



ESCUELA DE INGENIERÍA DE FUENLABRADA

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL  
EN VEHÍCULOS AEROESPACIALES

TRABAJO FIN DE GRADO

**ESTUDIO DE LA REMOTORIZACIÓN  
DE UN AVIÓN DE NEGOCIOS CON UN  
SISTEMA DE PROPULSIÓN HÍBRIDO  
ELÉCTRICO**

Autor: Mario del Carpio Sánchez

Tutor: Antonio García Martins

Curso académico 2023/2024



## Agradecimientos

*A mis padres, por apoyarme siempre y darme un cariño incondicional.*

*A Javi, el mejor hermano del mundo. Juntos hemos crecido felices y nos hemos apoyado el uno al otro en los momentos difíciles.*

*A mis compañeros de clase. Sin vosotros esto no habría sido posible, gracias por haber formado un gran equipo. Vuestra sonrisa y dedicación han sido mi motivación para seguir hacia delante cuando el camino se volvía difícil.*

*A los profesores de la Escuela, por contagiarnos vuestra pasión todos los días y retarnos a crecer como ingenieros y como personas. Habéis creado una EIF vibrante, dinámica e innovadora que nos ha preparado para los retos del futuro.*

*A Antonio García, mi tutor, por creer en este proyecto desde el principio, mostrarme el camino cuando encontraba obstáculos y llenarme de motivación con su energía y experiencia.*

*A Alberto Rolando, jefe de ventas de Pace Aerospace & IT, por brindarme la oportunidad de utilizar de forma gratuita el software Pacelab APD, sin el que este proyecto no habría sido posible.*



## Resumen

El sector aeronáutico se enfrenta a nuevos retos. Los objetivos de reducción de emisiones impuestos por la Unión Europea, el incremento del precio del petróleo y la necesidad de ahorro de costes de las aerolíneas son los principales impulsores del cambio en el diseño de aeronaves. La propulsión híbrida es una posible solución a estos retos, por lo que existe un interés creciente en su investigación y desarrollo.

El objetivo de este trabajo es el estudio de la remotorización con propulsión híbrida eléctrica de una aeronave de negocios existente. Al comienzo del trabajo se establecen los requerimientos propulsivos y la misión que debe cumplir la aeronave. Después, se presenta el método de dimensionado de los componentes del powertrain híbrido.

La parte central del proyecto consiste en obtener la configuración propulsiva óptima para la aeronave estudiada. Para ello, se comparan cualitativamente las arquitecturas propulsivas propuestas por el estado del arte de la investigación y se seleccionan las dos más adecuadas para remotorizar la aeronave estudiada. Seguidamente, se realiza un estudio de viabilidad para ambas arquitecturas en función del nivel tecnológico esperado de los componentes del powertrain. Se establecen 3 horizontes temporales (2024, 2035 y 2050) y se comparan las prestaciones de la aeronave en cada uno de ellos. Finalmente, se refina y optimiza la configuración más eficiente en términos de consumo de combustible.

De forma complementaria, se realiza un análisis de estabilidad en vuelo de la aeronave híbrida. El nuevo powertrain incrementa la masa total y desplaza la posición del centro de gravedad del avión, así que se propone una solución para reestablecer el equilibrio de fuerzas y momentos.

Por último, se comparan las prestaciones de la aeronave híbrida con la original y se calcula el ahorro de combustible, costes y emisiones.

## Índice

Agradecimientos.....	iii
Resumen .....	v
Índice .....	vi
Nomenclatura .....	x
Símbolos latinos .....	x
Símbolos griegos .....	xi
Subíndices .....	xii
Lista de acrónimos .....	xiii
Índice de Figuras.....	xv
Índice de Tablas .....	xviii
1.    Introducción .....	1
1.1    Motivación .....	1
1.2    Objetivos .....	1
1.3    Diagrama Gantt del proyecto .....	2
1.4    Estructura de la memoria .....	3
1.5    Herramientas utilizadas .....	4
1.6    Competencias demostradas y adquiridas.....	4
1.6.1    Competencias demostradas .....	4
1.6.2    Competencias adquiridas .....	5
2.    Estado del arte.....	6
2.1    Aeronaves híbridas .....	6
2.2    Motores eléctricos .....	7
2.3    Almacenamiento de energía.....	8
2.4    Arquitecturas propulsivas .....	9
3.    Requerimientos de la nueva aeronave.....	12
3.1    Remotorizar o diseñar un nuevo avión.....	12
3.2    Aeronave de referencia .....	13
3.2.1    Selección de la aeronave de referencia.....	13
3.2.2    Descripción de la aeronave .....	14
3.3    Top Level Aircraft Requirements .....	15

4.	Gráfica de necesidades propulsivas .....	17
4.1	Máxima distancia de despegue .....	19
4.2	Mínima tasa de ascenso.....	19
4.3	Giro equilibrado a velocidad constante.....	20
4.4	Mínima velocidad de crucero .....	20
4.5	Máxima velocidad de entrada en pérdida.....	20
4.6	Gráfica resultante y validación de resultados .....	21
5.	Definición de misión .....	23
6.	Método de dimensionado .....	24
6.1	Funcionamiento de Pacelab APD.....	24
6.2	Cálculo de masas del powertrain.....	27
6.2.1	Masa de las baterías .....	27
6.2.2	Masa del PMADS .....	28
6.2.3	Masa del motor eléctrico .....	29
6.2.4	Masa del motor turbohélice.....	29
6.2.5	Masa de la caja de cambios.....	30
6.2.6	Masa de la hélice .....	31
6.3	Estimación de la eficiencia del powertrain.....	32
6.3.1	Eficiencia de las baterías .....	34
6.3.2	Eficiencia del PMADS.....	35
6.3.3	Eficiencia del motor eléctrico.....	36
6.3.4	Rendimiento del motor turbohélice.....	38
6.3.5	Eficiencia de la caja de cambios .....	39
6.3.6	Eficiencia de la hélice.....	39
7.	Selección de la configuración propulsiva óptima.....	41
7.1	Selección preliminar .....	41
7.1.1	Arquitectura en serie.....	42
7.1.2	Arquitectura paralela.....	42
7.1.3	Arquitectura serie-paralela .....	43
7.1.4	Arquitectura con propulsión híbrida distribuida (Triple Hélice) .....	44
7.1.5	Comparación entre arquitecturas .....	45
7.2	Estudio de viabilidad: año de entrada en servicio.....	46

7.2.1	Año 2024.....	50
7.2.2	Año 2035.....	51
7.2.3	Año 2050.....	53
7.2.4	Comparación entre YEIS .....	58
7.3	Optimización de la arquitectura .....	61
8.	Análisis de estabilidad .....	65
8.1	Ubicación de los componentes del powertrain .....	65
8.1.1	Baterías.....	66
8.1.2	PMADS .....	68
8.1.3	Motor turbohélice, motor eléctrico y caja de cambios.....	69
8.1.4	Disposición final.....	69
8.2	Comparativa de masas y centro de gravedad .....	70
8.3	Fuerzas y momentos en crucero.....	72
8.3.1	PC-12 NG.....	72
8.3.2	PC-12 Hybrid .....	75
8.4	Modificación de la posición del ala.....	77
8.5	Estabilidad estática longitudinal .....	80
9.	Comparación de prestaciones y análisis de misión .....	84
9.1	Misión de diseño.....	84
9.1.1	Punto de diseño sobre la GNP.....	84
9.1.2	Potencia propulsiva .....	85
9.2	Análisis Off-Design .....	86
9.2.1	Carga de pago vs Alcance .....	86
9.2.2	Alcance específico .....	87
9.2.3	Distancia de despegue.....	87
9.3	Combustible, emisiones y costes de operación.....	88
9.3.1	Combustible y emisiones.....	88
9.3.2	Costes directos de operación .....	88
10.	Conclusiones.....	90
11.	Mejoras y desarrollos futuros .....	92
	Bibliografía.....	1
	Anexos .....	8



Anexo I: Parámetros de la misión de referencia y ratings de motor.....	8
Anexo I-1: Misión nominal.....	8
Anexo I-2: Reservas .....	10
Anexo I-3: Ratings de los motores.....	11
Anexo II: Métodos de cálculo de las masas del avión .....	12
Anexo III: Casos de cálculo del avión seleccionados.....	14
Anexo IV: Eficiencia máxima del motor eléctrico .....	15
Anexo V: Performance Deck del motor turbohélice.....	17
Anexo VI: Performance Deck de la hélice .....	20
Anexo VII: Geometría del avión de referencia .....	24
Anexo VIII: Envolvente de CG del Pilatus PC-12 NG .....	27

## Nomenclatura

### Símbolos latinos

<b>Símbolo</b>	<b>Descripción</b>	<b>Unidades</b>
$A$	Relación de aspecto	$[-]$
$C$	Coeficiente aerodinámico	$[-]$
$e$	Energía específica	$[Wh/kg]$
$\hat{e}$	Densidad energética volumétrica	$[Wh/L]$
$F$	Fuerza	$[N]$
$h$	Altura	$[m]$
$i$	Ángulo de instalación	$[rad]$
$i$	Intensidad de corriente eléctrica	$[A]$
$m$	Masa	$[kg]$
$\dot{m}$	Caudal másico	$[kg/s]$
$p$	Potencia específica	$[kW/kg]$
$\hat{p}$	Densidad de potencia volumétrica	$[kW/L]$
$P$	Potencia	$[kW]$
$Q$	Par motor	$[Nm]$
$r$	Radio	$[m]$
$R$	Alcance	$[NM]$
$S$	Superficie	$[m^2]$
$t$	Tiempo	$[s]$
$T$	Empuje	$[kN]$
$v$	Diferencia de potencial	$[V]$
$V$	Velocidad	$[m/s]$
$V$	Volumen	$[m^3]$
$\hat{V}$	Coeficiente de volumen	$[-]$
$W$	Peso	$[N]$
$x$	Distancia en $x$	$[m]$
$y$	Distancia en $y$	$[m]$
$z$	Distancia en $z$	$[m]$
$z$	Altitud	$[ft]$

## Símbolos griegos

<b>Símbolo</b>	<b>Descripción</b>	<b>Unidades</b>
$\alpha$	Ángulo de ataque	[rad]
$\delta$	Ángulo de deflexión del timón	[rad]
$\varepsilon$	Ángulo de deflexión de estela	[rad]
$\varepsilon_r$	Error relativo	[–]
$\eta$	Eficiencia	[%]
$\phi$	Ángulo de balance	[rad]
$\mu$	Coefficiente de fricción	[–]
$\rho$	Densidad	[kg/m <sup>3</sup> ]
$\tau$	Torque	[Nm]
$\tau_e$	Efectividad del timón	[–]
$\omega$	Velocidad angular	[rad/s]

## Subíndices

<b>Subíndice</b>	<b>Descripción</b>
<i>0</i>	Origen de coordenadas – Valor inicial
<i>A</i>	Avión completo
<i>ac</i>	Centro aerodinámico
<i>alt</i>	Aeropuerto alternativo
<i>bat</i>	Baterías
<i>cg</i>	Centro de gravedad
<i>cl</i>	Ascenso
<i>cont</i>	Contingencia
<i>cr</i>	Crucero
<i>desc</i>	Descenso
<i>ec</i>	Componente eléctrico
<i>elec</i>	Eléctrica
<i>EM</i>	Motor eléctrico
<i>f</i>	Final
<i>fuel</i>	Combustible
<i>GT</i>	Turbina de gas
<i>ldg</i>	Aterrizaje
<i>m</i>	Momento aerodinámico
<i>PS</i>	Sistema propulsivo tradicional
<i>PT</i>	Powertrain
<i>R</i>	Resultante
<i>ref</i>	Referencia
<i>req</i>	Requerido
<i>sh</i>	Eje
<i>t</i>	Estabilizador horizontal
<i>w</i>	Ala

## Lista de acrónimos

<b>Acrónimo</b>	<b>Significado</b>
<i>AC</i>	Alternating Current
<i>AR</i>	Aspect Ratio
<i>BMS</i>	Battery Management System
<i>BW</i>	Battery Weight
<i>CA</i>	Centro aerodinámico
<i>CG</i>	Centro de gravedad
<i>CS</i>	Certification Specifications
<i>CW</i>	Crew Weight
<i>DC</i>	Direct Current
<i>EM</i>	Electric Motor
<i>EMG</i>	Electric Motor and Generator
<i>EW</i>	Empty Weight
<i>FID</i>	Flight Idle (Engine Rating)
<i>FL</i>	Flight Level
<i>FOM</i>	Figure of Merit
<i>FW</i>	Fuel Weight
<i>GB</i>	Gearbox
<i>GIAVA</i>	Grado en Ingeniería Aeroespacial en Vehículos Aeroespaciales
<i>GNP</i>	Gráfica de necesidades propulsivas
<i>GT</i>	Gas Turbine
<i>ICE</i>	Internal Combustion Engine
<i>IM</i>	Induction Motor
<i>ISA</i>	International Standard Atmosphere
<i>IAS</i>	Knots Indicated Airspeed
<i>KTAS</i>	Knots True Airspeed
<i>LFL</i>	Landing Field Length
<i>MAC</i>	Mean Aerodynamic Chord
<i>MCI</i>	Motor de Combustión Interna
<i>MCL</i>	Maximum Climb (Engine Rating)
<i>MCR</i>	Maximum Cruise (Engine Rating)
<i>ME</i>	Motor Eléctrico

<i>MFW</i>	Maximum Fuel Weight
<i>MOPSC</i>	Maximum Operational Passenger Seating Configuration
<i>MPL</i>	Maximum Payload
<i>MTO</i>	Maximum Takeoff (Engine Rating)
<i>MTOW</i>	Maximum Takeoff Weight
<i>NG</i>	New Generation
<i>OEW</i>	Operational Empty Weight
<i>PAX</i>	Número de pasajeros
<i>PL</i>	Payload
<i>PMADS</i>	Power Management And Distribution System
<i>PMSM</i>	Permanent Magnet Synchronous Motor
<i>RF</i>	Reserves Fuel
<i>RoC</i>	Rate of Climb
<i>RPM</i>	Revoluciones Por Minuto
<i>SAR</i>	Specific Air Range
<i>SoC</i>	State of Charge
<i>SRM</i>	Switched Reluctance Motor
<i>std</i>	Estándar
<i>TOFL</i>	Takeoff Field Length
<i>TOW</i>	Takeoff Weight
<i>TTC</i>	Time to Climb
<i>WB</i>	Work Block
<i>WP</i>	Work Package
<i>YEIS</i>	Year of Entry Into Service

## Índice de Figuras

Figura 1. Diagrama Gantt del proyecto .....	3
Figura 2. Arquitecturas propulsivas híbridas más eficientes [15] .....	10
Figura 3. Modelo simplificado de la arquitectura Triple Hélice. Elaboración propia en Pacelab APD.....	11
Figura 4. Fotografía en vuelo del Pilatus PC-12 NG [28] .....	14
Figura 5. Imagen interna del motor turbohélice PT6A [29] .....	15
Figura 6. Eficiencia propulsiva en función del Mach [34].....	17
Figura 7. Gráfica de necesidades propulsivas del PC-12 .....	21
Figura 8. Segmentos de la misión de referencia [38].....	23
Figura 9. Sección del diagrama de dependencia de parámetros: estabilizador horizontal. Pacelab APD, modelo calibrado del Pilatus PC-12 NG [35].....	25
Figura 10. Diagrama de flujo simplificado del bucle de cálculo de Pacelab APD [15] ...	26
Figura 11. Interdependencia entre energía y potencia específica de baterías existentes a nivel de celda [40].....	27
Figura 12. Masa en seco no instalada vs Potencia nominal de las versiones del PT6 turbohélice. Elaboración propia, datos obtenidos de [42] .....	30
Figura 13. Representación CAD de una caja de cambios epicicloidal [43].....	31
Figura 14. Caracterización de un componente del powertrain mediante sus parámetros [45].....	32
Figura 15. Conexión de N elementos en serie [45] .....	32
Figura 16. Conexión de N elementos en paralelo [45].....	33
Figura 17. Disminución del voltaje en una batería genérica, con tasa de descarga constante [46].....	34
Figura 18. Mapa de eficiencia de un motor AC síncrono de imanes permanentes [48]	37
Figura 19. Valores mínimos de eficiencia máxima correspondientes a las clases IE definidas por la regulación IEC/EN 60034-30-1:2014 [49].....	38
Figura 20. Modelo simplificado de la arquitectura en serie [15] .....	42
Figura 21. Modelo simplificado de la arquitectura paralela [15] .....	42
Figura 22. Modelo simplificado de la arquitectura serie-paralela [15].....	43
Figura 23. Modelo simplificado de la arquitectura Triple Hélice. Elaboración propia en Pacelab APD.....	44

Figura 24. Imágenes conceptuales del PC-12 Hybrid con arquitectura paralela. Pacelab APD, elaboración propia.....	45
Figura 25. Imágenes conceptuales del PC-12 Hybrid con arquitectura Triple Hélice. Pacelab APD, elaboración propia. ....	46
Figura 26. Variación de masa de combustible para distintos valores de masa de las baterías [56].....	49
Figura 27. FW y MTOW en función de $PGT$ y $E_{bat}$ fijando $P_{bat} = 50 kW$ . Arquitectura paralela, YEIS 2050.....	55
Figura 28. FW y MTOW en función de $PGT$ y $E_{bat}$ fijando $P_{bat} = 50 kW$ . Arquitectura Triple Hélice, YEIS 2050.....	57
Figura 29. Comparativa de pesos en la misión de diseño entre el avión de referencia y el resultado viable con menor TOFL de la arquitectura paralela. YEIS 2024 .....	59
Figura 30. Comparativa de pesos en la misión de diseño entre el avión de referencia y el resultado viable con menor TOFL de las arquitecturas paralela y Triple Hélice. YEIS 2035 .....	59
Figura 31. Comparativa de pesos en la misión de diseño entre el avión de referencia y el resultado viable con menor FW de las arquitecturas paralela y Triple Hélice. YEIS 2050 .....	60
Figura 32. Comparativa de distancias de despegue entre el avión de referencia y el resultado viable con menor TOFL de las arquitecturas paralela y Triple Hélice .....	61
Figura 33. Comparativa de pesos entre el avión de referencia y la aeronave óptima (PC-12 Hybrid) YEIS 2050.....	64
Figura 35. Corte transversal de la cabina de pasajeros [6] y vista interior 3D del Pilatus PC-12 [69] .....	65
Figura 34. Planta, perfil y alzado del Pilatus PC-12 NG [6] .....	65
Figura 36. Densidad energética volumétrica estimada en función de la tecnología de las baterías, a nivel de pack [59].....	68
Figura 37. Ubicación de los elementos del powertrain en el PC-12 Hybrid. Elaboración propia en Pacelab APD .....	70
Figura 39. Diagrama de fuerzas y momentos en crucero, Pilatus PC-12 NG. Elaboración propia.....	73
Figura 40. Curva $C_m$ vs $\alpha$ del perfil NASA LS(1)-0417MOD. $Re=5e06$ . Airfoil Tools	74
Figura 41. Diagrama de fuerzas y momentos en crucero, PC-12 Hybrid. Elaboración propia.....	76



Figura 42. Punto de diseño del PC-12 Hybrid sobre la gráfica de necesidades propulsivas. Elaboración propia .....	84
Figura 43. Potencia total propulsiva en la misión de diseño. Elaboración propia en Pacelab APD.....	85
Figura 44. Potencia desarrollada por la GT del PC-12 Hybrid en la misión de diseño. Elaboración propia en Pacelab APD .....	85
Figura 45. Potencia desarrollada por el EM del PC-12 Hybrid en la misión de diseño. Elaboración propia en Pacelab APD .....	85
Figura 46. Diagrama carga de pago vs alcance. Pacelab APD, elaboración propia.....	86
Figura 47. Comparativa del alcance específico a 29000 ft en función de la masa en crucero. Elaboración propia en Pacelab APD .....	87
Figura 48. Comparativa de la distancia de despegue en función del peso al despegue. Elaboración propia en Pacelab APD .....	87
Figura 49. Planta, perfil y alzado del Pilatus PC-12 NG [6] .....	24
Figura 50. Corte transversal de la cabina de pasajeros y de la zona de equipajes [6]...	24
Figura 51. Configuración de cabina de pasajeros STD-9S (CORPORATE COMMUTER, 9 Standard Seats) [27] .....	25
Figura 52. Vista interior 3D del Pilatus PC-12 [69] .....	25
Figura 53. Fotografía en vuelo del Pilatus PC-12 NGX [70] .....	26
Figura 54. Envoltente del centro de gravedad del Pilatus PC-12 NG. DATUM situado en el morro de la aeronave [27].....	27

## Índice de Tablas

Tabla 1. Aeronaves tripuladas con capacidad de transporte de pasajeros con pruebas en vuelo exitosas, hasta 2023. Adaptada y actualizada de [7].	6
Tabla 2. Comparación cualitativa de los motores eléctricos con aplicaciones aeronáuticas [10]	8
Tabla 3. TLARs del PC-12 Hybrid. [27]	16
Tabla 4. Coeficientes aerodinámicos del PC-12 NG. Elaboración propia, adaptada del modelo calibrado de Pacelab APD [35]	18
Tabla 5. Parámetros del ala, PC-12 NG. Elaboración propia a partir de datos de [27]	18
Tabla 6. Parámetros de entrada y salida del Performance Deck del motor turbohélice	38
Tabla 7. Comparación cualitativa de las arquitecturas. Elaboración propia	45
Tabla 8. Nivel tecnológico de los componentes del powertrain, según el YEIS [45]	46
Tabla 9. Parámetros y objetivos de los Estudios	47
Tabla 10. Valores de los parámetros de entrada de los Estudios	48
Tabla 11. Configuraciones propulsivas viables en 2024. Arquitectura paralela	50
Tabla 12. Configuraciones propulsivas viables en 2035. Arquitectura paralela	52
Tabla 13. Configuraciones propulsivas viables en 2035. Arquitectura Triple Hélice	53
Tabla 14. Configuraciones propulsivas viables en 2050. Arquitectura paralela	54
Tabla 15. Configuraciones propulsivas viables en 2050. Arquitectura Triple Hélice	56
Tabla 16. Parámetros de entrada de las mejores combinaciones propulsivas en cada YEIS	58
Tabla 17. Valores de búsqueda del algoritmo NLPQLP	63
Tabla 18. Ajustes de búsqueda del algoritmo NLPQLP	63
Tabla 19. Parámetros de entrada y resultados del PC-12 Hybrid con FW optimizado	64
Tabla 20. Sistema de coordenadas de la aeronave	70
Tabla 21. Comparación de masas y posición de los componentes del sistema propulsivo del PC-12 NG con el PC-12 Hybrid	71
Tabla 22. Condiciones de equilibrio de fuerzas y momentos a mitad de crucero del PC-12 NG	72
Tabla 23. Distancias de los puntos de aplicación de las fuerzas desde el origen de coordenadas. Pilatus PC-12 NG en crucero	73
Tabla 24. Nuevas fuerzas y momentos causados por la sustitución del sistema propulsivo	76

Tabla 25. Condiciones de equilibrio de fuerzas y momentos a mitad de crucero del PC-12 Hybrid .....	78
Tabla 26. Comparativa de los parámetros relevantes de estabilidad en crucero: PC-12 NG frente al PC-12 Hybrid .....	80
Tabla 27. Consumo de combustible y emisiones de CO <sub>2</sub> y NO <sub>x</sub> en la misión de diseño. Elaboración propia.....	88
Tabla 28. Consumo de combustible y emisiones anuales de CO <sub>2</sub> y NO <sub>x</sub> . Elaboración propia.....	88
Tabla 29. Comparativa de costes directos de operación, misión de diseño. Elaboración propia.....	89
Tabla 30. Comparativa de costes directos de operación anuales. Elaboración propia .	89
Tabla 31. Parámetros del segmento Taxi-out en la misión de diseño. Elaboración propia .....	8
Tabla 32. Parámetros del segmento Despegue en la misión de diseño. Elaboración propia.....	8
Tabla 33. Parámetros del segmento Ascenso en la misión de diseño. Elaboración propia .....	8
Tabla 34. Parámetros del segmento Crucero en la misión de diseño. Elaboración propia .....	9
Tabla 35. Parámetros del segmento Descenso en la misión de diseño. Elaboración propia.....	9
Tabla 36. Parámetros del segmento Aterrizaje en la misión de diseño. Elaboración propia.....	9
Tabla 37. Parámetros del segmento Taxi-in en la misión de diseño. Elaboración propia	9
Tabla 38. Parámetros de Contingencia en la misión de diseño. Elaboración propia .....	10
Tabla 39. Parámetros del segmento Aeropuerto alternativo en la misión de diseño. Elaboración propia.....	10
Tabla 40. Parámetros del segmento Espera en la misión de diseño. Elaboración propia .....	10
Tabla 41. Ratings de los motores turbohélice y eléctrico según el segmento de vuelo. Elaboración propia.....	11
Tabla 42. Métodos de cálculo de las masas del avión. Elaboración propia .....	12
Tabla 43. Casos de cálculo del avión seleccionados. Elaboración propia .....	14

Tabla 44. Valores mínimos de eficiencia máxima para motores AC de bajo voltaje en función de la potencia de salida. Definidos en la norma IEC/EN 60034-30-1:2014 [49]	15
Tabla 45. Performance Deck del motor turbohélice [35].....	17
Tabla 46. Performance Deck de la hélice [35].....	20

# 1. Introducción

## 1.1 Motivación

El sector de la aviación es responsable del 2.5% de las emisiones globales de CO<sub>2</sub> y del 3.5% del forzamiento radiativo que afecta al cambio climático [1]. Para mitigar el impacto ambiental del transporte aéreo, la Unión Europea ha establecido el objetivo de reducir las emisiones de CO<sub>2</sub> y NO<sub>x</sub> en un 75% y 90% respectivamente para el año 2050 [2]. Incluso con los avances más optimistas en las tecnologías propulsivas convencionales, no solo no se alcanzarán estos objetivos, sino que las emisiones del sector aumentarán hasta el 12% de las emisiones globales debido al sostenido crecimiento del tráfico aéreo [2]. Una alternativa a los motores de combustión interna son las aeronaves eléctricas, pero su alcance y carga de pago están muy limitados por la baja densidad energética de las baterías. Es aquí donde entra en juego la propulsión híbrida, una tecnología que combina la reducción de emisiones de los motores eléctricos con el alcance de la propulsión tradicional. En este trabajo se estudiará la aplicación de la propulsión híbrida en una aeronave de negocios, por tratarse del transporte aéreo con mayor consumo de combustible por pasajero: entre 10 y 20 veces más que la aviación comercial [3]. Las posibilidades de reducción de emisiones son elevadas en estas aeronaves, y servirán como banco de pruebas para la implementación de la tecnología híbrida en aviación comercial.

## 1.2 Objetivos

El objetivo principal de este trabajo es el estudio preliminar de la remotorización con propulsión híbrida eléctrica de una aeronave de negocios existente. Para cumplirlo, se establecen los siguientes objetivos de menor escala en orden cronológico:

- Establecer las necesidades propulsivas de la aeronave y sus requerimientos de alto nivel, asegurando su cumplimiento.
- Comparar las posibles arquitecturas propulsivas híbridas y configuraciones del avión, y seleccionar la más adecuada.
- Calcular las masas y eficiencias del powertrain en función del nivel tecnológico existente y futuro de los componentes.
- Establecer un horizonte temporal viable para la introducción de la propulsión híbrida en la aeronave de referencia.

- Encontrar una configuración óptima del sistema propulsivo, que minimice el aumento de *MTOW* y el consumo de combustible.
- Analizar el impacto de las modificaciones propulsivas en el equilibrio de fuerzas, momentos y estabilidad estática de la aeronave y encontrar una solución.
- Comparar las prestaciones de la nueva aeronave híbrida con la de referencia.
- Analizar el consumo de combustible, emisiones y costes de operación de la nueva aeronave.

### 1.3 Diagrama Gantt del proyecto

Para la planificación del proyecto se establecieron 4 bloques de trabajo (WB), y cada bloque se dividió en paquetes de trabajo (WP):

#### WB1: Marco teórico

- WP1: Definición de objetivos
- WP2: Búsqueda bibliográfica. Estado del arte
- WP3: Selección del avión de referencia
- WP4: Establecimiento de requisitos y definición de misión

#### WB2: Análisis propulsivo

- WP5: Estudio de necesidades propulsivas
- WP6: Estimación de masas y rendimientos de los componentes
- WP7: Selección de la arquitectura propulsiva

#### WB3: Análisis de la nueva aeronave

- WP8: Impacto sobre la estabilidad y modificaciones
- WP9: Comparación de prestaciones

#### WB4: Memoria y defensa

- WP10: Elaboración de la memoria
- WP11: Preparación de la defensa

En el siguiente diagrama de Gantt se muestra la organización temporal de los anteriores bloques de trabajo (barras grises) y sus correspondientes paquetes de trabajo (barras coloreadas debajo de los bloques de trabajo):

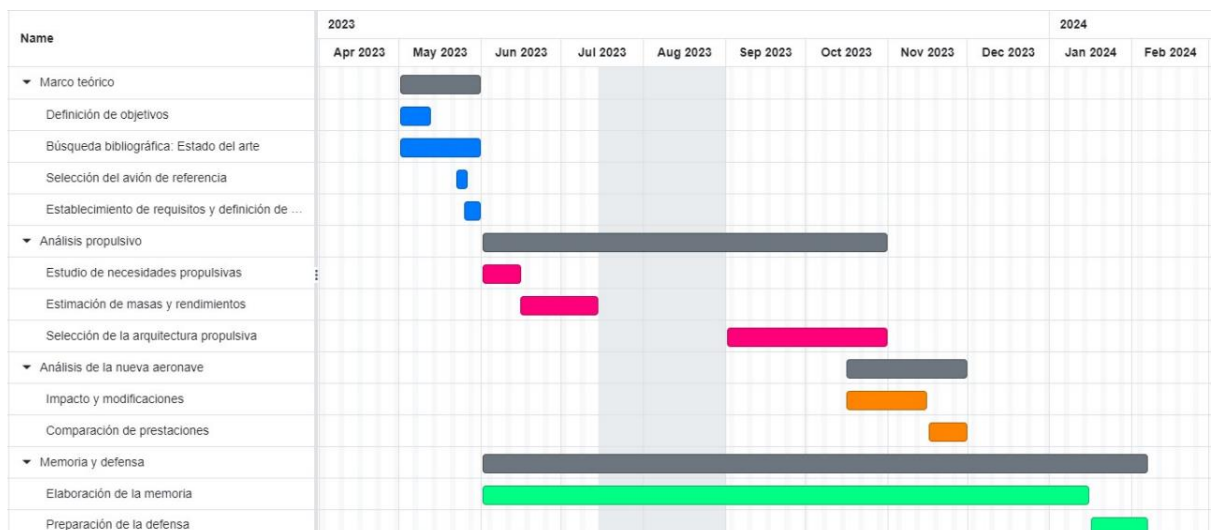


Figura 1. Diagrama Gantt del proyecto

## 1.4 Estructura de la memoria

La memoria se divide en 11 capítulos, compuestos a su vez por varios apartados. En el capítulo 1 se motiva el interés del estudio de la propulsión híbrida, se establecen los objetivos de este trabajo y su planificación temporal. En el capítulo 2 se presenta un resumen del estado del arte de las aeronaves híbridas y de los componentes de su sistema propulsivo.

En el capítulo 3 se justifica la decisión de remotorizar una aeronave existente y se establecen los requerimientos de la aeronave híbrida. Estos requerimientos se utilizan en el capítulo 4 para representar la gráfica de necesidades propulsivas, que servirá como base para los análisis detallados posteriores.

En el capítulo 5 se define la misión de referencia, y en el 6 se presentan las ecuaciones de dimensionado de los componentes del powertrain. En el capítulo 7 se selecciona la arquitectura propulsiva más adecuada de forma cualitativa y posteriormente se optimizan sus parámetros de potencia y energía para minimizar el consumo de combustible.

En el capítulo 8 se realiza un análisis de estabilidad en vuelo de la aeronave híbrida, a partir de la modificación del centro de masas que introducen los nuevos componentes propulsivos y energéticos. Se presenta una solución que asegura el equilibrio de fuerzas, momentos y estabilidad estática longitudinal.

Las prestaciones del avión definitivo se comparan frente al avión de referencia en el capítulo 9, junto al análisis de costes y emisiones. Finalmente, en el capítulo 10 se resumen las conclusiones de este estudio. Las mejoras al proceso de investigación y los desarrollos futuros se presentan en el capítulo 11.

### 1.5 Herramientas utilizadas

Para la estimación inicial de las masas y rendimientos de los componentes del powertrain, y para la implementación y representación de la gráfica de necesidades propulsivas se ha utilizado MATLAB R2023a.

Para la realización de las simulaciones de diseño de la aeronave, estudios comparativos, optimización del sistema propulsivo y análisis de misión se ha empleado el programa Pacelab APD (Aircraft Preliminary Design). Es un software comercial creado y distribuido por la empresa PACE Aerospace & IT GmbH, utilizado en la industria de diseño aeronáutico y en trabajos de investigación. Ofrece un entorno de diseño y simulación que permite al usuario modelar, analizar y optimizar configuraciones de avión y arquitecturas propulsivas. El presente trabajo está implementado en una versión personalizada del software a partir de la actualización 8.2.

Para el post-procesado de los datos obtenidos en las simulaciones y el análisis de estabilidad se ha utilizado Excel para Microsoft 365.

### 1.6 Competencias demostradas y adquiridas

En este apartado se exponen las competencias empleadas para realizar este estudio, adquiridas en el Grado en Ingeniería Aeroespacial en Vehículos Aeroespaciales de la Universidad Rey Juan Carlos [4]. Después, se presentan las competencias adicionales obtenidas durante la elaboración de este trabajo.

#### 1.6.1 Competencias demostradas

**CG1.** Capacidad para el diseño de vehículos aeroespaciales y sistemas de propulsión.

**CG7.** Capacidad de analizar el impacto medioambiental de las soluciones técnicas.

**CE1.** Capacidad para la resolución de problemas matemáticos y aplicar los conocimientos sobre: cálculo diferencial e integral, métodos numéricos y optimización.

**CE3.** Conocimientos sobre el uso y la programación de ordenadores, bases de datos y programas informáticos con aplicación en ingeniería.



**CE23/26.** Aplicación de conocimientos sobre los fenómenos físicos del vuelo, las fuerzas aerodinámicas y propulsivas, las actuaciones y la estabilidad.

**CE28.** Conocimiento del lenguaje científico-técnico para la redacción de documentos profesionales y la realización de presentaciones. Empleo de herramientas informáticas de búsqueda de recursos bibliográficos y uso de la información.

Los conocimientos y competencias adquiridos en las asignaturas de Sistemas de Propulsión, Aeronaves de Ala Fija, Mecánica de Vuelo, Tecnología Aeroespacial y Fundamentos de la Programación fueron especialmente relevantes y tuvieron aplicación directa en la realización de este trabajo.

#### 1.6.2 Competencias adquiridas

- **Sistemas de propulsión híbridos:** Comprensión detallada de las distintas arquitecturas propulsivas existentes y bajo investigación, incluyendo sus componentes, funcionamiento y características de rendimiento.
- **Requerimientos de alto nivel:** Obtención y definición de requisitos propulsivos, de estabilidad y de misión de la aeronave híbrida, utilizando la normativa CS-23 y aeronaves de referencia.
- **Metodología de diseño de aeronaves:** Integración de los métodos tradicionales de dimensionado de aeronaves de ala fija con métodos específicos aplicables a aeronaves híbridas. Utilización de software específico de diseño preliminar.
- **Evaluación de riesgos y viabilidad:** Análisis de los escenarios de riesgo de los sistemas propulsivos y energéticos, y toma de decisiones de diseño para asegurar la viabilidad en etapas tempranas del desarrollo.

## 2. Estado del arte

Existe un interés significativo en la investigación, desarrollo y aplicación aeronáutica de la propulsión eléctrica e híbrida por su potencial de reducción de emisiones y costes de operación. Este fuerte desarrollo comenzó a inicios del siglo XXI con aplicaciones en pequeños UAV y su evolución crece exponencialmente hasta la actualidad (2024): ya se han certificado aeronaves eléctricas ligeras como el Velis Electro [5] y existen prototipos de aeronaves regionales con pruebas en vuelo satisfactorias, como el Alice Aviation [6].

Los avances en sistemas de propulsión híbrida eléctrica en automóviles son transferibles a la industria aeronáutica, pero deben adaptarse a las limitaciones de peso y estándares de seguridad tan restrictivos en la aviación. El principal reto es la obtención e integración de una fuente de energía eléctrica con una masa reducida, que permita obtener un alcance y carga de pago similares a las aeronaves con propulsión convencional.

### 2.1 Aeronaves híbridas

Este trabajo de investigación se centra en aeronaves tripuladas. En la siguiente tabla se presentan aquellas con pruebas en vuelo exitosas, tanto demostradores de tecnología como prototipos comerciales:

*Tabla 1. Aeronaves tripuladas con capacidad de transporte de pasajeros con pruebas en vuelo exitosas, hasta 2023. Adaptada y actualizada de [7].*

Aeronave	Año	PAX	MTOW (kg)	Alcance (NM)	Potencia eléctrica (kW)	Potencia térmica (kW)
Embry-Riddle Eco-Eagle	2011	2	1075	170	30	75
Diamond DA-36 E-Star	2013	2	800	-	70	40
Airbus E-Fan 1.2	2016	2	550	-	50	60
Ampaire Eco Caravan	2022	11	3995*	1100	160	410
Airbus Eco Pulse	2023	8	3600	-	-	-

\* Estimado según el MTOW del avión base (Cessna 208B Grand Caravan EX Variant)

El número de PAX incluye a los pilotos, y el año representado es el del primer vuelo exitoso. Los parámetros vacíos indican que el fabricante no ha proporcionado la información, o se desconoce. Además de las presentadas en la anterior tabla, existen numerosas aeronaves híbridas en etapas avanzadas del proceso de diseño, entre las que

destacan el Voltaero Casio, aeronave regional de 6 PAX, 1930 kg de *MTOW* y un alcance esperado de 695 NM; y el Pipistrel Panthera Hybrid: aeronave ligera de 4 PAX y 1315 kg.

Todos los prototipos exitosos tienen un *MTOW* inferior a los 3600 kg, por lo que se enmarcan en la categoría de aeronaves pequeñas (CS-23). Se ha intentado implementar la propulsión híbrida en aeronaves comerciales de gran tamaño (CS-25), pero hasta ahora ninguna ha llegado a la fase de pruebas en vuelo. El principal problema es el incremento exponencial de *MTOW* que suponen las baterías: una mayor potencia instalada en la aeronave requiere una mayor masa de baterías. Esto a su vez incrementa la masa total y por tanto la necesidad de potencia. Con la tecnología actual no es viable obtener una solución de convergencia en aeronaves grandes. En el apartado 2.3 se presentan las baterías en fase de desarrollo que permitirán el diseño de aeronaves híbridas de mayor tamaño.

## 2.2 Motores eléctricos

El motor eléctrico es un componente fundamental en la propulsión híbrida. En los vehículos de carretera, esta tecnología ha sido probada extensamente y comercializada de forma global. Sin embargo, es necesario adaptar este componente para su uso en aeronáutica. Los ME deben más eficientes, ligeros y potentes, y superar retos adicionales como la gestión térmica en un rango amplio de temperaturas, la adaptabilidad de la velocidad de giro a las exigencias de la hélice, la reducción de vibraciones, etc.

De acuerdo con el estado del arte de la investigación [8][9][10], hay tres tipos de motores eléctricos cuyas cualidades los convierten en adecuados para aplicaciones aeronáuticas: motores de reluctancia variable (SRM), motores de inducción (IM) y motores síncronos de imanes permanentes (PMSM). En la Tabla 2 se comparan sus capacidades de forma cualitativa.

Los PMSM son los únicos que hasta ahora se han probado exitosamente en aeronaves eléctricas e híbridas, gracias a su reducido peso, alta eficiencia y elevado par. Su principal reto tecnológico es la mala resistencia a temperaturas elevadas, por lo que requiere ser enfriado. La solución encontrada por los fabricantes es el enfriamiento con aceite, que elimina la necesidad de sangrados y sirve como lubricante. El motor Magnix 650 utiliza

esta tecnología, y se ha probado exitosamente en vuelo en aeronaves eléctricas como el Eviation Alice en 2022 y el Universal Hydrogen's DHC8-Q300 en 2023 [11].

*Tabla 2. Comparación cualitativa de los motores eléctricos con aplicaciones aeronáuticas [10]*

	<b>SRM</b>	<b>IM</b>	<b>PMSM</b>
<b>Tamaño y peso</b>	Intermedio	Intermedio	Bueno
<b>Resistencia a la temperatura</b>	Bueno	Intermedio	Malo
<b>Rotación a alta velocidad</b>	Bueno	Malo	Intermedio
<b>Vibraciones y ruido</b>	Intermedio	Bueno	Intermedio
<b>Eficiencia</b>	Intermedio	Malo	Bueno
<b>Rango de operación</b>	Bueno	Malo	Intermedio
<b>Torque a baja velocidad</b>	Bueno	Intermedio	Bueno
<b>Coste</b>	Bueno	Intermedio	Intermedio

### 2.3 Almacenamiento de energía

Las principales fuentes de energía bajo investigación para su aplicación en propulsión híbrida son la solar, las pilas de combustible de hidrógeno y las baterías electroquímicas. Este trabajo se limita al estudio de las baterías, junto con combustible tradicional.

Entre los tipos de baterías disponibles actualmente, las Li-Ion son las más adecuadas para electrificar la aviación. Ofrecen una elevada energía y potencia específicas, altos niveles de eficiencia, capacidad de recarga rápida y larga vida útil [12]. Sin embargo, su baja energía específica en comparación con el queroseno limita su uso a aeronaves muy ligeras. Por ello, los investigadores emplean perspectivas tecnológicas de las baterías [10]. A continuación, se presentan las baterías en proceso de I+D:

- **Estado sólido:** En estas baterías, los iones fluyen a través de un electrolito sólido cristalino, lo que reduce el riesgo de fugas y aumenta la estabilidad térmica. Estos electrolitos toleran voltajes elevados, consiguiendo una energía específica de hasta 700 Wh/kg para su uso práctico en un vehículo. Los retos que debe superar son el elevado coste de fabricación, su peor rendimiento a baja temperatura y la formación de dendritas de litio [13].

- **Al-air:** El ánodo de aluminio reacciona con el oxígeno del aire, que se introduce pasivamente a través de una membrana o activamente mediante bombas. Su energía específica teórica son 8000 Wh/kg, y se estiman 1300 Wh/kg para su uso práctico. El aluminio es un metal abundante y económico, lo que reduciría el coste de producción. Aunque la pila no es recargable electroquímicamente, pues el aluminio se consume durante la descarga, los residuos de aluminio son fácilmente reciclables [13].
- **Li-Air:** Esta pila electroquímica utiliza la oxidación del litio en el ánodo y la reducción del oxígeno en el cátodo para inducir un flujo de corriente. La recarga invierte la reacción, devolviendo el oxígeno a la atmósfera. Su energía específica teórica son 3500 Wh/kg y 1000 Wh/kg para su uso práctico. Sus desventajas son la baja eficiencia y la corta vida útil debido a la formación de productos secundarios ( $H_2O$  y  $CO_2$ ) que degradan los componentes de la pila [13].

## 2.4 Arquitecturas propulsivas

En una aeronave híbrida, el sistema de almacenamiento y distribución de potencia no se puede separar del sistema motopropulsor. Por ello, en la investigación y desarrollo de propulsión híbrida se utiliza el concepto de **powertrain**: “sistema encargado de almacenar, generar, convertir y desarrollar potencia para propulsar la aeronave [14]”. Está compuesto por fuentes de energía, elementos de distribución y de conversión de potencia. Una arquitectura propulsiva es una representación simplificada de la disposición y conexión de los componentes del powertrain. En la siguiente figura se muestran las arquitecturas híbridas más eficientes según la investigación actual [15]:

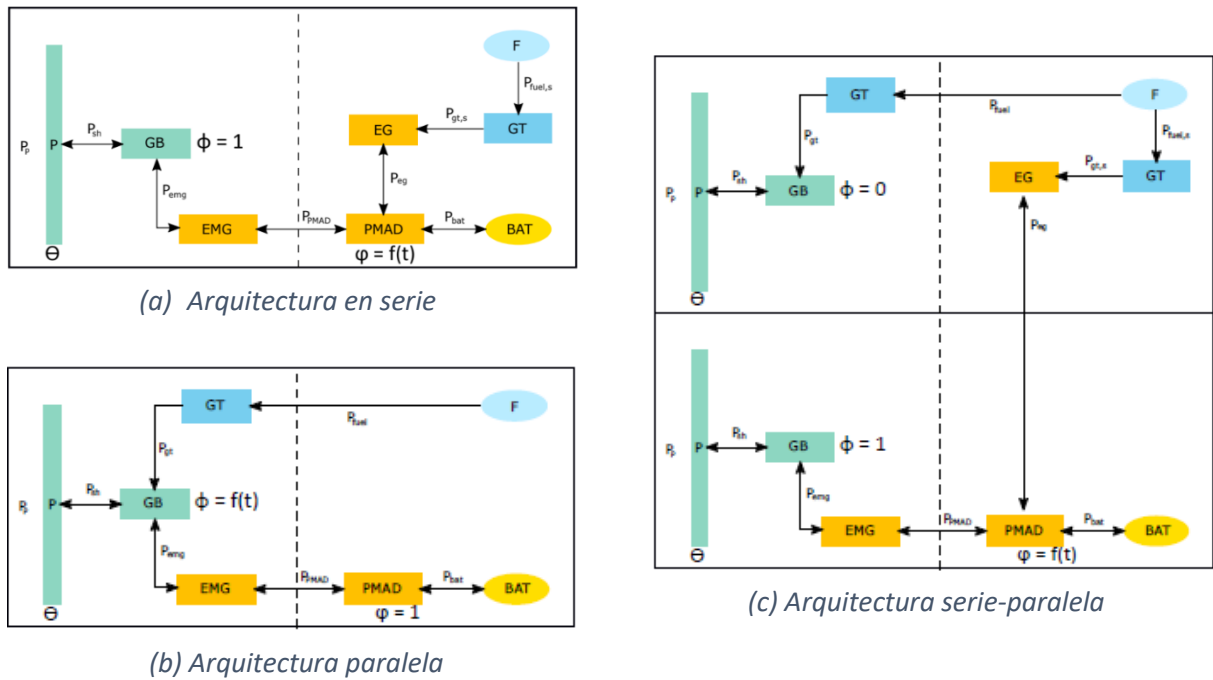


Figura 2. Arquitecturas propulsivas híbridas más eficientes [15]

En la arquitectura en serie, un generador (EG) convierte la potencia mecánica de la turbina de gas (GT) en potencia eléctrica y la transmite al sistema de distribución de potencia (PMAD). Al mismo tiempo, las baterías (BAT) entregan potencia eléctrica al PMAD, que regula la potencia total que recibe el motor eléctrico (EMG). Este motor está conectado mecánicamente a la hélice (P) a través de la caja de cambios (GB).

En la arquitectura paralela, la potencia del EMG se suma a la potencia de la GT en la caja de cambios, que sirve como nodo mecánico.

La arquitectura serie-paralela es una combinación de las anteriores. El combustible (F) alimenta dos turbinas de gas: una de ellas entrega potencia a una hélice a través de la GB, y la otra mueve un EG. El PMAD gestiona la potencia eléctrica generada en el EG y en las BAT, y se la entrega a un EMG que mueve la otra hélice.

Además de las anteriores arquitecturas propuestas por el estado del arte de la investigación (Figura 2), se estudiará la arquitectura Triple Hélice, diseñada en este trabajo para maximizar la seguridad de la aeronave gracias a la redundancia de componentes y la ausencia de elementos críticos. Está compuesta por 3 ramas sin conexión entre ellas: 2 ramas eléctricas donde las baterías alimentan el motor eléctrico

y una rama térmica donde el combustible alimenta un motor turbohélice convencional. Se representa en la siguiente figura:

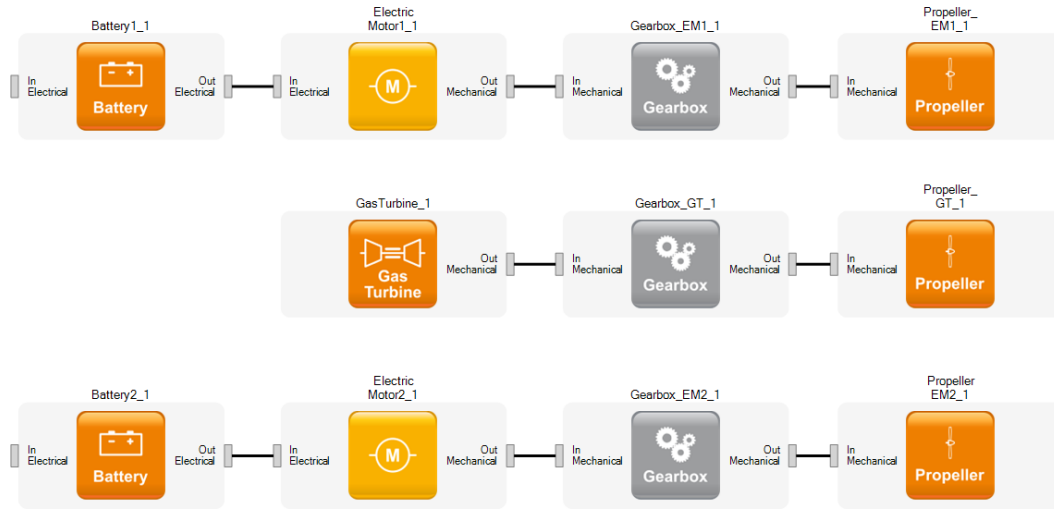


Figura 3. Modelo simplificado de la arquitectura Triple Hélice. Elaboración propia en Pacelab APD

En el apartado 7.1 se analizan y comparan estas 4 arquitecturas, y se selecciona la más adecuada para propulsar la aeronave híbrida.

### 3. Requerimientos de la nueva aeronave

El diseño de un avión puede comenzar desde cero (*clean sheet design*), o realizarse a partir de uno ya existente. En el primer caso se definen los requerimientos a partir de las necesidades de un cliente, o se analizan y estiman los requerimientos futuros del mercado aeronáutico. En el segundo caso, el objetivo es cumplir los requerimientos del avión de referencia mejorando alguna figura de mérito o reduciendo los costes [16]. En el apartado 3.1 se justifica la opción elegida para el desarrollo de este trabajo.

#### 3.1 Remotorizar o diseñar un nuevo avión

La decisión de remotorizar una aeronave existente con un sistema de propulsión híbrido eléctrico en lugar de diseñar una nueva es una elección compleja y estratégica. En este apartado se justifican los motivos por los que se decidió tomar la primera opción.

**Efectividad económica:** El desarrollo de un nuevo programa de avión es un proceso complejo que depende de aspectos estratégicos, financieros, políticos y tecnológicos. El proceso de diseño es largo y más aún el tiempo en recuperar la inversión inicial. Partir de una aeronave existente presenta una ventaja significativa: se cuenta con una infraestructura establecida, una línea de producción y una cadena de suministro que han demostrado su rentabilidad. Ello reduce la necesidad de inversiones en capital humano, procesos de fabricación y certificación, disminuyendo así los costes y el tiempo de desarrollo [17].

**Probabilidad de éxito:** La mayoría de proyectos de avión no salen adelante y se quedan en la fase de diseño conceptual [18], por lo que comenzar un diseño desde cero puede llevar a la no convergencia y al abandono del programa. Los programas de aeronaves más exitosos (familias A320 y B737, por ejemplo) han ido evolucionando en función de los requerimientos de las aerolíneas y de avances tecnológicos [17]. Al remotorizar una aeronave existente, el fabricante puede preservar las características aerodinámicas, estructurales y operativas que han contribuido al éxito de dicho avión sin el riesgo que conlleva un *clean sheet design*.

**Comparación de KPIs con la aeronave de referencia:** Estudiar la modificación del sistema propulsivo permite comparar directamente los pesos, actuaciones, consumo de combustible y costes operativos entre la aeronave original y la híbrida. Esto facilita la



evaluación de las mejoras económicas y ambientales que presenta la nueva aeronave, y permite analizar en fases iniciales si merece la pena seguir adelante en el proceso de rediseño.

En conclusión, se ha decidido partir de un diseño existente para conseguir un equilibrio entre innovación y practicidad, reducir los costes de desarrollo y asegurar la viabilidad económica del nuevo avión.

## 3.2 Aeronave de referencia

### 3.2.1 Selección de la aeronave de referencia

En el presente apartado se justifica la elección de la aeronave a remotorizar con un sistema híbrido eléctrico. Esta elección se basa en criterios operativos y en la revisión exhaustiva del estado actual de la investigación, el mercado aeronáutico y los proyectos de aeronaves híbridas existentes y en desarrollo.

En primer lugar, se estableció el segmento operativo viable para la implementación del sistema híbrido. Los proyectos de investigación que han encontrado soluciones satisfactorias, incluso realizando los cálculos con la capacidad de las baterías prevista para YEIS futuros, son aquellos de aeronaves desde 0 hasta 19 pasajeros [19][20][21][22][23]. Es decir, aeronaves de aviación general que se enmarcan en las especificaciones de certificación CS-23. Dentro de esta categoría se eligió remotorizar una aeronave de negocios, por ser la forma de transporte aéreo que más emisiones genera por pasajero y hora de vuelo con valores entre 10 y 20 veces superiores a la aviación comercial [3]. Además, la aviación privada batió el récord histórico de vuelos en un año con 3.3 millones en 2021 y su tendencia sigue siendo ascendente [24]. El segmento de 7 a 10 pasajeros el más demandado por el mercado [25], y se ha establecido para escoger el avión de referencia.

En segundo lugar, se seleccionaron aquellas aeronaves con una configuración propulsiva adaptable al powertrain híbrido. Las aeronaves propulsadas por turbohélices suponen una ventaja frente los turborreactores: permiten una integración más sencilla del motor eléctrico, ya que su potencia puede transferirse fácilmente a la hélice a través de la caja de cambios ya existente.

Entre los aviones turbohélice, se seleccionaron aquellos con un solo motor en el morro del avión. Esta decisión se sustenta en dos motivos: reducir el peso del powertrain y solventar problemas de estabilidad y centrado. Como se explicará en el capítulo 8, el único lugar factible para situar este sistema en la mayoría de los turbohélices de negocios disponibles en el mercado es detrás de la cabina de pasajeros. Esto genera un momento de cabeceo positivo, que se compensa parcialmente si el sistema propulsivo está en el morro del avión, en lugar de instalarse en las alas.

Actualmente solo existe un mono-turbohélice con capacidad de 7 a 10 pasajeros: el Pilatus PC-12 [26]. En particular, se ha seleccionado el PC-12 NG por ser el modelo más reciente del que se disponen todos los datos necesarios para realizar este estudio [27].

### 3.2.2 Descripción de la aeronave

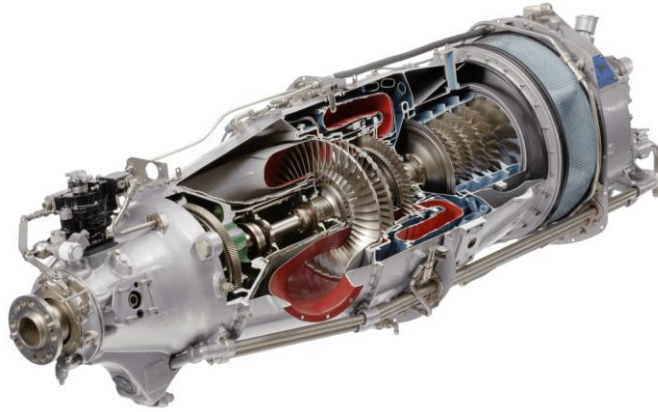
El Pilatus PC-12 es un avión de negocios mono-turbohélice diseñado y fabricado por Pilatus Aircraft en Suiza desde 1991. Tiene capacidad de 6 a 9 asientos en función de su configuración de cabina, y además de como transporte ejecutivo es empleado por pequeñas aerolíneas regionales, fuerzas armadas, policía y ambulancia aérea.



*Figura 4. Fotografía en vuelo del Pilatus PC-12 NG [28]*

Su configuración es de ala baja, motor y hélice en nariz, cola en T y tren retráctil en triciclo. Tiene capacidad STOL y es capaz de operar en aeropuertos con aproximaciones difíciles, pistas cortas y no pavimentadas. La hélice de 4 palas es de paso variable, lo que permite mantener una eficiencia cercana a la máxima en todas las condiciones de vuelo.

La versión NG incorpora un motor PT6A-67P de 1200 CV (890 kW) que mejora sus prestaciones en ascenso con respecto a la versión original y aumenta su velocidad máxima en crucero hasta 280 KTAS. Se trata de un turbohélice biejé, en el que la turbina de alta presión mueve un compresor de 4 etapas (3 axiales y una centrífuga) y la turbina libre acciona la hélice a través de una caja reductora concéntrica epicicloidial. En la siguiente imagen se muestra este motor:



*Figura 5. Imagen interna del motor turbohélice PT6A [29]*

### 3.3 Top Level Aircraft Requirements

Los TLARs son los requisitos mínimos que debe cumplir la aeronave en la misión de diseño. El objetivo de este trabajo es remotorizar el Pilatus PC-12 NG con una planta propulsiva híbrida eléctrica, con el fin de reducir el consumo de combustible y las emisiones. La aeronave modificada debe cumplir los requerimientos de la original, mejorando dichas figuras de mérito objetivo. Además, se debe asegurar el cumplimiento de la normativa en la que se enmarca este avión. Es decir, la CS-23 para aviones de la categoría Normal de Nivel 3, aplicable a aeronaves con una *MOPSC* entre 7 y 9 pasajeros y un *MTOM*  $\leq 8618 \text{ kg}$  [30]. Los requisitos de la nueva aeronave, el Pilatus PC-12 Hybrid, se establecen a partir de la aeronave de referencia, el PC-12 NG:

Tabla 3. TLARs del PC-12 Hybrid. [27]

Prestaciones	Valor	Unidades	Condiciones de operación
<i>PL</i>	688.5	kg	Misión de diseño
<i>R</i>	1500	NM	Misión de diseño
<i>MPL</i>	1020	kg	-
<i>TOFL</i>	793	m	ISA @ SL, MTOW. Flaps 30°, pista seca
<i>LFL</i>	661	m	ISA @ SL, MLW. Flaps 40°, pista seca, sin reversa
<i>ROC</i>	1000	ft/min	ISA @ SL, MTOW
$V_{cr}$	240	kts	ISA @ FL290, peso medio en crucero
$V_s$	93	kts	ISA @ SL, MLW, flaps 40°
$z_{cr}$	29000	ft	ISA, MTOW
<i>MLW</i>	4500	kg	-

La misión de diseño es la que se establece como referencia para dimensionar la aeronave. Es una misión representativa de las capacidades del avión, e incluye típicamente el alcance máximo para una carga de pago habitual. Se pueden consultar todos los detalles en el capítulo 5. El alcance y la carga de pago son 1500 NM y 7 pasajeros, con una masa promedio de 98.5 kg/PAX. Esta masa incluye el peso corporal del pasajero, su equipaje de mano y el equipaje facturado. Se ha obtenido de acuerdo con los datos del estudio de peso de los pasajeros realizado por EASA en 2022 [31].

Además de estos requerimientos, se ha impuesto la necesidad de que el rodaje (taxi-out y taxi-in) sea 100% eléctrico, de tal forma que toda la potencia sea generada por las baterías del avión. Este reto se ha establecido en línea con la tendencia de reducción de emisiones en los aeropuertos europeos [32]. La utilización de potencia en cada fase de vuelo se puede consultar en detalle en el [Anexo I: Parámetros de la misión de referencia y ratings de motor](#).

El *MTOW* y el *OEW* se han dejado como variables libres de diseño, pues la integración del nuevo sistema propulsivo híbrido supone inevitablemente un aumento considerable del peso, debido a la inclusión de baterías. El *FW* también es un parámetro libre, que se calculará a partir de las necesidades de consumo de combustible en la misión de diseño, como se explicará en el capítulo 7.

## 4. Gráfica de necesidades propulsivas

Una vez definidos los TLARs que debe cumplir el PC-12 Hybrid (Tabla 3) es necesario hacer una primera estimación de la potencia de la planta propulsora necesaria para cumplirlos [18]. En este punto inicial del dimensionado se desconoce el peso del nuevo avión, por ello se representa la relación potencia/peso ( $P/W$ ) en función de la carga alar ( $W/S$ ) Esta relación es la utilizada para motores turbohélice y, además, facilita la inclusión de la potencia eléctrica en la total necesaria por la aeronave.

Las ecuaciones que se han utilizado para representar la gráfica de necesidades propulsivas se han obtenido de la bibliografía clásica de diseño conceptual de aeronaves [33], donde el lector puede encontrar su derivación. Estas vienen indicadas en términos de empuje, por lo que se han convertido a potencia mediante la relación:

$$P = \frac{T \cdot V}{\eta_p} \quad (1)$$

Donde  $V$  es distinta en cada actuación (despegue, ascenso, crucero, etc.) y se utilizan las velocidades proporcionadas por el fabricante del PC-12 NG [27]. La eficiencia propulsiva depende de la velocidad de vuelo. En primera aproximación, se puede estimar a partir de una gráfica experimental para motores turbohélice [34]:

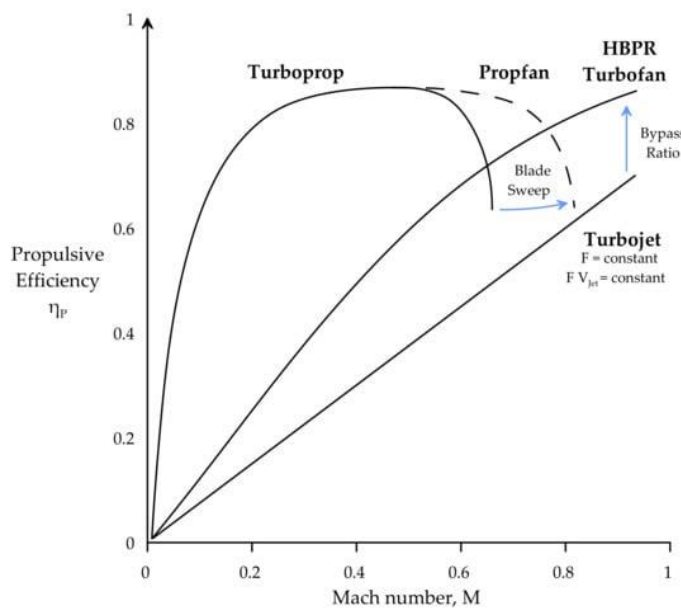


Figura 6. Eficiencia propulsiva en función del Mach [34]

Para el cálculo de necesidades propulsivas, la extracción de  $\eta_p$  de la gráfica anterior a partir del Mach de vuelo en cada condición proporciona resultados con una precisión suficiente, como se muestra en el apartado 4.6. Más adelante, para el dimensionado y optimización del powertrain se utilizará una estimación más precisa a partir de Performance Decks de los componentes integrados en Pacelab APD.

Los valores mínimos de prestaciones, cuando estos no se han publicado por el fabricante del PC-12, se han obtenido de las Especificaciones de Certificación para aviones de categoría Normal (EASA CS-23) [30].

Los valores de los coeficientes aerodinámicos se han obtenido a partir del modelo calibrado en Pacelab APD del PC-12 NG [35]. Posteriormente, se han contrastado los valores con bases de datos de aeronaves similares [33]. Se resumen en la siguiente tabla:

*Tabla 4. Coeficientes aerodinámicos del PC-12 NG. Elaboración propia, adaptada del modelo calibrado de Pacelab APD [35]*

<b>Coeficiente</b>	<b>Condición de operación</b>	<b>Valor</b>
$C_{D0}$	Crucero: Mach 0.47 @ ISA, 29000 ft	0.021
$C_{D_{TO}}$	Despegue: Flaps 30° @ ISA, SL	0.129
$C_{L0}$	Crucero: Mach 0.47 @ ISA, 29000 ft	0.230
$C_{L_{max,clean}}$	Crucero: Mach 0.47 @ ISA, 29000 ft	1.212
$C_{L_{max,TO}}$	Despegue: Flaps 30° @ ISA, SL	1.642
$C_{L_{max,LDG}}$	Aterrizaje: Flaps 40° @ ISA, SL	1.761

Los parámetros geométricos del ala son los correspondientes a la aeronave de referencia. En la siguiente tabla se muestran aquellos necesarios para calcular las ecuaciones a representar en la gráfica de necesidades propulsivas:

*Tabla 5. Parámetros del ala, PC-12 NG. Elaboración propia a partir de datos de [27]*

<b>Parámetro</b>	<b>Valor</b>
$A$	10.26
$e$	0.7839
$k$	0.0396

El factor de Oswald se ha calculado mediante la estimación de Obert [36], cuya fórmula depende únicamente del alargamiento:

$$e = \frac{1}{1.05 + 0.007\pi A} \quad (2)$$

Y el factor  $k$  es el parámetro de resistencia inducida:

$$k = \frac{1}{\pi A e} \quad (3)$$

#### 4.1 Máxima distancia de despegue

La siguiente ecuación se utiliza para determinar el  $T/W$  necesario para no superar una distancia dada durante la carrera de despegue [33]:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TOD} = \frac{V_{TO}^2}{2 \cdot g \cdot s_G} + \frac{q \cdot C_{D,TO}}{W/S} + \mu \cdot \left(1 - \frac{q \cdot C_{L,TO}}{W/S}\right) \quad (4)$$

$V_{TO}$  se puede aproximar como un 10% superior a  $V_s$  en configuración de despegue. Es decir, con los flaps desplegados a 30°, entregando  $C_{L,max,TO}$  [33]:

$$V_{TO} = 1.1 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot W/S}{\rho \cdot C_{L,max,TO}}} \quad (5)$$

#### 4.2 Mínima tasa de ascenso

Para estimar el  $T/W$  necesario para conseguir una tasa de ascenso (RoC) mínima se ha tomado la hipótesis de polar parabólica:

$$C_D = C_{D,min} + k (C_L)^2 \quad (6)$$

La ecuación que establece el  $T/W$  necesario para conseguir una tasa de ascenso dada, de acuerdo con Gudmundsson [33] es:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{RoC} = \frac{RoC}{V_y} + \frac{q}{W/S} C_{D,min} + \frac{k}{q} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \quad (7)$$

La velocidad  $V_y$  es aquella que proporciona la mejor RoC. En aeronaves propulsadas por turbohélices, y usando el modelo de resistencia simplificado, esta velocidad se calcula con la siguiente fórmula [33]:

$$V_y = \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S}\right) \sqrt{\frac{k}{3 \cdot C_{Dmin}}}} \quad (8)$$

#### 4.3 Giro equilibrado a velocidad constante

La siguiente expresión se utiliza para determinar el  $T/W$  necesario para mantener un factor de carga en balance dado ( $n$ ) a una velocidad y altitud específicas sin perder altitud. En primer lugar se debe establecer el ángulo de balance, después convertirlo a factor de carga y finalmente sustituirlo en la siguiente ecuación [33]:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{turn} = q \left[ \left(\frac{C_{Dmin}}{W/S}\right) + k \left(\frac{n}{q}\right)^2 \left(\frac{W}{S}\right) \right] \quad (9)$$

Donde  $n = 1/\cos \phi$ , siendo  $\phi = 45^\circ$  el ángulo de balance seleccionado de acuerdo con los requerimientos de aeronaves semejantes [33].

#### 4.4 Mínima velocidad de crucero

La mínima velocidad de crucero en el PC-12 es la que proporciona el máximo alcance específico a una altitud de 29000 ft, con peso a mitad de crucero (3630 kg) [27]. La siguiente ecuación proporciona el  $T/W$  requerido para mantener una velocidad de crucero a una altitud dada [33]:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cruise} = q C_{Dmin} \left(\frac{1}{W/S}\right) + k \left(\frac{1}{q}\right) \left(\frac{W}{S}\right) \quad (10)$$

#### 4.5 Máxima velocidad de entrada en pérdida

La velocidad de entrada en pérdida es la única restricción que no es función de la carga alar. En su lugar, establece un máximo en la carga alar permitida para asegurar que la velocidad de pérdida es igual o inferior a la del avión de referencia. En el diagrama de



necesidades propulsivas se muestra como una línea vertical en el límite derecho del espacio de diseño. Su ecuación es sencilla:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{stall} = \frac{\rho}{2} \cdot V_s^2 \cdot C_{L,max} \quad (11)$$

#### 4.6 Gráfica resultante y validación de resultados

La gráfica de necesidades propulsivas se ha calculado a partir de las ecuaciones presentadas en los apartados 4.1 a 4.5, con la densidad correspondiente a la atmósfera ISA. Todas las ecuaciones utilizan la densidad a nivel del mar, excepto la mínima velocidad de crucero, que se calcula para 29000 ft

En la siguiente figura se muestra la gráfica de necesidades propulsivas del PC-12 calculada a partir de las ecuaciones presentadas en los apartados 4.1 a 4.5, convertidas a términos de potencia:

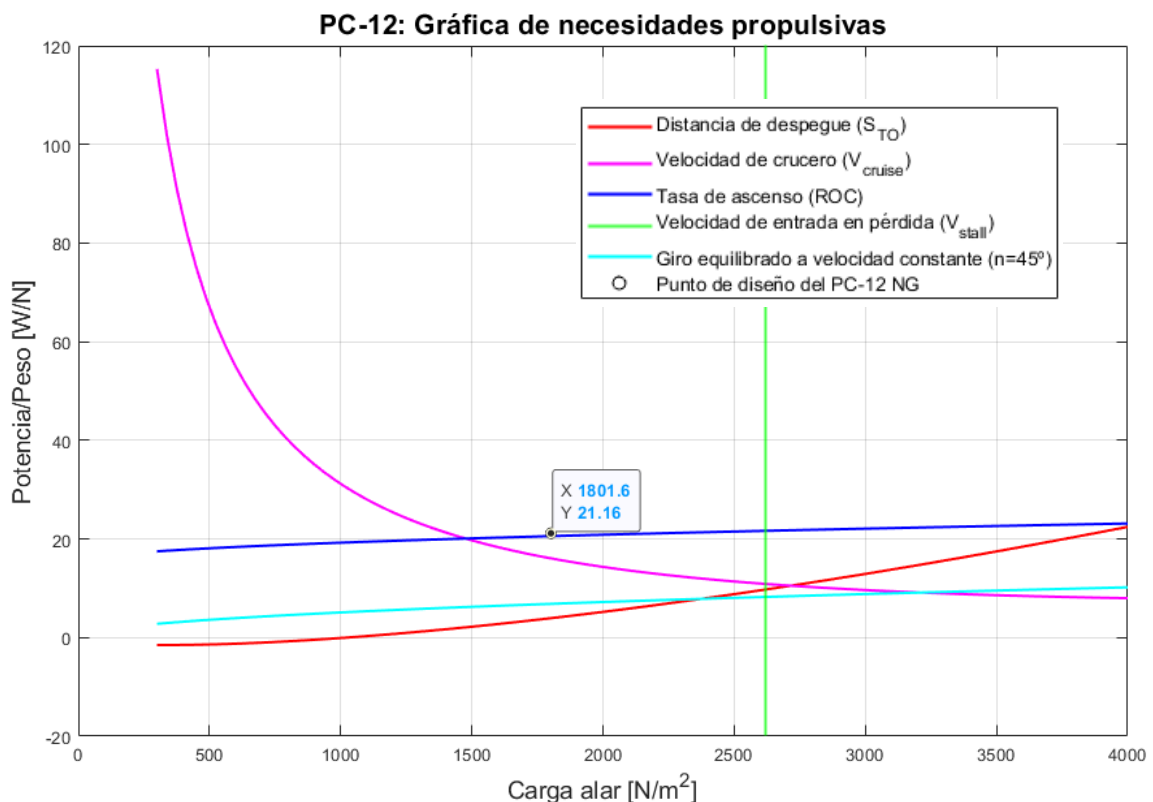


Figura 7. Gráfica de necesidades propulsivas del PC-12

El punto de diseño real del PC-12 NG se ha marcado en la anterior gráfica con un círculo. Como se puede observar, el valor real de  $P/W$  se encuentra justo por encima de la línea de diseño calculada. Solo ampliando la gráfica se percibe la diferencia: el valor calculado son 20.56 W/N y el real 21.16 W/N, lo que valida la precisión de las ecuaciones empleadas. El error relativo cometido es:

$$\varepsilon_r = \left| \frac{(P/W)_{calc} - (P/W)_{real}}{(P/W)_{real}} \right| = \left| \frac{20.56 - 21.16}{21.16} \right| = 2.83\% \quad (12)$$

El punto de diseño del nuevo avión híbrido no coincidirá necesariamente con el PC-12 NG. Los resultados de investigación muestran que, debido al peso extra que introducen las baterías, el punto de diseño que resulta en un menor  $MTOW$  y consumo de combustible en aviones híbridos se desplaza hacia valores superiores de  $P/W$  y  $W/S$  [19][20][37]. Por lo tanto, en el capítulo 7 se analizará el espacio por encima de la línea de diseño y se seleccionará el punto óptimo.

## 5. Definición de misión

En el capítulo anterior se establecieron las actuaciones de punto que debe cumplir la nueva aeronave, y con ello se obtuvo la gráfica de necesidades propulsivas. Dicha gráfica representa la potencia necesaria puntual. Además de la potencia, es necesario conocer las necesidades energéticas (de electricidad y de combustible) para completar cada segmento de vuelo. Para ello, se definen las actuaciones integrales de la aeronave y los parámetros de la misión de diseño. Esta misión es aquella sobre la cual se optimizan sus prestaciones y sirve como referencia para exponer en el mercado sus capacidades operativas [17]. Se fijarán también los ratings bajo los que opera cada motor en función del segmento de vuelo, ya que la potencia máxima disponible solo puede emplearse un tiempo limitado.

En la siguiente figura se representan los segmentos de misión. Se corresponden con la misión típica de una aeronave civil:

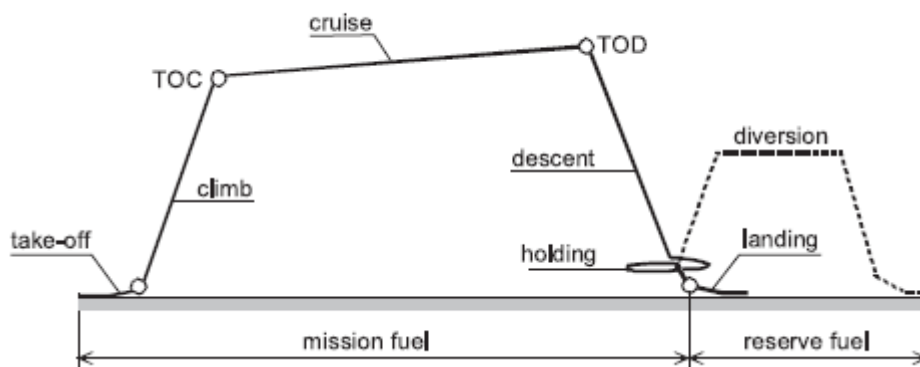


Figura 8. Segmentos de la misión de referencia [38]

El alcance total (1500 NM) solo incluye el ascenso, crucero y descenso. El carreteo en pista, despegue, aterrizaje y los segmentos de reserva son adicionales al alcance total, pero se tienen en cuenta para el cálculo de combustible y energía eléctrica.

Los parámetros de cada segmento y los ratings de los motores se han resumido en el [Anexo I: Parámetros de la misión de referencia y ratings de motor](#). Estos datos se han introducido en el analizador de misión de Pacelab APD para calcular los consumos de electricidad y combustible. En el apartado 6.1 se explica el funcionamiento del analizador de misión.

## 6. Método de dimensionado

En los métodos tradicionales de diseño preliminar, para estimar el tamaño, la masa y la eficiencia de los componentes de la aeronave se utilizan fórmulas semiempíricas obtenidas mediante un análisis de regresión de datos de aeronaves existentes. Sin embargo, en la actualidad no existen aviones híbridos con datos publicados, lo que imposibilita el análisis regresivo para los componentes del powertrain [10].

Para dimensionar el sistema propulsivo, estos métodos tradicionales lo consideran como un componente único, sin tener en cuenta el funcionamiento de sus subsistemas. El diseño del motor se aísla del diseño de la aeronave, y simplemente se escalan sus parámetros en función de la potencia necesaria o se escoge el motor existente en el mercado que mejor se adapte a los requerimientos de la aeronave [10].

Para dimensionar el powertrain híbrido es necesario emplear un enfoque distinto. La amplia variedad de diseño de arquitecturas propulsivas (resumidas en el apartado 2.4) obliga a realizar un análisis másico componente a componente, porque el número y tamaño de los subsistemas varía enormemente en función de la arquitectura. Además, es necesario modelar el impacto del elevado peso de las baterías, calcular su gasto energético y su influencia en la reducción de consumo de combustible y en las actuaciones del avión. Para ello se requiere utilizar una herramienta que integre la influencia del powertrain híbrido en el diseño completo de la aeronave y en su análisis de misión. Se ha utilizado el software Pacelab APD, cuyo funcionamiento se explica en el siguiente apartado.

### 6.1 Funcionamiento de Pacelab APD

Pacelab APD utiliza dos tipos de parámetros: inputs de usuario y variables iterativas. Estos parámetros se relacionan entre sí mediante fórmulas dinámicas. Algunas de ellas se pueden configurar accediendo al código del programa, escrito en C#, mientras que otras son de código privado y no son modificables. En la siguiente figura se muestra una sección del diagrama de dependencia entre parámetros, relativo al estabilizador horizontal:

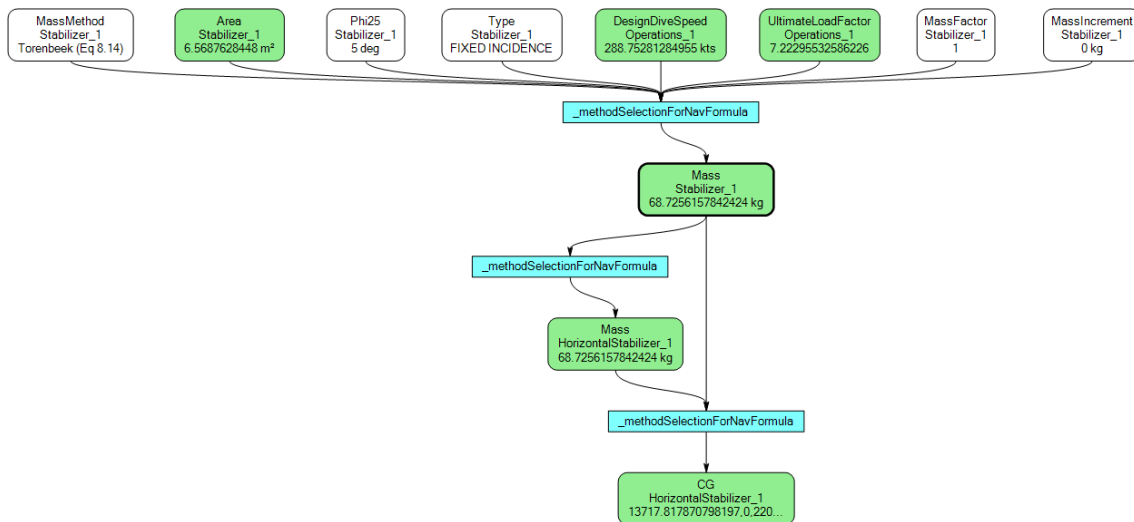


Figura 9. Sección del diagrama de dependencia de parámetros: estabilizador horizontal. Pacelab APD, modelo calibrado del Pilatus PC-12 NG [35]

En blanco se muestran los inputs de usuario, en verde las variables iterativas y en azul las fórmulas dinámicas. Como se puede observar, en este caso se ha seleccionado como Mass Method del estabilizador la ecuación (8.14) del Torenbeek, ha establecido un ángulo de flecha en el 25% de la cuerda de 5 grados, ha seleccionado un estabilizador horizontal de incidencia fija y ha dejado por defecto el factor multiplicador (1) y el incremento de masa (0 kg). El programa utiliza la ecuación del Torenbeek para calcular la masa del HTP y una fórmula de código privado para calcular las coordenadas de su centro de gravedad, tomando como origen el morro del avión.

La anterior figura muestra solo una pequeña parte del diagrama de dependencia de parámetros que utiliza el software. Para este avión en particular, se calculan 3877 parámetros y se utilizan 3272 fórmulas dinámicas. Se debe conseguir que el sistema de resolución esté bien acotado y definido: los grados de libertad de diseño deben permitir la iteración libre de las variables, pero asegurando que todas ellas se puedan calcular o sean inputs de usuario.

El software permite también seleccionar los Calculation Cases, es decir, la manera en que se estructuran las fórmulas y los parámetros en el sistema de resolución. El más relevante es el Calculation Case del Mass-Performance Loop, pues su método de cálculo afecta de manera directa a todo el avión. Se eligió la opción que fija el alcance de la misión y deja *MTOW* como parámetro libre, para cumplir con las 1500 NM impuestas en los TLARs de misión y a la vez permitir un espacio de diseño amplio. En el [Anexo III:](#)

Casos de cálculo del avión seleccionados se pueden consultar todos los Calculation Cases seleccionados.

Una vez dimensionado el avión, Pacelab utiliza un analizador de misión que tiene en cuenta todos los parámetros necesarios: geométricos, aerodinámicos, mapas de rendimiento, etc. y las características actuales de misión: fase de vuelo, velocidad, ratings de motores, combustible remanente, *SOC*, etc. Con estos datos obtienen los consumos instantáneos de energía y de combustible. Ejecuta este cálculo numerosas veces por cada segmento de vuelo en pasos temporales variables. Con ello determina el consumo total de energía eléctrica y la masa de combustible necesaria para completar la misión (*FW*). Si encuentra una solución de convergencia, devuelve el valor de todos los parámetros calculados junto con un diagrama 3D del avión resultante. Si no la encuentra, devuelve un mensaje de error con las restricciones que se están incumpliendo.

En el siguiente diagrama se muestra de forma esquemática el bucle de cálculo de Pacelab APD:

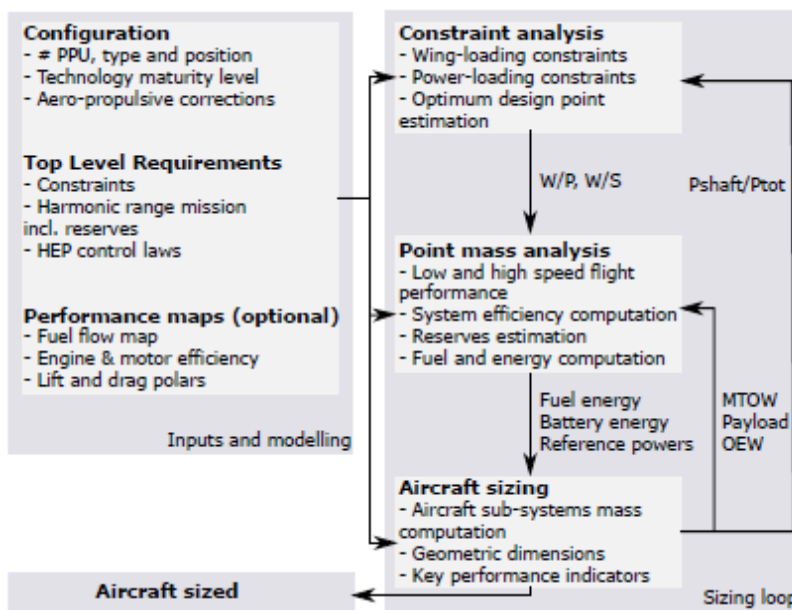


Figura 10. Diagrama de flujo simplificado del bucle de cálculo de Pacelab APD [15]

## 6.2 Cálculo de masas del powertrain

Las masas de los sistemas del avión para las que sí existen datos de aeronaves existentes (fuselaje, superficies sustentadoras, tren de aterrizaje, sistema eléctrico, etc.) se han dimensionado a partir del modelo calibrado en Pacelab del PC-12 NG [35]. Este modelo utiliza datos publicados por el fabricante, y calcula el resto de parámetros mediante las ecuaciones de la bibliografía tradicional de diseño de aeronaves (Raymer [16], Torenbeek [18] y Roskam [39]). En el [Anexo II: Métodos de cálculo de las masas del avión](#) se puede consultar qué método de cálculo se seleccionó para cada sistema.

Para los componentes del powertrain es necesario definir sus fórmulas de cálculo. En los siguientes subapartados se exponen los métodos empleados para estimar sus masas.

### 6.2.1 Masa de las baterías

La masa de las baterías es compleja de modelar, pues este componente combina almacenamiento de energía y generación de potencia eléctrica. Su capacidad operativa debe describirse, por tanto, en términos de capacidad energética  $E_{bat}$  [Wh] y de potencia  $P_{bat}$  [W]. Los valores óptimos de  $E_{bat}$  y  $P_{bat}$  se presentan en el capítulo 7, junto con su método de obtención.

Para simplificar la estimación de su masa, se emplearán sus parámetros específicos,  $e_{bat}$  [Wh/kg] y  $p_{bat}$  [W/kg]. La relación entre ambos parámetros se muestra en la siguiente figura:

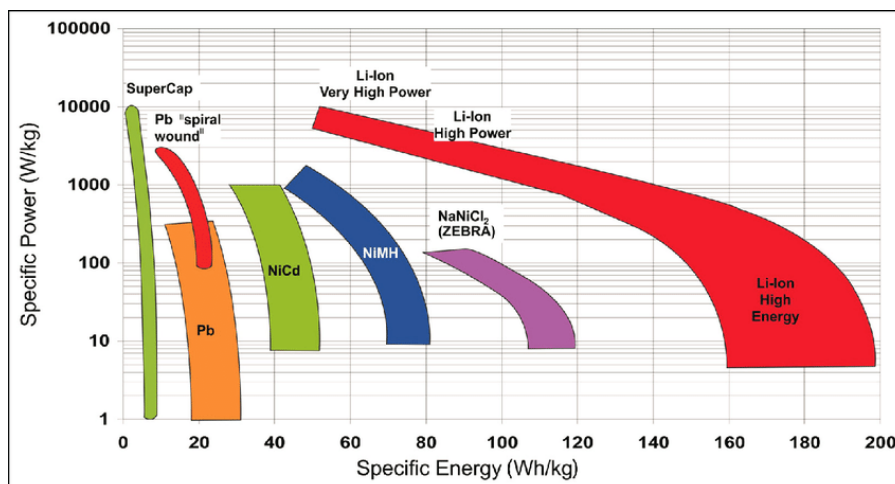


Figura 11. Interdependencia entre energía y potencia específica de baterías existentes a nivel de celda [40]

Como se puede observar, esta dependencia está lejos de ser lineal y es distinta para cada tipo de batería. Se desconoce cuál será esta relación en las baterías futuras, presentadas en el apartado 2.3. Por ello, se ha tomado un enfoque conservador a partir de los valores aportados por las previsiones tecnológicas, resumidas en la [Tabla 8](#). La masa de las baterías la dictará el peor de estos parámetros:

$$m_{bat} = \max\left(\frac{E_{bat}}{e_{bat}}, \frac{P_{bat}}{p_{bat}}\right) \quad (13)$$

### 6.2.2 Masa del PMADS

El sistema de gestión y distribución de energía (PMADS) se encarga de controlar el flujo de energía eléctrica en todo el subsistema de propulsión híbrido. Además del cableado eléctrico de alta potencia, está conformado por:

- **Inversores:** son necesarios para convertir la DC de las baterías en AC que alimente los motores eléctricos.
- **Rectificador:** es necesario instalarlo si la arquitectura propulsiva emplea un generador eléctrico AC que alimente las baterías.
- **Transformador:** se emplea para cambiar la relación de velocidades entre el generador y el motor eléctrico, si se utiliza la arquitectura serie-paralela.
- **Convertidor DC-DC:** puede ser necesario si el voltaje que entrega la batería no coincide con el que utiliza el powertrain o como complemento del BMS.
- **Sistema de gestión de las baterías (BMS):** es necesario para monitorear, regular y proteger las baterías, asegurando su funcionamiento eficiente.

La masa del subsistema PMADS puede estimarse a partir del número de convertidores previstos y su potencia específica media [15]:

$$m_{PMADS} = \sum_{i=1}^{N_{ec}} \left( \frac{P_{PMADS}}{p_{ec,i}} \right) = N_{ec} \frac{P_{PMADS}}{p_{ec,i}} \quad (14)$$

El número de convertidores varía en función de la arquitectura propulsiva, como se menciona en el apartado 6.3.2. Las  $p_{ec,i}$  son las potencias específicas (W/kg) de los convertidores. Los valores empleados para el dimensionado se pueden consultar en la [Tabla 8](#).



### 6.2.3 Masa del motor eléctrico

El motor eléctrico se simula mediante un modelo sencillo y generalizado a partir de su función fundamental: convertir la potencia eléctrica de entrada en potencia mecánica de salida. El único parámetro necesario para estimar su masa es la potencia mecánica específica,  $p_{EM}$ , que indica la potencia capaz de producir el motor eléctrico por unidad de masa. Esto permite obtener un nivel de precisión suficiente en el dimensionado inicial, englobando todos los tipos de motores presentados en el apartado 2.2. Los valores de potencia específica en función del YEIS se muestran en la [Tabla 8](#). La masa del motor eléctrico es, por tanto:

$$m_{EM} = \frac{P_{EM}}{p_{EM}} \quad (15)$$

Emplear esta relación para estimar la masa del ME solo es válido si se toma la hipótesis de escalabilidad independientemente de la potencia. En la realidad, existe un límite debido a desafíos en la gestión térmica. A medida que aumenta la potencia de una máquina eléctrica, disminuye la relación entre la superficie exterior y el volumen interior, lo que dificulta su refrigeración. Si su tamaño fuera excesivo, podría ser necesario incluir un refrigerador criogénico u otros métodos de enfriamiento activos, lo que aumentaría la masa del sistema. En este estudio se supone que los motores eléctricos se enfrían con aceite, que además se utiliza como lubricante. La potencia del motor eléctrico seleccionada para el Pilatus PC-12 Hybrid (véase el apartado 7.3) es muy inferior a otros motores eléctricos enfriados con aceite probados exitosamente en vuelo, como el Magnix 650. Por tanto, no se requerirán refrigeradores criogénicos y se considera válida la hipótesis de escalabilidad lineal.

### 6.2.4 Masa del motor turbohélice

Existen numerosos métodos para estimar la masa de un motor turbohélice en función de su potencia nominal. Se basan en análisis regresivos de motores existentes [16][18][33][39], o en parámetros geométricos del motor [41]. En este trabajo, se ha calculado su masa a partir de la regresión lineal de todas las variantes en versión turbohélice del Pratt & Whitney PT6. Este motor es el que montan todos los submodelos del Pilatus PC-12, y su rango de valores de potencia máxima es próximo al que tendrá el PC-12 Hybrid. En la siguiente gráfica se muestra esta regresión lineal:

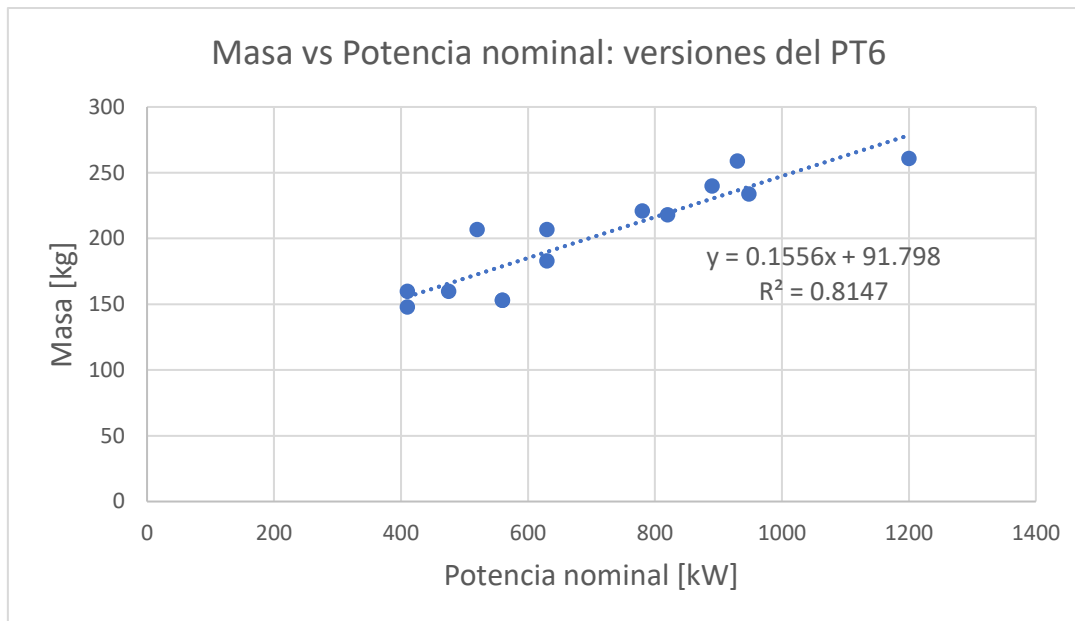


Figura 12. Masa en seco no instalada vs Potencia nominal de las versiones del PT6 turbohélice. Elaboración propia, datos obtenidos de [42]

Utilizando la anterior regresión se obtiene la ecuación que se empleará en este estudio para estimar la masa en kg del motor turbohélice:

$$m_{GT} [kg] = 0.1556 (P_{GT}) + 91.798 \quad (16)$$

Donde  $P_{GT}$  está expresada en kW y es una variable de diseño, como se explicará en el apartado 7.2.

#### 6.2.5 Masa de la caja de cambios

Las aeronaves propulsadas por hélices requieren una caja de cambios para acoplar mecánicamente la hélice al eje de potencia. La velocidad angular de la hélice está limitada para evitar efectos aerodinámicos adversos en punta de pala: es aproximadamente un orden de magnitud inferior que la velocidad óptima de la turbina de los motores turbohélice [15].

Además, en la arquitectura paralela la caja de cambios sirve de nodo mecánico para conectar la rama eléctrica del powertrain con la rama térmica. Las cajas de cambios epicicloidales (engranaje planetario) son una solución muy eficiente, ya implementada en el motor PT6. En la siguiente figura se muestra una representación CAD de su mecanismo:

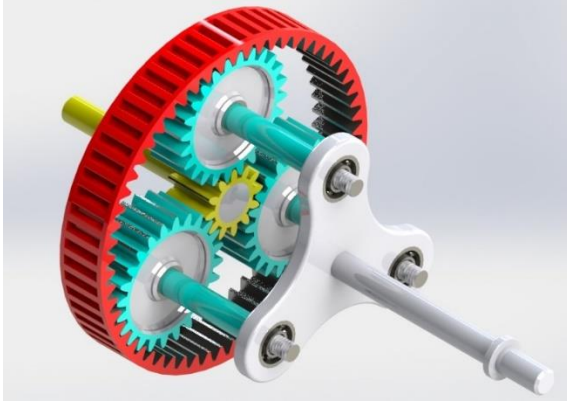


Figura 13. Representación CAD de una caja de cambios epicicloidial [43]

La referencia [44] proporciona una estimación de la masa de la caja de cambios que depende de su potencia nominal de entrada y de la relación de velocidades de reducción:

$$m_{gb} = k_{gb} \frac{(P_{gb})^{0.76} (\omega_{in})^{0.13}}{(\omega_{out})^{0.89}} \quad (17)$$

Donde la potencia está en kW, las velocidades angulares en RPM y la masa en kg.  $k_{gb}$  es un factor tecnológico para escalar la masa en función de la densidad de sus materiales y de su diseño mecánico. De acuerdo con [44], en las cajas de cambio planetarias actuales este valor es 34 y las aplicaciones futuras prevén un  $k_{gb}$  de 26.

#### 6.2.6 Masa de la hélice

Para calcular la masa de la hélice sí existen fórmulas semiempíricas. Tradicionalmente se ha considerado como un componente separado del motor en aeronaves propulsadas por turbohélices, así que se ha usado la siguiente ecuación del Torenbeek [18]:

$$m_{pr} = 0.124 N_{pr} (D_{pr} \sqrt{B_{pr} P_{sh}})^{0.78174} \quad (18)$$

Donde  $N_{pr}$  es el número de hélices por eje,  $D_{pr}$  es el diámetro de la hélice,  $B_{pr}$  es el número de palas y  $P_{sh}$  es la potencia disponible en el eje, en CV.

El número de palas se ha establecido en 5 para aquellas arquitecturas con una sola hélice (mismo número que el PC-12 NG), y 4 en las arquitecturas con 2 o más hélices, para reducir el peso, pues el empuje necesario por hélice es inferior. El diámetro de las hélices viene limitado por la distancia entre la punta de pala y el suelo, que debe ser como mínimo 25 cm en aeronaves CS-23 con tren de aterrizaje en triciclo [30].

### 6.3 Estimación de la eficiencia del powertrain

En un avión híbrido, la generación y distribución de potencia involucra varias conversiones energéticas en el powertrain y cada una de ellas introduce pérdidas inherentes. Estas pérdidas son de distinta naturaleza en cada componente, y es necesario caracterizarlas para estimar la potencia total capaz de generar empuje en la aeronave. Es decir, la potencia neta en la hélice más la potencia residual por chorro.

Un componente  $X_k$  del powertrain queda caracterizado con 3 parámetros: su eficiencia  $\eta_k$ , su potencia específica  $p_k$  y su masa  $m_k$ . En la siguiente figura se muestra esta representación:

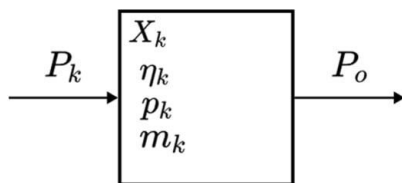


Figura 14. Caracterización de un componente del powertrain mediante sus parámetros [45]

Donde  $P_k$  es la potencia de entrada y  $P_o$  la potencia de salida del componente. La eficiencia del componente se define como:

$$\eta_k = P_o/P_k \quad (19)$$

La eficiencia total del powertrain depende de su arquitectura. Toda arquitectura se puede modelar mediante conexiones en serie y paralelo de sus elementos. En la siguiente figura se representa una conexión de  $N$  elementos en serie:

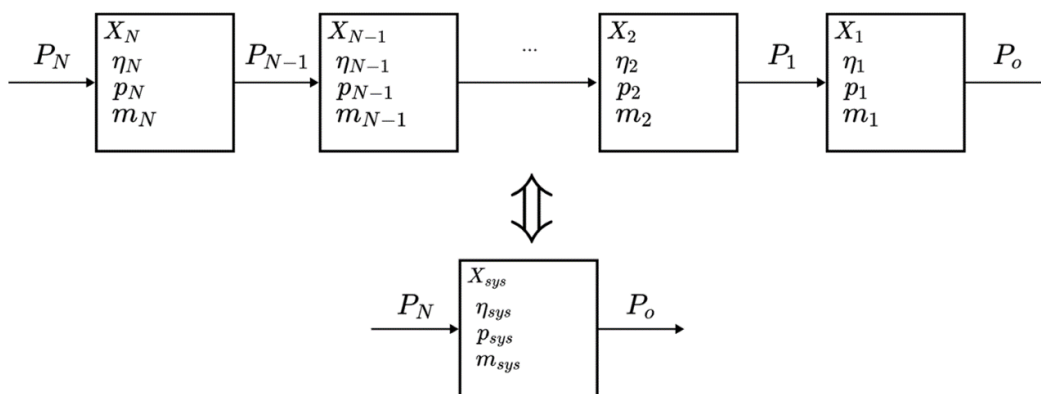


Figura 15. Conexión de  $N$  elementos en serie [45]

La eficiencia de una rama del powertrain conectada en serie es simplemente [45]:

$$\eta_{serie} = \eta_1 \eta_2 \cdots \eta_{N-1} \eta_N = \prod_{k=1}^N \eta_k \quad (20)$$

Para caracterizar una conexión de elementos en paralelo es necesario definir un parámetro adicional: la relación de potencia de entrada de un componente respecto a la potencia total de entrada en el nodo,  $\psi_k$ . Estos parámetros cumplen la siguiente relación [45]:

$$\psi_1 + \psi_2 + \cdots + \psi_N = \sum_{k=1}^N \psi_k = 1 \quad (21)$$

En la siguiente figura se representa una conexión de  $N$  elementos del powertrain conectados en paralelo:

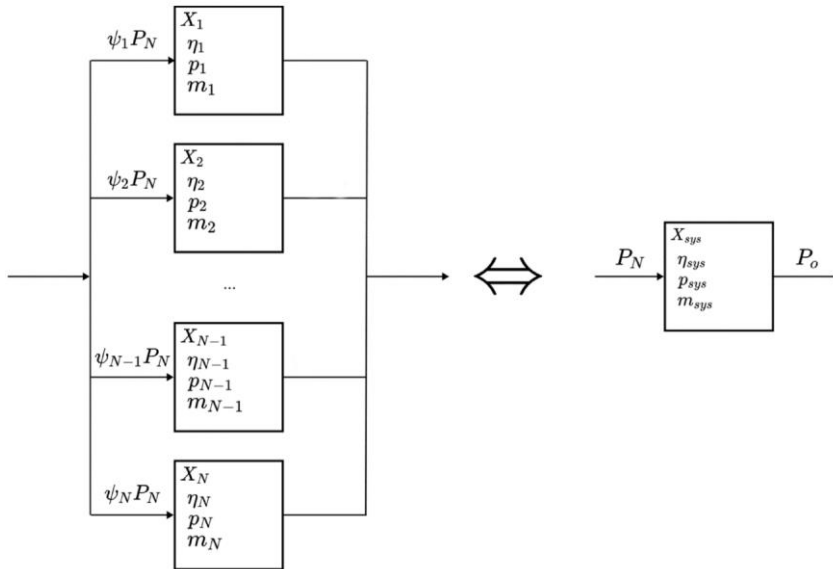


Figura 16. Conexión de  $N$  elementos en paralelo [45]

La potencia total de salida es [45]:

$$P_o = \eta_1 \psi_1 P_N + \eta_2 \psi_2 P_N + \cdots + \eta_N \psi_N P_N = P_N \sum_{k=1}^N \psi_k \eta_k \quad (22)$$

Por lo tanto, la eficiencia de una rama del powertrain conectada en paralelo es [45]:

$$\eta_{paralelo} = \sum_{k=1}^N \psi_k \eta_k$$

Este modelo matemático de eficiencias en serie y paralelo se ha implementado en el bucle de cálculo de Pacelab APD. Como se explicará en el apartado 7.2, la filosofía de dimensionado adoptada ha sido desde fuente de potencia hasta elemento propulsivo. Es decir, se establece la potencia de las baterías y del motor turbohélice, y se dimensionan los siguientes elementos del powertrain (motor eléctrico, caja de cambios y hélice) acordeamente, teniendo en cuenta las pérdidas en el componente anterior. Posteriormente se evalúan las prestaciones de la aeronave en el analizador de misión integrado en Pacelab, y se comprueba si es posible obtener una solución de convergencia.

Hay 2 elementos del powertrain que no se modelan mediante su eficiencia: el motor turbohélice y las hélices. Dado que su rendimiento depende de las condiciones de vuelo, se utilizan Performance Decks como los que emplean programas de simulación de motores como GasTurb. En los apartados 6.3.4 y 6.3.6 se explica en mayor profundidad su modelado, y cómo se integra en el modelo matemático de eficiencias presentado anteriormente.

En los apartados 6.3.1, 6.3.2, 6.3.3 y 6.3.5 se describe el origen físico de las pérdidas en cada componente, se establecen las hipótesis necesarias para simplificar el cálculo y se presentan las ecuaciones empleadas para estimar su eficiencia.

### 6.3.1 Eficiencia de las baterías

Durante la descarga, las baterías muestran un patrón similar de disminución del voltaje independientemente de su tecnología. Asumiendo una tasa de descarga constante, se representa en la siguiente figura este patrón en una batería genérica:

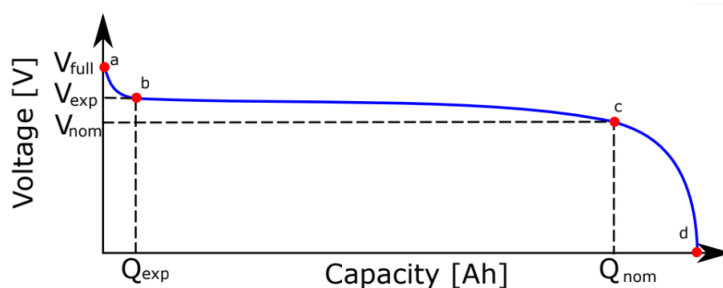


Figura 17. Disminución del voltaje en una batería genérica, con tasa de descarga constante [46]

Entre los puntos  $b$  y  $c$ , la disminución del voltaje es aproximadamente lineal. Durante la misión de la aeronave, el  $SOC$  de las baterías se ha acotado de tal forma que se

encuentre siempre dentro del rango lineal. El  $SOC_i$  al comenzar la misión es del 80%, y el  $SOC_{min}$  está limitado al 20%. Estos valores se han establecido a partir de las baterías de Li-Ion [47]. Para tecnologías en desarrollo como las Li-Air no es posible conocer sus límites de  $SOC$  en el rango lineal, por lo que se han supuesto iguales a las Li-Ion.

La pendiente de la curva depende también de la temperatura de operación y de la tasa de descarga ( $C$ ). Se ha tomado la hipótesis de que la temperatura de la batería no excede los límites de operación y que su tasa de descarga es la nominal.

Además de la disminución del voltaje durante un ciclo de descarga, los valores máximo y nominal decaen con el número de ciclos de uso. La descomposición del electrolito, la corrosión interna y la sobrecarga accidental disminuyen el voltaje con el paso del tiempo. Otra hipótesis tomada en este estudio ha sido suponer que el voltaje nominal de las baterías es constante a lo largo de su vida útil.

Con las hipótesis explicadas anteriormente, es posible establecer que la eficiencia de las baterías es constante. Los valores que toma la  $\eta_{bat}$  en función del YEIS se exponen en la [Tabla 8](#), junto a la potencia y energía específica esperadas.

### 6.3.2 Eficiencia del PMADS

El PMADS es una simplificación del subsistema eléctrico necesario para distribuir y modular la energía eléctrica del sistema propulsivo. Las baterías suministran corriente continua, pero los motores eléctricos utilizan corriente alterna y a distintos niveles de tensión. En cada conversión eléctrica se pierde parte de la energía por efecto Joule, pérdidas mecánicas, histéresis, corrientes parásitas, dispersión y otros fenómenos físicos, pues los componentes no son ideales.

Para simplificar el dimensionado, se toma la hipótesis de que todos convertidores que conforman el PMADS operan con la misma eficiencia y además es constante. De acuerdo con la referencia [15], bajo esta hipótesis la eficiencia global del PMADS es producto de los  $N$  convertidores eléctricos conectados en serie:

$$\eta_{PMAD} = \prod_{i=1}^{N_{ec}} \eta_{ec,i} = \eta_{ec}^{N_{ec}} \quad (23)$$

El número de convertidores eléctricos es una variable de diseño y depende del tipo de arquitectura propulsiva. Este número puede variar entre 2 para la arquitectura paralela, que solo necesita un BMS y un inversor, hasta 5 en la arquitectura serie-paralela, que además necesita como mínimo un transformador, un rectificador y un inversor extra. En la [Tabla 8](#) se indica el valor esperado de las eficiencias de los convertidores eléctricos para cada YEIS.

### 6.3.3 Eficiencia del motor eléctrico

La eficiencia del motor eléctrico se define como:

$$\eta_{EM} = \frac{P_{mec}}{P_{elec}} \quad (24)$$

Donde la potencia mecánica de salida y la potencia eléctrica de entrada son, respectivamente:

$$\begin{aligned} P_{mec} &= Q \cdot \omega \\ P_{elec} &= v \cdot i \end{aligned} \quad (25)$$

La potencia eléctrica se regula mediante variaciones en el voltaje de entrada, controlada por el PMADS. Las pérdidas en una máquina de corriente alterna genérica se pueden dividir en 4 tipos:

- **Pérdidas en el cobre:** se producen por la disipación de calor en los devanados del rotor y el estator, debidas al efecto Joule. Son proporcionales al cuadrado de la intensidad de corriente, y dependen de la resistencia interna del cobre.
- **Pérdidas en el núcleo:** son debidas a la histéresis del material y a las corrientes parásitas en el hierro. Ambas son directamente proporcionales a la velocidad angular.
- **Pérdidas mecánicas:** son aquellas asociadas a las pérdidas por fricción en los cojinetes de la máquina y a la resistencia aerodinámica causada por el aire dentro de la carcasa del motor. Varían con el cubo de la velocidad angular.
- **Pérdidas constantes:** son independientes de la velocidad y del par motor. Representan la menor contribución a las pérdidas totales, y son debidas a fenómenos como la distorsión del flujo magnético y la no uniformidad de corriente en el devanado.



La eficiencia de una máquina eléctrica se puede representar mediante un mapa de curvas de isoeficiencia dependientes de la potencia de salida y de la velocidad angular, como la que se muestra en la siguiente figura:

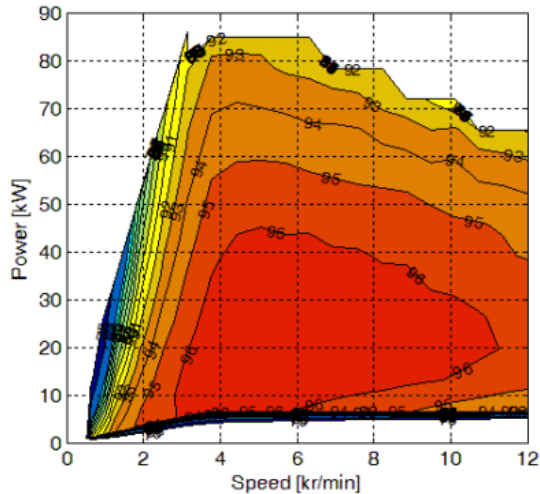


Figura 18. Mapa de eficiencia de un motor AC síncrono de imanes permanentes [48]

El motor representado en la figura anterior es un motor síncrono de imanes permanentes. Como se explicó en el apartado 2.2, este tipo de motor es el que se ha utilizado en la mayoría de las aeronaves eléctricas exitosas hasta la fecha, por lo que su comportamiento es una buena referencia para este estudio. Nótese que es capaz de operar en la región de máxima eficiencia (96%) en un rango amplio de velocidades de rotación.

El rating del motor eléctrico es diferente en cada fase de vuelo, de acuerdo con los valores establecidos en el Anexo I: Parámetros de la misión de referencia y ratings de motor. Sin embargo, en primera aproximación se ha tomado la hipótesis de que opera siempre con la eficiencia máxima. Este valor de  $\eta_{EM,max}$  depende de la potencia máxima del motor. Para establecer  $\eta_{EM,max}$  se ha utilizado el estándar de la Comisión Electrotécnica Internacional, suponiendo que el motor utilizado pertenece a la categoría IE4 (Super Premium). En la siguiente figura se representa el valor de  $\eta_{EM,max}$  de acuerdo con dicho estándar [49]:

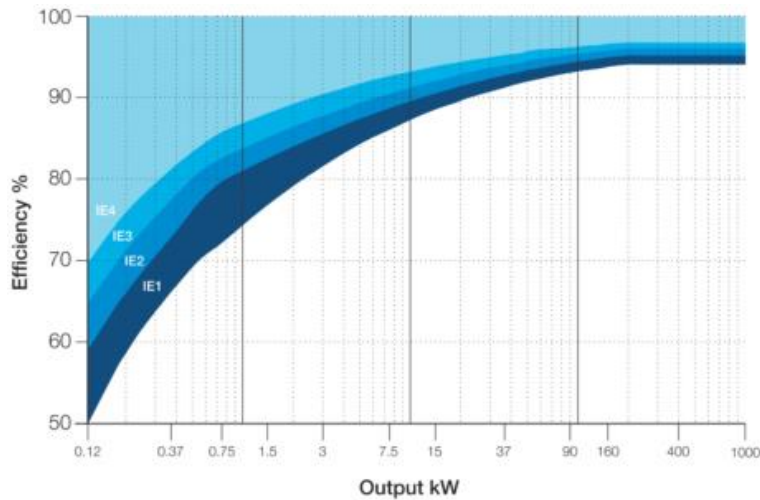


Figura 19. Valores mínimos de eficiencia máxima correspondientes a las clases IE definidas por la regulación IEC/EN 60034-30-1:2014 [49]

Los valores de  $\eta_{EM,max}$  utilizados para este estudio (clase IE4) se adjuntan en forma de tabla en el [Anexo IV: Eficiencia máxima del motor eléctrico](#). Se ha supuesto que el motor tendrá 6 polos, como los ME empleados de forma satisfactoria en aeronaves eléctricas hasta la fecha [11].

#### 6.3.4 Rendimiento del motor turbohélice

A diferencia de los componentes eléctricos del powertrain, el motor turbohélice no se modela mediante su eficiencia. Sus prestaciones son altamente dependientes de la condición de vuelo y del régimen de operación, lo que requiere un modelado más preciso. Para ello se utilizan tablas de rendimiento (Performance Decks) normalizadas con la potencia nominal ( $P_{ref}$ ), lo que permite escalar sus prestaciones en función de la potencia seleccionada al dimensionar el avión.

La tabla de rendimiento empleada para simular el motor turbohélice utiliza los siguientes parámetros:

Tabla 6. Parámetros de entrada y salida del Performance Deck del motor turbohélice

	Inputs			Outputs	
<b>Parámetro</b>	Rating	Altitud	Mach	$T_{jet}/P_{ref}$	$\dot{m}_f/P_{ref}$
<b>Unidades</b>	-	ft	-	N/shp	kg/h/shp

El rating del motor indica el porcentaje de potencia respecto a la máxima seleccionado por el piloto en cada fase de vuelo, y sus valores se pueden consultar en el [Anexo I:](#)

**Parámetros de la misión de referencia y ratings de motor.** La altitud se emplea para calcular la presión y temperatura del aire de acuerdo con el modelo de atmósfera ISA. El Mach de vuelo completa los inputs que utiliza la Performance Deck.

Los outputs son el empuje neto por chorro normalizado  $T_{jet}/P_{ref}$ , y el gasto de combustible normalizado,  $\dot{m}_f/P_{ref}$ . Ambos están normalizados con la potencia de referencia del motor. En el [Anexo V: Performance Deck del motor turbohélice](#) se puede consultar la tabla completa con los valores de estos parámetros [35].

La potencia en el eje es el único parámetro de salida que se inserta en el modelado de transmisión de potencias del powertrain, explicado en el apartado 6.3, pues su valor es necesario para conocer la potencia de entrada al generador o a la caja de cambios, según la arquitectura. El gasto de combustible y el empuje por chorro no afectan a la potencia de los siguientes elementos del powertrain, pero su valor se inserta en el analizador de misión y es clave para calcular las prestaciones de la aeronave y sus consumos de energía.

#### 6.3.5 Eficiencia de la caja de cambios

La eficiencia de la caja de cambios se puede estimar a partir de su potencia. De acuerdo con la referencia [50], las pérdidas por fricción son función de la potencia nominal de entrada para una velocidad angular dada. Mediante un análisis regresivo, se obtiene la siguiente ecuación [50]:

$$\eta_{gb} = 99.45 - \frac{0.6771 \cdot \omega_{out}}{P_{GB,in}} \quad (26)$$

La velocidad angular de salida se ha fijado en 1700 RPM, valor obtenido del manual de entrenamiento del motor PT6A-67 que monta el avión de referencia [51]. La potencia de entrada a la caja de cambios depende de la arquitectura propulsiva.

#### 6.3.6 Eficiencia de la hélice

La hélice es el último elemento del powertrain, y conocer una estimación válida de su eficiencia es fundamental para dimensionar este componente. Existen varios métodos analíticos basados en la aerodinámica de la hélice, como la Teoría del Disco Actuador (ADT) y la Teoría del Elemento de Pala (BET) que permiten estimar su eficiencia.

La ADT es más sencilla, aunque proporciona resultados demasiado optimistas debido a las hipótesis tan simplificativas que utiliza [52]. La BET proporciona resultados más precisos, pero requiere conocer los parámetros geométricos y aerodinámicos de las palas (ángulos de ataque, radio de las palas y del hub, velocidad angular, coeficientes aerodinámicos, etc.). Estos datos no se conocen durante el dimensionado inicial, sino que se definen en fases posteriores del diseño de la aeronave [52]. Además, el coste computacional de este método es muy elevado, lo que empeora la efectividad del software de diseño preliminar.

En lugar de emplear métodos analíticos, se han utilizado Performance Decks. Con ellos se reduce el tiempo de ejecución y se obtienen resultados precisos, pues se incluyen de forma intrínseca efectos aerodinámicos en la hélice difíciles de modelar, en particular durante las actuaciones a baja velocidad. Estas tablas de rendimiento utilizan como inputs el rating de potencia de la hélice, la altitud y el Mach. El output es el empuje de la hélice normalizado con la potencia de entrada,  $T_{prop}/P_{ref}$ . Este valor se suma al empuje por chorro del motor turbohélice, y se integran en el analizador de misión. En el [Anexo VI: Performance Deck de la hélice](#) se puede consultar el Performance Deck de la hélice completo.

## 7. Selección de la configuración propulsiva óptima

En este capítulo se detalla el proceso de selección y dimensionado de la configuración propulsiva del PC-12 Hybrid. En primer lugar, se seleccionan las arquitecturas propulsivas más adecuadas. En segundo lugar, se establecen tres horizontes temporales de entrada en servicio del avión, que afectan al nivel tecnológico esperado de los componentes del powertrain. En cada horizonte se realiza un estudio de la viabilidad de hibridar el sistema propulsivo. Se considerarán viables aquellas configuraciones que cumplan los TLARs definidos en el apartado 3.3. Finalmente, se refina y optimiza la configuración más eficiente en términos de masa de combustible.

### 7.1 Selección preliminar

En el apartado 2.4 se presentaron las arquitecturas propulsivas más eficientes de acuerdo con las investigaciones analizadas en el estudio bibliográfico. Para elegir la más adecuada al PC-12 y su misión de diseño se han establecido los siguientes criterios:

1. **Seguridad:** Se considerarán más adecuadas aquellas arquitecturas propulsivas con redundancia de componentes o aquellas en las que el fallo de un subsistema no conduce al fallo general del powertrain. El Pilatus PC-12 es un single-engine, por lo que un fallo de motor conlleva abortar la misión y buscar una superficie segura donde aterrizar.
2. **Peso:** Es un factor crucial en el diseño del powertrain, pues influye directamente en el consumo de combustible, la autonomía, la capacidad de carga útil y las actuaciones de la aeronave. Además, los powertrains más ligeros minimizan las cargas estructurales y reducen los costes de operación y mantenimiento.
3. **Simplicidad de integración:** Es fundamental para asegurar la fiabilidad y seguridad, reducir las pérdidas de eficiencia y minimizar el tiempo y los costes de desarrollo. Además, permite facilitar los procesos de fabricación y reducir la complejidad de mantenimiento.

Con los anteriores tres criterios de selección se realizará un análisis cualitativo de las arquitecturas propuestas. Se le asignará a cada una puntuación de 1 a 3, siendo 3 la mejor. Estas puntuaciones se resumirán en la [Tabla 7](#).

### 7.1.1 Arquitectura en serie

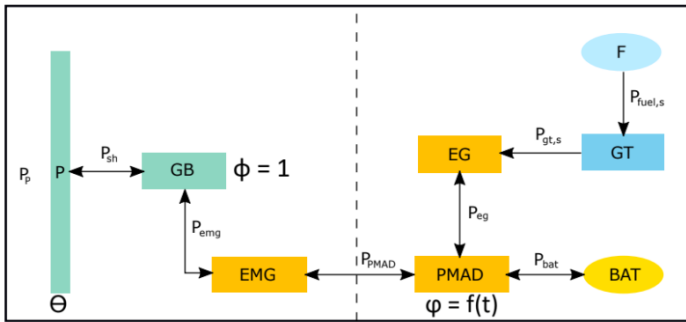


Figura 20. Modelo simplificado de la arquitectura en serie [15]

**1. Seguridad:** La GT está desacoplada de la hélice. Esto permite que el EMG opere a las revoluciones óptimas en las distintas fases del vuelo [15], pero en caso de fallo del EMG se produce el fallo general del sistema propulsivo. *Puntuación: 1/3.*

**2. Peso:** El generador introduce complejidad y peso. Además, el sistema sufre de una escasa eficiencia debido a las múltiples conversiones de energía. La ventaja de esta arquitectura radica en la posibilidad de infradimensionar la GT [15], aunque esto podría suponer una penalización global de peso debido a la inferior potencia específica de las baterías. *Puntuación: 2/3.*

**3. Integración:** La inclusión del EG añade complejidad de integración y reduce el volumen de carga útil, salvo que se rediseñara el fuselaje. Su ventaja es que los ejes de la GT y del EMG no tienen por qué ser paralelos ni situarse uno cerca del otro, pues el PMADS sirve de nodo eléctrico y es fácilmente desplazable [15]. *Puntuación: 2/3.*

### 7.1.2 Arquitectura paralela

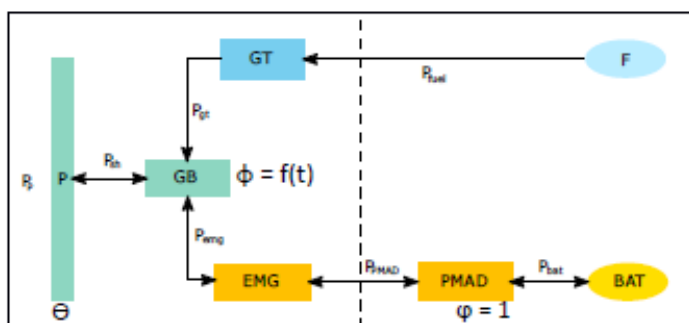


Figura 21. Modelo simplificado de la arquitectura paralela [15]

**1. Seguridad:** La principal ventaja de la arquitectura paralela respecto a las configuraciones serie y serie-paralela es la independencia de la rama eléctrica y térmica.

En caso de fallo de uno de los dos motores la hélice sigue recibiendo potencia del motor operativo. Esta redundancia mitiga los riesgos operacionales. *Puntuación: 3/3.*

**2. Peso:** Esta arquitectura no requiere un generador eléctrico, lo que la convierte en la más ligera de las estudiadas [15][19][20]. Además, minimiza la cantidad de conversiones energéticas, lo que incrementa la eficiencia del sistema [15]. *Puntuación: 3/3.*

**3. Integración:** Prescindir del generador simplifica la integración. Sin embargo, la existencia de un nodo mecánico obliga a instalar el ME junto a la GT, pues los ejes son pesados y deben ser cortos. *Puntuación: 2/3.*

### 7.1.3 Arquitectura serie-paralela

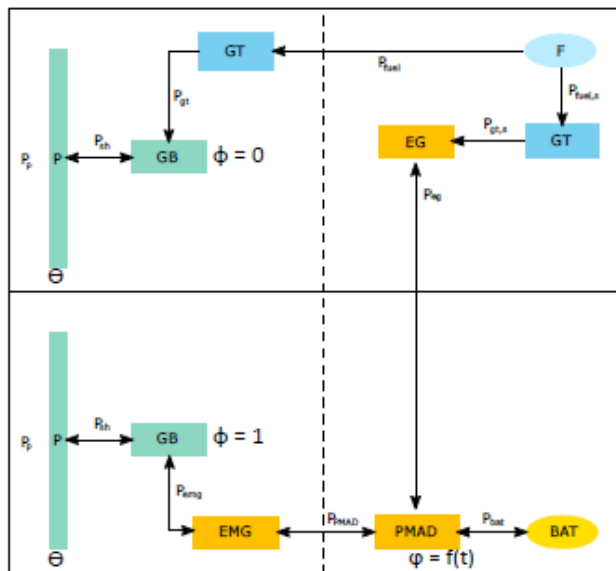


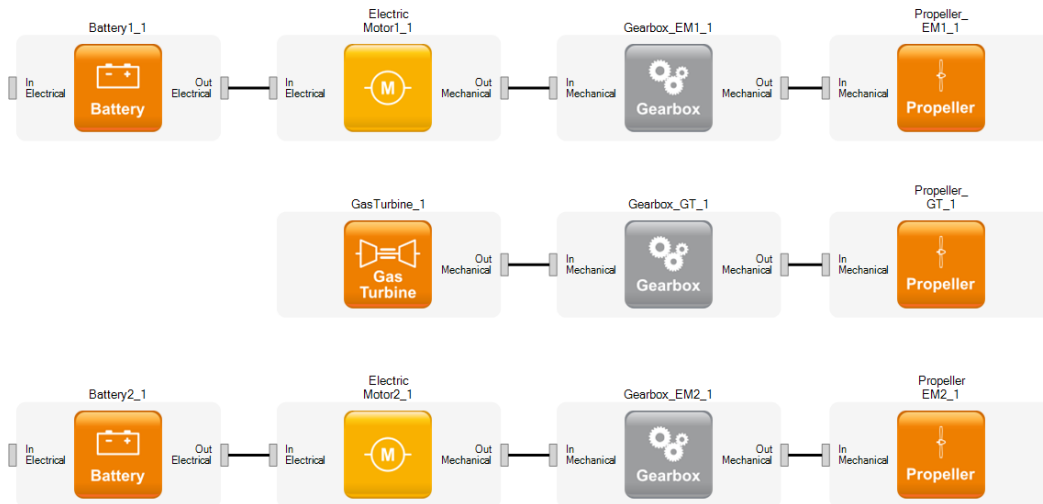
Figura 22. Modelo simplificado de la arquitectura serie-paralela [15]

**1. Seguridad:** La redundancia de fuentes de potencia minimiza el riesgo de fallo catastrófico en caso de mal funcionamiento de un componente. Su principal desventaja es la complejidad que introducen las uniones mecánicas y sistemas de control adicionales, que plantean desafíos de seguridad [53]. *Puntuación: 2/3.*

**2. Peso:** La arquitectura serie-paralela intenta combinar las ventajas de ambas. Dimensionada correctamente, tiene el potencial de minimizar el peso relativo de cada componente, pues permitiría a la GT y al ME operar en su condición más eficiente [15]. Sin embargo, es la arquitectura con mayor número de componentes, convirtiéndola en la más pesada a pesar de la reducción de pesos relativos ME [53]. *Puntuación: 1/3.*

**3. Integración:** A partir de la configuración del PC-12 NG, el diseño con distribución simétrica de la potencia más sencillo es con 3 hélices: una en el morro y dos en el ala, como se muestra en la [Figura 25](#). Esto complica su integración, que requiere rediseñar la estructura del ala. *Puntuación: 1/3.*

#### 7.1.4 Arquitectura con propulsión híbrida distribuida (Triple Hélice)



*Figura 23. Modelo simplificado de la arquitectura Triple Hélice. Elaboración propia en Pacelab APD*

**1. Seguridad:** La Triple Hélice ofrece ventajas inherentes en términos de redundancia. La aeronave es capaz de proveer suficiente empuje aún con un motor inoperativo. Además, la simplicidad mecánica de las ramas eléctricas simplifica la seguridad de esta arquitectura [5]. *Puntuación: 3/3.*

**2. Peso:** Esta arquitectura presenta un elevado número de componentes. Las GB, las hélices y la GT no son escalables linealmente con su potencia específica. Ello implica un peso muy elevado, que solo se ve compensado por la posibilidad de reducir la masa estructural del ala gracias al alivio de su momento flector. *Puntuación: 1/3.*

**3. Integración:** La independencia de las 3 ramas del powertrain simplifica su integración, otorga flexibilidad de disposición de los elementos y facilita el mantenimiento [46]. Sin embargo, la inclusión de dos unidades propulsivas en el ala supone un gran impacto en el diseño. *Puntuación: 2/3.*



### 7.1.5 Comparación entre arquitecturas

Una vez analizadas las 4 arquitecturas, se procede a comparar su puntuación para seleccionar las más adecuadas. Se han ponderado los 3 criterios en función de su importancia. En la siguiente tabla se resumen estas puntuaciones y su ponderación:

Tabla 7. Comparación cualitativa de las arquitecturas. Elaboración propia

	Seguridad	Peso	Integración	Puntuación total
<b>Ponderación</b>	50%	35%	15%	-
Serie	1	2	2	1.5
Paralela	3	3	2	2.85
Serie-paralela	2	1	1	1.5
Triple Hélice	3	1	2	2.15

En conclusión, la elección más adecuada para el Pilatus PC-12 Hybrid de acuerdo con los criterios establecidos es la arquitectura paralela. La independencia entre las ramas eléctrica y térmica le otorga una redundancia que mejora su seguridad en vuelo. Su simplicidad y bajo número de componentes reducen su peso y facilitan su integración, control y mantenimiento. En las siguientes imágenes se muestra el concepto de avión asociado a esta arquitectura. Como se puede observar, su aspecto exterior a priori es idéntico al PC-12 NG:

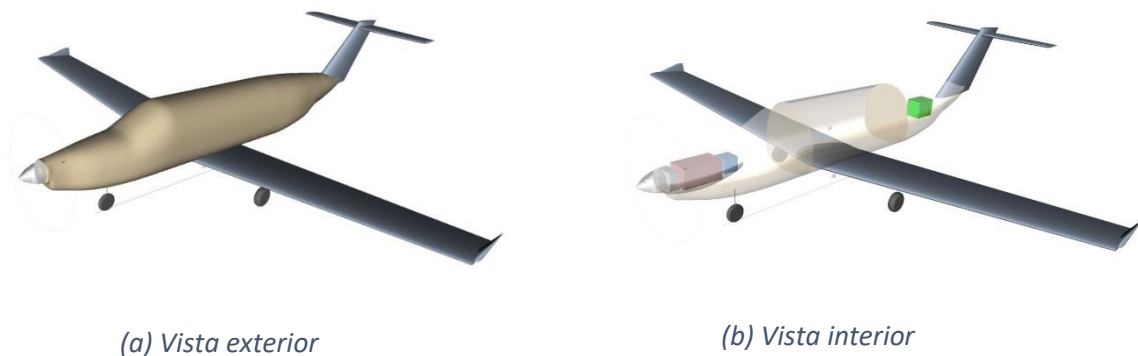


Figura 24. Imágenes conceptuales del PC-12 Hybrid con arquitectura paralela. Pacelab APD, elaboración propia

La arquitectura Triple Hélice, que ha obtenido la segunda mejor puntuación gracias a sus ventajas en redundancia y simplicidad del sistema, también se considerará en el estudio de viabilidad. Sin embargo, su mayor número de componentes y su impacto en el diseño general de la aeronave plantean desafíos significativos que deberán abordarse en

evaluaciones posteriores. En las siguientes imágenes se muestra el concepto asociado a la arquitectura Triple Hélice, con los motores eléctricos montados sobre el ala:

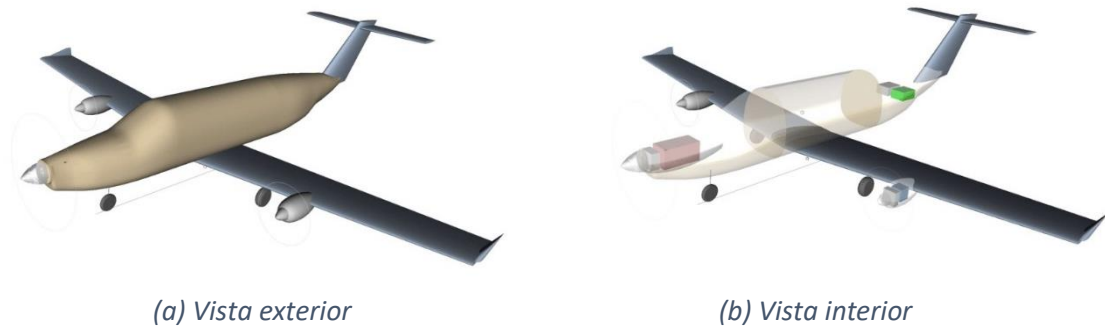


Figura 25. Imágenes conceptuales del PC-12 Hybrid con arquitectura Triple Hélice. Pacelab APD, elaboración propia.

## 7.2 Estudio de viabilidad: año de entrada en servicio

Después del análisis cualitativo para seleccionar las arquitecturas propulsivas más adecuadas para convertir el PC-12 NG en híbrido, se realizará un estudio de viabilidad que permita conocer el nivel tecnológico que deben alcanzar los componentes del powertrain para cumplir los TLARs de misión.

A priori se desconoce si con la tecnología actual es factible hibridar el sistema propulsivo. Por ello, se realiza el análisis para tres horizontes temporales: 2024, 2035 y 2050. Las figuras de mérito clave que representan el estado del arte disponible en cada YEIS se representan en la [Tabla 8](#). Se han calculado como el promedio de los valores obtenidos en una recopilación bibliográfica de estudios basados en análisis de tendencias tecnológicas y componentes aún en fase de investigación y desarrollo [45]. Las tecnologías que posibilitarán llegar a estos valores se han analizado en el capítulo 2.

Tabla 8. Nivel tecnológico de los componentes del powertrain, según el YEIS [45]

	Parámetro	Unidades	2024	2035	2050
Motor eléctrico	$p_{EM}$	$W/kg$	4330	8900	13000
	$\eta_{EM}$	%	97	97	97
Baterías	$e_{bat}$	$Wh/kg$	210	350	1870
	$p_{bat}$	$W/kg$	820	2270	5620
	$\eta_{bat}$	%	85	89	91
PMADS	$p_{ec,i}$	$W/kg$	29400	58500	74400
	$\eta_{ec,i}$	%	97	98	98

Estos valores se introducen en las ecuaciones del cálculo de masas del powertrain presentadas en el apartado 6.2.

Para comparar las prestaciones del avión en función de su configuración propulsiva se han realizado Estudios en Pacelab APD. Los parámetros de entrada (parámetros) y de salida (objetivos) de los Estudios analizados se muestran en la siguiente tabla:

Tabla 9. Parámetros y objetivos de los Estudios

Parámetros	Objetivos
$YEIS$	$FW$
$P_{GT}$	$BW$
$P_{bat}$	$MZFW$
$E_{bat}$	$MTOW$

Las restricciones de los Estudios vienen impuestas por los TLARs definidos en el apartado 3.3, además de los límites de  $MTOW \leq 8618 \text{ kg}$  y  $SOC \geq 20\%$ . El primer límite se debe a la necesidad de mantener el nuevo avión dentro de las especificaciones CS-23. De acuerdo con la normativa europea vigente [30], por encima de este peso se aplica la normativa CS-25 y los requerimientos son más restrictivos, obligando a un rediseño completo del avión. El límite de  $SOC$  de las baterías se debe a la degradación que sufren si se descargan por debajo del 20% de su capacidad [13].

El número de parámetros y su rango de valores determina el tiempo total de ejecución. Para trabajar con el menor número posible de parámetros, se han establecido fórmulas dinámicas en Pacelab APD que aseguran que la potencia de entrada de cada componente del powertrain es igual a la potencia de salida del componente anterior, multiplicada por su eficiencia. De esta forma, solo es necesario introducir como parámetros  $P_{GT}$ ,  $P_{bat}$  y  $E_{bat}$ , pues la GT y la batería son el primer componente de las ramas térmica y eléctrica del powertrain, respectivamente. El motor eléctrico, la caja de cambios y la hélice se auto-dimensionan acordeamente.

En la arquitectura paralela, la caja de cambios sirve de nodo mecánico entre las ramas eléctrica y térmica. Se ha dimensionado de tal forma que su potencia nominal sea la suma de las potencias máximas en el eje de cada rama.

En este punto del análisis, los demás parámetros se han establecido iguales a los de la aeronave original. Es decir, solamente se modifica el sistema propulsivo y energético y se analiza su impacto sobre las masas del avión y su misión de diseño. En la siguiente tabla se muestra el rango de valores analizado de los parámetros de entrada:

Tabla 10. Valores de los parámetros de entrada de los Estudios

Parámetro	Unidades	Valor mínimo	Valor máximo	Paso
$P_{GT}$	$kW$	500	1200	100
$P_{bat}$	$kW$	50	950	50
$E_{bat}$	$kWh$	100	900	100

Los valores mínimos y máximos de la anterior tabla se han establecido de la siguiente manera:

En primer lugar, se toma como referencia la relación  $P/W$  del PC-12 NG, mostrada en la Figura 7. Este valor son 20.16 W/N, así que se establece el rango de valores entre 20 y 25 W/N para asegurar que se cogen todos los resultados viables con un margen suficiente.

En segundo lugar, se utiliza el límite de  $MTOW_{max}$  según la normativa CS-23 (8618 kg). Tomando la cota superior de  $P/W$  (25 W/N) se obtienen 2113 kW de potencia total disponible, que será la máxima sumando la potencia térmica y la eléctrica.

En tercer lugar, se establece el grado de hibridación de potencia máximo. Los estudios analizados obtienen resultados siempre inferiores a  $H_p < 50\%$  [7][19][22][23][37]. Por encima de este valor, el peso de las baterías se vuelve prohibitivo y el avión híbrido consume más que su avión de referencia. Aun así, para mantener un enfoque conservador se ha establecido  $P_{bat,max} = 950 kW$  y  $P_{GT,max} = 500 kW$ , de tal forma que  $H_{p,max} = 65\%$ .

El valor mínimo de  $P_{bat}$  se calcula con la mínima potencia requerida en la hélice para que el rodaje sea 100% eléctrico, más la potencia necesaria para alimentar los demás sistemas del avión (calefacción, sistema eléctrico, presurización de cabina, etc). Simulando esta condición en Pacelab APD, para el avión de referencia se obtienen 50 kW. Evidentemente este valor es superior si se incrementa el  $MTOW$  del nuevo avión, por lo que la misión de diseño se configura estableciendo un rating del motor eléctrico

durante el Taxi-in y Taxi-out del 100%, rating de la turbina de gas al 0%, y si la aeronave no tiene potencia suficiente se descarta esa configuración. Estos ratings se pueden consultar para cada segmento en el [Anexo I: Parámetros de la misión de referencia y ratings de motor](#).

El rango de valores que puede tomar  $E_{bat}$  se ha establecido a partir del porcentaje del  $MTOW$  que representan las baterías, de acuerdo con los resultados de estudios previos [19][22][23][36][55][56]. El máximo peso relativo que toman es el 37.5%. De nuevo, por mantener un margen conservador se ha aumentado este límite hasta el 50%. Para encontrar el valor absoluto de  $E_{bat,max}$  se utiliza el caso más restrictivo. Es decir, con  $MTOW$  en el límite de CS-23 y con el peor escenario de energía específica de las baterías. En este caso,  $MTOW = 8618 \text{ kg}$  y el YEIS es 2024, donde  $e_{bat} = 210 \text{ Wh/kg}$ . Se obtienen unas baterías de 4309 kg y 905 kWh.

En la siguiente figura se muestra que existe un mínimo de  $FW$  para un cierto  $BW$ , debido nuevamente a que el elevado peso de las baterías supone un mayor consumo por el incremento de  $MTOW$  que introduce [56]. Este resultado se corroborará en la [Figura 27](#) y [Figura 28](#) al finalizar el análisis del apartado 7.2.

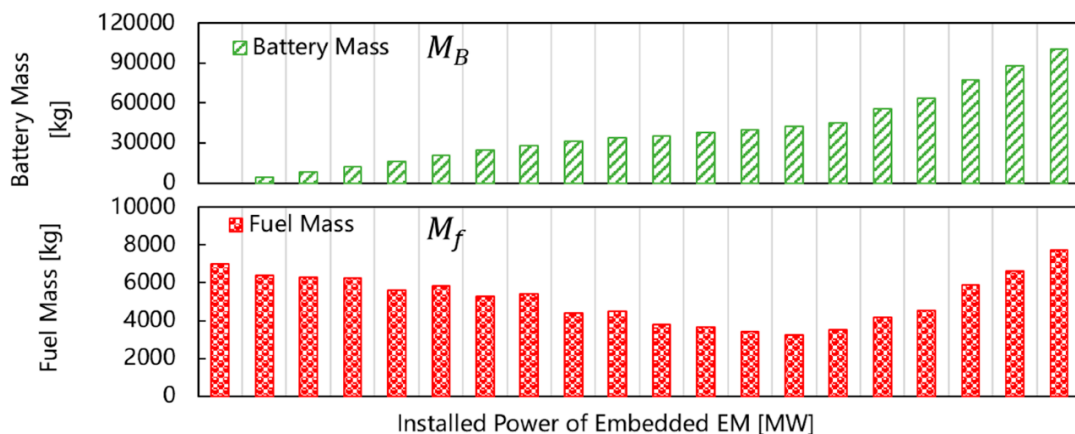


Figura 26. Variación de masa de combustible para distintos valores de masa de las baterías [56]

El paso entre valores se ha establecido de tal forma que se puedan obtener resultados representativos de las tendencias que recojan los extremos locales, manteniendo un tiempo de ejecución manejable. Con los valores utilizados, se obtienen 1368 combinaciones propulsivas por cada YEIS analizado, que se ejecutan en 7.6 horas aproximadamente.

### 7.2.1 Año 2024

#### 7.2.1.1 Arquitectura paralela

Con el nivel tecnológico disponible en 2024, ninguna combinación de parámetros resulta en un diseño capaz de cumplir la misión de diseño. Para encontrar una propuesta válida es necesario relajar algún requerimiento, por ejemplo, la longitud de campo necesaria para el despegue. En la siguiente tabla se muestran aquellas configuraciones que podrían completar la misión de diseño eliminando la restricción de *TOFL*:

Tabla 11. Configuraciones propulsivas viables en 2024. Arquitectura paralela.

Parámetros			Objetivos				Restricción relajada
$P_{GT}$ [kW]	$P_{bat}$ [kW]	$E_{bat}$ [kWh]	$FW$ [kg]	$BW$ [kg]	$OEW$ [kg]	$MTOW$ [kg]	$TOFL$ [m]
1100	50	500	901	2380	5247	7168	1574
1200	50	500	911	2380	5300	7231	1445
1200	50	600	955	2857	5762	7738	1716
1200	50	700	1005	3333	6227	8251	2031

De las 1368 combinaciones analizadas, y relajando la restricción de *TOFL*, solamente 4 son capaces de cumplir todos los demás requerimientos de misión. El resto de las combinaciones no llegan a una solución de convergencia, bien por falta de potencia de despegue o por insuficiente capacidad energética, lo que reduce el alcance. Las figuras de mérito clave que impiden actualmente la viabilidad de la propulsión híbrida eléctrica son la potencia y la energía específica de las baterías. Como se observa en la tabla anterior, la masa de las baterías (*BW*) es muy elevada: representa en la mejor combinación un 45.9% del *OEW* del avión.

Recordemos que el PC-12 NG tiene un *MTOW* de 4740 kg. De las anteriores configuraciones resultantes, la más baja tiene 7168 kg. Este incremento tan elevado obliga a un rediseño casi completo del avión, pues las cargas a las que se ve sometido son muy superiores. Requeriría rediseñar la estructura del ala para soportar el gran incremento de sustentación, el tren de aterrizaje porque hemos superado el *MLW* del avión original, la estructura del fuselaje que recibe esfuerzos muy superiores, las superficies de control, etc. En definitiva, no es viable una remotorización: se debería considerar un nuevo proyecto de aeronave prácticamente desde cero.

Además, una distancia de despegue tan larga (1574 m frente a los 746 m del PC-12 NG en un día estándar al nivel del mar) lo convierte en una aeronave muy limitada con respecto a sus competidores. Las aeronaves de negocios destacan por su versatilidad y posibilidad de aterrizar en aeródromos pequeños, acercando al cliente a su destino de forma cómoda. Duplicar la *TOFL* obliga a operar a la aeronave en aeropuertos medianos, perdiendo una de sus ventajas competitivas.

#### 7.2.1.2 Arquitectura Triple Hélice

Con esta configuración propulsiva, ninguna combinación de  $P_{GT}$ ,  $P_{bat}$  y  $E_{bat}$  con el nivel tecnológico actual resulta en una aeronave capaz de cumplir la misión de diseño, incluso relajando la restricción de *TOFL*. El elevado peso de las baterías y del motor eléctrico impiden llegar a una solución de convergencia. Además, esta arquitectura es más pesada que la paralela debido a su redundancia de componentes. Las ventajas aerodinámicas que podría presentar frente a la configuración paralela se ven desbancadas por el elevado incremento de peso que suponen los dos motores extra, con sus correspondientes integraciones estructurales en el ala, las carcasas, hélices, etc.

### 7.2.2 Año 2035

#### 7.2.2.1 Arquitectura paralela

Con el nivel tecnológico estimado para 2035, tampoco es posible diseñar un sistema propulsivo que cumpla todos los requisitos de la misión de diseño. De nuevo, es necesario relajar la restricción de distancia de despegue para encontrar combinaciones válidas. El peso de las baterías y de los componentes eléctricos impide conseguir una solución equilibrada: al aumentar la potencia eléctrica para reducir el consumo de combustible en la turbina de gas, se incrementa el peso del powertrain, subiendo el consumo de combustible. En la [Tabla 12](#) se muestran las configuraciones propulsivas que cumplen todos los TLARs excepto la *TOFL* máxima de 800 m.

Los mejores resultados se obtienen para sistemas propulsivos de baja potencia eléctrica (50 kW), de igual manera que en el estudio analizado para el año 2024. Encontramos dos soluciones propulsivas que consiguen una *TOFL* inferior a los 1100 m: su energía en las baterías son 500 kWh, y su potencia en el eje de la turbina son 1100 kW y 1200 kW respectivamente.

Tabla 12. Configuraciones propulsivas viables en 2035. Arquitectura paralela

Parámetros			Objetivos				Restricción relajada
$P_{GT}$ [kW]	$P_{bat}$ [kW]	$E_{bat}$ [kWh]	$FW$ [kg]	$BW$ [kg]	$OEW$ [kg]	$MTOW$ [kg]	$TOFL$ [m]
1000	50	500	817	1429	4275	6112	1189
1000	50	600	837	1714	4550	6407	1335
1000	50	700	858	2000	4826	6704	1496
1100	50	500	828	1429	4327	6175	1088
1100	50	600	848	1714	4602	6470	1219
1100	50	700	869	2000	4878	6768	1362
1100	50	800	893	2286	5155	7068	1519
1100	50	900	918	2571	5432	7370	1690
1200	50	500	838	1429	4379	6237	1016
1200	50	600	858	1714	4654	6533	1125
1200	50	700	880	2000	4930	6831	1254
1200	50	800	904	2286	5207	7131	1395
1200	50	900	929	2571	5474	7433	1549
1200	100	900	882	2571	5500	7403	1466

Se puede observar que estas dos configuraciones son las de menor  $MTOW$ : 6175 kg en aquella con 1100 kW de  $P_{GT}$  y 6237 kg para la opción con 1200 kW. Sin embargo, el incremento de  $MTOW$  respecto del avión original sigue siendo demasiado elevado (30% y 32%) como para ser viable la remotorización.

Evidentemente, la  $TOFL$  es menor para la configuración más potente: 1016 m frente a 1088 m de longitud de campo. Estos valores se acercan al límite impuesto de 800 m, pero siguen suponiendo una desventaja competitiva frente a aeronaves similares del mercado al reducirse el número de aeropuertos en los que puede operar, por lo que no se considera relajar la restricción y seguir adelante con la selección detallada de la arquitectura propulsiva. Se debe recordar que esta distancia solo se consigue en condiciones óptimas: en un aeropuerto a nivel del mar y día estándar en atmósfera ISA. En aeropuertos más elevados o días más cálidos, se reduce el número de aeropuertos en los que puede operar la aeronave.



### 7.2.2.2 Arquitectura Triple Hélice

En la siguiente tabla se muestran aquellas configuraciones que cumplen los TLARs, sin tener en cuenta la restricción de *TOFL*:

Tabla 13. Configuraciones propulsivas viables en 2035. Arquitectura Triple Hélice

Parámetros			Objetivos				Restricción relajada
$P_{GT}$ [kW]	$P_{bat}$ [kW]	$E_{bat}$ [kWh]	$FW$ [kg]	$BW$ [kg]	$OEW$ [kg]	$MTOW$ [kg]	$TOFL$ [m]
1100	50	500	902	1429	4362	6283	1149
1100	50	600	923	1714	4638	6580	1269
1100	50	700	945	2000	4914	6879	1417
1200	50	500	907	1429	4392	6319	1075
1200	50	600	928	1714	4668	6616	1172
1200	50	700	951	2000	4945	6915	1286
1200	50	800	975	2286	5222	7217	1429
1200	50	900	1001	2571	5500	7521	1585

De nuevo, las mejores combinaciones son aquellas con menor grado de hibridación (solamente 50 kW de potencia provienen de la rama eléctrica) y capacidad de las baterías entre 500 y 900 kWh.

En todos los casos analizados, la  $P_{GT}$  es muy elevada en comparación con el PC-12 NG. Solo convergen soluciones propulsivas a partir de 1100 kW en el eje de turbina y 50 kW de potencia eléctrica, mientras que el PC-12 NG tiene 894 kW de potencia nominal. El incremento de potencia total necesaria se debe al aumento de  $MTOW$  causado por las baterías: +2000 kg en la opción con menor  $MTOW$  y  $FW$ . Esto es congruente con las restricciones impuestas por la gráfica de necesidades propulsivas en el apartado 4.6.

### 7.2.3 Año 2050

#### 7.2.3.1 Arquitectura paralela

Con el nivel tecnológico proyectado para 2050 sí existen soluciones propulsivas híbridas viables que cumplen todos los TLARs, incluida la distancia de despegue. Por establecer una comparación justa con los YEIS 2024 y 2035, también se han incluido en la tabla aquellas con una *TOFL* superior a 800 m, en rojo. La mayoría de las combinaciones

viables, sin embargo, sí cumplen esta restricción y se muestran con la fuente en color negro:

Tabla 14. Configuraciones propulsivas viables en 2050. Arquitectura paralela

Parámetros			Objetivos				Restricción relajada
$P_{GT}$ [kW]	$P_{bat}$ [kW]	$E_{bat}$ [kWh]	$FW$ [kg]	$BW$ [kg]	$OEW$ [kg]	$MTOW$ [kg]	$TOFL$ [m]
900	50	500	734	267	2968	4721	789
900	50	600	736	320	3024	4780	805
900	50	700	739	374	3081	4840	822
900	50	800	742	427	3137	4899	839
900	50	900	745	481	3193	4958	856
1000	50	500	744	267	3019	4783	746
1000	50	600	747	320	3076	4842	760
1000	50	700	749	374	3132	4902	775
1000	50	800	752	427	3189	4961	791
1000	50	900	755	481	3245	5020	806
1000	100	900	710	481	3257	4987	772
1100	50	500	754	267	3071	4845	710
1100	50	600	757	320	3127	4904	724
1100	50	700	759	374	3184	4963	738
1100	50	800	762	427	3240	5022	752
1100	100	800	721	427	3254	4993	724
1100	50	900	765	481	3296	5081	766
1100	100	900	724	481	3308	5052	737
1200	50	400	761	214	3065	4847	669
1200	50	500	764	267	3122	4906	681
1200	50	600	767	320	3178	4965	694
1200	50	700	769	374	3235	5024	707
1200	50	800	772	427	3291	5083	720
1200	100	800	734	427	3303	5057	696
1200	50	900	775	481	3347	5142	733
1200	100	900	736	481	3360	5116	708

Cualitativamente, los resultados obtenidos son similares a los analizados para YEIS 2024 y 2035. Las soluciones propulsivas capaces de cumplir la misión de diseño se caracterizan por una baja potencia instalada: 50 kW en la amplia mayoría de combinaciones válidas, y 100 kW en 5 de ellas. Posteriormente, en el apartado 7.3 se refinará el  $H_p$  para encontrar el óptimo y se compararán los pesos con el PC-12 NG.

En las siguientes gráficas se muestra cómo evolucionan el  $FW$  y  $MTOW$  en función de la potencia disponible en el eje de turbina (RefShaftPower) y la energía almacenada en las baterías (NominalEnergy):

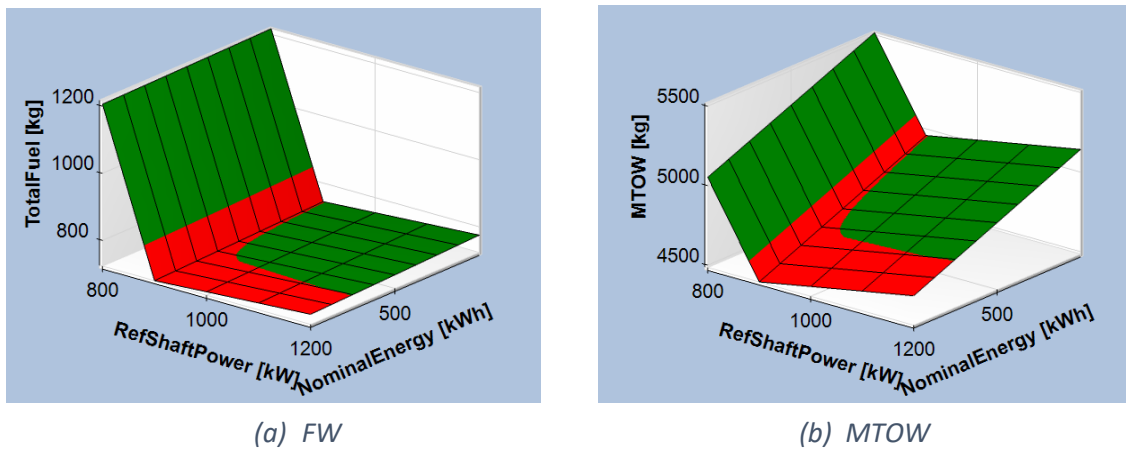


Figura 27.  $FW$  y  $MTOW$  en función de  $P_{GT}$  y  $E_{bat}$  fijando  $P_{bat} = 50$  kW. Arquitectura paralela, YEIS 2050

En rojo se muestran aquellas configuraciones propulsivas que no tienen capacidad para completar la misión. Como se puede observar, existe un óptimo de  $E_{bat}$  cercano a los 400 kWh. Aumentar este valor incrementa ligeramente el  $FW$ , y considerablemente el  $MTOW$ . Sin embargo, por debajo de 400 kWh el avión no dispone de energía suficiente para completar la misión, salvo que se sustituyera masa de baterías por combustible.

Cabe destacar el amplio rango válido de  $P_{GT}$ : se encuentran soluciones propulsivas desde 900 hasta 1200 kW de potencia en el eje de turbina de gas. Evidentemente, cuanto mayor es este valor (fijando la potencia eléctrica), el avión resultante presenta un mayor  $FW$ ,  $OEW$  y  $MTOW$ . La única figura de mérito clave que mejora su comportamiento al aumentar la potencia de turbina es la  $TOFL$ , como se puede ver en la Tabla 14. Sin embargo, a partir de 1000 kW todas se encuentran por debajo de los 800 m, cumpliendo el TLAR. El valor óptimo, por tanto, se encuentra entre los 1000 y 1100 kW.

El ahorro de combustible es sustancial. A falta de refinar el análisis, se encuentran soluciones propulsivas híbridas que completan las 1500 NM de misión más las reservas con tan solo 710 kg de  $FW$ . Esto supone un 27.5% de ahorro con respecto a los 980 kg que consume el PC-12 original. Estos números invitan al optimismo y permiten moverse en un espacio amplio de diseño.

### 7.2.3.2 Arquitectura Triple Hélice

En el YEIS 2050 también se encuentran soluciones híbridas viables que cumplen todos los TLARs, incluida la  $TOFL$ . Por establecer una comparación justa con los YEIS 2024 y 2035, también se han incluido en la tabla aquellas con una  $TOFL$  superior a 800 m. No obstante, el elevado peso de este powertrain reduce el número de combinaciones que cumplen la restricción de  $TOFL$  con respecto a la arquitectura paralela:

Tabla 15. Configuraciones propulsivas viables en 2050. Arquitectura Triple Hélice

Parámetros			Objetivos				Restricción relajada
$P_{GT}$ [kW]	$P_{bat}$ [kW]	$E_{bat}$ [kWh]	$FW$ [kg]	$BW$ [kg]	$OEW$ [kg]	$MTOW$ [kg]	$TOFL$ [m]
1000	50	500	821	267	3085	4925	809
1000	50	600	824	320	3141	4984	825
1000	50	700	826	374	3197	5044	842
1000	50	800	829	427	3253	5103	858
1000	50	900	832	481	3310	5162	876
1100	50	500	826	267	3114	4960	760
1100	50	600	829	320	3171	5019	775
1100	50	700	832	374	3227	5078	790
1100	50	800	834	427	3283	5138	805
1100	50	900	837	481	3339	5197	820
1100	100	900	793	481	3355	5167	788
1200	50	500	831	267	3144	4995	720
1200	50	600	834	320	3200	5054	733
1200	50	700	837	374	3257	5113	747
1200	50	800	840	427	3313	5172	761
1200	100	800	798	427	3329	5147	735
1200	50	900	843	481	3369	5231	775
1200	100	900	801	481	3385	5206	748

Las tendencias en la anterior tabla son similares al análisis comentado para la arquitectura paralela: las configuraciones viables presentan un grado de hibridación bajo, el menor gasto de combustible para una potencia dada se da en aquellas con menor capacidad de baterías (500 kW, que supone un límite inferior por debajo del cual no existen configuraciones viables), la *TOFL* disminuye al aumentar la potencia de la turbina de gas, pero aumentan *MTOW* y *FW*.

No obstante, la arquitectura Triple Hélice se comporta peor que la paralela en todos los KPIs de misión analizados. Para una misma combinación de parámetros propulsivos, la arquitectura Triple Hélice presenta un mayor *FW*, *BW*, *OEW*, *MTOW* y *TOFL*. Este incremento en todos los pesos y en la distancia de despegue se debe a la redundancia de componentes del powertrain.

En las siguientes gráficas se muestran los consumos de combustible y *MTOW* para la misión de diseño:

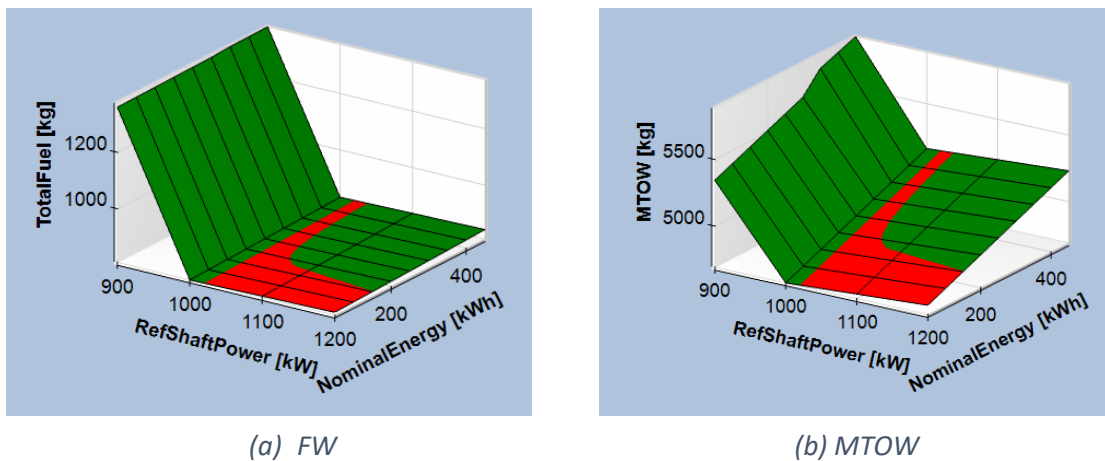


Figura 28. *FW* y *MTOW* en función de  $P_{CT}$  y  $E_{bat}$  fijando  $P_{bat} = 50 \text{ kW}$ . Arquitectura Triple Hélice, YEIS 2050

En las anteriores gráficas, el eje que representa la *NominalEnergy* indica el valor de la potencia de una de las dos ramas eléctricas del powertrain. Por lo tanto, está dividida entre 2 respecto a la energía eléctrica total que alimenta el avión. Las tendencias que se observan en ambas gráficas son similares a las presentadas para la arquitectura paralela: existe un óptimo de  $E_{bat}$  cercano a los 400 kWh totales. Aumentar este valor incrementa ligeramente el consumo de combustible, y considerablemente el *MTOW*. Sin embargo, por debajo este valor el avión no dispone de energía suficiente para completar la misión.

#### 7.2.4 Comparación entre YEIS

En este apartado se comparan los valores obtenidos en los Estudios, para cada YEIS, frente al avión de referencia. Se ha seleccionado la mejor combinación propulsiva de cada arquitectura en cada año de entrada en servicio. Para YEIS 2024 y 2035, la mejor combinación se considera como aquella que resulta en una menor longitud de despegue, pues se debe recordar que el TLAR establecido en el apartado 3.3 son 800 m y ninguna combinación de parámetros de entrada resulta en un avión capaz despegar por debajo de esta distancia. Para YEIS 2050, la mejor combinación es aquella que, cumpliendo la restricción de *TOFL*, presenta un menor consumo de combustible. Porque, como se ha visto, existen múltiples combinaciones propulsivas que cumplen todas las restricciones impuestas.

Los parámetros de entrada de la mejor combinación en cada YEIS de las dos arquitecturas analizadas se resumen en la siguiente tabla:

*Tabla 16. Parámetros de entrada de las mejores combinaciones propulsivas en cada YEIS*

<b>YEIS</b>	<b>Configuración</b>	$P_{GT}$ [kW]	$P_{bat}$ [kW]	$E_{bat}$ [kWh]
<b>2024</b>	Paralela	1200	50	500
	Triple Hélice	-	-	-
<b>2035</b>	Paralela	1200	50	500
	Triple Hélice	1200	50	500
<b>2050</b>	Paralela	1000	100	900
	Triple Hélice	1100	100	900

En los tres siguientes gráficos de barras se comparan, frente al avión de referencia, los pesos en la misión de diseño de las mejores combinaciones propulsiva en cada YEIS, presentadas en la tabla anterior:

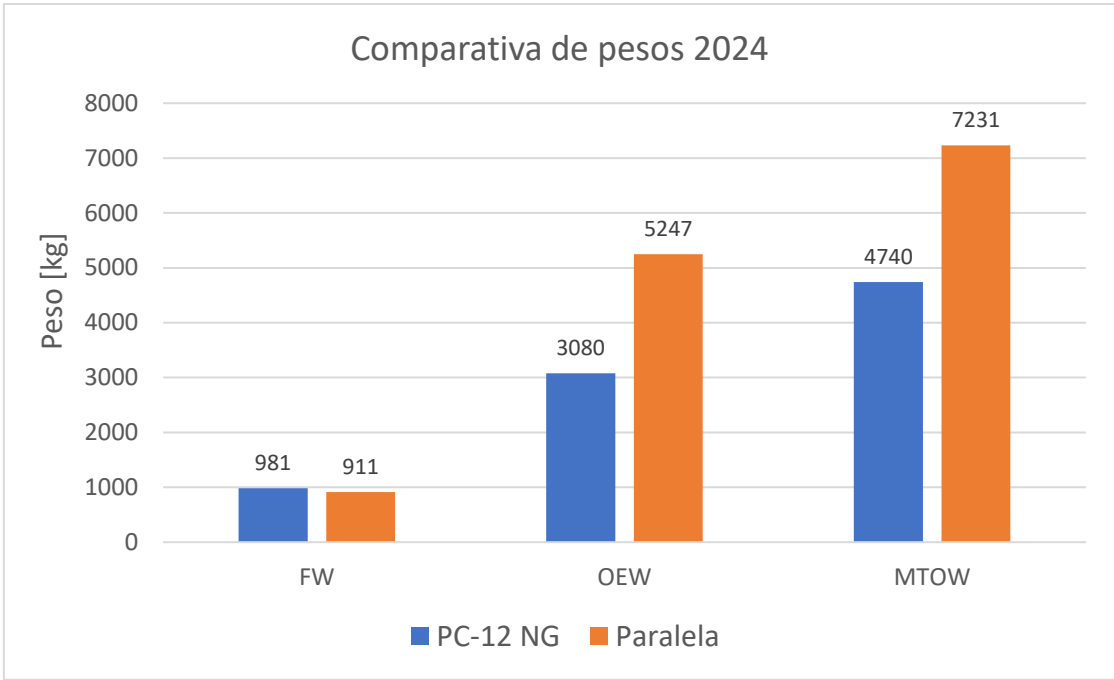


Figura 29. Comparativa de pesos en la misión de diseño entre el avión de referencia y el resultado viable con menor TOFL de la arquitectura paralela. YEIS 2024

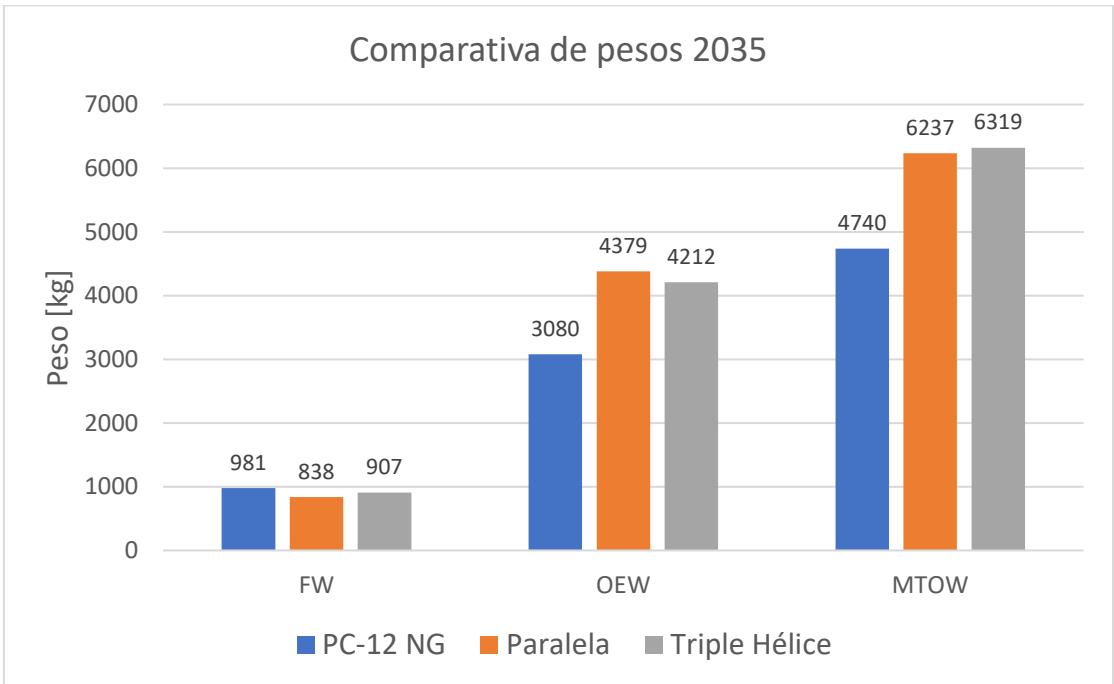


Figura 30. Comparativa de pesos en la misión de diseño entre el avión de referencia y el resultado viable con menor TOFL de las arquitecturas paralela y Triple Hélice. YEIS 2035

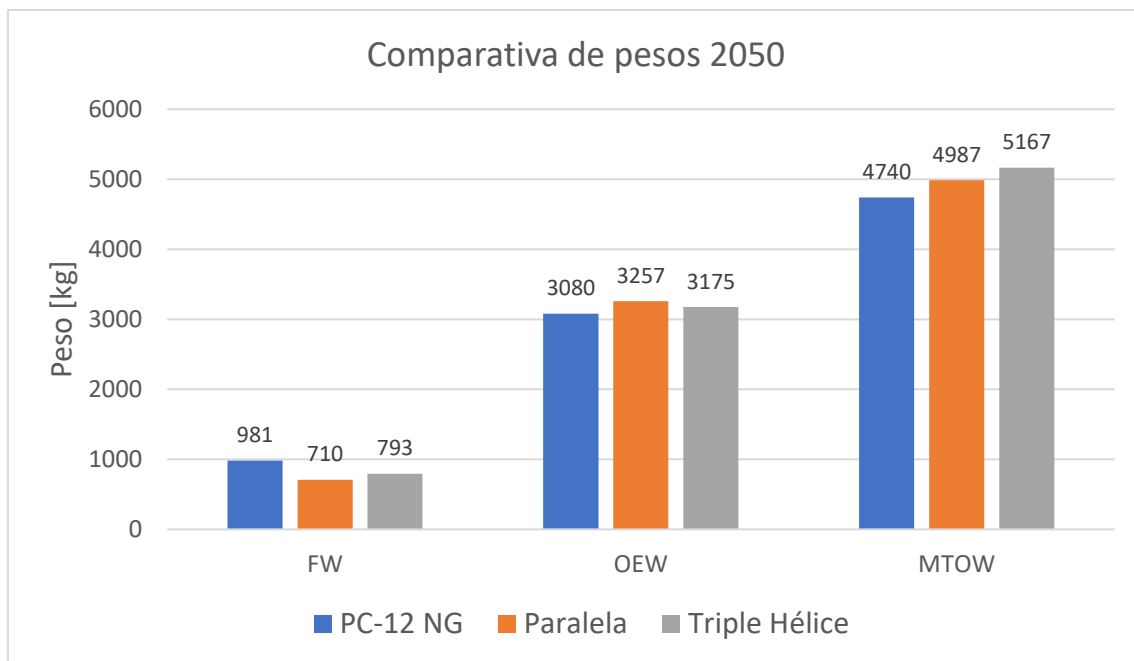


Figura 31. Comparativa de pesos en la misión de diseño entre el avión de referencia y el resultado viable con menor FW de las arquitecturas paralela y Triple Hélice. YEIS 2050

De las anteriores tres figuras se pueden extraer las siguientes conclusiones:

- Los sistemas de propulsión híbridos con mejores prestaciones son más pesados que la propulsión tradicional, pero son capaces de conseguir un ahorro de combustible.
- La arquitectura paralela resulta en diseños con menor *MTOW* y menor consumo de combustible que la Triple Hélice.
- El incremento de *MTOW* respecto al PC-12 NG de las propuestas híbridas con la tecnología disponible en 2024 y 2035 es demasiado elevado (53% y 32%, respectivamente) como para ser viable la remotorización. Sería necesario rediseñar el avión casi al completo, y en este caso un *clean sheet design* es la opción más inteligente, pues permite optimizar la aeronave sin las restricciones impuestas por el diseño de referencia.
- Con la tecnología prevista para 2050, el incremento de *MTOW* es aceptable (5%) y permite remotorizar el avión original manteniendo la mayoría de los sistemas sin modificar.

En la siguiente figura se comparan las distancias de despegue entre el PC-12 NG y el resultado viable con menor *TOFL* de las arquitecturas paralela y Triple Hélice:



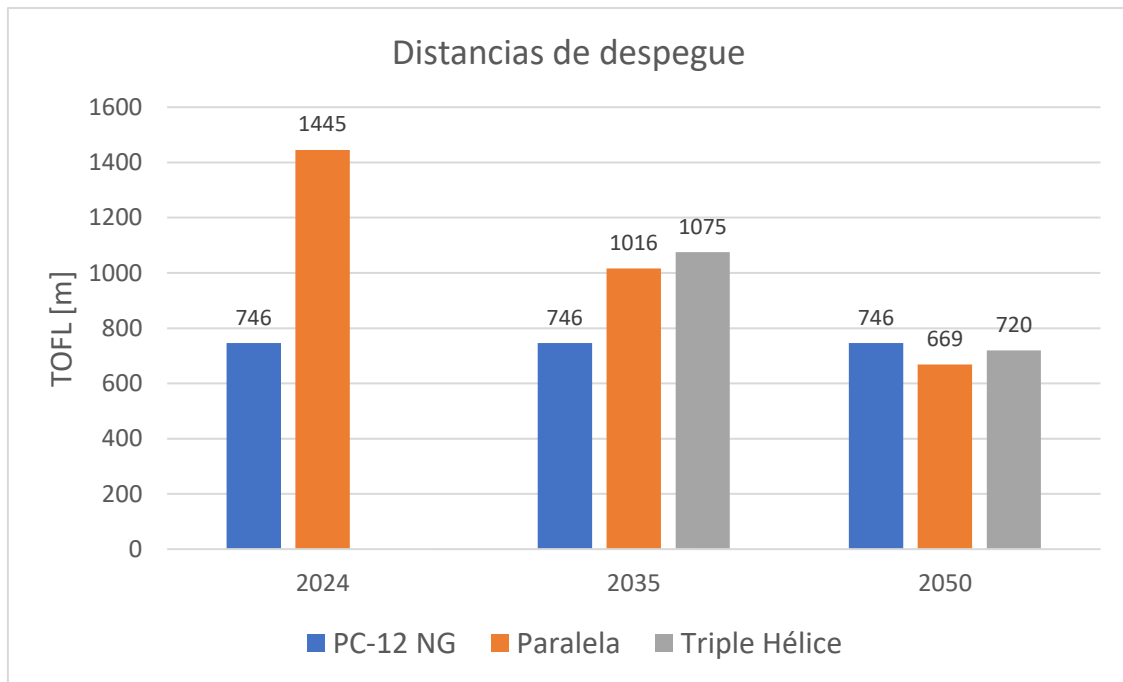


Figura 32. Comparativa de distancias de despegue entre el avión de referencia y el resultado viable con menor TOFL de las arquitecturas paralela y Triple Hélice

La anterior figura resume lo expuesto en los apartados 7.2.1 a 7.2.3 en relación con la distancia de despegue: solo es posible obtener una aeronave que cumpla el TLAR de  $TOFL < 800 \text{ m}$  con la tecnología prevista para 2050. Como se explicó en el apartado 7.2.2, la distancia de despegue tan elevada obtenible en 2035 (1016 m) supone una desventaja competitiva frente a aeronaves similares del mercado, al reducirse el número de aeropuertos en los que podría operar.

### 7.3 Optimización de la arquitectura

Después de realizar el estudio de viabilidad para hibridar el sistema propulsivo del Pilatus PC-12 NG en función del año de entrada en servicio, y comparando las arquitecturas paralela y Triple Hélice, se obtuvieron dos conclusiones principales:

- Para cumplir todos los TLARs y mantener un incremento de  $MTOW$  razonable, solo es viable la remotorización híbrida con el nivel tecnológico de baterías y componentes del powertrain previsto para 2050.
- La arquitectura paralela se comporta mejor en todos los KPIs de misión analizados que la Triple Hélice, gracias a su simplicidad y bajo peso.

Por estos motivos, la optimización de la arquitectura propulsiva se realizará con el nivel tecnológico previsto para 2050 sobre la arquitectura paralela.

El análisis se ha refinado alrededor de las combinaciones de  $P_{GT}$ ,  $P_{bat}$  y  $E_{bat}$  que presentan un menor  $FW$ . Aunque la bibliografía tradicional de diseño de aeronaves defiende que el  $MTOW$  es la FOM a optimizar más eficaz para diseñar aeronaves con menor coste operativo [16][18][39], este enfoque no es válido para aviones híbridos. Esto es debido a que la energía específica de las baterías es muy inferior a la del combustible, y por tanto al minimizar  $MTOW$  se obtiene una aeronave con  $H_E = 0$ . Es decir, sin baterías. Sin embargo, el objetivo de esta investigación es reducir el consumo de combustible y las emisiones. Por tanto, la FOM a optimizar es el  $FW$ .

El objetivo de este apartado es encontrar los valores de los parámetros de entrada que minimizan el  $FW$  del PC-12 Hybrid en la misión de diseño. Para ello, se ha utilizado el optimizador NLPQLP integrado en Pacelab APD. El algoritmo NLPQLP es de optimización cuadrática sucesiva (SQP), y se emplea en problemas de optimización no lineal restringidos. Es similar al método de Newton, y está diseñado para lidiar con funciones ruidosas. Es decir, la función puede tener picos y ser altamente no lineal.

NLPQLP realiza una búsqueda del valor de  $FW$  en cada iteración de la optimización. Dicha búsqueda establece la dirección en la que moverse (ascendente o descendente) y el salto del valor para calcular la siguiente iteración. En cada iteración se evalúa una función de mérito que compara el valor estimado por el algoritmo con el valor real del modelo matemático. En su búsqueda, el algoritmo utiliza funciones de mérito de iteraciones previas para estimar el salto siguiente. Es decir, opera de forma no-monótona, lo que le confiere estabilidad al tratar con funciones ruidosas [57].

Se ha seleccionado este algoritmo por la no-linealidad del problema a resolver y por su elevada eficiencia en cuanto al número de iteraciones necesarias para obtener el óptimo [58]. Este segundo criterio es muy importante, pues el tiempo de ejecución de cada iteración es de aproximadamente 20 segundos, lo que convierte en inviable la implementación de algoritmos genéticos aleatorios para resolver el problema. Además, gracias al estudio de viabilidad realizado previamente, se conoce con una exactitud suficiente el valor inicial que debe tomar  $FW$  para comenzar la búsqueda y los valores límite:

Tabla 17. Valores de búsqueda del algoritmo NLPQLP

Parámetro	Valor inicial	Valor mínimo	Valor máximo
$P_{GT}$ [kW]	1000	800	1300
$P_{bat}$ [kW]	75	50	150
$E_{bat}$ [kWh]	600	400	900

Los valores mínimo y máximo de los parámetros para ejecutar el algoritmo se han establecido a partir de los valores extremos de las combinaciones válidas obtenidas en la arquitectura paralela en el año 2050, expuestas en la [Tabla 14](#). Se ha añadido el margen correspondiente a un paso en el rango de valores analizado para asegurar que se cubre todo el espacio de diseño disponible, excepto en la potencia mínima de la rama eléctrica, porque existe un mínimo para alimentar a todos los sistemas del avión durante el rodaje 100% eléctrico (50 kW), como se explicó en el apartado [7.2](#).

El valor inicial de los parámetros se ha elegido en un punto intermedio entre el mínimo y el máximo. Este valor no es necesariamente el promedio, ya que fue necesario probar diferentes valores iniciales hasta que el optimizador no devolviera un error de ejecución.

A continuación se muestran los ajustes de búsqueda utilizados para ejecutar el algoritmo NLPQLP al obtener el resultado óptimo:

Tabla 18. Ajustes de búsqueda del algoritmo NLPQLP

Propiedad	Valor
<i>acc</i>	0.1
<i>max_nm</i>	20
<i>max_fun</i>	20
<i>max_it</i>	100
<i>tol</i>	0.1

Donde:

- *acc* es la precisión buscada en el parámetro a optimizar (*FW* en kg).
- *max\_nm* es el tamaño de la pila que almacena los valores de las funciones de mérito en iteraciones previas. Si se establece igual a 0, el algoritmo hace una búsqueda monótona lineal.

- $max\_fun$  es el número máximo de llamadas a las funciones durante la búsqueda.
- $max\_it$  son las iteraciones externas máximas permitidas para encontrar el  $FW$  óptimo.
- $tol\_nm$  es el umbral relativo para incrementar la función de mérito.

En la siguiente tabla se muestran los parámetros y objetivos de la aeronave óptima:

Tabla 19. Parámetros de entrada y resultados del PC-12 Hybrid con FW optimizado

Parámetros			Objetivos				Restricción relajada
$P_{GT}$ [kW]	$P_{bat}$ [kW]	$E_{bat}$ [kWh]	$FW$ [kg]	$BW$ [kg]	$OEW$ [kg]	$MTOW$ [kg]	$TOFL$ [m]
1015	95	592	708	316	3479	4876	733

Como se puede observar, el grado de hibridación de potencia  $P_{bat}/P_{GT}$  es reducido: 8.5%. El peso de las baterías supone un 9% del peso en vacío de la aeronave. En la siguiente figura se comparan los pesos del PC-12 NG con la aeronave óptima:

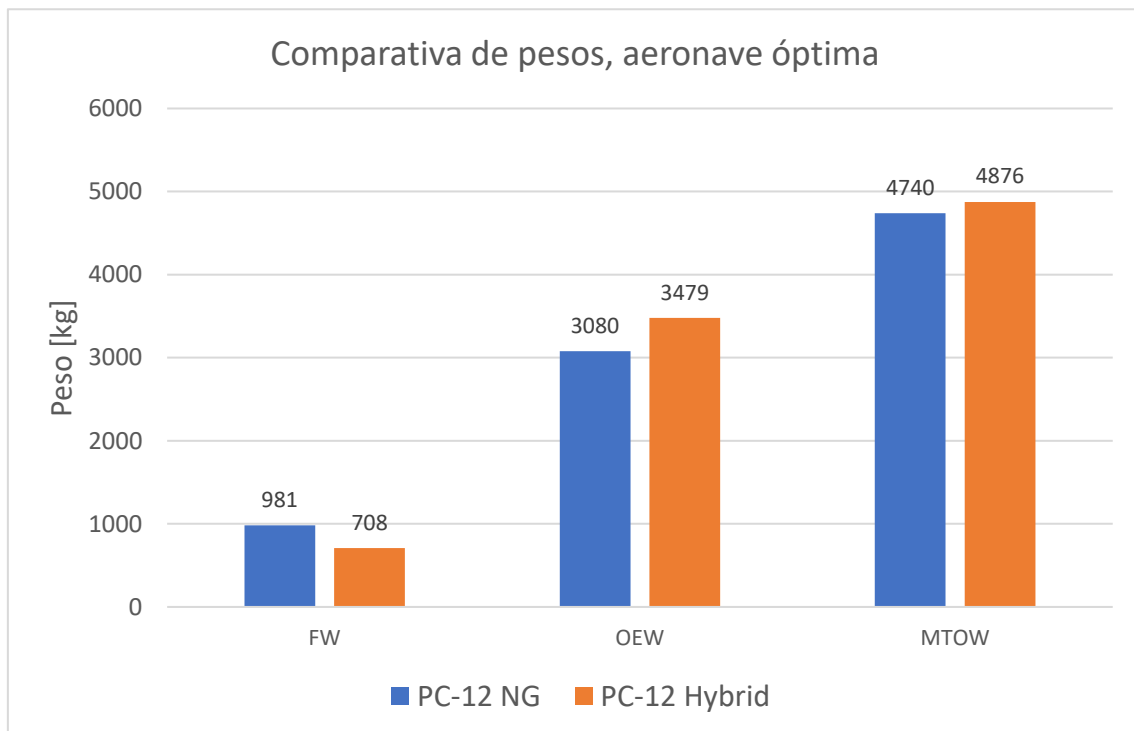


Figura 33. Comparativa de pesos entre el avión de referencia y la aeronave óptima (PC-12 Hybrid) YEIS 2050

## 8. Análisis de estabilidad

La inclusión del sistema propulsivo híbrido en el PC-12 Hybrid afecta al equilibrio de fuerzas, momentos y a la estabilidad en vuelo. El motor eléctrico y las baterías suponen un incremento de masa considerable respecto al PC-12 NG, lo que modifica su centro de gravedad y por tanto su margen estático. En este capítulo se decide la ubicación en el avión de los componentes del powertrain, se calcula el nuevo centro de gravedad, se realiza un análisis de fuerzas, momentos y estabilidad estática longitudinal y se justifica la solución tomada para equilibrar el avión.

### 8.1 Ubicación de los componentes del powertrain

En este apartado se especifica la ubicación de los componentes del powertrain y se justifica el motivo de la decisión, a partir de su tamaño estimado y de la geometría del avión de referencia. En las siguientes figuras y en el [Anexo VII: Geometría del avión de referencia](#) se pueden consultar los planos del avión proporcionados por el fabricante, usados para la toma de decisiones.

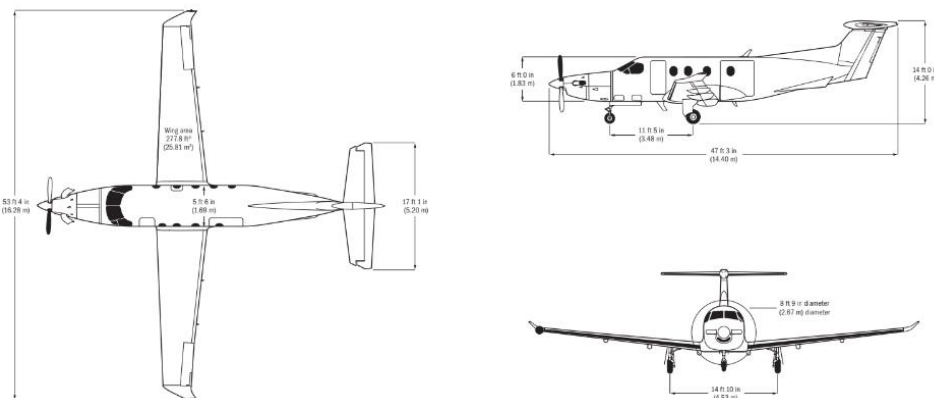


Figura 35. Planta, perfil y alzado del Pilatus PC-12 NG [6]

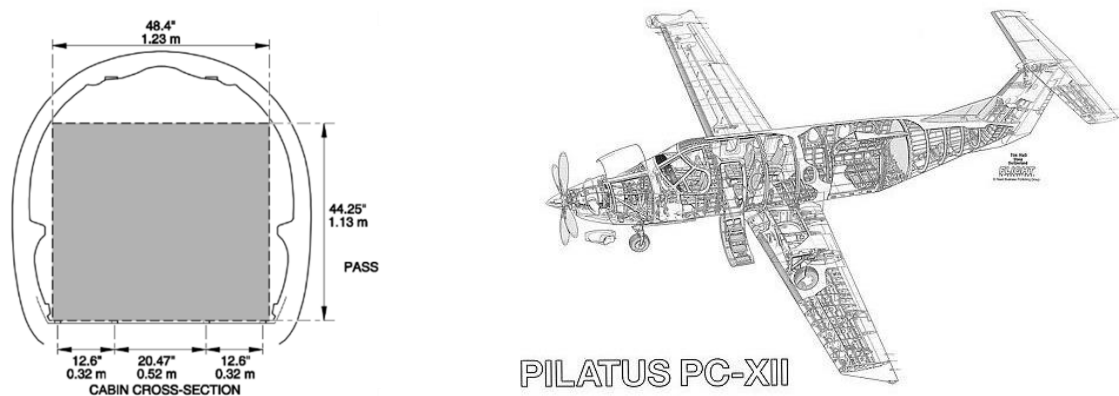


Figura 34. Corte transversal de la cabina de pasajeros [6] y vista interior 3D del Pilatus PC-12 [69]

### 8.1.1 Baterías

Las baterías son el componente más pesado del powertrain, por lo que suponen una contribución determinante en la modificación del CG. Además, su elevado volumen requiere calcular tamaño para comprobar que caben en la ubicación seleccionada.

Idealmente, las baterías deberían situarse centradas en la aeronave y aisladas de la cabina de pasajeros o de elementos inflamables, pues tienen riesgo de provocar chispas e incluso de incendiarse por sí mismas. A continuación se discuten las opciones que se barajaron para ubicar las baterías:

- A) Fuselaje central:** Como se puede observar en la [Figura 34](#), el fuselaje del Pilatus PC-12 no es cilíndrico, sino que el vientre es prácticamente plano. La mayoría de los sistemas se ubican en el morro del avión y dentro de las alas, incluido el tren de aterrizaje retráctil. La sección del fuselaje está diseñada para maximizar el volumen efectivo de ocupación de cabina y así mejorar el confort de los pasajeros. Debajo del suelo de cabina solo hay espacio para el cableado eléctrico, lo que imposibilita la ubicación de las baterías en la bodega.
  
- B) Interior del ala:** Situar este componente en el interior del ala sería beneficioso para aliviar la carga estructural por sustentación. Además, por su proximidad al CG original apenas provocaría cambios en el equilibrio de momentos y estabilidad de la aeronave. Sin embargo, el ala está parcialmente ocupada por combustible. Esto supone dos problemas: por un lado, el enorme riesgo de incendio si una chispa de las baterías entra en contacto con el sistema de combustible. Sería necesario un aislamiento de gran espesor, lo que incrementa el peso del ala. Por otro lado, obliga a desplazar parte de la masa de combustible hacia la punta de ala, lo que empeora la controlabilidad de la aeronave, modifica los modos de vibración y requeriría un refuerzo estructural en el encastre.
  
- C) Cono de cola:** Como se puede observar en la [Figura 34](#), el cono de cola está prácticamente vacío. Solamente está ocupado por una pequeña batería que alimenta el bus DC y el cableado del sistema fly-by-wire y de iluminación de la cola, pero estos sistemas son poco voluminosos y dejan espacio suficiente para la inclusión de las baterías principales que alimentarán el powertrain. Además,

situarlas en esta ubicación permite instalar un mamparo ignífugo entre el fuselaje central y el cono de cola que contenga las llamas en caso de incendio.

Después de analizar las tres opciones, se concluye que el lugar idóneo para ubicar las baterías es el cono de cola. Sin embargo, es necesario comprobar que el volumen de las baterías es inferior al volumen disponible y el margen es suficiente. A continuación se realiza esta comprobación:

El volumen disponible para albergar las baterías en el cono de cola es:

$$V_{\text{tronco-cono}} = \frac{h\pi}{3} (R_1^2 + R_2^2 + R_1R_2) \quad (27)$$

Donde  $R_1$  es el radio de la base mayor,  $R_2$  el radio de la base menor y  $h$  la altura del tronco-cono. Insertando la [Figura 34](#) en un software CAD, se obtienen las siguientes medidas del cono de cola del PC-12 NG:

$$\begin{aligned} R_1 &= 1.45 \text{ m} \\ R_2 &= 0.75 \text{ m} \\ h &= 2.4 \text{ m} \end{aligned}$$

El volumen del tronco-cono es:

$$V_{\text{tronco-cono}} = 9.43 \text{ m}^3$$

Aplicando un coeficiente volumétrico de 0.7 para tener en cuenta el espacio ocupado por las cuerdas, el cableado y la pequeña batería ya instalada, los amarres del sistema y el espacio vacío, se obtiene:

$$V_{\text{disponible}} = 6.6 \text{ m}^3$$

En la [Figura 36](#) se muestra la densidad volumétrica de las baterías a nivel de pack en función de su tecnología. El YEIS utilizado en este estudio para la remotorización híbrida es 2050. Se espera que para dicha fecha las baterías Li-Air hayan alcanzado un nivel de madurez tecnológico suficiente para ser empleadas en aeronáutica [13]. Su densidad energética volumétrica es de 1150 Wh/L, como se observa en la [Figura 36](#).

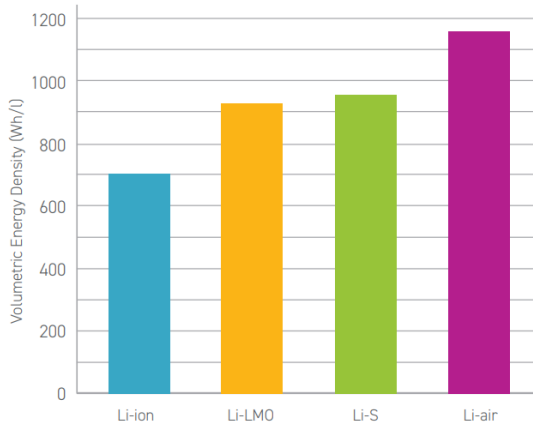


Figura 36. Densidad energética volumétrica estimada en función de la tecnología de las baterías, a nivel de pack [59]

Las baterías a instalar en el PC-12 Hybrid tienen una capacidad de 592 kWh, de forma que:

$$V_{bat} = \frac{E_{bat}}{\hat{e}_{bat}} = \frac{592 \text{ kWh}}{1150 \text{ Wh/L}} = 0.515 \text{ m}^3$$

El volumen disponible en el cono de cola son 6.6 m<sup>3</sup>, por lo que se demuestra que existe espacio físico suficiente para su instalación.

### 8.1.2 PMADS

El PMADS en la arquitectura paralela se compone del cableado de alta potencia, el sistema de gestión de las baterías (BMS) y un inversor DC-AC. El cableado se distribuye por el interior del fuselaje de forma homogénea y su masa es de aproximadamente 7 kg [15], por lo que su contribución a la modificación del CG se considera despreciable.

La ubicación de los convertidores puede sufrir modificaciones durante el diseño detallado, pero a continuación se presenta una propuesta para los dos componentes necesarios:

- **BMS:** dentro el cono de cola, con el mismo valor de la coordenada z que las baterías y más próximo al fuselaje central. Por sus requerimientos operativos de monitoreo y gestión de potencia, debe situarse próximo a las baterías.
- **Inversor:** dentro del morro del avión, detrás del conducto de la toma de aire. Situarlo por delante del CG compensa parcialmente el momento de cabeceo causado por las baterías y el BMS, pero requiere utilizar DC en el cableado, que acarrea mayores pérdidas que la AC [15].



### 8.1.3 Motor turbohélice, motor eléctrico y caja de cambios

El avión de referencia lleva el motor turbohélice y la caja de cambios montados en el morro. El motor eléctrico debe situarse próximo a la caja de cambios, pues los ejes de potencia son pesados y no es viable ubicarlo en el cono de cola. Además, el peso del ME compensa parcialmente el momento de cabeceo positivo causado por las baterías.

La integración más sencilla del ME es detrás del motor turbohélice, de tal forma que sus ejes sean concéntricos. El eje del ME sería hueco y externo a los 2 ejes del motor turbohélice. Dado que la refrigeración del ME es con aceite, no es necesario modificar la toma de aire ni incluir conductos de sangrado.

De acuerdo con [60], la densidad volumétrica de los motores PMSM prevista para 2050 es de 10.2 kW/L. Por tanto, el volumen del ME del PC-12 Hybrid es de:

$$V_{ME} = \frac{P_{ME}}{\hat{p}_{ME}} = \frac{85 \text{ kW}}{10.2 \text{ kW/L}} = 8.33 \text{ L}$$

Este volumen se consigue, por ejemplo, con las siguientes dimensiones:

$$\begin{aligned} r_{ME} &= 0.15 \text{ m} \\ h_{ME} &= 0.12 \text{ m} \end{aligned}$$

El morro del avión está ocupado en su práctica totalidad por el motor turbohélice y otros sistemas. Dadas las dimensiones del ME, será necesario alargar al menos 12 cm el carenado del motor y por tanto el morro del avión para integrarlo. El análisis estructural y aerodinámico de esta modificación queda fuera del alcance de este trabajo. Este y otros desarrollos futuros se proponen en el capítulo [11](#).

### 8.1.4 Disposición final

En la siguiente figura se muestra de forma esquemática la disposición de los elementos del powertrain en la aeronave:

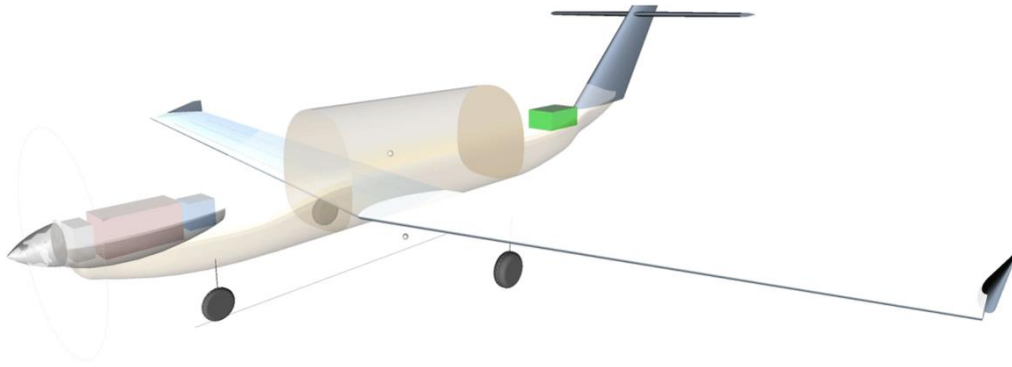


Figura 37. Ubicación de los elementos del powertrain en el PC-12 Hybrid. Elaboración propia en Pacelab APD

En el morro del avión y dentro del carenado del motor se ubican la caja de cambios (gris), el motor turbohélice (rojo) y el motor eléctrico (azul). Las baterías y el PMADS (verde) están situadas en el cono de cola. Todos los componentes están a escala, de acuerdo con los cálculos realizados en este apartado.

## 8.2 Comparativa de masas y centro de gravedad

Las baterías y componentes del powertrain modifican el centro de gravedad del PC-12. En primer lugar, es necesario definir el sistema de coordenadas para calcular el CG:

Tabla 20. Sistema de coordenadas de la aeronave

		Descripción
<b>Origen</b>	$x_0$	Parte más adelantada del morro del avión
	$y_0$	Coordenada y del centro geométrico del fuselaje
	$z_0$	Coordenada z del centro geométrico del fuselaje
<b>Vectores</b>	$\vec{x}$	Positivo hacia la cola del avión
	$\vec{y}$	Positivo hacia la semiala derecha
	$\vec{z}$	Positivo hacia arriba

A continuación se muestra una comparativa de las masas del sistema propulsivo del PC-12 NG frente al Hybrid, y la posición del CG local de cada componente en la aeronave:

Tabla 21. Comparación de masas y posición de los componentes del sistema propulsivo del PC-12 NG con el PC-12 Hybrid

Componente	PC-12 NG		PC-12 Hybrid	
	$m_i$ [kg]	$x_{CG,i}$ [m]	$m_i$ [kg]	$x_{CG,i}$ [m]
Motor turboprop (seco)	225	1.743	257	1.863
Carenado del motor	84.7	1.487	92.8	1.514
Hélice	117	0.445	138	0.445
Caja de cambios	19.3	0.634	23.2	0.658
Sistema de arranque y control	33.3	1.440	34.9	1.560
Motor eléctrico (seco)	-	-	6.60	1.775
Baterías	-	-	316	9.932
PMADS	-	-	2.60	9.115
Cableado de alta potencia	-	-	7.00	5.440
<b>TOTAL PROPULSIÓN</b>	<b>479</b>	<b>1.315</b>	<b>878</b>	<b>4.512</b>

La masa del sistema de arranque y control se ha calculado utilizando la Tabla 8.9 del Torenbeek [18]. Los demás componentes se han calculado con las ecuaciones presentadas en el apartado 6.2, o se han usado los valores proporcionadas por el fabricante [29]. Las posiciones de los CG locales de cada componente se han calculado en Pacelab APD, a partir de las ubicaciones seleccionadas en el apartado anterior.

Como se puede observar, los primeros 5 componentes están presentes en ambas aeronaves. Sus masas son ligeramente superiores en el PC-12 Hybrid, ya que su potencia térmica instalada es superior a la del PC-12 NG (1015 frente a 890 kW). Los últimos 4 componentes son específicos del sistema de propulsión híbrido. Nótese que las baterías (316 kg) suponen el 36% de la masa total del powertrain. Al estar situadas en el cono de cola, desplazan el CG del powertrain del PC-12 Hybrid hacia atrás. Esto retrasa el CG global de la aeronave, alterando el equilibrio de momentos y la estabilidad estática. El CG global no tiene unas coordenadas fijas, sino que depende de la masa y posición del combustible, pasajeros y equipaje. Como referencia, para el análisis de fuerzas, momentos y estabilidad estática se tomará el CG a mitad del crucero de la misión de diseño, por ser el caso habitual de dimensionado [61].

### 8.3 Fuerzas y momentos en crucero

En este apartado se analizarán las fuerzas y momentos que introduce el nuevo powertrain. Primero, se analiza el equilibrio de fuerzas en el PC-12 NG. Después, se introducen las fuerzas y momentos causados por el reemplazo del sistema propulsivo por el powertrain híbrido. Finalmente, se calcula la fuerza resultante y el momento total necesarios para restaurar el equilibrio.

#### 8.3.1 PC-12 NG

En primer lugar, se establecen las condiciones de equilibrio de fuerzas y momentos en crucero del avión de referencia, con carga de pago de diseño (688.5 kg) y a mitad del alcance de la misión de diseño. Esta es habitualmente la condición bajo la que se optimizan las superficies sustentadoras en una aeronave [61]. En la siguiente tabla se muestran estas condiciones para el PC-12 NG, tomadas del Manual del Piloto [27]:

Tabla 22. Condiciones de equilibrio de fuerzas y momentos a mitad de crucero del PC-12 NG

Parámetro	Valor	Unidades
$m_{cr}$	4370	kg
$x_{CG_{cr}}$	5.880	m
$V_{cr}$	240	KTAS
$z_{cr}$	29000	ft

Para este análisis se tomarán las hipótesis habituales en Mecánica del Vuelo [62]:

- La velocidad de vuelo es subcrítica (no se producen ondas de choque).
- El fuselaje no contribuye a la sustentación.
- El empuje de la hélice no genera momento respecto al CG ni afecta a las características aerodinámicas.
- Hipótesis de ángulos pequeños (ángulo de ataque  $\alpha$  y deflexión de estela  $\varepsilon$ ).
- La resistencia aerodinámica genera un momento despreciable frente a la sustentación, ya que  $C_L \gg C_D$ .
- El momento alrededor del centro aerodinámico de la cola es despreciable:  
 $M_{ac,w} \gg M_{ac,t}$ .

En la siguiente figura se muestra el diagrama de fuerzas en el eje  $z$  y momentos alrededor del eje  $y$  del PC-12 NG, bajo las anteriores condiciones de crucero:

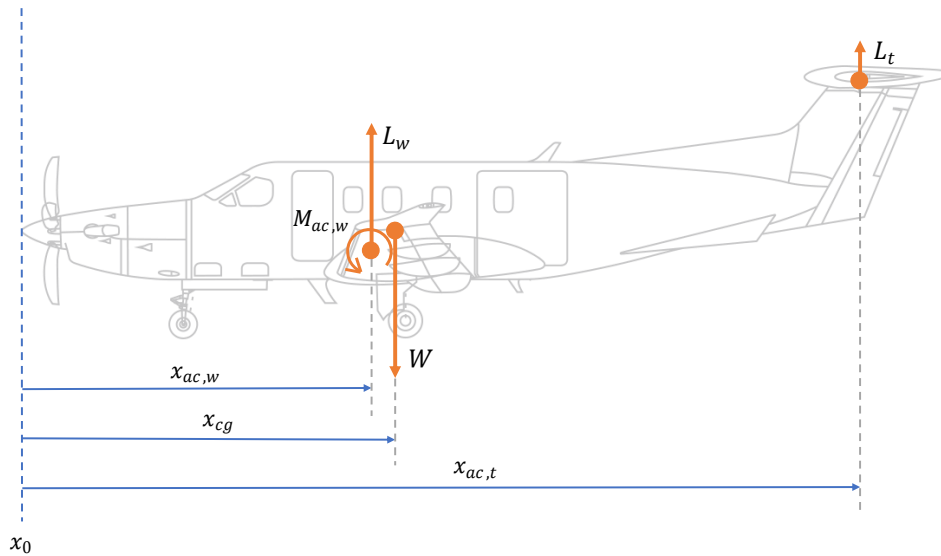


Figura 38. Diagrama de fuerzas y momentos en crucero, Pilatus PC-12 NG. Elaboración propia

Las distancias en  $x$  al origen de coordenadas de los puntos de aplicación de las fuerzas, mostradas en el anterior diagrama, se representan en la siguiente tabla. Todas las unidades están en metros:

Tabla 23. Distancias de los puntos de aplicación de las fuerzas desde el origen de coordenadas. Pilatus PC-12 NG en crucero

Distancia	Valor [m]
$x_{ac,w}$	5.390
$x_{cg}$	5.880
$x_{ac,t}$	12.814

El centro aerodinámico se ha establecido en  $c/4$  respecto a la cuerda media aerodinámica del ala y del HTP, respectivamente. Nótese que el CG está por detrás del centro aerodinámico del ala.

Se desconoce el módulo de  $L_w$ ,  $L_t$  y  $M_{ac,w}$ . Solo disponemos de 2 ecuaciones para las anteriores 3 incógnitas:

$$\begin{aligned} \sum \vec{F}_z &= 0 \\ \sum \vec{M}_y &= 0 \end{aligned} \quad (28)$$

El equilibrio de fuerzas en el eje  $\vec{x}$  no proporciona información, pues en crucero es simplemente:

$$T = D \quad (29)$$

No obstante, es posible estimar  $M_{ac,w}$  a partir de  $c_{m_{ac,w}}$  usando la definición de momento en un perfil aerodinámico, e integrando a lo largo de la envergadura:

$$M_{ac,w} = \frac{1}{2} \rho_{cr} V_{cr}^2 \int_{-b/2}^{b/2} c^2(y) c_{m_{ac,w}} dy \quad (30)$$

Conocemos todos los datos para calcular el momento: la densidad de crucero se obtiene del modelo ISA a 29000 ft, la velocidad de crucero la proporciona el fabricante ([Tabla 22](#)), la envergadura se obtiene de los planos del avión ([Anexo VII: Geometría del avión de referencia](#)), la cuerda en función de la envergadura se ha calculado como ecuación lineal a partir de los planos del avión, por ser ala trapezoidal:

$$c(y) = 2.25 - 0.1438y [m] \quad (31)$$

y el perfil alar del PC-12 NG en la raíz (NASA LS(1)-0417MOD) se ha obtenido de una base de datos [63], y suponemos que no varía a lo largo de la envergadura. Este perfil se ha introducido en la herramienta Airfoil Tools [64] para obtener  $c_{m_{ac,w}}$  con el Re de crucero:

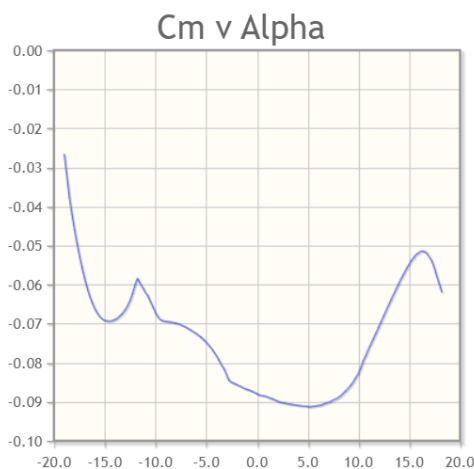


Figura 39. Curva Cm vs Alpha del perfil NASA LS(1)-0417MOD. Re=5e06. Airfoil Tools

Para valores habituales de  $\alpha$  de crucero (entre  $3^\circ$  y  $5^\circ$ ), se tiene  $c_{m_{ac,w}} = -0.09$ . Introduciendo los datos anteriores en la expresión de  $M_{ac,w}$  se obtiene el siguiente valor:

$$M_{ac,w} = -24106 \text{ Nm}$$

Este momento tiende a reducir el ángulo de ataque. Conocido este valor podemos plantear el sistema de 2 ecuaciones (equilibrio de fuerzas y de momentos) para hallar  $L_w$  y  $L_t$ :

$$\begin{aligned} \sum \vec{F}_z = 0 &\Rightarrow L_w + L_t = W_{cr} \\ \sum \vec{M}_y = 0 &\Rightarrow M_{ac,w} + L_w(x_{cg} - x_{ac,w}) + L_t(x_{cg} - x_{ac,t}) = 0 \end{aligned} \quad (32)$$

Resolviendo el sistema se obtiene:

$$L_w = 43287 \text{ N}$$

$$L_t = -418 \text{ N}$$

Nótese que la sustentación de la cola es ligeramente negativa, aunque inicialmente se supuso positiva para plantear el diagrama de fuerzas y el sistema de ecuaciones. Ya conocemos todas las fuerzas y momentos que actúan en crucero sobre la aeronave de referencia. Ahora debemos realizar este análisis para el PC-12 Hybrid.

### 8.3.2 PC-12 Hybrid

Al eliminar el sistema propulsivo del PC-12 NG e introducir el powertrain del PC-12 Hybrid, se rompen los equilibrios de fuerzas y momentos. Como se puede observar en la [Tabla 21](#), la masa del powertrain es 399 kg superior y su CG local está retrasado. Sin embargo, la masa de combustible necesaria para completar la misión de referencia es 273 kg inferior (véase la [Figura 33](#)). En el siguiente diagrama se muestran en verde las nuevas fuerzas que actúan sobre el PC-12 Hybrid en crucero:

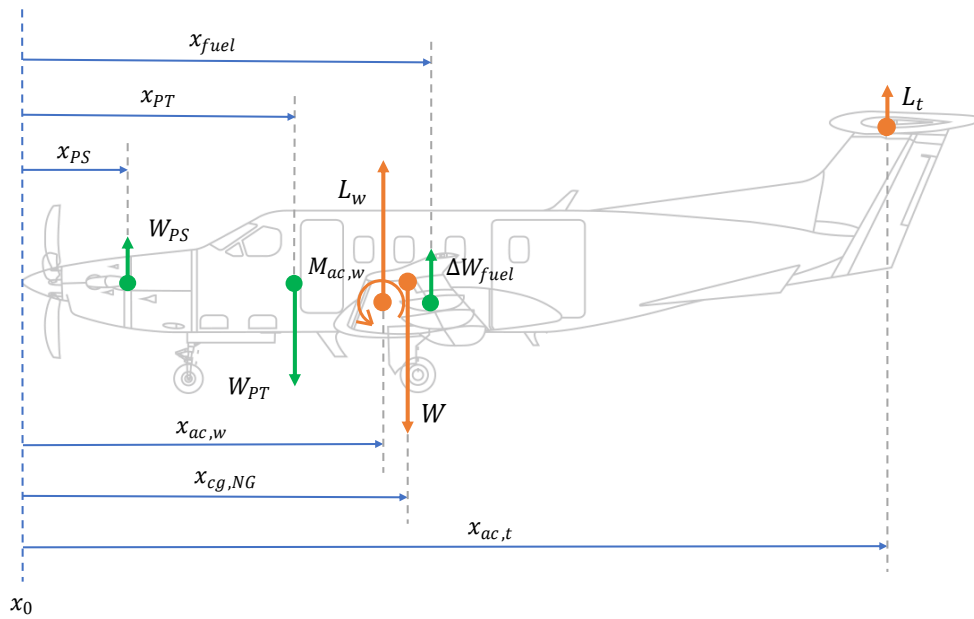


Figura 40. Diagrama de fuerzas y momentos en crucero, PC-12 Hybrid. Elaboración propia

Se han representado con una flecha hacia arriba los pesos eliminados. La suma de todos los nuevos pesos (eliminados y añadidos) modifica el equilibrio de fuerzas y momentos. Los puntos de aplicación de las nuevas fuerzas, su módulo y el momento total se resumen en la siguiente tabla:

Tabla 24. Nuevas fuerzas y momentos causados por la sustitución del sistema propulsivo

	$F [N]$	$x_{cg,NG} - x_F [m]$	$M_{cg,NG} [Nm]$
$W_{PS}$	4699	4.745	22297
$W_{PT}$	-8613	1.368	-11782
$\Delta W_{fuel}$	2678	-0.104	-279

La fuerza y el momento resultantes al sustituir el sistema propulsivo del PC-12 por el powertrain híbrido son:

$$F_R = -1236 N$$

$$M_{cg,NG} = 10236 Nm$$



Como cabía esperar, el PC-12 Hybrid tiene un peso mayor y sufre un momento de cabeceo positivo con respecto al antiguo CG. De acuerdo con los ejes definidos en la [Tabla 20](#), este momento total positivo es a encabritar. Se debe principalmente al elevado momento que generan las baterías en el cono de cola.

Es necesario compensar este momento desequilibrante al mismo tiempo que se asegure el equilibrio de fuerzas. En resumen, se debe conseguir que las superficies sustentadoras del nuevo avión generen una sustentación extra  $\Delta L = 1236 N$  y un momento respecto al CG en crucero del avión de referencia  $\Delta M_{CG,NG} = -10236 Nm$ .

Aunque el equilibrio de momentos no es único, es conveniente conseguirlo con  $\delta_e = 0$  para reducir la resistencia aerodinámica. Dado que el HTP del PC-12 es de incidencia fija, no se puede aumentar la sustentación de la cola modificando su ángulo de instalación. En el siguiente apartado se discuten las distintas maneras de conseguir el equilibrio de fuerzas y momentos en el PC-12 Hybrid y se obtiene la solución.

#### 8.4 Modificación de la posición del ala

Existen varias maneras de conseguir el incremento de sustentación y el momento restaurador del equilibrio. Se presentan a continuación:

##### A) Modificación del ala:

- $\Delta L$ : aumentando la superficie alar, incrementando el ángulo de instalación o modificando los perfiles aerodinámicos.
- $\Delta M_{CG,NG}$ : modificando  $M_{ac,w}$  o incrementando la sustentación y/o desplazando la estructura del ala hacia la cola.

##### B) Modificación de la cola:

- $\Delta L$ : aumentando la superficie del HTP, incrementando el ángulo de instalación, modificando los perfiles aerodinámicos o convirtiéndola en cola de incidencia variable.
- $\Delta M_{CG,NG}$ : incrementando la sustentación o alargando el brazo de momento de la cola (alargando el fuselaje).

##### C) Incremento de las velocidades de operación:

- $\Delta L$ : aumentando las velocidades en ascenso, crucero y descenso y modificando las superficies hipersustentadoras para adaptar las velocidades de despegue y aterrizaje.

- $\Delta M_{cg,NG}$ : incrementando la sustentación.

**D) Redistribución de las masas en el avión:**

- $\Delta L$ : eliminando la hélice de morro e instalando las hélices sobre el ala (efectos de integración aero-propulsiva) [37].
- $\Delta M_{cg,NG}$ : cambiando la disposición de sistemas en el interior del fuselaje.

Los diseñadores de familias de aeronaves, como la A320FAM, ya se han enfrentado a este problema. La solución habitual es mantener la geometría de la cola y el ala, y simplemente desplazar la posición del ala en el fuselaje e incrementar las velocidades de operación. Esto supone una gran ventaja en tiempo y costes de desarrollo, procesos de certificación, fabricación, soporte al cliente y mantenimiento. En este trabajo se ha seguido la misma filosofía: mantener la mayor cantidad de sistemas posible respecto al avión de referencia. Por tanto, se ha tomado la misma solución. A continuación se detalla el procedimiento para calcular la nueva posición del ala  $x'_{ac,w}$  y la nueva velocidad de crucero  $V'_{cr}$ .

Para no modificar la resistencia inducida, se impone que el PC-12 Hybrid vuele con los mismos  $C_{L,w}$  y  $C_{L,t}$  que el avión de referencia. En el apartado anterior se calculó la sustentación del ala y de la cola, con lo que se puede despejar respectivamente:

$$\begin{aligned} C_{L,w} &= \frac{2L_w}{\rho_{cr} V_{cr}^2 S_w} = 0.463 \\ C_{L,t} &= \frac{2L_t}{\rho_{cr} V_{cr}^2 S_t} = -0.004 \end{aligned} \quad (33)$$

Debemos actualizar las condiciones de equilibrio en crucero:

*Tabla 25. Condiciones de equilibrio de fuerzas y momentos a mitad de crucero del PC-12 Hybrid*

Parámetro	Valor	Unidades
$m'_{cr}$	4550	kg
$x'_{cg_{cr}}$	Incógnita	m
$V'_{cr}$	Incógnita	KTAS
$z_{cr}$	29000	ft

El superíndice « ' » indica el nuevo valor para el PC-12 Hybrid. El peso a mitad de crucero  $W'_{cr}$  se ha calculado con la carga de pago de diseño y con la mitad del combustible necesario inicial más la reserva. La altitud de crucero se ha fijado igual que en la aeronave de referencia. Ahora la posición del CG y la velocidad de crucero son incógnitas, que se obtendrán de las ecuaciones de equilibrio de fuerzas y momentos:

$$\begin{aligned} \sum \vec{F}_z &= 0 \Rightarrow L'_w + L'_t = W'_{cr} \\ \sum \vec{M}_y &= 0 \Rightarrow M'_{ac,w} + L'_w(x'_{cg} - x'_{ac,w}) + L'_t(x'_{cg} - x'_{ac,t}) = 0 \end{aligned} \quad (34)$$

La posición del nuevo CG dependerá también de la posición del ala. Para tener en cuenta esta dependencia, antes se calcula el CG del PC-12 Hybrid sin el ala y sin combustible:

$$x'_{cg\backslash w} = \frac{x_{cg,NG}W_{cr,NG} - x_{PS}W_{PS} + x_{PT}W_{PT} - x_{fuel}W_{fuel} - x_w W_w}{W_{cr,NG} - W_{PS,NG} + W_{PT,NG} - W_{fuel} - W_w} = 6.25 \text{ m} \quad (35)$$

Dado que la estructura del tren de aterrizaje principal está dentro del ala, su peso se ha considerado como parte de ella. De acuerdo con el modelo calibrado en Pacelab APD, el ala pesa 550 kg y el tren principal 141 kg. Por tanto,  $W_w = 691 \text{ kg}$ . El CG local del conjunto ala-tren está 0.257 m por detrás de  $x_{ac,w}$ . El combustible también está en el interior del ala, por lo que  $x'_{fuel}$  se desplaza con ella. De acuerdo con el modelo calibrado,  $x_{fuel} = x_w$ . Es decir, el CG de los tanques coincide con el CG del ala.

Ya se puede definir el nuevo CG global, incluyendo el ala y el combustible:

$$x'_{cg} = \frac{x'_{cg\backslash w}W'_{cr\backslash w} + x'_w(W_w + W'_{fuel})}{W'_{cr\backslash w} + W_w + W'_{fuel}} \quad (36)$$

Expandiendo las expresiones de cada variable de las ecuaciones de equilibrio de fuerzas y momentos, es posible dejarlas todas en función de  $x'_{ac,w}$  y  $V'_{cr}$ :

$$\begin{aligned} L'_w &= \frac{1}{2} \rho_{cr} (V'_{cr})^2 S_w C_{L,w} \\ L'_t &= \frac{1}{2} \rho_{cr} (V'_{cr})^2 S_t C_{L,t} \\ M'_{ac,w} &= \frac{1}{2} \rho_{cr} (V'_{cr})^2 \int_{-b/2}^{b/2} c^2(y) c_{mac,w} dy \\ x'_w &= x'_{ac,w} + 0.257 \end{aligned} \quad (37)$$

Sustituyendo las anteriores expresiones y resolviendo el sistema (33) para  $x'_{ac,w}$  y  $V'_{cr}$ :

$$x'_{ac,w} = 5.470 \text{ m}$$

$$V'_{cr} = 125.5 \text{ m/s} = 244 \text{ KTAS}$$

En la siguiente tabla se comparan los parámetros relevantes de estabilidad entre el avión de referencia y la variante híbrida:

*Tabla 26. Comparativa de los parámetros relevantes de estabilidad en crucero: PC-12 NG frente al PC-12 Hybrid*

<b>Distancia</b>	<b>PC-12 NG</b>	<b>PC-12 Hybrid</b>
$x_{ac,w}$	5.390 m	5.470 m
$x_w$	5.647 m	5.727 m
$x_{cg}$	5.880 m	6.089 m
$V_{cr}$	240 KTAS	244 KTAS

En resumen, es necesario desplazar el ala 8 cm hacia la cola y aumentar la velocidad de crucero 4 nudos para reestablecer el equilibrio de fuerzas y momentos.

### 8.5 Estabilidad estática longitudinal

Un avión es estable cuando, al sufrir una perturbación a partir de una condición inicial, tiende a volver a su posición de equilibrio sin que el piloto actúe sobre los mandos. El avión debe desarrollar fuerzas y momentos que se opongan a la perturbación. [62].

El análisis de estabilidad durante el diseño de una aeronave es un proceso complejo y altamente iterativo. Se debe realizar junto al estudio de controlabilidad y maniobrabilidad, teniendo en cuenta el diseño de las superficies de control y posteriormente considerando efectos de aeroelasticidad. Este análisis completo queda fuera del alcance de este trabajo, en el cual solamente se ha analizado la estabilidad estática longitudinal, considerando el avión como un sólido rígido. Ello es suficiente en etapas de diseño preliminar [65].

Las hipótesis tomadas para el análisis de estabilidad son las mismas que en el equilibrio de fuerzas y momentos, presentadas en el apartado 8.3. A continuación, se desarrollan las ecuaciones necesarias para obtener un criterio de estabilidad estática longitudinal, obtenidas de [62].

El coeficiente de momentos completo del avión es, bajo las hipótesis tomadas:

$$C_{mA} = C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha_w + C_{m\delta_e}\delta_e \quad (38)$$

Donde los coeficientes se expresan, respectivamente, como:

$$\begin{aligned} C_{m0} &= C_{mac,w} - C_{L\alpha,t}\eta_t\hat{V}_t(i_t - i_w - \varepsilon_0) \\ C_{m\alpha} &= C_{L\alpha,w}(\hat{x}_{cg} - \hat{x}_{ac,w}) - C_{L\alpha,t}\eta_t\hat{V}_t\left(1 - \frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right) \\ C_{m\delta_e} &= -C_{L\alpha,t}\eta_t\hat{V}_t\tau_e \end{aligned} \quad (39)$$

El parámetro  $\eta_t$  es la eficiencia aerodinámica de la cola. Para los aviones con cola en T, como el Pilatus PC-12,  $\eta_t = 1$ . Las posiciones del CG y del CA se adimensionalizan con la cuerda media y se representan como  $\hat{x}_{cg}$  y  $\hat{x}_{ac,w}$  respectivamente. Los parámetros de estela  $\varepsilon_0$  y  $\partial\varepsilon/\partial\alpha$  son características aerodinámicas que se pueden estimar a partir de la geometría del ala con las ecuaciones de Torenbeek [65]. La efectividad del timón de profundidad es  $\tau_e$ . Por último,  $\hat{V}_t$  es el coeficiente volumétrico del HTP y se define como:

$$\hat{V}_t = \frac{S_t l_t}{S_w \bar{c}} \quad (40)$$

El criterio de estabilidad estática longitudinal con mandos fijos, frente a perturbaciones en ángulo de ataque y a factor de carga constante, viene dado por el signo de la derivada parcial del coeficiente de momento de cabeceo total del avión con respecto del ángulo de ataque, es decir:

$$\left(\frac{\partial C_{mA}}{\partial \alpha_w}\right)_{\delta_e, n} = C_{m\alpha} \quad (41)$$

El coeficiente  $C_{m\alpha}$  se denomina Índice de Estabilidad Estática Longitudinal con Mandos Fijos. El avión es estable si  $C_{m\alpha} < 0$ , es decir, si ante una variación del ángulo de ataque la aeronave sufre un momento de cabeceo que se opone a la perturbación.

La segunda ecuación del sistema (38) demuestra que al desplazar  $\hat{x}_{cg}$  se modifica la estabilidad de la aeronave. La posición del CG (adimensionalizada con MAC) que anula  $C_{m\alpha}$  es el Punto Neutro con Mandos Fijos:

$$N_0 = (\hat{x}_{cg})_{C_{m\alpha}=0} \quad (42)$$

Si se introduce esta definición en la segunda ecuación del sistema (38) y suponiendo  $l_t = (x_{ac,t} - x_{cg}) = cte$ , se obtiene:

$$N_0 = \hat{x}_{ac,w} + \frac{C_{L\alpha,t}}{C_{L\alpha,w}} \eta_t \hat{V}_t \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \quad (43)$$

$$C_{m\alpha} = C_{L\alpha,w} (\hat{x}_{cg} - N_0)$$

Se denomina Margen Estático con Mandos Fijos,  $H_0$ :

$$H_0 = N_0 - \hat{x}_{cg} \quad (44)$$

Obsérvese que, como

$$C_{m\alpha} = -C_{L\alpha,w} H_0$$

un avión es estable si su Margen Estático es positivo. No obstante, en la realidad no basta con que el margen estático sea positivo. El avión debe oponerse a la perturbación en un tiempo reducido. De acuerdo con Torenbeek [18], el Margen Estático debe valer, como mínimo, el 1.5% de  $l_t$  (brazo de momento del estabilizador horizontal).

En el apartado 8.4 se calcularon los nuevos  $x'_{ac,w}$  y  $x'_{cg}$  del PC-12 Hybrid, tras la modificación de la posición del ala. A continuación, se procede a comprobar que su nuevo Margen Estático está por encima del 1.5% de  $l_t$ . Antes de sustituir las variables en la expresión de  $N_0$  de (41) debemos estimar su valor:

$$C_{L\alpha,w} = f \frac{c_{\ell\alpha,w}}{E + c_{\ell\alpha,w}/\pi A} = 5.523 \quad (45)$$

Donde  $f = 0.995$  es un factor de corrección para el estrechamiento del ala, el factor  $E = 1.068$  depende del estrechamiento, la pendiente de la curva de sustentación del perfil del ala es  $c_{\ell\alpha,w} = 7.16$  y la relación de aspecto es  $A = 10.27$ .

La pendiente de la curva de sustentación del HTP se ha supuesto igual a 6, a partir de aeronaves semejantes [65], por no disponer del perfil aerodinámico de la cola. El coeficiente volumétrico de la cola es  $\hat{V}_t = 1.002$ , calculado con la ecuación (39). El parámetro de deflexión de estela  $\partial \varepsilon / \partial \alpha$  se calcula como:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 1.75 \frac{C_{L\alpha,w}}{\pi A (r)^{0.25} (1 + |m|)} = 0.261 \quad (46)$$

Donde  $\lambda = 0.533$  es el estrechamiento alar, y los factores  $r = 0.921$  y  $m = 0.37$  dependen de la geometría de la aeronave.

Ya podemos sustituir todas las variables en la expresión del Punto Neutro con Mandos Fijos:

$$N_0 = \hat{x}'_{ac,w} + \frac{C_{L\alpha,t}}{C_{L\alpha,w}} \eta_t \hat{V}_t \left( 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) = 4.005 \quad (47)$$

Finalmente, el valor del Margen Estático con Mandos Fijos es:

$$H_0 = N_0 - \hat{x}'_{cg} = 0.442 \quad (48)$$

Si lo expresamos como  $\%l_t$ , se tiene:

$$H_0(\%l_t) = \frac{0.442}{6.725} * 100 = 6.578 \%$$

Este valor es superior al mínimo impuesto por Torenbeek de  $1.5\%l_t$ . Por lo tanto, el avión es estable longitudinalmente frente a perturbaciones en ángulo de ataque y a factor de carga constante.

## 9. Comparación de prestaciones y análisis de misión

En este capítulo se comparan las prestaciones del PC-12 NG con el PC-12 Hybrid. En el apartado 9.1 se calcula el punto de diseño sobre la GNP y se analiza el uso de potencia durante la misión de diseño. En el apartado 9.2 se analiza su operación fuera de diseño, y en el 9.3 se comparan sus emisiones y costes de operación.

### 9.1 Misión de diseño

#### 9.1.1 Punto de diseño sobre la GNP

En el apartado 4.6 se representó la GNP (gráfica de necesidades propulsivas), que establece una relación  $P/W$  mínima para dimensionar la aeronave. Sobre ella se representó el punto de diseño real del PC-12 NG. En la siguiente figura, se representa también el punto de diseño del PC-12 Hybrid:

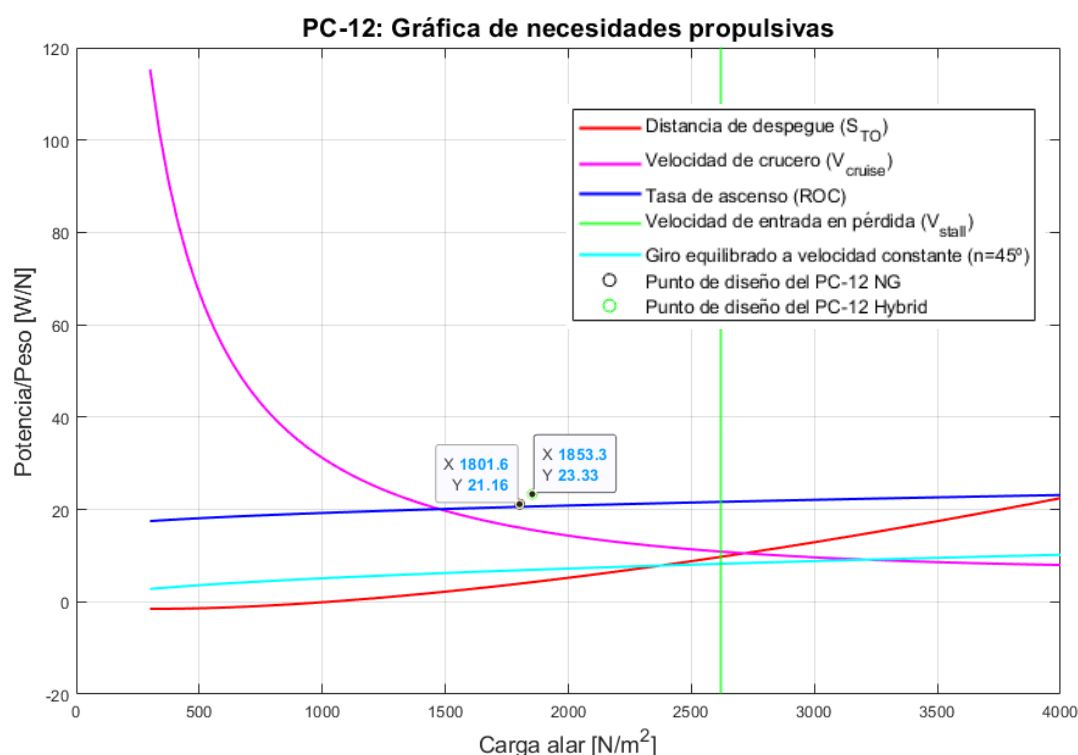


Figura 41. Punto de diseño del PC-12 Hybrid sobre la gráfica de necesidades propulsivas. Elaboración propia

Como cabía esperar, de acuerdo con los trabajos de investigación analizados [19][20][37], el punto de diseño de la aeronave híbrida se ha desplazado hacia valores superiores de  $P/W$  y  $W/S$ . Es decir, la potencia disponible ha aumentado proporcionalmente más que el  $MTOW$ .



### 9.1.2 Potencia propulsiva

En las siguientes gráficas se representa el uso de potencia total propulsiva de ambas aeronaves a lo largo de la misión de diseño:

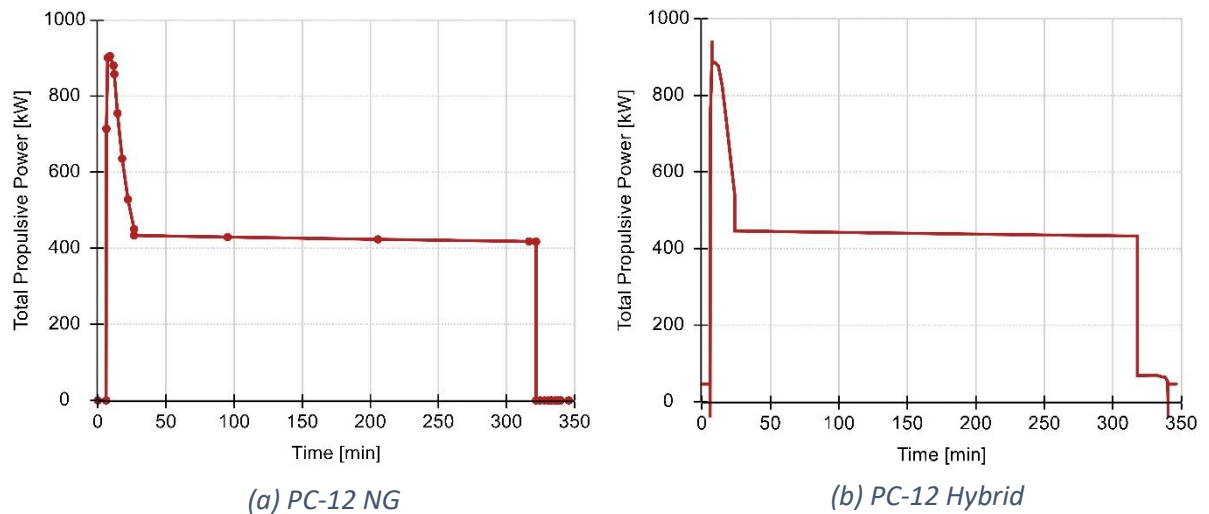


Figura 42. Potencia total propulsiva en la misión de diseño. Elaboración propia en Pacelab APD

Como se puede observar, en ambas aeronaves el sistema propulsivo está dimensionado para el despegue y ascenso inicial. Durante el ascenso final, la aeronave reduce progresivamente su potencia. En crucero, la potencia total apenas supera los 400 kW y va disminuyendo a medida que el avión pierde peso al quemar combustible.

En el avión híbrido, es interesante analizar las contribuciones de la GT y del EM a la potencia disponible en la caja de cambios:

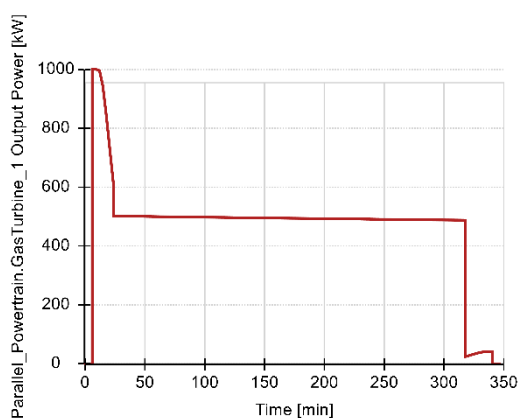


Figura 43. Potencia desarrollada por la GT del PC-12 Hybrid en la misión de diseño. Elaboración propia en Pacelab APD

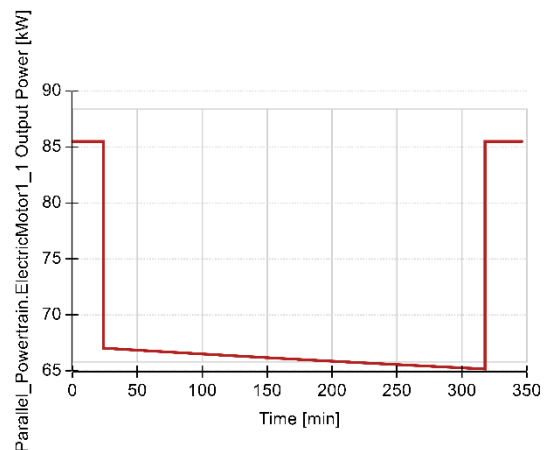


Figura 44. Potencia desarrollada por el EM del PC-12 Hybrid en la misión de diseño. Elaboración propia en Pacelab APD

## 9.2 Análisis Off-Design

### 9.2.1 Carga de pago vs Alcance

El diagrama Carga de pago vs Alcance muestra la capacidad de carga de la aeronave en función de la distancia total de la misión, sin incluir las reservas. En las siguientes gráficas se compara este diagrama entre el PC-12 NG y el PC-12 Hybrid:

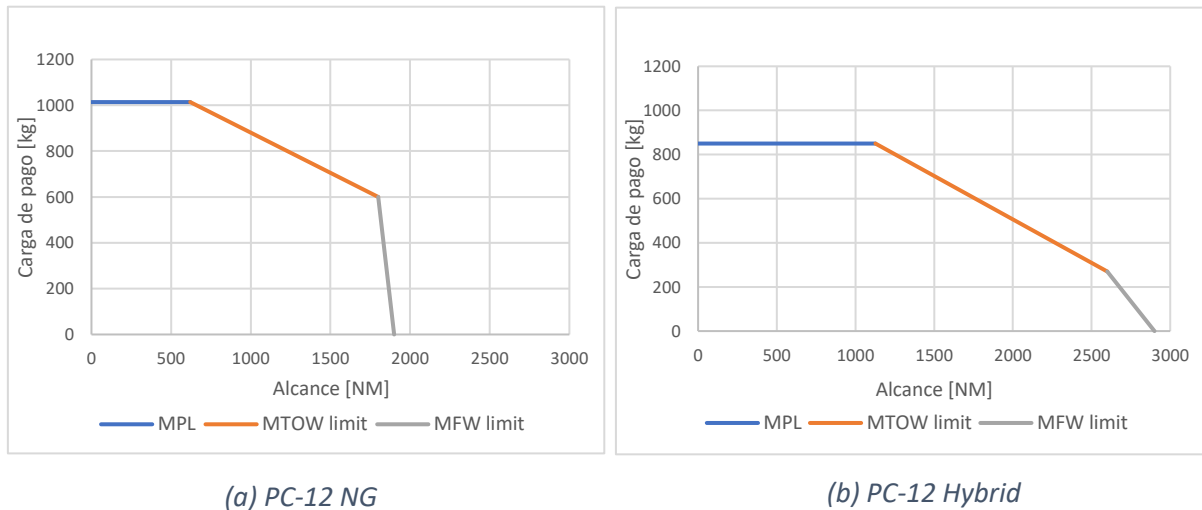


Figura 45. Diagrama carga de pago vs alcance. Pacelab APD, elaboración propia

Como se puede observar, el PC-12 Hybrid tiene una *MPL* inferior al PC-12 NG. Esto se debe a que la capacidad de carga está limitada por los esfuerzos que puede soportar el fuselaje: al incluir un powertrain más pesado, se reduce su *MPL* de 1014 kg a 850 kg. Sigue siendo suficiente para transportar los 9 pasajeros con equipaje estándar [31], pero sin capacidad para cargar peso extra en la bodega. A cambio, el alcance se incrementa considerablemente para cargas de pago reducidas: con 400 kg es capaz de recorrer 2280 NM, frente a 1800 NM del PC-12 NG. Esto se debe a la energía extra que proporcionan las baterías: recordemos que no se han modificado los tanques de combustible, por lo que *MFW* es igual en ambas aeronaves.

### 9.2.2 Alcance específico

En las siguientes gráficas se representa el alcance específico (SAR) de ambos aviones:

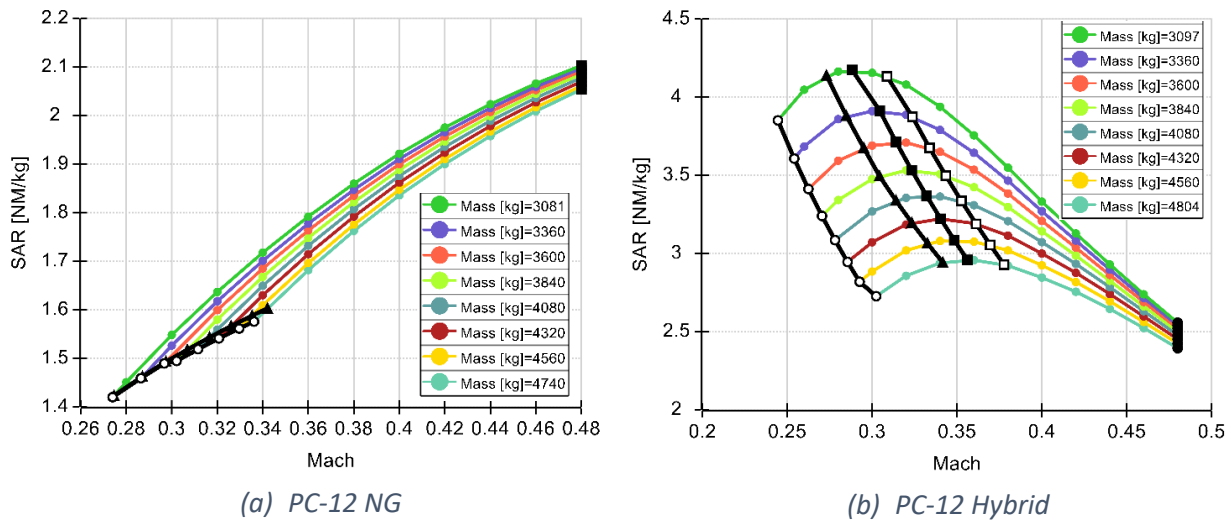


Figura 46. Comparativa del alcance específico a 29000 ft en función de la masa en crucero. Elaboración propia en Pacelab APD

El SAR depende de la masa en vuelo y del Mach. Si se analiza el SAR con la masa a mitad de crucero en la misión nominal (4370 kg y 4550 kg respectivamente), se observa que el PC-12 Hybrid tiene unas prestaciones muy superiores. Para el Mach de crucero (0.35), el PC-12 Hybrid recorre 3.10 NM por kg de combustible, y el PC-12 NG 1.66 NM. Por ello, en algunos estudios se habla del motor eléctrico como un *Range Extender* [9].

### 9.2.3 Distancia de despegue

En las siguientes gráficas se comparan las distancias de despegue (*TOFL*) de ambas aeronaves en función del peso al despegue (*TOW*). Se han calculado para un día estándar, en atmósfera ISA al nivel del mar, con pista seca y flaps desplegados a 15°:

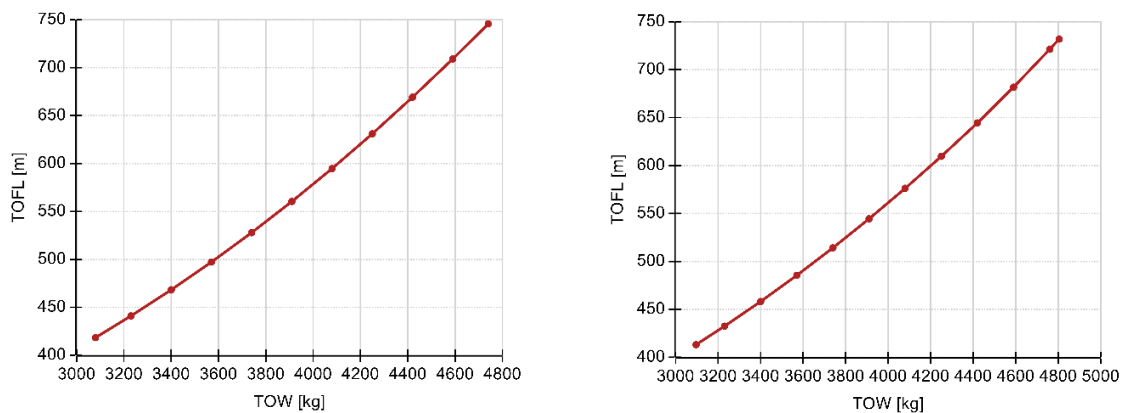


Figura 47. Comparativa de la distancia de despegue en función del peso al despegue. Elaboración propia en Pacelab APD

### 9.3 Combustible, emisiones y costes de operación

La reducción del consumo de combustible y su repercusión en las emisiones y coste operativo son el objetivo último de la propulsión híbrida. En este apartado se comparan estos KPIs para en la misión de diseño (1500 NM y 7 PAX).

#### 9.3.1 Combustible y emisiones

La combustión de 1 kg de Jet A1, el combustible más utilizado globalmente en aviación, emite 3.16 kg de CO<sub>2</sub> y 0.012 kg de NO<sub>x</sub>. En la siguiente tabla se comparan las emisiones en la misión de diseño de ambas aeronaves:

*Tabla 27. Consumo de combustible y emisiones de CO<sub>2</sub> y NO<sub>x</sub> en la misión de diseño. Elaboración propia*

	<b>Combustible [kg]</b>	<b>CO<sub>2</sub> [kg]</b>	<b>NO<sub>x</sub> [kg]</b>
<b>PC-12 NG</b>	981	3099	11.7
<b>PC-12 Hybrid</b>	708	2237	8.49

De acuerdo con datos tomados del 24 de febrero de 2024 [66], los vuelos realizados por la flota global de Pilatus PC-12 tuvieron un alcance promedio de 352 NM. De media, el PC-12 realiza 438 vuelos al año [66], así que la distancia recorrida anualmente son 154176 NM por avión. A partir del combustible y emisiones por milla náutica en la misión de diseño, se ha obtenido el consumo de combustible y emisiones anuales:

*Tabla 28. Consumo de combustible y emisiones anuales de CO<sub>2</sub> y NO<sub>x</sub>. Elaboración propia*

	<b>Combustible [kg]</b>	<b>CO<sub>2</sub> [kg]</b>	<b>NO<sub>x</sub> [kg]</b>
<b>PC-12 NG</b>	101043	319296	1213
<b>PC-12 Hybrid</b>	72924	230440	875

Esto significa una reducción del 28% de combustible y emisiones. Estos cálculos se han realizado con combustible Jet A1. Si se utilizan combustibles de aviación sostenibles (SAF), la reducción de emisiones puede hasta un 94% superior [67].

#### 9.3.2 Costes directos de operación

Se han calculado los costes directos de operación relativos al consumo de energía. En el PC-12 Hybrid, además del coste del combustible, se tiene en cuenta el coste de la energía eléctrica. Se han utilizado tres escenarios previstos por la OACI para 2050 [68]:

Tabla 29. Comparativa de costes directos de operación, misión de diseño. Elaboración propia

	Escenario	Coste de combustible (\$)	Coste de energía eléctrica (\$)	Coste total (\$)
<b>PC-12 NG</b>	Pesimista	1275	-	1275
	Medio	1060	-	1059
	Optimista	794.6	-	794.5
<b>PC-12 Hybrid</b>	Pesimista	920.4	52.32	972.7
	Medio	764.6	50.05	814.2
	Optimista	573.5	47.78	621.2

Con los datos de utilización anual de la aeronave presentados en el anterior apartado, se han calculado los costes anuales debidos al consumo de energía:

Tabla 30. Comparativa de costes directos de operación anuales. Elaboración propia

	Escenario	Coste de combustible (\$)	Coste de energía eléctrica (\$)	Coste total (\$)
<b>PC-12 NG</b>	Pesimista	131356	-	131356
	Medio	109126	-	109126
	Optimista	81844	-	81845
<b>PC-12 Hybrid</b>	Pesimista	94801	5389	100191
	Medio	78758	5155	83913
	Optimista	59068	4921	63989

En el escenario medio, el operador del PC-12 Hybrid conseguirá un ahorro en el coste directo de operación de 25213 \$, lo que supone un 23% respecto al PC-12 NG.

## 10. Conclusiones

En este trabajo se ha estudiado la remotorización del Pilatus PC-12 con un powertrain híbrido. Las necesidades propulsivas y la misión de diseño de la aeronave híbrida se establecieron a partir de los TLARs de la aeronave de referencia.

El powertrain se dimensionó a partir de la masa y eficiencia de sus componentes, mediante ecuaciones dependientes de la potencia nominal. El enfoque utilizado fue desde fuente de potencia hasta elemento propulsivo, lo que permite dimensionar automáticamente todos los componentes utilizando solo 3 parámetros de entrada:  $P_{GT}$ ,  $P_{bat}$  y  $E_{bat}$ .

Una vez establecido el método de dimensionado, se buscó la arquitectura propulsiva óptima para el PC-12 Hybrid. La comparación cualitativa reveló que la arquitectura paralela y la Triple Hélice son las más adecuadas, de acuerdo con los criterios de seguridad, peso y simplicidad de integración. Se realizó un estudio de viabilidad de aplicación de estas arquitecturas en función del nivel tecnológico esperado de los componentes del powertrain. Para ello, se establecieron 3 horizontes temporales (2024, 2035 y 2050), obteniendo las siguientes conclusiones:

- La arquitectura paralela resulta en diseños más ligeros y con menor consumo de combustible que la Triple Hélice, independientemente del horizonte temporal.
- Con la tecnología disponible en 2024 y 2035, el incremento de  $MTOW$  respecto al PC-12 NG es demasiado elevado (53% y 32% respectivamente) para ser viable la remotorización. Además, no se cumple el TLAR de distancia de despegue.
- Con la tecnología prevista para 2050, el incremento de  $MTOW$  es aceptable (5%) y permite remotorizar el avión. Se cumplen todos los requerimientos, incluida la distancia de despegue.

Empleando el optimizador NLPQLP, se encontró el powertrain que minimiza el consumo de combustible para el PC-12 Hybrid. El grado de hibridación de potencia es del 8.5% y la masa de las baterías son 316 kg: un 9% de la masa total en vacío. Sus parámetros propulsivos principales son:  $P_{GT} = 1015 \text{ kW}$ ,  $P_{bat} = 95 \text{ kW}$  y  $E_{bat} = 592 \text{ kWh}$ .

Esta aeronave optimizada fue sometida a un análisis de estabilidad. El nuevo powertrain desplaza el CG de la aeronave y aumenta su  $MTOW$ , así que se fue necesario

reestablecer el equilibrio de fuerzas y momentos en vuelo. La solución tomada fue incrementar las velocidades de operación y desplazar la posición del ala en el fuselaje, sin modificar la geometría de las superficies sustentadoras.

El análisis Off-Design del PC-12 Hybrid mostró que su alcance es más elevado que el PC-12 NG cuando transportan cargas de pago reducidas. A cambio, su *MPL* es 164 kg inferior que en la aeronave original. El alcance específico en condiciones nominales de crucero del PC-12 Hybrid es un 87% superior que el PC-12 NG.

La aeronave híbrida consume un 28% menos de combustible. Al año, esto se traduce en una reducción de 28119 kg de combustible, 88856 kg de emisiones de CO<sub>2</sub> y 338 kg de NOx. El coste directo de operación del PC-12 Hybrid es un 23% menor.

Si la industria aeronáutica adopta la propulsión híbrida de forma generalizada, junto con otros avances tecnológicos como el desarrollo de estructuras más ligeras, combustibles sostenibles y la optimización de los motores de combustión interna, será posible cumplir los objetivos de reducción de emisiones impuestos por la UE para 2050.

## 11. Mejoras y desarrollos futuros

Este trabajo se centra en el diseño conceptual del powertrain y la selección óptima de los parámetros propulsivos. Para realizar el análisis del espacio de diseño de forma eficiente, se han asumido ciertas hipótesis que reducen el tiempo de ejecución del bucle de cálculo. El nivel de precisión utilizado es aceptable en esta etapa de diseño, pero posteriormente se debe refinar el método de dimensionado. En particular:

- La eficiencia de los componentes eléctricos del powertrain (baterías, PMADS y motor eléctrico) se ha supuesto constante independientemente del régimen de potencia. Para una mayor precisión, se pueden implementar mapas de eficiencia similares a los utilizados para el motor térmico y la hélice.
- Se ha supuesto que el enfriamiento con aceite es suficiente para la gestión térmica del motor eléctrico. Los motores existentes han demostrado su validez hasta 700 kW, pero se desconoce el límite de escalabilidad. Es necesario realizar un análisis térmico y definir nuevas ecuaciones que tengan en cuenta la masa del método de enfriamiento activo a partir del límite calculado.
- Al realizar la optimización del powertrain se buscó minimizar el consumo de combustible. Para minimizar simultáneamente otros parámetros como el *MPL*, *TOFL* o *SAR* sería necesario realizar una optimización multiobjetivo (MDO).
- Se realizó un análisis de estabilidad estática longitudinal. Ello es suficiente en etapas de diseño tempranas, pero posteriormente se debe analizar la estabilidad dinámica, la controlabilidad y los acoplamientos lateral-direccionales.

Este trabajo es solo el inicio de un largo proceso de diseño en el que se deberán definir en profundidad los subsistemas y su integración en la aeronave. Será necesario realizar un análisis exhaustivo del impacto del powertrain en las características estructurales, aeroelásticas, sistemas de control, etc.

Además de continuar con el diseño detallado, se proponen las siguientes líneas de investigación:

- Establecer un método de dimensionado general del avión que considere como variables la geometría del fuselaje y superficies sustentadoras para adecuar la



aeronave al nuevo sistema propulsivo. Esto permitiría realizar un *clean sheet design* sin las restricciones que impone la geometría del avión de referencia.

- Ampliar el espacio de diseño para incluir múltiples fuentes de energía en la aeronave: paneles solares, pilas de combustible de hidrógeno, etc.
- Invertir el estudio de viabilidad: en lugar de utilizar predicciones sobre las prestaciones de los componentes eléctricos y calcular el ahorro de combustible, un enfoque alternativo es establecer un objetivo de ahorro y encontrar el nivel tecnológico necesario para cumplirlo.
- Una vez se conozca en detalle la tecnología de las baterías futuras, será necesario realizar un análisis de seguridad para su certificación. Esto permitirá estudiar la viabilidad de integrarlas en la bodega de la aeronave, y simplificaría los problemas de estabilidad y control que provoca su ubicación en el cono de cola.

## Bibliografía

- [1] Ritchie, H., and Roser, M., “Climate Change and Flying: What Share of Global CO2 Emissions Come from Aviation?,” *Our World in Data*, 2023. Recuperado el 13/02/2024. <https://ourworldindata.org/co2-emissions-from-aviation>
- [2] Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe, “ACARE Strategic Research & Innovation Agenda Volume 1,” 2017. Recuperado el 13/02/2024. [https://www.dlr.de/de/medien/publikationen/sonstige-publikationen/2017/acare-strategic-research-innovation-agenda-volume-1\\_2816](https://www.dlr.de/de/medien/publikationen/sonstige-publikationen/2017/acare-strategic-research-innovation-agenda-volume-1_2816)
- [3] Gössling, S., and Humpe, A., “The Global Scale, Distribution and Growth of Aviation: Implications for Climate Change,” *Global Environmental Change*, Vol. 65, 2020, p. 102194. <https://doi.org/10.1016/j.gloenvcha.2020.102194>
- [4] “Ingeniería Aeroespacial en Vehículos Aeroespaciales - Universidad Rey Juan Carlos.” Recuperado el 16/02/2024. <https://www.urjc.es/universidad/calidad/2460-ingenieria-aeroespacial-en-vehiculos-aeroespaciales>
- [5] Pipistrel Aircraft, “Velis Electro,” Pipistrel Aircraft Products. Recuperado el 02/02/2024. <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/panthera/>
- [6] “Europe’s Aviation Landscape in 2040,” Deloitte Netherlands. Recuperado el 07/02/2024. <https://www2.deloitte.com/nl/nl/pages/consumer/articles/europe-aviation-landscape-in-2040.html>
- [7] Brelje, B. J., and Martins, J. R. R. A., “Electric, Hybrid, and Turboelectric Fixed-Wing Aircraft: A Review of Concepts, Models, and Design Approaches,” *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 104, 2019, pp. 1–19. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.06.004>
- [8] Chan, C. C., “The State of the Art of Electric, Hybrid, and Fuel Cell Vehicles,” *Proceedings of the IEEE*, Vol. 95, 2007, pp. 704–718. <https://doi.org/10.1109/JPROC.2007.892489>
- [9] Jansen, R., Bowman, C., and Jankovsky, A., “Sizing Power Components of an Electrically Driven Tail Cone Thruster and a Range Extender,” 2016. <https://doi.org/10.2514/6.2016-3766>

- [10] Kaminski, J., "A Conceptual Aircraft Design Methodology for Parallel Hybrid-Electric Powertrains: Prediction of Engine Performance and Electric Component Integration," 2022. Recuperado el 23/02/2024.  
<https://repository.tudelft.nl/islandora/object/uuid%3Aa79fc268-5235-4c68-b909-ed4970524bd>
- [11] Jackson, R., "magniX Magni350, 650 and magniDrive 100," E-Mobility Engineering, agosto de 2023. Recuperado el 22/01/2024. <https://www.emobility-engineering.com/magnix-magni350-650-and-magnidrive-100/>
- [12] Scrosati, B., and Garche, J., "Lithium Batteries: Status, Prospects and Future," *Journal of Power Sources*, Vol. 195, 2010, pp. 2419–2430.  
<https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2009.11.048>
- [13] The Faraday Institution, "High Energy Battery Technology," The Faraday Institution, 2020.
- [14] "Powertrain," Wikipedia. Recuperado el 03/01/2024.
- [15] Zamboni, J., Vos, R., Emeneth, M., and Schneegans, A., "A Method for the Conceptual Design of Hybrid Electric Aircraft," *AIAA Scitech 2019 Forum*, American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.2019-1587>
- [16] Raymer, D. P., "Aircraft Design: A Conceptual Approach," American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [17] Blondel, C., Bodlener-Constans, C., Bonnet, G., Capra, S., Gallant, L., Jaskulski, G., Liaboeuf, J., and Noël, P., "Sizing and Optimization of Long Range Subsonic Aircraft," 2018.
- [18] Torenbeek, E., "Synthesis of Subsonic Airplane Design," Springer Netherlands, Dordrecht, 1982. <https://doi.org/10.1007/978-94-017-3202-4>
- [19] Finger, D. F., Bil, C., and Braun, C., "Initial Sizing Methodology for Hybrid-Electric General Aviation Aircraft," *Journal of Aircraft*, Vol. 57, No. 2, 2020, pp. 245–255. <https://doi.org/10.2514/1.C035428>
- [20] Riboldi, C. E. D., Gualdoni, F., and Trainelli, L., "Preliminary Weight Sizing of Light Pure-Electric and Hybrid-Electric Aircraft," *Transportation Research Procedia*, Vol. 29, 2018, pp. 376–389. <https://doi.org/10.1016/j.trpro.2018.02.034>

- [21] Trainelli, L., Riboldi, C. E. D., Rolando, A., and Salucci, F., "Methodologies for the Initial Design Studies of an Innovative Community-Friendly Miniliner," Vol. 1024, 2021, p. 012109. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/1024/1/012109>
- [22] Boggero, L., Fioriti, M., and Corpino, S., "Development of a New Conceptual Design Methodology for Parallel Hybrid Aircraft," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 233, No. 3, 2019, pp. 1047–1058. <https://doi.org/10.1177/0954410017745569>
- [23] Friedrich, C., and Robertson, P., "Design of Hybrid-Electric Propulsion Systems for Light Aircraft," presented at the AIAA AVIATION 2014 -14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 2014. <https://doi.org/10.2514/6.2014-3008>
- [24] Sobieralski, J. B., and Mumbower, S., "Jet-Setting during COVID-19: Environmental Implications of the Pandemic Induced Private Aviation Boom," *Transportation Research Interdisciplinary Perspectives*, Vol. 13, 2022, p. 100575. <https://doi.org/10.1016/j.trip.2022.100575>
- [25] Finlay, M., "Best Sellers: The 10 Most Purchased Private Jets in 2022," Simple Flying, julio de 2023. Recuperado el 02/01/2024. <https://simpleflying.com/top-10-best-selling-private-jets/>
- [26] "Single Engine Turboprops - FLYING Magazine." Recuperado el 02/01/2024. <https://www.flyingmag.com/2019-buyers-single-engine-turboprop/>
- [27] Pilatus Aircraft Ltd., "Pilatus PC-12-NG Pilot's Information Manual," 2010.
- [28] AvBuyer, "Pilatus PC-12 NG Buyer's Guide," AvBuyer.com. Recuperado el 02/01/2024. <https://www.avbuyer.com/articles/turboprop-buyers-guides/pilatus-pc-12-ng-buyer-s-guide-113208>
- [29] Pratt & Whitney, "PT6A Engine." Recuperado el 02/01/2024. <https://www.prattwhitney.com/en/products/general-aviation-engines/pt6a>
- [30] European Union Aviation Safety Agency, "Easy Access Rules for Normal-Category Aeroplanes (CS-23) - CS-23 Amendment 6 and AMC & GM to CS-23 Issue 4 Available in Pdf, Online & XML Format," EASA. Recuperado el 12/01/2024. <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-normal-category-aeroplanes-cs-23>

- [31] “Review of Standard Passenger Weights,” EASA, octubre de 2022. Recuperado el 02/01/2024. <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/research-reports/easa2021c24>
- [32] EUROCONTROL, “Electrification at Europe’s Airports: Building Back Better Sustainably,” julio de 2021. Recuperado el 02/01/2024. <https://www.eurocontrol.int/article/electrification-europes-airports-building-back-better-sustainably>
- [33] Gudmundsson, S., “Chapter 3 - Initial Sizing,” *General Aviation Aircraft Design*, edited by S. Gudmundsson, Butterworth-Heinemann, Boston, 2014, pp. 55–75. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-397308-5.00003-9>
- [34] Alves, P., Silvestre, M., and Gamboa, P., “Aircraft Propellers—Is There a Future?,” *Energies*, Vol. 13, No. 16, 2020, p. 4157. <https://doi.org/10.3390/en13164157>
- [35] “Pacelab APD,” PACE Aerospace Engineering and Information Technology GmbH, 2023.
- [36] Obert, E., “Aerodynamic Design of Transport Aircraft,” IOS Press, 2009.
- [37] de Vries, R., Brown, M. T., and Vos, R., “A Preliminary Sizing Method for Hybrid-Electric Aircraft Including Aero-Propulsive Interaction Effects,” *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018. <https://doi.org/10.2514/6.2018-4228>
- [38] Torenbeek, E., “Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes,” John Wiley & Sons, 2013.
- [39] Roskam, J., “Airplane Design: Preliminary Sizing of Airplanes,” DARcorporation, 1985.
- [40] Budde-Meiwes, H., Drillkens, J., Lunz, B., Muennix, J., Lehner (maiden name Rothgang), S., Kowal, J., and Sauer, D. U., “A Review of Current Automotive Battery Technology and Future Prospects,” *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering*, Vol. 227, 2013, pp. 761–776. <https://doi.org/10.1177/0954407013485567>

- [41] Hall, N., "Gas Turbine Weight Model," 2021. Recuperado el 15/01/2024. <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbwt.html>
- [42] Aviation Week, "Gas Turbine Engines," 2008. <https://web.archive.org/web/20181106021310/http://www.geocities.jp/nomonomo2007/AircraftDatabase/AWdata/AviationWeekPages/GTEnginesAWJan2008.pdf>
- [43] Shohag, P., "Epicyclic/ Planetary Gear Box | 3D CAD Model Library | GrabCAD," 2019. Recuperado el 21/01/2024. <https://grabcad.com/library/epicyclic-planetary-gear-box-1>
- [44] Brown, G. V., Kascak, A. F., Ebihara, B., Johnson, D., Choi, B., Siebert, M., and Buccieri, C., "NASA Glenn Research Center Program in High Power Density Motors for Aeropropulsion," NASA/TM-2005-213800, enero de 2005.
- [45] Hu, J., and Booker, J., "Preliminary Sizing of Electric-Propulsion Powertrains for Concept Aircraft Designs," 2022. <https://doi.org/10.3390/designs6050094>
- [46] Cinar, G., Mavris, D., Emeneth, M., Schneegans, A., and Fefermann, Y., "Development of Parametric Power Generation and Distribution Subsystem Models at the Conceptual Aircraft Design Stage," 2017. <https://doi.org/10.2514/6.2017-1182>
- [47] "Depth of Discharge: What It Is and Why It's Important," Foxtron Power Solutions, diciembre de 2021. Recuperado el 14/01/2024. <https://www.foxtronpowersolutions.com/depth-of-discharge/>
- [48] Mahmoudi, A., Soong, W. L., Pellegrino, G., and Armando, E., "Efficiency Maps of Electrical Machines," presented at the 2015 IEEE Energy Conversion Congress and Exposition (ECCE), 2015. <https://doi.org/10.1109/ECCE.2015.7310051>
- [49] International Electrotechnical Commission, "Rotating Electrical Machines - Part 30-1: Efficiency Classes of Line Operated AC Motors (IE Code)," 2014. Recuperado el 19/01/2024. <https://webstore.iec.ch/publication/136>
- [50] Anderson, N., Loewenthal, S., and Black, J., "An Analytical Method to Predict Efficiency of Aircraft Gearboxes," *20th Joint Propulsion Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1984. <https://doi.org/10.2514/6.1984-1500>
- [51] Pratt & Whitney Canada, Inc, "Training Pt6a 60 Series PDF | PDF | Turbine | Transmission (Mechanics)," 2007.

- [52] Gudmundsson, S., "Chapter 14 - The Anatomy of the Propeller," *General Aviation Aircraft Design*, edited by S. Gudmundsson, Butterworth-Heinemann, Boston, 2014, pp. 581–659. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-397308-5.00014-3>
- [53] Chau, K. T., and Wong, Y. S., "Overview of Power Management in Hybrid Electric Vehicles," *Energy Conversion and Management*, Vol. 43, No. 15, 2002, pp. 1953–1968. [https://doi.org/10.1016/S0196-8904\(01\)00148-0](https://doi.org/10.1016/S0196-8904(01)00148-0)
- [54] Bradley, M. K., and Droney, C. K., "Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase 2," NF1676L-21005, abril de 2015.
- [55] Kang, L., Sun, Y., Smith, H., and Mao, J., "The Effects of the Degree of Hybridisation on the Design of Hybrid-Electric Aircraft Considering the Balance between Energy Efficiency and Mass Penalty," *Aerospace*, Vol. 10, 2023, p. 111. <https://doi.org/10.3390/aerospace10020111>
- [56] Xie, Y., Savvarisal, A., Tsourdos, A., Zhang, D., and Gu, J., "Review of Hybrid Electric Powered Aircraft, Its Conceptual Design and Energy Management Methodologies," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 34, No. 4, 2021, pp. 432–450. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.07.017>
- [57] "Pacelab APD 8.2 Documentation," 2023. Recuperado el 02/01/2024. <https://help.pace.de/predesign/apd/8.2.0/>
- [58] Parkinson, A., Balling, R., and Hedengren, J., "Optimization Methods for Engineering Design," 2013.
- [59] Lin, D., Liu, Y., and Cui, Y., "Reviving the Lithium Metal Anode for High-Energy Batteries," *Nature Nanotechnology*, Vol. 12, No. 3, 2017, pp. 194–206. <https://doi.org/10.1038/nnano.2017.16>
- [60] Pastra, C. L., Hall, C., Cinar, G., Gladin, J., and Mavris, D. N., "Specific Power and Efficiency Projections of Electric Machines and Circuit Protection Exploration for Aircraft Applications," presented at the 2022 IEEE/AIAA Transportation Electrification Conference and Electric Aircraft Technologies Symposium, Anaheim, CA, 2022.
- [61] Saedry, M., "Tail Design," *Aircraft Design*, John Wiley & Sons, Ltd, 2012, pp. 265–340. <https://doi.org/10.1002/9781118352700.ch6>

- [62] Gómez Tierno, M. Á., Pérez Cortés, M., and Puentes Márquez, C., “Mecánica Del Vuelo,” Garceta.
- [63] Lednicer, D., “The Incomplete Guide to Airfoil Usage,” 2023. Recuperado el 05/01/2024. <https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/aircraft.html>
- [64] “Airfoil Tools.” Recuperado el 06/02/2024. <http://www.airfoiltools.com/>
- [65] Torenbeek, E., “Preliminary Tailplane Design,” *Synthesis of Subsonic Airplane Design: An introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*, edited by E. Torenbeek, Springer Netherlands, Dordrecht, 1982, pp. 303–339. [https://doi.org/10.1007/978-94-017-3202-4\\_9](https://doi.org/10.1007/978-94-017-3202-4_9)
- [66] “Pilatus PC-12 (Monomotor Turbopropulsor) (PC12),” FlightAware. Recuperado el 24/02/2024. [https://www.flightaware.com/live/aircrafttype/PC12?;offset=0;order=filed\\_ete;sort=D](https://www.flightaware.com/live/aircrafttype/PC12?;offset=0;order=filed_ete;sort=D) ESC
- [67] Huq, N. A., Hafenstine, G. R., Huo, X., Nguyen, H., Tiff, S. M., Conklin, D. R., Stück, D., Stunkel, J., Yang, Z., Heyne, J. S., Wiatrowski, M. R., Zhang, Y., Tao, L., Zhu, J., McEnally, C. S., Christensen, E. D., Hays, C., Van Allsburg, K. M., Unocic, K. A., Meyer, H. M., Abdullah, Z., and Vardon, D. R., “Toward Net-Zero Sustainable Aviation Fuel with Wet Waste-Derived Volatile Fatty Acids,” *Proceedings of the National Academy of Sciences*, Vol. 118, No. 13, 2021, p. e2023008118. <https://doi.org/10.1073/pnas.2023008118>
- [68] Bonnefoy, P., and Schaufele, R., “Placing Costs Associated with LTAG Integrated Scenarios in Context,” 100, ICAO, 2022.
- [69] “Rights Managed of Pilatus PC-12 Cutaway Drawing,” FlightGlobal Photo Rights Managed. Recuperado el 21/01/2024. <https://www.flightglobalimages.com/cutaways/civil-aviation-1949-present-cutaways/pilatus-pc-12-cutaway-drawing-1569921.html>
- [70] “Pilatus PC-12 NGX - Fleet - Amaro Aviation.” Recuperado el 21/01/2024. <https://amaroaviation.com/en/pc-12-ngx/>



## Anexos

### Anexo I: Parámetros de la misión de referencia y ratings de motor

#### Anexo I-1: Misión nominal

##### Taxi-out

Tabla 31. Parámetros del segmento Taxi-out en la misión de diseño. Elaboración propia

Parámetro	Valor	Unidades
$z_{taxi}$	0	ft
$V_{taxi}$	25	m/s
$t_{taxi}$	6	min

##### Despegue

Tabla 32. Parámetros del segmento Despegue en la misión de diseño. Elaboración propia

Parámetro	Valor	Unidades
$z_0$	0	ft
$z_f$	1500	ft

Las velocidades y distancias de despegue (rodadura, flare y ascenso inicial) son dependientes del  $TOW$ . En el capítulo 9 se pueden consultar en detalle las prestaciones de la aeronave de referencia y la híbrida.

##### Ascenso

Tabla 33. Parámetros del segmento Ascenso en la misión de diseño. Elaboración propia

Parámetro	Valor	Unidades
$z_0$	1500	ft
$z_f$	29000	ft
$V_{cl}$	200	KTAS
$TTC_{req}$	30	min

## Crucero

Tabla 34. Parámetros del segmento Crucero en la misión de diseño. Elaboración propia

Parámetro	Valor	Unidades
$z_{cr}$	29000	ft
$V_{cr}$	240	KTAS
Modo	Flat Cruise	-

## Descenso

Tabla 35. Parámetros del segmento Descenso en la misión de diseño. Elaboración propia

Parámetro	Valor	Unidades
$z_0$	29000	ft
$z_f$	1500	ft
$V_{desc}$	200	KTAS
$ROC_{min}$	-500	fpm

## Aterrizaje

Tabla 36. Parámetros del segmento Aterrizaje en la misión de diseño. Elaboración propia

Parámetro	Valor	Unidades
$z_0$	1500	ft
$z_f$	0	ft

Las velocidades y distancias de aterrizaje (aproximación, flare y rodadura) son dependientes del  $LW$ . En el capítulo 9 se pueden consultar en detalle las prestaciones de la aeronave de referencia y la híbrida.

## Taxi-in

Tabla 37. Parámetros del segmento Taxi-in en la misión de diseño. Elaboración propia

Parámetro	Valor	Unidades
$z_{taxi}$	0	ft
$V_{taxi}$	25	m/s
$t_{taxi}$	6	min

## Anexo I-2: Reservas

### Contingencia

Tabla 38. Parámetros de Contingencia en la misión de diseño. Elaboración propia

Parámetro	Valor	Unidades
$z_{cont}$	29000	ft
$V_{cont}$	240	KTAS
$E_{elec}$	0	% $E_{elec,tot}$
$m_{fuel}$	5	% $m_{fuel,tot}$

### Aeropuerto alternativo

Tabla 39. Parámetros del segmento Aeropuerto alternativo en la misión de diseño. Elaboración propia

Parámetro	Valor	Unidades
$R_{alt}$	100	NM
$z_{cr,alt}$	18000	ft
$z_{ldg,alt}$	0	ft
Modo	Max Range Cruise	-

### Espera

Tabla 40. Parámetros del segmento Espera en la misión de diseño. Elaboración propia

Parámetro	Valor	Unidades
$t_{loiter}$	30	min

### Anexo I-3: Ratings de los motores

Tabla 41. Ratings de los motores turbohélice y eléctrico según el segmento de vuelo.  
Elaboración propia

<b>Segmento de vuelo</b>	<b>Elemento propulsivo</b>	<b>Rating</b>
Taxi-out	Motor turbohélice	FID
	Motor eléctrico	MCL
Despegue	Motor turbohélice	MTO
	Motor eléctrico	MTO
Ascenso	Motor turbohélice	MCL
	Motor eléctrico	MCL
Crucero	Motor turbohélice	MCR
	Motor eléctrico	MCR
Descenso	Motor turbohélice	FID
	Motor eléctrico	FID
Aterrizaje	Motor turbohélice	FID
	Motor eléctrico	FID
Taxi-in	Motor turbohélice	FID
	Motor eléctrico	MCL
Contingencia	Motor turbohélice	MCR
	Motor eléctrico	MCR
Aeropuerto alternativo	Motor turbohélice	MCR
	Motor eléctrico	MCR
Espera	Motor turbohélice	FID
	Motor eléctrico	MCR

## Anexo II: Métodos de cálculo de las masas del avión

Tabla 42. Métodos de cálculo de las masas del avión. Elaboración propia

<b>Componente</b>	<b>Método de cálculo</b>
Accesorios de cabina	Torenbeek (Tabla 8-13)
Agua potable	Torenbeek (Tabla 8-13)
Ala	Torenbeek (Ec. 8.12)
Aviónica	Raymer (Ec. 15.40)
Carenado del motor	Torenbeek (Ec. 8.24)
Carga de pago	Input de misión
Combustible total	Iteración para cumplir la misión
Combustible inutilizable	Torenbeek (Tabla 8-13)
Control ambiental	Torenbeek (Ec. 8.45)
Elementos operativos	Suma de los subcomponentes
Empenaje	Suma de los subcomponentes
Equipamiento de seguridad	Torenbeek (Tabla 8-13)
Estabilizador horizontal	Torenbeek (Ec. 8.14)
Estabilizador vertical	Torenbeek (Ec. 8.15)
Estructura	Suma de los subcomponentes
EW	Suma de los subcomponentes
Fuselaje	Torenbeek (Ec. 8.16)
Grupo propulsivo	Suma de los subcomponentes
Instrumentos de vuelo	Raymer (Ec. 15.37)
Interiores de cabina	Torenbeek (Cap. 8.4.3d)
MTOW	Iteración para cumplir la misión
OEW	Suma de los subcomponentes
Powertrain	Suma de los subcomponentes
Sistema eléctrico	Torenbeek (Ec. 8.41)
Sistema de combustible	Torenbeek (Tabla 8.9)
Sistema hidráulico	Torenbeek (Cap. 8.4.3c)
Sistema propulsivo	Suma de los subcomponentes
Sistemas y equipamiento	Suma de los subcomponentes
Superficies de control	Torenbeek (Ec. 8.18)
Tanques de combustible	Volumen disponible según geometría del ala
Toma de aire	Suma de los subcomponentes
Tren de aterrizaje	Raymer (Ec. 15.29 & 15.30)

Tripulación	Torenbeek (Tabla 8-13)
Winglets	Torenbeek (Ec. 8.15)
ZFW	Suma de los subcomponentes

## Anexo III: Casos de cálculo del avión seleccionados

Tabla 43. Casos de cálculo del avión seleccionados. Elaboración propia

<b>Descripción</b>	<b>Caso de cálculo</b>
Stability and Balance	Calculate CG & Static Margin
Mass-Performance Loop	Specify Range (Calculate MTOW)
Design Payload	Specify Cargo & Pax Load Factors
Thrust Scaling	Scaling by SHP (turboprop)
Nacelle Sizing	Auto-Sizing with SHP
Wing Planform	Sizing off (absolute dimensions)
Landing Gear Positioning	Wing-mounted: specified gear base, moving with nose gear
Maximum Fuel Capacity	Calculate fuel capacity in accordance with fuel tanks available volume
Cargo Capacity	Calculate Cargo Hold Volume and Volumetric Capacity
MZFW & Max Structural Payload	Specify Struct/ Volumetric Payload (Calculate MZFW & Struct. Payload)
Cruise Segment	At specified range
Point performance	At specified Mass
Fuselage Scaling	Scaling off (absolute dimensions)

## Anexo IV: Eficiencia máxima del motor eléctrico

Tabla 44. Valores mínimos de eficiencia máxima para motores AC de bajo voltaje en función de la potencia de salida. Definidos en la norma IEC/EN 60034-30-1:2014 [49]

Potencia de salida (kW)	Eficiencia (%)			
	2 polos	4 polos	6 polos	8 polos
0.12	66.5	69.8	64.9	62.3
0.18	70.8	74.7	70.1	67.2
0.2	71.9	75.8	71.4	68.4
0.25	74.3	77.9	74.1	70.8
0.37	78.1	81.1	78	74.3
0.4	78.9	81.7	78.7	74.9
0.55	81.5	83.9	80.9	77
0.75	83.5	85.7	82.7	78.4
1.1	85.2	87.2	84.5	80.8
1.5	86.5	88.2	85.9	82.6
2.2	88	89.5	87.4	84.5
3	89.1	90.4	88.6	85.9
4	90	91.1	89.5	87.1
5.5	90.9	91.9	90.5	88.3
7.5	91.7	92.6	91.3	89.3
11	92.6	93.3	92.3	90.4
15	93.3	93.9	92.9	91.2
18.5	93.7	94.2	93.4	91.7
22	94	94.5	93.7	92.1
30	94.5	94.9	94.2	92.7
37	94.8	95.2	94.5	93.1
45	95	95.4	94.8	93.4
55	95.3	95.7	95.1	93.7
75	95.6	96	95.4	94.2
90	95.8	96.1	95.6	94.4
110	96	96.3	95.8	94.7
132	96.2	96.4	96	94.9
160	96.3	96.6	96.2	95.1
200	96.5	96.7	96.3	95.4
250	96.5	96.7	96.5	95.4
315	96.5	96.7	96.6	95.4
355	96.5	96.7	96.6	95.4
400	96.5	96.7	96.6	95.4
450	96.5	96.7	96.6	95.4
500	96.5	96.7	96.6	95.4



600	96.5	96.7	96.6	95.4
700	96.5	96.7	96.6	95.4
800	96.5	96.7	96.6	95.4
900	96.5	96.7	96.6	95.4
1000	96.5	96.7	96.6	95.4

## Anexo V: Performance Deck del motor turbohélice

Tabla 45. Performance Deck del motor turbohélice [35]

Inputs			Outputs		
Rating	$z$	$M$	$P_{sh}/P_{ref}$	$T_{jet}/P_{ref}$	$\dot{m}_f/P_{ref}$
-	ft	-	-	N/shp	kg/h/shp
MTO	0	0	1	0.8	0.18
MTO	0	0.1	1	0.64	0.18
MTO	0	0.2	1	0.48	0.18
MTO	0	0.3	1	0.32	0.18
MTO	0	0.4	1	0.16	0.18
MTO	0	0.5	1	0.08	0.18
MTO	2000	0.2	1	0.47928	0.179208
MTO	2000	0.3	1	0.32072	0.179208
MTO	2000	0.4	1	0.16216	0.179208
MTO	2000	0.5	1	0.00352	0.179208
MTO	4000	0.2	1	0.47712	0.176796
MTO	4000	0.3	1	0.32288	0.176796
MTO	4000	0.4	1	0.16856	0.176796
MTO	4000	0.5	1	0.01424	0.176796
MTO	6000	0.2	0.992	0.4736	0.1728
MTO	6000	0.3	1	0.3264	0.1728
MTO	6000	0.4	1	0.1792	0.1728
MTO	6000	0.5	1	0.032	0.1728
MTO	8000	0.2	0.9609	0.46864	0.167202
MTO	8000	0.3	1	0.33136	0.167202
MTO	8000	0.4	1	0.19416	0.167202
MTO	8000	0.5	1	0.05688	0.167202
MTO	10000	0.2	0.9209	0.46224	0.160002
MTO	10000	0.3	0.9609	0.33776	0.160002
MTO	10000	0.4	1	0.21336	0.160002
MTO	10000	0.5	1	0.08888	0.160002
MTO	12000	0.2	0.872	0.4544	0.1512
MTO	12000	0.3	0.912	0.3456	0.1512
MTO	12000	0.4	0.968	0.2368	0.1512
MTO	12000	0.5	1	0.128	0.1512
MTO	14000	0.2	0.8142	0.44512	0.140796
MTO	14000	0.3	0.8542	0.35488	0.140796
MTO	14000	0.4	0.9102	0.26456	0.140796
MTO	14000	0.5	0.9822	0.17424	0.140796
MTO	16000	0.2	0.7476	0.43448	0.128808
MTO	16000	0.3	0.7876	0.36552	0.128808
MTO	16000	0.4	0.8436	0.29656	0.128808
MTO	16000	0.5	0.9156	0.22752	0.128808

MCL	0	0.2	1	0.43432	0.18
MCL	0	0.3	1	0.25144	0.18
MCL	0	0.4	1	0.06856	0.18
MCL	5000	0.2	1	0.42952	0.179658
MCL	5000	0.3	1	0.24984	0.18
MCL	5000	0.4	1	0.07016	0.18
MCL	10000	0.2	0.9644	0.4152	0.172152
MCL	10000	0.3	0.9894	0.24504	0.174852
MCL	10000	0.4	1	0.07496	0.178632
MCL	15000	0.2	0.895	0.39144	0.15966
MCL	15000	0.3	0.92	0.23712	0.16236
MCL	15000	0.4	0.955	0.08288	0.16614
MCL	20000	0.2	0.7978	0.35808	0.142164
MCL	20000	0.3	0.8228	0.226	0.144864
MCL	20000	0.4	0.8578	0.094	0.148644
MCL	25000	0.2	0.6728	0.3152	0.119664
MCL	25000	0.3	0.6978	0.21176	0.122364
MCL	25000	0.4	0.7328	0.10824	0.126144
MCL	25000	0.5	0.7778	0.0048	0.131004
MCL	30000	0.2	0.52	0.26288	0.09216
MCL	30000	0.3	0.545	0.19432	0.09486
MCL	30000	0.4	0.58	0.12568	0.09864
MCL	30000	0.5	0.625	0.05712	0.1035
MCR	0	0.2	1	0.43432	0.18
MCR	0	0.3	1	0.25144	0.18
MCR	0	0.4	1	0.06856	0.18
MCR	5000	0.2	1	0.42952	0.179658
MCR	5000	0.3	1	0.24984	0.18
MCR	5000	0.4	1	0.07016	0.18
MCR	10000	0.2	0.9644	0.4152	0.172152
MCR	10000	0.3	0.9894	0.24504	0.174852
MCR	10000	0.4	1	0.07496	0.178632
MCR	15000	0.2	0.895	0.39144	0.15966
MCR	15000	0.3	0.92	0.23712	0.16236
MCR	15000	0.4	0.955	0.08288	0.16614
MCR	20000	0.2	0.7978	0.35808	0.142164
MCR	20000	0.3	0.8228	0.226	0.144864
MCR	20000	0.4	0.8578	0.094	0.148644
MCR	25000	0.2	0.6728	0.3152	0.119664
MCR	25000	0.3	0.6978	0.21176	0.122364
MCR	25000	0.4	0.7328	0.10824	0.126144
MCR	25000	0.5	0.7778	0.0048	0.131004
MCR	30000	0.2	0.52	0.26288	0.09216
MCR	30000	0.3	0.545	0.19432	0.09486
MCR	30000	0.4	0.58	0.12568	0.09864
MCR	30000	0.5	0.625	0.05712	0.1035

FID	0	0.2	0.04	0.01736	0.0072
FID	0	0.3	0.04	0.01008	0.0072
FID	0	0.4	0.04	0.00272	0.0072
FID	5000	0.2	0.04	0.0172	0.007182
FID	5000	0.3	0.04	0.01	0.0072
FID	5000	0.4	0.04	0.0028	0.0072
FID	10000	0.2	0.0386	0.01664	0.006894
FID	10000	0.3	0.0396	0.00984	0.007002
FID	10000	0.4	0.04	0.00296	0.007146
FID	15000	0.2	0.0358	0.01568	0.00639
FID	15000	0.3	0.0368	0.00952	0.006498
FID	15000	0.4	0.0382	0.00328	0.006642
FID	20000	0.2	0.0319	0.01432	0.005688
FID	20000	0.3	0.0329	0.00904	0.005796
FID	20000	0.4	0.0343	0.00376	0.00594
FID	25000	0.2	0.0269	0.01264	0.004788
FID	25000	0.3	0.0279	0.00848	0.004896
FID	25000	0.4	0.0293	0.00432	0.00504
FID	25000	0.5	0.0311	0.00016	0.005238
FID	30000	0.2	0.0208	0.01048	0.00369
FID	30000	0.3	0.0218	0.00776	0.003798
FID	30000	0.4	0.0232	0.00504	0.003942
FID	30000	0.5	0.025	0.00232	0.00414

## Anexo VI: Performance Deck de la hélice

Tabla 46. Performance Deck de la hélice [35]

Inputs			Output
Rating	$z$	$M$	$T_{prop}/P_{ref}$
	ft	-	N/shp
MTO	0	0	11.2008
MTO	0	0.1	10.7536
MTO	0	0.2	7.7468
MTO	0	0.3	5.748
MTO	0	0.4	4.4016
MTO	0	0.5	3.4468
MTO	2000	0.5	3.4972
MTO	2000	0.4	4.432
MTO	2000	0.3	5.7612
MTO	2000	0.2	7.7176
MTO	2000	0.1	10.5908
MTO	2000	0	10.402
MTO	4000	0	9.6384
MTO	4000	0.1	10.4316
MTO	4000	0.2	7.688
MTO	4000	0.3	5.774
MTO	4000	0.4	4.4632
MTO	4000	0.5	3.5444
MTO	6000	0.5	3.5828
MTO	6000	0.4	4.488
MTO	6000	0.3	5.7812
MTO	6000	0.2	7.646
MTO	6000	0.1	10.1628
MTO	6000	0	8.9
MTO	8000	0	8.194
MTO	8000	0.1	9.8716
MTO	8000	0.2	7.592
MTO	8000	0.3	5.7816
MTO	8000	0.4	4.5096
MTO	8000	0.5	3.6132
MTO	10000	0.5	3.6428
MTO	10000	0.4	4.5328
MTO	10000	0.3	5.7832
MTO	10000	0.2	7.5412
MTO	10000	0.1	9.576
MTO	10000	0	7.5204
MTO	12000	0	6.886
MTO	12000	0.1	9.3972
MTO	12000	0.2	7.4916
MTO	12000	0.3	5.7844
MTO	12000	0.4	4.558

MTO	12000	0.5	3.6712
MTO	14000	0.5	3.6996
MTO	14000	0.4	4.5836
MTO	14000	0.3	5.784
MTO	14000	0.2	7.45
MTO	14000	0.1	9.2808
MTO	14000	0	6.2916
MTO	16000	0	5.718
MTO	16000	0.1	9.134
MTO	16000	0.2	7.41
MTO	16000	0.3	5.7856
MTO	16000	0.4	4.6092
MTO	16000	0.5	3.7268
MCL	0	0	5.9188
MCL	0	0.1	8.4532
MCL	0	0.2	7.6768
MCL	0	0.3	5.6868
MCL	0	0.4	4.39
MCL	0	0.5	3.324
MCL	5000	0.5	3.446
MCL	5000	0.4	4.4692
MCL	5000	0.3	5.7068
MCL	5000	0.2	7.446
MCL	5000	0.1	6.6212
MCL	5000	0	4.6448
MCL	10000	0	3.5096
MCL	10000	0.1	5.1736
MCL	10000	0.2	7.2924
MCL	10000	0.3	5.7116
MCL	10000	0.4	4.4948
MCL	10000	0.5	3.5432
MCL	15000	0.5	3.6104
MCL	15000	0.4	4.5488
MCL	15000	0.3	5.7092
MCL	15000	0.2	6.7604
MCL	15000	0.1	3.8632
MCL	15000	0	2.4904
MCL	20000	0	1.5888
MCL	20000	0.1	2.6864
MCL	20000	0.2	6.6724
MCL	20000	0.3	5.73
MCL	20000	0.4	4.6044
MCL	20000	0.5	3.7108
MCL	25000	0.5	3.8096
MCL	25000	0.4	4.6764
MCL	25000	0.3	5.7588
MCL	25000	0.2	6.8572
MCL	25000	0.1	1.5896
MCL	25000	0	0.8084

MCL	30000	0	0.1132
MCL	30000	0.1	0.57
MCL	30000	0.2	6.706
MCL	30000	0.3	5.7888
MCL	30000	0.4	4.7392
MCL	30000	0.5	3.8796
MCR	0	0	5.9104
MCR	0	0.1	8.69
MCR	0	0.2	7.69
MCR	0	0.3	5.7032
MCR	0	0.4	4.3952
MCR	0	0.5	3.3248
MCR	5000	0.5	3.4584
MCR	5000	0.4	4.4644
MCR	5000	0.3	5.7176
MCR	5000	0.2	7.6236
MCR	5000	0.1	7.3204
MCR	5000	0	4.6072
MCR	10000	0	3.4356
MCR	10000	0.1	5.9252
MCR	10000	0.2	7.3644
MCR	10000	0.3	5.7288
MCR	10000	0.4	4.534
MCR	10000	0.5	3.542
MCR	15000	0.5	3.6528
MCR	15000	0.4	4.5528
MCR	15000	0.3	5.7508
MCR	15000	0.2	7.1428
MCR	15000	0.1	4.0184
MCR	15000	0	2.4564
MCR	20000	0	1.518
MCR	20000	0.1	3.292
MCR	20000	0.2	6.992
MCR	20000	0.3	5.7692
MCR	20000	0.4	4.6172
MCR	20000	0.5	3.7288
MCR	25000	0.5	3.8156
MCR	25000	0.4	4.6824
MCR	25000	0.3	5.796
MCR	25000	0.2	6.9152
MCR	25000	0.1	3.006
MCR	25000	0	0.6808
MCR	30000	0	0.0268
MCR	30000	0.1	2.3136
MCR	30000	0.2	6.8808
MCR	30000	0.3	5.8228
MCR	30000	0.4	4.7608
MCR	30000	0.5	3.8852
FID	0	0	2.1128

FID	0	0.1	0.968
FID	0	0.2	0.4216
FID	0	0.3	0.4116
FID	0	0.4	0.4016
FID	0	0.5	0.3912
FID	5000	0.5	0.3164
FID	5000	0.4	0.364
FID	5000	0.3	0.4112
FID	5000	0.2	0.4588
FID	5000	0.1	0.942
FID	5000	0	1.9464
FID	10000	0	1.7284
FID	10000	0.1	0.8676
FID	10000	0.2	0.4684
FID	10000	0.3	0.4196
FID	10000	0.4	0.3708
FID	10000	0.5	0.322
FID	15000	0.5	0.3276
FID	15000	0.4	0.3776
FID	15000	0.3	0.4276
FID	15000	0.2	0.478
FID	15000	0.1	0.7932
FID	15000	0	1.5104
FID	20000	0	1.2924
FID	20000	0.1	0.7188
FID	20000	0.2	0.4872
FID	20000	0.3	0.436
FID	20000	0.4	0.3844
FID	20000	0.5	0.3332
FID	25000	0.5	0.3384
FID	25000	0.4	0.3912
FID	25000	0.3	0.444
FID	25000	0.2	0.4968
FID	25000	0.1	0.6444
FID	25000	0	1.0744
FID	30000	0	0.8564
FID	30000	0.1	0.57
FID	30000	0.2	0.5064
FID	30000	0.3	0.4524
FID	30000	0.4	0.3984
FID	30000	0.5	0.344



## Anexo VII: Geometría del avión de referencia

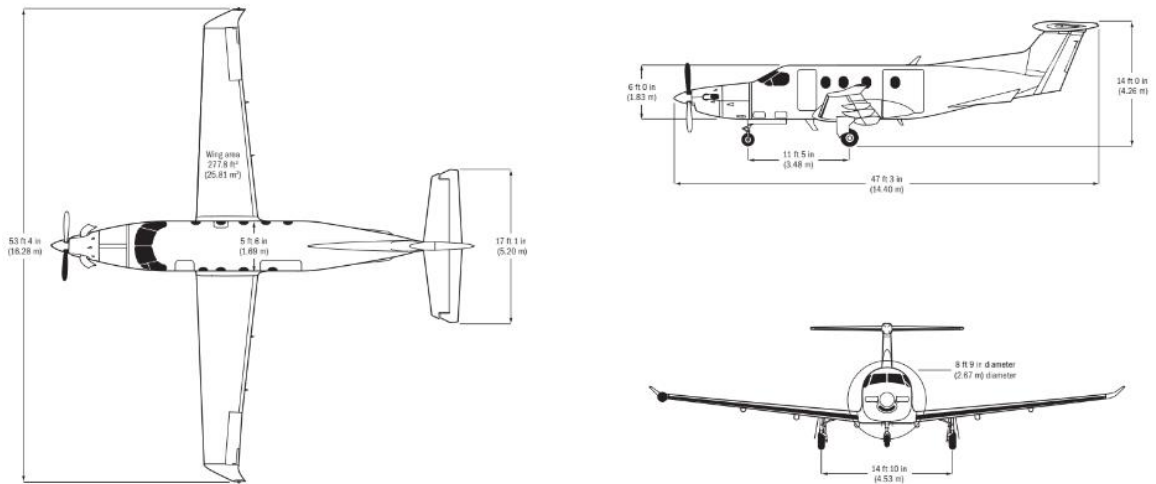


Figura 48. Planta, perfil y alzado del Pilatus PC-12 NG [6]

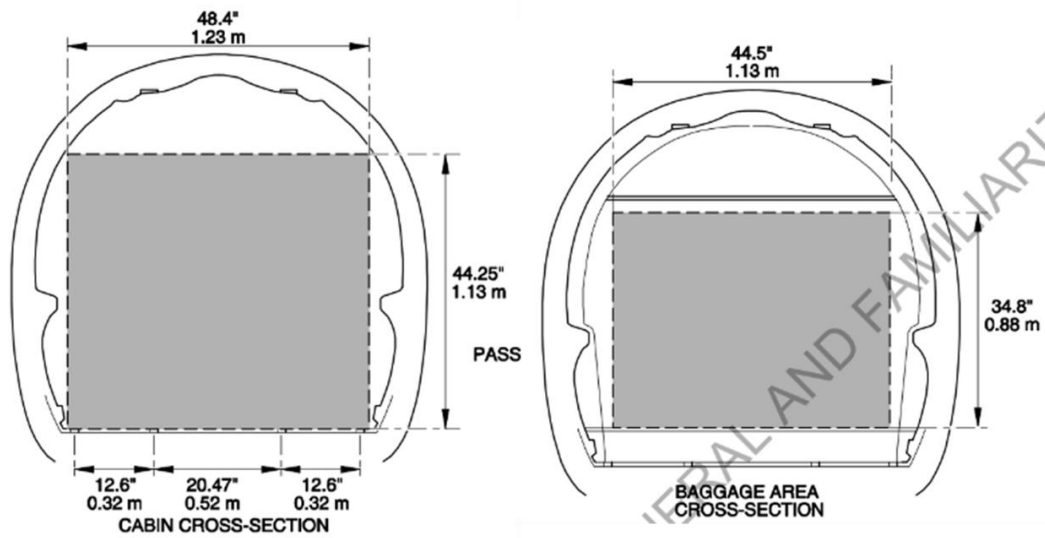


Figura 49. Corte transversal de la cabina de pasajeros y de la zona de equipajes [6]

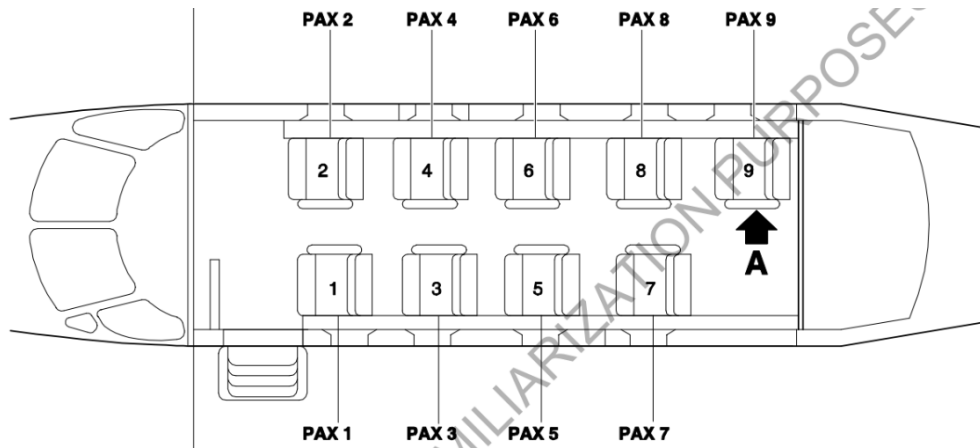


Figura 50. Configuración de cabina de pasajeros STD-9S (CORPORATE COMMUTER, 9 Standard Seats) [27]

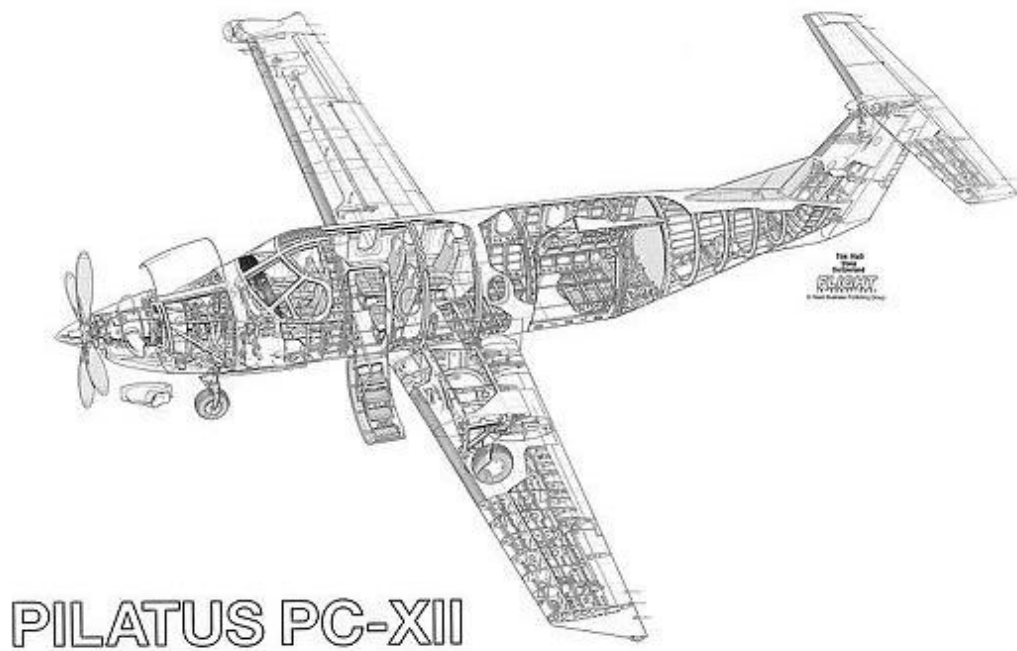


Figura 51. Vista interior 3D del Pilatus PC-12 [69]



*Figura 52. Fotografía en vuelo del Pilatus PC-12 NGX [70]*

## Anexo VIII: Envolvente de CG del Pilatus PC-12 NG

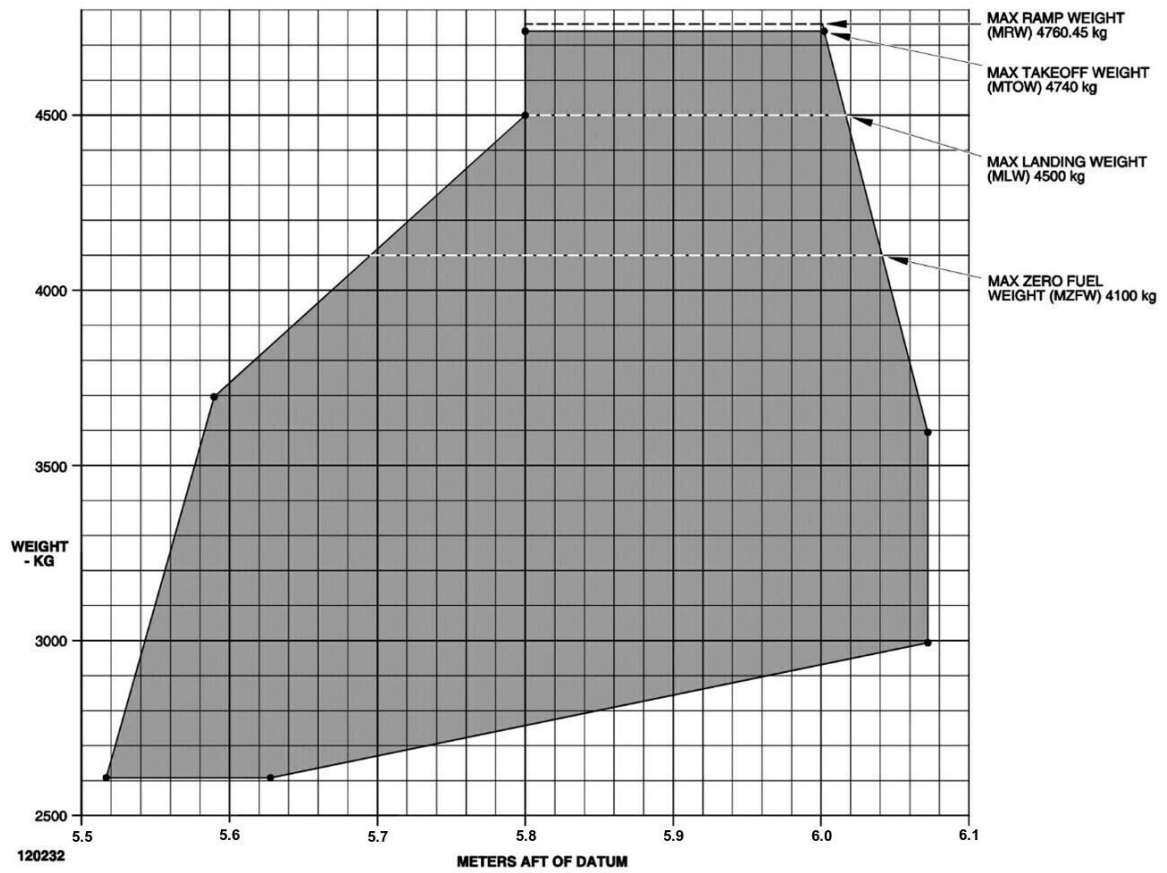


Figura 53. Envolvente del centro de gravedad del Pilatus PC-12 NG. DATUM situado en el morro de la aeronave [27]