

DISEÑO PRELIMINAR DE UN PLANEADOR EN CONFIGURACIÓN ALA VOLANTE CON  
CAPACIDAD PARA UNA PERSONA

ALEX ADRIÁN LÓPEZ RÍOS  
ALEJANDRO MEJÍA GIRALDO

UNIVERSIDAD PONTIFICIA BOLIVARIANA  
ESCUELA DE INGENIERÍAS  
FACULTAD DE INGENIERÍA AERONÁUTICA  
MEDELLÍN

2014

DISEÑO PRELIMINAR DE UN PLANEADOR EN CONFIGURACIÓN ALA VOLANTE CON  
CAPACIDAD PARA UNA PERSONA

ALEX ADRIÁN LÓPEZ RÍOS  
ALEJANDRO MEJÍA GIRALDO

Trabajo de grado para optar al título de Ingeniero Aeronáutico

Director  
JUAN PABLO ALVARADO PERILLA  
Ingeniero Aeronáutico

UNIVERSIDAD PONTIFICIA BOLIVARIANA  
ESCUELA DE INGENIERÍAS  
FACULTAD DE INGENIERÍA AERONÁUTICA  
MEDELLÍN  
2014

Julio 31, 2014

Alex Adrián López Ríos

Alejandro Mejía Giraldo

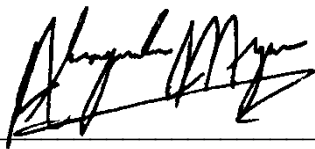
“Declaro que esta tesis (o trabajo de grado) no ha sido presentada para optar a un título, ya sea en igual forma o con variaciones, en esta o cualquier otra universidad”  
Art 82 Régimen Discente de Formación Avanzada.

Firma

Alex A.L.R.

---

Alex Adrián López Ríos



---

Alejandro Mejía Giraldo

## AGRADECIMIENTOS

Queremos agradecer a todas las personas que de alguna manera u otra hicieron posible este proyecto. En especial a nuestras familias por su gran apoyo.

## CONTENIDO

	pág.
RESUMEN.....	14
INTRODUCCIÓN.....	15
OBJETIVOS.....	16
1. MARCO TEÓRICO Y ESTADO DEL ARTE .....	17
1.1 ALA VOLANTE.....	17
1.1.1 Definición.....	17
1.1.2 Historia .....	18
1.1.3 Clasificación.....	24
1.2 PLANEADORES .....	26
1.3 LIMITACIONES DE DISEÑO.....	27
1.3.1 Teoría de vuelo de largo alcance .....	28
1.3.2 Diseño conceptual - preliminar.....	30
2. BASELINE .....	34
3. DISEÑO DEL ALA .....	38
3.1 GEOMETRÍA DEL ALA .....	38
3.2 SELECCIÓN DEL PERFIL .....	42
3.2.1 Perfil réflex.....	42
3.2.2 Características del perfil.....	43
3.2.3 Perfil en la raíz.....	44
3.2.4 Perfil en la punta.....	44
3.3 CÁLCULO DEL ESTABILIZADOR VERTICAL .....	44
3.4 SUPERFICIES DE CONTROL .....	47

3.4.1 Dimensiones superficies de control.....	47
3.4.2 Sistemas de control .....	53
4. ESTABILIDAD .....	58
4.1 ESTABILIDAD LONGITUDINAL.....	58
4.2 ESTABILIDAD LATERAL Y DIRECCIONAL.....	60
4.3 ANÁLISIS DE LA ESTABILIDAD DINÁMICA.....	62
4.3.1 Estabilidad dinámica longitudinal .....	62
4.3.2 Estabilidad dinámica lateral .....	64
5. ANÁLISIS CFD .....	66
5.1 INTRODUCCIÓN .....	66
5.2 MALLA .....	66
5.3 RESULTADOS .....	69
5.3.1 Perfiles.....	70
5.3.2 Ala .....	71
5.3.3 Centro aerodinámico.....	74
6. RENDIMIENTO.....	75
6.1 GLIDE RATIO.....	75
6.2 GLIDER POLARS .....	76
7. DISEÑO ESTRUCTURAL.....	78
7.1 ESTRUCTURAS AERONÁUTICAS.....	78
7.1.1 Materiales .....	80
7.1.2 Selección de materiales .....	83
7.2 VIGA PRINCIPAL.....	85
7.3 COSTILLAS .....	92
7.4 DIAGRAMA V-n.....	96

7.5 DIAGRAMA V-n PARA RÁFAGAS .....	100
8. INSTRUMENTOS .....	103
9. DISEÑO FINAL.....	105
CONCLUSIONES .....	108
REFERENCIAS .....	112
ANEXO 1 Atmósfera estándar .....	115
ANEXO 2 Aeronaves <i>baseline</i> .....	116
ANEXO 3 Diseños alas XFLR5.....	117
ANEXO 4 Coordenadas perfil Eppler 340 .....	123
ANEXO 5 Coordenadas perfil MH 82 .....	124
ANEXO 6 Modelos de termales .....	125
ANEXO 7 Datos aeromodelos ala volante .....	128
ANEXO 8 Cálculos de coeficientes por medio de CFD del perfil Eppler 340 .....	129
ANEXO 9 Cálculos de coeficientes por medio de CFD del perfil MH 82.....	130
ANEXO 10 Cálculos de coeficientes por medio de CFD del ala .....	131
ANEXO 11 Resultados CFD .....	132
ANEXO 12 Comparación de XFLR5 y datos experimentales .....	133
ANEXO 13 <i>Renders</i> finales planeador .....	135
ANEXO 14 Artículo publicable .....	138
ANEXO 15 Planos finales .....	149

## LISTA DE FIGURAS

	pág.
Figura 1-1 Planos del <i>Avion Model I</i> diseñado por John K. Northrop (1933) .....	19
Figura 1-2 Esquema del B2 <i>Spirit</i> .....	20
Figura 1-3 Foto aeronave B2 actualmente usada por el USAF .....	21
Figura 1-4 Aeronave Horten H II <i>D-Habicht</i> .....	22
Figura 1-5 Planeador Pioneer III diseñado por Jim Marske .....	23
Figura 1-6 Clasificación de alas volantes .....	24
Figura 1-7 Perfil de misión elegido para el proyecto.....	28
Figura 1-8 Segmento idealizado de vuelo <i>cross-country</i> .....	29
Figura 1-9 Modelo 3D diseño conceptual.....	31
Figura 1-10 Bosquejos del diseño conceptual del planeador .....	32
Figura 1-11 Modelo piloto .....	33
Figura 2-1 Gráfica área vs peso vacío .....	35
Figura 2-2 Gráfica relación de aspecto vs área.....	36
Figura 3-1 $C_l$ vs $\alpha$ .....	39
Figura 3-2 $C_l/C_D$ vs $\alpha$ .....	40
Figura 3-3 $C_m$ vs $\alpha$ .....	40
Figura 3-4 Geometría del ala .....	42
Figura 3-5 Perfil réflex.....	43
Figura 3-6 Gráfica coeficiente de volumen vs distancia del estabilizador vertical .....	46
Figura 3-7 Dimensiones del estabilizador vertical .....	47
Figura 3-8 Modelos a escala.....	49
Figura 3-9 Dibujo del elevón mostrando sus dimensiones principales .....	52
Figura 3-10 Dibujo del <i>rudder</i> mostrando sus dimensiones principales.....	52



Figura 3-11 Ejemplo de control diferencial para alerones.....	54
Figura 3-12 Sistema de control del planeador.....	55
Figura 3-13 Sistema de control mezclador para elevones.....	55
Figura 3-14 Movimiento mezclador elevador.....	56
Figura 3-15 Movimiento mezclador alerones.....	56
Figura 4-1 Pendiente del coeficiente de momento .....	58
Figura 4-2 Ubicación del CP, CG y CA .....	59
Figura 4-3 Viento cruzado.....	60
Figura 4-4 Derrape.....	60
Figura 4-5 Comparación de arrastre .....	61
Figura 4-6 Condiciones iniciales estabilidad longitudinal.....	62
Figura 4-7 Respuesta estabilidad longitudinal.....	63
Figura 4-8 Condiciones iniciales estabilidad lateral.....	64
Figura 4-9 Respuesta estabilidad lateral .....	65
Figura 5-1 Malla estructurada ( <i>c-mesh</i> ) .....	67
Figura 5-2 Volumen de control.....	68
Figura 5-3 Malla no estructurada .....	68
Figura 5-4 Perfil de la raíz: MH 82 .....	70
Figura 5-5 Perfil de la punta: E 340.....	71
Figura 5-6 CL vs alpha.....	72
Figura 5-7 Contorno de presiones en el ala vista 1 .....	73
Figura 5-8 Contorno de presiones en el ala vista 2 .....	73
Figura 6-1 Relación de planeo .....	75
Figura 6-2 Velocidad mínima de descenso .....	76
Figura 6-3 Velocidad óptima de planeo.....	76

Figura 6-4 Rata de descenso .....	77
Figura 7-1 Elementos estructurales típicos de un ala cantiléver.....	79
Figura 7-2 Porcentaje de materiales del planeador .....	85
Figura 7-3 Configuraciones típicas de vigas.....	86
Figura 7-4 Cambio de sección en la viga trapezoidal principal del ala.....	86
Figura 7-5 Esquema del ala con ubicación de la viga y su aflechamiento .....	87
Figura 7-6 Típicas secciones de vigas .....	87
Figura 7-7 Análisis estructural - ala sólida completa .....	88
Figura 7-8 Análisis estructural - deflexión del ala .....	89
Figura 7-9 Análisis estructural - ala sólida sin flaps y alerones.....	89
Figura 7-10 Análisis estructural - viga principal simplificada.....	90
Figura 7-11 Análisis estructural - viga principal.....	91
Figura 7-12 Análisis estructural - viga principal y auxiliar .....	91
Figura 7-13 Diseño final viga principal .....	92
Figura 7-14 Diseño de costillas .....	93
Figura 7-15 Espaciamiento de las costillas .....	94
Figura 7-16 Análisis estructural costillas .....	95
Figura 7-17 Estructura final ala .....	95
Figura 7-18 Ilustración partes estructura alar .....	96
Figura 7-19 Cálculo del diagrama V-n.....	97
Figura 7-20 Diagrama V-n del planeador .....	99
Figura 7-21 Comparación diagrama V-n para varios planeadores .....	100
Figura 7-22 Diagrama V-n para ráfagas.....	101
Figura 9-1 Dimensiones finales.....	105
Figura 9-2 Vista frontal y lateral .....	106

## LISTA DE TABLAS

	pág.
Tabla 1-1 Matriz de selección - configuración .....	25
Tabla 2-1 <i>Baseline</i> .....	34
Tabla 2-2 Estimación de la superficie.....	35
Tabla 2-3 Estimación del AR.....	36
Tabla 2-4 $C_L$ de despegue .....	37
Tabla 2-5 $C_L$ de crucero .....	37
Tabla 3-1 Recopilación de variables .....	38
Tabla 3-2 Primer diseño.....	39
Tabla 3-3 Diseño final del ala.....	41
Tabla 3-4 Cálculo del coeficiente de volumen .....	45
Tabla 3-5 Cálculo de la superficie vertical .....	46
Tabla 3-6 Superficies de control.....	48
Tabla 3-7 Superficies de control.....	49
Tabla 3-8 Dimensiones del <i>rudder</i> .....	50
Tabla 3-9 Dimensiones del elevón .....	50
Tabla 3-10 Ratas de roll.....	51
Tabla 3-11 Dimensiones del flap.....	53
Tabla 5-1 Semejanza geométrica .....	71
Tabla 5-2 Centro aerodinámico.....	74
Tabla 6-1 Rendimiento albatros .....	77
Tabla 7-1 Propiedades mecánicas de aleaciones de aluminio .....	81
Tabla 7-2 Propiedades mecánicas del acero .....	82
Tabla 7-3 Propiedades de cables de acero .....	82

Tabla 7-4 Selección de materiales .....	84
Tabla 7-5 Factores de carga .....	98
Tabla 8-1 Instrumentos básicos del planeador.....	103

## GLOSARIO

ALA VOLANTE: aeronave que no posee ni fuselaje ni empenaje.

BASELINE: lista de aeronaves similares y sus principales características, usado en las primeras fases de diseño para comparar datos.

CAMBER: Curvatura que presenta un perfil aerodinámico.

CANTILÉVER: cualquier viga o miembro estructural que se extiende más allá de su punto de apoyo, también llamado voladizo.

CENTRO AERODINÁMICO: punto donde el coeficiente de momento es constante con el cambio del ángulo de ataque.

CENTRO DE PRESIONES: punto donde se concentra la distribución de presión sobre el perfil y se representa con un vector de fuerza sin producir un momento.

ELEVÓN: Superficie de control que mezcla dos movimientos, el del alerón y el del timón de profundidad (elevador), usado en alas volantes.

MAC: Cuerda media aerodinámica, es la cuerda promedio de todo el ala, término usado para alas taperadas (*taper*).

PLANEADOR: aeronave sin sistema de propulsión.

RATA DE PLANEEO: es la relación entre la distancia volada y la altura perdida por un planeador.

REFLEX: una superficie aerodinámica *reflex* es aquella en que la sección se curva ligeramente hacia arriba en el borde de fuga y permite darle mejor estabilidad longitudinal.

TAPER: Es la medida de la relación entre la cuerda de la punta y la de la raíz, se dice que un ala es taperada cuando esta relación es menor a 1.

TERMAL: columna de aire caliente que asciende debido al calentamiento desequilibrado de la superficie terrestre por la radiación solar.

## RESUMEN

Actualmente el desarrollo y la construcción de planeadores se realizan principalmente entre aficionados y aviadores deportivos o experimentales. Estos desarrollos se han logrado en su mayor parte gracias a pruebas empíricas de ensayo y error. Sin embargo los grandes avances tecnológicos han permitido emplear poderosas herramientas computacionales que ayudan en el proceso de diseño. Muchos de los diseños de planeadores son configuraciones convencionales, es decir, aeronaves compuestas por un ala, fuselaje y empenaje. En este proyecto se optó por diseñar un ala volante, que básicamente omite la mayor parte del fuselaje y el empenaje para obtener un planeador más simple y que podría ser aerodinámicamente más eficiente. Aunque la información técnica actualmente disponible sobre las alas volantes es limitada, esta configuración tiene ciertos beneficios aerodinámicos con algunas desventajas debido a su complejidad de diseño. Es por sus ventajas aerodinámicas que el proyecto se encaminó hacia este tipo de aeronaves.

El enfoque de este proyecto es el desarrollo de un diseño preliminar para un planeador con la configuración de ala volante sin necesidad de un sistema de propulsión y con capacidad de carga para una persona. El trabajo consistió en investigar el estado del arte actual de estos dispositivos obteniendo un breve resumen histórico y estableciendo el marco teórico y con esta investigación elaborar un diseño preliminar aplicando los conceptos relacionados estudiados durante la carrera. Para lograr esto, se emplearon herramientas computacionales que ayudaron a calcular las fuerzas y los momentos aerodinámicos, se realizó un análisis estructural apoyado con una selección de posibles materiales a usar y posteriormente se llegó a un concepto final que buscó definir las aplicaciones del proyecto.

El objetivo del proyecto fue diseñar un ala volante sin sistema de propulsión, es decir un planeador, donde el diseño y análisis aerodinámico fue el enfoque principal para poder lograr un diseño final estable, maniobrable y eficiente ayudado con software especializado en fluidos. En resumen, se estudiaron varios perfiles tanto para alas volantes como para planeadores y mediante la aplicación de *twist* geométrico y aerodinámico se le dio la estabilidad requerida que puede permitir un vuelo estable y seguro.

**Palabras claves:** planeador, ala volante, aerodinámica, CFD

## INTRODUCCIÓN

El siguiente trabajo presenta los resultados del diseño preliminar de un planeador desarrollado por estudiantes de la facultad de Ingeniería Aeronáutica con el fin de aplicar los conocimientos adquiridos durante la carrera junto con un proceso de investigación y el uso de diferentes herramientas computacionales para poder validar su capacidad de volar. La configuración del planeador diseñado como un ala volante lo hace poco convencional y un reto para el proceso de diseño por lo que en realidad su enfoque es el análisis aerodinámico que permita garantizar su estabilidad y maniobrabilidad. La idea con este proyecto es desarrollar un diseño que deje una base de conocimiento para posteriores estudios con el fin de motivar a otros aficionados en esta área del conocimiento.

Como todo proceso de diseño, este trabajo se basa en estudios previos e información disponible recopilada para establecer el estado actual de conocimiento en su área. Es por esto que una parte del trabajo es enfocada en resaltar los aspectos históricos y los avances tecnológicos actuales que hay sobre los planeadores. Con esta información se define un estado del arte que sirve como base para el proceso de diseño y que junto con el criterio de los autores delimita el alcance, los requerimientos y las limitaciones del diseño.

El uso de herramientas computacionales también hace una parte importante del trabajo ya que existen actualmente muchos programas que ayudan a estudiar y simular los diferentes fenómenos naturales y sirven como soporte adicional al proceso de diseño. El uso de software CAD facilita el diseño preliminar al permitir manipular y validar el diseño mecánico en 3D. Además, estas herramientas computacionales permiten simular condiciones reales que ayudan a ahorrar en tiempo, prototipos y pruebas experimentales costosas.

Finalmente es importante resaltar que este trabajo nace del interés y la pasión por los temas abordados y se pretende que con dicho trabajo el lector pueda instruirse sobre su contenido, independientemente de si tiene conocimientos previos o no, y le pueda servir bien sea como información adicional o que le ayude a complementar algún otro desarrollo relacionado. Como ya fue mencionado este trabajo hace parte del proyecto de grado y dentro del campo aeronáutico busca reunir conceptos actuales para dejar un marco teórico que sirva para otros estudios relacionados y que pueda ser retomado para una posterior etapa de diseño.

## OBJETIVOS

Este trabajo de grado tiene planteados los siguientes objetivos:

### OBJETIVO GENERAL

Desarrollar el diseño preliminar de un planeador en configuración ala volante con capacidad para una persona que pueda ser remolcado con una aeronave, cabrestante o que despegue desde una ladera.

### OBJETIVOS ESPECÍFICOS

Realizar un estudio del estado del arte.

Elaborar un diseño inicial del proyecto.

Comparar varios tipos de materiales para seleccionar los más adecuados.

Hacer un análisis estructural de los componentes principales del ala.

Realizar un estudio aerodinámico por medio de CFD.

Analizar los resultados obtenidos para definir el diseño final.



## 1. MARCO TEÓRICO Y ESTADO DEL ARTE

### 1.1 ALA VOLANTE

El ala volante, aunque aparentemente más sencilla que una aeronave convencional, es una aeronave que usa toda su geometría como superficie aerodinámica para generar la máxima sustentación con el menor arrastre posible. Esta configuración es más sencilla en complejidad geométrica debido a que por definición no posee un fuselaje y/o empenaje pero que por contraste a una aeronave convencional su comportamiento dinámico requiere de un complejo diseño para poder garantizar su estabilidad y maniobrabilidad en vuelo. Esta complejidad de diseño hace que el desarrollo de aeronaves en configuración ala volante no genere el interés y entusiasmo que debería si se tienen en cuenta sus potenciales beneficios aerodinámicos. Por otro lado, lograr su estabilidad puede requerir mecanismos aún más complejos que finalmente terminan haciendo despreciables las ventajas aerodinámicas. No obstante el hecho de que sean complejas de diseñar no ha impedido que se hayan generado grandes desarrollos históricos en torno a estas “simples” aeronaves.

#### 1.1.1 Definición

Un ala volante (*flying wing*) es una designación que se le da a un tipo de aeronave la cual no posee ni fuselaje ni empenaje. Esta configuración de aeronave busca usar toda su geometría para generar sustentación. También existen otras variaciones muy similares conocidas como *tailless* (sin cola). Ésta a diferencia de la anterior puede tener un pequeño fuselaje adherido o fusionado al ala. La designación ala volante se usa comúnmente para referirse a ambos tipos de aeronaves.

Charles Fauvel, diseñador francés de planeadores, se refería a sus aeronaves como alas volantes aunque eran realmente aeronaves *tailless*. Esto se observa en su documento: "*Scale documentation for the Fauvel AV36 flying wing sailplane, with some details of the Av 361*",

la cual es un ala con un fuselaje y dos superficies verticales que reemplazan al estabilizador vertical.

Christian Ravel fundador de GPPA (Organización para la preservación del patrimonio aeronáutico, por sus siglas en francés) también se refiere a los diseños de Charles Fauvel como alas volantes en su escrito conocido como "*Flying the Fauvel flying wings*" en donde menciona sus dos diseños más conocidos, el AV-22 y el AV-36.

El diseñador Jim Marske, reconocido por su experiencia y trayectoria con aeronaves "*flying wing*" se refiere a sus diseños Pioneer II y Pioneer III como alas volantes pero en realidad son alas "sin cola" con fuselaje y una superficie vertical.

Don Mitchell menciona en su página <<http://home.earthlink.net/~mitchellwing/index.html>> que empezó sus diseños de alas volantes en la década de los 40. Hoy en día es el creador del B-10 y el U2, aviones con fuselaje y superficies verticales.

A lo largo de la historia han habido varios diseñadores de aviones "sin cola", entre estos están Charles Fauvel, Jim Marske, Don Mitchell, etc. Todos estos autores han usado la designación ala volante, comúnmente aceptada para referirse a sus diseños que estrictamente son *tailless*. Teniendo en cuenta estos criterios, el diseño propuesto para este proyecto es técnicamente una aeronave *tailless* pero para poder establecer una comparación con diseños actuales que están en la misma categoría y cuentan con esta configuración se usará la designación ala volante.

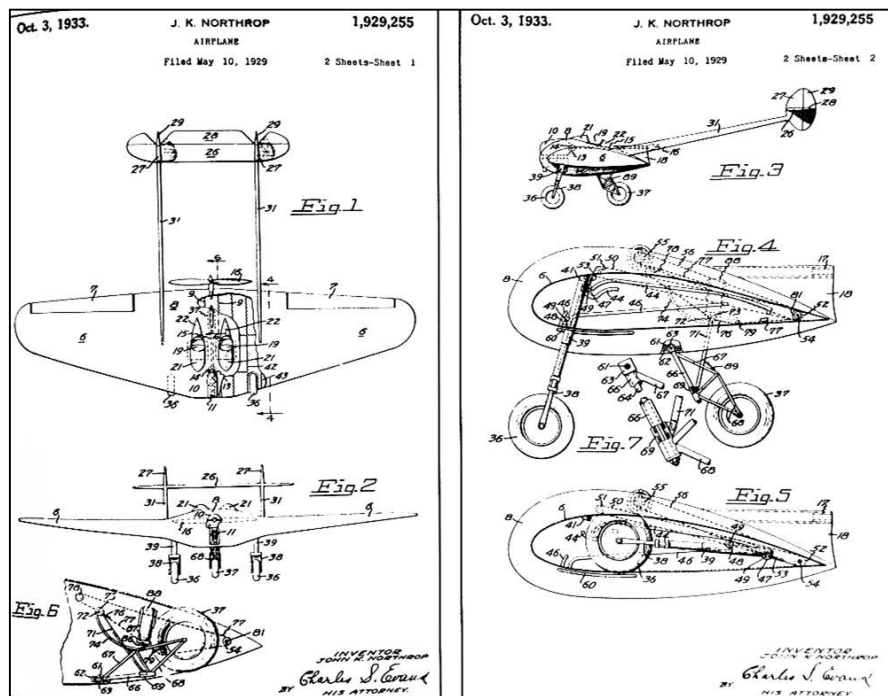
### 1.1.2 Historia

Aunque se tienen registros de alas volantes desde comienzos de 1900 los desarrollos más importantes se dieron en EE.UU. (Northrop), Alemania (los hermanos Horten) y la URSS (Cheranovsky). Cada uno trabajó por aparte, posiblemente con metas diferentes pero sus proyectos y logros se destacan por el éxito que obtuvieron a pesar de la poca tecnología de su época.

G.R. Pape (*Northrop Flying Wings*) relata que John Knudsen "Jack" Northrop comenzó a trabajar en el diseño de alas volantes desde finales de 1920 en Estado Unidos. Su primera

aeronave con esta configuración fue el *Avion Model I* también conocido como *Avion Flying Wing* y *All Wing* (ver Figura 1-1). Inicialmente no pudo eliminar todas las superficies que no forman parte del ala, y con esto obtener un ala volante pura debido a la dificultad de estabilizar esta configuración. Posteriormente desarrolló otros modelos con motores turboprop y turbojet empleando los avances en estos sistemas de propulsión de la época. Aunque Northrop siempre soñó con ver la construcción de sus diseños de alas volantes, sus proyectos fueron aplazados muchas veces debido a otras prioridades militares durante la Segunda Guerra Mundial.

Figura 1-1 Planos del *Avion Model I* diseñado por John K. Northrop (1933)

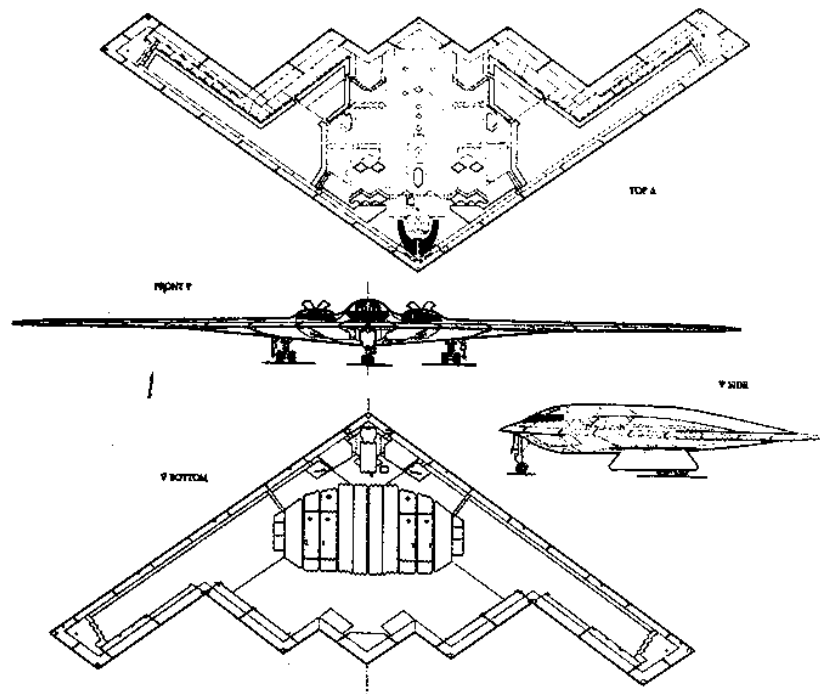


Fuente: PAPE, G.R. *Northrop Flying Wings* (p. 21)

Años más tarde el gobierno le daría a su compañía, *Northrop Aviation*, el proyecto para desarrollar la aeronave bombardera ala volante B-35. Debido a la disminución en la financiación posguerra y otras dificultades técnicas el proyecto se vio seriamente afectado. La baja velocidad de sus alas volantes en contraste con otras aeronaves de guerra también

le restó interés en el proyecto por parte del ejército y luego de dos accidentes de sus aeronaves YB-49 el proyecto fue cancelado. Esta crisis alejó a Northrop por muchos años de la industria de la aviación. El poco éxito de sus proyectos estaba más ligado a cuestiones políticas y financieras que por su capacidad de diseñar.

Figura 1-2 Esquema del B2 *Spirit*



Fuente: PAPE, G.R. *Northrop Flying Wings* (p. 214)

Finalmente su carrera culminó muchos años más tarde con el exitoso desarrollo del B2 *Spirit*. La Figura 1-2 muestra el esquema de esta aeronave que podía evadir los radares. Este bombardero furtivo diseñado inicialmente para la Guerra Fría como avión “invisible”, aprovechó los avances tecnológicos especialmente en la aviónica y en los sistemas de control automático (*Fly-By-Wire*) que permitieron superar la inestabilidad de estas alas para así ser operables por un piloto con los mismos comandos de una aeronave convencional. Hoy en día la fuerza aérea norteamericana aún tiene en servicio sus aeronaves B2 (ver Figura 1-3).

Figura 1-3 Foto aeronave B2 actualmente usada por el USAF

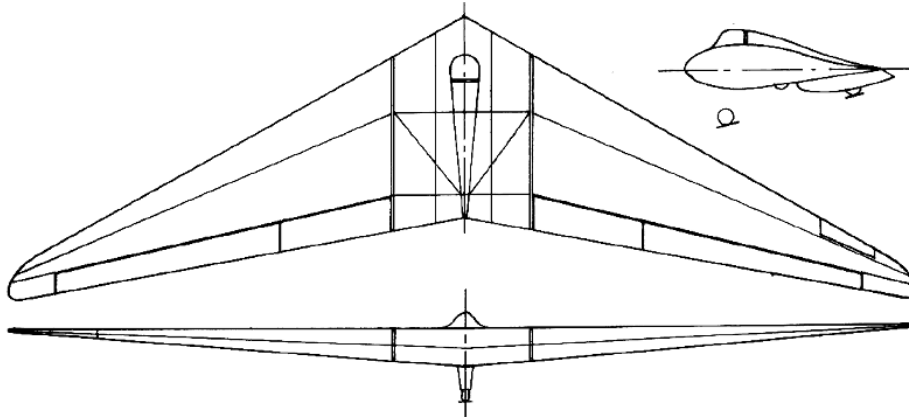


Fuente: PAPE, G.R. *Northrop Flying Wings* (p. 217)

R.E. Lee (*Only the Wing*) narra que en Alemania, al mismo tiempo que Northrop diseñaba aeronaves con configuración ala volante, los hermanos Walter y Reimar Horten empezaron, desde temprana edad, a desarrollar planeadores de forma experimental y sin muchos conocimientos teóricos. Inicialmente ingresaron al mundo de la aviación modificando simples cometas de recreación. Sin embargo con mucha ambición y entusiasmo, desde muy jóvenes, Reimar de 14 años y su hermano mayor de 17 ingresaron a un club de planeadores donde lograron realizar sus primeros vuelos solo.

Reimar nunca tuvo mucha destreza como piloto a diferencia de Walter pero luego de aprender a volar planeadores comenzaron ambos hermanos a desarrollar sus primeros diseños con aeromodelos y participar en varios concursos. Viendo el éxito de su aeromodelo en configuración ala volante, Reimar decidió construir su primer planeador que también fuera ala volante, el Horten H1 construido en 1933. Las dificultades para lograr la estabilidad en vuelo al principio presentaron un gran obstáculo. Sin embargo de su primer planeador y tras muchos ensayos, Horten logró estudiar y mejorar la estabilidad de su ala volante hasta conseguir sus primeros vuelos exitosos con su aeronave H II (ver Figura 1-4).

Figura 1-4 Aeronave Horten H II *D-Habicht*



Fuente: LEE, R.E. *Only the Wing* (p. 47)

La dificultad de adquirir otra aeronave para remolcar sus planeadores llevo a que Horten diseñara un ala volante motorizada para continuar sus experimentos. A diferencia de Northrop, Reimar uso muchos prototipos de aeromodelos y planeadores para mejorar su conocimiento sobre las alas volantes. Su trabajo más importante durante la Segunda Guerra mundial con alas volantes fue la construcción del Horten Ho IX V2 propulsado por dos motores turbojet. Horten dejó Alemania y vivió muchos años en Argentina donde pudo diseñar varias aeronaves y planeadores.

A pesar de las dificultades de su país en la guerra y el poco reconocimiento que tuvo Horten durante su vida, aportó mucho conocimiento experimental y teórico a la industria, y muchos de sus admiradores sostienen que toda aeronave que actualmente existe tiene alguna contribución de Horten. Para Reimar Horten, John Northrop y muchos diseñadores de la época, la tecnología limitada durante este tiempo con respecto a nuevos materiales y sistemas de control automático fue un obstáculo en el desarrollo de sus aeronaves pero no les impidió persistir y aportar grandes conocimientos a la industria.

Por otro lado, entre 1921 y 1940 el diseñador soviético Boris Cheranovsky probó una serie de alas volantes parabólicas. Algunas de ellas eran planeadores y otras propulsadas con cohetes. Aunque no fue el único de su época, fue el más destacado por probar la validez de este concepto. A diferencia de Horten y Northrop, la información acerca de Cheranovsky

es más limitada pero es innegable decir que también demostró la viabilidad del diseño de aeronaves con configuraciones de alas volantes.

En la actualidad se siguen construyendo este tipo de aeronaves, tanto para usos militares como el B-2 o para aviación recreativa como el Swift o las alas volantes de Jim Marske. Este último ha sido un gran aficionado del concepto del ala volante y se ha dedicado desde hace muchos años a diseñar y construir planeadores recreativos, *sailplanes*, con esta configuración que al mismo tiempo han tenido mucho éxito. Sus diseños se caracterizan por su simplicidad y buenas cualidades en vuelo. Además de su gran conocimiento sobre el diseño de alas volantes, adquirido con muchos años de experiencia, Marske ha incorporado los avances tecnológicos en materiales para así construir sus planeadores en materiales compuestos livianos que han mejorado aún más el rendimiento de estas aeronaves. Actualmente ofrece cursos y talleres en la construcción de materiales compuestos y explica cómo ha usado las varas de fibra de carbón para la estructura interna del ala. Su más reciente diseño es el Pioneer III (ver Figura 1-5) desarrollado en materiales compuestos.

Figura 1-5 Planeador Pioneer III diseñado por Jim Marske



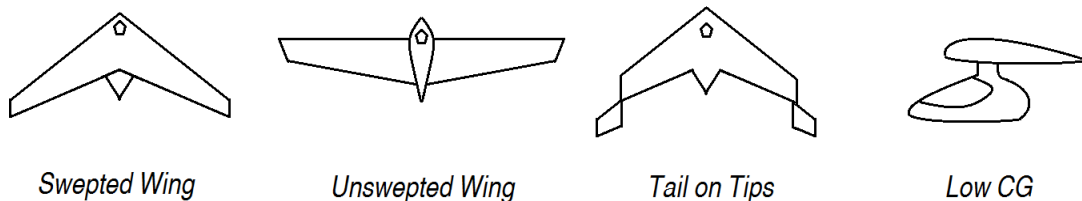
Fuente: Disponible en Internet: <[www.marskeaircraft.com](http://www.marskeaircraft.com)>

[Fecha de consulta: 01/15/2014]

### 1.1.3 Clasificación

En general las alas volantes se pueden clasificar en 4 tipos según la configuración del ala, cada una presenta ciertas ventajas y desventajas. Los diferentes tipos de alas volantes se muestran en la Figura 1-6.

Figura 1-6 Clasificación de alas volantes



Fuente: Disponible en Internet <[http://www.nurflugel.com/Nurflugel/n\\_o\\_d/weird\\_02.htm](http://www.nurflugel.com/Nurflugel/n_o_d/weird_02.htm)>  
[Fecha de consulta: 09/25/2013]

**Ala con flechamiento:** Es la configuración más convencional en un ala volante, esta presenta buena estabilidad lateral y longitudinal pero es un poco difícil de manufacturar debido a su flechamiento.

**Ala sin flechamiento:** Este tipo de ala requiere de mayor twist y perfiles auto estables. Debido a que no tiene flechamiento las superficies verticales deben ser mucho más grandes, esta configuración facilita mucho el proceso de manufactura.

**Cola en las puntas:** Es la geometría más similar a una aeronave convencional, pero con el estabilizador horizontal en las puntas del ala.

**Bajo CG:** Usado normalmente en los parapentes, su perfil no necesariamente tiene que ser auto estable debido a que el bajo centro de gravedad estabiliza la vela.

Para escoger el tipo de ala se optó por crear una matriz de selección (Tabla 1-1). Esta es una herramienta útil para tomar decisiones usando ciertos parámetros que luego se les asignan un valor numérico. Adicionalmente se les puede dar un porcentaje de peso a cada



parámetro elegido en caso de tener diferente impacto sobre la decisión final. En este caso se tienen valores desde 1 hasta 5 siendo este último el valor más ideal según el criterio del diseñador.

Los parámetros evaluados para la selección del ala con sus respectivos porcentajes de peso son los siguientes:

**Manufactura:** Se refiere a la facilidad con que se realizan los procesos de construcción. (25%)

**Diseño:** Se refiere a la complejidad de diseño aerodinámico del ala. (15%)

**Estabilidad:** Es la facilidad de estabilizar la aeronave (10%)

**Estética:** Enfocado a la presentación visual. (15%)

**Experiencia:** Es el conocimiento adquirido debido a textos, videos y modelos a escala que se han realizado. (25%)

**Maniobrabilidad:** Se refiere a la capacidad que tiene el piloto de maniobrar. (10%)

Tabla 1-1 Matriz de selección - configuración

Configuración	%	Swepted wing	Unswepted wing	Tail on tips	Low CG
Manufactura	25	3	5	1	3
Diseño	15	3	4	2	3
Estabilidad	10	4	3	2	5
Estética	15	5	4	3	3
Experiencia	25	5	2	1	1
Maniobrabilidad	10	4	4	5	2
Total Promediado	100	4.0	3.65	1.95	2.6

Dado que la configuración *swepted wing* es la que recibió mayor puntaje se optó por este tipo de ala.

## 1.2 PLANEADORES

Desde los inicios de la aviación, y con el interés que siempre ha tenido el hombre por volar, se han empleado vehículos planeadores experimentales no motorizados que han permitido desarrollar el conocimiento aerodinámico. Este tipo de aparatos le han dado al hombre la capacidad de volar sin necesidad de incorporar sistemas de propulsión complejos. Actualmente existen diversos tipos de planeadores exitosos usados por aficionados y con fines recreativos. Estos aparatos conocidos como *sailplanes* o *gliders* dependen solo de su diseño aerodinámico para poder volar y pueden ser remolcados por otra aeronave, poseer algún sistema de propulsión para asistir en el despegue o simplemente lanzarse aprovechando la topografía.

Debido a sus limitaciones para aplicaciones que puedan ser comerciales o militares el planeador abarca un sector recreativo/deportivo (competencias) que busca darle al hombre la capacidad de volar “libremente” sin usar mecanismos de propulsión, simplemente aprovechando los fenómenos naturales del aire como un fluido. El planeador en esencia busca beneficiarse de estos fenómenos naturales, como las aves, que con su “simplicidad” son capaces de volar.

A medida que se ha expandido el conocimiento experimental y teórico sobre los planeadores, también se ha buscado maximizar su eficiencia aerodinámica. Esto se ha logrado mediante el uso de una gran cantidad de familias de perfiles más eficientes, materiales de construcción más livianos, métodos de manufactura más pulidos y parámetros de diseño estandarizados a nivel internacional. Solo a través de muchos años de experiencia (ensayo y error) se han podido construir las fuertes bases teóricas que hoy se conocen y que han permitido mejorar los diseños actuales. Igualmente siempre se ha buscado optimizar la eficiencia aerodinámica generando el menor arrastre posible reduciendo la complejidad geométrica de los diseños. Históricamente los pioneros en el sector aeronáutico siempre se han preocupado por mejorar el rendimiento de las aeronaves y han implementado diversas técnicas de diseño de las cuales algunas han gozado de gran éxito mientras que otras se han descartado por completo. Es por esto que muchos ingenieros pensaban que una aeronave antes de motorizarla debía ser aerodinámica y

eficiente. Debido a este pensamiento fue que surgieron las primeras alas volantes planeadoras.

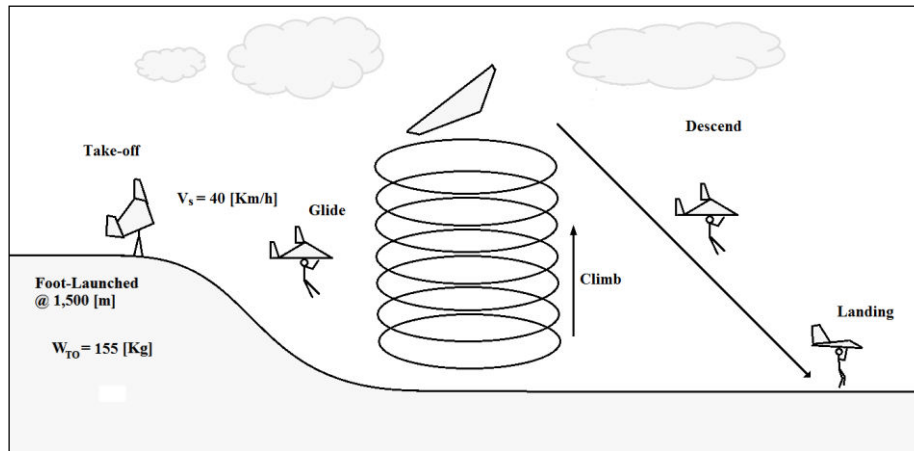
Aunque las alas volantes no han sido la configuración que ha predominado históricamente, sus potenciales ventajas no la han descartado como una posible solución a las limitaciones de la eficiencia aerodinámica que actualmente enfrenta la industria. En las siguientes secciones se justifica la complejidad de diseño y las dificultades de estabilidad inherentes por su disposición.

### 1.3 LIMITACIONES DE DISEÑO

El primer paso en el diseño de un nuevo planeador es definir sus limitaciones. Esto también se conoce como su perfil de misión o especificaciones de diseño que normalmente son definidas por el cliente con la aprobación del diseñador. Algunos aspectos para tener en cuenta en el momento de definir las limitaciones son los requerimientos del piloto, el peso máximo, la carga y el tipo de uso (competencia, deportivo, recreación, entrenamiento, etc.). Adicionalmente, existen algunos requerimientos de certificación de acuerdo a las regulaciones de la autoridad aeronáutica.

Para planeadores o *gliders* se pueden especificar algunos requerimientos de rendimiento como su tasa de descenso o planeo, velocidad de entrada en pérdida, velocidad óptima de planeo, entre otros. Como hay numerosas variables que pueden limitar el diseño se debe escoger un perfil de misión. La Figura 1-7 muestra el perfil de misión elegido para este proyecto donde se observan las maniobras que debe poder cumplir el planeador en su diseño final.

Figura 1-7 Perfil de misión elegido para el proyecto



Este perfil de misión seleccionado no tiene en cuenta el rendimiento para vuelos de largo alcance sino sólo algunas maniobras básicas de planeadores con despegue manual. Debido a que se trata de un planeador, su eficiencia para planear y ascender depende del viento y las termas de aire en la zona donde se opere (ver ANEXO 6). El estudio de termas es un proceso extenso y no hace parte del enfoque de este proyecto ya que la finalidad es solamente desarrollar un diseño del planeador con base a un concepto inicial.

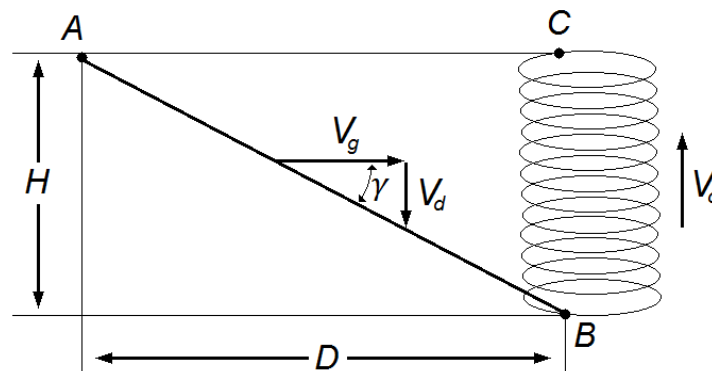
### 1.3.1 Teoría de vuelo de largo alcance

Esta sección busca familiarizar al lector con el concepto de vuelo *cross-country* que para el caso de un planeador no motorizado es el único método para lograr vuelos que permitan alcanzar largas distancias. Aunque el diseño del planeador no abarca fines competitivos conocer los principios básicos del vuelo sin sistema de propulsión hacen parte integral del diseño de un planeador.

El vuelo de largo alcance o *cross-country* consiste básicamente en una sucesión de ascensos y planeos entre las diferentes termas de aire. La técnica del piloto para identificar las termas se logra con experiencia y entrenamiento. Una termal de aire se genera por el calentamiento irregular del suelo terrestre donde unas áreas de tierra se calientan más que otras por medio de la radiación solar. El suelo calienta el aire cercano creando termas que

normalmente son aprovechadas por las aves. Dentro de una termal, el área efectiva de sustentación es limitada y por lo tanto el ascenso debe ser en forma de espiral continua. En los modelos más simples de vuelo de largo alcance se asume que la fuerza de la termal no varía con la altitud y por lo tanto permanece constante durante el vuelo. La Figura 1-8 muestra este modelo de vuelo de largo alcance para el segmento de transición entre una termal y otra:

Figura 1-8 Segmento idealizado de vuelo *cross-country*



Fuente: THOMAS, F. *Fundamentals of Sailplane Design* (p. 62)

Donde:

- $A-B$  distancia de planeo
- $B-C$  distancia de ascenso
- $V_c$  rata de ascenso
- $V_d$  rata de descenso
- $V_g$  velocidad durante el planeo
- $H$  altitud lograda con el ascenso
- $D$  distancia horizontal lograda en el planeo
- $\gamma$  ángulo de planeo

Siguiendo la metodología de F. Thomas (*Fundamentals of Sailplane Design*), se puede estimar la velocidad promedio del vuelo de largo alcance ( $v_{avg}$ ) conociendo el tiempo  $t$  que

tarda el planeador en planear la distancia  $D$  a la siguiente termal y recuperar la altitud perdida durante el planeo. Esto es la suma del tiempo que tarda en ascender  $t_c$  y el tiempo de planeo  $t_g$ :

$$v_{avg} = \frac{D}{t} = \frac{D}{t_c + t_g}$$

De la Figura 1-8 se pueden estimar los tiempos de vuelo y la distancia horizontal así:

$$t_c = \frac{H}{v_c} \qquad t_g = \frac{H}{v_d} \qquad D = \frac{v_g}{v_d} H$$

Reemplazando  $t_c$ ,  $t_g$  y  $D$  en la ecuación se obtiene lo siguiente:

$$\frac{v_{avg}}{v_g} = \frac{v_c}{v_c + v_d}$$

La velocidad o rata de ascenso ( $v_c$ ) está en función de la fuerza de la termal ( $v_T$ ) y la rata de descenso del planeador mientras realiza un viraje en círculo ( $v_{d_c}$ ):

$$v_c = v_T - v_{d_c}$$

De las ecuaciones anteriores se puede concluir que la optimización de la velocidad promedio de vuelo de largo alcance ( $v_{avg}$ ) se obtiene diseñando el planeador con una baja rata de descenso mientras circula la termal ( $v_{d_c}$ ), una baja rata de descenso entre una termal y otra ( $v_d$ ) y una alta velocidad durante el planeo ( $v_c$ ).

### 1.3.2 Diseño conceptual - preliminar

Existen 3 etapas en el diseño de aeronaves que son el diseño conceptual, diseño preliminar y diseño detallado. Como su nombre lo indica el diseño conceptual es la primera fase donde la idea o concepto del proyecto pasa por varios procesos de diseño y se definen algunos aspectos importantes como la configuración, el tamaño, peso y ciertos requerimientos de desempeño. En esta fase sólo se pretende hacer un esbozo del proyecto delimitando sus alcances.

Posterior al diseño conceptual esta el diseño preliminar que continua una vez terminan los cambios o alteraciones mayores en la fase anterior del proyecto. Los temas principales en esta fase de diseño son los sistemas de control, propulsión, estructuras, tren de aterrizaje, aerodinámica, etc.

Finalmente se llega a la fase de diseño detallado donde los diseñadores entran a pensar en la manufactura y producción a gran escala de los componentes de la aeronave y se rediseñan y analizan algunos elementos individuales como las costillas, pernos y vigas entre otros. El alcance de este proyecto se limita hasta el diseño preliminar por lo que las siguientes secciones tienen como propósito exponer las diferentes etapas del proceso de diseño.

En la etapa anterior al diseño preliminar se verifican algunos aspectos de la idea del proyecto con lo que se concluye si es posible o no cumplir con los requerimientos iniciales establecidos. Este proceso se hace iterativo hasta lograr llegar a un punto donde se cumplen todos o la mayoría de los requisitos a costa de sacrificar otros. El criterio y la experiencia del diseñador junto con los requisitos iniciales del proyecto son los factores que influyen en la presentación de un diseño conceptual que puede ser aceptado o rechazado. Al finalizar esta fase de diseño y ayudado con programas de dibujo computarizado se obtiene un modelo 3D como se muestra en la Figura 1-9.

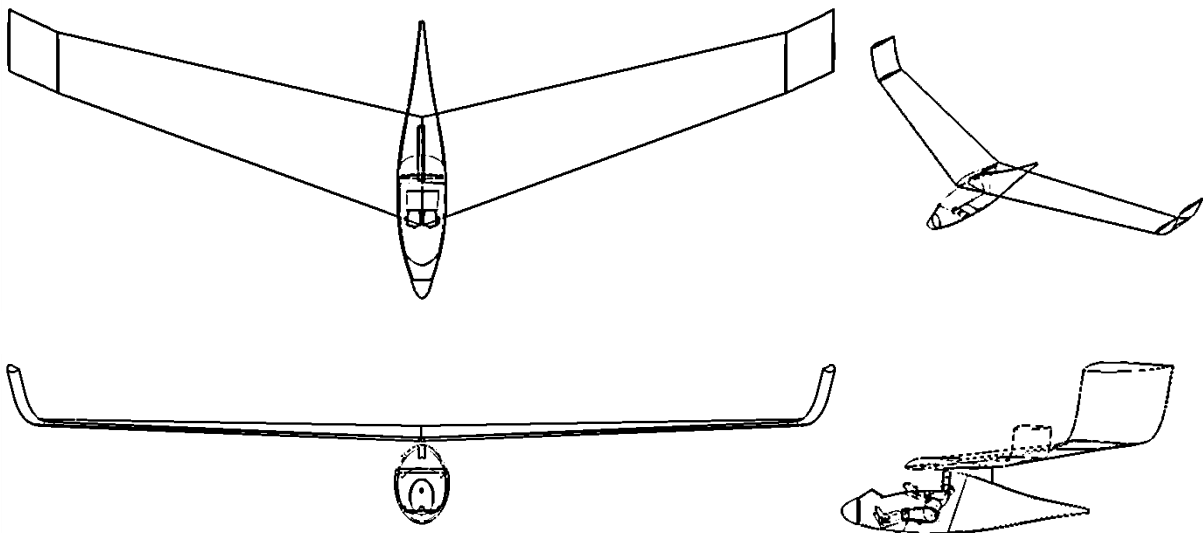
Figura 1-9 Modelo 3D diseño conceptual



Este modelo es el resultado final de la fase de diseño conceptual donde se estudiaron planeadores similares y se obtuvo por medio de software CAD un punto de partida para comenzar a diseñar, analizar y modificar aspectos específicos de la aeronave. Para este modelo no se analizaron factores como el peso de la estructura, la posición exacta del piloto, el tipo de mecanismos y materiales usados para los controles y superficies de control.

La Figura 1-10 muestra el esquema inicial del planeador. Este concepto es el punto de partida para entrar a la etapa de diseño preliminar donde se procederá a analizar los perfiles del ala, el *twist* geométrico y aerodinámico aplicado, el peso total, la estructura, los instrumentos de cabina, las superficies y los mecanismos de control.

Figura 1-10 Bosquejos del diseño conceptual del planeador

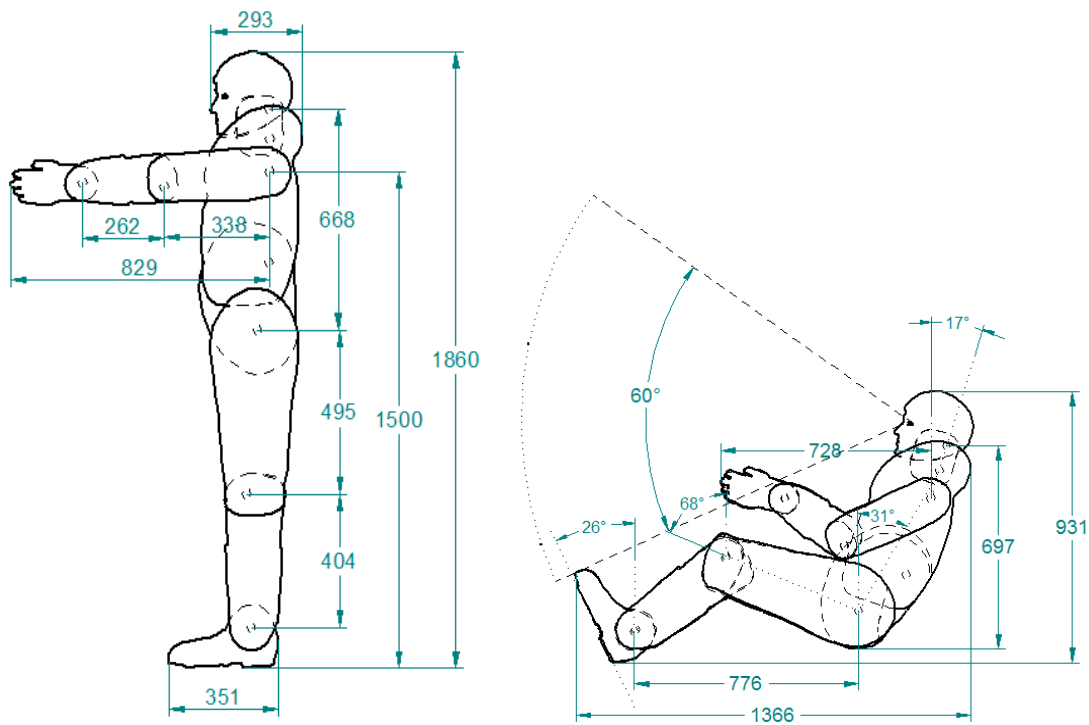


Parte del diseño del planeador incluye la ergonomía del interior del fuselaje para la comodidad del piloto. Se debe tener en cuenta las dimensiones del piloto para así diseñar el interior y asegurar, además de la comodidad, la facilidad de operar la aeronave. Igualmente es importante garantizar una adecuada visibilidad y acceso para ingresar o evacuar. Adicionalmente, el diseño del fuselaje debe optimizarse para reducir el peso y el tamaño y así lograr disminuir el arrastre generado.



Para cada tipo de aeronave el interior se debe diseñar según su misión y tipo de carga. Dado que este proyecto se trata de un planeador para un solo tripulante, se eligió un modelo de piloto que garantice suficiente espacio para diversos tamaños de pilotos. La Figura 1-11 muestra el resultado del modelo del piloto con sus dimensiones basadas en la información sugerida en el libro *Airplane Design* de J. Roskam pero modificadas para los fines de este proyecto.

Figura 1-11 Modelo piloto



\*Nota: Dimensiones en [mm]

Fuente: ROSKAM, J. *Airplane Design Part III* (p. 5)

Este modelo del piloto fue usado para generar el modelo 3D del diseño conceptual pero también se tiene en cuenta para diseñar y modificar el fuselaje en el diseño preliminar final, que es el objetivo de este proyecto.

## 2. BASELINE

Antes de diseñar la aeronave, es conveniente estudiar cuales son las dimensiones y los pesos de planeadores existentes con características similares (ver ANEXO 2). Esto permite al diseñador elegir parámetros con base a otros diseños, reduciendo los tiempos de cálculo especialmente cuando existe poca experiencia diseñando. A continuación se muestran algunos parámetros que servirán como base para las primeras estimaciones (Tabla 2-1). Estos datos muestran una tendencia general y básicamente ubican al planeador dentro de los límites actuales que garantizan que el diseño nuevo será viable. Es importante resaltar que también es posible diseñar por fuera de la tendencia de los datos, así que esto no limita el diseño sino más bien sirve como una guía inicial.

Tabla 2-1 *Baseline*

	SWIFT	UTOPIA	MILLENNIUM	FLAIR30	MARK10	MITCHELL	ARCHAEOPTERYX	Unidad
$W_E$	48	53	43	33	74	35	40	[Kg]
$W_{PLmax}$	105	175	-	90	-	85	110	[Kg]
$W_{TO}$	153	228	-	123	-	120	150	[Kg]
b	12,8	13,95	11,27	12	10,3	10,2	13	[m]
S	12,6	-	13,93	11	15,32	12,64	14	[m <sup>2</sup> ]
AR	13	-	9,1	13,1	6,9	8,2	12,1	[ ]
L/D	27	22	-	30	-	16	24	[ ]
$Vel_{max}$	120	170	100	150	-	120	140	[Km/h]
$Vel_{min}$	35	45	30	30	-	30	29	[Km/h]

Fuente: Disponible en Internet: <[www.delta-club-82.com](http://www.delta-club-82.com)>

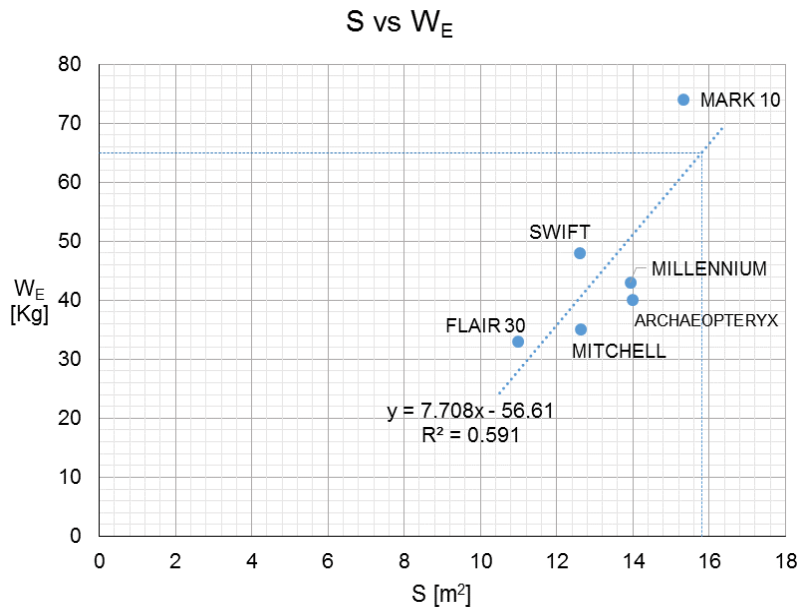
[Fecha de consulta: 11/07/2013]

Con los datos obtenidos se graficaron dos parámetros importantes, que son el área alar ( $S$ ) versus el peso vacío del planeador ( $W_E$ ) en la Figura 2-1. De esta forma se puede suponer

un peso y conseguir las primeras estimaciones para el área usando la siguiente ecuación que representa la línea de tendencia.

Ecuación de la línea de tendencia:  $y = 7,708x - 56,61$

Figura 2-1 Gráfica área vs peso vacío



Con esta información se obtiene que para un peso de 65 Kg la superficie estimada es aproximadamente de 15,8 m<sup>2</sup> (ver Tabla 2-2). Este valor puede ser variado dependiendo del criterio del diseñador pero es una buena primera estimación para realizar los cálculos iniciales.

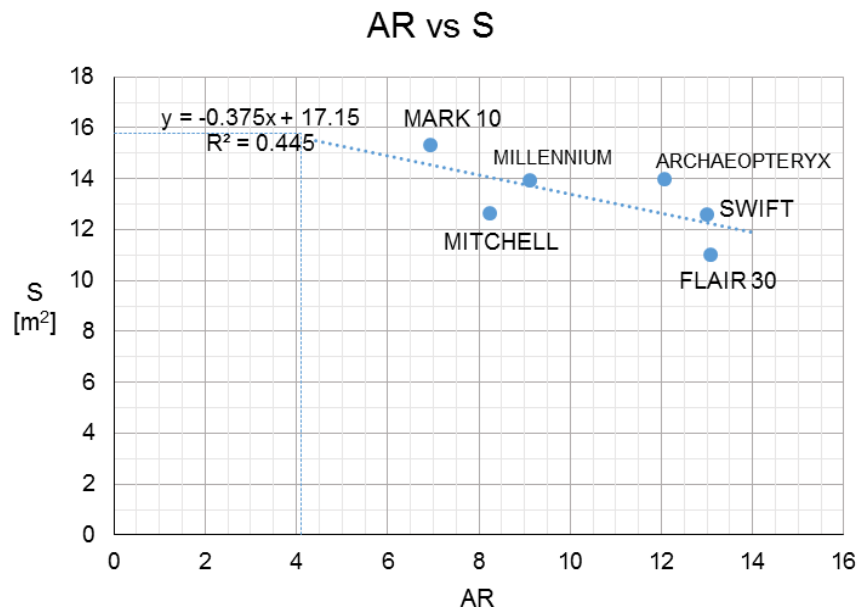
Tabla 2-2 Estimación de la superficie

W <sub>E</sub> escogido	65 [Kg]
S estimado	15,8 [m <sup>2</sup> ]

Ahora se realiza el mismo procedimiento pero graficando la relación de aspecto ( $AR$ ) versus el área ( $S$ ), Figura 2-2. Se obtiene de la misma manera la ecuación de la gráfica y con la superficie calculada anteriormente se estima el  $AR$  que tendrá el ala.

Ecuación de la línea de tendencia:  $y = -0,375x + 17,15$

Figura 2-2 Gráfica relación de aspecto vs área



Del procedimiento anterior se obtuvo el  $S$  y el  $AR$  (Tabla 2-3). Por conocimiento se sabe que un  $AR$  de 4,1 para un planeador es algo poco práctico, por esta razón se tomará un valor más alto (aproximado a 8) para realizar el primer análisis del ala. Con estos dos parámetros es posible determinar la geometría del ala.

Tabla 2-3 Estimación del  $AR$

$S$	15,8 [m <sup>2</sup> ]
$AR$ estimado	4,1

A continuación se presentarán unas tablas con los datos obtenidos en el *baseline* para conocer los coeficientes de sustentación necesarios tanto para el despegue (Tabla 2-4) como para la velocidad de crucero (Tabla 2-5) usando la ecuación de sustentación:

$$C_L = \frac{2 \cdot W}{\rho_{\infty} \cdot v^2 \cdot S}$$

El peso del planeador se estima que será de unos 65 Kg. Este peso vacío incluye la estructura del ala más el fuselaje o carenaje. Los cálculos se realizaron suponiendo un peso máximo para una persona de 90 Kg para un total de 155 Kg.

Tabla 2-4  $C_L$  de despegue

Variable	Valor
Área [m <sup>2</sup> ]	15,8
Densidad a 1500 m [Kg/m <sup>3</sup> ]	1,06
Velocidad [Km/h]	40
Peso (planeador + persona 90 Kg) [Kg]	155
$C_L$ calculado	1,46

Tabla 2-5  $C_L$  de crucero

Variable	Valor
Área [m <sup>2</sup> ]	15,8
Densidad a 1500 m [Kg/m <sup>3</sup> ]	1,06
Velocidad [Km/h]	80
Peso (planeador + persona 90 Kg) [Kg]	155
$C_L$ calculado	0,366

Una vez obtenidos los coeficientes de sustentación se procede a seleccionar los perfiles y a estimar otros parámetros como el ángulo de flechamiento y la relación de cuerdas.

### 3. DISEÑO DEL ALA

#### 3.1 GEOMETRÍA DEL ALA

La geometría del ala está definida por muchos parámetros. En esta sección también se escogerán los perfiles ya que es un procedimiento iterativo. De las gráficas del *baseline* se obtienen los valores necesarios (Tabla 3-1) para hacer las primeras geometrías como se muestra a continuación.

Tabla 3-1 Recopilación de variables

Variable	Valor
Área [m <sup>2</sup> ]	15,8
Relación de aspecto	8.0
Peso (planeador + persona 90Kg) [Kg]	155
C <sub>L</sub> crucero	0,366
C <sub>L</sub> despegue	1,46

Con la ayuda del software XFLR5 y los valores anteriores se crea la primera geometría, que sirve como una aproximación inicial para empezar con el diseño aerodinámico del ala (ver Tabla 3-2).

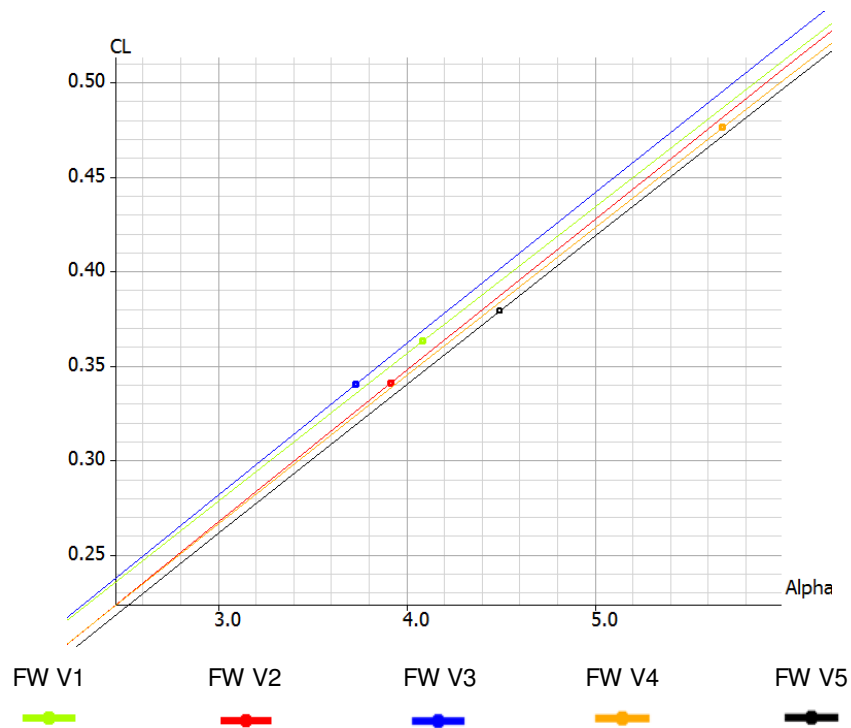
Después de analizar varias geometrías se seleccionaron las cinco mejores cuyos resultados se presentan a continuación. En la Figura 3-1, Figura 3-2 y Figura 3-3 se muestra el análisis por medio del software XFLR5 de los cinco diseños de alas elegidas. En el ANEXO 3 se puede observar la geometría y las características para cada una de las cinco versiones del ala analizadas a continuación.

Tabla 3-2 Primer diseño

Variable	Valor
Área [m <sup>2</sup> ]	15,8
Ángulo de flechamiento	25
Relación de aspecto	7,7
Relación de cuerdas	0,68
Torsión geométrica	-4,8
Margen estático [%]	7
Perfil en la raíz	MH 83
Perfil en la punta	Eppler 340

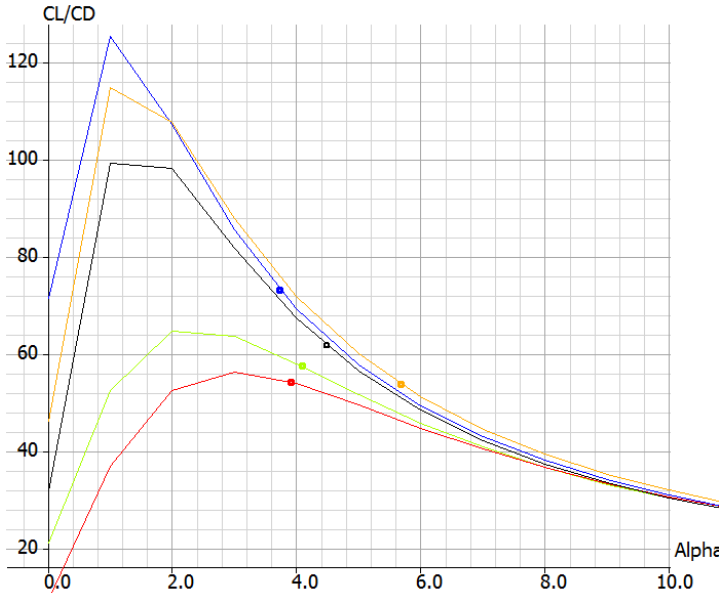
Fuente: XFLR5

Figura 3-1 Cl vs Alpha



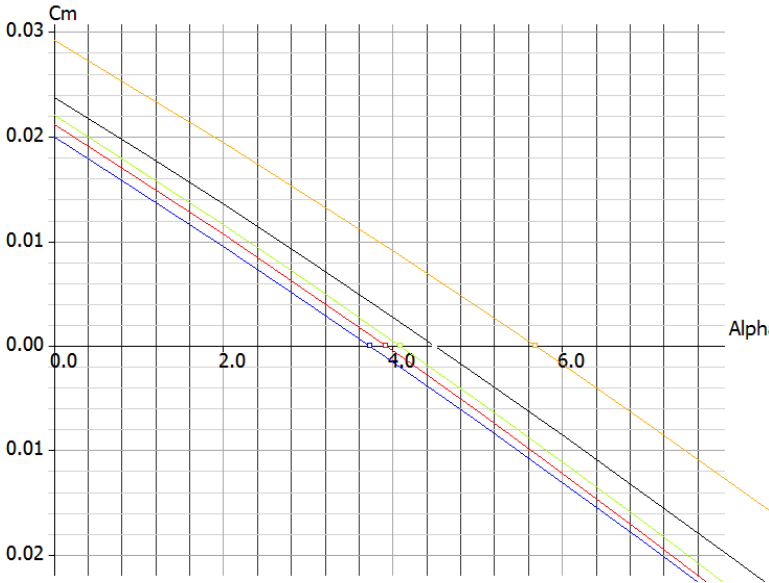
Fuente: XFLR 5

Figura 3-2  $C_L/C_D$  vs Alpha



Fuente: XFLR 5

Figura 3-3  $C_m$  vs Alpha



Fuente: XFLR 5



Las gráficas anteriores muestran el comportamiento del ala en todos los ángulos de ataque representado por la línea continua, mientras que el punto representa la condición de equilibrio el cual se da en velocidad crucero, aproximadamente a 80 km/h.

Después de analizar las 5 geometrías, se optó por el ala versión 3 representada en el gráfico de color azul. Esto debido a que presenta mayor coeficiente de planeo lo cual es ideal para el diseño además de volar en crucero con el menor ángulo de ataque, lo que reduce posibilidades de *stall*. En la gráfica de  $C_m$  vs  $\alpha$  se garantiza el equilibrio en velocidad de crucero para cada geometría marcado como un punto sobre el eje x, es decir en ese punto el coeficiente de momento del ala será igual a cero. Además se presenta una línea con pendiente negativa lo que demuestra que las alas diseñadas son estables longitudinalmente (ver capítulo 4.3.1 Estabilidad longitudinal).

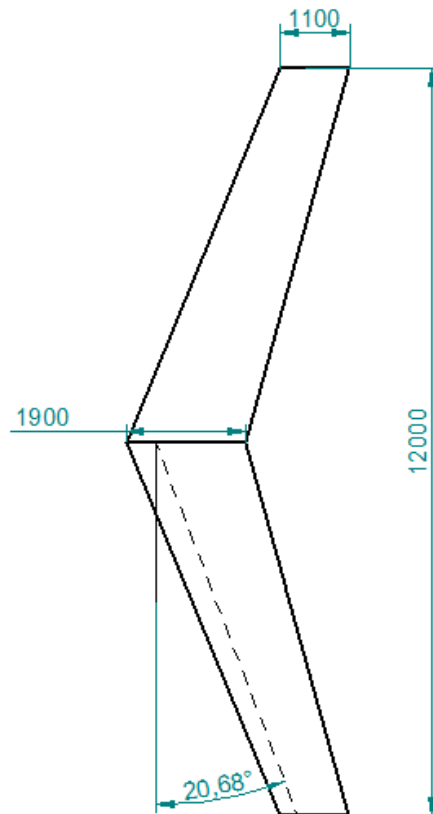
En la Tabla 3-3 se muestran los parámetros más importantes del ala seleccionada y en la Figura 3-4 se muestra la geometría del ala.

Tabla 3-3 Diseño final del ala

Variable	Valor
Área [m <sup>2</sup> ]	18
Envergadura [m]	12
Ángulo de flechamiento [ <i>deg</i> ]	20,68
Relación de aspecto	8
Relación de cuerdas	0,58
Torsión geométrica [ <i>deg</i> ]	-2,2
Margen estático [%]	7
C <sub>L</sub> crucero	0,34 ( <i>alpha</i> 3,4)
C <sub>L</sub> despegue	1,36 ( <i>alpha</i> 9)
Perfil en la raíz	MH 82
Perfil en la punta	Eppler 340

Fuente: XFLR 5

Figura 3-4 Geometría del ala



\*Nota: dimensiones en [mm]

### 3.2 SELECCIÓN DEL PERFIL

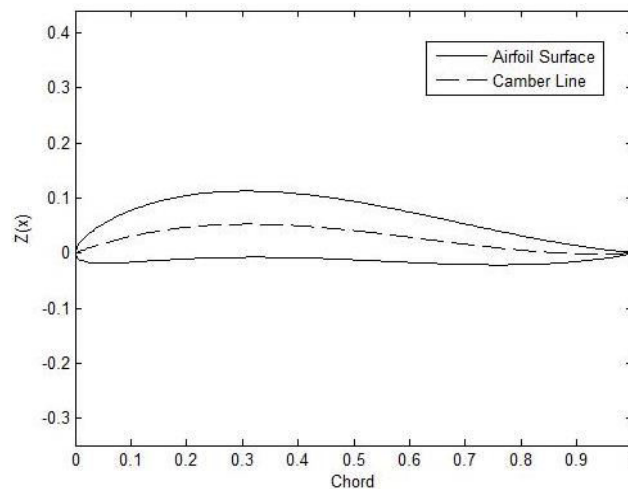
En esta sección se definen las características de los perfiles usados en aeronaves en configuración ala volante ya que como se vio en las secciones anteriores esta configuración posee una complejidad de diseño en torno a los momentos aerodinámicos.

#### 3.2.1 Perfil réflex

Un perfil réflex es un tipo de perfil que presenta doble curvatura y se caracterizan por tener un momento positivo o cercano a cero, conocidos también como auto estables. Este tipo de

perfiles son usados comúnmente en alas volantes con el fin de igualar a cero el coeficiente de momento de toda el ala. Presentan menor sustentación que un perfil convencional y por tanto el ángulo de entrada en pérdida es menor, esto depende de la cantidad de *camber* que tenga en la parte final del perfil. La Figura 3-5 muestra la forma de un perfil réflex.

Figura 3-5 Perfil réflex



Fuente: Disponible en Internet: <<http://rabfis15.uco.es/lvct/tutorial/41/tema10/perfil89.gif>>

[Fecha de consulta: 12/15/2013]

### 3.2.2 Características del perfil

Debido a que el planeador está basado en un ala volante, es importante tener en cuenta para la selección del perfil el coeficiente de momento, la relación de planeo y la sustentación máxima.

De manera errónea se cree que la única condición para que un ala volante vuele de forma estable es usando un perfil auto estable. Esto no es del todo cierto, pues con la ayuda de una torsión (*twist*) aerodinámica y geométrica se puede crear la estabilidad suficiente sin usar perfiles estrictamente auto estables. Debido a que la selección del perfil es un proceso iterativo, en esta sección solo se analizarán las características que este deberá tener.

### 3.2.3 Perfil en la raíz

Para la selección del perfil en la raíz se consideran dos parámetros. Primero que todo el perfil debe ser de gran espesor para incrementar la altura de la viga debido a que en esta parte del ala se presentan los mayores esfuerzos, en segundo lugar, se necesita alcanzar un gran coeficiente de sustentación para despegar a bajas velocidades, lo cual producirá un momento negativo que se compensará usando un perfil auto estable en la punta con la adición de una torsión geométrica. Por esta razón una buena opción son los perfiles de la serie MH (ver ANEXO 5).

### 3.2.4 Perfil en la punta

En esta parte del ala, el perfil debe tener un coeficiente de momento positivo para contrarrestar el momento negativo del perfil en la raíz y así asegurar que el momento total es cercano a cero, este tipo de perfiles proviene de la familia Eppler y se conocen como perfil réflex, aunque podría usarse un perfil convencional pero esto implicaría grandes grados de torsión geométrica (ver ANEXO 4).

## 3.3 CÁLCULO DEL ESTABILIZADOR VERTICAL

Antes de analizar la estabilidad del ala es necesario tener las dimensiones del estabilizador vertical, el cual es necesario para dar estabilidad lateral y para permitir los movimientos de guiñada ya que en esta parte estará ubicado el *rudder*.

El cálculo de la superficie vertical se puede estimar con la siguiente ecuación tomada de J. Roskam (*Airplane Design*), en la cual se conocen todos los valores exceptuando el coeficiente de volumen de la superficie vertical:

$$S_v = \frac{V_v * S * b}{X_v}$$

Ya que en la literatura no se encontró un coeficiente para la configuración de planeador ala volante, se realizó un proceso similar al usado por J. Roskam (*Airplane Design*) en el cual se recopiló una serie de datos de planeadores existentes y posteriormente se calculó un coeficiente para la aeronave a diseñar usando la tendencia de la gráfica de los datos. Se tomó el *baseline* como referencia y se calculó un coeficiente para el planeador. (Tabla 3-4)

Tabla 3-4 Cálculo del coeficiente de volumen

	SWIFT	MILLENNIUM	FLAIR30	MITCHELL
$S_v$ [m <sup>2</sup> ]	1,77	0,9	0,83	2
$S$ [m <sup>2</sup> ]	12,6	13,93	11	12,64
$b$ [m]	12,8	11,27	12	10,2
$X_v$ [m]	1,7	1,9	1,76	1,6
$V_v$ calculado	0,01975	0,01147	0,01169	0,02637

Una vez obtenido el coeficiente de volumen de varias aeronaves, se graficó este parámetro respecto al  $X_v$  y así se obtuvo una ecuación que permite calcular el coeficiente para el planeador (ver Figura 3-6).

Ecuación de la línea de tendencia:  $y = -15,698x + 1,8919$

Figura 3-6 Gráfica coeficiente de volumen vs distancia del estabilizador vertical

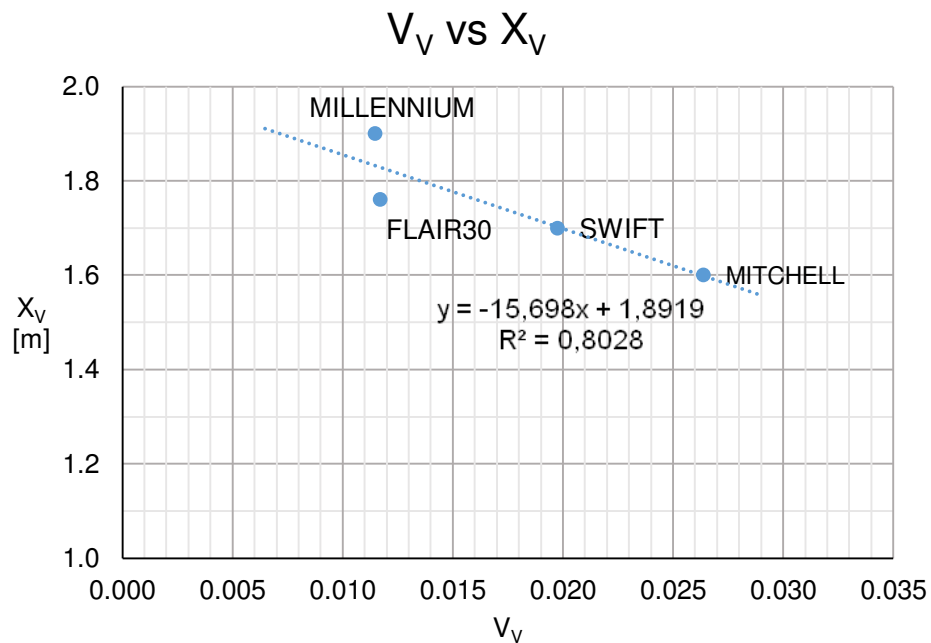


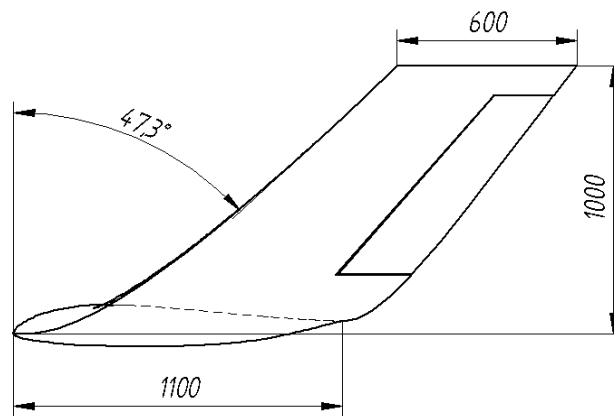
Tabla 3-5 Cálculo de la superficie vertical

VARIABLE	FLYING WING
$V_v$	0,01222
$S$ [m <sup>2</sup> ]	18
$b$ [m]	12
$X_v$ [m]	1,7
$S_v$ [m <sup>2</sup> ] calculado	1,553

Para efectos prácticos se definió el área del estabilizador de 1,50 m<sup>2</sup> (Tabla 3-5). En este caso se tienen dos superficies ubicadas en las puntas ya que esta disposición permite reducir el tamaño de la superficie vertical debido a que existe una mayor distancia entre el CG del ala y el CP del estabilizador vertical, por lo cual cada superficie tendrá 0,75 m<sup>2</sup> (ver

Figura 3-7). Esta ubicación junto con el aflechamiento del ala permite tener una mayor distancia longitudinal con respecto al centro de giro.

Figura 3-7 Dimensiones del estabilizador vertical



\*Nota: dimensiones en [mm]

### 3.4 SUPERFICIES DE CONTROL

Una aeronave no es sólo un vehículo capaz de volar de forma estable sino también aquel que tiene la capacidad de ser maniobrado por medio de mecanismos que están integrados en la aeronave conocidos como superficies de control y que son los responsables de dirigirla y orientarla.

#### 3.4.1 Dimensiones superficies de control

En un ala volante se presentan dos tipos de superficies de control, el *rudder* que es el encargado del movimiento de guiñada (*yaw*) y los elevones que son una mezcla de elevador y alerones encargados de los movimientos de cabeceo (*pitch*) y alabeo (*roll*) respectivamente. La Tabla 3-6 a continuación muestra las primeras aproximaciones a las

superficies de control donde los subíndices  $e$ ,  $h$ ,  $a$ ,  $r$  y  $v$  son: elevador, estabilizador horizontal, alerón, *rudder* y estabilizador vertical respectivamente.

Tabla 3-6 Superficies de control

Superficie de control	Elevador	Alerón	<i>Rudder</i>
Relación de área	$S_e/S_h=0,15-0,4$	$S_a/S=0,03-0,12$	$S_r/S_v=0,15-0,35$
Relación de envergadura	$b_e/b_h=0,8-1$	$b_a/b=0,2-0,4$	$b_r/b_v=0,7-1$
Relación de cuerdas	$C_e/C_h=0,2-0,4$	$C_a/C=0,15-0,3$	$C_r/C_v=0,15-0,4$
Máxima deflexión	25° (arriba)	25° (arriba)	30° (derecha)
Mínima deflexión	20° (abajo)	20° (abajo)	30° (izquierda)

Fuente: SADRAEY, M.H. *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach* (p. 637)

Esta tabla es una buena primera estimación para el cálculo de las superficies de control de una aeronave convencional. Por experiencia se sabe que en un ala volante estas superficies varían un poco y por esta razón se recomienda usar las dimensiones de la Tabla 3-7 para este diseño donde  $C_{tip}$  es la cuerda de la punta del ala y  $C_{root}$  es la cuerda de la raíz. Las superficies del elevador y alerón se presentan por separado ya que aunque son las mismas (elevones) estas tienen diferentes deflexiones, debido a que el momento de inercia en el eje longitudinal es mayor que en el eje transversal. Es por esta razón que los alerones se flexionan en mayor cantidad que los elevadores, esto es para el caso de un ala volante.

Los porcentajes mostrados en la Tabla 3-7 son una sugerencia para alas volantes. Estos datos se obtuvieron con la ayuda de tres modelos a pequeña escala que se muestran en la Figura 3-8, en donde se dan las deflexiones máximas para vuelos un poco más agresivos y deflexiones mínimas para vuelos más pasivos. Esto depende del gusto de cada piloto pero se debe tener en cuenta que en ningún caso se puede sobrepasar la envolvente de vuelo, tema tratado en capítulos posteriores. Los datos de los tres aeromodelos usados se encuentran en el ANEXO 7.



Tabla 3-7 Superficies de control

Superficie de control	Elevador	Alerón
% b	60	60
% $C_{tip}$	20-35	20-35
% $C_{root}$	20-35	20-35
Ubicación del $C_{tip}$ elevón	95% ala	95% ala
Máxima deflexión arriba	15°	30°
Mínima deflexión arriba	10°	20°
Mínima deflexión abajo	5°	15°
Máxima deflexión abajo	10°	15°

Figura 3-8 Modelos a escala



En el caso del *rudder* se tomaron las dimensiones de la Tabla 3-6 ya que no se cuentan con otras medidas de referencia (ver Tabla 3-8).

Tabla 3-8 Dimensiones del *rudder*

Variable	<i>Rudder</i>
$C_{tip\ rudder}$ [% MAC]	30
$C_{root\ rudder}$ [% MAC]	30
b rudder [% b del ala]	60
Deflexión [°]	30

La rata de *roll* es un parámetro importante que determina la maniobrabilidad de la aeronave en el movimiento de alabeo y permite saber si las superficies calculadas son correctas. A continuación se procede a calcular las ratas de *roll* con las siguientes características del elevón. (Tabla 3-9)

Tabla 3-9 Dimensiones del elevón

Variable	Elevón
$C_{tip\ elevón}$ [% MAC]	25
$C_{root\ elevón}$ [% mAC]	25
b elevón [% b del ala]	60
Deflexión [°]	25

Para el cálculo de la rata de *roll* se utilizaron las siguientes tres ecuaciones de acuerdo a la metodología de M.H. Sadraey (*Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*):

$$C_{lp} = -\frac{(C_{l\alpha} + C_{d0}) * C_R b}{24s} * (1 + 3\lambda)$$

$$C_{l\delta A} = \frac{2C_{L\alpha W} \tau C_r}{Sb} \left( \frac{y^2}{2} + \frac{2}{3} \left( \frac{\lambda - 1}{b} \right) y^3 \right)_{y_i}^{y_0}$$

$$p = -\frac{C_{l\delta a}}{C_{lp}} \delta_a \left(\frac{2V}{b}\right)$$

Donde  $C_{lp}$  se conoce como *roll damping* y  $C_{l\delta a}$  es el *roll authority*. Estos dos valores permitirán conocer la rata de *roll* del planeador. Como referencia se tienen dos planeadores (ver ANEXO 2) acrobáticos los cuales presentan las siguientes ratas de *roll*:

Tabla 3-10 Ratas de roll

Variable	MDM-1 FOX	Swift-S1	ASW 22 BL	ASW 28 BL	HpH 304C	Genesis 2
Rata de <i>roll</i> [deg/s]	70	80	17,02	25,7	21,4	25,71
b [m]	14	12,67	26,58	15	17,43	15
V [Km/h]	-	-	83	-	92,6	92
Categoría	Acrobático	Acrobático	Utilitario	Utilitario	Utilitario	Utilitario

Fuente: Disponible en Internet: <<http://www.gliderfx.com/aircraft/>>

<<http://www.sailplanedirectory.com/zwfnw.htm>>

[Fecha de consulta: 07/03/2014]

Para una velocidad de crucero de 80 Km/h el planeador gira a 43 deg/s. Esta rata de giro está en el rango entre utilitario y acrobático, es decir que puede hacer virajes un poco más rápidos que los utilitarios mencionados anteriormente pero esto se debe a que su envergadura es menor. Estas superficies no sólo garantizan maniobrabilidad en *roll* sino también en *pitch* ya que en un ala volante siempre se necesita más superficies para los virajes que para los descensos o ascensos. La Figura 3-9 y Figura 3-10 muestran la dimensiones para los elevones y el *rudder* respectivamente.

Figura 3-9 Dibujo del elevón mostrando sus dimensiones principales

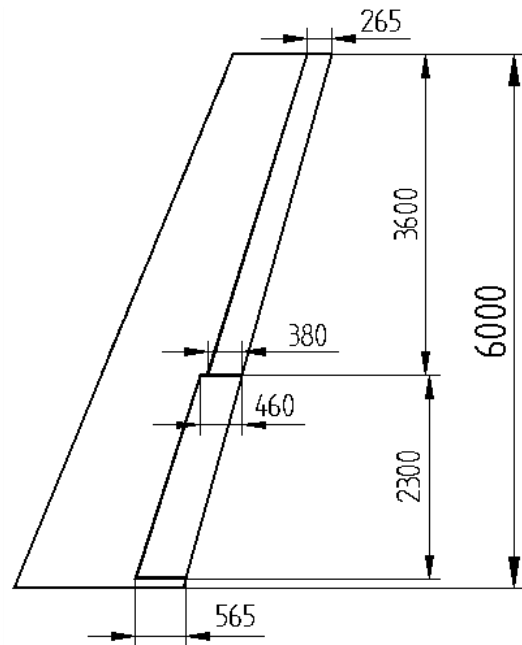
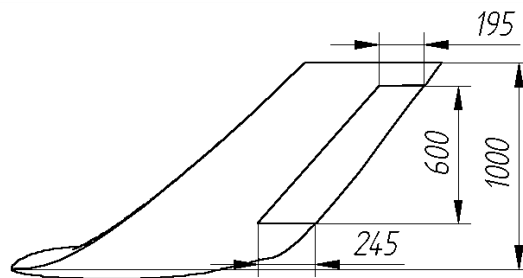


Figura 3-10 Dibujo del *rudder* mostrando sus dimensiones principales



\*Nota: dimensiones en [mm]

## Flaps

Los flaps son superficies diseñadas para aumentar la sustentación en las fases de despegue y aterrizaje, estos dispositivos permiten que la aeronave realice un vuelo a menor velocidad sin entrar en pérdida.

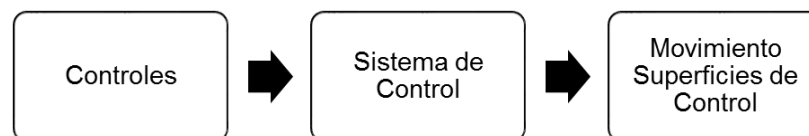
Para su dimensionamiento no se siguieron tablas ni curvas, este se calculó con la ayuda de XFLR5. En este software se varió la dimensión y el ángulo de este mismo hasta conseguir un  $C_L$  de 1,36 necesario para despegar y aterrizar. En la Tabla 3-11 se observan las dimensiones del flap.

Tabla 3-11 Dimensiones del flap

Variable	Flap
$C_{tip}$ flap [% MAC]	30
$C_{root}$ flap [% MAC]	30
b flap [% b del ala]	38
Deflexión [°]	25

### 3.4.2 Sistemas de control

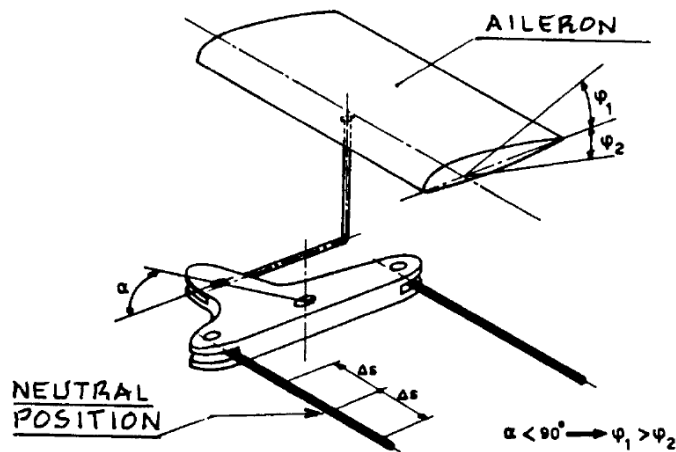
Los sistemas de control son los mecanismos encargados de transmitir las órdenes de los controles hacia las superficies de control para que la aeronave maniobre de acuerdo a las intenciones del piloto. Corresponden a la fase intermedia que conecta la cabina con la aeronave como se ilustra en el siguiente diagrama.



Hay dos alternativas para diseñar el sistema de control: mecánico y eléctrico. El sistema de control mecánico emplea elementos unidos mecánicamente para transmitir una acción de los controles directamente sobre las superficies de control. Dependiendo del tipo de aeronave estos sistemas pueden ser unidos directamente o con la ayuda de algún mecanismo (hidráulico) para reducir el esfuerzo físico del piloto. El segundo sistema de control es eléctrico porque al mover los controles se manda una señal eléctrica que hace

mover actuadores ubicados sobre las superficies. Ambos tipos de sistema son viable y su uso depende del diseño particular.

Figura 3-11 Ejemplo de control diferencial para alerones

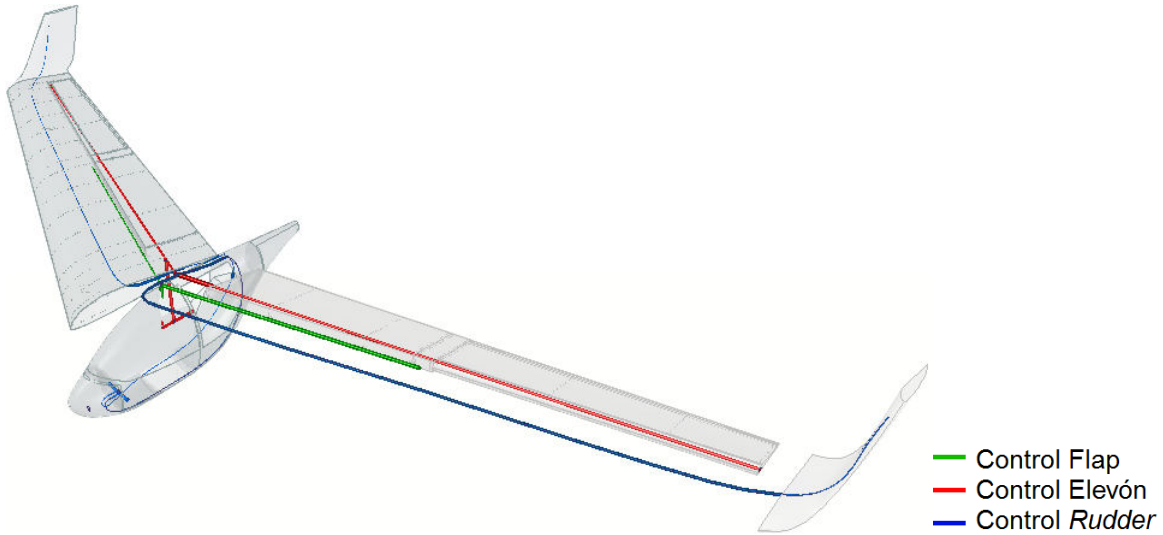


Fuente: ROSKAM, J. *Airplane Design Part III* (p. 212)

En esta sección se diseñó el sistema de control de los elevones usando el programa Solid Edge y tomando como referencia varios ejemplos. La Figura 3-11 muestra un ejemplo de control diferencial para alerones. Para este caso el sistema se hace más complejo debido a la adición del movimiento del elevador. Usando este esquema como base se logró diseñar un primer sistema de control para los elevones.

Para este diseño del planeador se considerará un sistema de control mecánico que incluye controles para los flaps, elevones y *rudder*. El sistema más complejo para diseñar en este caso es el de los elevones ya que deben tener capacidad de moverse en el mismo sentido para el control de cabeceo pero también de manera opuesta en el caso de alabeo para hacer virajes. Los demás sistemas de control (flaps y *rudder*) son relativamente simples y consisten de un ensamble mecánico de tubos y cables. La Figura 3-12 muestra un esquema de la ubicación de las conexiones desde los controles en cabina hacia las diferentes superficies de control.

Figura 3-12 Sistema de control del planeador



Para este proyecto se diseñó el mecanismo que mezcla los movimientos de cabeceo y alabeo que tendrá el elevón. Este mezclador combina los movimientos axiales y de rotación provenientes del bastón de mando. La Figura 3-13 muestra el ensamble de este elemento pero sin detallar la conexión directa con las superficies de control que se ubican encima de la posición del piloto debido a la configuración del planeador.

Figura 3-13 Sistema de control mezclador para elevones

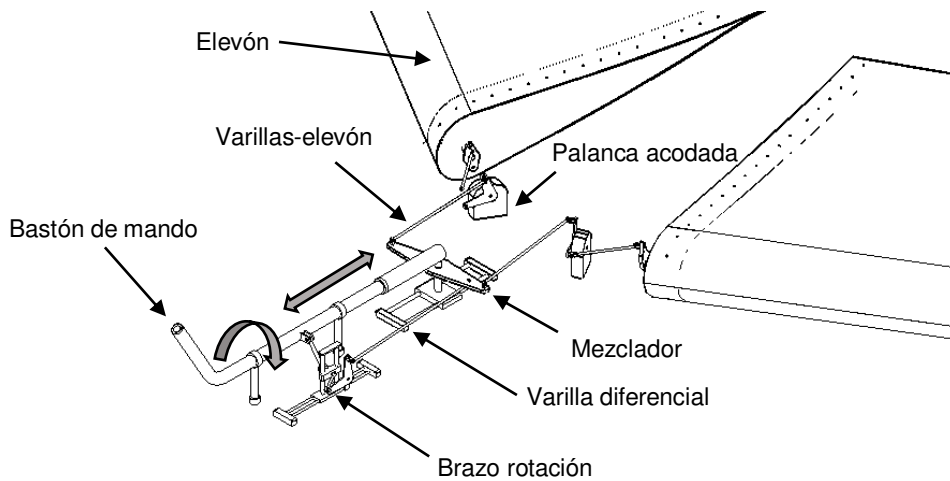


Figura 3-14 Movimiento mezclador elevador

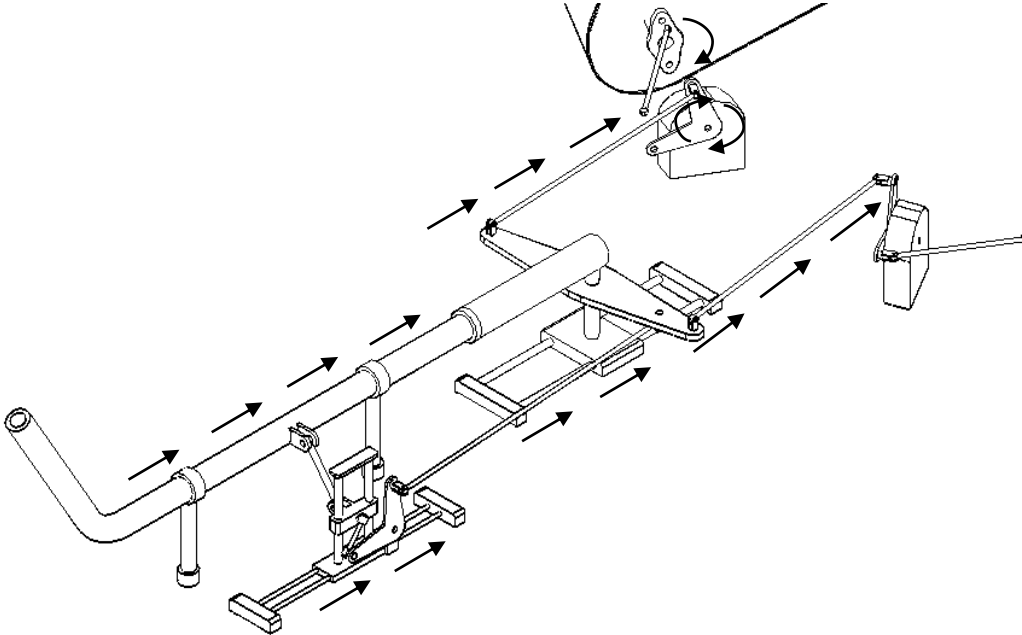
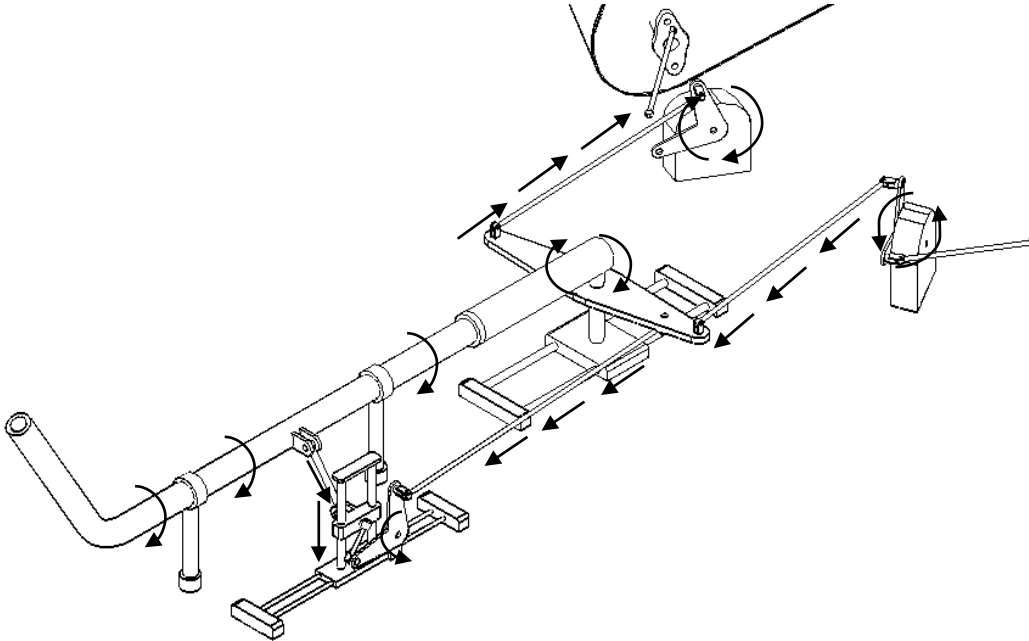


Figura 3-15 Movimiento mezclador alerones





La Figura 3-14 y Figura 3-15 muestran el flujo de movimiento para cada superficie. Este mezclador combina el movimiento del bastón de mando para lograr que los elevones puedan moverse de manera conjunta (Figura 3-14) para el cabeceo y también de manera opuesta (Figura 3-15) para el alabeo.

En la sección de diseño estructural (capítulo 7) se debe tener en cuenta la incorporación de los sistemas de control ya que es necesario garantizar suficiente espacio para el paso de cables y otros mecanismos de movimiento. Adicionalmente se requieren puntos de sujeción e impedir posibles interferencias con los movimientos de estos mecanismos.

## 4. ESTABILIDAD

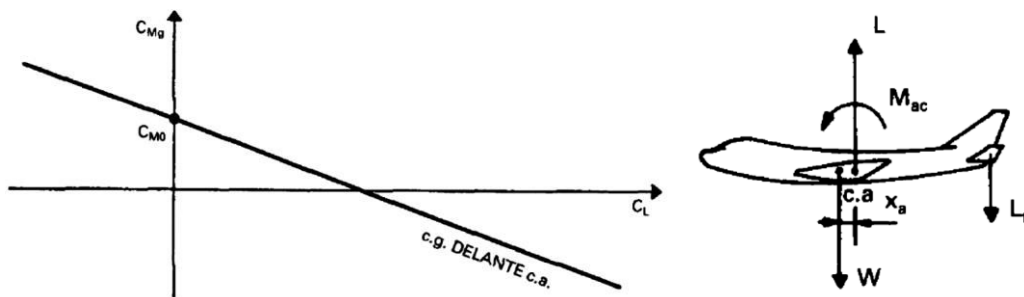
Se llama estabilidad a la tendencia que tiene una aeronave de volar en una condición determinada. Básicamente se puede decir que una aeronave está en equilibrio si se cumplen dos condiciones: la primera de ellas es que la suma de las cuatro fuerzas (sustentación, peso, empuje y arrastre) sea igual a cero y la segunda condición es que la sumatoria de los momentos con respecto al centro de gravedad de la aeronave sea cero.

### 4.1 ESTABILIDAD LONGITUDINAL

La complejidad de construir un ala volante radica en la dificultad de asegurar una buena estabilidad longitudinal. Antes de analizar un ala volante veamos cómo funciona una aeronave convencional.

La siguiente gráfica (Figura 4-1) representa la estabilidad longitudinal de una aeronave con el centro de gravedad por delante del centro aerodinámico. Esta condición posee una estabilidad estable, ya que al aumentar considerablemente el ángulo de ataque se produce un momento de picado que restaura la posición de la aeronave a su estado inicial y viceversa.

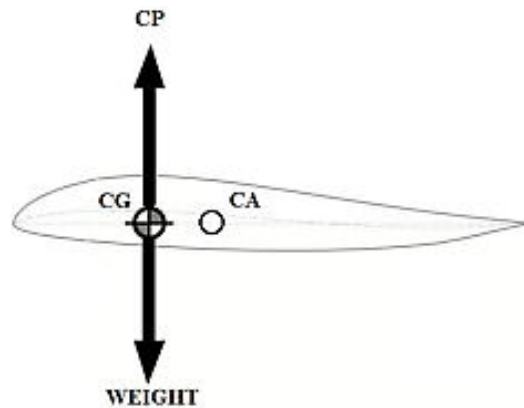
Figura 4-1 Pendiente del coeficiente de momento



Fuente: CARMONA, A.I. *Aerodinámica y actuaciones del avión* (p. 414)

En un principio un ala volante puede volar con la misma condición mencionada anteriormente. El problema de esta, es que al no poseer cola, la nariz de la aeronave tiende a ir hacia abajo en todo momento. Esto ocurre debido a que el centro de presiones, CP, se encuentra muy cerca del centro aerodinámico, CA. Cuando el centro de gravedad, CG, se adelanta al CP se produce un momento de picado, el cual se puede corregir con la utilización de perfiles réflex, con *twist* geométrico o con *twist* aerodinámico, para que el CP quede por delante del CA y en la misma ubicación que el CG como se muestra en la Figura 4-2.

Figura 4-2 Ubicación del CP, CG y CA



Un parámetro importante a tener en cuenta, es el margen estático. Este factor es una manera de medir la cantidad de estabilidad longitudinal expresada en porcentaje y usualmente es mayor al 5%.<sup>1</sup>

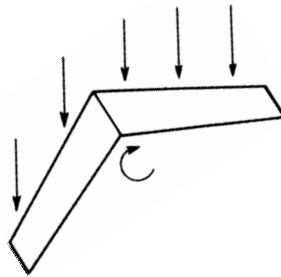
$$SM\% = \frac{CA - CG}{MAC} * 100$$

<sup>1</sup> SCHIKTANZ, D. *The conflict of aerodynamic efficiency and static longitudinal stability of box wing aircraft*

## 4.2 ESTABILIDAD LATERAL Y DIRECCIONAL

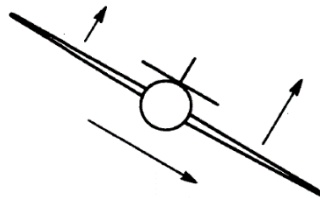
Por su naturaleza el ala en flecha posee mayor estabilidad direccional, como se muestra en la Figura 4-3. La semiala derecha recibe el flujo del aire de forma más perpendicular, esto causa una mayor sustentación y arrastre que la semiala izquierda lo que produce un momento de guiñada que restaura el ala a su condición inicial. Otra forma de garantizar la estabilidad es con la adición de superficies verticales que normalmente están ubicadas en las puntas del ala.

Figura 4-3 Viento cruzado



Este mismo efecto ayuda a estabilizar el ala lateralmente. Cuando la aeronave derrapa hacia un lado se produce una mayor sustentación en el plano más bajo provocando así que el ala suba y se nivele nuevamente (ver Figura 4-4).

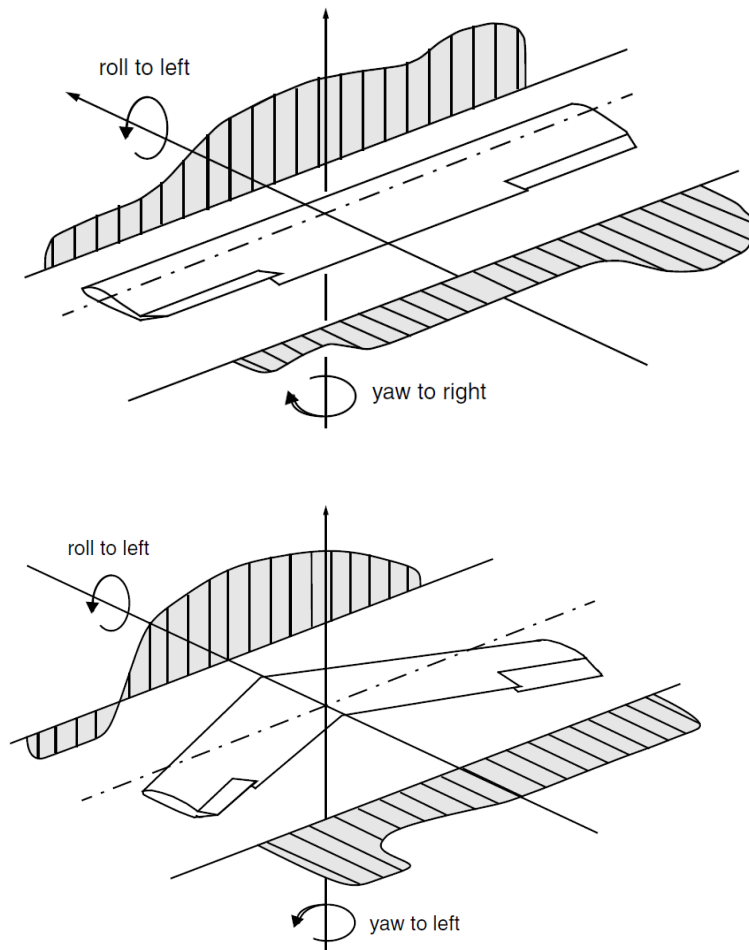
Figura 4-4 Derrape



Fuente: CARMONA, A.I. *Aerodinámica y actuaciones del avión* (p. 264)

Otra de las ventajas de un ala aflechada con torsión geométrica es la eliminación del efecto guiñada adversa. Como se muestra en la Figura 4-5, un ala recta y convencional presenta un movimiento de guiñada hacia la derecha mientras hace un movimiento de banqueo a la izquierda. Estos dos movimientos son opuestos y requieren de una superficie móvil direccional para contrarrestar este efecto. Por su parte, un ala aflechada y con torsión elimina de forma automática este efecto ya que el alerón que sube produce más arrastre que el que baja, haciendo coincidir el giro de banqueo y de guiñada de la aeronave. Por esta razón un ala de este tipo es más estable.

Figura 4-5 Comparación de arrastre



Fuente: KUHLMAN, B. *On the Wing: Twist Distributions for Swept Wings, Part 3* (p. 17)

### 4.3 ANÁLISIS DE LA ESTABILIDAD DINÁMICA

En esta sección se analizará la respuesta del ala en el tiempo ante una perturbación en sentido longitudinal como en el lateral.

#### 4.3.1 Estabilidad dinámica longitudinal

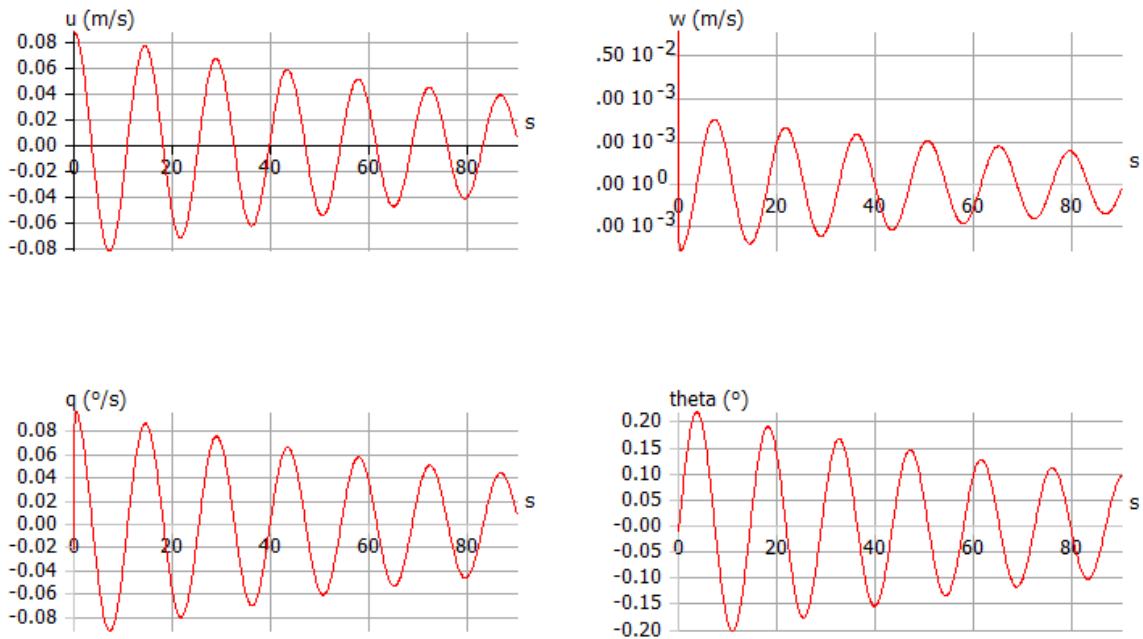
La estabilidad longitudinal se garantiza con el margen estático calculado anteriormente equivalente al 7%. Sin embargo en esta sección se analizará la respuesta del planeador por medio del software XFLR5. La Figura 4-6 muestra las condiciones iniciales con las que se simuló la estabilidad. Los valores de entrada son  $u_0$  o velocidad horizontal que tiene la aeronave,  $w_0$  se conoce como la velocidad vertical la cual indica la rapidez de ascenso o descenso y por último  $q_0$  que es la rata de cabeceo o velocidad de rotación en el eje transversal.

Figura 4-6 Condiciones iniciales estabilidad longitudinal

The image shows a software interface for setting up a stability analysis. It features two main sections: 'Stability direction' and 'Time Graph Params'. In the 'Stability direction' section, the 'Longitudinal' radio button is selected, while 'Lateral' is unselected. The 'Time Graph Params' section has three radio buttons: 'Initial Conditions Response' (selected), 'Forced Response', and 'Modal Response'. Below this, there is an 'Initial conditions' section with three input fields: 'u0=' with a value of '10.000' and unit 'm/s', 'w0=' with a value of '1.000' and unit 'm/s', and 'q0=' with a value of '0.000' and unit '°/s'.

Fuente: XFLR5

Figura 4-7 Respuesta estabilidad longitudinal



Fuente: XFLR5

En la Figura 4-6 se observan las condiciones iniciales a la cual se sometió el ala. Los resultados se muestran en la Figura 4-7 en la cual se obtiene una estabilidad dinámica positiva ya que la perturbación que se causó está siendo amortiguada en el tiempo.

Como se vio en sección 4.1 el margen estático es una medida de la estabilidad longitudinal la cual para el caso de esta ala es de 7%.

$$SM\% = \frac{CA - CG}{MAC} * 100$$

$$6,98\% = \frac{1,5043 - 1,397}{1,536} * 100$$

### 4.3.2 Estabilidad dinámica lateral

Al igual que en el apartado anterior, para el análisis de estabilidad lateral se tienen unas condiciones iniciales (Figura 4-8) y una respuesta a esas condiciones. Como se muestra en las siguiente gráfica (Figura 4-9) el ala es muy estable lateralmente, esto se debe al ángulo de flechamiento y a las superficies verticales ubicadas en las puntas del ala. Este análisis se realizó con el software XFLR5 donde  $v_0$  es la velocidad lateral,  $p_0$  es la rotación en *roll* de la aeronave y  $r_0$  la rotación en *yaw*.

Figura 4-8 Condiciones iniciales estabilidad lateral

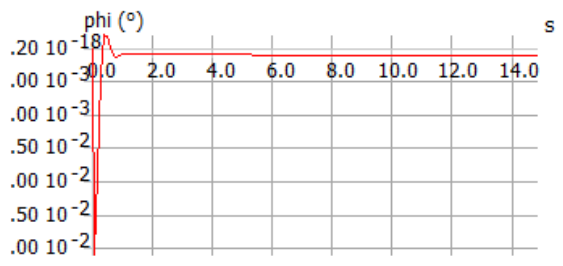
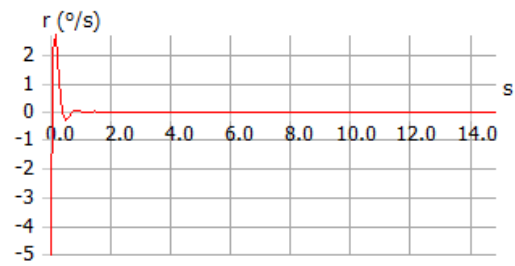
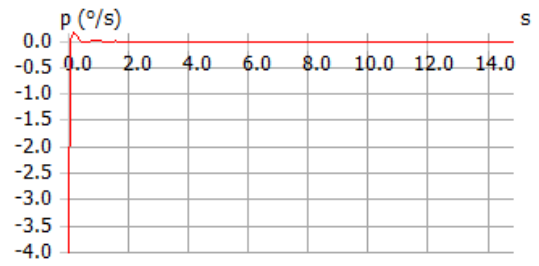
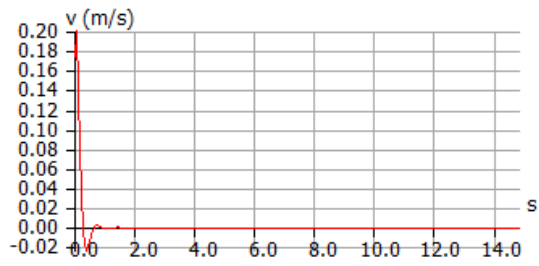
The image shows a software interface for setting up a lateral stability analysis. It features a 'Stability direction' section with radio buttons for 'Longitudinal' and 'Lateral', where 'Lateral' is selected. Below this is the 'Time Graph Params' section, which includes radio buttons for 'Initial Conditions Response', 'Forced Response', and 'Modal Response', with 'Initial Conditions Response' selected. Underneath, there is an 'Initial conditions' section with three input fields: 'v0=' with a value of 5.000 m/s, 'p0=' with a value of -10.000 °/s, and 'r0=' with a value of -8.000 °/s.

Parameter	Value	Unit
$v_0$	5.000	m/s
$p_0$	-10.000	°/s
$r_0$	-8.000	°/s

Fuente: XFLR5



Figura 4-9 Respuesta estabilidad lateral



Fuente: XFLR5

## 5. ANÁLISIS CFD

CFD o dinámica computacional de fluidos es una herramienta que utiliza métodos numéricos y algoritmos para resolver y analizar problemas de fluidos. Este análisis no solo proporcionará datos que están fuera del alcance del cálculo manual con las ecuaciones de mecánica de fluidos sino que también permitirá corroborar o refutar algunos cálculos realizados anteriormente como son las curvas de sustentación (*lift*) y arrastre (*drag*).

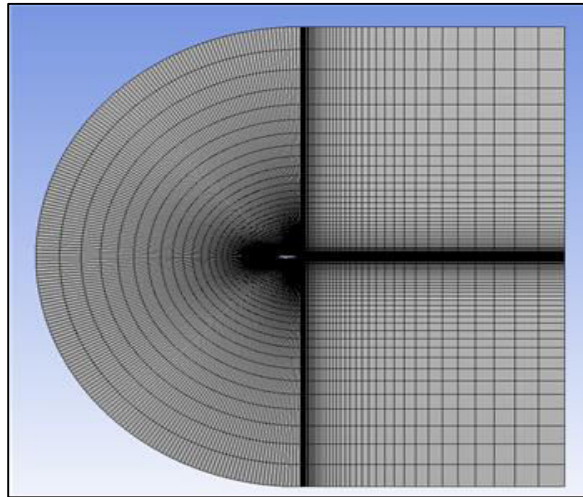
### 5.1 INTRODUCCIÓN

En esta sección se introducirán los parámetros y se definirán las condiciones de frontera. Para el análisis computacional se tendrán dos tipos de modelo. El primero será en 2D que corresponde al perfil y el segundo será en 3D para el ala volante completa. Es importante notar que existen algunos métodos de simplificar el estudio computacional y estas simplificaciones pueden llevar a unos resultados aproximados con bajo porcentaje de error pero reduciendo considerablemente el tiempo de cómputo. Debido a la simetría del ala con respecto al eje longitudinal es posible realizar el análisis de solamente media ala lo que reduce considerablemente la cantidad de elementos y nodos en la malla. Por esta razón sólo se analizará la mitad del modelo con el fin de reducir la carga computacional.

### 5.2 MALLA

Luego de generar el modelo a estudiar se procede a realizar el mallado para permitir el análisis con Fluent® (programa especializado en el análisis de fluidos de la compañía ANSYS®). Para los perfiles es común usar una malla estructurada en forma de C (*c-mesh*) la cual se compone de medio círculo y dos cuadrados como se muestra en la Figura 5-1.

Figura 5-1 Malla estructurada (*c-mesh*)



Esta metodología corresponde al análisis de perfiles que se sugiere en la literatura basada en múltiples tutoriales de CFD. Estos tutoriales optan por un modelo de malla estructurada que permita analizar mejor los fenómenos de capa límite que tienen en cuenta los efectos viscosos sobre el perfil. Este modelo viscoso permite simular de manera más precisa el arrastre generado al aumentar el ángulo de ataque.

Para el ala en 3D se utilizará una malla no estructurada debido a la complejidad del modelo, similar a la que se muestra en la Figura 5-3. El área frontal del modelo no debe ser mayor a 7,5%<sup>2</sup> del área de la sección de pruebas para garantizar que no haya efectos de pared cercanos al modelo y que puedan alterar los resultados.

Un parámetro importante a tener en cuenta es el *Yplus*. Éste permite calcular con mayor precisión el arrastre viscoso. Para el perfil se usó un valor entre 0 y 5 obteniendo así una mayor precisión en los resultados mientras que para el ala se usó un *Yplus* entre 30 y 300 con el fin de reducir la carga computacional.

La Figura 5-3 muestra la malla para el ala en 3 dimensiones donde su volumen de control es de forma tetraédrica (ver Figura 5-2). Debido a que el ala es simétrica lateralmente se

---

<sup>2</sup> RODRÍGUEZ, J.B. *CAD modelization and aerodynamic and structural analysis of the sailplane Fauvel AV-22*

analizó solo la mitad para reducir tiempos de cómputo, luego los valores arrojados se duplicarían para obtener los cálculos totales del ala.

Este modelo tridimensional se analizó en CFD sin las superficies verticales y sin el carenaje central con el objetivo de tener superficies iguales a las calculadas en el programa XFLR 5.

Figura 5-2 Volumen de control

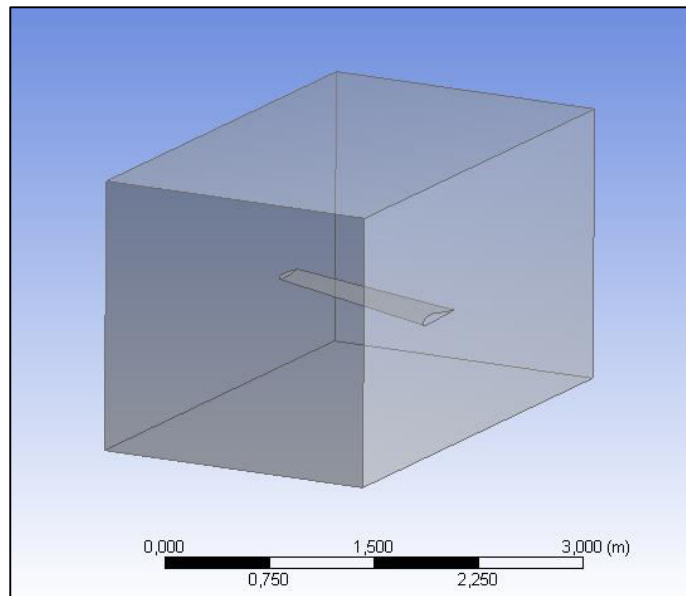
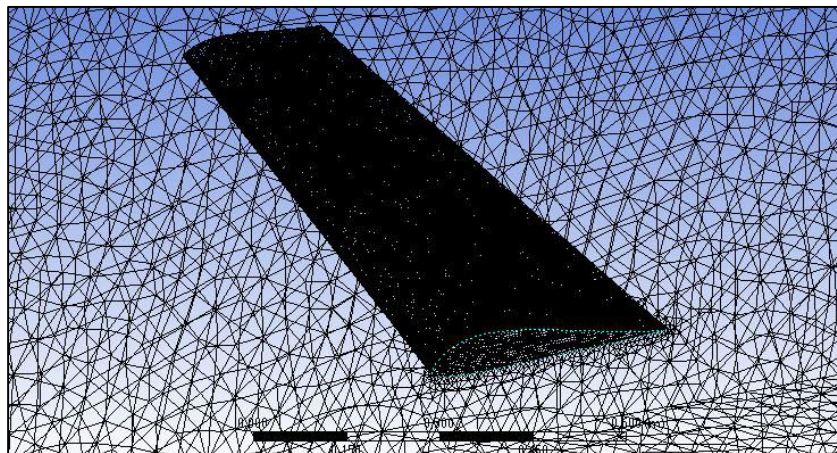


Figura 5-3 Malla no estructurada



Al obtener las mallas para cada estudio es indispensable ubicar las fronteras del modelo que incluyen una entrada de fluido (*velocity inlet*), una salida al ambiente (*pressure outlet*) y las fronteras del perfil/ala. Para el caso particular del ala, es necesario establecer unas paredes paralelas a la dirección del fluido que tengan la característica de paredes ideales para que no generen fenómenos de capa límite.

En total se usaron diferentes modelos de turbulencia ya que algunos funcionan mejor en ángulos de ataque pequeños mientras que otros son mejores en ángulos grandes.

### 5.3 RESULTADOS

**Validación:** consiste en comparar los resultados obtenidos del análisis con los datos obtenidos en XFLR5. La validación se realiza para varios modelos de simulación, así se puede comparar la exactitud de cada modelo para encontrar el de mayor precisión.

**XFLR5:** es una herramienta para el análisis de perfiles, alas y empenajes la cual está diseñada para bajo números de Reynolds. Sus desarrolladores no dan garantía de este código para su análisis en aeronaves reales y no se responsabilizan de cualquier error que pueda ocasionar (ver ANEXO 12).

Mike Fox piloto privado e ingeniero quien trabajo en *Advanced Aerodynamics & Structures, Inc* como supervisor de diseño del JetCruzer 500 y posteriormente en *Scaled Composites* empresa fundada por Burt Rutan dedicada a la fabricación y diseño de vehículos aéreos y espaciales. En su página <<http://www.apollocanard.com>> Mike Fox hace referencia del software XFLR5 donde menciona que aunque este programa no está basado para aeronaves grandes, es muy útil para aeronaves pequeñas y es una gran herramienta para realizar diseños preliminares. Mike Fox diseñó una pequeña aeronave canard en la cual uso XFLR5 no sólo para la selección de los perfiles sino también para el análisis de la geometría del ala y de los *winglets* donde según sus pruebas más recientes el programa ha demostrado resultados impresionantes.

En el documento "Aerodynamic Analysis using XFLR-5" de la Universidad de Minnesota se analiza un ala volante donde se estudió la sustentación, los momentos de cabeceo y las derivadas de estabilidad y control. Como conclusión en el texto se afirma que los valores aerodinámicos obtenidos con el programa son razonables y cumplen con la física de dinámica de vuelo lo suficiente como para tener un punto de partida en la elaboración de un modelo.

### 5.3.1 Perfiles

En la Figura 5-4 y Figura 5-5 se presentan los resultados de los dos perfiles del ala, donde se evidencia un bajo porcentaje de error en la sustentación pero un alto porcentaje de error en el arrastre, esto se debe a que se está trabajando con números de Reynolds que son altos para XFLR5 y por esta razón no se tiene una buena comparación en el cálculo del arrastre. En cuanto a la pérdida de sustentación, se tienen ángulos muy similares tanto en XFLR5 como en CFD.

Figura 5-4 Perfil de la raíz: MH 82

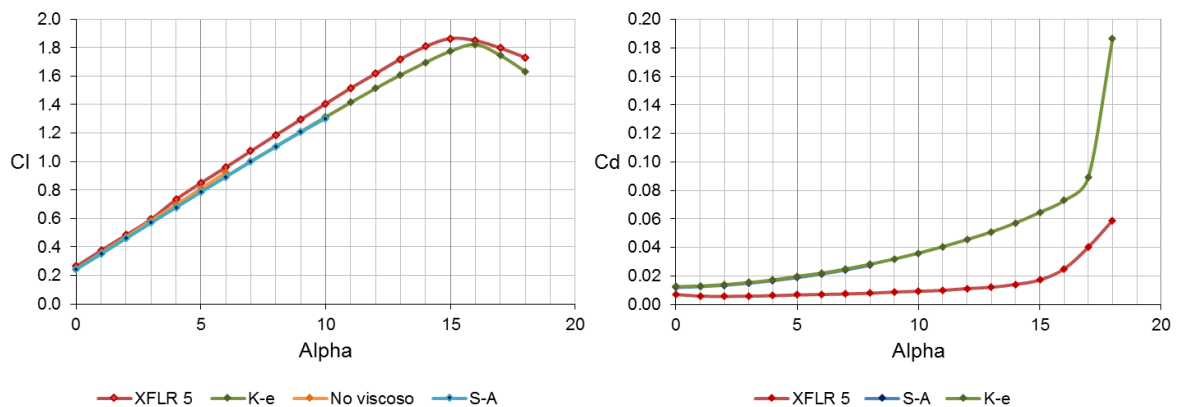
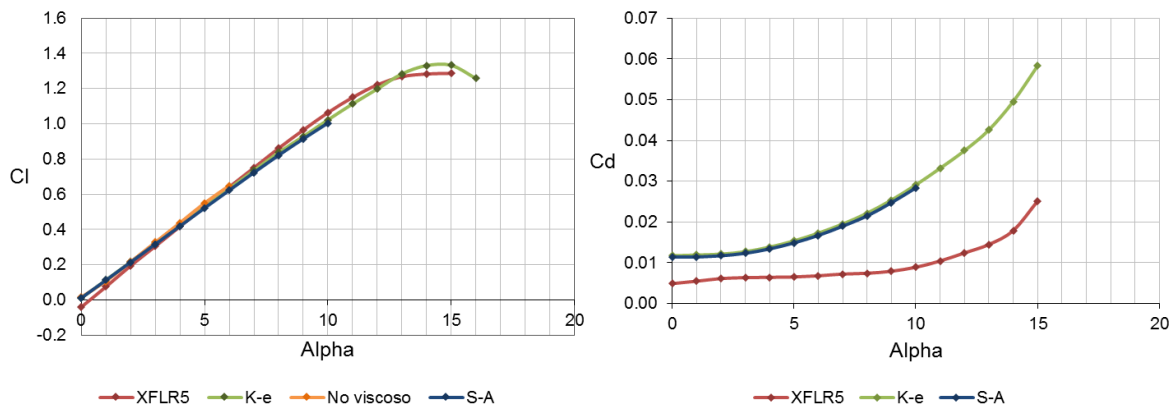


Figura 5-5 Perfil de la punta: E 340



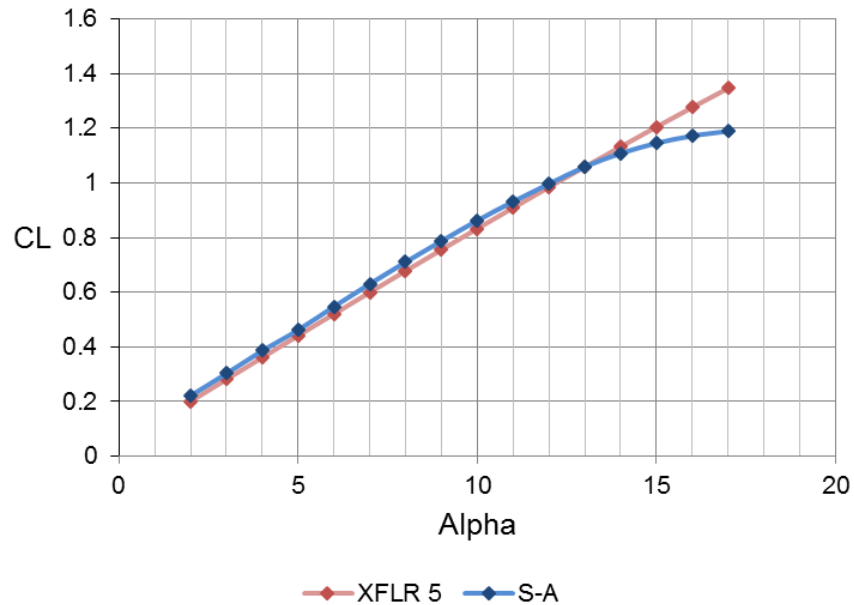
### 5.3.2 Ala

En este caso se usó semejanza geométrica debido a que crear una malla en un ala de 12 metros requiere demasiado cómputo. Por esta razón se optó por hacer el análisis en un ala de 3 metros de envergadura donde se aumentó la velocidad de crucero de 22 m/s a 89,2 m/s con el objetivo de igualar el número de Reynolds de 2,25 millones (ver Tabla 5-1).

Tabla 5-1 Semejanza geométrica

VARIABLE	VALOR
Densidad [Kg/m <sup>3</sup> ]	1
Velocidad [m/s]	89,167
MAC [m]	0,383
Viscosidad [Kg/m*s]	0,0000152
Re	2246765,35

Figura 5-6 CL vs alpha



Debido a que XFLR5 no tiene en cuenta los efectos viscosos para el análisis en 3 dimensiones, la pendiente de la sustentación que se muestra en color rojo nunca entrará en pérdida, pero se puede estimar con la ayuda de CFD que la pérdida se da a unos 13-14 grados dado que en estos puntos la pendiente en color azul cambia con mayor proporción (ver Figura 5-6). Esto se da debido a que la malla generada es no estructurada la cual no predice de forma correcta la separación del flujo en el ala pero si se puede verificar que la sustentación a bajo ángulos de ataque (menor a 7 grados) calculada con XFLR5 es válida ya que el error entre estos datos y los obtenidos con CFD son muy cercanos lo que permite asegurar que el diseño del ala creado anteriormente es correcto. En el ANEXO 12 se comparan los datos de XFLR5 con resultados experimentales de un túnel de viento para un perfil NACA 4415 con el fin de observar el porcentaje de error para bajos ángulos de ataque.

En la Figura 5-7 y Figura 5-8 se muestra el contorno de velocidades de la semiala incluyendo las superficies verticales y el carenaje en donde se puede observar en la parte superior del ala una disminución de la presión representada en color azul. En el ANEXO 11 se muestran los *streamlines* esto con el fin de observar el comportamiento del flujo en el



ala con todas sus partes significativas y sus superficies de control alineadas. Esta simulación se realizó a velocidad crucero y con un ángulo de ataque de 4 grados.

Figura 5-7 Contorno de presiones en el ala vista 1

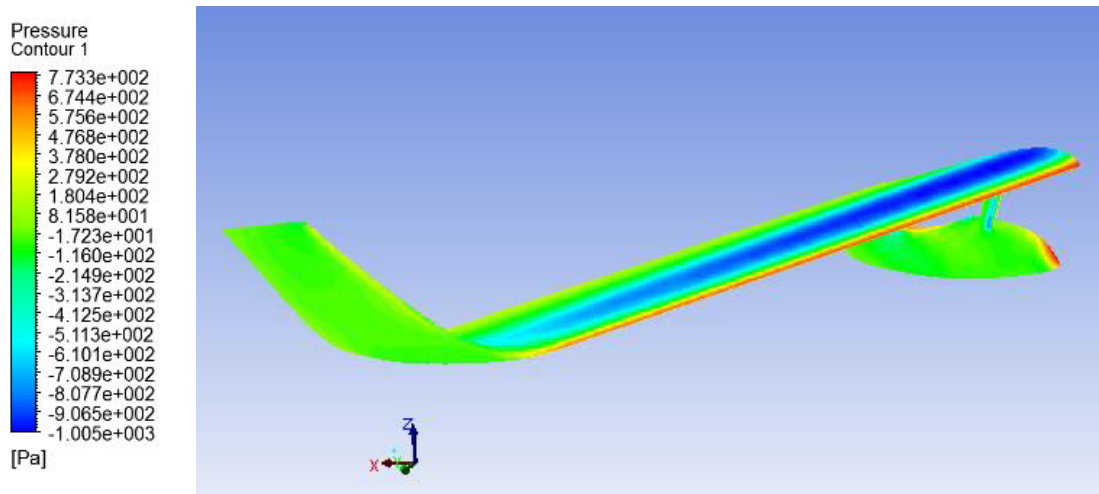
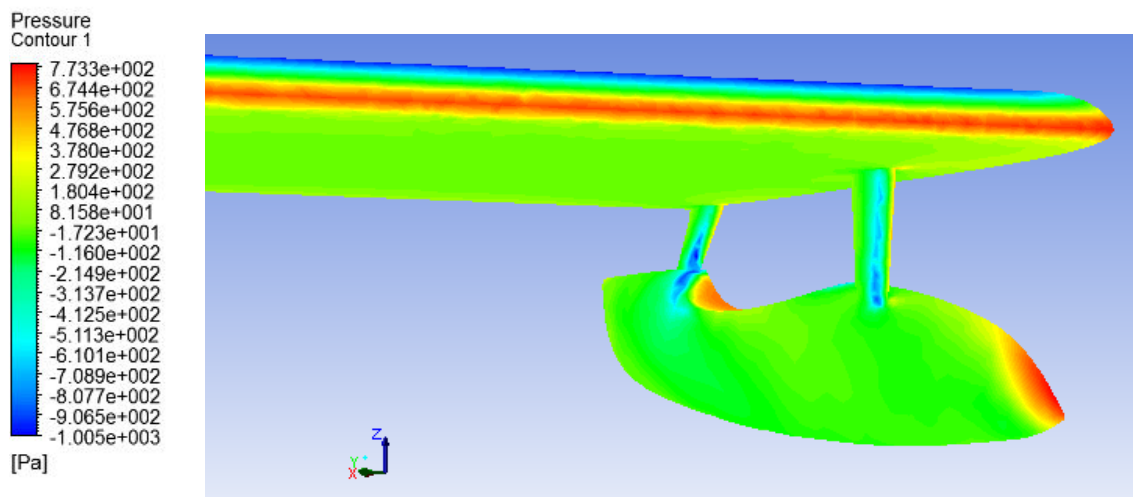


Figura 5-8 Contorno de presiones en el ala vista 2



### 5.3.3 Centro aerodinámico

Para verificar que XFLR5 calcula de forma correcta el centro aerodinámico, se comparó este dato con CFD y de forma teórica usando la ecuación para un ala de 3 metros de envergadura (ver Tabla 5-2) con la siguiente ecuación<sup>3</sup>:

$$x_n = \frac{c_{root}}{4} + \frac{2b}{3\pi} \cdot \tan \Lambda_{0.25} \quad \text{si } \lambda \text{ (taper)} > 0.375$$

Tabla 5-2 Centro aerodinámico

VARIABLE	VALOR
CFD	0,353 [m]
XFLR5	0,373 [m]
Fórmula	0,359 [m]
Error	3,899 [%]

El resultado anterior muestra un porcentaje de error bajo equivalente a 3,89%, confirmando que los valores del centro aerodinámico calculados para el ala real son aceptables, lo que significa que el margen estático calculado para el diseño preliminar es correcto garantizando así la estabilidad longitudinal del ala.

<sup>3</sup> HEPPERLE, M. *Basic Design of Flying Wing Models*

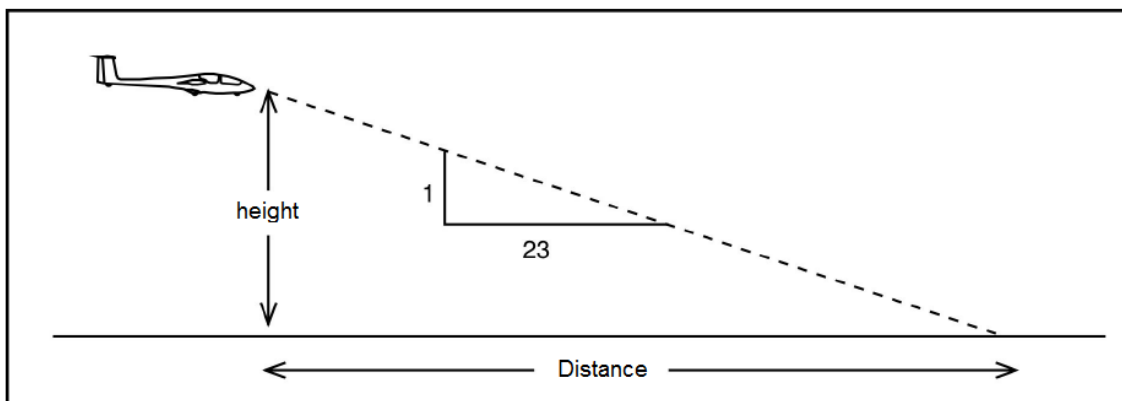
## 6. RENDIMIENTO

Cuando se vuela en una aeronave sin motor para su propulsión se debe tener en cuenta el rendimiento de esta ya que nos permite estimar las distancias de vuelo a una determinada altura. En este capítulo se pretende estudiar y comparar algunos parámetros que determinan el rendimiento del planeador.

### 6.1 *GLIDE RATIO*

El *glide ratio* es una medida del rendimiento de la aeronave, en pocas palabras es la distancia horizontal que se puede viajar con una altura determinada (ver Figura 6-1). Este valor permite calcular la distancia máxima de planeo o la altura requerida para viajar cierta distancia.

Figura 6-1 Relación de planeo

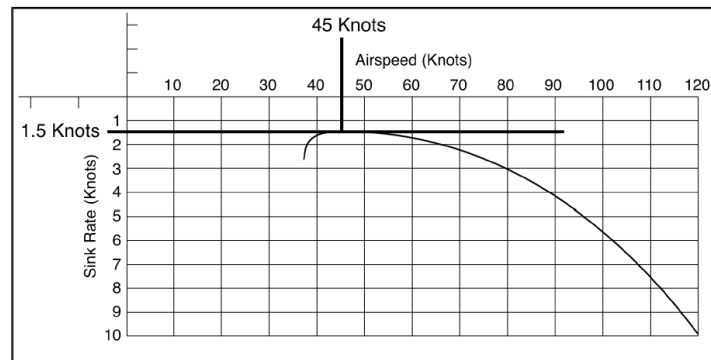


Fuente: HOLTZ, R. *Glider Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge* (p. 41)

## 6.2 GLIDER POLARS

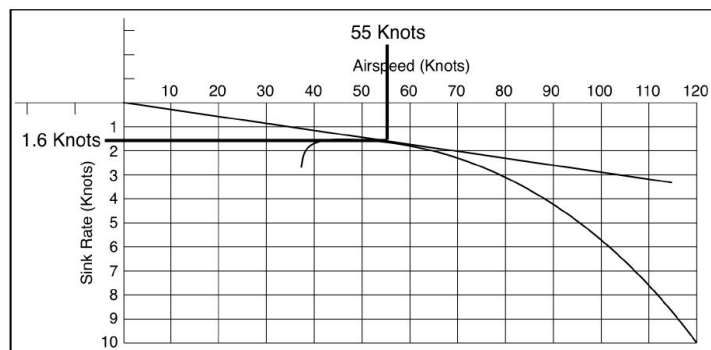
Esta polar es un gráfico que muestra la tasa de caída versus la velocidad de la aeronave, cada planeador presenta diferentes curvas las cuales dependen de las características del ala y del peso. En él podemos conocer dos valores de importancia que son la velocidad mínima de descenso es decir, la velocidad vertical mínima con la que desciende la aeronave (ver Figura 6-2) y la velocidad óptima de planeo (ver Figura 6-3).

Figura 6-2 Velocidad mínima de descenso



Fuente: HOLTZ, R. *Glider Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge* (p. 43)

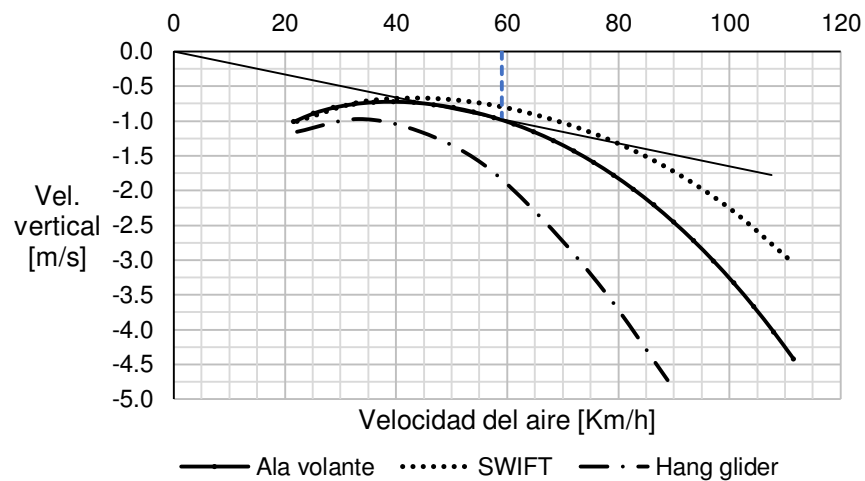
Figura 6-3 Velocidad óptima de planeo



Fuente: HOLTZ, R. *Glider Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge* (p. 44)

En la siguiente gráfica se compara el planeador diseñado con un planeador de características similares y un ala delta (ver Figura 6-4). Como se observa este último no es tan eficiente debido a que posee una tasa de descenso mayor. El SWIFT es un planeador en configuración ala volante con un gran AR para planeadores de su tipo el cual lleva más de 20 años de desarrollo y ha pasado por varias versiones mejoradas. Posee un mejor rendimiento que el planeador diseñado gracias a su bajo peso debido al uso de materiales compuestos.

Figura 6-4 Rata de descenso



En la Tabla 6-1 se muestran los valores más importantes del rendimiento para un planeador los cuales fueron obtenidos de la figura anterior.

Tabla 6-1 Rendimiento albatros

VARIABLE	VALOR
Velocidad mínima de descenso	0,75 [m/s]
Velocidad óptima de planeo	59 [m/s]
Relación de planeo	17,25

## 7. DISEÑO ESTRUCTURAL

El ala es quizá la sección más importante de una aeronave ya que es la responsable de generar la sustentación necesaria para permitir volar. Igualmente el ala según el diseño puede tener otras funciones importantes como el almacenamiento de combustible, la retracción y el guardado del tren de aterrizaje, el montaje y soporte de los sistemas de propulsión y adicionalmente el movimiento de superficies de control para maniobrar. Debido a que se somete a grandes cargas aerodinámicas, el ala soporta el mayor porcentaje de los esfuerzos en vuelo. Estas cargas se distribuyen sobre toda su superficie y posteriormente se transmiten a los demás elementos estructurales. Sin duda el diseño estructural del ala es fundamental en cualquier aeronave.

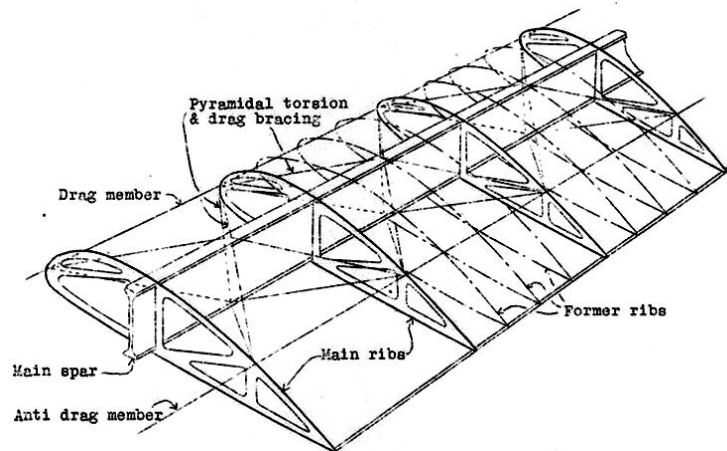
El diseño estructural se realiza un vez se ha definido y fijado la geometría del ala. La siguiente sección se incluye en este trabajo para ofrecer un esquema de la estructura del planeador y así validar el concepto del proyecto para que pueda enmarcarse dentro de las técnicas de construcción actuales y el uso de materiales existentes hoy en día. Además, el esquema de la estructura apoyado con software de diseño asistido por computador (CAD) permite estimar con buena precisión el peso aproximado del planeador.

### 7.1 ESTRUCTURAS AERONÁUTICAS

La estructura de un ala normalmente está conformada por los siguientes elementos principales: vigas principal y auxiliar (dependiendo del diseño), costillas, piel, larguerillos y elementos de sujeción como remaches. En algunas aeronaves se requiere además de refuerzos externos o puntales para fijar la estructura del ala al fuselaje. Para este planeador se pretende usar estos mismos elementos típicos haciendo énfasis en la optimización del material usado para reducir al máximo el peso total de la estructura. En las siguientes secciones se muestra cada componente que forma parte de toda la estructura del ala.

La Figura 7-1 muestra un esquema típico de la construcción de un ala tipo cantiléver, la cual no posee puntales de refuerzo. Aunque no se indica en la figura la piel también puede contribuir a la rigidez del ala y en tal caso hace parte de los elementos estructurales.

Figura 7-1 Elementos estructurales típicos de un ala cantiléver



Fuente: STEIGER. H.J. *Cantilever Wings for Modern Aircraft*. NACA Technical Memorandum N. 538.

Disponible en Internet: <<http://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc65392/m1/16/>>

[Fecha de consulta: 05/25/2014]

La configuración ala volante permite simplificar el diseño estructural al omitir la interacción con el fuselaje presente en aeronaves convencionales. En otras palabras los componentes estructurales principales del ala no presentan interferencia con la estructura del fuselaje y es posible diseñar una estructura más sencilla. Por tratarse de un ala volante la disposición de la estructura es cantiléver o en voladizo y no tendrá puntales o elementos similares de refuerzo externo. Adicionalmente, debido a que se trata de un planeador que pueda ser maniobrado fácilmente por un tripulante en tierra antes de despegar, el diseño de la estructura que representa el mayor porcentaje de peso debe optimizarse para reducir al máximo el peso total del planeador.

En las referencias bibliográficas existen muchos diseños estructurales para aeronaves de gran tamaño y la información sobre estructuras de planeadores y aeronaves ligeras es más limitada. Por su peso y facilidad de construcción estas aeronaves usualmente se clasifican dentro de la categoría *homebuilt* que literalmente traduce a aeronaves “construidas en casa”. Sin embargo hay algunas sugerencias en el momento de comenzar a diseñar la estructura del ala.

Una vez se han definido las variables geométricas del ala como la envergadura, ángulo de flechamiento y perfil a usar, se recomienda generar un esquema preliminar de la estructura del ala que busque cumplir los requerimientos de resistencia pero también con bajo peso.

### 7.1.1 Materiales

El estudio de las propiedades y la selección de los materiales es uno de los factores claves en el diseño del planeador. En esta sección se pretende dar una introducción al lector acerca de los diferentes tipos de materiales disponibles para la fabricación del planeador. La siguiente información presentada busca justificar la selección de materiales en este proceso de diseño teniendo en cuenta ciertos aspectos que pueden hacer viable el proyecto para posteriores etapas de diseño y finalmente de manufactura.

Los avances tecnológicos y la evolución de los materiales obligan a realizar un estudio actualizado para la selección de materiales recientes y óptimos para el proyecto. No obstante las técnicas usadas históricamente dan una buena guía con resultados garantizados para fundamentar el uso de materiales y métodos de fabricación estandarizados. A continuación se hará un breve resumen de los materiales más comunes en la fabricación de planeadores:

#### Aleaciones de aluminio

El aluminio puro es bastante flexible y tiene muy baja resistencia haciéndolo casi inservible como material estructural. Sin embargo sus aleaciones con otros metales mejora considerablemente sus propiedades y lo hace uno de los materiales más usados en la fabricación de aeronaves. Las aleaciones de aluminio tienen diferentes propiedades y



pueden ser usadas para fabricar componentes como la piel, las costillas y otros elementos estructurales del ala y del fuselaje.

Existe una gran variedad de aleaciones de aluminio en el mercado. Los elementos de la aleación y sus tratamientos térmicos definen las propiedades del material. En la industria aeronáutica es muy común el uso del aluminio 2024 que corresponde a una aleación con cobre y magnesio también conocida como duraluminio. En la Tabla 7-1 se muestra una comparación entre dos aleaciones de aluminio que son comunes en el sector aeronáutico para aeronaves ligeras y planeadores:

Tabla 7-1 Propiedades mecánicas de aleaciones de aluminio

Material	Peso Específico [g/cm <sup>3</sup> ]	Resistencia a la tracción [N/mm <sup>2</sup> ]	Resistencia a la cizalladura [N/mm <sup>2</sup> ]	Módulo elasticidad (E) [N/mm <sup>2</sup> ]	Módulo cizalladura (G) [N/mm <sup>2</sup> ]
2024-T3	2,78	427	283	73100	28000
6061-T6	2,71	310	207	68900	26000

Fuente: PAJNO, V. *Sailplane Design* (p. 37)

El aluminio 2024-T3 esta aleado principalmente con cobre (Cu) y tiene mayor resistencia a la tracción que el aluminio 6061-T6 que esta aleado con magnesio (Mg) y silicio (Si). Sin embargo la aleación 6061 tiene mejores propiedades corrosivas. Ambos materiales son usados en gran medida para aeronaves tipo *homebuilt*.

### Acero

El acero tiene mejores propiedades mecánicas que el aluminio pero es considerablemente más pesado por lo que su uso se ha limitado a componentes específicos de menor tamaño. El acero está compuesto por aleaciones de hierro (Fe) y carbón (C) y sometido a diferentes tratamientos térmicos que definen sus propiedades. En las aeronaves ligeras como es el caso del planeador, el acero puede ser usado para fabricar resortes, cables, tubos y otros

componentes que requieren de mayor resistencia mecánica. La Tabla 7-2 compara dos tipos de aceros comunes en planeadores:

Tabla 7-2 Propiedades mecánicas del acero

Material	Peso Específico [g/cm <sup>3</sup> ]	Resistencia a la tracción [N/mm <sup>2</sup> ]	Resistencia a la cizalladura [N/mm <sup>2</sup> ]	Módulo elasticidad (E) [N/mm <sup>2</sup> ]	Módulo cizalladura (G) [N/mm <sup>2</sup> ]
AISI 4130	7,85	670	400	205000	80000
AISI 1025	7,86	390	250	210000	77000

Fuente: PAJNO, V. *Sailplane Design* (p. 38)

El acero también es usado en la fabricación de cables que sirven para los mecanismos de control. Los cables de acero se clasifican como rígidos y flexibles. La Tabla 7-3 muestra las propiedades de ambos tipos de cables usados en planeadores:

Tabla 7-3 Propiedades de cables de acero

	Diámetro [mm]	Peso por metro [g/m]	Carga mínima para romper [Kg]
Flexibles	1,00	4,50	80
	1,60	11,00	200
	2,00	18,00	315
	2,80	31,50	560
Rígidos	1,5	11,20	212
	2,10	22,40	425
	3,20	56,00	1060

Fuente: PAJNO, V. *Sailplane Design* (p.38)

## Plástico

Los materiales plásticos aunque son más pesados que la madera tienen mejor resistencia mecánica. Para el diseño de planeadores los materiales plásticos más comunes son los acrílicos los cuales son transparentes y más livianos que las aleaciones de aluminio por lo que pueden ser usados para fabricar ventanas y algunos componentes sometidos a baja carga. Los materiales acrílicos sirven además como materiales aislantes. El nombre comercial de este material usado en planeadores es Lexan™ y tiene un peso específico aproximado de  $1,10 \text{ g/cm}^3$  lo cual lo hace más liviano que el *plexiglass* con un peso específico de  $1,30 \text{ g/cm}^3$ .

## Materiales compuestos

Los materiales compuestos consisten en dos fases que son la fase continua también llamada matriz o resina y la discontinua que usualmente son fibras de carbono o vidrio. Las fibras pueden ser continuas o discontinuas y arregladas de manera ordenada o aleatoria. Estos materiales ofrecen una solución al problema de peso ya que al usarse en la estructura permiten reducir de manera significativa el peso total de la aeronave. La dificultad de determinar adecuadamente sus propiedades mecánicas hace más complicado su cálculo y diseño. Para la construcción de planeadores las fibras más usadas son de vidrio debido a su bajo costo.

### 7.1.2 Selección de materiales

El criterio más importante para seleccionar un material en la industria aeronáutica es la relación resistencia-peso. Las estructuras aeronáuticas buscan tener gran resistencia mecánica con el menor peso posible. Adicionalmente se deben tener en cuenta otros factores como el precio, facilidad de manufactura, resistencia a la corrosión, resistencia térmica, rigidez, entre otros. Para este diseño se hace un énfasis en los factores de peso, facilidad de construcción y precio.

La Tabla 7-4 muestra los porcentajes de peso de los elementos principales del planeador con su respectivo material. Adicionalmente se incluye la opción de un material alternativo ya que en el primer diseño se optó por una estructura metálica, pero los materiales

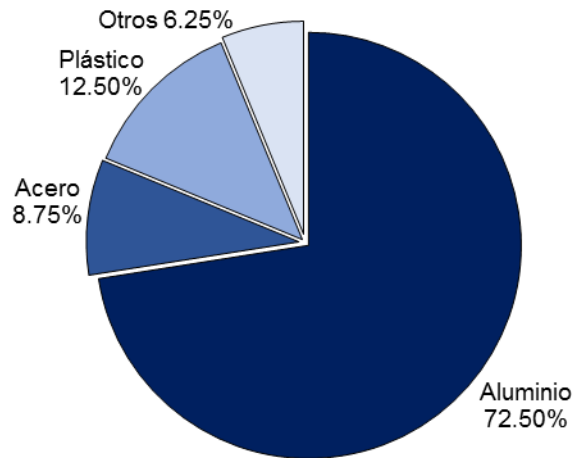
compuestos ofrecen hoy en día una buena opción para construir aeronaves más livianas. Sin embargo en este proyecto sólo se tendrá en cuenta el diseño con materiales metálicos para la estructura principal. La estimación del peso de los componentes se basó en el diseño conceptual donde se simplificaron los componentes del planeador y no se tuvieron en cuenta factores como los agujeros para reducir el peso ni la reducción del área debido al taperado. Estos porcentajes de peso del material del primer diseño conceptual indicaron un peso total del planeador de 80 Kg. El diseño final será corregido para el modelo CAD y así lograr el peso de diseño de 65 Kg.

Tabla 7-4 Selección de materiales

Componente	Peso Aprox. [%]	Material	Material Alternativo	Peso Aprox. [Kg]
Vigas	37,5	Aluminio	Compuestos	22
Costillas	22,5	Aluminio	Compuestos	18
Piel	22,5	Aluminio	Tela	18
Carenaje	12,5	Plástico	Compuestos	10
Cables	8,75	Acero	-	7
Instrumentos/ Otros	6,25	Otros	-	5

La Figura 7-2 muestra la estimación de los porcentajes para cada material que se pretende usar en el planeador. Esta gráfica ilustra que el primer diseño del planeador está compuesto principalmente por aleaciones de aluminio.

Figura 7-2 Porcentaje de materiales del planeador

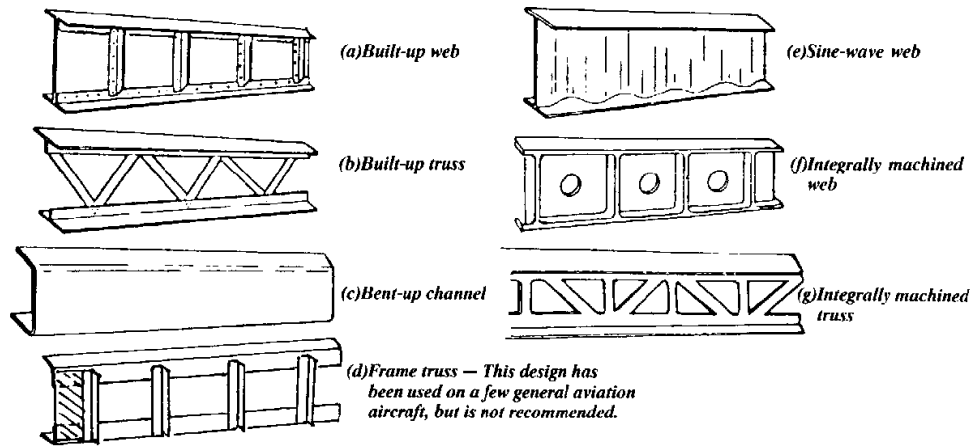


## 7.2 VIGA PRINCIPAL

Las cargas aerodinámicas actúan directamente sobre la superficie del ala y luego se transmiten hacia sus costillas. Las costillas a su vez transmiten las cargas en esfuerzos cortantes a la viga y los esfuerzos se distribuyen según la rigidez de la estructura. El número de vigas usadas en el ala depende de muchos factores y varía según los requerimientos de cada aeronave. Es usual encontrar estructuras con dos o más vigas ya que al usar múltiples vigas se reducen los esfuerzos sobre las costillas. Sin embargo teniendo siempre presente las restricciones de peso, la viga representa un gran porcentaje del peso total de la estructura y por lo tanto el número de vigas afecta significativamente el peso del ala.

El conjunto de elementos que conforman la red estructural de la viga se clasifican según su método de manufactura y complejidad de diseño. Dependiendo del uso que tenga la aeronave, las funciones secundarias del ala y las cargas soportadas se puede optar por una configuración u otra. La Figura 7-3 muestra diferentes arreglos de la red estructural según el tipo de fabricación de la viga. En aeronaves modernas se pueden usar unas técnicas de manufactura avanzadas para maquinar la viga principal de tal manera que se reducen el número de elementos de sujeción y se aumenta la resistencia estructural de la viga similar al tipo *integrally machined web* (j) en la figura.

Figura 7-3 Configuraciones típicas de vigas

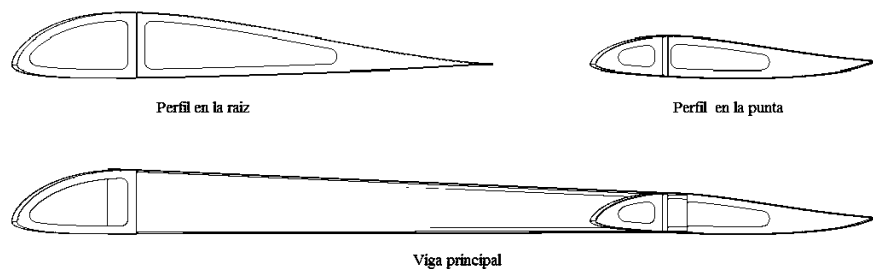


Fuente: NIU, M.C.Y. *Airframe Structural Design* (p. 270)

Por tratarse de un planeador ligero de bajo peso y relativamente bajos esfuerzos se optó por una estructura con una sola viga principal reforzado con una viga auxiliar. Al usar materiales convencionales metálicos como el aluminio incluir más de una viga principal aumenta significativamente el peso del ala.

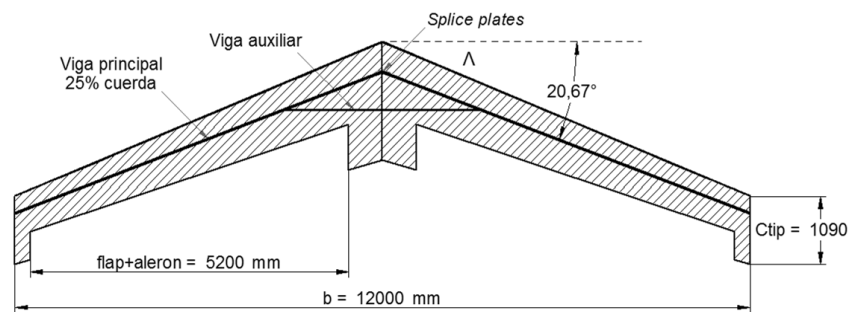
La viga del planeador tiene una inclinación y disminución de altura inherente debido a la forma trapezoidal del ala que hace que el perfil de la punta sea más pequeño que el perfil de la raíz. Por lo tanto los ángulos “L” sobre la viga también se inclinan a lo largo del ala lo que ayuda a aliviar esfuerzos cortantes sobre la viga como se ilustra a continuación en la Figura 7-4.

Figura 7-4 Cambio de sección en la viga trapezoidal principal del ala



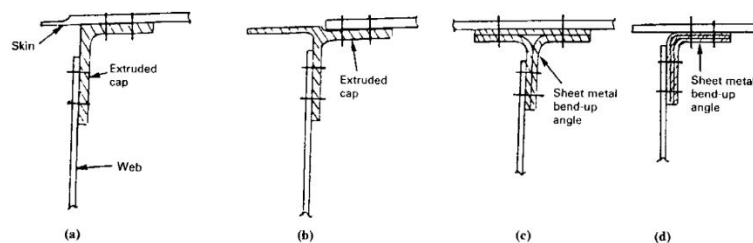
En el caso del planeador la viga principal estará ubicada aproximadamente al 25% de la cuerda del perfil. Esta ubicación es ideal ya que tiene el mayor espesor a lo largo de la cuerda y por lo tanto permite acomodar una viga más resistente. Adicionalmente esta ubicación se encuentra cerca al centro aerodinámico lo que implica que no estará sometida a esfuerzos de torsión por el momento aerodinámico. Debido al ángulo de flechamiento del ala la viga también deberá ser flechada y unida en el centro del ala con unas placas de empalme o unión (*splice plates*) como se muestra en la Figura 7-5.

Figura 7-5 Esquema del ala con ubicación de la viga y su flechamiento



Las vigas consisten en una lámina de aluminio que tiene remachado tanto en la parte superior como en la parte inferior ángulos extrujados también de aluminio como se muestra en la Figura 7-6 (a). A lo largo de la viga se usan unos refuerzos en forma de "L" o "T" para evitar que la viga se deforme o pandee con las cargas.

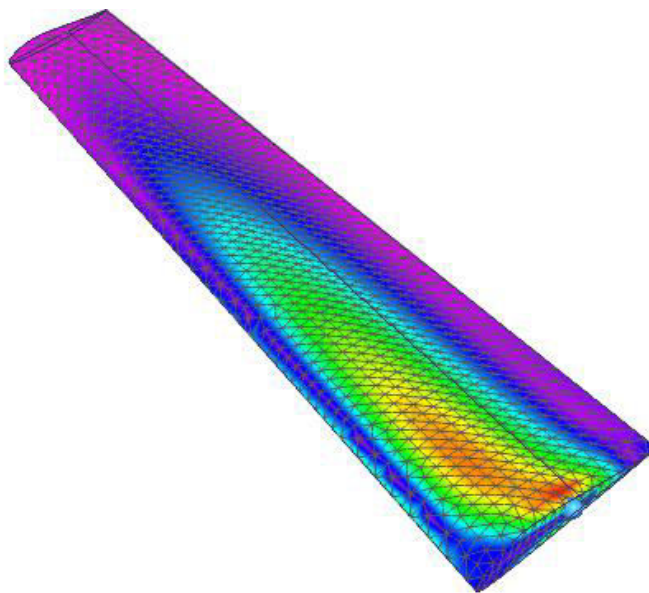
Figura 7-6 Típicas secciones de vigas



Fuente: NIU, M.C.Y. *Airframe Structural Design* (p. 269)

Para analizar los esfuerzos en la estructura del ala se obtuvo un sólido macizo con la geometría de los perfiles que permite visualizar las secciones más críticas del ala completa. Este modelo no pretende analizar la estructura interna sino solamente determinar las áreas de mayor esfuerzo debido a una carga distribuida. La simulación para este caso se realizó usando un factor de carga último de  $n=8$  el cual es el máximo para planeadores acrobáticos según las regulaciones (EASA) y garantizan que la estructura cumpla con los requerimientos (ver capítulo 7.4). La Figura 7-7 muestra el resultado del análisis donde se observa que los mayores esfuerzos se presentan cerca a la raíz del ala donde se encuentran unidas ambas mitades. Es por esto que esta parte del ala debe estar reforzada.

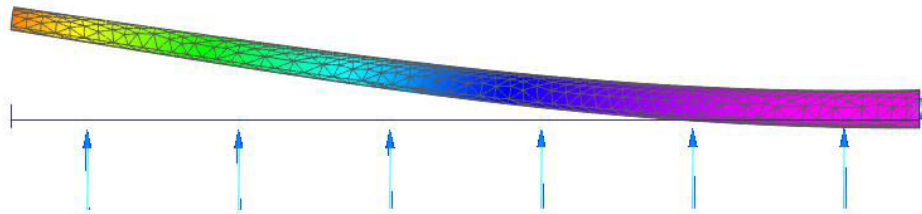
Figura 7-7 Análisis estructural - ala sólida completa



Además del análisis de los esfuerzos, se tiene el resultado del desplazamiento (ver Figura 7-8), donde se observa como el extremo del ala se deflecta hacia arriba al aplicarle las cargas aerodinámicas. Esto se debe a que en la simulación la sección de la raíz se encuentra fija. El desplazamiento ilustrado es normalizado por el programa por lo que no corresponde a escala con la deflexión real.

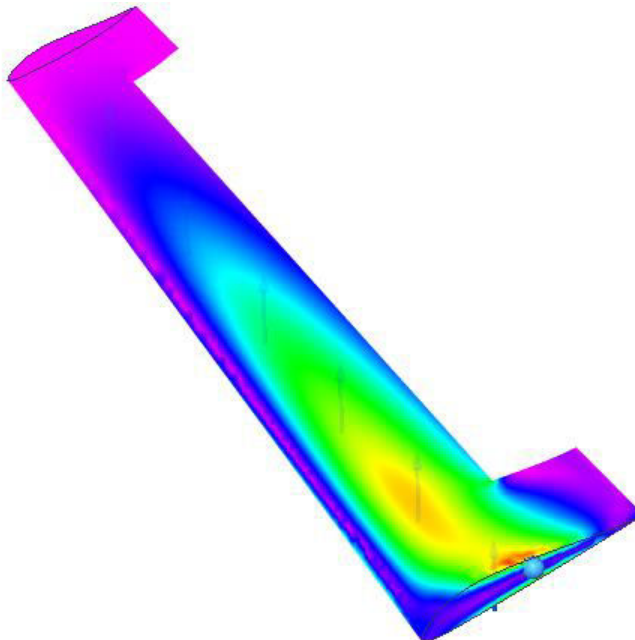


Figura 7-8 Análisis estructural - deflexión del ala



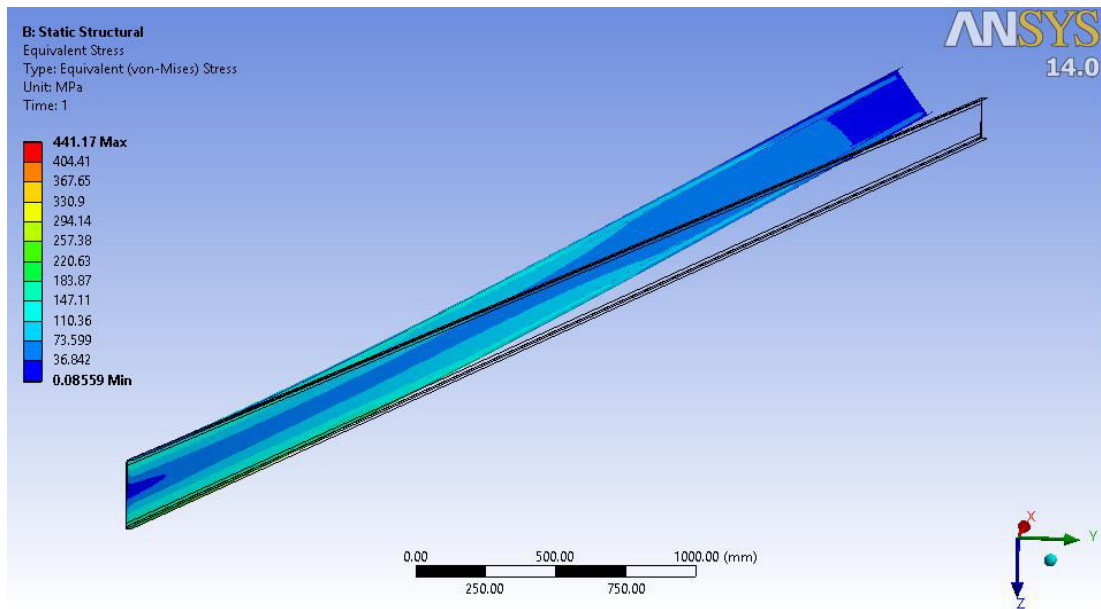
La simulación anterior se repitió para toda el ala pero removiendo la sección correspondiente a los flaps y alerones con el fin de verificar que dichas superficies quedarán por fuera de las zonas críticas. El resultado se muestra en la Figura 7-9 donde efectivamente se observa que las superficies de control no estarán sometidas a los mismos esfuerzos estructurales que tiene el área donde estará ubicada la viga principal.

Figura 7-9 Análisis estructural - ala sólida sin flaps y alerones



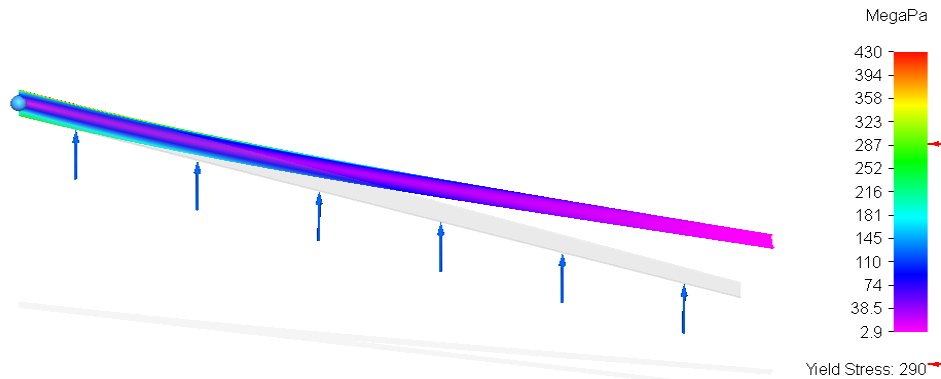
Luego de analizar el sólido del ala se procedió a simular únicamente la viga principal para concluir si el diseño con los ángulos y espesores definidos soportaría la carga máxima del material. La Figura 7-10 muestra el resultado de la simulación de la viga simplificada donde se observa que hay secciones cerca a la raíz del ala que superan los límites de resistencia mecánica del material.

Figura 7-10 Análisis estructural - viga principal simplificada



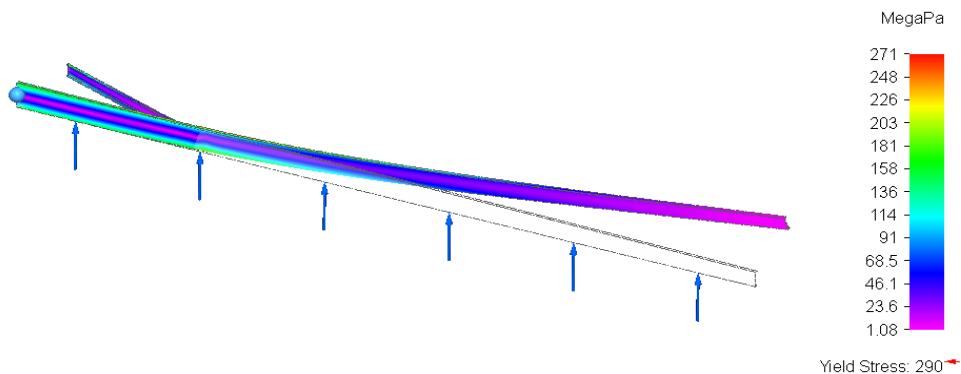
El análisis anterior se repitió usando Solid Edge para validar los resultados. La Figura 7-11 muestra los resultados de la simulación donde la escala del esfuerzo es equivalente a la anterior lo que comprueba que la sola viga principal no soportará la máxima carga de diseño del planeador por lo que sin incluir otros elementos estructurales el diseño de la viga no es viable para el planeador.

Figura 7-11 Análisis estructural - viga principal



Este análisis se repitió para la misma viga principal pero reforzada con una viga auxiliar. Las condiciones de la simulación se mantuvieron para la carga máxima de diseño con un factor de 5,3 (ver Tabla 7-5) equivalente a 4100 newtons de fuerza. La Figura 7-12 muestra los resultados para la viga principal reforzada.

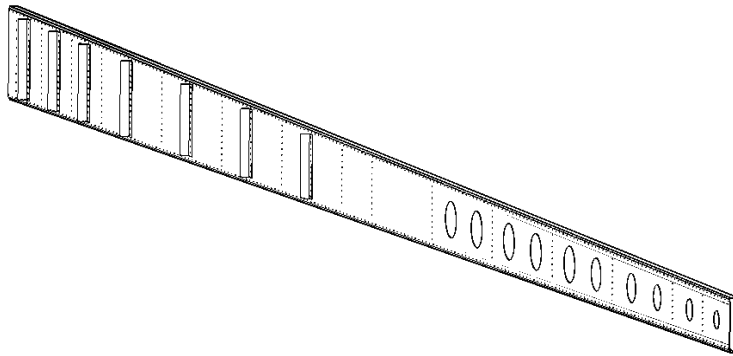
Figura 7-12 Análisis estructural - viga principal y auxiliar



Para este caso se observa que la carga máxima de toda la estructura es inferior a la resistencia máxima del material y por lo tanto el diseño de la viga cumple con los requerimientos estructurales de diseño. Adicionalmente la viga estará reforzada con ángulos verticales que debido a la complejidad del enmallado y la simulación no serán

analizados en este trabajo. Sin embargo con estos resultados se puede concluir que para esta fase de diseño es aceptable usar el tipo de estructura seleccionada y se recomienda repetir el análisis de la estructura completa para una etapa de diseño más detallada. El diseño final de la viga principal se muestra en la Figura 7-13.

Figura 7-13 Diseño final viga principal

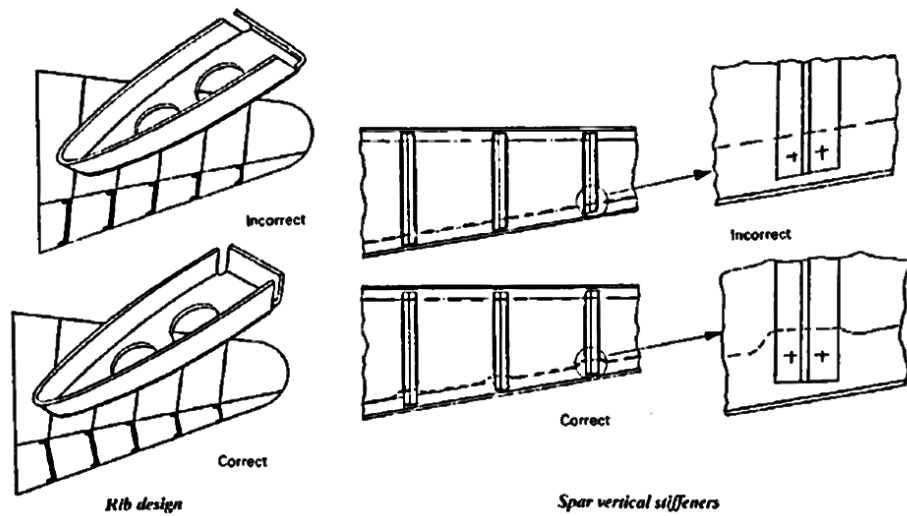


### 7.3 COSTILLAS

Las costillas tienen la función de darle la forma aerodinámica al ala. Además son las que transmiten las cargas aerodinámicas en esfuerzos cortantes sobre la viga. El espesor, la disposición, el espaciamiento y el número de costillas dependen de cada diseño pero en todo caso deben cumplir con el mismo objetivo. Para ayudar a reducir el peso es común que las costillas tengan agujeros que además permiten el paso de cables y otros elementos hacia las superficies de control.

La disposición de las costillas puede ser perpendicular al borde de ataque, paralelo al flujo de aire o una combinación. Se optó por un arreglo de costillas perpendicular a la dirección de vuelo, como se muestra en la Figura 7-14, que estén equidistantes con excepción del centro del ala que será reforzado y en la intersección del flap con el alerón. Las costillas serán de pequeño espesor y tendrán agujeros que ayuden a reducir el peso.

Figura 7-14 Diseño de costillas

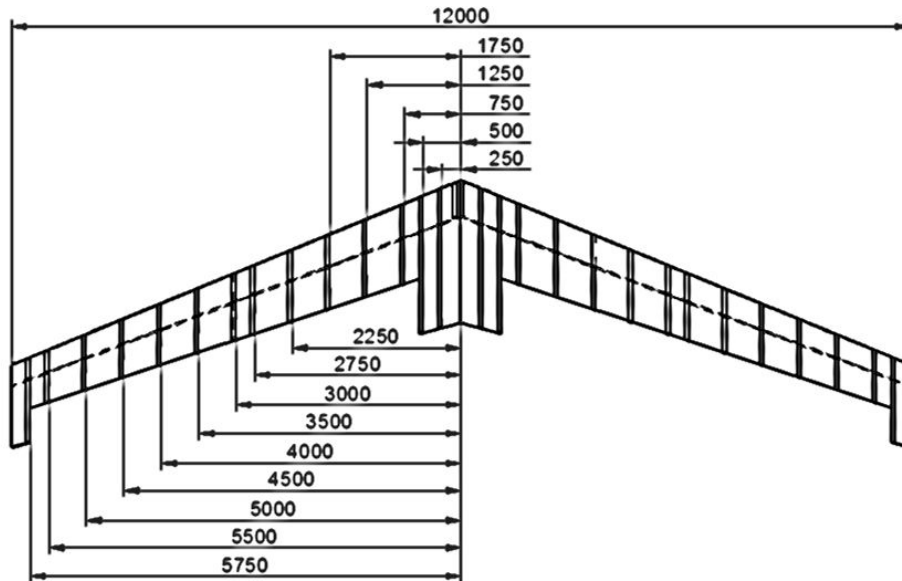


Fuente: NIU, M.C.Y. *Airframe Structural Design* (p. 14)

La ubicación y separación de las costillas depende del tipo de cargas que tenga el ala y la disposición de las superficies de control. Para el planeador no se requieren montajes para los sistemas de propulsión ni tanques de almacenamiento de combustible. Tampoco hay cargas debidas al tren de aterrizaje por lo tanto las costillas deben ir según la ubicación de los flaps y los alerones. Esto permite garantizar la sujeción de los mecanismos de movimiento de estas superficies. Adicionalmente se deben espaciar las costillas teniendo en cuenta la recomendación de máximo 90 centímetros<sup>4</sup> para aeronaves ligeras. Para esta etapa de diseño del planeador se asumieron unas costillas distribuidas uniformemente cada 50 centímetros ya que aparte de los flaps y los alerones no se requieren mas puntos con altas cargas de peso adicional (ver Figura 7-15).

<sup>4</sup> ROSKAM, J. *Airplane Design Part III: Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage* (p. 218)

Figura 7-15 Espaciamiento de las costillas



\*Nota: dimensiones en [mm]

Una vez determinada la distancia entre las costillas se procedió a analizar los esfuerzos sobre las diferentes secciones. Para este análisis no se contaba con valores reales para estimar la carga exacta sobre cada costilla por lo que se asumió una carga equivalente a la carga máxima del ala dividida por el número de costillas. Aunque esta aproximación no es precisa ofrece un valor mayor que la carga real lo que garantiza que si se cumple esta condición las costillas podrán soportar la carga real. La Figura 7-16 muestra el resultado del análisis estructural para la costilla más interna tanto para el borde de ataque como para la sección intermedia con los agujeros para reducir peso. Con este análisis se determina de manera preliminar que las costillas del planeador pueden fabricarse con los materiales metálicos mencionados anteriormente (aleaciones de aluminio) con pequeño espesor de 0,75 mm. Esta primera aproximación sirve para el análisis preliminar del planeador y por medio de Solid Edge se ensambla toda la estructura del ala para validar el peso total de la Tabla 7-4. El ensamble final se muestra a continuación en la Figura 7-17.

Figura 7-16 Análisis estructural costillas

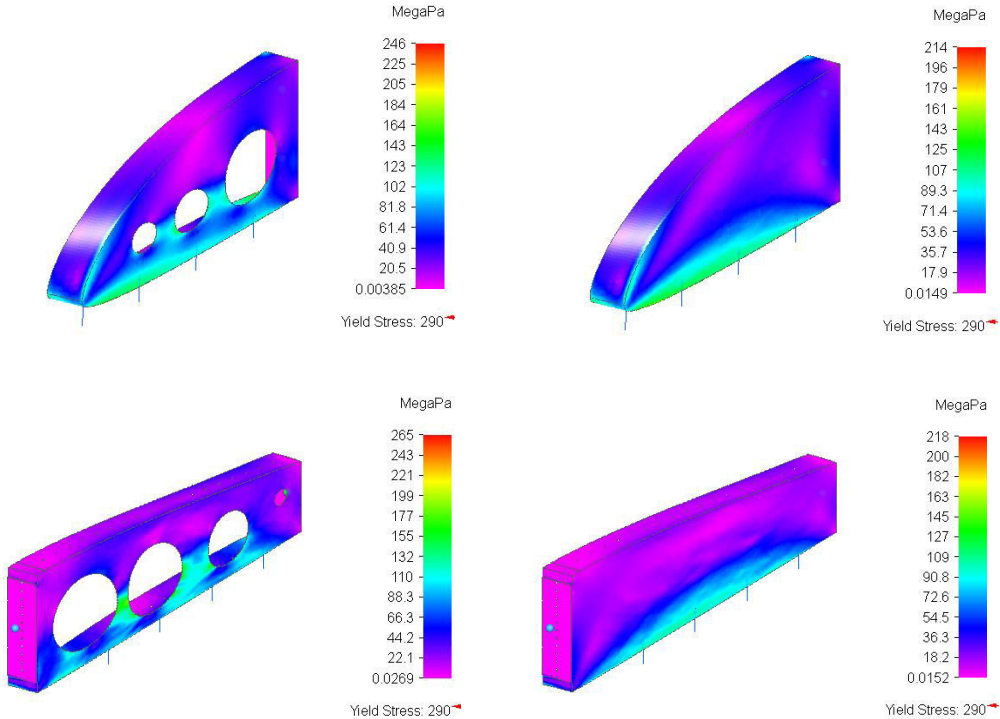
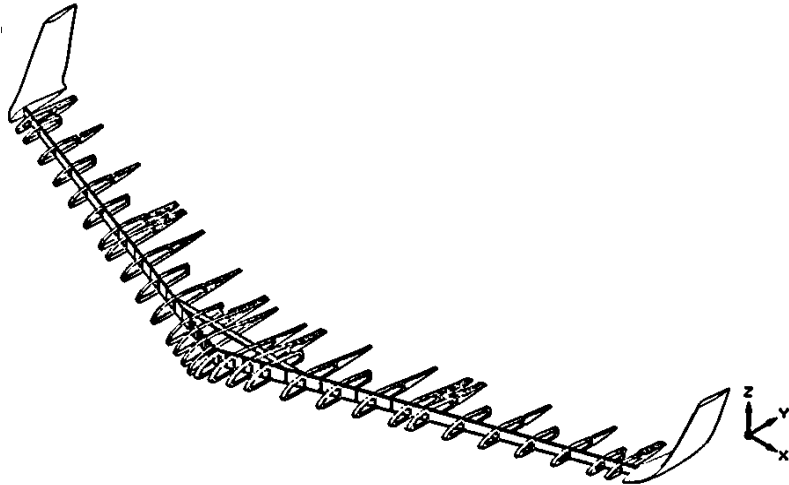
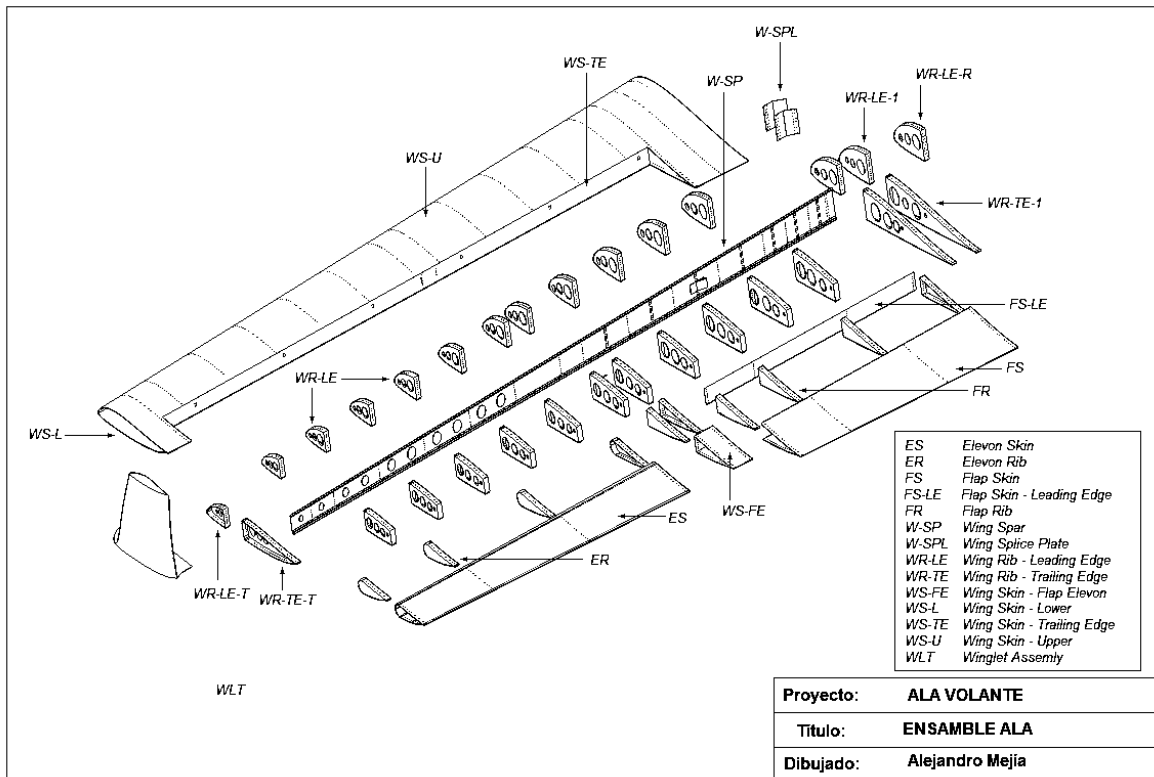


Figura 7-17 Estructura final ala



La Figura 7-18 muestra el ensamble del ala explosionado para ilustrar las diferentes partes de la estructura:

Figura 7-18 Ilustración partes estructura alar

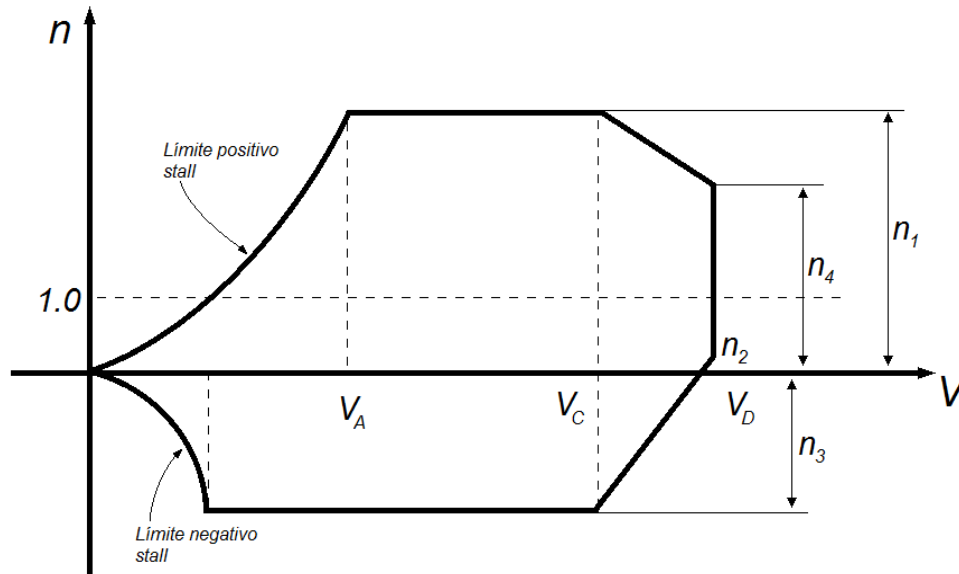


#### 7.4 DIAGRAMA V-n

El diagrama V-n o envolvente de vuelo es una herramienta gráfica para observar las limitaciones del factor de carga de la aeronave. Este diagrama muestra el factor de carga versus la velocidad del aire. La Figura 7-19 muestra el esquema general de un diagrama V-n donde  $V_A$  es la velocidad de pérdida con  $C_{Lmax}$ ,  $V_C$  es la velocidad máxima de crucero y  $V_D$  (dive) es la velocidad de picada y máxima estructural. Para un diseño inicial se pueden usar algunos valores sugeridos de factor de carga según la normatividad.



Figura 7-19 Cálculo del diagrama V-n



Fuente: NIU, M.C.Y. *Airframe Structural Design* (p. 42)

Para calcular la envolvente de vuelo para maniobras se conocen los siguientes parámetros del planeador:

- S superficie alar [m<sup>2</sup>] = 18
- W peso máximo total [Kg] = 155
- W/S carga alar [Kg/m<sup>2</sup>] = 8.6
- n<sub>1</sub> factor de carga = 5.3 (ver la Tabla 7-5)
- C<sub>l</sub> coeficiente de sustentación máximo = 1.36 (ver la Tabla 3-3)

La velocidad de pérdida máxima se puede calcular con la siguiente ecuación de la metodología establecida en la norma estándar internacional ASTM F2564-13 *Standard Specifications for Design and Performance of a Light Sport Glider*:

$$V_s = V_{A1} = \sqrt{\frac{n_1 \cdot \frac{W}{S}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_{l \max}}}$$

Reemplazando para diferentes factores de carga se puede graficar la sección parabólica de  $V_A$  el cual indica la máxima carga permisible a cierta velocidad sin entrar en pérdida.

Siguiendo la norma CS-22 (*Certification Specifications for Sailplanes*) se pueden usar los diferentes valores para los factores de carga según las regulaciones y así determinar los demás puntos del diagrama V-n:

Para construir la línea de *stall* se tiene:

$$C_{L\ max} = \frac{n \cdot W}{\frac{1}{2} \cdot \rho_{\infty} \cdot v_{\infty}^2 \cdot S}$$

Solucionando para  $n$  se tiene:

$$n = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho_{\infty} \cdot v_{\infty}^2 \cdot S \cdot C_{L\ max}}{W}$$

Reemplazando en la ecuación anterior diferentes valores de velocidad se puede construir la línea de *stall* hasta alcanzar el valor máximo de  $n$  para el planeador. Usando los valores para  $n$  de la Tabla 7-5 se determinan lo demás puntos del diagrama.

Tabla 7-5 Factores de carga

Factor de carga	Utilitario	Acrobático
$n_1$	+5.3	+7.0
$n_2$	+4.0	+7.0
$n_3$	-1.5	-5.0
$n_4$	-2.65	-5.0

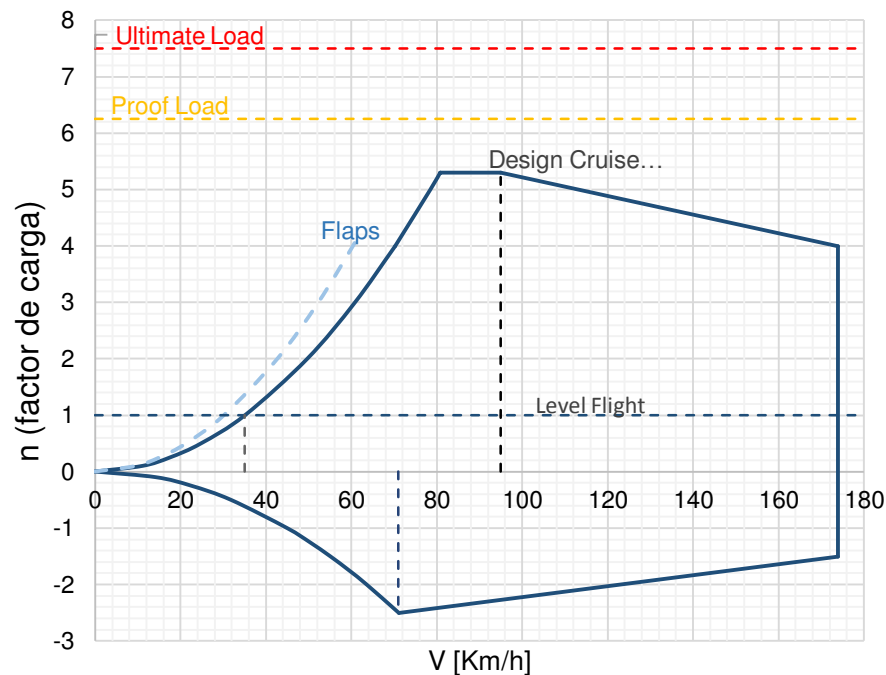
Fuente: EASA CS-22 *Certification Specifications for Sailplanes*

La velocidad de picada ( $V_D$ ) se determina con la siguiente ecuación, donde la carga alar está en  $\text{Kg/m}^2$ :

$$v_D = 3.41 \cdot \frac{W}{S} + 144.5 \quad [\text{Km/h}]$$

El resultado del diagrama V-n para el planeador se muestra en la Figura 7-20 a continuación.

Figura 7-20 Diagrama V-n del planeador

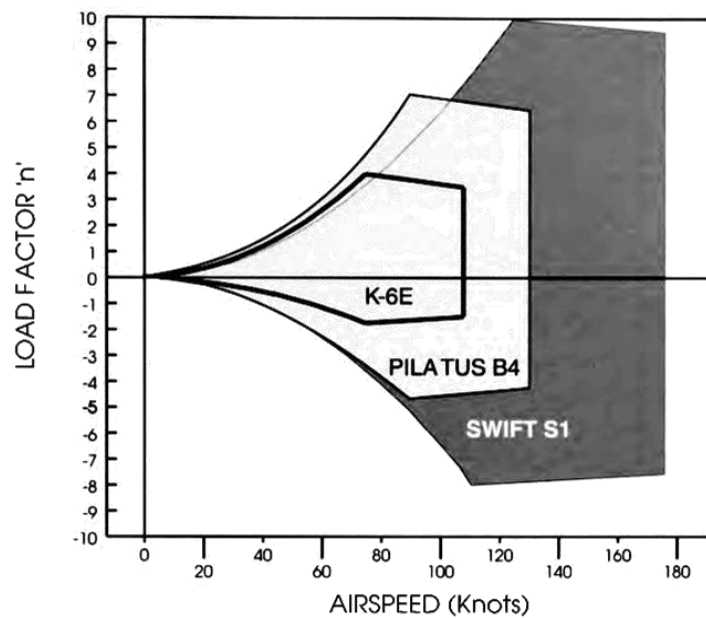


Adicional a las líneas limitantes del diagrama existen dos valores de carga que son importantes mencionarlos. El factor de prueba de carga (*proof load*) es 1,25 veces la carga límite y el factor último de carga (*ultimate load*) que corresponde a 1,5 veces la carga límite.

El diagrama V-n muestra las cargas que puede tolerar el planeador para las diferentes fases de vuelo. La primera curva positiva indica la carga máxima posible sin entrar en pérdida. Por fuera de esta línea realizar una maniobra que supere el límite de  $n$  hará que el planeador entre en pérdida. La línea superior indica el factor de carga máximo de la aeronave durante el rango de velocidad de crucero. Maniobras que superen este factor harán que sufra

sobresfuerzos estructurales. La última línea decreciente sugiere que a mayor velocidad el planeador pierde capacidad de maniobrar al disminuir su factor de carga hasta llegar a la velocidad de picada, la cual es la máxima para operar el planeador. La parte restante del diagrama es igual pero para maniobras invertidas. La Figura 7-21 muestra una comparación del diagrama V-n para varios planeadores con diferentes capacidades acrobáticas.

Figura 7-21 Comparación diagrama V-n para varios planeadores



Fuente: MALLINSON, P. *The Handbook of Glider Aerobatics* (p. 25)

## 7.5 DIAGRAMA V-n PARA RÁFAGAS

Adicional al envolvente de vuelo para maniobras existe también un diagrama V-n para estudiar ráfagas de viento. Las ráfagas de viento se contemplan durante las diferentes fases de vuelo y con diferente magnitud. Para calcular el diagrama V-n para ráfagas se puede usar el siguiente análisis:

Para calcular el factor de carga se tiene la siguiente ecuación:

$$n = 1 + \frac{k_g \cdot U_g \cdot V \cdot a \cdot \rho_\infty \cdot S}{2 \cdot m g}$$

Donde:

$S$  superficie alar [ $m^2$ ]

$m$  masa del planeador [Kg]

$\rho_\infty$  densidad del aire [ $Kg/m^3$ ]

$a$  pendiente de la curva de sustentación [ $rad^{-1}$ ]

$V$  velocidad de la aeronave [m/s]

$U_g$  velocidad de ráfaga de viento [m/s]

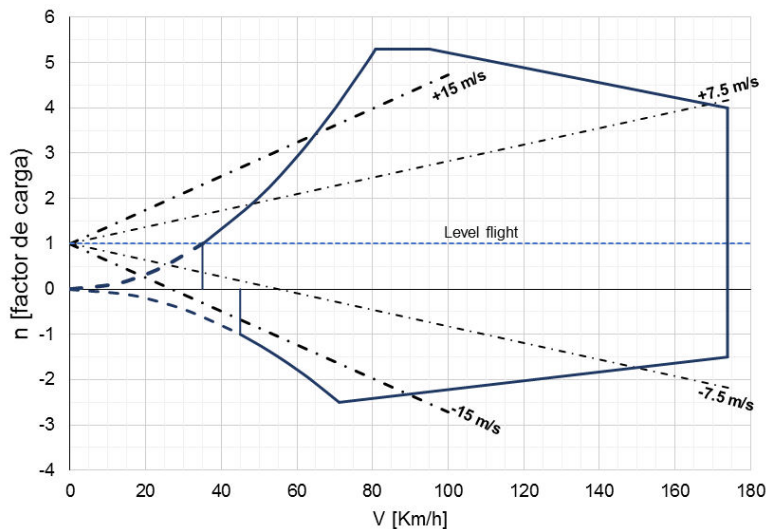
$K_g$  coeficiente de ráfaga, se calcula así:  $k_g = \frac{0.88\mu}{5.3+\mu}$

$\mu$  relación de la masa de la aeronave, se calcula así:  $\mu_g = \frac{2m}{\rho C a S}$

$C$  cuerda media geométrica

Reemplazando con los datos del planeador y usando la tabla con los valores sugeridos por la normatividad se obtiene el diagrama V-n para ráfagas combinado, que se muestra a continuación (Figura 7-22).

Figura 7-22 Diagrama V-n para ráfagas








El diagrama V-n final combinado que se muestra en la Figura 7-22 está compuesto por dos líneas curvas y varias líneas rectas. Las dos líneas curvas de la izquierda representan el límite aerodinámico sobre el factor de carga debido a la entrada en pérdida ( $C_{Lmax}$ ). Maniobrar por fuera de este límite es imposible debido a que la aeronave entrará en una condición de *stall*. A medida que aumenta la velocidad de la aeronave el factor de carga máximo también aumenta proporcional al cuadrado de la velocidad ( $V^2$ ). Sin embargo existe un valor máximo de  $n$  que se limita por el factor de carga máximo estructural que normalmente está dado por las regulaciones según el tipo de aeronave. También se grafican las líneas rectas que representan las ráfagas de viento. Estas ráfagas pueden ser positivas y negativas y así aumentar o disminuir el ángulo de ataque de la aeronave. Un cambio repentino en el ángulo de ataque incrementará de la misma manera el coeficiente de sustentación lo que a su vez aumenta la sustentación. Por definición el factor de carga también incrementará y en algunos casos podrá superar las cargas de maniobras por lo que las ráfagas de viento se deben tener en cuenta en el diagrama. Debido a que la magnitud de las ráfagas es impredecible y difícil de medir se establecen ciertos valores estándares de ráfagas que cumplan con la normatividad.







## 8. INSTRUMENTOS

Aunque la selección específica de los instrumentos hace parte del diseño detallado donde se debe elegir un proveedor y diseñar su ubicación e instalación, en esta sección se tendrán en cuenta los tipos de instrumentos necesarios para el planeador.

Debido a que se trata de un planeador sin sistema de propulsión los instrumentos necesarios en cabina son aquellos que son indispensables para la navegación y operación de la aeronave. Igualmente se deben considerar instrumentos de comunicación que pueden ser necesarios por regulaciones aéreas. La Tabla 8-1 muestra los instrumentos principales básicos que se requieren para operar el planeador en condiciones de vuelo visual:

Tabla 8-1 Instrumentos básicos del planeador

Instrumento	Descripción	Peso aprox. [Kg]	MEL* (Eléctrico)	Precio aprox. [USD]	Fabricante (Ref.)	
Altímetro	Instrumento pitot-estático básico necesario para conocer la altitud en vuelo	0,345	Si (No)	\$995.00	Winter Instruments (4 FGH 10)	
Velocímetro	Indispensable para que el piloto pueda identificar las velocidades críticas en vuelo (máxima y pérdida)	0,205	Si (No)	\$490.00	Winter Instruments (6FMS 423)	
Variómetro	Permite identificar si el planeador está ascendiendo o descendiendo	0,318	Si (No)	\$616.00	Winter Instruments (5 StV 5)	
Brújula	Instrumento magnético de navegación	0,270	No (No)	\$190.00	AirpathCompass (C-2300)	
Indicador de viraje	Ayuda a realizar virajes coordinados sin derrapar (12-28V, ~150mA)	0,680	No (No)	\$520.00	TruTrack (PTB2-1MIN)	

Instrumento	Descripción	Peso aprox. [Kg]	MEL* (Eléctrico)	Precio aprox. [USD]	Fabricante (Ref.)	
Horizonte artificial	Instrumento giroscópico que ayuda a maniobrar con referencia al horizonte (12-30V)	1,050	No (Si)	\$2,259.00	RC Allen (RCA26EK)	
Radio	Necesario para la comunicación si se requiere para volar (regulaciones) VHF	0,850	Si (Si)	\$1,695.00	Becker (AR6201-25KHz)	
Batería	Necesaria solo para los equipos que requieren electricidad	1,850	Si (Si)	\$30.00	Power-Sonic (PS-1251FP 12V, 5.4Ah)	
Acelerómetro	Para detectar cargas excesivas durante vuelo	0,300	No (No)	\$465.00	Falcon Gauge (GM510-2)	
GPS	Ayuda a navegar con buena precisión. Incluye otros instrumentos como altímetro (opcional)	0,500	No (Si)	\$4,866.00	LXNAV (LX9050-V9)	
Termómetro de temperatura externa	Termómetro para medir la temperatura del aire externo para identificar termales	0,040	No (Si)	\$45.00	Cooper Atkins (DM120)	
Total MEL		3,6		\$3,826.00		
Total		6,4		\$12,171.00		

\*MEL: Lista de equipo mínimo se refiere a los instrumentos mínimos para operar el planeador

Fuente: Disponible en Internet: Cumulus Soaring, Inc. <[www.cumulus-soaring.com](http://www.cumulus-soaring.com)>

[Fecha de consulta: 05/10/2014]

Las limitaciones del espacio en el fuselaje hacen que el GPS sea una buena alternativa para los instrumentos en cabina. Bajo ciertas condiciones de vuelo y dentro del espacio aéreo permitido por la autoridad aeronáutica el planeador podrá operar con el equipo mínimo de diseño. No obstante entre más información tenga el piloto a su disposición más seguro podrá operar la aeronave.

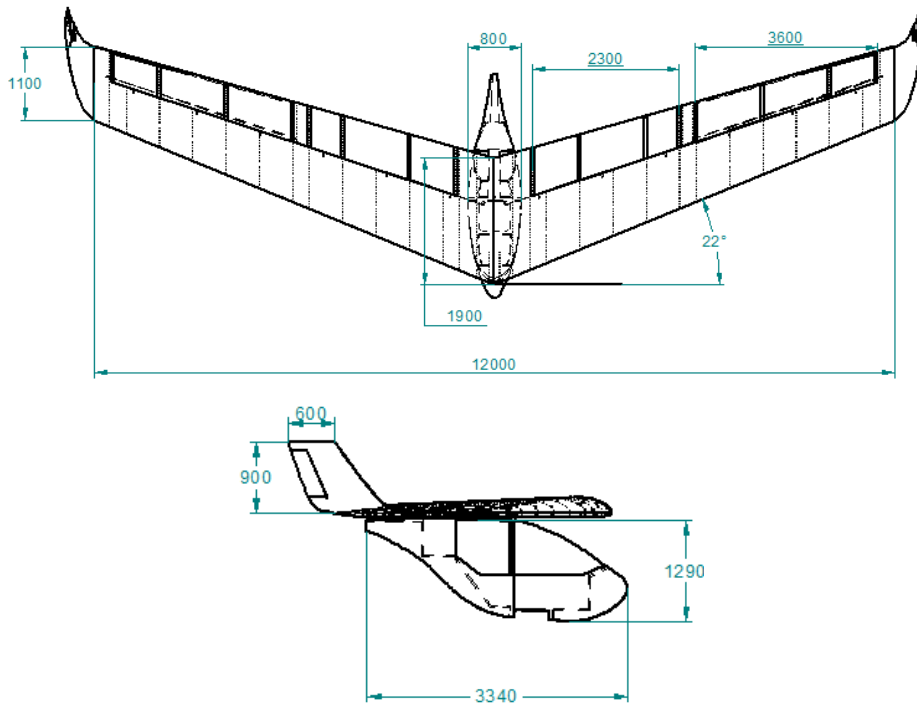


## 9. DISEÑO FINAL

Esta sección presenta las imágenes finales del diseño del planeador hechas con Solid Edge ST5 donde se incluyen sus dimensiones finales y datos técnicos de rendimiento. El nombre elegido para denominar el proyecto es *ALBATROS*, que hace referencia al ave del mismo nombre ya que por su figura y alta relación de aspecto posee buena eficiencia aerodinámica. Este concepto fue la motivación del proyecto y resume el esfuerzo de diseñar un ala volante que aproveche sus ventajas aerodinámicas para optimizar su eficiencia.

A continuación se presentan las dimensiones del diseño preliminar del planeador (Figura 9-1). Los renders y los planos detallados del planeador se encuentran en el ANEXO 13 y ANEXO 15 respectivamente. También se incluyen diferentes vistas del planeador ensamblado en Solid Edge (ver Figura 9-2).

Figura 9-1 Dimensiones finales



\*Nota: dimensiones en [mm]

Figura 9-2 Vista frontal y lateral



La ficha técnica del planeador *Albatros* se ve a continuación donde se resumen las características principales del diseño preliminar final:

Características generales	Símbolo	Valor	Unidad
Tripulación		1	N/A
Envergadura	$b$	12	[m]
Área alar	$S$	18	[m <sup>2</sup> ]
Carga alar	$W/S$	8.6	[Kg/m <sup>2</sup> ]
Relación de aspecto	$AR$	8	N/A
Peso vacío	$W_E$	65	[Kg]
Peso máximo de despegue	$W_{TO}$	155	[Kg]

Características de rendimiento			
Velocidad de pérdida	$V_s$	35	[Km/h]
Velocidad de despegue	$V_{TO}$	40	[Km/h]
Velocidad de crucero	$V_{cruise}$	80	[Km/h]
Velocidad máxima	$V_{max}$	150	[Km/h]
Rata mínima de descenso	$V_{Dmin}$	0.85	[m/s]
Velocidad óptima de planeo	$V_{glide}$	60	[Km/h]
Relación de planeo máxima	$L/D$	16:1	N/A

## CONCLUSIONES

El diseño final del planeador logró abarcar las áreas más importantes de la fase de diseño preliminar que incluyen el análisis aerodinámico y de estabilidad, estudio de sistemas y superficies de control, simulaciones CFD, diseño estructural y selección de materiales. A pesar de la inexperiencia de los integrantes, se logró hacer una investigación profunda y completa para familiarizarse más con el diseño de un nuevo planeador, incluyendo normas aplicables como ASTM F2564-13, CS-22 (EASA) y FAA-H-8083-13A. El diseño de una aeronave nueva es un proceso que puede tardar varios años y pasar por muchas etapas de rediseño y mejoramiento. Por cuestiones de tiempo este proyecto presentó una primera versión del planeador que puede ser modificada según sea necesario buscando optimizar su relación de planeo, peso total, rata de descenso mínima, etc.

El estudio del estado del arte demostró que existen numerosos diseños de aeronaves (recientes e históricas) con una configuración ala volante y que este concepto no es tan nuevo como parece ya que hay registros de proyectos desde principios del siglo XX. Adicionalmente, esta configuración ha despertado un nuevo interés por parte del sector aeronáutico para ser implementado en la aviación comercial con el concepto del *blended wing body (BWB)*, como el proyecto X-48B de Boeing. Por lo tanto el conocimiento obtenido con este proyecto es potencialmente una útil recopilación de información con vista al futuro.

Teniendo siempre presente las metas trazadas al comienzo del proyecto, este trabajo logró cumplir los 6 objetivos específicos propuestos con la ayuda de las herramientas computacionales modernas (XFLR5, ANSYS Fluent, AutoCAD, Solid Edge, SolidWorks), las bases de datos académicas, artículos científicos, estudios afines, referencias bibliográficas y otras fuentes de consulta, además de contar con las sugerencias y recomendaciones de personas con conocimiento en el sector aeronáutico como el diseñador Jim Marske.

Con este trabajo se pudo aplicar varios temas de diferentes áreas de la ingeniería aeronáutica. Además de los conceptos y la teoría estudiada, se pudo hacer uso de habilidades personales que no son enseñadas en el aula de clase y forman parte de cada integrante como aspirante al título de ingeniero aeronáutico, como el uso de 3 aeromodelos

a escala que ayudaron a superar las dificultades presentadas debido a la limitación de información técnica disponible sobre alas volantes. Las áreas de estudio fomentadas en el proyecto incluyen, además del ciclo básico de ingeniería, estructuras aeronáuticas para el diseño y análisis de la estructura del ala, dibujo de elementos de máquinas (CAD) para generar los modelos 3D y planos 2D, aerodinámica para estudiar los perfiles seleccionados, resistencia de materiales para optimizar los elementos estructurales requeridos, procesos de manufactura para tener en cuenta posibles conflictos e interferencias al momento de teóricamente construir el planeador, materiales aeroespaciales para reducir el peso y asegurar el cumplimiento de las metas de diseño, diseño conceptual de aeronaves para todo el proceso de ingeniería de los componentes y sistemas, aviónica para los instrumentos y CFD para las simulaciones de mecánica de fluidos. Adicionalmente, este proyecto exigió un proceso exhaustivo de investigación para poder recopilar la mayor cantidad de información con las herramientas disponibles.

El diseño inicial se elaboró con un *baseline* de 7 planeadores y alas volantes. Por medio de tablas y gráficos similares a los que se utilizan en la metodología empleada por J. Roskam para el dimensionamiento preliminar en *Airplane Design* se estimaron las primeras medidas. Este primer diseño demandó una mayor cantidad de tiempo para dimensionar la geometría del ala ya que algunos parámetros no se pueden tomar usando la referencia de otras alas como es el caso del *twist*. Es por esta razón que el primer diseño demoró un 40% más de tiempo de lo estimado, pero fue fundamental para continuar con las siguientes 5 versiones de la geometría del ala analizadas. Con esto se realizaron los primeros cálculos para tener un punto de partida. Entre las 5 versiones iniciales del diseño del ala siempre se tuvo en cuenta un margen estático mayor al 5% para el planeador lo que en últimas llevó a que el diseño final mostrara una excelente estabilidad. Esto se observa en las gráficas de estabilidad y de coeficiente de momento, en esta última se presenta una pendiente negativa, es decir cuando la aeronave aumenta el ángulo de ataque produce un momento negativo que tiende a regresar al planeador a su ángulo original y viceversa. Esto concuerda con la amortiguación que se muestra en las gráficas de estabilidad que se obtuvieron con XFLR5.

El análisis estructural por medio de 2 herramientas computacionales (ANSYS y Solid Edge) demostró ser un soporte en las primeras fases de diseño, permitiendo analizar los esfuerzos sobre las vigas para un factor de carga máximo de 5,3 y así detectar puntos críticos en el

diseño que posteriormente fueron reforzados. Con las simulaciones se analizaron las configuraciones estructurales seleccionadas para definir la que cumplía los requerimientos de resistencia mecánica y peso. No obstante, es evidente que para llevar un diseño preliminar a la siguiente fase y poder obtener resultados importantes se deben realizar ensayos experimentales reales que permitan concluir sobre la viabilidad de la estructura diseñada. Además, los esfuerzos correspondientes al factor último de carga se deben aprobar con el uso de pruebas destructivas sobre un prototipo real.

El análisis en CFD (ANSYS) permitió corroborar los resultados arrojados por el software XFLR5 con el cual se obtuvieron los coeficientes necesarios para diseñar el ala. No sólo se realizaron los cálculos por medio de 2 software sino también por 2 métodos diferentes ya que ANSYS utiliza las ecuaciones de Navier Stokes mientras que XFLR5 utiliza el "*Vortex Lattice Method*". También fue necesario para analizar otras características que no se tienen en cuenta en XFLR5 como por ejemplo las zonas de entrada en pérdida, aunque esta no fue muy precisa debido a que la malla generada no fue lo suficientemente refinada para analizar los efectos viscosos con precisión. De acuerdo al ANEXO 12, los datos de XFLR5 mostraron un porcentaje de error del coeficiente de sustentación igual o menor al 10% para ángulos de ataque menores a 7 grados. Para el arrastre el porcentaje de error fue considerablemente mayor debido a que como se ha mencionado anteriormente XFLR5 no tiene en cuenta los efectos viscosos. Por otro lado el coeficiente de arrastre tiene una magnitud de orden  $10^{-2}$  lo que lo hace más susceptible a errores debidos a cifras significativas y propagación de error por el cálculo y manipulación de las ecuaciones aerodinámicas.

La selección de materiales metálicos para el planeador se basó en la posibilidad de utilizar herramientas computacionales para el análisis estructural que estuvieran al alcance de los integrantes del proyecto. Sin embargo, conociendo las limitaciones de peso se concluye que el diseño actual puede ser modificado para una segunda versión en materiales compuestos que reduzcan el peso total del planeador en un 20-25%, de acuerdo al factor de reducción dado por J. Roskam para la conversión de aeronaves en materiales metálicos a compuestos. La idea de diseñar un planeador con despegue manual implica un límite en el peso total que sea posible levantar sin demasiado esfuerzo por una persona promedio (menor a 60 Kg). Por esto se llegó a la conclusión que el uso de materiales metálicos hace que el planeador sea más pesado y difícil de manipular en tierra a comparación de otros

diseños tipo ala delta (*hang glider*). Al usar materiales compuestos se podría obtener un peso del planeador tentativo de 50 Kg ya que la estructura del ala que representa cerca de 80% del peso total del planeador se reduciría.

En el proceso de diseño se crearon varias geometrías con el fin de observar la variación de los coeficientes aerodinámicos más importantes. Se tuvo en cuenta la estabilidad del ala pero también la viabilidad de su construcción ya que aunque esta no será manufacturada se deben considerar otros parámetros como la estructura, espacios para los sistemas de control, sujeción y movimiento de superficies, facilidad de ensamblar y transportar etc. Con esto se pudo concluir que el diseño preliminar de una aeronave abarca muchas áreas de la ingeniería aeronáutica que deben trabajar a la par para alcanzar un compromiso ya que como se vio en este proyecto existen varias circunstancias de conflicto entre el paso de los sistemas de control, cables y otros elementos con las costillas de la estructura alar y el espesor del perfil con el tamaño de las vigas.

## Recomendaciones

Aunque XFLR5 es de gran utilidad por su simplicidad y rapidez a la hora de calcular los coeficientes aerodinámicos, se debe tener presente de que este no tiene en cuenta los efectos viscosos en 3 dimensiones y es por esta razón que la pendiente de CL vs Alpha es una línea recta, es decir el ala nunca entrará en pérdida y no se podrá predecir los ángulos de *stall*. Las simulaciones con ANSYS en equipos de cómputo con mayor capacidad permitirían estudiar mejor los modelos del planeador.

El objetivo con este primer diseño es hacer distintos tipos de pruebas como maniobras a bajas y altas velocidades, entradas en pérdida etc. Es por esta razón que se optó por un ala no desarmable ya que su estructura es más simple de diseñar. Una vez terminadas las pruebas se recomienda diseñar un ala desarmable con el fin de facilitar su transporte.

Finalmente se recomienda hacer un estudio de factibilidad y beneficio de emplear materiales compuestos en la construcción del ala, buscando reducir el peso total del planeador.

## REFERENCIAS

ABBOTT, Ira H. *Theory of Wing Sections*. 1<sup>st</sup> Ed. New York, NY: Dover Publications, Inc., 1959. 693 p. ISBN: 0-486-60586-8

ANDERSON, John D, Jr. *Fundamentals of Aerodynamics*. 5<sup>th</sup> Ed. New York, NY: McGraw-Hill, 2010. 1106 p. ISBN: 978-0-07-339810-5

BERTIN, John J. *Aerodynamics for Engineers*. 4<sup>th</sup> Ed. Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall, Inc., 2002. 580 p. ISBN: 0-13-064633-4

BRUHN, E. F., *Analysis and Design of Flight Vehicle Structures*. Revised Ed. Austin, TX: Jacobs Pub., 1973. 650 p. ISBN: 978-0961523404

CARMONA, Aníbal Isidoro. *Aerodinámica y actuaciones del avión*. 12<sup>a</sup> Ed. España: Ediciones Paraninfo, S.A., 2004. 680 p. ISBN: 978-8428328883

KROO, Ilan. *Design and Development of the Swift: A Foot-Launched Sailplane* (2000). American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. AIAA-00-4336

LEE, Russell E. *Only the Wing: Reimar Horten's Epic Quest to Stabilize and Control the All-Wing Aircraft*. 1<sup>st</sup> Ed. Washington, D.C.: Smithsonian Institution Scholarly Press, 2011. 297 p. ISBN: 978-1-935623-03-8.



MALLINSON, Peter. *The Handbook of Glider Aerobatics*. 1<sup>st</sup> Ed. UK: Airlife Publishing Ltd., 1999. P. ISBN: 1840371102

MEGSON, T.H.G. *Aircraft Structures for Engineering Students*. 4<sup>th</sup> Ed. Oxford, GB: Elsevier Aerospace Engineering Series, Ltd., 2007. 804 p. ISBN: 978-0-750667395

NIU, Michael C.Y. *Airframe Structural Design*. 2<sup>nd</sup> Ed. Los Angeles, CA: Technical Book Company, 1989. 611 p. ISBN: 962-7128-04-X

PAJNO, Vittorio. *Sailplane Design*. 2<sup>nd</sup> Ed. Roma, Italia: IBN Editore, 2010. 477 p. ISBN: 978-8883402746

PAPE, Garry R. *Northrop Flying Wings: A History of Jack Northrop's Visionary Aircraft*. 1<sup>st</sup> Ed. Atglen, PA: Schiffer Publishing Ltd., 1995. 288 p. ISBN: 0-88740-689-0

PHILLIPS, Warren F. *Mechanics of Flight*. 2<sup>nd</sup> Ed. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, Inc., 2010. 1138 p. ISBN: 978-0-470-53975-0

POPE, Alan. *Basic Wing and Airfoil Theory*. 1<sup>st</sup> Ed. Mineola, NY: Dover Publications, Inc., 2009. 294 p. ISBN: 978-0-486-47188-4

RAYMER, Daniel P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. 3<sup>rd</sup> Ed. Reston, VA: AIAA, Inc., 1999. 923 p. ISBN: 1-56347-281-0

ROSKAM, Jan. *Airplane Design. Part I: Preliminary Sizing of Airplanes*. 2<sup>nd</sup> Ed. DARcorporation, 2005. 202 p. ISBN: 978-1884885242

ROSKAM, JAN. *Airplane Design. Part II: Preliminary Design and Integration of the Propulsion System*. DARcorporation, 2004. ISBN: 978-1884885433

THOMAS, Fred. *Fundamentals of Sailplane Design*. 3<sup>rd</sup> Ed. College Park Press, 1999. 274 p. ISBN: 0-9669553-0-7

WAINFAN, Barnaby. *Airfoil Selection: Understanding and Choosing Airfoils for Light Aircraft*. 2<sup>nd</sup> Ed. ©Barnaby Wainfan, 2005. 80 p. ISBN: 978-7770045257

## ANEXO 1

### Atmósfera estándar 1976 (OACI)

Altitud (h) [m]	Presión (P) [KPa]	Densidad ( $\rho$ ) [Kg/m <sup>3</sup> ]	Temperatura (T) [°K]	Viscosidad ( $\nu$ ) [m <sup>2</sup> /s] * 10 <sup>-5</sup>	Vel. Sonido (a) [m/s]
0	101,325	1,225	288,15	1,48	340,3
100	100,129	1,213	287,50	1,49	339,9
200	98,945	1,202	286,85	1,50	339,5
300	97,773	1,190	286,20	1,51	339,1
400	96,611	1,179	285,55	1,53	338,8
500	95,461	1,167	284,90	1,54	338,4
600	94,322	1,156	284,25	1,55	337,9
700	93,194	1,145	283,60	1,56	337,6
800	92,076	1,134	282,95	1,58	337,2
900	90,970	1,123	282,30	1,59	336,8
1000	89,875	1,112	281,65	1,60	336,4
1500	84,556	1,058	278,40	1,66	334,5
2000	79,495	1,006	275,15	1,74	332,5
2500	74,683	0,957	271,90	1,81	330,6
3000	70,109	0,909	268,65	1,88	328,6
3500	65,764	0,863	265,40	1,97	326,6
4000	61,640	0,819	262,15	2,05	324,6
4500	57,728	0,777	258,90	2,14	322,5
5000	54,020	0,736	255,65	2,24	320,5
7500	38,251	0,557	239,40	2,80	310,2
10000	26,436	0,413	223,15	3,56	299,5

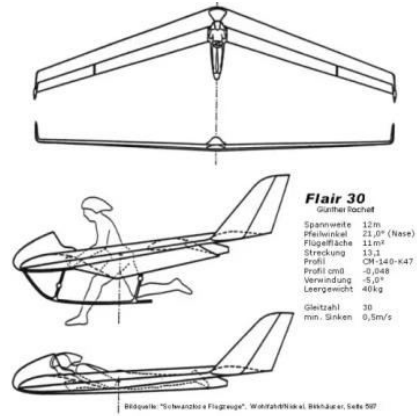
## ANEXO 2

### Aeronaves *baseline*

SWIFT



FLAIR30



UTOPIA



MARK 10



MILLENNIUM



MITCHELL



ARCHAEOPTERYX



ASW 22 BL



ASW 28 BL



MDM-1 FOX



HpH 304C



Swift-S1



Genesis 2



## ANEXO 3

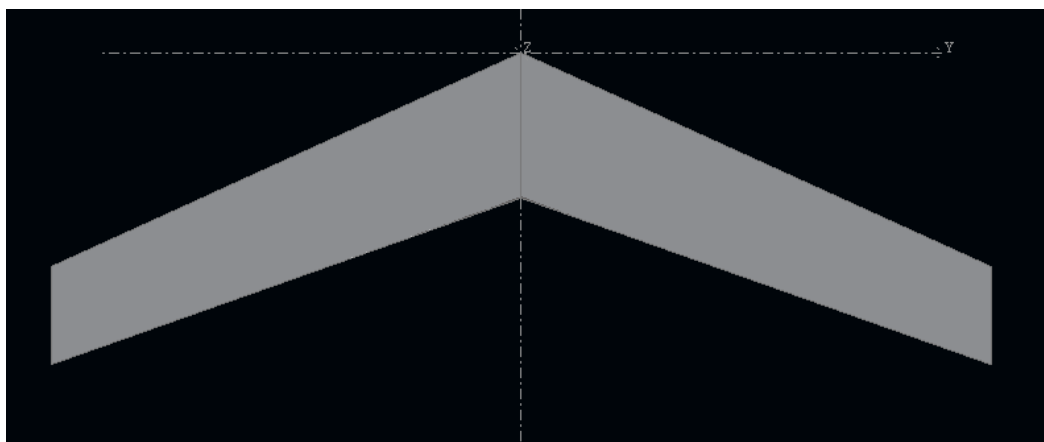
### Diseños ala XFLR5

FW1

SPECIFICATIONS			Units	Comments
Empty weight	$W_E$	65	[Kg]	110.2 [lb]
Payload	$W_{PL}$	90	[Kg]	209.4 [lb]
Take-off weight	$W_{TO}$	155	[Kg]	319.7 [lb]
Maximum Speed	$V_{max}$	-	[m/s]	
Stall Speed	$V_s$	11,11	[m/s]	40 [km/h]
Cruise speed	$V_c$	22,22	[m/s]	80 [km/h]

GEOMETRIC			Units	Comments
Wing span	B	11	[m]	
Wing area	S	15,8	[m <sup>2</sup> ]	
Aspect Ratio	$AR = b^2/S$	7,66	[ ]	
Sweep Angle	$\Lambda_{0,25}$	25	[deg]	
Taper	$\Lambda$	0,68	[ ]	
Root chord	$C_{root}$	1,7	[m]	
Tip chord	$C_{tip}$	1,15	[m]	
Mean aerodynamic chord	MAC	1,443	[m]	
Twist		-4,8	[deg]	
Root airfoil		MH 83		
Tip airfoil		E 340		

CENTERS			Units	Comments
Aerodynamic center	AC	1.430	[m]	Formula
Aerodynamic center	AC	1.515	[m]	XFLR 5
Static margen	SM	6.93	[%]	5 - 15
Center of gravity	CG	1.415	[m]	

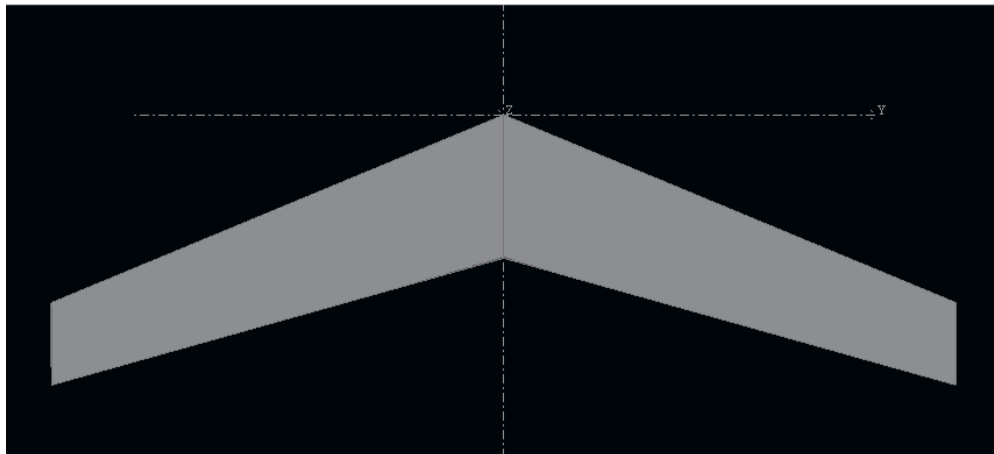


FW2

SPECIFICATIONS			Units	Comments
Empty weight	$W_E$	65	[Kg]	110.2 [lb]
Payload	$W_{PL}$	90	[Kg]	209.4 [lb]
Take-off weight	$W_{TO}$	155	[Kg]	319.7 [lb]
Maximum Speed	$V_{max}$	-	[m/s]	
Stall Speed	$V_s$	11,11	[m/s]	40 [km/h]
Cruise speed	$V_c$	22,22	[m/s]	80 [km/h]

GEOMETRIC			Units	Comments
Wing span	B	12	[m]	
Wing area	S	18	[m <sup>2</sup> ]	
Aspect Ratio	$AR = b^2/S$	8,00	[ ]	
Sweep Angle	$\Lambda_{0,25}$	20,87	[deg]	
Taper	$\Lambda$	0,58	[ ]	
Root chord	$C_{root}$	1,9	[m]	
Tip chord	$C_{tip}$	1,1	[m]	
Mean aerodynamic chord	MAC	1,536	[m]	
Twist		-6,2	[deg]	
Root airfoil		MH 83		
Tip airfoil		E 340		

CENTERS			Units	Comments
Aerodynamic center	AC	1,446	[m]	Formula
Aerodynamic center	AC	1,5179	[m]	XFLR 5
Static margen	SM	7,09	[%]	5 – 15
Center of gravity	CG	1,409	[m]	

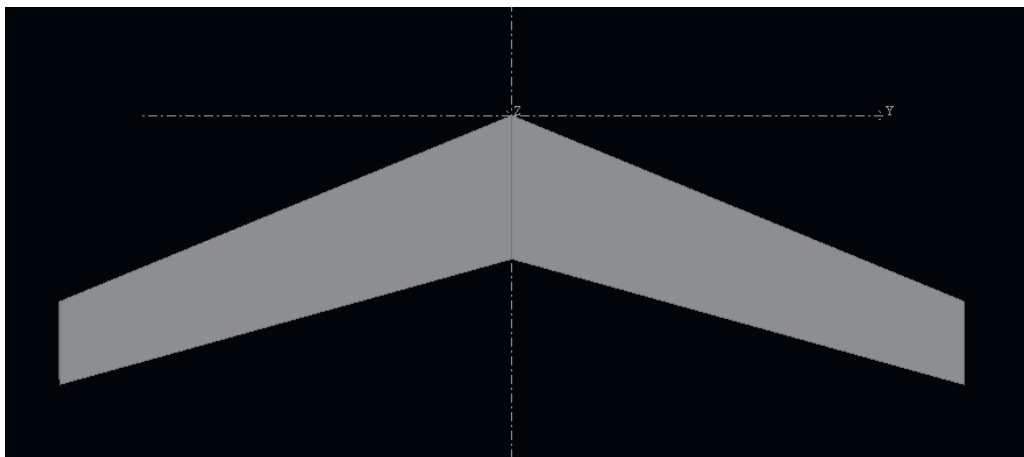


FW3

SPECIFICATIONS			Units	Comments
Empty weight	$W_E$	65	[Kg]	110.2 [lb]
Payload	$W_{PL}$	90	[Kg]	209.4 [lb]
Take-off weight	$W_{TO}$	155	[Kg]	319.7 [lb]
Maximum Speed	$V_{max}$	-	[m/s]	
Stall Speed	$V_s$	11,11	[m/s]	40 [km/h]
Cruise speed	$V_c$	22,22	[m/s]	80 [km/h]

GEOMETRIC			Units	Comments
Wing span	B	12	[m]	
Wing area	S	18	[m <sup>2</sup> ]	
Aspect Ratio	$AR = b^2/S$	8,00	[ ]	
Sweep Angle	$\Lambda_{0,25}$	20,69	[deg]	
Taper	$\Lambda$	0,58	[ ]	
Root chord	$C_{root}$	1,9	[m]	
Tip chord	$C_{tip}$	1,1	[m]	
Mean aerodynamic chord	MAC	1,536	[m]	
Twist		-2,2	[deg]	
Root airfoil		MH 82		
Tip airfoil		E 340		

CENTERS			Units	Comments
Aerodynamic center	AC	1,437	[m]	Formula
Aerodynamic center	AC	1,5043	[m]	XFLR 5
Static margin	SM	6,97	[%]	5 – 15
Center of gravity	CG	1,397	[m]	



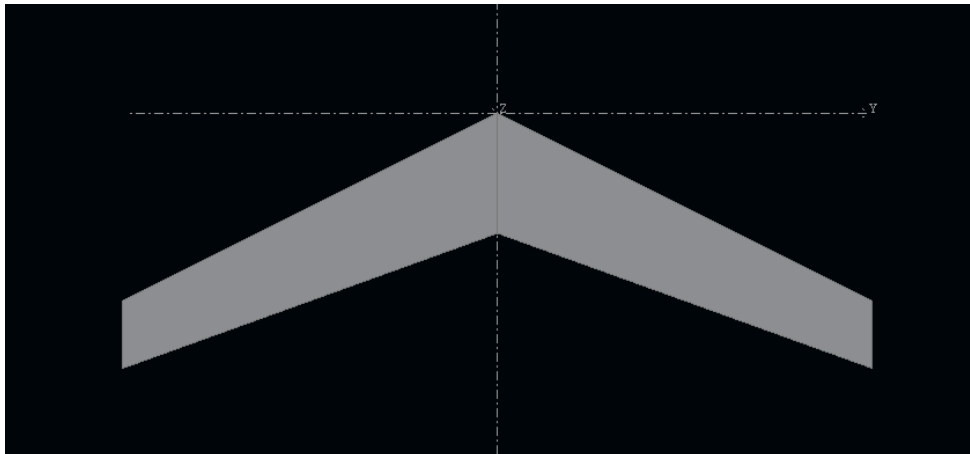


FW4

SPECIFICATIONS			Units	Comments
Empty weight	$W_E$	65	[Kg]	110.2 [lb]
Payload	$W_{PL}$	90	[Kg]	209.4 [lb]
Take-off weight	$W_{TO}$	155	[Kg]	319.7 [lb]
Maximum Speed	$V_{max}$	-	[m/s]	
Stall Speed	$V_s$	11,11	[m/s]	40 [km/h]
Cruise speed	$V_c$	22,22	[m/s]	80 [km/h]

GEOMETRIC			Units	Comments
Wing span	B	10	[m]	
Wing area	S	12,5	[m <sup>2</sup> ]	
Aspect Ratio	$AR = b^2/S$	8,00	[ ]	
Sweep Angle	$\Lambda_{0,25}$	24,94	[deg]	
Taper	$\Lambda$	0,56	[ ]	
Root chord	$C_{root}$	1,6	[m]	
Tip chord	$C_{tip}$	0,9	[m]	
Mean aerodynamic chord	MAC	1,283	[m]	
Twist		-2,7	[deg]	
Root airfoil		MH 82		
Tip airfoil		E 340		

CENTERS			Units	Comments
Aerodynamic center	AC	1.387	[m]	Formula
Aerodynamic center	AC	1.4666	[m]	XFLR 5
Static margin	SM	7.06	[%]	5 – 15
Center of gravity	CG	1.376	[m]	

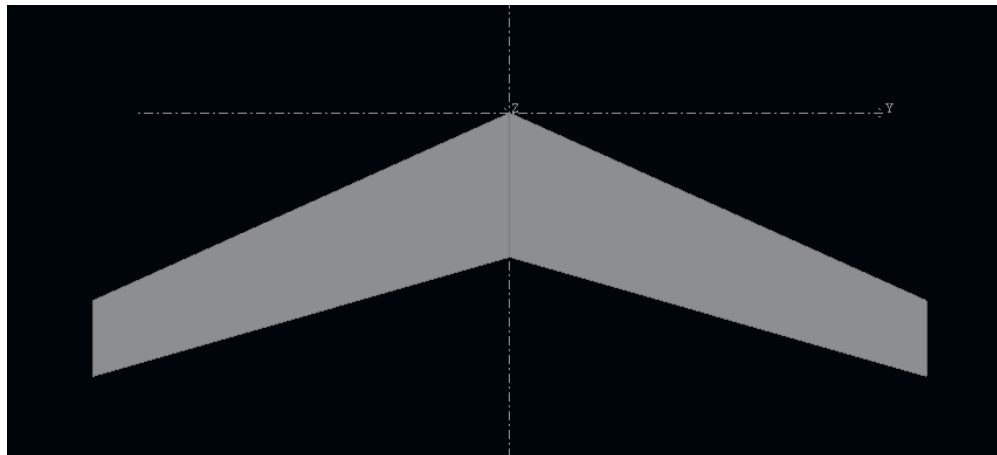


FW5

SPECIFICATIONS			Units	Comments
Empty weight	$W_E$	65	[Kg]	110.2 [lb]
Payload	$W_{PL}$	90	[Kg]	209.4 [lb]
Take-off weight	$W_{TO}$	155	[Kg]	319.7 [lb]
Maximum Speed	$V_{max}$	-	[m/s]	
Stall Speed	$V_s$	11,11	[m/s]	40 [km/h]
Cruise speed	$V_c$	22,22	[m/s]	80 [km/h]

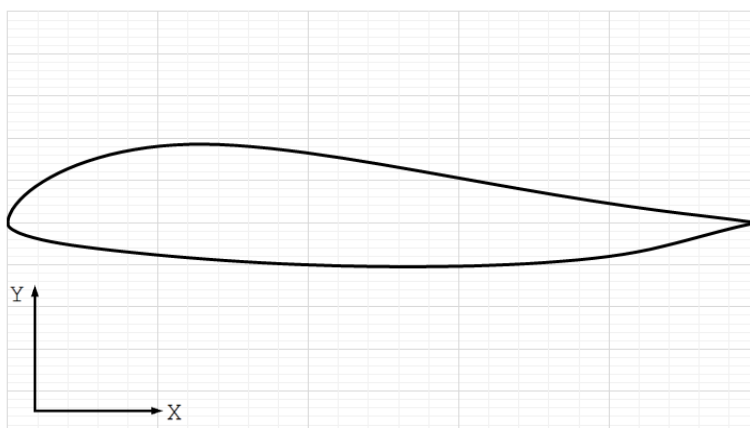
GEOMETRIC			Units	Comments
Wing span	B	11	[m]	
Wing area	S	15,95	[m <sup>2</sup> ]	
Aspect Ratio	$AR = b^2/S$	7,59	[ ]	
Sweep Angle	$\square\square\square\square$	22,25	[deg]	
Taper	$\Lambda$	0,53	[ ]	
Root chord	$C_{root}$	1,9	[m]	
Tip chord	$C_{tip}$	1	[m]	
Mean aerodynamic chord	MAC	1,497	[m]	
Twist		-3,1	[deg]	
Root airfoil		MH 82		
Tip airfoil		E 340		

CENTERS			Units	Comments
Aerodynamic center	AC	1.430	[m]	Formula
Aerodynamic center	AC	1.4912	[m]	XFLR 5
Static margin	SM	6.83	[%]	5 - 15
Center of gravity	CG	1.389	[m]	



## ANEXO 4

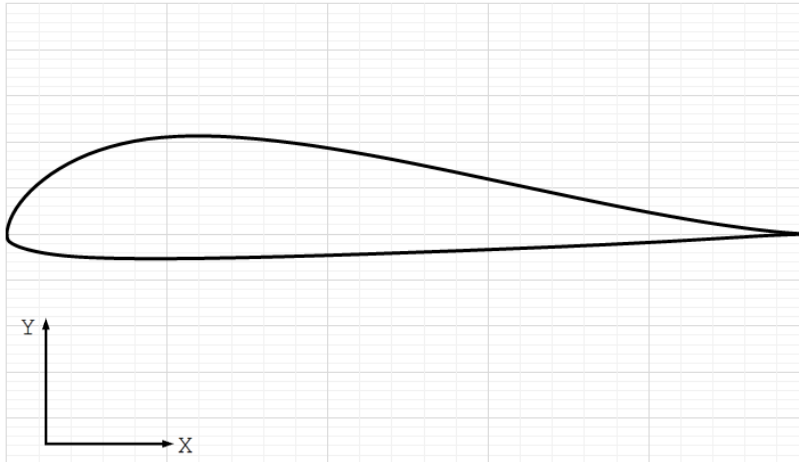
### Coordenadas perfil Eppler 340



X	Y +	Y -
0.0000	-0.0003	-0.0003
0.0001	0.0013	-0.0010
0.0005	0.0039	-0.0029
0.0012	0.0064	-0.0035
0.0066	0.0162	-0.0083
0.0160	0.0269	-0.0122
0.0295	0.0378	-0.0179
0.0468	0.0486	-0.0202
0.0678	0.0589	-0.0225
0.0924	0.0684	-0.0268
0.1203	0.0768	-0.0307
0.1514	0.0838	-0.0345
0.1853	0.0890	-0.0363
0.2220	0.0921	-0.0399
0.2614	0.0930	-0.0432
0.3036	0.0915	-0.0462
0.3486	0.0880	-0.0475
0.3961	0.0829	-0.0497
0.4456	0.0765	-0.0513
0.4966	0.0691	-0.0522
0.5485	0.0611	-0.0524
0.6009	0.0528	-0.0519
0.6529	0.0445	-0.0506
0.7039	0.0366	-0.0486
0.7530	0.0293	-0.0441
0.7995	0.0228	-0.0399
0.8426	0.0173	-0.0316
0.8816	0.0126	-0.0244
0.9159	0.0089	-0.0172
0.9445	0.0059	-0.0108
0.9676	0.0033	-0.0057
0.9850	0.0012	-0.0022
0.9961	0.0002	0.0002
1.0000	0.0000	0.0000

## ANEXO 5

### Coordenadas perfil MH 82



X	Y +	Y -
0.0000	0.0000	0.0000
0.0001	0.0018	-0.0010
0.0005	0.0048	-0.0050
0.0043	0.0159	-0.0063
0.0118	0.0281	-0.0074
0.0229	0.0407	-0.0085
0.0374	0.0533	-0.0101
0.0554	0.0654	-0.0116
0.0767	0.0767	-0.0148
0.1011	0.0866	-0.0190
0.1287	0.0949	-0.0246
0.1592	0.1011	-0.0260
0.1928	0.1051	-0.0265
0.2294	0.1066	-0.0266
0.2692	0.1060	-0.0262
0.3119	0.1034	-0.0255
0.4043	0.0930	-0.0230
0.4534	0.0856	-0.0215
0.5551	0.0681	-0.0181
0.6066	0.0586	-0.0163
0.6577	0.0490	-0.0144
0.7078	0.0398	-0.0125
0.7562	0.0311	-0.0106
0.8449	0.0166	-0.0065
0.8837	0.0111	-0.0046
0.9179	0.0068	-0.0029
0.9467	0.0037	-0.0015
0.9698	0.0017	-0.0006
0.9865	0.0006	-0.0002
0.9966	0.0001	-0.00001
1.0000	0.0000	0.0000

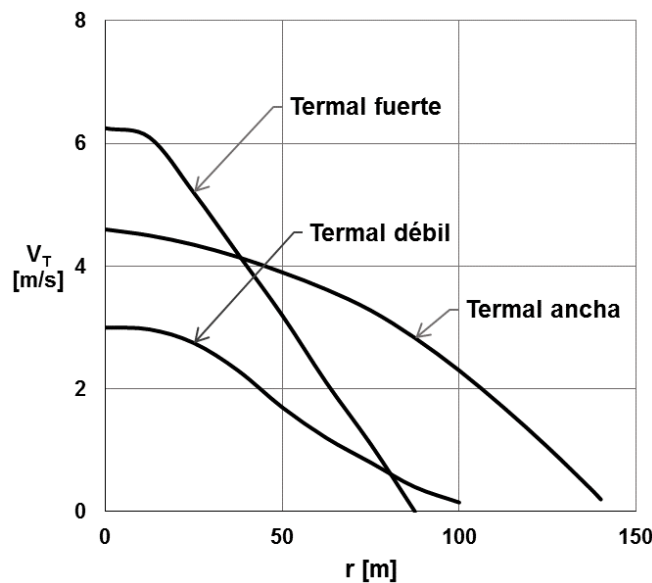
## ANEXO 6

### Modelos de termales

En la naturaleza existe una gran variedad de termales que se diferencian por factores geográficos, climáticos y meteorológicos. Esto genera termales de diferente magnitud y tamaño. Debido a esta variedad el estudio y la clasificación de termales es extenso. Sin embargo para efectos del diseño de planeadores solo se requiere descripciones genéricas de algunas clases de termales típicas.

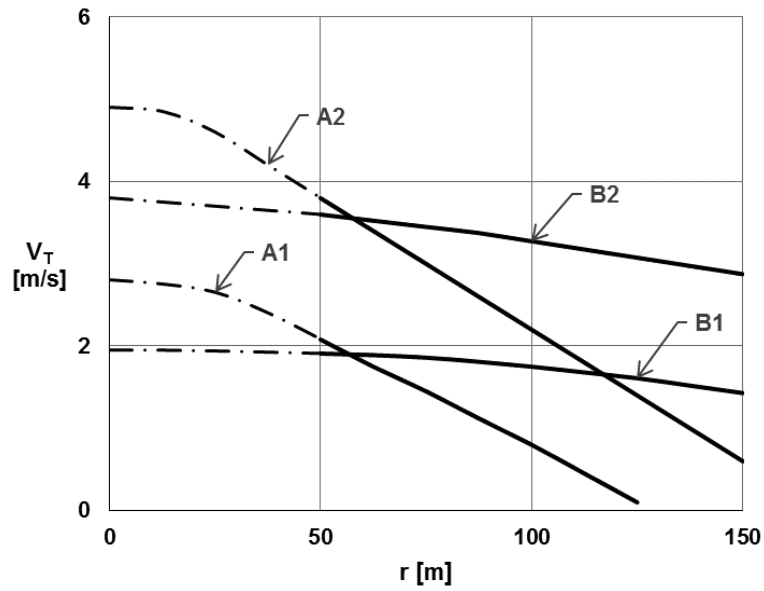
Aquí se presentan dos modelos de termales que se han usado. Los modelos son de Carmichael y de Hortsmann. El modelo de Carmichael clasifica las termales en tres tipos: débiles (estrechas), fuertes (estrechas) y anchas. El modelo de Hortsmann ha sido usado para modelar termales con condiciones climáticas típicas europeas. Este modelo presenta cuatro tipos básicos de termales con diferentes magnitudes y diámetros. Las siguientes graficas muestran los dos modelos de termales.

#### Modelo de termales de Carmichael



Fuente: *Fundamentals of Sailplane Design* (p. 66)

### Modelo de termales de Hortsmann



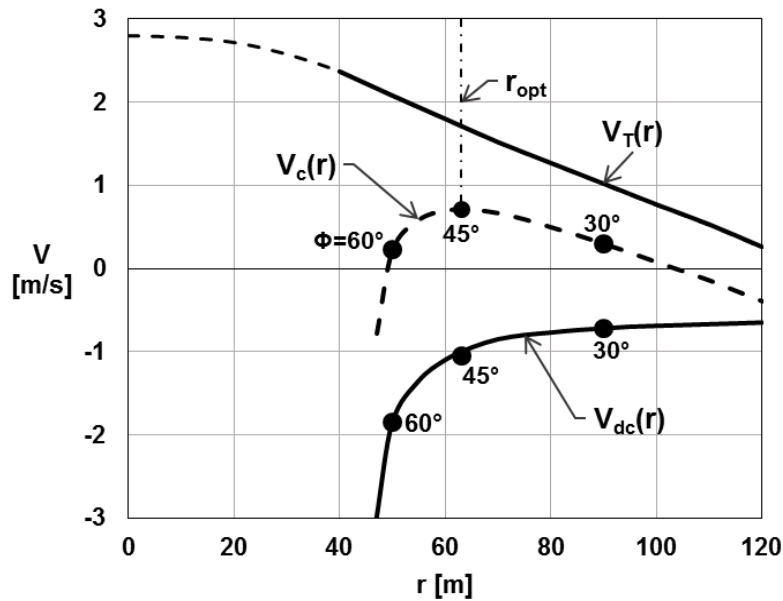
	A1	A2	B1	B2
$V_T$ [m/s] @ $r = 60$ m	<b>1.75</b>	<b>3.50</b>	<b>1.75</b>	<b>3.50</b>
Gradiente [cm/s*m]	<b>2.50</b>	<b>3.20</b>	<b>0.45</b>	<b>0.60</b>

Fuente: THOMAS, F. *Fundamentals of Sailplane Design* (p. 66)

$V_T$  magnitud de la termal

$r$  distancia desde el centro de la termal

### Rata de ascenso versus radio de giro para termal tipo A1



Fuente: THOMAS, F. *Fundamentals of Sailplane Design* (p. 67)

Esta gráfica es útil para indicar el ángulo de banqueo y radio óptimo para circular una termal. Un viraje muy cerrado ( $\Phi=60^\circ$ ) hace que el planeador tenga una rata de descenso mayor que la fuerza de la termal lo que no permitiría a la aeronave ascender, mientras que un viraje demasiado abierto ( $\Phi=30^\circ$ ) se aleja del centro de la termal. Al volar muy lejos del centro de la termal se pierde fuerza lo que tampoco permite ascender de manera óptima.

## ANEXO 7

### Datos aeromodelos ala volante

Variable	<i>Ala 1</i>	Variable	<i>Ala 2</i>	Variable	<i>Ala 3</i>
b [cm]	180	b [cm]	180	b [cm]	180
AR	6,75	AR	6,25	AR	6,25
S [cm <sup>2</sup> ]	4800	S [cm <sup>2</sup> ]	5180	S [cm <sup>2</sup> ]	5840
Aflechamiento [°]	25	Aflechamiento [°]	22	Aflechamiento [°]	25





## ANEXO 8

Cálculos de coeficientes por medio de CFD del perfil Eppler 340

Alpha	XFLR 5		No viscoso		S-A		K-e	
	Cl	Cd	Cl	Cd	Cl	Cd	Cl	Cd
0	-0,0408	0,0049	0,0155	N/A	0,0109	0,0114	0,0107	0,0117
1	0,0747	0,0055	0,1068	N/A	0,1120	0,0114	0,1128	0,0119
2	0,1937	0,0062	0,2160	N/A	0,2142	0,0117	0,2159	0,0121
3	0,3043	0,0064	0,3275	N/A	0,3166	0,0123	0,3193	0,0127
4	0,4164	0,0065	0,4378	N/A	0,4192	0,0134	0,4235	0,0139
5	0,5296	0,0065	0,5502	N/A	0,5218	0,0149	0,5280	0,0154
6	0,6413	0,0068	0,6489	N/A	0,6225	0,0167	0,6316	0,0173
7	0,7505	0,0073	N/A	N/A	0,7230	0,0190	0,7346	0,0195
8	0,8610	0,0074	N/A	N/A	0,8215	0,0215	0,8367	0,0222
9	0,9650	0,0079	N/A	N/A	0,9148	0,0248	0,9289	0,0254
10	1,0633	0,0089	N/A	N/A	1,0043	0,0284	1,0226	0,0291
11	1,1499	0,0105	N/A	N/A	N/A	0,0000	1,1132	0,0332
12	1,2215	0,0124	N/A	N/A	N/A	0,0000	1,1977	0,0375
13	1,2675	0,0145	N/A	N/A	N/A	0,0000	1,2834	0,0426
14	1,2830	0,0179	N/A	N/A	N/A	0,0000	1,3309	0,0496
15	1,2865	0,0252	N/A	N/A	N/A	0,0000	1,3321	0,0583
16	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	0,0000	1,2574	0,0716
17	1,2974	0,0539	N/A	N/A	N/A	0,0000	0,0000	0,0000
18	1,2346	0,0727	N/A	N/A	N/A	0,0284	0,0000	0,0000

## ANEXO 9

Cálculos de coeficientes por medio de CFD del perfil MH 82

Alpha	XFLR 5		No viscoso		S-A		K-e	
	Cl	Cd	Cl	Cd	Cl	Cd	Cl	Cd
0	0,2640	0,0070	0,2458	N/A	0,2446	0,0120	0,2442	0,0124
1	0,3753	0,0058	0,3578	N/A	0,3527	0,0125	0,3527	0,0129
2	0,4840	0,0056	0,4707	N/A	0,4617	0,0135	0,4618	0,0139
3	0,5949	0,0058	0,5838	N/A	0,5703	0,0149	0,5707	0,0153
4	0,7338	0,0061	0,6978	N/A	0,6788	0,0167	0,6794	0,0171
5	0,8500	0,0067	0,8113	N/A	0,7863	0,0188	0,7884	0,0197
6	0,9603	0,0070	0,9244	N/A	0,8933	0,0214	0,8947	0,0219
7	1,0732	0,0073	N/A	N/A	1,0005	0,0242	1,0010	0,0249
8	1,1856	0,0078	N/A	N/A	1,1045	0,0275	1,1062	0,0282
9	1,2953	0,0087	N/A	N/A	1,2064	0,0312	1,2101	0,0319
10	1,4059	0,0093	N/A	N/A	1,3042	0,0354	1,3129	0,0360
11	1,5152	0,0099	N/A	N/A	N/A	0	1,4146	0,0405
12	1,6172	0,0111	N/A	N/A	N/A	0	1,5135	0,0455
13	1,7202	0,0120	N/A	N/A	N/A	0	1,6084	0,0509
14	1,8072	0,0141	N/A	N/A	N/A	0	1,6960	0,0572
15	1,8648	0,0172	N/A	N/A	N/A	0	1,7743	0,0646
16	1,8494	0,0249	N/A	N/A	N/A	0	1,8213	0,0729
17	1,7970	0,0402	N/A	N/A	N/A	0	1,7455	0,0891
18	1,7304	0,0590	N/A	N/A	N/A	0,0354	1,6324	0,1865

## ANEXO 10

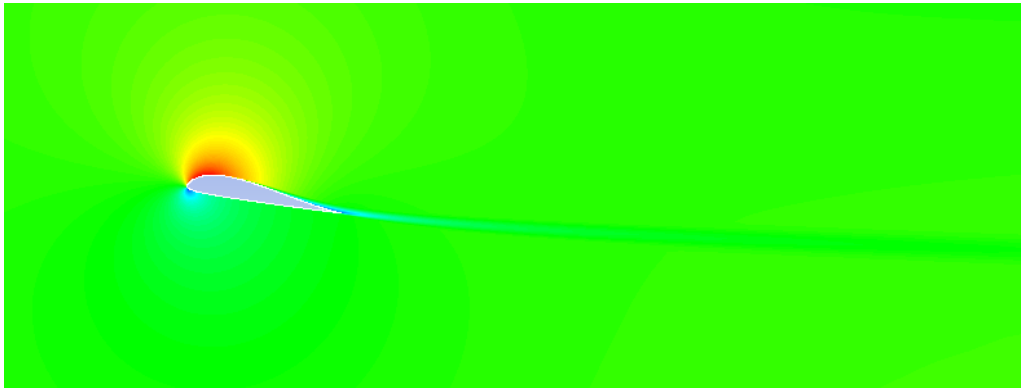
Cálculos de coeficientes por medio de CFD del ala

Alpha	XFLR 5 CL	S-A CL	% Error CL
2	0,201165	0,221872127	10,2936
3	0,281532	0,302963567	7,6125
4	0,361639	0,386166335	6,7823
5	0,441411	0,462206475	4,7111
6	0,520771	0,547794585	5,1891
7	0,599643	0,6306804	5,1760
8	0,677953	0,710498925	4,8006
9	0,755628	0,787303485	4,1919
10	0,832597	0,86229765	3,5672
11	0,90879	0,93134853	2,4823
12	0,984137	0,996070185	1,2126
13	1,058572	1,058714685	0,0135
14	1,132031	1,1077326	2,1464
15	1,204451	1,145047095	4,9320
16	1,275771	1,171730385	8,1551
17	1,345933	1,188761445	11,6775

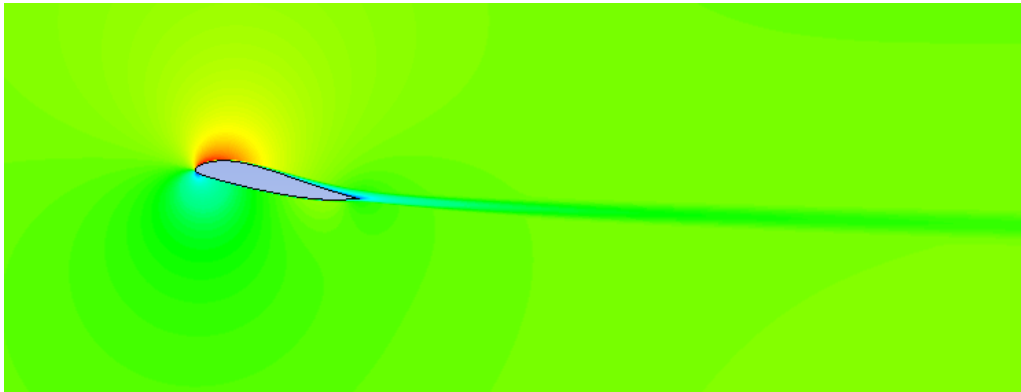
# ANEXO 11

## Resultados CFD

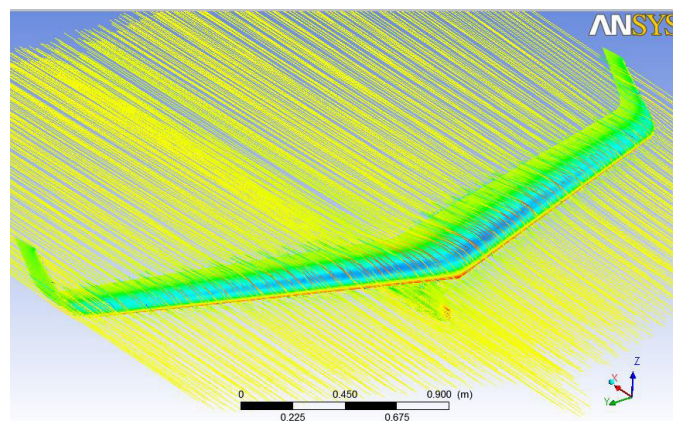
Contorno de velocidad Perfil: MH 82



Contorno de velocidad Perfil: Eppler 340



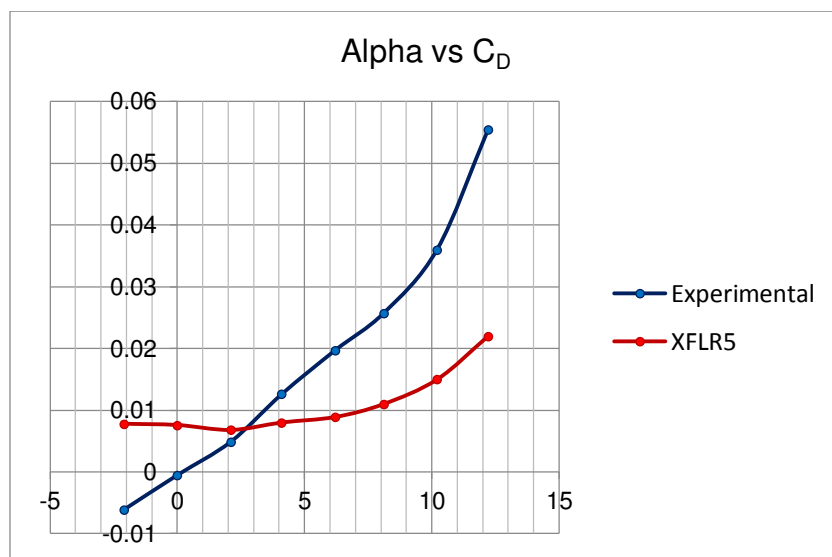
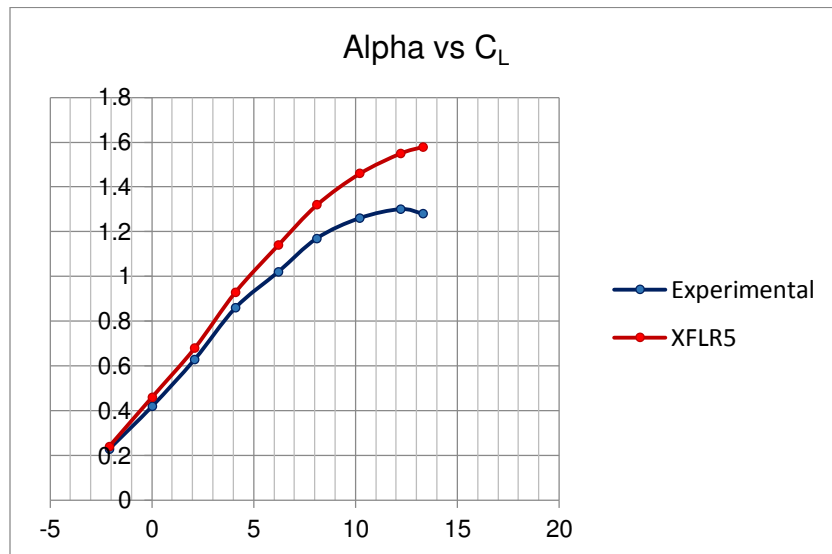
Streamlines ala



## ANEXO 12

### Comparación de XFLR5 y datos experimentales

Las siguientes gráficas comparan los resultados de XFLR5 con datos experimentales obtenidos con pruebas de túnel de viento para un perfil NACA 4415 ( $C_L$  y  $C_D$ ). Los datos experimentales fueron tomados de M.J. Hoffmann et al. "Effects of Grit Roughness and Pitch Oscillations on the NACA 4415 Airfoil" de Ohio State University.



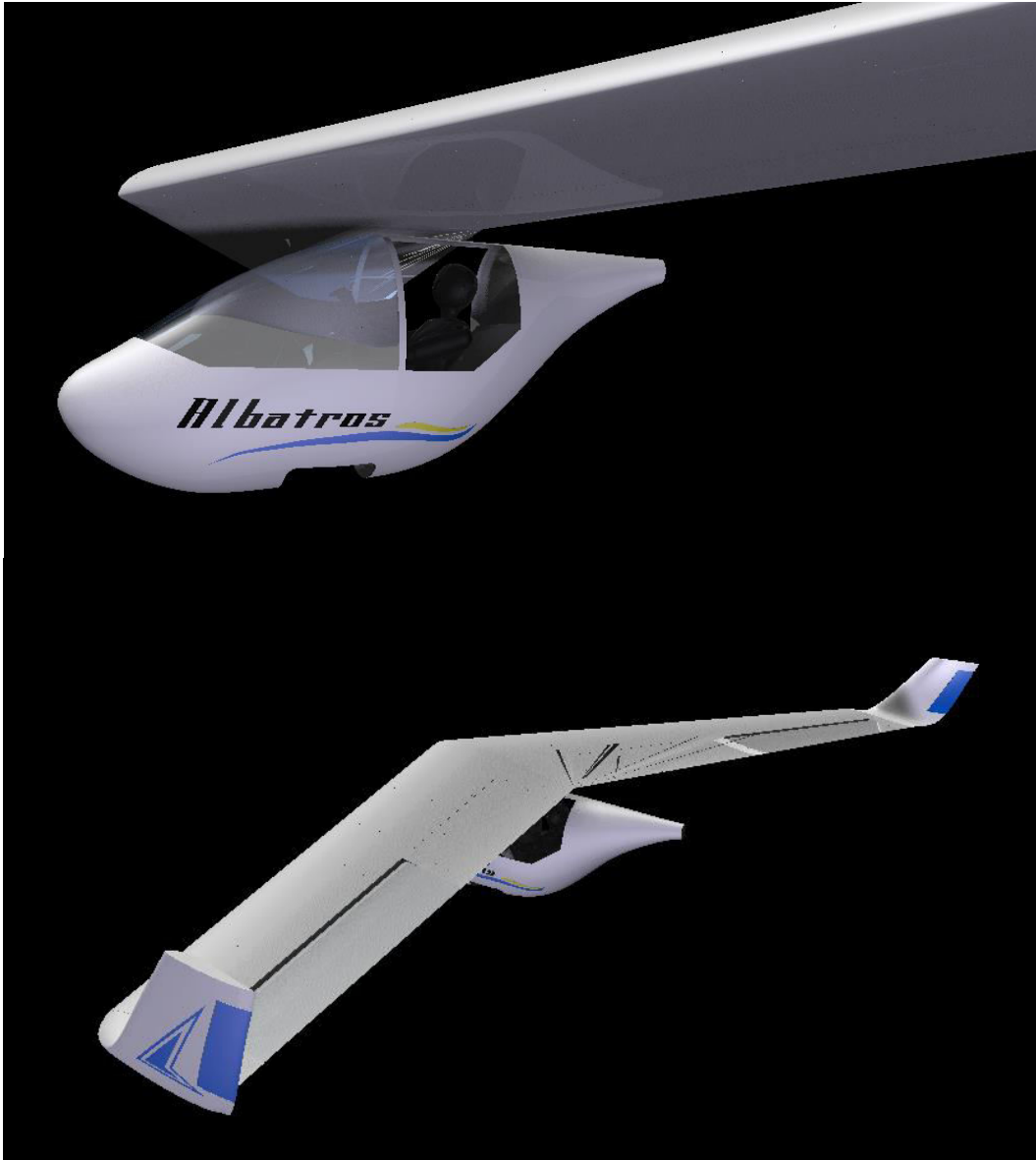
NACA 4415 Reynolds 1,5M				
	Experimental		XFLR5	
Alpha	Cl	Cd	Cl	Cd
-2.1	0.23	-0.0061	0.2401	0.00787
0	0.42	-0.0005	0.4603	0.00763
2.1	0.63	0.0049	0.6889	0.00684
4.1	0.86	0.0126	0.9307	0.00775
6.2	1.02	0.0197	1.1450	0.0089
8.1	1.17	0.0257	1.3226	0.0107
10.2	1.26	0.036	1.4642	0.01475
12.2	1.3	0.0554	1.5524	0.02193
13.3	1.28	0.0585	1.5895	0.02748

Error		
Alpha	Cl	Cd
-2.1	4.16	178.20
0	8.69	106.57
2.1	7.35	27.94
4.1	7.52	57.50
6.2	10.52	121.34
8.1	11.36	133.63
10.2	13.69	140.00
12.2	16.12	151.81
13.3	18.98	108.92

## ANEXO 13

### *Renders finales planeador*

Las siguientes imágenes son *renders* del planeador para efectos ilustrativos del diseño final.









ANEXO 14

Artículo publicable

# DISEÑO PRELIMINAR DE UN PLANEADOR EN CONFIGURACIÓN ALA VOLANTE CON CAPACIDAD PARA UNA PERSONA

Alejandro Mejía Giraldo  
Alex Adrián López Ríos

Facultad de Ingeniería Aeronáutica, Universidad Pontificia Bolivariana  
Medellín, Colombia

**Resumen** – Este artículo describe el desarrollo de un planeador en configuración ala volante con la característica de poder ser operado por un tripulante y que pueda despegar manualmente sin necesidad de un sistema de propulsión. El propósito de este proyecto fue desarrollar un diseño preliminar del planeador donde las dificultades debido a su configuración de ala volante lo hace un reto para la ingeniería. Entre los aspectos importantes de este proyecto de diseño aeronáutico están su análisis aerodinámico por medio de herramientas de dinámica de fluidos computacionales, su diseño estructural asistido por computador teniendo en cuenta las limitaciones de peso y el análisis de la estabilidad requerida debido a la configuración de ala volante. *Copyright © 2014 UPB.*

**Abstract** – This paper describes the development of a flying wing glider with the unique characteristic of being able to be operated and foot-launched by one person without the need of a propulsion system. The purpose of this project was to develop a preliminary design of the glider where the inherent difficulties of a flying wing configuration make it an engineering challenge. Some of the important aspects of this aeronautical design project are the aerodynamic analysis with the use of computational fluid dynamics tools, the structural design through computer-aided drawing keeping in mind the weight limitations, and the analysis of the required stability due to the flying wing configuration.

**Palabras claves** – *planeador, ala volante, aerodinámica, estabilidad, CFD*

**Keywords** – *glider, flying wing, aerodynamics, stability, CFD*

## 1. INTRODUCCIÓN

El propósito de este proyecto fue desarrollar un diseño preliminar para un planeador con las características de tener una configuración ala volante, ser liviano para poder despegar

manualmente sin necesidad de un sistema de propulsión y ser operable por un tripulante. La dificultad en el diseño del planeador radica en su configuración de ala volante que requiere de un análisis aerodinámico para garantizar su estabilidad. Por sus características, el ala

volante tiene una dinámica de vuelo diferente al de una aeronave convencional y por lo tanto requiere de un diseño especial para lograr su estabilidad en vuelo. Adicionalmente el diseño estructural con materiales metálicos convencionales es complejo debido a las limitaciones de peso. No obstante se buscó obtener un diseño preliminar del planeador que cumpliera con estas características y que permitiera emplear la teoría estudiada durante el programa de pregrado de Ingeniería Aeronáutica.

## 2. MARCO TEÓRICO

### 2.1. Historia

El concepto de ala volante (*flying wing*) ha sido experimentado desde los primeros días de la aviación. Sus potenciales ventajas aerodinámicas al reducir la superficie enfrentada al flujo y por lo tanto el arrastre han hecho que muchos diseñadores enfoquen sus ideas a esta configuración. Dos ejemplos históricos de aeronaves exitosas con una configuración ala volante son el bombardero B2 *Spirit* (Northrop) y el bimotor de combate Ho229 (Horten).

La configuración ala volante y sus variantes (*tailless*) se han implementado en la aviación recreativa/deportiva para diseñar planeadores. Ejemplos de estos proyectos son las alas volantes en materiales compuestos Pioneer III, SWIFT y Archaeroptyx. Las configuraciones de estas alas son variadas. Sin embargo su complejidad de diseño para lograr buena estabilidad en vuelo ha limitado su implementación para usos civiles comerciales.

Actualmente la configuración ala volante ha surgido en diferentes proyectos hacia el futuro donde se busca desarrollar una aeronave de uso comercial que aproveche la integración del fuselaje con el ala (*blended wing body*) y optimizar la eficiencia aerodinámica.

### 2.2. Limitaciones de diseño

Antes de diseñar el planeador se establecieron unos requerimientos de desempeño para delimitar el alcance del proyecto. De acuerdo a la información consultada y estableciendo unos criterios de diseño propios, para este tipo de aeronaves se tienen las siguientes características de diseño:

1. Peso máximo: 65 [Kg]
2. Peso carga: 90 [Kg]
3. Velocidad pérdida: <40 [Km/h]
4. Velocidad de crucero: 70-100 [Km/h]
5. Rata mínima de descenso: <1 [m/s]
6. L/D máximo: >14:1

### 2.3. Teoría de vuelo de largo alcance

La teoría de vuelo de largo alcance (*cross-country theory*) se emplea para planeadores que no poseen sistemas de propulsión y por lo tanto su vuelo depende de su diseño aerodinámico y las termas de aire. Consiste en estimar la velocidad óptima para planear entre una termal y otra para así alcanzar grandes distancias. (Figura 1)

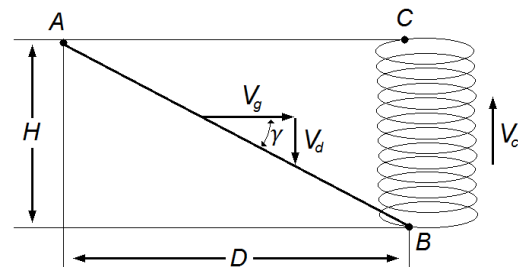


Figura 1. Segmento idealizado de vuelo cross-country

Donde:

- A-B distancia de planeo
- B-C distancia de ascenso
- $V_c$  rata de ascenso
- $V_d$  rata de descenso
- $V_g$  velocidad durante el planeo
- $H$  altitud lograda con el ascenso
- $D$  distancia horizontal de planeo
- $\gamma$  ángulo de planeo

Conociendo las curvas de velocidades del planeador y los modelos de termales es posible definir la velocidad óptima de planeo:

$$v_{avg} = \frac{D}{t} = \frac{D}{t_c + t_g} \quad (1)$$

Donde  $t_c$  y  $t_g$  son los tiempos de ascenso y planeo respectivamente de la Figura.

Por geometría y definición de los tiempos de vuelo y distancia recorrida se tiene que:

$$t_c = \frac{H}{v_c} \quad (2)$$

$$t_g = \frac{H}{v_d} \quad (3)$$

$$D = \frac{v_g}{v_d} H \quad (4)$$

Reemplazando (2), (3) y (4) en (1) se tiene:

$$\frac{v_{avg}}{v_g} = \frac{v_c}{v_c + v_d} \quad (5)$$

La velocidad promedio ( $v_{avg}$ ) de vuelo depende de la velocidad de la rata de ascenso ( $v_c$ ) que a su vez depende la fuerza de la termal ( $v_T$ ) y la rata de descenso durante el viraje ( $v_{d_c}$ ):

$$v_c = v_T - v_{d_c} \quad (6)$$

Conociendo  $v_T$  y  $v_{d_c}$  se puede graficar la curva de  $v_c$  y obtener el ángulo de banqueo óptimo para circular una termal en ascenso. (Figura 2)

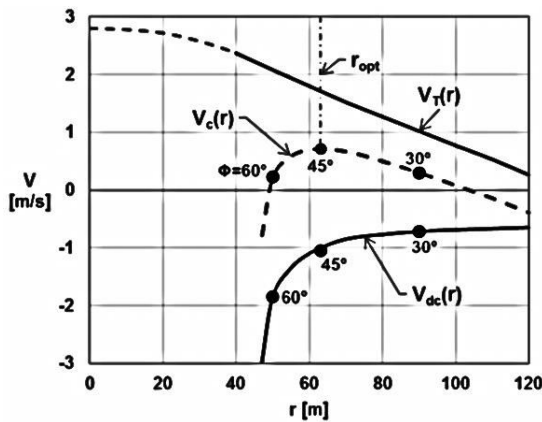


Figura 2. Gráfica velocidad vertical vs radio termal

De acuerdo a la teoría de vuelos *cross-country* el planeador se debe diseñar con una velocidad

de largo alcance óptima que se logra con una rata de descenso baja y una velocidad de planeo horizontal alta.

## 2.4. Baseline

Para este proyecto se tomaron como referencia de diseño varios modelos de planeadores existentes que tienen características similares. Con los datos recopilados se creó una tabla (*baseline*) que permite hacer una primera estimación de las variables geométricas más importantes del diseño.

Tabla 1. Baseline planeadores

	Swift	Utopia	Millen.	Fl.30	Mk.10	Mitch.	Arch.	Unid.
$W_E$	48	53	43	33	74	35	40	[Kg]
$W_{PL}$	105	175	-	90	-	85	110	[Kg]
$W_{TO}$	153	228	-	123	-	120	150	[Kg]
b	12,8	13,95	11,27	12	10,3	10,2	13	[m]
S	12,6	-	13,93	11	15,32	12,64	14	[m <sup>2</sup> ]
AR	13	-	9,1	13,1	6,9	8,2	12,1	[ ]
L/D	27	22	-	30	-	16	24	[ ]
$V_{max}$	120	170	100	150	-	120	140	[Km/h]
$V_{min}$	35	45	30	30	-	30	29	[Km/h]

## 2.5. Geometría del ala

Con los datos recopilados en el *baseline* se obtienen las gráficas  $S$  vs  $W_E$  (Figura 3) y  $AR$  vs  $S$  (Figura 4) para hacer una primer aproximación del planeador conociendo el peso máximo de 65 [Kg].

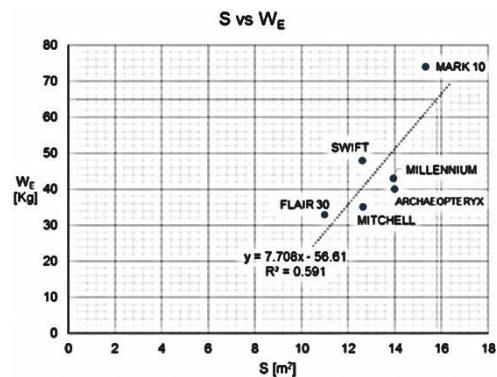


Figura 3. Gráfica  $S$  vs  $W_E$

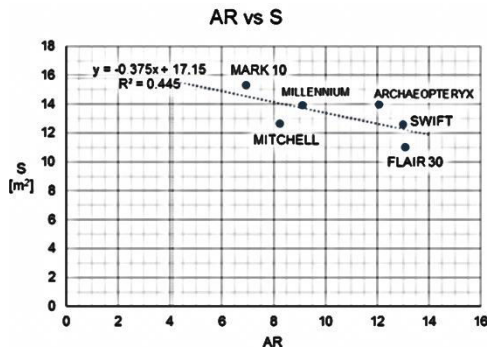


Figura 4. Gráfica AR vs S

La geometría del ala está definida por muchos parámetros los cuales se obtiene de forma iterativa en la cual también se seleccionan los perfiles los cuales se observan en la Tabla 2.

Tabla 2. Diseño final del ala

Variable	Valor
Área [m <sup>2</sup> ]	18
Envergadura [m]	12
Ángulo de flechamiento [deg]	20,68
Relación de aspecto	8
Relación de cuerdas	0,58
Torsión geométrica [deg]	-2,2
Margen estático [%]	7
C <sub>L</sub> crucero	0,34 (alpha 3,4)
C <sub>L</sub> despegue	1,36 (alpha 9)
Perfil en la raíz	MH 82
Perfil en la punta	Eppler 340

En la Figura 5 se muestran las dimensiones y la forma general del ala.

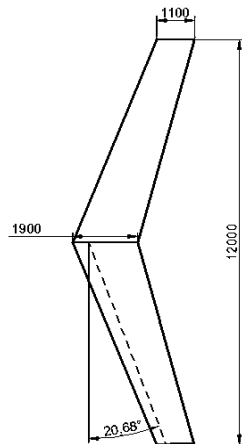


Figura 5. Geometría del ala

### 3. ESTABILIDAD

En esta sección se analizará la respuesta del ala en el tiempo ante una perturbación en sentido longitudinal como en el lateral.

#### 4.1. Estabilidad dinámica longitudinal

La estabilidad longitudinal se garantiza con el margen estático el cual es equivalente al 7%. Como se ve en la Figura 6 el ala es estable ante una perturbación.

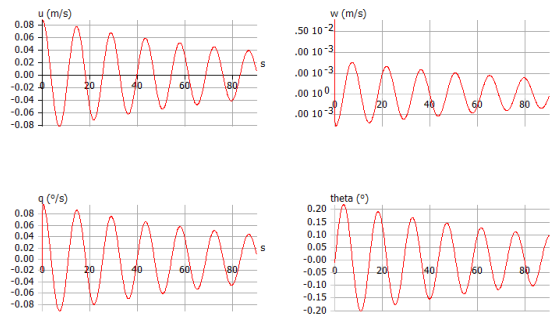


Figura 6. Respuesta estabilidad longitudinal

#### 4.2. Estabilidad dinámica lateral

La estabilidad lateral se da gracias al ángulo de flechamiento y a las superficies verticales ubicadas en las puntas del ala. Como se ve en la Figura 7 la respuesta es muy rápida lo que demuestra la efectividad de las superficies verticales.

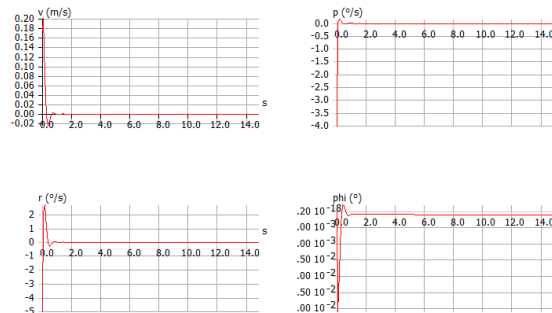


Figura 7. Respuesta estabilidad lateral



#### 4. CFD

CFD o dinámica computacional de fluidos es una herramienta que utiliza métodos numéricos y algoritmos para resolver y analizar problemas de fluidos. Es importante notar que existen algunos métodos de simplificar el estudio computacional y estas simplificaciones pueden llevar a unos resultados aproximados con bajo porcentaje de error pero reduciendo considerablemente el tiempo de cómputo.

##### 5.1. Malla

En la Figura 8 se muestran 2 tipos de mallas, con estas se estudiaron los efectos en 2 dimensiones (perfil) y en 3 dimensiones (ala finita) con el objetivo de comparar estos resultados con los arrojados por XFRL5.

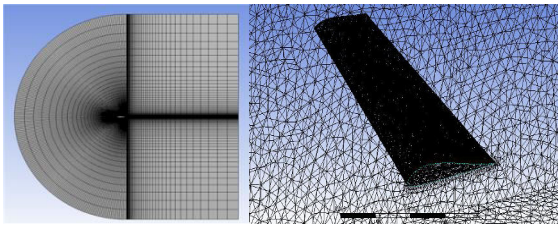


Figura 8. Malla del perfil y del ala.

##### 5.2. Resultados

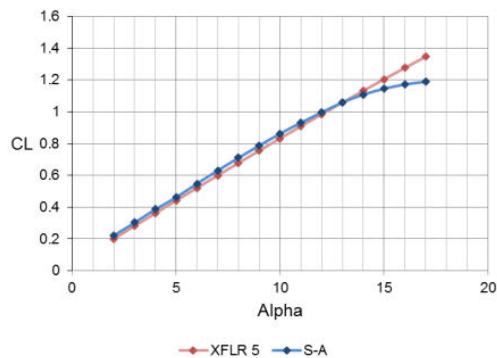


Figura 9. CL vs alpha

Debido a que XFRL5 no tiene en cuenta efectos viscosos para el análisis en 3 dimensiones, la pendiente de la sustentación nunca entrará en pérdida. Como se observa en la Figura 9, en

CFD (ANSYS) la pérdida no se obtuvo con gran precisión. Esta se da a unos 13-14 grados dado que en estos puntos la pendiente cambia con mayor proporción. Esto se da debido a que la malla generada es no estructurada la cual no predice de forma correcta la separación del flujo en el ala pero si se puede verificar que la sustentación calculada con XFRL5 es válida.

En la Figura 10 se muestra el contorno de presiones incluyendo superficies verticales y el carenaje, así como los *streamlines*. Esto con el fin de observar el comportamiento del flujo en el ala con todas sus partes significativas con una inclinación de 4 grados.

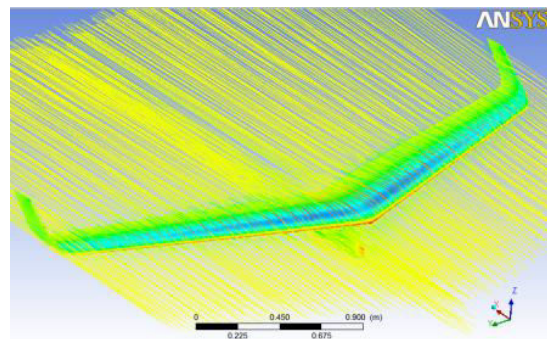


Figura 10. Contorno de presiones y streamlines

#### 5. ESTRUCTURA

El diseño estructural del ala está limitado por las restricciones de peso máximo de diseño ya que se trata de un planeador que pueda ser maniobrado en tierra por una persona y que despegue sin necesidad de un sistema de propulsión. Por lo tanto la estructura final debe ser lo suficientemente liviana para garantizar que el peso total del planeador este dentro del rango de capacidad de carga de una persona adulta promedio. Las cargas aplicadas para este caso son mínimas ya que el planeador no posee montantes para los sistemas de propulsión, tanques de combustible, sistema de tren de aterrizaje o cargas externas adicionales. Esto facilita considerablemente el diseño estructural al omitir puntos de alta concentración de esfuerzos.

### 5.1. Materiales

Se determinó que para una primera versión del ala se usaría materiales metálicos convencionales (aleaciones de aluminio) para la fabricación del planeador. Esto permite analizar los elementos principales de la estructura por medio de herramientas computacionales y adicionalmente permite que se pueda diseñar una segunda versión más liviana en materiales compuestos.

Entre los materiales metálicos comunes usados en planeadores están las aleaciones de aluminio y aceros que se muestran en la tabla:

Tabla 3. Propiedades materiales metálicos

Material	Peso Esp. [g/cm <sup>3</sup> ]	Resistencia tracción [N/mm <sup>2</sup> ]	Resistencia cizalladura [N/mm <sup>2</sup> ]	E [N/mm <sup>2</sup> ]	G [N/mm <sup>2</sup> ]
Aluminio					
2024-T3	2,78	427	283	73100	28000
6061-T6	2,71	310	207	68900	26000
Acero					
AISI 4130	7,85	670	400	205000	80000
AISI 1025	7,86	390	250	210000	77000

La aleación de aluminio 2024-T3 también conocida como duraluminio se eligió para los elementos principales debido a sus buenas propiedades mecánicas y sobre todo por su bajo peso.

### 5.2. Estructura alar

La estructura del ala está conformada por elementos típicos de construcción de aeronaves como lo son las vigas, costillas, larguerillos, piel y elementos de sujeción. Para este caso se optó por emplear una estructura con una viga principal en “C” reforzada por una viga auxiliar en el centro del ala. Esta configuración hace que las costillas se dividan en las del borde de ataque (*leading edge*) y las del borde de fuga (*trailing edge*). Adicionalmente se diseña el espacio necesario para ubicar las superficies de control y los *flaps*, como se muestra en la Figura 11.

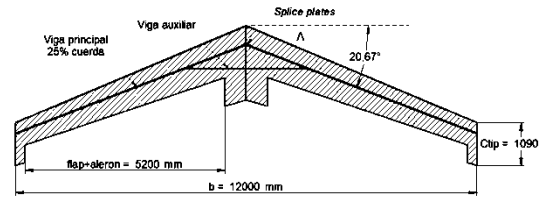


Figura 11. Estructura alar planeador

### 5.3. Viga principal

La viga principal del planeador se diseñó como una lámina de aluminio reforzada con ángulos también de aluminio con una sección transversal en forma de “C” como se muestra en la Figura 12.

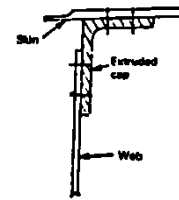


Figura 12. Sección transversal viga

La viga principal se simuló usando los programas Solid Edge® y ANSYS® para el análisis estructural y poder determinar si el diseño estructural elegido reforzado con una viga auxiliar soportaba las cargas aplicadas. Se simuló con una fuerza de 4500 [N] equivalente a un factor de carga máximo de 5.3 (ver sección 5.5). Los resultados se muestran en la Figura 13 donde se observa que la estructura de la viga no sobrepasa los límites de resistencia mecánica del material seleccionado.

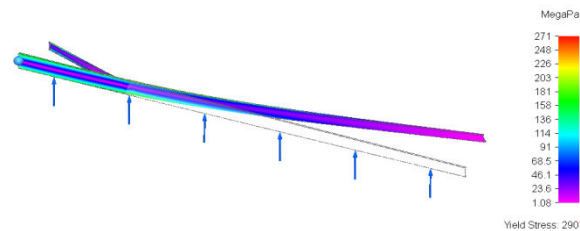


Figura 13. Análisis estructural viga principal reforzada

Con los resultados del análisis estructural se diseñó la viga final que esta reforzada con ángulos verticales en la raíz y que además tiene agujeros en la punta donde el esfuerzo estructural es menor para así reducir el peso total de la estructura. (Figura 14)



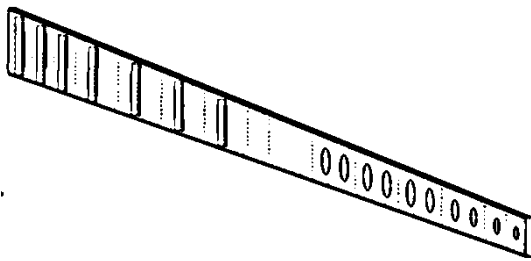


Figura 14. Diseño final de la viga principal

Para el análisis estructural se usó el factor de carga último que exige la normatividad y que es equivalente 1.5 veces el factor de carga máximo.

#### 5.4. Costillas

Las costillas del planeador se diseñan para darle la forma aerodinámica al ala y transmitir las cargas aerodinámicas a esfuerzos cortantes sobre la viga. El espesor puede variar entre 0.6 y 0.8 [mm] dependiendo de la posición y los requerimientos de la costilla (formador o estructural). Las costillas se dividen por medio de la viga principal en frontales (borde de ataque) y traseras (borde de fuga) como se muestra en la Figura 15.

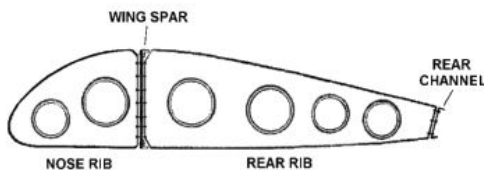


Figura 15. Diseño de costillas

Las costillas se simularon al igual que la viga para analizar su espesor, tamaño y agujeros. La carga aplicada corresponde a la fuerza total dividida por el número de costillas, lo cual es mayor a la carga real ya que no se tiene en cuenta los demás elementos estructurales (larguerillos). Los resultados se pueden observar en la Figura 16 donde se evidenció que aunque hay un mayor esfuerzo en la parte inferior debido a la dirección de la sustentación la costilla no presenta problemas estructurales en el material al adicionar los agujeros.

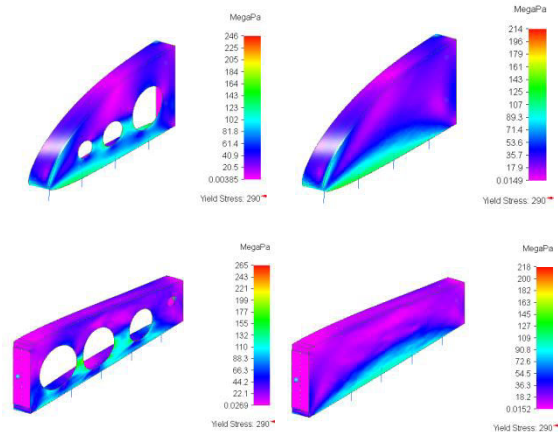


Figura 16. Análisis estructural costillas

El espaciamiento de las costillas se diseñó con referencia a la recomendación consultada para aeronaves livianas de máximo 90 [cm]. Adicionalmente se ubicaron equidistantes (exceptuando la raíz y los puntos de sujeción de las superficies de control) debido a que la estructura no tiene puntos con concentración de esfuerzos. La Figura 17 muestra el esquema preliminar de las costillas diseñado para el planeador con el espaciamiento seleccionado de 50 [cm].

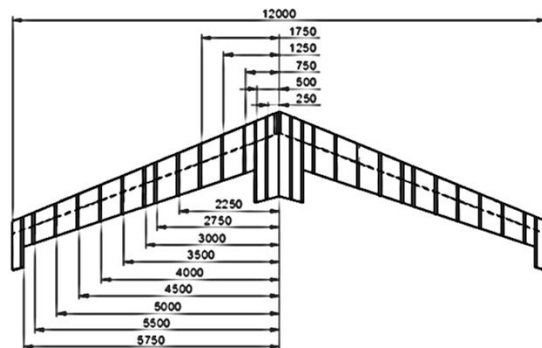


Figura 17. Espaciamiento costillas

#### 5.5. Diagrama V-n

El diagrama V-n para el planeador muestra gráficamente los límites de factor de carga para maniobrar. Las curvas de pérdida y las rectas de límite estructural y velocidad de picada delimitan el área de maniobras también conocido como envolvente de vuelo. El diagrama se obtuvo con las ecuaciones

aerodinámicas (7) y (8) y los factores de carga máximo requeridos por la normatividad para planeadores.

$$n = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho_{\infty} \cdot v_{\infty}^2 \cdot S \cdot C_{Lmax}}{W} \quad (7)$$

$$v_D = 3.41 \cdot \frac{W}{S} + 144.5 \quad [\text{Km/h}] \quad (8)$$

El diagrama V-n de la Figura 18 se construyó para el planeador y muestra los límites para maniobrar. Volar por fuera de estos límites puede causar daños estructurales o generar una entrada en pérdida.

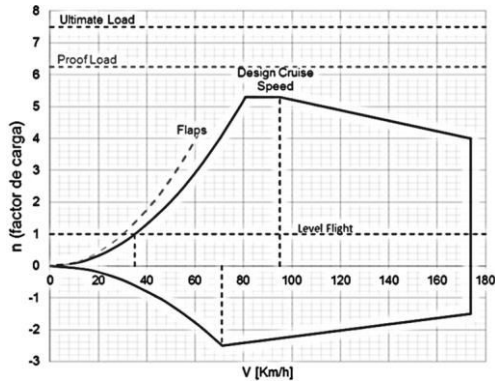


Figura 18. Diagrama V-n

## 6. DISEÑO FINAL

El diseño final del planeador abarcó las áreas más importantes de la fase de diseño preliminar para una nueva aeronave. Con los resultados obtenidos se presentó el modelo final del proyecto mostrado en la Figura 19. Se le dio el nombre de Albatros al planeador debido a las cualidades naturales de esta ave con el mismo nombre que con su alta relación de aspecto puede planear eficientemente, lo cual fue la motivación de este proyecto.

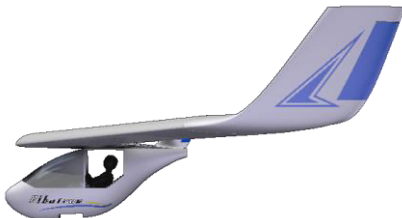


Figura 19. Diseño final vista lateral

Cuando se vuela en una aeronave sin motor como es el caso del Albatros para su propulsión se debe tener en cuenta el rendimiento de esta ya que permite estimar las distancias de vuelo a una determinada altura.

En la siguiente gráfica se compara el Albatros con un planeador de características similares y un ala delta (ver Figura 20). Como se observa este último no es tan eficiente debido a que posee una tasa de descenso mayor. El SWIFT es un planeador en configuración ala volante con un gran AR para planeadores de su tipo el cual lleva más de 20 años de desarrollo, por esta razón posee un mejor rendimiento.

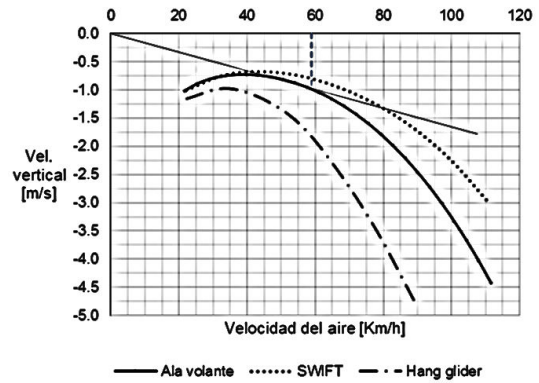


Figura 20. Rendimiento: Rata de descenso

El diseño del Albatros se resume en la siguiente tabla con su ficha técnica que contiene los parámetros más importantes de geometría y desempeño.

Tabla 4. Ficha técnica Albatros

Características generales	Símbolo	Valor	Unidad
Tripulación		1	[ ]
Envergadura	$b$	12	[m]
Área alar	$S$	18	[m <sup>2</sup> ]
Carga alar	$W/S$	8.6	[Kg/m <sup>2</sup> ]
Relación de aspecto	$AR$	8	[ ]
Peso vacío	$W_E$	65	[Kg]
Peso máximo de despegue	$W_{To}$	155	[Kg]
Características de rendimiento			
Velocidad de pérdida	$V_s$	35	[Km/h]
Velocidad de despegue	$V_{To}$	40	[Km/h]
Velocidad de crucero	$V_{cruise}$	80	[Km/h]
Velocidad máxima	$V_{max}$	150	[Km/h]
Rata mínima de descenso	$V_{Dmin}$	0.75	[m/s]
Velocidad óptima de planeo	$V_{glide}$	60	[Km/h]
Relación de planeo máxima	$L/D$	17:1	[ ]



Figura 21. Diseño final ala volante

Debido a que se elaboró un diseño preliminar limitado por la experiencia de los autores y el tiempo estipulado para el trabajo de grado se pretende que el resultado de este proyecto pueda ser una motivación para futuros desarrollos y que la información sirva para una posterior etapa de diseño.

## 7. CONCLUSIONES

El diseño final del planeador logró abarcar las áreas más importantes de la fase del diseño preliminar. A pesar de la inexperiencia de los integrantes, se logró hacer una investigación profunda y completa para familiarizarse más con el diseño de un nuevo planeador. El diseño de una aeronave nueva es un proceso que puede tardar varios años y por cuestiones de tiempo este proyecto presenta una primera versión del planeador que puede ser modificada según sea necesario para futuros proyectos e investigaciones.

Los resultados de este diseño y la consulta bibliográfica hecha durante el proyecto permiten apreciar el alcance que tiene este trabajo a nivel de investigación y desarrollo en la ingeniería aeroespacial. Aunque el concepto de aeronaves ala volante no es novedoso ha despertado un reciente interés para ser aplicado en los diseños modernos, como el concepto *blended wing body*, ya que ofrece algunas ventajas aerodinámicas como posible solución a los retos de ingeniería actuales.

La información técnica disponible acerca de planeadores en configuración ala volante y con características similares es limitada y por lo tanto los parámetros de diseño varían de manera significativa entre un planeador y otro. Esto se puede apreciar en los datos del *baseline* donde no existe una clara tendencia en las gráficas de relación de aspecto, envergadura y superficie alar, lo que indica que los diseños tienen muchas posibles combinaciones de estas variables. Por lo tanto se concluye que según los datos de aeronaves existentes se puede diseñar el planeador dentro de un amplio rango de valores.

El diseño preliminar del planeador cumplió los requerimientos iniciales sin embargo se determinó que el peso final con materiales metálicos limita su uso para despegar de forma manual. Debido a esto se concluye que usando el mismo procedimiento y sin cambiar significativamente el diseño establecido se puede desarrollar una segunda versión del planeador en materiales compuestos.

El diseño preliminar obtenido en este proyecto abarca la mayoría de las áreas de estudio necesarias para esta fase de diseño. Con esto se pretende que los resultados puedan ser refinados en un futuro para posteriores desarrollos con este trabajo.

## 8. RECOMENDACIONES

Después del análisis en 3 dimensiones por medio de CFD, se pudo observar que el flujo en las puntas del ala entra en pérdida antes que la sección central para altos grados de ángulo de ataque. Debido a esto se recomienda usar un perfil en la punta con menor cantidad de réflex para poder darle más torsión al ala (*twist* geométrico) y así evitar que esta parte del ala entre en pérdida primero.

Aunque el programa XFLR5 es de gran utilidad por su simplicidad y rapidez a la hora de calcular los coeficientes aerodinámicos, se debe tener presente de que este no tiene en cuenta los efectos viscosos en 3 dimensiones y es por esta razón que la pendiente de  $C_L$  vs  $\alpha$  es una línea recta, es decir el ala nunca entrará en

pérdida y no se podrá predecir los ángulos de *stall*. Este análisis se dificulta con las herramientas computacionales disponibles por lo que se recomienda realizarse con un equipo de cómputo más potente usando CFD.

El objetivo con este primer diseño es que el planeador pueda hacer distintos tipos de pruebas como maniobras a bajas y altas velocidades, entradas en pérdida, vuelo lento, etc. Es por esta razón y las limitaciones en el tiempo del proyecto que se optó por hacer un ala no desarmable ya que su estructura es más simple de diseñar. Una vez terminadas las pruebas se recomienda diseñar un mecanismo de ala desarmable con el fin de facilitar su transporte.

Finalmente se recomienda que el diseño del planeador sea adaptado a una segunda versión con materiales compuestas para lograr así obtener un menor peso. Esto se recomienda teniendo en cuenta que el objetivo principal del planeador es que pueda despegar manualmente por lo que la reducción del peso total es crucial. Esto se resalta con el hecho de que los planeadores similares diseñados con estas características usan materiales compuestos en su estructura para poder ser más livianos.

## REFERENCIAS

- [1] Anderson, J.D., Jr., “*Fundamentals of Aerodynamics*,” McGraw-Hill, 2010.
- [2] Carmona, A.I., “*Aerodinámica y actuaciones del avión*,” Ediciones Paraninfo, S.A., 2004.
- [3] Kroo, I., “*Design and Development of the Swift: A Foot-Launched Sailplane*,” AIAA Journal, 2000.
- [4] Lee, R.E., “*Only the Wing: Reimar Horten’s Epic Quest to Stabilize and Control the All-Wing Aircraft*,” Smithsonian Institution Scholarly Press, 2011.
- [5] Mallinson, P., “*The Handbook of Glider Aerobatics*,” AirLife Publishing Ltd., 1999.
- [6] Niu, M.C.Y., “*Airframe Structural Design*,” Technical Book Company, 1989.
- [7] Pajno, V., “*Sailplane Design*,” IBN Editore, 2010.
- [8] Pape, G.R., “*Northrop Flying Wings: A History of Jack Northrop’s Visionary Aircraft*,” Schiffer Publishing Ltd., 1995.
- [9] Phillips, W.F., “*Mechanics of Flight*,” John Wiley & Sons, Inc., 2010.
- [10] Raymer, D.P., “*Aircraft Design: A Conceptual Approach*,” AIAA, Inc., 1999.
- [11] Roskam, J., “*Airplane Design. Parts I-III*,” DARcorporation, 2005.
- [12] Thomas, F., “*Fundamentals of Sailplane Design*,” College Park Press, 1999.

## ANEXO 15

Planos finales

4

3

2




1

GENERAL NOTES: UNLESS OTHERWISE SPECIFIED

- 1. FLYING WING GLIDER PRELIMINARY DESIGN DRAWINGS NOT INTENDED FOR ACTUAL WORKSHOP ASSEMBLY.
- 2. PRELIMINARY DESIGN DRAWINGS DO NOT INCLUDE MECHANICAL JOINING ELEMENTS (EXAMPLE: FASTENERS, RIVETS, BOLTS, ETC.).
- 3. COMPONENT WEIGHTS ESTIMATED FROM 3D MODEL.
- 4. FLAP AND ELEVON PARTS NOT DRAWN TO SCALE.

REV	REVISION HISTORY			
00	INITIAL RELEASE OF DRAWING			
	DRAWN BY	CHECKED BY	APPROVED BY	DATE
	A. MEJÍA	A. LÓPEZ		

QTY PER ASSY / INSTL	PART NUMBER	DESCRIPTION	MATERIAL / NOTE / WEIGHT	MFG / SPEC	SHT	NOTE	
2		ELEVON SKIN	METAL 3.80 KG	AL 2024-T3	2		
2		ELEVON SPAR	METAL 1.20 KG	AL 2024-T3	2		
8		ELEVON RIB	METAL 1.40 KG	AL 2024-T3	2		
2		FLAP SKIN	METAL 4.00 KG	AL 2024-T3	2		
2		FLAP SPAR	METAL 1.30 KG	AL 2024-T3	2		
8		FLAP RIB	METAL 1.90 KG	AL 2024-T3	2		
	1	WING SKIN	METAL 8.50 KG	AL 2024-T3	2		
	30	WING RIB	METAL 15.00 KG	AL 2024-T3	2		
	2	WING SPAR	METAL 6.50 KG	AL 2024-T3	2		
	1	AUXILIARY SPAR	METAL 3.25 KG	AL 2024-T3	2		
	1	SPLICE PLATES	METAL 0.75 KG	AL 2024-T3	2		
1	FWG 004	CONTROLS	METAL 7.50 KG	AISI 4130	2		
1	FWG 003	FUSELAGE	COMPOSITE 10.00 KG	FIBERGLASS	2		
1	FWG 002	PLEXIGLASS	PLASTIC 2.50 KG		2		
	2	FWG 001	WINGLET RUDDER	COMPOSITE 3.00 KG	FIBERGLASS	2	
/	1	-005	FUSELAGE ASSEMBLY	COMPOSITE 20.00 KG		2	
/	2	-004	FLAP ASSEMBLY	METAL 7.20 KG	AL 2024-T3	2	
/	2	-003	ELEVON ASSEMBLY	METAL 6.40 KG	AL 2024-T3	2	
/	1	-002	WING STRUCTURE ASSEMBLY	ALUMINUM 50.00 KG	AL 2024-T3	2	
/		-001	FW GLIDER ASSEMBLY	METAL 70.00 KG		2	

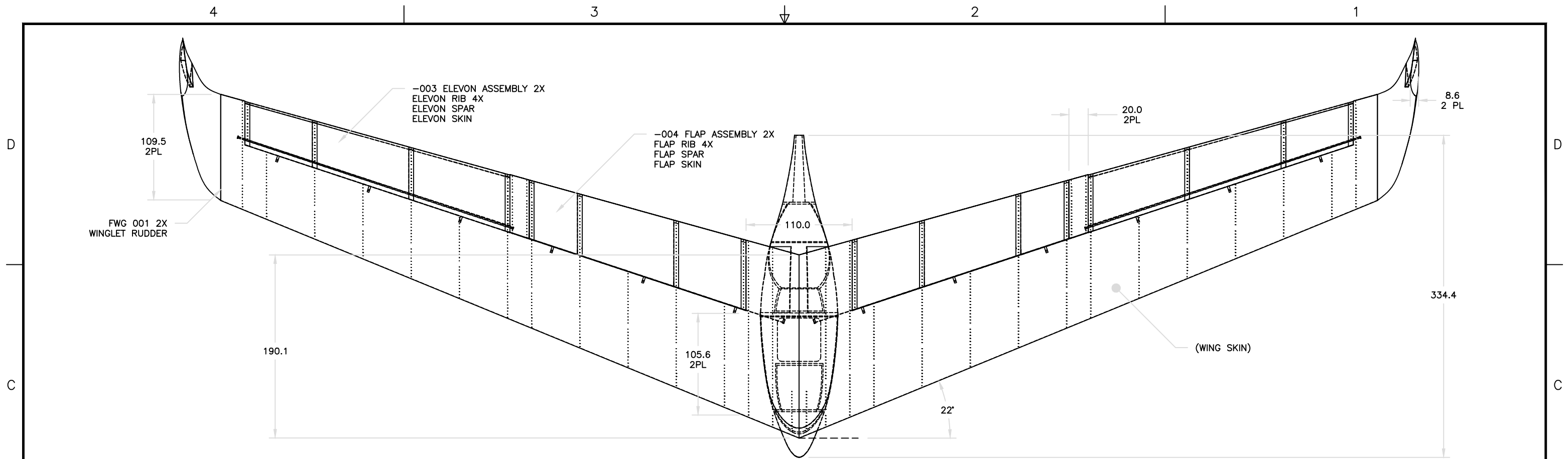
QTY PER ASSY / INSTL		PARTS LIST		CONTRACT NUMBER/PROGRAM IDENTIFIER		 Universidad Pontificia Bolivariana			
		TOLERANCES, UNLESS SPECIFIED BELOW: DIMENSIONS: ANGLES: .X ± .150 FORMED: ± 5° .XX ± .080 .XXX ± .030		PROJECTION:  THIRD ANGLE		DESIGN: A. MEJÍA (06/12/14)			
		TOLERANCES, AIRCRAFT INSTL: DIMENSIONS: ANGLES: .X ± .250 FORMED: ± 5° .XX ± .100 .XXX ± .050		MACHINED SURFACES:  125		CHECK: A. LÓPEZ (07/13/14)			
		TOLERANCES, METAL & MACHINED: DIMENSIONS: ANGLES: .X ± .100 FORMED: ± 3° .XX ± .030 MACH: ± 1° .XXX ± .010		STANDARD NOTES: 1. ALL DIMENSIONS ARE IN INCHES 2. A/R AND AR = AS REQUIRED 3. ALL PL QTYs OVER 20 = A/R		DRAWING TITLE: <b>FLYING WING GLIDER ALBATROS</b>			
DASH	NEXT ASSEMBLY	USED ON	NEXT ASSY	FINAL ASSY	PROJECT:	SIZE:	FILE TYPE:	DRAWING NUMBER:	REV:
					PRELIMINARY DESIGN	B	ACAD	Ala volante	00
APPLICATION		QTY REQD			APPROVED:	SCALE:	CAGE:	SHEET: 1 OF 8	

4

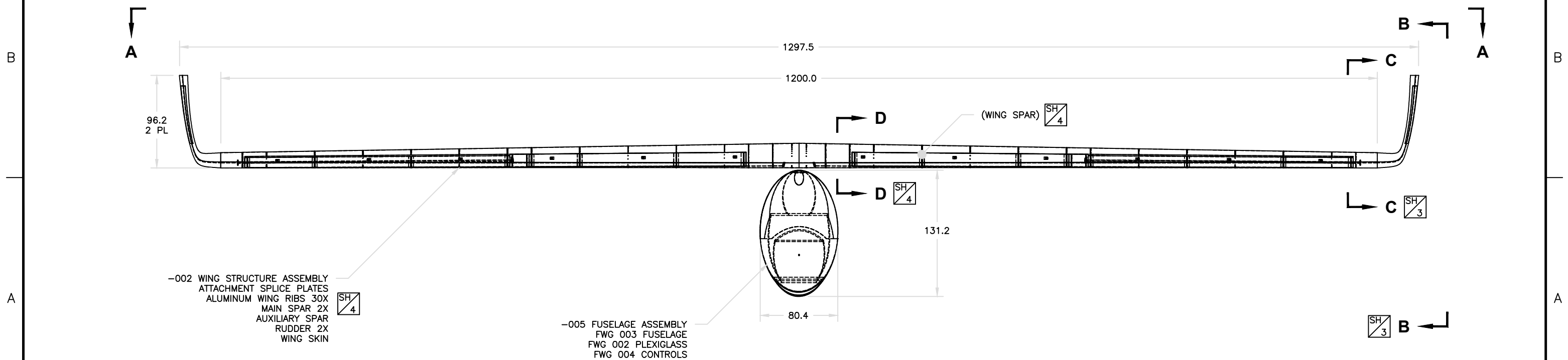
3

2

1



**SECTION A-A**  
VIEW LOOKING DOWN



**-001 FW GLIDER ASSEMBLY**

SIZE: B	FILE TYPE: ACAD	DRAWING NUMBER: Ala volante	REV: 00
SCALE: NONE	CAGE:	SHEET: 2 OF: 8	

4

3

2

1

D

D

C

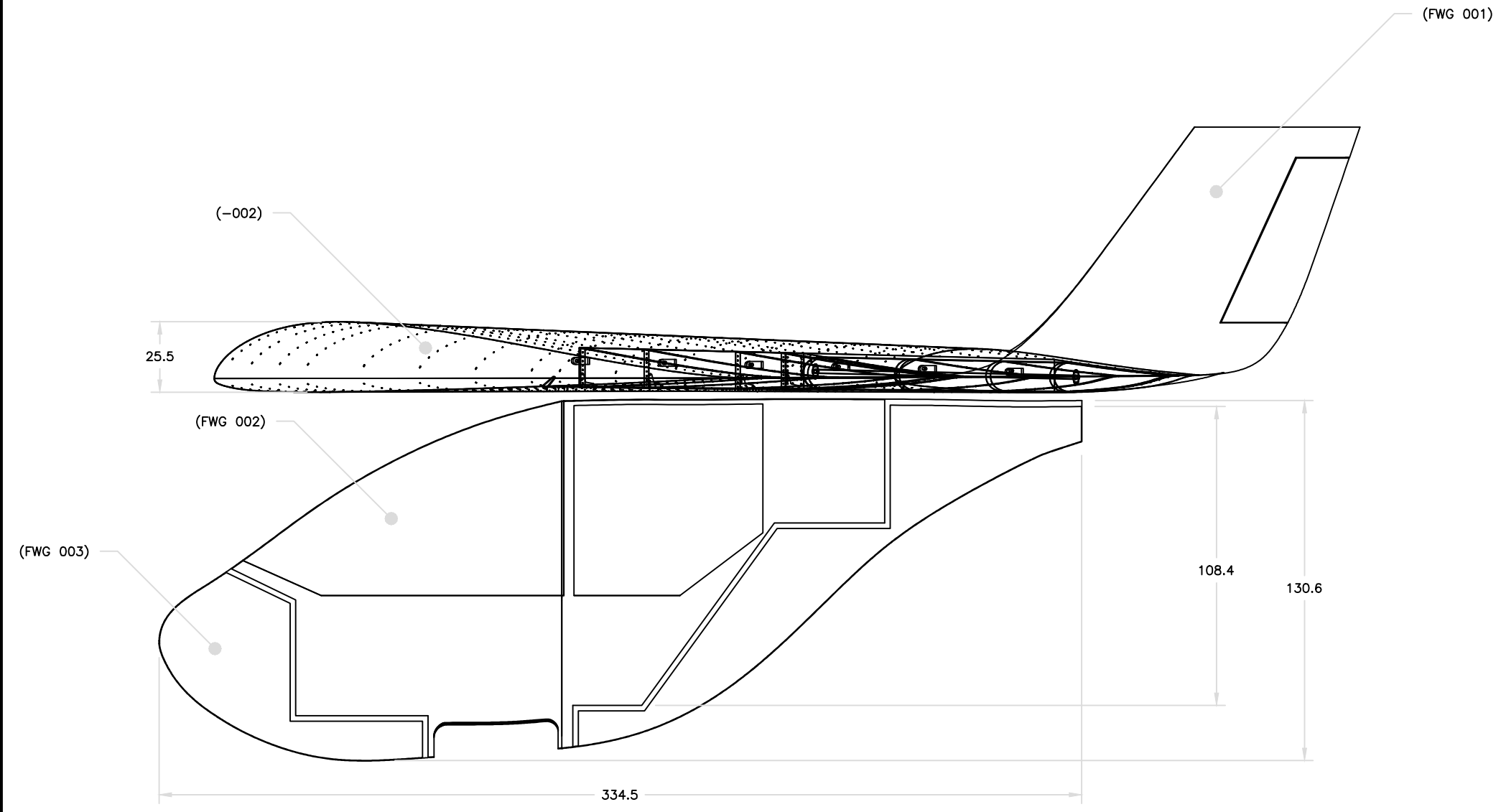
C

B

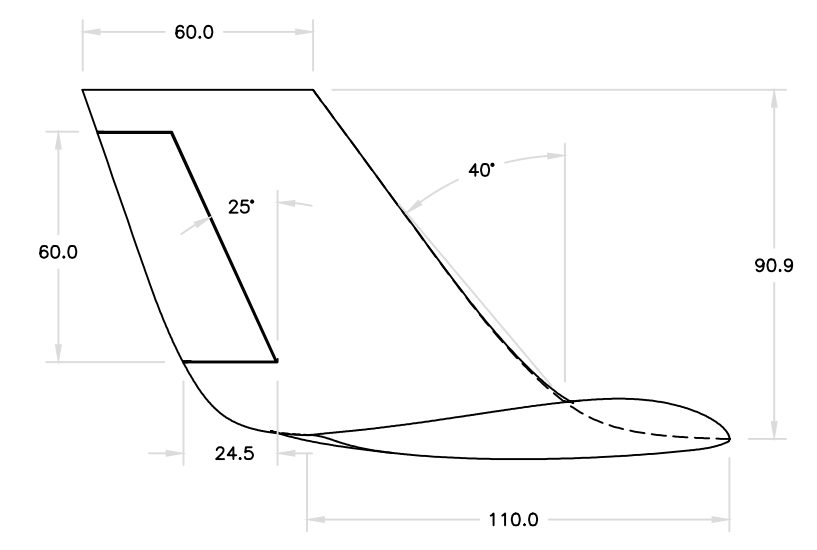
B


A

A



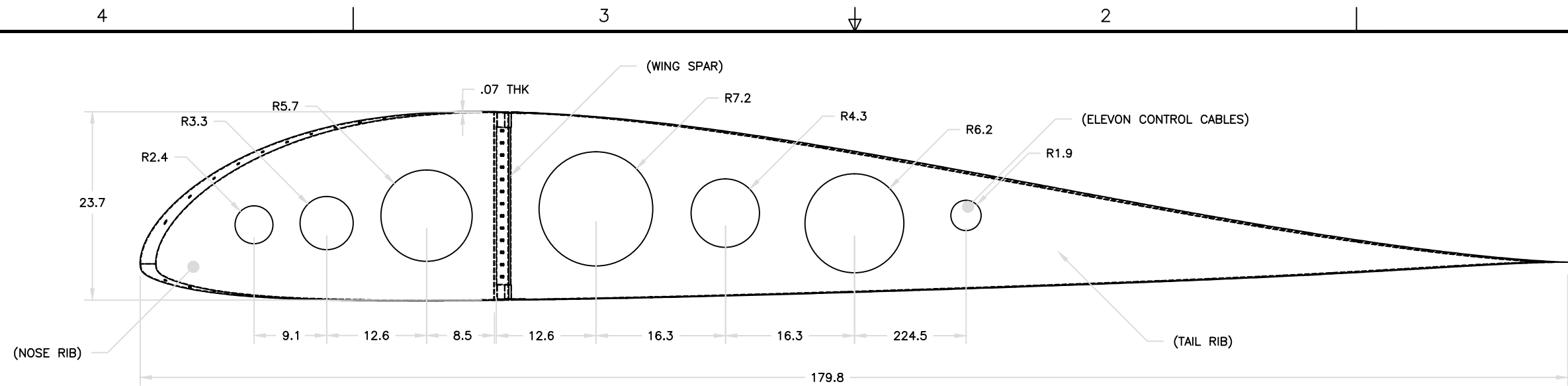
  
**SECTION B-B** SH  
2  
 VIEW LOOKING RIGHT



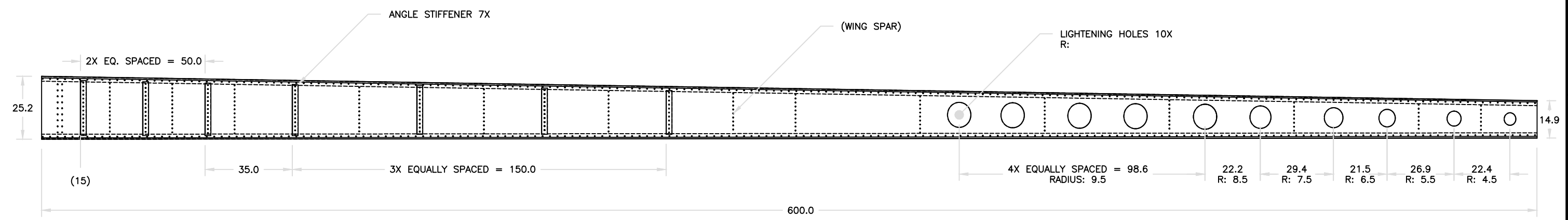
  
**SECTION C-C** SH  
2  
 VIEW LOOKING LEFT  
 FWG 001 WINGLET RUDDER

SIZE: B	FILE TYPE: ACAD	DRAWING NUMBER: Ala volante	REV: 00
SCALE: NONE	CAGE:	SHEET: 3 OF 8	

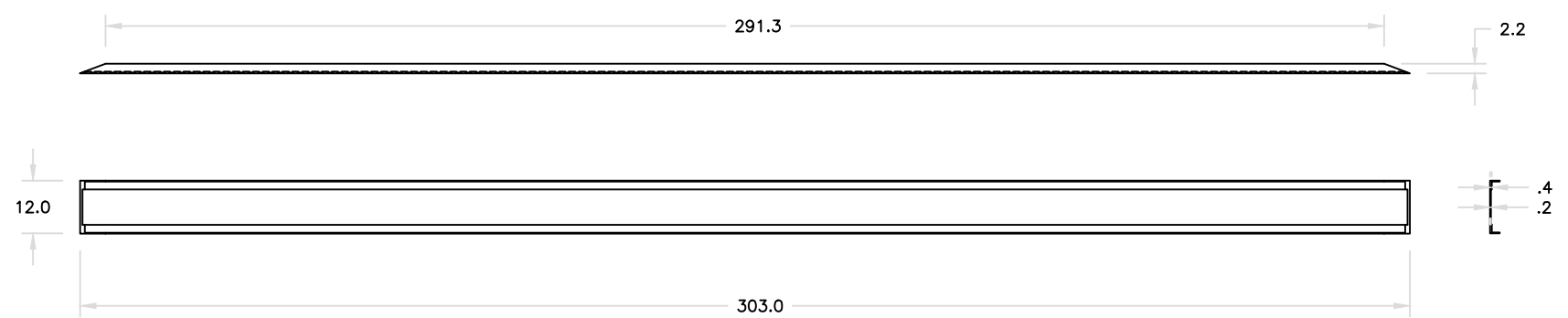




FWD  
**SECTION D-D** SH  
2  
 VIEW LOOKING RIGHT  
 WING RIB #1



**WING SPAR**  
 VIEW LOOKING AFT



**AUXILIARY SPAR**

SIZE:	FILE TYPE:	DRAWING NUMBER:	REV:
B	ACAD	Ala volante	00
SCALE:	CAGE:	SHEET: 4 OF: 8	
NONE			

4

3

2

1

D

D

C

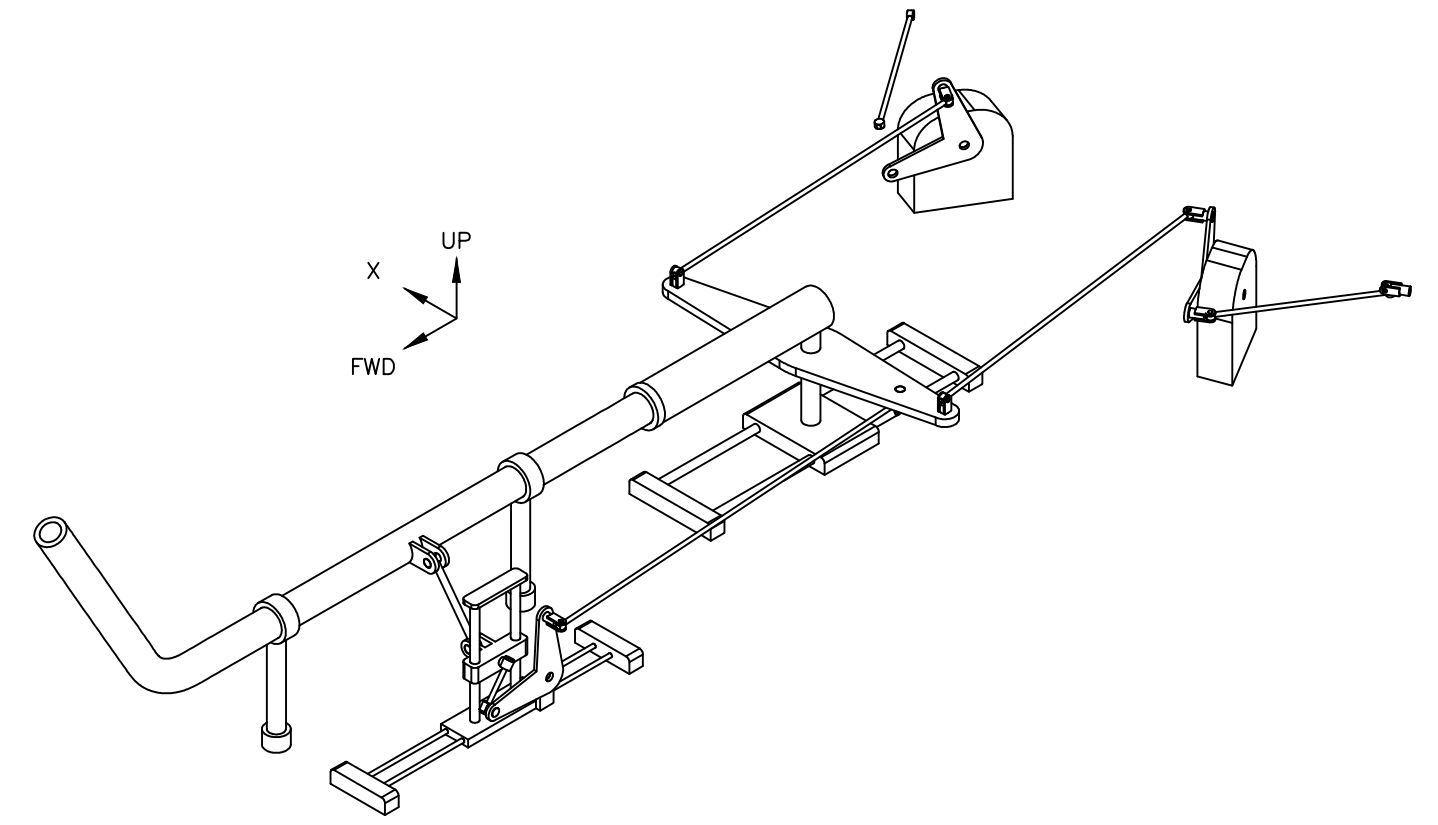
C

B

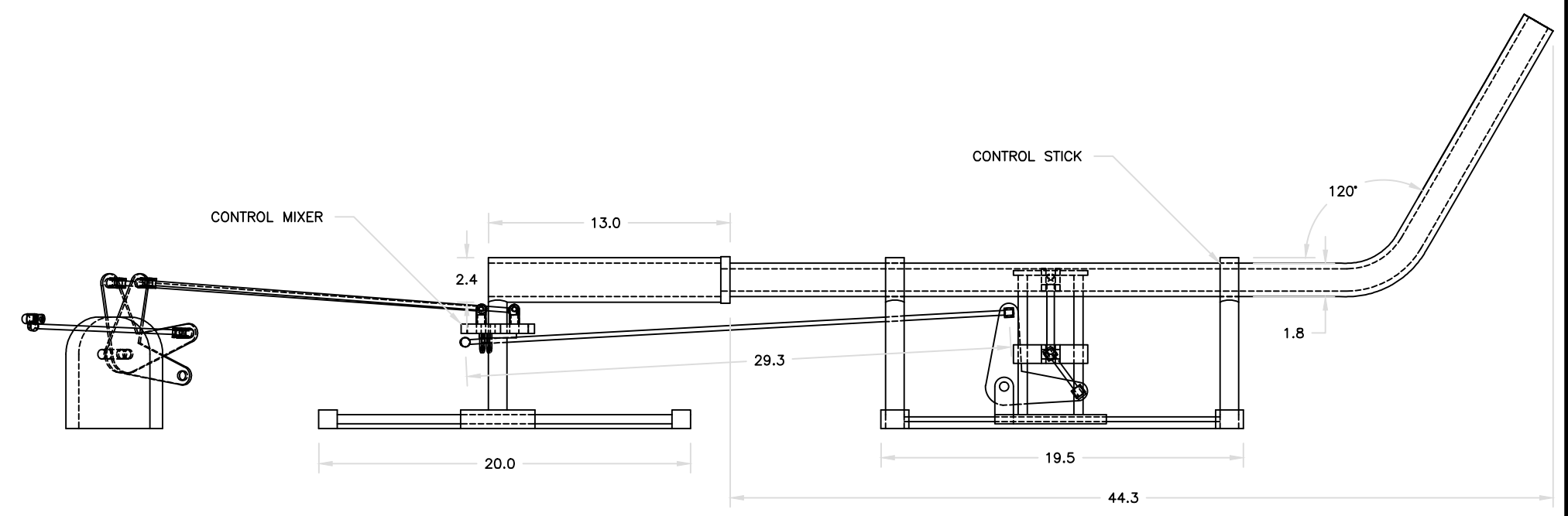
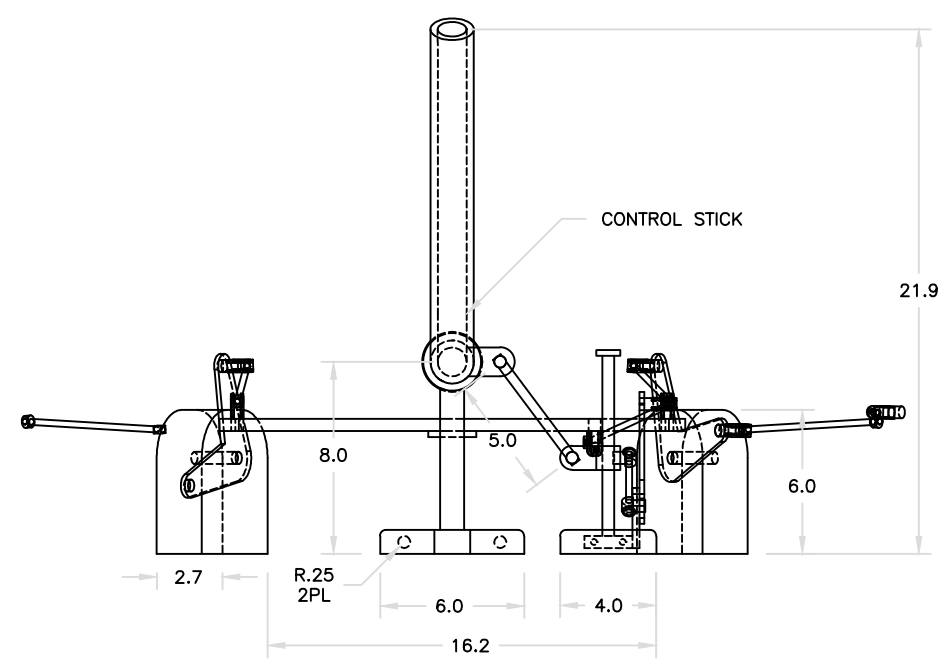
B

A

A



**FWG 004 CONTROLS**  
ISOMETRIC VIEW



**FWG 004 CONTROLS**  
FRONT AND SIDE VIEWS

SIZE: B	FILE TYPE: ACAD	DRAWING NUMBER: Ala volante	REV: 00
SCALE: NONE	CAGE:	SHEET: 5 OF: 8	

4

3

2

1

D

D

C

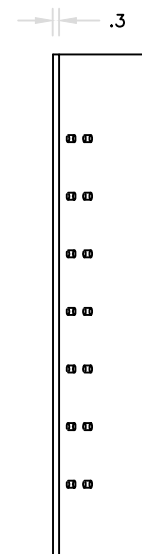
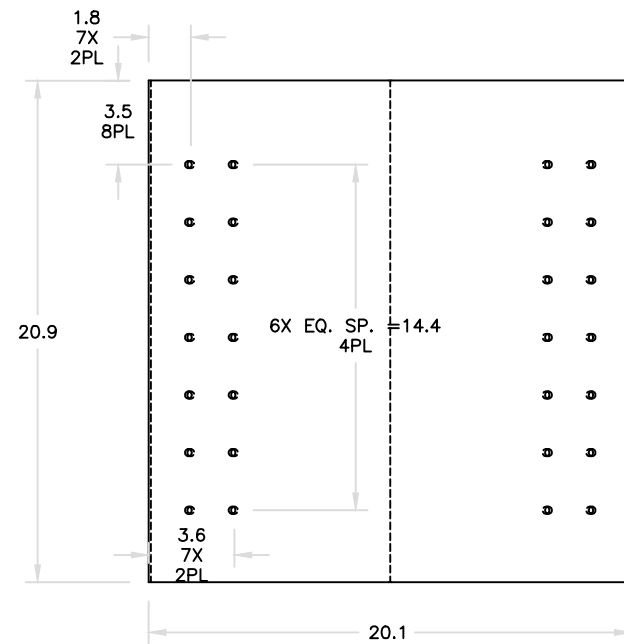
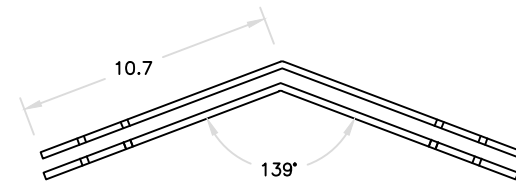
C

B

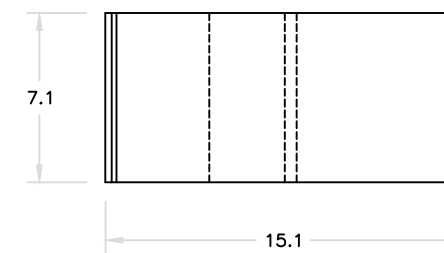
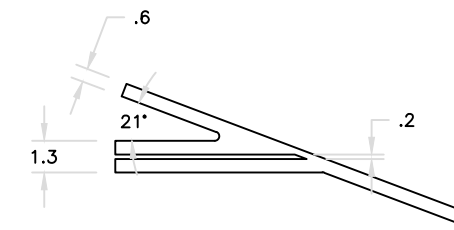
B

A

A

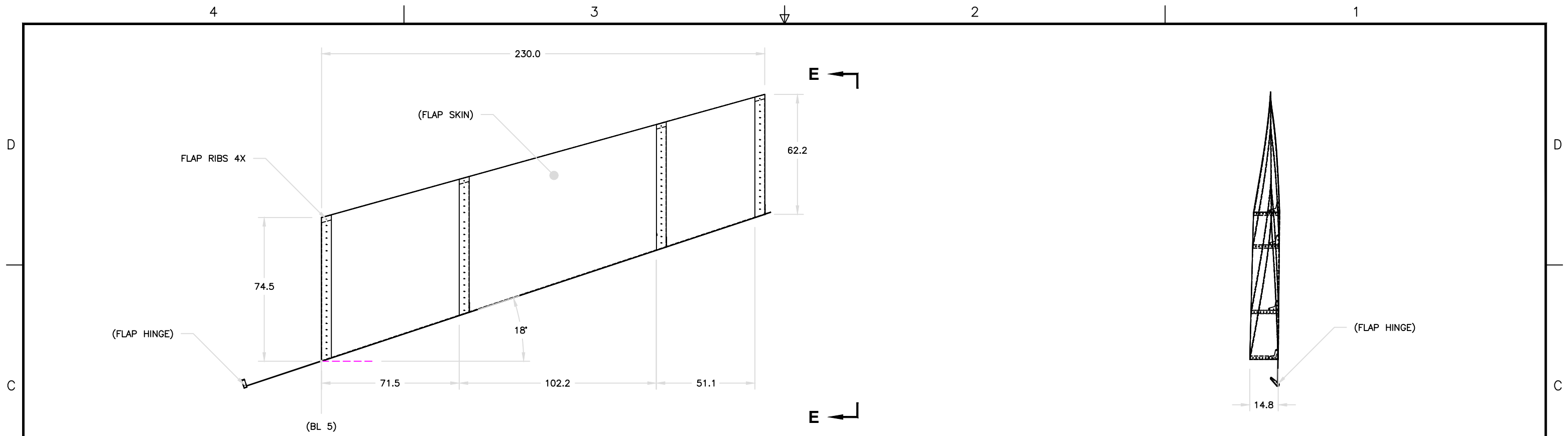


**SPLICE PLATES**



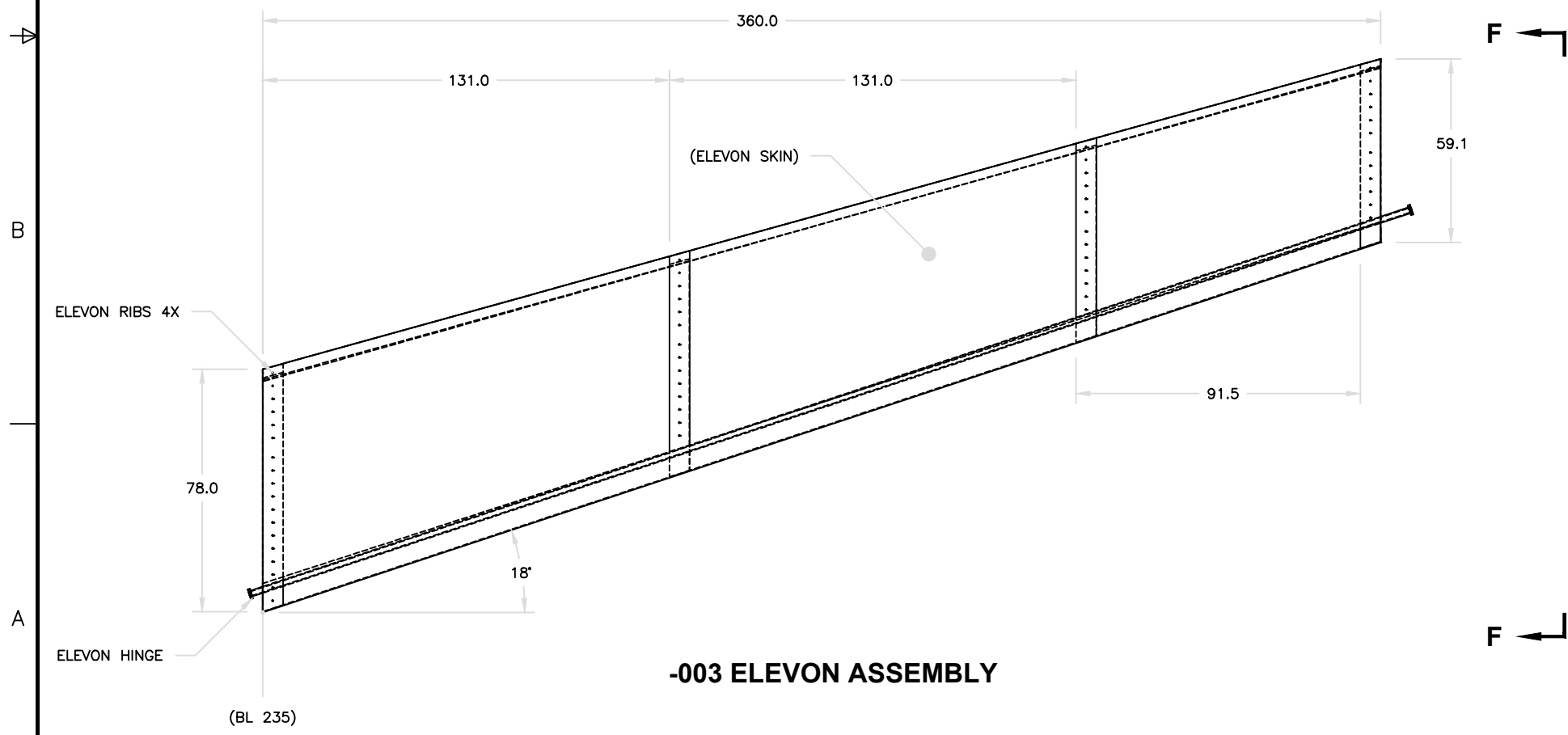
**AUXILIARY SPAR ATTACHMENT**

SIZE: B	FILE TYPE: ACAD	DRAWING NUMBER: Ala volante	REV: 00
SCALE: NONE	CAGE:	SHEET: 6 OF: 8	



**-004 FLAP ASSEMBLY**

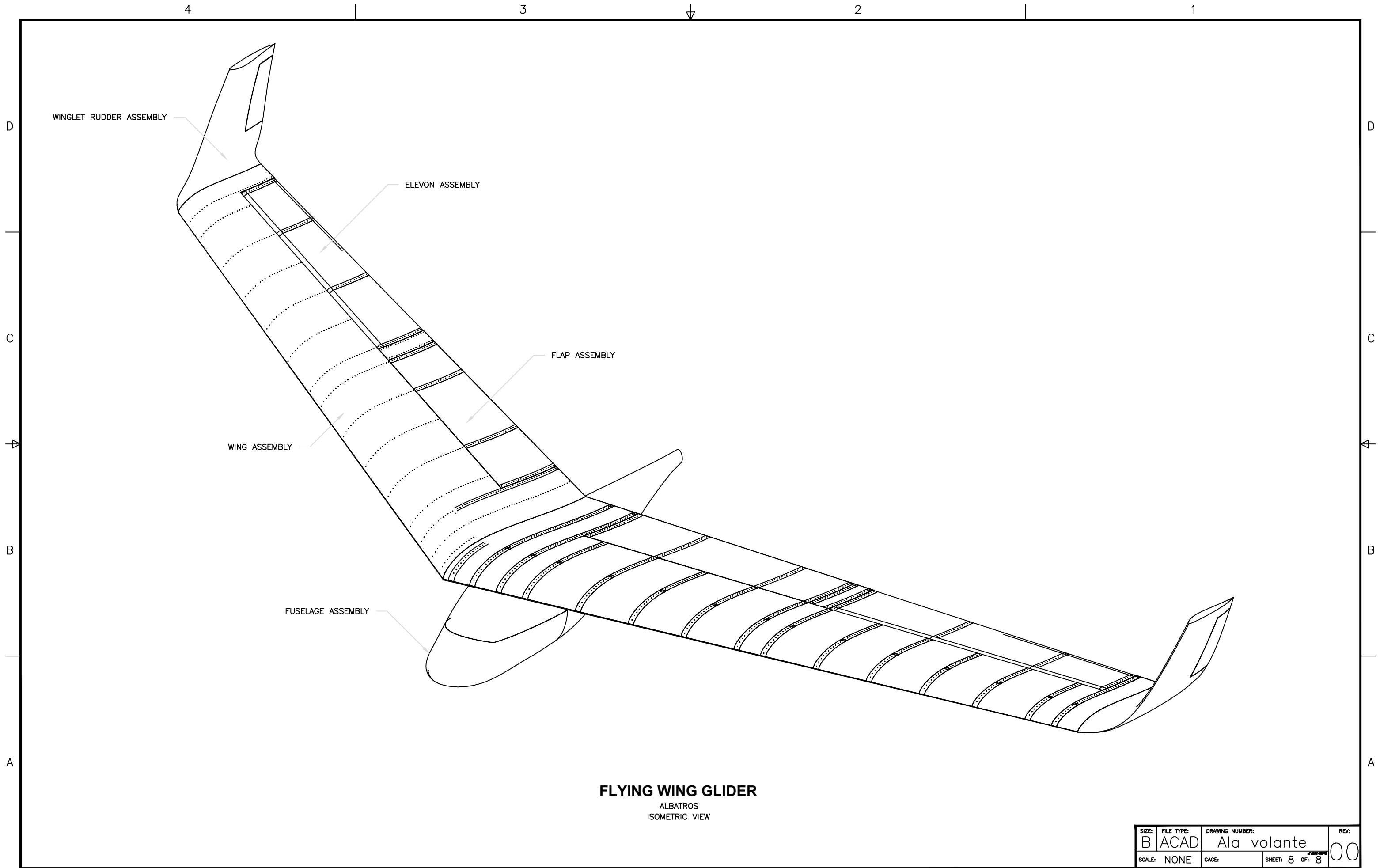
**SECTION E-E**



**-003 ELEVON ASSEMBLY**

**SECTION F-F**

SIZE: B	FILE TYPE: ACAD	DRAWING NUMBER: Ala volante	REV: 00
SCALE: NONE	CAGE:	SHEET: 7 OF: 8	



SIZE: B	FILE TYPE: ACAD	DRAWING NUMBER: Ala volante	REV: 00
SCALE: NONE	CAGE:	SHEET: 8 OF: 8	