

# Proyecto Final de Aerodinámica

Tomás Atencia Tatis, Miguel Ángel Rendón.  
Universidad Pontificia Bolivariana  
Facultad de Ingeniería Aeronáutica

**Este proyecto presenta el desarrollo de un planeador diseñado para recorrer la distancia desde las gradas del polideportivo de la UPB hasta el final de la cancha, utilizando la sustentación de sus alas y un peso reducido para maximizar su eficiencia de vuelo. Se aborda la selección del perfil aerodinámico de las alas, considerando la relación entre sustentación y resistencia a distintos ángulos de ataque, hasta la definición de dimensiones óptimas de envergadura y cuerda para equilibrar eficacia y estabilidad. Además, se analizaron otros componentes estructurales, como el fuselaje y estabilizadores, cuyo diseño impacta en el control y estabilidad del planeador.**

## I. Planning

El diseño y desarrollo del planeador se llevó a cabo a través de una metodología de trabajo iterativa, en la que se realizaron múltiples fases de análisis y ajustes tanto teóricos como prácticos. A lo largo del proceso, el equipo se enfocó en crear un modelo funcional que pudiera cumplir con los desafíos planteados en las misiones, integrando conceptos de aerodinámica, diseño estructural y análisis de desempeño. El objetivo principal fue desarrollar un planeador ligero y eficiente, capaz de maximizar la distancia de vuelo tanto sin carga como con carga máxima, sin comprometer su integridad estructural.

### A. Team Theme Representation

Le hemos puesto Turbo Tadpole para el planeador es una elección interesante, especialmente al considerar la forma del fuselaje. La palabra "Tadpole" (renacuajo en inglés) hace referencia a la forma de un renacuajo, que es alargada en la parte posterior y más ancha en la cabeza, lo cual puede ser comparado con el diseño del fuselaje del planeador.

En pocas palabras fuselaje del planeador tiene una forma similar a la de un renacuajo, con una sección delantera más ancha que se estrecha hacia la parte trasera, este nombre captura esa esencia.

### B. Mission Analysis (Score Analysis)

El diseño se orientó a cumplir con las dos misiones establecidas para el planeador, considerando las puntuaciones basadas en la distancia alcanzada y la carga transportada.

#### 1. Primera misión: Vuelo sin carga

En esta fase, el planeador debe lograr el vuelo más largo posible sin carga. La misión comienza cuando la aeronave es lanzada, y finaliza cuando toca el suelo o una superficie que detenga su vuelo. La distancia recorrida se compara con la distancia teórica esperada ( $X_{\text{report}}$ ), y la puntuación se calcula con la fórmula:

$$M_1 = Z_X - \left| \frac{X_{\text{report}} - X_{\text{flight}}}{X_{\text{report}}} \right| \quad (1)$$

Donde  $Z_X$  es un factor de puntuación basado en la zona en la que aterriza el planeador. Para obtener un puntaje válido y pasar a la segunda misión, el planeador debe aterrizar en la Zona 1 ( $Z_1$ ) o más allá.

#### 2. Segunda misión: Vuelo con carga máxima

En esta misión, se debe incorporar una carga adicional, representada por una botella fijada en el fuselaje. Para calificar para esta fase, es necesario haber completado la primera misión con éxito. La puntuación de esta misión se calcula en función de la zona de aterrizaje y el tamaño de la carga transportada. Los factores  $Z_X$  y  $WP_X$  se combinan en la fórmula:

$$M_2 = (Z_X + WP_X) - \left| \frac{X_{\text{report}} - X_{\text{flight}}}{X_{\text{report}}} \right| \quad (2)$$

El puntaje dependerá de la distancia alcanzada y del peso de la carga. Se utilizan diferentes valores para  $WP_X$  según el tamaño de la carga, siendo más favorable una carga más ligera.

### C. Environment Analysis

El planeador será lanzado desde la parte más alta del lado sur del polideportivo de la UPB, un entorno casi controlado donde se podrán evaluar las condiciones del viento, las cuales pueden influir en el vuelo de la aeronave. Dado que el planeador no cuenta con superficies de control, se verá afectado por la variabilidad del viento durante el vuelo. El equipo deberá estar preparado para adaptarse a estas condiciones y ajustar sus lanzamientos según las observaciones previas.

El uso de catapultas es opcional, y podría ser una estrategia para garantizar un lanzamiento a altas velocidades. En cuanto al diseño del planeador, la estructura deberá resistir tanto las fuerzas aerodinámicas que actúan durante el vuelo como los impactos al aterrizar.

Las dimensiones del polideportivo son: alto = 13.09m y largo = 68.45m, esto sin considerar la altura de la persona que lanzará la aeronave.

### D. Payload Analysis

En ambas misiones, el planeador deberá incorporar una base para transportar una carga en forma de botella, ubicada en la parte inferior del fuselaje. La estructura del planeador debe ser lo suficientemente ligera y resistente como para transportar la carga sin comprometer el rendimiento aerodinámico. Para el primer lanzamiento de la segunda misión, el planeador comenzará con la botella más ligera, optimizando el vuelo sin carga y manteniendo la aeronave dentro de las restricciones de peso. En el segundo lanzamiento, se evaluará la capacidad del planeador para llevar una carga más pesada, y si el desempeño lo permite, se probarán diferentes tamaños de carga para obtener el mejor puntaje.

El equipo adoptará una estrategia progresiva, comenzando con la carga más ligera y aumentando su peso solo si el rendimiento es favorable, con el objetivo de alcanzar la mayor distancia posible sin comprometer la integridad de la aeronave. Además, se dará especial importancia a la facilidad de reparación del planeador en caso de daños, asegurando que el equipo pueda realizar ajustes rápidos entre intentos para optimizar el rendimiento en cada misión. El peso de las botellas son 651g, 455g, 314g para la Payload 1, 2 y 3, respectivamente.

## II. Procedure

### A. Airfoil Selection

Para obtener un buen rendimiento en nuestra aeronave, debemos considerar los diferentes perfiles aerodinámicos que podemos usar en el diseño de esta, puesto que, como es bien sabido, la sustentación mantiene la aeronave planeando. Consideramos que es de suma importancia que nuestro planeador a diseñar tenga una excelente sustentación a bajos ángulos de ataque (AoA), pero que, a su vez, no tenga una pérdida tan repentina que pueda comprometer el desempeño de la aeronave en pleno vuelo y producir aterrizajes bruscos y estrepitosos.

Al momento de decidir el perfil por el que se iba a decantar, surgieron varias opciones, tales como el Dae 31, Clarym 15, Goe 648 y el NACA 4415. Para poder hacer una selección que se adaptara mejor a nuestros estándares, se obtuvieron datos de sustentación, drag y momento de cada perfil, todos provenientes de *Airfoil Tools*, y se graficaron con la ayuda de un código de Python para poder visualizar de forma sencilla el comportamiento de cada perfil.

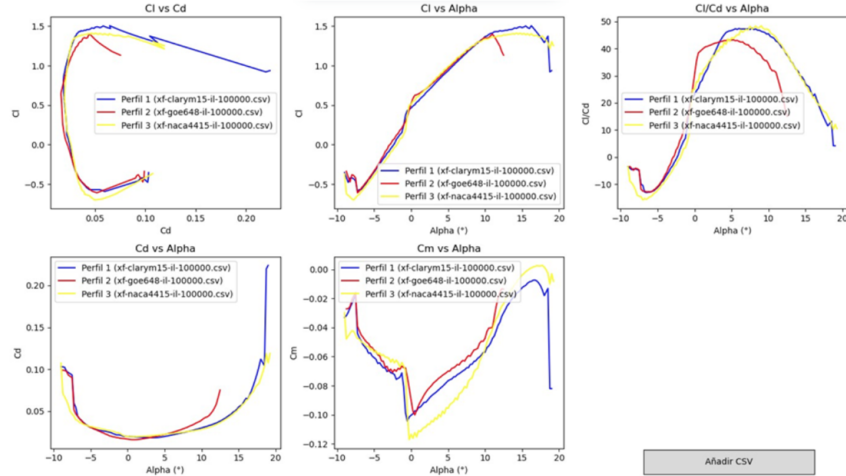
Basándonos en la gráfica de  $C_L$  vs  $\alpha$ , todos los perfiles tienen un comportamiento muy similar. Sin embargo, para nosotros destaca el perfil NACA 4415 por su comportamiento de  $C_L$  con ángulos de ataque altos, dado que tiene una pérdida más suave. Todo esto, sin dejar por supuesto, de tener un buen coeficiente de sustentación que necesitaremos para compensar el peso del planeador y la carga. Es por esto por lo que el perfil elegido es el NACA 4415.

### B. Aerodynamic Forces Analysis (Profile)

Se consideran principalmente las fuerzas de sustentación ( $L$ ) y el Drag ( $D$ )

#### 1. Coeficiente de Sustentación ( $C_L$ )

El coeficiente de sustentación ( $C_L$ ) determina la capacidad del ala de generar sustentación a diferentes ángulos de ataque. En nuestra prueba experimental (de la que hablaremos mas adelante), se apreció que el comportamiento de los datos experimentales de  $C_L$  versus el ángulo de ataque fue consistente con la curva teórica, mostrando una pendiente



**Fig. 1 Comparación de perfiles aerodinámicos**

similar en ambos casos. El perfil mantiene su capacidad de sustentación en las condiciones de vuelo previstas, con una transición suave hacia la pérdida a un ángulo de ataque cercano a  $14.5^\circ$ .

De acuerdo con los datos obtenidos, el perfil NACA 4415 nos muestra un buen rendimiento en términos de sustentación a bajos ángulos. Además, el perfil no presenta una caída abrupta en la sustentación hasta que se alcanza el ángulo de pérdida y contribuye a la estabilidad del planeador durante el vuelo.

### 2. Coeficiente de Arrastre ( $C_D$ )

El coeficiente de arrastre ( $C_D$ ) busca evaluar la eficiencia aerodinámica del perfil, ya que refleja la cantidad de resistencia que enfrenta el modelo del ala durante su vuelo. Al no tratarse de un perfil extremadamente grueso (como un perfil supercrítico), tenemos un arrastre bajo que es ideal al no contar con un sistema de propulsión.

### 3. Coeficientes de momento $C_M$

En este análisis inicial de las fuerzas aerodinámicas, no se priorizó el estudio de los coeficientes de momento asociados al perfil aerodinámico seleccionado. Esto se debe a que, al no disponer de un conocimiento de dichos coeficientes, no podíamos determinar con certeza si la aeronave tendría una estabilidad adecuada o una rápida capacidad de recuperación a altos ángulos de ataque. Para realizar un análisis de estabilidad más profundo, era necesario adquirir conocimientos adicionales sobre el comportamiento de los momentos y definir dimensiones de la aeronave que aún no teníamos en esta etapa del diseño.

## C. Wing plataform design and analysis

Para llevar el perfil aerodinámico seleccionado a una aplicación práctica en un ala finita, es necesario considerar factores adicionales específicos de este tipo de superficie. Entre los aspectos evaluados se encuentran la relación de aspecto (AR), la sustentación requerida para contrarrestar el peso de la aeronave y la carga útil, las dimensiones físicas del ala y si la velocidad de lanzamiento estimada para un lanzamiento manual era suficiente.

Para ajustar el diseño del ala finita, se empleó la Teoría de Línea Lifting (LLT), que permite realizar las correcciones necesarias para obtener un comportamiento más realista en comparación con un perfil teórico infinito. Se realizaron cálculos variando diferentes relaciones de aspecto a distintos ángulos de ataque, lo cual permitió identificar las dimensiones óptimas para el ala y asegurarnos de que cumpla con los requisitos de sustentación y estabilidad necesarios para el vuelo del planeador.

Las 2 principales ecuaciones que hemos empleado son las siguientes:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (2)$$

Para obtener la sustentación generada por el ala.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (4)$$

Donde  $S$  es el área de un rectángulo al predefinir que nuestra ala será rectangular por facilidad de manufactura.

Se ha estimado que el peso de la aeronave con la botella mas grande es de 1.5 Kg, por lo que se buscan ángulos de ataque y dimensiones que cuerda y embergadura que nos puedan brindar este lift. Haciendo la iteración con valores que nos parecían adecuados (Cuerdas que están en el rango de 30 a los 60cm, y envergaduras de hasta 3 metros máximo), se obtuvieron los siguientes valores en el LLT con  $c$  equivalente a 0.465 m,  $b$  equivalente a 2.788 m y  $\alpha=2.04^\circ$ :

**Table 1 Datos introducidos al LLT**

k	$y(k)$ [m]	$\theta(k)$ [rad]	$C(k)$	$a_0(k)$	$a_{L=0}(k)$	$B(k)$	$D(k)$
1	-1.21975	0.50536051	0.465	5.541	-0.058276544	0	0.093926786
2	-0.87125	0.895664794	0.465	5.541	-0.058276544	0	0.093926786
3	-0.52275	1.186399552	0.465	5.541	-0.058276544	0	0.093926786
4	-0.17425	1.445468496	0.465	5.541	-0.058276544	0	0.093926786

Con los datos de la tabla 1, obtenemos los siguientes coeficientes.

**Table 2 Valores de  $A(k)$ .**

k	$A(k)$
1	0.02047933
2	0.00257200
3	0.00047530
4	0.00007077

Para obtener los siguientes resultados

**Table 3 Valores de  $C_L$  y  $L_w$ .**

Parámetro	Valor
$C_L$	0.385749572
$L_w$	14.715 N
$L_w$	1.5 Kg

Confirmando que con estas dimensiones y AoA podemos obtener la sustentación deseada. También, se hizo una comparación de diferentes AR para ver como afectaban la distribución de sustentación en el ala y la curva de  $C_L$  vs  $\alpha$ , los resultados fueron los siguientes:

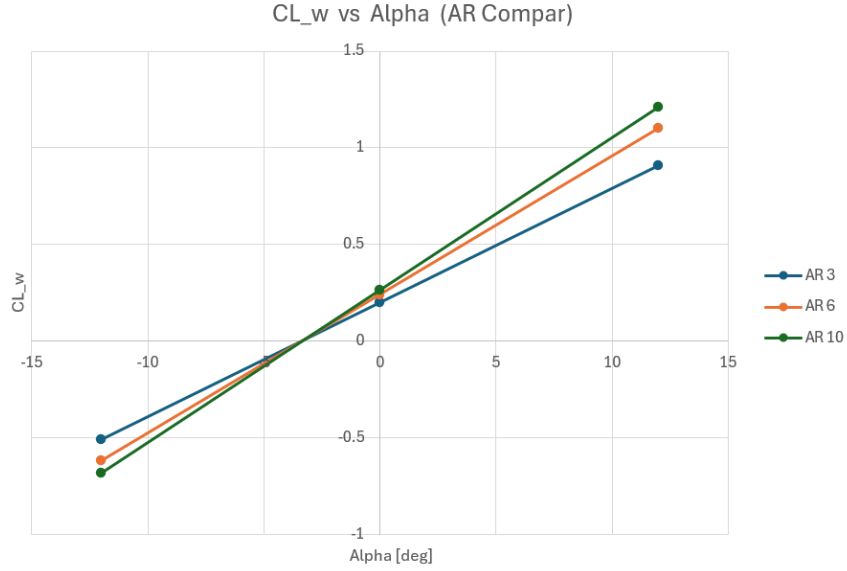
Basándonos en estas gráficas, hemos decidido mantener una relación de aspecto aproximada de 6, ya que nos brinda valores intermedios en términos de desempeño. Esto significa que logramos una buena sustentación sin correr el riesgo de entrar en pérdida tan rápidamente como ocurre con AR más altos.

#### D. Fuselage aerodynamic design

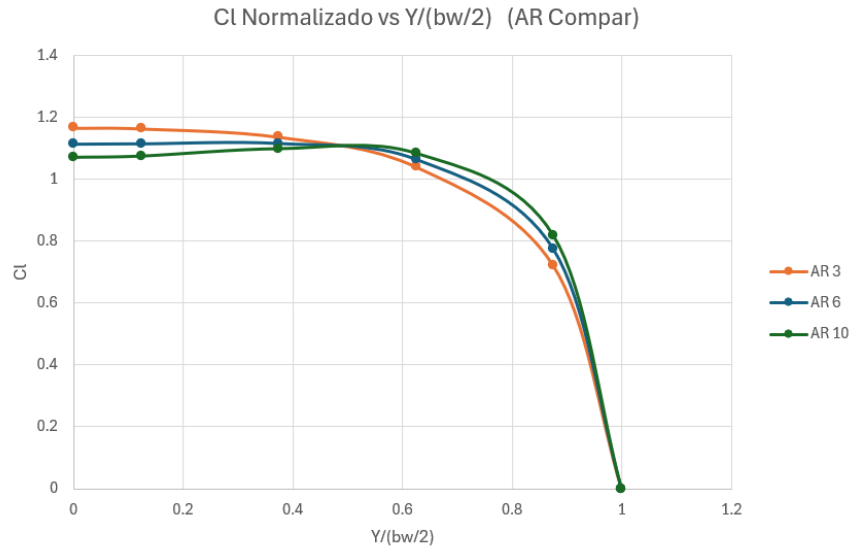
El fuselaje de la aeronave fue diseñado basado en el fuselaje que suelen tener los planeadores en escala real, estos tienen esa forma que podría denominarse forma de renacuajo, la forma exacta a la que se llegó fue gracias a un proceso iterativo en el que se busco alinear los centros de masa, llegando a la forma que se tiene finalmente.

#### E. Stabilization surface design

Es importante para el desempeño en vuelo, asegurar que la aeronave sea estáticamente estable, es decir, que tenga la capacidad de regresar a una posición en la cual las fuerzas y momentos se equilibran y son equivalentes a cero, después



**Fig. 2 Gráfica de  $C_l$  vs  $\alpha$  a diferentes relaciones de aspecto (AR).**



**Fig. 3 Gráfica de distribución de sustentación con diferentes relaciones de aspecto (AR).**

de experimentar una perturbación en su ángulo de ataque. Esto teniendo en cuenta que estamos trabajando con una aeronave de configuración convencional.

Para esto es necesario conocer la distancia entre el estabilizador horizontal y el ala, las dimensiones del ala y la geometría que tendría el estabilizador. Para este diseño, se decidió trabajar con una placa en el estabilizador siguiendo la recomendación del docente, quien mencionó que, en su experiencia, el uso de un perfil en esta superficie no afectaría el desempeño del vuelo, incluso, se utilizaron placas en la cola del Wright Flyer [1].

Se han utilizado las siguientes ecuaciones:

1. Relaciona el coeficiente de momento en el centro de gravedad con las propiedades geométricas del ala.

$$C_{M,cg} = C_{M,acwb} + a \cdot \alpha \cdot \left[ (h - h_{acwb}) - V_H \cdot \left( \frac{a}{a_t} \right) \cdot \left( 1 - \frac{\partial \alpha}{\partial \epsilon} \right) \right] + V_H \cdot a_t \cdot (i_t + \epsilon_0) \quad (3)$$

2. Determina la posición del centro de presión efectiva.

$$h_n = h_{ac} + V_H \cdot \frac{a_t}{a} \cdot \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) \quad (4)$$

3. Calcula el ángulo de incidencia inicial del estabilizador horizontal en función del coeficiente de sustentación del ala y el aspecto del ala.

$$\epsilon_0 = \frac{2C_{Lw}}{\pi \cdot AR} \quad (5)$$

4. Describe la derivada del ángulo de incidencia con respecto al ángulo de ataque del estabilizador horizontal.

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} = \frac{2C_{L\alpha_w}}{\pi \cdot AR} \quad (6)$$

5. Determina la variación del momento respecto al ángulo de ataque en el centro de gravedad de la aeronave.

$$\frac{\partial C_{M,cg}}{\partial \alpha_a} = a \left[ h - h_{acwb} - V_H \cdot \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) \right] \quad (7)$$

6. Calcula el momento de la aeronave en función del momento en el centro aerodinámico y la contribución del estabilizador horizontal.

$$C_{M,0} = C_{M,acwb} + V_H \cdot a_t \cdot (i_t + \epsilon_0) \quad (8)$$

En este punto, decidimos cambiar la relación de aspecto a 7.5, la cuerda a 30 cm, el ángulo de ataque a 7° y la envergadura a 2.2 m para aligerar el peso de la aeronave, facilitar la manufactura y disminuir costos. Sin embargo, el profesor sugirió reducir ese ángulo de ataque, puesto que podría producirse una pérdida de sustentación bastante fácil con una mínima perturbación del viento o mal lanzamiento, por lo que posteriormente se cambió a 5°. Los resultados fueron los siguientes:

**Table 4 Parámetros del ala**

Parámetro	Valor
$a_0$	0.099
$a$	0.080074731
$\alpha_{L=0}$	-3.339°
$\alpha_a$	8.3°
$C_{M,ac,wb}$	-0.1023
$C_{M,0}$	0.147710137
$\alpha_{eq}$	10.17334027°
$C_{M,cg}$	0.026633401
$\alpha_{geo}$	5.0°
$C_L @ \alpha_{geo}$	0.6677
$L$	1.301 Kg

**Table 5 Parámetros geométricos del estabilizador vertical.**

Parámetro	Valor
$\lambda$	0.7
$AR$	1.5
$b$	0.382426464 m
$c_{root}$	0.17 m
$c_{tip}$	0.119 m
$MAC$	0.146 m
$S_v$	0.0975 m <sup>2</sup>

**Table 6 Parámetros geométricos del estabilizador horizontal.**

Parámetro	Valor
$\lambda$	1
$AR$	3.75
$b$	0.670820393 m
$c$	0.178885438 m
$S_t$	0.12 m <sup>2</sup>

**Table 7 Parámetros del estabilizador horizontal.**

Parámetro	Valor
$l_t$	1.2 m
$a_t$	0.064404797 1/deg
$\alpha_{L=0}$	0 deg
$C_L$	0.19321439
$i_t$	5.2 deg
$\alpha_t$	-3.4 deg
$C_L @ \alpha_{geo}$	-0.2161
$L$	-0.078 Kg
$e$	0.967857906

**Table 8 Parámetros generales.**

Parámetro	Valor
$V_H$	0.738461538
$\epsilon_0$	0.056679801 rad
$\frac{d\epsilon}{d\alpha}$	0.389436791 1/rad
$h_n$	0.61264462
$h_{ac,wb}$	0.25
$h$	0.43132231
$S.M.$	0.18132231
$\frac{\partial C_{M,cg}}{\partial \alpha_a}$	-0.014519335
$\epsilon$	0.113359603 rad

Con estos valores obtenidos y la pendiente del momento negativa, podemos asegurar una estabilidad estática para la aeronave, Sin embargo, la ubicación del centro de masa debe considerarse para lograr el equilibrio deseado, lo que podría requerir ajustes posteriores de balance para asegurar una estabilidad óptima en vuelo.

#### F. Payload arrangement analysis

Se tomó en cuenta que los palos donde se sujetarán las botellas quedaran a una distancia adecuada para que cualquiera de las tres botellas pudiera ser colocada sin inconvenientes, asegurando que el centro de gravedad de las botellas se alineara con el centro de gravedad de la aeronave de la aeronave. Decidimos optar por un diseño simple, con el fin de reducir el peso y minimizar la probabilidad de que algún mecanismo pueda sufrir daños, priorizando así la facilidad de fabricación y la confiabilidad operativa del sistema.

#### G. Glide and flight path range

Para poder determinar la distancia de planeo que obtendremos con esta aeronave, usamos las siguientes ecuaciones:

$$R = \frac{h}{\tan(\theta)} = h \left( \frac{L}{D} \right) \quad (9)$$

$$R_{\max} = h \left( \frac{L}{D} \right)_{\max} \quad (10)$$

Sin embargo, estos valores representan condiciones ideales. Para considerar posibles variaciones y asegurar un rendimiento confiable, decidimos aplicar un factor de seguridad de aproximadamente 1.4. Esto implica una reducción del 30 por ciento sobre el valor ideal, lo que da una distancia de planeo ajustada de aproximadamente 150 m.



### III. Pruebas

#### A. Pruebas en el túnel de viento

##### 1. Pruebas del perfil aerodinámico

**Primera prueba:** Como preparación para la prueba, se planificó medir los coeficientes de sustentación y arrastre del modelo de ala y compararlos con datos teóricos generados por XFOIL. Considerando las condiciones de un vuelo “promedio” e “ideal” para un planeador, en el que se busca alta sustentación, estabilidad y bajo arrastre a muy bajas velocidades (con ángulos de ataque relativamente pequeños), se determinó que los ángulos de ataque más representativos estarían entre  $-6^\circ$  y  $10^\circ$ . Para cubrir este rango, se seleccionaron 14 ángulos de ataque, que van de  $-6^\circ$  a  $13.5^\circ$ , con incrementos de  $1.5^\circ$ . Los resultados obtenidos fueron:

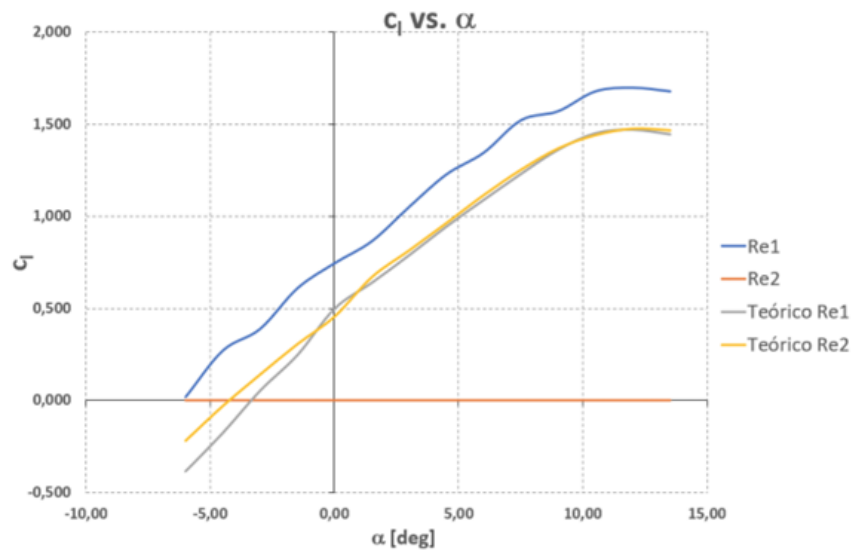


Fig. 4 Resultados del primer test del ala ( $C_l$  vs Alpha)

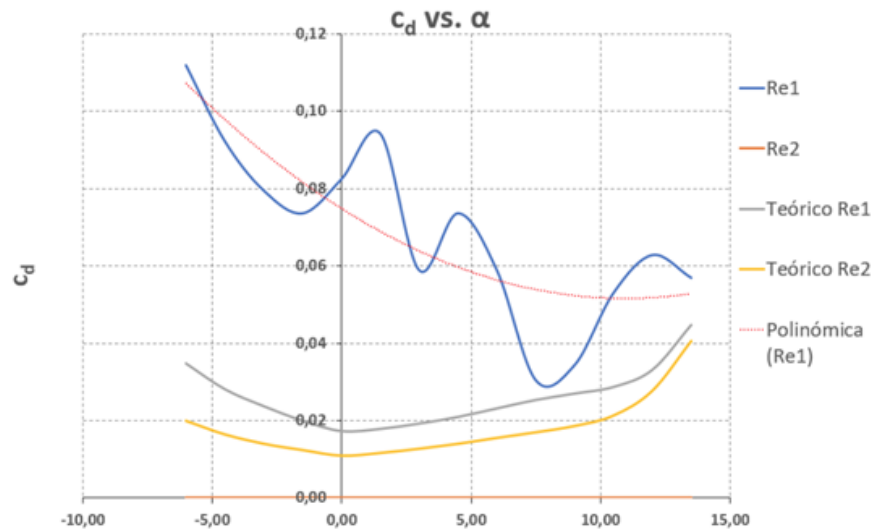
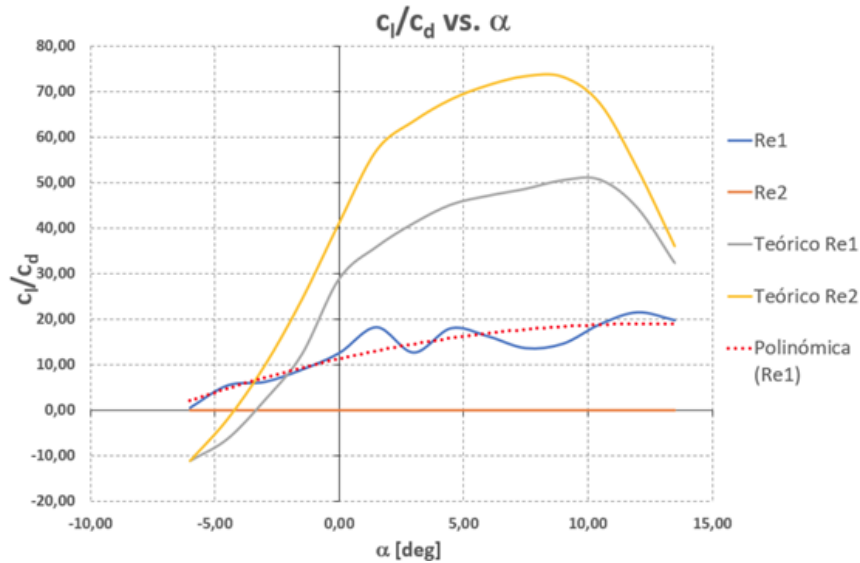


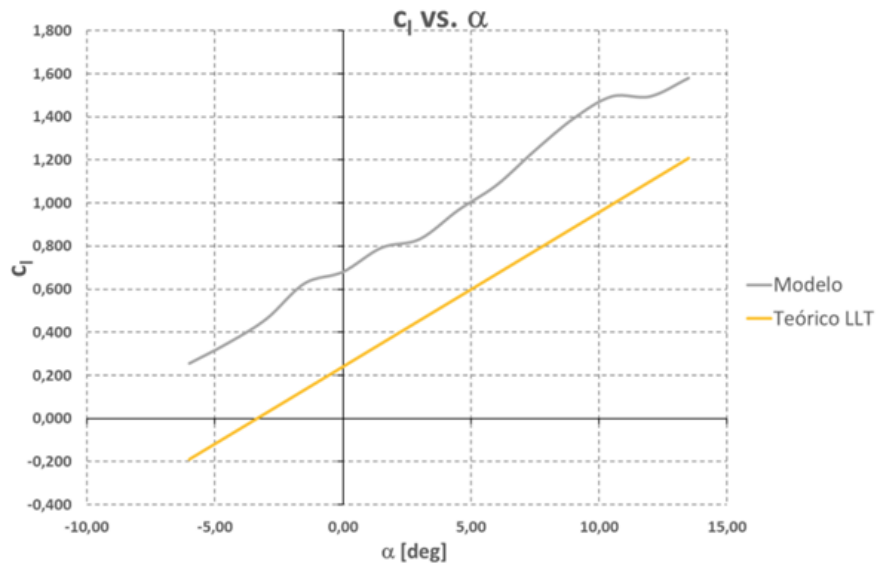
Fig. 5 Resultados del primer test del ala ( $C_d$  vs Alpha)



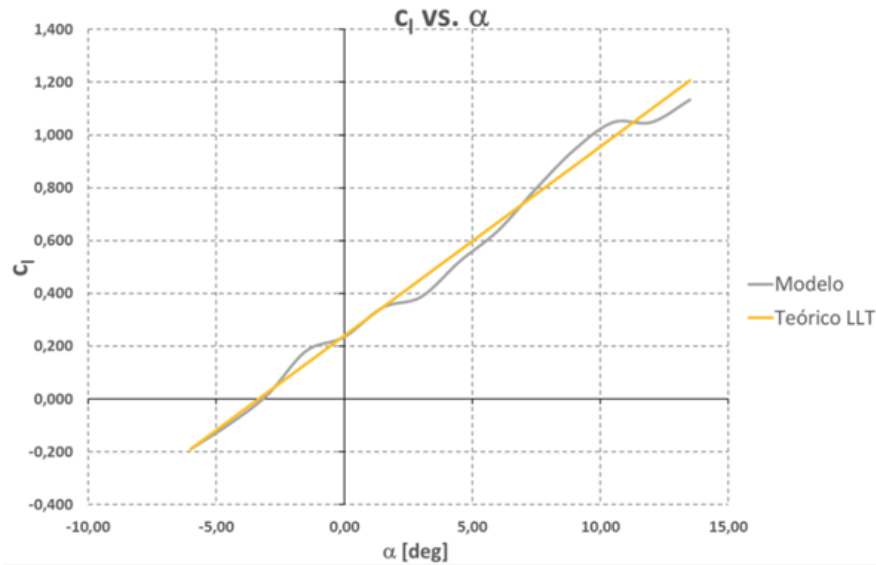
**Fig. 6 Resultados del primer test del ala ( $C_l/C_d$  vs Alpha)**

Podemos concluir que el perfil muestra un buen comportamiento en términos de sustentación a bajas velocidades, lo cual es deseable para el diseño de un planeador. No obstante, se debe revisar con detenimiento los datos de resistencia al avance y eficiencia. Aunque estos siguen una tendencia similar a las gráficas de XFOIL, presentan ruido significativo que dificulta una buena interpretación de cómo se comportará el perfil en condiciones reales. Por ello, es recomendable basar el análisis de la resistencia al avance y la eficiencia principalmente en la teoría y los datos obtenidos de XFOIL.

**Segunda prueba** Para verificar el método de Lifting Line Theory (LLT) en el ala, se realizaron pruebas en el túnel de viento alcanzando un número de Reynolds de aproximadamente 150,000 a una velocidad de 39 m/s, con un modelo a escala 1:6.75. Los resultados mostraron una pendiente de la curva de sustentación experimental con un error del 1.22% respecto a la curva teórica de LLT. Los resultados son los siguientes:



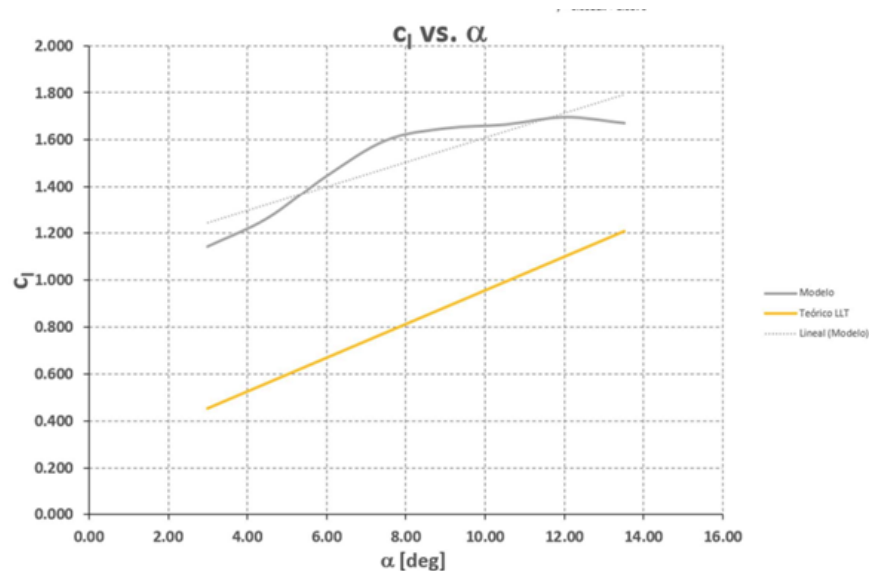
**Fig. 7 Resultados del segundo test del ala ( $C_l$  vs Alpha)**



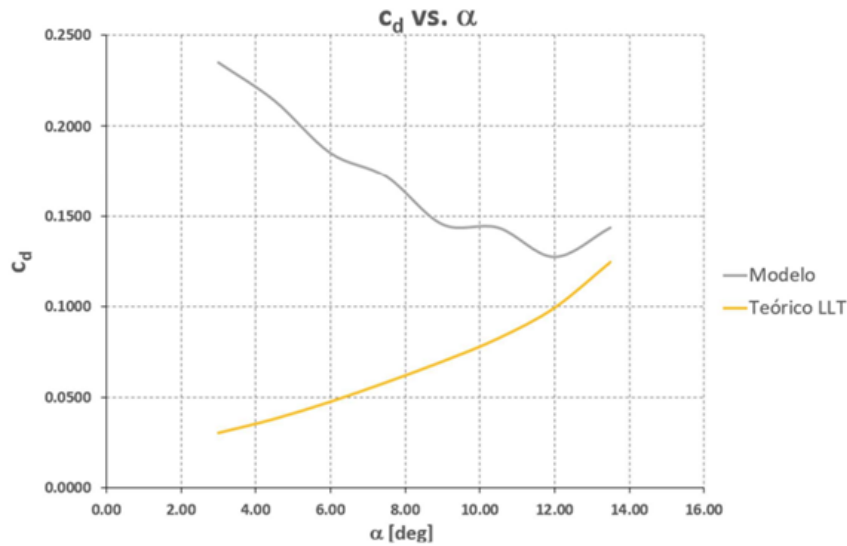
**Fig. 8 Resultados del segundo test del ala ( $C_d$  vs Alpha) Corregidos**

Se observó un desfase en el coeficiente de arrastre, posiblemente debido a limitaciones en la medición y a errores en el ángulo de ataque causados por vibraciones en el túnel.

**Tercera prueba** Para esta tercera prueba, realizamos un modelo a escala completo de la aeronave, con el fin de medir los coeficientes de las fuerzas aerodinámicas y la estabilidad de esta. Para probar el modelo, primero nivelamos la aeronave y acercamos su centro de masa al soporte delantero para verificar visualmente su estabilidad estática. Para ello, colocamos monedas en la parte delantera del fuselaje para equilibrar el peso. Luego, preparamos el túnel de viento, ajustamos el ángulo geométrico del ala a  $0^\circ$  y comenzamos a tomar datos variando cada  $1.5^\circ$ . Sin embargo, surgieron problemas de medición al aumentar la velocidad del túnel: el ángulo de ataque fluctuaba a altas velocidades. Tras varias verificaciones, propusimos que esto pudiera ser un error del modelo. Aun así, procedimos a medir las fuerzas aerodinámicas con los datos disponibles. Los resultados son los siguientes:



**Fig. 9 Resultados del tercer test del ala ( $C_l$  vs Alpha)**



**Fig. 10 Resultados del tercer test del ala ( $C_d$  vs Alpha)**

Los resultados experimentales mostraron una gran desviación respecto a los valores teóricos del coeficiente de sustentación, superando el rango esperado para el planeador. Al intentar verificar el ángulo de cero sustentación, se observó que el ángulo experimental a máxima velocidad fue de  $-6^\circ$ , en contraste con el teórico de  $-3.2^\circ$ . Este cambio se atribuye a que el fuselaje del prototipo no soporta adecuadamente las fuerzas, lo que genera flexión y aumenta el ángulo de ataque. Los resultados fueron los siguientes

#### **B. Análisis del método de lanzamiento por impulso de la aeronave**

Lanzaremos el modelo a mano, ya que, aunque una catapulta podría mejorar la precisión del ángulo de lanzamiento y la velocidad inicial de la aeronave, consideramos que podría presentar fallas con facilidad, lo que podría dañar el planeador o no funcionar como se espera. Además, los costos aumentarían más de lo que ya están, lo cual no es conveniente para este tipo de prueba.

#### **C. Flight tests and result analysis**

Durante las pruebas, se ajustó el centro de gravedad añadiendo 42g de peso en la nariz del planeador, lo que representó un 3% adicional al peso total. Aunque el peso real fue mayor al estimado, especialmente en el ala debido al uso de chinokote, la aeronave mostró un vuelo estable y una caída controlada al entrar en pérdida. Además, se corrigió



**Fig. 11 Demostración de vuelo del planeador**

el ángulo a  $3.1^\circ$  por sugerencia del profesor, así se evita entrar en pérdida ante mínimas perturbaciones.



**Fig. 12 Demostración de vuelo del planeador 2**

Un problema detectado fue que el estabilizador horizontal era asimétrico debido a un error en la fabricación, lo que causó un pequeño desvío en el vuelo. Este error debe corregirse para mejorar la estabilidad. En general, el planeador cumplió con sus objetivos de estabilidad y funcionalidad, se procede a realizar más pruebas de lanzamiento para perfeccionar la técnica y optimizar su rendimiento.

#### **IV. Results analysis**

Para determinar la distancia de planeo de la aeronave, utilizamos un modelo teórico basado en la relación entre la altura y el ángulo de planeo, que nos permitió calcular un rango ideal. Sin embargo, para obtener resultados más confiables, aplicamos un factor de seguridad que reduce este valor en un 30

En las pruebas realizadas en el túnel de viento, se midieron los coeficientes de sustentación y arrastre del ala del planeador. Los resultados mostraron un buen comportamiento en términos de sustentación, especialmente a bajas velocidades, lo que es deseable para un planeador. Sin embargo, se observó ruido en los datos de resistencia al avance y eficiencia, lo que hace recomendable basarse en los datos teóricos para el análisis de estas características.

En una segunda prueba, se utilizó la Teoría de la Línea de Elevación para validar la curva de sustentación del ala. Los resultados mostraron un pequeño error en la pendiente de la curva experimental, pero dentro de márgenes aceptables. Sin embargo, el coeficiente de arrastre mostró ciertos desfases, atribuibles a problemas de medición y vibraciones en el túnel.

En una tercera prueba con el modelo a escala completa, se observó que el ángulo de ataque fluctuaba a altas velocidades, lo que generó problemas en la medición. Los resultados experimentales mostraron una gran desviación con respecto a los valores teóricos, y se identificó que el fuselaje del modelo no soportaba adecuadamente las fuerzas, lo que provocaba flexión y alteraba el ángulo de ataque.

En cuanto al lanzamiento de la aeronave, se optó por realizarlo a mano debido a la posible ineficiencia de una catapulta. Durante las pruebas de vuelo, se ajustó el centro de gravedad añadiendo peso en la nariz del planeador, lo que mejoró la estabilidad y control al entrar en pérdida. Sin embargo, se detectó que el estabilizador horizontal tenía un error de fabricación que afectaba ligeramente la estabilidad, lo que se corregirá en futuras pruebas para optimizar el rendimiento del planeador.

## V. Technical Conclusion

**Table 9** Especificaciones de la aeronave y características de vuelo

Item	Valor	Unidad	Parámetro	Valor
Max. Total weight	1.7	kg	Operational glide speed	6
Empty weight	1.2	kg	m/s	
Max. Payload weight	0.5	kg	Max. glide distance (w/o payload)	152
Wing span	2.2	m	m	
Wing area	0.65	m <sup>2</sup>	Max. glide distance (with payload)	152
AR	7.5	N/A	m	
$\lambda$	1	N/A		
Fuselage max. length	1.85	m		

## References

- [1] Sadraey, M. (n.d.). *Chapter 6: Tail Design*. Daniel Webster College. Retrieved from [https://aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Stability/Design\\_Tail/Chapter%206.%20Tail%20Design.pdf](https://aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Stability/Design_Tail/Chapter%206.%20Tail%20Design.pdf)
- [2]