



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO**

---

**FACULTAD DE INGENIERÍA**

**Dimensionamiento del empenaje de  
la aeronave Mobula para la  
competencia SAE Aero Design 2020**

**TESINA**

Que para obtener el título de  
**Ingeniero Mecánico**

**P R E S E N T A**

Pablo Antonio García Morales

**DIRECTOR DE TESINA**

Dr. Fernando Velázquez Villegas



Ciudad Universitaria, Cd. Mx., 2022

# Agradecimientos

Primero que nada, agradezco a mi familia por haberme apoyado en cada etapa de mi formación profesional, en especial a mi mamá que siempre estuvo para apoyarme en cualquier momento, alentándome, inspirándome para ser un mejor profesional y sobre todo, una mejor persona con su ejemplo de todos los días.

Agradezco al equipo de UNAM Aero Design, a cada uno de sus miembros por haberme brindado los conocimientos necesarios y las habilidades prácticas que me permitieron realizar este trabajo, también agradezco a cada uno los miembros del subsistema de estabilidad y control por el apoyo y todas las experiencias vividas.

También agradezco a todos los compañeros y amigos que crucé en esta etapa de la universidad, agradecido por las experiencias que me dejaron, los conocimientos, reflexiones, momentos, etc. Cada uno de ellos contribuyó a mi formación como persona y profesionalista.

Agradezco a todos mis profesores, por su tiempo para planear cada clase, cada tarea, cada problema, cada examen que me dio los conocimientos necesarios y capacidad para aplicarlos en el mundo real.

Por último, quiero agradecer a la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México por todas las instalaciones, recursos, tiempo, herramientas, laboratorios, personal interno, administrativos que contribuyeron a mi formación profesional a largo de estos años.

# Índice general

Introducción .....	6
1   Ubicación del centro aerodinámico del ala, por medio de XFLR5 .....	7
<i>Introducción</i> .....	7
1.1. ¿Qué se hizo? – Objetivo .....	8
1.2. ¿Cómo se hizo? – Metodología .....	8
Sección: Ala 1 .....	8
1.3. ¿Para qué se hizo? – Justificación .....	11
Sección: Ala 2 .....	12
1.4. ¿Qué se obtuvo? – Resultados .....	14
1.5. ¿Qué se concluye? – Conclusiones .....	15
2   Dimensionamiento y elección de propuestas para el estabilizador horizontal .....	19
<i>Introducción</i> .....	19
2.1. ¿Qué se hizo? – Objetivo .....	20
2.2. ¿Cómo se hizo? – Metodología .....	20
2.3. ¿Para qué lo hice? – Justificación .....	28
2.4. ¿Qué se obtuvo? – Resultados .....	30
2.5. ¿Qué se concluye? – Conclusiones .....	35
3   Dimensionamiento y elección de propuestas para el estabilizador vertical .....	42
<i>Introducción</i> .....	42
3.1. ¿Qué se hizo? – Objetivo .....	43
3.2. ¿Cómo se hizo? – Metodología .....	43
3.3. ¿Para qué se hizo? – Justificación .....	49
3.4. ¿Qué se obtuvo? – Resultados .....	50
3.5. ¿Qué se concluye? – Conclusiones .....	54
Conclusiones finales .....	61
Referencias .....	62

# Índice de figuras

Figura 1.1. Dimensiones y perfiles utilizados en cada sección del ala 1 .....	9
Figura 1.2. Curva polar de $C_m$ vs $\alpha$ .....	10
Figura 1.3. 1) Interfaz de Python para dimensionar el empenaje.....	12
Figura 1.4 Dimensiones y perfiles utilizados en cada sección del ala 2. ....	13
Figura 1.5. Representación de los análisis de estabilidad estática longitudinal de cada propuesta.....	14
Figura 1.6. Vista aproximada del centro aerodinámico del ala 1.....	15
Figura 1.7. Vista aproximada del centro aerodinámico del ala 2.....	15
Figura 2.1. Datos y valores propuestos para correr el código.....	21
Figura 2.2. Vista previa de un estabilizador horizontal y sus ejes de referencia .....	22
Figura 2.3. Dimensiones de un estabilizador horizontal, generados por el código .....	22
Figura 2.4. Código para la selección de perfiles y listado de perfiles.....	24
Figura 2.5. Interfaz para ingresar las dimensiones del estabilizador horizontal.....	25
Figura 2.6. Estabilizador horizontal definido.....	26
Figura 2.7. Análisis reflejados sobre la curva polar $C_m$ vs $\alpha$ de todas las propuestas de la fase 2 del ala 1.....	27
Figura 2.8. Ejes principales de una aeronave .....	28
Figura 2.9. Valores propuestos para dimensionar el estabilizador horizontal y vertical .....	30
Figura 2.10. Curvas $C_m$ vs $\alpha$ de las propuestas finales del ala 1: PF1, PF3, PF5, PF8 y PF11.....	32
Figura 2.11. Curvas $C_m$ vs $\alpha$ de las propuestas finales del ala 2: PF1, PF5, y PF7 .....	32
Figura 2.12. Aeronave estable vs aeronave controlable.....	34
Figura 2.13. Curva polar $C_m$ vs $\alpha$ de la propuesta PF1 para el ala 1 .....	35
Figura 2.14. Curva polar $C_m$ vs $\alpha$ de la propuesta PF5 para el ala 2 .....	37
Figura 2.15. Vista perfil del ala 1 y su estabilizador horizontal.....	40
Figura 2.16. Vista perfil del ala 2 y su estabilizador horizontal.....	41

Figura 3.1. Interfaz donde se ingresan los valores propuestos del estabilizador vertical.....	43
Figura 3.2. Dimensiones de un estabilizador vertical .....	45
Figura 3.3. Zona donde fueron ingresados los valores calculados por el código .....	46
Figura 3.4. Estabilizador vertical definido .....	47
Figura 3.5. Análisis reflejados sobre la curva polar $C_n$ vs $\beta$ de todas las propuestas de la fase 2 del ala 1 .....	49
Figura 3.6. Curvas $C_n$ vs $\beta$ de las propuestas de estabilizadores verticales del ala 1 con $\alpha = 0^\circ$ .....	52
Figura 3.7. Curvas $C_n$ vs $\beta$ de las propuestas de estabilizadores verticales del ala 1 con $\alpha = 8^\circ$ .....	52
Figura 3.8. Curvas $C_n$ vs $\beta$ de las propuestas de estabilizadores verticales del ala 2 con $\alpha = 0^\circ$ .....	52
Figura 3.9. Curvas $C_n$ vs $\beta$ de las propuestas de estabilizadores verticales del ala 2 con $\alpha = 8^\circ$ .....	52
Figura 3.10. Curva polar $C_n$ vs $\beta$ de la propuesta EV35 para el ala 1 (rojo: $\alpha = 0^\circ$ y amarillo: $\alpha = 8^\circ$ ) .....	54
Figura 3.11. Curva polar $C_n$ vs $\beta$ de la propuesta EV8 para el ala 2 (azul: $\alpha = 0^\circ$ y verde: $\alpha = 8^\circ$ ) .....	55
Figura 3.12. Propuesta EV35, caso en el que la diferencia de cuerdas es mínima, y las áreas 1 y 2 son similares.....	58
Figura 3.13. Propuesta EV32, caso en el que la diferencia de cuerdas es mayor que en EV35, y las áreas 1 y 2 son diferentes.....	58
Figura 3.14. Propuesta EV7, caso en el que la envergadura es superior a la de EV35, por lo cual el área 1 es similar al área 2 .....	59
Figura 3.15. Vista perfil del ala 1 con su estabilizador horizontal y vertical. ....	60
Figura 3.16. Vista perfil del ala 2 con su estabilizador horizontal y vertical. ....	60

# Índice de tablas

Tabla 1.1. Almacenamiento y comparación de datos obtenidos del ala 1 .....	11
Tabla 1.2. Resultados de la curva polar $C_m$ vs $\alpha$ del ala 1.....	17
Tabla 1.3. Resultados de la curva polar $C_m$ vs $\alpha$ del ala 2.....	17
Tabla 2.1. Propuestas de varios estabilizadores variando el centro de gravedad .....	23
Tabla 2.2. Propuestas de la 2° fase .....	24
Tabla 2.3. Propuestas finales de los estabilizadores horizontales para el ala 1 (PF1, PF3, PF5, PF 8 y PF11).....	31
Tabla 2.4. Propuestas finales de los estabilizadores horizontales para el ala 1 (PF1, PF5 y PF 7) .....	31
Tabla 2.5. Valores de $C_m$ (cuando $\alpha$ vale $-10^\circ$ , $0^\circ$ y $10^\circ$ ) de las propuestas finales del ala 1 .....	33
Tabla 2.6. Valores de $C_m$ (cuando $\alpha$ vale $-10^\circ$ , $0^\circ$ y $10^\circ$ ) de las propuestas finales del ala 2 .....	33
Tabla 2.7. Parámetros y resultados finales de la propuesta escogida para el ala 1.....	34
Tabla 2.8. Parámetros y resultados finales de la propuesta escogida para el ala 2.....	35
Tabla 2.9. Comparación final entre los estabilizadores horizontales del ala 1 (borde de ataque elíptico) y el ala 2 (Borde de ataque recto).....	39
Tabla 3.1. Propuestas generadas de estabilizadores verticales .....	45
Tabla 3.2. Valores de $C_n$ a diferentes ángulos de $\alpha$ y $\beta$ de cada propuesta del ala 1 .....	48
Tabla 3.3. Propuestas finales de estabilizadores verticales para el ala 1.....	51
Tabla 3.4. Propuestas finales de estabilizadores verticales para el ala 2.....	51
Tabla 3.5. Valores de $C_n$ (cuando $\beta$ vale $-5^\circ$ , $0^\circ$ y $5^\circ$ ) a ángulos $\alpha = 0^\circ$ y $\alpha = 8^\circ$ , de las propuestas finales del ala 1.....	53
Tabla 3.6. Valores de $C_n$ (cuando $\beta$ vale $-5^\circ$ , $0^\circ$ y $5^\circ$ ) a ángulos $\alpha = 0^\circ$ y $\alpha = 8^\circ$ , de las propuestas finales del ala 2.....	53
Tabla 3.7. Parámetros y resultados finales del estabilizador vertical escogido para el ala 1 .....	54
Tabla 3.8. Parámetros y resultados finales del estabilizador vertical escogido para el ala 2 .....	54

# Introducción

El diseño de una aeronave se puede dividir en tres partes principales: las alas que se encargan de generar la fuerza de sustentación que levante a la aeronave, el fuselaje que se encarga de guardar todos los componentes y de darle sustento a la aeronave y el empenaje que es la parte posterior encargada de darle estabilidad y control a una aeronave en sus diferentes operaciones. El empenaje se conforma por el estabilizador vertical y el estabilizador horizontal que, junto a las alas se le conocen como superficies de sustentación. Por otro lado, sobre el empenaje están montados el elevador y el timón que se les conoce junto a los alerones como superficies de control.

El empenaje tiene varios parámetros similares, que también son usados por las alas, como: un perfil alar, área, ángulo de ataque, etc. Las alas y el empenaje pueden tener una metodología similar para ser diseñadas, pero la diferencia radica en su función principal. La función del empenaje es brindar estabilidad a la aeronave (capacidad para recuperar la posición inicial ante una perturbación) y control (capacidad de una aeronave para cambiar su posición inicial)

El empenaje puede tener diferentes configuraciones para cumplir con las mencionadas funciones. El acomodo de los estabilizadores dará ciertas ventajas o desventajas a la aeronave. La elección de la configuración dependerá de los requisitos para los cuales se diseñará la aeronave (uso comercial, carguero, militar, etc.) Entre las configuraciones existentes están: la convencional, configuración "T", configuración "V", configuración "H", etc. Los requerimientos para tomar una decisión sobre la configuración son: estabilidad, control, manufacturabilidad, costo, volumen, peso, etc. Dicho sea de paso, el proceso de elección del empenaje no es a través de un método analítico, sino en la implementación de una jerarquía lógica para satisfacer los requerimientos deseados.

Como parte de este escrito, en las siguientes secciones se desarrollaron proyectos que muestran el dimensionamiento de estos componentes de la aeronave. En el primer proyecto se describió la mecánica de vuelo de una aeronave y cómo obtener el punto de referencia para balancear una,

con las fuerzas que actúan sobre ella. En el segundo proyecto se introdujo una metodología que describe el dimensionamiento del estabilizador horizontal, componente que participa en la suma de momentos que equilibran a una aeronave en vuelo, en la dirección longitudinal. Finalmente, en el tercer proyecto se presentó el dimensionamiento del estabilizador vertical, que participa en el equilibrio de momentos de la aeronave en vuelo, en el eje "Z". Para cada uno de estos proyectos se describió primero el problema a resolver, la metodología que se siguió para resolverlo, la razón por la que se necesitaba resolver el problema, los resultados que arrojó la resolución y finalmente una conclusión general sobre lo que se hizo y observó.

## 1 | Ubicación del centro aerodinámico del ala, por medio de XFLR5

### *Introducción*

En la mecánica de vuelo de una aeronave están presentes 4 fuerzas principales, dos verticales y dos fuerzas horizontales que tienen sentido opuesto entre sí. Estas fuerzas son la fuerza de sustentación, el peso de la aeronave, la resistencia del aire (arrastre) y la fuerza impulsora del motor. Para que una aeronave se pueda mantener en vuelo, debe de haber un equilibrio entre estas cuatro fuerzas. Dichas fuerzas actúan sobre un punto particular de la aeronave, que se le conoce como el centro de gravedad, el cual es el punto imaginario de aplicación de la resultante de todas las fuerzas mencionadas que, actúan sobre las distintas partes de la aeronave (Bejerano, 2016)

Además del equilibrio de fuerzas descrito, existe el equilibrio de momentos respecto del centro de gravedad. Al encontrarse dicho equilibrio, la aeronave no cabeceará hacia arriba ni hacia abajo en la operación de vuelo, porque se tiene un momento nulo. En el cálculo de esta suma de momentos, es necesario saber la magnitud de las fuerzas aplicadas y la distancia perpendicular de éstas al centro de gravedad. En específico, la fuerza de sustentación es aplicada en el centro de presiones del ala, pero dicho punto cambia con respecto del ángulo de ataque de la aeronave. Debido a esto, es difícil hacer el cálculo de momentos y el análisis de estabilidad longitudinal



respecto del centro de gravedad, al existir varias operaciones de la aeronave donde se tienen diferentes ángulos de ataque.

Para resolver este problema existe un punto llamado centro aerodinámico del ala, el cual se descubrió que en él, el momento generado por la fuerza de sustentación del ala es constante, independientemente del ángulo de ataque. El valor del momento también es independiente del coeficiente de sustentación del ala y se le conoce como “*momento de cabeceo del ala*” (Física y química, Canal, 7 de abril de 2019) Por lo tanto, al encontrarse la ubicación del centro aerodinámico, se facilitarán los análisis de estabilidad por la reducción del valor del momento del ala a un valor constante y solamente se necesitarán definir las distancias de las demás fuerzas, al centro aerodinámico para obtener la suma de momentos. La aeronave estará en equilibrio (momento nulo) si la suma de momentos respecto a cualquier punto de la aeronave es cero (centro aerodinámico)

### *1.1. ¿Qué se hizo? – Objetivo*

Con ayuda del software XFLR5<sup>1</sup>, se identificaron las posiciones desde el borde de ataque del ala 1 y el ala 2, sus respectivos centros aerodinámicos. Dichas alas se diseñaron en el subsistema de *alas y sustentación*.

### *1.2. ¿Cómo se hizo? – Metodología*

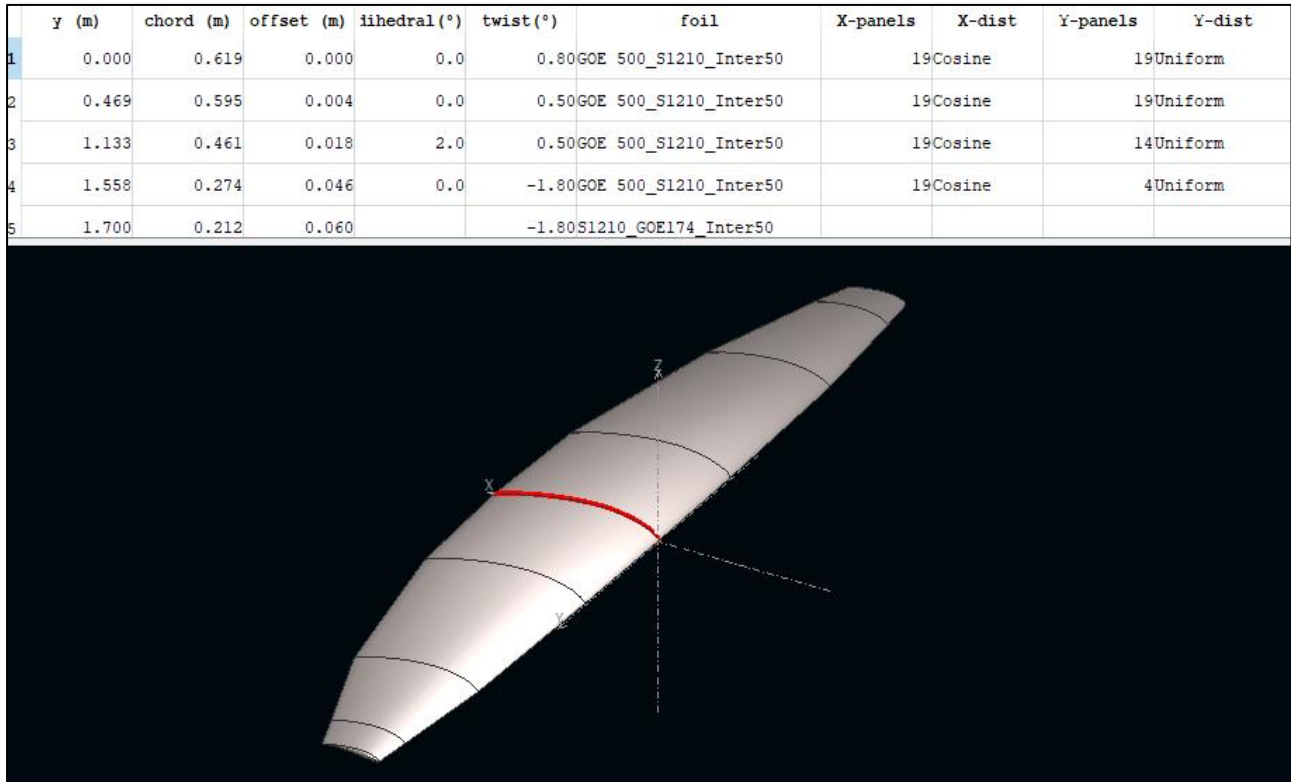
#### *Sección: Ala 1*

Para poder identificar este punto geométrico del ala 1, se requirió de un proceso iterativo donde debía observarse a través de ciertos análisis en XFLR5, el comportamiento del ala.

---

<sup>1</sup> Se utilizó la versión 6.49 de XFLR5 para realizar los análisis de cada proyecto. Este software es una herramienta analítica de perfiles alares, donde se pueden diseñar alas y planeadores que operan a bajos valores de número de Reynolds y utiliza la teoría de ala de Lanchester-Prandtl, VLM (Vortex Lattice Method) y el método 3D de paneles. Este software está disponible en el sitio web SourceForge que pertenece a Slashdot Media And Dice Inc.

Para el primer paso de esta metodología, fue verificada el ala proporcionada, donde se checó que estuviera definida con sus dimensiones, que sus perfiles estuvieran analizados y que tuviera sus curvas polares, así como se muestra en la figura 1.1.



*Figura 1.1. Dimensiones y perfiles utilizados en cada sección del ala 1.*

Habiéndose verificado el ala, se procedió a definir los análisis requeridos para poder determinar el centro aerodinámico. Cabe resaltar que en XFLR5 solamente se puede cambiar la posición del centro de gravedad a conveniencia, el centro aerodinámico no, este es un punto único dentro del ala ya que depende únicamente de la geometría externa del ala y no de la distribución de masa de la misma, como lo es el centro de gravedad.

Por medio de la variación de la posición del centro de gravedad en XFLR5, y la observación de la curva polar  $C_m$  vs  $\alpha$  (coeficiente de momentos vs ángulo de ataque) se determinó el centro aerodinámico. Al haberse verificado el ala, fue especificado un nuevo análisis de estabilidad estática longitudinal (Tipo 1 en XFLR5). En dicho análisis se definió la velocidad de vuelo de crucero, la masa total estimada de la aeronave (Los datos fueron proporcionados por el

subsistema de *alas y sustentación*) datos atmosféricos como la altitud del lugar donde operó la aeronave, la densidad, la viscosidad cinemática del aire y finalmente la propuesta de ubicación del centro de gravedad.

Posteriormente, fue definido el rango de ángulos a los cuales se aplicó el análisis (al hablar de la dirección longitudinal, el ángulo a modificar fue  $\alpha$ ) El ángulo de ataque se varió entre  $-10^\circ$  y  $10^\circ$ , ya que la aeronave no operó más allá de los  $8^\circ$  de inclinación en los puntos críticos de esta dirección que son el despegue y el aterrizaje. Para tener una confiabilidad en el análisis, el incremento o la cadencia con la que se aplicó cada uno fue de  $0.5^\circ$ . Una muestra del resultado de este procedimiento se puede observar en la figura 1.2.

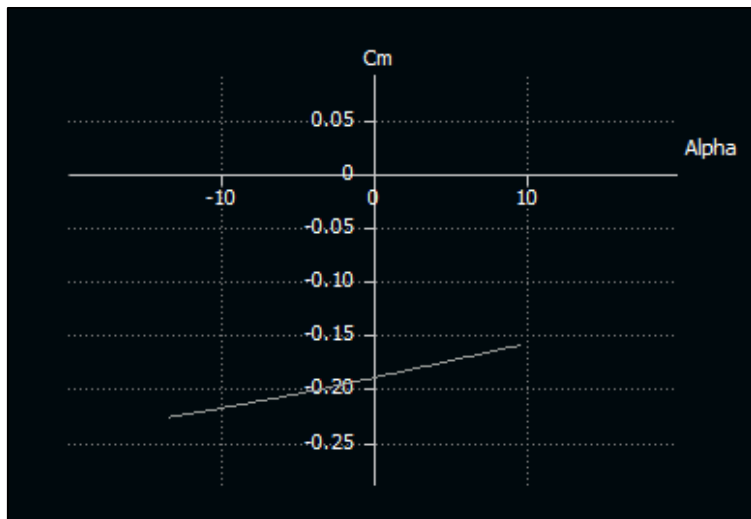


Figura 1.2. Curva polar de  $C_m$  vs  $\alpha$ .

Tras haberse definido los parámetros mencionados, se procedió a correr el análisis de estabilidad estática longitudinal sobre el ala duplicada.

Posteriormente, el gráfico de  $C_m$  vs  $\alpha$  fue observado. La definición de centro aerodinámico es: el punto del ala donde el coeficiente de momento es independiente del ángulo de ataque. El comportamiento reflejado de esta definición fue haberse

observado una recta paralela al eje de las abscisas, o por lo menos una aproximación de este tipo, en la gráfica.

Los resultados que fueron obtenidos del análisis se registraron en una hoja de cálculo de Excel. Al ser varios ángulos de ataque donde fueron ejecutados los análisis, se observó y registró los valores de  $C_m$  cuando  $\alpha$  tomó los valores de  $-10^\circ$ ,  $0^\circ$  y  $10^\circ$ . Los datos fueron almacenados en una tabla como se muestra en la tabla 1.1.

Tabla 1.1. Almacenamiento y comparación de datos obtenidos del ala 1.

Búsqueda del CA del Ala Julio			
Prueba de CA [m]	Valor de $C_m$ , alfa = $-10^\circ$	Valor de $C_m$ , alfa = $0^\circ$	Valor de $C_m$ , alfa = $10^\circ$
0.129	-0.21	-0.224	-0.232
0.12	-0.207	-0.236	-0.258
0.14	-0.213	-0.209	-0.2
0.15	-0.216	-0.196	-0.171
0.135	-0.211	-0.216	-0.215
0.136	-0.212	-0.214	-0.212
0.134	-0.211	-0.217	-0.217
0.137	-0.212	-0.213	-0.209

Este proceso fue iterativo ya que se debieron correr cuantos análisis fueran necesarios, proponiéndose nuevas posiciones del centro de gravedad para encontrar la posición del centro aerodinámico y obtenerse así, la “deseada” curva en la gráfica  $C_m$  vs  $\alpha$ .

### 1.3. ¿Para qué se hizo? – Justificación

Este proceso fue necesario ya que la definición de la posición del centro aerodinámico está relacionada con la estabilidad de la aeronave. Hasta ahora se han mencionado dos puntos vitales del ala: centro aerodinámico (dependiente de la geometría externa del ala) y centro de gravedad (dependiente de la distribución de masa) El primero fue definido con la metodología anterior y el segundo fue propuesto (para generar la condición de estabilidad, el centro de gravedad debe ir adelante del centro aerodinámico) Determinar la posición del centro aerodinámico, permitió obtener un límite para empezar a proponer valores del centro de gravedad en XFLR5 y poder diseñarse una aeronave estable con el ala 1.

De manera paralela, se utilizó un software llamado Spyder que sirve para la programación orientada a objetos. En este lenguaje de programación fueron diseñados una serie de códigos que calcularon las dimensiones de los estabilizadores (envergaduras, cuerdas, áreas, coeficientes de sustentación, etc.) donde se ingresaron ciertos valores como: las coordenadas del centro aerodinámico, el brazo del empenaje, las coordenadas del centro de gravedad y la posición en “Z” del estabilizador horizontal. Solamente el centro aerodinámico fue obtenido por la

interpretación de resultados gráficos, los demás valores se propusieron como se muestra en la figura 1.3. Las dimensiones obtenidas son independientes de la configuración que se eligió para el empenaje.

```

"Se define La fuerza del motor"
Fuerza_motor = Vector(2*9.78, [0,90], posicion = [0,0,0])
Fuerzas_m = [Fuerza_motor]
1

"-----"
"-----"
"-----"

##### 2 ##### 3 ##### 4
E_100_170 = Empenaje(Ala_Regular, Vuelo, ac = [-0.121,0,0], cg = [-0.11,0,0], Fuerzas = Fuerzas_m )
E_100_170.calcular_est_horizontal(lb = [-1.7, 0.23, -0.5], ub = [0, 0.5, 0.3], pos_z= 0)
E_100_170.obtener_cg_ideal()
E_100_170.infoEstHor()
5. 6

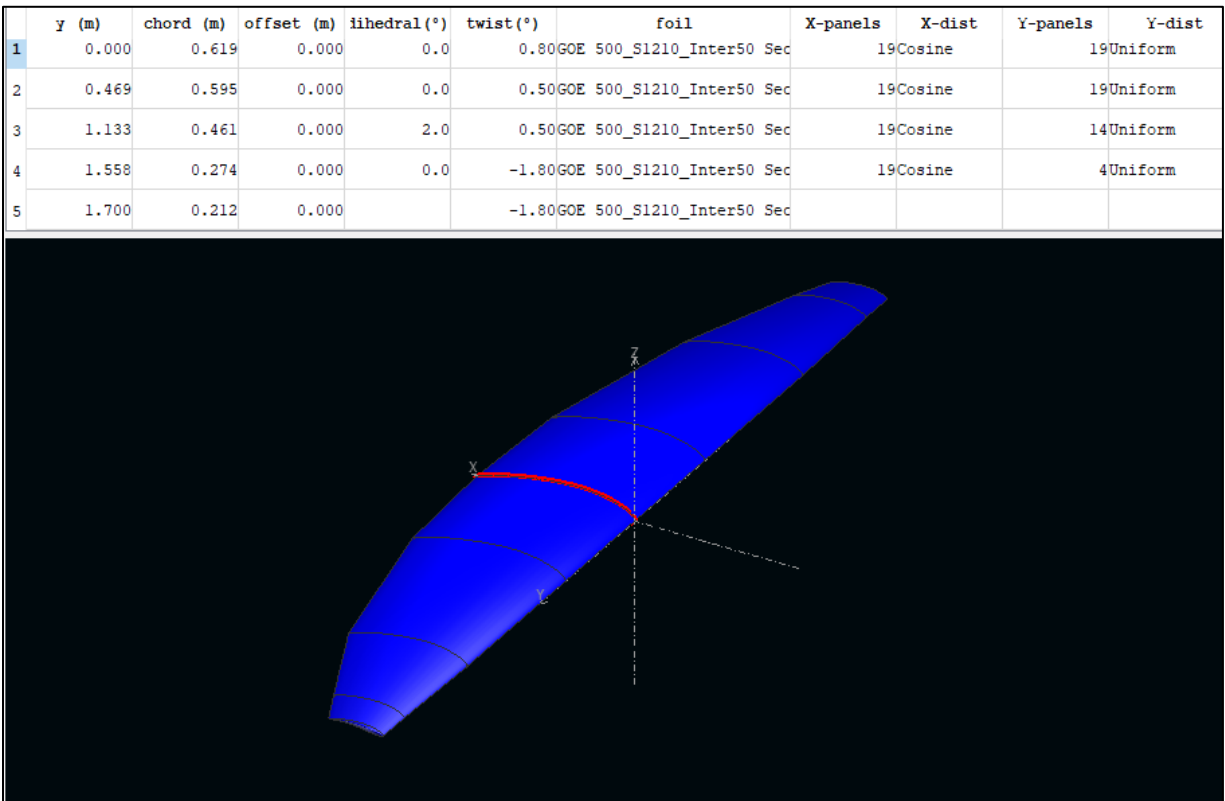
```

Figura 1.3. 1) Valor de la potencia del motor a usar, 2) Variable donde se almacenan los cálculos, 3) Coordenadas del centro aerodinámico, 4) Coordenadas del centro de gravedad, 5) Brazo del empenaje, 6) Posición en "Z" del empenaje.

Además de que se ingresaron estos parámetros descritos, los códigos necesitaron de datos atmosféricos como el valor de la gravedad, densidad del aire y altura sobre el nivel del mar a la que operaría la aeronave. También se agregaron valores estimados como el peso total de la aeronave, la velocidad de crucero y la potencia del motor.

*Sección: Ala 2*

Posteriormente, el subsistema de *alas y sustentación* proporcionó una segunda ala, el ala 2. Ésta contenía un ligero cambio con respecto a la primera ala, el borde de ataque era recto a lo largo de toda la envergadura (en palabras técnicas de XFLR5, no tenía offset en ninguna sección) como se muestra en la figura 1.4.



*Figura 1.4 Dimensiones y perfiles utilizados en cada sección del ala 2.*

La metodología descrita en la sección del ala 1 se aplicó de igual manera, paso por paso, al ala 2. Fueron verificadas sus dimensiones y perfiles. Después se duplicó el ala 2 para correr análisis sobre ella, donde fueron ingresados los datos atmosféricos (densidad del aire, viscosidad del aire y altura de operación) y los datos estimados de la aeronave (peso previsto, velocidad de crucero y centro de gravedad) para crear un análisis de estabilidad estática longitudinal. Los parámetros del análisis fueron definidos de  $-10^\circ$  a  $10^\circ$  la variación del ángulo de ataque, con incrementos de  $0.5^\circ$ .

Ya definidos, se corrieron los análisis sobre el ala 2, generándose así curvas polares de  $C_m$  vs  $\alpha$ , las cuales sus resultados (valores de  $C_m$  a ángulos de ataque de  $-10^\circ$ ,  $0^\circ$  y  $10^\circ$ ) fueron registrados en una hoja de Excel para comparar las diferentes propuestas de centro de gravedad y con ello, se escogió la opción que tenía un valor de  $C_m$  constante o aproximado (con incrementos y decrementos mínimos)

#### 1.4. ¿Qué se obtuvo? – Resultados

Tras la iteración del proceso descrito en la metodología, se obtuvo una serie de gráficos que representaban la estabilidad estática longitudinal del ala 1 y el ala 2, con el fin de encontrar sus respectivos centros aerodinámicos. La gráfica de interés fue  $C_m$  vs  $\alpha$  en cada ala. Para encontrar la recta “horizontal” o paralela al eje de las abscisas, se ejecutaron cierto número de análisis como se muestra en la figura 1.5.

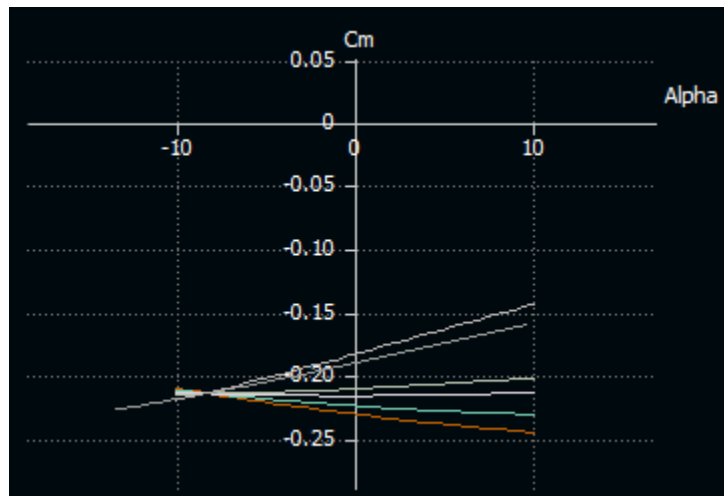


Figura 1.5. Cada recta representa un análisis de estabilidad estática longitudinal diferente.

Para tener una mejor aproximación o estimación de una recta horizontal, XFLR5 da el valor de  $C_m$  punto por punto, dependiendo de los intervalos que fueron definidos para el análisis. De esta forma se pudieron registrar los valores de  $C_m$  en una tabla y fueron comparados (como se mostró en la tabla 1.1.) El comportamiento de independencia de  $C_m$  con respecto de  $\alpha$  se reflejó como una constante en los resultados, o por lo menos que su valor solamente tuviera pequeños incrementos o decrementos conforme se corrieron los análisis de  $-10^\circ$  a  $10^\circ$  el ángulo de ataque.

Tras haberse encontrado la recta de  $C_m$  (para ambas alas) fueron obtenidos los valores de sus posiciones en “X” de sus centros aerodinámicos, a partir del borde de ataque como se muestra

en las figuras 1.6. y 1.7. Finalmente, la posición del centro aerodinámico para el ala 1 fue (0.135, 0, 0) [m] y el ala 2 fue (0.122, 0, 0) [m].

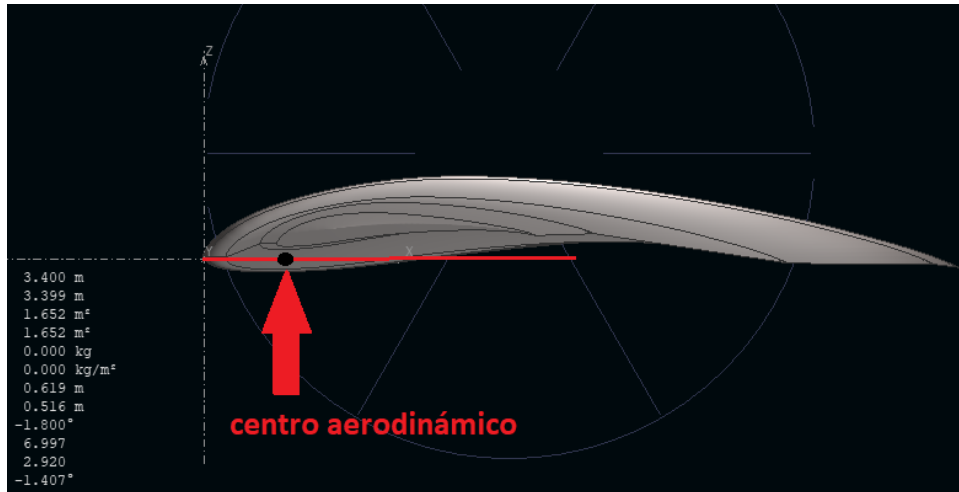


Figura 1.6. Vista aproximada del centro aerodinámico del ala 1.

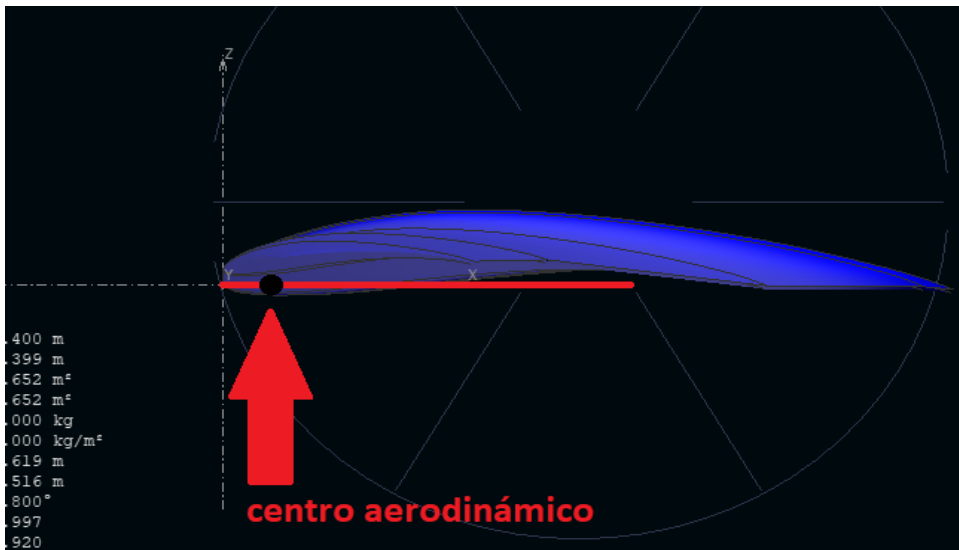


Figura 1.7. Vista aproximada del centro aerodinámico del ala 2.

### 1.5. ¿Qué se concluye? – Conclusiones

Retomando lo anterior, se generó un proceso iterativo que requirió de varios elementos computacionales para poder encontrar la ubicación de los centros aerodinámicos (XFLR5 y Excel) Tras correrse los análisis y ver la gran variedad de rectas con diferentes inclinaciones obtenidas,



fue observado lo siguiente: cuando se obtuvo una recta con una pendiente positiva, en el siguiente análisis se debía de “acercar” el centro de gravedad propuesto al borde de ataque del ala, y por el otro lado, cuando fue obtenida una recta con una pendiente negativa, en el próximo análisis se debía de “alejarse” el centro de gravedad del borde de ataque del ala correspondiente.

Con esta observación fue determinado el centro aerodinámico de ambas alas, según su definición, aunque de manera aproximada. En cuanto a la unidad mínima que se alcanzó del valor de la posición (milésimas) no fue acotado con una mayor precisión la ubicación del centro aerodinámico, debido a que en XFLR5 no se manejan las diezmilésimas.

Por otro lado, si se introdujeran más valores de  $C_m$  a diferentes ángulos de ataque (aparte de  $10^\circ$ ,  $0^\circ$  y  $10^\circ$ ) esto podría beneficiar a tener una mejor exactitud para la elección de la recta que cumple con el criterio de centro aerodinámico (más valores que podrían compararse) Incrementar los intervalos con los que se corre los análisis de estabilidad estática longitudinal, podría dar un mayor número de valores de  $C_m$ , claro que un mayor número de ángulos a analizar, incrementará el tiempo computacional.

Los datos requeridos para correr los análisis se dividen en dos grandes grupos (densidad del aire, viscosidad cinemática del aire, altura de operación, gravedad, peso estimado, velocidad de crucero y potencia del motor) Los datos atmosféricos requeridos, los cuales fueron conseguidos de manera sencilla tras una búsqueda en internet de fuentes confiables o incluso algunos se pudieron obtener de forma analítica y los datos estimados de la aeronave que, fueron calculados por el subsistema de *alas y sustentación* o se obtuvieron del reglamento de la competencia en turno.

A futuro, este proceso se podría optimizar mediante el ingreso directo de los valores de  $C_m$  obtenidos en XFLR5, a Spyder y poder calcular la pendiente con el valor de  $C_m$  de todos los ángulos de ataque, en un rango de valores propuestos de centro de gravedad. Agilizando así la comparación y obtención de las coordenadas del centro aerodinámico del ala en turno. En las siguientes tablas se retomaron los resultados obtenidos para ambas alas.

Tabla 1.2. Resultados de la curva polar  $C_m$  vs  $\alpha$  del ala 1.

Búsqueda del CA del Ala Julio Final eliptico			
Prueba de CA [m]	Valor de $C_m$ , $\alpha = -10^\circ$	Valor de $C_m$ , $\alpha = 0^\circ$	Valor de $C_m$ , $\alpha = 10^\circ$
0.123	-0.205	-0.227	-0.243
0.125	-0.205	-0.224	-0.237
0.121	-0.204	-0.229	-0.248
0.13	-0.207	-0.218	-0.223
0.135	-0.208	-0.211	-0.209
0.136	-0.209	-0.21	-0.206
0.137	-0.209	-0.208	-0.203
0.134	-0.208	-0.212	-0.212
0.133	-0.208	-0.214	-0.214

Tabla 1.3. Resultados de la curva polar  $C_m$  vs  $\alpha$  del ala 2.

Búsqueda del CA del Ala Julio Final recto			
Prueba de CA [m]	Valor de $C_m$ , $\alpha = -10^\circ$	Valor de $C_m$ , $\alpha = 0^\circ$	Valor de $C_m$ , $\alpha = 10^\circ$
0.11	-0.205	-0.228	-0.244
0.1	-0.202	-0.241	-0.272
0.12	-0.208	-0.215	-0.216
0.125	-0.21	-0.208	-0.202
0.123	-0.209	-0.211	-0.207
0.122	-0.209	-0.212	-0.21
0.124	-0.209	-0.209	-0.204

Como se puede observar, de los datos de las alas en la figura 1.1. y 1.4., las cuerdas y sus longitudes a lo largo de la envergadura son las mismas, incluso los valores de Twist (ángulo de inclinación del perfil alar) por cada sección se mantuvo su valor, así como el perfil escogido. La única diferencia entre estas alas es el borde de ataque. El ala 1 tiene un borde de ataque elíptico, que se refleja en los valores de offset que fueron definidos por el subsistema de *alas* y *sustentación*. Debido a esta geometría, los valores de offset son diferentes de cero, mientras que los valores en el ala 2 son 0 [m] todos sus offsets. Esto genera un borde de ataque totalmente recto para el ala 2.

La diferencia de borde de ataque entre las dos alas se ve reflejado en los análisis de estabilidad estática longitudinal generados para encontrar el centro aerodinámico. Se puede observar que

para el ala 1, el valor del centro aerodinámico encontrado fue a una distancia de 0.135 [m] desde el borde de ataque y para el Ala 2, su centro aerodinámico fue encontrado a 0.122 [m] alejado del borde de ataque. Con un borde de ataque recto, el centro aerodinámico se encontró más cerca del borde.

Cabe resaltar que en la tabla 1.2., donde se ven los valores de  $C_m$  a diferentes distancias del borde de ataque, hay una distancia similar (0.123 [m]) del ala 1, a la ubicación del centro aerodinámico en el ala 2 (0.122 [m]). Aunque la diferencia es de un milímetro entre los centros, se puede ver una clara diferencia entre los valores de  $C_m$  del ala 1, que proyectan una recta con un valor de inclinación de aproximadamente de  $6.214^\circ$  en 0.123 [m] de distancia, mientras que en el ala 2 se refleja una recta horizontal, o que aproximadamente tiene una inclinación menor a  $1^\circ$ .

Habiéndose comparado estos dos valores similares de las alas, se puede observar que tan solo un cambio en los valores de un ala como la distancia del offset, puede influir directamente en la ubicación de su centro aerodinámico, comprobando así que su posición solamente depende de la geometría externa del ala.

## 2 | Dimensionamiento y elección de propuestas para el estabilizador horizontal

### *Introducción*

Una aeronave tiene diferentes etapas durante su funcionamiento, principalmente existen tres: despegue, vuelo y aterrizaje. Para poder lograr estas operaciones, se juega con el equilibrio de fuerzas y momentos que son aplicados sobre la aeronave, para poder pasar de una operación a otra. Las fuerzas existentes son: el peso de la aeronave, la fuerza de sustentación del ala, la fuerza de sustentación del empenaje, el arrastre y la fuerza impulsora. Por otro lado, los momentos sobre la aeronave desde el centro aerodinámico son: el momento de cabeceo del ala, el peso de la aeronave, el momento generado por el empenaje y el momento generado por el motor (Bejerano, 2016)

Cuando una aeronave se mueve hacia la pista y empieza la carrera de despegue, la fuerza actuante es la fuerza del motor que genera el movimiento. Además, están actuando las fuerzas del peso y la fuerza normal del suelo para mantener en equilibrio a la aeronave en esa dirección, junto con el equilibrio de momentos. Posteriormente, en carrera mientras va ganando velocidad la aeronave, el efecto de Bernoulli comienza a actuar sobre las alas generando la fuerza de sustentación que va creciendo mientras la velocidad aumenta (dicho efecto también actúa sobre el empenaje) En dicha carrera la fuerza de sustentación necesita superar la fuerza del peso para elevar a la aeronave y ponerla en vuelo.

Cuando por fin se logra romper el equilibrio, la aeronave empieza a tomar altura y se apoya del empenaje para poder lograrlo. Con el elevador (superficie de control) el empenaje genera un momento que rompe el equilibrio, para hacer un movimiento de cabeceo hacia arriba y con ello cambiar el ángulo de ataque de la aeronave que favorece a la fuerza de sustentación. Ya llegando a la altura deseada de vuelo, de nuevo actúa el elevador para reducir el ángulo de ataque y así disminuir la fuerza de sustentación, para que exista el equilibrio de fuerzas entre el peso y la fuerza de sustentación.

Finalmente, durante el vuelo el empenaje actúa para generar el equilibrio entre los momentos de cabeceo de las alas, el peso y la fuerza del motor, manteniendo así el ángulo de ataque igual a cero. Para la etapa del aterrizaje, se utiliza la misma metodología que para el despegue, solamente que el empenaje se utilizará para disminuir la fuerza de sustentación y con ello el descenso.

El componente específico del empenaje que participa en todas estas operaciones es el estabilizador horizontal y por lo cual su dimensionamiento debe ser preciso, porque debe de tener la suficiente área para poder generar la fuerza de sustentación en la suma de momentos, el ángulo correcto para poder generar el equilibrio en vuelo, el volumen mínimo para reducir el peso de la aeronave y el mejor posicionamiento para no verse afectado por la estela de las alas. El estabilizador horizontal es vital para el equilibrio y, por lo tanto, para la estabilidad de una aeronave, por lo cual requiere de una metodología para ser dimensionado.

### 2.1. ¿Qué se hizo? – *Objetivo*

A través del uso de herramientas computacionales como XFLR5, Spyder<sup>2</sup> y Excel, fueron dimensionadas propuestas de estabilizadores horizontales para el ala de clase regular (se definieron sus dimensiones y configuraciones) y fue seleccionada la mejor combinación de magnitudes que cumplieron con los 3 criterios de estabilidad estática longitudinal.

### 2.2. ¿Cómo se hizo? – *Metodología*

Al haberse encontrado el centro aerodinámico de las alas, se prosiguió con la metodología de dimensionamiento del empenaje. En el subsistema de *estabilidad y control* fue diseñado un programa que calculó las dimensiones de los estabilizadores (cuerdas, envergaduras, áreas, coeficientes de sustentación, etc.) Dicho programa se construyó a partir de la metodología propuesta en la obra titulada *AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach* (Sadraey, 2013)

---

<sup>2</sup> La versión que se utilizó de Spyder fue la 3.8 para realizar los dimensionamientos de los estabilizadores y selección de perfiles. Este software es un ambiente científico escrito en el lenguaje de programación llamado Python. Se diseñó específicamente para el análisis de datos. Inicialmente fue creado por Pierre Raybaut en 2009, pero con el paso de los años, el desarrollo de este software se ha dado gracias a la comunidad científica.

en el cual fueron indagadas todas las variables, parámetros y fórmulas que se requirieron para el código.

Se extrajeron ciertos documentos (.txt, .dat, etc.) del archivo de XFLR5 de las alas donde fueron determinados sus centros aerodinámicos a partir de la curva polar  $C_m$  vs  $\alpha$ , ya que el código mencionado necesita la geometría del ala en cuestión y la ubicación de su centro aerodinámico respectivo (dicho proceso fue aplicado a ambas alas) Habiéndose dicho esto, ya se mencionó una de las entradas que necesita el código para que se ejecute (geometría alar y ubicación de su centro aerodinámico) los demás datos requeridos son atmosféricos (lugar de la competencia en cuestión) y operacionales. Dichos datos fueron descritos en el Proyecto No. 1 e indagados para la ciudad de Querétaro, los cuales son: la densidad del aire, la gravedad, la viscosidad cinemática del aire, altura de operación, velocidad de crucero, peso previsto total y potencia del motor.

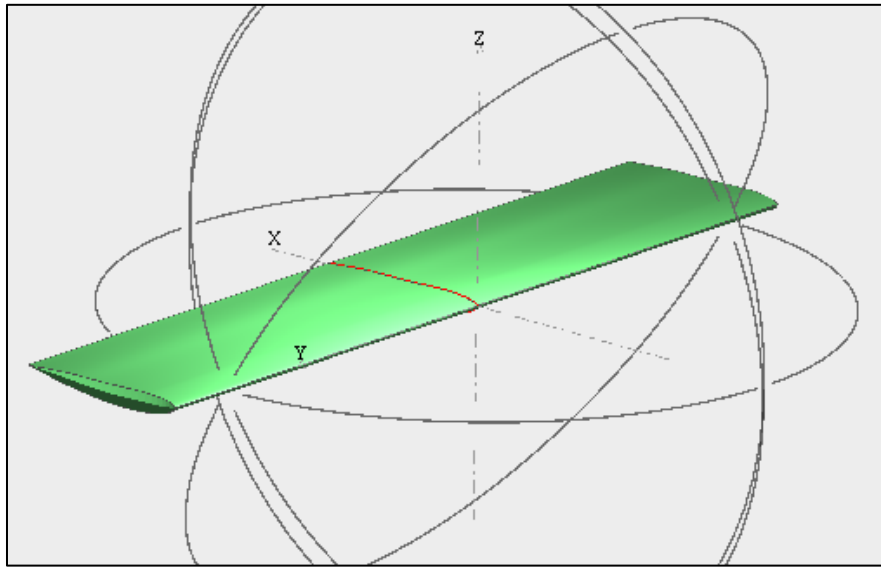
```
"Se define la fuerza del motor"
Fuerza_motor = Vector(2*9.78, [0,90], posicion = [0,0,0])
Fuerzas_m = [Fuerza_motor]
1

"-----"
"-----"
"-----"

##### 2 ##### 3 ##### 4
E_100_170 = Empenaje(Ala_Regular, Vuelo, ac = [-0.121,0,0], cg = [-0.11,0,0], Fuerzas = Fuerzas_m )
E_100_170.calcular_est horizontal(lb = [-1.7, 0.23, -0.5], ub = [0, 0.5, 0.3], pos_z= 0)
E_100_170.obtener_cg_ideal()
E_100_170.infoEstHor()
5. 6
```

Figura 2.1. Datos y valores propuestos para correr el código.

Finalmente, tras haberse ingresado los datos, se inscribieron otros 3 valores propuestos para que el código dimensionara el estabilizador horizontal, dichos valores fueron: ubicación del centro de gravedad de la aeronave, posición en "X" del estabilizador y posición en "Z" del estabilizador (a partir del borde ataque del ala) Cabe mencionar que el estabilizador horizontal es simétrico respecto al eje "Y", por lo cual no fue ingresado ningún valor en esa coordenada. Esta observación se puede ver en la figura 2.2.



*Figura 2.2. Vista previa de un estabilizador horizontal y sus ejes de referencia.*

Teniéndose ya todos los datos y valores propuestos, se corrió el código, el cual calculó las dimensiones del estabilizador horizontal para el ala seleccionada (ala 1) Los datos arrojados por el programa se pueden ver en la siguiente figura 2.3.

Key	Type	Size	Value
ach	list	3	[-1.59999995292070994, 0, 0.2]
Arh	float64	1	4.664830091584112
bh	float64	1	1.3154499126391235
cg	Array of float64	(3,)	[-0.12 0. 0. ]
Chr	float64	1	0.2819931030312006
Cht	float64	1	0.2819931030312006
Clh	float64	1	-0.39999914720962765
lh	Array of float64	(3,)	[-1.46499953 0. 0.2 ]
MACH	float64	1	0.2819931030312006
pct_thick	float64	1	0.04390178294052191

*Figura 2.3. Dimensiones de un estabilizador horizontal, generados por el código.*

Los datos que fueron de interés son: la envergadura del estabilizador (Bh), la cuerda del estabilizador (Chr o Cht), el coeficiente de sustentación (Clh) y el área (Sh). Dichos datos fueron

tomados y se ingresaron en una tabla de Excel para ir generando varias propuestas de estabilizadores y que se pudieran comparar como en la tabla 2.1, variando la posición del centro de gravedad, la posición en “X” y “Z” del estabilizador.

*Tabla 2.1. Propuestas de varios estabilizadores variando el centro de gravedad.*

Propiedades de estabilizador horizontal				CA = 0.135 [m]			Fuerza de motor = 2 [kg] *		
brazo = 1.6 [m]									
Posición del CG [m]	Ach [lista]	Arh	bh [m]	Ch	Clh	lh, brazo de empenaje	pct_thick	Sh	thick
0.13	[-1.5999999472332171, 0, 0.1]	4.66483009	1.14964308	0.24644908	-0.49999912	[-1.46399994723321, 0, 0.1]	0.0502335	0.28332848	0.01238
0.12	[-1.5999999380390675, 0, 0.1]	4.66483009	1.17994858	0.25294567	-0.4999992	[-1.46399993803906, 0, 0.1]	0.04894332	0.29846289	0.01238
0.11	[-1.5999994491371934, 0, 0.1]	4.66483009	1.20910408	0.25919574	-0.49999868	[-1.46399944913719, 0, 0.1]	0.04776313	0.31339462	0.01238
0.1	[-1.5999995122063497, 0, 0.1]	4.66483009	1.23719693	0.26521801	-0.4999986	[-1.46399951220634, 0, 0.1]	0.04667858	0.3281269	0.01238
0.09	[-1.5999995299990735, 0, 0.1]	4.66483009	1.26430584	0.27102934	-0.49999865	[-1.46399952999907, 0, 0.1]	0.04567771	0.34266398	0.01238
0.08	[-1.59999461296467596, 0, 0.1]	4.66483009	1.29074313	0.27669671	-0.49982783	[-1.463994612964675, 0, 0.1]	0.04474213	0.35714437	0.01238
0.07	[-1.5999995199016832, 0, 0.1]	4.66483009	1.31584025	0.28207678	-0.49999884	[-1.46399951990168, 0, 0.1]	0.04388876	0.37116798	0.01238
0.06	[-1.599999280074047, 0, 0.1]	4.66483009	1.34038145	0.28733768	-0.49999933	[-1.46399928007404, 0, 0.1]	0.0430852	0.3851421	0.01238
0.05	[-1.5999994785201386, 0, 0.1]	4.66483009	1.36417386	0.29243806	-0.49999906	[-1.46399947852013, 0, 0.1]	0.04233375	0.39893636	0.01238
0.04	[-1.5999995807256608, 0, 0.1]	4.66483009	1.38726101	0.29738725	-0.49999888	[-1.46399958072566, 0, 0.1]	0.04162922	0.41255374	0.01238
0.03	[-1.599999584998994, 0, 0.1]	4.66483009	1.40968293	0.30219384	-0.49999892	[-1.46399958499899, 0, 0.1]	0.04096708	0.4259975	0.01238
0.02	[-1.5999996628575368, 0, 0.1]	4.66483009	1.43147676	0.30686579	-0.49999875	[-1.46399966285753, 0, 0.1]	0.04034337	0.43927125	0.01238
0.01	[-1.5999995822411752, 0, 0.1]	4.66483009	1.45267513	0.31141008	-0.49999902	[-1.46399958224117, 0, 0.1]	0.03975465	0.45237769	0.01238
0.16	[-1.5999887001461888, 0, 0.1]	4.66483009	1.05079121	0.2252582	-0.49992818	[-1.46398870014618, 0, 0.1]	0.05495915	0.23669933	0.01238
0.15	[-1.599988765283083, 0, 0.1]	4.66483009	1.08522507	0.23263979	-5.00E-01	[-1.46398876528308, 0, 0.1]	0.05321532	0.25246653	0.01238
0.14	[-1.599988842072424, 0, 0.1]	4.66483009	1.11815007	0.23969792	-5.00E-01	[-1.4639888420724, 0, 0.1]	0.05164834	0.26801825	0.01238

Para poder elegir el estabilizador final, se requirió recortar la gran lista de propuestas que fue generada. Se generaron varios filtros sobre manufactura, estabilidad y estructura del avión. La primera condición fue que la envergadura y cuerda fueran lo más cortas posible para facilitar el proceso de manufactura. La segunda fue que su centro de gravedad estuviera delante del centro aerodinámico, para generar la condición de estabilidad (longitudinal) Finalmente, la separación entre el centro de gravedad y el centro aerodinámico sobre el longitudinal debió ser aproximadamente entre 1-3 [cm] para poder facilitar el balanceo del avión.

Todas las propuestas fueron pasadas por estos filtros, donde muchas se descartaron, solo las propuestas que cumplieron con los 3 requisitos descritos pasaron a la siguiente fase, donde fueron ejecutados sobre los estabilizadores, análisis de estabilidad estática longitudinal y así se seleccionaron las mejores propuestas que cumplieron con los 3 criterios de estabilidad longitudinal. Las propuestas de esta fase fueron enumeradas como se muestra en la tabla 2.2.



Tabla 2.2. Propuestas de la 2° fase.

	C.G.	Brazo	Pos. Z	bh	Ch	Sh	Perfil	Twist [°]	Valor de Cm, alfa = -10°	Valor de Cm, alfa = 0°	Valor de Cm, alfa = 10°
									-0.174532925	0	0.174532925
CG = 0.13 [m] Brazo = 1.7 [m]	0.13	1.7	0.1	1.11242959	0.23847162	0.26528289	DF_101	0	0.187	-0.014	-0.229
	0.13	1.7	0.1	1.11242959	0.23847162	0.26528289	DF_101	-0.5	0.204	0.003	-0.211
	0.13	1.7	0.1	1.11242959	0.23847162	0.26528289	DF_101	-1	0.221	0.021	-0.194
	0.13	1.7	0.1	1.11242959	0.23847162	0.26528289	DF_101	-1.5	0.237	0.038	-0.177
	0.13	1.7	0.1	1.11242959	0.23847162	0.26528289	DF_101	-2	0.254	0.056	-0.16
	0.13	1.7	0.1	1.11242959	0.23847162	0.26528289	GOE_279	0	0.268	0.07	-0.148
	0.13	1.7	0.1	1.11242959	0.23847162	0.26528289	GOE_279	-0.5	0.285	0.087	-0.131
	0.13	1.7	0.1	1.11242959	0.23847162	0.26528289	GOE_279	-1	0.302	0.105	-0.114
	0.13	1.7	0.1	1.11242959	0.23847162	0.26528289	GOE_279	-1.5	0.319	0.122	-0.096
	0.13	1.7	0.1	1.11242959	0.23847162	0.26528289	GOE_279	-2	0.336	0.139	-0.079
	0.13	1.7	0.1	1.11242959	0.23847162	0.26528289	NACA 0012	0	0.112	-0.093	-0.306
	0.13	1.7	0.1	1.11242959	0.23847162	0.26528289	NACA 0012	-0.5	0.129	-0.075	-0.288
	0.13	1.7	0.1	1.11242959	0.23847162	0.26528289	NACA 0012	-1	0.146	-0.058	-0.271
	0.13	1.7	0.1	1.11242959	0.23847162	0.26528289	NACA 0012	-1.5	0.163	-0.04	-0.254
	0.13	1.7	0.1	1.11242959	0.23847162	0.26528289	NACA 0012	-2	0.18	-0.022	-0.237
1.8 [m]	0.12	1.8	0.1	1.10755578	0.23742682	0.26296345	DF_101	0	0.213	-0.017	-0.259
	0.12	1.8	0.1	1.10755578	0.23742682	0.26296345	DF_101	-0.5	0.231	0.002	-0.241
	0.12	1.8	0.1	1.10755578	0.23742682	0.26296345	DF_101	-1	0.249	0.02	-0.222
	0.12	1.8	0.1	1.10755578	0.23742682	0.26296345	DF_101	-1.5	0.266	0.039	-0.204

Las 4 dimensiones, previamente mencionadas de cada propuesta son importantes porque con ellas se modeló cada estabilizador en XFLR5. La envergadura, la cuerda y el área fueron usadas para dimensionar el estabilizador y el coeficiente de sustentación (negativo) se usó para escoger el perfil alar del estabilizador.

Dicho coeficiente es la variable del renglón número 7, de la tabla que aparece en la figura 2.3. Este valor fue usado para determinar el mejor perfil alar que se ajustó a los valores que se propusieron (centro de gravedad, posición en “X” y “Z” del estabilizador) en *estabilidad y control* fue diseñado otro código que analizó una base de perfiles ,con más de 50,000 de ellos, con base en un valor de coeficiente de sustentación y un número de Reynolds, el programa arrojó los perfiles que cumplen con dichos valores, ordenados en forma de lista, del perfil que genera menos arrastre al de mayor arrastre. Dicho código se puede observar en la figura 2.4.

```

1  #- coding: utf-8 -*-
2  """
3  Created on Wed Apr 21 23:59:43 2021
4
5  @author: Brenda Utrera
6  """
7
8  import pandas as pd
9  perfiles = pd.read_csv("base_perfiles.csv")
10
11  perfiles_Reynolds = perfiles[(perfiles["Reynolds"] == 275000) &
12  (perfiles["Cl_i"] > 0.348) &
13  (perfiles["Cl_i"] < 0.35)]
14
15  perfiles_Reynolds = perfiles_Reynolds.sort_values("Cd_min", axis = 0)
16

```

Index	nnamed	Nombre	Reynolds	Cl_Cd_max	alpha_0	alpha_i	Cd_min	C
38607	38608	NACA 65-206	275000	61.1912	-1	2	0.00666	0.39
28938	28939	HQ 1.5-8.5 AIRFOIL	275000	73.3499	-2	1.5	0.00752	0.39
23338	23339	GOE 515 AIRFOIL	275000	86.708	-2.75	0	0.00789	0.39
30658	30659	K3311 (original)	275000	88.0199	-3.75	0	0.00821	0.39
43607	43608	PSU 94-097 (AIAA 2001-2478)	275000	103.242	-4.25	-0.75	0.00858	0.39
31727	31728	LWK 80-100	275000	45.0283	0	3.75	0.00882	0.39

Figura 2.4. Código para la selección de perfiles (izquierda) listado de perfiles (derecha)

Ya que se obtuvo el perfil adecuado para cada propuesta, fueron modelados los estabilizadores en XFLR5 con sus dimensiones, como se muestra en la siguiente figura 2.5.

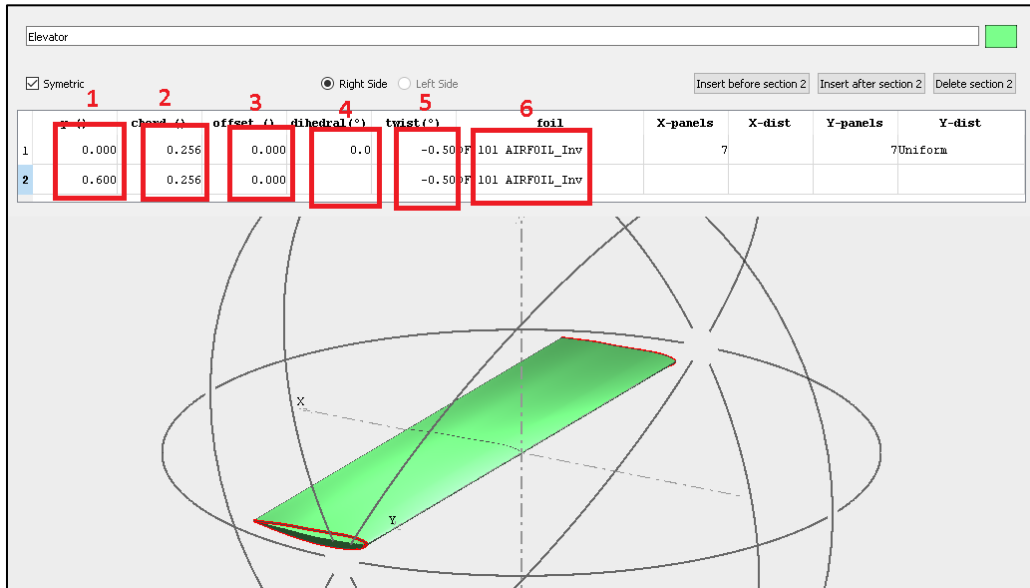
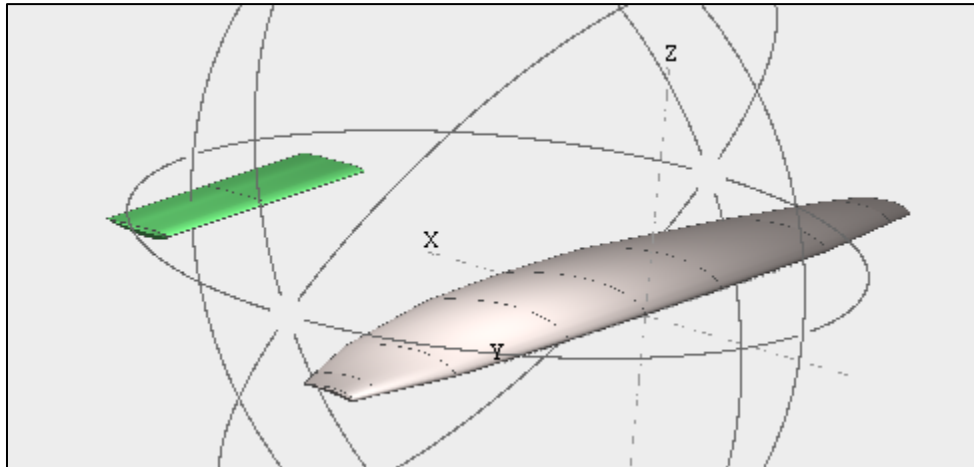


Figura 2.5. Interfaz para ingresar las dimensiones del estabilizador horizontal.

En el recuadro **número 1** fue ingresado el valor de la envergadura (como el programa modela el estabilizador como una geometría simétrica, solamente, se anotó la mitad del valor de la envergadura obtenida) en el recuadro **número 2** fue ingresado el valor de la cuerda, en el recuadro **número 3** se ingresó el valor del offset, pero no hubo ninguna anotación ya que se discutió en el equipo, que se iba a mantener una geometría rectangular con borde de ataque recto, en el recuadro **número 4** fue ingresado el valor del ángulo diedro (el cual se genera entre el eje "Y" y el estabilizador) el cual también fue dejado con un valor de  $0^\circ$  porque se acordó diseñar un empenaje con configuración convencional, en el recuadro **número 5** fue ingresado el ángulo del estabilizador con respecto del eje "X" el cual se varió para poder cumplir con las condiciones de estabilidad estática longitudinal y con un ángulo negativo para generar la fuerza de sustentación deseada, contraria. Finalmente, en el recuadro **número 6** fue ingresado el perfil que arrojó el programa de selección de perfiles para los valores propuestos del estabilizador (cabe mencionar que para poder ingresar el perfil a XFLR5, se debieron ejecutar ciertos análisis sobre el perfil)

Habiéndose ingresado todos estos valores, se tuvo definido un estabilizador horizontal. Posteriormente, fue delimitado en el espacio con respecto al ala, donde se ingresaron los valores que fueron propuestos para el estabilizador en el eje "X" y "Z". Habiéndose hecho esto, finalmente fue definido en su totalidad el estabilizador horizontal como se muestra en la figura 2.6.



*Figura 2.6. Estabilizador horizontal definido.*

Este proceso fue iterativo con cada propuesta que pasó a la 2ª fase como se mostró en la tabla 2.2. Para cada estabilizador, fue ejecutado en ellos un análisis de estabilidad estática longitudinal, para poder escoger así la mejor opción de estabilizador. Dicho análisis se delimitó de  $-10^\circ$  a  $10^\circ$  el ángulo  $\alpha$ , ya que la aeronave para completar ciertas características de operación (despegue y aterrizaje) no debe de ir más allá de los  $10^\circ$  de inclinación en el movimiento de cabeceo, en ningún sentido. Tras dicho análisis y su generación de curvas polares para cada propuesta, se calificó cada estabilizador bajo 3 criterios de estabilidad que podían observarse en cada curva polar  $C_m$  vs  $\alpha$ :

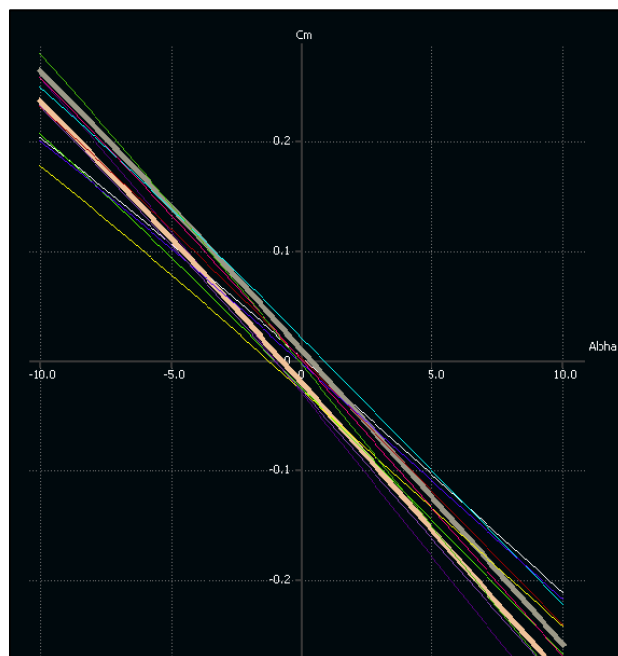
- **La recta debe pasar lo más cerca del origen.**
- **La pendiente debe ser negativa.**
- **La inclinación de la recta debe ser lo más cercano a  $45^\circ$ .**

Al cumplir el primer requisito, fue garantizado que en la operación de vuelo donde el ángulo de ataque por lo general es  $0^\circ$ , no existe un momento de la aeronave, es nulo en otras palabras. En

el segundo requisito, se garantizó que, ante cualquier perturbación del exterior la aeronave tiende a volver a su posición de estabilidad. Finalmente, al cumplir con el tercer requisito fue garantizado el equilibrio entre el control y la estabilidad del avión. Si la inclinación de la recta es menor a  $45^\circ$ , esto quiere decir que la aeronave es más estable que controlable, en otras palabras, la aeronave tendrá capacidad para aguantar cualquier perturbación del exterior y regresar a su posición estable, mientras que si el piloto quiere hacer un movimiento de “cabeceo” (en el despeje o aterrizaje) le costará más. Por el otro lado, si la inclinación de la recta es mayor a  $45^\circ$  la aeronave es más controlable que estable, esto quiere decir que, si el piloto quiere hacer cualquier movimiento de cabeceo, la aeronave lo hará sin gran problema, mientras que cualquier perturbación sacará de su estado de estabilidad con facilidad, a la aeronave.

Como en la búsqueda del centro aerodinámico, los resultados de cada propuesta se anotaron en una hoja de Excel, como se mostró en la tabla 2.2. Fueron anotados los valores de  $C_m$  a diferentes ángulos de ataque ( $-10^\circ$ ,  $0^\circ$  y  $10^\circ$ ) y se observó cada recta, para verificar si cumplían alguna de las condiciones de estabilidad descritos.

Bajo estos criterios fue escogido un estabilizador que cumpliera con las condiciones de estabilidad y manufactura. En la figura 2.7 se puede observar todas las propuestas analizadas.



*Figura 2.7. Análisis reflejados sobre la curva polar  $C_m$  vs  $\alpha$  de todas las propuestas de la fase 2 del ala 1.*

Dicha metodología fue repetida para el ala 2. Se adaptó el código para que dimensionara sobre dicha ala, se generaron propuestas con el mismo, las propuestas fueron pasadas por los filtros, se ejecutaron análisis sobre sus estabilizadores y finalmente fue escogida una configuración final de estabilizador para el ala 2 que cumpliera de mejor forma con los criterios.

### 2.3. ¿Para qué lo hice? – Justificación

Como parte del diseño de una aeronave, dimensionar un empenaje está ampliamente relacionado con las características de estabilidad y control de la misma. La estabilidad de una aeronave se define en dos tipos: estabilidad estática y estabilidad dinámica. El primer tipo de estabilidad es la tendencia que tiene una aeronave a desarrollar fuerzas y momentos, sin asistencia del piloto, que se oponen a las perturbaciones en operación de vuelo. El segundo tipo de estabilidad es la capacidad que tiene la aeronave para regresar a su posición inicial, sin ayuda del piloto, después de una perturbación en un lapso de tiempo.

Una aeronave en vuelo tiene 6 grados de libertad debido a los movimientos posibles que puede tener (lineal y rotacional) sobre 3 ejes principales que se conocen como “X”, “Y” y “Z”. La estabilidad se puede medir a través de estos 3. Este sistema de referencia se puede observar en la figura 2.8.

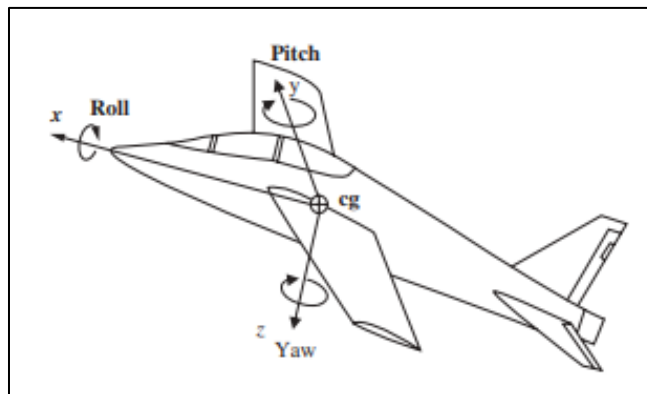


Figura 2.8. Ejes principales de una aeronave.

Considerando estos 3 ejes, existen 3 tipos de estabilidad. La estabilidad lateral está relacionada con cualquier movimiento rotacional alrededor del eje “X” (movimiento de alabeo) y cualquier

movimiento lineal perpendicular al plano "YZ". La estabilidad longitudinal está relacionada con cualquier movimiento rotacional alrededor del eje "Y" (movimiento de cabeceo) y cualquier movimiento lineal perpendicular al plano "XZ". Finalmente, la estabilidad direccional está relacionada con cualquier movimiento rotacional alrededor del eje "Z" (movimiento de guiñada) y cualquier movimiento lineal perpendicular al plano "XY".

De todos los componentes de la aeronave, el estabilizador horizontal se dimensionó para que favoreciera la estabilidad estática longitudinal de la aeronave, debido a que éste tiene la capacidad de generar el momento de cabeceo contrario para restablecer la posición longitudinal. Además, el estabilizador horizontal junto con el estabilizador vertical, hacen una contribución significativa a la estabilidad lateral, debido a que generan momentos de alabeo contrarios para restablecer la posición lateral.

Así como el estabilizador horizontal debe cumplir con los requisitos de estabilidad de la aeronave, también debe de cumplir con los requerimientos de control. Esta característica es la capacidad que tiene la aeronave para variar de su condición inicial, a una nueva posición. Así como la estabilidad, el control también puede ser medido a través de los ejes principales de la aeronave, generando así 3 tipos de control: control direccional, control longitudinal y control lateral. Este último es el control de una aeronave alrededor del eje "X", el control longitudinal es alrededor del eje "Y" y el control direccional es alrededor del eje "Z".

El control de la aeronave se logra a través de las superficies de control, las cuales son: timón, elevador y alerón. En el caso particular del control longitudinal, la superficie encargada es el elevador. Se requiere tener el estabilizador horizontal definido debido a que, además de que el elevador va montado en él, la metodología de diseño de esta superficie requiere tener las magnitudes del estabilizador horizontal definidas, ya que los parámetros del elevador (cuerda, envergadura, superficie, etc.) son calculadas a partir de ellas.

Por otra parte, fue definido el estabilizador horizontal con sus dimensiones en el espacio (cuerda, envergadura, posición en "X" y "Z") debido a que el código que se diseñó en el subsistema requiere definir un estabilizador horizontal que cumpla con las características de estabilidad

estática longitudinal primero, para posteriormente proponer valores que definan el estabilizador vertical como se muestra en la figura 2.9.

```
26 E_245_150 = Empenaje(Ala_Ruy, Vuelo, ac = [-0.135,0,0], cg = [-0.12,0,0], Fuerzas = Fuerzas_m)
27 E_245_150.calcular_momentos()
28 E_245_150.obtener_cg_ideal(actualizar_cg=False)
29 E_245_150.calcular_est_horizontal(lb = [-1.6, 0.20, -0.4], ub = [0, 0.5, 0.4], pos_x= 0.2, AR = "
30 E_245_150.infoEstHor()
31 E_245_150.calcular_est_vertical(Vv = 0.04, pct_lh=1, AR = 1.4, dos_aletas= True, taper = 0.7)
32 E_245_150.infoEstVer()
--
```

Figura 2.9. Valores propuestos para dimensionar el estabilizador horizontal y vertical.

En el recuadro **número 1** se definió la posición en “X” del estabilizador horizontal y en el recuadro **número 2** fue anotado la posición en “Z” del estabilizador horizontal. Dichos valores se inscribieron en la línea del código número 29, mientras que los valores del estabilizador vertical están en la línea 31 y serán descritos en el siguiente proyecto.

#### 2.4. ¿Qué se obtuvo? – Resultados

Tras haberse realizado la metodología del dimensionamiento del estabilizador horizontal, fueron definidas la envergadura, cuerda, posición en “X” del estabilizador, posición en “Z” del estabilizador, centro de gravedad (general) perfil alar y twist de varias propuestas finales (5 en total) del ala 1 que cumplieron con las 3 condiciones de estabilidad estática longitudinal y 3 propuestas finales del ala con perfil recto (ala 2) que también cumplieron con las condiciones de estabilidad.

En las siguientes tablas se representaron cada una de las dimensiones de cada una de las propuestas finales de las alas. Posteriormente serán presentados los análisis de estabilidad (curva polar  $C_m$  vs  $\alpha$ ) de cada una de las propuestas, donde se compararon y observaron el cumplimiento de las condiciones de estabilidad estática longitudinal de la aeronave. Para elegir la mejor propuesta, también fueron tomados en cuenta los parámetros del primer filtro que se generaron para descartar posibles estabilizadores, los cuales fueron: manufactura y posición de los centros de gravedad y aerodinámico. Cabe mencionar que también se juzgó en específico el valor del twist de cada propuesta ya que también está relacionado con la manufactura.

*Tabla 2.3. Propuestas finales de estabilizadores horizontales para el ala 1 (PF1, PF3, PF5, PF 8 y PF11)*

Nombre	C.G.	Brazo	Pos. Z	bh	bh/2	Ch	Sh	Perfil	Twist [°]
PF1	0.13	1.7	0.1	1.11242959	0.55621479	0.23847162	0.26528289	DF_101	-0.5
PF2	0.12	1.8	0.1	1.10755578	0.55377789	0.23742682	0.26296345	DF_101	-0.5
PF3	0.12	1.8	0.1	1.10755578	0.55377789	0.23742682	0.26296345	DF_101	-1
PF4	0.12	1.8	0.1	1.10755578	0.55377789	0.23742682	0.26296345	NACA_0012	-2
PF5	0.13	1.9	0.1	1.04769507	0.52384754	0.22459448	0.23530653	DF_101	-0.5
PF6	0.13	1.9	0.1	1.04769507	0.52384754	0.22459448	0.23530653	NACA_0012	-2
PF7	0.11	1.9	0.1	1.10320601	0.551603	0.23649436	0.260902	DF_101	-0.5
PF8	0.11	1.9	0.1	1.10320601	0.551603	0.23649436	0.260902	NACA_0012	-2
PF9	0.1	2	0.1	1.09934557	0.54967279	0.2356668	0.25907925	DF_101	-0.5
PF10	0.1	2	0.1	1.09934557	0.54967279	0.2356668	0.25907925	NACA_0012	-2
PF11	0.11	1.6	0.1	1.20910408	0.60455204	0.25919574	0.31339462	DF_101	-0.5
PF12	0.11	1.6	0.1	1.20910408	0.60455204	0.25919574	0.31339462	NACA_0012	-2

*Tabla 2.4. Propuestas finales de estabilizadores horizontales para el ala 1 (PF1, PF5 y PF 7)*

Nombre	C.G.	Brazo	Pos. Z	bh	bh/2	Ch	Sh	Perfil	Twist [°]
PF1	0.12	1.6	0.1	1.12525222	0.56262611	0.24122041	0.2714338	DF_101	-0.5
PF2	0.12	1.6	0.1	1.12525222	0.56262611	0.24122041	0.2714338	NACA_0012	-2
PF3	0.09	1.6	0.1	1.21195516	0.60597758	0.25980693	0.31487434	DF_101	0
PF4	0.09	1.6	0.1	1.21195516	0.60597758	0.25980693	0.31487434	NACA_0012	-2
PF5	0.11	1.7	0.1	1.11837484	0.55918742	0.2397461	0.26812601	DF_101	-0.5
PF6	0.08	1.7	0.1	1.19996579	0.5999829	0.25723676	0.30867531	DF_101	-0.5
PF7	0.1	1.8	0.1	1.11235288	0.55617644	0.23845518	0.2652463	DF_101	-0.5
PF8	0.07	1.8	0.1	1.18940345	0.59470173	0.25497251	0.30326519	DF_101	-0.5
PF9	0.09	1.9	0.1	1.10703586	0.55351793	0.23731536	0.26271662	DF_101	-0.5
PF10	0.08	2	0.1	1.10224728	0.55112364	0.23628884	0.26044873	DF_101	-0.5

Al proponer diferentes valores de entrada en el código (centro de gravedad, posición en “X” y “Z”) se puede observar que fueron generados una gran variedad de valores para cada dimensión, en cada estabilizador, tanto para el ala con borde elíptico (ala 1) y el ala con borde recto (ala 2) Cabe recordar que el centro aerodinámico del ala 1 se encuentra en (0.135, 0 ,0) [m] mientras que en el ala 2 se encuentra en (0.122, 0 ,0) [m].

Como se mencionó, sobre cada una de las propuestas finales se corrieron análisis de estabilidad estática longitudinal y se observó si cumplían las condiciones de dicha característica. Fue comparada cada curva de  $C_m$  vs  $\alpha$  generada de cada ala, como se muestra en las siguientes figuras.



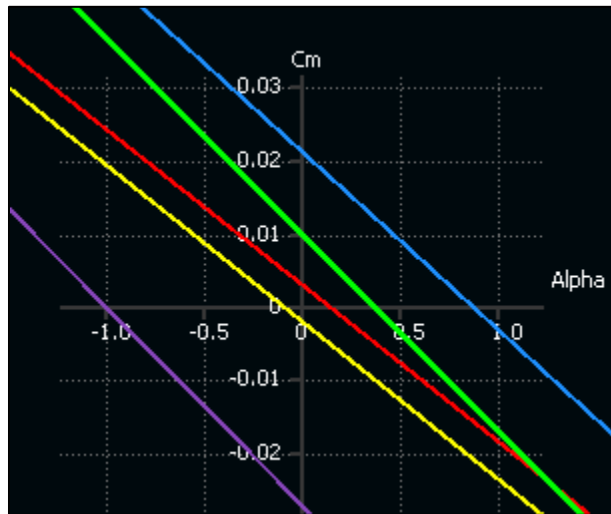


Figura 2.10. Curvas  $C_m$  vs  $\alpha$  de las propuestas finales del ala 1: PF1 (rojo) PF3 (azul) PF5 (amarillo) PF8 (morado) y PF11 (verde)

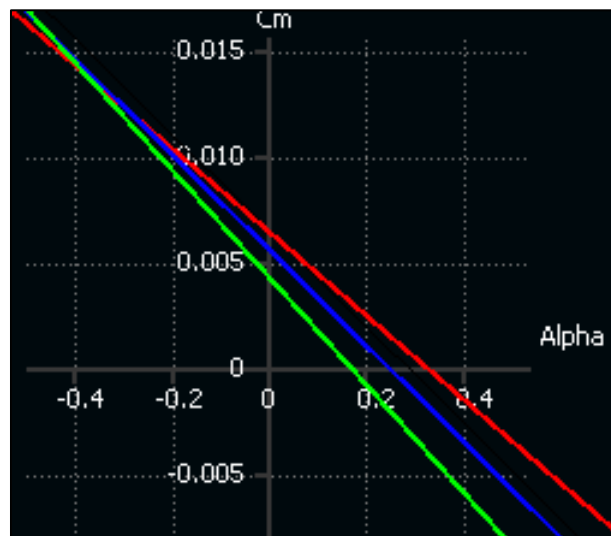


Figura 2.11. Curvas  $C_m$  vs  $\alpha$  de las propuestas finales del ala 2: PF1 (rojo) PF5 (azul) y PF7 (verde)

En las figuras 2.10 y 2.11 se observan todas las curvas ( $C_m$  vs  $\alpha$ ) de las propuestas finales del ala 1 y el ala 2. A primera vista, todas las propuestas consiguieron cumplir una de las condiciones de estabilidad, que tengan pendiente negativa, esto nos indica que todas las propuestas generan la capacidad de que la aeronave pueda oponerse a las perturbaciones sobre esta dirección en vuelo. En cuanto a la segunda condición, que pacen lo más cercano del origen, hay algunas que la

cumplen mejor que otras. Recordar que el hecho de que la recta pase por el origen, significa que en la operación de vuelo (por lo general es a un ángulo de ataque  $0^\circ$ ) no existirá un coeficiente de momento que se esté aplicando a la aeronave.

Finalmente, con la ayuda de una hoja de cálculo de Excel, fueron anotados los valores de  $C_m$  (cuando  $\alpha$  tomó los valores de  $-10^\circ$ ,  $0^\circ$  y  $10^\circ$  de cada estabilizador) donde se observó la última condición, la inclinación de la recta generada debía de acercarse a un ángulo de  $45^\circ$ , donde se encuentra el equilibrio entre la estabilidad y el control de la aeronave. Dichos valores se pueden observar en las siguientes tablas.

*Tabla 2.5. Valores de  $C_m$  (cuando  $\alpha$  vale  $-10^\circ$ ,  $0^\circ$  y  $10^\circ$ ) de las propuestas finales del ala 1.*

	Valor de $C_m$ , $\alpha = -10^\circ$	Valor de $C_m$ , $\alpha = 0^\circ$	Valor de $C_m$ , $\alpha = 10^\circ$	
<b>Nombre</b>	-0.174532925	0	0.174532925	Grados
<b>PF1</b>	0.204	0.003	-0.211	49.9320527
<b>PF3</b>	0.249	0.02	-0.222	53.4572472
<b>PF5</b>	0.203	-0.001	-0.217	50.2697189
<b>PF8</b>	0.234	-0.026	-0.297	56.6801015
<b>PF11</b>	0.264	0.01	-0.259	56.2796675

*Tabla 2.6. Valores de  $C_m$  (cuando  $\alpha$  vale  $-10^\circ$ ,  $0^\circ$  y  $10^\circ$ ) de las propuestas finales del ala 2.*

	Valor de $C_m$ , $\alpha = -10^\circ$	Valor de $C_m$ , $\alpha = 0^\circ$	Valor de $C_m$ , $\alpha = 10^\circ$	
<b>Nombre</b>	-0.174532925	0	0.174532925	Grados
<b>PF1</b>	0.193	0.006	-0.196	48.09705343
<b>PF5</b>	0.222	0.006	-0.224	51.95117512
<b>PF7</b>	0.248	0.004	-0.253	55.13359893

Las características de Estabilidad y control, por su definición son contrarias. La estabilidad de una aeronave busca que la misma se oponga a cualquier perturbación externa (estabilizadores) manteniéndose así en su posición inicial, mientras que el control busca que una aeronave tenga la capacidad de cambiar su posición (superficies de control). Tras estas premisas se puede decir que si una aeronave es estable (que la pendiente tenga un valor cercano a 0) quiere decir que se necesita un ángulo de ataque muy alto, para poder generar un coeficiente de momento que rote la aeronave de su posición inicial, lo cual quiere decir que no es controlable.

Por el otro lado, podemos decir que una aeronave es controlable (que la pendiente tienda a infinito) cuando se necesita un ángulo de ataque muy pequeño, para poder generar un coeficiente de momento que haga girar a la aeronave un cierto ángulo, lo cual quiere decir que no es estable. En la siguiente figura se ejemplifica lo mencionado.

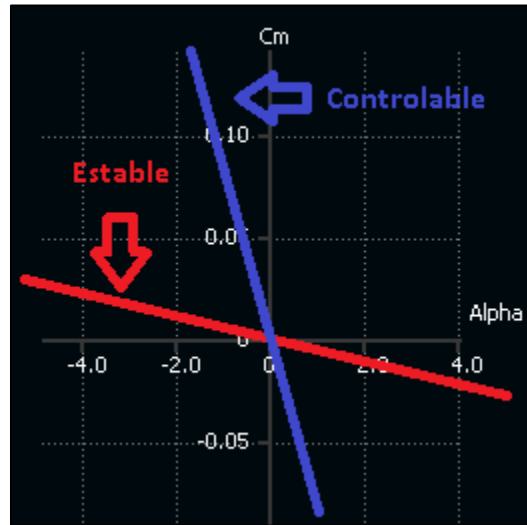


Figura 2.12. Aeronave estable (rojo) vs aeronave controlable (azul)

Debido a esta paradoja entre la capacidad de estabilidad y control en una aeronave, en la curva de  $C_m$  vs  $\alpha$  se buscó que la recta que tuviera un ángulo aproximado de  $45^\circ$  o  $m = 1$  ya que eso indica que, en ese comportamiento de la aeronave existe el equilibrio entre estabilidad y control.

Finalmente, al considerarse todos estos aspectos de estabilidad, control y los filtros de manufactura para el ala 1 y el ala 2, fueron escogidas las siguientes configuraciones.

Tabla 2.7. Parámetros y resultados finales de la propuesta escogida para el ala 1.

Nombre	C.G.	Brazo	Pos. Z	bh	bh/2	Ch	Sh	Perfil	Twist [°]
PF1	0.13	1.7	0.1	1.11242959	0.55621479	0.23847162	0.26528289	DF_101	-0.5
				Valor de $C_m$ , $\alpha = -10^\circ$	Valor de $C_m$ , $\alpha = 0^\circ$	Valor de $C_m$ , $\alpha = 10^\circ$			
				-0.174532925	0	0.174532925		Grados	
				0.204	0.003	-0.211		49.9320527	

Tabla 2.8. Parámetros y resultados finales de la propuesta escogida para el ala 2.

Nombre	C.G.	Brazo	Pos. Z	bh	bh/2	Ch	Sh	Perfil	Twist [°]
PF5	0.11	1.7	0.1	1.11837484	0.55918742	0.2397461	0.26812601	DF_101	-0.5
			Valor de Cm, alfa = -10°	Valor de Cm, alfa = 0°	Valor de Cm, alfa = 10°				
			-0.174532925	0	0.174532925		Grados		
			0.222	0.006	-0.224		51.95117512		

## 2.5. ¿Qué se concluye? – Conclusiones

Para la aeronave con el ala 1, fue escogido el estabilizador horizontal de la propuesta final PF1. Dicho estabilizador se seleccionó porque cumple con las 3 condiciones de estabilidad estática longitudinal, como se muestra en la figura 2.13.

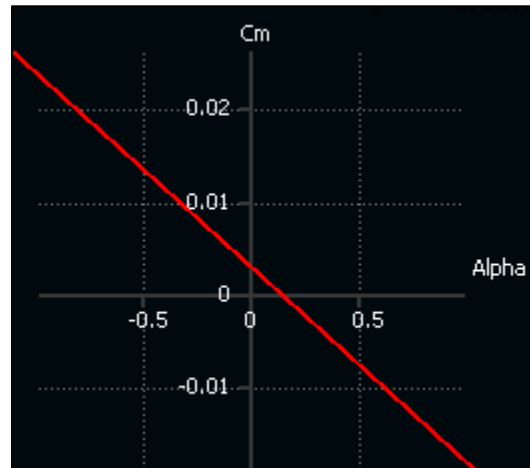


Figura 2.13. Curva polar  $C_m$  vs  $\alpha$  de la propuesta PF1 para el ala 1.

Cumple ya que tiene una pendiente negativa (se garantiza la estabilidad estática) cruza el eje de las ordenadas con un valor de  $C_m = 0.003$  como se muestra en la figura en la tabla 2.7. (se genera un mínimo coeficiente de momentos en la operación de vuelo) y finalmente la inclinación de la recta es de aproximadamente  $49.93^\circ$ , el cual es un valor muy cercano al equilibrio que se buscó entre las características de estabilidad y control. Para validar este resultado, en la bibliografía fue encontrado la existencia de un rango de valores aceptados de pendientes para este análisis. Dicho rango es  $(-0.3 \text{ a } -1.5) [1/\text{rad}]$ . Tras el uso de trigonometría, se usó el ángulo de inclinación para

obtener el valor de la pendiente de la recta, dando como resultado  $m = -0.8714$ , el cual está dentro del rango aceptado.

En comparación con las demás propuestas finales del ala 1, PF1 es la 2ª propuesta más cercana al origen, también es la propuesta más cercana a los 45° de inclinación en la gráfica  $C_m$  vs  $\alpha$ , en cuanto al tamaño de la envergadura es la 4ª propuesta más larga, pero la diferencia entre los estabilizadores finales no es mayor a un 1 [cm] mientras que la propuesta más corta en este ámbito, tiene un brazo de empenaje (posición en "X" del estabilizador) de 1.9 [m] el cual es un brazo complejo de manufacturar por su gran longitud. Cabe mencionar que se buscó reducir dicha dimensión.

En cuanto al tamaño de la cuerda, PF1 es la 4ª propuesta con la cuerda más grande, pero su diferencia con las demás es de apenas 1 [cm] por lo cual al manufacturarse no habría diferencia en cuanto a su complejidad. La mayoría de las propuestas fueran modeladas con el perfil alar DF-101, el cual fue el perfil que genera menos arrastre, además en PF1 no fue necesario darle un ángulo de inclinación tan lejano de los 0° a comparación de las demás propuestas, reduciéndose así la complejidad de manufactura. Finalmente, el centro de gravedad propuesto para PF1 es el centro más cercano al centro aerodinámico del ala 1, con respecto de las demás propuestas.

En sí, la propuesta PF1 tiene en su conjunto de dimensiones, valores que destacan en la mayoría de los ámbitos de los parámetros (físicos y condiciones de estabilidad estática) con respecto a las demás propuestas finales, por lo cual fue escogido dicho estabilizador. Para la parte del centro de gravedad, se discutió la posición de este con el subsistema *estructural* para saber la complejidad de balancear la aeronave con el centro de gravedad por delante del centro aerodinámico a 0.5 [cm] los cuales le dieron el visto bueno. Tras el beneficio en los ámbitos de estabilidad que brinda la propuesta, se escogió para poder continuar con el proceso de diseño de la aeronave.

Para la aeronave con el ala 2, fue escogido el estabilizador horizontal de la propuesta final PF5. Dicho estabilizador se seleccionó porque cumple con las 3 condiciones de estabilidad estática longitudinal, como se muestra en la figura 2.14.

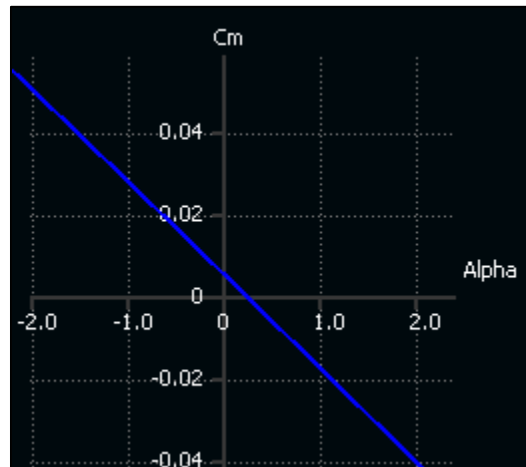


Figura 2.14. Curva polar  $C_m$  vs  $\alpha$  de la propuesta PF5 para el ala 2.

Esta propuesta cumple con el primer criterio, tiene una pendiente negativa que garantiza la estabilidad estática. La recta de PF5 cruza al eje del coeficiente de momentos cuando  $C_m = 0.006$ , lo cual es un valor bastante cercano al 0, por lo cual el momento generado cuando  $\alpha = 0^\circ$ , es insignificante. Finalmente, el valor del ángulo de inclinación de la recta es de  $51.95^\circ$ , valor cercano al equilibrio entre la estabilidad y el control. Para corroborar este dato con el rango usado en el ala 1, el valor de la pendiente es  $m = -0.9067$ , el cual está dentro del rango de valores aceptados de pendiente en este análisis.

La lista de propuestas finales para esta ala es más reducida que las propuestas de ala 1, por lo cual la elección fue menos compleja al comparar estabilizadores. PF5 es la 2ª propuesta más cercana al origen del gráfico, también es el 2ª estabilizador más cercano al valor de inclinación de los  $45^\circ$  en la curva polar. Incluso en cuanto a la cuestión de dimensiones, PF5 tiene la 2ª envergadura más corta y la 2ª cuerda más corta respecto a las demás propuestas (con una diferencia de milímetros) mientras que la posición en "X" del estabilizador, también tiene la 2ª longitud más corta de los brazos de empenaje. Para reducir las comparaciones, todas las propuestas finales tienen el mismo perfil alar y el mismo ángulo de inclinación para el perfil. Finalmente, en cuanto al centro de gravedad, éste cumple con una distancia de 1.2 [cm] enfrente del centro aerodinámico, lo cual es una medida ideal para poder balancear la aeronave.

De las tres opciones que había para el estabilizador del ala 2, el PF8 fue descartado por la gran distancia que tenía el estabilizador horizontal (posición en "X") lo cual presenta problemas al manufacturar y en el balanceo de la aeronave. Entre las propuestas PF1 y PF5, la primera propuesta cumple de una mejor forma los parámetros de estabilidad estática y tiene la distancia más corta para la posición en "X", por su parte PF5 cumple las condiciones de estabilidad estática dentro de los rangos aceptables y tiene menores dimensiones en cuanto a envergadura y cuerda (facilitan la manufactura). Finalmente, se escogió PF5 como la configuración final del estabilizador para el ala 2 por la posición del centro de gravedad, el cual está a 1.2 [cm] del centro aerodinámico, mientras que el centro de gravedad de PF1, esta solamente 0.2 [cm] delante del centro aerodinámico, lo cual dificulta el balanceo de la aeronave y su condición de estabilidad.

En ambos grupos de propuestas, se repitieron ciertos patrones observables. En cuanto a las propuestas de centros de gravedad y posiciones de "X" y "Z". Al proponer valores que se van alejando del centro aerodinámico en dirección hacia el borde ataque y valores de la posición en "X", que van aumentando la longitud entre los bordes de ataque, las dimensiones de la envergadura y la cuerda del estabilizador tienden a mantenerse constante. La posición en "Z" del estabilizador no influye en la determinación de las dimensiones, pero si es determinante en cuanto a las curvas polares, mientras más lejos de  $Z = 0$  [m] estaba el estabilizador, la recta de  $C_m$  vs  $\alpha$  se alejaba más del origen, dificultando así satisfacer las condiciones de estabilidad estática.

En el caso particular de mantener constante la posición en "X" del estabilizador y variar la posición del centro de gravedad, se generó un cambio en las magnitudes de la envergadura y la cuerda. Mientras más cerca estaba el centro de gravedad del centro aerodinámico, las dimensiones decrecían sus longitudes y por el caso contrario, mientras el centro de gravedad se alejaba del centro aerodinámico la envergadura y la cuerda del perfil alar, aumentaban sus longitudes.

Las dimensiones del estabilizador, influyentes en las condiciones de estabilidad son el área y la inclinación del estabilizador (twist) Esta última dimensión al variarse, la recta se acercaba o alejaba más de cruzar al origen en el gráfico  $C_m$  vs  $\alpha$ . El área del estabilizador influye directamente en la inclinación de la recta, mientras se mantenga la posición en "X" del estabilizador y la posición

del centro de gravedad, este valor no cambia. En el caso particular de mantener la posición en “X” del estabilizador y variar la posición del centro de gravedad, fue mencionado que las dimensiones de la envergadura y la cuerda aumentaban (afectando directamente el área) Al aumentar el área del estabilizador, la pendiente de la curva polar  $C_m$  vs  $\alpha$  aumentaba, en otras palabras, se vuelve más controlable la aeronave (menos estable) debido a que el momento del estabilizador aumenta por el alejamiento del centro de gravedad y el aumento del área del estabilizador.

Finalmente, volviendo al patrón descrito al principio entre la posición del centro de gravedad y la posición en “X”, aunque se mantuvieran constantes las magnitudes de la envergadura y la cuerda (área se mantiene constante) la aeronave será más controlable debido al alejamiento del estabilizador con respecto al centro de gravedad. Tras estas observaciones en los resultados, la dimensión que se debe definir desde un principio por su influencia en las condiciones de estabilidad, control y manufactura, es la posición en “X” del estabilizador y facilitar así el dimensionamiento de este componente para que satisfaga dichos requerimientos. Por otra parte, la posición del centro de gravedad es importante para poder facilitar el balanceo de la aeronave.

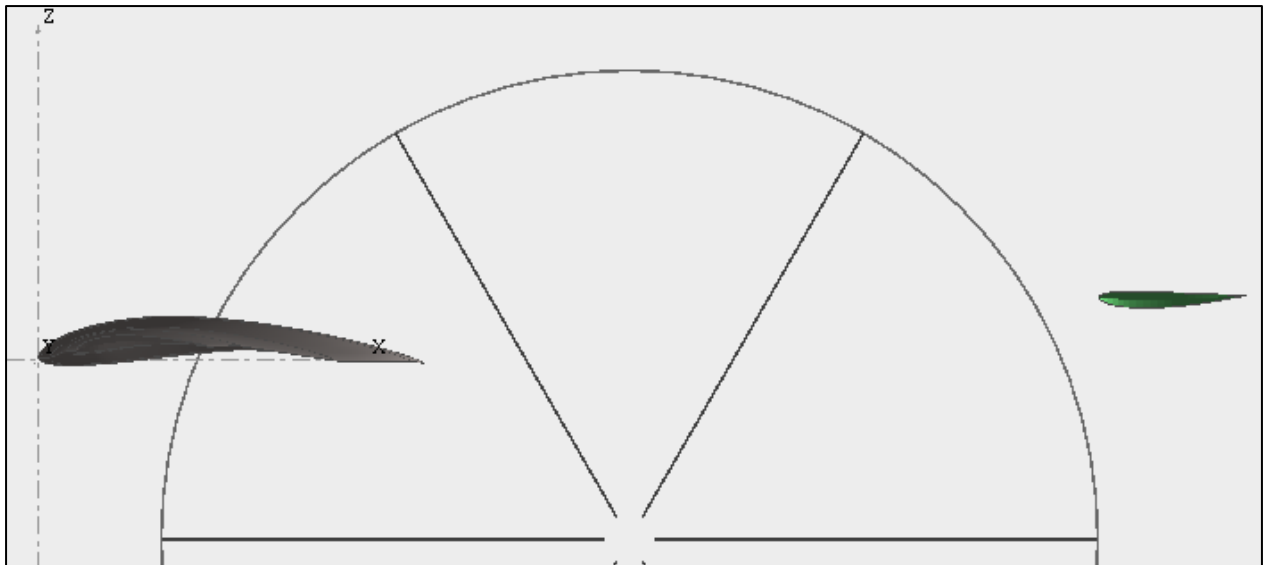
*Tabla 2.9. Comparación final entre los estabilizadores horizontales del ala 1 (borde de ataque elíptico) y el ala 2 (Borde de ataque recto)*

Nombre	C.G.	Brazo	Pos. Z	bh	Ch	Sh	Perfil	Twist [°]	Valor de $C_m$ , $\alpha = 0^\circ$	
									0	Grados
<b>Borde ataque elíptico</b>	0.13	1.7	0.1	1.1124296	0.23847162	0.26528289	DF_101	-0.5	0.003	49.93205267
<b>Borde ataque recto</b>	0.11	1.7	0.1	1.1183748	0.2397461	0.26812601	DF_101	-0.5	0.006	51.95117512

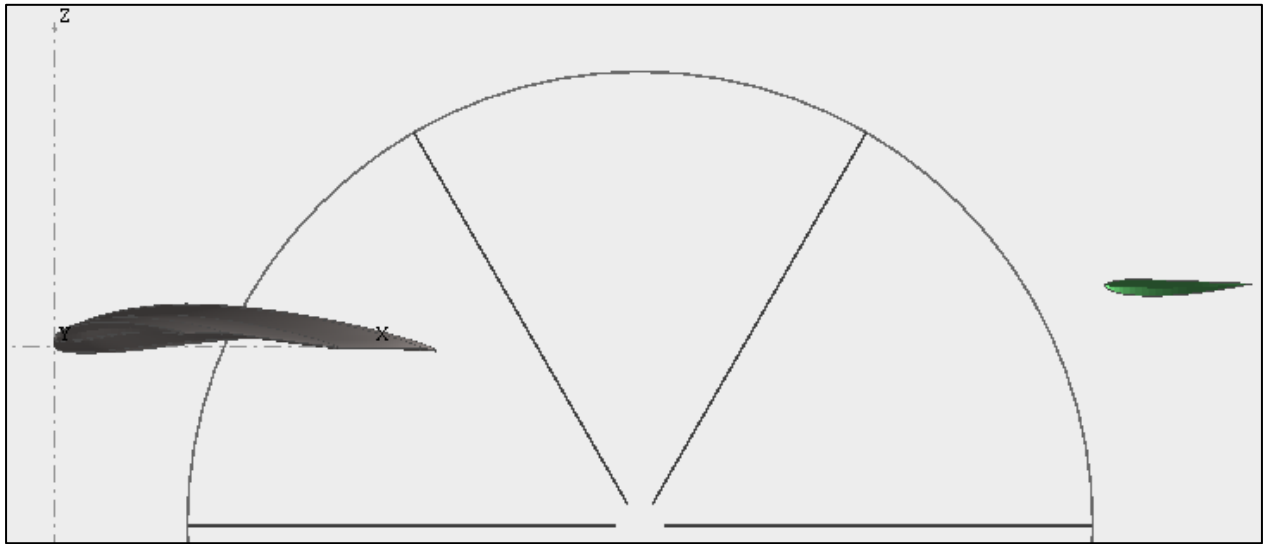
Al comparar los estabilizadores que fueron escogidos para ambas alas (tabla 2.9.) se observó lo siguiente: ambas aeronaves satisficieron las condiciones de estabilidad estática longitudinal de manera similar, ambas propuestas tienen una cercanía en sus rectas al origen en la curva polar  $C_m$  vs  $\alpha$ , ambas aeronaves tienen pendiente negativa y se encuentran cercanas al valor de  $45^\circ$  en la inclinación de su recta en la curva polar (ambas son más controlables que estables)



Presentan similitudes en cuanto a la dimensión de la envergadura y la cuerda, además se les escogió el mismo perfil alar y el mismo twist (esto genera la similitud en cuanto a sus curvas polares) Finalmente, la posición en "Z" se mantuvo en ambas propuestas y la posición en "X" también (brazo óptimo para estas alas diseñadas) El reflejo para poder contrarrestar la diferencia entre bordes de ataque (longitud de la cuerda principal de las alas) fue la propuesta del centro de gravedad, el cual está a 11 [cm] del borde ataque en el ala 2, mientras que en el ala 1 está a 13 [cm] del borde ataque, con esta diferencia de 2 [cm] se logró generar similitudes entre las dimensiones de las aeronaves y la satisfacción de sus condiciones de estabilidad estática longitudinal, respectivamente. Las propuestas finales para el ala 1 y el ala 2 se pueden observar a continuación en las figuras 2.15 y 2.16.



*Figura 2.15. Vista perfil del ala 1 y su estabilizador horizontal.*



*Figura 2.16. Vista perfil del ala 2 y su estabilizador horizontal.*

### 3 | Dimensionamiento y elección de propuestas para el estabilizador vertical

#### *Introducción*

Como se ha mencionado, la aeronave se debe diseñar para 3 principales operaciones: despegue, vuelo de crucero y aterrizaje. También se ha hablado del equilibrio de fuerzas y la suma de momentos y cómo éstas actúan en las operaciones de la aeronave. Hablándose específicamente de la operación de vuelo, existen otras fuerzas que actúan sobre el equilibrio de la aeronave. Se ha hablado del equilibrio en “Y” (fuerza de sustentación y peso de la aeronave) y del equilibrio en “X” (fuerza de empuje y arrastre) pero falta mencionar el equilibrio de fuerzas en el eje “Z”.

El principio de Bernoulli es uno de los postulados básicos por los cuales una aeronave vuela. El diseño de los perfiles alares (no simétricos) está hecho para que en la parte superior haya un mayor recorrido por parte del fluido (aire) que en la parte debajo del perfil (menor recorrido). Debido a esto, por conservación de masa, la misma cantidad que existe de flujo de aire al principio del perfil, debe ser la misma que al final del perfil alar. Por lo cual el fluido que va en la parte de arriba viaja a una velocidad mayor que el fluido de abajo. El principio de Bernoulli dictamina que, si un flujo tiene una velocidad elevada, su presión disminuirá. De esta forma se crea una diferencia de presiones entre el aire que pasa por arriba del ala y el que pasa debajo, creándose la fuerza de sustentación.

El perfil usado en las alas y en el estabilizador horizontal son no simétricos, justo para crear esta desigualdad de presiones durante la operación de vuelo (el perfil del estabilizador horizontal se coloca de forma inversa, para generar la fuerza de sustentación hacia abajo) mientras que en el estabilizador vertical se usan perfiles simétricos. Al usarse este tipo de perfiles, se generan presiones iguales en ambos lados del estabilizador vertical. De esta forma, el estabilizador vertical genera la condición de estabilidad o el equilibrio de fuerzas sobre el eje “Z” durante la operación de vuelo.

Las dimensiones del estabilizador vertical serán influyentes en el control sobre esta dirección (área y brazo del estabilizador) y tendrán que ser estudiadas y calculadas para fenómenos como el viento cruzado en vuelo.

### 3.1. ¿Qué se hizo? – *Objetivo*

A través del uso de herramientas computacionales como XFLR5, Spyder y Excel se dimensionaron propuestas de estabilizadores verticales para el ala de clase regular (fueron definidas sus dimensiones y configuraciones) y se seleccionó la mejor combinación de magnitudes que cumplieron con los 3 criterios de estabilidad estática direccional.

### 3.2. ¿Cómo se hizo? – *Metodología*

Ya habiéndose definido el estabilizador horizontal para cada ala, se procedió con la metodología de dimensionamiento del estabilizador vertical en cada una de ellas. Como fue mencionado en el pasado proyecto, en el subsistema de *estabilidad y control* se diseñó un código en Spyder para poder dimensionar el empenaje. Tras haberse definido los valores propuestos del estabilizador horizontal (centro de gravedad, posición en “X” y “Z” del mismo estabilizador) en la secuencia construida del código, se pudieron proponer los valores que dimensionaron al estabilizador vertical. Como se puede observar en la figura 3.1 fueron propuestos 4 valores para definir dicho estabilizador. Cabe mencionar que se mantuvieron los mismos valores en los datos atmosféricos y operacionales de la aeronave, en las entradas código.

En el recuadro **número 1** fue ingresado el valor del coeficiente de volumen del estabilizador vertical, este valor se obtuvo de tablas encontradas en bibliografías, donde se sugirió que para aeronaves “caceras” el valor de esta variable debía ser de  $V_v = 0.04$ . Así que este valor se mantuvo constante a lo largo de las iteraciones.

```
E_245_150.calcular_est_horizontal(lb = [-1.6, 0.20, -0.4], ub = [0, 0.5, 0.4], pos_z= 0.2, AR =  
E_245_150.infoEstHor() 1  
E_245_150.calcular_est_vertical(Vv = 0.04, pct_lh=1, AR = 1.4, dos_aletas= True, taper = 0.7)  
E_245_150.infoEstVer()
```

Figura 3.1. Sección del código donde se ingresaron los valores propuestos del estabilizador vertical.

En el recuadro **número 2** fue ingresado el valor del *Aspect Ratio* (AR) el cual, influyó directamente en la longitud de la envergadura del estabilizador, en el recuadro **número 3** solamente se aceptaban dos valores: *True* o *false*. Este valor se diseñó para poner 1 o 2 estabilizadores verticales, dependiendo de la configuración que se había escogido. Anteriormente, fue definido que el empenaje a diseñar sería un empenaje convencional, por lo cual el valor que se ingresó fue un *false* para especificar que solamente sería un estabilizador vertical. Cabe mencionar que dependiendo de este valor (recuadro **número 3**) dependió el valor de la envergadura del estabilizador vertical, porque partiría o no dicha longitud, si se diseñó con uno o dos estabilizadores. Finalmente, en el recuadro **número 4** fue ingresado el valor del *Taper* el cual influyó directamente en el valor de las cuerdas del estabilizador, las cuales tienen diferentes valores en la raíz y en la punta del perfil.

Se varió esta gama de valores propuestos, para que el programa calculase las magnitudes de los estabilizadores verticales. Las dimensiones que arrojó el programa se pueden observar en la siguiente figura 3.2. Al igual que en el estabilizador horizontal, hay ciertos valores de interés que se fueron registrados para después modelar el estabilizador vertical en XFLR5. Dichos valores son la envergadura del estabilizador ( $B_v$ ) la cuerda en la raíz ( $C_{vr}$ ) la cuerda en la punta ( $C_{vt}$ ) el offset y la superficie ( $S_v$ ). Cabe mencionar que, en el dimensionamiento de este estabilizador, el código no arrojó el valor de algún coeficiente de sustentación o algo por el estilo para poder elegir un perfil alar. En la experiencia de antiguos miembros del equipo, se sugirió dimensionar el estabilizador vertical con perfiles simétricos, en específico con los perfiles NACA 0009 o 0012, ya que son fáciles de modelar en SolidWorks y de manufacturar.

Key	Type	Size	
acv	Array of float64	(3,)	[-1.69999954 0.
bv	float64	1	0.31701275712959026
Cvr	float64	1	0.2636603165950604
Cvt	float64	1	0.18456222161654226
lv	Array of float64	(3,)	[-1.56499954 0.
MACv	float64	1	0.22643768366399306
offsetV	float64	1	0.07909809497851814
Sv	float64	1	0.14356726883272083
Vv	float	1	0.04

Figura 3.2. Dimensiones de un estabilizador vertical, generado por el código.

Se Registró en una hoja de cálculo de Excel, cada una de las propuestas que fueron generadas en Spyder, con las dimensiones anteriormente descritas, como se muestra en la tabla 3.1. Cabe recordar que todas estas propuestas de estabilizadores verticales se diseñaron sobre el estabilizador horizontal final de cada ala.

Tabla 3.1. Propuestas generadas de estabilizadores verticales.

Prueba	Vv	AR	Taper	bv	Cvr	Cvt
EV1	0.05	1.5	0.6	0.518999753	0.423673268	0.254203961
EV2	0.03	1.5	0.6	0.40201548	0.328175902	0.196905541
EV3	0.04	1.5	0.6	0.464207491	0.378944891	0.227366934
EV3*	0.04	1.5	0.6	0.464207491	0.378944891	0.227366934
EV4	0.05	1.5	0.5	0.518999753	0.444856931	0.222428465
EV5	0.05	1.5	0.7	0.518999753	0.40287652	0.282013564
EV6	0.05	1.6	0.6	0.53602064	0.410219877	0.246131926
EV7	0.05	1.4	0.6	0.501401397	0.438543496	0.263126097
EV8	0.06	1.5	0.6	0.568535744	0.464110811	0.278466487
EV9	0.06	1.4	0.6	0.549257711	0.48040033	0.288240198
EV10	0.07	1.3	0.6	0.571685551	0.538479325	0.323087595

Con Spyder fueron generadas varias propuestas, de las cuales algunas se descartaron por su complejidad al manufacturar. Al hablar de un solo estabilizador vertical, fue impuesta una condición de longitud a la envergadura (no superar los 40 [cm]) y que la diferencia longitudinal

entre las cuerdas de la raíz y de la punta del perfil alar, fuera entre 5 – 10 [cm]. Dichas condiciones fueron establecidas con los miembros de mayor experiencia para manufacturar.

Los estabilizadores verticales que pasaron este filtro se pasaron a la 2ª fase, donde fueron ejecutados sobre ellos análisis de estabilidad estática direccional y se observó el cumplimiento de 3 condiciones de estabilidad de esta dirección para poder escoger así la mejor propuesta. Previo a correr los análisis en XFLR5, se requirió ingresar las propuestas en el mismo programa como se muestra en la figura 3.3.

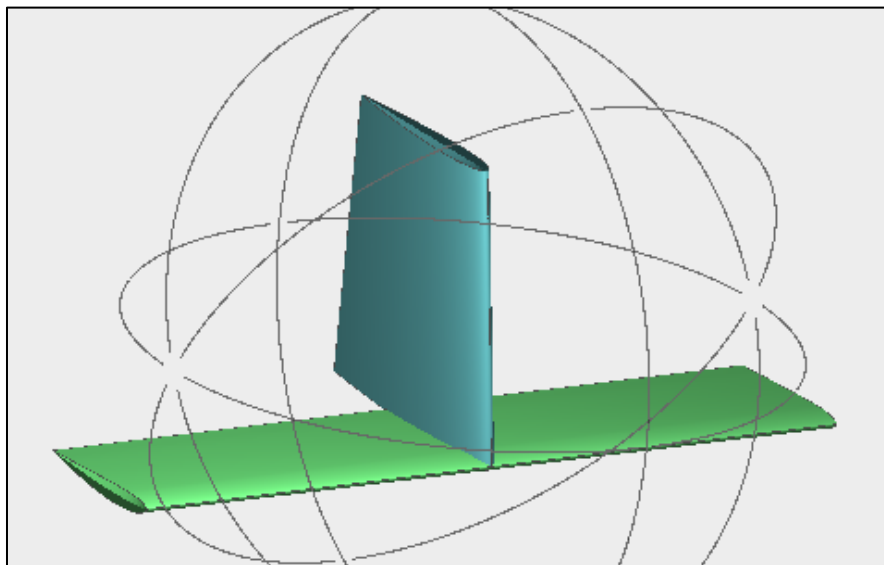
	Y ( )	chord ( )	offset ( )	dihedral(°)	twist(°)	foil
1	0.000	0.399	0.000	0.0	0.00	CA 0012
2	0.397	0.319	0.079		4 0.00	CA 0012

Figura 3.3. Zona donde fueron ingresados los valores calculados por el código.

En el recuadro **número 1** fue ingresado el valor de la envergadura total del estabilizador, precisamente en el renglón 2, ya que esa sección corresponde a la punta de la propuesta. En el recuadro **número 2** se ingresó el valor de las cuerdas, en el renglón 1 se anotó el valor de la cuerda en la raíz y en el renglón 2 fue inscrito el valor de la cuerda en la punta. En el recuadro **número 3** se ingresó el valor del offset, específicamente en el renglón 2 para generar un borde ataque de recto en la parte trasera del estabilizador (Dicho valor sale de la diferencia entre las cuerdas) En el recuadro **número 4** no fue ingresado ningún valor ya que ese es el ángulo que se genera entre el eje “X” y el estabilizador. Para generar una estabilidad estática direccional, aparte de que el perfil debe ser simétrico, el estabilizador no debe tener ninguna inclinación, ya que requiere

generar el mismo momento en ambos sentidos sobre el eje “Z”. Finalmente, en el recuadro **número 5** se ingresó el perfil alar NACA 0012 para este componente ya que es un perfil simétrico y es sencillo de manufacturar.

Habiéndose ingresado todos estos valores, fue definido un estabilizador vertical. Posteriormente, se delimitó en el espacio con respecto al ala, donde se ingresaron los mismos valores que se propusieron para el estabilizador horizontal en el eje “X” y “Z” (esto fue definido así debido a que es un empenaje convencional) en la posición en “Y” del estabilizador no se ingresó ningún valor, ya que se escogió una configuración simétrica respecto del mismo eje y el estabilizador vertical se situó en medio. Si se hubiera elegido una configuración con doble estabilizador vertical, se hubiera ingresado un valor (la mitad de la envergadura del estabilizador horizontal) Habiéndose hecho esto, finalmente fue definido en su totalidad el estabilizador vertical como se muestra en la figura 3.4.



*Figura 3.4. Estabilizador vertical definido.*

Este proceso fue iterativo con cada propuesta que pasó a la 2ª fase. Para cada estabilizador que se generó, fueron corridos análisis de estabilidad estática direccional, para poder escoger la mejor opción de estabilizador. Dicho análisis se definió de  $[-5^\circ$  a  $5^\circ]$  variándose el ángulo  $\beta$  ya que la aeronave para completar las características de vuelo no debía de ir más allá de los  $5^\circ$  de



inclinación en el movimiento de guiñada, en ningún sentido. Tras dicho análisis y su generación de curvas polares para cada propuesta, fue juzgado cada estabilizador bajo 3 criterios de estabilidad que se podían observar en la curva polar  $C_n$  vs  $\beta$ :

- **La recta debe pasar lo más cerca del origen.**
- **La pendiente debe ser positiva.**
- **La pendiente de la recta debe estar en el rango (0.1 – 0.4) [1/rad].**

$C_n$  se refiere al coeficiente de guiñada, que cuantifica de manera adimensional el momento generado sobre el eje “Z” y el ángulo  $\beta$  es el ángulo generado entre el eje principal de la aeronave y el eje “X”.

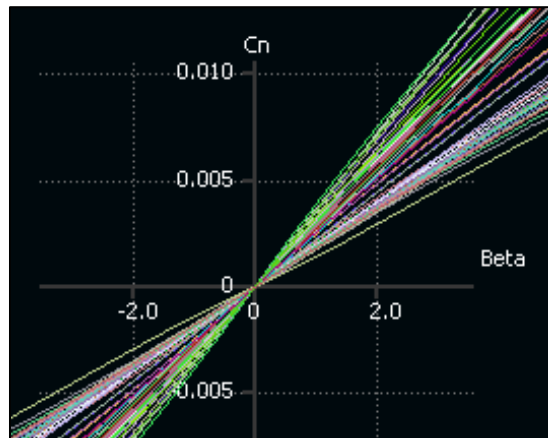
Al igual que en el dimensionamiento del estabilizador horizontal, los resultados de cada propuesta se anotaron en una hoja de Excel, como se muestra en la figura 3.6. Cabe mencionar que dicho análisis fue ejecutado variando el ángulo  $\beta$ , pero se hizo el mismo análisis a diferentes ángulos de ataque ( $0^\circ$ ,  $4^\circ$  y  $8^\circ$ ) para generar así análisis de estabilidad estática direccional en las operaciones de vuelo y de despegue. Dichos valores de  $C_n$  fueron anotados a diferentes ángulos de  $\beta$  ( $-5^\circ$ ,  $0^\circ$  y  $5^\circ$ ) y se observó cada recta para verificar si cumplían alguna de las condiciones de estabilidad mencionados.

*Tabla 3.2. Valores de  $C_n$  a diferentes ángulos de  $\alpha$  y  $\beta$  de cada propuesta del ala 1.*

alpha = $0^\circ$			alpha = $4^\circ$			alpha = $8^\circ$		
Cn; B = $-5^\circ$	Cn; B = $-0^\circ$	Cn; B = $5^\circ$	Cn; B = $-5^\circ$	Cn; B = $-0^\circ$	Cn; B = $5^\circ$	Cn; B = $-5^\circ$	Cn; B = $-0^\circ$	Cn; B = $5^\circ$
-0.014	0	0.014	-0.014	0	0.014	-0.013	0	0.013
-0.009	0	0.009	-0.009	0	0.009	-0.008	0	0.008
-0.012	0	0.012	-0.011	0	0.011	-0.01	0	0.01
-0.011	0	0.011	-0.011	0	0.011	-0.01	0	0.01
-0.014	0	0.014	-0.014	0	0.014	-0.013	0	0.013
-0.014	0	0.014	-0.014	0	0.014	-0.013	0	0.013
-0.015	0	0.015	-0.015	0	0.015	-0.014	0	0.014
-0.014	0	0.014	-0.013	0	0.013	-0.012	0	0.012
-0.017	0	0.017	-0.017	0	0.017	-0.016	0	0.016
-0.016	0	0.016	-0.016	0	0.016	-0.015	0	0.015

Bajo estos criterios fue elegido un estabilizador que cumpliera con las condiciones de estabilidad estática direccional y manufactura. En la tabla 3.2. se pueden observar todas las propuestas analizadas.

Dicha metodología fue repetida con el estabilizador horizontal del ala 2. Se adaptó el código para que dimensionara estabilizadores verticales sobre dicha ala, se generaron propuestas con el mismo, las propuestas se pasaron por los filtros, fueron ejecutados análisis sobre sus estabilizadores y finalmente se escogió una configuración final del estabilizador vertical para el ala 2 que cumpliera de mejor forma con los criterios de estabilidad estática direccional.



*Figura 3.5. Análisis reflejados sobre la curva polar  $C_n$  vs  $\beta$  de todas las propuestas de la fase 2 del ala 1.*

### *3.3. ¿Para qué se hizo? – Justificación*

Gran parte de la justificación ya se ha mencionado en el proyecto No. 2, donde fueron descritos los tipos de estabilidad que existen y las tres direcciones de la estabilidad estática. El estabilizador vertical se dimensionó para satisfacer los requisitos de la estabilidad estática direccional. En dicha dirección, la aeronave fue dimensionada para que tuviera la capacidad de generar sus propios momentos y fuerzas para regresar la aeronave, a su posición inicial. Además, se definió para que en la operación de vuelo (ángulo de ataque  $\alpha = 0^\circ$ ) operación de despegue y aterrizaje (ángulo de ataque  $\alpha = 8^\circ$ ) no existiera algún momento sobre el eje "Z" que provoque un movimiento de guiñada no deseado.

Finalmente, en esta dirección fue dimensionado el estabilizador vertical para que la aeronave fuera más estable que controlable, ya que en esta dirección la aeronave no requiere tener un gran control direccional para maniobrar, pero si requiere de una estabilidad estática para resistir cualquier viento cruzado y mantener estable a la aeronave. Debido a esto, el rango aceptable de las pendientes de las rectas en la curva polar  $C_n$  vs  $\beta$  es bastante cercano a 0. Además, el estabilizador vertical junto con el estabilizador horizontal, hacen una contribución significativa a la estabilidad lateral, debido a que generan momentos de alabeo contrarios para restablecer la posición lateral.

Por otro lado, en el control de la aeronave, también participó el estabilizador vertical y su superficie de control que es el timón. El estabilizador vertical se dimensionó, tomando en cuenta que los valores (envergadura, cuerdas, superficies, etc.) de éste, fueron necesarios para la metodología de dimensionamiento del timón.

### *3.4. ¿Qué se obtuvo? – Resultados*

Al finalizar la metodología del dimensionamiento del estabilizador vertical, fueron definidas la envergadura, la cuerda en la raíz, la cuerda en la punta, offset de la punta, posición en “X” del estabilizador, posición en “Z” del estabilizador y perfil alar de varias propuestas finales del ala 1, que cumplieron con las 3 condiciones de estabilidad estática direccional y propuestas finales del ala con perfil recto (ala 2) que también cumplieron con las condiciones de estabilidad.

En las siguientes tablas se representaron cada una de las dimensiones de cada una de las propuestas finales de los estabilizadores verticales. Posteriormente serán presentados los análisis de estabilidad (curva polar  $C_n$  vs  $\beta$ ) de cada una de las propuestas, donde fueron comparadas y observadas las condiciones de estabilidad estática direccional de la aeronave.

Tabla 3.3. Propuestas finales de estabilizadores verticales para el ala 1.

Prueba	Vv	AR	Taper	bv	Cvr	Cvt	Cvr - Cvt	Sv
EV1	0.05	1.5	0.6	0.518999753	0.423673268	0.254203961	0.16946931	0.17957383
EV2	0.03	1.5	0.6	0.40201548	0.328175902	0.196905541	0.13127036	0.1077443
EV3	0.04	1.5	0.6	0.464207491	0.378944891	0.227366934	0.15157796	0.14365906
EV3*	0.04	1.5	0.6	0.464207491	0.378944891	0.227366934	0.15157796	0.14365906
EV4	0.05	1.5	0.5	0.518999753	0.444856931	0.222428465	0.22242847	0.17957383
EV5	0.05	1.5	0.7	0.518999753	0.40287652	0.282013564	0.12086296	0.17957383
EV6	0.05	1.6	0.6	0.53602064	0.410219877	0.246131926	0.16408795	0.17957383
EV7	0.05	1.4	0.6	0.501401397	0.438543496	0.263126097	0.1754174	0.17957383
EV8	0.06	1.5	0.6	0.568535744	0.464110811	0.278466487	0.18564432	0.21548859
EV9	0.06	1.4	0.6	0.549257711	0.48040033	0.288240198	0.19216013	0.21548859
EV10	0.07	1.3	0.6	0.571685551	0.538479325	0.323087595	0.21539173	0.25140336
EV3	0.04	1.5	0.6	0.464207491	0.378944891	0.227366934	0.15157796	0.14365906
EV31	0.04	1.2	0.6	0.415199802	0.423673268	0.254203961	0.16946931	0.14365906
EV32	0.04	1.1	0.6	0.397523546	0.442512296	0.265507378	0.17700492	0.14365906
EV33	0.04	1.1	0.7	0.397523546	0.420790802	0.294553561	0.12623724	0.14365906
EV34	0.04	1.1	0.9	0.397523546	0.38005438	0.342048942	0.03800544	0.14365906
EV35	0.04	1.1	0.8	0.397523546	0.399893284	0.319914627	0.07997866	0.14365906

Para elegir la mejor propuesta, también se tomó en cuenta el parámetro del primer filtro que fue generado para descartar posibles estabilizadores, la complejidad de manufactura.

Tabla 3.4. Propuestas finales de estabilizadores verticales para el ala 2.

Prueba	Vv	AR	Taper	bv	Cvr	Cvt	Cvr - Cvt	Sv
EV1	0.04	1.5	0.6	0.462145266	0.377261442	0.226356865	0.15090458	0.1423855
EV2	0.04	1.4	0.6	0.446474744	0.390502692	0.234301615	0.15620108	0.1423855
EV3	0.04	1.6	0.6	0.477301579	0.36528182	0.219169092	0.14611273	0.1423855
EV4	0.04	1.5	0.5	0.462145266	0.396124514	0.198062257	0.19806226	0.1423855
EV5	0.04	1.5	0.7	0.462145266	0.358742901	0.25112003	0.10762287	0.1423855
EV6	0.04	1	0.6	0.37734003	0.462049016	0.27722941	0.18481961	0.1423855
EV7	0.04	1.1	0.6	0.395757562	0.440546451	0.264327871	0.17621858	0.1423855
EV8	0.04	1.1	0.8	0.395757562	0.398116772	0.318493418	0.07962335	0.1423855
EV8*	0.04	1.1	0.8	0.395757562	0.398116772	0.318493418	0.07962335	0.1423855

Al proponer diferentes valores de entrada en el código (coeficiente de volumen del estabilizador vertical, *Aspect Ratio* y *Taper*) se puede observar que se generó una gran variedad de valores para cada dimensión, en cada estabilizador, tanto para el ala con borde elíptico (ala 1) como el ala con borde recto (ala 2)

Como fue mencionado, sobre cada una de las propuestas finales, se corrieron análisis de estabilidad estática direccional y se observó si cumplían las condiciones de dicha característica. Fue comparada cada curva de  $C_n$  vs  $\beta$  generada de cada ala, como se muestra en las siguientes figuras.

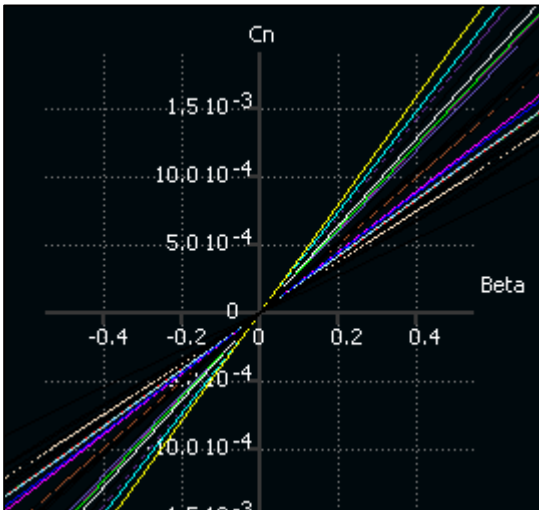


Figura 3.6. Curvas  $C_n$  vs  $\beta$  de las propuestas de estabilizadores verticales del ala 1 con  $\alpha = 0^\circ$

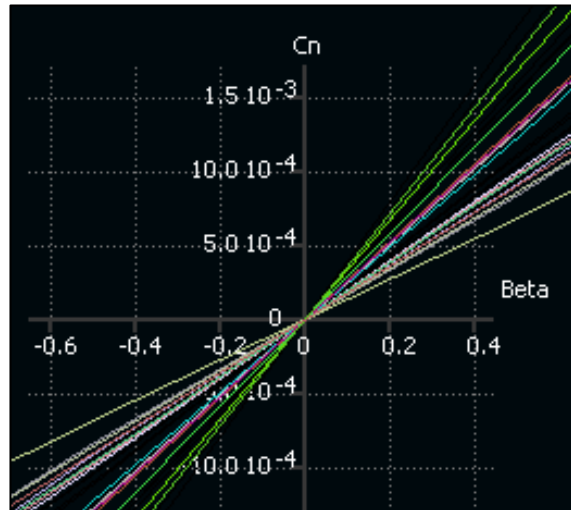


Figura 3.7. Curvas  $C_n$  vs  $\beta$  de las propuestas de estabilizadores verticales del ala 1 con  $\alpha = 8^\circ$

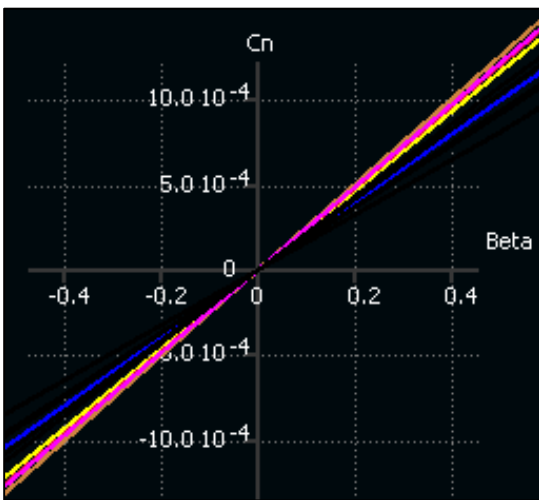


Figura 3.8. Curvas  $C_n$  vs  $\beta$  de las propuestas de estabilizadores verticales del ala 2 con  $\alpha = 0^\circ$

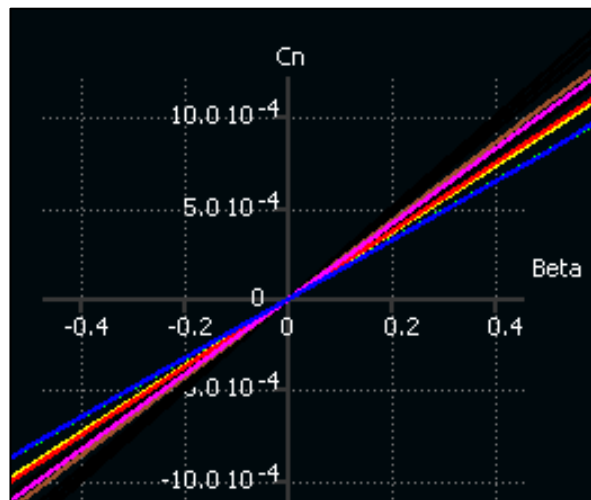


Figura 3.9. Curvas  $C_n$  vs  $\beta$  de las propuestas de estabilizadores verticales del ala 2 con  $\alpha = 8^\circ$

En las figuras 3.6., 3.7., 3.8. y 3.9. se observaron todas las curvas ( $C_n$  vs  $\beta$ ) de los estabilizadores verticales del ala 1 y el ala 2. A primera vista, todas las propuestas consiguieron cumplir con las condiciones de estabilidad estática direccional de manera sencilla. Todas las propuestas pasan

por el origen exactamente, tienen pendiente positiva y tienen un valor de pendiente entre [0.1 – 0.4] [1/rad].

Todas las propuestas cumplen con las condiciones de estabilidad, por lo tanto, se redujo la lista de propuestas con base en la complejidad de manufactura de un estabilizador vertical. Las condiciones fueron: un estabilizador con envergadura menor a los 40 [cm] y que la diferencia entre sus cuerdas fuera entre 5 – 10 [cm]. Se hizo la reducción de la lista de los estabilizadores (en cada ala) y posteriormente, con la ayuda de una hoja de cálculo de Excel, fueron anotados los valores de  $C_n$  (cuando  $\beta$  tomó los valores de  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$  y  $5^\circ$  de cada estabilizador) para poder analizar de mejor forma el cumplimiento de las condiciones de estabilidad. Dichas listas finales de estabilizadores se pueden ver en las siguientes tablas.

*Tabla 3.5. Valores de  $C_n$  (cuando  $\beta$  vale  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$  y  $5^\circ$ ) a ángulos  $\alpha = 0^\circ$  y  $\alpha = 8^\circ$ , de las propuestas finales del ala 1.*

Prueba	alpha = 0°			alpha = 8°			Alpha = 0°		Alpha = 8°	
	Cn; B = -5°	Cn; B = -0°	Cn; B = 5°	Cn; B = -5°	Cn; B = -0°	Cn; B = 5°	Grados	Inclinación	Grados	Inclinación
<b>EV31</b>	-0.01	0	0.01	-0.009	0	0.009	6.53709606	0.11409385	5.88823148	0.10276903
<b>EV32</b>	-0.009	0	0.009	-0.008	0	0.008	5.88823148	0.10276903	5.23784773	0.09141769
<b>EV33</b>	-0.009	0	0.009	-0.008	0	0.008	5.88823148	0.10276903	5.23784773	0.09141769
<b>EV34</b>	-0.009	0	0.009	-0.009	0	0.009	5.88823148	0.10276903	5.88823148	0.10276903
<b>EV35</b>	-0.009	0	0.009	-0.009	0	0.009	5.88823148	0.10276903	5.88823148	0.10276903

*Tabla 3.6. Valores de  $C_n$  (cuando  $\beta$  vale  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$  y  $5^\circ$ ) a ángulos  $\alpha = 0^\circ$  y  $\alpha = 8^\circ$ , de las propuestas finales del ala 2.*

Prueba	alpha = 0°			alpha = 8°			Alpha = 0°		Alpha = 8°	
	Cn; B = -5°	Cn; B = -0°	Cn; B = 5°	Cn; B = -5°	Cn; B = -0°	Cn; B = 5°	Grados	Inclinación	Grados	Inclinación
<b>EV6</b>	-0.009	0	0.009	-0.007	0	0.007	5.88823148	0.10276903	5.88823148	0.10276903
<b>EV7</b>	-0.009	0	0.009	-0.008	0	0.008	5.88823148	0.10276903	5.88823148	0.10276903
<b>EV8</b>	-0.009	0	0.009	-0.009	0	0.009	5.88823148	0.10276903	5.88823148	0.10276903
<b>EV8*</b>	-0.006	0	0.006	-0.005	0	0.005	3.93317604	0.06864687	3.93317604	0.06864687

Finalmente, al considerar todos estos aspectos de estabilidad, control y manufactura, para el ala 1 y el ala 2 fueron escogidos los siguientes estabilizadores verticales.

Tabla 3.7. Parámetros y resultados finales del estabilizador vertical escogido para el ala 1.

Prueba	Vv	AR	Taper	bv	Cvr	Cvt	Cvr - Cvt	Sv	
<b>EV35</b>	0.04	1.1	0.8	0.397523546	0.399893284	0.319914627	0.07997866	0.14365906	
alpha = 0°			alpha = 8°			Alpha = 0°		Alpha = 8°	
Cn; B = -5°	Cn; B = -0°	Cn; B = 5°	Cn; B = -5°	Cn; B = -0°	Cn; B = 5°	Grados	Inclinación	Grados	Inclinación
-0.009	0	0.009	-0.009	0	0.009	5.88823148	0.10276903	5.88823148	0.10276903

Tabla 3.8. Parámetros y resultados finales del estabilizador vertical escogido para el ala 2.

Prueba	Vv	AR	Taper	bv	Cvr	Cvt	Cvr - Cvt	Sv	
<b>EV8</b>	0.04	1.1	0.8	0.395757562	0.398116772	0.318493418	0.07962335	0.1423855	
alpha = 0°			alpha = 8°			Alpha = 0°		Alpha = 8°	
Cn; B = -5°	Cn; B = -0°	Cn; B = 5°	Cn; B = -5°	Cn; B = -0°	Cn; B = 5°	Grados	Inclinación	Grados	Inclinación
-0.009	0	0.009	-0.009	0	0.009	5.88823148	0.10276903	5.88823148	0.10276903

### 3.5. ¿Qué se concluye? – Conclusiones

Para la aeronave con el ala 1, se escogió el estabilizador vertical EV35. Dicho estabilizador fue seleccionado porque cumplió con las 3 condiciones de estabilidad estática direccional, como se muestra en la figura 3.10.

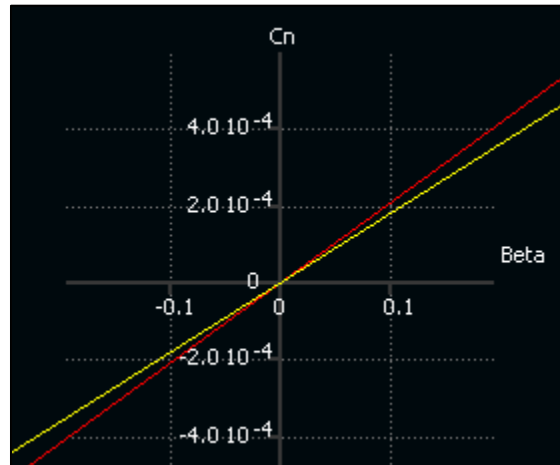


Figura 3.10. Curva polar  $C_n$  vs  $\beta$  de la propuesta EV35 para el ala 1 (rojo:  $\alpha = 0^\circ$  y amarillo:  $\alpha = 8^\circ$ )

Cumple ya que tiene una pendiente positiva (se garantizó la estabilidad estática) en ambos ángulos de ataque, cruza el eje de las ordenadas con un valor de  $C_n = 0$  como se muestra en la figura 3.10. (no se generó ningún coeficiente de guiñada en la operación de vuelo) y finalmente la pendiente de las rectas entran dentro del rango aceptable de resultados [0.1-0.4] [1/rad]

garantizándose así la estabilidad estática direccional de la aeronave. Cabe resaltar que, ambas pendientes ( $\alpha = 0^\circ$  y  $\alpha = 8^\circ$ ) están dentro del rango aceptable de resultados para el análisis de estabilidad direccional, pero el ángulo de ataque  $\alpha = 0^\circ$  tiene un valor de pendiente mayor, esto en otras palabras dice que tiene una “mayor” movilidad la aeronave en el movimiento de guiñada que cuando tiene cierto ángulo de ataque. Conforme va aumentando el ángulo de ataque, la aeronave se va haciendo más estable en esta dirección o, mejor dicho, su capacidad de movimientos en la dirección direccional está más restringida.

Al comparar la propuesta EV35 con los demás estabilizadores verticales finales, se pudo observar que la mayoría de ellas cumplen de manera similar con las condiciones de estabilidad estática direccional, las diferencias entre los resultados de sus pendientes son mínimas, por lo cual el enfoque se centró en sus características físicas y su complejidad al manufacturar para poderse escoger la mejor opción. Desde este punto de análisis, la única propuesta que cumple con una envergadura menor a los 40 [cm] y que la diferencia entre sus cuerdas sea entre 5-10 [cm] fue el estabilizador EV35.

Para la aeronave con el ala 2, se escogió el estabilizador vertical EV8. Dicho estabilizador fue seleccionado porque cumple con las 3 condiciones de estabilidad estática direccional, como se muestra en la figura 3.11.

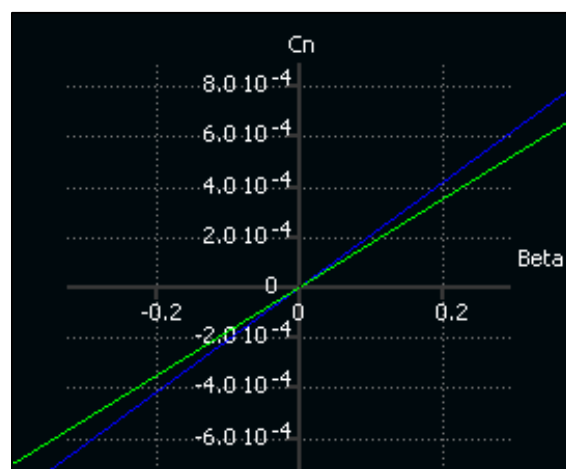


Figura 3.11. Curva polar  $C_n$  vs  $\beta$  de la propuesta EV8 para el ala 2 (azul:  $\alpha = 0^\circ$  y verde:  $\alpha = 8^\circ$ )



Las diferencias fueron mínimas entre todos los resultados de los análisis de las propuestas de estabilizadores verticales, incluso aunque se dimensionaron sobre alas diferente. Para el ala 2 fue escogida la propuesta EV8 ya que cumple todas las condiciones de estabilidad, tiene una pendiente positiva en ambos análisis de ángulos de ataque, ambas pasan por el origen (no existe ningún momento de guiñada en la operación de vuelo) y el valor de sus pendientes está dentro del valor aceptado de resultados que es  $[0.1-0.4]$   $[1/\text{rad}]$ .

Al comparar la propuesta EV8 con los demás estabilizadores verticales finales del ala 2, sucedió algo parecido que con las propuestas del ala 1. La mayoría de sus resultados son similares en la cuestión de cumplir las condiciones de estabilidad estática direccional. Por lo cual la selección final de esta ala debió ser también por la cuestión de sus dimensiones y su complejidad de manufactura. En este ámbito, la propuesta EV8 fue la única que cumplía con la longitud máxima de envergadura y la diferencia de longitudes entre las cuerdas del estabilizador vertical.

En ambos grupos de propuestas de las alas, se repitieron ciertos patrones observables. A esta altura del dimensionamiento y haberse escogido una configuración convencional, el brazo del empenaje (posición en "X" del estabilizador) y la posición del centro de gravedad estaban definidos, por eso los resultados de los análisis de estabilidad estática direccional estaban ya delimitados, independientemente de los valores que propuse para el estabilizador vertical. Suponiendo que, si se definiera un estabilizador vertical y fuera variado el brazo del empenaje, mientras más corta fuera la longitud del brazo, mayor estable sería la aeronave, mientras que, si la longitud del brazo incrementara, la aeronave sería más controlable en esta dirección. Esto es debido al momento que se genera sobre el centro de gravedad, al tener un mayor brazo de palanca, la magnitud del momento sería más grande y, por lo tanto, la capacidad de la aeronave para hacer movimientos de guiñada sería mayor (control)

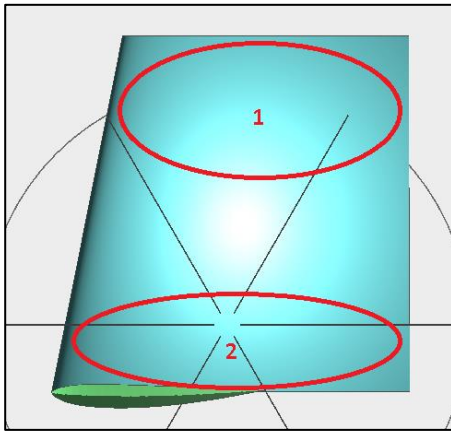
En relación con el centro de gravedad, los resultados de los análisis tendrán una dependencia similar a como fue con el brazo del empenaje. Mientras más alejado este el estabilizador vertical del centro de gravedad, el momento generado en el estabilizador sería mayor y por lo tanto sería más controlable la aeronave. Cabe mencionar que el centro de gravedad, la posición en "X" del

estabilizador ni la geometría del borde ataque del ala, influyeron en el proceso del dimensionamiento del estabilizador vertical, ya que fueron escogidos dos estabilizadores verticales similares en cuanto a magnitudes y análisis para ambas alas, y que tuvieron diferencias en los parámetros del estabilizador horizontal y geometría alar.

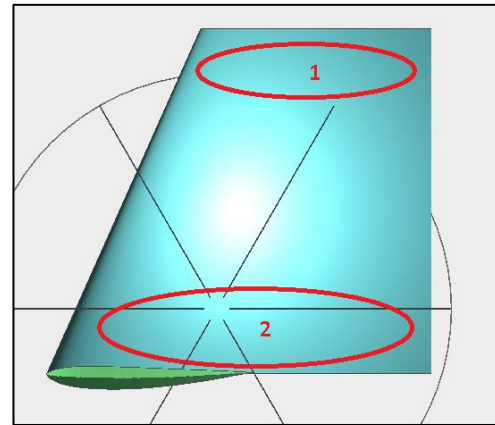
Existe una relación clara entre los valores que fueron propuestos para el  $V_v$  y las dimensiones  $b_v$ ,  $C_{vr}$  y  $C_{vt}$ . Al incrementarse el valor propuesto del coeficiente de volumen del estabilizador vertical, en términos generales, fue aumentado el volumen posible a dimensionar del empenaje, por lo cual esta acción se ve reflejada en el incremento de las magnitudes como las cuerdas, la envergadura y por consecuencia el área. De igual manera, cuando fue propuesto un valor menor para el  $V_v$  las dimensiones decrecieron su longitud.

En cuanto a los valores que se propusieron, AR (*Aspect ratio*) influyó directamente en la longitud de la envergadura. A un menor valor de AR la longitud del estabilizador decreció, mientras a un mayor valor propuesto de AR, la longitud de la envergadura aumentó. Dicho valor también influyó de manera indirecta en el valor del offset ya que, al variarse el AR, sin proponerse otro valor de *Taper*, cambió el offset.

Por otro lado, fueron definidos valores diferentes de *Taper* donde se observó que su influencia se reflejaba en el offset, el cual es la diferencia entre la cuerda de la raíz y la cuerda de la punta. Al aumentarse el valor que fue propuesto, la diferencia entre las cuerdas se redujo y en el caso contrario, cuando se propusieron valores menores de *Taper*, el offset aumentó. Por otro lado, el offset se relacionó directamente con los resultados de la gráfica  $C_n$  vs  $\beta$ . En la premisa anterior, mencioné que el valor propuesto de *Taper* se relacionaba con el offset o diferencia de cuerdas en el perfil. Al tener una mayor diferencia de cuerdas, esto significó que la cuerda en la raíz tenía un valor mucho más grande de longitud que el valor en la punta, en otras palabras, la mayor área se encontraba en la base del estabilizador vertical, o sea más cerca del centro de gravedad, con un brazo de palanca menor que, el área (mínima) que se encontraba en la punta del estabilizador, la cual tenía una mayor longitud de brazo de palanca, generándose así más estabilidad direccional como en la figura 3.13.



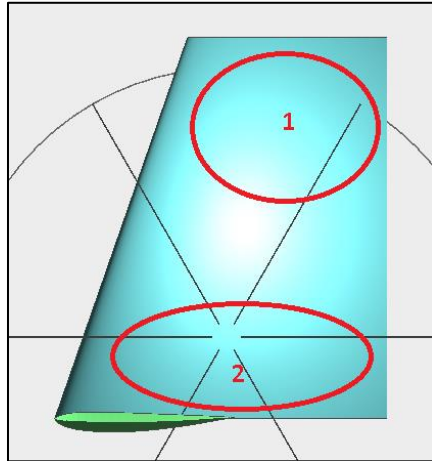
*Figura 3.12. Propuesta EV35, caso en el que la diferencia de cuerdas es mínima, y las áreas 1 y 2 son similares.*



*Figura 3.13. Propuesta EV32, caso en el que la diferencia de cuerdas es mayor que en EV35, y las áreas 1 y 2 son diferentes.*

En el caso contrario (figura 3.12.) cuando fueron propuestos valores que disminuyeron el offset entre las cuerdas, aumentó el área que estaba más alejada del centro de gravedad y el momento en general del estabilizador aumentó, generándose así que la capacidad de control de la aeronave fuera mayor a comparación de la aeronave de la figura 3.13.

De igual manera se observó un patrón entre la envergadura y la capacidad de control de la aeronave. Al incrementarse la envergadura del estabilizador, hay una superficie a una distancia más alejada del centro de gravedad, por lo cual fue mayor el momento generado y con eso aumentó la capacidad de control de la aeronave como la propuesta de la figura 3.14., a diferencia de la propuesta EV35 de la figura 3.12. Para dimensionarse un estabilizador con una gran longitud, se definieron valores altos de  $V_v$  y AR.

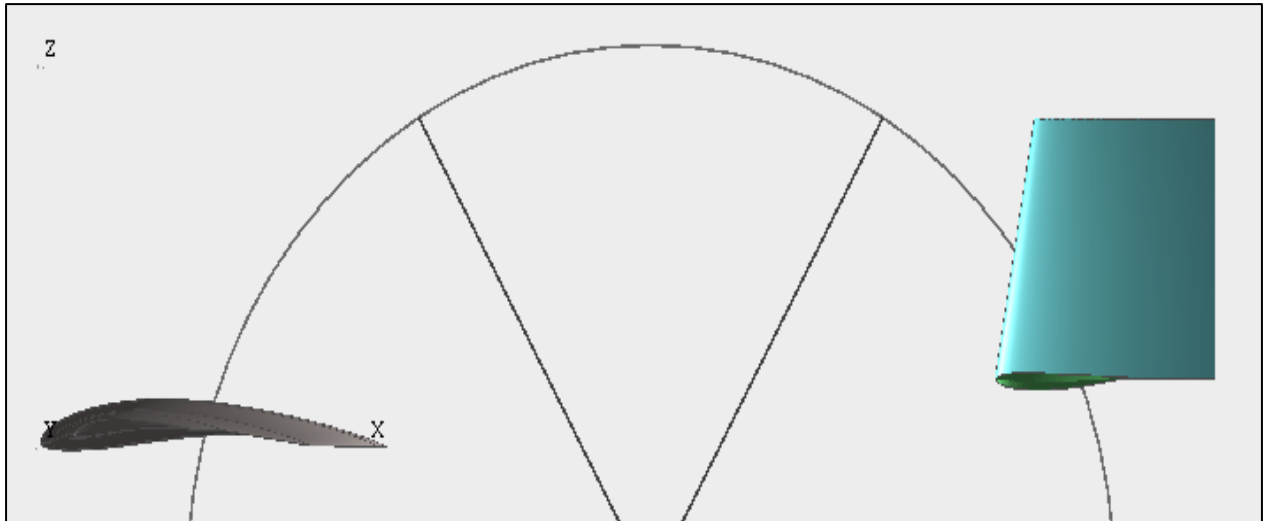


*Figura 3.14. Propuesta EV7, caso en el que la envergadura es superior a la de EV35, por lo cual el área 1 es similar al área 2.*

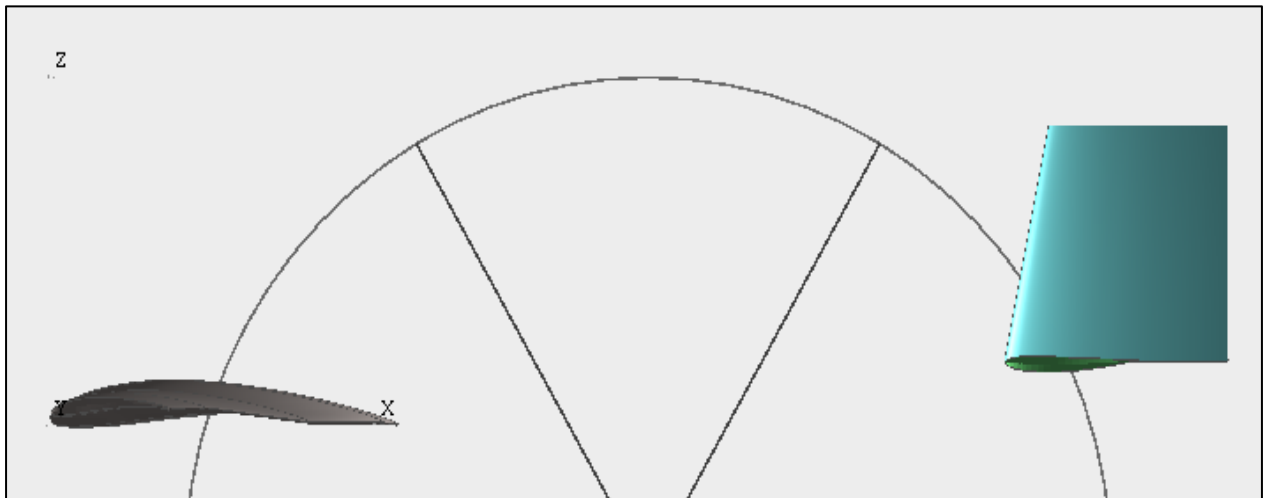
Anteriormente, se mencionó que fueron definidos análisis de estabilidad estática direccional a diferentes ángulos de ataque  $\alpha = 0^\circ$  y  $\alpha = 8^\circ$  para poder ver el comportamiento de la aeronave en operaciones de vuelo y despegue. De los análisis que se realizaron a diferentes ángulos de ataque, para un mismo valor de ángulo  $\beta$  el valor de  $C_n$  cuando  $\alpha = 0^\circ$  fue menor que el valor de  $C_n$  cuando  $\alpha = 8^\circ$ , en otras palabras, el movimiento de guiñada o el control direccional se redujo cuando aumentó el ángulo de ataque, la aeronave se hizo más estable o difícil de maniobrar. El ángulo de ataque se incrementó, aumentó la estabilidad.

Finalmente, en cuanto a la comparación de los estabilizadores finales seleccionados para el ala 1 y el ala 2, no hubo ninguna diferencia, estrictamente son los mismos valores que fueron introducidos de  $V_v$ , AR y "Taper" en el código que los dimensionó, por lo que el programa dio las mismas magnitudes a la envergadura, la cuerda en la raíz, la cuerda en la punta y la superficie. La única diferencia existente entre estas dos propuestas de cada ala se observó en los resultados de los análisis de estabilidad estática direccional, una mínima diferencia en cuanto los valores del coeficiente de guiñada cuando fue escogido el mismo valor para el ángulo  $\alpha$  y el ángulo  $\beta$ , generaron una diferencia menor a 0.0001 entre dichos valores de  $C_n$ , lo cual fue despreciable para el análisis.

Con esto es pudo observar que el código calcula estas variables del estabilizador vertical independientemente de la posición del centro de gravedad y la geometría alar (borde de ataque) generando la ventaja de poderlo dimensionarse el estabilizador vertical, independientemente de los parámetros que fueron escogidos para el estabilizador horizontal. Finalmente, la configuración final del empenaje para el ala 1 y el ala 2, se muestran en las figuras 3.15 y 3.16.



*Figura 3.15. Vista perfil del ala 1 con su estabilizador horizontal y vertical.*



*Figura 3.16. Vista perfil del ala 2 con su estabilizador horizontal y vertical.*

## Conclusiones finales

Finalmente, se obtuvo un empenaje convencional con perfil invertido en el estabilizador horizontal y montado con un solo boom para ambas alas, los cuales cumplieron con los parámetros de estabilidad estática direccional y longitudinal, con base en la interpretación de las gráficas polares obtenidas en el dimensionamiento del estabilizador vertical y horizontal. Dichos parámetros propuestos por el subsistema de estabilidad y control fueron aceptados dentro del sistema de diseño mecánico para poder balancear la aeronave y dimensionar los trenes de aterrizaje.

Se definieron la organización y la comunicación dentro del sistema para poder dimensionar cada uno de los elementos mecánicos, de los diversos subsistemas. Dentro de este esquema, se observa el proceso de diseño que se ha adaptado dentro de la agrupación para dimensionar y validar la aeronave. Primero la elección de configuración de la aeronave, el dimensionamiento de las alas. Posteriormente, las dimensiones del empenaje, configuración del fuselaje y, paralelamente, el dimensionamiento de los trenes de aterrizaje. En cada etapa se valida por medio de análisis y hay procesos de reiteración de por medio.

Cada subsistema fue conformado por un grupo estudiantes con múltiples habilidades y carreras, haciendo al proyecto multidisciplinario. No solamente se requirió poner en práctica el conocimiento adquirido en la carrera, sino también del aprendizaje de otras áreas. Conjuntando conocimientos de áreas de mecánica, eléctrica, electrónica, mecatrónica, administrativas, entre otras, durante todo el proceso de diseño, manufactura y pruebas de vuelo.

## Referencias

- Sadraey, M. (2013). *AIRCRAFT DESIGN A Systems Engineering Approach*. Wiley.
- Bejerano, P. (2016). *Los principios que hacen volar a un avión*. ThinkBig. <https://blogthinkbig.com/los-principios-que-hacen-volar-a-un-avion>
- Física y Química Canal. (7 de abril de 2019). *¿Qué es el centro aerodinámico, centro de presiones, coeficiente del momento de cabeceo en un avión?* [Archivo de video]. Youtube. <https://www.youtube.com/watch?v=sMwVDGdfYVo>