

XFLR5 y la posición del CG para un planeador F1A

Introducción

XFLR5 es un CFD (Computational Fluids Dynamics) gratuito diseñado para bajos números de Reynolds (Re), que se puede descargar de internet. Tiene las capacidades de XFOIL en cuanto a análisis directo e inverso de perfiles y además, permite el diseño de alas basado en Lifting Line Theory, Vortex Lattice Method y 3D Panel Method. Como complemento a XFLR5 he usado Profili por su excelente interfaz usuario y gráfica. La ventaja obvia de estos programas, es que no hay que construir modelos diferentes para probar modificaciones o conceptos aerodinámicos, y que si bien no son la realidad, son modelos matemáticos bastante buenos.

En el grupo de aeromodelistas con los cuales desempeño mi hobby, siempre se ha discutido la influencia de la posición del CG en los modelos, (en este caso, planeadores F1A), siendo, más allá de la experiencia empírica inmediata, un tema en torno al cual no ha habido convergencia con respecto a que es lo más adecuado. Dado lo anterior, decidí estudiar el tema aprovechando los CFD mencionados, eligiendo dos CG para ser comparados, el clásico 53% y un CG adelantado al 42% el cual es propuesto por colegas aeromodelistas como una mejor alternativa de centrado. Además del tema del CG, se ha revisado también la conveniencia de la idea de “Cero carga alar en el estabilizador” o estabilizador que solo estabiliza. El estudio requiere disponer de un planeador virtual al cual he llamado XFLR5CG, y cuyas características se muestran más abajo.

Para obtener las polares de los perfiles de dicho planeador, se ha usado **Profili 2.0 Pro y XFLR5** (Versión 6.05). Para “construir” el modelo y modelar su comportamiento se ha usado **XFLR5**.

Planeador XFLR5CG

1. Ala con panel central rectangular de 650 mm de envergadura, 0° de diedro, cuerda 150 mm.
2. Panel externo trapezoidal de 450 mm de envergadura, 14° de diedro, tip de 90 mm, swift 0°
3. Washout de -1.5 ° en la punta de ala
4. Área del ala proyectada , 29.97 dm²
5. Perfil , Stamov con turbulador al 8% superior
6. Estabilizador de 45 x 8.5 cm, lo que implica 3.825 dm²
7. Perfil estabilizador , Woebeking
8. Perfil el Timón, NACA 0008
9. Total superficie planeador 33.8 dm²
10. Momento de cola 70 cm
11. Incidencia del ala, 0°
12. Incidencia del estabilizador (ajustable)
13. Peso de referencia, 410 grs.

Airfoil name : STAMOV



Airfoil name : Woebbeking



Airfoil name : NACA 0008

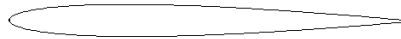


Fig. 1

Perfiles Stamov, Woebbeking y NACA 0008

“Construcción” del Planeador en el ambiente XFLR5

El primer paso es generar las polares de los perfiles del ala y el estabilizador con una envolvente operacional que considere los valores de Re y del ángulo de ataque (α) propios del vuelo de un planeador F1A. Dado lo anterior, Re variará entre 20000 y 60000, en tanto α lo hará entre -6° y 12° . Se debe disponer de las coordenadas de los perfiles considerados en el formato .dat, y estando en la opción Xfoil Direct Analysis de XFLR5 se abren los archivos y se generan las polares en la modalidad Batch Analysis. Mientras mayor es el incremento tanto de α como de Re más rápido termina el proceso pero hay más riesgo de errores de convergencia o quedar fuera de la envolvente. Si el incremento es pequeño, el proceso puede tomar varios minutos pero los resultados son más robustos. También influye en el tiempo de proceso, la cantidad de puntos definidos por las coordenadas del perfil. Si su computador tiene una gran capacidad de procesamiento, entonces no hay problema. En la Fig.2 se muestra un Screenshot de la opción XFLR5 Batch Analysis de XFLR5 para la obtención de las Polares del perfil Stamov.

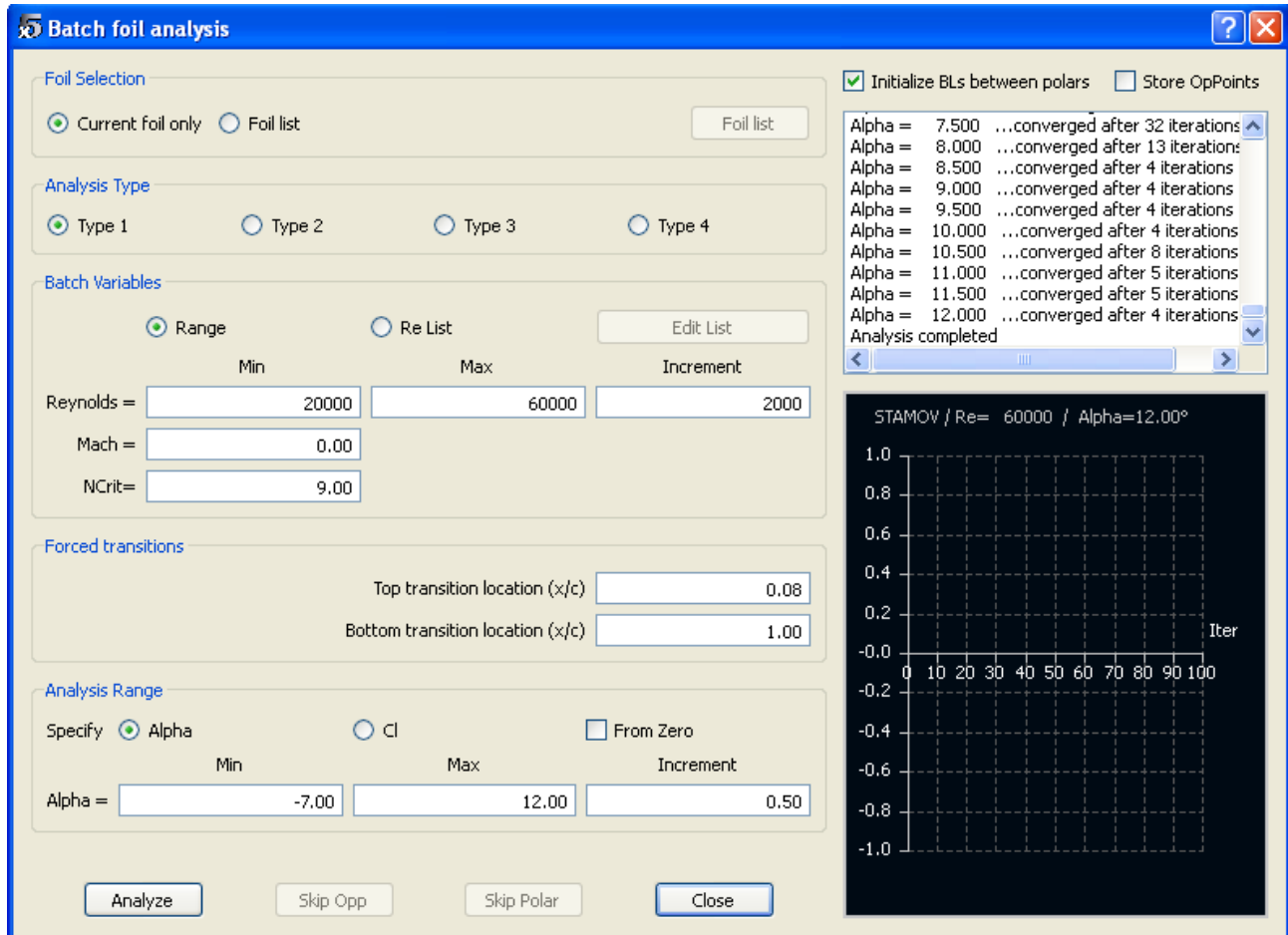


Fig. 2

El Screenshot de XFLR5 para las polares de Stamov

En la Fig. 2, el Re varía entre 20.000 y 60.000, con un incremento de 2.000, Alpha varía entre -7° y 12° y se establece una transición forzada de laminar a turbulento al 8% de la cuerda (Top transition location (X/C), lo que es equivalente a un turbulador en esa posición.

Una vez obtenidas las polares de los perfiles Stamov, Woebeking y NACA 008, podemos comenzar la construcción del planeador. Esto se hace mediante la opción Wing and Plane Design. XFLR5 trabaja con un sistema de referencia cartesiano de 3 dimensiones, donde X es coaxial al fuselaje, Y tiene el 0 en la envergadura 0 y crece con la envergadura y Z es perpendicular al plano formado por XY. En el screenshot de la Fig. 3, se muestra que ala esta a 55 mm sobre la línea de referencia X (datum line) y que el estabilizador está 850 mm del borde de ataque del ala, el cual es el 0 (cero) del eje X. Los respectivos Tilts Angles, son ángulos de incidencia del ala y el estabilizador con respecto a la línea del eje X. En este caso, **todavía** el decalaje es 0, pues ambos Tilts Angles son 0.

Es importante hacer notar que XFLR5 recomienda para estos casos no usar la opción de incorporar el fuselaje (Ángulo superior derecho en la Fig.3), lo que se justifica aun mas dado lo delgado de un fuselaje de F1A. Una vez posicionados el ala y el estabilizador, se deben definir sus dimensiones, ángulos y "twisteos".

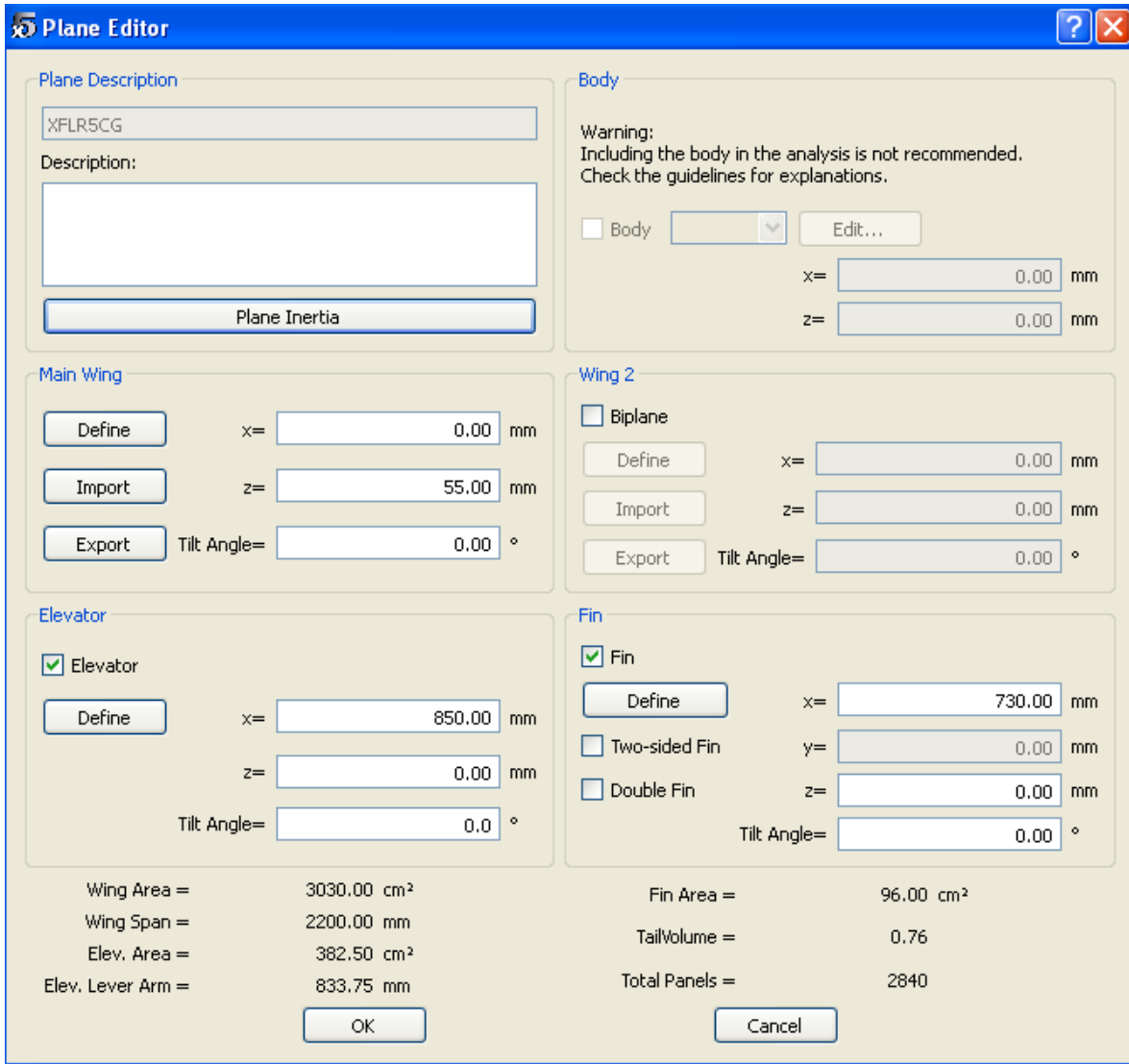


Fig. 3

Ingreso de datos de la configuración general

Ahora se ingresan los detalles del ala mediante el botón “Define” que se muestra en la Fig. 2. En la Fig.4 se muestra el ingreso de las características del ala, donde cabe destacar:

- En la columna **y (mm)** se indican los largos de los paneles principales de cada semiala.
- En la columna **chord (mm)** se indican las cuerdas de raíz, inicio del panel externo y la cuerda punta de ala.
- En **offset** se señala cuanto es el swep de cada panel.
- **Dihedral** señala el diedro del panel externo.
- En **twist** se pone el washout de punta de ala.
- **Foil** es el perfil de cada panel que es propuesto por el programa de acuerdo a las polares que han sido calculadas.
- **-panel** es la cantidad de paneles tanto en la dirección X (a lo largo de la cuerda) e Y (a lo largo de la envergadura). A mayor cantidad de paneles mejor es la solidez de la simulación
- **X-dist** e **Y-dist** determina como se distribuyen los paneles según sea la dirección X o Y. A lo largo de la envergadura (Y) la distribución es uniforme pues no hay mayores cambios a lo largo de la envergadura. A lo largo de la cuerda, se usa la distribución **Cosine**, que concentra

un mayor número de paneles en el borde de fuga y ataque, lo que es conveniente pues facilita el procesamiento de las zonas de mayor curvatura del perfil asegurando la interpolación en los cálculos.

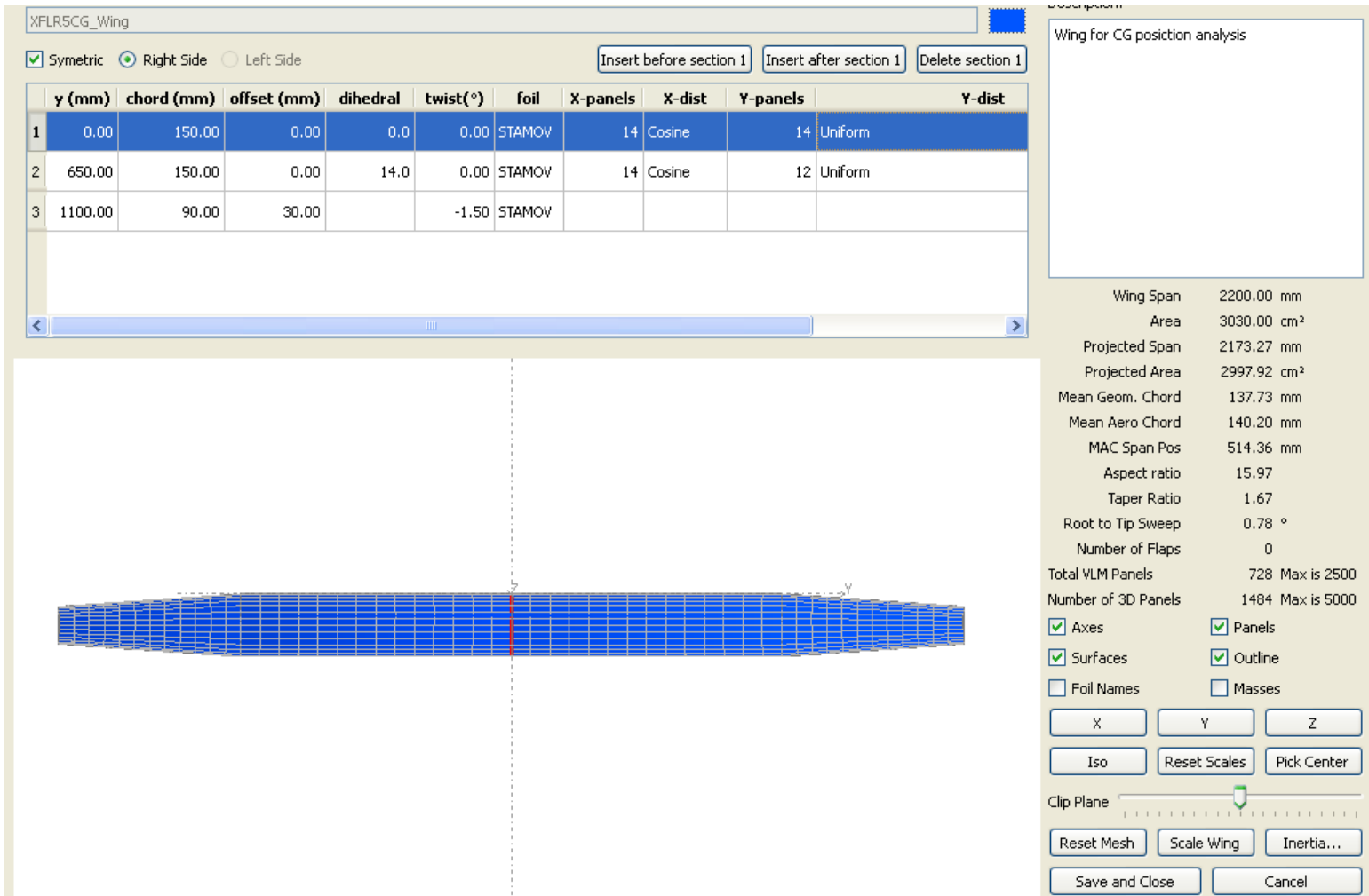


Fig. 4

Ingreso de datos de la configuración general del ala

Análogamente se ingresan el estabilizador y el timon usando las opciones Elevator y Fin de la Fig. 3. El modelo “terminado” se muestra en la Fig. 5

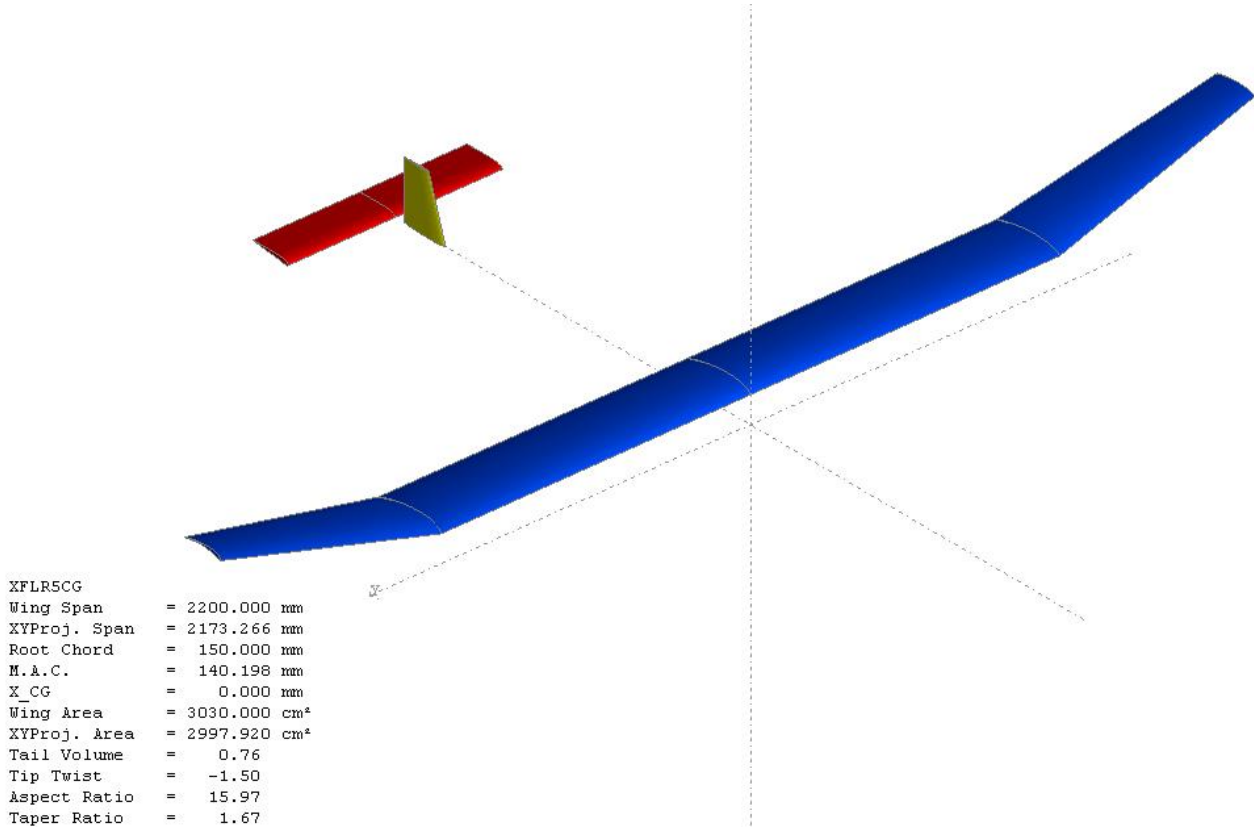


Fig. 5
Modelo de Prueba XFLR5CG

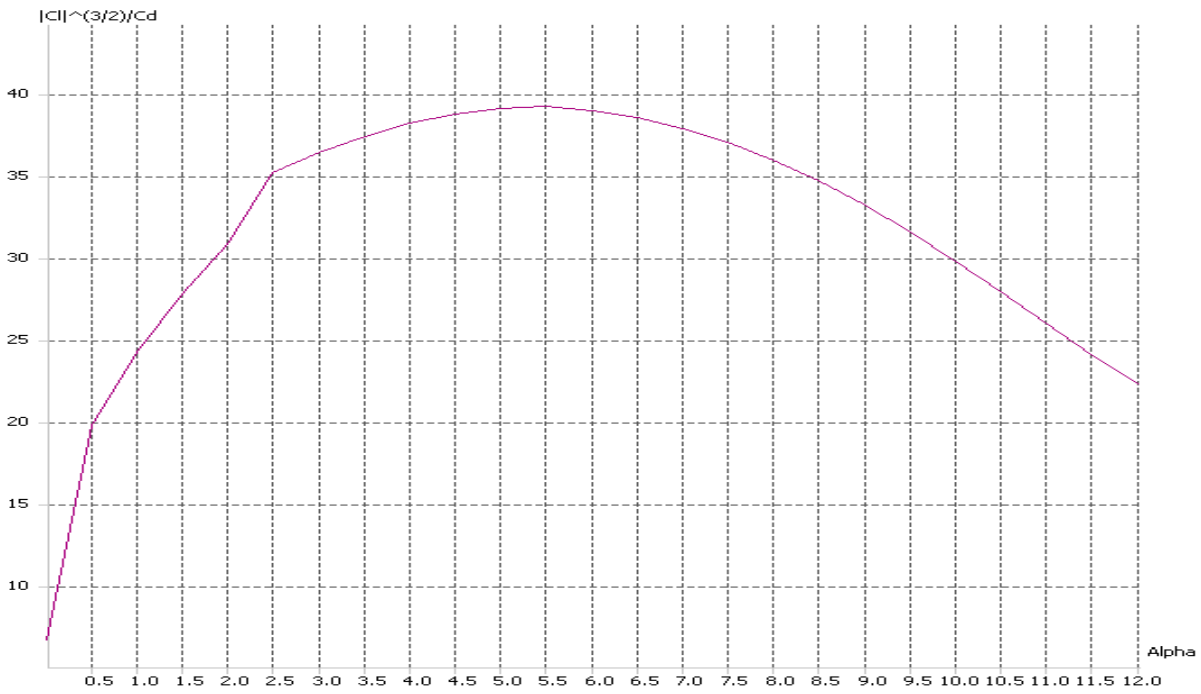


Fig. 6
Polar XFLR5 del Power Factor del perfil Stamov tubulado al 8%

En al Fig. 6 se muestra el gráfico de las polares del perfil Stamov turbulado al 8% y en la Tabla 1, los datos de dicha polar calculado para un Re de 42.000 (Ver Polares Tipo 2 del modelo más adelante)

Tabla 1

**Polares del perfil Stamov para
Re = 42.000**

Alpha	CL	CD	CDp	CM	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	XCp	PF
0,00	0,3881	0,03598	0,02486	-0,0808	0,08	0,721	-0,7246	0,4572	6,72
0,50	0,7941	0,03578	0,0211	-0,1709	0,08	0,2027	-0,9378	0,4637	19,78
1,00	0,8696	0,0334	0,01796	-0,1754	0,08	0,186	-1,011	0,4496	24,28
1,50	0,932	0,03235	0,01605	-0,1764	0,08	0,1832	-1,078	0,4364	27,81
2,00	0,9871	0,03182	0,01492	-0,1758	0,08	0,1967	-1,143	0,4246	30,82
2,50	1,040	0,03011	0,01444	-0,1747	0,08	1	-1,205	0,4138	35,20
3,00	1,087	0,03107	0,01454	-0,1729	0,08	1,00	-1,267	0,4043	36,46
3,50	1,131	0,03212	0,01526	-0,1712	0,08	1,00	-1,329	0,3959	37,45
4,00	1,174	0,03326	0,01621	-0,1694	0,08	1,00	-1,390	0,3882	38,23
4,50	1,215	0,0345	0,01736	-0,1675	0,08	1,00	-1,451	0,381	38,80
5,00	1,253	0,03585	0,01871	-0,1653	0,08	1,00	-1,527	0,3742	39,14
5,50	1,290	0,03733	0,02026	-0,1628	0,08	1,00	-1,602	0,3679	39,24
6,00	1,322	0,03896	0,02204	-0,1598	0,08	1,00	-1,673	0,3618	39,01
6,50	1,353	0,04079	0,02406	-0,1568	0,08	1,00	-1,766	0,356	38,57
7,00	1,381	0,04285	0,02638	-0,1538	0,08	1,00	-1,899	0,3507	37,88
7,50	1,408	0,04509	0,02968	-0,1508	0,08	1,00	-2,031	0,3455	37,06
8,00	1,432	0,04765	0,03265	-0,1477	0,08	1,00	-2,158	0,3408	35,98
8,50	1,454	0,05052	0,03592	-0,1448	0,08	1,00	-2,462	0,3364	34,72

El máximo $\frac{C_l^{1.5}}{C_d}$ (Power Factor) está a **5.5°** (Fig.6 y Tabla 1) por lo que debemos procurar que el modelo vuele estable cercano a este ángulo de ataque, es decir, debemos “centrar” el modelo de modo que cuando el ángulo de ataque sea **5.5°**, la suma de momentos alrededor del CG a lo largo del eje longitudinal sea 0, o, dicho de otra manera, que el coeficiente de momento total C_m sea 0. Este vuelo en equilibrio con $C_m = 0$, y a **5.5°** de ángulo de ataque debe ser posible con el CG al 53% y al 42%.

Los datos de la Tabla 1 se obtuvieron transfiriendo desde XFLR5 a Excel mediante la opción “Export”, donde se calculó $\frac{C_l^{1.5}}{C_d}$ (Power factor).

Centraje con GG al 53%

La posición del CG está determinada por un valor en mm a lo largo del eje X teniendo como referencia el borde de ataque del ala que es el 0 del eje X. La cuerda media del ala es 140.198 mm (Fig.5), desplazada hacia atrás y hacia adelante (con respecto al borde de ataque y fuga de los 150 mm en la raíz) debido al "Taper Ratio" simétrico del ala. Dado lo anterior, el CG al 53% de la cuerda media, estará ubicado a $140.198 \times 0.53 = 74.3$ mas el offset de 4.9 (el desplazamiento hacia atrás) lo que suma **79.2 mm**.

Equema de la posición del CG en términos de XFLR5

|_____|

Borde de ataque

Cuerda en la raíz = 150 mm

|_____|

Cuerda media = 140.198 mm

| 4.9 mm |

Desplazamiento hacia atrás = 4.9 mm $((150-140.198)/2)$

Entoces, "volaremos" el modelo con el CG al 53%, para XFLR5 estom significa $X_CoG = 79.2$ mm, es decir, CG ubicado al **79.2 mm** del borde de ataque de la raíz del ala.

Primeros haremos un simulación con una polar Tipo 2 (**Fixed Lift**).

5 Analysis Definition [?] [X]

Polar Name
 XFLR5CG
 Auto Analysis Name

Polar Type
 Type 1 (Fixed Speed)
 Type 2 (Fixed Lift)
 Type 4 (Fixed aoa)

Plane and Flight Data
 Free Stream Speed = m/s
 α = °
 β = °

Flight Characteristics
 Wing Loading = 0.135g/cm²
 Vinf.sqrt(Cl) = 4.66m/s

Inertia properties
 Use plane inertia
 Plane Mass = g
 X_CoG = mm
 Z_CoG = mm

Aerodynamic Data
 Unit International Imperial
 ρ = kg/m³
 ν = m²/s

Plane analysis methods
 Mix 3D Panels/VLM

Ground Effect
 Ground Effect
 Height = mm

Options
 Viscous
 Tilt. Geom.

Reference Area and Span for Aero Coefficients
 Wing Planform
 Wing Planform projected on xy plane

OK Cancel

Fig. 7
 Pantalla de Ingreso de datos para polar Tipo 2

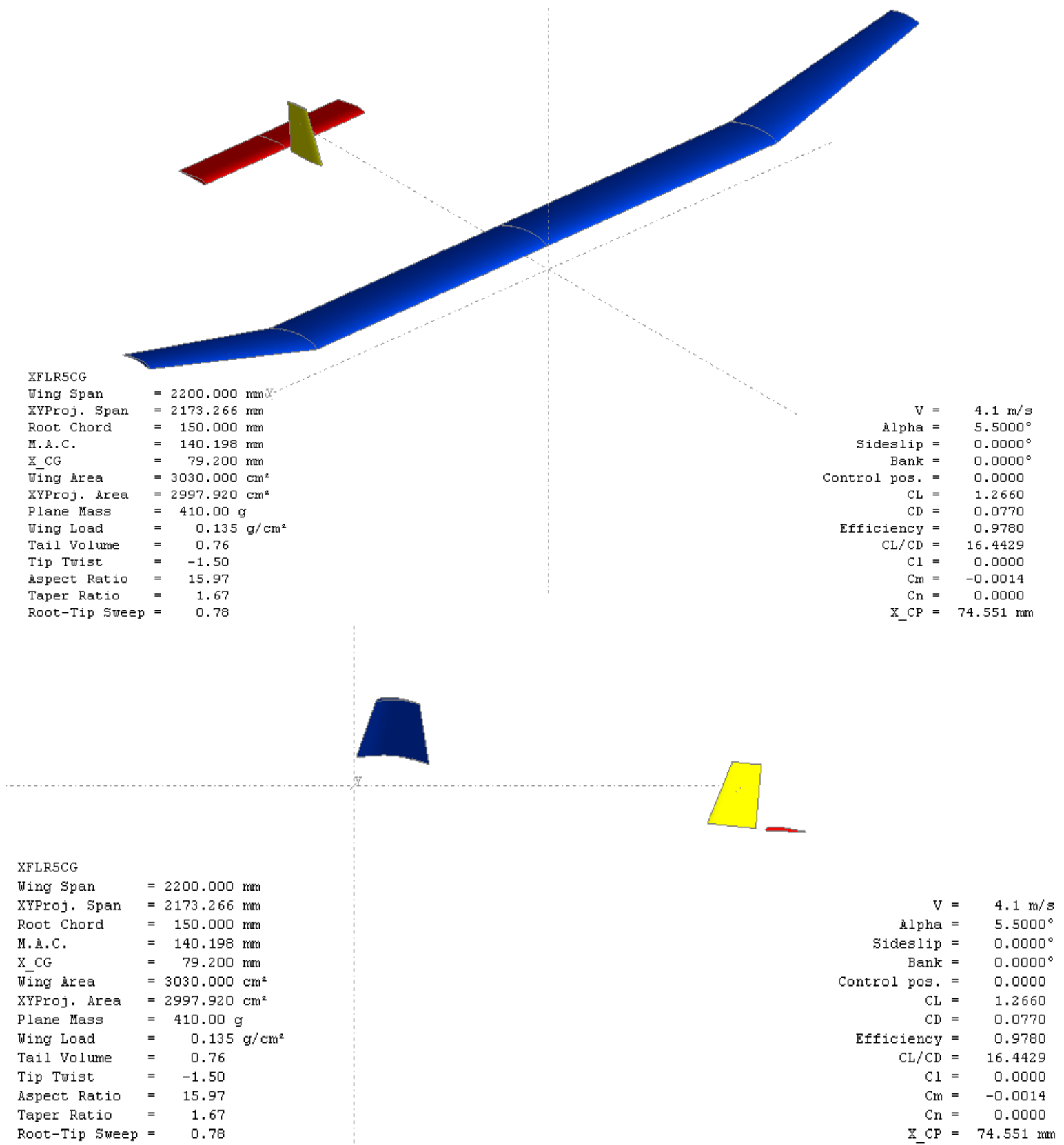


Fig. 8
 Modelo XFLR5CG en condición de equilibrio
 con $\alpha = 5.5^\circ$ y CG al 53%

En el ángulo inferior derecho del la Fig.8, se puede apreciar, entre otras variables, que $C_m = -0.0014$, es decir ≈ 0 , lo que significa que el modelo está en equilibrio a $\alpha = 5.5^\circ$ y volando a 4.1 m/s . En la polares Tipo 2 de XFLR5, la velocidad de planeo no es una variable de entrada, sino que **de salida**, y queda determinada por las características aerodinámicas del modelo y el peso, lo que en realidad no es ninguna novedad. Para una velocidad de planeo $V_x = 4.1 \text{ m/s}$, el Re en la raíz del ala es ≈ 42.000 , con cuerda 15 cm y a 100 mts de altura, por lo que se ha tomado dicho valor de Re como referencia. En la Fig. 8, el modelo pareciera tener una execciva actitud de nariz arriba, pero hay que restar los $3,5^\circ$ del angulo de descenso (Que tambien entrega XFLR5 como la variable Gamma).

En la Fig. 9 el gráfico C_m en función de α , muestra que $C_m \approx 0$ para un valor de $\alpha = 5.5^\circ$.

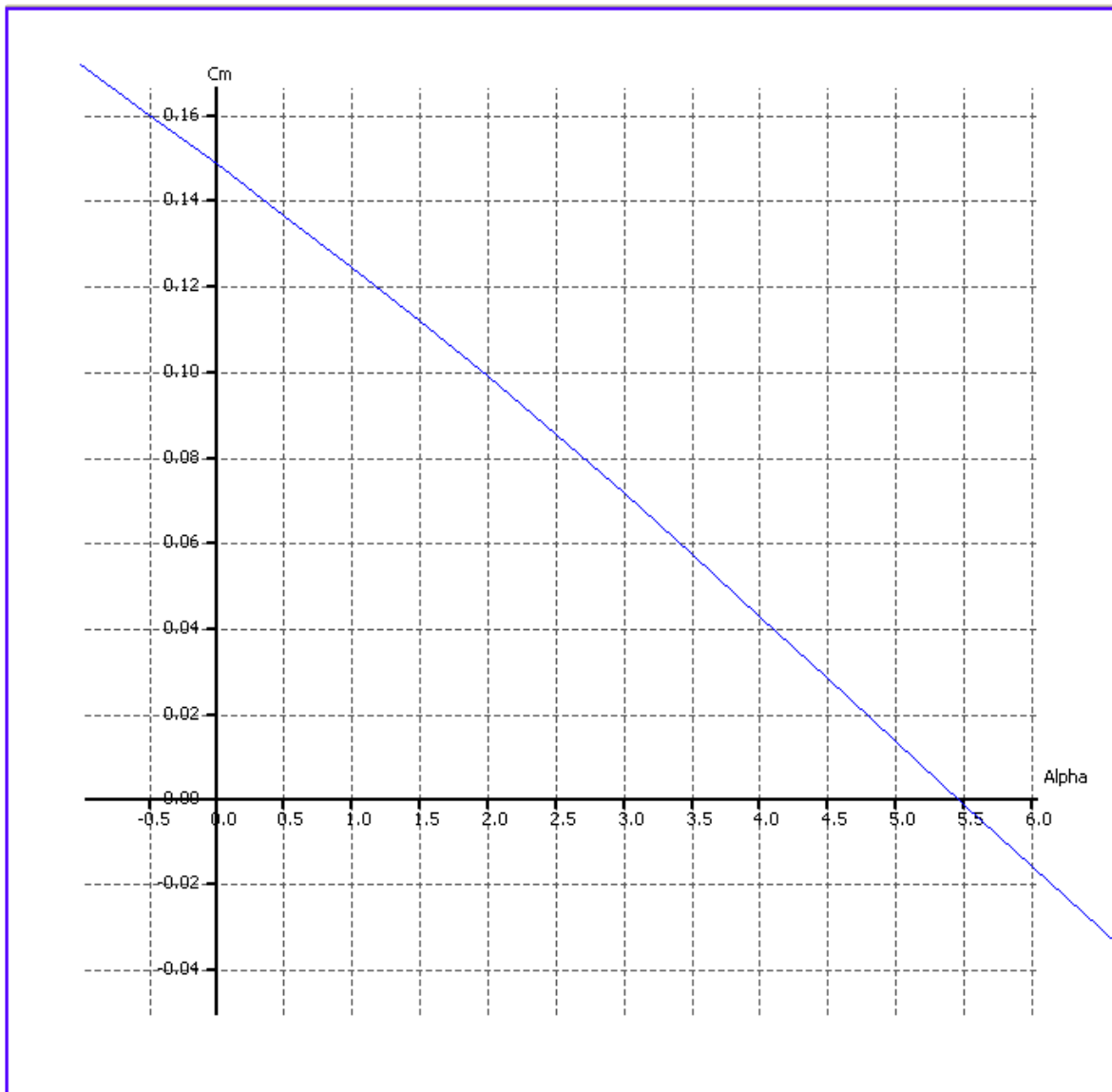


Fig. 9

Coeficiente de Momento del modelo en función de α para CG al 53%

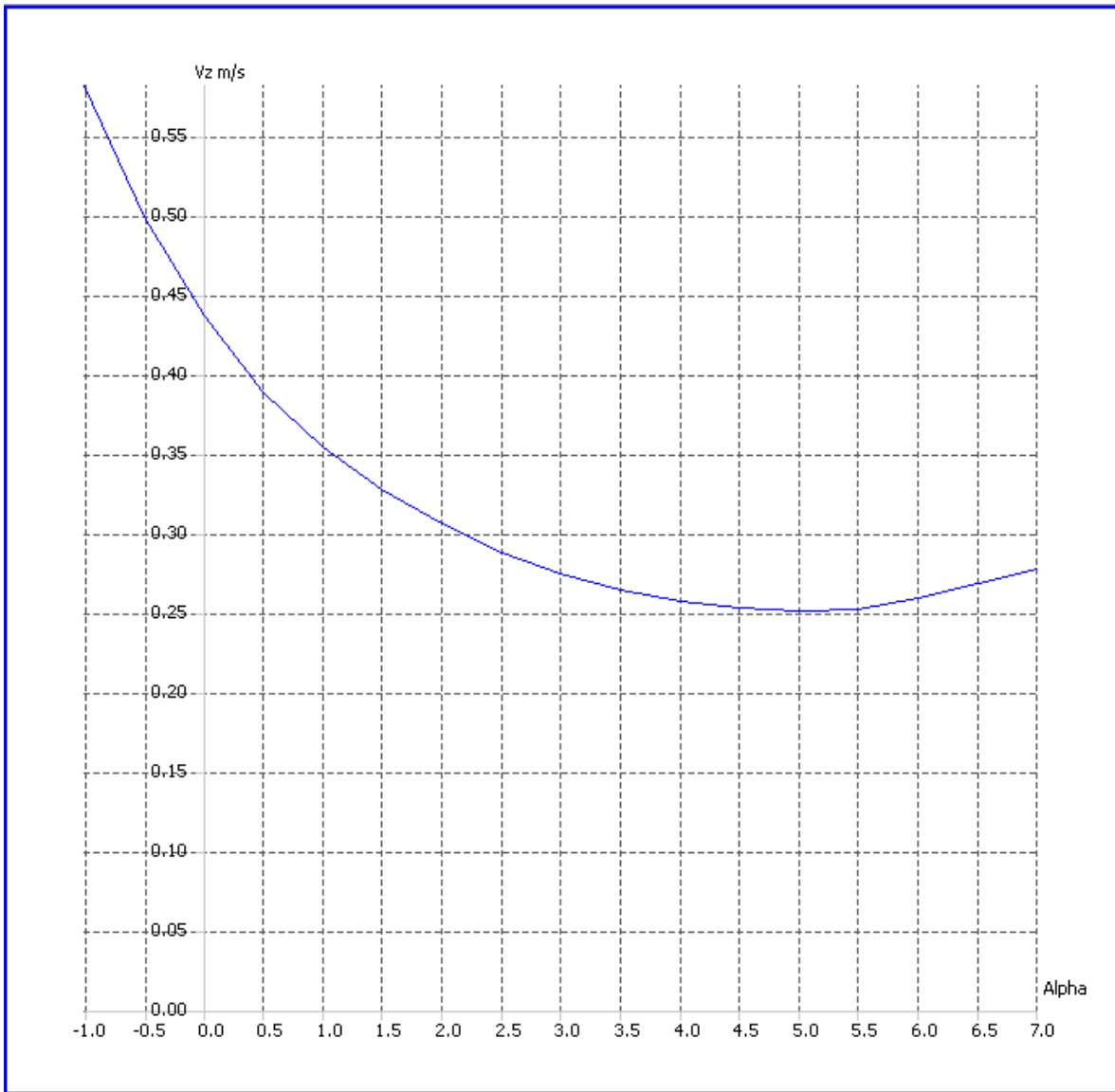


Fig. 10

Velocidad de descenso en función de Alpha con CG al 53%

Según el gráfico de la Fig.10, a $\text{Alpha} = 5.5^\circ$, (el ángulo de equilibrio a la cual vuela el modelo), la velocidad de descenso es 0.2518 m/seg, lo que implicaría un tiempo de vuelo de 206.5 segundos si el modelo es soltado a 52 metros de altura. (Estamos trabajando con un buen modelo de la realidad, no estamos en la cancha de vuelo)

¿Pero, como está centrado el modelo que hemos volado? En la Fig. 11 se muestra el ajuste del estabilizador para que el modelo vuelen en equilibrio a los 5.5° que requerimos.

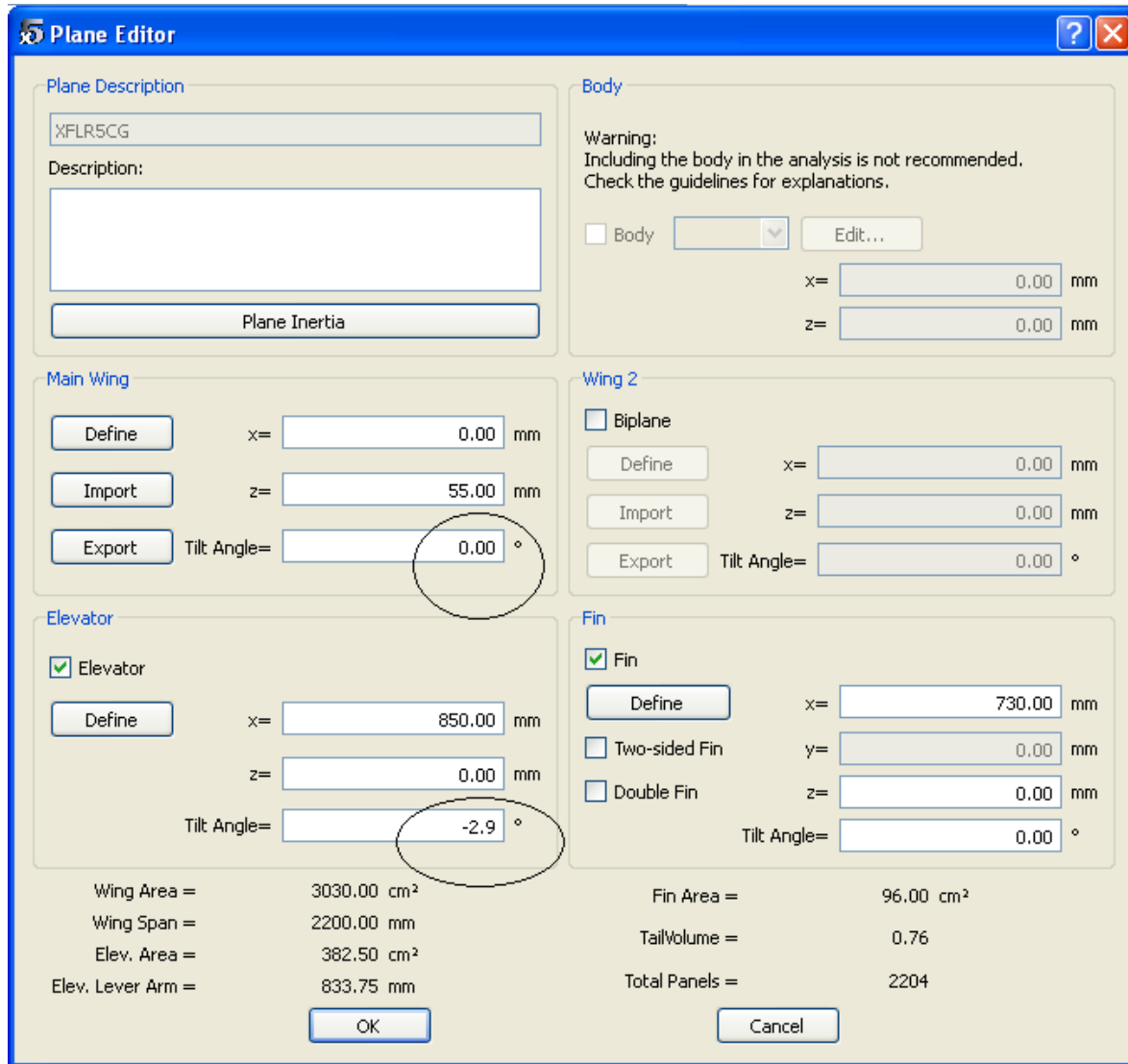


Fig. 11
Ajuste del modelo para el vuelo con CG al 53%

Como se muestra en la Fig.11 el ala esta a $\alpha = 0^\circ$ de incidencia. Para los efectos de la simulación con XFLR5 el ala está a 0° de incidencia y a 5.5° con respecto al viento relativo V_∞ y el estabilizador a -2.9° de incidencia y a 2.6° ($5.5^\circ - 2.9^\circ$) con respecto al viento relativo.

Calculo del ángulo de downwash:

Para el cálculo de Lift y Drag sobre el estabilizador, que viene a continuación, se requiere conocer al ángulo con que el flujo llega al estabilizador. Previamente se debe conocer el ángulo de downwash producido por el ala. Para ello se utilizara la formula de Max Chernoff (Referencia N° 8)

$$\varepsilon = \frac{8C_l}{\pi^3(AR)}(1 + \sec \beta)$$

Donde:

C_l = Coeficiente de sustentación

AR = Razón de aspecto =15.97

$$\beta = \tan^{-1}(0.25 * \pi * B)/X$$

B = Envergadura/2 o (S/2)

X = Distancia desde el 25% de la cuerda del ala al estabilizador

X = 0,810 m

B = 2,173/2 = 1.086

$$\beta = \tan^{-1}(0.25 * \pi * 1.086)/0,810$$

$$\beta = \tan^{-1} 1.05$$

$$\beta = 0,81 \text{ radianes} , 46.4^\circ$$

$$\varepsilon = \frac{8C_l}{\pi^3(AR)}(1 + \sec \beta) = \frac{8 * 1.126}{\pi^3(15.97)}(1 + \sec 46.4^\circ)$$

$$\varepsilon = 0,0445 \text{ radianes}$$

$$\varepsilon = 2.55^\circ$$

Carga en el estabilizador con CG al 53%:

$$L = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_l$$

L = sustentación en Newtons

$$\rho = \text{Densidad del aire } 1,225 \frac{Kg}{m^3}$$

S = Superficie del plano $0.03825 m^2$ ($3.825 dm^2$)

V = Velocidad del aire con respecto al infinito $4.1 m/s$

C_l = Coeficiente de sustentación a $0.05^\circ = 0.13$ (Análisis del estabilizador con XFLR5 a $Re = 23.000$). Estos 0.05° resultan de restar los 2.9° de incidencia negativa del estabilizador con respecto al eje X a los 5.5° que tuvo que "rotar" el "assembly" completo del planeador dado que la incidencia del ala es 0° , y al resultado restar los 2.55° de downwash.

Por lo tanto:

$$L = 0.5 * 1.225 * 0.03825 * (4.1)^2 * (0.13) = 0.0512 \text{ NT}, 0.00522 \text{ Kg}, 5.22 \text{ gramos}$$

$$L = 5.22 \text{ gramos} \quad (\text{Coseno de } 2.6^\circ \approx 1)$$

Drag en el estabilizador con CG al 53%

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

$$C_D = C_d + \frac{C_l^2}{\pi * e * AR}$$

$$\text{Donde, } \frac{C_l^2}{\pi * e * AR} = \text{Drag inducido}$$

$$C_d = \text{Drag del perfil}$$

e = span efficiency factor o número de Oswald, que varía entre 0,88 y 0.95 y es 1 para alas de planta elíptica. Elegimos 0,95

$$AR \text{ del estabilizador} = 5.29$$

La resistencia parásita la despreciaremos por baja velocidad y por no tener referencias acerca de C_d parásita

$$\text{Entonces, } \frac{C_l^2}{\pi * e * AR} = \frac{(0.13)^2}{3.1416 * 0.95 * 5.29} = 0.001$$

$$C_d = 0.030 \text{ (Análisis del estabilizador con XFLR5 a } Re = 24.000)$$

$$\text{Así, } C_D = 0.0275 + 0.001 = 0.0285$$

$$C_D = 0.0285$$

Finalmente

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

$$D = 0.5 * 1.225 * 0.03825 * (4.1)^2 * 0.0285$$

D = 0.0084 NT, 0.00085 Kg, 0.85 gramos

D = 0.85 gramos

Tabla 1

Variables correspondientes al centrado con CG al 53%

α	V_X	V_Z	T_V	L_T	D_T	$dC_m/d \alpha$	PF
5.5 °	4.1 m/s	0.2516 m/s	206.6 seg	5.22 grms	0.85 grs	- 0.028	18.5

Donde:

α = ángulo de ataque del ala

V_X = Velocidad de planeo

V_Z = Velocidad de descenso

T_V = Tiempo de vuelo desde 52 metros

L_T = Sustentación del estabilizador

D_T = Drag del estabilizador

$dC_m/d \alpha$ = Pendiente de la curva C_m en función de α

PF = Power Factor del moldeo, $\left(\frac{C_l^{3/2}}{C_d}\right)$

Centraje con GG al 42%

Volaremos el modelo con el CG a 63.8 mm desde el borde de ataque en la raíz, lo que corresponde a un CG al 42% de la cuerda media, calculado análogamente a como se calculó la posición del CG al 53%. Los datos para la polar Tipo 2 se ingresan como se muestra en la Fig. 7. En la Fig. 12 vemos el modelo "volando" en equilibrio con el CG al 42% y con los parámetros asociados a esta nueva condición. En la Fig.13 vemos la polar de C_m en función de α para el centraje con el el CG al 42%. Nuevamente $C_m = 0$ a $\alpha = 5.5^\circ$, el ángulo de mayor rendimiento del perfil Stamov. Sin embargo las pendientes (que llamaremos $\frac{dC_m}{d \alpha}$) de las curvas son diferentes, la pendiente de la curva corespondiente al CG de 53% es de -0.028, y la pendiente del la curva correspondiente al Cg de 42% es - 0.039, lo que indica un mayor margen estático y por lo tanto una mayor estabilidad estática. En XFLR5, cuando la curva C_m en función de α es **paralela al eje X, significa que el CG coincide con el punto neutro.**

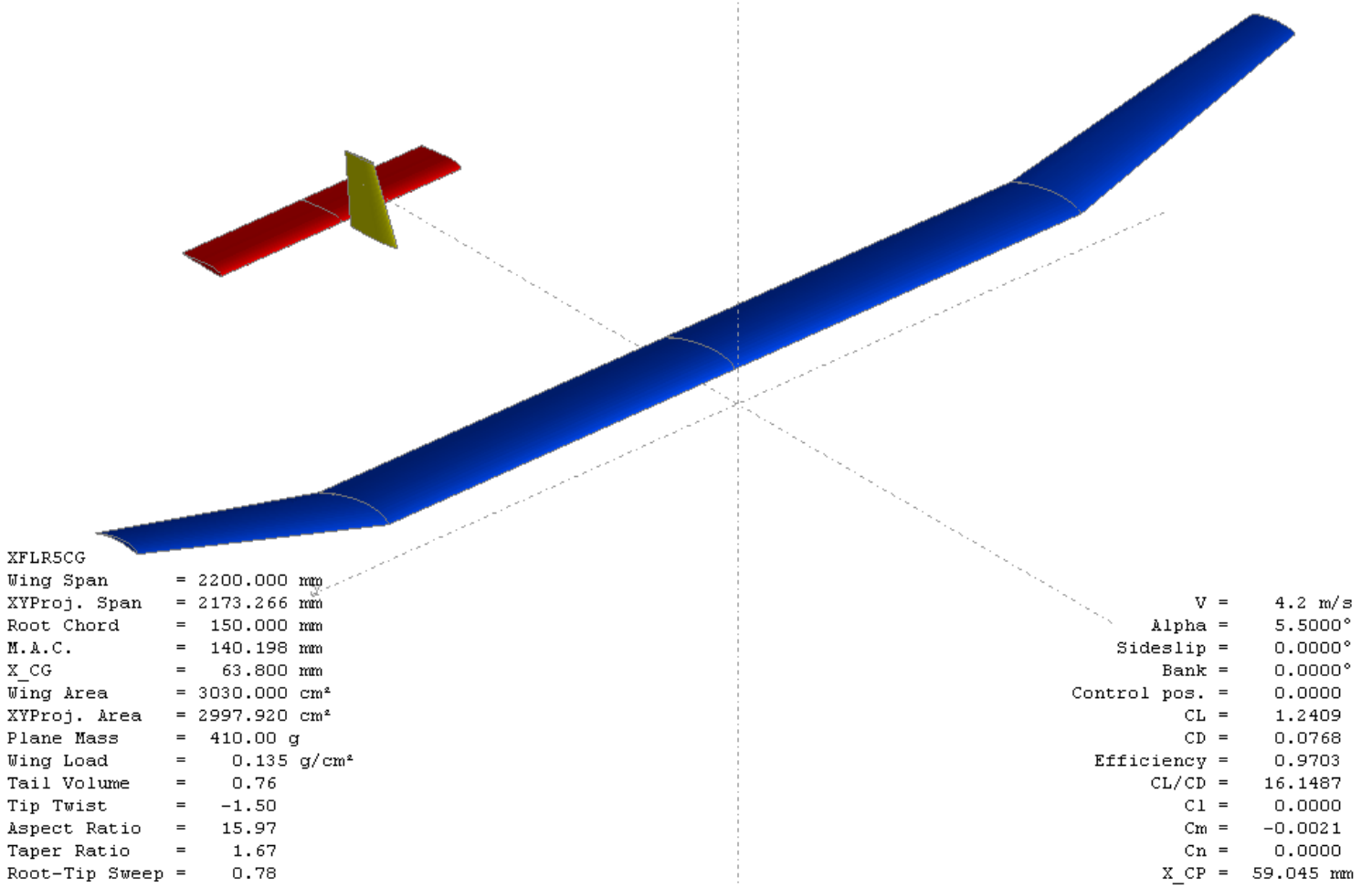


Fig.12
 Modelo XFLR5CG en condición de equilibrio
 con $\alpha = 5.5^\circ$ y CG al 42%

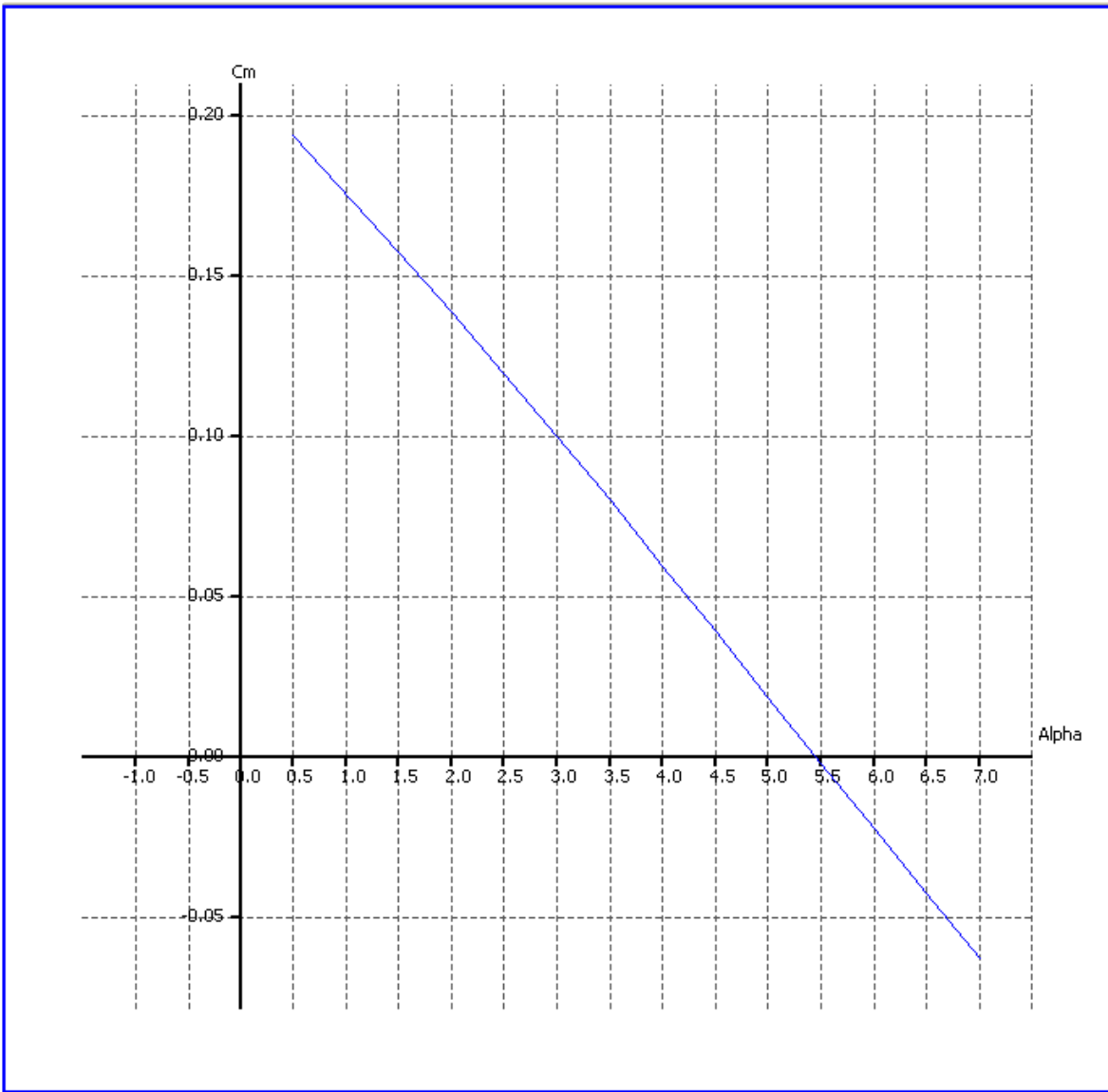


Fig. 13

Coeficiente de Momento del modelo en función de α para CG al 42%

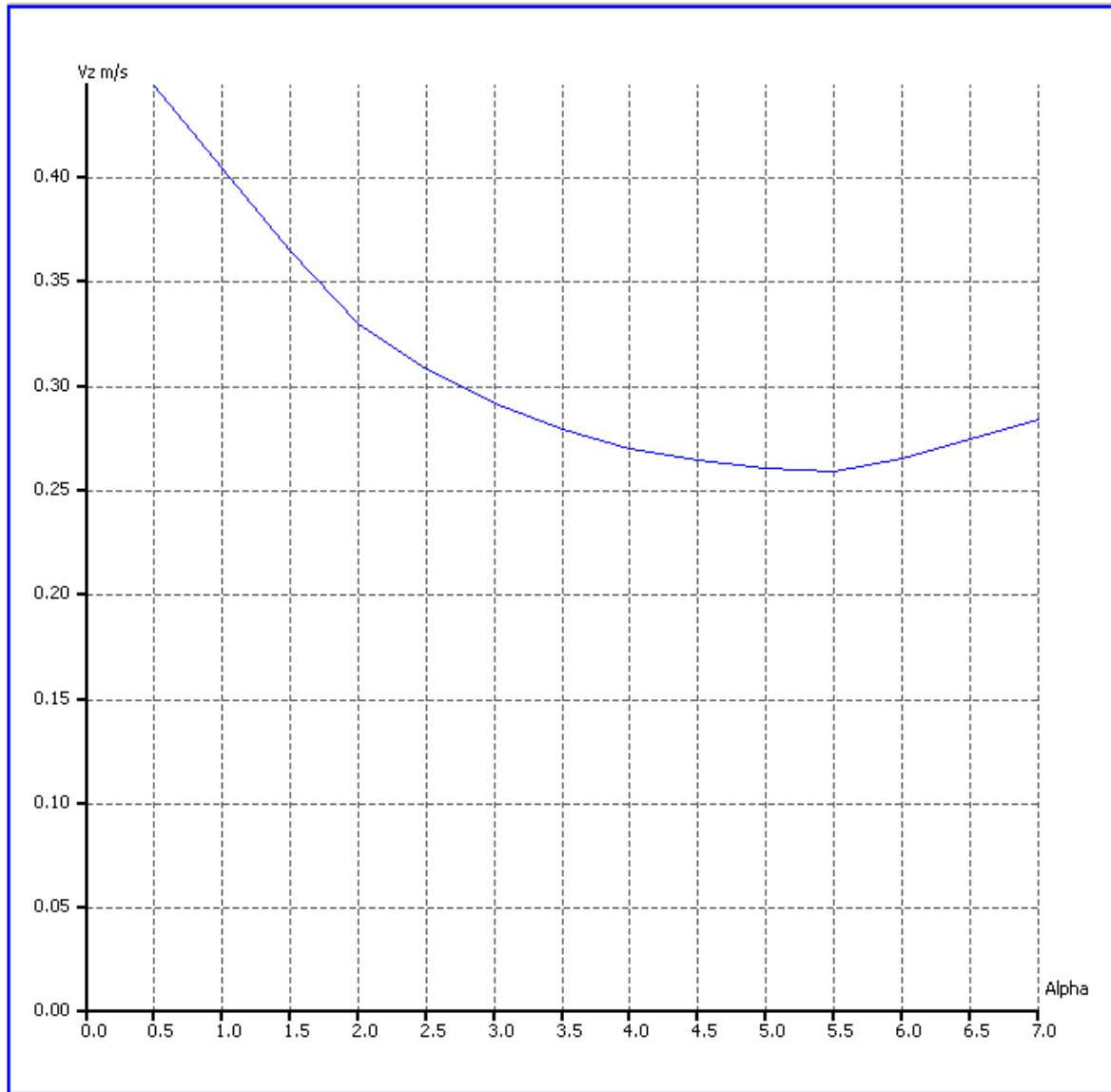


Fig. 14

Velocidad de descenso en función de Alpha con CG al 42%

De acuerdo al gráfico de la Fig.14 y los datos del gráfico proporcionados por la opción Export Graph de XFLR5, la velocidad de descenso con el modelo volando en equilibrio a 5.5 °de ángulo de ataque y con el CG al 42% es de 0.258 m/seg (un 2.82 % de aumento con respecto al CG de 53%) lo que implica un tiempo de vuelo de 201 seg.

Los gráficos no permiten la precisión adecuada por lo que se incluyen los datos de los gráficos de las Figuras 10 y 14 en la Tabla 2.

Tabla 2

Valores de los gráficos de velocidad de descenso Vz.

Alpha,T2-VLM1-410.000g-x79.200mm
CG = 53%Alpha,T2-VLM1-410.000g-x63.800mm
CG = 42%

Alpha	Vz	Alpha	Vz
-1,0	0,5730459		
-0,5	0,4922173		
0,0	0,4298593		
0,5	0,3832317		
1,0	0,3502928	0,5	0.443947
1,5	0,3246177	1,5	0.3638955
2,0	0,3034399	2,0	0.3288966
2,5	0,2856708	2,5	0.3072705
3,0	0,2733856	3,0	0.291506
3,5	0,2636069	3,5	0.2790733
4,0	0,2563052	4,0	0.2694207
4,5	0,2525711	4,5	0.2635791
5,0	0,2511757	5,0	0.2602409
5,5	0,2516283	5,5	0.258787
6,0	0,2590618	6,0	0.2649081
6,5	0,2680962	6,5	0.2738233
7,0	0,2775599	7,0	0.2830073

El aumento de velocidad de descenso al cambiar el CG del 53% al 42% va acompañado de una disminución del Power Factor $\frac{C_l^{1.5}}{C_d}$ **del modelo** de 18.5 a 18.

En la Fig. 15 se muestra como está configurado el modelo para que planee con α a 5.5° y CG al 42%.

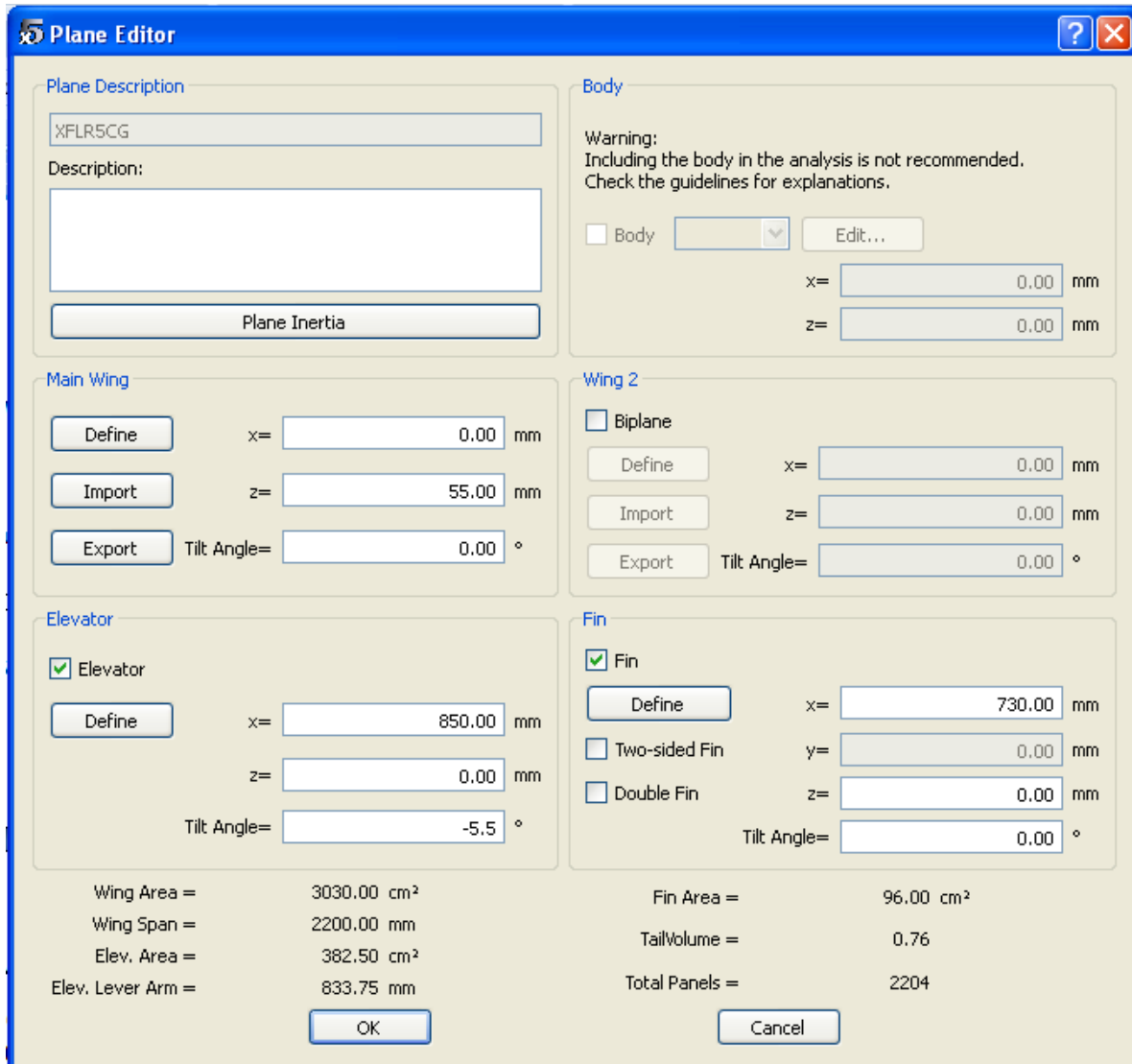


Fig. 15

Ajuste del modelo para el vuelo con CG al 42%

Carga en el estabilizador con CG al 42%:

$$L = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_l$$

L = sustentación en Newtons

ρ = Densidad del aire $1,225 \frac{Kg}{m^3}$

S = Superficie del plano $0.03825 m^2$ ($3.825 dm^2$)

V = Velocidad del aire con respecto al infinito $4.2 m/s$

C_l = Coeficiente de sustentación a $-2.55^\circ = -0.0523$ (Análisis del estabilizador con XFLR5 a $Re = 24.000$). Estos -2.55° resultan de restar los 5.5° de incidencia negativa del estabilizador con respecto al eje X a los 5.5° que tuvo que "rotar" el "assembly" completo del planeador dado que la incidencia del ala es 0° , y al resultado restar los 2.55° de downwash.

Por lo tanto:

$$L = 0.5 * 1.225 * 0.03825 * (4.2)^2 * (-0.0523) = - 0.0216 \text{ NT}, - 0.0022 \text{ Kg}, - 2.2 \text{ gramos}$$

$$L = - 2.2 \text{ gramos} \quad (\text{Coseno de } 0^\circ = 1)$$

Drag en el estabilizador con CG al 42%

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

$$C_D = C_d + \frac{C_l^2}{\pi * e * AR}$$

$$\text{Donde, } \frac{C_l^2}{\pi * e * AR} = \text{Drag inducido}$$

$$C_d = \text{Drag del perfil}$$

e = span efficiency factor o número de Oswald, que varía entre 0,88 y 0.95 y es 1 para alas de planta elíptica. Elegimos 0,95

$$AR \text{ del estabilizador} = 5.29$$

La resistencia parásita la despreciaremos por baja velocidad y por no tener referencias acerca de C_d parásita

$$\text{Entonces, } \frac{C_l^2}{\pi * e * AR} = \frac{(-0.0523)^2}{3.1416 * 0.95 * 5.29} = 0.00017$$

$$C_d = 0.0371 \text{ (Análisis del estabilizador con XFLR5 a } Re = 24.000)$$

$$\text{Así, } C_D = 0.0371 + 0.00017 = 0.0373$$

$$C_D = 0.0373$$

Finalmente

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

$$D = 0.5 * 1.225 * 0.03825 * (4.2)^2 * 0.0373$$

D = 0.015 NT, 0.00157 K_g , 1.57 gramos

D = 1.56 gramos

Tabla 3

Resumen comparativo entre CG al 53% y 42 %

CG	α	V_x	V_z	T_v	L_T	D_T	$dC_m/d\alpha$	PF
53%	5.5 °	4.1 m/s	0.2516 m/s	206.6 seg	5.22 grs	0.85 grs	- 0.028	18.5
42%	5.5 °	4.2 m/s.	0,2587 m/s	201.0 seg	-2.20 grms	1.56 grs	- 0.039	18
Δ	0%	2.44%	2.82%	-2.7%	- 142%	83.5%	39.2%	-2.7%

Al cambiar el CG del 53% al 42% se observan aumentos en la velocidad de planeo y de descenso, disminución de L_T y D_T (propio del menor α) y una disminución menor del tiempo de vuelo, siendo esta la variable final que más nos interesa a los que todavía pensamos que F1A es una competencia de vuelo. Un cambio positivo es el aumento de $\frac{dC_m}{d\alpha}$, lo que significa un aumento importante en la estabilidad estática del modelo, lo que podría ser aprovechado si estamos buscando un modelo que vuele en aire turbulento.

Si bien es cierto estamos en el escenario virtual de la modelación matemática, esta no tiene sentido si no se nutre de la realidad. Dicho esto, es que es pertinente considerar lo siguiente; cambiamos el CG del 53% al 42% y modelo sigue pesando lo mismo, lo que nos lleva a algunas preguntas: ¿Es esto verosímil? ¿Un gran artesano modificó el modelo transfiriendo peso de la cola a la nariz del modelo? ¿El mismo artesano construyó un modelo de 410 grs. con CG al 42%? ¿Con una nariz del largo de las actuales y un boom de cola hecho con un cono de balsa de 1/32 “? ¿O con una nariz larga como el Toothpick de Oskar Czepa en el año 1951?. Aunque alguna respuesta positiva es posible; dado las tecnologías de construcción y filosofías de diseño actuales la única posibilidad práctica de disponer de un modelo con el CG al 42% es agregar más peso en la nariz. ¿Cuánto? Una manera aproximada de saberlo es marcar en un modelo disponible un nuevo CG un 11% más adelantado y poner peso hasta que se balancee en el nuevo punto. Otra, menos práctica pero más elegante, es resolver el sistema de ecuaciones que se genera con el planeador equilibrado en el CG con los momentos igualados y la suma de las masas. Quedémonos con el experimental. Mover el CG hacia adelante un 11% con una cuerda de 140.198 mm significa mover el CG 15.4 mm hacia adelante. Para ello, en uno de mis planeadores se requirieron 38.2 grs. de peso adicional puestos a 130 mm delante del borde de ataque.

Pues bien, tenemos ahora un planeador “transparentado” con el CG al 42% con un peso de 448 grs. Veamos que pasa al “volarlo”.

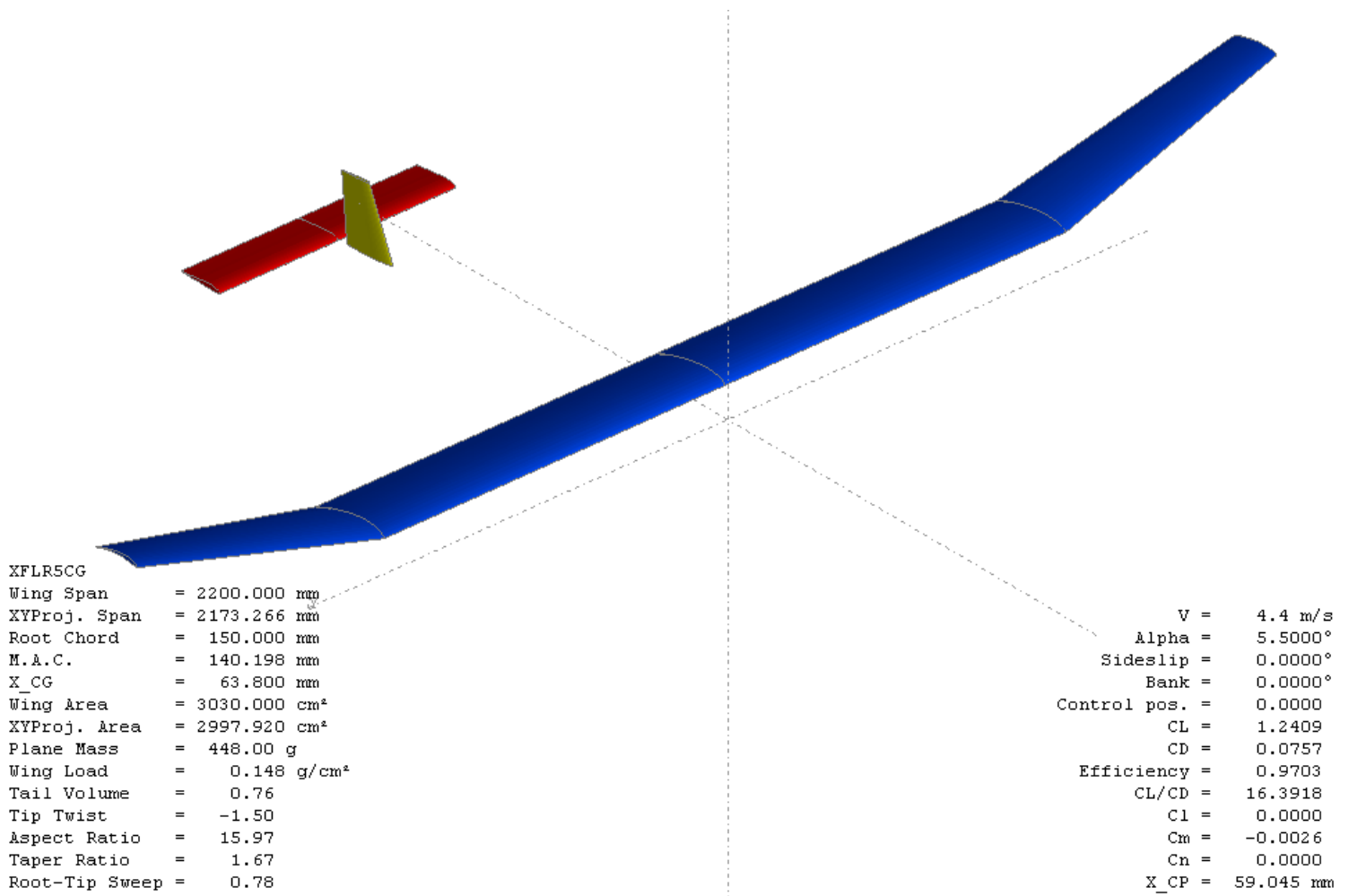


Fig. 16

Modelo XFLR5CG en condición de equilibrio con $\alpha = 5.5^\circ$ y CG al 42% y 448 grs. de peso.

Tabla 4

Resumen comparativo entre CG al 53% y 42 % (410 y 448 grs.)

CG	α	Peso	V_x	V_z	T_v	L_T	D_T	$dC_m/d\alpha$	PF
53%	5.5 °	410 grs.	4.1 m/s	0.2516 m/s	206.6 seg	5.22 grs	0.85 grs	- 0.028	18.5
42%	5.5 °	410 grs.	4.2 m/s.	0,2587 m/s	201.0 seg	-2.20 grs	1.56 grs	- 0.039	18
42%	5.5 °	448 grs.	4.4 m/s.	0,2670 m/s	194.7 seg	-2.42 grs	1.94 grs.	- 0.039	18.26

El tiempo de vuelo, con el modelo pesando 448 grs., se ha reducido aun mas, llegando a un 5.7%. Como una manera de aclarar cierta contradicción entre el aumento de la velocidad de descenso y el aumento del PF con el modelo más pesado, es que en la Tabla 5 se muestran los datos adicionales para su cálculo. La que pasa es que las cosas aquí no son lineales. Es importante destacar que el decalaje del modelo para que vuele en equilibrio a 5.5° y con CG de 42% es el mismo para 410 grs. y 448 grs.

Tabla 5

PF con CG al 53% y 42 % (410 y 448 grs.)

CG	Peso	Cl	Cd	PF
53%	410 grs.	1.2660	0.0770	18.5
42%	410 grs.	1.2409	0.0768	18.0
42%	448 grs.	1.2409	0.0757	18.26

Los coeficientes mostrados en la Tabla 5, corresponden al modelo completo.

Cero carga en el estabilizador

La idea de que el estabilizador debe operar sin carga y solo debe estabilizar, pudiera resultar atrayente en la medida que se argumenta que su funcionamiento se ve afectado al realizar mas de una función. Veamos que nos dice XFLR5 al respecto. Para ello, modificaremos nuestro planeador XFLR5CG y le pondremos un perfil simétrico NACA 0008 en el estabilizador. Para que este perfil simétrico no sustente en ningun sentido debe tener 0° ángulo de ataque con respecto al flujo libre. Además, como siempre nos interesa el máximo rendimiento, el modelo debe tener $C_m = 0$ a 5.5 ° como en los casos anteriores, pues el perfil de ala sigue siendo Stamov. Dado estas condiciones, debemos “engañar” a XFLR5 y pondremos los 5.5 ° en el ala, pero el ángulo del “assembly” del planeador será 0 °. Es decir, cuando para XFLR5 $\alpha = 0^\circ$, habran 5.5° de ángulo de ataque en el ala.

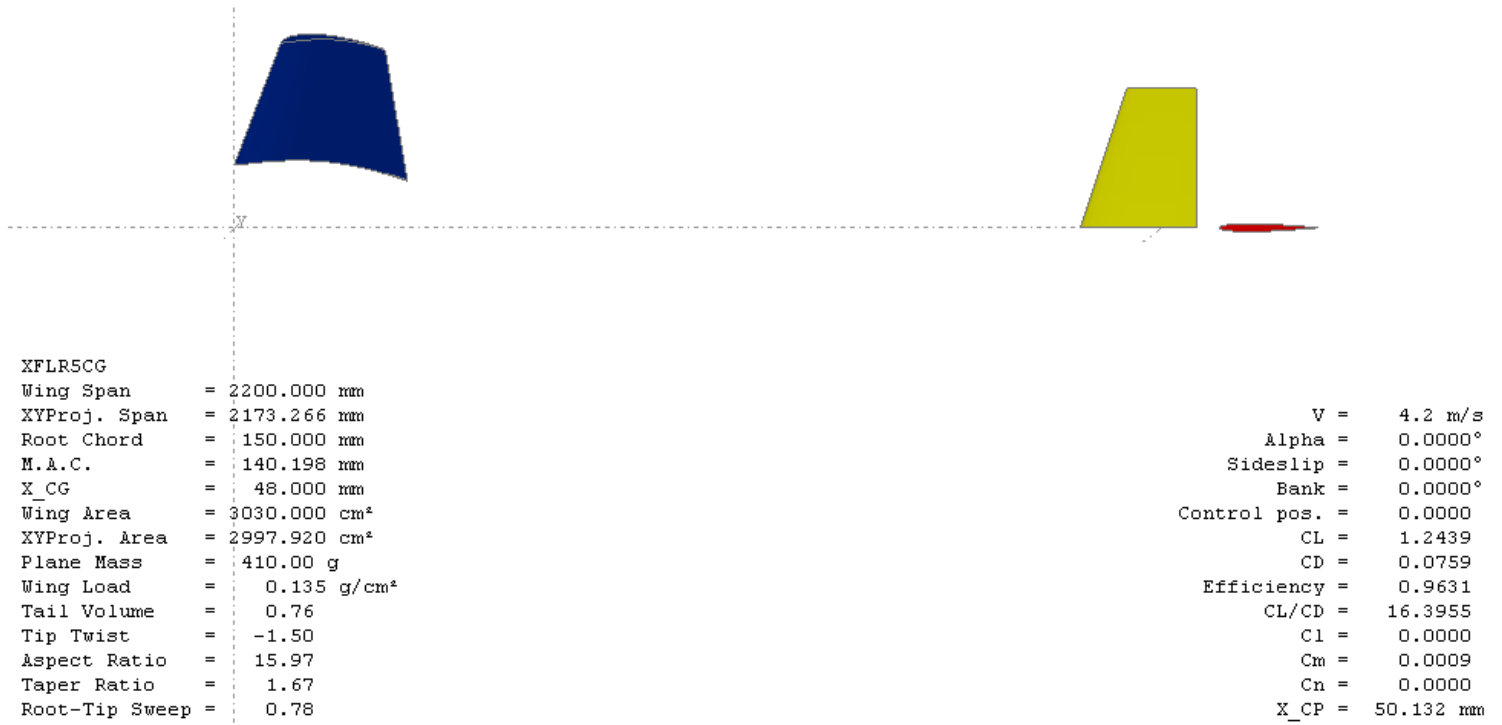


Fig. 17
 Modelo XFLR5CG en condición de equilibrio
 con $\alpha = 5.5^\circ$ y CG al 41.4 % con 0 carga en el tail

En la Fig. 17, podemos ver el modelo volando con 0 carga en el estabilizador. Podemos apreciar que si bien cierto $\alpha = 0$, mirando el ala se aprecian los 5.5° de ángulo de ataque, que se ingresaron mediante la opción Wing Tilt Angle de la Fig.3. De la misma forma se agregan 2.55° en el estabilizador simétrico de manera de compensar el downwash en el estabilizador y dejarlo con 0° de ángulo de ataque. Para que las condiciones descritas sean de un modelo estable, debemos buscar un CG que lo permita. El CG requerido esta a 63 mm del borde de ataque y corresponde al 41.4 %. Igual que en los casos de distinto CG, este modelo con estabilizador sin carga y con CG al 41.4%, pesa 410 grs. Este CG es muy cercano al 42% del caso anterior, por lo que el mismo peso en la nariz es una buena aproximación, por lo tanto el modelo “real” pesa 448 grs. En la Tabla 6, en la celdas sombreadas, podemos ver las variable asociadas al desempeño del modelo con un estabilizador operando con 0 carga, se muestra el “ideal” pesando 410 grs. y el “real” pesando 448 grs.

Tabla 6

Cuadro comparativo final para todas las opciones de centrado que se han propuesto en este estudio.

CG	α	Peso	V_x	V_z	T_v	L_T	D_T	$dC_m/d\alpha$	PF
53%	5.5 °	410 grs.	4.1 m/s	0.2516 m/s	206.6 seg	5.22 grs	0.85 grs	- 0.028	18.5
42%	5.5 °	410 grs.	4.2 m/s.	0,2587 m/s	201.0 seg	-2.20 grs	1.56 grs	- 0.039	18
42%	5.5 °	448 grs.	4.4 m/s.	0,2670 m/s	194.7 seg	-2.42 grs	1.94 grs.	- 0.039	18.26

Estabilizador 0 sustentación

CG	α	Peso	V_x	V_z	T_v	L_T	D_T	$dC_m/d\alpha$	PF
41.4%	5.5 °	410 grs.	4.1 m/s	0.270m/s	192.6 seg	0.0 grs.	0.88 grs.	- 0.041	18.65
41.4%	5.5 °	448 grs.	4.3 m/s.	0.276 m/s	188 seg	0.0 grs.	0.96 grs.	- 0.040	19.00

Conclusiones y comentarios

1. Adelantar el CG del 53% al 42% no trae beneficios en cuanto a rendimiento del modelo, al contrario, disminuye su rendimiento. Sin embargo, dada la magnitud menor de esta disminución, esta podría ser parcialmente compensada por un competidor hábil en el aspecto táctico.
2. Adelantar el CG del 53% al 42% mejora la estabilidad estática, por lo que a pesar del aumento de peso, podría esperarse un buen desempeño en condiciones de actividad térmica turbulenta.
3. No se muestran análisis de posiciones del CG más atrasadas por la disminución notable de la estabilidad estática sin modificar el modelo. Si se quiere hacer volar el modelo a los 5.5° que hemos estado usando, con el CG, por ejemplo, al 70%, habría que alargar demasiado el momento de cola para correr hacia atrás el punto neutro y mantenerse dentro de márgenes estáticos aceptables y con nuevas complicaciones constructivas.
4. La sustentación del estabilizador contribuye al rendimiento total del modelo, **la menor velocidad de descenso se da cuando la sustentación del estabilizador es la más alta**. No hay razón para desperdiciar alrededor de un 11% de la superficie del modelo.
5. Todos los coeficientes, así como los valores de PF mostrados en las Tablas 3 a 6, así como en las presentaciones de pantalla, corresponden al modelo, no a perfiles.
6. En algunos casos no se ha logrado la precisión requerida porque XFLR5 no acepta centésimas de ángulo como datos de entrada.
7. Las variaciones de velocidad de vuelo y las correspondientes variaciones del Número de Reynolds para los diferentes centrados no produjeron variaciones significativas en los coeficientes C_l y C_d en las polares del perfil del estabilizador.

8. De todas las configuraciones de la Tabla 6, la peor (en términos de tiempo de vuelo) es la del estabilizador con 0 carga con el peso real. Por otro lado, con el CG al 41.4 %, $dC_m/d\alpha$ tiene el valor más alto y por lo tanto el modelo debería tener una mayor estabilidad y la respuesta más rápida a una perturbación.
9. No se ha descubierto nada nuevo, el CG al 53% es un muy buen CG para un planeador F1A, el análisis con XFLR5 nos da un marco conceptual y teórico que confirma la que la práctica ha mostrado. No valen la pena centrajes que conlleven grandes exigencias constructivas, para no obtener ningún beneficio en términos de tiempo de vuelo.
10. Conseguir CGs adelantados, manteniendo pesos razonables, es una gran dificultad desde el punto de vista de la construcción
11. Los tiempos de vuelo en un principio me parecieron demasiado altos, sin embargo, después de leer en FFQ N° 55 acerca de las mediciones del vuelo en interiores realizadas por Oskar Czepa me quedo tranquilo. En dichas mediciones un planeador F1A con AR 13.3 tiene una velocidad de descenso de 0,267 m/s lo que implica un tiempo de vuelo de $52/0,267 = 194.7$ segundos.

Referencias

1. A. Deperrois, Guidelines for XFLR5 v6.03 February 2011
2. A. Deperrois, XFLR5 Point is out of the flight envelope, Septiembre de 2009
3. A. Deperrois, XFLR5 et Survol Bases Aero , Septiembre de 2009
4. A. Deperrois, XFLR5 Tutorial V1, Septiembre 2009
5. John Anderson, Jr. Introduction to Flight, 1985
6. John Anderson, Jr. Fundamental of Aerodynamics, 1984
7. Martin Simons, Model Aircraft Aerodynamics, 1999
8. Soar Tech, N° 10, September 1993, Max Chernoff, "Downwash at tail due circulatory flow at wing"