Valores iniciales (ISA - para completar a mano)

Símbolo	Unidades	Valor inicial	Descripción y uso
S	ft ²	_____	Área alar. Entra en qS , C_L , C_D y velocidades óptimas.
b	ft	_____	Envergadura. Junto a S fija $AR = b^2/S$.
W_0	lbf	_____	Peso de vuelo. Entra en $C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S}$ y en $RC = (P_{\text{exceso}} \cdot 550)/W_0$.
W_{fuel}	lbf	_____	Peso de combustible. Afecta R vía $\ln(W_i/W_f)$.
C_{D0}	-	_____	Arrastre parásito. Reduce $L/D_{\text{máx}}$ si aumenta.
e	-	_____	Eficiencia de Oswald. Mejora el término inducido (k).
AR	-	_____	Relación de aspecto b^2/S . Reduce arrastre inducido si aumenta.
k	-	_____	Factor inducido $k = \frac{1}{\pi AR e}$.
P_{SL}	hp	_____	Potencia del motor al nivel del mar (eje).
η_p	-	_____	Eficiencia propulsiva (hélice).
TSFC	lb/(hp · h)	_____	Consumo específico. Menor TSFC $\Rightarrow$ mayor R , E .
h_1	ft	_____	Altitud inicial del tramo de cálculo (ej.: 0 ft).
h_2	ft	_____	Altitud final/objetivo del tramo (ej.: 5000 ft).
$\rho(0)$	slug/ft ³	0.002 376 9	Densidad ISA al nivel del mar.
$T(0)$	R	518.67	Temperatura ISA S.L. ($\approx 59^\circ\text{F}$).
$p(0)$	lbf/ft ²	2116.22	Presión estática ISA S.L. (psf).
$a(0)$	ft/s	1116.5	Velocidad del sonido S.L.
$\sigma(0)$	-	1	Relación de densidad $\sigma = \rho/\rho_0$ al nivel del mar.
$\rho(h_2)$	slug/ft ³	_____	Densidad ISA a h_2 .
$T(h_2)$	R	_____	Temperatura a h_2 .
$p(h_2)$	lbf/ft ²	_____	Presión a h_2 .
$a(h_2)$	ft/s	_____	Velocidad del sonido a h_2 .
$\sigma(h_2)$	-	_____	Relación de densidad $\sigma = \rho/\rho_0$ a h_2 .
V^*	ft/s	_____	Velocidad óptima: alcance (en C_L^*) o mejor ROC (en $C_{L,\text{mín } P}$).
RC	ft/s	_____	Razón de ascenso (exceso de potencia).
Δt	min	_____	Tiempo de ascenso de h_1 a h_2 (modelo lineal).
R	nmi	_____	Alcance Breguet con 95 % del combustible.
<i>Derivados operativos (añadidos)</i>			
$V_{L/D\text{max}}$	ft/s	_____	Velocidad a máximo L/D (útil para economía).
$V_{\text{mín } P}$	ft/s	_____	Velocidad de mínima potencia requerida (mejor ROC).
C_L^*	-	_____	C_L en condición óptima usada (V^* o mín P).
C_D^*	-	_____	C_D correspondiente a C_L^* .
q^*	lbf/ft ²	_____	Presión dinámica $q = \frac{1}{2}\rho V^{*2}$.
M^*	-	_____	Mach asociado a V^* ($M = V^*/a$).
$P_{\text{avail}}(h)$	hp	_____	Potencia disponible a la altitud considerada.
$P_{\text{req}}(h)$	hp	_____	Potencia requerida a la altitud considerada.

Tabla de fórmulas — con sustitución y resultado

Concepto	Fórmula y sustitución (ISA en color)	Resultado
Factor inducido k	$k = \frac{1}{\pi AR e}$, $AR = \frac{b^2}{S} = \frac{\text{_____}^2}{\text{_____}}$, $e = \text{_____}$	$k = \text{_____}$ [-]
<i>Descripción:</i> escala el arrastre inducido ($C_{Di} = k C_L^2$). Disminuye si $AR \uparrow$ o $e \uparrow$.		
C_L^* para $L/D_{\text{máx}}$	$C_L^* = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} = \sqrt{\frac{\text{_____}}{\text{_____}}}$	$C_L^* = \text{_____}$ [-]
<i>Descripción:</i> punto de máxima eficiencia aerodinámica ($D_{par} = D_{ind}$).		
$L/D_{\text{máx}}$	$\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{máx}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi e AR}{C_{D0}}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi \text{_____}}{\text{_____}}}$	
<i>Descripción:</i> mejora con AR alto y e cercano a 1; empeora si C_{D0} sube.		
$C_{L,\text{mín } P}$ (mejor ROC)	$C_{L,\text{mín } P} = \sqrt{3} C_L^* = 1,732 \times \text{_____}$	$C_{L,\text{mín } P} = \text{_____}$ [-]
<i>Descripción:</i> condición de mínima potencia requerida $\Rightarrow$ velocidad óptima para <i>rate of climb</i> .		
Coefficiente total de arrastre C_D	$C_D = C_{D0} + k C_L^2$ En mínima potencia: $C_{D,ind} = 3C_{D0} \Rightarrow C_D = 4C_{D0} = 4(\text{_____})$	$C_D = \text{_____}$ [-]
<i>¿Por qué $C_D = 4C_{D0}$? Al minimizar $P_{req} \propto V^3 C_D$ con $C_D = C_{D0} + k C_L^2$ y $C_L \propto 1/V^2$, la condición de óptimo arroja $C_{D,ind} = 3C_{D0}$. Por tanto $C_D = C_{D0} + 3C_{D0} = 4C_{D0}$.</i>		
V_y @ SL	$V_{y,SL} = \sqrt{\frac{2W_0}{\rho(0) S C_{L,\text{mín } P}}} = \sqrt{\frac{2 \text{_____}}{\text{_____}}}$ $\text{0,0023769} \cdot \text{_____} \cdot \text{_____}$	$V_{y,SL} = \text{_____}$ ft/s ($\approx \text{_____}$ kt)
<i>Descripción:</i> velocidad que maximiza la razón de ascenso al nivel del mar.		
V_y @ h_2	$V_{y,h_2} = \sqrt{\frac{2W_0}{\rho(h_2) S C_{L,\text{mín } P}}} = \sqrt{\frac{2 \text{_____}}{\text{_____}}}$	$V_{y,h_2} = \text{_____}$ ft/s ($\approx \text{_____}$ kt)
<i>Descripción:</i> al disminuir ρ con la altitud, la velocidad óptima suele aumentar.		
Potencia requerida P_{req} @ SL	$P_{req,SL} = \frac{\frac{1}{2} \rho(0) V_{y,SL}^3 S C_D}{550 \eta_p}$ $= \frac{0,5 \times \text{0,0023769} \times \text{_____}^3 \times \text{_____} \times \text{_____}}{550 \times \text{_____}}$	$P_{req,SL} = \text{_____}$ hp
<i>Descripción:</i> potencia aerodinámica necesaria a V_y en SL. (550 convierte hp $\leftrightarrow$ ft · lbf/s).		

Concepto	Fórmula y sustitución (ISA en color)	Resultado
ROC — Rate of Climb (Razón de ascenso)	$RC = \frac{dh}{dt}$ (velocidad vertical). En potencia: $RC = \frac{(P_{avail} - P_{req}) 550}{W_0}$	$RC = \underline{\hspace{2cm}}$ ft/s ($\approx$) $\underline{\hspace{2cm}}$ ft/min)
<i>Interpretación:</i> si $P_{avail} > P_{req}$ el avión asciende. Si $P_{avail} = P_{req}$, $RC = 0$ (techo). Conversión: 1 ft/s = 60 ft/min.		

Razón de ascenso RC_{SL}	Potencia disponible (SL): $P_{avail,SL} = \eta_p \cdot P_{shaft} = \underline{\hspace{2cm}} \times \underline{\hspace{2cm}}$ Exceso de potencia: $P_{ex,SL} = P_{avail,SL} - P_{req,SL} = \underline{\hspace{2cm}} - \underline{\hspace{2cm}}$ Razón de ascenso: $RC_{SL} = \frac{P_{ex,SL} \cdot 550}{W_0} = \underline{\hspace{2cm}} \times 550$	$RC_{SL} = \underline{\hspace{2cm}}$ ft/s ($\approx$) $\underline{\hspace{2cm}}$ ft/min)
<i>Descripción:</i> la potencia del motor a nivel del mar se ajusta por la eficiencia propulsiva (η_p).		

Razón de ascenso a h_2 (RC_{h_2})	Potencia disponible (h_2): $P_{avail,h_2} = P_{avail,SL} \frac{\rho(h_2)}{\rho(0)} = \underline{\hspace{2cm}} \times \frac{\underline{\hspace{2cm}}}{0,0023769}$ Potencia requerida (h_2, con V_{y,h_2}): $P_{req,h_2} = \frac{\frac{1}{2} \rho(h_2) V_{y,h_2}^3 S C_D}{550 \eta_p}$ $= \frac{0,5 \times \underline{\hspace{2cm}} \times \underline{\hspace{2cm}}^3 \times \underline{\hspace{2cm}} \times \underline{\hspace{2cm}}}{550 \times \underline{\hspace{2cm}}}$ Exceso de potencia: $P_{ex,h_2} = P_{avail,h_2} - P_{req,h_2} = \underline{\hspace{2cm}} - \underline{\hspace{2cm}}$ ROC (definición): $RC_{h_2} = \frac{P_{ex,h_2} \cdot 550}{W_0} = \underline{\hspace{2cm}} \times 550$	$RC_{h_2} = \underline{\hspace{2cm}}$ ft/s ($\approx$) $\underline{\hspace{2cm}}$ ft/min)
<i>Descripción:</i> con la altitud, $\rho(0)$ se mantiene como referencia para la razón $\rho(h_2)/\rho(0)$; al caer $\rho(h_2)$, P_{avail} disminuye.		

Tiempo $h_1 \rightarrow h_2$	Modelo lineal de $RC(h)$: $a = \frac{RC_{h_2} - RC_{SL}}{h_2 - h_1}$ Tiempo de ascenso (integrando $dh/RC(h)$): $\Delta t = \frac{1}{a} \ln \left(\frac{RC_{h_2}}{RC_{SL}} \right) = \frac{1}{\underline{\hspace{2cm}}} \ln \left(\frac{\underline{\hspace{2cm}}}{\underline{\hspace{2cm}}} \right)$	$\Delta t = \underline{\hspace{2cm}}$ s ($\approx$) $\underline{\hspace{2cm}}$ min)
<i>Descripción:</i> si $RC(h)$ decrece linealmente con h , el tiempo resulta de integrar $1/RC(h)$ entre h_1 y h_2 .		

Concepto	Fórmula, sustitución y notas (ISA en <i>color</i>)	Resultado
Alcance (Breguet, prop)	<p>Ecuación: $R = \frac{\eta_p}{TSFC} \frac{L}{D} \ln\left(\frac{W_i}{W_f}\right)$</p> <p>Parámetros: $\eta_p = \underline{\hspace{2cm}}$, $TSFC = \underline{\hspace{2cm}}$ lb/(hp · h)</p> <p>Eficiencia: $\frac{L}{D} \approx \frac{C_L^*}{2C_{D0}} = \frac{\underline{\hspace{2cm}}}{2 \underline{\hspace{2cm}}}$</p> <p>Pesos: $W_i = \underline{\hspace{2cm}}$ lb, $W_f = \underline{\hspace{2cm}}$ lb</p> <p>Logaritmo: $\ln\left(\frac{W_i}{W_f}\right) = \underline{\hspace{2cm}}$</p> <p>Producto: $(\eta_p/TSFC) \cdot (L/D) \cdot \ln(W_i/W_f) = \underline{\hspace{2cm}}$</p> <p>Conversión: $1 \text{ hp} \cdot \text{h}/\text{lb} = \frac{550 \cdot 3600}{6076,12} \text{ nmi} \approx 325,9 \text{ nmi}$</p> <p>Alcance: $R = 325,9 \times \underline{\hspace{2cm}} = \underline{\hspace{2cm}}$ nmi</p>	$R \approx \underline{\hspace{2cm}}$ nmi

Descripción: Breguet (hélice) combina η_p , $TSFC$, la eficiencia aerodinámica L/D y la fracción de combustible $\ln(W_i/W_f)$. El alcance mejora si $\eta_p \uparrow$, $TSFC \downarrow$, $L/D \uparrow$ o $W_i/W_f \uparrow$.

Concepto	Fórmula y sustitución (ISA en <i>color</i>)	Resultado
Loiter time @ SL	<p>Datos: $C_L = C_{L,\min P} = \underline{\hspace{2cm}}$, $C_D = 4C_{D0} = \underline{\hspace{2cm}}$.</p> <p>TSFC: $C = \underline{\hspace{2cm}}$ lb/(hp · h).</p> <p>Velocidad (con peso final): $V = \sqrt{\frac{2W_f}{\rho(0) C_L S}}$, $W_f = W_0 - 0,95 W_{\text{fuel}}$</p> <p>$V = \sqrt{\frac{2(\underline{\hspace{2cm}})}{0,002377 \cdot \underline{\hspace{2cm}} \cdot \underline{\hspace{2cm}}}} = \underline{\hspace{2cm}}$ ft/s.</p> <p>Tiempo de loiter:</p> <p>$E = \frac{\eta_p}{C} \frac{C_L}{C_D} \frac{550}{V} \ln\left(\frac{W_0 - 0,95 W_{\text{fuel}}}{W_0 - W_{\text{fuel}}}\right)$</p> <p>$= \frac{\underline{\hspace{2cm}}}{\underline{\hspace{2cm}}} \cdot \frac{\underline{\hspace{2cm}}}{\underline{\hspace{2cm}}} \cdot \frac{550}{\underline{\hspace{2cm}}} \cdot \ln\left(\frac{\underline{\hspace{2cm}}}{\underline{\hspace{2cm}}}\right) = \underline{\hspace{2cm}}$ h</p>	$E = \underline{\hspace{2cm}}$ min ($\approx \underline{\hspace{2cm}}$ h)

Descripción: tiempo de espera (*loiter*) en SL usando el 95% del combustible. C (**TSFC**): consumo específico del motor (lb/(hp · h)); menor $C \Rightarrow$ mayor loiter/alcance. V : velocidad de vuelo usada (ft/s), obtenida con $V = \sqrt{2W_f/(\rho S C_L)}$.