

3 AERODINÁMICA

En el siguiente apartado se procederá a realizar un estudio aerodinámico del UAV que se está diseñando. La aerodinámica se encarga de estudiar las fuerzas que aparecen sobre un sólido cuando éste se mueve en el interior de un gas, de forma que en este apartado se analizarán las fuerzas ejercidas por el aire sobre nuestra aeronave. La distribución de presiones en la corriente alrededor de la aeronave permite calcular las fuerzas (sustentación, resistencia y fuerza lateral) y momentos (momento de balanceo, de cabeceo y de guiñada) que rigen la dinámica de la aeronave. A partir de este análisis se pueden extraer aspectos importantes que se incluyen dentro del llamado diseño aerodinámico de la aeronave, como son la elección del perfil de las superficies aerodinámicas (ala, estabilizador vertical y estabilizador horizontal), geometría y tamaño de las mismas.

En primer lugar se hará un estudio de varios perfiles para el ala con el objetivo de elegir el que mejor satisfaga los requisitos impuestos. Posteriormente se realizará un estudio de la geometría del ala, analizando la influencia de cada uno de los parámetros en el comportamiento de la misma. Análogamente se hará este estudio para las superficies de cola: estabilizador horizontal y vertical. Una vez definidas las geometrías de las superficies aerodinámicas, se pasa a analizar la aerodinámica de las mismas: coeficiente de resistencia parásita, polares parabólicas y curvas de sustentación y momento. También se definirán algunos parámetros importantes como son el coeficiente de sustentación máximo y el ángulo de ataque de entrada en pérdida. A nivel general, se determinará la polar del avión completo así como la curva de eficiencia. Por último, se estudiará la influencia de las superficies hipersustentadoras (flaperones) en el comportamiento de la aeronave. Todos los cálculos se realizarán usando métodos que aproximan las variables con fórmulas empíricas que se apoyan en datos históricos y estadísticos.

3.1 Selección del perfil aerodinámico

El perfil aerodinámico constituye la geometría básica de las superficies aerodinámicas, cuya propiedad fundamental es la capacidad de generar sustentación en el interior de una corriente incidente. Por ello, la selección del perfil es un aspecto fundamental en el diseño de cualquier aeronave puesto que afecta a las velocidades características (cruce, entrada en pérdida), distancias de aterrizaje, controlabilidad y principalmente influye en la eficiencia aerodinámica de la aeronave, es decir, la relación entre la sustentación y la resistencia. Es por ello necesario realizar un estudio detallado para elegir el perfil más adecuado para cada una de las superficies aerodinámicas. Para este estudio, se ha hecho uso del programa de diseño de perfiles DesignFoil, el cual presenta bastantes limitaciones en sus cálculos ya que la única forma de conocer con precisión las características aerodinámicas de un perfil es a través de ensayos en túneles de viento. Este programa usa un método de cálculo basado en tendencias de datos extraídos de ensayos en túneles de viento junto con parámetros geométricos y de flujo que son las variables de entrada del mismo. No obstante, las estimaciones que se obtienen ayudan en la comparación de los perfiles candidatos a la elección del más adecuado.

Se representará cada perfil junto con sus datos geométricos y tres parámetros fundamentales en la elección de un perfil: el coeficiente de sustentación a ángulo de ataque cero C_{l_0} , el coeficiente de sustentación máximo $C_{l_{max}}$ y el ángulo de ataque para el que se produce la entrada en pérdida $\alpha_{C_{l_{max}}}$

3.1.1 Ala

Se ha realizado un estudio de varios perfiles aerodinámicos adecuados para las condiciones de vuelo del UAV que son utilizados en aeronaves de características similares. Este tipo de aeronaves vuelan a bajas velocidades, teniendo un número de Reynolds en la cuerda relativamente bajo: del orden de $1e5$, de ahí que para el ala se utilicen los llamados perfiles aerodinámicos a bajos números de Reynolds. En estas condiciones, se tiene una capa límite prácticamente laminar a lo largo de todo el perfil, por lo que tienen peor capacidad para superar los gradientes de presiones adversos en el extradós, pudiendo causar la separación de la misma. Los perfiles candidatos que se han estudiado son los siguientes: NACA 2411, NACA 4415, Selig SD7032 y Selig SD7062.

3.1.1.1 NACA 2411

Se trata de un perfil Naca de 4 dígitos cuyas características son las siguientes:

- Espesor relativo: $t/c_{max} = 0.11$
- Posición de la cuerda de máximo espesor: $x/c_{max\ thick} = 0.29$
- Curvatura máxima: 2%
- Posición de la curvatura máxima: 40% de la cuerda

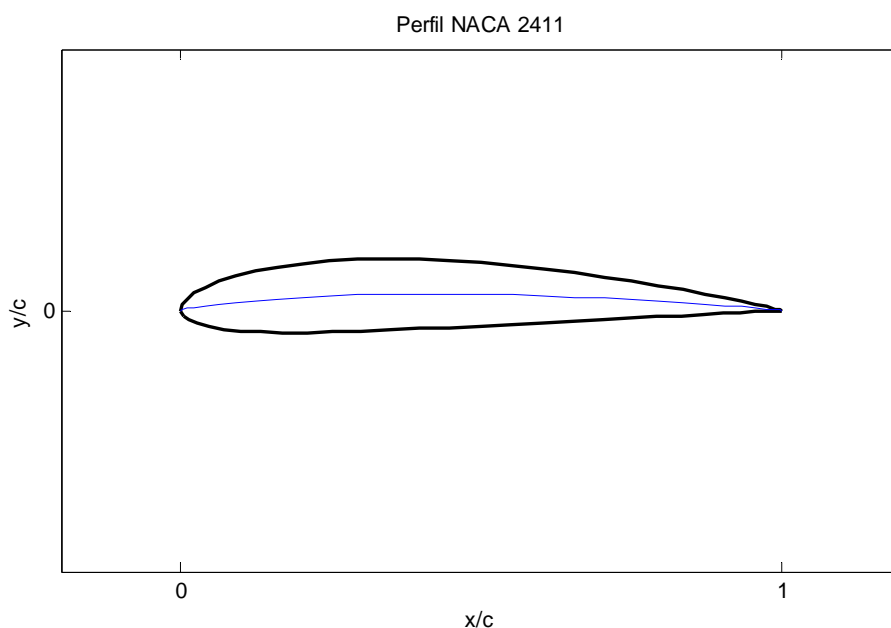


Figura 27: Perfil NACA 2411

En la Figura 28 se representan la curva de sustentación, la polar y la curva de momento del perfil, resultados extraídos de la simulación con el programa DesignFoil

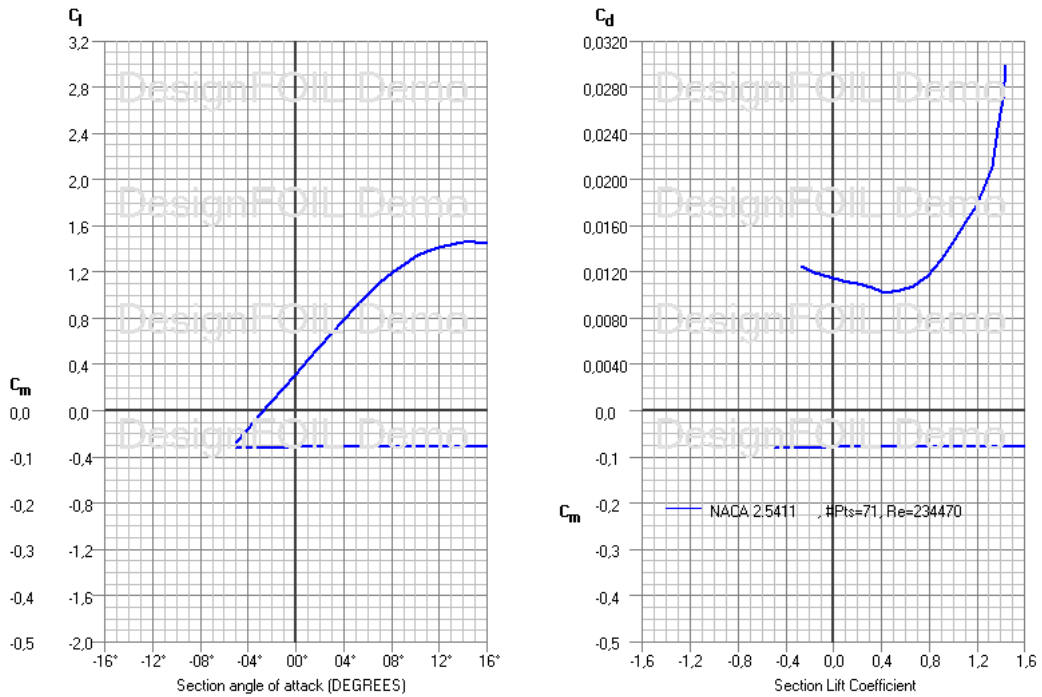


Figura 28: Curvas obtenidas del DesignFoil para el perfil NACA 2411

$$C_{l_0} = 0.316 \quad C_{l_{\max}} = 1.458 \quad \alpha_{C_{l_{\max}}} = 15^\circ$$

3.1.1.2 NACA 4415

De nuevo se tiene un perfil NACA de 4 dígitos con los siguientes parámetros geométricos:

- Espesor relativo: $t/c_{\max} = 0.15$
- Posición de la cuerda de máximo espesor: $x/c_{\max\text{thick}} = 0.31$
- Curvatura máxima: 4%
- Posición de la curvatura máxima: 40% de la cuerda

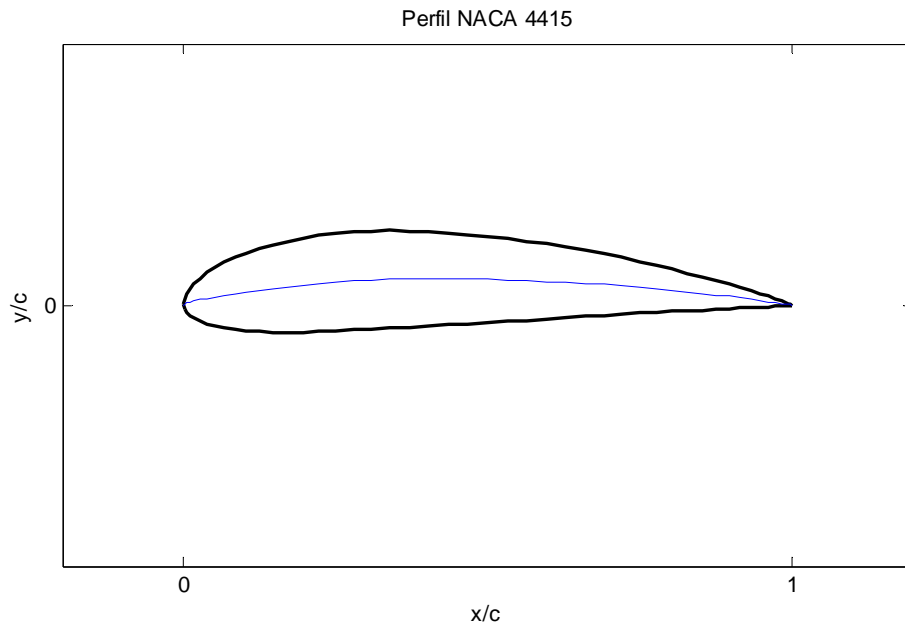


Figura 29: Perfil NACA 4415

De la simulación se extraen los siguientes resultados:

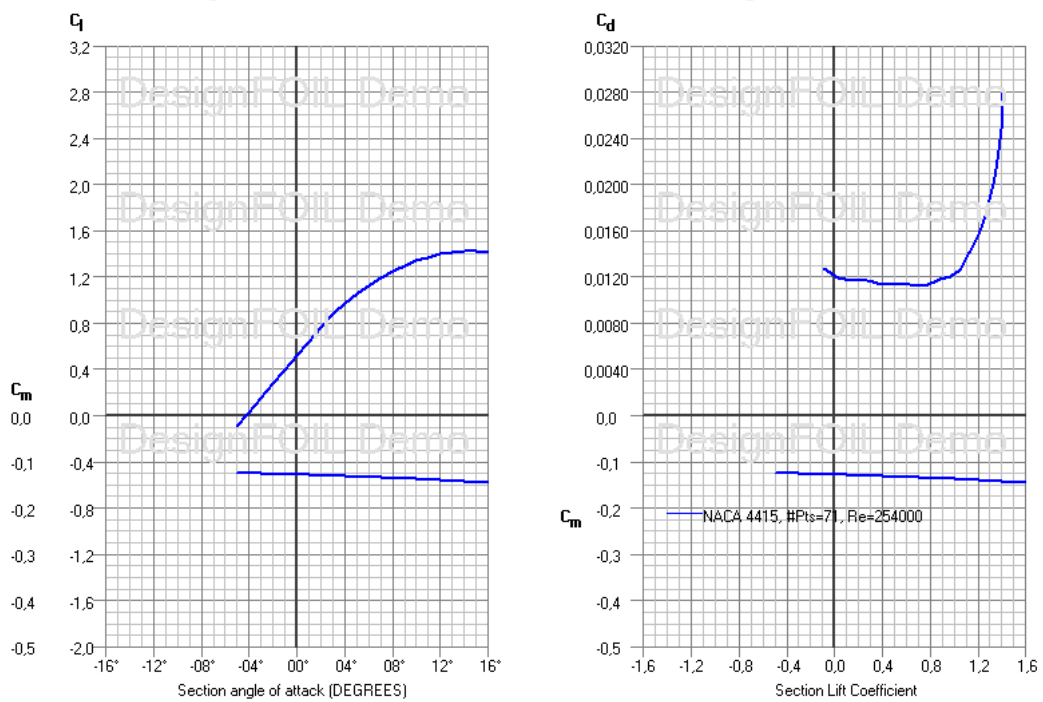


Figura 30: Curvas obtenidas del DesignFoil para el perfil NACA 4415

$$C_{l_0} = 0.517 \quad C_{l_{\max}} = 1.423 \quad \alpha_{C_{l_{\max}}} = 15^\circ$$

3.1.1.3 Selig SD7032

Los perfiles Selig fueron diseñados por el autor homónimo para ser aplicados a bajos números de Reynolds (por debajo de $5e5$): suelen estar presentes en aeronaves que vuelan a bajas velocidades como veleros, planeadores y pequeños UAVs. Los parámetros geométricos de este perfil son los que siguen:

- Espesor relativo: $t/c_{\max} = 0.10$
- Posición de la cuerda de máximo espesor: $x/c_{\max\text{thick}} = 0.27$
- Curvatura máxima: 3.66%
- Posición de la curvatura máxima: 40% de la cuerda

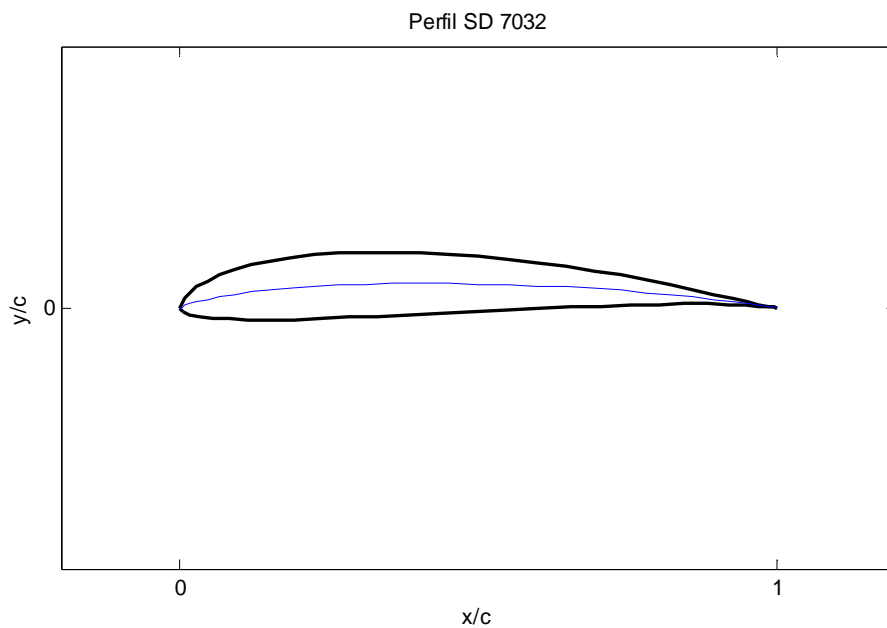


Figura 31: Perfil SD 7032

La simulación del perfil tiene los resultados de la Figura 32:

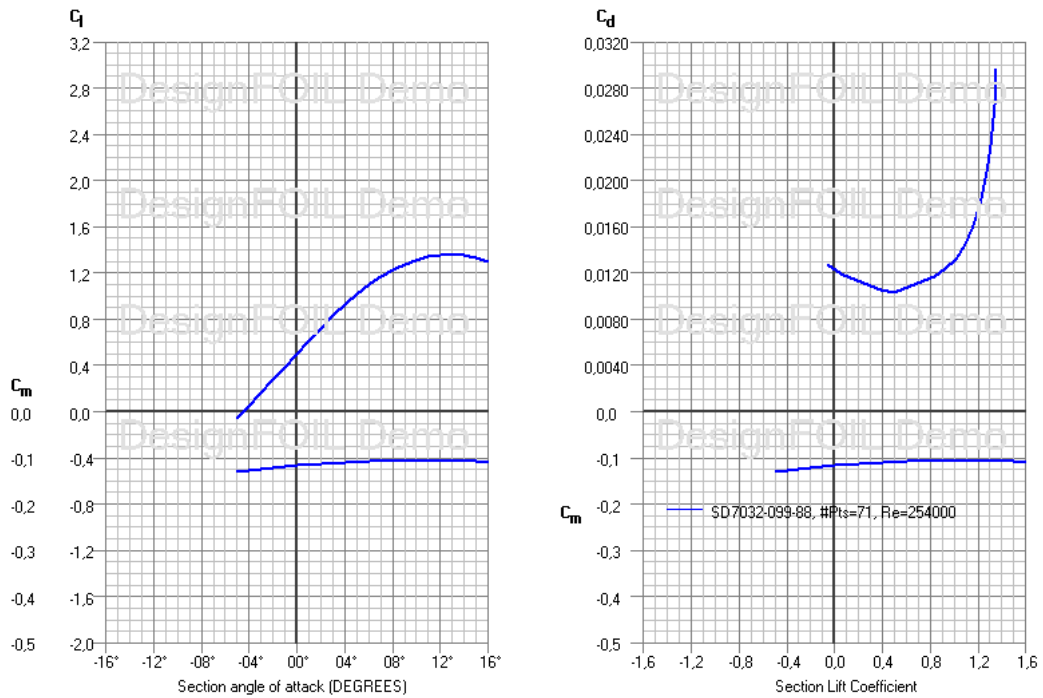


Figura 32: Curvas obtenidas del DesignFoil para el perfil SD 7032

$$C_{l_0} = 0.498 \quad C_{l_{\max}} = 1.358 \quad \alpha_{C_{l_{\max}}} = 13^\circ$$

3.1.1.4 Selig SD7062

Este perfil es muy similar al anterior con la variación de ser más grueso:

- Espesor relativo: $t/c_{\max} = 0.14$
- Posición de la cuerda de máximo espesor: $x/c_{\max\text{thick}} = 0.255$
- Curvatura máxima: 4%
- Posición de la curvatura máxima: 40% de la cuerda

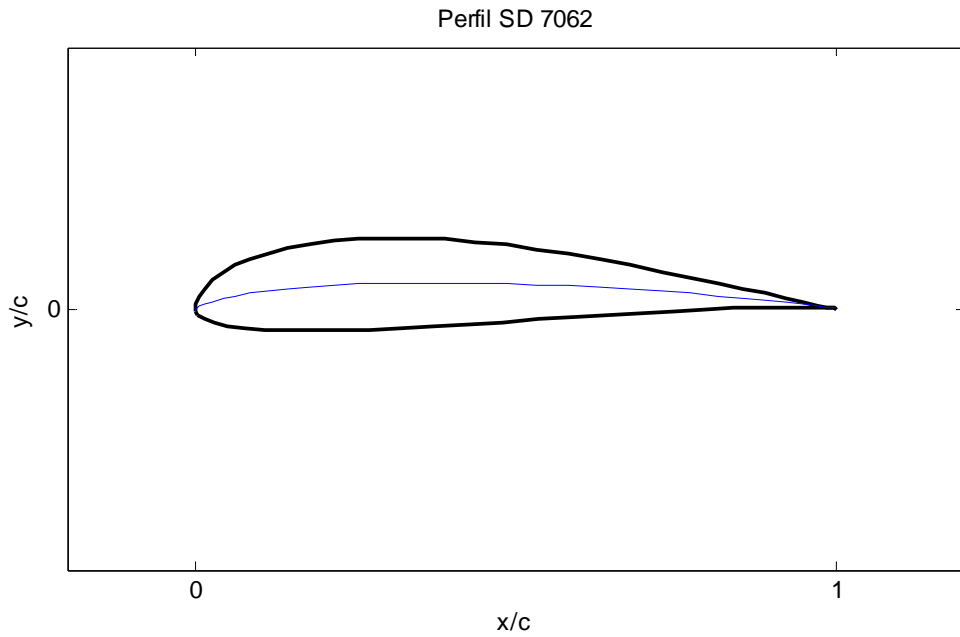


Figura 33: Perfil SD 7062

Del análisis de este perfil se extraen los siguientes resultados:

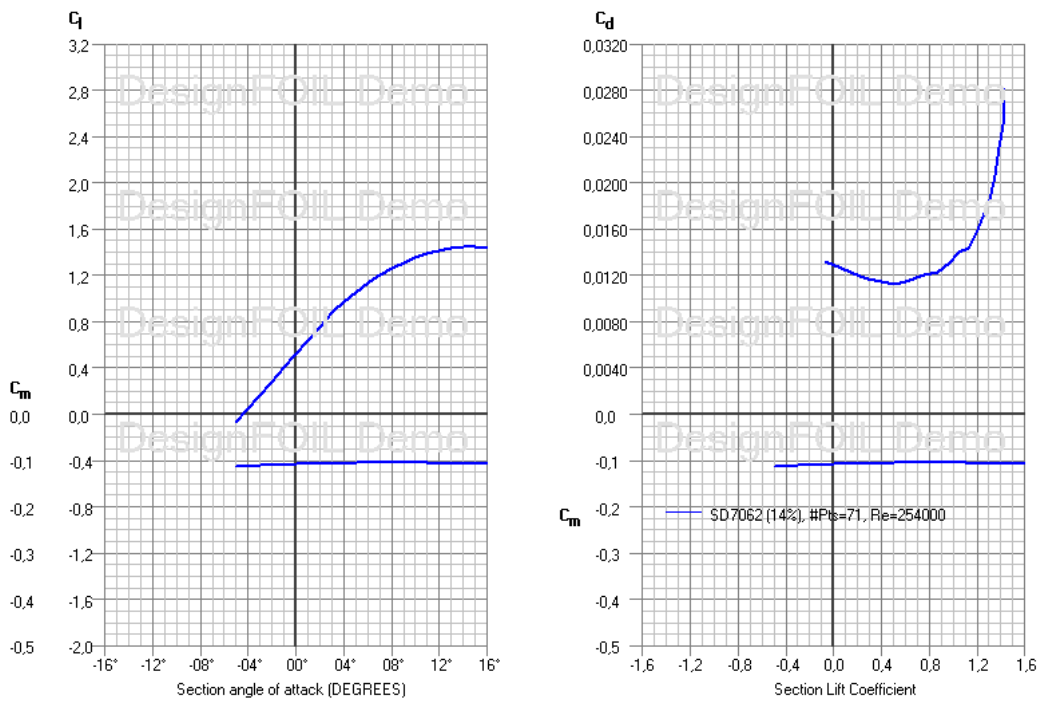


Figura 34: Curvas obtenidas del DesignFoil para el perfil SD 7032

$$C_{l_0} = 0.521 \quad C_{l_{\max}} = 1.445 \quad \alpha_{C_{l_{\max}}} = 15^\circ$$

3.1.1.5 Elección del perfil

Para hacer la elección del perfil alar se tendrán en cuenta los aspectos estudiados anteriormente junto con un análisis del tipo de entrada en pérdida que se tiene en cada uno de estos perfiles.

Según la clasificación de [1] acerca de la entrada en pérdida de perfiles, todos los perfiles propuestos tienen entrada en pérdida tipo B (perfiles con espesor relativo entre 0.08 y 0.15): con desprendimiento cerca del borde de ataque y formación de burbuja corta. Esta tendencia a tener el desprendimiento cerca del borde de ataque disminuye a medida que el espesor relativo aumenta, teniendo para valores de $t/c = 15\%$ o superiores una entrada en pérdida por el borde de salida. Este tipo de entrada en pérdida por el borde de salida y cuyo punto de desprendimiento se adelanta a medida que aumenta el ángulo de ataque hace que sea muy suave; por lo que cuanto más grueso sea el perfil, más gradual será la entrada en pérdida. Por el contrario, a menores espesores se forma una burbuja que puede explotar de forma repentina causando el desprendimiento sin previo aviso, por lo que la curva del coeficiente de sustentación frente al ángulo de ataque cae bruscamente al producirse el desprendimiento.

El perfil de los estudiados que tiene el espesor relativo más pequeño es el SD 7032, de ahí que tenga las características de entrada en pérdida más desfavorables y sea descartado. De entre los otros tres perfiles que restan, el que presenta mejores características aerodinámicas es el Selig SD 7062, puesto que es el que combina las condiciones de elevado $C_{l_{\max}}$ sin tener un espesor relativo pequeño. El perfil NACA 2411 tiene el mayor valor para el $C_{l_{\max}}$ pero tiene una relación t/c del 11%, bastante más pequeña que la del SD 7062. En cambio, el perfil NACA 4415 tiene un espesor relativo t/c del 15%, muy adecuado para una entrada en pérdida suave, pero a su vez tiene un $C_{l_{\max}}$ menor que el del perfil SD 7062. De esta forma, atendiendo principalmente a las consideraciones de comportamiento en la entrada en pérdida y coeficiente de sustentación máximo, se decidió elegir el perfil SD 7062. Una consecuencia importante que supone la elección de un perfil relativamente grueso es su mayor resistencia, ya que ésta aumenta con el espesor relativo. Este efecto se puede apreciar en las gráficas de las polares de los perfiles, en las que los perfiles más gruesos tienen mayores valores del coeficiente de resistencia. Como se puede apreciar, se tiene que tomar una solución de compromiso como suele ser habitual en ingeniería: elegir un perfil más grueso para mejorar las condiciones de entrada en pérdida a costa de una mayor resistencia aerodinámica.

3.1.2 Cola

Para los estabilizadores horizontal y vertical, el perfil más extendido es el NACA 0012: perfil simétrico con espesor relativo t/c del 12%.

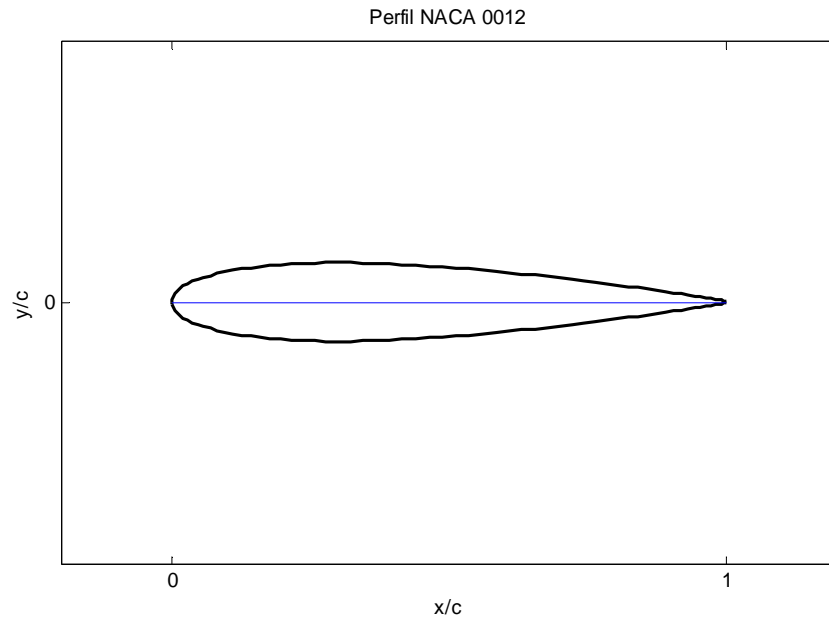


Figura 35: Perfil NACA 0012

Los resultados de su análisis en el DesignFoil proporciona:

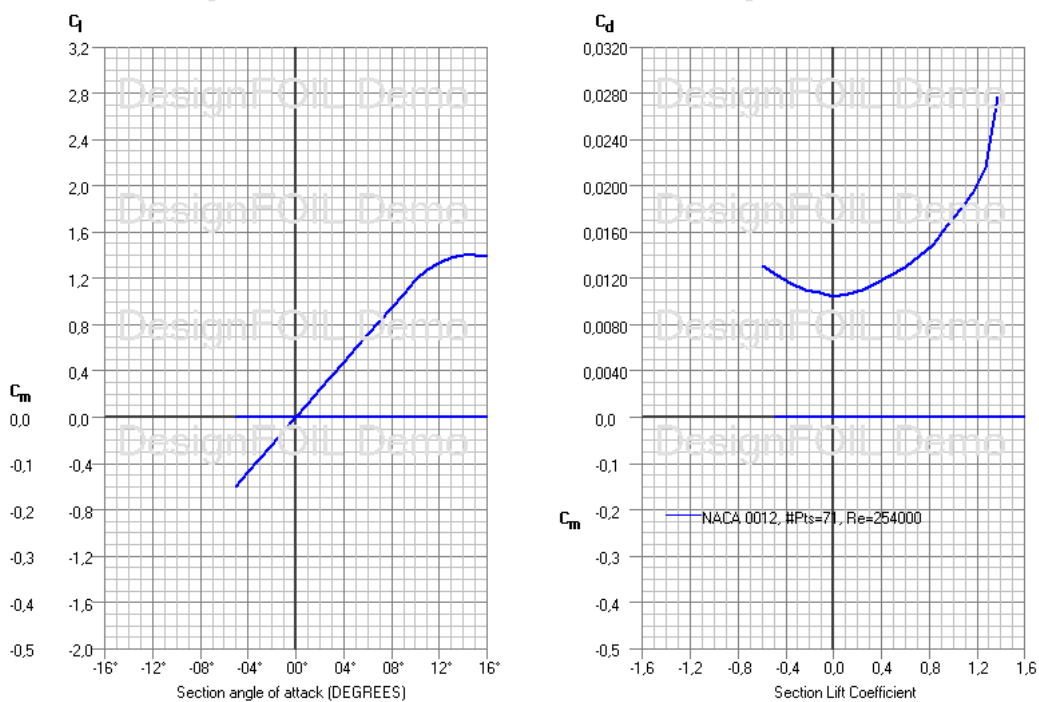


Figura 36: Curvas obtenidas del DesignFoil para el perfil NACA 0012

$$C_{l_0} = 0 \quad C_{l_{\max}} = 1.405 \quad \alpha_{C_{l_{\max}}} = 15^\circ$$

Como se puede apreciar, se tiene un coeficiente de sustentación nulo para ángulo de ataque cero debido a que es un perfil simétrico. El coeficiente de sustentación máximo es 1.405. Como se puede extraer de la polar del perfil, la mínima resistencia se produce a ángulo de ataque

cero, por lo que resulta muy adecuado para la cola ya que ésta opera con menores ángulos de ataque que el ala debido a la deflexión hacia abajo de la estela en el borde de salida del ala.

3.2 Geometría de las superficies aerodinámicas

3.2.1 Ala

En el siguiente apartado se va a analizar una geometría propuesta para el ala y se estudiará el efecto de los diferentes parámetros en el comportamiento de la misma. El ala se encarga de producir la sustentación necesaria para compensar el peso de la aeronave y permitir que la aeronave “flote” en el aire, por lo que su diseño será crucial e influirá mucho en el comportamiento general de la aeronave en vuelo.

3.2.1.1 Forma en planta del ala

Según la teoría de Prandtl, la mínima resistencia inducida en un ala se produce cuando la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura es elíptica. Esto se puede conseguir para alas sin torsión y sin flecha cuando sus formas en planta son elípticas, pero su dificultad de construcción la convierte en una de las menos utilizadas en la actualidad. Se ha optado por tanto por elegir una forma en planta trapezoidal que es casi tan eficiente como la elíptica pero mucho más fácil de construir, de forma que la distribución de sustentación sea lo más parecida a la elíptica. Para facilitar el ensamblaje del ala al fuselaje, se tiene una parte central rectangular en la que se colocarán todos los elementos de ensamblaje: tetones y tornillos. Los diversos parámetros geométricos de la misma se irán analizando en los siguientes apartados.

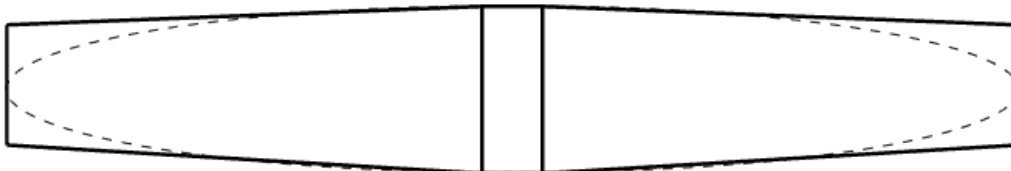


Figura 37: Forma en planta del ala

3.2.1.2 Alargamiento

El alargamiento para alas trapezoidales se define como la relación entre el cuadrado de la envergadura y la superficie alar: $ar = \frac{b^2}{S}$. Este parámetro representa una medida de la

esbeltez del ala y tendrá efectos importantes en el comportamiento tridimensional de la corriente alrededor del ala. A mayor alargamiento del ala, menor será el área de la misma afectada por los vórtices de punta de ala, por lo que menor será la resistencia inducida. Este parámetro de diseño se ha ido variando en cada iteración de forma que la geometría del ala fuera compatible con el diseño del fuselaje. Finalmente, se tomó un valor para el alargamiento de $ar=7$.

Esos vórtices de punta de ala reducen el ángulo de ataque efectivo en esta región del ala, por lo que a menor alargamiento se tendrá una mayor reducción del ángulo de ataque efectivo y un aumento del ángulo de ataque de entrada en pérdida. Este efecto se aprecia en la reducción de la pendiente de la curva de sustentación del ala C_{L_α} respecto a la del perfil bidimensional C_{L_α} , cuya aproximación semiempírica que propone [2] responde a la siguiente expresión:

$$C_{L_\alpha} = \frac{2\pi ar}{2 + \sqrt{4 + \frac{ar^2 \beta^2}{\eta^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{\max t}}{\beta^2}\right)}} \left(\frac{S_{\text{exposed}}}{S}\right) F \quad (1)$$

donde:

$\beta^2 = 1 - M^2$: factor que tiene en cuenta los efectos de compresibilidad. Debido a que el UAV volará a bajas velocidades, el flujo alrededor de la aeronave se considerará incompresible, por lo que $\beta \approx 1$

$\eta = \frac{C_{l_\alpha}}{2\pi/\beta}$: eficiencia aerodinámica del perfil

$\Lambda_{\max t}$: flecha del ala en la posición de la cuerda en la que el perfil es máximo

S_{exposed} : es la superficie alar expuesta, es decir, la superficie alar menos la parte de la misma cubierta por el fuselaje.

$F = 1.07 \left(1 + \frac{d}{b}\right)^2$: factor de sustentación del fuselaje, que tiene en cuenta el hecho de que el fuselaje crea sustentación.

La comparación de ambas pendientes se muestra en la Figura 38:

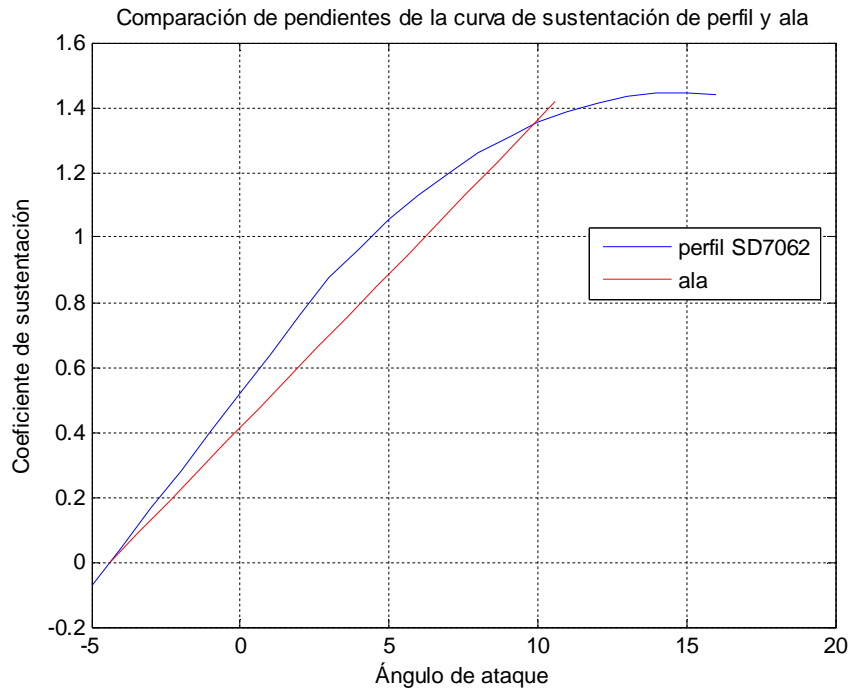


Figura 38: Reducción de la pendiente de la curva de sustentación del perfil al ala

3.2.1.3 Estrechamiento

El estrechamiento (λ) hace referencia a la relación entre la cuerda en la punta del ala y la cuerda en la raíz de la misma. El estrechamiento afecta a la distribución de sustentación a lo

largo de la envergadura: a menor estrechamiento (λ), mayor valor de $\frac{C_{punta}}{C_{raiz}}$, más rectangular

será el ala y la sustentación se concentrará hacia las puntas, provocando un mayor momento en el encastre. Lo contrario ocurre cuando el estrechamiento aumenta, es decir, cuando el perfil en la punta se hace más pequeño.

Sin embargo, el estrechamiento no tiene el mismo efecto en la distribución del coeficiente de sustentación, ya que $C_l(y) \propto \frac{L(y)}{c(y)}$. El estrechamiento de la punta hace que el coeficiente

de sustentación aumente mucho en esta región del ala, mientras que para alas rectangulares se tendrá una distribución del coeficiente análoga a la de sustentación.

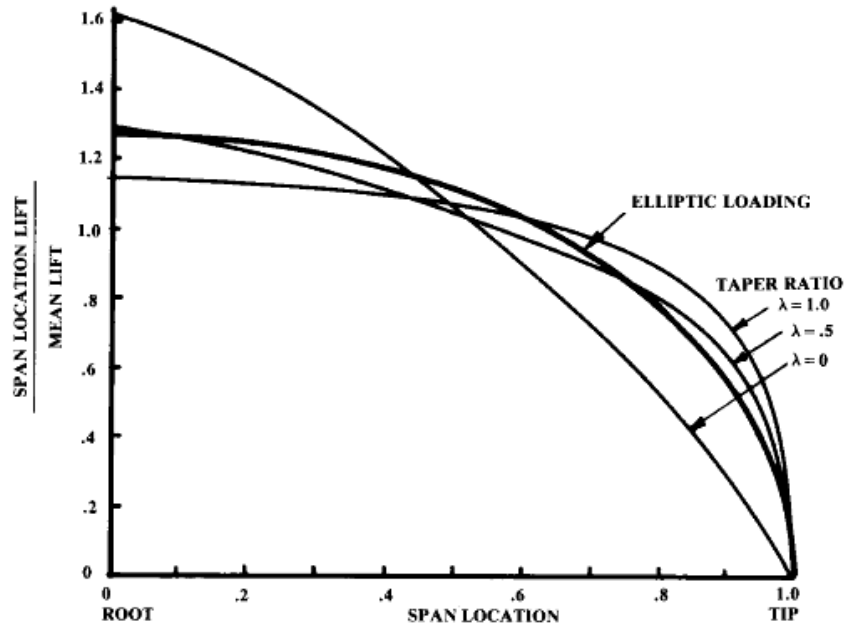


Figura 39: Distribución de sustentación dependiendo del estrechamiento

Para elegir el estrechamiento se hace uso de la eficiencia de Oswald (e). Este parámetro es un factor de corrección que representa el cambio en la resistencia de un ala producido por el hecho de que sustenta, comparado con un ala ideal del mismo alargamiento pero distribución de sustentación elíptica. Este factor de corrección aparecerá en el cálculo del coeficiente de resistencia inducida. Existe una aproximación de la tendencia de este parámetro en función del estrechamiento [3]:

$$e = \frac{1.1C_{L\alpha}}{RC_{L\alpha} + (1-R)\pi ar}$$

$$R = a_1\lambda_1^3 + a_2\lambda_1^2 + a_3\lambda_1 + a_4$$

$$\lambda_1 = \frac{ar\lambda}{\cos \Lambda_{ba}}$$

Esta tendencia se puede apreciar en la curva de la Figura 40, en el que valor óptimo de este factor de corrección es aquel más próximo a la unidad, que se produce para un

estrechamiento de $\lambda = \frac{C_{tip}}{C_{root}} = 0.72$.

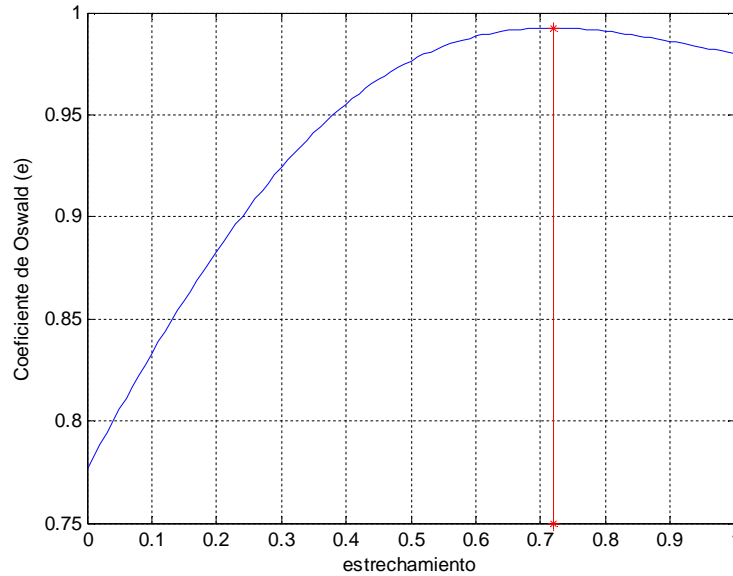


Figura 40: Tendencia del coeficiente de Oswald en función del estrechamiento

Sin embargo, esta aproximación sobreestima el factor de corrección, ya que los valores típicos para el coeficiente de Oswald están entre 0.7 y 0.85 para alas trapezoidales de pequeño estrechamiento. Existen otras aproximaciones más realistas de este valor basadas en datos empíricos, que estiman este coeficiente según el alargamiento del ala. Una de estas aproximaciones está propuesta en [2], para alas rectas o con poca flecha:

$$e = 1.78(1 - 0.045ar^{0.68}) - 0.64 = 0.8392 \quad (2)$$

3.2.1.4 Flecha

Se llama flecha ($\Lambda_{c/4}$) al ángulo que forma la línea del 25% de la cuerda con una línea perpendicular al eje longitudinal del avión. Esta línea del 25% de la cuerda es la que se obtiene de unir los puntos a lo largo de la envergadura que están situados a una distancia del borde de ataque del 25% de la cuerda en cada sección. Además, se tienen dos referencias más: flecha de borde de ataque (Λ_{ba}) y de borde de salida (Λ_{bs}), que miden este ángulo con respecto a la línea de borde de ataque y de borde de salida respectivamente.

La flecha se utiliza principalmente cuando se desea reducir los efectos adversos de aumento de resistencia cuando el flujo alrededor del ala es transónico o supersónico, permitiendo volar a velocidades superiores sin que se lleguen a condiciones sónicas en el extradós del ala. A pesar de que las velocidades a las que volará el UAV no son lo suficientemente elevadas como para llegar a velocidades sónicas en el ala, la flecha se utiliza para mejorar la estabilidad de la aeronave: al pivotar el ala respecto al encastre, el centro aerodinámico se retrasa más que el centro de gravedad, permitiendo aumentar el margen estático. Este ha sido el factor determinante para la elección de la flecha de la línea de $c/4$ (25% de la cuerda) para el UAV:

$$\Lambda_{c/4} = 2^\circ.$$

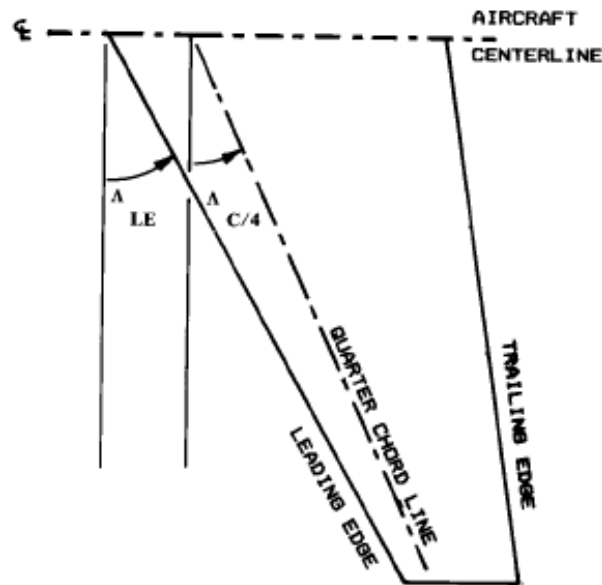


Figura 41: Esquema de la flecha de un ala

3.2.1.5 Torsión

La torsión es usada para prevenir la entrada en pérdida en las puntas del ala. Para ello se dotará al ala de torsión geométrica, consistente en reducir gradualmente el ángulo de incidencia del ala desde la raíz hasta la punta. La decisión de diseño ha sido establecer una variación de torsión lineal de 0° en la raíz a 2° en la punta.

3.2.1.6 Diedro

El diedro del ala es el ángulo que forma el ala con la horizontal y tiene una fuerte influencia en la estabilidad lateral de la aeronave tendiendo a nivelar las alas cuando aparece un momento de balanceo. Las alas tendrán un diedro positivo (alas levantadas respecto a la horizontal) de 3° , valor parecido a los existentes a aeronaves de características similares y que satisface los requerimientos necesarios para que sea estable lateralmente.

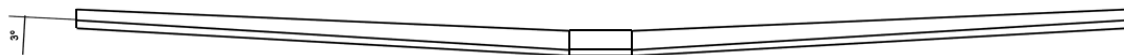


Figura 42: Diedro del ala del UAV

3.2.1.7 Representación gráfica de la forma en planta

La forma en planta del ala se puede representar a partir de las expresiones (3):

$$\begin{aligned}
 y \in [0, y_1] &\Rightarrow \begin{cases} x_{ba}(y) = 0 \\ x_{bs}(y) = c_{raiz} \end{cases} \\
 y \in [y_1, b/2] &\Rightarrow \begin{cases} x_{ba}(y) = (y - y_1) \tan \Lambda_{ba} \\ x_{bs}(y) = c_{raiz} - (y - y_1) \tan \Lambda_{bs} \end{cases}
 \end{aligned} \quad (3)$$

Sabiendo la superficie alar S (extraída de los cálculos realizados en el apartado de actuaciones a partir de la carga alar y el máximo peso al despegue), el estrechamiento (λ) calculado anteriormente, el alargamiento ar y la flecha de la línea de $c/4$ ($\Lambda_{c/4}$), es posible determinar todas las magnitudes geométricas del ala: envergadura, cuerda en la raíz, cuerda en la punta y la flecha del borde de ataque y del borde de salida. El valor de y para el que el ala pasa a ser trapezoidal se decide de forma que se produzca un buen asiento de la misma en el fuselaje: $y_1 = 60 \text{ mm}$. De esta forma, con estos datos:

$$S = 0.5771 \text{ m}^2 \quad \lambda = 0.72 \quad ar = 7 \quad \Lambda_{c/4} = 2^\circ$$

se tiene:

- Envergadura: $b = \sqrt{S \cdot ar} = 2009.83 \text{ mm}$
- Cuerda en la raíz: $c_{raiz} = \frac{S}{\frac{b}{2}(1 + \lambda) + y_1(1 - \lambda)} = 330.64 \text{ mm}$
- Cuerda en la punta: $c_{punta} = \lambda c_{raiz} = 238.06 \text{ mm}$
- Flecha del borde de ataque: $\tan \Lambda_{ba} = \tan \Lambda_{c/4} + \frac{c_{raiz} - c_{punta}}{4 \left(\frac{b}{2} - y_1 \right)} \Rightarrow \Lambda_{ba} = 3.40^\circ$
- Flecha del borde de salida: $\tan \Lambda_{bs} = \frac{c_{raiz} - c_{punta}}{\frac{b}{2} - y_1} - \tan \Lambda_{ba} \Rightarrow \Lambda_{bs} = 2.21^\circ$

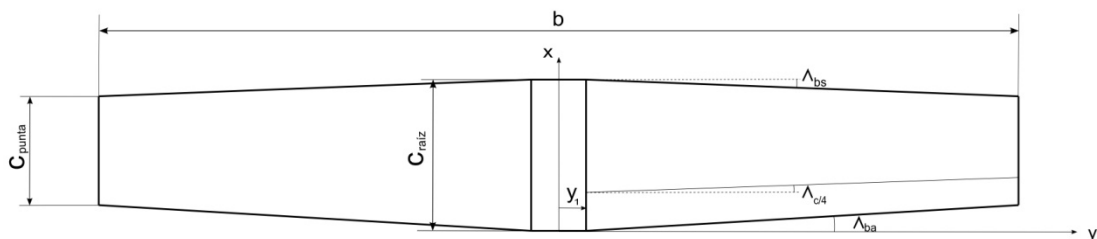


Figura 43: Forma en planta del ala

La cuerda media se calcula como sigue:

$$\bar{c} = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{b}{2}} c(y)^2 dy = 289.88 \text{ mm}$$

3.2.2 Estabilizador horizontal

A continuación se detallarán las características geométricas del estabilizador horizontal. El estabilizador horizontal se encarga de equilibrar la aeronave longitudinalmente (en cabeceo) y permitir realizar maniobras en el plano vertical. La cola se diseña para operar solo a una fracción de su máximo potencial de sustentación, por lo que no se necesita optimizar el diseño como el del ala.

La superficie del estabilizador horizontal se estima a partir del método del coeficiente de volumen de cola propuesto en [2]. El coeficiente de volumen del estabilizador horizontal se determina a partir de datos históricos junto con valores obtenidos de aeronaves similares: $c_{ht} = 0.6 \cdot 0.95$ (reducido un 5% por tratarse de una cola en T, ya que ésta es más efectiva que las convencionales). Así, según la definición de este coeficiente, se puede calcular la superficie de la deriva horizontal:

$$c_{ht} = \frac{l_{ht} S_h}{\bar{c} S} \quad \Rightarrow \quad S_h = \frac{c_{ht} \bar{c} S}{l_{ht}} = 0.1049 \text{ m}^2 \quad (4)$$

donde l_{ht} es la distancia entre el 25% de la cuerda media del ala y el 25% de la cuerda media del estabilizador horizontal. Esta distancia, tras las iteraciones realizadas, resulta ser: $l_{ht} = 908.66 \text{ mm}$.

Como en el ala, se opta por usar una forma en planta trapezoidal con un alargamiento de $ar_{ht} = 4.1$. El estrechamiento de los dos estabilizadores se elige teniendo en cuenta la disposición en T de la cola, de forma que la cuerda en la raíz del horizontal coincida con la cuerda en la punta del vertical; así: $\lambda_{ht} = 0.9$.

En cuanto a la flecha, el criterio de diseño es tener un borde de salida recto: $\Lambda_{hbs} = 0^\circ$, lo que determinará posteriormente la flecha del borde de ataque y de la línea de $c/4$. Finalmente, el estabilizador horizontal no tiene ni torsión ni diedro.

De esta forma, se tiene la siguiente expresión para la forma en planta del ala:

$$\begin{aligned} x_{hba}(y) &= y \tan \Lambda_{hba} \\ x_{hbs}(y) &= c_{hraiz} - y \tan \Lambda_{hbs} \end{aligned} \quad (5)$$

Los datos geométricos resultantes son:

- Envergadura: $b_h = \sqrt{S_h \cdot ar_{ht}} = 655.92 \text{ mm}$

- Cuerda en la raíz: $c_{hraiz} = \frac{2S_h}{b_h(1+\lambda_{vt})} = 168.40 \text{ mm}$
- Cuerda en la punta: $c_{hpunta} = \lambda_{vt} c_{hraiz} = 151.56 \text{ mm}$
- Flecha del borde de ataque: $\tan \Lambda_{hba} = \frac{c_{hraiz} - c_{hpunta}}{\frac{b_h}{2}} - \tan \Lambda_{hbs} \Rightarrow \Lambda_{hba} = 2.73^\circ$
- Flecha de la línea de c/4: $\tan \Lambda_{hc/4} = \tan \Lambda_{hba} - \frac{c_{hraiz} - c_{hpunta}}{2b_h} \Rightarrow \Lambda_{hc/4} = 2^\circ$

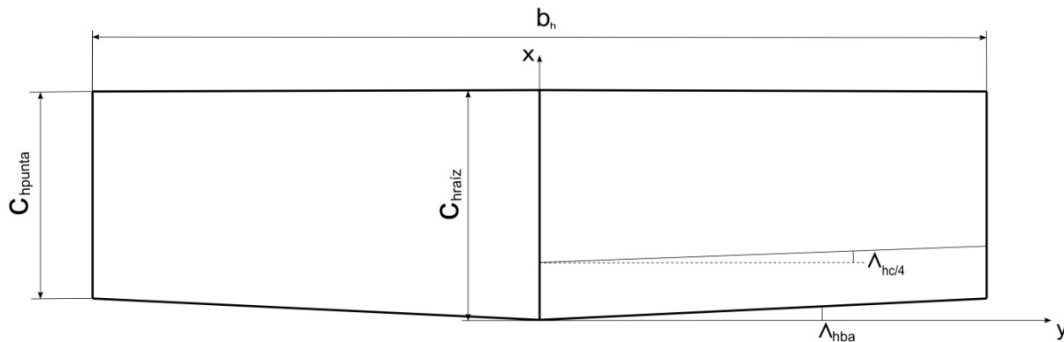


Figura 44: Forma en planta del estabilizador horizontal

La cuerda media se calcula de forma análoga a la del ala: $\bar{c}_h = \frac{2}{S_h} \int_0^{\frac{b_h}{2}} c_h(y)^2 dy = 160.13 \text{ mm}$

3.2.3 Estabilizador vertical

En cuanto al estabilizador vertical, éste se encarga de proporcionar estabilidad lateral – direccional a la aeronave, así como realizar maniobras y asegurar controlabilidad fuera del plano vertical. El diseño se realiza de forma análoga al del estabilizador horizontal.

Para la estimación de la superficie, se toma el coeficiente de volumen del estabilizador vertical: $c_{ht} = 0.04 \cdot 0.95$ (reducido un 5% por tratarse de una cola en T, ya que ésta es más efectiva que las convencionales). De esta forma:

$$c_{vt} = \frac{l_{vt} S_v}{bS} \Rightarrow S_v = \frac{c_{vt} bS}{l_{vt}} = 0.0502 \text{ m}^2 \quad (6)$$

donde l_{vt} es la distancia entre el 25% de la cuerda media del ala y el 25% de la cuerda media del estabilizador vertical. Esta distancia, tras las iteraciones realizadas, resulta ser: $l_{ht} = 878.12 \text{ mm}$.

De nuevo se decide optar por la forma en planta trapezoidal con alargamiento $ar_{vt} = 1.2$ y estrechamiento $\lambda_{vt} = 0.7$, para que como se comentó anteriormente, la cuerda en la punta de

la deriva vertical coincide con la cuerda en la raíz del horizontal. Así, la punta del estabilizador vertical servirá de asiento para el estabilizador horizontal. También se usa el criterio para la flecha de tener un borde de salida recto: $\Lambda_{vbs} = 0^\circ$. Además, al ser esta deriva simétrica respecto al plano xz de la aeronave, no se tendrá ni torsión ni diedro.

La forma en planta del ala resultaría:

$$\begin{aligned} x_{vba}(y) &= y \tan \Lambda_{vba} \\ x_{vbs}(y) &= c_{vraiz} - y \tan \Lambda_{vbs} \end{aligned} \quad (7)$$

Los datos geométricos resultantes son:

- Altura: $h_v = \sqrt{S_v \cdot ar_{vt}} = 245.41 \text{ mm}$
- Cuerda en la raíz: $c_{vraiz} = \frac{2S_v}{h_v(1 + \lambda_{vt})} = 240.60 \text{ mm}$
- Cuerda en la punta: $c_{vpunta} = \lambda_{vt} c_{vraiz} = 168.42 \text{ mm}$
- Flecha del borde de ataque: $\tan \Lambda_{vba} = \frac{c_{vraiz} - c_{vpunta}}{h_v} - \tan \Lambda_{vbs} \Rightarrow \Lambda_{vba} = 15.97^\circ$
- Flecha de la línea de c/4: $\tan \Lambda_{vc/4} = \tan \Lambda_{vba} - \frac{c_{vraiz} - c_{vpunta}}{4h_v} \Rightarrow \Lambda_{vc/4} = 12^\circ$

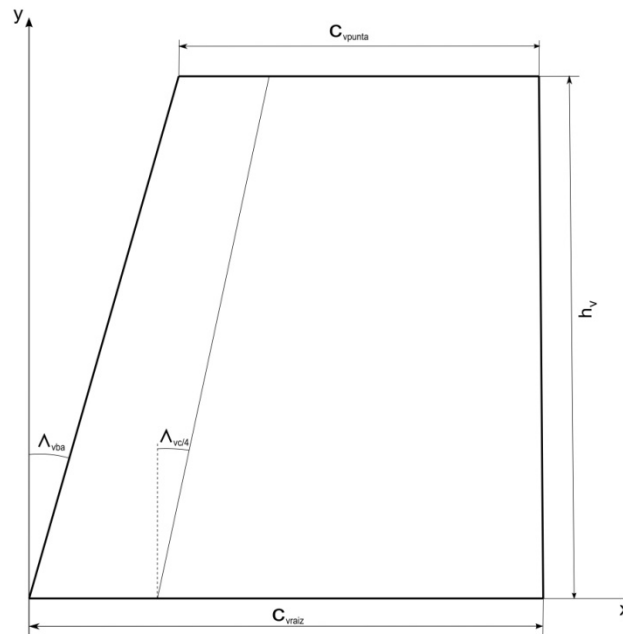


Figura 45: Forma de perfil del estabilizador vertical

La cuerda media en este caso es: $\bar{c}_v = \frac{1}{S_v} \int_0^{h_v} c_v(y)^2 dy = 206.63 \text{ mm}$

3.3 Aerodinámica del avión

En este apartado se va a analizar la aerodinámica del avión en general: se tendrán en cuenta tanto las superficies aerodinámicas como el fuselaje, el pylon del motor y el tubo de cola. En primer lugar, se estimará el coeficiente de resistencia parásita: C_{D_0} . Con este coeficiente será posible determinar la polar del avión completo, así como la curva de eficiencia aerodinámica que determinará el ángulo de ataque óptimo al que se debería volar. Posteriormente se calculará la polar del avión y la curva de eficiencia para determinar a qué ángulo de ataque se debe volar para tener máxima relación sustentación-resistencia.

3.3.1 Coeficiente de resistencia parásita (component buildup method)

El coeficiente de resistencia parásita C_{D_0} hace referencia a la resistencia que no depende de la sustentación, es decir, la resistencia que se tiene cuando la sustentación es nula. Esta resistencia proviene principalmente de la fricción del aire con la superficie de la aeronave, de la interacción entre las capas límites de diversos componentes y de la resistencia de forma debida a la diferencia de presión entre la estela y la corriente incidente (desprendimiento de la capa límite). Este coeficiente se calculará mediante el "método de acumulación de componentes" (del inglés "component buildup method") presente en [2]. Este método permite estimar la resistencia parásita de cada componente de la aeronave para posteriormente sumarlos y obtener el coeficiente total:

$$C_{D_0} = \frac{\sum (C_{f_c} FF_c Q_c S_{wet_c})}{S_{ref}} + C_{D_{misc}} + C_{D_{LP}} \quad (8)$$

Los parámetros que aparecen en la ecuación se explican a continuación:

- C_{f_c} : coeficiente de fricción del componente "c" calculado como si fuese una placa plana. Este coeficiente depende del número de Reynolds, del Mach y de la rugosidad de la superficie. Esta dependencia es diferente en función del tipo de flujo alrededor de la aeronave: laminar o turbulento, como se demuestra en la ecuación 9. Se realizará una estimación del porcentaje de flujo laminar o turbulento en cada componente en función de la geometría de la misma y la presencia de protuberancias y rugosidades en la superficie.

$$\text{Re} = \frac{\rho V l}{\mu} \quad M = \frac{V}{a} \Rightarrow \begin{cases} C_{f_{clam}} = \frac{1.328}{\sqrt{\text{Re}}} \\ C_{f_{ctur}} = \frac{0.455}{(\log \text{Re})^{2.58} (1 + 0.144 M^2)^{0.65}} \end{cases} \quad (9)$$

- FF_c : factor de forma que estima la resistencia de presión debida a la separación de la capa límite. Este factor añade el espesor de cada componente que no se tiene en

cuenta con el anterior coeficiente de fricción. Este factor adopta diferentes expresiones para cada componente, que se especificarán más adelante.

- Q_c : factor de interferencia entre los distintos componentes. Este factor recibe un valor que dependerá del tipo de interferencia de cada componente con el resto de la aeronave.
- S_{wet_c} : superficie mojada de cada componente.
- S_{ref} : superficie de referencia, que se considera que es la superficie alar:

$$S_{ref} = S = 0.5771 m^2$$
- $C_{D_{misc}}$: resistencia debida a varios aspectos de la aeronave, como puede ser el despliegue de los flaperones del UAV.
- $C_{D_{LP}}$: resistencia causada por protuberancias que puedan existir en la superficie del UAV: antenas, huecos de refrigeración, tornillos de fijación de fuselaje y protección inferior...

Se analizará cada componente de la aeronave por separado para ver la influencia de cada uno de ellos en la resistencia total. Además, se particularizará el cálculo para los dos segmentos de vuelo más duraderos: crucero y crucero de vigilancia.

Fuselaje

Datos:

- Longitud característica: $l = 602.61 mm$
- Diámetro medio del fuselaje modelado como un cilindro: $d = 134.9 mm$

Consideraciones de cálculo:

- Se considera un flujo 30% laminar y 70% turbulento: $C_f = 0.3 \cdot C_{f_{lam}} + 0.7 \cdot C_{f_{tur}}$
- Factor de forma: $FF = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400}$, con $f = \frac{l}{d}$
- Superficie mojada: $S_{wet} = \pi \cdot d \cdot l$

Componente	Factores	Etapa de la misión	
		Crucero	Crucero de vigilancia
Fuselaje	Re	6.56e5	5.33e5
	C_f	0.00388	0.00407
	FF	1.6848	

	Q	1	
	S_{wet} (m ²)	0.2555	
	C_{D_0}	0.00289	0.00304

Tabla 3: Estimación del coeficiente de resistencia parásita del fuselaje

Tubo de cola + base de la cola

Datos:

- Longitud característica: $l = 790 \text{ mm}$
- Diámetro medio del componente como la media entre el diámetro del tubo y el de la base de la cola: $\bar{d} = 36 \text{ mm}$

Consideraciones de cálculo:

- Se considera un flujo totalmente turbulento que le llega del fuselaje: $C_f = C_{f_{tur}}$
- Factor de forma: $FF = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400}$, con $f = \frac{l}{\bar{d}}$
- Superficie mojada: $S_{wet} = \pi \cdot \bar{d} \cdot l$

Componente	Factores	Etapa de la misión	
		Crucero	Crucero de vigilancia
Tubo de cola + Base cola	Re	8.60e5	6.99e5
	C_f	0.0046	0.0048
	FF	1.0605	
	Q	1	
	S_{wet} (m ²)	0.0893	

	C_{D_0}	0.00076	0.00079
--	-----------	---------	---------

Tabla 4: Estimación del coeficiente de resistencia parásita del tubo de cola y base de la cola

Pylon

Datos:

- Longitud característica: $l = 90 \text{ mm}$
- Diámetro medio del pylon modelando solo la carena del motor: $\bar{d} = 70.47 \text{ mm}$

Consideraciones de cálculo:

- Se considera un flujo análogo al que presenta el fuselaje: $C_f = 0.3 \cdot C_{f_{lam}} + 0.7 \cdot C_{f_{tur}}$
- Factor de forma: $FF = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400}$, con $f = \frac{l}{\bar{d}}$
- Superficie mojada: $S_{wet} = \pi \cdot \bar{d} \cdot l$

Componente	Factores	Etapa de la misión	
		Crucero	Crucero de vigilancia
Pylon	Re	0.98e5	0.796e5
	C_f	0.0063	0.0067
	FF	29.8027	
	Q	1.3	
	S_{wet}	0.0199	
	C_{D_0}	0.00843	0.00894

Tabla 5: Estimación del coeficiente de resistencia parásita del pylon

Ala

Datos:

- Longitud característica: $\bar{c} = 289.88 \text{ mm}$

- Posición de espesor máximo en el perfil del ala: $(x/c)_m = 0.255$
- Espesor relativo del perfil: $(t/c)_{\max} = 0.14$
- Flecha de la línea de máximo espesor: $\Lambda_m = 1.97^\circ$

Consideraciones de cálculo:

- Se considera un flujo 20% laminar y 80% turbulento: $C_f = 0.2 \cdot C_{f_{\text{lam}}} + 0.8 \cdot C_{f_{\text{tur}}}$
- Factor de forma: $FF = \left[1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \left[1.34M^{0.18} (\cos \Lambda_m)^{0.28} \right]$
- Superficie mojada: $S_{\text{wet}} = 2S - S_{\text{fuswing}}$, donde S_{fuswing} es la superficie de solape del ala con el fuselaje: $S_{\text{fuswing}} = b_{\text{fus}} c_{\text{raiz}}$

Componente	Factores	Etapa de la misión	
		Crucero	Crucero de vigilancia
Ala	Re	3.156e5	2.565e5
	C_f	0.00495	0.00520
	FF	1.0566	
	Q	1.06	
	S_{wet}	1.1177	
	C_{D_0}	0.01074	0.01127

Tabla 6: Estimación del coeficiente de resistencia parásita del ala

Estabilizador vertical

Datos:

- Longitud característica: $\bar{c}_v = 206.63 \text{ mm}$
- Posición de espesor máximo en el perfil del estabilizador vertical: $(x/c)_m = 0.3$

- Espesor relativo del perfil: $(t/c)_{\max} = 0.12$
- Flecha de la línea de máximo espesor: $\Lambda_m = 11.19^\circ$

Consideraciones de cálculo:

- Se considera un flujo similar al que recorre el ala: $C_f = 0.2 \cdot C_{f_{lam}} + 0.8 \cdot C_{f_{tur}}$
- Factor de forma: $FF = \left[1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \left[1.34M^{0.18} (\cos \Lambda_m)^{0.28} \right]$
- Superficie mojada: $S_{wet} = 2S_v$

Componente	Factores	Etapa de la misión	
		Crucero	Crucero de vigilancia
Estabilizador vertical	Re	2.250e5	1.828e5
	C_f	0.00536	0.00564
	FF	0.9691	
	Q	1.04	
	S_{wet}	0.1004	
	C_{D_0}	9.400e4	9.885e-4

Tabla 7: Estimación del coeficiente de resistencia parásita del estabilizador vertical

Estabilizador horizontal

Datos:

- Longitud característica: $\bar{c}_h = 160.13 \text{ mm}$
- Posición de espesor máximo en el perfil del estabilizador vertical: $(x/c)_m = 0.3$
- Espesor relativo del perfil: $(t/c)_{\max} = 0.12$
- Flecha de la línea de máximo espesor: $\Lambda_m = 1.85^\circ$

Consideraciones de cálculo:

- Se considera un flujo similar al que recorre el ala: $C_f = 0.2 \cdot C_{f_{lam}} + 0.8 \cdot C_{f_{tur}}$
- Factor de forma: $FF = \left[1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \left[1.34M^{0.18} (\cos \Lambda_m)^{0.28} \right]$
- Superficie mojada: $S_{wet} = 2S_h$

Componente	Factores	Etapa de la misión	
		Crucero	Crucero de vigilancia
Estabilizador horizontal	Re	1.744e5	1.417e5
	C_f	0.00570	0.00601
	FF	0.9742	
	Q	1.04	
	S_{wet}	0.2099	
	C_{D_0}	0.00210	0.00221

Tabla 8: Estimación del coeficiente de resistencia parásita del estabilizador horizontal

Flaperones

La resistencia que se produce cuando se despliegan los flaperones se puede aproximar a través de la ecuación 10:

$$C_{D_{misc}} = C_{D_0 \text{ flaps}} = 0.0023 \frac{b_{flaperon}}{b} \delta_{flaperon} \quad (10)$$

donde:

- $b_{flaperon}$: envergadura del flaperón
- $\delta_{flaperon}$: deflexión del flaperón

Protuberancias

La resistencia causada por las protuberancias se contabiliza añadiendo un 5% extra a la resistencia parásita calculada en cada caso.

Compendio total

El coeficiente de resistencia total para ambas condiciones de vuelo resulta de sumar todas las contribuciones anteriormente calculadas:

Condición de vuelo	Crucero	Crucero de vigilancia
C_{D_0}	0.0272	0.0281

Tabla 9: Estimación del coeficiente de resistencia parásita en los dos cruceros

3.3.2 Polar del avión

La polar del avión es una representación del coeficiente de resistencia frente al coeficiente de sustentación. Para el caso de que las alas tengan curvatura, la polar adopta la expresión de la ecuación 11:

$$C_D = C_{D_{\min}} + K \left(C_L - C_{L_{\min \text{ drag}}} \right)^2 = C_{D_0} + K_1 C_L^2 - K_2 C_L \quad (11)$$

con los siguientes parámetros:

- $C_{D_0} = C_{D_{\min}} + K C_{L_{\min \text{ drag}}}^2$: coeficiente de resistencia parásita del avión completo calculado anteriormente.
- $K_1 = K = \frac{1}{\pi a r \cdot e} = 0.0542$: primer parámetro para estimar la resistencia inducida
- $K_2 = 2K C_{L_{\min \text{ drag}}} = 0.0178$: segundo parámetro para estimar la resistencia inducida

Han aparecido dos nuevos factores que se determinan de la siguiente manera:

- Coeficiente de sustentación para mínima resistencia ($C_{L_{\min \text{ drag}}}$): se determina a partir de la curva de sustentación de la aeronave considerando que el ángulo de ataque para el que se produce mínima resistencia en la misma es igual al que produce mínima resistencia en el perfil elegido para el ala.
- Coeficiente de resistencia mínima ($C_{D_{\min}}$): una vez calculado el coeficiente de sustentación para mínima resistencia y el coeficiente de resistencia parásita, es posible despejar este término $\rightarrow C_{D_{\min}} = C_{D_0} - K C_{L_{\min \text{ drag}}}^2$

Para cada segmento de vuelo se tienen distintas condiciones de velocidad, altura, deflexión de flaperones, etcétera. Es por ello que se representen las polares para cada tramo de la misión:

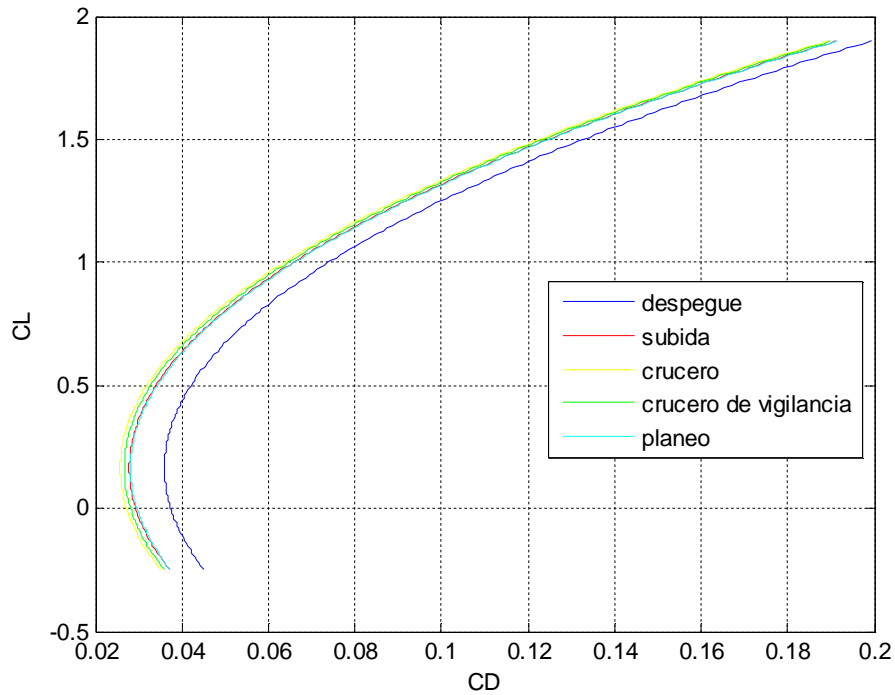


Figura 46: Polar parabólica en los distintos segmentos de la misión

La expresión de la polar queda:

$$C_D = C_{D_{0etapa}} + 0.0542C_L^2 - 0.0178C_L \quad (12)$$

Con los valores de la Tabla 10 para el coeficiente de resistencia parásita en los distintos tramos de la misión:

Etapa	Despegue	Subida	Crucero	Crucero de vigilancia	Planeo
C_{D_0}	0.0374	0.0293	0.0272	0.0281	0.0296

Tabla 10: Valores del coeficiente de resistencia parásita en los distintos tramos de la misión

En la Figura 47 se ha ampliado la zona de la parábola donde se produce el mínimo de resistencia para poder apreciar mejor la diferencia entre los distintos tramos. Es lógico que el tramo donde se produce la mayor resistencia sea en el despegue debido a la deflexión de los flaperones que proporcionan la sustentación necesaria para levantar el vuelo.

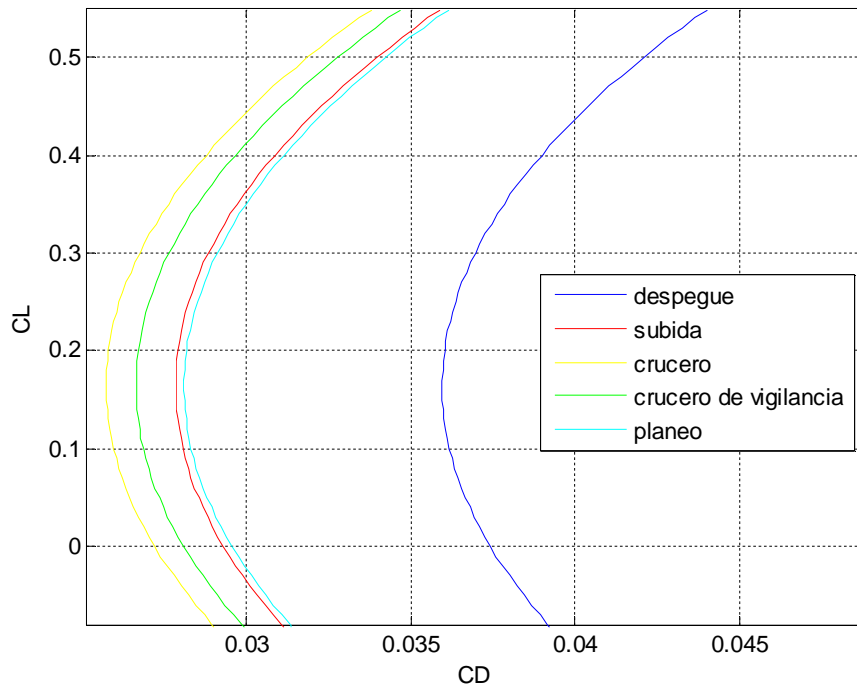


Figura 47: Vista ampliada de la polar en la zona de mínima resistencia

Como se puede comprobar, los métodos para calcular los coeficientes de la polar son bastante burdos. Normalmente, para los cálculos posteriores de eficiencias, potencias necesarias para cada tramo, empujes requeridos, etc, se usa la polar parabólica de coeficientes constantes como si el ala no tuviera curvatura:

$$C_D = C_{D_{etapa}} + 0.0542C_L^2 \quad (13)$$

Se estará por tanto del lado de la seguridad puesto que se estará trabajando con una resistencia superior a la predicha anteriormente. Esto además simplificará tremendamente los cálculos necesarios para determinar las actuaciones de la aeronave. Esta simplificación se suele aplicar en el diseño preliminar de aeronaves cuyas alas tienen una curvatura moderada. A continuación se muestra en un gráfico (Figura 48) la comparación de ambas polares para poder apreciar el error cometido:

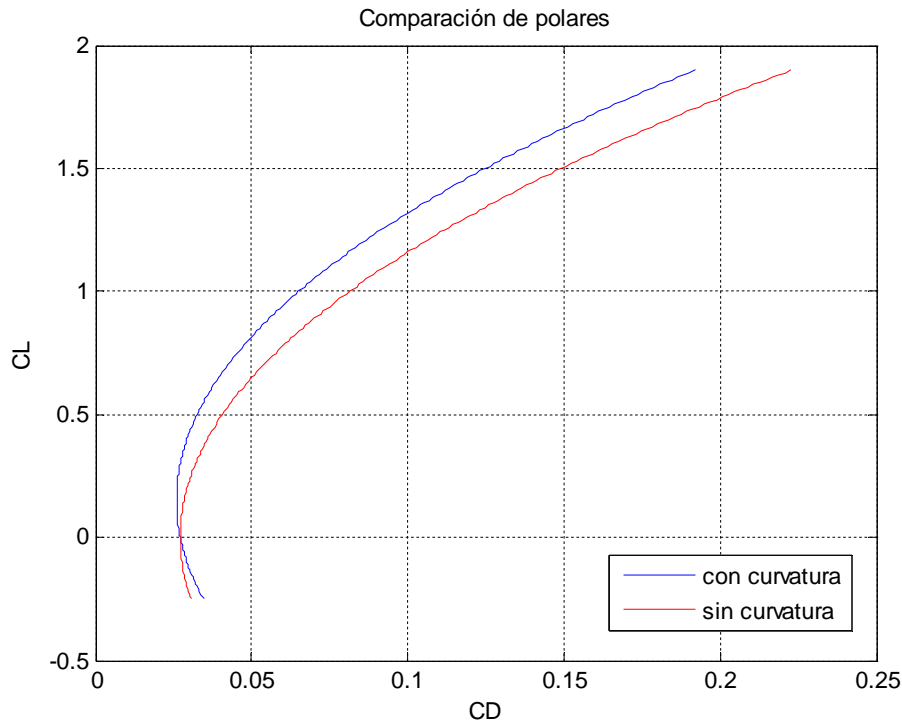


Figura 48: Comparación de polares con o sin curvatura para el ala

3.3.3 Eficiencia del avión

La eficiencia aerodinámica mide la relación entre la sustentación y la resistencia de la aeronave: $E = L/D$. Lo ideal es volar con la mayor sustentación posible combinada con la mínima resistencia pero como se puede apreciar en las polares, no se tiene una fácil relación entre sustentación y resistencia. Es por ello que se define este parámetro para determinar a qué ángulo de ataque se produce el máximo de sustentación con la mínima resistencia.

En vuelo uniforme horizontal y rectilíneo, se tiene que la resistencia (D) se compensa con el empuje (T) de los motores, y que el peso (W) se compensa con la sustentación (L), de forma que maximizar la eficiencia supondría minimizar el empuje necesario para mantener el avión en vuelo así como reducir consumo de combustible, aumentar alcance, etc.

$$\left. \begin{array}{l} T = D \\ L = W \end{array} \right\} \text{eficiencia} = \frac{L}{D} = \frac{W}{T}$$

Figura 49: Ecuaciones en vuelo uniforme horizontal y rectilíneo

Para los distintos tramos se tienen los siguientes resultados:

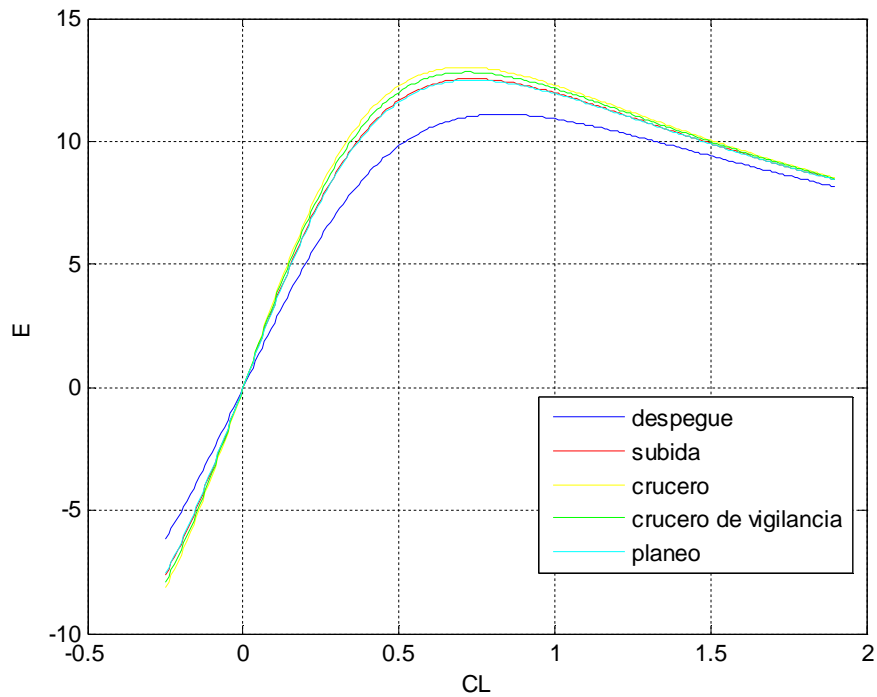


Figura 50: Curva de la eficiencia aerodinámica en función del coeficiente de sustentación en los distintos tramos

La eficiencia máxima se produce para el siguiente valor del coeficiente de sustentación:

$$\frac{\partial E}{\partial C_L} = \frac{\partial (C_L/C_D)}{\partial C_L} = 0 \quad \Rightarrow \quad C_{L_{opt}} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K_1}} \quad \Rightarrow \quad E_{max} = \frac{1}{2\sqrt{C_{D_0} K_1}} \quad (14)$$

En la Tabla 11 se aprecian los diferentes valores de la eficiencia máxima y el coeficiente de sustentación óptimo para el que se produce:

Tramo	$C_{L_{opt}}$	E_{max}
Despegue	0.8309	11.1048
Subida	0.7356	12.5441
Crucero	0.7088	13.0189
Crucero de vigilancia	0.7203	12.8096
Planeo	0.7388	12.4896

Tabla 11: Coeficiente de sustentación óptimo y eficiencia aerodinámica máxima en los distintos tramos

3.4 Superficies aerodinámicas

3.4.1 Ala

Una vez definida la geometría del ala y calculado su coeficiente de resistencia parásita, se van a determinar las características aerodinámicas de la misma. Se detallarán las curvas de sustentación, la polar parabólica, y curvas de momento, así como los cálculos correspondientes a la entrada en pérdida del ala.

3.4.1.1 Polar parabólica

La expresión que adopta la polar del ala es análoga a la de la ecuación 11, pero en este caso cambia el coeficiente de resistencia parásita, al intervenir solamente el ala. La polar que aparece en el gráfico representa las condiciones de crucero, y está comparada con la polar del perfil. La hipótesis que se ha realizado para el cálculo de la polar es que el coeficiente de mínima resistencia es igual para perfil y ala: $C_{d_{min}} = C_{D_{min}}$.

La expresión que adopta la polar en crucero si $C_{D_{0wing}} = 0.01074$ es la siguiente:

$$C_{D_{ala}} = 0.01074 + 0.0542C_L^2 - 0.0029C_L \quad (15)$$

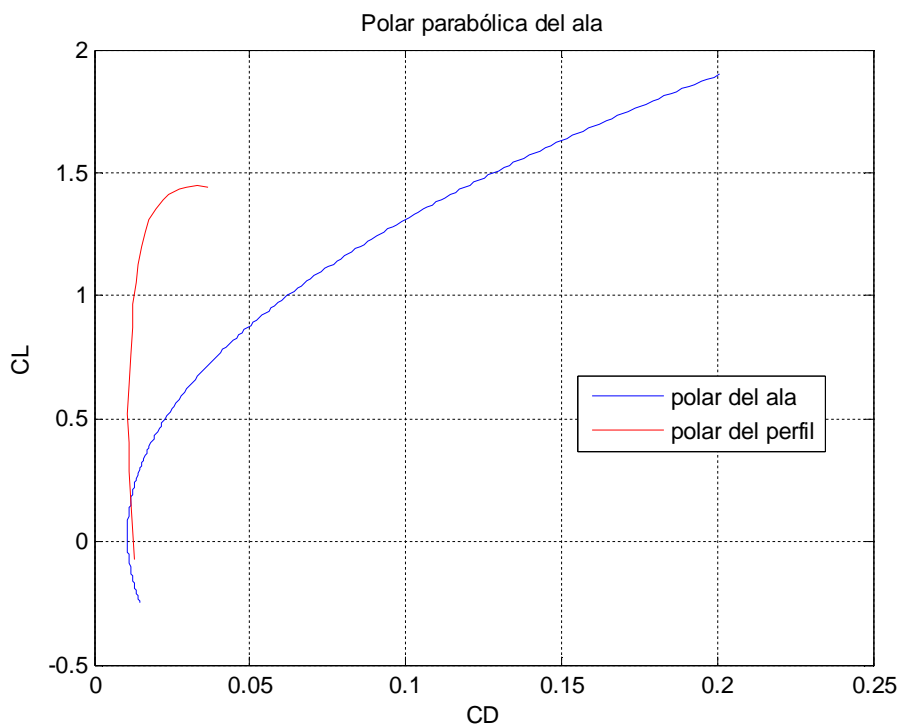


Figura 51: Comparación de la polar del ala con la polar del perfil

3.4.1.2 Curva de sustentación resultante para el ala

Cuando se estudiaron los efectos que tenían los parámetros geométricos del ala, se vio que el alargamiento reducía la pendiente de la curva de sustentación del ala. Una vez que ya se ha definido la geometría del ala, es posible determinar la curva de sustentación:

$$C_{L_{ala}} = C_{L_{0ala}} + C_{L_{\alpha_{ala}}} \alpha = 0.4151 + 5.4084\alpha \quad (16)$$

En la Figura 38 aparece representada la parte lineal de la curva de sustentación del ala comparada con la del perfil. La zona de la curva no lineal, que es donde se produce la pérdida, es difícil de estimar y requeriría ensayos experimentales en túneles de viento para determinar su comportamiento en la pérdida.

3.4.1.3 Coeficiente de momento

La curva de momento depende de la condición de vuelo de forma análoga a como lo hacía la polar parabólica. En condiciones de crucero, los resultados obtenidos del programa DesignFoil que se extrapolan para el ala adoptan la expresión de la ecuación 17. Esta relación ha sido obtenida mediante una aproximación lineal a la nube de puntos que ofrece DesignFoil como resultado.

$$C_{M_{ala}} = -0.094 - 0.0015\alpha \quad (17)$$

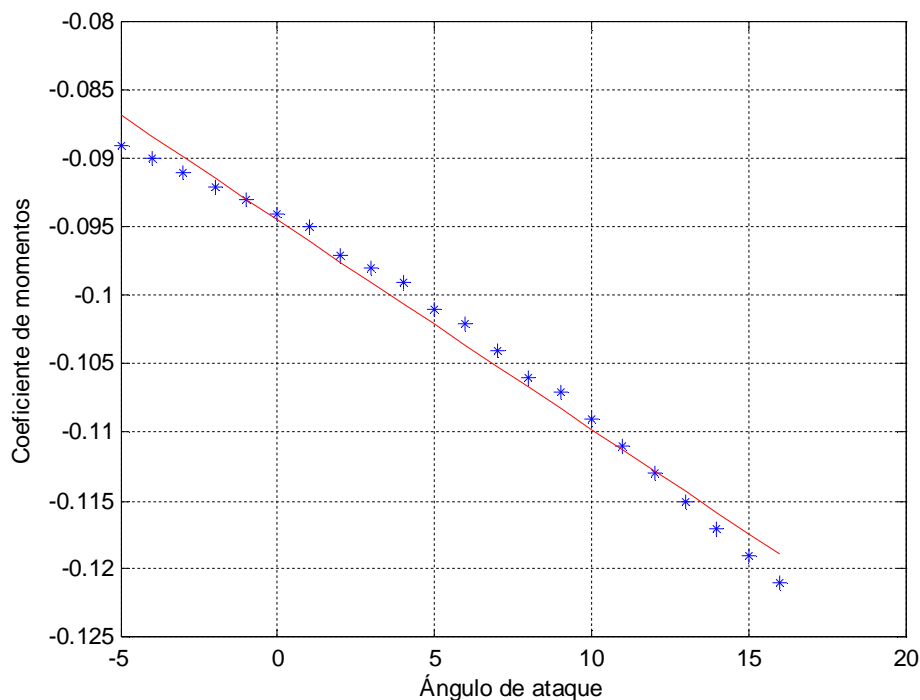


Figura 52: Curva del coeficiente de momento en función del ala

3.4.1.4 Coeficiente de sustentación máximo

El coeficiente de sustentación máximo es un parámetro decisivo en el diseño de la aeronave puesto que va a determinar la superficie alar necesaria para un peso dado y viceversa. La aproximación de este factor es la más difícil de todas ya que incluso con ensayos en túneles de viento se tienen dificultades para obtener este coeficiente con precisión. La estimación del coeficiente de sustentación máximo en configuración limpia (con flaperones replgados) se extrae de [2]:

$$C_{L_{\max, clean}} = 0.9 C_{L_{\max}} \cos \Lambda_{c/4} = 1.2997 \quad (18)$$

3.4.1.5 Ángulo de ataque de entrada en pérdida

El ángulo de ataque para el que se produce la máxima sustentación también resulta muy complicado de aproximar, por lo que de nuevo se estima a partir la fórmula que se propone en [2]:

$$\alpha_{C_{L_{\max}}} = \frac{C_{L_{\max}}}{C_{L_{\alpha}}} + \alpha_{0l} + \Delta\alpha_{C_{L_{\max}}} = 11.17^\circ \quad (19)$$

donde:

- α_{0l} : ángulo de ataque para el que se produce sustentación nula en el perfil, que para el caso de que tenga curvatura, es negativo.
- $\Delta\alpha_{C_{L_{\max}}}$: corrección por los efectos no lineales de los vórtices del flujo que se estima a partir de tablas.

3.4.2 Estabilizador horizontal

Se procede para el estabilizador horizontal de forma análoga al análisis aerodinámico del ala: en primer lugar se calcula la polar, posteriormente la curva de sustentación y por último la curva de momentos.

3.4.2.1 Polar parabólica

Al estar compuesto el estabilizador horizontal de perfiles simétricos (NACA 0012), la polar parabólica será simétrica respecto al eje $C_L = 0$. En crucero, se tiene la siguiente expresión:

$$C_{D_{esthor}} = 0.0021 + 0.0834 C_L^2 \quad (20)$$

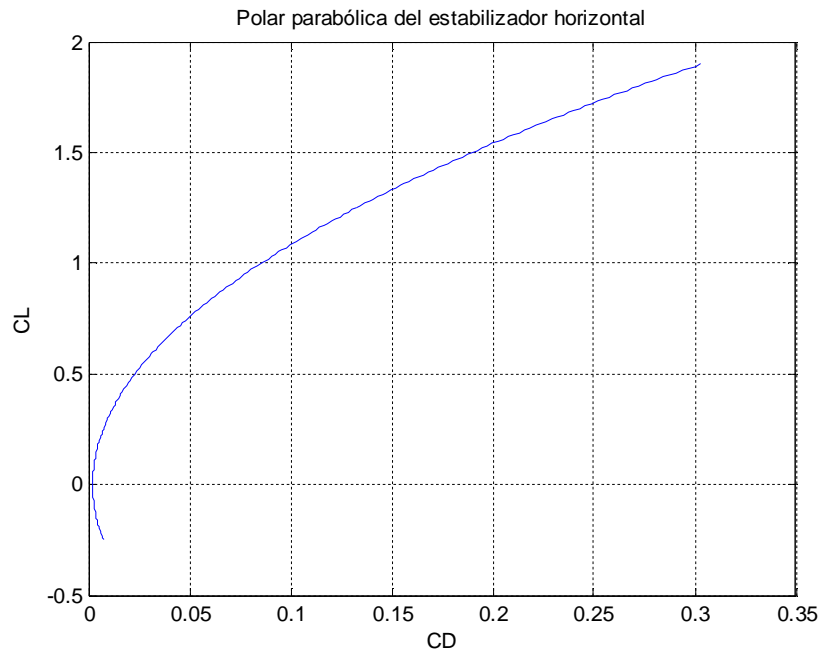


Figura 53: Polar parabólica del estabilizador horizontal

3.4.2.2 Curva de sustentación

La curva de sustentación del estabilizador horizontal pasará por el origen debido a que no tiene curvatura (no sustenta a ángulo de ataque nulo). Además, la pendiente de la curva se ve afectada por el alargamiento de la misma forma que el ala (ecuación 1):

$$C_{L_{esthor}} = 3.8077\alpha \quad (21)$$

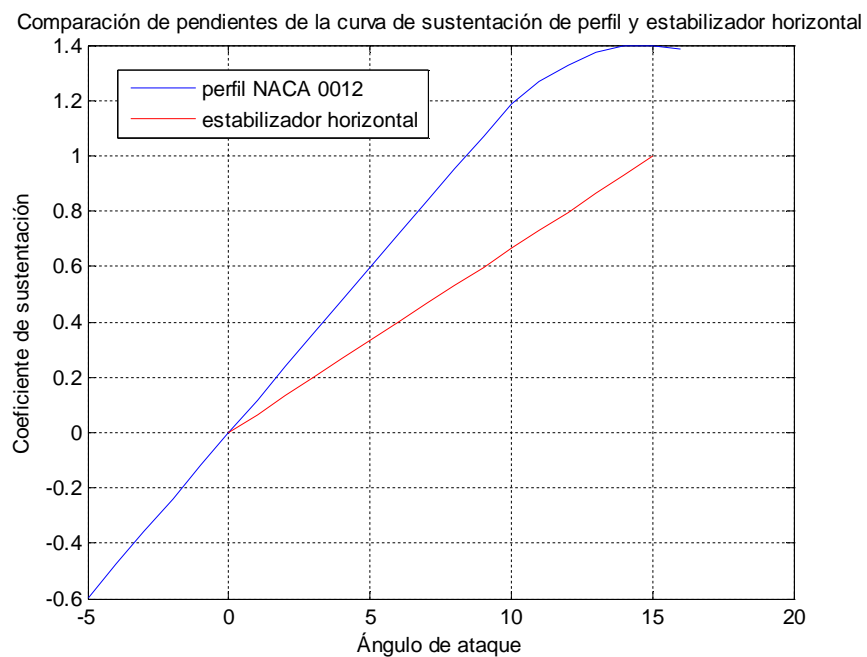


Figura 54: Curva de sustentación del estabilizador horizontal

3.4.2.3 Coeficiente de momento

Como ya se ha dicho antes, el perfil simétrico que compone el estabilizador horizontal hace que no se tenga momento, por lo que la curva de momento es una recta:

$$C_{M_{esthor}} = 0 \quad (22)$$

3.4.3 Estabilizador vertical

Se estudiarán las características aerodinámicas del estabilizador vertical de igual forma que en el ala y en el estabilizador horizontal.

3.4.3.1 Polar

De nuevo se tiene una polar simétrica al tener un perfil simétrico en el estabilizador vertical. En crucero:

$$C_{D_{estvert}} = 0.00094 + 0.2528C_L^2 \quad (23)$$

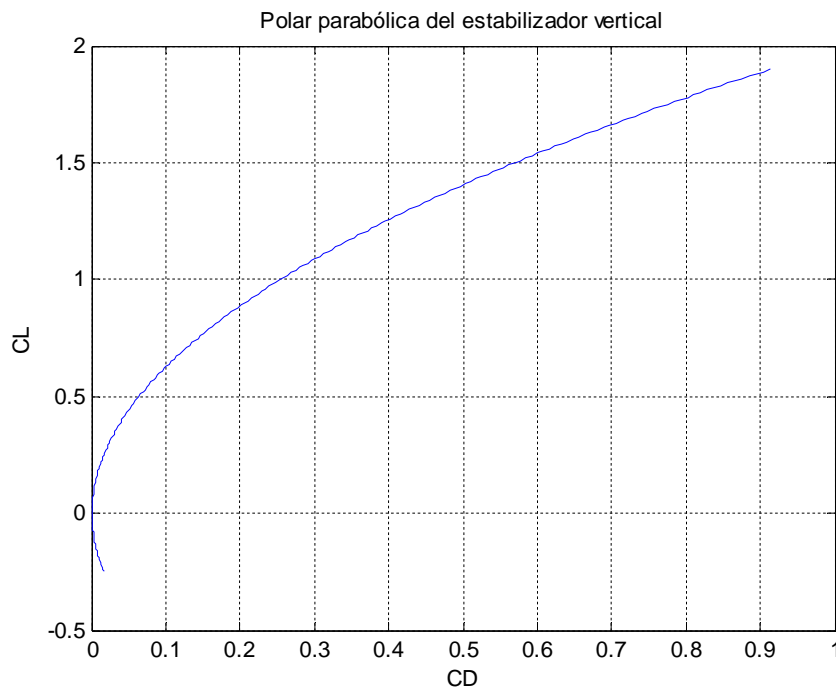


Figura 55: Polar parabólica del estabilizador vertical

3.4.3.2 Curva de sustentación

Se tiene una curva de sustentación para el estabilizador vertical análoga a la del estabilizador horizontal, con la diferencia de que su pendiente se ve seriamente afectada debido al bajo alargamiento que presenta:

$$C_{L_{vertail}} = 1.7215\alpha \quad (24)$$

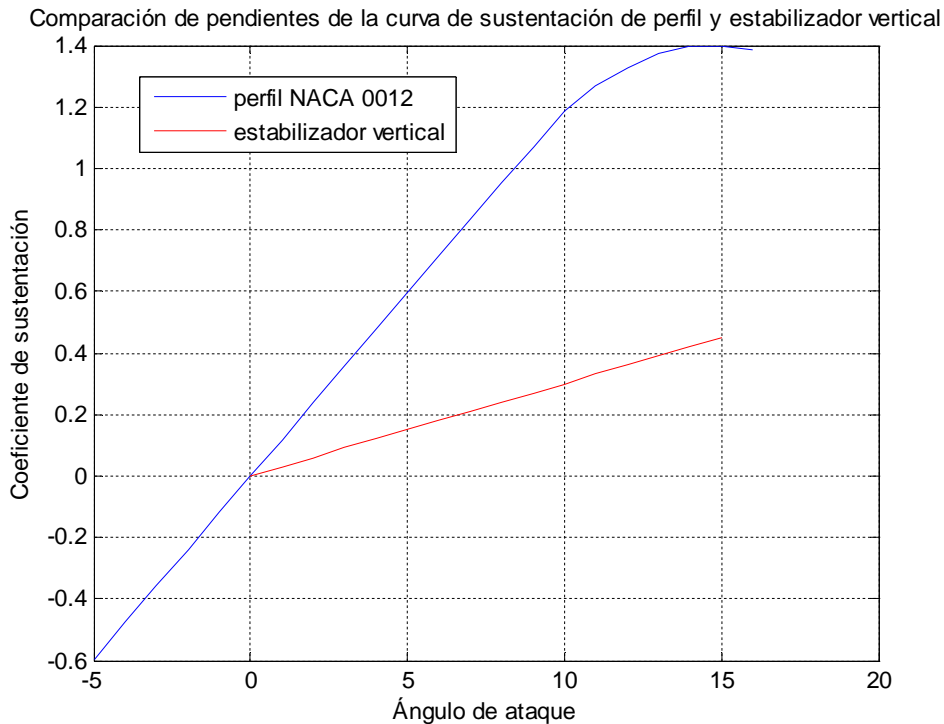


Figura 56: Curva de sustentación del estabilizador vertical

3.4.3.3 Coeficiente de momento

De igual forma que en el horizontal, se tiene una curva de momentos recta e igual a cero debido a la simetría del perfil utilizado:

$$C_{M_{\text{vertical}}} = 0$$

3.5 Superficies hipersustentadoras: flaperones

En los segmentos de vuelo a bajas velocidades se necesitan dispositivos hipersustentadores que aumenten la sustentación compensando la "falta" de velocidad y retrasando la pérdida a velocidades más bajas. Se opta por usar flaperones, que son superficies de control que combinan las capacidades de control de los alerones con las capacidades hipersustentadoras de los flaps.

El dimensionamiento de los flaperones debe adecuarse a las necesidades de sustentación extra en los tramos a bajas velocidades como despegue y aterrizaje, y a las necesidades de control lateral – direccional en operaciones de viraje.

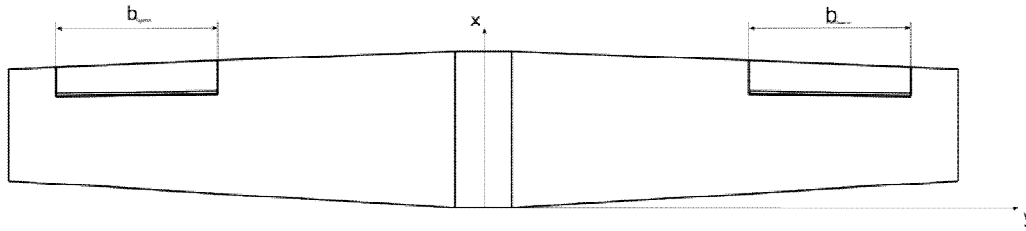


Figura 57: Disposición de los flaperones en el ala

Las dimensiones de los flaperones son las siguientes:

- Envergadura de un flaperón: $b_{flaperon} = 0.34 \frac{b}{2} = 341.67 \text{ mm}$
- Cuerda interior: $c_{int_{flaperon}} = 0.25 \cdot c_1 = 70.35 \text{ mm}$
- Cuerda exterior: $c_{ext_{flaperon}} = 0.25 \cdot c_2 = 61.98 \text{ mm}$

donde c_1 y c_2 son las cuerdas del ala en la raíz y punta del flaperón respectivamente.

En el apartado de fabricación se detallará cómo se realiza la articulación del flaperón, algo que determina el tipo de flaperón y consecuentemente sus características aerodinámicas. Por el método usado, se considerará que se trata de una articulación simple. De nuevo el incremento de sustentación que proporcionan estos flaperones resulta difícil de predecir y requeriría ensayos en túneles de viento, pero se puede realizar una aproximación para el diseño inicial [2]:

$$\Delta C_{L_{max}} = \Delta C_{L_{max}} \left(\frac{S_{flapped}}{S} \right) \cos \Lambda_{HL} = 0.564 \quad (25)$$

donde:

- $\Delta C_{L_{max}}$: contribución aproximada a la sustentación del flap simple $\rightarrow \Delta C_{L_{max}} = 0.9$
- $S_{flapped} = 2b_{flaperon} \left(\frac{c_1 + c_2}{2} \right)$
- Λ_{HL} : flecha de la línea de la articulación del flaperón.

Si ahora se suma la contribución de los flaperones al coeficiente de sustentación máximo calculado anteriormente ($C_{L_{max, clean}}$: configuración limpia), se obtendrá el coeficiente de sustentación máximo en configuración sucia (con los flaperones desplegados):

$$C_{L_{max, dirty}} = C_{L_{max, clean}} + \Delta C_{L_{max}} = 1.8638 \quad (26)$$