

Cálculo del comportamiento de un ala mediante el método de Lifting Line

Alejandro Hernández Rubio

Noviembre, 2018

1 Introducción

En este documento se pretende plantear un ala problema, con sus características geométricas definidas, y calcular sus parámetros usando el método potencial de Lifting Line. Los parámetros que se desea encontrar son las curvas $Cl - \alpha$, $Cl - Cd$ y su valor de eficiencia aerodinámica máxima.

Todos los cálculos necesarios y programas implementados fueron desarrollados en MatLAB.

2 Planteamiento

Para el estudio se presentó el siguiente diseño de ala:

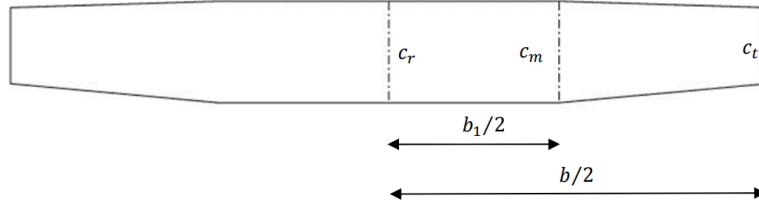


Figure 1: Geometría del ala a resolver

La geometría de dicha ala viene definida por los parámetros:

$$c_r = 1.6 \quad c_m = 1.6 \quad c_t = 1.2 \quad b_1 = 5.4 \quad b = 12$$

Además, el ala tiene un twist negativo de -6° en la punta, con ángulo de ataque neutro en su raíz. El perfil del ala es íntegramente un perfil NACA 2412, con una polar que obedece a la curva

$$C_d = 0.0063 - 0.0033C_l + 0.0067C_l^2$$

3 Desarrollo y resultados

Para poder aplicar el método de Lifting Line se simplifica el perfil como una placa plana inclinada un ángulo equivalente al ángulo de sustentación nula del perfil. El primer paso es encontrar dicho ángulo. El método utilizado para analizar el perfil es el Discrete Vortex Method, imponiendo la condición de sustentación nula y encontrando en su lugar el ángulo de ataque donde eso sucede. Partiendo de la solución matricial del método DVM, obtenemos:

$$\begin{aligned} A\Gamma &= b \\ \Gamma &= A^{-1}b \end{aligned} \tag{1}$$

$$\begin{aligned} I &= [111\dots 1] \quad Nx1 \text{ vector} \\ I\Gamma &= 0 = IA^{-1}b \\ b &= -n * U_{inf} \end{aligned} \tag{2}$$

Este sistema presenta un grado de libertad, dado que lo que queda restringido es el ángulo de ataque o inclinación de la velocidad incidente. Sin embargo, al querer justamente el ángulo, éste se puede obtener de forma directa.

Para el perfil NACA 2412, se obtiene un ángulo de sustentación nula de -2.073° usando un estudio con 100 paneles y una distribución sinusoidal de puntos. Este ángulo es el que se utilizará para caracterizar los perfiles como placas planas.

A continuación, se emplea el método de Lifting Line para el cálculo del ala. El conjunto de ángulos de ataque estudiados para el ala se encuentra de -5° a 10° . Utilizando una distribución de vórtices de Horseshoe y placas de separación constante, se obtiene la siguiente curva de sustentación:

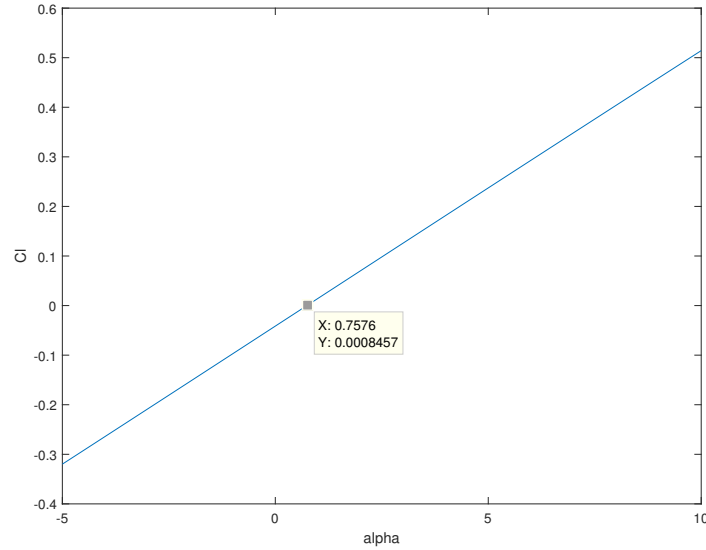


Figure 2: Curva de sustentación del ala

Como se puede observar, el ángulo de ataque de sustentación nula del ala es mucho mayor que el del perfil. Esto se debe principalmente al efecto del twist negativo, que hace que las puntas de ala tiendan a disminuir la sustentación. El ángulo de ataque de sustentación nula es de 0.75° .

A continuación, se calcula el coeficiente de resistencia. Este coeficiente tiene dos contribuyentes: debido a la resistencia que ofrecen las secciones del ala al generar sustentación debido al perfil (resistencia viscosa), y la resistencia inducida debido al cambio de la velocidad aparente de la corriente libre por culpa de la vorticidad, la cual produce un cambio en la dirección de la sustentación. La primera contribución se puede calcular a partir de los coeficientes de sustentación locales en cada punto del ala y la polar del perfil.

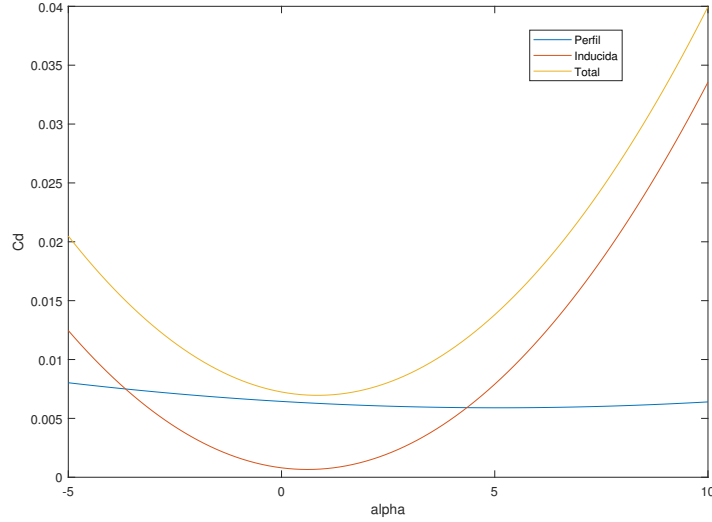


Figure 3: Curvas de resistencia del ala

En comparación, la resistencia inducida presenta un comportamiento mucho más pronunciado. Para ángulos cercanos al ángulo de sustentación nula, la resistencia del perfil se impone a la inducida. Para ángulos más alejados, el comportamiento se invierte, siendo la resistencia inducida de mayor importancia. El mínimo de resistencia se presenta en el ángulo de sustentación nula, como se preveía.

A partir de las curvas de C_l y C_d obtenidas, se obtiene la curva polar del ala (4). Realizando una regresión polinómica cuadrática de la polar minimizando errores cuadráticos, se obtiene que esta se ajusta a una curva polinómica de tipo:

$$C_d = 0.0070 - 0.0015C_l + 0.1276C_l^2$$

Comparándola con la polar del perfil, se puede observar como la resistencia parásita es muy parecida, pero su comportamiento es mucho más brusco y su coeficiente cuadrático es mucho más alto.

Por último, en la figura (5) se representa la eficiencia del ala en función del ángulo de ataque, es decir, su ratio de sustentación dividido por resistencia. Este ratio representa la eficiencia aerodinámica del perfil y se traduce en un mejor ahorro de combustible o en un ángulo de planeo más bajo. Para este ala, el régimen de vuelo óptimo pertenece a un ángulo de ataque de 5° , con una eficiencia de 17.19

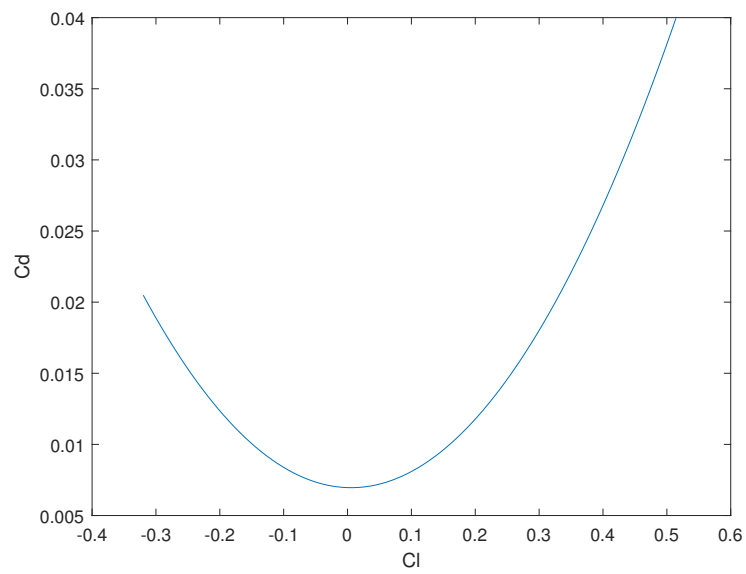


Figure 4: Curva polar del ala

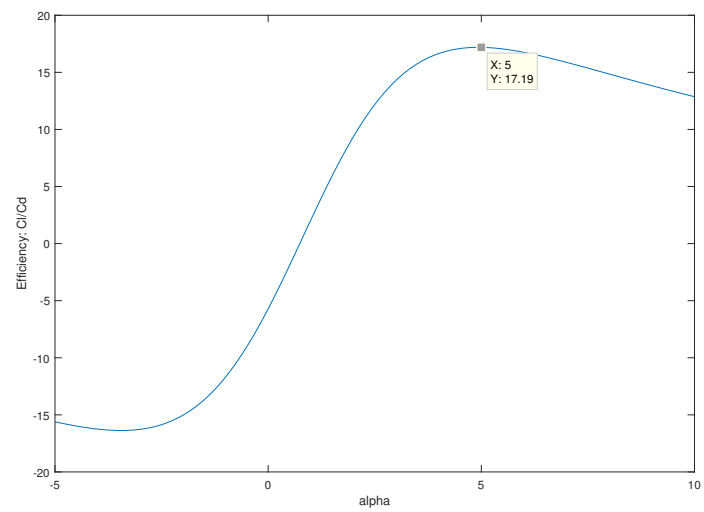


Figure 5: Curva de eficiencia aerodinámica del ala