



Universidad de la Defensa Nacional
Centro Regional Universitario Córdoba IUA
Facultad de Ingeniería

Estudio de performance por remotorización del avión liviano de material compuesto Azor

Trabajo Final de Grado

2018

Autor: Tomas Francesco Leake

Tutor: Ing. Diego Maximiliano Carrasco



Centro Regional Universitario Córdoba - IUA
Estudio de performance por remotorización del avión liviano de
material compuesto Azor

Tomas Leake



Agradecimientos

En primer lugar, agradezco profundamente a mi familia, cuyo apoyo incondicional durante toda la carrera me ayudo a superar los momentos más difíciles.

Por la compañía, amistad y apoyo de mis compañeros y amigos de la facultad desde el primer día, fui extremadamente afortunado y seré eternamente agradecido.

Al Ing. Diego Campasso, que me sugirió el tema para el trabajo final de grado, y me abrió las puertas a la vida profesional.

Al Ing. Diego Carrasco, que aceptó sin dudar la responsabilidad de ser mi tutor de tesis, por su atención al detalle y su paciencia.

Finalmente, al Ing. Gustavo Scarpin, mi primer contacto formal con esta facultad. La carrera de ingeniería aeronáutica en esta institución no sería lo mismo sin su pasión por la aeronáutica y la docencia.



Estudio de performance por remotorización del avión liviano de material compuesto Azor

Por Tomas Leake

Resumen

El propósito de este trabajo es el cálculo de performances del avión liviano de materiales compuestos Azor, contemplando el futuro reemplazo de su motor actual por un modelo de mayor potencia, ante la intención del fabricante de certificar el avión bajo la norma ASTM-LSA.

Partiendo de la información técnica disponible sobre el avión y la planta motriz, se realiza un análisis de los consecuentes cambios por el reemplazo de la planta motriz. Luego, cada performance se analiza individualmente, aplicando modelos teóricos de mecánica del vuelo optimizados para aviones livianos a hélice. Finalmente, los resultados obtenidos se comparan con las de un avión de características similares.

Se anexan las hojas de datos e informes técnicos relevantes para el avión, el motor y la hélice.



TABLA DE CONTENIDOS

LISTA DE FIGURAS	8
LISTA DE TABLAS	11
LISTA DE SÍMBOLOS Y TERMINOLOGÍA	13
1. INTRODUCCIÓN	16
1.1. Hipótesis:	17
2. INFORMACIÓN PRELIMINAR	18
2.1. Avión ultraliviano Azor	18
2.1.1. Dimensiones	18
2.1.2. Características aerodinámicas	19
2.1.3. Planta motriz	19
2.2. Motor de reemplazo: Rotax 912 ULS	21
2.2.1. Características	21
2.2.2. Instalación en el Azor	22
2.3. Hélice de reemplazo: Sensenich L68C-2	24
2.4. Normas ASTM LSA	25
2.4.1. Descripción general	25
2.4.2. Análisis e interpretación	26
2.5. Pesos	27
2.5.1. Impacto de cambios previstos sobre el peso del avión actual	27
2.5.2. Definición de pesos de referencia para cálculos de performance	30
3. PERFORMANCE DE LA PLANTA MOTRIZ	32
3.1. Potencia erogada por el motor	32
3.1.1. Variación de la potencia erogada con la altitud	34
3.2. Eficiencia de la hélice	35
3.3. Potencia disponible	39
3.4. Consumo de combustible	40
3.4.1. Consumo vs rpm	40
3.4.2. Consumo específico	42
3.4.3. Variación del consumo con la altitud	43
4. VUELO RECTO Y NIVELADO	44
4.1. Metodología	45
4.1.1. Velocidad de perdida	45



4.1.2.	Potencia necesaria.....	45
4.1.3.	Autonomía y alcance especifico.....	46
4.2.	Resultados.....	47
4.2.1.	Velocidad de Pérdida	47
4.2.2.	PN vs PD	48
4.2.3.	Velocidades máximas y mínimas estabilizadas.....	53
4.2.4.	Autonomía y alcance especifico.....	54
4.3.	Análisis:	56
5.	ASCENSO	57
5.1.	Metodología.....	57
5.1.1.	Velocidad y Angulo de ascenso.....	57
5.1.2.	Tiempo de ascenso.....	59
5.1.3.	Consumo en ascenso	59
5.1.4.	Distancia recorrida en ascenso	60
5.2.	Resultados:.....	60
5.2.1.	Velocidad de ascenso vs KEAS	60
5.2.2.	Angulo de ascenso vs KEAS	62
5.2.3.	ROC max vs H	63
5.2.4.	Ley de ascenso	63
5.2.5.	Tiempo mínimo de ascenso	64
5.2.6.	Consumo en ascenso	64
5.2.7.	Alcance en ascenso	65
5.3.	Análisis	65
6.	DESCENSO	66
6.1.	Metodología.....	66
6.1.1.	Descenso sin potencia.....	66
6.1.2.	Relación de planeo.....	67
6.1.3.	Mínima velocidad de descenso.....	68
6.1.4.	Tiempo de descenso	68
6.1.5.	Alcance en descenso	68
6.1.6.	Consumo en descenso	69
6.2.	Resultados.....	69
6.2.1.	Polar de resistencia.....	69



6.2.2.	Máxima relación de planeo.....	70
6.2.3.	Alcance máximo en planeo	71
6.2.4.	Mínima velocidad de descenso.....	71
6.2.5.	Tiempo de descenso	72
6.2.6.	Consumo en descenso	73
6.3.	Análisis	73
7.	VUELO EN MANIOBRA	74
7.1.	Metodología.....	74
7.1.1.	Viraje coordinado.....	74
7.1.2.	Maniobra sostenida:	75
7.1.3.	Maniobra instantánea.....	76
7.2.	Resultados.....	77
7.2.1.	Viraje coordinado.....	77
7.2.2.	Diagrama de viraje	79
7.2.3.	Radio mínimo de giro	80
7.2.4.	Máxima velocidad de giro	81
7.2.5.	Máximo factor de carga sostenido	82
7.2.6.	Variación de performances de viraje con la altitud	83
7.3.	Análisis	85
8.	DESPEGUE Y ATERRIZAJE.....	86
8.1.	Metodología.....	87
8.1.1.	Despegue	87
8.1.2.	Aterrizaje.....	90
8.2.	Resultados.....	92
8.2.1.	Despegue	92
8.2.2.	Fuerzas durante el despegue.....	93
8.2.3.	Variación de la distancia de despegue con el viento	93
8.2.4.	Variación de la distancia de despegue con la elevación de pista	94
8.2.5.	Aterrizaje.....	96
8.2.6.	Variación de la distancia de aterrizaje con el viento	97
8.2.7.	Variación de la distancia de aterrizaje con la elevación de pista.....	98
8.3.	Análisis	99
9.	ALCANCE Y AUTONOMÍA	101



9.1.	Metodología.....	101
9.2.	Resultados.....	102
9.2.1.	Calculo de combustible disponible	102
9.2.2.	Alcance y autonomía en crucero	103
9.3.	Análisis	105
10.	ANÁLISIS COMPARATIVO	106
10.1.	Pipistrel Alpha Trainer.....	106
10.2.	Comparación de performances de vuelo	108
11.	CONCLUSIÓN	109
12.	REFERENCIAS.....	110
Anexos	111
Anexo 1 –	Hoja de datos: Rotax 912 ULS/S.....	111
Anexo 2 –	Performances hélice Sensenich L68C-2	113
Anexo 3 –	Hoja de datos: Motor Rotax 503	114
Anexo 4 –	Polar parabólica simple del Azor.....	115
Anexo 5 –	Banco de masas, CG y momentos de inercia, 1999	120

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 -	El Azor (Fuente: Dedalus).....	16
Figura 2 –	3 vistas del Azor (Fuente: Dedalus).....	18
Figura 3 -	Polar en condición de vuelo trimado del Azor, obtenido matemáticamente por Dedalus..	19
Figura 4 -	Curva de potencia del motor actual Rotax 503-2V de 50Hp (Fuente: Hoja de datos Rotax 503)	20
Figura 5 -	Curva de consumo del motor actual Rotax 503-2V de 50Hp (fuente: Hoja de datos Rotax 503)	21
Figura 6 -	Motor Rotax 912 ULS 100Hp (Fuente: Rotax).....	21
Figura 7 -	Instalación del Rotax 912 ULS en el Azor, vista lateral (Fuente: Dedalus.....	22
Figura 8 –	Detalle de la Instalación del motor Rotax 912 en el Azor, vista lateral	23
Figura 9 -	Instalación del Rotax 912 ULS en el Azor, vista trasera (Fuente: Dedalus).....	24
Figura 10 -	Hélice Sensenich L68C-2	25
Figura 11 -	Geometría y disposiciones generales en el Azor actualmente	28
Figura 12 -	Posiciones del centro de gravedad considerando la instalación de la nueva planta motriz, tripulación, y combustible.	30
Figura 13 –	Curva de potencia para el motor Rotax 912 ULS (Fuente: Rotax)	32
Figura 14 -	Interpolación lineal de la curva de potencia del motor Rotax 912 ULS.....	34
Figura 15 -	Variación de la potencia erogada con altitud para el motor Rotax 912 ULS.....	35



Figura 16 - Eficiencia de la hélice vs relación de avance para diferentes posiciones de paso de la hélice. (Fuente: Sensenich)	36
Figura 17 - Curva de η vs J ajustada sobre datos extraídos de la curva del fabricante.	38
Figura 18 – Variación de la potencia en función de la velocidad y altitud para máximas rpm sostenidas del motor.	39
Figura 19 - Curva de consumo de combustible del Rotax 912 ULS (Fuente: Rotax)	40
Figura 20 - Interpolación lineal de la curva de consumo del Rotax 912 ULS	41
Figura 21 - SFC vs rpm.....	43
Figura 22 - Variación del consumo con la altitud.....	44
Figura 23 - Velocidad de pérdida vs peso.	47
Figura 24 - Potencia necesaria y Potencia disponible para varios regímenes de rpm del motor, a nivel del mar.	48
Figura 25 - Variación de potencia disponible máxima y potencia necesaria con la velocidad y altitud, para un peso de referencia de 580Kg.	49
Figura 26 - Variación de potencia disponible a 55%rpm máx., y potencia necesaria con la velocidad y altitud, para un peso de referencia de 580Kg.....	50
Figura 27 - Variación de potencia disponible máxima y potencia necesaria con la velocidad y altitud, para un peso de referencia de 460Kg.	51
Figura 28 - Variación de potencia disponible a 55%rpm máx., y potencia necesaria con la velocidad y altitud, para un peso de referencia de 460Kg.....	52
Figura 29 – Velocidades máximas y mínimas estabilizadas para ambos pesos de referencia.	53
Figura 30 - Variación de la autonomía específica con la velocidad y altitud de vuelo. Las líneas de trazos representan curvas de rpm constantes.	55
Figura 31 - Variación del alcance específico con la velocidad y altitud de vuelo. Las líneas de trazos representan curvas de rpm constantes.	55
Figura 32 –Planteo de fuerzas y velocidades para un avión en ascenso estabilizado	57
Figura 33 - Variación de la velocidad de ascenso con la velocidad de vuelo y la altitud, para el peso máximo de referencia.	61
Figura 34 - Variación de la velocidad de ascenso con la velocidad de vuelo y la altitud, para el peso mínimo de referencia.....	61
Figura 35 - Variación de Angulo de ascenso con velocidad y altitud para el peso de referencia máximo	62
Figura 36 - Variación de Angulo de ascenso con velocidad y altitud para el peso de referencia mínimo.	62
Figura 37 - Variación de la máxima velocidad de ascenso con la altitud.....	63
Figura 38 - Velocidad de vuelo para ROC_{max}	63
Figura 39 - Tiempo de ascenso desde SL para diferentes altitudes, ascendiendo a ROC_{max}	64
Figura 40 - Combustible total necesario para trepar hasta diferentes altitudes desde SL, ascendiendo a ROC_{max}	64
Figura 41 - Alcance durante ascenso volando para ROC_{max}	65
Figura 42 - Planteo de fuerzas de un avión en descenso.....	66
Figura 43 - Polar de velocidad para el peso máximo de referencia.....	69
Figura 44 - Polar de velocidad para el peso mínimo de referencia.	70
Figura 45 - Máximo alcance en planeo hasta SL desde varias altitudes	71
Figura 46 – Tiempo máximo de descenso en planeo hasta SL desde varias altitudes.....	72



Figura 47 - Combustible total consumido descendiendo a SL desde varias altitudes.	73
Figura 48 - Fuerzas sobre un avión en un viraje horizontal coordinado.....	74
Figura 49 - Resultados de performances de viraje no sostenido a H=SL, para el peso máximo de referencia.....	78
Figura 50 - Diagrama de viraje para el peso máximo de referencia.	79
Figura 51 - Diagrama de viraje para el peso mínimo de referencia.....	80
Figura 52 – Variación del mínimo radio de giro sostenido con la velocidad y altitud, para el peso mínimo de referencia.....	80
Figura 53 - Variación del mínimo radio de giro sostenido con la velocidad y altitud, para el peso mínimo de referencia.....	81
Figura 54 – Variación de la velocidad de giro máxima con la velocidad y altitud para el máximo peso de referencia.	81
Figura 55 - Variación de la velocidad de giro máxima con la velocidad y altitud para el mínimo peso de referencia.....	82
Figura 56 - Variación del máximo factor de carga sostenido con la velocidad y altitud, para el peso máximo de referencia.	82
Figura 57 - Variación del máximo factor de carga sostenido con la velocidad y altitud, para el peso mínimo de referencia.....	83
Figura 58 - Variación del mínimo radio de giro con la altitud en viraje sostenido	83
Figura 59 - Máxima velocidad de giro vs altitud.	84
Figura 60 - Variación del máximo factor de carga sostenido con la altitud.....	84
Figura 61 - Velocidad para lograr el máximo factor de carga.	85
Figura 62 - Fases del despegue y fuerzas sobre el avión	87
Figura 63 - Fases y fuerzas durante el aterrizaje	90
Figura 64 - Variación de fuerzas longitudinales en el despegue.....	93
Figura 65 - Variación de la distancia de despegue con la velocidad del viento.....	93
Figura 66 - Variación de la carrera de despegue con el viento para ambos pesos de referencia.	94
Figura 67 - Variación de la distancia de despegue S con la elevación de la pista.....	94
Figura 68 - Variación de la carrera de despegue SG con la elevación de la pista, para ambos pesos de referencia.....	95
Figura 69 - Variación de la distancia de aterrizaje S con el viento, considerando una altura de obstáculo de 15m.....	97
Figura 70 - Variación de la distancia de aterrizaje en tierra SG, con el viento.	97
Figura 71 - variación de la distancia de aterrizaje con la elevación de pista.	98
Figura 72 - variación de la distancia de frenado con la elevación de pista.....	98
Figura 73 - Autonomía máxima en crucero.	104
Figura 74 - Alcance máximo en crucero.....	105
Figura 75 - 3 vistas del Pipistrel Alpha Trainer (Fuente: Manual del usuario Alpha Trainer)	106



LISTA DE TABLAS

Tabla 1 - Características geométricas del Azor (Fuente: Dedalus).....	19
Tabla 2 - Características básicas del motor Rotax 503-2V, actualmente instalado en el prototipo del Azor (Fuente: Rotax)	20
Tabla 3 - Características del Rotax 912 ULS (Fuente: Rotax)	22
Tabla 4 - Calculo del peso vacío del Azor con la nueva plata motriz instalada.....	28
Tabla 5 - Variación de peso y posición de CG con el consumo de combustible para 1 tripulante	29
Tabla 6 - Variación de peso y posición de CG con el consumo de combustible para 1 tripulante	29
Tabla 7 - Puntos de interpolación para Potencia vs rpm a nivel del mar.	33
Tabla 8 - Interpolación de la curva de potencia del motor Rotax 912 ULS.....	33
Tabla 9 - Error relativo entre valores de Potencia interpolados y la curva del fabricante.	34
Tabla 10 - Puntos extraídos de la curva de eficiencia de la hélice L68C-2 correspondientes a la mínima posición de paso.	37
Tabla 11 - Error relativo entre la curva ajustada de $\eta(J)$ y la curva del fabricante para cuatro puntos aleatorios de J	38
Tabla 12 - Puntos de interpolación para Consumo vs RPM para el Rotax 912 ULS.....	40
Tabla 13 - Valores interpolados de Consumo vs RPM a partir de los datos de la Tabla 12.....	41
Tabla 14 - Error relativo entre valores de consumo extraídos de la curva del fabricante y los valores interpolados.....	42
Tabla 15 - Valores de SFC calculados a partir de los datos de potencia y consumo vs RPM extraídos de la curva del fabricante.....	43
Tabla 16 – Velocidad de perdida para ambos pesos de referencia del Azor	47
Tabla 17 - Variación de alcance y autonomía específica con altitud y velocidad para el máximo peso de referencia.....	54
Tabla 18 - Muestra de resultados de ROC y γ vs KEAS a nivel del mar para el máximo peso de referencia.....	60
Tabla 19 - Velocidad de planeo para ambos pesos de referencia	71
Tabla 20 - Velocidad de vuelo para mínima velocidad de descenso	72
Tabla 21 - Resultados de performances de viraje sostenido a $H=SL$, para el peso máximo de referencia.....	77
Tabla 22 - Muestra de cálculos de carrera de despegue	92
Tabla 23 - Muestra de cálculos de carrera de aterrizaje.....	96
Tabla 24 - Resumen de las performances de despegue y aterrizaje en condiciones estándar.	99
Tabla 25 - Variación aproximada de performances de despegue y aterrizaje con el peso, viento y elevación.....	100
Tabla 26 - Calculo de combustible disponible para vuelo en régimen crucero a diferentes altitudes.	102
Tabla 27 - Máxima autonomía y alcance en crucero para diferentes regímenes y altitudes.....	103
Tabla 28 – Comparación de geometría y características generales del Virus SW 100 (Fuente: Manual del usuario Pipistrel Virus SW).....	107
Tabla 29 - Comparación de performances entre el Pipistrel Virus SW100 y el Azor.....	108





LISTA DE SÍMBOLOS Y TERMINOLOGÍA

ISA:	Atmosfera estándar internacional
H:	Altitud
η :	Eficiencia de hélice
σ :	Densidad relativa
J:	Parámetro de avance
ASTM:	American Society for Testing and Materials
LSA:	Light Sports Aircraft
ULM:	Avión ultraliviano o ultraligero
rpm:	Revoluciones por minuto
C:	Consumo de combustible
SFC:	Consumo específico
V_{Stall} :	Velocidad de pérdida
V_W :	Velocidad del viento
V_{TO} :	Mínima velocidad de despegue
V2:	Velocidad segura de despegue
V_A :	Velocidad de aproximación.
VNE:	Velocidad a no exceder
TAS:	Velocidad verdadera
CAS:	Velocidad calibrada
IAS:	Velocidad indicada
EAS:	Velocidad equivalente
KEAS:	Velocidad equivalente expresado en nudos
C_L :	Coefficiente de sustentación
C_{Lmax} :	Máximo coeficiente de sustentación
C_D :	Coefficiente de resistencia
C_{D0} :	Coefficiente de resistencia parasita



CG:	Centro de Gravedad
g:	Aceleración de la gravedad (9.81 m/s^2)
CAM:	Cuerda media aerodinámica
n_z :	Factor de carga
P:	Potencia
P_{SL} :	Potencia a nivel del mar
P_D :	Potencia disponible
P_N :	Potencia necesaria
SE:	Autonomía específica
SR:	Alcance específico
ρ :	Densidad del aire (1.225 g/cm^3 a nivel del mar)
T:	Empuje
D:	Resistencia aerodinámica
L:	Sustentación
F:	Fuerza
μ :	Coefficiente de rozamiento de pista
SG:	Distancia recorrida en tierra
S:	Distancia recorrida
q:	Presión dinámica
ROC:	Velocidad de ascenso
ROD:	Velocidad de descenso
γ :	Angulo de trayectoria de vuelo
GR:	Relación de planeo
V_H :	Velocidad máxima con potencia máxima a SL
V_x :	Velocidad para mejor ángulo de ascenso
V_y :	Velocidad para mejor velocidad de ascenso
GS:	Velocidad relativa al suelo
W:	Peso
MTOW:	Máximo peso al despegue



Pax:	Pasajeros
i:	Factor de reducción
t:	Tiempo
ft:	Pies
fpm:	Pies por minuto
m:	Metros
Km:	Kilómetros
Kg:	Kilogramos
N:	Newton
Lt:	Litros
m/s:	Metros por segundo
Km/h:	Kilómetros por hora
kW:	Kilowatt
hs:	Horas
r:	Radio de giro
ω :	Velocidad angular
ULM:	Avión ultraliviano motorizado
ANAC:	Administración Nacional de Aviación Civil
RAAC:	Regulaciones Argentinas de Aviación Civil
HW:	Viento de frente



1. INTRODUCCIÓN

La empresa DEDALUS S.A. desempeña su actividad en el ámbito de la industria aeronáutica desde el año 1986. El principal objetivo de la empresa es la fabricación en serie del avión liviano “Azor” (Figura 1) diseñado para la categoría Avión Deportivo Liviano (ADL), equivalente a la categoría estadounidense LSA (Light sport aircraft). En la actualidad, la empresa ha construido un prototipo en base al diseño original y aprobado como ultraliviano motorizado (ULM), que se encuentra operativo bajo la categoría Experimental.

La incorporación por parte de la autoridad aeronáutica en argentina (ANAC) de la categoría LSA, que rige por las normas establecidas por la ASTM (American Society of Testing Materials) permitirá certificar el avión en una categoría de mayor capacidad operativa que la ULM.

Con este fin la empresa adquirió un motor modelo Rotax 912 ULS con 100hp de potencia para reemplazar el motor original del prototipo (Rotax 503-2V de 50Hhp). El propósito de este trabajo es la estimación teórica de las performances del avión con el nuevo grupo propulsivo instalado.



Figura 1 - El Azor (Fuente: Dedalus)

En el Capítulo 2 se presenta la información técnica disponible sobre los cambios previstos, como base para los cálculos subsiguientes de las performances.

En el Capítulo 3 se analizan las performances de la planta motriz, interpolando los datos provistos por el fabricante del motor y de la hélice para obtener un modelo de variación de potencia disponible con la velocidad de vuelo y la altitud.

En los capítulos desde el 4 al 9 se analizan las diferentes performances del Azor motorizado con el Rotax 912 ULS. Cada capítulo detalla el modelo teórico utilizado para los cálculos de la



performance bajo estudio, basándose principalmente en la referencia [1], seguido por los resultados obtenidos, presentados en su mayoría en forma de gráficos en función de la velocidad y la altitud.

Finalmente, en el capítulo 10 se comparan las performances obtenidas con las de un avión de características similares.

1.1. Hipótesis:

El trabajo se realizó teniendo en cuenta las siguientes suposiciones:

- Los resultados se presentan en Atmosfera ISA estándar de acuerdo a lo requerido por la norma ASTM LSA. Al ser un avión liviano a hélice, y sin sistema de presurización, es poco probable que supere los 3000m (9842 ft) de altitud de vuelo, por lo que este se tomó como límite de altitud para los cálculos.
- El enfoque del trabajo estará limitado a la performance del avión remotorizado, y no contempla estudiar cambios en sus cualidades de vuelo ni en la estabilidad.
- La estructura del avión actual deberá soportar las cargas debido al incremento del peso por motor nuevo, manteniendo la envolvente de cargas de su diseño original, quedando para otro trabajo las verificaciones de las cargas y los cambios estructurales necesarios. El factor de carga máximo y la presión dinámica máxima se mantienen.
- Al momento de realizar el presente trabajo, el motor Rotax 912 ULS no se ha instalado en el prototipo del Azor. Sin embargo, de acuerdo a estudios previos realizados por Dedalus (ver capítulo 2), existe una mínima interferencia entre el motor instalado y el carenado que fácilmente se podría subsanar modificando el carenado en esta zona. Para los fines de este trabajo se desprecian los cambios en la geometría externa del avión, y se supondrá que la polar en condición de vuelo trimado no cambiará con la remotorización.
- Los cálculos de performance se realizaron en base a los datos provistos por el fabricante tanto para el avión como para el motor nuevo y la hélice seleccionada. Se despreció la interferencia aerodinámica entre el fuselaje y el flujo de la hélice.
- Las performances se expresan en función de la velocidad equivalente EAS, medida en nudos (KEAS). Se supondrá para los fines del trabajo que $EAS=IAS$
- En la actualidad el prototipo del Azor está instalado con dispositivos de punta alar, o winglets, con el fin de mejorar las performances de vuelo crucero. Los mismos no constituyen parte del diseño original de la aeronave, y la información técnica provista por Dedalus no los contempla. Al no haber podido acceder información acerca de su diseño o el impacto sobre las propiedades aerodinámicas del avión, tampoco fueron considerados en los cálculos realizados en este trabajo.

2. INFORMACIÓN PRELIMINAR

En este capítulo se presenta la información técnica disponible sobre el avión, los cambios previstos, y los componentes nuevos.

2.1. Avión ultraliviano Azor

El avión Azor (ver Figura 2) es un avión ligero fabricado principalmente de materiales compuestos, diseñado y construido a finales de la década de los 80 por la empresa Dedalus ubicada en Argentina. Presenta una configuración tipo pusher de ala alta, con el motor y la hélice ubicados detrás del ala y la cabina, y se resumen las características geométricas principales en la Tabla 1. Una descripción más detallada del avión se puede encontrar en a la referencia [2]. El peso del avión se trata por separado en la sección 2.5.

2.1.1. Dimensiones

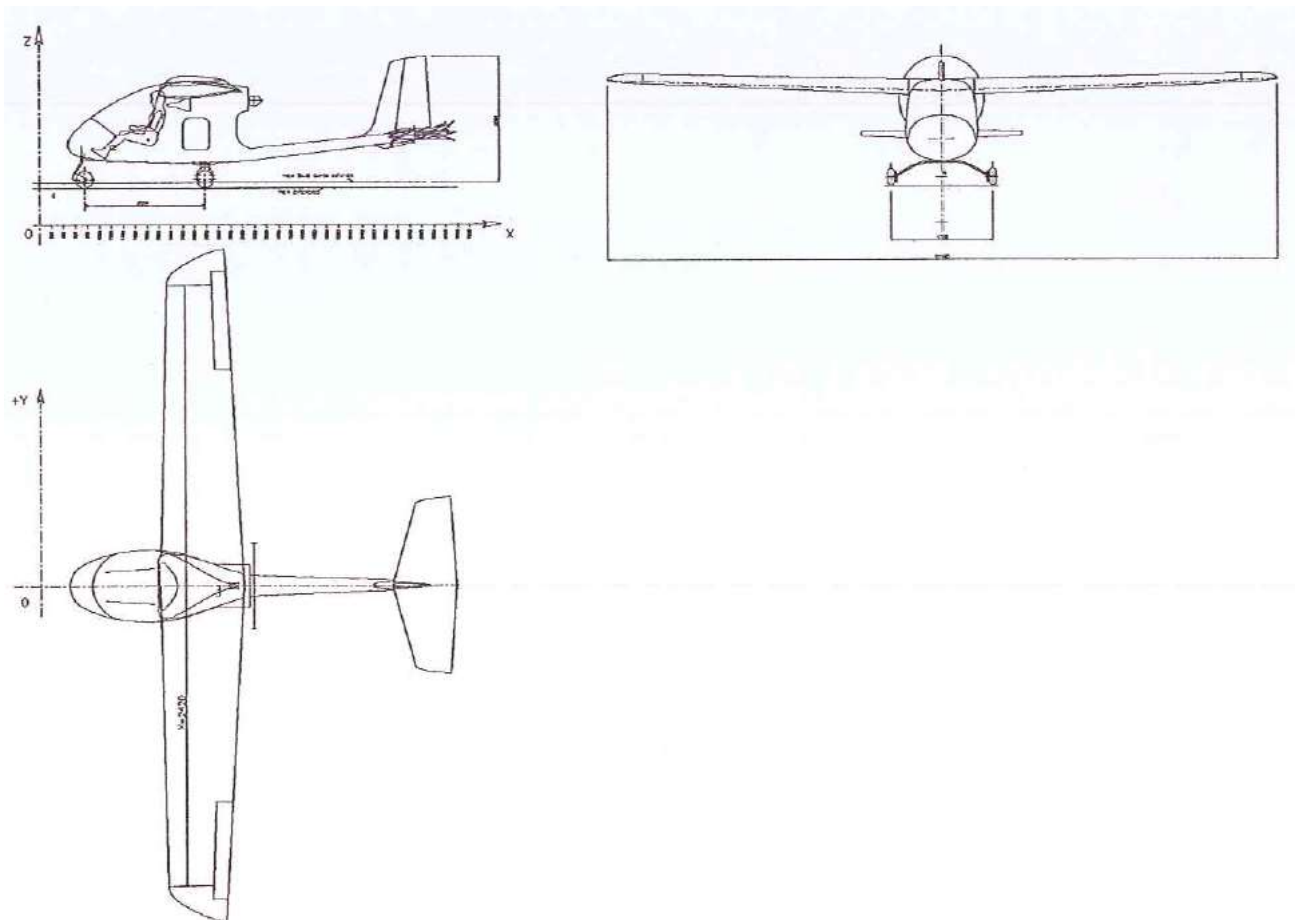


Figura 2 – 3 vistas del Azor (Fuente: Dedalus)



Envergadura	11.20 m
Superficie alar	12.84 m
Alargamiento	9.77
CAM	1.186 m
Longitud total	6.55 m
Altura total	1.66 m
Ancho máximo	1.20 m
Tripulación	2
Capacidad de combustible	50 lts
Peso vacío (actual)	333 Kg

Tabla 1 - Características geométricas del Azor (Fuente: Dedalus)

2.1.2. Características aerodinámicas

Del Anexo 4, la polar parabólica simple del Azor en condición de trimado es:

$$C_D = 0.03 + 0.034C_L^2$$

La misma se obtuvo por métodos teóricos, y se grafica en la Figura 3.

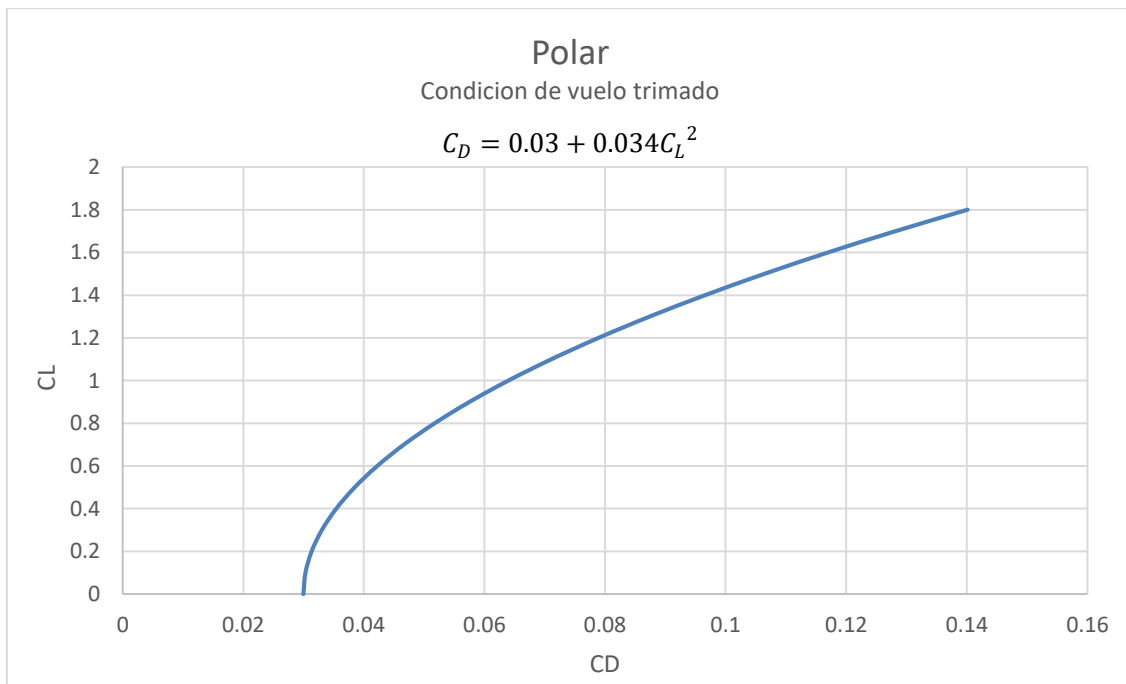


Figura 3 - Polar en condición de vuelo trimado del Azor, obtenido matemáticamente por Dedalus.

El coeficiente de sustentación máximo es

$$C_{L_{max}} = 1.8$$

2.1.3. Planta motriz

Actualmente el Azor cuenta con un motor Rotax 503-2V de dos tiempos, cuyas características se resumen en la Tabla 2:



Tipo	Motor de 2 tiempos, 2 cilindros refrigerados por aire
Peso (incluye reductor i : 2.58)	36.6 Kg
Cilindrada	496.7 cc
Potencia máxima	50 Hp (37 kW) @ 6800 rpm
Hélice	Hélice tripala de madera, paso fijo.

Tabla 2 - Características básicas del motor Rotax 503-2V, actualmente instalado en el prototipo del Azor (Fuente: Rotax)

La Figura 4 muestra la curva de potencia del Rotax 503-2V, seguido de la curva de consumo de combustible en la Figura 5. Ambos gráficos fueron extraídos de la hoja de datos del motor (Anexo 3)

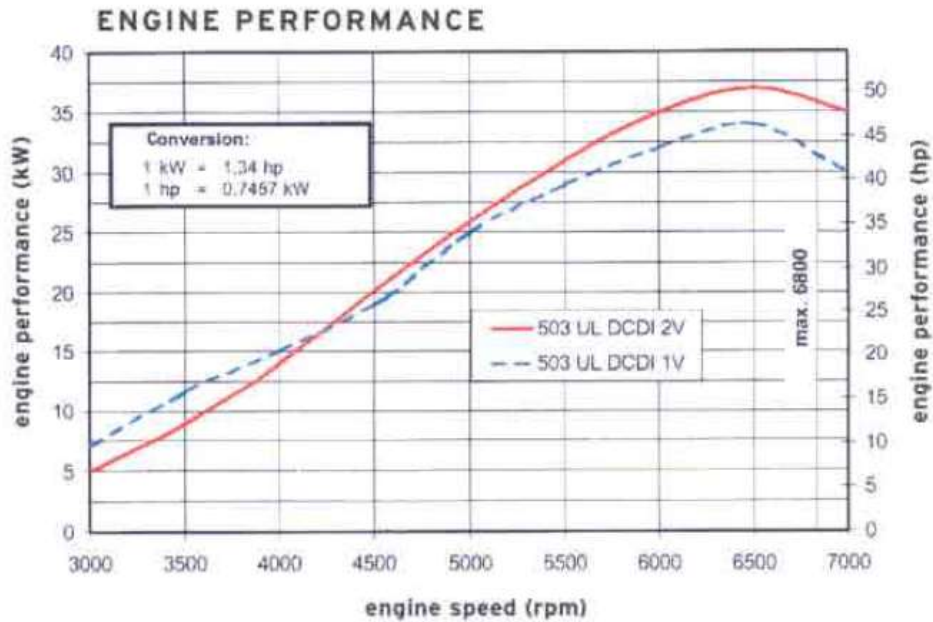


Figura 4 - Curva de potencia del motor actual Rotax 503-2V de 50Hp (Fuente: Hoja de datos Rotax 503)



Figura 5 - Curva de consumo del motor actual Rotax 503-2V de 50Hp (fuente: Hoja de datos Rotax 503)

2.2. Motor de reemplazo: Rotax 912 ULS

2.2.1. Características

El motor 912 de la empresa Rotax (Figura 6) es un motor de 4 cilindros enfrentados de 4 tiempos, refrigerado por aire y líquido. Actualmente es uno de los modelos más populares en el mercado de la aviación deportiva, y se construye en diversas variantes según la potencia y certificación. El modelo adquirido por Dedalus corresponde a la versión ULS de 100Hp. Se resumen sus características generales en la Tabla 3, y se adjunta en el Anexo 1 la hoja de datos provisto por el fabricante. Las curvas de potencia y consumo se estudian al detalle en el capítulo 3.



Figura 6 - Motor Rotax 912 ULS 100Hp (Fuente: Rotax)

Cilindrada	1352 cc
RPM máx.	5800rpm (máx. 5 min)
RPM máx. continuo	5500rpm
Potencia máxima	100 Hp (73.5 kW) @ 5800rpm
Reductor	1 : 2.43
Peso (con reductor i=2.43)	56.6 Kg

Tabla 3 - Características del Rotax 912 ULS (Fuente: Rotax)

2.2.2. Instalación en el Azor

La posibilidad de instalar un motor de mayores dimensiones al motor actual fue contemplada en el diseño del Azor. Las figuras Figura 7, Figura 8 y Figura 9 muestran estudios realizados por la empresa verificando la instalación del Rotax 912 en la aeronave. Si bien el incremento de peso y potencia exigirían alteraciones estructurales, no se requerirían significativos cambios en el exterior del avión, por lo que se puede considerar que la forma y las propiedades aerodinámicas del fuselaje del Azor no se verán afectados. La línea de empuje del Rotax 912 se eleva 90 mm sobre la línea de empuje del motor actual, mientras que el CG del motor se adelanta 37mm.

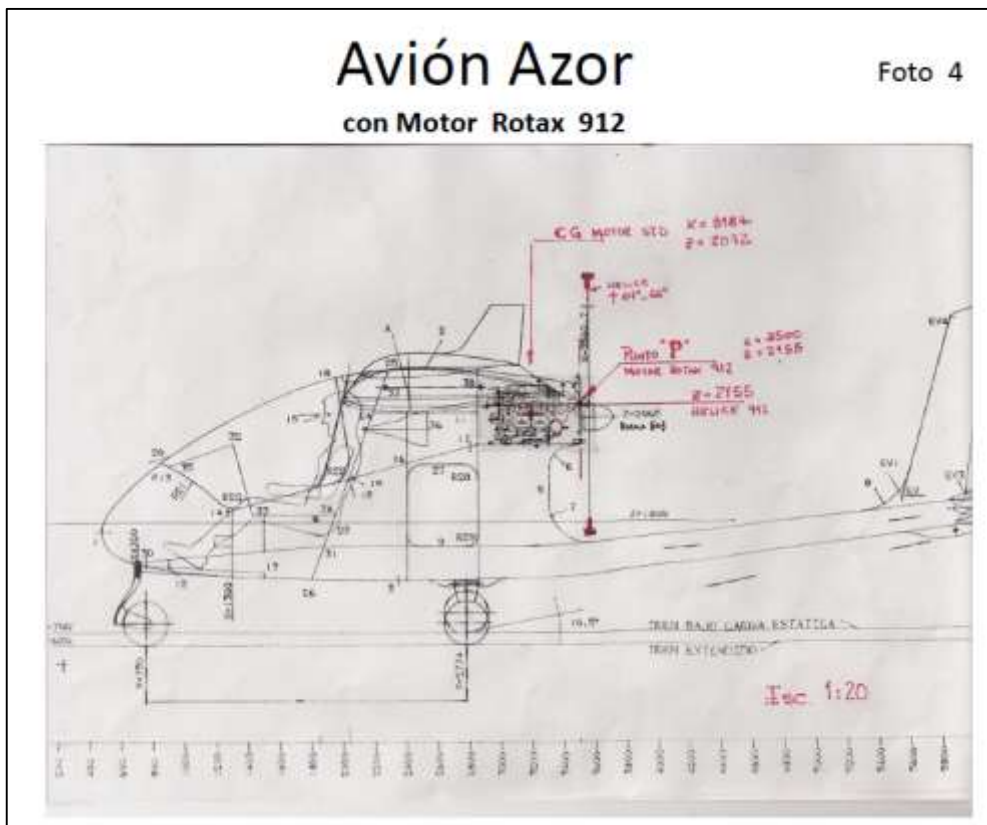


Figura 7 - Instalación del Rotax 912 ULS en el Azor, vista lateral (Fuente: Dedalus)

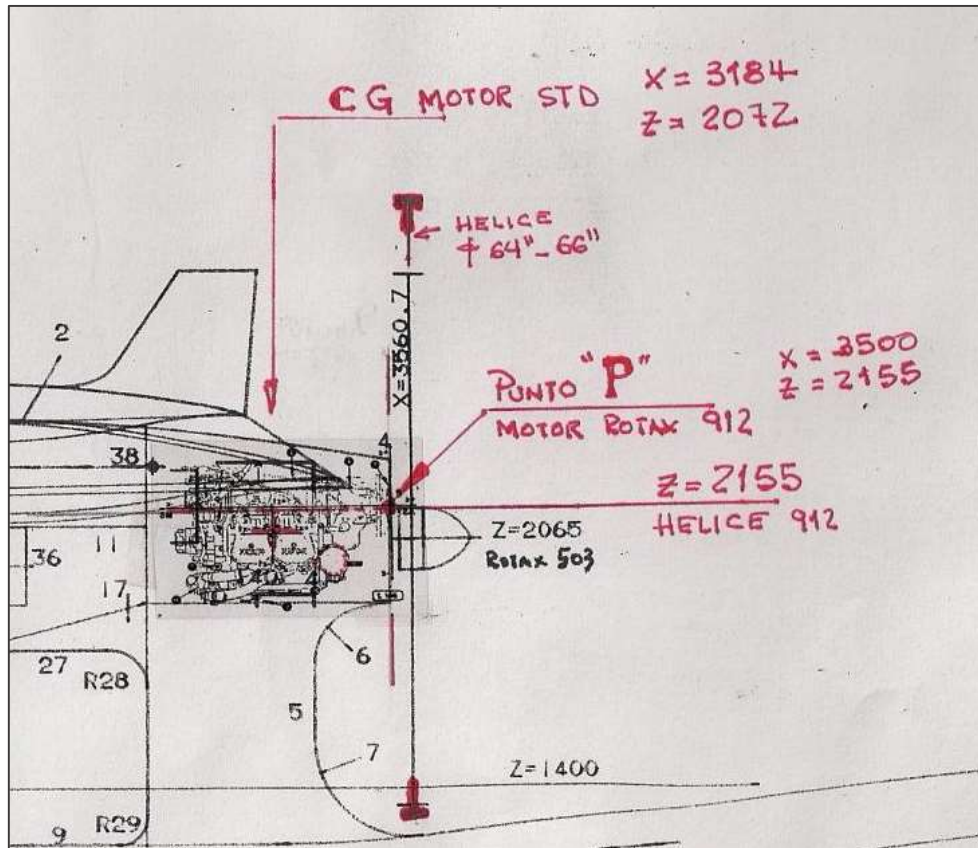


Figura 8 – Detalle de la Instalación del motor Rotax 912 en el Azor, vista lateral

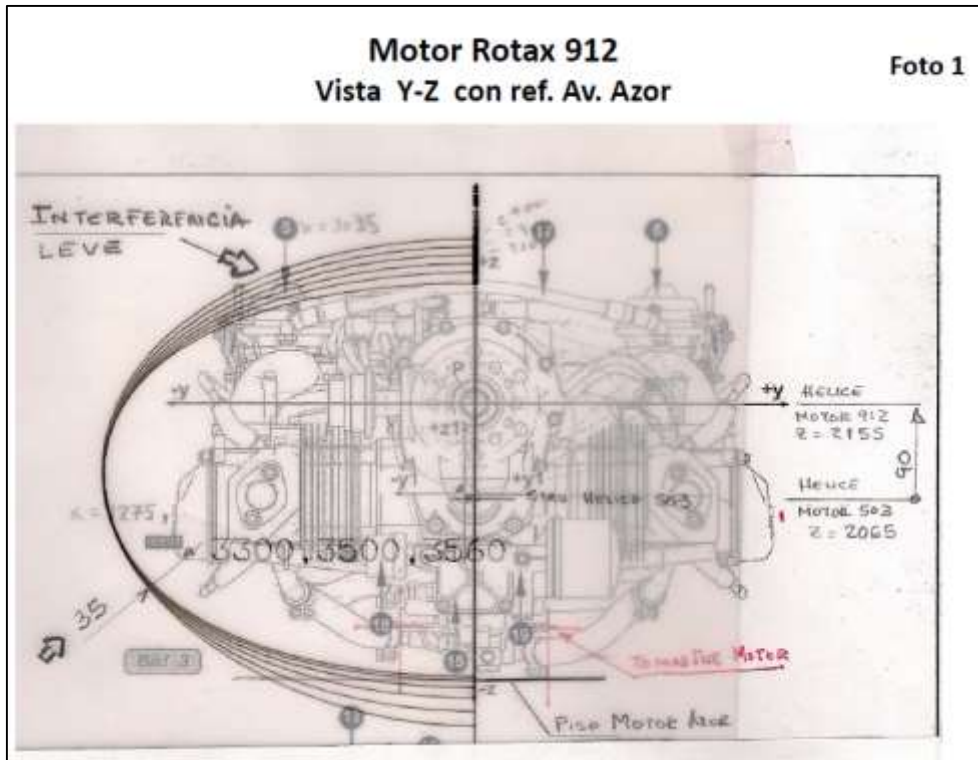


Figura 9 - Instalación del Rotax 912 ULS en el Azor, vista trasera (Fuente: Dedalus)

2.3. Hélice de reemplazo: Sensenich L68C-2

Al duplicar la potencia del motor, será necesario la instalación de una hélice nueva capaz de transformar eficientemente la potencia erogada por el motor en tracción.

Para seleccionar una hélice, el requerimiento de la empresa fue que la misma sea fabricada de materiales compuestos, y que sea un modelo comercial con buena presencia en el mercado. Otro requisito necesario para los fines del trabajo fue la disponibilidad de la información sobre sus performances. Por último, la hélice seleccionada no debe superar las 66 pulgadas de diámetro para evitar la interferencia con el fuselaje del avión (Ver Figura 70)

Bajo esta consigna se contactó a la empresa Sensenich situada en Pensilvania, EEUU, destacada por su trayectoria de 80 años fabricando hélices para aviones livianos. Para el Rotax 912 ULS en configuración pusher, el fabricante ofreció el modelo L68C-2 de 3 palas (Figura 10), diseñado específicamente para el motor operado en esa configuración. La Empresa envió las respectivas curvas de performance que se adjuntan en el Anexo 2, y el manual de usuario (Ref [3]). La misma está construido de fibra de carbono, y cuenta con paso ajustable en tierra de 6 posiciones.

El modelo estándar de la hélice recomendada tiene un diámetro de 66 pulgadas, que puede ser recortado a pedido. En base a lo estudiado por Dedalus (ver Figura 7) se decidió proceder con un diámetro de 65 pulgadas (1.651 metros).



Figura 10 - Hélice Sensenich L68C-2

2.4. Normas ASTM LSA

El Azor actualmente se encuentra habilitado para vuelo como avión experimental. Con el objeto de su producción, la empresa decidió certificar la aeronave de acuerdo a la norma ASTM LSA de origen estadounidense.

2.4.1. Descripción general

Dicha norma hace referencia a la norma LSA (*Light Sports Aircraft*), emitida por ASTM International (*American Society for Testing and Materials*) en Estados Unidos y aprobada por la FAA (*Federal Aviation Administration*). A diferencia de la categoría actual, esta norma habilitaría a la aeronave para vuelos de turismo y de instrucción, aunque la certificación es por cada unidad y no para el diseño.

Se define un avión deportivo ligero como un avión, un helicóptero, o un planeador, que desde su certificación original, ha cumplido con lo siguiente:



- Max. Peso bruto de despegue: 600 kg, para hidroaviones 650 kg
- Max. Velocidad de pérdida: 51 mph / 45 nudos (CAS)
- Max. Velocidad en vuelo nivelado (a nivel del mar a temperatura estándar): 138 mph / 120 nudos CAS
- Asientos: Dos (máximo)
- Motores: Uno (máximo).
- Propulsor: de paso fijo o ajustable en tierra
- Cabina: Sin presurización
- Sistema de rotor de dos palas de paso fijo, semirrígido, oscilante, si es un autogiro.
- Tren de aterrizaje: Fijo (excepto para hidroaviones y planeadores)

2.4.2. Análisis e interpretación

De acuerdo a la confidencialidad de esas normas, no se notificará ninguna certificación original, pero se indicará la interpretación adecuada y la aplicación para el trabajo. Se destacan los siguientes elementos relacionados a la performance de vuelo:

F2245 – 14 *Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane*

Parte: Vuelo (§4)

- Se deben cumplir los siguientes requerimientos en la configuración más crítica de peso y ubicación del CG.
- Se considerará un peso de 845 N (86 Kg) por cada tripulante.
- Performances generales: Todos los requerimientos de performances aplican en la atmosfera estándar ICAO en condiciones de viento nulo y a nivel del mar.
- *Pérdida* - Se determinarán las velocidades de perdida en vuelo recto y nivelado
- *Despegue* - Para el peso máximo de despegue y revoluciones máximas del motor, se determinará:
 - o La carrera en tierra requerida para despegar desde una pista con gradiente mínimo
 - o La distancia requerida para superar un obstáculo de 15m (50 ft) ascendiendo a una velocidad de $1.3 V_{Stall}$
- *Ascenso* – Para el peso máximo de despegue, a rpm máximas y flaps en la posición indicada especificada para el ascenso, se determinará:
 - o La tasa de ascenso (*ROC*) volando a V_y , que deberá ser mayor que 1.6 m/s (315 fpm)
 - o El gradiente de ascenso volando a V_x , que deberá ser mayor que 1/12.
- *Aterrizaje* – Para el aterrizaje con el motor en ralenti y flaps extendidos, se determinará:
 - o Distancia de aterrizaje desde una altura de 15m (50 ft) cuando la velocidad en ese punto es de $1.3 V_{Stall}$
 - o Distancia de frenado en tierra con una aplicación razonable de frenos



Los cálculos en los capítulos siguientes se realizaron considerando los puntos anteriores donde fuese relevante, y se compararon los resultados obtenidos con las limitaciones establecidas para verificar el cumplimiento de las mismas.

2.5. Pesos

Se analiza el impacto directo de la instalación de la nueva planta motriz sobre el peso y posicionamiento del CG, considerando también el incremento del peso estándar por tripulante de la norma ASTM-LSA con respecto a la norma ULM. Luego, se establecen los pesos de referencia para realizar los cálculos de performances en los capítulos.

2.5.1. Impacto de cambios previstos sobre el peso del avión actual

Se calcularon los cambios en el peso y la posición del CG, considerando:

- La nueva planta motriz de mayor peso al actual, y su instalación.
- El Incremento del peso por tripulante estipulado por la norma ASTM LSA (86 Kg) frente a la norma ULM (75 Kg)
- Variación de la cantidad de combustible en el tanque, considerando una densidad de $\rho_{comb} = 0.8 \frac{g}{cm^3}$

La posición del centro de gravedad de un sistema de componentes se calcula según:

$$X_{CG} = \frac{\sum X_i W_i}{\sum W_i} = \frac{\sum M_i}{\sum W_i} \quad 2.1$$

Donde X_i es la distancia desde el datum de cada componente. La posición del CG expresado en términos de porcentaje de la CAM es:

$$\bar{X}_{CG} = \frac{X_{CG} - X_{LECAM}}{CAM} \cdot 100 \quad 2.2$$

En el caso del Azor el datum se ubica a 2066mm por delante del borde de ataque de la CAM.

En la Tabla 4 se calcula el nuevo peso vacío del avión, restando la contribución de la planta motriz actual y sumando la de la planta nueva. En las tablas Tabla 4, Tabla 5 Tabla 6 se calcula el peso y posición del CG correspondiente en función de la tripulación y el combustible. Los pesos y las posiciones de cada componente se obtuvieron a partir de las referencias [4], [5], y la Figura 8.

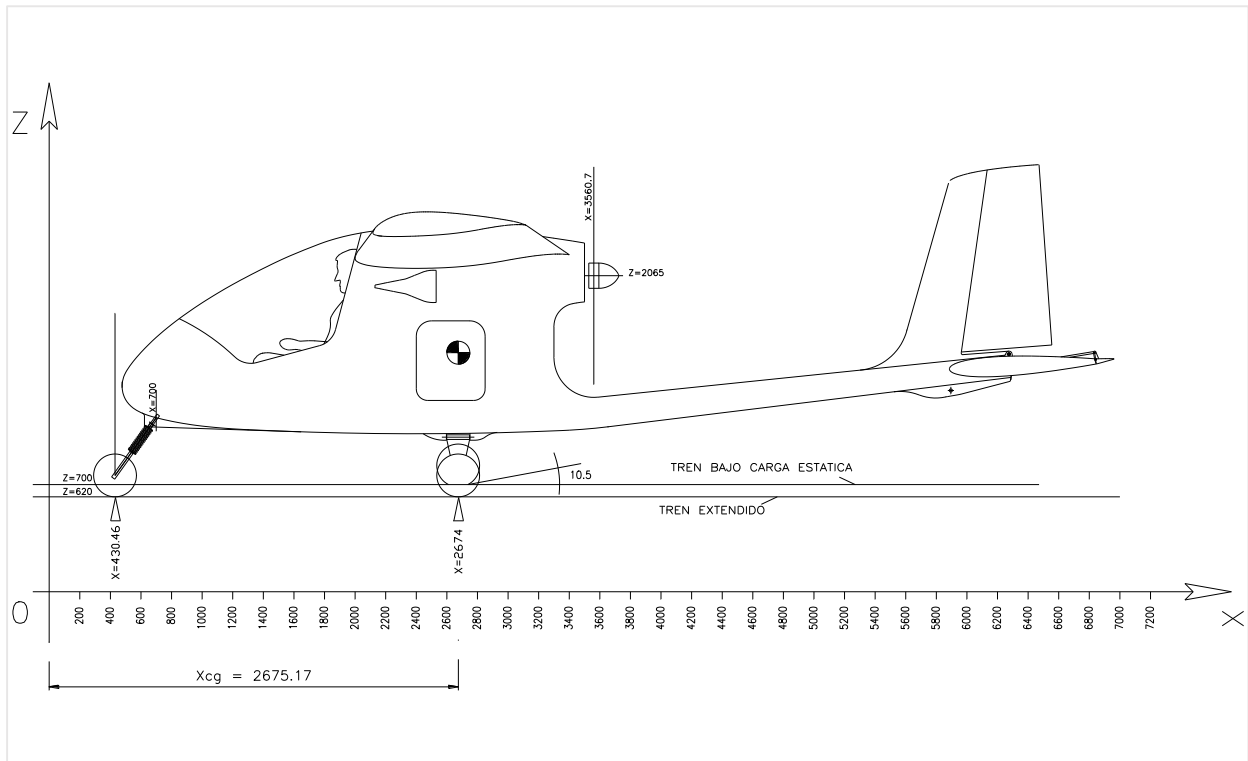


Figura 11 - Geometría y disposiciones generales en el Azor actualmente

Calculo del Peso vacío					
<ul style="list-style-type: none"> - Datum: 2066mm del borde de ataque de la CAM - CAM: 1181mm - Para el peso del Rotax 503-2V y el 912 ULS se considera también el peso del escape y el filtro de aceite. 					
Ítem	Peso [Kg]	X [mm]	Momento [Kgmm]	CG (medido desde Datum)[mm]	%CAM
Peso vacío actual	333	2641	879453	2641.36	48.72
- Rotax 503-2V	-43.7	3221	-140757.7	-	-
- Helice actual	-3.7	3565	-13190.5	-	-
+ Rotax 912	60.6	3184	192950.4	-	-
+ Helice Sensenich	4	3500	14000	-	-
Peso vacío nuevo	350.2		932455.2	2662.63	50.52

Tabla 4 - Calculo del peso vacío del Azor con la nueva plata motriz instalada



Configuración 1								
- 1 tripulante - Variación del combustible: 0%, 50% y 100% de capacidad máxima.								
Ítem	Peso [Kg]	Peso total [Kg]	X [mm]	Momento [Kgmm]	\sum Peso	\sum Momento	CG (medido desde datum)[mm]	%CAM
Peso vacío	350.2	350.2	2662.63	932455.2	350.2	932455.2	2662.63	50.51958
1 tripulante	86	436.2	1800	309600	436.2	1087255.2	2492.56121	36.11865
50% combustible	20	456.2	2320	46400	456.2	1133655.2	2484.996054	35.47807
100% combustible	20	476.2	2320	46400	476.2	1180055.2	2478.066359	34.89131

Tabla 5 - Variación de peso y posición de CG con el consumo de combustible para 1 tripulante

Configuración 2								
- 2 tripulantes - Variación del combustible: 0%, 50% y 100% de capacidad máxima.								
Ítem	Peso [Kg]	Peso total [Kg]	X [mm]	Momento [Kgmm]	\sum Peso	\sum Momento	CG (medido desde datum)[mm]	%CAM
Peso vacío	350.2	350.2	2662.63	932455.2	350.2	932455.2	2662.63	50.51958
2 tripulantes	86	522.2	1800	309600	522.2	1242055.2	2378.504787	26.46103
50% combustible	20	542.2	2320	46400	542.2	1288455.2	2376.346736	26.2783
100% combustible	20	562.2	2320	46400	562.2	1334855.2	2374.342227	26.10857

Tabla 6 - Variación de peso y posición de CG con el consumo de combustible para 1 tripulante

De la referencia [4], El CG del Azor debe mantenerse dentro del 25% y 40% de la CAM, mientras que el peso máximo permitido por la norma es de 600 Kg. De la Figura 12 se observa que para las configuraciones de tripulación y combustibles consideradas se cumplen dichos límites. Sin embargo, se observa que para la posición más adelantada del CG el mismo tiene un margen de aproximadamente 1% de la CAM al límite delantero.

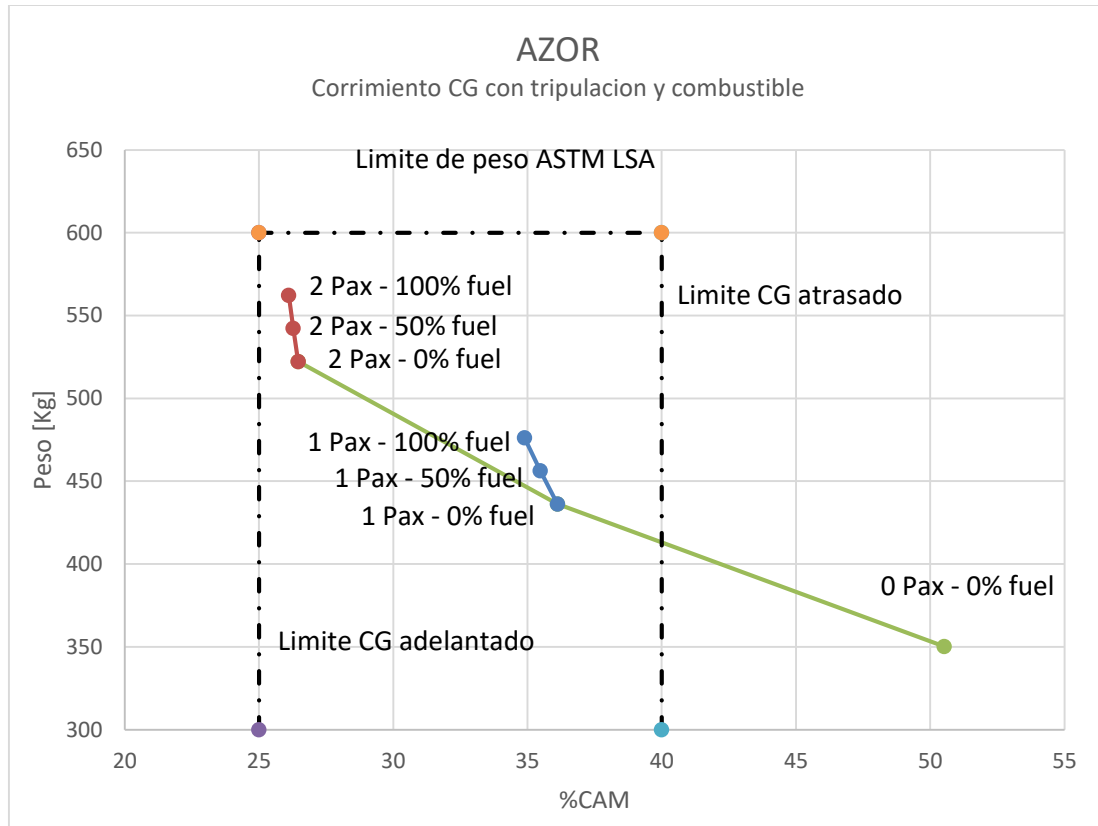


Figura 12 - Posiciones del centro de gravedad considerando la instalación de la nueva planta motriz, tripulación, y combustible.

2.5.2. Definición de pesos de referencia para cálculos de performance

La instalación de la nueva planta motriz y el peso incrementado por tripulante no serán los únicos motivos de incremento del peso del Azor. Por el momento la empresa prevé otras modificaciones futuras, tales como:

- Refuerzo de la estructura para soportar mayores cargas debido al incremento de peso y potencia.
- Cambio de instrumentación y mandos en la cabina.
- Disminución de la carga permitida de bodega.
- Rediseño del empenaje horizontal.
- Posible uso de lastre, debido a la proximidad del CG al límite delantero para la condición de máximo peso (Figura 12).

Por el momento dichos cambios son hipotéticos o aún están en discusión. Por este motivo se decidió establecer dos pesos de referencia, agregando un margen de aproximadamente 20 Kg al peso vacío calculado en la Tabla 4, Suponiendo que el CG permanecerá dentro de los límites de operación.



Peso máximo de referencia: <ul style="list-style-type: none">• 2 tripulantes• 100% combustible• Margen de 20 Kg	580 Kg
Peso mínimo de referencia: <ul style="list-style-type: none">• 1 tripulante• 25% combustible• Margen de 20Kg	460 Kg

3. PERFORMANCE DE LA PLANTA MOTRIZ

La potencia disponible de la planta motriz, conformada en este caso por el motor y la hélice, es clave para el cálculo de las performances de una aeronave. En este capítulo se analizan los datos provistos por el fabricante de cada componente con el fin de obtener modelos que permitan calcular la potencia disponible y el consumo en función de las revoluciones del motor, la velocidad y la altitud de vuelo.

3.1. Potencia erogada por el motor

Para el Rotax 912 ULS la potencia a nivel del mar varía con las revoluciones por minuto según la siguiente curva extraída del Anexo 1:

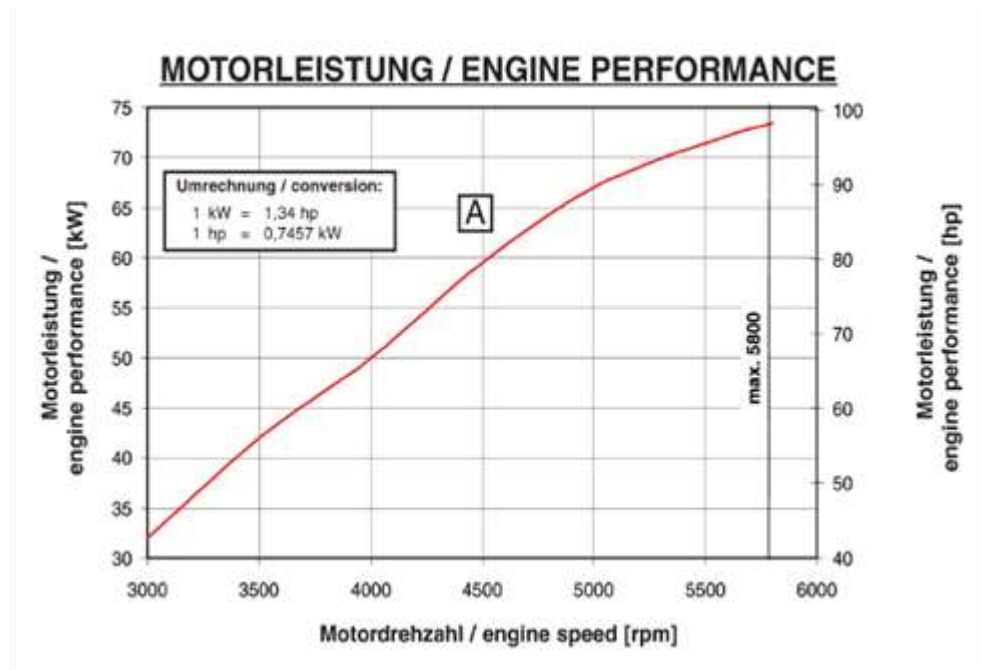


Figura 13 – Curva de potencia para el motor Rotax 912 ULS (Fuente: Rotax)

La curva de la Figura 13 se puede dividir en segmentos que se consideran como rectos. Para calcular la potencia en función de un determinado valor de rpm se extrajo una serie de puntos de la curva (Tabla 7) a partir de los cuales se interpola linealmente la potencia. La Tabla 8 y la Figura 14 muestran valores de potencia interpolados para diferentes regímenes de potencia en función de las revoluciones máximas sostenidas por el motor.

<i>rpm</i>	P [kW]	P [Hp]
3000	32.5	43.55
3500	42.2	56.548
4000	50	67
4500	59	79.06



5000	67	89.78
5500	71.5	95.81
5800	73.5	98.49

Tabla 7 - Puntos de interpolación para Potencia vs rpm a nivel del mar.

Régimen de potencia [%rpm _{max}]	rpm	P [kW]	P [Hp]
55%	3025	32.99	44.20
60%	3300	38.32	51.35
65%	3575	43.37	58.12
70%	3850	47.66	63.86
75%	4125	52.25	70.02
80%	4400	57.20	76.65
85%	4675	61.80	82.81
90%	4950	66.20	88.71
95%	5225	69.03	92.49
100%	5500	71.50	95.81
P de despegue	5800	73.50	98.49

Tabla 8 - Interpolación de la curva de potencia del motor Rotax 912 ULS

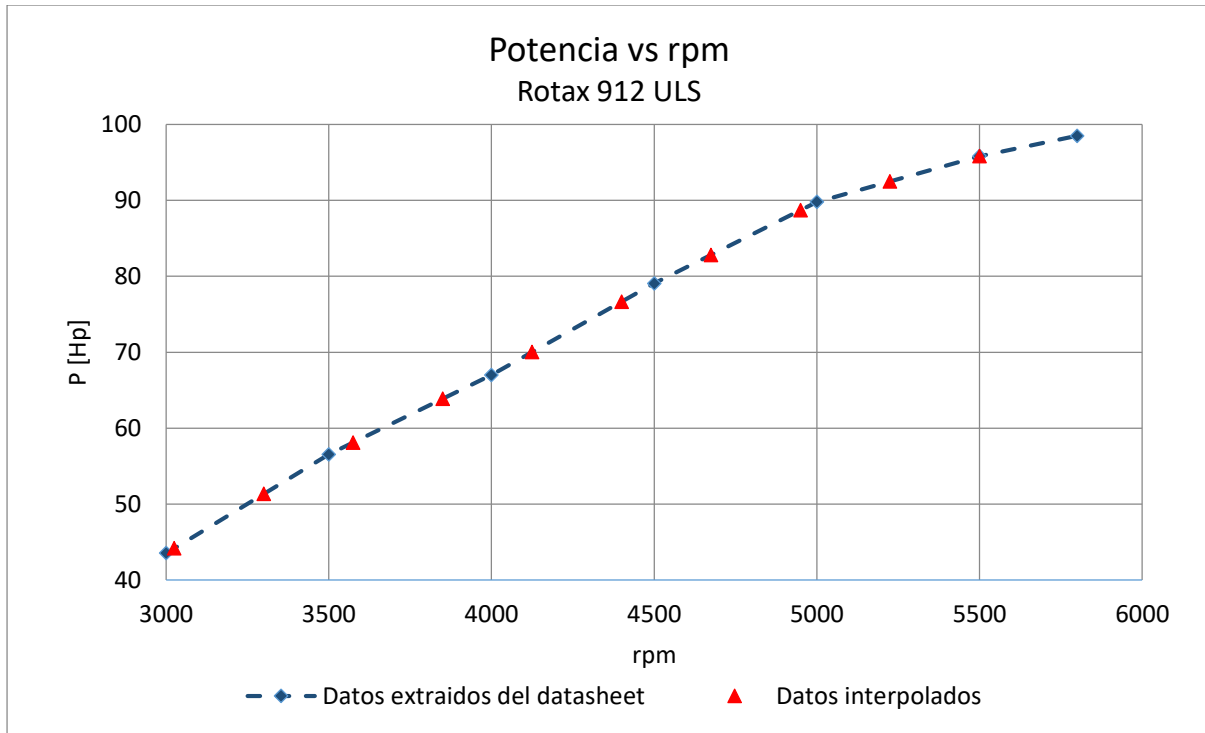


Figura 14 - Interpolación lineal de la curva de potencia del motor Rotax 912 ULS

En la Tabla 9 se comparan para cuatro valores aleatorios de rpm el error relativo entre la potencia interpolada linealmente y la curva del fabricante de la Figura 13. En todos los casos el error absoluto es menor al 1%.

rpm	P [Hp] (Hoja de datos)	P[Hp] (Interpolación)	Error relativo [%]
3833.33	47.40	47.40	0.01%
4310.61	55.96	55.59	-0.67%
4734.85	63.35	62.76	-0.93%
5356.06	70.36	70.20	-0.23%

Tabla 9 - Error relativo entre valores de Potencia interpolados y la curva del fabricante.

3.1.1. Variación de la potencia erogada con la altitud

Se supondrá la variación de la potencia erogada con la altitud según la referencia [1]

$$P = P_{SL} \cdot \sigma^{1.2} \quad 3.1$$

La variación de potencia del motor para diferentes regímenes y altitudes se grafica en la Figura 15.

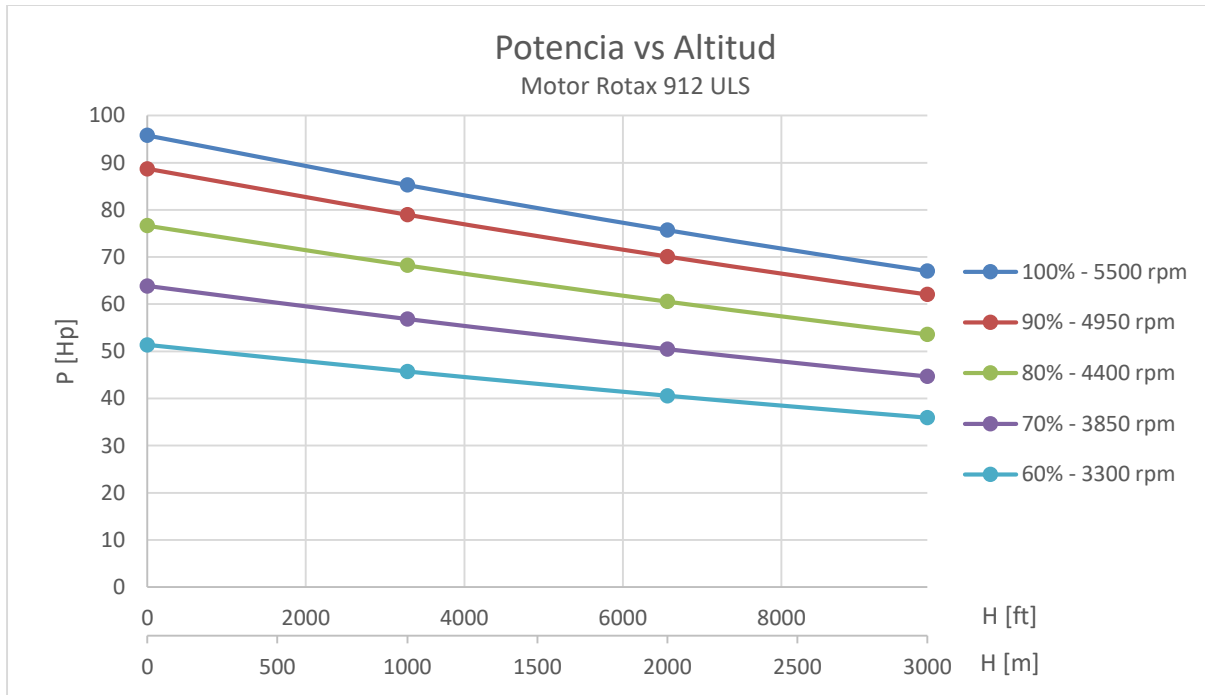


Figura 15 - Variación de la potencia erogada con altitud para el motor Rotax 912 ULS

3.2. Eficiencia de la hélice

La potencia disponible se obtiene según el producto:

$$P_D = P \cdot \eta \quad 3.2$$

Donde η es la eficiencia de la hélice, y generalmente se expresa en función de la relación de avance J :

$$J = \frac{TAS \cdot 60}{n \cdot D} \quad 3.3$$

siendo n las revoluciones por minuto de la hélice. El Rotax 912 ULS cuenta con un único reductor de velocidad de $i=2.43$, por lo que n se puede calcular como:

$$n = \frac{rpm_{motor}}{2.43}$$

En la Figura 16 se muestran las curvas de η vs J provistas por el fabricante para la hélice L68C-2 a diferentes posiciones de paso (Pitch setting).

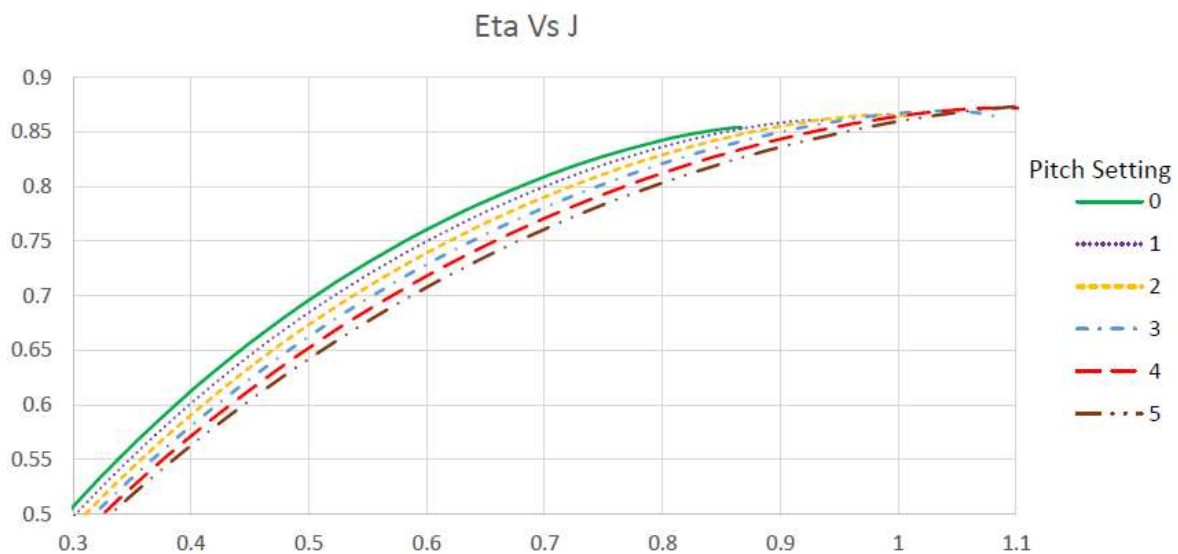


Figura 16 - Eficiencia de la hélice vs relación de avance para diferentes posiciones de paso de la hélice. (Fuente: Sensenich)

A grandes altitudes, la eficiencia máxima de una hélice empieza a disminuir con el número de Reynolds. Para los fines del trabajo se supondrá que las curvas del fabricante se mantienen constantes para el rango de altitudes considerado (0ft-10000ft)

Del manual de usuario (Ref. [3]), cada posición ajustable en tierra de la hélice representa un incremento de 1° del paso, equivalente a 3" de paso geométrico. Se indica la siguiente distinción entre las posibles posiciones de paso de la hélice:

- **Paso estándar/ Vuelo normal:** Indicado para vuelo normal o "cross country", la hélice que gira a revoluciones máximas del motor para vuelo a máxima potencia garantizará la mejor performance general.
- **Paso para vuelo crucero:** Una hélice para vuelo crucero girará entre 150 a 250 revoluciones motor menos que una hélice a paso estándar. Si bien este paso permite incrementar la velocidad de vuelo entre 4 y 6 millas por hora para un régimen del motor de crucero, las velocidades máximas estabilizadas no mejoran respecto a otras posiciones de la hélice.
- **Paso para vuelo en ascenso:** Para mejorar las performances de despegue y ascenso, se recomienda un paso que permitirá a la hélice girar entre 100 y 200 rpm motor mas de lo que permite un paso estándar. Un paso de ascenso típicamente reducirá la velocidad de vuelo entre 4 y 6 millas por hora para un régimen de crucero del motor. Se recomienda también esta posición de paso para operar en pistas de gran elevación.

Dado que una de las principales misiones previstas para el Azor es la de instrucción de vuelo, para el cálculo de performances se seleccionó la posición de paso de hélice que maximiza el rendimiento de despegue y en ascenso. En este caso corresponde a la posición "Pitch setting 0" en términos del fabricante, ya que de la Figura 16 se puede apreciar que garantizaría el mayor exceso de potencia para bajos valores de J .



Para calcular η en función de J se extrajo una serie de puntos de la curva del paso seleccionado (Tabla 10) a partir de los cuales se ajustó un polinomio de cuarto orden

J	η_p
0.30	0.51
0.34	0.55
0.39	0.60
0.44	0.65
0.51	0.70
0.58	0.75
0.68	0.80
0.80	0.84
0.87	0.86

Tabla 10 - Puntos extraídos de la curva de eficiencia de la hélice L68C-2 correspondientes a la mínima posición de paso.

$$\eta = -1.4729J^4 + 3.7829J^3 - 4.3738J^2 + 3.0003J - 0.0918 \quad 3.4$$

Los puntos de la Tabla 10 y la curva ajustada para $\eta(J)$ se grafican en la Figura 17. La línea suave indica el dominio de validez de los datos provistos por el fabricante y la línea de trazos corresponde a la extrapolación de η para mayores valores de J . La Tabla 11 muestra el error relativo entre la ecuación $\eta(J)$ y los datos del fabricante para cuatro valores aleatorios de J .

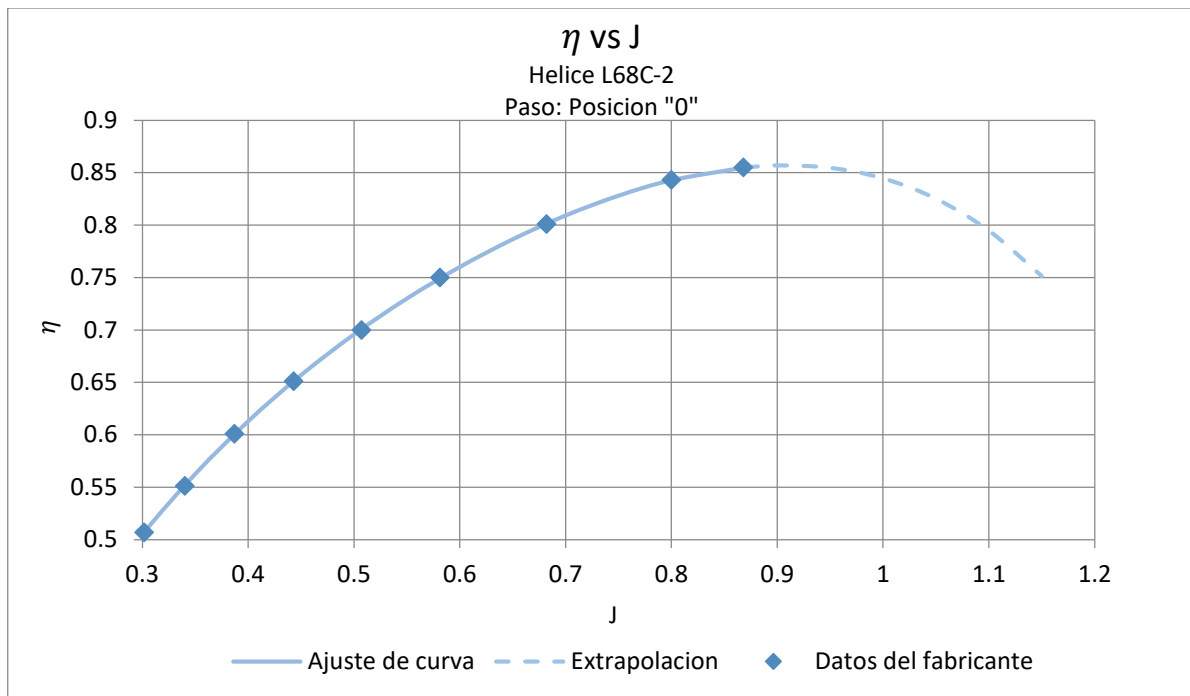


Figura 17 - Curva de η vs J ajustada sobre datos extraídos de la curva del fabricante.

J	η (Curva del fabricante)	η (Curva ajustada)	Error relativo
0.393	0.605	0.606	0.13%
0.508	0.701	0.701	0.06%
0.695	0.806	0.807	0.11%
0.855	0.853	0.853	0.04%

Tabla 11 - Error relativo entre la curva ajustada de $\eta(J)$
y la curva del fabricante para cuatro puntos aleatorios de J



3.3. Potencia disponible

La variación de la potencia disponible con la altitud se calcula según:

$$P_D = \eta \cdot P_{SL} \cdot \sigma^{1.2} \quad 3.5$$

Por lo tanto, para un régimen dado la potencia disponible varía con la altitud y con la velocidad (implícito en η). Para calcular las curvas de Potencia disponible en función de la altitud y velocidad de vuelo se siguieron los siguientes pasos:

1. Seleccionar H , σ , EAS, TAS, y régimen de potencia.
2. Calcular potencia erogada por el motor interpolando linealmente los puntos de la Figura 14.
3. Calcular J mediante la ecuación 3.3.
4. Calcular η mediante la ecuación
5. 3.4.
6. Calcular P mediante la ecuación 3.5.

En la Figura 18 se grafica la variación de la potencia máxima sostenida (5500rpm) con la altitud para intervalos de 1000m (3280 ft). Las líneas de trazos representan los datos extrapolados de la información del fabricante, correspondientes a valores de J mayores a aproximadamente 0.87.

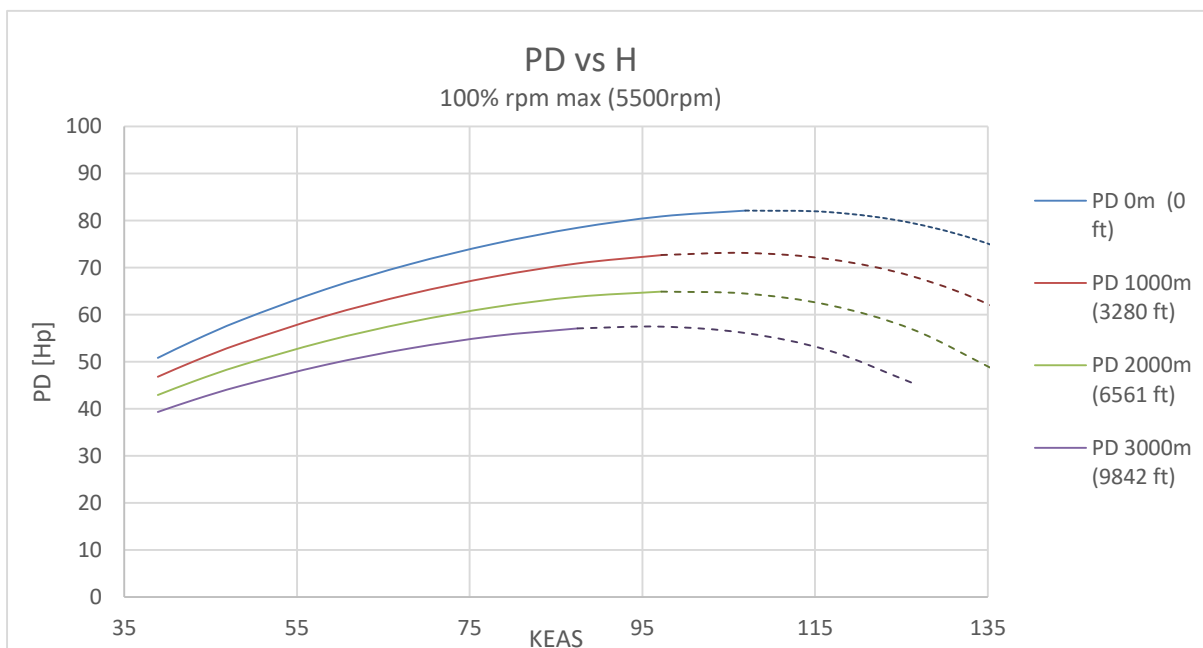


Figura 18 – Variación de la potencia en función de la velocidad y altitud para máximas rpm sostenidas del motor.

3.4. Consumo de combustible

3.4.1. Consumo vs rpm

A nivel del mar el consumo de combustible en [lt/h] del Rotax 912 ULS varia con el rpm del motor según la siguiente curva

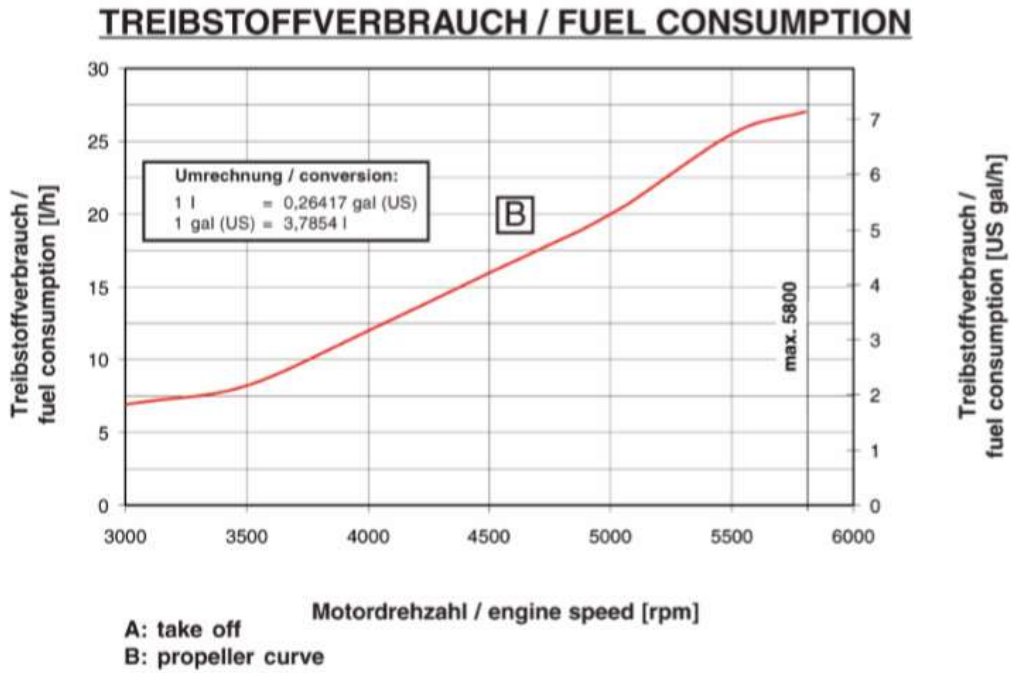


Figura 19 - Curva de consumo de combustible del Rotax 912 ULS (Fuente: Rotax)

Para interpolar los datos, al igual que en el capítulo 3.1, se extrajo una serie de puntos para intervalos de 500 rpm:

rpm	Consumo [lt/h]
3000	32.50
3500	42.20
4000	50.00
4500	59.00
5000	67.00
5500	71.50
5800	73.50

Tabla 12 - Puntos de interpolación para Consumo vs RPM para el Rotax 912 ULS

La Tabla 13 muestra los valores interpolados linealmente de consumo para diferentes regímenes del motor, y se grafican ambas series en la Figura 20.



Régimen [%rpm _{max}]	rpm	Consumo [lt/h]
55%	3030	7.02
60%	3300	7.74
65%	3575	8.84
70%	3850	10.87
75%	4125	12.99
80%	4400	15.21
85%	4675	17.40
90%	4950	19.58
95%	5225	22.46
100%	5500	25.50
(P de despegue)	5800	27.11

Tabla 13 - Valores interpolados de Consumo vs RPM a partir de los datos de la Tabla 12

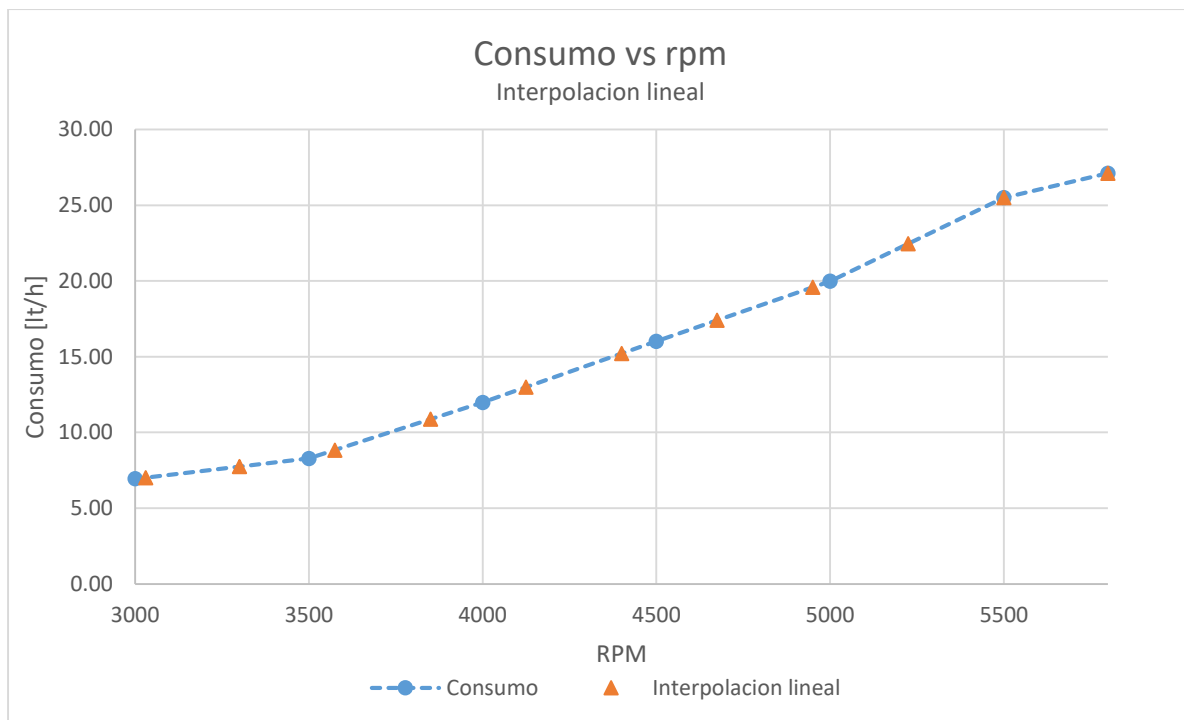


Figura 20 - Interpolación lineal de la curva de consumo del Rotax 912 ULS

La Tabla 14 muestra el error relativo entre el consumo interpolado y la curva del fabricante para cuatro valores aleatorios de rpm. En todos los casos el error relativo es menor al 3%, por lo que se considera aceptable la interpolación lineal.



<i>rpm</i>	Consumo (Hoja de datos)	Consumo (interpolación)	Error relativo
3589.50	8.72	8.94	2.58%
4461.64	15.68	15.71	0.16%
5123.82	21.22	21.35	0.60%
5640.65	26.49	26.25	-0.89%

Tabla 14 - Error relativo entre valores de consumo extraídos de la curva del fabricante y los valores interpolados

3.4.2. Consumo específico

Para poder analizar la variación del consumo con el régimen del motor y la altitud se trabaja con el consumo específico de combustible (SFC por sus siglas en Ingles) definido como:

$$SFC = \frac{\dot{W}_f}{Hp}$$

Como la información de consumo del fabricante se presenta en [lt/h], y el combustible se mide por volumen, se elige plantear el consumo específico con el caudal volumétrico de combustible por unidad de potencia erogada:

$$SFC = \frac{lt/h}{Hp}$$

El SFC se obtiene realizando la división

$$SFC(rpm) = \frac{C \left[\frac{lt}{h} \right] (rpm)}{P[Hp](rpm)} \quad 3.6$$

Para los fines del trabajo se supone constante la curva de SFC vs rpm con la variación de la altitud. La Tabla 15 se muestran valores calculados de SFC a partir de los valores de las Tabla 8 y Tabla 13:



Régimen [% rpm_{max}]	rpm	C[lit/h]	P[Hp]	SFC [lit/h/Hp]
55%	3030	7.02	44.33	0.16
60%	3300	7.74	51.35	0.15
65%	3575	8.84	58.12	0.15
70%	3850	10.87	63.86	0.17
75%	4125	12.99	70.02	0.19
80%	4400	15.21	76.65	0.20
85%	4675	17.40	82.81	0.21
90%	4950	19.58	88.71	0.22
95%	5225	22.46	92.49	0.24
100%	5500	25.50	95.81	0.27
(P de despegue)	5800	27.11	98.49	0.28

Tabla 15 - Valores de SFC calculados a partir de los datos de potencia y consumo vs RPM extraídos de la curva del fabricante

Graficando SFC vs rpm:

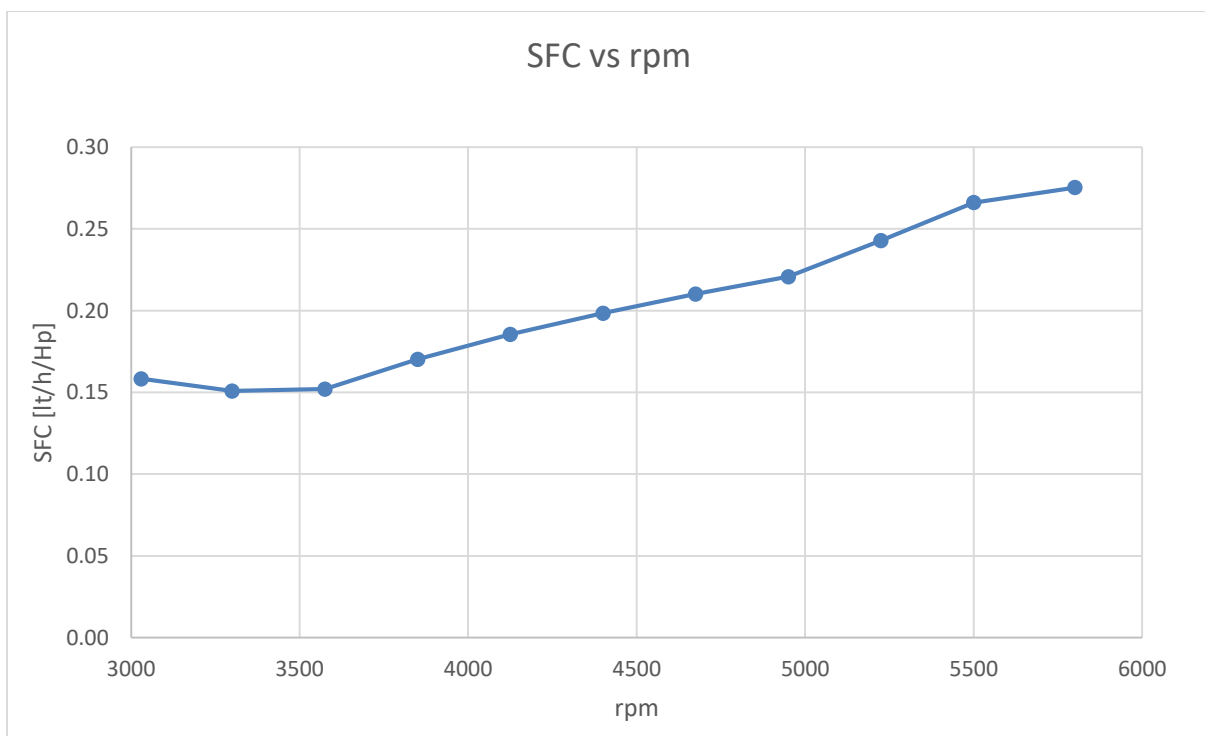


Figura 21 - SFC vs rpm

Para un determinado valor de rpm el SFC se interpolará de los datos anteriores de manera similar que la potencia y el consumo.

3.4.3. Variación del consumo con la altitud

Para calcular la variación del consumo con la altitud, se despeja C de la ecuación 3.6:



$$C = SFC \cdot P$$

Recordando la variación de la Potencia con la altitud:

$$P = P_{SL} \cdot \sigma^{1.2}$$

Reemplazando:

$$C = SFC \cdot P_{SL} \cdot \sigma^{1.2} \quad 3.7$$

La Figura 22 muestra la variación de la curva de consumo con la altitud

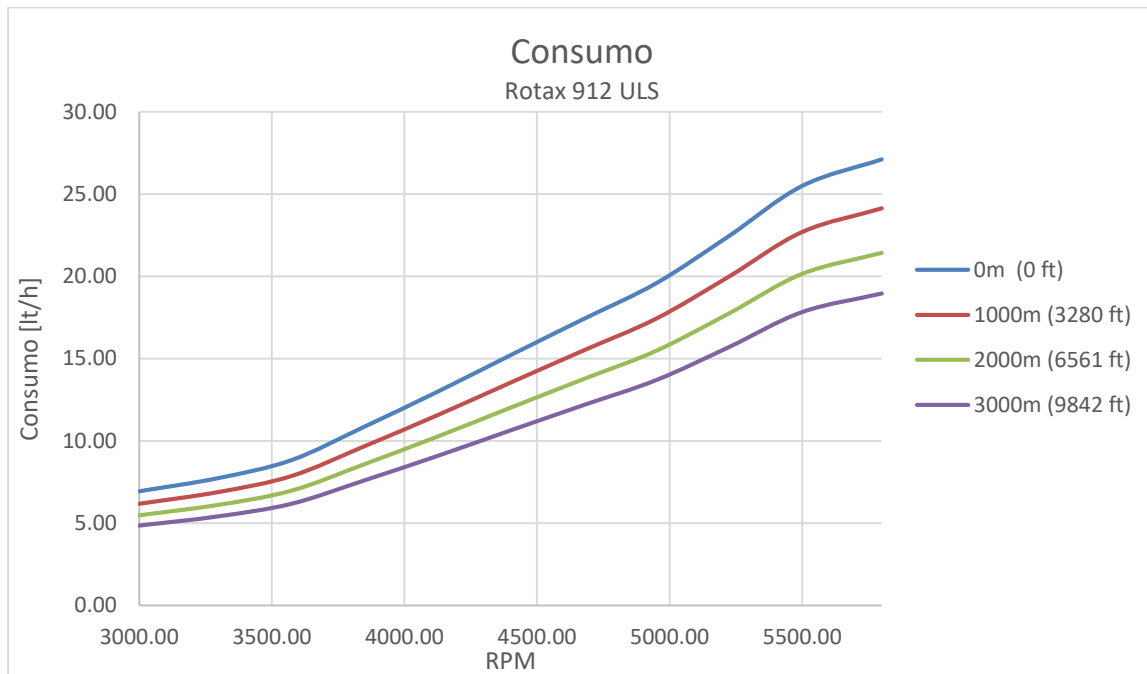


Figura 22 - Variación del consumo con la altitud

4. VUELO RECTO Y NIVELADO

En este capítulo se estudian las performances de vuelo recto y nivelado, donde:

$$T = D \quad 4.1$$

$$L = W \quad 4.2$$

Se calcula primero la velocidad de pérdida, la cual se usará para limitar las performances calculadas en capítulos subsiguientes. Luego, se realiza para diferentes velocidades y altitudes de vuelo una comparación entre la potencia necesaria (P_N) y la potencia disponible (P_D) para obtener las velocidades estabilizadas en función de las rpm del motor. Finalmente, mediante los datos obtenidos en el capítulo 3, se estudia el alcance y la autonomía específica.



4.1. Metodología

4.1.1. Velocidad de pérdida

Expandiendo la expresión para L:

$$L = W = \frac{1}{2} \rho T A S^2 C_L$$

En términos de la velocidad equivalente:

$$L = W = \frac{1}{2} \rho_0 E A S^2 C_L$$

Despejando la velocidad:

$$EAS = \sqrt{\frac{2W}{\rho_0 S C_L}}$$

La velocidad de pérdida se obtiene volando a C_{Lmax} . De la referencia [6] para el Azor $C_{Lmax} = 1.8$. Utilizando este valor se calculó la velocidad de pérdida para ambos pesos de referencia, exponiendo los resultados en la Tabla 16 y en la Figura 23.

4.1.2. Potencia necesaria.

Se expanden D y L en las ecuaciones 4.1 y 4.2 por sus expresiones conocidas:

$$T = D = \frac{1}{2} \rho T A S^2 C_D$$

$$W = L = \frac{1}{2} \rho T A S^2 C_L$$

Sustituyendo la segunda ecuación en la primera y suponiendo una polar parabólica simple de la forma $C_D = C_{D_0} + k C_L^2$, la primera ecuación se puede reescribir como:

$$D = \frac{1}{2} \rho T A S^2 C_0 + k \frac{(n_z W)^2}{\frac{1}{2} \rho T A S^2 S} \quad 4.3$$

La potencia necesaria es la potencia absorbida por la resistencia aerodinámica, equivalente a la potencia requerida para volar a cierta velocidad, altitud, peso y factor de carga:

$$P_N = D \cdot T A S$$

Reemplazando D por la expresión 4.3, se puede reescribir P_N como:

$$P_N = \frac{1}{2} \rho T A S^3 C_0 + k \frac{(n_z W)^2}{\frac{1}{2} \rho T A S S}$$



4.4

Alternativamente, en términos de la velocidad equivalente:

$$P_N = \frac{1}{2} \rho_0 \frac{EAS^3}{\sqrt{\sigma}} S C_0 + k \frac{(n_z W)^2}{\sqrt{\sigma} \frac{1}{2} \rho_0 EAS S} \quad 4.5$$

Para un régimen de potencia y altitud, la velocidad estabilizada en vuelo recto y nivelado ($n_z = 1$) se obtiene al equilibrarse la potencia disponible (Ec. 3.5) con la necesaria:

$$P_N = P_D$$

La Figura 24 muestra la variación de P_D a nivel del mar para diferentes regímenes de potencia, contrastado con curvas de P_N para el máximo peso de referencia, considerando un tanque lleno de combustible y un tanque vacío. Siendo el caso crítico la intersección de las curvas de P_N con $P_{D55\%}$ la diferencia entre las velocidades estabilizadas para el avión con el tanque lleno y el tanque vacío es del 1.46%, por lo que se puede considerar como constante el peso durante el vuelo.

Las Figura 25 - Figura 28 muestran para ambos pesos de referencia la comparación de las curvas de P_N y P_{Dmax} vs KEAS, y P_N vs $P_{D55\%}$ a diferentes altitudes, y se resume en la Figura 29 las máximas y mínimas velocidades de vuelo recto y nivelado según la altitud de vuelo.

4.1.3. Autonomía y alcance específico

La autonomía específica de una aeronave es el tiempo de vuelo obtenido por unidad de combustible, definido como

$$SE = \frac{1}{C} \left[\frac{h}{lt} \right] \quad 4.6$$

El Alcance específico indica la distancia en tierra que una aeronave puede volar por unidad de combustible, definido como:

$$SR = \frac{TAS + V_w}{C} = \frac{GS}{C} \left[\frac{Km}{lt} \right] \quad 4.7$$

Para conocer las performances en vuelo crucero se calculó la autonomía y alcance específico para el vuelo recto y nivelado a diferentes regímenes del motor, desde el 55% (mínimo régimen para el cual se tienen datos) hasta el 100% en incrementos del 5%. Los cálculos fueron realizados para el máximo peso de referencia, considerando un peso constante de 580Kg, despreciando la reducción de la potencia necesaria por el peso del combustible consumido por los motivos mencionados en la sección anterior. El procedimiento de cálculo fue el siguiente:



1. Seleccionar H, régimen de potencia, y velocidad del viento. Para $n_z = 1$, igualar P_N a P_D para obtener la velocidad estabilizada (EAS y TAS)
2. A partir del modelo de consumo obtenido en el capítulo 3.4 y la variación de consumo con la altitud, obtener el consumo en esas condiciones.
3. Obtener SE a partir de la ecuación 4.6
4. Obtener SR a partir de la ecuación 4.7
5. Pasar resultados a unidades correspondientes.

Una muestra de los resultados obtenidos a nivel del mar ($H=0$) se muestran en la Tabla 17, y se grafican en las figuras Figura 30 y Figura 31 la variación de la autonomía y alcance específico respectivamente, considerando la velocidad estabilizada y la altitud.

4.2. Resultados

4.2.1. Velocidad de Pérdida

W [Kg]	Velocidad de pérdida (EAS)	
	Kts	[Km/h]
580	38.91	72.06
460	34.70	64.27

Tabla 16 – Velocidad de perdida para ambos pesos de referencia del Azor

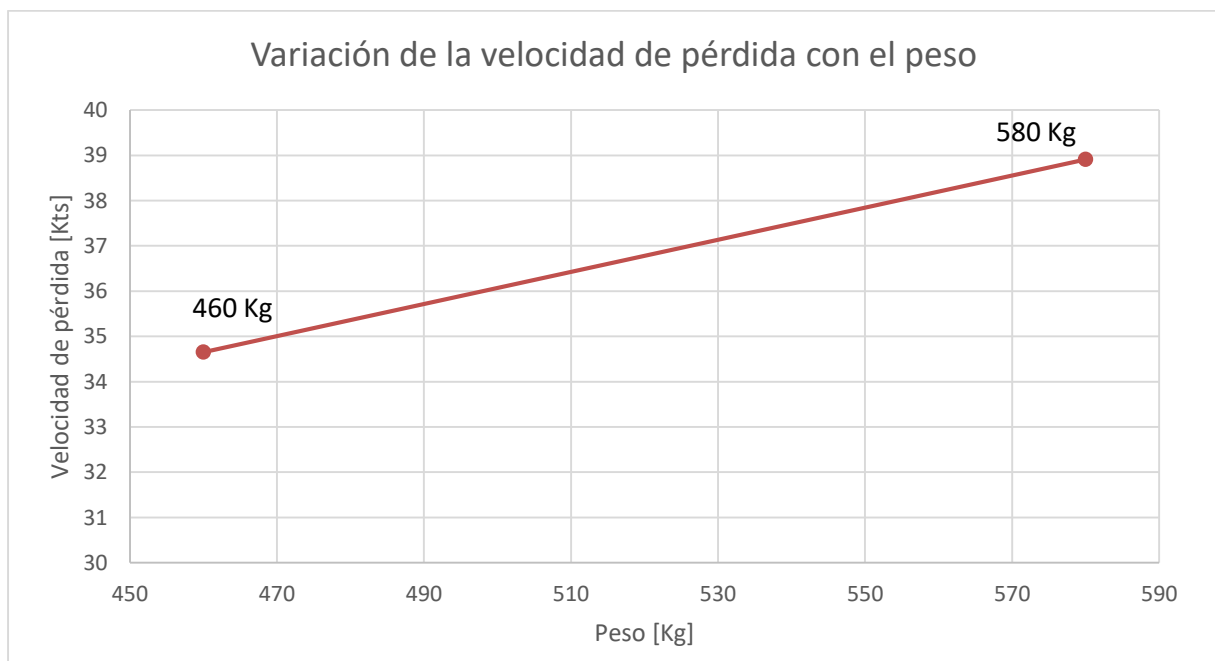


Figura 23 - Velocidad de pérdida vs peso.



4.2.2. P_N vs P_D

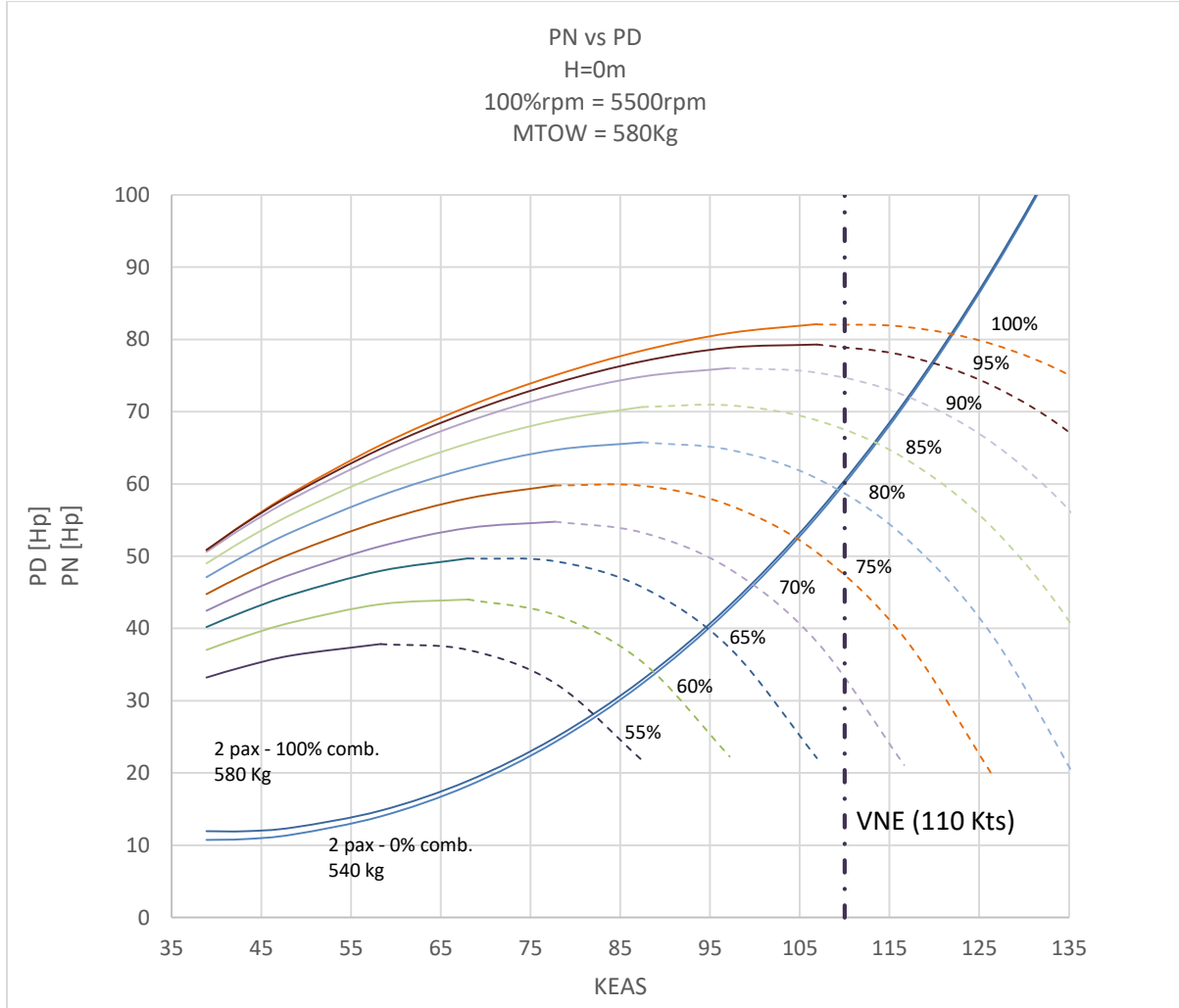


Figura 24 - Potencia necesaria y Potencia disponible para varios regímenes de rpm del motor, a nivel del mar.

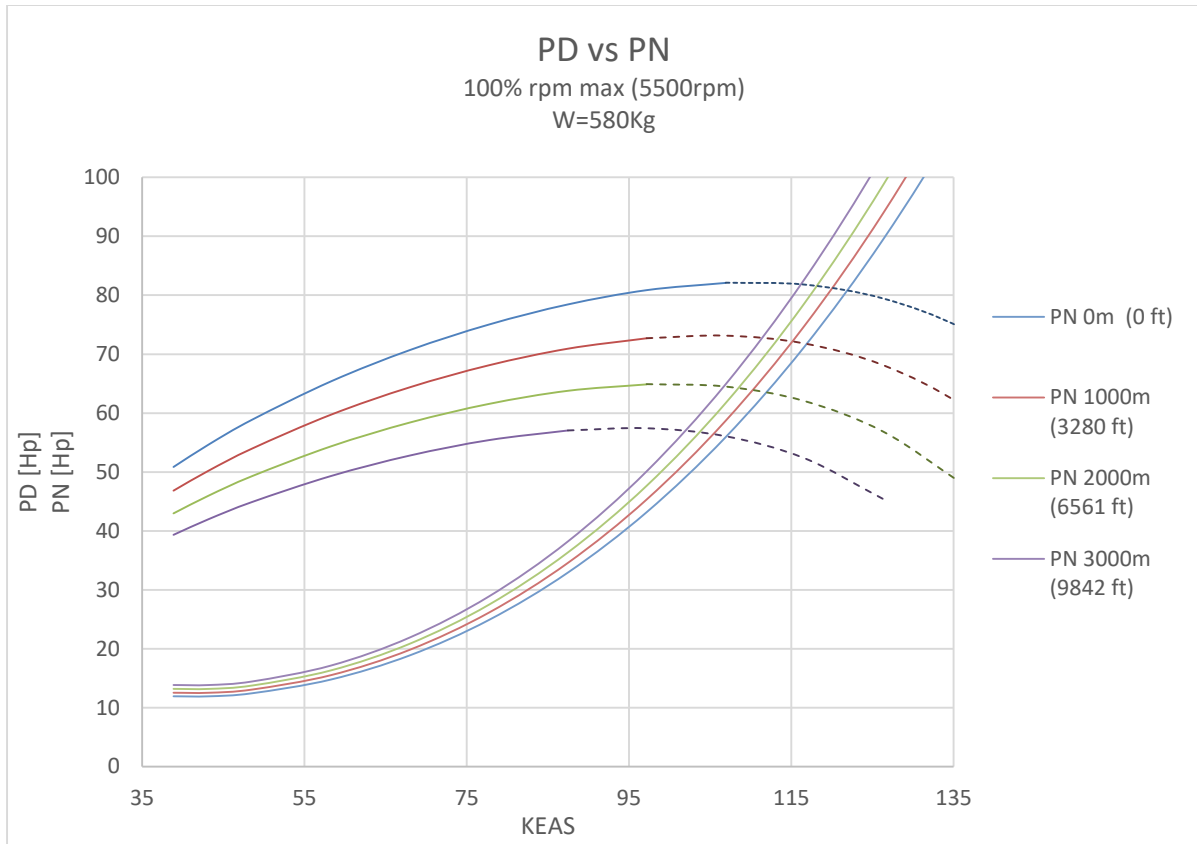


Figura 25 - Variación de potencia disponible máxima y potencia necesaria con la velocidad y altitud, para un peso de referencia de 580Kg.

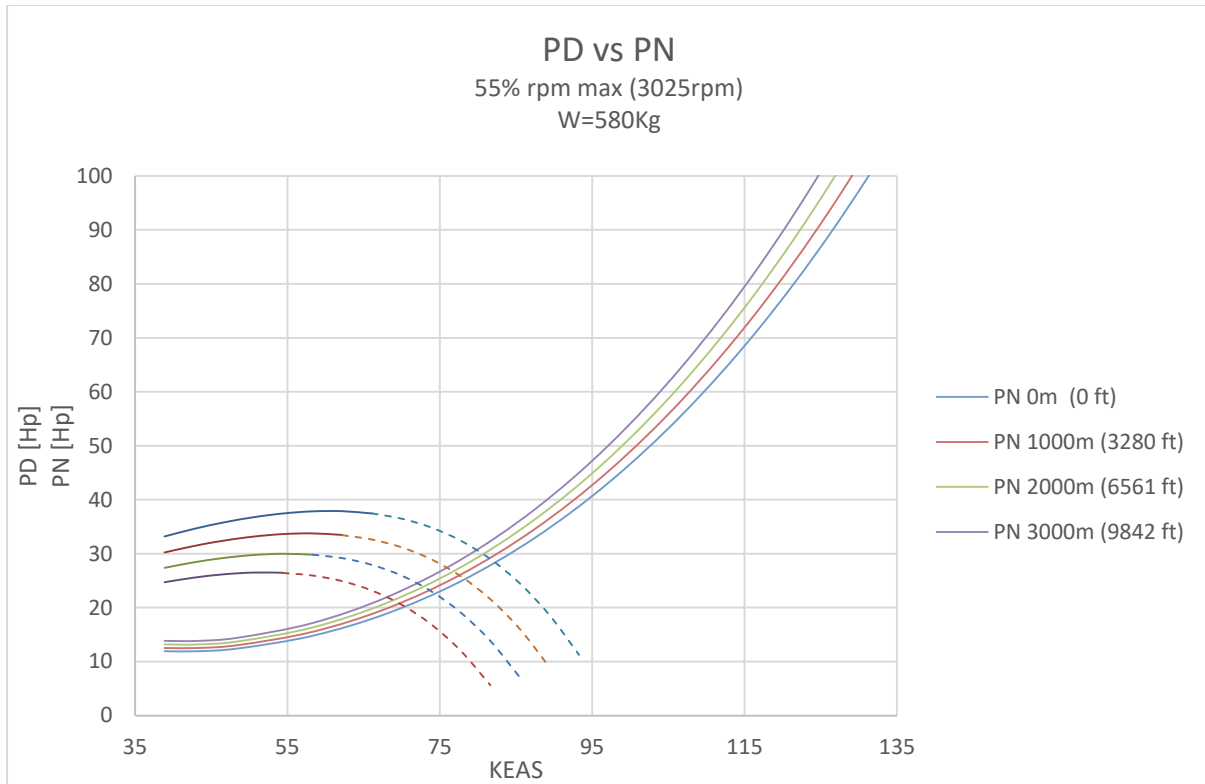


Figura 26 - Variación de potencia disponible a 55%rpm máx., y potencia necesaria con la velocidad y altitud, para un peso de referencia de 580Kg

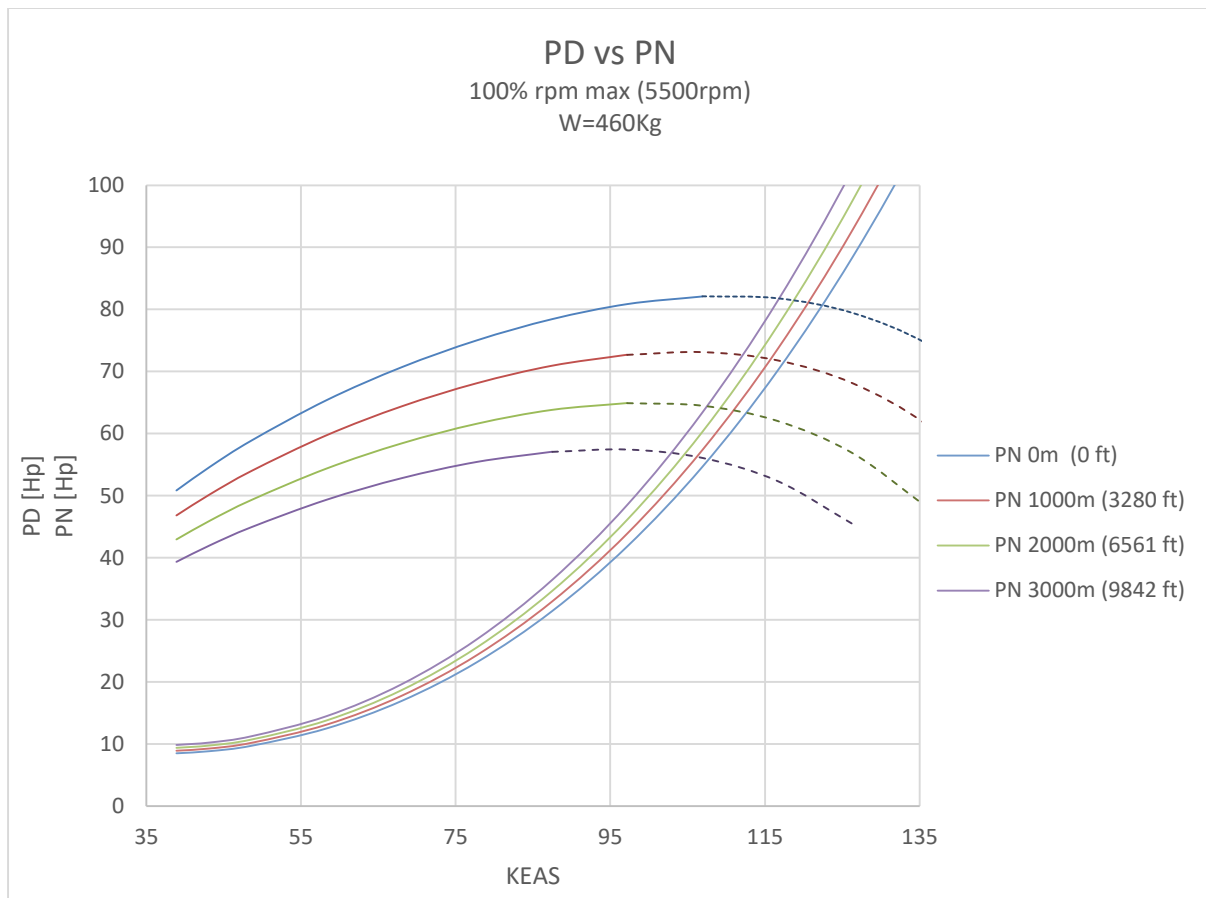


Figura 27 - Variación de potencia disponible máxima y potencia necesaria con la velocidad y altitud, para un peso de referencia de 460Kg.

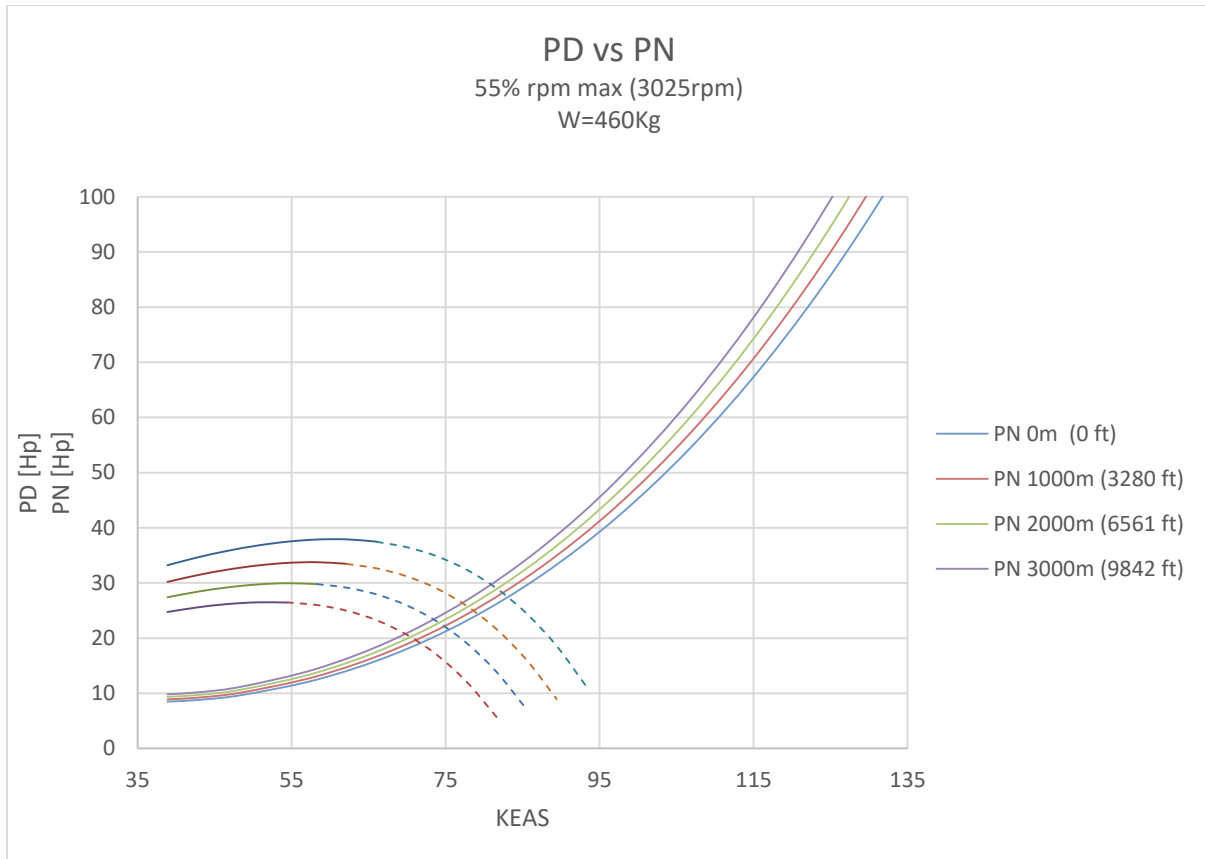


Figura 28 - Variación de potencia disponible a 55%rpm máx., y potencia necesaria con la velocidad y altitud, para un peso de referencia de 460Kg



4.2.3. Velocidades máximas y mínimas estabilizadas

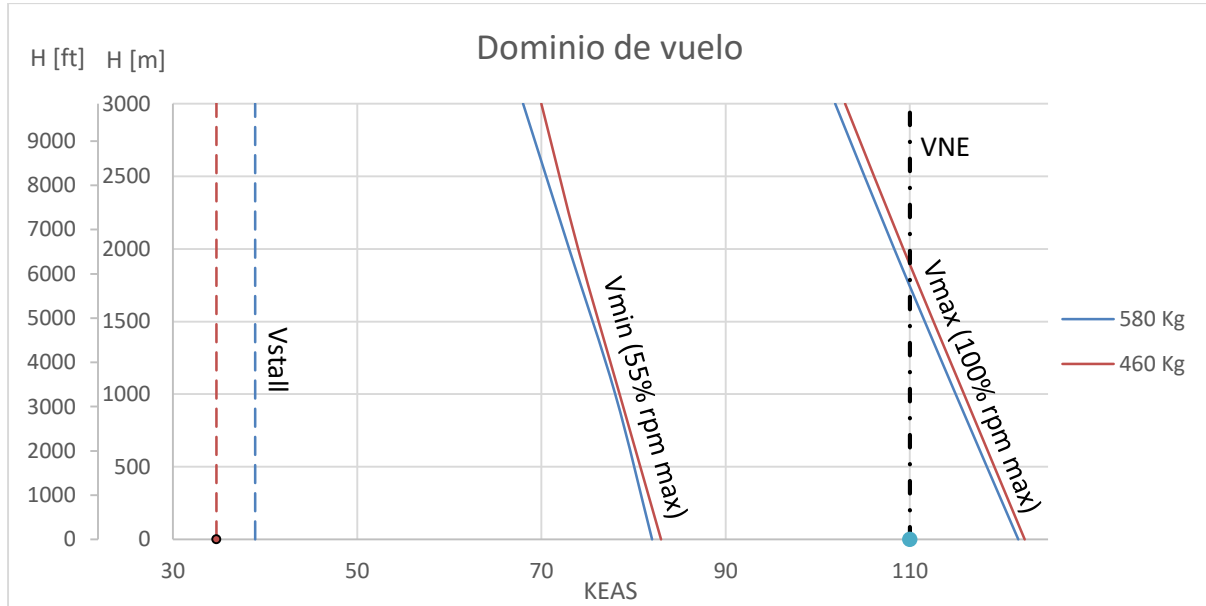


Figura 29 – Velocidades máximas y mínimas estabilizadas para ambos pesos de referencia.



4.2.4. Autonomía y alcance específico

Autonomía y alcance específico								
W=580 Kg								
H		Régimen [% rpm máx.]	KEAS estabilizado	Consumo [lt/h]	SE [h/lt]	SR [Km/lt]	SR Viento de frente 10Kts	SR Viento de cola 10 Kts
[m]	[ft]							
0	0	55	82.20	7.02	0.14	21.82	19.18	24.46
		60	88.75	7.74	0.13	21.22	18.83	23.62
		65	94.61	8.84	0.11	19.83	17.73	21.92
		70	99.76	10.87	0.09	16.99	15.29	18.70
		75	104.66	12.99	0.08	14.92	13.50	16.35
		80	109.24	15.21	0.07	13.30	12.08	14.52
		85	113.32	17.40	0.06	12.06	11.00	13.12
		90	117.06	19.58	0.05	11.07	10.12	12.02
		95	119.65	22.46	0.04	9.86	9.04	10.69
		100	121.84	25.50	0.04	8.85	8.12	9.58
1000	3280.84	55	77.68	6.25	0.16	24.17	21.21	27.14
		60	83.74	6.89	0.15	23.61	20.93	26.30
		65	89.42	7.87	0.13	22.10	19.74	24.45
		70	94.34	9.68	0.10	18.95	17.04	20.87
		75	98.76	11.56	0.09	16.61	15.00	18.21
		80	103.31	13.54	0.07	14.84	13.47	16.20
		85	107	15	0.06	13.44	12.24	14.64
		90	111	17	0.06	12.33	11.27	13.40
		95	113	20	0.05	10.99	10.06	11.91
		100	115	23	0.04	9.86	9.04	10.67
2000	6561.68	55	72.76	5.55	0.18	26.80	23.46	30.14
		60	78.56	6.12	0.16	26.22	23.20	29.25
		65	83.97	6.98	0.14	24.57	21.91	27.22
		70	88.61	8.59	0.12	21.07	18.92	23.23
		75	92.93	10.26	0.10	18.50	16.69	20.30
		80	97.11	12.02	0.08	16.51	14.97	18.05
		85	101	14	0.07	14.97	13.62	16.31
		90	104	15	0.06	13.76	12.56	14.95
		95	106	18	0.06	12.26	11.21	13.30
		100	108	20	0.05	10.99	10.07	11.91
3000	9842.52	55	67.93	4.91	0.20	29.74	25.97	33.52
		60	73.76	5.42	0.18	29.27	25.85	32.69
		65	78.95	6.18	0.16	27.45	24.46	30.45
		70	83.29	7.60	0.13	23.54	21.11	25.98
		75	87.42	9.09	0.11	20.68	18.64	22.72
		80	91.33	10.64	0.09	18.45	16.71	20.20
		85	95	12	0.08	16.75	15.23	18.27
		90	98	14	0.07	15.36	14.01	16.71
		95	100	16	0.06	13.70	12.52	14.88
		100	102	18	0.06	12.27	11.24	13.31

Tabla 17 - Variación de alcance y autonomía específica con altitud y velocidad para el máximo peso de referencia.

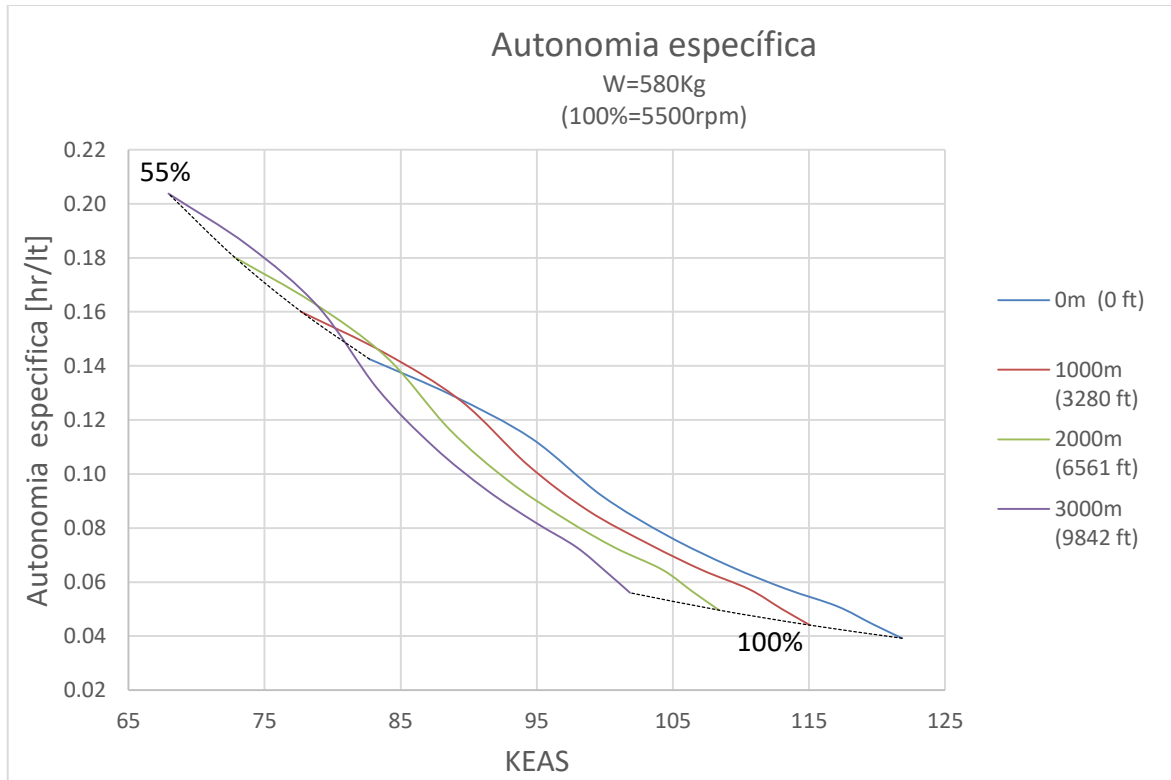


Figura 30 - Variación de la autonomía específica con la velocidad y altitud de vuelo. Las líneas de trazos representan curvas de rpm constantes.

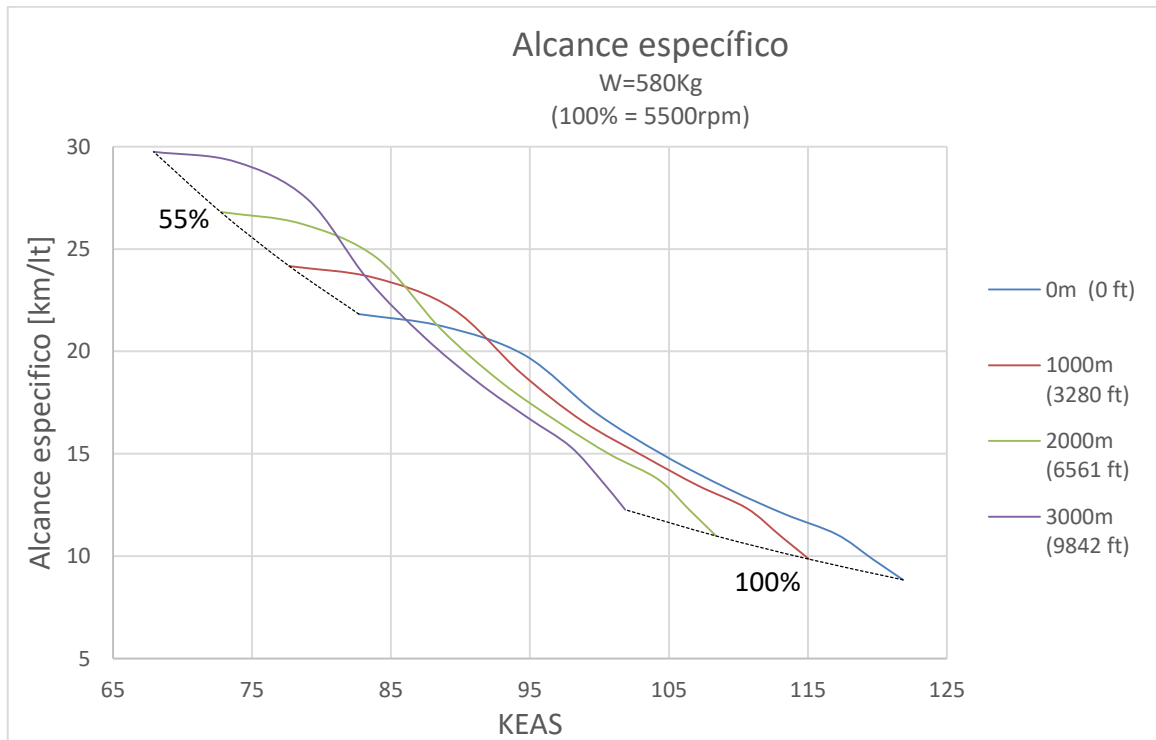


Figura 31 - Variación del alcance específico con la velocidad y altitud de vuelo. Las líneas de trazos representan curvas de rpm constantes.



4.3. Análisis:

A nivel del mar la diferencia entre las velocidades máximas estabilizadas para cada peso de referencia es del 0.57% aproximadamente.

En la Figura 29 se puede observar también que en ambos casos la velocidad máxima supera la velocidad máxima estructural (ref. [2]) por debajo de aproximadamente 1800 m (o 6000 ft) de altitud. La Figura 24 muestra que la velocidad para alcanzar el límite estructural corresponde a un régimen de potencia de 80 % o 4400 rpm para nivel del mar. Las normas LSA especifican que la velocidad de nunca exceder debe ser mayor o igual que la velocidad estabilizada para el máximo régimen de rpm del motor, poniendo de manifiesto la necesidad de verificar que la estructura pueda soportar las cargas incrementadas, y el aumento de VNE .

Las Figura 26-Figura 28 muestran para las altitudes calculadas y el mínimo régimen de rpm estudiado, las curvas de P_D no intersectan a las curvas de P_N en su punto mínimo. Es decir, para los pesos estudiados, el Azor podría mantener el vuelo recto y nivelado para regímenes menores a 3000rpm del motor (Considerando que el régimen de ralentí del Rotax 912 ULS a nivel del mar es de aproximadamente 1400rpm). Las curvas de autonomía específica en la Figura 30 muestran una relación inversa entre la autonomía y la velocidad, y se podrían lograr valores mayores de SE a regímenes menores al 55%. Sin embargo, las curvas de alcance específico en la figura Figura 31 indican un valor máximo de SR obtenido volando a regímenes cercanos a 3000rpm.

5. ASCENSO

En este capítulo se estudian las performances en ascenso, principalmente la velocidad de ascenso (ROC) y ángulo de ascenso (γ), y la variación de las mismas con la velocidad y altitud de vuelo. Todos los cálculos se realizaron considerando al motor operando en el régimen de máximas rpm sostenidas, y, debido al efecto considerable del peso, se estudian el mínimo y el máximo peso de referencia.

Los objetivos del capítulo son la obtención de:

- Curvas de ROC_{max} vs KEAS para diferentes altitudes
- Curvas de γ_{max} vs KEAS para diferentes altitudes
- Curvas de tiempo de ascenso
- Curvas de consumo en ascenso

5.1. Metodología

5.1.1. Velocidad y Ángulo de ascenso

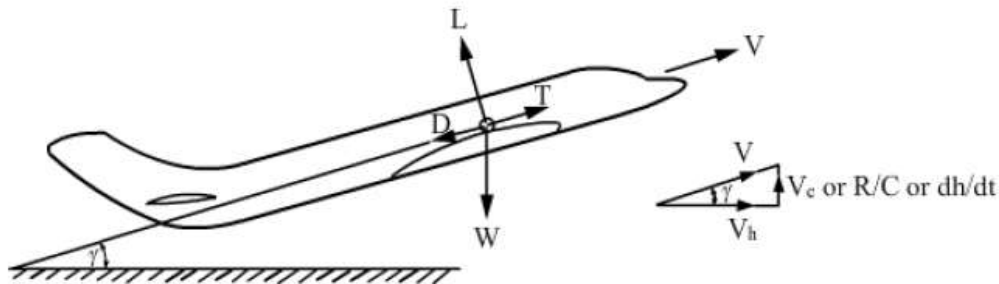


Figura 32 –Planteo de fuerzas y velocidades para un avión en ascenso estabilizado

A partir del diagrama en la Figura 32, considerando un ascenso rectilíneo ($a_z = 0$) y vuelo simétrico ($\beta = 0^\circ$), Y suponiendo T y D alineados con el eje viento, se plantea el equilibrio de fuerzas en X y en Z:

$$\sum F_x = T - D - W \cdot \sin(\gamma) = \frac{W}{g} \cdot a_x$$

$$\sum F_z = W \cdot \cos(\gamma) - L = 0$$

Del triángulo de velocidades:

$$\frac{dh}{dt} = V \cdot \sin(\gamma)$$



Sustituyendo la última ecuación, y expresando la aceleración a_x como $\frac{dV}{dt}$ se pueden reescribir las fuerzas en X y Z como:

$$\frac{T - D}{w} - \frac{1}{g} \left(\frac{dV}{dt} \right) = \sin(\gamma)$$
$$L = W \cdot \cos(\gamma)$$

Luego:

$$\frac{dh}{dt} = \frac{V(T - D)}{W} - \frac{V}{g} \cdot \frac{dV}{dh} \cdot \frac{dh}{dt} = \frac{V(T - D)}{W} \cdot \left(\frac{1}{1 + \frac{V}{g} \cdot \frac{dV}{dh}} \right)$$

El segundo término de la ecuación anterior es denominado como el factor de corrección por trepada (CCF por sus siglas en ingles). Debido a que la aeronave bajo estudio vuela a velocidades bajas en el régimen incompresible, se puede considerar $\frac{dV}{dh} = 0$. Se resumen entonces las ecuaciones utilizadas para calcular la velocidad y ángulo de ascenso:

$$\frac{dh}{dt} = ROC = \frac{V(T - D)}{W} = \frac{P_D - P_N}{W} \quad 5.1$$

$$\gamma = \text{sen}^{-1} \left(\frac{\frac{dh}{dt}}{V} \right) \quad 5.2$$

El procedimiento empleado para calcular ambas performances de ascenso del Azor fue el siguiente:

1. Para un valor dado de W, H y EAS, y al régimen máximo de rpm, obtener el exceso de potencia ($P_{Dmax} - P_N$) [Kw], a partir de los valores de P_D y P_N ya obtenidos en la sección 3.3.
2. Dividir el exceso de potencia por el peso de referencia del avión para obtener ROC [m/s]
3. A partir de ROC y la velocidad TAS correspondiente calcular γ mediante la ecuación 5.2
4. Convertir los resultados a las unidades correspondientes.

Una muestra de resultados se resume en la Tabla 18, para el peso máximo de referencia a nivel del mar. La variación de ambas performances con la velocidad de vuelo y la altitud se grafican en las Figura 33 y Figura 34.

De utilidad al piloto es la denominada ley de ascenso, definida por la velocidad a la que debe mantener el avión para lograr la máxima velocidad o ángulo de ascenso. El mismo se puede obtener a partir de las curvas obtenidas de ROC y γ vs EAS, identificando la velocidad correspondiente al valor máximo de cada performance, para cada altitud. En el caso de γ_{max} , como es típico para los aviones a hélice, la velocidad de máximo ángulo de ascenso se encuentra muy cercana a la velocidad de pérdida, por lo que se toma de referencia $V = 1.2 V_{Stall}$. Los resultados se grafican en la Figura 38.



5.1.2. Tiempo de ascenso

Para estimar el tiempo de ascenso hasta una determinada altitud, se parte primero desde la definición de ROC :

$$ROC = \frac{\Delta H}{\Delta t}$$

Despejando Δt :

$$\Delta t = \frac{1}{ROC} \cdot \Delta H$$

Para calcular el tiempo mínimo en ascender a cierta altitud se evalúa la ecuación anterior con $ROC = ROC_{max}$ para cada altitud. A partir de los valores obtenidos de ROC para cada peso, velocidad y altitud evaluada, se calcula ROC^{-1} , y se integra la ecuación anterior de manera numérica, aplicando el método del trapecio por su simplicidad de implementación en el software utilizado, y previendo una variación suave de la función ROC^{-1} .

$$t = \sum_{i=1}^{i=n} (H_i - H_{i-1}) \cdot (ROC_{i-1}^{-1} + ROC_i^{-1}) \cdot \frac{1}{2}$$

A partir de la curva que describe la ecuación anterior se puede estimar el tiempo requerido para ascender desde una altitud H_1 hasta una segunda altitud H_2 . La Figura 39 indica para ambos pesos de referencia el tiempo necesario para trepar desde $H=SL$ hasta diferentes altitudes.

5.1.3. Consumo en ascenso

A partir del tiempo requerido para el ascenso, se puede utilizar el modelo de consumo obtenido en la sección 3.4.3 para calcular la cantidad total de combustible requerida para ascender hasta determinada altitud. Planteando el consumo total de combustible como:

$$Comb. = C(rpm, H) \cdot t = SFC \cdot P_{SL} \cdot \sigma^{1.2} \cdot t$$

El consumo total de combustible hasta determinada altitud entonces se puede plantear como:

$$Comb. = \sum_{i=1}^{i=n} C(rpm, H_i) \cdot \Delta t \quad 5.3$$

La Figura 40 muestra la cantidad de combustible requerida para ascender hasta determinada altitud, a 5500rpm y ascendiendo a ROC_{max} .



5.1.4. Distancia recorrida en ascenso

Para estimar la distancia horizontal recorrida durante el ascenso (considerando una atmosfera sin viento), se calcula mediante trigonometría la distancia horizontal recorrida para cada tramo de altitud, mediante la expresión:

$$\sum_{i=1}^{i=n} \frac{1[Km]}{\tan(\gamma_i)}$$

En la Figura 41 se muestra la distancia recorrida en ascenso para diferentes altitudes. Dichos resultados fueron luego utilizados para el cálculo de alcance máximo en el capítulo 9.

5.2. Resultados:

5.2.1. Velocidad de ascenso vs KEAS

EAS [m/s]	KEAS	$P_{D_{max}}$ [Hp]	P_N [Hp]	$(P_{D_{max}} - P_N)$ [Hp]	ROC [fpm]	γ [°]
20	38.88	50.84	11.94	38.90	1003.71	14.77
25	48.60	58.89	12.46	46.44	1197.99	14.09
30	58.32	65.40	14.79	50.61	1305.64	12.77
35	68.03	70.71	18.90	51.81	1336.59	11.19
40	77.75	75.04	24.89	50.14	1293.63	9.46
45	87.47	78.45	32.93	45.52	1174.40	7.62
50	97.19	80.87	43.19	37.68	972.12	5.67
55	106.91	82.10	55.90	26.20	675.99	3.58
60	116.63	81.78	71.27	10.52	271.29	1.32

Tabla 18 - Muestra de resultados de ROC y γ vs KEAS a nivel del mar para el máximo peso de referencia.

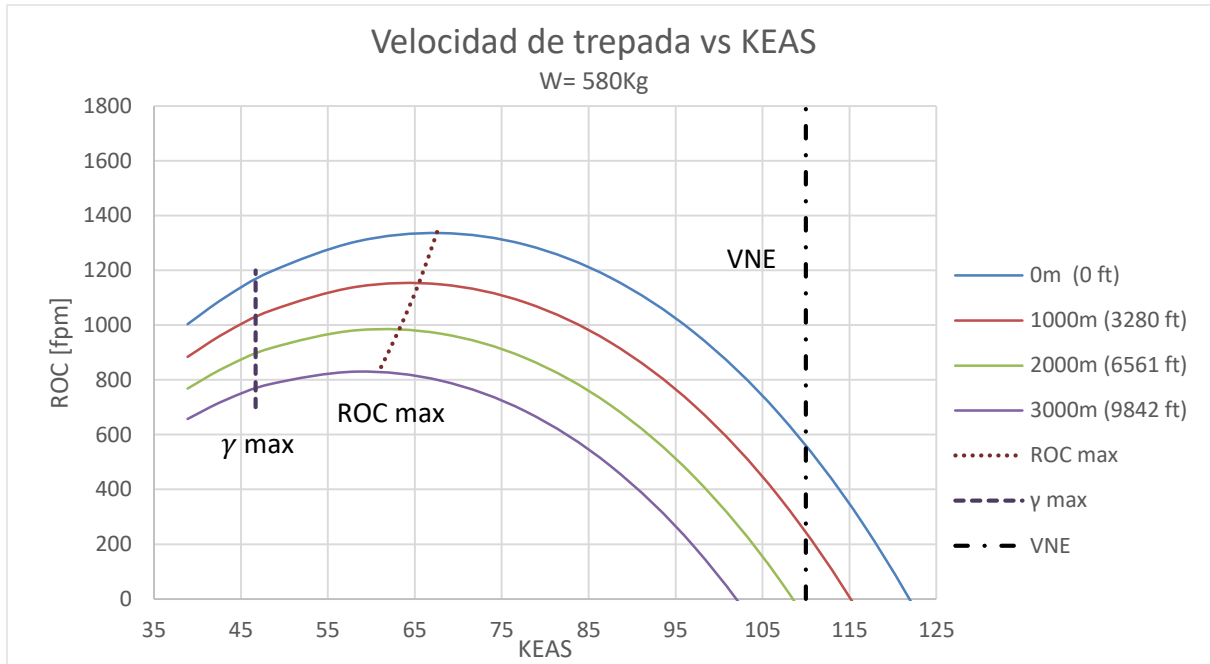


Figura 33 - Variación de la velocidad de ascenso con la velocidad de vuelo y la altitud, para el peso máximo de referencia.

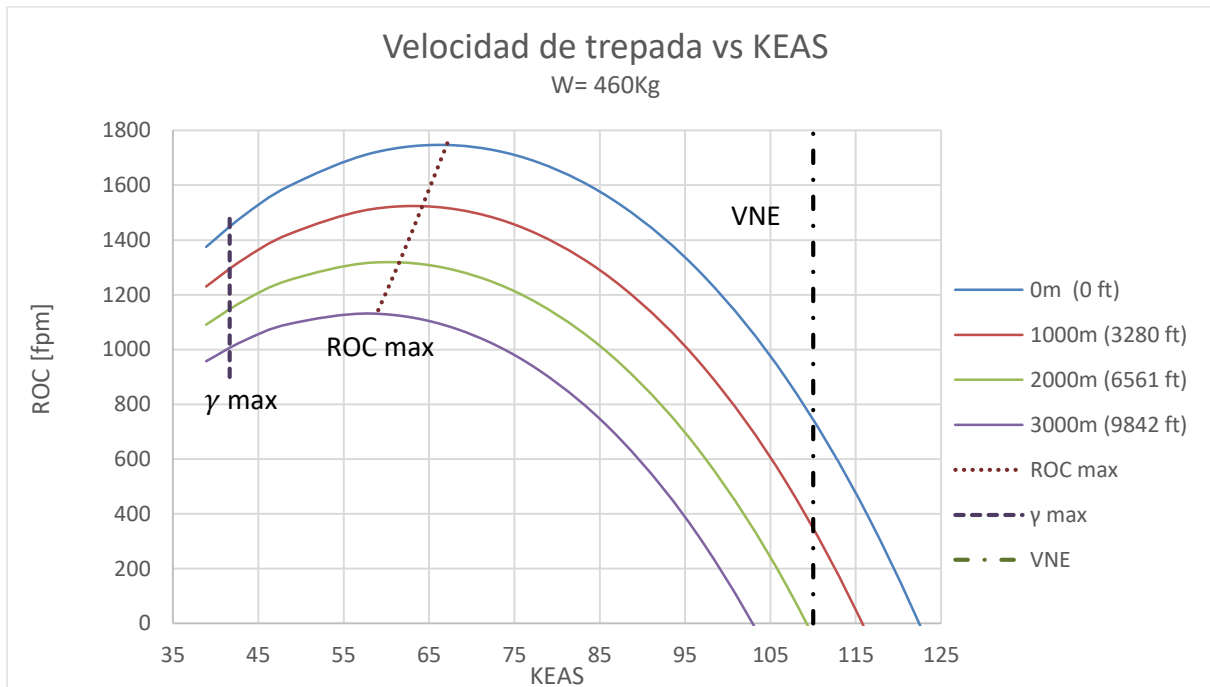


Figura 34 - Variación de la velocidad de ascenso con la velocidad de vuelo y la altitud, para el peso mínimo de referencia.



5.2.2. Angulo de ascenso vs KEAS

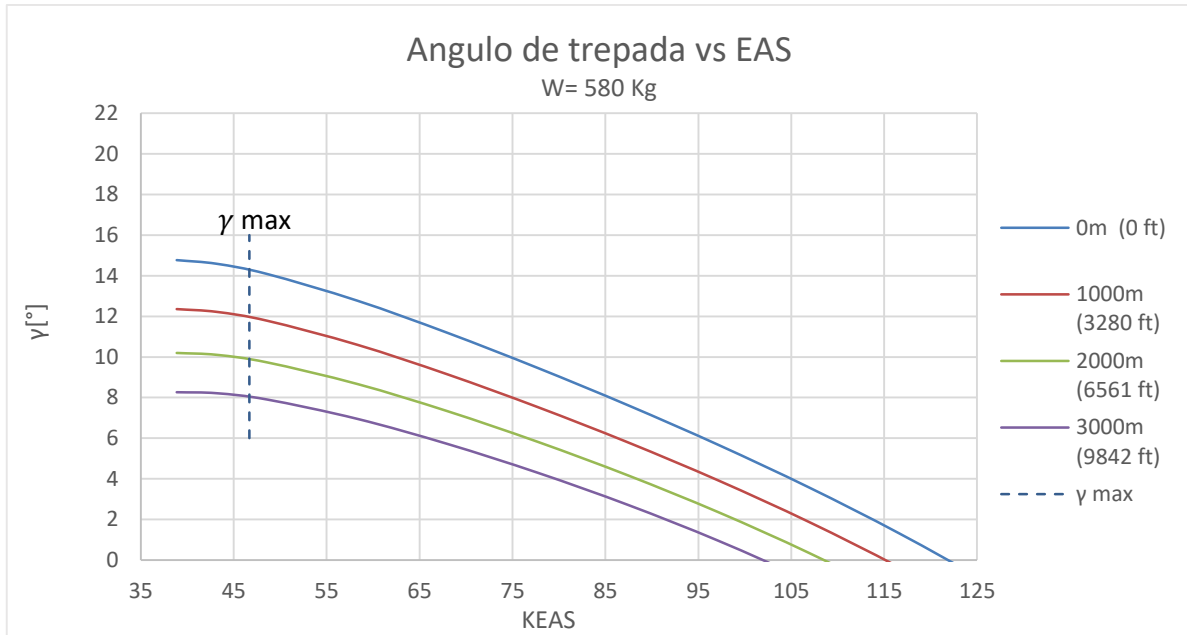


Figura 35 - Variación de Angulo de ascenso con velocidad y altitud para el peso de referencia máximo

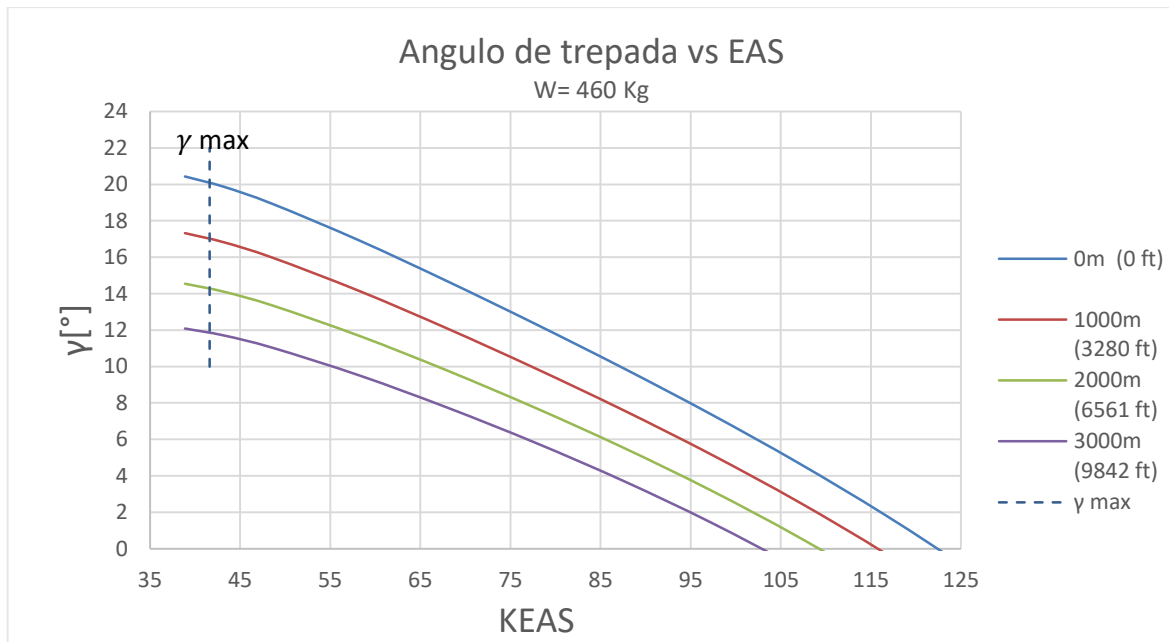


Figura 36 - Variación de Angulo de ascenso con velocidad y altitud para el peso de referencia mínimo.



5.2.3. ROC max vs H

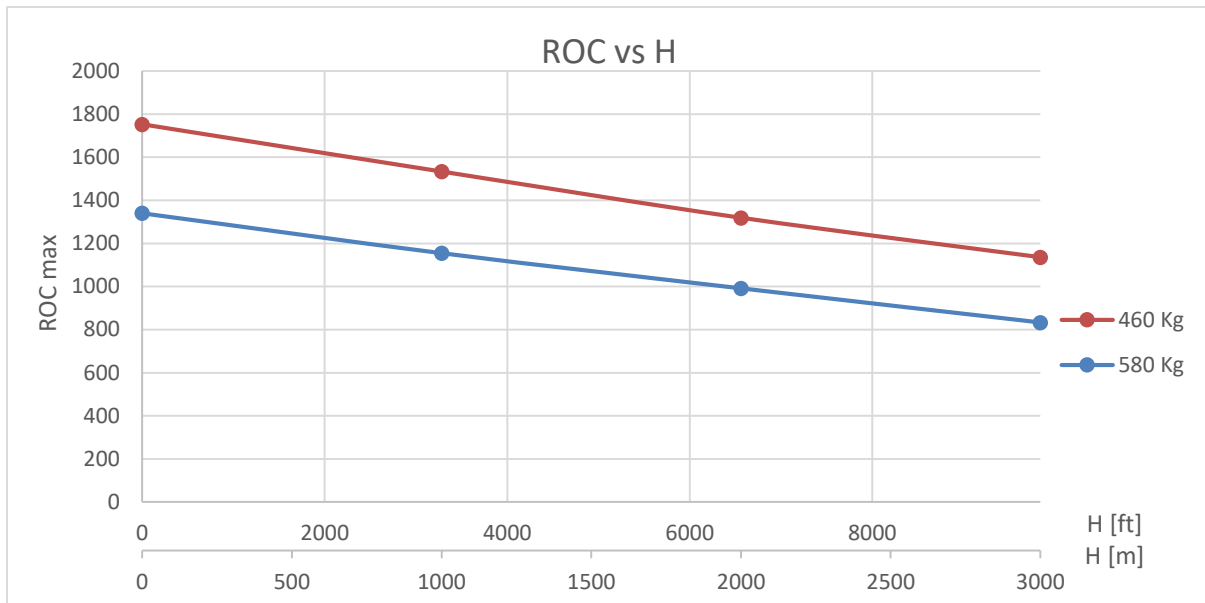


Figura 37 - Variación de la máxima velocidad de ascenso con la altitud

5.2.4. Ley de ascenso

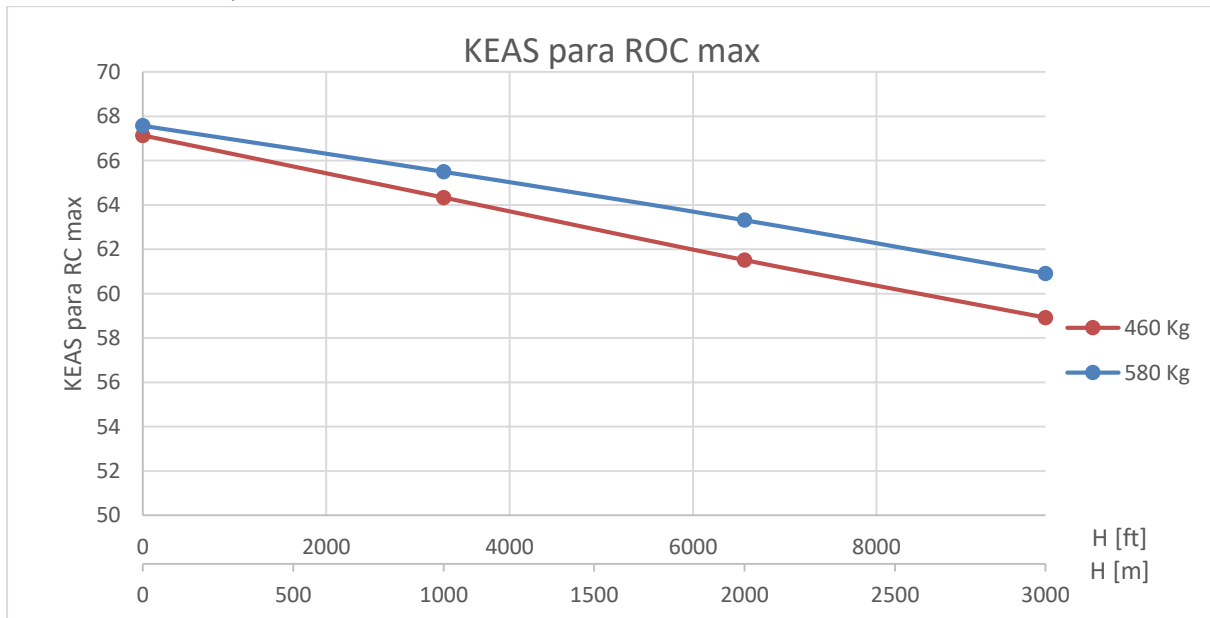


Figura 38 - Velocidad de vuelo para ROC_{max}



5.2.5. Tiempo mínimo de ascenso

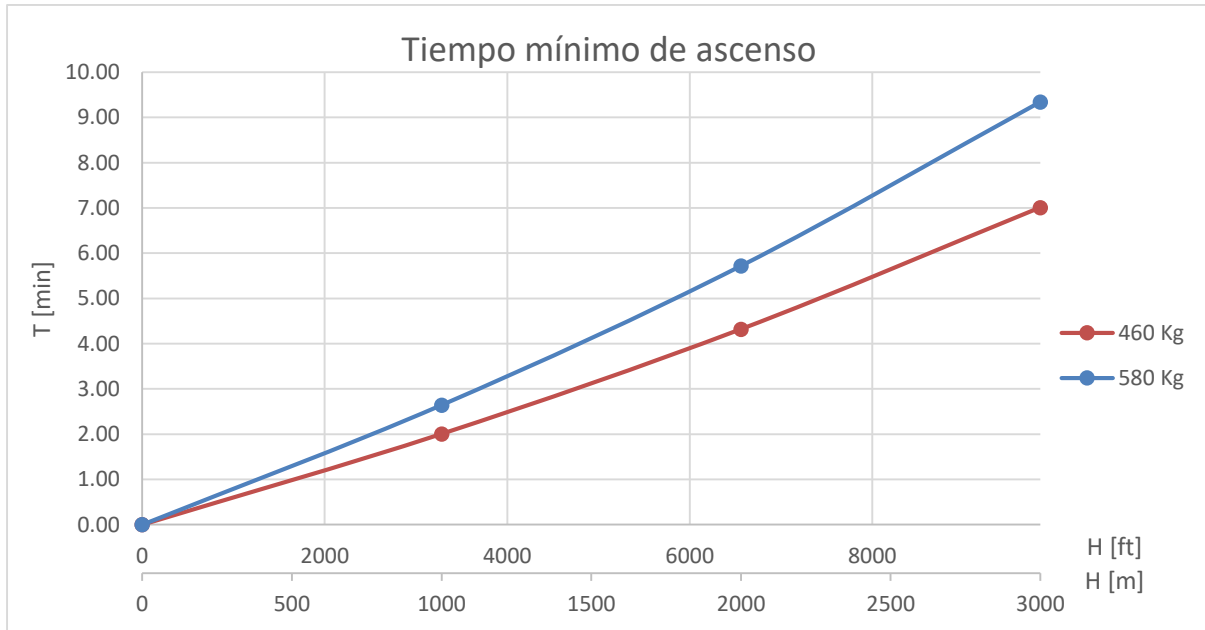


Figura 39 - Tiempo de ascenso desde SL para diferentes altitudes, ascendiendo a ROC_{max} .

5.2.6. Consumo en ascenso

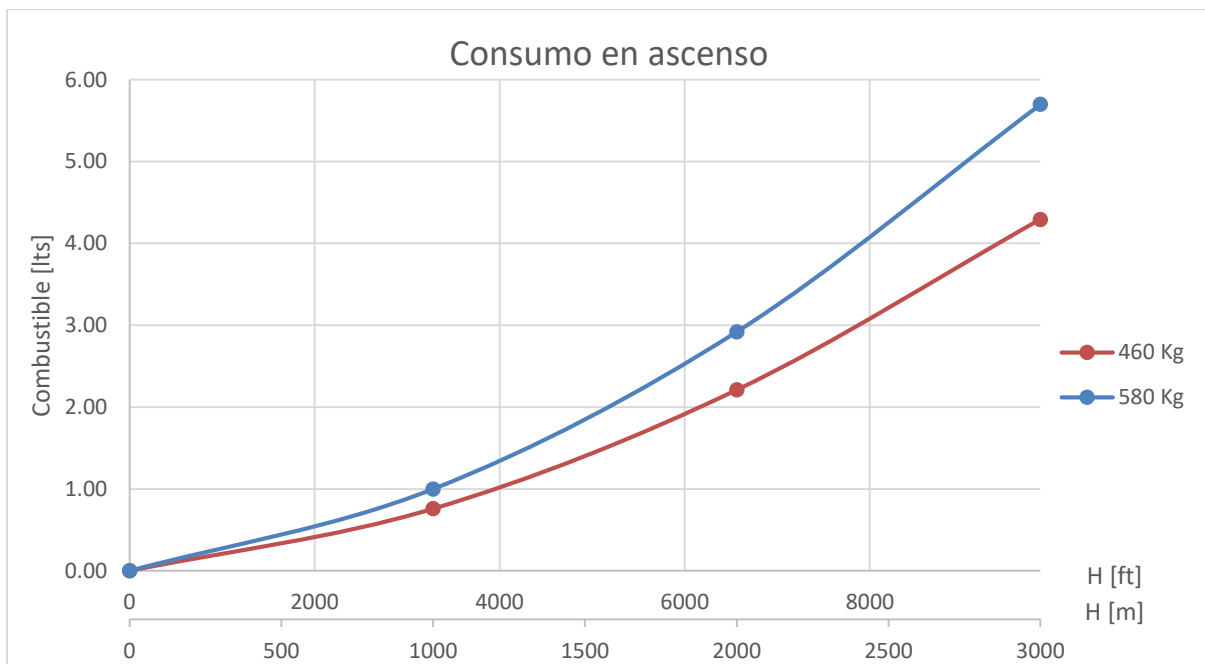


Figura 40 - Combustible total necesario para trepar hasta diferentes altitudes desde SL, ascendiendo a ROC_{max} .



5.2.7. Alcance en ascenso

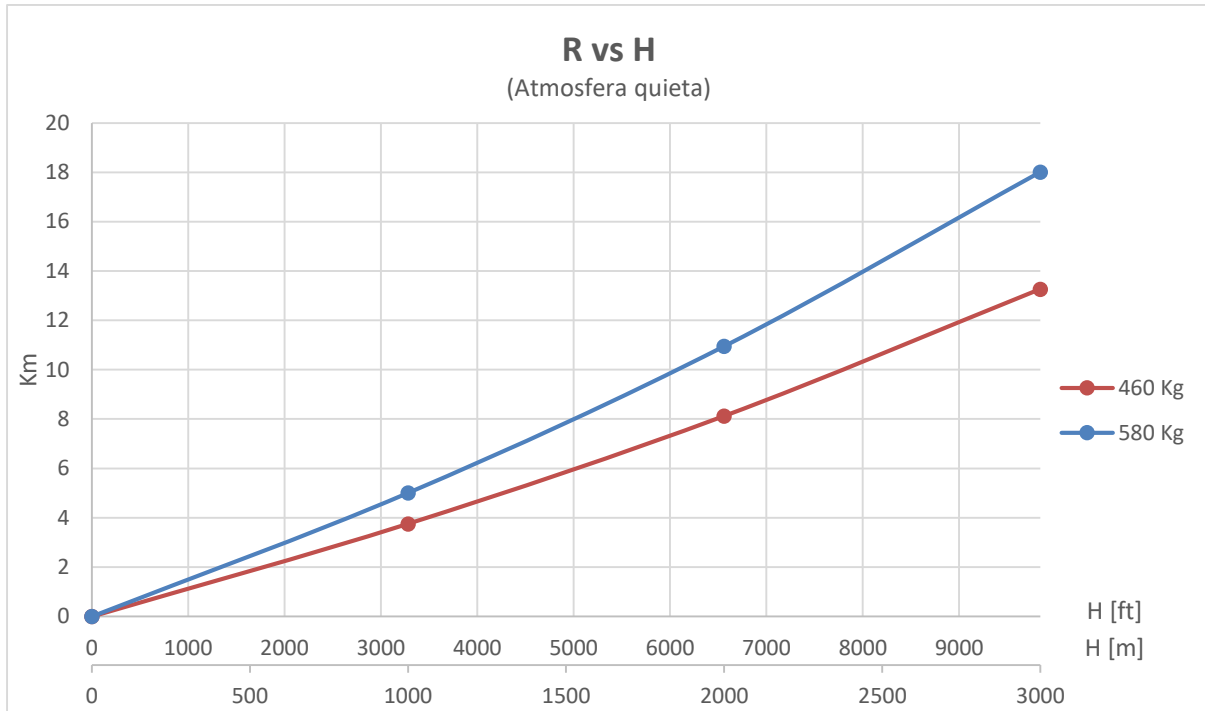


Figura 41 - Alcance durante ascenso volando para ROC_{max}

5.3. Análisis

Las Figura 33 y Figura 34 muestran una diferencia de aproximadamente 400 fpm (23%) de ROC_{max} para ambos pesos de referencia. Similarmente, de las Figura 35 y Figura 36 se observa una diferencia de 5° (27%) para γ_{max} entre ambos pesos. A pesar de ello, la velocidad optima de ascenso V_y (Figura 38) es similar para ambos pesos siendo la diferencia de 0.66% a nivel del mar.

En cuanto al tiempo y consumo de combustible en ascenso (Figura 39 y Figura 40) se observa una diferencia despreciable entre ambos pesos a bajas altitudes, pero significativo a partir de aproximadamente 1000m (3280 ft)

En el caso crítico del peso máximo, las performances cumplen con los requisitos de la norma ASTM-LSA, superando a nivel del mar las $ROC_{max} = 315$ fpm y $\gamma_{max} = 4^\circ$.

6. DESCENSO

Se calculan las performances para un descenso sin potencia. Los objetivos del capítulo son la obtención de:

- La mejor relación de planeo y velocidad de vuelo correspondiente
- El alcance máximo en planeo
- El consumo en descenso hasta SL (ver hipótesis)
- La mínima velocidad de descenso y velocidad de vuelo correspondiente
- El tiempo máximo de descenso a velocidad de ROD_{min}

Para ello se consideró al motor operando en ralenti (1400rpm), y empuje nulo, además de despreciar cambios en la polar de la aeronave en esta configuración. Al igual que en el capítulo anterior, los cálculos se realizaron para ambos pesos de referencia.

6.1. Metodología

6.1.1. Descenso sin potencia

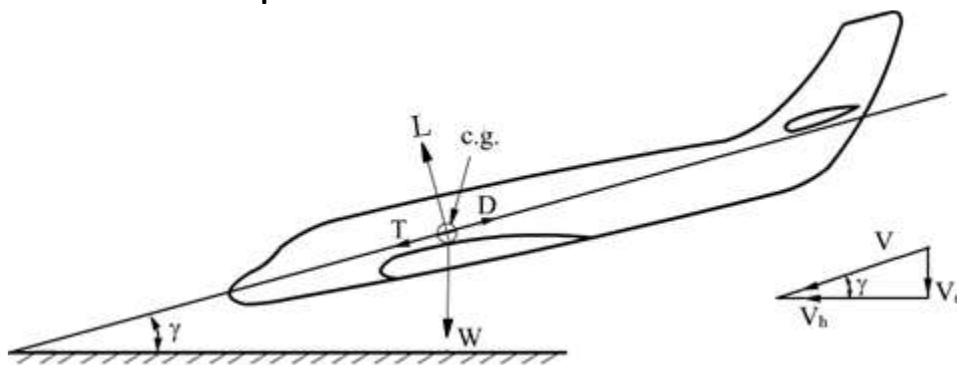


Figura 42 - Planteo de fuerzas de un avión en descenso.

Planteando las fuerzas a lo largo de los ejes viento:

$$D = W \cdot \sin(\gamma)$$

$$L = W \cdot \cos(\gamma)$$

Del triángulo de velocidades (Figura 42)

$$V_d = ROD = V \cdot \sin(\gamma) \quad 6.1$$

$$V_h = V \cdot \cos(\gamma) \quad 6.2$$

Para valores de γ pequeños, $\sin(\gamma) \approx \gamma$, $\cos(\gamma) \approx 1$. Las ecuaciones 6.1 y 6.2 se pueden reescribir como:



$$ROD \approx V\gamma \quad 6.3$$

$$V_h \approx V \quad 6.4$$

Para determinada velocidad de vuelo:

$$C_L = \frac{2W}{\rho \cdot V^2 \cdot S} \quad 6.5$$

$$C_D = C_{D0} + k \cdot C_L^2 \quad 6.6$$

$$\gamma = \frac{C_D}{C_L} \quad 6.7$$

La polar de resistencia de un avión es la relación entre la velocidad de vuelo y la velocidad de descenso (*ROD*), para obtenerlo se realizaron los siguientes pasos:

1. Determinar H, TAS, EAS.
2. Calcular el C_L y C_D correspondientes para esa velocidad de vuelo a partir de las ecuaciones 6.5 y 6.6.
3. Calcular γ mediante la relación 6.7.
4. Calcular *ROD* mediante la ecuación 6.3.

Se grafican las curvas resultantes en las Figura 43 y Figura 44.

6.1.2. Relación de planeo

Para una aeronave descendiendo con empuje nulo, la relación entre *ROD* y la velocidad horizontal (V_{hor}) se la conoce como relación de planeo (*GR*, *Glide Ratio*). Refiriendo nuevamente a la Figura 42:

$$GR = \frac{V_h}{ROD} = \frac{R}{h} = \frac{L}{D}$$

Recordando que para valores de γ pequeños $V_h \approx V$, se puede considerar

$$GR \approx \frac{V}{ROD} \approx \frac{1}{\gamma} \quad 6.8$$

De la referencia [1], La máxima relación de planeo se logra volando en la condición $\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$ o $\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max}$. En virtud de que la polar extraída de los legajos originales es de la forma $C_D = C_{D0} + kC_L^2$, se encuentra que el C_L y C_D para $\left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max}$ es:

$$C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} \quad 6.9$$



$$C_D = 2 C_{D0} \quad 6.10$$

Con los datos obtenidos anteriormente se puede proceder a calcular el mínimo ángulo de descenso mediante la ecuación 6.7, y la velocidad optima de planeo mediante la expresión:

$$V_G = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}}$$

Se calculó la velocidad optima de planeo y la correspondiente ROD a cada altitud para ambos pesos de referencia, y se exponen los resultados en la Tabla 19.

6.1.3. Mínima velocidad de descenso

De la referencia [1], la velocidad de vuelo que asegura la mínima velocidad de descenso (ROD_{min}) se logra volando en la condición de $\left(\frac{C_L^3}{C_D^2}\right)_{max}$. Para el modelo de polar parabólica simple, el C_L y C_D para dicha condición es:

$$C_L = \sqrt{\frac{3C_{D0}}{k}} \quad 6.11$$

$$C_D = 4C_{D0} \quad 6.12$$

Sin embargo, para los aviones a hélice de baja velocidad, la velocidad correspondiente a esta condición de vuelo suele estar muy cercano o limitado por la velocidad de pérdida. En estos casos se aconseja volar a $V = 1.2V_{Stall}$, indicado para cada peso de referencia en la Tabla 20.

6.1.4. Tiempo de descenso

Se vuela a KEAS constante, por lo tanto, el ángulo de descenso permanece constante, mientras que la TAS y ROD disminuyen con la altitud. Se calcula para cada tramo de 1000m:

$$\Delta t = \Delta H / ROD_i$$

El tiempo máximo de descenso se obtiene volando a la velocidad de ROD_{min} . En la Figura 46 se grafica el tiempo de descenso desde diferentes altitudes hasta $H=SL$.

6.1.5. Alcance en descenso

Al mantener un ángulo de descenso constante, el alcance en descenso desde determinada altitud se calcula mediante la expresión 6.8, expresando la velocidad horizontal en términos de la velocidad sobre la tierra (GS)

$$R = GR \cdot h = \frac{V}{ROD} \cdot h = \frac{GS}{ROD} \cdot h = \frac{TAS \pm V_{wind}}{ROD} \cdot h$$

El alcance máximo se obtiene para la velocidad de GR_{max} , volando a la velocidad de mejor relación de planeo.



La Figura 45 muestra el alcance máximo en planeo para diferentes altitudes, considerando también vientos de frente y de cola de 10Kts.

6.1.6. Consumo en descenso

Según el manual de usuario del Rotax 912 ULS (Ref. [7]) el régimen de ralentí se encuentra a los 1400rpm. Sin embargo, la información disponible de consumo solo se da para regímenes a partir de 3000rpm. En este caso para obtener resultados conservadores se supone el consumo en ralentí es el correspondiente a 3000rpm, teniendo en cuenta que en la practica el valor real será menor.

Para calcular el consumo total de combustible para descender sin potencia hasta H=SL, se calcula el combustible consumido para cada tramo de altitud descendido, considerando la variación del consumo con la altitud según el modelo planteado en el capítulo 3.4.3, y el tiempo en descender el mismo tramo.

$$\Delta Consumo = C(H_i) \cdot \Delta t(H_i)$$

Se grafica en la Figura 47 el combustible total consumido para descender a SL para diferentes altitudes.

6.2. Resultados

6.2.1. Polar de resistencia

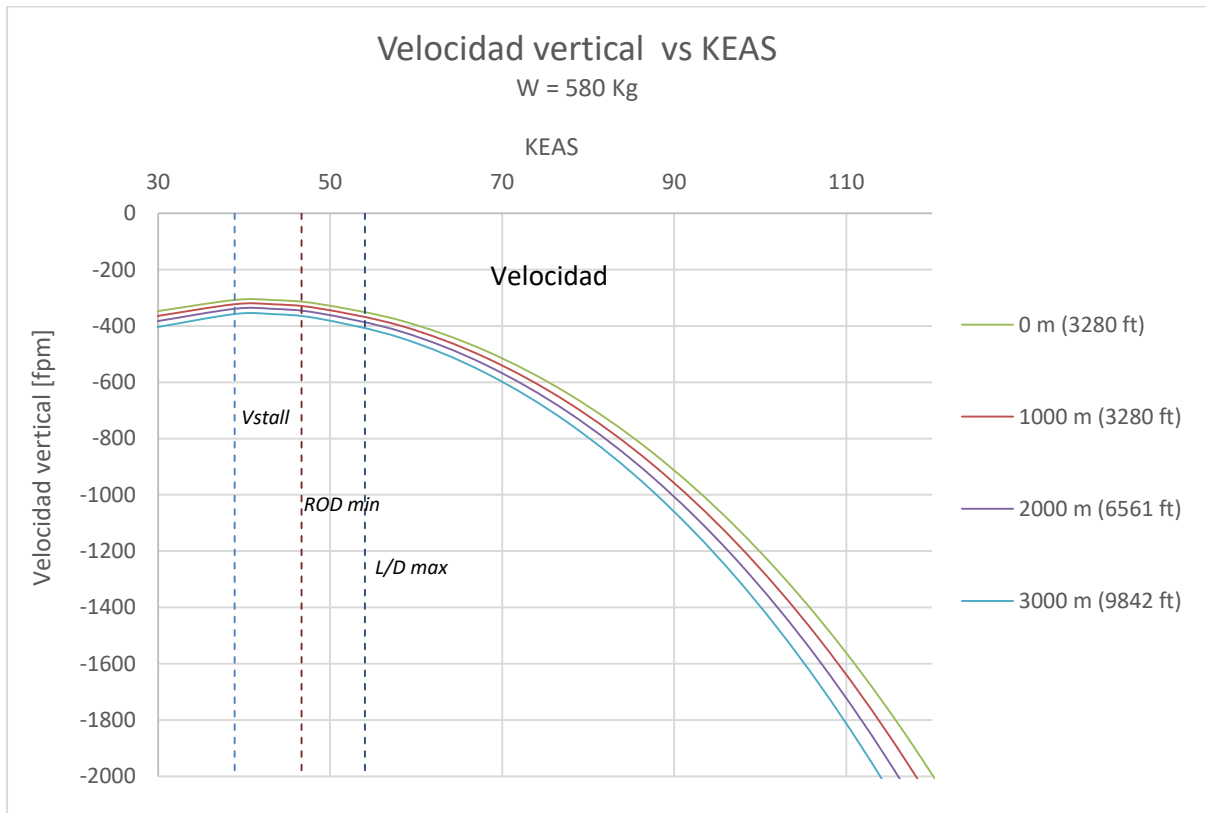


Figura 43 - Polar de velocidad para el peso máximo de referencia.

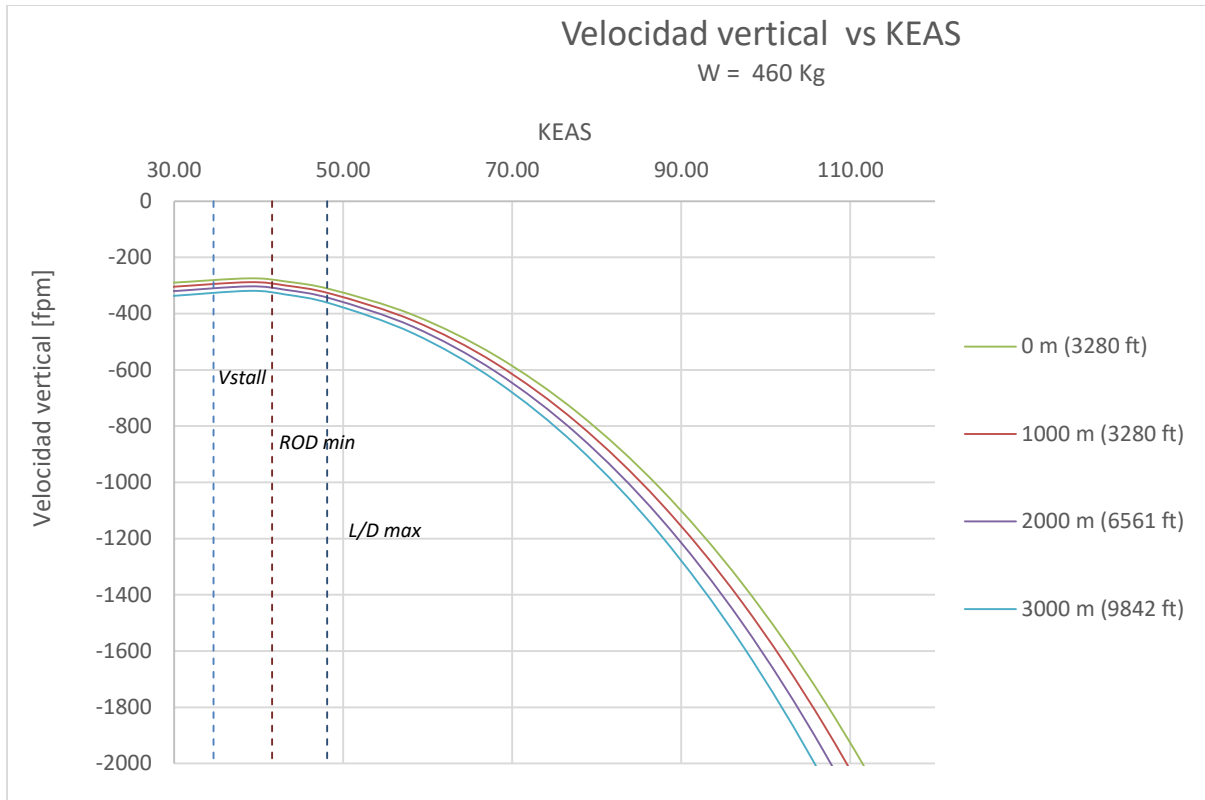


Figura 44 - Polar de velocidad para el peso mínimo de referencia.

6.2.2. Máxima relación de planeo

Se calcula a partir de las ecuaciones 6.9 y 6.10 el C_L y C_D para GR_{max} o γ_{min}

$$C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} = \sqrt{\frac{0.03}{0.034}} = 0.939$$

$$C_D = 2 C_{D0} = 2 \times 0.03 = 0.06$$

El ángulo mínimo de descenso es

$$\gamma_{min} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0.939}{0.06} = 0.064 \text{ rad} = 3.66^\circ$$

Finalmente, la máxima relación de planeo es

$$GR_{max} = \frac{1}{\gamma_{min}} = 15.625$$



La Tabla 19 muestra la velocidad de descenso en planeo para ambos pesos de referencia del Azor a diferentes altitudes.

Peso [Kg]	H		KEAS para GR_{max}	ROD [fpm]
	[m]	[ft]		
580	0	0.00	54.03	349.50
	1000	3280.84		366.86
	2000	6561.68		385.53
	3000	9842.52		405.62
460	0	0.00	48.17	311.59
	1000	3280.84		327.07
	2000	6561.68		343.71
	3000	9842.52		361.63

Tabla 19 - Velocidad de planeo para ambos pesos de referencia

6.2.3. Alcance máximo en planeo



Figura 45 - Máximo alcance en planeo hasta SL desde varias altitudes

6.2.4. Mínima velocidad de descenso

Se calcula el C_L y C_D para ROD_{min} , a partir de las ecuaciones 6.11 y 6.12.

$$C_L = \sqrt{\frac{3C_{D0}}{k}} = \sqrt{\frac{3 \times 0.03}{0.034}} = 1.627$$

$$C_D = 4 C_{D0} = 4 \times 0.03 = 0.120$$



$$\gamma_{ROD\ min} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{1.627}{0.120} = 0.074\ rad = 4.22^\circ$$

Como se observa en la Tabla 20, Las velocidades de vuelo correspondientes a esta condición se encuentran cercanas a la velocidad de pérdida,

Peso [Kg]	H		KEAS Pérdida	KEAS ROD_{min}	KEAS $1.3V_{Stall}$	ROD_{min} [fpm]	$ROD_{1.3V_{Stall}}$ [fpm]
	[m]	[ft]					
580	0	0.00	38.91	41.05	50.58	306.64	377.81
	1000	3280.84				321.88	396.59
	2000	6561.68				338.26	416.76
	3000	9842.52				355.89	438.49
461	0	0.00	34.69	36.60	45.10	273.38	377.81
	1000	3280.84				286.97	396.59
	2000	6561.68				301.57	416.76
	3000	9842.52				317.29	438.49

Tabla 20 - Velocidad de vuelo para mínima velocidad de descenso

6.2.5. Tiempo de descenso

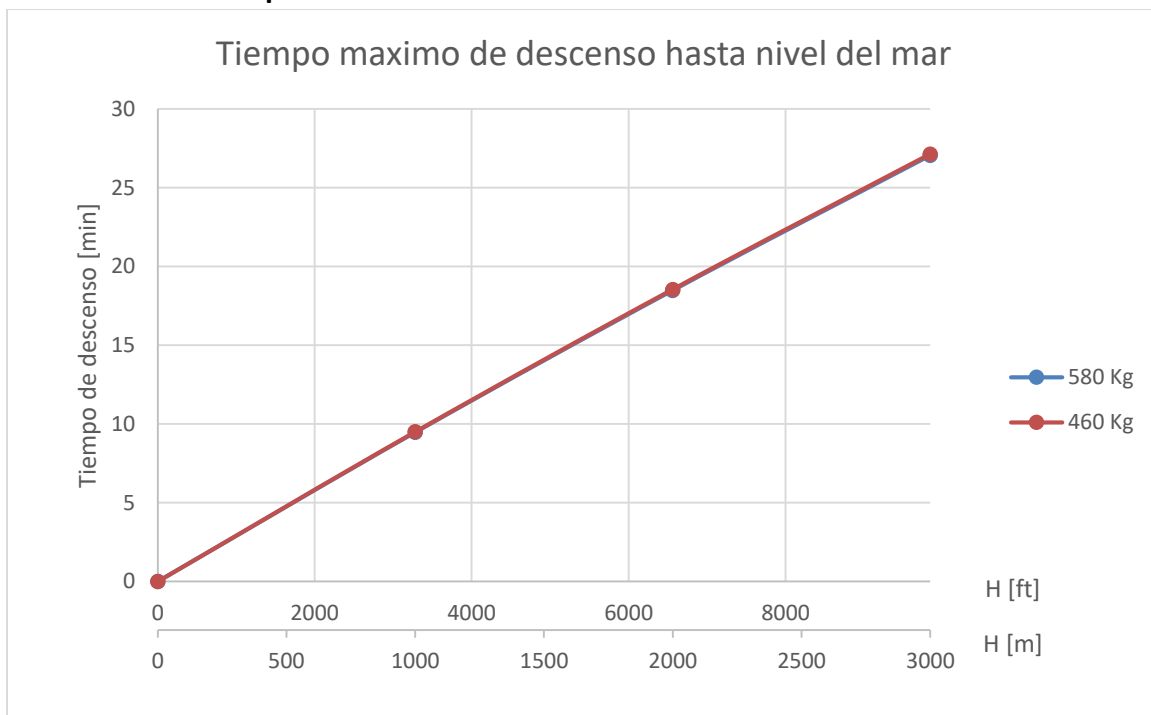


Figura 46 – Tiempo máximo de descenso en planeo hasta SL desde varias altitudes



6.2.6. Consumo en descenso

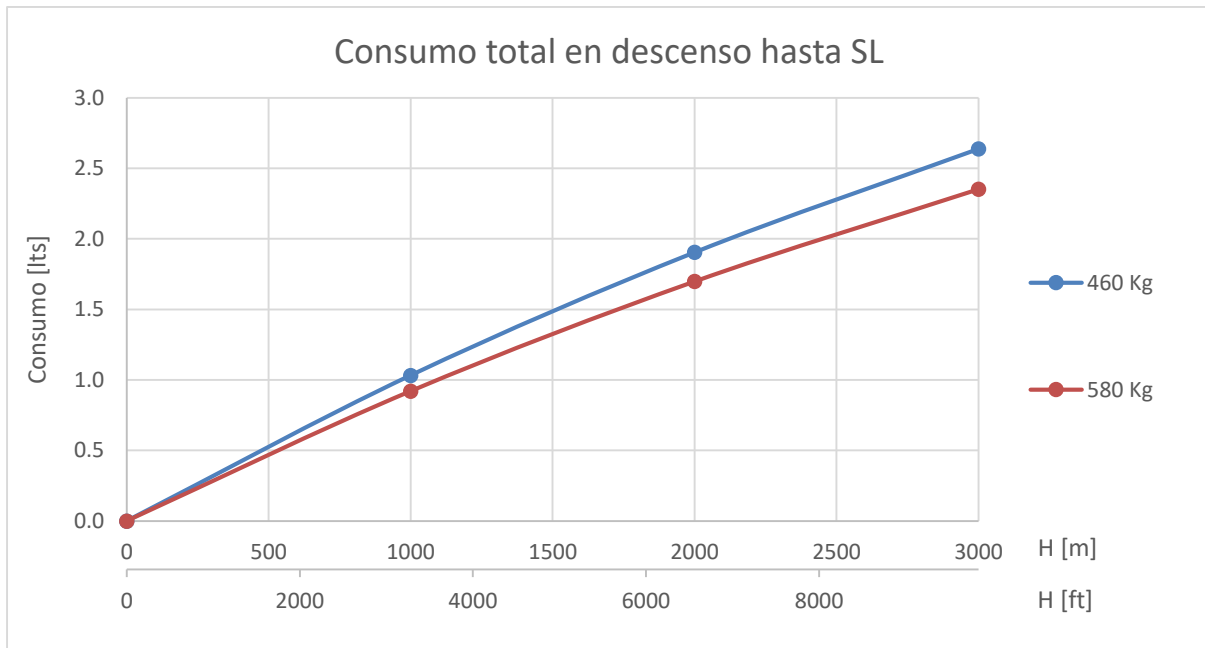


Figura 47 - Combustible total consumido descendiendo a SL desde varias altitudes.

6.3. Análisis

De la Figura 45, en condiciones ISA estándar sin viento, el Azor tiene un alcance de aproximadamente 4.76 Km por cada 1000 ft de altitud en descenso.

En promedio, se calcula un tiempo de descenso de aproximadamente 2.7 minutos por cada 1000 ft de altitud, volando para la condición de ROD_{min} .

Considerando el motor en ralentí y el consumo correspondiente a 3000rpm, se obtuvo un consumo de aproximadamente 0.5 litros de combustible por cada 1000ft de altitud descendidos volando a la velocidad de máximo planeo. Se puede observar de la Figura 47 que el consumo es levemente mayor para el peso mínimo, debido al mayor tiempo que toma en descender en la condición de planeo.

7. VUELO EN MANIOBRA

En este capítulo se estudian las performances del Azor en un viraje. Para los cálculos se consideró el factor de carga máximo del avión actual de 4g, previendo cambios estructurales que permitirían mantenerlo.

En función de la velocidad y altitud de vuelo, los objetivos principales del capítulo fueron la obtención de:

- Curvas envolventes de radio de giro sostenido
- Curvas envolventes de velocidad de giro sostenido
- Curvas de máximo factor de carga sostenido, y no sostenido

7.1. Metodología

7.1.1. Viraje coordinado

La Figura 48 muestra las fuerzas que actúan en el avión durante un viraje coordinado:

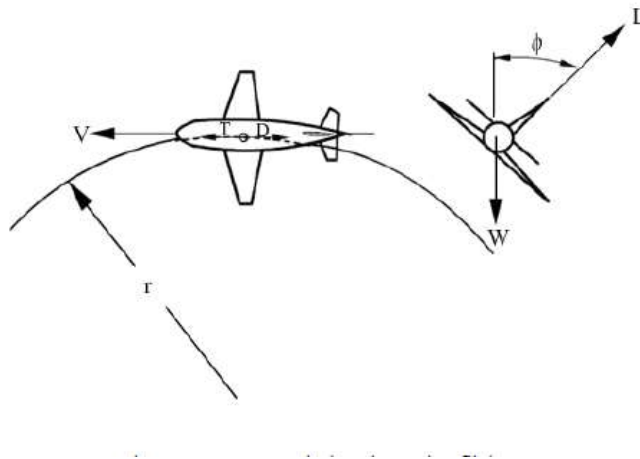


Figura 48 - Fuerzas sobre un avión en un viraje horizontal coordinado

Para un viraje estabilizado y nivelado:

$$T = D$$

$$W = L \cdot \cos(\phi)$$

Como es un viraje coordinado:

$$L \cdot \sin(\phi) = \frac{W}{g} \cdot \frac{V^2}{r}$$

Despejando el radio de giro r

$$r = \frac{W}{g} \cdot \frac{V^2}{L \cdot \sin(\phi)} = \frac{V^2}{g \tan(\phi)} \quad 7.1$$



Planteando ω y sustituyendo r por su expresión

$$\omega = \frac{V}{r} = \frac{V}{\frac{V^2}{g \tan(\phi)}} = \frac{g \tan(\phi)}{V} \quad 7.2$$

Finalmente,

$$n = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos(\phi)} \quad 7.3$$

7.1.2. Maniobra sostenida:

Una maniobra sostenida se limita por:

- El máximo coeficiente de sustentación C_{Lmax}
- El factor de carga máximo, n_{zmax}
- La potencia máxima disponible, P_{Dmax}

Para calcular las performances de viraje en función de la velocidad y altitud acotados por las limitaciones anteriores, se siguió el siguiente procedimiento extraído de la referencia [8]:

1. Establecer H, EAS y TAS
2. Obtener el coeficiente de vuelo recto y nivelado C_{LL}
3. Calcular $\frac{C_{Lmax}}{C_{LL}}$
4. Determinar el coeficiente de sustentación preliminar de viraje, C_{LT1}
 - Si $\frac{C_{Lmax}}{C_{LL}} < n_{zmax}$, El viraje estará limitado por C_{Lmax} , y $C_{LT1} = C_{Lmax}$
 - Si $\frac{C_{Lmax}}{C_{LL}} > n_{zmax}$, El viraje estará limitado por n_{zmax} , y $C_{LT1} = n_{zmax} C_{LL}$
5. Obtener C_{DT1} mediante la polar: $C_{DT1} = C_{D0} + k \cdot C_{LT1}^2$
6. Calcular potencia necesaria para el viraje:
$$P_N = \frac{1}{2} \rho T A S^3 S C_{DT1}$$
7. Determinar la potencia disponible máxima para esa altitud y TAS (según el método formulado en el capítulo 3.3)
 - Si a para esa altitud y velocidad $P_N > P_D$, El viraje estará limitado por la potencia máxima disponible del motor. En tal caso, el valor máximo de C_{DT1} se obtendrá según

$$C_{DT} = \frac{2P_{Dmax}}{\rho T A S^3 S}$$

Y C_{LT} se despeja de la polar

$$C_{LT} = \sqrt{\frac{C_{DT} - C_{D0}}{k}}$$



- Si $P_N < P_D$, El viraje no estara limitado por la potencia disponible, y C_{LT1} y C_{DT1} calculados en el paso 4 y 5 se toman como el valores finales de C_{LT} y C_{DT}
- 8. Una vez conocido C_{LT} , se puede calcular el factor de carga n_z que satisface simultáneamente las condiciones de P_{Dmax} , C_{Lmax} y n_{zmax} mediante la ecuación 7.3
- 9. Conocido n_z , se puede calcular el radio de giro r y la velocidad de giro ω mediante las ecuaciones 7.1 y 7.2.

Una muestra de resultados para H=SL se expone en la Tabla 21. Los resultados completos de radio de viraje, velocidad de giro y factor de carga se muestran respectivamente en las figuras Figura 52 - Figura 57. Las Figura 58 Figura 61 resumen la variación de las performances máximas con la altitud.

7.1.3. Maniobra instantánea

La envolvente de giro instantánea se calcula sin considerar las limitaciones de potencia, obteniendo las máximas performances limitadas solo por sustentación y factor de carga. Se calculó siguiendo el procedimiento de la sección anterior, omitiendo el paso 7. Las figuras Figura 50Figura 51 comparan los límites de velocidad de giro instantáneo y sostenido a nivel del mar para cada peso.



Resultados

7.1.4. Viraje coordinado

Viraje sostenido												
- W=580 Kg - Régimen: 5500rpm - H=SL												
KEAS	C_{LL}	$\frac{C_{Lmax}}{C_{LL}}$	C_{LT1}	C_{DT1}	P_N [kW]	P_{Dmax} [kW]	C_{DT}	C_{LT}	n_z	ϕ [deg]	r [m]	ω [deg/s]
39.07	1.80	1.00	1.80	0.14	8.92	38.05	0.14	1.80	1.00	3.65	644.9	1.79
44.61	1.38	1.31	1.80	0.14	13.28	41.61	0.14	1.80	1.31	40.05	63.88	20.59
50.15	1.09	1.65	1.80	0.14	18.87	44.76	0.14	1.80	1.65	52.72	51.65	28.62
55.69	0.88	2.04	1.80	0.14	25.84	47.56	0.14	1.80	2.04	60.58	47.18	34.79
61.23	0.73	2.46	1.80	0.14	34.35	50.04	0.14	1.80	2.46	66.03	44.98	40.12
66.77	0.62	2.93	1.80	0.14	44.54	52.26	0.14	1.80	2.93	70.02	43.73	45.00
72.31	0.52	3.43	1.80	0.14	56.57	54.23	0.13	1.75	3.34	72.58	44.25	48.16
77.85	0.45	3.98	1.80	0.14	70.59	55.98	0.11	1.54	3.41	72.97	50.08	45.82
83.39	0.39	4.56	1.58	0.11	70.93	57.51	0.09	1.36	3.45	73.15	56.82	43.26
88.93	0.35	5.19	1.39	0.10	71.62	58.82	0.08	1.19	3.44	73.10	64.84	40.43
94.47	0.31	5.86	1.23	0.08	73.22	59.88	0.07	1.04	3.37	72.76	74.72	37.27
100.01	0.27	6.57	1.10	0.07	75.69	60.67	0.06	0.89	3.24	72.02	87.57	33.66
105.55	0.25	7.31	0.98	0.06	79.03	61.16	0.05	0.74	3.01	70.63	105.7	29.44
111.09	0.22	8.10	0.89	0.06	83.21	61.28	0.04	0.59	2.66	67.92	135.1	24.24
116.63	0.20	8.93	0.81	0.05	88.24	60.98	0.04	0.42	2.09	61.35	200.5	17.15

Tabla 21 - Resultados de performances de viraje sostenido a H=SL, para el peso máximo de referencia.



Viraje no sostenido							
- W=580 Kg - H=SL							
KEAS	C_{LL}	$\frac{C_{Lmax}}{C_{LL}}$	C_{LT1}	n_z	ϕ [deg]	r [m]	ω [deg/s]
39.07	1.80	1.00	1.80	1.00	3.65	644.93	1.79
44.61	1.38	1.31	1.80	1.31	40.05	63.88	20.59
50.15	1.09	1.65	1.80	1.65	52.72	51.65	28.62
55.69	0.88	2.04	1.80	2.04	60.58	47.18	34.79
61.23	0.73	2.46	1.80	2.46	66.03	44.98	40.12
66.77	0.62	2.93	1.80	2.93	70.02	43.73	45.00
72.31	0.52	3.43	1.80	3.43	73.06	42.96	49.61
77.85	0.45	3.98	1.80	3.98	75.44	42.46	54.04
83.39	0.39	4.56	1.58	4.00	75.52	48.44	50.74
88.93	0.35	5.19	1.39	4.00	75.52	55.09	47.58
94.47	0.31	5.86	1.23	4.00	75.52	62.17	44.79
100.01	0.27	6.57	1.10	4.00	75.52	69.67	42.31
105.55	0.25	7.31	0.98	4.00	75.52	77.60	40.09
111.09	0.22	8.10	0.89	4.00	75.52	85.96	38.09
116.63	0.20	8.93	0.81	4.00	75.52	94.75	36.28

Figura 49 - Resultados de performances de viraje no sostenido a H=SL, para el peso máximo de referencia.



7.1.5. Diagrama de viraje

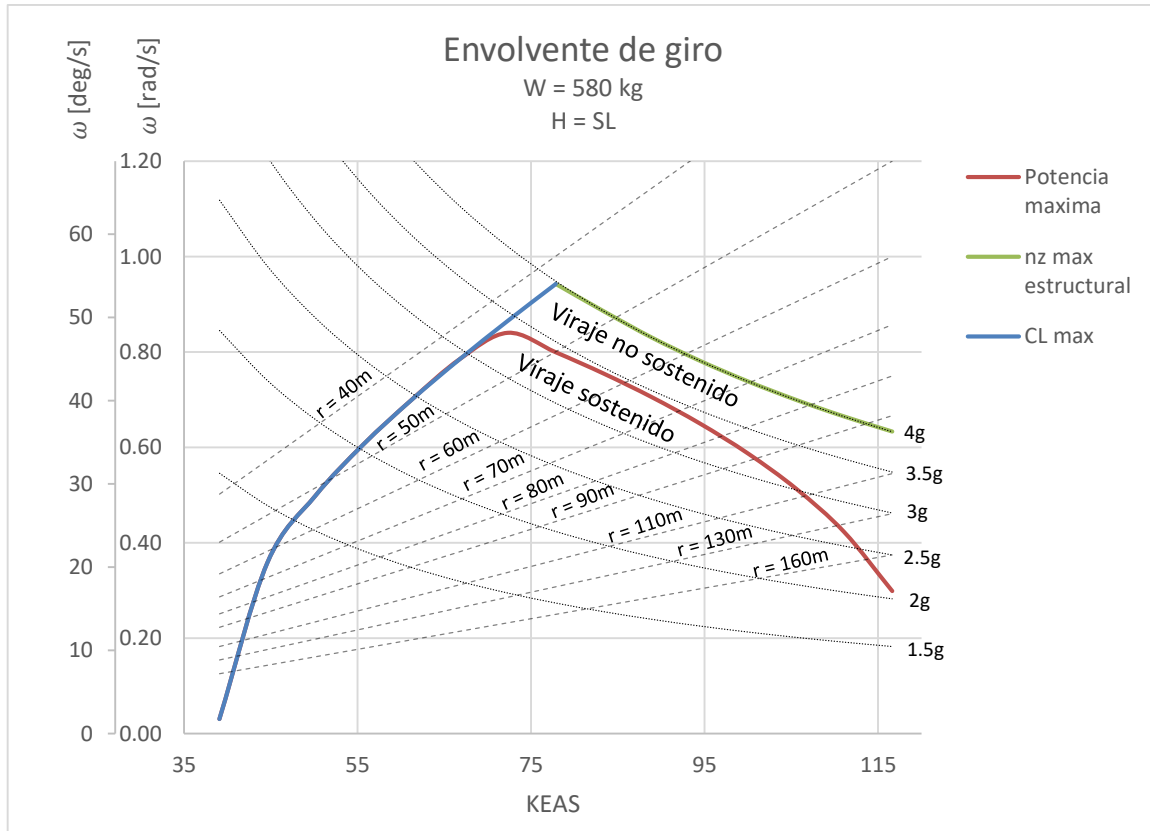


Figura 50 - Diagrama de viraje para el peso máximo de referencia.

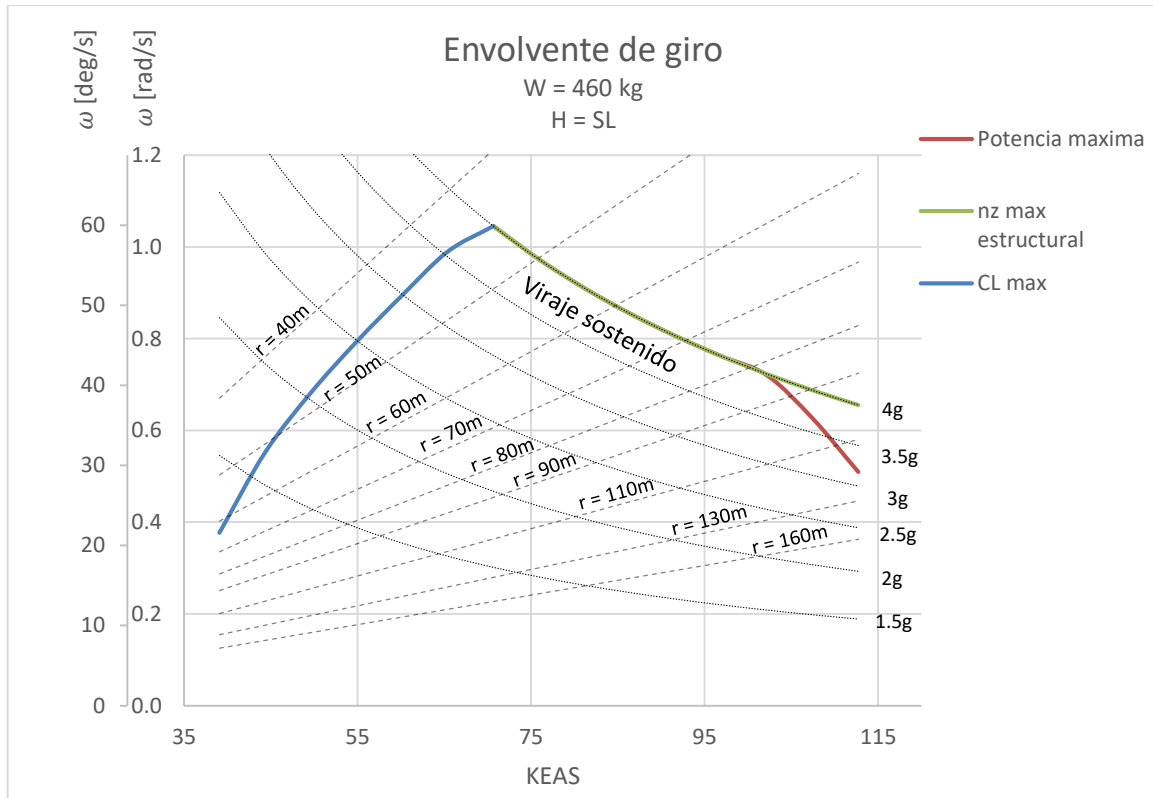


Figura 51 - Diagrama de viraje para el peso mínimo de referencia.

7.1.6. Radio mínimo de giro

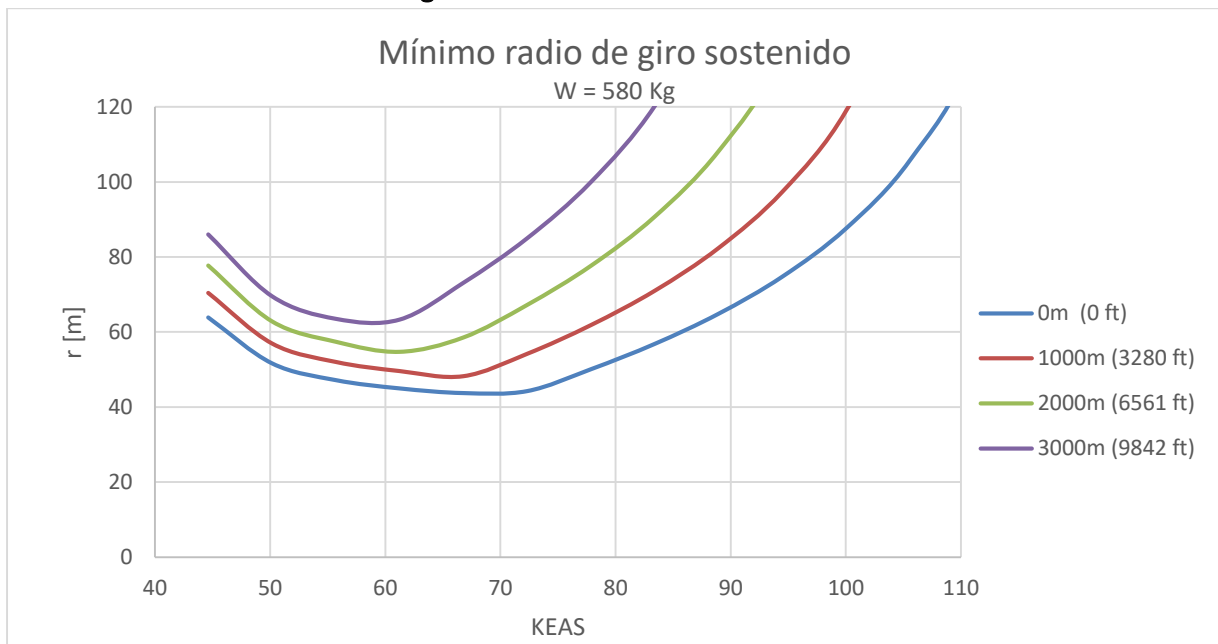


Figura 52 – Variación del mínimo radio de giro sostenido con la velocidad y altitud, para el peso mínimo de referencia.

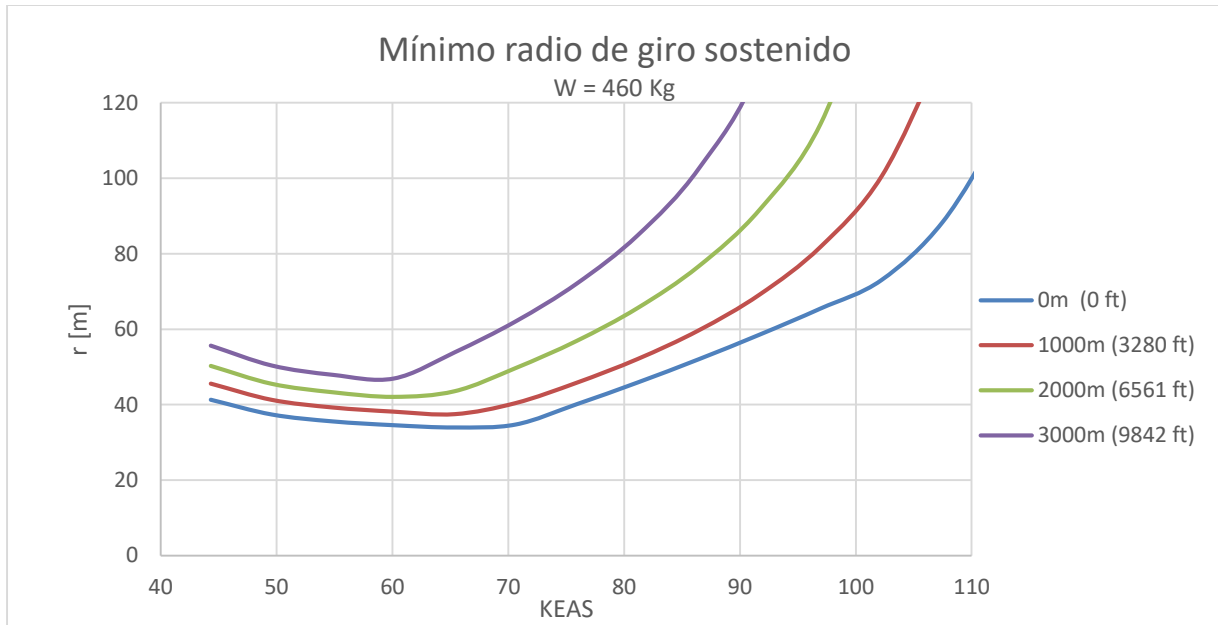


Figura 53 - Variación del mínimo radio de giro sostenido con la velocidad y altitud, para el peso mínimo de referencia.

7.1.7. Máxima velocidad de giro

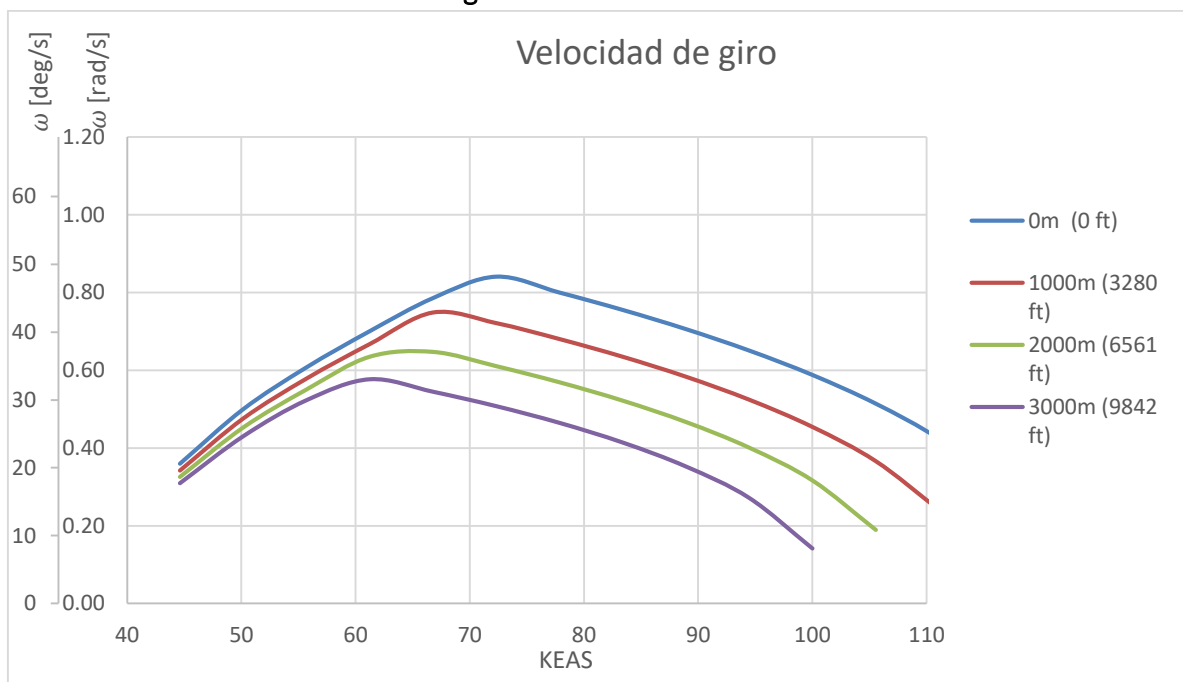


Figura 54 – Variación de la velocidad de giro máxima con la velocidad y altitud para el máximo peso de referencia.

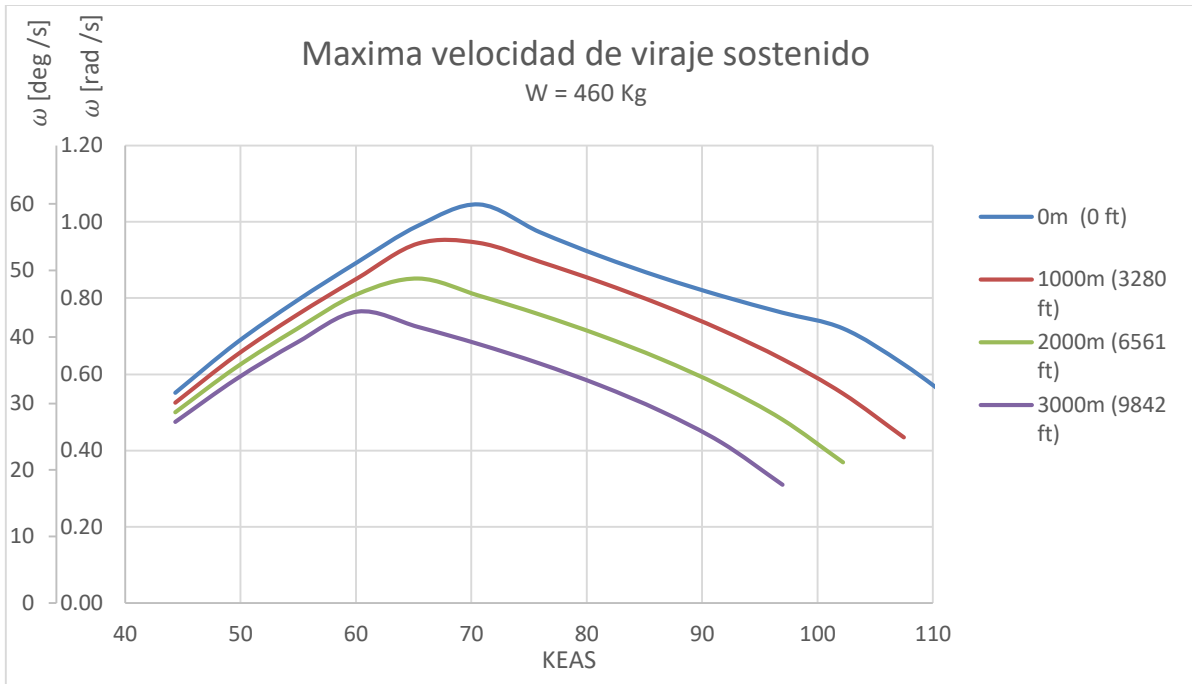


Figura 55 - Variación de la velocidad de giro máxima con la velocidad y altitud para el mínimo peso de referencia.

7.1.8. Máximo factor de carga sostenido

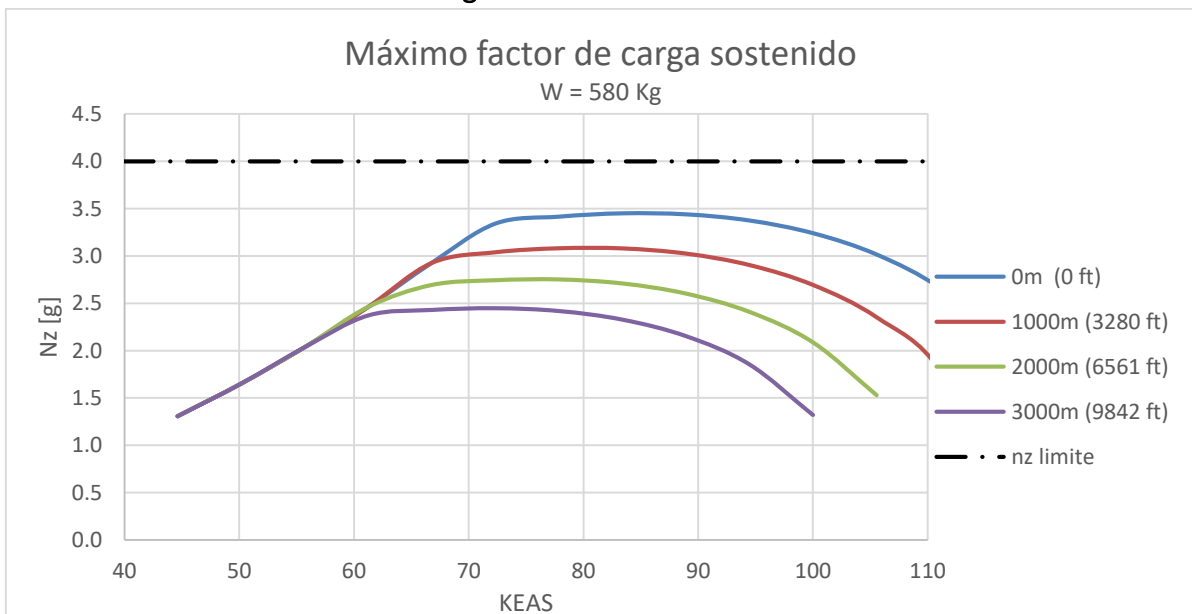


Figura 56 - Variación del máximo factor de carga sostenido con la velocidad y altitud, para el peso máximo de referencia.

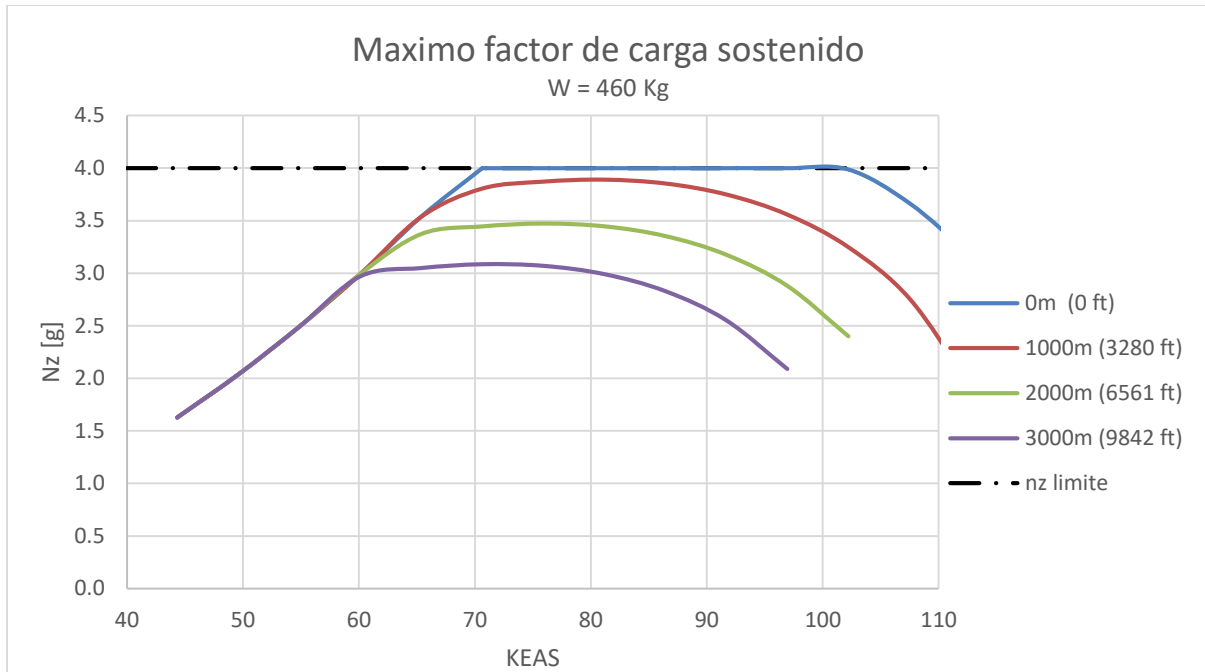


Figura 57 - Variación del máximo factor de carga sostenido con la velocidad y altitud, para el peso mínimo de referencia.

7.1.9. Variación de performances de viraje con la altitud

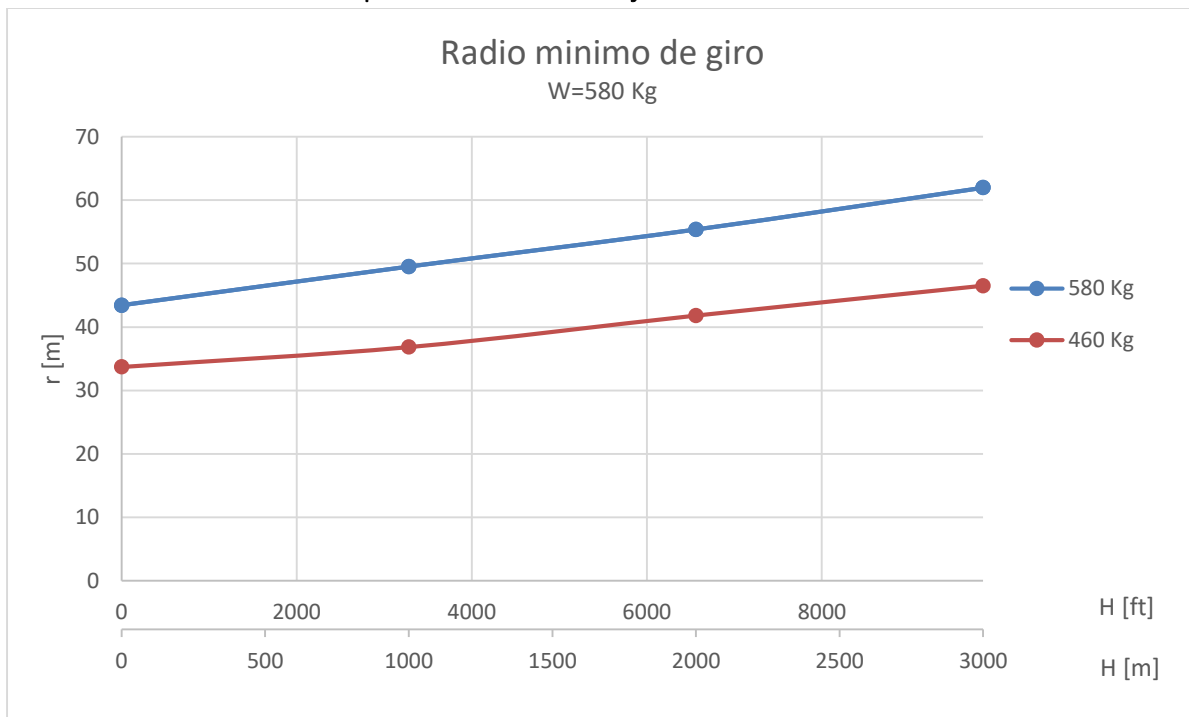


Figura 58 - Variación del mínimo radio de giro con la altitud en viraje sostenido

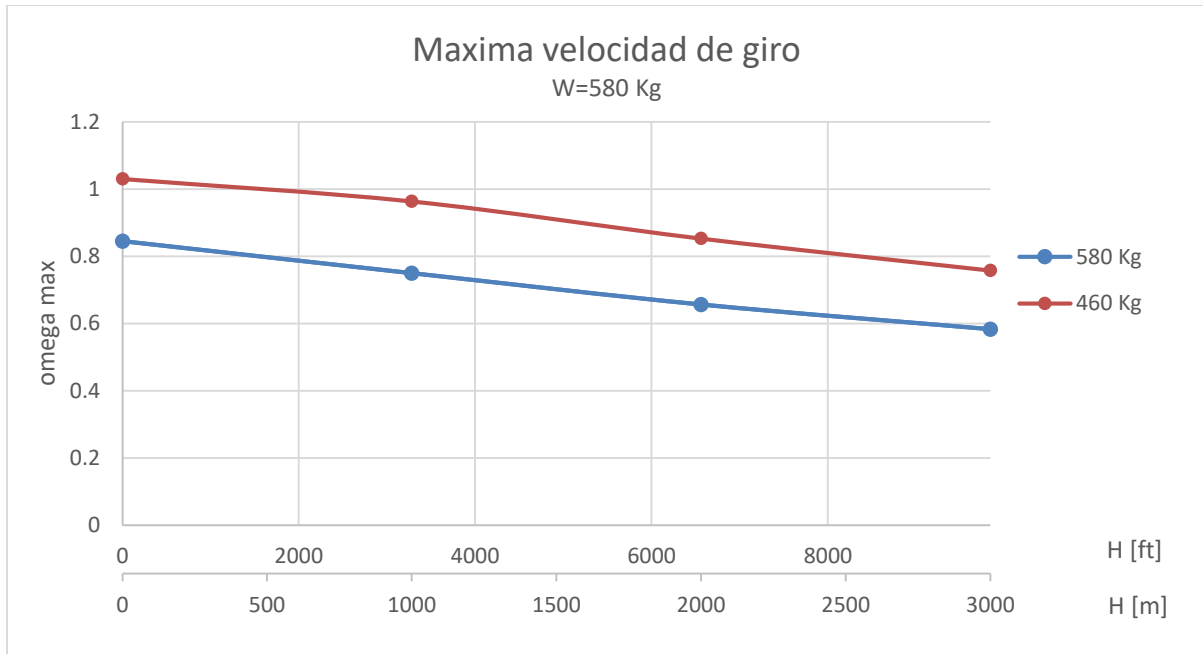


Figura 59 - Máxima velocidad de giro vs altitud.

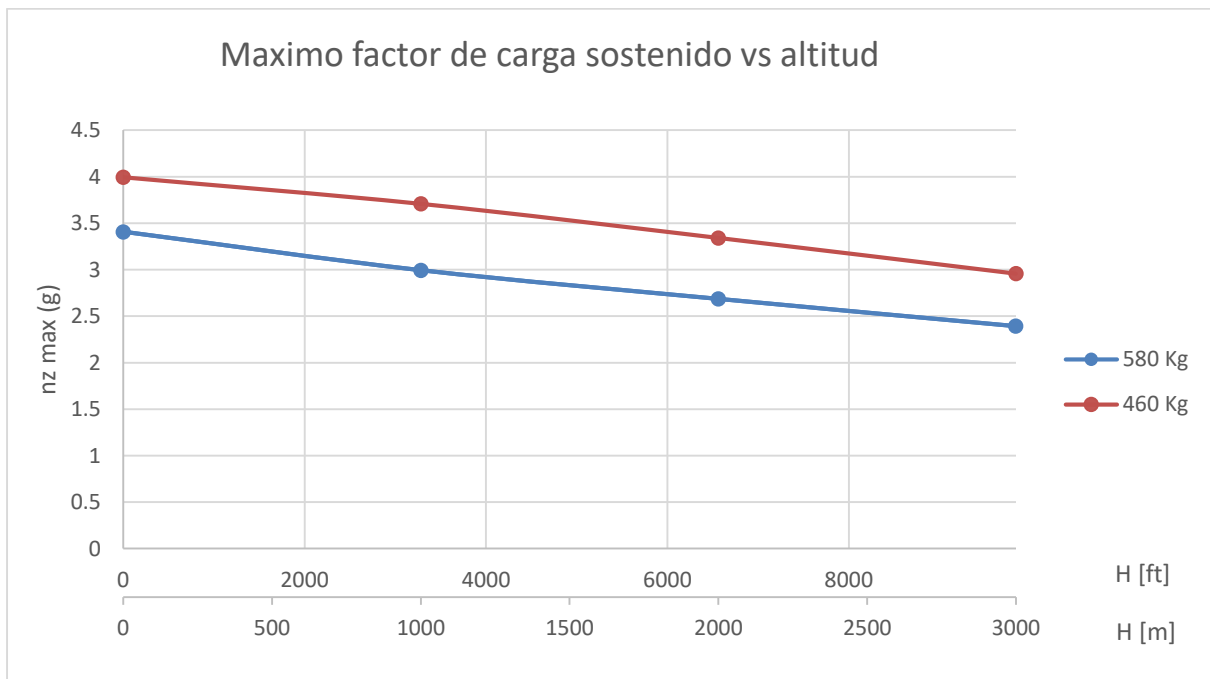


Figura 60 - Variación del máximo factor de carga sostenido con la altitud.

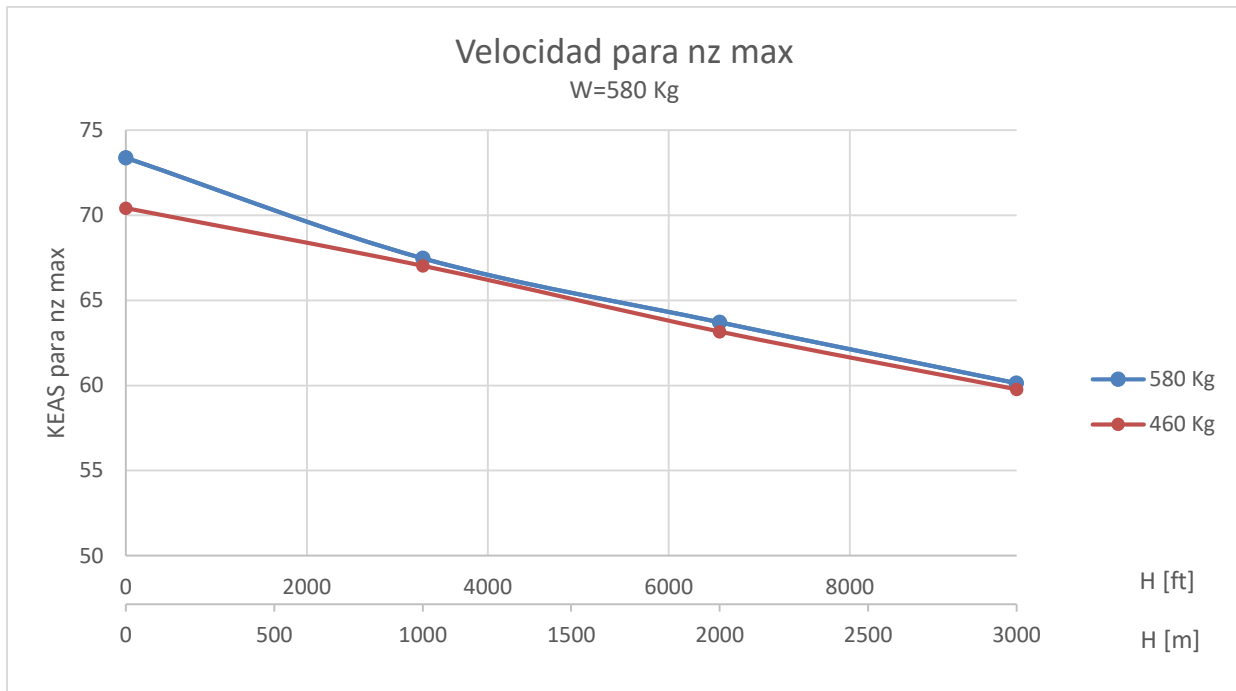


Figura 61 - Velocidad para lograr el máximo factor de carga.

7.2. Análisis

De la Figura 50 se puede observar que para el máximo peso de referencia el viraje sostenido en el Azor está limitado por potencia, logrando aproximadamente 3.5g a nivel del mar. Sin embargo, en Figura 51 se observa que para el peso mínimo es alcanzable el factor de carga límite en vuelo sostenido.

Para ambos pesos, a rpm_{max} , la velocidad óptima de maniobra es de aproximadamente 72 kts, permitiendo obtener el mínimo radio de giro y la máxima velocidad angular. Dicha velocidad se debe disminuir en aproximadamente 5 kts por cada 1000m o 3000ft de altitud. (Figura 61). Cada 1000m el n_z máximo sostenido se reduce por aproximadamente 0.4g. La diferencia apreciable a nivel del mar que se observa en la Figura 61 se debe a la limitación por el factor de carga máximo en el peso mínimo.

En cuanto al radio de giro, la diferencia es de aproximadamente 10m a nivel del mar para ambos pesos, aumentando 6m por cada 1000m (o 3000 ft) de altitud.

Las performances calculadas en este capítulo son máximas para la configuración de paso elegida de la hélice, ya que permite el mayor exceso de potencia a velocidades bajas. Las performances de viraje disminuirían para posiciones mayores que favorecen la eficiencia en el vuelo crucero.



8. DESPEGUE Y ATERRIZAJE

En este capítulo se estimaron carreras y distancias de despegue y aterrizaje. Se aplicaron modelos teóricos extraídos de la referencia [1] para estimar las performances requeridas por la norma ASTM (§4), mencionadas en la sección 2.4.2, obteniendo:

- **Despegue:**
 - Distancia recorrida en tierra durante el despegue, acelerando desde $V=0$ hasta una velocidad $V_{TO} = 1.2 V_{Stall}$
 - Distancia recorrida en el aire hasta superar una altura de obstáculo de 15m, acelerando desde V_{TO} hasta $V_2 = 1.3 V_{Stall}$

- **Aterrizaje:**
 - Distancia recorrida en el aire descendiendo desde una altura de 15m, cuando la velocidad en ese punto es de $V_A = 1.3 V_{Stall}$, desacelerando hasta una velocidad $V_{TD} = 1.2 V_{Stall}$
 - Distancia recorrida en tierra, desacelerando desde V_{TD} hasta detenerse.

Todos los cálculos fueron realizados para una pista sin pendiente, en condiciones de atmosfera estándar ISA a nivel del mar.

8.1. Metodología

8.1.1. Despegue

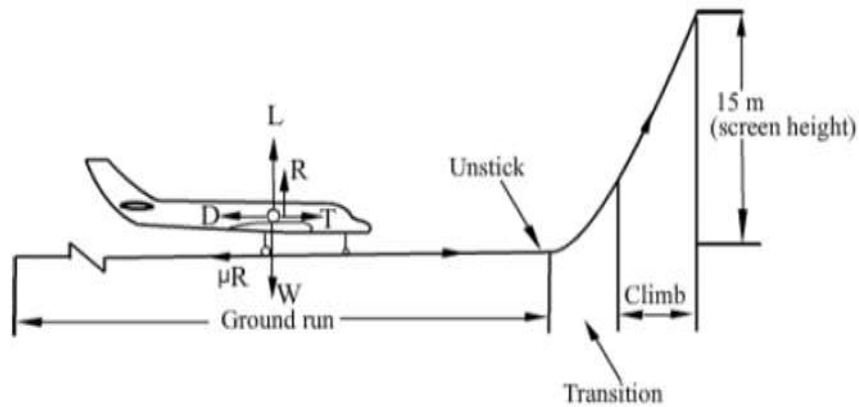


Figura 62 - Fases del despegue y fuerzas sobre el avión

Distancia en tierra: Se calcula la distancia recorrida en tierra hasta acelerar a una velocidad V_{TO} :

$$V_{TO} = 1.2V_{Stall}$$

Durante la carrera de despegue C_L y C_D son constantes, correspondientes a la actitud del avión sobre el tren de aterrizaje. Sin embargo, al no tener información sobre la actitud del Azor en tierra, se supondrá que durante la carrera de despegue el C_L y C_D serán constantes, correspondientes a V_{TO} .

A partir de la Figura 62 se plantean las fuerzas longitudinales sobre el avión durante el despegue sobre una pista sin pendiente:

$$\sum F_x = F = T - D - \mu R = \frac{W}{g} \left(\frac{dV}{dt} \right) \quad 8.1$$

Donde R representa la fuerza de reacción del peso del avión sobre el suelo:

$$R = W - L$$



El empuje T se calcula como:

$$T = \frac{P\eta}{TAS}$$

Donde $TAS = 10 \frac{m}{s}$ para $TAS < 10 \frac{m}{s}$. Despejando la aceleración se obtiene:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{g}{W} [T - D - \mu(W - L)]$$

El lado izquierdo de la ecuación anterior se puede desarrollar aplicando la regla de la cadena,

$$\frac{dV}{dt} = \frac{dV}{ds} \frac{ds}{dt}$$

Despejando ds

$$ds = \frac{W}{g} \frac{VdV}{T - D - \mu(W - L)} = \frac{WV}{gF} dV$$

Finalmente, integrando ds :

$$S_G = \int_0^{V_{T0}} \frac{WV}{gF} dV$$

Si se considera la influencia del viento, la ecuación anterior se puede reescribir como:

$$S_G = \int_0^{GS_{T0}} \frac{W}{gF} GS dGS \quad 8.2$$

Donde $GS = TAS - V_W$, donde el signo positivo de V_W indica un viento de frente.

Distancia en el aire:

Se calcula la distancia necesaria para superar una altura obstáculo de 15m, acelerando desde V_{T0} hasta una velocidad $V_2 = 1.3V_{stall}$. Se utiliza la siguiente ecuación extraída de la ref. [1], obtenida igualando el trabajo realizado al avión a la variación de la energía cinética y potencial:

$$S_A = \frac{W_{T0}}{(T - D)_{q=\bar{q}}} \left[h_{obs.} + \frac{GS_2^2 - GS_{T0}^2}{2g} \right] \quad 8.3$$



Donde

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho \left(\frac{V_2^2 - V_{T0}^2}{2} \right)$$

Procedimiento

Se tuvieron en cuenta las siguientes consideraciones para el cálculo de la carrera en tierra:

- Motor operando a 5800rpm constantes, desde el inicio de la carrera.
- $\mu = 0.05$, correspondiente a una pista de pasto compactado (dato extraído de la referencia [1]).
- El peso de la aeronave se mantiene constante durante todas las fases de despegue y aterrizaje.
- Se mantiene una actitud constante durante el carreteo.

Para obtener S_G se calcularon V_S , V_{T0} y GS_{T0} a partir de valores establecidos de W_{T0} , H y V_w . Se integró numéricamente la ecuación 8.2 desde $GS = 0$, hasta $GS = GS_{T0}$, en 20 segmentos. El integrando se calculó para cada segmento siguiendo los siguientes pasos:

1. $GS = TAS - V_w$
2. Calcular $J = \frac{TAS \cdot 60}{rpm \cdot h \cdot D}$, con $TAS = 10 \text{ m/s}$ para $TAS < 10 \text{ m/s}$ (ref [1])
3. Calcular $\eta(J)$
4. $T = \frac{P\eta}{TAS}$, con $TAS = 10 \text{ m/s}$ para $TAS < 10 \text{ m/s}$
5. Calcular L y D , a partir de los valores de C_L y C_D correspondientes a
6. Calcular F según la ecuación 8.1
7. Calcular $\frac{W \cdot GS}{gF}$

Luego,

$$S_G = \sum_{i=1}^{i=20} \frac{1}{2} \left(\frac{W \cdot GS}{gF}_i + \frac{W \cdot GS}{gF}_{i-1} \right) \cdot (GS_i - GS_{i-1})$$

En la Figura 64 se grafica la variación de las fuerzas actuantes en el avión con la velocidad durante la carrera en despegue en tierra.

La distancia recorrida en el aire S_A , se calculó evaluando la ecuación 8.3 en las mismas condiciones de H , V_w y W que S_G . Finalmente, la carrera total se calcula realizando la suma:

$$S_{T0} = S_G + S_A$$

Una muestra de cálculos de carreras de despegue para $W=580\text{Kg}$, $H=SL$ y $V_w=0$ se detallan en la Tabla 22. Se calcularon carreras para diferentes condiciones de peso, viento, y altitud, graficados en las figuras Figura 65 a Figura 68.

8.1.2. Aterrizaje

Las performances de un avión en aterrizaje dependen fuertemente de las habilidades y decisiones de cada piloto. Por este motivo solo se realiza una simple comparación entre 2 pesos a nivel del mar a modo de referencia.

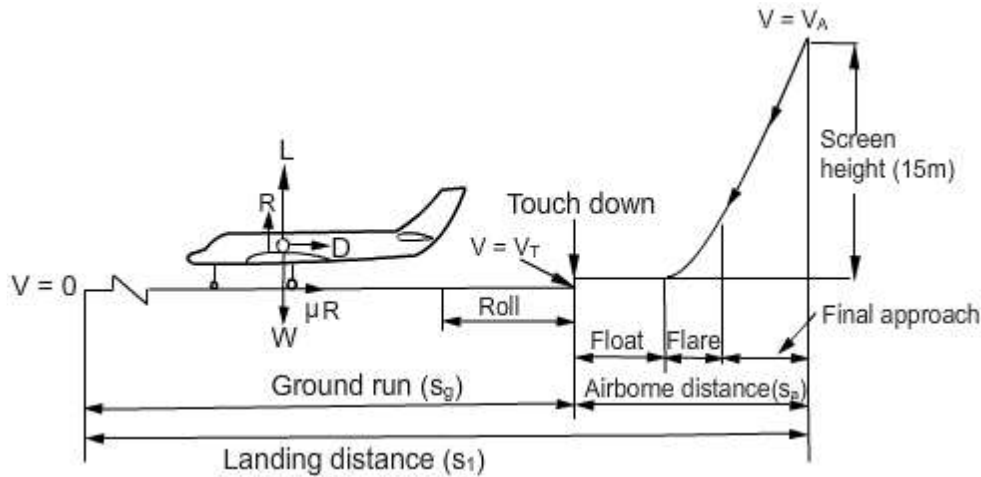


Figura 63 - Fases y fuerzas durante el aterrizaje

Para calcular la distancia recorrida durante el descenso desde 15m, desacelerando desde $V_A = 1.3V_{Stall}$ hasta $V_{TD} = 1.2V_{Stall}$, se utiliza el mismo método energético planteado en los cálculos de despegue, Con $T = 0$:

$$S_A = \frac{W_{TD}}{D_{q=\bar{q}}} \left[h_{Obs.} + \frac{GS_A^2 - GS_{TD}^2}{2g} \right] \quad 8.4$$

Similarmente, la distancia de frenado en tierra se calcula mediante la ecuación considerando el empuje nulo, e integrando desde GS_{TD} hasta $GS = 0$.

$$S_G = \int_{GS_{TD}}^0 \frac{W GS}{gF} dGS \quad 8.5$$

Donde

$$F = D - \mu(W - L) \quad 8.6$$



Procedimiento

Para el cálculo de la carrera de aterrizaje se consideró

- Motor en ralentí, $T=0$
- Peso constante durante ambas fases del aterrizaje
- $\mu=0.3$ (frenada sobre pista de pasto compactada, según ref [1])

Se siguieron los pasos descritos en la sección de despegue en sentido inverso, primero calculando S_A a partir de la ecuación 8.4 y luego integrando la ecuación 8.5 desde GS_{TD} hasta $GS = 0$. Se detalla en la Tabla 23 una muestra de los cálculos realizados para el máximo peso de referencia. Las figuras Figura 69 al Figura 72 comparan los valores de aterrizaje obtenidos para diferentes condiciones de peso, viento, y altitud



8.2. Resultados

8.2.1. Despegue

Carrera en tierra (S_G)											
W=580Kg		$V_{stall} = 20.08$ m/s		$\mu=0.05$ (Pista de pasto)							
Régimen: 5800rpm		$V_{TO} = 24.1$ m/s		$V_W = 0$ m/s							
H=0m (0ft)		$C_{L_{TO}} = 1.25$									
$\sigma=1$		$C_{D_{TO}} = 0.083$									
TAS	KEAS	GS	J	η	T[N]	D[N]	L[N]	F[N]	$\frac{W.GS}{gF}$ [s]	ΔS [m]	$\Sigma \Delta S$ [m]
0.00	0.00	0.00	0.15	0.28	2029.97	0.00	0.00	1745.48	0.00	0.00	0.00
1.27	2.47	1.27	0.15	0.28	2029.97	1.05	15.76	1745.22	0.42	0.27	0.27
2.54	4.93	2.54	0.15	0.28	2029.97	4.19	63.04	1744.44	0.84	0.80	1.07
3.80	7.40	3.80	0.15	0.28	2029.97	9.43	141.85	1743.14	1.27	1.34	2.41
5.07	9.86	5.07	0.15	0.28	2029.97	16.77	252.18	1741.32	1.69	1.87	4.28
6.34	12.33	6.34	0.15	0.28	2029.97	26.20	394.03	1738.98	2.11	2.41	6.69
7.61	14.79	7.61	0.15	0.28	2029.97	37.73	567.40	1736.12	2.54	2.95	9.65
8.88	17.26	8.88	0.15	0.28	2029.97	51.36	772.30	1732.74	2.97	3.50	13.14
10.15	19.72	10.15	0.15	0.28	2031.42	67.08	1008.72	1730.29	3.40	4.04	17.18
11.41	22.19	11.41	0.17	0.32	2035.06	84.90	1276.66	1729.51	3.83	4.58	21.77
12.68	24.65	12.68	0.19	0.35	2026.44	104.81	1576.12	1715.94	4.29	5.15	26.91
13.95	27.12	13.95	0.21	0.38	2009.51	126.82	1907.11	1693.56	4.78	5.75	32.66
15.22	29.58	15.22	0.23	0.41	1986.90	150.93	2269.62	1664.96	5.30	6.39	39.05
16.49	32.05	16.49	0.25	0.44	1960.39	177.13	2663.65	1631.95	5.86	7.08	46.13
17.75	34.51	17.75	0.27	0.47	1931.23	205.43	3089.20	1595.77	6.45	7.81	53.93
19.02	36.98	19.02	0.29	0.49	1900.34	235.83	3546.27	1557.34	7.08	8.58	62.52
20.29	39.44	20.29	0.31	0.52	1868.37	268.32	4034.87	1517.31	7.76	9.41	71.93
21.56	41.91	21.56	0.33	0.54	1835.81	302.91	4554.99	1476.16	8.47	10.29	82.22
22.83	44.37	22.83	0.35	0.56	1803.02	339.59	5106.63	1434.27	9.23	11.22	93.44
24.10	46.84	24.10	0.37	0.58	1770.28	378.37	5689.80	1391.91	10.04	12.22	105.66
Carrera en el aire (S_A)											
$V_2 = 26.10$ m/s		$h_{obs} = 15$ m									
$V_q = 25.12$ m/s		$GS_{TO} = 24.10$ m/s									
$C_{L_q} = 1.15$											
$C_{D_q} = 0.075$											
TAS	KEAS	GS	J	η	T[N]	D[N]	L[N]	F[N]	$\frac{W.GS}{gF}$ [s]	S_A [m]	$\Sigma \Delta S$ [m]
25.12	48.83	25.12	0.38	0.60	1744.02	370.91	5689.80	-	-	83.44	189.11

Tabla 22 - Muestra de cálculos de carrera de despegue



8.2.2. Fuerzas durante el despegue

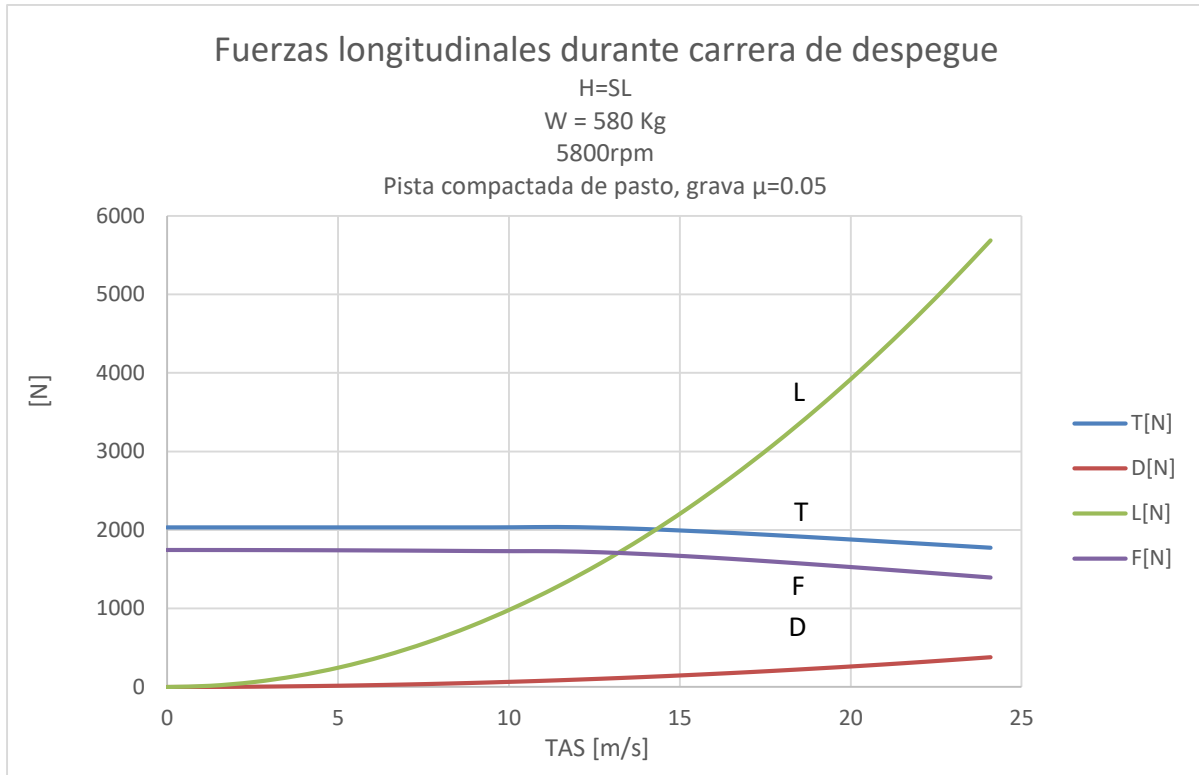


Figura 64 - Variación de fuerzas longitudinales en el despegue

8.2.3. Variación de la distancia de despegue con el viento

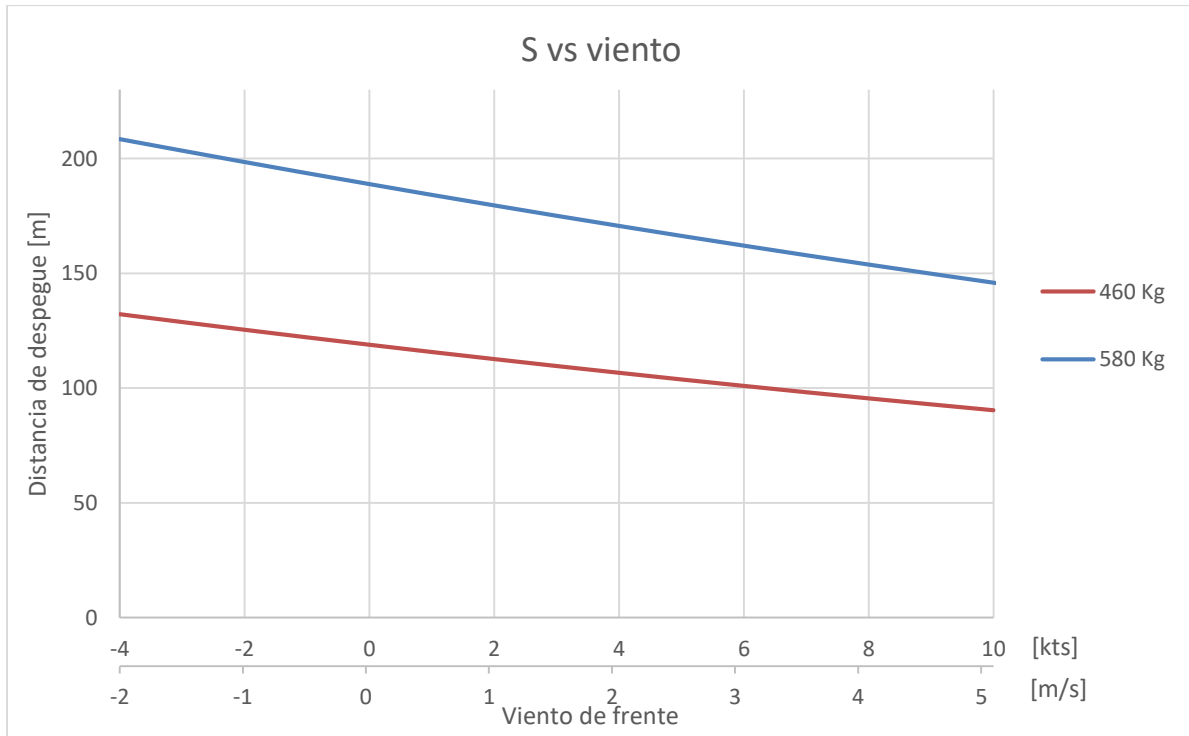


Figura 65 - Variación de la distancia de despegue con la velocidad del viento..

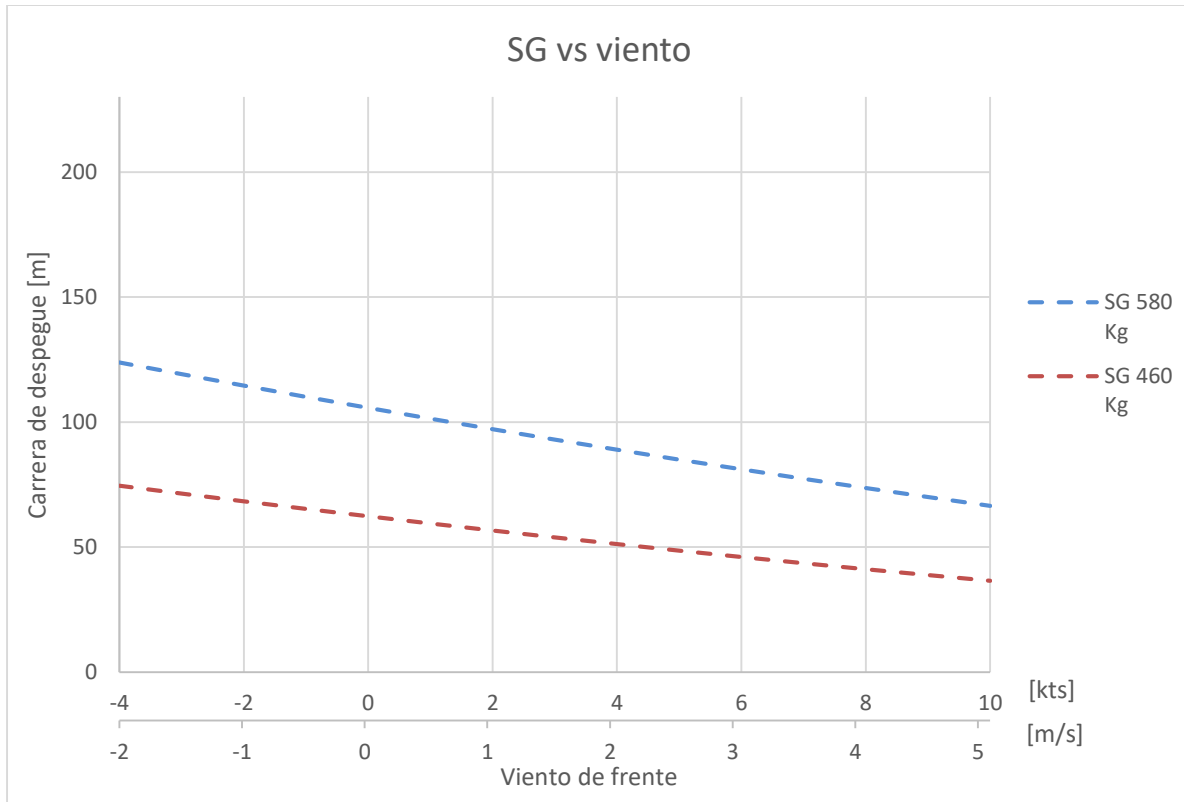


Figura 66 - Variación de la carrera de despegue con el viento para ambos pesos de referencia.

8.2.4. Variación de la distancia de despegue con la elevación de pista

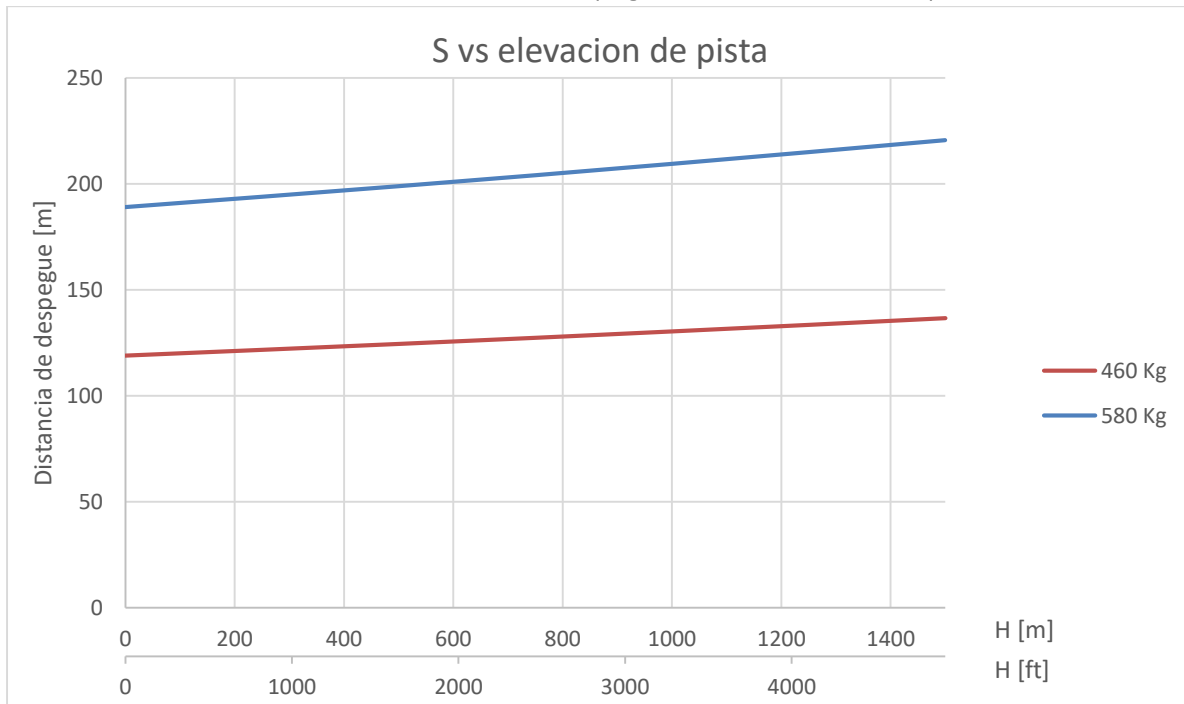


Figura 67 - Variación de la distancia de despegue S con la elevación de la pista..

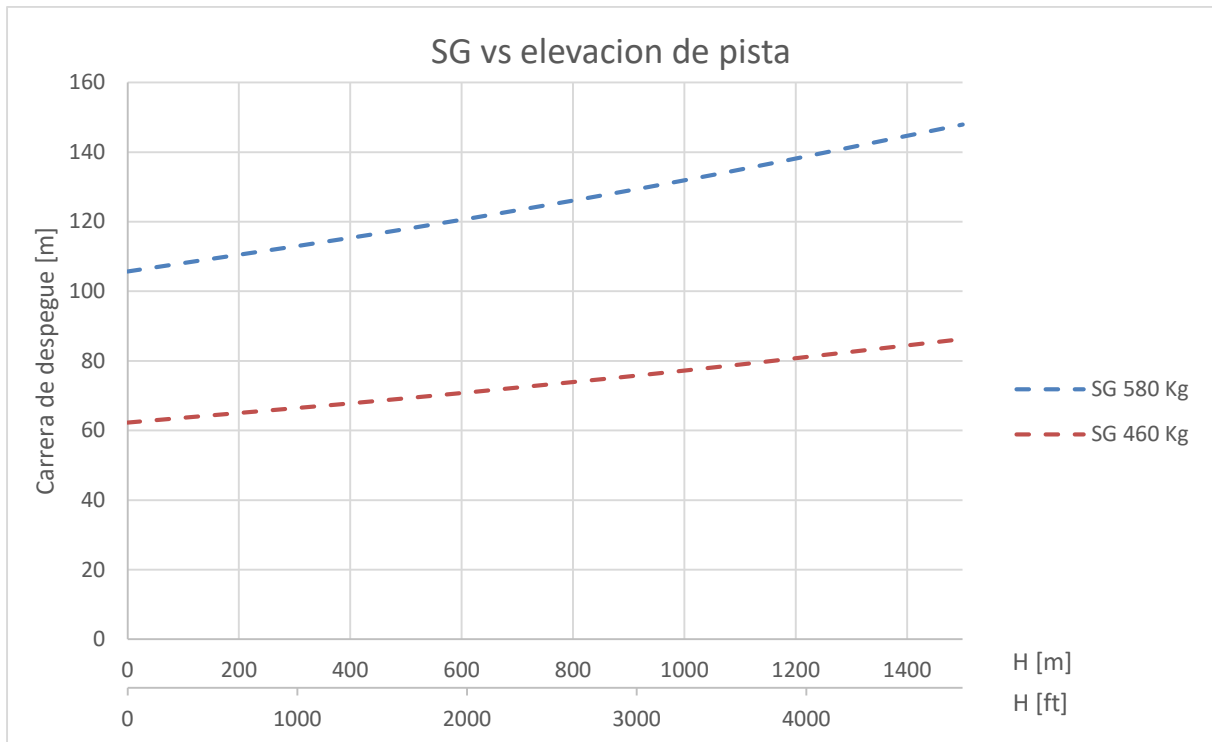


Figura 68 - Variación de la carrera de despegue S_G con la elevación de la pista, para ambos pesos de referencia.



8.2.5. Aterrizaje

Carrera en el aire (S_A)									
$V_A = 26.10$ m/s		$h_{obs} = 15$ m			$C_{Lq} = 1.15$				
$V_{TD} = 24.1$ m/s		$GS_A = 26.10$ m/s			$C_{Dq} = 0.075$				
$V_q = 25.12$ m/s		$GS_{TD} = 24.10$ m/s							
TAS [s]	KEAS	GS [m/s]	D[N]	L[N]	S_A [m]				
25.12	48.83	25.12	370.91	5689.80	308.91				
Carrera en tierra (S_G)									
$W=580$ Kg		$V_{Stall} = 20.08$ m/s			$\mu=0.3$ (Pista de pasto)				
5800rpm		$V_{TD} = 24.1$ m/s			$V_W = 0$ m/s				
$H=0$ m (0ft)		$C_{LTO} = 1.25$							
$\sigma=1$		$C_{DTO} = 0.083$							
TAS [m/s]	KEAS	GS [m/s]	D[N]	L[N]	F[N]	$\frac{W \cdot GS}{gF}$ [s]	ΔS [m]	$\sum \Delta S$ [m]	S_{Total}
24.10	46.84	24.10	378.37	5689.80	-378.4	-36.94	0.0	0.0	308.9
22.83	44.37	22.83	339.59	5106.63	-514.5	-23.11	39.7	39.7	348.6
21.56	41.91	21.56	302.91	4554.99	-643.3	-16.52	28.6	68.4	377.3
20.29	39.44	20.29	268.32	4034.87	-764.8	-12.65	22.1	90.5	399.4
19.02	36.98	19.02	235.83	3546.27	-878.9	-10.09	17.7	108.2	417.1
17.75	34.51	17.75	205.43	3089.20	-985.6	-8.27	14.6	122.8	431.7
16.49	32.05	16.49	177.13	2663.65	-1085.0	-6.89	12.2	135.0	443.9
15.22	29.58	15.22	150.93	2269.62	-1177.0	-5.81	10.3	145.3	454.2
13.95	27.12	13.95	126.82	1907.11	-1261.6	-4.93	8.8	154.1	463.1
12.68	24.65	12.68	104.81	1576.12	-1338.9	-4.20	7.5	161.7	470.6
11.41	22.19	11.41	84.90	1276.66	-1408.8	-3.58	6.5	168.2	477.1
10.15	19.72	10.15	67.08	1008.72	-1471.4	-3.03	5.5	173.7	482.6
8.88	17.26	8.88	51.36	772.30	-1526.6	-2.55	4.7	178.3	487.3
7.61	14.79	7.61	37.73	567.40	-1574.5	-2.11	3.9	182.3	491.2
6.34	12.33	6.34	26.20	394.03	-1614.9	-1.71	3.2	185.5	494.4
5.07	9.86	5.07	16.77	252.18	-1648.1	-1.34	2.6	188.1	497.0
3.80	7.40	3.80	9.43	141.85	-1673.8	-0.99	2.0	190.0	498.9
2.54	4.93	2.54	4.19	63.04	-1692.2	-0.65	1.4	191.4	500.3
1.27	2.47	1.27	1.05	15.76	-1703.3	-0.32	0.8	192.2	501.1
0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	-1706.9	0.00	0.3	192.5	501.4

Tabla 23 - Muestra de cálculos de carrera de aterrizaje.



8.2.6. Variación de la distancia de aterrizaje con el viento

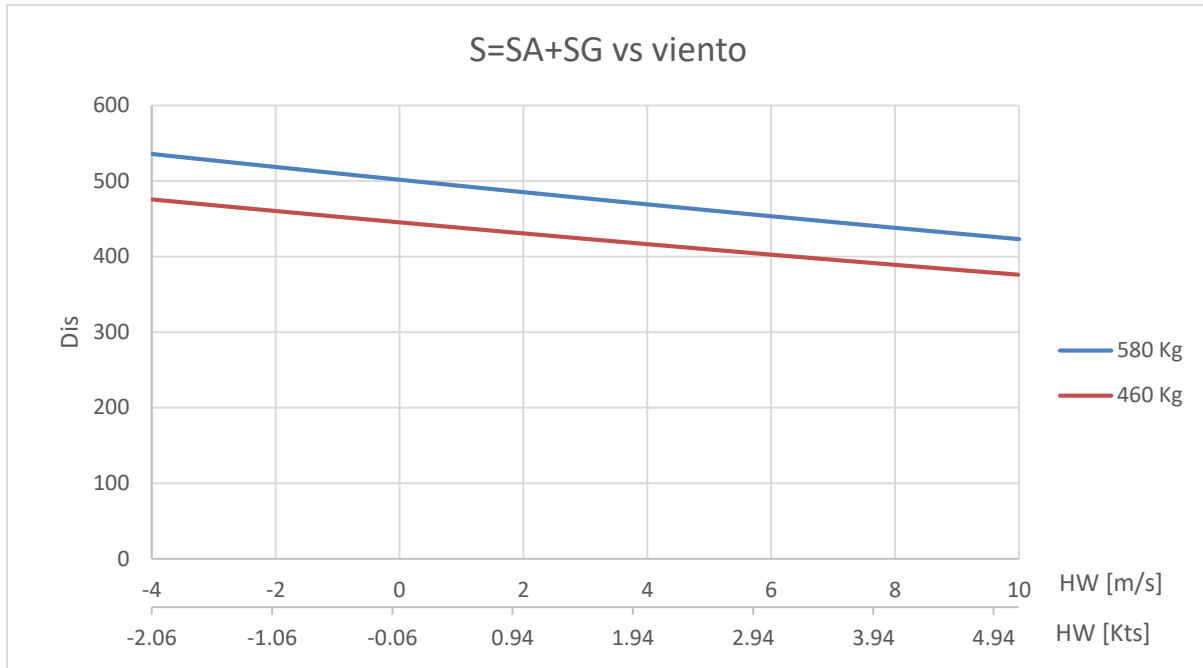


Figura 69 - Variación de la distancia de aterrizaje S con el viento, considerando una altura de obstáculo de 15m.

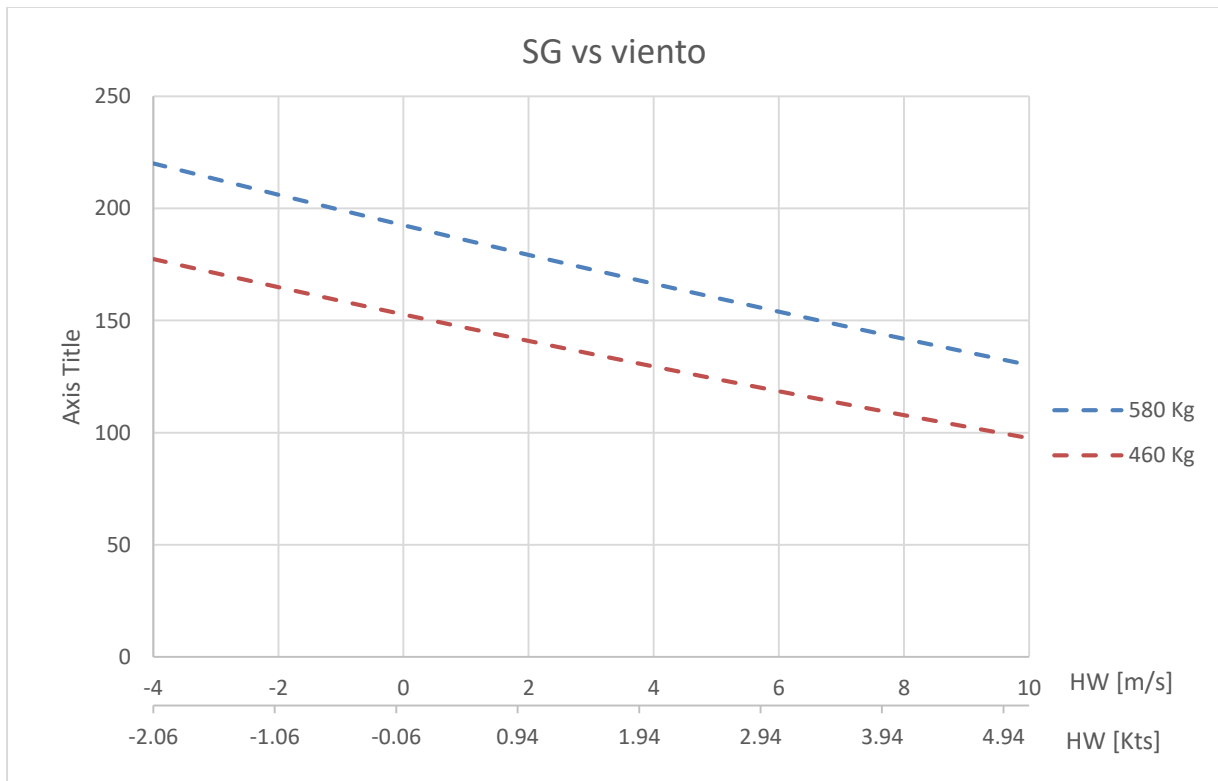


Figura 70 - Variación de la distancia de aterrizaje en tierra SG , con el viento.



8.2.7. Variación de la distancia de aterrizaje con la elevación de pista



Figura 71 - variación de la distancia de aterrizaje con la elevación de pista.

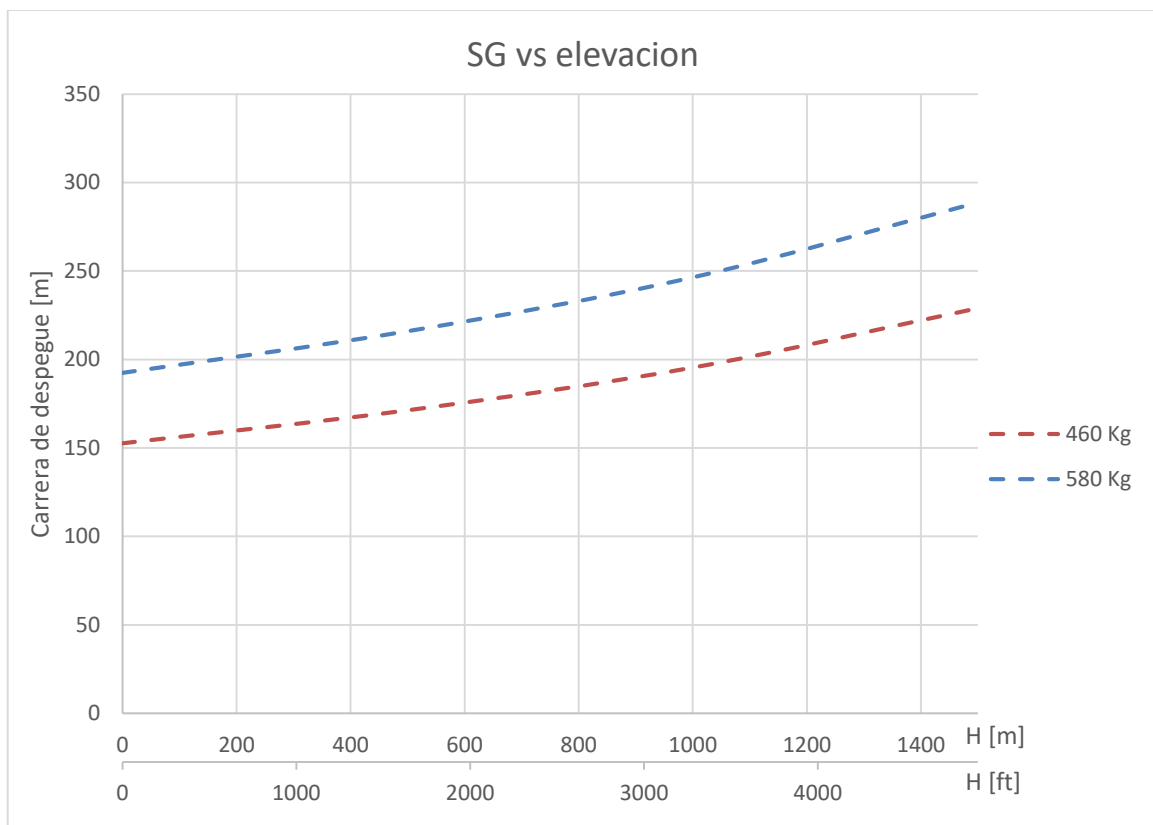


Figura 72 - variación de la distancia de frenado con la elevación de pista.



8.3. Análisis

Se resumen

A continuación en la Tabla 24 se muestran las performances obtenidas en condiciones estándar y a nivel del mar:

Despegue		
Peso	S_G	S
580 Kg	105.6 m	189.11 m
460 Kg	62.3 m	118.9 m
Aterrizaje		
Peso	S_G	S
580 Kg	161 m	470 m
460 Kg	127.9 m	420.6m

Tabla 24 - Resumen de las performances de despegue y aterrizaje en condiciones estándar.

Se resume de manera aproximada en la Tabla 25 el efecto de los diferentes factores considerados sobre la carrera de despegue para el máximo peso de referencia.



Performance	Factor	S	S_G
Despegue	Peso	Para el peso mínimo de referencia, la distancia se reduce por 60m	Para el peso mínimo de referencia, la distancia se reduce por 35m
	Viento	Cada 2 kts de viento de frente la distancia se reduce por 10m	
	Altitud	Cada 500m de elevación de la pista sobre nivel del mar, la distancia se extiende por 20m	Cada 500m de elevación de la pista sobre nivel del mar, la carrera se extiende por 13m
Aterrizaje	Peso	Para el peso mínimo de referencia, la distancia se reduce por 55m	Para el peso mínimo de referencia, la distancia se reduce por 40m
	Viento	Cada 2 kts de viento de frente disminuyen la distancia por 14m	Cada 2 Kts de viento de frente disminuyen la distancia por 12m
	Altitud	Cada 500m de elevación sobre nivel del mar de la pista se extiende la distancia por 8m-10m (Hasta 1000m)	Cada 500m de elevación sobre nivel del mar de la pista se extiende la distancia por 24m (Hasta 1000m)

Tabla 25 - Variación aproximada de performances de despegue y aterrizaje con el peso, viento y elevación.



9. ALCANCE Y AUTONOMÍA

Este capítulo analiza el alcance y la autonomía para el peso máximo de referencia, considerando los datos de consumo obtenidos en los capítulos anteriores

Se obtuvieron las performances de alcance y autonomía máximas en función de la altitud y el régimen del motor.

Para el peso de referencia de 580Kg, y con el tanque a capacidad máxima, el combustible representa el 7% del peso de la aeronave (Ver Figura 24), por lo que se consideró constante el peso durante el vuelo. Los valores reales de alcance serán levemente mayores, debido a la continua reducción de peso por el consumo de combustible y el consecuente aumento de la velocidad estabilizada.

9.1. Metodología

Para obtener E_{max} y R_{max} , se siguió el siguiente procedimiento de cálculo:

1. Proponer un valor de H.
2. A partir de los resultados de consumo obtenidos en los capítulos anteriores, descontar de la capacidad máxima de combustible (50lbs) el combustible necesario para:
 - a. Taxi y despegue (1 litro, equivalente a 4.2 minutos de operación a nivel del mar a un régimen de 5800rpm)
 - b. Ascenso a ROC_{max} hasta H
 - c. Descenso en planeo desde H hasta nivel del mar
 - d. Reserva de 30 minutos de vuelo (55%rpm máx., H=SL)
3. Para un régimen determinado del motor, identificar SE y SR, según lo calculado en el capítulo 4.1.3.
4. Considerando el tiempo y alcance calculados para el ascenso y el descenso en los capítulos 0 y 6, Calcular E_{max} y R_{max} según:

$$E_{max} = t_{ascenso} + \frac{\text{Combustible disponible}}{SE} + t_{descenso}$$

$$R_{max} = R_{ascenso} + \frac{\text{Combustible disponible}}{SR} + R_{descenso}$$

La Tabla 26 muestra valores de combustible disponible para el vuelo crucero obtenidos para varias altitudes.

La Tabla 27 Muestra valores calculados de autonomía y alcance máximo para diferentes regímenes de potencia, graficados en la Figura 73 y Figura 74.



9.2. Resultados

9.2.1. Calculo de combustible disponible

Etapa	Combustible necesario [lt]			
	0m (0ft)	1000m (3280 ft)	2000m (6561 ft)	3000m (9842 ft)
Carreteo y Despegue	1	1	1	1
Trepada	0	1	3	5.7
Descenso en planeo	0	1	1.75	2.5
Reserva 30 min ($H=SL$, $55\% rpm_{max}$)	3.51	3.51	3.51	3.51
Total consumido	4.51	6.51	9.26	12.71
Combustible restante:	45.49	43.49	40.74	37.29

Tabla 26 - Calculo de combustible disponible para vuelo en régimen crucero a diferentes altitudes.



9.2.2. Alcance y autonomía en crucero

Autonomía y alcance							
W=580 Kg (Sin viento)							
H		Combustible disponible [lt]	Régimen % rpm_{max}	rpm	KEAS	E_{max} [hs]	R_{max} [Km]
[m]	[ft]						
0	0	44.875	55	3030	82.20	6.48	992.74
			60	3300	88.75	5.87	965.49
			65	3575	94.61	5.15	901.91
			70	3850	99.76	4.18	773.10
			75	4125	104.66	3.50	678.81
			80	4400	109.24	2.99	605.14
			85	4675	113.32	2.61	548.59
			90	4950	117.06	2.32	503.57
			95	5225	119.65	2.03	448.73
			100	5500	121.84	1.78	402.61
1000	3280.84	42.875	55	3030	77.68	6.96	1074.23
			60	3300	83.74	6.31	1049.99
			65	3575	89.42	5.53	984.08
			70	3850	94.34	4.49	847.29
			75	4125	98.76	3.76	745.20
			80	4400	103.31	3.21	668.22
			85	4675	100.75	2.81	607.53
			90	4950	104.21	2.49	559.40
			95	5225	106.48	2.18	500.90
			100	5500	108.39	1.92	451.70
2000	6561.68	40.125	55	3030	72.76	7.35	1132.87
			60	3300	78.56	6.66	1109.35
			65	3575	83.97	5.83	1041.77
			70	3850	88.61	4.74	899.47
			75	4125	92.93	3.97	794.49
			80	4400	97.11	3.39	713.55
			85	4675	94.87	2.96	650.73
			90	4950	97.89	2.63	601.41
			95	5225	100.13	2.30	540.24
			100	5500	101.84	2.02	488.74
3000	9842.52	36.675	55	3030	67.93	7.60	1174.09
			60	3300	73.76	6.88	1156.38
			65	3575	78.95	6.03	1088.77
			70	3850	83.29	4.90	942.95
			75	4125	87.42	4.10	836.19
			80	4400	91.33	3.51	753.14
			85	4675	94.87	3.06	689.63
			90	4950	97.89	2.72	637.75
			95	5225	100.13	2.37	575.78
			100	5500	101.84	2.09	522.72

Tabla 27 - Máxima autonomía y alcance en crucero para diferentes regímenes y altitudes.

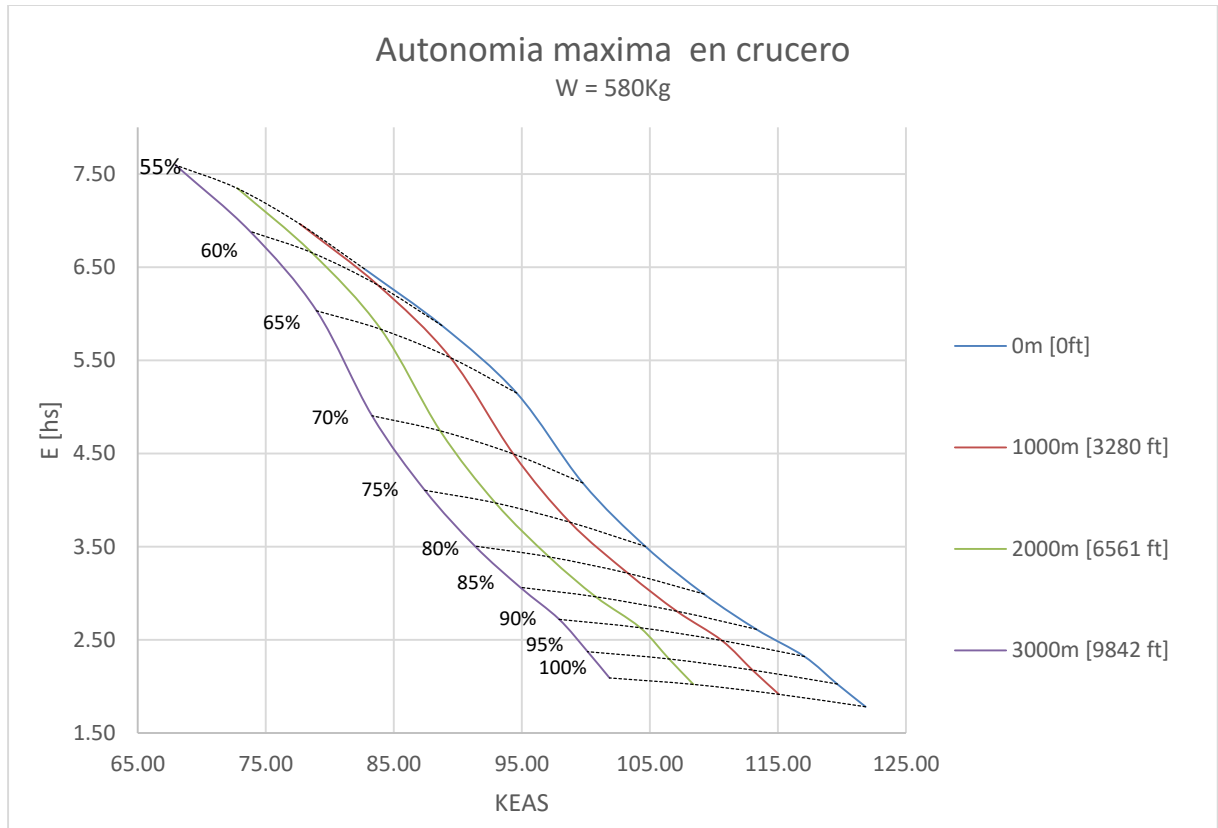


Figura 73 - Autonomía máxima en crucero.

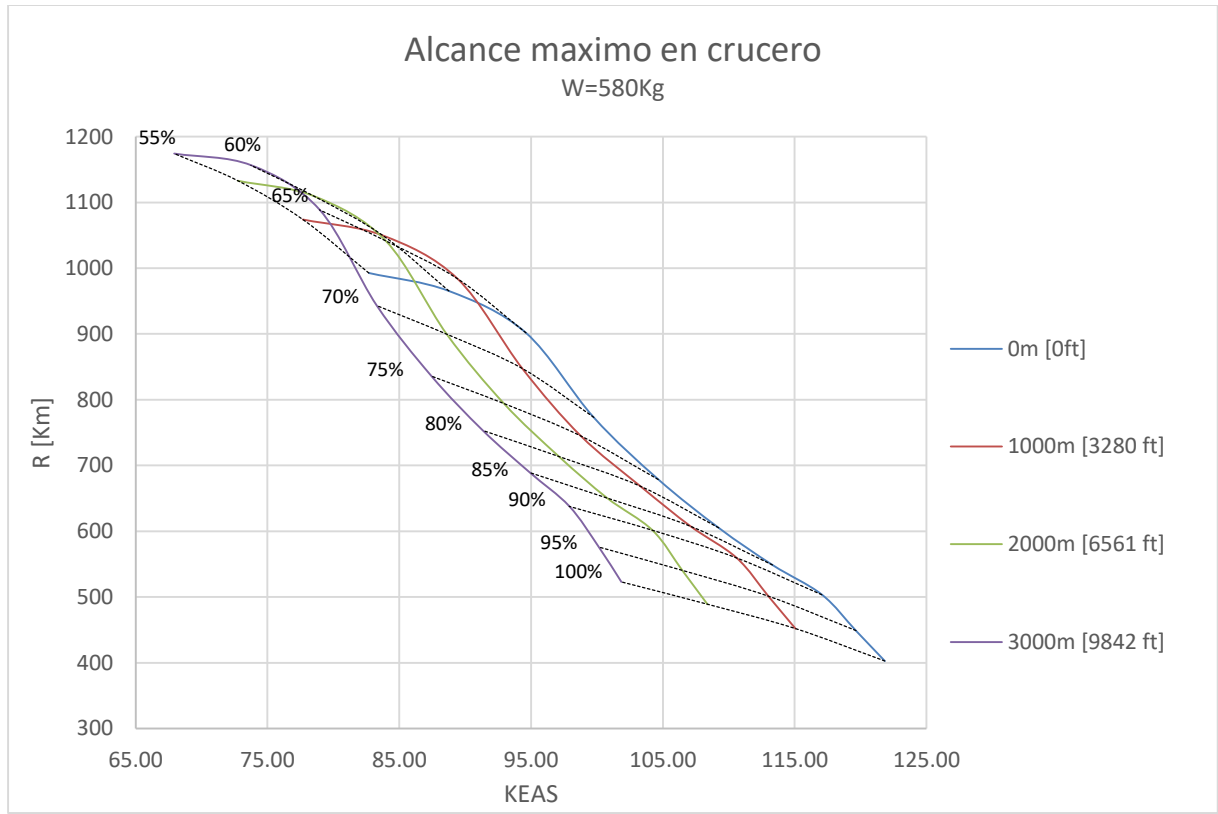


Figura 74 - Alcance máximo en crucero.

9.3. Análisis

De las figuras Figura 73 Figura 74 se observa que tanto la autonomía y el alcance aumentan con la altitud y la disminución de las rpm, si bien en la práctica no es común un vuelo crucero a la máxima altitud considerada de 3000m (10000ft). En el caso de la autonomía, la mayor eficiencia de consumo con la altitud compensa por el consumo en la trepada y el descenso, aunque para vuelos de largo alcance puede ser preferible volar a mayores velocidades y menor altitud para disminuir el tiempo de vuelo.

10. ANÁLISIS COMPARATIVO

Ante la falta de información completa sobre las performances actuales del Azor, se decidió comparar las performances calculadas con las de un avión similar disponible en el mercado.

10.1. Pipistrel Alpha Trainer

El Alpha Trainer (Figura 75) es un avión liviano deportivo certificado bajo la norma ASTM LSA, diseñado y fabricado por la empresa Pipistrel situada en Eslovenia. Concebido específicamente como un avión de entrenamiento básico, su construcción es de materiales compuestos, y también está equipado con un motor Rotax 912, aunque en una versión de 80 Hp. Posee un máximo peso de despegue similar al máximo peso de referencia establecido para el Azor. Se resumen en la tabla las características principales, extraídas de la referencia [9].

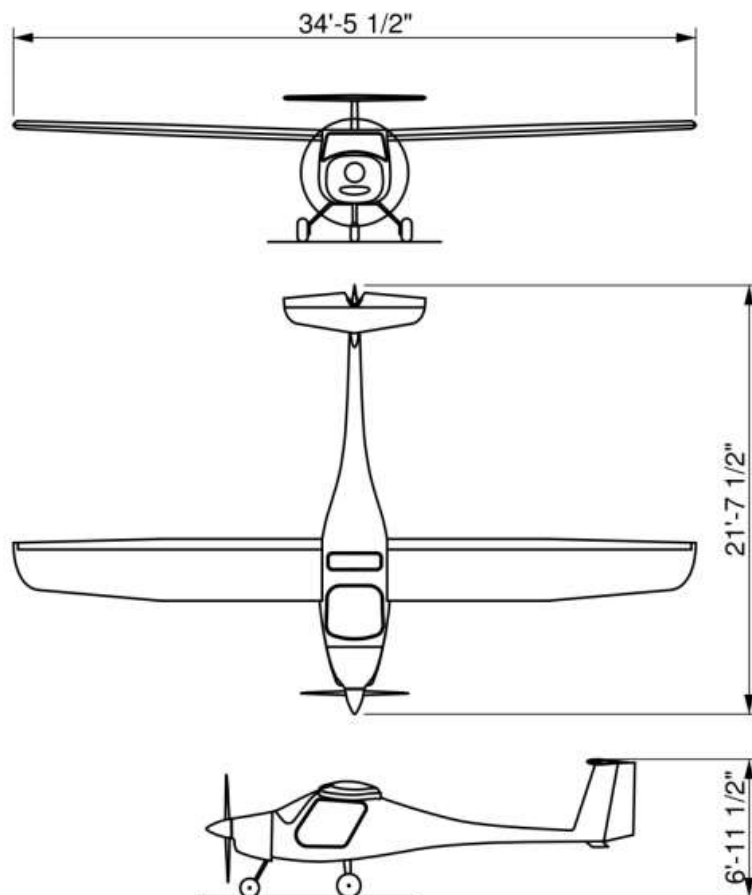


Figura 75 - 3 vistas del Pipistrel Alpha Trainer (Fuente: Manual del usuario Alpha Trainer)



Característica	Alpha Trainer	Azor 100hp MTOW = 580 Kg
Envergadura	10.5 m	11.20 m
Superficie alar	9.29 m ²	12.84 m
Alargamiento	11.8	9.77
Longitud total	6.5 m	6.55 m
Altura total	2.05	1.66 m
Tripulación	2	2
Capacidad de combustible	50 lts	50 lts
Motor	Rotax 912 80Hp	Rotax 912 ULS 100Hp
Hélice	Pipistrel FP02-80 bipala Paso fijo 63" (1.62m)	Sensenich L68C-2 tripala (detalles en capítulo 2.3)
Peso vacío	271 Kg	350.2 Kg
Peso máximo al despegue	550 Kg	580 Kg
W/S	45.31 [Kg/m ²]	59.20 [Kg/m ²]
P/W	0.17 [Hp/Kg]	0.15 [Hp/Kg]

Tabla 28 – Comparación de geometría y características generales del Virus SW 100 (Fuente: Manual del usuario Pipistrel Virus SW)

Se observan algunas diferencias notables que presenta con respecto al Azor:

- Configuración convencional con el motor y la hélice en la nariz.
- Hélice de 2 palas.
- Posee dispositivos hipersustentadores (flaperones)
- Leve diferencia de peso, considerando que el peso del Azor es una estimación conservadora del peso futuro.
- Mayor carga alar del Alpha Trainer



10.2. Comparación de performances de vuelo

En la tabla se resumen algunas de las performances calculadas para el Azor, contrastadas con las performances publicadas del Alpha Trainer en la referencia [10], obtenidos por ensayos en vuelo. En ambos casos los datos corresponden al máximo peso de despegue, y se evalúan las performances en una atmosfera estándar ISA.

Performance (H=SL)	Alpha Trainer	Azor 100hp MTOW = 580 Kg
V_{Stall}	43 Kts 37 Kts (flaps extendidos)	38.9 Kts
Velocidad crucero a 5300rpm, MTOW	108Kts	117 Kts (Supera VNE en el avión actual)
VNE	135 Kts	110 Kts
V_h a nivel del mar	120 Kts	122 Kts
Autonomía (incluyendo 30 min de reserva)	3.6 hs (@4900 rpm, 90 Kts) 3.0 hs (@5300 rpm, 108 Kts)	6.48 hs (@3000rpm, 82 Kts) 2.32 hs (@4950rpm, 117 Kts)
Alcance a velocidad crucero (incluyendo 30 min de reserva)	600 Km (@5300 rpm, 108 Kts)	992 Km (@3000rpm, 82 Kts) 503.57 Km (4950rpm, 117 Kts)
Despegue		
Carrera de despegue en tierra MTOW	140 m	105m
Carrera de despegue hasta superar una altitud de obstáculo de 15m	225 m	189m
Ascenso		
V_y (mejor ROC)	76 Kts	67.58 Kts
ROC máx. a MTOW	1220 fpm	1340.36 fpm
V_x (mejor Angulo de ascenso)	58 Kts	46.7 Kts
Descenso		
V de ROD_{min}	58 Kts	46.7 Kts
ROD_{min}	460 fpm (flaps extendidos)	306.64 fpm
V de mejor L/D	64 Kts	54.03 Kts
L/D max (sin flaps)	1:17	1:15.6
Aterrizaje		
Distancia de aterrizaje sobre obstáculo de 15m	460 m	470 m

Tabla 29 - Comparación de performances entre el Pipistrel Virus SW100 y el Azor.

El Azor desde su diseño fue concebido para volar a velocidades considerablemente menores a las calculadas en este trabajo, evidente al comparar las velocidades de pérdida y velocidades máximas estructurales entre ambos aviones. Las mejores propiedades aerodinámicas del Alpha



Trainer le permiten volar a velocidades estabilizadas similares a la del Azor, pero con un motor de menor potencia, aun para similares pesos de despegue.

A pesar de las diferencias, las performances son comparables, en algunos casos favoreciendo al Azor, particularmente en despegue y en trepada, debido al mayor exceso de potencia a bajas velocidades.

11. CONCLUSIÓN

Se calcularon las performances de vuelo del avión liviano Azor considerando su remotorización con un motor de mayor potencia de la que actualmente dispone, para dos pesos de referencia. Donde fue aplicable, se verificó el cumplimiento de las normas ASTM-LSA.

La comparación de los resultados con las performances de un avión de características similares fue satisfactoria, validando los cálculos realizados.

Previo a la instalación del Rotax 912 ULS será necesario un estudio de cargas y el análisis de la estructura del avión, para incrementar la velocidad de nunca exceder, y mantener el máximo factor de carga permitido.

En el caso de lograr mantener el peso actual mediante el refuerzo con materiales de gran resistencia y baja densidad, las performances calculadas se podrían preservar optando por un motor de menor potencia, incluyendo la versión Rotax 912 UL de 80Hp.



12. REFERENCIAS

- [1] G. Scarpin, Mecanica del Vuelo I, Cordoba: Instituto Universitario Aeronautico, 2012.
- [2] Dedalus, «C-26-94 Manual de vuelo y mantenimiento (Revision A),» 1999.
- [3] Sensenich propellers, «Sensenich three blade composit aircraft propeller installation and operation instructions for rotax engines,» 2017.
- [4] Dedalus, «AZOR - Informe de peso y centraje,» 2015.
- [5] Dedalus, Banco de Datos de Masas, CG, Mom. Inercia_Prototipo AZOR_Jul 1999, 1999.
- [6] Dedalus, «AZOR-02-05/88 Polar del avion completo,» 1988.
- [7] Rotax aircraft engines, «Operators manual for Rotax engine type 912 series,» 2007.
- [8] E. Tulapurkara, «Flight dynamics I - Airplane performance - Web course,» Madras.
- [9] Pipistrel, «Pilot's operating handbook and flight training supplement - ALPHA trainer LSA equipped with Rotax 912 (80Hp) engine,» 2015. [En línea]. Available: <https://www.pipistrel.si/plane/alpha-trainer/manuals>.
- [10] Pipistrel, Flight manual and maintenance manual for Virus 912 SW, 2010.
- [11] Dedalus, «AZOR-02-06/88 Calculo del CDO del avion completo».
- [12] R. E. Erb y J. M. Fernand, «Cessna 150/Lycoming O-320-E2D Limited performance evaluation,» 1996.
- [13] ASTM - LSA, 2245-14 Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane.



Anexos

Anexo 1 – Hoja de datos: Rotax 912 ULS/S



DESCRIPTION

- + 4-cylinder
- + 4-stroke liquid/air-cooled engine with opposed cylinders
- + dry sump forced lubrication with separate oil tank, automatic adjustment by hydraulic valve tappet
- + 2 carburetors
- + mechanical fuel pump
- + dual-electronic ignition
- + electric starter
- + propeller speed reduction unit
- + air intake system

FACTS

In comparison to the 80 hp version of the Rotax 912 series the 100 hp product line offers more power while keeping the weight. This engine series offers a time between overhauls of 2.000 hrs and the best power to weight ratio in its class - no surprise that this engine is the best selling 4-stroke engine. This series is available as non-certified (Rotax 912 ULS) and certified engine (Rotax 912 S) according to FAR33.

ENGINE DATA

WEIGHT	kg	lb
engine with propeller speed reduction unit 1 = 2.43	66.6	144.5
overload clutch	1.7	3.7
exhaust system	4.0	8.8
external alternator	3.0	6.6
engine suspension frame	2.0	4.4
air guide hood	0.8	1.8
airbox	1.3	2.8

VERSION	PERFORMANCE			TORQUE			MAX RPM
	kW	ft. lb.	1/min	Nm	ft. lb.	1/min	1/min
912 ULS ¹⁾²⁾	73.5	100	5800	128	94	5900	5800

Limited for max. 5 min.

BORE		STROKE		DISPLACEMENT		FUEL
64 mm	3.31 in	61 mm	2.4 in	1332 cm ³	82.6 cu. in.	min. MGN 85 RON 92 ³⁾ min. AKI 91 ³⁾

* loaded, unloaded, AVGAS 100LL or Ethanol 10

- 1) ULS = non certified
- 2) S = certified acc. to FAR 33

Picture 912 ULS - DCD with options

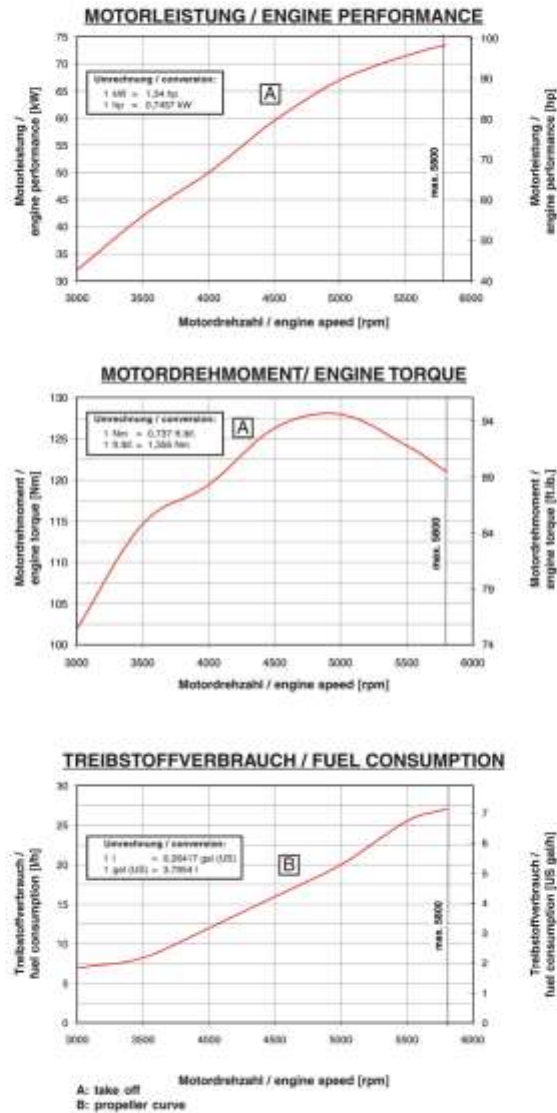
WWW.FLYROTAX.COM

© and TM are trademarks of BRP-Powercraft GmbH & Co. KG / © 2011 BRP-Powercraft GmbH & Co. KG / All rights reserved.



ENGINE TYPE 912 | 100 hp (ULS/S)

ROTAX
AIRCRAFT ENGINES



This engine is for use in experimental and ultralight uncertified aircraft only and only in circumstances in which an engine failure will not compromise safety. Before operating the engine read operator's manual. Information is available from your local authorized ROTAX distributor.

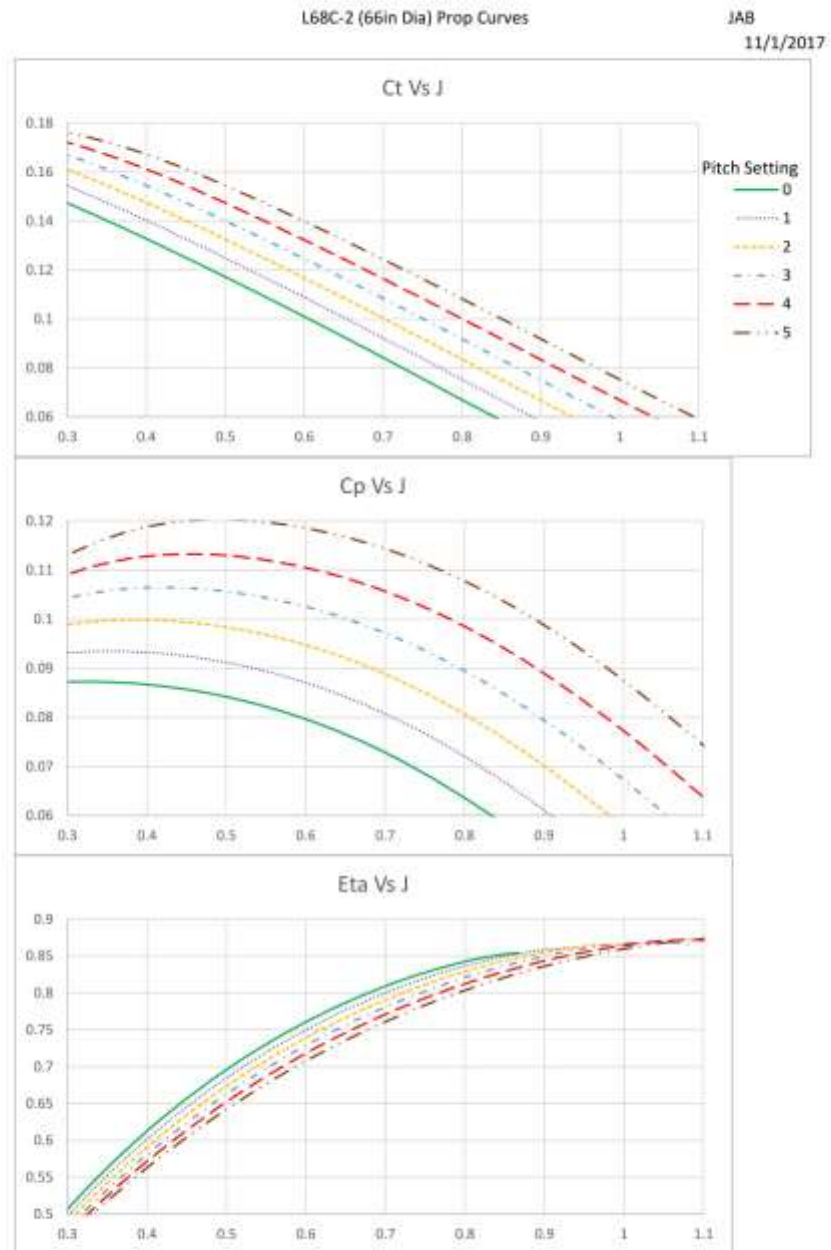
BRP-Powertrain GmbH & Co. KG. BRP-Powertrain GmbH & Co. KG reserves the right at anytime to discontinue or change specifications, prices, designs, features, models or equipment without incurring obligation. Engine performance may vary depending on, among other things, general conditions, ambient temperature and altitude.

WWW.FLYROTAX.COM

* and TR are trademarks of BRP-Powertrain GmbH & Co. KG. © 2011 BRP-Powertrain GmbH & Co. KG. All rights reserved.



Anexo 2 – Performances hélice Sensenich L68C-2



T:\Prop Design\Aero Models\Aircraft\R68C\L68C-2 psg0-5.xlsxall

Anexo 3 – Hoja de datos: Motor Rotax 503

www.rotax-aircraft-engines.com

DESCRIPTION

2-cyl, 2-stroke fan cooled engine with piston ported inlet, with electronic dual ignition, exhaust system, carburetor, rewind starter.

VERSION	PERFORMANCE			TORQUE			MAX R.P.M.
	kW	hp	1/min	Nm	ft. lb.	1/min	
503 UL-IV	34.0	45.6	6500	51	37.6	5900	6800
503 UL-2V	37.0	49.6	6500	56	41.3	6000	6800

BORE	STROKE	DISPLACEMENT	COMPRESSION RATIO
72 mm	2.84 in.	61 mm	2.40 in.
		496.7 cm ³	30.31 cu. in.
		10:8	6:2

FUEL	Super 2-stroke oil	MIXING RATIO
min. MON 83 RON 91* min. AKI 87*	API - TC - Classification	1: 50 **
* leaded or unleaded ** variable with fresh oil pump		

IGNITION UNIT	IGNITION TIMING	SPARK PLUG
DUCATI double CDI	36° v. OT	ROTAX® part no. 897 055

GENERATOR PERFORMANCE	R.P.M.	VOLTAGE
155 W DC	6000 1/min	13.5 V

		WEIGHT	kg	lb
Standard	engine*		31.4	69.2
	2 carburetors		1.8	4.0
	exhaust system		5.1	11.2
	2 air cleaners		0.3	0.7
Options	dual air cleaner		0.5	1.1
	electric starter		3.5	7.7
	gearbox "B" / l = 2.0/2.24/2.58		4.5	9.9
	gearbox "C" / l = 2.62/3.0/3.47/4.0		8.0	17.6
	gearbox "E" / l = 2.62/3.0/3.47/4.0		11.2	24.7
	external alternator 220 W DC		1.1	2.4
	oil tank 2.4 l		1.6	3.5
	fresh oil pump		0.3	0.7
	HAC-kit		0.2	0.4
	intake silencer 1V		0.8	1.8
	intake silencer 2V		1.1	2.4
	after muffler		1.6	3.5

* engine also available in free-air version

Photo 503 UL - D.C.D.I. with exhaust

ENGINE PERFORMANCE

ENGINE TORQUE


FUEL CONSUMPTION

WARNING

This aircraft engine does not comply with federal safety regulations for standard aircraft. This engine is for use in experimental and ultralight aircraft only and only in circumstances in which an engine failure will not compromise safety. Before operating the engine read operator's manual. Information is available from your local authorized ROTAX distributor.

For information only - not to be construed to make qualifications. Copyright © ROTAX, 2008. 08Rev.2008-06-01-AC-12



	AZOR-02-05/88.	HECHO POR: J.M. FECHA: 14-VI-88.	PAGINA: 1
---	----------------	-------------------------------------	-----------

Polvo del avión completo.

(1) $C_D = C_{D_0} + C_{D_i} = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot A}$

en donde:

$C_{D_0} = 0,030$ (ver Documento N° AZOR-02-06/88.)

C_L : ver Tabla 1, columna 3, viene de Fig. 1 del presente Documento

$\pi = 3,14$.

$e = 0,8696$ (valor dado por Ing. Herrera)

$A = 10,75$ (teniendo en cuenta el efecto de las punteras, valor dado por Ing. Herrera).

reemplazando en (1):

$$C_D = 0,030 + \frac{C_L^2}{3,14 \cdot 0,8696 \cdot 10,75} = 0,030 + 0,0340\% \cdot C_L^2$$

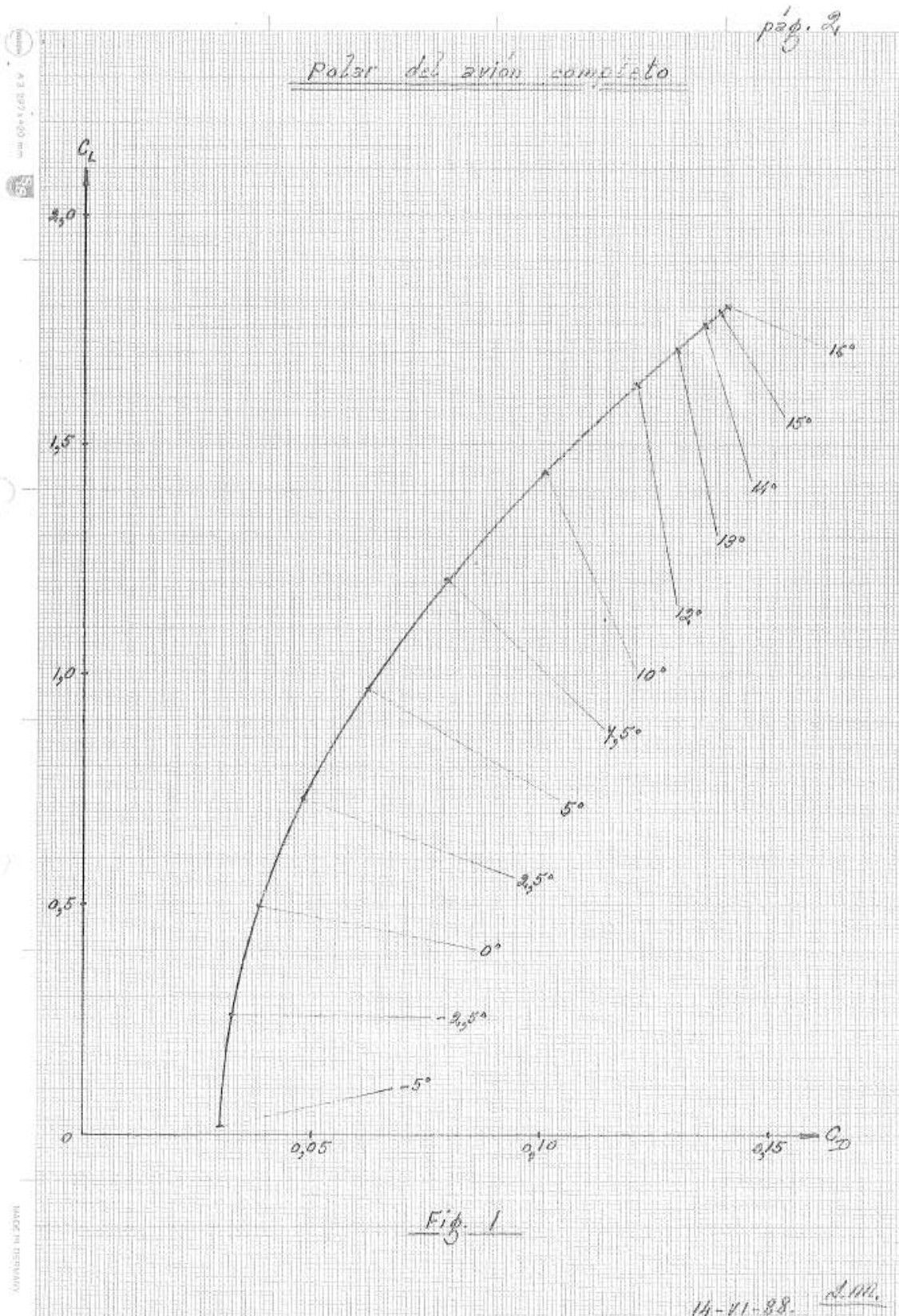
finalmente:

$$C_D = 0,030 + 0,0340\% \cdot C_L^2$$

Tabla 1.

C_{D_0}	α	C_L	C_L^2	C_{D_i}	C_D	
0,030	-5,0	0,080	0,0064	0,0000136	0,0300	✓
	-4,5	0,070	0,0049	0,0000097	0,0300	✓
	0	0,497	0,2470	0,0084152	0,0384	✓
	2,5	0,433	0,1875	0,0083058	0,0483	✓
	5,0	0,370	0,1369	0,0082054	0,0581	✓
	7,5	1,207	1,4568	0,0496334	0,0796	✓
	10,0	1,440	2,0736	0,0406425	0,1006	✓
	12,0	1,632	2,6634	0,0008420	0,1207	✓
	13,0	1,710	2,9241	0,0009540	0,1376	✓
	14,0	1,763	3,1082	0,0010582	0,1559	✓
	15,0	1,790	3,2041	0,0010766	0,1772	✓
	16,0	1,800	3,2400	0,0011038	0,1904	✓

EMISION: _____ REVISION: _____





Centro Regional Universitario Córdoba - IUA
Estudio de performance por remotorización del avión liviano de
material compuesto Azor

Tomas Leake

Anexo 5 – Banco de masas, CG y momentos de inercia, 1999

BANCO DE DATOS DE MASA, CG Y MOMENTOS DE INERCIA - PROTOTIPO ULM AZOR

FECHA : 12 Jul-99
HORA : 11.37

NUMERO	DESIGNACION	MASA [kg]	X [m]	Y [m]	Z [m]	Mx ² [kg·m ²]	My ² [kg·m ²]	Mz ² [kg·m ²]	Mx·y [kg·m ²]	Mx·z [kg·m ²]	My·z [kg·m ²]	Mx ² +My ² +Mz ² [kg·m ²]	Mx·y+Mx·z+My·z [kg·m ²]	Mx ² +My ² +Mz ² +Mx·y+Mx·z+My·z [kg·m ²]
1.	ESTRUCTURA	178.580	2.729	-0.003	1.872	487.354	-0.614	334.352	1586.283	721.757	678.597	905.248	-1.419	
1.1.	FUSELAJE	89.140	2.515	0.002	1.755	173.858	0.122	121.315	523.332	3.070	223.323	304.264	0.291	
	Diferencia de masa por inst.	0.738	2.858	0.003	1.768	1.962	0.002	1.305	5.214	0.000	2.307	3.468	0.004	
1.1.1.	CONJUNTO ESTRUCTURA FUSELAJE	46.471	2.890	0.008	1.733	132.907	0.385	80.530	443.247	3.735	147.260	229.952	0.700	
	Techo Bodoga + Ref. 1	1.050	2.400	0.000	1.770	2.520	0.000	1.859	6.048	0.000	3.290	4.460	0.000	
	*Amiento Zona Motor	2.000	3.150	0.000	2.500	6.300	0.000	18.600	0.000	0.000	18.600	18.600	0.000	
1.1.1.1	Conjunto estructura primaria fus.	35.997	2.821	0.011	1.611	101.545	0.355	57.977	341.650	3.155	95.577	163.591	0.700	
1.1.1.1.1	Conjunto Panel Derecho	25.037	2.625	0.153	1.808	65.723	3.828	40.253	209.647	1.809	66.626	107.079	6.494	
	Panel derecho	3	8.872	3.407	0.340	1.634	30.230	3.014	14.406	116.221	1.269	24.163	47.932	5.168
	- cuerpo (x=-.460 a x=3.5)	3	5.411	2.450	0.460	1.770	13.257	2.597	9.577	32.480	1.247	16.952	23.465	4.597
	- boom (y=3.5 a y=6)	3	2.981	4.750	0.130	1.320	14.160	0.368	3.335	67.259	0.050	6.104	18.891	0.512
	- deriva	1	0.480	5.860	0.060	2.050	2.813	0.029	0.964	16.483	0.002	2.017	5.766	0.059
	marco cabina derecho	3	0.512	1.540	0.560	1.700	0.788	0.287	0.870	1.214	0.161	1.340	0.487	
	refuerzo lateral derecho	4	2.400	2.900	0.220	1.590	6.960	0.528	3.816	20.184	0.116	6.067	11.086	0.840
	languzo deriva	3	0.283	6.040	0.000	2.120	1.709	0.000	0.600	10.324	0.000	1.272	3.624	0.000
	costilla ant. sup. ref. boom	3	0.063	5.830	0.000	1.480	0.933	0.000	1.576	0.000	0.000	0.538	0.576	0.000
	costilla ant. inf. ref. boom	3	0.025	5.700	0.000	1.330	0.143	0.000	0.033	0.812	0.000	0.044	0.160	0.000
	costilla pos. sup. ref. boom	3	0.108	6.200	0.000	1.530	0.670	0.000	0.165	4.152	0.000	0.253	1.024	0.000
	costilla pos. inf. ref. boom	3	0.108	6.200	0.000	1.530	0.670	0.000	0.150	4.152	0.000	0.200	0.931	0.000
	cuaderna motor	3	0.254	3.500	0.000	2.065	0.889	0.000	0.525	3.112	0.000	1.063	1.636	0.000
	viga central	4	2.310	1.720	0.000	1.200	2.816	0.000	2.772	3.438	0.000	3.326	3.382	0.000
	Soporte pie y pedalera	3	1.080	1.000	0.000	1.100	1.080	0.000	1.168	1.080	0.068	1.307	1.188	0.000
	- izquierdo	3	0.540	1.000	-0.250	1.100	0.540	-0.135	0.504	0.540	0.034	0.653	0.594	-0.149
	- derecho	3	0.540	1.000	0.250	1.100	0.540	0.135	0.584	0.540	0.034	0.653	0.594	0.149
	soporte ojo cupula	4	1.400	2.850	0.000	1.800	3.990	0.000	2.646	11.372	0.000	5.001	7.541	0.000
	cuaderna 2650	3	0.748	2.540	0.000	2.100	1.900	0.000	1.571	4.826	0.000	3.299	3.690	0.000
	piso sin tanque	3	4.589	2.060	0.000	1.800	9.568	0.000	8.278	19.897	0.000	14.901	17.219	0.000
	cuaderna inclinada	3	2.275	1.740	0.000	1.340	3.959	0.000	3.049	6.888	0.166	4.085	5.304	0.000
	- izquierdo	1	1.138	1.740	-0.270	1.340	1.980	-0.307	1.525	3.445	0.083	2.043	2.653	-0.412
	- derecho	1	1.137	1.740	0.270	1.340	1.978	0.307	1.524	3.442	-0.083	2.042	2.651	0.411
1.1.1.1.2	Conjunto Panel izquierdo	10.960	3.268	-0.313	1.617	35.822	-3.433	17.724	132.003	1.386	28.129	56.512	-5.795	
	Panel izquierdo	3	8.048	3.468	-0.325	1.620	28.073	-2.818	13.038	110.605	1.108	21.582	44.105	-4.468
	- cuerpo (x=-.460 a x=3.5)	3	4.587	2.420	-0.460	1.770	11.101	-2.202	8.119	26.863	1.057	14.371	19.648	-3.867
	- boom (y=3.5 a y=6)	3	2.981	4.750	-0.130	1.320	14.160	-0.368	3.335	67.259	0.050	5.104	18.891	-0.512
	- deriva	1	0.480	5.860	-0.060	2.050	2.813	0.029	0.964	16.483	-0.002	2.017	5.766	-0.059
	marco cabina izq.	3	0.512	1.540	-0.560	1.700	0.788	-0.287	0.870	1.214	-0.161	1.480	1.340	-0.487
	refuerzo lat. izq.	4	2.400	2.900	-0.220	1.590	6.960	-0.528	3.816	20.184	-0.116	6.067	11.086	-0.840
1.1.1.2	Conjunto de piezas sueltas	7.424	3.036	0.000	2.006	22.542	0.000	14.895	75.704	0.540	31.413	43.631	0.000	
	Canal de aire	4	0.870	2.850	0.000	1.195	2.306	0.000	1.040	6.110	0.153	1.242	2.755	0.000
	- izquierdo	4	0.435	2.850	0.000	1.195	1.153	0.000	0.520	3.055	0.077	0.621	1.378	0.218
	- derecho	4	0.435	2.850	0.430	1.195	1.153	0.183	0.520	3.055	0.077	0.621	1.378	0.218
	toma NACA izq.	3	0.210	2.500	-0.470	2.000	0.525	-0.099	0.420	1.313	0.046	0.840	1.050	-0.197
	toma NACA der.	3	0.210	2.500	0.470	2.000	0.525	0.099	0.420	1.313	0.046	0.840	1.050	0.197
	panel superior	3	3.111	2.700	0.000	2.380	8.400	0.000	7.404	22.679	0.000	17.622	19.691	0.000
	piso ref. 2650-3100	3	0.227	3.200	0.000	1.250	0.726	0.000	0.284	7.334	0.000	0.355	2.508	0.000
	purfiera deriva	3	0.028	6.060	0.000	2.720	0.170	0.000	0.076	1.028	0.000	0.207	0.462	0.000
	refuerzo charnela limon de dr.	3	0.840	5.700	0.000	1.405	4.768	0.000	1.166	27.292	0.000	1.656	6.727	0.000
	piso motor	4	0.660	3.000	0.000	1.895	2.040	0.000	1.289	6.120	0.000	2.442	3.886	0.000
	cazoleta tapa tanque	3	0.042	2.350	0.000	2.100	0.099	0.000	0.088	0.232	0.000	0.165	0.207	0.000
	soporte de baletta	3	0.198	2.650	0.000	2.100	0.525	0.000	0.416	1.300	0.000	0.173	1.102	0.000
	costilla y=540	3	0.504	2.420	0.540	2.260	1.220	0.272	1.139	2.952	0.147	2.574	2.756	0.615
	costilla y=-540	3	0.504	2.420	-0.540	2.260	1.220	-0.272	1.139	2.952	-0.147	2.574	2.756	-0.615
1.1.2.	CONJUNTO TAPAS Y PIEZAS DESMC	21.631	1.778	-0.013	1.800	38.989	-0.275	39.480	74.871	0.236	73.737	70.843	-0.413	
	puesta bodoga	4	0.890	2.620	-0.320	1.500	2.253	-0.275	1.290	5.903	0.089	1.935	3.360	-0.413
	tapa motor	4	1.250	3.100	0.000	2.380	3.875	0.000	2.975	12.013	0.000	7.081	9.223	0.000
	tapa montaje ala	4	1.250	2.300	0.000	2.380	2.875	0.000	2.975	6.613	0.000	7.081	6.643	0.000
1.1.2.1.	conjunto cupula	4	14.670	1.537	0.000	1.880	22.548	0.000	27.582	34.697	0.000	52.089	42.369	0.000
	- marco interno	3	2.205	1.540	0.000	1.700	3.396	0.000	3.749	5.229	0.000	8.572	5.773	0.000
	- marco medio	3	1.470	1.540	0.000	1.700	2.264	0.000	2.499	3.486	0.000	4.248	3.848	0.000
	- marco externo	3	0.788	1.540	0.000	1.700	1.214	0.000	1.340	1.869	0.000	2.277	2.063	0.000
	- bisagra cupula	3	0.067	0.900	0.000	1.800	0.060	0.000	0.121	0.054	0.000	0.217	0.109	0.000
	- transparencia + inst.	1	10.140	1.540	0.000	1.950	15.616	0.000	19.874	24.048	0.000	38.954	30.607	0.000
1.1.2.2.	piso bodoga y tapa	1	1.719	2.600	0.000	1.250	4.469	0.000	2.149	11.620	0.000	2.686	5.587	0.000
	- piso bodoga	4	1.230	2.800	0.000	1.250	3.198	0.000	1.538	8.315	0.000	1.922	3.988	0.000
	- tapa insp. bodoga	3	0.489	2.600	0.000	1.250	1.271	0.000	0.611	3.306	0.000	0.764	1.689	0.000
	piso cabina izq.	3	1.091	1.360	-0.260	1.150	1.484	-0.284	1.255	2.018	0.074	1.443	1.706	-0.326
	piso cabina der.	3	1.091	1.360	0.260	1.150	1.484	0.284	1.255	2.018	0.074	1.443	1.706	0.326
1.2.	ALA	72.710	2.529	-0.010	2.347	183.896	-0.736	170.669	466.709	708.146	401.973	432.298	-1.709	
1.2.1	SEMI-ALA IZQUIERDA	35.510	2.532	-2.742	2.350	89.907	-97.381	83.433	228.492	354.968	198.705	211.586	-233.069	
1.2.1.1	Estructura semi-ala izq.	30.490	2.478	-2.374	2.322	75.483	-72.394	70.770	186.900	229.366	164.796	175.244	-189.883	
	refuerzo zona aleón	3	0.202	2.850	-4.400	2.400	0.584	-0.889	0.485	1.687	3.011	1		



Centro Regional Universitario Córdoba - IUA
Estudio de performance por remotorización del avión liviano de
material compuesto Azor **Tomas Leake**

	-- PARTE 5 (y=2.50 a y=3.00)	3	1.180	2.500	-2.730	2.400	2.950	-3.221	2.878	7.375	8.794	7.025	7.198	-7.880
	-- PARTE 6 (y=3.00 a y=3.50)	3	1.120	2.500	-3.230	2.450	2.800	-3.618	2.744	7.600	11.685	6.723	6.860	-8.863
	-- PARTE 7 (y=3.50 a y=4.00)	3	1.012	2.480	-3.720	2.460	2.510	-3.765	2.490	6.224	14.004	6.124	6.174	-9.261
	-- PARTE 8 (y=4.00 a y=4.50)	3	0.833	2.460	-4.230	2.470	2.049	-3.524	2.058	5.041	14.905	5.982	5.061	-8.703
	-- PARTE 9 (y=4.50 a y=5.00)	3	0.810	2.460	-4.720	2.480	1.993	-3.823	2.009	4.502	18.046	4.982	4.942	-9.482
	- platibanda en extradors (inc.larg)													
	costilla raíz	4	0.940	2.500	0.540	2.260	2.350	-0.508	2.124	5.875	0.274	4.801	5.311	-1.147
	falso larguero	3	0.168	2.887	-0.540	2.262	0.485	-0.091	0.380	1.400	0.049	0.860	1.097	-0.205
	conjunto costilla puntera	4	0.350	2.400	-5.800	2.420	0.840	-1.750	0.847	2.016	8.750	2.020	2.033	-4.235
	costilla cierre alerón	3	0.092	2.480	-3.600	2.380	0.228	-0.331	0.219	0.566	1.192	0.521	0.543	-0.788
	larguero cierre alerón	3	0.101	2.890	-4.400	2.400	0.292	-0.444	0.242	0.844	1.955	0.582	0.701	-1.067
	conjunto sop. guñol ext.	3	0.178	2.650	-4.500	2.620	0.466	-0.792	0.496	1.236	3.584	1.400	1.315	-2.233
	conjunto larguero principal	3	9.200	2.420	-2.026	2.294	22.264	-18.641	21.102	53.879	58.880	48.583	51.067	-43.714
	- PARTE 0 (y=0.00 a y=0.54)	3	2.380	2.420	-0.270	2.200	5.760	-0.643	5.236	13.938	0.174	11.519	12.671	-1.414
	- PARTE 1 (y=0.54 a y=1.00)	3	0.859	2.420	-0.770	2.220	2.079	-0.651	1.907	5.031	0.509	4.233	4.615	-1.468
	- PARTE 2 (y=1.00 a y=1.50)	3	0.833	2.420	-1.250	2.230	2.016	-1.041	1.858	4.878	1.302	4.142	4.495	-2.322
	- PARTE 3 (y=1.50 a y=2.00)	3	0.818	2.420	-1.750	2.250	1.980	-1.432	1.841	4.791	2.505	4.141	4.454	-3.221
	- PARTE 4 (y=2.00 a y=2.50)	3	0.777	2.420	-2.250	2.260	1.980	-1.748	1.758	4.550	3.934	3.969	4.250	-3.951
	- PARTE 5 (y=2.50 a y=3.00)	3	0.764	2.420	-2.750	2.700	1.849	-2.101	2.063	4.474	5.778	5.570	4.992	-5.673
	- PARTE 6 (y=3.00 a y=3.50)	3	0.730	2.420	-3.250	2.290	1.767	-2.373	1.672	4.275	7.711	3.828	4.048	-5.433
	- PARTE 7 (y=3.50 a y=4.00)	3	0.702	2.420	-3.750	2.320	1.690	-2.633	1.629	4.111	9.872	3.778	3.941	-6.107
	- PARTE 8 (y=4.00 a y=4.50)	3	0.682	2.420	-4.250	2.340	1.650	-2.899	1.586	3.994	12.319	3.784	3.892	-6.782
	- PARTE 9 (y=4.50 a y=5.00)	3	0.655	2.420	-4.750	2.360	1.585	-3.111	1.546	3.836	14.778	3.648	3.741	-7.343
	Est. prim. semi-ala izq. intradors	3	7.169	2.492	-2.570	2.193	17.868	-18.427	15.722	44.532	58.519	34.484	39.184	-40.411
	- intradors	3	7.169	2.492	-2.570	2.193	17.868	-18.427	15.722	44.534	58.519	34.484	39.181	-40.680
	-- PARTE 1 (y=0.54 a y=1.00)	3	0.901	2.510	-0.750	2.140	2.262	-0.676	1.928	5.676	0.507	4.126	4.840	-1.446
	-- PARTE 2 (y=1.00 a y=1.50)	3	0.886	2.500	-1.240	2.160	2.240	-1.111	1.935	5.600	1.378	4.180	4.838	-2.400
	-- PARTE 3 (y=1.50 a y=2.00)	3	0.878	2.500	-1.730	2.180	2.185	-1.519	1.914	5.488	2.628	4.173	4.785	-3.311
	-- PARTE 4 (y=2.00 a y=2.50)	3	0.856	2.500	-2.230	2.190	2.150	-1.909	1.875	5.350	4.257	4.105	4.687	-4.180
	-- PARTE 5 (y=2.50 a y=3.00)	3	0.847	2.500	-2.730	2.200	2.118	-2.312	1.863	5.294	6.313	4.099	4.659	-5.067
	-- PARTE 6 (y=3.00 a y=3.50)	3	0.819	2.500	-3.230	2.210	2.048	-2.645	1.810	5.119	8.545	4.000	4.525	-5.845
	-- PARTE 7 (y=3.50 a y=4.00)	3	0.750	2.480	-3.720	2.220	1.860	-2.780	1.665	4.613	10.379	3.636	4.129	-6.194
	-- PARTE 8 (y=4.00 a y=4.50)	3	0.618	2.460	-4.230	2.230	1.530	-2.814	1.378	3.740	11.058	3.073	3.390	-6.830
	-- PARTE 9 (y=4.50 a y=5.00)	3	0.604	2.460	-4.720	2.240	1.486	-2.851	1.353	3.605	13.456	3.031	3.328	-6.986
	- platibanda en intradors (no larg)													
	Alerón izquierdo	4	1.950	3.000	-4.400	2.419	5.850	-8.580	4.716	17.550	37.752	11.408	14.149	-20.752
	extradors	4	0.800	3.000	-4.400	2.440	2.400	-3.520	1.952	7.200	15.488	4.763	5.856	-5.889
	intradors + larguero	4	0.935	3.000	-4.400	2.400	2.805	-4.114	2.244	8.415	18.102	5.386	6.732	-8.874
	costilla central	4	0.125	3.000	-4.400	2.420	0.375	-0.580	0.303	1.125	2.420	0.732	0.908	-1.331
	toma actuador													
	elementos de instalación	4	0.090	3.000	-4.400	2.420	0.270	-0.396	0.218	0.610	1.742	0.527	0.653	-0.956
	Winglet izq. equipado	4	3.080	2.790	-5.340	2.580	8.504	-16.447	7.948	23.982	87.828	20.502	22.173	-42.434
	extradors	4	1.140	2.800	-5.340	2.590	3.102	-6.088	2.941	8.036	32.508	7.585	8.235	-15.706
	intradors	4	1.029	2.800	-5.340	2.580	2.881	-5.495	2.655	8.067	29.343	6.849	7.433	-14.177
	costilla (raíz)	4	0.382	2.800	-5.340	2.580	1.014	-1.933	0.934	2.638	10.323	2.410	2.615	-4.987
	cost. larg. cierre alerón	4	0.166	2.800	-5.340	2.580	0.465	-0.886	0.428	1.301	4.734	1.105	1.199	-2.287
	elementos de instalación (toma)	4	0.300	2.700	-5.340	2.580	0.610	-1.602	0.774	2.187	8.955	1.997	2.090	-4.133
	*larguero	4	0.083	2.800	-5.340	2.580	0.232	-0.443	0.214	0.651	2.367	0.552	0.600	-1.144
	SEMI-ALA DERECHA	4	35.200	2.532	2.746	2.350	89.139	96.645	82.713	226.584	353.189	195.034	208.784	231.360
	1.2.2.1 Estructura semi-ala der.	4	30.170	2.476	2.374	2.322	74.695	71.618	70.050	185.061	227.619	163.125	173.462	168.174
	retuerzo zona alerón	3	0.202	2.890	4.400	2.400	0.584	0.889	0.485	1.687	3.911	1.164	1.401	2.133
	catenado actuador	3	0.016	2.890	4.400	2.400	0.048	0.070	0.038	0.134	0.310	0.092	0.111	0.169
	conjunto soporte botón													
	tapas inspección													
	"DELTA MASA POR PESAJE	3	1.842	2.476	2.374	2.322	4.561	4.373	4.277	11.293	10.381	9.931	10.590	10.154
	Estructura Primaria semi-ala der.	4	26.110	2.473	2.358	2.321	69.505	66.286	65.250	171.948	213.017	151.937	161.369	155.719
	1.2.2.1.1 Est. prim. semi-ala der. extradors	3	20.941	2.498	2.295	2.365	51.637	47.858	49.528	127.414	154.488	117.453	122.178	115.307
	extradors	3	8.814	2.493	2.552	2.433	34.712	28.302	24.117	61.598	79.833	58.677	60.110	61.617
	-- intradors	3	9.914	2.493	2.552	2.433	24.712	25.302	24.117	61.598	79.833	58.677	60.110	61.917
	-- PARTE 1 (y=0.54 a y=1.00)	3	1.251	2.510	0.750	2.380	3.140	0.938	2.977	7.881	0.704	7.086	7.473	2.233
	-- PARTE 2 (y=1.00 a y=1.50)	3	1.249	2.500	1.240	2.400	3.123	1.549	2.968	7.800	1.920	7.194	7.494	3.717
	-- PARTE 3 (y=1.50 a y=2.00)	3	1.239	2.500	1.730	2.420	3.098	2.143	2.998	7.744	3.708	7.256	7.496	5.187
	-- PARTE 4 (y=2.00 a y=2.50)	3	1.220	2.500	2.230	2.430	3.050	2.721	2.965	7.625	6.087	7.204	7.412	6.611
	-- PARTE 5 (y=2.50 a y=3.00)	3	1.180	2.500	2.730	2.440	2.950	3.221	2.879	7.375	8.794	7.025	7.198	7.890
	-- PARTE 6 (y=3.00 a y=3.50)	3	1.120	2.500	3.230	2.450	2.800	3.618	2.744	7.600	11.685	6.723	6.860	8.863
	-- PARTE 7 (y=3.50 a y=4.00)	3	1.012	2.480	3.720	2.460	2.510	3.765	2.490	6.224	14.004	6.124	6.174	9.261
	-- PARTE 8 (y=4.00 a y=4.50)	3	0.833	2.460	4.230	2.470	2.049	3.524	2.058	5.041	14.905	5.982	5.061	8.703
	-- PARTE 9 (y=4.50 a y=5.00)	3	0.810	2.460	4.720	2.480	1.993	3.823	2.009	4.502	18.046	4.982	4.942	9.482
	- platibanda en extradors (inc.larg)													
	costilla raíz	4	0.940	2.500	0.540	2.260	2.350	-0.508	2.124	5.875	0.274	4.801	5.311	-1.147
	falso larguero	3	0.168	2.887	-0.540	2.262	0.485	-0.091	0.380	1.400	0.049	0.860	1.097	-0.205
	conjunto costilla puntera	4	0.350	2.400	-5.800	2.420	0.840	-1.750	0.847	2.016	8.750	2.020	2.033	-4.235
	costilla cierre alerón	3	0.092	2.480	-3.600	2.380	0.228	-0.331	0.219	0.566	1.192	0.521	0.543	-0.788
	larguero cierre alerón	3	0.101	2.890	-4.400	2.400	0.292	-0.444	0.242	0.844	1.955	0.582	0.701	-1.067



Centro Regional Universitario Córdoba - IUA
Estudio de performance por remotorización del avión liviano de
material compuesto Azor

Tomas Leake

	estrados	4	1.140	2.800	5.340	2.580	3.192	6.068	2.941	8.936	32.508	7.588	8.235	15.706
	infrados	4	1.029	2.800	5.340	2.580	2.881	5.495	2.855	8.067	29.343	6.849	7.433	14.177
	costilla (riz)	4	0.362	2.800	5.340	2.580	1.014	1.933	0.934	2.838	10.323	2.410	2.615	4.987
	cost. fleg. cierre alerón	4	0.166	2.800	5.340	2.580	0.465	0.886	0.426	1.301	4.734	1.105	1.189	2.287
	elementos de instalación (toma)	4	0.300	2.700	5.340	2.580	0.610	1.602	0.774	2.187	8.555	1.997	2.060	4.133
	*larguero	4	0.083	2.800	5.340	2.580	0.232	0.443	0.214	0.651	2.367	0.552	0.600	1.144
1.2.3	*PERNO UNION ALAS	4	2.000	2.420	0.000	2.262	4.840	0.000	4.524	11.713	0.000	10.233	10.948	0.000
1.3	TIMON DE DIRECCION	4	1.800	6.195	0.000	2.099	11.152	0.000	3.776	69.093	0.000	8.023	23.408	0.000
1.3.1	ESTRUCTURA TIMON DE DIRECC	4	1.800	6.195	0.000	2.099	11.152	0.000	3.776	69.093	0.000	8.023	23.408	0.000
	carenado puntera	3	0.050	6.300	0.000	2.740	0.315	0.000	0.137	1.985	0.000	0.375	0.983	0.000
	recubrimiento izquierdo	4	0.536	6.230	0.000	2.070	3.359	0.000	1.110	20.804	0.000	2.297	0.912	0.000
	recubrimiento derecho + larguero	4	0.765	6.200	0.000	2.070	4.743	0.000	1.584	29.407	0.000	3.278	9.816	0.000
	conjunto costilla riz	4	0.142	6.200	0.000	1.600	0.860	0.000	0.227	5.458	0.000	0.364	1.409	0.000
	toma actuador	4	0.204	6.040	0.000	2.180	1.232	0.000	0.445	7.442	0.000	0.989	2.686	0.000
	*costilla puntera	3	0.103	6.230	0.000	2.880	0.642	0.000	0.276	3.998	0.000	0.740	1.720	0.000
1.4	EMPENAJE HORIZONTAL	4	8.880	6.628	0.000	1.590	58.922	0.000	14.139	370.574	1.311	21.314	86.669	-0.001
1.4.1	ESTRUCTURA EMPENAJE HORIZ	4	7.790	6.592	0.000	1.603	51.354	0.000	12.489	318.507	1.311	18.839	77.317	-0.001
	extrados	3	2.300	6.320	0.000	1.540	14.536	0.000	3.542	91.868	0.575	6.455	22.385	0.000
	- extrados (izquierdo)	3	1.150	6.320	-0.500	1.540	7.268	-0.575	1.771	45.934	0.288	2.727	11.193	-0.886
	- extrados (derecho)	3	1.150	6.320	0.500	1.540	7.268	0.575	1.771	45.934	0.288	2.727	11.193	0.886
	- platabanda (incluida en extrados)	3	0.042	6.500	-1.350	1.480	0.273	-0.057	0.062	1.775	0.077	0.062	0.404	-0.084
	costilla puntera izquierda	3	0.042	6.500	1.350	1.480	0.273	0.057	0.062	1.775	0.077	0.062	0.404	0.084
	carenado barra act. tab	3	0.032	6.880	0.000	1.480	0.220	0.000	0.047	1.506	0.000	0.070	0.325	0.000
	bujes-bisagras (+inst)	3	0.907	6.275	0.000	1.550	5.691	0.000	1.406	35.714	0.000	2.170	8.822	0.000
1.4.1.1	Estructura primaria emp. horiz.	4	4.467	6.797	0.000	1.650	30.361	0.000	7.389	185.870	0.583	10.951	44.977	-0.001
	infrados	3	2.100	6.320	0.000	1.420	13.272	0.000	2.982	63.879	0.525	4.234	16.846	0.000
	- infrados (izquierdo)	3	1.050	6.320	-0.500	1.420	6.636	-0.525	1.491	41.940	0.263	2.117	8.423	-0.746
	- infrados (derecho)	3	1.050	6.320	0.500	1.420	6.636	0.525	1.491	41.940	0.263	2.117	8.423	0.746
	- platabanda	3	0.132	6.275	-0.160	1.490	0.828	-0.021	0.195	5.198	0.003	0.289	1.270	-0.031
	costilla 1 izquierda	3	0.128	6.275	0.160	1.490	0.809	0.021	0.191	5.079	0.003	0.283	1.198	0.031
	conjunto larguero principal	3	0.608	6.280	0.000	1.490	3.806	0.000	0.897	23.900	0.000	1.327	5.632	0.000
	larguero cierre posterior	3	0.608	6.280	0.000	1.490	3.806	0.000	0.897	23.900	0.000	1.327	5.632	0.000
	*mesa de balanceo estatico (bolso)	3	1.500	7.764	0.000	2.089	11.646	0.000	3.104	67.815	0.051	4.617	18.075	0.000
	- izquierdo	3	1.000	5.823	-0.160	1.552	5.823	-0.160	1.552	33.907	0.026	2.409	9.037	-0.248
	- derecho	3	1.000	5.823	0.160	1.552	5.823	0.160	1.552	33.907	0.026	2.409	9.037	0.248
1.4.2	TAB	4	1.100	6.880	0.000	1.500	7.568	0.000	1.650	52.068	0.000	2.475	11.352	0.000
	infrados	3	0.120	6.880	0.000	1.500	0.826	0.000	0.180	5.680	0.000	0.270	1.238	0.000
	extrados	3	0.120	6.880	0.000	1.500	0.826	0.000	0.180	5.680	0.000	0.270	1.238	0.000
	toma (perno)	4	0.720	6.880	0.000	1.500	4.954	0.000	1.090	34.081	0.000	1.620	7.430	0.000
	bujes y bisagras	4	0.140	6.880	0.000	1.500	0.963	0.000	0.210	6.627	0.000	0.315	1.445	0.000
1.5	TREN DE ATERRIZAJE	4	24.740	2.236	0.000	0.889	55.327	0.000	21.988	142.835	8.288	20.297	48.633	0.000
1.5.1	TREN DE NARIZ (pesado 23/09/92)	4	6.250	0.738	0.000	0.907	4.610	0.000	5.671	3.408	0.000	5.344	4.203	0.000
1.5.1.1	Conjunto Horquilla	4	3.870	0.730	0.000	0.998	2.825	0.000	3.662	2.069	0.000	3.989	2.846	0.000
	horquilla	4	1.570	0.680	0.000	0.790	1.058	0.000	1.240	0.726	0.000	0.680	0.843	0.000
	eje	4	1.500	0.750	0.000	1.140	1.125	0.000	1.710	0.844	0.000	1.949	1.283	0.000
	luerca, arandela	4	0.800	0.790	0.000	1.140	0.632	0.000	0.912	0.499	0.000	1.040	0.720	0.000
	*reforzos + tomas	4	2.380	0.750	0.000	0.760	1.785	0.000	1.809	1.339	0.000	1.375	1.357	0.000
1.5.1.2	Rueda	4	0.850	0.750	0.000	0.760	0.638	0.000	0.646	0.478	0.000	0.491	0.485	0.000
	camara	4	1.270	0.750	0.000	0.760	0.953	0.000	0.965	0.714	0.000	0.734	0.724	0.000
	bujes	4	1.270	0.750	0.000	0.760	0.953	0.000	0.965	0.714	0.000	0.734	0.724	0.000
	eje	4	1.270	0.750	0.000	0.760	0.953	0.000	0.965	0.714	0.000	0.734	0.724	0.000
	luerca, arandela, etc.	4	1.270	0.750	0.000	0.760	0.953	0.000	0.965	0.714	0.000	0.734	0.724	0.000
	*instalacion	3	0.260	0.750	0.000	0.760	0.105	0.000	0.188	0.146	0.000	0.150	0.148	0.000
1.5.2	TREN PRINCIPAL	4	18.490	2.743	0.000	0.882	50.717	0.000	16.317	139.427	8.288	14.953	44.430	0.000
1.5.2.1	Tren principal izquierdo	4	6.699	2.774	-0.779	0.797	18.563	-5.720	5.338	51.549	4.144	4.279	14.808	-4.115
1.5.2.1.1	Conjunto Ballesta	4	1.489	2.774	-0.624	0.889	4.075	-0.917	1.306	11.304	0.600	1.171	3.624	-0.789
	ballesta	4	0.819	2.774	-0.500	0.960	2.272	-0.410	0.786	6.302	0.205	0.755	2.181	-0.393
	punta de ejes	4	0.650	2.774	-0.780	0.800	1.803	-0.507	0.520	5.002	0.385	0.416	1.442	-0.406
	tornillo, arandela, luerca, etc.	4	2.380	2.774	-0.850	0.760	6.602	-2.023	1.809	18.314	1.720	1.375	5.018	-1.537
1.5.2.1.2	*reforzos	4	0.850	2.774	-0.850	0.760	2.358	-0.723	0.646	6.541	0.614	0.491	1.792	-0.549
	Ruedas	4	1.270	2.774	-0.850	0.760	3.523	-1.080	0.965	9.773	0.918	0.734	2.677	-0.820
	lanta	4	0.850	2.774	-0.850	0.760	2.358	-0.723	0.646	6.541	0.614	0.491	1.792	-0.549
	neumatico (+camara)	4	1.270	2.774	-0.850	0.760	3.523	-1.080	0.965	9.773	0.918	0.734	2.677	-0.820
	camara	4	1.270	2.774	-0.850	0.760	3.523	-1.080	0.965	9.773	0.918	0.734	2.677	-0.820
	*frenos	4	0.260	2.774	-0.850	0.760	0.721	-0.221	0.198	2.001	0.188	0.150	0.548	-0.168
1.5.2.1.3	Elementos de Instalación	3	2.850	2.774	-0.800	0.780	7.906	-2.280	2.223	21.931	1.824	1.734	6.167	-1.778
1.5.2.2	Tren principal derecho	4	6.699	2.774	0.779	0.797	18.563	5.720	5.338	51.549	4.144	4.279	14.808	4.115
1.5.2.2.1	Conjunto Ballesta	4	1.489	2.774	0.624	0.889	4.075	0.917	1.306	11.304	0.600	1.171	3.624	0.789
	ballesta	4	0.819	2.774	0.500	0.960	2.272	0.410	0.786	6.302	0.205	0.755	2.181	0.393
	punta de ejes	4	0.650	2.774	0.780	0.800	1.803	0.507	0.520	5.002	0.385	0.416	1.442	0.406
	tornillo, arandela, luerca, etc.	4	2.380	2.774	0.850	0.760	6.602	2.023	1.809	18.314	1.720	1.375	5.018	1.537
1.5.2.2.2	*reforzos	4	0.850	2.774	0.850	0.760	2.358	0.723	0.646	6.541	0.614	0.491	1.792	0.549
	Ruedas	4	1.270	2.774	0.850	0.760	3.523	1.080	0.965	9.773	0.918	0.734	2.677	0.820
	lanta	4	0.850	2.774	0.850	0.760	2.358	0.723	0.646	6.541	0.614	0.491	1.792	0.549



Centro Regional Universitario Córdoba - IUA
 Estudio de performance por remotorización del avión liviano de
 material compuesto Azor

Tomas Leake

			MASA	X	Y	Z								
2.	SISTEMAS DE PROPULSION Y COMI		58.530	3.148	0.000	2.052	184.243	0.000	120.081	584.704	0.000	246.630	379.072	0.000
2.1.	MOTOR	4	43.690	3.221	0.000	2.092	140.725	0.000	91.399	453.474	0.000	191.208	294.396	0.000
	*motor + reductor	4	36.600	3.251	0.000	2.092	116.997	0.000	76.587	386.825	0.000	160.179	248.920	0.000
	*escape	4	4.610	3.066	0.000	2.092	14.134	0.000	9.644	43.336	0.000	20.175	29.569	0.000
	*carb. + cables + bomb. de comb.	4	2.480	3.066	0.000	2.092	7.604	0.000	5.188	23.313	0.000	10.854	15.907	0.000
2.2.	HELICE		3.700	3.565	0.000	2.065	13.191	0.000	7.641	47.025	0.000	15.778	27.230	0.000
	*helice (tripala)	4	3.080	3.560	0.000	2.065	10.965	0.000	6.380	39.035	0.000	13.134	22.642	0.000
	*spinner + bujes	4	0.620	3.580	0.000	2.065	2.226	0.000	1.280	7.991	0.000	2.644	4.586	0.000
2.3.	SISTEMA DE COMBUSTIBLE		4.300	2.471	0.000	1.941	10.625	0.000	8.345	26.529	0.000	16.197	20.599	0.000
	Tanque de Comb.		3.000	2.350	0.000	1.950	7.050	0.000	5.890	16.568	0.000	11.408	13.746	0.000
	Senaor		0.500	2.350	0.000	1.950	1.175	0.000	0.975	2.761	0.000	1.901	2.291	0.000
	Cafeterias y Filtros		0.800	3.000	0.000	1.900	2.400	0.000	1.520	7.200	0.000	2.888	4.560	0.000
2.4.	ARRANCADOR		5.440	2.895	0.000	1.900	16.293	0.000	10.336	48.797	0.000	19.638	30.956	0.000
2.5.	SITEMA COMANDO DE MOTOR		1.400	2.438	0.000	1.886	3.410	0.000	2.360	8.879	0.000	4.009	5.862	0.000
	Control		0.400	1.426	0.000	1.450	0.570	0.000	0.580	0.613	0.000	0.841	0.827	0.000
	Cables		1.000	2.840	0.000	1.780	2.840	0.000	1.780	8.066	0.000	3.168	5.055	0.000
3.	EQUIPAMIENTO		41.200	2.251	0.000	1.776	92.761	0.001	73.175	233.615	28.772	137.990	168.514	19.959
3.1.	COMANDOS DE VUELO		15.700	2.184	0.000	1.547	34.292	0.001	24.291	89.265	28.563	41.809	55.017	19.959
3.1.1.	SOPORTES Y ELEM. DE COMANDOS		11.218	1.986	0.000	1.238	22.280	0.001	13.893	57.054	0.429	17.685	27.149	0.001
	Soporte y Poleas Zona Asiento		0.375	1.300	0.001	1.030	0.488	0.000	0.380	0.634	0.086	0.398	0.562	0.000
	- Izquierda		0.187	1.300	-0.480	1.030	0.243	-0.090	0.193	0.316	0.043	0.198	0.250	-0.092
	- derecha		0.188	1.300	0.480	1.030	0.244	0.090	0.194	0.318	0.043	0.199	0.252	0.093
	Soporte y Poleas Zona Cuaderna 2850		0.625	2.850	0.000	1.400	1.781	0.000	0.875	5.077	0.011	1.225	2.494	0.000
	- Izquierdo		0.312	2.850	-0.130	1.400	0.889	-0.041	0.437	2.534	0.005	0.612	1.245	-0.057
	- derecho		0.313	2.850	0.130	1.400	0.892	0.041	0.438	2.542	0.005	0.613	1.249	0.057
	Caja Comando Timón de Dir. y Estab.													
	Caja Comando Alerón en Fuselaje													
	Bastón de Mando		2.500	1.400	0.000	1.600	3.500	0.000	4.000	4.900	0.081	6.400	5.600	0.000
	- baston izquierdo		1.250	1.400	-0.180	1.600	1.750	-0.225	2.000	2.450	0.041	3.200	2.800	-0.360
	- baston derecho		1.250	1.400	0.180	1.600	1.750	0.225	2.000	2.450	0.041	3.200	2.800	0.360
	Pedalera		3.900	1.000	0.000	1.100	3.900	0.000	4.290	3.900	0.225	4.719	4.290	0.000
	- pedalera izquierda		1.950	1.000	-0.240	1.100	1.950	-0.458	2.145	1.950	0.112	2.360	2.145	-0.515
	- pedalera derecha		1.950	1.000	0.240	1.100	1.950	0.458	2.145	1.950	0.112	2.360	2.145	0.515
	Cables de Comandos (prof. y direc.)		3.273	3.500	0.000	1.120	11.456	0.000	3.686	40.094	0.027	4.106	12.830	0.000
	- izquierda		1.636	3.500	-0.090	1.120	5.726	-0.147	1.832	20.041	0.013	2.052	6.413	-0.165
	- derecha		1.637	3.500	0.090	1.120	5.730	0.147	1.833	20.053	0.013	2.053	6.417	0.165
	*Cable de comando aleron		0.545	2.120	0.000	1.240	1.155	0.000	0.676	2.449	0.000	0.838	1.433	0.000
3.1.2.	SOPORTES Y ELEM. DE COMANDO		4.482	2.680	0.000	2.320	12.012	0.000	10.398	32.211	26.124	24.124	27.889	19.958
3.1.2.1	ALA IZQUIERDA		2.241	2.680	-2.072	2.320	6.006	-4.643	5.199	16.105	14.062	12.062	13.934	9.979
	Soporte Guiñál Ralz Izquierdo	1	0.350	2.650	-0.560	2.320	0.928	-0.196	0.812	2.458	0.110	1.884	2.152	0.038
	Soporte Guiñál Ext.	1	0.350	2.650	-4.500	2.320	0.928	-1.575	0.812	2.458	7.088	1.884	2.152	2.481
	Guiñál Ralz					0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
	Guiñál Extremo					0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
	Barras Actuador Alerón (Parte Izq.)	1	0.450	2.800	-0.320	2.320	1.280	-0.144	1.044	3.528	0.046	2.422	2.923	0.021
	Cables de Comando Alerón		1.091	2.650	-2.500	2.320	2.891	-2.728	2.531	7.662	6.819	5.872	6.707	7.439
3.1.2.2	ALA DERECHA		2.241	2.680	2.072	2.320	6.006	4.643	5.199	16.105	14.062	12.062	13.934	9.979
	Soporte Guiñál Ralz Derecho		0.350	2.650	0.560	2.320	0.928	0.196	0.812	2.458	0.110	1.884	2.152	0.038
	Soporte Guiñál Ext.		0.350	2.650	4.500	2.320	0.928	1.575	0.812	2.458	7.088	1.884	2.152	2.481
	Guiñál Ralz					0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
	Guiñál Extremo					0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
	Barras Actuador Alerón (Zona Fusel.)		0.450	2.800	0.320	2.320	1.280	0.144	1.044	3.528	0.046	2.422	2.923	0.021
	Cables de Comando Alerón		1.091	2.650	2.500	2.320	2.891	2.728	2.531	7.662	6.819	5.872	6.707	7.439