



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA



# Diseño Conceptual Proyecto H200

MEMORIA

SERGIO GARCÍA-NIETO RODRÍGUEZ

LUIS MIGUEL GARCÍA-CUEVAS GONZÁLEZ

JOAN ALBERT SUCH GARCÍA

JOSÉ DOMINGO CERDÁN TORRES

SERGIO ALEXANDRO COSTEA ANDRONACHE

# 1. Diseño de la aeronave

## 1.1. Aviones semejantes:

- H101, H102: Ambos se diseñan con el objetivo principal de transportar una pila de combustible para incrementar su rango.
- H110: Basado en la configuración aerodinámica de esta aeronave, se mantiene la cola en V y los perfiles alares. Además, se toma la estructura semimonocasco como base así como algunos métodos de fabricación.
- H120. Desarrollado en paralelo, los avances logrados en ambas aeronaves serán compartidos a lo largo del proceso de diseño y producción.

## 1.2. Fuselaje

Estructura semimonocasco con cuadernas de CFRP y núcleo de espuma, recubierta por piel de GFRP. Dos largueros principales de CFRP recorren la estructura, con un diámetro en primera iteración de 20 mm. Encastres en aluminio o PA12 reforzado con CFRP. En un futuro se plantea la utilización de preimpregnados en caso de que las pruebas sean satisfactorias.

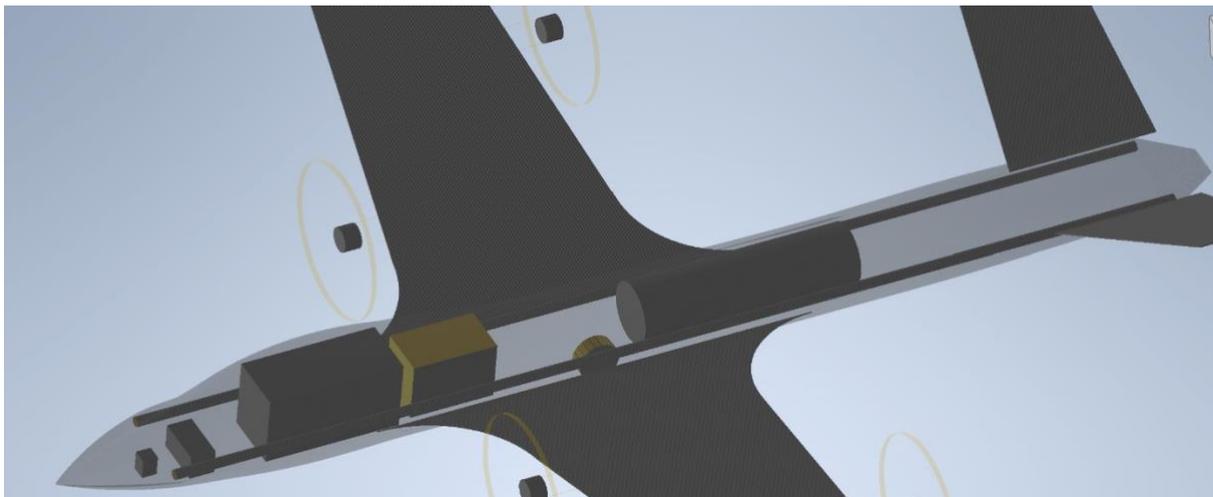


Figura 1. Layout conceptual de la distribución de componentes

## 1.3. Superficies sustentadoras

### 1.3.1. Ala

Manteniendo el perfil SD7062 utilizado en el H110, se limita la envergadura a 2.95 m para evitar la necesidad de certificar la aeronave. Se introduce un estrechamiento entre raíz y punta, para finalizar con una punta de ala en forma de raked wing. Para mantener una carga alar similar al H110 en primera iteración, incrementar la cuerda media se convierte en la única solución dadas las limitaciones en envergadura.

Estructura semimonocasco con cuadernas de CFRP y núcleo de espuma, recubierta por piel de CFRP y larguerillos de espuma. Un larguero principal de 28 mm y dos largueros secundarios de 12 mm recorren las 3 primeras cuadernas sin ángulo de diedro. El resto de la estructura se sustenta por la piel y 2 largueros de CFRP de 8 mm. Cabe destacar que el encastre de tren se encuentra sobre la sección del ala unida de manera permanente al fuselaje.

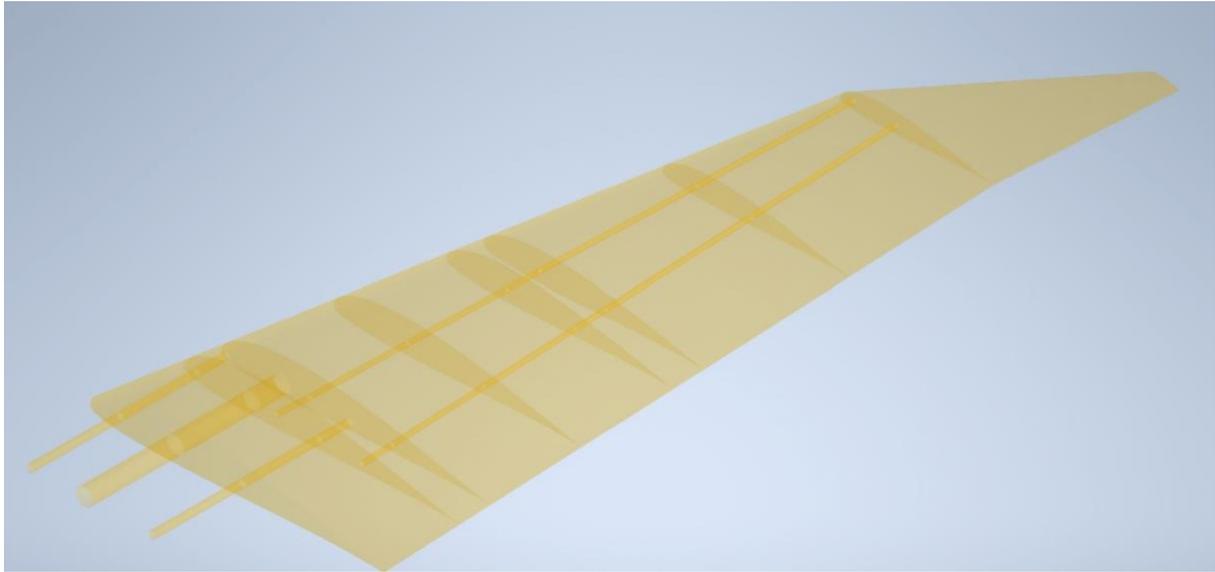


Figura 2. Estructura interna y externa del ala

- Envergadura: 2.95 m
- Cuerda media: 0.35 m
- Flecha: 15 °
- Alargamiento: 8.3
- Estrechamiento: 0.5
- Superficie alar: 1 m<sup>2</sup>
- Diedro: 2°

### 1.3.2. Estabilizador en V

Manteniendo la configuración del H110, se opta por utilizar una cola en V con una superficie aproximadamente un 50% mayor. De este modo, la geometría se mantiene como un estabilizador con estrechamiento, optando en primera iteración por una estructura sandwich con núcleo de espuma, costillas de PA12 y piel de CFRP.

## 1.4. Superficies de control e hipersustentadoras

Para el control de la aeronave, se plantea el uso de las mismas superficies que en el H110; es decir, 2 alerones y 2 elevadores-rudder en cola, junto a 2 flaps. En las 6 superficies móviles se aplicará el perfil SD7062 modificado con canal en S para reenergización de capa límite desarrollado por el equipo de aerodinámica para el H101.

Las dimensiones de las superficies móviles se definirán en la próxima iteración.

## 1.5. Planta propulsiva

En primera iteración, se plantea el uso de 4 motores AM480 KV600 con una hélice APC 12x6. El uso de 4 motores se plantea como una solución alternativa a la configuración clásica de un único motor tractor o propulsor tratando de integrar 2 tecnologías: el soplado de flaps y la propulsión distribuida. A su vez, esta configuración permite el desarrollo de manera directa de una solución VTOL tilt rotor

(H202). Para la selección de la planta propulsiva, se comparan diferentes motores con configuración bimotor utilizando 2 AT4130 correspondientes al H110.

Tabla 1. Características técnicas de las plantas propulsivas propuestas

Motor	Propeller	Throttle	V	A	P (W)	T (g)	n_aprox	Consumption(W)	Thrust(g)	A	T/W
AT4130	APC 17*10	70%	21,82	34,25	747,335	4039	2	1494,67	8078	68,5	5,404537
		100%	21,16	74,27	1571,553	6534		3143,1064	13068	148,54	4,15767
AM480 KV600	APC 12*6	70%	21,43	14,79	316,9497	1758	4	1267,7988	7032	59,16	5,546621
		100%	21,02	36,75	772,485	3197		3089,94	12788	147	4,138592
AM480 KV650	APC 12*6	70%	21,64	18,74	405,5336	2054	4	1622,1344	8216	74,96	5,064932
		100%	20,98	45,59	956,4782	3550		3825,9128	14200	182,36	3,711533
AT2814 KV900	APC 10*5.5	70%	15,04	14,98	225,2992	1234	6	1351,7952	7404	89,88	5,477161
		100%	14,79	29,81	440,8899	1976		2645,3394	11856	178,86	4,481845
AT2814 KV1050	APC 10*5.5	70%	14,95	20,2	301,99	1452	6	1811,94	8712	121,2	4,808106
		100%	14,62	39,83	582,3146	2274		3493,8876	13644	238,98	3,905106

Por una parte, los motores situados en el borde de ataque se sitúan por delante de la sección correspondiente a los flaps. De esta manera, la turbulencia generada por los mismos permite energizar la capa límite y retrasar el desprendimiento de las superficies hipersustentadoras, a la vez que incrementan la velocidad del flujo sobre las mismas.

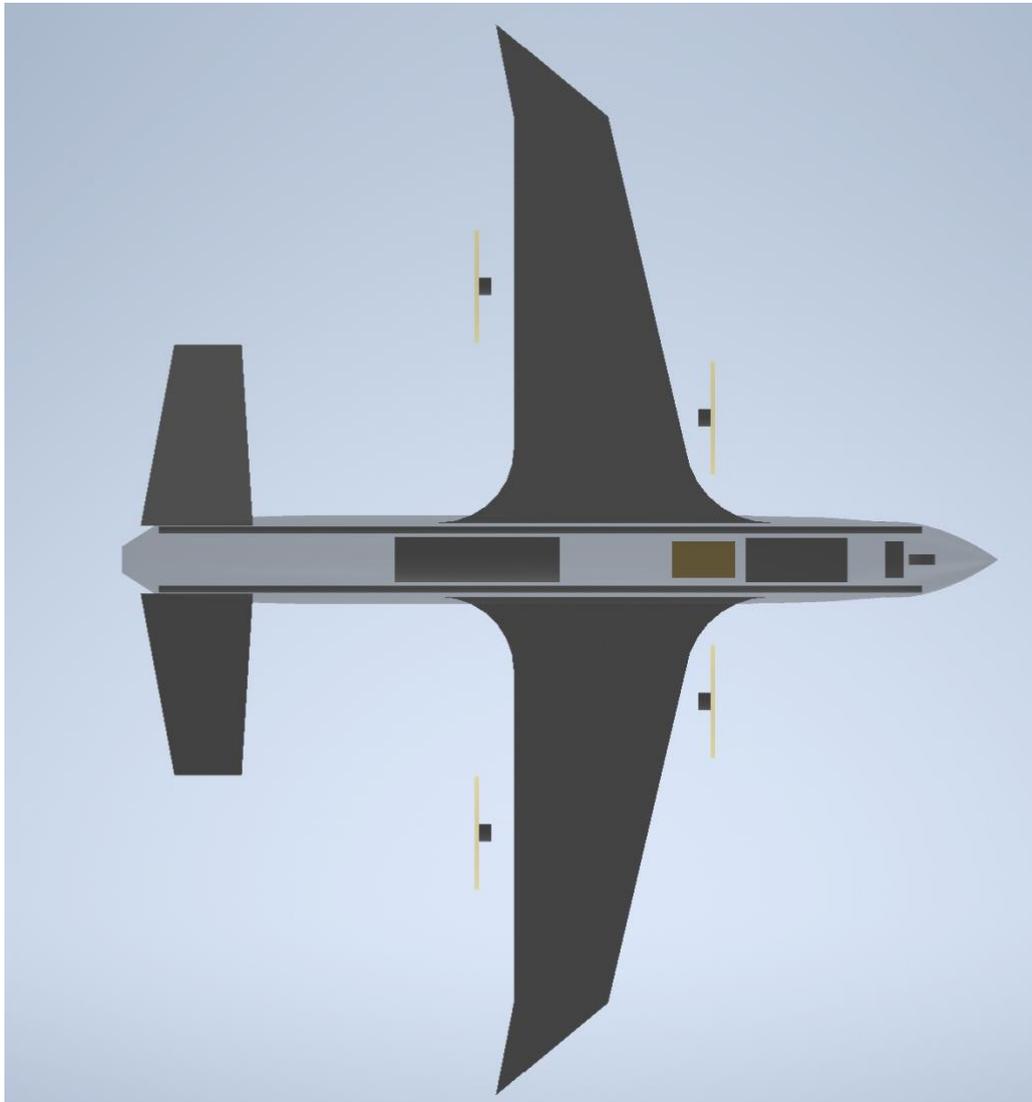


Figura 3. Distribución de los motores

Por otra parte, los motores situados en borde de fuga se situarán sobre el extradós para succionar capa límite e incrementar la eficiencia propulsiva de la aeronave. Del mismo modo, se incrementa la velocidad del flujo sobre el extradós y, por consiguiente, el lift total generado. En la versión H201 se plantea el uso de un mayor número de motores de menores dimensiones para incrementar el efecto.

En la siguiente imagen, se aprecia la dirección de giro propuesta de los motores para disminuir la interferencia entre estelas. Cabe destacar que en el CAD preliminar los motores se encuentran sobre el eje del ala y no han sido elevados sobre el extradós.

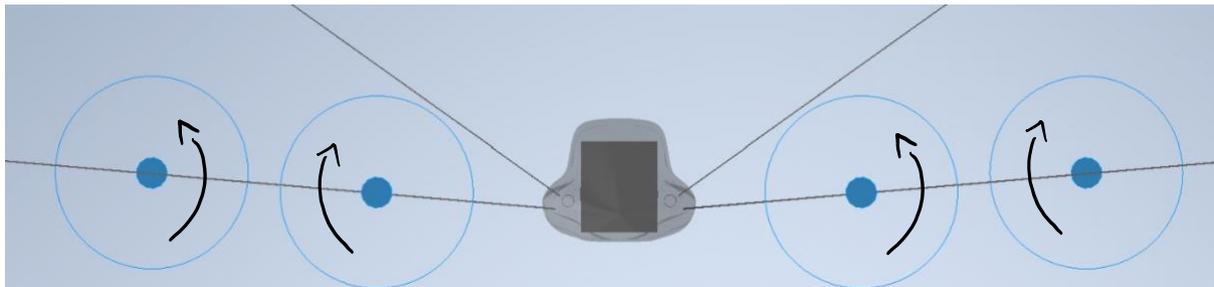


Figura 4. Sentido de giro de los motores para disminuir la interferencia entre estelas

En cuanto al sistema de alimentación, se propone como fuente principal una pila de hidrógeno de 1 kW operando a 8s capaz de suministrar la energía necesaria en crucero a los motores. Los picos de potencia serán soportados por dos baterías de 5000 mAh en serie a 4s.

## 6. Tren de aterrizaje

Se propone el uso de un tren retráctil con configuración triciclo. A causa de la problemática causada en operativa por el tren de las series H100 y H110, se opta por mantener únicamente la configuración triciclo y aprovechar la ausencia de limitación en presupuesto para integrar un sistema de tren retráctil. De este modo, se incrementa la eficiencia aerodinámica de la aeronave al tiempo que se facilita su almacenaje.

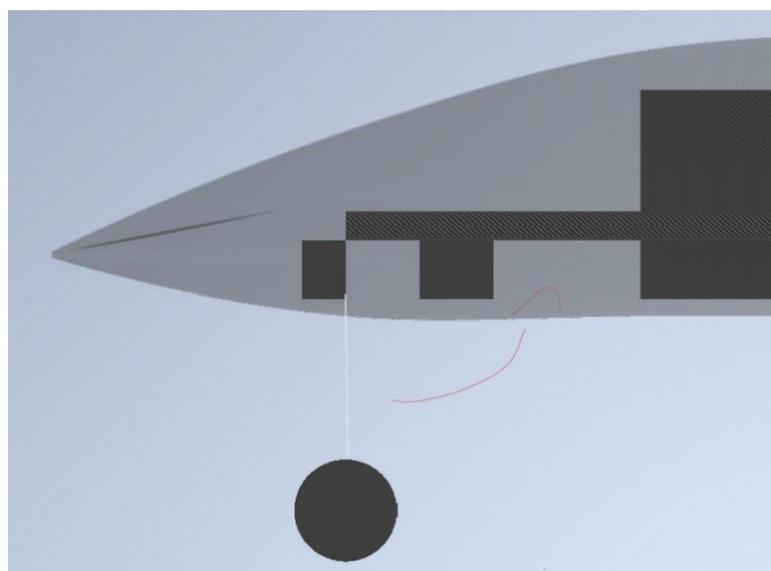
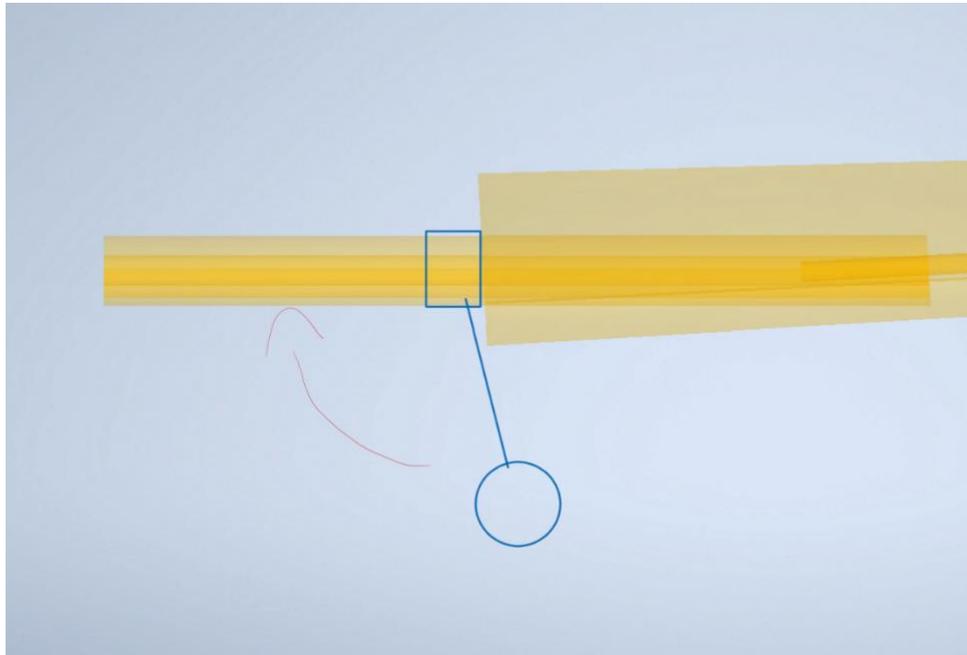


Figura 5. Tren de aterrizaje delantero (retráctil)

El tren delantero será móvil, permitiendo el control de dirección en tierra, retrayéndose en dirección a la cola para su almacenaje. El trasero estará situado sobre la sección del ala unida de manera permanente al fuselaje y se plegará en el plano YZ, es decir, desde el ala hacia el fuselaje. Se plantea la opción de utilizar un tren de aterrizaje fijo en primera iteración.



*Figura 6. Tren de aterrizaje trasero (retráctil)*

## **7. Carga de pago**

Se estima que la carga de pago que la aeronave será capaz de albergar se encontrará alrededor de los 3 kg, fijando el MTOW de la aeronave en 15 kg para la primera variante H200. Sin embargo, dependiendo de la configuración se podrá utilizar la bahía de carga para incrementar el número de baterías y de esta manera el rango del UAV.

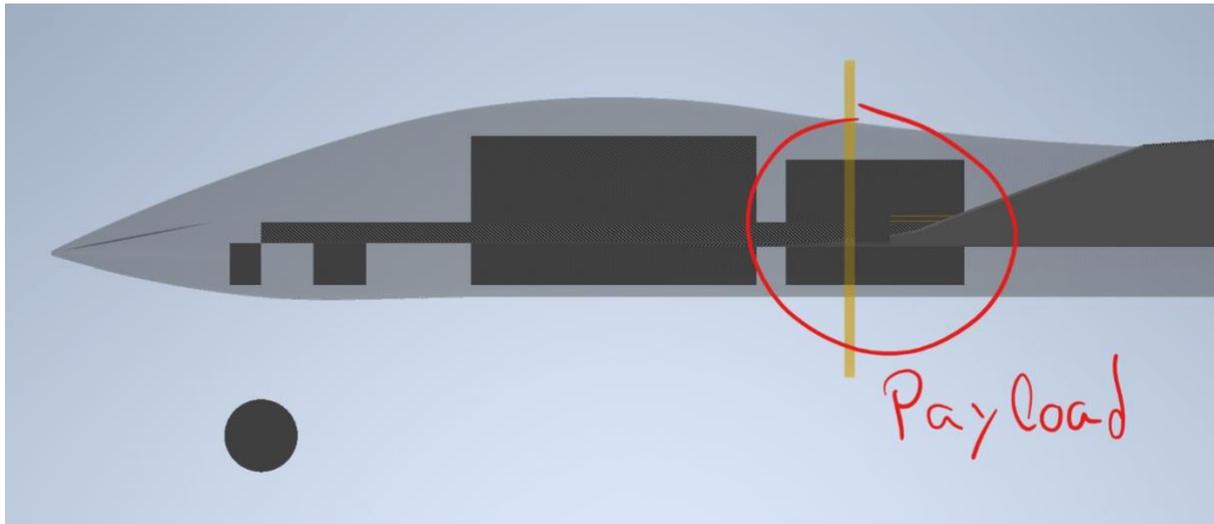


Figura 7. Posición longitudinal de la carga de pago

## 2. Actuaciones

Una vez se ha definido la geometría V0.6, se procede a la realización de un análisis de actuaciones de la aeronave extendido, teniendo en cuenta los parámetros que pueden incorporar cierto grado de incertidumbre en el proceso de diseño. Cabe destacar que el cambio de perfil alar al SD7032 con respecto al SD7062 utilizado en la V0 no impone variaciones significativas en las operaciones.

En primer lugar, el CD0 sigue siendo una incógnita hasta que no se defina la geometría definitiva y se realicen análisis CFD sobre la misma, incluso hasta que no se realicen ensayos en túnel de viento. De este modo, se mantiene como variable durante el proceso de diseño pese a tomar un valor de 0.6 para la mayoría de análisis.

El MTOW también se presenta como una variable ya no de diseño sino operativa, ya que se plantean diferentes configuraciones en el rango entre 12 y 16 kg, pese a ser 15 kg el MTOW de diseño. Del mismo modo, se evalúan las operaciones a distintas altitudes z.

Finalmente, para despegue y aterrizaje se incluye como variable el coeficiente de rozamiento con la pista para simular distintas combinaciones de tren y pavimento, mientras que el proceso de ascenso se simula para distintos ángulos.

### 2.1. Planta propulsiva

Finalmente se ha optado en esta iteración por la configuración AT3520 KV550 13/6.5in, ya que tanto en condiciones estáticas como dinámicas ofrece la mayor eficiencia propulsiva. Se incluye una Figura del banco motor virtual en la que se aprecia que en condiciones estáticas el motor sigue esta tendencia.

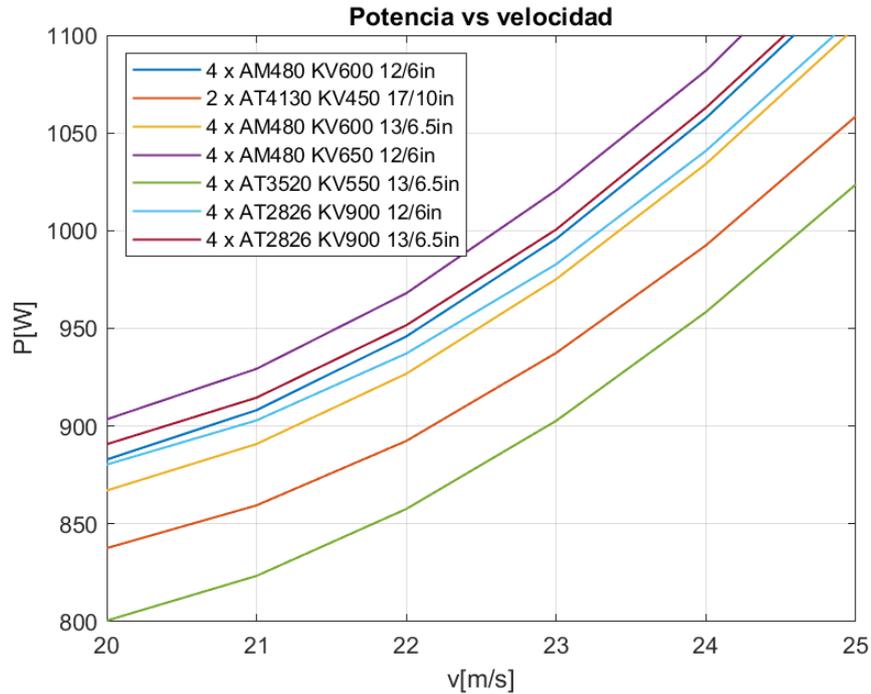


Figura 8. Potencia de los motores propuestos,  $P$  [W], a distintas velocidades de vuelo,  $V$  [m/s]

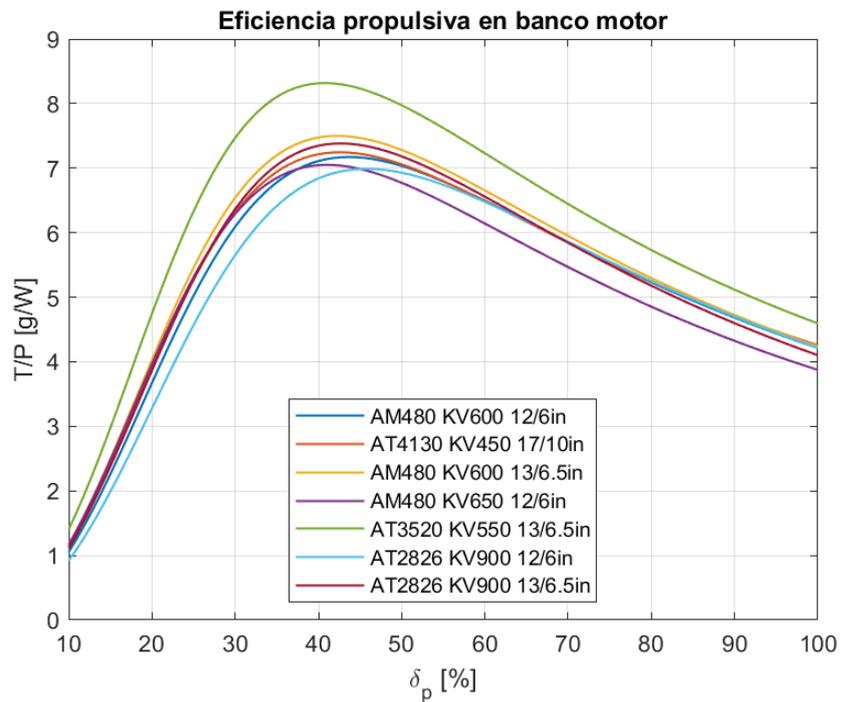


Figura 9. Eficiencia propulsiva,  $T/P$  [g/W], en banco motor en función del porcentaje de carga,  $\delta_p$  [%]

El motor seleccionado ofrece a la aeronave, para la geometría considerada en esta iteración, una velocidad máxima de alrededor de 30 m/s.

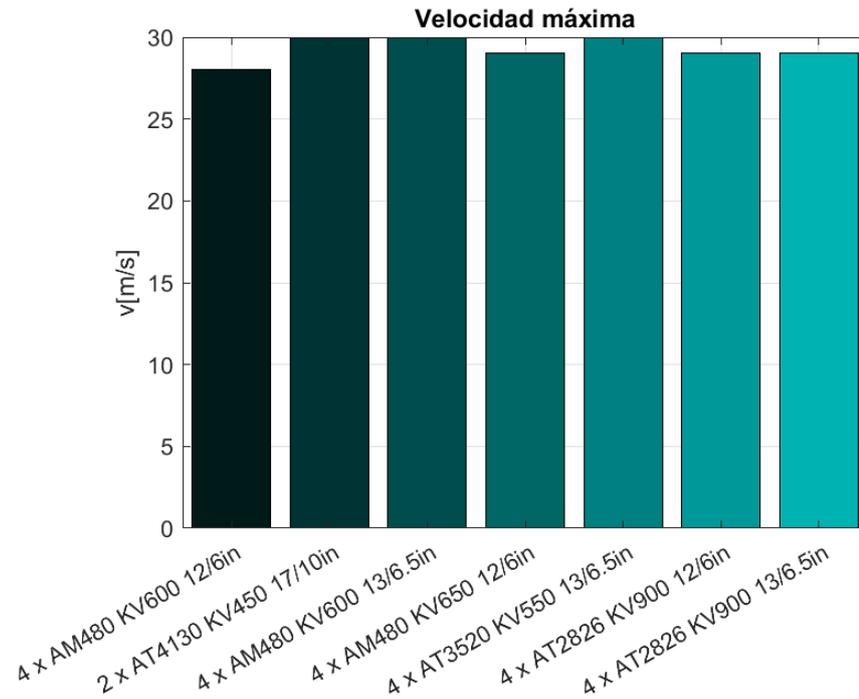


Figura 10. Velocidad máxima de vuelo,  $v$  [m/s], proporcionada por cada configuración de motor

La distancia de despegue estimada en primera iteración está alrededor de los 15 m/s para esta planta propulsiva, aunque se realizarán estudios de sensibilidad a continuación para establecer los rangos de diseño.

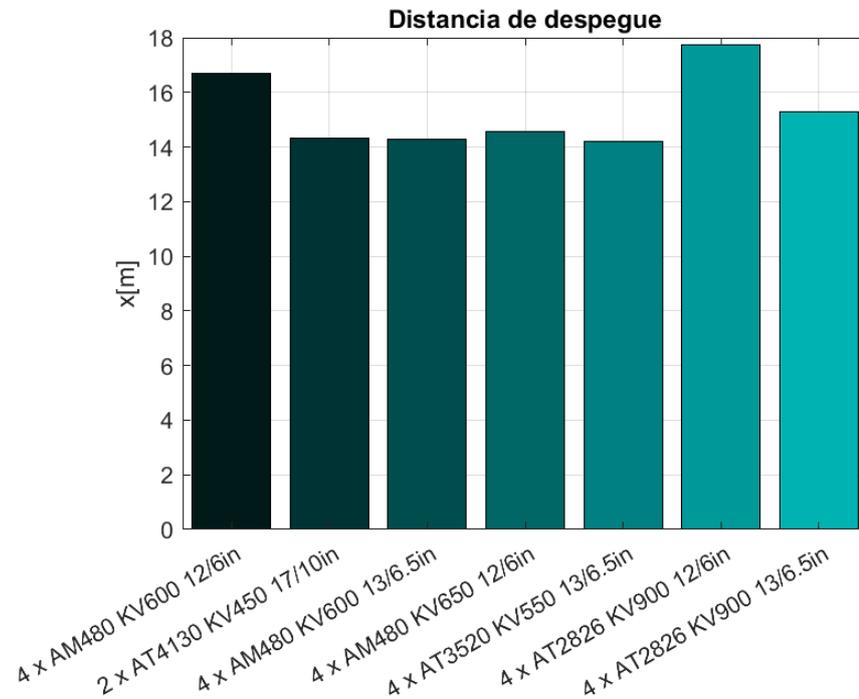


Figura 11. Distancia de despegue,  $x$  [m], para cada configuración de motor

## 2.2. Misión de diseño

Como paso previo a la evaluación de actuaciones de la aeronave, se modela una misión de diseño base consistente en un vuelo con despegue, ascenso, crucero y aterrizaje de duración cercana a 1h.

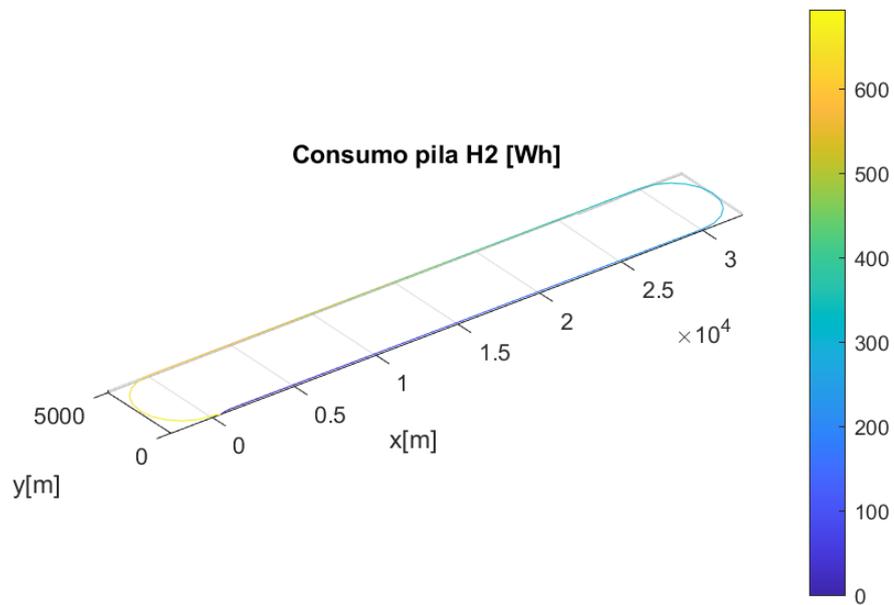


Figura 12. Consumo de la pila de hidrógeno [W/h] para una misión de diseño específica

Se comprueba que la batería tan solo aporta energía al sistema propulsivo durante despegue y ascenso, mientras que durante el resto de la misión el depósito de hidrógeno se descarga de manera lineal hasta alcanzar la fase de descenso. En total, en esta misión se consume el 90% del depósito de combustible.

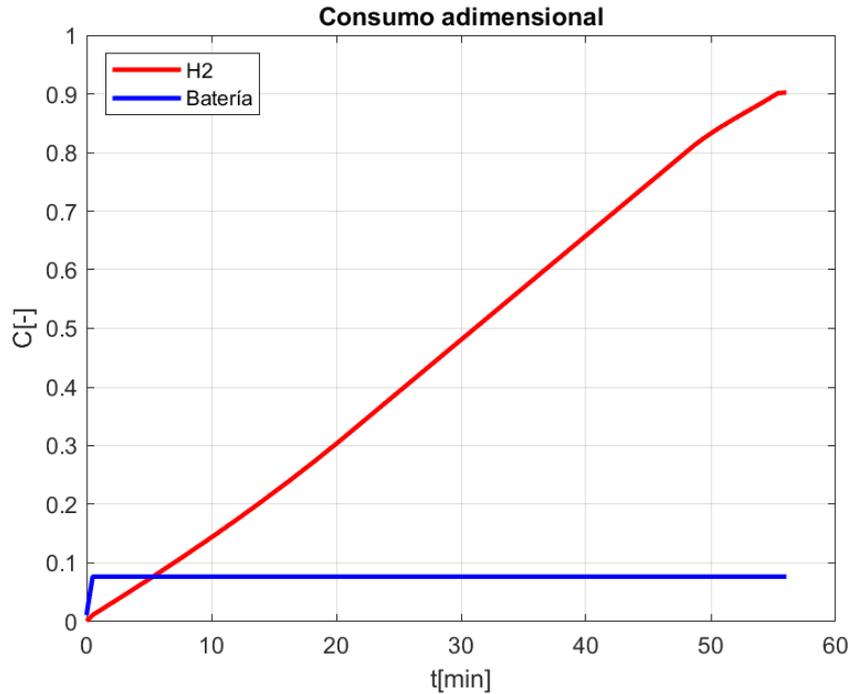


Figura 13. Consumo adimensional de la pila de hidrógeno y la batería,  $C$  [-] en función del tiempo de vuelo,  $t$  [min]

La eficiencia de la hélice se encuentra en valores superiores al 80% durante toda la misión, viéndose reducida en la fase de descenso.

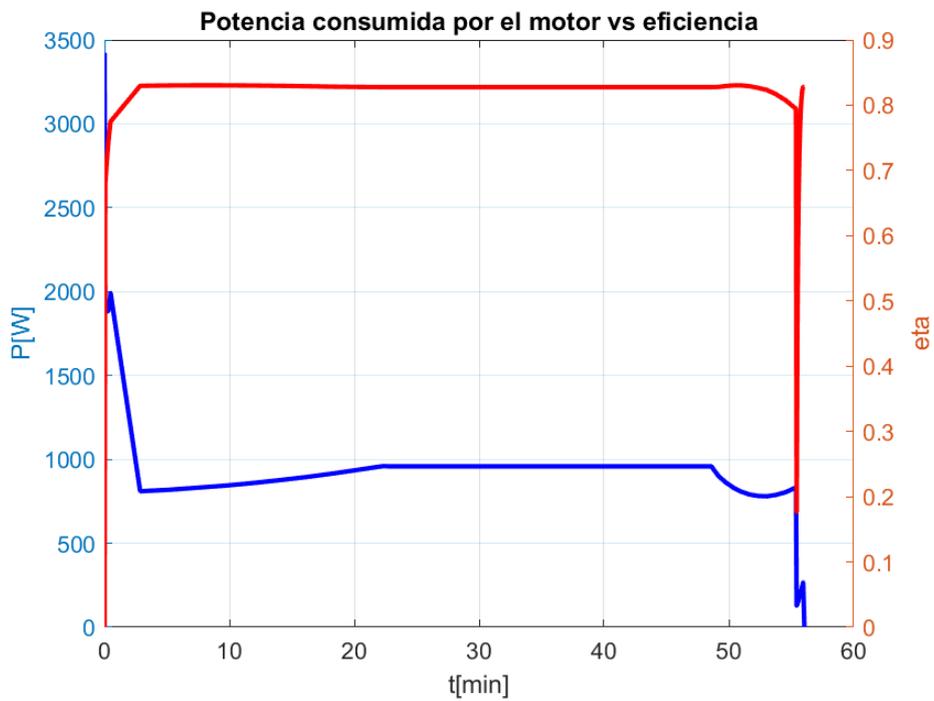


Figura 14. Potencia consumida,  $P$  [W], y eficiencia del motor,  $\eta$  [-], en función del tiempo,  $t$  [min]

El empuje proporcionado por el motor se encuentra alrededor de los 2.5 kg en crucero, con valores por encima de los 10 kg al final de la carrera de despegue.

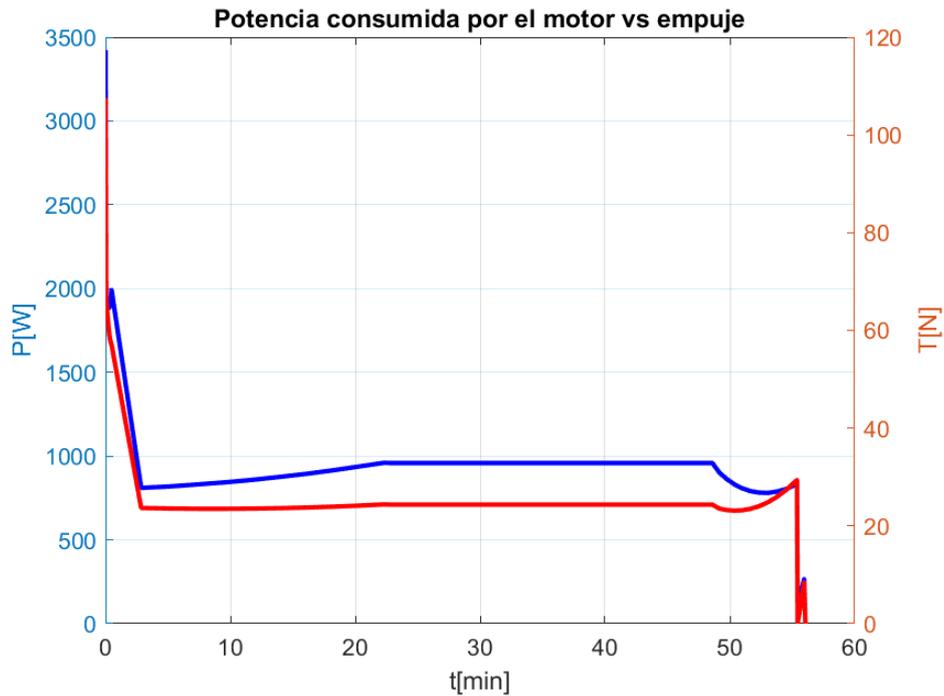


Figura 15. Potencia consumida,  $P$  [W], y empuje del motor,  $T$  [N], en función del tiempo,  $t$  [min]

La potencia se mantiene siempre por debajo de 1 kW, aunque se comprueba que para velocidades de 24 m/s el margen es reducido.

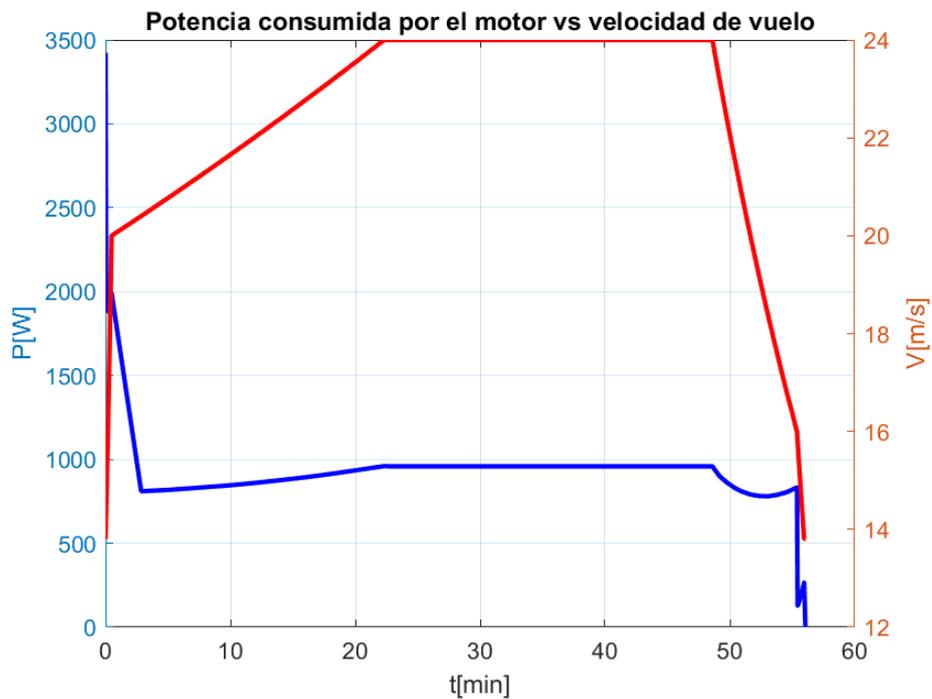


Figura 16. Potencia consumida por el motor,  $P$  [W], en función de la velocidad de vuelo,  $V$  [m/s] y del tiempo de vuelo,  $t$  [min]

Las pérdidas eléctricas son importantes, coherentes con el modelo de potencia ajustado en el banco motor virtual.

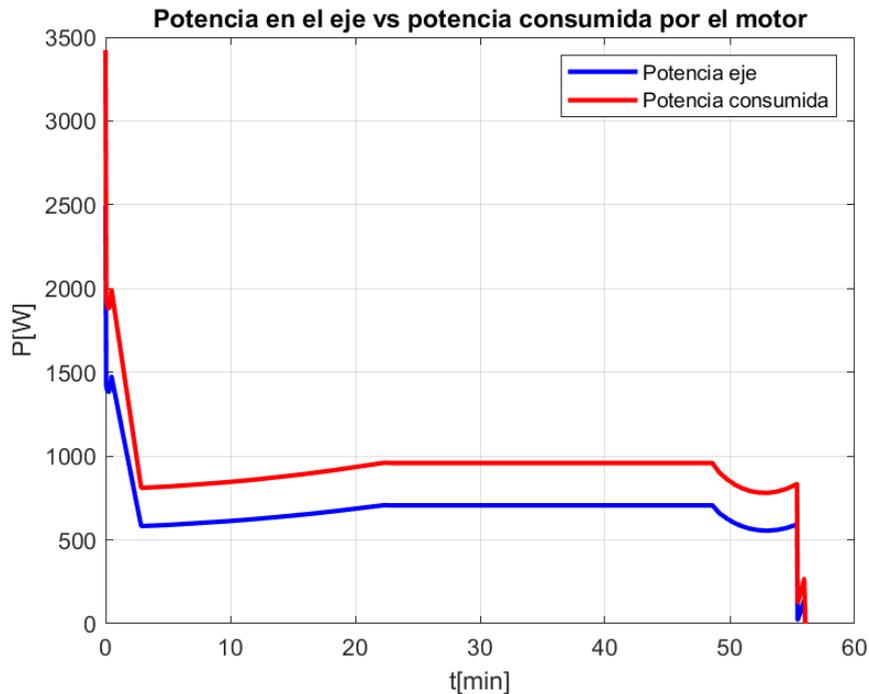


Figura 17. Potencia en el eje [W] y potencia consumida por el motor [W] en función del tiempo de vuelo,  $t$  [min]

### 2.3. Estabilidad longitudinal vs xCoG

Las tendencias de condiciones de pérdida observadas en la V0 se mantiene, con entrada en pérdida alrededor de AoA de 19 grados y para velocidades en el rango 10.5 a 12 m/s.

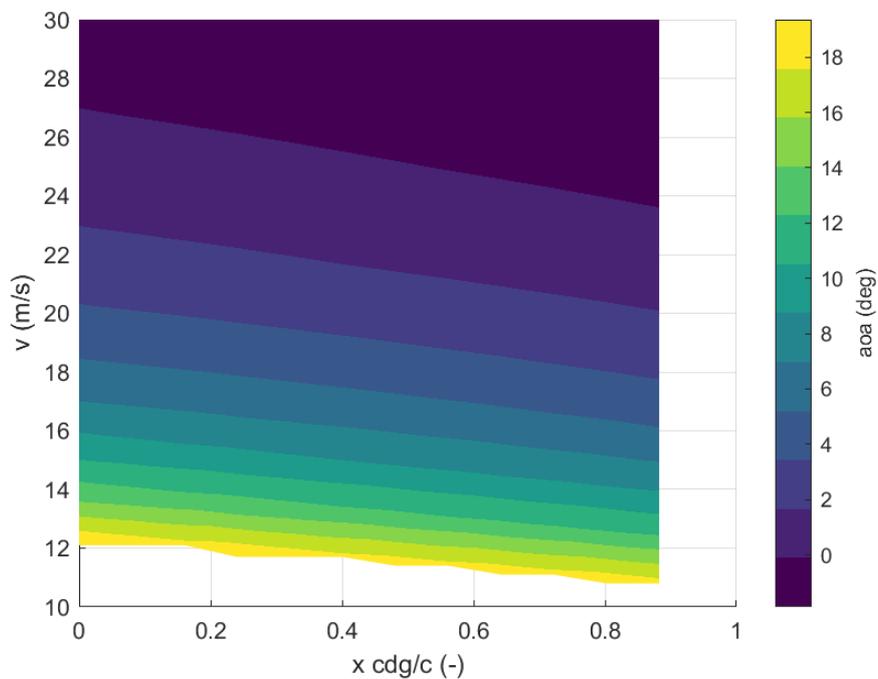


Figura 18. Ángulo de ataque,  $aoa$  [deg], en función de la velocidad de vuelo,  $V$  [m/s], y de la posición longitudinal del centro de gravedad adimensionalizada con la cuerda media aerodinámica,  $x_{cdg/c}$  [m]

Al realizar el estudio con una malla más fina que en la V0, se comprueba que no existen regiones estáticamente inestables en el plano longitudinal.

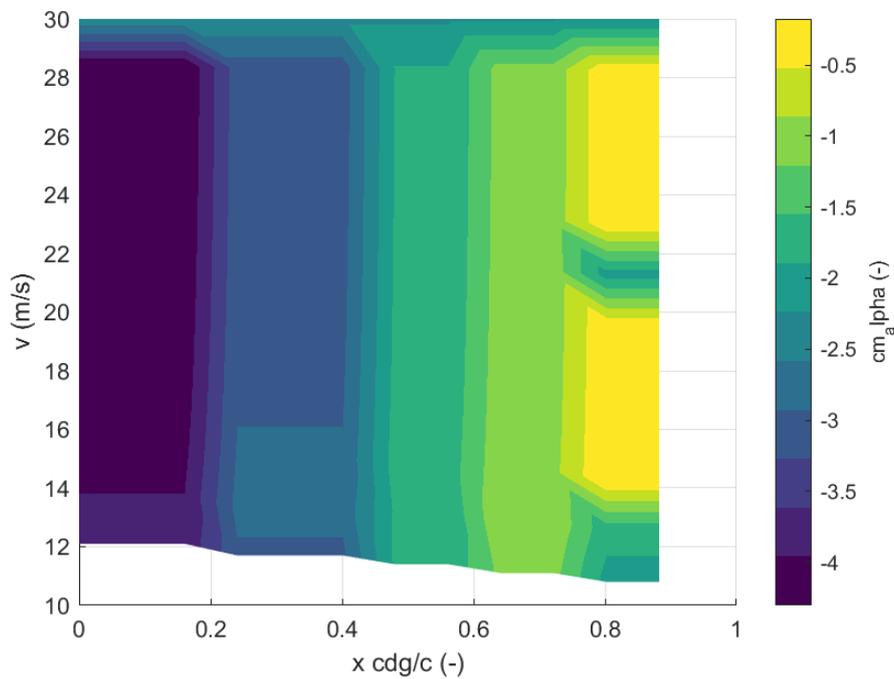


Figura 19.  $C_{m_\alpha}$  [-] en función de la velocidad de vuelo,  $V$  [m/s] y de la posición longitudinal del centro de gravedad adimensionalizada con la cuerda media aerodinámica,  $x_{cdg/c}$  [m]

La deflexión del elevador respeta las limitaciones mecánicas a excepción de los casos con centro de gravedad sobre el apex y velocidades cercanas a la pérdida. Sin embargo, se espera una posición del centro de gravedad cercana al 30-50% de la cuerda, por lo que no se trata de una limitación a tener en cuenta en esta fase del diseño.

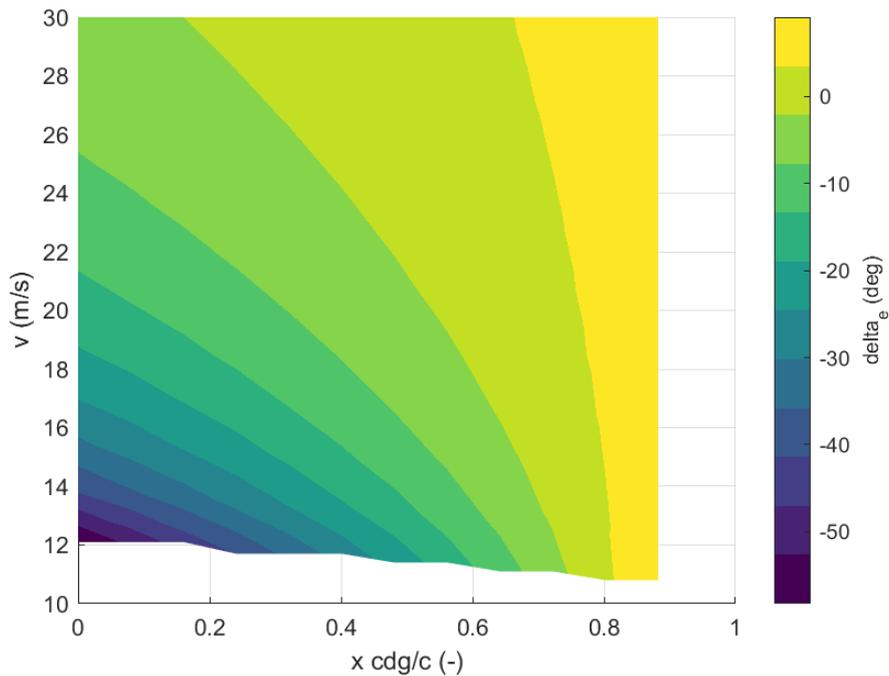


Figura 20. Deflexión del elevador,  $\delta_e$  [deg], en función de la velocidad de vuelo,  $V$  [m/s] y de la posición longitudinal del centro de gravedad adimensionalizada con la cuerda media aerodinámica,  $x_{cdg/c}$  [m]

El motor opera entre un 50 y un 100 % de su régimen de giro, con valores de aproximadamente el 75 % para condiciones de crucero.

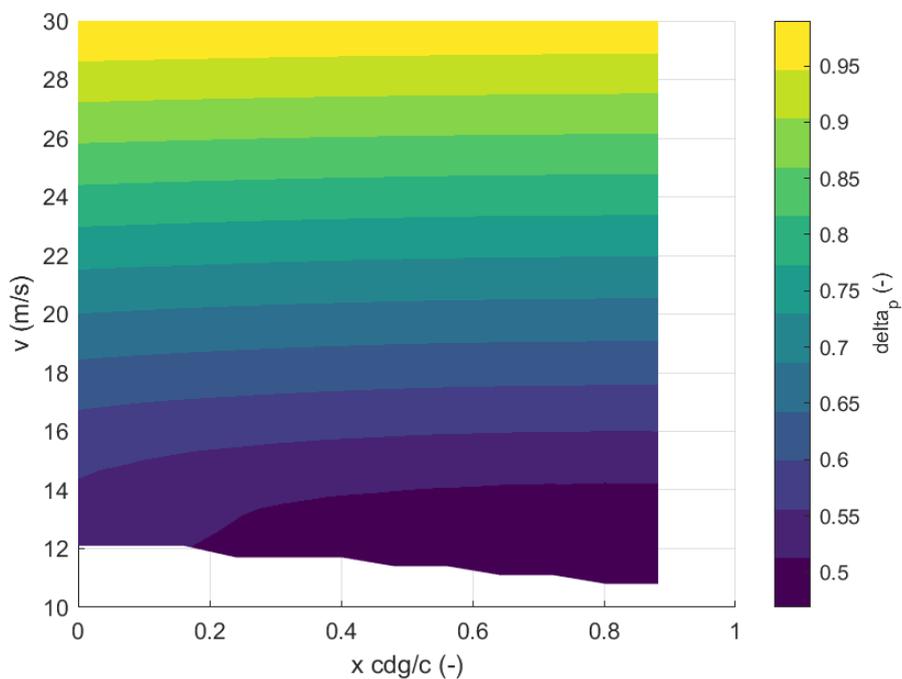


Figura 21. Porcentaje de régimen de giro del motor,  $\delta_p$  [-] en función de la velocidad de vuelo,  $V$  [m/s], y de la posición longitudinal del centro de gravedad adimensionalizada con la cuerda media aerodinámica,  $x_{cdg/c}$  [m]

## Despegue

Valor de las variables de estudio en los casos en los que no son evaluadas:

- $CD0 = 0.01$ ;
- Coeficiente de rodadura = 0.2
- MTOW = 15 kg
- $Z = 0$  m

### CD0 vs coeficiente de rodadura

Se comprueba que el coeficiente de rodadura tiene un mayor impacto que el  $CD0$  para condiciones de despegue. Sin embargo, se observa que la variabilidad es reducida y en todo caso la aeronave es capaz de despegar por debajo de los 20 m.

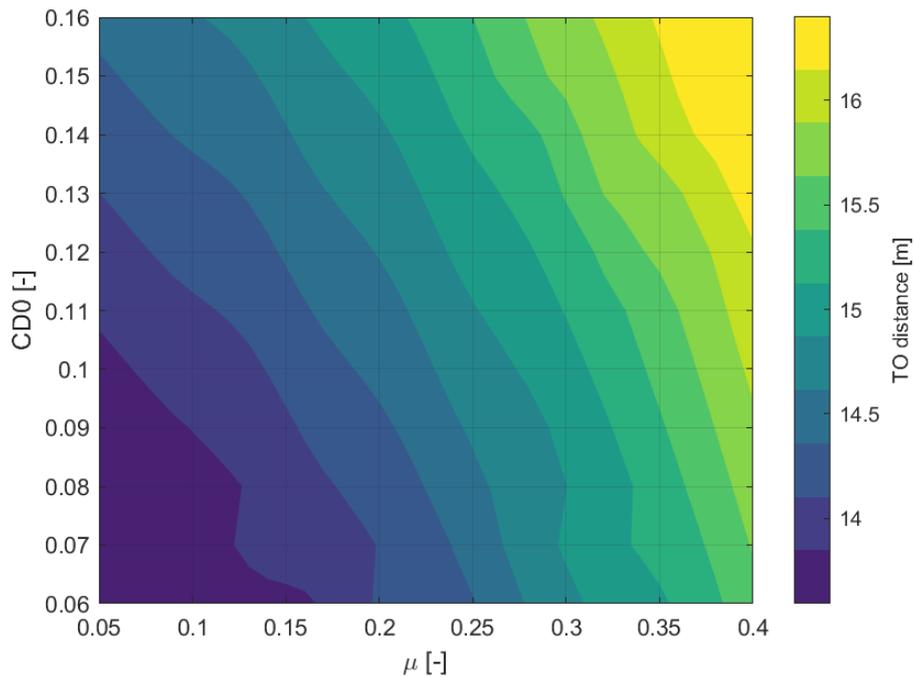


Figura 22. Distancia de despegue, TO distancia [m], en función del coeficiente de resistencia parásita,  $CD0$  [-], y del coeficiente de rodadura,  $\mu$  [-]

### MTOW vs coeficiente de rodadura

El MTOW tiene una gran influencia en la distancia de despegue, diluyendo las condiciones de la pista y mostrando un incremento de la distancia de despegue en un 100% entre 12 y 16 kg.

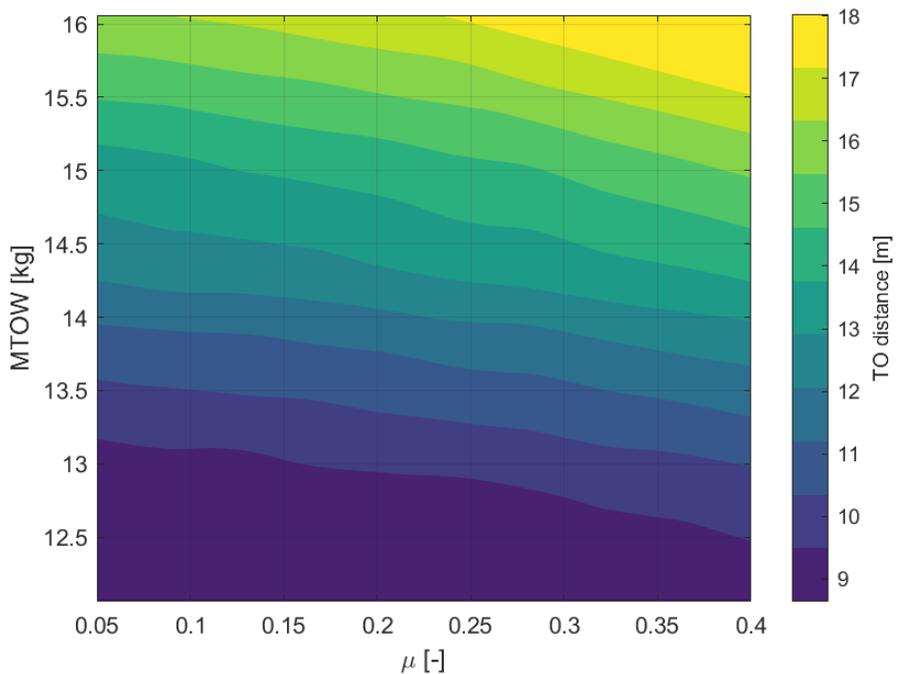


Figura 23. Distancia de despegue, TO distance [m], en función del peso máximo al despegue, MTOW [kg], y del coeficiente de rodadura,  $\mu$  [-]

## CD0 vs MTOW

De nuevo, el MTOW tiene una mayor influencia en la distancia de despegue.

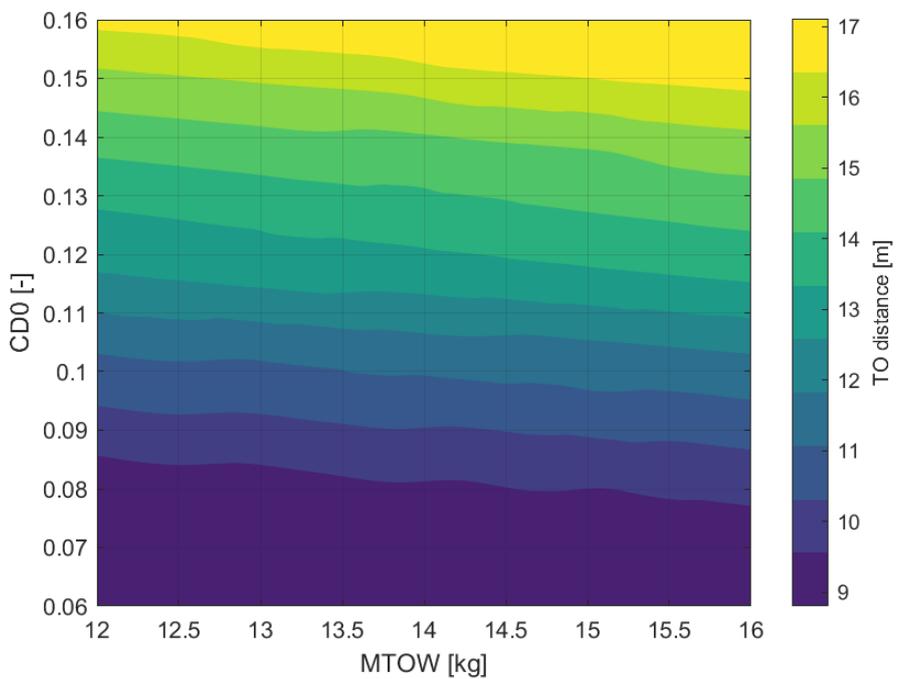


Figura 24. Distancia de despegue, TO distance [m], en función del coeficiente de resistencia parásito, CD0 [-] y el peso máximo al despegue, MTOW [kg]

## MTOW vs z

La reducción de la densidad del aire tiene una influencia significativa, provocando que para altitudes superiores a 1500m la aeronave requiera más de 20 m de pista para despegar.

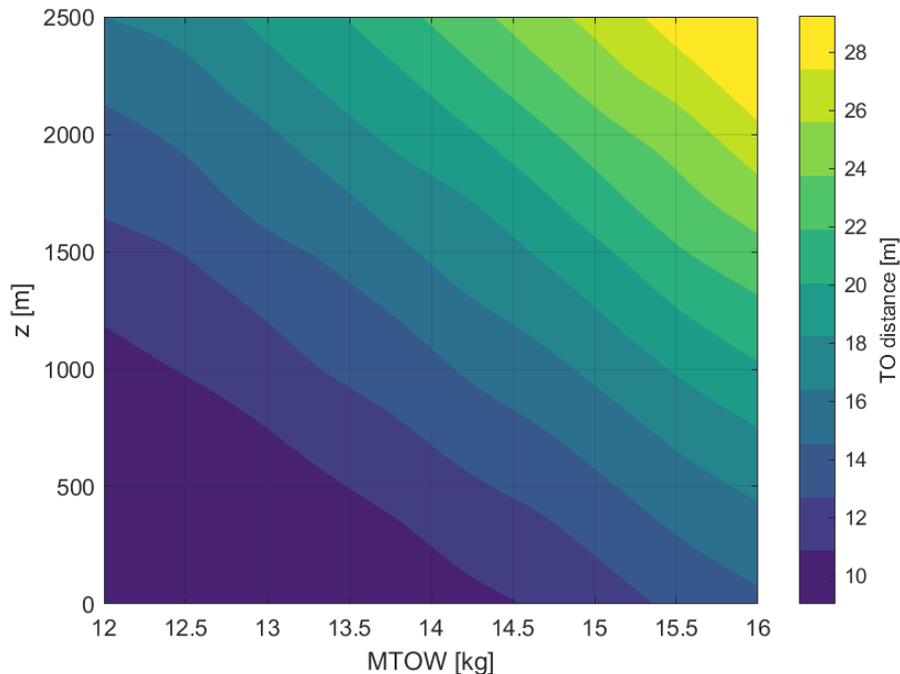


Figura 25. Distancia de despegue, TO distance [m], en función de la altitud de vuelo, z [m], y el peso máximo al despegue, MTOW [kg]

## 2.4. Ascenso

Valor de las variables de estudio en los casos en los que no son evaluadas:

- $CD0 = 0.06$
- $V = 22 \text{ m/s}$
- $MTOW = 15 \text{ kg}$
- $Z = 0 \text{ m}$

### Influencia velocidad de vuelo

Se comprueba que la limitación de velocidad de ascenso para distintas velocidades de vuelo viene determinada por la planta propulsiva, aunque no por la potencia máxima consumida por el sistema eléctrico sino por el empuje máximo proporcionado al 100% de rpms. En cualquier caso, para velocidades de crucero es capaz de mantener vuelo sostenido con ángulos superiores a 20 grados.

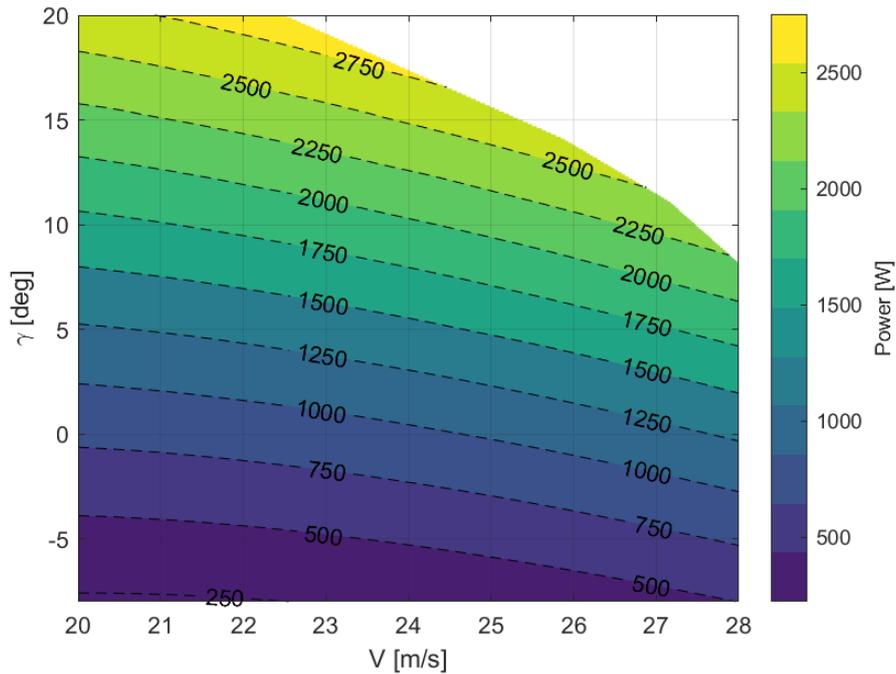


Figura 26. Potencia, Power [W], en función del ángulo de ascenso,  $\gamma$  [deg], y la velocidad de vuelo,  $V$  [m/s]

## Influencia MTOW

Se comprueba que a medida que el ángulo de ascenso se ve incrementado, la potencia requerida por el motor se ve incrementada, existiendo una evolución exponencial de la potencia requerida para distintos MTOW a un mismo ángulo, de nuevo llegando a limitaciones por velocidad de giro de la hélice.

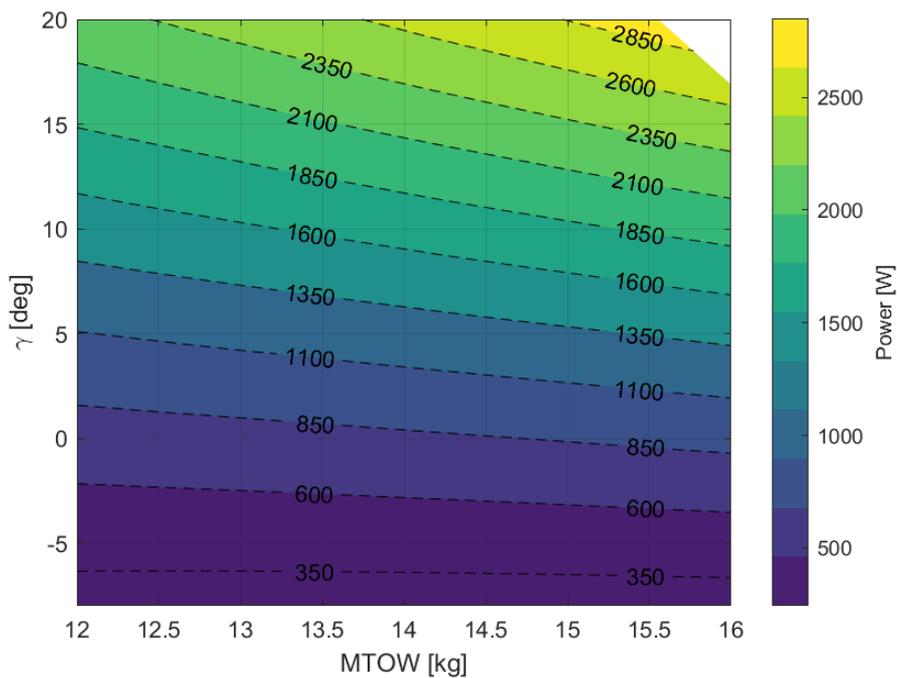


Figura 27. Potencia, Power [W], en función del ángulo de ascenso,  $\gamma$  [deg], y el peso máximo al despegue, MTOW [kg]

## Influencia altitud

La disminución en la densidad tiene un efecto apreciable en la potencia requerida por el motor para sostener un ángulo de ascenso determinado, llegando de nuevo a limitaciones por velocidad de giro máxima de la hélice.

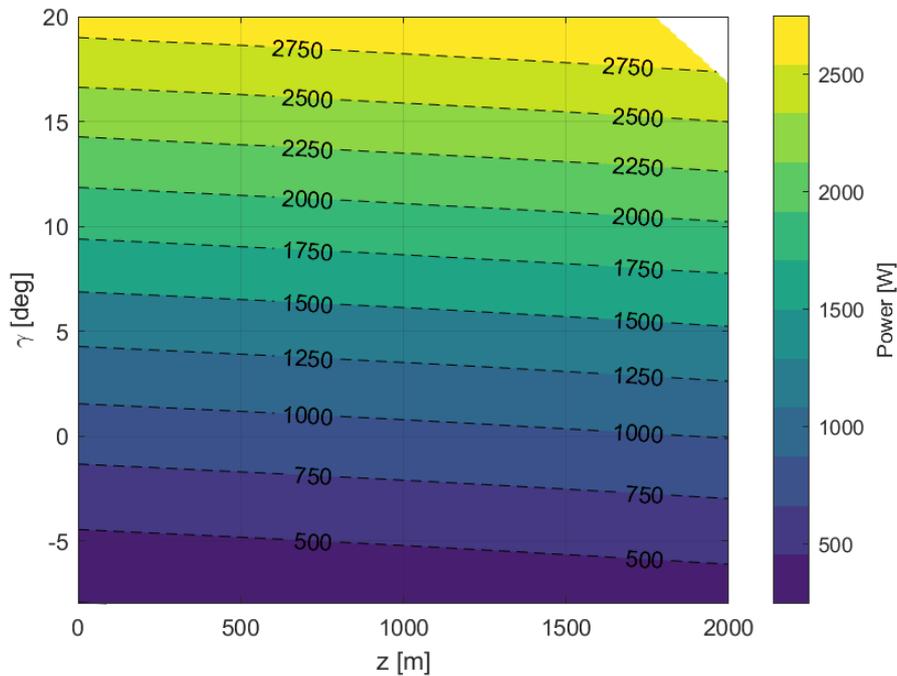


Figura 28. Potencia, Power [W], en función del ángulo de ascenso,  $g$  [deg], y la altitud de vuelo,  $z$  [m]

## 2.5. Crucero

Valor de las variables de estudio en los casos en los que no son evaluadas:

- $CD0 = 0.06$
- $MTOW = 15 \text{ kg}$
- $Z = 0 \text{ m}$

## Velocidad vs CD0

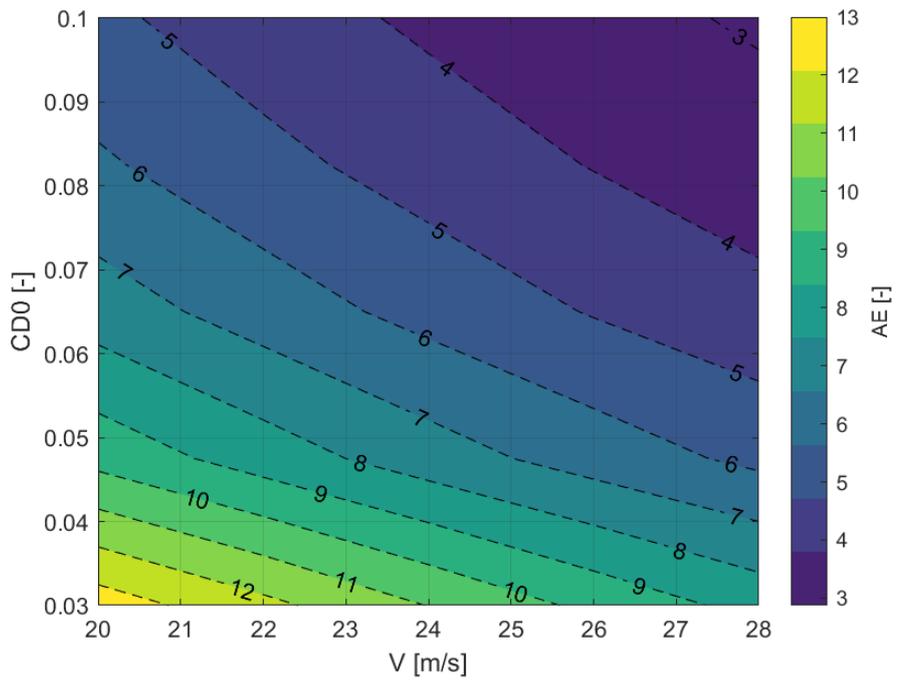


Figura 29. Eficiencia aerodinámica, AE [-], en función del coeficiente de resistencia parásito,  $CD_0$  [-], y la velocidad de vuelo  $V$  [m/s]

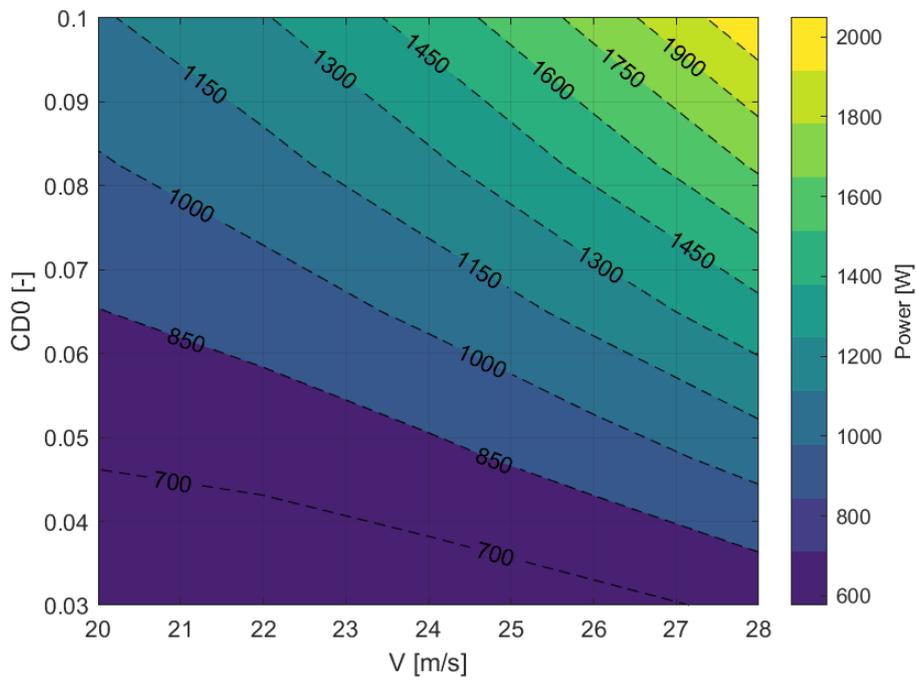


Figura 30. Potencia, Power [W], en función del coeficiente de resistencia parásito,  $CD_0$  [-], y la velocidad de vuelo,  $V$  [m/s]

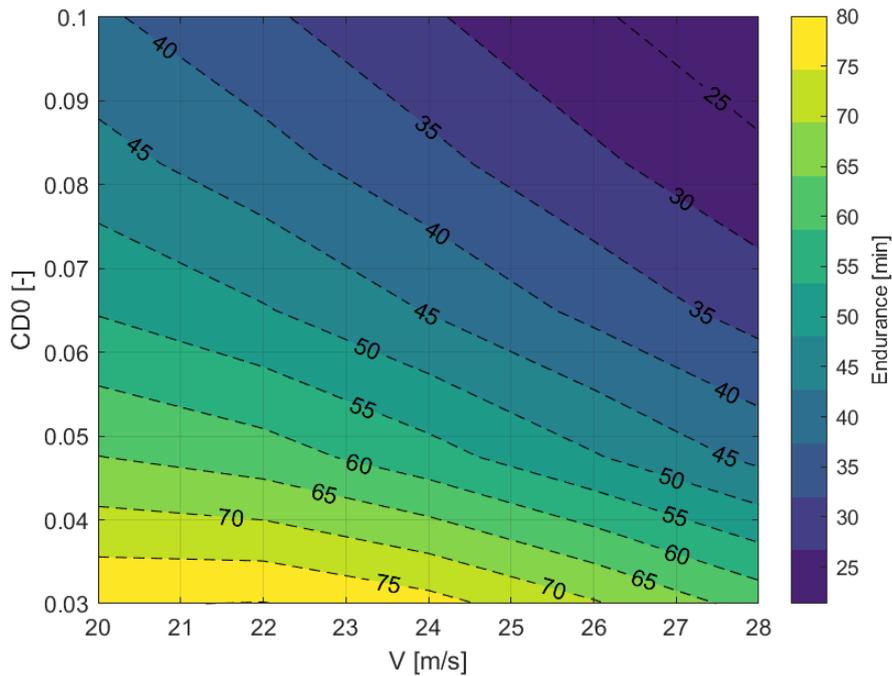


Figura 31. Autonomía, Endurance [min], en función del coeficiente de resistencia parásito,  $CD_0$  [-], y la velocidad de vuelo,  $V$  [m/s]

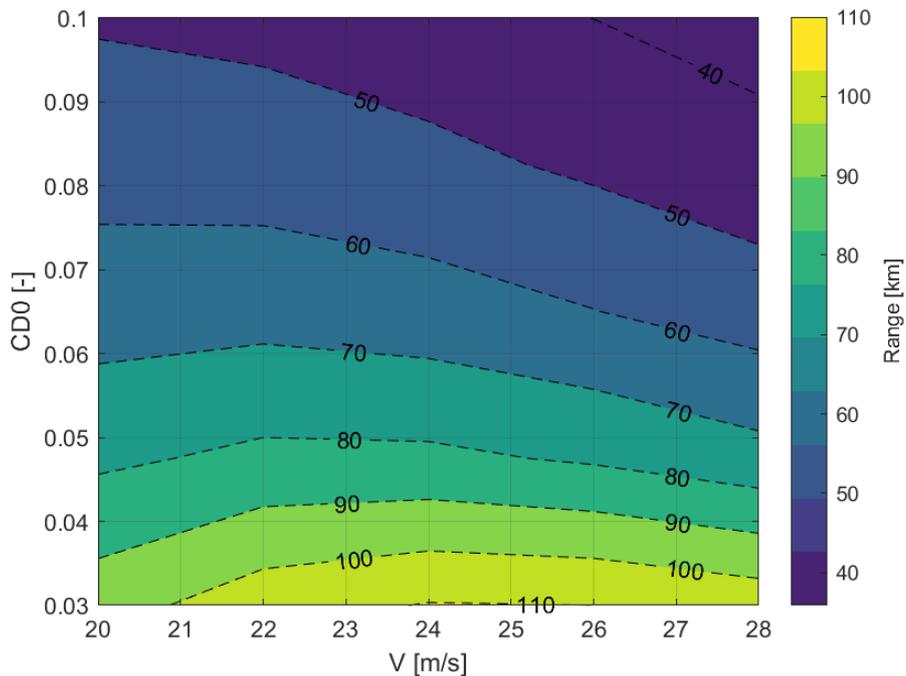


Figura 32. Alcance, Range [m], en función del coeficiente de resistencia parásito,  $CD_0$  [-], y la velocidad de vuelo,  $V$  [m/s]

La eficiencia aerodinámica para condiciones de crucero se encuentra por encima de 7, permitiendo operar a una potencia de motor cercana a 850 W. Dado que la velocidad máxima de crucero viene determinada por el consumo sostenido de 1 kW por parte de la pila de hidrógeno, se comprueba que se mantiene un rango considerable para operar con el  $CD_0$  considerado actualmente hasta los 24 m/s. Sin embargo, se espera reducir en un futuro el  $CD_0$ , abriendo la posibilidad a un incremento de la velocidad de crucero máxima.

Para 22 m/s y condiciones de diseño, se alcanza cerca de 55 min de vuelo y un rango de 70 km. Sin embargo, cabe destacar que no se está teniendo en cuenta la energía aportada por las baterías LiPo, a la vez que se considera el depósito de combustible de menores dimensiones (2 litros).

Como es de esperar, reduciendo el CDO se pueden alcanzar autonomías y rangos considerablemente superiores.

## Velocidad vs masa

Dado que la aeronave es capaz de operar con un MTOW de entre 12 y 16 kg, es interesante evaluar el comportamiento en crucero para distintas configuraciones.

La eficiencia aerodinámica se ve afectada por la masa en crucero de la aeronave, con mayores eficiencias a mayor masa al verse incrementada la carga alar.

La potencia consumida es menos dependiente de la masa a medida que se incrementa la velocidad de vuelo. Sin embargo, como era de esperar, a menor masa la velocidad máxima de crucero a la que se puede volar tan solo con la pila de hidrógeno se ve incrementada, alcanzando valores por encima de los 25.5 m/s para un MTOW de 12 kg.

La autonomía de la aeronave sigue la misma tendencia que el consumo, con duraciones de misión de hasta 70 minutos. Por su parte, la velocidad de máximo rango es mayor a medida que se incrementa la masa de la aeronave, oscilando entre los 60 y los 85 km.

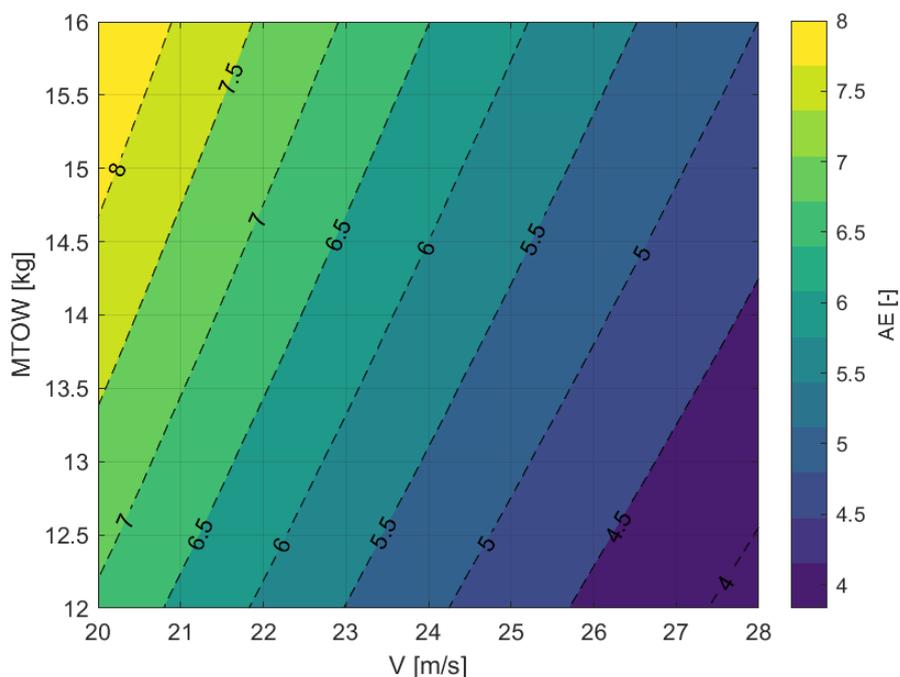


Figura 33. Eficiencia aerodinámica, AE [-], en función del peso máximo al despegue, MTOW [kg], y la velocidad de vuelo, V [m/s]

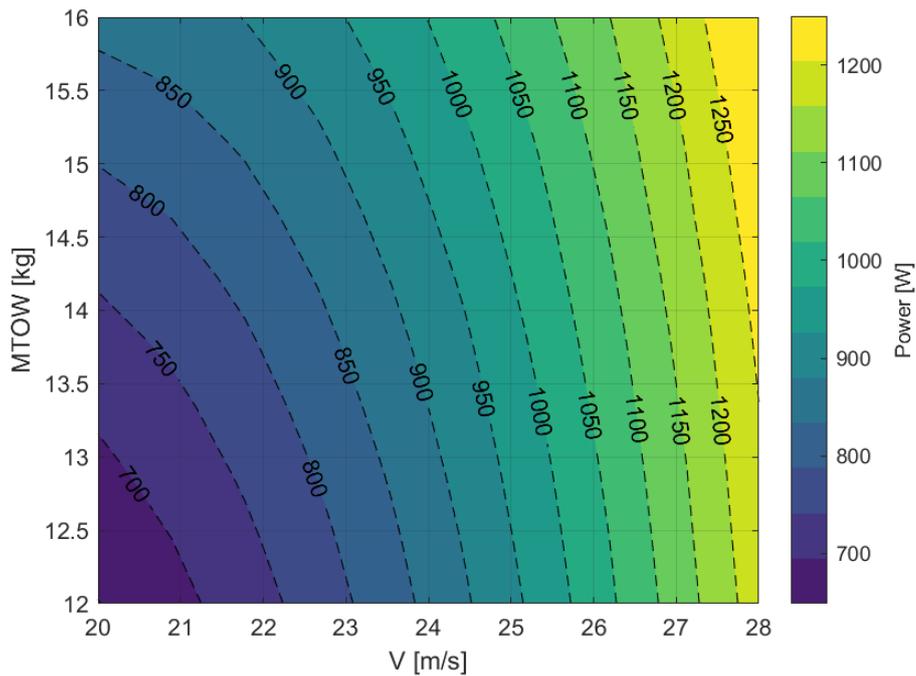


Figura 34. Potencia, Power [W], en función del peso máximo al despegue, MTOW [kg], y la velocidad de vuelo, V [m/s]

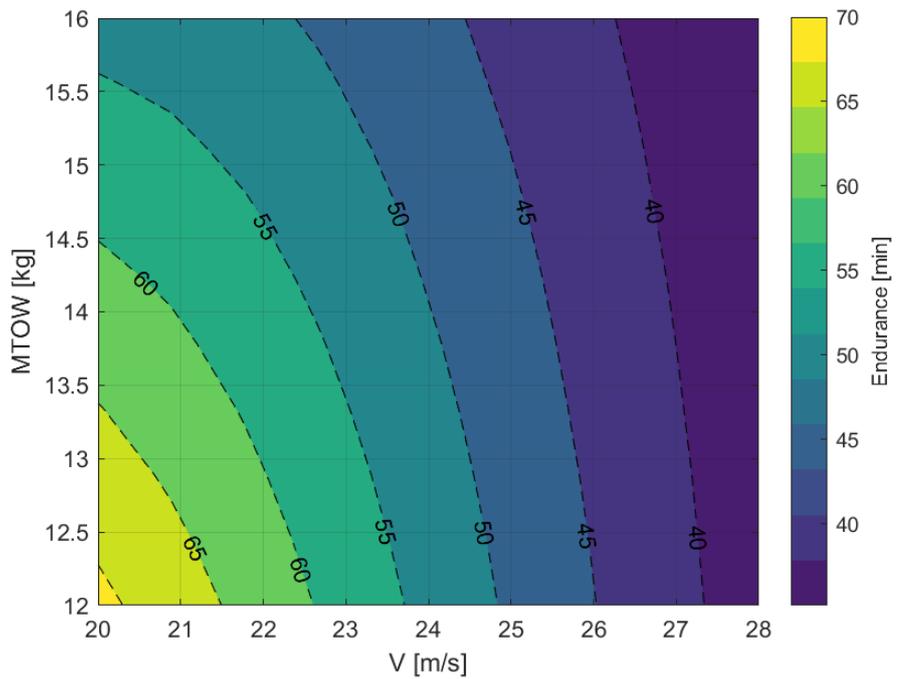


Figura 35. Autonomía, Endurance [min], en función del peso máximo al despegue, MTOW [kg], y la velocidad de vuelo, V [m/s]

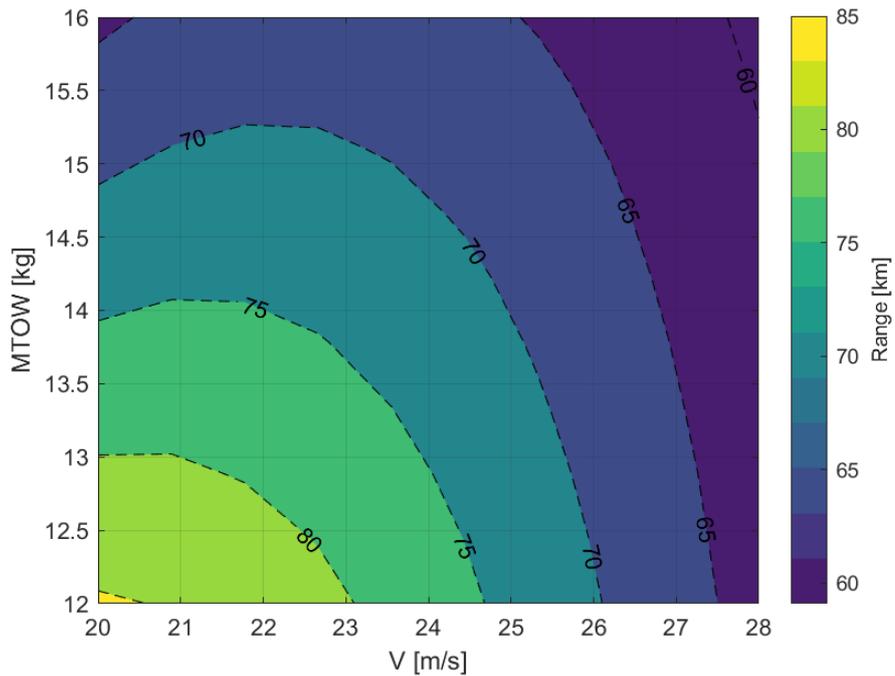


Figura 36. Alcance, Range [m], en función del peso máximo al despegue, MTOW [kg], y la velocidad de vuelo, V [m/s]

## Envolvente de vuelo

Al evaluar el dominio de vuelo se comprueba que la velocidad de pérdida se ve incrementada considerablemente a medida que disminuye la densidad, mientras que la velocidad máxima se ve afectada en menor medida por esta variación en las condiciones. En cualquier caso, se comprueba que el consumo mínimo se produce a mayores velocidades a medida que se incrementa la altitud, incrementando el rango.

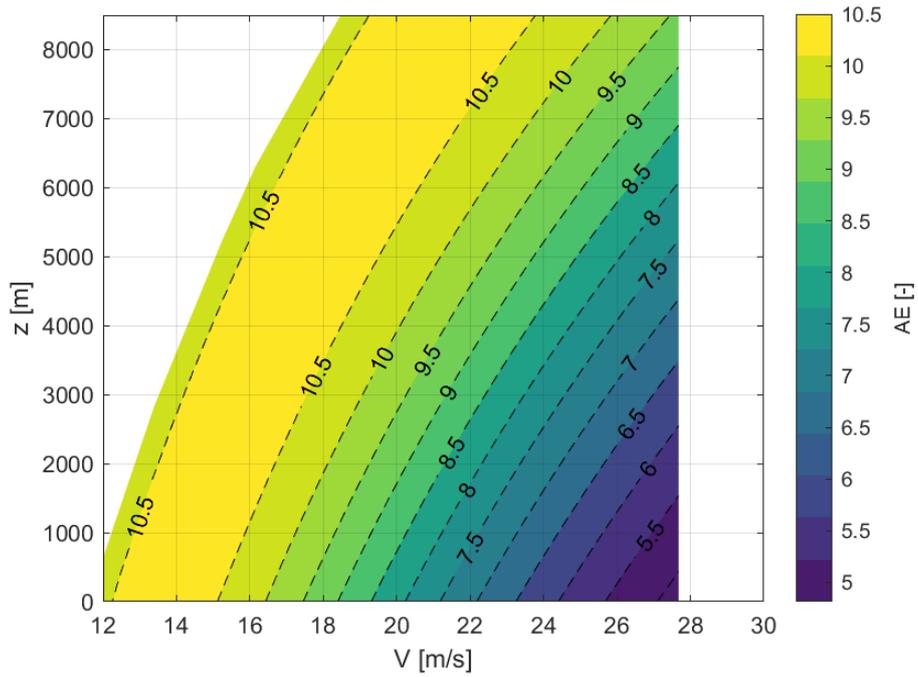


Figura 37. Eficiencia aerodinámica, AE [-], en función de la altitud de vuelo, z [m], y la velocidad de vuelo, V [m/s]

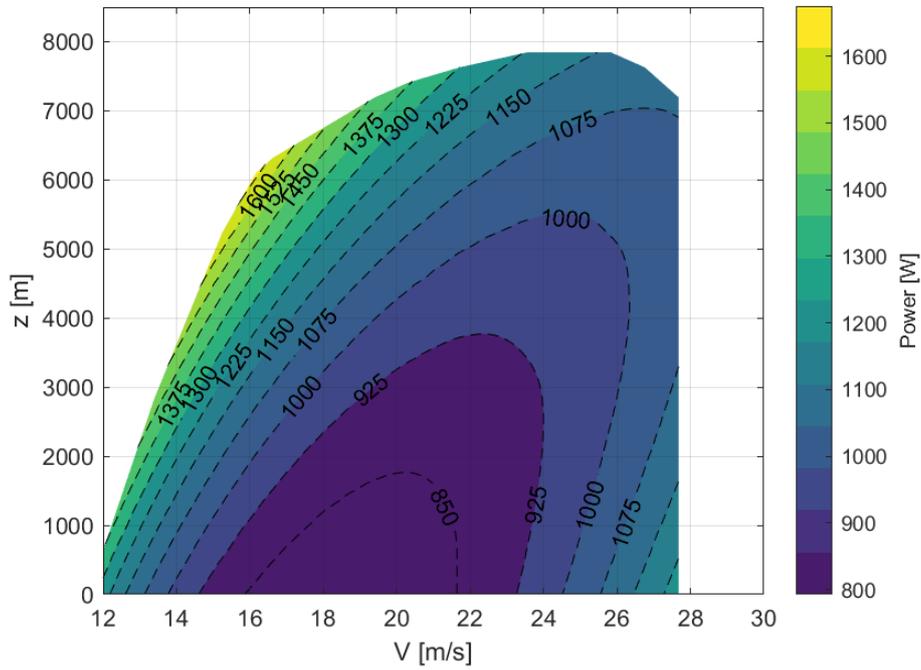


Figura 38. Potencia, Power [W], en función de la altitud de vuelo, z [m], y la velocidad de vuelo, V [m/s]

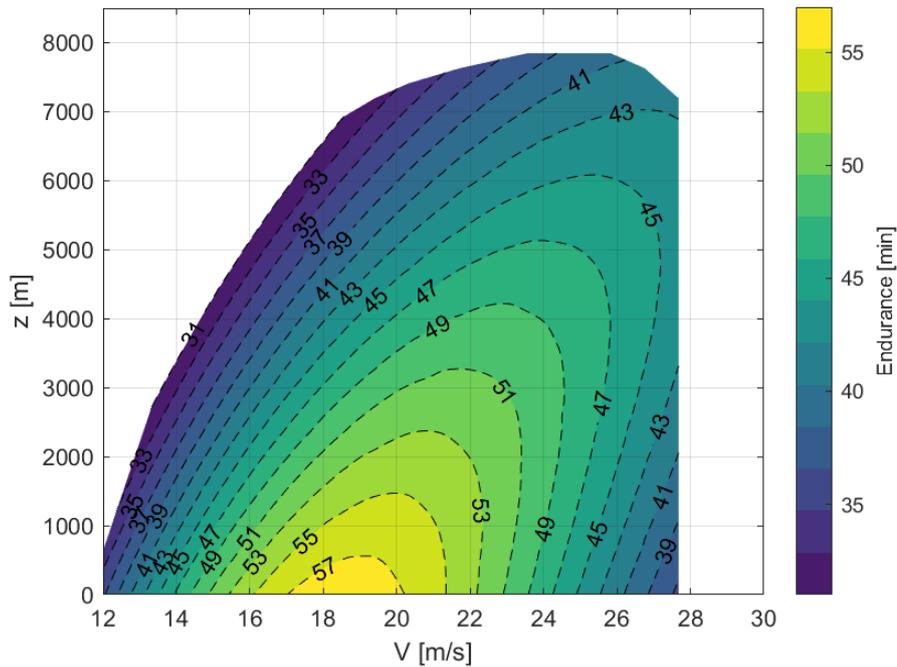


Figura 39. Autonomía, Endurance [min], en función de la altitud de vuelo,  $z$  [m], y la velocidad de vuelo,  $V$  [m/s]

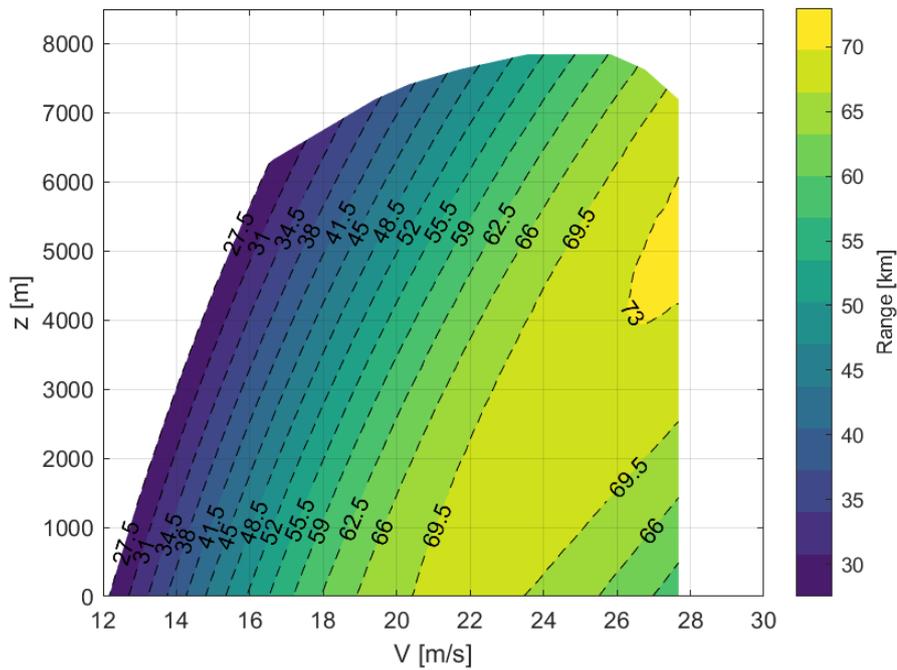


Figura 40. Alcance, Range [km], en función de la altitud de vuelo,  $z$  [m], y la velocidad de vuelo,  $V$  [m/s]

La velocidad de máximo rango siempre se encuentra ligeramente por encima de la de máxima autonomía, siendo para condiciones  $z = 0$  cercanas a 22 m/s, mientras que se obtiene el máximo rango al volar a una altitud de 5000 m cerca de la velocidad máxima. Sin embargo, esta aeronave se ha diseñado para volar a altitudes por debajo de los 2000 m, y en caso de que se quiera operar por encima de estas condiciones será necesario redimensionar el sistema propulsivo.

## 2.6. Aterrizaje

Valor de las variables de estudio en los casos en los que no son evaluadas:

- $CD0 = 0.01$ ;
- Coeficiente de rodadura = 0.2
- Pérdida de energía de impacto = 20 %
- $MTOW = 15 \text{ kg}$
- $Z = 0 \text{ m}$

Las dependencias en aterrizaje son relativamente más simples e intuitivas que en despegue, viéndose drásticamente reducida la distancia al incrementar el coeficiente de rodadura. Un mayor  $MTOW$  implica una velocidad de pérdida más elevada, de modo que la aeronave entra en pista a mayor velocidad, y pese a generar mayor fuerza de rozamiento con el pavimento, la inercia del vehículo también es mayor y la distancia de aterrizaje es mayor. La disminución del  $CD0$  también incrementa la distancia de aterrizaje, mientras que una mayor altitud de la pista obliga a entrar a pista a mayor velocidad y la menor densidad del aire produce menor drag, consecuentemente incrementando la distancia recorrida.

### MTOW vs coeficiente de rodadura

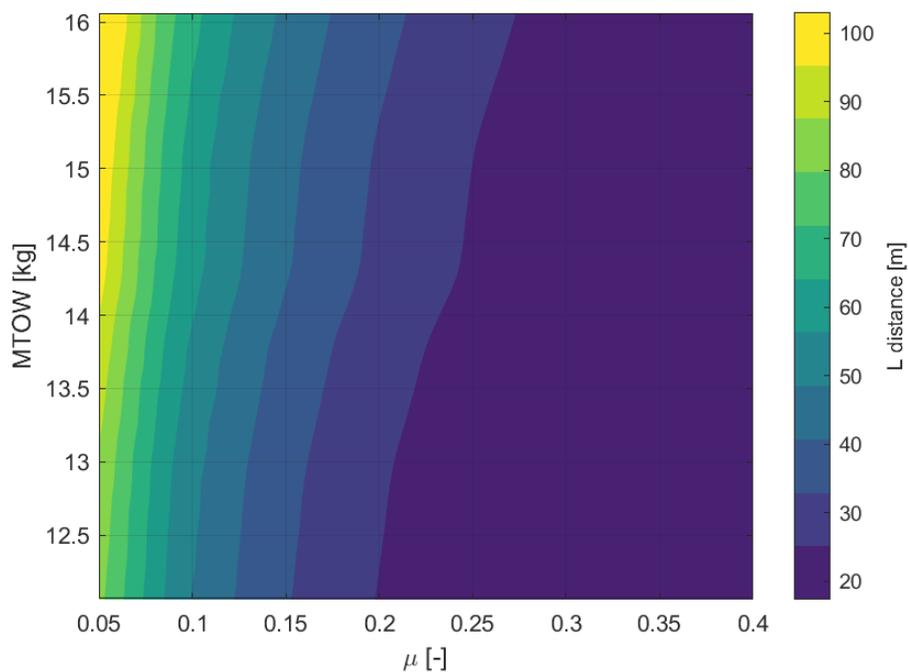


Figura 41. Distancia de aterrizaje,  $L \text{ distance [m]}$ , en función del peso máximo al despegue,  $MTOW \text{ [kg]}$ , y del coeficiente de rodadura,  $\mu \text{ [-]}$

## CDO vs coeficiente de rodadura

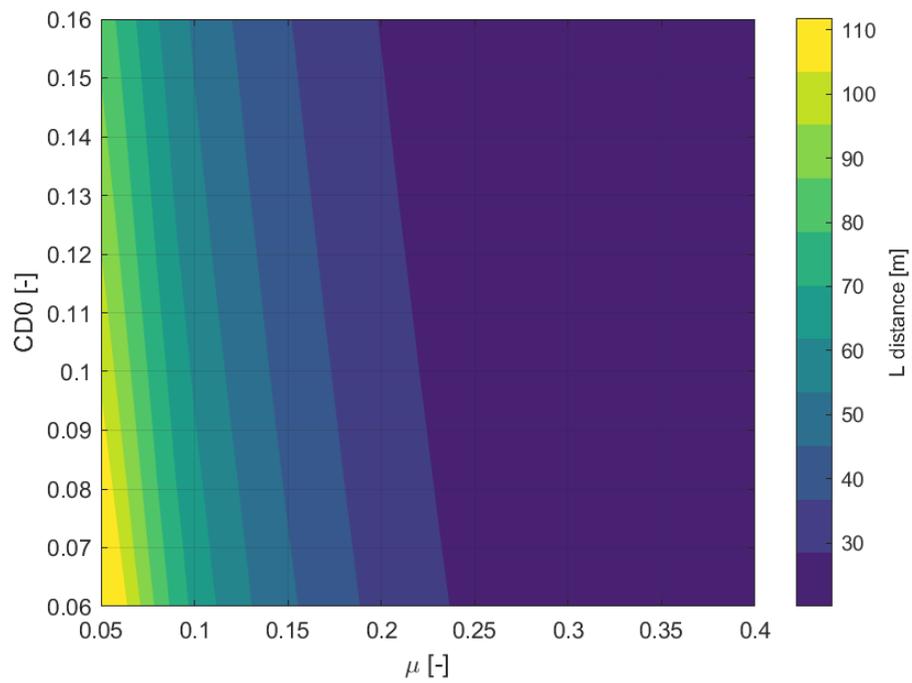


Figura 42. Distancia de aterrizaje,  $L$  distance [m], en función del coeficiente de resistencia parásito,  $CDO$  [-], y del coeficiente de rodadura,  $\mu$  [-]

## CDO vs MTOW

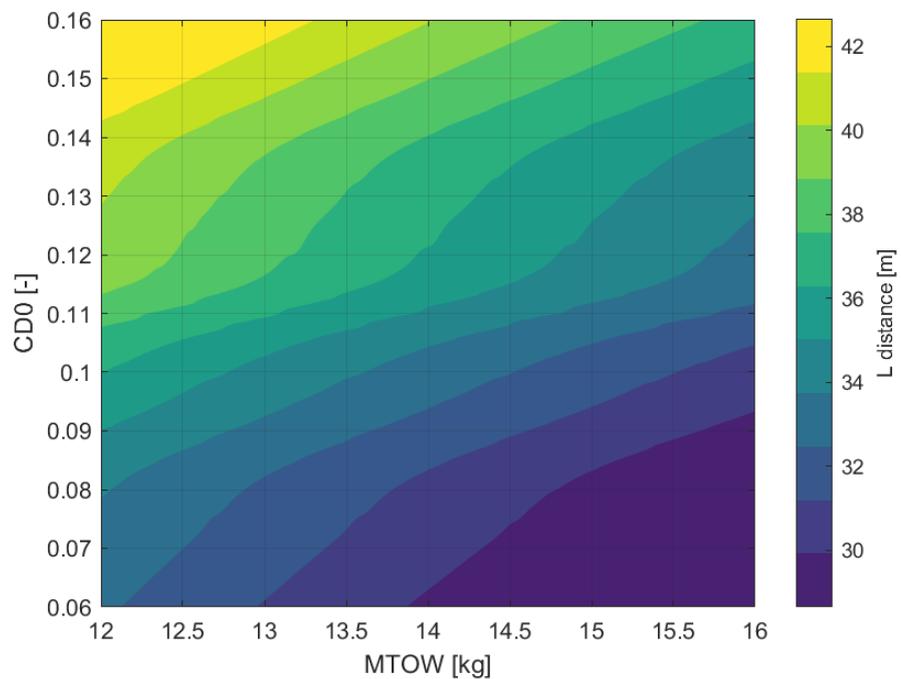


Figura 43. Distancia de aterrizaje,  $L$  distance [m], en función del coeficiente de resistencia parásito,  $CDO$  [-], y del peso máximo al despegue,  $MTOW$  [kg]

## MTOW vs z

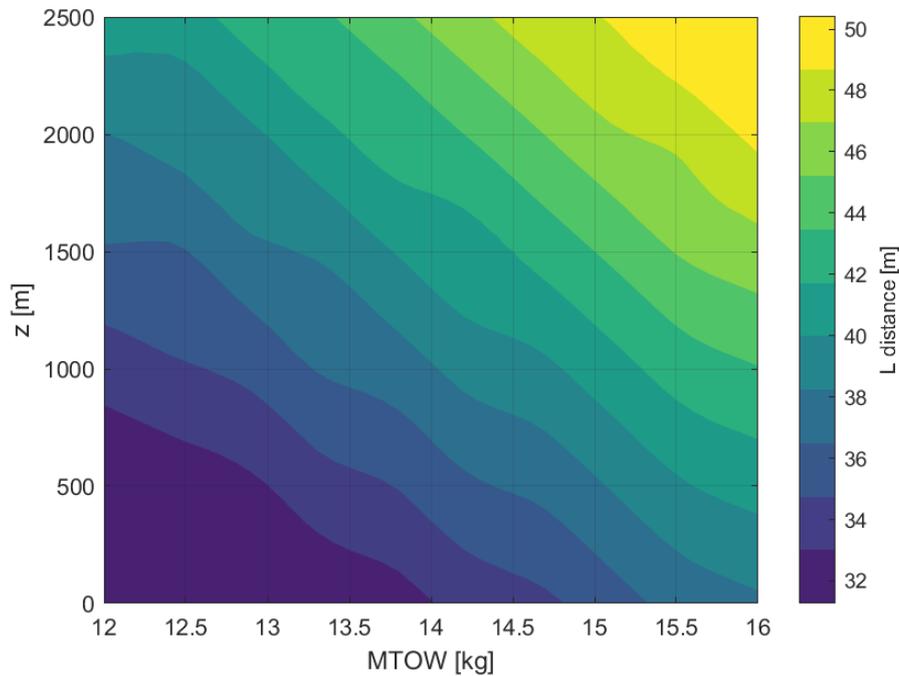


Figura 44. Distancia de aterrizaje, L distance [m], en función de la altitud de vuelo, z [m], y del peso máximo al despegue, MTOW [kg]

## 2.7. Conclusiones

Tras realizar el primer estudio completo de actuaciones de la aeronave, se observa que la planta propulsiva cumple con los requerimientos de potencia, velocidad máxima y eficiencia. Del mismo modo, las distancias de despegue y aterrizaje se encuentran dentro de los márgenes operativos, y la potencia consumida en ascenso se encuentra dentro de los límites esperados, siendo capaz de ascender sin perder velocidad a ángulos superiores a 20 grados.

Cabe destacar que el CDO tiene una gran influencia en las prestaciones finales, y uno de los objetivos en las siguientes iteraciones será minimizar su contribución al drag total aeronave. Respecto a la envolvente de vuelo, la región que permite operar con pila de hidrógeno es considerablemente amplia y es capaz de alcanzar los 5000m, mientras que con sistema híbrido es capaz de alcanzar altitudes superiores a los 7000 m.



### 3. Geometría conceptual

Tras la primera iteración de diseño, se ha obtenido la siguiente geometría. Las masas e inercias de la aeronave serán actualizadas e iteradas en base a la distribución de los sistemas de la aeronave y los requerimientos de la misión en trabajos posteriores a este documento.



*Figura 45. Geometría externa conceptual de la aeronave H200*