

Determinación de los valores de arrastre y sustentación de las superficies alares de un dron de ala fija

Determination of the drag and lift values of the wing surfaces of a fixed wing drone

Julián Romero-Huertas¹, Oscar Ochoa-Álvarez²

¹Grupo de Estudios y Aplicaciones en Ingeniería Mecánica (GEAMEC), Facultad de Ingeniería Mecánica, Universidad Santo Tomás, Colombia. Orcid: 0000-0002-7014-6019. correo electrónico: julianromero@usantotomas.edu.co

²Grupo de Estudios y Aplicaciones en Ingeniería Mecánica (GEAMEC), Facultad de Ingeniería Mecánica, Universidad Santo Tomás, Colombia. Orcid: 0000-0001-5404-9211. correo electrónico: oscarochoa@usantotomas.edu.co

Recibido: dd mes aaaa. Aceptado: dd mes aaaa. Versión final: dd mes aaaa

Resumen: En el diseño de drones de ala fija es necesario comparar matemáticamente, o por medio de simulaciones, diferentes perfiles aerodinámicos y determinar cuál cumple de mejor manera con unas especificaciones preestablecidas. Para esto se comparan los factores de rendimiento aerodinámico y arrastre polar de cinco perfiles aerodinámicos similares usados en drones de ala fija; estos factores son determinados en función de los coeficientes de arrastre y sustentación. En el presente proyecto el perfil que mejor cumple con los requerimientos establecidos es el E479, que se destaca por generar una excelente sustentación y poco arrastre en un rango de ángulos de ataque entre 5° y 8°. Finalmente, este trabajo compara los resultados obtenidos con el software XFLR5 y su modelo matemático basado en la metodología XFOIL, con simulaciones computacionales por la metodología CFD a través del software ANSYS, obteniendo aproximaciones de los coeficientes de arrastre y sustentación.

Palabras Clave: dron, UAV, perfil aerodinámico, coeficiente, arrastre, sustentación

Abstract: In order to design fixed-wing drones it is necessary to analyze mathematically, or through simulations, different airfoils and determine which one is best in the pre-established specifications. For this, the aerodynamic performance and polar drag factors are compared for five similar airfoils used in fixed-wing drones. These factors are determined based on the drag and lift coefficients. In this project, the profile that best meets the established requirements is the E479, which stands out for generating excellent lift and low drag in a range of angles of attack between 5 ° and 8 °. Finally, this work compares the results obtained with the XFLR5 software and its mathematical model based on the XFOIL methodology, with computational simulations by the CFD methodology through the ANSYS software, obtaining approximations of the lift and drag coefficients.

Keywords: drone, UAV, airfoil, coefficient, drag, lift

1. Introducción

Los sistemas aéreos no tripulados (UAS por sus siglas en inglés de *Unmanned Aerial Systems* [1] [2]) se componen de un vehículo aéreo no tripulado (UAV por sus siglas en inglés de *Unmanned Aerial Vehicle*), un sistema de operación humana o autónomo, y un sistema de comando y control que vincula a los dos anteriores [3]. Se debe diferenciar el concepto de UAV al de aeromodelo, ya que este último es una aeronave operada por radiocontrol,

usada por lo general para fines deportivos o recreativos, y debe permanecer todo el tiempo dentro del rango visual del operador. El concepto de dron suele aplicarse a todos los tipos de aeronaves descritas anteriormente, con la particularidad de que el término UAV suele aplicarse para sistemas con mayor grado de autonomía y capacidad de decisión en vuelo [4]. Los drones se pueden clasificar como: ala móvil y ala fija, donde los drones de ala móvil suelen ser cuadricópteros que tienen como ventaja principal los despegues y aterrizajes verticales, mientras

los drones de ala fija (DAF) por su excelente desempeño aerodinámico pueden viajar desde unos pocos minutos hasta varias horas. Otros tipos menos comunes de UAV son los dirigibles, los cuales son vehículos aéreos más livianos que el aire, de gran alcance, baja velocidad de vuelo y gran tamaño; y los UAV de alas aleteantes, los cuales tienen alas flexibles inspiradas en aves o insectos [5] [6].

Estos tipos de vehículos se concibieron desde la misma aparición de los aviones a principios del siglo pasado, y desde entonces se han desarrollado ampliamente en todo tipo de tamaños y capacidades [7] [8]. Entre las múltiples ventajas que presentan están: la capacidad de hacer tareas repetitivas o aburridas para un ser humano; realizar labores que pondrían en riesgo a la tripulación tanto en actividades civiles (monitoreo de ambiente contaminados, regiones remotas, incendios forestales, etc.) o militares (zonas de conflicto armado); la investigación de nuevas configuraciones de aeronaves disminuyendo el riesgo sobre futuros pilotos de prueba; menor impacto ambiental al ser vehículos de menor tamaño y masa; menores costos de diseño, fabricación, operación, mantenimiento, y seguros [4].

El Semillero de Propulsión del Grupo de Estudios y Aplicaciones en Ingeniería Mecánica (GEAMEC) se encuentra en proceso de diseño de un DAF de menos de 10kg de masa (usualmente denominados MUAV por las siglas en inglés de *Miniature Unmanned Aerial Vehicle*) [9] [4]. El objetivo fundamental del macroproyecto es la apropiación del conocimiento del diseño e integración de los múltiples sistemas y componentes que involucran una aeronave, a un nivel que sea realizable para un proyecto con estudiantes de pregrado. Estos sistemas son: alas, fuselaje, cola, tren de aterrizaje, superficies de control, motor y electrónica. El macroproyecto se ha dividido de tal forma que un estudiante se encargue de un sistema y trabaje en colaboración conjunta y permanente con los demás miembros del equipo.

El primer sistema que se debe diseñar son las alas, ya que la configuración de estas debe satisfacer el requerimiento de sustentación (soportar el peso de la aeronave), y a la vez generar el requerimiento de empuje o tracción del motor (al determinar la mayor componente del arrastre). Sin embargo, como todo proceso de diseño, se deberá iterar la configuración de las alas en la medida en que se vayan definiendo los demás sistemas ya listados. El primer paso en el diseño de las alas es la selección del perfil aerodinámico de las mismas.

En el presente trabajo se muestra el proceso de selección del perfil aerodinámico con base en los requerimientos establecidos para el MUAV, los cálculos analíticos del

arrastre y la sustentación del perfil seleccionado, y la simulación numérica del comportamiento de las superficies de sustentación.

2. Metodología

El propósito o misión para la cual se plantea el MUAV es la de toma de fotografías aéreas a baja altitud. Por lo cual se definen los siguientes requerimientos:

- Dron de aplicación de fotografía aérea
- Capacidad de ser lanzado manualmente
- Techo de operación: 150 metros de altura respecto al suelo
- Velocidad crucero 25.27 nudos (13 m/s)
- Peso máximo de despegue: 2 kgf.

Inicialmente se presenta la estimación del valor de la cuerda sobre la cual se realizó la preselección de los perfiles aerodinámicos que normalmente se usan para drones de ala fija o aeromodelismo. De allí se realizó un estudio matemático con ayuda de los software XFRL5 y ANSYS-FLUENT, para, con los resultados obtenidos seleccionar un único perfil aerodinámico, determinar los valores de potencia necesaria del motor y de la envergadura del dron.

Para la preselección del perfil se determinaron 3 factores que todos los perfiles deben cumplir mientras que la selección final se realiza con el factor de eficiencia aerodinámica.

Los factores de preselección son:

- Facilidad de fabricación.
- Espesor respecto a la cuerda.
- Numero de Reynolds.

2.1. Estimación del valor de la cuerda

La cuerda es la distancia desde el borde de ataque hasta el borde de fuga medida en línea recta (Ver figura 1). Este parámetro es uno de los valores que determinan el tamaño y el comportamiento del perfil aerodinámico, ya que se usa en el cálculo del número Reynolds. Tomando como valores de referencia las cuerdas de los drones [10], [11], [12] se escogió el valor de 0.25 m para la cuerda del perfil aerodinámico.

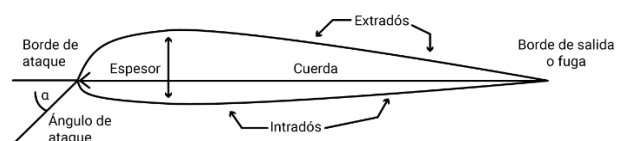


Figura 1 Componentes de un perfil aerodinámico.

Fuente: elaboración propia.

2.2. Preselección de los perfiles aerodinámicos

2.2.1. Facilidad de fabricación

Para determinar la facilidad de fabricación se decidió tomar como variable fundamental la simetría entre la superficie superior (Extradós) e inferior (Intradós) (Figura 1) del perfil aerodinámico. Para dicha determinación es necesario realizar la filtración de los posibles perfiles según su clasificación.

2.2.2. Espesor respecto a la cuerda

Como segundo factor determinante para la preselección del perfil aerodinámico se tiene el espesor del perfil respecto a la cuerda. A pesar de que en el presente proyecto solo se analizan las superficies de sustentación (alas), se necesita realizar una determinación del espesor mínimo que estas deberían tener para que pueda ser físicamente posible la unión de las superficies alares al cuerpo del dron [13]

Se indica la necesidad de mínimo de espesor del perfil respecto a la cuerda de de 14% según se indica en el trabajo realizado por Andres Bernal y Santiago Orrego:

- Espesores mayores al 14% respecto a la cuerda permiten una adecuada ubicación de los equipos electrónicos de vigilancia, equipos electrónicos de navegación y fuentes de poder (baterías).
- Espesores mayores al 14% respecto a la cuerda brindan a la superficie de sustentación principal una rigidez estructural adecuada para soportar las cargas generadas por el peso de la aeronave y por su comportamiento aerodinámico.
- En perfiles con espesores mayores al 14% respecto a la cuerda se presentan un incremento considerable en la sustentación, sin que se presente un incremento importante en el arrastre y el momento.
- Espesores mayores al 14% respecto a la cuerda brindan al perfil características suaves de pérdida como resultado del aumento en el coeficiente máximo de sustentación [13].

2.2.3. Número de Reynolds

A la hora de preseleccionar los perfiles aerodinámicos se debe tener en cuenta que el coeficiente de sustentación depende directamente del número de Reynolds (Re). Se deben preseleccionar perfiles aerodinámicos específicos para bajos números Reynolds (Re), debido a que en estos

regímenes la mayoría de los perfiles aerodinámicos no generan una sustentación aceptable.

Para calcular el número de Reynolds se usa la siguiente ecuación:

$$Re = \frac{Vl}{\nu} \quad (1)$$

Donde V es la velocidad, l es la longitud de la cuerda y ν es la viscosidad cinemática del fluido.

Los datos necesarios para encontrar el número de Reynolds son: 13 m/s para la velocidad como se determinó anteriormente (Sección 2.), 0.25m de cuerda y $1,4207 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ para la viscosidad cinemática del aire a 10°C, da como resultado un valor de 228.760.

2.3. Selección del perfil aerodinámico

Con el fin de seleccionar el mejor perfil aerodinámico entre los preseleccionados se siguió el método de selección realizado por Kimon P. Valavanis [14], en el cual se selecciona el perfil que mejor se desempeñe en los dos siguientes factores:

1. El rendimiento aerodinámico: C_l/C_d vs ángulo de ataque (α)
2. Arrastre polar C_d vs C_l

La importancia de estos dos factores radica en que muestran el comportamiento aerodinámico de un perfil en condiciones de vuelo.

2.3.1. Rendimiento aerodinámico

Para determinar el mejor perfil se comparó la eficiencia aerodinámica, donde se relaciona qué tanta sustentación genera el perfil respecto a la cantidad de arrastre generado (C_l/C_d vs α). El perfil que presente los mayores valores en las gráficas a analizar para todos o la mayoría de los ángulos de ataque será aquel que tenga el mejor rendimiento aerodinámico.

2.3.2. Arrastre polar

Como segundo factor para la selección del perfil se tiene el arrastre polar, donde se relacionan los coeficientes del arrastre y de sustentación. Este proporciona un valor del comportamiento del perfil en determinado momento del vuelo. El perfil que mejor se desempeña en este ítem es el que presente los menores valores de C_d a lo largo de la gráfica de arrastre polar (C_d/C_l).

2.4. Ángulo de ataque

Finalmente, para el estudio del perfil es necesario seleccionar un ángulo de ataque en el cual deberá generar la sustentación necesaria para que el dron vuele en las condiciones inicialmente mostradas. Para seleccionar el ángulo de ataque se debe tener en cuenta que por ser un perfil simétrico no genera sustentación en un ángulo de ataque de 0° [15]. Partiendo de esta condición se debe seleccionar según la eficiencia aerodinámica del perfil en ese ángulo.

2.5. Cálculos Analíticos

La sustentación de un perfil aerodinámico puede ser entendida de tres formas, las cuales son interpretaciones del mismo fenómeno físico. Desde el punto de vista mecánico el perfil genera sustentación por la deflexión del flujo en dirección descendente; por la tercera ley de Newton la reacción de esta acción es la sustentación. Desde el punto de vista de la dinámica de fluidos el perfil genera sustentación por la diferencia de presiones que se da entre el intradós y extradós. Desde el punto de vista matemático el perfil genera sustentación por el teorema de Kutta-Joukowski, el cual establece que la sustentación es proporcional a la densidad, a la velocidad de la corriente libre y a la circulación:

$$L' = \rho_\infty V_\infty \Gamma \quad (2)$$

Donde L' es la sustentación por unidad de envergadura, ρ_∞ es la densidad de la corriente libre, V_∞ es la velocidad de la corriente libre, y Γ es la circulación. Esta última se define como la integral de la velocidad a lo largo de una curva cerrada que contiene a la superficie:

$$\Gamma = \oint_A \mathbf{V} \cdot d\mathbf{s} \quad (3)$$

Donde $\mathbf{V}$ es el vector velocidad, y $d\mathbf{s}$ es el diferencial del vector superficie. Se debe aclarar que el teorema de Kutta-Joukowski aplica para flujos incompresibles e invíscidos.

Para calcular la sustentación, tanto para perfiles en 2D como para cuerpos completos en 3D, se toman las ecuaciones de Navier-Stokes para fluidos incompresibles, invíscidos e irrotacionales, los cual permite simplificar físicamente el sistema al de un flujo potencial, y matemáticamente al de la ecuación de Laplace (Teoría de flujo potencial inviscido). Esta ecuación se puede resolver numéricamente definiendo unas condiciones de frontera adecuadas. El campo de

velocidades dado por la solución anterior se usa para establecer el comportamiento de la capa límite laminar y turbulente en el perfil, y la transición entre estas dos. Sin embargo, la singularidad de Goldstein predice que el modelo matemático planteado no converge para gradientes de presión adversos, como el que se forma en el extradós del perfil. Esto se puede entender mejor si se considera que la capa límite calculada afecta el flujo inviscido y hace comportar el perfil aerodinámico como si tuviera un espesor adicional (displacement thickness). Para corregir este problema en el modelo matemático se modifica el flujo inviscido con el espesor de la capa límite, lo cual genera un proceso iterativo. Este se conoce como IBL (Interactive Boundary Layer). Entre los diferentes esquemas planteados para solucionar el IBL uno de los más usados es el método XFOIL [16].

Para poder realizar las selecciones del perfil y los cálculos analíticos de los coeficientes de arrastre y sustentación, se puede usar el software libre XFRL5. Este aplica la teoría matemática explicada a perfiles aerodinámicos (2D) y alas completas (3D), obteniendo resultados bastante exactos, por lo cual ha sido usado en gran cantidad de investigaciones [17].

2.6. Simulación Computacional

Con el fin de comparar los resultados de los cálculos analíticos con un modelo matemático que incluya los efectos de la viscosidad y de rotación del fluido, se realizan simulaciones computacionales por el método de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD). Para estas se discretizan las ecuaciones de continuidad y de conservación de cantidad de momentum a través del método de volúmenes finitos. El software usado es ANSYS-FLUENT, el cual es usado para estudios aerodinámicos.

En primer lugar se realizó el dominio computacional (Ver figura 3), por medio de un archivo en formato texto (.txt) con coordenadas (x,y) del perfil aerodinámico seleccionado en XFRL5, el archivo de puntos base para la geometría del perfil fue tomado de la base de datos de perfiles "Webfoil" [18] de la Universidad de Michigan. Este se rodea con un dominio para el fluido con dimensiones de 25 veces la cuerda en direcciones superior, inferior y lateral izquierda (según figura 2) y 42.5 veces la cuerda en dirección lateral derecha para permitir el desarrollo de la estela.

El dominio descrito se realizó a través de un enmallado estructurado con 511.250 nodos y 510.000 elementos. Se usa un enmallado estructurado (Ver figura 2) con el fin de captar la forma del perfil, lo que mejora los tiempos de

enmallado, la precisión en los resultados y nos permite generar con más facilidad más elementos en las zonas de mayor interés, sumado a un refinamiento de malla para tener al menos un elemento dentro de la subcapa viscosa de la capa límite.

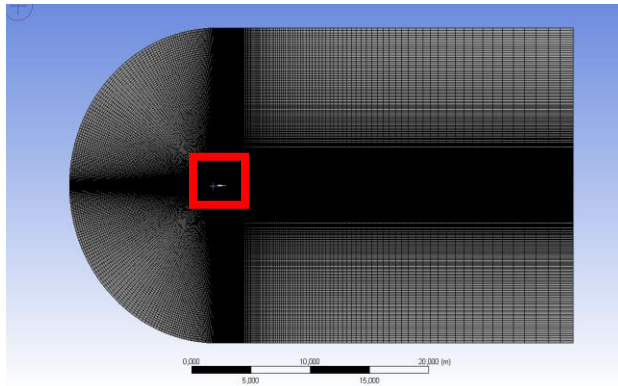


Figura 2. Dominio y discretización del mismo. En rojo el acercamiento al perfil. Fuente: elaboración propia.

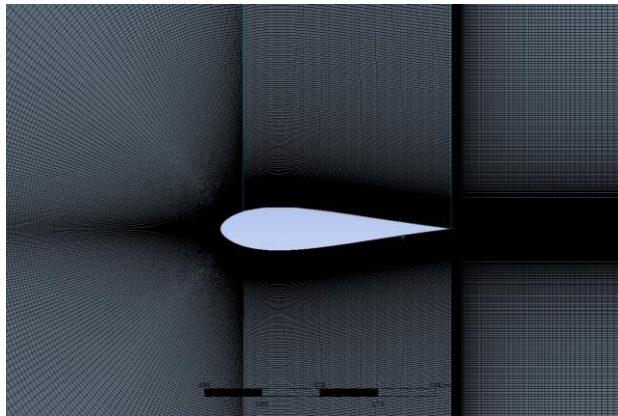


Figura 3. Acercamiento a la zona de interés para el refinamiento de malla y al dominio del perfil aerodinámico. Fuente: elaboración propia.

Se usa un solucionador basado en presión (acople de las ecuaciones de continuidad y momentum) junto con una filosofía SIMPLE. Las simulaciones se realizan en estado estacionario. Se establece condición de frontera de entrada de 13m/s con el ángulo de ataque seleccionado, y presión atmosférica como condición de frontera de salida. El modelo de turbulencia aplicado es 2k- ϵ .

3. Resultados

3.1. Selección del perfil

El perfil seleccionado es el E479 (Ver figura 4) debido a que se mantiene entre los perfiles más eficientes en casi cualquier ángulo de ataque, además de ser el segundo perfil con mayor ángulo de ataque antes de entrar en pérdida. La principal diferencia de este perfil frente a los demás perfiles aerodinámicos es que tiene un bajo arrastre polar en la zona intermedia de los ángulos de ataque, con lo que se puede obtener una sustentación alta a costa de muy poco arrastre. Lo anterior permitirá que el UAV mantenga una excelente relación entre el tamaño y la potencia del motor.



Figura 4. Perfil Aerodinámico Eppler 479 (E479). Fuente: elaboración propia.

3.1.1. Rendimiento aerodinámico

De la figura 5 se puede observar que los perfiles E479 y E473 se mantienen en valores de sustentación muy cercanos a los demás en ángulos de ataque bajos. Sin embargo, estos dos perfiles generan una mayor sustentación en ángulos superiores a 5° , y además poseen un ángulo de ataque superior antes de entrar en pérdida. Se puede observar también que un perfil como el NACA0024 por su espesor muy superior a los demás debería generar unos valores de sustentación y arrastre muy diferente, en este caso la sustentación es muy inferior en la mayoría de los ángulos de ataque.

En la figura 6 se presentan la eficiencia para diferentes ángulos de ataque para los diferentes perfiles aerodinámicos. Por facilidad y precisión el análisis se realiza sobre las líneas de tendencia. Se puede observar que los perfiles aerodinámicos E479, E473 y NACA 0018 se mantienen por encima de los demás perfiles en la mayoría de los ángulos de ataque mostrados. Según este concepto de cualquiera de estos tres podría ser seleccionado.

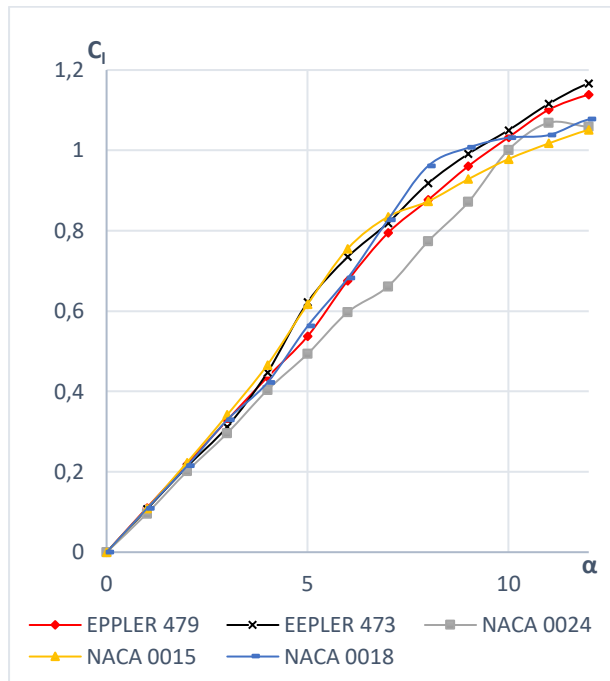


Figura 5. Coeficiente de sustentación para diferentes ángulos de ataque. Fuente: elaboración propia.

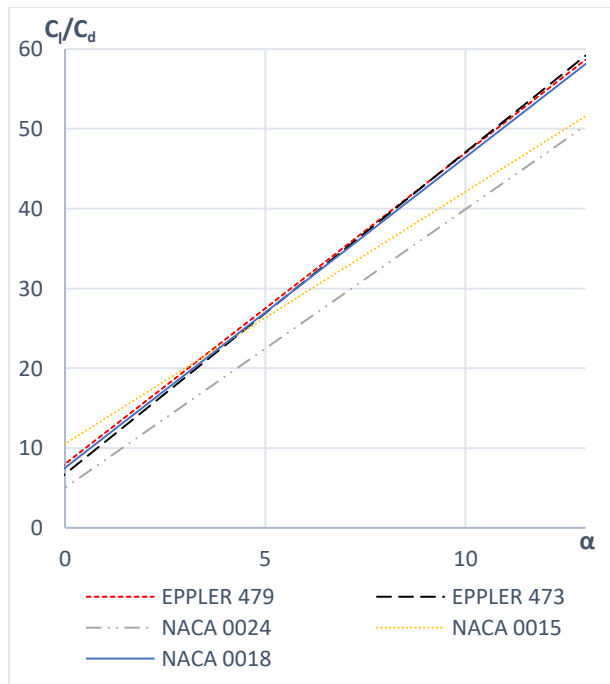


Figura 6. Líneas de tendencia de la eficiencia aerodinámica de los diferentes perfiles. Fuente: elaboración propia.

3.1.2. Arrastre polar

La figura 7 muestra que el perfil NACA 0015 tiene un arrastre polar bajo para valores inferiores a 0,5 de C_l , sin embargo, para valores superiores el efecto se invierte. De ser seleccionado dicho ángulo de ataque estaría peligrosamente cerca de 0° y de no generar sustentación en condiciones ligeramente diferentes a las ideales. Aparte de lo anterior, seleccionar este perfil aumentaría sustancialmente la envergadura del UAV para compensar la baja sustentación que genera.

Así mismo, se puede ver que el perfil E473 tiene un C_d considerablemente menor en mayores valores de C_l , pero no así para valores entre $0,5 < C_l < 0,8$. De ser seleccionado generaría una excelente sustentación, lo que haría que el UAV tenga una envergadura menor, pero el arrastre sería demasiado alto, lo que implicaría tener motores mucho más grandes.

Por encima de estos perfiles está el perfil E479 que se mantiene con un C_d muy bajo, principalmente en $0,6 < C_l < 0,9$. Este rango es el adecuado para la selección del ángulo de ataque, debido a que en esta zona se encuentra una excelente relación entre la envergadura y potencia necesaria para generar sustentación.

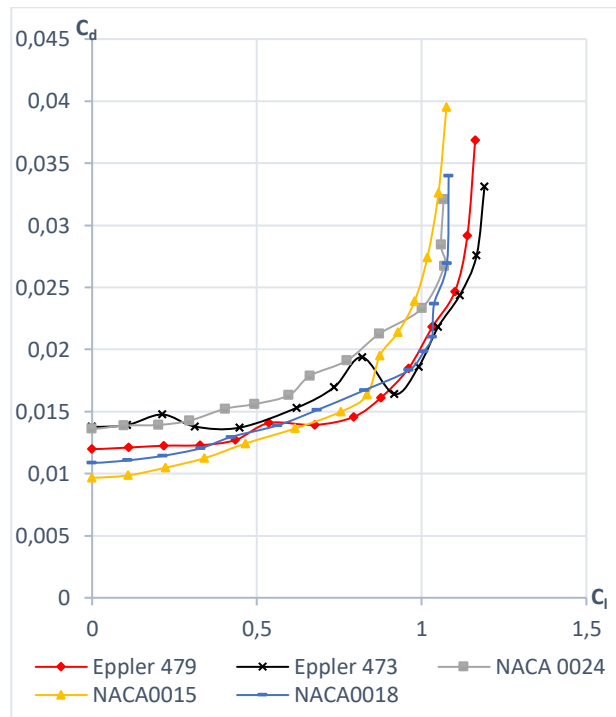


Figura 7. Arrastre polar de los perfiles aerodinámicos preseleccionados. Fuente: elaboración propia.

3.2. Ángulo de ataque

Con el fin de seleccionar el ángulo de ataque para el perfil, se busca un punto en el cual se obtenga menor arrastre manteniendo una buena sustentación. Esto se resume en la relación entre los coeficientes de sustentación y arrastre (C_l/C_d) para cada ángulo de ataque. Como se determinó en la selección, el mejor perfil en la zona deseada ($0.5 < C_l < 0.8$ o $5^\circ < \alpha < 8^\circ$) es el E479, y así mismo, la mejor relación C_l/C_d se encuentra en un ángulo de ataque de 7° como se puede observar en la tabla 1 obtenida en el software XFLR5.

Tabla 1. Coeficientes de arrastre, sustentación y eficiencia aerodinámica del perfil E479 a diferentes ángulos de ataque

EPPLER 479			
α	C_l	C_d	C_l/C_d
-2	-0.2186	0.01225	-17.8448
-1	-0.1103	0.01210	-9.1157
0	0	0.01198	0
1	0.1103	0.01210	9.1157
2	0.2186	0.01225	17.8448
3	0.3283	0.01229	26.7127
4	0.4353	0.01271	34.2486
5	0.5372	0.01408	38.1534
6	0.6758	0.01392	48.5488
7	0.7942	0.01457	54.5092
8	0.8765	0.01612	54.3734
9	0.9606	0.01849	51.9524
10	1.0322	0.02180	47.3486
11	1.1009	0.02466	44.6431
12	1.1389	0.02918	39.0301
13	1.1625	0.03685	31.5468

Fuente: elaboración propia.

3.3. Simulación Computacional

A través de las simulaciones realizadas con CFD se obtuvieron valores de C_l y C_d para el perfil E479 con un ángulo de ataque de 7° y una velocidad de flujo de 13 m/s para un Reynolds de 228.760. Los errores porcentuales de estos coeficientes frente a los valores obtenidos a través de los cálculos analíticos, son de 11.82% y 31.09% respectivamente.

En la figura 8 se puede observar el valor del y^+ para todo el largo del perfil dividido en los intradós y extradós. Sin importar la forma de la gráfica su importancia radica en que todos los valores para ambas superficies se encuentren siempre por debajo de $y^+=5$, lo cual indica que la discretización del dominio permite tener mínimo

un volumen de discretización dentro de la capa viscosa. Esto implica que los resultados del arrastre viscoso, que se deben a los esfuerzos cortantes en la frontera sólida, son calculados adecuadamente por el modelo numérico.

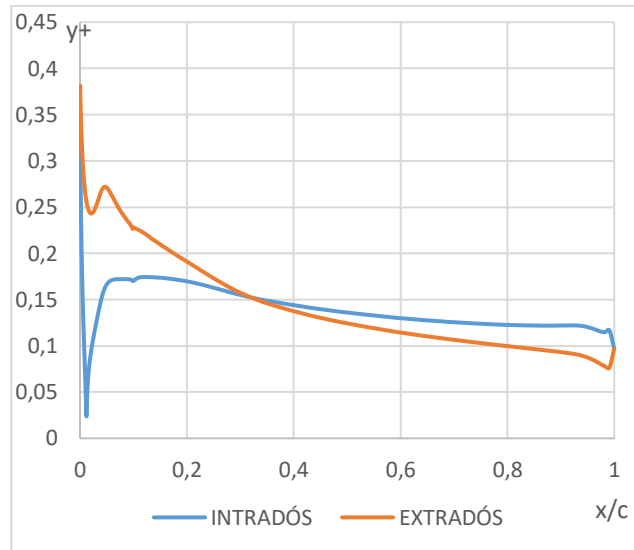


Figura 8. Valores de y^+ para las superficies del perfil aerodinámico. Fuente: elaboración propia.

4. Otros resultados

Para este proyecto se utilizan las ecuaciones de sustentación para determinar la envergadura que debe tener el dron para cumplir con los requerimientos y la ecuación de arrastre aerodinámico para determinar la potencia que debería tener el motor del dron.

La envergadura que se obtuvo según el software XFLR5 es de 0.97m y la potencia del motor es de 4.67W. Con el fin de evitar que el motor trabaje a toda su capacidad para generar esta potencia, se aplica a este valor un factor de seguridad de 1.5 siguiendo lo hecho por Marcelo Fraguas, Evelyn Stampfli, Hani Fardoum y Marcell Dalmau en su diseño de un dron [19]. Dando como resultado una potencia final de 7W.

4.1.1. Envergadura

Para determinar la envergadura del UAV se despeja b de la ecuación de coeficiente de sustentación (4). Se usa el coeficiente de sustentación (C_l) que se obtiene de los resultados del software XFLR5 para el perfil aerodinámico lo cual dará una aproximación de la dimensión de la envergadura. La cuerda, la velocidad y la densidad del aire se obtienen de los datos iniciales del

proyecto. La fuerza de sustentación es sustituida por el peso máximo de despegue del UAV, 2 kg.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot b \cdot c} \quad (4)$$

$$L = W \quad (5)$$

$$b = \frac{W}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_L \cdot c} \quad (6)$$

$$b = 0.971m \quad (7)$$

Donde L la fuerza de sustentación, W es el peso del avión, c es la cuerda del perfil, V es la velocidad del UAV, b es la envergadura alar, C_L es el coeficiente de sustentación y ρ la densidad del aire.

Como resultado se obtiene que para que el UAV genere una sustentación para 2kgf de peso y con el coeficiente de sustentación obtenido, necesita una envergadura de 0.97m, valor que esta dentro del rango típico para drones con aplicación fotográfica.

4.1.2. Potencia

Después de encontrar la envergadura para el dron, es necesario encontrar la potencia requerida del motor para la velocidad de operación. Para ello se utiliza la ecuación de coeficiente de arrastre (8), de esta ecuación se despeja el arrastre generado, que será sustituido por la tracción requerida. Se usa el coeficiente de arrastre que se obtiene de los resultados del software XFLR5 para el perfil aerodinámico (C_d) lo cual dará una aproximación de tracción requerida. Finalmente, para obtener un valor de potencia, se multiplica dicha tracción por la velocidad de operación. El valor de la potencia requerida del motor es de 4.67W.

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot b \cdot c} \quad (8)$$

$$D = T \quad (9)$$

$$T = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot b \cdot c \cdot C_d \quad (10)$$

$$T = 0.3599 N \quad (11)$$

$$P = T \cdot V \quad (12)$$

$$P = 4.67w \quad (13)$$

Donde D es la fuerza de arrastre, T es la tracción requerida, c es la cuerda del perfil, V es la velocidad de operación, b es la envergadura alar, C_d es el coeficiente de arrastre, P la potencia del motor y ρ la densidad del aire.

Con el fin de aumentar la vida promedio del motor y evitar un régimen de trabajo estándar que solicite el 100% de la potencia, se aplica un factor de seguridad para este de 1.5 en términos de potencia, como se realizó en “Conceptual and preliminary design of an Unmanned Aerial Vehicle” [19].

5. Recomendaciones

Como continuación de este proyecto, se plantea la validación experimental de los valores de los coeficientes de arrastre y sustentación obtenidos en este trabajo, mediante la fabricación bidimensional del perfil aerodinámico y el uso de un túnel de viento, de esta validación experimental se obtendrán los valores experimentales de la envergadura y la potencia del motor. Tras esta validación experimental se debería agregar a la simulación computacional las superficies de control (Flaps), la cola y la cabina para los elementos electrónicos. Esto con el fin de encontrar el valor total del coeficiente de arrastre creado por el UAV.

6. Conclusiones:

Con base en la información técnica investigada y en la comparación de rendimiento aerodinámico y arrastre polar entre los perfiles preseleccionados, se logró determinar que el perfil aerodinámico E479 es el que mejor cumple con los requerimientos iniciales del macroproyecto. Esto se realizó a través de los modelos matemáticos existentes para la estimación de dichos coeficientes. Los cálculos analíticos de estos modelos fueron realizados con el software XFLR5. En paralelo, a través de simulaciones computacionales por la metodología CFD, se lograron obtener aproximaciones de los valores de los coeficientes de sustentación y arrastre.

Se determinó también que perfiles con espesores superiores a 18% respecto como a la cuerda como el NACA 0024 (espesor respecto a la cuerda de 24%) son poco eficientes en valores de Reynolds bajos como el usado en este proyecto, esto debido a que su gran espesor respecto a los demás genera demasiado arrastre y compromete su eficiencia.

Según los datos obtenidos mediante los cálculos analíticos realizados en el software XFLR5, se logró

obtener unos valores aproximados de la envergadura y la potencia final para el dron, estos valores son respectivamente 0.971m y 7W y concuerdan con el diseño de drones similares [19] [13].

7. Referencias

- [1] P. Rudol, «Increasing Autonomy of Unmanned Aircraft Systems Through the Use of Imaging Sensors,» *Department of Computer and Information Science Link*, 2011.
- [2] S. W. Walker, Integrating Department of Defense Unmanned Aerial Systems into the National Airspace Structure, 2010.
- [3] Skybrary, «Unmanned Aerial Systems,» [En línea]. Available: [https://www.skybrary.aero/index.php/Unmanned_Aerial_Systems_\(UAS\)](https://www.skybrary.aero/index.php/Unmanned_Aerial_Systems_(UAS)). [Último acceso: 25 08 2019].
- [4] R. Austin, Unmanned Aircraft Systems, John Wiley & Sons Ltd, 2010.
- [5] S. G. Gupta, M. M. Ghonge y P. M. Jawandhiya, «Review of Unmanned Aircraft System (UAS),» *International Journal of Advanced Research in Computer Engineering & Technology (IJARCET)*, vol. 2, n° 4, 2013.
- [6] «Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005 – 2030,» 04 08 2005. [En línea]. Available: https://fas.org/irp/program/collect/uav_roadmap2005.pdf. [Último acceso: 29 08 2019].
- [7] K. Nonami, F. Kendoul, S. S. W. Wang y D. Nakazawa, Autonomous Flying Robots, Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles, Springer, 2010.
- [8] K. Dalamagkidis, K. Valavanis y L. Piegl, «On Integrating Unmanned Aircraft Systems into the National Airspace System Issues, Challenges, Operational Restrictions, Certification, and Recommendations,» *International Series on INTELLIGENT SYSTEMS, CONTROL, AND AUTOMATION: SCIENCE AND ENGINEERING*, vol. 36.
- [9] T. J. Osborn, A Review of Unmanned Aerial Vehicle Designs and Operational Characteristics, Ph.D., 2009.
- [10] A. B. Kisabo, C. A. Oshetu y S. O. Samuel, «Conceptual Design, Analysis and Construction of a Fixed-Wing,» *Journal of Aircraft and Spacecraft Technology*, p. 12, 2017.
- [11] S. Modell, «Sonicmodell.com,» Samson, 2017. [En línea]. Available: <http://www.sonicmodell.com/product/Sonicmodel-l-Mini-Skyhunter-V2-1238mm-Wingspan-FPV-EPO-RC-Airplane.html>. [Último acceso: Agosto 2018].
- [12] M. J. S. N. Teli, R. Nadekar, P. Gudade, R. More y P. Bhagat, «Unmanned Aerial Vehicle For Surveillance,» *International Journal of Scientific & Technology Research*, vol. 3, n° 5, p. 5, Mayo 2014.
- [13] A. B. Ortiz y S. O. Bustamante, «Diseño del ala para un vehículo aéreo no tripulado,» Medellín, 2007.
- [14] K. P. Valavanis y G. J. Vachtsevanos, Handbook of Unmanned Aerial Vehicles, Denver, CO, USA: Springer Reference, 2015.
- [15] N. U. Rathod, «Aerodynamic Analysis of a Symmetric Aerofoil,» *International Journal of Engineering Development and Research*, vol. 2, n° 4, p. 11, 2014.
- [16] M. Drela, «XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils,» 1989. [En línea]. Available: http://web.mit.edu/drela/Public/papers/xfoil_sv.pdf. [Último acceso: 28 08 2019].
- [17] XFLR5, «XFLR5,» 2019. [En línea]. Available: <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>. [Último acceso: 28 8 2019].
- [18] U. o. Michigan, «Webfoil,» 2018. [En línea]. Available: <http://webfoil.engin.umich.edu/db/airfoil/E479/>. [Último acceso: Agosto 2018].
- [19] M. F. Velasco, E. Stampfli, H. Fardoun y M. D. Balboa, «Conceptual and preliminary design of an Unmanned Aerial Vehicle,» Madrid, España.