



ESCUELA DE INGENIERÍA MECÁNICA AERONÁUTICA

PROYECTO INTEGRADOR FINAL DE GRADO

Análisis Aerodinámico del Ala Delta Flexible
EXTREME

Luis Eduardo Rabaglio

DIRECTOR: Ing. Eugenio Bonvin

CODIRECTOR: Sr. Jorge Cleva

Córdoba, 2015

El proyecto Integrador "*Análisis Aerodinámico del Ala Delta Flexible EXTREME*" desarrollado por Luis Eduardo Rabaglio, alumno de la carrera de Ingeniería Aeronáutica, ha sido dirigido por:

.....
Ing. Eugenio Bonvin
Departamento de Ing. Aeronáutica -FCEFyN-UNC
Director del Proyecto Integrador

.....
Sr. Jorge Cleva
División Experimentales - ANAC
Codirector del Proyecto Integrador



Universidad
Nacional
de Córdoba

Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales
Escuela de Ingeniería Aeronáutica

El presente proyecto integrador de la carrera de Ingeniería Aeronáutica ha sido aprobado el/....../..... , mereciendo la calificación de(.....)

Firmas Tribunal Evaluador

.....
Ing. Guillermo Cid

.....
Ing. Jorge García

.....
Ing. Esteban Ibarrola

AGRADECIMIENTOS

Quisiera agradecer al Ing. Eugenio Bonvin y al Sr. Jorge Cleva por haberme guiado y aconsejado en el desarrollo del trabajo.

También agradecer a mi familia que desde niño me apoyó y acompañó en este camino del mundo aeronáutico. A mis amigos/as por haberme aguantado estos años. Y especialmente, agradecer a Laura por la fuerza que me brindó en estos últimos meses y estar siempre.

ÍNDICE

NOMENCLATURA	6
LISTA DE FIGURAS Y TABLAS	8
CAPITULO 1	
INTRODUCCIÓN	14
1.1 Generalidades	14
CAPITULO 2	
MARCO TEÓRICO	16
2.1 Evolución histórica del sistema de vuelo	20
2.2 Definición y Funcionamiento de Ala Flexible controlado por el desplazamiento del peso	25
2.3 Aerodinámica de las Alas Deltas	26
2.3.1 términos aerodinámicos	26
2.3.2 Flexibilidad Alar	27
2.3.3 Control	28
2.3.4 Estabilidad	28
2.3.5 Entrada en pérdida	29
2.3.6 Tumbling	29
CAPITULO 3	
DESARROLLO y RESULTADOS DE LA PRIMERA APROXIMACION DEL ALA	30
3.1 Ala EXTREME	30
3.1.1 Características de las Telas	32

3.1.2 Relevamiento del Ala Extreme	35
3.1.3 Calculo de la CAM	37
3.1.4 Ubicación del CG del ala	40
3.1.5 Perfil aerodinámico	44
3.1.6 Rango de número de Re aproximado de estudio	44
3.2 Validación del programa XFLR5	45
3.3 Digitalización de perfiles	50
3.4 Obtención de perfiles teóricos	54
3.5 Análisis de perfiles teóricos	56
3.5.1 Gráfico C_l vs C_d	59
3.5.2 Gráfico C_l vs α	59
3.5.3 Gráfico C_m vs α	60
3.5.4 Distribución de presión sobre el perfil 6	60
3.5.5 Comparación de Perfiles Teóricos Raíz, 6, 11 y Puntera.	62
3.5.6 Análisis a bajo número de Reynolds.	64
3.5.7 Comparación perfil EXTREME (MAC) con otros perfiles conocidos	71
3.6 Primera aproximación del ala EXTREME	78
3.6.1 Alabeo geométrico	79
3.6.2 Método utilizado para el análisis.	83
3.7 Resultados del Análisis de la Primera Aproximación del Ala EXTREME	85
3.7.1 Análisis de parámetros a lo largo de la envergadura.	90
3.7.2 Análisis de la distribución de sustentación para $\alpha_{crucero} = 6.12^\circ$	92
3.8 Comparación de diferentes modelos de alas EXTREME	96
3.8.1 Variación del cuelgue	96
3.8.2 Variación de torsión	97
3.8.3 Variación de área sustentadora y de control	97

3.8.4Variación de la flecha	99
3.8.5Variación de Envergadura	101
CAPITULO 4	
DESARROLLO y RESULTADOS DE LA SEGUNDA APROXIMACION DEL ALA	104
4.1 Obtención de los perfiles deformados	104
4.2 Análisis de los perfiles deformados	118
4.3 Segunda aproximación del ala EXTREME	127
4.3.1 Análisis de parámetros a lo largo de la envergadura.	133
4.3.2 Análisis de la distribución de sustentación para $\alpha_{crucero} = 6.12^\circ$	135
4.4 Análisis de las curvas finales.	137
4.4.1 Influencia del desplazamiento del peso	137
4.4.2 Obtención del coeficiente de sustentación máxima aproximado	140
CAPITULO 5	
ESTIMACIÓN DE LA RESISTENCIA DEL TRIKE Y ANALISIS DE LA POTENCIA NECESARIA Y DISPONIBLE	145
5.1 Estimación de la Resistencia del trike	145
5.2 Análisis de la Potencia Necesaria y Disponible	148
CAPITULO 6	
CONCLUSIONES	150
BIBLIOGRAFIA	154

ANEXO 1.	156
Curvas comparativas de las variaciones de modelos de EXTREME, flecha, envergadura, torsión, superficie.	
ANEXO 2.	162
Perfiles teóricos y deformados del ala EXTREME.	
ANEXO 3.	173
Cálculo de los coeficientes de sustentación básica y adicional.	

Nomenclatura

A : alargamiento, relación entre la envergadura y la superficie al cuadrado
 b : envergadura
 C : valor de la cuerda en determinada posición a lo largo de la envergadura
 CD : coeficiente de resistencia global
 $C_{D0trike}$: aporte de resistencia del Trike al sistema de vuelo
 Cd_0 : coeficiente de resistencia local correspondiente a un ángulo de ataque igual a 0
 Cd_{min} : coeficiente de resistencia local mínimo
 CL : coeficiente de sustentación global
 Cl_0 : coeficiente de sustentación local correspondiente a un ángulo de ataque igual a 0
 Cl_α : pendiente de la curva de sustentación local
 $Cl_{adicional}$: coeficiente de sustentación local sin alabeo geométrico ($CL=1$)
 $Cl_{básico}$: coeficiente de sustentación local producido por el alabeo geométrico ($CL=0$)
 Cl_{max} : coeficiente de sustentación local máximo
 $CL_{necesario}$: coeficiente de sustentación global necesario para sustentar el peso del ala EXTREME
 Cm_0 : coeficiente de momento local correspondiente a un ángulo de ataque igual a 0
 Cm_b : coeficiente de momento local producido por la distribución de sustentación básica
 Cm : coeficiente de momento
 C_p : coeficiente de potencia
 C_p : coeficiente de presión
 c_r : cuerda raíz
 C_s : coeficiente de Sutherland del aire
 C_T : coeficiente de tracción
 c_t : cuerda de puntera
 D : diámetro del disco de la hélice
 F_p : factor de peso, porcentaje del peso que el ala es capaz de sustentar en determinada condición
 J : relación de avance
 L : fuerza de sustentación global
 MAC : Cuerda Media Aerodinámica
 ME : margen estático
 m_i : masa de un componente del ala EXTREME
 n : revoluciones por segundo de la hélice
 P : potencia del motor
 P_d : potencia disponible
 P_n : potencia necesaria
 Re : número de Reynolds
 S : superficie alar
 S_{trike} : superficie de referencia del trike
 T : temperatura a determinada altitud
 T_0 : temperatura absoluta

Th : tracción de la hélice

V_s : velocidad de pérdida

X : eje longitudinal del ala partiendo de la unión de los bordes de ataques, positivo hacia el borde de fuga.

X_{CA} : posición en eje X cuerpo del centro aerodinámico del ala

X_{CG} : posición en eje cuerpo X del centro de gravedad del ala EXTREME

x_i : posición en eje cuerpo X del centro de gravedad de un componente del ala EXTREME

Y : eje a lo largo de la envergadura del ala partiendo de la unión de los bordes de ataques, positivo hacia la izquierda.

Z : eje perpendicular al plano XY del ala partiendo de la unión de los bordes de ataques, positivo hacia arriba.

Z_{CG} : posición en eje cuerpo Z del centro de gravedad del ala EXTREME

z_i : posición en eje cuerpo Z del centro de gravedad de un componente del ala EXTREME

α : ángulo de ataque medido desde la cuerda raíz y la corriente libre

α_0 : ángulo de ataque correspondiente al coeficiente de sustentación local igual a 0

α_{clmax} : ángulo de ataque correspondiente al coeficiente de sustentación local máximo

$\alpha_{cruceiro}$: ángulo de ataque en condición de cruceiro medido desde la cuerda raíz y la corriente libre

α_{ef} : ángulo efectivo, diferencia entre el ángulo de ataque y el ángulo inducido

α_i : ángulo inducido producido por la diferencia de presión entre el intradós y extradós que genera una velocidad vertical

$\alpha_{necesario}$: ángulo de ataque necesario para generar el $CL_{necesario}$

ε_a : alabeo aerodinámico producido por la variación en el ángulo de la línea de sustentación nula de los perfiles a lo largo de la envergadura.

ε_g : alabeo geométrico, medido desde la cuerda raíz a la cuerda local

κ : alabeo geométrico

$\Lambda_{1/4}$: ángulo de flecha medido al 25% de la cuerda

λ : ahusamiento: relación entre la cuerda de puntera y la cuerda raíz

μ : coeficiente de viscosidad dinámica del aire a determinada altitud

μ_0 : coeficiente de viscosidad dinámica del aire en atmósfera estándar

ρ_0 : densidad del aire en atmósfera estándar

Lista de figuras y tablas

FIGURAS

- Figura 2.1. Da Vinci y sus máquinas voladoras.
- Figura 2.2. Otto Lilienthal y su planeador.
- Figura 2.3. El Avión de los Hermanos Wright.
- Figura 2.4. Patente del Barrilete.
- Figura 2.5. Sistema de recuperación Cápsulas Gemini y Mercury.
- Figura 2.6. Neil Amstrong volando un ala de Rogallo.
- Figura 2.7. Modelo Utilitario creado por Ryan.
- Figura 2.8. Bill Bennett sobrevolando la Estatua de la Libertad.
- Figura 2.1.1. Ala Rogallo, construida por el Sr. Jorge Cleva.
- Figura 2.1.2. Perfiles del ala Rogallo.
- Figura 2.1.3. Ala Kestrel.
- Figura 2.1.4. Ala Superflex.
- Figura 2.1.5. Ala Seagull 10.
- Figura 2.1.6. Ala Fenix.
- Figura 2.1.7. Ala Comet.
- Figura 2.1.8. Ala Génesis.
- Figura 2.1.9. Ala T2.
- Figura 2.1.10. Ala Atos.
- Figura 3.1.1. Estructura EXTREME.
- Figura 3.1.2. Vista Superior EXTREME.
- Figura 3.1.3. Vista Frontal EXTREME.
- Figura 3.1.4. Distribución de Ballenas EXTREME.
- Figura 3.1.5. Distribución de Ballenas EXTREME.
- Figura 3.1.1.1. Tela DACRON usada en el intradós de la EXTREME.
- Figura 3.1.1.2. Tela X-PLAY usada en el extradós de la EXTREME.
- Figura 3.1.1.3. Planos de Paños de Tela de la EXTREME.
- Figura 3.1.2.1. Ala EXTREME en vuelo.
- Figura 3.1.2.2. Forma en planta de la EXTREME.
- Figura 3.1.2.3. Ejes de Referencias.
- Figura 3.1.3.1. Distribución de Cuerda en la Envergadura.
- Figura 3.1.3.2. Distancia al eje de referencia Y en función de la Envergadura.
- Figura 3.1.4.1. Sistema de Regulación del Cuelgue.
- Figura 3.2.1. Curvas Experimentales del perfil NACA 2412.
- Figura 3.2.2. Perfil NACA 2412.
- Figura 3.2.3. Curva C_l vs C_d obtenida con XFLR5, Perfil NACA 2412.
- Figura 3.2.4. Curva C_l vs α obtenida con XFLR5, Perfil NACA 2412.

Figura 3.2.5. Curva C_m vs α obtenida con XFLR5, Perfil NACA 2412.

Figura 3.3.1. Ballenas 1, 5 y 11 digitalizadas.

Figura 3.3.2. Ubicación y Numeración de las Ballenas.

Figura 3.3.3. Extradós Ballena 1.

Figura 3.3.4. Extradós Ballena 5.

Figura 3.3.5. Extradós Ballena 11.

Figura 3.3.6. Extradós de Referencia.

Figura 3.4.1. Perfiles 1, 6, 11 del ala EXTREME sin deformar.

Figura 3.4.2. Perfil 6 sin deformar.

Figura 3.4.3. Perfil de Puntera de ala.

Figura 3.5.1. Perfil 6 teórico.

Figura 3.5.2. Curva C_l vs C_d del Perfil 6 Teórico.

Figura 3.5.3. Curva C_l vs α del Perfil 6 Teórico.

Figura 3.5.4. Curva C_m vs α del Perfil 6 Teórico.

Figura 3.5.4.1. Distribución de C_p en el Perfil 6 para $\alpha = 0^\circ$.

Figura 3.5.4.2. Distribución de C_p en el Perfil 6 para $\alpha = 0^\circ$.

Figura 3.5.4.3. Distribución de C_p en el Perfil 6 para $\alpha = 8^\circ$.

Figura 3.5.4.4. Distribución de C_p en el Perfil 6 para $\alpha = 8^\circ$.

Figura 3.5.4.5. Distribución de C_p en el Perfil 6 para $\alpha = 8^\circ$.

Figura 3.5.4.6. Distribución de C_p en el Perfil 6 para $\alpha = 8^\circ$.

Figura 3.5.5.1. Curvas C_l vs C_d , Perfiles Raíz, 6, 11 y Puntera.

Figura 3.5.5.2. Curvas C_l vs α , Perfiles Raíz, 6, 11 y Puntera.

Figura 3.5.5.3. Curvas C_m vs α , Perfiles Raíz, 6, 11 y Puntera.

Figura 3.5.6.1. Curva C_l vs C_d , Perfil 6.

Figura 3.5.6.2. Curva C_l vs α , Perfil 6.

Figura 3.5.6.3. Curva C_m vs α , Perfil 6.

Figura 3.5.6.4. Curvas C_l vs C_d , Perfiles Raíz, 6, 11 y Puntera.

Figura 3.5.6.5. Curvas C_l vs α , Perfiles Raíz, 6, 11 y Puntera.

Figura 3.5.6.6. Curvas C_m vs α , Perfiles Raíz, 6, 11 y Puntera.

Figura 3.5.6.7. Curvas C_l vs C_d Experimentales del Perfil NACA 0018 a Bajo Reynolds.

Figura 3.5.6.8. Perfil Puntera, $Re=619000$.

Figura 3.5.6.9. Curvas C_l vs α experimentales Perfil NACA 0018.

Figura 3.5.6.10. Curva C_l vs α , Perfil puntera Extreme, $Re=619000$.

Figura 3.5.7.1. Comparación de los perfiles de la EXTREME, LAER y NACA 2412.

Figura 3.5.7.2. Comparación de perfiles, curva C_l vs α .

Figura 3.5.7.3. Comparación de perfiles, curva C_m vs α .

Figura 3.5.7.4. Comparación de los perfiles de la EXTREME y MH 80.

Figura 3.5.7.5. Curvas C_l vs C_d de los Perfiles 6 de la EXTREME y MH 80.

Figura 3.5.7.6. Curvas C_l vs α de los Perfiles 6 de la EXTREME y MH 80.

Figura 3.5.7.7. Curvas C_m vs α de los Perfiles 6 de la EXTREME y MH 80.

Figura 3.5.7.8. Ala ATOS en vuelo.

Figura 3.5.7.9. Perfil Raíz del ala ATOS.

Figura 3.5.7.10. Curva C_l vs α de los perfiles Raíz de la ATOS y la EXTREME.

Figura 3.5.7.11. Curva C_l vs C_d de los perfiles Raíz de la ATOS y la EXTREME.

Figura 3.6.1.1. Distribución de Torsión sobre la envergadura.

Figura 3.6.1.2. Primer Modelo del ala EXTREME.

Figura 3.6.1.3. Tres vistas del Primer modelo de la EXTREME.

Figura 3.6.1.4. Refinado de Malla.

Figura 3.6.1.5. Obtención del ángulo de ataque de crucero.

Figura 3.6.2.1. Cuerpo de frontera conocida.

Figura 3.6.2.2. Modelos de Estela.

Figura 3.7.1. Curva C_L vs C_D , Primer modelo de la EXTREME.

Figura 3.7.2. Curva C_L vs α , Primer modelo de la EXTREME.

Figura 3.7.3. Curva C_L/C_D vs α , Primer modelo de la EXTREME.

Figura 3.7.4. Curva C_m vs α , Primer modelo de la EXTREME.

Figura 3.7.1.1. Distribución de Sustentación Básica.

Figura 3.7.1.2. Curvas C_l vs α de los Perfiles Teóricos, $Re=1.858.000$.

Figura 3.7.1.3. Distribución de Sustentación Adicional.

Figura 3.7.2.1. Distribución de Sustentación Local.

Figura 3.7.2.2. Distribución de Sustentación Local *C.

Figura 3.7.2.3. Distribución de Ángulo Efectivo.

Figura 3.8.3.1. Modelos de variación de la Superficie.

Figura 3.8.3.2. Superposición de los Modelos de variación de Superficie.

Figura 3.8.4.1. Modelos de variación de la Flecha.

Figura 3.8.4.2. Modelos de variación de la Envergadura.

Figura 3.8.5.1. Modelos de variación de la Envergadura.

Figura 3.8.5.2. Superposición de los Modelos de variación de Envergadura.

Figura 4.1.1. Ubicación y Numeración de los perfiles.

Figura 4.1.2. Esquema de la Ballena del intradós para el análisis de flexión.

Figura 4.1.3. Cargas puntuales distribuida sobre la ballena del intradós.

Figura 4.1.4. Deformación amplificada.

Figura 4.1.5. Perfil 4 deformado.

Figura 4.1.6. Comparación Perfil 4 deformado y no deformado.

Figura 4.1.7. Perfil Simétrico de puntera.

Figura 4.1.8. Fotografía utilizada para relevar los intradoses deformados.

Figura 4.1.9. Ejes utilizados para medir la deformación.

Figura 4.1.10. Deformación en coordenadas locales perfil 9.

Figura 4.1.11. Deformación en coordenadas locales perfil 10.

Figura 4.1.12. Deformación en coordenadas locales perfil 8.

Figura 4.1.13. Deformación en coordenadas locales perfil 11.

Figura 4.1.14. Perfil 9 deformado.

Figura 4.1.15. Comparación Perfil 9 deformado y teórico.

Figura 4.1.16. Perfil 10 deformado.

Figura 4.1.17. Comparación Perfil 10 deformado y teórico.

Figura 4.2.1. Perfil 4 Deformado.

Figura 4.2.2. Curvas C_l vs C_d del Perfil 4 Deformado y No Deformado.

Figura 4.2.3. Curvas C_l vs α del Perfil 4 Deformado y No Deformado.

Figura 4.2.4. Curvas C_m vs α del Perfil 4 Deformado y No Deformado.

Figura 4.2.5. Curvas C_l vs C_d del Perfil 4 Deformado y No Deformado, Bajo Reynolds.

Figura 4.2.6. Curvas C_l vs α del Perfil 4 Deformado y No Deformado, Bajo Reynolds.

Figura 4.2.7. Curvas C_m vs α del Perfil 4 Deformado y No Deformado, Bajo Reynolds.

Figura 4.2.8. Perfil 9 Deformado.

Figura 4.2.9. Curvas C_l vs C_d del Perfil 9 Deformado y No Deformado.

Figura 4.2.10. Curvas C_l vs α del Perfil 9 Deformado y No Deformado.

Figura 4.2.11. Curvas C_m vs α del Perfil 9 Deformado y No Deformado.

Figura 4.3.1. Curva C_L vs C_D , EXTREME con perfiles Deformados.

Figura 4.3.2. Curva C_L vs α , EXTREME con perfiles Deformados.

Figura 4.3.3. Curva C_L/C_D vs α , EXTREME con perfiles Deformados.

Figura 4.3.4. Curva C_m vs α , EXTREME con perfiles Deformados.

Figura 4.3.5. Comparación de los resultados obtenidos con los distintos modelos de ala.

Figura 4.3.1.1. Distribución de Sustentación Básica a lo largo de la envergadura de la EXTREME.

Figura 4.3.1.2. Distribución de Sustentación Adicional a lo largo de la envergadura de la EXTREME.

Figura 4.3.2.1. Distribución de Sustentación Local.

Figura 4.3.2.2. Distribución de Sustentación Local*C.

Figura 4.3.2.3. Curvas C_l vs α de los Perfiles Deformados, $Re=1.858.000$.

Figura 4.3.2.4. Distribución de Ángulo Efectivo.

Figura 4.4.1.1. Curva C_m vs α , EXTREME con perfiles Deformados y Desplazamiento del peso.

Figura 4.4.1.2. Curvas C_m vs α , EXTREME.

Figura 4.4.2.1. Curva C_L vs α , $C_{L_{m\acute{a}x}}$ estimado.

Figura 4.4.2.2. Curva C_l vs α Perfil 11 Deformado.

Figura 4.4.2.3. Curva C_m vs α Perfil 11 Deformado.

Figura 5.1.1. Referencia para el cálculo de la resistencia.

Figura 5.1.2. Coeficiente de resistencia de un cilindro con un extremo redondeando.

Figura 5.1.3. Comparación de curvas polares con y sin trike.

Figura 6.1 Curvas Polares de los diferentes modelos de Ala Extreme.

TABLAS

Tabla 3.1.3.1. Cálculo de la MAC.

Tabla 3.1.3.2. Valores de Cuerdas en cada estación.

Tabla 3.1.3.3. Ubicación en eje Y de la MAC.

Tabla 3.1.3.4. Ubicación en eje X de la MAC.

Tabla 3.1.3.5. Valores característicos referidos a la MAC.

Tabla 3.1.4.1. Cálculo del CG, cuelgue X=1360 mm.

Tabla 3.1.4.2. Cálculo del CG, cuelgue X=1460 mm.

Tabla 3.1.4.3. Cálculo del CG, cuelgue X=1560 mm.

Tabla 3.1.6.1. Rango de velocidades y Reynolds encontrados en el vuelo.

Tabla 3.2.1. Características geométricas del perfil NACA 2412.

Tabla 3.2.2. Comparación ABBOT vs XFLR5, Reynolds 3100000.

Tabla 3.2.3. Comparación ABBOT vs XFLR5, Reynolds 5700000.

Tabla 3.2.4. Comparación ABBOT vs XFLR5, Reynolds 8900000.

Tabla 3.3.1. Relevamiento Ballena 1.

Tabla 3.3.2. Relevamiento Ballena 5.

Tabla 3.3.3. Relevamiento Ballena 11.

Tabla 3.3.4. Extradós de Referencia.

Tabla 3.4.1. Comparación de las características geométricas de los perfiles 1, 6, 11.

Tabla 3.4.2. Coordenadas del perfil 6.

Tabla 3.5.1. Características geométricas del perfil 6 (MAC).

Tabla 3.5.4.1. Cl y Cm del perfil 6 para $\alpha=0^\circ$.

Tabla 3.5.4.2. Cl y Cm del perfil 6 para $\alpha=8^\circ$.

Tabla 3.5.4.3. Cl y Cm del perfil 6 para $\alpha=12.5^\circ$.

Tabla 3.5.7.1. Comparación de las características geométricas de los perfiles NACA 2412, LASER Y EXTREME (MAC).

Tabla 3.5.7.2. Comparación de CL y CM de los perfiles NACA 2412, LASER Y EXTREME (MAC) para diferentes α .

Tabla 3.5.7.3. Comparación de las características geométricas de los perfiles MH 80 Y EXTREME (MAC).

Tabla 3.5.7.4. Comparación de las características geométricas de los perfiles ATOS (RAIZ) Y EXTREME (RAIZ).

Tabla 3.6.1.1. Obtención de la Torsión Geométrica de la EXTREME.

Tabla 3.7.1.1. Contribución de la sustentación básica + flecha, al momento total del ala.

Tabla 3.7.2.1. Cálculo del ángulo efectivo.

Tabla 3.8.1.1. Ubicación del CG dependiendo el punto de cuelgue.

Tabla 4.1.1. Distribución de Cp a lo largo del intradós de perfil 4.

Tabla 4.1.2. Cálculo de cargas puntuales.

Tabla 4.1.3. Deformaciones del intradós del perfil 4 sometido a cargas puntuales.

Tabla 4.1.4. Comparación de las características geométricas de los perfiles 4 y 4 deformado.

Tabla 4.1.5. Comparación de las características geométricas de los perfiles de la zona central deformados.

Tabla 4.1.6. Relevamiento del intradós deformado del perfil 9.

Tabla 4.1.7. Relevamiento del intradós deformado del perfil 10.

Tabla 4.1.8. Aproximación del intradós deformado del perfil 8.

Tabla 4.1.9. Aproximación del intradós deformado del perfil 11.

Tabla 4.1.10. Comparación de las características geométricas de los perfiles 9 y 9 deformado.

Tabla 4.1.11. Comparación de las características geométricas de los perfiles 10 y 10 deformado.

Tabla 4.2.1. Características geométricas del perfil 4 Deformado.

Tabla 4.2.2. Comparación de las características aerodinámicas de los perfiles 4 y 4 Deformado, Reynolds = 1858000.

Tabla 4.2.3. Comparación de las características aerodinámicas de los perfiles 4 y 4 Deformado, Reynolds = 619000.

Tabla 4.2.4. Características geométricas del perfil 9 Deformado.

Tabla 4.2.5. Comparación de las características aerodinámicas de los perfiles 9 y 9 Deformado, Reynolds = 1858000.

Tabla 4.3.1.1. Contribución de la sustentación básica + flecha, al momento total del ala.

Tabla 4.3.2.1. Cálculo del ángulo efectivo.

Tabla 4.4.1.1. Corrimiento del CG para distintos α .

Tabla 4.4.2.1 Aproximación del Coeficiente de Sustentación Máxima total del ala.

Tabla 4.4.2.2. Ángulo de ataque efectivo de los perfiles de la zona de puntera.

Tabla 5.1.1. Obtención de la curva Polar con la contribución del trike.

CAPITULO 1

INTRODUCCIÓN

La actividad aeronáutica experimental está plagada de mitos y soluciones de compromiso las cuales muchas veces carecen de sustento teórico o hasta experimental. Simplemente son de uso y costumbre. La rama de la aviación ultraliviana experimental, más específicamente las alas deltas, son un fiel reflejo de esta situación.

El presente trabajo final de grado intenta analizar el funcionamiento de este sistema de vuelo, así como también las características aerodinámicas y geométricas mediante el análisis aerodinámico de un ejemplar diseñado y fabricado por el Sr. Jorge Cleva, quien posee vasta trayectoria y experiencia en la producción de estas aeronaves.

También la utilización de las nuevas tecnologías juega un papel importante en el desarrollo del trabajo, aprovechando las herramientas computacionales con las que se cuenta hoy en día como programas de análisis y de diseño 3D.

La motivación principal viene dada no solo por la necesidad de poner en práctica los conocimientos adquiridos en la facultad, sino también por el anhelo de mejorar y fomentar la actividad aeronáutica experimental para hacer de ella una práctica más segura. Para esto se pretende conocer y comprender el comportamiento de estas aeronaves y resaltar la importancia de la vinculación entre los principales actores de esta actividad como ser: Universidad, Autoridad Aeronáutica, Fabricantes y Usuarios.

1.1 GENERALIDADES

El trabajo a continuación se dividirá en 4 partes:

1. Evolución histórica y Funcionamiento de una Aeronave Controlada por el Desplazamiento del Peso: se explicará el funcionamiento de estas aeronaves en función de las modificaciones que sufrió el sistema de vuelo a través del tiempo para lograr mayor maniobrabilidad y prestaciones sin comprometer la estabilidad

2. Relevamiento del Ala EXTREME: se presentará el relevamiento general de la estructura y de las partes que la componen. Además se obtendrán las características geométricas principales del ala como ser alargamiento, ahusamiento, superficie alar, cálculo de la cuerda media aerodinámica, posición del centro de gravedad y su variación.

3. Análisis aerodinámico: se estudiará la aerodinámica para una actitud determinada y se obtendrán las curvas características de los perfiles y del ala completa. Se contemplarán dos condiciones.

- Primera aproximación con perfiles teóricos: se obtendrán los perfiles sin deformar (perfiles teóricos). Se realizará el análisis mediante el método de flujo viscoso 2D y se compararán los resultados con otros perfiles utilizados en diferentes alas. Luego se realizará el análisis en 3D mediante el Método de Paneles y se obtendrán las curvas características. También se analizará la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura.

- Segunda aproximación con perfiles deformados: se realizará el estudio de las deformaciones de los perfiles para la actitud de crucero analizada, y se compararán los resultados de los mismos con los perfiles no deformados. Se obtendrán las curvas características del ala con perfiles deformados. Además se estimará el coeficiente de sustentación máxima.

4. Se estimará el valor preliminar de la resistencia generada por el trike y el piloto y se efectuará un análisis comparativo de potencia necesaria y potencia disponible.

Capítulo 2

MARCO TEORICO

Desde el comienzo de los tiempos la humanidad ha perseguido el sueño de volar. Ya en la edad media, el filósofo Leonardo Da Vinci esbozaba los primeros diseños de máquinas voladoras capaces de transportar humanos. Su gran creatividad y curiosidad lo llevó a pensar una gran cantidad de máquinas voladoras donde las alas, además de ser el sistema sustentador, eran las encargadas de generar la propulsión junto con la fuerza humana. Por ello en sus diseños se refleja el concepto de alas batientes o en el caso del "Helicóptero" un ala helicoidal móvil. (Figura 2.1)

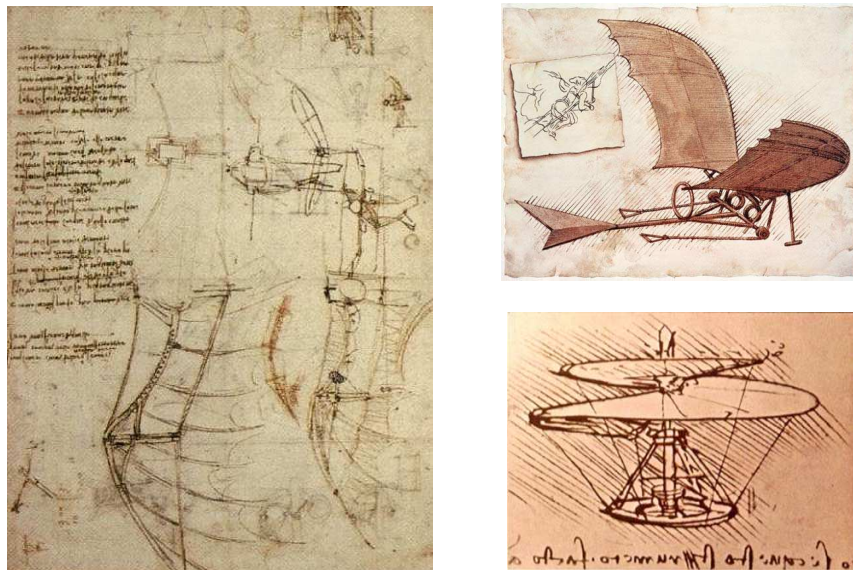


Figura 2.1. Da Vinci y sus máquinas voladoras.

En 1874 el ingeniero mecánico alemán Otto Lilienthal comenzó no solo a diseñar sino también construir y volar alas inspiradas principalmente en los pájaros (Figura 2.2). En 1889 patentó el sistema de control por desplazamiento de peso, por lo que se lo considera como el primer piloto y constructor exitoso de esta actividad.



Figura 2.2. Otto Lilienthal y su planeador.

En 1903, los hermanos Wright motorizan su planeador y realizan un vuelo controlado de apenas 12 segundos en las colinas de Kitty Hawk Carolina del Norte, considerando este el comienzo de la aviación como hoy la conocemos (Figura 2.3). El Flyer, como los hermanos Wright llamaban a su aparato, tenía las alas flexibles y parte del control se basaba en la deformación de las mismas.

Se dejan de lado momentáneamente las alas flexibles controladas por desplazamiento de peso, para dar lugar a las alas rígidas controladas por superficies articuladas específicas.



Figura 2.3. El Avión de los Hermanos Wright.

En 1951 Gertrude Rogallo crea un ala flexible, un barrilete, por el cual obtiene una patente (Figura 2.4). Francis Rogallo, al igual que su esposa, era ingeniero del Centro Langley (ex NACA hoy NASA). Es ahí donde presenta la idea de un paracaídas basado en el diseño del barrilete de su esposa, capaz de desplazarse horizontalmente y con cierta dirección para ser utilizada en la recuperación de las cápsulas espaciales Mercury y Gemini (Figura 2.5). Como anécdota se puede mencionar que Neil Amstrong, uno de los astronautas que tripuló la primera misión a la Luna, fue uno de los pilotos de prueba de estos aparatos (Figura 2.6). La NASA invirtió muchísimo dinero en el desarrollo de este concepto. Finalmente, después de muchos ensayos con diferentes prototipos, el proyecto fue abandonado pero no del todo, ya que traspasó la experiencia realizada a la empresa Ryan el cual orientó el diseño de Rogallo hacia el área civil.

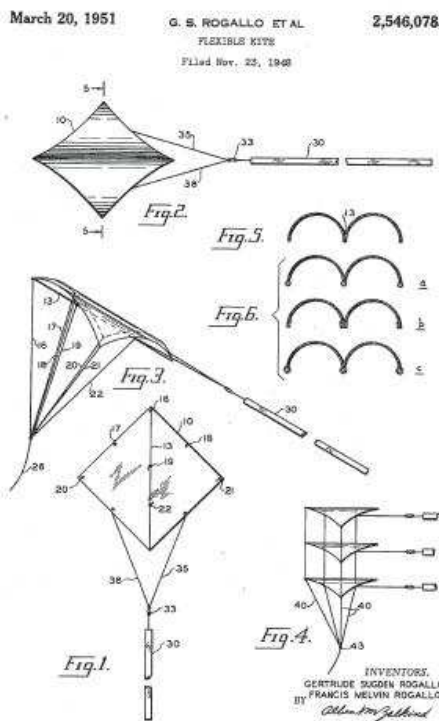


Figura 2.4. Patente del Barrilete.

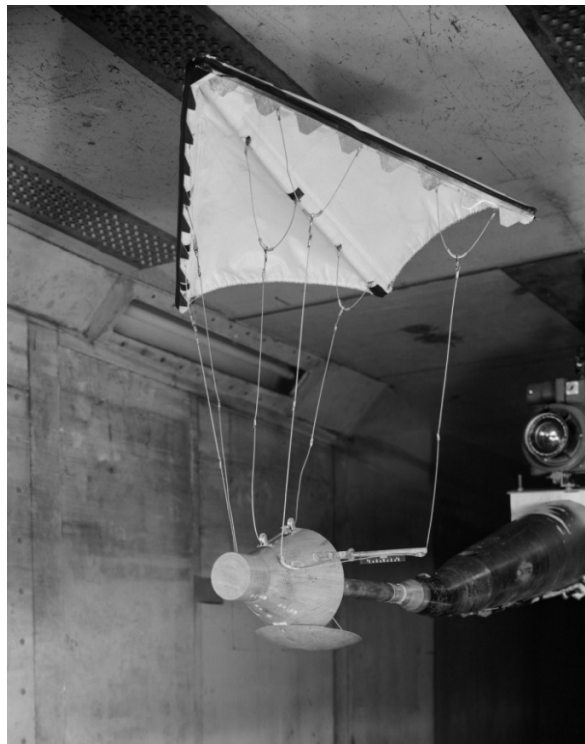


Figura 2.5. Sistema de recuperación Cápsulas Gemini y Mercury.

La empresa Ryan, con el objetivo de construir un transporte utilitario, incorporó una planta motriz al sistema y colocó un "carro" debajo del ala (Figura 2.7). Realizaron muchas pruebas, donde el principal inconveniente era el control. Por lo que llegaron a incorporar timones de dirección y profundidad. El mismo no fue un producto exitoso, pero contribuyó a mantener la atención de las personas sobre este sistema de vuelo.



Figura 2.6. Neil Amstrong volando un ala de Rogallo.



Figura 2.7. Modelo Utilitario creado por Ryan.

El aladeltismo como se lo conoce hoy en día se puede decir que comenzó en Australia. El Ing. Aeronáutico Bill Moyes, pasante de la NASA quién trabajó mucho tiempo al lado de Rogallo en el desarrollo del ala flexible, lleva la idea del ala flexible a su país natal, donde John Dickenson se encarga de perfeccionar y crear un nuevo sistema de vuelo plegable, fácil de trasportar y económico para la aviación deportiva. Cabe destacar que en la actualidad Bill Moyes posee una de las fábricas de alas deltas más prestigiosas del mundo.

El mayor auge de esta disciplina surge cuando Bill Bennett, quien fuera socio de Bill Moyes, se radica en Estados Unidos y comienza la fabricación comercial de este sistema de vuelo. Una foto volando sobre la estatua de la Libertad tomada en 1969 se transformó en un ícono de esta actividad (Figura 2.8).

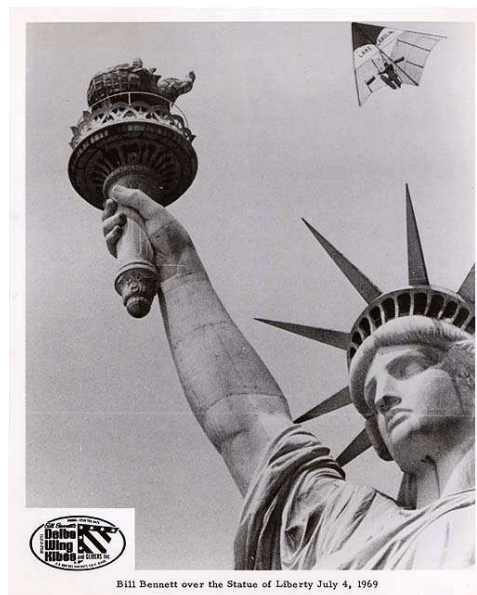


Figura 2.8. Bill Bennett sobrevolando la Estatua de la Libertad.

Durante los años 70, el pionero de este deporte en Argentina fue Johan Bytdebier, un belga radicado desde chico en Mendoza. Dedicado a la actividad aeronáutica, trae a un grupo de pilotos de la fábrica de Bill Bennett con una de sus alas.

Otro referente en esta aérea es el Sr. Jorge Cleva. Motivado por la tapa de una revista Mecánica Popular, donde se podía ver un dibujo de un ala delta, comienza a incursionar en el desarrollo de este sistema de vuelo. A través de los años, el perfeccionamiento de sus alas llevó a las mismas a ser campeonas mundiales.

2.1 Evolución histórica del sistema de vuelo

En la búsqueda de mejores performances y un mejor comportamiento en la estabilidad y el control se desarrollaron diversas modificaciones y experimentos a los fines de perfeccionar este concepto, pero sin perder sus características esenciales del vuelo elemental, plegable, económico y sencillo. La planta alar pasó de una forma romboidal con ángulos de nariz del orden de los 90 grados a una planta con más alargamiento y ángulos de nariz más elevados del orden de los 130 grados. Se redujo considerablemente la superficie en la zona central y se incrementó la superficie hacia las punteras para así poder obtener mayor control y una mejor redistribución de las acciones aerodinámicas a lo largo de la envergadura.

A continuación se plasman en las diferentes alas las modificaciones que fueron introducidas en el sistema de vuelo pendular a lo largo del tiempo para aumentar el rendimiento y solucionar problemas de control y estabilidad.

ALA ROGALLO: Diseñada por Francis Rogallo, estaba confeccionada por una estructura de aluminio muy **simple** (en sus comienzos algunas fueron de bamboo) y un velamen (Figura 2.1.1). La planta alar era del tipo romboidal por lo que poseía **mucha superficie en la parte central del ala**.



Figura 2.1.1. Ala Rogallo, construida por el Sr. Jorge Cleva.

Los **perfiles** eran totalmente **flexibles**. Estos se conformaban cuando se impartía a la aeronave una velocidad y ángulo de ataque, generando dos semiconos como semialas. En la Figura 2.1.2 se observa cuáles son los perfiles que se enfrentaban al flujo de aire.

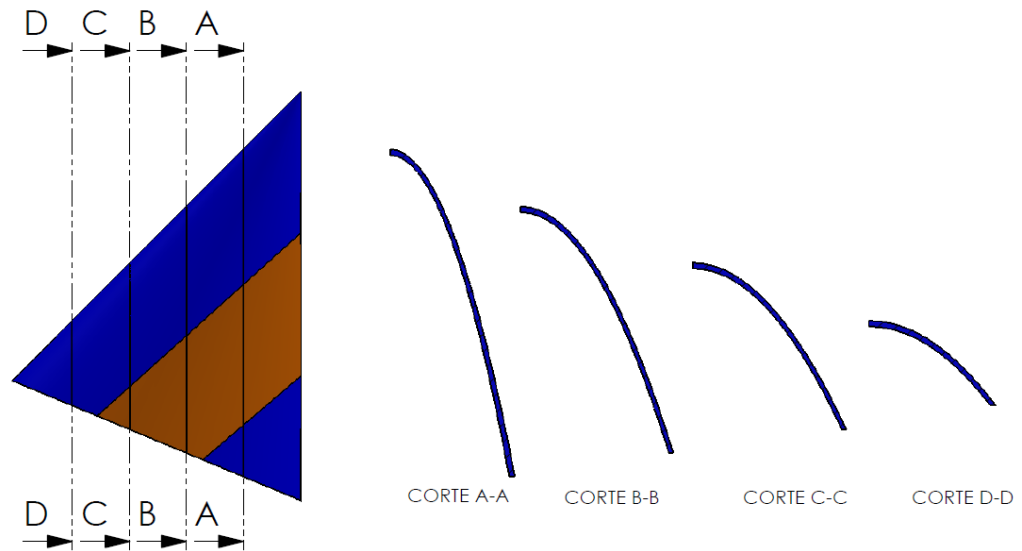


Figura 2.1.2. Perfiles del ala Rogallo.

Poseía alta resistencia de forma y necesitaba de un ángulo de ataque considerable para sustentar el peso del piloto.

El **bajo ángulo de nariz** le otorgaba un exceso de estabilidad en guiñada, sumado a la poca superficie en la zona de puntera, creaban un ala muy difícil de maniobrar y controlar.

ALA KESTREL: a bajos ángulos de ataque o poca velocidad el velamen del ala Rogallo perdía su configuración y comenzaba a flamear, principalmente en la zona del borde de fuga. Por ello en el ala KESTREL (Figura 2.1.3), se colocaron **ballenas flexibles** en esta zona para otorgarle rigidez, y se realizaron alunamientos entre ballenas para brindarle tensión al borde de fuga. Para rigidizar el borde de ataque, se colocó un doble extradós en esta zona. También se redujo la superficie en la zona central y el **ángulo de nariz se incrementó** junto con la envergadura. Por consiguiente el alargamiento también se modificó. Estas variaciones le otorgaron mejores prestaciones.



Figura 2.1.3. Ala Kestrel

ALA SUPERFLEX: con el fin de obtener mejores performances se **augmentó** aún más el **alargamiento** y las ballenas pasaron a ser completas, es decir iban del borde de ataque hasta el borde de fuga. Sin embargo seguían siendo de materiales muy flexibles (Figura 2.1.4).



Figura 2.1.4. Ala Superflex.

ALA SEAGULL 10: debido al aumento del alargamiento y de la distribución de superficie, tuvieron que colocarse **deflexores en los bordes de ataques**, esto era para rigidizar el caño que lo conformaba. Las ballenas comenzaron a rigidizarse aún más, siendo de aluminio en su borde de ataque para mantener la geometría y de material flexible como fibra de vidrio en el borde de fuga para permitir la deformación (Figura 2.1.5).



Figura 2.1.5. Ala Seagull 10.

ALA FENIX: debido a los problemas de control se le ocurrió colocar la quilla sobre una funda y esta unirla con la vela, lo que dio lugar al **bolsillo de quilla**. Esto pretendía impartir más estabilidad y control. Al aumentar el alargamiento y el ángulo de nariz, la estabilidad se veía comprometida por lo que la zona de puntera comenzó a ser un foco de atención para solucionar estos problemas. Se adicionaron más ballenas en esta zona y se fue aumentando su superficie (Figura 2.1.6).

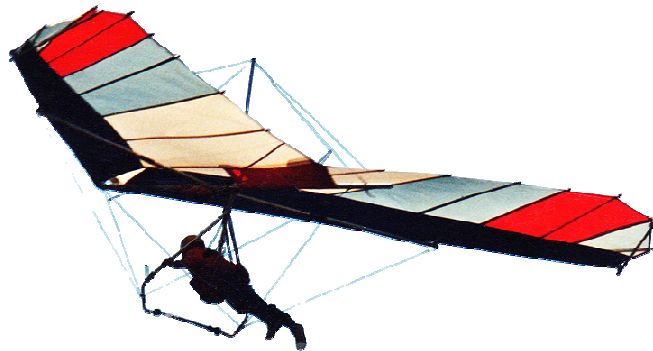


Figura 2.1.6. Ala Fenix.

ALA COMET: con esta ala se da un paso importante en el control de la misma, al tener el **travesaño flotante** es decir ya no se sujetaba con la quilla, el control se comienza a realizar no solo con el desplazamiento del peso sino también con la deformación acarreada por ello en la vela, que generaba una variación de torsión en las punteras principalmente. Además, la doble superficie se incrementó para reducir la resistencia (Figura 2.1.7).



Figura 2.1.7. Ala Comet.

ALA GENESIS: las aeronaves, al comenzar un giro, generan un momento contrario al deseado llamado guiño adverso. En las alas delta el sistema pendular incrementa este efecto ya que el peso queda del lado interno al giro cargando más esa ala y acelerándola tratando de sacarla para el lado contrario al deseado. Con el **bolsillo de quilla** la transferencia de deformaciones se producía de manera retardada por lo que se **eliminó** el mismo para intentar que esta transmisión sea instantánea y así disminuir el guiño adverso. Las alas se plagaron de ballenas tanto en el intradós como extradós para rigidizar la configuración (Figura 2.1.8).



Figura 2.1.8. Ala Génesis.

ALA T2: Hasta el momento todas las alas contaban con riostras para apuntalar el ala y mantener su forma, además de soportar las cargas en vuelo y en tierra. La T2 (Figura 2.1.9) comenzó a utilizar **travesaños portantes**, es decir una estructura interna capaz de soportar las cargas sin necesidad de colocar riostras o montantes para ello, de esta forma se obtuvo una configuración más limpia aerodinámica. Además, para mejorar el flujo en las punteras y así aumentar la eficiencia y disminuir la resistencia de esta zona, se colocaron ballenas flexibles que se introducen con presión y forman una puntera elíptica.



Figura 2.1.9. Ala T2.

ALA ATOS: Con el aumento de las prestaciones, rigidizando cada vez más el ala, aumentando alargamiento y ángulo de nariz, llegó el momento en que la estabilidad volvió a comprometerse, por lo que la geometría variable proveyó la posibilidad de obtener varias prestaciones en una misma ala. En las alas de alta performance en velocidad, la estabilidad se comprometió a un punto que se hizo indispensable colocar un **pequeño estabilizador horizontal** para compensar la reducción en la calidad del equilibrio del ala (Figura 2.1.10).



Figura 2.1.10. Ala Atos.

2.2 Definición y Funcionamiento de un Ala Flexible Controlado por el Desplazamiento de Peso

El ala se define como un sistema de vuelo compuesto por una estructura de tubos y piezas de aluminio abulonadas para generar articulaciones donde es necesario, y un recubrimiento de tela especial, usualmente llamada Vela, que genera la superficie donde se van a producir las fuerzas aerodinámicas.

Las aeronaves controladas por el desplazamiento del peso, o WSCA (Weight Shift Control Aircraft) por sus siglas en inglés, constituye una de las formas más económicas de volar que existe en la actualidad junto con su pariente cercano: el parapente. Por su simplicidad y capacidad de plegado pueden ser fácilmente transportadas y guardadas. Se pueden agrupar principalmente en dos tipos de alas, las utilizadas para vuelo libre y las utilizadas para vuelo motorizado. Cada una posee características particulares. Este sistema de vuelo se basa en el desplazamiento del peso y en la capacidad del ala de flexionar para producir alerones diferenciales a través de la transferencia de alunamiento (below) y torsión hacia las punteras del ala.

A continuación se describen los componentes de la estructura que serán nombrados en el presente trabajo.

- **Quilla:** ubicada en el centro del ala en el plano de simetría, es una pieza crítica ya que resiste tanto solicitaciones aerodinámicas como las correspondientes al peso del piloto y trike en el caso que corresponda. Se colocan refuerzos en la sección donde va sujetado el trike.

- **Borde de ataque:** como su nombre lo indica son los encargados de formar el borde de ataque y junto con la quilla dan la forma característica delta del ala.
- **Travesaño:** mantiene el ángulo entre el borde de ataque y la quilla generando la tensión necesaria en la vela para las condiciones de vuelo deseadas. Puede estar constituido por un solo tubo que va de borde de ataque a borde de ataque, o estar formado por dos secciones articuladas en el centro para facilitar el plegado o desarmado del ala.
- **Ballenas:** son tubos de pequeño diámetro encargados de dar la forma del perfil. Se colocan en bolsillos cosidos en la vela.
- **Trapezio:** formado por los laterales de trapecio y la barra de mando, es el instrumento de comando del ala.
- **Montantes:** son los encargados de rigidizar y mantener la forma de la estructura junto con cables tensores. Son fabricados con tubos perfilados para reducir la resistencia aerodinámica. También es de utilidad para el plegado del ala sin tener que ser desmontada del todo. Algunas alas que no poseen estos montantes llevan en cambio una barra de compresión.
- **Barra de Compresión:** caño de aluminio ubicado en el extradós del ala encargado de soportar las cargas en tierra y limitar la torsión en algunas alas por medio de cables.

2.3 Aerodinámica de las Alas Deltas

A continuación se analizan las fundamentaciones del comportamiento característico y funcionamiento de estos sistemas de vuelo.

2.3.1 Términos Aerodinámicos

El ala está recubierta por una **membrana** la cual se encarga de transferir las cargas aerodinámicas a la estructura.

El ala puede poseer **doble o simple superficie**, es decir si se encuentran recubiertos de tela tanto el extradós como intradós. Las de simple superficie son alas lentas y las de doble superficie son alas con las cuales se puede alcanzar mayor velocidad y fundamentalmente mayor rendimiento. Estas últimas permiten que la estructura quede confinada dentro del ala, reduciendo significativamente la resistencia.

El ala varía su cuerda a lo largo de toda la envergadura. Los **perfiles** difieren significativamente en relación a los de un avión convencional. La combadura máxima y espesor máximo se da en un punto más próximo al borde de ataque en general. Además, suelen tener doble combadura o reflexado, es decir que la línea media describe una "S". Esto es para generar un momento de cabeceo próximo a 0.

El **ángulo de nariz** es el formado por los bordes de ataques del ala y en la actualidad ronda entre los 120° a 130°

El **ángulo de flecha** es el medido desde la línea que une los puntos al cuarto de las cuerdas y una línea perpendicular a la cuerda raíz.

El **diedro** está provisto por la estructura y en general es negativo, es decir anhadiedro. El diedro positivo viene dado por el ángulo en flecha que genera un diedro efectivo en el ala. Además la membrana o vela posee diedro positivo en su parte central y negativo en la zona de punteras.

La **torsión** es la disminución en el ángulo de incidencia de cada perfil a lo largo de la envergadura, desde la cuerda raíz a la de puntera. Cuando el ala se encuentra en tierra, esto no es del todo apreciable ya que se requiere de presión dinámica y de la sustentación de la misma para obtener la torsión característica.

El **ángulo de ataque** es el correspondiente al viento relativo y la cuerda del ala. Debido a la torsión el mismo varía a lo largo de la envergadura, pero es usual utilizar este término para el ángulo que corresponde a la cuerda de raíz. Durante el vuelo, el ángulo de ataque es el encargado del control de la velocidad. A mayor ángulo de ataque menor velocidad y viceversa.

La mayor parte del tiempo el piloto vuela a un ángulo de ataque de crucero el cual corresponde a la posición trimada de la barra de control, es decir el piloto no tiene que empujar ni tirar de la misma, el momento es nulo.

La **Planta Alar**, es la proyección del ala desde la vista superior. La misma varía dependiendo de las características requeridas para el vuelo.

Alargamiento es una medida de la relación entre superficie y la envergadura. Alas de bajo alargamiento son menos eficientes en cuanto a la generación de sustentación y producen más resistencia.

La **Carga Alar** está asociada con la relación entre la superficie alar y el peso acarreado por la misma.

La **Relación de Planeo** vincula el avance en dirección horizontal y la pérdida de altura. Por ejemplo si se tiene una relación 10:1 implica que la aeronave avanzará 10m y caerá 1m.

2.3.2 Flexibilidad Alar.

Este sistema de vuelo mantiene la geometría de los perfiles gracias a pequeños tubos rígidos llamados ballenas, que se insertan a lo largo del ala desde el borde de fuga hasta el borde de ataque. Además, una lámina de mylar es colocada a lo largo del borde de ataque en un bolsillo confeccionado en la vela para que junto a la tensión impartida a la vela lograr rigidizar la zona y generar un borde de ataque con una geometría definida.

Aunque los perfiles son relativamente rígidos, este sistema de vuelo se denomina flexible por dos grandes razones. En primer lugar, está diseñada para que el borde de fuga, el cual no posee una estructura, se flexe hacia arriba y abajo cuando se incrementa o disminuye la carga. El borde de fuga flexible genera un alivio en la carga ya que se incrementa la torsión y disminuye el ángulo de ataque. En aire turbulento reduce la carga, favoreciendo un vuelo más suave que el de un ala rígida. En segundo lugar, el ala está diseñada para variar la torsión lado a lado en los giros. Similar a el diseño de los hermanos Wright, el desplazamiento del peso genera un incremento en la torsión en el ala interna al giro y lo contrario en la otra ala, produciendo el giro.

2.3.3 Control:

Eje lateral - Cabeceo: el movimiento alrededor del eje lateral o pitch, es controlado por el ángulo de ataque. El incremento del ángulo de ataque empujando la barra de mando hacia adelante (disminución de velocidad) produce una rotación de nariz arriba. Por el contrario la disminución del ángulo de ataque tirando la barra de mando hacia atrás, produce una rotación de nariz abajo.

Eje longitudinal - Rolido: el movimiento alrededor del eje longitudinal es controlado por el desplazamiento del peso. Llevando el peso hacia el lado que se desea realizar el giro, la torsión se incrementa reduciendo la sustentación. En la otra semiala alejada del peso, decrece la torsión aumentando la sustentación produciéndose de este modo el rolido del ala.

Eje vertical - Guiñada: este sistema de vuelo no posee una superficie exclusiva para el control en el eje de guiñada. El ala está diseñada para orientarse en la dirección del viento. Sin embargo en los giros, el derrape puede ser controlado mediante la combinación de rolido y cabeceo relativo.

2.3.4 Estabilidad

Estabilidad en Rolido

El diedro es el encargado de aportar la estabilidad en rolido. En las alas existe el diedro geométrico (generalmente anhadiedro), el diedro efectivo producido por la flecha y el diedro generado por la vela. De la relación de estos mecanismos surgen diferentes tipos de alas. Sin embargo en general se busca un punto de equilibrio. En vuelo, las punteras del ala se flexan generando un diedro adicional que aumenta la estabilidad.

Estabilidad en guiñada

El diseño en flecha de estas alas le otorga estabilidad en guiñada, tendiendo a orientar la misma con respecto a la corriente libre. Cuando se produce un ángulo de guiñada, el ala que

avanza incrementa la superficie expuesta al corriente libre y en la otra semiala se produce lo contrario. Esto genera un momento que tiende a anular la causa que lo genera.

Sin embargo, existe un momento adverso de guiñada, es decir desestabilizante. Esto se produce principalmente en el giro. Al desplazar el peso para iniciar el giro, una semiala queda más cargada que la otra por lo que no solo se aumenta la torsión en la misma, sino que también en ese instante se acelera. Por el contrario la otra semiala se frena. Luego de iniciado el giro la fuerza centrípeta vuelve a centrar el peso y el efecto se disipa. Este es un problema serio en algunas alas ya que dificulta el control y acrecienta el desgaste físico del piloto.

2.3.5 Entrada en Pérdida

La entrada en pérdida de este sistema de vuelo es particular. Debido al alabeo geométrico a lo largo de la envergadura, la zona central del ala normalmente entra en pérdida antes que las punteras. Es decir, que el ala continúa teniendo control aún cuando entró en pérdida. Para asegurar esto, la misma cuenta con los llamados limitadores de torsión. Los limitadores de torsión son tubos colocados en diferentes zonas del ala, generalmente la zona de puntera, que poseen topes en determinados ángulo que van de -10 a -15 grados aproximadamente, restringiendo la torsión mínima en la zona para garantizar la controlabilidad a grandes ángulos de ataque.

2.3.6 Tumbling

Una característica no deseable de este sistema de vuelo es el tumbling. Consiste en la entrada en pérdida total del ala, seguida por un momento de cabeceo negativo elevado (nariz abajo) que provoca que el ala comience a girar de forma descontrolada alrededor del eje transversal. Al incrementar considerablemente el ángulo de ataque, logrando poner en pérdida el ala total, sumado a que en esta situación en ocasiones el peso queda totalmente desplazado hacia atrás con respecto al centro aerodinámico del ala, la misma puede llegar a volverse inestable. Por otro lado, puede suceder que una vez producido el momento de cabeceo negativo elevado la inercia del peso induzca el tumbling. Por ello es de suma importancia asegurar una cierta torsión mínima para que la zona de punteras permanezca siempre sustentando y no entre en pérdida. Para ello se utilizan los limitadores de torsión.

Capítulo 3

DESARROLLO y RESULTADOS de la PRIMERA APROXIMACION DEL ALA

3.1 Ala EXTREME

La EXTREME es un ala para trike biplaza capaz de ser plegada fácilmente o desarmada para su traslado. Es un ala de doble superficie, es decir que el extradós y el intradós están recubiertos de tela. Además no posee barra de compresión, por lo que las cargas tanto en vuelo como en tierra son soportadas por 2 montantes que se ubican uno a cada lado del ala. De esta forma se reducen los cables que arriostan la misma, otorgando una mejor limpieza aerodinámica (Figura 3.1.1).

- Estructura:

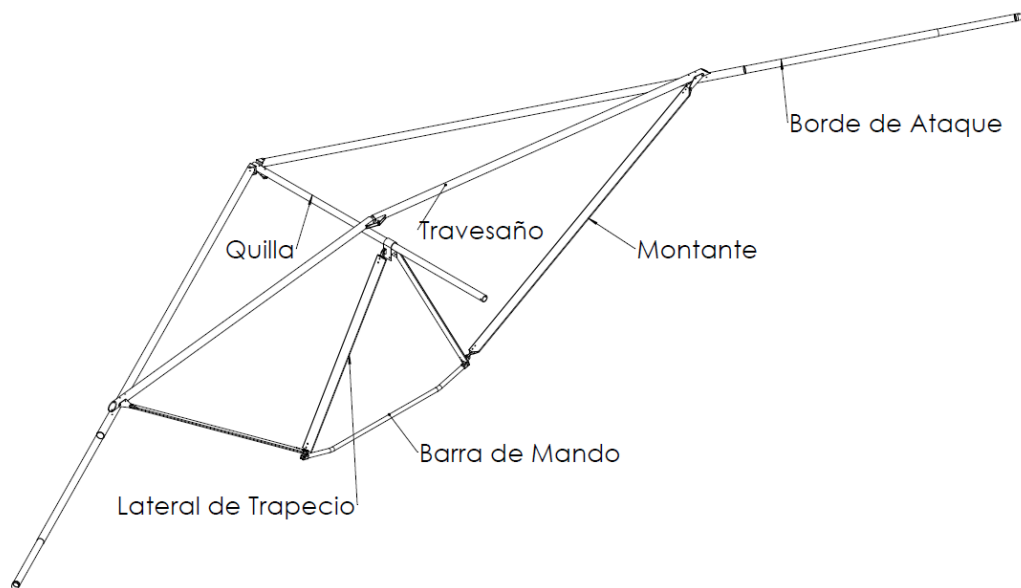
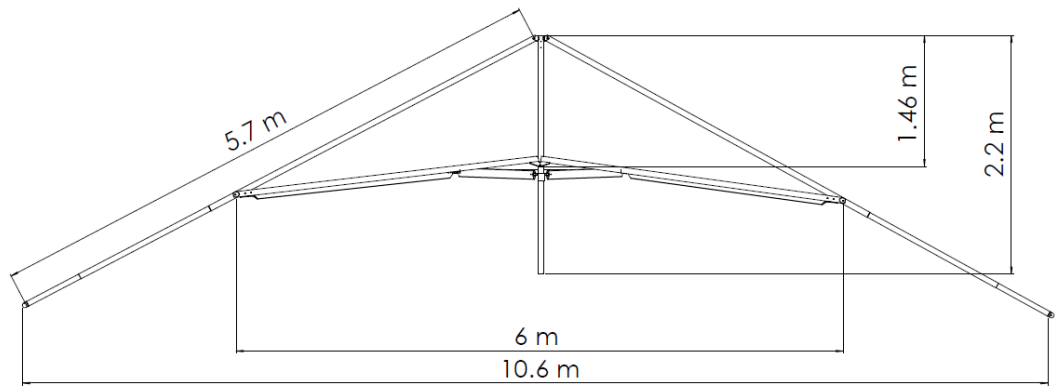


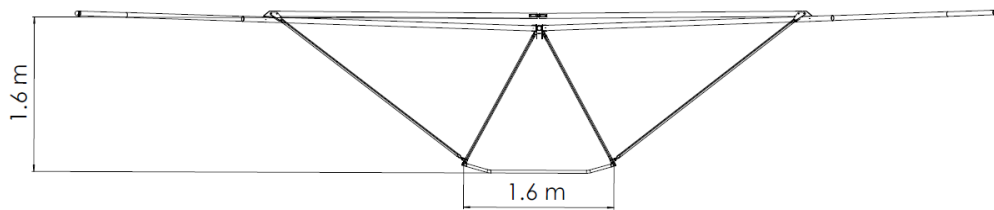
Figura 3.1.1. Estructura EXTREME.

Está compuesta por una quilla, dos bordes de ataques, dos travesaños, dos montantes y el trapecio (lateral de trapecio + barra de mando). Todos estos elementos poseen refuerzos internos y piezas especiales para vincularse unos con otros, abulonados con tuercas auto-frenantes y seguros en las zonas críticas (Figura 3.1.2 y 3.1.3).



Vista Superior

Figura 3.1.2. Vista Superior EXTREME.



Vista Frontal

Figura 3.1.3. Vista Frontal EXTREME.

El ala cuenta con 24 ballenas en el extradós más la ballena central y están distribuidas como muestran las Figuras 3.1.4 y 3.1.5.

Además posee 16 ballenas en el intradós, 5 rígidas y 3 flexibles en cada semiala.

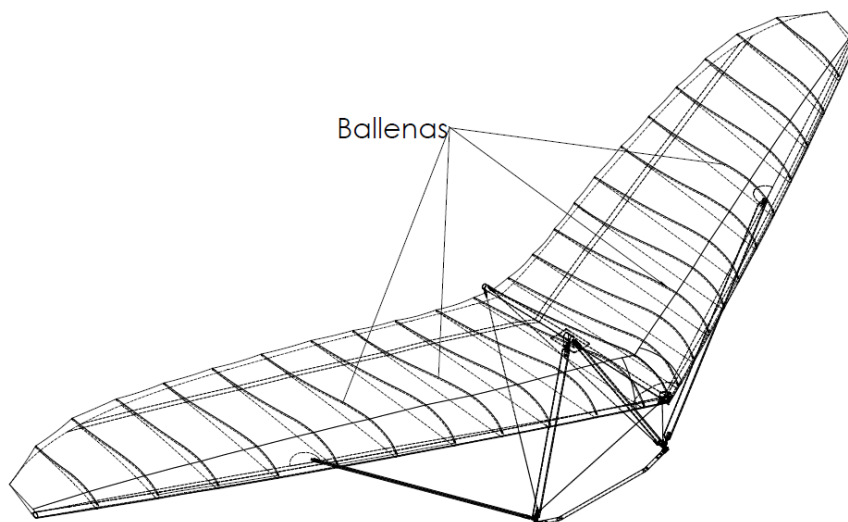


Figura 3.1.4. Distribución de Ballenas EXTREME

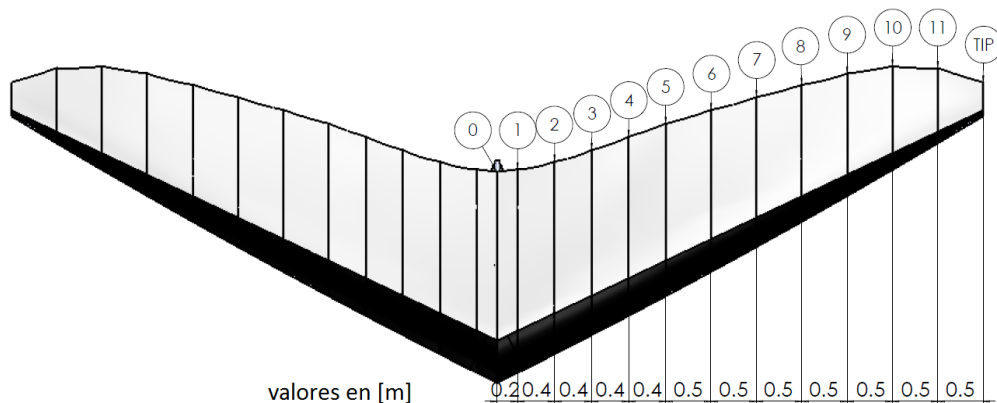


Figura 3.1.5. Distribución de Ballenas EXTREME.

Posee 2 limitadores de torsión en cada semiala. El primero no permite que la torsión sea menor que 12° y está ubicado entre las estaciones 7 y 8. El segundo, limita la torsión en 15° y se encuentra entre las estaciones 10 y 11.

El material utilizado es Aluminio 6061-T6.

- Vela:

La EXTREME utiliza principalmente dos telas en su confección fabricadas por DIMENSION POLYANT, única empresa en el mundo que autoriza la utilización de sus telas en la industria aeronáutica. La tela DACRON es la que recubre el intradós, el bolsillo de borde de ataque y el pequeño bolsillo de quila. La otra tela, llamada "Polyester X-PLY", encargada de recubrir el extradós y confeccionar los refuerzos del mismo.

3.1.1 Características de las Telas:

DACRON: tejido de fibras de poliéster de muy bajo peso, moderadamente flexible y durable en el tiempo. La misma se somete a un proceso de estabilizado donde la tela es calentada a altas temperaturas por un periodo de tiempo muy corto. Este proceso contrae las fibras en la dirección longitudinal y engrosa las mismas. Además, una delgada capa superficial se funde por lo que el tejido aumenta su estabilidad dimensional y su resistencia. Se utiliza principalmente en el intradós. En la EXTREME se utilizó DACRON rojo, azul, blanco y negro. (Figura 3.1.1.1).

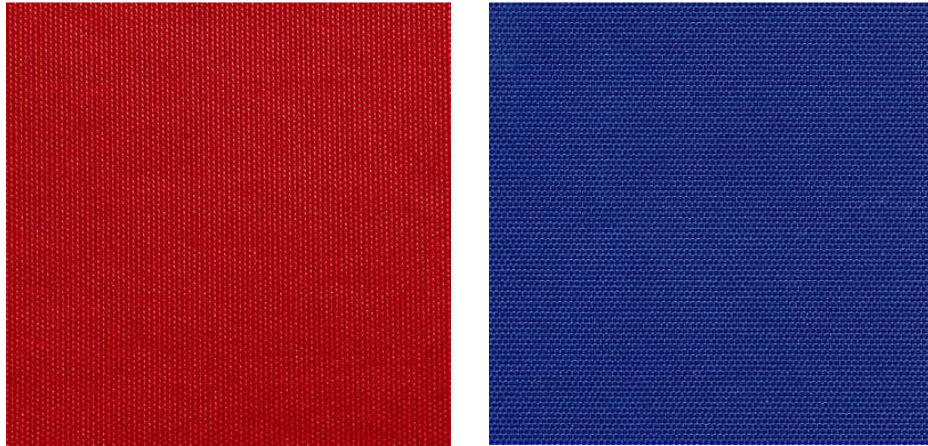


Figura 3.1.1.1. Tela DACRON usada en el intradós de la EXTREME.

Polyester X-PLY: Sandwich de tejidos, mallas y laminas de polímeros. Posee una muy baja elasticidad, lo que resulta en la admisión de grandes tensiones. Por ello se utiliza en zonas de grandes cargas alares como el borde de ataque y el extradós principalmente. Su baja elasticidad sumado a la estructura del ala, le otorgan al extradós de la misma una geometría definida. Por otro lado, su durabilidad es menor que el DACRON (Figura 3.1.1.2).

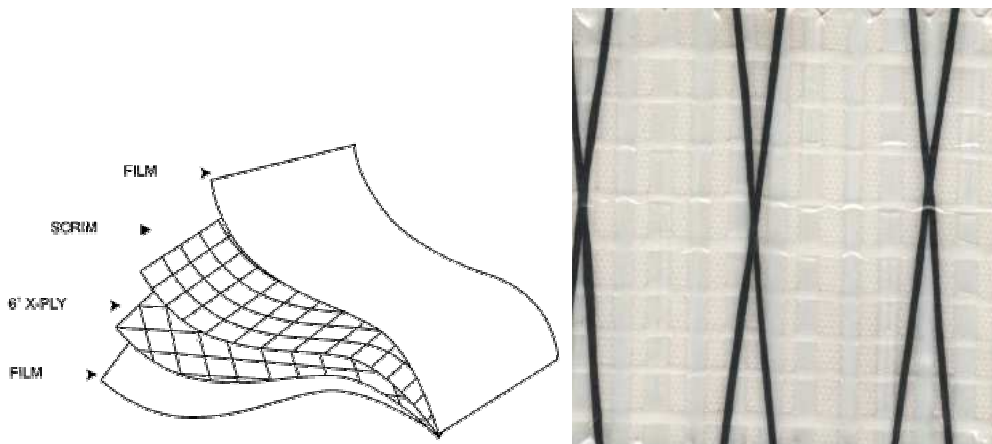


Figura 3.1.1.2. Tela X-PLAY usada en el extradós de la EXTREME.

A continuación se observan los planos de los paños que conforman el intradós y extradós del ala. Cada color representa una característica en particular. Por ejemplo el negro marca la forma de los paños principales, el color azul demarca los refuerzos y el verde la ubicación de las costuras de los bolsillos de las ballenas (Figura 3.1.1.3).

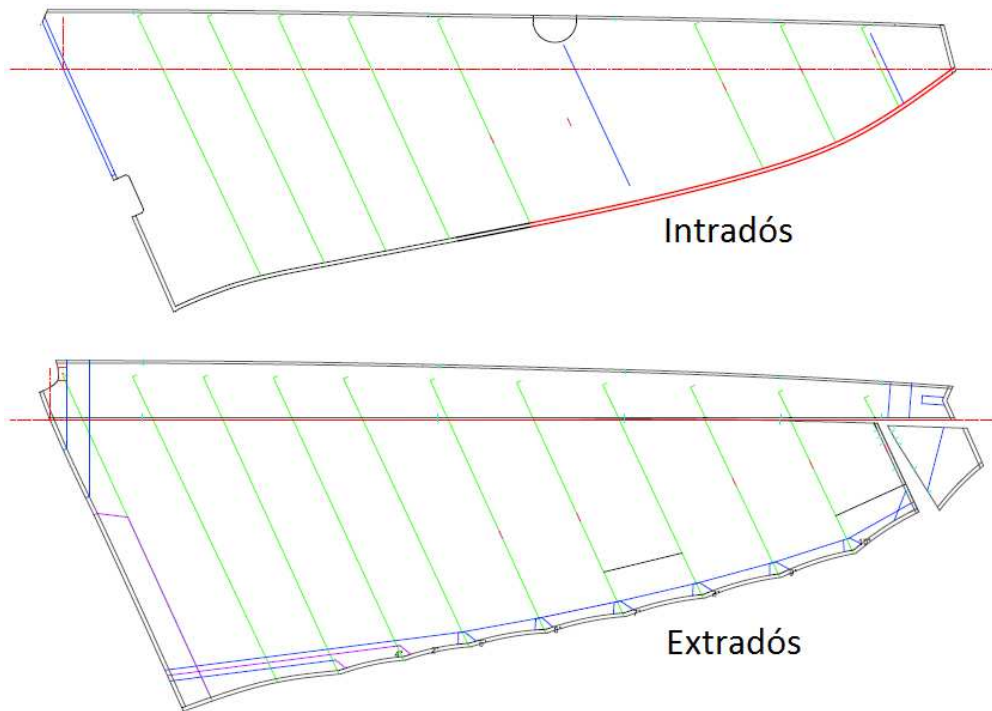


Figura 3.1.1.3. Planos de Paños de Tela de la EXTREME.

Los paños se cortaron con una máquina de corte por calor, que además sella los bordes de la tela para evitar que se deshilachen. Luego, se unieron por medio de cinta doble faz y costuras del tipo ZIG-ZAG con un hilo especial para este tipo de confecciones llamado Tecнора.

3.1.2 Relevamiento del Ala EXTREME.



Figura 3.1.2.1. Ala EXTREME en vuelo.

La geometría nominal del ala (Figura 3.1.2.1) viene dada por los siguientes parámetros.

$$\begin{aligned}c_r &= 2.20 \text{ m} \\c_t &= 0.35 \text{ m} \\b &= 10.6 \text{ m} \\\lambda &= 0.16 \\S &= 15.6 \text{ m}^2 \\A &= 7.21 \\\Lambda_{1/4} &= 24.43^\circ \\\kappa &= \text{variable}\end{aligned}$$

Estos datos se obtuvieron del relevamiento real del ala y de la hoja de datos de la misma donde c_r es la cuerda raíz, c_t es la cuerda de puntera, b la envergadura del ala, λ su ahusamiento, S la superficie alar, A el alargamiento, $\Lambda_{\frac{1}{4}}$ el ángulo de flecha al cuarto de la cuerda y κ la torsión alar que en este caso es variable a lo largo de la envergadura.

El diedro geométrico de la estructura del ala es prácticamente nulo pero la flecha genera un diedro efectivo a lo largo de la envergadura además del diedro generado por el velamen.

La forma en planta del ala se puede apreciar en la Figura 3.1.2.2.

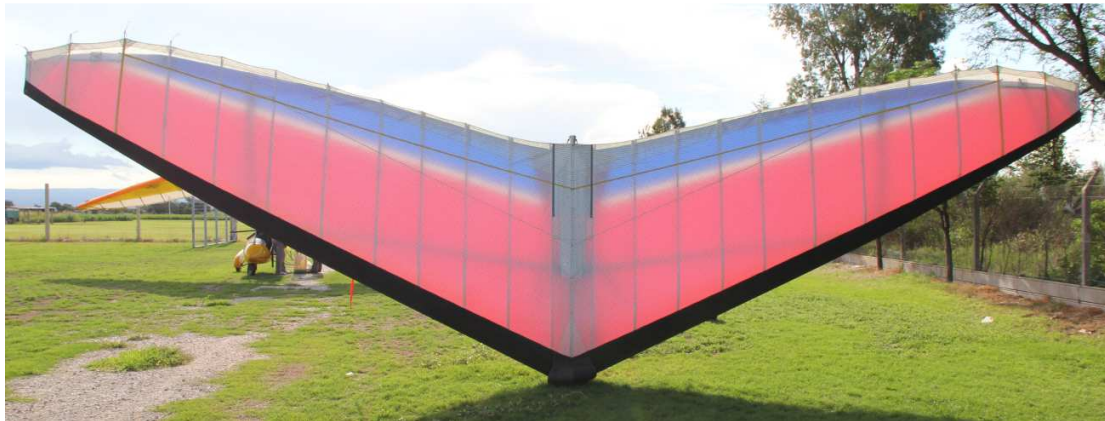


Figura 3.1.2.2. Forma en planta de la EXTREME.

Para los cálculos se tomaron como referencia los ejes X, Y y Z utilizados por el programa XFLR5. El plano XZ es un plano de simetría en la geometría nominal (Figura 3.1.2.3).

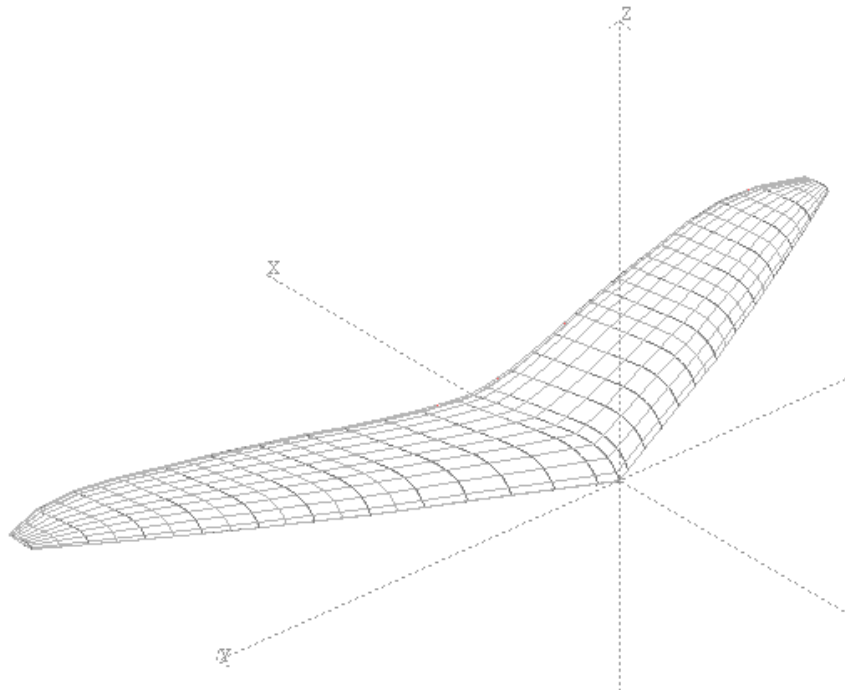


Figura 3.1.2.3. Ejes de Referencias.

3.1.3 Cálculo de la Cuerda Media Aerodinámica.

El cálculo de la cuerda media aerodinámica se realizó teniendo en cuenta que el ala posee una geometría compleja. Por lo que se optó por discretizar el dominio, utilizando las posiciones de las ballenas (Tabla 3.1.3.1).

$$MAC = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} C(y)^2 dy$$

$$MAC = \frac{2}{S} \sum C^2 \Delta y$$

S [m ²]	15,574
---------------------	--------

Estación	CUERDAS			PASO		
	mm	m	promedio	mm	m	m
0	2195,92	2,19592				
1	2095,92	2,09592	2,1459	200	0,2	0,1182
2	1950,00	1,95000	2,0229	400	0,4	0,2102
3	1837,55	1,83755	1,8937	400	0,4	0,1842
4	1750,00	1,75000	1,7937	400	0,4	0,1652
5	1690,00	1,69000	1,7200	400	0,4	0,1519
6	1614,46	1,61446	1,6522	500	0,5	0,1752
7	1520,00	1,52000	1,5672	500	0,5	0,1577
8	1430,00	1,43000	1,4750	500	0,5	0,1390
9	1300,00	1,30000	1,3650	500	0,5	0,1196
10	1088,21	1,08821	1,1941	500	0,5	0,0915
11	798,32	0,79832	0,9432	500	0,5	0,0571
TIP	350,00	0,35000	0,5741	500	0,5	0,0211

$$MAC = 1,5921 \text{ m}$$

Tabla 3.1.3.1. Cálculo de la MAC.

Se utilizó el promedio de la cuerda entre cada estación de cálculo para aproximar a un mejor resultado.

A continuación se obtiene la ubicación de la MAC en la semiala.

Estación	Y		C	
	mm	m	mm	m
0	0	0,0	2195,00	2,19500
1	200	0,2	2095,92	2,09592
2	600	0,6	1950,00	1,95000
3	1000	1,0	1837,55	1,83755
4	1400	1,4	1750,00	1,75000
5	1800	1,8	1690,00	1,69000
6	2300	2,3	1614,46	1,61446
7	2800	2,8	1520,00	1,52000
8	3300	3,3	1430,00	1,43000
9	3800	3,8	1300,00	1,30000
10	4300	4,3	1088,21	1,08821
11	4800	4,8	798,32	0,79832
TIP	5300	5,3	350,00	0,35000

Tabla 3.1.3.2. Valores de Cuerdas en cada estación.

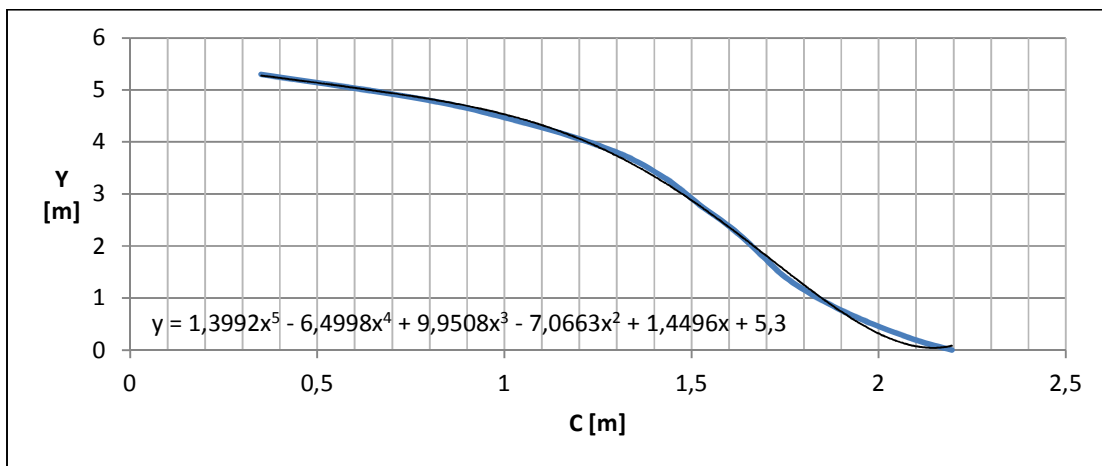


Figura 3.1.3.1. Distribución de Cuerda en la Envergadura.

MAC		Y (MAC)
mm	m	m
1592	1,592	2,405

Tabla 3.1.3.3. Ubicación en eje Y de la MAC.

La MAC se encuentra a 2.40 m del plano de simetría del ala (Figura 3.1.3.1).

Una aproximación de la ubicación del centro aerodinámico es al 25% de la MAC. Teniendo en cuenta que es un ala en flecha y que no es constante, debemos calcular cual es la distancia al eje de referencia (Figura 3.1.3.2), en este caso Y, para poder comparar resultados con las posiciones del CG.

Estación	Y		X (offset)	
	mm	m	mm	m
0	0	0,0	0	0,00
1	200	0,2	100	0,10
2	600	0,6	300	0,30
3	1000	1,0	500	0,50
4	1400	1,4	700	0,70
5	1800	1,8	900	0,90
6	2300	2,3	1150	1,15
7	2800	2,8	1430	1,43
8	3300	3,3	1700	1,70
9	3800	3,8	1990	1,99
10	4300	4,3	2280	2,28
11	4800	4,8	2570	2,57
TIP	5300	5,3	2870	2,87

Tabla3.1.3.4. Ubicación en eje X de la MAC.

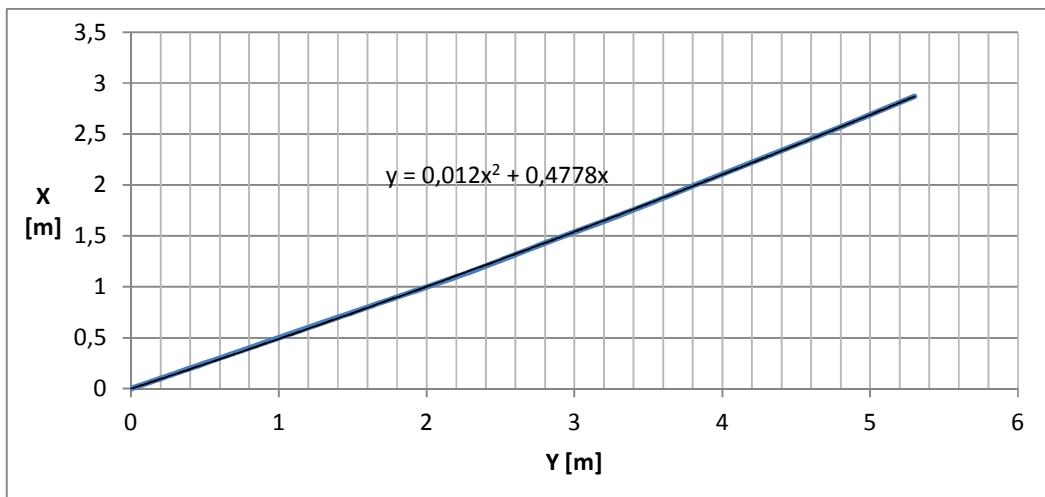


Figura 3.1.3.2. Distancia al eje de referencia Y en función de la Envergadura.

MAC		Y (MAC)	X (MAC)	X Ca (25%MAC)
mm	m	m	m	m
1592	1,592	2,405649	1,2188649	1,616865

Tabla 3.1.3.5. Valores característicos referidos a la MAC.

3.1.4 Ubicación del Centro de Gravedad del Ala.

En cuanto a la masa del ala se tendrán en cuenta todos los elementos que componen el ala, como la vela, estructura interna y externa. No se consideró la torsión y deformaciones para el cálculo del CG del ala.

El ala posee un sistema de regulación de cuelgue que además de ser el lugar de donde se sujeta la carga paga al ala, es donde están sujetados los laterales de trapecio (Figura 3.1.4.1). Por delante y detrás de esta pieza van colocadas dos omegas, las cuales permiten desplazarlo y mantenerlo en la posición adecuada. Este sistema se utiliza para poner a punto el comportamiento del ala.

Se tomaron 3 posiciones del cuelgue para realizar el cálculo del CG: sus dos extremos y una posición media.

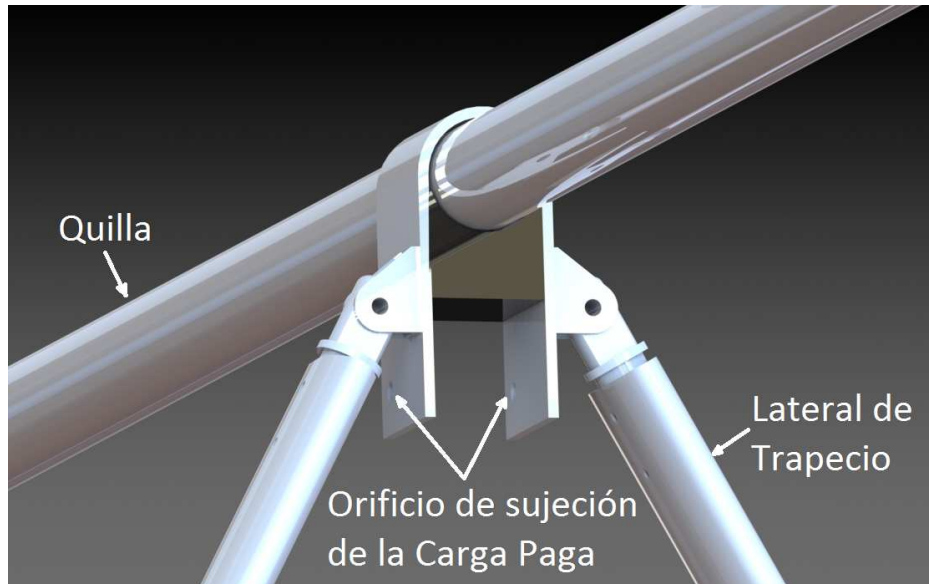


Figura 3.1.4.1. Sistema de Regulación del Cuelgue.

$$X_{CG} = \frac{\sum_i^n (x_i * m_i)}{\sum_i^n m_i}$$

$$Z_{CG} = \frac{\sum_i^n (z_i * m_i)}{\sum_i^n m_i}$$

- Cuelgue en el extremo próximo al borde de fuga. Cuelgue $X = 1560 \text{ mm}$

	W (c/u)	W	dx	dy	dz	dx*W	dy*W	dz*W	
	kg	kg	mm	mm	mm	kg*mm	kg*mm	kg*mm	
quilla		3,800	1125,000	0,000	0,000	4275,000	0,000	0,000	
travesaño1		3,100	1456,150	0,000	60,000	4514,065	0,000	186,000	
travesaño2		3,100	1456,150	0,000	60,000	4514,065	0,000	186,000	
lateral de trapecio1		1,445	1560,000	0,000	-763,730	2254,200	0,000	-1103,590	
lateral de trapecio2		1,445	1560,000	0,000	-763,730	2254,200	0,000	-1103,590	
barra de mando		1,300	1560,000	0,000	-1557,330	2028,000	0,000	-2024,529	
borde de ataque1		4,460	1133,380	0,000	0,000	5054,875	0,000	0,000	
borde de ataque2		4,460	1133,380	0,000	0,000	5054,875	0,000	0,000	
montante1		2,630	1528,580	0,000	-671,260	4020,165	0,000	-1765,414	
montante2		2,630	1528,580	0,000	-671,260	4020,165	0,000	-1765,414	
extrados		0,170	1036,250	0,000	149,700	176,163	0,000	25,449	
ballena1	0,170	0,340	1136,250	0,000	149,700	193,163	0,000	25,449	
ballena2	0,160	0,320	1289,480	0,000	139,650	206,317	0,000	22,344	
ballena3	0,147	0,294	1418,700	0,000	127,290	208,549	0,000	18,712	
ballena4	0,140	0,280	1574,150	0,000	119,160	220,381	0,000	16,682	
ballena5	0,138	0,276	1766,030	0,000	117,640	243,712	0,000	16,234	
ballena6	0,130	0,260	1962,850	0,000	107,580	255,171	0,000	13,985	
ballena7	0,120	0,240	2186,990	0,000	97,080	262,439	0,000	11,650	
ballena8	0,110	0,220	2396,780	0,000	85,700	263,646	0,000	9,427	
ballena9	0,095	0,190	2598,020	0,000	69,190	246,786	0,000	6,572	
ballena10	0,088	0,176	2845,400	0,000	61,700	250,395	0,000	5,430	
ballena11	0,065	0,131	2995,860	0,000	39,860	195,869	0,000	2,606	
intrados		0,154	1440,000	0,000	0,000	221,616	0,000	0,000	
ballena2	0,154	0,308	1440,000	0,000	0,000	221,616	0,000	0,000	
ballena3	0,145	0,290	1580,000	0,000	0,000	229,100	0,000	0,000	
ballena4	0,139	0,278	1740,000	0,000	0,000	241,860	0,000	0,000	
ballena5	0,135	0,269	1910,000	0,000	0,000	257,086	0,000	0,000	
ballena6	0,129	0,257	2120,000	0,000	0,000	272,844	0,000	0,000	
vela		10,000	1600,000	0,000	149,700	16000,000	0,000	1497,000	
limitador (7,8)	0,800	1,600	2200,000	0,000	90,000	3520,000	0,000	144,000	
limitador (11)	0,500	1,000	2900,000	0,000	35,000	2900,000	0,000	35,000	
accesorios		5,000	1600,000	0,000	149,700	8000,000	0,000	748,500	
cables		2,000	1600,000	0,000	-760,000	3200,000	0,000	-1520,000	
total		52,269					X	Y	Z
							mm	mm	mm
							1445,494	0,000	-120,750
piloto	70,000	140,000	1560,000	0,000	-1500,000	218400,000	0,000	-210000,000	
trike		180,000	1560,000	0,000	-1557,000	280800,000	0,000	-280260,000	
total		372,269					X	Y	Z
							mm	mm	mm
							1543,923	0,000	-1333,905

Tabla 3.1.4.3. Cálculo del CG, cuelgue $X=1560 \text{ mm}$.

De las tablas 3.1.4.1, 3.1.4.2 y 3.1.4.3 se puede observar que si se ubica el cuelgue a una distancia media, el CG del ala se aproxima bastante con esta medida. De esta forma se elimina el momento generado por el desfase entre los CG.

3.1.5 Perfil Aerodinámico del Ala EXTREME.

El perfil aerodinámico utilizado es un desarrollo propio de Jorge Cleva. Tiene la particularidad de ser un perfil espeso y de gran combadura próxima al borde de ataque lo que brinda características particulares. Este tema se desarrolla más en profundidad en los próximos capítulos.

3.1.6 Rango de número de Reynolds aproximado de estudio.

Para los posteriores análisis se realizó el estudio del rango de velocidades y Reynolds encontrados en el vuelo de un ala delta (Tabla 3.1.6.1).

Se hizo un barrido por diferentes alturas y velocidades para obtener los números de Reynolds estimados a encontrar en el perfil de vuelo de un ala.

La viscosidad dinámica se calculó como:

$$\mu = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{3}{2}} \frac{T_0 + Cs}{T + Cs}$$

donde T_0 es la temperatura absoluta, T la temperatura a determinada altura y Cs la constante de Sutherland del aire.

ρ_0	1,225	kg/m ³
T_0	524,07	°R
μ_0	0,01827	Centipois
Cs	120	constante de Sutherland del aire

Velocidad	Altitud	Densidad	T	Viscosidad Dinámica	Viscosidad Cinemática	Reynolds
m/s	m	kg/m ³	°R	N*s/m ²	Stoke	(V/v) suponiendo cuerda=1
10	300	1,190106	520,56	1,81729E-05	1,527E-05	654878,4551
	600	1,155977	517,05	1,80755E-05	1,56366E-05	639525,4373
	1000	1,111643	512,37	1,79452E-05	1,6143E-05	619464,4817
	2000	1,006491	500,67	1,7617E-05	1,75034E-05	571318,6461
	3000	0,909123	488,97	1,72852E-05	1,9013E-05	525955,2647
20	300	1,190106	520,56	1,81729E-05	1,527E-05	1309756,91
	600	1,155977	517,05	1,80755E-05	1,56366E-05	1279050,875
	1000	1,111643	512,37	1,79452E-05	1,6143E-05	1238928,963
	2000	1,006491	500,67	1,7617E-05	1,75034E-05	1142637,292
	3000	0,909123	488,97	1,72852E-05	1,9013E-05	1051910,529
30	300	1,190106	520,56	1,81729E-05	1,527E-05	1964635,365
	600	1,155977	517,05	1,80755E-05	1,56366E-05	1918576,312

	1000	1,111643	512,37	1,79452E-05	1,6143E-05	1858393,445
	2000	1,006491	500,67	1,7617E-05	1,75034E-05	1713955,938
	3000	0,909123	488,97	1,72852E-05	1,9013E-05	1577865,794
40	300	1,190106	520,56	1,81729E-05	1,527E-05	2619513,821
	600	1,155977	517,05	1,80755E-05	1,56366E-05	2558101,749
	1000	1,111643	512,37	1,79452E-05	1,6143E-05	2477857,927
	2000	1,006491	500,67	1,7617E-05	1,75034E-05	2285274,584
	3000	0,909123	488,97	1,72852E-05	1,9013E-05	2103821,059

Tabla 3.1.6.1. Rango de velocidades y Reynolds encontrados en el vuelo.

Para una primera aproximación los análisis de los perfiles y el ala se realizaron entre los Reynolds $500.000 < Re < 2.500.000$.

3.2 Validación del programa XFLR5

Se procedió a analizar el perfil NACA 2412 por ser muy utilizado en aviación liviana. De Ref. [8] se extrajeron los resultados y gráficos experimentales y se compararon con los obtenidos desde el programa.

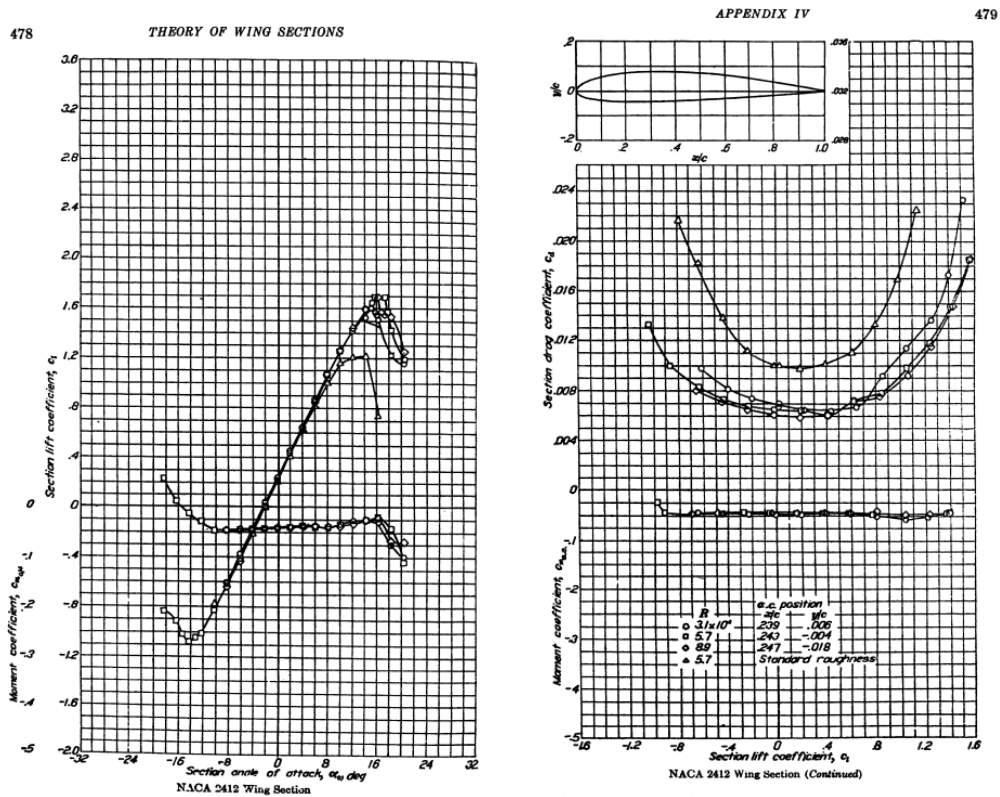


Figura 3.2.1. Curvas experimentales del perfil NACA 2412.

De la Figura 3.2.1 se pueden obtener los siguientes datos para $Re=3.100.000$:

$$Cl_{max} = 1.6$$

$$\alpha_{Cl_{max}} = 16^\circ$$

$$Cl_0 = 0.25$$

$$\alpha_0 = -2^\circ$$

$$Cl_\alpha = \frac{Cl_2 - Cl_1}{\alpha_2 - \alpha_1} = \frac{0.875 - 0.225}{6 - 0} = 0.1083 \text{ 1/}^\circ$$

$$Cd_{min} = 0.006$$

$$Cd_0 = 0.0065$$

$$Cm_0 = -0.05$$

El programa XFLR5 posee un generador de perfiles NACA para poder ser analizados por el mismo.

El perfil NACA 2412 generado se observa en la Figura 3.2.2 junto con sus características geométricas en la Tabla 3.2.1.

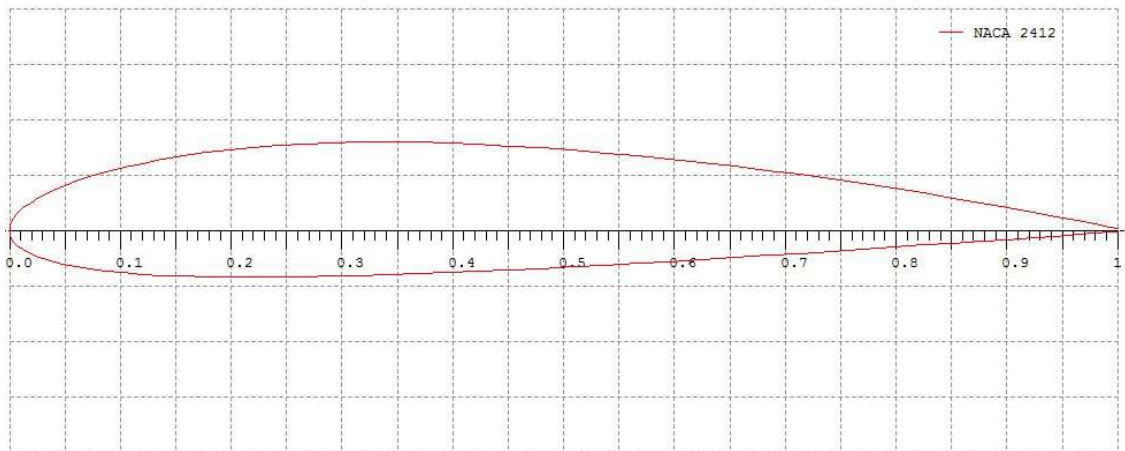


Figura 3.2.2. Perfil NACA 2412.

Perfil	Espesor máx. (%C)	Ubicación del espesor máx. (%C)	Combadura máx. (%C)	Ubicación de la Combadura máx. (%C)
NACA 2412	12,0	29,1	2,0	39,5

Tabla 3.2.1. Características geométricas del perfil NACA 2412.

y aplicando el programa XFLR5 se obtuvieron los siguientes gráficos para Reynolds 3.100.000.

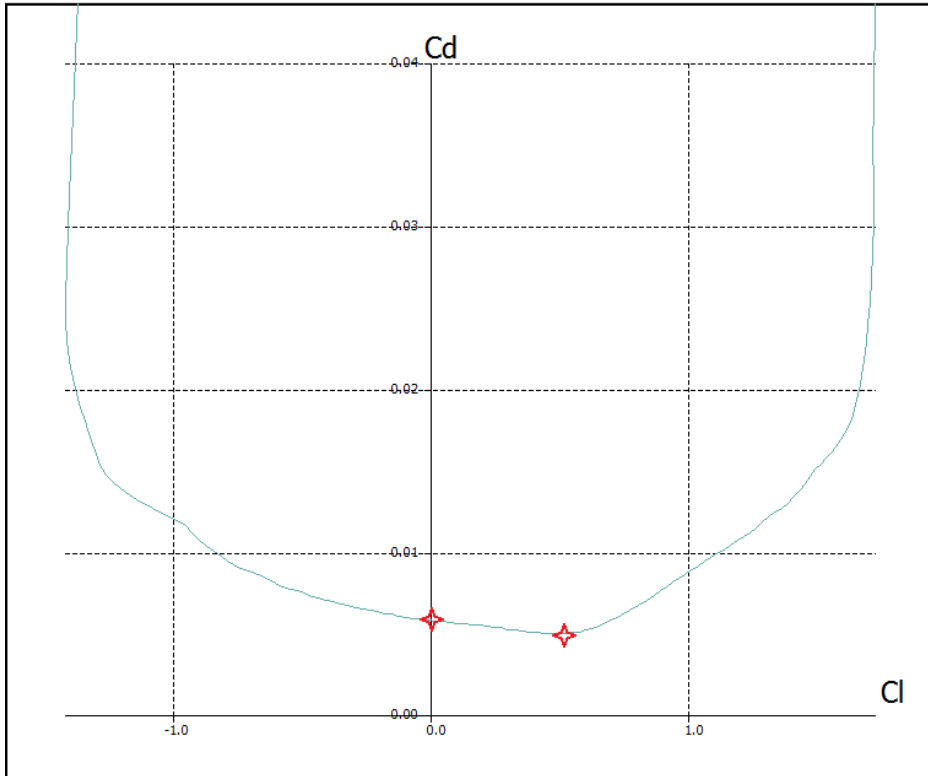


Figura 3.2.3. Curva C_l vs C_d obtenida con XFLR5, Perfil NACA 2412.

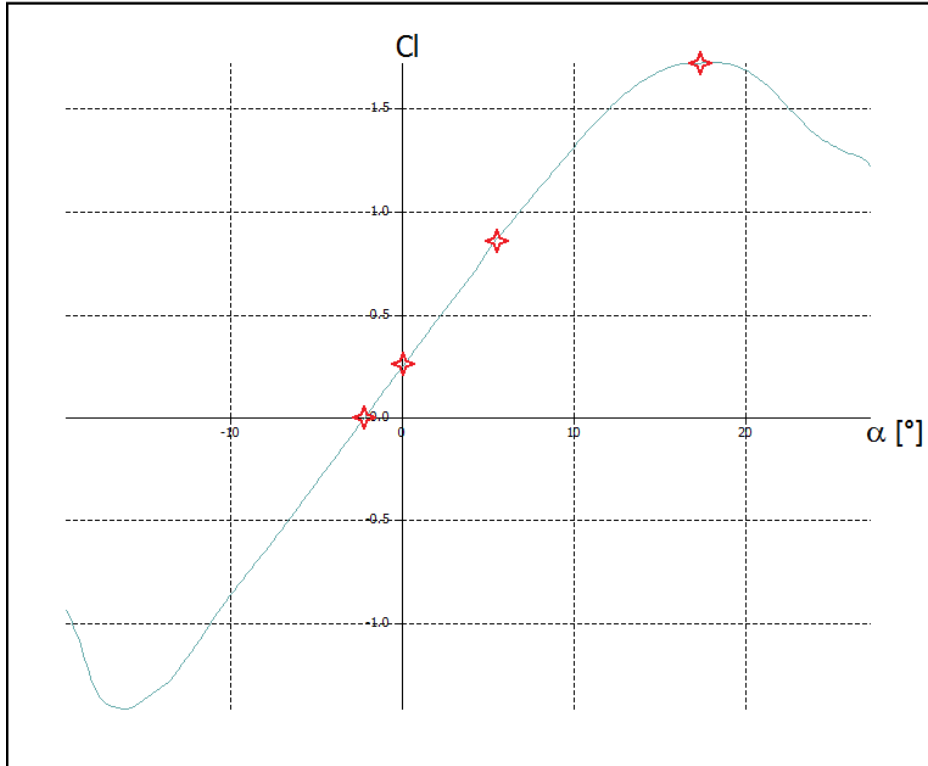


Figura 3.2.4. Curva C_l vs α obtenida con XFLR5, Perfil NACA 2412.

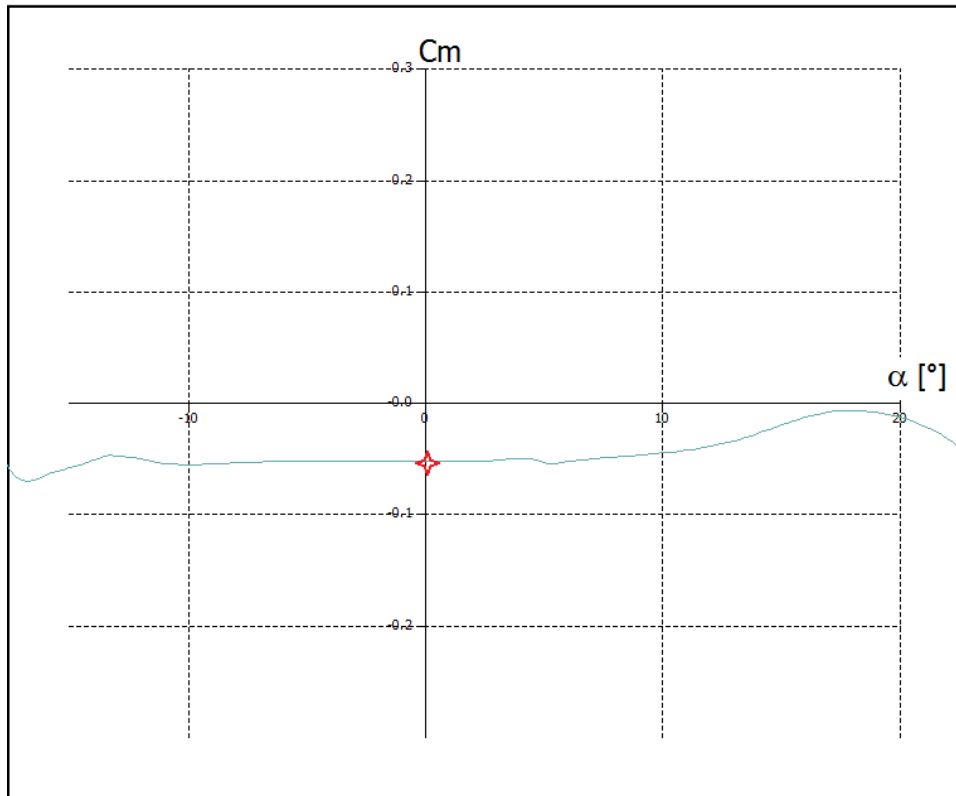


Figura 3.2.5. Curva C_m vs α obtenida con XFLR5, Perfil NACA 2412.

Los datos obtenidos de las Figuras 3.2.3, 3.2.4 y 3.2.5 para $Re = 3.100.000$ fueron los siguientes:

$$C_{l_{max}} = 1.7067$$

$$\alpha_{C_{l_{max}}} = 18^\circ$$

$$C_{l_0} = 0.2426$$

$$\alpha_0 = -2.154^\circ$$

$$C_{l_\alpha} = \frac{C_{l_2} - C_{l_1}}{\alpha_2 - \alpha_1} = \frac{0.9106 - 0.2425}{6 - 0} = 0.1114 \text{ 1/}^\circ$$

$$C_{d_{min}} = 0.00503$$

$$C_{d_0} = 0.0058$$

$$C_{m_0} = -0.0528$$

A continuación, en las Tablas 3.2.2, 3.2.3 y 3.2.4, se comparan las curvas extraídas de la Ref. [8] para los tres Reynolds ensayados con las curvas generadas en el programa XFLR5.

Re 3100000	ABBOT	XFLR5	Diferencia
C_{lmaz}	1,6	1,7067	7%
αC_{lmax}	16	18	13%
C_{l0}	0,25	0,2425	-3%
α_0	-2	-2,154	-8%
$C_{l\alpha}$	0,1083	0,1114	3%
C_{dmin}	0,006	0,00503	-16%
C_{d0}	0,0065	0,0058	-11%
C_{m0}	-0,05	-0,0528	6%

Tabla 3.2.2. Comparación ABBOT vs XFLR5 Reynolds 3100000

Re 5700000	ABBOT	XFLR5	Diferencia
C_{lmaz}	1,7	1,9	12%
αC_{lmax}	16,5	19	15%
C_{l0}	0,25	0,2425	-3%
α_0	-2	-2,154	-8%
$C_{l\alpha}$	0,1083	0,1114	3%
C_{dmin}	0,006	0,00504	-16%
C_{d0}	0,0065	0,0057	-12%
C_{m0}	-0,05	-0,053	6%

Tabla 3.2.3. Comparación ABBOT vs XFLR5 Reynolds 5700000

Re 8900000	ABBOT	XFLR5	Diferencia
C_{lmaz}	1,7	1,95	15%
αC_{lmax}	16,5	19	15%
C_{l0}	0,25	0,2425	-3%
α_0	-2	-2,154	-8%
$C_{l\alpha}$	0,1083	0,1114	3%
C_{dmin}	0,006	0,00513	-15%
C_{d0}	0,006	0,0055	-8%
C_{m0}	-0,05	-0,053	6%

Tabla 3.2.4. Comparación ABBOT vs XFLR5 Reynolds 8900000

Se concluye de las Tablas 3.2.2, 3.2.3 y 3.2.4 que la diferencia varía conforme aumenta el número de Reynolds. Para números de Reynolds altos la diferencia de $C_{l_{max}}$ y $\alpha_{C_{l_{max}}}$ respecto a la Ref. [8] aumenta y el de los coeficientes de resistencia disminuye. Lo contrario pasa en números bajos de Reynolds. Esto es debido a la dificultad y complejidad de captar los efectos viscosos a bajas velocidades.

De Ref. [8] se extrae que el programa XFLR5, según el autor, obtiene valores más optimista para $C_{l_{max}}$ y subestima los de C_d . Esto se ve reflejado en los valores obtenidos.

En el caso del ala EXTREME, vuela en el rango de Reynolds de 200.000 a 2.500.000 por lo que el error del programa podemos asociarlo a los valores de error de la curva ensayada a un Reynolds = 3.100.000, ya que es el valor más pequeño del mismo.

3.3 Digitalización de perfiles

La EXTREME está conformada por perfiles particulares, donde el espesor máximo se encuentra muy próximo al borde de ataque y además poseen gran combadura. También suelen ser reflexados, es decir su línea media describe una "S" formando una doble combadura en la misma. Estos son flexibles por lo que su geometría varía en el transcurso del vuelo. Los mismos se conforman con ballenas (tubos de aluminio de pequeño diámetro) que otorgan la rigidez necesaria.

La geometría del extradós del perfil parte de un extradós de referencia que es escalado manteniendo las relaciones constantes del mismo hasta llegar a la longitud de cuerda requerida por cada estación donde se aloja. Luego, junto con el caño de borde de ataque y la vela en el intradós, conforman el perfil completo.

Para el relevamiento del extradós de los perfiles o "ballenas" se procedió a copiar el contorno de las mismas en papel para luego relevar varios puntos por donde trazar una spline. Al partir todas de un mismo molde se tomaron en cuenta 3 ballenas para obtener el extradós definitivo.

Se digitalizaron los puntos de las ballenas de puntera, raíz y del centro de la semiala para luego normalizarlas (Figura 3.3.1).

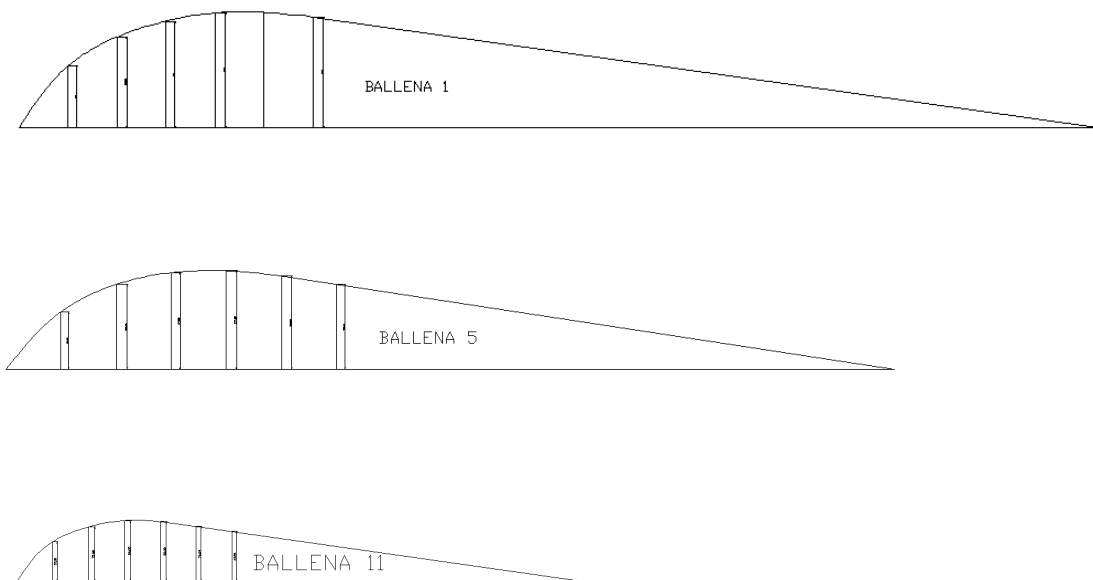


Figura 3.3.1. Ballenas 1, 5 y 11 digitalizadas.

La numeración de las ballenas corresponde a su ubicación según la Figura 3.3.2.

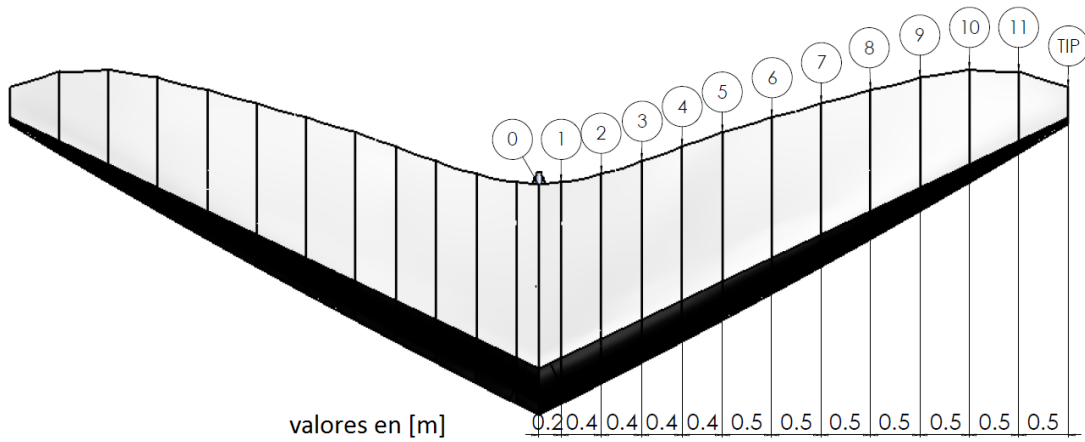


Figura 3.3.2. Ubicación y Numeración de las Ballenas.

Se obtuvieron las ecuaciones del extradós anteriores y se realizó un promedio. Para ello se aproximó con un polinomio de orden 5 para la parte curva (aproximadamente hasta 30 % cuerda) y luego con una recta.

Relevamiento de la Ballena 1.

Ballena 1		X/C	Y/C
X [mm]	Y [mm]		
0,000	0,000	0,000	0,000
100,000	125,000	0,048	0,060
200,000	184,000	0,095	0,088
300,000	216,000	0,143	0,103
400,000	233,000	0,190	0,111
500,000	234,000	0,238	0,111
600,000	225,000	0,286	0,107
2100,000	0,000	1,000	0,000

Tabla 3.3.1. Relevamiento Ballena 1.

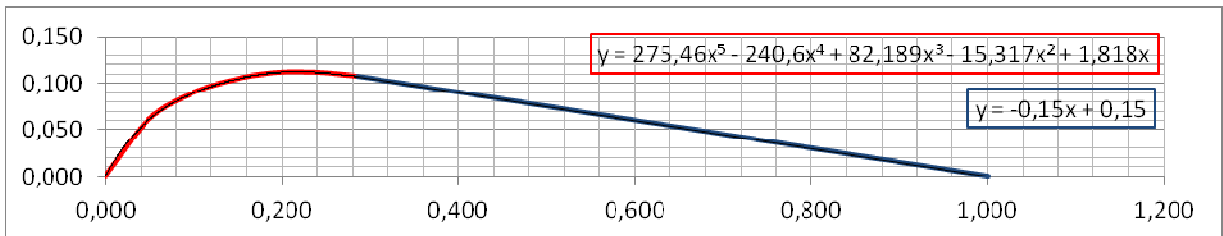


Figura 3.3.3. Extradós Ballena 1.

Relevamiento de la Ballena 5.

Ballena 5		X/C	Y/C
X [mm]	Y [mm]		
0,000	0,000	0,000	0,000
100,000	103,800	0,051	0,052
200,000	153,300	0,101	0,077
300,000	174,300	0,152	0,088
400,000	177,700	0,202	0,090
500,000	168,300	0,253	0,085
600,000	153,200	0,303	0,077
1980,000	0,000	1,000	0,000

Tabla 3.3.2. Relevamiento Ballena 5.

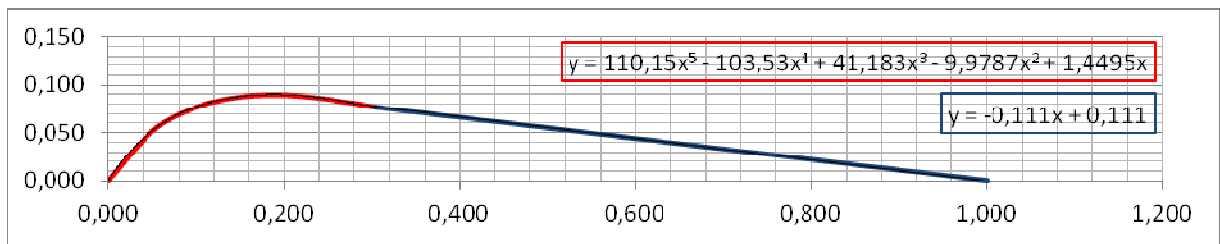


Figura 3.3.4. Extradós Ballena 5.

Relevamiento de la Ballena 11.

Ballena 11		X/C	Y/C
X [mm]	Y [mm]		
0,000	0,000	0,000	0,000
50,000	55,200	0,063	0,070
100,000	75,900	0,126	0,096
150,000	84,700	0,189	0,107
200,000	83,100	0,252	0,105
250,000	76,700	0,315	0,097
300,000	69,700	0,378	0,088
794,000	0,000	1,000	0,000

Tabla 3.3.3. Relevamiento Ballena 11.

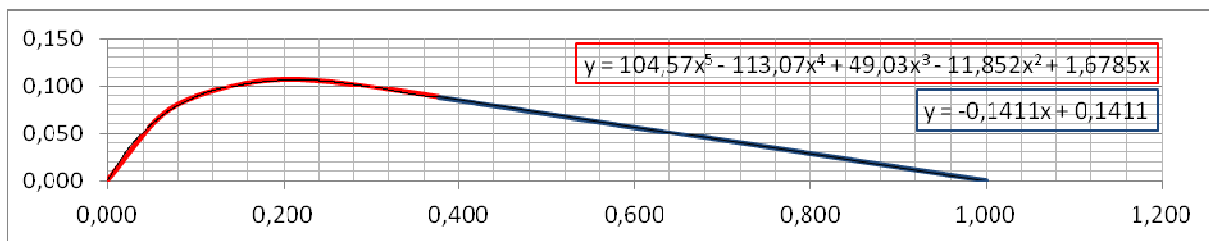


Figura 3.3.5. Extradós Ballena 11.

A continuación, se realizó el promedio de las ballenas anteriores para la obtención del extradós de referencia (Tabla 3.3.4, Figura 3.3.6). Debido a condiciones de almacenamiento y manipuleo de la estructura, las ballenas relevadas no estaban en óptimas condiciones, por lo que con este paso se pretendió obtener el extradós de referencia que se va a utilizar para la confección de todos los perfiles del ala.

Extradós de Referencia	
X/C	Y/C
0,000	0,000
0,050	0,058
0,100	0,085
0,150	0,098
0,200	0,103
0,250	0,101
0,300	0,094
1,000	0,000

Tabla 3.3.4. Extradós de Referencia.

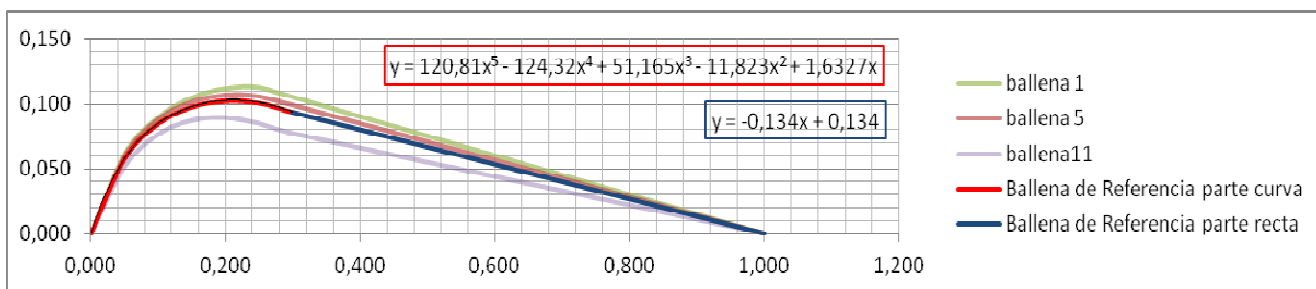


Figura 3.3.6. Extradós de Referencia.

3.4 Obtención de Perfiles Teóricos

Para completar el perfil se debe tener en cuenta el caño que forma el borde de ataque, por lo que se utilizó un programa CAD para obtener los perfiles teóricos.

El borde de ataque está constituido por tres tramos de caños de diámetros diferentes, disminuyendo el mismo hacia la punta. Por ende el radio del borde de ataque de los perfiles se mantiene constante en los respectivos tramos de caños. Esto produce que, así como varía la cuerda a lo largo de la envergadura, también lo hagan los perfiles aumentando su espesor relativo hacia la puntera.

Otro punto a tener en cuenta es que el ala posee ángulo de flecha, por lo que en realidad el borde de ataque del perfil no es un círculo sino una elipse que surge de la intersección de un plano paralelo al de simetría del ala, con el caño del borde de ataque.

De esta manera, para cada ballena relevada vamos a tener un perfil diferente.

En AUTOCAD se dibujó el extradós de referencia, la elipse producida por la intersección de un plano con el caño de borde de ataque y conociendo las cuerdas de las estaciones donde se encuentran las ballenas se obtuvieron los perfiles correspondientes.

Como ejemplo se muestran los perfiles 1, 6 y 11 (Figura 3.4.1), para comparar sus características geométricas (Tabla 3.4.1). La numeración corresponde a la ubicación de los mismos según Figura 3.3.2.

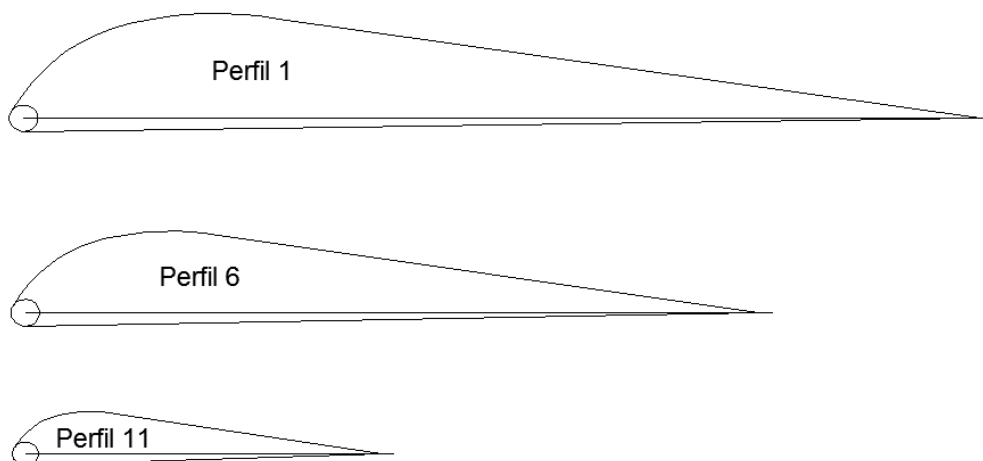


Figura 3.4.1. Perfiles 1, 6, 11 del ala EXTREME sin deformar.

Perfil	Espesor máx. (%C)	Ubicación del espesor máx. (%C)	Combadura máx. (%C)	Ubicación de la Combadura máx. (%C)
1	11,80	20,60	4,85	21,60
6	12,33	20,90	4,74	22,00
11	13,92	19,60	4,48	22,60

Tabla 3.4.1. Comparación de las características geométricas de los perfiles 1, 6, 11.

Se obtuvieron los puntos que describen los perfiles para luego ser ingresados en el programa XFLR5 para su análisis. En el Anexo 2 se pueden observar los perfiles teóricos obtenidos sus características geométricas.

A continuación se detalla el perfil 6 (Figura 3.4.2), debido a que la MAC se encuentra prácticamente en esta estación, siendo de interés el estudio del mismo.

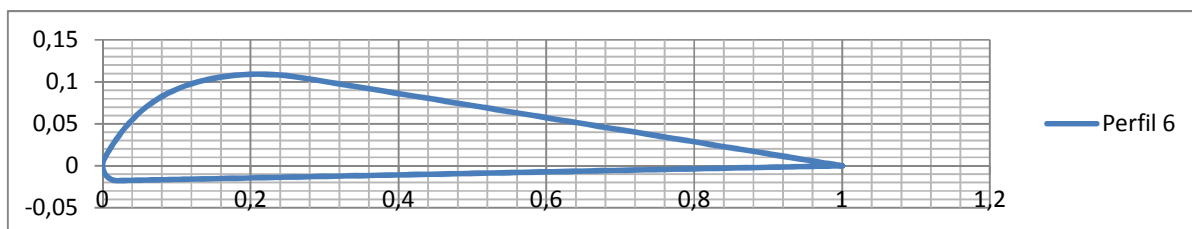


Figura 3.4.2. Perfil 6 sin deformar.

La Tabla 3.4.2, muestra las coordenadas calculadas e ingresadas al programa XFLR5 para el análisis del perfil 6.

EXTRADOS		INTRADOS	
X	Y	X	Y
1	0	0	0,00038
0,99501	0,00071	0,00003	-0,00108
0,9865	0,00192	0,0002	-0,00255
0,97671	0,00332	.	.
0,96577	0,00488	.	.
.	.	.	.
.	.	0,9655	-0,00062
.	.	0,97652	-0,00042
0,00035	0,00337	0,98638	-0,00025
0,0001	0,00186	0,99496	-0,00009
0	0,00038	1	0

Tabla 3.4.2. Coordenadas del perfil 6.

Perfil de puntera de ala.

Por las características constructivas de este sistema de vuelo, en la puntera de ala se forma un perfil simétrico que difiere considerablemente con los vistos anteriormente pero debe ser tenido en cuenta a la hora de analizar el ala (Figura 3.4.3). El mismo no posee una ballena que le otorgue una forma particular en el extradós, pero si un rigidizador que mantiene la tensión del mismo y el intradós y extradós juntos en el borde de fuga.

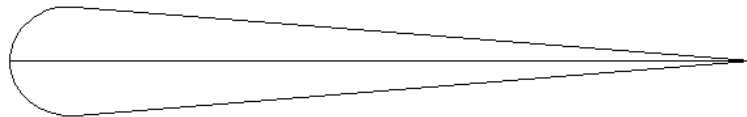


Figura 3.4.3. Perfil de Puntera de ala.

Por ser de interés su análisis, se obtuvo el perfil teórico de puntera teniendo en cuenta la elipse que surge de la intersección de un plano paralelo al plano de simetría con el caño de borde de ataque, y la tela que forma el extradós e intradós suponiendo estos totalmente tensos, formando así un perfil simétrico.

3.5 Análisis de Perfiles Teóricos

Se realizó el análisis del perfil teórico sin deformar y sin reflexado en el borde de fuga correspondiente a la Ballena 6 ya que está muy próximo a la MAC (Tabla 3.5.1). El análisis mencionado se utilizó para comparaciones con otros perfiles.

Se introdujo el perfil correspondiente a la ballena 6 en el programa XFLR5 (Figura 3.5.1).

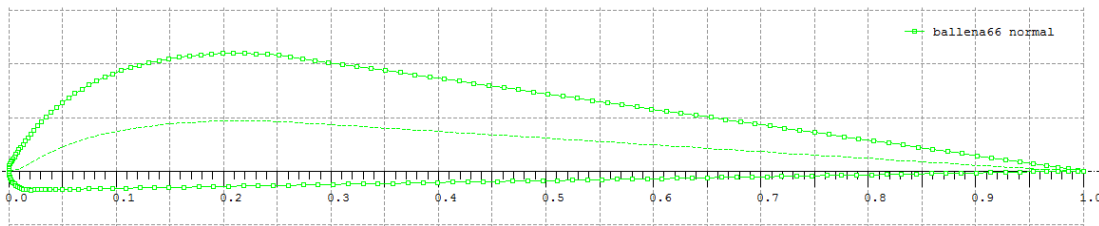


Figura 3.5.1. Perfil 6 teórico.

Perfil	Espesor máx. (%C)	Ubicación del espesor máx. (%C)	Combadura máx. (%C)	Ubicación de la Combadura máx. (%C)
Perfil 6 (MAC)	12,33	20,90	4,74	22,00

Tabla 3.5.1. Características geométricas del perfil 6 (MAC).

Se realizó un primer estudio teniendo en cuenta una velocidad de crucero $V=30\text{m/s}$, volando a 1000 m de altitud y sin considerar efectos por compresibilidad ($M=0$). Utilizando la tabla calculada en el capítulo anterior, para estas condiciones, se obtiene un Reynolds de 1858393.

Este perfil base es teórico debido a que en la realidad el mismo se deforma por las cargas generadas en el vuelo. Sin embargo su análisis nos brinda una noción aproximada del comportamiento del mismo.

Las curvas obtenidas del análisis fueron las siguientes:

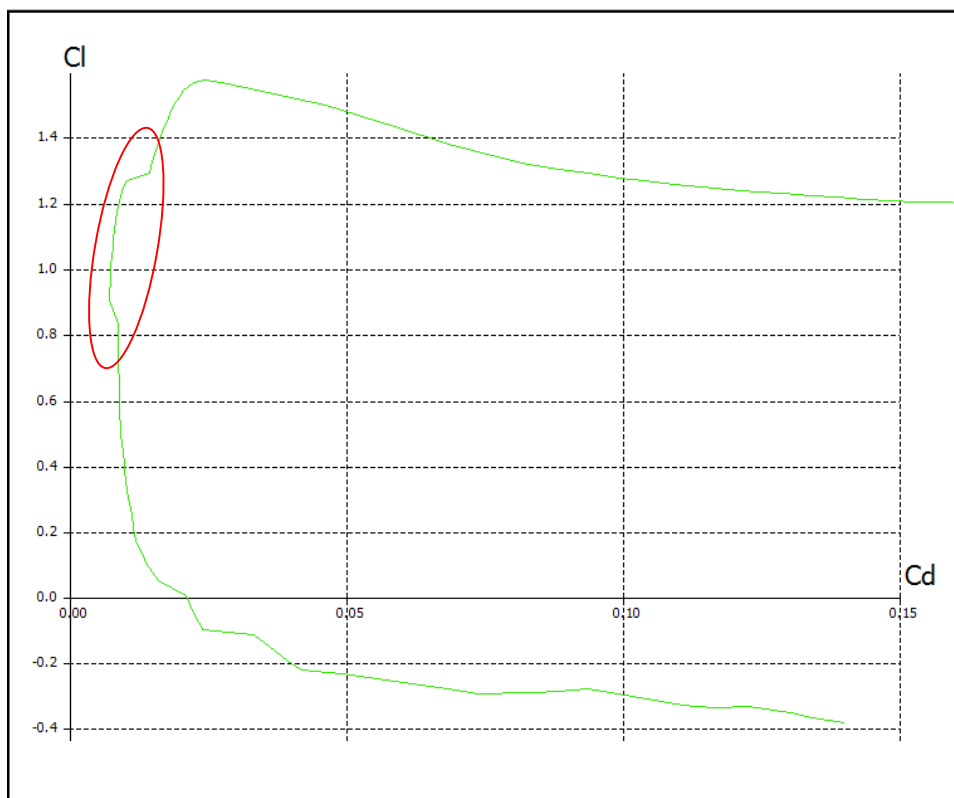


Figura 3.5.2. Curva C_l vs C_d del Perfil 6 Teórico.

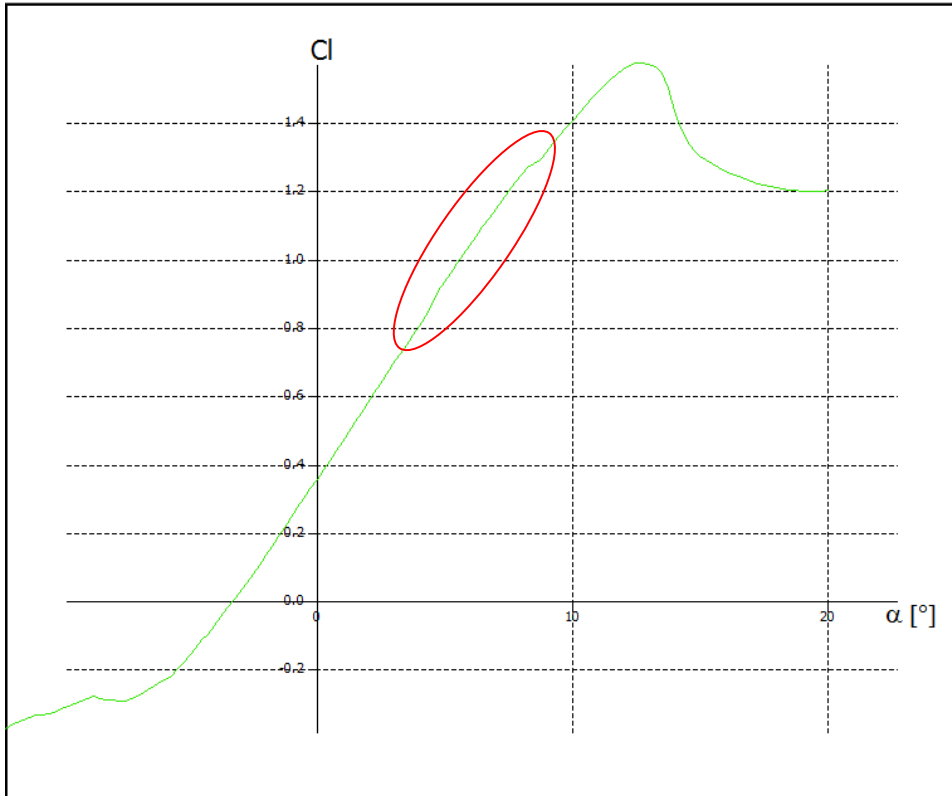


Figura 3.5.3. Curva C_l vs α del Perfil 6 Teórico.

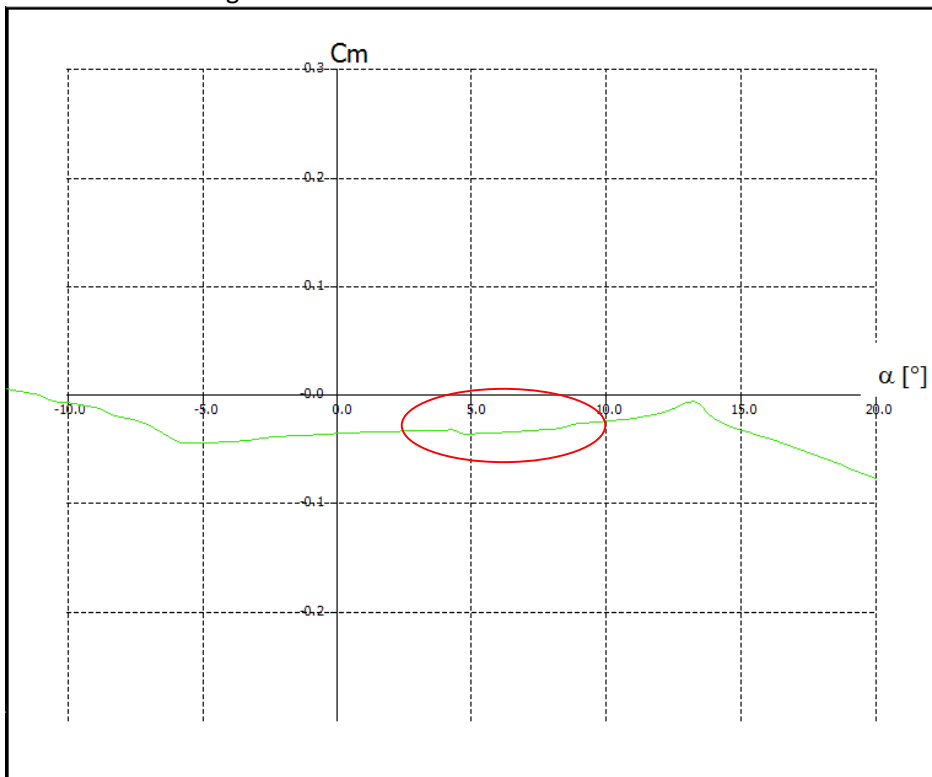


Figura 3.5.4. Curva C_m vs α del Perfil 6 Teórico.

Podemos apreciar, en las zonas marcadas en rojo, problemas característicos del bajo número de Reynolds. Vemos como se genera una burbuja que luego se readhiere produciendo perturbaciones en el comportamiento del perfil.

Se pueden extraer los siguientes valores.

$$Cl_{max} = 1.57$$

$$\alpha_{Cl_{max}} = 12.5^\circ$$

$$Cl_0 = 0.35$$

$$\alpha_0 = -3.25^\circ$$

$$Cl_\alpha = \frac{Cl_2 - Cl_1}{\alpha_2 - \alpha_1} = \frac{1.04 - 0.35}{6 - 0} = 0.115 \text{ 1/}^\circ$$

$$Cd_{min} = 0.007$$

$$Cd_0 = 0.01$$

$$Cm_0 = -0.036$$

3.5.1 Gráfico Cl vs Cd (Figura 3.5.2):

Se observa que se mantiene un Cd relativamente constante en el tramo de variación lineal de la curva Cl vs α .

Para ángulos de ataque negativos más allá de -4° , la resistencia aumenta considerablemente, así como también para ángulos de ataque mayor que 13° . En este último caso vemos como el coeficiente de sustentación cae pero luego se mantiene en un valor considerable que le permite al ala trabajar en ángulos mayores al de pérdida.

3.5.2 Gráfico Cl vs α (Figura 3.5.3):

Se puede observar como el perfil entra en pérdida gradualmente y aún en ángulos de ataque elevados continúa produciendo un Cl considerable debido a su gran espesor y combadura. La entrada en pérdida se produce por borde de fuga, es decir, a medida que se incrementa α el flujo se va desprendiendo desde el borde de fuga del perfil, avanzando hacia el borde de ataque.

También se observa como la pendiente de sustentación es muy próxima a 2π .

Al ser un perfil no simétrico, el mismo genera sustentación en ángulo de ataque nulo. El Cl_{max} se alcanza en un ángulo aproximado de 12.5° y es de 1,6.

3.5.3 Gráfico Cm vs α (Figura 3.5.4):

El coeficiente de momento varía entre -0.04 y -0.01 en el rango de ángulos de ataques entre -5° y 15° . Luego, para ángulo mayor a 15° el Cm se vuelve más negativo y para ángulos menores que -5° se vuelve más positivo. Observando la pendiente de la curva podemos decir que no es un perfil auto estable, para ello debería ser reflexado. En el caso del ala Extreme, su estabilidad aerodinámica longitudinal viene dada principalmente por la torsión a lo largo de la envergadura y por la flecha.

3.5.4 Distribución de presión sobre el perfil 6

Se realizó el cálculo de la distribución de presión sobre el perfil para diferentes ángulos de ataque.

Para $\alpha = 0^\circ$

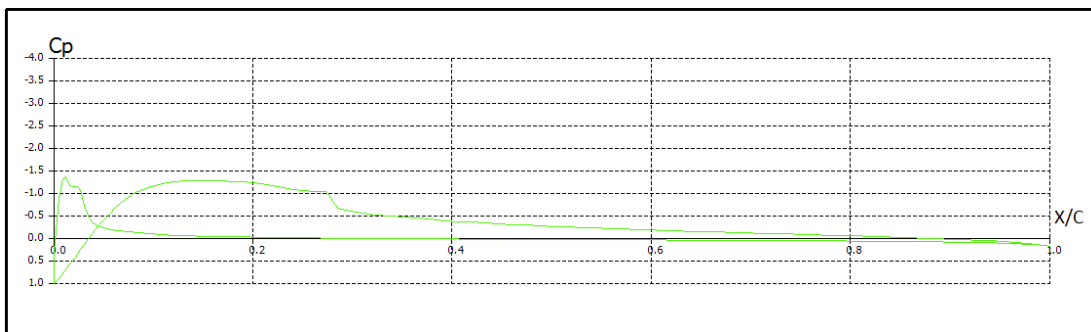


Figura 3.5.4.1. Distribución de Cp en el Perfil 6 para $\alpha = 0^\circ$.

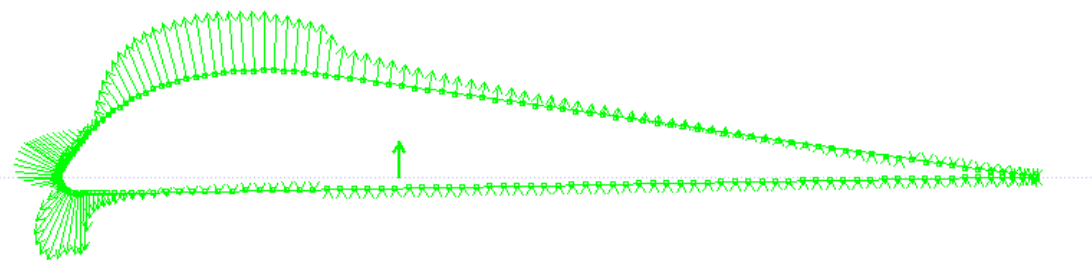


Figura 3.5.4.2. Distribución de Cp en el Perfil 6 para $\alpha = 0^\circ$.

α [grados]	Cl	Cm
0	0,356	-0,036

Tabla 3.5.4.1. Cl y Cm del perfil 6 para $\alpha=0^\circ$.

Para $\alpha = 8^\circ$

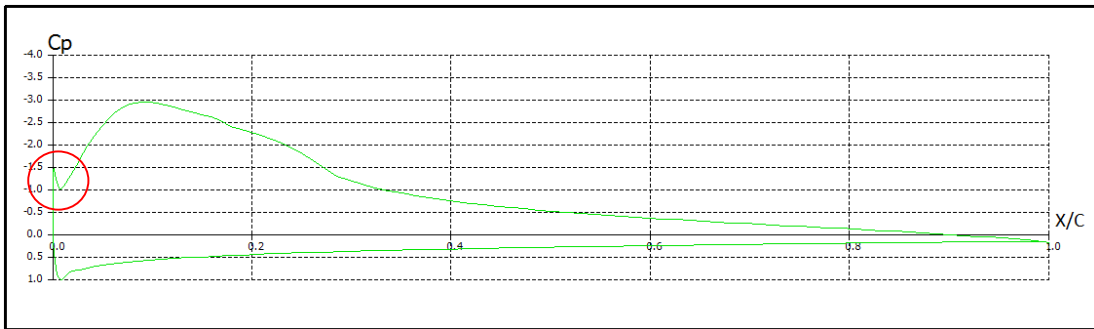


Figura 3.5.4.3. Distribución de Cp en el Perfil 6 para $\alpha = 8^\circ$.

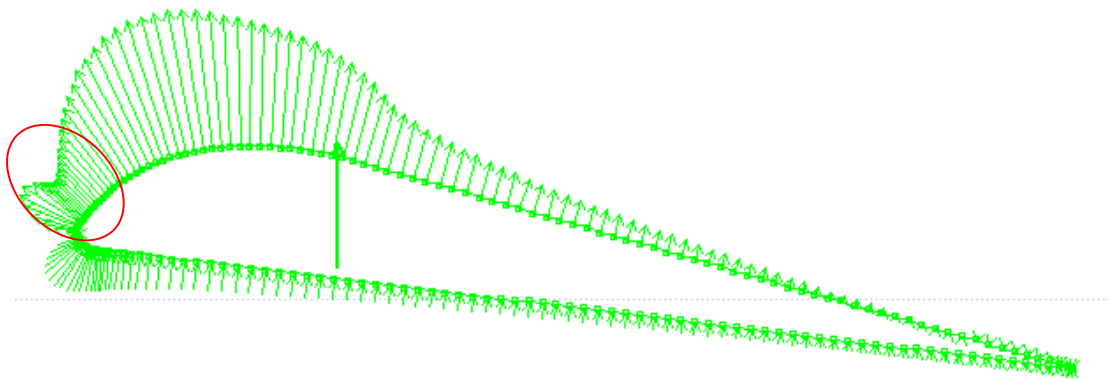


Figura 3.5.4.4. Distribución de Cp en el Perfil 6 para $\alpha = 8^\circ$.

α [grados]	Cl	Cm
8	1,247	-0,032

Tabla 3.5.4.2. Cl y Cm del perfil 6 para $\alpha=8^\circ$.

Para $\alpha = 12.5^\circ$

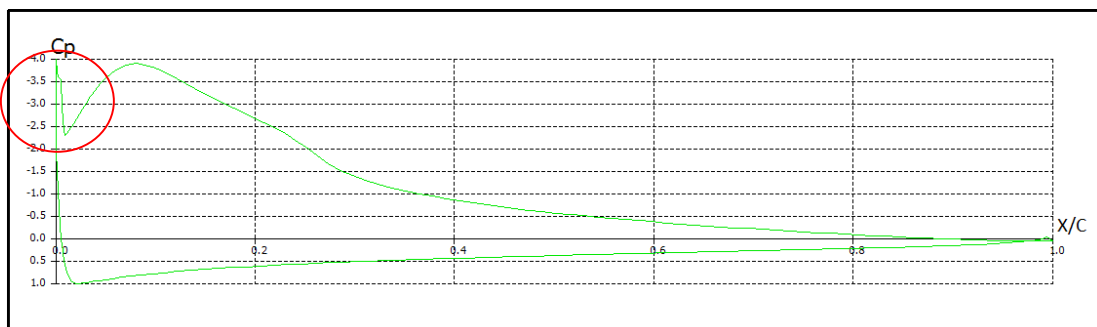


Figura 3.5.4.5. Distribución de Cp en el Perfil 6 para $\alpha = 8^\circ$.

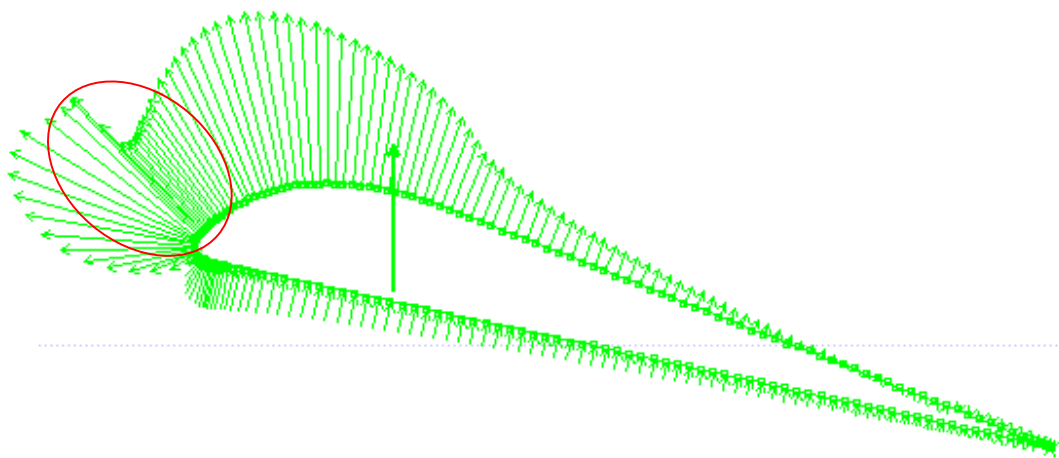


Figura 3.5.4.6. Distribución de Cp en el Perfil 6 para $\alpha = 8^\circ$.

α [grados]	Cl	Cm
12.5	1,572	-0,013

Tabla 3.5.4.3. Cl y Cm del perfil 6 para $\alpha=12.5^\circ$.

De las Figuras 3.5.4.3, 3.5.4.4, 3.5.4.5 y 3.5.4.6 se puede observar como se genera un gradiente de presión en la zona marcada en rojo a medida que aumenta el ángulo de ataque. Esto se debe a la confección del perfil. La ballena del extradós no apoya de forma tangente al caño de borde de ataque. Además se recubre esta zona con mylar para otorgarle rigidez. Esto hace que el borde de ataque del extradós posea una zona plana que genera una transición entre el borde de ataque y la ballena del extradós, provocando un gradiente de presión. Esto es un problema ya que en esta zona puede desprenderse el flujo y disminuir la eficiencia aerodinámica del perfil.

3.5.5 Comparación de Perfiles Teóricos Raíz, 6, 11 y Puntera.

Ya que los perfiles a lo largo de la envergadura varían se realizó un análisis bajo las mismas condiciones anteriores de los perfiles correspondientes a la puntera, raíz y el que se encuentra en la estación 11, ya que es el último que posee una ballena que da forma al extradós.

Las curvas obtenidas fueron las siguientes:

```

ballena0 normal
  — T1_Re1.858_M0.00_N9.0

ballena6 normal
  — T1_Re1.858_M0.00_N9.0

ballena 11 normal
  — T1_Re1.858_M0.00_N9.0

ballena puntera normal
  — T1_Re1.858_M0.00_N9.0

```

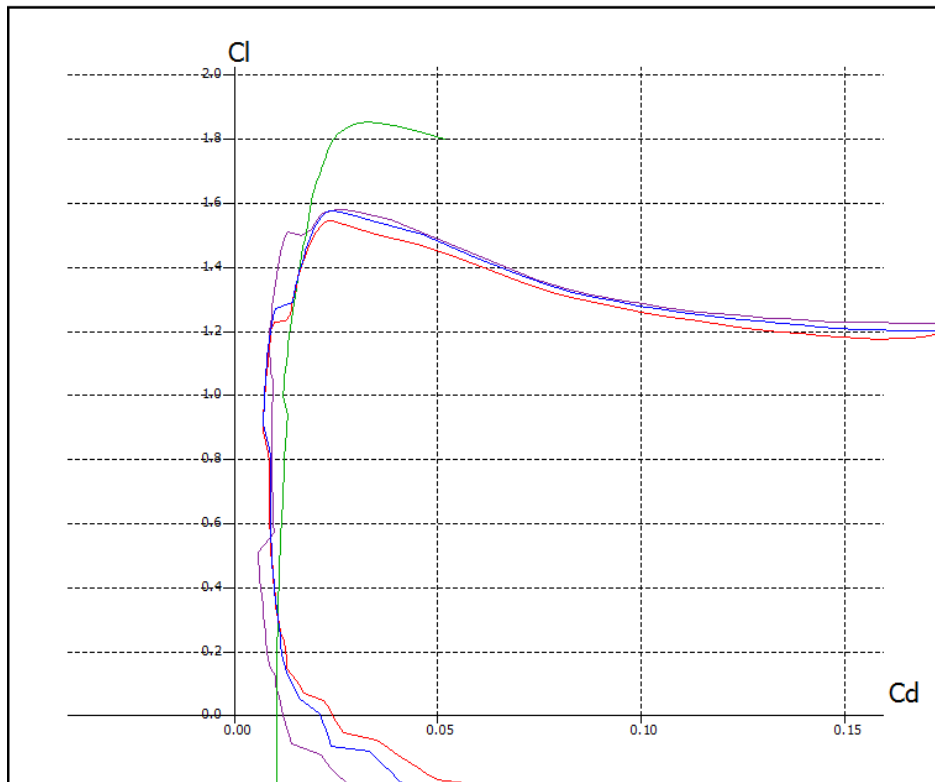


Figura 3.5.5.1. Curvas Cl vs Cd, Perfiles Raíz, 6, 11 y Puntera.

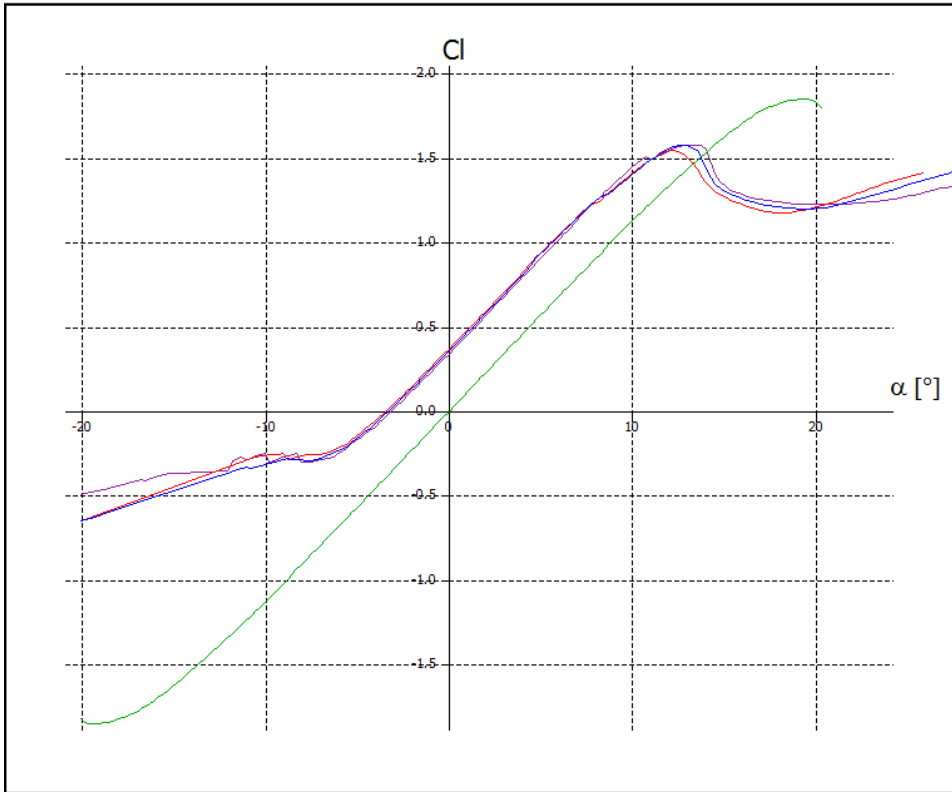


Figura 3.5.5.2. Curvas C_l vs α , Perfiles Raíz, 6, 11 y Puntera.

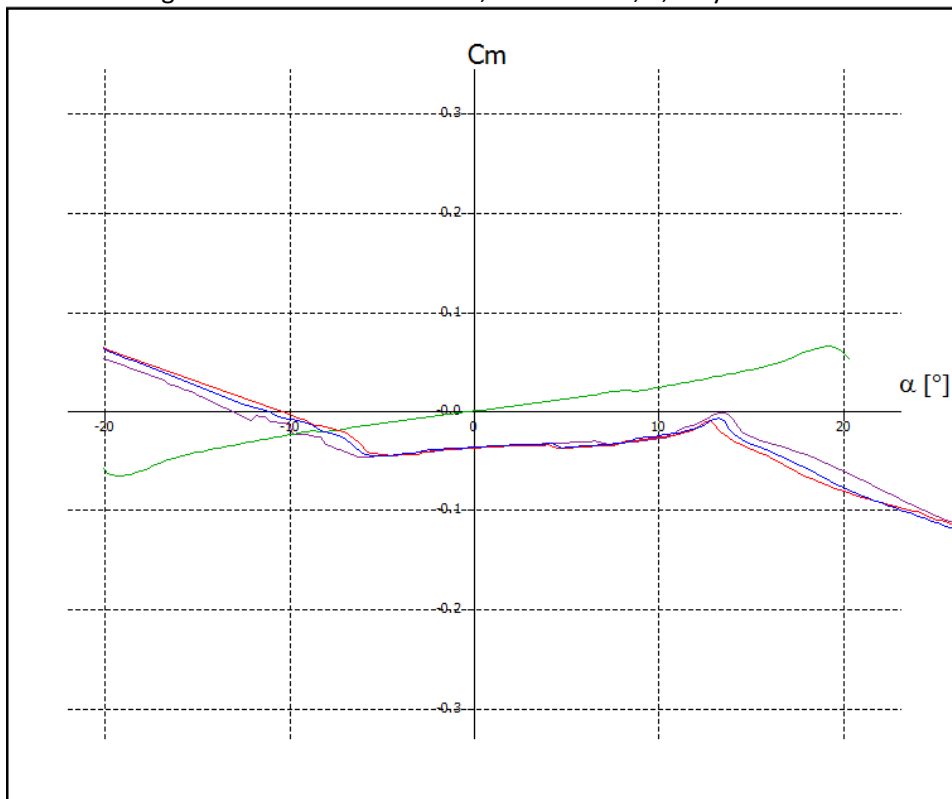


Figura 3.5.5.3. Curvas C_m vs α , Perfiles Raíz, 6, 11 y Puntera.

Se puede observar que las curvas de los diferentes perfiles son muy similares excepto la del perfil de puntera ya que es significativamente diferente al resto de los perfiles (Figuras 3.5.5.1, 3.5.5.2 y 3.5.5.3). En el caso del perfil simétrico, las curvas pasan por el origen de los ejes y son anti-simétricas, es decir el perfil se comporta de la misma manera tanto para ángulos de ataques positivos como para negativos variando solo el signo de los coeficientes.

También podemos apreciar los problemas del bajo número de Reynolds en las curvas donde se ven oscilaciones asociadas a burbujas laminares y la posterior readhesión del flujo.

Para visualizar estos comportamientos se realizó un estudio a menor número de Reynolds asociado a velocidades próximas a la pérdida.

3.5.6 Análisis a bajo número de Reynolds.

El análisis del perfil 6 (próximo a la MAC) se hizo teniendo en cuenta baja velocidad 10 m/s, la cual se estima es próxima a la velocidad de pérdida del ala EXTREME, y volando a una altitud de 1000 m. Estas condiciones arrojan un valor de Reynolds de 619464,48. Esta estimación de velocidad se obtuvo de pruebas en vuelo.

Las curvas obtenidas son:

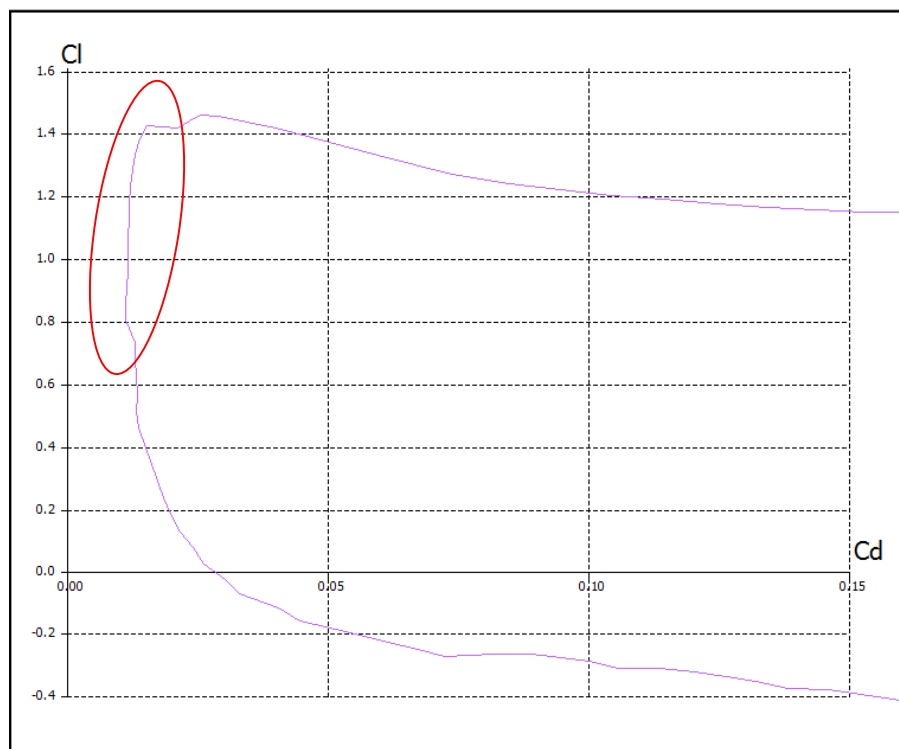


Figura 3.5.6.1. Curva Cl vs Cd, Perfil 6.

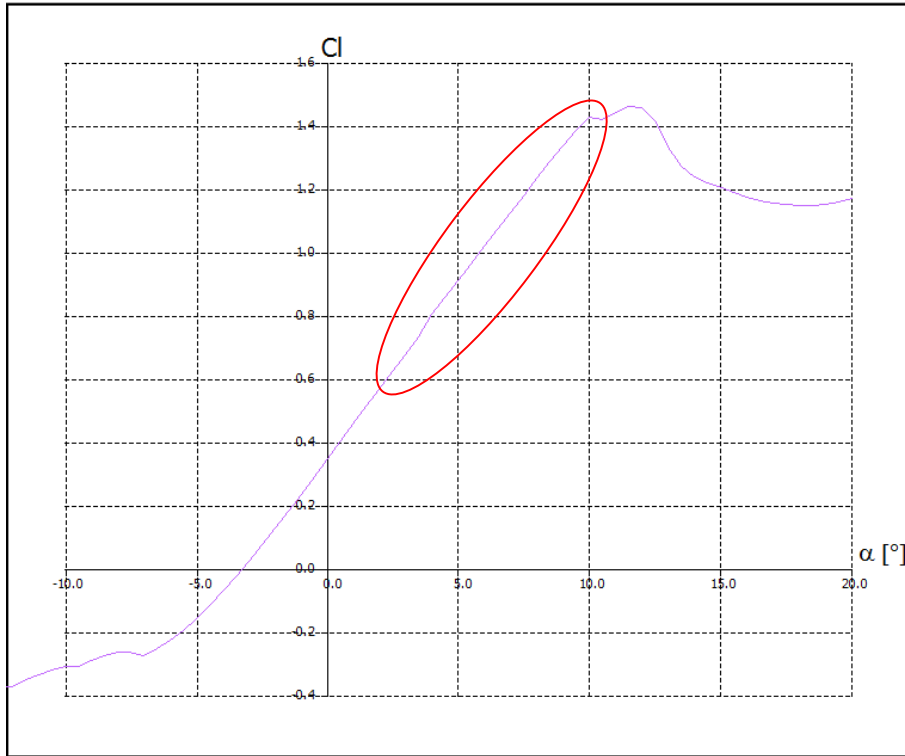


Figura 3.5.6.2. Curva C_l vs α , Perfil 6.

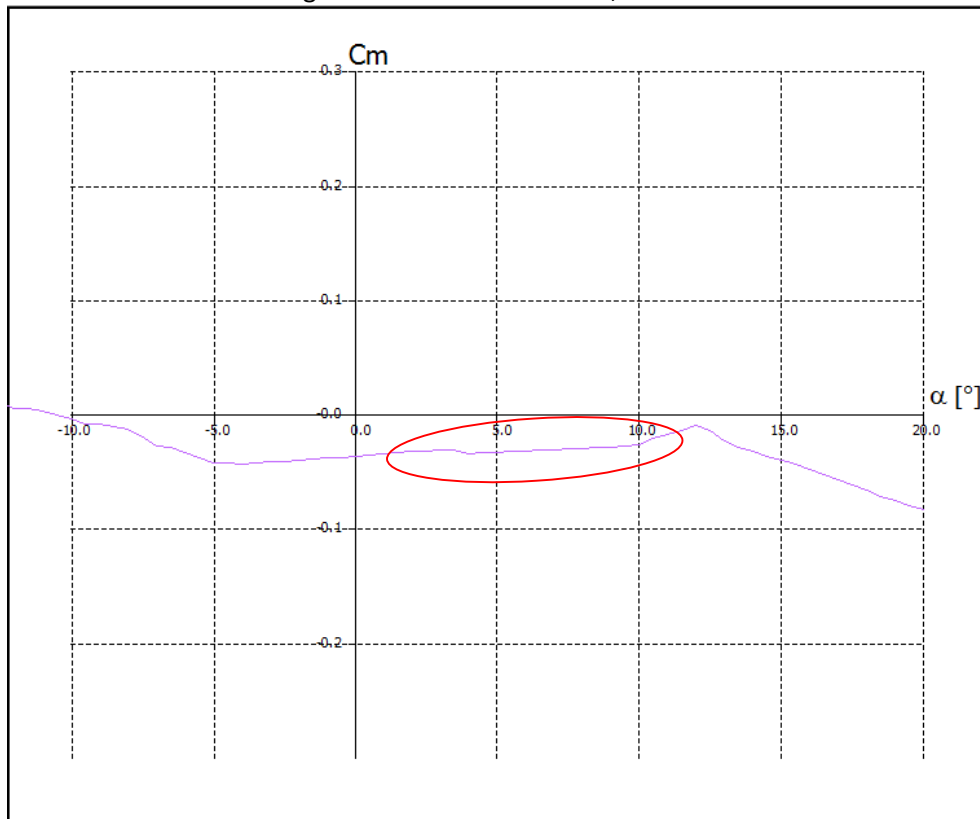


Figura 3.5.6.3. Curva C_m vs α , Perfil 6.

De las Figuras 3.5.6.1, 3.5.6.2 y 3.5.6.3 se observa como los problemas de bajo número de Reynolds se acentúan generándose una burbuja laminar más grande. Además el C_{lmax} alcanzado es menor.

A continuación se extendió el análisis a los perfiles de raíz, puntera y el formado por la ballena 11 para observar su comportamiento en valores de Reynolds bajos.

Los gráficos obtenidos fueron los siguientes:

```
ballena0 normal
  — T1_Re0.619_M0.00_N9.0

ballena6 normal
  — T1_Re0.619_M0.00_N9.0

ballena 11 normal
  — T1_Re0.619_M0.00_N9.0

ballena pun: normal
  — T1_Re0.619_M0.00_N9.0
```

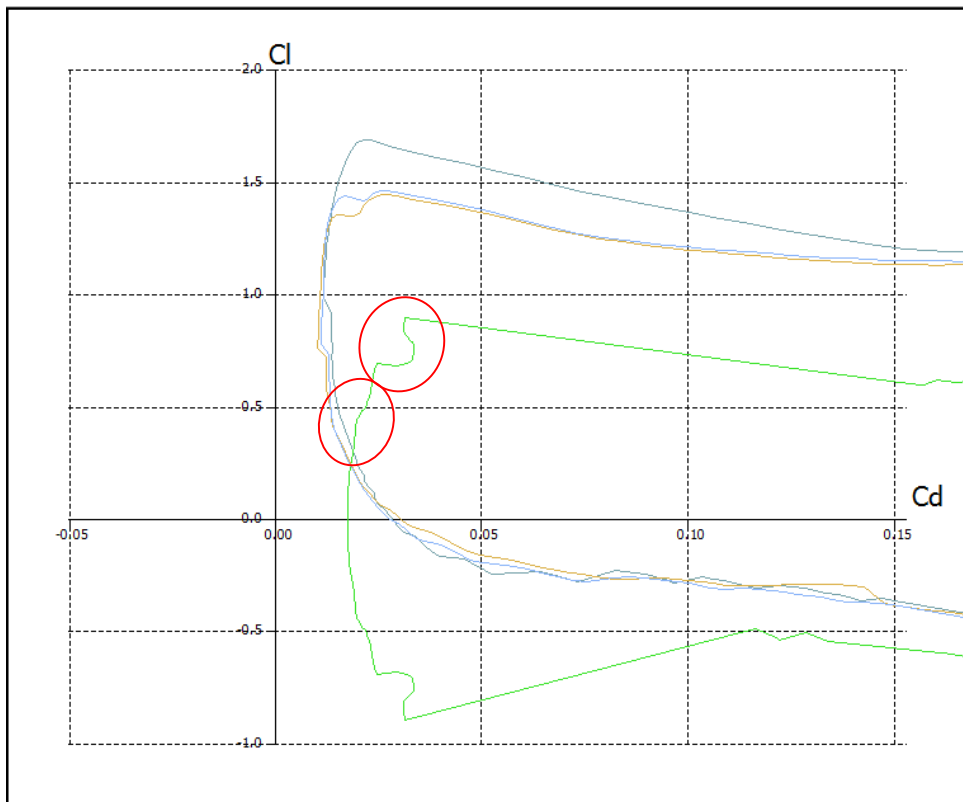


Figura 3.5.6.4. Curvas C_l vs C_d , Perfiles Raíz, 6, 11 y Puntera.

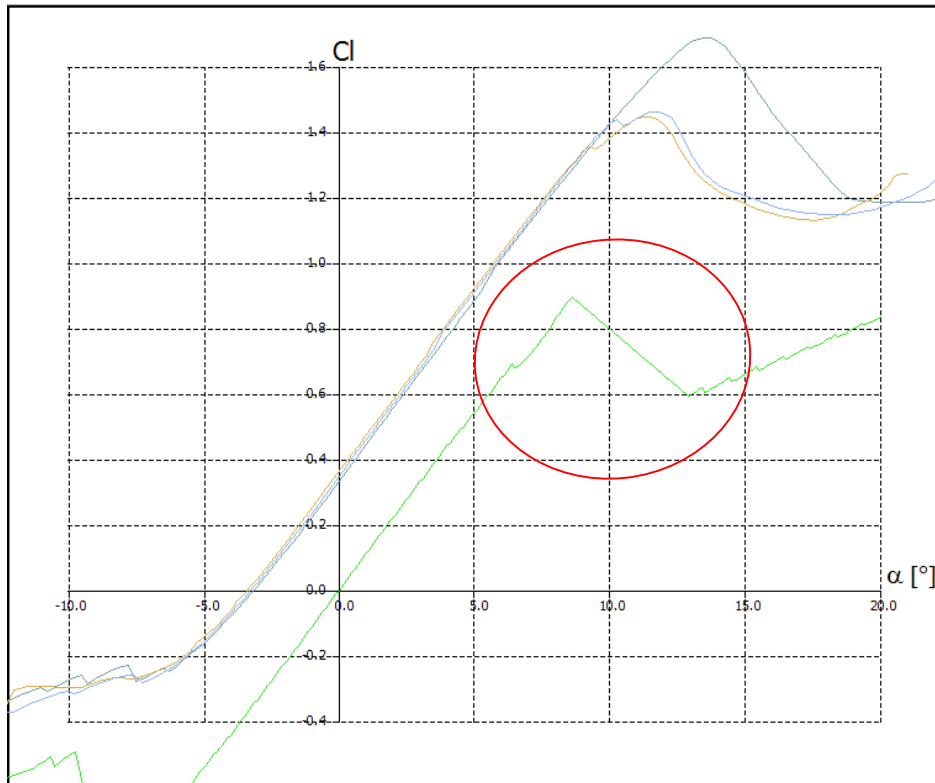


Figura 3.5.6.5. Curvas C_l vs α , Perfiles Raíz, 6, 11 y Puntera.

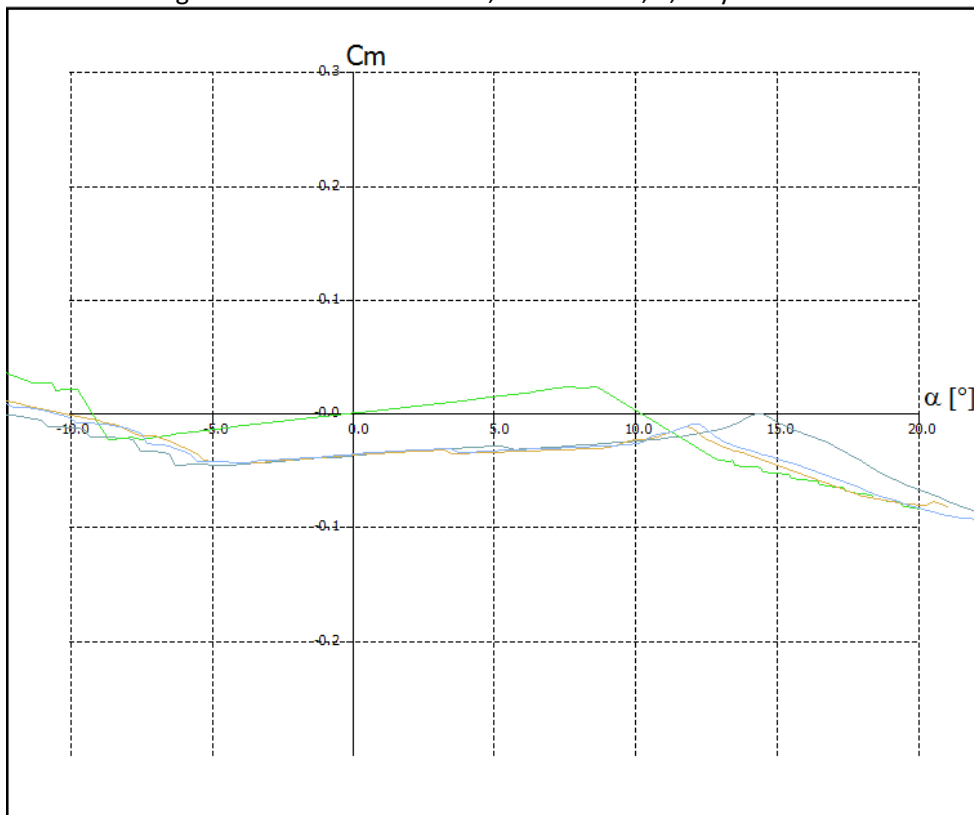


Figura 3.5.6.6. Curvas C_m vs α , Perfiles Raíz, 6, 11 y Puntera.

En general, en las Figuras 3.5.6.4, 3.5.6.5 y 3.5.6.6, se puede ver el mismo resultado obtenido del análisis del perfil 6 (MAC) reduciéndose el C_{lmax} y aumentando el tamaño de la burbuja laminar. Las curvas del perfil de puntera representada en color verde describe un comportamiento significativamente diferente a las realizadas a un $Re = 1850000$. El perfil entra en pérdida en forma abrupta y C_{lmax} se reduce. Además, la curva C_l vs α presenta comportamientos extraños asociados a burbujas laminares. Debido a que estas curvas son realizadas con el programa XFLR5 el cual utiliza flujo potencial para el cálculo, se investigó en diferentes bibliografías si este comportamiento reflejado por el programa era real.

En Ref. [9] se muestra similares comportamientos en las curvas para muy bajo número de Reynolds (Figuras 3.5.6.7 y 3.5.6.8). A pesar que el perfil de puntera del ala EXTREME no es de la serie NACA, al igual que éste, es simétrico.

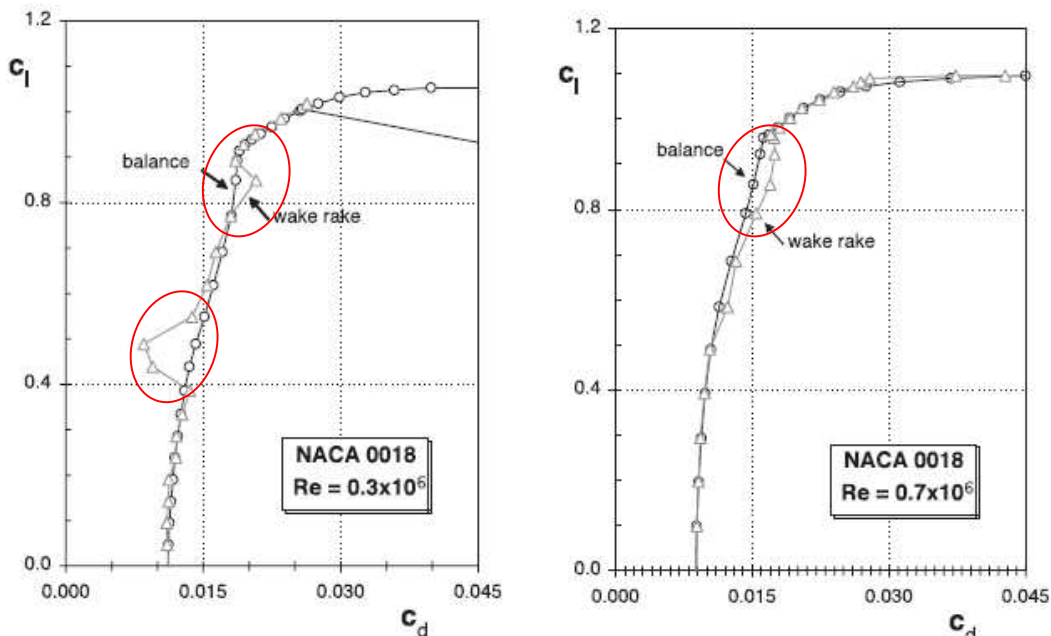


Figura 3.5.6.7. Curvas C_l vs C_d Experimentales del Perfil NACA 0018 a Bajo Reynolds.

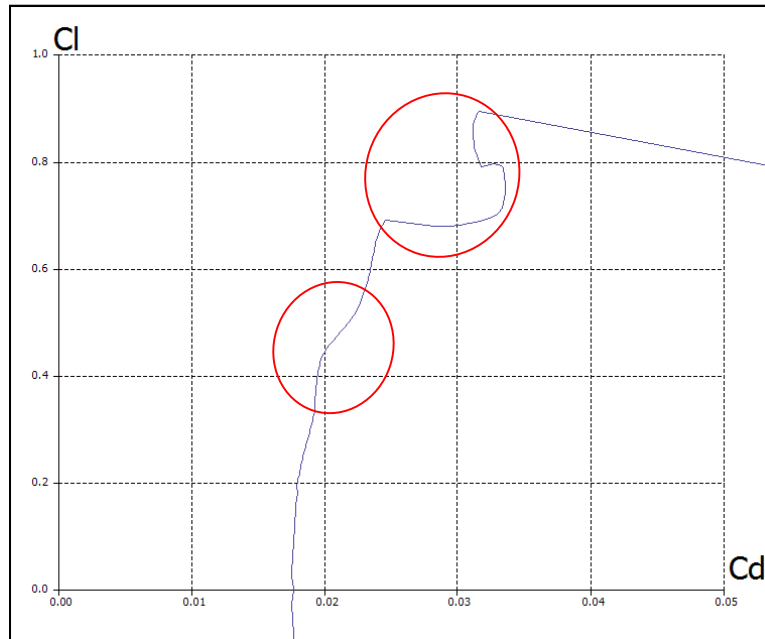


Figura 3.5.6.8. Perfil Puntera, $Re=619000$.

Las curvas experimentales reflejan que a medida que el Reynolds es menor, en el perfil simétrico NACA 0018 se generan burbujas laminares donde el flujo se desprende y luego se readhiere en algunas ocasiones.

Se comparan la curva de C_l vs α y, de las Figuras 3.5.6.9 y 3.5.6.10, se aprecia como en ambos perfiles se produce un desprendimiento del flujo y la entrada en pérdida del mismo de forma abrupta. Fenómeno que se agrava a medida que el número de Reynolds es menor.

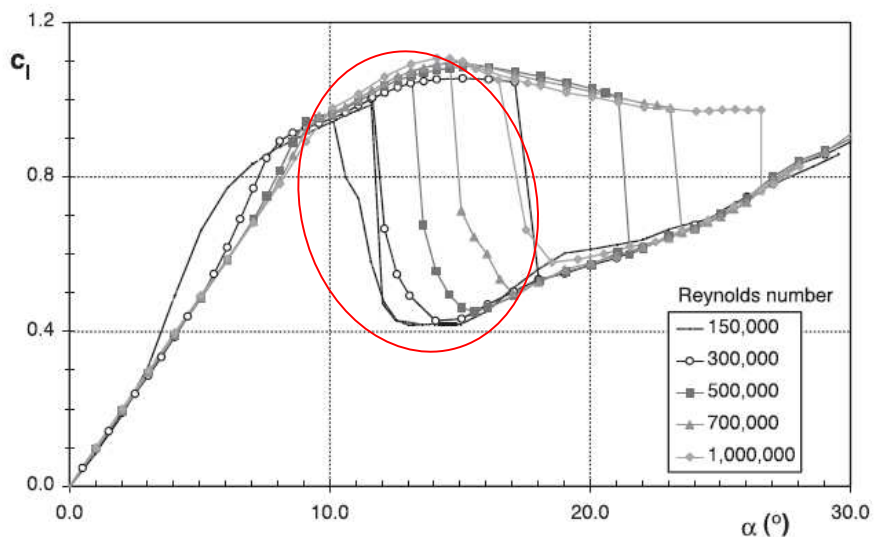


Figura 3.5.6.9. Curvas C_l vs α experimentales Perfil NACA 0018.

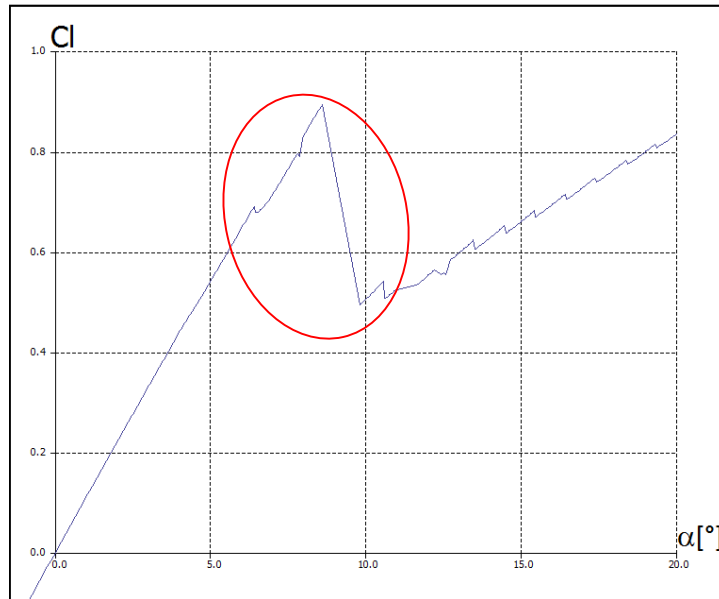


Figura 3.5.6.10. Curva C_l vs α , Perfil puntera Extreme, $Re=619000$.

Podemos concluir que el programa XFLR5 capta con una buena aproximación los fenómenos que ocurren a bajo número de Reynolds.

3.5.7 Comparación Perfil EXTREME(MAC) con otros perfiles conocidos.

Perfil EXTREME(MAC), NACA 2412 y LASER.

Se compara el perfil 6 (MAC) teórico con otros perfiles, en particular con el NACA 2412 utilizado anteriormente para la validación del programa XFLR5 y con el perfil de otra de las creaciones del Sr. Jorge Cleva, el ultraliviano LASER (Figura 3.5.7.1 y Tabla 3.5.7.1). Este último fue analizado en otro trabajo final de grado. Ref. [10].

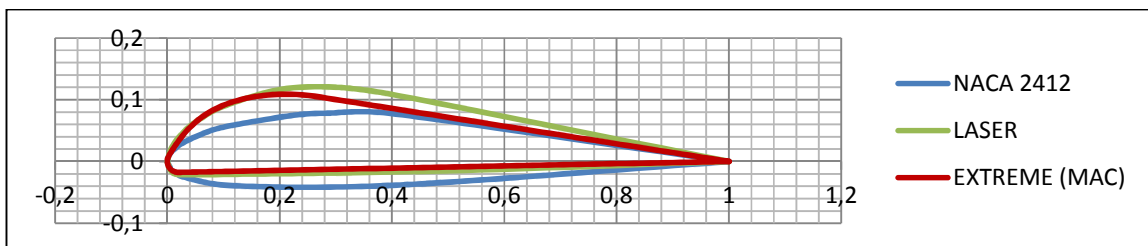


Figura 3.5.7.1. Comparación de los perfiles de la EXTREME, LAER y NACA 2412.

Perfil	Espesor máx. (%C)	Ubicación del espesor máx. (%C)	Combadura máx. (%C)	Ubicación de la Combadura máx. (%C)
NACA 2412	12,00	30,00	2,00	40,00
LASER	15,00	28,00	5,20	32,00
EXTREME (MAC)	12,33	20,90	4,74	22,00

Tabla 3.5.7.1. Comparación de las características geométricas de los perfiles NACA 2412, LASER Y EXTREME (MAC).

Se compararon los valores de C_l y C_m para distintos ángulos de ataques y $Re = 3.000.000$. Estos valores fueron seleccionados de acuerdo a los cuales se disponen de datos del perfil LASER principalmente (Tabla 3.5.7.2).

α °	Perfil NACA 2412		Perfil Laser		Perfil EXTREME (MAC)	
	CL	CM 25%	CL	CM 25%	CL	CM 25%
-5	-0,315	-0,054	-0,205	-0,052	-0,2	-0,042
-2	0,019	-0,053	0,136	-0,047	0,132	-0,038
0	0,241	-0,053	0,363	-0,044	0,358	-0,036
4	0,691	-0,052	0,818	-0,039	0,81	-0,034
7	1,003	-0,049	1,158	-0,036	1,149	-0,035
10	1,295	-0,043	1,497	-0,034	1,417	-0,026

Tabla 3.5.7.2. Comparación de C_l y C_m de los perfiles NACA 2412, LASER Y EXTREME (MAC) para diferentes α .

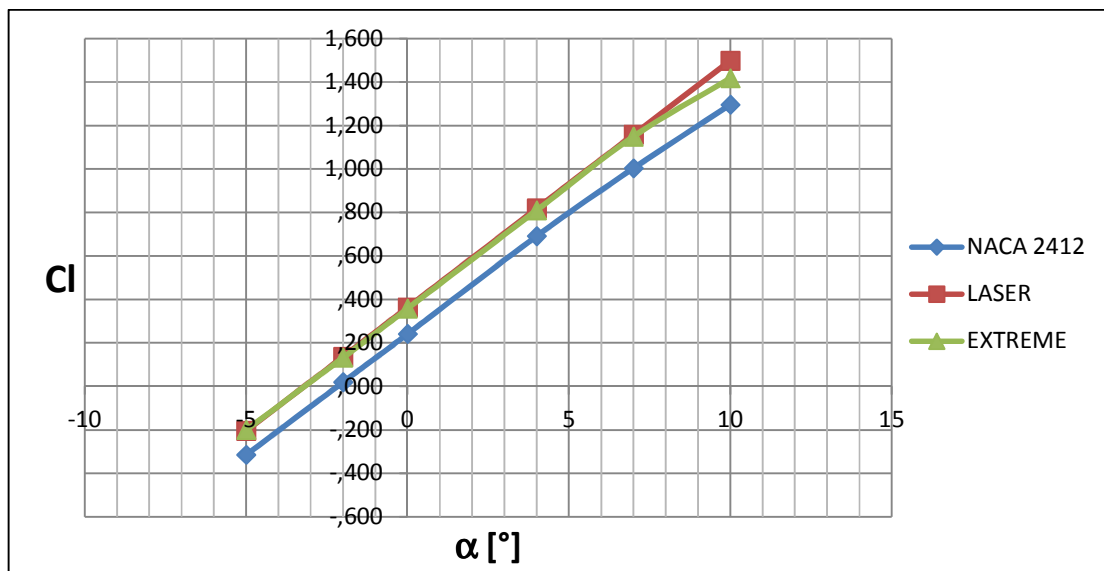


Figura 3.5.7.2. Comparación de perfiles, curva C_l vs α .

Se puede ver en la Figura 3.5.7.2, como las pendientes de los 3 perfiles son muy próximas entre sí y cercanos a 2π .

Además se observa como en los perfiles de la Extreme y del Laser se obtiene mayor C_l para el mismo ángulo de ataque que en el NACA 2412 debido a su mayor combadura.

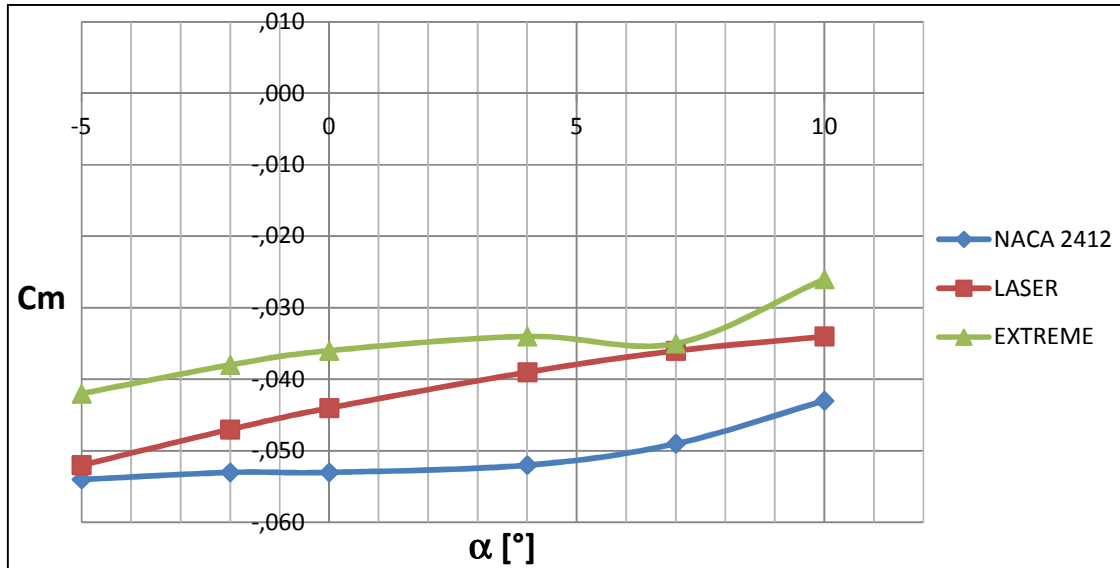


Figura 3.5.7.3. Comparación de perfiles, curva C_m vs α .

En cuanto al C_m , se observa en la Figura 3.5.7.3 cómo en el rango de $-5^\circ < \alpha < 10^\circ$ las curvas tienen una pendiente positiva, lo que indica la inestabilidad natural de los perfiles y de un ala que en aviones convencionales es compensado por el estabilizador horizontal. En el caso del ala EXTREME, al ser solo un ala volante, se tendrá que compensar reflexando los perfiles (perfiles autoestables) y con la torsión (alabeo) a lo largo de la envergadura.

Perfil EXTREME (MAC) y MH 80

De la serie de perfiles de la Ref. [1], los cuales se recomiendan para alas volantes, se tomó el MH 80 el cual posee características geométricas similares al del ala EXTREME (MAC).

La principal diferencia es que este perfil posee reflexado, es decir su línea media tiene doble combadura.

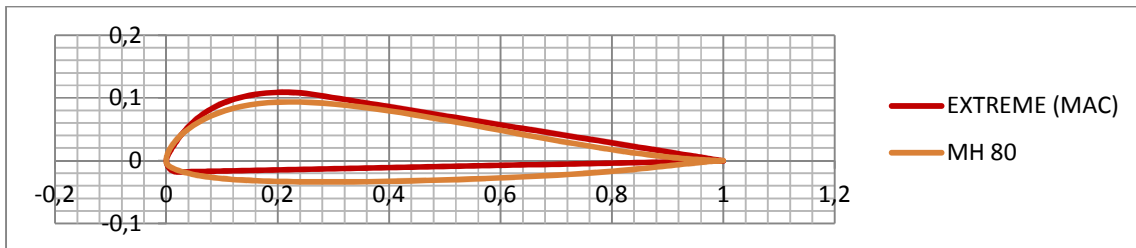


Figura 3.5.7.4. Comparación de los perfiles de la EXTREME y MH 80.

Perfil	Espesor máx. (%C)	Ubicación del espesor máx. (%C)	Combadura máx. (%C)	Ubicación de la Combadura máx. (%C)
MH 80	12,70	22,00	3,00	22,00
EXTREME (MAC)	12,33	20,90	4,74	22,00

Tabla 3.5.7.3. Comparación de las características geométricas de los perfiles MH 80 Y EXTREME (MAC).

Se introdujeron los perfiles en el programa XFLR5 y se realizó un análisis teniendo en cuenta una altitud de 1000m, V=30m/s y sin considerar efectos por compresibilidad, resultando $Re = 1858000$.

Las curvas obtenidas fueron las siguientes:

```

MH 80
  ——— T1_Re1.858_M0.00_N9.0

ballena6 normal
  ——— T1_Re1.858_M0.00_N9.0
  
```

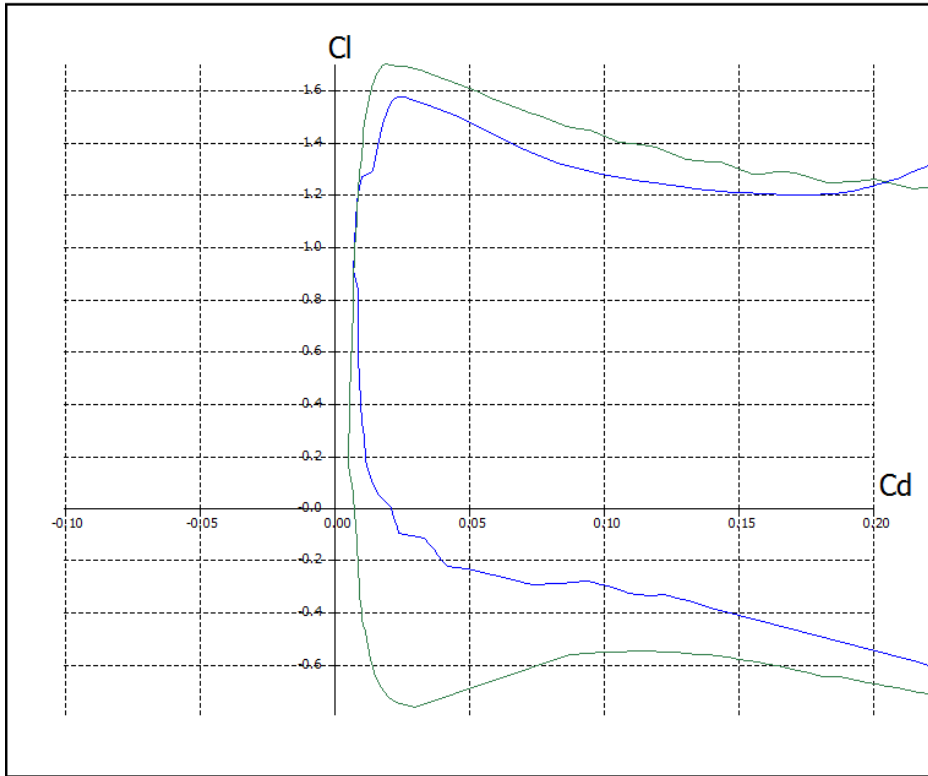


Figura 3.5.7.5. Curvas C_l vs C_d de los Perfiles 6 de la EXTREME y MH 80.

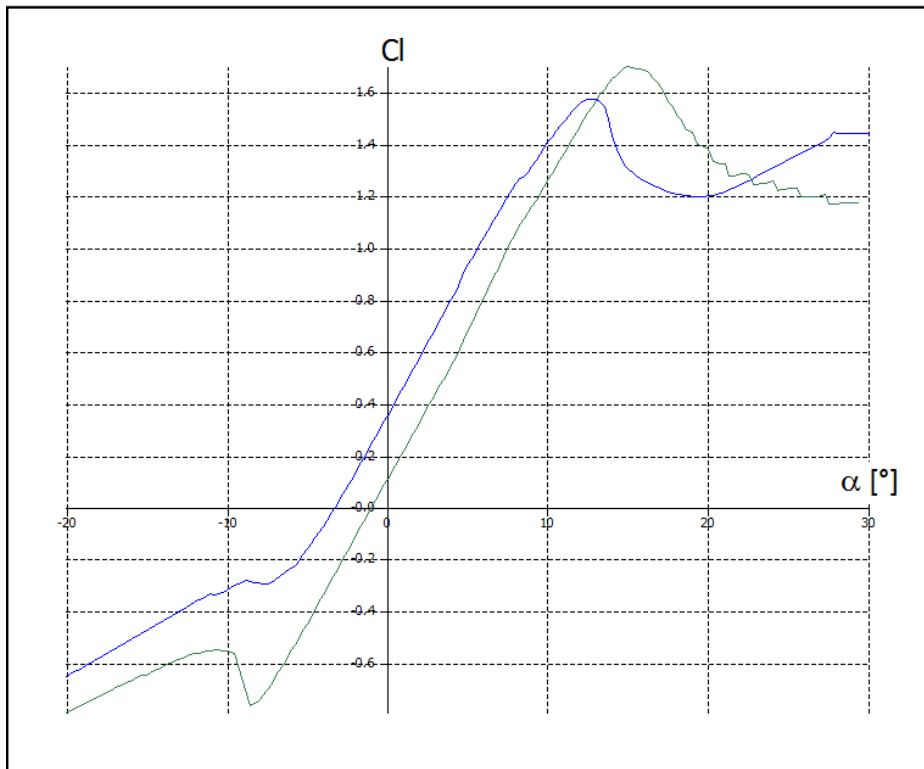


Figura 3.5.7.6. Curvas C_l vs α de los Perfiles 6 de la EXTREME y MH 80.

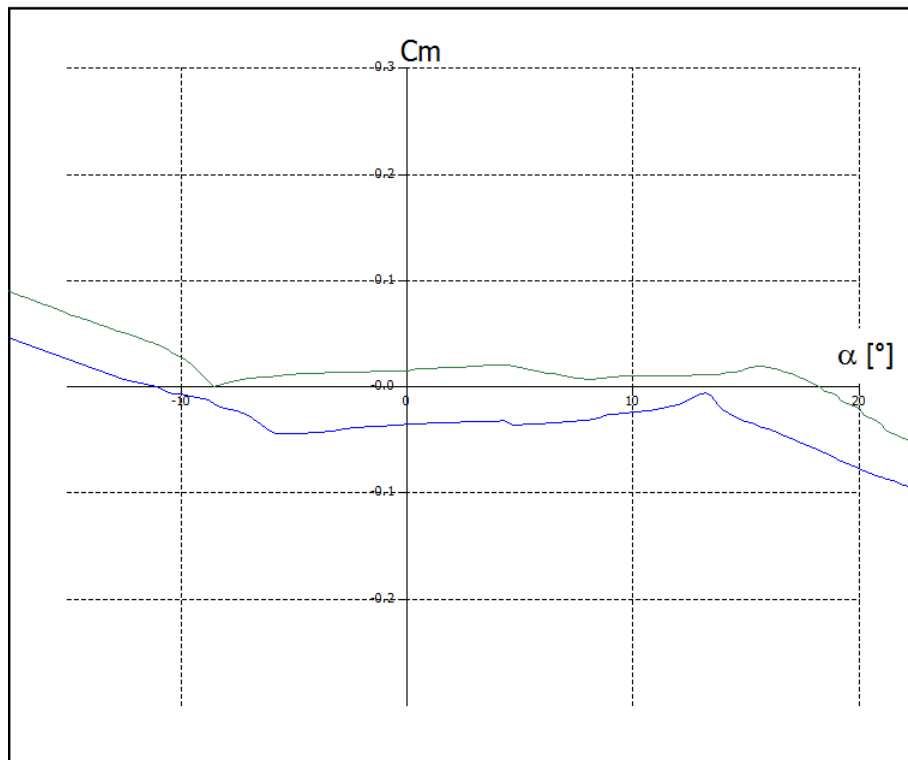


Figura 3.5.7.7. Curvas C_m vs α de los Perfiles 6 de la EXTREME y MH 80.

El comportamiento de este perfil posee mejores prestaciones logrando un C_{lmax} mayor (Figura 3.5.7.6), menor C_d (Figura 3.5.7.5) y un C_m muy próximo a cero con una pendiente prácticamente nula en el rango de ángulos de ataque -10 y 15 grados, los que nos indica una calidad del equilibrio neutra (Figura 3.5.7.7).

El perfil MH 80 es muy difícil de llevar a la práctica en un ala flexible, principalmente el borde de ataque y el intradós. Para ello se deberían colocar muchas ballenas en el intradós con la forma correspondiente. Además, para constituir el borde de ataque particular que posee se debería adicionar un suplemento con la forma deseada para transformar la sección elíptica, que surge de la intersección de un plano paralelo al de simetría con el caño de borde de ataque, en la geometría requerida. Por otro lado se debe tener en cuenta también la flexibilidad del sistema, por lo que para mantener esta forma se requeriría de una rigidez estructural adecuada.

Todo esto implica un aumento considerable del peso y posible limitaciones en las deformaciones del ala, característica requerida para el control de estas aeronaves.

Perfil EXTREME (MAC) y ATOS.

Se compara el perfil de la EXTREME con el de un ala rígida ATOS fabricada por AIR USA (Figura 3.5.7.8 y Tabla 3.5.7.4). Esta ala posee perfiles rígidos y para su maniobrabilidad, el piloto desplaza el peso y con ello mueve unos alerones ubicados en las alas. Suelen tener un pequeño estabilizador horizontal para brindar estabilidad ya que el alabeo geométrico es reducido. Son alas veloces pero pierden el sentido de las alas flexibles controladas por el desplazamiento del peso.

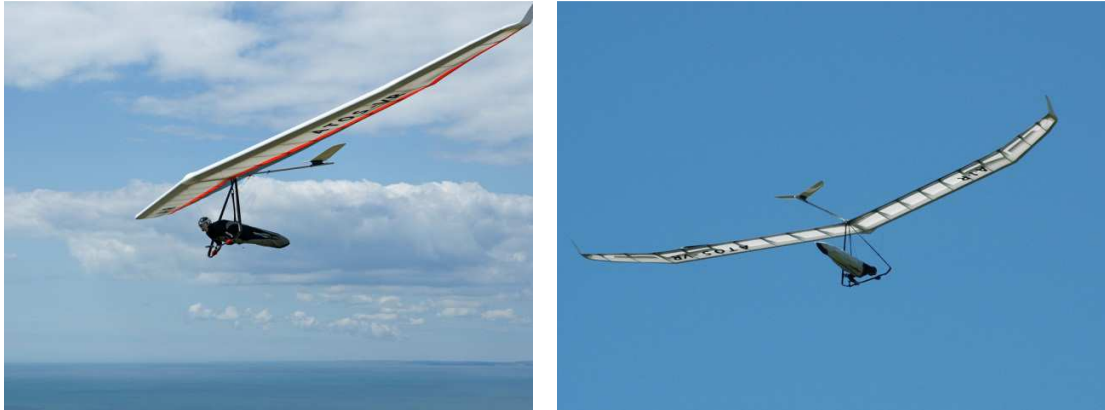


Figura 3.5.7.8. Ala ATOS en vuelo.

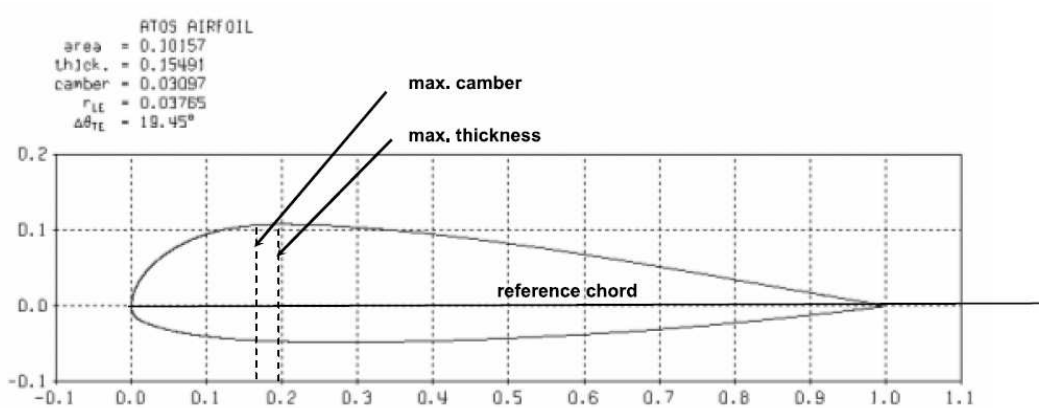


Figura 3.5.7.9. Perfil Raíz del ala ATOS.

Perfil	Espesor máx. (%C)	Ubicación del espesor máx. (%C)	Combadura máx. (%C)	Ubicación de la Combadura máx. (%C)
ATOS	15,49	19,50	3,09	16,00
EXTREME (MAC)	12,33	20,90	4,74	22,00

Tabla 3.5.7.4. Comparación de las características geométricas de los perfiles ATOS (RAIZ) Y EXTREME (RAIZ).

Se compara la curva de C_l vs α para $Re = 1.200.000$ de los perfiles raíces de ambas alas ya que son los datos que se disponen del ala ATOS, Ref. [2], (Figura 3.5.7.10).

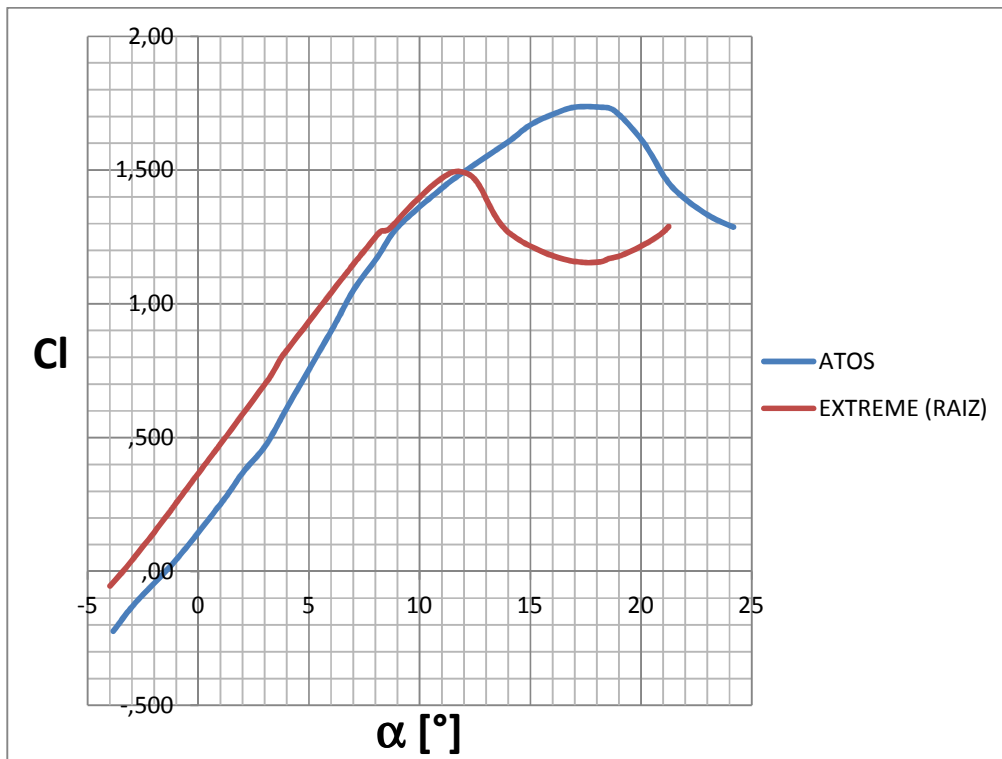


Figura 3.5.7.10. Curva C_l vs α de los perfiles Raíz de la ATOS y la EXTREME.

De la Figura 3.5.7.10 se aprecia como en el perfil de la EXTREME, al poseer mayor combadura, la curva corta el eje vertical en un valor mayor que la del otro perfil, otorgando mayores C_l para ángulos de ataque $\alpha < 10^\circ$. Luego comienza la entrada en pérdida suave manteniendo valores de C_l considerables.

Por otro lado, el perfil rígido y por ende mejor conformado de la ATOS, debido a su mayor espesor, alcanza valores más altos de C_l .

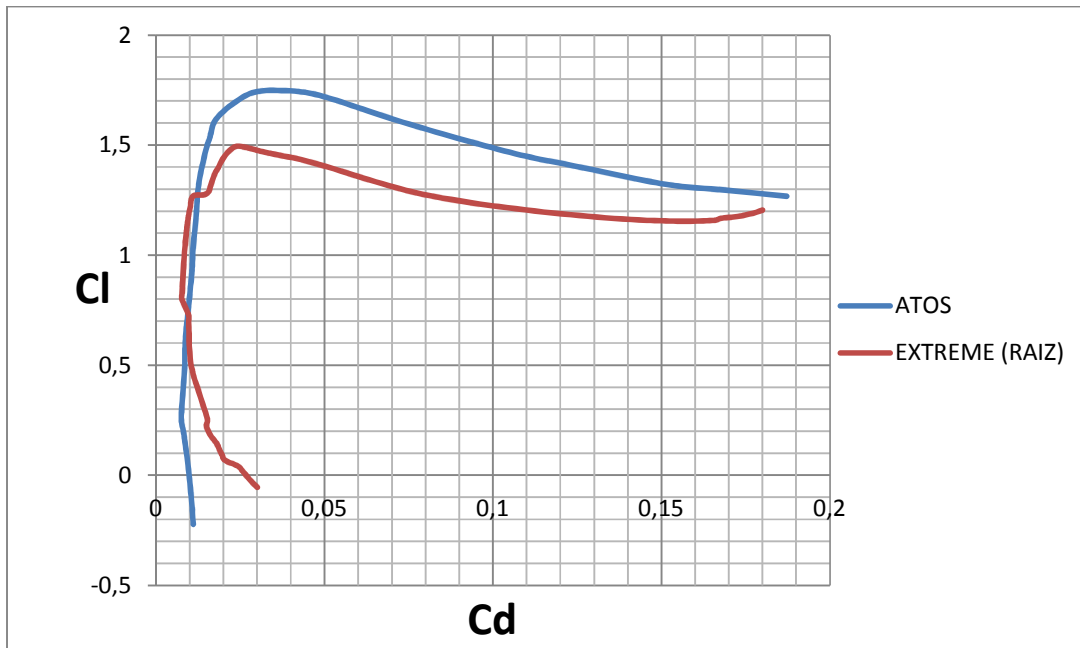


Figura 3.5.7.11. Curva Cl vs Cd de los perfiles Raíz de la ATOS y la EXTREME.

De la Figura 3.5.7.11 se observa como el perfil rígido de la ATOS posee un rango de utilización más amplio, logrando mantener un Cd bajo hasta valores elevados de Cl. Por otro lado se observa que el perfil RAIZ de la EXTREME posee una zona (entre $0.8 < Cl < 1.4$) donde el Cd es menor que el de la ATOS.

3.6 Primera Aproximación del Ala EXTREME

En este primer análisis se supuso al ala como un cuerpo rígido el cual no se deforma con la operación y además el peso también permaneció fijo con respecto a los ejes cuerpo. El objetivo fue analizar las curvas polares y sus variaciones al introducir modificaciones a la geometría del ala y comparar estos resultados obtenidos con los teóricos y experimentales.

El análisis se realizó en principio a una velocidad crucero de 30 m/s a unos 1000 m de altitud suponiendo atmosfera estándar donde la densidad es $\rho = 1.11 \text{ kg/m}^3$ y la viscosidad cinemática $\nu = 1.61 \text{ e-5}$.

Teniendo en cuenta que la $MAC = 1.592 \text{ m}$ y que $Re = \frac{V}{\nu} * MAC$

$$Re = \frac{V}{\nu} * MAC = 2966459,62$$

$$Re \cong 3000000$$

Se observa que el número de Reynolds no es extremadamente bajo ya que la velocidad y la dimensión de la cuerda son considerables. Sin embargo, el mismo varía a lo largo de la envergadura llegando a valores próximos a 600.000 en la puntera.

3.6.1 Alabeo Geométrico

Se relevó el alabeo geométrico del ala en vuelo de crucero mediante el análisis de fotografías obteniendo de este modo un valor aproximado del mismo (Tabla 3.6.1.1).

Se graficó la torsión en función de la envergadura y con un polinomio de cuarto orden se aproximó la curva. El resultado de ésta es el alabeo geométrico utilizado para el análisis (Figura 3.6.1.1).

0,012	factor escala en [m]
-------	----------------------

Y		CUERDAS		Medida SolidWorks		torsión		torsión polinómica
mm	m	mm	m		m	rad	grados	grados
0,000	0,000	2195,920	2,196	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
200,000	0,200	2095,920	2,096	0,000	0,000	0,000	0,000	0,024
600,000	0,600	1950,000	1,950	0,910	0,011	0,006	0,327	0,507
1000,000	1,000	1837,000	1,837	4,360	0,053	0,029	1,665	1,436
1400,000	1,400	1750,000	1,750	6,920	0,085	0,048	2,772	2,673
1800,000	1,800	1690,000	1,690	10,390	0,127	0,075	4,306	4,107
2300,000	2,300	1614,460	1,614	13,070	0,160	0,099	5,662	6,041
2800,000	2,800	1520,000	1,520	16,560	0,203	0,133	7,600	8,024
3300,000	3,300	1430,000	1,430	20,920	0,256	0,177	10,157	9,996
3800,000	3,800	1300,000	1,300	23,480	0,288	0,218	12,473	11,955
4300,000	4,300	1088,210	1,088	22,620	0,277	0,249	14,282	13,959
4800,000	4,800	798,320	0,798	17,720	0,217	0,265	15,208	16,126
5300,000	5,300	350,000	0,350	9,820	0,120	0,331	18,963	18,633

Tabla 3.6.1.1. Obtención de la Torsión Geométrica de la EXTREME.

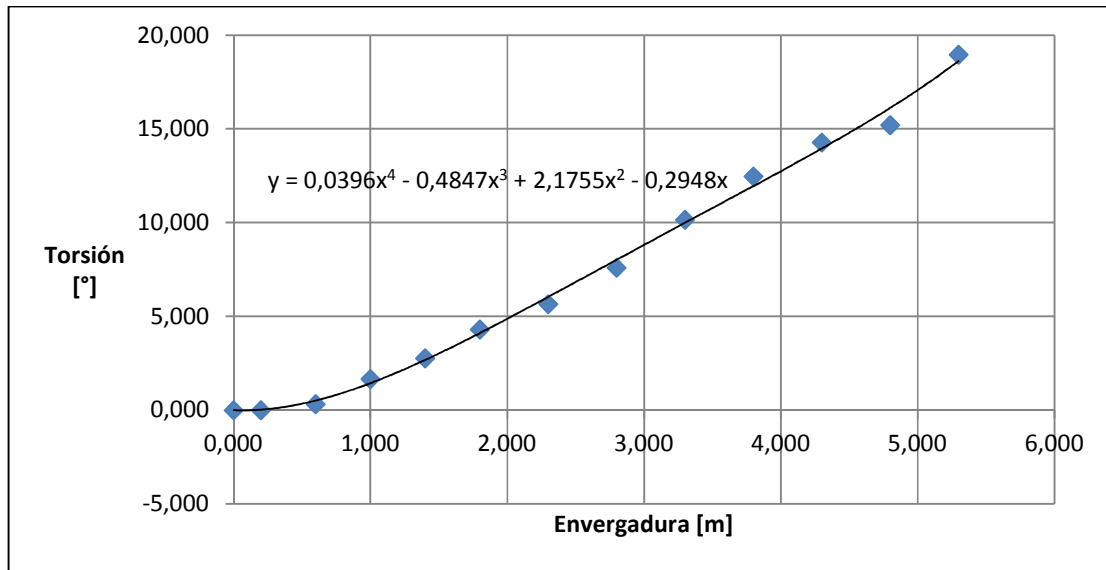


Figura 3.6.1.1. Distribución de Torsión sobre la envergadura.

Introduciendo las variables geométricas del ala en el programa XFLR5 se obtuvo un primer modelo de ala (Figura 3.6.1.2 y 3.6.1.3). Los perfiles utilizados fueron los obtenidos anteriormente.

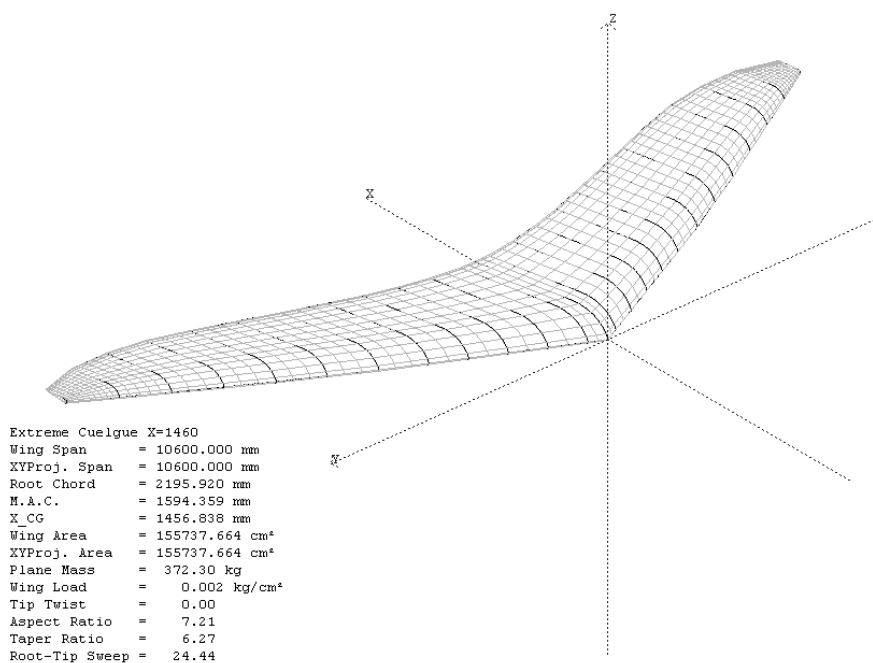


Figura 3.6.1.2. Primer Modelo del ala EXTREME.

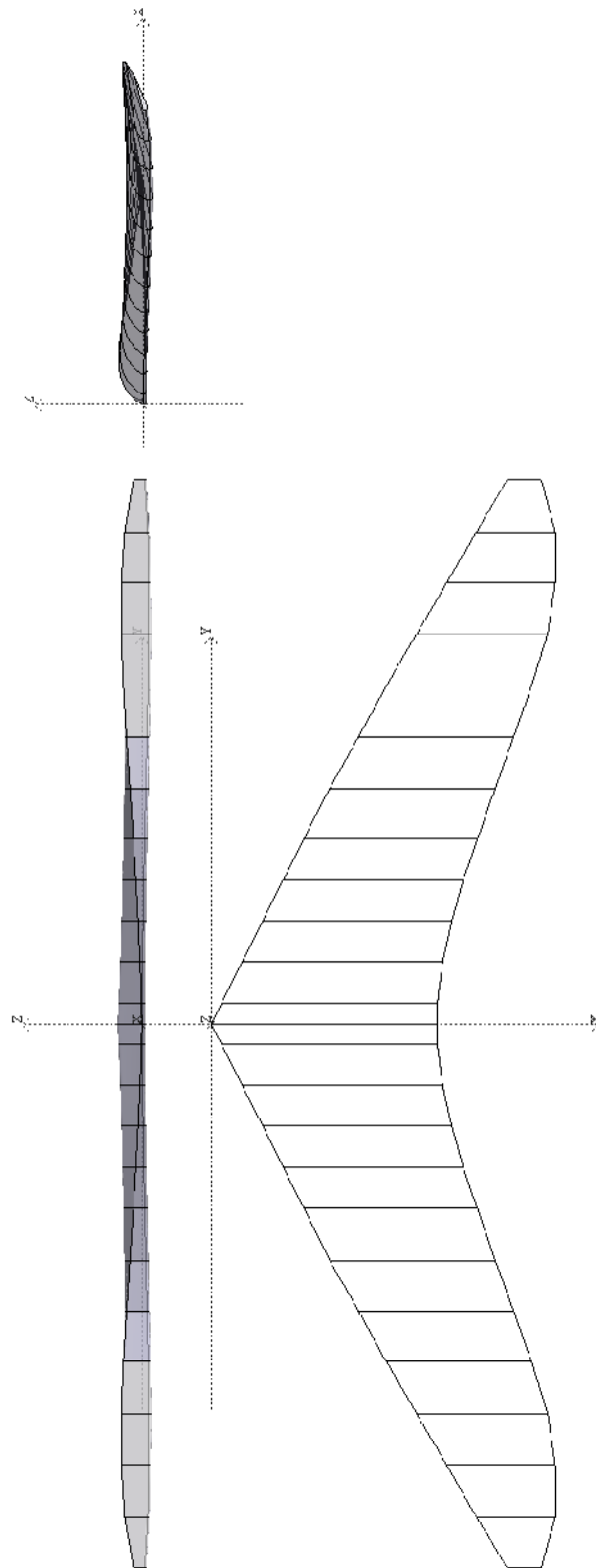


Figura 3.6.1.3. Tres vistas del Primer modelo de la EXTREME.

Por default el programa de Ref. [11] realiza un mallado del ala (Figura 3.6.1.4), pero para obtener mejores resultados, se refinó la misma pasando de 858 paneles a 2054, generando una mayor concentración de paneles en la puntera del ala debido a que ésta es una zona crítica.

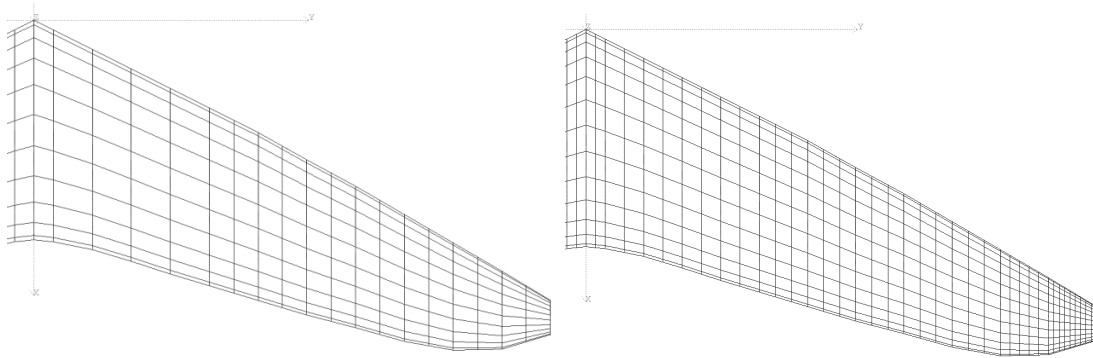


Figura 3.6.1.4. Refinado de Malla.

Por otro lado, mediante el análisis de fotografías se pudo obtener una aproximación del ángulo de ataque del ala de crucero con respecto a la corriente libre. Para ello se colocaron catavientos (cintas) en los montantes de la EXTREME en diversos vuelos de prueba, que sirvieron como referencia para la obtención del mismo.

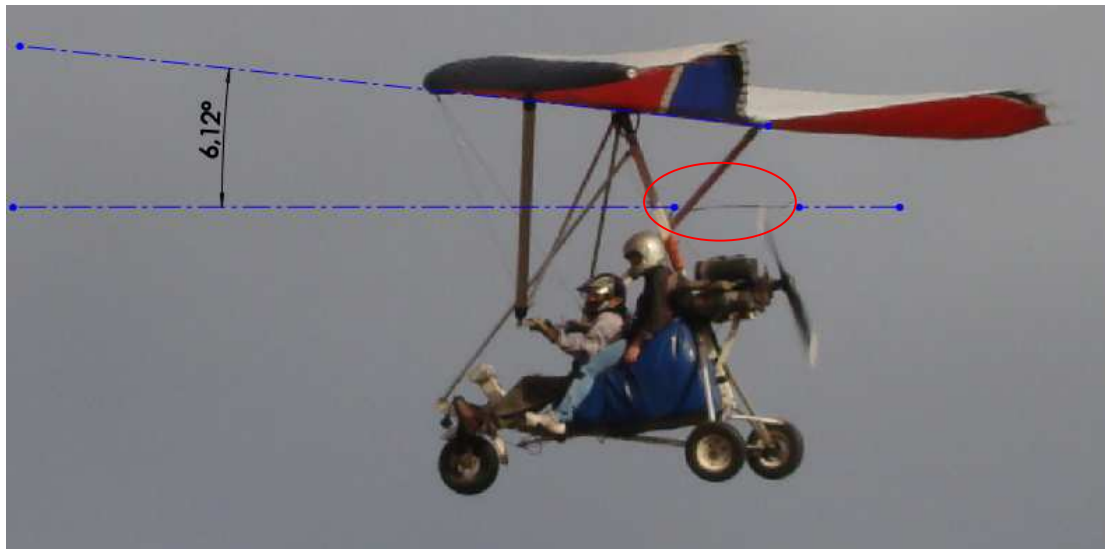


Figura 3.6.1.5. Obtención del ángulo de ataque de crucero.

Dentro de la zona resaltada en rojo en la Figura 3.6.1.5, se observa el cataviento. Extendiendo una recta sobre el catavientos y otra a lo largo de la quilla, y midiendo el ángulo que existe entre ellas, se obtuvo el ángulo de ataque en crucero.

El valor obtenido fue de $\alpha_{crucero} = 6.12^\circ$.

Debido a que la fotografía no se encuentra del todo de perfil, se asume que se comete un error en el ángulo medido, pero se admite como aceptable para el desarrollo del trabajo.

3.6.2 Método utilizado para el análisis.

El método de análisis empleado dentro del programa XFLR5 fue el de Paneles 3D. A continuación se explica brevemente el mismo junto con las hipótesis utilizadas.

Métodos de Paneles 3D

El proceso de cálculo del método de Paneles 3D deriva de modelar las perturbaciones generadas por el ala, mediante la suma de dobletes y fuentes distribuidas en paneles planos y lineales en el intradós y extradós de la misma. La magnitud de estos dobletes y fuentes es calculada para cumplir con la condición de contorno dispuesta, que puede ser del tipo Dirichlet o Neumann. Esta condición es aplicada en el "punto de colocación" que es el centro de gravedad del panel.

Este método se utiliza para flujo potencial e incompresible.

Formulación Básica:

Se considera un cuerpo con una frontera conocida S_B , sumergido en un flujo potencial donde la ecuación irrotacional, incompresible y continua, en coordenadas ejes cuerpo, el término del potencial total es:

$$\nabla^2 \phi^* = 0$$

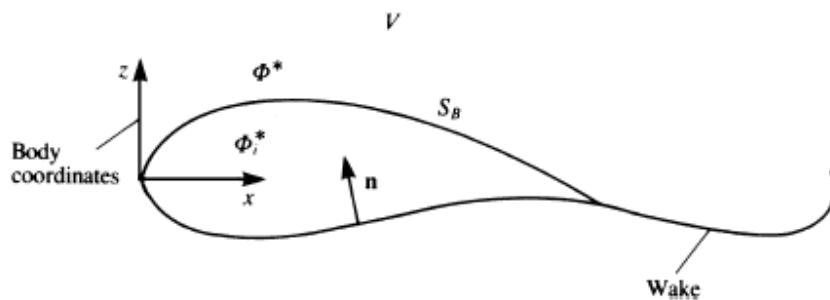


Figura 3.6.2.1. Cuerpo de frontera conocida.

Utilizando la identidad de Green, se puede obtener la solución general de la ecuación en función de la suma de dobletes μ y fuentes σ , colocados en la frontera S_B

$$\phi^*(x, y, z) = \frac{-1}{4\pi} \int_{S_B} \left[\sigma \left(\frac{1}{r} \right) - \mu n \cdot \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \right] ds + \phi_\infty$$

donde el potencial de la corriente libre se obtiene como

$$\phi_{\infty} = U_{\infty}x + V_{\infty}y + W_{\infty}z$$

Para obtener la solución además necesitamos la condición de borde que restringe el flujo que atraviesa la frontera, es decir la velocidad normal a S_b es igual a 0. Esto lo podemos especificar de forma directa, de la siguiente manera:

$$\frac{\partial \phi^*}{\partial n} = 0 \quad \text{Condición de Borde "Neumann"}$$

o se puede indicar de forma indirecta, especificando el valor del potencial en cada punto de colocación.

$$\phi^*(x, y, z) = cte \quad \text{Condición de Borde "Dirichlet"}$$

En este último caso es necesario conocer la distribución de dobletes en la estela.

Para realizar el análisis con el programa XFLR5, se optó por utilizar la condición de borde Dirichlet, recomendada en Ref. [18].

El programa posee dos formas de modelar la estela (Figura 3.6.2.2). Una alineándola con respecto a la corriente libre (a) y la otra manteniendo la misma fija con respecto al perfil, tangencial al borde de fuga (b). Se optó por utilizar el segundo modelo (b), debido a los valores obtenidos de diferentes análisis que se aproximaron más al comportamiento real.

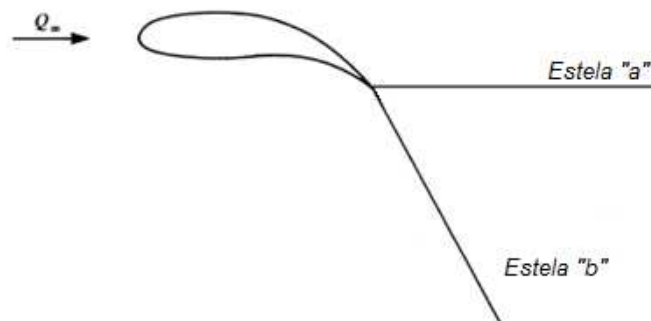


Figura 3.6.2.2. Modelos de Estela.

Aunque el método de Paneles 3D considera flujo potencial no viscoso, existen dos formas de aproximar el efecto de la viscosidad.

1. Utilizar la solución de capa límite, útil para modelos 2D a lo largo de la cuerda. Modelo efectivo para alas y cuerpos simples. La solución parte de resolver el flujo potencial no viscoso, que resulta en un campo de velocidades y en una distribución de presiones. Estos resultados se introducen en una solución de capa límite 2D que calcula el coeficiente de fricción local en la superficie y el espesor de capa límite.

El coeficiente de fricción puede luego ser integrado sobre la superficie del cuerpo para calcular la resistencia de fricción. Si lo que se busca es tener en cuenta el engrosamiento del espesor de la capa límite, entonces se requiere realizar una segunda iteración en el computo del flujo potencial, pero ahora teniendo en cuenta este engrosamiento en la geometría de la superficie. Esta modificación se obtiene desplazando los paneles de acuerdo al engrosamiento local de la capa límite, y el proceso se repite hasta que la solución converja.

2. El segundo método para incorporar la capa límite en los códigos de paneles es seguir el procedimiento anterior, pero modificando las condiciones de borde en vez de cambiar la geometría de la superficie. En este caso, en cada panel, el flujo normal es dado como un cierto valor inicial que tiene en cuenta el engrosamiento local de la capa límite δ^* . La formulación surge de las propiedades de las distribuciones de fuentes. Al modelo no viscoso se le adiciona una componente ΔF_{Fuente} que produce una velocidad aparente llamada velocidad de transpiración, normal a la superficie del cuerpo.

$$\Delta \sigma_i = \frac{\partial(q\delta^*)}{\partial s}$$

Donde δ^* es el engrosamiento local de la capa límite, s es la superficie, y q es la componente local de la velocidad en dirección al flujo.

De esta manera, la componente normal en la superficie actual del cuerpo es distinta de cero.

La forma número 2 es la utilizada por el programa XFLR5 para aproximar los efectos viscosos.

Finalmente, la solución del problema resulta de la inversión de una matriz cuadrada del tamaño de número de paneles. Esta inversión, en el programa XFLR5, es realizada por el método de eliminación parcial de Gauss.

3.7 Resultados del Análisis de la Primera Aproximación del Ala EXTREME

A continuación se presentan los resultados obtenidos de la primera aproximación del ala EXTREME teniendo en cuenta la torsión y el cuelgue en la posición media $X=1460$ mm, para una polar de velocidad crucero a 1000 m de altitud.

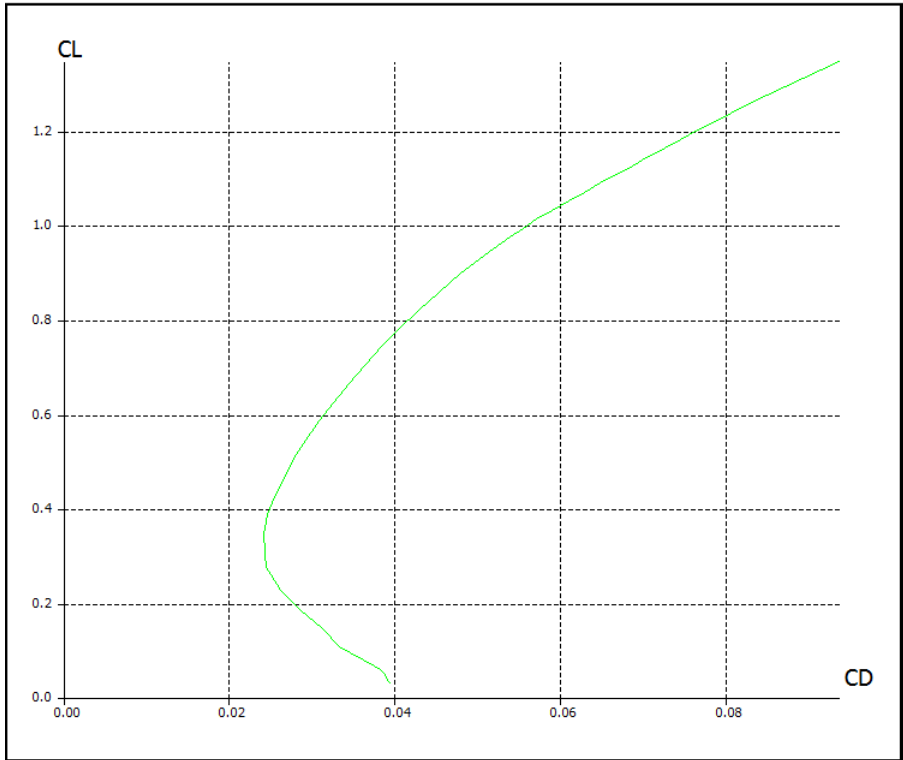


Figura 3.7.1. Curva CL vs CD, Primer modelo de la EXTREME

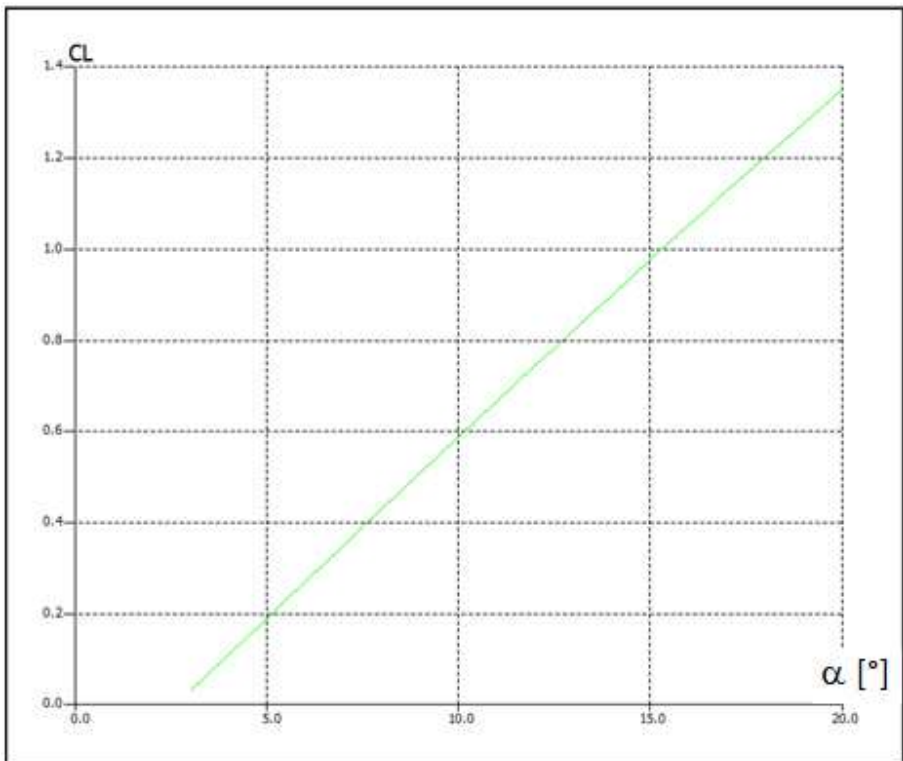


Figura 3.7.2. Curva CL vs α , Primer modelo de la EXTREME

De las Figuras 3.7.1 y 3.7.2 se obtiene que el menor CD se da para un ángulo de ataque de 7° y es de:

$$CD_{min} = 0.024$$

Para dicho ángulo el valor del coeficiente de sustentación del ala es:

$$CL_{CD_{min}} = 0.347$$

Teniendo en cuenta las condiciones iniciales como velocidad, altitud de vuelo y masa del ala, se calculó el factor de peso (Fp) en dicho punto, es decir el porcentaje del peso que el ala es capaz de sustentar en esa condición.

$$L = (mg)Fp = \frac{1}{2}\rho V^2 SCL$$

$$Fp = \frac{\frac{1}{2}\rho V^2 SCL}{mg}$$

$$Fp = 0.741 = 74\%$$

Esto indica que el ala está sustentando el 74% del peso que lleva a bordo, es decir el peso le gana a la fuerza de sustentación. Por lo que en esta condición de CD_{min} , el ala estaría descendiendo.

Si se toman los valores para $\alpha_{crucero} = 6.12^\circ$

$$CL_{\alpha=6.12} = 0.277$$

$$Fp = 0.591 = 60\%$$

Esto indica que el valor de ángulo de ataque aproximado de crucero con el siguiente modelo de ala, no es suficiente para sustentar el peso necesario.

Despejando de la ecuación de la sustentación se puede obtener el valor de CL necesario para sustentar los 372.3 kg.

$$CL_{necesario} = \frac{2mg}{\rho V^2 S}$$

$$CL_{necesario} = 0.468$$

Este valor corresponde, para la primera aproximación del ala, a un ángulo de ataque de:

$$\alpha_{necesario} = 8.45^\circ$$

Lo que da una diferencia de 2.33° .

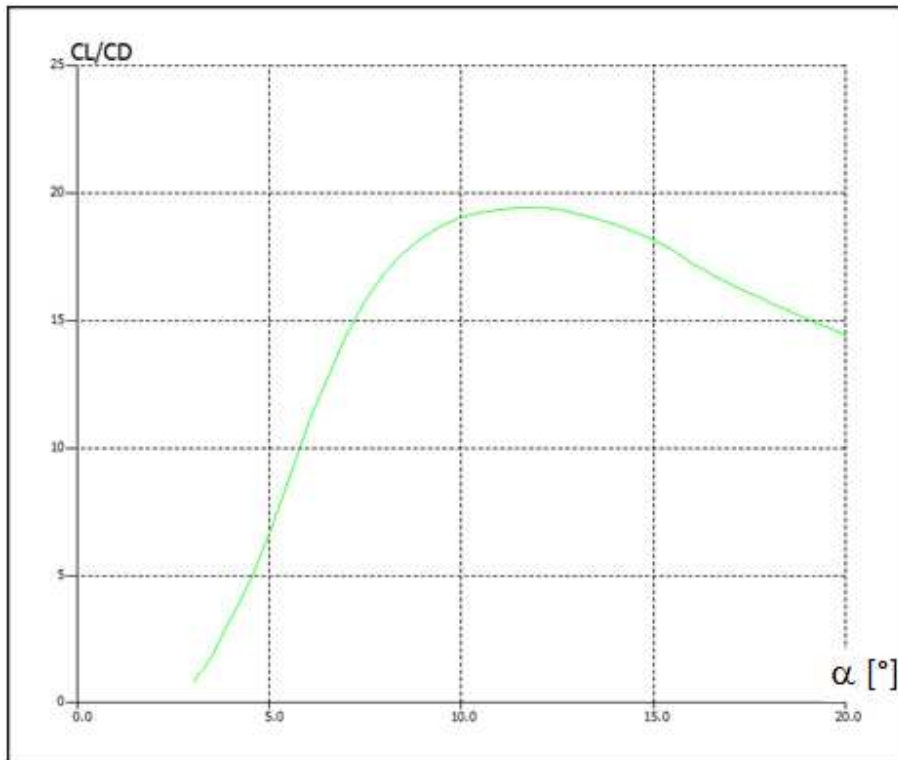


Figura 3.7.3. Curva CL/CD vs α , Primer modelo de la EXTREME

La máxima relación de planeo se obtiene para $\alpha = 12^\circ$ y es de $\frac{CL}{CD} = 19.5$ (Figura 3.7.3). Este valor es optimista ya que falta el aporte de resistencia producida por el trike además de las modificaciones en los coeficientes aerodinámicos provenientes de las deformaciones de los perfiles. De esta manera el valor de $\frac{CL}{CD}$ se reduce.

Para el ángulo de ataque de crucero $\alpha_{crucero} = 6.12^\circ$, la relación de planeo obtenida de la primera aproximación del ala EXTREME es de $\frac{CL}{CD} = 11.3$ y para $\alpha_{necesario} = 8.45^\circ$ la relación de planeo es igual a $\frac{CL}{CD} = 17.48$.

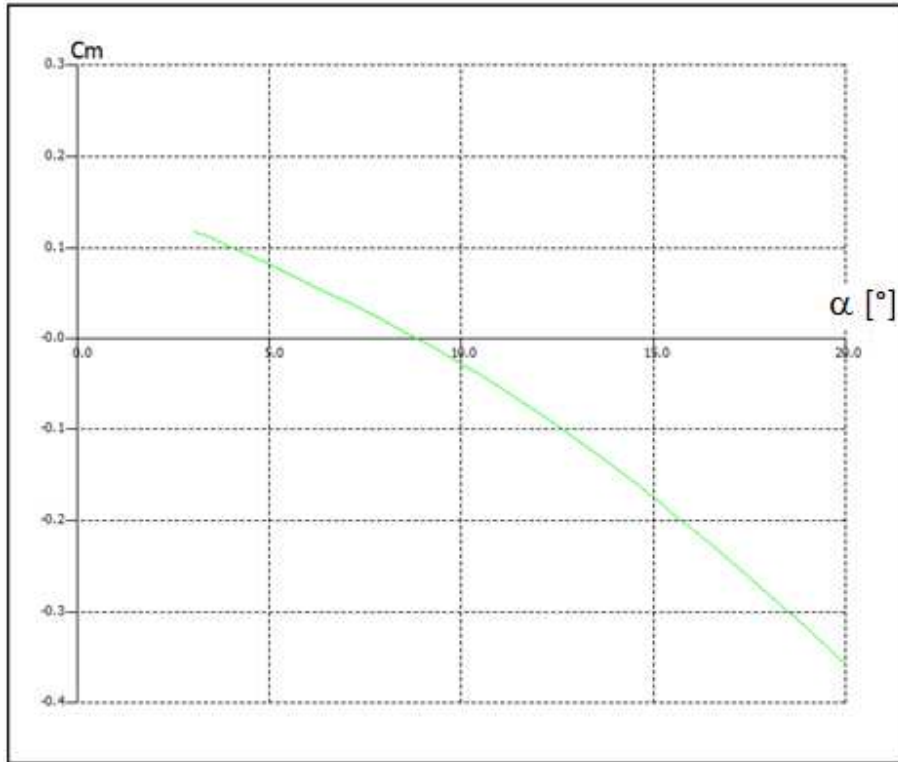


Figura 3.7.4. Curva Cm vs α , Primer modelo de la EXTREME

De la curva de momento de la Figura 3.7.4 se puede decir que la calidad del equilibrio es positiva ya que la pendiente de la curva es negativa.

La misma corta el eje de abscisa en el valor $\alpha_{cm=0} = 8.85^\circ$. En este punto el coeficiente de momento es igual a 0. Esto implica que de volar en este punto operativo, el ala estaría equilibrada. El piloto podría soltar la barra de mando y la aeronave mantendría la actitud. Es deseado que este ángulo corresponda a la actitud de crucero. Como se observa, este valor se encuentra relativamente lejano a los 6.12° relevados pero próximo al valor de ángulo de ataque necesario $\alpha_{necesario} = 8.45^\circ$.

Para $\alpha_{crucero} = 6.12^\circ$ el coeficiente de momento corresponde a $Cm = 0.057$

Cabe recordar que estos valores surgen de una primera aproximación donde el ala es considerada rígida, los perfiles no se encuentran deformados y el peso permanece fijo con respecto a ejes cuerpo.

3.7.1 Análisis de parámetros a lo largo de la envergadura.

A continuación se obtuvo la sustentación básica y adicional teniendo en cuenta la fórmula en Ref. [4], donde:

$$Cl = Cl_{básico} + Cl_{adicional} * CL$$

En el Anexo 3 se encuentra la tabla donde se calculan los coeficientes correspondientes.

- Sustentación Básica: correspondiente a $CL = 0$, con alabeo geométrico.

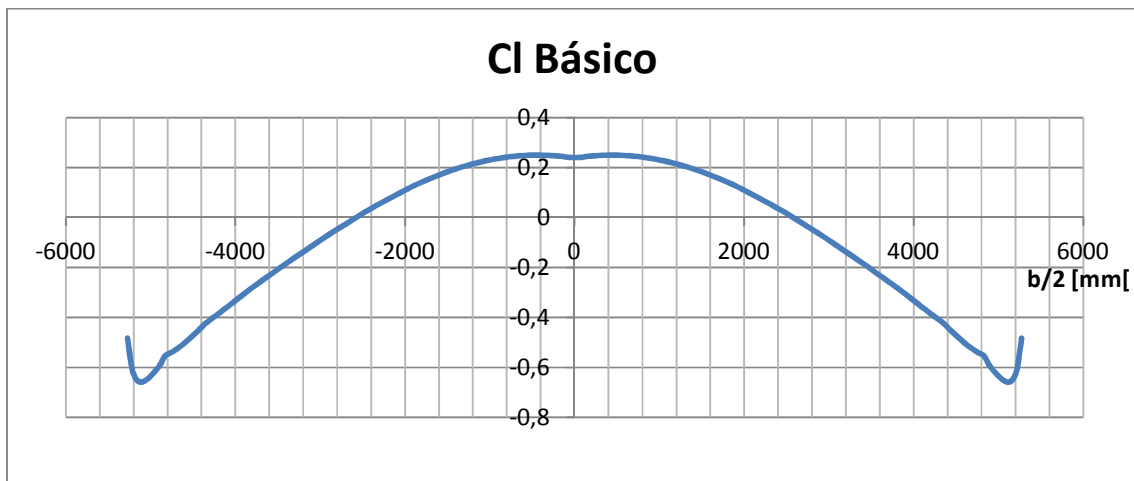


Figura 3.7.1.1. Distribución de Sustentación Básica.

De la Figura 3.7.1.1 se extrae como conclusión la influencia de la torsión en la distribución de sustentación en el ala. Como se observa, a partir de $|y| = 2.8 m$ el coeficiente de sustentación es negativo. Esto es deseado ya que en este tipo de aeronaves las punteras de las alas son las encargadas de equilibrar el momento de cabeceo negativo generado por la parte central de la misma. Si se compara con un avión convencional, el alabeo geométrico debe reemplazar el grupo de cola. Esto se puede apreciar en el análisis del momento generado por la distribución de sustentación básica.

$$C_{mb} = \frac{M_b}{qSMAC}$$

$$M_b = 2 \int_0^{b/2} Cl_{básico} * c(y) * q * x(y) * dy$$

Donde $x(y)$ es el brazo de momento en la posición y en la envergadura, medido desde el centro aerodinámico del perfil raíz, positivo hacia atrás.

S [m²] 15,574

MAC [m] 1,592143

Estación	b/2	PASO	CUERDAS	X(y)	Clbi	Cmbi
i	m	m	m	m		
0	0,0		2,196		0,243	
1	0,2	0,2	2,096	0,075	0,246	0,001
2	0,6	0,4	1,950	0,239	0,248	0,004
3	1,0	0,4	1,838	0,410	0,230	0,006
4	1,4	0,4	1,750	0,589	0,194	0,008
5	1,8	0,4	1,690	0,774	0,128	0,008
6	2,3	0,5	1,614	1,005	0,038	0,009
7	2,8	0,5	1,520	1,261	-0,067	0,003
8	3,3	0,5	1,430	1,509	-0,181	-0,006
9	3,8	0,5	1,300	1,766	-0,304	-0,018
10	4,3	0,5	1,088	2,003	-0,427	-0,032
11	4,8	0,5	0,798	2,221	-0,559	-0,042
12	5,3	0,5	0,350	2,409	-0,484	-0,043
					CmbTotal	-0,10204

Tabla 3.7.1.1. Contribución de la sustentación básica + flecha, al momento total del ala.

Como se observa en la Tabla 3.7.1.1, la distribución de sustentación básica, sumada a la flecha del ala, genera un momento total negativo a picar.

Además, se debe tener en cuenta que el ala EXTREME posee alabeo aerodinámico (ε_a) ya que se utilizan diferentes perfiles a lo largo de la envergadura, aumentando el espesor relativo a la cuerda y su ubicación, desde la raíz hacia la puntera. Para ello, se aproximó el ε_a por tramo, teniendo en cuenta el ángulo entre la cuerda del perfil analizado y la línea de sustentación nula.

$$\varepsilon_{a(i)} = (\alpha_0)_{estación i}$$

Para obtener ε_a , se realizó el análisis bidimensional de los perfiles teóricos normalizados, a un Reynolds igual a 1.858.000 correspondiente a la condición de crucero.

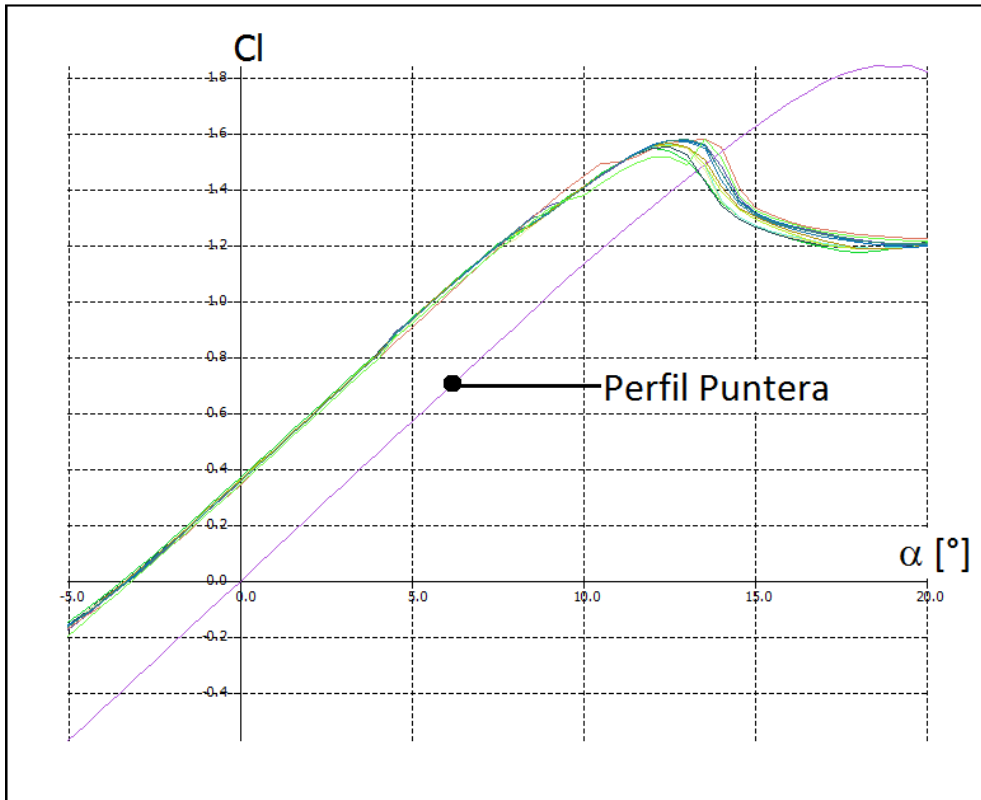


Figura 3.7.1.2. Curvas Cl vs α de los Perfiles Teóricos, Re=1.858.000.

En la Figura 3.7.1.2 se puede apreciar como el α_0 de la mayoría de los perfiles coincide en $\alpha_0 = -3.5^\circ$, excepto el correspondiente al perfil de puntera (perfil simétrico) donde el $\alpha_0 = 0^\circ$. Por lo que el ε_a , en esta primera aproximación donde se utilizan los perfiles teóricos, es despreciable, excepto en la puntera.

Además, debido a la diferencia de presión entre el intradós y extradós y el elevado ángulo de la flecha alar, se generan torbellinos a lo largo de la envergadura que inducen una velocidad vertical que produce un ángulo inducido " α_i ". El mismo es proporcional a la sustentación. Este ángulo es proporcionado por el programa XFLR5.

Por todo ello el perfil recibe un flujo localmente con un ángulo de ataque llamado ángulo de ataque efectivo " α_{ef} ". Donde:

$$\alpha_{ef} = \alpha_{crucero} + \alpha_i + \varepsilon_g + \varepsilon_a$$

Siendo ε_g el alabeo geométrico, es decir la torsión del ala.

El efecto del ángulo inducido y el alabeo aerodinámico se pueden apreciar mejor en el gráfico de la distribución de sustentación adicional. (Figura 3.7.1.3)

- Sustentación Adicional: correspondiente a $CL = 1$, sin alabeo geométrico.

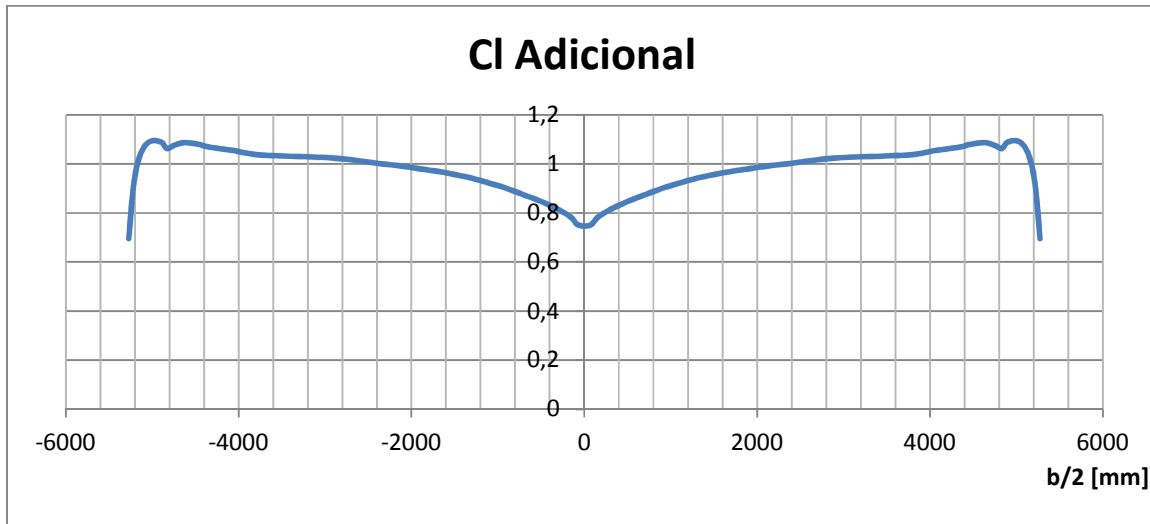


Figura 3.7.1.3. Distribución de Sustentación Adicional.

Como se observa en la Figura 3.7.1.3, para $CL = 1$ la distribución de sustentación adicional a lo largo de la envergadura refleja la curva característica de alas en flecha y de gran ahusamiento. Como se aprecia en la Figura 3.7.1.3, si el ala no tuviera alabeo geométrico, entrarían en pérdida prácticamente todos los perfiles que la componen en forma simultánea, produciendo una abrupta pérdida de sustentación. Debido al ángulo inducido y el alabeo aerodinámico en las puntas, el Cl aumenta ligeramente de la raíz hacia las puntas. De esta manera lo primero en entrar en pérdida sería la zona de puntera que es la encargada del control en estas aeronaves. Esto es resuelto con el alabeo geométrico negativo hacia las puntas.

3.7.2 Análisis de la distribución de sustentación para $\alpha_{crucero} = 6.12^\circ$

La distribución de sustentación a lo largo de la envergadura para $\alpha_{crucero} = 6.12^\circ$ muestra que la zona central del ala es la encargada de producir la fuerza para igualar el peso. La zona de puntera genera una fuerza en sentido opuesto a L , reduciendo la sustentación final pero equilibrando el sistema proporcionando calidad del equilibrio positiva (Figura 3.7.2.1).

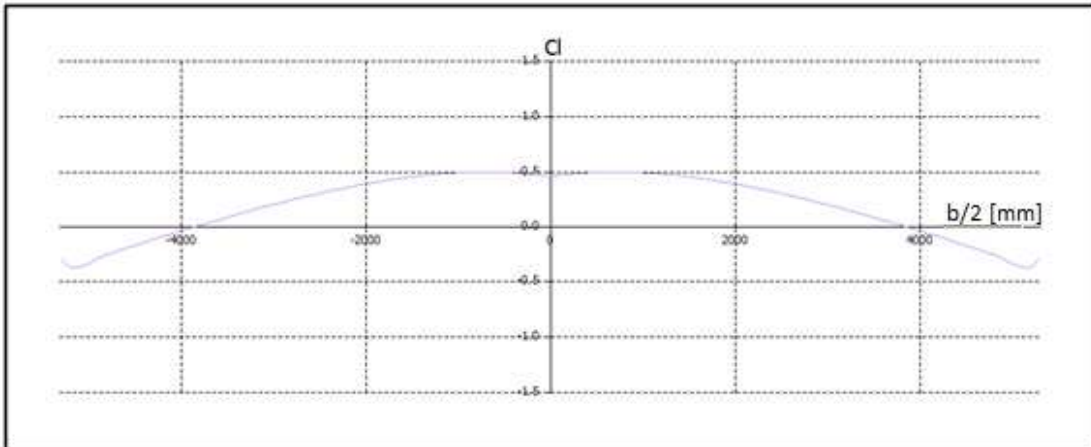


Figura 3.7.2.1. Distribución de Sustentación Local.

Se graficó la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura teniendo en cuenta la relación de sustentación local con la cuerda local, obteniendo el siguiente gráfico (Figura 3.7.2.2).

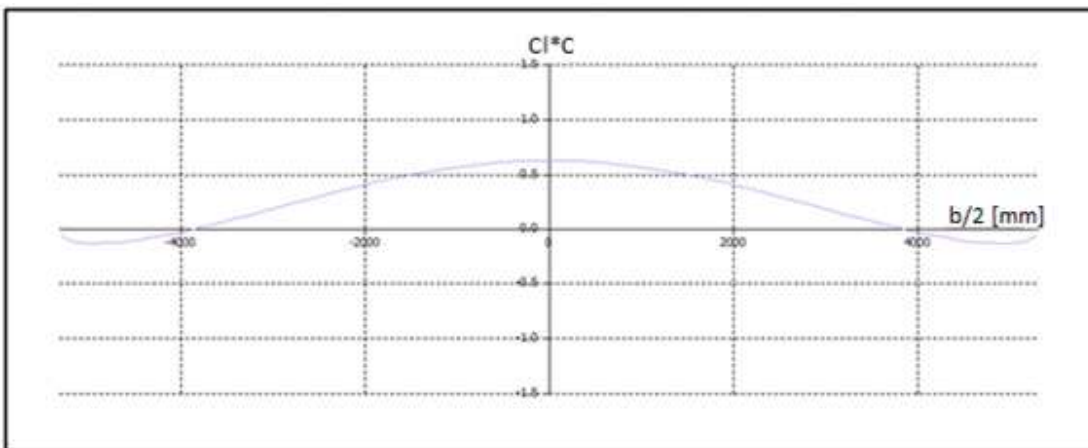


Figura 3.7.2.2. Distribución de Sustentación Local *C.

Esta distribución viene dada por el ángulo efectivo al que se enfrenta cada perfil del ala a lo largo de la envergadura. Siendo

$$\alpha_{ef} = \alpha_{crucero} + \alpha_i + \varepsilon_g + \varepsilon_a$$

En la Tabla 3.7.2.1 se calcula el α_i conociendo la distribución de sustentación local y teniendo en cuenta la Figura 3.7.1.2 se obtiene el α_{ef} referido a la cuerda de sustentación nula de cada perfil. Recordando que $\alpha_{crucero} = 6.12^\circ$ y que ε_g viene dado por la torsión del ala calculada anteriormente, α_i se despeja de la ecuación anterior utilizando la Figura 3.7.2.1 para obtener el ε_a .

b/2	α_{crucero}	α_{t}	ϵ_{a}	ϵ_{g}	α_{ef}
mm	°	°	°	°	°
5300	6,12	7,4400	0,00	-18,36	-4,8000
4800	6,12	3,5800	3,50	-16,30	-3,1000
4300	6,12	2,8600	3,50	-14,13	-1,6500
3800	6,12	2,6800	3,50	-11,90	0,4000
3300	6,12	1,5000	3,50	-9,69	1,4300
2800	6,12	0,3400	3,50	-7,55	2,4100
2300	6,12	-0,8930	3,50	-5,55	3,1770
1800	6,12	-1,9100	3,50	-3,76	3,9500
1400	6,12	-2,7350	3,50	-2,51	4,3750
1000	6,12	-3,5350	3,50	-1,48	4,6050
600	6,12	-4,2920	3,50	-0,68	4,6480
200	6,12	-5,0100	3,50	-0,15	4,4600

Tabla 3.7.2.1. Cálculo del ángulo efectivo.

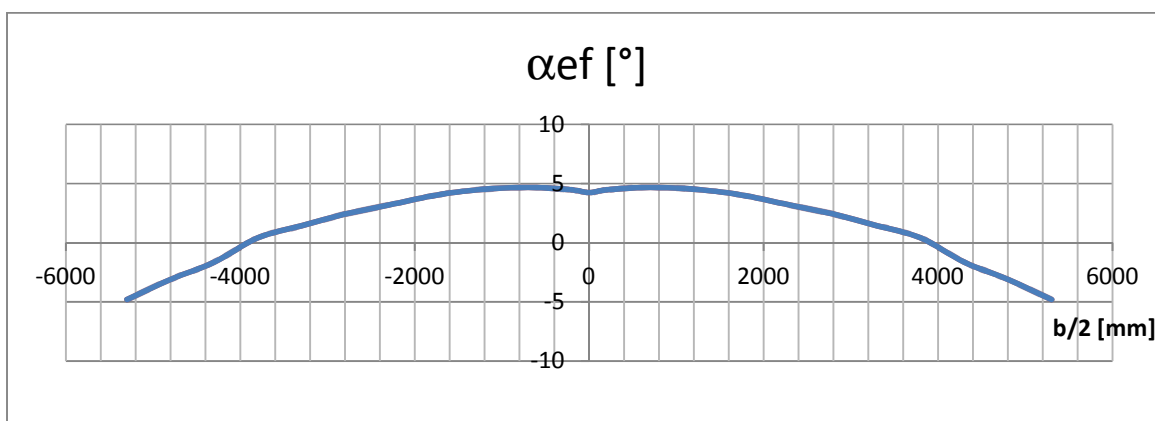


Figura 3.7.2.3. Distribución de Ángulo Efectivo.

Debido al alabeo aerodinámico se aprecia como el perfil raíz, el cual no posee alabeo geométrico, ve un flujo que incide con un ángulo de 4.23° aproximadamente (Figura 3.7.2.3). Este ángulo corresponde al valor entre la corriente incidente al perfil y la línea de sustentación nula del perfil raíz. Si se tiene en cuenta el ángulo medido con respecto a la cuerda del perfil raíz el ángulo es de 0.73° .

3.8 Comportamiento del ala a distintos tipos de configuraciones.

Antes de proseguir con la optimización y mejora del modelo del ala EXTREME, se decidió estudiar diversos factores característicos de la misma, con el fin de visualizar de forma concreta la influencia y variación en el comportamiento del ala.

Se realizaron varios modelos de ala divididos en 5 grupos:

- Variación del Cuelgue.
- Variación de Torsión.
- Variación de Área Sustentadora y de Control.
- Variación de Flecha.
- Variación de Envergadura.

3.8.1 Variación del Cuelgue

Teniendo en cuenta el margen de desplazamiento del cuelgue y la ubicación del CG respectivamente, se realizaron 3 modelos; uno para cada extremo del cuelgue y uno para el punto medio.

Cuelgue	CG		
X	X	Y	Z
mm	mm	mm	mm
1360,0	1369,75	0,0	-1333,905
1460,0	1456,83	0,0	-1333,905
1560,0	1543,92	0,0	-1333,905

Tabla 3.8.1.1. Ubicación del CG dependiendo el punto de cuelgue.

En la Figura A del Anexo 1 se observa como al variar el cuelgue, es decir el CG, la calidad del equilibrio longitudinal también lo hace. Esto se refleja en la pendiente de la curva del coeficiente de momento.

Las demás curvas no se modifican ya que no dependen de este parámetro.

En adelante se fijó el cuelgue en el punto medio $X = 1460$ mm para poder analizar la influencia del resto de las variables.

3.8.2 Variación de la Torsión

Se compararon los resultados obtenidos del modelo de ala EXTREME sin y con alabeo geométrico.

Se observa en la Figura B del Anexo 1 como, al ser aplicada torsión al ala, las curvas CL vs α y CL vs CD se desplazan hacia la derecha. Es decir, para lograr determinado CL se necesita un mayor ángulo de ataque y además el CD aumenta.

En cuanto a la relación de planeo se ve como disminuye considerablemente, esto es debido a la disminución de Cl y al aumento de resistencia de presión.

En cuanto a la curva Cm vs α , se observa como la torsión origina un desplazamiento hacia arriba, logrando que la curva corte al eje de ordenada en valores positivos. Esta condición es necesaria para el equilibrio longitudinal de las aeronaves. La pendiente negativa de la curva en ambos casos (con y sin torsión), brindan la condición de calidad del equilibrio positiva.

3.8.3 Variación de Área Sustentadora y de Control

Se realizaron 2 modelos para ser comparados con la primera aproximación del ala EXTREME (Figura 3.8.3.1 y 3.8.3.2).

- Reducción de Área Sustentadora.
- Reducción de Área de Control.

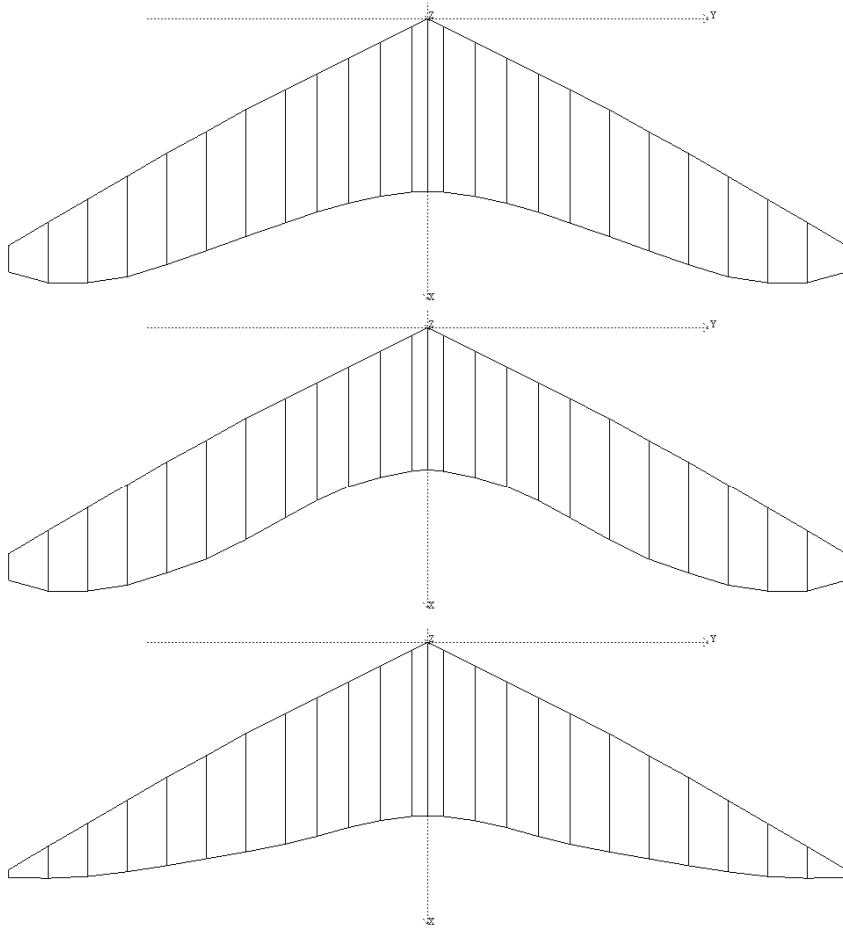


Figura 3.8.3.1. Modelos de variación de la Superficie.

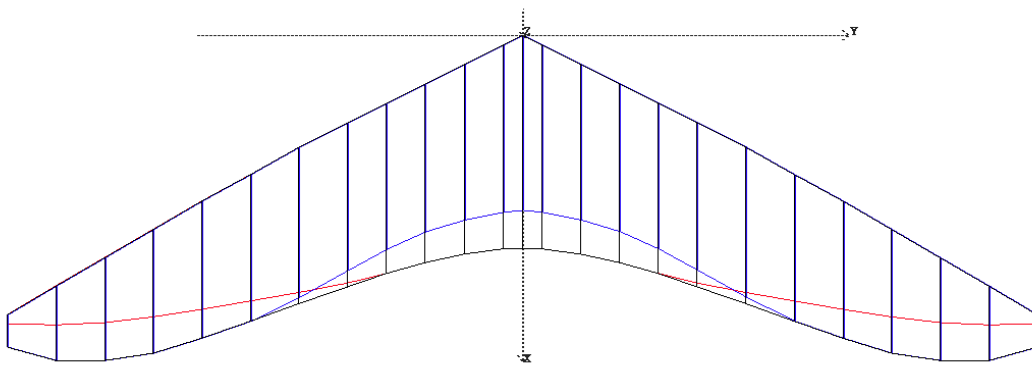


Figura 3.8.3.2. Superposición de los Modelos de variación de Superficie.

Al variar la geometría del ala, sus parámetros característicos se modifican además de la superficie. Como por ejemplo la MAC y su ubicación, el ahusamiento y alargamiento. Todo ello lleva también a un corrimiento del centro aerodinámico y del centro de presión del ala.

Como se observa en la Figura C del Anexo 1, para el ala que cuenta con la superficie reducida en la zona central, la curva de sustentación no varía considerablemente. En cambio, la resistencia disminuye por lo que la relación de planeo aumenta. Debido al corrimiento de la resultante aerodinámica y el centro aerodinámico, la curva de C_m se modifica desplazándose hacia arriba e incrementando la pendiente aumentando la calidad del equilibrio longitudinal.

Por otro lado, en el caso en que el ala que posee una reducción en la zona de punteras, la pendiente de sustentación aumenta ligeramente obteniéndose un incremento del Cl para un mismo ángulo de ataque. Por ende la resistencia aumenta. En la curva de momento, se observa como la pendiente se reduce disminuyendo la calidad del equilibrio longitudinal. De esta manera se aprecia que la zona cercana a las punteras es crítica en cuanto a la estabilidad y control de este sistema de vuelo. En el caso de la relación de planeo, éste disminuye levemente.

3.8.4 Variación de Flecha

Se realizaron 2 modelos para ser comparados con la primera aproximación del ala EXTREME (Figura 3.8.4.1 y 3.8.4.2).

- Aumento de Flecha.
- Reducción de Flecha.

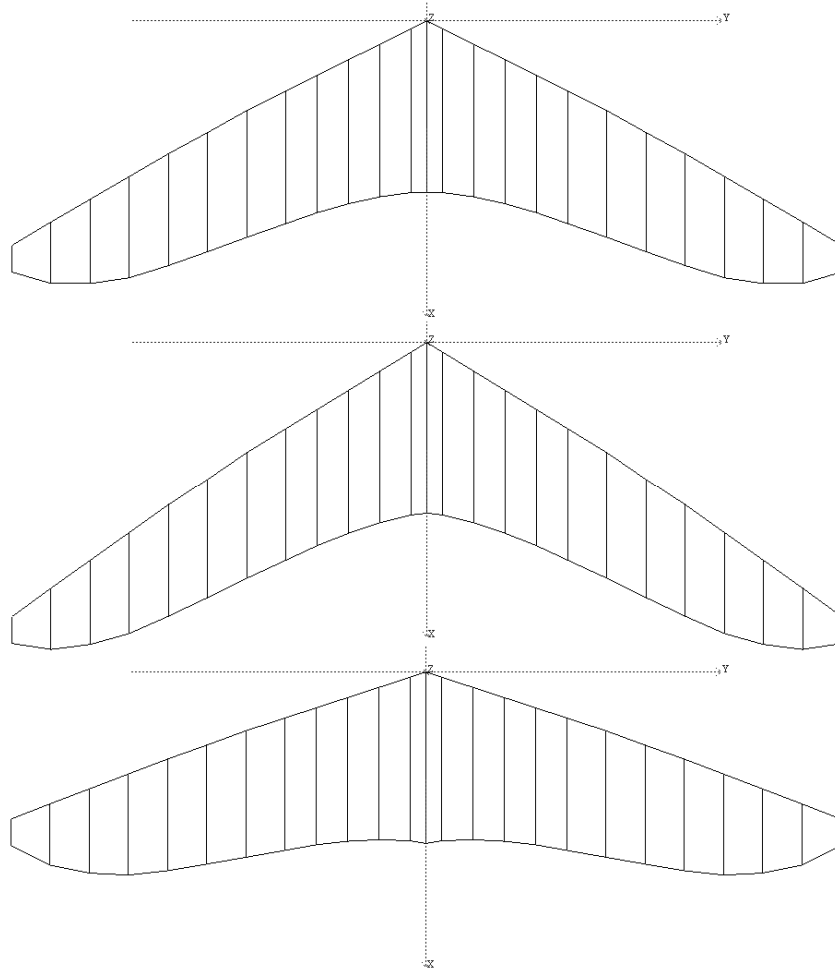


Figura 3.8.4.1. Modelos de variación de la Flecha.

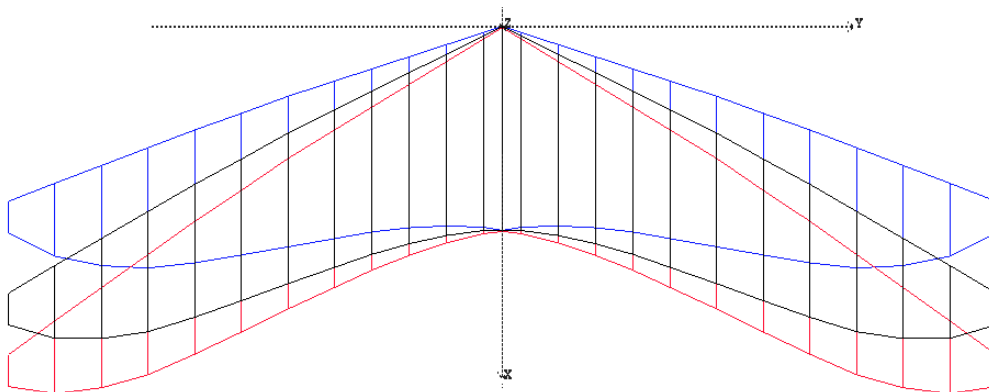


Figura 3.8.4.2. Superposición de los Modelos de variación de Flecha.

De la Figura D del Anexo 1 se observa como al aumentar la flecha la pendiente de sustentación disminuye, por lo que la resistencia inducida también lo hace. Además la calidad del equilibrio longitudinal aumenta, disminuyendo la pendiente de la curva de momento. Esto es debido a que el margen estático es mayor gracias al corrimiento hacia atrás de la resultante de las fuerzas aerodinámicas, generando un mayor brazo de palanca.

Por otro lado, se observa como en el caso del ala de menor flecha, su comportamiento es opuesto. Se destaca la disminución de la calidad del equilibrio longitudinal, llegando a ser prácticamente neutra, lo que se refleja en la disminución de la pendiente de la curva de momento. De esta manera queda reflejado el hecho de que si el ala no tuviera un ángulo de flecha la pendiente de la curva de momento sería positiva y se necesitaría el grupo de cola para equilibrar la aeronave.

3.8.5 Variación de la Envergadura.

Se realizaron 2 modelos para ser comparados con la primera aproximación del ala EXTREME (Figura 3.8.5.1 y 3.8.5.2).

- Aumento de Envergadura.
- Reducción de Envergadura.

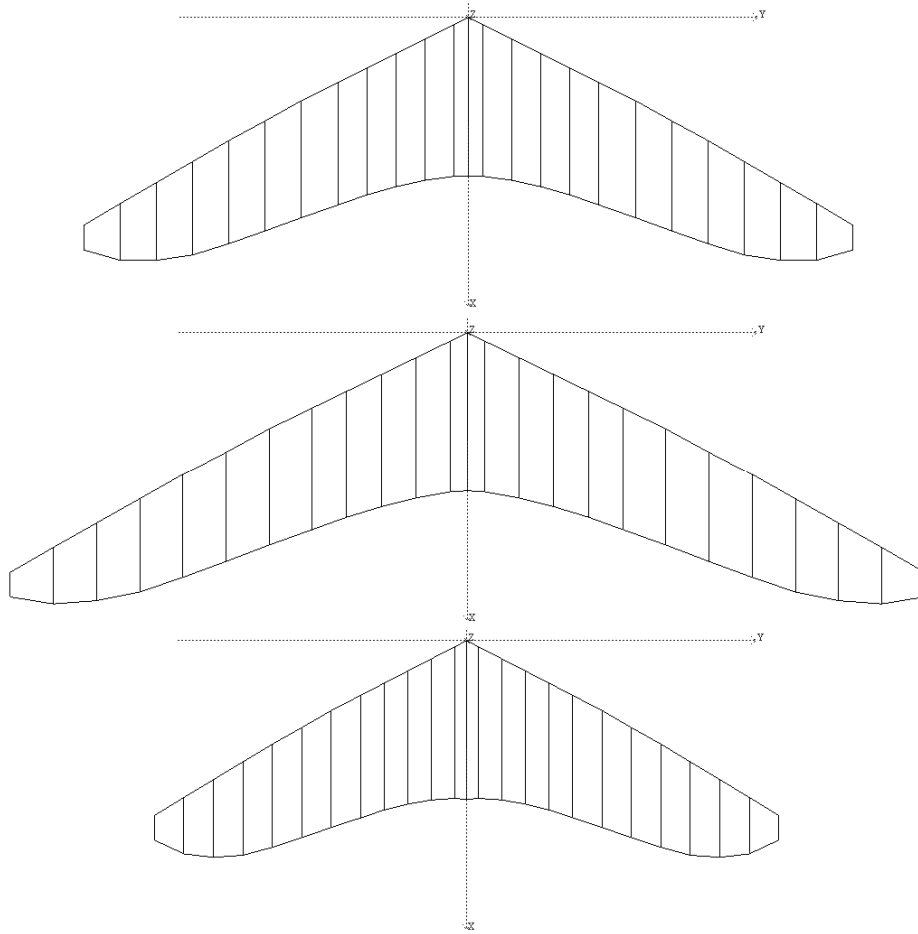


Figura 3.8.5.1. Modelos de variación de la Envergadura.

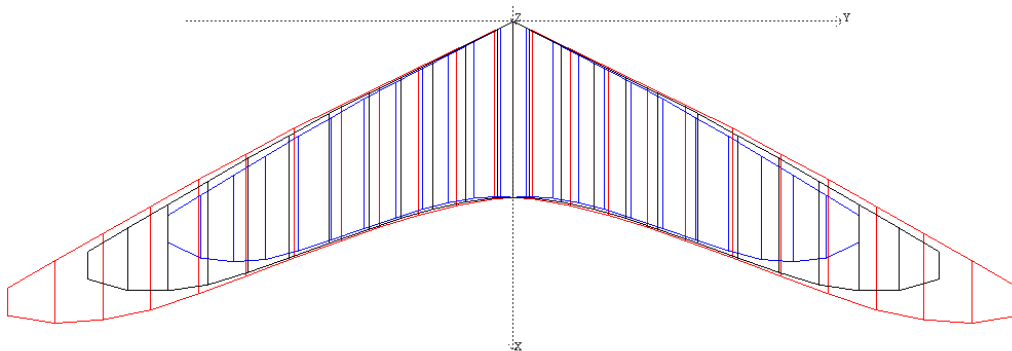


Figura 3.8.5.2. Superposición de los Modelos de variación de Envergadura.

De la Figura E del Anexo 1 se puede concluir que al aumentar la envergadura, la pendiente de sustentación aumenta. Esto se debe a que los problemas producidos por el ala finita se reducen. La condición ideal sería un ala con envergadura infinita, donde los problemas causados por la diferencia de presión en las punteras de la misma desaparecen, pero esto es físicamente imposible. Además, la resistencia inducida disminuye de tal manera que la relación de planeo del ala aumenta considerablemente. La pendiente de la curva de momento se ve incrementada debido a que el aumento de envergadura desplaza hacia atrás la resultante de las fuerzas aerodinámicas.

En contraparte, la disminución de la envergadura acrecienta los problemas producto del ala finita, aumentando la resistencia inducida y disminuyendo la sustentación. Esto lleva a una disminución de la relación de planeo del ala. Además, la resultante de las fuerzas aerodinámicas se desplaza hacia adelante disminuyendo la pendiente de la curva de momento.

Capítulo 4

DESARROLLO y RESULTADOS de SEGUNDA APROXIMACION DEL ALA

4.1 Obtención de Perfiles Deformados

Para obtener una mejor aproximación del comportamiento del ala EXTREME, se procedió a determinar la geometría de los perfiles en condición de crucero. Los mismos se deforman debido a cargas aerodinámicas presentes en el vuelo. Este problema es de suma complejidad debido a todas las variables que influyen en la deformación de las ballenas, además de variar con la operación.

Por lo tanto, para el alcance de este trabajo, se estudió la deformación de los perfiles en vuelo crucero suponiendo que las deformaciones permanecen relativamente constantes durante el mismo, por lo que los perfiles se pueden obtener del análisis del ala en operación de crucero. También se supuso que la deformación más importante se produce en el intradós, por poseer menos ballenas y estar confeccionado con una tela menos resistente. Por lo que se consideró que el extradós, luego de reiteradas observaciones en ensayos en vuelo, fotografías y videos, es lo suficientemente rígido como para poder ser despreciada su deformación.

Se dividió el análisis en dos zonas. Los perfiles que van desde la estación 0 a la 7 inclusive, que se denominaron como zona central del ala, y los correspondientes desde la estación 8 al TIP que se denominaron zona de puntera (Figura 4.1.1).

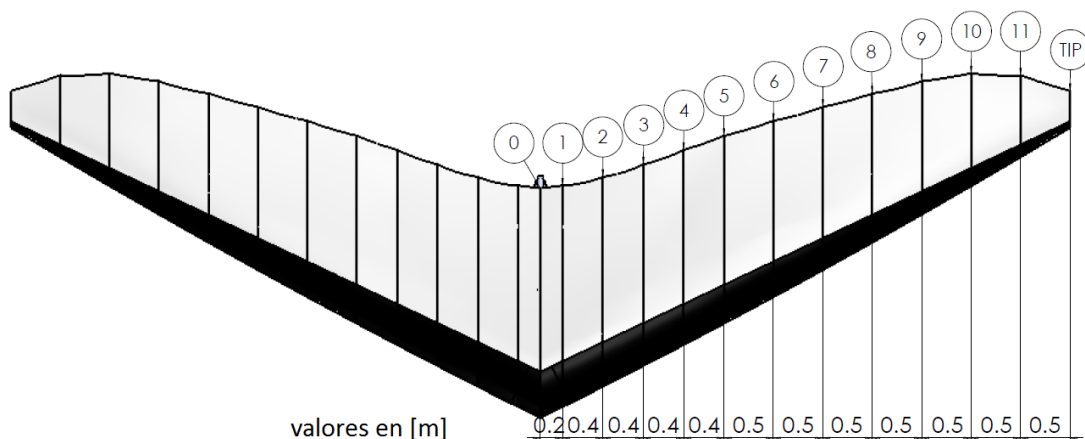


Figura 4.1.1. Ubicación y Numeración de los perfiles.

Perfiles Deformados de Zona Central.

La zona central posee ballenas tanto en el intradós como el extradós. Esto le otorga una rigidez suficiente para permitir solo pequeñas deformaciones. Además, el travesaño atraviesa esta zona por lo que las ballenas del intradós se apoyan en el mismo y restringen aun más las deformaciones.

En primer lugar se considera que el perfil raíz no se deforma, esto es porque el intradós del mismo está confeccionado por el caño de la quilla, el cual es suficientemente rígido como para tomar esta simplificación válida. Del mismo modo, se considera despreciable la deformación del perfil 1 debido a que está muy próximo al de raíz.

Para obtener las deformaciones de los perfiles 2 al 7, se partió de la primera aproximación del ala. Se obtuvo la distribución de carga en el intradós de los perfiles teóricos para vuelo de crucero con $\alpha_{crucero} = 6.12^\circ$, para luego utilizar la misma sobre un modelo simplificado del intradós. Luego se realizó el análisis a flexión con determinadas condiciones de borde y apoyos, para obtener de este modo la deformación.

Como modelo matemático para el análisis de flexión de la ballena del intradós, se consideró una viga empotrada en su extremo izquierdo y con dos apoyos, uno donde apoya el travesaño y otro en el extremo derecho. El mismo se puede apreciar en la Figura 4.1.2.



Figura 4.1.2. Esquema de la Ballena del intradós para el análisis de flexión.

El empotramiento izquierdo surge de considerar la ballena del intradós presionada sobre el caño del borde de ataque por la tensión de la tela, por lo que este extremo no puede rotar ni desplazarse.

El apoyo derecho surge de considerar que en actitud de crucero, el desplazamiento vertical de este extremo está restringido por el borde de fuga de la ballena del extradós, pero no tiene ninguna restricción fuerte en el giro.

El apoyo ubicado en este caso en el centro de la ballena, surge del apoyo de la misma sobre el travesaño, que no permite que se desplace en forma vertical pero sí permite que la misma gire en el punto de contacto. Este apoyo se encuentra en diferentes posiciones de acuerdo al perfil que se analice.

A continuación se detalla la metodología de análisis del perfil de la estación 4. El resto se puede encontrar en el Anexo 2, al final del trabajo.

Obtención de la deformación del Intradós del Perfil 4.

Del programa XFLR5 se obtuvo la distribución de C_p a lo largo del intradós de forma discreta (Tabla 4.1.1).

C	Cp
[m]	
1,750	0,157
1,695	0,133
1,597	0,101
1,456	0,081
1,282	0,069
1,084	0,062
0,874	0,059
0,664	0,060
0,466	0,065
0,291	0,071
0,151	0,061
0,053	-0,254
0,001	0,412
0,000	0,528

Tabla 4.1.1. Distribución de C_p a lo largo del intradós de perfil 4.

Se descartaron los primeros 2 puntos que caen dentro del caño de borde de ataque debido a que la carga es absorbida por el mismo.

Para obtener las cargas puntuales con las cuales se sometió la ballena a flexión, se calculó en cada punto o nodo (donde se conocía el valor de C_p) la fuerza correspondiente P_i .

$$P_i = \frac{C_p * V^2 * \rho * \Delta x * \Delta y}{2}$$

donde V es la velocidad de crucero $V = 30 \text{ m/s}$, ρ la densidad a 1000 m de altitud $\rho = 1.11 \text{ kg/m}^3$, C_p se obtiene del programa XFLR5 y tanto Δx como Δy se definieron de la siguiente manera:

- El Δx utilizado para la carga ubicada en el nodo 1 es la mitad del paso del nodo 1 al 2. De la misma forma para la carga ubicada en el último nodo, el 12, se utilizó la

mitad del paso entre el nodo 11 y el 12. Para el resto de los nodos se consideró como Δx la mitad del paso hacia adelante sumado a la mitad del paso hacia atrás.

- El Δy utilizado para cada ballena corresponde a la mitad de la distancia entre la ballena siguiente, sumado a la mitad de la distancia a la ballena anterior.

De este modo se confeccionó la Tabla 4.1.2, donde se calcularon los valores correspondientes y se obtuvieron las cargas puntuales requeridas (Figura 4.1.3).

nodo	C [m]	X_i [m]	Δx [m]	C_p -	$C_p * \Delta x$ [m]	P_i [N]
1	0,053	0,000	0,049	-0,254	-0,012	-2,496
2	0,151	0,098	0,119	0,061	0,007	1,458
3	0,291	0,239	0,157	0,071	0,011	2,236
4	0,466	0,413	0,186	0,065	0,012	2,398
5	0,664	0,611	0,204	0,060	0,012	2,440
6	0,874	0,821	0,210	0,059	0,012	2,477
7	1,084	1,031	0,204	0,062	0,013	2,518
8	1,282	1,229	0,186	0,069	0,013	2,564
9	1,456	1,404	0,157	0,081	0,013	2,543
10	1,597	1,544	0,119	0,101	0,012	2,400
11	1,695	1,642	0,077	0,133	0,010	2,042
12	1,750	1,697	0,027	0,157	0,004	0,862

Tabla 4.1.2. Cálculo de cargas puntuales.

La convención de signos utilizada para las cargas fue la siguiente: positiva hacia abajo y negativo hacia arriba.

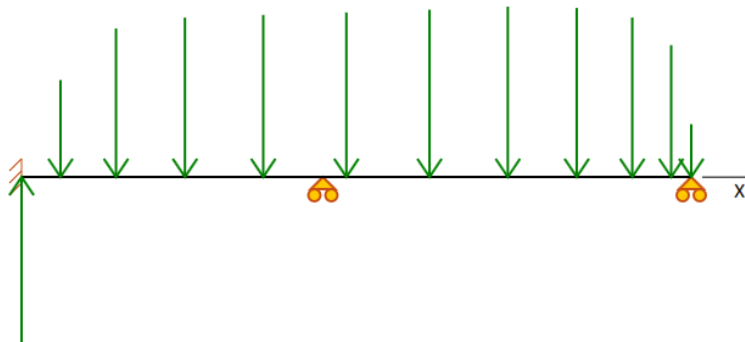


Figura 4.1.3. Cargas puntuales distribuida sobre la ballena del intradós.

Se obtuvo la deformada de la viga teniendo en cuenta que es un problema hiperestático y empleando el programa PORTI Ref[3], utilizado en la cátedra de Cálculo Estructural I.

En la Figura 4.1.4 se observa de manera amplificada la deformación para una mejor visualización.

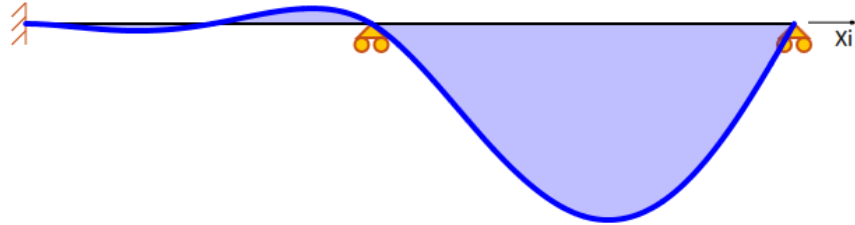


Figura 4.1.4. Deformación amplificada.

	Carga	Flecha	Flecha/EI
nodo	Pi	[Pa*m ⁵]	[m]
1	-2,49595	0	0
2	1,458354	-0,02034	0,001479
3	2,235904	-0,10302	0,00749
4	2,398443	-0,251	0,018248
5	2,439692	-0,42247	0,030714
6	2,476808	-0,5513	0,04008
7	2,518413	-0,5844	0,042486
8	2,564259	-0,51063	0,037123
9	2,543218	-0,36367	0,026439
10	2,400043	-0,19994	0,014536
11	2,042475	-0,06954	0,005055
12	0,861867	0	0

Tabla 4.1.3. Deformaciones del intradós del perfil 4 sometido a cargas puntuales.

Se introdujeron las modificaciones al perfil realizado en el programa XFLR5. Teniendo en cuenta que el intradós de los perfiles teóricos está compuesto por una recta, se obtuvo la ecuación de la misma en referencia a la cuerda del perfil. Luego, se sumó la flecha obtenida en los puntos donde se calculó con el programa PORTI la deformación. De esta manera se confeccionó el perfil con el intradós deformado (Figura 4.1.5). Se normalizó la cuerda para independizarse de la misma y para la comparación con el resto de los perfiles.

El perfil resultante fue el siguiente:

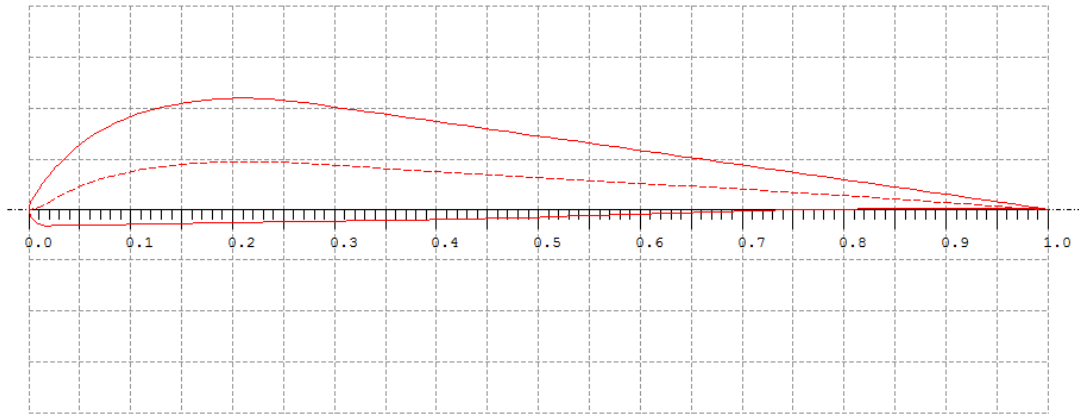


Figura 4.1.5. Perfil 4 deformado.

Si se compara con el perfil no deformado (traza verde, Figura 4.1.6), se observa que la variación es muy pequeña, situación que se repite en los perfiles de la zona central del ala.

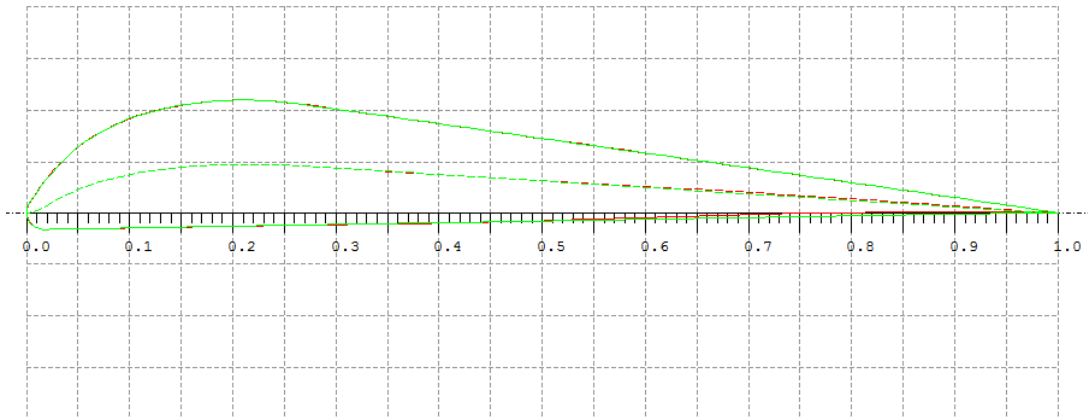


Figura 4.1.6. Comparación Perfil 4 deformado y no deformado.

La pequeña variación se observa en la Tabla 4.1.4 en los parámetros geométricos de los perfiles, modificándose levemente la ubicación de la combadura máxima en este caso.

Perfil	Espesor máx. (%C)	Ubicación del espesor máx. (%C)	Combadura máx. (%C)	Ubicación de la Combadura máx. (%C)
4	12,17	20,5	4,78	21,6
4 Deformado	12,17	20,5	4,78	21,5

Tabla 4.1.4. Comparación de las características geométricas de los perfiles 4 y 4 deformado.

A continuación se exponen en la Tabla 4.1.5 las variaciones de los parámetros geométricos de los perfiles de la zona central del ala.

Perfil	Espesor máx. (%C)	Ubicación del espesor máx. (%C)	Combadura máx. (%C)	Ubicación de la Combadura máx. (%C)
2	12,00	20,70	4,82	21,60
2 Deformado	11,75	20,00	4,96	21,60
3	12,08	20,20	4,80	22,10
3 Deformado	11,98	20,20	4,85	22,30
4	12,17	20,50	4,78	21,60
4 Deformado	12,17	20,50	4,78	21,50
5	12,23	20,40	4,78	21,40
5 Deformado	12,26	20,50	4,77	21,60
6	12,33	20,90	4,74	22,00
6 Deformado	12,34	20,70	4,74	21,80
7	12,57	20,60	4,74	21,70
7 Deformado	12,59	20,30	4,72	22,30

Tabla 4.1.5. Comparación de las características geométricas de los perfiles de la zona central deformados.

Perfiles Deformados de Zona Puntera.

Los perfiles deformados de la zona de puntera son los correspondientes a las estaciones que van del 8 al TIP.

En primer lugar se supone que el perfil ubicado en el TIP, que corresponde al perfil simétrico, no se deforma.

Luego de varias observaciones durante ensayos en vuelo, se llegó a la conclusión de que la hipótesis es válida debido a que durante el vuelo, el perfil ubicado en el TIP no presentaba grandes variaciones. Esto puede observarse en la Figura 4.1.7 correspondiente a una de las fotografías tomadas durante un ensayo en vuelo.

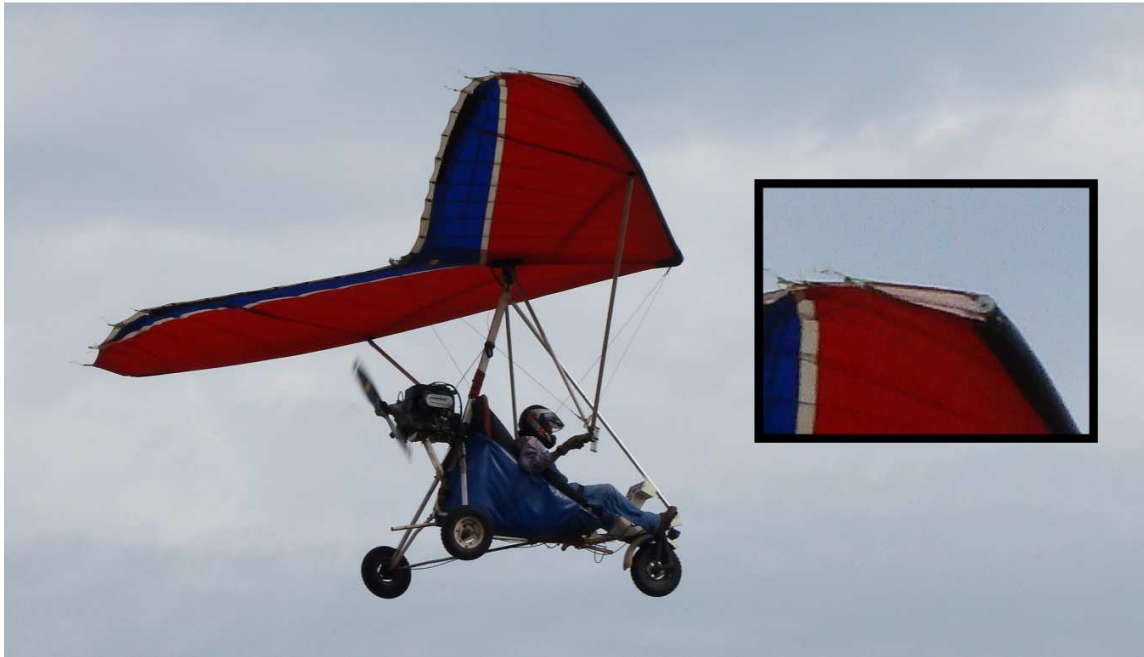


Figura 4.1.7. Perfil Simétrico de puntera.

Para el resto de las estaciones, la obtención de los perfiles deformados se realizó mediante el análisis de fotografías cuidadosamente seleccionadas donde se pudo observar la deformación del intradós.

Teniendo en cuenta el alcance del trabajo final de grado, se considera válido optar por este método para la obtención del intradós deformado debido a la complejidad asociada a la cantidad de parámetros que influyen en la deformación de los perfiles y su variación con el tiempo, y a los efectos aeroelásticos.

En la Figura 4.1.8 se muestra la fotografía de la cual se relevaron los intradós 9 y 10 correspondientes a la zona de puntera, con los cuales se confeccionaron los perfiles 8 y 11 restantes. En estas estaciones el intradós posee unas ballenas de fibra de vidrio muy livianas y flexibles que generan una sombra en la tela, permitiendo trazar una spline describiendo la geometría deformada de las mismas.



Figura 4.1.8. Fotografía utilizada para relevar los intradoses deformados.

Se tomó como referencia la cuerda de cada perfil para así obtener el factor de escala al que deben multiplicarse los puntos obtenidos del análisis de la fotografía.



Figura 4.1.9. Ejes utilizados para medir la deformación.

A continuación se relevaron los puntos obtenidos del programa CAD (Figura 4.1.9) y se transformaron a medidas reales de los perfiles (Tabla 4.1.6).

1,11491387 factor escala en [m]

Intradós 9:

Medida SolidWorks					
Xs	Ys	X	Y	C	Y
		mm	mm	mm	mm
0	0	0	0	50	-26,23
28,59	2,42	31,87539	2,698092	81,87539	-22,95834
52,82	5,4	58,88975	6,020535	108,8898	-19,14980
94,59	11,07	105,4597	12,3421	155,4597	-11,99026
180,22	23,23	200,9298	25,89945	250,9298	3,284967
279,91	36,59	312,0755	40,7947	362,0755	20,18016
381,76	47,79	425,6295	53,28173	475,6295	34,71048
481,36	55,88	536,6749	62,30139	586,6749	45,72828
606,48	58,49	676,173	65,21131	726,173	51,14832
724,9	46,45	808,2011	51,78775	858,2011	40,10047
788,91	36,38	879,5667	40,56057	929,5667	30,15743
851,01	25,75	948,8029	28,70903	998,8029	19,55173
895,65	18,14	998,5726	20,22454	1048,573	11,96279
1004,79	0	1120,254	0	1170,254	-6,0722114

Tabla 4.1.6. Relevamiento del intradós deformado del perfil 9.

Las últimas dos columnas de la Tabla 4.1.6 corresponden a los valores en X e Y del intradós deformado teniendo en cuenta el borde de ataque, es decir donde comienza la deformación en coordenadas locales al perfil. Las mismas se observan en la Figura 4.1.10.

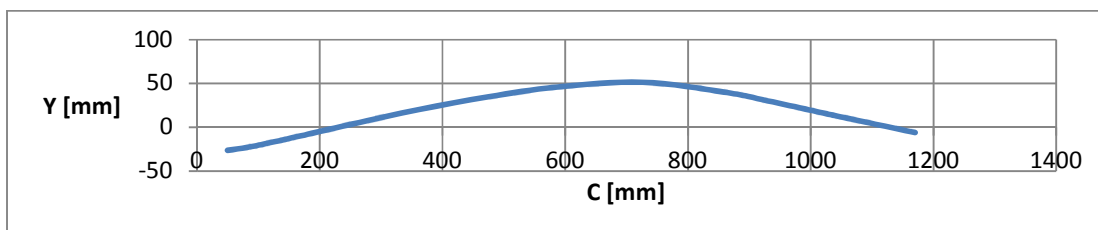


Figura 4.1.10. Deformación en coordenadas locales perfil 9.

Intradós 10:

Medida SolidWorks		X	Y	C	Y
Xs	Ys	mm	mm	mm	mm
0	0	0	0	50	-25
15,86	0,95	17,6046	1,0545	67,6046	-23,6287
30,22	2,94	33,5442	3,2634	83,5442	-21,133
47,83	6,19	53,0913	6,8709	103,0913	-17,1738
69,24	10,73	76,8564	11,9103	126,8564	-11,7068
103	17,91	114,33	19,8801	164,33	-3,06265
191,54	30,68	212,6094	34,0548	262,6094	12,88048
268,59	38,86	298,1349	43,1346	348,1349	23,49922
347,33	44,3	385,5363	49,173	435,5363	31,11032
426,68	44,74	473,6148	49,6614	523,6148	33,1836
483,11	42,11	536,2521	46,7421	586,2521	31,39139
562,76	34,66	624,6636	38,4726	674,6636	24,71276
635,4	23,68	705,294	26,2848	755,294	13,97582
688,18	12,92	763,8798	14,3412	813,8798	3,086407
739,01	0	820,3011	0	870,3011	-10,2396

Tabla 4.1.7. Relevamiento del intradós deformado del perfil 10.

Las últimas dos columnas de la Tabla 4.1.7 corresponden a los valores en X e Y del intradós deformado teniendo en cuenta el borde de ataque, es decir donde comienza la deformación en coordenadas locales al perfil (Figura 4.1.11).

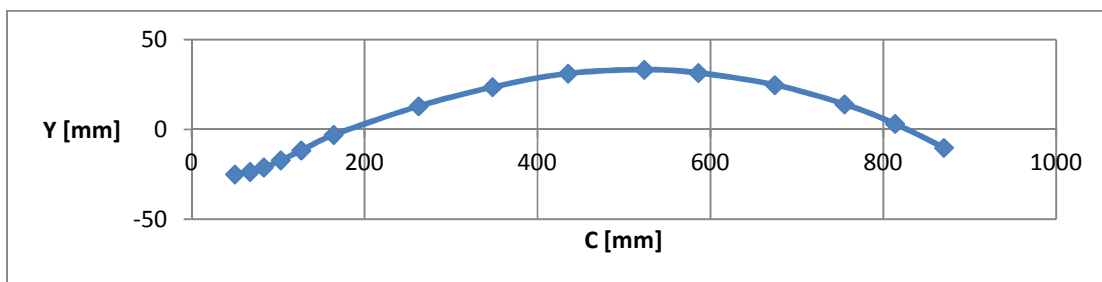


Figura 4.1.11. Deformación en coordenadas locales perfil 10.

Para obtener el intradós de los perfiles 8 y 11 se consideró la deformación proporcional al perfil más próximo. Es decir, para la ballena 8 se deformó proporcionalmente al perfil 9 teniendo

en cuenta la relación de cuerdas. Para la ballena 11, se deformó proporcionalmente al perfil 10 teniendo en cuenta la relación de cuerdas.

Intradós 8:

Utilizando la relación de cuerdas con el perfil 9, se obtuvo el factor de escala para aproximar las deformaciones de la ballena del intradós 9 al 8 (Figura 4.1.12 y Tabla 4.1.8).

1,1 factor para convertir a ballena 8

BALLENA 8		Perfil 8 - Intradós	
X	Y	C	Y
mm	mm	mm	mm
0,00	0,00	50,00	-26,23
35,06	2,97	85,06	-22,63
64,78	6,62	114,78	-18,44
116,01	13,58	166,01	-10,57
221,02	28,49	271,02	6,24
343,28	44,87	393,28	24,82
468,19	58,61	518,19	40,80
590,34	68,53	640,34	52,92
743,79	71,73	793,79	58,89
889,02	56,97	939,02	46,73
967,52	44,62	1017,52	35,80
1043,68	31,58	1093,68	24,13
1098,43	22,25	1148,43	15,78
1232,28	0,00	1282,28	-4,06

Tabla 4.1.8. Aproximación del intradós deformado del perfil 8.

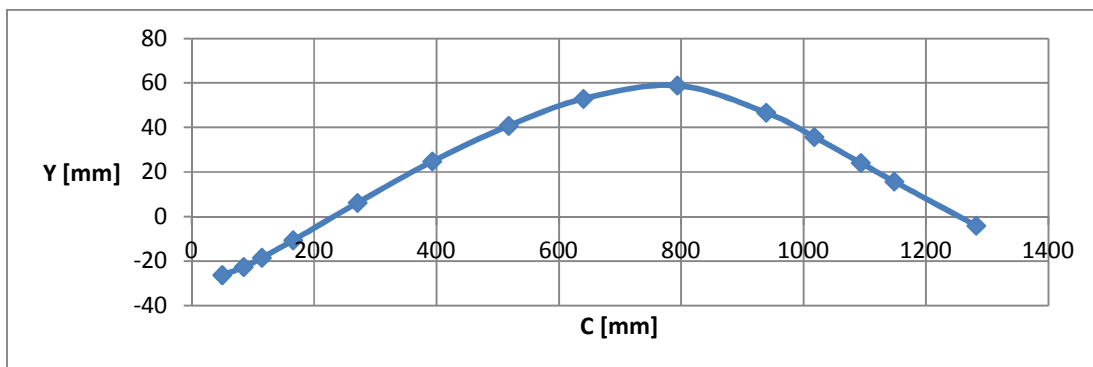


Figura 4.1.12. Deformación en coordenadas locales perfil 8.

Intradós 11:

Utilizando la relación de cuerdas con el perfil 10, se obtuvo el factor de escala para aproximar las deformaciones de la ballena del intradós 10 al 11 (Figura 4.1.13 y Tabla 4.1.9).

0,917609 factor escala ballena 11

BALLENA 11		Perfil 11 - Intradós	
X	Y	C	Y
mm	mm	mm	mm
0,00	0,00	51,00	-25,00
16,15	0,97	67,15	-23,74
30,78	2,99	81,78	-21,45
48,72	6,30	99,72	-17,82
70,52	10,93	121,52	-12,80
104,91	18,24	155,91	-4,87
195,09	31,25	246,09	9,76
273,57	39,58	324,57	19,50
353,77	45,12	404,77	26,49
434,59	45,57	485,59	28,39
492,07	42,89	543,07	26,75
573,20	35,30	624,20	20,62
647,18	24,12	698,18	10,76
700,94	13,16	751,94	0,77
752,72	0,00	803,72	-11,46

Tabla 4.1.9. Aproximación del intradós deformado del perfil 11.

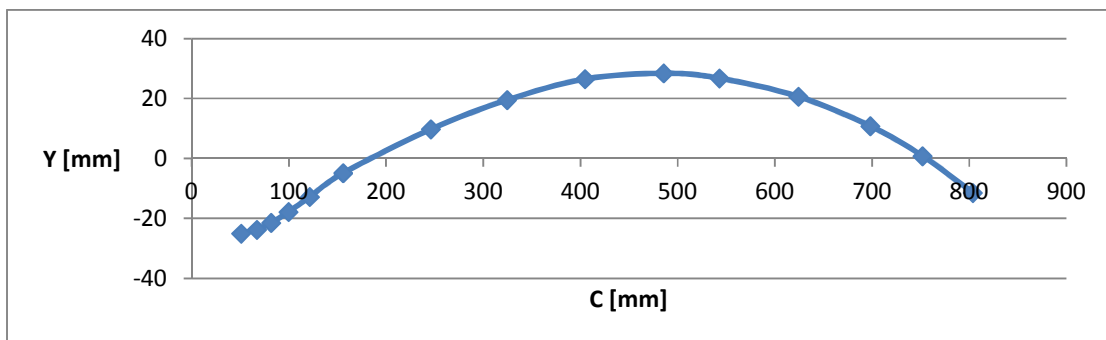


Figura 4.1.13. Deformación en coordenadas locales perfil 11.

Luego de obtener el intradós deformado, se procedió a introducir las modificaciones en los perfiles teóricos para generar los perfiles deformados.

A continuación se muestran los perfiles deformados 9 (Figuras 4.1.14 y 4.1.15) y 10 (Figuras 4.1.16 y 4.1.17), donde se aprecia la considerable variación de los mismos con respecto a los perfiles teóricos (Tablas 4.1.10 y 4.1.11).

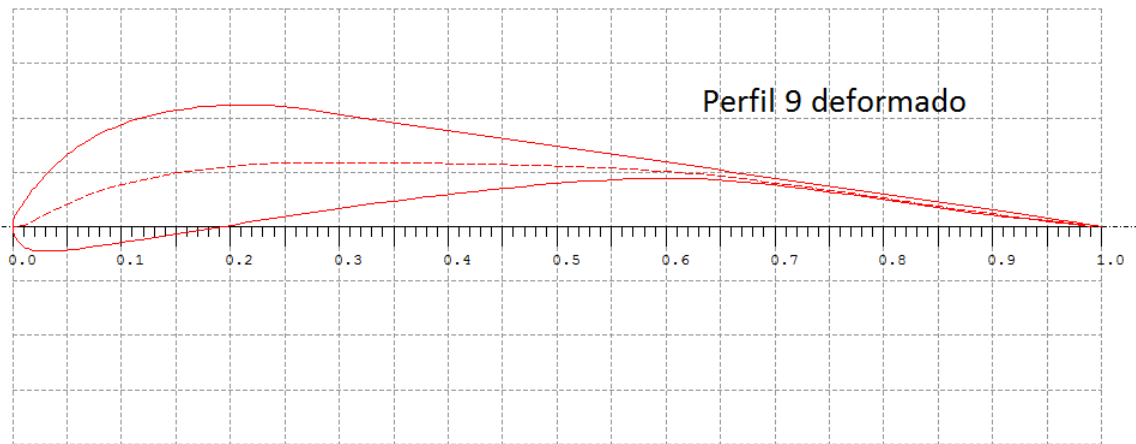


Figura 4.1.14. Perfil 9 deformado.

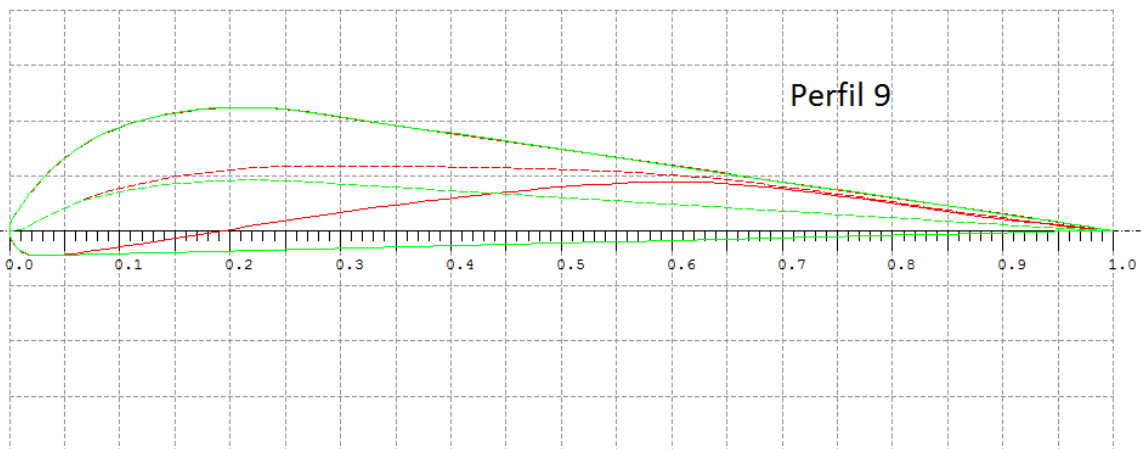


Figura 4.1.15. Comparación Perfil 9 deformado y teórico.

Perfil	Espesor máx. (%C)	Ubicación del espesor máx. (%C)	Combadura máx. (%C)	Ubicación de la Combadura máx. (%C)
9	12,96	20,60	4,63	21,70
9 Deformado	11,34	15,20	5,92	29,20

Tabla 4.1.10. Comparación de las características geométricas de los perfiles 9 y 9 deformado.

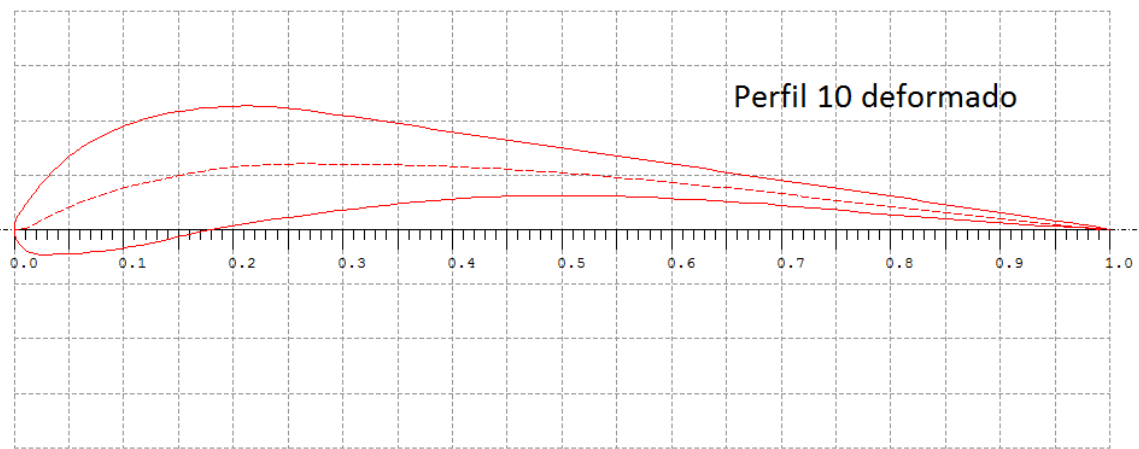


Figura 4.1.16. Perfil 10 deformado.

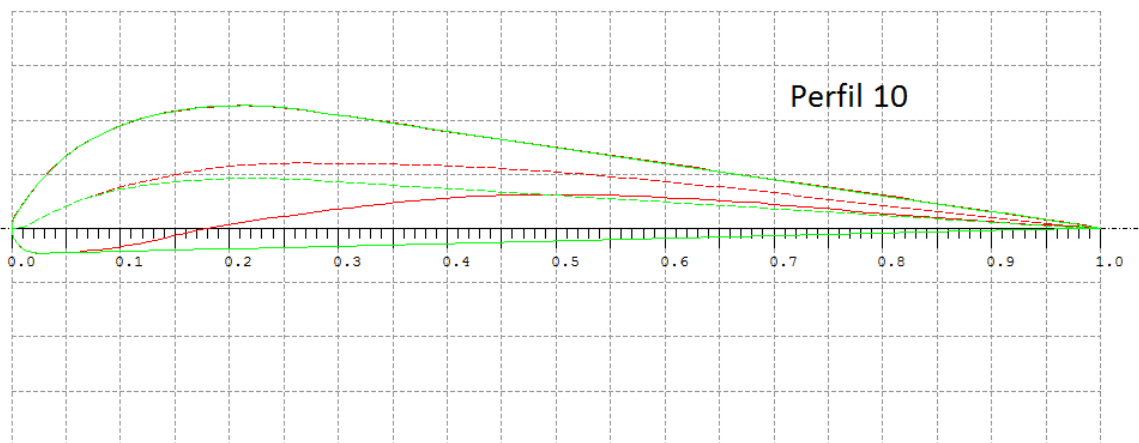


Figura 4.1.17. Comparación Perfil 10 deformado y teórico.

Perfil	Espesor máx. (%C)	Ubicación del espesor máx. (%C)	Combadura máx. (%C)	Ubicación de la Combadura máx. (%C)
10	13,13	20,50	4,67	22,50
10 Deformado	11,51	13,30	6,06	26,70

Tabla 4.1.11. Comparación de las características geométricas de los perfiles 10 y 10 deformado.

4.2 Análisis de Perfiles deformados

Teniendo en cuenta las zonas definidas en el capítulo anterior, se llevó a cabo el análisis de los perfiles deformados.

Análisis de los Perfiles Deformados-Zona Central

Obtenidos estos perfiles e introducidos en el programa XFLR5, se procedió a su análisis, teniendo en cuenta una velocidad de crucero $V=30\text{m/s}$, volando a 1000 m de altitud y sin considerar efectos por compresibilidad ($M=0$).

En primer lugar se realizó el estudio a un Reynolds alto de aproximadamente 1858000, valor obtenido de la Tabla 9 teniendo en cuenta las condiciones anteriormente mencionadas.

A continuación se expone el estudio del Perfil 4 (Figura 4.2.1 y Tabla 4.2.1), del cual se detalló la obtención del mismo en el capítulo anterior.

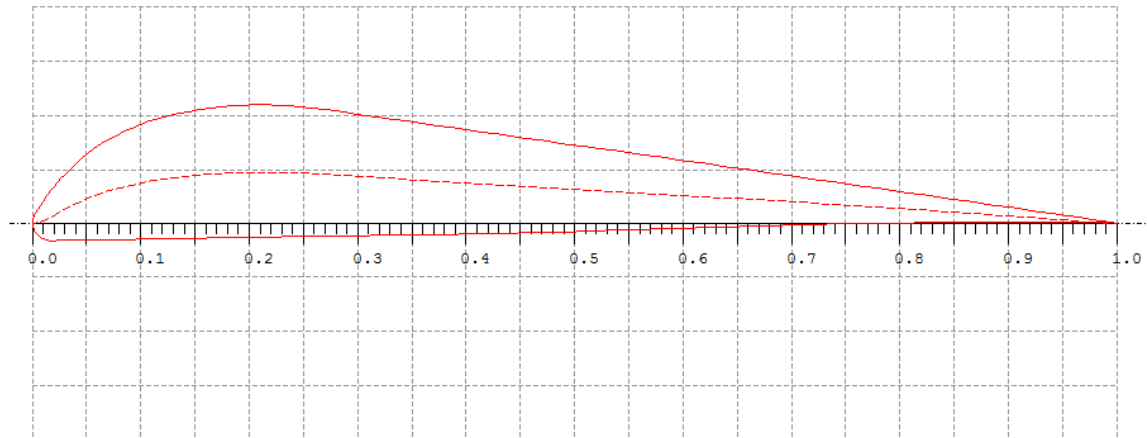


Figura 4.2.1. Perfil 4 Deformado.

Perfil	Espesor máx. (%C)	Ubicación del espesor máx. (%C)	Combadura máx. (%C)	Ubicación de la Combadura máx. (%C)
4 Deformado	12,17	20,5	4,78	21,5

Tabla 4.2.1. Características geométricas del perfil 4 Deformado.

Resulta de mayor interés observar las variaciones en los coeficientes y comportamiento del perfil en relación al mismo no deformado. Por lo que en las figuras obtenidas se contrastan las curvas de ambos perfiles.

Las curvas obtenidas fueron las siguientes:

ballena4 deformada normal
— T1_Re1.858_M0.00_N9.0

ballena4 normal
— T1_Re1.858_M0.00_N9.0

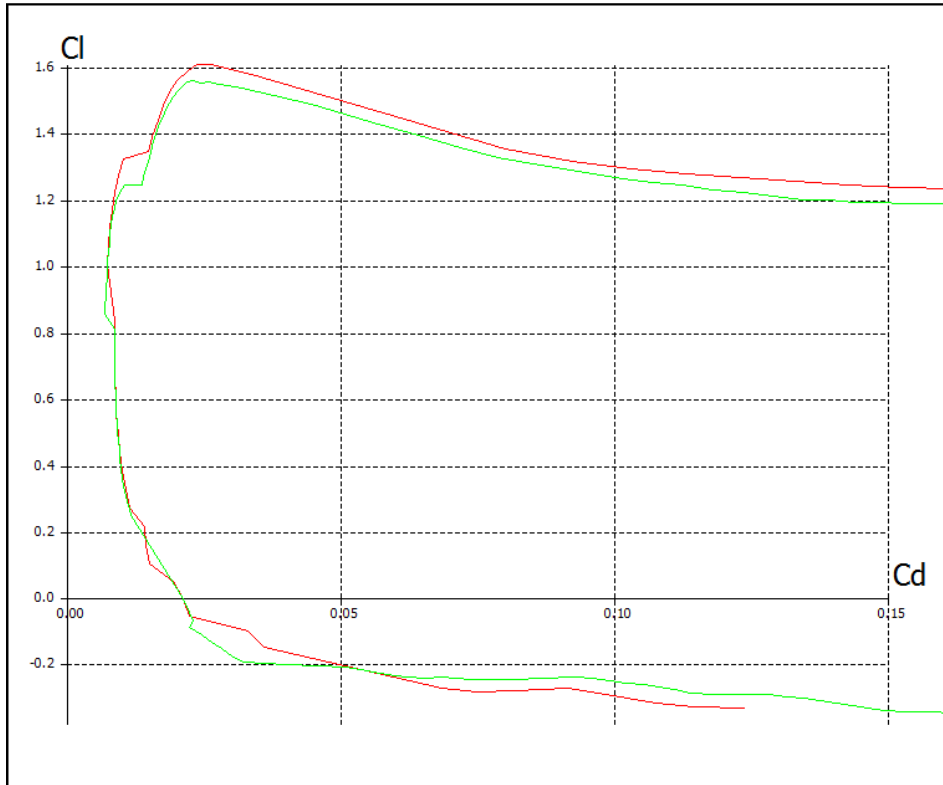


Figura 4.2.2. Curvas Cl vs Cd del Perfil 4 Deformado y No Deformado.

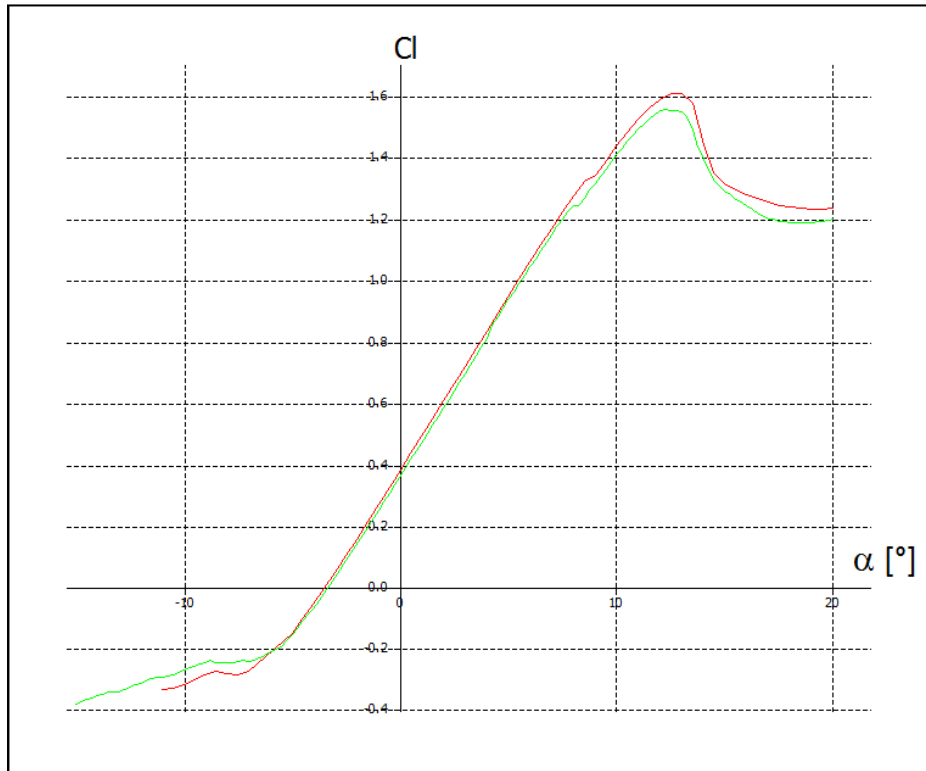


Figura 4.2.3. Curvas C_l vs α del Perfil 4 Deformado y No Deformado.

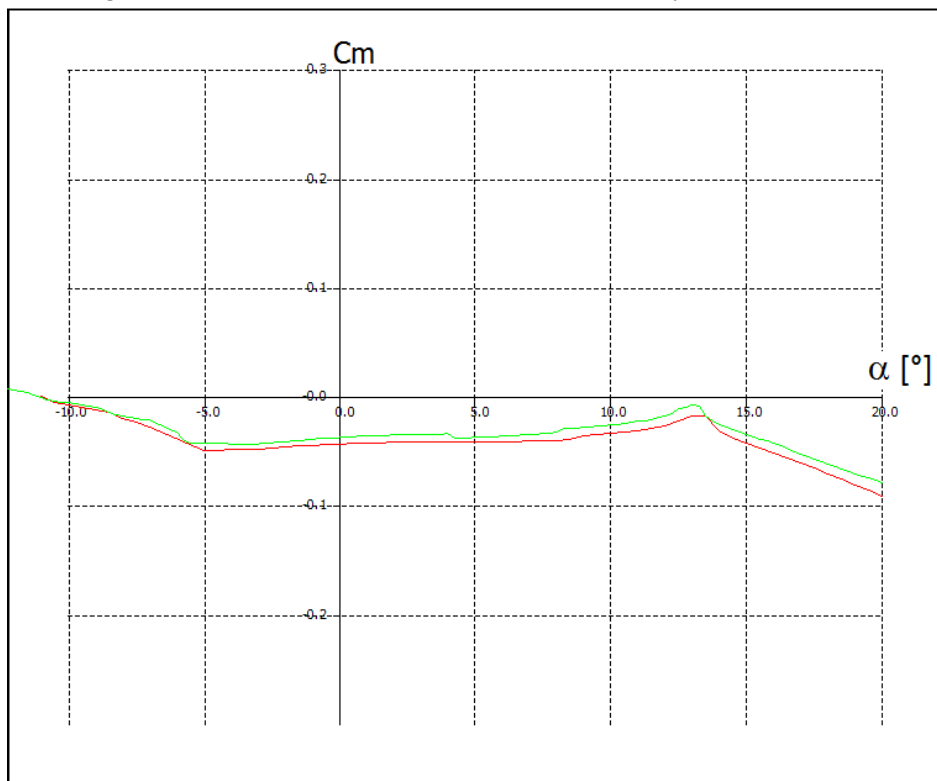


Figura 4.2.4. Curvas C_m vs α del Perfil 4 Deformado y No Deformado.

Se puede observar en las Figuras 4.2.2, 4.2.3 y 4.2.4 que las variaciones de las curvas son muy pequeñas. Esto se condice con las leves diferencias entre los perfiles.

A continuación se muestra la Tabla 4.2.2, donde se extrajeron puntos característicos de las curvas y donde también puede observarse que los valores no cambian de forma significativa.

	$C_{l_{max}}$	$\alpha_{C_{l_{max}}}$ [°]	C_{l_0}	α_0 [°]	C_{l_α} [1/°]	$C_{d_{min}}$	C_{d_0}	C_{m_0}
Perfil 4	1,560	12,250	0,360	-3,200	0,115	0,007	0,010	-0,037
Perfil 4 deformado	1,608	12,500	0,382	-3,500	0,113	0,007	0,010	-0,043

Tabla 4.2.2. Comparación de las características aerodinámicas de los perfiles 4 y 4 Deformado, Reynolds = 1858000.

También se realizó el análisis a bajo número de Reynolds, a un valor de 619000 aproximadamente. El mismo corresponde a una polar de baja velocidad ($V=10\text{m/s}$) y una altitud de 1000 m, sin considerar efectos por compresibilidad.

Las curvas obtenidas fueron las siguientes:

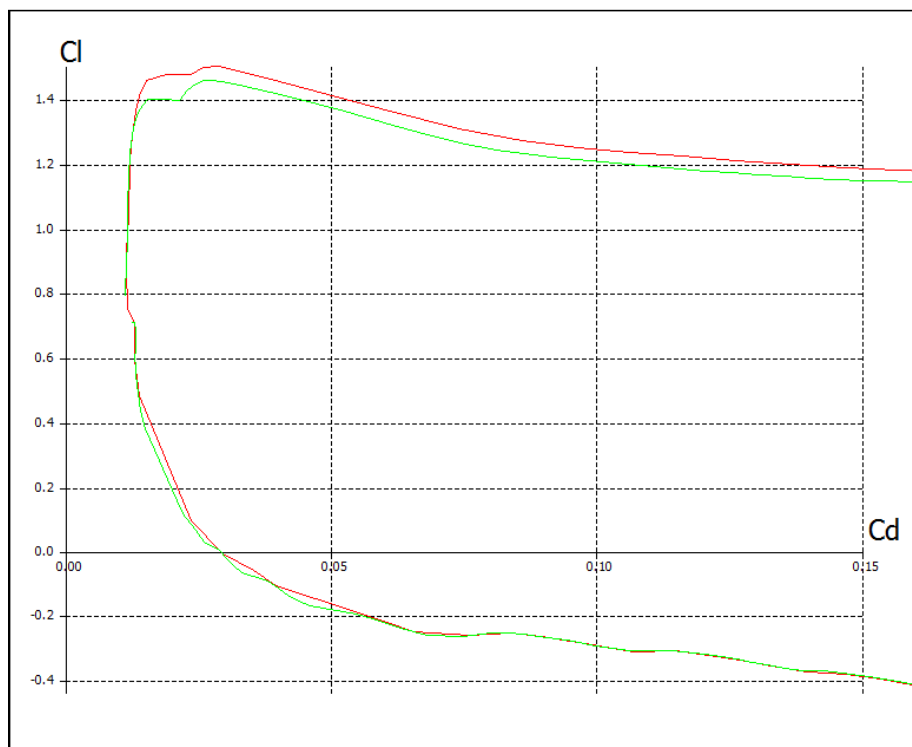


Figura 4.2.5. Curvas C_l vs C_d del Perfil 4 Deformado y No Deformado, Bajo Reynold.

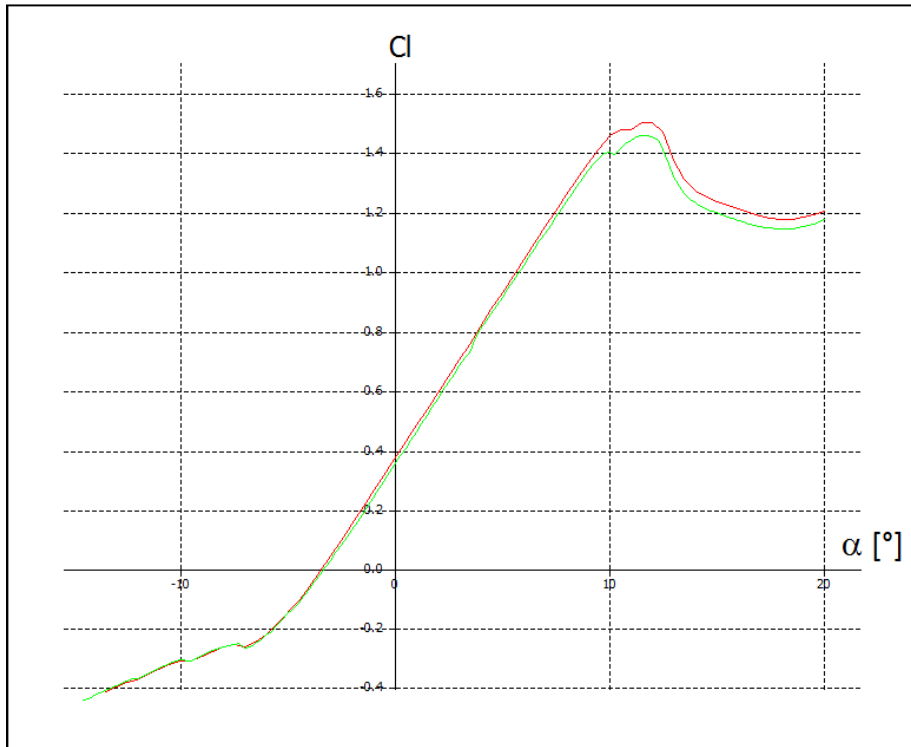


Figura 4.2.6. Curvas C_l vs α del Perfil 4 Deformado y No Deformado, Bajo Reynolds.

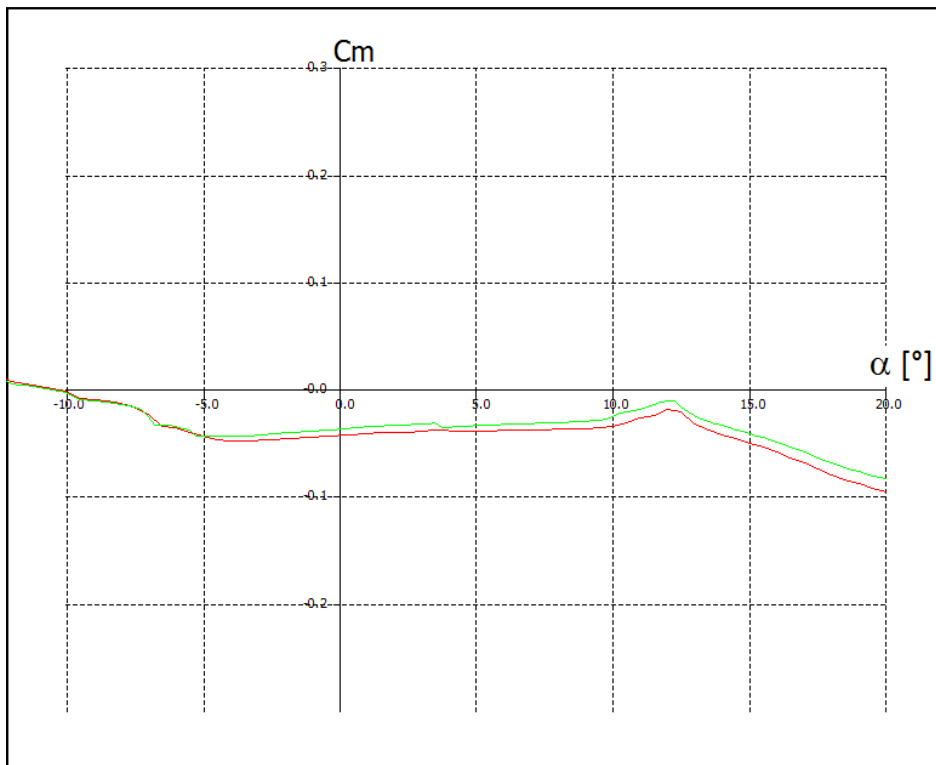


Figura 4.2.7. Curvas C_m vs α del Perfil 4 Deformado y No Deformado, Bajo Reynolds.

Al igual que para alto Reynolds, las polares de baja velocidad tampoco presentan grandes variaciones (Figuras 4.2.5, 4.2.6 y 4.2.7). Esto también se refleja de forma más concreta en la comparación de los puntos característicos de las curvas, presentes en la Tabla 4.2.3.

	$C_{l_{max}}$	$\alpha_{C_{l_{max}}}$	C_{l_0}	α_0	C_{l_α}	$C_{d_{min}}$	C_{d_0}	C_{m_0}
		[°]		[°]	[1/°]			
Perfil 4	1,458	11,750	0,270	-3,250	0,129	0,011	0,030	-0,043
Perfil 4 deformado	1,500	12,000	0,290	-3,500	0,128	0,011	0,030	-0,048

Tabla 4.2.3. Comparación de las características aerodinámicas de los perfiles 4 y 4 Deformado, Reynolds = 619000.

Teniendo en cuenta que para el resto de los perfiles de la zona central del ala se repite el mismo comportamiento, es decir las deformaciones que ocurren tienen como consecuencia una pequeña variación de los coeficientes aerodinámicos, podemos despreciar el efecto de las deformaciones en los perfiles de la zona central del ala.

Análisis de los Perfiles Deformados-Zona Puntera

Obtenidos estos perfiles e introducidos en el programa XFLR5, se procedió a su análisis, teniendo en cuenta una velocidad de crucero $V=30\text{m/s}$, volando a 1000 m de altitud y sin considerar efectos por compresibilidad ($M=0$).

En primer lugar se realizó el estudio a un Reynolds alto de aproximadamente 1858000, valor obtenido de la tabla 3.1.6.1 teniendo en cuenta las condiciones anteriormente mencionadas.

A continuación se expone el estudio del Perfil 9 (Figura 4.2.8), debido a que es uno de los relevados de la fotografía.

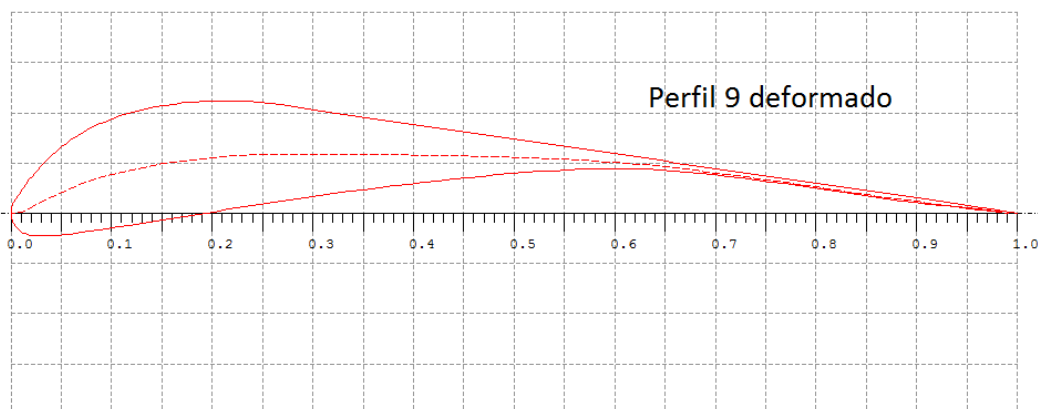


Figura 4.2.8. Perfil 9 Deformado.

Perfil	Espesor máx. (%C)	Ubicación del espesor máx. (%C)	Combadura máx. (%C)	Ubicación de la Combadura máx. (%C)
9 Deformado	11,34	15,20	5,92	29,20

Tabla 4.2.4. Características geométricas del perfil 9 Deformado.

Del mismo modo que en los perfiles de la zona central, resulta de mayor interés observar las variaciones en los coeficientes y comportamiento del perfil en relación al mismo no deformado. Por lo que en las figuras obtenidas se contrastan las curvas de ambos perfiles.

Las curvas obtenidas fueron las siguientes:

```
ballena 9 deformada normal
  — T1_Re1.858_M0.00_N9.0

ballena 9 normal
  — T1_Re1.858_M0.00_N9.0
```

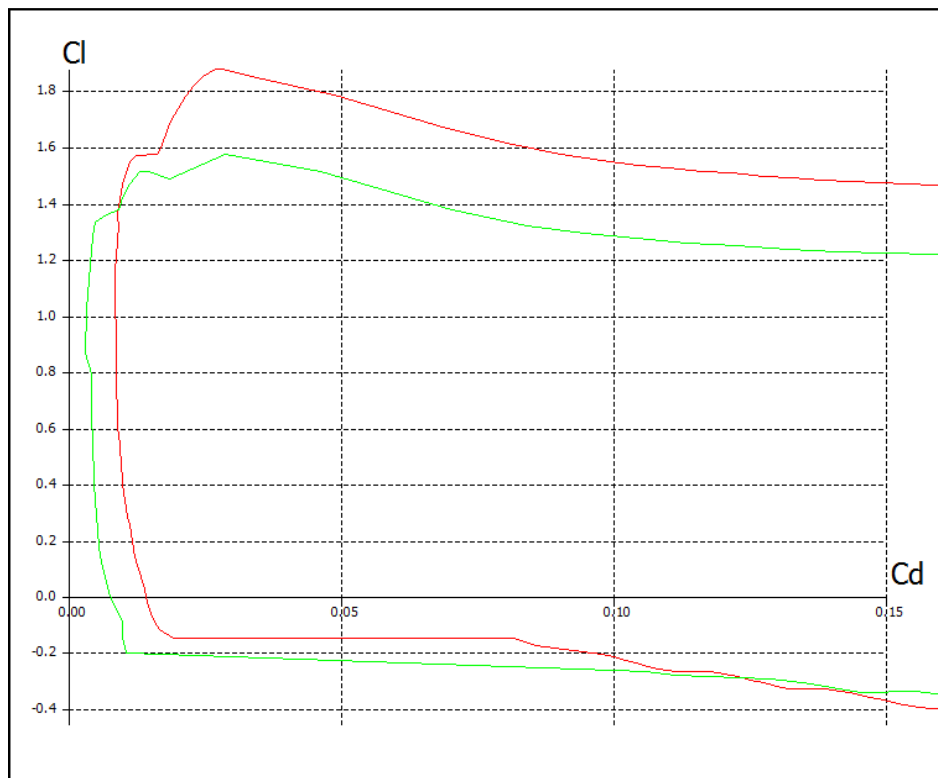


Figura 4.2.9. Curvas C_l vs C_d del Perfil 9 Deformado y No Deformado.

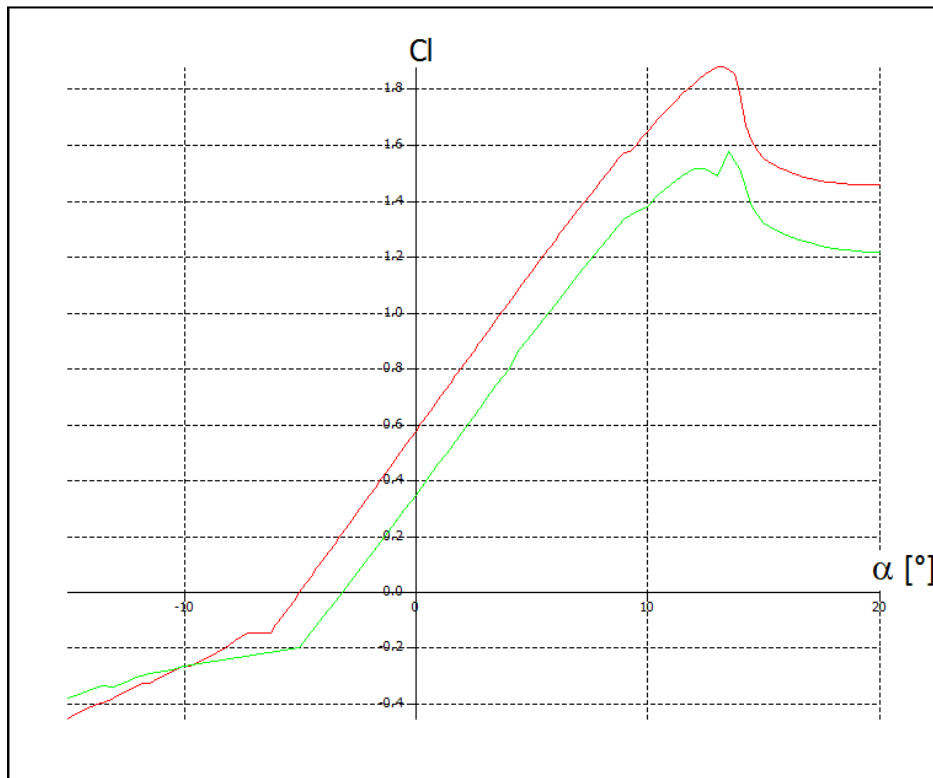


Figura 4.2.10. Curvas C_l vs α del Perfil 9 Deformado y No Deformado.

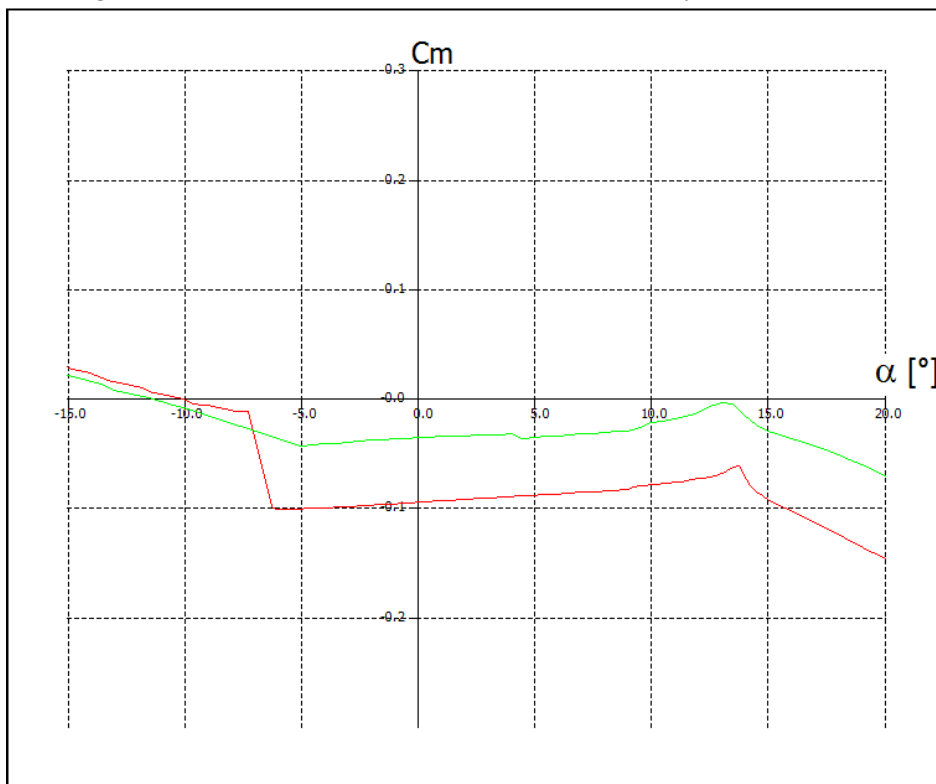


Figura 4.2.11. Curvas C_m vs α del Perfil 9 Deformado y No Deformado.

Se observa como las curvas se desplazan. Principalmente la sustentación aumenta al incrementarse la combadura (Figura 4.2.10), produciendo un aumento de la resistencia inducida y el desplazamiento hacia abajo de la curva de momento (Figura 4.2.11), acrecentando la tendencia a picar del perfil.

La variación en las curvas se refleja también en los puntos característicos de las mismas expresados en la Tabla 4.2.5 a continuación.

	$C_{l_{max}}$	$\alpha_{C_{l_{max}}}$	C_{l_0}	α_0	C_{l_α}	$C_{d_{min}}$	C_{d_0}	C_{m_0}
		[°]		[°]	[1/°]			
Perfil 9	1,575	13,500	0,346	-3,000	0,111	0,003	0,007	-0,036
Perfil 9 deformado	1,878	13,250	0,575	-5,000	0,151	0,009	0,014	-0,095

Tabla 4.2.5. Comparación de las características aerodinámicas de los perfiles 9 y 9 Deformado, Reynolds = 1858000.

El resultado del análisis del resto de los perfiles de la zona de puntera refleja el mismo comportamiento que para el perfil 9 deformado. Los gráficos y tablas comparativas se encuentran en el Anexo 2, al final del informe.

Debido a estos resultados, las deformaciones en la zona de puntera no se pueden despreciar ya que cumplen un rol fundamental en la calidad del equilibrio y control del ala.

4.3 Segunda aproximación del ala EXTREME con Perfiles Deformados

Para el análisis de la segunda aproximación del ala, se tuvieron en cuenta las mismas condiciones iniciales que en la primera aproximación. Ellas son:

- Se supone al ala como cuerpo rígido.
- Alabeo Geométrico.
- El peso permanece fijo con respecto a ejes cuerpo.
- Posición del cuelgue X=1460mm.
- Velocidad de crucero = 30 m/s.
- $\rho = 1.11 \text{ kg/m}^3$.
- $\nu = 1.61 \text{ e-5}$.

Para realizar un análisis dinámico se debería conocer la deformación de los perfiles en cada instante de tiempo. Por lo que la suposición de ala rígida dista bastante con la realidad del problema. Por ello se considera que se está volando a una velocidad crucero manteniendo la

actitud y suponiendo que si se producen variaciones de ángulo de ataque, las mismas son graduales y pequeñas por lo que las deformaciones obtenidas de fotografías para un determinado instante pueden suponerse constantes.

Se procedió a cambiar los perfiles del ala en el programa XFLR5, de la primera aproximación, por los perfiles deformados obtenidos.

El método utilizado para el análisis fue el Método de Paneles explicado en el capítulo 3.6.2, utilizando las mismas condiciones.

Las curvas obtenidas fueron las siguientes:

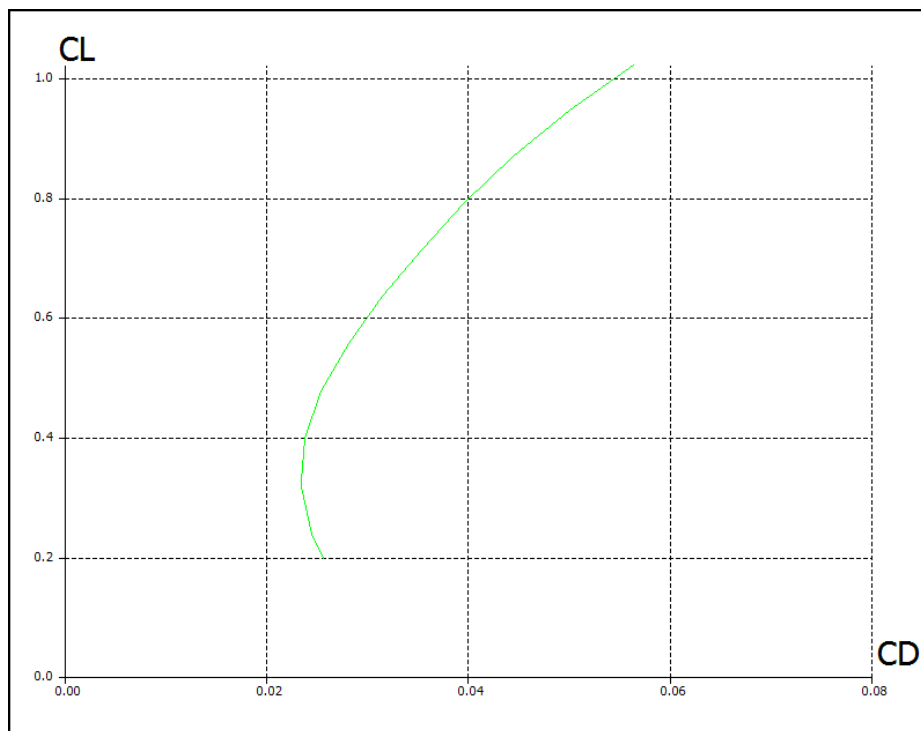


Figura 4.3.1. Curva CL vs CD, EXTREME con perfiles Deformados.

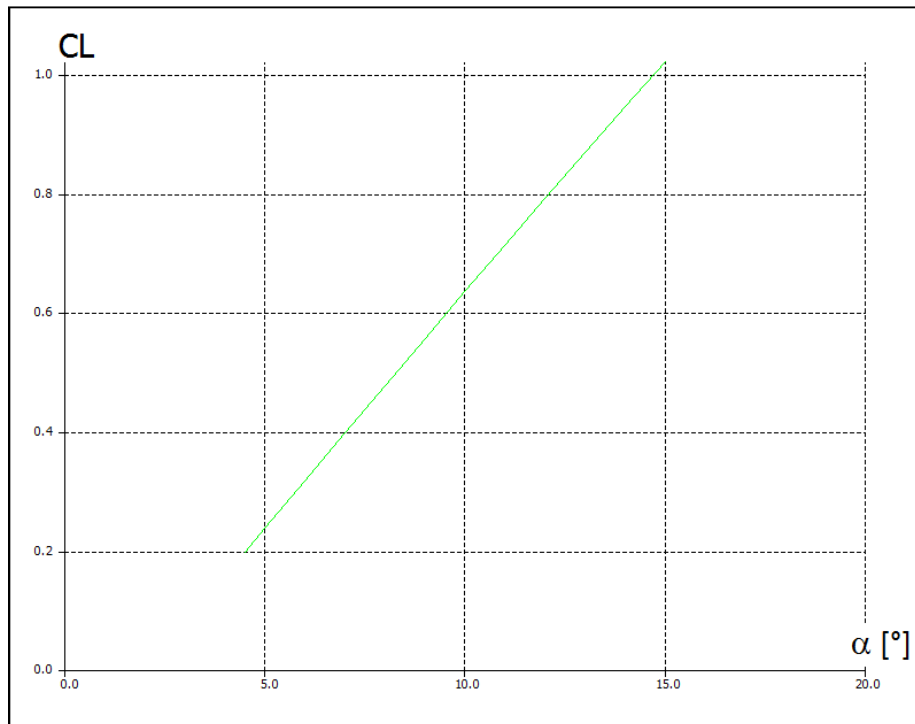


Figura 4.3.2. Curva CL vs α , EXTREME con perfiles Deformados.

De las Figuras 4.3.1 y 4.3.2 se obtiene que el menor CD se da para un ángulo de ataque de 6.1° y es de:

$$CD_{min} = 0.023$$

Para dicho ángulo, el valor del coeficiente de sustentación del ala es:

$$CL_{CD_{min}} = 0.325$$

Se sabe del primer análisis del ala que el $CL_{necesario} = 0.468$. Recordando que el $\alpha_{crucero} = 6.12^\circ$, el $CL_{\alpha=6.12}$ obtenido de la segunda aproximación del ala es el siguiente:

$$CL_{\alpha_{crucero}} = 0.327$$

Si se compara con lo obtenido de la primera aproximación, este segundo valor se encuentra más próximo al valor necesario, es decir que la deformación de las ballenas de puntera es de gran influencia en los coeficientes aerodinámicos globales del ala.

El ángulo de ataque necesario para alcanzar dicho Cl en esta segunda aproximación del ala es:

$$\alpha_{necesario} = 7.9^\circ$$

Se puede observar que dicho valor se encuentra más próximo del $\alpha_{crucero}$ que el obtenido en la primera aproximación del ala el cual era de 8.45° . Se obtiene una diferencia de 1.78° contra 2.33° de diferencia de la primera aproximación.

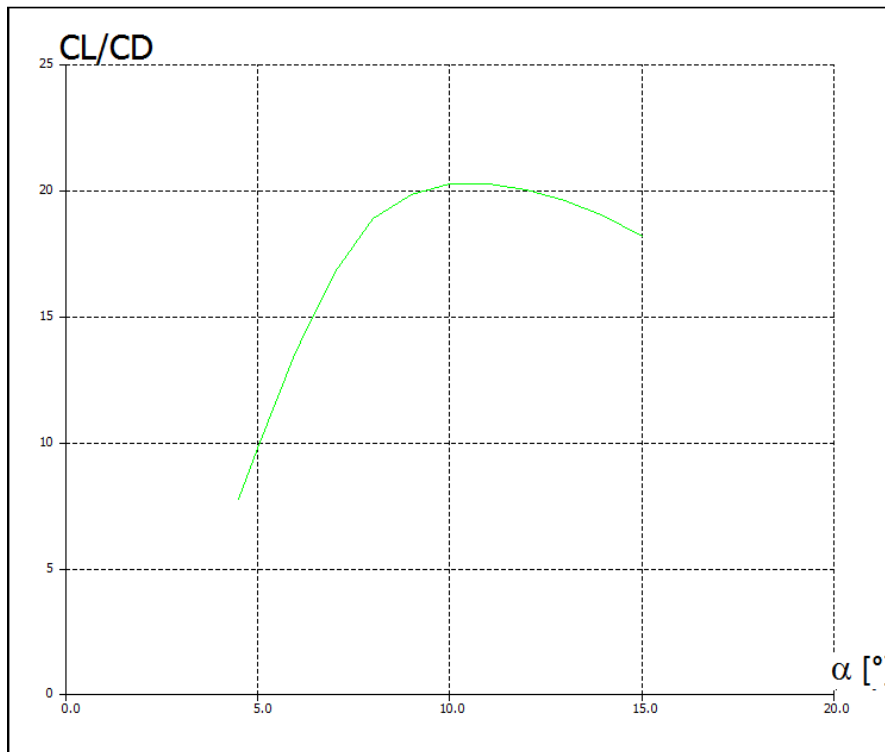


Figura 4.3.3. Curva CL/CD vs α , EXTREME con perfiles Deformados.

El valor de $\frac{CL}{CD}$ máx. alcanzado en este caso es de 20.2 para un ángulo de 10.2° . Para $\alpha_{necesario} = 7.9^\circ$ el valor de $\frac{CL}{CD} = 18.62$ y para el $\alpha_{crucero}$ el valor de $\frac{CL}{CD} = 13.96$ (Figura 4.3.3).

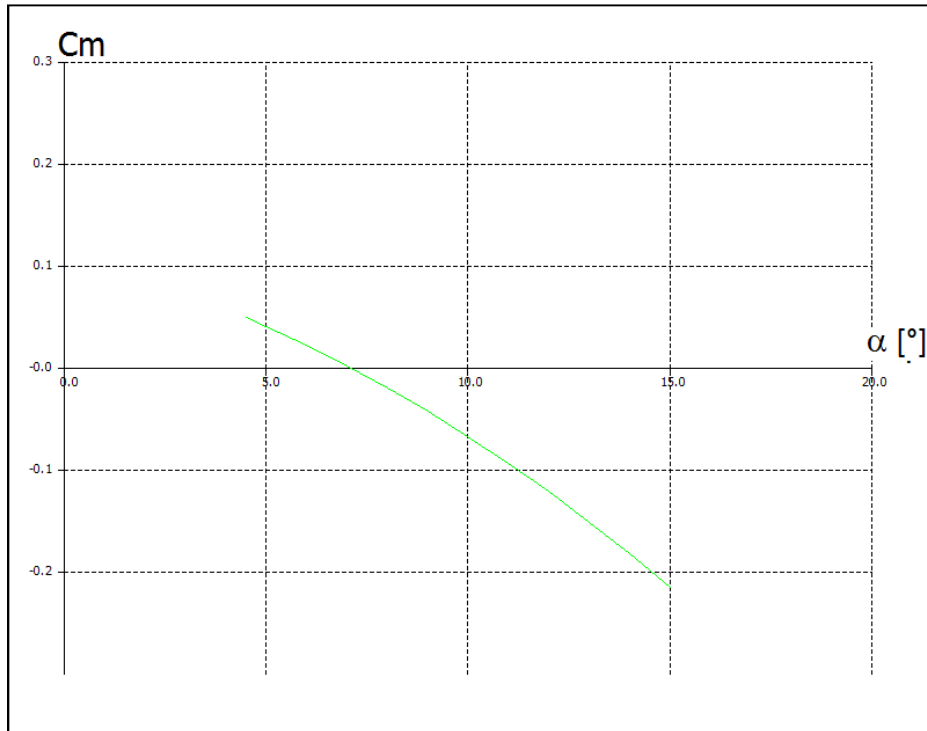


Figura 4.3.4. Curva Cm vs α , EXTREME con perfiles Deformados.

La pendiente de la curva de momento continua siendo negativa, lo que indica que la calidad del equilibrio es positiva (Figura 4.3.4).

La curva corta al eje de abscisa en $\alpha_{cm=0} = 7.07^\circ$, valor de ángulo de ataque donde, según la segunda aproximación, el ala encuentra el equilibrio longitudinal. Puede observarse que este valor está próximo al ángulo de ataque relevado de crucero.

A continuación resulta de interés comparar las curvas obtenidas con las dos aproximaciones del ala EXTREME junto con las curvas obtenidas del modelo de ala con perfiles teóricos y sin torsión.

```

extreme torsion
  — T1-30.0 m/s-Panel

extreme torsion perfiles deformados
  — T1-30.0 m/s-Panel

extreme sin torsion
  — T1-30.0 m/s-Panel

```

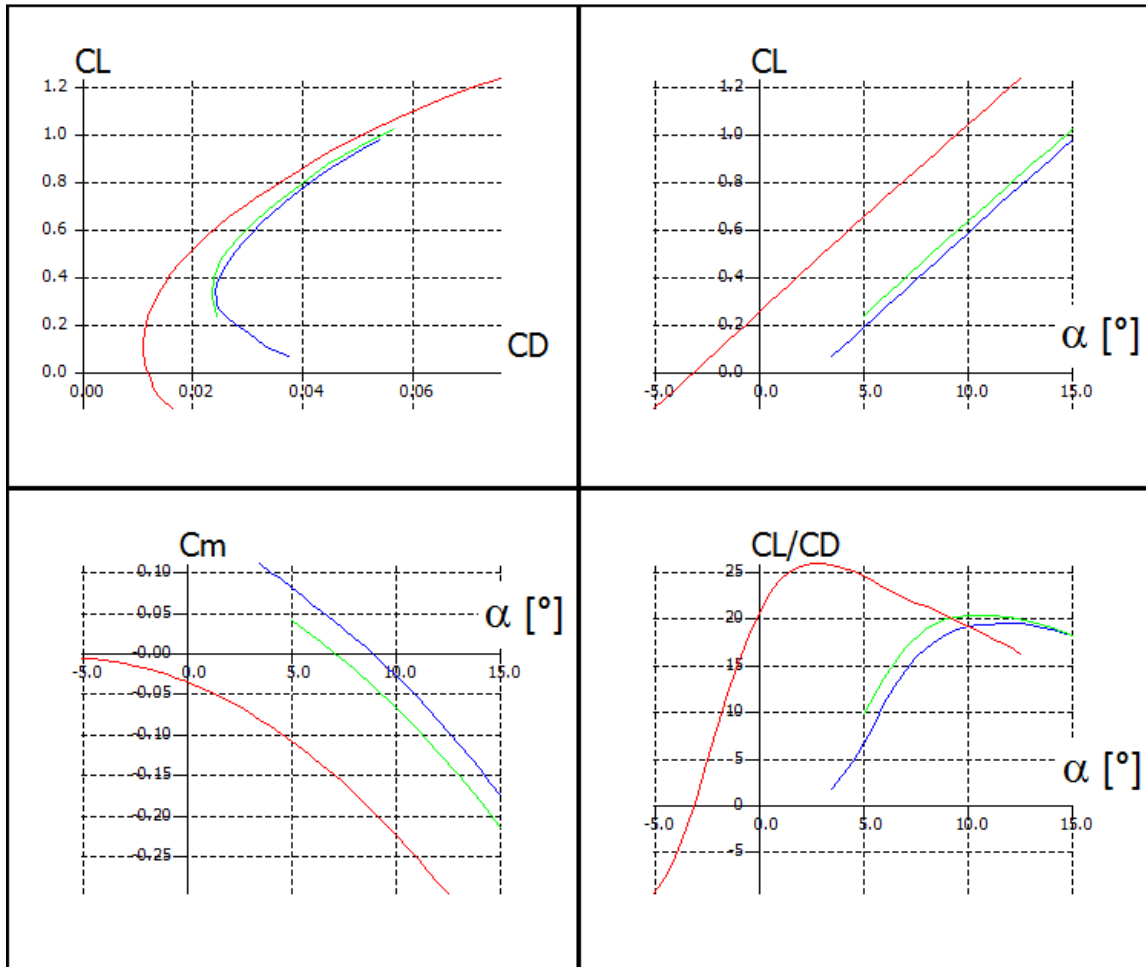



Figura 4.3.5. Comparación de los resultados obtenidos con los distintos modelos de ala.

En la Figura 4.3.5 se puede ver como las curvas se desplazaron a medida que el modelo de ala se fue complejizando y se fueron introduciendo modificaciones más próximas a la realidad.

Se aprecia como al introducir el alabeo geométrico en el ala, las curvas se desplazan de manera muy notoria

4.3.1 Análisis de parámetros a lo largo de la envergadura.

Para poder obtener la distribución de sustentación básica y adicional a lo largo de la envergadura, en este caso se utilizó la fórmula vista en Ref. [4] donde

$$Cl = Cl_{básico} + Cl_{adicional} * CL$$

Conociendo la distribución de sustentación local para dos ángulos de ataques diferentes y el coeficiente de sustentación total del ala para dichos ángulos, se puede despejar los valores de $Cl_{básico}$ y $Cl_{adicional}$ en cada punto. En el Anexo 3 se encuentran las tablas correspondientes donde se calculan los coeficientes.

A continuación, en las Figuras 4.3.1.1 y 4.3.1.2, se observa como la deformación de los perfiles afecta la distribución de sustentación.

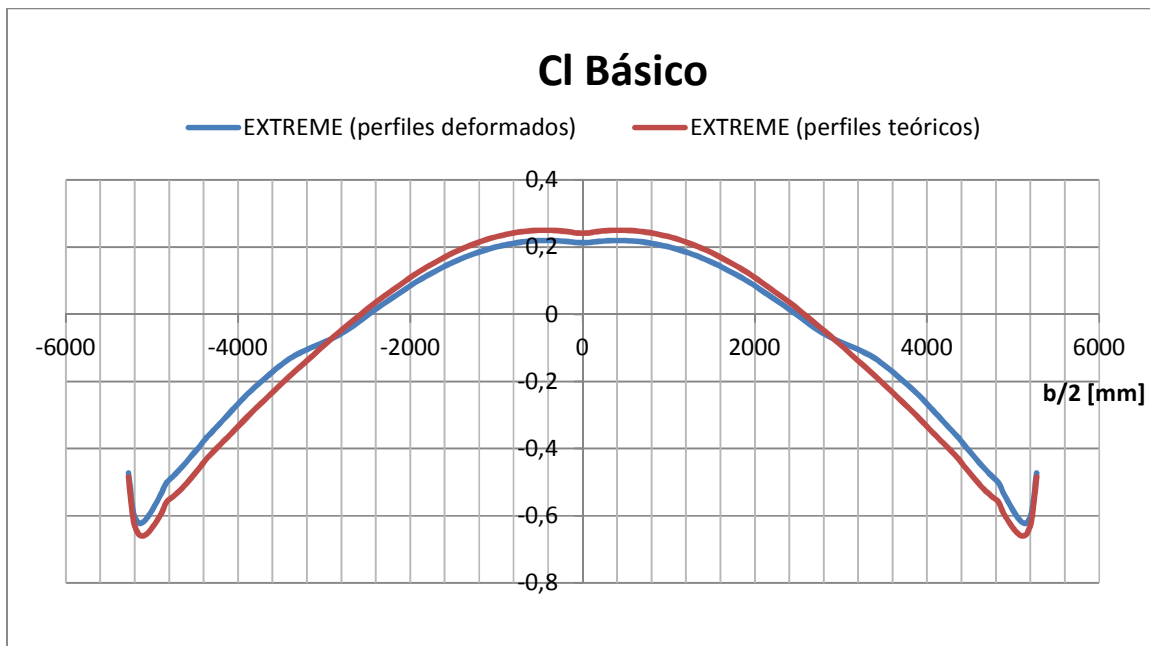


Figura 4.3.1.1. Distribución de Sustentación Básica a lo largo de la envergadura de la EXTREME.

La sustentación básica varía con respecto a la obtenida con el modelo de ala con perfiles sin deformar, es decir el aporte del alabeo geométrico redistribuye la sustentación básica. En la zona central la misma disminuye. En la zona de puntera la sustentación básica aumenta. Esto se debe a que en los perfiles deformados el coeficiente de sustentación aumenta debido al incremento de combadura.

En la Tabla 4.3.1.1 se calcula el momento generado por la distribución de sustentación básica con los perfiles deformados y se obtiene que el valor total es menor que el calculado con los perfiles teóricos. No obstante, el momento generado por los perfiles se torna mucho más

negativo como se observa en la Figura 4.2.11, por lo que la curva del coeficiente de momento del ala se desplaza hacia abajo como se refleja en la Figura 4.3.5, de la línea azul a la verde.

S [m²] 15,574

MAC [m] 1,592143

Estación	b/2	PASO	CUERDAS	X(y)	Clbi	Cmbi
i	m	m	m	m		
0	0		2,196		0,214	
1	0,2	0,2	2,096	0,075	0,217	0,001
2	0,6	0,4	1,950	0,239	0,218	0,003
3	1	0,4	1,838	0,410	0,200	0,006
4	1,4	0,4	1,750	0,589	0,166	0,007
5	1,8	0,4	1,690	0,774	0,103	0,007
6	2,3	0,5	1,614	1,005	0,017	0,007
7	2,8	0,5	1,520	1,261	-0,070	0,001
8	3,3	0,5	1,430	1,509	-0,131	-0,006
9	3,8	0,5	1,300	1,766	-0,237	-0,013
10	4,3	0,5	1,088	2,003	-0,365	-0,025
11	4,8	0,5	0,798	2,221	-0,503	-0,036
12	5,3	0,5	0,350	2,409	-0,473	-0,039
CmbTotal						-0,087

Tabla 4.3.1.1. Contribución de la sustentación básica + flecha, al momento total del ala.

Por otro lado, la sustentación adicional se mantiene prácticamente igual. Es decir el aporte de sustentación por ángulo de ataque es el mismo.

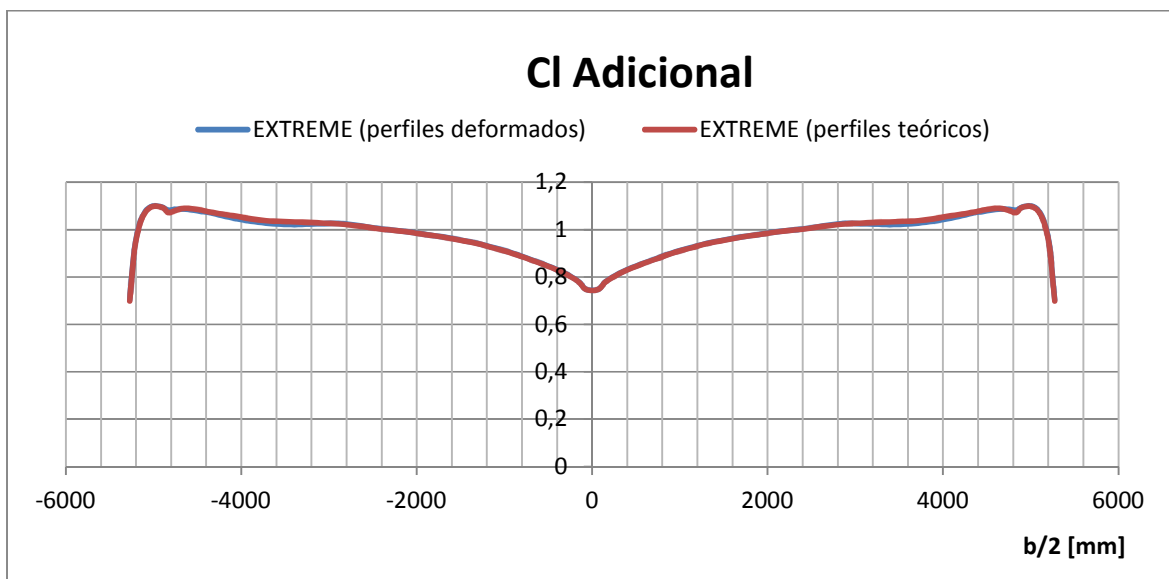


Figura 4.3.1.2. Distribución de Sustentación Adicional a lo largo de la envergadura de la EXTREME.

4.3.2 Análisis de la distribución de sustentación para $\alpha_{crucero} = 6.12^\circ$

Resulta de interés comparar las curvas de la primera aproximación del ala con las de la segunda.

En cuanto a la distribución de sustentación se observa en las Figuras 4.3.2.1 y 4.3.2.2 como la deformación de los perfiles de puntera generan una mayor sustentación en los mismos aumentando la carga en la zona de puntera.

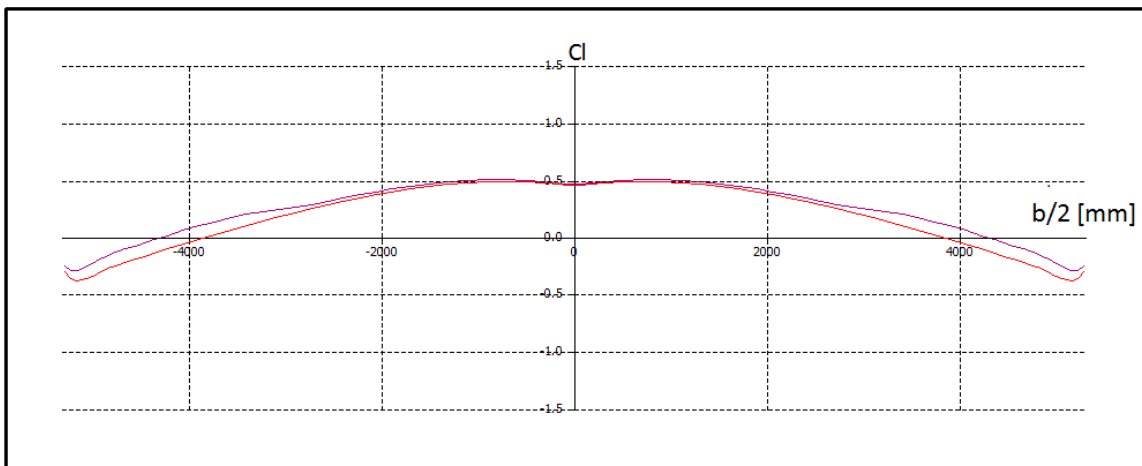


Figura 4.3.2.1. Distribución de Sustentación Local.

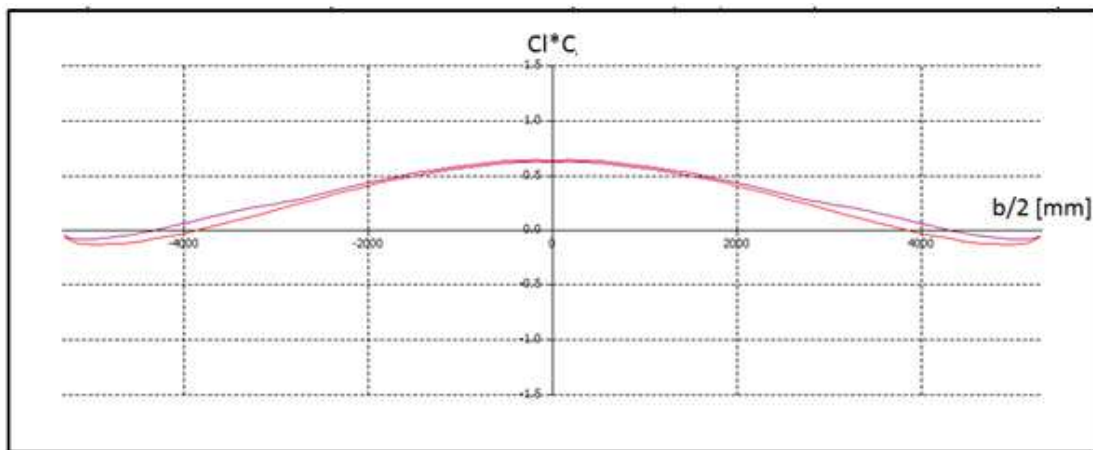


Figura 4.3.2.2. Distribución de Sustentación Local*C.

Recordando que

$$\alpha_{ef} = \alpha_{crucero} + \alpha_i + \varepsilon_g + \varepsilon_a$$
$$\varepsilon_a = (\alpha_0)_{estación\ i}$$

Para obtener ε_a , se realizó el análisis bidimensional de los perfiles deformados normalizados, a un Reynolds igual a 1.858.000 correspondiente a la condición de cruceo.

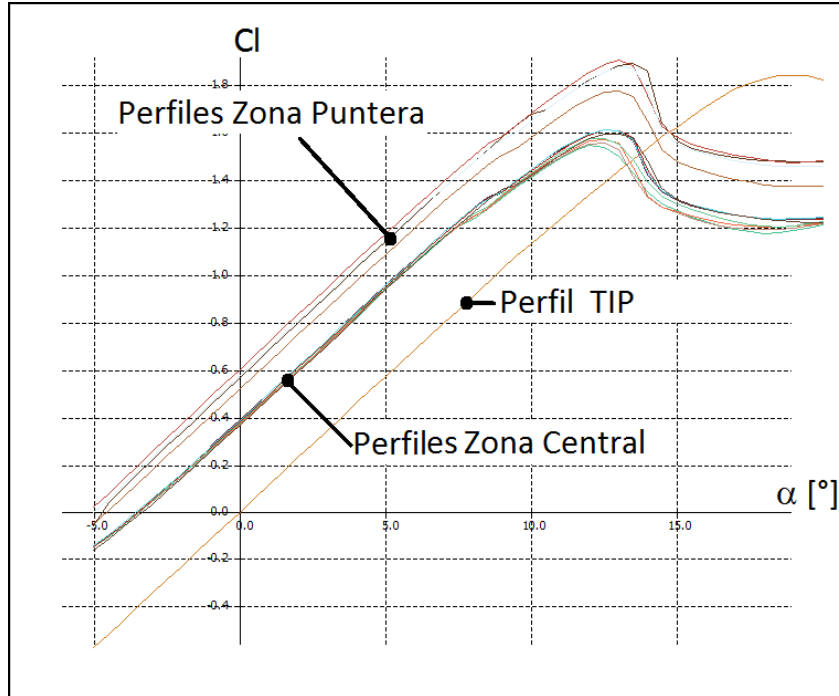


Figura 4.3.2.3. Curvas C_l vs α de los Perfiles Deformados, $Re=1.858.000$.

Se obtiene el ángulo de ataque efectivo correspondiente a la ubicación de cada perfil.

b/2	α_{cruceo}	α_l	ε_a	ε_g	α_{ef}
mm	°	°	°	°	°
5300	6,12	7,2400	0,00	-18,36	-5,0000
4800	6,12	2,8300	5,00	-16,30	-2,3500
4300	6,12	3,2800	5,00	-14,13	0,2700
3800	6,12	1,8400	5,00	-11,90	1,0600
3300	6,12	0,2500	5,00	-9,69	1,6800
2800	6,12	0,6550	3,50	-7,55	2,7250
2300	6,12	-0,7650	3,50	-5,55	3,3050
1800	6,12	-1,9400	3,50	-3,76	3,9200
1400	6,12	-2,7500	3,50	-2,51	4,3600
1000	6,12	-3,6100	3,50	-1,48	4,5300
600	6,12	-4,2900	3,50	-0,68	4,6500
200	6,12	-4,9800	3,50	-0,15	4,4900
0	6,12	-5,3000	3,50	0,00	4,3200

Tabla 4.3.2.1. Cálculo del ángulo efectivo.

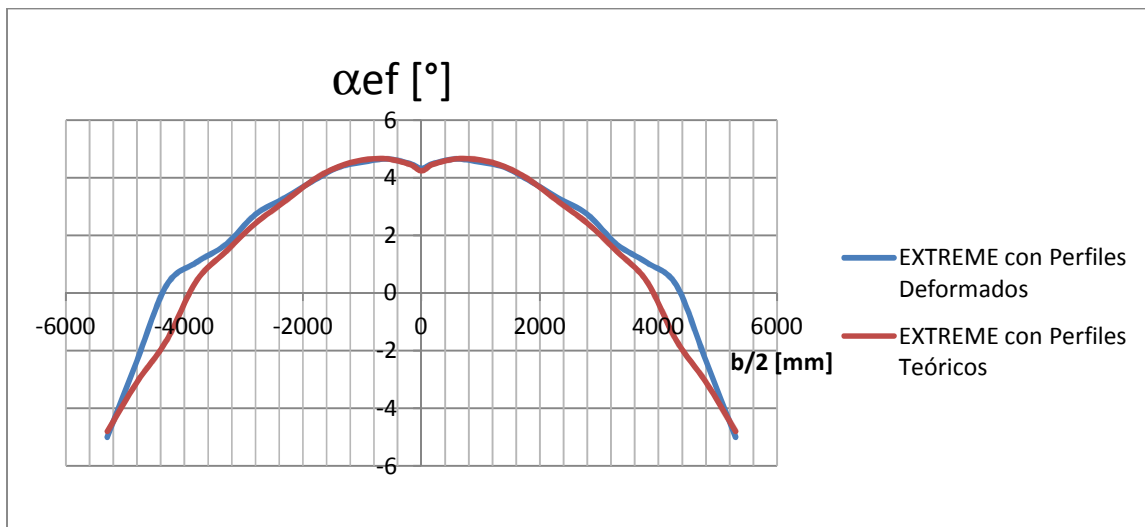


Figura 4.3.2.4. Distribución de Ángulo Efectivo.

Por lo tanto el ángulo total o efectivo que ve cada sección de la zona de puntera del ala es mayor (Figura 4.3.2.4), es decir menos negativo. Lo que se refleja en el leve aumento de la sustentación del ala utilizando la segunda aproximación de la misma (Figura 4.3.5).

4.4 Análisis de las curvas finales

4.4.1 Influencia del desplazamiento del peso

Hasta ahora se consideró el peso fijo con respecto a ejes cuerpo. Esta condición en la realidad no se respeta ya que el trike y el piloto van colgados del ala por lo que cuando se produce una variación de ángulo de ataque, el peso tiende a mantener la vertical. Debido a esto la curva de momento varía con respecto a la obtenida anteriormente.

Debido a que el análisis del ala y las deformaciones se obtuvieron para un ángulo de ataque de crucero = 6.12°, se calcularon las posiciones del peso relativa a los ejes cuerpo del ala en un rango de ±3° en el entorno al $\alpha_{crucero}$, teniendo en cuenta también la ubicación inicial del CG (X_{CG0}, Z_{CG0}) calculada en la tabla anterior. (Tabla 4.4.1.1)

$$X_{CG} = X_{CG0} + X_{CG0} * \sin(\alpha)$$

$$Z_{CG} = -Z_{CG0} * \cos(\alpha)$$

α	X_{CG}	Z_{CG}
----------	----------	----------

°	rad	mm	mm
4,0	0,06981	1558,462	-1330,656
4,5	0,07854	1571,140	-1329,793
5,0	0,08727	1583,810	-1328,829
5,5	0,09599	1596,470	-1327,764
6,0	0,10472	1609,119	-1326,598
6,1	0,10681	1612,153	-1326,303
6,5	0,11345	1621,757	-1325,330
7,0	0,12217	1634,382	-1323,962
7,5	0,13090	1646,994	-1322,493
8,0	0,13963	1659,591	-1320,924

Tabla 4.4.1.1. Corrimiento del CG para distintos α .

Se analiza el modelo de ala con perfiles deformados en el programa XFLR5 en los puntos calculados con la correspondiente ubicación del CG.

A continuación se grafican los puntos obtenidos en rojo junto con la curva de coeficiente de momento para CG fijo a ejes cuerpo (Figura 4.4.1.1).

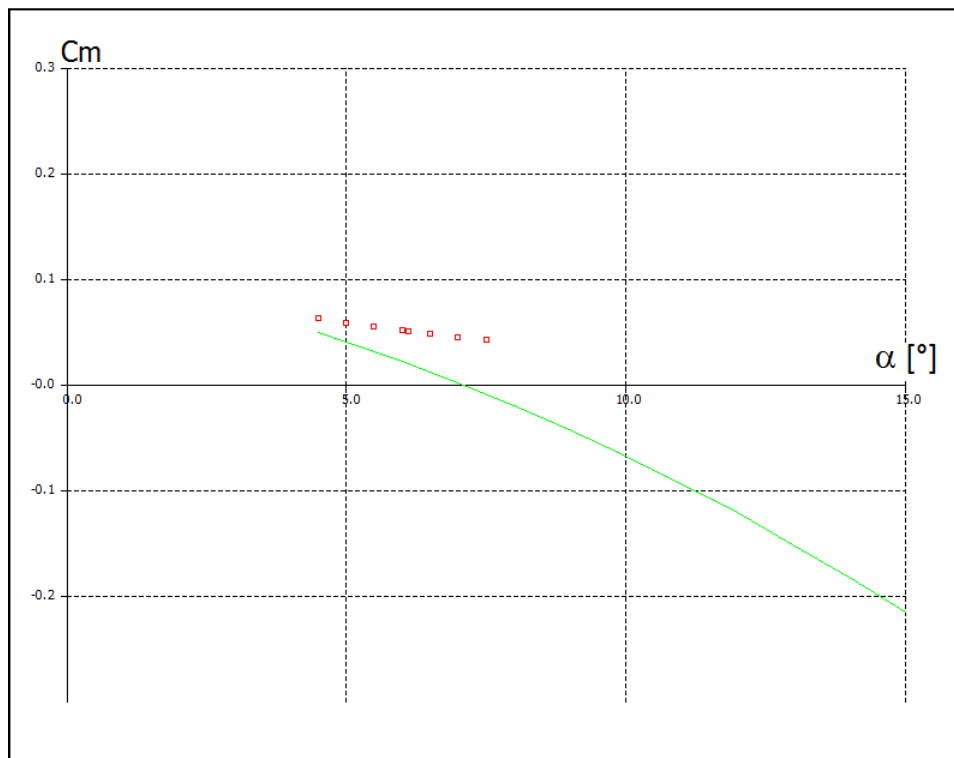


Figura 4.4.1.1. Curva C_m vs α , EXTREME con perfiles Deformados y Desplazamiento del peso.

Se observa como el corrimiento del peso en ejes cuerpo, es decir manteniendo la vertical con respecto a la tierra, produce una disminución de la calidad del equilibrio significativa. No obstante, la pendiente de la tendencia de los puntos continúa siendo negativa, lo cual implica una calidad del equilibrio positiva pero con tendencia a trimar a un mayor ángulo de ataque.

Con el fin de cuantificar de forma aproximada la estabilidad de la aeronave, se procedió a calcular el margen estático (ME). Se debe tener en cuenta que los valores obtenidos son aproximados debido a que los perfiles continúan deformándose y cambiando sus características aerodinámicas.

$$ME = \frac{X_{CA} - X_{CG}}{MAC}$$

El centro aerodinámico (X_{CA}) se obtuvo utilizando el modelo de ala con perfiles deformados desplazando el CG hacia el borde de fuga hasta obtener un coeficiente de momento constante para todo α . En la Figura 4.4.1.2 se grafica la curva de $C_m = cte$ en azul sobre las demás obtenidas.

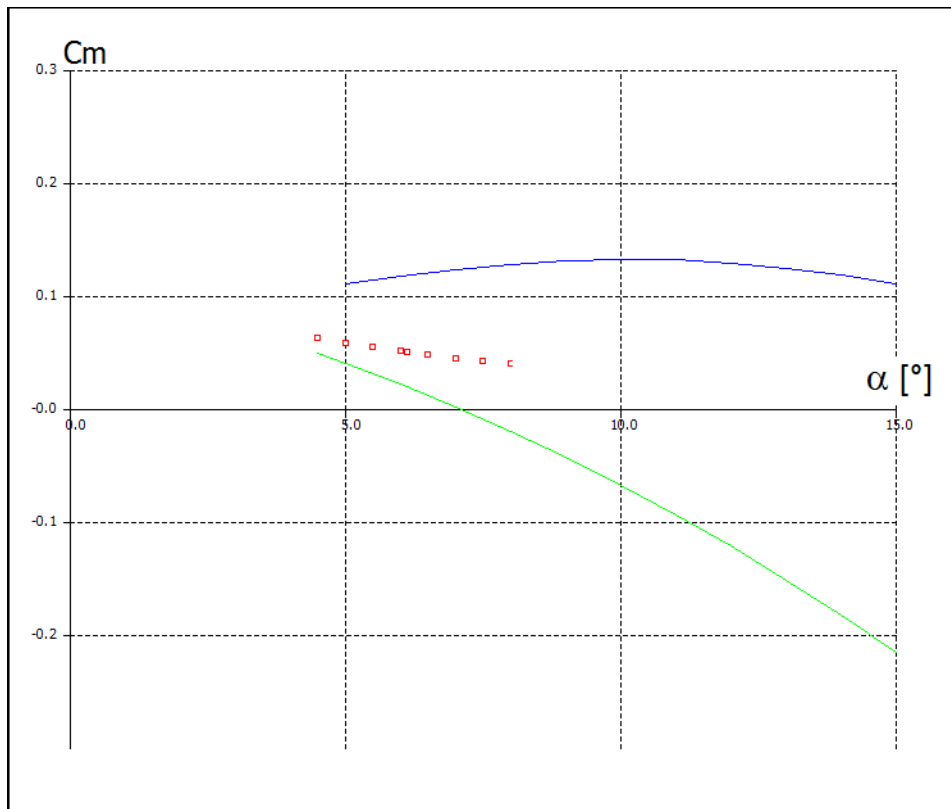


Figura 4.4.1.2. Curvas Cm vs α, EXTREME

Por lo tanto la posición más retrasada del CG en eje cuerpo X, obtenida del análisis, es:

$$X_{CA} = 1955 \text{ mm}$$

Debido a que el peso varía su posición con cada ángulo de ataque, el margen estático también lo hace. Para actitud de crucero ($\alpha_{crucero} = 6.12^\circ$) la posición de CG toma un valor de $X_{CG} = 1612$, por lo que el margen estático es igual a:

$$ME = 0.17 = 17\%$$

Si consideramos un ángulo de ataque igual a 10° , donde $X_{CG} = 1833$, el margen estático se reduce a:

$$ME = 0.06 = 6\%$$

Por lo que el margen estático será igual a cero ($ME = 0$) cuando el $X_{CG} = X_{CA}$. Esta condición se da para un ángulo de ataque igual a $\alpha_{ME=0} = 20^\circ$. En consecuencia, si se incrementa aun más el ángulo de ataque el margen estático se volverá negativo, es decir el ala se tornaría inestable.

4.4.2 Obtención del coeficiente de sustentación máxima aproximado

Debido a que el método de paneles no provee de una estimación de la entrada en pérdida del ala, para el cálculo del coeficiente de sustentación máxima se utilizó el procedimiento descrito en la nota didáctica de Aerodinámica I Ref. [4], el cual se basa en suponer que el coeficiente de sustentación máxima del ala se alcanza cuando uno de sus perfiles llega a su $Cl_{m\acute{a}x}$. Teniendo en cuenta los coeficientes de sustentación básica y adicional y el coeficiente de sustentación máxima de cada perfil, se obtiene el valor buscado mediante la siguiente relación:

$$CL_{m\acute{a}x} = \text{Min} \left(\frac{Cl_{m\acute{a}x} - Cl_{b\acute{a}sico}}{Cl_{adicio}nal} \right)$$

PERFIL	Cl máx	Clb	Cl _a	CLmáx
0	1,67	0,32	0,62	1,15
1	1,67	0,33	0,67	1,18
2	1,67	0,34	0,70	1,18
3	1,64	0,34	0,74	1,18
4	1,70	0,31	0,78	1,30
5	1,70	0,24	0,81	1,40
6	1,67	0,16	0,83	1,48
7	1,63	0,08	0,85	1,54
8	1,90	0,02	0,84	1,88
9	1,85	-0,08	0,85	1,94
10	1,70	-0,20	0,88	1,93
11	1,80	-0,34	0,89	2,18
TIP	0,80	-0,36	0,58	1,42

Tabla 4.4.2.1. Aproximación del Coeficiente de Sustentación Máxima total del ala.

El valor obtenido de la estimación del coeficiente de sustentación máxima fue de:

$$CL_{m\acute{a}x} = 1.15$$

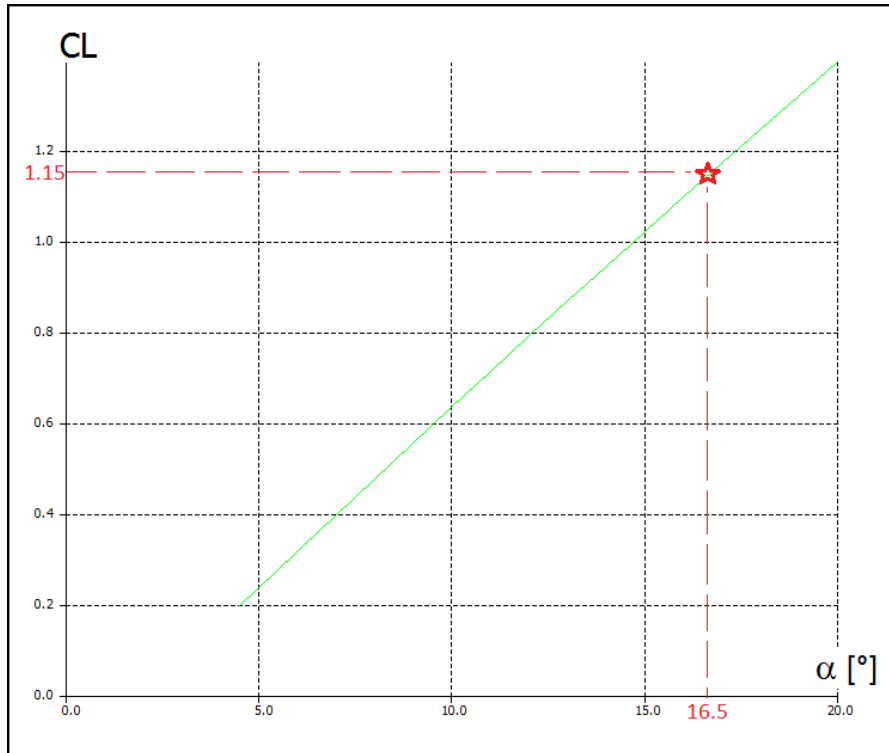


Figura 4.4.2.1. Curva CL vs α , $CL_{m\acute{a}x}$ estimado.

De la Figura 4.4.2.1 se extrae que el $CL_{m\acute{a}x} = 1.15$ estimado corresponde a un ángulo de ataque igual a:

$$\alpha_{CL_{m\acute{a}x}} = 16.5^\circ$$

Obtenida esta estimación, se puede calcular la velocidad de pérdida para una masa de 372 kg que incluye el trike, el ala y dos pasajeros.

$$V_s = \sqrt{\frac{2 * mg}{\rho * S * CL_{m\acute{a}x}}}$$

$$V_s = 18.2 \text{ m/s}$$

Si se tiene en cuenta que el método para obtener el $CL_{m\acute{a}x}$ es conservativo la velocidad de pérdida puede ser aún menor.

Se analizó si para este valor de ángulo de ataque máximo la zona de puntera sigue sustentando o está en pérdida.

Del programa XFLR5, el α_{ef} en la zona de puntera para el ángulo de ataque correspondiente a $CL_{m\acute{a}x}$.

$$\alpha_{ef} = \alpha_{crucero} + \alpha_i + \varepsilon_g + \varepsilon_a$$

b/2	$\alpha_{crucero}$	α_l	ε_a	ε_g	α_{ef}
mm	°	°	°	°	°
5300	6,12	15,2400	0,00	-18,36	3,0000
4800	6,12	12,0800	5,00	-16,30	6,9000
4300	6,12	11,2100	5,00	-14,13	8,2000
3800	6,12	9,1800	5,00	-11,90	8,4000

Tabla 4.4.2.2. Ángulo de ataque efectivo de los perfiles de la zona de puntera.

El valor del mismo oscila entre $3^\circ < \alpha_e < 8.4^\circ$ dependiendo del perfil relevado. Cabe recordar que el ángulo efectivo está medido respecto a la línea de sustentación nula de cada perfil. Para tener en cuenta la viscosidad y los efectos de la capa límite, se realizó el análisis bidimensional del perfil deformado 11 que se encuentra en la posición $b/2 = 4800$ mm, para las condiciones de crucero.

El Reynolds en esta zona debido a la cuerda del perfil ($C = 798$ mm) es aproximadamente de:

$$Re = \frac{V}{\nu} * C = 1486956$$

$$Re \cong 1500000$$

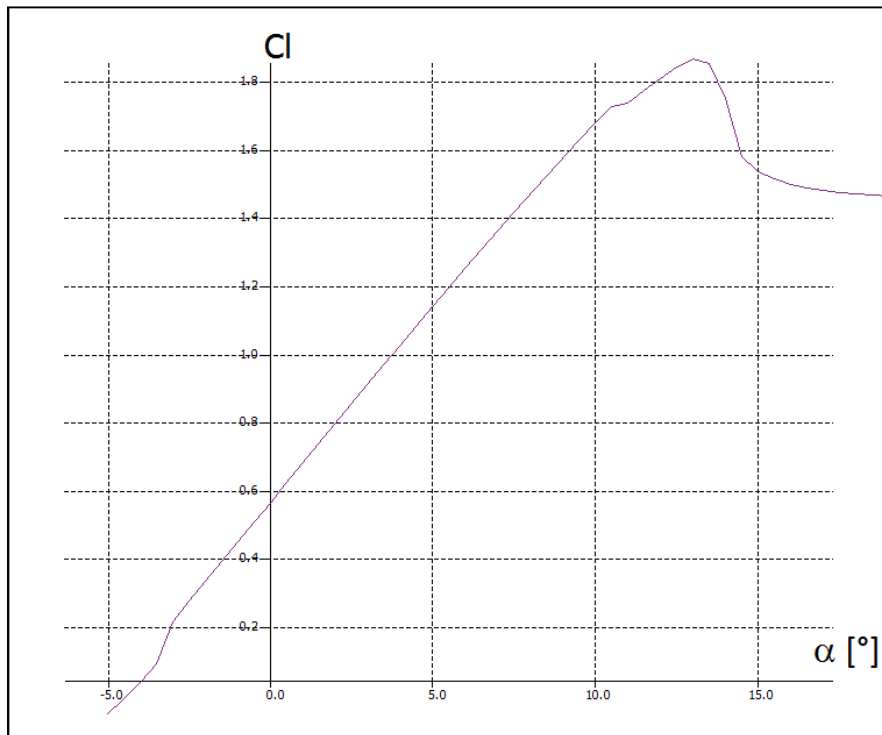


Figura 4.4.2.2. Curva Cl vs α Perfil 11 Deformado.

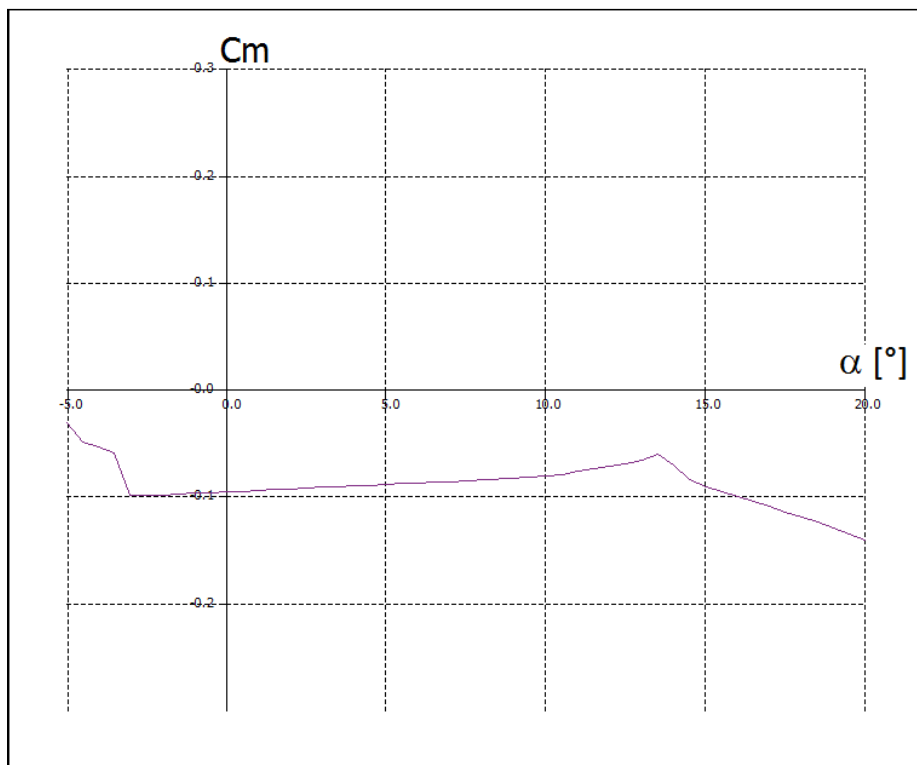


Figura 4.4.2.3. Curva Cm vs α Perfil 11 Deformado.

De la Figura 4.4.2.2 se puede ver como para $\alpha_e = 8.4^\circ$, correspondiente a un ángulo de ataque medido con respecto a la cuerda del perfil $\alpha = 3.4^\circ$, el perfil posee un coeficiente de sustentación aproximado de $C_l \cong 0.9$ por lo que queda en evidencia que para el ángulo de ataque de pérdida del ala completa ($\alpha_{CLm\acute{a}x} = 16.5^\circ$) los perfiles de puntera continúan produciendo sustentación.

También se observa como el valor del coeficiente de momento es relativamente elevado, próximo a $C_m \cong -0.1$ (Figura 4.4.2.3). Si la zona central del ala se encuentra en pérdida a $\alpha_{CLm\acute{a}x} = 16.5^\circ$ y solo los perfiles de puntera sustentan, el ala genera un momento de cabeceo negativo (nariz abajo) significativo que tiende a reducir el ángulo de ataque, restableciendo el ala de la pérdida. Como se comentó en el capítulo introductorio, este fenómeno, sumado a la disminución de estabilidad producida por el desplazamiento del peso, pueden provocar el Tumbling.

CAPITULO 5

ESTIMACIÓN DE LA RESISTENCIA DEL TRIKE Y ANALISIS DE LA POTENCIA NECESARIA Y DISPONIBLE

5.1 Estimación de la resistencia del trike

El trike está compuesto por gran cantidad de piezas, por lo que la estimación de la resistencia es una tarea de cierta complejidad. Para los fines de este trabajo se aproximó la resistencia considerando el mismo como un cilindro con el extremo enfrentado a la corriente de aire, redondeado.

En la Figura 5.1.1 se observa un modelo del sistema de vuelo realizado en programas CAD y también las dimensiones del cilindro de referencias en milímetros, que se utilizaron para el cálculo de la resistencia.

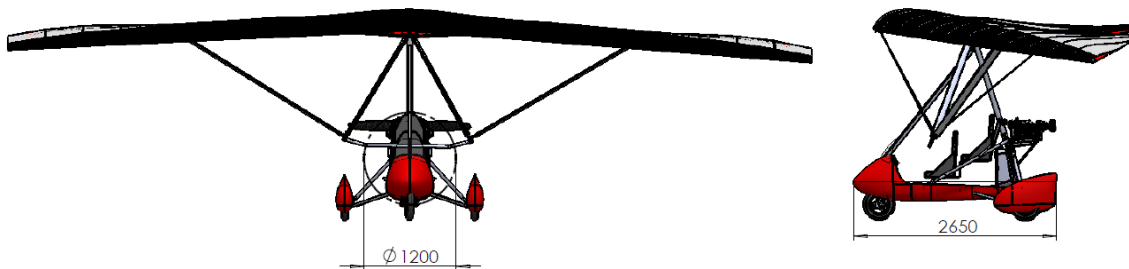


Figura 5.1.1. Referencia para el cálculo de la resistencia.

La resistencia del sistema de vuelo puede aproximarse mediante una parábola expresada en función del coeficiente de sustentación.

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \Delta e}$$

$$C_{D0} = \frac{\sum_j C_{Dj} S_j}{S}$$

donde $C_{Dj} S_j$ se denomina "área de resistencia" y S corresponde a la superficie alar.

La curva polar C_D vs C_L obtenida de la segunda aproximación se puede aproximar con un polinomio de segundo grado:

$$C_D = 0.0297 - 0.0383 * C_L + 0.0634 * C_L^2$$

A la misma se le suma un valor fijo en C_{D0} , el término independiente de la sustentación, correspondiente al trike. Para el cálculo de la resistencia se tuvo en cuenta el área frontal del cilindro representativo.

$$S_{trike} = \pi \frac{1.2^2}{4} = 1.13 \text{ m}^2$$

El coeficiente de resistencia de un cilindro con un extremo redondeando es extraído de los gráficos de la Ref. [5] (Figura 5.1.2), teniendo en cuenta la relación largo/diámetro del mismo.

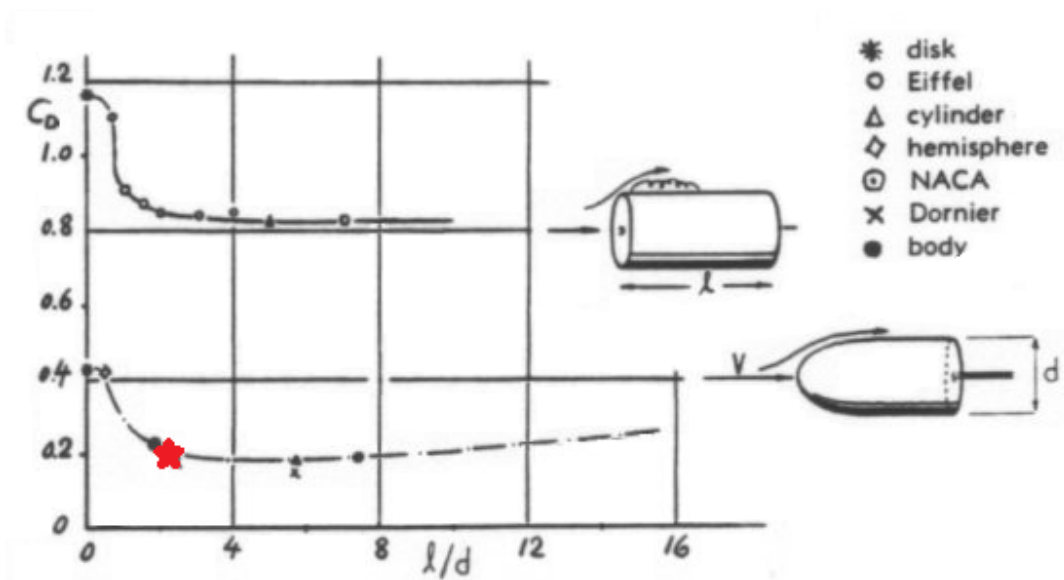


Figura 5.1.2. Coeficiente de resistencia de un cilindro con un extremo redondeando.

$$\frac{l}{d} = \frac{2650 \text{ mm}}{1200 \text{ mm}} = 2.20$$

$$C_{Dtrike} = 0.2$$

El área de resistencia del trike es igual a:

$$C_{Dtrike} S_{trike} = 0.22 \text{ m}^2$$

Para incorporar la resistencia del trike a la parábola obtenida anteriormente, primero se debe dividir este resultado sobre la superficie de referencia que en este caso es la superficie alar.

$$C_{D0trike} = \frac{C_{Dtrike} S_{trike}}{S} = \frac{0.22 \text{ m}^2}{15.6 \text{ m}^2} = 0.014$$

CL	CD	CD (EXTREME+TRIKE)
0,00	0,02970	0,04370
0,10	0,02651	0,04051
0,20	0,02459	0,03859
0,30	0,02394	0,03794
0,40	0,02457	0,03857
0,50	0,02648	0,04048
0,60	0,02965	0,04365
0,70	0,03410	0,04810
0,80	0,03983	0,05383
0,90	0,04683	0,06083
1,00	0,05510	0,06910
1,10	0,06465	0,07865
1,15	0,06990	0,08390

Tabla 5.1.1. Obtención de la curva Polar con la contribución del Trike.

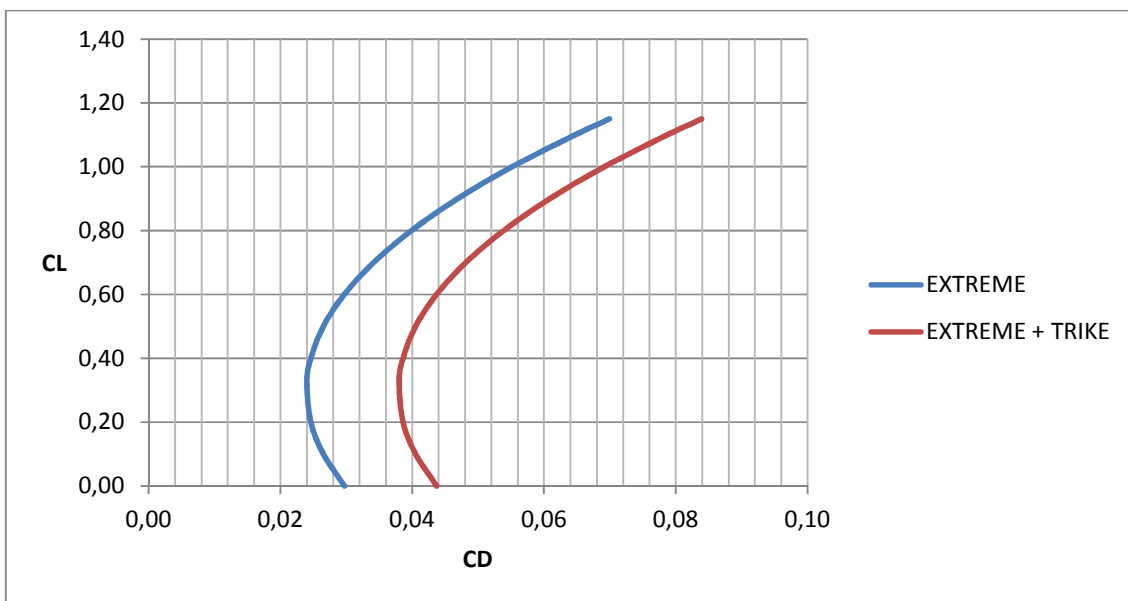


Figura 5.1.3. Comparación de curvas polares con y sin trike.

En la Figura 5.1.3 se observa el corrimiento de la curva polar hacia la derecha, es decir, se aumenta el coeficiente de resistencia para un mismo valor de coeficiente de sustentación.

Considerando el $\alpha_{crucero} = 6.12^\circ$, que corresponde a un $CL_{acruce} = 0.327$, se puede apreciar como el valor del coeficiente de resistencia aumenta, pasando de 0.024 a 0.034.

Se debe tener en cuenta que la estimación de la resistencia del trike está del lado seguro debido a que sobredimensiona la misma.

5.2 Análisis de la Potencia Necesaria y Disponible

Se analizó si en la condición de crucero y considerando la resistencia total estimada de la aeronave, la potencia disponible es suficiente para realizar el vuelo. Es decir si la potencia disponible (Pd) es mayor a la potencia necesaria (Pn).

La potencia necesaria viene dada por la multiplicación de la resistencia del sistema de vuelo con la velocidad de vuelo.

$$Pn = DV$$

La resistencia se obtiene de la formula:

$$D = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_D$$

donde V es la velocidad de crucero ($V = 30 \text{ m/s}$), S la superficie alar ($S = 15.6 \text{ m}^2$), ρ la densidad a 1000 m de altitud ($\rho = 1.11 \text{ kg/m}^3$), C_D el coeficiente de resistencia teniendo en cuenta el trike para $\alpha_{\text{crucero}} = 6.12^\circ$ ($C_D = 0.034$).

$$Pn = \frac{1}{2} * 1.11 * 15.6 * 30^2 * 0.034 * 30$$

$$Pn \cong 7948 \text{ W} \cong 10.65 \text{ HP}$$

Para el cálculo de la potencia disponible se optó por el motor ROTAX 503 ya que es ampliamente utilizado en la aviación experimental ultraliviana. De Ref. [6] se obtienen las curvas del motor. La hélice utilizada para el cálculo es una Hamilton de dos palas, diámetro del disco $D = 1.78 \text{ m}$ [70 in], paso fijo $\beta = 30^\circ$. También se utilizó una caja reductora 2.58:1.

$$Pd = Th * V$$

$$Th = C_T \rho n^2 D^4$$

$$C_T = \eta \frac{C_P}{J}$$
$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5}$$
$$J = \frac{V}{nD}$$

siendo Th la tracción de la hélice, C_T el coeficiente de tracción, C_P el coeficiente de potencia, n las revoluciones por segundo de la hélice teniendo en cuenta la caja reductora, η el rendimiento de la hélice, J la relación de avance y P la potencia entregada por el motor.

De los datos que se necesitan, P se obtiene de las curvas del motor considerando 5000 revoluciones por minuto para la condición de crucero.

$$P \cong 35 \text{ HP} \cong 26 \text{ KW}$$

Para el cálculo de C_T se necesita el rendimiento de la hélice. Para ello se utiliza el gráfico de la Ref. [7]. Ingresando con C_P , J y β se obtiene η .

$$n = \frac{5000 \text{ rpm}}{2.58} * \frac{1}{60 \text{ s}} = 32.29 \text{ rps}$$

$$C_P = \frac{26000}{1.11 * 32.29^3 * 1.78^5} = 0.04$$

$$J = \frac{30}{32.29 * 1.78} = 0.52$$

Del gráfico se obtiene que:

$$\eta \cong 75\%$$

Con los valores obtenidos se procedió a calcular la potencia disponible.

$$C_T = 0.75 \frac{0.04}{0.52} = 0.058$$

$$Th = 0.058 * 1.11 * 32.29^2 * 1.78^4 = 673.856 \text{ N}$$

$$Pd = Th * V = 673.856 \text{ N} * 30 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 20220 \text{ W}$$

$$Pd = 20.22 \text{ KW} = 27.11 \text{ HP}$$

Si se compara la potencia disponible con la necesaria, se observa que el motor es capaz de entregar mayor potencia de la necesaria.

$$Pd > Pn$$

CAPITULO 6

CONCLUSION

Como resultado del trabajo final de grado se puede decir que el objetivo principal de conocer y comprender el comportamiento aerodinámico de estas aeronaves, con la aplicación de herramientas de cálculo simples, fue alcanzado.

En el desarrollo del trabajo, además de poner en práctica lo aprendido en el transcurso de la carrera de grado, se realizó una labor de investigación profunda sobre el sistema de vuelo aerodinámico flexible controlado por el desplazamiento del peso. Actualmente no se encuentra disponible mucha bibliografía sobre el tema por lo que fue una tarea difícil y un desafío importante de recopilación de información. A pesar de ello, una gran ventaja fue contar con la aeronave físicamente así como también innumerables vuelos de prueba tanto en filmaciones, fotos, como presenciados personalmente.

La elección del programa utilizado para el análisis aerodinámico no fue tarea sencilla. Debido a la complejidad del problema, en particular el bajo número de Reynolds, se optó por el programa XFLR5 el cual está recomendado para estas condiciones y dado su sencilla implementación e interfaz gráfica, se consideró adecuado para los alcances del presente trabajo. De la validación del programa y la comparación de resultados obtenidos con los extraídos de la bibliografía, se puede concluir que el programa XFLR5 es una buena herramienta de trabajo para el análisis aerodinámico aproximado.

Se realizó un primer modelo del Ala EXTREME con perfiles sin deformar del cual se extrajeron las primeras curvas polares. Además de estas curvas, se obtuvieron la distribución de sustentación local, el ángulo efectivo, y la distribución de sustentación básica y adicional a lo largo de la envergadura. Todo esto sirvió para analizar el comportamiento aerodinámico global del ala y poder afirmar la existencia de dos zonas con características particulares como ser:

- Zona Central: es la encargada de la sustentación. En esta zona la deformación de los perfiles es relativamente baja y pueden despreciarse debido a la rigidez proveniente de las ballenas, quilla, travesaño y tensión de la vela. El reducido alabeo geométrico produce que esta zona sea la de mayor sustentación y por ende la primera en entrar en pérdida. Al poseer perfiles donde la combadura y espesor máximo se encuentran próximos al borde de ataque, puede analizarse el reducir la

cuerda en esta zona para así disminuir la resistencia sin perder de vista la carga alar y la rigidez estructural.

- Zona de Puntera: es la encargada de la controlabilidad y estabilidad del ala. La torsión o alabeo geométrico negativo y el ángulo de flecha son de suma relevancia para compensar la falta de estabilizador horizontal y elevador. Por lo que los limitadores de torsión podrían pensarse como la incidencia o calaje del estabilizador horizontal. La flexibilidad y deformación de esta zona permite el amortiguamiento de cargas presentes en vuelo, haciendo este más suave que el de un ala rígida. Además la deformación en esta zona, producida por el desplazamiento del peso, es necesaria para generar maniobras asimétricas como ser giros. El perfil de puntera propiamente dicho es una sección conflictiva donde se generan grandes problemas devenidos del bajo Reynolds, los torbellinos de puntera y la forma del mismo.

Se realizó un segundo modelo del ala EXTREME utilizando perfiles deformados de acuerdo a la condición de vuelo crucero, buscando mejorar los resultados obtenidos del primer análisis. De las curvas obtenidas con este análisis se pudieron extraer los siguientes datos:

- Coeficiente de Sustentación Máxima: 1.15
- Ángulo de Sustentación Máxima: 16.5°
- Relación de Planeo Máxima: 20.2
- Velocidad de crucero 30m/s.
- Velocidad de Pérdida: 18.2 m/s
- Posición estimada del Centro Aerodinámico: $X_{ca} = 1955$ mm.
- Ángulo de ataque, teniendo en cuenta el desplazamiento del Cg, donde el Margen Estático es cero ($ME = 0$): $\alpha_{ME=0} = 20^\circ$. Este valor es mayor al ángulo de sustentación máxima por lo que en teoría el piloto no debería llegar a este punto.

A continuación se comparan las curvas obtenidas con el modelo de la EXTREME con perfiles sin deformar y sin torsión (traza roja), EXTREME con perfiles sin deformar y con torsión (traza azul) y EXTREME con perfiles deformados y torsión (traza verde), donde se observa la variación de las curvas polares de acuerdo a las modificaciones de los distintos modelos y se refleja la importancia de la torsión o alabeo geométrico en este tipo de sistemas de vuelo. Esto es necesario para obtener un punto de equilibrio, es decir que el coeficiente de momento se vuelva cero para un determinado ángulo de ataque positivo. Sin embargo este comportamiento es a costa de una disminución de la sustentación y aumento de la resistencia. (Figura 6.1)

extreme torsion
— T1-30.0 m/s-Panel

extreme torsion perfiles deformados
— T1-30.0 m/s-Panel

extreme sin torsion
— T1-30.0 m/s-Panel

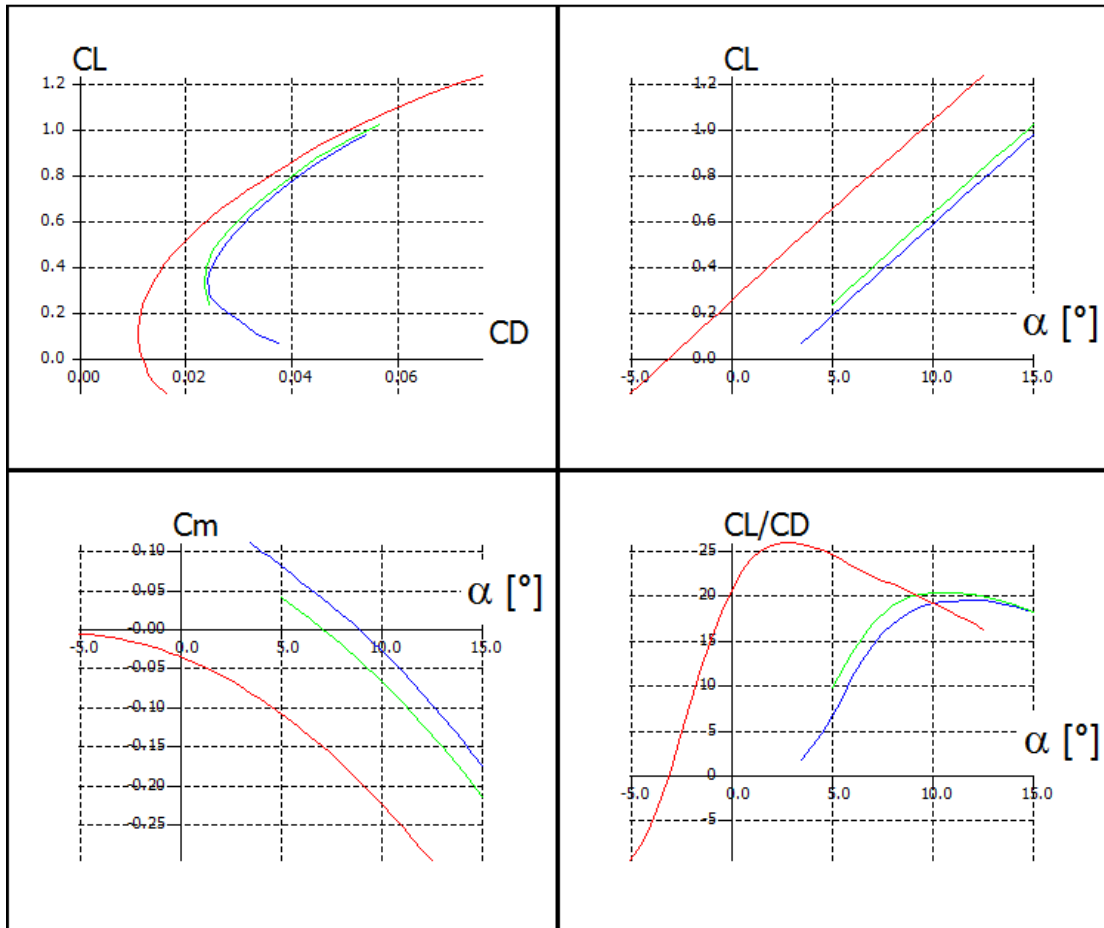


Figura 6.1 Curvas Polares de los diferentes modelos de Ala Extreme.

En el desarrollo del trabajo queda plasmada la importancia de la gran variedad de perfiles que se presentan a lo largo de la envergadura en una misma ala. Además, en la zona de puntera las deformaciones producidas por cargas aerodinámicas o inducidas por el piloto modifican considerablemente la geometría de estos perfiles variando sus características aerodinámicas. Por lo que la gama de perfiles en estos sistemas de vuelo controlados por el desplazamiento del peso es amplia y varía en el transcurso del vuelo. De la investigación realizada también se llegó a la conclusión de que se puede asumir que los perfiles no se modifican considerablemente en determinadas condiciones de vuelo. Es decir, en condición de crucero puede asumirse que la geometría de los perfiles es constante sin cometer errores significativos.

Otro punto importante a destacar es la relación de compromiso entre el peso, la estabilidad y el control. El desplazamiento del peso es el mecanismo por el cual estas aeronaves se controlan. Pero el mismo tiende a descontrolar el ala cuando por el efecto péndulo queda, en ocasiones, en una posición desfavorable a la maniobra que se desea realizar. Esto se ejemplifica claramente cuando se desea realizar un giro, por lo que el peso queda desplazado inicialmente hacia el ala interna al giro aumentando su carga y por consiguiente acelerándola. Esto produce un momento adverso de guiñada. Además, cuando se realizan maniobras simétricas, en particular al incrementar el ángulo de ataque, el peso queda desplazado hacia atrás reduciendo el margen estático, llegando a situaciones extremas donde el ala puede tornarse inestable.

Debido a la cantidad de variables que intervienen en la dinámica del vuelo de estas aeronaves se propone como trabajo futuro la realización de un modelo más complejo teniendo en cuenta la interacción entre el comportamiento estructural y el aerodinámico para obtener la deformación mediante un proceso iterativo.

Para solucionar los grandes problemas causados por las punteras, se propone el agregado de Winglets para canalizar el flujo de esta zona y reducir la resistencia inducida por los torbellinos de puntera. También analizar la posibilidad de reemplazar el perfil de puntera por uno no simétrico, agregando una ballena o dándole la forma con la raíz del Winglet.

Se propone además realizar una serie de ensayos en vuelo donde se puedan realizar mediciones de velocidades, ángulos de ataque, así como también diseñar un sistema de mediciones de deformaciones de los perfiles para comparar con los resultados obtenidos en el presente trabajo y poder realizar un análisis más aproximado de las características aerodinámicas de este sistema de vuelo.

CAPITULO 7

BIBLIOGRAFIA

[1] www.mh-aerotools.de

[2] Xiao Huang, Kiran K. Pippalapalli, Bernd Chudoba, *Aerodynamic Analysis of a Class II High-Performance Hang Glider - The ATOS*, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Nevada, 2006.

[3] Julio C. Massa, *Programa PORTI*, Departamento de Estructuras, UNC, 2005.

[4] Apunte de clases de la cátedra de Aerodinámica I, Facultad de Ciencias Exactas Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba.

[5] S. F. Hoerner, *Fluid-Dynamic Drag*, Publicado por el autor, U.S.A. 1965.

[6] ROTAX AIRCRAFT ENGINES, *OPERATOR MANUAL FOR ENGINE TYPES ROTAX 447 ROTAX 503 ROTAX 582*, 2010.

[7] Egbert Torenbeek, *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Springer Science+Business Media Dordrecht, 1982.

[8] Ira H. Abbott, Albert E. Von Doenhoff, *THEORY OF WING SECTIONS Including a Summary of Airfoil Data*, Dover Publications Inc., New York, 1958.

[9] W.A. Timmer, *Two-dimensional low-Reynolds number wind tunnel results for airfoil NACA 0018*, Wind Energy Section Vol. 32, Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, Kluyverweg I, 2629HS Delft, the Netherlands, 2008.

[10] Mauricio Arboit, Carlos De Bortoli, *LASER U.L.M.*, Trabajo final de grado, Facultad de Ciencias Exactas Físicas y Naturales - UNC, 1996.

[11] Mark Drela, *XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils*, MIT Dept. Aeronautics and Astronomic, Cambridge, Massachusetts.

[12] W.A. Timmer, *Two-dimensional low-Reynolds number wind tunnel results for airfoil NACA 0018*, Wind Energy Section Vol. 32, Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, Kluyverweg I, 2629HS Delft, the Netherlands, 2008.

[13] *Weight-Shift Control Aircraft Flying Handbook*, U.S Department of Transportation, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2008.

[14] *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*, U.S Department of Transportation, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2008.

[15] Paul Dees, *Hang Glider Design and Performance*, 10th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference, Texas, 2010.

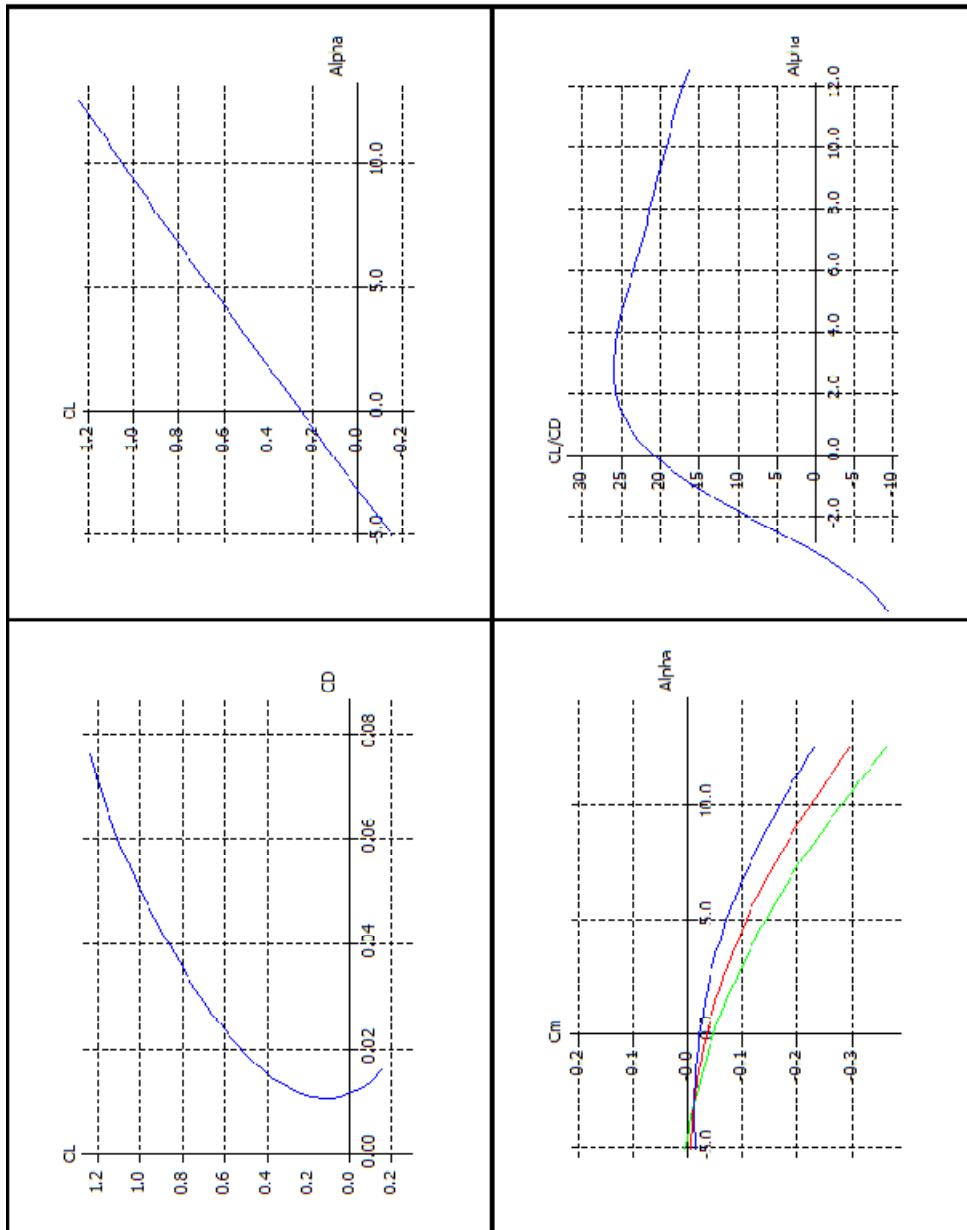
[16] S. F. Hoerner, *Fluid-Dynamic Lift*, Publicado por el autor, U.S.A. 1965.

[17] Brian Maskew, *Program VSAERO Theory Document A Computer Program for Calculating Nonlinear Aerodynamic Characteristics of Arbitrary Configurations*, NASA Contractor Report 4023 ,Washington, 1987.

[18] J. Katz, A. Plotkin, *Low-Speed Aerodynamics* Cambridge Aerospace Series, 2001.

ANEXO 1

RESULTADOS DEL ANALISIS DE DIFERENTES CONFIGURACIONES DE ALA.

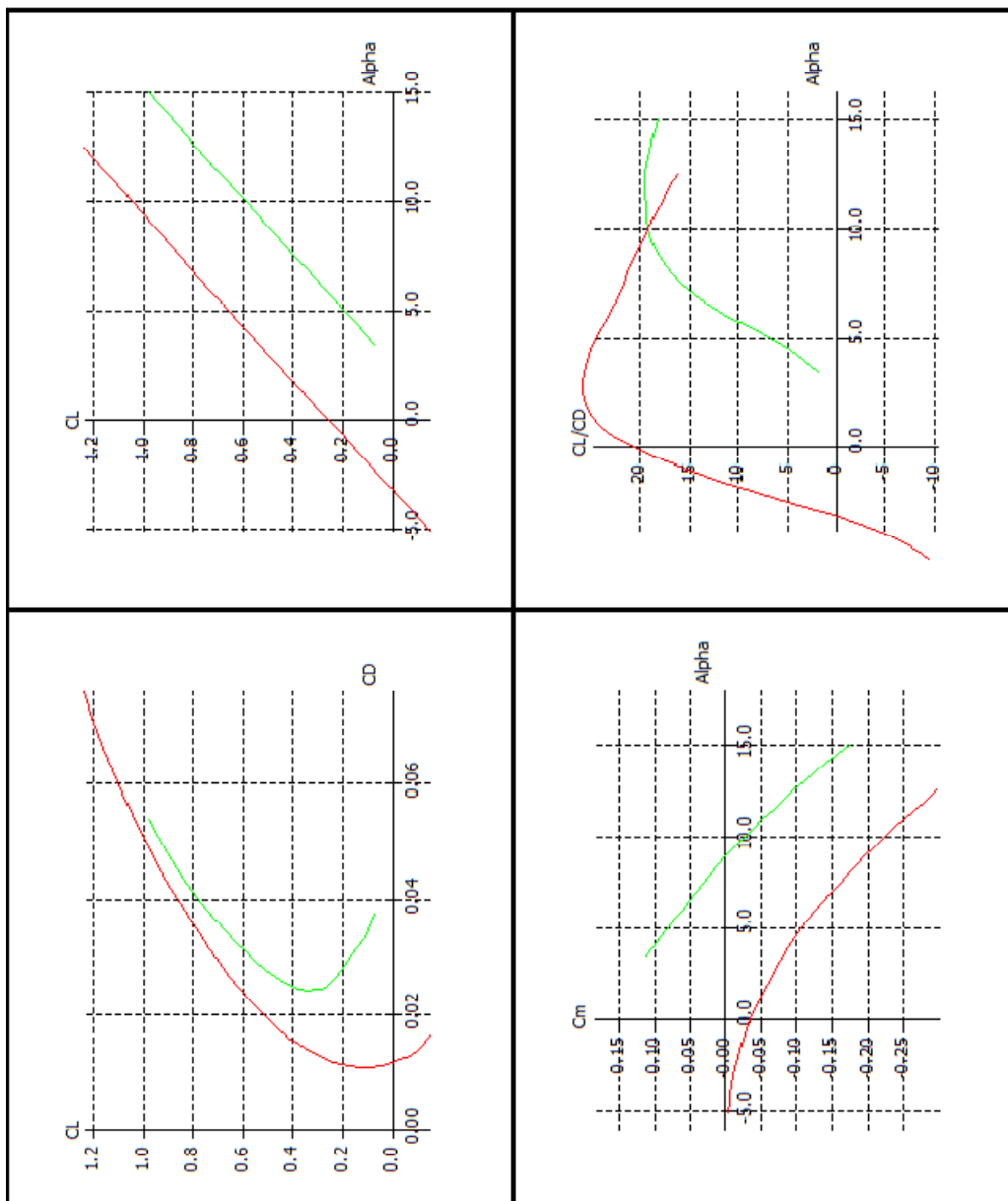


Extremum Cuelgue X=1360
 Tl-30.0 m/s-Panel

Extremum Cuelgue X=1460
 Tl-30.0 m/s-Panel

Extremum Cuelgue X=1560
 Tl-30.0 m/s-Panel

Figura A. Curvas comparativas de modelos de alas con variación del cuelgue.



Extreme con Torsión
 I1=30.0 m/s-Panel
 Extreme sin Torsión
 I1=30.0 m/s-Panel

Figura B. Curvas comparativas de modelos de ala con variación del alabeo geométrico.
 159

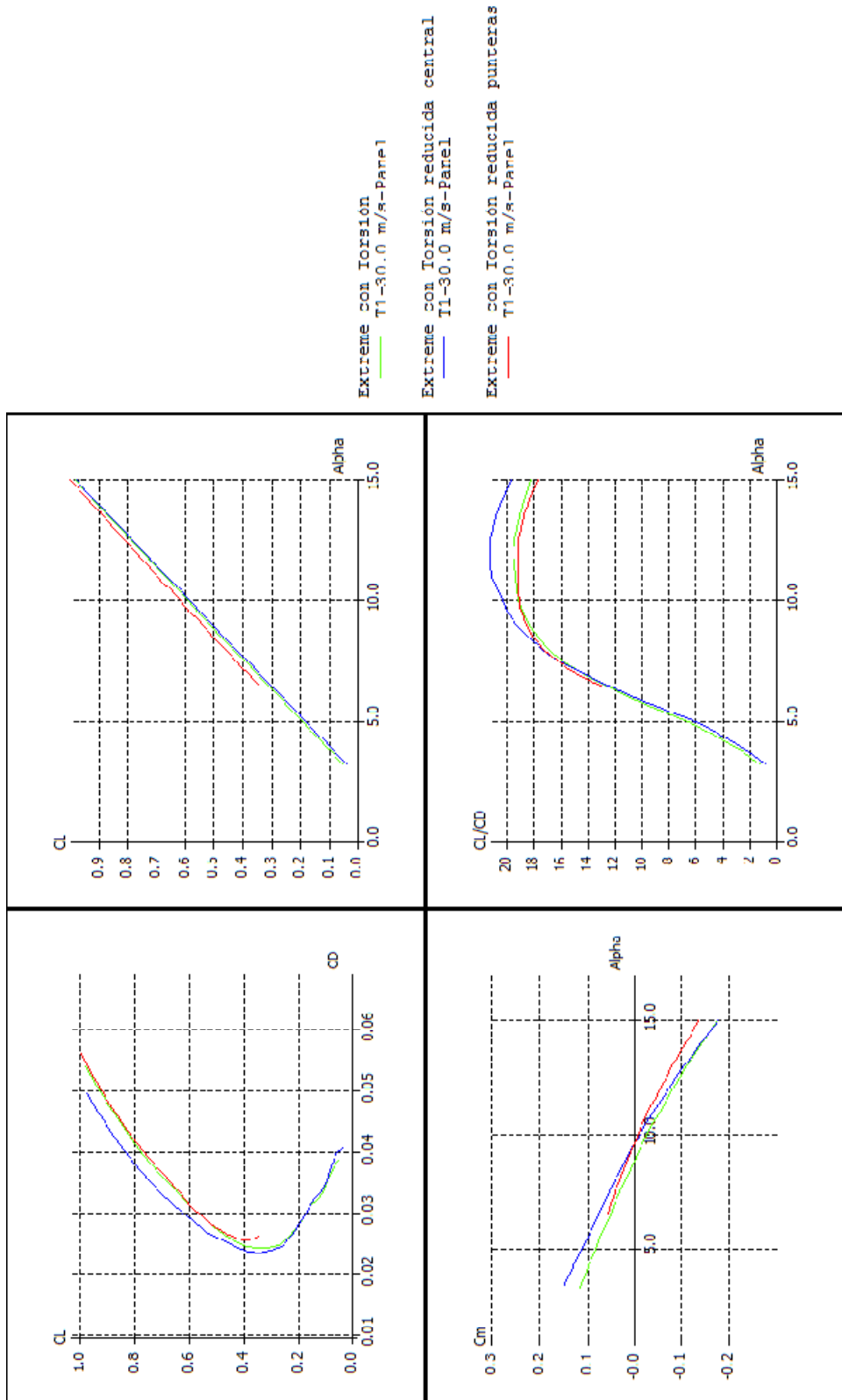


Figura C. Curvas comparativas de modelos de alas con variación de Superficie.

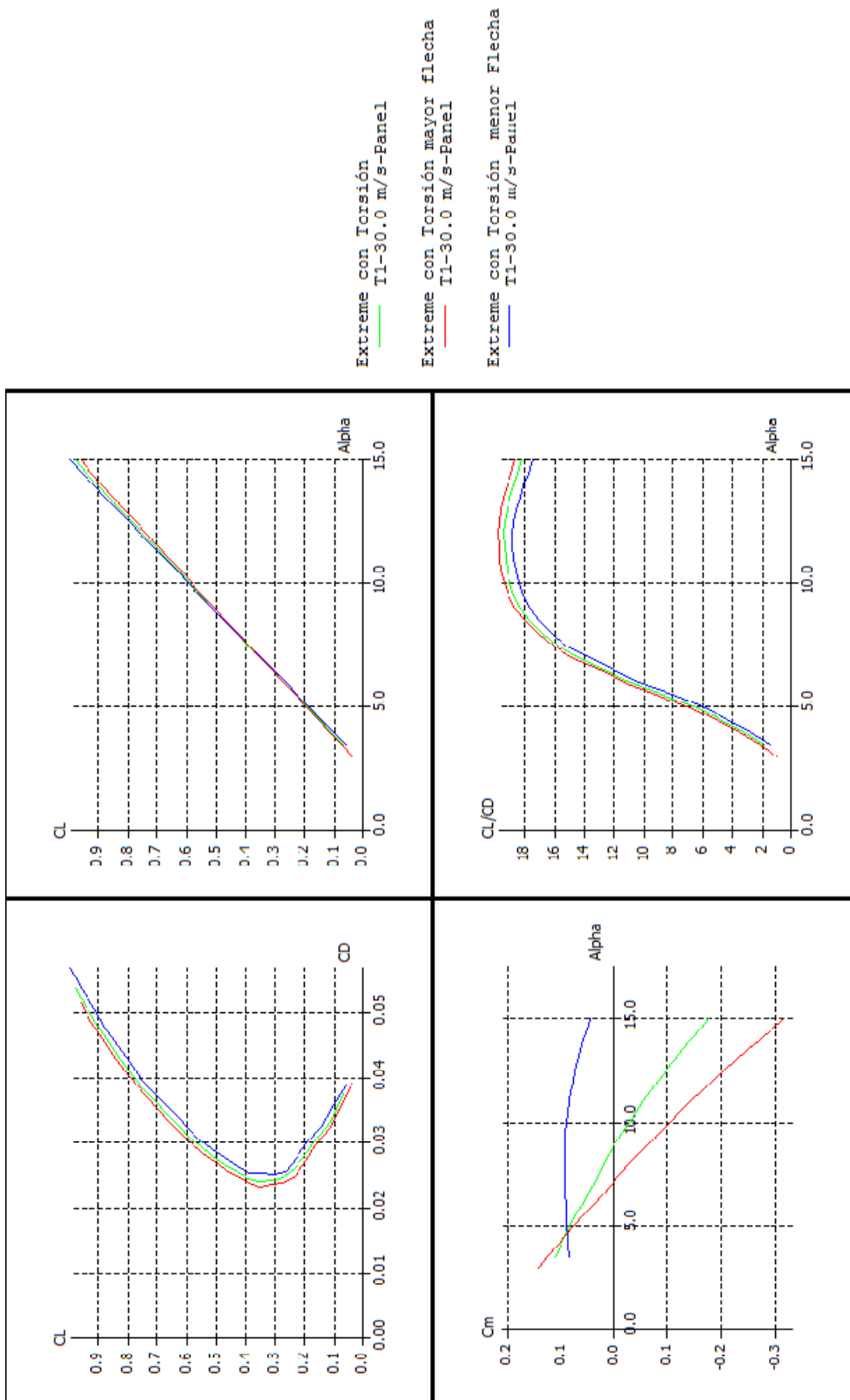
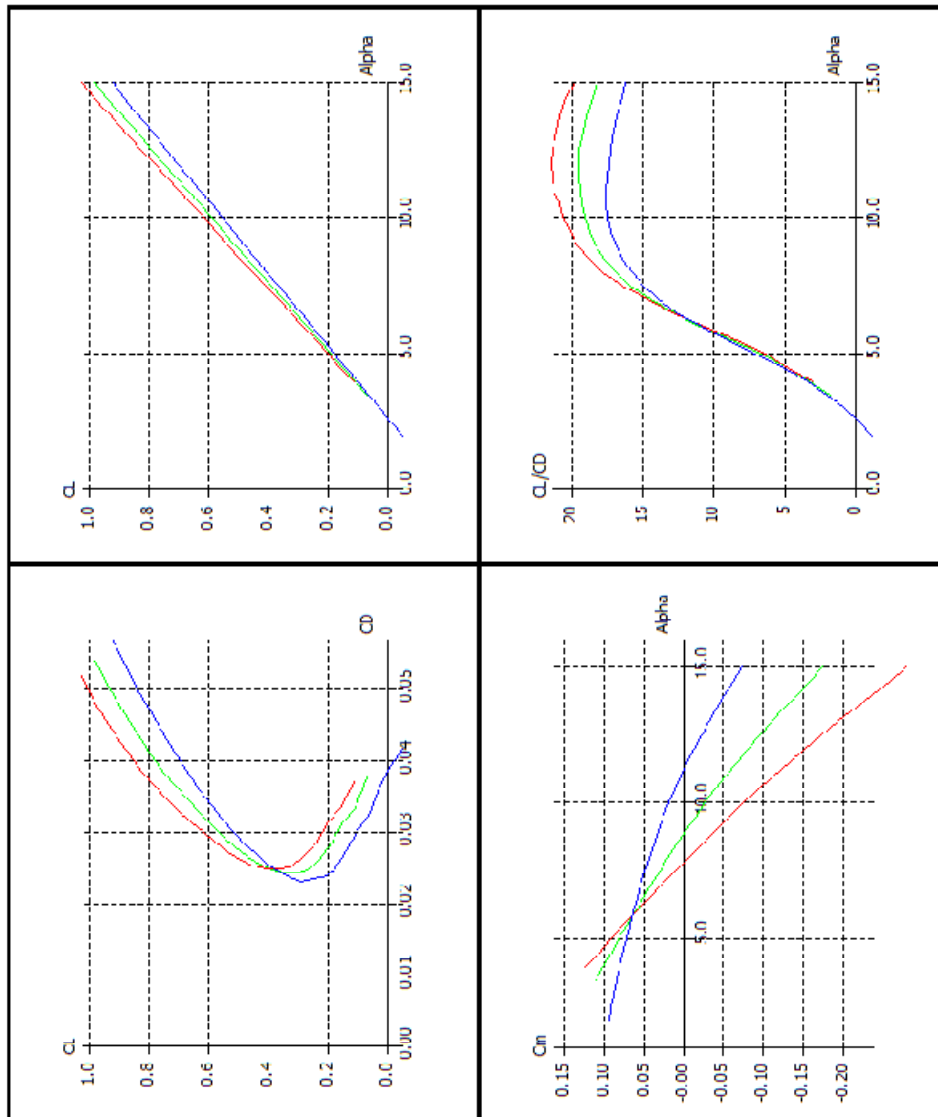


Figura D. Curvas comparativas de modelos de alas con variación de Flecha.



Extreme con torsión
 Tl-30.0 m/s-Panel

Extreme con torsión menor envergadura
 Tl-30.0 m/s-Panel

Extreme con torsión mayor envergadura
 Tl-30.0 m/s-Panel

Figura E. Curvas comparativas de modelos de alas con variación de Envergadura.

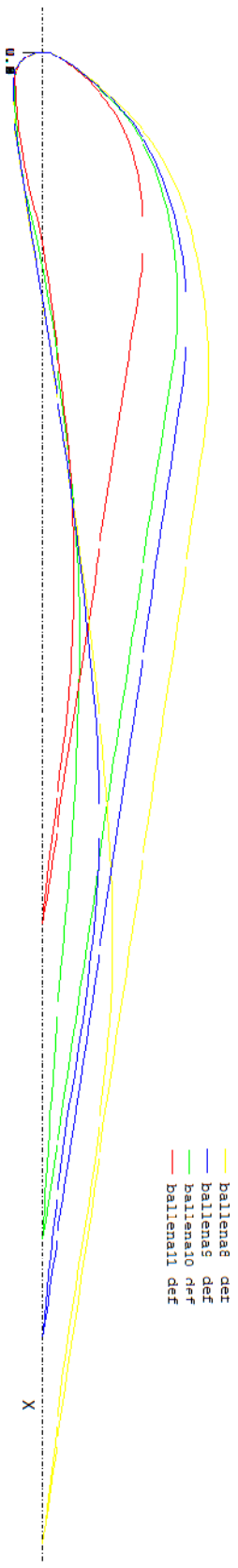
ANEXO 2

PERFILES TEÓRICOS Y DEFORMADOS DEL ALA EXTREME

Perfiles sin deformar del Ala EXTREME



Perfiles deformados de la zona de puntera del Ala EXTREME



Comparación de las características geométricas de los perfiles teóricos, es decir los perfiles NO deformados.

Perfil	Espesor máx. (%C)	Ubicación del espesor máx. (%C)	Combadura máx. (%C)	Ubicación de la Combadura máx. (%C)
Raíz	11,83	20,90	4,88	21,90
1	11,83	20,60	4,85	21,60
2	12,00	20,70	4,82	21,60
3	12,80	20,20	4,80	22,10
4	20,50	20,50	4,78	21,60
5	12,23	20,40	4,78	21,40
6	12,33	20,90	4,74	22,00
7	12,57	20,60	4,74	21,70
8	12,65	20,30	4,73	22,30
9	12,96	20,60	4,63	21,70
10	13,13	20,50	4,67	22,50
11	13,92	19,60	4,48	22,60
TIP	14,59	8,10	0,00	0,00

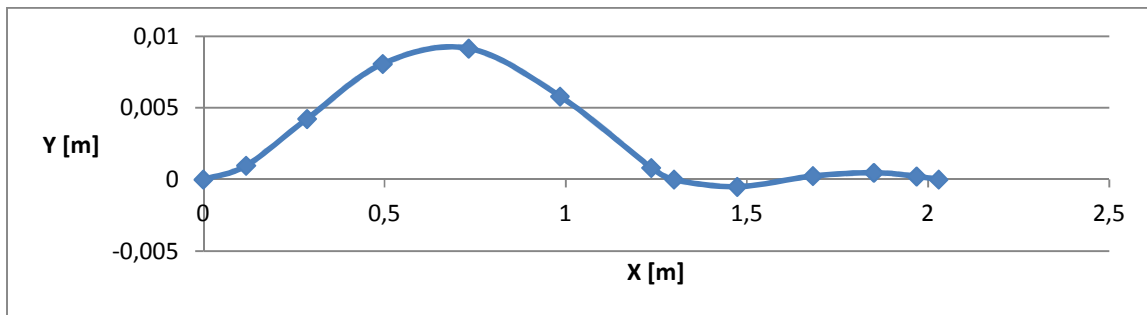
Comparación de las características geométricas de los perfiles deformados de la zona de puntera.

Perfil Deformado	Espesor máx. (%C)	Ubicación del espesor máx. (%C)	Combadura máx. (%C)	Ubicación de la Combadura máx. (%C)
8	10,87	14,90	6,09	27,60
9	11,34	15,20	5,92	29,20
10	11,51	13,30	6,06	26,70
11	12,59	14,00	5,84	26,90

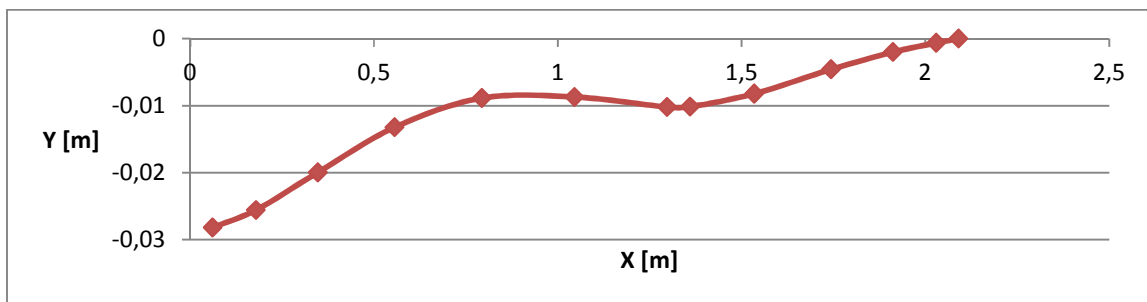
Obtención del intradós deformado del Perfil 1

Ix	1,965E-10	m ⁴
E	7E+10	Pa
A	7,087E-05	m ²

nodo	C	delta X	Cpi	Cpi *deltaX	Carga	Flecha	Flecha/EI	XFLR5
					Pi	Pa*m ⁵	m	m
1	0,0000	0,0590	-0,1476	-0,0087	-1,3039	0,0000	0,0000	-0,0282
2	0,1179	0,1431	0,1195	0,0171	2,5637	-0,0135	0,0010	-0,0256
3	0,2862	0,1886	0,1166	0,0220	3,2951	-0,0583	0,0042	-0,0200
4	0,4951	0,2231	0,1017	0,0227	3,3991	-0,1112	0,0081	-0,0132
5	0,7324	0,2446	0,0898	0,0220	3,2930	-0,1258	0,0091	-0,0089
6	0,9843	0,2519	0,0826	0,0208	3,1186	-0,0799	0,0058	-0,0087
7	1,2362	0,2446	0,0794	0,0194	2,9089	-0,0112	0,0008	-0,0102
apoyo	1,2991					0,0000	0,0000	-0,0101
8	1,4735	0,2231	0,0820	0,0183	2,7401	0,0068	-0,0005	-0,0082
9	1,6824	0,1886	0,0910	0,0172	2,5703	-0,0034	0,0002	-0,0046
10	1,8506	0,1431	0,1081	0,0155	2,3193	-0,0066	0,0005	-0,0020
11	1,9686	0,0893	0,1375	0,0123	1,8412	-0,0030	0,0002	-0,0006
12	2,0293	0,0304	0,1588	0,0048	0,7228	0,0000	0,0000	0,0000



Deformación del intradós del perfil 1 en coordenadas de la ballena 1.

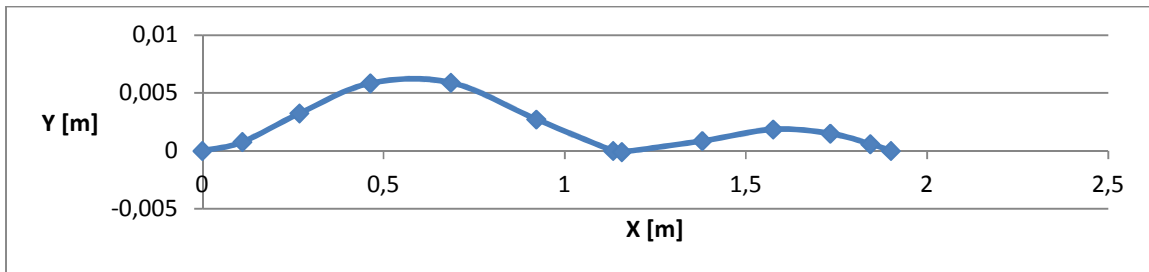


Deformación del intradós del perfil 1 en coordenadas locales al perfil

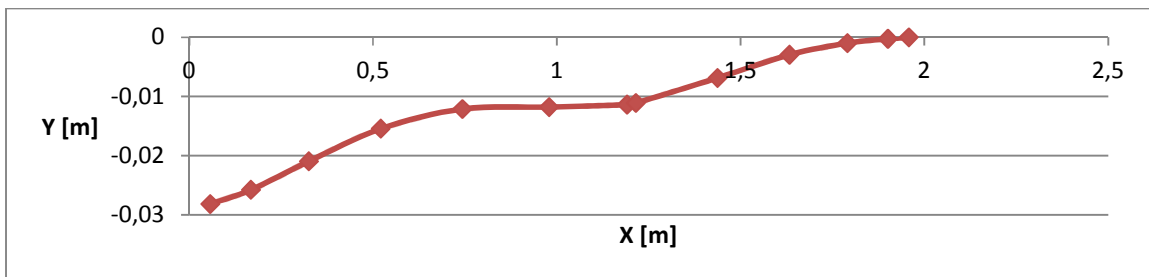
Obtención del intradós deformado del Perfil 2

Ix	1,96E-10	m ⁴
E	7E+10	Pa
A	7,09E-05	m ²

nodo	C	delta X	Cpi	Cpi *deltaX	Carga	Flecha	Flecha/EI	XFLR5
					Pi	Pa*m ⁵	m	m
1	0,0000	0,0552	-0,1656	-0,0091	-1,8273	0,0000	0,0000	-0,0282
2	0,1104	0,1340	0,1055	0,0141	2,8259	-0,0106	0,0008	-0,0257
3	0,2680	0,1766	0,1058	0,0187	3,7312	-0,0446	0,0032	-0,0209
4	0,4636	0,2089	0,0936	0,0196	3,9084	-0,0804	0,0058	-0,0154
5	0,6858	0,2291	0,0840	0,0192	3,8435	-0,0810	0,0059	-0,0121
6	0,9218	0,2359	0,0784	0,0185	3,6971	-0,0374	0,0027	-0,0118
apoyo	1,1338					0,0000	0,0000	-0,0114
7	1,1577	0,2291	0,0774	0,0177	3,5421	0,0012	-0,0001	-0,0111
8	1,3799	0,2089	0,0812	0,0170	3,3875	-0,0118	0,0009	-0,0069
9	1,5755	0,1766	0,0910	0,0161	3,2111	-0,0256	0,0019	-0,0030
10	1,7331	0,1340	0,1088	0,0146	2,9125	-0,0206	0,0015	-0,0010
11	1,8435	0,0837	0,1392	0,0116	2,3268	-0,0081	0,0006	-0,0003
12	1,9004	0,0284	0,1616	0,0046	0,9180	0,0000	0,0000	0,0000



Deformación del intradós del perfil 2 en coordenadas de la ballena 2.

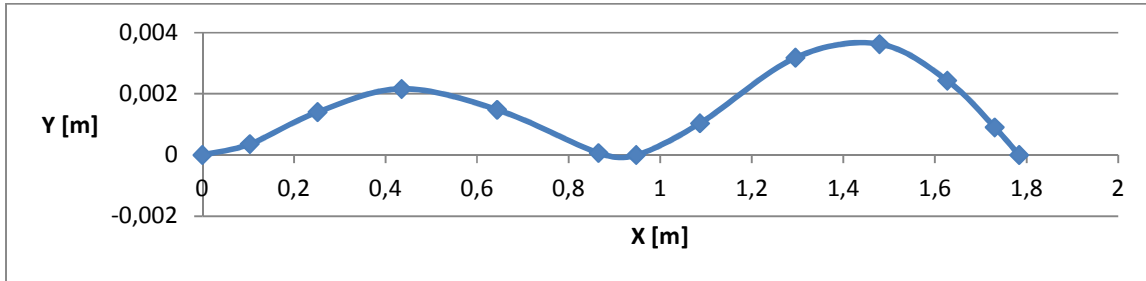


Defomación del intrados del perfil 2 en coordenadas locales al perfil.

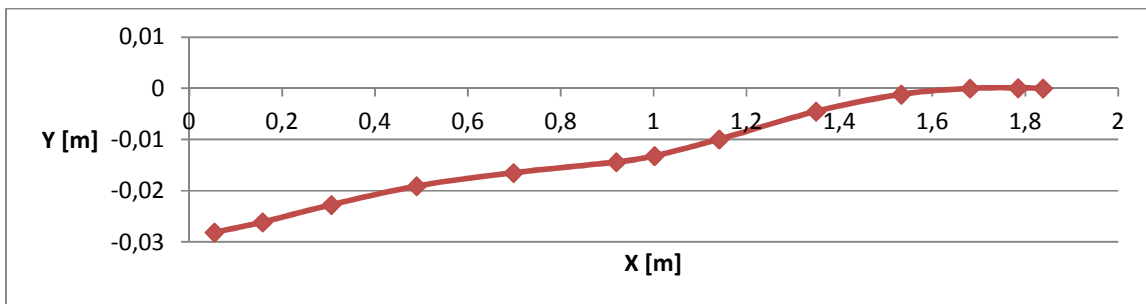
Obtención del intradós deformado del Perfil 3

Ix	1,96E-10	m ⁴
E	7E+10	Pa
A	7,09E-05	m ²

nodo	C	delta X	Cpi	Cpi *deltaX	Carga	Flecha	Flecha/EI	XFLR5
					Pi	Pa*m ⁵	m	m
1	0,0000	0,0518	-0,1855	-0,0096	-1,9211	0,0000	0,0000	-0,0281
2	0,1037	0,1258	0,0911	0,0115	2,2910	-0,0050	0,0004	-0,0261
3	0,2516	0,1658	0,0929	0,0154	3,0778	-0,0193	0,0014	-0,0227
4	0,4352	0,1961	0,0820	0,0161	3,2133	-0,0297	0,0022	-0,0191
5	0,6439	0,2150	0,0742	0,0160	3,1875	-0,0204	0,0015	-0,0165
6	0,8653	0,2215	0,0706	0,0156	3,1250	-0,0009	0,0001	-0,0144
apoyo	0,9476					0,0000	0,0000	-0,0132
7	1,0868	0,2150	0,0713	0,0153	3,0653	-0,0143	0,0010	-0,0100
8	1,2954	0,1961	0,0766	0,0150	3,0033	-0,0437	0,0032	-0,0045
9	1,4790	0,1658	0,0874	0,0145	2,8961	-0,0499	0,0036	-0,0012
10	1,6270	0,1258	0,1063	0,0134	2,6728	-0,0335	0,0024	0,0000
11	1,7307	0,0785	0,1375	0,0108	2,1575	-0,0125	0,0009	0,0001
12	1,7840	0,0267	0,1600	0,0043	0,8534	0,0000	0,0000	0,0000



Deformación del intradós del perfil 3 en coordenadas de la ballena 3.

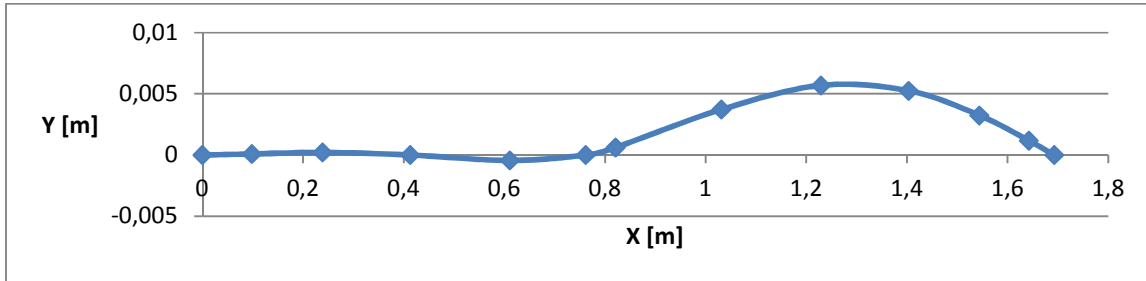


Defomación del intrados del perfil 3 en coordenadas locales al perfil.

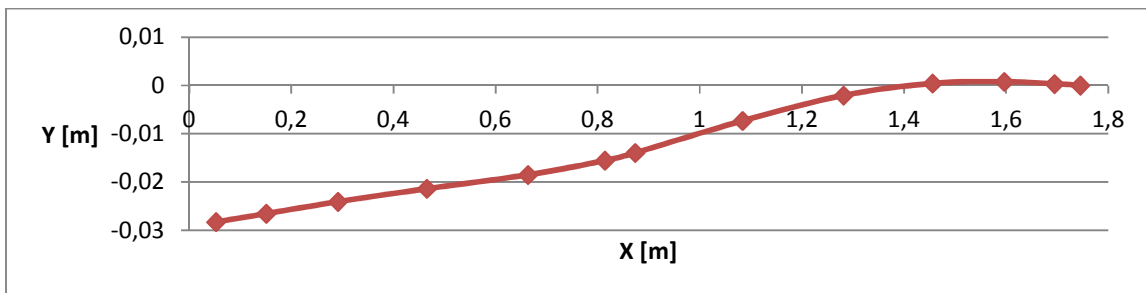
Obtención del intradós deformado del Perfil 4

Ix	1,96E-10	m ⁴
E	7E+10	Pa
A	7,09E-05	m ²

nodo	C	delta X	Cpi	Cpi *deltaX	Carga	Flecha	Flecha/EI	XFLR5
					Pi	Pa*m ⁵	m	m
1	0,0000	0,0492	-0,2539	-0,0125	-2,4960	0,0000	0,0000	-0,0283
2	0,0984	0,1194	0,0611	0,0073	1,4584	-0,0011	0,0001	-0,0265
3	0,2388	0,1573	0,0711	0,0112	2,2359	-0,0029	0,0002	-0,0241
4	0,4130	0,1861	0,0645	0,0120	2,3984	0,0001	0,0000	-0,0214
5	0,6110	0,2041	0,0598	0,0122	2,4397	0,0061	-0,0004	-0,0185
apoyo	0,7618					0,0000	0,0000	-0,0155
6	0,8212	0,2102	0,0590	0,0124	2,4768	-0,0084	0,0006	-0,0139
7	1,0313	0,2041	0,0618	0,0126	2,5184	-0,0510	0,0037	-0,0073
8	1,2293	0,1861	0,0690	0,0128	2,5643	-0,0781	0,0057	-0,0021
9	1,4035	0,1573	0,0809	0,0127	2,5432	-0,0720	0,0052	0,0004
10	1,5439	0,1194	0,1006	0,0120	2,4000	-0,0445	0,0032	0,0007
11	1,6423	0,0745	0,1333	0,0099	1,9848	-0,0161	0,0012	0,0003
12	1,6930	0,0253	0,1569	0,0040	0,7940	0,0000	0,0000	0,0000



Deformación del intradós del perfil 4 en coordenadas de la ballena 4.

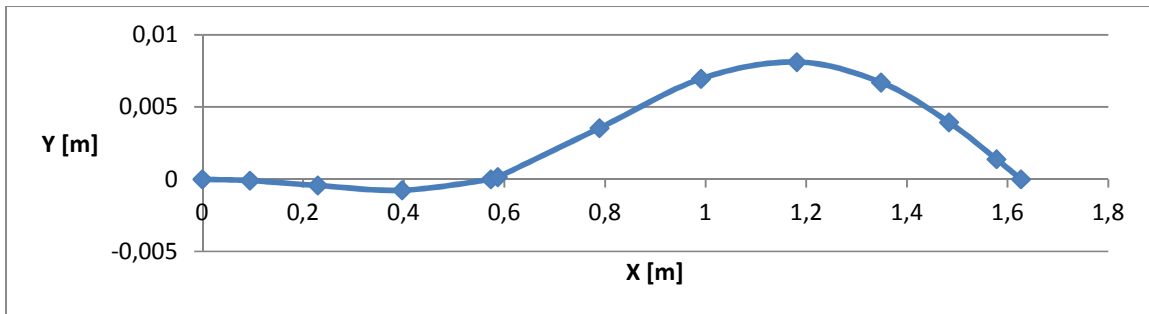


Deformación del intradós del perfil 4 en coordenadas locales al perfil.

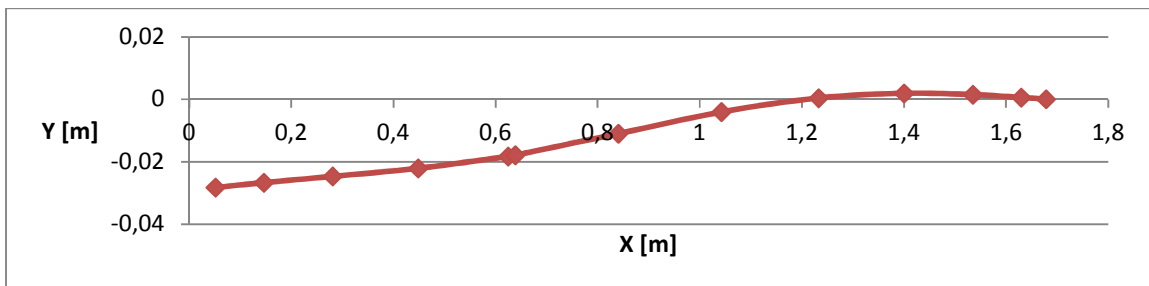
Obtención del intradós deformado del Perfil 5

Ix	1,96E-10	m ⁴
E	7,5E+10	Pa
A	7,09E-05	m ²

nodo	C	delta X	Cpi	Cpi *deltaX	Carga	Flecha	Flecha/EI	XFLR5
					Pi	Pa*m ⁵	m	m
1	0,0000	0,0473	-0,3650	-0,0173	-3,8794	0,0000	0,0000	-0,0283
2	0,0946	0,1147	0,0166	0,0019	0,4285	0,0013	-0,0001	-0,0267
3	0,2295	0,1512	0,0402	0,0061	1,3659	0,0063	-0,0004	-0,0247
4	0,3969	0,1788	0,0407	0,0073	1,6341	0,0112	-0,0008	-0,0221
apoyo	0,5733					0,0000	0,0000	-0,0183
5	0,5871	0,1961	0,0407	0,0080	1,7933	-0,0022	0,0002	-0,0179
6	0,7890	0,2020	0,0434	0,0088	1,9691	-0,0522	0,0035	-0,0110
7	0,9910	0,1961	0,0492	0,0096	2,1670	-0,1026	0,0070	-0,0041
8	1,1812	0,1788	0,0582	0,0104	2,3411	-0,1196	0,0081	0,0004
9	1,3486	0,1512	0,0720	0,0109	2,4465	-0,0988	0,0067	0,0019
10	1,4835	0,1147	0,0926	0,0106	2,3881	-0,0581	0,0039	0,0015
11	1,5781	0,0716	0,1263	0,0090	2,0328	-0,0205	0,0014	0,0005
12	1,6268	0,0243	0,1509	0,0037	0,8259	0,0000	0,0000	0,0000



Deformación del intradós del perfil 5 en coordenadas de la ballena 5.

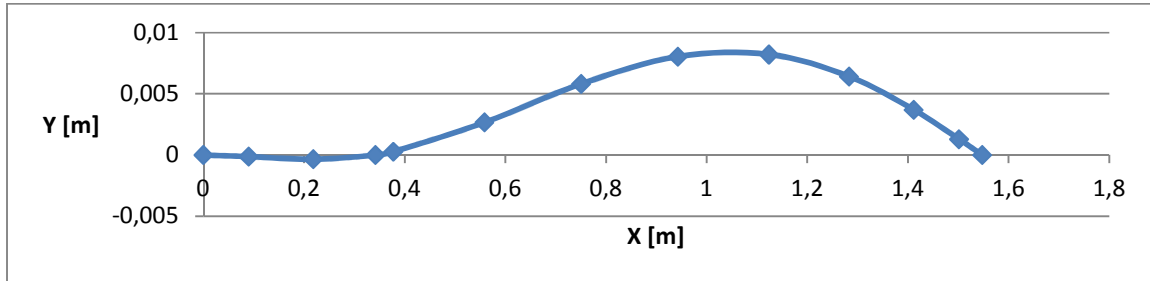


Defomación del intradós del perfil 5 en coordenadas locales al perfil.

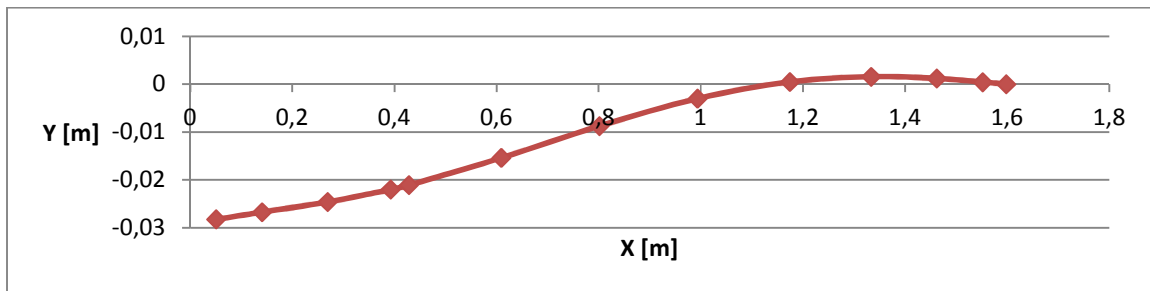
Obtención del intradós deformado del Perfil 6

Ix	1,96E-10	m ⁴
E	7,5E+10	Pa
A	7,09E-05	m ²

nodo	C	delta X	Cpi	Cpi *deltaX	Carga	Flecha	Flecha/EI	XFLR5
					Pi	Pa*m ⁵	m	m
1	0,0000	0,0450	-0,5848	-0,0263	-6,5724	0,0000	0,0000	-0,0282
2	0,0900	0,1092	-0,0652	-0,0071	-1,7787	0,0019	-0,0001	-0,0267
3	0,2183	0,1438	-0,0140	-0,0020	-0,5040	0,0050	-0,0003	-0,0246
	0,3419					0,0000	0,0000	-0,0220
4	0,3776	0,1701	-0,0005	-0,0001	-0,0212	-0,0041	0,0003	-0,0211
5	0,5586	0,1865	0,0080	0,0015	0,3728	-0,0393	0,0027	-0,0154
6	0,7507	0,1921	0,0169	0,0033	0,8121	-0,0856	0,0058	-0,0087
7	0,9429	0,1865	0,0273	0,0051	1,2716	-0,1184	0,0080	-0,0030
8	1,1238	0,1701	0,0403	0,0068	1,7105	-0,1210	0,0082	0,0005
9	1,2831	0,1438	0,0572	0,0082	2,0561	-0,0944	0,0064	0,0016
10	1,4114	0,1091	0,0810	0,0088	2,2084	-0,0543	0,0037	0,0012
11	1,5014	0,0681	0,1180	0,0080	2,0086	-0,0190	0,0013	0,0004
12	1,5477	0,0232	0,1447	0,0033	0,8367	0,0000	0,0000	0,0000



Deformación del intradós del perfil 6 en coordenadas de la ballena 6.

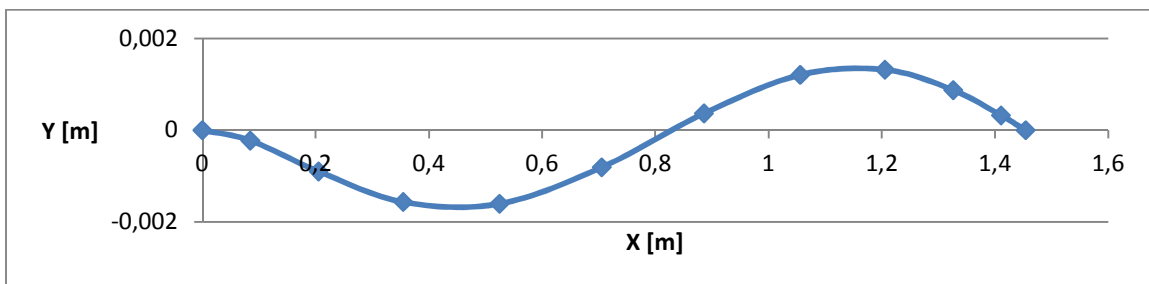


Defomación del intrados del perfil 6 en coordenadas locales al perfil.

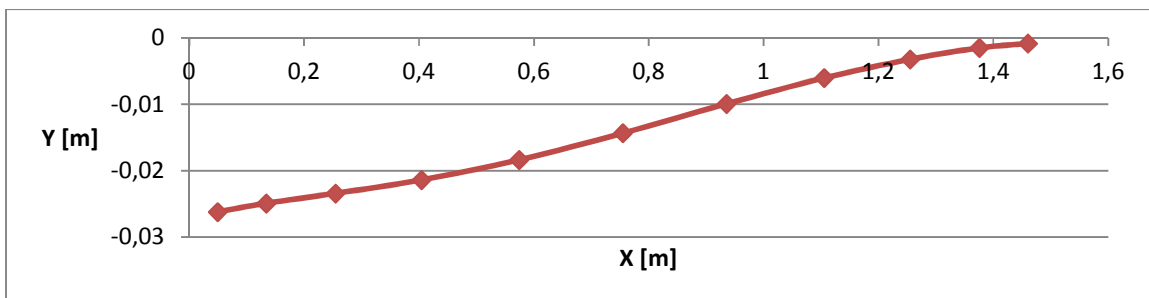
Obtención del intradós deformado del Perfil 7

Ix	1,96E-10	m ⁴
E	7,5E+10	Pa
A	7,09E-05	m ²

nodo	C	delta X	Cpl	Cpi *deltaX	Carga	Flecha	Flecha/EI	XFLR5
					Pi	Pa*m ⁵	m	m
1	0,0000	0,0423	-0,8689	-0,0368	-9,1812	0,0000	0,0000	-0,0262
2	0,0846	0,1026	-0,1725	-0,0177	-4,4201	0,0033	-0,0002	-0,0249
3	0,2052	0,1351	-0,0826	-0,0112	-2,7891	0,0132	-0,0009	-0,0234
4	0,3549	0,1599	-0,0495	-0,0079	-1,9761	0,0231	-0,0016	-0,0214
5	0,5249	0,1753	-0,0287	-0,0050	-1,2582	0,0236	-0,0016	-0,0184
6	0,7055	0,1805	-0,0113	-0,0020	-0,5101	0,0119	-0,0008	-0,0143
7	0,8860	0,1753	0,0053	0,0009	0,2322	-0,0054	0,0004	-0,0099
8	1,0560	0,1598	0,0235	0,0038	0,9386	-0,0178	0,0012	-0,0060
9	1,2057	0,1351	0,0445	0,0060	1,5006	-0,0194	0,0013	-0,0032
10	1,3263	0,1025	0,0714	0,0073	1,8294	-0,0129	0,0009	-0,0015
11	1,4108	0,0640	0,1120	0,0072	1,7904	-0,0048	0,0003	-0,0008
12	1,4543	0,0218	0,1408	0,0031	0,7653	0,0000	0,0000	



Deformación del intradós del perfil 7 en coordenadas de la ballena 7.



Deformación del intradós del perfil 7 en coordenadas locales al perfil.

ANEXO 3

CÁLCULO DE LOS COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN BÁSICA Y ADICIONAL

Cálculo de los coeficientes de sustentación básica y adicional del Ala EXTREME con perfiles sin deformar.

$\alpha= 5^\circ$			$\alpha= 10^\circ$				
b [mm]	Cl	CL	b [mm]	Cl	CL	Cl_bas	Cl_adic
-5272,94	-0,3536		-5272,94	-0,0753		-0,48444	0,698552
-5217,21	-0,43941		-5217,21	-0,07439		-0,61101	0,916207
-5161,49	-0,46261		-5161,49	-0,05749		-0,65307	1,01688
-5105,78	-0,46093		-5105,78	-0,03598		-0,66072	1,066652
-5050,09	-0,44798		-5050,09	-0,01376		-0,65212	1,08992
-4994,46	-0,4294		-4994,46	0,008082		-0,63508	1,098105
-4938,92	-0,40834		-4938,92	0,028793		-0,61385	1,09722
-4883,68	-0,38575		-4883,68	0,048493		-0,5899	1,089966
-4830,41	-0,35877		-4830,41	0,067935		-0,55938	1,071056
-4750,04	-0,3397		-4750,04	0,090871		-0,54212	1,080749
-4650,13	-0,31443		-4650,13	0,119622		-0,51849	1,089494
-4550,34	-0,28566		-4550,34	0,147663		-0,48938	1,087668
-4450,89	-0,25623		-4450,89	0,174653		-0,4588	1,081534
-4353,79	-0,22585		-4353,79	0,201933		-0,42696	1,073751
-4217,23	-0,19173		-4217,23	0,232692		-0,39126	1,065314
-4051,08	-0,14997		-4051,08	0,270718		-0,34775	1,055947
-3886,97	-0,10806		-3886,97	0,308209		-0,30376	1,044845
-3717,89	-0,06736		-3717,89	0,345927		-0,26166	1,037372
-3551,89	-0,02745	0,1873	-3551,89	0,384708	0,5857	-0,22122	1,034532
-3388,47	0,011796		-3388,47	0,422916		-0,18148	1,031929
-3218,4	0,050466		-3218,4	0,46091		-0,1425	1,03023
-3052,48	0,088499		-3052,48	0,497642		-0,10385	1,026965
-2889,48	0,125224		-2889,48	0,533165		-0,06656	1,023949
-2718,65	0,160529		-2718,65	0,565902		-0,03005	1,017502
-2552,84	0,194082		-2552,84	0,596276		0,004999	1,009522
-2390,34	0,225719		-2390,34	0,624658		0,038165	1,001354
-2218,9	0,256217		-2218,9	0,65264		0,069847	0,995037
-2053,2	0,28495		-2053,2	0,678323		0,100013	0,987382
-1891,21	0,311688		-1891,21	0,701405		0,12847	0,978206
-1702,96	0,337692		-1702,96	0,723544		0,156291	0,968504
-1507,21	0,361902		-1507,21	0,742495		0,182973	0,955305
-1303,04	0,381669		-1303,04	0,756171		0,205604	0,940015
-1107,75	0,396049		-1107,75	0,762867		0,223597	0,920726
-903,206	0,405661		-903,206	0,763778		0,237299	0,898887
-708,536	0,409822		-708,536	0,757669		0,246289	0,87311
-503,425	0,408869		-503,425	0,745689		0,25052	0,845431
-309,639	0,402272		-309,639	0,726495		0,249844	0,813814

-157,022	0,392568	-157,022	0,703463	0,246406	0,780359
-68,7266	0,382516	-68,7266	0,680159	0,242585	0,747095
68,72657	0,382516	68,72657	0,680159	0,242585	0,747095
157,0217	0,392568	157,0217	0,703463	0,246406	0,780359
309,6389	0,402272	309,6389	0,726495	0,249844	0,813814
503,4248	0,408869	503,4248	0,745689	0,25052	0,845431
708,5361	0,409822	708,5361	0,757669	0,246289	0,87311
903,2058	0,405661	903,2058	0,763778	0,237299	0,898887
1107,749	0,396049	1107,749	0,762867	0,223597	0,920726
1303,037	0,381669	1303,037	0,756171	0,205604	0,940015
1507,208	0,361902	1507,208	0,742495	0,182973	0,955305
1702,963	0,337692	1702,963	0,723544	0,156291	0,968504
1891,208	0,311688	1891,208	0,701405	0,12847	0,978206
2053,203	0,28495	2053,203	0,678323	0,100013	0,987382
2218,902	0,256217	2218,902	0,65264	0,069847	0,995037
2390,338	0,225719	2390,338	0,624658	0,038165	1,001354
2552,838	0,194082	2552,838	0,596276	0,004999	1,009522
2718,647	0,160529	2718,647	0,565902	-0,03005	1,017502
2889,477	0,125224	2889,477	0,533165	-0,06656	1,023949
3052,48	0,088499	3052,48	0,497642	-0,10385	1,026965
3218,397	0,050466	3218,397	0,46091	-0,1425	1,03023
3388,465	0,011796	3388,465	0,422916	-0,18148	1,031929
3551,892	-0,02745	3551,892	0,384708	-0,22122	1,034532
3717,889	-0,06736	3717,889	0,345927	-0,26166	1,037372
3886,967	-0,10806	3886,967	0,308209	-0,30376	1,044845
4051,084	-0,14997	4051,084	0,270718	-0,34775	1,055947
4217,233	-0,19173	4217,233	0,232692	-0,39126	1,065314
4353,786	-0,22585	4353,786	0,201933	-0,42696	1,073751
4450,893	-0,25623	4450,893	0,174653	-0,4588	1,081534
4550,336	-0,28566	4550,336	0,147663	-0,48938	1,087668
4650,13	-0,31443	4650,13	0,119622	-0,51849	1,089494
4750,041	-0,3397	4750,041	0,090871	-0,54212	1,080749
4830,413	-0,35877	4830,413	0,067935	-0,55938	1,071056
4883,677	-0,38575	4883,677	0,048493	-0,5899	1,089966
4938,917	-0,40834	4938,917	0,028793	-0,61385	1,09722
4994,455	-0,4294	4994,455	0,008082	-0,63508	1,098105
5050,093	-0,44798	5050,093	-0,01376	-0,65212	1,08992
5105,777	-0,46093	5105,777	-0,03598	-0,66072	1,066652
5161,485	-0,46261	5161,485	-0,05749	-0,65307	1,01688
5217,207	-0,43941	5217,207	-0,07439	-0,61101	0,916207
5272,939	-0,3536	5272,939	-0,0753	-0,48444	0,698552

Cálculo de los coeficientes de sustentación básica y adicional del Ala EXTREME con perfiles deformados.

$\alpha= 5^\circ$			$\alpha= 10^\circ$				
b [mm]	Cl	CL	b [mm]	Cl	CL	Cl_bas	Cl_adic
-5272,92	-0,30532	0,2378	-5272,92	-0,02575	0,6351	-0,47265	0,703678
-5217,15	-0,3687		-5217,15	-0,00239		-0,58796	0,922019
-5161,4	-0,37706		-5161,4	0,029008		-0,62011	1,022074
-5105,68	-0,36485		-5105,68	0,06056		-0,61948	1,070761
-5050,02	-0,34436		-5050,02	0,089856		-0,60425	1,092909
-4994,46	-0,32027		-4994,46	0,116756		-0,58184	1,099978
-4939,12	-0,29546		-4939,12	0,140974		-0,55668	1,098492
-4884,44	-0,27084		-4884,44	0,162981		-0,5305	1,09192
-4833,79	-0,24516		-4833,79	0,184835		-0,50253	1,082296
-4750,2	-0,22337		-4750,2	0,208102		-0,48162	1,086001
-4650,43	-0,19599		-4650,43	0,235805		-0,45443	1,08681
-4550,88	-0,16748		-4550,88	0,262684		-0,42496	1,082726
-4452,03	-0,13901		-4452,03	0,288532		-0,3949	1,076107
-4357,54	-0,11001		-4357,54	0,31583		-0,3649	1,071843
-4217,84	-0,0753		-4217,84	0,345337		-0,32706	1,058726
-4052,34	-0,03226		-4052,34	0,38331		-0,28099	1,045977
-3891,32	0,008867		-3891,32	0,420267		-0,23737	1,035489
-3719,15	0,046687		-3719,15	0,454899		-0,19764	1,027464
-3554,05	0,081597		-3554,05	0,487885		-0,16158	1,022623
-3394,61	0,112305		-3394,61	0,517975		-0,1305	1,021066
-3219,77	0,136296		-3219,77	0,54278		-0,107	1,023116
-3053,7	0,155274		-3053,7	0,562506		-0,08847	1,024999
-2890,53	0,174452		-2890,53	0,582138		-0,06956	1,026141
-2718,69	0,198422		-2718,69	0,603729		-0,04417	1,020153
-2552,96	0,226856		-2552,96	0,628536		-0,01357	1,011023
-2390,81	0,255762		-2390,81	0,653957		0,017426	1,002253
-2219,05	0,284327		-2219,05	0,679998		0,047502	0,995899
-2053,41	0,311126		-2053,41	0,703751		0,076124	0,988234
-1891,71	0,336051		-1891,71	0,725033		0,103229	0,979064
-1703,11	0,360273		-1703,11	0,745461		0,129723	0,969513
-1507,5	0,382642		-1507,5	0,762648		0,155193	0,95647
-1303,13	0,400534		-1303,13	0,774523		0,176686	0,941328
-1107,99	0,413049	-1107,99	0,779445	0,193746	0,922216		
-903,313	0,421025	-903,313	0,778744	0,206916	0,900376		
-708,899	0,423712	-708,899	0,771157	0,215753	0,874513		
-503,584	0,42136	-503,584	0,757794	0,219991	0,846801		
-310,102	0,413448	-310,102	0,737326	0,219594	0,815197		

-157,279	0,402822	-157,279	0,713307	0,216984	0,781488
-68,9245	0,392161	-68,9245	0,689325	0,214296	0,747958
68,92448	0,392161	68,92448	0,689325	0,214296	0,747958
157,2794	0,402822	157,2794	0,713307	0,216984	0,781488
310,1023	0,413448	310,1023	0,737326	0,219594	0,815197
503,5841	0,42136	503,5841	0,757794	0,219991	0,846801
708,8987	0,423712	708,8987	0,771157	0,215753	0,874513
903,3133	0,421025	903,3133	0,778744	0,206916	0,900376
1107,993	0,413049	1107,993	0,779445	0,193746	0,922216
1303,133	0,400534	1303,133	0,774523	0,176686	0,941328
1507,502	0,382642	1507,502	0,762648	0,155193	0,95647
1703,112	0,360273	1703,112	0,745461	0,129723	0,969513
1891,708	0,336051	1891,708	0,725033	0,103229	0,979064
2053,411	0,311126	2053,411	0,703751	0,076124	0,988234
2219,046	0,284327	2219,046	0,679998	0,047502	0,995899
2390,814	0,255762	2390,814	0,653957	0,017426	1,002253
2552,963	0,226856	2552,963	0,628536	-0,01357	1,011023
2718,691	0,198422	2718,691	0,603729	-0,04417	1,020153
2890,533	0,174452	2890,533	0,582138	-0,06956	1,026141
3053,7	0,155274	3053,7	0,562506	-0,08847	1,024999
3219,771	0,136296	3219,771	0,54278	-0,107	1,023116
3394,609	0,112305	3394,609	0,517975	-0,1305	1,021066
3554,047	0,081597	3554,047	0,487885	-0,16158	1,022623
3719,147	0,046687	3719,147	0,454899	-0,19764	1,027464
3891,324	0,008867	3891,324	0,420267	-0,23737	1,035489
4052,344	-0,03226	4052,344	0,38331	-0,28099	1,045977
4217,839	-0,0753	4217,839	0,345337	-0,32706	1,058726
4357,544	-0,11001	4357,544	0,31583	-0,3649	1,071843
4452,027	-0,13901	4452,027	0,288532	-0,3949	1,076107
4550,88	-0,16748	4550,88	0,262684	-0,42496	1,082726
4650,425	-0,19599	4650,425	0,235805	-0,45443	1,08681
4750,203	-0,22337	4750,203	0,208102	-0,48162	1,086001
4833,788	-0,24516	4833,788	0,184835	-0,50253	1,082296
4884,44	-0,27084	4884,44	0,162981	-0,5305	1,09192
4939,12	-0,29546	4939,12	0,140974	-0,55668	1,098492
4994,46	-0,32027	4994,46	0,116756	-0,58184	1,099978
5050,021	-0,34436	5050,021	0,089856	-0,60425	1,092909
5105,682	-0,36485	5105,682	0,06056	-0,61948	1,070761
5161,399	-0,37706	5161,399	0,029008	-0,62011	1,022074
5217,148	-0,3687	5217,148	-0,00239	-0,58796	0,922019
5272,917	-0,30532	5272,917	-0,02575	-0,47265	0,703678

