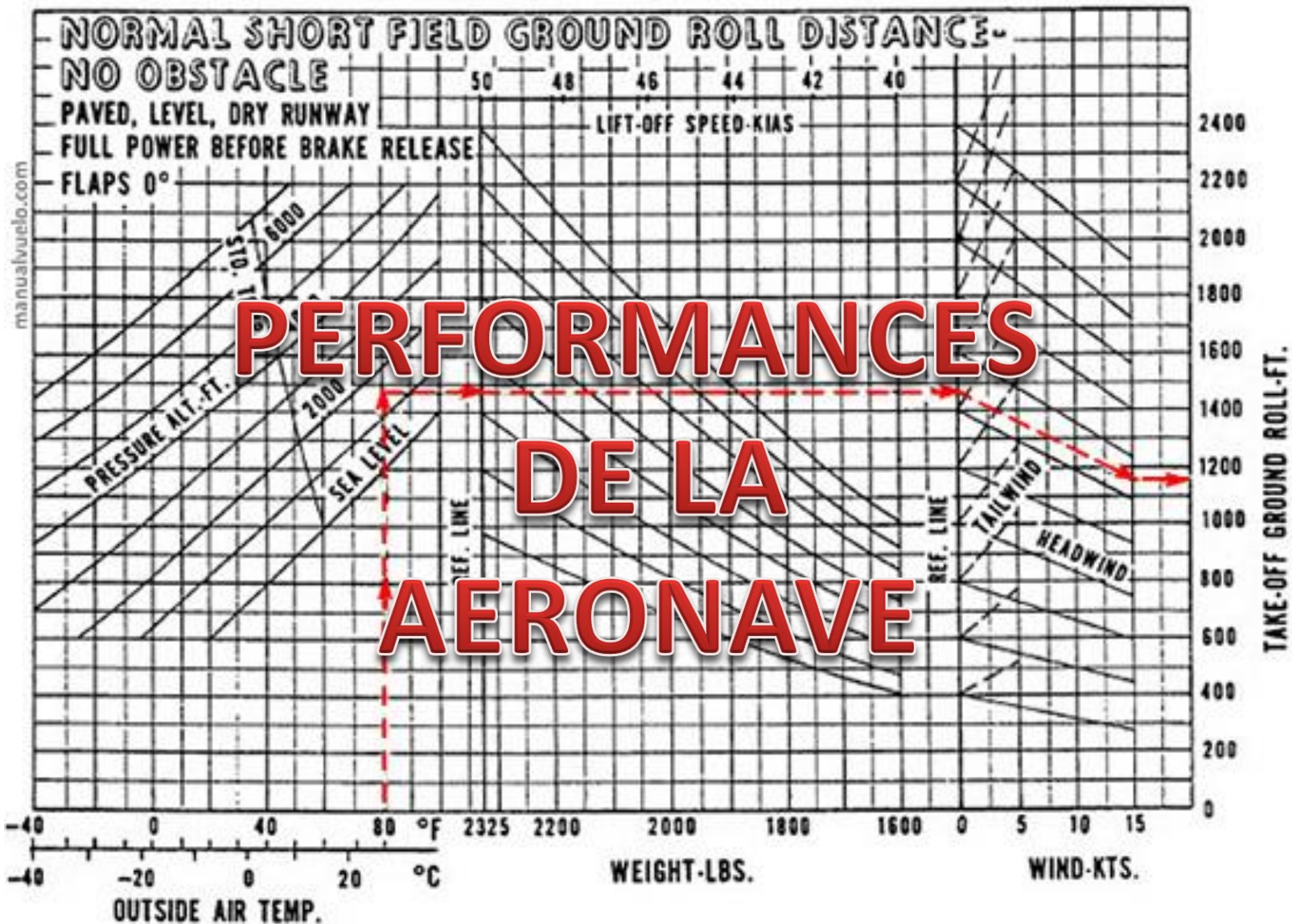




Example: Departure airport pressure altitude: 1500 ft
Departure airport temperature: 80°F
Weight: 2325 lbs.

Wind: 15 KTS headwind
Ground roll: 1150 ft.
Lift-off speed: 50 KIAS

PERFORMANCES DE LA AERONAVE

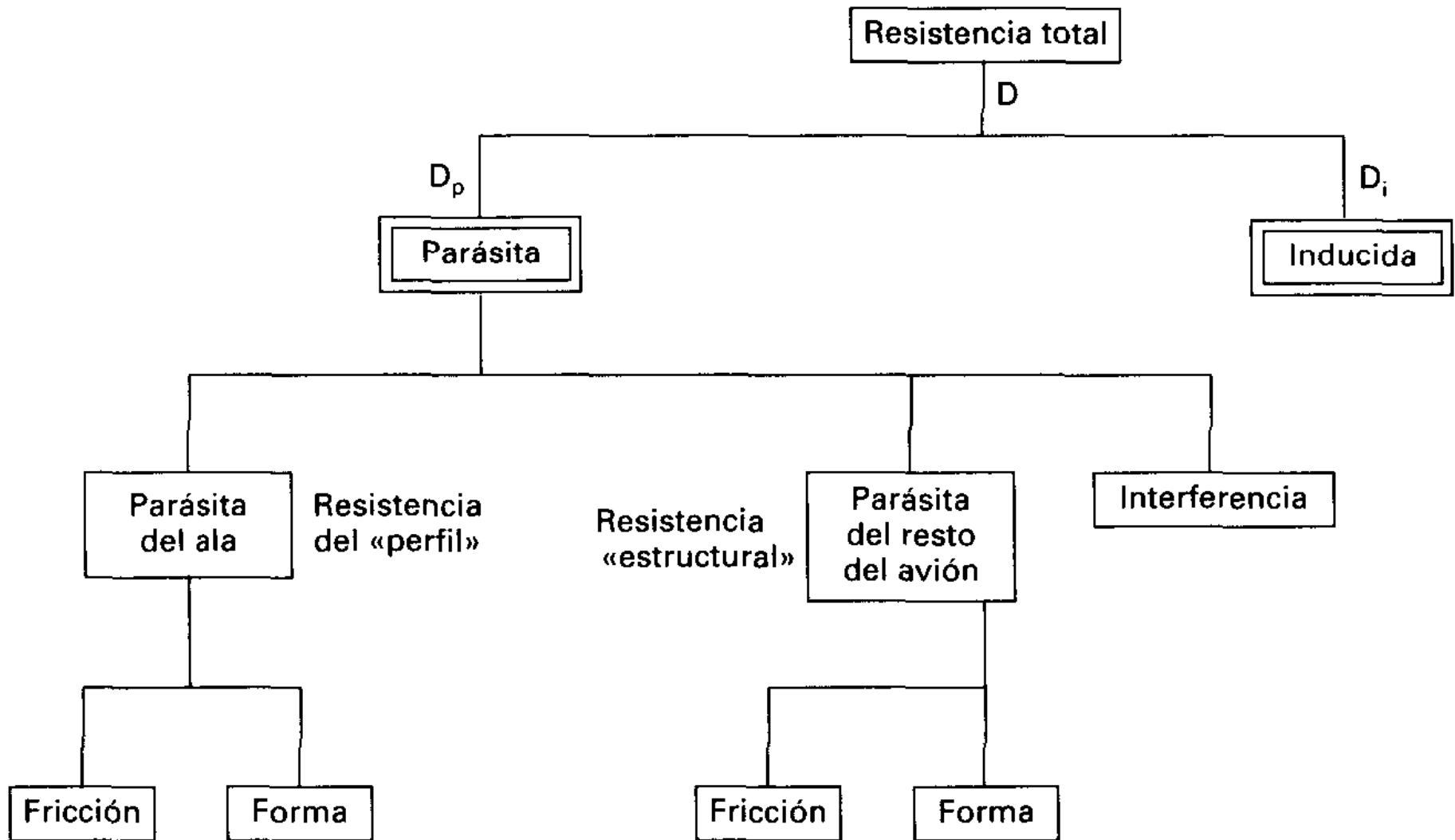
En una aeronave en vuelo recto y nivelado, la fuerza de empuje o tracción es igual a la resistencia, y la sustentación es igual al peso.

Cualquier empuje o tracción disponible que exceda el requerido para superar la resistencia puede aplicarse para acelerar la aeronave (incrementando la energía cinética) y para hacer que ascienda (incrementando la energía potencial).



$$T = D \quad L = W$$

PERFORMANCES DE LA AERONAVE



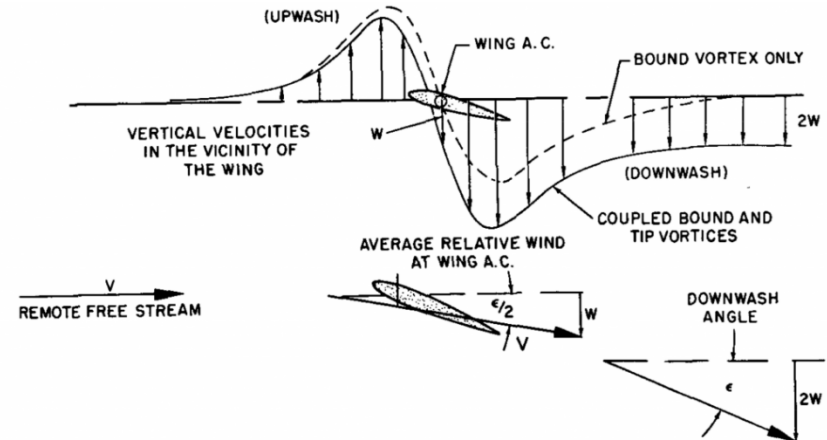
PERFORMANCES DE LA AERONAVE

$$L = m \cdot \frac{dv}{dt} \quad \text{O} \quad L = \frac{m}{dt} \cdot dv$$

$$m' = \frac{m}{dt}$$

dv = incremento de velocidad vertical

$$dv = 2w$$

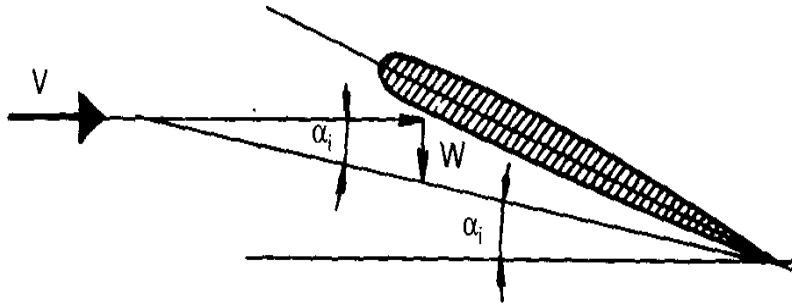


$$L = m' \cdot 2w \longrightarrow w = \frac{L}{2m'}$$

$$m' = \frac{\text{densidad} \cdot \text{volumen}}{\text{tiempo}} = \frac{\text{densidad} \cdot \text{Área afectada} \cdot \text{longitud}}{\text{tiempo}} = \text{densidad} \cdot \text{Área} \cdot \text{velocidad}$$

$$m' = \rho \cdot A' \cdot V$$

A' = Sección hipotética transversal de la masa de aire deflectada



$$\alpha_i = \frac{w}{V}$$

Ángulo de ataque inducido

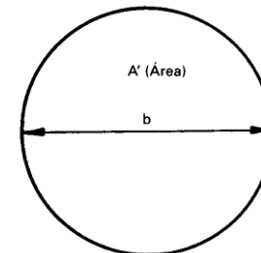
$$w = \frac{L}{2m'}$$

$$m' = \rho \cdot A' \cdot V$$

$$\alpha_i = \frac{L}{2\rho \cdot A' \cdot V^2}$$

A' = Sección hipotética transversal es equivalente a un área circular de diámetro igual a la envergadura

$$A' = \pi \left(\frac{b}{2} \right)^2 = \frac{\pi b^2}{4}$$



$$\alpha_i = \frac{L}{2 \rho \frac{\pi b^2}{4} \cdot V^2} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho V^2 \cdot S \cdot C_L}{2 \rho \frac{\pi b^2}{4} V^2}$$

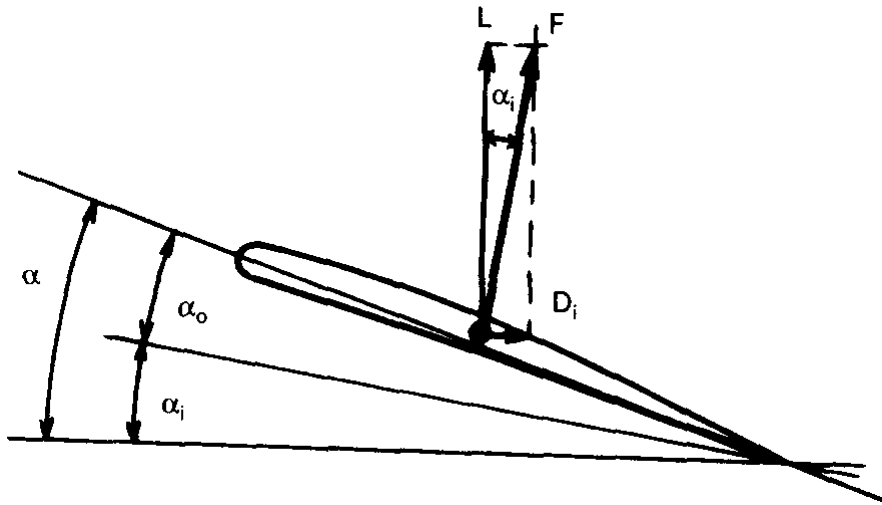
$$\alpha_i = \frac{C_L \cdot S}{\pi b^2}$$

$$A = \frac{b^2}{S}$$

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi A} \quad \text{para alas con distribución de sustentación elíptica}$$

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi \cdot A \cdot e} \quad \text{para alas con distribución de sustentación no elíptica}$$

e = Factor de Eficiencia de Oswald



$$C_{Di} = C_L \cdot \operatorname{tg} \alpha_i$$

α_i pequeño

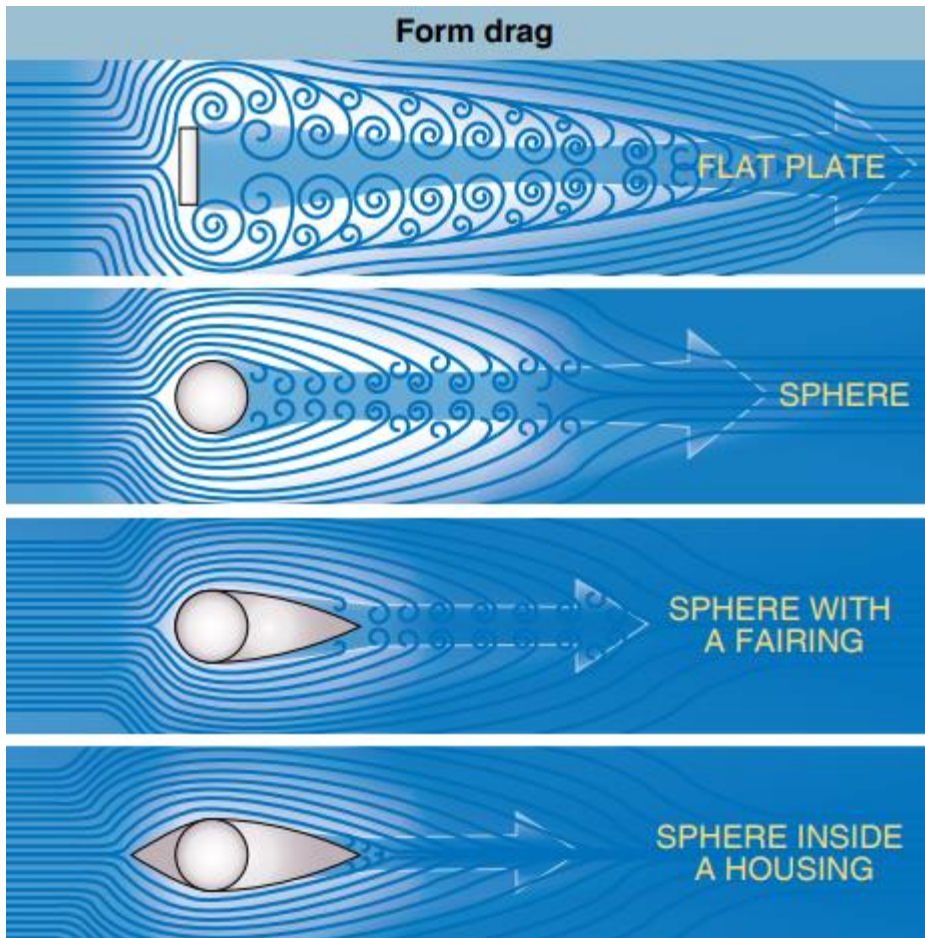
$$C_{Di} = C_L \cdot \alpha_i = C_L \cdot \frac{C_L}{\pi \cdot A \cdot e}$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}$$

$$D_i = qSC_{Di}$$

$$D_i = qS \frac{C_L^2}{\pi A e}$$

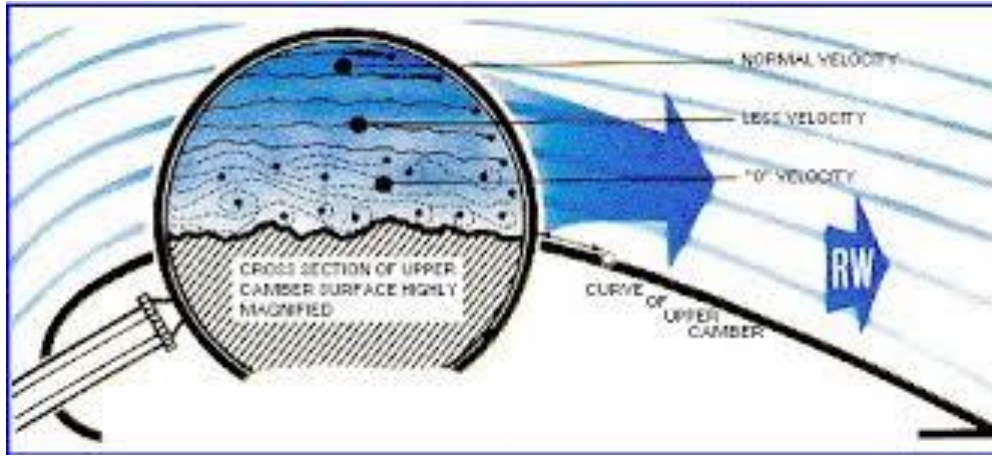
RESISTENCIA INDUCIDA



Resistencia de Forma

En la figura superior del diagrama, el viento relativo a través de una placa plana genera un punto de estancamiento en el borde de ataque, en la parte frontal de la placa, que contiene una presión estática muy alta. El flujo de aire intenta mantener contacto con la superficie de la placa, pero las líneas de corriente no pueden seguir los ángulos agudos necesarios para que se ubiquen detrás de la placa. Como resultado, se separan en el borde de salida de la placa, dejando una estela de baja presión. La diferencia de presión entre los bordes de entrada y salida de la placa provoca que esta sea empujada en la dirección del viento relativo y retarda el avance. Esto se conoce como resistencia de forma.

Para reducir la resistencia de forma, se da forma aerodinámica a las superficies expuestas al flujo del viento relativo.



Resistencia de Fricción

La resistencia por fricción es la resistencia causada por la fricción de un fluido contra la superficie de un objeto que se mueve a través de él.

La resistencia por fricción se crea en la capa límite debido a la viscosidad del aire y la fricción resultante contra la superficie de la aeronave. Las moléculas de aire en contacto directo con la superficie de la aeronave son las más afectadas. A medida que las moléculas fluyen sobre la superficie y se cruzan entre sí, la resistencia viscosa a dicho flujo se convierte en una fuerza que retarda el avance. La cantidad de resistencia por fricción que se crea por metro cuadrado de superficie es relativamente pequeña. Sin embargo, dado que la capa límite cubre gran parte de la superficie de la aeronave, la resistencia por fricción puede llegar a ser bastante significativa en aviones de mayor tamaño.

El flujo turbulento genera mayor resistencia por fricción que el flujo laminar debido a su mayor interacción con la superficie del avión. Las superficies rugosas aceleran la transición del flujo de aire de la capa límite de laminar a turbulento, lo que, a su vez, aumenta el espesor y la disrupción del flujo de aire dentro de la capa límite. Estos aumentos hacen que más moléculas de aire se vean afectadas por el movimiento de la aeronave, lo que se traduce en un aumento de la resistencia por fricción. La resistencia por fricción se puede reducir retrasando el punto en el que el flujo laminar se vuelve turbulento. Esto se puede lograr alisando las superficies expuestas del avión mediante el uso de remaches al ras en los bordes de ataque y mediante pintura, limpieza, encerado, pulido o aplicación de recubrimientos superficiales.

PERFORMANCES DE LA AERONAVE

$$L = W = \frac{1}{2} \rho_o \cdot V_e^2 \cdot S \cdot C_L \longrightarrow C_L = \frac{2W}{\rho_o \cdot V_e^2 \cdot S}$$

$$C_D = C_{Dp} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}$$

$$D = T = \frac{1}{2} \rho_o \cdot V_e^2 \cdot S \cdot \left(C_{Dp} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \right)$$

$$D = T = \frac{1}{2} \rho_o \cdot V_e^2 \cdot S \cdot C_{Dp} + \frac{1}{2} \cdot \rho_o \cdot V_e^2 \cdot S \left(\frac{2W}{\rho_o \cdot V_e^2 \cdot S} \right)^2 \cdot \frac{1}{\pi \cdot A \cdot e}$$

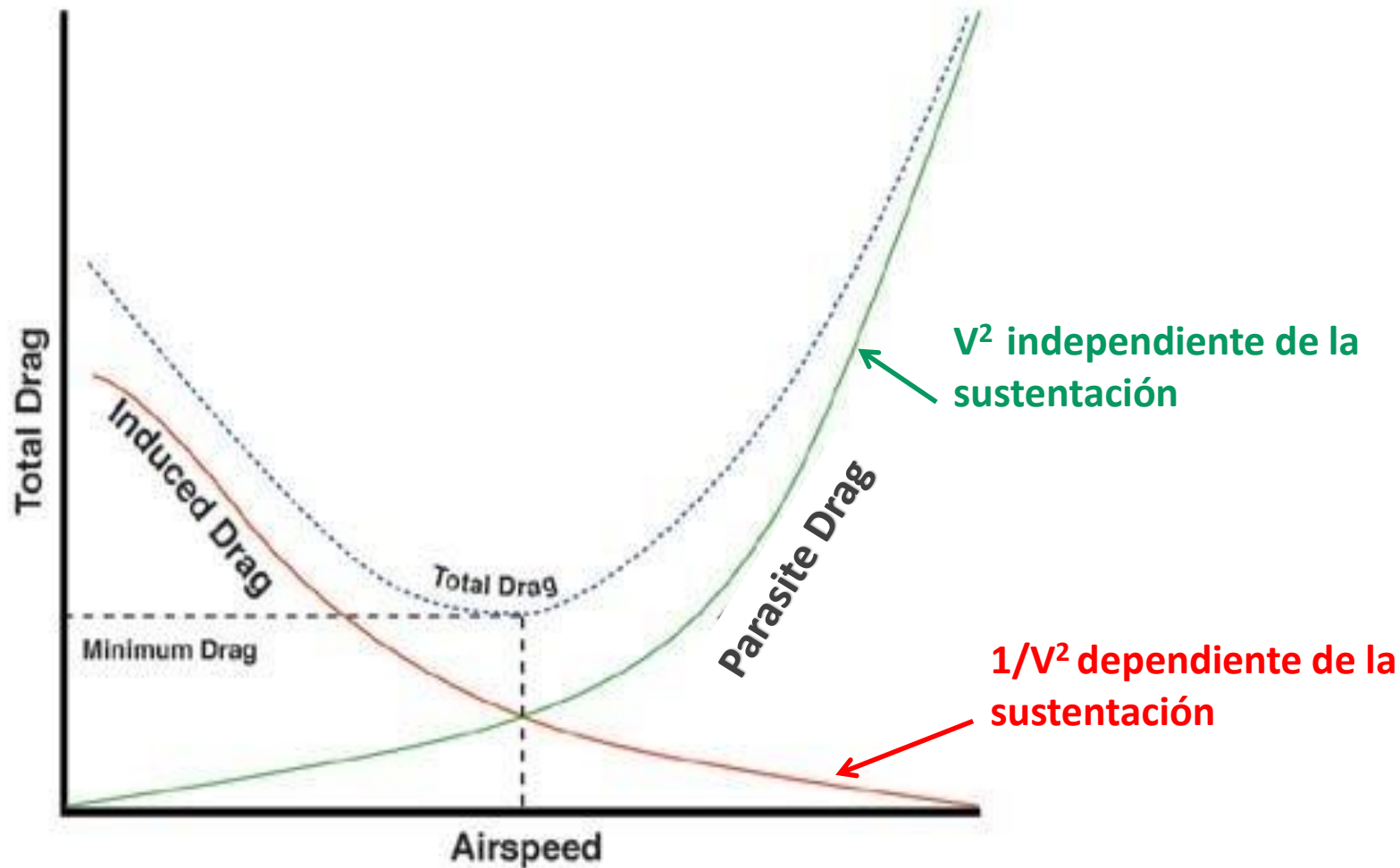
$$D = \underbrace{\frac{1}{2} \rho_o V_e^2 S C_{Dp}}_{\text{RESISTENCIA PARÁSITA}} + \underbrace{\frac{W^2}{\frac{1}{2} \rho_o V_e^2 S} \left(\frac{1}{\pi e A} \right)}_{\text{RESISTENCIA INDUCIDA}}$$

RESISTENCIA PARÁSITA

RESISTENCIA INDUCIDA

PERFORMANCES DE LA AERONAVE

$$D = \frac{1}{2} \rho_0 V_e^2 S C_{D_p} + \frac{W^2}{\frac{1}{2} \rho_0 V_e^2 S} \left(\frac{1}{\pi e A} \right)$$



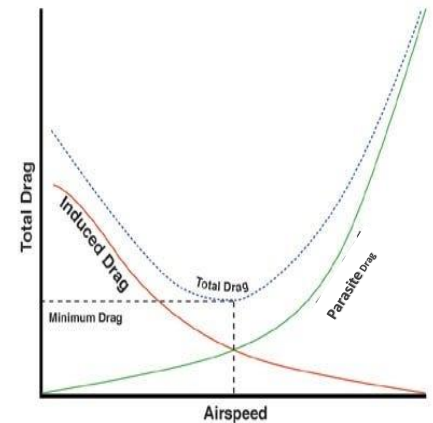
PERFORMANCES DE LA AERONAVE

$$D = \frac{1}{2} \rho_0 V_e^2 S C_{Dp} + \frac{W^2}{\frac{1}{2} \rho_0 V_e^2 S} \left(\frac{1}{\pi e A} \right)$$

$$a = \frac{1}{2} \rho_0 \cdot S \cdot C_{Dp} ; \quad b = \frac{1}{\frac{1}{2} \rho_0 \cdot S \cdot \pi \cdot A \cdot e}$$

$$T_n = D = a \cdot V_e^2 + b \cdot \frac{W^2}{V_e^2}$$

TRACCIÓN NECESARIA



$$\frac{dD}{dV_e} = 2a V_e - 2b \frac{W^2}{V_e^3} = 0 \rightarrow a \cdot V_e = \frac{b \cdot W^2}{V_e^3} \rightarrow V_{eMD} = \sqrt[4]{\frac{b}{a}} \cdot \sqrt{W}$$

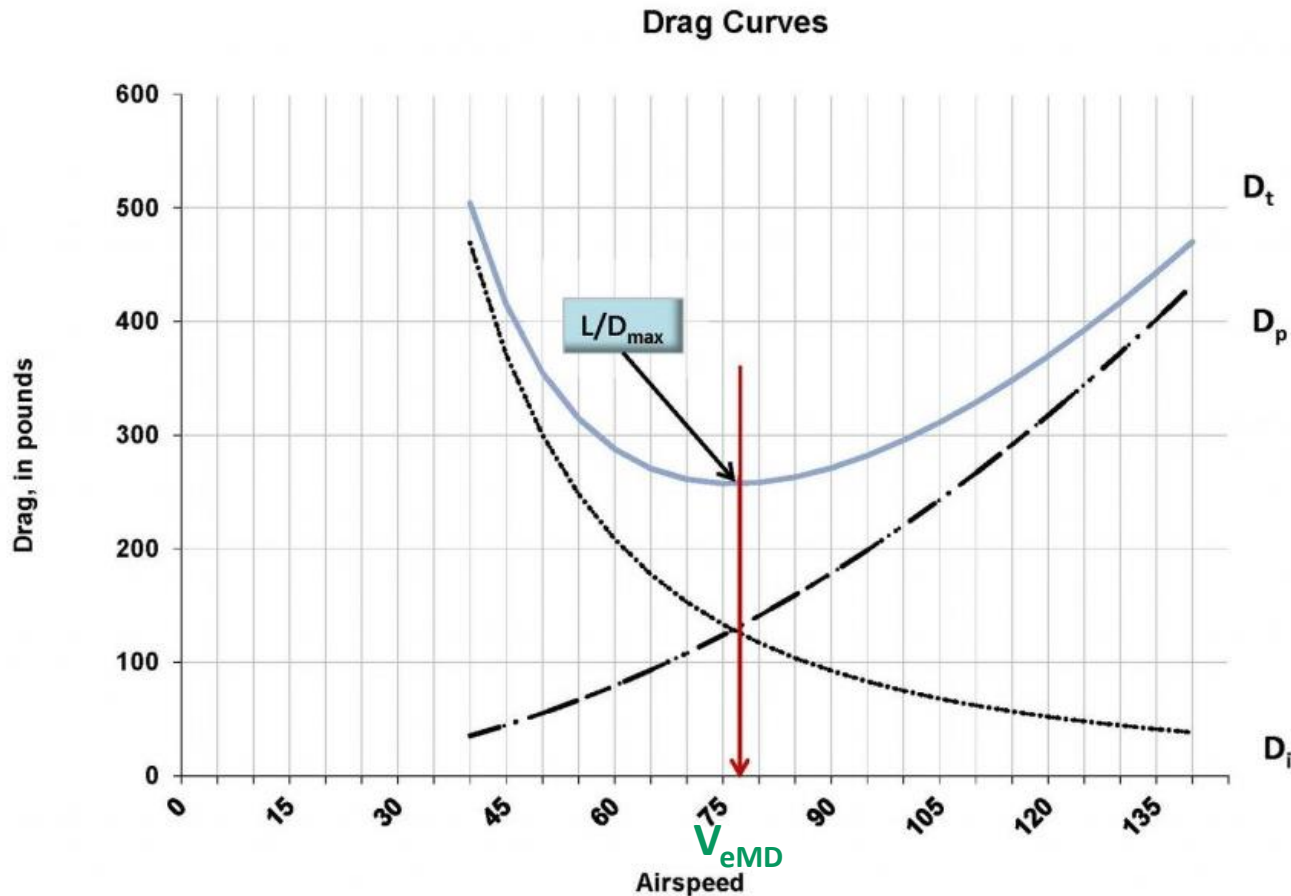
$$V_{eMD} = \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{2} \rho_0 S}} \cdot \sqrt[4]{\frac{1}{\pi \cdot A \cdot e \cdot C_{Dp}}} \cdot \sqrt{W}$$

VELOCIDAD DE MÍNIMA RESISTENCIA

PERFORMANCES DE LA AERONAVE

La **Velocidad de Mínima Resistencia V_{MD}** , para un peso determinado, es la que produce el máximo valor de L/D , ya que en vuelo recto y nivelado al ser $L = W = \text{cte.}$, el valor máximo de L/D será para D mínimo.

Velocidad de Mínima Resistencia = Velocidad de Máximo L/D (máximo alcance)

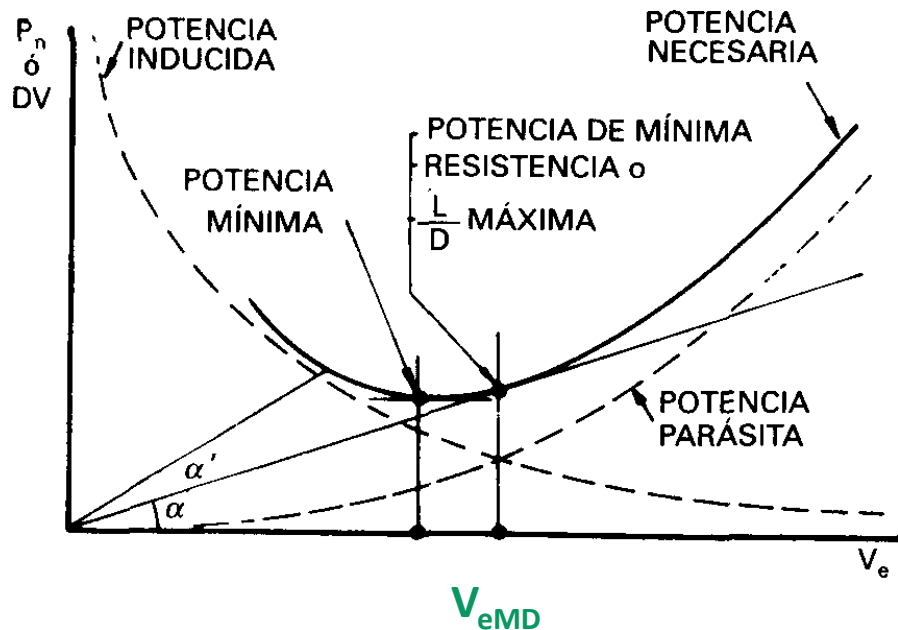


PERFORMANCES DE LA AERONAVE

$$P_n = D \cdot V = \left(a \cdot V_e^2 + \frac{b \cdot W^2}{V_e^2} \right) \cdot V \quad V = \frac{V_e}{\sqrt{\sigma}}$$

$$P_n = D \cdot V = \frac{1}{\sqrt{\sigma}} \left(a V_e^3 + \frac{b \cdot W^2}{V_e} \right)$$

POTENCIA NECESARIA



$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{D \cdot V}{V_e} = \frac{D}{\sqrt{\sigma}} = \min.$$

La $\operatorname{tg} \alpha$ trazada desde el origen de coordenadas que toca a la curva, será la mínima y considerando una altitud determinada constante y una resistencia mínima, la velocidad V_e que le corresponde es la de **mínima resistencia o L/D máximo**.

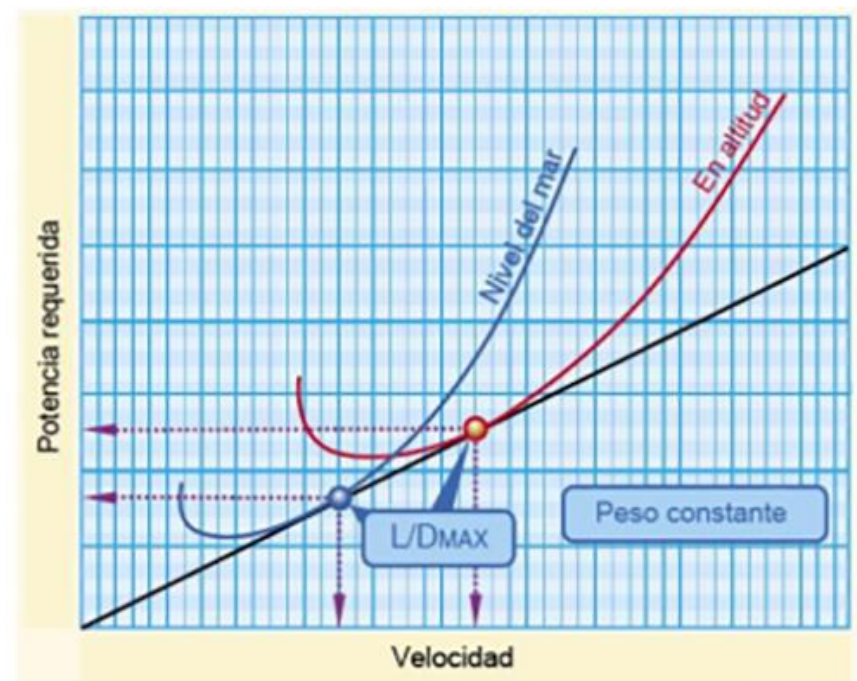
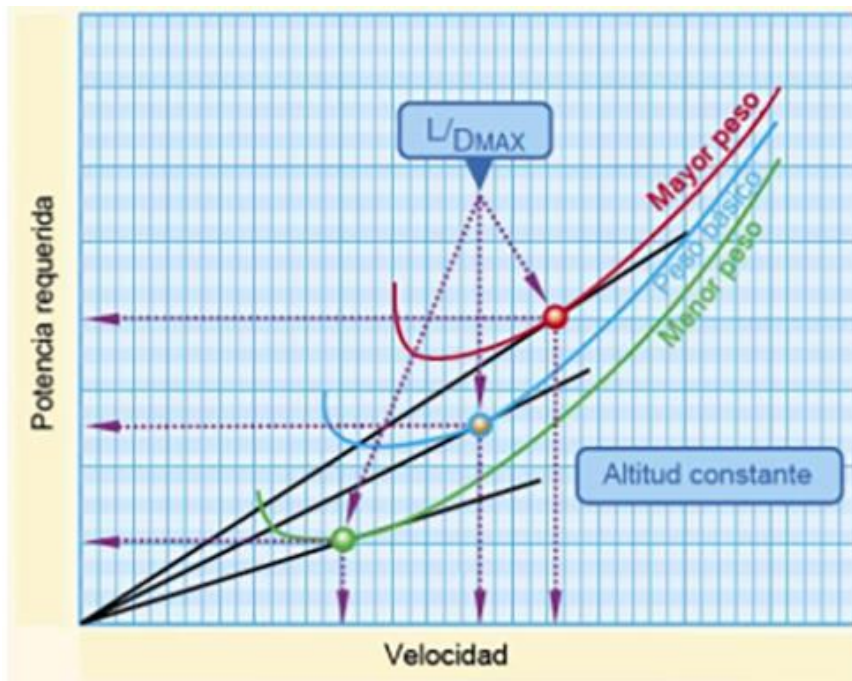
PERFORMANCES DE LA AERONAVE

$$P_n = D \cdot V = \frac{1}{\sqrt{\sigma}} \left(a V_e^3 + \frac{b \cdot W^2}{V_e} \right)$$

Las curvas de **Potencia Necesaria** varían con el **Peso** y la **Altitud**.

Para una **Altitud constante**, la **Potencia Necesaria** **aumenta con el peso**.

Para un **Peso constante**, la **Potencia Necesaria** **aumenta con la altitud** (σ disminuye cuando aumenta la altitud).



Máximo Alcance: Operación aérea en la que la distancia recorrida por unidad de peso de combustible es máxima.

Consumo Específico de Combustible (SFC): Flujo de combustible (m_f) (kg/hora) por unidad de potencia del motor (**BHP=Brake Horse Power**).

En motores de pistón se puede considerar que el **SFC** permanece constante y que el **BHP**, salvo pequeñas pérdidas que pudieran generarse en el arrastre de algunos mecanismos auxiliares, es la **Potencia en el Eje de la Hélice (SHP= Shaft Horse Power) (P_s)**.

$$SFC = \frac{m_f}{P_s}$$

La potencia no es totalmente aprovechada debido a pérdidas que se presentan en la hélice, generando una **Potencia Disponible (P_D)** debido a un rendimiento η_h de la misma.

$$P_D = \eta_h \cdot P_s$$

Por lo tanto:

$$SFC = \frac{\eta_h \cdot m_f}{P_D}$$

Definiendo al **Alcance específico α** como:

$$\alpha = \frac{\text{millas náuticas recorridas}}{\text{kg de combustible}} = \frac{NM}{kg}$$

El **Máximo Alcance** será el mayor valor de α .

$$\alpha = \frac{D \cdot \frac{NM}{t}}{D \cdot \frac{kg}{t}} = \frac{D \cdot V}{D \cdot m_f} = \frac{P_n}{D \cdot m_f} = \frac{P_n \cdot \eta_h}{D \cdot P_D \cdot SFC}$$

Para la condición de vuelo recto y nivelado la **Potencia Necesaria P_n** es igual a la **Potencia Disponible P_D** , por lo tanto:

$$\alpha = \frac{\eta_h}{D \cdot SFC}$$

Dado que **SFC** es prácticamente constante, **α será máximo** para **D mínimo**, o sea para **L/D máximo**.

Velocidad de Potencia Mínima o de Máxima Autonomía

POTENCIA NECESARIA

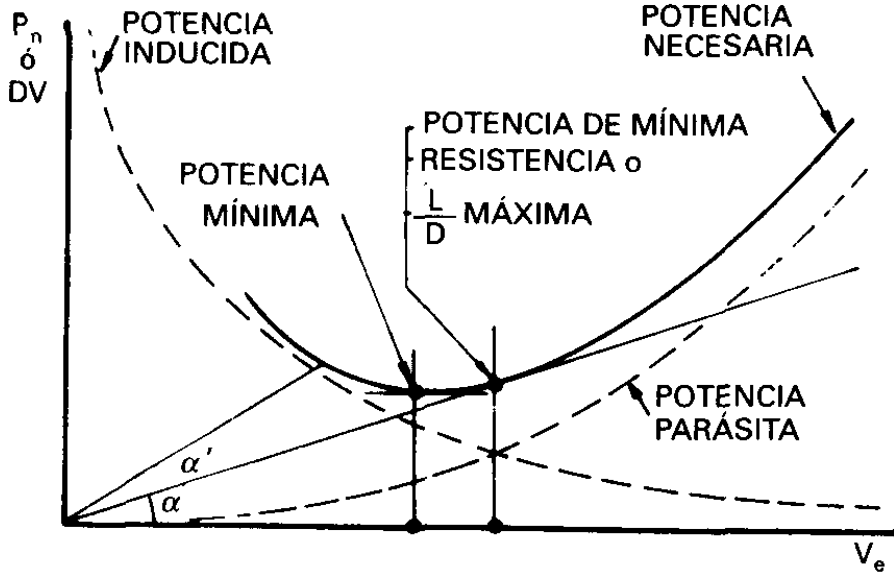
$$P_n = D \cdot V = \frac{1}{\sqrt{\sigma}} \left(a V_e^3 + \frac{b \cdot W^2}{V_e} \right)$$

$$\frac{dP_n}{dV_e} = \frac{1}{\sqrt{\sigma}} \left(3 \cdot a \cdot V_e^2 - \frac{b \cdot W^2}{V_e^2} \right) = 0$$

$$V_e = \sqrt[4]{\frac{b}{3 \cdot a}} \cdot \sqrt{W}$$

$$a = \frac{1}{2} \rho_o \cdot S \cdot C_{Dp} :$$

$$b = \frac{1}{\frac{1}{2} \rho_o \cdot S \cdot \pi \cdot A \cdot e}$$



VELOCIDAD DE POTENCIA MÍNIMA O DE MÁXIMA AUTONOMÍA

$$V_{pnmin} = \sqrt[4]{\frac{1}{3\pi \cdot A \cdot e \cdot C_{Dp}}} \cdot \sqrt{\frac{W}{1/2 \rho_o \cdot S}}$$

$$V_{eMD} = \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{2} \rho_0 S}} \cdot \frac{1}{\sqrt[3]{\pi \cdot A \cdot e \cdot C_{Dp}}} \cdot \sqrt{W}$$

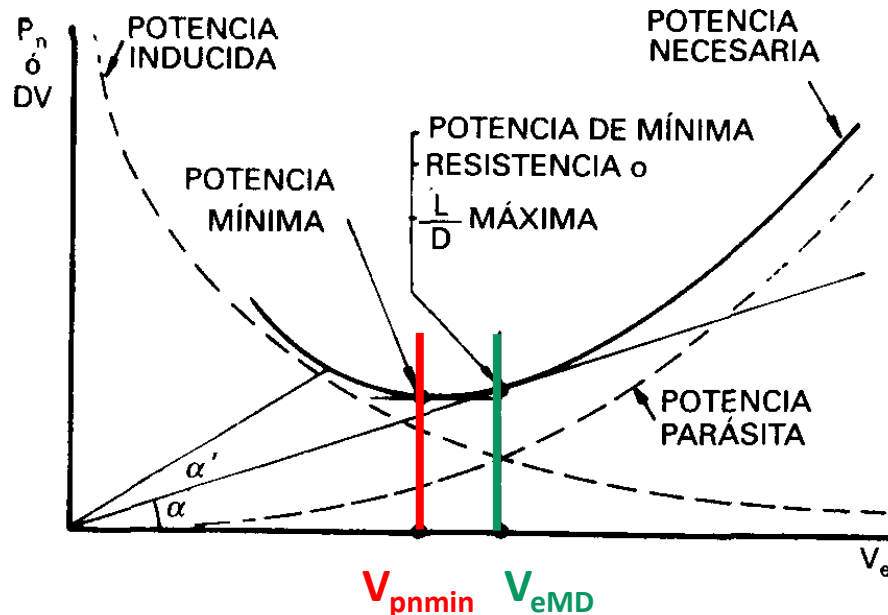
VELOCIDAD DE MÍNIMA RESISTENCIA

$$V_{pnmin} = \sqrt[4]{\frac{1}{3\pi \cdot A \cdot e \cdot C_{Dp}}} \cdot \sqrt{\frac{W}{1/2 \rho_0 \cdot S}}$$

VELOCIDAD DE POTENCIA
MÍNIMA O DE MÁXIMA
AUTONOMÍA

$$\frac{V_{eMD}}{V_{pnmin}} = \sqrt[4]{3}$$

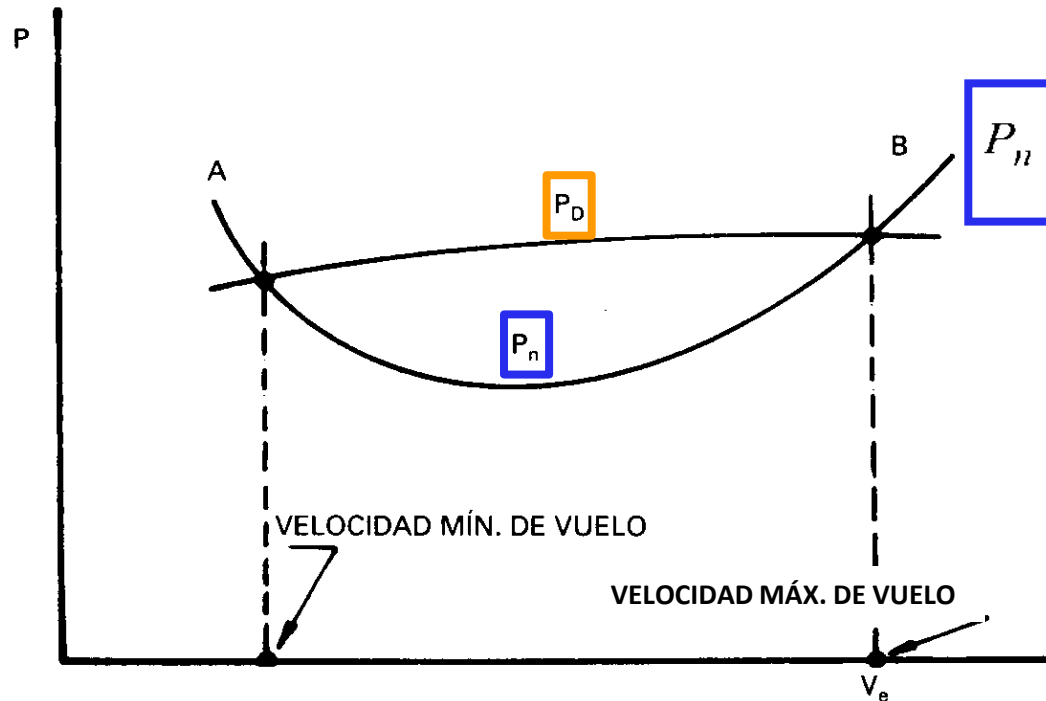
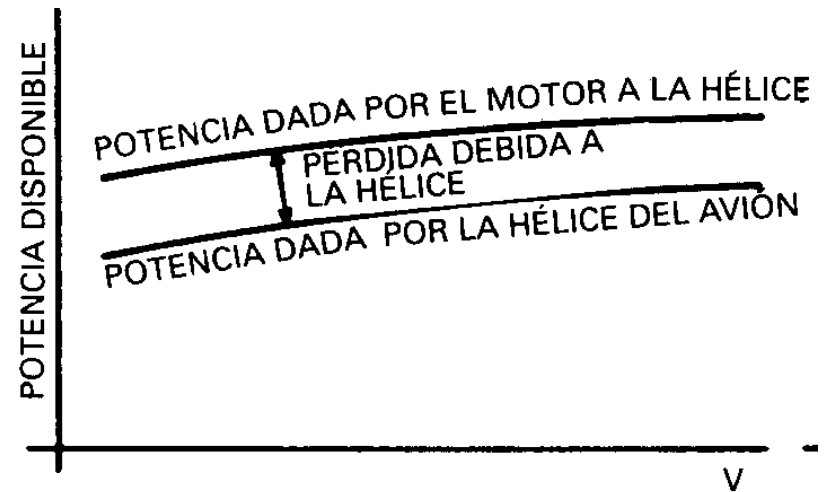
$$V_{pnmin} = \frac{V_{MD}}{\sqrt[4]{3}} = 0,76 V_{MD}$$



Potencia Disponible

$$P_D = BHP \cdot \eta_h = P_s \cdot \eta_h$$

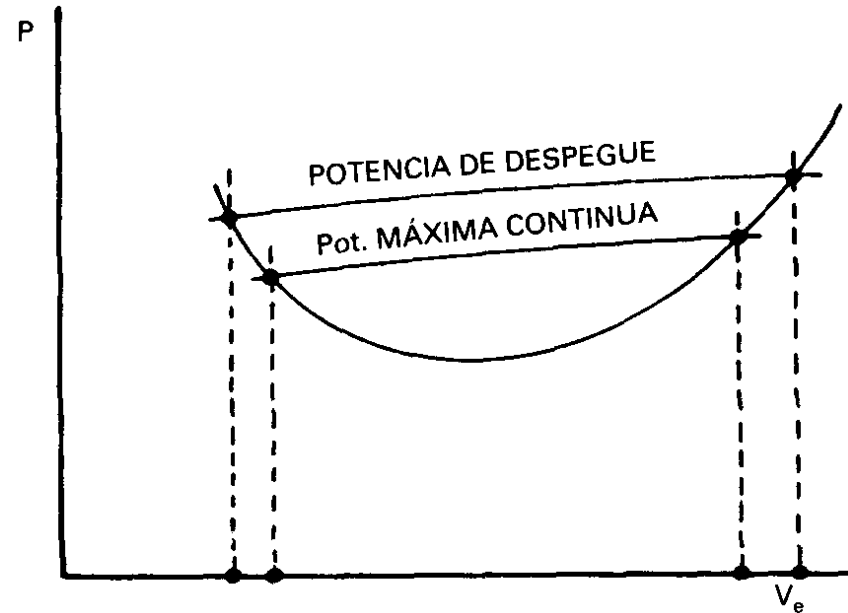
η_h = eficacia (o rendimiento) de la hélice.



$$P_n = D \cdot V = \frac{1}{\sqrt{\sigma}} \left(a V_e^3 + \frac{b \cdot W^2}{V_e} \right)$$

POTENCIA NECESARIA

PERFORMANCES DE LA AERONAVE

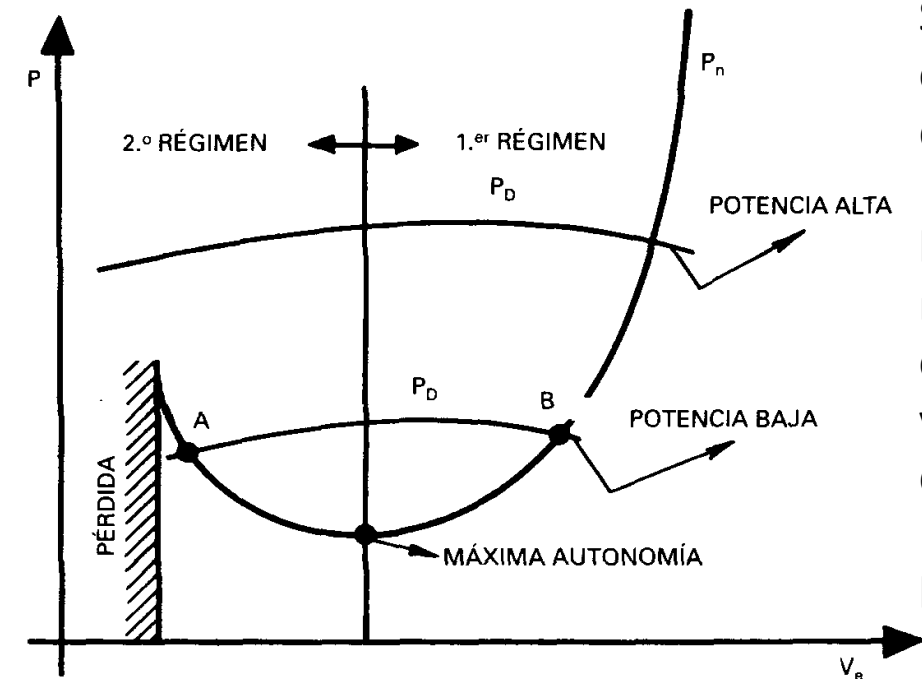


La potencia puede variarse mediante los controles del motor.

La máxima potencia sería en el despegue y en esa condición la velocidad mínima estaría por debajo de las correspondientes a potencias menores.

Al reducir la potencia la velocidad máxima disminuye y la mínima aumenta.

Si la potencia se sigue disminuyendo se alcanzaría una única velocidad posible para vuelo horizontal que sería la de **MÁXIMA AUTONOMÍA**.

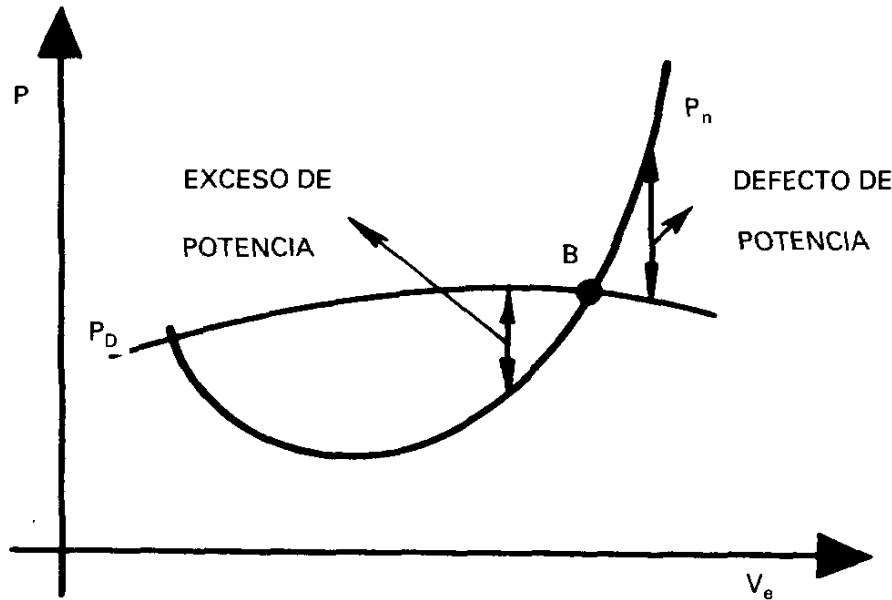


Se distinguen dos regiones en la gráfica que corresponden a dos tipos de vuelo que se denominan 1er y 2do régimen.

En 2do régimen el vuelo es posible con potencias bajas ya que con potencias altas la velocidad mínima se disminuye quedando, a partir de un cierto valor de potencia, por debajo de la velocidad de pérdida, limitando el vuelo dentro de valores de 1er régimen.

La velocidad de máxima autonomía establece el límite entre los dos regímenes de vuelo.

PERFORMANCES DE LA AERONAVE



Volando en el 2do régimen (velocidad inferior a la de máxima autonomía) un aumento de la velocidad significaría que sería necesaria menos potencia. Volar en 1er régimen implicaría lo contrario.

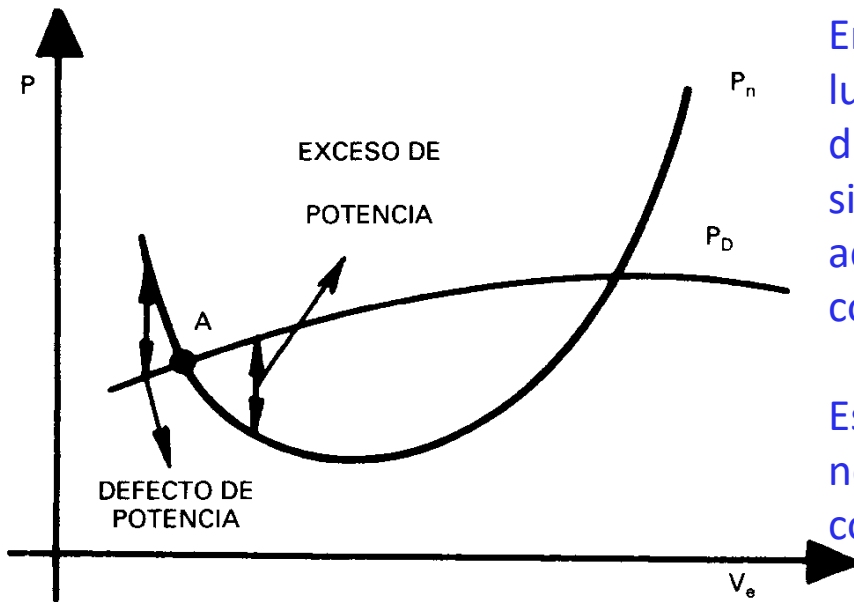
Supongamos que el vuelo se realiza a una velocidad y a una potencia correspondiente al punto B.

De **existir una perturbación** que disminuyera la velocidad, se presentará un exceso de potencia disponible sobre la necesaria. Si la perturbación generara un incremento de velocidad ocurriría lo contrario. En ambos casos la aeronave tiende a **recobrar su velocidad de equilibrio B**.

Si **disminuimos las RPM** del motor este genera menos potencia, hay menos potencia disponible de la que se necesita. Por tanto el avión no puede seguir volando a la velocidad del punto B. Si mantenemos la altitud constante el avión desacelerará hasta la velocidad en que la potencia necesaria sea igual a la potencia disponible con las nuevas RPM del motor. En cambio, si mantenemos la velocidad constante el avión descenderá. El régimen de descenso será más grande cuanto mayor sea el déficit de potencia. Todo lo contrario ocurre si aumentamos las RPM.

Si en lugar de aumentar o disminuir la potencia **empujamos la palanca de comando** hasta alcanzar una velocidad mayor a la del punto B, a ésta nueva velocidad habrá un déficit de potencia y el avión comenzará a descender a menos que demos combustible hasta que la potencia disponible sea igual a la potencia necesaria o volvamos de nuevo a volar a la velocidad B. Lo contrario ocurre si tiramos de la palanca para reducir la velocidad con respecto a la del punto B.

PERFORMANCES DE LA AERONAVE



En la región de 2do régimen **una perturbación** que dé lugar a un aumento de la velocidad de vuelo horizontal diferente a la correspondiente al punto **A**, producirá una situación de exceso de potencia disponible, la aeronave adquirirá mayor velocidad, y la viceversa en caso contrario.

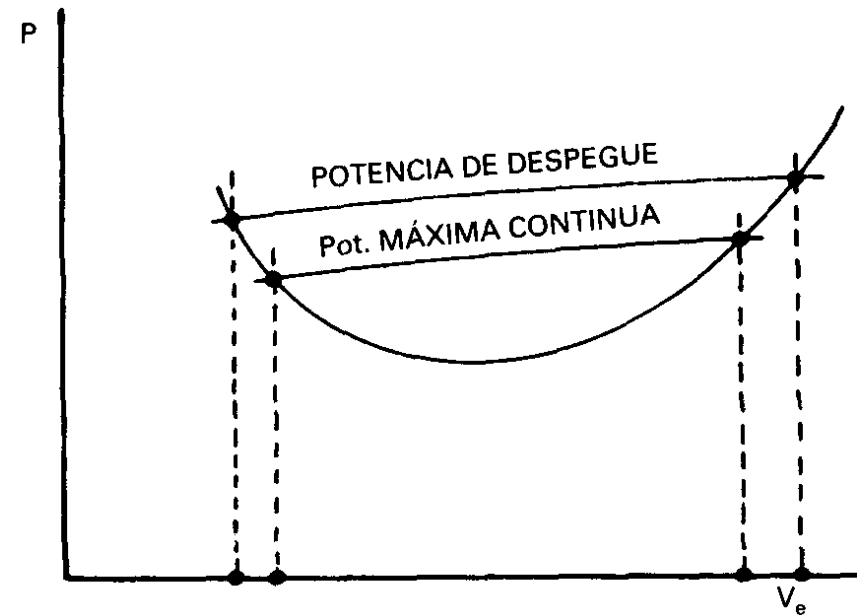
Esta es una condición de inestabilidad ya que la aeronave no tiende a volver a su velocidad de equilibrio correspondiente al punto **A**. En caso

Si **reducimos las RPM** y mantenemos la altitud el avión desacelera. Al reducir la velocidad la potencia necesaria para mantener la altitud aumenta. Cuanto más decelere el avión, mayor será el déficit de potencia. Por tanto, el avión continuará decelerando hasta entrar en pérdida a menos que se incremente el combustible para lograr que la potencia disponible y la potencia necesaria sean iguales. Cuanto más lento deseemos volar mayor potencia necesitaremos para mantener la altitud.

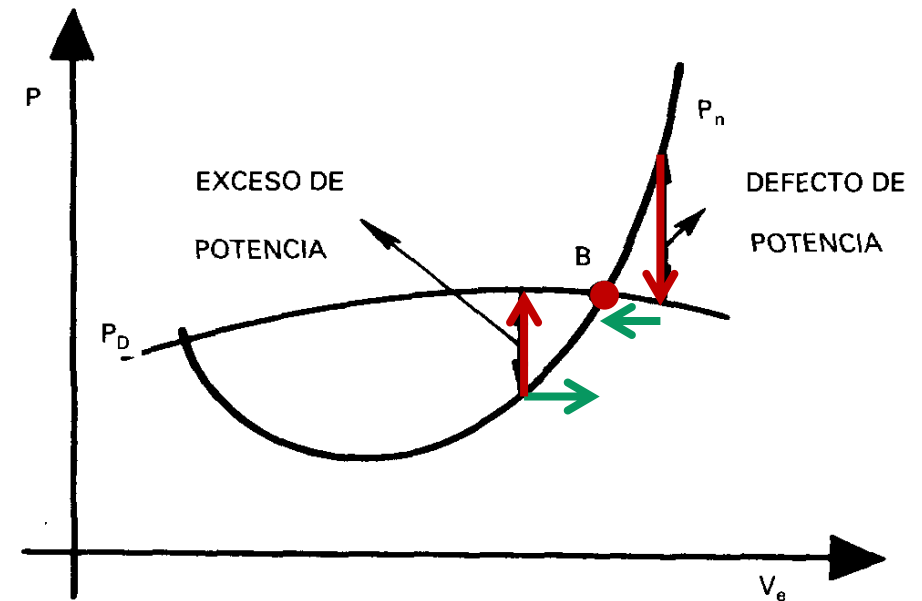
Si en lugar de actuar sobre el mando de gas **empujamos la palanca para volar** a una velocidad mayor a **A** el razonamiento es el mismo que en el vuelo en primer régimen pero a la inversa. En este caso tendremos que quitar combustible, si no lo hacemos comenzaremos a ascender. Pero si tiramos de la palanca para mantener disminuir la velocidad con respecto a **A** tendremos que dar combustible o comenzaremos a descender.

PERFORMANCES DE LA AERONAVE

1) Para mantener la altitud a una velocidad determinada hace falta una potencia determinada.

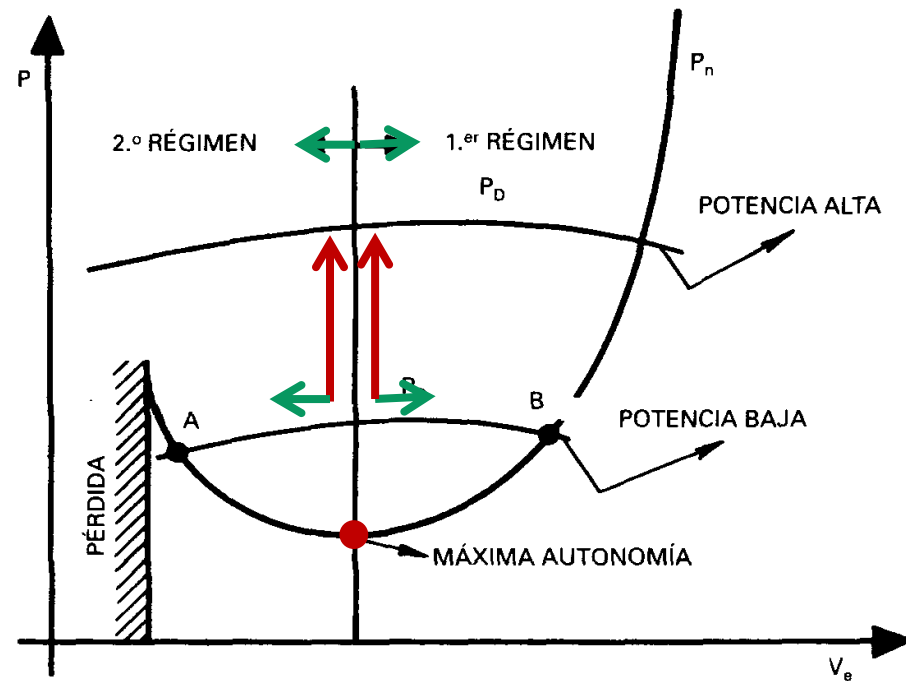


2) Si volamos a velocidad y altitud constantes, la resistencia y la tracción son iguales. Si la tracción es mayor que la resistencia, la aeronave acelera. Si la tracción es menor que la resistencia, la aeronave desacelera.

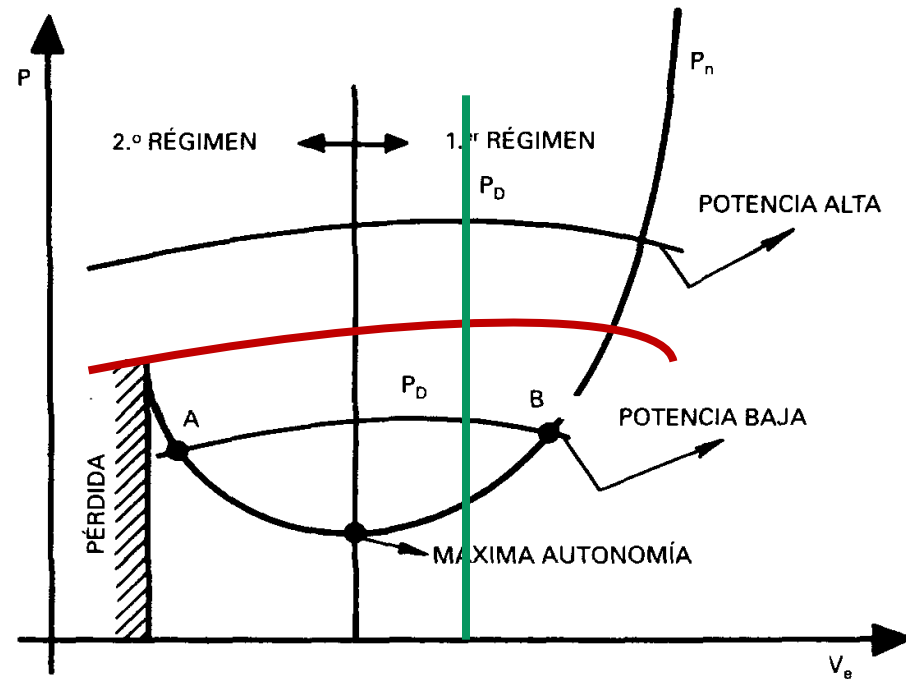


PERFORMANCES DE LA AERONAVE

- 3) La potencia mínima necesaria para mantener la velocidad y la altitud constantes corresponden al punto más bajo de la curva de potencia necesaria.
- 4) A velocidades mayores que la de mínima potencia necesaria, el vuelo es en primer régimen, a velocidades menores en segundo régimen.
- 5) En primer régimen hace falta más potencia para volar más rápido. En segundo régimen hace falta más potencia para volar más lento.

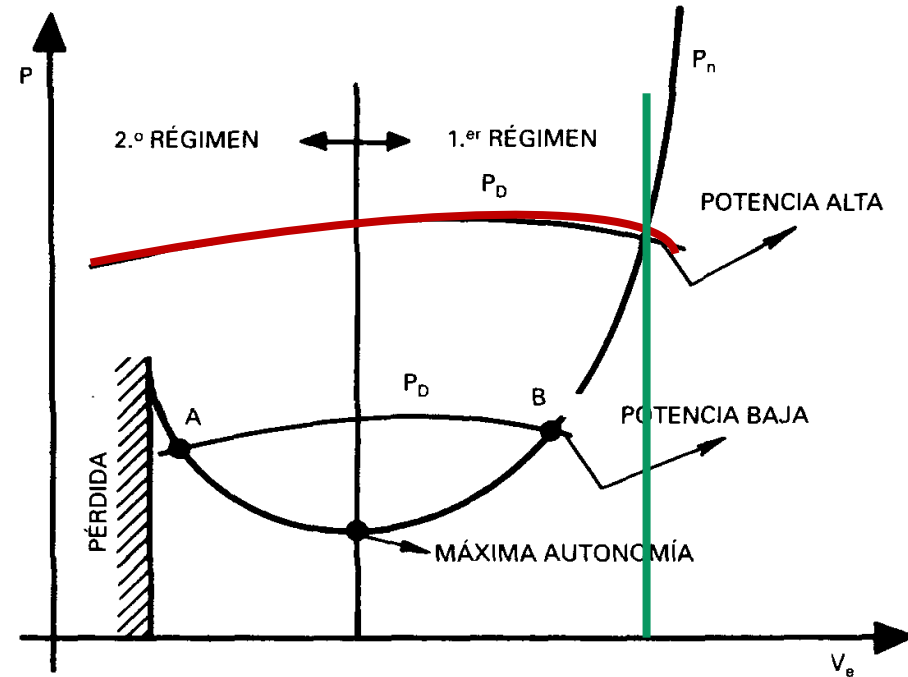


6) El mando de potencia permite subir o bajar la curva de potencia disponible. Si damos combustible, la curva sube. Si quitamos combustible la curva baja. La palanca de mando permite aumentar la velocidad si la empujamos o disminuirla si la tiramos.



7) Volando en primer régimen si quitamos combustible y mantenemos la altitud la aeronave desacelera hasta la velocidad en que la potencia necesaria y la disponible son iguales.

8) Volando en primer régimen si damos combustible y mantenemos la altitud la potencia disponible es mayor que la potencia necesaria y la aeronave acelera hasta que se igualen.

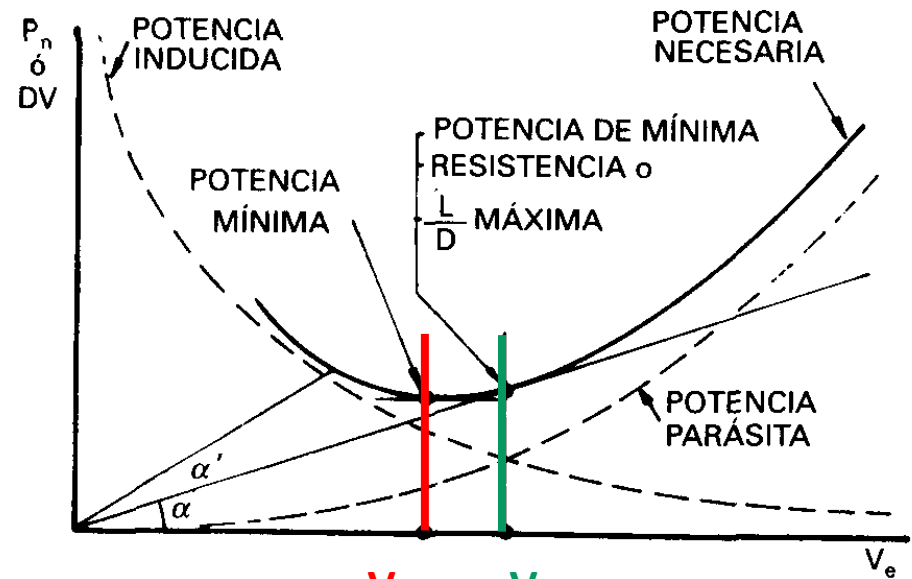
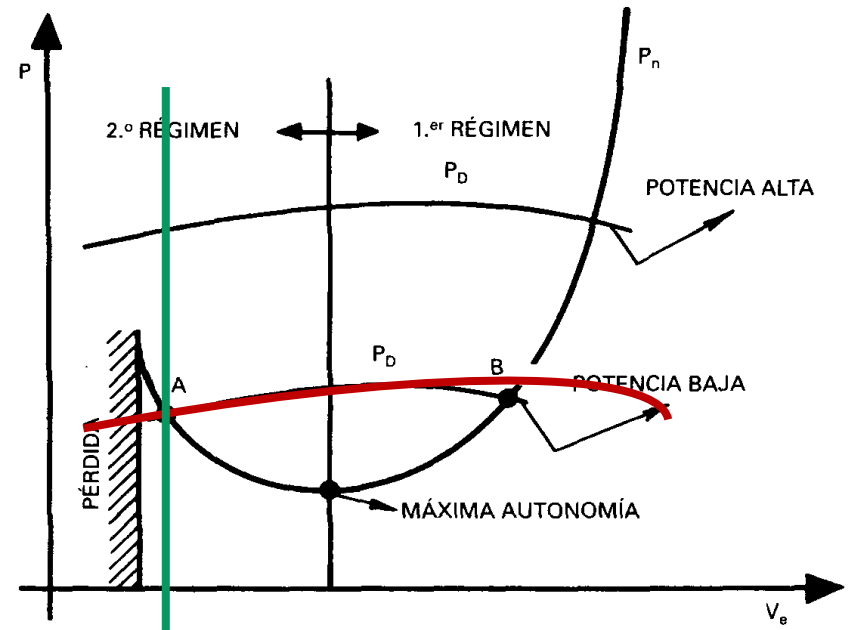


PERFORMANCES DE LA AERONAVE

9) En segundo régimen si disminuimos la velocidad la potencia necesaria aumenta debido a la resistencia inducida. Cuanto más lento más potencia hace falta para mantener la altitud. Si no damos combustible para igualar la potencia necesaria con la potencia disponible la aeronave descenderá.

10) Volando en segundo régimen si aumentamos la velocidad la potencia necesaria disminuye. Si no quitamos combustible la aeronave comenzará a ascender.

11) La velocidad de mínima potencia necesaria es aproximadamente el 75% de la velocidad de máximo planeo.



ISA DAY SPEED POWER

ASSOCIATED CONDITIONS:

Cowl Flaps:	CLOSED	Mixture:	PEAK TIT
Landing Gear:	UP	Gross Weight:	1999 KG
Wing Flaps:	0°		(4407 LB)

EXAMPLE:

O.A.T.:	-13°C
Pressure Altitude:	16,500 Ft
Power:	Normal Cruise
True Airspeed:	167 KTAS

