

Dedicatoria:

A todos los amigos aficionados al vuelo, del tipo que sea, y especialmente a Goyo que compartió conmigo vuelos y amistad.

Resumen:

En ocasiones, a lo largo de nuestra actividad nos hemos encontrado con que las teorías que aprendemos no funcionan en nuestro aeromodelo lo que nos causa algo de frustración y hace que nos limitemos a lo conocido y lo probado por otros y nos quita la libertad de embarcarnos en realizaciones que nos gustarían. Comencé a entender esto en los artículos de Ignacio Chies en RC Model y comprendí que la aerodinámica, a nuestra escala, es sencilla y que hasta ahora me había parecido difícil por falta de una visión general del problema y por falta de datos. Luego amplí un poco los artículos de RCM, los limpié de algún error tipográfico y el resultado fue una hoja de cálculo Excel que me permite en media hora, saber cómo funcionará un aeromodelo aun no construido o también mejorar los construidos. En este artículo expongo el fundamento teórico de forma sencilla.

Coeficientes

Para poder emplear datos del túnel aerodinámico debemos usar parámetros estándar que además facilitan mucho los cálculos. Vamos a ver algunos coeficientes

Carga alar:

Es el resultado de dividir el peso del avión por la superficie del ala. Yo uso gr. / dm²

Alargamiento:

Es la relación entre envergadura y cuerda media, $A = E / cm$, pero como en alas no rectangulares la cuerda media no es obvia se usa la forma, $A = E^2 / Sa$

Coeficientes aerodinámicos

Sabiendo que la fuerza de Sustentación,

La resistencia al avance del ala

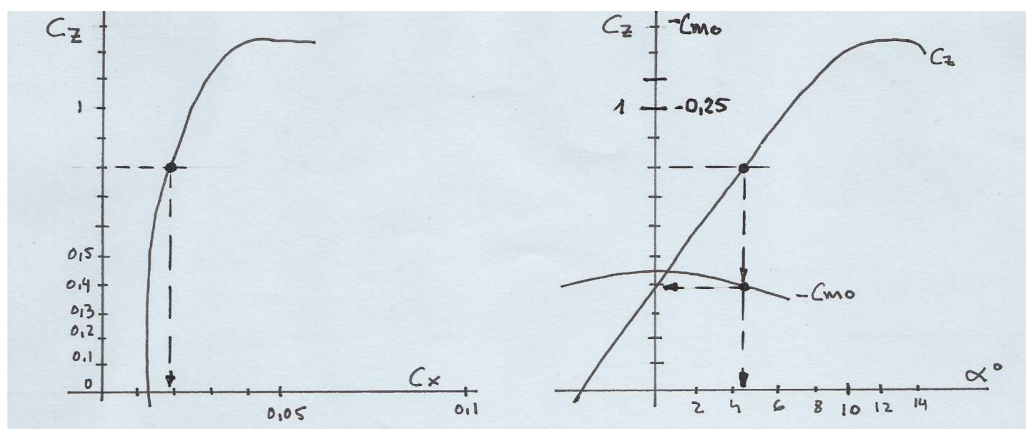
El momento de picado del ala

$$Z = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times Sa \times C_z$$

$$X = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times Sa \times C_x$$

$$M = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times Sa \times C_m$$

Donde ρ es la densidad del aire = 1,25 Kg. / m³, V la velocidad del avión en m/seg., y Sa la superficie alar, vemos que todas estas fuerzas y momentos tienen unos parámetros comunes y unos coeficientes, **C_z** , **C_x** y **C_m** , que podemos sacar de los gráficos de los perfiles.



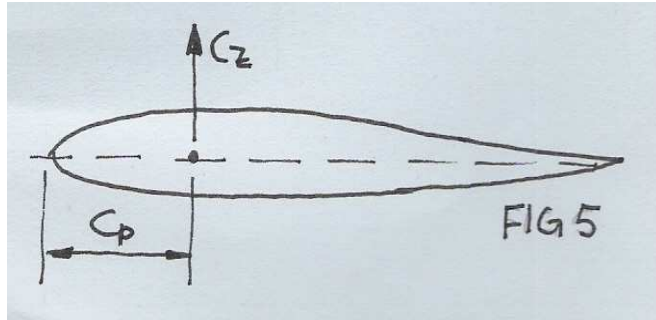
Coeficiente de planeo o fineza

Es la distancia en m que recorrerá el planeador en aire en calma mientras pierde 1 m de altura

$$f = Z / X \text{ y por lo tanto } = C_z / C_x$$

Esto nos muestra que podemos trabajar con coeficientes en vez de los valores totales implicados.

Coeficiente de presión C_p



Es la distancia desde el borde de ataque al punto de aplicación de la fuerza de sustentación medida en cuerdas. Esta distancia depende de la velocidad del avión y para calcularla necesitamos otro dato del perfil que es el,

Coeficiente de momento aerodinámico, C_{mo}

Como el punto de aplicación de la sustentación en la cuerda del perfil depende del coeficiente de sustentación (o sea, velocidad) los aerodinamicistas se esforzaron en encontrar un coeficiente asociado al perfil que permita conocer dónde está la sustentación. Esto es importante para la estabilidad ya que al aumentar el ángulo de ataque la sustentación se mueve hacia delante y vice-versa, con lo que el ala es, de por sí, inestable.

Encontraron un punto, al que llamaron centro aerodinámico, que tiene la virtud de que el momento de picado respecto a este punto es constante. Efectivamente, cuando la sustentación aumenta su brazo disminuye y viceversa. Este punto está, en todos los perfiles, muy cerca del 25 % de la cuerda y entonces se decidió dar los momentos respecto al 25 % como una característica más del perfil. Este momento se llama **C_{mo}** y nos permite saber dónde se aplica la sustentación para cada C_z (o velocidad) por la expresión:

$$C_p = 0,25 - (C_{mo} / C_z)$$

Empezando el cálculo

Si en la fórmula de la sustentación: $Z = \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S_a \times C_z$ y despejamos la velocidad encontramos: $V = \sqrt{(2 \times P) / (S_a \times \rho \times C_z)}$ lo que nos permite saber la velocidad para cada valor de C_z . (ya que la sustentación debe ser igual al peso)

En una hoja de cálculo Excel tendríamos, por ejemplo, para mi Ka8b:

$$P = 3790 \text{ gr.}$$

$$S = 77,7 \text{ dm}^2$$

$$\rho = 1,25 \text{ Kg. /m}^3 \text{ y en forma de tabla:}$$

Coeficiente de sustentación C_z	0,6	0,8	1	1,1
Velocidad, m/s	11,45	9,91	8,87	8,45

Naturalmente, en las fórmulas hay que usar unidades coherentes, a saber:

$$P = 3790 \times 9,81 / 1000 = 37,179 \text{ Newton}$$

$$S_a = 77,14 / 100 = 0,7714 \text{ m}^2$$

$$\rho = 1,25 \text{ Kg. / m}^3$$

Lo siguiente es buscar, en el gráfico del perfil dos cosas. Qué ángulo de ataque, α y qué coeficiente de resistencia al avance, C_x , corresponden a ese C_z . Lo vemos en la figura antes presentada con los gráficos.

Coeficiente de sustentación, C_z	0,6	0,8	1	1,1
Coeficiente de resistencia, C_x	0,0126	0,01334	0,0152	0,01734
Áng. de incidencia para $A=\infty$ α_∞	2,96	4,94	7,06	8,05

Influencia del alargamiento

Vamos profundizando. Los valores dados en los gráficos del perfil son para alas de envergadura infinita y necesitan dos correcciones:

Una. Al tener nuestra ala una envergadura limitada hay que aumentar el ángulo de ataque en una cantidad conocida como ángulo de ataque inducido que vale:

$$\alpha_i = C_z / \pi \times A, \text{ radianes, o para que nos dé en grados, } \alpha_i = 57,3 \times C_z / \pi \times A, \text{ grados.}$$

Otra. Como consecuencia de este ángulo adicional se origina una resistencia adicional llamada resistencia inducida C_{xi} que vale:

$$C_{xi} = C_z^2 / \pi \times A, \text{ con lo cual:}$$

El ángulo de ataque que necesita el ala es $\alpha_e = \alpha_\infty + \alpha_i$

Y el coeficiente de resistencia al avance total del ala $C_{xa} = C_x + C_{xi}$ y siguiendo con la tabla:

Coeficiente de sustentación, C_z	0,6	0,8	1	1,1
Coef. Resistencia inducida C_{xi}	0,073	0,01298	0,02028	0,02453
Angulo incidencia inducido α_i	0,69706	0,92941	1,16177	1,27794

Más resistencias

A la resistencia del ala habrá que añadir la del fuselaje, estabilizador, deriva y las otras que pueda haber como montantes, ruedas, patas...etc.

Empezando por el fuselaje. Calcularemos el área de la sección máxima en dm^2 , y para reducirla a un coeficiente coherente con este método de cálculo la dividimos por la superficie alar, S_a .

Ahora consultamos en tablas el coeficiente de resistencia que corresponde al tipo de fuselaje elegido, p. ej, En mi Ka8b es un fuselaje poligonal con aristas y cabina cerrada de forma, más o menos aerodinámica. Su C_x es de 0,156, que multiplicado por la relación de áreas mencionada nos da $C_{x \text{ fus}} = 0,00526$

Un fuselaje de sección elíptica, aerodinámico y bien acabado tendría un C_x de solo 0,1.

Para el estabilizador se sigue el mismo proceso. Dividimos el área del estabilizador por la del ala y multiplicamos por el C_x del tipo de estabilizador. Un estabilizador de perfil simétrico tiene un C_x de 0,008 y uno plano de 0,009

$$C_{x \text{ est.}} = 0,009 \times S_e / S_a, \text{ siendo } S_e \text{ la superficie del estabilizador}$$

Lo mismo para la deriva

$$C_{x \text{ der.}} = 0,009 \times S_d / S_a$$

Suponiendo que hay una rueda que asoma a medias, la superficie expuesta al viento es (aproximadamente) la mitad del producto del diámetro por la anchura. Dividimos este área por la del ala y multiplicamos por el C_x de una rueda que es más o menos 0,235

$$C_{x r} = 0,235 \times S_r / S_a$$

Resistencia pasiva

A la suma de los Cx de fuselaje, estabilizador, deriva y rueda se le llama Cx de resistencias pasivas y es costumbre añadirle un 10 % por la influencia que tienen entre sí por encastrados etc.
 $Cx \text{ pasivo} = (Cx \text{ fus} + Cx \text{ est} + Cx \text{ der} + Cx \text{ r}) \times 1,1$

El Cx pasivo es aproximadamente constante pero el del ala depende, como hemos visto del Cz, así que conviene organizarnos en forma de tabla, como hemos visto antes. P. ej. Los resultados del Ka8b son:

Coefficiente de sustentación, Cz	0,6	0,8	1	1,1
Velocidad, V, m/s	V 11,45	9,91	8,87	8,45
Coeficiente de resistencia, Cx	0,0126	0,01334	0,0152	0,01734
Áng. de incidencia para $A=\infty$, α^∞	2,96	4,94	7,06	8,05
Coef. Resistencia inducida Cxi	0,073	0,01298	0,02042	0,02453
Angulo incidencia inducido α_i	0,69706	0,92941	1,16177	1,27794
Cx del fuselaje (1) Cx fus	0,00526	0,00526	0,00526	0,00526
Cx estabilizador (2) Cx est	0,00118	0,00118	0,00118	0,00118
Cx deriva (3) Cx der	0,00063	0,00063	0,00063	0,00063
Cx rueda (4) Cx r	0,00027	0,00027	0,00027	0,00027
Cx pasivo= $1,1 \times (1+2+3+4)$ Cx pas	0,0081	0,0081	0,0081	0,0081
Cx tot = Cx + Cxi + Cx pas Cx tot	0,02797	0,03439	0,04355	0,04995
Y de aquí se deducen:				
Coef. de planeo = Cz/Cx f	21,45	23,26	22,96	22,02
Vel vertical = V / f Vv	0,53	0,43	0,39	0,38

De aquí deducimos que la mejor fineza se da para un Cz de 0,8 con un ángulo de ataque de $4,94 + 0,92941 = 5,86941^\circ$ y una tasa de caída, o Velocidad vertical, de 0,43 m/s

De la misma forma veríamos que la menor tasa de caída será de 0,38 m/s a un Cz de 1,1 y un ángulo de ataque de $9,33^\circ$, cerca de la pérdida.

Equilibrado

Para que el rendimiento de nuestro velero sea el mejor posible debemos compensarlo de forma que, a un Cz de 0,8, la sustentación y el peso coincidan (o casi)

Coeficiente de presión

Hemos visto que es la distancia del punto de aplicación de la sustentación al borde de ataque y para calcularlo necesitamos de otro dato que pertenece al perfil que es el Cmo del que ya hemos hablado antes.

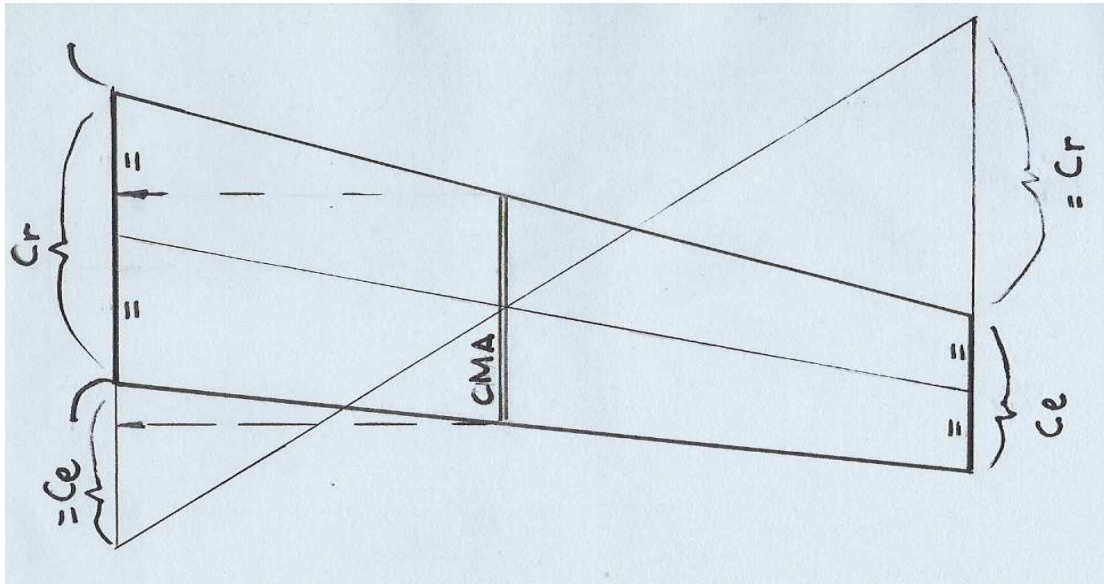
$C_p = 0,25 - (C_{mo} / C_z)$ Por ejemplo, el perfil FX 60 126 tiene un Cmo de -0,06 y por lo tanto:
 $C_p = 0,25 - (-0,06 / 0,8) = 0,39$

Esto quiere decir que volando con un ángulo de ataque de $5,86941^\circ$ ($C_z = 0,8$) la sustentación se encuentra al 39% de la cuerda a partir del borde de ataque.

Pero, cuidado, Esta cuerda también es un parámetro coherente con el método de cálculo por coeficientes. Esta cuerda es la Cuerda Media Aerodinámica o CMA

Cuerda media aerodinámica, CMA

Para ala trapecial se puede usar el método de la figura. También puede hacerse por cálculo pero es más laborioso. Lo mejor es tener una hoja de cálculo que nos resolverá el problema en décimas de segundo. Nótese que casi siempre la CMA está retrasada respecto de la cuerda del encastre, dato que hay que tener en cuenta a la hora de marcar el centro de gravedad.



Posición del Centro de gravedad

Conociendo el C_p vamos a colocar el centro de Gravedad ligeramente por delante a fin de que el vuelo no sea impreciso e incómodo de pilotar. Podemos hacer la posición del CdG igual al 90 % del C_p , o sea:

$C_g = 0,9 \times C_p = 0,9 \times 0,39 = 0,35$ El coeficiente del CdG es 0,35 así que pondremos el CdG al 35 % de la CMA desde el borde de ataque de esa CMA.

Momento de picado

Al estar el CdG delante del C_p , el avión tiende a picar. Vamos a valorar este Momento de picado por medio de su respectivo coeficiente **Cm**

$C_m = C_z \times C_g - C_z \times C_p$ ya que la sustentación es igual al peso y por lo tanto:

$C_m = C_z \times (C_g - C_p) = 0,8 \times (0,35 - 0,39) = -0,032$ El signo menos indica que es a picar.

Coeficiente de Volumen

Hay que compensar el momento de picado con el estabilizador cuya eficacia debemos conocer previamente por el correspondiente coeficiente.

El estabilizador será más eficaz cuanto mayores sean su área, S_e y su distancia al ala, D_e . Al producto del área por la distancia se le llama Volumen de estabilizador. Al trabajar con coeficientes, el área a usar es la relación de áreas estabilizador / ala = S_e / S_a y la distancia al ala la mediremos en CMAs, o sea = D_e / CMA y queda:

$C_{ve} = S_e \times D_e / S_a \times CMA$ En mi ejemplo $C_{ve} = 0,5025$ Conviene que en planeadores sea, como mínimo, 0,45

Coeficiente de sustentación del estabilizador para compensar el momento de picado

Simplemente $C_{ze} = C_m / C_{ve} = -0,032 / 0,5025 = -0,0637$; en el ejemplo.

Vemos que es sustentación negativa lo que concuerda con la necesidad de subir el morro.

Angulo de ataque del estabilizador

Dependiendo del perfil del estabilizador encontraremos en su gráfico el ángulo de ataque necesario para producir el C_{ze} deseado, pero es suficientemente aproximado hacer:

$\alpha_{oe} = C_{ze} / 0,1 = -0,0637 / 0,1 = -0,637^\circ$

Igual que ocurre en el ala, al ser la envergadura finita, tendremos necesidad de aumentar el ángulo en el valor del ángulo inducido α_{ie} , para cuyo cálculo necesitamos el alargamiento del estabilizador, A_e

$\alpha_{ie} = 57,3 \times C_{ze} / \pi \times A_e = 57,3 \times -0,0637 / \pi \times 4,0635 = -0,2858^\circ$ y el ángulo al que trabajará el estabilizador será:

$$\alpha_e = \alpha_{oe} + \alpha_{ie} = -0,9227^\circ$$

Nótese que el ángulo inducido casi un 30 % del teórico. Esto se debe al pequeño alargamiento de los estabilizadores.

Deflexión, δ

Necesitamos una corrección más. Debido a que la corriente detrás del ala es desviada hacia abajo por la propia ala, no incide en el estabilizador como pensábamos sino que le sopla algo desde arriba. Este ángulo de desvío, llamado Deflexión del ala puede estimarse con mucha aproximación como sigue:

Empenaje normal	$\delta = \alpha_a / 2$	En el ejemplo = $5,86941 / 2 = 2,9347^\circ$
Empenaje en T	$\delta = \alpha_a / 3$	

Angulo de construcción Ala – Estabilizador

Llamado también diedro longitudinal será el resultado de considerar el ángulo de ataque del ala, el del estabilizador y el de deflexión. Ver figura más abajo.

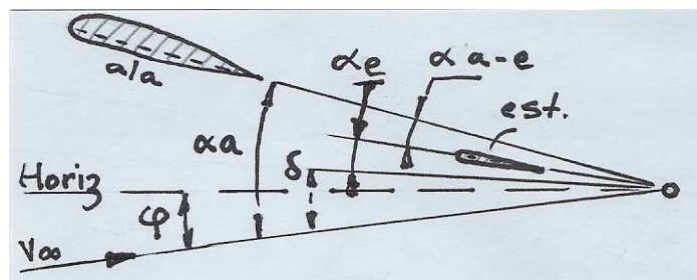
$$\alpha_{a-e} = \alpha_a - \delta - \alpha_e = 5,86941 - 2,9347 - (-0,9227) = 3,8574^\circ \text{ que es el ángulo que deben formar las cuerdas de ala y estabilizador en la construcción.}$$

Completando la tabla

Yo calculo solo la columna del mejor planeo que es como quedará construido el velero

Coeficiente de sustentación, C_z	0,6	0,8	1	1,1
$C_p = 0,25 - C_{mo} / C_z$	C_p	0,3900		
$C_g = 0,9 \times C_p$	C_g	0,3500		
Distancia = $C_g - C_p$	d	-0,040		
$C_m \text{ picado} = C_z \times d$	C_m	-0,032		
$C_{ve} = S_e \times / S_a \times CMA$	C_{ve}	0,5025		
$C_{ze} \text{ corr.} = C_m / C_{ve}$	C_{ze}	-0,0637		
Incid. estab = $C_{ze} / 0,1$	α_{oe}	-0,637		
$\text{Inc ind.} = 57,3 \times C_{ze} / \pi \times A_e$	α_{ie}	-0,2858		
Incid total = $\alpha_{oe} + \alpha_{ie}$	α_e	-0,9227		
Deflexión = $\alpha_a / 2$	δ	2,9347		
Diedro long. = $\alpha_a - \delta - \alpha_e$	α_{a-e}	3,8574		
Áng. de planeo = $\arctan(1/f)$	φ	2,5°		

α_{a-e} es el ángulo que deben formar las cuerdas de ala y estabilizador, o sea que los ángulos de ala y estabilizador respecto a cualquier referencia del fuselaje se diferencian en α_{a-e}



A divertirse.
Damián