



POLITÉCNICA



Aerodinámica y Mecánica de Vuelo (ATA)

Práctica 1 Actuaciones Básicas A220-100



AUTORES

Apellidos	Nombre	DNI	Especialidad
López Arcas	Aitor Román	49144400R	ATA
Sichangwa Cobo	Isaac	51556926B	ATA
Fecha de entrega: 01/03/2024			

Índice de Contenido

Práctica 1: Actuaciones Básicas

Introducción

Características del Avión

- a. Características y Actuaciones reales del Avión
- b. Aerodinámica y Propulsión
 - b.2.1 Coeficiente de resistencia parásita (Cd_0) y factor Oswald (e)
 - b.2.2 Polar del avión
 - b.2.3 Curvas empuje necesario y de empuje disponible

Actuaciones Básicas

- a. Vuelo Horizontal
 - a.3.1 Velocidad de pérdida, velocidad máxima y mínima de vuelo horizontal.
 - a.3.2 Velocidad base, de máximo alcance, de vuelo para velocidad de subida máxima y de vuelo para velocidad de descenso mínima.
 - a.3.3 Envolvente de vuelo horizontal
 - a.3.4 Altitud de velocidad máxima, Velocidad y Mach máximos de vuelo
- b. Autonomía y Alcance.
 - b.3.1 Autonomía máxima.
 - b.3.2 Alcance máximo
- c. Vuelo Ascendente
 - c.3.1 Velocidad de subida.
 - c.3.2 Velocidad máxima y óptima de subida.
 - c.3.3 Angulo máximo y óptimo de subida.
 - c.3.4 Techo teórico y techo práctico, y velocidades de vuelo respectivas.
 - c.3.5 Tiempos mínimos de subida al techo.
- d. Vuelo Descendente
 - d.3.1 Velocidad de descenso.
 - d.3.2 Velocidad mínima y óptima de descenso.
 - d.3.3 Angulo mínimo y óptimo de descenso.
 - d.3.4 Coeficiente de planeo.

Conclusiones Finales

0. Introducción

El avión Airbus A220-100 es una aeronave para transporte de pasajeros de tamaño mediano especialmente diseñada para trayectos regionales y de corto alcance. Su producción recae en Airbus Canada Limited Partnership, antes conocida como Bombardier CSeries Aircraft Limited Partnership, hasta que Airbus se hizo con la mayor parte del programa en 2018.

Con capacidad para alojar entre 100 y 135 pasajeros, según la disposición de la cabina, se destaca por su eficiencia en el consumo de combustible y su diseño contemporáneo. La comodidad es un punto fuerte gracias a su cabina espaciosa y asientos diseñados para ofrecer un viaje más confortable.

Además, está equipado con tecnología avanzada, que incluye sistemas de navegación y aviónica de última generación. Su alcance permite cubrir trayectos regionales y de corta distancia de forma eficiente, siendo una elección popular para aerolíneas que operan en estas rutas.

Está dotado con dos motores PW1519G, fabricado por Pratt & Whitney, siendo estos un motor turbofán de alto rendimiento diseñado para ofrecer eficiencia en el consumo de combustible y cumplir con regulaciones ambientales. Utiliza una arquitectura de doble eje con engranajes reductores para mejorar su eficiencia y reducir el impacto ambiental. Además, tiene una especie de "cerebro" que controla cómo trabaja el motor y se asegura de que esté en buen estado todo el tiempo. Este motor proporciona un empuje significativo y es compatible con una variedad de aeronaves, mientras que también incorpora características de reducción de ruido y mantenimiento mejoradas. Por tanto, el PW1519G es una opción avanzada y versátil para aplicaciones comerciales y de carga.

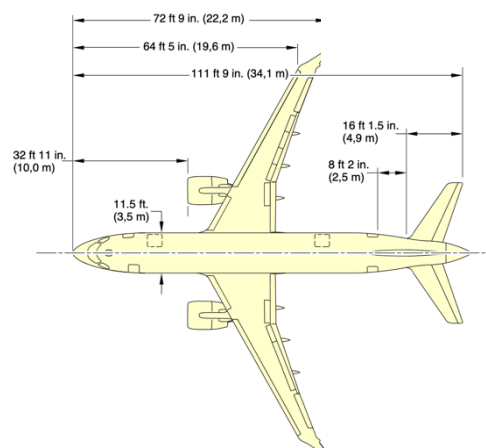
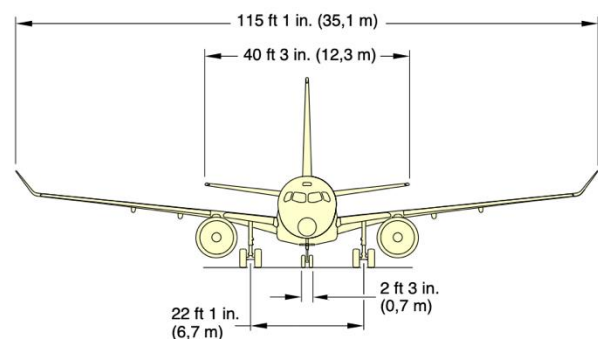
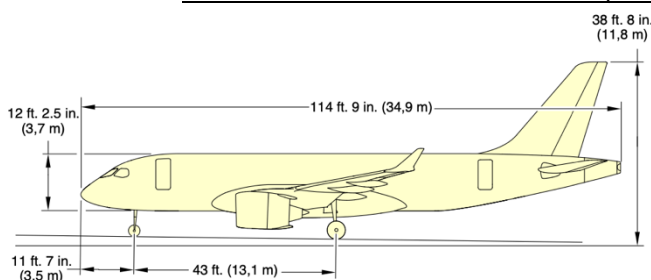
En conclusión, el Airbus A220-100 representa un avance en la aviación moderna, combinando comodidad y eficiencia para vuelos regionales y de corta distancia.

1. Características del Avión

a. Características y Actuaciones Reales del Avión

Para obtener las características reales y las actuaciones del avión hemos usado diversas fuentes. Dado a que se trata de un Airbus A220-100 dotado de dos motores PW1519G nos hemos sustentado en:

- Datos del Constructor Aeronáutico (Airbus):



Gracias a las anteriores del avión se obtiene datos directa:

representaciones de los planos de las medidas de manera

Envergadura (b)	35.1 m
Longitud fuselaje	35.3 m
Diámetro fuselaje	3.7 m
Longitud de la Góndola	3.2m
Diámetro de la Góndola	2m

En adicción, se especifican los pesos característicos del avión en diferentes actuaciones: Maximum Ramp Weight (MRW), Maximum Landing Weight (MLW), Maximum Zero Fuel Weight (MZFW) y Maximum Take-Off Weight (MTOW), entre otros, siendo este último de especial importancia en el desarrollo del proyecto. Por consiguiente, definimos como W_1 =MTOW= 60.780 kg y como W_2 = Peso Aterrizaje en Destino= 52.156 kg. Además, imponemos la palanca de gases al 85% de impulso nominal, dato del que nos servimos del fabricante de los motores.

Además de manera indirecta a través de la escala podemos determinar el valor aproximado de las áreas de los estabilizadores, con los posibles errores que llevarían implícitos:

S_V	35,7 m ²
S_H	28,4 m ²

- Datos del Fabricante de Motores (Pratt & Wittney):

Debido a una razón de competencia, los datos adjuntados del motor son muy limitados. Recordemos que este avión trabaja con dos motores por los que los datos proporcionados van en función de esta premisa

Empuje Máximo	168KN
Empuje_{85%}	142,8 KN
Relación de derivación	12:01

- Datos obtenidos de "Jane's All the World's Aircraft" & "Jane's Aero Engines".

Aunque hay datos que hemos encontrado previamente nos sirve para contrastar la información del MTOW y añadimos otros datos fundamentales como la Carga Alar, Altitud o Mach máximos

MTOW	60.780 kg
MPL	15.000 kg
OEW	35.000 kg
Techo Máximo	12497 m
Mach Máximo	0,82
Consumo Especifico	28 mg/N·s
Autonomía Máxima	7 h

Como hemos mencionado previamente los pesos de trabajos serán W_1 =MTOW= 60.780 kg y W_2 = Peso Aterrizaje en Destino= 52.156 kg

Este último se determina: $W_2 = MTOW - 0,8 \cdot (MTOW - OEW - MPL) = 51156 \text{ kg}$

- Datos obtenidos de Wikipedia:

De Wikipedia obtuvimos los valores restantes que no aparecían implícitos en el Jane's de aeronaves o motores, o que nos daban lugar a confusión

Flecha (Λ)	25º
Superficie Alar	112,3 m ²
Alcance Máximo	6111 km

De esta manera conociendo la superficie alar y la envergadura, podemos calcular el alargamiento de este, fundamental para la determinación de la polar, entre otros.

$$A = \frac{b^2}{S} = \frac{35^2}{112.3} = 10.9$$

b. Aerodinámica y Propulsión

Hemos tomado como referencia el libro denominado "Methods for estimating Drag Polars of Subsonic Airplanes" para obtener la polar compresible del avión.

$$CD = CDO + \frac{CL^2}{\pi Ae}$$

Fórmula en la que hemos basado los cálculos para obtener los coeficientes según la altura de vuelo, donde el primer término es el coeficiente de resistencia parásito de la aeronave y el segundo el coeficiente de resistencia inducido.

Para obtener la curva de la polar primero conseguimos la polar incompresible terminando por conseguir la curva compresible, en la cual, la polar incompresible establece un límite inferior de la gráfica.

El proceso que hemos sería el siguiente:

1. Obtención del coeficiente de resistencia parásito: Se consigue de la suma de los coeficientes de las distintas partes en las que se divide la aeronave (Alas, fuselajes, góndolas y cola) multiplicada por el área de esta y dividida por la superficie de las alas (Superficie de referencia). A todo esto, hay que terminar sumándole el 10% de la suma anterior debido a las imperfecciones de las uniones.

$$C_{D0} = \frac{1}{S_{REF}} \cdot \sum C_{Dj} \cdot S_j + C_{Dinterferencia}$$

Superficie	CDj	Sj (wetted area)	ΔC_{D0}
Ala	0,003	2*112,3=224,6 m ²	0,006
Góndolas	0,006	$2 \cdot \pi \cdot d_g \cdot l_g = 68,02 \text{ m}^2$	0,0011
Cola	0,003	2*(S _H +S _V)= 116,82 m ²	0,002
Fuselaje	0,002	$0,75 \cdot \pi \cdot df \cdot lf = 288,6 \text{ m}^2$	0,006

Para la parte de la interferencia:

$$C_{Dinterferencia} = 0,1 \cdot \sum \Delta C_{D0} = 0,0015$$

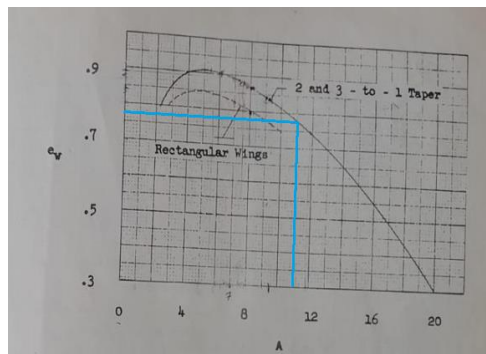
Y con obtenemos: CD₀=0,0162

2. Obtención del coeficiente de Oswald

Necesario para conseguir las curvas de las polares. Según Roskam lo podemos obtener mediante este procedimiento:

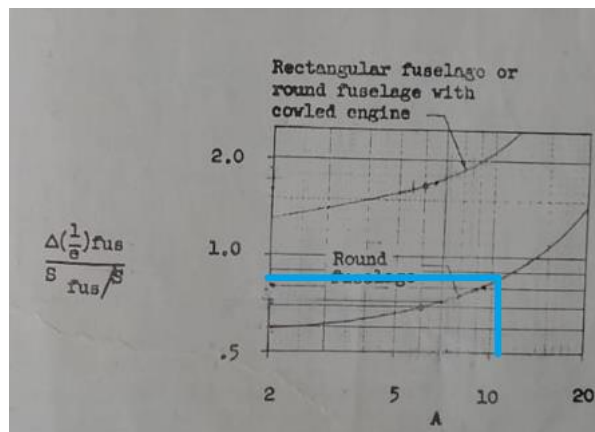
$$e = \frac{1}{\frac{1}{e_{ala}} \cdot \frac{1}{e_{fuselaje}} \cdot \frac{1}{e_{otros}}} = 0,703$$

Eotros es dato (20), los otros dos parámetros los obtendremos a partir de las gráficas proporcionadas, siendo la primera necesaria para la obtención del valor asociado ala y la segunda asociada al fuselaje.



Entrando en la gráfica con el alargamiento ($A=11$), $e_{ala} = 0,77$.

Y para el fuselaje



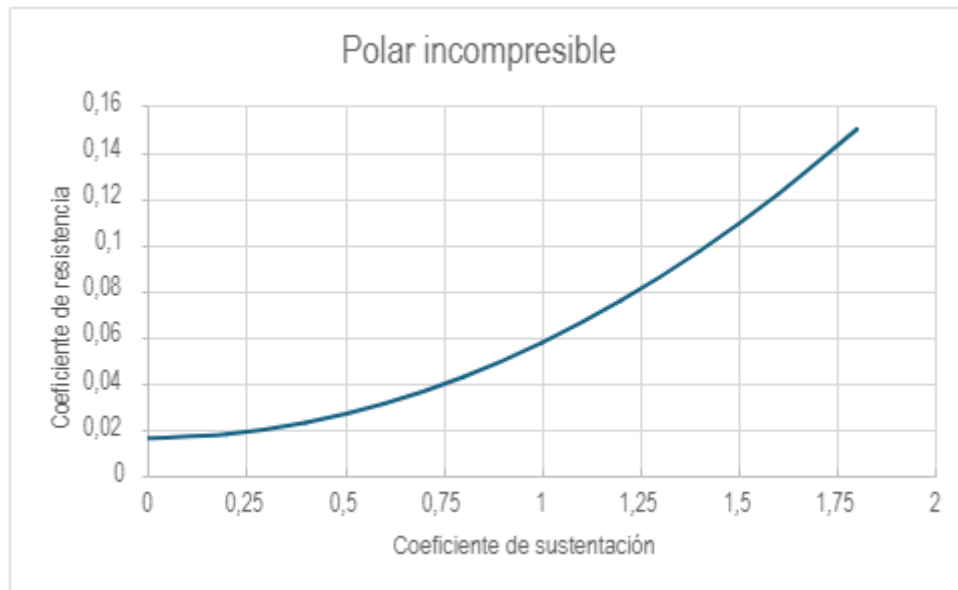
Aunque los cálculos para conseguir el del fuselaje son un poco más complicados.

$$\frac{1}{\frac{e_{fuselaje}}{S_{ref}}} = 0,85 \rightarrow Sup_{fuselaje} = 13,73,$$

$$\text{siendo la superficie del fuselaje} = \frac{\pi}{4} \cdot d f^2$$

Con todo esto ya es posible sacar el valor del coeficiente de resistencia, que quedaría de la forma:

$$C_D = 0,0162 + 0,0412 \cdot C_L^2$$



3. Obtención de la polar compresible

Para maximizar el alcance de las aeronaves, estas vuelan en régimen transónico. Si volamos entre un Mach comprendido entre 0,4 y el crítico, nos encontramos en la zona incompresible, pero el coeficiente de resistencia se mantiene constante (cambios despreciables). Vamos a evaluar entre el mach crítico y el de divergencia, que es cuando dicho coeficiente no es despreciable. Por encima del mach de divergencia no se puede volar.

Polar en régimen compresible:

$C_D(C_L, M_\infty) \approx K_0 C_{D0} + \frac{K_L C_L^2}{\pi A e}$; donde K_I y k_o son parámetros dependientes de M_∞ , cuyas ecuaciones asociadas son:

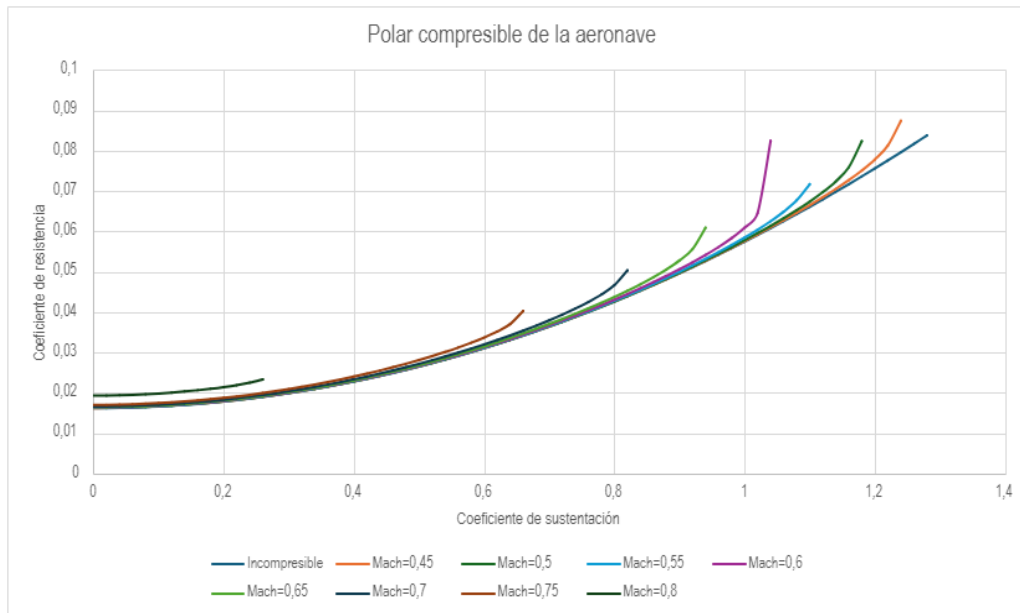
$$K_0 = \left(1 - \left(\frac{M_\infty}{M_{D0}}\right)^7\right)^{-\frac{1}{20}}; K_L = \left(1 - \left(\frac{M_\infty}{M_D}\right)^{10}\right)^{-\frac{1}{15}} \text{ para } M_\infty < M_D.$$

Las ecuaciones del mach de divergencia son de la forma:

$$M_D = M_d \left(1 + \frac{1 - \cos \Lambda}{1 + \cos \Lambda}\right) = M_d \cdot 1,049; M_d = 0,92 - \frac{t}{c} - 0,18 C_L^3 = 0,8 - 0,18 C_L^3$$

M_{D0} se halla cuando $C_L=0$ y es igual a 0,839.

La expresión definitiva sería $MD = 1,049 \cdot (0,8 - 0,18 C_L^3)$. Damos los valores de Mach 0,45 0,5 0,55 0,6 0,65 0,7 0,75 0,8 0,82 sin sobrepasar el valor de 0,82 desde el que estos resultados dejarían de tener válidos, que es el límite del fabricante. Para cada mach obtenemos un k_o y k_l . Cada vez hay menos valores de k_l porque solo podemos volar por debajo del mach de divergencia.

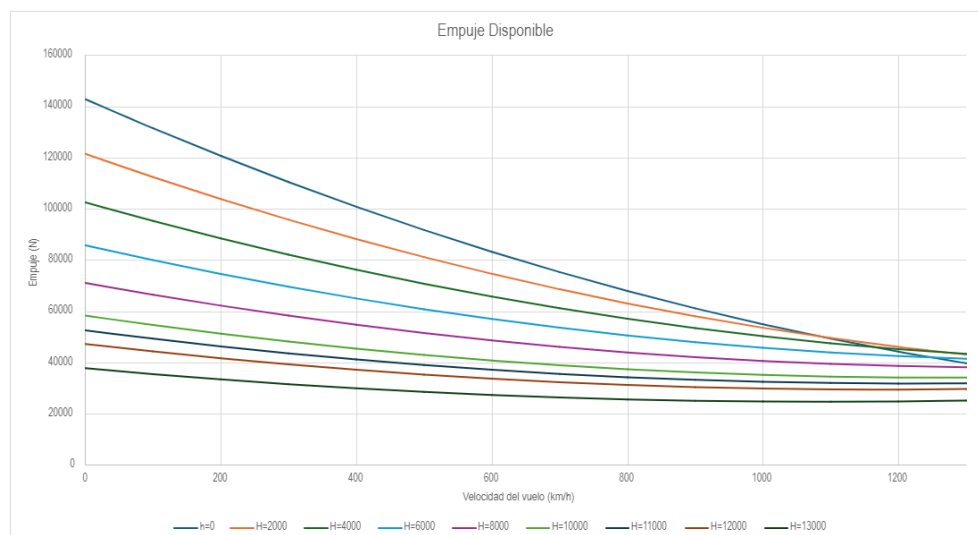


Para la parte de la propulsión buscaremos las curvas del empuje disponible y necesario. Haremos una aproximación a partir de la siguiente expresión:

$$E(H, V_{\infty}) = E_0 \cdot \sigma_h^x \cdot \left(1 + 0,3M^2 - (0,42 + 0,332\sigma_h) \cdot \frac{x}{0,62} M \right)$$

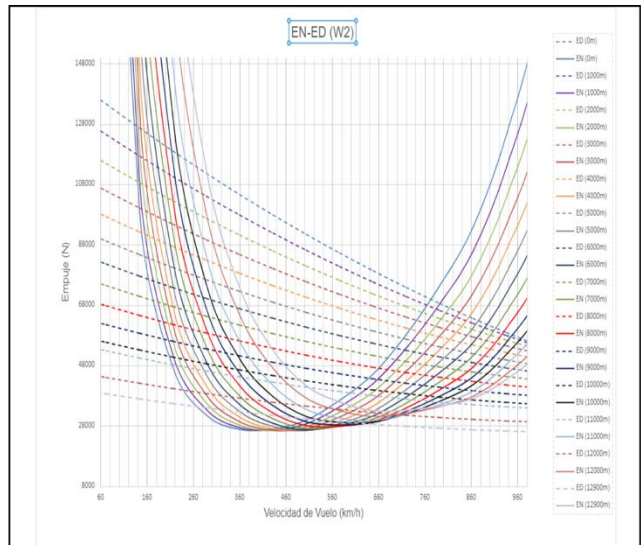
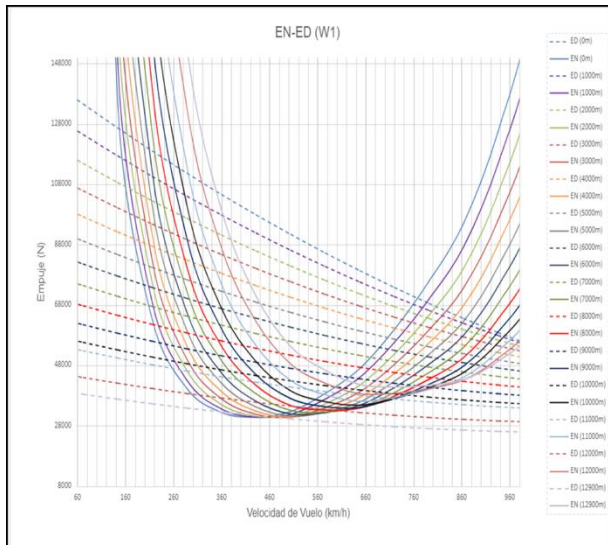
siendo $\sigma_h = \frac{\rho_h}{\rho_0}$ y $x(\lambda) = 0,9 \cdot (-0,0033\lambda^2 + 0,06\lambda + 0,67) = 0,8233$

X se ha obtenido gracias al parámetro del índice de derivación del motor proporcionado por el fabricante. El empuje nominal E_0 también es dato. Las densidades y temperaturas (siguiendo la atmósfera estándar ISA) se obtuvieron para 14 alturas diferentes. Representaremos el empuje frente a la velocidad de vuelo y esta velocidad depende de Mach, así que tendremos que calcular la velocidad del sonido que sigue la siguiente expresión $\sqrt{\gamma \cdot Rg \cdot T}$. Todos los valores conocidos para las distintas alturas. Primero obtendremos el empuje disponible, el cual no depende del peso de la aeronave.



La expresión que sigue el necesario es de la forma: $E = D = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 S \left(\frac{k_0 C_{D0}}{\frac{W}{S}} + \frac{K_L \frac{W}{S}}{\left(\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 \right)^2 \cdot \pi A e} \right)$

Observamos que esta sí depende del peso de la aeronave y que el efecto de la compresibilidad adquiere importancia según aumenta la velocidad de vuelo. Obtenemos las curvas disponible y necesario en función de los diferentes pesos de trabajo.



2. Actuaciones Básicas de la Aeronave

a. Vuelo Horizontal

Cuando una aeronave actúa en situación de vuelo horizontal debido a la igualdad de fuerzas: no sube ni baja, y, además, tampoco se acelera al cumplirse:

$$L = W$$

$$D = E$$

La situación de vuelo horizontal se caracteriza por dos puntos intersección, que resultan en la velocidad máxima y mínima de vuelo horizontal

3.1 Velocidades máximas y mínimas de vuelo horizontal, y velocidad de pérdida.

Determinamos las velocidades máximas y mínimas en función de la altura siendo estas el lugar geométrico de los puntos intersección entre la curva de empuje y la de resistencia caracterizadas para cada una de las alturas características.

Asimismo, la velocidad de pérdida es la mínima velocidad posible de vuelo. Esta velocidad depende de la densidad y, por tanto, de la altura por lo que puede ser mayor o menor que la velocidad mínima.

$$V_p = \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho \cdot C_{Lmáx}}}$$

W1

H [m]	$V_{pér}$ [km/h]	V_{min} [km/h]	$V_{máx}$ [km/h]
0	290	150	770
2.000	320	180	790
4.000	360	220	800
6.000	400	270	810
8.000	450	350	800
10.000	505	470	750
11.000	540	540	710
12.000	580	No se cortan	No se cortan
13.000	640	No se cortan	No se cortan
14.000	690	No se cortan	No se cortan

W2

H [m]	$V_{pér}$ [km/h]	V_{min} [km/h]	$V_{máx}$ [km/h]
0	275	140	780
2.000	300	150	800
4.000	335	190	810
6.000	370	230	820
8.000	420	290	830
10.000	470	380	810
11.000	500	420	810
12.000	545	550	710
13.000	590	No se cortan	No se cortan
14.000	640	No se cortan	No se cortan

Por consiguiente, en el punto de resistencia óptimo (tangente de la curva desde el origen de coordenadas) la velocidad será la de máximo alcance. Lo aproximamos $V_S = 3^{\frac{1}{4}} \cdot V_B$ $V_{V_{Dmin}} = 0.76 \cdot V_B$

W1

H [km]	V_B [km/h]	V_S [km/h]	$V_{V_{Dmax}}$ [km/h]	$V_{V_{Dmin}}$ [km/h]
0	425	560	485	323
2	470	618	505	357,2
4	520	690	520	395,2
6	580	760	530	440,8
8	650	855	580	494
10	730	960	620	554,8
11	780	1025	640	592,8
12	840	1100	-	638,4
13	910	1200	-	691,6
14	990	1300	-	752,4

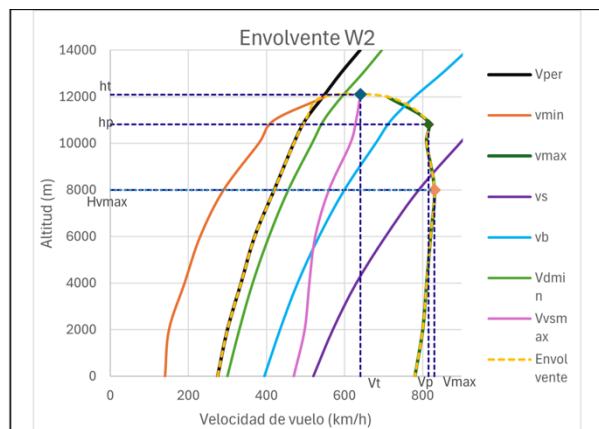
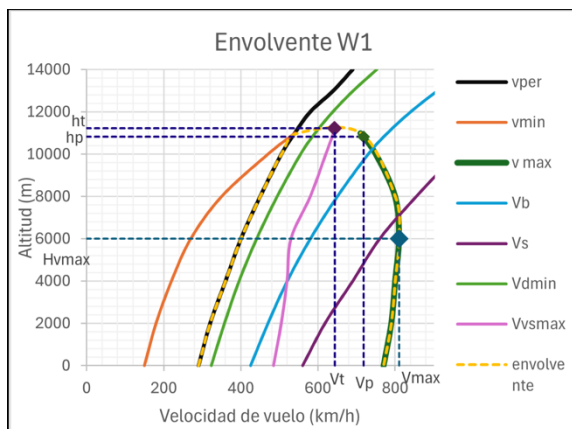
W2

V_B [km/h]	V_S [km/h]	$V_{V_{Dmax}}$ [km/h]	$V_{V_{Dmin}}$ [km/h]
395	520	470	300,2
435	570	498	330,6
480	630	510	364,8
535	705	525	406,6
600	790	560	456
680	895	615	516,8
720	950	630	547,2
780	1025	640	592,8
850	1120	-	646
915	1205	-	695,4

3.3 Envolvente de vuelo horizontal

La envolvente de vuelo horizontal es muy importante para entender hasta dónde puede llegar un avión en términos de rendimiento cuando vuela de manera nivelada y horizontal. Esto es esencial para que los pilotos sepan cómo operar el avión de manera segura y eficiente, sin exceder los límites establecidos.

También llamada "curva de vuelo horizontal" o "curva de carga alar", es una representación gráfica de cómo la velocidad del avión se relaciona con la sustentación en vuelo nivelado y horizontal. Esta curva es crucial para entender los límites operativos del avión y cómo cambian con la velocidad.



3.4 Altitud de velocidad máxima, Velocidad y Mach máximos de vuelo

Observando en la envolvente de vuelo horizontal, obtenemos:

W1

$H_{V_{max}}$ [m]	V_{max} [km/h]	M_{max}
6000	810	0,71

W2

$H_{V_{max}}$ [m]	V_{max} [km/h]	M_{max}
8000	830	0,75

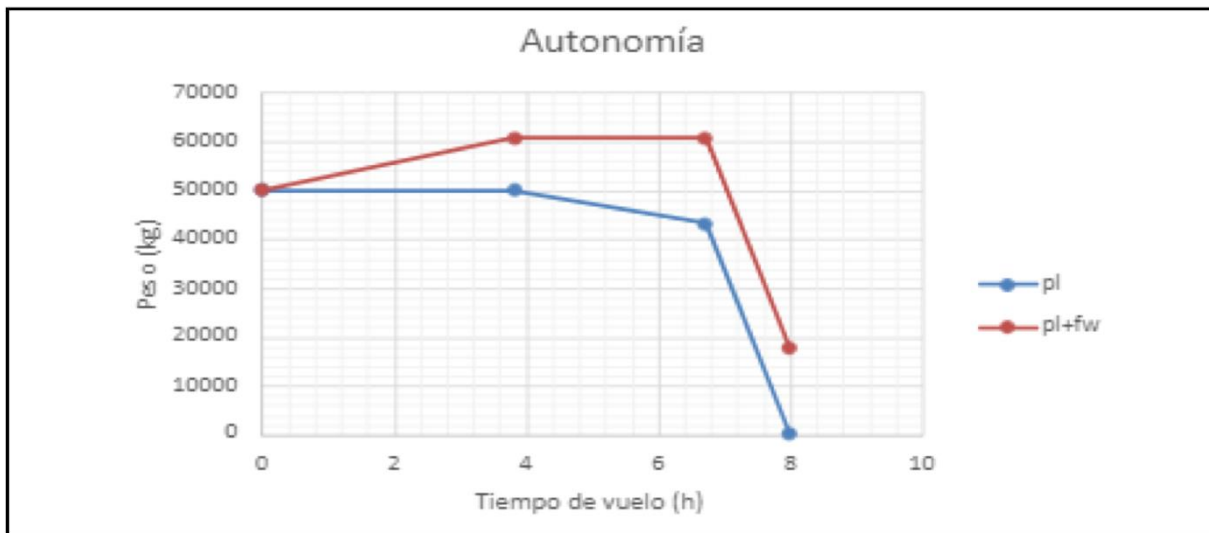
b. Autonomía y Alcance

La autonomía de vuelo indica el tiempo total que puede volar un avión sin tener que recargar combustible, considerando cuánto combustible puede llevar y qué tan eficiente es su consumo durante el vuelo. La autonomía máxima se dará, por tanto, en condición de empuje mínimo. Por tanto, la velocidad que corresponde a autonomía máxima es la Velocidad Base

Para su determinación nos servimos de la siguiente expresión:

$$t_{m\acute{a}x} = \frac{1}{g \cdot c_{ec}} \left(\frac{C_L}{C_D} \right)_{m\acute{a}x} \ln \left(\frac{W_{inicial}}{W_{final}} \right)$$

$(C_L/C_D)_{m\acute{a}x}$	$t_{m\acute{a}x}$ [h]	$V_{t\ m\acute{a}x}$ [km/h]
19,36	8	730



Como podemos observar, todas las funciones que lo integran (salvo el consumo específico de combustible) es independiente de la altura de vuelo de la aeronave. Además, despreciamos el consumo de combustible gastado en el despegue y ascenso hasta su posición en vuelo horizontal ya que se compensa con el descenso.

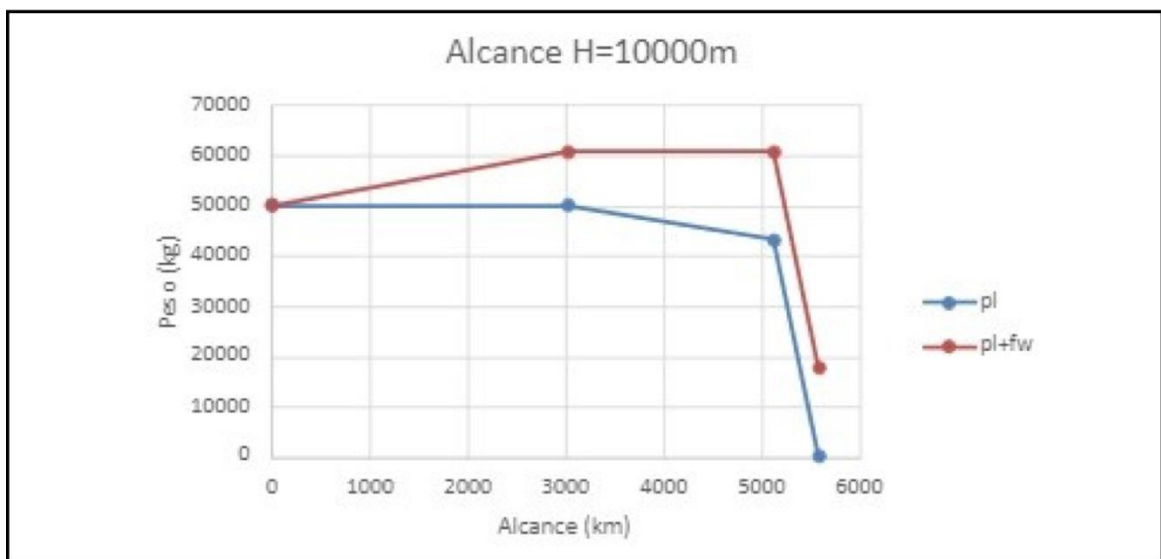
El alcance de vuelo es la máxima distancia que un avión puede volar desde donde despegue hasta su destino, teniendo en cuenta factores como el combustible disponible y las condiciones operativas. Es esencial para determinar si un avión puede realizar vuelos de largo recorrido sin necesidad de repostar en ruta. Este alcance depende de aspectos como el diseño del avión, la eficiencia del motor, la carga que lleva, el clima y las rutas disponibles.

Para su determinación nos servimos de la siguiente expresión:

$$S_{m\acute{a}x} = \frac{2}{g \cdot C_{ce}} \sqrt{\frac{2}{\rho(11000m)S}} \left(\frac{\sqrt{C_L}}{C_D}\right)_{m\acute{a}x} \cdot (\sqrt{W_{ini}} - \sqrt{W_{fin}}) \quad \left(\frac{\sqrt{C_L}}{C_D}\right)_{m\acute{a}x} = \frac{3}{4} \sqrt{\frac{\pi A e}{3 C_{D_0}^3}}$$

En este caso, el alcance aumenta con la altura H ya ρ y C_{ce} son inversamente proporcionales a la altura.

$(C_L^{1/2}/C_D)_{m\acute{a}x}$	$S_{m\acute{a}x}$ [km]	$V_{Sm\acute{a}x}$ [km/h]
27,86	5588	790



c. Vuelo Ascendente

En un vuelo ascendente, la aeronave incrementa su altitud mediante el aumento de la sustentación generada por las alas y la potencia del motor, dependiendo del tipo de aeronave y las condiciones de vuelo. Este tipo de vuelo es fundamental para despegues, ascensos durante el vuelo y maniobras de aproximación para aterrizar.

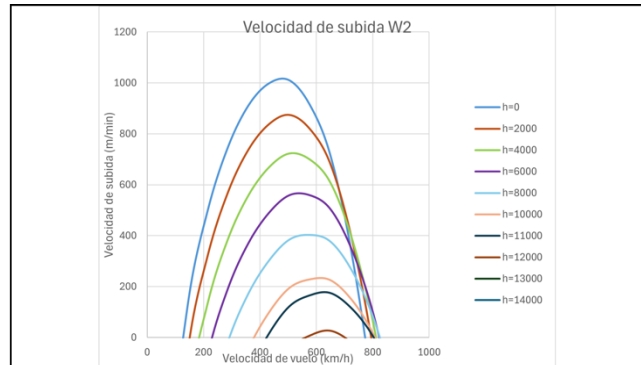
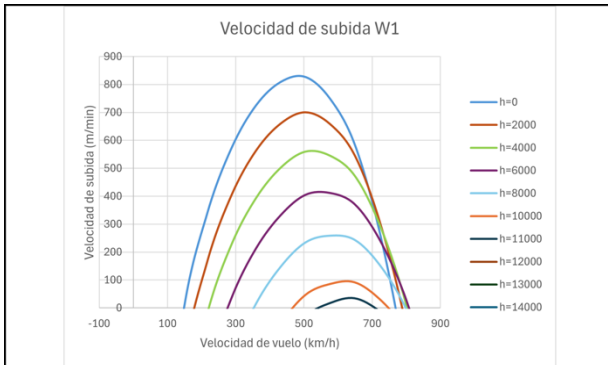
Una aeronave opera en condiciones de vuelo ascendente si vuela con un ángulo $\gamma > 0$, por tanto, el empuje será mayor que la resistencia aerodinámica $E > D$.

3.1 Velocidad de Subida

Su expresión matemática general es de la forma: $V_{Sub} = \frac{(E-D)V_{\infty}}{W}$, sin embargo, como ya conocemos los empujes necesarios para ambos pesos de trabajo pues emplearemos la fórmula:

$$V_{Sub} = \frac{(E_{Disp} - E_{Nec}) \cdot V_{\infty}}{W}$$

Resolviendo esta fórmula en función de los pesos operativos obtenemos de manera trivial la velocidad de subida en función de la velocidad de vuelo, resultando en ambas gráficas



3.2 Velocidad máxima y Velocidad óptima de subida

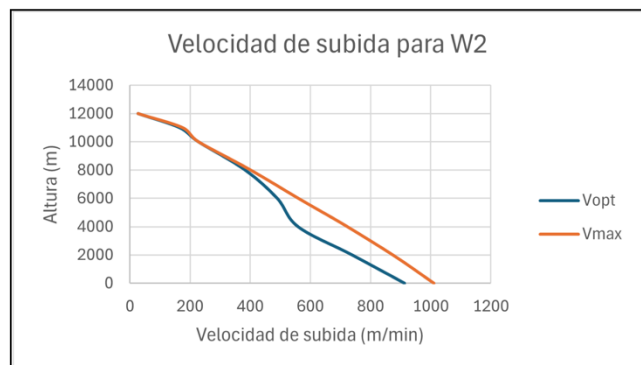
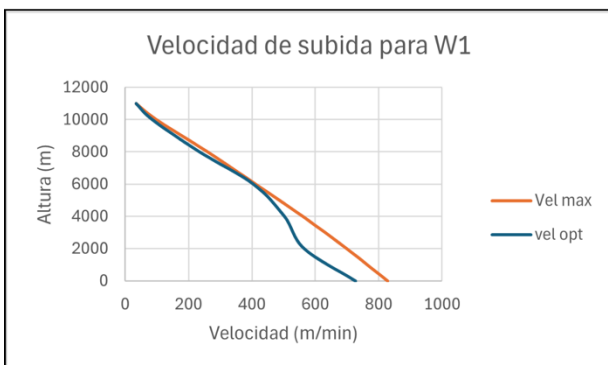
Por definición, la velocidad de subida máxima es la velocidad mediante la cual se sube en menos tiempo (por tanto, para que eso se produzca, su ángulo de ascenso será el óptimo $\gamma_{\text{ópt}}$). Esto se traduce en recorrer más distancia también, pero elevando en proporción menos su altura. Se basa en la expresión:

$$\gamma_{\text{ópt}} = \arcsen \frac{V_{\text{submáx}}}{V_{\infty \text{ópt}}}$$

De la misma manera ocurre con la velocidad óptima de subida, regida por la situación de ángulo de subida máximo, los que nos permite elevarnos mayor altura recorriendo la menor distancia. Es la actuación de vuelo empleada para el sobrevuelo o esquite de obstáculos.

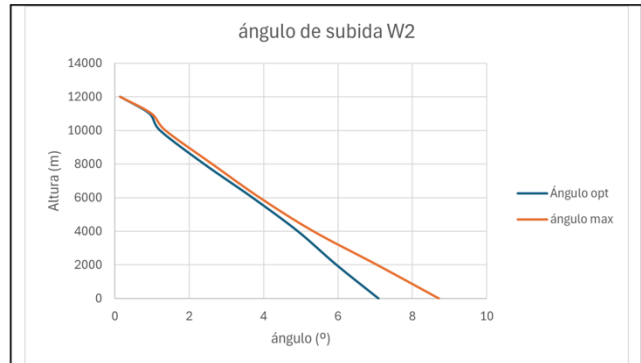
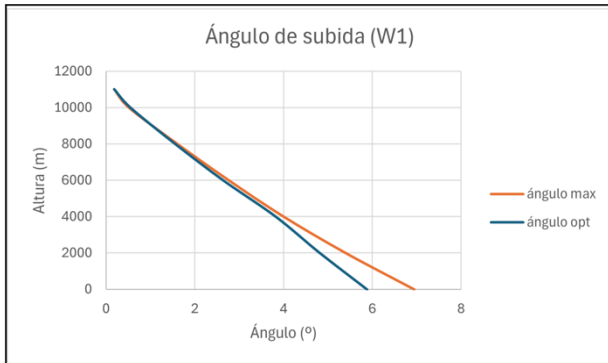
$$\gamma_{\text{máx}} = \arcsen \left(\frac{V_{\text{sub}}}{V_{\infty}} \right)_{\text{máx}}$$

Como podemos observar existe una relación entre ambos vectores de velocidad en función de los pesos operativos de trabajo y de la altura, resultando en las siguientes gráficas dándonos el resultado de ambas velocidades de manera gráfica para una mayor precisión:



3.3 Ángulo máximo y óptimo de subida

De manera trivial y sirviéndonos de las ecuaciones anteriormente expuestas de γ_{opt} y $\gamma_{m\acute{a}x}$, relacionamos gráficamente los dos ángulos característicos de subida con la altura, para los dos pesos operativos de trabajo:



Por consiguiente, el módulo de las velocidades y los ángulos previamente descritos operando al nivel del mar serán:

W1

$V_{Sm\acute{a}x}$ [m/min]	$V_{\gamma Sm\acute{a}x}$ [km/h]	$\gamma_{m\acute{a}x}$ [°]	γ_{opt} [°]
829	485	6,94	5,88

W2

$V_{Sm\acute{a}x}$ [m/min]	$V_{\gamma Sm\acute{a}x}$ [km/h]	$\gamma_{m\acute{a}x}$ [°]	γ_{opt} [°]
1.011	490	8,72	7,09

3.4 Techo teórico y techo práctico, y velocidades de vuelo respectivas.

El techo teórico lo entendemos como la altitud máxima a la que una aeronave teóricamente puede volar, considerando factores como la potencia del motor, la resistencia del aire, la densidad del aire y la capacidad de las alas para generar sustentación. Es importante destacar que el techo teórico no siempre es alcanzable en condiciones reales de vuelo debido a limitaciones técnicas o de diseño de la aeronave, así como también por condiciones atmosféricas adversas.

Es el punto en el cual la velocidad de subida máxima es nula ($V_{subm\acute{a}x} = 0$). Este punto es físicamente inalcanzable ya que el tiempo empleado en ello se correspondería con tiempo infinito.

Sin embargo, a diferencia del techo teórico, el techo práctico es el límite real al que puede ascender una aeronave en condiciones normales de operación, considerando factores prácticos y de seguridad. Por tanto, lo definimos como el punto de vuelo en el cual se alcanza una velocidad de subida máxima de 30 metros por minuto ($V_{subm\acute{a}x} = 30 \text{ m/min}$)

Basándonos en lo anteriormente expuesto, y para los dos pesos de trabajo obtenemos:

W1

h_T [km]	V_{hT} [km/h]	h_P [km]	V_{hP} [km/h]
11.225	643	10.819	719

W2

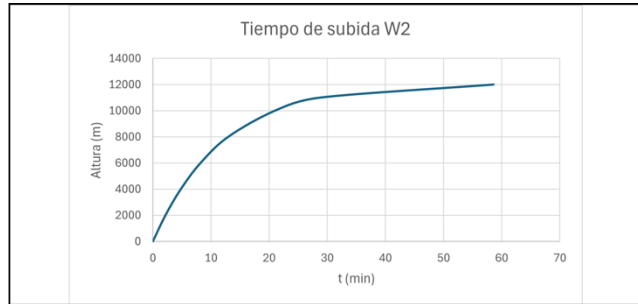
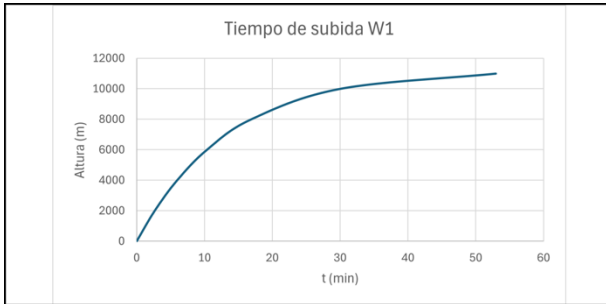
h_T [km]	V_{hT} [km/h]	h_P [km]	V_{hP} [km/h]
12.090	641	11.731	815

3.5 Tiempos mínimos de subida al techo.

Como se explicó en clase y observamos en la gráfica de $V_{sub\max}$, podemos considerar que la función tiempo de subida es prácticamente lineal y, basándonos en ello, concluimos en que la fórmula para el mismo, teniendo en cuenta nuevamente que este factor depende de la $V_{sub\max0}$:

$$t_{min}(h) = \frac{h_T}{V_{sub\max0}} \cdot \ln\left(\frac{h_T}{h_T - h}\right)$$

Aplicando la anterior premisa, obtenemos las gráficas que comparan el tiempo de subida con la altura:



Como podemos observar: cuánto más cargado esté, más tardaría en ascender.

W1

t_P [min]	44,94
-------------	--------------

W2

t_P [min]	42,06
-------------	--------------

d. Vuelo Descendente

Es una actuación del avión cuando baja desde una altura mayor a una menor. Esto puede suceder por varias razones, como cuando se empieza a descender para aproximarse y aterrizar en un aeropuerto, durante un vuelo de crucero para ajustar la altitud, o en maniobras específicas, como un descenso rápido para evitar mal tiempo o alcanzar una altitud de crucero más eficiente.

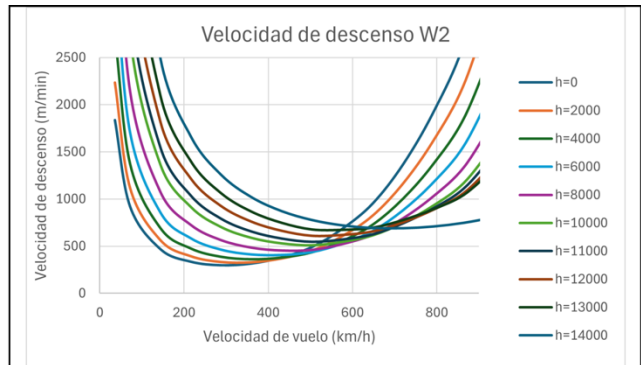
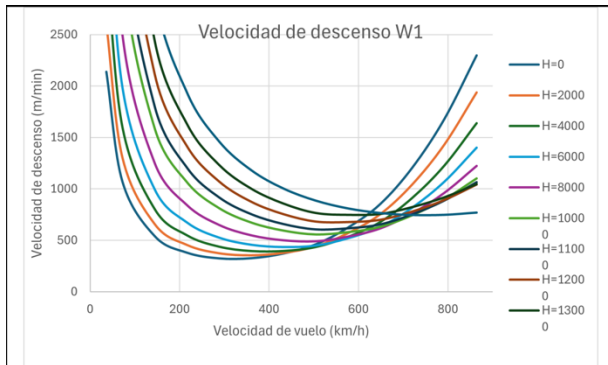
Una aeronave opera en condiciones de vuelo descendente si vuela con un ángulo $\gamma < 0$, por tanto, el empuje será mayor que la resistencia aerodinámica $E < D$.

3.1 Vuelo de Descenso

La velocidad de vuelo de descenso varía en función de la velocidad de vuelo dada por la siguiente expresión:

$$V = \frac{D}{W} \cdot V_\infty = \frac{E_{Necesario}}{W} \cdot V_\infty$$

De la anterior formula, aplicándolo para los dos pesos característicos de trabajo obtenemos:



3.2 Velocidad Mínima y Óptima de Descenso

Por definición, la velocidad de descenso mínimo es la velocidad mediante la cual se está más tiempo en vuelo (por tanto, para que eso se produzca, su ángulo de descenso será el óptimo $\gamma_{D\acute{o}pt}$). Esto se traduce en recorrer menos distancia también, pero descendiendo en proporción más rápidamente su altura. Es la actuación ideal cuando se busca estar más tiempo en vuelo.

Sin embargo, velocidad óptima de descenso, regida por la situación de ángulo de descenso máximo, nos permite recorrer mayor distancia al descender más lentamente. Es la actuación de vuelo empleada para aviones de pasajeros al poner los motores en ralentí y recorriendo así la mayor distancia posible por lo que ocurre al comenzar la maniobra de aproximación a destino.

El cálculo de la velocidad de descenso mínima es trivial buscando los mínimos de entre las velocidades de descenso previamente calculadas. Independientemente de ello, esta velocidad se rige por la expresión:

$$V_{D\min} = 4 \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt[4]{\frac{C_{D_0}}{(3\pi Ae)^3}}$$

Por otro lado, para la determinación de la velocidad de descenso óptima sabemos que está relacionada con la velocidad base (por tanto, la resistencia aerodinámica mínima), y con el ángulo de descenso mínimo de la siguiente manera:

$$V_{D\acute{o}pt} = V_B \sin \gamma_{D\min}$$

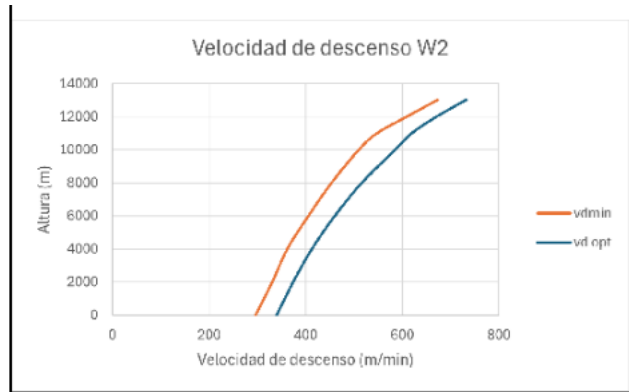
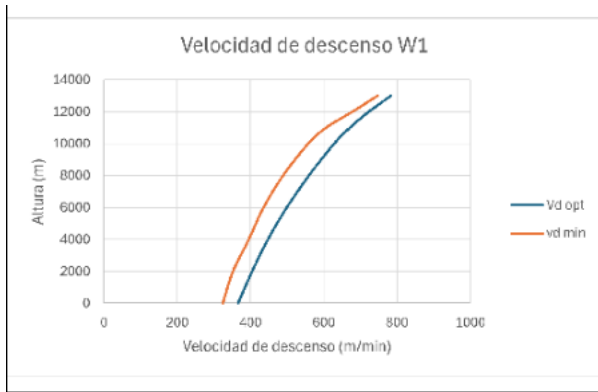
Por consiguiente, debemos de determinar el ángulo de descenso mínimo. Como es una magnitud que depende enteramente de las características de la aeronave, lo calculamos de manera trivial a tenor de la siguiente expresión:

$$\tan \gamma_{D\min} = 2 \cdot \sqrt{\frac{C_{D_0}}{\pi \cdot A \cdot e}}$$

Como podemos observar, es una magnitud totalmente independiente del peso de la aeronave y de su nivel de vuelo.

Conociendo ya la Velocidad Base (anteriormente calculada), podemos ya obtener la velocidad de descenso óptima.

De esta manera podemos relacionar gráficamente las velocidades de descenso mínima y óptima en función de la altura de la aeronave, quedando de la siguiente forma:



Cuanto menos pesa la aeronave, más lentamente podremos volar para una misma velocidad de descenso; mientras que para llegar más lejos es independiente el peso de este.

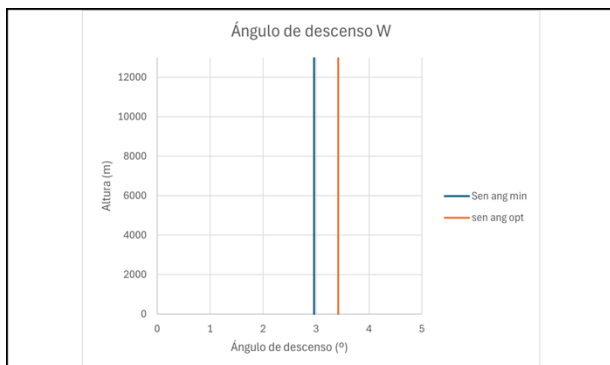
3.3 Ángulo mínimo y óptimo de descenso.

El ángulo de descenso mínimo ya está anteriormente definido y observamos que es constante al solo depender de los factores aerodinámicos del avión. Con el ángulo de descenso óptimo ocurre exactamente lo mismo, al no depender ni de peso ni de altitud, y estando basado en la siguiente expresión:

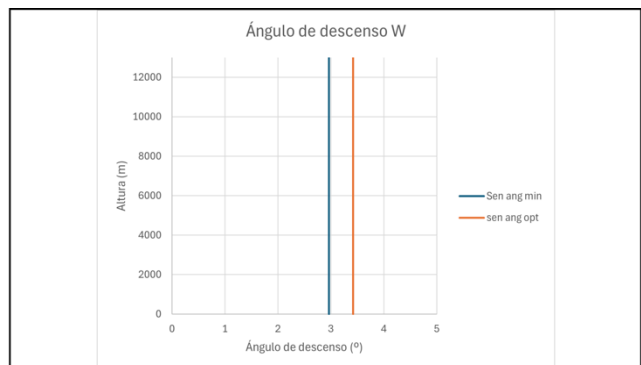
$$\text{sen } \gamma_{\text{opt}} = \frac{V_{D_{\min}}}{V_{\infty V_{D_{\min}}}} = \sqrt[4]{\frac{C_{D0}}{3\pi \cdot A \cdot e}}$$

Evidentemente al ser dos ángulos constantes durante todo el descenso, e independientes de peso y altitud, sus graficas serán dos líneas rectas.

W1



W2



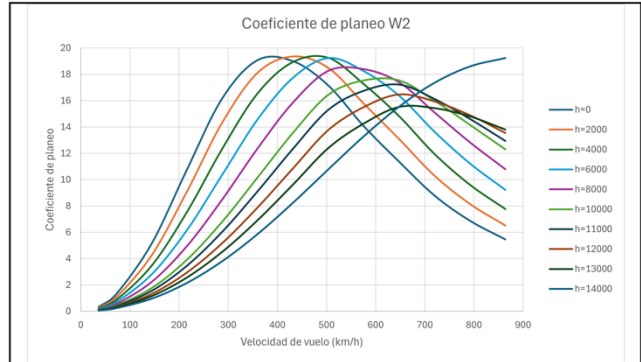
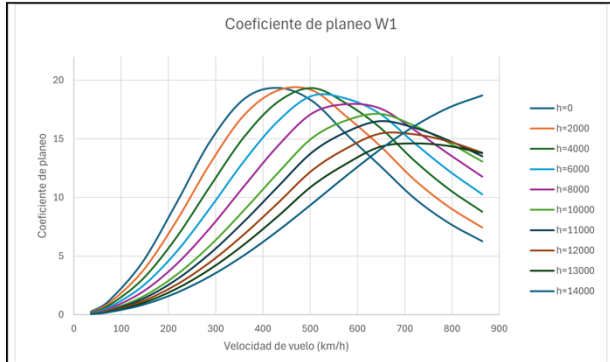
3.4 Coeficiente de Planeo

Un caso peculiar dentro del vuelo descendente, clave en el comportamiento de vuelo de aeronaves comerciales, es el planeo. Éste se caracteriza por dejar los motores a ralentí, ideal para el ahorro de combustible. Esto se hace para compensar el consumo de combustible durante el ascenso.

Por consiguiente, el coeficiente de planeo es una medida que describe la capacidad de una aeronave para mantener su altura y avanzar horizontalmente mientras su motor está inactivo. Es una relación entre la distancia horizontal recorrida y la distancia vertical descendida durante un período de tiempo determinado.

Se calcula dividiendo la distancia horizontal recorrida por la altura perdida durante un vuelo sin motor. Un coeficiente de planeo alto indica una mejor capacidad de la aeronave para deslizarse eficientemente a través del aire con una pérdida mínima de altitud.

Sin embargo, nosotros lo calcularemos como el cociente de la velocidad horizontal V_{∞} entre la velocidad de descenso.



Además, de esta gráfica, extraemos los siguientes valores a 1000m:

$V_{Coef.M\acute{a}x}$ [km/h] (H = 1.000 m)	Coef. Máx.
430	19

$V_{Coef.M\acute{a}x}$ [km/h] (H = 1.000 m)	Coef. Máx.
430	19

Vemos que el coeficiente de planeo es prácticamente constante en ambos casos.

Conclusiones Finales

Todas las actuaciones han sido gracias a los fundamentos teóricos dados en clase y partiendo de páginas mencionadas.

A través de la tabla de a continuación podemos contrastar los resultados.

		Real	W_1	Diferencia %	W_2	Diferencia %
Techo práctico:	h_p [km]	12497	10819	-13,427223	11731	-6,1294711
Velocidad máxima de vuelo:	$V_{m\acute{a}x}$ [km/h]	871	810	-7,0034443	830	-4,7072331
Mach máximo de vuelo:	$M_{m\acute{a}x}$	0,82	0,71	-13,414634	0,75	-8,5365854
Velocidad de crucero:	V_s [km/h]	829	760	-8,3232811	790	-4,70
		Real	Calculado	Diferencia %		
Autonomía máxima:	$t_{m\acute{a}x}$ [h]	7	8	14,2857143		
Alcance máximo:	$S_{m\acute{a}x}$ [km]	6111	5588	-8,5583374		

Observamos que los valores obtenidos difieren de los valores reales, aunque son bastante cercanos a los mismos. Los métodos utilizados son para fines académicos y nos ha servido para poder simular comportamiento aproximado de la aeronave.