

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **3 028 909**

51 Int. Cl.:

**B64C 1/14** (2006.01)

**B64C 3/00** (2006.01)

**B64D 27/24** (2014.01)

**B64C 3/32** (2006.01)

**B64D 29/02** (2006.01)

**B60L 50/60** (2009.01)

**H01M 50/249** (2011.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **06.04.2023** **E 23167172 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **02.04.2025** **EP 4442561**

54 Título: **Principios de diseño para aeronaves eléctricas**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la  
traducción de la patente:  
**20.06.2025**

73 Titular/es:

**COÖPERATIE ELYSIAN AIRCRAFT COMPANY  
U.A. (100.00%)  
Rendementsweg 2  
3641 SK Mijdrecht, NL**

72 Inventor/es:

**WOLLESWINKEL, ROBERT EDUARD;  
DE VRIES, REYNARD y  
VOS, ROELOF**

74 Agente/Representante:

**GONZÁLEZ PECES, Gustavo Adolfo**

ES 3 028 909 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

## DESCRIPCIÓN

Principios de diseño para aeronaves eléctricas

**Campo**

La presente divulgación se refiere a principios de diseño para aeronaves eléctricas y alas para aeronaves eléctricas. La presente divulgación también se refiere a aeronaves eléctricas y alas para aeronaves eléctricas basadas en dichos principios de diseño. La presente divulgación también se refiere a fuentes alternativas de energía de reserva para aeronaves eléctricas. La presente divulgación también se refiere a escotillas de carga para alas de aeronaves eléctricas. En particular, las aeronaves eléctricas son aeronaves eléctricas con diseño de tubo y ala que incluyen baterías recargables.

**Antecedentes**

La aviación representa aproximadamente el 2-3% de las emisiones totales de dióxido de carbono. Se espera que la aviación crezca un 4-5% anual en la próxima década. Además del dióxido de carbono, la aviación también contribuye al cambio climático mediante la creación de estelas de condensación y la emisión de NO<sub>x</sub> y vapor de agua a niveles atmosféricos más altos. El reto del cero neto es doble: tanto las emisiones de carbono como las que no lo son deben reducirse a cero.

Los patrones actuales del tráfico aéreo indican claramente qué tipo de aeronave y qué longitudes de etapa contribuyen más a las emisiones de CO<sub>2</sub> y a las emisiones no relacionadas con el CO<sub>2</sub>. A partir de las estimaciones del ICCT sobre las emisiones de CO<sub>2</sub> de la aviación comercial en 2013, 2018 y 2019, se puede calcular que aproximadamente el 7% de todas las emisiones de CO<sub>2</sub> de la aviación civil proceden de vuelos de menos de 500 km, el 19% de vuelos de hasta 1000 km y el 43% de vuelos de hasta 2000 km.

Muchas publicaciones de los últimos años han subrayado las limitaciones percibidas para las aeronaves eléctricas de batería.

Ang et al. en Performance analysis of an electrically assisted propulsion system for a short-range civil aircraft J Aerospace Engineering 2019, Vol. 233(4) 1490-1502 concluyen que, para las aeronaves, la limitada relación potencia-peso de los componentes eléctricos impide el desarrollo de la propulsión totalmente eléctrica. Los autores sostienen que, en lugar de utilizar propulsión totalmente eléctrica, es más beneficioso utilizar un sistema eléctrico como sistema secundario que funcionaría en paralelo y asistiría al sistema de propulsión primario existente en determinadas fases del vuelo para aumentar la eficiencia global.

Hall et al. en Feasibility of Electrified Propulsion for Ultra-Efficient Commercial Aircraft Final Report, NASA, 2019 llegan a la conclusión de que todos los diseños eléctricos no son viables a ninguna escala (desde trayectos finos a trayectos largos) porque la masa de batería necesaria es mayor de lo que pueden soportar los parámetros del fuselaje. En este documento se argumenta que, incluso con estimaciones optimistas de las capacidades de las baterías disponibles en 2035, es improbable que las baterías por sí solas alimenten las aeronaves en las misiones de diseño actuales para aeronaves de corto, medio y largo recorrido.

Epstein y O'Flarity en Considerations for Reducing Aviation's CO<sub>2</sub> with Aircraft Electric Propulsion Journal of Propulsion and Power, mayo de 2019, volumen 35, número 3, concluyen que la propulsión eléctrica no es una vía prometedora para una reducción significativa del CO<sub>2</sub> de la aviación en la primera mitad del siglo XXI. En apoyo de esta conclusión, los autores afirman que el noventa y dos por ciento del CO<sub>2</sub> de la aviación es producido por aeronaves de pasillo único y doble que requieren de 15.000 a 200.000 kW de potencia en el eje y de 150.000 a 2.250.000 kWh de energía en el despegue, y que ninguna tecnología de baterías conocida es capaz de alimentar a esas aeronaves a las distancias que vuelan actualmente.

Schafer et al. en Technological, economic, and environmental prospects of all-electric aircraft. Nature Energy, 2018, 4, pp.160-166, predicen que las aeronaves eléctricas con un peso de batería del 10-30% solo serán viables para vuelos regionales o de corta distancia cuando las energías específicas de las baterías aumenten hasta valores mucho mayores que los actuales.

Webber y Job en Realising Zero-Carbon Emission Flight - Primary Energy Source Comparison and Selection, publicado por el Instituto de Tecnología Aeroespacial en septiembre de 2021 consideran que una aeronave impulsada exclusivamente por baterías sólo es adecuada para aplicaciones de corto alcance y, por tanto, está fuera del alcance de FlyZero. Para apoyar esta conclusión, los autores consideran que la masa operativa típica en vacío es del 55 % y las fracciones de masa de combustible son del 20 %, y que una aeronave propulsada por baterías con esta fracción de energía sólo podría conseguir una autonomía muy corta, inferior a 250 millas náuticas (nm). Los autores también llegaron a la conclusión de que la autonomía de las aeronaves propulsadas por baterías sólo aumentaría hasta 450 mn a costa de reducir a cero la fracción de masa de carga útil (descartando así el uso de las aeronaves para transportar pasajeros).

H. Werij, M. Wagemaker en The challenge for battery-powered aircraft, publicado por Bits & Chips, 2022, llegan a la conclusión de que las aeronaves impulsadas exclusivamente por baterías desempeñarán un papel muy pequeño en la reducción del impacto climático de la aviación. Los autores apoyan esta conclusión argumentando que el espacio de diseño esperado para las aeronaves eléctricas de batería es aquel en el que la masa operativa en vacío y la masa de la batería se sitúan en torno al 60 % y el 25 %, respectivamente, de la masa máxima de despegue, lo que arroja una autonomía efectiva de sólo 250 km.

De la bibliografía existente se desprenden al menos dos temas. En primer lugar, la autonomía de las aeronaves eléctricas existentes y los diseños de aeronaves eléctricas existentes son demasiado bajos para influir notablemente en las emisiones del sector del transporte aéreo en general. La conocida ecuación de autonomía de Breguet muestra que la autonomía depende de la fracción de energía (relación entre la masa de energía dividida por la masa máxima de despegue). Sin embargo, muchos autores afirman que esta fracción de energía no puede superar el 25-30 % en el caso de las baterías recargables, ya que las aeronaves actuales de corto alcance con combustibles fósiles bien diseñados tienen fracciones de masa de combustible similares. En segundo lugar, en un futuro próximo no existirá una batería recargable adecuada para los diseños de aeronaves eléctricas existentes. La densidad energética de la batería es simplemente demasiado baja según los principios de diseño de las aeronaves eléctricas actuales.

Por lo tanto, la opinión común en la literatura de ingeniería aeroespacial es que las aeronaves eléctricas de batería desempeñarán un papel muy pequeño en la realización de cero emisiones netas porque la autonomía obtenible utilizando los principios de diseño existentes para las aeronaves eléctricas es demasiado baja para que los viajes en aeronaves eléctricas reduzcan significativamente las emisiones globales de la aviación.

La integración de baterías recargables en aeronaves eléctricas no está bien estudiada. Las baterías recargables pueden recargarse in situ en la aeronave, pero deben sustituirse cuando hayan alcanzado un número máximo de ciclos de carga. Por lo tanto, los diseños deben permitir el acceso para la sustitución periódica de las baterías recargables. Sin embargo, la provisión de acceso puede tener como contrapartida el compromiso de otros aspectos del diseño.

Es bien sabido que las autoridades aeronáuticas exigen que las aeronaves contengan reservas de combustible, por ejemplo para desviarse a un aeropuerto alternativo y cumplir con las reservas de espera y contingencia requeridas. Aunque rara vez se utilizan, estas reservas de combustible añaden una masa adicional a la aeronave la cual debe transportarse en cada vuelo.

US11597528B2 describe una aeronave de rotor que incluye un fuselaje, dos alas, un empenaje y sistemas de propulsión incorporados como conjuntos de rotores basculantes. El ala incluye una cavidad que sirve para alojar y/o retener una batería. Una estructura de montaje conecta un paquete de baterías al fuselaje del ala. El paquete de baterías también está conectado a una placa base que funciona para encerrar, cubrir y/o amortajar un orificio de acceso de la cavidad. La placa base puede funcionar adicional o alternativamente para soportar estructuralmente una parte del ala y/o rigidizar el ala.

US2020/023983A1 describe un sistema de almacenamiento de energía modular dentro de un vehículo, en el que el sistema de almacenamiento de energía comprende una pluralidad de unidades de almacenamiento de energía discretas que son móviles dentro del vehículo y asegurable selectivamente en una variedad de posiciones.

## Sumario

La presente divulgación pretende abordar las desventajas encontradas en la técnica anterior proporcionando un diseño de aeronave mejorado.

De acuerdo con la invención, se proporciona una aeronave según las reivindicaciones adjuntas.

## Breve descripción de las figuras

A continuación se describen, a modo de ejemplo únicamente, algunas realizaciones específicas con referencia a las figuras, en las que:

La Figura 1a muestra un gráfico de la fracción de masa operativa en vacío frente a la fracción de masa de energía para aeronaves eléctricas con baterías recargables;

La Figura 1b muestra un gráfico de la masa operativa en vacío frente a la fracción de masa de energía para aeronaves eléctricas de baterías recargables;

La Figura 1c muestra un gráfico del consumo de energía frente a la fracción de masa de energía para aeronaves eléctricas con baterías recargables;

La Figura 2a muestra un diagrama esquemático que ilustra una comparación de los espacios de diseño para aeronaves turbohélice de combustible fósil y aeronaves de largo alcance de combustible fósil y eléctricos;

La Figura 2b muestra una copia del diagrama esquemático mostrado en la Figura 2a y una versión adaptada del diagrama esquemático para aeronaves eléctricas que emplean otros principios de diseño de acuerdo con la presente divulgación;

5 La Figura 3 muestra un gráfico de la masa máxima al despegue 'MTOM' en función de la fracción de masa de la batería para aeronaves con baterías recargables;

La Figura 4 muestra una comparación esquemática de la envergadura de una aeronave eléctrica frente a una aeronave turbohélice similar;

La Figura 5 muestra un gráfico del alcance de la aeronave obtenido para diferentes diseños paramétricos según las realizaciones;

10 La Figura 6 muestra un gráfico de la MTOM de la aeronave obtenida para diferentes diseños paramétricos según las realizaciones;

La Figura 7 muestra un gráfico del consumo de energía de la aeronave por pasajero-kilómetro obtenido para diferentes diseños paramétricos (número de pasajeros y ERF) según las realizaciones;

15 La Figura 8 muestra vistas simplificadas en planta de una familia de aeronaves eléctricas con diferentes cargas útiles y factores de autonomía eléctrica; y

La Figura 9 muestra curvas de isoautonomía en un gráfico de densidad de energía de la batería frente a ERF.

### Visión general

20 En resumen, y sin limitación alguna, la presente divulgación se refiere a la definición de un espacio de diseño para aeronaves eléctricas que va en contra del pensamiento convencional y las tendencias de diseño en este campo para producir una aeronave eléctrica con una autonomía mayor de lo que se creía posible anteriormente utilizando baterías recargables. La presente solicitud también se refiere a un ala para dicha aeronave eléctrica, escotillas de carga para las alas de las aeronaves y fuentes de energía de reserva no recargables para aeronaves eléctricas de batería recargable.

25 Algunos de los principios de diseño de la presente divulgación pretenden maximizar la fracción de masa útil de la batería, y por tanto la autonomía, minimizando la fracción de masa operativa en vacío para un requisito de masa de carga útil determinado. Esto se consigue aprovechando los principios de diseño, las opciones de diseño y las características de diseño descritas en la presente memoria.

30 El pensamiento convencional sugiere que los diseños de aeronaves eléctricas se limitarán a aeronaves de muy corto alcance que pueden no ser adecuadas para la mayoría de las distancias de vuelo comercial. Si bien es cierto que la autonomía de las aeronaves propulsadas por baterías es menor que la de las aeronaves de combustible, los principios de diseño presentados en este documento demostrarán que, de hecho, es mayor de lo que sugiere la literatura y el pensamiento convencional en el diseño de aeronaves eléctricas y, por tanto, puede desempeñar un papel importante en la consecución de cero emisiones netas.

35 La solución para aumentar la autonomía de las aeronaves de baterías recargables consiste en aumentar lo que los inventores denominan *factor de autonomía eléctrica* 'ERF' -el producto de la relación sustentación-arrastre y la masa de la batería 'BM' como fracción de la masa máxima de despegue 'MTOM'- mientras se opera en el espacio de diseño CS25 (es decir, de modo que la aeronave tenga una MTOM de al menos 8618 kg).

40 Los inventores han reconocido que un aumento de la MTOM junto con el desplazamiento del espacio de diseño para permitir un aumento de la fracción de masa de la batería en relación con los diseños de aeronaves eléctricas existentes es un medio particularmente eficaz para aumentar el factor de autonomía eléctrica. Los inventores también han ideado varios medios por los que se puede reducir la fracción de masa operativa en vacío. Esto permite aumentar aún más la fracción de masa de la batería, lo que a su vez aumenta la autonomía. Además, o alternativamente, la reducción de la fracción de masa operativa en vacío permite aumentar la fracción de masa de carga útil, reduciendo así el consumo de energía por pasajero km.

45 Los inventores también han ideado características de diseño que apoyan estos conceptos generales. Según la invención, asociando la masa de las baterías principalmente al ala (más concretamente colocando las baterías recargables en el ala), se puede reducir el momento flector de la raíz del ala. Esto permite reducir aún más la fracción de masa operativa en vacío (EOM/MTOM) porque la masa relativa de la estructura de la aeronave puede reducirse debido a la reducción de la tensión en vuelo donde el ala se une al fuselaje. Éste es sólo un ejemplo de mejora de diseño que permite mayores fracciones de masa de carga útil 'PLM' (PLM/MTOM) y/o fracciones de masa de batería aún mayores (BM/MTOM).

Las realizaciones que emplean estos principios, opciones y/o características de diseño incluyen aeronaves con un área (y volumen) de ala relativamente grande y un área (y volumen) de fuselaje relativamente pequeña, en comparación con las aeronaves CS-23 o CS-25 de corto alcance típicas. Esto implica automáticamente una

mayor relación sustentación-arrastre que las aeronaves CS-23 o CS-25 típicos, lo que aumenta aún más la autonomía para una fracción de masa de batería dada.

Otras características o principios de diseño descritos en la presente divulgación pueden aumentar (aún más) la relación sustentación-arrastre de la aeronave y/o permitir una reducción de la fracción de masa operativa en vacío, permitiendo así una fracción de masa de batería y/o de carga útil aún mayor y aumentando aún más la autonomía de la aeronave eléctrica. Por ejemplo, aumentar el número de propulsores en comparación con las aeronaves convencionales, de modo que haya más de cuatro propulsores en el ala, ayuda a aumentar el flujo de aire sobre las alas, incrementando así la sustentación. En otro ejemplo, la masa del fuselaje puede reducirse adoptando una construcción de ala baja en la que el ala esté conectada a la parte inferior del fuselaje. En otro ejemplo, la envergadura en vuelo y/o la relación de tamaño (por ejemplo, área de forma plana o volumen) entre las alas y el fuselaje pueden ajustarse para aumentar la relación sustentación-arrastre. Para diseños de envergadura particularmente grande, el ala puede incluir puntas plegables para adaptarse a los requisitos del aeropuerto.

Otro aspecto está dirigido a las fuentes de energía secundarias para aeronaves eléctricas que tienen baterías recargables como fuente de energía primaria. Las fuentes de energía secundarias son de mayor densidad energética, pero pueden utilizarse con mucha menos frecuencia, si es que se utilizan, en el funcionamiento normal de la aeronave debido a su uso previsto como reservas. De este modo, la aeronave puede aprovechar las fuentes de energía secundarias adaptadas a estos requisitos para hacer el uso más eficiente posible de la fracción de masa reservada a las fuentes de energía en la aeronave, permitiendo al mismo tiempo que la aeronave siga siendo recargable en virtud de la fuente de energía primaria.

Otro aspecto se refiere a las escotillas de carga en una estructura de ala para acceder a las baterías recargables de las mismas. Aunque las baterías recargables pueden recargarse in situ en la estructura del ala, su vida útil puede ser sólo una fracción de la vida útil de la estructura del ala y, por tanto, es necesario sustituir las baterías de vez en cuando. La sustitución requiere acceder a la estructura del ala a través de una abertura. Tales aberturas pueden debilitar la estructura del ala o reducir su capacidad para soportar las cargas que se le aplican, por ejemplo, durante el vuelo. En lugar de aumentar la masa de la estructura del ala reforzando las zonas alrededor de la abertura para transferir las cargas aplicadas a su alrededor, las escotillas según la invención están configuradas para soportar la carga en su lugar. De este modo, no es necesario aumentar la masa de la estructura del ala para alojar las aberturas de acceso a las baterías recargables.

### Descripción detallada

#### Abreviaturas

En la presente divulgación se utilizan las siguientes abreviaturas para mayor concisión:

BM = Masa de la batería

DEP = Propulsión Eléctrica Distribuida

EM = Masa de energía (= BM en caso de aeronaves eléctricas de batería)

MOE = Masa Operativa en Vacío

ERF = Factor de autonomía eléctrica

MTOM = Masa máxima al despegue

PLM = Masa máxima de carga útil

PtL = Potencia en líquido

RPK = Ingresos por pasajero-kilómetro

SAF = Combustible de aviación sostenible

eSAF = Combustible de aviación sostenible producido a partir de electricidad

TLAR = Requisitos de diseño de alto nivel

#### Símbolos y parámetros

También se utilizan los siguientes símbolos y parámetros:

A = relación de aspecto.

$C_D$  = coeficiente de arrastre,  $D/(q \cdot S) = C_{D0} + C_{Di}$

$C_{D0}$  = coeficiente de arrastre aerodinámico cero

$C_{Di}$  = coeficiente de arrastre inducido

$C_L$  = coeficiente de sustentación,  $L/(q_\infty S)$ .

$C_{Lmax}$  = coeficiente de sustentación máximo.

5  $D$  = fuerza de arrastre [N].

$D_{fus}$  = diámetro del fuselaje [m].

$e$  = factor Oswald

$e_{bat}$  = densidad de energía de la batería [J/kg].

$g$  = constante gravitatoria:  $9,8 \text{ m/s}^2$

10  $L/D$  = relación entre sustentación y arrastre.

$l_{fus}$  = longitud del fuselaje [m].

$q_\infty$  = presión dinámica de la corriente libre,  $0,5\rho_\infty V^2$  [Pa].

$R$  = Autonomía [m] o [km].

$R_{fus}$  = radio del fuselaje [m]

15  $S$  = superficie de referencia del ala [ $\text{m}^2$ ]

$S_{wing}/S_{fus}$  = relación entre el área del ala y el área del fuselaje,  $2S/(\pi l_{fus} D_{fus})$

$V$  = velocidad [m/s]

$\left(\frac{BM}{MTOM}\right)$  = fracción de masa de la batería . Masa total de la batería dividida por la masa máxima de despegue

$\left(\frac{PLM}{MTOM}\right)$  = fracción de carga útil . Masa máxima total de carga útil dividida por la masa máxima de despegue

20  $\left(\frac{SOM}{MTOM}\right)$  = fracción de masa operativa vacía . Masa total operativa en vacío total dividida por la masa máxima de despegue

$\left(\frac{BM}{WM}\right)$  = fracción de la masa de la batería sobre la masa del ala

$\eta_{elec}$  = eficiencia del sistema eléctrico. Eficiencia combinada de baterías, sistema de gestión de baterías, cableado, inversores y motores eléctricos.

25  $\eta_p$  = eficacia propulsiva. En el caso de las hélices, se define como la potencia propulsora generada por las hélices (empuje por velocidad) dividida por la potencia del eje suministrada a las hélices.

$\eta_{btw}$  = Eficiencia total 'batería a estela'. Producto de  $\eta_{elec}$  y  $\eta_p$ .

$\rho_\infty$  = densidad de la corriente libre de aire [ $\text{kg/m}^3$ ].

### Definiciones

30 Las siguientes definiciones son útiles para comprender la divulgación: **Alcance de Breguet**: alcance de vuelo de crucero, calculado sobre la base de la ecuación de alcance de Breguet adaptada (véase la sección de fórmulas).

35 **Alcance útil**: alcance aéreo máximo útil; es decir, distancia máxima que una carga útil determinada puede ser transportada por la aeronave, desde el despegue hasta la toma de tierra, en condiciones meteorológicas normales sin viento, respetando los requisitos necesarios en materia de reservas. Este alcance puede calcularse tomando el alcance de Breguet y realizando varios ajustes para el despegue, el ascenso, etc., (véanse los supuestos de cálculo). **Alcance total**: alcance útil más el alcance efectivo que la aeronave debe ser capaz de cubrir en el aire por las reservas. Las "reservas" comprenden tres componentes principales: contingencia, desviación y espera.

**Relación entre sustentación y arrastre:** relación entre la fuerza de sustentación, definida como la componente de la fuerza aerodinámica generada en el fuselaje (excluidos los propulsores) que es perpendicular a la dirección del flujo entrante, y la fuerza de arrastre, definida como la componente que es paralela a la dirección del flujo entrante.

- 5 En una aeronave existente (es decir, en el mundo real), este parámetro puede medirse, mientras que en el procedimiento de diseño conceptual se estima numéricamente. Para los valores y límites establecidos en esta divulgación:
- o A efectos de aeronaves medidas (o del mundo real), la relación sustentación/arrastre puede medirse en vuelo estacionario, a altitud de crucero y velocidad de crucero en condiciones ISA (Atmósfera Internacional Estándar), a menos que se especifique lo contrario.
- 10 o A efectos de los procedimientos de diseño conceptual, la relación sustentación/arrastre puede calcularse, por ejemplo, suponiendo una polar de arrastre parabólica,  $C_D = C_{D0} + C_{Di} = C_{D0} + C_L^2 / (\pi A e)$ , donde:
- o A es la relación de aspecto del ala.
- o  $C_L$  es el coeficiente de sustentación en las condiciones de vuelo especificadas anteriormente para medir la relación sustentación/arrastre.
- 15 o El factor de Oswald e se calcula mediante  $e = (1,02 + 0.0075\pi A)^{-1} + \Delta e$ , donde el término entre paréntesis se basa en Aerodynamic Design of Transport Aircraft, E. Obert, 2009, Figura 4036, y el término  $\Delta e$  es un factor de corrección que tiene en cuenta los cambios en el factor de Oswald con respecto a las aeronaves convencionales (por ejemplo, para aeronaves con un fuselaje pequeño en relación con un ala grande, se supone  $\Delta e = +0,025$ ).
- 20 o  $C_{D0}$  es el coeficiente de arrastre aerodinámico de sustentación nula, calculado mediante el procedimiento de acumulación de componentes del libro de texto Aircraft Design: a conceptual approach, 6th edition, Daniel Raymer, 2018, Ch. 12, e incluyendo las contribuciones adicionales de arrastre debidas a los intercambiadores de calor para la refrigeración del sistema eléctrico. A efectos de reproducibilidad, la Tabla 1 enumera los valores típicos (tomados del libro de texto de Daniel Raymer al que se hace referencia en la presente memoria) y los valores supuestos seleccionados en este estudio para los parámetros clave de la acumulación de arrastre.
- 25

Tabla 1 - parámetros de ejemplo utilizados para determinar el coeficiente de arrastre de sustentación cero.

| Parámetro                                       | Componente aplicable            | Valor típico  | Valor supuesto |
|-------------------------------------------------|---------------------------------|---------------|----------------|
| Rugosidad de la piel $k$ [ $\times 10^{-5}$ m]. | Aeronave                        | 0,052 - 1,015 | 0.634          |
| Factor de interferencia, Q                      | Fuselaje                        | 1.00          | 1.00           |
|                                                 | Ala                             | 1.00          | 1.00           |
|                                                 | Cola                            | 1,03 - 1,08   | 1.03           |
|                                                 | Góndolas de motor               | 1,00 - 1,50   | 1.50           |
|                                                 | Góndolas del tren de aterrizaje | 1,00 - 1,50   | 1.00           |
| Fracción de flujo laminar                       | Fuselaje                        | 5 % - 35 %    | 5 %            |
|                                                 | Ala                             | 10 % - 50 %   | 15 %           |
|                                                 | Cola                            | 10 % - 50 %   | 35 %           |
|                                                 | Góndolas de motor               | -             | 10 %           |
|                                                 | Góndolas del tren de aterrizaje | -             | 10 %           |

| Parámetro                           | Componente aplicable | Valor típico | Valor supuesto |
|-------------------------------------|----------------------|--------------|----------------|
| Arrastre por fugas y protuberancias | Aeronave             | 5 % - 10 %   | 15 %           |

Además, se incluye el arrastre de sustentación cero debido a la inclinación hacia arriba del fuselaje (según el capítulo 12 del libro de texto de Daniel Raymer al que se hace referencia en la presente memoria) y a los intercambiadores de calor del sistema de gestión térmica (suponiendo un arrastre de 0,1668 N por kW de calor rechazado). El arrastre debido a cargas externas, los motores en marcha y el arrastre parásito trans/supersónico no se consideran aplicables y, por lo tanto, se desprecian.

**Masa de la batería (BM):** masa del conjunto de baterías recargables utilizadas con fines propulsores y no propulsores, incluidas las celdas de energía, el sistema de gestión de la batería y los elementos que contribuyen a la integridad estructural (por ejemplo, un bastidor u otros elementos mecánicos), la gestión térmica (por ejemplo, placas o canales de refrigeración), la intercambiabilidad o la seguridad y fiabilidad de las celdas. En otras palabras, el paquete de baterías recargables está formado por los componentes que se retiran y sustituyen cuando las celdas llegan al final de su vida útil en la aeronave, más los componentes que permanecen en la aeronave durante el procedimiento de sustitución de las celdas, pero que funcionalmente (es decir, estructuralmente, térmicamente, etc.) contribuyen a la integridad y operatividad de las celdas a bordo de la aeronave.

**Densidad de energía de la batería:** capacidad total de energía útil al final de la vida útil de las celdas del paquete de baterías recargables, dividida por la masa de la batería como se definió anteriormente.

"Energía "útil" se refiere a la cantidad máxima de energía que puede extraerse con seguridad de las celdas durante un ciclo de descarga normal mientras se cumple el ciclo de vida especificado, es decir, tiene en cuenta la *profundidad máxima de descarga*.

"Fin de vida útil" se refiere a la capacidad energética de la celda antes de ser sustituida en la aeronave, es decir, tiene en cuenta la *degradación de la celda*. Tenga en cuenta que la celda puede seguir teniendo aplicaciones secundarias después de su vida útil en la aeronave.

La capacidad energética debe cuantificarse a una tasa de descarga representativa del funcionamiento normal (por ejemplo, tasa C de crucero).

Por ejemplo, para celdas que, cuando son nuevas, proporcionan 100 Wh de energía por kg de celda a una tasa de descarga de 1C, con una sobrecarga de masa del 25 % para el embalaje, una profundidad máxima de descarga del 90 % y una capacidad elegida al final de la vida útil del 80 %, la densidad de energía de la batería sería de  $(100 \cdot 0,8 \cdot 0,9) \text{ Wh} / (1 + 0,25) \text{ kg} = 57,6 \text{ Wh/kg}$ .

**Factor de autonomía eléctrica:** parámetro adimensional definido como el producto de la relación sustentación-arrastre y la fracción de masa de la batería, siendo esta última la relación entre la masa de la batería y la masa máxima de despegue de la aeronave.

**Extensor de autonomía:** conjunto de componentes del tren motriz que se utiliza para aumentar la autonomía total más allá de lo que se puede conseguir únicamente con las baterías recargables. Por ejemplo, en el caso de una solución de turbina de gas basada en combustible (un turbogenerador), el "extensor de autonomía" comprendería la turbina de gas y sus accesorios (sistema de aceite, admisión, escape, etc.), el combustible, el sistema de combustible, el generador eléctrico y los cables y otros elementos adicionales del sistema eléctrico necesarios para suministrar energía a las baterías recargables o a los propulsores. En el caso de una batería no recargable, como una batería de metal-aire o una batería de aluminio-aire, el extensor de autonomía comprendería la batería, incluidas las celdas de energía, el sistema de gestión de la batería y los elementos que contribuyen a la integridad estructural (por ejemplo, un armazón u otros elementos mecánicos), la gestión térmica (por ejemplo, placas o canales de refrigeración), la intercambiabilidad o la seguridad y fiabilidad de las celdas, así como los cables adicionales o los elementos de distribución de energía necesarios para transferir la energía de la batería no recargable a la batería recargable o a los propulsores. Tenga en cuenta que la masa del extensor de autonomía, independientemente del tipo de extensor de autonomía, se considera parte de la MOE.

**Fuente de energía primaria:** las baterías recargables para alimentar los propulsores.

**Fuente de energía secundaria:** fuente de energía utilizada por el extensor de autonomía, que es de un tipo diferente a las baterías recargables. Por ejemplo, baterías no recargables o combustible Jet A1. En el caso de una solución con batería no recargable, la fuente de energía secundaria es la propia batería no recargable. En

el caso de una solución de turbina de gas basada en combustible, el extensor de autonomía incluye combustible como segunda fuente de energía, así como los demás componentes descritos en la presente memoria.

**Densidad de energía efectiva del extensor de autonomía:** capacidad de energía efectiva del extensor de autonomía, dividida por la masa del extensor de autonomía.

- 5 La energía "efectiva" se refiere a la cantidad útil de energía suministrada al eje de los propulsores. Esto tiene en cuenta tanto la densidad de energía utilizable de la fuente de energía secundaria como las posibles pérdidas de conversión o transmisión entre la fuente de energía secundaria y el eje de los propulsores.

10 Por ejemplo: para un extensor de autonomía basado en una turbina de gas, que contiene 500 kg de combustible con una energía específica de 43 MJ/kg, una masa de extensor de autonomía sin combustible de 1.000 kg, un rendimiento de la turbina de gas del 35 % y un rendimiento de conversión/transmisión del eje de la turbina de gas al eje del propulsor del 90 % (teniendo en cuenta, por ejemplo, las pérdidas en cables, máquinas eléctricas y electrónica de potencia), la densidad de energía efectiva sería de  $(500 \cdot 43 \cdot 0,35 \cdot 0,9) \text{ MJ} / (1000 + 500) \text{ kg} = 4,52 \text{ MJ/kg} = 1.254 \text{ Wh/kg}$ . En el caso de un extensor de autonomía con batería no recargable, la densidad de energía efectiva del extensor de autonomía sería aproximadamente equivalente a la "densidad de energía de la batería" definida en la presente memoria, suponiendo que la masa de los elementos adicionales de distribución de energía necesarios para la batería no recargable sea pequeña en comparación con la masa de la propia batería no recargable.

**Propulsor:** dispositivo utilizado para generar empuje; por ejemplo, una hélice o un ventilador.

- 20 **Baterías "asociadas al ala":** baterías que están instaladas de tal forma que contribuyen a reducir el momento flector de la raíz del ala durante el vuelo nivelado estable. Por ejemplo, baterías instaladas en el cajón del ala (o en el volumen del ala), o baterías fijadas a los largueros del ala, al revestimiento del ala, o en góndolas instaladas sobre o bajo el ala.

- 25 **Batería "recargable":** una batería (es decir, un dispositivo de almacenamiento de energía que contiene una o más celdas electroquímicas) cuya energía puede cargarse de nuevo tras descargarse aplicando energía eléctrica externa; opcionalmente, significa que la batería es recargable *in situ* mientras está instalada en la aeronave.

- 30 **Masa estructural del ala (WM):** masa de la estructura básica del ala, incluyendo costillas, largueros, paneles de revestimiento, etc., pero excluyendo elementos secundarios como dispositivos de hipersustentadores, alerones, frenos de velocidad o mecanismos de accionamiento. En el caso de una aeronave existente, puede medirse, mientras que en el procedimiento de diseño conceptual debe estimarse. Para los valores y límites establecidos en este documento, la masa estructural (básica) del ala se define siguiendo Synthesis of Subsonic Aircraft Design, Egbert Torenbeek, 1982, Delft University Press, Apéndice C, sección C-2.

- 35 **Envergadura:** distancia entre el extremo de un ala y el de la otra cuando las alas están colocadas para el vuelo normal. *A/a:* un ala tiene dos mitades (normalmente simétricas); es decir, las aeronaves convencionales (monoplanos) tienen *un* ala principal.

- Relación masa de la batería/masa del ala (BM/WM):** masa de las baterías que están asociadas al ala adoptando las definiciones de "masa de la batería" y "asociada al ala" proporcionadas en la presente memoria, independientemente de que constituyan la fuente de energía primaria o secundaria, dividida por la "masa estructural del ala", tal como se define en la presente memoria.

- 40 **Escotilla portante:** escotilla que actúa como parte integrante de la estructura del ala cuando está cerrada, transmitiendo cargas aerodinámicas, inerciales, gravitatorias o de otro tipo de un punto a otro de la estructura del ala, y manteniendo la forma deseada y la integridad estructural del ala en vuelo.

### Fórmulas

- 45 Las siguientes fórmulas y descripciones de apoyo sirven de base para los cálculos, estimaciones, principios y conceptos descritos en la presente divulgación.

La autonomía de una aeronave eléctrica de batería se define mediante la ecuación 1, conocida como ecuación de Breguet adaptada:

$$R = \eta_{\text{elec}} \eta_p e_{\text{bat}} \frac{1}{g} \left( \frac{L}{D} \right) \left( \frac{BM}{MTOM} \right) \quad (\text{ecuación 1a})$$

- 50 Es deseable aumentar la BM/MTOM y la L/D, o ambos, para aumentar la autonomía. Los demás términos de la ecuación 1 se definen en la presente memoria en la sección de símbolos y parámetros y se fijan esencialmente en un valor máximo actualmente alcanzable, como se describirá a continuación. Como se describe en la presente memoria en la sección de definiciones, el producto de los términos BM/MTOM y L/D en la ecuación 1a se define en la presente memoria como el factor de autonomía eléctrica "ERF" dado por la

$$\text{ERF} = \left( \frac{L}{D} \right) \cdot \left( \frac{BM}{MTOM} \right) \quad (\text{ecuación 1b})$$

La ecuación 2 define la eficiencia energética de la aeronave en vuelo de crucero:

$$\text{Energía por pax Km (MJ/paxkm)} = \frac{1}{\left(\frac{PLM}{MTOM}\right)\eta_{elec}\eta_p \left(\frac{L}{D}\right)} \quad (\text{ecuación 2}) \quad (\text{Nota: 1 pax} = 1000 \text{ Newton})$$

El aumento de PLM/MTOM reduce la energía por pax km y, por tanto, aumenta la eficiencia energética por pasajero.

5 Otra fórmula es la llamada ecuación de la unidad:

$$MTOM = PLM + BM + EOM \quad (\text{ecuación 3a})$$

Esto significa simplemente que la masa total de la aeronave (o MTOM) es la suma de la carga útil máxima, las baterías y la masa operativa en vacío (EOM). Tenga en cuenta que PLM es la *masa máxima de carga útil*. Esta ecuación unitaria también puede escribirse como una suma de tres relaciones:

$$10 \quad \left(\frac{BM}{MTOM}\right) + \left(\frac{PLM}{MTOM}\right) + \left(\frac{EOM}{MTOM}\right) = 1 \quad (\text{ecuación 3b})$$

Algunos de los principios de diseño descritos en la presente memoria pretenden maximizar BM/MTOM y/o PLM/MTOM, minimizando EOM/MTOM.

#### Supuestos de cálculo

15 Las fórmulas adaptadas de autonomía de Breguet y eficiencia energética (ecuaciones 1 y 2) incorporan varios parámetros que son el foco de los principios de diseño de la presente divulgación. Sin embargo, para los cálculos que se presentan en la presente memoria, deben asumirse algunos valores para estas variables. Estos supuestos son representativos de una aeronave de transporte comercial "grande". La razón para centrarse en esta categoría de aeronaves se explica en la siguiente descripción, especialmente bajo los epígrafes "pensar en grande" y "pensar en los años sesenta".

20  $\eta_{elec} = 90 \%$ .  $\eta_{elec}$  es la eficiencia total desde la descarga de la batería hasta la energía entregada al eje de la hélice. Es la multiplicación de cuatro eficiencias (junto con valores supuestos a efectos de cálculo): eficiencia de descarga de la batería (97 %), eficiencia del cable (98 %), eficiencia del inversor (98,5 %) y eficiencia del motor eléctrico (96 %). Los valores porcentuales citados son niveles elevados pero alcanzables para estos componentes.

25  $\eta_p = 85 \%$ .  $\eta_p$  es la Eficiencia Propulsiva; una medida para la eficiencia de la hélice en la conversión de la potencia recibida del eje de la hélice en empuje y velocidad en vuelo de crucero. La supuesta eficiencia de la hélice del 85% ya se da en las aeronaves turbohélice de combustible fósil actuales. La propulsión distribuida y el diseño optimizado de las hélices podrían mejorar aún más este aspecto.

$e_{bat} = 200 - 400 \text{ Wh/kg}$ . Hay varios factores que determinan este parámetro:

- 30
- Densidad energética de las celdas individuales (energía eléctrica total por kg de celda de batería);
  - Relación celda/paquete (cantidad de material adicional añadido a las celdas de la batería para proporcionar rigidez estructural, protección contra incendios, etc.);
  - Estado de carga máximo y mínimo (las baterías ofrecen un rendimiento notablemente diferente en términos de tensión, potencia máxima y resistencia interna en función de su estado de carga, por lo
- 35 que a menudo existen límites prácticos de estado de carga mínimo y máximo, también para proteger las baterías contra la degradación); y
- Degradación de la batería (densidad de energía máxima real como porcentaje de la densidad de energía máxima con cero ciclos).

40 Dado que se desconoce la densidad de energía útil de la batería dentro de 10 años, los principios y cálculos de la presente divulgación pueden aplicar un rango de 200-400 Wh/kg. El extremo inferior de este intervalo representa la tecnología actual, mientras que el extremo superior es la tecnología a la que se aspira, por ejemplo, tal y como se expresa en el proyecto SABERS de la NASA. Varias publicaciones utilizan densidades de energía mucho más elevadas y siguen concluyendo que la aviación eléctrica con baterías a gran escala no es viable. Por lo tanto, mostrar las posibilidades de las aeronaves eléctricas de batería con una densidad de

45 energía de 200-400 Wh/kg, demuestra la validez de los principios de diseño de la presente divulgación. Sin embargo, en algunas realizaciones, las baterías recargables tienen una relación energía/masa de al menos 240 Wh/kg, preferiblemente de al menos 360 Wh/kg, más preferiblemente de al menos 440 Wh/kg. En cualquier caso, las baterías recargables tienen una capacidad energética suficiente para proporcionar a la aeronave una autonomía de al menos 500 km, al menos 800 km o al menos 1.000 km.

$L/D = 22$ . La mayoría de las aeronaves regionales y de fuselaje estrecho tienen una relación  $L/D$  de 15-16, mientras que los grandes aeronaves de larga autonomía actuales se acercan a una  $L/D$  de 19-20. Sin embargo, como se expone en la siguiente descripción, pueden asumirse valores de  $L/D$  de 20-25 para una aeronave eléctrica bien diseñada. Para los cálculos, se ha supuesto un  $L/D$  de hasta 22.

- 5 La autonomía **Breguet** (o autonomía de crucero de Breguet) se calcula con estos supuestos mencionados. Esta autonomía es el alcance máximo teórico en vuelo de crucero. Supone que toda la energía de la batería disponible se utiliza para la propulsión y no tiene en cuenta las pérdidas de eficiencia debidas al rodaje, el despegue, el ascenso, etc.

La **autonomía útil** se calcula tomando la autonomía de Breguet y realizando las siguientes correcciones:

- 10
- Ascenso y descenso, durante los cuales las condiciones operativas y las eficiencias difieren del vuelo de crucero. Por ejemplo, una eficacia propulsiva en ascenso del 80 % en lugar del 87 %.
  - Energía adicional necesaria para todos los sistemas no propulsivos (sistema de gestión térmica, sistema de control ambiental, aviónica, etc.), estimada en un 6 % de la energía propulsiva necesaria.
- 15
- Energía de la batería necesaria para el rodaje, el despegue y el aterrizaje, supuesta en 27 MJ por vuelo y por 1000 kg de MTOM.
  - Para el segmento de desvío de las aeronaves con un extensor de autonomía basado en una turbina de gas, se supone que la energía adicional de la batería necesaria para la asistencia en Go Around y el ascenso a la altitud de desvío es de 40 MJ por vuelo, por 1.000 kg de MTOM.

- 20 La autonomía útil expresa, por tanto, la autonomía que puede volarse realmente de "puerta a puerta" en aire en calma. Nota: la autonomía calculada para los distintos diseños paramétricos (por ejemplo, en la tabla 5) es la autonomía útil, calculada como se ha explicado anteriormente.

Las aeronaves deben llevar suficiente combustible/energía tanto para el viaje en cuestión como para cubrir desvíos u otras situaciones de emergencia. El combustible (o energía) necesario consta de los siguientes elementos:

- 25
- Energía para rodaje: cantidad necesaria para el arranque y el rodaje
  - Energía de viaje: cantidad necesaria para el viaje desde el despegue hasta el aterrizaje y el rodaje hasta la parada, calculada en función de la ruta y la altitud previstas.
  - Energía de contingencia: cantidad necesaria para cubrir el consumo de combustible adicional inesperado durante el viaje, por ejemplo, debido a vientos en contra, rutas menos óptimas, etc. A menudo, 3-5 % del combustible del viaje
- 30
- Energía alternativa: combustible necesario en caso de desvío al aeropuerto alternativo. Este combustible cubre el viaje desde el destino hasta el alternativo. La cantidad exacta depende del aeropuerto alternativo seleccionado. En algunos casos (buen tiempo y múltiples pistas), no es necesario disponer de una pista alternativa.
- 35
- Energía de reserva final: cantidad que cubre el vuelo en espera (loiter), una estancia sobre el aeródromo a 1.500 pies a la potencia mínima requerida durante 30 minutos (motores de turbina).

- 40 El diseño propuesto cubre la energía para el rodaje y el trayecto mediante baterías recargables. La reserva final (loiter), la reserva alternativa y la reserva de contingencia se cubren mediante un extensor de autonomía. La autonomía total puede calcularse como la suma de la autonomía útil y la autonomía derivada de las tres reservas energéticas anteriores.

## Principios de diseño para maximizar la autonomía efectiva

### Introducción y principios de diseño

- 45 Los inventores han reconocido que el pensamiento convencional en el diseño de aeronaves eléctricas prevé una autonomía útil muy limitada para las aeronaves con baterías recargables. En la presente divulgación se proponen nuevos principios de diseño que son contrarios a las tendencias, intuiciones e ideologías de diseño existentes para las aeronaves eléctricas.

La presente divulgación incluye nueve principios de diseño que definen un nuevo espacio de diseño para aeronaves comerciales eléctricas de batería. Estos nueve principios pueden utilizarse en cualquier combinación.

1. 1. **'Pensar en grande'**: utiliza las ventajas aerodinámicas y de escala de peso.
2. 2. **'Pensar en los años 60'**: utiliza principios de diseño de aeronaves de largo alcance de los años 60.
3. 3. **'Asociar las baterías al ala'**: baterías en el ala para reducir peso.
4. 4. **'Baja relación potencia-peso'**: utiliza las características del motor eléctrico en tu beneficio.
- 5 5. 5. **'Carga alar óptima'**: utiliza DEP y acepta mayor distancia de despegue y aterrizaje y menor altitud de crucero.
6. 6. **'Una configuración de ala baja'**: utiliza un diseño de ala baja para transportar cargas en diversos escenarios de la forma más eficaz, reduciendo el peso del ala, el fuselaje y el tren de aterrizaje.
- 10 7. 7. **'Escotillas portantes'**: Construcción de ala lo más ligera posible para asegurar el acceso a las baterías para su sustitución.
8. 8. **'Tratar las reservas de forma diferente'**: Diferentes soluciones para las reservas exigidas.
9. 9. **'Una elevada L/D es un regalo gratuito'**: esbeltez normal del ala y ala grande frente a fuselaje pequeño dan elevada L/D.

'Pensar en grande'

- 15 La ecuación de autonomía de Breguet es independiente del tamaño de la aeronave. Esto se aplica tanto a las aeronaves de radiocontrol más pequeñas como al Airbus A380. Sin embargo, hay varios efectos de escala que influyen en los parámetros de la ecuación de Breguet:
- 20 1. 1) Varios sistemas de aeronaves tienen una masa determinada, independiente del tamaño de la aeronave. Esto implica que cuanto mayor sea la aeronave, menor será la masa relativa de estos sistemas como porcentaje de la masa total y menor será la contribución relativa de estos sistemas a la EOM. Este es el caso, por ejemplo, de la aviónica, los instrumentos de cabina, etc. Otros sistemas (por ejemplo, los eléctricos) también presentan un escalado inferior al proporcional con el tamaño de la aeronave. En este sentido, pasar a diseños de aeronaves más grandes es favorable porque se puede reducir la fracción de peso en vacío.
- 25 2. 2) El peso de la estructura de la aeronave (fuselaje, estructura del ala, sección de cola, tren de aterrizaje) depende de muchos factores. Hay varios factores que escalan positivamente con el tamaño de la aeronave (es decir, las aeronaves más grandes tienen una fracción de peso en vacío reducida): por ejemplo, el volumen del fuselaje de una aeronave de 100 asientos se utiliza de forma más eficiente (volumen del fuselaje por pasajero) que el de una aeronave de 20 asientos. Sin embargo, también hay factores que escalan negativamente y aumentan la fracción de peso en vacío con el tamaño, sobre todo la llamada "ley de cuadrado cubo" (ref. 17). Esta ley establece que cuando las dimensiones de una aeronave crecen en un factor 2 (dos veces más largo, dos veces más envergadura), las áreas (área del ala, área mojada del fuselaje) crecen en un factor  $2^2$  y el volumen -y por tanto el peso estructural- con un factor  $2^3$ . Un ejemplo de ello es la fracción de peso del ala (masa del ala dividida por la MTOM o WM/MTOM), que aumenta con la envergadura del ala si la carga alar se mantiene constante. En general, el efecto neto de estos dos factores es que la fracción de masa operativa en vacío se reduce al aumentar el tamaño. Sin embargo, existe un "tamaño óptimo de la aeronave" aproximado y, en las aeronaves que superan este tamaño, los factores de escala positivos disminuirán y empezarán a dominar los factores de escala negativos, de modo que la fracción de masa operativa en vacío empieza a aumentar de nuevo con el incremento de la MTOM. En la práctica, debido a la influencia de otras consideraciones de diseño, es difícil determinar este punto con exactitud, pero una buena aproximación es que el tamaño óptimo es de aproximadamente 200.000 kg de MTOM. No existe ninguna razón técnica que justifique una MTOM máxima para las aeronaves según la presente divulgación; sin embargo, no está previsto que las aeronaves con una MTOM superior a 300.000 kg sean económicamente viables. Por lo tanto, una MTOM máxima nominal para la aeronave eléctrica según la presente divulgación son aproximadamente 300.000 kg.
- 30 3. 3) El rendimiento aerodinámico, expresado como la relación sustentación-arrastre (L/D), tiende a aumentar cuando se pasa de aeronaves más pequeños de aviación general (hasta 19 asientos) a aeronaves comerciales más grandes. Esto se debe al hecho de que las aeronaves más pequeños en relación con su tamaño tienen una mayor superficie frontal, un fuselaje ineficiente, trenes de aterrizaje a menudo no retráctiles, superficies de cola y de control relativamente grandes, etc.
- 35 40 45 50

Existen dos conjuntos de requisitos de certificación de aeronavegabilidad para las aeronaves de pasajeros. En Europa se denominan CS-23 y CS-25. En Estados Unidos existe una normativa similar. La CS-23 se aplica a

las aeronaves con 19 pasajeros o menos y un peso máximo de 8.618 kg. La CS-25 se aplica a las aeronaves más grandes. Los requisitos de la CS-25 son en muchos aspectos más estrictos que los de la CS-23.

Para conseguir una autonomía significativa, EOM/MTOM debe ser lo más bajo posible y L/D debe ser lo más alto posible. Los inventores han reconocido que, teniendo en cuenta las consideraciones antes mencionadas sobre la escala que afecta a la masa operativa en vacío, la fracción de peso en vacío y la L/D, el espacio de diseño del CS-25 es mucho más adecuado para las aeronaves eléctricas de batería.

Por lo tanto, según la invención, la MTOM es superior a 8.618 kg. La MTOM también puede ser mayor según las realizaciones y se pueden observar mejores efectos en la autonomía cuanto mayor sea la MTOM. Por ejemplo, la MTOM es superior a 20.000 kg, opcionalmente superior a 40.000 kg, opcionalmente superior a 60.000 kg, opcionalmente superior a 80.000 kg, opcionalmente superior a 100.000 kg. La MTOM máxima puede ser de 200.000 kg, 250.000 kg o 300.000 kg. Así pues, el intervalo de MTOM de las aeronaves eléctricas de batería recargable según la presente divulgación puede definirse mediante cualquier combinación de estos límites superior e inferior, o cualquier intervalo abierto definido por los límites inferiores.

#### 'Pensar en los años 60'

Los estudios anteriores sobre el potencial de las aeronaves eléctricas utilizan aeronaves modernos de corto alcance que funcionan con combustibles fósiles como aeronaves de referencia para la comparación. Las aeronaves de corto alcance que utilizan combustibles fósiles necesitan relativamente poco combustible, por lo que su fracción de masa energética (EM/MTOM) es baja, del orden del 15 % - 20 %. Estas aeronaves suelen tener una fracción de masa operativa en vacío EOM/MTOM en torno al 60 %. Dichos estudios asumen posteriormente que, dado que las baterías son pesadas (es decir, la densidad energética de las baterías es baja en comparación con la densidad energética del combustible de aviación), una aeronave eléctrica tendría, en el mejor de los casos, una EOM/MTOM comparable. Sin embargo, esta suposición es incorrecta y ha llevado a numerosos autores a centrarse en una parte equivocada del espacio de diseño.

En los albores de la era de los aviones a reacción, en la década de 1960, se desarrollaron varias aeronaves con fracciones de masa operativa en vacío mucho menores y fracciones de energía mucho mayores que las aeronaves actuales. El Boeing 707 y el Douglas DC8-63 tenían fracciones EOM/MTOM en torno al 45 %. El motivo era la necesidad de cubrir distancias intercontinentales, lo que, unido a la escasa eficacia termodinámica de los motores a reacción de primera generación y a una aerodinámica modesta, se traducía en un elevado consumo de combustible. Por ejemplo, *Aerodynamic Design of Transport Aircraft*, E. Obert, IOS Press, 2009, muestra las fracciones EOM/MTOM y EM/MTOM de varios aviones desarrollados en el periodo 1950-1990. El autor (Obert) concluye que la Figura 5 de su libro *"muestra que, para una determinada categoría de aeronave, la fracción de peso en vacío es más o menos constante y casi independiente del tamaño de la aeronave, pero depende de la autonomía."* Para una aeronave de largo alcance, la fracción de peso en vacío sería del 45 % y la fracción de combustible de alrededor del 45 %, dejando un 10 % para la carga útil. Las aeronaves de corto recorrido tienen una fracción de combustible de alrededor del 20-25 %, fracciones de peso en vacío del 50-60 % y fracción de carga útil del 25-30 %. Obert utiliza el peso, pero el lector comprenderá que "Masa" (kg) y "peso" (N) pueden utilizarse indistintamente cuando se describen fracciones o correlaciones de masa o peso, ya que sólo se diferencian por un factor constante g, término que se anula en dichas fracciones o correlaciones.

En *Advanced Aircraft Design*, Egbert Torenbeek, Wiley Press, 2013, se observa una relación similar. Allí, el autor (Torenbeek) concluye que *"esto sugiere que la fracción de EOM está más estrechamente relacionada con la fracción de combustible que con cualquier otra característica"*. A continuación, Torenbeek propone una fórmula para estimar el peso en vacío de la Clase 1 para aeronaves de fuselaje estrecho (todas las unidades en kg): 
$$EOM = 1,25 \cdot PLM + 0,2 \cdot MTOM + 500$$
 (ecuación 4)

Combinando esta ecuación con la ecuación de la unidad (ecuación 3a) y especificando un PLM (por ejemplo, 10.000 kg para una aeronave de 100 pax), se puede expresar tanto la EOM como la EOM/MTOM en función de EM/MTOM. Además, utilizando la ecuación 2, se puede calcular el consumo de energía por pasajero-kilómetro en función de la EM/MTOM.

La ecuación 4 se proporciona únicamente con fines ilustrativos y la relación entre EOM, PLM y MTOM en las realizaciones puede o no seguir esta relación.

Las Figuras 1a, 1b y 1c, respectivamente, muestran un gráfico de la EOM/MTOM, la EOM y el consumo de energía en función de la EM/MTOM (que también puede leerse como BM/MTOM para aeronaves eléctricas de batería) calculada mediante la ecuación 4. Las Figuras 1a, 1b y 1c y la Figura 3, son todas indicativas y con fines meramente ilustrativos y no pretenden limitar la presente divulgación. No obstante, en aras de la claridad, se enumeran a continuación una serie de supuestos. La estimación de la EOM se basa en la fórmula de *Advanced Aircraft Design*, Egbert Torenbeek, Wiley Press, 2013. La EOM (en kg) =  $1,25 \times PLM + 0,2 \times MTOM + 500$ . Se supone que el PLM es de 10.000 kg y es indicativo de una aeronave de 100 pax.

Las Figuras 1a, 1b y 1c muestran una clara relación entre tres parámetros y la fracción de energía EM/MTOM:

- Una fracción de masa de energía elevada (EM/MTOM) se correlaciona con una fracción de masa de funcionamiento en vacío *baja* (EOM/MTOM).
  - Una fracción de masa de energía elevada (EM/MTOM) se correlaciona con una *alta* masa operativa en vacío (EOM).
- 5        • Una elevada fracción de masa energética (EM/MTOM) se correlaciona con un *alto* consumo de energía por pax km.

Estas correlaciones son contraintuitivas y a menudo mal comprendidas. Muchos autores suponen implícitamente que una MOE/MTOM baja implica una MOE baja y, por tanto, una aeronave más eficiente. Sin embargo, en comparación con las aeronaves actuales, los aviones a reacción y propulsores de largo alcance de los años 60 no tenían una menor EOM/MTOM porque tuvieran una EOM más baja, sino porque tenían una MTOM más alta como consecuencia de la elevada masa de energía.

Un efecto similar se produce en el caso de las aeronaves eléctricas: en este caso, la fracción EM/MTOM no es elevada debido a la gran autonomía, ni a una escasa eficiencia termodinámica, sino porque la fuente de energía en sí no es energéticamente densa en comparación con los combustibles fósiles y, por tanto, muy pesada a las energías necesarias para lograr vuelos de mayor autonomía.

En otras palabras, si se comparan una aeronave eléctrica y una aeronave basada en combustibles fósiles, ambas diseñadas para, por ejemplo, 1.000 km de autonomía, la aeronave eléctrica tiene intrínsecamente una mayor EM/MTOM y, por tanto, tiene intrínsecamente una menor EOM/MTOM.

Para ilustrar este efecto, el esquema de la Figura 2a muestra conceptualmente cómo varían EOM/MTOM, PLM/MTOM y EM/MTOM con la autonomía (y cómo escalan EOM/MTOM, PLM/MTOM con EM/MTOM). La Figura 2a muestra un diagrama esquemático con un eje vertical 201 que representa la masa como porcentaje de la MTOM y un eje horizontal 202 que representa simultáneamente la autonomía de la aeronave en km y la EM/MTOM. El eje horizontal muestra dos escalas para la autonomía, una primera escala 203 para las aeronaves de combustible fósil y una segunda escala 204 para las aeronaves eléctricas de baterías recargables. El gráfico muestra tres áreas: una primera área 230 que representa PLM/MTOM, una segunda área 240 que representa BM/MTOM y una tercera área 250 que representa EOM/MTOM. Los valores de autonomía indicados en la Figura 2a son teóricos, indicativos de valores típicos que podrían obtenerse utilizando una ecuación de Breguet de autonomía de crucero.

Como puede observarse en la Figura 2a, existe un primer espacio de diseño 210 en el extremo inferior de la escala (o EM/MTOM) en el eje horizontal y un segundo espacio de diseño 220 en el extremo superior de la escala. Cabe señalar que los espacios de diseño sólo se representan esquemáticamente y que la escala de los marcadores que representan los límites del espacio de diseño no limita la presente divulgación. En relación con las aeronaves propulsadas por combustibles fósiles, el primer espacio de diseño 210 representa los turbohélices y el segundo espacio de diseño 220 representa los aviones a reacción de largo alcance propulsados por combustibles fósiles que adoptan los principios de diseño "pensar en grande" y/o "pensar en los años 60" descritos en la presente memoria.

Como puede verse en la parte izquierda de la Figura 2a, el primer espacio de diseño 210 se caracteriza por fracciones de masa operativa en vacío más altas, fracciones de masa de carga útil más altas y fracciones de masa de energía más bajas. Como se muestra en el lado derecho de la Figura 2a, el segundo espacio de diseño 220 se caracteriza por fracciones de masa operativa en vacío más bajas, fracciones de masa de carga útil más bajas y fracciones de masa de energía más altas.

La Tabla 2 compara la autonomía típica, la MTOM, la EOM/MTOM, la PLM/MTOM y la EM/MTOM de varias aeronaves para reflejar las tendencias mostradas en la Figura 2a con datos reales. El ATR72-600, el Q400, el DC-8-63 y el B707-320B son aeronaves de combustible fósil conocidos y el F9X representa un diseño de aeronave eléctrica con baterías recargables.

Por consiguiente, puede entenderse que una aeronave basada en combustibles fósiles puede diseñarse para el primer espacio de diseño 210 de la Figura 2a (primer alcance 203 del orden de 500-2.000 km, fracción de masa de carga útil elevada) o para el segundo espacio de diseño 220 (primer alcance 203 del orden de 5.000-15.000 km, fracción de masa de carga útil baja), en función del segmento de mercado al que se dirija. Sin embargo, dado que la autonomía de las aeronaves eléctricas de baterías recargables es significativamente menor que la de las aeronaves de combustible, sólo se puede conseguir una capacidad de misión significativa si la autonomía es lo más alta posible. Los inventores han reconocido que una aeronave eléctrica diseñada según el segundo espacio de diseño 220 puede alcanzar una capacidad de misión comercialmente significativa. Aunque el segundo espacio de diseño 220 da lugar a fracciones de carga útil-masa inferiores a las de una aeronave basada en combustibles fósiles diseñada para la misma autonomía, la Figura 1c muestra que el consumo de energía por pasajero-km sigue siendo competitivo debido a la eficiencia sustancialmente mayor del tren de motriz.

Tabla 2. - Alcances típicos, MTOM y fracciones de masa para aeronaves de ejemplo

|                | Eléctrico | Propulsor moderno de corto alcance |         | Reactor de largo alcance de los años 60 |           |
|----------------|-----------|------------------------------------|---------|-----------------------------------------|-----------|
| Modelo         | F9X       | ATR72-600                          | Q400    | DC-8-63                                 | B707-320B |
| Alcance típico | 800 km    | 1500 km                            | 2040 km | 7400 km                                 | 9300 km   |
| MTOM           | 76 t      | 23 t                               | 30 t    | 161 t                                   | 151 t     |
| EOM/MTOM       | 42,2%     | 59,1%                              | 58,5%   | 44,7%                                   | 44,6%     |
| PL/MTOM        | 11,8%     | 25,7%                              | 27,0%   | 12,9%                                   | 10,1%     |
| EM/MTOM        | 46,0%     | 15,2%                              | 14,6%   | 42,5%                                   | 45,3%     |

Nota: fracciones de masa tomadas como media entre la misión de carga útil máxima y la misión de combustible máximo.

Los valores en gris (subrayados) indican fracciones que difieren en menos de  $\pm 15\%$  de las de la aeronave eléctrica

Los inventores han reconocido que, si se comprenden correctamente estos efectos de escala, se llega a una conclusión aparentemente sencilla pero que se pasa por alto en todas partes: una aeronave eléctrica bien diseñada se encuentra en una parte muy diferente del espacio de diseño que una aeronave convencional de una capacidad de autonomía similar. El reequipamiento de una aeronave existente con baterías, el diseño de una nueva aeronave eléctrica con las mismas fracciones de masa o incluso el diseño de una nueva aeronave eléctrica para el mismo conjunto de requisitos de misión que una aeronave de corto alcance basada en combustible da como resultado un diseño subóptimo.

Esta forma única de ver el problema del diseño de aeronaves eléctricas con baterías recargables da lugar a tres opciones de diseño propuestas en la presente divulgación. En primer lugar, los requisitos de la misión (carga útil, autonomía, distancia de despegue, etc.) no vienen dados, sino que se tratan como variables de diseño en la fase exploratoria. En segundo lugar, para esa fase exploratoria, se utilizan las fracciones de masa correspondientes a una aeronave con una EM/MTOM similar, en lugar de una aeronave con un alcance similar. Y en tercer lugar, se selecciona EOM/MTOM como parámetro importante a minimizar cuando se toman decisiones de diseño a nivel de vehículo, ya que eso maximiza PLM/MTOM y EM/MTOM. Los principios y opciones de diseño descritos bajo los epígrafes "Asociar las baterías al ala", "Baja relación potencia-peso", "Carga óptima del ala", "Configuración de ala baja" y "Escotillas portantes" de la presente divulgación se centran en esta reducción de la EOM/MTOM. Como muestra la Figura 2b, estos principios de diseño "inclinan la curva energética hacia abajo". La Figura 2b muestra una réplica de la Figura 2a a título comparativo y debajo de ella el mismo tipo de diagrama mostrado para las aeronaves eléctricas de baterías recargables que emplean uno o más de los principios antes mencionados que permiten reducir la EOM/MTOM.

Si EOM/MTOM se reduce y BM/MTOM (ya que ahora estamos describiendo aeronaves eléctricas de batería en particular) mantiene los valores del gráfico que se muestra en la Figura 2a, se permite que PLM/MTOM aumente en proporción a la disminución de EOM/MTOM. Alternativamente, tanto la BM/MTOM como la PLM/MTOM pueden aumentarse en función de la finalidad deseada de la aeronave (equilibrando los requisitos de PLM y alcance, por ejemplo).

En resumen, en términos de fracciones de masa, una aeronave eléctrica bien diseñada debería tener más en común con una aeronave de combustible fósil de largo alcance de los años 60 que con una aeronave moderna de hélice de corto alcance. Es decir, para las aeronaves eléctricas de batería recargable según la presente divulgación, la masa de la batería puede ser de al menos el 30 %, al menos el 35 %, al menos el 40 %, al menos el 45 %, al menos el 50 % o incluso al menos el 55 % de la MTOM. La masa operativa en vacío puede ser inferior o igual al 55 %, inferior o igual al 50 %, inferior o igual al 45 %, inferior o igual al 40 % o incluso inferior o igual al 35 % de la MTOM. La masa de la carga útil puede ser de al menos el 5 %, al menos el 10 %, al menos el 15 %, al menos el 20 % o incluso al menos el 25 % de la MTOM. Las realizaciones incluyen cualquiera de las aeronaves eléctricas de batería recargable definidas en la presente memoria que tengan combinaciones de los límites antes mencionados de BM/MTOM, EOM/MTOM y PLM/MTOM (sumando hasta el 100 % según la ecuación de la unidad).

Incluso si el experto se diera cuenta de que la masa operativa en vacío debe reducirse o limitarse para aumentar la autonomía, no existe ninguna aeronave eléctrica recargable que lo consiga, ya que la fracción de masa de la batería y la relación entre sustentación y arrastre no son suficientes para cumplir los factores de autonomía eléctrica definidos en la presente divulgación.

Otra característica de las aeronaves de largo alcance de los años 60 (o de las aeronaves diseñadas según el segundo espacio de diseño 220 de la Figura 2a) es que el fuselaje es pequeño en comparación con el tamaño del ala. En cambio, en las aeronaves eléctricas diseñadas tomando como referencia las aeronaves turbohélice de combustible fósil, el fuselaje es mayor en comparación con el tamaño del ala. Esto se describe con más detalle en el epígrafe "Una alta L/D es un regalo".

'Asociar las baterías con el ala'

La relación entre EOM, PLM y MTOM mostrada en las Figuras 2a y 2b es válida para las aeronaves convencionales de combustible fósil de "tubo y ala", que transportan pasajeros y carga en el fuselaje y combustible/energía en el ala.

- 5 La posición del combustible o las baterías en la aeronave tiene un impacto significativo en la masa operativa en vacío. Las baterías no pierden su masa durante el vuelo y, aunque esto suele considerarse una desventaja, en muchos casos también puede aprovecharse para reducir el peso estructural. La masa de la estructura del ala es impulsada predominantemente por el momento flector del ala en la raíz del ala (intersección ala/fuselaje). La masa estructural del fuselaje depende del tamaño del fuselaje y del peso transportado en el fuselaje.
- 10 Los inventores han reconocido que si las baterías se llevan en el fuselaje en lugar de en el ala, se producen los siguientes efectos:
  - La masa estructural del ala aumenta debido al incremento del momento flector de la raíz del ala durante el vuelo nivelado, ya que no hay peso de la batería para contrarrestar la fuerza de sustentación del ala.
- 15
  - Aumento de la masa estructural del fuselaje debido al mayor peso que debe soportar (y posible aumento del arrastre aerodinámico, ya que lo más probable es que deba aumentarse el volumen del fuselaje para transportar las baterías).
  - Se produce un "efecto bola de nieve": a medida que aumenta el peso de las alas y el fuselaje, se necesita más energía para volar la misma distancia, lo que requiere más baterías, que aumentan aún más las masas de las alas y el fuselaje, y así sucesivamente. Este efecto de bola de nieve es especialmente pronunciado en fracciones de masa de alta energía.
- 20

Por lo tanto, un principio de diseño de la presente divulgación es asociar las baterías con el ala de acuerdo con la definición correspondiente proporcionada en la presente memoria. Por ejemplo, las baterías pueden cargarse en el volumen del ala (en la caja del ala), o alojarse sobre o bajo el ala. Esto contribuye a reducir el momento flector de la raíz del ala porque la masa de las baterías contrarresta la contribución del sustentador al momento flector de la raíz del ala en vuelo nivelado estable. Es decir, el momento flector de la raíz del ala en una primera dirección causado por la sustentación se anula parcial o totalmente por el momento flector de la raíz del ala causado por el peso de las baterías asociadas al ala o viceversa.

- 25 La distribución de las baterías a lo largo del ala en el sentido de la envergadura contribuye a maximizar estas ventajas. Este principio es bien conocido desde los estudios de los años 1950-1960 para los llamados cargadores de envergadura: pero se aplicó a las alas volantes con toda la *carga útil* en el ala (véase, por ejemplo, la Figura 9 de la División de Aeronáutica del Programa de Diseño Avanzado de la NASA/USRA. Informe final 1988-89. Diseño de una aeronave de carga Spanloader). Estos conceptos de aeronave, aunque nunca se construyeron, demostraron que son viables fracciones de masa operativa en vacío de alrededor del 30 %. De acuerdo con la presente divulgación, no es la carga útil sino las baterías recargables las que se asociarán al ala, de forma que se reduzca el momento flector de la raíz del ala.
- 30
- 35

- Es decir, se puede conseguir una reducción aún mayor del momento flector de la raíz del ala durante el vuelo normal adoptando principios de carga de envergadura para las baterías recargables. Es decir, las baterías recargables asociadas con el ala pueden distribuirse a lo largo de la dirección de la envergadura de tal manera como para reducir el momento flector en la raíz del ala durante el vuelo normal. Como comprenderá el lector experto, excepto cuando se describa como particularmente ventajoso en la presente divulgación, los ejemplos específicos de este principio son una cuestión de implementación de diseño basada en el diseño de la aeronave. La aportación de los inventores consiste en adoptar este principio de carga en envergadura específicamente para las baterías recargables utilizadas para alimentar los propulsores. Los principios de carga en la envergadura pueden adoptarse alternativa o adicionalmente para las baterías recargables con el fin de reducir los momentos flectores dentro de la propia ala en lugares distintos de la intersección entre el ala y el fuselaje.
- 40
- 45

- La Figura 3 muestra la magnitud de estos efectos expresando MTOM como función de BM/MTOM. La Figura 3 muestra un gráfico con un eje horizontal 301 que representa BM/MTOM en porcentaje y un eje vertical 302 que representa MTOM en kg. La Figura 3 muestra una primera línea de trazado 310 y una segunda línea de trazado 320 que representan cálculos para aeronaves en las que las baterías están asociadas al ala y al fuselaje, respectivamente. Los cálculos parten de la base de que el peso del ala y del fuselaje puede estimarse mediante procedimientos semiempíricos establecidos (por ejemplo, de Synthesis of Subsonic Aircraft Design, Egbert Torenbeek, 1982, Delft University Press), lo que es suficiente para una primera indicación de las tendencias.
- 50

- La Figura 3 muestra que el efecto de la asociación de las baterías con el ala sobre el peso de la aeronave eléctrica es más pronunciado con fracciones de masa de batería elevadas. Para un PLM dado (10.000 kg en
- 55

este caso), con una fracción de masa de batería del 45 %, la MTOM aumenta aproximadamente un 25 % si las baterías se colocan en el fuselaje en lugar de asociarlas al ala. Esto se debe al aumento de la masa estructural necesaria para reforzar la aeronave a fin de acomodar el mayor momento flector de la raíz del ala en vuelo nivelado constante creado por la colocación de baterías en el fuselaje. Esto se traduce directamente en un aumento del consumo de energía y una reducción de la eficiencia energética por pasajero-kilómetro.

'Baja relación potencia-peso'

La relación potencia-peso de la aeronave es la relación entre la potencia continua máxima en el eje del motor y el peso máximo al despegue (es decir, MTOM  $\times$  g). La potencia continua máxima se mide a nivel del mar en condiciones atmosféricas estándar.

Los motores eléctricos (o propulsores eléctricos) difieren en tres aspectos principales de los motores de turbina:

1. Los motores eléctricos no experimentan ninguna "pérdida de potencia": mientras que los motores de turbina pierden potencia cuando la densidad del aire disminuye a altitudes más elevadas y/o temperaturas atmosféricas más altas de lo normal, los motores eléctricos son inmunes a este efecto.
2. Los motores eléctricos tienen una capacidad significativa para suministrar potencia extra por encima de la potencia continua máxima. Mientras que los motores de turbina se han diseñado a menudo de forma que limitan su potencia máxima a  $\pm$  5-10 % por encima de la potencia continua máxima, esta limitación es menos restrictiva para los motores eléctricos. En las regiones de mayor potencia, los motores eléctricos serán menos eficientes y habrá que disipar más calor. Esto afecta al tamaño del sistema de gestión térmica, pero ofrece una amplia oportunidad para niveles de potencia no continuos significativamente más altos para procedimientos anómalos, por ejemplo, para maniobras de ascenso pronunciado, maniobras del motor y al aire (go-around) o cizalladura del viento.
3. Los motores eléctricos proporcionan una relación aproximadamente constante entre la potencia máxima continua y el peso del motor, independientemente de su tamaño. Así, 10 motores pequeños tienen más o menos el mismo peso que 2 motores grandes. Esto permite la "propulsión eléctrica distribuida"; muchos motores a lo largo del ala en dirección de la envergadura y esto puede adoptarse en aeronaves según la presente divulgación.

La tabla 3 muestra las diferencias de potencia máxima entre los motores eléctricos y de turbina en números índice para diferentes altitudes de densidad.

*Tabla 3 - comparación de la potencia máxima de los motores de turbina y los motores eléctricos*

|                                                | Potencia continua máxima |                 | Potencia máxima (5 minutos) |                 |
|------------------------------------------------|--------------------------|-----------------|-----------------------------|-----------------|
|                                                | Motor turbina            | Motor eléctrico | Motor turbina               | Motor eléctrico |
| Nivel del mar ISA                              | 100                      | 100             | 110                         | 125             |
| "caliente y alto" (altitud de densidad 1829 m) | 85                       | 100             | 95                          | 125             |
| FL 300 (vuelo a 30.000 pies o 9.144 m)         | 45                       | 100             | 50                          | 125             |

La relación potencia/peso de la aeronave es un importante parámetro de diseño de aeronaves porque determina la fracción de peso del tren motriz y, por tanto, también la EOM/MTOM de la aeronave. La relación mínima admisible entre la potencia y el peso de la aeronave viene determinada por los requisitos de rendimiento de vuelo. El diseñador puede elegir la relación potencia-peso de la aeronave siempre que se cumplan los requisitos (similar a la carga alar, tratada en la siguiente sección). En el caso de las aeronaves de turbina de gas, la relación mínima admisible entre potencia y peso de la aeronave suele estar limitada por uno de los tres requisitos de rendimiento siguientes:

- Longitud del campo de despegue en diferentes circunstancias ambientales. Esto es menos restrictivo para los motores eléctricos porque tienen una mayor relación entre la potencia instantánea máxima y la potencia continua máxima, y son menos sensibles a las condiciones ambientales.
- Requisitos mínimos de ascenso con un motor inoperativo (OEI). Esto también es menos restrictivo porque se pueden utilizar varios motores eléctricos sin comprometer la eficiencia o el peso del motor. Esto significa que si, por ejemplo, uno de cada diez motores eléctricos falla, los 9 motores restantes

sólo tienen que producir un 11% más de potencia para mantener la misma potencia total. Por el contrario, si una de las dos turbinas de gas falla en una aeronave convencional, la otra turbina debe ser capaz de producir un 100 % de potencia extra para mantener la misma potencia total.

- Requisitos de subida con todos los motores operativos (AEO). Este requisito también se alivia en el caso de los motores eléctricos, ya que no presentan una "pérdida de potencia" con la altitud.

Por estas razones, para una aeronave eléctrica de batería, es fácilmente factible una relación potencia-peso de la aeronave inferior al 50 % en comparación con las aeronaves turbohélice. Es decir, las aeronaves según la presente divulgación pueden tener una relación potencia-peso no superior a 0,2, no superior a 0,18, no superior a 0,16 o incluso no superior a 0,14 kW/kg. En este caso, el peso es la MTOM y la potencia es la potencia máxima continua en vuelo.

#### 'Carga alar óptima'

Los inventores han reconocido que se pueden conseguir aún más mejoras en las aeronaves eléctricas de baterías recargables asociando con el ala una proporción superior de las baterías recargables. Por ejemplo, las aeronaves según la presente divulgación pueden tener al menos el 50 %; al menos el 60 %; al menos el 70 %; al menos el 80 %; al menos el 90 %; o al menos el 95 % de la masa total de las baterías recargables asociadas al ala. Este principio puede adoptarse con o sin los principios de carga en envergadura descritos en la presente memoria.

La carga alar es la relación entre la masa máxima de despegue y la superficie alar. En el caso de las aeronaves de transporte comercial, la carga alar máxima admisible (es decir, el menor tamaño de ala posible) viene determinada por la combinación de dos parámetros en las condiciones de aproximación/aterrizaje: el coeficiente de sustentación máximo ( $CL_{max}$ ) y la velocidad de aproximación, que está vinculada a la distancia de aterrizaje. Los valores típicos de carga alar proporcionados en Aircraft Design: a conceptual approach, 6th edition, Daniel Raymer, 2018, son de aproximadamente 200-400 kg/m<sup>2</sup> para turbohélices y hasta aproximadamente 600-700 kg/m<sup>2</sup> para grandes aviones a reacción.

Se suele suponer que la carga alar debe ser lo más alta posible, ya que implica que el tamaño del ala sea lo más pequeño posible. Para una relación de aspecto del ala ("esbeltez") dada, una envergadura pequeña es más ligera. Para una envergadura dada, un ala pequeña es más eficiente aerodinámicamente. Por este motivo, las grandes aeronaves suelen utilizar complejos dispositivos de gran sustentación para mejorar la  $CL_{max}$  y, de este modo, aumentar la carga alar máxima. Las aeronaves eléctricas pueden mejorar aún más este  $CL_{max}$  utilizando hélices distribuidas (propulsores) para "soplar" aire adicional sobre el ala y aumentar la sustentación efectiva.

Sin embargo, los inventores han reconocido que para las aeronaves eléctricas diseñadas para el transporte comercial de pasajeros, una carga alar muy elevada no es beneficiosa. Esto se debe a dos razones. En primer lugar, una carga alar elevada requiere más potencia de los motores para despegar (en otras palabras, aumenta la relación potencia-peso de la aeronave). Mientras que en las aeronaves de turbina de gas las ventajas de una elevada carga alar compensan los inconvenientes de una elevada relación potencia-peso de la aeronave, en las aeronaves eléctricas, que tienen trenes motrices pesados, ocurre lo contrario: es más beneficioso tener un motor pequeño, aunque ello implique tener un ala grande. Y en segundo lugar, un ala grande proporciona más volumen para alojar las baterías, permitiendo además la aplicación de "asociar las baterías con el ala", tal y como se describe en la presente memoria.

La comprensión de este principio de diseño da lugar a la siguiente *elección de diseño*: en comparación con las aeronaves a reacción convencionales que operan desde los mismos aeródromos con una MTOM similar, se selecciona una carga alar relativamente menor para la aeronave eléctrica. En comparación con las aeronaves turbohélice, con unos requisitos de distancia de despegue y aterrizaje mucho menores, se opta por una carga alar mucho mayor. Esto da lugar a valores de carga alar del orden de  $\pm 400$ -600 o 450-550 kg/m<sup>2</sup> y, como resultado, se requieren dispositivos de elevación elevados menos complejos.

#### 'Configuración de ala baja'

Puede entenderse que la aeronave descrita en la presente memoria adopta un fuselaje y un ala con un diseño de "tubo y ala". En este caso, el ala puede unirse al fuselaje de tres maneras;

- el ala puede fijarse a la parte inferior del fuselaje: se conoce como configuración de ala baja
- el ala puede fijarse a la parte superior del fuselaje: se conoce como configuración de ala alta
- el ala y el fuselaje pueden unirse por la mitad del fuselaje: se conoce como configuración de ala media

En el caso de las aeronaves de pasajeros, una configuración de ala media es muy desafiante, ya que el peso estructural del fuselaje aumenta si los largueros del ala no son continuos en la unión. Un larguero continuo también es un desafío porque tendría que cruzar la cabina a mitad de camino a lo largo del fuselaje. Por lo tanto, esta configuración no se utiliza para aeronaves de pasajeros grandes (>19 pax).

- 5 En el caso de las aeronaves tradicionales que utilizan combustibles fósiles, la configuración de ala alta o ala baja tiene cada una sus pros y sus contras, por lo que se utilizan ambas. El diseño de ala baja en general ofrece una ventaja de peso sobre un diseño de ala alta. Esta ventaja de peso se debe a que la longitud del tren de aterrizaje es relativamente corta y puede guardarse en el ala. Un diseño de ala alta requiere un gran tren de aterrizaje (por ejemplo, Fokker F27 y Fokker 50) o un tren de aterrizaje unido al fuselaje (por ejemplo, ATR 72)
- 10 y una construcción fuerte (y pesada) entre el ala, el fuselaje y el tren de aterrizaje para soportar todas las cargas, especialmente en el rodaje y el aterrizaje.

Aun así, el diseño de ala alta se utiliza a menudo para aeronaves de hélice. En este caso, el diseño de ala alta permite un mayor diámetro de hélice manteniendo la distancia al suelo requerida. Por lo tanto, para aeronaves *turbohélices* con un máximo de 90 pax, la configuración de ala alta es el diseño dominante.

- 15 Los estudios y diseños existentes de aeronaves eléctricas o híbridos eléctricos suelen tomar como referencia los turbohélices existentes y, por tanto, suelen proponer una configuración de ala alta. Sin embargo, como se explicará, este enfoque no permite fabricar aeronaves eléctricas de baterías recargables con mayor autonomía.

Los inventores reconocieron la importancia de las siguientes cuatro diferencias clave entre una aeronave tradicional de combustible fósil y una aeronave eléctrica de batería:

- 20 • Para las aeronaves eléctricas, el peso de aterrizaje es igual al peso de despegue, lo que significa que las cargas estructurales en el aterrizaje son mayores y a menudo se requiere un tren de aterrizaje más pesado.
- En el caso de las aeronaves eléctricas, la fracción de masa de energía es mucho mayor, lo que implica que las baterías "asociadas al ala" provocarán un aumento de las cargas estructurales durante el
- 25 aterrizaje.
- En las aeronaves eléctricas diseñadas según la presente divulgación (por ejemplo, empleando los principios de diseño "pensar en grande" y "pensar en los años 60"), el fuselaje es pequeño en comparación con el tamaño del ala, lo que significa que el tren de aterrizaje no puede instalarse fácilmente en el fuselaje. En cambio, en las aeronaves eléctricas diseñadas tomando como referencia
- 30 las aeronaves turbohélice de combustible fósil, el fuselaje es mayor en comparación con el tamaño del ala.
- En el caso de las aeronaves eléctricas, las hélices distribuidas pueden conseguir la misma superficie total de disco con diámetros más pequeños, lo que reduce la necesidad de despejar el terreno.

- 35 Para llegar a un diseño de ala baja, los inventores también reconocieron la importancia de los siguientes factores.

- En el caso de los trenes de aterrizaje montados en el fuselaje, el armazón del fuselaje debe estar muy reforzado para transmitir las cargas del ala al tren de aterrizaje en el momento del aterrizaje. Esto conlleva un aumento del peso estructural del fuselaje y es especialmente crítico si las baterías se colocan en el ala.
- 40 • En el caso de los trenes de aterrizaje montados en el fuselaje, el ancho de vía entre las ruedas es pequeño en relación con la envergadura del ala, por lo que se necesitan grandes carenados o mecanismos de extensión para colocar las ruedas más hacia el exterior y evitar el vuelco lateral.
- Por lo tanto, en las aeronaves según la presente divulgación, el tren de aterrizaje montado en el ala es preferible al montado en el fuselaje para reducir la fracción EOM/MTOM.
- 45 • En el caso de los trenes de aterrizaje montados en las alas, el tren de aterrizaje de las aeronaves de ala baja puede ser más corto y ligero que el de las aeronaves de ala alta, debido al espacio libre entre la parte inferior del ala y el suelo.
- Por lo tanto, es preferible un diseño de ala baja para reducir la masa operativa en vacío de la aeronave eléctrica y, por lo tanto, la EOM/MTOM.
- 50 • Además, en el caso de las alas altas, si las baterías se colocan en el ala para permitir el efecto de "asociar las baterías al ala", el centro de gravedad de la aeronave se eleva en comparación con los

diseños de ala baja, lo que requiere grandes momentos horizontales de cola para hacer girar la aeronave durante el despegue.

- Por lo tanto, el principio de diseño de "configuración de ala baja" también puede basarse en el principio de diseño de "asociar las baterías con el ala" para proporcionar un efecto sinérgico.

#### 5 'Escotillas portantes'

Las baterías recargables se degradan y deben sustituirse a determinados intervalos. Los intervalos típicos de sustitución son de 6 a 24 meses, en función del uso que se haga de la aeronave. El procedimiento de sustitución requiere acceder a las baterías, que están colocadas, por ejemplo, en la caja del ala. La sustitución de la batería puede considerarse un procedimiento estándar, pero no se requiere regularmente durante el mantenimiento de línea de la aeronave. Además, también puede planificarse con mucha antelación. Por lo tanto, es admisible que el procedimiento de sustitución lleve un tiempo considerable (por ejemplo, de 12 a 24 horas), y puede realizarse en un entorno específico con herramientas específicas (por ejemplo, en un hangar).

Esto significa que las escotillas portantes, que contribuyen a la resistencia estructural del ala pero requieren un procedimiento de instalación/extracción más complejo, pueden utilizarse para cubrir las aberturas utilizadas para acceder a las baterías recargables cuando hay que sustituirlas o realizar su mantenimiento. A pesar de los tiempos de instalación/extracción potencialmente más largos, las escotillas portantes se distinguen de otros elementos estructurales del ala porque pueden abrirse y cerrarse múltiples veces como parte de un procedimiento operativo estándar. En este procedimiento de apertura y cierre, no es necesario romperlas, desmontarlas o sustituirlas por nuevas escotillas. Por lo tanto, puede entenderse que las escotillas portantes están dispuestas para someterse a un ciclo de extracción y reinserción como parte de un procedimiento operativo estándar.

Las aeronaves actuales que utilizan combustibles fósiles también necesitan acceder al cajón del ala para realizar inspecciones o reparaciones; por ejemplo, para inspeccionar el interior del depósito de combustible. Esto se hace mediante "paneles de acceso", que deben abrirse con regularidad, en plazos cortos y con herramientas sencillas. Por lo tanto, estos paneles no pueden construirse como parte crítica de la estructura del ala, sino que todas las cargas y tensiones del ala deben redirigirse alrededor de la abertura. Esto requiere una estructura de avión pesada porque es necesario aplicar un refuerzo estructural adicional alrededor de los paneles de acceso para soportar las cargas aplicadas alrededor de ellos.

De acuerdo con la presente divulgación, para la sustitución de la batería, se utiliza en su lugar una escotilla portante para abrir y cerrar las aberturas, donde el panel desmontable está unido a la estructura del ala de una manera que permite que el propio panel soporte las cargas. Esto permite una construcción global más ligera, ya que no es necesario prever una estructura reforzada alrededor de las aberturas.

Por lo tanto, las aeronaves según la presente divulgación incluyen un conjunto de ala que comprende una estructura de ala que comprende una escotilla portante, y baterías recargables dispuestas en (por ejemplo, el volumen interno de) la estructura de ala. La escotilla portante está dispuesta para abrir y cerrar una abertura en la estructura del ala, y la abertura está dispuesta para permitir el acceso a las baterías recargables.

En algunas realizaciones, la escotilla portante está configurada para soportar al menos una parte de una carga aplicada a la estructura del ala, y/o transmitir cargas aerodinámicas, inerciales o gravitatorias ejercidas sobre la estructura del ala. Al menos una parte de las baterías recargables puede estar acoplada a la escotilla portante, de modo que la parte de las baterías esté soportada por la escotilla portante durante el vuelo y/o pueda retirarse de la estructura del ala junto con la escotilla portante durante el mantenimiento.

#### 'Tratar las reservas de forma diferente'

La ecuación de autonomía Breguet también cuenta con la densidad de energía de la batería como entrada. La densidad energética "efectiva" puede modificarse utilizando diferentes fuentes o tipos de energía. Normalmente esto no tendría sentido: la batería con mayor densidad energética siempre daría la mayor autonomía, por lo que cualquier mezcla de tipos de batería sólo reduciría la autonomía.

Sin embargo, la autonomía efectiva de una aeronave es la autonomía de Breguet menos la autonomía necesaria para volar a un aeropuerto alternativo más una denominada "autonomía final de reserva". En total, aumentarían la autonomía necesaria con  $\pm 300$ -450 kilómetros. Esto implica que una aeronave eléctrica de batería siempre lleva energía para 450 km, que sólo utiliza en situaciones anormales o de emergencia. Por lo tanto, en la presente divulgación, se propone utilizar esta energía de una forma, lo más ligera posible, aunque sea muy costosa y/o no se pueda recargar, ya que apenas se utiliza. Suponiendo una futura densidad energética de la batería de 400 Wh/kg y un consumo de energía de aproximadamente 130 Wh/pax/km, el peso de la batería para las reservas necesarias para un vehículo de 100 asientos es de aproximadamente 15.000 kg. Suponiendo un extensor de autonomía de combustible SAF de 15 MW con una potencia específica de 5 kW/kg y un rendimiento del 40 %, el peso del extensor de autonomía sería de 3.500 kg y el combustible de reserva necesario de 1.000 kg. Por tanto, la 'densidad energética efectiva' de este extensor de autonomía SAF

más combustible es de  $\pm 1100$  Wh/kg. Esta densidad energética efectiva de un extensor de autonomía SAF podría igualar la densidad energética de las futuras baterías no recargables de óxido de aluminio (Al-aire) u otras baterías de metal-aire. Podrían utilizarse como alternativas de ampliación de la autonomía para simplificar aún más el sistema energético y mejorar la fiabilidad.

5 Por lo tanto, para las aeronaves eléctricas de baterías recargables, existen dos posibilidades para transportar la energía para las reservas necesarias: la aplicación de un extensor de autonomía de combustible fósil regular, utilizado para reservas alternativas y finales y/o la aplicación de Aluminio-O<sub>2</sub> (Aluminio-aire), u otras baterías no recargables de metal-aire como alternativa para el extensor de autonomía. En ambos casos, la densidad energética efectiva de la aeronave eléctrica aumenta y se hace factible una autonomía útil de aproximadamente 10 800-1000 km.

Por lo tanto, de acuerdo con la presente divulgación, se proporciona una aeronave que comprende: un fuselaje y al menos un ala dispuestos en un diseño de tubo y ala; una pluralidad de propulsores; y una fuente de energía primaria configurada para alimentar los propulsores, comprendiendo la fuente de energía primaria baterías recargables. La aeronave también comprende una fuente de energía secundaria configurada para alimentar los propulsores, la fuente de energía secundaria comprende una batería no recargable que tiene una densidad de energía mayor que la de la fuente de energía primaria.

La fuente de energía secundaria puede tener una densidad de energía efectiva superior a 400 Wh/kg; superior a 500 Wh/kg; superior a 600 Wh/kg; superior a 700 Wh/kg; o superior a 750 Wh/kg. La fuente de energía secundaria es un combustible fósil, un SAE, un eSAF o una batería no recargable, por ejemplo una batería de metal-aire o una batería de aluminio-aire.

La fuente de energía secundaria puede configurarse para funcionar exclusivamente como fuente de energía de reserva, opcionalmente para desviarse a un aeropuerto alternativo y satisfacer las reservas de espera y contingencia requeridas.

La fuente de energía secundaria sólo puede utilizarse como reserva y no para aumentar la autonomía útil. Sin embargo, la presente divulgación no se limita a ello.

Esta aeronave puede diseñarse de acuerdo con uno o varios de los demás principios de diseño descritos en la presente divulgación. Sin embargo, la aeronave que incluye la fuente de energía secundaria descrita anteriormente no está limitada a ella.

*'Una alta l/d es un regalo'*

30 Otro parámetro que influye significativamente en la ecuación de la autonomía de Breguet es la relación sustentación/arrastre; L/D. Este parámetro expresa la cantidad de arrastre que experimenta la aeronave al generar la sustentación necesaria. Puesto que la sustentación es igual a su peso en vuelo de crucero y el empuje del motor es igual al arrastre, la relación L/D y la MTOM determinan el empuje necesario que deben proporcionar los motores en vuelo de crucero.

35 Son muchos los factores que determinan la relación L/D, sin embargo, para una aeronave normal de "tubo y ala" dos factores determinan la L/D:

- Relación de aspecto: relación de la envergadura al cuadrado dividida por la superficie alar. Cuanto mayor sea esta relación, menor será el coeficiente de arrastre inducida  $C_{Di}$  y, por tanto, mayor será la L/D.
- 40 • Relación entre "superficie mojada" (superficie total "tocada" por el aire) y superficie alar: cuanto menor sea la relación de superficie mojada, menor será el coeficiente de arrastre aerodinámico cero  $C_{D0}$  y, por tanto, mayor será la L/D.

En los últimos 50 años se han considerado muchas mejoras aerodinámicas para mejorar aún más la L/D. Algunos ejemplos son los perfiles de flujo laminar, los propulsores en las puntas, la ingestión de la capa límite, las alas en caja, etc. Sin embargo, los intentos de aplicar esas tecnologías a las aeronaves de transporte comercial suelen traducirse en ganancias globales modestas o nulas debido a otras implicaciones para el diseño de la aeronave.

Las aeronaves eléctricas de batería tienen una ventaja aerodinámica que es inherente a sus efectos de escala (por ejemplo, los descritos en la presente memoria con respecto al tamaño del motor) y no requiere tecnologías complejas adicionales. Debido a la baja fracción carga útil-masa alcanzable con los demás principios de diseño descritos en la presente memoria (por ejemplo, "pensar en grande" y "pensar en los años 60"), las aeronaves eléctricas de batería con una configuración convencional de tubo y ala tienen por definición un fuselaje relativamente pequeño y un ala grande.

La Figura 4 compara una aeronave eléctrica de 100 asientos con batería con una aeronave turbohélice de 100 asientos con combustible fósil con igual carga alar (W/S) e igual esbeltez alar (relación de aspecto; envergadura al cuadrado dividida por la superficie alar). La aeronave eléctrica de batería tendrá una relación L/D mucho mayor que la aeronave de combustible fósil, debido a la relación relativamente menor entre superficie mojada y superficie alar. Gracias a este efecto de escala, el aumento de la envergadura hace que la L/D suba por encima de 20, hasta 22-23. Las aeronaves según la presente divulgación pueden tener una envergadura en vuelo (o envergadura máxima) de al menos 24 metros, al menos 30 metros, al menos 36 metros o incluso al menos 42 metros. Para adaptarse a los requisitos de los aeropuertos, el ala puede incluir puntas plegables.

Para poner en perspectiva estos efectos de escala geométrica, en la tabla 4 se comparan los tamaños relativos del ala y el fuselaje de la misma aeronave presentada en la Tabla 2. La siguiente tabla compara las principales características del ala y el fuselaje en una dimensión (envergadura del ala/diámetro del fuselaje o envergadura del ala/longitud del fuselaje), dos dimensiones (superficie del ala/superficie del fuselaje) y tres dimensiones (volumen del ala/volumen del fuselaje). Para la relación de áreas, se emplea la fracción  $(2S)/(\pi D_{fus}/l_{fus})$ , donde el numerador es aproximadamente igual al área mojada del ala (dos veces el área del plano alar), y el denominador es aproximadamente igual al área mojada del fuselaje cilíndrico  $(2\pi R_{fus} \cdot l_{fus})$ .

El cuadro 4 muestra que se emplean relaciones de aspecto más elevadas para las aeronaves eléctricas de hélice y de corto alcance que para los aviones a reacción de los años sesenta. Esto conduce a un menor coeficiente de resistencia inducida,  $C_{Di}$ . Por otra parte, la relación superficie del ala/superficie del fuselaje es mayor en los aviones a reacción eléctricos y de largo alcance que en los turbohélices modernos. Esto conduce a un coeficiente de arrastre aerodinámico cero más bajo,  $C_{D0}$ .

Por lo tanto, las aeronaves según la presente divulgación pueden tener una relación de aspecto del ala superior a 8, superior a 9,5 o superior a 11 y/o pueden tener una relación de superficie del ala respecto a la superficie del fuselaje superior a 0,7, superior a 0,8 o incluso superior a 0,9. En términos más generales, el producto matemático de la relación de aspecto del ala y la relación del área del ala al área del fuselaje de la aeronave según la presente divulgación puede ser superior a 6, superior a 8 o superior a 10.

Estos aspectos ilustran cómo una aeronave eléctrica tiene intrínsecamente un coeficiente de arrastre aerodinámico menor ( $C_D = C_{D0} + C_{Di}$ ) y, por tanto, una relación sustentación-arrastre mayor que las aeronaves típicas basadas en combustible. Obsérvese que, en comparación con las aeronaves eléctricas, los aviones a reacción de largo alcance tienen una envergadura menor en relación con el diámetro o la longitud del fuselaje, pero una relación de volumen comparable. Esto se debe a que las aeronaves a reacción tienen una relación de aspecto (envergadura/cuerda) y una relación de estrechamiento (cuerda de la punta/cuerda de la raíz) menores que las aeronaves eléctricas, lo que da lugar a un gran volumen alar cerca de la raíz del ala. Por consiguiente, las aeronaves de la presente divulgación pueden tener una relación de volumen de ala a volumen de fuselaje de al menos 0,24, al menos 0,27, al menos 0,30, o al menos 0,33.

Tabla 4 - Comparación del alcance, la MTOM y las dimensiones de los aviones eléctricos de baterías recargables, los turbohélices modernos y las aeronaves de reacción de largo alcance de los años sesenta.

|                                        | Eléctrico | Propulsor moderno de corto alcance |         | Reactor de largo alcance de los años 60 |           |
|----------------------------------------|-----------|------------------------------------|---------|-----------------------------------------|-----------|
| Modelo                                 | F9X       | ATR72-600                          | Q400    | DC-8-63                                 | B707-320B |
| Alcance típico                         | 800 km    | 1500 km                            | 2040 km | 7400 km                                 | 9300 km   |
| MTOM                                   | 76 t      | 23 t                               | 30 t    | 161 t                                   | 151 t     |
| Relación de aspecto del ala. A         | 12,0      | 12,0                               | 12,6    | 7,6                                     | 7,0       |
| Envergadura del ala/ diámetro del fus. | 14,1      | 9,5                                | 10,5    | 11,5                                    | 11,0      |
| Envergadura del ala/ longitud del fus. | 1,25      | 1,00                               | 0,91    | 0,81                                    | 1,00      |
| Área del ala/ Área del fus.            | 0,93      | 0,50                               | 0,49    | 0,78                                    | 1,01      |
| Volumen del ala/volumen del fus.       | 0,35      | 0,11                               | 0,13    | 0,32                                    | 0,38      |

En la Tabla 4, las dimensiones de las aeronaves de hélices de corto alcance y aeronaves a reacción de largo alcance se estiman a partir de datos y bocetos disponibles públicamente. El F9X representa una aeronave eléctrica.

En el cuadro 4, los valores subrayados en gris indican valores que difieren en menos de un 15 % de los de la aeronave eléctrica.

#### Descripción detallada de diseños y realizaciones de ejemplo

El diseño de una aeronave suele seguir varias etapas. Partiendo de una memoria descriptiva inicial, el diseñador de la aeronave desarrolla un concepto inicial y verifica con una serie de cálculos relativamente sencillos si este concepto está "dentro de los márgenes" de los requisitos de nivel superior de la aeronave (TLAR). Las fórmulas y cálculos que rigen esta verificación conceptual suelen denominarse estimaciones de "Clase 1". Estas estimaciones de "Clase 1" son descendentes (por ejemplo, simples estimaciones de la masa total de la aeronave, basadas en unos pocos parámetros como la masa de la carga útil y el alcance, estimaciones de la potencia necesaria, estimaciones del tamaño de las alas, etc.) y se basan en la experiencia pasada.

A medida que el diseño se va detallando hacia un diseño preliminar, el diseñador puede verificar si el diseño cumple la especificación mediante estimaciones ascendentes de "Clase 2". Se trata de estimaciones de peso por componente de aeronave, basadas en fórmulas derivadas de correlaciones estadísticas entre determinados parámetros y el peso total de estos componentes en diseños existentes. Existe un enfoque similar para las estimaciones de arrastre aerodinámico y las estimaciones de rendimiento relacionadas.

Sólo al final del procedimiento de diseño detallado puede hacerse una validación completa del peso y el rendimiento. Por ejemplo, sólo cuando se diseña el ala con todo detalle se puede determinar el peso exacto. Sin embargo, existen algunos procedimientos intermedios de verificación para la estimación del peso o el arrastre que combinan modelos estadísticos y modelos basados en la física. Estos procedimientos suelen denominarse estimaciones de "clase 2.5".

De acuerdo con los principios expuestos en esta divulgación, los diseños de aeronaves con baterías eléctricas existen en un nuevo "espacio de diseño". Por definición, esto limita el uso de los enfoques estadísticos que suelen emplearse en los cálculos de diseño de la Clase 2. Para elementos críticos como baterías, motores, sistemas de refrigeración, etc. no hay experiencia previa. En el caso de otros componentes y estructuras de aeronaves, se pueden utilizar las estimaciones existentes de clase 2 y superiores, aunque hay que tener en cuenta que representan el pasado de los combustibles fósiles y, en ocasiones, esto dificulta la aplicabilidad de dichas estimaciones.

Por lo tanto, en esta divulgación, las pruebas aportadas para demostrar la utilidad de los distintos conceptos de diseño se basan a menudo en estimaciones de "Clase 1". En algunos casos, se han ajustado las estimaciones existentes (basadas en combustibles fósiles) de la Clase 1 y estos ajustes se han estimado mediante cálculos adicionales. La última sección proporciona un conjunto inicial de cálculos a nivel de "Clase 2", para demostrar la aplicabilidad del conjunto total de principios de diseño para maximizar la autonomía de las aeronaves eléctricas de batería.

Por lo tanto, se han utilizado procedimientos de clase 1 para los estudios paramétricos de esta divulgación, por ejemplo, para todos los cálculos relativos a la relación entre EOM/MTOM y BM/MTOM, EOM y BM/MTOM, y eficiencia energética (en Wh/paxkm) y BM/MTOM.

En los cálculos y ejemplos siguientes, se utiliza un análisis perfeccionado de "Clase 2" para calcular los pesos, las fracciones de peso, el rendimiento aerodinámico (L/D) y la autonomía y eficiencia energética resultantes de estructuras y sistemas de aeronaves comparables a los de las aeronaves que utilizan combustibles fósiles, así como algunas estimaciones sencillas para otros sistemas, basadas en procedimientos de manual establecidos y en supuestos relativos a las nuevas tecnologías (por ejemplo, relaciones potencia-peso para motores eléctricos, estimaciones de peso para bombas de calor, etc.). Ver Diseño aerodinámico de aeronaves de transporte, E. Obert, 2009; Aircraft Design: a conceptual approach, 6ª edición, Daniel Raymer, 2018; y Synthesis of Subsonic Aircraft Design, Egbert Torenbeek, 1982, Delft University Press, para más detalles sobre estos procedimientos de manual.

#### 'Una descripción de la "técnica anterior"

Según recientes informes de consultoría como Investigating the Commercial Potential of Battery Electric Aviation and Mapping Autonomous Urban Air Mobility's Progress, Roland Berger Inc., 2017 y 2019, hay más de 100 nuevas startups trabajando en aeronaves eléctricas. La gran mayoría se encuentra en el espacio eVTOL: vehículos eléctricos de despegue y aterrizaje vertical para el transporte intraurbano de 4-9 pasajeros. También hay varias iniciativas de aviación general orientadas al vuelo recreativo y la formación de vuelo (por ejemplo, Bye Aerospace). Actualmente sólo existe en el mercado una aeronave eléctrica certificada por la AESA: el entrenador biplaza Pipistrel Velis Electro. Las iniciativas conocidas de aeronaves eléctricas de batería para transporte de pasajeros en el espacio de diseño CS-23 son:

- Eviation Alice: una aeronave de 9 pax totalmente propulsada por baterías con una autonomía estimada de 400 km (incluidas las reservas). Se desconocen los supuestos sobre la densidad energética de las baterías. Se afirma que la masa BM/MTOM es superior al 40 %.
- Vaeridion: avión de 9 pax totalmente alimentado por baterías con una autonomía estimada de 550 km (incluidas las reservas). Se desconocen los supuestos sobre la densidad energética de las baterías.

Entre las iniciativas conocidas de aeronaves eléctricas de batería para el transporte de pasajeros en el espacio de diseño CS-25 se incluyen:

- 5 • Heart Aerospace ES-30: Avión de 30 asientos propulsado por baterías con extensor de autonomía de turbina para satisfacer las necesidades de reserva. Autonomía de la batería estimada en 200 km. Las baterías están situadas en el fuselaje. BM/MTOM <25 % y MTOM 20.000 - 21.000 kg. Se desconoce la densidad energética de la batería.
- 10 • Maeve Echelon 1: Avión a batería de más de 40 asientos. La autonomía de la batería se estima en 500 km, incluyendo las reservas. Las baterías están situadas en el fuselaje. MTOM 45.000 kg y PLM  $\pm$  5.000 kg. BM desconocido. Se desconocen los supuestos relativos a la densidad energética de la batería.

También ha habido varias iniciativas para electrificar los diseños de aeronaves existentes, es decir, para reequipar un fuselaje existente con un nuevo sistema de propulsión alimentado por baterías. Sin embargo, estas iniciativas se interrumpieron cuando se pusieron de manifiesto las limitaciones físicas de este planteamiento. Una simple ilustración, basada en el turbohélice ATR 72, revela estas limitaciones:

- 15 • El ATR 72 puede transportar  $\pm$  70 pax (7.400 kg) y un máximo de 5.000 kg de combustible. El peso en vacío es de 13.600 kg y la MTOM de 23.000 kg. Tenga en cuenta que cuando se lleva el peso máximo de pasajeros, la aeronave no puede llevar el combustible máximo, ya que esto violaría la MTOM.
- El ATR 72 tiene un L/D de  $\pm$  16
- 20 • Si se instalan paquetes de baterías del 30 % de la MTOM (6.900 kg), la aeronave podría transportar 25 pasajeros (2.500 kg) para mantenerse dentro del límite de la MTOM de 23.000 kg. Esto supone un peso de los motores eléctricos y del sistema de gestión de potencia y térmico similar al de los motores turbohélice actuales.
- 25 • Suponiendo una densidad energética de 400 Wh/kg (comparativamente alta para los estándares actuales) para las baterías, la autonomía total sería de 540 km, incluidas las reservas. Esto implicaría un alcance práctico de  $\pm$  200 km, que no sería comercialmente viable. La eficiencia energética sería de al menos  $\pm$  210 Wh/pax km.

Estudio de viabilidad paramétrico, basado en principios de diseño aplicados

Ahora se ofrecen varios diseños paramétricos, sólo a modo de ejemplo. Los diseños son de aeronaves que incluyen fuselaje y ala dispuestos en un diseño de tubo y ala; una pluralidad de propulsores; y una fuente de energía primaria configurada para alimentar los propulsores, la fuente de energía primaria que comprende baterías recargables. Las aeronaves tienen una masa máxima al despegue (MTOM) de al menos 8.618 kg y un factor de autonomía eléctrica (ERF) de al menos 6.

Se evalúan tres "tamaños" de avión para una serie de valores de ERF: 40 pasajeros, 80 pasajeros y 120 pasajeros. Las aeronaves están diseñadas para una longitud de pista de aproximadamente 2.000 m, una altitud de crucero de 7.000 m y una velocidad de crucero de Mach 0,6. Se selecciona una carga alar de MTOM/S = 517 kg/m<sup>2</sup> para cumplir los requisitos de rendimiento, y el número y tamaño de las hélices se adapta para mantener una carga de disco constante entre las distintas configuraciones. Se selecciona una relación de aspecto del ala de 12. Para las reservas, se supone un desvío de 150 km, junto con una capacidad de espera de 30 minutos y una reserva de contingencia adicional del 5 %. Estas reservas se cubren con un extensor de autonomía a base de combustible.

Dado que la densidad energética de la batería viene determinada en gran medida por factores externos no relacionados con el diseño de la aeronave, para esta comparación se parte de una densidad energética de la batería útil al final de su vida útil de 292 Wh/kg. La autonomía de las aeronaves varía linealmente con la densidad de energía de las baterías, por lo que los resultados pueden extrapolarse fácilmente a otros niveles de tecnología de baterías.

La autonomía, la MTOM, el consumo de energía, la fracción de masa operativa en vacío, la fracción de masa de la batería, la relación sustentación/arrastre, la masa del ala (excluyendo flaps y otros elementos secundarios) y la fracción de masa de la batería/masa del ala obtenidas para los distintos diseños paramétricos se indican en la Tabla 2 y en las Figuras 15-17.

Tabla 5. Características de 12 diseños de aeronaves diferentes según las realizaciones.

| FER                 | MTOM<br>[t] | Alcance<br>[km] | útil | $\frac{Wh}{pkm}$ | $\frac{OEM}{MTOM}$ | $\frac{BM}{MTOM}$ | $\frac{L}{D}$ | Masa alar (WM)<br>[t] | $\frac{BM}{WM}$ |
|---------------------|-------------|-----------------|------|------------------|--------------------|-------------------|---------------|-----------------------|-----------------|
| <b>40 asientos</b>  |             |                 |      |                  |                    |                   |               |                       |                 |
| 6                   | 24.1        | 357             |      | 130.3            | 53,0 %             | 30,4 %            | 19.9          | 1.3                   | 5.8             |
| 8                   | 30.2        | 505             |      | 148.4            | 48,8 %             | 38,0 %            | 21.1          | 1.6                   | 7.1             |
| 10                  | 37.7        | 655             |      | 169.8            | 45,2 %             | 44,2 %            | 22.6          | 2.1                   | 8.1             |
| 12                  | 55.4        | 818             |      | 236.8            | 41,2 %             | 51,6 %            | 23.3          | 3.3                   | 8.8             |
| <b>80 asientos</b>  |             |                 |      |                  |                    |                   |               |                       |                 |
| 6                   | 40.0        | 354             |      | 105.6            | 50,6 %             | 29,4 %            | 20.5          | 2.5                   | 4.8             |
| 8                   | 48.1        | 498             |      | 115.8            | 46,6 %             | 36,8 %            | 21.7          | 3.0                   | 5.9             |
| 10                  | 59.0        | 664             |      | 128.0            | 43,5 %             | 43,0 %            | 23.3          | 3.8                   | 6.7             |
| 12                  | 78.5        | 814             |      | 163.1            | 40,0 %             | 49,8 %            | 24.1          | 5.2                   | 7.5             |
| <b>120 asientos</b> |             |                 |      |                  |                    |                   |               |                       |                 |
| 6                   |             | 58.1            | 351  | 101.1            | 50,7 %             | 28,7 %            | 20.9          | 4.1                   | 4.1             |
| 8                   |             | 70.4            | 503  | 110.4            | 46,7 %             | 36,2 %            | 22.2          | 5.0                   | 5.1             |
| 10                  |             | 85.4            | 650  | 122.7            | 43,9 %             | 42,0 %            | 23.7          | 6.2                   | 5.8             |
| 12                  |             | 113.1           | 812  | 153.3            | 40,7 %             | 48,7 %            | 24.6          | 8.6                   | 6.4             |

La Figura 5 muestra cómo la autonomía de la aeronave eléctrica varía linealmente con la ERF, independientemente del número de pasajeros, como se espera de la ecuación de Breguet. Además, la Figura 6 muestra cómo los doce diseños caen en el espacio de diseño de la reivindicación 1 en términos tanto de ERF como de MTOM, con el MTOM aumentando tanto con el número de pasajeros como con la ERF (es decir, la autonomía). Los valores MTOM obtenidos para estos diseños van desde los valores típicos de los turbohélices (20t - 30t) hasta los valores de las aeronaves de fuselaje estrecho (70t - 90t) y más allá (en la presente divulgación 1t son 1.000 kg). Además, la Figura 7 ilustra cómo el consumo de energía por pasajero-kilómetro mejora con el aumento del número de pasajeros ("pensar en grande"). La diferencia entre 80 y 120 pasajeros es mucho menor que entre 40 y 80, lo que indica que a partir de 80 pasajeros se alcanza una meseta en términos de eficiencia energética por pax-km. Además, el consumo de energía es menor con valores de ERF más bajos, ya que eso corresponde a fracciones de masa de batería más bajas pero fracciones de masa de carga útil más altas.

La Figura 8 muestra un diagrama esquemático de un espacio de diseño para una aeronave eléctrica de pasajeros con batería, según las realizaciones. El gráfico se define en función del factor de autonomía eléctrica en el eje horizontal 801 y del número de pasajeros en el eje vertical 802. Las vistas en planta de una primera aeronave 810, una segunda aeronave 820, una tercera aeronave 830, una cuarta aeronave 840 y una quinta aeronave 850, según las realizaciones, aparecen a través del espacio de diseño. Los parámetros de diseño para cada una de las aeronaves de la primera a la quinta figuran en la Tabla 6.

Tabla 6. Características de 5 diseños de aeronaves diferentes según las realizaciones.

| FER                 | MTOM<br>[t] | $S_{wing}/S_{fus}$ | Envergadura<br>(m) | $\frac{L}{D}$ | Masa alar (WM)<br>[t] | $\frac{BM}{WM}$ | No. de<br>propulsores |
|---------------------|-------------|--------------------|--------------------|---------------|-----------------------|-----------------|-----------------------|
| <b>40 asientos</b>  |             |                    |                    |               |                       |                 |                       |
| 6                   | 24.1        | 0.52               | 24                 | 19.9          | 1.3                   | 5.8             | 4                     |
| 12                  | 55.4        | 1.20               | 36                 | 23.3          | 3.3                   | 8.8             | 8                     |
| <b>80 asientos</b>  |             |                    |                    |               |                       |                 |                       |
| 9                   |             | 54                 | 0.73               | 36            | 22.2                  | 3.5             | 6.4 8                 |
| <b>120 asientos</b> |             |                    |                    |               |                       |                 |                       |
| 6                   |             | 58.1               | 0.58               | 37            | 20.9                  | 4.1             | 4.1 8                 |
| 12                  |             | 113.1              | 1.13               | 51            | 24.6                  | 8.6             | 6.4 12                |

Los dibujos muestran esquemáticamente cómo el tamaño del fuselaje aumenta sólo con la carga útil (en este caso, el número de pasajeros), mientras que el tamaño del ala aumenta tanto con la carga útil como con la ERF (es decir, la autonomía). El contorno de la configuración intermedia (80 pasajeros, ERF = 9) se indica en gris transpuesto a las otras cuatro configuraciones para su comparación.

En la Figura 8, donde la comparación se realiza con una relación de aspecto y una carga alar constantes, la envergadura  $b$  es directamente proporcional a  $\sqrt{MTOM}$ . Por otro lado, el tamaño del ala *relativo* al tamaño del fuselaje, cuantificado mediante la relación de áreas  $S_{ala}/S_{fus}$ , aumenta principalmente con la ERF, con valores más altos de  $S_{wing}/S_{fus}$  dando lugar a una mayor relación entre sustentación y arrastre. La relación  $S_{ala}/S_{fus}$  se define como  $(2S)/(\pi l_{fus} D_{fus})$ , donde el numerador es una aproximación del área mojada del ala, mientras que el denominador es una aproximación del área mojada del fuselaje. Un valor más alto corresponde a un coeficiente de arrastre de sustentación nulo más bajo. Este aumento de  $L/D$  contribuye parcialmente al valor de ERF, mientras que la razón principal del cambio en ERF es la diferencia en la fracción de masa de la batería. La Figura también muestra cómo diferentes aeronaves eléctricas con masas de despegue comparables ( $MTOM = 54 \text{ t} \sim 58 \text{ t}$ ) pueden cubrir diferentes misiones: muchos pasajeros para una autonomía corta (120 pax, ERF = 6), cantidad moderada de pasajeros para una autonomía moderada (80 pax, ERF = 9), o una pequeña cantidad de pasajeros para una autonomía relativamente larga (40 pax, ERF = 12). Además, la Figura 8 y la Tabla 6 muestran cómo diferentes números de propulsores son beneficiosos para diferentes tamaños de aeronave. El número de propulsores representado en la Figura 8 se facilita a título meramente ilustrativo.

En resumen, estos ejemplos de diseño muestran que los principios de diseño descritos en esta divulgación son aplicables a una amplia gama de requisitos de carga útil, autonomía y otros requisitos de alto nivel de la aeronave, al tiempo que garantizan una aeronave técnicamente viable y energéticamente eficiente.

Como se describe en la presente memoria y se ejemplifica en las realizaciones y ejemplos, los principios de diseño propuestos afectan principalmente a  $BM/MTOM$  y "como regalo" también aumentan  $L/D$ . Por lo tanto, el parámetro de mérito para la reivindicación propuesta es el producto de estos dos parámetros adimensionales:  $\left(\frac{L}{D}\right) \left(\frac{BM}{MTOM}\right)$ , denominado "factor de autonomía eléctrica" (ERF).

Suponiendo una eficiencia del tren motriz del 90 % y una eficiencia propulsora del 85 %, la ecuación de autonomía de Breguet para aeronaves eléctricas de batería puede reescribirse como:  $R = 0,078 e_{bat} ERF$

Nota:  $R$  está en kilómetros y  $e_{bat}$  está en kJ/kg. La Figura 9 muestra curvas iso-autonomía en un espacio bidimensional ERF vs  $e_{bat}$ . La Figura 9 representa la autonomía de crucero de Breguet y puede entenderse que las autonomías de las aeronaves de ejemplo se calculan basándose en adaptaciones más precisas de la ecuación de Breguet.

La Figura 9 indica claramente qué autonomías son viables en el espacio de diseño (ERF es superior a 6), en función de la densidad de energía de la batería y del ERF. Ya se sabe que, en igualdad de condiciones, cuanto

mayor sea la densidad energética de la batería, mayor será la autonomía de una aeronave eléctrica. Sin embargo, una contribución de la presente divulgación es reconocer que al diseñar la aeronave para aumentar la ERF, se puede aumentar significativamente la autonomía. Cuanto mayor sea el ERF, menor será la densidad energética de la batería necesaria para alcanzar una determinada autonomía. Al emplear los principios de diseño, las características de diseño o cualquiera de las realizaciones descritas en la presente memoria, la autonomía y, por tanto, la viabilidad de las aeronaves eléctricas para vuelos comerciales pueden mejorar significativamente.

Debe entenderse que la descripción anterior pretende ser ilustrativa y no restrictiva. Muchas otras implementaciones serán evidentes para los expertos en la técnica al leer y comprender la descripción anterior. Aunque la presente divulgación se ha descrito con referencia a implementaciones de ejemplo específicas, se reconocerá que la divulgación no se limita a las implementaciones descritas, sino que puede practicarse con modificaciones y alteraciones dentro del alcance de las reivindicaciones anexas. Por consiguiente, la memoria descriptiva y los gráficos deben considerarse en un sentido ilustrativo y no restrictivo.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave que comprende: un conjunto de alas:  
una pluralidad de propulsores; y  
una fuente de energía primaria configurada para alimentar los propulsores, comprendiendo la fuente de energía primaria baterías recargables,  
5 en la que la aeronave tiene:  
una masa máxima de despegue "MTOM" de al menos 8.618 kg; y  
un factor de autonomía eléctrica "ERF" de al menos 6,  
en el que:
- 10 en la que L/D la relación sustentación/arrastre de la aeronave y BM la masa de las baterías recargables, y  
en la que el conjunto de alas comprende:  
una estructura alar que comprende una escotilla portante,  
en la que las baterías recargables están dispuestas en la estructura del ala,  
la escotilla portante está dispuesta para abrir y cerrar una abertura en la estructura del ala, y  
15 la abertura está dispuesta para permitir el acceso a las baterías recargables.
2. La aeronave de la reivindicación 1, en la que la escotilla portante está configurada para soportar al menos una parte de una carga aplicada a la estructura del ala, y/o transmitir cargas aerodinámicas, inerciales o gravitacionales ejercidas sobre la estructura del ala.
- 20 3. La aeronave de la reivindicación 1 o 2, en la que al menos una parte de las baterías recargables está acoplada a la escotilla portante.
4. La aeronave de cualquier reivindicación anterior, en la que la estructura del ala tiene una masa de al menos 600 kg, y la relación entre la masa de las baterías recargables y la masa de la estructura del ala es de al menos 4.
- 25 5. La aeronave de cualquier reivindicación anterior, en la que la estructura del ala tiene una masa de al menos 1.000; al menos 2.000; al menos 3.000; o al menos 4.000 kg.
6. La aeronave de cualquier reivindicación anterior, en la que la relación entre la masa de las baterías recargables y la masa de la estructura del ala es de al menos 4,5, al menos 5, al menos 5,5, al menos 6, o al menos 6,5.
7. La aeronave de cualquier reivindicación anterior, en la que:
- 30 la estructura del ala está configurada para fijarse a la parte inferior de un fuselaje, y/o  
la estructura del ala comprende una punta plegable.
8. La aeronave de cualquier reivindicación anterior tiene un ERF de al menos 6,5; al menos 7; al menos 7,5; al menos 8; al menos 8,5; o al menos 9.
9. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones anteriores tiene una MTOM de al menos 20.000, al menos 40.000, al menos 60.000, al menos 80.000 o al menos 100.000 kg.
- 35 10. La aeronave de cualquier reivindicación precedente tiene una relación sustentación/arrastre "L/D" de al menos 15, al menos 17, al menos 19 o al menos 21.
11. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones precedentes tiene una relación volumen del ala/volumen del fuselaje "VV/FV" de al menos 0,24, al menos 0,27, al menos 0,30, o al menos 0,33; o tiene una relación superficie del ala/ superficie del fuselaje de al menos 0,5, al menos 0,7, al menos 0,9, al menos 1,1, o al menos 1,3.
- 40 12. La aeronave de cualquier reivindicación precedente comprende además una fuente de energía secundaria configurada para alimentar los propulsores, en la que la fuente de energía secundaria tiene una densidad de energía mayor que la fuente de energía primaria y, opcionalmente, en la que la fuente de energía secundaria

comprende un combustible líquido, un combustible líquido no fósil, una batería no recargable, una batería de metal-aire o una batería de aluminio-aire.

13. La aeronave de cualquier reivindicación precedente, en la que: las baterías recargables están configuradas para ser recargadas *in situ*.

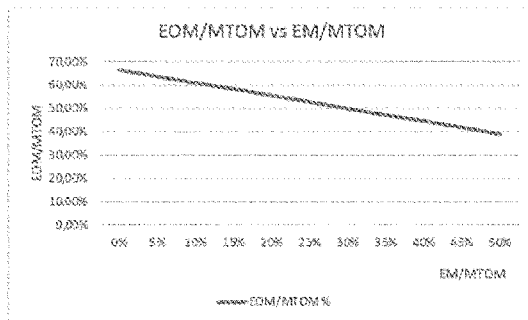


Figura 1a

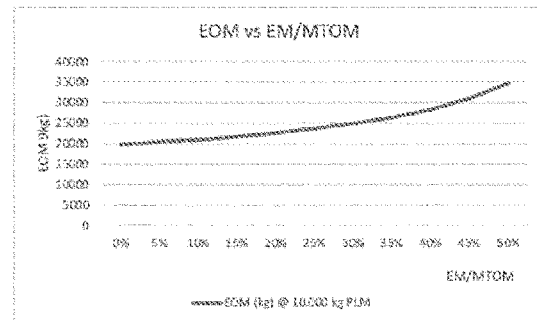


Figura 1b

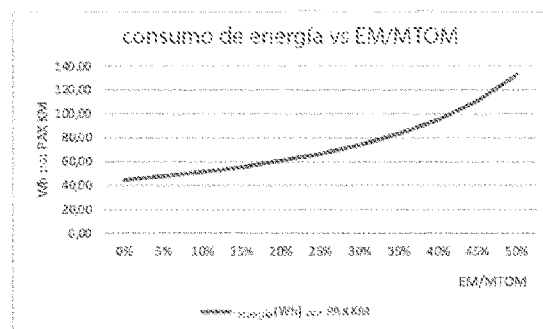


Figura 1c

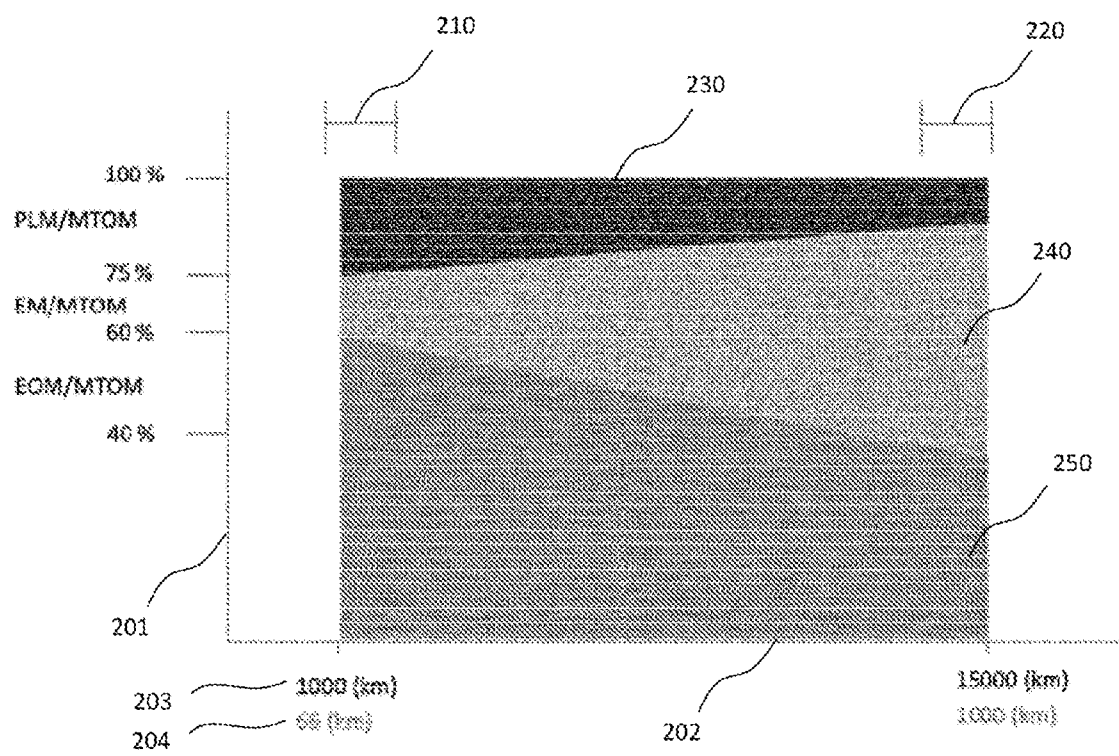


Figura 2a

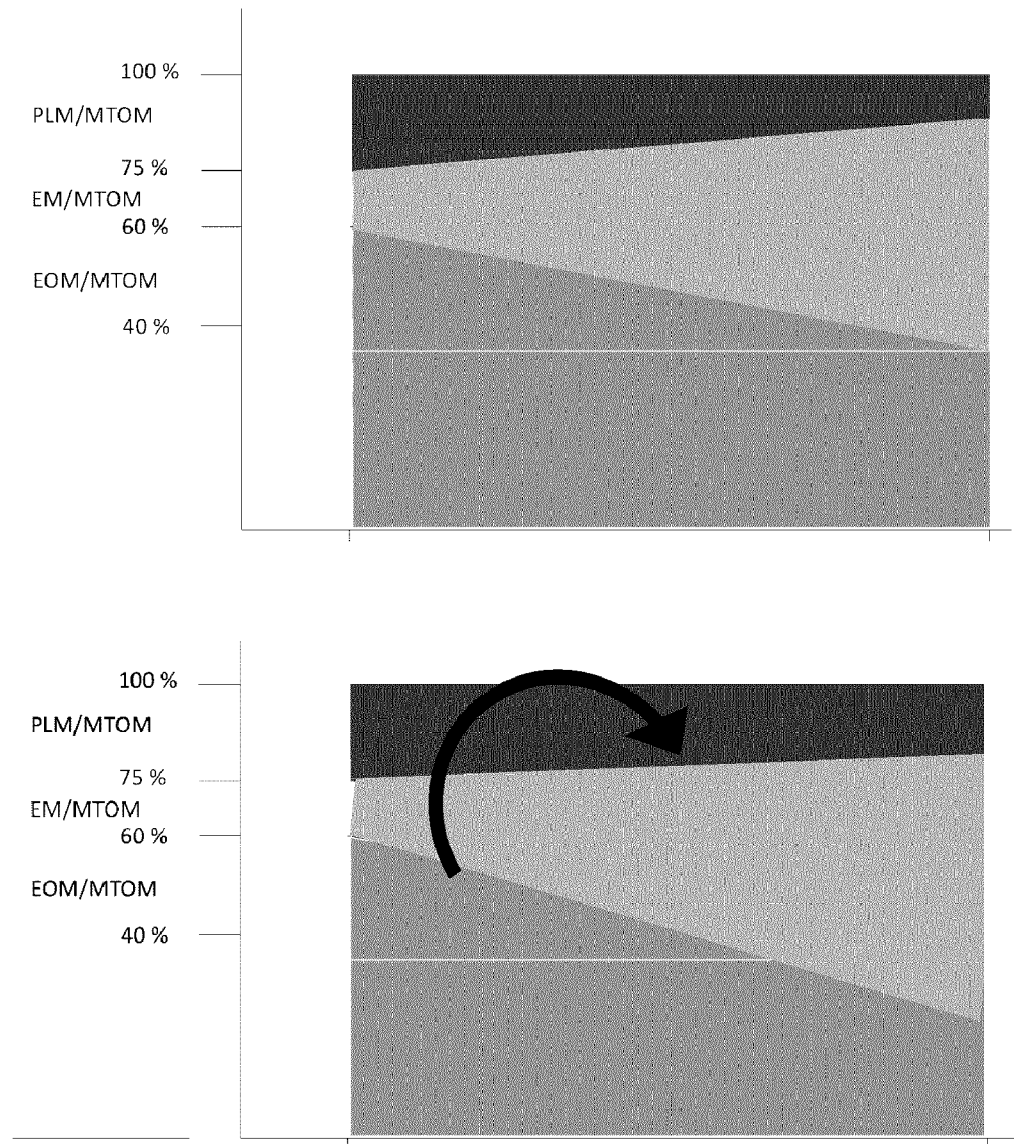


Figura 2b

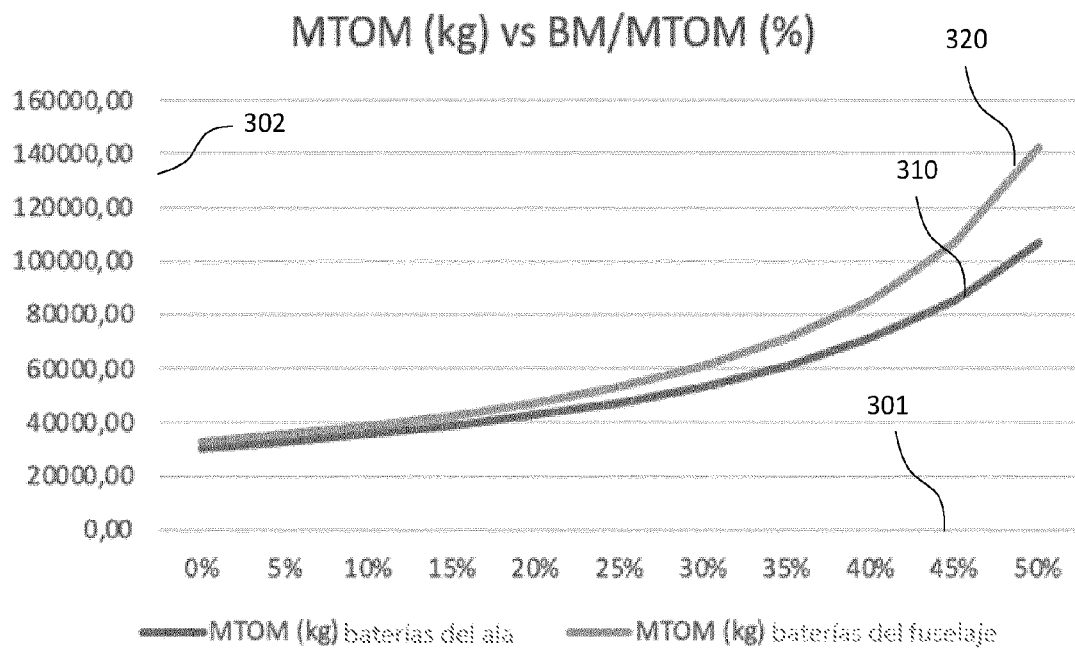
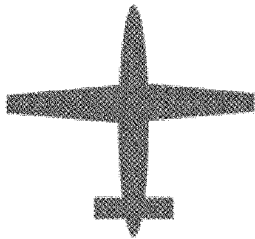


Figura 3

**Turbohélice de combustible fósil de 100 asientos**

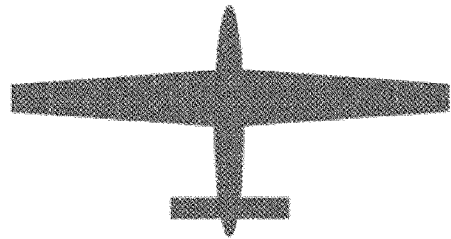
Dimensiones: fuselaje 30m, envergadura 25m  
MTOM: 30000 kg  
W/S = 500 kg/m<sup>2</sup>  
Relación de aspecto  $\pm 12$



L/D =  $\pm 15-16$

**Batería eléctrica de 100 asientos**

Dimensiones: fuselaje 30m, envergadura 44m  
MTOM: 85000 kg  
W/S = 500 kg/m<sup>2</sup>  
Relación de aspecto  $\pm 12$



L/D =  $\pm 22-23$

Fuselaje similar, relación de aspecto similar y carga alar similar dan una L/D mucho mayor

Figura 4

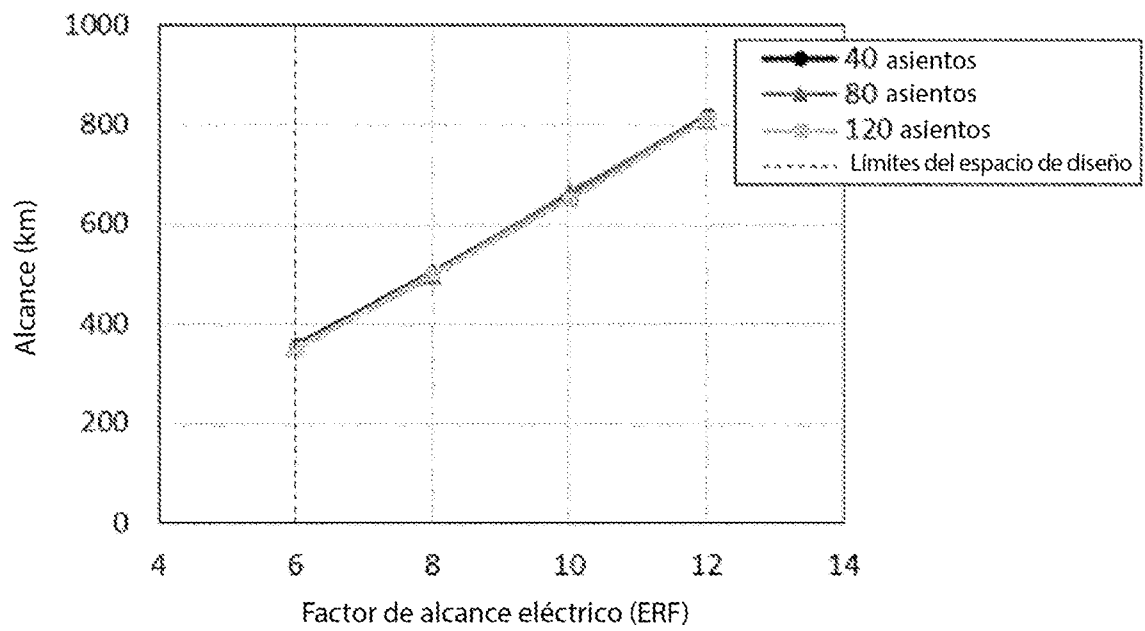


Figura 5

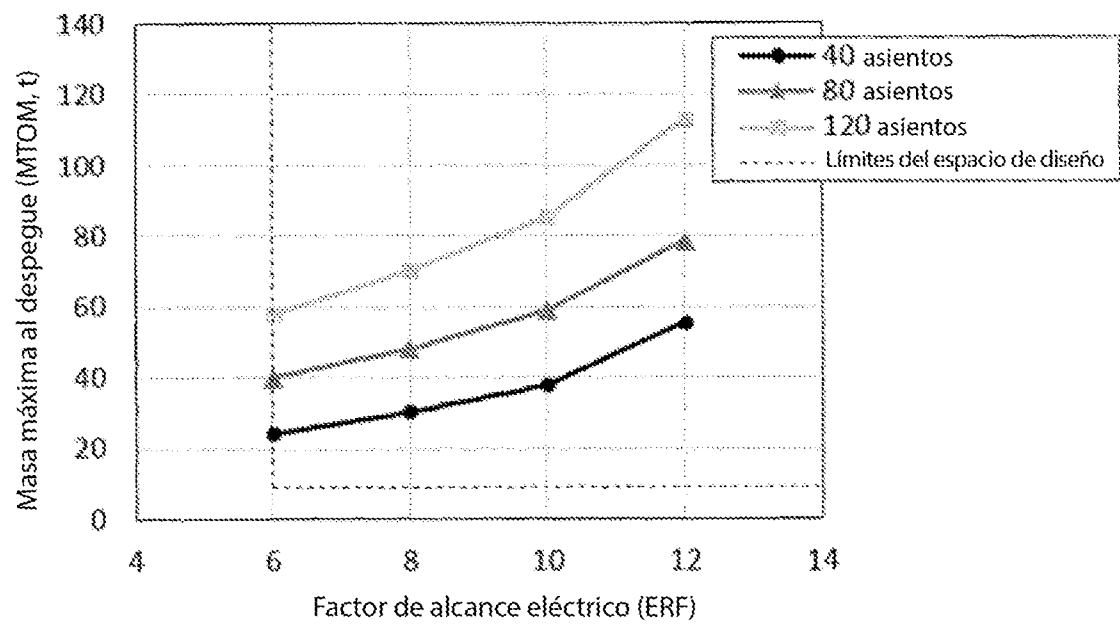


Figura 6

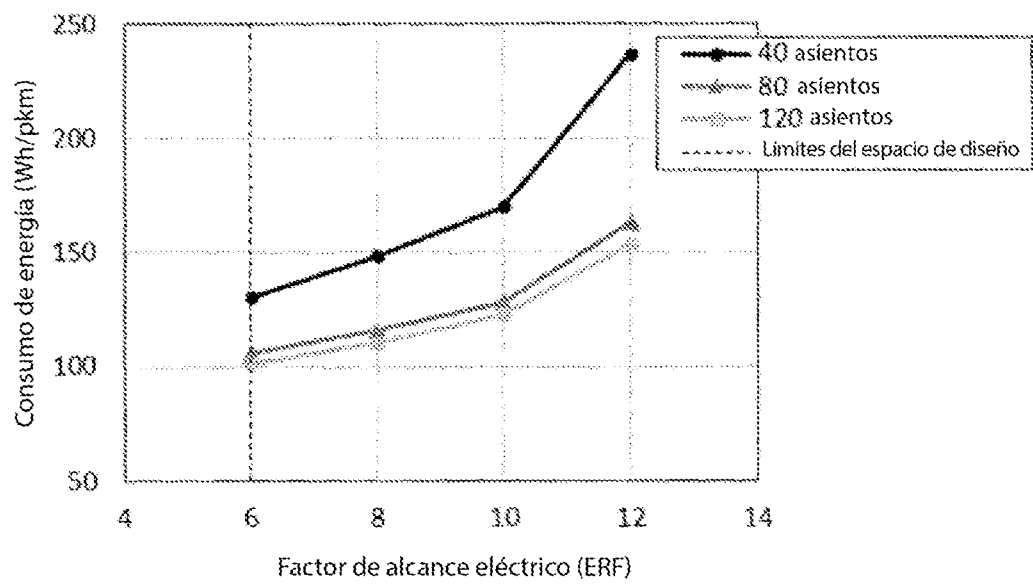


Figura 7

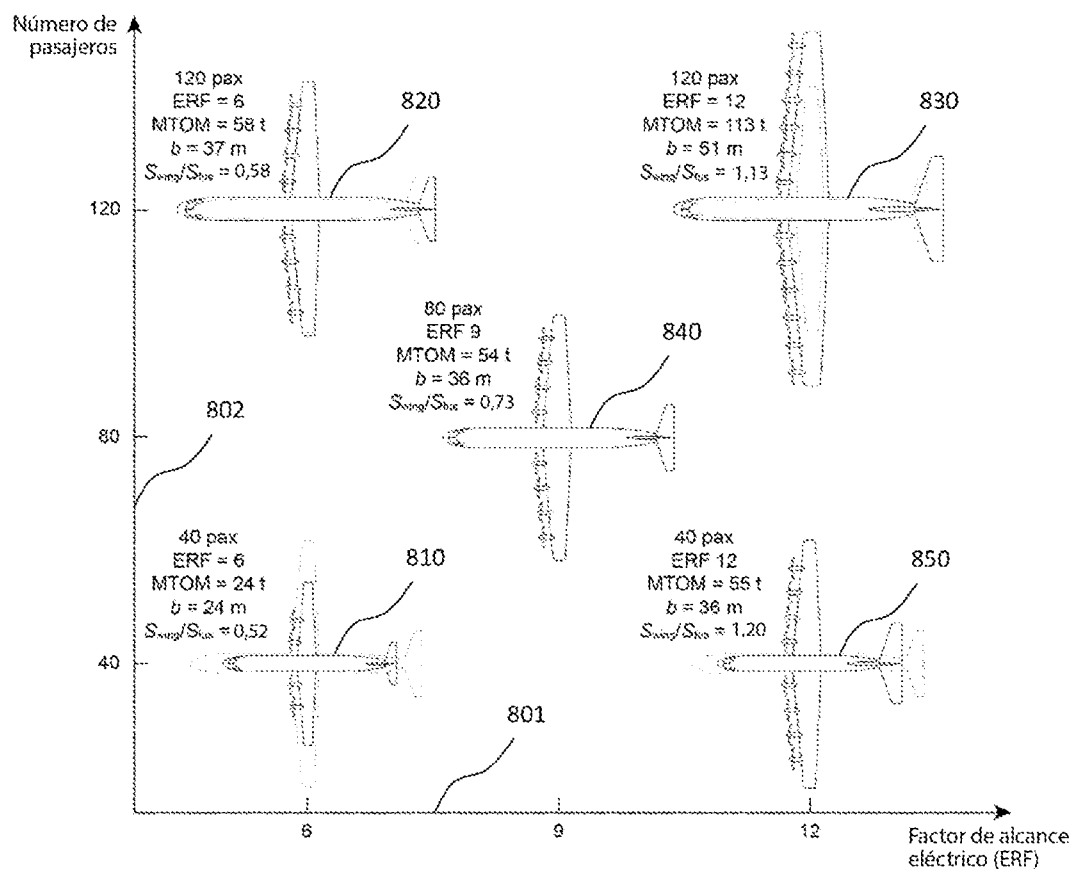


Figura 8

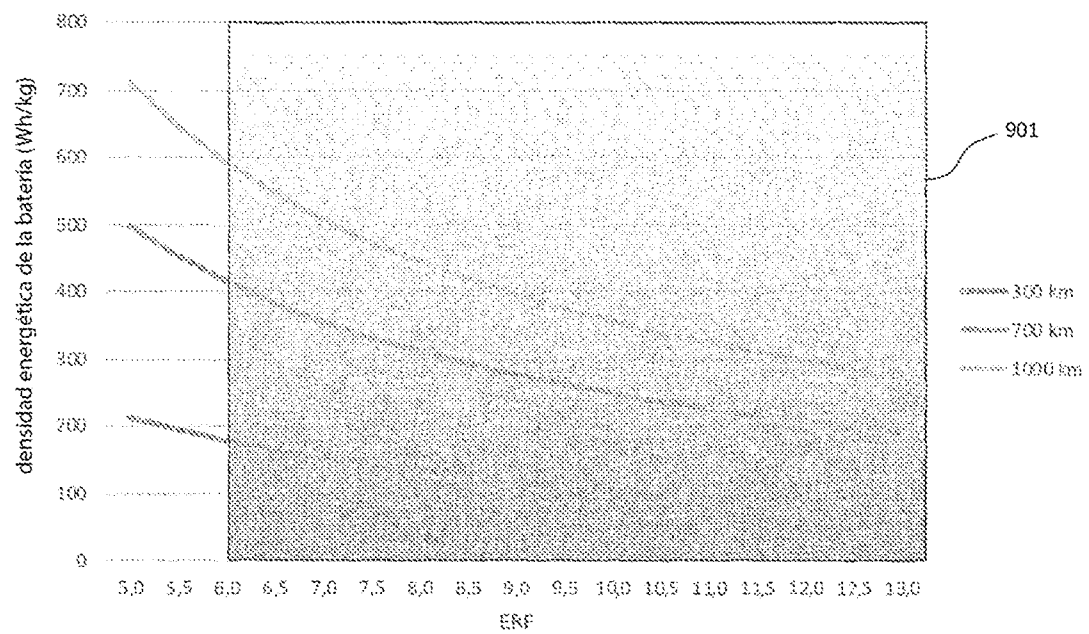


Figura 9