (MDO) se centraron en la búsqueda de formas eficientes de integración del sistema de propulsión al fuselaje de la aeronave, motivados por la dificultad para integrar los conductos y fans a las alas. Los análisis de la MDO sugieren también una reducción del ruido liderando nuevas áreas de investigación en el proceso de diseño de aviones con propulsión distribuida.

Existen muchas configuraciones que se centran en la reducción del ruido. Entre ellas se incluyen: motores integrados con entradas de ingesta de capa límite, toberas distribuidas instaladas en motores con vaina y propulsión distribuida. Los sistemas de propulsión distribuida integrada usados para generar estructuras que generen una alta sustentación permitieron la integración propulsión-fuselaje (PAI Propulsion Airframe Integration) para la que se pueden conseguir operaciones con bajo ruido y eficiente velocidad de crucero de las aeronaves de tipo STOL (short take off and landing).

2.6.3 Por qué elegir la propulsión distribuida.

A la hora de considerar la propulsión distribuida, es importante tener en cuenta algunos parámetros que están ligados a la configuración de la propulsión. El sistema de propulsión no es un componente aislado, sino que interactúa activamente con otros componentes del avión.

A grandes rasgos, se pueden dividir en tres secciones: características del avión, sistema de propulsión del avión y operaciones del avión. En la siguiente figura podemos ver los parámetros a configurar y lo que se espera conseguir con dicha configuración:

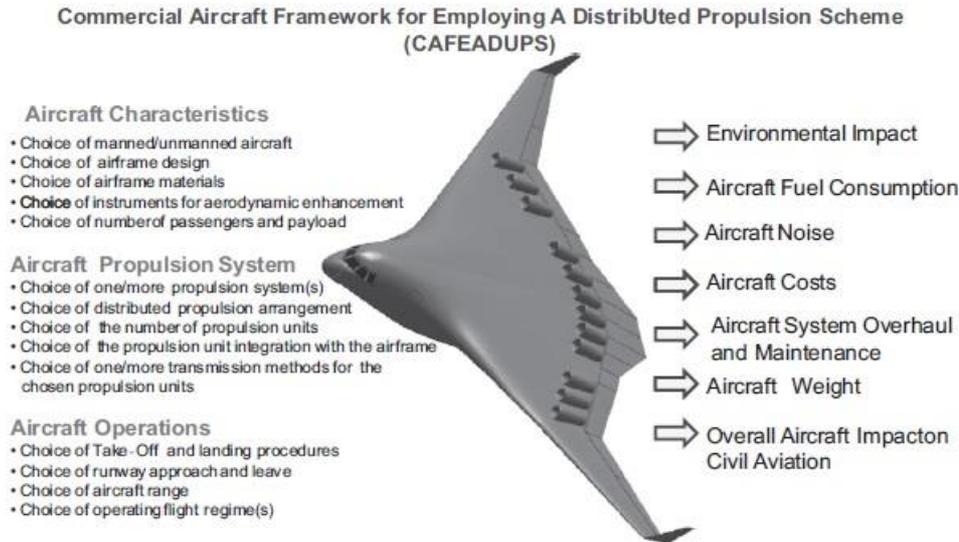


Figura 2-22: Parámetros a establecer en una aeronave con sistema de propulsión distribuida. [23]

2.6.4 Características del avión

Primero hay que decidir si el avión va a ser tripulado o no. Si un avión comercial se destina únicamente al transporte de mercancías, todos los sistemas relacionados con la presurización y control ambiental de la cabina cambian drásticamente, luego se estaría alterando la estructura del avión. También hay que tener en cuenta los materiales con los que se va a fabricar el avión y deben ser revisados en cuanto a sus propiedades, a los requerimientos de la estructura y las condiciones de vuelo a las que va a volar. Una combinación entre diseño y materiales de la estructura del avión, determinará el peso vacío operativo, OEW (Operating Empty Weight). Para determinar el peso también se debe considerar el número de pasajeros o la carga de pago, que junto con otros parámetros contribuyen al MTOW (Maximun Take-Off Weight).

2.6.5 Sistema de propulsión de la aeronave.

Hay que determinar si se usa uno o más sistemas de propulsión, la disposición de la propulsión distribuida, el número de unidades de propulsión, la integración de las unidades de propulsión con la estructura del avión y los métodos de transmisión para las unidades de propulsión elegidas. Todas estas decisiones hacen que la configuración del sistema de propulsión sea muy flexible. Además hacen que se pueda variar la configuración del sistema, adaptándose a los distintos segmentos de vuelo.

2.6.6 Operaciones del avión.

También hay que tener en cuenta los procedimientos de aterrizaje y despegue, dado que el uso de aviones del tipo STOL influye en las posibilidades de operación del avión y en el ruido emitido cuando se producen las maniobras de aproximación y el despegue. Por otro lado, dependiendo del avión elegido, de las características de diseño, la potencia propulsiva y el peso del avión, el rango del avión puede variar.

2.6.7 Propulsión eléctrica distribuida.

A la hora de emplear la propulsión distribuida al AEA o al MEA aparecen una serie de retos. A parte de los desafíos técnicos, también hay que tener en cuenta los desafíos de actitud como por ejemplo, la aparición de políticas medioambientales rigurosas. Esto hace que pueda parecer dudosa la inversión en el desarrollo en masa de las pequeñas turbinas de gas que serían necesarias para la propulsión distribuida.

Un reto a la hora de aplicar esta propulsión al MEA o AEA es la potencia de salida para los generadores y los actuadores. La tecnología avanzada ha conseguido generadores de 100-200 kW, pero lograr generadores de 1MW para aplicaciones en el aire es un desafío sustancial. Por otro lado, para mantener un sistema eléctrico con bajo peso, se tienen que usar voltajes mayores de 115 V AC. El tamaño del sistema podría reducirse notablemente si se usaran sistemas 270 V DC, pero el movimiento en esta dirección también impondría el uso de arcos eléctricos y efectos electromagnéticos perturbadores asociados a la corriente continua de alto voltaje.

Para la generación de potencia eléctrica en el MEA tenemos 4 opciones:

- Ciclo convertidor de velocidad variable y frecuencia constante (VSCF, variable speed constant frequency).
- Frecuencia variable (VF, variable frequency).
- Enlace DC de velocidad variable y frecuencia constante (VSCF).
- Frecuencia constante IDG (Integrated Drive Generator es una combinación de una unidad de velocidad constante y un generador).

Por otro lado, el uso de muchas unidades eléctricas y componentes, como motores eléctricos y cables, impone penalizaciones en el peso. Por tanto, para la reducción del peso se propone el uso de materiales compuestos. Además, es importante el dimensionamiento correcto de los componentes eléctricos con motores eléctricos eficientes, generadores, APUs así como la implementación de métodos de transmisión eléctrica optimizados. A la hora de elegir propulsión distribuida u otros sistemas de propulsión también se deben considerar los gastos de mantenimiento y el funcionamiento directo del mismo.

Por tanto, podemos deducir que la potencia total propulsiva del avión y el peso son dos factores dominantes a la hora de elegir un sistema de propulsión distribuida. [23]

3 ESTUDIO Y DISEÑO PRELIMINAR DE UN SISTEMA DE PROPULSIÓN PARA VEHÍCULOS DE MOVILIDAD URBANA

En este capítulo se procederá al diseño del sistema propulsivo de la aeronave. Para ello habrá que calcular la potencia necesaria a partir de la cual se dimensionarán los elementos del sistema propulsivo y se determinará el alcance y el tiempo de vuelo del vehículo. Se determinará el tipo de motor a usar, así como el resto de elementos necesarios y se calculará el tamaño de las hélices y el número de motores.

3.1 Cálculo de la potencia y el alcance

Los vehículos destinados a la movilidad aérea urbana son pequeños, generalmente para uno o dos pasajeros. Como se mencionó anteriormente, la mayoría de los prototipos que se están desarrollando son no tripulados, no obstante, se pretende que los vehículos destinados a este fin tengan un piloto para incrementar la confianza de los pasajeros que los usen.

En este capítulo se va a realizar un estudio y un diseño preliminar del sistema propulsivo de un vehículo de movilidad aérea urbana. Uno de los problemas que aparece a la hora de realizar esta tarea es que no conocemos los coeficientes aerodinámicos de los prototipos que se están desarrollando, por tanto, elegimos una aeronave que se asemeje en tamaño a un vehículo de estas características. En este caso elegimos una avioneta pequeña, concretamente el Cessna 182, cuyas características se muestran en la siguiente tabla:

Tabla 3-1: Características aerodinámicas del Cessna 182. [31]

Superficie alar (S)	16.16 m ²
Envergadura (b)	11 m
Coeficiente de resistencia (C _D)	0.032
Coeficiente de sustentación (C _L)	0.307
Eficiencia aerodinámica (E)	9.6

Estos son los valores que usaremos para el cálculo inicial de la potencia.

También será necesario estimar el peso máximo de despegue de la aeronave, para lo que necesitamos saber la masa de la carga de pago, la masa de las baterías y la masa de la aeronave en vacío. Para este caso, suponemos que la aeronave tiene una capacidad para dos pasajeros. En cuanto a la masa de las baterías solo tendremos en cuenta las baterías necesarias para la propulsión, dado que para el resto de sistemas de la aeronave también necesitarían ser alimentados por baterías. Por último, para estimar el peso en vacío tomamos como referencia algunos de los prototipos que se están desarrollando. De esta manera, según un estudio realizado por la Universidad de Hamburgo [32], se puede establecer que la media por pasajero es de 93 kg. Por otro lado, observando las características de algunos prototipos, como por ejemplo el Vahana de Airbus [16], establecemos una masa de la aeronave en vacío (m_{OE}) de 800 kg. La masa de las baterías se calculará posteriormente.

Para realizar los cálculos es necesario elegir un tipo de batería. La batería más usada en este tipo de aplicaciones es la de iones de litio o de polímero de litio. A continuación, mostramos las características generales de cada uno de los tipos de baterías mencionados.

Tabla 3-2: Características de las baterías de iones de litio. [33]

Energía específica	100-265 Wh/kg
Densidad energética	250-730 Wh/L ²
Potencia específica	250-340 W/kg
Eficiencia de carga/descarga	80-90%

Tabla 3-3: Características de las baterías de polímero de litio. [34]

Energía específica	130-200 Wh/kg
Densidad energética	300 Wh/L ²
Potencia específica	Hasta 10 kW/kg
Eficiencia de carga/descarga	99.8%

Como se mencionó en capítulos anteriores, existen muchos otros tipos de batería, algunos de los cuales se han dejado de usar y otros que todavía se encuentran en estudio para conseguir mejorar sus propiedades y conseguir mayores energías específicas.

En cuanto a los motores, el tipo de motor más usado actualmente en aeronaves auto pilotadas y con despegue y aterrizaje vertical es el motor de corriente continua sin escobillas (Brushless), aunque su uso suponga el uso de un sistema de control más complejo.

El uso de estos motores implica el uso de un controlador de la velocidad, también llamado variador, y dependiendo del motor que se use, una caja de cambios para regular la velocidad de la hélice. Estos componentes se explicarán posteriormente.

Para el diseño de un sistema propulsivo necesitamos conocer el empuje que necesita la aeronave, y consecuentemente, la potencia. Una vez que obtenemos esto elegimos una fuente de potencia, que en este caso serán baterías, pero podrían ser pilas de combustible o celdas solares. Las baterías producen tensiones continuas y aunque los motores que se usan se dice que son de corriente continua, en su interior todos funcionan con corriente alterna. Por este motivo, será necesario el uso de un inversor, que normalmente vendrá incluido en el controlador de velocidad.

Cuando se haya elegido el motor, habrá que seleccionar las hélices que propulsarán la aeronave. Normalmente, los fabricantes de motores recomiendan qué hélices usar para su motor.

3.1.1 Cálculo de la potencia necesaria para el despegue y el rango de la aeronave

Para comenzar con los cálculos es necesario tener un empuje necesario, así como una potencia. Para obtener estos valores usamos las ecuaciones de mecánica de vuelo del crucero [35]. La estimación de la potencia se va a realizar únicamente para este tramo, dado que es el tramo más largo del vuelo. Las ecuaciones del tramo de crucero se muestran a continuación:

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \quad (3-1)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (3-2)$$

$$\frac{W}{g} \frac{dV}{dt} = T - D - W \sin \gamma \quad (3-3)$$

$$\frac{W}{g} V \frac{d\gamma}{dt} = L - W \cos \gamma \quad (3-4)$$

Para simplificar las ecuaciones partimos de las siguientes hipótesis:

- Vuelo casi-estacionario, es decir, la aceleración tangencial y normal son despreciables ($\dot{\gamma} \approx 0, \dot{V} \approx 0$).
- Peso constante ($W \approx cte$).
- Ángulo de trayectoria nulo ($\gamma \approx 0$).

De esta manera, la ecuación que con la que obtenemos el empuje (3-3) queda de la siguiente manera:

$$0 = T - D \quad (3-5)$$

Para obtener el empuje tenemos que calcular la resistencia aerodinámica. Para ello usamos la siguiente ecuación y los coeficientes aerodinámicos del Cessna 182 (Tabla 3-2), que se presentaron en la introducción:

$$D = \frac{1}{2} \rho S \frac{V^2}{3.6} C_D \quad (3-6)$$

Donde ρ es la densidad del aire (kg/m^3), S es la superficie alar de la aeronave (m^2), V es la velocidad de la aeronave (m/s^2) y C_D es el coeficiente de resistencia. En este caso se ha supuesto una velocidad de vuelo máxima en crucero de 200 km/h. Los valores que se van a usar para realizar los cálculos se muestran en la siguiente tabla:

Tabla 3-4: Valores usados para el cálculo de la resistencia aerodinámica

P	1.225 kg/m^3
S	16.16 m^2
V	200 km/h
C_D	0.032

Obtenemos un valor del empuje de $T_{cruise} = 977.69 N$. Este empuje es el necesario para el tramo de crucero. A continuación, calculamos la potencia. Para este cálculo hemos introducido una eficiencia del total del sistema propulsivo para que sea más realista. Este valor se ha tomado de un 85%.

$$P = \frac{T_{cruise} \times V}{\eta_{sp} \times 3.6} \quad (3-7)$$

Obtenemos una potencia de $P = 63901 W \approx 63.9 kW$. Así obtenemos una primera aproximación de la potencia necesaria para el crucero, a partir de la cual podemos calcular la masa de baterías necesaria.

Para obtener la masa de baterías necesitamos conocer o el tiempo de vuelo o el rango. Suponemos entonces que queremos que la aeronave tenga un alcance (R) de 50 km. Para calcular la masa de baterías usamos las siguientes ecuaciones:

$$t_{vuelo} = \frac{R}{V} \quad (3-8)$$

$$m_{bat} = \frac{P \times t_{vuelo}}{e_{bat}} \quad (3-9)$$

Donde t_{vuelo} es el tiempo de vuelo, V es la velocidad de vuelo, R es el alcance, P es la potencia calculada anteriormente, y e_{bat} es la energía específica de las baterías. La velocidad que usamos es la misma que en los cálculos anteriores, 200 km/h. Realizamos los cálculos con las dos energías específicas de los dos tipos de baterías que mencionamos en la introducción.

Para obtener una aproximación más exacta del alcance de la aeronave a partir de la masa de las baterías, usamos ecuaciones de cálculo de potencia adaptadas a aeronaves con propulsión eléctrica [32]. Se muestran a continuación:

$$MTOW = (m_{bat} + m_{payload} + m_{OE}) \times g \quad (3-10)$$

$$E = \frac{L}{D} \quad (3-11)$$

$$P = \frac{MTOW \times V}{E \times 3.6} \quad (3-12)$$

$$P_{bat} = \frac{P}{\eta_{elec} \times \eta_{prop}} \quad (3-13)$$

$$R = m_{bat} \times e_{bat} \times \frac{V}{P_{bat}} \quad (3-14)$$

Donde MTOW es el peso máximo de despegue, $m_{payload}$ es la carga de pago que se establece como 93 kg por pasajero, dos en este caso, m_{OE} es la masa del avión vacío, E es la eficiencia aerodinámica, que para el Cessna 182 es aproximadamente igual a 9.6, g es la aceleración de la gravedad, η_{elec} y η_{prop} son los rendimientos asociados a los motores eléctricos y a las hélices. Estos valores se han obtenido del estudio anteriormente mencionado realizado por la Universidad de Hamburgo [32], así como las ecuaciones usadas para realizar los cálculos del MTOW, alcance y potencia de baterías. Los valores que se usan en los cálculos y que son comunes para ambas baterías se muestran en la siguiente tabla:

Tabla 3-5: Valores usados para el cálculo del alcance.

$m_{payload}$	186 kg
m_{OE}	800 kg
E	9.6
g	9.8 m/s ²
V	200 km/h
η_{elec}	0.9
η_{prop}	0.8

Una vez realizados los cálculos obtenemos los siguientes valores:

Tabla 3-6: Resultados obtenidos para las distintas baterías.

	Li-Ion	Li-Po
e (Wh/kg)	265	200
m_{bat} (kg)	62	80
R (km)	38.4	38.1
t (hrs)	0.19	0.19
P_{bat} (kW)	82.58	83.96

En la tabla de resultados (Tabla 3-6) se muestra la energía específica que se ha usado para cada una de las baterías, el máximo en cada caso, la masa de baterías obtenida (ecuación 3-9), el alcance (ecuación 3-14), el nuevo tiempo de vuelo (ecuación 3-8) y la potencia de las baterías en kilovatios (ecuación 3-13). Se puede observar que la diferencia entre el uso de una u otra batería es pequeña en lo referido a alcance y tiempo de vuelo. Sin embargo, en cuanto a la diferencia de peso, un parámetro muy importante en la aeronáutica, es mejor la batería de iones de litio, por tener una mayor energía específica.

Solo para resaltar la importancia de usar una batería con una mayor energía específica, realizamos los cálculos con una batería de litio y aire (Li-air) cuya energía específica es de 600 Wh/kg [36]. Los valores obtenidos son los siguientes:

Tabla 3-7: Resultados obtenido usando una batería de litio y aire.

	Li-Air
e (Wh/kg)	600
m_{bat} (kg)	26.6

R (km)	40.6
t (hrs)	0.2
P_{bat} (kW)	79.76

La diferencia más importante se encuentra de nuevo en el peso de las baterías, aunque en este caso cabe destacar además la diferencia en la potencia. Lo que más llama la atención de este tipo de baterías es su alta energía específica, comparable con la de la gasolina. Por otro lado, tienen una baja vida útil y poca estabilidad, por lo que aún no se pueden usar en el mundo aeronáutico.

3.1.2 Elección de la batería

A la hora de elegir una batería hay que tener en cuenta algunos parámetros. Primero hay que saber cuál es la energía consumida, es decir, la potencia que se consume durante un tiempo. Para obtener esta energía, multiplicamos el tiempo de vuelo que hemos obtenido con los cálculos por la potencia. Los parámetros de una batería con los que obtenemos la energía son la capacidad ($A \cdot h$), el voltaje nominal (V) y el número de celdas de baterías que se necesitan.

Un ejemplo de cómo se presentan las características de las baterías se muestra a continuación:

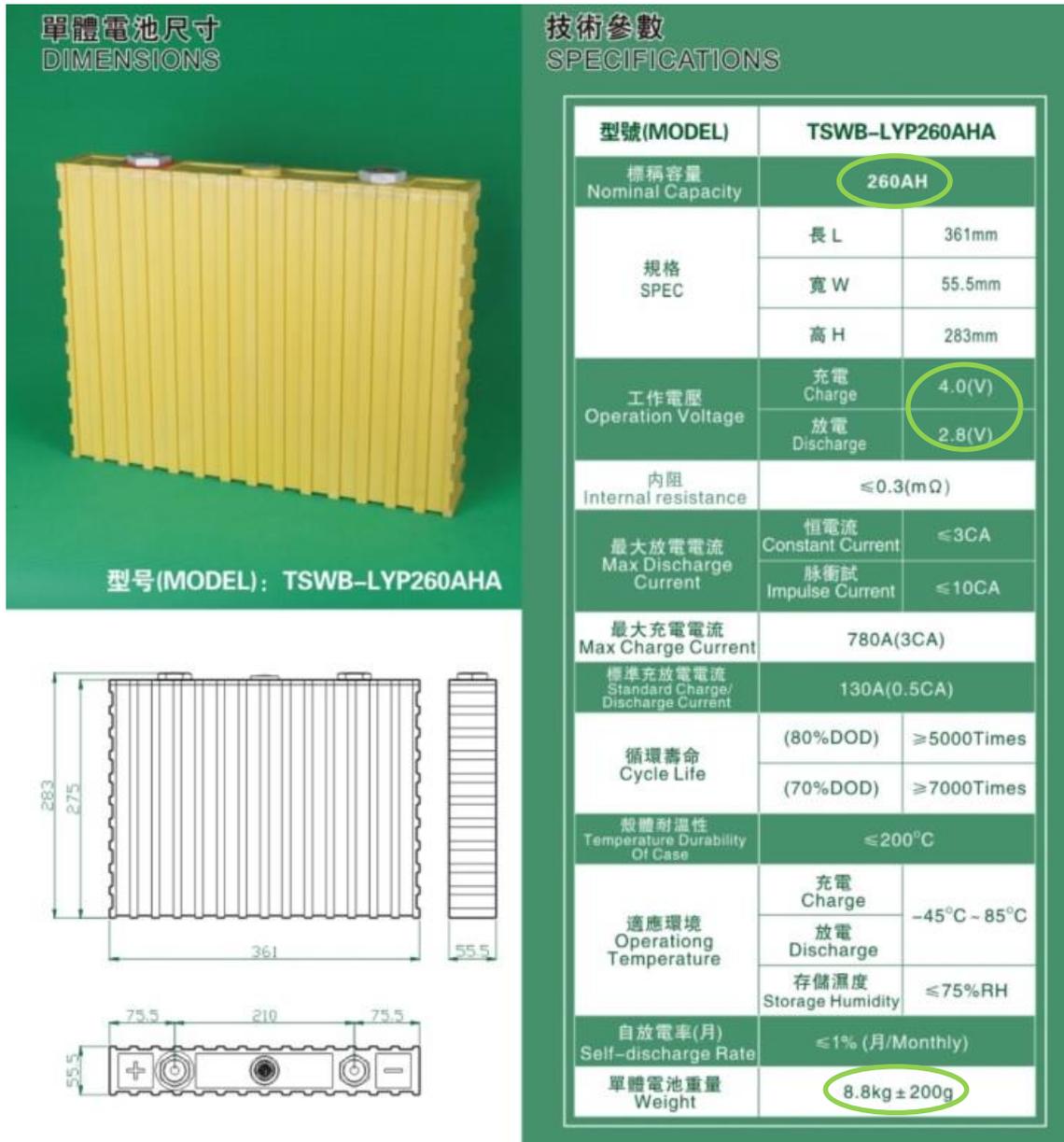


Figura 3-1: Tabla de características de una batería. [37]

El primer dato que aparece en la Figura 3-1 y que está redondeado es la capacidad, el segundo dato es el voltaje de operación de carga y descarga, en este caso para calcular el voltaje nominal se restan ambos voltajes, el último dato aparece redondeado es el peso de la batería, que usaremos para obtener el número de módulos.

En nuestro caso la potencia que se obtiene es bastante alta. Para obtener el número de baterías que necesitamos, realizamos los cálculos con la batería de polímero de litio, dado que son más comunes y el valor de la energía específica es el que se usa normalmente (200 Wh/kg).

Para realizar los cálculos buscamos una batería de polímero de litio, en este caso de la marca Honcell [38]. Esta empresa tiene una amplia oferta de baterías con valores para la capacidad muy distintos. Realizaremos los cálculos para distintos valores de la capacidad, dado que en el caso de estas baterías el voltaje nominal es el mismo para todas las células, 3.7 V.

Partimos de la energía que se consume (E_{cons}) en el tramo de crucero, obtenida de la siguiente manera:

$$E_{cons} = P_{bat} \times t = 83.96 \times 0.19 = 15.95 \text{ kWh} \quad (3-15)$$

Es decir, se multiplica la potencia que se necesita por el tiempo de vuelo en horas. Luego necesitamos una batería que nos de esa energía. Para obtenerla realizamos los siguientes cálculos:

$$n_{células} = \frac{m_{bat}}{m_{célula}} \quad (3-16)$$

$$E_{obt} = V \times C \times n_{células} \quad (3-17)$$

Donde m_{bat} es la masa de baterías que obtuvimos anteriormente (80 kg), $m_{célula}$ es la masa de la célula de batería, V es el voltaje nominal, C es la capacidad de la batería, $n_{células}$ es el número de células necesario y E_{obt} es la energía que se obtiene de la batería que tiene que ser igual o mayor que la energía consumida calculada con la ecuación (3-15).

Algunos de los valores que se obtienen son:

Tabla 3-8: Ejemplos de baterías.

	$E_{obt} (kWh)$	$n_{células}$
$m_{célula} = 90.62 \text{ g y } C = 5 \text{ Ah}$	16.3	881
$m_{célula} = 95 \text{ g y } C = 5.3 \text{ Ah}$	16.5	841
$m_{célula} = 105 \text{ g y } C = 5.5 \text{ Ah}$	15.9	761
$m_{célula} = 112 \text{ g y } C = 6 \text{ Ah}$	15.9	713

En la Tabla 3-8 observamos que aunque la energía que se obtiene al realizar los cálculos es la que necesitamos e incluso mayor en algunos casos, el número de células que se usan es muy grande. El problema con estas baterías es que son muy pequeñas, por lo que se necesitan muchos módulos. Por tanto, deducimos que necesitamos baterías más potentes, es decir, con una mayor capacidad y con un mayor voltaje nominal.

Encontramos una batería de la empresa Grepow que es mucho más potente y cuyas características se muestran en la siguiente tabla.

Tabla 3-9: Características de la batería elegida. [39]

$m_{célula} (kg)$	≈ 6
$C (Ah)$	50
$V_{nominal} (V)$	25.6

Esta batería es de iones de litio concretamente es una batería de litio-ferrofosfato (LiFePO_4) y está pensada para aplicaciones que requieran alto voltaje y una carga rápida. Con esta batería obtenemos una energía: $E_{obt} = 16.64 \text{ kWh}$ y usamos 13 módulos.

Para realizar los cálculos tanto de la potencia como de las baterías se ha realizado una función en Matlab que se puede encontrar en el Anexo y que tiene como argumentos de entrada la velocidad máxima de la aeronave (V), la energía específica de la batería (e_{bat}), la densidad del aire a nivel del mar (ρ), la capacidad de la batería (C) y

la masa de las celdas de batería ($m_{\text{CÉLULA}}$); y como argumentos de salida el alcance (R), el tiempo de vuelo (t) en horas, la potencia de las baterías (P_{BAT}), la energía que se obtiene de las baterías (E_{OBT}) y el número de celdas de batería necesarios ($n_{\text{CÉLULAS}}$).

3.2 Motores eléctricos

Hay muchas opciones distintas a la hora de usar propulsión eléctrica. La electricidad se puede usar para activar una hélice o un fan canalizado, o incluso un fan de un motor basado en turbinas de gas. En la mayoría de aplicaciones la potencia usada para el vuelo proviene de un motor eléctrico. Estos motores son silenciosos, delicados y muy fiables y, normalmente, pesan menos que los motores de gas equivalentes.

El primer motor eléctrico que trabajaba con corriente continua (DC) se remonta a 1827 pero estos motores se empezaron a producir comercialmente una década después. Para 1888, los motores eléctricos eran una tecnología probada y en el mismo año, Nikola Tesla desarrolló un motor de corriente alterna (AC).

La idea básica de un motor eléctrico consiste en un objeto magnético inmóvil, denominado estator, unido a un objeto magnético móvil, llamado rotor. Los imanes del rotor y el estator tienen polos norte y sur, como los tiene la Tierra. Lo que ocurre con los imanes es que los polos opuestos se atraen, mientras que los iguales se repelen. De esta manera, el estator y el rotor tienen polos norte y sur situados en lados opuestos del eje de rotación, de modo que el rotor se mueve hacia la dirección apropiada desde ambos lados.

En la siguiente imagen podemos observar el campo magnético que generan los polos de los imanes en un motor DC convencional. [36]

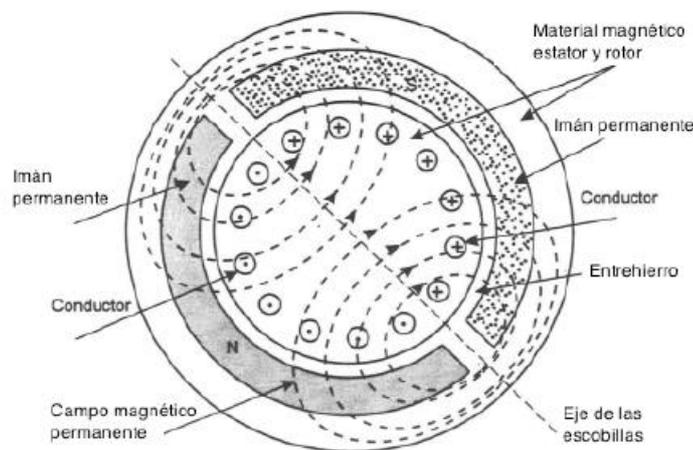


Figura 3-2: Campo magnético generado por imanes permanentes en un motor DC. [40]

El rotor se mueve dentro de un “camino” circular, una vez se haya movido 180 grados, se bloqueará en la posición más cercana al imán que lo está atrayendo para que la polaridad se invierta rápidamente. Después, el rotor vuelve a girar otros 180 grados y el proceso continúa.

Tanto el rotor como el estator pueden ser imanes permanentes, es decir, imanes que al frotarlos con la magnetita conservan durante mucho tiempo su capacidad de atracción; o uno de ellos puede ser un electroimán, que es un bobinado de cable a través del cual pasa la corriente, y solo entonces produce campo magnético. Al menos uno de ellos tiene que ser un electroimán para que la polaridad pueda ser invertida.

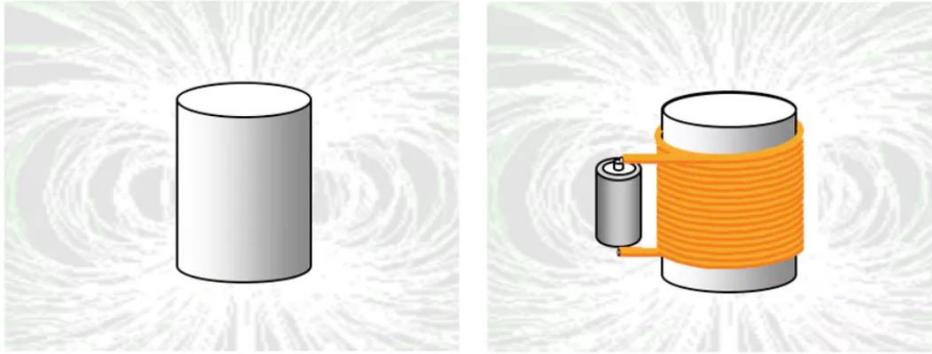


Figura 3-3: A la izquierda: imán permanente con líneas de campo; a la derecha: electroimán con fuente de alimentación y bobinado. [41]

Aunque los motores se puedan clasificar como de corriente alterna o corriente continua, en su interior todos son de corriente alterna. El flujo de corriente se tiene que alternar para invertir la polaridad del imán y así mantener el rotor en movimiento. En un motor DC, el conmutador cambia la polaridad del flujo de corriente de las bobinas del rotor. Originalmente, el cambio se hacía con escobillas mecánicas, que son como pinceles hechos de cable que se posan sobre un contacto eléctrico giratorio unido al rotor y que transmiten potencia a las bobinas del rotor que gira en un campo magnético fijo. Esta potencia se puede perder si hay poco contacto entre la escobilla y el metal. Las escobillas pueden ser metálicas o de grafito. La dirección del flujo de corriente depende de a qué contacto del rotor están tocando las escobillas mientras giran.

Aparecen después los motores sin escobillas, donde circuitos electrónicos detectan la posición del rotor y cambian el flujo de corriente. Esto aumenta la eficiencia y elimina la posibilidad de que las escobillas produzcan chispas, algo muy peligroso especialmente en aplicaciones aeronáuticas. [36]

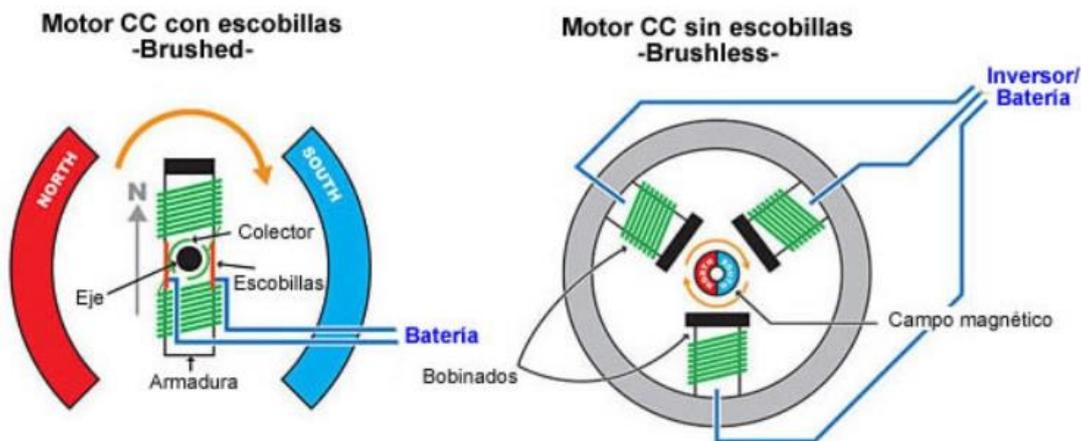


Figura 3-4: A la izquierda un motor con escobillas; a la derecha un motor sin escobillas. [42]

En la Figura 3-4 podemos ver el funcionamiento de ambos motores. En los motores con escobillas, las escobillas al entrar en contacto con el colector hacen que se magneticen los electroimanes y que la parte móvil inicie su movimiento (como se aprecia en la imagen, el polo norte del rotor se mueve hacia el polo sur del estator). En los motores sin escobillas, la batería alimenta a las bobinas que hacen que se genere un campo magnético que mueve el rotor. El rotor que tiene un campo magnético constante tiende a alinear el campo creado por el estator y el suyo propio haciendo que el rotor gire. Para que el rotor siga girando, antes de que se alinee por completo la bobina energizada, se energiza la bobina siguiente, y la anterior se deja de alimentar, de esta manera el campo magnético del estator va cambiando con el tiempo. En este caso es el controlador (en la imagen, inversor) el que controla el movimiento del rotor. [42]

Los motores eléctricos usados en aplicaciones que requieren altos niveles de potencia, normalmente, aplican la variación de la corriente a los electroimanes de los estatores, siendo el rotor o de imanes permanentes o de

electroimanes cuya polaridad no cambia.

La corriente alterna es un flujo de corriente que va cambiando constantemente de positivo a negativo, además no se le tiene que cambiar la fase para alimentar al motor, lo hace ella sola. Como el cambio lo realiza la corriente, un motor AC podrá normalmente funcionar a unas revoluciones por minuto iguales a la tasa de ciclo o a un submúltiplo de ella. Si el rotor esta hecho de electroimanes, la corriente puede pasar a través de él usando escobillas, si usa imanes permanentes, las escobillas no son necesarias.

El motor que acabamos de describir se dice que es un motor bifásico, donde el rotor recorre un camino de 180 grados y luego se invierte la polaridad. Si el rotor está alineado, de modo que sus polos están cerca de los polos del estator, la atracción magnética está alineada con el eje de rotación de modo que no existe momento, y por tanto, no hay rotación. El rotor se encuentra atascado. Asimismo, el momento está próximo a cero cuando los polos del rotor se aproximan a los del estator, así, el par motor decrece casi hasta cero dos veces durante cada revolución.

Para evitar estos problemas, se inventó el motor trifásico en el cual se sitúan electroimanes adicionales en la circunferencia, para cambiar de encendido a apagado únicamente cuando la geometría da lugar a un buen momento. Algunos motores tienen más fases, obteniendo una mejor geometría y operación a expensas de tener una geometría más compleja.

A la hora de usar motores eléctricos en aeronaves, se tienen algunas consideraciones a tener en cuenta: los motores con imanes permanentes son más eficientes que los motores con electroimanes. Los motores de corriente alterna necesitan potencia AC mientras que las baterías y las células solares son de corriente continua, luego se requerirá el uso de un convertidor, normalmente formando parte del controlador del motor. Los motores que usan escobillas son generalmente menos eficientes que los motores sin escobillas, además de que tienen un importante riesgo de generar chispas. Los motores sin escobillas son más eficientes y fiables, pero necesitan controladores sofisticados para cambiar electrónicamente la corriente en el momento adecuado, lo que supone un aumento de su coste.

Los motores sin escobillas y de corriente continua con imanes permanentes (BLDC-PM) son probablemente la mejor opción para aplicaciones aeronáuticas dado que tienen una mejor eficiencia y peso, no hacen chispas, y tienen un buen par motor. Estos motores se están usando en aeronaves como el Pipistrel Taurus G4 y en helicópteros eléctricos.

Los motores eléctricos siempre necesitan un controlador. Estos van desde una especie de interruptor hasta un sofisticado y caro ordenador con circuitería de alta potencia. Además, si el suministro de potencia es DC, como son las baterías, el controlador deberá incluir un inversor DC-AC para producir la corriente que se enviará a los electroimanes del motor. Por esta razón, los controladores son llamados a veces inversores. Ajustando el tiempo que la corriente es alimentada durante cada rotación se controla la velocidad y potencia del motor.

Un controlador más sofisticado permitiría que la rotación del motor fuese invertida, de esta manera se podría transformar energía mecánica en eléctrica, pudiendo trabajar como generadores. Estos controladores no son baratos, además, añaden entre el 15 y el 35% del peso del motor, y normalmente se pierde sobre un 2% de la energía eléctrica en forma de calor. [36]

3.2.1 Motores sin escobillas de corriente continua.

Los motores sin escobillas de corriente continua y con imanes permanentes (BLDC-PM) se están haciendo cada vez más populares debido a su alta densidad de potencia y su bajo coste de mantenimiento. Con los requerimientos que están apareciendo sobre energía limpia y operaciones sin ruido, los motores más adecuados para usarse en sistemas de propulsión eléctrica para UAVs son los motores BLDC-PM, donde el peso y el espacio son factores críticos.

Los sistemas de propulsión eléctrica que se usan en los vehículos no tripulados tienen cuatro elementos principales: una fuente de potencia eléctrica (batería, pila de combustible,...), un controlador electrónico de la

velocidad (ESC), un motor eléctrico y una hélice. La elección de cada uno de estos componentes es crítica para alcanzar un sistema de propulsión que sea a la vez eficiente y se adapte a los requerimientos de la plataforma en la que se sitúa. [43]



Figura 3-5: Componentes de un motor eléctrico usado en UAVs: a) batería, b) ESC, c) motor eléctrico, d) hélice. [43]

3.2.2 Transferencia de potencia propulsiva

En un sistema de propulsión eléctrica, el motor convierte energía eléctrica en la energía mecánica necesaria para mover las hélices en forma de empuje. El siguiente esquema muestra cómo sería la transferencia de potencia entre los componentes mencionados anteriormente.

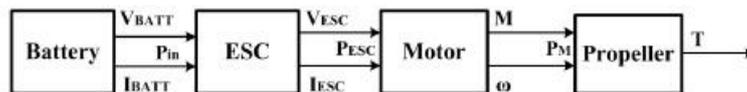


Figura 3-6: Transferencia de potencia entre los componentes de un sistema de propulsión eléctrico. [43]

La potencia derivada de la batería se calcula como:

$$P_{bat} = V_{bat} \times I_{bat} \quad (3-18)$$

Siendo V_{bat} el voltaje de la batería e I_{bat} la intensidad de corriente de la batería.

El ESC recibe señales de control PWM (modulación de ancho de pulso) de la palanca de aceleración. La PWM es un método que se usa para reducir la potencia promedio que entrega una señal eléctrica, o para dividirla en partes discretas, mediante un interruptor se controla el tiempo que la señal está activada, este tiempo se conoce como ciclo de trabajo (duty cycle). El porcentaje de ciclo de trabajo depende de la posición de la palanca de aceleración. El ESC controla la velocidad del motor de acuerdo al porcentaje de ciclo de trabajo. La potencia se transfiere desde el ESC hasta motor en forma de potencia AC cuasi-trifásica, y viene dada por:

$$P_{ESC} = V_{ESC} \times I_{ESC} \quad (3-19)$$

Donde V_{ESC} es el voltaje del ESC e I_{ESC} es la intensidad de corriente del ESC.

El motor BLDC convierte potencia eléctrica en par (M) en el eje de salida a una velocidad angular específica (ω):

$$P_M = M \times \omega \quad (3-20)$$

Donde M es el par (Nm) y ω es la velocidad angular (rad/s). La hélice convierte el par (M) y la velocidad de rotación en empuje (T). El empuje requerido queda determinado por las especificaciones del UAV. [43]

3.2.3 Configuración de un motor BLDC

Los motores sin escobillas y DC eliminan la necesidad de usar escobillas además se reducen los costes de mantenimiento. En su lugar, los motores BLDC usan conmutación electrónica para cambiar la dirección de la corriente. Estos motores operan con bobinas que transportan corriente de forma estacionaria e imanes permanentes rotatorios. Estos motores tienen dos configuraciones posibles llamadas Inrunner y Outrunner. En los motores Inrunner se sitúan los imanes del rotor en el centro, rodeado de una carcasa donde se encuentran las bobinas eléctricas que es fija. En los motores Outrunner las bobinas eléctricas están encerradas por una carcasa compuesta de imanes permanentes que es la que gira. Esta última configuración es la preferida para la aviación debido a la necesidad de imanes de menor potencia, menos pérdidas asociadas al cobre, reducción de los costes de producción.

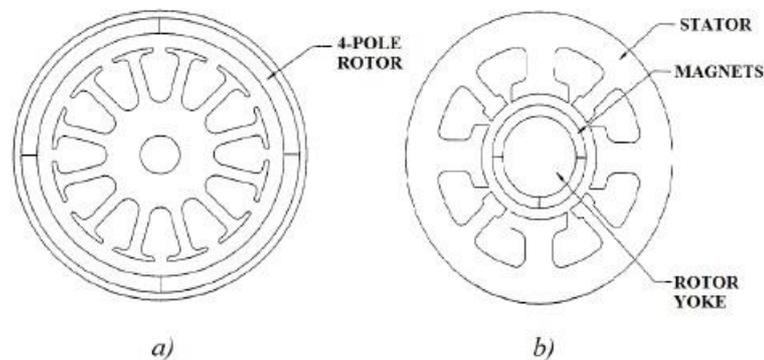


Figura 3-7: Configuración del motor BLDC: a) Motor Outrunner y b) Motor Inrunner. [43]

3.2.4 Configuración del bobinado

Las dos configuraciones más comunes en un motor BLDC trifásico son en Estrella (Y) y en Triángulo (Δ). La mayoría de los motores BLDC usados en aviación tienen configuración de triángulo. Estos tienen algunas desventajas: pérdidas óhmicas adicionales (comparadas con la configuración en estrella) y ondas de torsión asociadas a la circulación de corriente en el circuito.

La configuración en estrella (Y) se suele usar para operaciones con velocidad más baja y donde se requiere la producción de un par mayor. Los motores bobinados en estrella producen $\sqrt{3}$ más de par y $1/\sqrt{3}$ menos de velocidad de rotación que la configuración en triángulo. La relación entre las configuraciones se puede expresar como:

$$M_Y = \sqrt{3}M_{\Delta} \quad (3-21)$$

$$\omega_Y = 1/\sqrt{3} \omega_\Delta \quad (3-22)$$

Los parámetros más importantes a la hora de modelar un motor BLDC son: R_m , I_0 y K_v . R_m es la resistencia debida a las bobinas del motor, I_0 es la intensidad asociada a las pérdidas por fricción y a la histéresis cuando no hay carga, y K_v representa las revoluciones por minuto (RPM) por cada voltio que se le aplica al motor. Estas constantes son las que modelan las pérdidas de un motor BLDC.

Por tanto, para un vehículo de estas características es recomendable usar un motor eléctrico de corriente continua sin escobillas y con imanes permanentes (BLDC-PM) y Outrunner, es decir, en el que la parte móvil se encuentre en el exterior, dado que al rotar, la parte móvil tiende a expandirse, quedando sin espacio para hacerlo en el caso de los motores Inrunner. [43]

3.2.5 Variador electrónico o ESC (Electronic Speed Controller)

Un variador es un componente electrónico que se usa para variar la velocidad de un motor eléctrico además de su sentido de giro. Está compuesto por un circuito con varios componentes. El ESC interpreta la información de control.

A la hora de elegir un variador para nuestro motor hay que tener en cuenta 2 factores:

- La intensidad eléctrica que soporta el variador.
- El consumo del motor en su potencia máxima.

Los variadores incluyen una indicación de la cantidad de amperios que soportan. Esta cantidad determina la intensidad de corriente eléctrica que soportan dichos componentes electrónicos. Por esta razón, es importante que utilicemos un ESC que admita más amperios que el motor en su máxima potencia para evitar que se creen cuellos de botella cuando pase la electricidad. Estos cuellos de botella pueden dar lugar a la generación excesiva de calor pudiendo quemar el variador. No obstante, los variadores no soportan solo la cantidad de amperios indicada, suelen tener una tolerancia para asegurar su funcionamiento seguro. [44]

Los ESC para motores con escobillas son muy distintos de los que se usan para motores sin escobillas y no son compatibles entre sí. Un ESC para un motor con escobillas tiene 2 cables que van hacia el motor, mientras que un ESC para un motor sin escobillas tiene 3. [45]

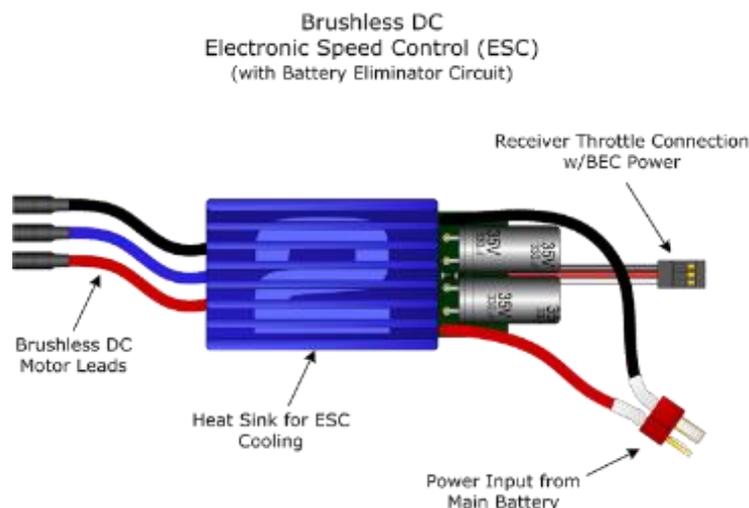


Figura 3-8: Esquema de un ESC para un motor Brushless. [45]

El ESC se conecta a la batería, que es la que lo alimenta, al motor y a la palanca de gases. De la palanca de gases recibe la señal PWM en función de la velocidad que se requiera. Esta señal se alimenta al motor con una

variación de tiempo para activar el movimiento del motor.

La mayoría de los ESC modernos incorporan un circuito eliminador de batería (BEC) para suministrar voltaje estabilizado para que funcione el receptor, esto elimina la necesidad de tener que llevar una batería extra en el modelo. [45]

3.2.6 Motor de un UAV

Comercialmente, las características de los motores que se usan para los UAVs se presentan de la siguiente manera:

TECHNICAL SPECIFICATION

No. of cells	max. 10s Li-Poly
RPM/V	206 RMP/V
Max. efficiency	93%
Max. efficiency current	8 - 32 A (>85%)
No load current	1,1 A
Current capacity	45 A/60 s
Internal Resistance	84 mohm
Dimensions (Ø x L)	63x54 mm
Shaft diameter	8 mm
Weight	495 g

Figura 3-9: Propiedades de un motor para UAVs. [46]

Lo primero que encontramos es el número máximo de celdas de batería que se le pueden conectar, así como el tipo de batería, en este caso de polímero de litio. El segundo dato que aparece es lo que anteriormente denominamos K_v , que son las revoluciones por minuto partido por los voltios, es decir, este motor da 206 rpm por cada voltio que se le alimente. Este dato junto al voltaje máximo que aportarían las baterías nos permitiría conocer la velocidad máxima a la que giraría el motor sin carga (es decir, sin hélice) en RPM. Otro dato importante y que en ese ejemplo no aparece en las especificaciones es la potencia máxima que el motor puede dar.

Este fabricante de motores, también cuenta con una amplia gama de controladores electrónicos. Como se explicó en apartados anteriores, la intensidad que soporta el controlador tiene que ser mayor que la máxima del motor. Por tanto, un ejemplo de variador que podría ser compatible con este motor tendría las siguientes características:

TECHNICAL SPECIFICATION

Max. Power	52 x 25 x 12 mm
Sustained current	55 A
Telemetry	Ano
Operating Voltage	6 - 34
Operational temperature (°C)	0 - 85
Batteries NiXX	6 - 24
Batteries LiXX	2 - 8
Max. Current BEC (A)	5
Voltage BEC (V)	5,5

Figura 3-10: Propiedades de un controlador de la velocidad. [46]

En esta tabla podemos ver la intensidad de corriente que soporta el controlador. También se observa en la tabla que este controlador admite baterías de muchos tipos, como pueden ser Li-Po, Li-Ion, LiFe, NiCd o NiMH. El dato de “Voltage BEC” hace referencia a la reducción de voltaje que se tiene que dar para alimentar al receptor y los servos, que en este caso es 5.5.

Los circuitos BEC pueden ser lineales o conmutados. En los lineales una resistencia hace que se baje el voltaje al requerido. En los conmutados se cambia el voltaje de salida hacia el receptor muy rápidamente, consiguiendo reducir el voltaje de manera efectiva sin generar calor ni electricidad. [45]

3.2.7 Selección del motor.

La parte más importante del sistema propulsivo de una aeronave es, evidentemente, el motor. El motor elegido para esta aplicación es un motor sin escobillas y de corriente continua.

Actualmente, los motores de estas características que se encuentran en el mercado son motores pequeños y con poca potencia, dado que están destinados a su uso en drones y en UAVs de menor tamaño. Un motor Brushless y con alta potencia es difícil de encontrar dado que esta tecnología es muy nueva y aún se encuentra en desarrollo. Al igual que ocurre con las baterías, los motores que están más a nuestro alcance no consiguen la potencia que necesitamos.

Recordemos que la potencia obtenida con los cálculos realizados es $P = 83.96kW$. Encontrar un motor eléctrico que nos de esta potencia es muy difícil, por tanto se recurre a la propulsión distribuida.

Elegimos un motor de la empresa china MC MOTOR TECHNOLOGY. Esta empresa cuenta con una serie de motores sin escobillas, Outrunner y de corriente continua con alta potencia, tal y como estábamos buscando.

W series outer rotor permanent magnet motors

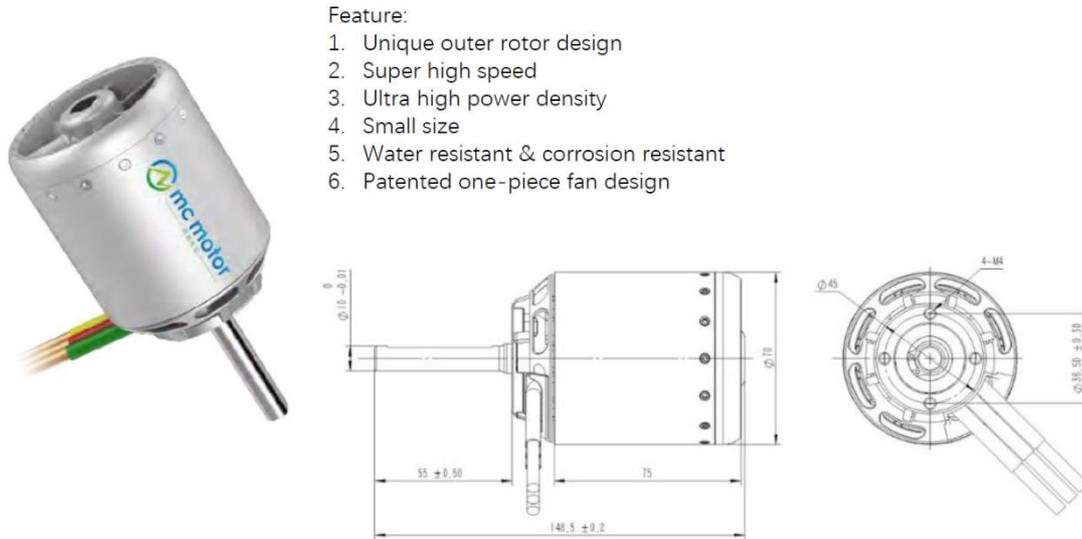


Figura 3-11: Esquema del motor de MC MOTOR TECHNOLOGY. [47]

Motor type	Voltage (V DC)	Working speed (rpm)	Permanent output power (kW)	Continuous operating current (A)	Efficiency (%)	Motor diameter (mm)	Motor length (mm)	Weight (kg)	Power density (kW/kg)
W93KV100-1.8	44.4	3000	1.8	50	88	93	42	0.7	2.57
W70KV240-8	50	10000	8	190	91	70	93.5	1.42	5.63
W70KV340-8	50	15000	8	190	92	70	83.5	1.25	6.4
W70KV360-8	50	16000	8	190	92	70	83.5	1.25	6.4
W70KV340-12	50	15000	12	285	91	70	93.5	1.42	8.45
W70KV450-15	51.8	20000	15	340	92	70	93.5	1.42	10.56

Figura 3-12: Motores ofertados por la empresa MC MOTOR TECHNOLOGY. [47]

Estos motores son muy potentes y tienen un peso muy bajo, por lo que son ideales para este tipo de aplicación. Si elegimos el modelo W70KV340-12 obtendríamos una potencia de 12kW por cada motor, luego tendríamos que usar 7 motores distribuidos por la aeronave para conseguir la potencia total necesaria. Sin embargo, para que los motores no trabajen en su máxima potencia elegimos usar 8 motores, de modo que en el caso de que alguno fallase se podría compensar con otro. De esta manera, cada motor y cada hélice tendrían que producir 10.5 kW ($83.96/8=10.5\text{kW}$) de potencia.

El motor elegido tiene un peso de 1.42 kg y alcanza una velocidad de rotación de 15000 rpm. El problema que surge al elegir este motor es la elección del controlador, dado que es muy complicado encontrar un controlador que soporte una intensidad tan alta (285 amperios).

3.3 Hélices

Una hélice es un dispositivo constituido por un número variable de aspas o palas que cuando giran alrededor de un eje producen una fuerza propulsora. Cada pala está formada por un conjunto de perfiles aerodinámicos que van cambiando progresivamente su ángulo de incidencia desde la raíz hasta el extremo. La hélice está acoplada directamente o a través de engranajes o poleas al eje de salida de un motor que proporciona el movimiento de

rotación.

Las hélices se construyen con materiales ligeros y resistentes. Actualmente, ha decaído el uso de las hélices en aviación comercial debido al incremento del uso de turbinas de gas en la propulsión. Sin embargo, su uso se está generalizando en aviones ligeros. [48]

3.3.1 Funcionamiento de la hélice

Los perfiles aerodinámicos que componen la hélice siguen las mismas leyes que las alas. Estos perfiles tienen un ángulo de ataque y un paso, igual al ángulo de incidencia (Figura 3-13). Cuando una hélice gira, acelera el flujo del aire hacia el borde de salida de cada perfil, a la vez que deflecta este hacia atrás. Este proceso da lugar a la aceleración hacia atrás de una gran masa de aire originando una fuerza de reacción que es la responsable de que el avión se propulse hacia adelante.

Las hélices se fabrican con torsión de forma que se cambia el ángulo de incidencia de forma decreciente desde la raíz, donde el ángulo es mayor, hasta la punta, donde es menor. Al girar a mayor velocidad en la zona más cercana al extremo se produce una fuerza que no es uniforme y que es necesario compensar, para lo que se va disminuyendo el ángulo desde el centro hacia los extremos de forma progresiva. De esta manera, se produce una fuerza uniforme a lo largo de toda la hélice, reduciendo las tensiones internas y vibraciones.

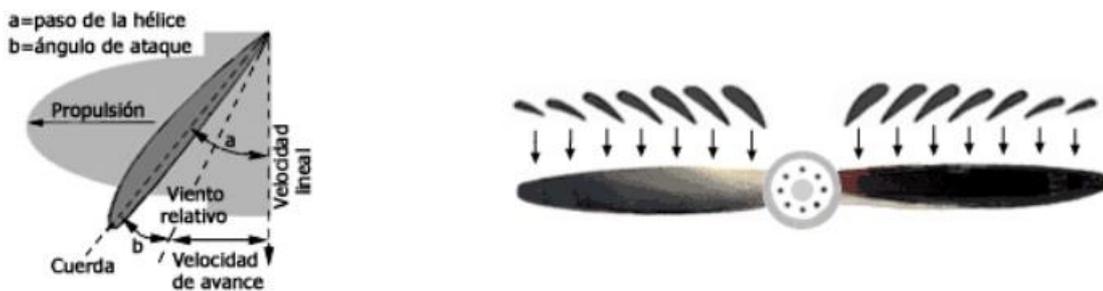


Figura 3-13: A la izquierda: ángulos de la hélice; a la derecha: ángulos de incidencia de la hélice. [48]

La fuerza de propulsión de una aeronave está relacionada con la cantidad de aire que puede mover y con la velocidad que lo acelera, así como, de su paso y su velocidad de giro. Si se eligen correctamente el número de palas, el tamaño, forma, etcétera, su rendimiento puede ser hasta de 0.9 sobre el ideal que es 1.

La clasificación más importante de las hélices es de paso fijo o de paso variable. El paso es el ángulo que forma la cuerda de los perfiles de las palas con el plano de rotación de la hélice. [48]

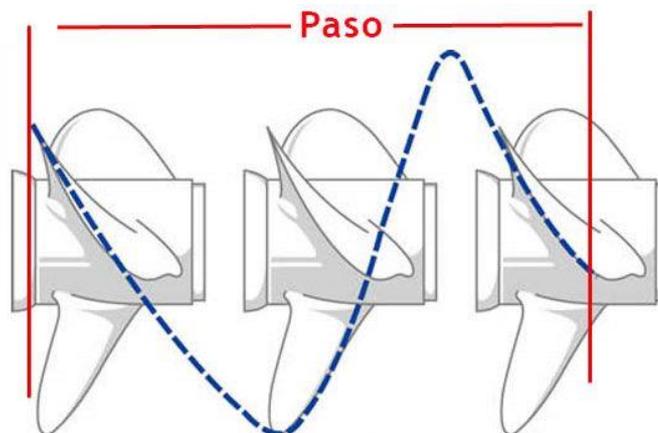


Figura 3-14: Paso de una hélice. [49]

3.3.2 Hélice de paso fijo

En las hélices de paso fijo, el paso esta impuesto por el diseñador y no puede ser modificado por el piloto. El paso es único para todos los regímenes de vuelo, lo que puede limitar su eficiencia. Este tipo de hélices compensan su falta de eficacia con la sencillez de su funcionamiento.

En aviones con poca potencia la hélice suele ser más pequeña, y se acopla directamente a una prolongación del cigüeñal del motor, las revoluciones por minuto de la hélice son las mismas que las del motor. En el caso de motores con mayor potencia, la hélice es más grande para poder absorber la fuerza que desarrolla el motor. En este caso se suele usar un mecanismo reductor entre la hélice y el motor modificando las revoluciones por minuto que llegan a la hélice. [48]

3.3.3 Helice de paso variable

Con este tipo de hélice el piloto puede ajustar el paso de la hélice y adaptarlo a las distintas fases del vuelo, obteniendo así un mayor rendimiento. Para ajustar la hélice se usa la palanca de paso de la hélice, que se acciona con un mecanismo mecánico, hidráulico o eléctrico. Lo usual es que la palanca de paso permita modificarlo entre un máximo y un mínimo, pero hay veces que solo permite usar un paso largo o paso corto.

Hay que tener en cuenta a la hora de intentar entender las hélices de paso variable que los motores de combustión interna, normalmente, alcanzan su máxima potencia en un punto cercano a las máximas revoluciones por minuto, y que la potencia para volar en crucero es menor que la máxima.

El paso corto implica que el ángulo de ataque de la pala y la resistencia inducida sean menores, por tanto la hélice puede girar más libre y rápidamente, permitiendo que se desarrolle mejor la potencia del motor, lo que hace que sea el paso idóneo para las operaciones como el despegue o ascenso, en las que se requiere más potencia. Se podría decir que el paso es como las marchas cortas de una caja de cambios de un coche. Con el paso corto, el motor del avión alcanza rápidamente las máximas revoluciones por minuto.

El paso largo implica que el ángulo de ataque es mayor así como la resistencia inducida, lo que da lugar a menores revoluciones por minuto y a un peor desarrollo de potencia del motor, pero también se mueve más cantidad de aire. Con este paso aumenta la eficiencia en régimen de crucero.

Por este motivo, se identifica el paso corto con velocidades de la aeronave más pequeñas y el paso largo con velocidades mayores. [48]

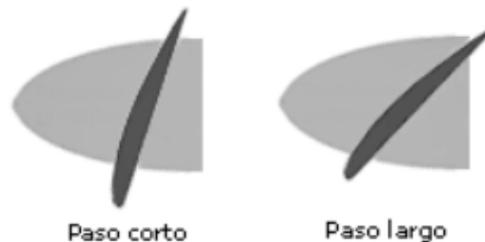


Figura 3-15: Paso corto y largo de la hélice. [48]

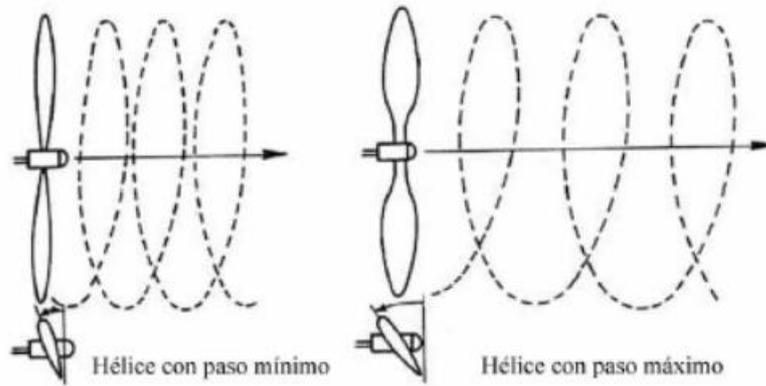


Figura 3-16: Avance de la aeronave con paso máximo y mínimo. [50]



Figura 3-17: Hélice con paso máximo (1) y con paso mínimo (2). [50]

En la Figura 3-17 se pueden ver dos hélices con distinto paso, el primera (1) el paso es máximo, lo que implica que a la hélice le cuesta mucho más moverse y es la posición que se emplearía en el caso de fallo de motor, dado que evitaría que la hélice gire por si sola aumentando las revoluciones del motor; la segunda imagen (2) la hélice tiene un paso mínimo, que es el que se usaría en el tramo de crucero para avanzar a mayor velocidad. [50]

3.3.4 Unidades de medida y cálculo de la hélice

Para calcular la hélice recurrimos a los apuntes de la asignatura Sistemas de Propulsión, en la cual se realizan problemas de sistemas de propulsión por hélice. Para calcular las hélices necesitamos conocer la densidad del aire, la potencia, las revoluciones por unidad de tiempo y la velocidad de la aeronave que nos determinan un segmento del vuelo, que en este caso es el crucero.

Como se dijo anteriormente, la diferencia entre las palas de una hélice y las alas de un avión es que la orientación de los perfiles de la hélice cambia considerablemente a lo largo de la pala, siendo el ángulo de paso geométrico, β , mayor en las secciones cercanas a la raíz que en las cercanas a la punta de la hélice. También, se diferencian en el espesor, teniendo los perfiles próximos a la raíz mayor espesor que los más alejados, dado que estos tienen que soportar fuerzas y momentos mayores. Por otro lado, si la cuerda de las secciones fuese igual a lo largo de la pala, la forma en planta de la pala se ensancharía ligeramente desde la raíz hasta la punta, dado que las secciones cercanas a la punta tienen un ángulo de paso geométrico (β) menor que las secciones cercanas a la raíz. En la práctica, las cuerdas disminuyen drásticamente en el último cuarto de la pala para aumentar la

eficiencia de la hélice.

Una pala vista en planta tiene su sección de máxima anchura en torno a $r = \frac{3}{4}R$, siendo R el radio de la hélice. Dado que el ángulo de paso geométrico (β) y el paso geométrico (p), cambian con cada sección se toman normalmente valores nominales, β_n y p_n , que son los correspondientes a $r = \frac{3}{4}R$. Se definen otros parámetros importantes como son el parámetro de avance (J), el paso efectivo (p_{ef}), es decir, la distancia que recorre la aeronave por vuelta en la dirección del eje de rotación, y D que es el diámetro de la hélice. El paso efectivo, a su vez, se define como $p_{ef} = V/n$ donde V es la velocidad de la aeronave y n son las revoluciones por unidad de tiempo. Otro parámetro importante es el parámetro de Weick o coeficiente velocidad-potencia (C_s), que es un parámetro de mucha utilidad que está definido únicamente por la condición de vuelo. [51]

Para realizar los cálculos necesitamos la gráfica que representa J en función de C_s para distintos valores de β_n y en la que aparecen curvas de rendimiento propulsivo constante. También se representa en ella la curva de rendimiento propulsivo máximo para cada valor de C_s . La gráfica es la siguiente:

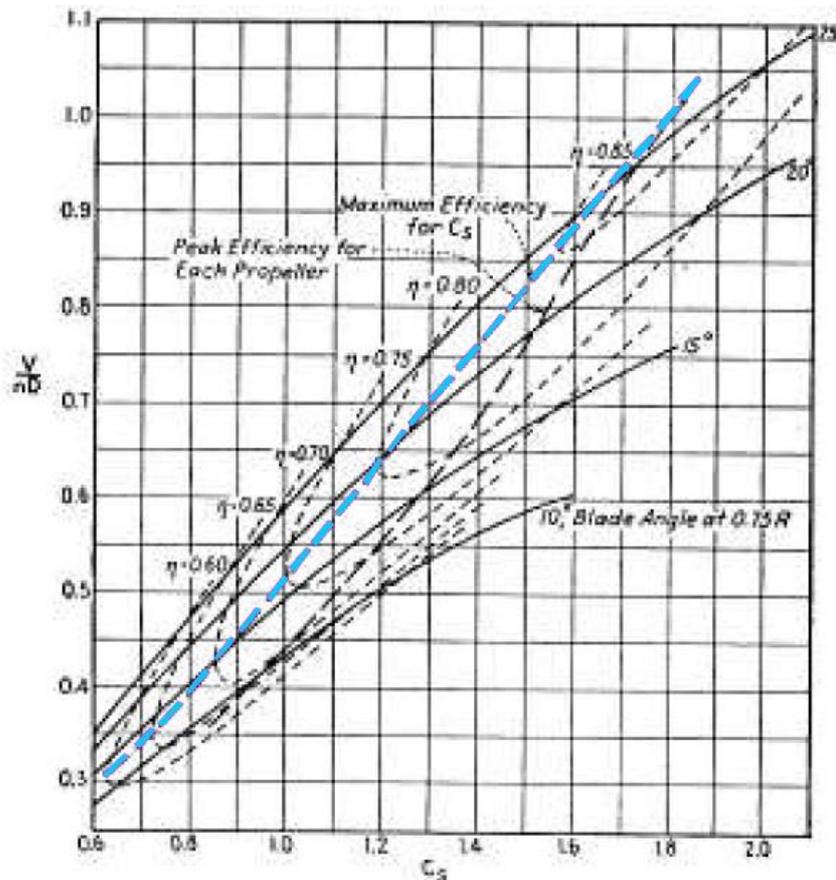


Figura 3-18: Representación de J-CS. [51]

Primero calculamos C_s . Con el valor obtenido y la curva de máximo rendimiento (destacada en color azul en la Figura 3-18) obtenemos J, a partir del cual podemos obtener el diámetro de la hélice, dado que la velocidad y las revoluciones por unidad de tiempo son datos. Interpolando, obtenemos β_n y el rendimiento propulsivo de la hélice η_p .

Los datos que usamos en los cálculos se representan en la siguiente tabla:

Tabla 3-10: Datos necesarios para el cálculo de la hélice.

V (km/h)	200
P (kW)	10.5
n (rpm)	15000
ρ (kg/m ³)	1.225

Las ecuaciones que vamos a usar son las siguientes:

$$C_S = V \sqrt{\frac{\rho}{n^2 P}} \quad (3-23)$$

$$J = V/nD \quad (3-24)$$

$$p_n = 2\pi r \tan \beta_n \quad (3-25)$$

Donde ρ es la densidad del aire, n son las revoluciones por unidad de tiempo, P es la potencia, V es la velocidad a la que se mueve la aeronave, D es el diámetro de la hélice, y β_n es el ángulo de paso geométrico.

Con los datos de la Tabla 3-8 obtenemos $C_S = 0.997 \approx 1$, con este dato y la gráfica de la Figura 3-18 obtenemos el parámetro de avance de la hélice, que en este caso es aproximadamente $J \approx 0.51$. Despejando el diámetro de la ecuación (3-24), obtenemos un diámetro de 0.44 metros. Interpolando obtenemos que el ángulo de paso geométrico nominal es $\beta_n \approx 17.5^\circ$ y un rendimiento propulsivo de $\eta_p \approx 0.69$. A continuación, para obtener el paso geométrico usamos la ecuación 3-25, dado que ya tenemos el ángulo de paso geométrico. El paso geométrico se mide en centímetros, y es uno de los parámetros con las que los fabricantes de hélices clasifican sus hélices, además del diámetro de la hélice. Obtenemos que $p_n = 32 \text{ cm}$. Una vez que tenemos los valores del paso geométrico y del diámetro se pasan a pulgadas, dado que los fabricantes de hélices suelen usar esta unidad de medida, y obtenemos que la hélice que necesitamos tiene que ser de 18×12. Es decir, de 18 pulgadas de diámetro y 12 pulgadas de paso geométrico.

En resumen, los valores obtenidos son los siguientes:

Tabla 3-11: Valores obtenidos para la hélice.

	Centímetros	Pulgadas
Diámetro (D)	44	18
Paso (p_n)	32	12

Con estos datos ya podemos buscar una hélice. Elegimos una hélice de paso fijo del fabricante APC indicada para su uso en motores eléctricos de 18×12 como la representada en la siguiente imagen.



Figura 3-19: Hélice del fabricante APC. [52]

Necesitaríamos por tanto, ocho hélices de estas características para poder obtener la potencia requerida.

4 RESULTADOS

El diseño del sistema de propulsión se ha realizado a partir del cálculo de una potencia inicial. Como se comentó en el Capítulo 3, no disponemos de información sobre la aerodinámica del vehículo, luego recurrimos a un vehículo que puede tener características similares, dado que los prototipos tienen aerodinámicas muy distintas.

Dado que la potencia se obtiene a partir del cálculo de la resistencia aerodinámica y el vehículo cuyo sistema propulsivo estamos diseñando no tiene una aerodinámica definida, el uso de los coeficientes aerodinámicos del Cessna 182 puede ser una buena aproximación. Por otro lado, los cálculos se han realizado solo para el tramo de crucero, lo que significa que la potencia está infra calculada, dado que los tramos que demandan más potencia de la aeronave son los de despegue y subida.

La decisión de realizar los cálculos solo en el tramo de crucero se tomó debido a la dificultad para encontrar motores eléctricos lo suficientemente potentes. Recordemos que el Vahana de Airbus utiliza 8 motores eléctricos de 45 kW cada uno, y que el motor más potente que hemos encontrado tiene 15 kW de potencia.

En cuanto a la elección de baterías como fuente de alimentación, en el Capítulo 2 se explican las distintas alternativas al uso de combustibles fósiles, siendo finalmente las baterías la mejor opción. Lo que destaca de ellas es su rendimiento, su energía específica, su fácil mantenimiento, su bajo coste, además de que se encuentran en continuo desarrollo y se espera que se consigan energías específicas muy grandes. Las baterías de litio son las más usadas en la actualidad para este tipo de aplicaciones, en este caso, elegimos este tipo por ser el que más opciones ofertaba.

Según el estudio realizado por la Universidad de Hamburgo [78], a la hora de dimensionar una aeronave hay que tener en cuenta una serie de parámetros. Se elige como parámetro tecnológico lo siguiente:

$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} \approx 0.5$$

Donde m_{OE} es la masa de la aeronave en vacío y m_{MTO} es la masa máxima de despegue. Por otro lado, también hay que tener en cuenta que para aeronaves de pequeño tamaño y corto alcance se tiene que cumplir lo siguiente:

$$0.25 \leq \frac{m_{bat}}{m_{MTO}} \leq 0.40$$

Donde m_{bat} es la masa de las baterías. Recordamos los valores obtenidos para nuestra aeronave:

Tabla 4-1: Masas de la aeronave calculadas para el tramo de crucero en kg.

$m_{payload}$	186
m_{OE}	800
m_{bat}	80
m_{MTO}	1066

Si aplicamos los parámetros a nuestras masas, confirmamos lo que se mencionó anteriormente, la masa de las baterías está infra calculada.

A continuación, vamos a realizar los cálculos para la obtención de la masa de baterías incluyendo el tramo de despegue. Para relacionar el tramo de crucero con el de despegue en lo referido al empuje necesario recurrimos de nuevo a este estudio, en el que se establece que el empuje requerido para el crucero es un 20% del requerido en el despegue, es decir, el empuje requerido en el despegue es 5 veces mayor que el requerido durante el crucero. De esta manera, la ecuación (3-7) quedaría de la siguiente forma:

$$P = \frac{5 \times T_{cruise} \times V}{\eta_{sp} \times 3.6} \quad (4-1)$$

Así, obtenemos nuevos valores para la masa de las baterías y por tanto para la masa máxima de despegue.

Tabla 4-2: Masas de la aeronave calculadas para el despegue en kg.

$m_{payload}$	186
m_{OE}	800
m_{bat}	399
m_{MTO}	1385

Una vez que tenemos estos resultados y los que no incluyen el despegue, podemos comparar los valores de los parámetros para las distintas masas con los valores teóricos.

Tabla 4-3: Valores de los parámetros para distintos dimensionamientos

	Teórico	Crucero	Despegue
m_{OE}/m_{MTO}	≈ 0.5	0.75	0.57
m_{bat}/m_{MTO}	[0.25, 0.4]	0.075	0.29

Podemos observar que si calculamos la masa de batería para el despegue los valores de los parámetros de dimensionamiento establecidos por el estudio de la Universidad de Hamburgo se parecen más a los teóricos, lo que implica que el dimensionamiento está bien hecho.

En cuanto al alcance, el resultado final obtenido es de 38.1 km, que no dista mucho del alcance propuesto inicialmente de 50 km. Como se demostró en el capítulo 3, el aumento de la energía específica no varía notablemente el alcance, luego para conseguir que éste aumente se tendría que cambiar otro parámetro. Otra forma de expresar el alcance se presenta a continuación:

$$R = \frac{m_{bat}}{m_{MTO}} \times \frac{1}{g} \times e_{bat} \times \eta_{elec} \times \eta_{prop} \times E \quad (4.2)$$

En esta nueva expresión del alcance podemos ver más claramente su dependencia de la batería elegida y de la aerodinámica de la aeronave, luego si al usar una batería mejor no se aprecia mucha diferencia en el alcance, mejorando la eficiencia aerodinámica (E), probablemente, aumentaría.

En cuanto al motor, elegimos un motor eléctrico de corriente continua y sin escobillas. Estos motores son los más usados en los UAVs. Existen motores de estas características de muchos tamaños, pero hay mucha más

variedad en motores pequeños y con poca potencia, que son los usados en drones de pequeño tamaño. Por esta razón, la búsqueda de un motor eléctrico, de bajo peso y con alta potencia ha sido una de las tareas más difíciles de este trabajo.

Finalmente, encontramos un motor eléctrico que hacía posible cumplir los requisitos de potencia si se usaba propulsión distribuida. Por otro lado, la propulsión distribuida permite que se pueda despegar y aterrizar usando poco espacio, como se comentó en el capítulo 2, lo cual es muy importante para este tipo de vehículo.

La elección del motor de 12 kW de potencia se hizo para facilitar la búsqueda de un ESC, dado que su intensidad es menor que la del motor de 15 kW, y cumplía con los requisitos de potencia. Sin embargo, no conseguimos encontrar ningún variador con estas características.

El sistema propulsivo, como se explicó en el capítulo 3, necesita una batería, un controlador de velocidad electrónico (ESC), un motor y una hélice. El problema que surge de la elección de este motor es que la intensidad del mismo es muy grande, por tanto, se necesita un ESC que soporte ese amperaje tan grande.

Los ESC que podemos encontrar fácilmente soportan una intensidad de unos 30 amperios, y son los que se usan normalmente en drones pequeños. Para nuestro uso necesitaríamos un variador que soportase más de 285 amperios. El variador más potente que hemos encontrado soporta unos 170 amperios, por lo que no podríamos usarlo en nuestro sistema propulsivo porque se quemaría.

Por último, para la elección de la hélice se recurrió a los apuntes de sistemas de propulsión. El cálculo fue realizado para hélices de paso fijo, lo cual no es lo más indicado en lo que a eficiencia se refiere. La elección de este tipo de hélice se debe a que es la más usada y a la amplia gama de hélices de este tipo de que se dispone.

Los resultados obtenidos se presentan en la tabla 3-11. Para comprobar que los cálculos son correctos, comprobamos que la tracción (T) proporcionada por la hélice (en este caso, las ocho hélices) es mayor que la resistencia (D). Para ello usamos la ecuación 4-3 y exigimos que se cumpla la siguiente desigualdad:

$$T = \eta_p \times \frac{P}{V} \quad (4-3)$$

$$8 \times T > D \quad (4-4)$$

Para la hélice calculada se obtiene un rendimiento propulsivo $\eta_p = 0.69$, luego obtenemos:

Tabla 4-4: Comprobación de los cálculos.

Tracción (T)	1043.38 N
Resistencia aerodinámica (D)	977.58 N

Luego los cálculos están realizados correctamente al cumplirse la desigualdad 4-4.

Dado que solo se han realizado los cálculos en el tramo de crucero, la potencia necesaria para dicho tramo es la máxima, por tanto se ha supuesto que los motores funcionan a las máximas revoluciones, dado que en ese caso se produciría la máxima potencia y la necesaria para el vuelo.

Aunque esta suposición no es correcta, no hay otra opción posible dado que los motores no pueden proporcionar más potencia. Recordemos el parámetro a partir del cual se ha obtenido la hélice:

$$C_s = V \sqrt[5]{\frac{\rho}{n^2 P}}$$

Como vemos, depende de la potencia de los motores y de las revoluciones por unidad de tiempo del motor. Si la potencia fuese mayor, el parámetro C_s sería menor, lo que supondría obtener una hélice de mayor diámetro,

y de menor paso. Lo que significa que tendríamos una hélice más eficiente en el despegue, al tener un paso menor. No obstante, para obtener la máxima eficiencia lo ideal sería usar una hélice de paso variable.

5 CONCLUSIONES Y LÍNEAS FUTURAS

Durante la realización de este trabajo, nos hemos encontrado importantes limitaciones en cuanto a la disponibilidad de algunos de los elementos más importantes de un sistema de propulsión de un vehículo destinado a la movilidad aérea urbana, como son el motor y el controlador.

La baja disponibilidad de estos elementos se debe a lo novedoso de éstas tecnologías. Además de que las empresas que han invertido en estos proyectos han fabricado motores expresamente para su prototipo, luego no hay muchos distribuidores de motores eléctricos para esta aplicación, aunque sí que los hay para otras aplicaciones como pueden ser los coches eléctricos.

Otra limitación de los sistemas de propulsión eléctricos reside en las fuentes de alimentación, puesto que aún no se ha conseguido una fuente de alimentación eléctrica con tanta energía específica como la de los combustibles fósiles. Para el caso de los vehículos de movilidad aérea urbana, el peso de las baterías no se presenta como un problema dado que el alcance de estas aeronaves es pequeño, además de que la carga de pago también será baja, al ser vehículos de baja capacidad.

En cuanto al concepto de More Electric Aircraft, aunque la electrificación de vehículos aéreos de pequeño tamaño pueda ser un hecho dentro de pocos años, la electrificación de aviones comerciales de gran tamaño parece algo difícil de alcanzar. Se tiene que producir un importante avance en el desarrollo de nuevas baterías, con densidades energéticas mucho mayores y usando nuevos materiales para conseguir alcanzar ese objetivo.

En cuanto a la viabilidad desde el punto de vista del coste, no disponemos de la información necesaria, dado que la empresa fabricante de motores no nos la quiso facilitar. Sí que podemos suponer que al ser motores tan potentes y de tan bajo peso, tendrán un coste alto. Si comparamos con otros motores también usados en UAVs, de unos 4.2 kW de potencia tienen un coste de sobre 500 euros. Luego este motor tendrá un precio de al menos el doble.

Como conclusión podríamos decir que la búsqueda de los elementos por separado, además de ser más difícil, también implica un aumento del coste de los mismos, puesto que el uso de motores que no cuentan con la potencia suficiente implica que se tenga que utilizar un número importante de ellos. Por tanto, para que un proyecto de estas características sea rentable, sería aconsejable que una misma empresa se dedicase a la fabricación completa del vehículo.

Como futuros proyectos relacionados con este trabajo podríamos considerar la regulación del espacio aéreo y la reorganización de las ciudades, dado que estas aeronaves volarían más bajas que los aviones comerciales, y de hacerse realidad el concepto de Urban Air Mobility, los ciudadanos deberían acostumbrarse a ver constantemente vehículos volando por encima de sus cabezas.

Además, también podría ser interesante el estudio de la certificación y la normativa aplicable a este tipo de vehículos.

En cuanto a las fuentes de energía una opción sería usar distintas alternativas al combustible, como son las celdas de combustible, los superconductores, las baterías en estado sólido y comparar los resultados para ver que opción es la más eficiente para distintas aplicaciones. Así como, el estudio de nuevos materiales que pudieran ser usando para la obtención de baterías con mayores energías específicas, algo que es muy importante para conseguir que el concepto de MEA y AEA sea una realidad en algunos años.

Dado que no se ha podido encontrar un controlador válido para nuestra aplicación se propone el diseño de un

controlador de velocidad electrónico para motores de alto amperaje como el nuestro.

Por último, como continuación de este trabajo se propone el diseño de la aerodinámica de este vehículo para conseguir mejorar la eficiencia aerodinámica y consecuentemente, el alcance.

REFERENCIAS

- [1] “La contaminación atmosférica provoca 428.000 muertes prematuras al año.” [Online]. Available: <https://www.elperiodico.com/es/medio-ambiente/20171011/la-contaminacion-atmosferica-provoca-428000-muertes-prematuras-cada-ano-en-europa-6347094>. [Accessed: 30-Jun-2019].
- [2] “Congestión y polución en ciudades: ¿mal endémico o medidas erróneas?” 2018. [Online]. Available: <http://nadaesgratis.es/admin/congestion-y-polucion-en-ciudades-mal-endemico-o-medidas-erroneas>.
- [3] “TomTom Traffic Index – Live congestion statistics and historical data.” [Online]. Available: https://www.tomtom.com/en_gb/traffic-index/. [Accessed: 30-Jun-2019].
- [4] “El coste de los atascos para las empresas - TomTom Telematics.” [Online]. Available: https://telematics.tomtom.com/es_es/webfleet/blog/coste-los-atacos-las-empresas/. [Accessed: 30-Jun-2019].
- [5] “Calidad del aire ambiente (exterior) y salud.” [Online]. Available: [https://www.who.int/es/news-room/fact-sheets/detail/ambient-\(outdoor\)-air-quality-and-health](https://www.who.int/es/news-room/fact-sheets/detail/ambient-(outdoor)-air-quality-and-health). [Accessed: 30-Jun-2019].
- [6] “Impacto de la aviación en el medio ambiente.” [Online]. Available: <http://blog.cesda.com/2012/09/27/impacto-de-la-aviacion-en-el-medio-ambiente>. [Accessed: 30-Jun-2019].
- [7] “¿Qué son los derechos de emisión de CO2 y por qué están afectando al precio de la luz? | EL BOLETIN.” [Online]. Available: <https://www.elboletin.com/noticia/166908/economia/que-son-los-derechos-de-emision-de-co2-y-por-que-estan-afectando-al-precio-de-la-luz.html>. [Accessed: 30-Jun-2019].
- [8] P. T. De Universidad, E. T. S. I. Aeronáuticos, and U. P. De Madrid, “Las Medidas Para Mitigarlo.”
- [9] *European Aviation Environmental Report 2016*. 2016.
- [10] “About Urban Air Mobility (UAM) | Marketplace of the European Innovation Partnership on Smart Cities and Communities.” [Online]. Available: <https://eu-smartcities.eu/initiatives/840/description>. [Accessed: 30-Jun-2019].
- [11] “Urban Air Mobility – the sky is yours.” [Online]. Available: <https://www.airbus.com/newsroom/stories/urban-air-mobility-the-sky-is-yours.html>. [Accessed: 30-Jun-2019].
- [12] “Urban Air Mobility: on the path to public acceptance.” [Online]. Available: <https://www.airbus.com/newsroom/news/en/2019/02/urban-air-mobility-on-the-path-to-public-acceptance.html>. [Accessed: 30-Jun-2019].
- [13] “LA AERONAVE VTOL (Vertical Take Off & Landing) capt.1 – ASOC. PASIÓN POR VOLAR.” [Online]. Available: <http://www.pasionporvolar.com/la-aeronave-vtol-vertical-take-off-a-landing-capt1/>. [Accessed: 30-Jun-2019].
- [14] “The Jet - Lilium.” [Online]. Available: <https://lilium.com/the-jet>. [Accessed: 30-Jun-2019].
- [15] “El coche eléctrico volador de Lilium: funcionamiento y ventajas.” [Online]. Available: <https://www.nobbot.com/futuro/coche-electrico-volador-lilium-ventajas/>. [Accessed: 30-Jun-2019].
- [16] “Vahana Airbus.” [Online]. Available: <https://vahana.aero/>.
- [17] “CityAirbus demonstrator passes major propulsion testing milestone - Helicopters - Airbus.” [Online]. Available: <https://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2017/10/cityairbus-demonstrator-passes-major-propulsion-testing-mileston.html>. [Accessed: 17-Jul-2019].

- [18] “El taxi aéreo urbano europeo CityAirbus comienza sus pruebas | N+1: artículos científicos, noticias de ciencia, cosmos, gadgets, tecnología.” [Online]. Available: <https://nmas1.org/news/2019/02/26/aerotaxi-prueba>. [Accessed: 17-Jul-2019].
- [19] “Ya está aquí ‘Flyer’, el vehículo volador eléctrico en el que Larry Page invirtió 100 millones de dólares.” [Online]. Available: <https://www.xataka.com/vehiculos/esta-aqui-flyer-vehiculo-volador-ectrico-que-larry-page-invirtio-100-millones-dolares>. [Accessed: 17-Jul-2019].
- [20] “Airbus E-Fan.” [Online]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/Airbus_E-Fan.
- [21] “Eviation Alice - Wikipedia, la enciclopedia libre.” [Online]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/Eviation_Alice. [Accessed: 17-Jul-2019].
- [22] “More Electric Aircraft impacto en la industria aeronáutica.” [Online]. Available: <https://www.tecnalia.com/es/industria-transporte/eventos/more-electric-aircraft-impacto-en-la-industria-aeronautica.htm>. [Accessed: 17-Jul-2019].
- [23] A. S. Gohardani, G. Doulgeris, and R. Singh, “Challenges of future aircraft propulsion: A review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft,” *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 47, no. 5, pp. 369–391, 2011.
- [24] J. A. Rosero, J. A. Ortega, E. Aldabas, and L. Romeral, “Moving towards a more electric aircraft,” *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.*, vol. 22, no. 3, pp. 3–9, 2007.
- [25] K. Elkobbah, A. A. Abdelhafez, and A. J. Forsyth, “A Review of More-Electric Aircraft,” pp. 1–13, 2009.
- [26] M. Hepperle, “Electric Flight – Potential and Limitations (STO-MP-AVT-209),” no. October, pp. 22–24, 2012.
- [27] A. Jan and O. Reimers, “Feasibility study by Green Future AS,” no. March, 2018.
- [28] “Celda de combustible - EcuRed.” [Online]. Available: https://www.ecured.cu/Celda_de_combustible. [Accessed: 17-Jul-2019].
- [29] “Baterías de estado sólido: qué son y por qué son el futuro del automóvil.” [Online]. Available: <https://www.motorpasion.com/industria/que-son-las-baterias-de-estado-solido-y-por-que-son-el-futuro-del-automovil>. [Accessed: 30-Jun-2019].
- [30] “Baterías Li-S y Supercondensadores - Ingeniero Marino.” [Online]. Available: <https://ingenieromarinero.com/baterias-li-s-y-supercondensadores/#.XRj7FugzZPZ>. [Accessed: 30-Jun-2019].
- [31] J. Roskam, “Appendix B,” in *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control, Part I*, 2001.
- [32] D. Scholz, “AIRCRAFT DESIGN AND SYSTEMS GROUP (AERO) Evaluating Aircraft with Electric and Hybrid Propulsion,” 2018.
- [33] “Baterias de iones de litio.” [Online]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/Batería_de_ion_de_litio.
- [34] “Baterias de polímero de litio.” [Online]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/Batería_de_polímero_de_litio.
- [35] D. Rivas Rivas, “Crucero.”
- [36] D. Raymer, “Electric Aircraft,” in *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 2012.
- [37] “Energy Storage Type-锂电池,能源电池,稀土锂动力电池,移动电池,清洁能源电池解决方案-雷天温斯顿能源集团.” [Online]. Available: <http://en.thundersky-winston.com/product/tqkqsgbdcfy.html>. [Accessed: 06-Sep-2019].
- [38] “5000-10000mAh-Shenzhen Honcell Energy Co., Ltd.” [Online]. Available: <http://www.honcell.com/products/info/id/142.html>. [Accessed: 06-Sep-2019].
- [39] “Modular Battery Pack Solutions | Grepow.” [Online]. Available:

- <https://www.grepow.com/page/modular-battery.html>. [Accessed: 06-Sep-2019].
- [40] Ramos María, “Motores Dc Sin Escobillas,” 2017.
- [41] “Diferencia imán permanente - electroimán - supermagnete.es.” [Online]. Available: <https://www.supermagnete.es/faq/Cual-es-la-diferencia-entre-un-iman-permanente-y-un-electroiman>. [Accessed: 06-Sep-2019].
- [42] “Coche eléctrico - motor, inversor, convertidor.” [Online]. Available: http://www.aficionadosalamecanica.com/coche-electrico_control.htm. [Accessed: 06-Sep-2019].
- [43] D. L. Gabriel, J. Meyer, and F. Du Plessis, “Brushless DC motor characterisation and selection for a fixed wing UAV,” *IEEE AFRICON Conf.*, no. September, pp. 1–6, 2011.
- [44] “Como elegir un variador o ESC correcto para nuestro dron o avión | Inquietum Natura.” [Online]. Available: <https://www.lostocostambientienblog.com/como-elegir-un-variador-o-esc-correcto-para-nuestro-dron-o-avion/>. [Accessed: 06-Sep-2019].
- [45] “Como funcionan los controladores Brushless (ESC) | Fpv Radiocontrol.” [Online]. Available: <https://www.fpvradiocontrol.com/como-funcionan-los-controladores-brushless-esc/>. [Accessed: 06-Sep-2019].
- [46] “AXI 5320/34 GOLD LINE | AXI MODEL MOTORS s. r. o.” [Online]. Available: <https://www.modelmotors.cz/product/detail/244/>. [Accessed: 06-Sep-2019].
- [47] “China High Efficiency External Rotor Brushless Motor for Uav - China Brushless DC Motor, Small DC Motor.” [Online]. Available: <https://mc-motor.en.made-in-china.com/product/ENDJyjsxnHkV/China-High-Efficiency-External-Rotor-Brushless-Motor-for-Uav.html>. [Accessed: 09-Sep-2019].
- [48] “3.2 SISTEMA PROPULSOR (HELICE).” [Online]. Available: <http://www.manualvuelo.com/SIF/SIF32.html>. [Accessed: 06-Sep-2019].
- [49] “¿Qué es el paso de la hélice? - Portal Náutico.” [Online]. Available: <https://www.todoneumaticas.es/blog/que-es-el-paso-de-la-helice/>. [Accessed: 06-Sep-2019].
- [50] “9.- Sobre las hélices | Wiki Achs | FANDOM powered by Wikia.” [Online]. Available: https://achs.fandom.com/es/wiki/9.-_Sobre_las_hélices. [Accessed: 06-Sep-2019].
- [51] A. Franco Spin, “Propulsión por Hélice.”
- [52] “Helice APC 18x12 Electric, ROI Import.” [Online]. Available: http://www.roi-import.com/product_info.php?cPath=25_113_141_143_194&products_id=837. [Accessed: 09-Sep-2019].

ANEXO

Código de Matlab utilizado para el cálculo de la potencia y el alcance.

```
function [R,t,Pbat,Eobt,modulos,mbat] =
potencia(V,e,rho,Rinicial,mmod,C)
%V (km/h), e (Wh/kg), rho (kg/m3), Rinicial (km), C(Ah), mmod(kg)
%V=200; e=200; rho=1.225; Rinicial=50; C=50; mmod=6;

%Datos del Cessna 18
S=16.16; %superficie alar (m2)
Cd=0.032;
E=9.6;
efmotor=0.85; %eficiencia total

%Datos VTOL
mpyl=186; %masa de la carga de pago (kg)
moe=800; %masa de la aeronave en vacio (kg)
g=9.8; %aceleracion de la gravedad (m/s2)
efelec=0.9; %eficiencia motores electricos
efprop=0.8; %eficiencia helices

%Ecuaciones para el calculo de la masa de baterias
D=0.5*rho*S*(V^2)*Cd/(3.6^2); %Para pasar a m/s
Tcruise=D; %Empuje en crucero porque usamos la velocidad de crucero y
las ecuaciones del crucero
Ttakeoff=5*Tcruise; %Empuje en despegue
%Pinicial=Tcruise*V/(3.6*efmotor);
Pinicial=Ttakeoff*V/(3.6*efmotor);
tvuelo=Rinicial/V; %Alcance inicial
mbat=Pinicial*tvuelo/e;

%Ecuaciones para el calculo final del alcance
MTOW=(mpyl+moe+mbat)*g; %Peso maximo de despegue (N)
Pbat=(MTOW*V)/(E*efelec*efprop*3.6);
Pbat=5*Pbat; %Potencia de las baterias para despegue
R=round(mbat)*e*V/(Pbat);
t=round(R)/V; %nuevo tiempo de vuelo
%Ecuaciones para el dimensionamiento de bateria
Econs=Pbat*t; %Wh
nmodulos=mbat/mmod;
modulos=round(nmodulos); %numero de modulos redondeado
```

```
Eobt=modulos*C*25.6;  
    if Eobt >= Econs  
        disp('Bateria adecuada')  
    else  
        disp('Bateria inadecuada')  
    end  
end
```

