

## RAE

1. **TIPO DE DOCUMENTO:** Trabajo de grado para optar por el título de INGENIERO AERONÁUTICO.
2. **TÍTULO:** ESTUDIO DEL RENDIMIENTO AERODINÁMICO Y DE ESTABILIDAD SOBRE LA IMPLEMENTACIÓN DE UN ALA DE ENVERGADURA VARIABLE PARA UNA AERONAVE TIPO PLANEADOR DE ENTRENAMIENTO CATEGORÍA UTILITARIA.
3. **AUTORES:** Paula Milena Carranza Vargas, Andrés Felipe Chapetón Calderón
4. **LUGAR:** Bogotá
5. **FECHA:** Abril de 2015
6. **PALABRAS CLAVE:** Ala de envergadura variable, Planeador, Rendimiento aerodinámico, Estabilidad estática longitudinal, Estabilidad estática lateral, Estabilidad estática direccional, Estabilidad dinámica longitudinal, Estabilidad dinámica lateral, mecanismo de extensión, corriente de aire ascendente.
7. **DESCRIPCIÓN DEL TRABAJO:** Estudio del rendimiento aerodinámico y de estabilidad si se implementa un ala de envergadura variable a una aeronave tipo planeador de entrenamiento categoría utilitaria.
8. **LÍNEAS DE INVESTIGACIÓN:** Vehículos Aeroespaciales
9. **FUENTES CONSULTADAS:** (Anderson, 1999) (Contreras Peñaranda , Ruge Montilla, Gaitan Aroca , & Cala Sanchez , 2008) (European Aviation Safety Agency, 2009) (Federal Aviation Administration, 2013) (Finch, 1978) (Fрати, 1946) (Fédération Aéronautique Internationale, 2014) (Gevers Aircraft, Inc. ) (Harwood, 1975) (Hoerner, 1965) (Lert, 1976) (McGowan, Vicroy, Busan, & Hahn, 2003) (PERKINS & HAGE, 1949) (Pajno, 2006) (Pamadi, 2004) (REGLAMENTOS AERONÁUTICOS DE COLOMBIA) (Raymer, 1989) (Sadraey M. , 2009) (Silva Molina & García Ávila, 2013) (Thomas , 1993) (U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2015) (USA SOARING TEAM, 2004) (VOJSKO, 2012) (reddit AVIATION, 2015).
10. **CONTENIDOS:** En este documento se encuentra el desarrollo del rendimiento aerodinámico y de la estabilidad estática y dinámica correspondientes a un planeador de entrenamiento si a este se le implementa un ala de envergadura variable, de manera que sea posible encontrar el comportamiento de la aeronave y por tanto las ventajas y desventajas de modificación en la superficie alar.
11. **METODOLOGÍA:** Es de carácter empírico-analítico, con un enfoque metodológico con base a la implementación de un ala de envergadura variable a un planeador de entrenamiento categoría utilitaria.
12. **CONCLUSIONES:** 1)La envergadura óptima para que la aeronave ATLAS I modificada con ala telescópica alcance su máximo rendimiento es 23,6m es decir que este parámetro aumenta 23,3% con respecto a la envergadura original de 18m. 2)Se demostró que, por medio del concepto de ala telescópica, se puede incrementar la eficiencia del planeador pues la eficiencia de la aeronave con el ala retraída es 36,9 y con el ala extendida es 41,52, es decir, un 11,8% más que con la envergadura de 18m. 3)Durante la etapa de planeo, se encontró que es más beneficioso tener el ala del planeador retraída ya que en esta condición la aeronave cuenta con mayor velocidad que con el ala extendida lo que le permite volar de una térmica a la otra en un periodo de tiempo más corto de manera que el piloto tome rápidamente mayor provecho de la siguiente corriente ascendente sin perder gran altura. 4) Se determinó que el uso del ala extendida es fundamental en vuelos en espiral y por tanto en el ascenso en térmicas, ya que, el incremento en la superficie alar permite obtener un aumento mayor al 60% en la tasa de ascenso y una tasa de descenso menor al 50% en comparación al ala retraída en los tres tipos de térmica. 5) Se encontró que, si el único parámetro por variar es la envergadura alar, la aeronave no es estable longitudinalmente. Sin embargo, también se encontró que la aeronave llega a ser estable longitudinal y lateralmente si se incrementa el área superficial del estabilizador horizontal un 193%. 6) El planeador ATLAS I modificado con el ala extendida y retraída es estable longitudinalmente dado el resultado del análisis de estabilidad estática (pendiente del coeficiente de momento de cabeceo:  $-2.4271\text{rad}^{-1}$ ,  $-2.6651\text{rad}^{-1}$ ) por lo tanto el planeador va a ser mas estable con el ala retraída, ya que al extender el ala genera un momento mayor que desestabiliza la aeronave. 7) La estabilidad estática direccional del planeador Atlas I con el ala extendida es de 0,0265 y con el ala retraída es de 0,0477, lo que indica que el ala extendida no va a ser tan estable como cuando esta el ala retraída ya que al tener mayor superficie en contacto genera un mayor momento de guiñada desestabilizante. 8) La estabilidad estática lateral para el Atlas I con el ala extendida es de  $-0,0035$  y con el ala retraída es de  $-0,0023$  esto indica que la aeronave es estable en los dos casos, a pesar de esto el planeador con el ala extendida genera un mayor momento desestabilizante. 9) Respecto a la estabilidad dinámica se encontró que el planeador Atlas I con el ala extendida y retraída será estable longitudinalmente y lateralmente. En el caso de la estabilidad dinámica lateral el ala extendida duplica el efecto amortiguado comparado con el ala retraída y la frecuencia de oscilación será mayor cuando el planeador se mantenga en esta configuración.

ESTUDIO DEL RENDIMIENTO AERODINÁMICO Y DE ESTABILIDAD SOBRE LA  
IMPLEMENTACIÓN DE UN ALA DE ENVERGADURA VARIABLE PARA UNA  
AERONAVE TIPO PLANEADOR DE ENTRENAMIENTO CATEGORÍA UTILITARIA

PAULA MILENA CARRANZA VARGAS

ANDRÉS FELIPE CHAPETÓN CALDERÓN

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA

FACULTAD DE CIENCIAS INGENIERILES

PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA

BOGOTÁ D.C.

2016

ESTUDIO DEL RENDIMIENTO AERODINÁMICO Y DE ESTABILIDAD SOBRE LA  
IMPLEMENTACIÓN DE UN ALA DE ENVERGADURA VARIABLE PARA UNA  
AERONAVE TIPO PLANEADOR DE ENTRENAMIENTO CATEGORÍA UTILITARIA

PAULA MILENA CARRANZA VARGAS

ANDRÉS FELIPE CHAPETÓN CALDERÓN

PROYECTO DE GRADO

JAIME ALBERTO ESCOBAR G.

DIRECTOR DEL PROYECTO

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA

FACULTAD DE CIENCIAS INGENIERILES

PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA

BOGOTÁ D.C.

2016

Nota de aceptación

---

---

---

---

---

---

Firma del presidente del jurado

---

Firma del jurado

---

Firma del jurado

Bogotá D.C., Abril de 2016

## DEDICATORIAS

Ante todo, quiero dedicar este proyecto de grado a Dios y darle gracias ya que por Él y para Él ha sido realizado, pues en todo tiempo pudimos ver su infinita misericordia y gracia sobre nosotros; además de darle toda la gloria y honra porque aquí finaliza la primera etapa de estudio para formarme como ingeniera pero también inicia mi primera etapa como profesional.

Dedico este trabajo a mi padre por cada mañana en la que se levantó a trabajar fuertemente solo para darme la oportunidad de estudiar y para verme convertida en profesional. A mi madre por cada una de sus oraciones que desde el día en que puse por primera vez mis pies en la universidad y hasta el día de hoy han sido escuchadas y ahora están teniendo respuesta. Les agradezco a ellos, a mis padres por su confianza, por su amor incondicional, por su apoyo y por sus palabras de aliento, son ellos mi mayor motivación para seguir creciendo profesionalmente. A mi tía Norma Vargas y a la Pastora Blanca Ricarute por sus oraciones y por ser otras mamás para mí. A mi familia y amigos por su compañía, por cada sonrisa, y por cada vez que prestaron sus hombros cuando me vieron desfallecer, pues sin estos actos de cariño no habría encontrado las fuerzas suficientes para cruzar cada obstáculo que se presentó en el camino. Por último, dedico este proyecto a aquellos docentes que pusieron a disposición sus conocimientos para enseñarme desde el primer momento lo que significa la pasión y el amor por la aviación.

Esto es para ustedes.

Paula Milena Carranza Vargas

## DEDICATORIAS

Dedico este trabajo de grado a Dios primero que todo y luego a mi familia que siempre ha estado junto a mí en todo momento apoyándome en cada paso que doy en la vida, dándome las fuerzas y la confianza necesaria para realizar y construir el sueño de ser un Ingeniero Aeronáutico. A mis compañeros y profesores que a lo largo de mi carrera me han aportado experiencias, consejos y compañía las cuales aprecio mucho y me han ayudado a formar mi carácter y mi forma de pensar, espero haberles aportado tanto como ellos a mí. A mi tutor el Ingeniero Jaime Alberto Escobar quien creyó, apoyó y ayudó a hacer realidad este proyecto. Al Ingeniero Jorge Eliecer Gaitán por haberme picado la curiosidad desde el inicio de mi carrera con este proyecto y por haberme brindado tantos consejos y retos que me han ayudado a formarme como un ingeniero. Al Ingeniero Ricardo Augusto Ríos por acompañarme y guiarme como tutor de este proyecto del ala telescópica en los dos años que estuve realizando proyecto integrador, incentivar mi gusto por la investigación. Y por último y no menos importante se lo dedico a la Ingeniería Aeronáutica que hizo posible lo imposible la cual cumplió uno de los mayores sueños de la humanidad el poder volar, y que cada día aporta al mundo nuevas tecnologías que mejoran la calidad de vida.

Andrés Felipe Chapetón Calderón

## AGRADECIMIENTOS

Agradecemos a Dios primeramente por permitirnos finalizar este hermoso proyecto que desde el principio quisimos desarrollar. A nuestras familias por darnos las fuerzas y los ánimos suficientes para continuar adelante hasta lograr nuestro objetivo: hacer una investigación sobre la aplicación de un ala telescópica en una aeronave. Pero esto no habría sido posible si el Ingeniero Jorge Gaitán no hubiese propuesto este tema que inició como proyecto integrador y que hoy terminamos como trabajo de grado. A él damos infinitas gracias por su apoyo incondicional todos estos años de trabajo en la investigación.

Al Ingeniero Jaime Escobar por apadrinarnos al convertirse en nuestro asesor y por haber puesto a nuestra disposición sus conocimientos, que fueron valiosos en cada una de las reuniones que tuvimos. Al Ingeniero Victor Cruz por sus consejos y aportes en el desarrollo del proyecto. Al Ingeniero Ricardo Ríos por su acompañamiento como nuestro tutor de proyecto integrador desde que inició el trabajo y el amor por las alas telescópicas y luego en el proyecto de grado por sus aportes en el proceso de diseño del mecanismo.

Por último, a nuestros amigos y compañeros que siempre estuvieron presentes durante nuestro progreso y que nos ayudaron con sus palabras, con su cariño y con su buena actitud en todo tiempo.

A todos ustedes muchas gracias.

Paula Milena Carranza Vargas

Andrés Felipe Chapetón Calderón

## TABLA DE CONTENIDO

INTRODUCCIÓN .....	3
1. ANTECEDENTES .....	5
2. DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA.....	8
2.1. OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN .....	11
2.1.1. Objetivo General .....	11
2.1.2. Objetivos Específicos .....	11
2.2. ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO.....	12
3. MARCO LEGAL O NORMATIVO .....	13
4. MARCO TEÓRICO Y CONCEPTUAL .....	14
4.1. MORPHING AIRCRAFT .....	14
4.2. SENTIDO PRÁCTICO DEL PLANEADO O SOARING .....	14
4.3. CROSS-COUNTRY THEORY .....	16
4.4. CLASES DE PLANEADORES (Fédération Aéronautique Internationale, 2014) .....	17
4.5. ESTABILIDAD ESTÁTICA .....	18
4.5.1. EQUILIBRIO LONGITUDINAL, LATERAL Y DIRECCIONAL-ESTABILIDAD ESTÁTICA .....	18
➤ Equilibrio Longitudinal .....	18
➤ Estabilidad direccional .....	25
➤ Equilibrio Lateral.....	29

5. METODOLOGÍA .....	32
6. DESARROLLO DE INGENIERÍA.....	34
6.1. ALTERNATIVAS DE SOLUCIÓN PREVISTAS .....	34
6.1.1. FLAPS DE CAMBER CAMBIANTE (CCF).....	34
6.1.2. FLAPS DE ÁREA CAMBIANTE (ACF) .....	34
6.1.3. ALA TELESCÓPICA .....	35
6.1.4. ÁNGULO DE FLECHAMIENTO VARIABLE .....	36
6.1.5. DISEÑOS PROPUESTOS .....	37
6.2. ESTIMACIÓN DE LA ENVERGADURA .....	41
6.3. DESCRIPCIÓN DEL MECANISMO DE EXTENSIÓN .....	48
6.4. ESTUDIO AERODINÁMICO EN CONDICIÓN DE ALA RETRAÍDA .....	53
6.5. ESTUDIO DEL RENDIMIENTO EN CONDICIÓN DE ALA RETRAÍDA .....	57
6.5.1. RENDIMIENTO AERODINÁMICO EN PLANE0: VELOCIDAD DE VUELO Y TASA DE DESCENSO .....	57
6.5.2. CROSS-COUNTRY THEORY: ALA RETRAÍDA.....	59
6.5.3. DIAGRAMA DE MANIOBRAS V-n .....	65
6.6. ESTUDIO AERODINÁMICO EN CONDICIÓN DE ALA EXTENDIDA .....	68
6.7. ESTUDIO DEL RENDIMIENTO EN CONDICIÓN DE ALA EXTENDIDA .....	70
6.7.1. RENDIMIENTO AERODINÁMICO EN PLANE0: VELOCIDAD DE VUELO Y TASA DE DESCENSO .....	70

6.7.2.	CROSS-COUNTRY THEORY: ALA EXTENDIDA .....	70
6.7.3.	DIAGRAMA DE MANIOBRAS V-n .....	73
6.8.	ESTUDIO DE ESTABILIDAD .....	74
6.8.1.	ESTABILIDAD ESTÁTICA .....	74
➤	<i>Estabilidad estática longitudinal</i> .....	74
➤	<i>Estabilidad estática direccional</i> .....	79
➤	<i>Estabilidad estática lateral</i> .....	83
6.8.2.	ESTABILIDAD DINÁMICA .....	83
7.	PRESENTACIÓN Y ANÁLISIS DE RESULTADOS .....	84
7.1.	ESTUDIO AERODINÁMICO .....	84
7.1.1.	INCREMENTO EN EL PESO DE LA AERONAVE .....	87
7.1.2.	EFICIENCIA MÁXIMA EN LAS DOS CONDICIONES DE ENVERGADURA .....	88
7.2.	ESTUDIO DEL RENDIMIENTO EN LAS DOS CONDICIONES DE ENVERGADURA (ALA RETRAÍDA-ALA EXTENDIDA) .....	89
7.2.1.	CROSS- COUNTRY THEORY (ALA EXTENDIDA-ALA RETRAÍDA) .....	90
7.3.	DIAGRAMA V-n .....	97
7.4.	ESTUDIO DE ESTABILIDAD .....	97
7.4.1.	ESTABILIDAD ESTÁTICA .....	97
7.4.2.	ESTABILIDAD DINÁMICA .....	104
8.	CONCLUSIONES .....	108

9. RECOMENDACIONES.....	112
10. BIBLIOGRAFÍA.....	113
ANEXOS.....	119
ANEXOS PARTE A: Metodología, Datos Generales de los Planeadores ATLAS I Original y Modificado, y Partes del Mecanismo de Extensión .....	120
ANEXOS PARTE B: Rendimiento Aerodinámico.....	137
ANEXOS PARTE C: Estabilidad Estática y Dinámica .....	151

## LISTA DE TABLAS

Tabla 1 Clases de Planeadores (USA SOARING TEAM, 2004) .....	17
Tabla 2 Números de Reynolds típicos para distintas cuerdas y velocidades de vuelo. (Thomas, 1993).....	43
Tabla 3 Parámetros geométricos para una cuerda constante de 0.75 m, $Re= 1 * 106$ (para ascenso) y $Re=2.5 * 106$ (para planeo) (Thomas , 1993) .....	44
Tabla 4 Lista de piezas del mecanismo de extensión tipo pantógrafo .....	50
Tabla 5 Lista de piezas del mecanismo de extensión.....	52
Tabla 6 Parámetros iniciales de coeficiente de sustentación y coeficiente de arrastre .....	56
Tabla 7 Tipos de térmica, velocidad máxima de corriente ascendente, $V_o$ y diámetro de la térmica. (Pajno, 2006) .....	63
Tabla 8 Velocidad de ascenso del planeador con el ala retraída para cada tipo de térmica.....	64
Tabla 9 Factores de carga límite para maniobras en planeadores categoría utilitaria (European Aviation Safety Agency, 2009).....	66
Tabla 10 Cambios en los parámetros de coeficiente de sustentación en condición de ala extendida. ....	69
Tabla 11 Velocidad de ascenso para cada tipo de térmica con el ala extendida.....	72
Tabla 12 Velocidades del Diagrama de Maniobras V-n .....	73
Tabla 13 Datos de la geometría del fuselaje .....	75
Tabla 14 Comparación de datos aerodinámicos para cada configuración del planeador ATLAS I .....	85
Tabla 15 Condiciones de rendimiento aerodinámico en que se consigue la tasa de ascenso máxima en las diferentes configuraciones del planeador.....	94

Tabla 16 Resultados de la variación de la pendiente de sustentación en el estudio de estabilidad estática longitudinal para cada caso. ....98

Tabla 17 Resultados en el estudio de estabilidad estática longitudinal en el planeador ATLAS I modificado si se implementa el nuevo estabilizador horizontal. .... 101

Tabla 18 Resultados de la pendiente de coeficiente de momento de guiñada en el estudio de estabilidad estática direccional en cada una de las configuraciones del planeador ATLAS I. .... 103

Tabla 19 Resultados del coeficiente de momento banqueo en el estudio de estabilidad estática lateral para cada configuración del planeador ATLAS I..... 103

Tabla 20 Velocidad de las térmicas según el radio de viraje de la aeronave cuando está el ala retraída..... 141

Tabla 21 Velocidad de las térmicas según el radio de viraje de la aeronave cuando está el ala extendida ..... 145

Tabla 22 Velocidad de las térmicas según el radio de viraje de la aeronave original recalculada ..... 149

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 Planeador de ala telescópica fs 29 (Thomas, FUNDAMENTALS OF SAILPLANE DESIGN, 1993).....	6
Figura 2 Diagrama de Planeo en Térmicas (Junior Gliding Centre, s.f.).....	15
Figura 3 Planeo en Laderas (Junior Gliding Centre, s.f.).....	16
Figura 4 Cross-Country: Vuelo entre térmicas (Federal Aviation Administration, 1975).....	17
Figura 5 Fuerzas y momentos en el plano de simetría (PERKINS & HAGE, 1949).....	19
Figura 6 Ángulo de incidencia de la línea de camber del fuselaje.....	22
Figura 7 Ángulo de sideslip y momento de guiñada (Cala, Contreras, Gaitan, & Ruge , 2008) ...	25
Figura 8 Concepto de estabilidad estática direccional (Pamadi, 2004).....	26
Figura 9 Concepto de estabilidad estática lateral (Pamadi, 2004) .....	29
Figura 10 Ala Inflable (ILC DOVER, 2016) .....	38
Figura 11 Viga rígida y vigas móviles para la extensión del ala.....	39
Figura 12 Viga fija en forma de C y viga móvil en forma de H .....	40
Figura 13 Ala retraída y extendida usando una viga fija y una viga móvil.....	41
Figura 14 Mejor Relación de Planeo como una Función de la Envergadura $b$ (Thomas, FUNDAMENTALS OF SAILPLANE DESIGN, 1993) .....	44
Figura 15 Relación L/D vs. Envergadura del historial de planeadores con $b \geq 18m$ .....	45
Figura 16 Extensión de la envergadura ATLAS I modificado.....	47
Figura 17 Viga en H deslizándose sobre la viga en C.....	49
Figura 18 Mecanismo de extensión tipo pantógrafo .....	49
Figura 19 Mecanismo de extensión del ala y sus partes .....	50

Figura 20 Mecanismo de extensión con tornillo sin fin (no incluye el motor), vista cuando el ala retraída.....	52
Figura 21 Planeador ATLAS I modificado con el ala extendida .....	53
Figura 22 Configuración previa a la implementación del ala telescópica en el planeador ATLAS I (Cala, Contreras, Gaitan, & Ruge , 2008) .....	54
Figura 23 Balance de Fuerzas en Vuelo Equilibrado (Thomas, 1993) .....	58
Figura 24 Equilibrio de fuerzas en viraje (Thomas , Fundamentals of Sailplane Design , 1993) .	60
Figura 25 Tasa de descenso $V_s, r$ vs. Radio de viraje $r$ para la velocidad $V_K, r$ , y velocidad de no exceder con el ala retraída.....	62
Figura 26 Tasa de ascenso $V_c$ vs. Radio de viraje $r$ en los diferentes tipos de térmica para la velocidad $V_K$ y velocidad de no exceder con el ala retraída. ....	64
Figura 27 Diagrama V-n en las dos condiciones de envergadura del planeador ATLAS I modificado .....	67
Figura 28 Tasa de descenso $V_s, e$ vs. Radio de viraje $r$ para la velocidad $V_K, r$ , y velocidad de no exceder con el ala extendida.....	71
Figura 29 Tasa de ascenso $V_c$ vs. Radio de viraje $r$ en los diferentes tipos de térmica para la velocidad $V_K$ , y velocidad de no exceder con el ala extendida. ....	72
Figura 30 Fuselaje seccionado del planeador ATLAS I .....	75
Figura 31 Coeficiente de masa aparente del fuselaje (Pamadi, 2004) .....	76
Figura 32 Variación del upwash del fuselaje (Pamadi, 2004).....	77
Figura 33 Variación del downwash del fuselaje (Pamadi, 2004).....	77
Figura 34 Coeficientes de momento en eje Y para el estudio de la estabilidad estática longitudinal .....	79

Figura 35 Factor empírico $K_N$ relacionado a $(Cn\beta)B(W)$ (Finch, 1978).....	81
Figura 36 Variación de $K_{RI}$ con el número de Reynolds del fuselaje (Finch, 1978).....	81
Figura 37 Parámetro empírico $k$ como una función de $bv/2r_1$ (Pamadi, 2004).....	82
Figura 38 Relación Peso al Despegue y Envergadura para planeadores con envergadura entre 12m y 14m.....	87
Figura 39 Tasa de descenso $V_s$ vs. Radio de viraje $r$ , con velocidad de vuelo $V_K$ correspondiente a la eficiencia máxima para cada una de las configuraciones del planeador. ....	91
Figura 40 Tasa de ascenso $V_c$ vs. Radio de viraje $r$ en los diferentes tipos de térmica para cada una de las configuraciones del planeador. ....	93
Figura 41 Estabilidad Estática Longitudinal en las diferentes configuraciones del ATLAS I .....	99
Figura 42 Comparación de la estabilidad estática longitudinal en las diferentes configuraciones del ATLAS I.....	100
Figura 43 Cambio en la superficie del estabilizador horizontal.....	100
Figura 44 Estabilidad estática longitudinal en el planeador ATLAS I modificado con ala extendida y retraída si se implementa un nuevo estabilizador horizontal .....	101
Figura 45 Variación del nivel de estabilidad estatica con respecto a la posición del C.G. para las dos condiciones del ATLAS I extraído y retraído.....	102
Figura 46 Gráfica de Trim para dos condiciones de envergadura.....	102
Figura 47 Modos longitudinales de Atlas I modificado para las dos condiciones de ala: retraída y extendida. ....	105
Figura 48 Tiempo de respuesta para el ala extendida y el ala retraída en el modo longitudinales 1 y 2.....	105
Figura 49 Tiempo de respuesta para los modos longitudinales 3 y 4 para el ala extendida y retraída. ....	106

Figura 50 Modos laterales de Atlas I modificado para las dos condiciones ala: retraída y extendida .....	107
Figura 51 Tiempo de respuesta para el modo 1 del ATLAS I modificado con el ala extendida y retraída.....	107
Figura 52 Tiempo de respuesta para los modo laterales 2 y 3 con el ala extendida y retraída ....	108
Figura 53. Refinamiento global para perfiles de la aeronave Eppler 583 y NACA63012.....	155
Figura 54 Batch Analysis para los perfiles del planeador .....	156
Figura 55 Condiciones de geometría del ala retraída .....	157
Figura 56 Condiciones geométricas del ala extendida .....	157
Figura 57 Condiciones geométricas del estabilizador horizontal.....	158
Figura 58 Condiciones geométricas del estabilizador horizontal modificado. ....	158
Figura 59 Metodo Huegeischefter para trazar las secciones transversales de fuselaje. (Pajno, 2006) .....	159
Figura 60 Condiciones geométricas del estabilizador vertical.....	160
Figura 61 Geometria del ATLAS modificado con el ala extendida y retraída.....	160
Figura 62 Distribucion de pesos en el ATLAS I modificado con el ala extendida.....	161
Figura 63 Analisis LLT para el ATLAS I modificado con el ala extendida y el ala retraída .....	161

## LISTA DE SÍMBOLOS

$AR_v$	Relación de aspecto del estabilizador vertical
$E_{max}$	Eficiencia máxima
$S_{B, s}$	Área proyectada lateral del fuselaje
$S_{B, t}$	Área proyectada superior del fuselaje
$V_{Emax}$	Velocidad con la máxima eficiencia
$a_0$	Pendiente de la curva de coeficiente de sustentación del perfil del ala
$a_w$	Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación del ala
$c_r$	Cuerda en la raíz del ala
$c_t$	Cuerda en la punta del ala
$c_x$	Cuerda de la sección móvil del ala
$z_w$	Distancia vertical desde el C.L. del fuselaje al c/4 del ala
$a$	Velocidad del sonido
$a_{ot}$	Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación del perfil del Empenaje
$AR$	Relación de aspecto del ala
$AR_h$	Relación de aspecto del estabilizador horizontal
$ath$	Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación de la cola horizontal

$a_v$	Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación del estabilizador vertical
$b$	Envergadura del ala
$b_{f,max}$	Diámetro de Anchura máxima del fuselaje
$b_h$	Envergadura del estabilizador horizontal
$b_v$	Envergadura del estabilizador vertical
$c$	Cuerda media del ala
$C_a$	Cuerda del alerón
$C_{Dow}$	Coeficiente de arrastre a cero sustentación
$C_e$	Cuerda del elevador
$c_h$	Cuerda media del estabilizador horizontal
$CL$	Coeficiente de sustentación del ala
$CL_{max}$	Coeficiente de sustentación máxima
$CL_t$	Coeficiente de sustentación del estabilizador horizontal
$C_{mac}$	Coeficiente de momento en el centro aerodinámico del ala
$C_{moa}$	Coeficiente de momento del perfil cuando la sustentación es cero
$C_{mow}$	Coeficiente de momento del ala cuando hay cero sustentación
$C_r$	Cuerda del timón de cola
$cr_h$	Cuerda en la raíz del estabilizador horizontal

Crv	Cuerda de raíz estabilizador vertical
cth	Cuerda en la punta del estabilizador horizontal
Ctv	Cuerda de punta del estabilizador vertical
Cv	Cuerda media estabilizador vertical
$d\varepsilon/d\alpha$	Tasa de cambio de downwash con el ángulo de ataque
e	Coefficiente de oswald e
G	Alerón Gearing
G	Elevator Gearing
G	Timón de cola Gearing
h	Altura máxima del fuselaje
h1	Altura del fuselaje en 1/4 de longitud
h2	Altura del fuselaje en 3/4 de longitud
hH	Altura perpendicular del M.A.C.w a el M.A.C.ht
ith	Ángulo de incidencia del estabilizador horizontal
Iv	Distancia desde el C.G. hasta el estabilizador vertical
iw	Ángulo de incidencia del ala
K	Factor K
lf	Longitud del fuselaje

lh Distancia del LE hasta el M.A.C de cola horizontal

lth Distancia desde el MACw- MACH

Ma Mach

Perfil Perfil del ALA

Perfil Perfil del EMPENAJE

q Presión dinámica

Re,lf Reynolds atraves del fuselaje

Re,w Reynolds del aire atraves del ala

Sa Área del alerón

Sbf,max Área de la sección más ancha del fuselaje

Se Área del elevador

Sexp Área del ala expuesta

Sexp,f Área expuesta del fuselaje

Sr Área del timón de cola

Sth Área superficial del estabilizador horizontal

Stv Área del estabilizador vertical

Sv Área del estabilizador vertical

Sw Superficie Alar

Swetf	Área mojada del fuselaje
Swetw	Área superficial del ala expuesta
t/c	Relación de espesor del perfil
Vh	Volumen de la cola horizontal
W	Peso máximo del Planeador
W/Sw	Carga Alar
Xa	Distancia del A.C. desde el borde de ataque del m.a.c.
Xah	Distancia desde el C. G. hasta c/4 del M.A.C. de la cola horizontal
Xav	Distancia del M.A.C del estabilizador vertical
XG	Distancia del C.G. desde el borde de ataque del m.a.c.
Ymac	Localización del M.A.C. en la envergadura
ZG	Distancia vertical del C.G. hasta el m.a.c.
Zh	Distancia vertical desde el C.L. del fuselaje al c/4 de la cola horizontal
Zv	Distancia del centro de presión de la cola vertical hasta la línea X
$\alpha$	Ángulo de ataque del planeador
$\alpha_{0L,w}$	Ángulo de ataque del ala cuando la sustentación es cercana a cero
$\alpha_t$	Ángulo de ataque de la cola horizontal
$\alpha_w$	Ángulo de ataque del ala

$\Gamma$	Ángulo de diedro del ala
$\varepsilon$	Downwash
$\lambda$	Relación de taperado
$\lambda$	Relación de taperado del estabilizador horizontal
$\Lambda_{c/2}$	Ángulo de flechamiento en la mitad de la cuerda
$\Lambda_{c/4}$	Ángulo de flechamiento en el 25 % M.A.C. del ala
$\Lambda_{LE}$	Ángulo de flechamiento en el Borde de ataque
$\lambda_v$	Relación de Taperado del estabilizador vertical
$\varphi'_{TE}$	Ángulo de borde de fuga del perfil

## LISTA DE ANEXOS

### **ANEXOS PARTE A: Metodología, Datos Generales de los Planeadores ATLAS I Original y Modificado, y Partes del Mecanismo de Extensión**

Anexo A 1 Metodología de desarrollo del proyecto de grado .....	121
Anexo A 2 Datos generales del planeador ATLAS I original.....	122
Anexo A 3 Datos generales del planeador ATLAS I original recalculado .....	125
Anexo A 4 Datos generales del planeador ATLAS I modificado con ala retraída .....	128
Anexo A 5 Datos generales del planeador ATLAS I modificado con ala extendida.....	131
Anexo A 6. Partes del Mecanismos de Extensión de Tornillo Sin Fin .....	134

### **ANEXOS PARTE B: Rendimiento Aerodinámico**

Anexo B 1 Compendio de planeadores con envergadura mayor o igual 18 m. ....	138
Anexo B 2 Ecuaciones complementarias de los parámetros iniciales de coeficiente de sustentación y coeficiente de arrastre con el ala retraída .....	140
Anexo B 3 Radios de viraje, ángulos de banqueo, coeficientes de Sustentación, velocidades de ascenso, y velocidades de descenso para diferentes velocidades de vuelo cuando el ala está retraída. ....	141
Anexo B 4. Velocidad de Stall Usando Flaps con el ala retraída.....	144
Anexo B 5. Radios de viraje, ángulos de banqueo, coeficientes de sustentación, velocidades de ascenso, y velocidades de descenso para diferentes velocidades de vuelo cuando el ala está extendida. ....	145

Anexo B 6. Demostración del bajo incremento del peso en el planeador ATLAS I por el uso del mecanismo de extensión diseñado para este en comparación con el incremento del peso por el mecanismo de extensión en el planeador de ala telescópica fs-29.....	148
Anexo B 7. Radios de viraje, ángulos de banqueo, coeficientes de sustentación, velocidades de ascenso, y velocidades de descenso para en velocidad de vuelo a la máxima eficiencia de la aeronave original recalculada.....	148

### **ANEXOS PARTE C: Estabilidad Estática y Dinámica**

Anexo C 1. Contribución del flechamiento al $Cl\beta$ (Pamadi, 2004) .....	152
Anexo C 2. Factor de corrección de compresibilidad (Pamadi, 2004) .....	152
Anexo C 3. Factor de corrección del fuselaje .....	153
Anexo C 4. Contribución de la relación de aspecto a $Cl\beta$ .....	153
Anexo C 5. Contribución del diedro a $Cl\beta$ .....	154
Anexo C 6. Corrección de compresibilidad por el efecto del diedro del ala.....	154
Anexo C 7 Proceso de realización de estabilidad dinámica usando el software XFLR5.....	155
Anexo C 8 Distribucion de pesos en el planeador ATLAS I (Cala, Contreras, Gaitan, & Ruge , 2008) .....	162

## INTRODUCCIÓN

Desde el inicio de la aviación se ha buscado la forma más eficiente para aumentar el rendimiento de una aeronave haciendo uso de los planeadores pasando por los primeros dibujos de Leonardo Da Vinci, así como, los lanzamientos desde colinas en Alemania de Otto Lilienthal, hasta el primer vuelo a motor de los Hermanos Wright. En el presente, la implementación de planeadores se ha hecho evidente en el campo de la aviación deportiva. En Colombia, este campo se limita al uso y mantenimiento de planeadores más no a la parte de diseño o profundización de estudios de rendimiento aerodinámico o de estabilidad de los mismos.

El presente documento busca informar al lector acerca del desarrollo del proyecto de grado ‘ESTUDIO DEL RENDIMIENTO AERODINÁMICO Y DE ESTABILIDAD SOBRE LA IMPLEMENTACIÓN DE UN ALA DE ENVERGADURA VARIABLE PARA UNA AERONAVE TIPO PLANEADOR DE ENTRENAMIENTO CATEGORÍA UTILITARIA’ con base en el diseño del planeador ATLAS I realizado en la Universidad de San Buenaventura. El documento inicia dando la definición de Planeador según la norma colombiana, seguido de la definición de rendimiento y las formas de aumento del mismo como por ejemplo, el incremento de la sustentación, lo cual se logra teniendo valores más altos en la densidad, coeficiente de sustentación, velocidad o área alar; se aborda en un principio la longitud del ala puesto que, al hablar de aeronaves para vuelo a vela, es el parámetro más importante para conseguir una mayor relación de aspecto, permitiendo dar un abrebocas a la aplicación de una envergadura variable, que finalmente es la forma en que se busca aumentar el rendimiento aerodinámico del planeador descrito en el trabajo de grado ‘DISEÑO DETALLADO DE UN PLANEADOR DE ALTO RENDIMIENTO PARA INSTRUCCIÓN’ Teniendo en cuenta una condición de ala extendida y

otra de ala retraída durante la etapa de vuelo de crucero se pretende identificar si bajo estas circunstancias la aeronave se mantiene estable estática y dinámicamente. Para cumplir este último propósito se determinó el porcentaje de extensión de envergadura, además de realizar un estudio de rendimiento aerodinámico y de estabilidad estática y dinámica de la aeronave en dos condiciones de envergadura (extensión y retracción). Teniendo en cuenta lo anterior, se tuvo como fin último llevar a cabo la completa realización del estudio y la elaboración un artículo que sea publicable.

## 1. ANTECEDENTES

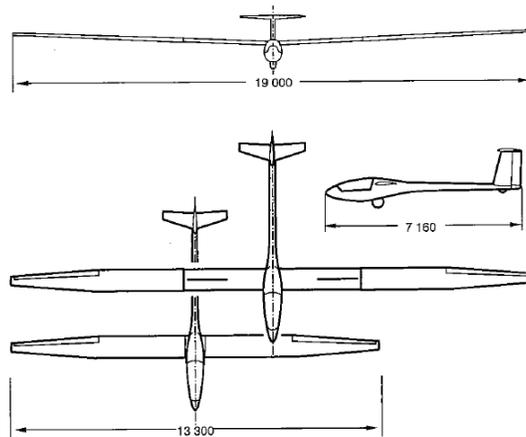
A continuación, se presentan de manera breve las investigaciones que se han realizado sobre las alas de geometría variable, además de información acerca del planeador ATLAS I.

Ivan Makhonine, desarrolló el ala telescópica MAK-10 que voló por primera vez en agosto de 1931. El ala tenía tres partes principales que se deslizaban una sobre otra para cambiar la envergadura del ala y área: en operación, este avión cambia su envergadura alar 162% (de 13 metros a 21 metros) mientras el área del ala cambia 157% (de 21 a 33 metros cuadrados) (Le Fana de l'Aviation, 1975). En 1937, Charles Gourdeou, diseñó la que habría sido la primera aeronave de guerra de geometría variable conocida como Gourdeou G-11 C1, pero nunca se construyó. En 1937 en la unión soviética se desarrolló el Bakshev LIG-7 el cual tenía dos dimensiones en el plano operación y seis secciones amplias de cuerda de 50 cm de ancho extendidas desde el fuselaje a  $2/3$  de la envergadura .

Otro tipo de geometría variable es el cambio del ángulo de flechamiento, el cual es común ver en aeronaves militares como el F-14 Tomcat, American B-1, The European Tornado y MiG-23/27. Se encuentran también las puntas de ala caídas del XB-70 Valkyrie de 1964, que en condiciones supersónicas aumentan la estabilidad direccional y arrastre a través de la captura de sustentación por efectos de compresibilidad y también reduce el pitch down.

A lo largo de la década de 1970 la Universidad de Stuttgart y los miembros de la Akaflieg de la misma universidad fueron proponentes del ala telescópica como solución al “performance soaring”

<sup>1</sup>junto con la propuesta de la Universidad de Braunschweig sobre el uso de flaps de área cambiante (Thomas, 1993). El planeador diseñado con este tipo de ala, el fs-29 mostrado en la Figura 1, es el único de esta clase y voló por primera vez el 15 de junio de 1975 (Thomas, 1993). Su envergadura mínima es de 13.3 metros y la máxima es de 19 metros (ver Figura 1). Sus primeros dos vuelos se hicieron con el ala completamente extendida, de esta manera voló durante 2 horas y 20 minutos y algunas de las mediciones que se lograron hacer fueron: una tasa de roll promedio de 5.3 segundos a 95 km/h de 45 a 45°, con los frenos de aire abiertos se obtuvo una tasa de descenso vertical de 3 m/s a 80 km/h y de 4.5 m/s a 100 km/h. El aviso de pérdida ocurrió a los 72-75 Km/h y a los 68 Km/h la maquina empezó a encabritar sin suficiente potencia, esto fue fácilmente recalculado con un control ligero del alerón y del rudder. En térmicas la aeronave demostró ser ligera y fácil de controlar en los tres ejes a pesar de tener alas rígidas. Durante el tercer vuelo, la envergadura fue reducida a su mínimo (13.3 m) por primera vez; el control de los alerones incrementó, pero no fueron necesarias la aplicación de fuerzas extraordinarias.



**Figura 1** Planeador de ala telescópica fs 29

---

<sup>1</sup> Performance Soaring hace referencia al cubrimiento de una distancia determinada en el menor tiempo posible. (Lert, 1976)

En 1997, Gevers Aircraft, Inc., desarrolló la aeronave Génesis, cuya ala está compuesta por una sección del ala central para altas velocidades con secciones completamente retráctiles de alta sustentación, las cuales se mueven en dirección de la envergadura (Gevers Aircraft, INC.). No existen evidencias de que esta aeronave haya volado por lo que no hay datos de ensayos en vuelo.

En el año 2008 se creó la tesis de grado ‘DISEÑO DETALLADO DE UN PLANEADOR DE ALTO RENDIMIENTO PARA INSTRUCCIÓN’ en la cual se describe el proceso de diseño del planeador ATLAS I, característico por ser una aeronave sin motor de alto rendimiento para dos pasajeros y por tener una estructura diseñada en materiales compuestos. Los autores afirman que obtuvieron un coeficiente de planeo de aproximadamente 43:1, pero el valor que estos autores definieron fue recalculado en el trabajo de grado ‘ANÁLISIS AERODINÁMICO EN CFD DEL PLANEADOR ATLAS M-1’, donde aparentemente el verdadero rendimiento de esta aeronave es 1:25. En los cálculos realizados de estabilidad y control, los primeros diseñadores afirman que el planeador se comportaría de forma estable y controlable ya que compararon tales valores con el planeador ASW22 y sus datos fueron similares.

## 2. DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

El interrogante desde los inicios de la aviación ha sido de qué manera hacer más eficientes las aeronaves en el campo aerodinámico, de rendimiento y de estabilidad y control; por ello, desde el auge de la aviación, el hombre se vió involucrado en el diseño de aeronaves que en un principio no poseían motor, a partir de estas se inició la experimentación para probar y conseguir nuevas teorías de estabilidad y control, y de performance, de esta manera se dio inicio al uso de superficies de control y el aumento de envergadura de las alas para conseguir volar por un tramo de tiempo cada vez más amplio. .

Las regulaciones aeronáuticas colombianas definen Planeador como un: “Aerodino no propulsado por motor que, principalmente deriva su sustentación de reacciones aerodinámicas sobre superficies de vuelo, el cual es normalmente empleado en actividades de aviación deportiva” .

La mayoría de los planeadores consisten en tres componentes básicos: el ala, el fuselaje, y el empenaje: el ala soporta el planeador, los alerones y el empenaje proporcionan estabilidad y control y el fuselaje tiene por función mantener el ala y la cola en relación adecuada entre sí y de proporcionar un espacio en la cabina para el piloto . Dado esto, el principal objetivo de diseño de un planeador es convertir toda la energía en sustentación útil y en empuje necesario, por lo que cualquier desperdicio de energía se traduce en un bajo rendimiento.

El rendimiento de un planeador se mide comparando sustentación y arrastre. Un típico planeador de carreras posee una relación de sustentación máxima sobre el arrastre (L/D) alrededor de 43:1, es decir, el planeador puede ir 43 pies hacia adelante mientras pierde un pie de altura lo cual significa que a 6 pies de altura el planeador cubre una distancia de aproximadamente 250 pies .

Al verificar la ecuación de rendimiento, la fuerza de sustentación puede aumentarse únicamente con el incremento del peso del avión ya que en vuelo recto y nivelado este debe ser igual a la sustentación. Entonces, si se asume que el peso del planeador es el mismo (por cuanto se habla del mismo avión), para aumentar la eficiencia aerodinámica debe disminuirse el arrastre al avance o el coeficiente de arrastre al avance que está compuesto por el coeficiente de arrastre parasito y el coeficiente de arrastre inducido. Este último coeficiente puede reducirse significativamente si se aumenta la relación de aspecto, que a su vez puede lograrse con un aumento en la envergadura del ala lo que implica que necesariamente la superficie alar aumente y por lo tanto afecta la generación de sustentación. Suponiendo que no aumentara el peso con el aumento en la envergadura, debe reducirse el coeficiente de sustentación para mantener la misma fuerza de sustentación con el aumento de la superficie alar. A su vez, la disminución del coeficiente de sustentación también reduce notoriamente el coeficiente de arrastre inducido.

Ahora pues, es bien conocido que la aplicación de winglets en planeadores ha sido estudiada y como resultado se supo que podían disminuir el arrastre inducido y mejorar la maniobrabilidad. Actualmente la mayoría de aeronaves mantienen su envergadura constante y poseen un rendimiento definido, pero, estudios realizados han demostrado que un ala de envergadura variable aumenta el rendimiento ya que se produce una mayor relación de aspecto, lo cual significa que hay menor arrastre inducido, sustentación a menores velocidades y menor velocidad de pérdida..

Un ala de envergadura variable, es un sistema que está compuesto por una sección alar central con una o más secciones altamente sustentadoras que además son completamente retráctiles, moviéndose hacia afuera o hacia adentro de la sección principal. El aumento del tamaño del ala aumenta su arrastre parásito (que se debe a la fricción generada en la superficie). Respecto al rendimiento para una aeronave de motor y que posea un ala de envergadura variable, para bajas

velocidades, la mayor parte de el arrastre es inducido; y a altas velocidades es parásita; por ello el ala extendida es esencial para bajas velocidades de pérdida, y el ala retraída se usa para reducir el arrastre durante crucero, de manera que exista un aumento de la velocidad y de la eficiencia. Cabe resaltar que al reducir el área alar por medio de la retracción del ala, hay una reducción de la carga alar que mejora el rendimiento, así como también el régimen de ascenso, el alcance, el rango, el techo, etc.,.

En el año 2008 se creó la tesis de grado ‘DISEÑO DETALLADO DE UN PLANEADOR DE ALTO RENDIMIENTO PARA INSTRUCCIÓN’, de la que surge el planeador conocido en la Universidad de San Buenaventura con el nombre de ATLAS, característico por ser una aeronave sin motor de alto rendimiento para dos pasajeros. Según el análisis de resultados de ésta tesis, “las características de rendimiento del planeador están definidas por su geometría” (Cala, Contreras, Gaitán, & Ruge, 2008) y el rendimiento de la aeronave es de 43:1, lo cual supera las aeronaves de este tipo que por lo general tienen una relación de 39:1. Los autores afirman que si se desea aumentar en un porcentaje pequeño el rendimiento del ala en bajas velocidades, se necesita de la implementación de winglets ya que la estructura debería ser reforzada, y que además los vuelos en altas velocidades disminuirían el rendimiento del planeador por el aumento de área lo que provoca un incremento de el arrastre por fricción. En su análisis de estabilidad y control, ellos agregan que según los resultados que obtuvieron, el planeador se comportaría de forma estable y controlable ya que compararon tales valores con el planeador ASW22 y sus datos son similares (Cala, Contreras, Gaitan, & Ruge , 2008); sin embargo el valor que estos autores definieron de rendimiento fue recalculado en el trabajo de grado ‘ANÁLISIS AERODINÁMICO EN CFD DEL PLANEADOR ATLAS M-1’, donde el verdadero valor para este parámetro es de 25:1, es decir, aproximadamente la mitad del resultado de la primera tesis.

Teniendo en cuenta que la aeronave puede tener un mayor rendimiento, y la preocupación de los diseñadores por las altas velocidades a las que se ve implicada la misma, se optó por hacer el estudio de rendimiento de este planeador implementando un ala de envergadura variable, donde además se verá involucrada la estabilidad del mismo dado que, al aumentar la envergadura, la geometría del empenaje debe ser mayor para satisfacer tal necesidad, por lo que este proyecto busca también, establecer la estabilidad del planeador bajo estas condiciones.

Por lo anterior, el problema a resolver a lo largo del desarrollo de este proyecto es:

¿Es posible aumentar el rendimiento aerodinámico y mantener la estabilidad del vuelo para una aeronave tipo planeador de entrenamiento categoría utilitaria (Planeador ATLAS) por medio de la implementación de un ala de envergadura variable?

## **2.1. OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN**

### **2.1.1. Objetivo General**

Estudiar el rendimiento aerodinámico y de estabilidad sobre la implementación de un ala de envergadura variable para una aeronave tipo planeador de entrenamiento categoría utilitaria.

### **2.1.2. Objetivos Específicos**

- Determinar el porcentaje de extensión de envergadura
- Estudiar el rendimiento aerodinámico de un planeador categoría utilitaria en dos condiciones de envergadura
- Determinar la estabilidad estática y dinámica en dos momentos de envergadura (retraído y extendido)

## 2.2. ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO

Los alcances que se tienen para el proyecto son:

- Analizar el rendimiento y la estabilidad estática y dinámica del planeador ATLAS teniendo en cuenta un aumento de la longitud alar.
- Se realizarán cálculos aerodinámicos, de performance y de estabilidad usando el software de XFLR5.
- Se analizarán y comparan los resultados que se obtengan con los adquiridos en las tesis ‘DISEÑO DETALLADO DE UN PLANEADOR DE ALTO RENDIMIENTO PARA INSTRUCCIÓN’ y ‘ANÁLISIS AERODINÁMICO EN CFD DEL PLANEADOR ATLAS M-1’.
- Se escribirá un artículo científico publicable con los resultados que se obtengan.

Las limitaciones del proyecto son:

- Los análisis a realizar no contemplarán superficies de punta de ala (Winglets).
- Los análisis se basarán según el planeador postulado en el proyecto de grado ‘DISEÑO DETALLADO DE UN PLANEADOR DE ALTO RENDIMIENTO PARA INSTRUCCIÓN’
- No se construirá ninguna clase de estructura o prototipo.
- No se realizará ningún tipo de diseño estructural.
- No se realizarán análisis estructurales o modelos físicos.

- Todos los análisis que se realizarán se harán para una condición de vuelo de crucero.
- El planeador mantendrá su peso en las dos condiciones de envergadura a analizar.
- El estudio de estabilidad estática y dinámica se realizará únicamente en las condiciones de crucero en vuelo recto y nivelado, suponiendo que el ángulo de planeo es despreciable y que el eje de referencia del planeador esté alineado con la senda de planeo. Además la estructura será asumida como rígida

### **3. MARCO LEGAL O NORMATIVO**

Este proyecto se encuentra regido por la norma CS-22 establecida para el diseño de planeadores, debido a que reglamentos aeronáuticos como el RAC (Reglamentos Aeronáuticos de Colombia) y FAR (Federal Aviation Regulations) no comprenden una regulación que aplique 100% a aeronaves de este tipo.

### **4. MARCO TEÓRICO Y CONCEPTUAL**

#### **4.1. MORPHING AIRCRAFT**

La organización de búsqueda y tecnología de la NATO (North Atlantic Treaty Organization) define el concepto de Morphing Aircraft como la adaptación en tiempo real para permitir un rendimiento optimizado de múltiples puntos por medio de alas diseñadas para cambiar su geometría (variación

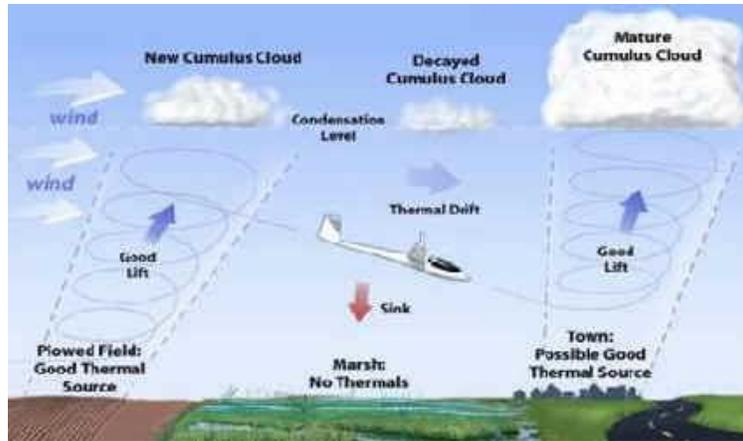
de la planta alar envergadura o ángulo de flechamiento) . Lo más importante con el cambio de forma es controlar el arrastre aerodinámico. El arrastre depende del área total de la superficie expuesta al flujo y la carga en la envergadura.

Este concepto aplicado a aeronaves tipo planeador se inició debido a los conflictivos requerimientos aerodinámicos para vuelos de alta velocidad y en térmicas, donde se encuentran geometrías variables como los flaps de curvatura cambiante, flaps de área cambiante y alas telescópicas.

#### **4.2. SENTIDO PRÁCTICO DEL PLANEADO O SOARING**

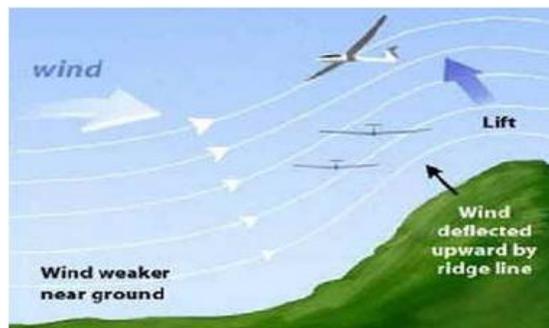
Se pueden considerar dos tipos de planeo: planeo en térmicas; y planeo de ladera.

El planeo en térmicas toma ventaja del movimiento vertical de la masa de aire causada por las diferencias de temperatura. El movimiento de una masa de aire ocurre cuando una llamada “burbuja térmica” se separa de formaciones terrestres desigualmente calentadas. Estas corrientes térmicas son generalmente de pequeña dimensión. Las masas más grandes de aire ascendente ocurren bajo las nubes tipo cúmulos, y el movimiento del aire causado por los frentes de tormenta que son particularmente de alta intensidad. El objetivo es ganar altitud volando en espirales cerradas en un lugar en que las condiciones sean buenas, cuando las condiciones se deterioran y se deja de ganar altura, es necesario buscar otra masa ascendente. Cuanto más cerrado sea el vuelo en espiral, mayor es la posibilidad de permanecer dentro de la térmica incluso en aquella que sea pequeña. Pero durante el vuelo recto y nivelado desde una térmica a otra, es importante realizar esta acción lo más rápido que sea posible para minimizar la pérdida de altura (ver Figura 2). En este caso, es importante que el planeador sea capaz de volar a la máxima velocidad horizontal posible y a una baja velocidad vertical .



*Figura 2 Diagrama de Planeo en Térmicas*

El *soaring* de ladera (Figura 3) o de pendiente, hace referencia al uso de corrientes ascendentes producidas por la elevación mecánica del aire a que se encuentra con la pendiente a barlovento de una cresta, colina o montaña. Los vientos de superficie de 15-20 nodos que están perpendiculares a la colina son ideales. El flujo de viento dentro de los 45° de la línea perpendicular también proporciona una adecuada sustentación. Se debe evitar volar a bajas alturas sobre cualquier ladera pues posiblemente se pueden encontrar depresiones de aire.

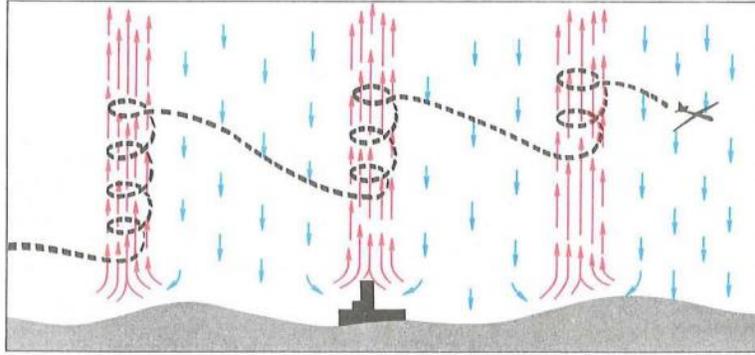


*Figura 3 Planeo en Laderas*

### **4.3. CROSS-COUNTRY THEORY**

Un vuelo de travesía o cross-country flight, está definido como uno en el cual el planeador ha volado más allá de una distancia de planeo desde el sitio local de soaring. Los elementos que deben ser considerados durante los vuelos de travesía son: qué tan buenas son las térmicas adelante, y si van a permanecer activas, qué posibilidades de aterrizaje hay, cuál aeropuerto a lo largo del curso tiene una pista que sea favorable para las condiciones de viento predominantes, qué efectos tendrá el viento contrario sobre el planeo, y cuál es la mejor velocidad para volar en descenso entre térmicas. El objetivo del modelamiento de vuelos de travesía es aportar unas bases para la comparación de diferentes diseños, permitiendo una determinación cuantitativa de la influencia de los parámetros individuales de diseño (relación de aspecto, selección del perfil aerodinámico, etc.)

En su forma más simple, el planeo de travesía involucra una serie de ascensos y planeos en espiral de térmica a térmica. Dentro de una determinada térmica, el área de sustentación está limitada y el ascenso debe tomar lugar en un giro continuo (Thomas, 1993). Entonces, la aeronave está siempre descendiendo en relación con el aire, y para mantener o ganar altura, se debe pasar el tiempo suficiente en la térmica para superar el descenso normal de la aeronave, así como para recuperar la altura perdida en las corrientes descendentes. Por lo general se asciende circundantemente a baja velocidad en la térmica y luego se planea de una térmica a la otra como se muestra en la Figura 4.



*Figura 4 Cross-Country: Vuelo entre térmicas*

#### **4.4. CLASES DE PLANEADORES**

Los tipos de planeadores están divididos en clases con base en su configuración y envergadura. Actualmente hay planeadores de clase abierta, clase 15-metros, clase estándar, clase 18 metros y clase mundial (ver Tabla 1) usados para competir en los campeonatos mundiales de planeo (World Gliding Championships). Esta clasificación aplica también para planeadores de entrenamiento .

*Tabla 1 Clases de Planeadores*

<b>Clases de Planeadores</b>	
Clase abierta	Sin restricciones, no se tiene en cuenta el peso
Clase 18 metros	La longitud máxima de la envergadura es 18m, no se tiene en cuenta el peso
Clase 15 metros	La longitud máxima de la envergadura es 15m, no se tiene en cuenta el peso
Clase estándar	Envergadura de 15m, no se permite el uso de flaps
Clase mundial	Un solo diseño para todos los planeadores en la competencia
Clase Multiplaza	Sin limitaciones excepto que el máximo de plazas es de dos

## 4.5. ESTABILIDAD ESTÁTICA

### 4.5.1. EQUILIBRIO LONGITUDINAL, LATERAL Y DIRECCIONAL-ESTABILIDAD ESTÁTICA

El estudio de estabilidad se realizó en los tres ejes del avión de los cuales se calculó la estabilidad longitudinal, lateral y direccional de la aeronave. Para estos cálculos fue pertinente realizar el análisis de las fuerzas y momentos que actúan sobre las partes principales del planeador como son: el ala, fuselaje y empenaje, con lo cual se determinó la contribución de cada uno en la estabilidad de la aeronave.

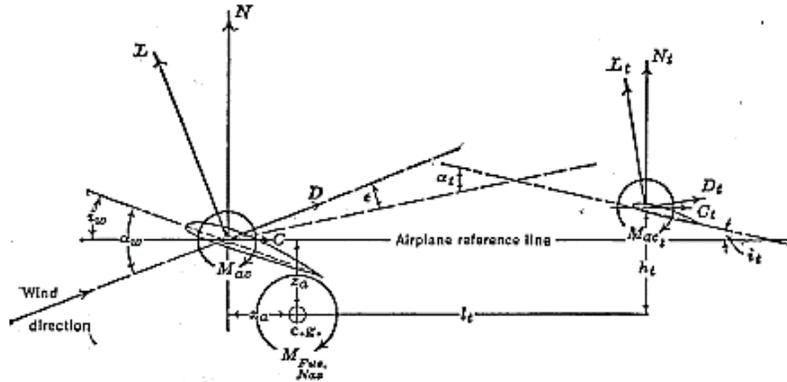
Para este análisis se tuvieron en cuenta las siguientes suposiciones:

- El análisis se realizó en condiciones de crucero en vuelo recto y nivelado.
- El ángulo de planeo es despreciable.
- El eje de referencia del planeador está alineado con la senda de planeo.
- La estructura fue asumida como rígida.

Para que la aeronave sea estáticamente estable en el eje longitudinal, debe cumplir con dos condiciones; 1) la pendiente del coeficiente de momento debe ser negativa  $\left(\frac{dC_m}{d\alpha}\right) < 0$  y 2) el coeficiente de momento igual a cero debe ocurrir a un ángulo de ataque mayor a cero  $C_{m_0} = 0$  para  $\alpha > 0^\circ$ .

#### ➤ Equilibrio Longitudinal

El análisis de estabilidad estática longitudinal se tuvo en cuenta las diferentes fuerzas, ángulos y líneas de referencia como se ve en la Figura 5.



**Figura 5 Fuerzas y momentos en el plano de simetría**

Se comenzó realizando un análisis de estabilidad estática longitudinal con controles fijos, con lo cual se definió que las fuerzas resultantes que actúan sobre el planeador son cero y que los momentos resultantes alrededor del eje lateral son cero. Se definió que la estabilidad está dada por la suma de la contribución de los momentos generados por cada parte principal de la aeronave como es el fuselaje, ala y empenaje.

$$M_{cg} = M_f + (M_{ac,w} + L_w X_a) + (M_{ac,t} - L_t l_t) \text{ Ecuación 4.1}$$

Donde,  $M_f$  es la contribución del fuselaje; la contribución del ala consiste en dos términos,  $M_{ac,w}$  y  $L_w X_a$ ; similarmente la contribución del empenaje también consiste en dos términos  $M_{ac,t}$  y  $L_t l_t$ .

La contribución del ala depende de la distancia relativa entre el centro aerodinámico del ala y el centro de gravedad ( $X_a$ ). Si el centro aerodinámico está por delante del centro de gravedad, el cual es el caso general para las aeronaves de baja velocidad, la contribución del ala es desestabilizante.

La contribución del ala es dada por:

$$M_{cg,w} = M_{ac,w} + L_w X_a \text{ Ecuación 4.2}$$

Para dejarlo en términos de coeficientes se divide por la presión dinámica, la superficie alar y la cuerda media,  $qS\bar{c}$ .

$$Cm_{cg,w} = Cm_{ac,w} + C_{L,w}\bar{X}_a \quad \text{Ecuación 4.3}$$

Donde

$$C_{L,w} = a_w \alpha_w \quad \text{Ecuación 4.4}$$

$$\bar{X}_a = \frac{x_{cg}}{c} - \frac{x_{ac}}{c} \quad \text{Ecuación 4.5}$$

El ángulo de ataque del ala se define como:

$$\alpha_w = \alpha + i_w - \alpha_{0L,w} \quad \text{Ecuación 4.6}$$

Donde  $\alpha$  es el ángulo de ataque de la aeronave definido como el ángulo entre el vector de velocidad de vuelo y la línea de referencia del planeador la cual se asume que coincide con la línea de centro del fuselaje;  $i_w$  es el ángulo de incidencia del ala con respecto a la línea de referencia y el  $\alpha_{0L,w}$  es el ángulo cuando la sustentación es cercana o igual a cero.

En la Ecuación 4.4  $a_w$  es la pendiente de la curva del coeficiente de sustentación. Para relaciones de aspecto altas del ala a bajas velocidades (flujo incompresible), se utilizó:

$$a_w = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi AR}} = C_{L\alpha,w} \quad \text{Ecuación 4.7}$$

Para el ala  $C_{L,w} = C_{L0,w} + C_{L\alpha,w} * \alpha_w$  y la integración a la estabilidad estática en la Ecuación 4.3 dado de la siguiente forma:

$$Cm_{0,w} = Cm_{ac,w} + C_{L0,w}(\bar{X}_a) \quad \text{Ecuación 4.8}$$

$$C_{m\alpha,w} = C_{L\alpha,w}(\bar{X}_a) \quad \text{Ecuación 4.9}$$

Donde  $Cm_{0,w}$  es el coeficiente de momento del ala cuando la sustentación es cero y  $C_{m\alpha,w}$  es la pendiente de la curva del coeficiente de momento del ala dada en  $[\text{rad}^{-1}]$ . El  $C_{L0,w}$  es el coeficiente de sustentación cercano a cero ya que en este punto va a ver un momento en el ala, se obtiene por:

$$C_{L0,w} = C_{L\alpha,w}|\alpha_{L0}| \quad \text{Ecuación 4.10}$$

Con lo cual para calcular el coeficiente de momento del ala a diferentes ángulos de ataque se expresa la siguiente ecuación:

$$Cm(\alpha),w = Cm_{0,w} + C_{m\alpha,w}(\alpha_w) \quad \text{Ecuación 4.11}$$

La contribución del fuselaje a la estabilidad estática longitudinal está basada en el estudio de Munk, es bastante significativa y es de una naturaleza desestabilizante. El momento de cabeceo varía linealmente con el ángulo de ataque así:

$$\left(\frac{\partial M}{\partial \alpha}\right)_f = 2(K_2 - K_1)qV_f \quad \text{Ecuación 4.12}$$

Donde  $V_f$  es el volumen del fuselaje y  $(K_2-K_1)$  es la masa aparente que depende de la relación de espesor del cuerpo dado por la Figura 31;  $\frac{l_f}{b_{f,max}}$  la cual es la relación entre longitud del fuselaje ( $l_f$ ) y el ancho máximo de este ( $b_{f,Max}$ ).

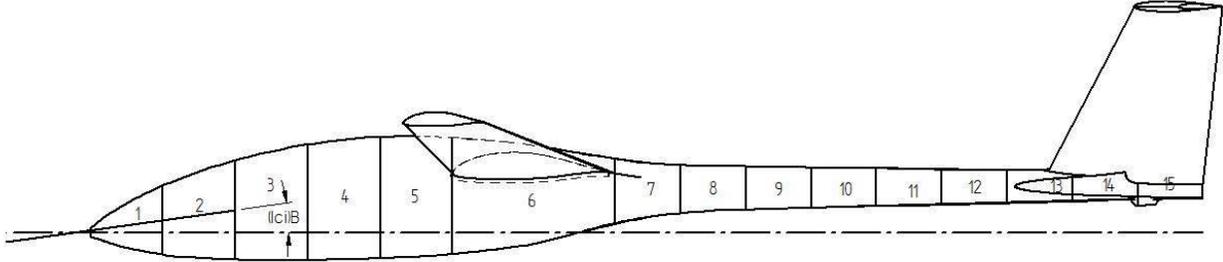
Multhopp modificó la teoría de Munk's, y es aplicable solo para bajas velocidades. La modificación consistió en tomar en cuenta la variación de upwash y donwash en momento del fuselaje, dado así:

$$\left(\frac{\partial Cm}{\partial \alpha}\right)_f = \frac{\pi}{2S\bar{c}} \int_0^{l_f} b_f^2 \left(1 + \frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha}\right) dx \quad \text{Ecuación 4.13}$$

Donde  $\epsilon_u$  denota el upwash o donwash inducido en el eje longitudinal.  $Cm_{0,f}$  se estima de la siguiente manera:

$$Cm_{o,f} = \frac{K_2 - K_1}{36,65 S \bar{c}} \int_0^{l_f} b_f^2 (\alpha_{0w} + i_{cl,B}) dx \quad \text{Ecuación 4.14}$$

Donde el  $i_{cl,B}$  es el ángulo de incidencia del camberline del fuselaje como se muestra en la Figura 6.



**Figura 6** Ángulo de incidencia de la línea de camber del fuselaje.

Es necesario dividir el fuselaje longitudinalmente en secciones, tomando el ancho de cada una y la distancia desde el centro hasta la cuerda de raíz. Además estas secciones deben ser separadas en dos partes: delante de la cuerda de raíz y detrás de la cuerda de raíz del ala.

Para hallar la variación de  $\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha}$  de la parte delantera se utilizó la Figura 32 y para la parte trasera se halla la variación de cada sección con la Figura 33.

Esta variación del downwash con respecto al cambio del ángulo de ataque se basa en la unión ala-fuselaje con una curva de sustentación de  $0,0785[\text{deg}^{-1}]$ . Para obtener otros valores de la pendiente de la curva de sustentación ala-fuselaje, se debe multiplicar los valores de  $\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha}$  obtenidos, por el factor  $\frac{C_{L\alpha,WB}}{0,0785}$ .

La contribución del empenaje a la estabilidad estática longitudinal, para aeronaves de baja velocidad es comúnmente estabilizante, por lo que genera un momento opuesto al del fuselaje y del ala y debe contrarrestar estos para que la aeronave sea estable.

Por tanto se tuvo en cuenta que el ángulo de ataque del estabilizador horizontal es afectado por el donwash del ala. Este ángulo puede ser expresado en términos del ángulo de ataque del ala como:

$$\alpha_t = \alpha_w - i_w + i_t - \varepsilon \quad \text{Ecuación 4.15}$$

Donde  $\varepsilon$  es el ángulo de downwash al centro aerodinámico del estabilizador horizontal. Para aeronaves de velocidad subsónica el downwash se puede calcular según:

$$\varepsilon = \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha_w \quad \text{Ecuación 4.16}$$

Donde el  $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$  es la relación de la variación del downwash con respecto al ángulo de ataque que es expresado de dos formas.

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{2\alpha_w}{\pi AR} \quad \text{Ecuación 4.17}$$

La Ecuación 4.17 se usa para una primera aproximación y se basa en la teoría de sustentación de línea de Prandtl para alas elípticas.

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 4,44 \left[ K_A K_\lambda K_H (\cos \Lambda_{C/4})^{\frac{1}{2}} \right]^{1,19} \quad \text{Ecuación 4.18}$$

Donde  $K_A$ ,  $K_\lambda$  y  $K_H$  son factores en función de la relación de aspecto del ala, la relación de taperado del ala y la localización del estabilizador horizontal dados por:

$$K_A = \frac{1}{A} - \frac{1}{1+A^{1.7}} \quad \text{Ecuación 4.19}$$

$$K_\lambda = \frac{10-3\lambda}{7} \quad \text{Ecuación 4.20}$$

$$K_H = \frac{1 - \frac{h_H}{b}}{3 \sqrt{\frac{2l_H}{b}}} \quad \text{Ecuación 4.21}$$

El coeficiente de sustentación total del ala y el estabilizador puede expresarse como

$$C_L = C_{Lw} + \eta \frac{S_t}{S} C_{Lt} \quad \text{Ecuación 4.22}$$

Donde  $\eta$  es relación de presiones dinámicas y es conocido como la eficiencia del empenaje que está en el rango de 0,8 – 1,2.

$$\eta = \frac{\frac{1}{2}\rho V_t^2}{\frac{1}{2}\rho V_w^2} \quad \text{Ecuación 4.23}$$

El momento generado por el estabilizador horizontal en vuelo recto y nivelado es:

$$M_t = -l_t C_{Lt} \frac{1}{2} \rho V_t^2 S_t \quad \text{Ecuación 4.24}$$

Para dejarlo en términos de coeficiente de momento se divide la Ecuación 4.24 por  $\frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c}$ , lo cual genera:

$$Cm_t = -V_H \eta C_{Lt} \quad \text{Ecuación 4.25}$$

Donde  $V_H = l_t S_t / S \bar{c}$ , es la relación de volumen del estabilizador horizontal, y el  $C_{Lt}$  se expresa de la siguiente forma:

$$C_{Lt} = C_{Lat} \alpha_t \quad \text{Ecuación 4.26}$$

Con lo cual el coeficiente de momento generado por el estabilizador horizontal al aplicarle la Ecuación 4.26 se expresa como:

$$Cm_{CGt} = -V_H \eta C_{Lt} \quad \text{Ecuación 4.27}$$

Se realiza una relación para obtener el coeficiente de momento del empenaje a diferentes ángulos de ataque dado por la suma del coeficiente de momento cuando la sustentación es cercana a cero y

la multiplicación de la pendiente del coeficiente de momento del empenaje con la variación del ángulo de ataque, como se expresa de la siguiente manera:

$$Cm_{CGt} = Cm_{0t} + Cm_{\alpha t} \quad \text{Ecuación 4.28}$$

$$Cm_{0t} = \eta V_H C_{L\alpha t} (\epsilon_0 + i_w - i_t) \quad \text{Ecuación 4.29}$$

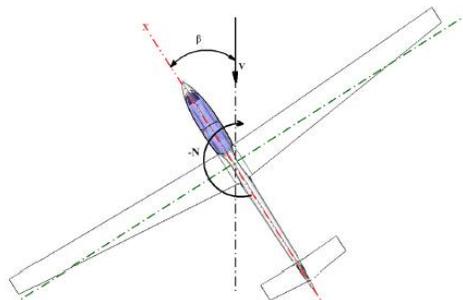
$$Cm_{\alpha t} = -\eta V_H C_{L\alpha t} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \quad \text{Ecuación 4.30}$$

➤ Estabilidad direccional

Se realizó un estudio de estabilidad del planeador con respecto a la perturbación en sideslip en el plano horizontal se asumió que la respuesta de la aeronave es lenta por lo tanto la relación direccional  $r$  y la relación de alabeo  $p$  fueron ignoradas, así como la relación de cabeceo  $q$  que es la respuesta del planeador en cabeceo en el plano vertical.

La estabilidad estática direccional es una medida de la habilidad de la aeronave a realinearse a lo largo de su dirección de la resultante de viento por lo tanto la perturbación en sideslip es efectivamente eliminada.

El ángulo de sideslip se denotó  $\beta$ , es un ángulo aerodinámico definido entre el vector de velocidad de la aeronave y el plano de simetría ( Figura 7).



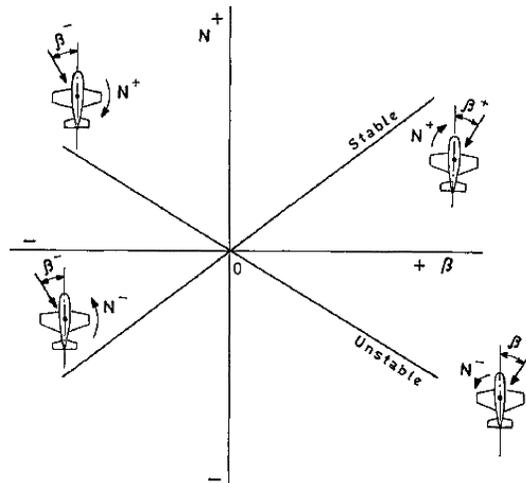
**Figura 7** Ángulo de sideslip y momento de guiñada

➤ Equilibrio direccional

Se dice que el planeador es direccionalmente estable Figura 8, si tiene la capacidad de para realinearse con la resultante de la velocidad del viento. Se expresa como:

$$N_{\beta} > 0 \text{ o } Cn_{\beta} > 0$$

*Ecuación 4.31*



*Figura 8 Concepto de estabilidad estática direccional*

Donde el  $Cn_{\beta}$  se halló con el resultado de todas las contribuciones causadas por el ala, fuselaje y empenaje. El cálculo de la contribución del ala depende de principalmente del flechamiento o del diedro del ala, se tuvo en cuenta que esta contribución pudo ser ignorada si el ala no tiene diedro y no tiene mucho flechamiento.

Para un ala flechada con diedro se tomó la contribución total del ala así:

$$(Cn_{\beta})_w = (Cn_{\beta})_{\Gamma,w} + (Cn_{\beta})_{\Lambda,w} \quad \text{Ecuación 4.32}$$

Para el ala sin diedro con flechamiento y con una alta relación de aspecto operando a un ángulo de ataque  $\alpha$ , un sideslip  $\beta$  y con desplazamiento a una velocidad de impacto  $V_o$ .

Se estimó la contribución del ala a la estabilidad estática direccional causado por el flechamiento del ala con la relación empírica para velocidades subsónicas Ecuación 4.33.

$$(Cn_{\beta})_{A,w} = \left( \frac{1}{4\pi AR} - \frac{\tan\Lambda_{c/4}}{\pi AR(AR+4\cos\Lambda_{c/4})} \left[ \cos\Lambda_{c/4} - \frac{AR}{2} - \frac{AR^2}{8\cos\Lambda_{c/4}} - 6\bar{X}_a \frac{\sin\Lambda_{c/4}}{AR} \right] \right) CL^2 \quad \text{Ecuación 4.33}$$

Para el cálculo de la contribución del fuselaje esta es influenciada por la geometría del ala y la posición de esta con respecto al fuselaje, la contribución se estimó usando la relación empírica Ecuación 4.34.

$$(Cn_{\beta})_{B(W)} = -K_N K_{RL} \left( \frac{S_{B,s}}{S} \right) \left( \frac{l_f}{b} \right) \quad \text{Ecuación 4.34}$$

Donde  $K_N$  es un factor empírico de interferencia ala-fuselaje que está en función de la geometría del fuselaje y la posición del centro de gravedad,  $K_{RL}$  es un factor empírico que está en función del número de Reynolds,  $S_{B,s}$  es el área proyectada lateral del fuselaje. Los factores  $K_N$  y  $K_{RL}$  se determinaron usando los datos dados en las Figura 35 y Figura 36 respectivamente.

Para el cálculo de la contribución del empenaje se ignoró la contribución del estabilizador horizontal ya que esta va a contribuir de la misma forma que el ala, pero ya que este tiene una geometría mucho menor la contribución va ser de la misma forma por lo cual se puede despreciar sin peligro alguno. Por el contrario, la contribución del estabilizador vertical es el que influye más a la estabilidad estática direccional, para velocidades subsónicas, la fuerza lateral desarrollada por el estabilizador vertical cuando el timón de cola (Rudder) está retenido en posición neutral se calcula así:

$$C_{y\beta,v} = -k a_v \left( 1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta} \right) \eta_v \left( \frac{S_v}{S} \right) \quad \text{Ecuación 4.35}$$

El parámetro  $k$  se tomó de la Figura 37,  $S_v$  es el área teórica del estabilizador vertical,  $\sigma$  es el ángulo inducido en sentido lateral al empenaje vertical y  $\eta_v$  es la relación de presión dinámica en el

empenaje vertical, el sentido lateral combinado y la relación en términos de presión dinámica fue dado por la siguiente relación empírica:

$$\left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) \eta_V = 0.724 + \frac{3.06S_V/S}{1 + \cos \Lambda_c/4} + \frac{0.4z_w}{d_{f,max}} + 0.009AR \quad \text{Ecuación 4.36}$$

La estabilidad direccional del planeador cuando el timón de cola esta fijo fue el resultado de las contribuciones individuales así:

$$(\mathbf{Cn}_\beta)_{fix} = (\mathbf{Cn}_\beta)_w + (\mathbf{Cn}_\beta)_{B(w)} + (\mathbf{Cn}_{\beta,V})_{fix} \quad \text{Ecuación 4.37}$$

➤ Estabilidad lateral

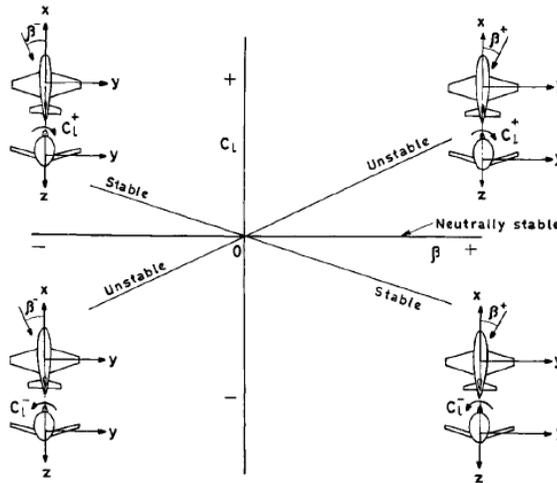
Para que una aeronave este lateralmente estable en alabeo debe tener un momento de banqueo inducido (Rolling momento) y positivo de restauración. Por lo tanto, el criterio para la estabilidad lateral será expresado matemáticamente como:

$$L_\beta < 0 \quad \text{Ecuación 4.38}$$

O en forma de coeficiente,

$$C_{l\beta} = \frac{\partial C_L}{\partial \beta} \quad \text{Ecuación 4.39}$$

Donde  $L_\beta$  es el momento de alabeo; Por lo tanto, una aeronave con  $C_{l\beta} < 0$  es lateralmente estable. Este criterio se muestra en la Figura 9.



**Figura 9** Concepto de estabilidad estática lateral

➤ Equilibrio Lateral

Se puede asumir que la estabilidad lateral se puede medir por el parámetro  $C_{l\beta}$  resulta de las contribuciones individuales del ala, fuselaje y empenaje.

Para el análisis de estabilidad lateral se tiene en cuenta el efecto estabilizante del diedro y el flechamiento del ala. A continuación, se suman las contribuciones individuales del flechamiento y el diedro, puesto que la teoría de sección (Strip) ignora los efectos de interferencia mutua entre las secciones adyacentes del ala.

Se tomó la relación empírica que puede ser usada para obtener una estimación más precisa de la contribución combinada.

$$(C_{L\beta})_{W(B)} = C_L \left[ \left( \frac{C_{L\beta}}{C_L} \right)_{\Delta C/2} K_{M\Delta} K_f + \left( \frac{C_{l\beta}}{C_L} \right)_A \right] + \Gamma \left[ \frac{C_{l\beta}}{\Gamma} K_{M\Gamma} + \frac{\Delta C_{l\beta}}{\Gamma} \right] + (\Delta C_{l\beta})_{zw} \quad \text{Ecuación 4.40}$$

Donde  $\Gamma$  es el ángulo de diedro y está en grados; el parámetro  $\left(\frac{C_{l\beta}}{C_l}\right)_{\Lambda^c/2}$  esta dado por el Anexo C

1.,  $K_{M\Lambda}$  es dado por el Anexo C 2,  $K_f$  es dado por el Anexo C 3  $\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L}\right)_A$  es dado por el Anexo C 4,

$\frac{C_{l\beta}}{\Gamma}$  es dado por el Anexo C 5. ,  $K_{M\Gamma}$  es dado por el Anexo C 6.

Además

$$\frac{\Delta C_{l\beta}}{\Gamma} = -0,0005\sqrt{AR} \left(\frac{d}{b}\right)^2 \quad \text{Ecuación 4.41}$$

$$(\Delta C_{l\beta})_{z_w} = \frac{1,2*\sqrt{AR}}{57,3} \left(\frac{z_w}{b}\right) \left(\frac{2d}{b}\right) \quad \text{Ecuación 4.42}$$

Donde  $AR$  es la relación de aspecto teórico del ala,  $d$  es el diámetro promedio del fuselaje en la cuerda de raíz,  $b$  es la envergadura, y  $z_w$  es la distancia vertical entre la línea de centro del fuselaje y la cuerda de raíz.

La contribución del estabilizador vertical a la estabilidad estática lateral es significativa con respecto al del estabilizador horizontal, por lo cual la contribución del estabilizador vertical es dada por:

$$(C_{l\beta})_v = C_{y\beta,v} \left(\frac{z}{b}\right) \quad \text{Ecuación 4.43}$$

Donde,

$$z = z_v \cos\alpha - l_v \sin\alpha \quad \text{Ecuación 4.44}$$

Donde  $z$  es el brazo de momento de alabeo,  $l_v$  es la distancia entre el centro de gravedad y el centro aerodinámico del estabilizador medido a lo largo de la línea de referencia del avión, y  $z_v$  es la distancia del centro aerodinámico del estabilizador vertical medido perpendicular a la línea de

centro de la aeronave. El  $(C_{l\beta})_v$  es la pendiente del coeficiente de la fuerza lateral del estabilizador vertical con respecto al desplazamiento lateral, con lo cual este coeficiente es el producto de la variación  $C_{y\beta,v}$  que se obtiene con la Ecuación 4.35 y la relación de altura del estabilizador vertical y la envergadura del ala Ecuación 4.45 es así:

$$\left(\frac{z}{b}\right) = \left(\frac{z_v \cos \alpha - l_v \sin \alpha}{b}\right) \quad \text{Ecuación 4.45}$$

Finalmente, la estabilidad estática lateral total de la aeronave se calculó por el resultado de las contribuciones individuales así:

$$Cl_\beta = (C_{L\beta})_{W(B)} + (C_{l\beta})_v \quad \text{Ecuación 4.46}$$

## 5. METODOLOGÍA

Para dar inicio al desarrollo de este proyecto se propusieron diferentes diseños para dar solución al concepto de ala de geometría variable, se determinó el número de secciones con las que ésta debe contar y; finalmente se optó por el uso del ala telescópica que comparada con otros tipos de alas de geometría variable posee mayores ventajas respecto al aumento de la eficiencia. Luego se declaró la envergadura del ala cuando se extiende, por medio de cálculos estadísticos, usando como base aeronaves tipo planeador categoría utilitaria de envergadura desde 18m en adelante, lo que permitió obtener el valor de máxima extensión del ala además de otras especificaciones de la geometría.

Al tener estos datos se procedió a realizar diferentes propuestas acerca del mecanismo de extensión del ala, donde finalmente se realizó el diseño en CAD del mecanismo más acertado y que cumplía con las características impuestas por la norma CS 22.

Posteriormente, usando el software XFLR5 se encontraron las principales características aerodinámicas del perfil y del ala para las dos condiciones de envergadura (retraída y extendida) permitiendo de esta manera realizar cálculos aerodinámicos básicos que llevaron a determinar la eficiencia en la aeronave cuando esta tiene el ala extendida y cuando el ala está retraída.

Seguido a ello, se realizaron los cálculos necesarios para obtener la tasa de descenso mínima y ángulo de planeo de la aeronave en condición de vuelo recto y nivelado (crucero) en las configuraciones de ala extendida y ala retraída. Luego se calculó la tasa de ascenso y descenso con que la aeronave debe volar de manera óptima en las dos condiciones de envergadura, haciendo uso de la teoría de cross-country enfocada únicamente en planeadores, lo que permitió determinar las ventajas y desventajas de la envergadura variable en diferentes tipos de térmica.

Por otra parte, se realizó el estudio de estabilidad estática y dinámica en donde fue necesario hacer un análisis de los perfiles del ala y de la cola en un rango de número de Reynolds desde 100.000 hasta 3.000.000. Además de ello, se requirieron las dimensiones y coordenadas del planeador ATLAS I modificado de manera que este pudiese ser analizado en el software XFLR5.

Siguiendo con el análisis en el programa XFLR5, se usó la velocidad a la que se obtiene la máxima eficiencia en las dos configuraciones del planeador modificado (ala extendida y retraída) para definir la inercia del avión (distribución de pesos), realizar el estudio de LLT (Lifting Line Theory) y VLM1 (Horseshoe Vortex), y luego obtener el momento en m.a.c, la pendiente de sustentación y la distancia en que se encuentra el centro de gravedad con respecto al m.a.c. Luego se realizó el procedimiento recomendado por DATCOM, Pamadi, Perkins y Robert Nelson para determinar la contribución del ala, cola y fuselaje de manera que se pueda obtener la estabilidad estática longitudinal, lateral y direccional.

El análisis dinámico entregó los cuatro modos de respuesta en los ejes longitudinal y lateral para luego ser analizados para luego determinar que la aeronave es estable dinámicamente.

Finalmente, se elaboró reporte de análisis de resultados que muestra el comportamiento de la aeronave bajo la condición presupuesta y determinar si es posible la implementación de alas de envergadura variable para aeronaves tipo planeador de categoría utilitaria.

Para ver el diagrama que describe la metodología de desarrollo del proyecto, ver el Anexo A 1.

## 6. DESARROLLO DE INGENIERÍA

### 6.1. ALTERNATIVAS DE SOLUCIÓN PREVISTAS

#### 6.1.1. FLAPS DE CAMBER CAMBIANTE (CCF<sup>2</sup>)

Los flaps de camber o curvatura cambiante son una forma simple de geometría variable que típicamente tiene una relación cuerda/flap alrededor del 17%. Las superficies aerodinámicas de este tipo han aparecido en varios planeadores una sola vez, por ejemplo, en el HS I, HAS III, SB 9 y Phoebus B3. Cabe resaltar que mientras que los CCF solo afectan la geometría del perfil, los flaps de área cambiante y el ala telescópica cambian la carga alar, debido a esta modificación de la superficie alar el avión puede estar volando en termal a una baja carga alar y entre estas a una alta carga alar (Thomas, 1993).

#### 6.1.2. FLAPS DE ÁREA CAMBIANTE (ACF<sup>3</sup>)

El término “flap de área cambiante” se refiere a un flap que se extiende hacia atrás desde el borde de ataque del ala aumentando la cuerda del perfil y además aumentando el camber. Gracias a esta clase de flaps, la envergadura permanece constante, mientras que la cuerda y la geometría del perfil cambian, afectando de esta manera la relación de aspecto, aunque en sentido opuesto al ala telescópica, es decir, la relación de aspecto se reduce cuando el flap es desplegado. La aplicación más importante de este tipo de superficie alar está dada en el planeador SB-11 (Thomas, 1993). Las ventajas de este tipo de flaps son: a) La geometría del perfil puede ser ajustada en vuelo; b) Buena capacidad de Lastre de agua; c) Con envergaduras de 15 metros, la aeronave puede estar volando en la clase FAI 15m, y d) Flaps de camber cambiante se pueden instalar como una adición. Las

---

<sup>2</sup> CCF: Camber changing flaps

<sup>3</sup> ACF: Area changing flaps

desventajas que tienen estos flaps son: a) Cambios en el área alar son relativamente pequeños, alrededor del 25-36%; b) la relación de aspecto es mayor en vuelos de alta velocidad y bajos en vuelos en térmicas, y c) Dificultad de unión ala-fuselaje por problemas de arrastre de interferencia. Comparando las ventajas de los ACF sobre los CCF y viceversa, se determina que los primeros se ven más pronunciadas a medida que la carga alar incrementa. Ya que los flaps de área cambiante permiten vuelos de travesía (cross-country flights) con un lastre de agua completo en condiciones relativamente pobres, en térmicas anchas y fuertes y con cargas alares moderadas, los flaps de camber cambiante proporcionan pequeñas ventajas, y los ACF casi ninguna en absoluto. Ya que los ACF reducen únicamente la velocidad del aire en térmicas (no la velocidad de descenso en térmica), sus beneficios se encuentran únicamente para condiciones climáticas con térmicas estrechas (Thomas, 1993).

### 6.1.3. ALA TELESCÓPICA

El ala telescópica cuenta con un panel de ala externa que se apoya y se extiende sobre un panel interior, de manera que se incrementa el área alar y la relación de aspecto, mientras que la cuerda y el taper permanecen constantes. Las ventajas del ala telescópica son: a) La relación de aspecto varía en la manera deseada, es decir, este incrementa en la configuración de baja velocidad, y disminuye cuanto el ala está retraída para altas velocidades; y b) Grandes variaciones en la superficie alar, hasta del 50%. Las desventajas del ala telescópica son: a) Perfiles de geometría variable no pueden ser usados; y b) La capacidad de lastre de agua está limitada (Thomas, 1993).

Si se comparan el ACF y el ala telescópica se puede decir que: Para los ACF, durante vuelos de aproximación circular (para rangos de bajas velocidades) se alcanzan coeficientes de sustentación mayores, así como un cierto aumento en el arrastre como resultado del aumento del arrastre inducido y el arrastre de perfil, al mismo tiempo que se obtienen cargas alares más bajas.

Adicionalmente, la estructura del ala limita el posible incremento del área alar a altas velocidades a menos del 50 por ciento de la misma. Si se aumenta la cuerda únicamente para vuelo lento, el arrastre se reduce a un número de Reynolds constante, pero el arrastre total, incluyendo el arrastre inducido y el arrastre del perfil, aumenta por lo que no siempre se puede esperar un mejor rendimiento. Para alas telescópicas, desde el punto de vista aerodinámico, el arrastre incrementa ligeramente en vuelo de alta velocidad, pero el aumento del arrastre inducido es tan pequeño que se considera insignificante. Una ventaja del ala telescópica frente a los conceptos de geometría variable más comunes es la posibilidad de un mayor cambio de superficie alar. Por esto es posible lograr una carga alar y un área alar prácticamente ideal, al menos en comparación con el rendimiento de alas laminares con flaps sobre la base del arrastre de perfil.

#### 6.1.4. ÁNGULO DE FLECHAMIENTO VARIABLE

Este es otro tipo de Morphing Aircraft que surgió en las décadas de 1950 y 1960 debido a objetivos de misión aerodinámicamente diferentes como lo son: a) Alto rango de crucero subsónico o autonomía de alta duración; b) Interceptación a alta velocidad y ataque transónico a baja altitud; y c) Operación en pistas de longitud limitada o en portaaviones. El flechamiento permite mayor rendimiento aerodinámico optimizado sobre un rango de números de Mach. El problema sin embargo, es la cantidad de complejidad añadida por el mecanismo que usa, el costo de fabricación, operación y mantenimiento, así como el incremento del peso de la estructura y requerimientos de confiabilidad .

### 6.1.5. DISEÑOS PROPUESTOS

Para iniciar con el desarrollo de este proyecto fue necesario proponer soluciones que permitiesen incrementar la envergadura del ala del ATLAS I y de esta manera escoger la que ayudase a cumplir con el objetivo de aumentar la eficiencia y de mantener la estabilidad de la aeronave. Desde un principio se decidió que, para disminuir el peso de cualquier mecanismo, y además soportar las cargas del vuelo, el ala debería tener dos secciones en cada plano: una sección fija unida al fuselaje y solo una sección móvil que se deslice fuera de los planos a cada lado desde una longitud inicial de 9m de envergadura que corresponde a media envergadura. El ala del diseño original del ATLAS I fue el punto de partida para determinar si existe o no un aumento del rendimiento aerodinámico por medio del concepto de ala de envergadura variable. A continuación, se describen las propuestas previstas:

#### *Propuesta 1: Incremento del ala por medio de una superficie inflable*

Se propuso que desde la punta del ala se extienda una superficie inflable (como un flotador) usando un sistema neumático (ver Figura 10). El aire comprimido ubicado en un tanque en el fuselaje es llevado hasta unos tubos de aluminio que se encuentran dentro de unos cilindros desplazándolos de manera que estos sean extendidos o retraídos por fuera de la punta del ala para así variar la envergadura. En la punta de la sección inflable se encuentra una lámina con la forma del perfil a la cual están unidas cada una de las varillas, de manera que estas tengan la función de larguerillos que permitan dar forma y rigidez al ala cuando esté extendida. Este mecanismo de extensión estaría integrado por: un compresor compuesto por un tanque, un motor y una batería que ayude a comprimir el aire; un manómetro para controlar la presión del tanque; una válvula de sangrado que ayude a expulsar el aire de la sección inflable, una válvula check que evite el retroceso del aire en el proceso de extensión, y mangueras neumáticas que permitan inflar la sección de extensión.

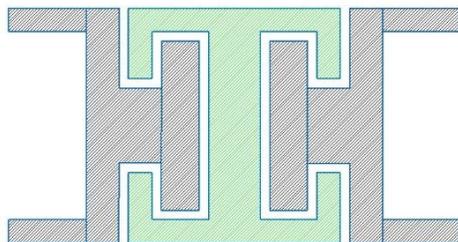


***Figura 10 Ala Inflable (ILC DOVER, 2016)***

Las desventajas que tiene este mecanismo de extensión son principalmente el aumento excesivo del peso no solo en el ala sino también en el fuselaje, además de que la sección inflable no soportaría las cargas aerodinámicas a las que está expuesta la aeronave en condiciones de maniobras, especialmente durante la etapa de ascenso en espiral.

*Propuesta 2: Incremento del ala usando dos vigas móviles que se desprenden de una viga fija principal.*

Esta propuesta surge para dar solución al problema de sujeción de las vigas a la piel de las dos secciones de ala que se propone que esta tenga, puesto que se observó que, usando vigas en forma de C o en I normales, tanto para la sección rígida como para la móvil, tienen un punto en el cual dejan de estar unidas a la piel lo que evitaría que el plano sea resistente estructuralmente. El boceto de la Figura 11 muestra que se requiere una nueva configuración de viga en I (achurado color verde), que sería la viga fija principal, desde la cual se desprenderían dos vigas móviles con una nueva configuración en H (achurado color negro) permitiendo realizar la extensión del ala.

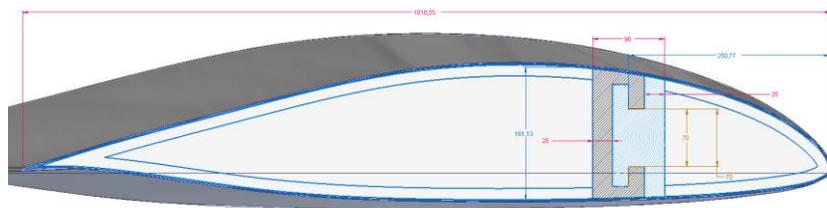


***Figura 11 Viga rígida y vigas móviles para la extensión del ala***

Pero el inconveniente está cuando las vigas móviles se deslizan sobre la viga fija pues ya que como esta última no se mueve queda una sección del ala destapada, problema que puede ser resuelto poniendo una membrana que cubra este hueco a medida que la sección móvil del ala va saliendo hasta ubicarse en su posición de máxima envergadura. A pesar de haber encontrado esta solución existe la posibilidad de que la aeronave se vea afectada negativamente aerodinámicamente debido a la retracción de la membrana que cubre la sección faltante de viga lo que finalmente podría ocasionar disminución de la estabilidad y el rendimiento del planeador.

*Propuesta 3: Incremento del ala usando una viga fija y una viga móvil*

Con base en la propuesta 2 se diseñó este sistema de viga en C modificada que estará fija al fuselaje y al ala con una viga en forma de H que será la que se deslice sobre la anterior permitiendo la extensión y retracción de los dos planos como lo muestra el boceto de la Figura 12.



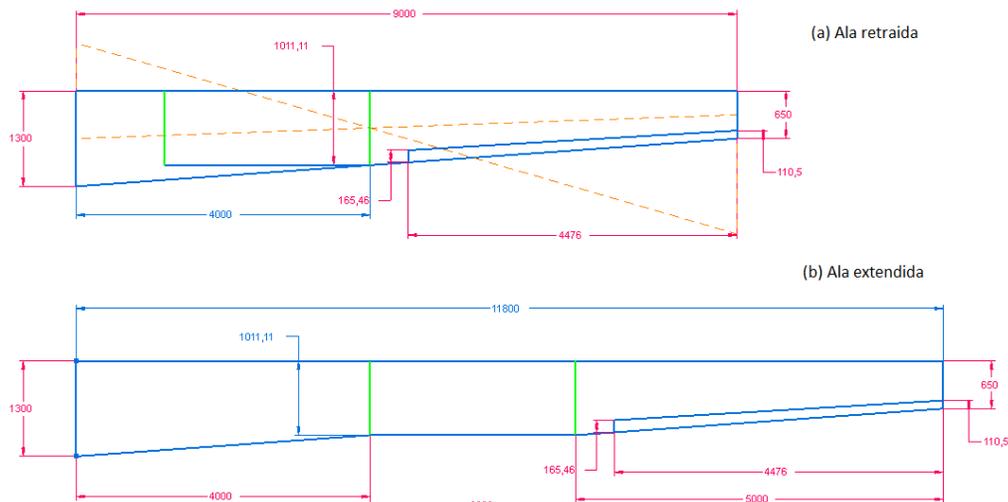
**Figura 12 Viga fija en forma de C y viga móvil en forma de H**

A diferencia del sistema diseñado para la propuesta 2, aquí la supresión de una de las vigas ha evitado la aparición de una sección de ala destapada ayudando a que el aumento del peso de la aeronave no sea tan alto como con los diseños anteriores.

Otra característica de esta propuesta es que han sido quitados los flaps puesto que estos son de apoyo imprescindible solo en el aterrizaje para ayudar a disminuir la velocidad de pérdida y esto

será sustituido y mejorado con el aumento de la superficie alar. Además de ello se mantiene la longitud del alerón, esto con el fin de evitar cambios drásticos en el ala.

Cabe mencionar que para este caso se elimina el ángulo de flechamiento de  $2^\circ$  hacia delante para que no se afecte el centro de gravedad del planeador y la posición del centro aerodinámico entre el estado con el ala retraída y el ala extendida y por consiguiente la estabilidad de la aeronave; además se mantiene la forma trapezoidal del ala cuando esta se encuentre retraída, y para la extensión agrega una sección rectangular con cuerda de valor menor a 1,3m y mayor a 0,65 metros pues se encuentra antes de la cuerda de punta y después de la cuerda de raíz como lo muestra la Figura 13.



**Figura 13** Ala retraída y extendida usando una viga fija y una viga móvil

Teniendo en cuenta las descripciones de las tres propuestas se decidió que la que se acomoda más al cumplimiento de los objetivos de este proyecto es la propuesta 3 que de forma prevista ha mostrado que puede facilitar el aumento del rendimiento de la aeronave y podría ayudar a mantener la estabilidad.

## **6.2. ESTIMACIÓN DE LA ENVERGADURA**

En primer lugar, para hacer una estimación adecuada de algunos parámetros de diseño, que por lo general involucran características geométricas, se tuvo en cuenta la misión que ha de cumplir la aeronave, la cual está definida por los requerimientos del piloto y por el tipo de uso que tendrá (competencia, entrenamiento, acrobacia, etc.) (Thomas, 1993). El parámetro geométrico que indica la clasificación de los planeadores es la envergadura poniendo este tipo de aeronaves en las siguientes categorías: (a) planeadores básicos de bajo rendimiento con una envergadura de 10 metros, (b) planeadores de rendimiento medio con una envergadura de 15 metros, y (c) planeadores de alto rendimiento con una envergadura de 18 a 20 metros (generalmente) o más .

Teniendo en cuenta estas clases (ver Tabla 1), los creadores del planeador ATLAS I decidieron que la categoría multiplaza, al no tener restricciones de diseño, ni de envergadura, sería la apropiada para desarrollar la aeronave destinada al entrenamiento de pilotos teniendo en cuenta las características geométricas de otras aeronaves de esta misma clase para conseguir finalmente la envergadura del ala del planeador. Luego de evaluar los valores más significativos de las aeronaves que investigaron y desarrollando gráficas de peso al despegue versus envergadura determinaron que la envergadura apropiada (y por tanto en la que se encuentran algunos planeadores de entrenamiento) sería de 18 metros y que permitía certificar el planeador como biplaza y como categoría 18 metros .

Se puede observar que, según la envergadura, el planeador ATLAS I entra en la clasificación de planeadores de alto rendimiento, por lo que su envergadura puede ser superior a 18 metros para tener un rendimiento mayor al que tiene actualmente.

Siguiendo las recomendaciones dadas por autores de libros de diseño de planeadores como Stelio Frati y Fred Thomas, se deben tener como base diseños existentes para iniciar con la estimación de algunos parámetros. Por ello se elaboró la tabla que se encuentra en el Anexo B 1, con las principales características de diferentes planeadores que cumplieren con una envergadura mayor a 18 metros, pues se busca aumentar tal envergadura por medio del concepto de ala telescópica para lo cual fue necesario evaluar y delimitar los parámetros de relación de aspecto y superficie alar para conseguir el valor de la nueva longitud de envergadura para el ATLAS I.

Sabiendo previamente que la relación de aspecto del planeador original es de 18.5, se procedió a conocer el valor de la envergadura en función de este parámetro de diseño. Luego, la relación de aspecto está en términos de la superficie alar y la envergadura; por lo tanto, los cambios en la relación de aspecto pueden ser consecuencia de: a) cambios en la envergadura sin variación en la cuerda; b) cambios en la cuerda sin variación en la envergadura; o c) cambios en la envergadura y en la cuerda con la superficie alar fija.

En el primer caso, al ser el aplicado a este proyecto por la implementación del ala telescópica a la aeronave ATLAS I, el incremento de la relación de aspecto también aumenta la superficie alar, haciendo el planeador más grande, más pesado y más costoso. El arrastre del fuselaje permanece esencialmente sin alteraciones, por lo que su importancia relativa en el desglose general del arrastre es reducida. Con la cuerda fija, el perfil del número de Reynolds a una velocidad del aire determinada permanece independiente de la relación de aspecto. La Tabla 3 muestra las relaciones de AR, envergadura y área para una aeronave de cuerda constante y con un número de Reynolds entre  $1 \cdot 10^6$  y  $2.5 \cdot 10^6$ , rango en el cual entra el planeador ATLAS I al ser analizado con un Re de  $2 \cdot 10^6$  ya que, como se muestra en la Tabla 2 este es un valor intermedio para vuelos de alta y baja velocidad para una cuerda media de 1m.

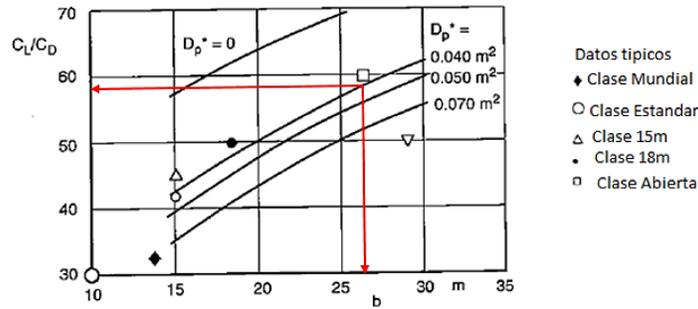
**Tabla 2 Números de Reynolds típicos para distintas cuerdas y velocidades de vuelo. (Thomas, 1993)**

Velocidad de Corriente Libre $V_{\infty}$	Cuerda $c$ (m)	Reynolds Number $Re$ (-)
20 m/s (72Km/h)	1,00	1,33E+06
	0,75	1,00E+06
	0,50	0,67E+06
	0,30	0,40E+06
50 m/s (180Km/h)	1,0	3,33E+06
	0,8	2,50E+06
	0,5	1,67E+06
	0,3	1,00E+06

**Tabla 3 Parámetros geométricos para una cuerda constante de 0.75 m,  $Re=1 * 10^6$ (para ascenso) y  $Re=2.5 * 10^6$ (para planeo) (Thomas , 1993)**

<b>AR</b>	10	15	20	25	30	<b>35</b>	40
<b>b [m]</b>	7,5	11,25	15,00	18,75	22,75	<b>26,50</b>	30,00
<b>S [m<sup>2</sup>]</b>	5,63	8,44	11,25	14,06	17,06	<b>19,88</b>	22,50

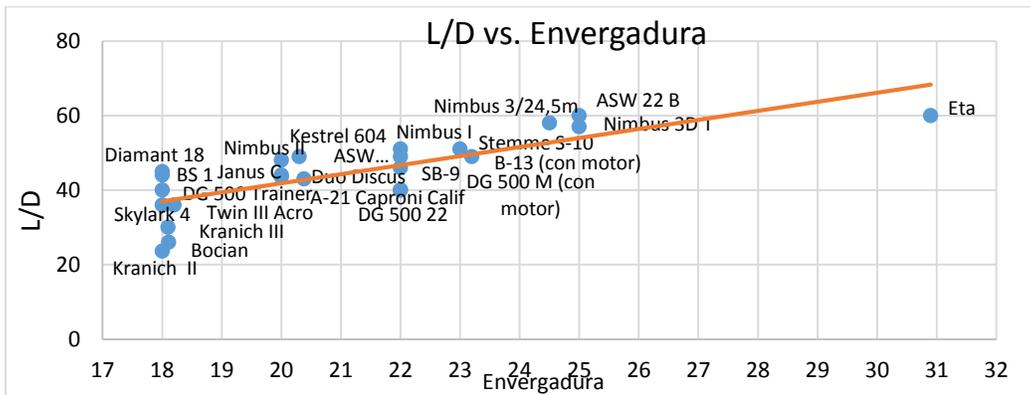
Pero se debe tener en cuenta que lo que se quiere aumentar es el rendimiento en la aeronave y por ello fue preciso referenciar la Figura 14 que muestra una relación entre envergadura y eficiencia aerodinámica en las diferentes clases de planeadores, a partir de esta relación se obtuvo una primera estimación de lo que serían estos dos valores para la aeronave y por tanto, también una primera estimación de la relación de aspecto teniendo en cuenta la Tabla 3.



**Figura 14 Mejor Relación de Planeo como una Función de la Envergadura  $b$**

La Figura 14 muestra que para la clase abierta la envergadura máxima es de 26,5m y con esta se puede obtener una relación de planeo de 59 aproximadamente; esto demuestra que el rendimiento para el planeador ATLAS I puede ser aumentado, puesto que su L/D original es de 37,16 según cálculos teóricos. Teniendo en cuenta la Tabla 3, se puede observar que para un planeador clase abierta de cuerda constante de 0,75m la envergadura máxima es de 26,5m, la relación de aspecto máxima es de 35 y la superficie alar de  $19,8m^2$ .

Además de lo anterior se puede observar en la gráfica de la Figura 15 una relación entre envergadura y eficiencia (L/D) de planeadores con una longitud alar mayor a 18m (valor de envergadura original del ATLAS I) que se utilizó para determinar la envergadura al extender el ala.



**Figura 15 Relación L/D vs. Envergadura del historial de planeadores con  $b \geq 18m$**

La ecuación que describe la línea de tendencia es:

$$y = 3.0774x - 19.787 \quad \text{Ecuación 6.1}$$

A partir de allí se pudo estimar la envergadura máxima que podría tener el planeador como la variable  $x$  ya que se conoce que el valor de  $L/D$  max es 59, entonces

$$x = \frac{59+19.787}{0.30774} \quad \text{Ecuación 6.2}$$

$$x = b_{max} = 25,6 \text{ m}$$

Según la Ecuación 6.2, la envergadura máxima para un  $L/D$  max de 59 es de 25,6m, valor que puede ser comparado con la aeronave ASW 22B que tiene una envergadura de 25m y alcanza una eficiencia máxima de 60.

Pero ahora al hacer el cálculo matemático de la envergadura en función de un AR de valor 35 (según la Tabla 3) usando la ecuación  $b = \frac{AR \cdot c_r \cdot (1+\lambda)}{2}$ , se obtuvo una envergadura de 34.13 m, valor que sobrepasa el límite especificado por la Figura 14, esto quiere decir que el AR debe ser menor a 35, y puede ser demostrado calculando un nuevo AR en función de la envergadura máxima encontrada previamente, así como también de la cuerda de raíz del ala, y del *taper ratio* originales (ver Tabla 14) los cuales se mantendrán constantes durante todo el proceso de extensión y retracción del ala:

$$AR_{max} = \frac{2b_{max}}{c_r \cdot (1+\lambda)} \quad \text{Ecuación 6.3}$$

$$AR_{max} = \frac{2 \cdot (25,6 \text{ m})}{1,3 \text{ m} \cdot (1+0,5)}$$

$$AR_{max} = 26,26$$

Otro parámetro importante es la superficie alar ( $S_w$ ), puesto que como se decía anteriormente, las cuerdas de raíz y de punta deben ser constantes y mantener la misma longitud que en el planeador original. Por lo anterior se procede a calcular el  $S_w$  máximo en función de la envergadura máxima (Ecuación 6.2) y de las cuerdas de raíz y de punta.

$$S_w = b * \left( c_t + \left( \frac{c_r - c_t}{2} \right) \right) \quad \text{Ecuación 6.4}$$

$$S_w = 25.6m * \left( 0.65m + \left( \frac{1.3m - 0.65}{2} \right) \right)$$

$$S_{w_{max}} = 24.96 m^2$$

Para obtener una nueva limitación en el incremento de la envergadura se usó la máxima área alar conocida,  $S_{w_{max}}$ , junto con su equivalente inicial de  $17,55 m^2$  (ver Tabla 14) para hallar la longitud de extensión máxima en cada plano,  $Lx_{max}$ , (Ecuación 6.5) tomada como la distancia de incremento de la longitud alar que estará en contacto con el flujo de aire para toda el ala.

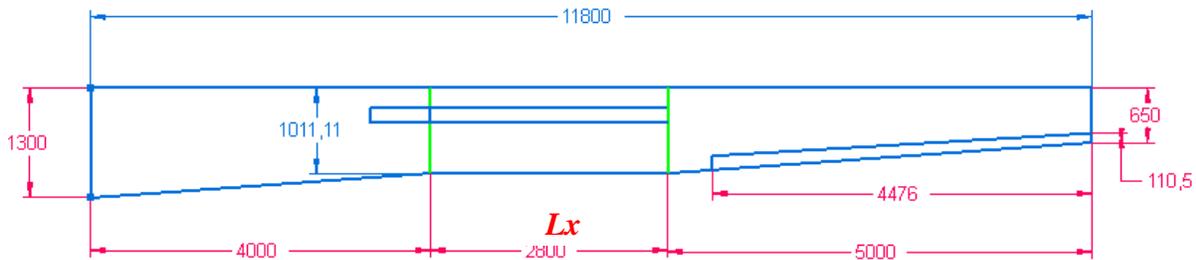
$$Lx_{max} = \frac{\left( \frac{S_{w_{max}} - S_{w_{inicial}}}{c} \right)}{2} \quad \text{Ecuación 6.5}$$

$$Lx_{max} = \left( \frac{24.96m^2 - 17.55m^2}{1.1m} \right) \div 2$$

$$Lx_{max} = 3,36 m$$

Pero esta longitud máxima está restringida no solo por el área sino por la estructura pues dentro del diseño del ala telescópica que se propone se tiene en cuenta la longitud ocupada originalmente por los alerones (4,476m); la distancia restante del ala (4,524 m) fue la manipulada para crear la sección móvil y la sección fija, tomando la cuerda media del ala como el punto de referencia para que este fuera el valor de la cuerda de la sección móvil,  $c_x$ , de tal manera que queda un espacio de 52,4 cm al alerón como lo muestra la Figura 12 en color verde, puesto que se encontró que la longitud de

extensión se hace mayor a la sección de ala fija cuando se tiene una cuerda de menor valor al m.a.c. Por las razones anteriores se determinó que  $Lx$  a ambos lados del ala es de 2,8m, valor menor a la longitud de la sección de ala fija en ambos planos del ala. Esto quiere decir que la envergadura media al extender el ala es de 11,8 metros como lo muestra la Figura 16.



**Figura 16 Extensión de la envergadura ATLAS I modificado**

Entonces la envergadura para la condición de ala extendida es  $b_e = 23,6 \text{ m}$ ; es decir que con la aplicación del concepto de ala telescópica es posible aumentar la envergadura en un 23.73%.

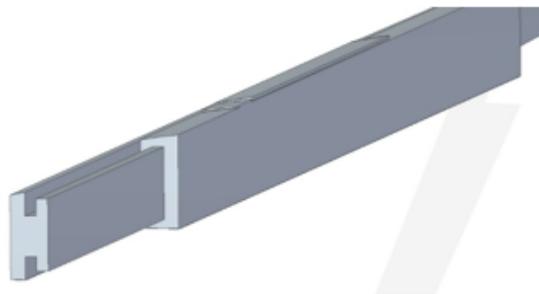
Cuando el ala está completamente retraída se tiene un espacio entre la sección de raíz y la sección  $c_x$  de 86,6cm para incluir el mecanismo para extraer el ala (ver capítulo 6.3). Cuando esta es extendida, la unión entre la viga fija y la viga móvil queda en cantiléver en un espacio de 83,3cm dentro de la sección de ala fija (sin incluir la distancia de 2,8m de  $Lx$ ) para ayudar a resistir las cargas estructurales.

Ahora, la superficie alar y la relación de aspecto para esta configuración, que representa el ala extendida son  $24.4 \text{ m}^2$  y 22.83 respectivamente además se tiene que la cuerda media es de 1.06m para cuando la envergadura es máxima (23.6m).

### 6.3. DESCRIPCIÓN DEL MECANISMO DE EXTENSIÓN

Para realizar el diseño del mecanismo de extensión se tuvo en cuenta la norma CS 22 que exige que el peso máximo de cualquier planeador, de categoría utilitaria y acrobática, no debe exceder los 750 kg .

Como se ha venido diciendo, se busca mantener la geometría del ala sin hacer muchas modificaciones a su configuración inicial; por ello, para incrementar la envergadura se aumentó la superficie del ala que contiene el alerón con una sección rectangular de cuerdas iguales al m.a.c (Figura 13). Luego, para lograr la extensión y retracción en media ala se diseñó un mecanismo que se compone principalmente de una viga fija en C con una viga móvil en forma de H que se desliza sobre la anterior como lo muestra la Figura 17 con base en la Figura 11.



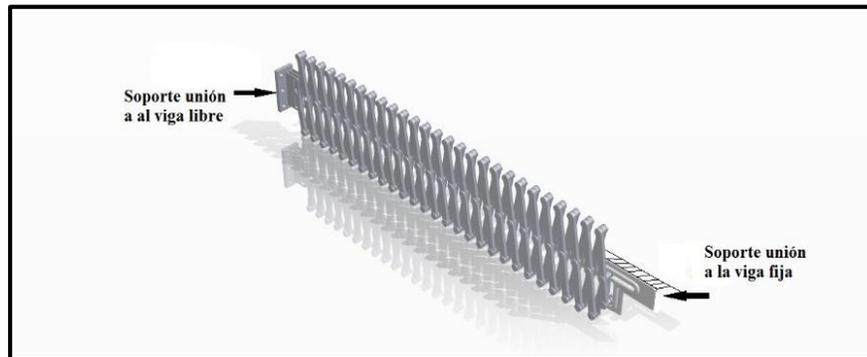
*Figura 17 Viga en H deslizándose sobre la viga en C*

Teniendo en cuenta el uso de estas dos vigas se propusieron los siguientes diseños:

#### *Diseño 1: Mecanismo Tipo Pantógrafo*

Para este mecanismo se buscó obtener una multiplicación de distancia de la base con respecto a la extensión del mismo por lo cual se encontró que una de las mejores maneras para dar con esto fue realizar el mecanismo en forma de pantógrafo como se muestra en la Figura 18, el cual está compuesto por una base que está sujeta a la viga principal del ala en la cara interna; esta base

permitirá al mecanismo un soporte y una guía de desplazamiento donde este recorrerá una distancia pequeña, cuando esta retraído tiene una longitud de 0,47 m y cuando está totalmente extendido tiene una longitud de 2,9 m con un desplazamiento de 0,02m en el eje medio de la base del mecanismo.



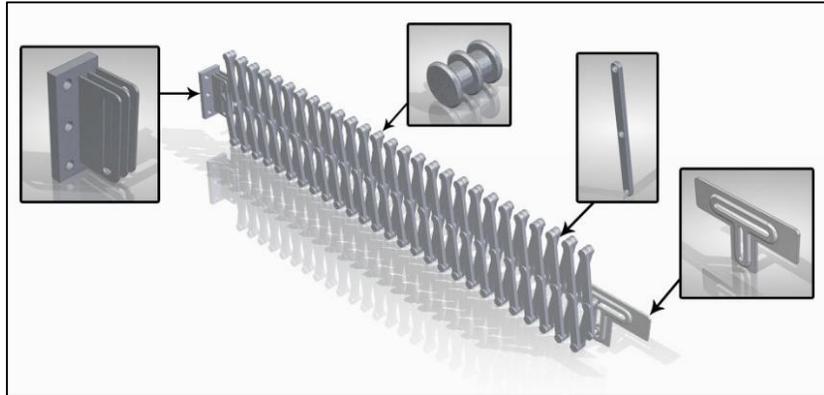
**Figura 18 Mecanismo de extensión tipo pantógrafo**

Esto hace que el mecanismo se acomode conforme al desplazamiento del ala lo cual se ajusta a las dimensiones que se necesitan y no es compleja su construcción y ensamble. Está compuesto por las piezas que se encuentran en la Tabla 4 y que se observan en la Figura 19.

**Tabla 4 Lista de piezas del mecanismo de extensión tipo pantógrafo**

Piezas	Cantidad	Material	Peso individual (kg)	Peso total (kg)
Ejes	83	acero inoxidable	0,5	41,5
Brazo	56	acero estructural	0,42	23,5
Soporte base viga fija	1	acero estructural	0,041	0,041
Soporte viga de extensión	1	acero estructural	0,124	0,124
Servomotor	1	Aluminio	4	4
Viga en C + Viga en H	2	Fibra de Carbono	126,573	253,146
Piel	-	Fibra de Carbono	62,4	62,4
Accesorios adicionales <sup>4</sup>	20+	-	10	10
			<b>Peso total del ala</b>	<b>394,71</b>

<sup>4</sup> Accesorios adicionales como: interruptores de tope, cables soporte del motor, acople del motor al tornillo.



***Figura 19 Mecanismo de extensión del ala y sus partes***

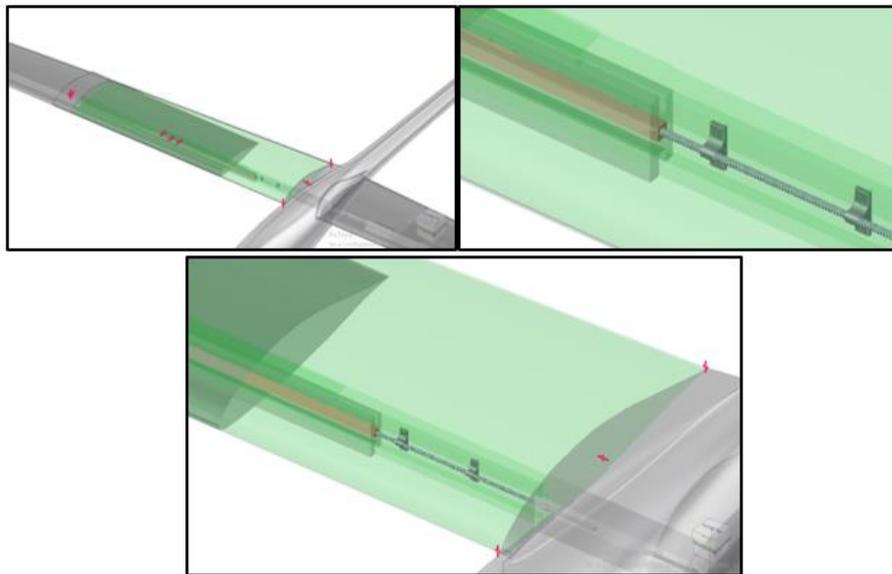
El mecanismo fue inspirado en el pantógrafo el cual es útil para este caso ya que transmite la fuerza de un eje central al otro, además de que puede reducir su longitud más de la mitad. Si se debe extender el mecanismo solo es necesario añadirle brazos o aumentarle la longitud de cada brazo. Los materiales utilizados se escogieron en base a que el acero tiene unas propiedades físicas que lo se pueden tomar como base para el cálculo de pesos.

Con este mecanismo el ala tendría un peso de 394,71 kg, lo que significa un aumento del 50,8% en el peso del ala en la configuración original del ATLAS I que es de 194,13 kg. Esto significa que el planeador tendrá un peso de 799,46 kg, es decir, 25% más que el peso máximo estipulado por la norma CS 22.

*Diseño 2: Mecanismo con Tornillo Sin Fin*

Se encontró que otra forma para dar solución al desplazamiento de la viga móvil solo de un plano de la aeronave, es por medio de un mecanismo compuesto por un tornillo sin fin de 3m de longitud, radio de 12,7 mm, que gira gracias a la acción de movimiento de un eje de motor que se encuentra dentro del fuselaje.

El tornillo sin fin está sujeto a la viga en C (viga fija) por medio de dos soportes que hacen las veces de tuerca de manera que el sin fin sea “atornillado”, dando rigidez y seguridad al sistema. Estos soportes se encuentran en la sección más cercana al fuselaje ocupando 70 cm del espacio que se encuentra justo antes de la viga en H (si se observa el ala cuando está retraída) como lo muestra la Figura 20. Siguiendo con la configuración del ala cuando está retraída, se observa que los 2,83m restantes del tornillo sin fin, están dentro de dos conjuntos de piezas camisa-tuerca que están fijas en el interior de la viga en H. Cada camisa tiene 1m de longitud y en su interior alberga cuatro piezas tipo tuerca (ver Anexo A 6 ) que ayudan a que el tornillo se ajuste al movimiento lineal realizado cuando está girando. El movimiento del tornillo sin fin es generado gracias a un eje conectado al motor eléctrico de serie H (según la norma IEC 60072), con una potencia de 0,18kW, permitiendo la extensión del ala y ubicar la unión de los dos conjuntos camisa-tornillo, que están dentro de la viga en H, justo en la sección *Lx* del planeador.



*Figura 20 Mecanismo de extensión con tornillo sin fin (no incluye el motor), vista cuando el ala retraída*

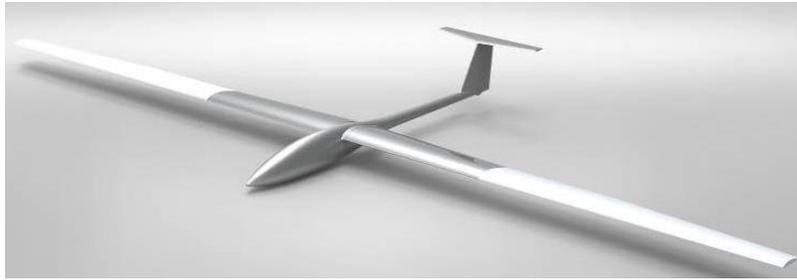
La Tabla 5 muestra el listado de piezas totales del mecanismo de extensión y sus pesos individuales, así como el peso total incluyendo los dos planos del ala y de esta manera calcular el peso total de la misma.

**Tabla 5 Lista de piezas del mecanismo de extensión**

<b>Piezas</b>	<b>Cantidad</b>	<b>Material</b>	<b>Peso individual (kg)</b>	<b>Peso total (kg)</b>
Tornillo Sin fin	2	Acero estructural	3	6
Camisa de tuerca	4	Acero inoxidable	2,32	9,28
Tuercas	16	Acero estructural	0,201	3,216
Soporte tornillo sin fin	4	Acero estructural	0,305	1,22
Eje del motor	2	Acero estructural	0,232	0,464
Tornillo hexagonal 3/8"x32mm	44	Acero estructural	0,02	0,88
Motor eléctrico 63mm	1	Aluminio	4	4
Viga en C + Viga en H	2	Fibra de Carbono	126,573	253,146
Piel	-	Fibra de Carbono	62,4	62,4
			<b>Peso total del ala</b>	<b>340,61</b>

Con este mecanismo el ala tendría un peso de 340,61 kg, lo que significa un aumento del 43% en comparación con el peso del ala en la configuración ATLAS I original que es de 194,1316 kg.

Se decidió que el mecanismo apropiado para realizar la extensión del ala es el Tornillo Sin Fin pues la complejidad de construcción, montaje y peso es menor comparada con el mecanismo tipo pantógrafo. Entonces, usando la geometría de extensión de la Figura 13 y el mecanismo de tornillo sin fin de la Figura 20, se tuvo como resultado el ATLAS I modificado con ala telescópica (ver Figura 21.), que le permite a la aeronave llegar a una envergadura máxima de 23.6 m.

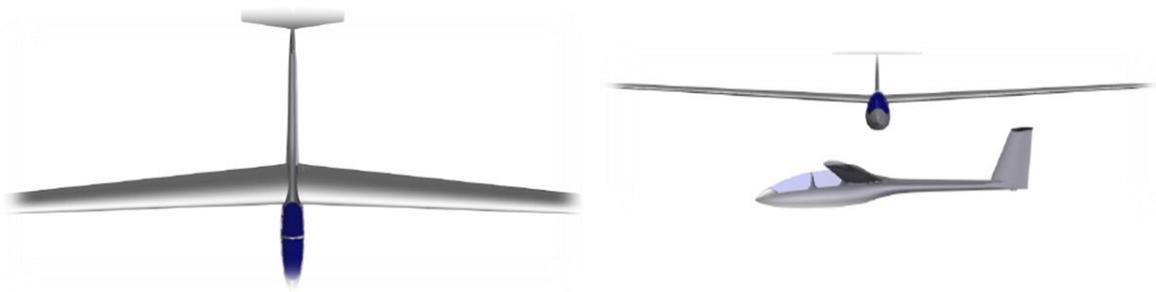


*Figura 21 Planeador ATLAS I modificado con el ala extendida*

#### **6.4. ESTUDIO AERODINÁMICO EN CONDICIÓN DE ALA RETRAÍDA**

Los planeadores tienen criterios de diseño que en un principio determinan que la aeronave debe ser capaz de hacer vuelos circulares en corrientes de aire ascendente y luego desplazarse rápidamente de una térmica a la siguiente. Dependiendo la clase del planeador estos pueden hacer vuelos en térmicas a 80-100 km/h y alcanzar velocidades máximas de 260 km/h . Para conseguir esto, se debe saber que el rendimiento de un planeador durante sus fases de vuelo depende de diferentes factores, principalmente del diseño, la velocidad del viento y el peso de la aeronave .

La Tabla 14 muestra las principales características de diseño del ATLAS I original aplicadas en el estudio de rendimiento aerodinámico y la Figura 22 muestra el diseño original del mismo planeador.



**Figura 22 Configuración previa a la implementación del ala telescópica en el planeador**

**ATLAS I**

Es preciso indicar que para iniciar los cálculos de rendimiento aerodinámico para el planeador ATLAS I modificado, fue necesario recalcular todos los parámetros descritos en la tesis DISEÑO DETALLADO DE UN PLANEADOR DE ALTO RENDIMIENTO PARA INSTRUCCIÓN, debido a que allí se usó una metodología de diseño en la cual los diseñadores asumieron muchos de los valores que representan algunos parámetros que describen la aeronave y por tanto afectan el rendimiento de la misma.

Luego, fueron escogidos únicamente los parámetros geométricos del planeador: envergadura, superficie alar y relación de aspecto que son mencionados en la Tabla 14 para el planeador ATLAS I modificado, los cuales están denotados con el subíndice r (indicando que es la condición de ala retraída) en los procesos de análisis y cálculos que se presentan en este documento.

Teniendo en cuenta el peso para el ala con el mecanismo de extensión de la misma (ver capítulo 6.3) se obtuvo que el peso de toda la aeronave con esta nueva configuración es 746,36 kg, donde la carga alar para la condición de ala retraída según la Ecuación 6.6 es:

$$\frac{W}{S_{w_r}} = \frac{746,36 \text{ kg} \cdot 9,81 \text{ m/s}^2}{17,32 \text{ m}^2} \quad \text{Ecuación 6.6}$$

$$\frac{W}{S_{w_r}} = 423 \frac{N}{\text{m}^2}$$

Para obtener el número de Mach fue usada en un principio la velocidad de mayor eficiencia aerodinámica de 31.94 m/s determinada en la tesis base , pero ésta cambió, debido al proceso de iteración resultante del desarrollo de todos los cálculos referentes a rendimiento aerodinámico, hasta llegar al valor final de 39,16 m/s; por lo tanto  $Ma = 0,11$ . Para los cálculos en las dos condiciones de envergadura se tomará un  $Ma = 0,094$  ya que este es el correspondiente a la condición de ala extendida y es un valor cercano al obtenido para la condición de ala retraída.

Por otra parte, el perfil aerodinámico es una parte fundamental en los cálculos de performance y es por ello que se hizo un análisis en el software XFLR5 al perfil Eppler 583 MX-16 usado en el ala del ATLAS I, característico por ser una modificación hecha por los diseñadores de este planeador al perfil Eppler 583 con el fin de mejorar su rendimiento aerodinámico .

Las principales características extraídas de este análisis para el rendimiento aerodinámico (también denotadas con el subíndice r):

- Coeficiente de Sustentación máximo del perfil  $Cl_{max,r} = 1.67$  a un ángulo de ataque  $\alpha = 16.5^\circ$ .
- Coeficiente de mínima Arrastre del perfil  $Cd_{min,r} = 0.005$  a un ángulo de ataque  $= -0.5^\circ$ .
- Pendiente de Sustentación del perfil  $a_{0,r} = \frac{\Delta Cl}{\Delta \alpha} = 6,05 \text{ 1/rad}$ .

Para el perfil NACA63012 utilizado en el estabilizador horizontal el  $Cd_{min,r}$  obtenido por medio de XFLR5 es de 0,00405.

Los parámetros aerodinámicos calculados para el ala retraída del planeador ATLAS I se resumen en la Tabla 6 y los detalles se incluyen en el Anexo B 2 .

**Tabla 6 Parámetros iniciales de coeficiente de sustentación y coeficiente de arrastre**

ECUACIÓN	RESULTADO
<b>SUSTENTACIÓN</b>	
Pendiente de sustentación del ala (XFLR5)	$a_{w,r} = 5,45 \text{ 1/rad}$
Coeficiente de Sustentación máximo del perfil (XFLR5)	$Cl_{max,r} = 1,67$
Coeficiente de Sustentación máximo del ala $CL_{max,r} = Cl_{max,r} * 0.9$	$CL_{max,r} = 1,501$
Coeficiente de Sustentación del perfil (con K=0.018): $Cl_r = \sqrt{Cd_{min,r} \pi AR_r e}$	$Cl_r = 0,54$
Coeficiente de Sustentación del ala para la máxima eficiencia aerodinámica (con K=0.018): $CL_r = \sqrt{Cd_{o,tot}/K}$	$CL_r = 0,75$
<b>ARRASTRE</b>	
Coeficiente de arrastre parásita total: $Cd_{o,tot} = K [Cd_{o,w,r} + Cd_{o,f} + Cd_{o,ht} + Cd_{o,vt}]$	$Cd_{o,tot} = 0.010$
Coeficiente de arrastre inducido $CD_i = \frac{CL_w^2}{\pi A Re}$	$CD_i = 0.010$
Coeficiente de arrastre del ala: $CD_{w,r} = Cd_o + Cd_i$	$CD_{w,r} = 0.012$
Coeficiente de arrastre total $CD_r = Cd_{o,tot,r} + Cd_{i,r}$	$CD_r = 0.020$

La eficiencia máxima del planeador en esta condición.

$$E_{max,r} = \sqrt{\frac{\pi * AR_r * K}{4 * Cd_{o,tot}}} \quad \text{Ecuación 6.7}$$

$$E_{max,r} = 36,9$$

En la tesis base para el desarrollo de este proyecto, se usó la Figura 14 para determinar la eficiencia del planeador ATLAS I de 43:1 , y se asumió como una constante durante todo el proceso de diseño de la aeronave; sin embargo se observa en la Ecuación 6.7, el valor real es de 36,9:1 cuando el ala está retraída, es decir, para la condición en la cual el planeador se mantiene con sus características de envergadura originales.

## 6.5. ESTUDIO DEL RENDIMIENTO EN CONDICIÓN DE ALA RETRAÍDA

### 6.5.1. RENDIMIENTO AERODINÁMICO EN PLANEADO: VELOCIDAD DE VUELO Y TASA DE DESCENSO

Para encontrar la sustentación y el arrastre en la condición de crucero (planeo) de una térmica a otra, se determinó que la velocidad de planeo ( $V_p$ ) debe ser la correspondiente a la máxima eficiencia cuyo valor se determinó por medio de la Ecuación 6.8, teniendo en cuenta que el valor de la densidad es  $0,74 \text{ kg/m}^3$  que corresponde a una altura de vuelo 5000 m donde este es el valor promedio de techo de una térmica.

$$V_{Emax,r} = \left( \frac{2}{\rho} \sqrt{\frac{K}{Cd_{o,tot,r}}} \frac{W}{Sw_r} \right)^{1/2} \quad \text{Ecuación 6.8}$$

$$V_{Emax,r} = 39,15 \text{ m/s}$$

$$V_{Emax,r} = V_{p,r}$$

Incluyendo este valor en las ecuaciones de Sustentación y Arrastre como fuerzas:

$$L_r = Cl_w \frac{\rho}{2} V_{p,r}^2 Sw_r = 7.321,79 \text{ N} \quad \text{Ecuación 6.9}$$

$$D_r = Cd \frac{\rho}{2} V_{p,r}^2 Sw_r = 198,48 \text{ N} \quad \text{Ecuación 6.10}$$

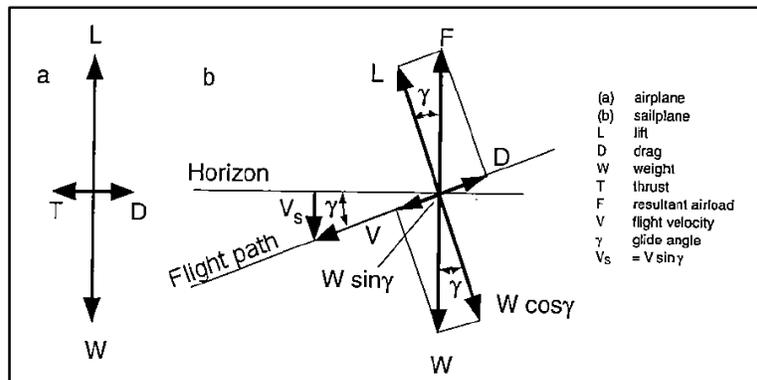
Por otra parte, se toma en consideración que en vuelo recto y nivelado la sustentación debe ser igual al peso de la aeronave y que, además, al saber por definición que la aeronave no tiene un motor de propulsión, su empuje  $T$  es igual a cero. El peso del planeador, al igual que las fuerzas aerodinámicas, tiene dos componentes: una paralela y otra perpendicular a la trayectoria de vuelo.

En un planeo equilibrado o compensado (Trimmed Glide) a velocidad de vuelo constante, el mínimo ángulo de trayectoria de vuelo  $\gamma$  es aquel que proporciona equilibrio entre las fuerzas

individuales (ver Figura 23), a partir de la eficiencia máxima de la aeronave y se calcula con la Ecuación 6.11.

$$\tan \gamma_{min,r} = \frac{1}{E_{max,r}} \quad \text{Ecuación 6.11}$$

$$\gamma_{min,r} = 1.55^\circ$$



**Figura 23 Balance de Fuerzas en Vuelo Equilibrado (Thomas, 1993)**

La tasa de descenso  $V_s$  en planeo es un parámetro que se encuentra directamente afectado por los cambios producidos en la carga alar, además del índice de ascenso  $\frac{Cd}{Cl_w^{3/2}}$  como se observa en la Ecuación 6.12.

$$V_{s,r} = \frac{Cd}{Cl_w^{3/2}} \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \quad \text{Ecuación 6.12}$$

$$V_{s,r} = 1.06 \text{ m/s}$$

### 6.5.2. CROSS-COUNTRY THEORY: ALA RETRAÍDA

El modelo de travesía más simple asume que la fuerza de las térmicas permanece constante a lo largo del vuelo y no varía con la altitud; también supone que la transición de planeo a ascenso

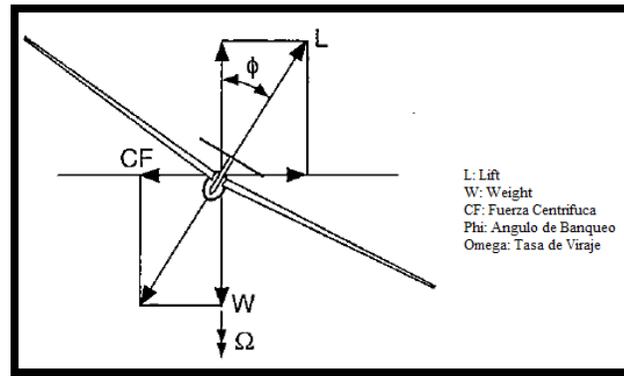
ocurre sin demora, es decir, no se considera la transición entre una condición y la otra. Una explicación gráfica de los vuelos de travesía puede ser observada en las Figura 2.

➤ *Polar de Viraje: Tasa de descenso*

Para iniciar los cálculos de rendimiento del planeador ATLAS I en térmicas, para sus dos condiciones de envergadura, se requieren tres variables iniciales: el ángulo de banqueo, velocidad de vuelo de la aeronave para el ascenso  $V_K$ , y el radio de viraje, pero como se muestra a continuación cada una está en función de la otra por lo que se deben conocer dos de las variables: el ángulo de banqueo y la velocidad de vuelo. Para el ángulo de banqueo se tuvo en cuenta un valor aleatorio inicial de  $\Phi = 50^\circ$ , y la velocidad de vuelo fue tomada como la velocidad correspondiente a la máxima eficiencia, es decir que  $V_{K,r} = V_{p,r} = 39,15 \text{ m/s} = 140,95 \text{ km/h}$ . Se debe aclarar de antemano que el valor de ángulo de banqueo solo se utilizó para iniciar los cálculos de rendimiento de tal manera que después de realizar el proceso detallado en esta sección se obtuvo el ángulo de banqueo óptimo para el ascenso en la térmica el cual será explicado en el capítulo de Análisis de Resultados.

La tasa de ascenso alcanzada en térmicas depende fuertemente de su rendimiento y manejo en los vuelos de viraje. Un análisis de rendimiento de virajes refleja la fuerza centrífuga CF, resultante de la Segunda Ley de Newton  $F = ma$ , en un marco de referencia giratorio. Para un objeto viajando en una trayectoria circular  $CF = ma_{cent}$ , dirigida en dirección del radio de viraje, a menudo es denominada *Fuerza Ficticia* porque no es un resultado directo de las interacciones mecánicas entre el cuerpo y sus alrededores. No obstante, la fuerza es real en el sentido que puede ser usada para escribir una ecuación de equilibrio dinámico (principio de D'Alembert).

La Figura 24 presenta un diagrama de equilibrio dinámico para un viraje, con la fuerza centrífuga balanceada por el ángulo de banqueo del planeador por lo que hay un componente de sustentación en el plano horizontal.



**Figura 24 Equilibrio de fuerzas en viraje**

El peso  $W$ , la fuerza centrífuga  $CF$ , y la sustentación  $L$  están relacionados con el ángulo de banqueo a través de las siguientes relaciones  $W = L_{turn} \cos\Phi$  y  $CF = L_{turn} \sin\Phi$ . Al despejar el peso y asumiendo que este es constante en todas las etapas de vuelo, se obtuvo que  $L_{turn,r} = 11.390,68 \text{ N}$ ; además con este valor se determinó que el coeficiente de sustentación para el ángulo de viraje determinado es  $C l_{turn,r} = 1,16$ .

Al introducir las relaciones elementales  $CF = \frac{mV_K^2}{r}$  y  $W = mg$ , se obtuvo el radio de viraje  $r_r = \frac{V_K^2}{g \tan\Phi}$ , dando como resultado  $r_r = 131,12 \text{ m}$  para un ángulo de viraje de  $50^\circ$ .

Seguido a ello, se puede calcular la tasa de descenso durante la etapa de viraje,  $V_{s,r}$  que es un número positivo en la dirección descendente (el resultado de la Ecuación 6.13 es positivo por que indica velocidad de descenso, pero para este proyecto se asume como negativa porque se busca que

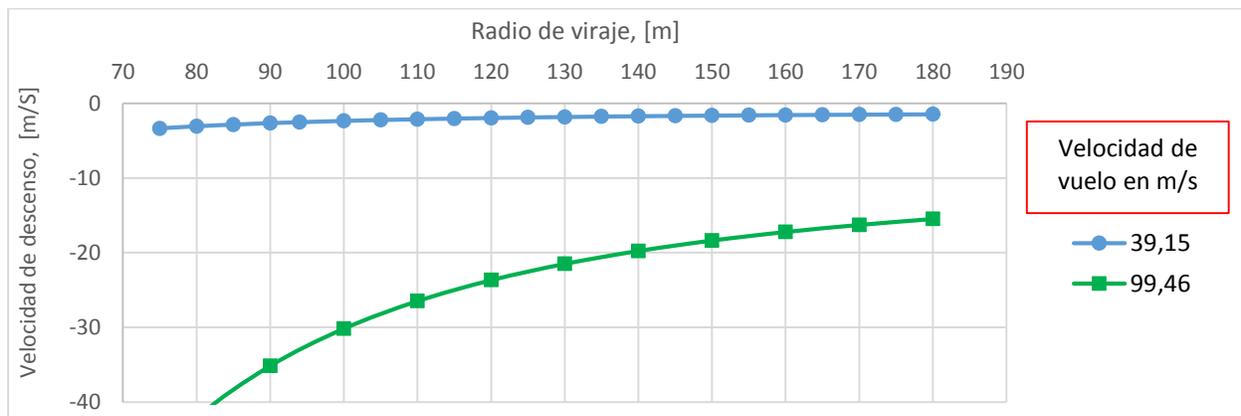
en las térmicas se obtenga una velocidad de ascenso positiva), es decir, esta es la velocidad de ascenso relativa medida con respecto al aire, y está descrita por la Ecuación 6.13.

$$V_s = \left( \frac{kCL^2}{\pi AR} + C_{D_0} + C_{D_i} \right) * C_L^{\frac{3}{2}} \sqrt{\frac{2W}{\rho Sw}} \left[ 1 - \left( \frac{2W}{\rho Sw r g CL} \right)^2 \right]^{\frac{3}{4}} \text{ Ecuación 6.13}$$

De donde  $C_{D_{turn,r}} = 0.034$ . Al reemplazar en la Ecuación 6.13 se tiene que:

$$V_{s,r} = -1,81 \text{ m/s}$$

Para la gráfica de la Figura 25 se calculó la tasa de descenso y radio de viraje con las ecuaciones anteriores para dos velocidades: velocidad de vuelo y velocidad de no exceder (ver obtención de velocidad de no exceder en la sección 6.5.3 y Anexo B 3.b). Los cálculos mostrados arriba corresponden a un punto en la línea de color azul ( $V_K = 39,15 \text{ m/s}$ ).



**Figura 25 Tasa de descenso  $V_{s,r}$  vs. Radio de viraje  $r$  para la velocidad  $V_{K,r}$ , y velocidad de no exceder con el ala retraída**

➤ *Modelado de Térmicas*

La naturaleza proporciona una incontable variedad de corrientes de aire ascendente conocido también como corrientes térmicas. Las diversas condiciones geográficas y climáticas, así como el

fenómeno meteorológico localizado conducen a la formación de térmicas de variable intensidad, amplitud, y estructura.

Los modelos térmicos más simples asumen que las térmicas son perfectamente circulares cuya intensidad varía en función de la distancia desde el centro.

Los siguientes resultados se obtuvieron con base en el modelo térmico de Carmichael que clasifica las térmicas según su intensidad como: fuerte y estrecha; débil y estrecha; y amplia (Thomas, 1993). Teniendo en cuenta lo anterior, la Tabla 7 muestra la velocidad máxima de corriente ascendente,  $V_o$  y el diámetro de la térmica,  $d$ , dependiendo de la intensidad de la térmica.

**Tabla 7 Tipos de térmica, velocidad máxima de corriente ascendente,  $V_o$  y diámetro de la térmica.**

Tipo de Térmica (Intensidad de la Térmica)	Velocidad Máxima de Corriente Ascendente, $V_o$	Diámetro de la Térmica
Fuerte y estrecha	$V_o = 6 \text{ m/s}$	$d = 180 \text{ m}$
Débil y Estrecha	$V_o = 3 \text{ m/s}$	$d = 180 \text{ m}$
Amplia	$V_o = 4.5 \text{ m/s}$	$d = 360 \text{ m}$

Al usar estos parámetros fue posible encontrar la velocidad de la corriente ascendente,  $V_{thermal}$  para cada caso de térmica aplicado al radio de giro calculado previamente mediante la Ecuación 6.14. . La Tabla 24 del Anexo B 3 muestra el valor de la velocidad de la corriente ascendente dependiendo la intensidad de la misma para diferentes radios de viraje.

$$V_{thermal} = V_o \cos \frac{\pi r}{d} \quad \text{Ecuación 6.14}$$

Donde  $V_o$  es la velocidad máxima de la corriente ascendente dada por la Tabla 7,  $r$  la distancia al centro de la corriente ascendente y  $d$  el diámetro que se encuentra en la Tabla 7. La velocidad ascendente del aire en la térmica obtenida para determinado radio de viraje, se sumó a la velocidad

de descenso (negativa) de la aeronave para calcular la velocidad absoluta de ascenso como se muestra en la Ecuación 6.15.

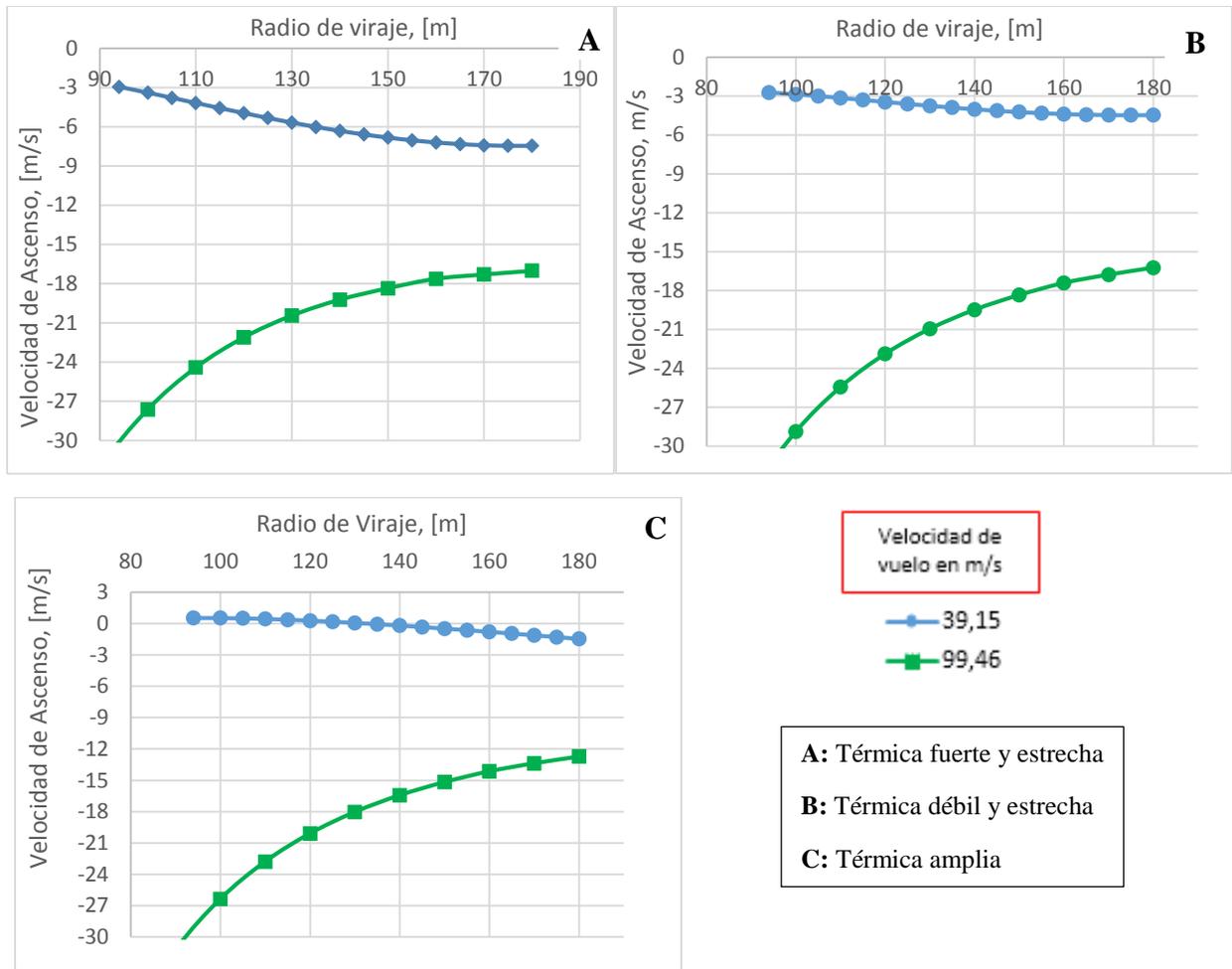
$$V_c = V_{thermal} + V_{s_c} \quad \text{Ecuación 6.15}$$

La Tabla 8 muestra la velocidad de ascenso o descenso del planeador para cada tipo de térmica que puede presentarse en vuelo si se tiene un ángulo de banqueo de 50°.

**Tabla 8 Velocidad de ascenso del planeador con el ala retraída para cada tipo de térmica**

Velocidad de ascenso si hay térmica fuerte y estrecha	$V_c$	-5,76 m/s
Velocidad de ascenso si hay térmica débil y estrecha	$V_c$	-3,79 m/s
Velocidad de ascenso si hay térmica amplia	$V_c$	0,05 m/s

La gráfica de la Figura 26 muestra la tasa de ascenso cuando el planeador vuela en térmica fuerte y estrecha, térmica débil y estrecha, y térmica amplia a diferentes velocidades: velocidad de vuelo  $V_{k,r}$ , y velocidad de no exceder (azul y verde respectivamente).



**Figura 26 Tasa de ascenso  $V_c$  vs. Radio de viraje  $r$  en los diferentes tipos de térmica para la velocidad  $V_K$  y velocidad de no exceder con el ala retraída.**

### 6.5.3. DIAGRAMA DE MANIOBRAS V-n

El diagrama V-n permite determinar el factor de carga de la aeronave en función de la velocidad, y de esta manera obtener el factor de carga máximo, tomado como referencia clave en el análisis estructural, dado que, si este es subestimado la aeronave no podrá resistir de manera segura las cargas de vuelo.

La norma CS-22 indica que este diagrama aplica cuando los flaps están en condición *en-route*<sup>5</sup>, con frenos aerodinámicos cerrados. El planeador ATLAS I original cuenta con flaps con el fin de disminuir la velocidad de pérdida usando la Ecuación 6.16 cuando los flaps están en posición de 15°, pero con la implementación del ala telescópica se obtiene una mayor disminución de esta velocidad por lo que en este proyecto no se usan flaps, como se demuestra en la sección 6.7.3.

$$V_{stall,flaps\ 15^\circ} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{sea\ level} * S_{wing} * CL_{promedio\ con\ flaps\ 15^\circ}}} \quad \text{Ecuación 6.16}$$

Planeadores como DG 505 Elan Orion, DG 500 Trainer y Platypus ES-65 Schneider, todos de categoría utilitaria, no cuentan con flaps, sin embargo se encuentran regidos por la norma CS-22 para la obtención de las velocidades de la envolvente de vuelo (Diagrama V-n) a pesar que esta no habla estrictamente de planeadores sin flaps, usando los mismos factores de carga que un planeador con flaps.

Para este proyecto se tomó el coeficiente máximo de sustentación del ala en la posición retraída y extendida para calcular el diagrama V-n ya que el planeador ATLAS I modificado no cuenta con flaps.

Otro punto importante fue que para llegar a la estimación del peso del mecanismo se tuvo en cuenta que no hubiese una alteración en el rendimiento del planeador. Durante este análisis se observó que al aumentar el peso incrementan la fuerza de sustentación y la fuerza de arrastre sin afectar la eficiencia del planeador (no hay aumento o disminución de la eficiencia) pero que si hay un incremento en las velocidades de vuelo, especialmente en la velocidad de pérdida ( Ecuación 6.17)

---

<sup>5</sup> La fase de vuelo en route está definida como el segmento de vuelo desde el punto final en que se realiza un procedimiento de salida hasta el punto de origen de un procedimiento de llegada. (U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2015)

que según la norma no debe exceder los 80 km/h (CS 22.49), luego con el peso del mecanismo diseñado se obtuvo la velocidad de pérdida que cumple con los requerimientos de la norma.

La velocidad de pérdida depende entonces del coeficiente de sustentación, de la densidad del aire a nivel del mar y de la carga alar según la Ecuación 6.17:

$$V_{stall,r} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{sea\ level} * S_{w,r} * C_{L_{máx,r}}}} \quad \text{Ecuación 6.17}$$

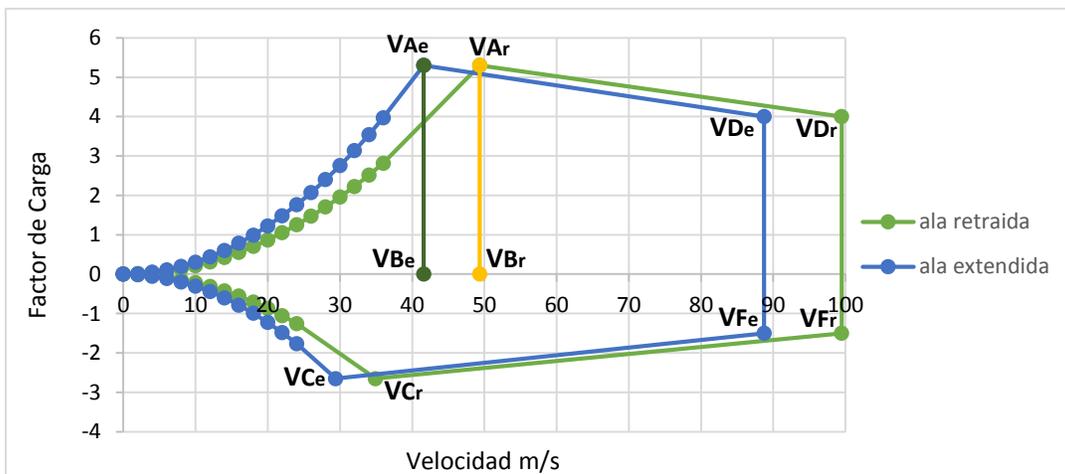
$$V_{stall,r} = 21,44\text{m/s} \approx 77,19\text{ km/h}$$

Luego, la norma exige que los factores de carga límite para maniobras en planeadores categoría utilitaria deben ser los relacionados en la Tabla 8.

**Tabla 9 Factores de carga límite para maniobras en planeadores categoría utilitaria**

n <sub>1</sub>	n <sub>2</sub>	n <sub>3</sub>	n <sub>4</sub>
+5.3	+4.0	-1.5	-2.5

A partir de estos valores fue posible construir el Diagrama V-n de la Figura 27.



**Figura 27 Diagrama V-n en las dos condiciones de envergadura del planeador ATLAS I modificado**

El punto A, también conocido como punto de maniobra, representa los máximos valores posibles tanto de coeficiente de sustentación como de factor de carga. Ahora, la velocidad de diseño en maniobras  $V_A$  es:

$$V_{A,r} = V_{stall,r} \sqrt{n_1} \quad \text{Ecuación 6.18}$$

$$V_{A,r} = 49,36 \frac{m}{s} \approx 177,71 \text{ km/h}$$

La velocidad de vuelo correspondiente a la intersección entre la curva izquierda y la parte superior de la línea vertical (Punto A) es conocida como velocidad del rincón o *corner velocity*, y está designada como  $V_B$ . Esta velocidad no puede ser menor a  $V_A$ , por lo que se considera que el factor de carga es el mismo que  $V_A$ , por lo tanto,  $V_B = V_A$ . Para la mayoría de los casos este punto corresponde simultáneamente a giros muy cerrados y giros rápidos de una aeronave .

La máxima velocidad de diseño para planeadores categoría utilitaria con un factor de carga  $n_2$ , conocida como *Dive Speed* o velocidad de no exceder, puede ser escogida por el diseñador de la aeronave, pero no puede ser inferior a:

$$V_{D,r} = 18 * \sqrt[3]{\frac{W}{S w_r} * \frac{1}{C d_{min}}} \quad \text{Ecuación 6.19}$$

$$V_{D,r} = 96,46 \text{ m/s} \approx 347,25 \text{ km/h}$$

Cabe resaltar que esta misma velocidad  $V_{D,r}$  es aplicada también a un factor de carga  $n_3$ , ahora denotada como  $V_{F,r}$ . La línea vertical formada por la unión de las velocidades  $V_D$  y  $V_F$ , es un límite de alta velocidad, por lo que a velocidades de vuelo mayores a este límite pueden pasar fenómenos destructivos como flutter y ala divergente que a su vez pueden dejar daños estructurales, fracturas, o desintegración de la aeronave.

Por último, la mínima velocidad de vuelo corresponde a un factor de carga  $n_4$ , y es:

$$V_{C,r} = \sqrt{\frac{2n_4W}{\rho * S w_r * Cl_{máx,r}}} \quad \text{Ecuación 6.20}$$

$$V_{C,r} = 34,91 \frac{m}{s} \approx 125,66 \text{ km/h}$$

## 6.6. ESTUDIO AERODINÁMICO EN CONDICIÓN DE ALA EXTENDIDA

Para el análisis aerodinámico con el ala extendida se usaron las mismas características del perfil mencionadas en el numeral 6.4.1, a excepción de la carga alar pues, los cálculos que se realizaron fueron con base en la nueva envergadura del planeador.

Los parámetros de sustentación son los únicos que se ven afectados por el incremento de la envergadura (ver Tabla 10) pues, al realizar todos los cálculos referentes a los coeficientes de arrastre, estos no tuvieron cambios significativos. Con el ala extendida aumenta la superficie, pero la fuerza de sustentación requerida es la misma que con el ala retraída y por lo tanto el vuelo se efectúa con velocidad más baja y coeficiente de sustentación más alto. Así mismo ocurre un incremento en el arrastre parásita por el incremento en la superficie expuesta al flujo, pero el arrastre inducido disminuye considerablemente por el aumento en la relación de aspecto.

*Tabla 10 Cambios en los parámetros de coeficiente de sustentación en condición de ala extendida.*

PARÁMETRO	RESULTADO
<b>SUSTENTACIÓN</b>	
Pendiente de sustentación del ala (XFLR5)	$a_{w,e} = 5,55 \text{ 1/rad}$
Coeficiente de Sustentación máximo del perfil (XFLR5)	$Cl_{max} = 1,67$
Coeficiente de Sustentación máximo del ala $CL_{max} = Cl_{max} * 0.9$	$CL_{max} = 1,501$

Coeficiente de Sustentación del perfil (con $K=0.014$ )	$Cl_e = 0,61$
Coeficiente de Sustentación del ala para la máxima eficiencia aerodinámica (con $K=0.014$ )	$CL_e = 0,83$
<b>ARRASTRE</b>	
Coeficiente de arrastre parásita total: $Cd_{o,tot} = K[Cd_{o,w,e} + Cd_{o,f} + Cd_{o,ht} + Cd_{o,vt}]$	$Cd_{o,tot,e} = 0.010$
Coeficiente de arrastre inducido $CD_{i,e} = \frac{CL_w^2}{\pi A Re}$	$CD_i = 0.010$
Coeficiente de arrastre del ala: $CD_{w,e} = Cd_o + Cd_{i,e}$	$CD_{w,r} = 0.0115$
Coeficiente de arrastre total $CD_e = Cd_{o,tot,e} + Cd_{i,e}$	$CD_r = 0.020$

Teniendo en cuenta estos nuevos resultados fue posible encontrar la eficiencia máxima del planeador con el ala extendida usando la Ecuación 6.7, obteniendo  $E_{max,e} = 41,52$ .

## 6.7. ESTUDIO DEL RENDIMIENTO EN CONDICIÓN DE ALA EXTENDIDA

Durante el proceso de desarrollo del rendimiento aerodinámico del planeador en condición de ala extendida, cada uno de los parámetros están denotados con el subíndice  $e$ .

### 6.7.1. RENDIMIENTO AERODINÁMICO EN PLANEADO: VELOCIDAD DE VUELO Y TASA DE DESCENSO

La Tabla 14 muestra los valores obtenidos a partir de las ecuaciones del numeral 6.5.1 para el estudio aerodinámico cuando la aeronave se encuentra en la condición de ala extendida.

Al igual que en la sección 6.5.1, se tuvo que hallar la velocidad correspondiente a la máxima eficiencia usando la Ecuación 6.8, con lo que se obtuvo que  $V_{E_{max,e}} = 31,37 \text{ m/s}$ , y como es mencionado en esa sección, esta es la velocidad que se asume como Velocidad de planeo cuando la aeronave pasa de una térmica a otra.

Al aplicar la Ecuación 6.11, se obtuvo que el mínimo ángulo de planeo cuando el ala está extendida es  $\gamma_{min} = 1,38^\circ$  en dicha condición de planeo.

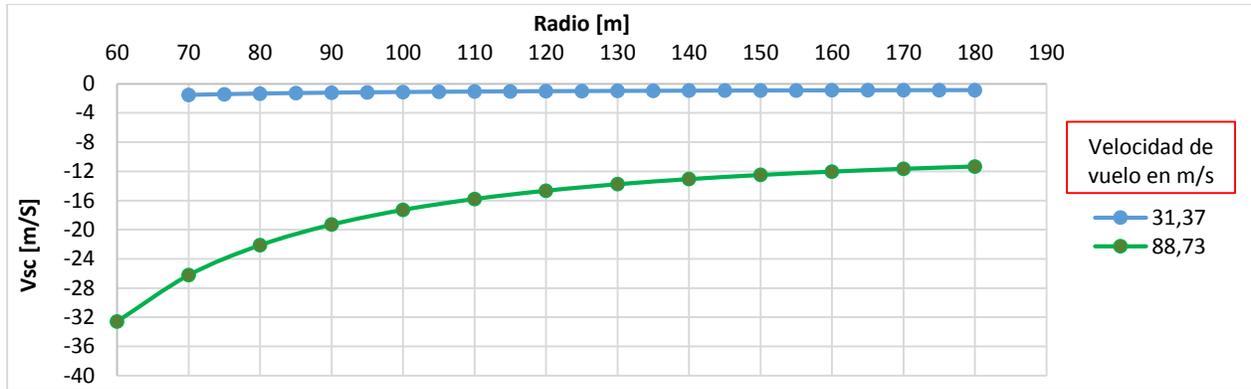
Por otra parte, la velocidad de descenso al volar de una térmica a otra es  $V_{s,r} = 0,75 \text{ m/s}$ , atribuyendo su disminución en comparación con el ala retraída a la disminución de la carga alar.

### 6.7.2. CROSS-COUNTRY THEORY: ALA EXTENDIDA

Durante el ascenso en térmicas cuando el ala está extendida, al igual que en ala retraída, se hicieron cálculos usando un ángulo de banqueo de  $\Phi = 50^\circ$ , la velocidad de vuelo correspondiente a la máxima eficiencia, la cual es  $V_{K,e} = V_{p,e} = 31,37 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 112,94 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ , donde el radio de viraje a dicho ángulo de banqueo y velocidad de vuelo es  $r_e = 84,18 \text{ m}$

La Tabla 14 contiene todos los valores obtenidos para calcular la tasa de descenso en vuelos en viraje cuando el ala del planeador está extendida con base en las ecuaciones presentadas en el numeral 6.5.2.

La gráfica de la Figura 28 muestra la de tasa de descenso usando las ecuaciones de la sección 6.5.2 para dos velocidades: velocidad de vuelo y velocidad de no exceder, para las cuales se calculó la tasa de descenso para diferentes radios de viraje en los Anexos B 5.a, y B 5.b.



**Figura 28 Tasa de descenso  $V_{s,e}$  vs. Radio de viraje  $r$  para la velocidad  $V_{K,r}$  y velocidad de no exceder con el ala extendida**

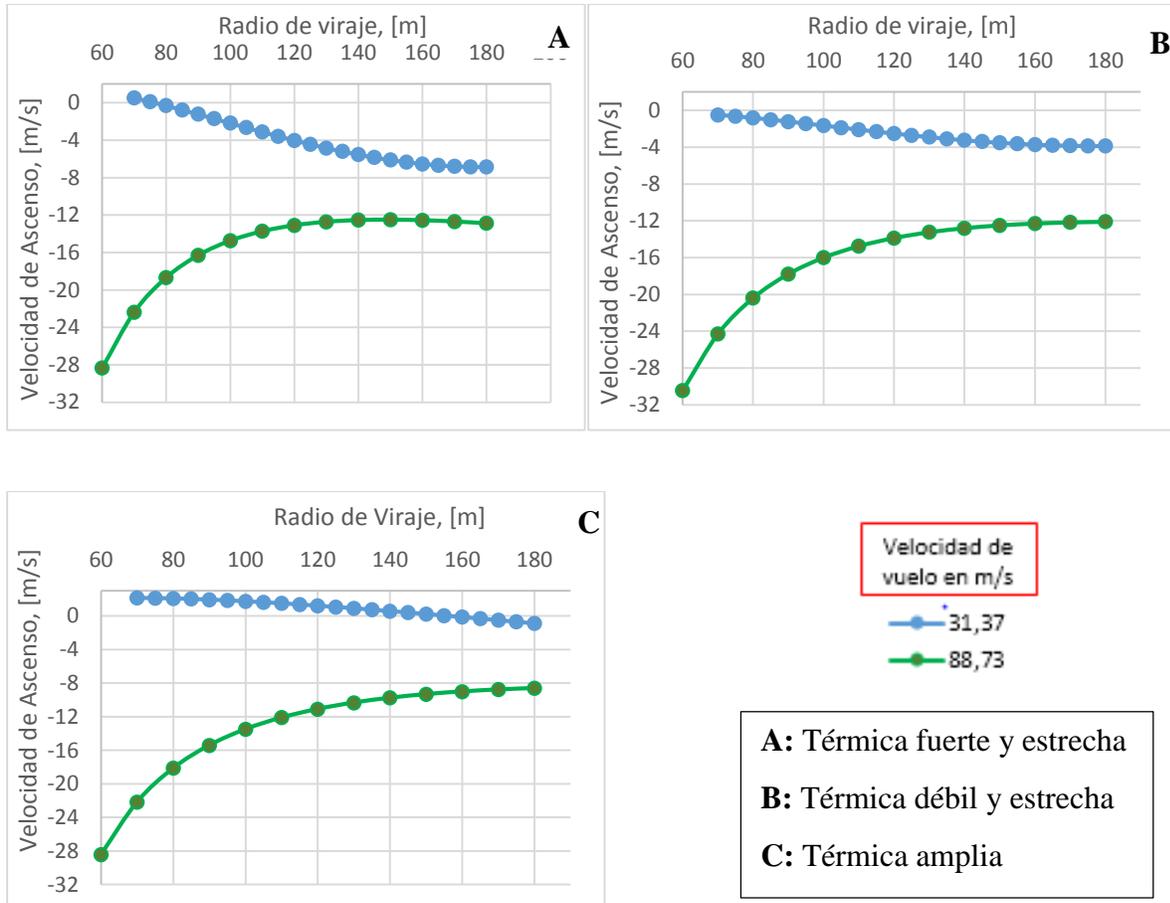
Por otro lado, para el modelo en térmicas en condición de ala extendida, y usando el radio de giro obtenido para la condición de ala extendida a un ángulo de banqueo de  $50^\circ$ , fue posible encontrar la velocidad de la corriente ascendente  $V_{thermal}$  (Ecuación 6.14) para cada caso de térmica. La Tabla 21 del Anexo B 5 muestra el valor de la velocidad de la corriente ascendente dependiendo de la intensidad de la misma para diferentes radios de viraje.

Luego la velocidad absoluta de ascenso (calculada usando la Ecuación 6.15) para cada tipo de térmica cuando el planeador vuela a un ángulo de banqueo de  $50^\circ$  es mostrada en la Tabla 11.

**Tabla 11 Velocidad de ascenso para cada tipo de térmica con el ala extendida**

Velocidad de ascenso absoluta si hay térmica fuerte y estrecha	$V_c$	-0,68 m/s
Velocidad de ascenso absoluta si hay térmica débil y estrecha	$V_c$	-0,99 m/s
Velocidad de ascenso absoluta si hay térmica amplia	$V_c$	2,05 m/s

La gráfica de la Figura 29 muestra la tasa de ascenso cuando el planeador vuela en térmica fuerte y estrecha; térmica débil y estrecha; y térmica amplia a diferentes velocidades: velocidad de vuelo  $V_{K,e}$ , y velocidad de no exceder (azul y verde respectivamente).



**Figura 29** Tasa de ascenso  $V_c$  vs. Radio de viraje  $r$  en los diferentes tipos de térmica para la velocidad  $V_K$ , y velocidad de no exceder con el ala extendida.

### 6.7.3. DIAGRAMA DE MANIOBRAS V-n

Una de las principales ventajas de aplicar el ala telescópica en esta aeronave, es que hay mayor disminución de la velocidad de pérdida por el incremento en la superficie alar y por lo tanto esta velocidad se aproxima a la de planeadores convencionales con los flaps extendidos (Ecuación 6.16). El Anexo B 4, muestra el cálculo de la velocidad de pérdida de la configuración original de la aeronave con flaps, lo que permite demostrar que al incrementar la superficie alar se puede lograr una mayor disminución en la velocidad de pérdida.

Ahora, incluyendo la superficie alar (cuando el ala está extendida) en la Ecuación 6.17 se demostró que la velocidad de pérdida disminuye hasta un valor de  $V_{stall,e} = 18,06 \text{ m/s}$ .

Luego, la Tabla 12 muestra los valores para construir el Diagrama V-n.

**Tabla 12 Velocidades del Diagrama de Maniobras V-n**

Velocidad de maniobra $V_A$	41,59 m/s
Velocidad de Ráfaga, $V_B$ .	41,59 m/s
Velocidad de nunca exceder, $V_D$	88,73 m/s
Velocidad con un factor de carga de -1.5, $V_F$	88,73 m/s
Velocidad con el mínimo factor de carga, $V_C$ .	29,41 m/s

Estos resultados encontrados en la Tabla 12, reflejan que el aumento en la superficie alar afecta también la velocidad de vuelo de forma inversamente proporcional de manera que la velocidad disminuye con el aumento de la superficie alar.

La gráfica de la Figura 27 presenta el diagrama de maniobras V-n para la condición de ala extendida.

## **6.8. ESTUDIO DE ESTABILIDAD**

Para este análisis de estabilidad se tuvo en cuenta los parámetros calculados en la tesis de referencia y los parámetros geométricos obtenidos mediante el diseño realizado en CAD para configuración del planeador ATLAS I, los cuales se encuentran en los Anexos A 1, A 2, A 3, A 4 y A 5.

### 6.8.1. ESTABILIDAD ESTÁTICA

Para realizar este estudio, fue necesario recalcular y corregir la estabilidad estática realizada en la tesis ‘DISEÑO DETALLADO DE UN PLANEADOR DE ALTO RENDIMIENTO PARA INSTRUCCIÓN’ para luego hacer el cálculo de los datos de estabilidad incluyendo aquellos que no habían sido realizados allí. Luego de ello, se inició el proceso de cálculo de estabilidad longitudinal, direccional y lateral del planeador ATLAS I modificado con ala retraída y extendida siguiendo el proceso descrito en el capítulo 4.5 basados en los parámetros aerodinámicos calculados en el capítulo 6.6.

➤ *Estabilidad estática longitudinal*

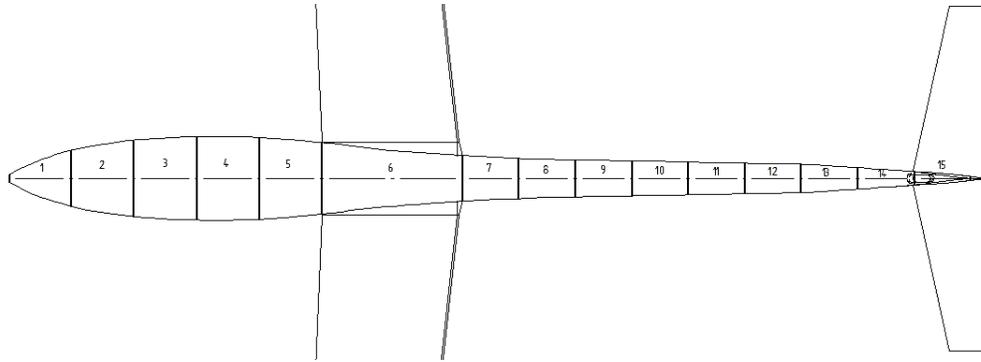
Siguiendo el proceso expuesto en el capítulo 4.5., se inició con el cálculo de la contribución del ala para el ATLAS I modificado con ala retraída obteniendo la pendiente de la curva del coeficiente de momento del ala usando la Ecuación 4.9.

$$Cm_{\alpha_w} = 5,452 [rad^{-1}] \left( \frac{0,501[m]}{1,03[m]} - \frac{0,25[m]}{1,03[m]} \right) = 0,2292[rad^{-1}]$$

$$Cl_{\alpha_w} = \frac{5,452[rad^{-1}] * |-4,9[^\circ]|}{57,3 \left[ \frac{deg}{rad} \right]} = -0,4663$$

$$Cm_{\alpha_w} = -0,2460 + (-0,4663) \left( \frac{0,197[m]}{1,03[m]} - \frac{0,24[m]}{1,03[m]} \right) = -0,2264$$

Luego se calculó la contribución del fuselaje, el cual se seccionó para hallar el coeficiente de momento en función de la geometría como se muestra en Figura 30. Cabe resaltar que la modificación del planeador ATLAS I no incluye cambios en el fuselaje de la aeronave.



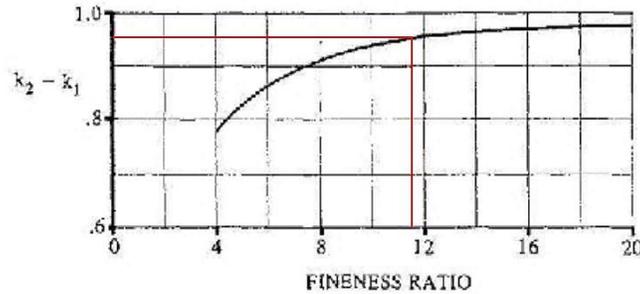
**Figura 30 Fuselaje seccionado del planeador ATLAS I**

Las medidas del fuselaje fueron tomadas como: la separación de cada sección ( $\Delta X$ ), el ancho de cada sección ( $b_f$ ) y la distancia entre el centro de cada sección y la cuerda de raíz del ala ( $X_1$ ). Además, el ángulo de incidencia de cada sección con respecto a la línea de centro del fuselaje (ver Tabla 13).

**Tabla 13 Datos de la geometría del fuselaje**

Sección	$\Delta X$ , m	$b_f$ , m	$X_1$ , m	$icl, B$
1	0,5702	0,50865	2,5662	9,658
2	0,5702	0,69773	1,9957	7,919
3	0,5702	0,7588	1,4255	6,068
4	0,5702	0,7447	0,8553	3,631
5	0,5702	0,6512	0,2851	1,476
6	1,93	0,6512	0	1,687
7	0,51422	0,4145	0,2571	1,538
8	0,51422	0,3653	0,7713	0,938
9	0,51422	0,3377	1,2856	0,401
10	0,51422	0,3187	1,7998	0,428
11	0,51422	0,2995	2,314	0,388
12	0,51422	0,2794	2,8282	0,389
13	0,51422	0,2587	3,3424	0,369
14	0,51422	0,1937	3,8567	0,387
15	0,51422	0,1241	4,3709	0,39

Con base en el estudio de Munk's, se halló la masa aparente usando la Figura 31 a partir del “fitness ratio” o relación de esbeltez que relaciona la longitud y el ancho máximo del fuselaje  $l_f/b_{f,max}$  donde se obtuvo que la masa aparente del fuselaje es 0,95.

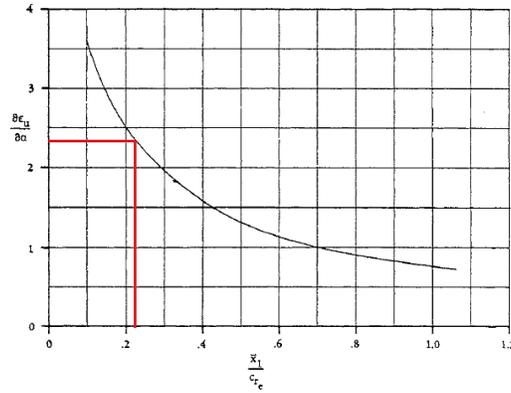


**Figura 31 Coeficiente de masa aparente del fuselaje**

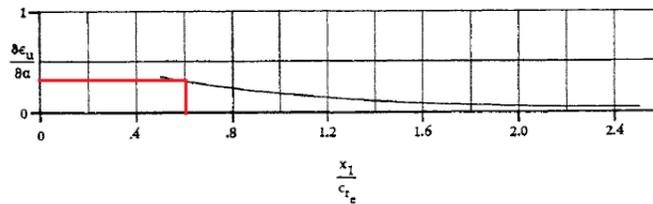
Luego se halló el coeficiente de momento del fuselaje cuando no hay sustentación usando la Ecuación 4.14.

$$Cm_{o,f} = \frac{0,95}{36,5 (17,32[m^2])(1,03[m])} * (-8,548[m^3]) = -0,0126$$

Posteriormente, se calculó la pendiente de la curva del coeficiente de momento del fuselaje para cualquier ángulo de ataque, el cual está en función del upwash y el downwash del fuselaje de acuerdo a la modificación realizada por Multhopp al estudio de Munk's; para esto se dividió el fuselaje en dos partes, la parte delantera de la cuerda de raíz del ala (upwash) y la parte trasera de la cuerda de raíz del ala (downwash). La variación del upwash se obtuvo de la Figura 32 y para el downwash de la Figura 33.



**Figura 32 Variación del upwash del fuselaje**



**Figura 33 Variación del downwash del fuselaje**

La curva del coeficiente de sustentación obtenida fue:

$$Cm_{\alpha,f} = \frac{\pi}{2(17,32[m^2])(1,03[m])} * (1,88[m^3]) = \mathbf{0,1662 [rad^{-1}]}$$

El coeficiente de momento del fuselaje está dado por la Ecuación 4.11 así que:

$$Cm(\alpha),_w = -0,0126 + \left( \frac{0,1662 rad^{-1}}{57,3} \right) * (0^\circ) = \mathbf{-0,0125}$$

Para el cálculo de la contribución del empenaje se halló la relación de la variación del downwash con respecto al ángulo de ataque que es expresado de dos formas: una primera estimación con base en la teoría de línea de sustentación para alas elípticas como se muestra en la Ecuación 4.17 y una ecuación empírica que está dada por factores en función de la relación de aspecto del ala, la relación de taperado del ala y la localización del estabilizador horizontal usando la Ecuación 4.18 (ver Anexo A 4) .

Con el downwash producido por el ala se halló el ángulo de ataque del estabilizador horizontal.

$$\alpha_t = 7,36^\circ - 2,46^\circ + (-3^\circ) - 0,021 = 1,88^\circ$$

Para poder obtener el coeficiente de sustentación del estabilizador en este ángulo de ataque:

$$C_{Lt} = \left( \frac{4,5078 \text{rad}^{-1}}{57,3} \right) * (1,88^\circ) = \mathbf{0,0519}$$

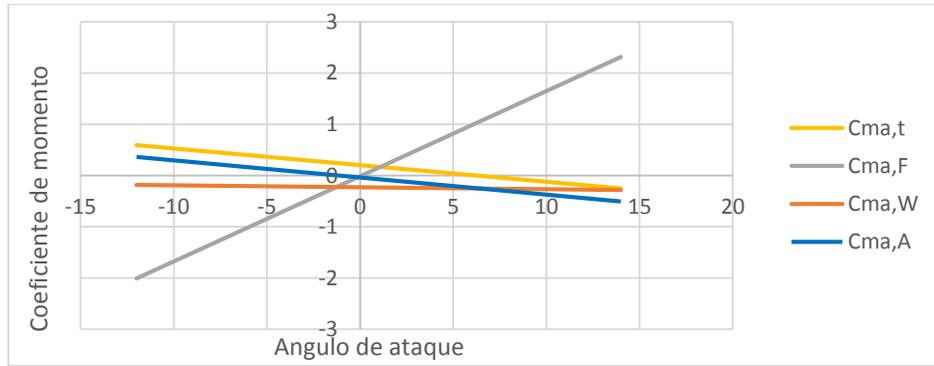
Con el cual se pudo obtener el coeficiente de momento generado por el estabilizador horizontal.

$$C_{m_{ot}} = (1)(0,4948) \left( \frac{4,5078 \text{rad}^{-1}}{57,3} \right) (-0,004 + 2,46^\circ - (-3^\circ)) = \mathbf{0,2045}$$

$$C_{m_{at}} = -(1)(0,4948)(4,5078 \text{rad}^{-1})(1 - 0,1682 \text{ rad}^{-1}) = \mathbf{-1,855 \text{rad}^{-1}}$$

$$C_{m_{CGt}} = (0,2045) + (-1,2986 \text{rad}^{-1})(0) = \mathbf{0,2045}$$

Después de este estudio se obtuvo la contribución de cada una de las partes principales de la aeronave y por lo tanto fue posible determinar el coeficiente de momento del planeador como se encuentran representados en la Figura 34, donde se observa que la aeronave cumple con el primer criterio de estabilidad que establece que el coeficiente de momento debe estar representado como una pendiente; sin embargo, la aeronave no cumple con el segundo criterio de estabilidad que afirma que el punto de corte con el eje vertical debe ser positivo. Para cumplir con los dos criterios de estabilidad se realizó un análisis para que determinó los parámetros que deben ser ajustados se deben ajustar para lograr que el planeador sea estable longitudinalmente (ver Figura 43).



**Figura 34 Coeficientes de momento en eje Y para el estudio de la estabilidad estática longitudinal**

El punto neutro de la aeronave se calcula teniendo en cuenta la variación del coeficiente de momento con respecto al coeficiente de sustentación, el cual con el análisis se podrá obtener el punto cuando el planeador no genera un momento a pesar de que este generando sustentación. Por lo cual se determinó con Ecuación 67

$$N_o = \bar{X}_{ac} - \left( \frac{dC_m}{dC_L} \right)_f + \frac{a_t}{a_w} \left( 1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \bar{V}_l \eta_l \quad \text{Ecuación 67}$$

Se evaluó la variación del centro de gravedad a lo largo de la cuerda media del planeador y con esto se pudo encontrar el punto neutro al realizar una comparación del valor dado para cada posición del centro de gravedad con respecto a la variación del coeficiente de momento respecto al coeficiente de sustentación.

➤ *Estabilidad estática direccional*

El estudio de la estabilidad estática direccional del planeador fue calculado partiendo de la contribución del ala, fuselaje y del estabilizador vertical. Para la contribución del ala se tuvo en cuenta el diedro y el flechamiento, para este caso el diedro es despreciable por lo tanto solo se tiene

en cuenta el efecto del flechamiento en la contribución del ala a la estabilidad estática direccional.

Este coeficiente de momento se calculó a partir de la Ecuación 4.33.

$$(Cn_{\beta})_{A,w} = \left( \frac{1}{4\pi(18,71)} - \frac{\tan(-0,02)}{\pi(18,71)(18,71 + 4\cos(-0,02))} \left[ \cos(-0,02) - \frac{18,71}{2} - \frac{18,71^2}{8\cos(-0,02)} - 6(0,245) \frac{\text{sen}(-0,02)}{18,71} \right] \right) 0,7008^2$$

$$(Cn_{\beta})_{A,w} = \mathbf{0,0020}$$

$$(Cn_{\beta})_w = 0 + 0,0020 = \mathbf{0,0020}$$

Luego, se debe tener en cuenta que en las dos configuraciones del planeador ATLAS I modificado no hay diedro y sabiendo previamente que la contribución del ala es la sumatoria del efecto del flechamiento y del diedro, se determinó que la contribución del ala a la estabilidad estática direccional está determinada únicamente por el coeficiente de momento afectado por el flechamiento.

El cálculo de la contribución del fuselaje se realizó con respecto a la Ecuación 4.34 la cual está en función de dos factores obtenidos por medio de la Figura 35 y la Figura 36.

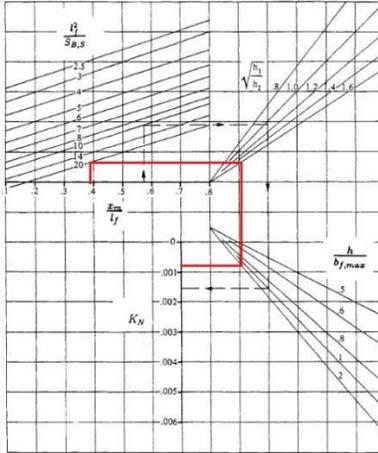


Figura 35 Factor empírico  $K_N$  relacionado a  $(Cn_\beta)_{B(W)}$

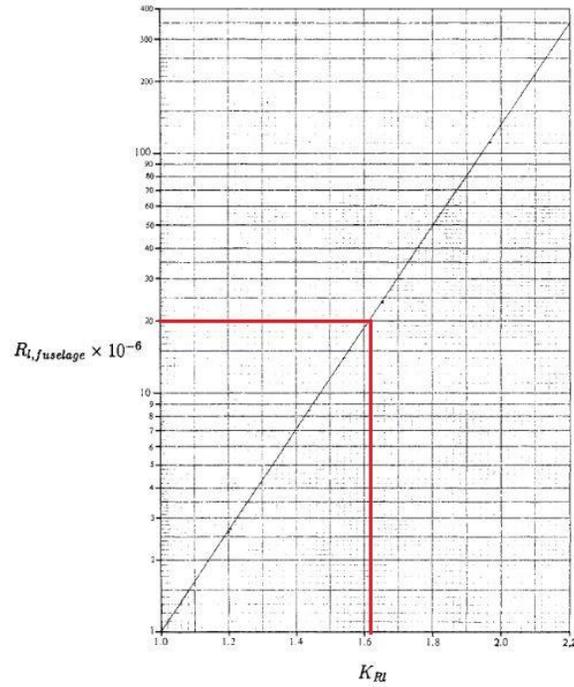


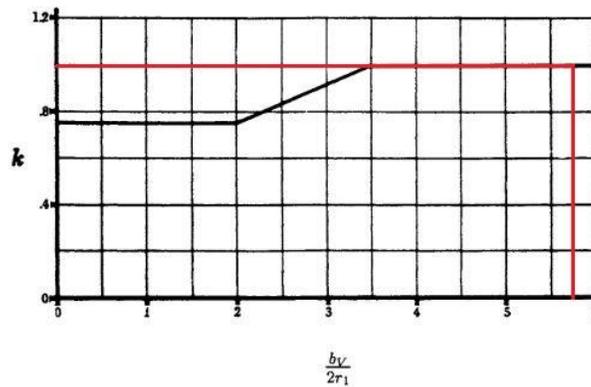
Figura 36 Variación de  $K_{RI}$  con el número de Reynolds del fuselaje

Entonces la contribución del fuselaje es:

$$(Cn_\beta)_{B(W)} = -(0,0006 \text{ deg}^{-1})(1,625) \left( \frac{4,54 \text{ m}^2}{17,32 \text{ m}^2} \right) \left( \frac{8,76 \text{ m}}{18 \text{ m}} \right) = -0,00013 \text{ deg}^{-1}$$

$$\rightarrow -0,0074 \text{ rad}^{-1}$$

Por último se realizaron los cálculos de la contribución del empenaje por medio de la Ecuación 4.35, para la cual se obtuvo el factor  $k$  de la Figura 37, la pendiente de la curva de coeficiente de sustentación de la cola vertical  $a_v$ , la relación entre el área superficial del estabilizador vertical y el área superficial del ala ( $S_v/S$ ) y el sentido lateral combinado y la relación en términos de presión dinámica  $\left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) \eta$ .



**Figura 37** Parámetro empírico  $k$  como una función de  $bv/2r_1$

Entonces la contribución de del empenaje es:

$$\left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) \eta = 0,724 + \frac{3,06 (1,38 \text{ m}^2 / 17,32 \text{ m}^2)}{1 + \cos(-0,0176 \text{ rad})} + \frac{0,4(-0,47 \text{ m})}{0,9544 \text{ m}} + 0,009(18,71)$$

$$\left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right)$$

$$\eta = 0,8172$$

$$C_{y\beta,v} = -(1)(0,7675) \left(\frac{1,38 \text{ m}^2}{17,32 \text{ m}^2}\right) = 0,0457 \text{ rad}^{-1}$$

La estabilidad direccional del planeador cuando el timón de cola está fijo es:

$$(C_{n\beta})_{fix} = 0,0020 \pm 0,0074 \text{ rad}^{-1} + 0,046 = 0,0404 \text{ rad}^{-1}$$

➤ *Estabilidad estática lateral*

Ya que en este caso el flechamiento es pequeño y no se tiene diedro, se asume que la contribución del ala es insignificante. Por el contrario, la contribución que realiza el empenaje se calculó según la Ecuación 4.43 en función de la relación de la distancia del estabilizador vertical de la línea de referencia del fuselaje y la envergadura (ver Ecuación 4.45).

$$C_{l\beta,W} = -\mathbf{0,0407}$$

$$\left(\frac{z}{b}\right) = \left(\frac{0,702m \cos(0) - 5,1m \operatorname{sen}(0)}{18m}\right) = \mathbf{0,039}$$

$$(C_{l\beta})_v = 0,0457(0,039) = \mathbf{0,0018}$$

$$C_{l\beta,A} = -0,0407 + 0,0018 = -\mathbf{0,039}$$

## 6.8.2. ESTABILIDAD DINÁMICA

Para este proceso se realizó el análisis en el software XFLR5, en el que se ingresaron las coordenadas del perfil alar (Eppler 583) y el perfil del empenaje (NACA 63012). Luego se realizó un análisis aerodinámico tomando un rango desde 100.000Re hasta 2.000.000Re con un incremento de 350.000Re en un rango de ángulo de ataque desde  $-15^\circ$  hasta  $20^\circ$  con una variación de  $1^\circ$ , con lo que se obtuvo la pendiente de la curva de sustentación del perfil alar y del empenaje teniendo en cuenta las velocidades en las cuales se encuentra la mayor eficiencia de cada una de las configuraciones del ATLAS I.

Cada configuración del ATLAS I fue diseñada en XFLR5, teniendo en cuenta la geometría hecha en CAD, por consiguiente, fueron importadas las coordenadas del fuselaje para todos los casos. Posteriormente se adicionaron los pesos de los componentes: estructura del fuselaje, así como la del ala (incluyendo el mecanismo), el empenaje, piloto y copiloto de acuerdo con los pesos calculados, lo que permitió encontrar la localización del centro de gravedad. Se realizaron dos análisis de cada configuración; Teoría de Sustentación de Línea (LLT) y Horusehoe vortex (VLM1). Estos análisis fueron hechos para determinar la pendiente de la curva de sustentación del ala, el coeficiente de momento, la distribución de la carga alar, y el coeficiente de sustentación cuando el rendimiento es máximo. Con estos parámetros se realizó el análisis de estabilidad dinámica, en el cual se determinaron los modos longitudinales y laterales. Los modos hacen referencia a diferentes perturbaciones. En el sentido longitudinal se encuentra el modo phugoid y modo de periodo corto; y en el sentido lateral se encuentran el modo espiral, modo de viraje amortiguado y modo dutch roll de los cuales se obtuvieron las gráficas rout locus y tiempo de respuesta que se pueden apreciar en la sección 7.4.2.

Para ver el proceso detallado de obtención de la estabilidad dinamica ver Anexo C 7.

## **7. PRESENTACIÓN Y ANÁLISIS DE RESULTADOS**

### **7.1. ESTUDIO AERODINÁMICO**

La Tabla 14 presenta una comparación entre los parámetros aerodinámicos del planeador descrito en la tesis DISEÑO DETALLADO DE UN PLANEADOR PARA INSTRUCCIÓN (ATLAS I), el planeador ATLAS I recalculado, el ATLAS I modificado con el ala retraída, y el ATLAS I modificado con el ala extendida.

**Tabla 14 Comparación de datos aerodinámicos para cada configuración del planeador ATLAS I**

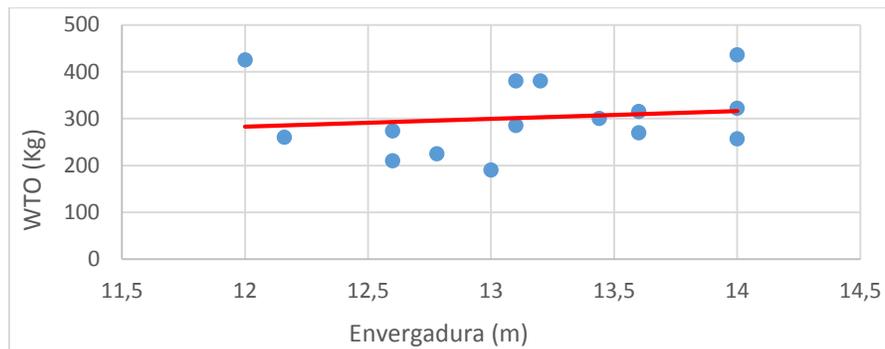
PERFORMANCE			Tesis Diseño ATLAS I original	ATLAS I original recalculado	ATLAS I modificado con ala retraída	Porcentaje de cambio entre ATLAS I recalculado y ATLAS I con ala retraída (%)	ATLAS I modificado con ala extendida	Porcentaje de cambio entre ATLAS I con ala extendida y ATLAS I con ala retraída (%)
Parámetro	Símbolo	Dimensiones	Unidades	Unidades	Unidades	Unidades	Unidades	Unidades
<b>AERODINÁMICA</b>								
Peso máximo del planeador	W	Kg	600	600	746,36	19,6	746,36	0
Cuerda media del ala	c	M	1,01	1,01	1,01	0	1,01	0
Cuerda en la punta del ala	$c_t$	M	0,65	0,65	0,65	0	0,65	0
Cuerda en la raíz del ala	$c_r$	M	1,3	1,3	1,3	0	1,3	0
Taper Ratio	$\lambda$	-	0,5	0,5	0,5	0	0,5	0
Envergadura	b	M	18	18	18	0	23,6	23,73
Superficie alar	Sw	M	17,5	17,32	17,32	0	24,4	29,02
Relación de Aspecto	AR	-	18,51	18,71	18,71	0	22,83	18,05
Carga alar	W/Sw	$N/m^2$	340	340	423	29,01	300	-29,08
Eficiencia máxima	$E_{max}$	-	43	36,92	36,92	0	41,51	11,06
Velocidad con la máxima eficiencia	$V_{E_{max}}$	m/s	31,94	35,11	39,15	10,32	31,37	-19,87
<b>RENDIMIENTO AERODINÁMICO</b>								
Velocidad de planeo	$V_p$	m/s	31,94	35,11	39,15	10,32	31,37	-19,87
Fuerza de sustentación en crucero	L	N	-	5.886	7.321,79	19,61	7.321,79	0
Fuerza de arrastre en crucero	D	N	-	159,56	198,48	19,61	176,34	-11,15

Mínimo ángulo de trayectoria de vuelo en crucero	$\gamma_{min}$	Deg	1,33	1,55	1,55	0	1,38	-10,97
Tasa de descenso en planeo	$V_{Sp}$	m/s	-	0,95	1,06	11	0,75	-29,24
Velocidad de vuelo en viraje	$V_K$	m/s	31,94	35,11	39,15	10,32	31,37	-19,87
Radio de viraje a un ángulo de banqueo $\phi = 50$	r	m	-	105,45	131,12	19,58	84,18	-35,8
Tasa de descenso en viraje con ángulo de banqueo $\phi = 50$	$V_S$	m/s		-1,63	-1,81	9,94	-1,29	-28,73
<b>DIAGRAMA V-n</b>								
Velocidad de pérdida	$V_{stall}$	m/s	19,16	19,22	21,44	5,20	18,06	-15,76
Velocidad de maniobra	$V_A$	m/s	44,16	44,26	49,36	10,33	41,59	-15,74
Velocidad de Ráfaga	$V_B$	m/s	44,16	44,26	49,36	10,33	41,59	-15,74
Velocidad de nunca exceder	$V_D$	m/s	81,38	96,46	99,46	3,02	88,73	-10,79
Velocidad con un factor de carga de -1,5	$V_F$	m/s	81,38	96,46	99,46	3,02	88,73	-10,79
Velocidad con el mínimo factor de carga de -2,5	$V_C$	m/s	31,11	31,3	34,9	10,31	29,41	-15,73

### 7.1.1. INCREMENTO EN EL PESO DE LA AERONAVE

Durante el análisis aerodinámico se realizó una estimación del peso adicional en el ala debido al mecanismo de extensión; para ello se tomó como base inicial el planeador Fs-29, el cual usa un ala telescópica que le permite extenderse desde una longitud de 13.3m hasta una envergadura final de 19m.

Luego, se hizo una comparación en el incremento del peso entre la aeronave fs-29 y el ATLAS I modificado, en donde fue necesario tomar todos los planeadores con envergadura entre 12m y 14m para encontrar una estimación del mecanismo de extensión del planeador guía por medio de la ecuación de la línea de tendencia de la gráfica de la Figura 38 aplicada a la aeronave (fs-29) como si esta fuese fija sabiendo de antemano que su peso al despegue es de 461 kg.



***Figura 38 Relación Peso al Despegue y Envergadura para planeadores con envergadura entre 12m y 14m***

Siguiendo todo el proceso mostrado en el Anexo B 6 con base en la gráfica de la Figura 41, se pudo determinar que el peso de esta aeronave sería 304.52 kg si fuese de ala fija, lo que significa que el mecanismo en el fs-29 es 156,48 kg, es decir que con el mecanismo que usa este planeador hay un incremento del peso de la misma en un 19,6%.

En el caso ATLAS I original, el peso total de la aeronave (incluyendo accesorios) es 600 kg. Luego, al realizar la implementación del ala telescópica este parámetro llegó a 746,36 kg, puesto que el mecanismo diseñado para cumplir con esta función hizo que el ala del planeador original que antes pesaba 194,13 kg, ahora pese 340,61 kg con el uso del mecanismo de extensión. El peso del mecanismo de extensión para el ATLAS I modificado es 278,206 kg y el peso de la piel es 62,4 kg, luego el nuevo peso total del planeador representa un incremento del 19,6% del planeador ATLAS I original.

#### 7.1.2. EFICIENCIA MÁXIMA EN LAS DOS CONDICIONES DE ENVERGADURA

Los resultados obtenidos en los cálculos de rendimiento muestran que la máxima eficiencia aerodinámica aumenta con el ala extendida desde 36,89 a 41,52, lo que representa un incremento del 11.06%. Esto quiere decir que como ventaja con la implementación del ala de envergadura variable hay un aumento en la eficiencia dada por el incremento de la superficie alar afectando directamente la relación de aspecto y el peso de la aeronave, lo que finalmente se ve reflejado en la disminución de la carga alar la cual se ve involucrada en la disminución de la tasa de descenso y el aumento de la tasa de ascenso durante vuelos en espiral dentro de corrientes de aire ascendentes.

Sin embargo, estas ventajas se ven opacadas por un alto costo de fabricación, la complejidad del mecanismo que, aunque es baja requiere un mantenimiento significativo comparativamente con la estructura original. Asimismo, debido a la implementación del mecanismo se suma un sistema de control adicional a la aeronave el cual se encarga de extender y retraer las alas, lo que involucra la

modificación al manual de vuelo y de mantenimiento además de la profundización en el entrenamiento para el piloto.

## **7.2. ESTUDIO DEL RENDIMIENTO EN LAS DOS CONDICIONES DE ENVERGADURA (ALA RETRAÍDA-ALA EXTENDIDA)**

La comparación de la velocidad de vuelo y de descenso entre la configuración del planeador con el ala retraída y extendida muestra una disminución del 19,87% y 28.9% respectivamente. La disminución en la velocidad de vuelo que corresponde a la de máxima eficiencia del planeador se atribuye al aumento en la superficie alar, pues esta disminuye la carga alar a pesar de mantener el peso constante para el ala retraída y extendida, como se puede observar en la Ecuación 6 aplicada al ala extendida.

$$\frac{W}{Sw_e} = \frac{746,36 \text{ kg} * 9,81 \text{ m/s}^2}{24.4 \text{ m}^2}$$

$$\frac{W}{Sw_e} = 300 \frac{N}{m^2}$$

Esto equivale a una disminución de la carga alar de un 29%.

La disminución en la velocidad de vuelo con el ala extendida implica que durante la fase de planeo de una térmica a la otra, sea de mayor conveniencia que la aeronave mantenga sus alas retraídas, lo que le va a permitir volar con mayor velocidad a pesar de tener un 11,08% de menor eficiencia máxima, y garantiza volar en menor tiempo de una térmica a la otra pues estas son transitorias y no permanecen activas durante tiempos prolongados y por lo tanto entre más rápido se llegue a la térmica el piloto podrá aprovechar las corrientes ascendentes.

También puede presentarse el caso en el que saliendo de una térmica el piloto no encuentre otra corriente ascendente lo que implica que en dicho caso se vuele con el ala extendida para perder la menor altura posible garantizando tener mayor tiempo para ubicar otra térmica.

Luego, haciendo una comparación entre los valores obtenidos para las fuerzas de sustentación y arrastre por medio de las ecuaciones 6.9 y 6.10 para el ala retraída se observa que no hay un incremento en la sustentación debido a que el peso de la aeronave se mantiene constante cuando el ala está extendida y cuando está retraída, lo que implica que haya disminución de la velocidad, además del aumento del coeficiente de sustentación en un 9,55%, contrario a la fuerza de arrastre, que disminuyó en un 11,15%, a pesar de mantener constante el coeficiente de arrastre.

#### 7.2.1. CROSS- COUNTRY THEORY (ALA EXTENDIDA-ALA RETRAÍDA)

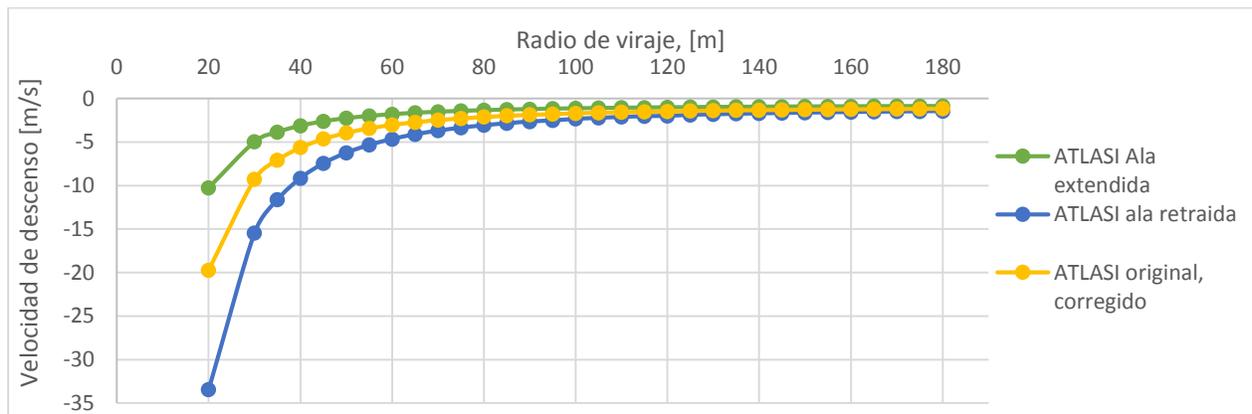
➤ *Polar de Viraje: Tasa de descenso*

La gráfica de la Figura 39 es un diagrama de viraje, que compara el planeador ATLAS I original, ATLAS I modificado con ala retraída, y ATLAS I modificado con ala extendida: relaciona el radio de giro y la tasa de descenso a la velocidad correspondiente a la eficiencia máxima en cada una de las configuraciones del planeador.

Desde el punto de vista del ángulo de banqueo, este se reduce únicamente por el incremento del radio de viraje a una velocidad de aire  $V_K$  constante, y cuando aumenta el ángulo de banqueo también lo hace la tasa de descenso. Si, por otro lado, el ángulo de banqueo se mantiene constante, el viraje puede ser cerrado solo por la reducción de la velocidad del aire. Al graficar la tasa de descenso calculada para varios radios de giro (donde el radio de viraje está en función del ángulo de banqueo) en un solo diagrama de viraje se obtiene una curva que define la más baja tasa de

descenso alcanzada por un planeador, de donde se puede observar que la tasa de descenso disminuye a medida que el radio de viraje aumenta.

El radio dispuesto para estas gráficas está en un rango de 20 m a 180 m puesto no se puede realizar un viraje con un radio de igual valor que la envergadura de la aeronave, se tomó un valor un poco mayor. Como valor máximo de radio de viraje se tomó el diámetro de las térmicas fuertes y estrechas, y débiles y estrechas, (ver Tabla 7 en el la sección 6.5.2 Modelado de Térmicas) pues fuera de allí el planeador ya no tendría como ganar altura y la velocidad de descenso tiende al valor que corresponde al vuelo recto.



**Figura 39 Tasa de descenso  $V_s$  vs. Radio de viraje  $r$ , con velocidad de vuelo  $V_K$**

***correspondiente a la eficiencia máxima para cada una de las configuraciones del planeador.***

La Figura 39 muestra que para la condición de ala extendida, el planeador tiene una menor tasa de descenso que en los otros dos casos (ver Anexo B 5.a), además se observa que esta velocidad se vuelve casi constante a partir de un radio de 100 m, para el cual el piloto debe virar a un ángulo de banco de  $45,1^\circ$ , donde  $V_s = -1,01 \text{ m/s}$ . Bajo este mismo radio de viraje, el planeador original recalculado y el modificado con el ala retraída, necesitan un ángulo de viraje de  $51,5^\circ$  y  $55^\circ$  respectivamente, lo que influye en que su tasa de descenso sea de  $-1,53 \text{ m/s}$  para el ATLAS I

original recalculado (ver Anexo B 7.a), y de -1,98 m/s para el planeador modificado con el ala retraída (ver Anexo B 5.a).

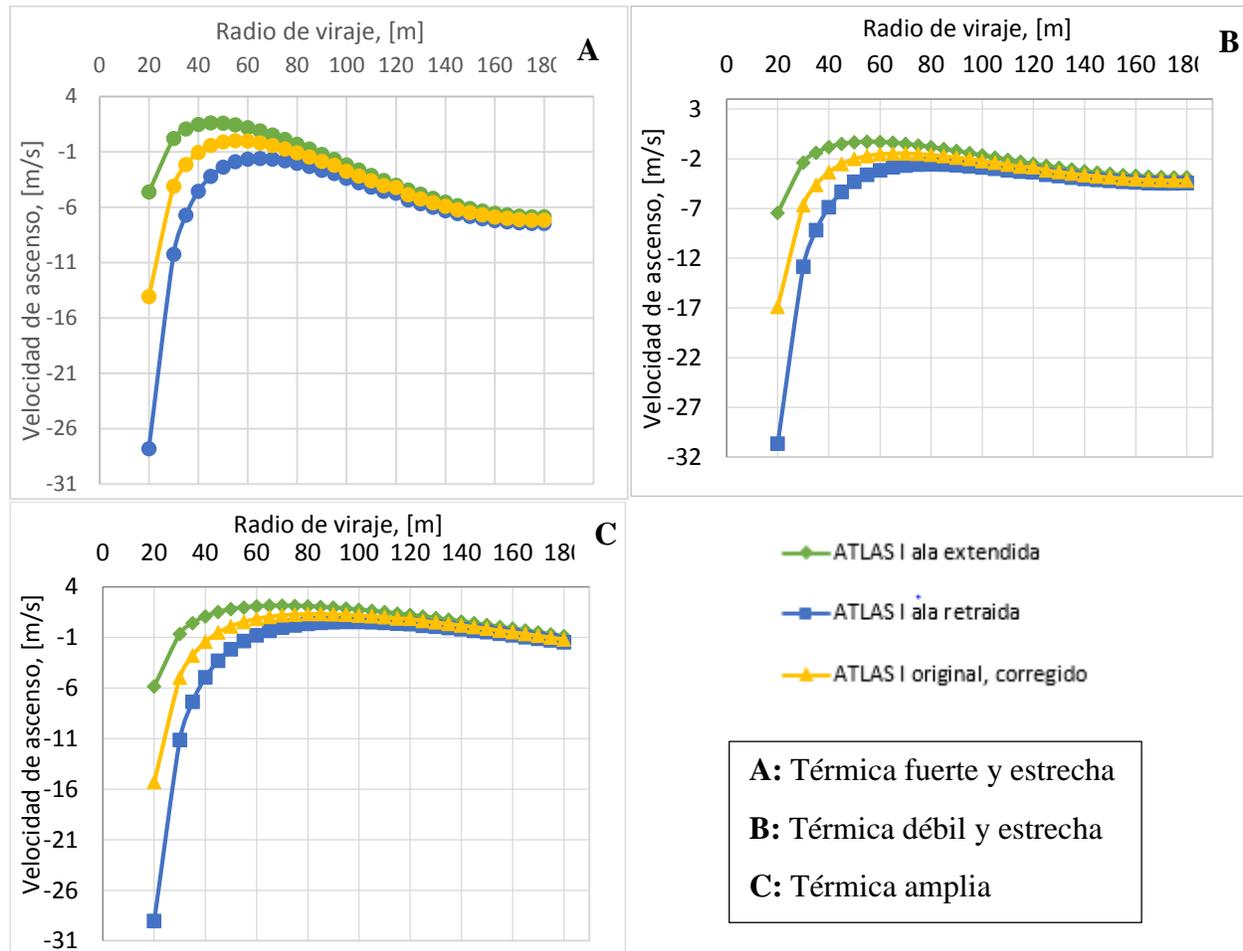
En el caso del ala retraída y del ATLAS I original recalculado, se observa que tiende a un valor constante en la tasa de descenso al llegar aproximadamente a un radio de 130 m donde el ángulo de banqueo es de  $47,6^\circ$  y  $44^\circ$  respectivamente, obteniendo una tasa de descenso de -1,66 m/s para el primero y de -1,35 m/s para el segundo. Estos valores representan aproximadamente un 34% de incremento en la velocidad de descenso cuando la envergadura del planeador es de 18m.

Esto quiere decir que durante el vuelo en viraje es de mayor beneficio el uso del ala telescópica lo que le ayudará a ganar altura más rápido dentro de las térmicas.

#### ➤ *Modelado de Térmicas*

A partir de la velocidad de ascenso en función de la intensidad de la térmica se construyeron las gráficas de la Figura 40 que muestran el diagrama de viraje relacionando el radio de giro y la tasa de ascenso según el tipo de térmica en la que se encuentre el planeador si este vuela a la velocidad de máxima eficiencia ( $V_K$ ), dependiendo de su configuración. Comparando el planeador ATLAS I original recalculado, ATLAS I modificado con el ala retraída y el ATLAS I modificado con el ala extendida, se observa que al igual que para la tasa de descenso, la tasa de ascenso disminuye con el aumento del radio de viraje. A demás de ello, se observa que, durante el ascenso en cualquiera de las térmicas, si el piloto hace un viraje cerrado para aumentar el ángulo de banqueo, el incremento en la corriente ascendente cerca del centro de la térmica no alcanza para compensar la gran tasa de descenso que se presenta allí, asociada con el aumento de la fuerza centrífuga. Pero si la aeronave vuela con un radio de viraje muy grande el avión se situará en la zona exterior más débil de la térmica donde también perderá altura.

Para realizar el análisis de tasa de ascenso en térmicas se tomó en cuenta la relación que ésta tiene con: 1) la tasa de descenso; b) el coeficiente de sustentación durante el viraje el cual no debe ser mayor a  $CL_{max}$ ; y c) la fuerza de sustentación (Ver Anexo B 3.a; Anexo B 5.a; y Anexo B 7.a)



**Figura 40** Tasa de ascenso  $V_c$  vs. Radio de viraje  $r$  en los diferentes tipos de térmica para cada una de las configuraciones del planeador.

El análisis realizado a partir de la Figura 40 y los Anexos B 3.a; B 5.a; y B 7.a; muestra que la máxima tasa ascenso posible en las tres condiciones de térmica se presenta al radio de viraje, ángulo de banco, fuerza de sustentación, coeficiente de sustentación y tasa de descenso que muestra la Tabla 15.

**Tabla 15 Condiciones de rendimiento aerodinámico en que se consigue la tasa de ascenso máxima en las diferentes configuraciones del planeador**

Configuración del planeador	r (m)	$\Phi$ (deg)	L (N)	$Cl_{turn}$	$V_s$	$V_c$ Térmica A	$V_c$ Térmica B	$V_c$ Térmica C
Ala extendida	70	55,01	12.795,88	1,45	-1,53	0,52	-0,505	2,14
Ala retraída	95	58,97	14.094,63	1,46	-2,53	-2,94	-2,74	0,54
Original recalculado	75	59,16	11.482,23	1,46	-2,29	-0,73	-1,51	1,28

Relacionando la Figura 39 y las Figura 40 A, B y C, en la configuración de ATLAS I modificado con ala extendida, se observa que se requiere un rango de radio de viraje entre 70m y 75m para que la aeronave se mantenga en ascenso positivo en la térmica A. El radio de viraje óptimo para volar en la térmica C está entre 70m y 155m para mantener un ascenso positivo. Sin embargo, cuando la aeronave se encuentra en la térmica B, el ascenso siempre es negativo, por lo que su mayor tasa de ascenso es -0,505 m/s a un radio de viraje de 70m.

Analizando la Figura 40 C, se observa la mayor tasa de velocidad ascendente positiva se presenta cuando la aeronave vuela bajo la condición de ala extendida, con un radio de viraje que puede estar desde 70m hasta 155 m. En el caso del ATLAS I modificado con ala retraída, solo se consigue un ascenso positivo si la aeronave vuela en la térmica C para lo cual debe volar a un radio de viraje entre 95m y 130m aunque la tasa de descenso es cada vez mayor que la tasa de ascenso. Por otra parte, en el ATLAS I original recalculado ocurre la misma situación que con el ATLAS I modificado con ala retraída, pues solo hay ascenso positivo cuando la aeronave vuela en la térmica C, sin embargo, el radio de viraje debe estar entre 75m y 140m, aunque la tasa de descenso sea mayor que la tasa de ascenso.

Bajo la condición de análisis de  $L$  y con base en la Figura 39 y la Figura 40 A, se observa que en la configuración de ATLAS I modificado con ala extendida se requiere un rango de radio de viraje

entre 70m y 75m para que la aeronave se mantenga en ascenso positivo en la térmica A. La Tabla 15 muestra que el ATLAS I modificado con ala extendida tiene la menor tasa de descenso que se ve compensada por la mayor tasa de ascenso existente entre las tres configuraciones para el caso de la térmica A, con un ángulo de banqueo  $\Phi=55,01^\circ$  que le permite volar a un radio de viraje de 75m. Por otra parte, el ATLAS I modificado con ala retraída tiene la mayor tasa de ascenso negativa en comparación con las otras configuraciones del planeador; además tiene la mayor tasa de descenso, lo que quiere decir la aeronave pierde altura en la condición de máxima eficiencia. En el caso del ATLAS I original recalculado, se observa que a pesar de tener el mayor  $\Phi$  y la mayor  $V_s$  como consecuencia de volar a un radio de viraje más amplio que en la condición de ala extendida, su tasa de ascenso no es suficiente para compensar la pérdida de altura.

Si se relacionan las Figura 39 y la Figura 40 B se observa que el ascenso es negativo en las tres configuraciones del planeador, por lo que su mayor tasa de ascenso se presenta en cuando el ala está extendida donde la velocidad de ascenso es -0,505 m/s a un radio de viraje de 70m, esto significa que en comparación con las otras dos configuraciones del planeador, el  $V_c$ , en la configuración de ala extendida, es mayor en un 81,5% y en un 66,5% en la condición de ala retraída y de ATLAS I original recalculada respectivamente (ver Tabla 15) . Por otro lado, la tasa de ascenso más baja se encuentra la configuración de ala retraída, y comparándola con la tasa de descenso se encuentra que la aeronave en la medida en que debería ascender, en realidad pierde más altura de la que gana.

Por esta razón se recomienda no volar en térmicas débiles en ninguna de las configuraciones del planeador. Si es inevitable no entrar en este tipo de térmica se recomienda volar con el ala extendida y planear hasta una corriente fuerte y estrecha o amplia (preferiblemente) que le permita a la

aeronave ganar altura. Esto se debe a que las térmicas amplias se caracterizan por tener dos veces el diámetro de las dos térmicas ya analizadas y por tener una intensidad fuerte.

Relacionando la Figura 39 y la Figura 40 C se observa que en el caso en que la aeronave vuela en una térmica amplia es de mayor conveniencia el uso del planeador en la configuración de ala extendida pues que hay una ganancia en ascenso del 74,4% y 40,18% en comparación con las configuraciones de ala retraída y de planeador original recalculado respectivamente.

Los resultados obtenidos luego de haber realizado estos cálculos determinaron que el incremento en la superficie alar es esencial para cumplir misiones en térmicas y en general en vuelos que requieran maniobras en espiral. También se determinó que el ala retraída es ideal para vuelos de planeo cuando se requiere ir de una térmica a la otra, de la manera más rápida, pues se tiene una mayor velocidad y una eficiencia mayor a la del planeador ATLAS I original. El planeador ATLAS I original, bajo condiciones de vuelo en térmica tiene mejor tasa de ascenso en las térmicas A, B y C en un 64,5%, 44,9% y 57,8% en comparación con la configuración de ATLAS I modificado con ala retraída.

La razón por la cual se consigue una mayor tasa de ascenso a bajas tasas de descenso en la configuración de ATLAS I modificado con ala extendida es que la superficie alar y la relación de aspecto ayudan a tener una mejor distribución de la fuerza de sustentación a lo largo de la envergadura lo que se ve reflejado en los vuelos a altos ángulos de viraje para hacer espirales cerradas sin afectar el rendimiento de la aeronave.

### **7.3. DIAGRAMA V-n**

La Figura 27 muestra el diagrama de maniobras V-n para las dos condiciones de envergadura a las cuales está sometido el planeador.

El diagrama V-n además de brindar la información correspondiente a las velocidades límite de la aeronave bajo determinados factores de carga, donde esto último relaciona el diseño estructural del planeador que debe garantizar la integridad de la estructura durante la operación dentro del diagrama V-n. Luego, se debe tener en cuenta que, a pesar de tener un mejor rendimiento aerodinámico bajo la configuración de ala extendida, también se requeriría una estructura más resistente, y que está acompañada de un mayor peso, debido a que debe soportar cargas de vuelo más altas.

### **7.4. ESTUDIO DE ESTABILIDAD**

Se realizó el cálculo de estabilidad para las diferentes configuraciones del planeador ATLAS I: ATLAS I original, ATLAS I original recalculado, ATLAS I modificado con ala retraída y ATLAS I modificado. El objetivo fue saber si la aeronave sigue siendo estable después de cambiar su envergadura teniendo en cuenta que este es el único factor que cambia ya que se analiza con las mismas propiedades geométricas de fuselaje y empenaje.

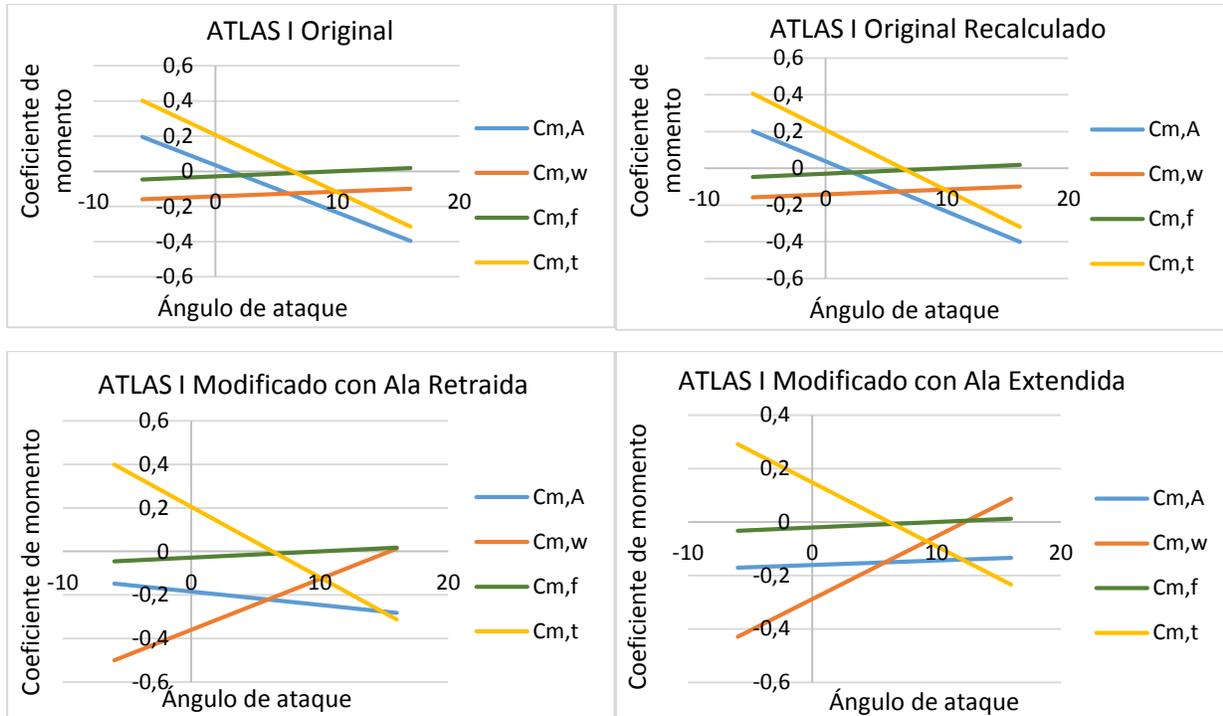
#### **7.4.1. ESTABILIDAD ESTÁTICA**

Para la estimación del estudio de estabilidad estática longitudinal se obtuvieron los resultados de la Tabla 16, en donde se puede observar que para cada planeador se calculó la contribución del ala,

fuselaje, empenaje y el resultado total de las contribuciones para obtener el comportamiento de la aeronave siguiendo el procedimiento demostrado en la Sección 6.8., dando como resultado la pendiente de la curva del coeficiente de momento cuando la sustentación es cero. Dichas contribuciones se pueden observar en la Figura 41.

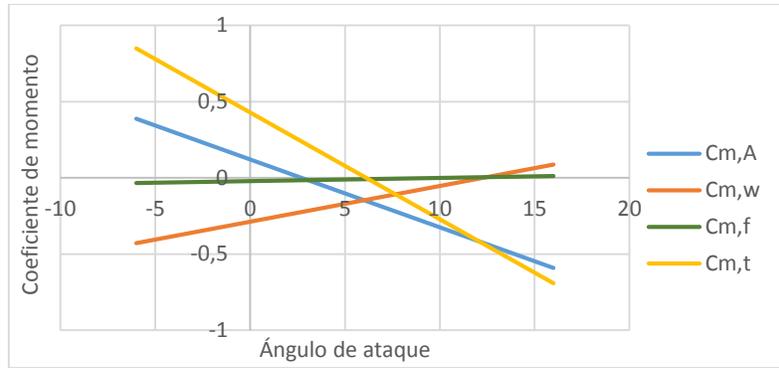
**Tabla 16 Resultados de la variación de la pendiente de sustentación en el estudio de estabilidad estática longitudinal para cada caso.**

Contribución del ala		ATLAS I original		ATLAS I original recalculado		ATLAS I modificado con ala retraída		ATLAS I modificado con ala extendida	
Coefficiente de momento cuando la sustentación es cero	C <sub>mo,w</sub>	-0,14	-	-0,14	-	-0,23	-	-0,29	-
Pendiente de la curva del coeficiente de momento del ala	C <sub>ma,w</sub>	0,16	1/rad	0,15	1/rad	-0,23	1/rad	1,34	1/rad
<b>Contribución del fuselaje</b>									
Coefficiente de momento del fuselaje cuando la sustentación es cero	C <sub>mo,f</sub>	-0,03	-	-0,023	-	-0,013	-	-0,02	-
Pendiente de la curva coeficiente de momento del fuselaje	C <sub>ma,f</sub>	0,17	1/rad	0,17	1/rad	0,17	1/rad	0,12	1/rad
<b>Contribución de la cola horizontal</b>									
Coefficiente de momento de la cola horizontal cuando la sustentación es cero	C <sub>mo,t</sub>	0,21	-	0,21	-	0,20	-	0,15	-
Pendiente de la curva coeficiente de momento de la cola horizontal	C <sub>ma,t</sub>	-1,87	1/rad	-1,89	1/rad	-1,85	1/rad	-1,37	1/rad
<b>Coefficiente de momento del planeador</b>									
Coefficiente de momento del Planeador cuando la sustentación es cero	C <sub>mo,A</sub>	0,03	-	0,04	-	-0,03	-	-0,16	-
Pendiente de la curva coeficiente de momento del planeador	C <sub>ma,A</sub>	-1,54	1/rad	-1,57	1/rad	-1,92	1/rad	0,10	1/rad



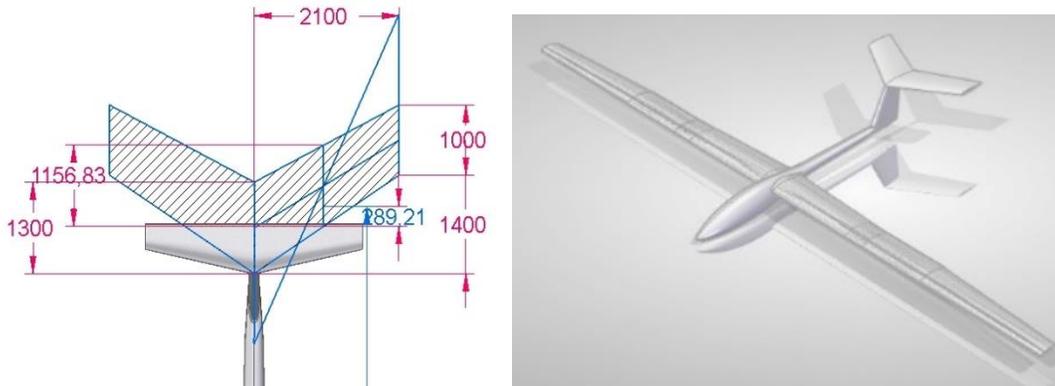
**Figura 41 Estabilidad Estática Longitudinal en las diferentes configuraciones del ATLAS I**

En la Figura 42 se muestra y se realiza la comparación de la estabilidad estática longitudinal de las diferentes configuraciones del planeador ATLAS I. En el caso del ATLAS I original y ATLAS I original recalculado, se determinó que son estables estáticamente ya que la pendiente de la curva de coeficiente de momento es negativa, además, el coeficiente momento es mayor a cero cuando la sustentación es cero. Al haber aumentado el peso por el mecanismo se cambió el centro de gravedad por lo cual el ala genera un mayor momento y ya que este es desestabilizante generó que el planeador con el ala retraída y extendida sea inestable longitudinalmente.



**Figura 42 Comparación de la estabilidad estática longitudinal en las diferentes configuraciones del ATLAS I.**

Para que la aeronave sea estable longitudinalmente se determinó que es necesario mover el m.a.c. del estabilizador horizontal hacia atrás lo que implica que el flechamiento del mismo sea más pronunciado. Además, se incrementó la superficie del estabilizador horizontal donde la nueva cuerda de punta es 1m y la nueva cuerda de raíz es 1,3m (ver Figura 43).

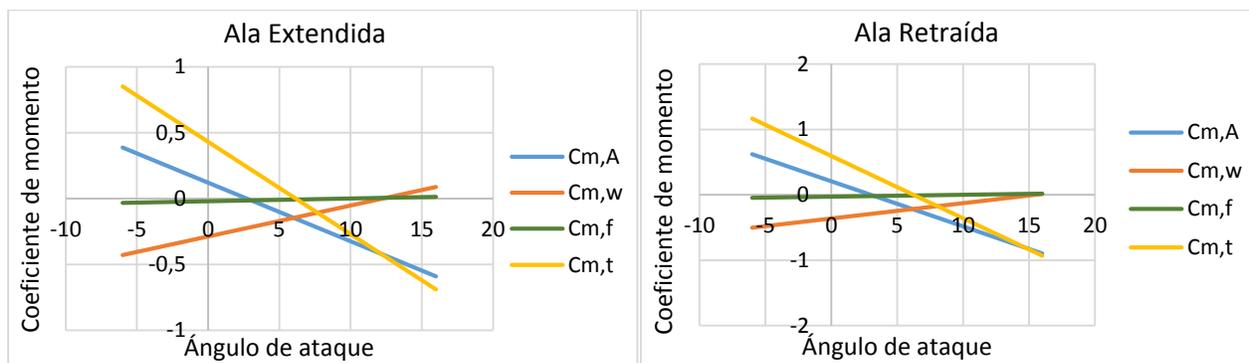


**Figura 43 Cambio en la superficie del estabilizador horizontal**

Con la implementación del nuevo estabilizador horizontal en el ATLAS I modificado (con ala retraída y extendida) se encontró que la aeronave es estable longitudinalmente como se observa en la Figura 44 según los datos obtenidos en la Tabla 17.

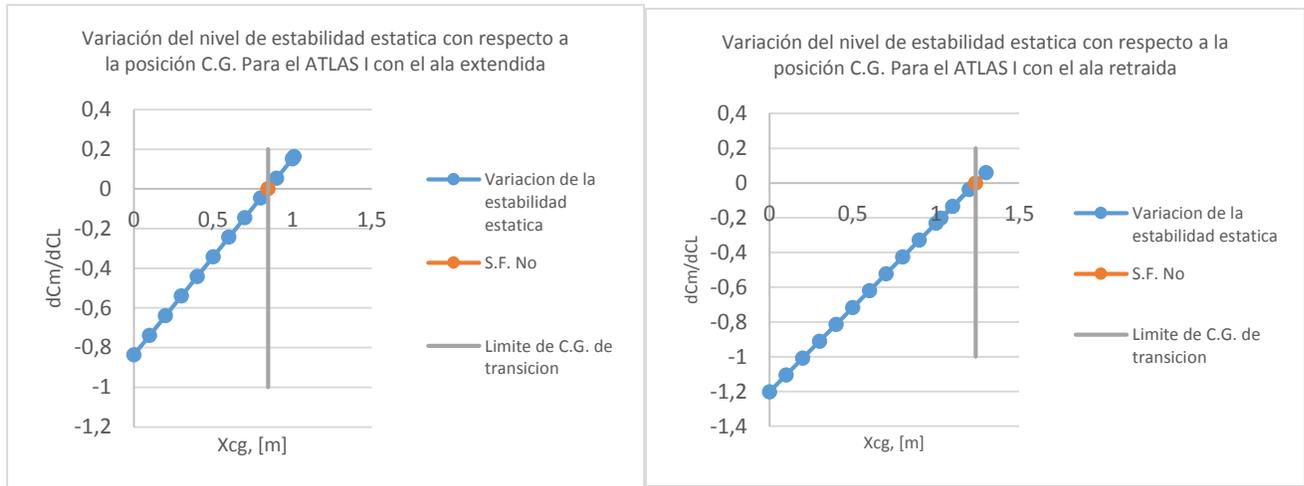
**Tabla 17 Resultados en el estudio de estabilidad estática longitudinal en el planeador ATLAS I modificado si se implementa el nuevo estabilizador horizontal.**

Contribución del ala		ATLAS I modificado con ala retraída		ATLAS I modificado con ala extendida	
Coefficiente de momento cuando la sustentación es cero	$C_{m_0,w}$	-0,36	-	-0,288	-
Pendiente de la curva del coeficiente de momento del ala	$C_{m_a,w}$	1,34	1/rad	1,345	1/rad
<b>Contribución del fuselaje</b>					
Coefficiente de momento del fuselaje cuando la sustentación es cero	$C_{m_0,f}$	-0,02	-	-0,020	-
Pendiente de la curva coeficiente de momento del fuselaje	$C_{m_a,f}$	0,16	1/rad	0,121	1/rad
<b>Contribución de la cola horizontal</b>					
Coefficiente de momento de la cola horizontal cuando la sustentación es cero	$C_{m_0,t}$	0,59	-	0,43	-
Pendiente de la curva coeficiente de momento de la cola horizontal	$C_{m_a,t}$	-5,45	1/rad	-4,01	1/rad
<b>Coefficiente de momento del planeador</b>					
Coefficiente de momento del Planeador cuando la sustentación es cero	$C_{m_0,A}$	0,20	-	0,12	-
Pendiente de la curva coeficiente de momento del planeador	$C_{m_a,A}$	-3,95	1/rad	-2,55	1/rad

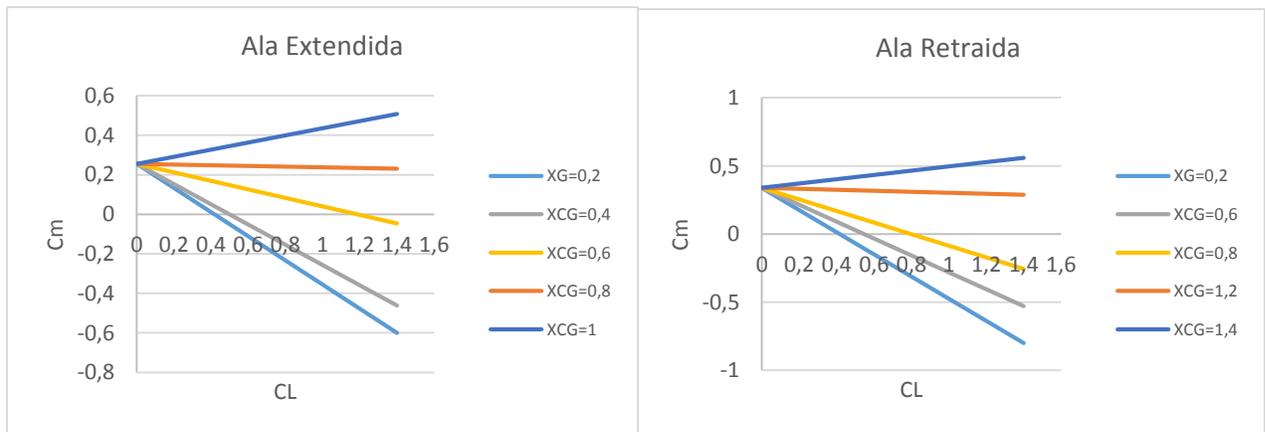


**Figura 44 Estabilidad estática longitudinal en el planeador ATLAS I modificado con ala extendida y retraída si se implementa un nuevo estabilizador horizontal**

Luego se calculó el punto neutro cuando se tiene los mandos fijos con la Ecuación 67. La posición de este punto para el ala extendida fue de 1,2m y para el ala retraída fue de 0,86m con referencia al borde de ataque del ala como se observa en la Figura 45 y Figura 46.



**Figura 45 Variación del nivel de estabilidad estática con respecto a la posición del C.G. para las dos condiciones del ATLAS I extraído y retraído**



**Figura 46 Gráfica de Trim para dos condiciones de envergadura**

Para encontrar la estabilidad estática direccional en cada una de las configuraciones del planeador ATLAS I, se calculó la contribución del ala, fuselaje y del estabilizador vertical como se muestra en la Tabla 18.

**Tabla 18 Resultados de la pendiente de coeficiente de momento de guiñada en el estudio de estabilidad estática direccional en cada una de las configuraciones del planeador ATLAS I.**

Contribución del ala		Atlas I original		Atlas I original recalculado		Atlas I modificado con ala retraída		Atlas I modificado con ala extendida	
Pendiente del coeficiente de momento direccional del ala	$(C_{n\beta})_w$	0,0054	-	0,0055	-	0,0020	-	0,0017	-
<b>Contribución del fuselaje</b>									
Pendiente del coeficiente momento direccional del fuselaje	$(C_{n\beta})_{B(w)}$	-0,0074	1/rad	-0,0074	1/rad	-0,0074	1/rad	-0,0040	1/rad
<b>Contribución del estabilizador vertical</b>									
Pendiente del coeficiente de momento direccional de la cola vertical	$(C_{n\beta, v})_{fix}$	0,0458	-	0,0458	-	0,0458	-	0,0249	-
<b>Estabilidad estática direccional del planeador</b>									
Pendiente del coeficiente de momento direccional planeador	$(C_{n\beta})$	0,0511	-	0,0512	-	0,0477	-	0,0265	-

Al realizar estos cálculos se obtuvo que en todos los casos el planeador es direccionalmente estable puesto que el coeficiente de momento en función del ángulo de sideslip es positivo. Para este análisis se tuvo en cuenta solo el estabilizador vertical, y la contribución del ala se halló con respecto al diedro y el flechamiento, pero ya que en la aeronave con la implementación del ala de envergadura variable no hay diedro, solo se tendrá en cuenta el flechamiento.

Por último, el cálculo de la estabilidad estática lateral se realizó siguiendo el proceso descrito en la sección 6.8.1., y los datos obtenidos son los que se encuentran en la Tabla 19.

**Tabla 19 Resultados del coeficiente de momento banqueo en el estudio de estabilidad estática lateral para cada configuración del planeador ATLAS I.**

Contribución del ala con la combinación de flechamiento y diedro		Atlas I original		Atlas I original recalculado		Atlas I modificado con ala retraída		Atlas I modificado con ala extendida	
Coefficiente de momento de banqueo del ala	$C_l\beta$	-0,0044	-	-0,0046	-	-0,0407	-	-0,1456	-
<b>Contribución del empenaje</b>									

$$(C_{n\beta, v})_{fix}$$

Coefficiente de momento de banqueo del empenaje		0,0458	-	0,0458	-	0,0017	-	0,0007	-
<b>Estabilidad estática lateral del planeador</b>									
Estabilidad estática lateral TOTAL del planeador	Cl $\beta$ ,A	-0,0027	-	-0,0029	-	-0,0390	-	-0,1449	-

Analizando el ATLAS I modificado con ala extendida se encontró que la contribución del ala es pequeña debido a un flechamiento despreciable y la ausencia de diedro. En el caso del ATLAS I original y ATLAS I original recalculado, la contribución de ala también es mínima a pesar que en estas configuraciones hay un diedro bajo. Este resultado se debe a la influencia de los factores de corrección y del coeficiente de sustentación.

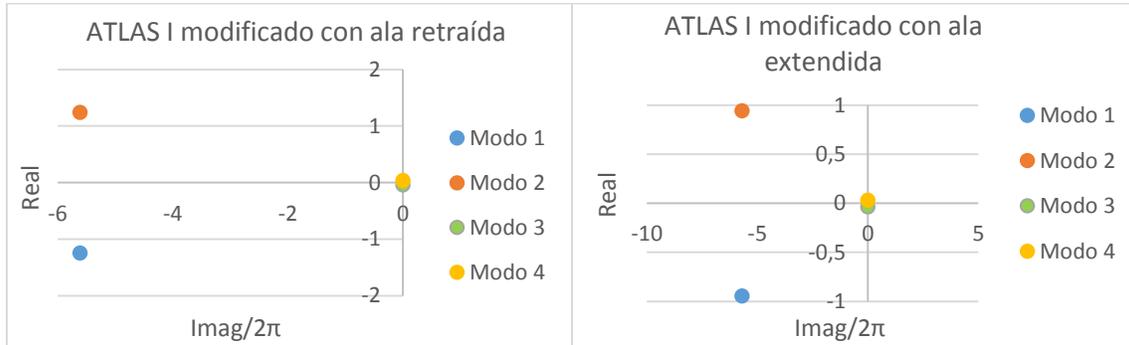
El resultado de las contribuciones a la estabilidad estática lateral en las diferentes configuraciones del planeador ATLAS I tiene un resultado inestable debido a que el coeficiente de momento de banco es positivo lo que indica que la aeronave no va retornar a su posición inicial a menos de que se use el timón de cola y los alerones.

#### 7.4.2. ESTABILIDAD DINÁMICA

Para el estudio de la estabilidad dinámica se utilizó el software XFLR5 con el que se calcularon los modos longitudinales y el tiempo de respuesta a las perturbaciones longitudinal y lateral.

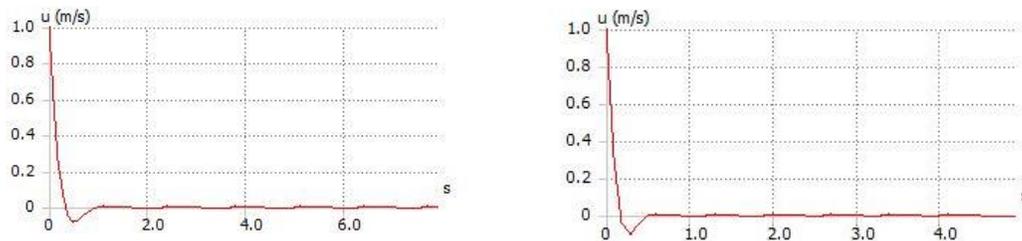
Se obtuvo para el ala retraída y extendida los modos longitudinales mostrados en la Figura 46 que muestran que son dinámicamente estables ya que al tener una constante de amortiguamiento negativa (esto para los modos 1 y 2 que son modos) se tienen movimientos verticales y relaciones de cabeceo generando una alta frecuencia. En este caso se generará una frecuencia 0,034Hz para el ala retraída y extendida. Los modos 3 y 4 longitudinales los cuales son modos de phugoid

simétricos, permiten analizar el caso cuando hay ráfagas que generan una desestabilización en el eje lateral haciendo que la aeronave realice cabeceos en respuesta a estabilizarse.



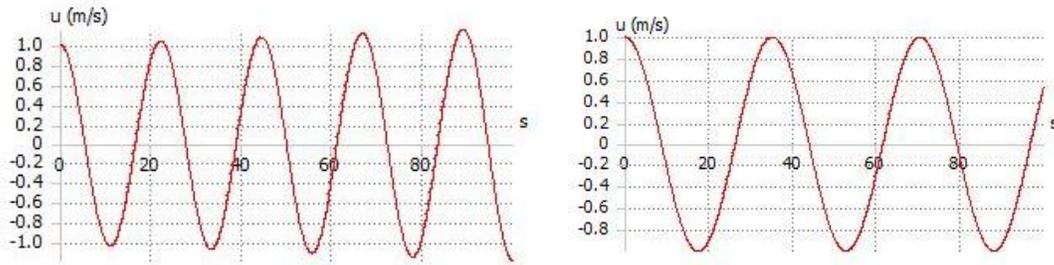
**Figura 47 Modos longitudinales de Atlas I modificado para las dos condiciones de ala: retraída y extendida.**

El resultado del tiempo de respuesta en el caso de los modos 1 y 2 para la configuración del ATLAS I con el ala extendida y retraída como se muestra en la Figura 47 donde se observa que el planeador es estable en esta condición para los dos casos, sin embargo con el ala retraída se podrá obtener una estabilización mas rápida que con el ala extendida.



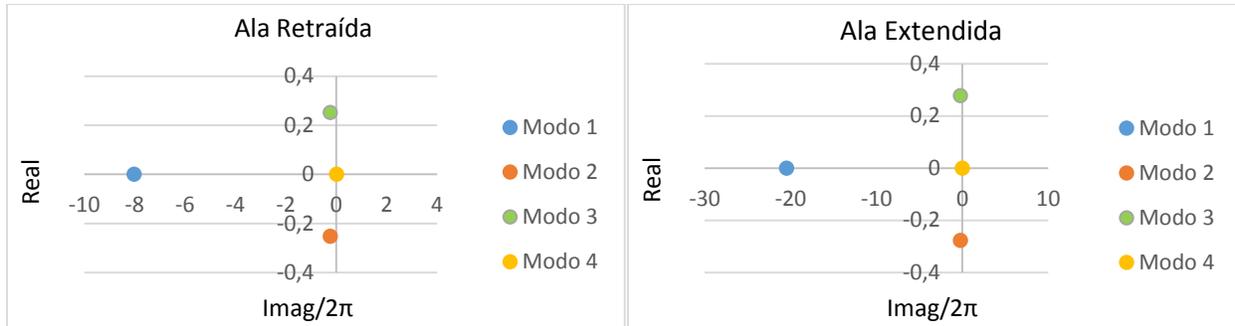
**Figura 48 Tiempo de respuesta para el ala extendida y el ala retraída en el modo longitudinales 1 y 2**

Para los modos 3 y 4 que representan los modos de Pughoid simétricos, se observa que, en las dos configuraciones con ala modificada, el planeado es inestable longitudinalmente. Como se muestra en la Figura 60, con el ala extendida esta desestabilización va a ser mayor progresivamente con el tiempo por lo que la aeronave debe realizar una maniobra de control para llevar a la aeronave a un estado estable.



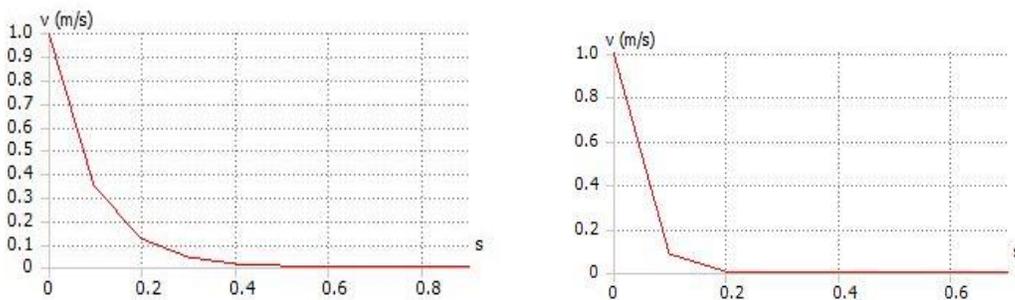
**Figura 49** Tiempo de respuesta para los modos longitudinales 3 y 4 para el ala extendida y retraída.

La estabilidad dinámica lateral para las dos configuraciones está dada en cuatro modos los cuales son: *modo 1* de viraje amortiguado este modo es estable dinámicamente y es un modo no oscilatorio lo cual va a tender a regresar a su estado inicial sin oscilar; *modos 2 y 3* son dutch roll, este comportamiento se da cuando la aeronave está en vuelo recto y lo perturba ya sea una ráfaga o una acción del piloto generando una combinación de un alabeo y una guiñada generada al tiempo estos van a tener un pequeño amortiguamiento pero una oscilación más grande y una frecuencia mucho más baja; y el *modo 4* es un comportamiento en espiral que es no oscilatorio y sin amortiguamiento (ver Figura 49).



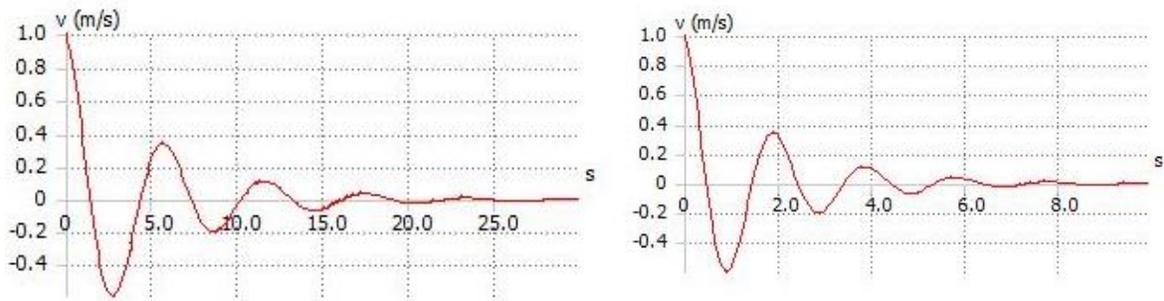
**Figura 50 Modos laterales de Atlas I modificado para las dos condiciones ala: retraída y extendida**

Para el modo 1 el planeador ATLAS I modificado con el ala extendida y retraída va a tener una condición de amortiguamiento crítico en la que se apreció que el planeador con el ala retraída se estabiliza más rápido para un viraje amortiguado. Sin embargo, la aeronave se estabilizará en corto tiempo en las dos condiciones de envergadura como se muestra en la Figura 50.



**Figura 51 Tiempo de respuesta para el modo 1 del ATLAS I modificado con el ala extendida y retraída.**

Para los modos laterales 2 y 3 el tiempo de respuesta del ATLAS I modificado con el ala extendida y retraída se obtuvo una respuesta de forma sobreamortiguada la cual genera que la aeronave después de la primera perturbación o maniobra del piloto, la aeronave se estabilice en el tiempo de manera más rápida con el ala retraída como se muestra en la Figura 51.



**Figura 52** Tiempo de respuesta para los modo laterales 2 y 3 con el ala extendida y retraida

## 8. CONCLUSIONES

- La envergadura óptima para que la aeronave ATLAS I modificada con ala telescópica alcance su máximo rendimiento es 23,6m es decir que este parámetro aumenta 23,3% con respecto a la envergadura original de 18m. Además, el planeador en vuelo pasa de tener una superficie alar de 17,32 m<sup>2</sup> cuando el ala está retraída, a una superficie alar de 24.4 m<sup>2</sup> cuando se extiende el ala en vuelo; esto quiere decir que hay un aumento en la superficie alar del 29,03%. Así mismo se afectó la relación de aspecto que con el ala retraída es 18,7 y llega a 22,83 cuando el ala es extendida.
- Se demostró que, por medio del concepto de ala telescópica, se puede incrementar la eficiencia del planeador pues la eficiencia de la aeronave con el ala retraída es 36,9 y con el ala extendida es 41,52, es decir, un 11,06% más que con la envergadura de 18m. Esto se debe al aumento efectivo en la superficie alar y la relación de aspecto, a pesar de haber un incremento en el peso de la aeronave por medio del mecanismo de extensión.

- El estudio de rendimiento aerodinámico también reveló que la velocidad se ve directamente afectada por el peso de manera que cuando hay un aumento en este último la carga alar será mayor influyendo en el aumento en las velocidades de maniobra y de vuelo recto y nivelado cuando el ala está retraída. Por el contrario, cuando el ala se extiende, se reduce la carga alar y, por tanto, también lo hace la velocidad de vuelo.
  
- Durante la etapa de planeo, se encontró que es más beneficioso tener el ala del planeador retraída ya que en esta condición la aeronave cuenta con mayor velocidad que con el ala extendida lo que le permite volar de una térmica a la otra en un periodo de tiempo más corto de manera que el piloto tome rápidamente mayor provecho de la siguiente corriente ascendente sin perder gran altura.
  
- Se determinó que el uso del ala extendida es fundamental en vuelos en espiral y por tanto en el ascenso en térmicas, ya que, el incremento en la superficie alar permite obtener un aumento mayor al 60% en la tasa de ascenso y una tasa de descenso menor al 50% en comparación al ala retraída en los tres tipos de térmica. Sin embargo, se encontró que ninguna de las configuraciones del planeador logra tener una tasa de ascenso positiva cuando hay térmica débil y estrecha, a pesar que el planeador con el ala extendida tenga la mayor tasa de ascenso en comparación a las otras configuraciones. Entonces, se encontró que la aeronave con el ala extendida puede volar de manera eficiente (siempre ascendiendo) cuando hay térmica fuerte y estrecha y térmica amplia.

- El principal factor que afecta el rendimiento en la aeronave en las dos condiciones de envergadura es el factor de carga, puesto que este es más alto y la estructura debe ser más resistente debido a la implementación del mecanismo de extensión del ala.
  
- Se encontró que, si el único parámetro por variar es la envergadura alar, la aeronave no es estable longitudinalmente. Sin embargo, también se encontró que la aeronave llega a ser estable longitudinal y lateralmente si se incrementa el área superficial del estabilizador horizontal un 193% y la distancia entre el centro aerodinámico del ala con respecto al centro aerodinámico del estabilizador horizontal un 12%; además, se aumentó el flechamiento de este de  $12.6^\circ$  a  $33.7^\circ$ .
  
- El planeador ATLAS I modificado con el ala extendida y retraída es estable longitudinalmente dado el resultado del análisis de estabilidad estática (pendiente del coeficiente de momento de cabeceo:  $-2.4271\text{rad}^{-1}$ ,  $-2.6651\text{rad}^{-1}$ ) por lo tanto el planeador va a ser mas estable con el ala retraida, ya que al extender el ala genera un momento mayor que desestabiliza la aeronave.
  
- La estabilidad estatica direccional del planeador Atlas I con el ala extendida es de 0,0265 y con el ala retraida es de 0,0477, lo que indica que el ala extendida no va a ser tan estable como cuando esta el ala retraida ya que al tener mayor superficie en contacto genera un mayor momento de guiñada desestabilizante.

- La estabilidad estática lateral para el Atlas I con el ala extendida es de  $-0,1449$  y con el ala retraída es de  $-0,0390$  esto indica que la aeronave es estable en los dos casos, a pesar de esto el planeador con el ala extendida genera un mayor momento desestabilizante.
  
- El planeador Atlas I con el ala extendida y retraída será estable dinámicamente longitudinalmente como lateral, en el caso de la estabilidad dinámica lateral el ala extendida duplica el efecto amortiguado comparado con el ala retraída y la frecuencia de oscilación será mayor cuando el planeador tenga el ala retraída.
  
- Teniendo en cuenta lo estipulado por la norma CS 22, el peso máximo que debe tener el planeador es  $750\text{kg}$ , se decidió que de los dos diseños propuestos en este documento, el mecanismo de extensión que permite cumplir con la norma es el compuesto por un tornillo sin fin, con el cual el planeador modificado tiene un peso de  $746,36\text{ kg}$ , pues si se usa el mecanismo tipo pantógrafo el planeador modificado alcanzaría un peso de  $799,46\text{ kg}$  . La implementación del mecanismo de tornillo sin fin representa un aumento en el peso de la aeronave un  $43\%$  en comparación con el planeador ATLAS I original que tiene un peso de  $600\text{ kg}$ .
  
- La única comparación que se puede realizar respecto a la tesis ‘ANÁLISIS AERODINÁMICO EN CFD DEL PLANEADOR ATLAS M-1’ es que el rendimiento aerodinámico recalculado en tal proyecto fue de  $25:1$  obtenido por medio de CFD en una malla poco densa y no hay cálculos matemáticos que sustenten dicho resultado. En este documento se encontró matemáticamente que la eficiencia máxima en el planeador ATLAS I original es de  $36,9:1$ ,

contrario a lo expresado en la tesis base donde se determinó que la eficiencia de el mismo planeador es de 43: 1, pues allí se asumió por medio de una estimación estadística que permaneció constante durante todo el proceso de diseño de la aeronave.

## **9. RECOMENDACIONES**

- Se recomienda cambiar el diseño de las vigas o su material de ser necesario, y realiza los debidos análisis estructurales y de resistencia de materiales para que el ala sea capaz de soportar las fuerzas cortantes y a tensión a las que se ve sometida en vuelo, en especial en la etapa de viraje.
- Se debe realizar el diseño detallado de la viga con el mecanismo de tornillo sin fin teniendo en cuenta los esfuerzos calculados, el mecanismo sugerido y el perfil de la viga propuesto. Además, para la fabricación del mecanismo se debe realizar el cálculo del torque necesario para accionar y generar la extensión o retracción de este.
- El mecanismo de extensión puede ser modificado o cambiado según se considere necesario para hacer la aeronave más segura y el ala más resistente teniendo en cuenta que los resultados en el análisis básico estructural arrojaron que las vigas deben ser modificadas. Además, el mecanismo debe asegurar que no hayan trabas durante la extensión en vuelo. Para determinar que este mecanismo sea mejor que los propuestos anteriormente se deben realizar cálculos y

simulaciones de arrastre, cortante y tensión que demuestren su efectividad y la cantidad de material compuesto que sea requerido para su construcción.

- Se debe realizar el estudio de rendimiento durante la etapa de transición en donde la aeronave pase de tener el ala retraída a tener ala extendida.
- Determinar el tiempo de extracción y retracción del ala cuando la aeronave entre o salga de la térmica.
- Se debe realizar un análisis de Control, para determinar el porcentaje de cuerda y deflexión de las superficies de control (alergones, timon de cola y elevador).
- Se debe realizar un análisis más detallado de la estabilidad dinámica longitudinal y lateral, para comparar los resultados obtenidos.
- Se recomienda realizar un análisis estructural de la viga para soportar el peso del mismo teniendo en cuenta un factor de seguridad no menor a 1,5 y un factor de carga de 5,3.

## 10. BIBLIOGRAFÍA

Anderson, J. J. (1999). *AIRCRAFT PERFORMANCE AND DESIGN*. McGraw-Hill.

BRITISH GLIDING ASSOCIATION. (2016). *BGA glider data sheet - DG 505 Elan Orion (17.2, 18 & 20 un flapped)*. Recuperado el 22 de Febrero de 2016, de [www.glidering.co.uk](http://www.glidering.co.uk)

Cala, J. D., Contreras, C., Gaitan, J. E., & Ruge, J. (2008). *DISEÑO DETALLADO DE UN PLANEADOR DE ALTO RENDIMIENTO PARA INSTRUCCION*. Bogotá: Universidad de San Buenaventura.

Contreras Peñaranda, C. E., Ruge Montilla, J. H., Gaitan Aroca, J. E., & Cala Sanchez, J. D. (2008). *DISEÑO DETALLADO DE UN PLANEADOR DE ALTO RENDIMIENTO PARA INSTRUCCIÓN*. Bogotá: Universidad de San Buenaventura.

CRP Meccanica. (2016). *Aluminum 7075-T6; 7075-T651*. Modena. Recuperado el 31 de Marzo de 2016, de <http://www.crpmeccanica.com/>

European Aviation Safety Agency. (2009). *Certification Specification for Sailplanes and Powered Sailplanes CS-22*. European Aviation Safety Agency.

FalkeEins. (29 de Enero de 2011). *Jet & Prop*. Obtenido de <http://falkeeingreatplanes.blogspot.com/2011/01/makhonine-10-and-101-retractable-winged.html>

Federal Aviation Administration. (1975). *AVIATION WEATHER*. Washington, D.C.: ASA Publications.

Federal Aviation Administration. (2013). *Glider Flying Handbook*. Recuperado el 24 de Septiembre de 2014, de

[https://www.faa.gov/regulations\\_policies/handbooks\\_manuals/aircraft/glider\\_handbook/media/faa-h-8083-13a.pdf](https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/glider_handbook/media/faa-h-8083-13a.pdf)

Federal Aviation Administration. (2013). *Glider Flying Handbook*.

Fédération Aéronautique Internationale. (2014). *Section 3-Gliding*. Lausanne, Switzerland: FAI.

Obtenido de

<http://www.fai.org/component/phocadownload/category/?download=8908:sailplane-grand-prix-rules>

Finch, R. D. (1978). *USAF STABILITY AND CONTROL DATCOM*. OHIO: AF Wright Aeronautical Laboratories (AFSC).

Frati, S. (1946). *THE GLIDER*. Milano: Editore Ulrico Hoepli Milano.

Gevers Aircraft, Inc. . (s.f.). *GENESIS: The optional telescopic wing is extendable/retractable in flight*. Brownsburg, Indiana USA.

Harwood, R. (Octubre- Noviembre de 1975). Akaflieg Stuttgart FS-29. (G. Bryce-Smith, Ed.) *SAILPLANE & GLIDING*, 26(5), 10. Recuperado el 2015

Hoerner, S. F. (1965). *FLUID-DYNAMIC DRAG*. Washington D.C, Estados Unidos: Autor.

Junior Gliding Centre. (s.f.). *Dartmoor Gliding*. Recuperado el 27 de Febrero de 2015, de WHAT IS GLIDING?: [http://www.dartmoorgliding.co.uk/html/contact\\_us.html](http://www.dartmoorgliding.co.uk/html/contact_us.html)

Lert, P. (14 de Enero de 1976). THE fs-29, A TELESCOPING-WING SAILPLANE. *Soaring*, 40(1), 21-27.

McGowan, A.-M. R., Vicroy, D. D., Busan, R. C., & Hahn, A. S. (2003). *PERSPECTIVES ON HIGHLY ADAPTIVE OR MORPHING AIRCRAFT*. Hampton, USA: NASA Langley Research Center.

Milgram, J. (s.f.). *CLIMB PERFORMANCE AND HANDICAPPING*.

Pajno, V. (2006). *SAILPLANE DESIGN: A guide for students and designers, From drafting to flight test*. Varese, Italia: Macchione Editore.

Pamadi, B. N. (2004). *Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics.

Performance Composites Ltd. (Julio de 2009). *Mechanical Properties of Carbon Fibre Composite Materials, Fibre / Epoxy resin (120°C Cure)*. Recuperado el 31 de Marzo de 2016, de <http://www.performance-composites.com/>

PERKINS, C. D., & HAGE, R. E. (1949). *AIRPLANE PERFORMANCE STABILITY AND CONTROL*. EE.UU.: JOHN WILEY & SONS.

Raymer, D. P. (1989). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Sylmar, California, United States: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

reddit AVIATION. (2015). *Grumman XF10F Jaguar-the precursor to the F-111 and F-14*.  
Obtenido de [http://www.reddit.com/r/aviation/comments/2o11ve/grumman\\_xf10f\\_jaguar\\_the\\_precursor\\_to\\_the\\_f111/](http://www.reddit.com/r/aviation/comments/2o11ve/grumman_xf10f_jaguar_the_precursor_to_the_f111/)

REGLAMENTOS AERONÁUTICOS DE COLOMBIA. (s.f.). Cuestiones Preliminares; Disposiciones Iniciales, Definiciones y Abreviaturas. En U. A. Civil, *REGLAMENTOS*

*AERONÁUTICOS DE COLOMBIA PARTE I* (pág. 65). Bogotá D.C: Oficina de Transporte Aéreo- Grupo de Normas Aeronáuticas.

Sadraey, M. (2009). *Aircraft Performance Analysis*.

Sadraey, M. (2009). *Drag Force and Drag Coefficient*.

Segui, W. (2000). *Diseño de estructuras de acero con LRFD*. International Thomson. Obtenido de [www.especificar.cl](http://www.especificar.cl)

Shavrov, V. (s.f.). *History of Aircraft Construction in the USSR* (Vol. 2).

Silva Molina, J. F., & García Ávila, W. A. (2013). *ANÁLISIS AERODINÁMICO EN CFD DEL PLANEADOR ATLAS M-1*. Bogotá: Universidad de San Buenaventura.

Sky Sailing. (s.f.). *Theory of Glider Flight*. Recuperado el 24 de Septiembre de 2014, de [www.skysailing.com/pages/theory.htm](http://www.skysailing.com/pages/theory.htm)

Soaring Society of America. (2006). *Sailplane Directory-Platypus ES-65 Schneider*. Recuperado el 22 de Febrero de 2016, de [www.ssa.org/sailplannedirectory/](http://www.ssa.org/sailplannedirectory/)

Thomas, F. (1993). *Fundamentals of Sailplane Design*. (J. Milgram, Trad.) College Park Press.

Thomas, F. (1993). *FUNDAMENTALS OF SAILPLANE DESIGN*. (J. Milgram, Trad.) Baja Sajona: Technical University of Braunschweig.

U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration. (2015). *Instrument Procedures Handbook*. Oklahoma: U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, Flight Technologies and Procedures Division.

USA SOARING TEAM. (2004). *History of Gliding & Soaring*.

USA SOARING TEAM. (2004). *Sailplanes & Gliders*.

VOJSKO. (2012). *General Dynamics F-111 Raven*. Obtenido de <http://www.vojsko.net/index.php/letecka-technika/31-bitevni-letadla/722-general-dynamics-f-111-raven>

Weisshaar, T. A. (s.f.). *MORPHING AIRCRAFT TECHNOLOGY-NEW SHAPES FOR AIRCRAFT DESIGN*. West Lafayette, Indiana, Estados Unidos: Aeronautics and Astronautics Department Purdue University .

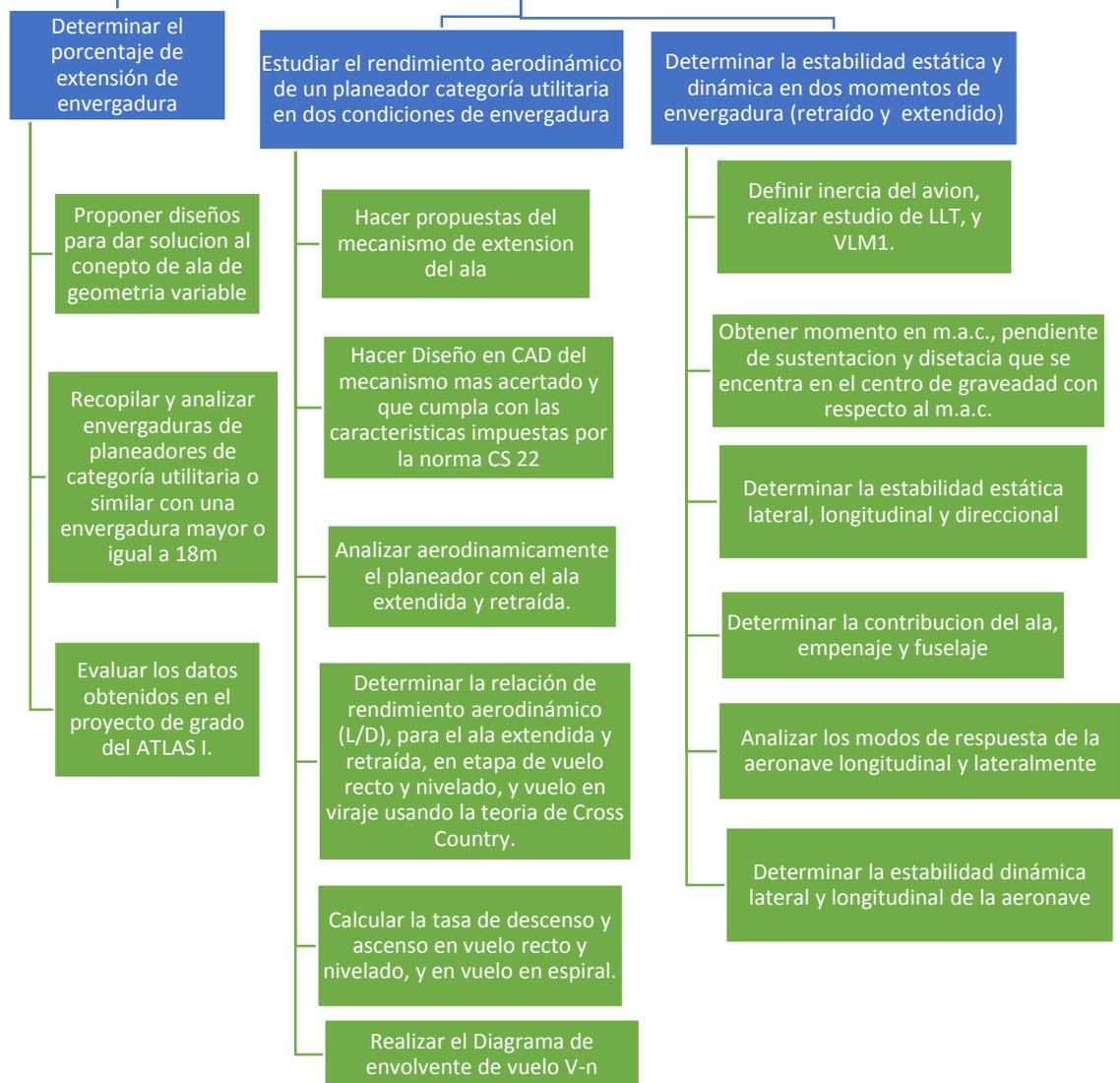
# ANEXOS

**ANEXOS PARTE A:**  
Metodología, Datos Generales  
de los Planeadores ATLAS I  
Original y Modificado, y Partes  
del Mecanismo de Extensión

**Anexo A 1 Metodología de desarrollo del proyecto de grado**

**ESTUDIO DEL RENDIMIENTO AERODINÁMICO Y DE ESTABILIDAD SOBRE LA IMPLEMENTACIÓN DE UN ALA DE ENVERGADURA VARIABLE PARA UNA AERONAVE TIPO PLANEADOR DE ENTRENAMIENTO CATEGORÍA UTILITARIA**

Estudiar el rendimiento aerodinámico y de estabilidad sobre la implementación de un ala de envergadura variable para una aeronave tipo planeador de entrenamiento categoría utilitaria.



**Anexo A 2 Datos generales del planeador ATLAS I original**

Ítem Descripción	Datos del Planeador ATLAS original				
	Símbolo	Valor	Unidad	Valor	Unidad
Eficiencia máxima	E <sub>max</sub>	43	-	43,00	-
Velocidad con la máxima eficiencia	V <sub>x</sub>	31,94	m/s	31,94	m/s
Velocidad del sonido	a	346,03	m/s	346,03	m/s
Mach	Ma	0,092	-	0,09	-
Presión dinámica	q	624,85	Kg s	624,85	Kg s
Peso máximo del Planeador	W	600	kg	5886,00	N
Carga Alar	W/S	34,29	Kg/m <sup>2</sup>	336	N/m <sup>2</sup>
Coefficiente de arrastre planeador en crucero	C <sub>d</sub> crui <sub>se</sub>	0,008	-	0,0080	-
Arrastre del planeador en crucero	D <sub>crui<sub>se</sub></sub>	87,48	N	87,48	N
Downwash	ε	0,0218	-	0,02	-
Tasa de cambio de downwash con el ángulo de ataque	dε/da	0,1700	1/rad	0,00	1/deg
Ángulo de ataque del planeador	α	0	rad	0,00	deg
<b>Perfil del ALA</b>	Perfil	<b>Eppler 583 modificado</b>			
Relación de espesor del perfil	t/c	0,1685	-	0,17	-
Ángulo de borde de fuga del perfil	φ <sup>'TE</sup>	0,2094	rad	12,00	deg
Coefficiente de momento del perfil cuando la sustentación es cero	C <sub>m</sub> oa	0,0023	-	0,0023	-
Pendiente de la curva de coeficiente de sustentación del perfil del ala	a <sub>o</sub>	5,72	1/rad	0,10	1/deg
Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación del ala	a <sub>w</sub>	5,21	1/rad	0,09	1/deg
Coefficiente de sustentación máxima	CL <sub>max</sub>	1,5	-	1,5000	-
Coefficiente de sustentación del ala	CL	0,6696	-	0,6696	-
Coefficiente de momento del ala cuando hay cero sustentación	C <sub>m</sub> ow	-0,1038	-	-0,1038	-
Coefficiente de arrastre a cero sustentación	CD <sub>ow</sub>	0,0076	-	0,0076	-
Coefficiente de momento en el centro aerodinámico del ala	C <sub>m</sub> ac	-0,1290	-	-0,1290	-
Coefficiente de oswald e (1/eala)	e	0,9400	-	0,94	-
Factor K	K	0,0183	-	0,02	-
Cuerda media del ala	c	1,01	m	1,01	m
Cuerda en la punta del ala	c <sub>t</sub>	0,65	m	0,65	m
Cuerda en la raíz del ala	c <sub>r</sub>	1,3	m	1,30	m
Relación de taperado	λ	0,5	-	0,50	-
Envergadura del ala	b	18	m	18,00	m
Envergadura del ala expuesta	b <sub>e</sub>	17,33	m	17,33	m
Superficie Alar	S <sub>w</sub>	17,5	m <sup>2</sup>	17,50	m <sup>2</sup>
Área del ala expuesta	S <sub>exp</sub>	16,23	m <sup>2</sup>	16,23	m <sup>2</sup>
Área superficial del ala expuesta	S <sub>wetw</sub>	33,51	m <sup>2</sup>	33,51	m <sup>2</sup>
Relación de aspecto del ala expuesta	AR <sub>e</sub>	18,51	-	18,51	-

Relación de aspecto del ala	AR	18,51	-	18,51	-
Ángulo de incidencia del ala	iw	0,043	rad	2,46	deg
Ángulo de ataque del ala	$\alpha_w$	0,1285	rad	7,36	deg
Ángulo de ataque del ala cuando la sustentación es cercana a cero	$\alpha_{0L,w}$	-0,0855	rad	-4,90	deg
Ángulo de diedro del ala	$\Gamma$	0,0436	rad	2,50	deg
Ángulo de flechamiento en el Borde de ataque	$\Delta LE$	0,0447	rad	2,56	deg
Ángulo de flechamiento en el 25 % M.A.C. del ala	$\Delta c/4$	0,0607	rad	3,48	deg
Ángulo de flechamiento en la mitad de la cuerda	$\Delta c/2$	0,0787	rad	4,51	deg
Distancia del C.G. desde el borde de ataque del m.a.c.	XG	0,303	m	0,30	m
Distancia del A.C. desde el borde de ataque del m.a.c.	Xa	0,2727	m	0,27	m
Distancia vertical desde el C.L. del fuselaje al c/4 del ala	$z$	-0,47	m	-0,47	m
Reynolds del aire a través del ala	Re,w	2,20E+06	Re	2195431	Re
Localización del M.A.C. en la envergadura	Ymac	4	m	4,00	m
Área del alerón	Sa	0,52	m <sup>2</sup>	0,52	m <sup>2</sup>
Cuerda del alerón	Ca	0,172	m	0,17	m
Alerón Gearing	G	2,3	Rad/m	131,78	deg/m
Longitud del fuselaje	lf	8,76	m	8,76	m
Diámetro de Anchura máxima del fuselaje	bf,max	0,76	m	0,76	m
Área de la sección más ancha del fuselaje	Sbf,max	0,56	m <sup>2</sup>	0,56	m <sup>2</sup>
Área proyectada lateral del fuselaje	$S_{B, S}$	4,54	m <sup>2</sup>	4,54	m <sup>2</sup>
Área proyectada superior del fuselaje	$S_{B, T}$	3,74	m <sup>2</sup>	3,74	M <sup>2</sup>
Área expuesta del fuselaje	Sexp,f	2,02	m <sup>2</sup>	2,02	m <sup>2</sup>
Área mojada del fuselaje	Swetf	13,01	m <sup>2</sup>	13,01	m <sup>2</sup>
Altura máxima del fuselaje	h	0,9544	m	0,95	m
Altura del fuselaje en 1/4 de longitud	h1	0,9527	m	0,95	m
Altura del fuselaje en 3/4 de longitud	h2	0,2824	m	0,28	m
Reynolds a través del fuselaje	Re,lf	19041433	Re	19041433	Re
<b>Perfil del EMPENAJE</b>	Perfil	<b>NACA 63012</b>			
Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación del perfil del Empenaje	aot	6,0473	1/rad	0,11	1/deg
Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación de la cola horizontal	ath	4,5079	1/rad	0,08	1/deg
Ángulo de ataque de la cola horizontal	$\alpha_t$	0,0327	rad	1,88	deg
Coefficiente de sustentación del estabilizador horizontal	CLt	0,1476	-	0,15	-
Ángulo de incidencia del estabilizador horizontal	ith	-0,0524	Rad	-3,00	deg
Cuerda media del estabilizador horizontal	ch	0,54	m	0,54	m
Cuerda en la punta del estabilizador horizontal	cth	0,35	m	0,35	m
Cuerda en la raíz del estabilizador horizontal	crh	0,7	m	0,70	m
Relación de taperado del estabilizador horizontal	$\lambda$	0,5	-	0,50	-
Envergadura del estabilizador horizontal	bh	3,14	m	3,14	m
Área superficial del estabilizador horizontal	Sth	1,65	m <sup>2</sup>	1,65	m <sup>2</sup>

<i>Relación de aspecto del estabilizador horizontal</i>	ARh	5,98	-	5,98	-
<i>Distancia desde el MACw- MACH</i>	lth	5,35	m	5,35	m
<i>Distancia del LE hasta el M.A.C de cola horizontal</i>	lh	4,355	m	4,36	m
<i>Altura perpendicular del M.A.C.w a el M.A.C.ht</i>	hH	0,92	m	0,92	m
<i>Distancia vertical desde el C.L. del fuselaje al c/4 de la cola horizontal</i>	Zh	1,4086	m	1,41	m
<i>Distancia desde el C. G. hasta c/4 del M.A.C. de la cola horizontal</i>	Xah	5,36	m	5,36	m
<i>Volumen de la cola horizontal</i>	Vh	0,50	-	0,50	-
<i>Área del elevador</i>	Se	0,47	m <sup>2</sup>	0,47	m <sup>2</sup>
<i>Cuerda del elevador</i>	Ce	0,158	m	0,16	m
<i>Elevador Gearing</i>	G	1,635	Rad/m	93,68	deg/m
<i>Distancia desde el C.G. hasta el estabilizador vertical</i>	Iv	5,1	m	5,10	m
<i>Área del estabilizador vertical</i>	Sv	1,4824	m <sup>2</sup>	1,48	m <sup>2</sup>
<i>Área del timón de cola</i>	Sr	0,44	m <sup>2</sup>	0,44	m <sup>2</sup>
<i>Cuerda del timón de cola</i>	Cr	0,311	m	0,31	m
<i>Timón de cola Gearing</i>	G	6,7	Rad/m	383,88	deg/m
<i>Distancia del centro de presión de la cola vertical hasta la línea X</i>	Zv	0,702	m	0,70	m
<i>Distancia vertical del C.G. hasta el m.a.c.</i>	ZG	0,399	m	0,40	m
<i>Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación del estabilizador vertical</i>	av	2,5200	1/Rad	0,04	1/deg
<i>Cuerda media estabilizador vertical</i>	Cv	0,55	m	0,55	m
<i>Cuerda de raíz estabilizador vertical</i>	Crv	1,28	m	1,28	m
<i>Cuerda de punta del estabilizador vertical</i>	Ctv	0,70	m	0,70	m
<i>Relación de Taperado del estabilizador vertical</i>	$\lambda_v$	0,55	-	0,55	-
<i>Envergadura del estabilizador vertical</i>	bv	1,4	m	1,40	M
<i>Área del estabilizador vertical</i>	Stv	1,38	m <sup>2</sup>	1,38	m <sup>2</sup>
<i>Relación de aspecto del estabilizador vertical</i>	AR <sub>v</sub>	1,42	-	1,42	-
<i>Distancia del M.A.C del estabilizador vertical</i>	Xav	0,2542	m	0,25	M

**Anexo A 3 Datos generales del planeador ATLAS I original recalculado**

Ítem Descripción	Datos del Planeador ATLAS recalculado				
	Símbolo	Valor	Unidad	Valor	Unidad
Eficiencia máxima	E <sub>max</sub>	43	-	43,00	-
Velocidad con la máxima eficiencia	V <sub>x</sub>	31,94	m/s	31,94	m/s
Velocidad del sonido	a	346,03	m/s	346,03	m/s
Mach	Ma	0,092	-	0,09	-
Presión dinámica	q	624,85	Kg s	624,85	Kg s
Peso máximo del Planeador	W	600	kg	5886,00	N
Carga Alar	W/S	34,64	Kg/m <sup>2</sup>	340	N/m <sup>2</sup>
Coefficiente de arrastre planeador en crucero	C <sub>d</sub> crui <sub>se</sub>	0,008	-	0,0080	-
Arrastre del planeador en crucero	D <sub>crui<sub>se</sub></sub>	86,58	N	86,58	N
Downwash	ε	0,0216	-	0,0216	-
Tasa de cambio de downwash con el ángulo de ataque	dε/da	0,1681	1/rad	0,0029	1/deg
Ángulo de ataque del planeador	α	0	rad	0,00	deg
<b>Perfil del ALA</b>	Perfil	<b>Eppler 583 modificado</b>			
Relación de espesor del perfil	t/c	0,1685	-	0,1685	-
Ángulo de borde de fuga del perfil	φ <sup>'TE</sup>	0,2094	rad	12,00	deg
Coefficiente de momento del perfil cuando la sustentación es cero	C <sub>m</sub> oa	0,0023	-	0,0023	-
Pendiente de la curva de coeficiente de sustentación del perfil del ala	ao	6,0473	1/rad	0,1055	1/deg
Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación del ala	aw	5,4525	1/rad	0,0952	1/deg
Coefficiente de sustentación máxima	CL <sub>max</sub>	1,5540	-	1,5540	-
Coefficiente de sustentación del ala	CL	0,7008	-	0,7008	-
Coefficiente de momento del ala cuando hay cero sustentación	C <sub>m</sub> ow	-0,1180	-	-0,1180	-
Coefficiente de arrastre a cero sustentación	CD <sub>ow</sub>	0,0080	-	0,0080	-
Coefficiente de momento en el centro aerodinámico del ala	C <sub>m</sub> ac	-0,1290	-	-0,1290	-
Coefficiente de oswald e (1/eala)	e	0,9433	-	0,9433	-
Factor K	K	0,0180	-	0,02	-
Cuerda media del ala	c	1,0111	m	1,01	M
Cuerda en la punta del ala	ct	0,65	m	0,65	M
Cuerda en la raíz del ala	cr	1,3	m	1,30	m
Relación de taperado	λ	0,5	-	0,50	-
Envergadura del ala	b	18	m	18,00	m
Envergadura del ala expuesta	b <sub>e</sub>	17,33	m	17,33	m
Superficie Alar	S <sub>w</sub>	17,32	m <sup>2</sup>	17,32	m <sup>2</sup>
Área del ala expuesta	S <sub>exp</sub>	16,23	m <sup>2</sup>	16,23	m <sup>2</sup>
Área superficial del ala expuesta	S <sub>wetw</sub>	33,51	m <sup>2</sup>	33,51	m <sup>2</sup>
Relación de aspecto del ala expuesta	AR <sub>e</sub>	18,51	-	18,51	-

Relación de aspecto del ala	AR	18,71	-	18,71	-
Ángulo de incidencia del ala	iw	0,043	rad	2,46	deg
Ángulo de ataque del ala	$\alpha_w$	0,1285	rad	7,36	deg
Ángulo de ataque del ala cuando la sustentación es cercana a cero	$\alpha_{0L,w}$	-0,0855	rad	-4,90	deg
Ángulo de diedro del ala	$\Gamma$	0,0436	rad	2,50	deg
Ángulo de flechamiento en el Borde de ataque	$\Delta LE$	0,0447	rad	2,56	deg
Ángulo de flechamiento en el 25 % M.A.C. del ala	$\Delta c/4$	0,0607	rad	3,48	deg
Ángulo de flechamiento en la mitad de la cuerda	$\Delta c/2$	0,0787	rad	4,51	deg
Distancia del C.G. desde el borde de ataque del m.a.c.	XG	0,303	m	0,30	M
Distancia del A.C. desde el borde de ataque del m.a.c.	Xa	0,2753	m	0,28	M
Distancia vertical desde el C.L. del fuselaje al c/4 del ala	$z$	-0,47	m	-0,47	M
Reynolds del aire a través del ala	Re,w	2045111	Re	2045111	Re
Localización del M.A.C. en la envergadura	Ymac	4	m	4,00	M
Área del alerón	Sa	0,52	m <sup>2</sup>	0,52	m <sup>2</sup>
Cuerda del alerón	Ca	0,172	m	0,17	M
Alerón Gearing	G	2,3	Rad/m	131,78	deg/m
Longitud del fuselaje	lf	8,76	m	8,76	M
Diámetro de Anchura máxima del fuselaje	bf,max	0,76	m	0,76	M
Área de la sección más ancha del fuselaje	Sbf,max	0,56	m <sup>2</sup>	0,56	m <sup>2</sup>
Área proyectada lateral del fuselaje	$S_{B, s}$	4,54	m <sup>2</sup>	4,54	m <sup>2</sup>
Área proyectada superior del fuselaje	$S_{B, T}$	3,74	m <sup>2</sup>	3,74	M <sup>2</sup>
Área expuesta del fuselaje	Sexp,f	2,02	m <sup>2</sup>	2,02	m <sup>2</sup>
Área mojada del fuselaje	Swetf	13,01	m <sup>2</sup>	13,01	m <sup>2</sup>
Altura máxima del fuselaje	h	0,9544	m	0,95	M
Altura del fuselaje en 1/4 de longitud	h1	0,9527	m	0,95	M
Altura del fuselaje en 3/4 de longitud	h2	0,2824	m	0,28	M
Reynolds a través del fuselaje	Re,lf	17718180	Re	17718180	Re
<b>Perfil del EMPENAJE</b>	Perfil	<b>NACA 63012</b>			
Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación del perfil del Empenaje	aot	6,0473	1/rad	0,1055	1/deg
Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación de la cola horizontal	ath	4,5079	1/rad	0,0787	1/deg
Ángulo de ataque de la cola horizontal	$\alpha_t$	0,0327	rad	1,88	deg
Coeficiente de sustentación del estabilizador horizontal	CLt	0,1476	-	0,1476	-
Ángulo de incidencia del estabilizador horizontal	ith	-0,0524	Rad	-3,00	deg
Cuerda media del estabilizador horizontal	ch	0,54	m	0,54	M
Cuerda en la punta del estabilizador horizontal	cth	0,35	m	0,35	M
Cuerda en la raíz del estabilizador horizontal	crh	0,7	m	0,70	M
Relación de taperado del estabilizador horizontal	$\lambda$	0,5	-	0,50	-
Envergadura del estabilizador horizontal	bh	3,14	m	3,14	M
Área superficial del estabilizador horizontal	Sth	1,65	m <sup>2</sup>	1,65	m <sup>2</sup>
Relación de aspecto del estabilizador horizontal	ARh	5,98	-	5,98	-

<i>Distancia desde el MACw- MACH</i>	lth	5,35	m	5,35	M
<i>Distancia del LE hasta el M.A.C de cola horizontal</i>	lh	4,36	m	4,36	M
<i>Altura perpendicular del M.A.C.w a el M.A.C.ht</i>	hH	0,92	m	0,92	M
<i>Distancia vertical desde el C.L. del fuselaje al c/4 de la cola horizontal</i>	Zh	1,41	m	1,41	M
<i>Distancia desde el C. G. hasta c/4 del M.A.C. de la cola horizontal</i>	Xah	5,37	m	5,37	M
<i>Volumen de la cola horizontal</i>	Vh	0,50	-	0,50	-
<i>Área del elevador</i>	Se	0,47	m <sup>2</sup>	0,47	m <sup>2</sup>
<i>Cuerda del elevador</i>	Ce	0,158	m	0,16	M
<i>Elevador Gearing</i>	G	1,635	Rad/m	93,68	deg/m
<i>Distancia desde el C.G. hasta el estabilizador vertical</i>	Iv	5,1	m	5,10	M
<i>Área del estabilizador vertical</i>	Sv	1,38	m <sup>2</sup>	1,38	m <sup>2</sup>
<i>Área del timón de cola</i>	Sr	0,44	m <sup>2</sup>	0,44	m <sup>2</sup>
<i>Cuerda del timón de cola</i>	Cr	0,31	m	0,31	M
<i>Timón de cola Gearing</i>	G	2,3	Rad/m	131,78	deg/m
<i>Distancia del centro de presión de la cola vertical hasta la línea X</i>	Zv	0,70	m	0,70	M
<i>Distancia vertical del C.G. hasta el m.a.c.</i>	ZG	0,40	m	0,40	M
<i>Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación del estabilizador vertical</i>	av	2,4817	1/Rad	0,04	1/deg
<i>Cuerda media estabilizador vertical</i>	Cv	0,55	m	0,55	M
<i>Cuerda de raíz estabilizador vertical</i>	Crv	1,28	m	1,28	M
<i>Cuerda de punta del estabilizador vertical</i>	Ctv	0,70	m	0,70	M
<i>Relación de Taperado del estabilizador vertical</i>	λv	0,55	-	0,55	-
<i>Envergadura del estabilizador vertical</i>	bv	1,4	m	1,40	M
<i>Área del estabilizador vertical</i>	Stv	1,38	m <sup>2</sup>	1,38	m <sup>2</sup>
<i>Relación de aspecto del estabilizador vertical</i>	AR <sub>v</sub>	1,42	-	1,42	-
<i>Distancia del M.A.C del estabilizador vertical</i>	Xav	0,2542	m	0,25	M

**Anexo A 4 Datos generales del planeador ATLAS I modificado con ala retraída**

Ítem Descripción	Datos del planeador con ala retraída				
	Símbolo	Valor	Unidad	Valor	Unidad
Eficiencia máxima	E <sub>max</sub>	36,92	-	36,92	-
Velocidad con la máxima eficiencia	V <sub>x</sub>	37,40	m/s	37,40	m/s
Velocidad del sonido	a	346,03	m/s	346,03	m/s
Mach	Ma	0,1081	-	0,11	-
Presión dinámica	q	939,272	Kg s	939,27	Kg s
Peso máximo del Planeador	W	746,82	kg	746,82	N
Carga Alar	W/S	43,12	Kg/m <sup>2</sup>	423	N/m <sup>2</sup>
Coefficiente de arrastre planeador en crucero	C <sub>d</sub> cruse	0,02	-	0,02	-
Arrastre del planeador en crucero	D <sub>cruse</sub>	325,36	N	325,36	N
Downwash	ε	0,0216	-	0,02	-
Tasa de cambio de downwash con el ángulo de ataque	dε/dα	0,1682	1/rad	0,00	1/deg
Ángulo de ataque del planeador	α	0	rad	0,00	Deg
<b>Perfil del ALA</b>	Perfil	<b>Eppler 583 modificado</b>			
Relación de espesor del perfil	t/c	0,1685	-	0,17	-
Ángulo de borde de fuga del perfil	φ <sup>'</sup> TE	0,20943951	rad	12,00	Deg
Coefficiente de momento del perfil cuando la sustentación es cero	C <sub>m</sub> oa	0,002300613	-	0,0023	-
Pendiente de la curva de coeficiente de sustentación del perfil del ala	ao	6,04727317	1/rad	0,11	1/deg
Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación del ala	aw	5,452491279	1/rad	0,10	1/deg
Coefficiente de sustentación máxima	CL max	1,554	-	1,5540	-
Coefficiente de sustentación del ala	CL	0,7500	-	0,7500	-
Coefficiente de momento del ala cuando hay cero sustentación	C <sub>m</sub> ow	-0,105	-	-0,1050	-
Coefficiente de arrastre a cero sustentación	CDow	0,00167	-	0,0017	-
Coefficiente de momento en el centro aerodinámico del ala	C <sub>m</sub> ac	-0,246	-	-0,2460	-
Coefficiente de oswald e (1/eala)	e	0,9433	-	0,94	-
Factor K	K	0,018038614	-	0,02	-
Cuerda media del ala	c	1,03	m	1,03	m
Cuerda en la punta del ala	ct	0,65	m	0,65	m
Cuerda en la raíz del ala	cr	1,3	m	1,30	m
Relación de taperado	λ	0,5	-	0,50	-
Envergadura del ala	b	18	m	18,00	m
Envergadura del ala expuesta	b <sub>e</sub>	17,3335	m	17,33	m
Superficie Alar	S <sub>w</sub>	17,32	m <sup>2</sup>	17,32	m <sup>2</sup>
Área del ala expuesta	S <sub>exp</sub>	16,23	m <sup>2</sup>	16,23	m <sup>2</sup>

Área superficial del ala expuesta	Swetw	33,5087826	m <sup>2</sup>	33,51	m <sup>2</sup>
Relación de aspecto del ala expuesta	ARe	18,51202848	-	18,51	-
Relación de aspecto del ala	AR	18,70669746	-	18,71	-
Ángulo de incidencia del ala	iw	0,043	rad	2,46	deg
Ángulo de ataque del ala	$\alpha_w$	0,128521133	rad	7,36	deg
Ángulo de ataque del ala cuando la sustentación es cercana a cero	$\alpha_{0L,w}$	- 0,085521133	rad	-4,90	deg
Ángulo de diedro del ala	$\Gamma$	0	rad	0,00	deg
Ángulo de flechamiento en el Borde de ataque	$\Delta LE$	0	rad	0,00	deg
Ángulo de flechamiento en el 25 % M.A.C. del ala	$\Delta c/4$	- 0,017627825	rad	-1,01	deg
Ángulo de flechamiento en la mitad de la cuerda	$\Delta c/2$	- 0,034906585	rad	-2,00	deg
Distancia del C.G. desde el borde de ataque del m.a.c.	XG	0,501	m	0,50	m
Distancia del A.C. desde el borde de ataque del m.a.c.	Xa	0,2487	m	0,25	m
Distancia vertical desde el C.L. del fuselaje al c/4 del ala	$\bar{z}$	-0,47	m	-0,47	m
Reynolds del aire a través del ala	Re,w	2554247,504	Re	2554247,50	Re
Localización del M.A.C. en la envergadura	Ymac	4	m	4,00	m
Área del alerón	Sa	0,52	m <sup>2</sup>	0,52	m <sup>2</sup>
Cuerda del alerón	Ca	0,172	m	0,17	m
Alerón Gearing	G	2,3	Rad/m	131,78	deg/m
Longitud del fuselaje	lf	8,75994	m	8,76	m
Diámetro de Anchura máxima del fuselaje	bf,max	0,76211	m	0,76	m
Área de la sección más ancha del fuselaje	Sbf,max	0,56	m <sup>2</sup>	0,56	m <sup>2</sup>
Área proyectada lateral del fuselaje	$S_{B, S}$	4,54	m <sup>2</sup>	4,54	m <sup>2</sup>
Área proyectada superior del fuselaje	$S_{B, T}$	3,74	m <sup>2</sup>	3,74	M <sup>2</sup>
Área expuesta del fuselaje	Sexp,f	2,02223971	m <sup>2</sup>	2,02	m <sup>2</sup>
Área mojada del fuselaje	Swetf	13,0061935	m <sup>2</sup>	13,01	m <sup>2</sup>
Altura máxima del fuselaje	h	0,9544	m	0,95	m
Altura del fuselaje en 1/4 de longitud	h1	0,9527	m	0,95	m
Altura del fuselaje en 3/4 de longitud	h2	0,2824	m	0,28	m
Reynolds a través del fuselaje	Re,lf	21723354,26	Re	21723354,26	Re
<b>Perfil del EMPENAJE</b>	Perfil	<b>NACA 63012</b>			
Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación del perfil del Empenaje	aot	6,04727317	1/rad	0,11	1/deg
Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación de la cola horizontal	ath	3,888251872	1/rad	0,07	1/deg
Ángulo de ataque de la cola horizontal	$\alpha_t$	0,032765275	rad	1,88	deg
Coeficiente de sustentación del estabilizador horizontal	CLt	0,127399641	-	0,13	-
Ángulo de incidencia del estabilizador horizontal	ith	-0,0524	Rad	-3,00	deg
Cuerda media del estabilizador horizontal	ch	1,156521739	m	1,16	m
Cuerda en la punta del estabilizador horizontal	cth	1	m	1,00	m

<i>Cuerda en la raíz del estabilizador horizontal</i>	crh	1,3	m	1,30	m
<i>Relación de taperado del estabilizador horizontal</i>	$\lambda$	0,769230769	-	0,77	-
<i>Envergadura del estabilizador horizontal</i>	bh	4,2	m	4,20	m
<i>Área superficial del estabilizador horizontal</i>	Sth	4,8	m <sup>2</sup>	4,80	m <sup>2</sup>
<i>Relación de aspecto del estabilizador horizontal</i>	ARh	3,675	-	3,68	-
<i>Distancia desde el MACw- MACH</i>	lth	6,2	m	6,20	m
<i>Distancia del LE hasta el M.A.C de cola horizontal</i>	lh	4,355	m	4,36	m
<i>Altura perpendicular del M.A.C.w a el M.A.C.ht</i>	hH	0,92	m	0,92	m
<i>Distancia vertical desde el C.L. del fuselaje al c/4 de la cola horizontal</i>	Zh	1,4086	m	1,41	m
<i>Distancia desde el C. G. hasta c/4 del M.A.C. de la cola horizontal</i>	Xah	5,1688	m	5,17	m
<i>Volumen de la cola horizontal</i>	Vh	1,668198839	-	1,67	-
<i>Área del elevador</i>	Se	0,47	m <sup>2</sup>	0,47	m <sup>2</sup>
<i>Cuerda del elevador</i>	Ce	0,158	m	0,16	m
<i>Elevador Gearing</i>	G	1,635	Rad/m	93,68	deg/m
<i>Distancia desde el C.G. hasta el estabilizador vertical</i>	Iv	5,1	m	5,10	m
<i>Área del estabilizador vertical</i>	Sv	1,38	m <sup>2</sup>	1,38	m <sup>2</sup>
<i>Área del timón de cola</i>	Sr	0,44	m <sup>2</sup>	0,44	m <sup>2</sup>
<i>Cuerda del timón de cola</i>	Cr	0,311	m	0,31	m
<i>Timón de cola Gearing</i>	G	2,3	Rad/m	131,78	deg/m
<i>Distancia del centro de presión de la cola vertical hasta la línea X</i>	Zv	0,702	m	0,70	m
<i>Distancia vertical del C.G. hasta el m.a.c.</i>	ZG	0,399	m	0,40	m
<i>Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación del estabilizador vertical</i>	av	2,48169049	1/Rad	0,04	1/deg
<i>Cuerda media estabilizador vertical</i>	Cv	0,554101998	m	0,55	m
<i>Cuerda de raíz estabilizador vertical</i>	Crv	1,278	m	1,28	m
<i>Cuerda de punta del estabilizador vertical</i>	Ctv	0,697	m	0,70	m
<i>Relación de Taperado del estabilizador vertical</i>	$\lambda_v$	0,545383412	-	0,55	-
<i>Envergadura del estabilizador vertical</i>	bv	1,4	m	1,40	m
<i>Área del estabilizador vertical</i>	Stv	1,38	m <sup>2</sup>	1,38	m <sup>2</sup>
<i>Relación de aspecto del estabilizador vertical</i>	AR <sub>v</sub>	1,420289855	-	1,42	-
<i>Distancia del M.A.C del estabilizador vertical</i>	Xav	0,2542	m	0,25	m

**Anexo A 5 Datos generales del planeador ATLAS I modificado con ala extendida**

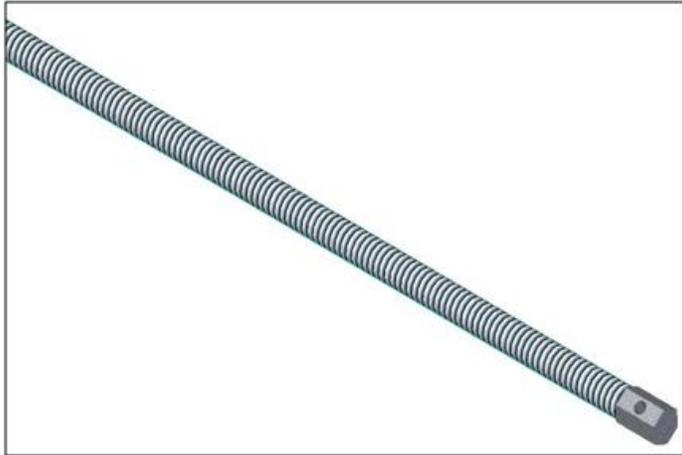
Ítem Descripción	Datos del planeador con ala extendida				
	Símbolo	Valor	Unidad	Valor	Unidad
Eficiencia máxima	E <sub>max</sub>	41,51	-	41,51	-
Velocidad con la máxima eficiencia	V <sub>x</sub>	31,37	m/s	31,37	m/s
Velocidad del sonido	a	346,02947	m/s	346,03	m/s
Mach	Ma	0,0906570	-	0,09	-
Presión dinámica	q	602,74710	Kg s	602,75	Kg s
Peso máximo del Planeador	W	746,36	kg	7321,79	N
Carga Alar	W/S	30,601066	Kg/m <sup>2</sup>	300	N/m <sup>2</sup>
Coefficiente de arrastre planeador en crucero	C <sub>d</sub> crucero	0,02	-	0,02	-
Arrastre del planeador en crucero	D <sub>crucero</sub>	294,02003	N	294,02	N
Downwash	ε	0,0197	-	0,02	-
Tasa de cambio de downwash con el ángulo de ataque	dε/da	0,1533	1/rad	0,00	1/deg
Ángulo de ataque del planeador	α	0	rad	0,00	deg
<b>Perfil del ALA</b>	Perfil	<b>Eppler 583 modificado</b>			
Relación de espesor del perfil	t/c	0,16850	-	0,17	-
Ángulo de borde de fuga del perfil	φ <sup>TE</sup>	0,20944	rad	12,00	deg
Coefficiente de momento del perfil cuando la sustentación es cero	C <sub>m</sub> oa	0,00230	-	0,0023	-
Pendiente de la curva de coeficiente de sustentación del perfil del ala	a <sub>o</sub>	6,04727	1/rad	0,11	1/deg
Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación del ala	a <sub>w</sub>	5,55121	1/rad	0,10	1/deg
Coefficiente de sustentación máxima	CL <sub>max</sub>	1,56600	-	1,5660	-
Coefficiente de sustentación del ala	CL	0,83074	-	0,8307	-
Coefficiente de momento del ala cuando hay cero sustentación	C <sub>m</sub> ow	-0,10400	-	-0,1040	-
Coefficiente de arrastre a cero sustentación	CD <sub>ow</sub>	0,00140	-	0,0014	-
Coefficiente de momento en el centro aerodinámico del ala	C <sub>m</sub> ac	-0,17300	-	-0,1730	-
Coefficiente de oswald e (1/e <sub>ala</sub> )	e	0,94330	-	0,94	-
Factor K	K	0,01478	-	0,01	-
Cuerda media del ala	c	1,01111	m	1,01	m
Cuerda en la punta del ala	c <sub>t</sub>	0,65	m	0,65	m
Cuerda en la raíz del ala	c <sub>r</sub>	1,3	m	1,30	m
Relación de taperado	λ	0,5	-	0,50	-
Envergadura del ala	b	23,6	m	23,60	m
Envergadura del ala expuesta	b <sub>e</sub>	22,9335	m	22,93	m
Superficie Alar	S <sub>w</sub>	24,39	m <sup>2</sup>	24,39	m <sup>2</sup>
Área del ala expuesta	S <sub>exp</sub>	22,32	m <sup>2</sup>	22,32	m <sup>2</sup>

Área superficial del ala expuesta	Swetw	46,0823	m <sup>2</sup>	46,08	m <sup>2</sup>
Relación de aspecto del ala expuesta	ARe	23,5639	-	23,56	-
Relación de aspecto del ala	AR	22,8356	-	22,84	-
Ángulo de incidencia del ala	i <sub>w</sub>	0,043	rad	2,46	deg
Ángulo de ataque del ala	α <sub>w</sub>	0,12852113 3	rad	7,36	deg
Ángulo de ataque del ala cuando la sustentación es cercana a cero	α <sub>0L,w</sub>	- 0,08552113 3	rad	-4,90	deg
Ángulo de diedro del ala	Γ	0	rad	0,00	deg
Ángulo de flechamiento en el Borde de ataque	ΛLE	0	rad	0,00	deg
Ángulo de flechamiento en el 25 % M.A.C. del ala	Λc/4	-0,01343903	rad	-0,77	deg
Ángulo de flechamiento en la mitad de la cuerda	Λc/2	-0,02670353	rad	-1,53	deg
Distancia del C.G. desde el borde de ataque del m.a.c.	XG	0,503	m	0,50	m
Distancia del A.C. desde el borde de ataque del m.a.c.	Xa	0,258	m	0,26	m
Distancia vertical desde el C.L. del fuselaje al c/4 del ala	z	-0,47	m	-0,47	m
Reynolds del aire a través del ala	Re,w	2008613,93	Re	2008613,94	Re
Localización del M.A.C. en la envergadura	Y <sub>mac</sub>	5,24444444	m	5,24	m
Área del alerón	S <sub>a</sub>	0,52	m <sup>2</sup>	0,52	m <sup>2</sup>
Cuerda del alerón	C <sub>a</sub>	0,172	m	0,17	m
Alerón Gearing	G	2,3	Rad/m	131,78	deg/m
Longitud del fuselaje	l <sub>f</sub>	8,75994	m	8,76	m
Diámetro de Anchura máxima del fuselaje	b <sub>f,max</sub>	0,76211	m	0,76	m
Área de la sección más ancha del fuselaje	S <sub>b<sub>f,max</sub></sub>	0,56	m <sup>2</sup>	0,56	m <sup>2</sup>
Área proyectada lateral del fuselaje	S <sub>B, S</sub>	4,54	m <sup>2</sup>	4,54	m <sup>2</sup>
Área proyectada superior del fuselaje	S <sub>B, T</sub>	3,74	m <sup>2</sup>	3,74	M <sup>2</sup>
Área expuesta del fuselaje	S <sub>exp,f</sub>	2,02223971	m <sup>2</sup>	2,02	m <sup>2</sup>
Área mojada del fuselaje	Swetf	13,0061935	m <sup>2</sup>	13,01	m <sup>2</sup>
Altura máxima del fuselaje	h	0,9544	m	0,95	m
Altura del fuselaje en 1/4 de longitud	h <sub>1</sub>	0,9527	m	0,95	m
Altura del fuselaje en 3/4 de longitud	h <sub>2</sub>	0,2824	m	0,28	m
Reynolds a través del fuselaje	Re,l <sub>f</sub>	17401982,2	Re	17401982,2 0	Re
<b>Perfil del EMPENAJE</b>	Perfil	<b>NACA 63012</b>			
Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación del perfil del Empenaje	a <sub>ot</sub>	6,04727317	1/rad	0,11	1/deg
Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación de la cola horizontal	a <sub>th</sub>	3,88825187	1/rad	0,07	1/deg
Ángulo de ataque de la cola horizontal	α <sub>t</sub>	0,03279672	rad	1,88	deg
Coefficiente de sustentación del estabilizador horizontal	CL <sub>t</sub>	0,12752192	-	0,13	-
Ángulo de incidencia del estabilizador horizontal	i <sub>th</sub>	-0,0524	Rad	-3,00	deg

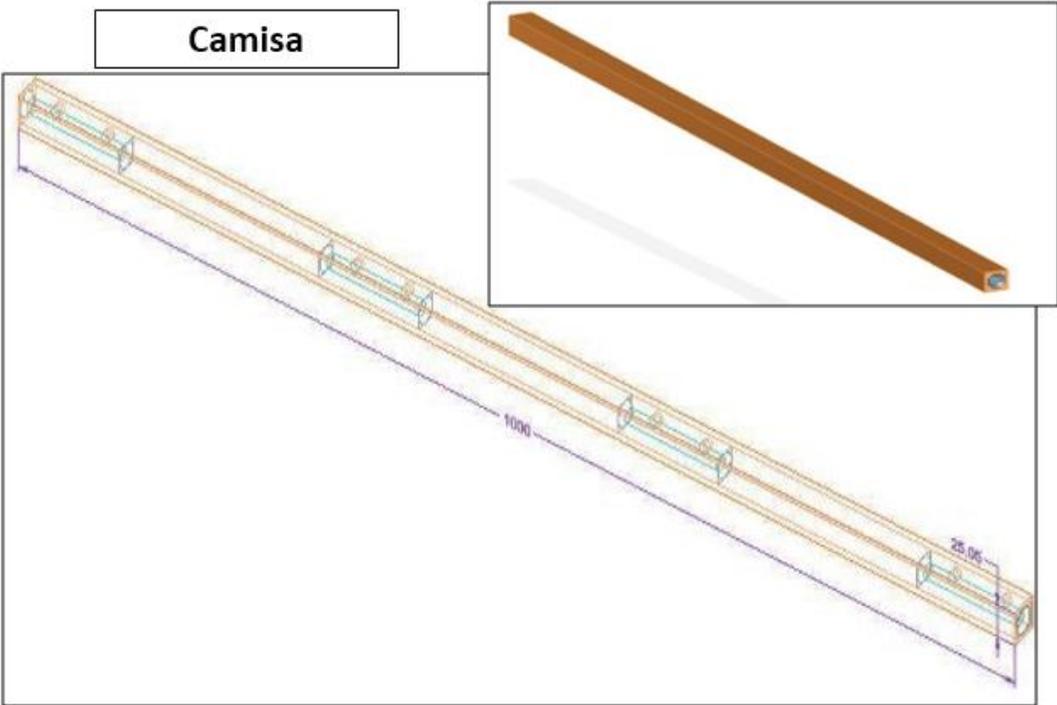
<i>Cuerda media del estabilizador horizontal</i>	ch	1,15652173	m	1,16	m
<i>Cuerda en la punta del estabilizador horizontal</i>	cth	1	m	1,00	m
<i>Cuerda en la raíz del estabilizador horizontal</i>	crh	1,3	m	1,30	m
<i>Relación de taperado del estabilizador horizontal</i>	$\lambda$	0,76923076	-	0,77	-
<i>Envergadura del estabilizador horizontal</i>	bh	4,2	m	4,20	m
<i>Área superficial del estabilizador horizontal</i>	Sth	4,8	m <sup>2</sup>	4,80	m <sup>2</sup>
<i>Relación de aspecto del estabilizador horizontal</i>	ARh	3,675	-	3,68	-
<i>Distancia desde el MACw- MACH</i>	lth	6,2	m	6,20	m
<i>Distancia del LE hasta el M.A.C de cola horizontal</i>	lh	4,355	m	4,36	m
<i>Altura perpendicular del M.A.C.w a el M.A.C.ht</i>	hH	0,92	m	0,92	m
<i>Distancia vertical desde el C.L. del fuselaje al c/4 de la cola horizontal</i>	Zh	1,4086	m	1,41	m
<i>Distancia desde el C. G. hasta c/4 del M.A.C. de la cola horizontal</i>	Xah	5,1668	m	5,17	m
<i>Volumen de la cola horizontal</i>	Vh	1,20676371	-	1,21	-
<i>Área del elevador</i>	Se	0,47	m <sup>2</sup>	0,47	m <sup>2</sup>
<i>Cuerda del elevador</i>	Ce	0,158	m	0,16	m
<i>Elevador Gearing</i>	G	1,635	Rad/m	93,68	deg/m
<i>Distancia desde el C.G. hasta el estabilizador vertical</i>	Iv	5,1	m	5,10	m
<i>Área del estabilizador vertical</i>	Sv	1,38	m <sup>2</sup>	1,38	m <sup>2</sup>
<i>Área del timón de cola</i>	Sr	0,44	m <sup>2</sup>	0,44	m <sup>2</sup>
<i>Cuerda del timón de cola</i>	Cr	0,311	m	0,31	m
<i>Timón de cola Gearing</i>	G	2,3	Rad/m	131,78	deg/m
<i>Distancia del centro de presión de la cola vertical hasta la línea X</i>	Zv	0,702	m	0,70	m
<i>Distancia vertical del C.G. hasta el m.a.c.</i>	ZG	0,399	m	0,40	m
<i>Pendiente de la curva del coeficiente de sustentación del estabilizador vertical</i>	av	2,48169049	1/Rad	0,04	1/deg
<i>Cuerda media estabilizador vertical</i>	Cv	0,55410199 8	m	0,55	m
<i>Cuerda de raíz estabilizador vertical</i>	Cr <sub>v</sub>	1,278	m	1,28	m
<i>Cuerda de punta del estabilizador vertical</i>	Ct <sub>v</sub>	0,697	m	0,70	m
<i>Relación de Taperado del estabilizador vertical</i>	$\lambda_v$	0,54538341	-	0,55	-
<i>Envergadura del estabilizador vertical</i>	bv	1,4	m	1,40	m
<i>Área del estabilizador vertical</i>	Stv	1,38	m <sup>2</sup>	1,38	m <sup>2</sup>
<i>Relación de aspecto del estabilizador vertical</i>	AR <sub>v</sub>	1,42028985	-	1,42	-
<i>Distancia del M.A.C del estabilizador vertical</i>	X <sub>av</sub>	0,2542	m	0,25	m

*Anexo A 6. Partes del Mecanismos de Extensión de Tornillo Sin Fin*

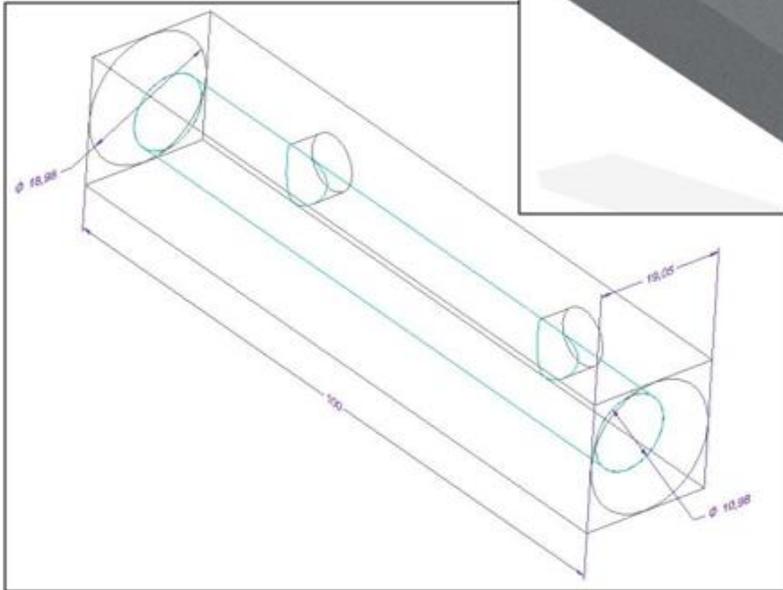
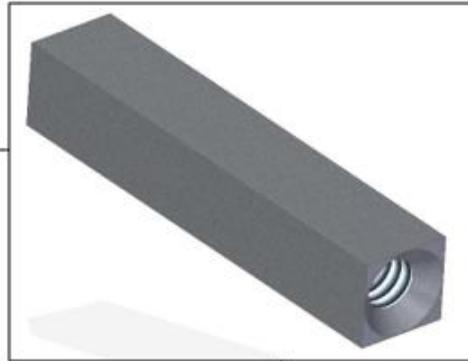
Tornillo Sin Fin



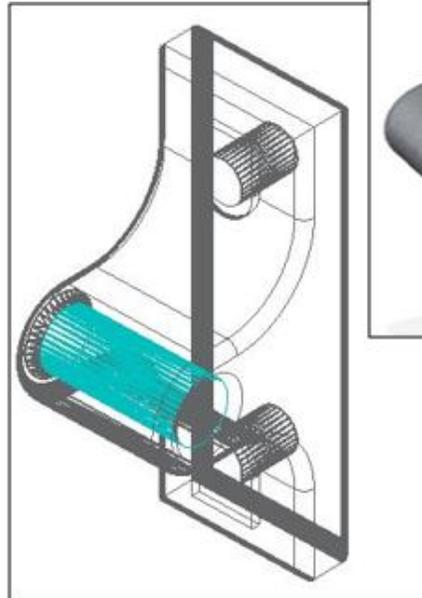
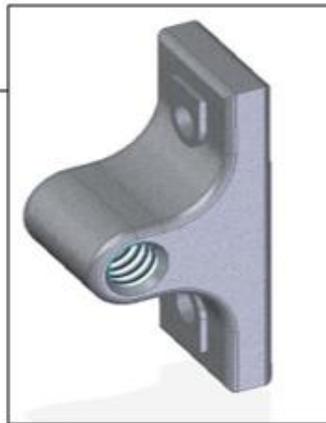
Camisa



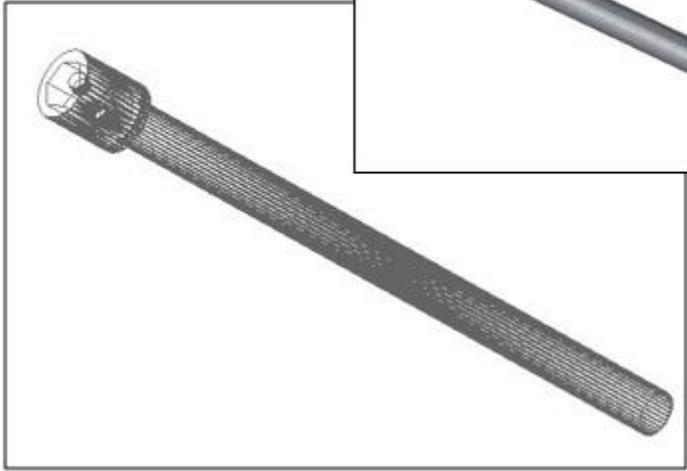
**Tuerca del  
Tornillo Sin Fin**  
4 Ubicadas en cada camisa



**Soporte del  
Tornillo Sin Fin**



Eje del Motor



# **ANEXOS PARTE B:**

## Rendimiento Aerodinámico

**Anexo B 1 Compendio de planeadores con envergadura mayor o igual 18 m.**

Convención de colores		Planeadores con ala de geometría variable																		
Planeador	Primer Vuelo	Peso Vacío	Wto	Peso del Ala	Peso de Fuselaje+ Vt	Peso Estabilizador	Lastre de Agua	Longitud Fuselaje	Envergadura (18-22m)	AR	L/D	Superficie Alar	Carga Alar Mínima	Carga Alar máxima	Cuerda media=S/b	Cr	Punto de cambio en el taper Yk/s	Taperado interno (kg)	Taperado	Twist
A-21 Caproni Calif	1970	532	644	257	169	16		7.74	20.38	25.7	43	16.19	32.2	39	0.79	0.9	0.63	1	0.36	0
ASH 25 (con motor)	1986	558	750	290	170	8	180	9	25	38.3	-	16.31	33.6	45.1	0.65	0.83	0.66	0.73	0.44	0
ASH 26	1993	370	525	145	128	7	175	7.05	18	27.7	-	11.68	31.1	44.1	0.65	0.84	0.62	0.81	0.39	0
ASH 26E	1993	370	525	145	128	7	175	7.05	18	27.7	-	11.68	31.1	44.1	0.65	0.84	0.62	0.81	0.39	0
ASW 12	1965	409	430	194	117	8		7.35	18.3	25.8	-	13	30.9	32.4	0.71	0.96	0.59	0.81	0.34	-3
ASW 17	1971	494	610	266	127	11	100	7.55	20	27	48	14.84	32.6	40.3	0.74	0.94	0.61	0.8	0.43	0
ASW 22 (24m)	1981	501	650	265	138	8	85	8.1	24	37.2	-	15.5	31.7	41.1	0.65	0.83	0,32-0,69	0,94-0,74	0.29	0
ASW 22 B	1986	540	750	304	138	8	235	8.1	25	38.3	60	16.31	32.5	45.1	0.65	0.83	0,3-0,66	0,94-0,74	0.41	0
ASW 22BL	1992	544	750	308	138	8	205	8.1	26.4	41.8	-	16.67	32	44.1	0.63	0.83	0,29-0,63-0,92	0,94-0,74-0,44	0.25	0
B-13 (con motor)	1991	680	820	340	241	9		8.42	23.2	28.4	49	18.95	35.2	42.4	0.82	1.04	0,43-0,72	0,89-0,74	0.22	0
Bocian	1952	349	510	166	155	12		8	18.11	16.4	26	20	20.7	25	1.1	1.6	-	-	0.33	-2
BS 1	1962	425	500	192	134	9		7.58	18	22.5	44	14.2	29.4	34.5	0.79	0.99	0.56	0.85	0.41	0
D-41	1993	493	650	192	202	9	150	8.55	20	28.6	-	14	34.5	45.5	0.7	0.96		0.69	0.27	0
DG 500 22	1989	538	750	240	194	14	160	8.65	22	26.5	40	18.29	28.8	40.2	0.83	1.16	0.52	0.79	0.25	0
DG 500 M (con motor)	1987	650	825	240	306	14	100	8.65	22	26.5	40	18.29	34.9	44.2	0.83	1.16	0.52	0.79	0.25	0
DG 500 Trainer	1989	478	615	180	194	14		8.65	18	19.5	40	16.65	28.2	36.2	0.92	1.16	0.64	0.79	0.45	0
Diamant 18	1967	385	440	182	105	8		7.72	18	22.7	45	14.28	26.4	30.2	0.79	0.93	0.56	1	0.39	-
Duo Discus	1993	498	700	200	200	8	180	8.87	20	24.4	44	16.4	29.8	41.9	0.82	1.03	0,45-0,81-0,91	0,93-0,62-0,46	0.24	0
Eta	2000	710	850	370	242	8	110	9.75	30.9	51.3	60	18.61	37.4	44.8	0.6	0.87	-	-	-	0
fafnir	1930	290	315					7.76	19	19.4	-	18.6	15.3	16.6	0.98	-	-	-	0.27	-

fs-29: (13m a 19m)	1975	458	461	241	121	6		7.16	13,3(19)		44	8,67(12,65)	-	-	-	0,76(0,73)	0,54(0,68)	1	0.4	-1.5
fs-32	1991	345	500	150	100	5	190	6062	15	22.6	43	9.94	34	49.3	0.66	0.84	0,32-0,68	0,9-0,79-0,66	0.47	0
Janus C	1979	464	700	210	157	7	240	8.62	20	23	44	17.4	26.2	39.5	0.87	1.18	0.54	0.8	0.3	0
Janus Ce	1992	507	700	210	200	7	240	8.87	20	23.1	-	17.3	28.7	39.7	0.86	1.2	0.54	0.76	0.29	0
Kestrel 604	1970	551	650	294	159	8	100	7.56	22	29.8	49	16.23	33.3	39.3	0.74	0.98	0.68	0.69	0.41	
Kranich II	1935	380	465	163	117	10	-	7.7	18	14.3	24	22.7	16.4	20.1	1.26	1.6	0.33	1	0.38	-
Kranich III	1951	410	520	204	105	11	-	9.1	18.1	15.6	30	21.06	19.1	24.2	1.16	1.75	-	-	0.33	-8
Mu 27	1979	796	900	450	244	12	-	10.3	22	-	47	17,6-23,9	-	-	-	1,03-1,39	0.6	1	0.4	0
Nimbus 3/24,5m	1981	486	750	268	122	6	280	7.63	24.5	35.9	58	16.7	28.5	44	0.68	0.92	0,34-0,58-0,72	0,87-0,77-0,66	0.27	0
Nimbus 3D T	1986	627	800	305	225	7	280	8.87	25	37	57	16.9	36.4	46.4	0.68	0.91	0,32-0,58-0,72-0,95	0,87-0,77-0,66-0,32	0.17	0
Nimbus 4T (con motor)	1991	608	800	312	198	8	240	7.83	26.4	39.2	-	17.8	33.5	44.1	0.67	0.91	0,32-0,54-0,72-0,88-0,93	0,87-0,78-0,66-0,47-0,37	0.23	0
Nimbus I	1969	460	500	-	-	-	-	7.5	22	30.6	51	15.8	28.6	31	0.72	1	0.6	0.71	0.39	
Nimbus II	1971	446	580	230	120	6	150	7.28	20.3	28.6	49	14.41	30.4	39.5	0.71	0.96	0.57	0.75	0.36	0
SB 10 (26m)	1972	708	889	397	211	10	100	10,,36	26	31	-	21.8	31.9	40	0.84	0.97	0,34-0,82	1-0,8	0.46	-1.5
SB 10 (29m)	1972	647	897	419	127	11	100	10.36	29	36.7	-	22.9	27.7	38.4	0.79	0.97	0,30-0,67	1-0,8	0.3	-15
SB 11	1978	360	470	169	95	6	100	7.4	15		-	10,6-13,2				0,8-1	0.6	1	0.4	0
SB-14		344	470	146	101	7	100	6.95	18	29.9	-	10.84	31.1	42.5	0.6	0.74	0,46-0,81	0,93-0,72	0.4	0
SB-9	1969	415	421	218	100	7	100	7.5	22	31.3	46	15.48	26.3	26.7	0.7	0.97	0.51	0.8	0.26	-1.5
Sigma	1971	0	698	396	150	8	-	8.81	21		41	12,2-16,5				0.69	0.24	1	0.57	
Skylark 4	1961	346	373	160	85	11	-	7.6	18.2	20.6	36	16.1	21.1	22.7	0.88	1.07	0.32	1	0.5	-2
Stemme S-10	1986	735	850	-	-	-	-	8.42	23	28.3	51	18.7	38,,5	44.6	0.81	1	0,43-0,72	0,9-0,7	0.3	
Twin III Acro	1986	470	600	182	185	13	-	8.2	18	18.5	36	17.52	26.3	33.6	0.97	1.3	0,50-0,83	0,81-0,56	0.29	0
Welhe 50	1938	335	335	140	93	12	-	8.14	18	17.7	-	18.34	17.9	17.9	1.02	1.56	-	-	0.28	-6.5

**Anexo B 2 Ecuaciones complementarias de los parámetros iniciales de coeficiente de sustentación y coeficiente de arrastre con el ala retraída**

ECUACIÓN	RESULTADO
<b>ARRASTRE</b>	
Coeficiente de arrastre parasito total: $Cd_{o,tot} = K[Cd_{o,w} + Cd_{o,f} + Cd_{o,ht} + Cd_{o,vt}]$	$Cd_{o,tot} = 0.010$
Coeficiente de arrastre a cero sustentación del ala, cola vertical y cola horizontal :  $Cd_{o,w} = C_f f_M f_{tc,w} \left( \frac{S_{wether,w}}{S_w} \right) \frac{(Cd_{min})^{0.4}}{0.004}$ $Cd_{o,vt} = C_f f_M f_{tc,vt} \left( \frac{S_{wether,vt}}{S_w} \right) \frac{(Cd_{min})^{0.4}}{0.004}$ $Cd_{o,ht} = C_f f_M f_{tc,ht} \left( \frac{S_{wether,ht}}{S_w} \right) \frac{(Cd_{min})^{0.4}}{0.004}$	$Cd_{o,w} = 0.0017$ $Cd_{o,vt} = 0,0026$ $Cd_{o,ht} = 0,0026$
Área mojada del ala, cola vertical y cola horizontal $S_{wether,w} = S_{expuesta,w} [1.977 + 0.52 (t/c)_{max}]$ $S_{wether,vt} = S_{expuesta,vt} [1.977 + 0.52 (t/c)_{max}]$ $S_{wether,ht} = S_{expuesta,ht} [1.977 + 0.52 (t/c)_{max}]$	$S_{wether,w} = 16,75m^2$ $S_{wether,vt} = 1,24m^2$ $S_{wether,ht} = 1,6m^2$
Coeficiente de Fricción $C_f = \frac{1.327}{\sqrt{Re}}$	$C_f = 0,000939038$
Parámetro en función del número de Mach $f_M = 1 - 0.08Ma^{1.45}$	$f_M = 0,99$
Parámetro en función del thickness ratio del perfil del ala y de la cola vertical y horizontal $f_{tc,w} = 1 + 2.7(t/c)_{max} + 100(t/c)_{max}^4$	$f_{tc,w} = 1,53$ $f_{tc,vt} = f_{tc,ht} = 1,344736$

<p style="text-align: center;">Coeficiente de arrastre inducido</p> $Cd_i = \frac{Cl_w^2}{\pi AR * e}$	$Cd_i = 0,010$
<p style="text-align: center;">Coeficiente de arrastre del ala:</p> $Cd_{wing} = Cd_o * Cd_i$	$Cd_{wing} = 0,012$
<p style="text-align: center;">Coeficiente de arrastre parasito del fuselaje</p> $Cd_{o,f} = C_f f_M f_{LD} \left( \frac{S_{wether,f}}{S_f} \right)$	$Cd_{o,f} = 0.003$
<p style="text-align: center;">Coeficiente de arrastre total</p> $Cd = Cd_{o,tot} + Cd_i$	$Cd = 0,02$

**Anexo B 3 Radios de viraje, ángulos de banqueo, coeficientes de Sustentación, velocidades de ascenso, y velocidades de descenso para diferentes velocidades de vuelo cuando el ala está retraída.**

En la Tabla 20 se encuentran las velocidades de las térmicas (Ecuación 20) a diferentes ángulos de banqueo calculados para un rango de radio de viraje entre 20 m y 180 m, y son válidas para cualquier velocidad de vuelo cuando el ala está retraída.

**Tabla 20 Velocidad de las térmicas según el radio de viraje de la aeronave cuando está el ala retraída**

Radio de viraje (m)	Velocidad de la térmica FUERTE Y ESTRECHA	Velocidad de la térmica DÉBIL Y ESTRECHA	Velocidad de la térmica AMPLIA
20	5,64	2,82	4,43
30	5,20	2,60	4,35
35	4,91	2,46	4,29
40	4,60	2,30	4,23
45	4,24	2,12	4,16
50	3,86	1,93	4,08

55	3,44	1,72	3,99
60	3,00	1,50	3,90
65	2,54	1,27	3,80
70	2,05	1,03	3,69
75	1,55	0,78	3,57
80	1,04	0,52	3,45
85	0,52	0,26	3,32
90	0,00	0,00	3,18
94	-0,42	-0,21	3,07
100	-1,04	-0,52	2,89
105	-1,55	-0,78	2,74
110	-2,05	-1,03	2,58
115	-2,54	-1,27	2,42
117	-2,72	-1,36	2,35
125	-3,44	-1,72	2,08
130	-3,86	-1,93	1,90
135	-4,24	-2,12	1,72
140	-4,60	-2,30	1,54
145	-4,91	-2,46	1,35
150	-5,20	-2,60	1,16
155	-5,44	-2,72	0,97
160	-5,64	-2,82	0,78
165	-5,80	-2,90	0,59
170	-5,91	-2,95	0,39
175	-5,98	-2,99	0,20
180	-6,00	-3,00	0,00

Anexo B 3.a. Parámetros de performance con velocidad de  $V_K = 39,15 \text{ m/s}$

Radio de viraje (m)	Angulo de banqueo (grad)	Lift (N)	Coefficiente de lift	Coefficiente de drag (Cdi + Cdototal)	Velocidad de descenso en ascenso (m/s)	Velocidad de ascenso si hay térmica fuerte y estrecha (m/s)	Velocidad de ascenso si hay térmica débil y estrecha (m/s)	Velocidad de ascenso si hay térmica amplia (m/s)
20	82,71	57674,09	5,92	0,64	-33,46	-27,82	-30,64	-29,03
30	79,13	38834,75	3,99	0,30	-15,46	-10,26	-12,86	-11,11
35	77,38	33499,89	3,44	0,22	-11,64	-6,73	-9,18	-7,35
40	75,64	29525,95	3,03	0,18	-9,16	-4,56	-6,86	-4,93
45	73,94	26458,76	2,72	0,14	-7,46	-3,22	-5,34	-3,30
50	72,26	24025,80	2,47	0,12	-6,24	-2,39	-4,32	-2,17
55	70,61	22053,60	2,26	0,10	-5,35	-1,90	-3,62	-1,35
60	69,00	20426,48	2,10	0,09	-4,66	-1,66	-3,16	-0,76

65	67,41	19064,34	1,96	0,08	-4,13	-1,59	-2,86	-0,33
70	65,87	17909,97	1,84	0,07	-3,71	-1,65	-2,68	-0,02
75	64,36	16921,39	1,74	0,06	-3,37	-1,81	-2,59	0,20
80	62,89	16067,10	1,65	0,06	-3,09	-2,04	-2,57	0,36
85	61,46	15323,04	1,57	0,05	-2,86	-2,33	-2,59	0,46
90	60,06	14670,48	1,51	0,05	-2,66	-2,66	-2,66	0,52
94	58,97	14094,63	1,46	0,05	-2,53	-2,95	-2,74	0,54
100	57,38	13583,68	1,39	0,05	-2,36	-3,40	-2,88	0,54
105	56,10	13128,05	1,35	0,04	-2,24	-3,79	-3,01	0,50
110	54,86	12719,94	1,31	0,04	-2,13	-4,18	-3,16	0,45
115	53,65	12352,88	1,27	0,04	-2,04	-4,58	-3,31	0,38
117	53,18	12021,51	1,25	0,04	-2,01	-4,73	-3,37	0,34
125	51,34	11721,33	1,20	0,04	-1,89	-5,33	-3,61	0,19
130	50,24	11448,53	1,17	0,04	-1,83	-5,68	-3,76	0,07
135	49,18	11199,88	1,15	0,03	-1,77	-6,02	-3,89	-0,05
140	48,14	10972,61	1,13	0,03	-1,72	-6,32	-4,02	-0,18
145	47,14	10764,36	1,10	0,03	-1,68	-6,59	-4,14	-0,32
150	46,17	10573,07	1,09	0,03	-1,64	-6,83	-4,24	-0,47
155	45,23	10396,96	1,07	0,03	-1,60	-7,04	-4,32	-0,63
160	44,32	10234,47	1,05	0,03	-1,57	-7,21	-4,39	-0,79
165	43,44	10084,26	1,03	0,03	-1,54	-7,33	-4,44	-0,95
170	42,59	9945,12	1,02	0,03	-1,51	-7,42	-4,46	-1,12
175	41,76	9816,01	1,01	0,03	-1,48	-7,46	-4,47	-1,29
180	40,96	9695,99	1,00	0,03	-1,46	-7,46	-4,46	-1,46

Anexo B 3.b. Parámetros de performance con velocidad de no exceder  $V_{D,r} = 99,46 \text{ m/s}$

Radio de viraje (m)	Angulo de banqueo (grad)	Lift (N)	Coefficiente de lift	Coefficiente de drag ( $C_{di} + C_{dototal}$ )	Velocidad de descenso en ascenso (m/s)	Velocidad de ascenso si hay térmica fuerte y estrecha (m/s)	Velocidad de ascenso si hay térmica débil y estrecha (m/s)	Velocidad de ascenso si hay térmica amplia (m/s)
20	88,86	369267,04	5,87	0,63	-540,06	-534,42	-537,24	-535,62
30	88,30	246238,51	3,92	0,29	-244,97	-239,78	-242,38	-240,63
40	87,73	184742,37	2,94	0,17	-141,70	-136,78	-139,24	-137,40
50	87,16	147859,17	2,35	0,11	-93,89	-89,30	-91,59	-89,66
60	86,60	123282,43	1,96	0,08	-67,93	-63,68	-65,80	-63,77
70	86,03	105737,93	1,68	0,06	-52,27	-48,41	-50,34	-48,19
80	85,46	92588,57	1,47	0,05	-42,11	-38,66	-40,39	-38,11
90	84,90	82369,27	1,31	0,04	-35,14	-32,14	-33,64	-31,24
100	84,34	74201,01	1,18	0,04	-30,16	-27,62	-28,89	-26,36

110	83,78	67524,39	1,07	0,03	-26,47	-24,42	-25,44	-22,78
120	83,21	61966,49	0,99	0,03	-23,66	-22,11	-22,89	-20,09
130	82,65	57269,12	0,91	0,03	-21,48	-20,44	-20,96	-18,03
140	82,10	53247,85	0,85	0,02	-19,75	-19,23	-19,49	-16,43
150	81,54	49767,46	0,79	0,02	-18,35	-18,35	-18,35	-15,17
160	80,98	46726,51	0,74	0,02	-17,21	-17,63	-17,42	-14,14
170	80,43	44047,44	0,70	0,02	-16,26	-17,30	-16,78	-13,37
180	79,88	41669,90	0,66	0,02	-15,47	-17,02	-16,24	-12,73

#### ***Anexo B 4. Velocidad de Stall Usando Flaps con el ala retraída***

La norma indica que durante la velocidad de stall los flaps deben estar en su condición de máxima extensión. En el ATLAS I original los flaps ocupan el 53% del ala y el 17% de la cuerda de la misma y su máxima extensión es de 15°, donde  $Cl_{máximo,flaps 15^\circ}$  es igual a 2.0. Pero, primero es necesario obtener el Coeficiente de sustentación promedio para esta condición como se ve a continuación:

$$Cl_{promedio \text{ con flaps } 15^\circ} = (Cl_{máximo,flaps 15^\circ} * 0.53) + (Cl_{máx} * 0.47)$$

$$Cl_{promedio \text{ con flaps } 15^\circ} = 1,8439$$

Donde 0.53 hace referencia al porcentaje del ala que es ocupado por el flap y 0.47 representa el porcentaje restante. Ahora reemplazando en la ecuación para una condición de ala retraída (configuración original de envergadura del planeador):

$$V_{stall,flaps 15^\circ} = \sqrt{\frac{2W}{\rho * S_{wing} * Cl_{promedio \text{ con flaps } 15^\circ}}}$$

$$V_{stall,flaps 15^\circ} = \sqrt{\frac{2 * 749,38 \text{ Kg}}{1.225 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3} * 17.55 \text{m}^2 * 1,8439}}$$

$$V_{stall,flaps 15^\circ} = 16,755 \frac{\text{m}}{\text{s}} \approx 60,31957 \text{Km/h}$$

**Anexo B 5. Radios de viraje, ángulos de banqueo, coeficientes de sustentación, velocidades de ascenso, y velocidades de descenso para diferentes velocidades de vuelo cuando el ala está extendida.**

En la Tabla 21 se encuentran las velocidades de las térmicas (Ecuación 6.14) a diferentes ángulos de banqueo calculados para un rango de radio de viraje entre 20 m y 180 m, y son válidas para cualquier velocidad de vuelo cuando el ala está extendida.

**Tabla 21 Velocidad de las térmicas según el radio de viraje de la aeronave cuando está el ala extendida**

Radio de viraje (m)	Velocidad de la térmica FUERTE Y ESTRECHA	Velocidad de la térmica DÉBIL Y ESTRECHA	Velocidad de la térmica AMPLIA
20	5,64	2,82	4,43
30	5,20	2,60	4,35
35	4,91	2,46	4,29
40	4,60	2,30	4,23
45	4,24	2,12	4,16
50	3,86	1,93	4,08
55	3,44	1,72	3,99
60	3,00	1,50	3,90
65	2,54	1,27	3,80
70	2,05	1,03	3,69
75	1,55	0,78	3,57
80	1,04	0,52	3,45
85	0,52	0,26	3,32
90	0,00	0,00	3,18
95	-0,52	-0,26	3,04

100	-1,04	-0,52	2,89
105	-1,55	-0,78	2,74
110	-2,05	-1,03	2,58
115	-2,54	-1,27	2,42
120	-3,00	-1,50	2,25
125	-3,44	-1,72	2,08
130	-3,86	-1,93	1,90
135	-4,24	-2,12	1,72
140	-4,60	-2,30	1,54
145	-4,91	-2,46	1,35
150	-5,20	-2,60	1,16
155	-5,44	-2,72	0,97
160	-5,64	-2,82	0,78
165	-5,80	-2,90	0,59
170	-5,91	-2,95	0,39
175	-5,98	-2,99	0,20
180	-6,00	-3,00	0,00

Anexo B 5.a Parámetros de performance con velocidad de  $V_K = 31,37 \text{ m/s}$

Radio de viraje (m)	Angulo de banqueo (grad)	Lift (N)	Coficiente de lift	Coficiente de drag (Cdi + Cdototal)	Velocidad de descenso en ascenso (m/s)	Velocidad de ascenso si hay térmica fuerte y estrecha (m/s)	Velocidad de ascenso si hay térmica débil y estrecha (m/s)	Velocidad de ascenso si hay térmica amplia (m/s)
20	78,73	37452,00	4,25	0,27	-10,26	-4,62	-7,44	-5,83
30	73,35	25557,46	2,90	0,13	-4,98	0,22	-2,38	-0,63
35	70,77	22228,65	2,52	0,10	-3,86	1,05	-1,40	0,43
40	68,26	19770,42	2,24	0,08	-3,13	1,46	-0,83	1,10
45	65,84	17890,96	2,03	0,07	-2,63	1,61	-0,51	1,52
50	63,51	16415,10	1,86	0,06	-2,28	1,58	-0,35	1,80
55	61,27	15231,37	1,73	0,05	-2,01	1,43	-0,29	1,98
60	59,12	14265,43	1,62	0,05	-1,81	1,19	-0,31	2,09
65	57,06	13465,84	1,53	0,04	-1,66	0,88	-0,39	2,14
70	55,10	12795,88	1,45	0,04	-1,53	0,52	-0,51	2,15
75	53,22	12228,68	1,39	0,04	-1,43	0,12	-0,66	2,14
80	51,43	11744,10	1,33	0,04	-1,35	-0,31	-0,83	2,10
85	49,73	11326,79	1,29	0,03	-1,28	-0,76	-1,02	2,04
90	48,11	10964,86	1,24	0,03	-1,23	-1,23	-1,23	1,96
95	46,56	10648,95	1,21	0,03	-1,18	-1,70	-1,44	1,86
100	45,09	10371,61	1,18	0,03	-1,14	-2,18	-1,66	1,76
105	43,70	10126,87	1,15	0,03	-1,10	-2,65	-1,88	1,64

110	42,37	9909,85	1,12	0,03	-1,07	-3,12	-2,10	1,51
115	41,10	9716,56	1,10	0,03	-1,04	-3,58	-2,31	1,37
120	39,90	9543,69	1,08	0,03	-1,02	-4,02	-2,52	1,23
125	38,75	9388,51	1,07	0,03	-1,00	-4,44	-2,72	1,08
130	37,66	9248,71	1,05	0,03	-0,98	-4,84	-2,91	0,92
135	36,62	9122,35	1,04	0,03	-0,96	-5,21	-3,09	0,76
140	35,63	9007,78	1,02	0,03	-0,95	-5,55	-3,25	0,59
145	34,68	8903,60	1,01	0,02	-0,94	-5,85	-3,39	0,42
150	33,78	8808,61	1,00	0,02	-0,92	-6,12	-3,52	0,24
155	32,91	8721,77	0,99	0,02	-0,91	-6,35	-3,63	0,06
160	32,09	8642,19	0,98	0,02	-0,90	-6,54	-3,72	-0,12
165	31,30	8569,09	0,97	0,02	-0,90	-6,69	-3,79	-0,31
170	30,55	8501,80	0,96	0,02	-0,89	-6,80	-3,84	-0,49
175	29,83	8439,72	0,96	0,02	-0,88	-6,86	-3,87	-0,68
180	29,13	8382,33	0,95	0,02	-0,87	-6,87	-3,87	-0,87

Anexo B 5.b. Parámetros de performance con velocidad de no exceder  $V_{D,e} = 88,73 \text{ m/s}$

Radio de viraje (m)	Angulo de banqueo (grad)	Lift (N)	Coefficiente de lift	Coefficiente de drag (Cdi + Cdototal)	Velocidad de descenso en ascenso (m/s)	Velocidad de ascenso si hay térmica fuerte y estrecha (m/s)	Velocidad de ascenso si hay térmica débil y estrecha (m/s)	Velocidad de ascenso si hay térmica amplia (m/s)
20	88,57	293874,59	4,17	0,26	-223,74	-218,11	-220,92	-219,31
30	87,86	195992,39	2,78	0,12	-104,26	-99,07	-101,67	-99,92
40	87,15	147074,05	2,09	0,07	-62,45	-57,53	-59,99	-58,15
50	86,43	117741,22	1,67	0,05	-43,09	-38,49	-40,79	-38,86
60	85,72	98201,12	1,39	0,04	-32,58	-28,33	-30,45	-28,42
70	85,01	84256,83	1,20	0,03	-26,24	-22,38	-24,31	-22,16
80	84,31	73809,89	1,05	0,03	-22,12	-18,68	-20,40	-18,13
90	83,60	65694,48	0,93	0,02	-19,30	-16,30	-17,80	-15,40
100	82,90	59211,11	0,84	0,02	-17,28	-14,75	-16,01	-13,49
110	82,19	53914,63	0,76	0,02	-15,79	-13,74	-14,76	-12,10
120	81,50	49508,30	0,70	0,02	-14,65	-13,10	-13,88	-11,08
130	80,80	45786,65	0,65	0,02	-13,77	-12,73	-13,25	-10,32
140	80,10	42602,93	0,60	0,02	-13,07	-12,55	-12,81	-9,75
150	79,41	39849,53	0,57	0,01	-12,50	-12,50	-12,50	-9,32
160	78,72	37445,71	0,53	0,01	-12,04	-12,56	-12,30	-9,00

170	78,04	35329,76	0,50	0,01	-11,66	-12,70	-12,18	-8,76
180	77,36	33453,67	0,47	0,01	-11,33	-12,89	-12,11	-8,60

***Anexo B 6. Demostración del bajo incremento del peso en el planeador ATLAS I por el uso del mecanismo de extensión diseñado para este en comparación con el incremento del peso por el mecanismo de extensión en el planeador de ala telescópica fs-29.***

Como se había dicho en la sección 7.1.1 de estudio de rendimiento e incremento en el peso del mecanismo de extensión del planeador fs-29 entonces, resolviendo la ecuación de tendencia para una envergadura de 13.3m se obtiene un WTO de 304.52 kg.

$$y = 3.0774x - 19.787$$

$$y = 3.0774(13,3) - 19.787$$

$$y = 304.52 \text{ kg.}$$

Ahora, tomando este valor y restándolo con el peso al despegue real del fs-29 se obtiene que el peso del mecanismo es de 156,48 kg aproximadamente.

$$W_{fs-29,mecanismo} = 461kg - 304.52 \text{ kg}$$

$$W_{fs-29,mecanismo} = 156,48 \text{ kg}$$

***Anexo B 7. Radios de viraje, ángulos de banqueo, coeficientes de sustentación, velocidades de ascenso, y velocidades de descenso para en velocidad de vuelo a la máxima eficiencia de la aeronave original recalculada.***

En la Tabla 22 se encuentran las velocidades de las térmicas (Ecuación 20) a diferentes ángulos de banco calculados para un rango de radio de viraje entre 20 m y 180 m, y son válidas para cualquier velocidad de vuelo para el planeador ATLAS I original recalculado.

**Tabla 22 Velocidad de las térmicas según el radio de viraje de la aeronave original recalculada**

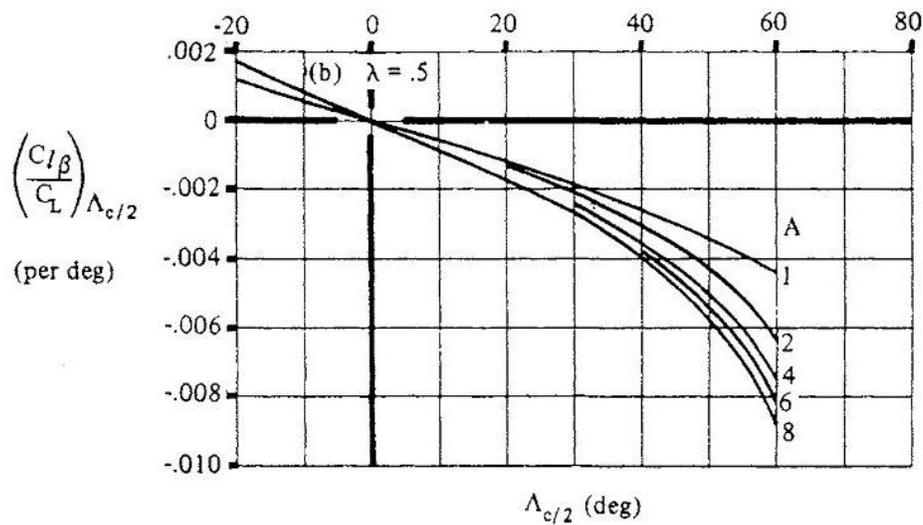
Radio de viraje (m)	Velocidad de la térmica FUERTE Y ESTRECHA	Velocidad de la térmica DÉBIL Y ESTRECHA	Velocidad de la térmica AMPLIA
20	5,64	2,82	4,4316
30	5,20	2,60	4,3467
35	4,91	2,46	4,2917
40	4,60	2,30	4,2286
45	4,24	2,12	4,1575
50	3,86	1,93	4,0784
55	3,44	1,72	3,9915
60	3,00	1,50	3,8971
65	2,54	1,27	3,7953
70	2,05	1,03	3,6862
75	1,55	0,78	3,5701
80	1,04	0,52	3,4472
85	0,52	0,26	3,3177
90	0,00	0,00	3,1820
94	-0,42	-0,21	3,0690
100	-1,04	-0,52	2,8925
105	-1,55	-0,78	2,7394
110	-2,05	-1,03	2,5811
115	-2,54	-1,27	2,4178
117	-2,72	-1,36	2,3512
125	-3,44	-1,72	2,0779
130	-3,86	-1,93	1,9018
135	-4,24	-2,12	1,7221
140	-4,60	-2,30	1,5391
145	-4,91	-2,46	1,3532
150	-5,20	-2,60	1,1647
155	-5,44	-2,72	0,9740
160	-5,64	-2,82	0,7814
165	-5,80	-2,90	0,5874
170	-5,91	-2,95	0,3922
175	-5,98	-2,99	0,1963
180	-6,00	-3,00	0,0000

**Anexo B 7.a. Parámetros de performance con velocidad de  $V_K = 35,10 \text{ m/s}$**

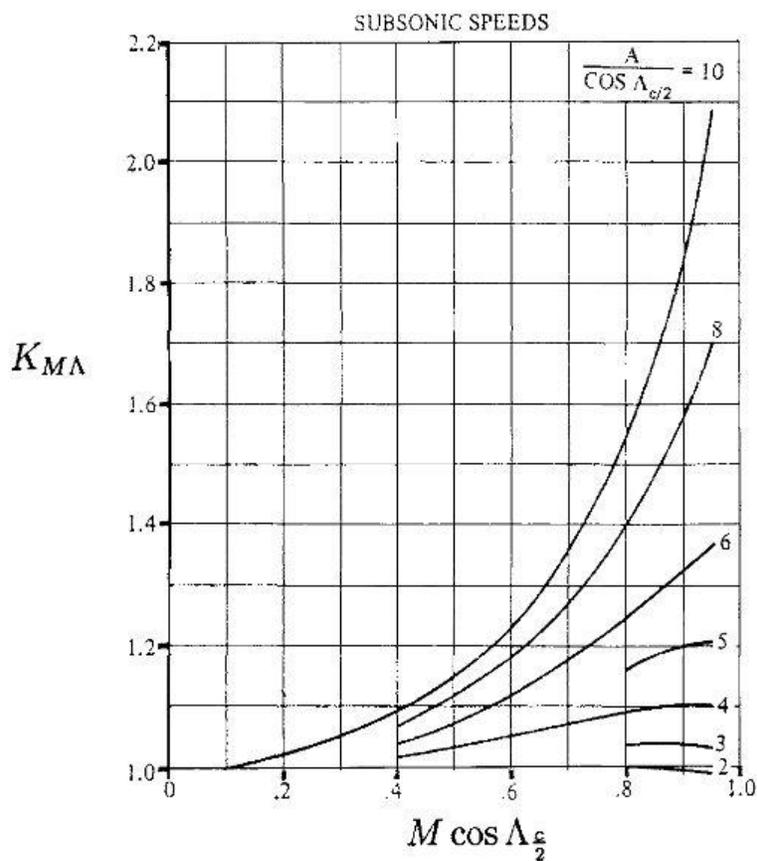
Radio de viraje (m)	Angulo de banqueo (grad)	Lift (N)	Coefficiente de lift	Coefficiente de drag (Cdi + Cdototal)	Velocidad de descenso en ascenso (m/s)	Velocidad de ascenso si hay térmica fuerte y estrecha (m/s)	Velocidad de ascenso si hay térmica débil y estrecha (m/s)	Velocidad de ascenso si hay térmica amplia (m/s)
20	80,95	37436,37	2,86	0,16	-19,72	-14,09	-16,90	-15,29
30	76,57	25340,24	1,94	0,08	-9,29	-4,10	-6,70	-4,95
35	74,43	21930,78	1,68	0,06	-7,08	-2,17	-4,62	-2,79
40	72,34	19399,85	1,48	0,05	-5,64	-1,05	-3,35	-1,42
45	70,29	17453,87	1,34	0,04	-4,66	-0,42	-2,54	-0,50
50	68,30	15916,62	1,22	0,04	-3,96	-0,10	-2,03	0,12
55	66,36	14675,96	1,12	0,03	-3,43	0,01	-1,71	0,56
60	64,47	13657,08	1,04	0,03	-3,04	-0,04	-1,54	0,86
65	62,64	12808,19	0,98	0,03	-2,73	-0,19	-1,46	1,07
70	60,87	12092,29	0,92	0,03	-2,48	-0,43	-1,46	1,20
75	59,16	11482,26	0,88	0,02	-2,29	-0,73	-1,51	1,28
80	57,51	10957,75	0,84	0,02	-2,12	-1,08	-1,60	1,32
85	55,92	10503,22	0,80	0,02	-1,99	-1,47	-1,73	1,33
90	54,38	10106,59	0,77	0,02	-1,88	-1,88	-1,88	1,30
94	53,19	9824,50	0,75	0,02	-1,80	-2,22	-2,01	1,27
100	51,48	9450,84	0,72	0,02	-1,70	-2,74	-2,22	1,19
105	50,11	9177,99	0,70	0,02	-1,63	-3,19	-2,41	1,11
110	48,79	8934,75	0,68	0,02	-1,57	-3,62	-2,60	1,01
115	47,53	8716,99	0,67	0,02	-1,52	-4,06	-2,79	0,90
117	47,04	8636,24	0,66	0,02	-1,50	-4,22	-2,86	0,85
125	45,14	8344,82	0,64	0,02	-1,43	-4,87	-3,15	0,65
130	44,02	8185,12	0,63	0,02	-1,40	-5,25	-3,32	0,51
135	42,94	8040,16	0,61	0,02	-1,36	-5,61	-3,48	0,36
140	41,90	7908,20	0,60	0,02	-1,33	-5,93	-3,63	0,20
145	40,90	7787,75	0,60	0,02	-1,31	-6,22	-3,77	0,04
150	39,95	7677,52	0,59	0,02	-1,29	-6,48	-3,88	-0,12
155	39,02	7576,40	0,58	0,02	-1,26	-6,70	-3,98	-0,29
160	38,14	7483,44	0,57	0,02	-1,24	-6,88	-4,06	-0,46
165	37,28	7397,78	0,57	0,02	-1,23	-7,02	-4,13	-0,64
170	36,46	7318,69	0,56	0,02	-1,21	-7,12	-4,17	-0,82
175	35,67	7245,52	0,55	0,02	-1,20	-7,17	-4,19	-1,00
180	34,91	7177,71	0,55	0,02	-1,18	-7,18	-4,18	-1,18

**ANEXOS PARTE C:**  
Estabilidad Estática y Dinámica

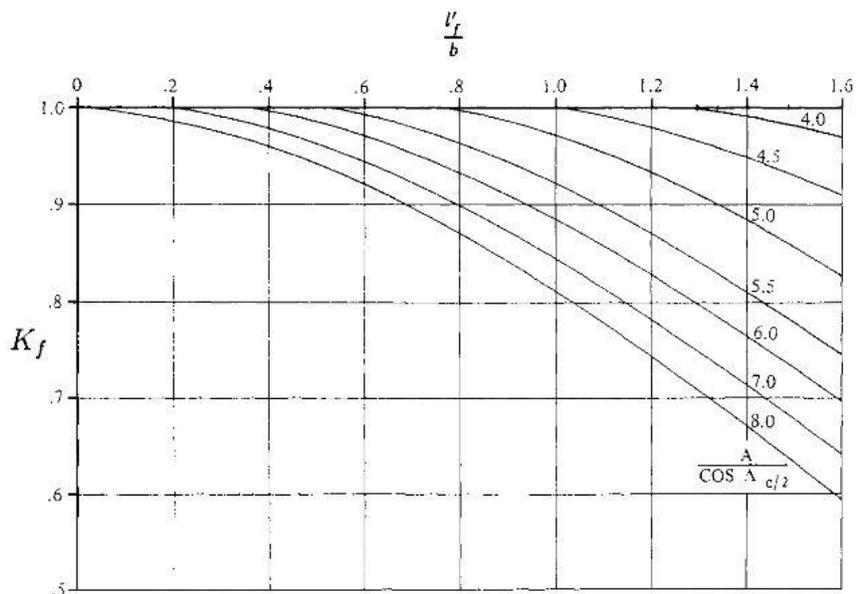
**Anexo C 1. Contribución del flechamiento al  $C_{l\beta}$**



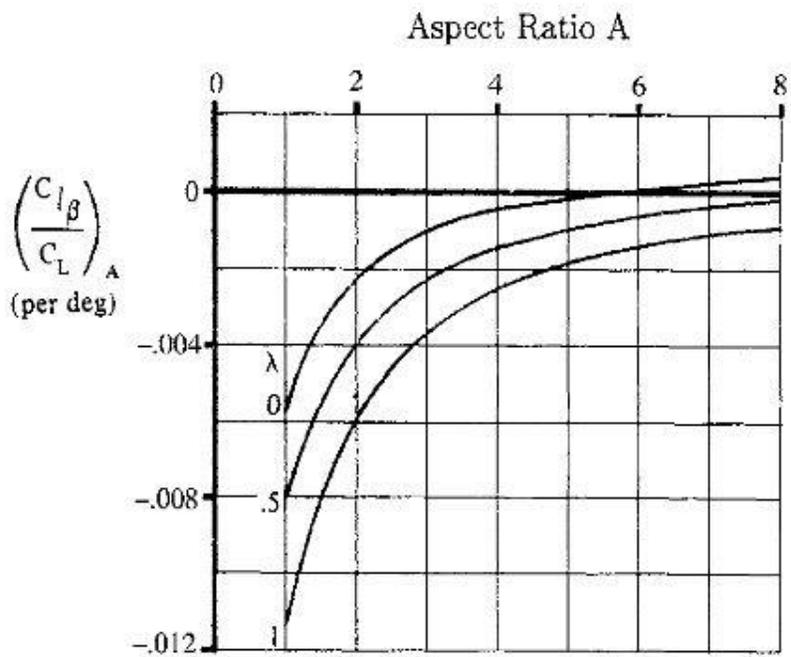
**Anexo C 2. Factor de corrección de compresibilidad**



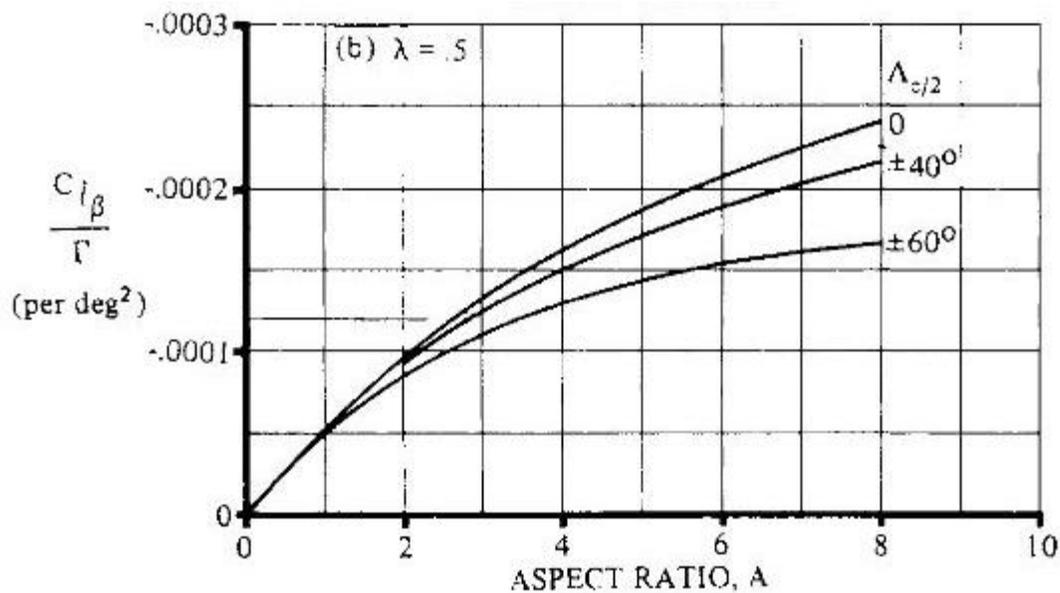
**Anexo C 3. Factor de corrección del fuselaje**



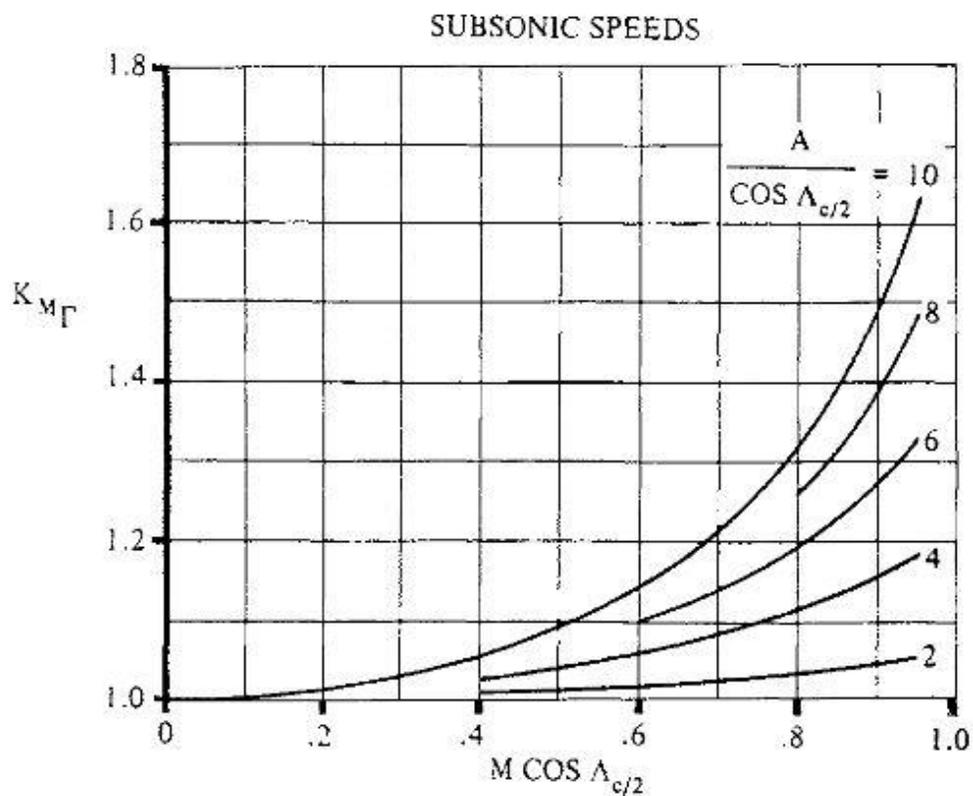
**Anexo C 4. Contribución de la relación de aspecto a  $C_{l\beta}$**



**Anexo C 5. Contribución del diedro a  $C_{l\beta}$**



**Anexo C 6. Corrección de compresibilidad por el efecto del diedro del ala**



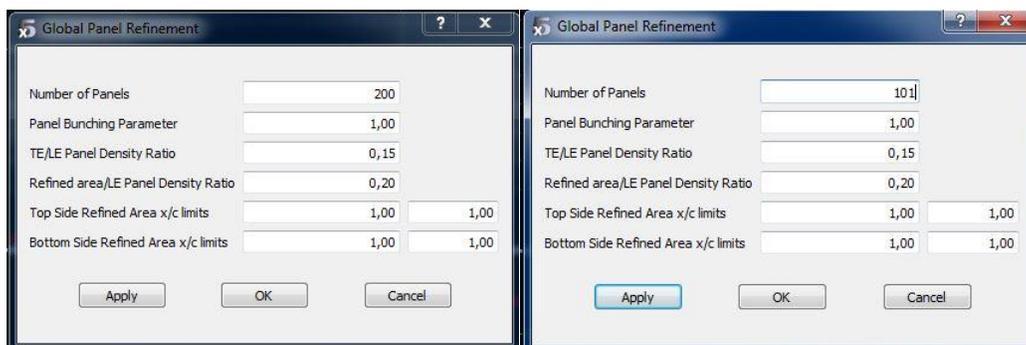
## **Anexo C 7 Proceso de realización de estabilidad dinámica usando el software XFLR5**

### **Módulo “Direct Foil Design” Diseño del perfil**

Se importaron los datos de las coordenadas del perfil del ala y del empenaje, Eppler 583 y NACA 63012 respectivamente en formato (.dat).

### **Módulo “XFoil Direct Analysis” Análisis aerodinámico del perfil**

En este módulo se realizó el análisis aerodinámico de los perfiles incluidos en el módulo anterior, para esto se debió realizar un refinamiento global “*Refine Globally*” de 200 al Eppler 583 y de 101

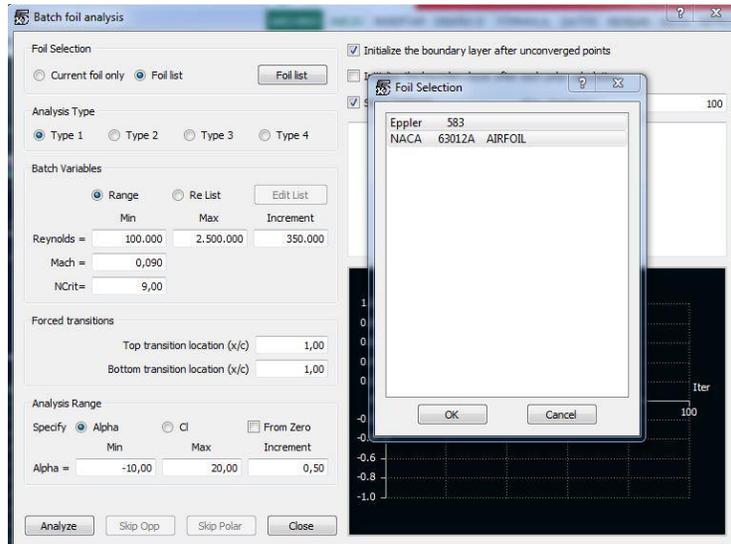


**Figura 1. Refinamiento global para perfiles de la aeronave Eppler 583 y**

**NACA63012**

para el NACA.

Posterior a esto se realizó un análisis aerodinámico de los perfiles con un rango de Reynolds de  $1E+05Re$  hasta  $2E+06Re$  con un incremento de  $350.000Re$ , un Mach de 0,09 y una variación del ángulo de ataque desde  $-10^\circ$  hasta  $20^\circ$  como se muestra



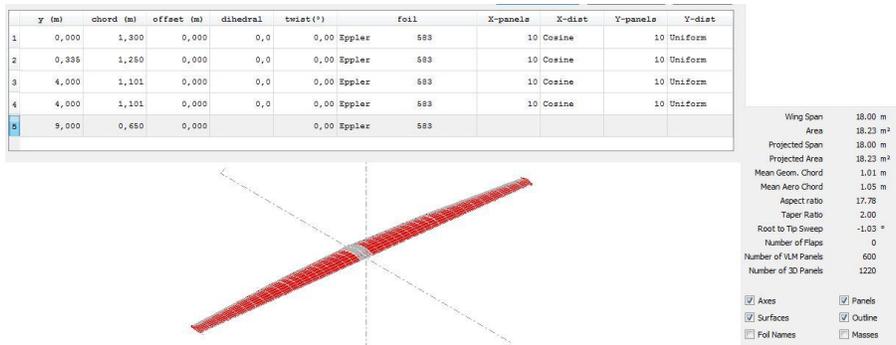
***Figura 54 Batch Analysis para los perfiles del planeador***

Con los resultados de este análisis se pudo obtener la pendiente del coeficiente de sustentación del perfil del ala y del empenaje, como son  $5,72 \text{ rad}^{-1}$  y  $6,04 \text{ rad}^{-1}$  respectivamente. Este análisis se realiza para que el programa tenga unos datos bases para el análisis tridimensional y que pueda interpolar entre estos, ya que XFLR5 no está dado para extrapolar.

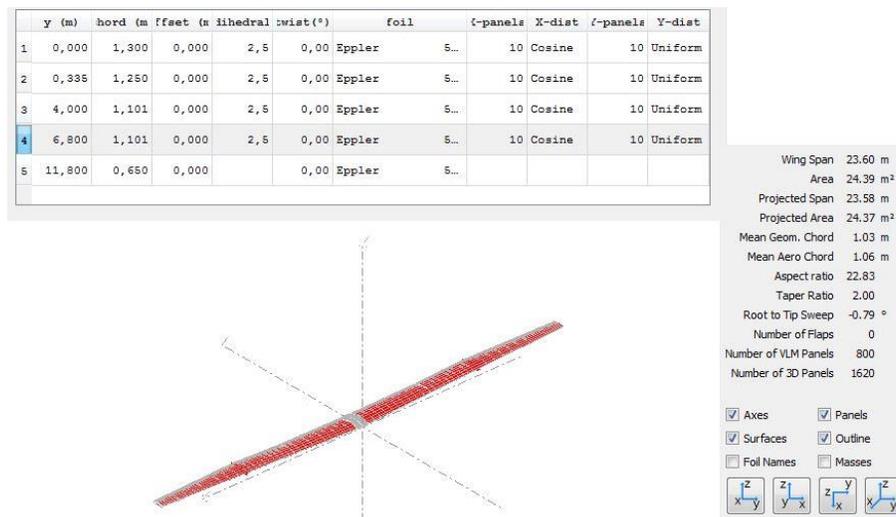
### **Modulo “Wing and Plane Design” Diseñando y analizando superficies.**

En este módulo se diseña la geometría del ala para las cuatro configuraciones (ATLAS original, recalculado, modificado con el ala retraída y modificado con el ala extendida)

Para cada caso se tuvo que la cantidad de paneles por sección es de 10 con distancia coseno en el eje  $X$  y una distancia uniforme en el eje  $Y$ . Como se muestra en las



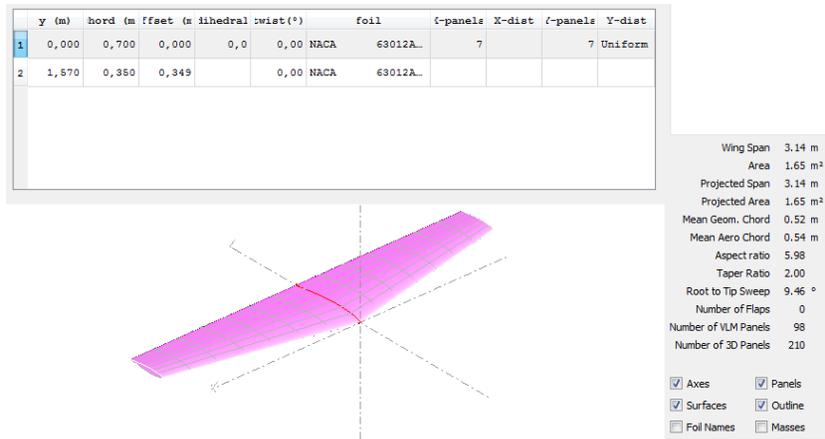
**Figura 55 Condiciones de geometría del ala retraída**



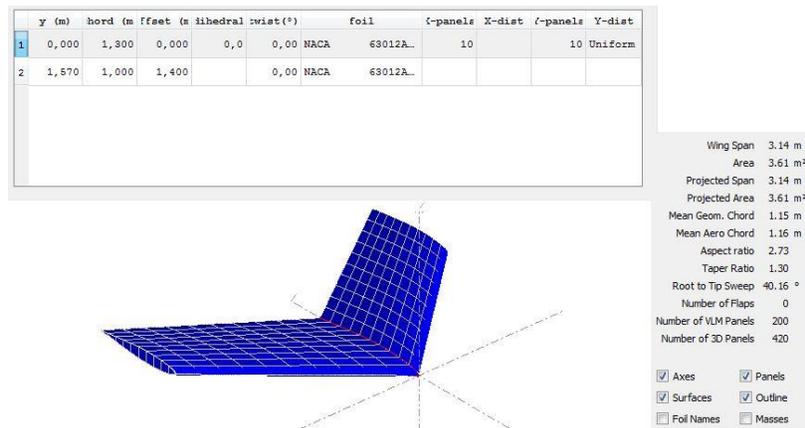
**Figura 56 Condiciones geométricas del ala extendida**

Con esto se analizó el ala para determinar la pendiente de la curva del coeficiente de sustentación, coeficiente de momento en el centro aerodinámico.

Posterior a esto se realizó el mismo análisis para el estabilizador horizontal y así poder obtener la pendiente de la curva del coeficiente de sustentación.

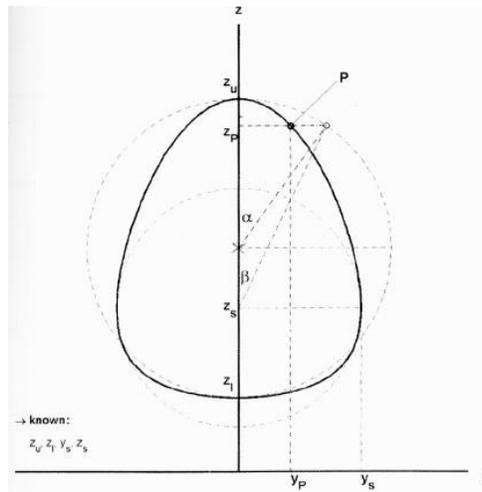


**Figura 57 Condiciones geométricas del estabilizador horizontal**



**Figura 58 Condiciones geométricas del estabilizador horizontal modificado.**

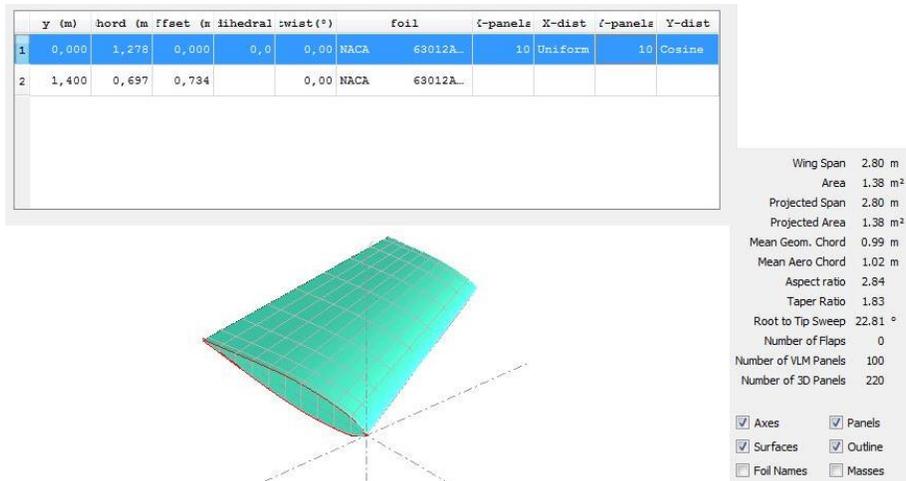
Luego de realizar los anteriores análisis se construye el fuselaje mediante coordenadas obtenidas en base al método Huegeischfter.



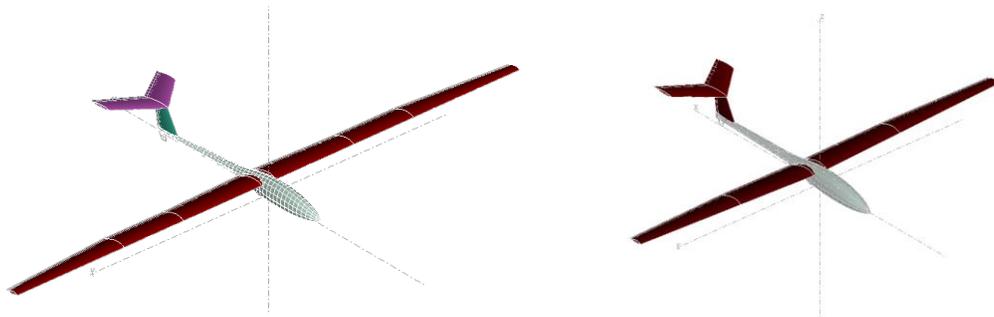
***Figura 59 Metodo Huegeischefter para trazar las secciones transversales de fuselaje.***

Teniendo en cuenta los puntos de este método se realizó cortes transversales al fuselaje con los cuales se pudo obtener las coordenadas del fuselaje. Con el formato de importación de geometrías para XFLR5 se organizaron los puntos, logrando así importar la geometría del fuselaje.

Con la geometría del ala, del estabilizador horizontal y del fuselaje se realizó la modelación del estabilizador vertical. El cuál es el mismo para todas las configuraciones. Como se observa en la Figura 66

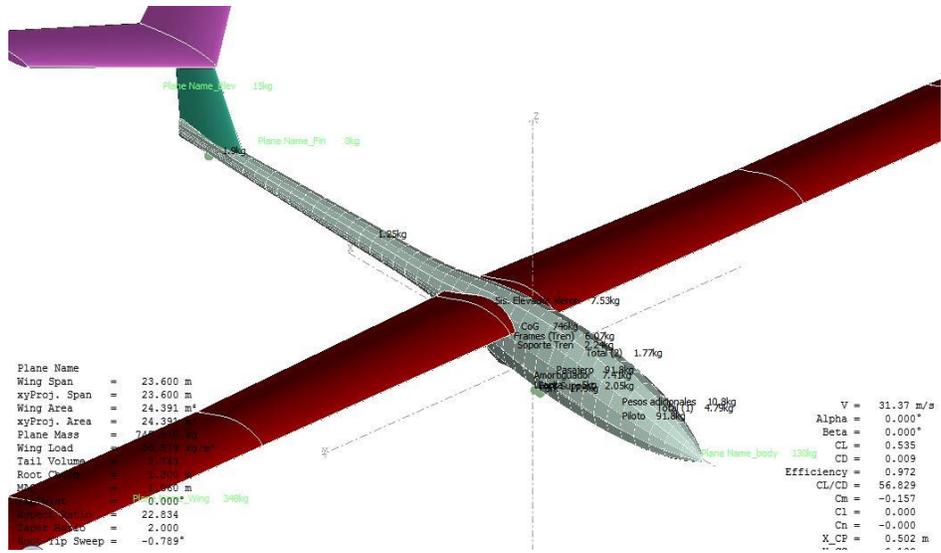


**Figura 60 Condiciones geométricas del estabilizador vertical**



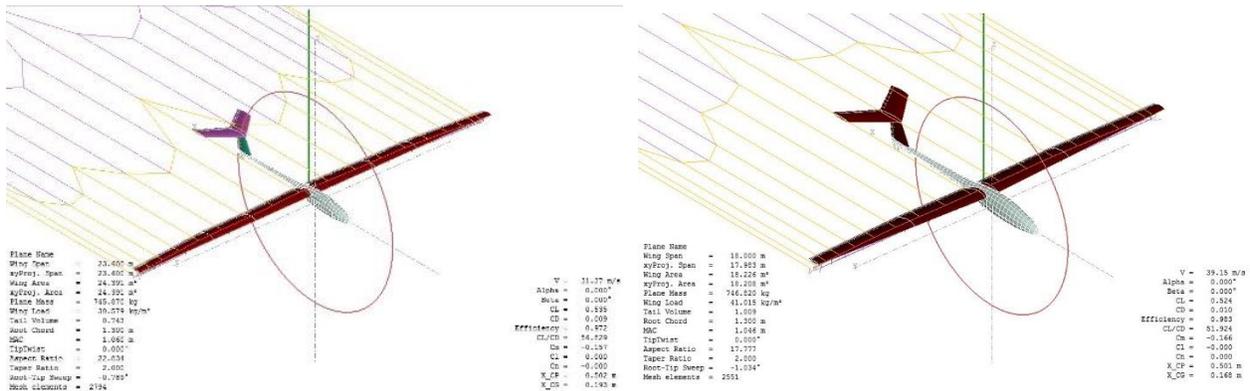
**Figura 61 Geometría del ATLAS modificado con el ala extendida y retraída**

Luego de modelar y tener la geometría completa del planeador, se dispuso la distribución de pesos dada Anexo C 8 . Los pesos de los componentes: estructura del fuselaje, así como la del ala (incluyendo el mecanismo), el empenaje, piloto y copiloto de acuerdo con los pesos calculados, lo que permitió encontrar la localización del centro de gravedad.



**Figura 62 Distribucion de pesos en el ATLAS I modificado con el ala extendida**

Se realizaron dos análisis de cada configuración; Teoría de Sustentación de Línea (LLT) y Horushoe vortex (VLM1). Estos análisis fueron hechos para determinar la pendiente de la curva de sustentación del ala, el coeficiente de momento, la distribución de la carga alar, y el coeficiente de sustentación cuando el rendimiento es máximo.



**Figura 2 Analisis LLT para el ATLAS I modificado con el ala extendida y el ala retraida**

Con estos parámetros se realizó el análisis de estabilidad dinámica 3D PANELES/ VLM2, donde se analiza en condiciones estándares a nivel del mar, para este análisis se evalua de 0° a 1° de angulo de ataque con una variación de 0,5°. En el cual se determinaron los modos longitudinales

y laterales. Los modos hacen referencia a diferentes perturbaciones. En el sentido longitudinal se encuentra el modo phugoid y modo de periodo corto; y en el sentido lateral se encuentran el modo espiral, modo de viraje amortiguado y modo dutch roll de los cuales se obtuvieron las gráficas rout locus y tiempo de respuesta que se pueden apreciar en la sección 7.4.2.

**Anexo C 8 Distribucion de pesos en el planedor ATLAS I**

DENOMINACIÓN	PESO (N)	DISTANCIA EN (MM)	PESO (KG)	DISTANCIA Z (MM)
<b>ALTÍMETRO</b>	3,57084	<b>TOTAL 1</b>	0,364371429	<b>9,8</b>
<b>VARIÓ METRO</b>	3,1195		0,318316327	
<b>VELOCÍMETRO (ANEMÓMETRO)</b>	4,5126		0,460469388	
<b>BRÚJULA</b>	2,6487		0,27027551	
<b>TURN AND BANK INDICADOR</b>	6,6708		0,680693878	
<b>RADIO</b>	8,3385		0,850867347	
<b>BATERÍA</b>	18,1485		1,851887755	
<b>ALTÍMETRO</b>	3,57084	<b>TOTAL 2</b>	0,364371429	
<b>VELOCÍMETRO (ANEMÓMETRO)</b>	4,5126		0,460469388	
<b>BRÚJULA</b>	2,6487		0,27027551	
<b>TURN AND BANK INDICADOR</b>	6,6708		0,680693878	
<b>TOTAL (1)</b>	47,00944	749,2724	4,796881633	262,39
<b>PESOS ADICIONALES</b>	106	1333	10,81632653	80,45
<b>PILOTO</b>	900	1333,489	91,83673469	-103,05
<b>FRAMES (CABINA)</b>	16,51	1623,393	1,684693878	
<b>TOTAL (2)</b>	17,40294	1939,9	1,775810204	440,69
<b>PASAJERO</b>	900	2438,589	91,83673469	-8,3
<b>FORK</b>	175,235	2724,495	17,88112245	-370,33
<b>FORK SUPPORT</b>	20,1036	2731,246	2,051387755	-339,41
<b>LLANTA</b>	48,9607	2810,12	4,995989796	-370,33
<b>AMORTIGUADOR</b>	72,5692	2828,659	7,405020408	-254,42

<b>ALA</b>	1902,49	2971,831	194,1316327	576,5
<b>SOPORTE TREN</b>	21,9178	3100	2,236510204	23,29
<b>FRAMES (TREN)</b>	59,487	3164,258	6,070102041	110,62
<b>SISTEMA ELEVADOR Y ALERÓN</b>	73,83	3474,06	7,533673469	428,9
<b>FUSELAJE</b>	1274,8645	4000,143	130,0882143	266,55
<b>FRAMES (TAILBOOM)</b>	12,307	5637,232	1,255816327	314,42
<b>TREN DE ATERRIZAJE TRASERO</b>	18,654	8301,723	1,903469388	199,8
<b>COLA HORIZONTAL</b>	147,099	8335,58	15,01010204	1808,55