



UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID
ESCUELA POLITÉCNICA SUPERIOR

DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA TÉRMICA Y DE FLUIDOS

XFLR5 V4.17
SOFTWARE DE ANÁLISIS DE
PERFILES, PLANOS Y AVIONES:
ESTUDIO Y DISEÑO DE UN CN-235

PROYECTO FIN DE CARRERA

INGENIERÍA TÉCNICA INDUSTRIAL: MECÁNICA

Autor: Lucas Fernández-Peña Mollá
Director: Marcos Vera Coello

ABRIL, 2012

Agradecimientos

Tras casi 9 años de esfuerzo, de trabajo y lo más importante, de quitarle tiempo a mi familia, parece que llega el momento de terminar la carrera. Echando la vista atrás no parece ni tanto tiempo ni tanto esfuerzo pero eso es mérito de los amigos que aquí hice desde el primer día de clase. La verdad es que sin ellos hubiese tirado la toalla hace ya mucho tiempo, por todo ello, muchas gracias.

Por otro lado la carrera te absorbe, te engancha, resulta un reto clase tras clase, asignatura tras asignatura. Cuanto más aprendes, más quieres saber. Ha sido un verdadero placer asistir a auténticas clases magistrales, a la vez que sentía que mi desconocimiento era casi absoluto, pero eso me impulsaba a seguir esforzándome.

Pero sin duda alguna, la persona que más me ha apoyado, junto a mi familia, ha sido mi mujer, Aidana. Con su paciencia cuando tenía que estudiar, con su trabajo cuando no podía echar una mano en casa con nuestras hijas, con su comprensión cuando estaba disgustado con los resultados obtenidos o con su alegría cuando las cosas salían bien. Por todo ello este proyecto se lo dedico a ella.

Por último, también quisiera dar las gracias a todos aquellos que me dijeron que abandonaría, que acabaría dejando la carrera, que era cuestión de tiempo. La verdad es que siempre los tuve en mi mente y me empujaron a seguir haciendo lo que más me gusta, aprender.

Resumen

El proyecto introduce al lector en el mundo del diseño y estudio de perfiles alares y aviones a escala, mediante el uso del software gratuito XFLR5. Nos adentra en el modelado de planos y aviones completos con el fin de aprender a manejar el programa y ser capaces de obtener y modificar el rendimiento de nuestros modelos.

Se irán explicando los diversos aspectos que influyen en los perfiles y planos, su polar, el funcionamiento de los flaps, los perfiles simétricos, la nomenclatura NACA y la importancia del mallado en el análisis, de manera que el lector sea capaz de hacer una buena elección a la hora de comenzar a diseñar una aeronave. Se analizarán los tipos y efectos de la entrada en pérdida, los tipos de planos y de timones de cola, distribución de presiones, así como las diversas variables de diseño.

Una vez definido los diversos perfiles alares y superficies de sustentación, se procederá al diseño del fuselaje y posterior montaje con el resto de superficies definidas.

Finalmente una vez completado el diseño en 3D, se realizarán diversos análisis de estabilidad, sustentación o velocidad y veremos el resultado de nuestra aeronave. Se estudiará la repercusión sobre nuestro avión que producen modificaciones en la forma del modelo, el centro de gravedad, o la velocidad de planeo entre otras, con el fin de mejorar sus performances.

INDICE

Resumen	2
Capítulo 1. Introducción	5
1.1 Motivación	5
1.2 Objetivos	7
1.3 Descripción del proyecto	8
Capítulo 2. Perfiles	9
2.1 Introducción	9
2.1.1 Perfiles	9
2.1.2 Distribución de presiones en un perfil	15
2.1.3 Influencia del perfil en la sustentación	16
2.1.4 Clasificación de los perfiles	18
2.2 Diseño de un nuevo proyecto	22
2.2.1 Creación un proyecto nuevo	22
2.2.2 Refinamiento de los perfiles	29
2.2.3 Inserción flaps en un perfil	34
2.2.4 Obtención y análisis de gráficos en perfiles	40
2.2.5 Obtención de la distribución de presiones	46
2.3 Estudio y obtención de la polar de un perfil	50
2.3.1 C_l & C_d o polar de un perfil	52
2.3.2 C_l & Alpha	54
2.3.3 C_m & Alpha	56
2.3.4 C_l/C_d & Alpha	58

Capítulo 3. Planos	60
3.1 Introducción	60
3.1.1 Efectos de la forma en planta del ala	63
3.1.2 Empenaje de cola, funciones y tipos	67
3.2 Diseño	69
3.3 Estudio de errores	80
Capítulo 4. Fuselaje	82
4.1 Introducción	82
4.2 Diseño	83
Capítulo 5. Ensamblaje	89
5.1 Montaje del CN-235	89
5.2 Efectos del ensamblaje sobre el empenaje de cola	91
5.3 Obtención de los gráficos	93
5.4 Ensamblaje del modelo PLANEADOR	95
Capítulo 6. Estudio y mejora de los resultados	99
Capítulo 7. Conclusiones	109
Anexo 1. Definiciones	110
Bibliografía	117

Capítulo 1: Introducción

1.1 Motivación

Diseñar y estudiar el comportamiento de un avión desde casa está al alcance de cualquiera. Hoy en día la industria aeronáutica dispone de potentes herramientas para el diseño y estudio de aviones, tales como modernos túneles de viento o potentes y carísimos programas de diseño y análisis, pero gracias al software libre podemos introducirnos en este mundo sin disponer de grandes medios. Existen diversos programas bastante buenos, en nuestro caso nos centraremos en el software gratuito XFLR5.

El XFLR5 aparece como el sucesor natural del XFOIL, ambos programas nos permiten diseñar y estudiar los perfiles alares.

El XFOIL, predecesor del XFLR5, se presenta en formato de software libre y permite el análisis y diseño de perfiles alares subsónicos. Fue creado por Mark Drela como una herramienta de diseño para el proyecto Daedalus en el MIT (Massachusetts Institute of Technology) allá por la década de los 80.

El proyecto Daedalus consistía en diseñar una aeronave impulsada por el hombre, y prueba de su éxito es que ostenta el record de duración y distancia en esta categoría con más de 115 km y casi 4 horas de duración.

XFOIL fue programado en FORTRAN y pese a ser un software algo obsoleto, (ya que su última versión data de 2001), su gran valía hace que incluso pasados más de 20 años siga en uso junto con su sucesor el XFLR, ya programado en C++. Los algoritmos utilizados para el XFLR son exactamente los mismos que los utilizados en el XFOIL, es decir, solo se ha traducido a un nuevo lenguaje de programación, con muy pequeñas variaciones en los resultados, debido al distinto proceso que siguen los puntos creados a la hora de la compilación.

En la actualidad una de las principales limitaciones del software es que, inicialmente, se pensó exclusivamente para Windows, por lo que recientemente se ha lanzado la versión 5 que permite su uso en otro tipo de sistemas tales como Mac, Linux y Unix pero no aporta nada nuevo con respecto a la versión 4.17. En cualquier caso es un software en continuo cambio, por lo que dispondremos de actualizaciones cada cierto tiempo.

El XFLR5 nos permite analizar perfiles, alas e incluso aviones que operen a números de Reynolds bajos, y nos facilita la labor de diseño mediante gráficos, quizás uno de los puntos débiles del XFOIL.

Claro está que los diseños actuales utilizados en la aeronáutica son obtenidos mediante softwares mucho más avanzados pero, con este software, no pretendemos diseñar el nuevo transbordador espacial de la N.A.S.A., sino poder realizar cálculos complejos y obtener aproximaciones muy buenas a la realidad para diseñar aviones de aerodelismo o planeadores, siempre teniendo presente que bajo ninguna circunstancia debe utilizarse para el diseño de aviones tripulados o de tamaño real.

El XFLR5 es un programa gratuito y al alcance de la mano de cualquier interesado, y que pese a presentar diversos errores o “bugs” en los cálculos, puede considerarse una buena herramienta de trabajo para los cometidos anteriormente descritos.

1.2 Objetivos

El objetivo global de este proyecto es crear una guía en español que nos permita comprender el funcionamiento y aplicaciones del software a la vez que aprenderemos a diseñar o rediseñar modelos de perfiles, planos y fuselajes. También conoceremos el tipo de información que nos proporciona y la manera de variar los diseños para conseguir las metas establecidas.

En definitiva los objetivos del proyecto son:

- Comprender el funcionamiento del software y familiarizarse con las distintas opciones que nos ofrece.
- Aprender a conocer, diseñar y definir los perfiles alares.
- Aprender a diseñar y definir los diversos modelos de planos, así como a comprender cuál es la mejor elección.
- Diseñar el fuselaje del avión.
- Ensamblar las distintas partes previamente diseñadas.
- Analizar los gráficos obtenidos.

1.3 Descripción del proyecto

El proyecto partirá de cero. Comenzaremos a utilizar el programa sin presuponer ningún conocimiento previo sobre el XFLR5, XFOIL u otros software similares, e incluso explicando algunos términos técnicos con el fin de que el usuario no se sienta perdido a lo largo de la guía.

Cada uno de los temas comienza con una introducción acerca del objetivo a desarrollar, describiendo los factores aerodinámicos a tener en cuenta en la fase de diseño y posterior análisis.

Poco a poco el lector se irá familiarizando con las distintas opciones y términos usados para el diseño de cada una de las fases, con el fin de terminar el capítulo siendo capaces de realizar nuestros diseños y comprendiendo lo que estamos haciendo.

Finalmente se irá ensamblando cada una de las 3 partes en las que hemos dividido la aeronave, alas, cola y fuselaje, para así poder analizar el rendimiento del avión en cuestión.

Capítulo 2: Perfiles

2.1 Introducción

2.1.1 Perfiles

Para estudiar los perfiles y su comportamiento a distintas velocidades resulta imprescindible explicar la limitación de este software a números de Reynolds bajos.

En aerodinámica, el Número de Reynolds (Re), es una medida de cociente de las fuerzas de inercia (ρU (densidad del fluido y velocidad característica)) y fuerzas viscosas (μ/L (viscosidad dinámica del fluido/longitud característica)) y, por lo tanto, cuantifica la importancia relativa de estos dos tipos de fuerzas para las condiciones dadas del flujo.

$$\text{Re} = \frac{\rho UL}{\mu}$$

Fig. 2.1. Fórmula del número de Reynolds

Como el numerador se compone de la masa, velocidad y tamaño y el denominador de la viscosidad, podemos considerar el número Re como la relación entre fuerzas inerciales frente a viscosidad.

También se utiliza para identificar y para predecir diversos regímenes del flujo, por ejemplo, laminar o turbulento. El flujo laminar ocurre en los números bajos de Reynolds, donde dominan las fuerzas viscosas, y es caracterizado por el movimiento fluido liso, constante, mientras que el turbulento ocurre a altos valores de números de Reynolds y es dominado por las fuerzas de inercia, que tienden a producir remolinos y vórtices en el flujo.

Para analizar problemas en ingeniería aeronáutica, el carácter del flujo sobre la capa límite es importante. Se ha demostrado que el número de Reynolds 500.000 es el número de transición en el flujo de la capa límite donde la longitud característica es la distancia del borde de ataque, de manera que para Re menores de 500.000, el flujo será

laminar, y en el caso de Re mayores de 500.000, será turbulento, motivo por el cual limitaremos el Reynolds a ese valor.

Mientras el flujo sea laminar, las fuerzas viscosas son elevadas. En cualquier caso, el programa nos indicará, a la hora de analizar los perfiles, en qué punto se desprende la capa límite y también podremos elegir el sitio en el que eso ocurra, además de poder seleccionar si el análisis tiene en cuenta la viscosidad o no.

Una vez aclarado el tema del número de Reynolds, comencemos por la definición de **perfil, perfil alar o aerodinámico**:

“Es la forma plana que al desplazarse a través del aire es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones que genere sustentación”

En función del objetivo para el que se necesite el perfil, la velocidad a la que trabaje, o la carga que tenga que soportar, su forma variará. Pero en términos generales todos los perfiles constan de las mismas partes:

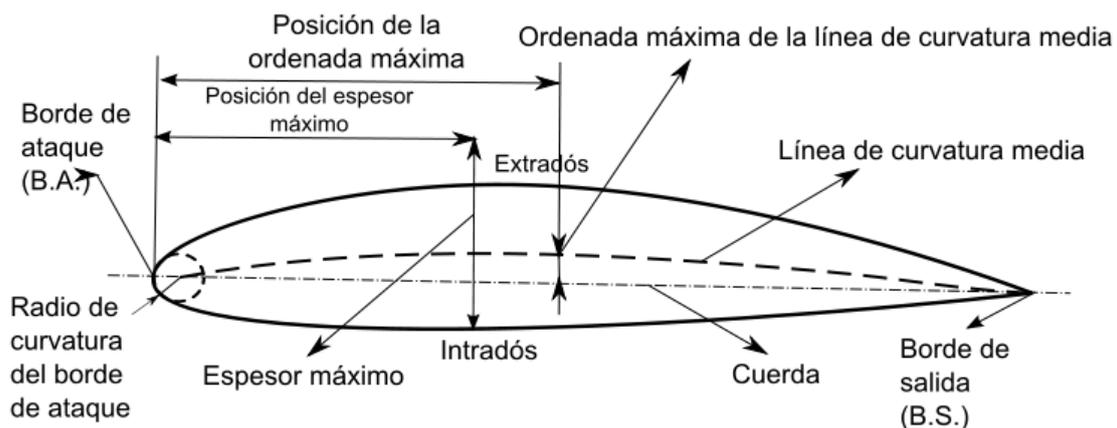


Fig. 2.2. Las diversas partes de un perfil alar(www.wikipedia.org)

Extradós: Parte superior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida. En esta zona (en vuelo normal del avión) se forman bajas presiones y el aire es acelerado.

Intradós: Parte inferior del ala comprendida entre los bordes de ataque y salida. En esta zona (en vuelo normal del avión) se forman sobrepresiones. Una sobrepresión en el intradós unida a una depresión en el extradós compone la sustentación global de ala.

Borde de ataque: Aplicado en un perfil alar, es el punto en el que primeramente el aire toma contacto para que posteriormente el aire tome dos rumbos; parte del aire pasa por el extradós y la otra parte del aire pasa por el intradós.

Borde de salida o de fuga: Es el borde posterior del ala, es decir la línea que une la parte posterior de todos los perfiles del ala; o dicho de otra forma: la parte del ala por

donde el flujo de aire perturbado por ella, retorna a la corriente libre. Es en este borde donde se ubican parte de los componentes de hipersustentación como los flaps.

Espesor: Distancia entre el extradós y el intradós.

Radio de curvatura del borde de ataque: Define la forma del borde de ataque y es el radio de un círculo tangente al extradós e intradós, y con su centro situado en la línea tangente en el origen a la línea de curvatura media.

Cuerda: Es la línea recta imaginaria trazada entre los bordes de ataque y de salida de cada perfil.

Curvatura del ala desde el borde de ataque al de salida. Curvatura superior se refiere a la de la superficie superior (extradós); inferior a la de la superficie inferior (intradós), y curvatura media a la equidistante a ambas superficies. Aunque se puede dar en cifra absoluta, lo normal es que se exprese en tanto por ciento de la cuerda.

A la hora de escoger o diseñar un perfil nuevo, si bien los que diseñemos serán muy similares a otros existentes, debemos tener presentes algunos factores tales como la velocidad a la que queremos que se mueva el avión, no solo la velocidad máxima, sino la del despegue o aterrizaje, ya que influirán directamente sobre las distancias necesarias para aterrizar o despegar y, sobretodo, en la distancia que suele ser más crítica para determinar si un aeropuerto es apropiado o no, la ASDA (Accelerate Stop Distance Available), o “distancia aceleración parada”.

En nuestro caso vamos a tratar de diseñar un avión turbohélice llamado CN-235, existente en el mundo real, que se va a despegar a una velocidad aproximada de 100-110 mph (185-204 km/h), un crucero de 180 mph (335 km/h) y una velocidad máxima aproximada de 240 mph (445 km/h), y las velocidades de aterrizaje son similares a las de despegue.

Si bien el diseño que vamos a hacer va a ser una maqueta escala 1:10, y no vamos a estar limitados por longitudes de pista o velocidades, siempre es interesante conocer las condiciones en las que se mueve el avión en la realidad.

Otro aspecto interesante de diseño es el hecho de que no todos los perfiles son igual de aerodinámicos, ni tienen el mismo coeficiente de resistencia, ni generan la misma resistencia, lo cual repercutirá directamente en las performances o rendimiento del avión, en su velocidad máxima o en su consumo.

Desde el punto de vista de los pilotos, (los cuales no se encargan del diseño, ni son responsables del consumo del avión), uno de los factores más peligrosos respecto a los perfiles es el engelamiento o carga de hielo en los planos, debido a que al atravesar nubes con baja temperatura y alta humedad, está se va depositando en las superficies de ataque de la aeronave, creando capas de hielo que van modificando el perfil con el

consiguiente peligro. Y, aunque los aviones modernos disponen de sistemas para evitar estas formaciones de nubes, deshacerse del hielo que se va acumulando o directamente evitar que se acumule, no deja de ser otro factor a tener en cuenta a la hora del diseño, y aunque a nuestros ultraligeros no les afecta, es interesante comprender el funcionamiento y misión de los planos de nuestro avión.

En nuestro caso no vamos a sufrir las consecuencias del hielo, pero de nuevo nos ayuda a entender el diseño de los aviones reales y a identificar las diversas partes de los mismos.

Veamos cómo se adhiere a los planos y sus consecuencias:

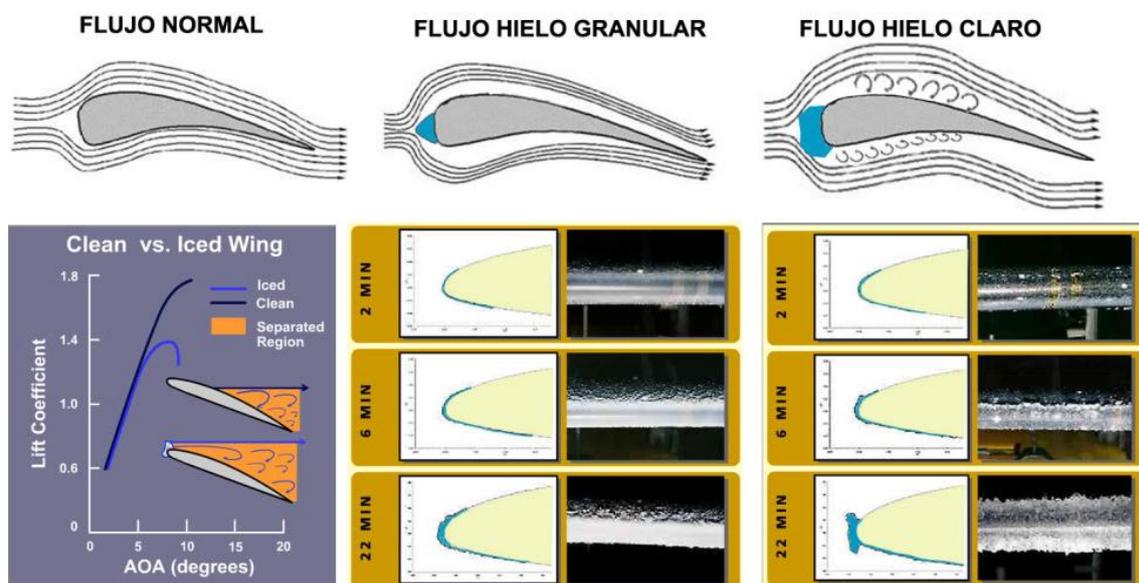


Fig. 2.3. Adhesión de hielo granular y hielo claro a un borde de ataque

Hielo granular o rime ice: Se acumula cuando las gotitas se congelan rápidamente al chocar contra una aeronave. La congelación rápida atrapa aire y forma una costra de hielo quebradizo, opaco, de color lechoso. Se acumula a lo largo de la corriente de aire en los bordes delanteros de las alas y otras partes expuestas del fuselaje. Este tipo de engelamiento tiende a ocurrir cuando la temperatura está entre -10°C y -20°C .



Fig. 2.4. Acumulación de hielo granular en el borde de ataque pese al sistema antihielo
(www.unoreconquista.com)



Fig. 2.5. Acumulación de hielo granular en el borde de ataque sin sistema antihielo
(<http://aviationtroubleshooting.blogspot.com.es>)

El hielo claro: Es el tipo de hielo más peligroso. Es cristalino, denso y transparente y se desprende con dificultad. En el proceso de formación del hielo transparente, sólo una pequeña parte de la gota se congela de inmediato, mientras la parte restante aún líquida fluye o se aplasta sobre la superficie de la aeronave, congelándose gradualmente. El hielo claro se forma a temperaturas altas entre 0°C y -12°C .

Este tipo de engelamiento ocurre en situaciones de lluvia helada o llovizna helada, en las cuales las gotas sobre enfriadas pueden acumularse rápidamente y distribuirse hacia atrás sobre la superficie aerodinámica. Su textura grumosa puede perturbar fuertemente el flujo del aire.



Fig. 2.6. Acumulación de hielo claro en el borde de ataque (<http://www.x-plane.es>)

Se puede ver en el estabilizador horizontal como el hielo claro se acumuló, formando una gruesa capa que acabó por hacer imposible el vuelo.



Fig. 2.7. Ejemplo de avión de perfil alar delgado (<http://36degrees.blogspot.es>)

Los perfiles delgados tienden, en líneas generales, a favorecer la formación y acumulación de hielo más rápido, pero unos perfiles muy gruesos producen mucha resistencia y también pueden verse afectados de manera muy seria; deberemos encontrar un equilibrio a la hora de obtener nuestro diseño.

2.1.2 Distribución de presiones en un perfil

Pese a que suponemos que los lectores de esta guía tienen alguna noción del reparto de presiones en un plano, veremos rápidamente la distribución de éstas y de qué dependen.

Denominamos *centro de presiones* al punto teórico del ala donde se considera aplicada toda la fuerza de sustentación. A efectos teóricos, aunque la presión actúa sobre todo el perfil, se considera que toda la fuerza de sustentación se ejerce sobre un punto en la línea de la cuerda (resultante).

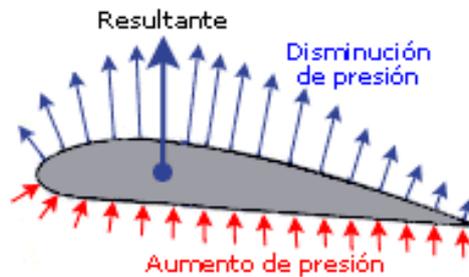


Fig. 2.8. Distribución de presiones en un perfil alar (<http://www.manualvuelo.com>)

En el caso de los perfiles no simétricos, la sustentación se produce por la forma del perfil y su ángulo de ataque.

El aumento de la velocidad en el extradós aumenta el valor de la presión negativa (*succión*) mientras que la disminución de velocidad en el intradós disminuye el valor de la succión; el resultado de la distribución de presiones es una fuerza dirigida hacia arriba; la componente de esta fuerza perpendicular a la corriente de aire libre (dirección de vuelo) será la *sustentación*.

El punto donde se puede considerar aplicada esa fuerza resultante se denomina *centro de presión*.

2.1.3 Influencia del perfil en la sustentación

Tal y como imaginamos, el perfil elegido juega un papel determinante en el rendimiento del avión, el cual, a su vez, vendrá definido por las necesidades para las cuales diseñamos la aeronave. Sin embargo, hay ciertos aspectos sobre los perfiles que debemos tener presentes.

Cuanto mayor sea el radio de curvatura del borde de ataque, mayor será el Cl_{Max} o *coeficiente de máxima sustentación*.

Una mayor curvatura también hará que aumente el Cl_{Max} .

El valor también aumentará con el aumento del número de Reynolds, pero no olvidemos que trabajaremos a números bajos.

A mayor espesor mayor Cl_{Max} , hasta valores entorno al 14%, referido a la cuerda, que comenzaría a decrecer.

Sin llegar a perdernos en temas aerodinámicos, conviene conocer cómo varía la sustentación según el ángulo de ataque, ya que ésa será una de las gráficas que nos calcule el programa.

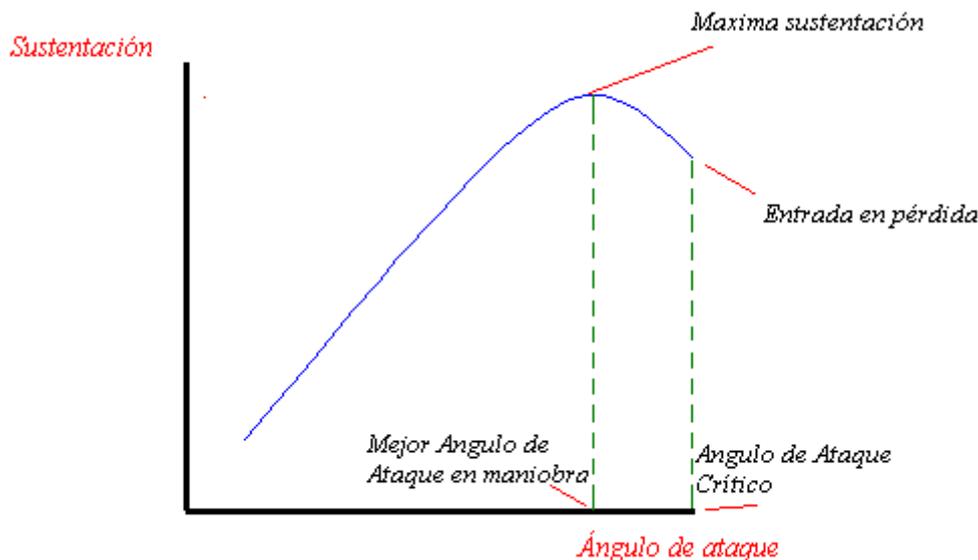


Fig. 2.9. Gráfico Cl/α de un perfil alar cualquiera (<http://www.alasrojas.com>)

De este gráfico, debemos resaltar que la curva descrita no tiene que cruzar justo en el origen, ya que podemos diseñar perfiles que, para que tengan sustentación cero, deban tener ángulo de ataque negativo.

En el momento en el que la aeronave alcance la entrada en pérdida, la sustentación desaparece y resulta imposible volar, por lo tanto también prestaremos atención al ángulo de ataque al cual ocurre este fenómeno, si bien es dependiente de la altura, velocidad, configuración de la aeronave, coeficiente de carga a la que está sometida etc.

La clave reside en obtener una sustentación mayor al peso de la aeronave. Simplificando, podemos suponer el peso del avión en un único punto denominado *centro de gravedad* y otro punto correspondiente a la sustentación que dijimos que era el centro de presiones. Y, por supuesto, para generar sustentación debemos desplazarnos a través del aire, con lo cual aparecen otras dos fuerzas opuestas, que son la tracción y la resistencia.



Fig. 2.10. Distribución de los 4 grupos de fuerzas en un avión (<http://www.realaeroclubgrancanaria.com>)

Además, debemos controlar la posición relativa del centro de presión respecto del de gravedad, de manera que el avión sea estable y controlable.



Fig. 2.11. Estabilidad longitudinal (<http://www.manualvuelo.com>)

La sustentación depende de una serie de parámetros que podemos modificar para conseguir los resultados deseados.

$$L = \frac{1}{2} d V^2 S C_L$$

Fig. 2.12. Fórmula de la sustentación

Donde “L” es el *lift* o sustentación, “d” la densidad del aire, “V” la velocidad del aire, “S” la superficie alar, y “C_L” el coeficiente de sustentación

2.1.4 Clasificación de los perfiles

A la hora de trabajar en el campo aerodinámico con perfiles alares, podemos trabajar con perfiles ya creados y estudiados, como es nuestro caso, o podemos decidir innovar y crear nuestro propio perfil que, sin duda alguna, será similar a alguno de los ya existentes.

Estos perfiles siguen una estructura diseñada por la NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), que fue la predecesora de la NASA.

Perfiles de 4 dígitos:

- El primero define la curvatura máxima en porcentaje de la cuerda.
- El segundo describe la distancia de máxima curvatura desde el borde de ataque en 1/10 del % de la cuerda.
- Finalmente los dos últimos se refieren al máximo espesor como porcentaje de la cuerda

NACA 2412 significa que:

- Máxima curvatura del 2%.
- Máxima curvatura localizada al 40% del borde de ataque.
- Espesor máximo del 12% de la cuerda.

Más adelante, también veremos la necesidad de crear perfiles simétricos a la hora de diseñar el perfil del avión, ya que éstos pueden llegar a no aportar ningún tipo de sustentación, como puede ser el caso del perfil del timón de dirección.

NACA 0015 responde a:

- Perfil simétrico
- Espesor máximo del 15% de la cuerda.

Este tipo de perfiles de 4 dígitos tiene por defecto un espesor máximo del 30% de la cuerda y corresponde a los perfiles más simples. Con el tiempo, la complejidad de los perfiles fue en aumento y se comenzó a diseñar perfiles nuevos.

Perfiles de 5 dígitos bastante más complejos:

- Primer dígito: multiplicado por 0,15 da el coeficiente de sustentación por sección.
- Segundo y tercer dígito: dividido entre 2 nos da la distancia de máxima curvatura desde el borde de ataque como % de la cuerda.
- Los dos últimos nos dan la curvatura máxima del perfil como % de la cuerda.

NACA 12345:

- Coeficiente de sustentación, C_l , 0,15.
- Curvatura máxima 0,115 de la cuerda desde el borde de ataque.
- Curvatura máxima 0,45 de la cuerda.

Los perfiles de 5 dígitos también tienen limitada, por defecto, la curvatura máxima, a un 30% de la cuerda.

Los perfiles de 4 y 5 dígitos se pueden modificar añadiendo un guión y 2 dígitos más, correspondiendo, el primero, a la redondez del borde de ataque (0 es afilado, 6 es el borde de ataque original y más de 6 es más redondeado que el original) y, el segundo, a la distancia del máximo espesor desde el borde de ataque en 1/10 parte del porcentaje de la cuerda.

NACA 1234-05

- Es un perfil afilado.
- Máximo espesor al 50% de la cuerda.

A medida que los estudios sobre perfiles avanzaban, se fueron creando otros perfiles como los 1-Series, 6-Series, 7-Series y 8-Series, pero sólo veremos la 6-Serie, ya que es la que tendríamos en el avión de verdad, 65(3)-218, si bien, debido a la complejidad de este perfil, decidí coger uno (el S-2046) de bajo número Reynolds, que no diese problemas en el programa.

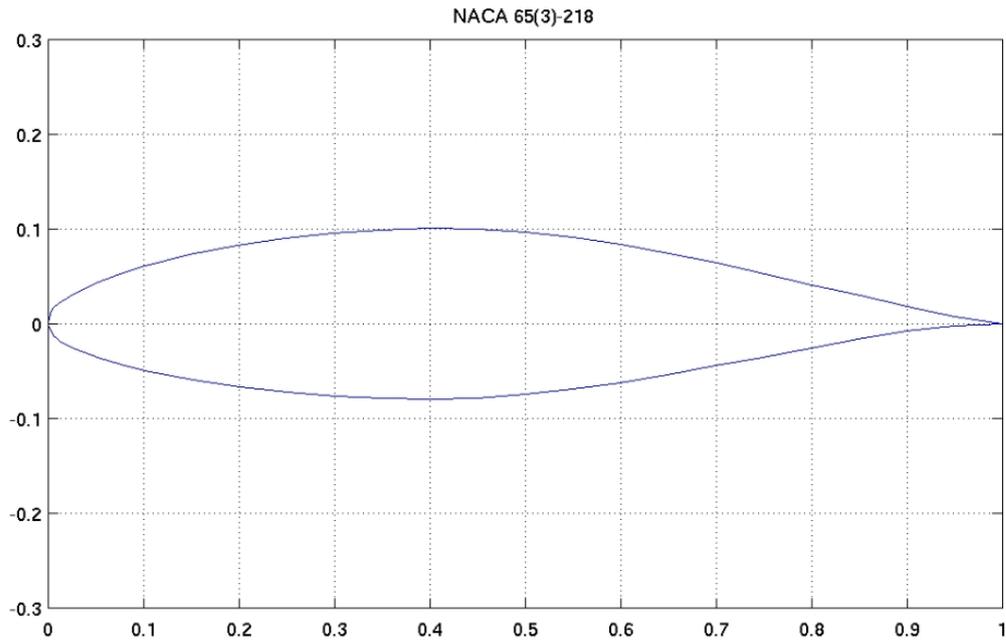


Fig. 2.13. Perfil correspondiente al CN-235 Serie 10. NACA 65₍₃₎-218 (<http://download1.hobbyarea.ru>)

En estos perfiles se mantiene el régimen laminar de la capa límite durante la mayor parte del perfil, lo que significa una disminución considerable de la resistencia de fricción.

NACA 65₍₃₎-218

- El 6 correspondería a la serie.
- El segundo dígito nos indica la distancia en la que se encuentra la zona de mínima presión en 1/10 parte del porcentaje de la cuerda.
- El subíndice describe que la resistencia se mantiene baja tantas décimas por debajo y por arriba del coeficiente de sustentación especificado.
- Cuarto dígito, describe el coeficiente de sustentación en 1/10.
- El resto define el máximo espesor en 1/10 de la cuerda.

El resto no los considero tan interesantes de cara a este proyecto, ya que entramos en parámetros que van más allá de los límites de este programa, pero si deseamos saber qué tipo de perfil tiene algún avión específico, podemos visitar la siguiente página:

<http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/aircraft.html>

Donde, casualmente, no aparece el perfil del CASA-235, pero sí aparece Airtech CN-235, y le corresponde un NACA 65-218.

Recuerdo una vez más que, aunque estudiemos el comportamiento aislado del perfil del plano o de la cola, el resultado importante será el que obtengamos una vez esté montado todo el avión.

2.2 Diseño de un nuevo proyecto

2.2.1 Crear un proyecto nuevo

La pantalla inicial, una vez hemos cargado el XFLR5 es la siguiente:

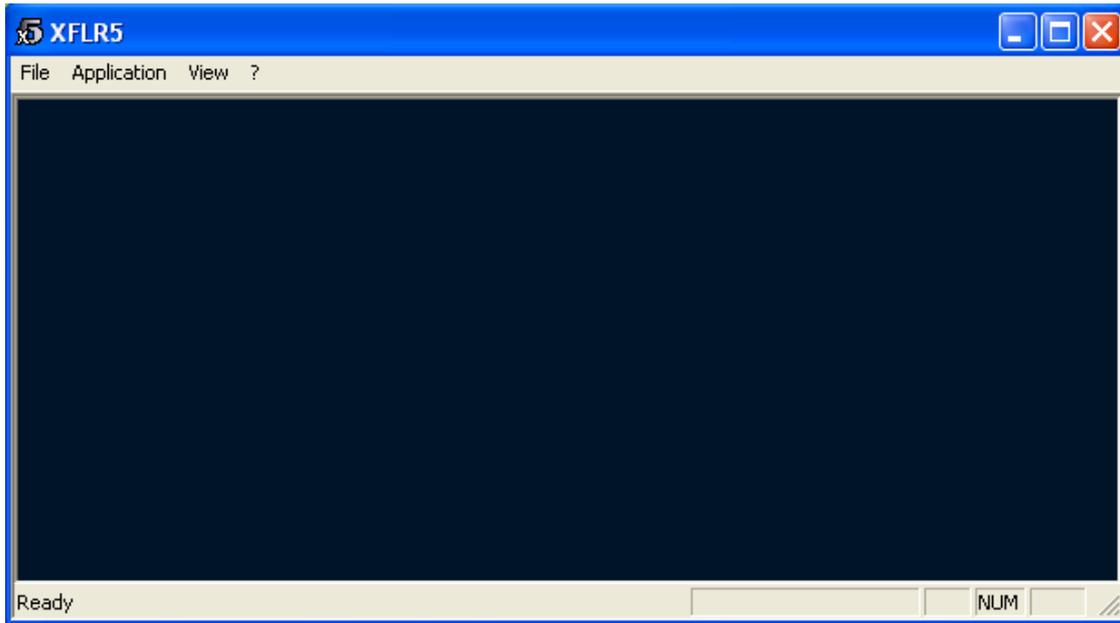


Fig. 2.14. Pantalla inicial del XFLR5

En nuestro caso, al ser un proyecto nuevo, podemos empezar directamente con el diseño de la aeronave, aunque el programa nos da las opciones típicas de cargar o insertar un proyecto en la pestaña **FILE**. Para empezar veremos cómo se crean y modifican perfiles y posteriormente cargaremos un perfil de la siguiente página:

http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads/coord_database.html#Q

Donde encontraremos más de 1500 diseños que podremos cargar y modificar a nuestro gusto en caso de ser necesario, si bien debemos fijarnos en los modelos de número de Reynolds bajo (Low Reynolds number data), en caso contrario probablemente salte el error “*Unrecognized foil format*”.

Pinchando directamente sobre los puntos con forma de rombo (control points), del perfil del ala, podemos modificarlos a nuestro gusto y, posteriormente, ver qué efectos tienen dichos cambios en las performances del avión.

Este tipo de puntos, *Splined Points*, nos permiten tener un gran control sobre la geometría, a la vez que hacen muy sencillas las variaciones del perfil. Pero disponemos de otro tipo, los *B-Splines* **SPLINES / B-SPLINES**, que nos permiten obtener superficies más suaves, mediante la modificación de un conjunto de puntos en lugar de la modificación de un único punto.

En cualquiera de los dos casos, una vez tenemos cargado nuestro perfil, podemos ir pinchando en los puntos a modificar y moverlos a nuestro antojo, teniendo presente que el programa no nos va a avisar si lo que estamos haciendo es incongruente.

Por defecto, aparecen seleccionadas las opciones **SHOW FOIL**, que nos mostrará el perfil con algunos puntos representativos, **SHOW POINTS**, que debería representar todos los puntos del plano pero, si en algún momento no aparece representada la información que solicitamos, es probablemente porque no tenemos las casillas correspondientes seleccionadas. Nos servirá para una modificación más fina. Por último, la opción **SHOW CENTERLINE** nos mostrará la línea de curvatura media.

En la parte inferior de la pantalla nos aparecerá la información correspondiente a los perfiles que tengamos cargados, tal como **THICKNESS** (grosor), **CAMBER** (curvatura), así como la posición máxima de éstas referido al tanto por ciento de la cuerda. Nos informa también del número de puntos de los que consta el perfil, e incluso nos informaría de flaps en caso de tenerlos. Si hemos modificado el perfil inicial y queremos que se refresquen los datos que aparecen en este cuadro, volvemos a ejecutar **APPLICATION/FOIL DIRECT DESIGN**.

También disponemos de la opción de modificar numéricamente los control points anteriormente mencionados, para ello sólo tendremos que seleccionar **SPLINES/EDIT CTRL POINTS**.

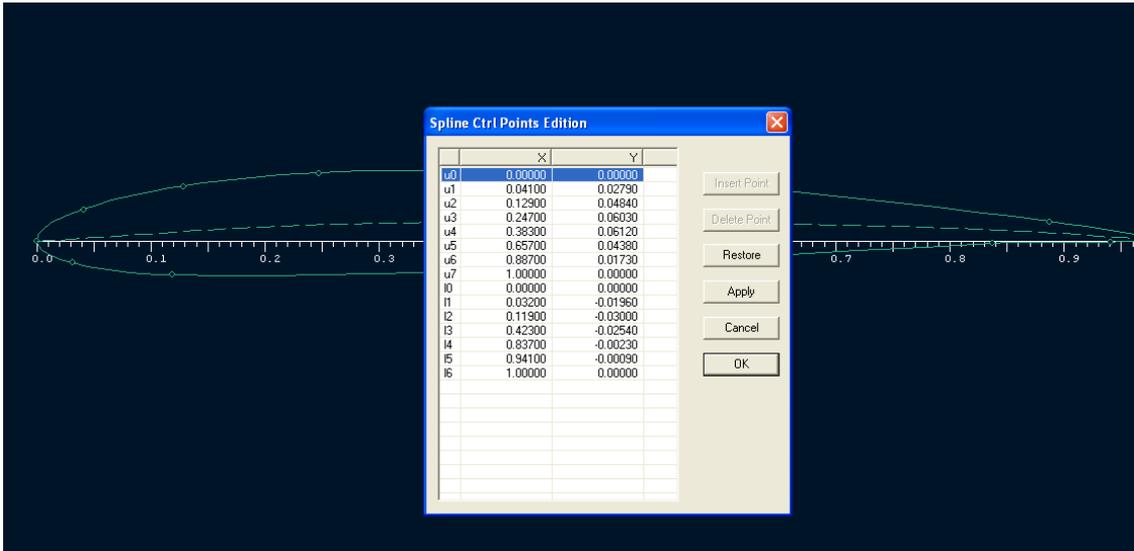


Fig. 2. 16. Modificación de las coordenadas de un perfil

Recordemos que los valores que aparecen en el eje X van de 0 a 1 y, si introducimos un valor que no se encuentre en este rango, el resultado será incongruente. Esta opción NO nos permite borrar o insertar nuevos control points. Por otro lado, los valores del eje Y pueden ser tanto positivos como negativos, a diferencia de los del eje X que serán siempre positivos.

Hay que tener en cuenta que, en la fase de diseño o selección de perfil, no hablaremos de medidas, sólo de relaciones y tantos por ciento de unos valores respecto de otros ya que, posteriormente, cuando vayamos dando forma a nuestro avión, el perfil va a ser el mismo a lo largo de todo el ala pero, por lo general, el ala se hace más estrecha a medida que se aleja del fuselaje.

En la realidad, puede no ser así y tener un tipo de perfil en la punta de plano e ir evolucionando a medida que se acerca al fuselaje, pero esta posibilidad no la contemplamos en el XFLR5, además complicaría enormemente los cálculos, si bien el software nos permite seleccionar tanto perfiles en un mismo plano como queramos.

En nuestro caso, vamos a partir de un perfil ya creado, obtenido de la página web anteriormente mencionada, y definido como PERFIL 1, para lo cual, primero lo descargamos (s2046.dat) y lo cargamos en el programa **FILE/LOAD FILE**.

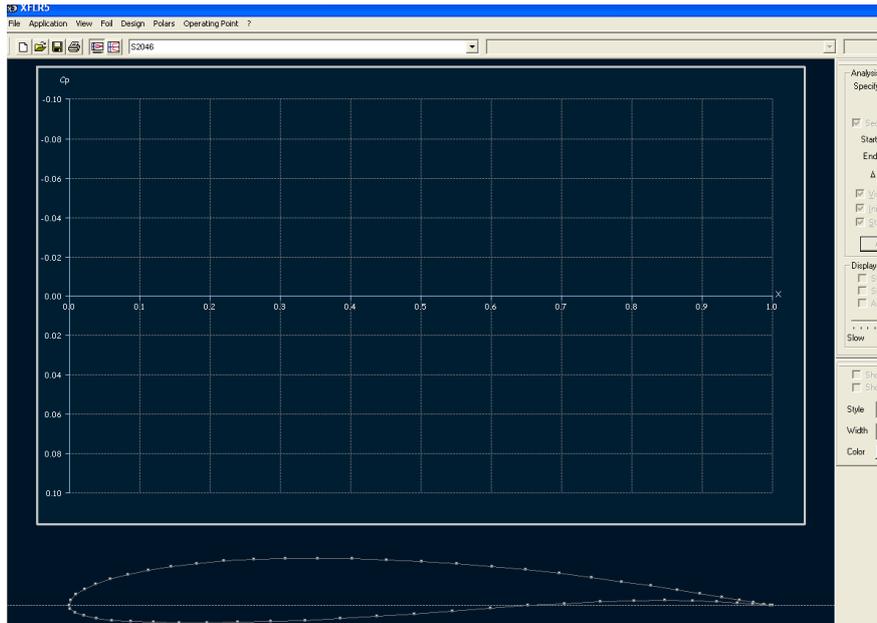


Fig. 2.17. Cargado del PERFIL 1

Durante el proyecto nos vamos a referir principalmente a 5 tipos de perfiles, numerándolos de la siguiente manera:

- PERFIL 1, correspondiente a un perfil s2046 sin flap, perfil limpio.

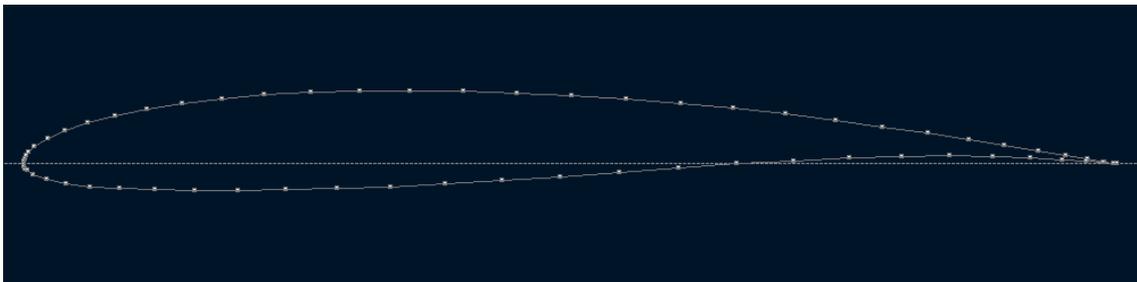


Fig. 2.18. PERFIL 1

- PERFIL 2, correspondiente a un perfil s2046 con 8° de flaps o flaps despegue.

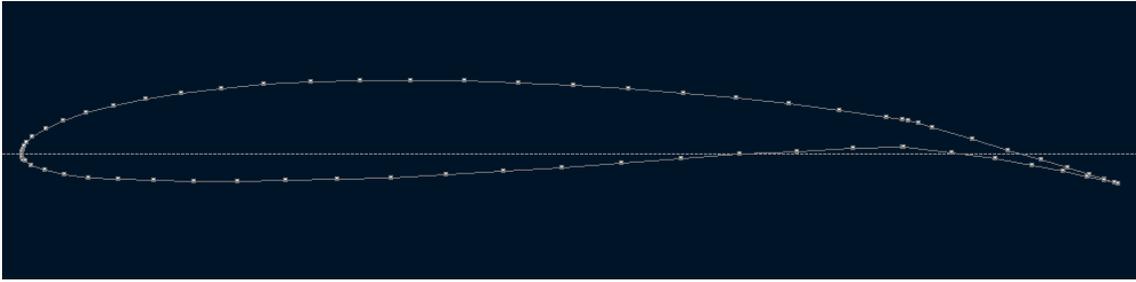


Fig. 2.19. PERFIL 2

- PERFIL 3, correspondiente a un perfil s2046 con 10° de flaps o flaps Approach

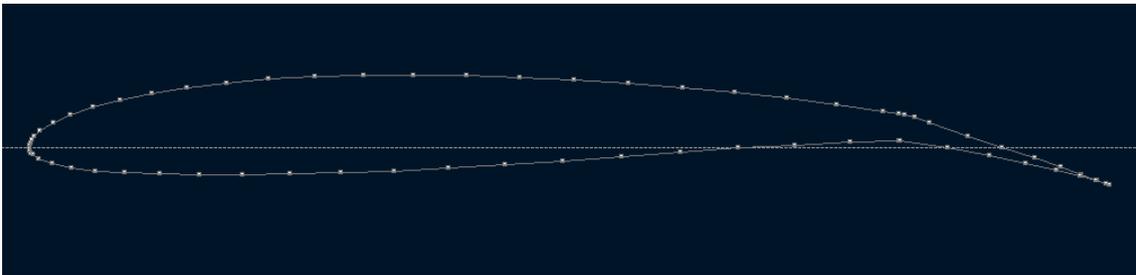


Fig. 2.20. PERFIL 3

- PERFIL 4, correspondiente a un perfil s2046 con 23° de flaps o flaps Landing.

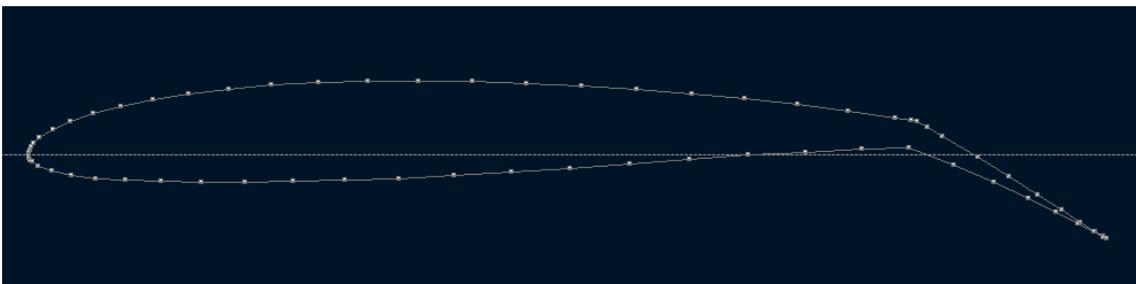


Fig. 2.21. PERFIL 4

- PERFIL 5, correspondiente a un perfil simétrico, para la cola del avión.

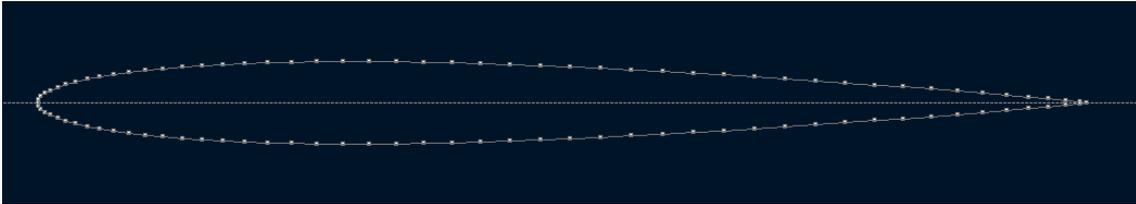


Fig. 2.22. PERFIL 5

Los perfiles simétricos son exclusivos del empenaje de cola y su misión principal no es generar sustentación sino aportar estabilidad al diseño.

2.2.2 Refinamiento del los perfiles

Una vez que tenemos cargado el perfil, aparecen los puntos que van a ser analizados, aunque realmente no son puntos sino paneles, pero al verlo en sólo 2 dimensiones, aparecen como puntos.

Es importante, en este momento, saber que el programa aplica por defecto un número de paneles a los perfiles pero, si deseamos aumentar el número de éstos, tan sólo debemos pulsar botón derecho CURRENT FOIL / REFINE GLOBALLY y aparece un tabla con distintos tipos de refinamiento. No nos compliquemos, aumentamos el número de paneles hasta un máximo de 300, que es el límite.



Fig. 2.22. PERFIL 1, 300 puntos de control

El resultado salta a la vista, tenemos un perfil mucho más completo, lo que hará que nuestros cálculos y gráficas sean mejores, más precisos, aunque también se alargará, desgraciadamente, el proceso del análisis matemático.

Por otro lado, también es importante reducir los intervalos del ángulo $Alpha$, el formado entre la cuerda geométrica del perfil y la dirección del aire incidente, de manera que el estudio sea más completo y preciso, aunque de nuevo se vuelva a alargar el análisis.

El número de puntos a estudiar en un perfil, así como los incrementos en las variables a analizar, quedan a nuestra elección, y si buscamos un dato muy concreto para una condición específica, merecerá la pena aumentar los puntos de control y disminuir los incrementos de las variables. En caso de querer comprobar en qué dirección se desplaza el centro de presión o cómo evoluciona la entrada en pérdida, no será necesario tanto cálculo, ya que lo que necesitamos es una animación.

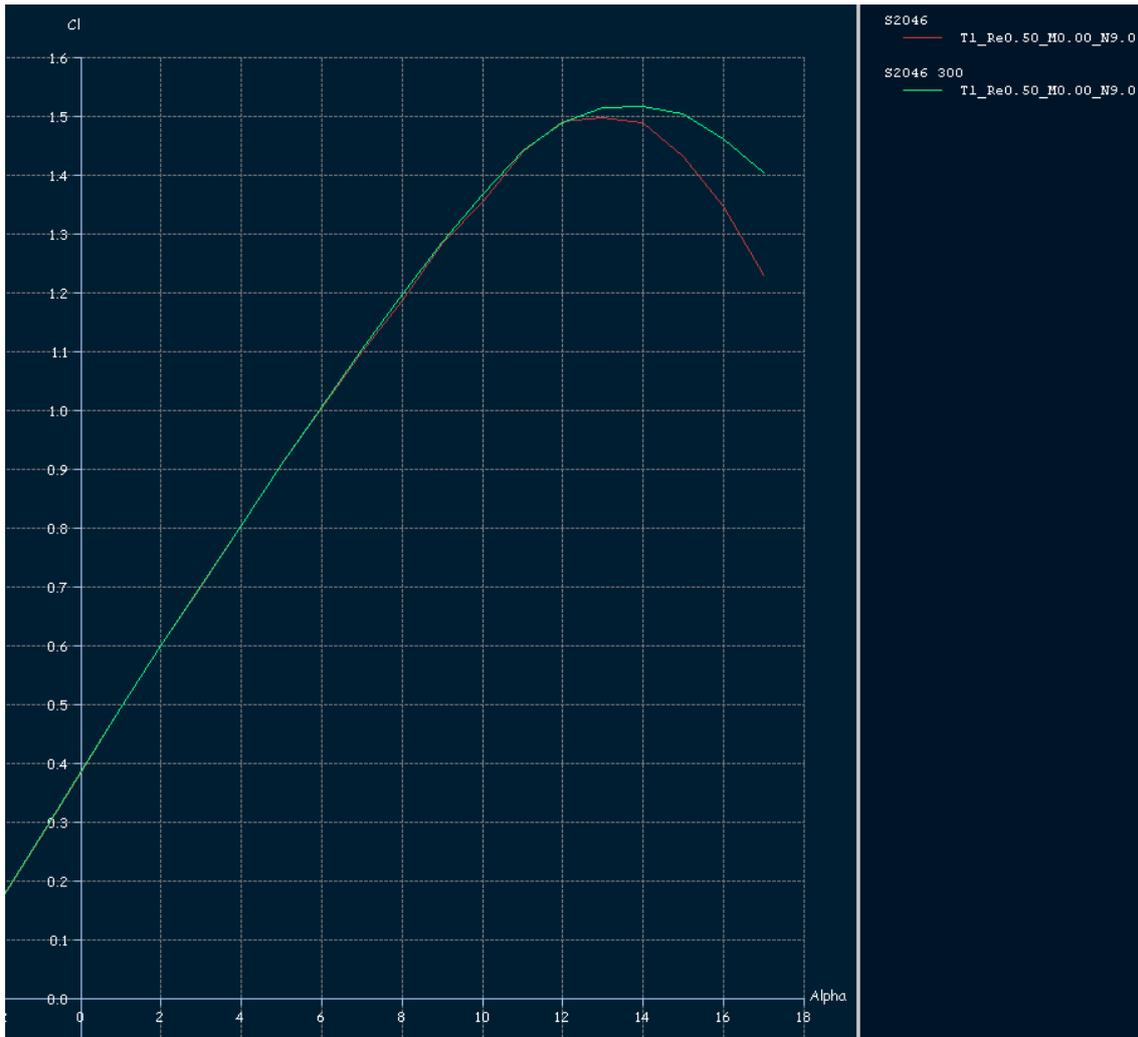


Fig. 2.23. PERFIL 1, refinamiento estándar (62) y variaciones de Alpha de 1° (rojo)
 PERFIL 1, refinamiento máximo (300) y variaciones de α de 1° (verde)

Se aprecian claras diferencias en la gráfica: pequeños escalones en el caso del refinado estándar, que son el fruto de un análisis poco riguroso y superficial.

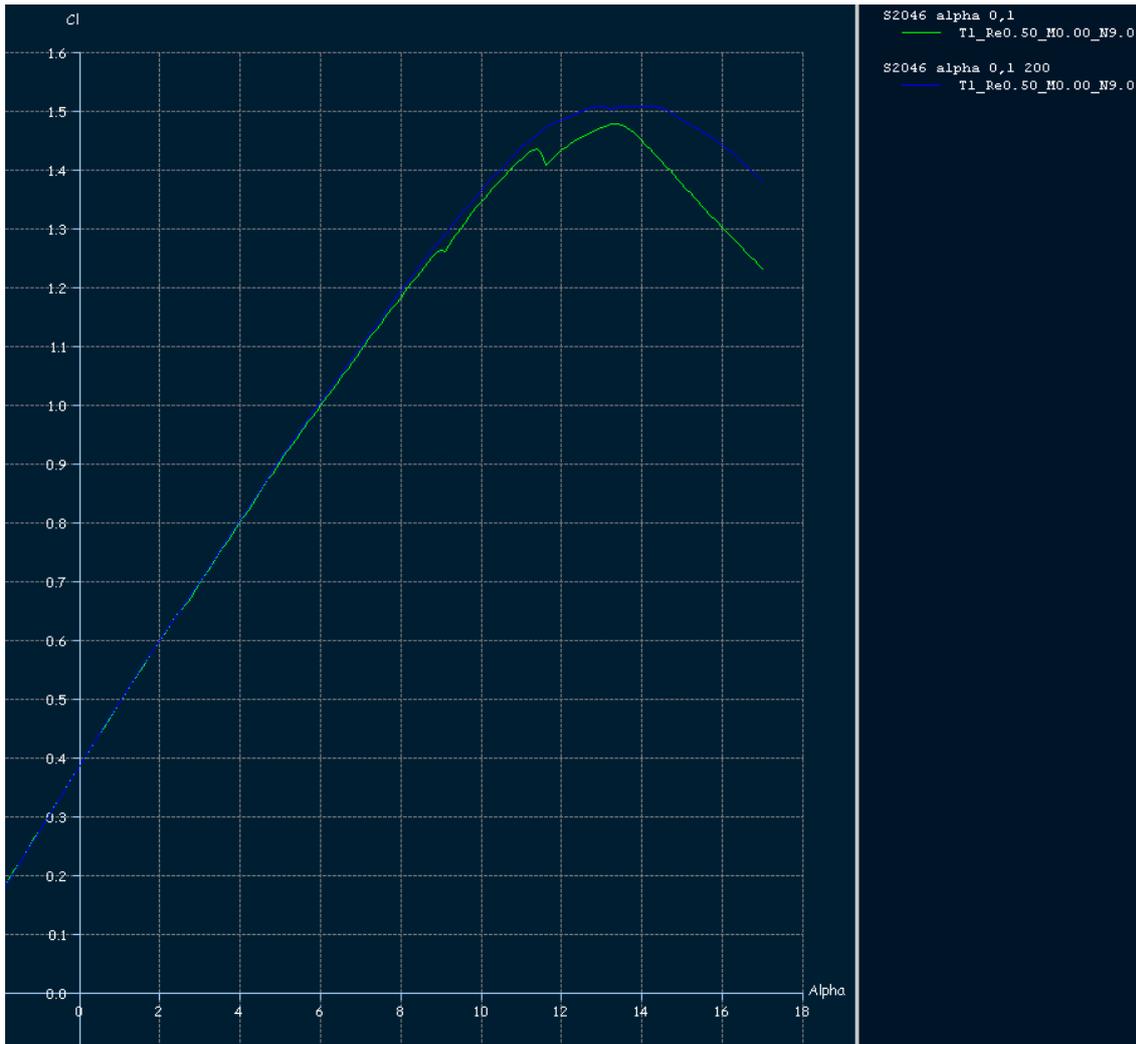


Fig. 2.24. Gráfica CI/Alpha: PERFIL 1, 300 puntos de controle incrementos de Alpha de 0,1° (azul)
 Gráfica CI/Alpha: PERFIL 1, 62 puntos de control e incrementos de Alpha de 0,1 (verde)

Obtenemos una curva más continuada, más suave, cuanto mayor es el refinamiento y más pequeños son los incrementos de Alpha, y además, se obtienen datos más fiables; también comprobamos que, aunque ambos aspectos son muy importantes, resulta más relevante aumentar los puntos de control, por lo que, de ahora en adelante, a la hora de obtener las gráficas de nuestro modelo, utilizaremos, al menos, 200 puntos de control e incrementos de Alpha no mayores a 0,25°.

El programa nos permite tener cargados a la vez diversos perfiles, que aparecerán superpuestos en distintos colores, por si tenemos que hacer correcciones o queremos comparar un modelo con otro **APPLICATION/FOIL DIRECT DESIGN**. Si en un momento dado queremos que alguno no se vea, bastará con seleccionarlo y volver a pulsar **SHOW FOIL**.



Fig. 2.25. Comparativa de 2 perfiles superpuestos

También podremos renombrar, duplicar o eliminar perfiles, en caso de ser necesario, seleccionándolo. Esta opción también permite ver dicho perfil como una línea continua o mediante los puntos que lo forman, además de la cuerda media del perfil.

En nuestro caso, una vez cargado, podemos modificar parámetros como **CAMBER** y **THICKNESS** (curvatura y grosor) mediante **DESIGN/SCALE CAMBER AND THICKNESS**, siempre referidos a tanto por ciento de la cuerda, así como la posición de su valor **X** máximo.

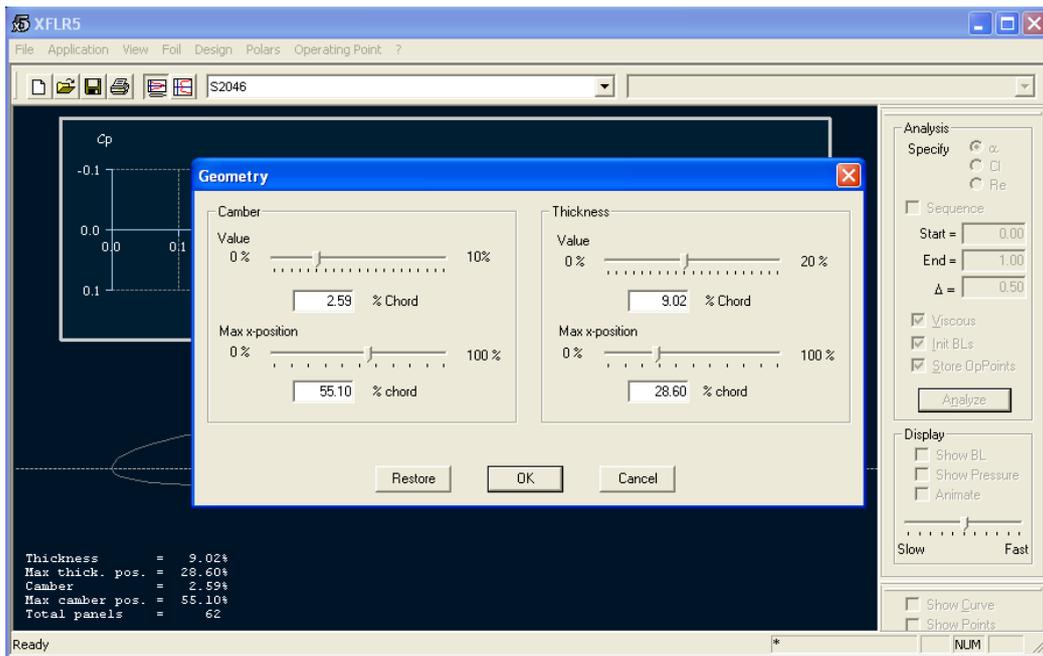


Fig. 2.26. Modificación de Camber y Thickness (Curvatura y grosor)

En el caso de que queramos editar las coordenadas de los puntos, en el caso de disponer de esta información, o si queremos conocer las coordenadas del perfil cargado podremos hacerlo mediante **DESIGN/EDIT COORDINATES**.

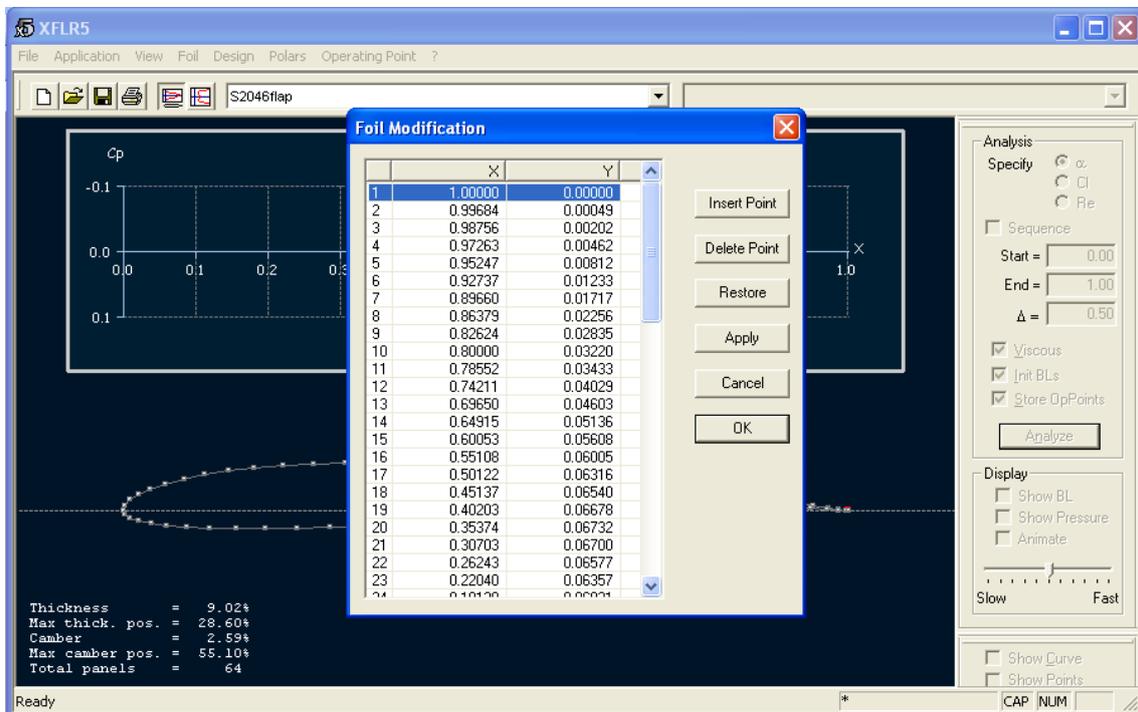


Fig. 2.27. Edición de las coordenadas de un perfil

2.2.3 Inserción de flaps en un perfil

La opción **DESIGN/SET FLAP** se utiliza para añadir flaps de borde de ataque (L.E. FLAPS (Leading Edge Flaps)) o de salida (T.E. FLAPS (Trailing Edge Flaps)), pero avanzamos que el modelo que estamos diseñando dispone de T.E. Flaps; en cualquier caso nos permite establecer los grados que baja el flap, así como la longitud de estos referidos siempre a tanto por ciento de la cuerda.

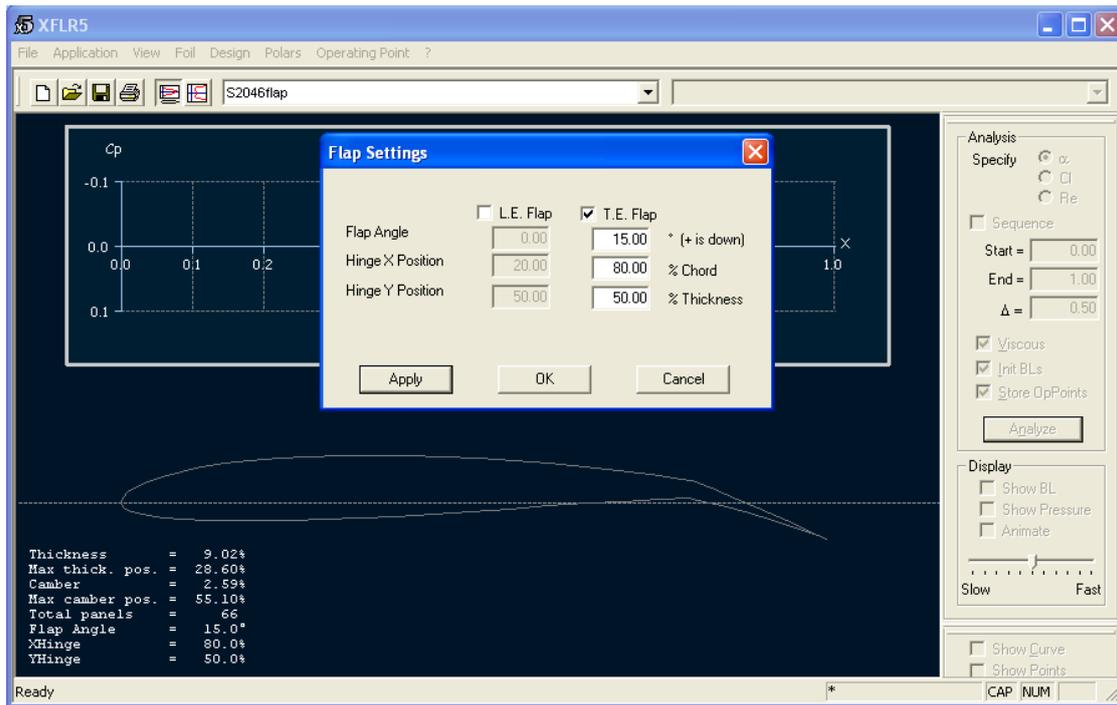


Fig. 2.28. Añadir flaps a un perfil

Para definir el eje de giro sobre el cual van a moverse los flaps, el programa nos permite definirlo en función de tanto por ciento de la cuerda (X) y en función del grosor (Y). Aclarar que el término “Hinge” no es más que una rótula, una bisagra.

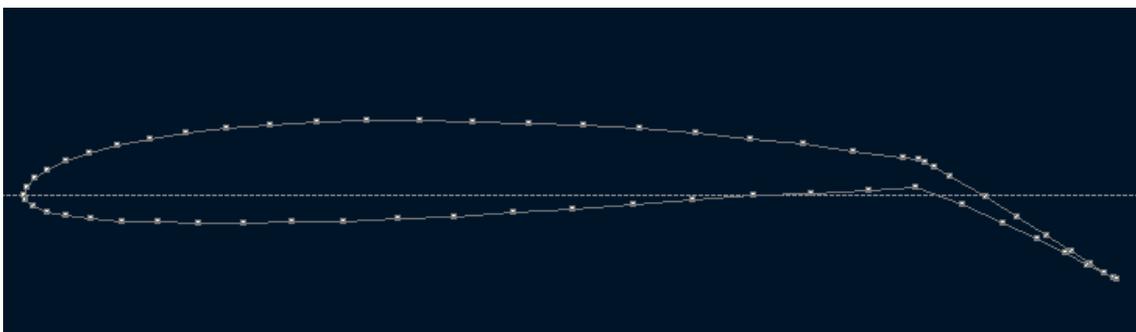


Fig. 2.29. PERFIL 4 y 62 puntos de control con flap 23°

El 235 dispone de 4 configuraciones de flap: Up, Take Off, Aproach y Landing. Cada una de ellas es necesaria en una fase del vuelo y corresponden a 0°, 8°, 10° y 23° de deflexión, tal y como se comentó anteriormente.

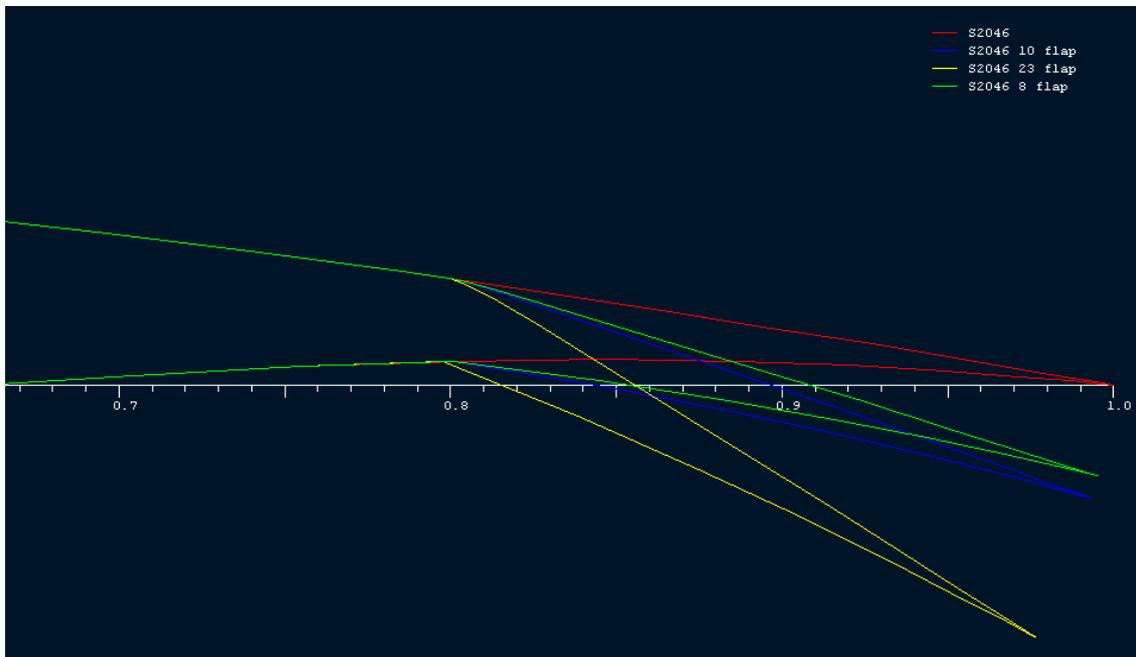


Fig. 2.30. Flap correspondiente a PERFILES 1,2 3 y 4

- Flap Up: se utiliza en ascensos, descensos y crucero a velocidades normales.
- Flap Take Off: es necesaria para el despegue, nos permite despegar a menor velocidad y aporta sustentación, sin aumentar excesivamente el Drag.
- Flap Approach: se utiliza en la fase de aproximación y configuración para ir reduciendo la velocidad del avión.
- Flap Landing: se emplea para aterrizar a baja velocidad, ya que a más flap, menor es la velocidad a la que se aterriza, manteniendo el mismo margen de seguridad con respecto a la velocidad de pérdida, y disminuyendo la distancia de pista en el aterrizaje.

En cualquier caso, a mayor flap, menor velocidad de pérdida y mayor sustentación.

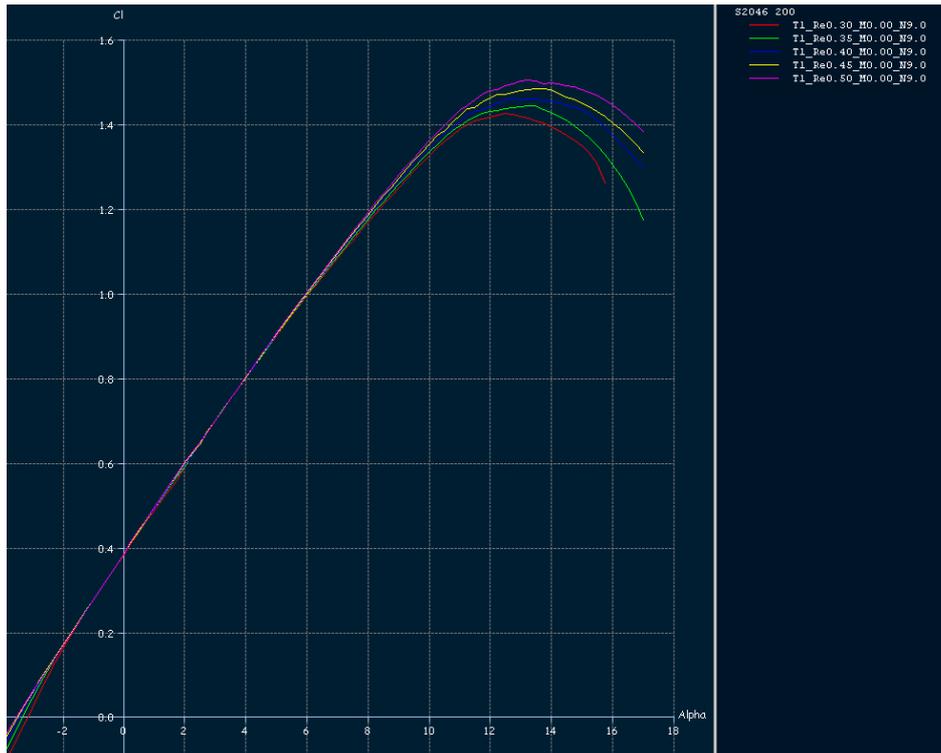


Fig. 2.31. Cl & Alpha. PERFIL 1, 200 puntos de control y variaciones de Alpha de 0.25°
Re entre 300.000 y 500.000

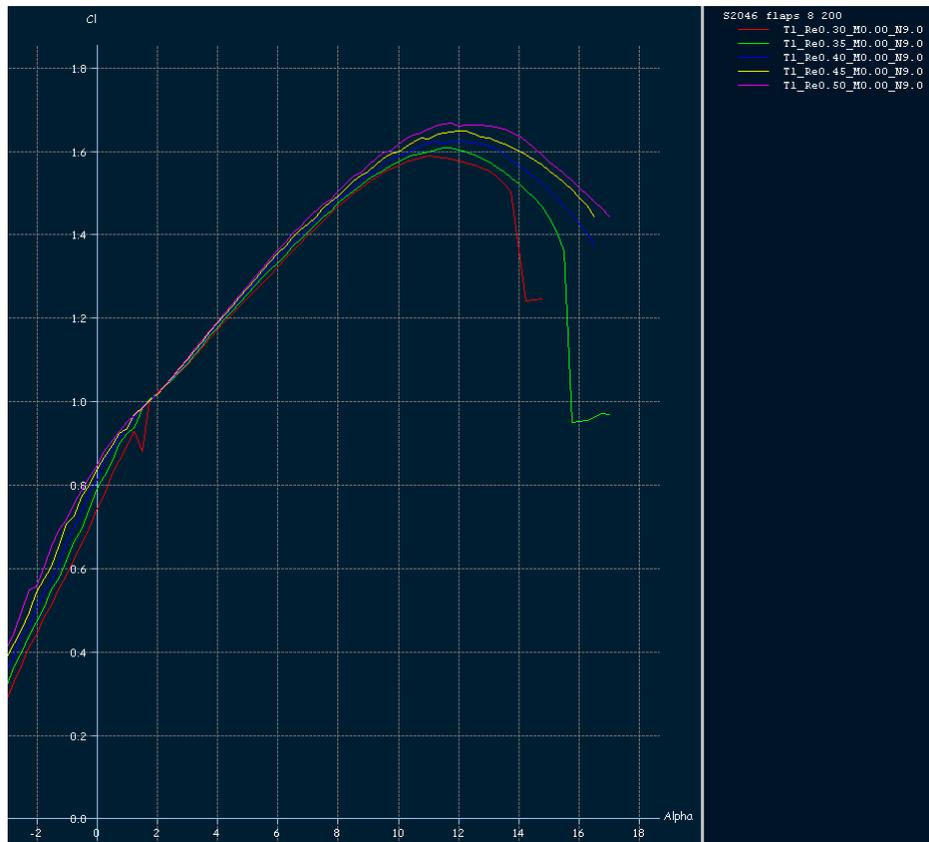


Fig. 2.32. Cl & Alpha. PERFIL 2, 200 puntos de control y variaciones de Alpha de 0.25°
Re entre 300.000 y 500.000

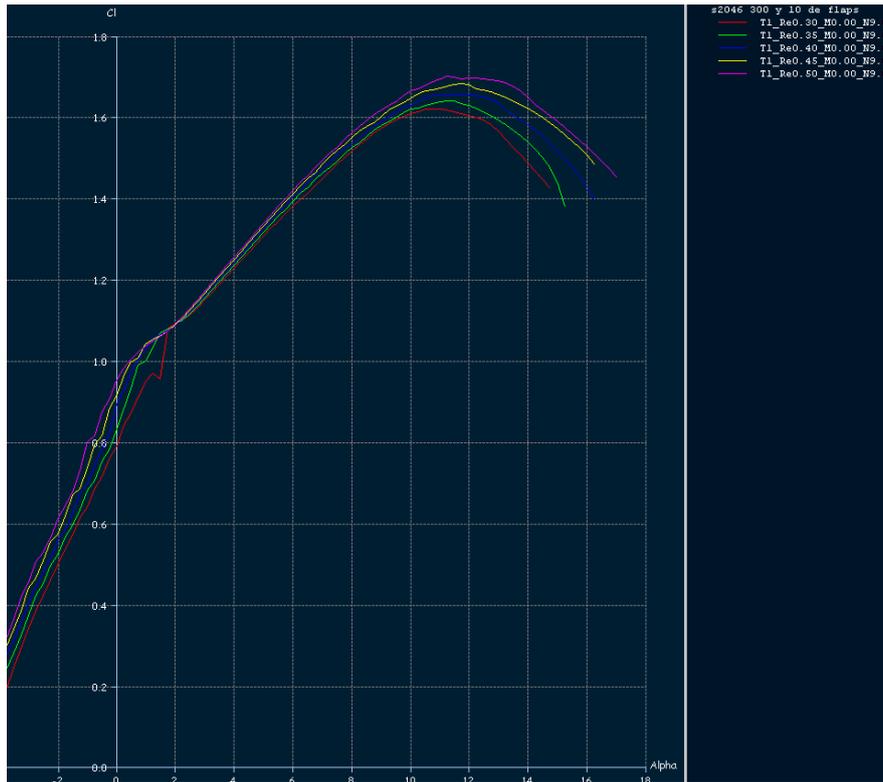


Fig. 2.33. C_l & α . PERFIL 3, 200 puntos de control y variaciones de α de 0.25°
 Re entre 300.000 y 500.000

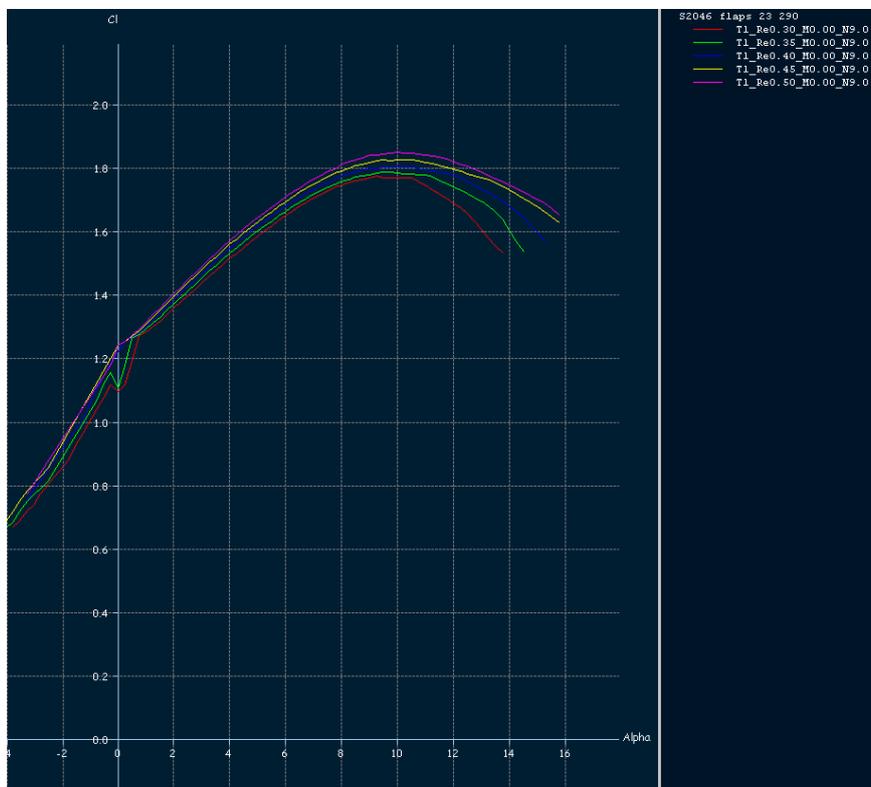


Fig. 2.34 C_l & α . PERFIL 4, 290 puntos de control, y variaciones de α de 0.25°
 Re entre 300.000 y 500.000

A veces, pese a aumentar el mallado y disminuir el incremento de Alpha, aparecen saltos en la gráfica que se van atenuando a medida que aumenta el Re, pero también aumentan las irregularidades a medida que el perfil es menos aerodinámico, es decir, si le ponemos más flap.

Podemos ver cómo, a medida que bajamos los flaps, el ángulo al cual entra en pérdida (en la gráfica se determina por el punto de inflexión, aunque realmente es un poco posterior) es menor, como consecuencia de que, cuanto más flap, más le cuesta al aire seguir el extradós y, por otro lado, el coeficiente de sustentación aumenta, lo cual es representativo de la fuerza sobre el perímetro del perfil perpendicular al flujo. La obtención de estos gráficos se estudia un poco más adelante.

Una vez tenemos creado o modificado un perfil, si lo queremos guardar, sólo tendremos que pulsar botón derecho **CURRENT FOIL / EXPORT**, si nos encontramos en **APPLICATION / FOIL DIRECT DESIGN**, o botón derecho **CURRENTFOIL / EXPORT FOIL** si nos encontramos en **XFOIL DIRECT ANALYSIS**. Ambas pantallas nos permiten ver datos de nuestro perfil pero una es para diseñar y otra para realizar análisis.

Nuestro archivo quedará almacenado con extensión .dat, aunque, en cualquier caso, el paso de una pantalla a otra lo conseguimos mediante **APPLICATION / FOIL DIRECT DESIGN** o **APPLICATION / XFOIL DIRECT ANALYSIS**.

Una vez tenemos definido el perfil que queremos, es hora de pasar un Batch análisis: **POLARS/ RUN BATCH ANALYSIS**.

Se dice que un proceso es BATCH, cuando las instrucciones insertadas en él, son realizadas de forma secuencial y automática por el computador.

Nos aparecerá la pantalla siguiente:

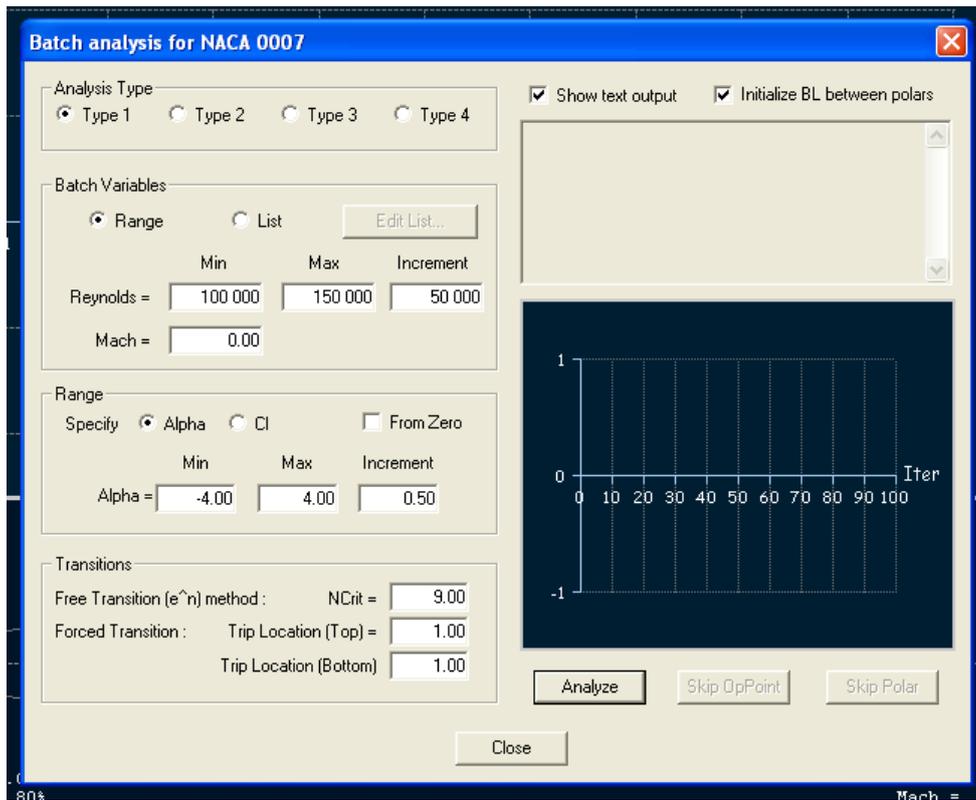


Fig. 2.35. Elección del tipo de análisis

Donde lo primero que se nos pide es que elijamos el tipo de análisis:

-Type 1: En función del número de Reynolds y de Mach, que es nuestro caso, ya que es la manera más sencilla de mantener el Re bajo.

-Type 4: Es prácticamente igual que el Type 1, pero se trabaja sobre Alpha y número de Mach, obteniendo unos gráficos ligeramente distintos.

El hecho de que dejemos Mach = 0.00 implica un número de Mach bajo.

El resto de sistemas de análisis tienen en cuenta otros factores que no son interesantes de cara al estudio de este proyecto y, puesto que lo que queremos es mantener controlado el número Re, este método será el más cómodo para nuestros intereses.

2.2.4 Obtención y análisis de gráficos en perfiles

Cuando tengamos elegido el tipo de análisis definimos el resto de variables y pulsamos **ANALYZE**.

Entre esas variables, podemos escoger **VISCOUS** que, tal y como vimos al principio, es un factor a tener en cuenta si nos movemos relativamente despacio, por lo que debemos tener presente este factor cuando estemos trabajando con Re bajos o más bajos de lo habitual.

Los métodos de análisis del XFLR5 parten del hecho de que se trata de un fluido no viscoso pero, viendo los márgenes de Re entre los que nos movemos, sí que deberíamos tenerlo en cuenta. Mediante la selección de **VISCOUS**, podemos hacernos una idea de cómo varía el coeficiente de presiones (C_p) en función de si consideramos el fluido viscoso o no.

En nuestro caso particular, con un análisis tipo 1, definiremos el ángulo de ataque (α), entre -3° y 15° , con pequeños incrementos de 0.25 grados y, una vez finalizado el cálculo computacional, podemos cerrar la ventana y abrir la opción **POLARS/VIEW**. Dentro de este menú, podemos ver y comparar C_l / C_d , C_l / α etc. Recordemos que C_l es el coeficiente de sustentación, que C_d es el coeficiente de Resistencia Aerodinámica (Drag) y que C_l/C_d nos da el Glide Ratio o régimen de descenso.

Veamos qué gráficos obtenemos para el PERFIL 1 (s2046) y 200 puntos de control. Comenzamos analizando la gráfica C_l/α (recordamos que C_l es un número a dimensional):

Definimos α entre -3° y 15° para así poder apreciar los puntos de entrada en pérdida.

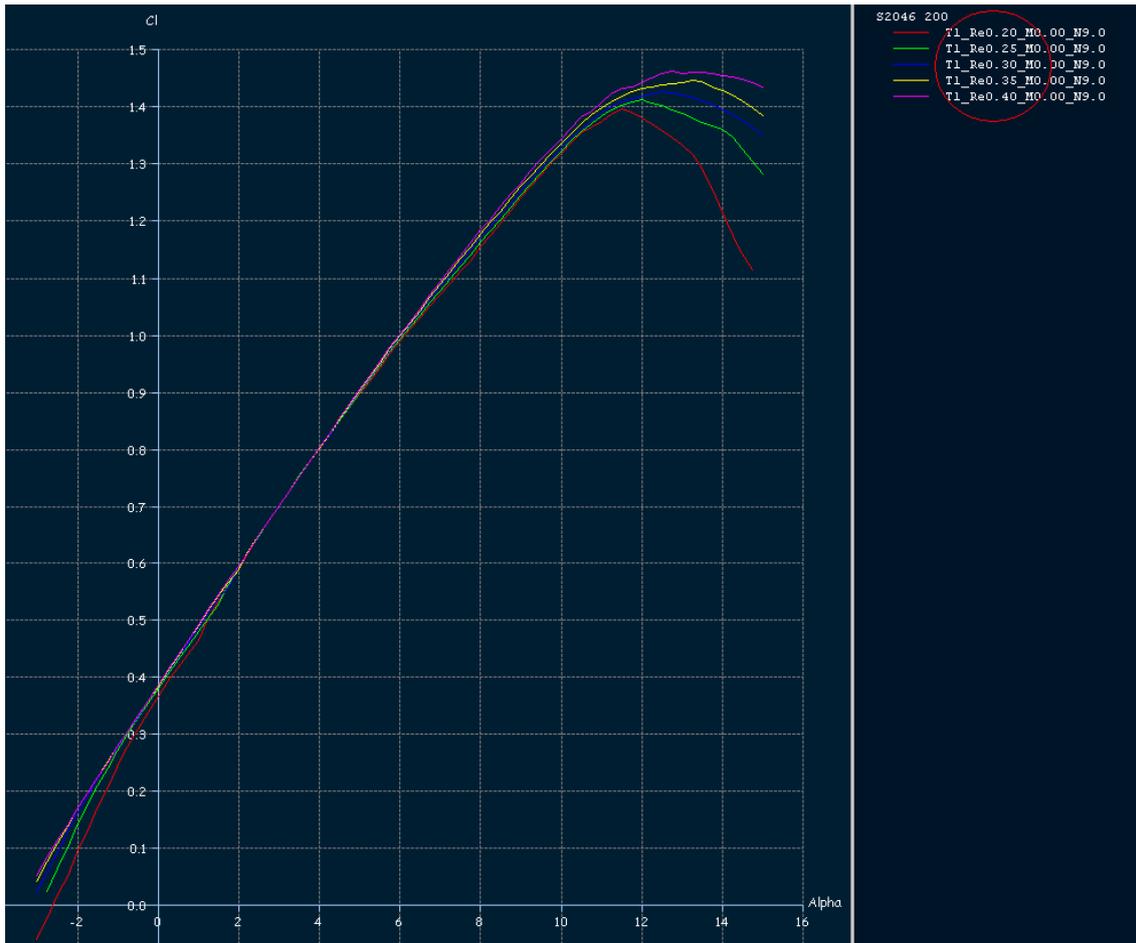


Fig. 2.36. Cl & Alpha. PERFIL 1, 200 puntos de control, incrementos de α de 0.25° .
Re entre 50.000 y 200.000

En primer lugar, podemos analizar el corte sobre el eje X; comprobamos que todas las curvas cortan en números negativos, lo cual implica que deberíamos poner un Alpha negativo para que dejásemos de tener sustentación: entre -2.5° y -3° , dependiendo del Reynolds en el que nos fijemos.

Para saber a qué Re corresponde cada gráfica, en la leyenda de la parte superior derecha del gráfico, en el círculo rojo, podemos ver el número Re, teniendo en cuenta que aparecen divididos por 1000. Además, resulta interesante, de cara al diseño, que todos los perfiles no simétricos, que tienen curvatura, presentan la característica de tener coeficiente de sustentación positivo cuando Alpha es 0.

Otro dato a destacar es el ángulo al que ocurre el máximo coeficiente de sustentación, ya que representa el ángulo al cual se da la pérdida (realmente en un punto algo posterior).

Pese a que se ha aumentado el número de puntos de control, las gráficas resultarían algo abruptas pero, a medida que Re aumenta, se van suavizando.

Veamos también qué gráficas obtenemos en caso de un perfil simétrico, otro con mucha curvatura o uno con mucho grosor:

Caso de perfil simétrico:

Para la generación del perfil, hemos ido a DESIGN/NACA FOILS, y hemos introducido un valor NACA igual a 8, lo cual implica un perfil simétrico con un espesor del 8% de la cuerda y un número de paneles de 200. Posteriormente, lo analizamos con **POLARS/RUN BATCH ANALYSIS** y éste es el resultado:

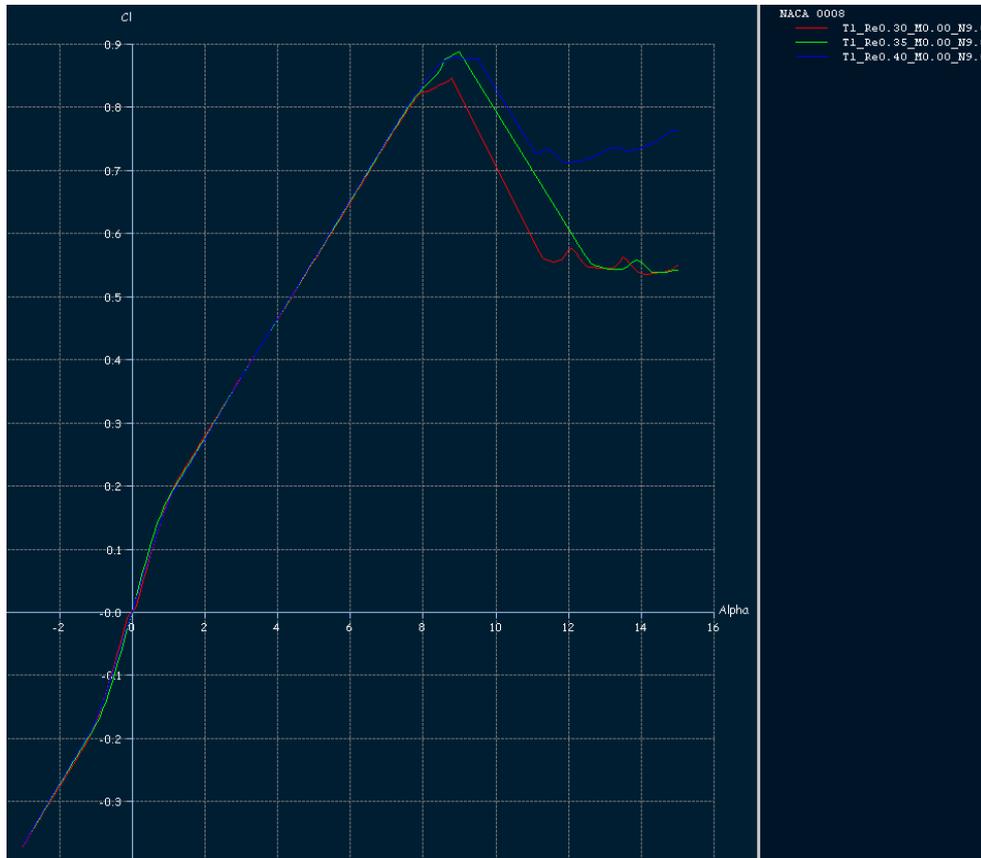


Fig. 2.37. C_l & α . PERFIL 5, con 200 puntos de control, variaciones de Alpha de 0,25. Re entre 300.000 y 400.000

Tal como nos imaginábamos, en el caso de un perfil simétrico, si Alpha es 0, entonces el coeficiente de sustentación es 0, independientemente del Reynolds escogido. La forma pasa a no producir sustentación y ésta pasa a depender del ángulo de ataque, muy distinto del caso anterior, en el cual, tanto la forma como el ángulo de ataque, generaban coeficiente de sustentación.

Destacar que el valor máximo de C_l es notablemente inferior con respecto al caso anterior y que el ángulo al cual se inicia la pérdida es bastante menor, por lo que, a priori, no parece una buena elección para los planos de un avión.

También comprobamos que la gráfica pierde consistencia a medida que se acerca al punto de inflexión, es decir, a la entrada en pérdida.

Caso de un perfil con mucha curvatura:

Cargamos el perfil S2046, y seleccionamos **DESIGN/SCALE CAMBER AND THICKNESS**, donde duplicamos el valor de la curvatura, pasando de 2,59% a 5,19%.

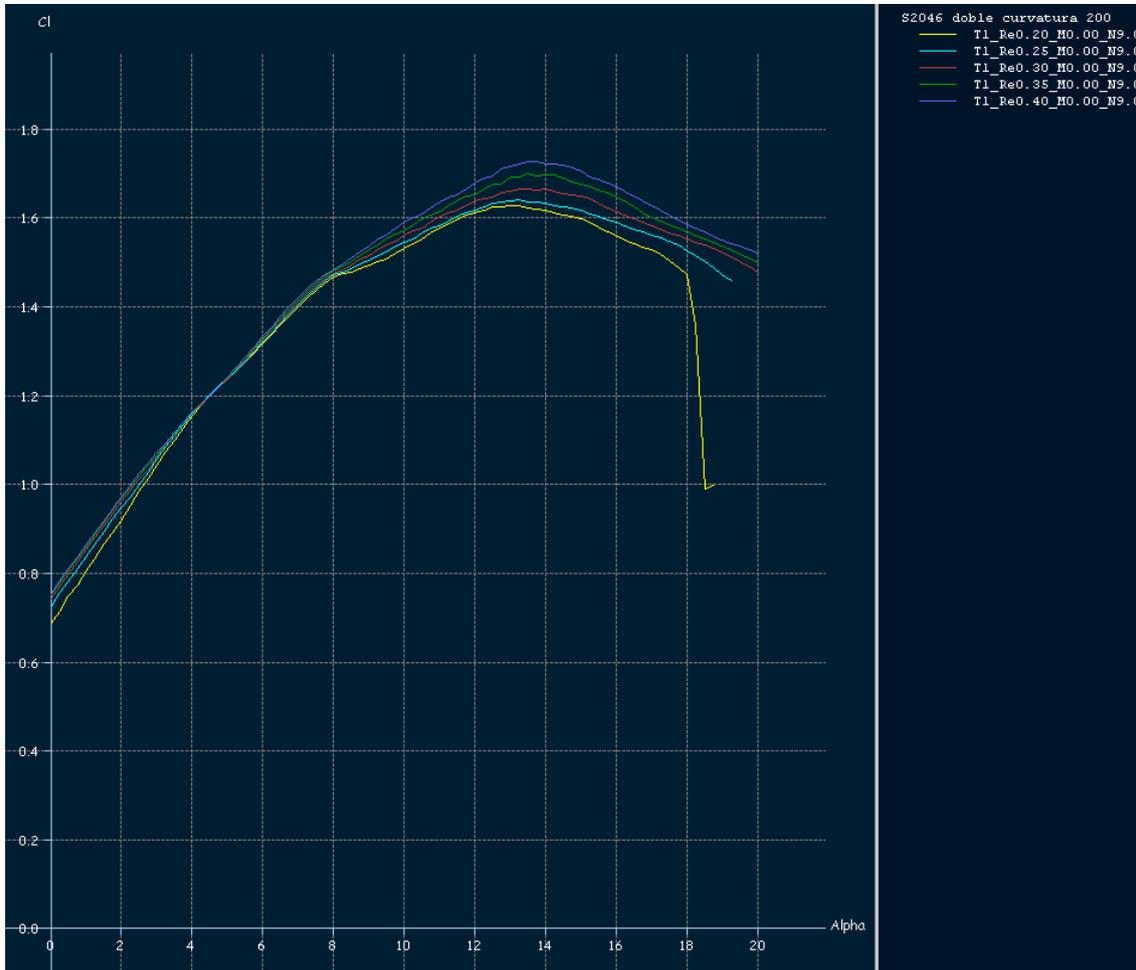


Fig. 2.38. C_l & α . PERFIL 1, con curvatura 5,19%, 200 puntos de control y Variaciones de α de $0,25^\circ$

Tal vez el resultado sea chocante para el lector, ya que descubrimos que, duplicando la curvatura, obtenemos unos valores de C_l superiores a los del perfil elegido y, además, se retrasa la pérdida por ángulo de ataque un par de grados. Parece una muy buena elección para un avión, pero no nos dejemos llevar por los resultados obtenidos, ya que la curvatura de un ala típica moderna es sólo de un 1% ó un 2%. La razón por la cual no se hace más curvada es que, un incremento de esta curvatura, requeriría una superficie inferior cóncava, lo cual ofrece dificultades de construcción. Otra razón es que una gran curvatura sólo es realmente beneficiosa en velocidades cercanas a la pérdida (despegue y aterrizaje) y, para tener más sustentación en esos momentos, es suficiente con extender los flaps, ya que todos los aviones modernos disponen de ellos, no siendo así en los primeros modelos.

Caso de un perfil grueso:

De nuevo elegimos el perfil S2046 y lo cargamos, después seleccionamos **DESIGN/SCALE CAMBER AND THICKNESS** y pasamos de un grosor de 9,02% a 18,04%, corremos el análisis y obtenemos lo siguiente:

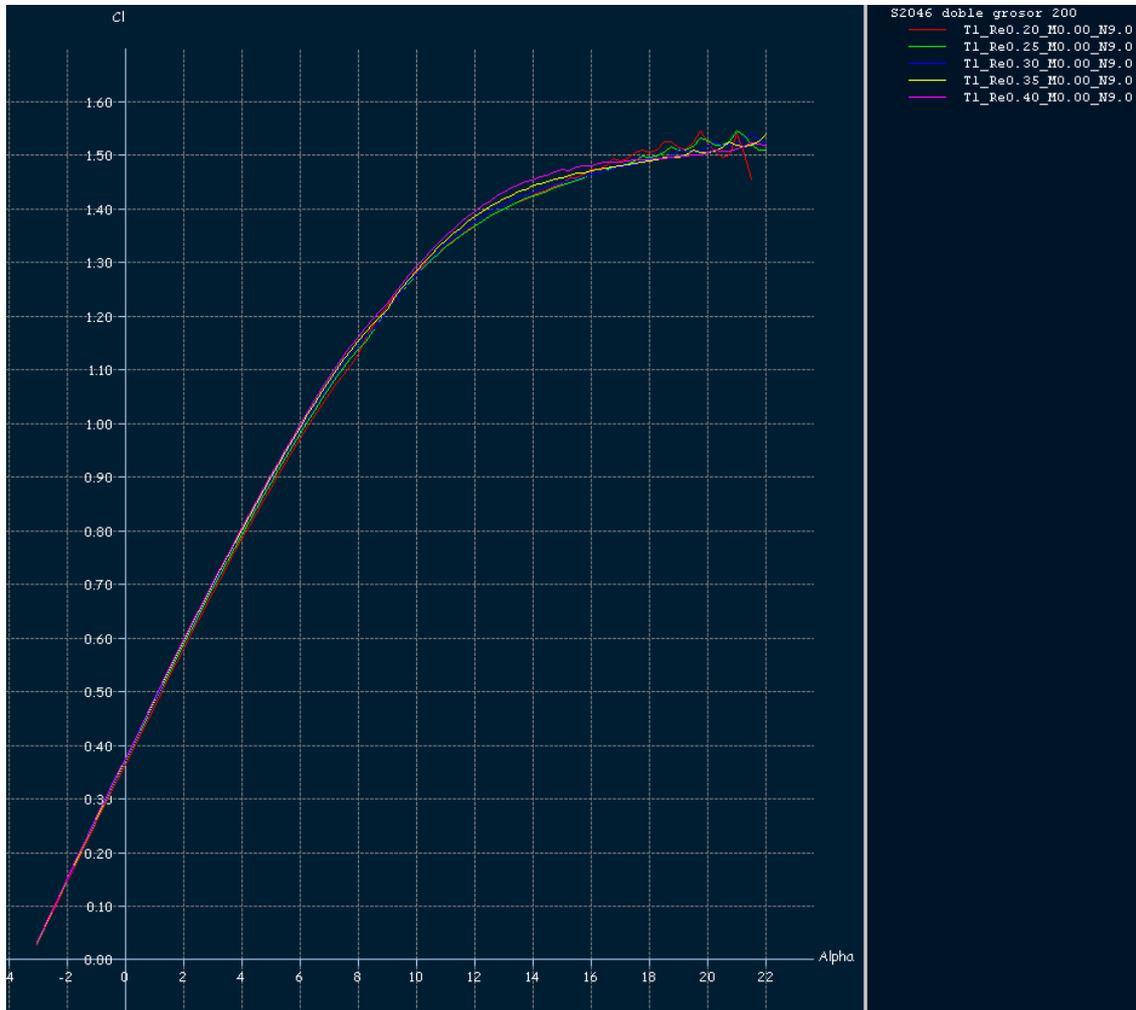


Fig. 2.39. Cl & Alpha. PERFIL 1, con grosor 18.04%, 200 puntos de control. Variaciones de Alpha de 0,25°

En primer lugar, debemos tener en cuenta que, aunque los perfiles NACA de 4 dígitos, tienen limitado su grosor al 30% de la cuerda, por lo general, éste suele oscilar entre un 3% en los más finos, y un 18% en los más gruesos.

Por otro lado, para Reynolds superiores a 100.000, obtenemos muy buenas curvas, tanto en coeficiente de sustentación, como en ángulo de ataque, pero en la realidad, vemos que no se hacen planos tan gruesos ya que, al aumentar la velocidad, el aire tiene mayor dificultad para mantenerse pegado al perfil, y tiene que variar más su trayectoria. Además, aumentamos la resistencia aerodinámica del avión, porque tiene una mayor superficie frontal, por lo cual debemos ver entre qué Reynolds nos vamos a mover.

Al aumentar el espesor, menor será la importancia de la curvatura del perfil, con lo que ello conlleva.

En este caso, vemos que la entrada en pérdida no está claramente definida y las irregularidades en las curvas comienzan poco a poco y a ángulos de ataque bastante altos.

2.2.5 Obtención de la distribución de presiones

Otro gráfico interesante a la hora de definir perfiles, es el correspondiente a la distribución de presiones a lo largo del perfil; esta representación nos confirma una menor presión en la parte del extradós, que es donde se produce la succión que genera la sustentación, con respecto al intradós, aunque esto dependerá de la geometría del perfil. Tal como veremos, en los perfiles simétricos las presiones son iguales en ambos lados del perfil, siempre y cuando el ángulo de ataque sea 0.

Para ver este gráfico, una vez cargado el perfil, y con la opción **APPLICATION / XFOIL DIRECT ANALYSIS**, definimos el tipo de análisis a realizar: **POLARS / DEFINE ANALYSIS/POLAR**

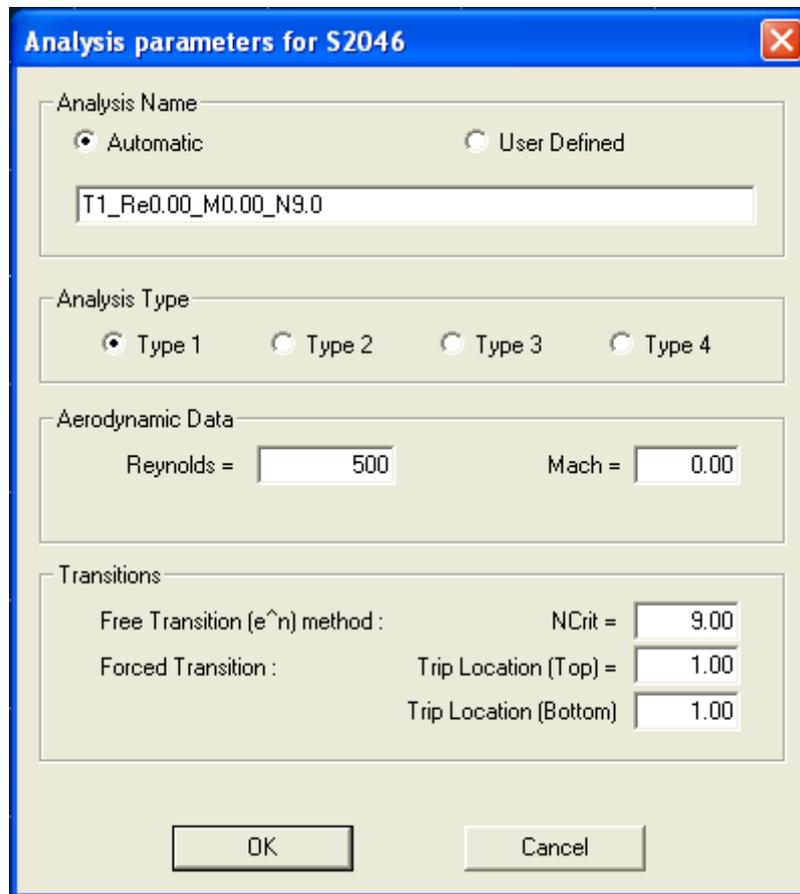


Fig. 2.40. Parámetros de análisis

Las opciones que nos ofrece el programa son prácticamente las mismas que en el anterior análisis que vimos: podemos elegir que lo defina con un nombre de manera automática, el tipo de análisis (tipo1, en nuestro caso) y dejando como están los valores de TRANSITIONS.

Después de aceptar, pasamos el análisis **POLARS / RUN BATCH ANALYSIS**, ya visto anteriormente y, finalmente, en la columna de la derecha, pulsamos **ANALYZE**.

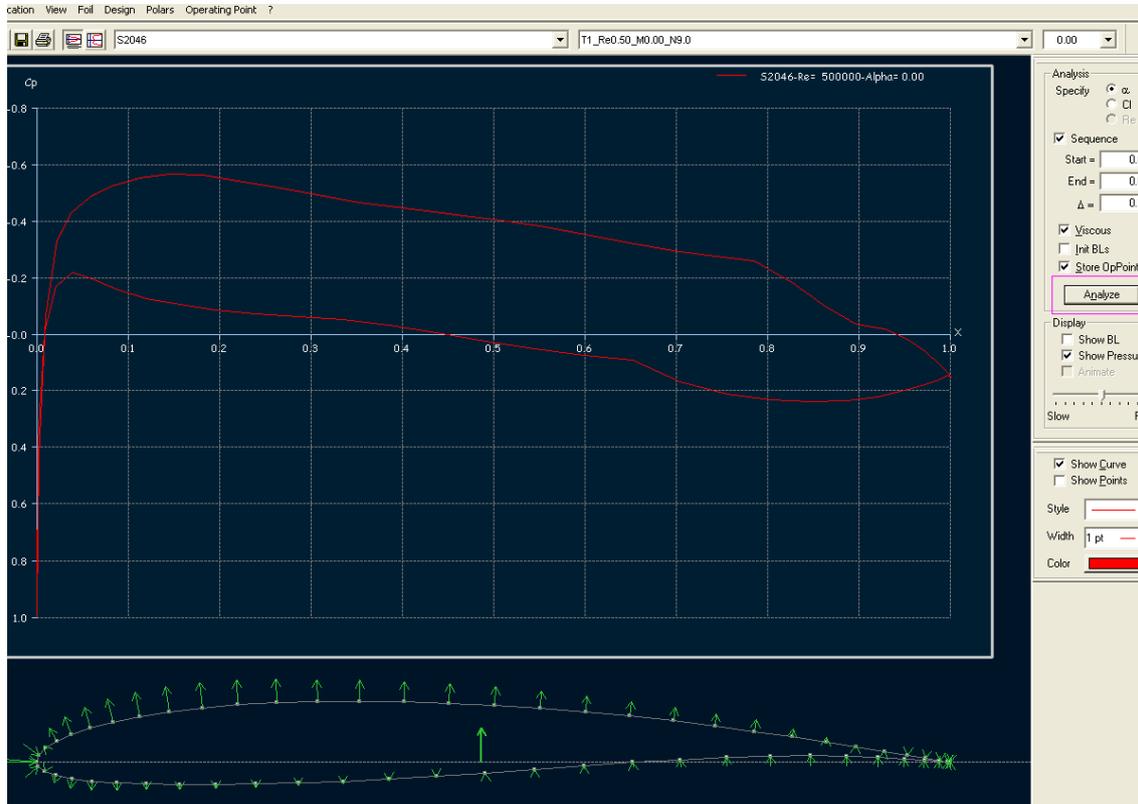


Fig. 2.41. Gráfico de presiones correspondiente al PERFIL 1

En la representación correspondiente a los valores de presión a lo largo del perfil (Fig. 2.41) y, aunque no lo indique, la línea roja superior corresponde al extradós y la inferior al intradós. Nótese que los valores de C_p son negativos, debido a que lo que se produce es una succión (C_p negativa) o pequeños valores de presión positiva.

En el borde de salida, como los flujos se vuelven a unir, las presiones coinciden.

Para tener algo más de información sobre nuestro perfil, podemos analizarlos desde -4° hasta los 20° , a intervalos de 1° .

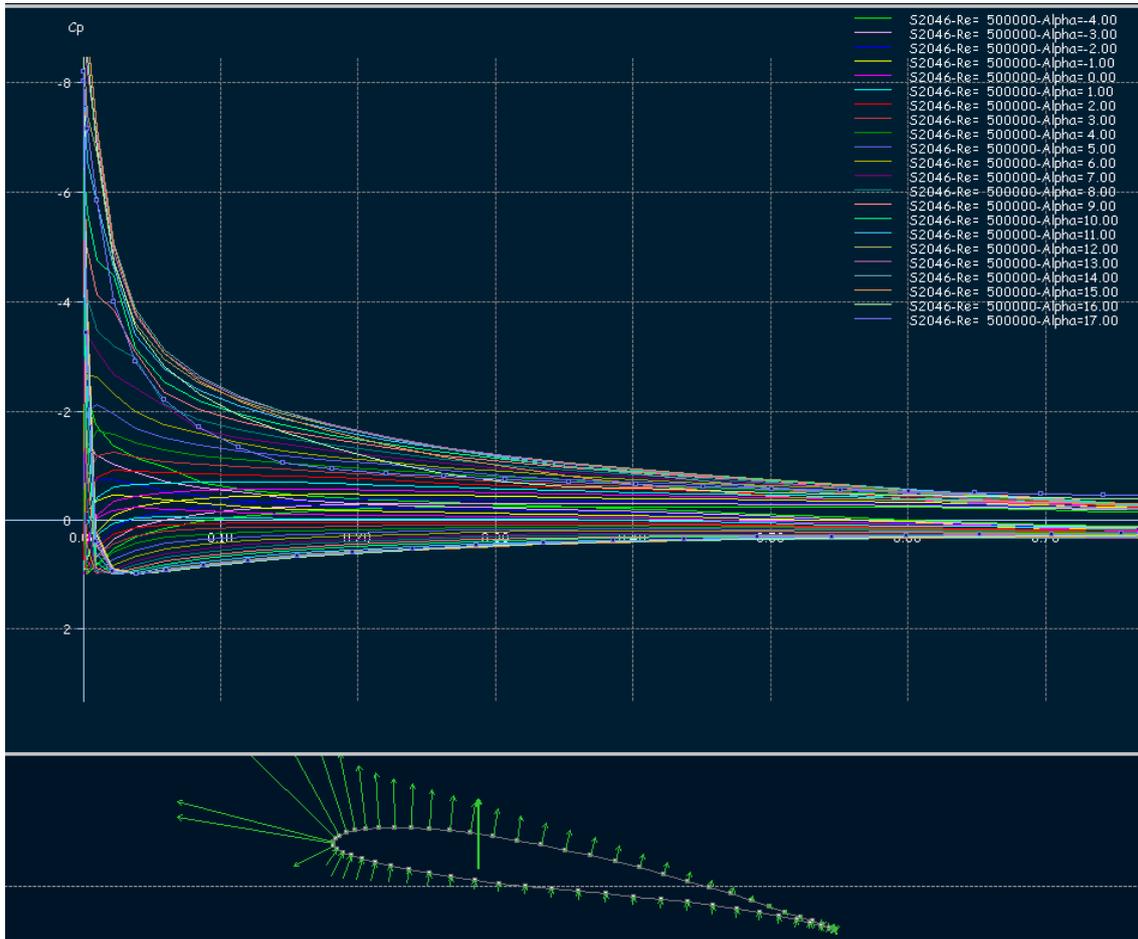


Fig. 2.42. Gráfico de presiones del PERFIL 1 con incrementos de α de 1°

La pantalla parece que se nos queda pequeña para tanta información, pero veamos que nos resulta útil de todo esto.

Por un lado, sólo aparece representado hasta los 17° , ya que el resto no era convergente. Por otro lado, podemos ver representada, en el perfil de la parte inferior, la resultante de la presión, que se irá desplazando hacia el borde de ataque a medida que el ángulo de ataque es mayor. Para ángulos negativos, o pequeños, la resultante de presión disminuirá y se irá desplazando hacia el borde de salida pero, para poder ver esta información, pulsaremos sobre ANIMATE. Obtendremos una pequeña película del perfil a medida que éste va variando su ángulo de ataque. Nos permite elegir entre ver la presión o la capa límite (**SHOW BL** (Boundary Layer)).

En el caso de seleccionar la capa límite, podemos ver cómo, a medida que el ángulo de ataque aumenta, la capa límite comienza a despegarse del perfil por el borde de salida, hasta que se produce la pérdida.

Analizando toda la información representada, nos damos cuenta de que todas esas líneas corresponden a los distintos ángulos de ataque que definimos con anterioridad pero, además, corresponden a un Reynolds concreto, en este caso a 500.000. Se puede apreciar en la nomenclatura de cada una de las líneas, o como indica la barra de herramientas de la parte superior de la pantalla, aunque en la imagen anterior (Fig. 2.42) no llega a verse.

De todas formas, podemos modificar el Reynolds y volver a solicitar el análisis, con el pequeño problema de que ahora nos aparecen ambas representaciones. Por tanto, recomiendo hacer las comparaciones para ángulos de ataque específicos, de manera que sólo aparezcan 2 líneas por cada Reynolds y sea más cómoda la interpretación de los datos.

Las diferencias a un mismo Alpha, y variando el Reynolds, se incrementan a medida que el valor de Re es mayor, ya que un mayor Re implica mayor velocidad que, a su vez, produce una mayor sustentación y, por tanto, mayores diferencias entre los valores de presión del intradós y el extradós. Podemos comprobarlo en la Fig. 2.43.

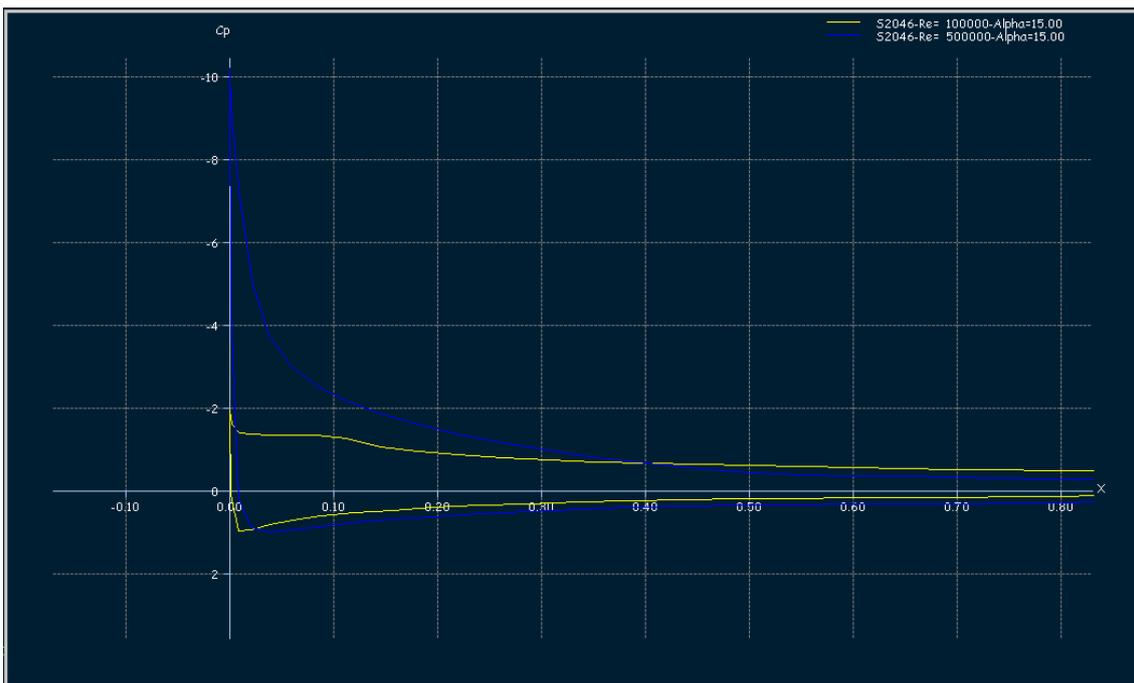


Fig. 2.43. Gráfico Cp/x del PERFIL 1 para distintos Re

Por otro lado, la diferencia sobre la distribución de presiones en el perfil varía poco, pero también podemos ir cambiando el Reynolds y viendo cómo varía la resultante de presión, o los distintos vectores de presión representados.

2.3. Estudio y obtención de la polar de un perfil

La polar de un perfil representa sus valores de coeficiente de sustentación (C_l) y coeficiente de resistencia (C_d). Estos valores se obtienen de las observaciones realizadas en el túnel aerodinámico, o de modelos matemáticos (como es nuestro caso). Un perfil tiene una curva polar para un número de Reynolds determinado, por lo que, para conocer el comportamiento del perfil en nuestro modelo, deberíamos tener acceso a las curvas para los números de Reynolds a los que volará.

La curva polar resulta muy útil en la elección del perfil aerodinámico necesario a cada aplicación, pues muestra el margen de sustentación bajo el cual la resistencia se mantiene en los límites adecuados.

Una vez definido el rango de Re y las demás opciones del análisis, pulsando el 6° icono por la izquierda aparecerá la polar del perfil. Algunas de estas gráficas son bastante relevantes a la hora de estudiar el comportamiento de nuestro futuro avión.

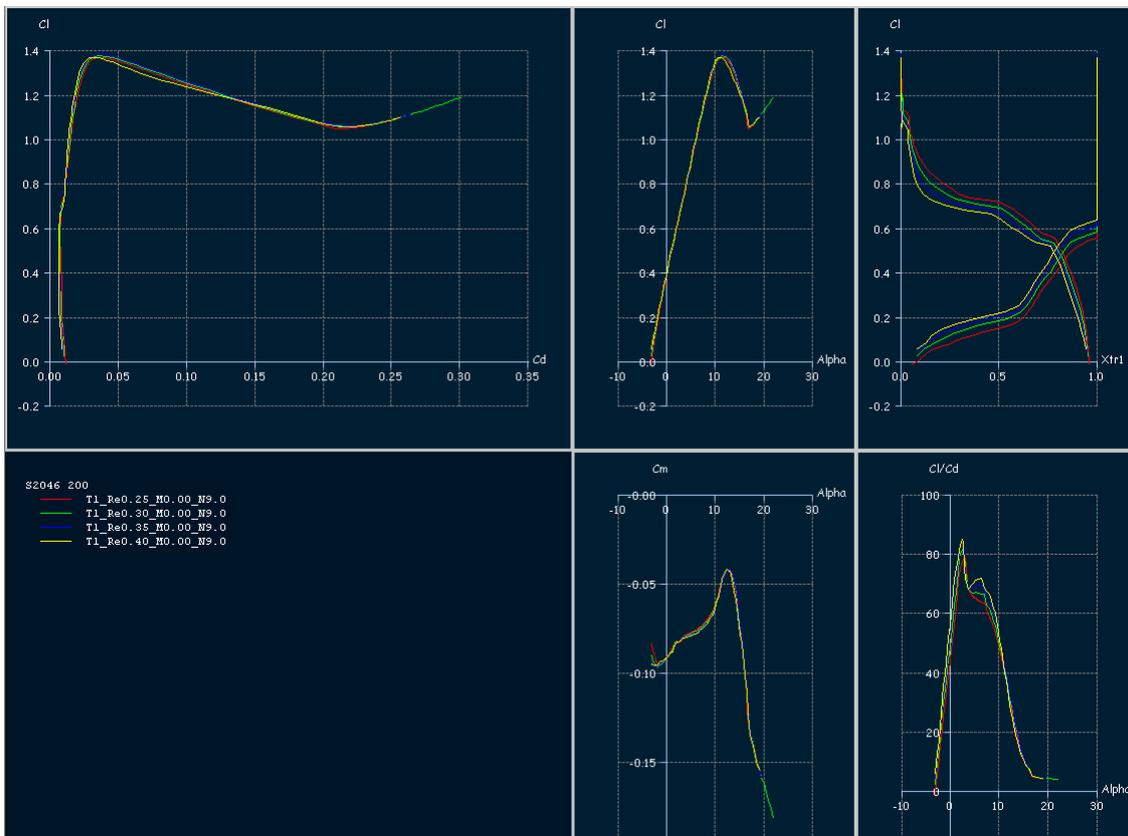


Fig. 2.44. Gráficos C_l & C_d , C_l & α , C_l & X_{tr1} , C_m & α y C_l/C_d & α del PERFIL 1

Estos gráficos nos aportan una información muy valiosa de cara al diseño y a las performances de los perfiles, además de representar de manera clara el comportamiento de éstos a medida que aumenta el Re o el ángulo de ataque. De aquí podremos obtener algunos datos básicos, tales como mínima resistencia, máxima fineza, mínima velocidad de descenso y velocidad de pérdida.

En cualquier caso, cualquier gráfico que queramos obtener sólo aparecerá si, previamente, hemos realizado el análisis BATCH.

2.3.1 Cl & Cd o polar de un perfil

El primer gráfico nos representa Cl y Cd para los distintos Reynolds y para los distintos ángulos de ataque, por lo que será recomendable, una vez más, reducir el incremento de Alpha. Vemos, claramente, que todas las curvas son similares, teniendo un máximo de Cl en una zona bastante definida, lo que nos hace sospechar que esos valores se obtienen con unos ángulos de ataque bastante parecidos en todos los casos.

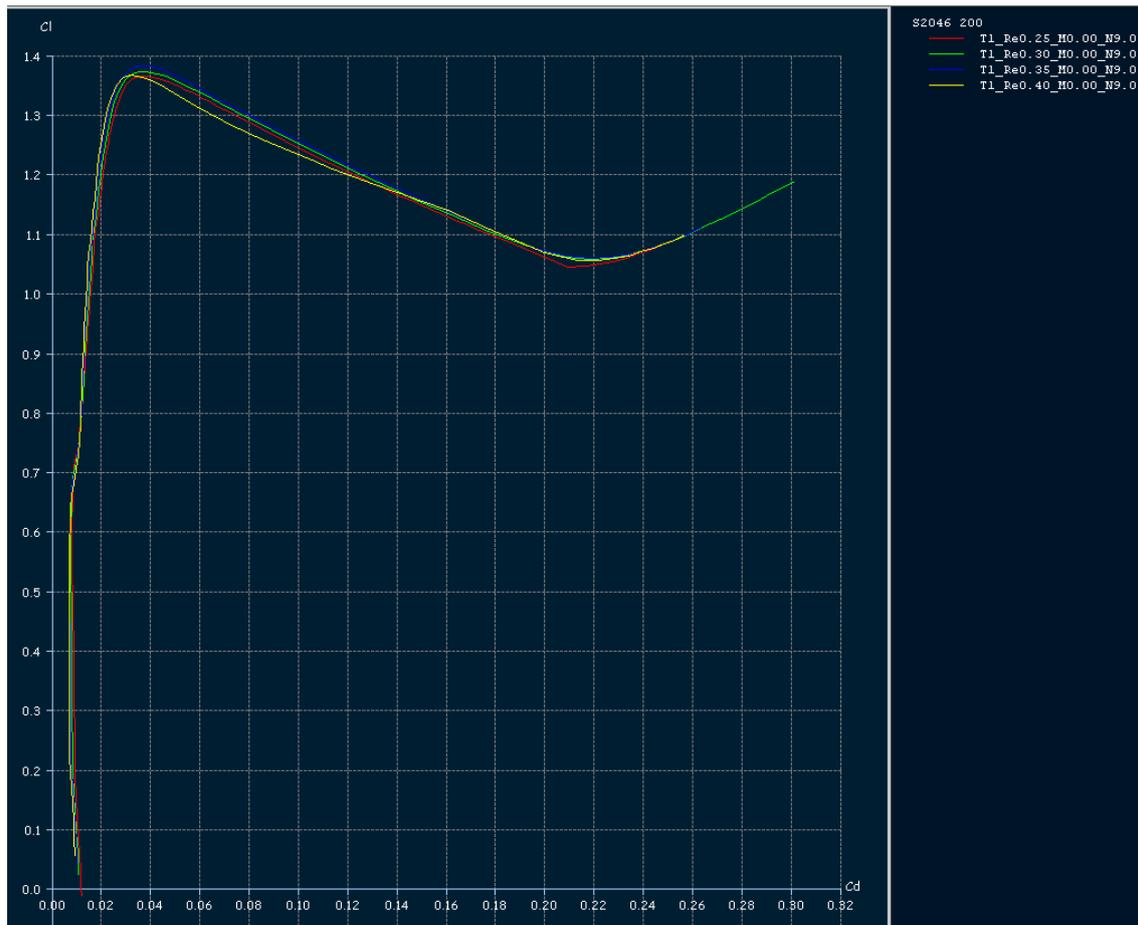


Fig. 2.45. Gráfico Cl & Cd del PERFIL 1 con incrementos de Alpha 0,1° y 200 puntos de control

Este gráfico representa lo mismo que Lift/Drag, no es más que el resultado de dividir la fórmula de Cl entre Cd, y es uno de los aspectos más importantes de los planos, ya que, al tratarse de dos fuerzas aerodinámicas, nos sirve para ver la eficiencia aerodinámica del plano.

Dicha eficiencia es mucho mayor en planeadores y bastante menor a medida que los planos son más cortos y el avión más pesado, cosa bastante obvia, ya que lo que mide es la capacidad de planear y, los aviones convencionales, no están diseñados para planear

en condiciones normales, mientras que, los planeadores, tal y como su nombre indica, sí.

Siempre nos interesará, a la hora de diseñar planeadores, obtener valores muy altos de sustentación y muy pequeños de resistencia, ya que nos permitirá desplazarnos más y perder menos altura. Sin embargo, en los aviones propulsados, no es igual, y será un valor a tener en cuenta si nos quedamos sin potencia. De todos modos, en circunstancias normales, tendremos control sobre los motores, así que estudiaremos situaciones en las que la resistencia es mucho mayor y la sustentación disminuye.

Seguro que el lector ha visto alguna vez una exhibición de aviones de combate, donde lo que prima es la potencia del motor y no la eficiencia aerodinámica. Se trata de casos específicos de aviones con muy poca superficie alar pero que, gracias al enorme empuje de las turbinas, son capaces de volar, tanto a bajas velocidades, como por encima de la velocidad del sonido.

Por otro lado, en caso de perder la potencia, los aviones de combate planearán bastante mal, recorriendo pocas millas por cada 1000 ft de altura. El CN-235 es capaz de recorrer 2.2 NM por cada 1000 ft (glide ratio 13.3:1) y, la verdad, es que planea muy bien, comparado con otros aviones de características similares. Los planeadores alcanzan regímenes de descenso del orden de 32:1 y los reactores, con planos muy pequeños, como el famoso F-104 StarFighter, del orden de entre 3:1 y 5:1, en función de la configuración.

2.3.2 Cl & Alpha

El gráfico del coeficiente de sustentación respecto al ángulo de ataque, nos indica para cada uno de los Reynolds, el Alpha al cual se obtiene la entrada en pérdida. Recordamos, una vez más, que estas curvas cortan al eje horizontal en valores negativos, lo que implica que, incluso con $\text{Alpha} = 0^\circ$, nuestro plano genera algo de sustentación.

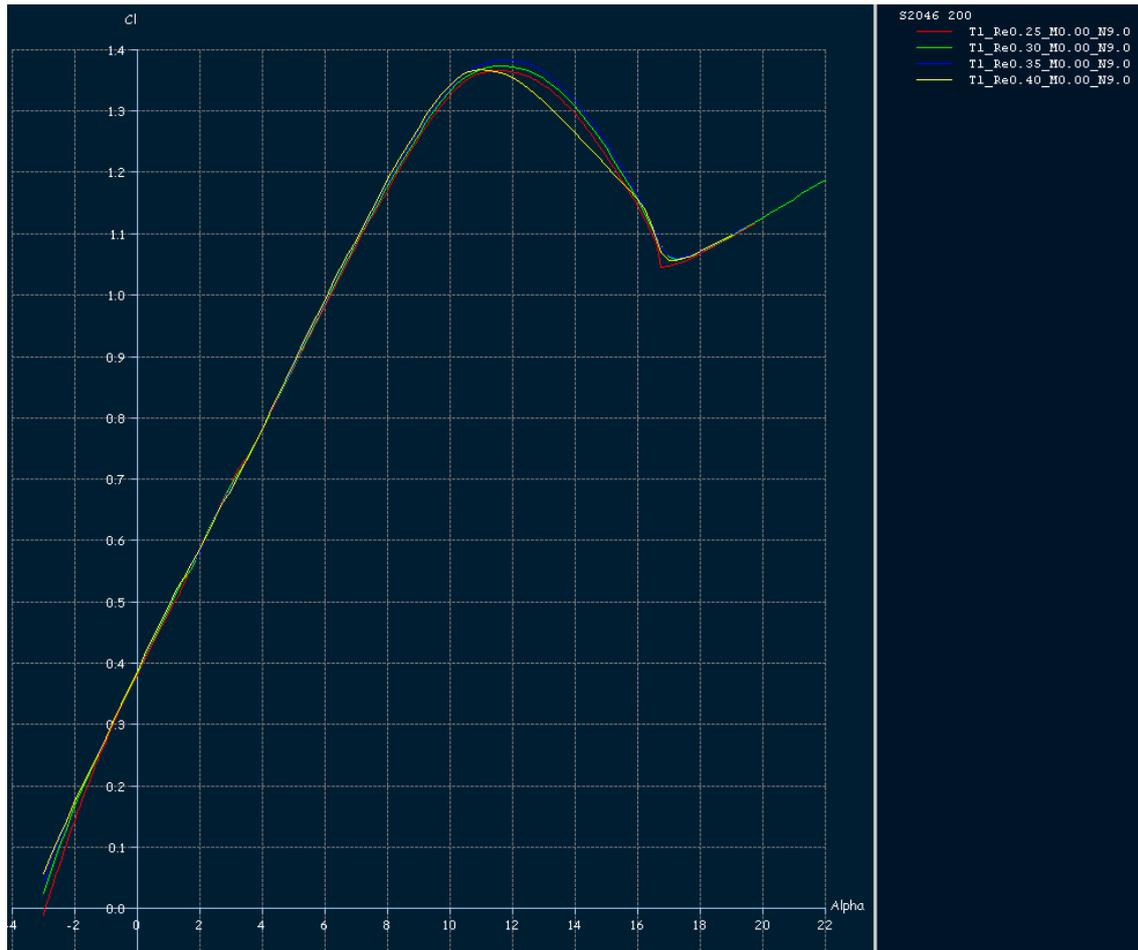


Fig. 2.46. Gráfico Cl&Alpha para el PERFIL 1, incrementos de Alpha de $0,1^\circ$ y 200 puntos de control.

Consideraremos que el avión ha entrado en pérdida en el primer punto de inflexión que, en nuestro caso, se produce a los 11° de ángulo de ataque, más o menos, pero de nuevo recordamos la importancia de analizar estos valores una vez dispongamos del avión completo.

Si estudiamos la gráfica Cl & Cd, y vemos el valor de Cl que queremos, podemos obtener de la gráfica Cl & Alpha, el ángulo al cual ocurre dicha sustentación.

En el caso de los perfiles simétricos, que serán los que utilizemos en la cola del avión, debido a su geometría, no generarán sustentación por sí solos. Veamos cómo definirlos y obtener el gráfico correspondiente.

Seleccionando **DESIGN/NACA FOILS** tendremos que definir el número NACA así como el número de puntos, 7 y 200 en nuestro caso, respectivamente, aunque, inicialmente el valor NACA 0007 es orientativo, podemos coger el que mejor nos parezca y ver su evolución.

Posteriormente, al igual que con el perfil del plano, correremos el **BATCH ANALYSIS** en **POLARS/RUN BATCH ANALYSIS** y de nuevo podremos ver los gráficos pertinentes en **POLARS/VIEW**.

Tal y como vimos anteriormente, los perfiles simétricos no generan sustentación si el ángulo de ataque es de cero grados. Los estabilizadores horizontales de cola pueden generar sustentación positiva, negativa o nula, dependerá de cómo esté orientado y, junto con el centro de gravedad y el de presión, intentaremos alcanzar el equilibrio de momentos.

Al ser simétrico, tendrá una representación idéntica en los cuadrantes 1 y 3, tal y como se aprecia en el gráfico.

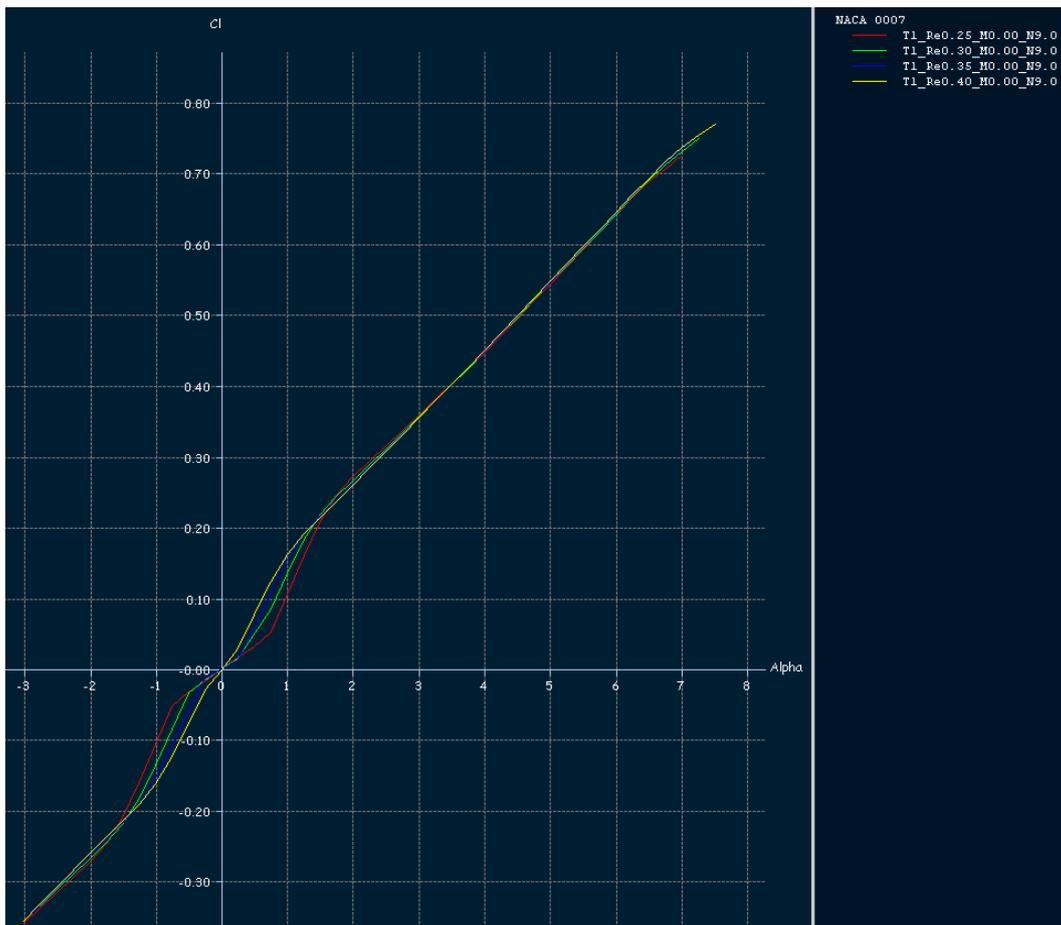


Fig. 2.47. Gráfico Cl & Alpha para el PERFIL 1, Δ de α de 0.25 y 200 puntos de control

2.3.3 Cm & Alpha

Este gráfico, si se tratase del obtenido del estudio del avión al completo, nos proporcionaría la información sobre la estabilidad de éste frente al cabeceo.

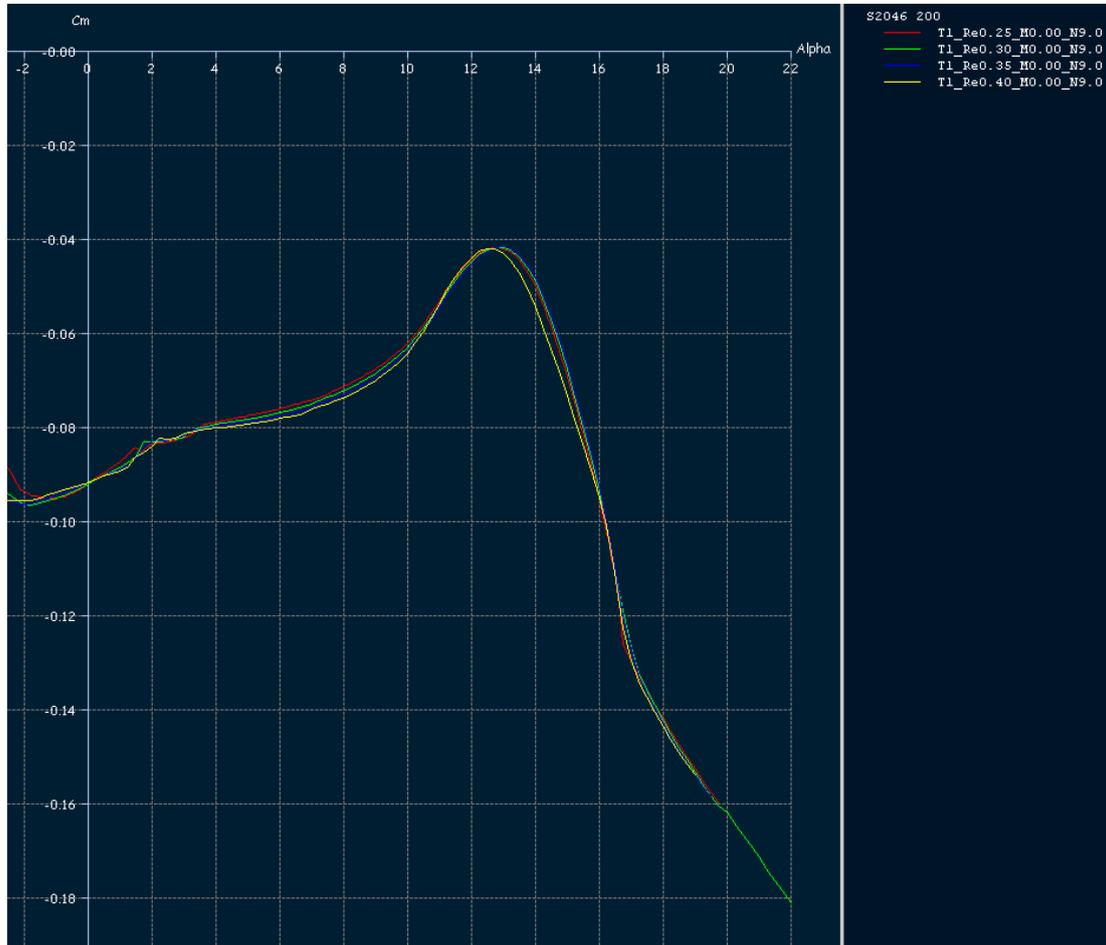


Fig. 2.48. Gráfico C_m & α para el PERFIL 1, incrementos de α de $0,1^\circ$ y 200 puntos de control.

En un caso ideal, con unas líneas muy estables, sería fácil de interpretar:

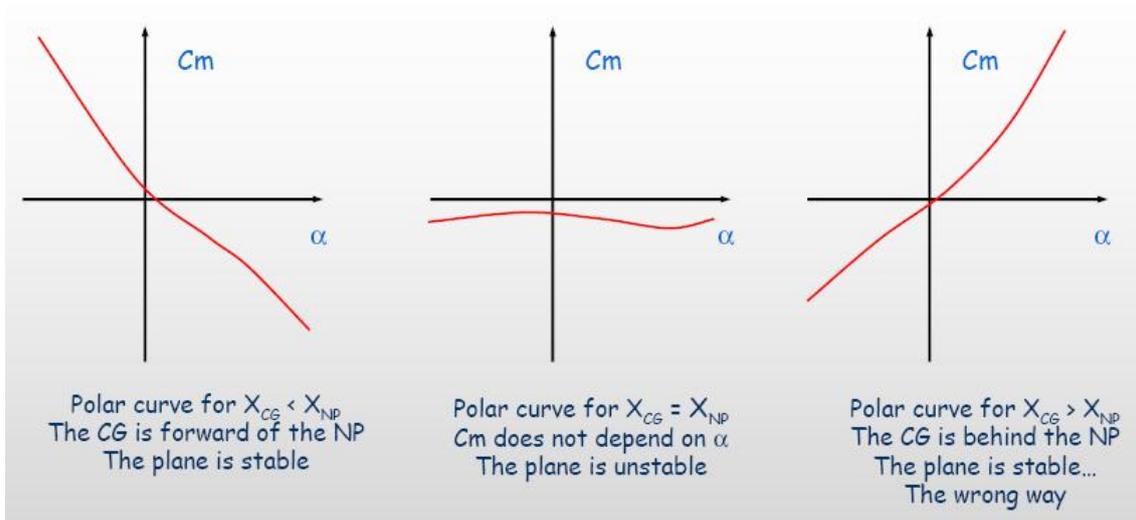


Fig. 2.49. Gráficos de interpretación de C_m & α

Pero, ni es nuestro caso, ni estamos analizando todo el avión, tan sólo el perfil alar, por lo que es un gráfico que, como otros, será interesante cuando tengamos todo el avión montado.

2.3.4 Cl/Cd & Alpha

En el caso del gráfico Cl/Cd & Alpha, lo que podemos apreciar es el ángulo para el cual se alcanza el valor de Cl/Cd máximo, el cual, si nos fijamos en la representación, parece que, a mayor Reynolds, el valor de Cl/Cd aumenta y se produce a ángulos menores. Esto resulta bastante lógico, pues, a mayor velocidad, el ángulo para el que se alcanza la mejor sustentación es menor, ya que es así como le resulta más fácil al aire seguir el perfil. Esto se conoce como fineza, normalmente viene representado por Cl/Cd & Velocidad, de manera que sabemos a qué velocidad se produce el mejor planeo. Como la velocidad y el ángulo de ataque, en caso de un planeo, están directamente relacionadas, obtendremos una gráfica muy similar.

En este caso particular, parece que el mejor ángulo de planeo será entorno a los 2,5°. De todas formas, en la realidad, no sacamos el manual del avión en caso de que se nos paren los 2 motores y nos ponemos a buscar el gráfico en cuestión; los aviones modernos disponen de una indicación en la cabina que nos indica si debemos levantar o bajar el morro para alcanzar el mejor régimen de planeo, que, a su vez, viene definido por el valor del ángulo de ataque que tengamos seleccionado en el indicador de ángulo de ataque. Este valor dependerá, tanto del centro de gravedad del avión, como del peso.

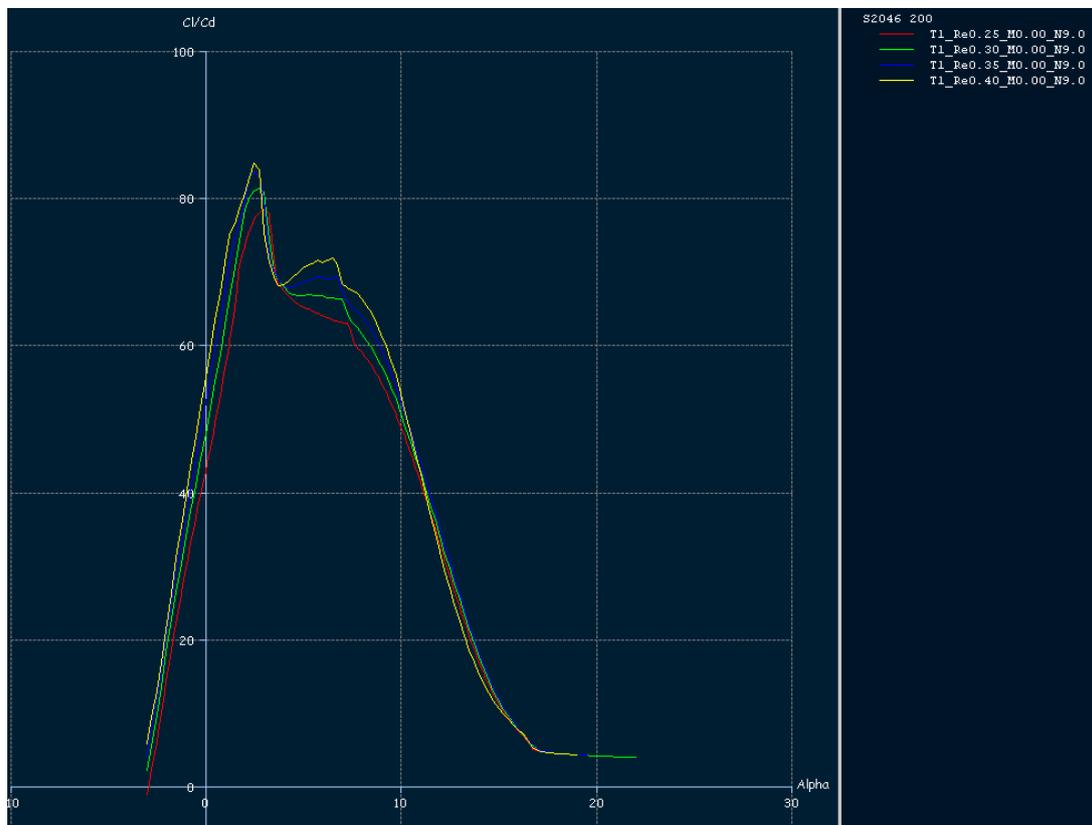


Fig. 2.50. Gráfico Cl/Cd & Alpha para el PERFIL 1.
Incrementos de Alpha de 0,1° y 200 puntos de control.

Si en cualquier momento queremos ver un gráfico en particular, en la pestaña **POLARS / VIEW**, podremos elegir el que nos haga falta o todos a la vez, según las necesidades del momento. También podemos configurar nuestro propios gráficos pulsando encima del gráfico con el botón derecho, **GRAPHS / VARIABLES...** e introduciendo las variables que queremos representar.

Para calcular el punto de mínima resistencia, resulta muy útil conseguir el gráfico Cd & Alpha. En nuestro caso, lo calcularemos para $Re = 400.000$.

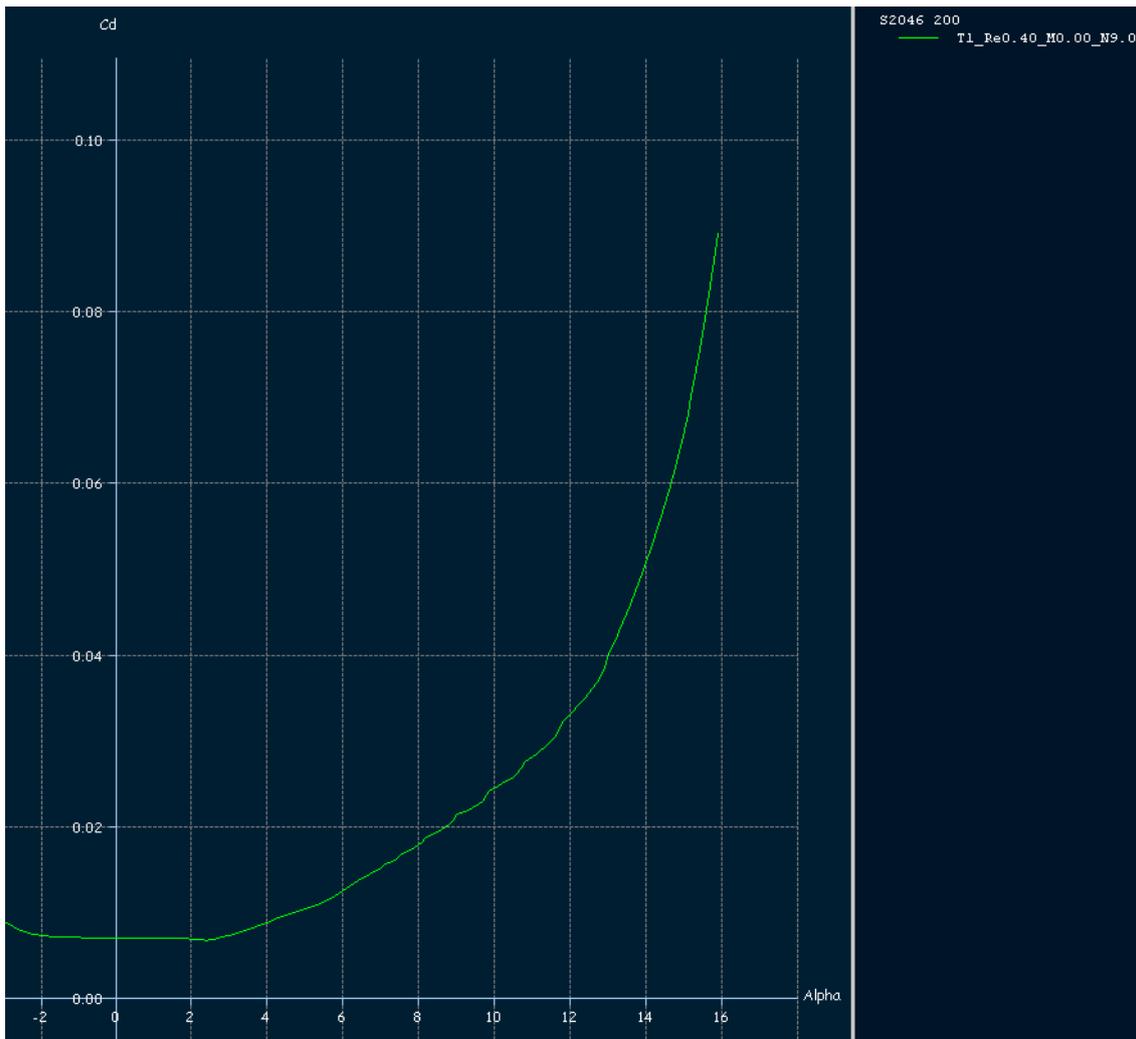


Fig. 2.51. Cd & Alpha. Perfil 1, 200 puntos, $Re=400.000$

El mínimo valor de Cd se obtiene entorno a los 2.5° , es ahí el punto de mínima resistencia; es el Alpha que deberíamos poner para desplazarnos a la máxima velocidad y sería nuestro ángulo de referencia para salir de las descendencias.

Capítulo 3: Plano

3.1 Introducción

Se denomina plano, o ala, a un cuerpo aerodinámico compuesto de perfiles aerodinámicos, capaz de generar una diferencia de presiones entre su intradós y extradós al desplazarse por el aire, lo que a su vez, produce la sustentación que mantiene el avión en vuelo. Hasta aquí, todo está claro, pero existen diversos tipos de alas, y la duda surge a la hora de decidir qué tipo vamos a utilizar en nuestro diseño. La clave reside en conocer la resistencia del ala, las condiciones de vuelo del avión, el dinero disponible para su diseño y la distribución de carga alar.

En lo estudiado en el capítulo anterior, al no decir nada, hemos podido suponer que los perfiles pertenecen a un plano infinito, lo cual sabemos que no es cierto, y hemos omitido ciertos factores que, a la hora de diseñar un ala, influyen notablemente.

Tenemos diversos modelos con diferentes misiones:

- **Rectangular o recta.** Es típica de las avionetas, un ala con forma de rectángulo. Muy barata y fácil de construir. Esta ala se instala en aviones que realicen vuelos cortos (en tiempo) a baja velocidad y que premien el obtener un avión barato antes que eficiente.
- **Trapezoidal.** También típica de avionetas, es un ala cuya anchura desde la raíz hasta la punta se reduce progresivamente, dándole una forma trapezoidal. Es más eficiente que el ala recta y no tiene una dificultad de construcción mucho mayor. También es posible encontrar este tipo de ala en los cazas supersónicos.
- **Elíptica.** Minimiza la resistencia inducida. Típica de algunos cazas de la Segunda Guerra Mundial, ya que no utilizaban dispositivos de punta de ala. Bastante complicada de construir, es un ala prácticamente en desuso.
- **Flecha.** El ala forma un ángulo no recto con el fuselaje. De esta forma, se consigue engañar al aire que se encuentra el avión, reduciendo el número de Mach que ven realmente los perfiles del ala. Son típicas de aviones en vuelo subsónico alto que, de esta forma, consiguen reducir el Mach de divergencia y, por lo tanto, a una misma potencia motor, pueden volar más rápido. También suelen llevar este tipo de ala los cazas supersónicos cuando no usan otras configuraciones.

Ejemplos de ala en flecha nos los podemos encontrar en la mayoría de los aviones actuales de transporte de pasajeros, el B-52 (uno de los primeros aviones reactores de serie en servicio), el Su-47 con flecha invertida o el F-14 con ala de flecha variable.

- **Delta** es el ala generalmente usada para aviones en vuelo supersónico, especialmente en cazas de combate. La gran ventaja de esta ala es que consigue que el borde de ataque del ala quede retrasado respecto a la onda de choque generada por la punta del avión. Una gran mayoría de cazas poseen este tipo de ala, como el F-106, también usando un canard como el Eurofighter Typhoon.

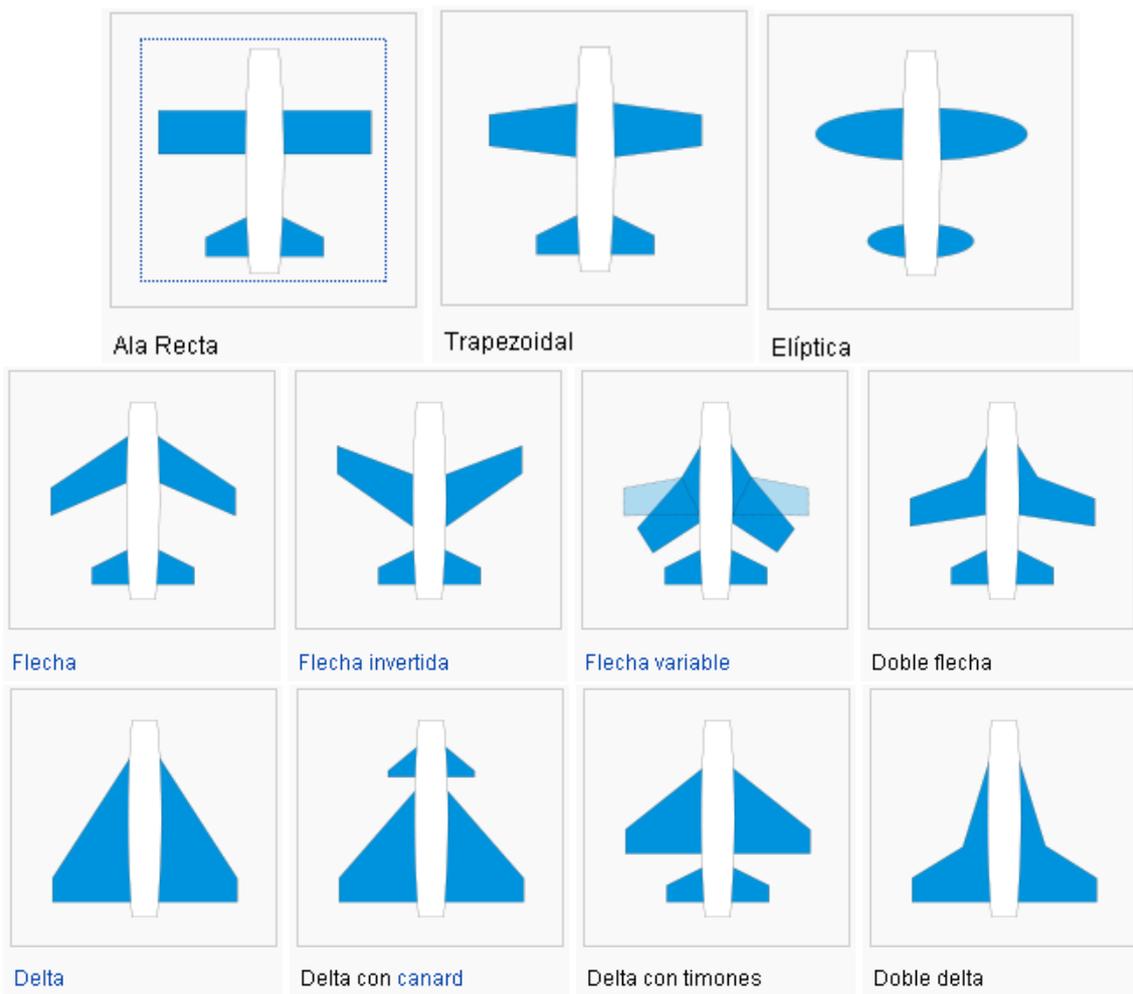


Fig. 3.1. Vista en planta de los distintos tipos de planos (www.wikipedia.org)

Pero, teniendo en cuenta que nuestros modelos van a volar a bajas velocidades, lo lógico y natural es que nos decidamos por alas rectas o trapezoidales, si bien hay que aclarar que el programa nos permite definir cualquier tipo de plano.

A la hora de diseñar el CN-235, observamos que se trata de un plano trapezoidal de ala alta, que nos permite volar a relativamente bajas velocidades y aporta gran sustentación y estabilidad.

3.1.1. Efectos de la forma en planta del ala

A la hora de diseñar un avión genérico, o desarrollar una idea, debemos prestar atención al tipo de plano elegido, pues la forma de éste influye en diversos aspectos, tales como:

- Las características de entrada en pérdida.
- Las pendientes de la curva de sustentación y de la polar, que veremos más adelante.

Respecto a la entrada en pérdida, lo deseable es:

- Que el piloto tenga un aviso de que la pérdida está próxima.
- Que ocurra de forma progresiva.
- Que comience por la zona del encastre y no por las puntas de plano.
- Que, una vez producida, no provoque una barrena.

Al comenzar la pérdida por la zona del encastre, seguiremos teniendo control de los alerones, que se encuentran en los extremos, y nos resultará más sencillo recuperar la situación de estabilidad. Pero si entrase la pérdida por las puntas de plano, los alerones, que también se encuentran en las puntas, no reaccionarían, o lo harían de una manera poco significativa, lo cual nos puede llevar a agravar la pérdida o a no ser capaces de recuperarla.

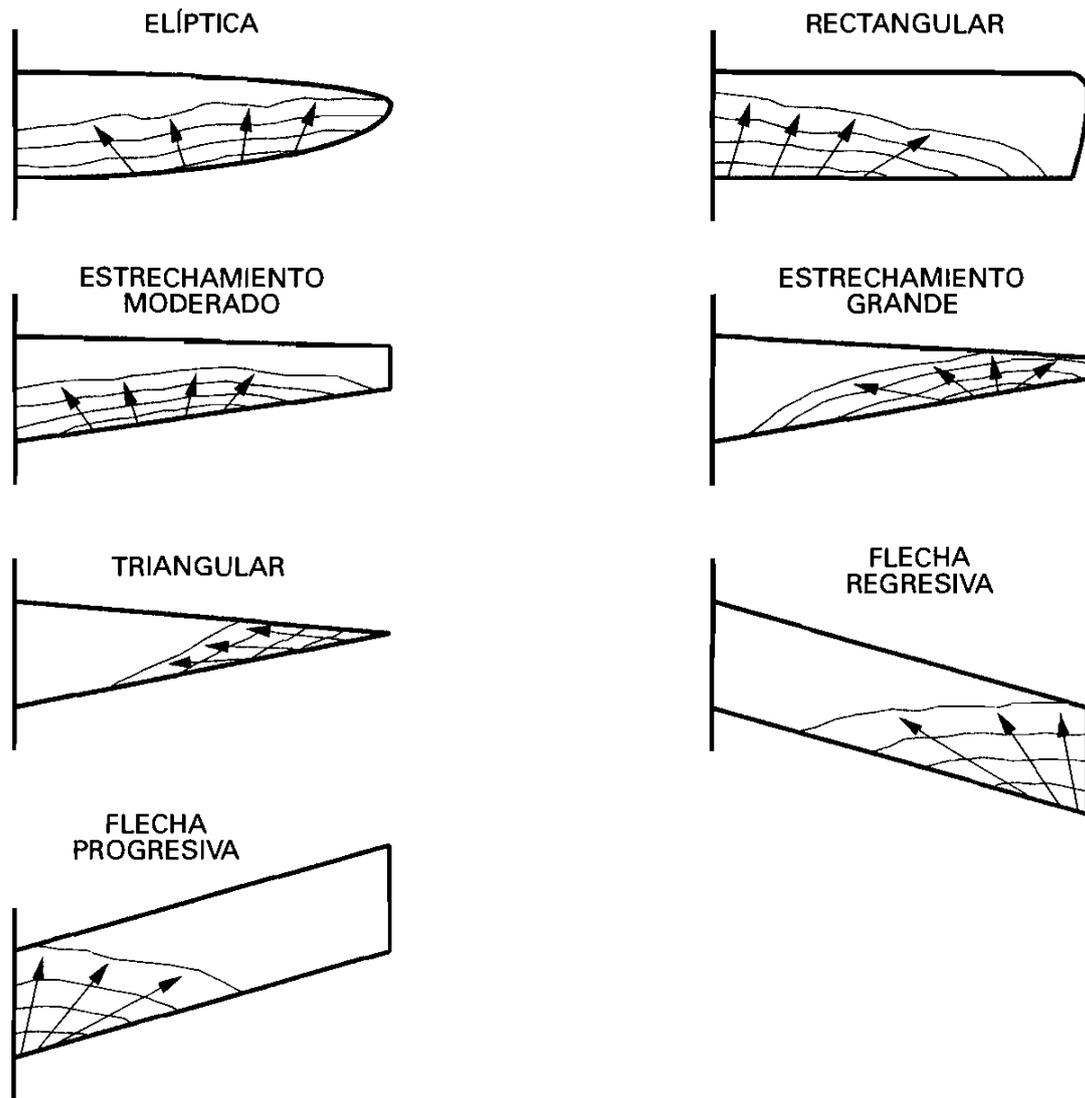


Fig. 3.2. Progresión de la pérdida en función de la forma en planta del ala (ISIDORO CARMONA (2008) *Test de principios de vuelo y performance*)

Los tipos de ala que entran en pérdida por el encastre son los de flecha progresiva y las rectangulares, que son las típicas de las avionetas más comunes. Por otro lado, un ala rectangular produce unos torbellinos de punta de ala muy intensos, una deflexión de la corriente detrás del ala hacia abajo, pequeña en el centro y grande en las puntas, un ángulo de ataque inducido de valor pequeño en el centro y grande en las puntas, y un coeficiente de sustentación grande en el centro y pequeño en las puntas.

Presenta las ventajas de buenas características de entrada en pérdida y de construcción simple y económica, pero tiene la desventaja de una resistencia inducida grande.

En las alas con estrechamiento, que es nuestro caso, habrá que ver si son de estrechamiento moderado o grande, ya que será un factor determinante.

Si es grande, la pérdida aparecerá en las puntas, llegando al caso extremo en el que, si el ala fuese triangular, la punta de plano estaría siempre en pérdida.

Pero, a medida que el estrechamiento se suaviza, la entrada en pérdida se desplaza al centro del borde de salida del plano.

Conforme aumenta el alargamiento (Aspect Ratio), disminuye el ángulo para el cual se alcanza la pérdida.

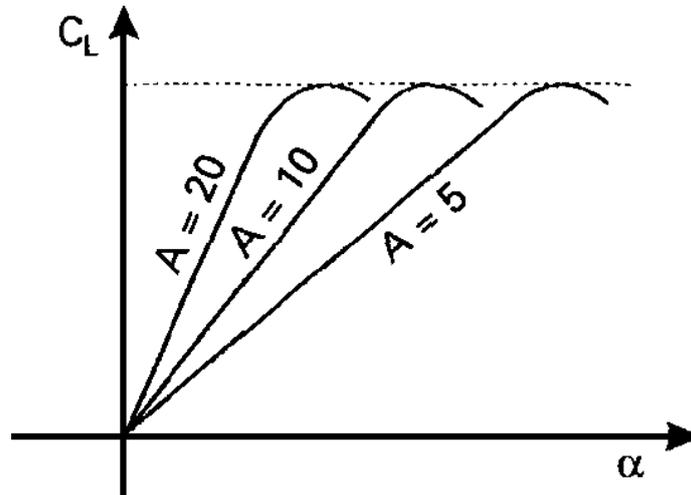


Fig. 3.3. Influencia del alargamiento(A) sobre la sustentación para un mismo ángulo de ataque (ISIDORO CARMONA (2008) *Test de principios de vuelo y performance*)

También descubrimos que la pendiente de la polar, C_l/C_d , disminuye conforme disminuye el alargamiento, y que la fineza máxima, que es el ángulo de ataque y velocidad a los que el avión ofrece la menor resistencia, es mayor cuanto mayor es el alargamiento.

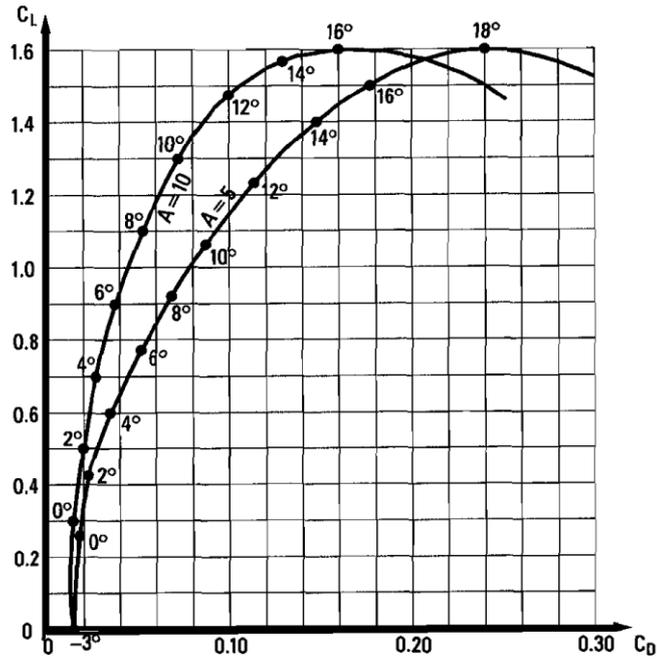


Fig. 3.4. Variación de la polar de ala rectangular para distintos alargamientos
(ISIDORO CARMONA (2008) *Test de principios de vuelo y performance*)

El punto de máxima fineza, $C_L/C_D = \text{máximo} = f$, es la tangente a la curva desde el origen, que nos da un valor de unos 4° para $A=10$ y unos 2° para $A=5$, y es un valor muy importante para calcular el máximo alcance o el ángulo mínimo de descenso sin potencia, es decir, para planear si se paran los motores o si no disponemos de ellos.

3.1.2 Empenaje de cola, funciones y tipos

La cola del avión se compone de estabilizador horizontal y estabilizador vertical; estas superficies, normalmente de perfil simétrico, aportan estabilidad a la aeronave y nos permiten controlar la profundidad y la guiñada, que serán las superficies que nos permitan ascender o descender, y también controlar el avión en dirección.

Estas superficies vienen generalmente determinadas por los cálculos previos que determinarán la forma y el tamaño en función de los requerimientos aerodinámicos y de estabilidad.

A la hora de diseñar el empenaje de cola, podemos encontrar 6 tipos:

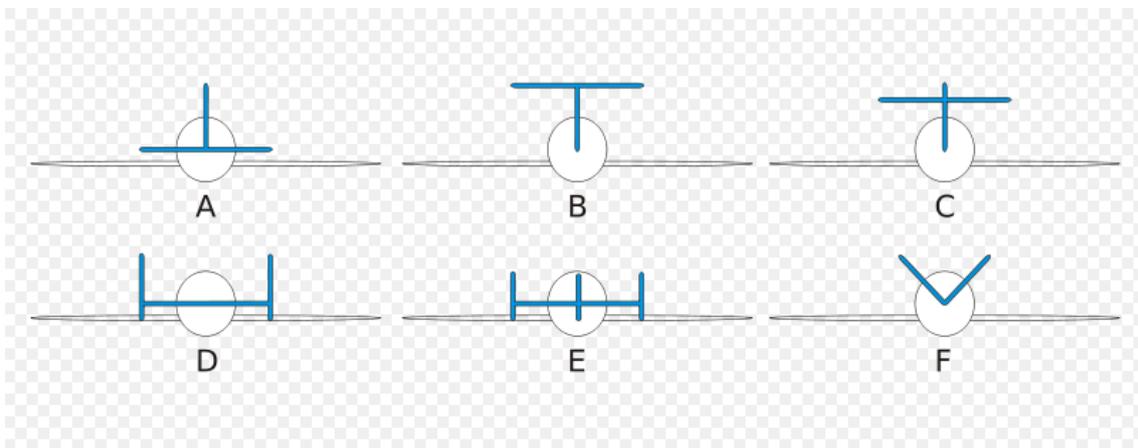


Fig. 3.5. Principales tipos de empenaje de cola (www.wikipedia.org)

Corresponden a la cola estándar (A) o T invertida, la cola en T (B), cola de cruz (C), cola con doble estabilizador vertical (D), cola con triple estabilizador vertical (E) y finalmente cola en V (F), que también tiene la variante de V invertida.

Cada una de estas posibles elecciones tiene unas ventajas y unos inconvenientes, pero podemos concretar diciendo que, para planeadores o veleros, la mejor opción será la cola en T, ya que es bastante eficiente, y los efectos de las alas, o fuselaje, prácticamente no le afectan. El problema es que implicará un mayor peso, ya que generará mayores momentos y deberá llevar una estructura más fuerte.

Por otro lado, la cola en T invertida es la más común en las avionetas de pistón y, aunque es la menos eficiente, resulta de fácil construcción y más ligera. La cola en V o V invertida, cuyo diseño disminuye la superficie expuesta al flujo de aire, conlleva una dificultad elevada tanto a la hora de la construcción como de su compensación, además de un incremento de peso en la zona más retrasada del avión.

También influye la posición de los motores y variables mencionadas como los rangos de velocidades, el fin del avión y el presupuesto disponible.

Podemos aprovechar para realizar los modelos de cola que queramos, ya que el peso y el centro de gravedad lo definimos nosotros pero en el caso de que quisiésemos convertir nuestro modelo digital, en un modelo real a escala, seguramente no obtuviésemos los resultados deseados.

3.2 Diseño

Una vez completados los análisis de los perfiles de los planos y de la cola, es hora de comenzar a construir el ala:

Seleccionamos **APPLICATION / WING DESIGN** y después **WING / PLANE / DEFINE A WING**:

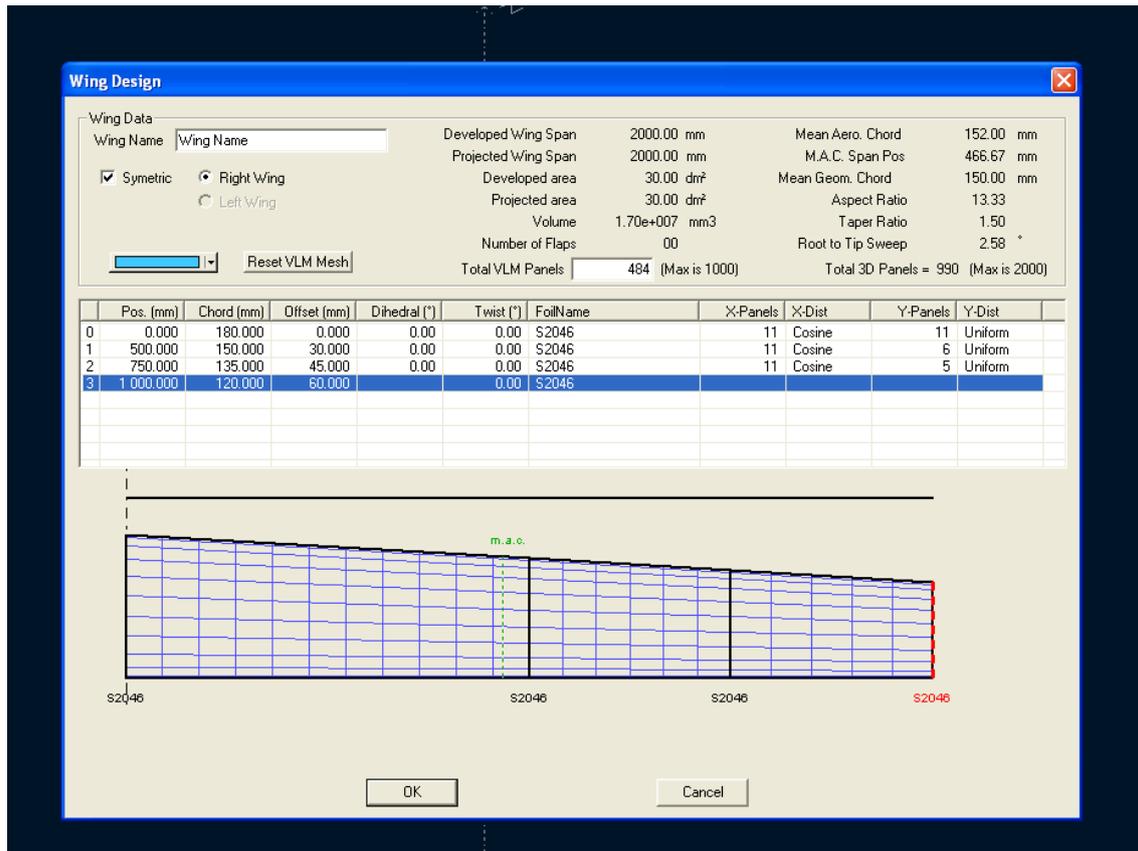


Fig. 3.6. Ventana de WING DESIGN mediante secciones

En esta pantalla definiremos las dimensiones de las alas y la forma, una vez que el perfil está definido. En caso contrario, lo podremos incluir en la pestaña FOIL NAME, siempre que lo tengamos cargado previamente, pero además vemos que podríamos incluir perfiles distintos en las distintas secciones que creamos en el plano.

En la realidad, existen perfiles que evolucionan a lo largo del borde de ataque, de manera que en la zona de encastramiento del plano tenemos un perfil y en la zona de punta de plano tenemos otro. Esto se hace para conseguir unas mejores performances del avión pero complica enormemente su diseño y construcción.

Si lo hiciésemos así, el programa crearía un perfil que irá variando paulatinamente desde el definido en una de las secciones, hasta el especificado al otro extremo de dicha sección o, en otras palabras, crea infinitos perfiles de transición a lo largo de esa sección

entre los 2 que hemos elegido, pero este aspecto no se contempla a la hora de nuestro diseño.

Dividiremos los planos en plataformas trapezoidales y crearemos un mallado sobre ellos pero teniendo cuidado de no sobrepasar el número máximo de paneles, pues está limitado por problemas de memoria interna del programa. Por supuesto, cuanto más pequeño sea el mallado, mayor exactitud obtendremos en los cálculos.

En caso de sobrepasar el número máximo de paneles para una plataforma, el programa lo ajusta al mayor posible.

Vamos a crear, por ejemplo, un ala sencilla con plataformas trapezoidales, un mallado alto, y simétrica. Esta ala es un muy buen ejemplo de caso para analizar con el XFLR5, ya que no complica los cálculos y está más enfocado hacia los veleros o planeadores.

Es importante que tengamos presente que el programa nos permitirá crear las figuras que queramos, pero eso no significa que tengan sentido, desde el punto de vista aerodinámico.

Deberemos delimitar los desplazamientos con respecto al borde interno delantero del plano de las sucesivas plataformas que vayamos creando, así como introducir sus dimensiones y, si en algún momento la modificación creada no cupiese en la pantalla, bastará con pinchar sobre el plano de la página WING DESIGN y reducir el zoom.

Si queremos crear más plataformas, pincharemos en la columna de la izquierda de la pantalla WING DESIGN y añadiremos tantas como necesitemos. Creamos el ala, que por defecto va a ser simétrica y que, a medida que vayamos dando forma a las plataformas, nos irá modificando la información que aparece en la parte superior, tal como el área, volumen, taper ratio....

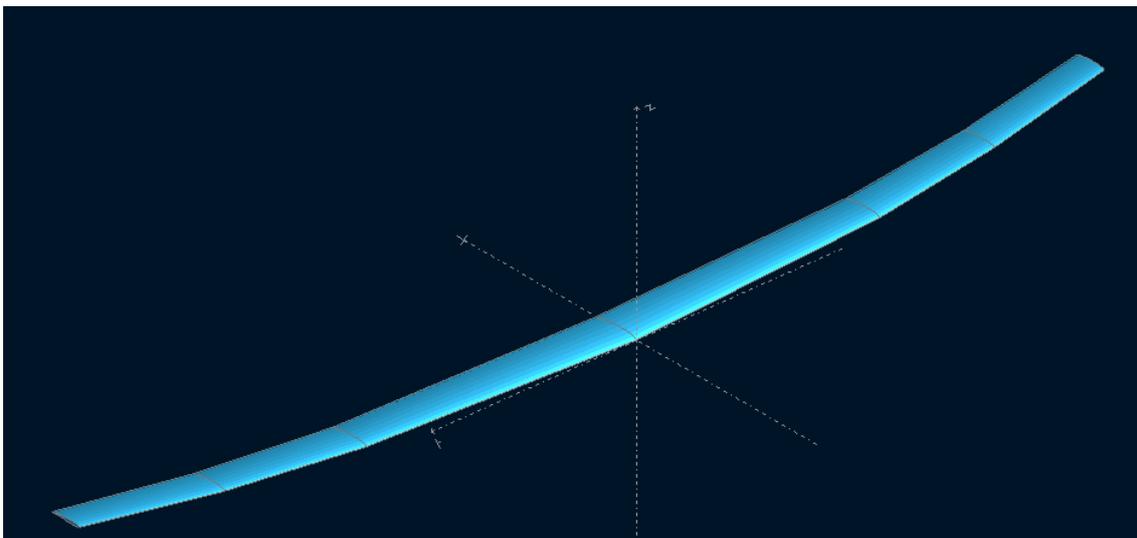


Fig. 3.7. Plano simétrico de PERFIL5 con 3 secciones distintas

Una vez creada, definiremos el tipo de análisis con **POLARS/ DEFINE A POLAR ANALYSIS** y seleccionamos las opciones correspondientes.

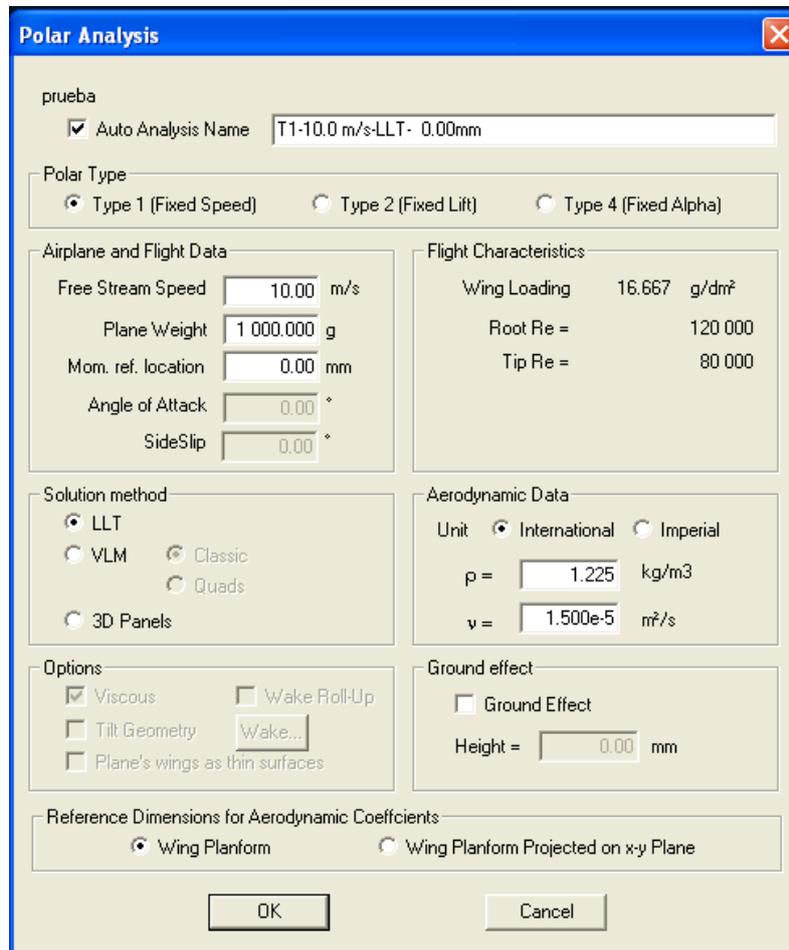


Fig. 3.8. Ventana de selección de POLAR ANALYSIS

Definimos el tipo de análisis (que suele hacerse a velocidad fija), establecemos la velocidad en m/s, el peso del plano, y la información aerodinámica que viene seleccionada. Pero, si suponemos que el avión vuela muy alto, tendríamos que cambiar dichos valores.

El método utilizado para el análisis puede ser:

- LLT (Lifting Line Theory), en el cual el coeficiente de sustentación es función lineal del ángulo de ataque, y el efecto de la viscosidad no se tiene en cuenta. En general, no dará buenos resultados para alas con bajo Aspect Ratio y mucha flecha, pero es válido para alas planas con poco diedro.
- VLM (Vortex Lattice Method), es un método pensado para los planos que no se puedan analizar con el LLT, y las principales diferencias son que el cálculo de la distribución de la sustentación, de los ángulos inducidos y de la resistencia

inducida, no tiene relación con la viscosidad y es lineal, es decir, es independiente de la velocidad del aire y de las características de viscosidad del aire. Además, se puede aplicar a cualquier tipo de ala, con flecha, diedro y bajo Aspect Ratio.

En cuanto a la posibilidad de Classic o Quads, sólo cabe destacar que no es significativo, pues dan un resultado casi idéntico y no merece la pena entrar en detalles de programación tan técnicos. En caso de querer entrar, podemos visitar el XFLR5 v5.00 GUIDELINES en el capítulo 5.13

- 3D PANEL METHOD, que nos sirve si el fuselaje influye. Nos permite ver la distribución de las presiones en la parte superior e inferior del plano y además tiene en cuenta el grosor del plano.

Para el plano definido, elijo el VLM Classic, **POLARS / DEFINE A POLAR ANALYSIS**, defino los parámetros y:

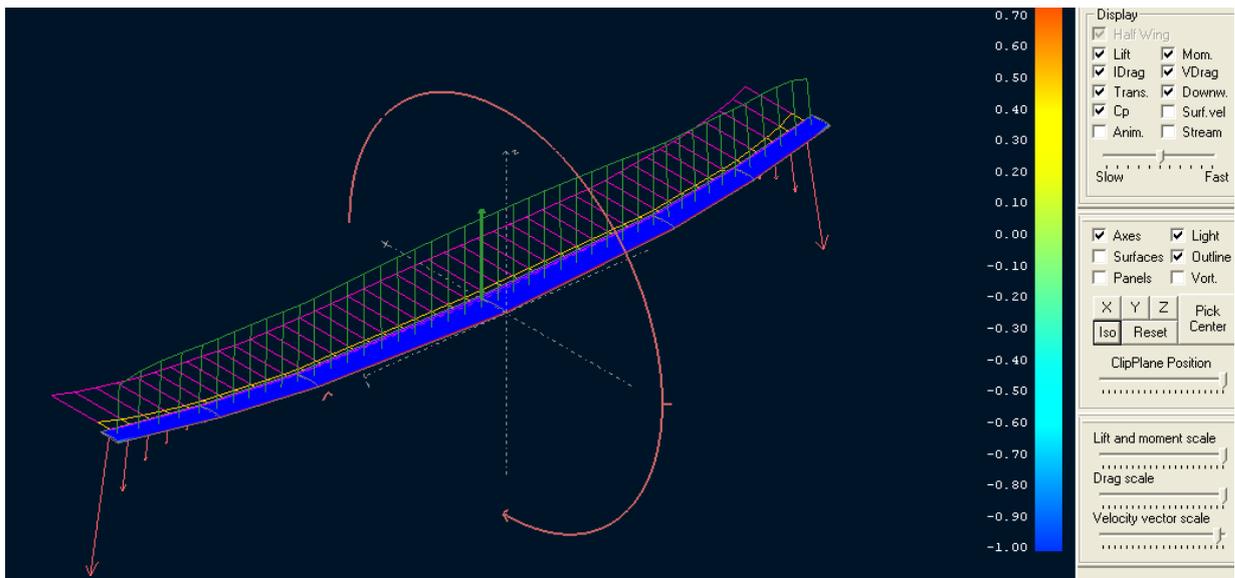


Fig. 3.9. Resultado de un análisis mediante el método VLM de un plano de 3 secciones y perfil 5

A primera vista, resulta muy aparatoso, pero las escalas de momento, sustentación, drag y vector velocidad están muy altas, para que sean apreciables en el gráfico.

Esta pantalla nos permite definir qué parámetros deseamos observar, sustentación, resistencia, transparencia, Cp, momento, VDrag, downwash o deflexión de flujo, velocidad en superficie, flujo del aire, o una animación de los parámetros seleccionados en la que va variando el ángulo de ataque entre los valores elegidos.

Modificando estas vistas, podemos ver cómo aparecen los remolinos en las puntas de plano. Este efecto es un aspecto muy importante en los aviones comerciales, y en los últimos años se han desarrollado diversos sistemas en punta de plano que disminuyen el consumo y mejora las performances, son los famosos WINGLETS y SHARKLETS.

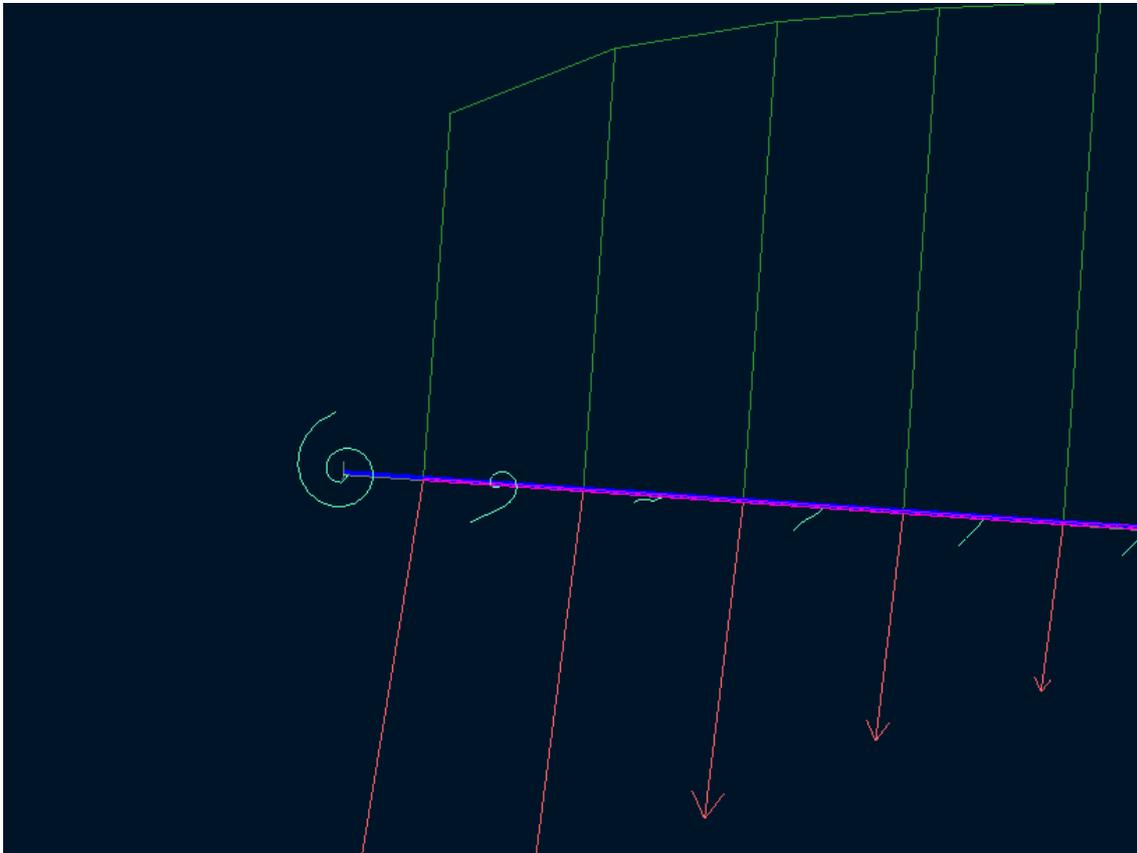


Fig. 3.10. Aparición de remolinos en punta de plano

También nos aporta diferentes gráficos, pero tienen una importancia relativa, ya que lo interesante es el estudio del avión, no de sus partes por separado. En cualquier caso es interesante indagar y ver que más posibilidades nos ofrece el XFLR5.

Ahora que ya sabemos diseñar planos, vamos a realizar el diseño de la cola y los planos de un CN-235.

Con la ayuda de algunos planos encontrados en la red, distinguimos 3 partes en los planos y, con las medidas que ahí aparecen, vamos definiendo nuestro plano. En caso de no disponer de alguna medida, haremos las modificaciones precisas para que se parezca lo máximo posible a los planos.

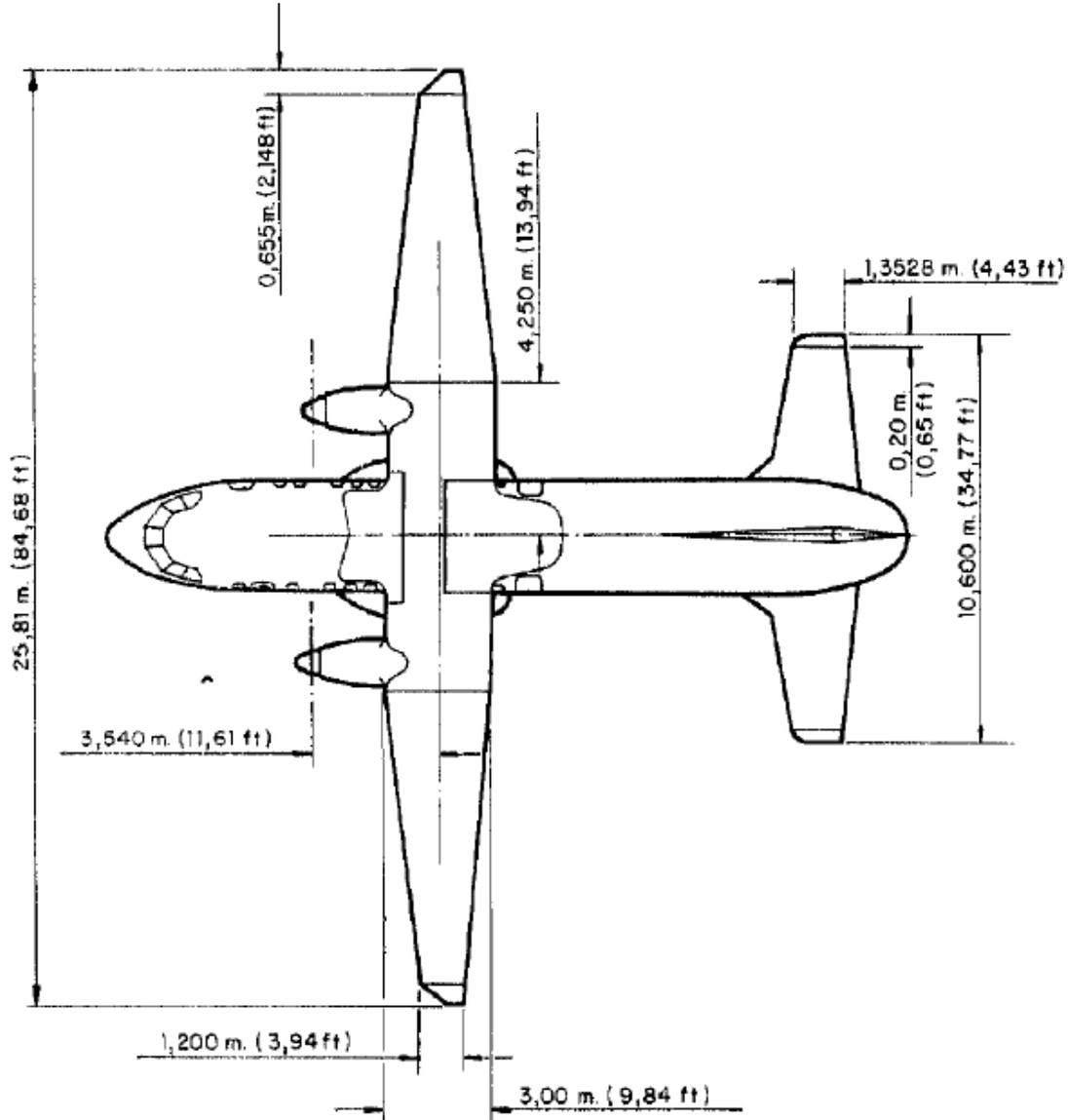


Fig. 3.11. Vista en planta de un 235 parcialmente acotado (www.google.es)

C. Ala

Tipo	Ala Alta en Voladizo
Perfil N°	NACA 65321 S
Alargamiento	10,156
Cuerda media aerodinámica	2,561 m (8,4 pies)
Cuerda de la raíz	3,000 m (9,84 pies)
Cuerda en el extremo	1,200 m (3,94 pies)
Angulo de incidencia	3°
Diedro:	
- ala exterior	3°
- plano medio	0°
Area total, incluyendo flaps y alerones	73,000 m ² (786 pies ²)
Envergadura de alerón	9,000 m (29,5 pies)
Envergadura de flap interior	4,250 m (13 pies 11 pulg)
Envergadura de flap exterior	3,500 m (11 pies 6 pulg)
Límites de deflexión:	
- alerones	20° (arriba y abajo) ±0,5
- flaps	23°

Fig. 3.12. Datos técnicos de los planos de un CN-235

Podremos añadir tantas plataformas como queramos, sólo tenemos que situarnos en la columna de la izquierda y, con el botón derecho, insertar en la posición deseada. Además, así podremos eliminar y resetear la escala del plano, para poder verla en la pantalla. En nuestro caso, creamos 3 plataformas y una figura bastante simple.

Introducimos los valores correspondientes a la medida del ala, nos aseguramos que las unidades concuerden con la realidad y que la superficie alar es similar a la real, y definimos como simétricas las alas. También aumentamos el mallado (hay que tener en cuenta que también podemos elegir la opción de que sea el programa el que ajuste el mallado mediante la opción RESET VLM MESH) y reseteamos la escala. El resultado es:

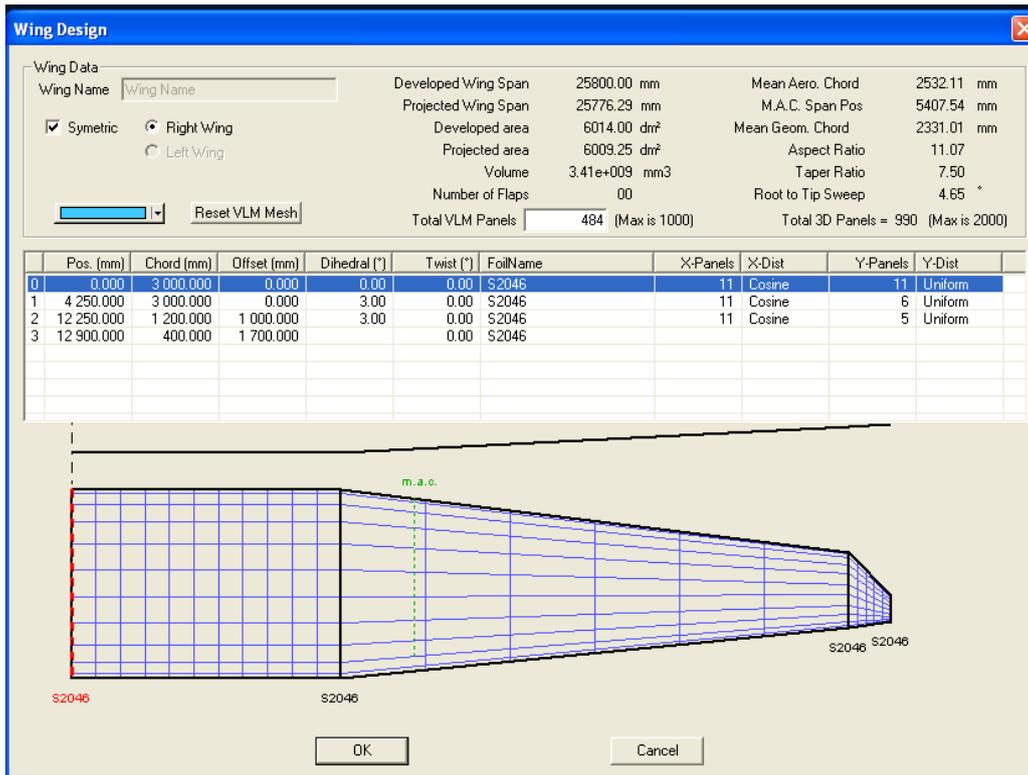


Fig.3.13. Diseño de los planos del CN-235

Si necesitásemos modificar el ala creada, **WING/PLANE /CURRENT WING PLANE/EDIT**.

En la imagen de WING DESIGN (Fig. 3.13), podemos apreciar cómo la cuerda de punta de plano es bastante pequeña, aspecto que más adelante nos generará problemas a la hora de realizar los análisis. Por eso, una vez finalizado el proceso, las alas fueron modificadas en la punta de plano, pues su forma, al tener poca cuerda, daba problemas de convergencia. El resultado fue un plano un poco más sencillo:

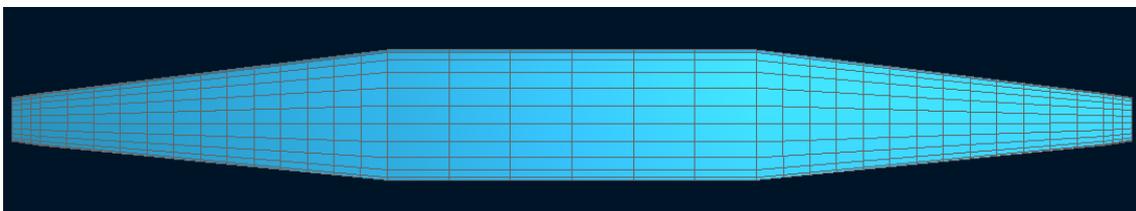


Fig. 3.14. Vista en planta del plano diseñado del CN-235 y modificado

Una vez terminado, pinchamos en OK, cerrándose la ventana y volviendo a la pantalla anterior.

Ahora podemos repetir la operación con la cola del avión, **ELEVATOR**, que es la superficie horizontal y **FIN** que es la vertical.

Debemos ver cuántos trapecios necesitamos para definir el timón de profundidad y el de dirección.

Una vez definido, pulsaríamos OK y aparecería la representación de lo que acabamos de definir. En caso de que el dibujo no se corresponda a lo que teníamos en mente, sólo tenemos que pulsar botón derecho y seleccionar **CURRENT WING/PLANE / EDIT** y retocar o cambiar los aspectos que consideremos oportunos.

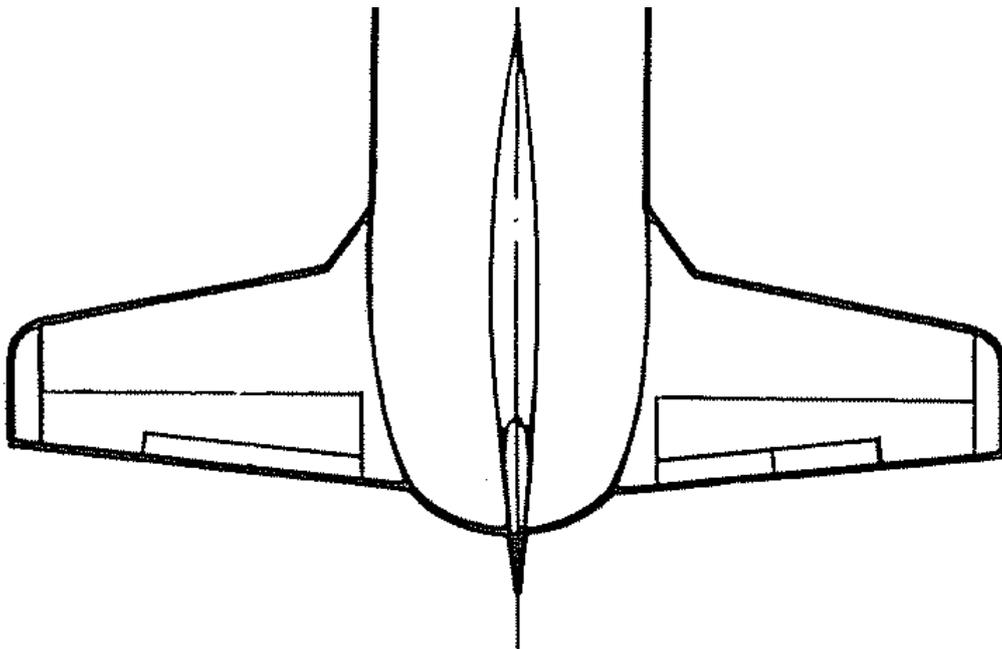


Fig. 3.15. Vista en planta del empenaje de cola (www.google.es)

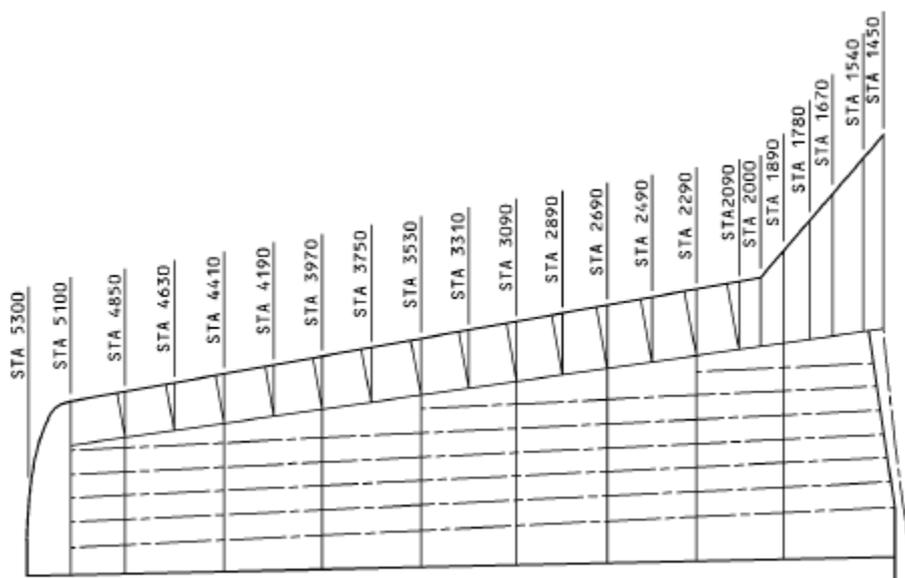


Fig. 3.16. Borde de ataque del timón de profundidad

Debemos tener en cuenta que, a la hora de diseñar, crearemos una figura sin tener presente que existe el fuselaje del avión, es decir, son figuras independientes que, posteriormente, solaparemos con el fuselaje y con el timón de dirección.

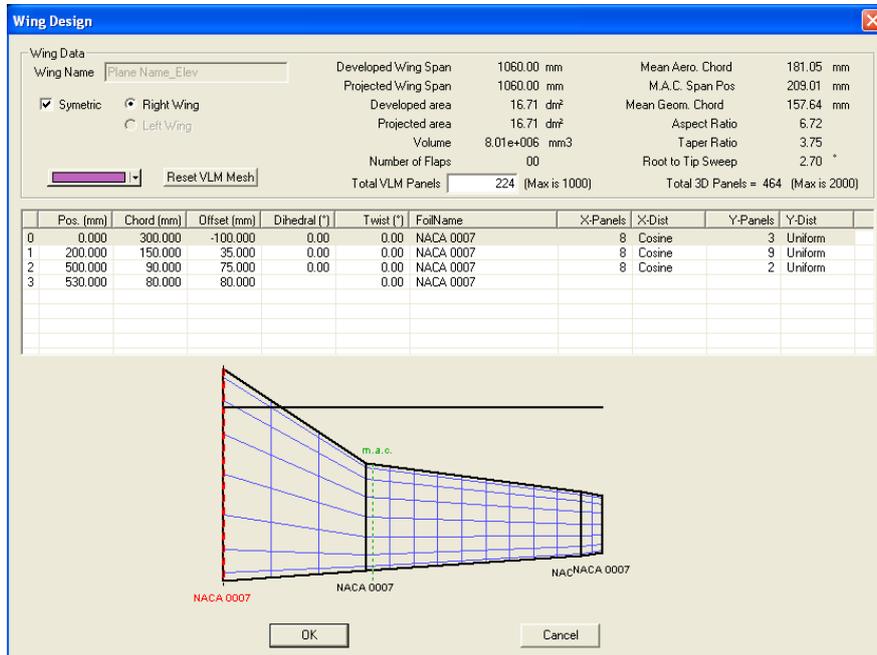


Fig. 3.17. Diseño del timón de profundidad en 3 secciones

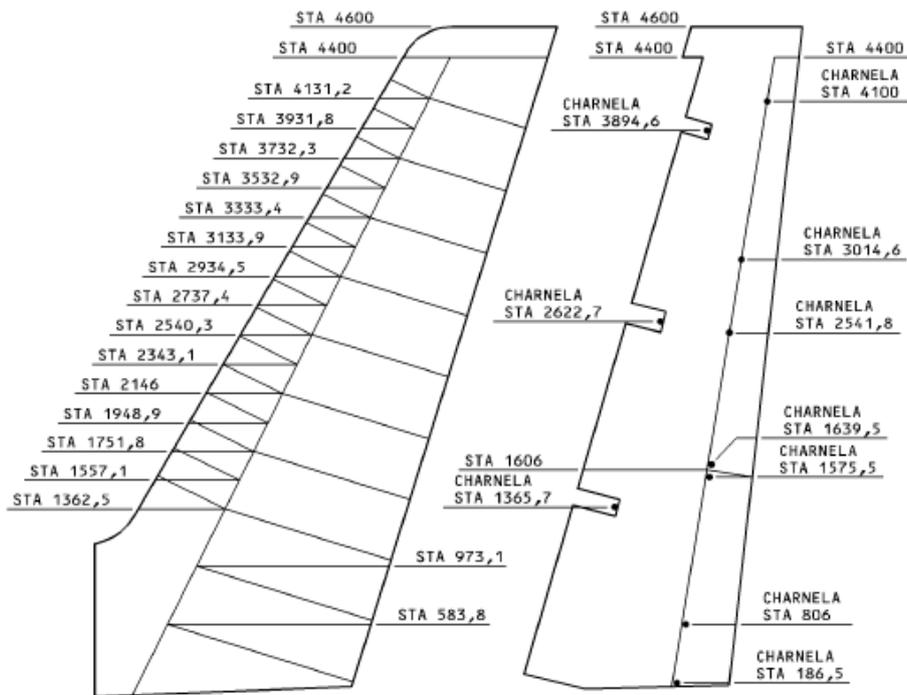


Fig. 3.18. Detalle del timón de dirección.

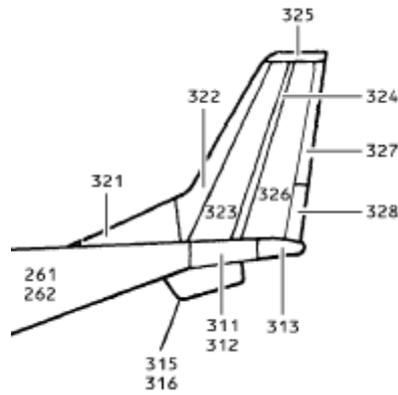


Fig. 3.19. Vista lateral del empenaje de cola (www.google.es)

Fin Design

Wing Data
 Wing Name: Developed Wing Span: 920.00 mm Mean Aero. Chord: 236.16 mm
 Projected Wing Span: 920.00 mm M.A.C. Span Pos: 192.25 mm
 Symetric Right Wing Developed area: 9.91 dm² Mean Geom. Chord: 215.38 mm
 Left Wing Projected area: 9.91 dm² Aspect Ratio: 4.27
 Volume: 4.75e+006 mm³ Taper Ratio: 3.08
 Number of Flaps: 00 Root to Tip Sweep: 29.05 °
 Total VLM Panels: 209 (Max is 1000) Total 3D Panels = 440 (Max is 2000)

	Pos. (mm)	Chord (mm)	Offset (mm)	Dihedral (°)	Twist (°)	FoilName	X-Panels	X-Dist	Y-Panels	Y-Dist
0	0.000	400.000	-100.000	0.00	0.00	NACA 0007	11	Cosine	3	Uniform
1	120.000	225.000	114.000	0.00	0.00	NACA 0007	11	Cosine	15	Uniform
2	450.000	140.000	310.000	0.00	0.00	NACA 0007	11	Cosine	1	Uniform
3	460.000	130.000	323.000		0.00	NACA 0007				

Fig. 3.20. Diseño del timón de dirección en 3 secciones.

Mediante las distintas vistas que nos permite seleccionar el programa, podemos asegurarnos de que hemos diseñado un modelo congruente y proporcionado. Tal y como se ve, a medida que modificamos los distintos campos, el programa calcula inmediatamente la superficie alar, cuerda aerodinámica media, wing aspect ratio...

3.3 Estudio de errores

Tal y como parece en este proyecto, todo funciona a la primera y no tenemos ningún problema, pero la realidad no es así. Por un lado, se junta nuestra inexperiencia con un software nuevo y, por otro lado, que desconozcamos o nos olvidemos de realizar alguno de los pasos previos. En cualquier caso, y si tenemos guardados los perfiles o planos que hemos ido creando, si llegado el punto, vemos que no funciona o que nos hemos perdido y no sabemos cómo continuar o enmendar el error cometido, lo más fácil será comenzar de nuevo.

Ni lleva tanto tiempo como podemos pensar, ni resulta tan engorroso; un poco de paciencia, y en un par de minutos estamos obteniendo los resultados que previamente se nos resistían.

También disponemos de un LOG FILE donde quedan registrados los datos de los análisis, ya que resultará casi imposible leer lo que nos va diciendo el programa a la vez que se ejecuta el BATCH ANALYSIS. Para acceder a él: **OPERATION POINT / VIEW LOG FILE.**

Los principales errores que nos encontraremos en los análisis son que no se pudo interpolar (could not be interpolated) o que nos encontramos fuera de la envolvente de vuelo (is outside the flight envelope).

Vamos a tratar de explicar porqué obtenemos el mensaje “Point is out of the flight envelope”:

El hecho de obtener este mensaje tiene relación directa con la viscosidad del fluido, del aire, en este caso. La viscosidad del aire queda definida por la viscosidad dinámica (μ) y la cinemática (ν), y existe una relación lineal entre ambas $\mu = \rho \cdot \nu$. Tanto la densidad, como la viscosidad cinemática, vienen definidos por defecto y tenemos acceso a ellas en el apartado POLARS/ DEFINE A POLAR ANALYSIS. En esa ventana aparece un recuadro dedicado a datos aerodinámicos.

Por otro lado $Re = C \cdot V / \nu$, donde C es la longitud de referencia, es decir la cuerda, V es la velocidad del aire.

Tal como hemos visto a lo largo del proyecto, Re es un número adimensional y es una representación de la proporción entre las fuerzas de inercia y las viscosas, de manera que, a mayor velocidad, menor es el peso de las fuerzas viscosas.

A lo largo del plano, la cuerda varía; por lo general, va disminuyendo a medida que nos acercamos al extremo del plano, por lo que podemos decir que el Re depende de la posición en la que nos encontremos en el plano, obteniendo Re pequeños en las puntas y Re altos en las zonas de encastre.

Lo que deberemos tener en cuenta, si no queremos entrar en aspectos extremadamente técnicos, es que los Re que obtenemos al hacer los análisis, deben estar comprendidos

entre los Re del mallado, y que el Re dependerá de la longitud de la cuerda y de la velocidad.

En caso de no obtener el resultado deseado y, dependiendo del tipo de análisis que hayamos realizado, las soluciones serán ligeramente distintas:

Si no converge, con independencia del método utilizado, y para análisis tipo 1, el problema más común es que el mallado no abarca la envolvente de vuelo o flight envelope, por lo que debemos aumentar el mallado. En la mayoría de los casos resolveremos así los posibles problemas.

Si tenemos este problema con análisis tipo 2 y la sustentación es negativa, debemos calcular las gráficas o valores para mayores ángulos de ataque.

Si ocurre en análisis tipo 2, la velocidad es muy alta o muy baja, provocando que aparezcan puntos fuera de la envolvente, debemos extender el mallado, teniendo en cuenta que, a ángulos de ataque pequeños, la velocidad tiende a infinito y, a altos valores de AOA, la velocidad tiende a cero.

Si diseñamos un plano con la cuerda de punta de plano muy pequeña, obtenemos Re muy bajos, tal y como nos ocurría a nosotros, de manera que, o bien aumentamos ese valor que no modificará sustancialmente los resultados, o seleccionamos la casilla "Store OpPoints outside the Polar mesh". Personalmente, recomiendo darle un mayor valor a la cuerda de punta de plano.

Utilizando el método LLT:

- Si el factor de "relaxation" es muy bajo, lo aumentamos en la ventana de LLT Settings.
- Si el número de puntos es muy alto, tendremos que reducirlo en la ventana de LLT Settings.

Utilizando el método VLM:

La matriz es singular debido a un conflicto con la disposición de los paneles; en este caso tendremos que regenerar manualmente el mallado.

Mediante el método de paneles:

Los resultados son inconsistentes porque los planos y el timón de profundidad están en el mismo plano y la estela del plano afecta al empenaje de cola; la solución pasa por modificar en el eje Z la posición de los planos o del timón de profundidad.

4. Fuselaje

4.1 Introducción

El fuselaje es la parte principal del avión y contiene la cabina, la zona de pasaje o carga, las puertas de acceso, e incluso, el tren de aterrizaje en algunos casos, y es el nexo de unión de las diversas partes del avión.

A la hora de diseñar un avión, buscaremos un equilibrio entre una baja resistencia aerodinámica y unas necesidades de tamaño o volumen que satisfagan el objetivo establecido.

Las variables a tener en cuenta son numerosas: podemos necesitar un gran volumen y alta velocidad (como en los aviones comerciales o de carga) o, en caso contrario, estarían los planeadores con un fuselaje mínimo y con la menor resistencia posible.

Tendremos aviones de tren retráctil o parcialmente retráctil, hidroaviones o aviones con tren fijo.

También influye el hecho de si el avión estará presurizado o no, puesto que, si es presurizado, presumiblemente tendrá una forma transversal ovalada o redonda, o si es un avión que no precisa grandes altitudes de vuelo, el fuselaje podrá ser cuadrado, ya que resulta más cómodo a la hora de transportar palés, paracaidistas o filas de asientos, tal y como ocurre en el CASA 212.



Fig. 4.1. Fuselaje de sección transversal rectangular del INTA

4.2 Diseño

Por último, pero no por ello menos importante, queda la labor de definir el fuselaje, para lo cual, lo que haremos será definir secciones de transversales, tantas como queramos y definir la geometría de dichas secciones. Una vez más, podemos trabajar con modelos ya creados y modificarlos, o crear uno nuevo completamente desde cero, que es nuestro caso: **BODY DESIGN/NEW BODY**.

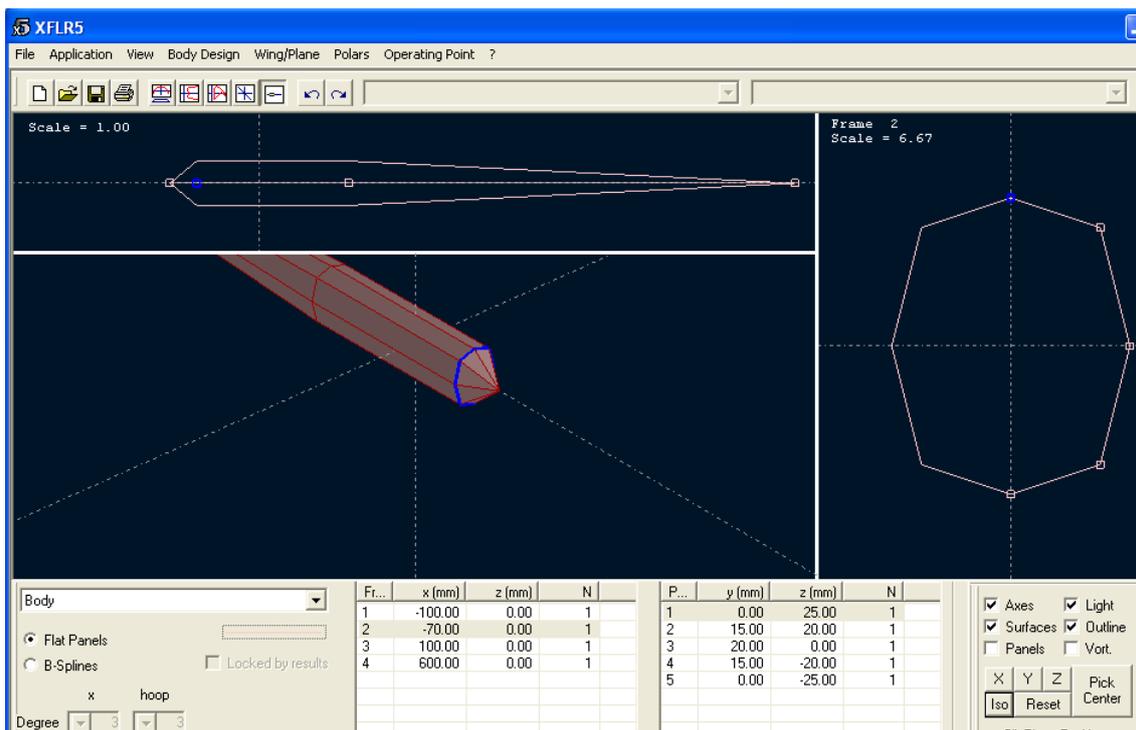


Fig. 4.2. Diseño de un fuselaje partiendo de cero

Básicamente, lo que nos propone el programa es un fuselaje con diversas secciones, que podemos aumentar o disminuir a nuestro gusto, y la posibilidad de definir dichas secciones de manera que vaya tomando la forma deseada.

Me gustaría resaltar que, en esta parte, es de gran importancia no confundirse con el sistema de referencia ni con el valor de las coordenadas, o el resultado no será el esperado.

Habrà que tener presente que la parte trasera del fuselaje ha de estar suficientemente separada del suelo para no rozar en el momento de la rotación y, también, que el timón de cola será más fiable si no está justo detrás de la cabina, es decir, si está ligeramente por encima, para que el aire que incida sobre él no se vea perturbado por culpa del fuselaje.

Vamos a realizar, paso a paso, un fuselaje a escala 1/10 de un CN 235.



Fig. 4.3. Vista lateral del un CN-235 (<http://www.airliners.net>)

Podemos identificar a grandes rasgos 3 secciones: una para definir el morro del avión, otra en la que el fuselaje no varía a lo largo del mismo, y otra para la cola, que está ligeramente elevada por encima de la cabina.

Empezaremos con el corte longitudinal:

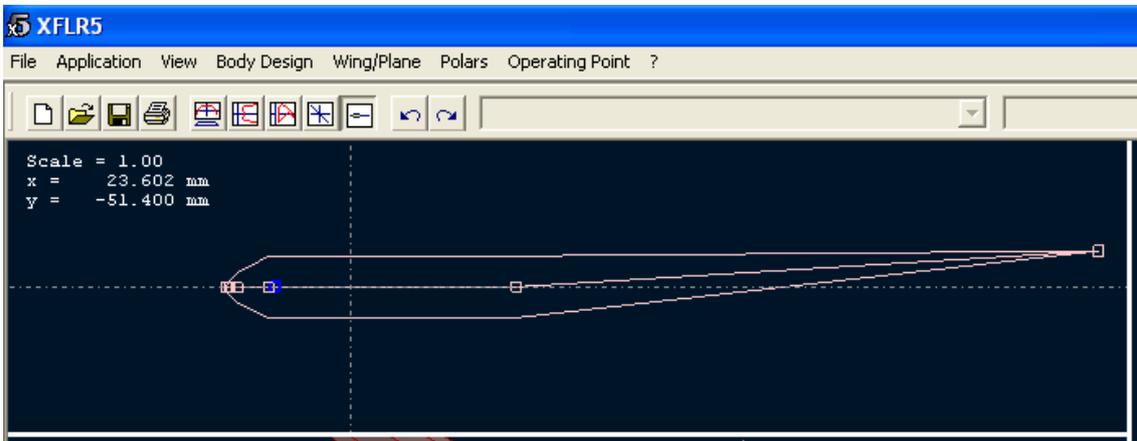


Fig. 4.4. Perfil por defecto del XFLR5, vista longitudinal

Las secciones se crean pulsando el botón derecho a la altura de la línea media del fuselaje que queramos y seleccionando **INSERT FRAME**. Posteriormente, podemos asignarle unas coordenadas específicas o trasladarlo con el ratón, a ojo, para consiguiendo la silueta deseada. En nuestro caso, definimos la silueta con 11 secciones. Claro está que, en las zonas más curvas, necesitaremos más secciones.

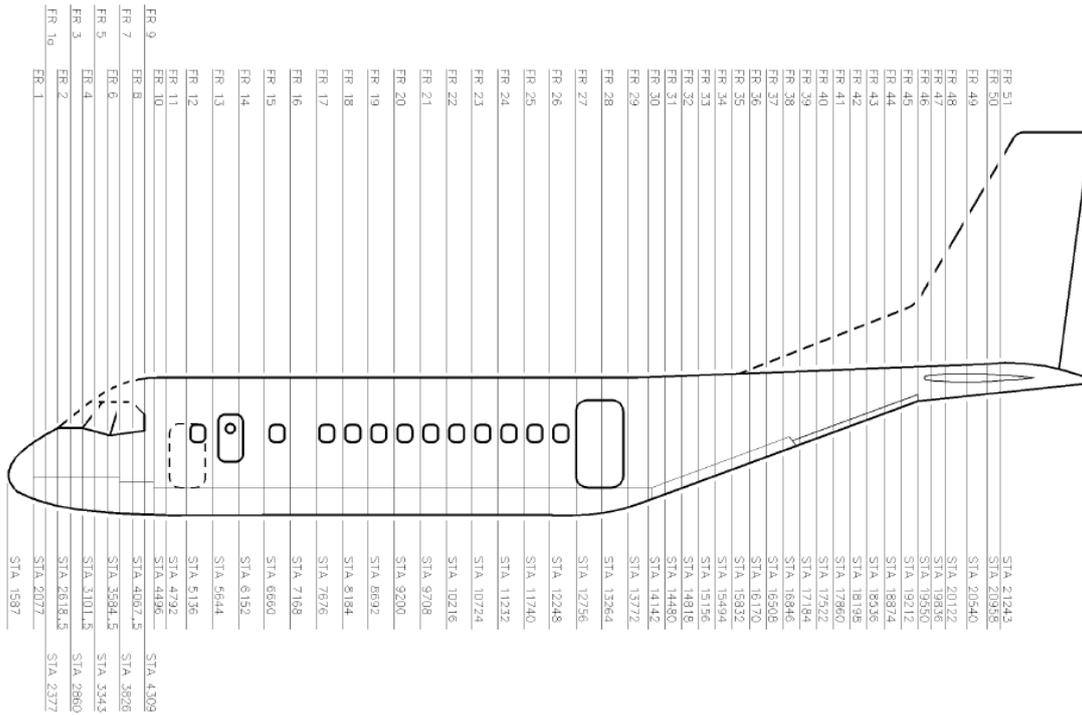


Fig. 4.5. Detalle longitudinal de las estaciones de un CN-235

Mediante el gráfico anterior, que está referenciado a un punto situado 1597 mm por delante del morro, y sabiendo que mide 21.40 m de largo, podemos definir, de una manera bastante aproximada, la vista lateral del fuselaje.

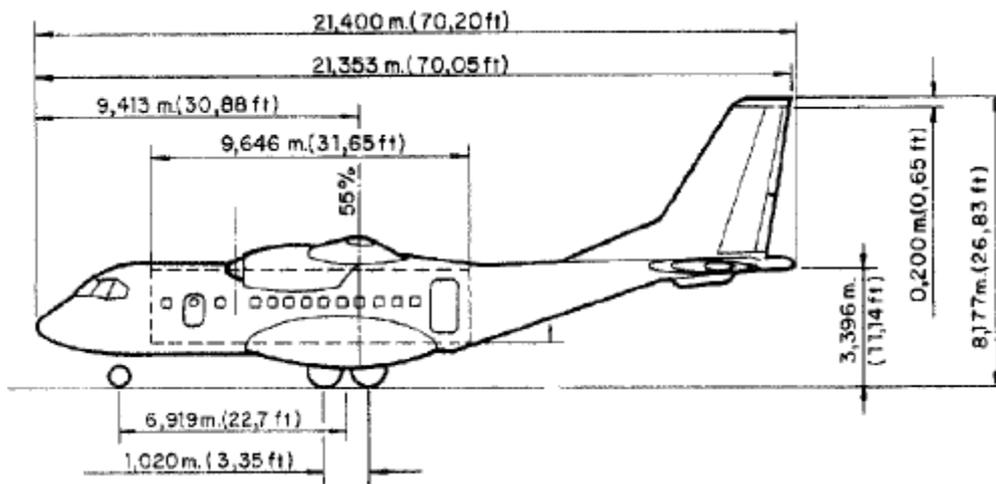


Fig. 4.6. Vista lateral de un CN-235 acotado

Para definir el diámetro del fuselaje, lo consideraremos un cilindro de 2.90 m de diámetro, para así facilitar los cálculos, si bien en la realidad no es así, tal y como podemos observar en la siguiente fotografía (Fig. 4.7.)

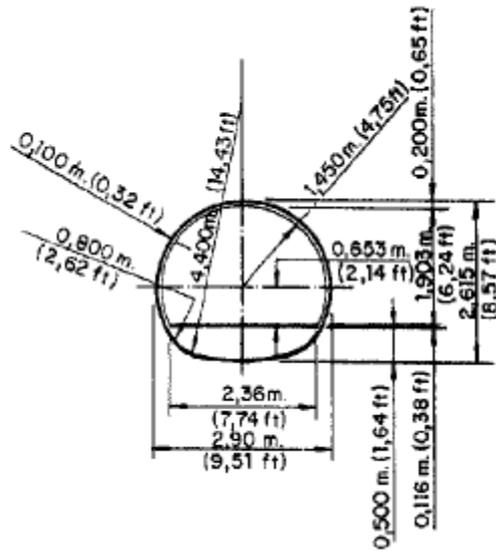


Fig. 4.7. Vista transversal acotada de un CN-235

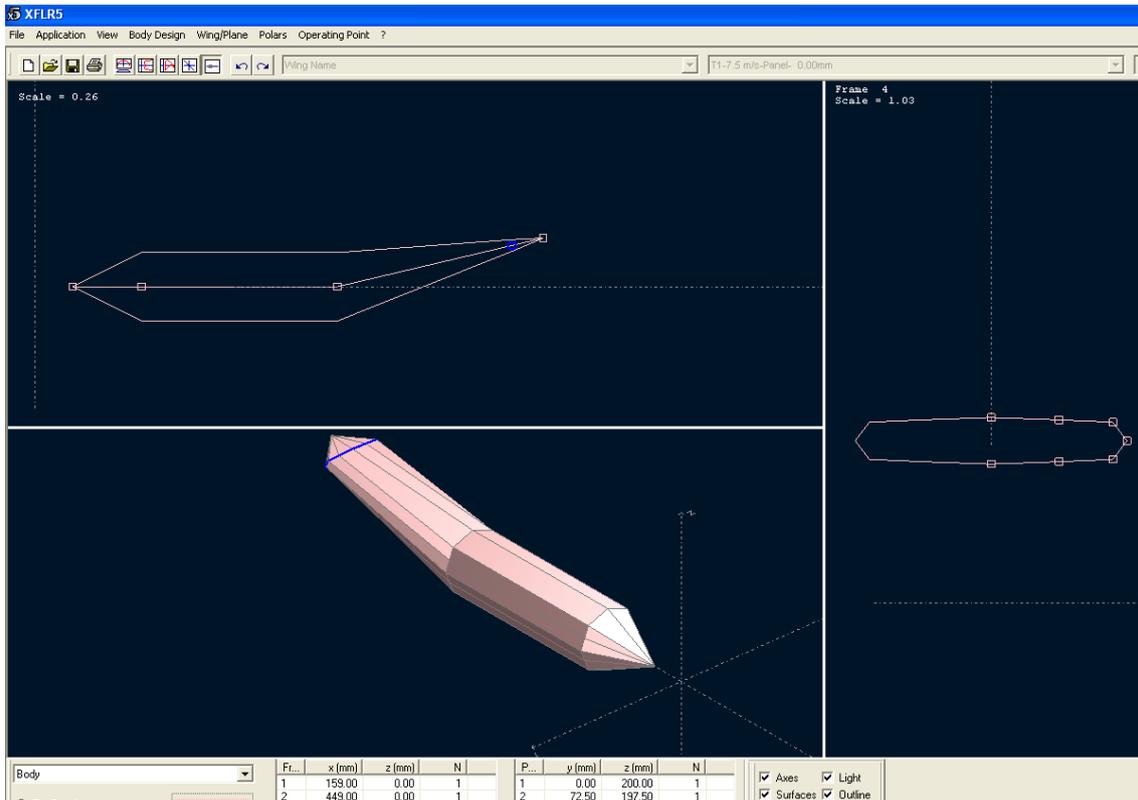


Fig. 4.8 Detalle de las 3 secciones de nuestro avión

Aunque podríamos pensar que no se parece demasiado a lo que teníamos en mente, hay que recordar que sólo estamos definiendo dónde están cada una de las secciones y que, posteriormente, definiremos dichas secciones de manera que quede similar a lo que queremos. Para ello, ahora nos desplazamos al cuadro de corte transversal, seleccionamos las distintas secciones y las definimos, o bien por coordenadas, o bien a

ojo, ya que la mayoría de las veces no disponemos de esa información o estamos realizando un modelo totalmente nuevo.

En este apartado, debemos recordar que, los aviones, por lo general, vuelan a grandes altitudes y están presurizados, lo cual implica que la presión en el interior del avión será mayor o igual a la exterior en cualquier situación y que la forma óptima para soportar presiones internas es cilíndrica. Pero, tal y como se observa en la foto, la cola no cumple dicha premisa, ya que la cola no está presurizada.

Ya sólo falta añadir las secciones auxiliares necesarias para darle una forma parecida a la del avión en cuestión, lo cual ocurriría en el caso de disponer de infinitas secciones, cosa que no vamos a hacer. Bastará con que tenga un aspecto similar.

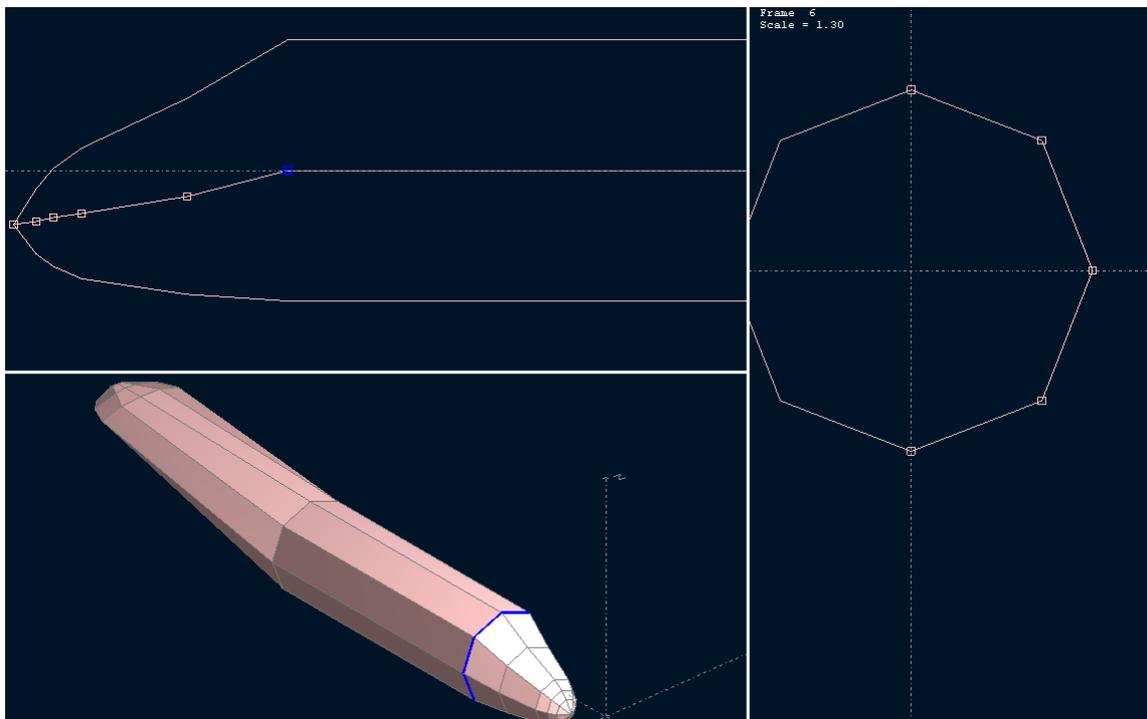


Fig. 4.9. Diseño de la sección de cabina

Poco a poco, va tomando forma pero, para asegurarnos, debemos hacer uso de las distintas vistas que nos facilita el programa en cada uno de los ejes así, como de la opción de fijar un centro y aumentar el zoom, o las posibilidades de visualizar o no, las líneas, paneles, efectos de la luz, ejes y superficies de nuestro modelo.

De nuevo, a la hora de definir el fuselaje, podemos utilizar los flat panels, que es la opción seleccionada por defecto, o los B-Splines, que nos proporcionan un acabado mucho más redondeado, más suave, más real.

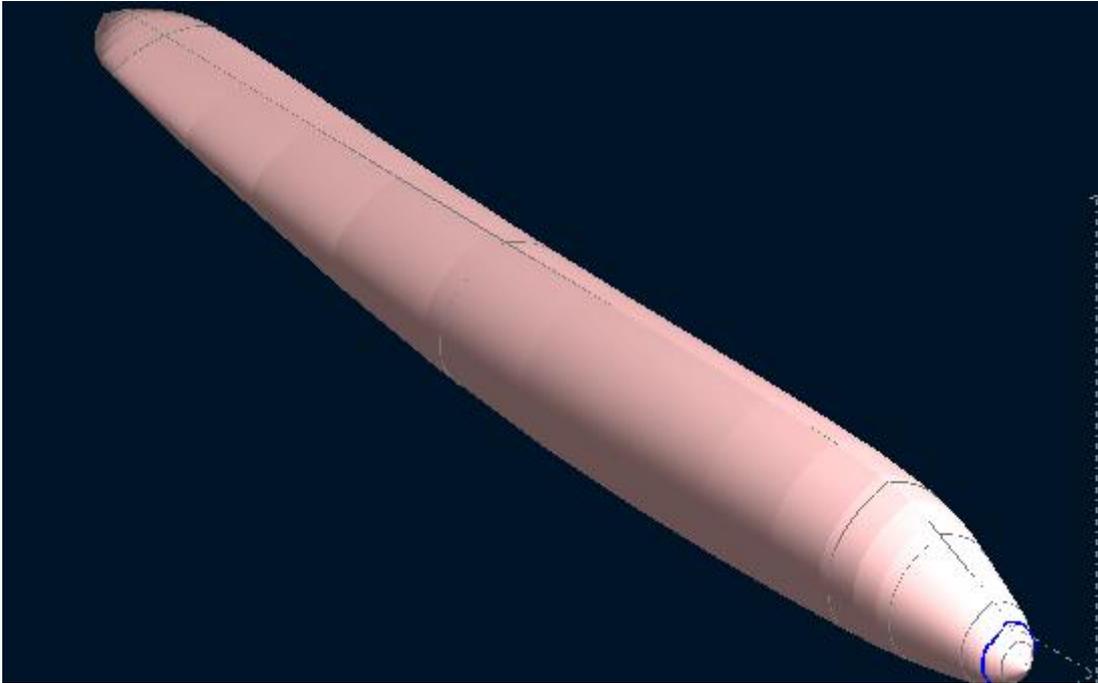


Fig. 4.10. Resultado final del fuselaje mediante el método de las B-Splines

5. Ensamblaje

5.1. Montaje del CN-235

Finalmente, a la hora del montaje, podemos definir cada una de las partes que componen el avión, como el perfil del plano, plano, perfiles de cola, empenaje de cola y fuselaje, por separado, y después, mediante **WING/PLANE / DEFINE A PLANE**, podemos elegir, de entre las distintas opciones que hayamos estudiado previamente, las más adecuadas y crear el modelo final.

Plane Geometry

Name:

Main Wing

x: mm
 z: mm
 Tilt Angle: °

Biplane

Biplane x: mm
 z: mm
 Tilt Angle: °

Elevator

Elevator

LE Position

x: mm
z: mm
Tilt Angle: °

Fin

Fin

LE Position

x: mm Symetric Fin
y: mm Double Fin
z: mm
Tilt Angle: °

Body

Body

x: mm z: mm

Wing Area =	30.00	dm ²	Wing Span =	2000.00	mm
Elevator Area =	2.70	dm ²	Elev. Lever Arm =	580.00	mm
Fin Area =	0.96	dm ²	Tail Volume =	0.34	
Plane Volume =	0.00e+000	mm ³	Total Panels =	466	

Fig. 5.1. Definición y ensamblaje de las distintas partes del modelo

Vamos definiendo cada una de las partes y seleccionando el tipo de perfil que queremos imponer a las alas y cola, pulsando OK una vez terminado. Si queremos modificar de nuevo algún parámetro, cosa bastante normal en los primeros diseños, bastará con seleccionar **WING/PLANE / CURRENT WING/PLANE / EDIT**.

Será imprescindible definir en cada elemento el tipo de perfil que tiene, ya sea un perfil simétrico, como el de la cola, o como el que hayamos elegido para los planos. Dicho perfil deberá haber sido cargado o creado previamente, ya que, si no es así, no lo podremos seleccionar a la hora de ensamblar, al igual que pasa con el fuselaje, pero en este caso nos creará un fino fuselaje en caso de no haber definido nosotros uno previamente.

Finalmente, pulsando el OK obtenemos el resultado de nuestro CN-235, que es un modelo bastante aceptable.

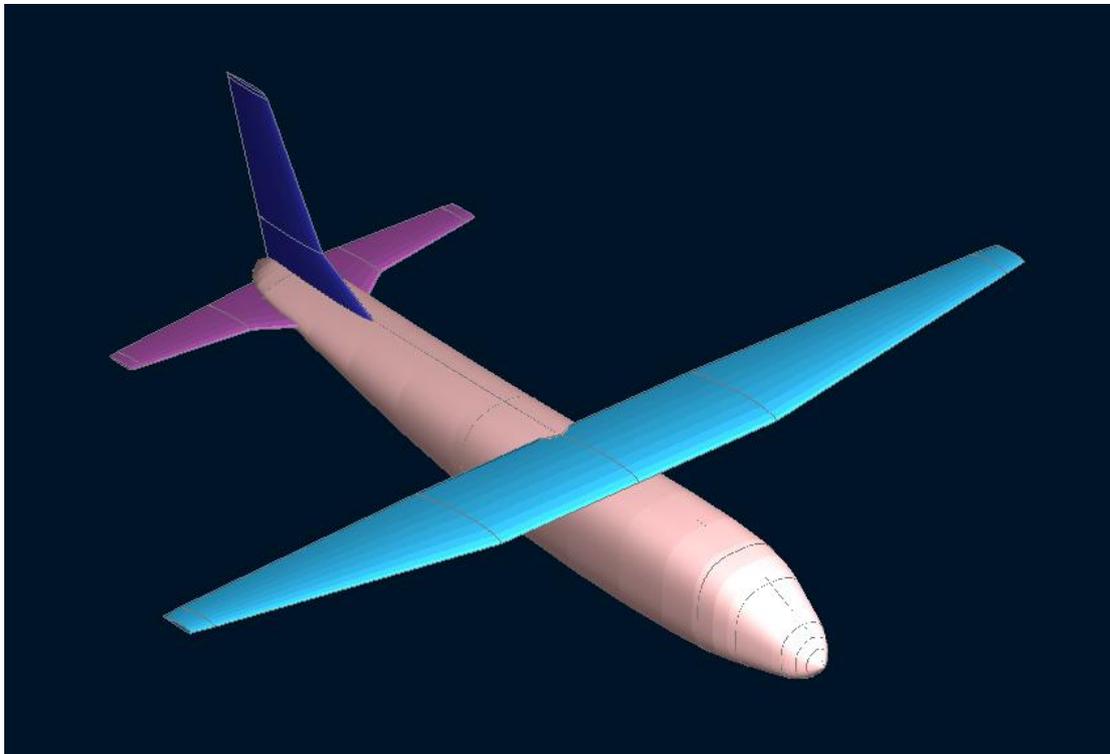


Fig. 5.2. Modelo 3D del CN-235 creado con el XFLR5

Si bien es cierto que aspectos como el tren de aterrizaje o la carena, la unión entre el plano y el fuselaje, las puntas de plano (daba error en el análisis) o las superficies pertenecientes a alerones y flaps, no se asemejan a la realidad, en general, damos por bueno el diseño. Además, este modelo, más allá de su parecido con la realidad, tenía un motivo que no es otro que aprender a diseñar en 3D, entender las funciones del programa y sentirnos cómodos con el XFLR5.

5.2. Efectos del ensamblaje sobre el empenaje de cola

Tal y como vimos con anterioridad, a la hora del análisis del avión al completo, el mallado es una parte fundamental, y las partes que más información nos aportan, que son las de sustentación y el timón vertical, son las que deberán tener un mallado más fino. Pero recordando que cuanto mayor es el mallado, mayor es el tiempo de cálculo a la hora de iterar. Debemos encontrar un equilibrio en función de la importancia de los cálculos y el tiempo disponible.

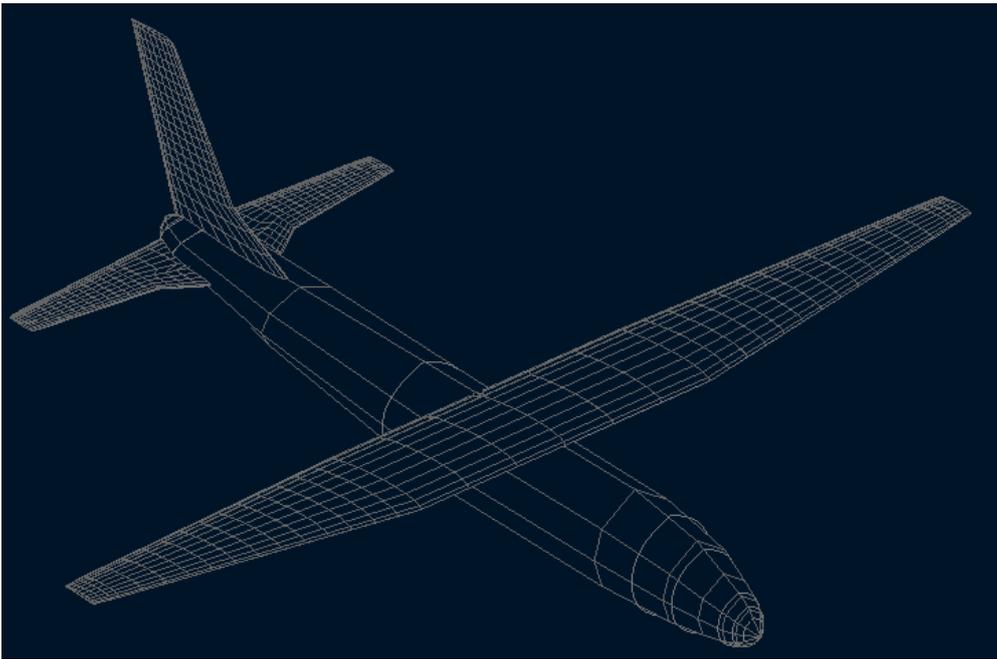


Fig. 5.3. Detalle del mallado de las distintas partes del modelo

Ahora vamos a ver el comportamiento de este modelo, sin el empuje de los motores, y para eso he hecho un análisis a sustentación constante (**POLAR / POLAR ANALYSIS / TYPE 2**) e igual a 10 N, ya que el peso que he elegido es 1000 gramos, y estableciendo el centro de gravedad (Mom. ref. location) a 800 mm del morro del avión. Estos datos son totalmente subjetivos, son datos necesarios para el programa y para los cuales hacemos una aproximación a ojo.

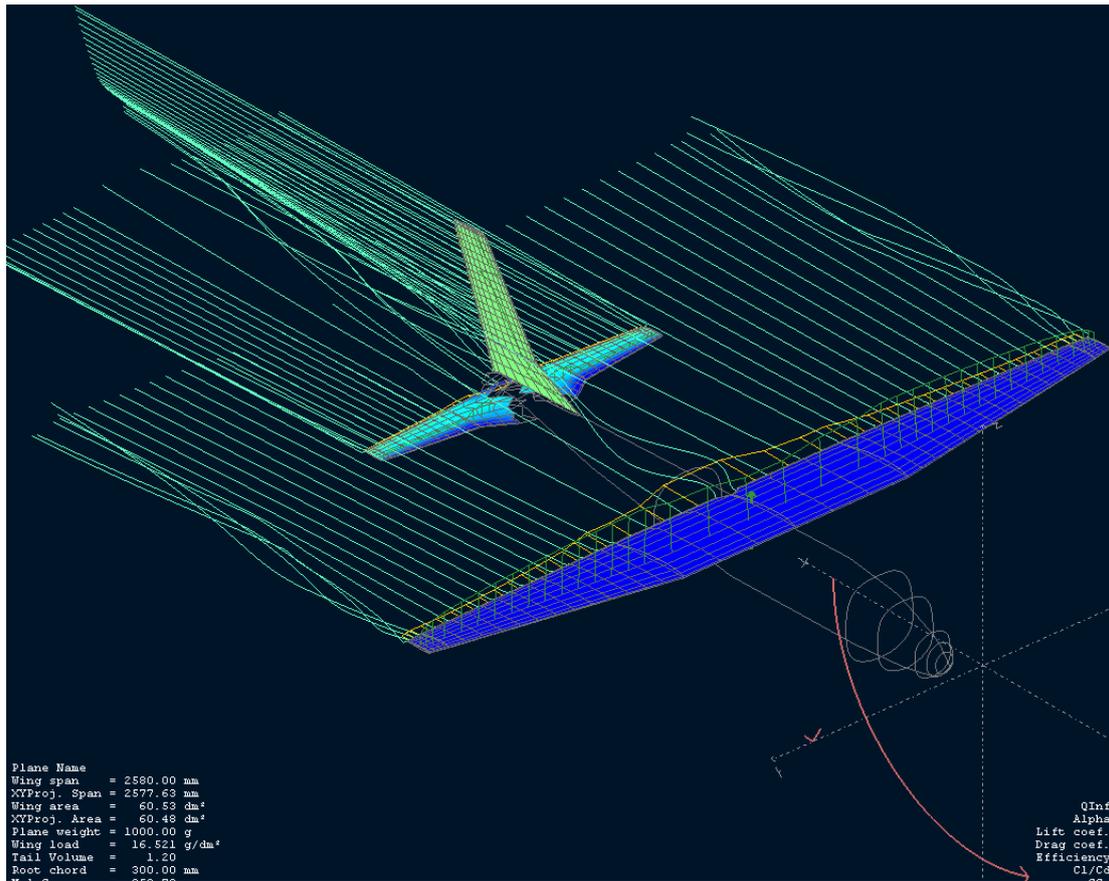


Fig. 5.4. Influencia de los planos y fuselaje en el timón de cola

Los efectos de los planos sobre la cola, hacen que se produzcan errores a la hora de hacer algunos análisis y que aparezcan discontinuidades en las gráficas. A modo de síntesis, las zonas donde aparezcan las alteraciones en el corriente de aire, serán probablemente las que nos den problemas a la hora de realizar análisis y obtener datos. Pese a que casi toda la zona donde se encuentran los timones de profundidad y dirección están fuera del alcance de las turbulencias del plano, al analizar el conjunto podrían surgir diversos fallos debido al Re o al mallado, entre otros.

5.3. Obtención de gráficos

Ahora que ya hemos montado el modelo en 3D, podemos continuar obteniendo gráficos con las variables que nos interesen. Para empezar, si pulsamos el icono que nos proporciona los gráficos y pulsamos GRAPH / VARIABLES y seleccionamos Gmc & Alpha, Gmc & Cl y Cl & Alpha:

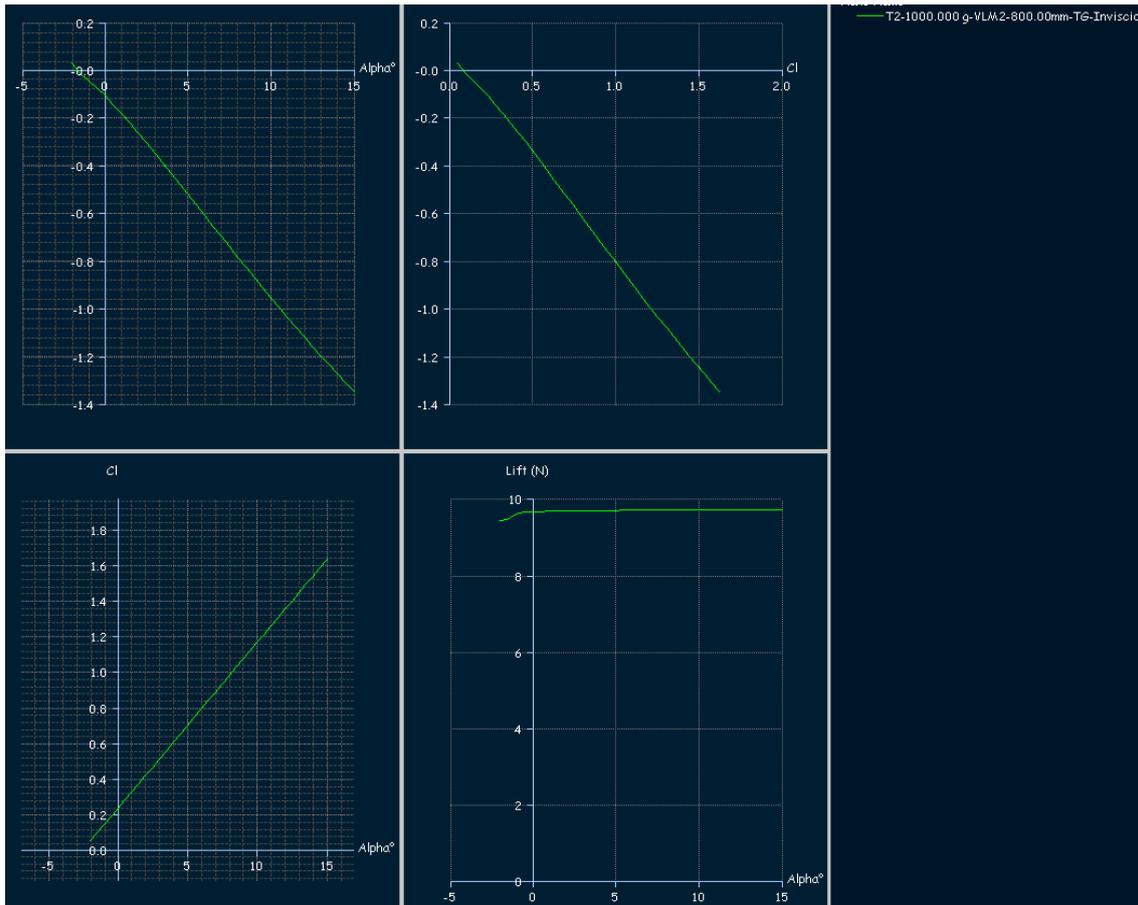


Fig. 5.5. Gráficos Gmc & Alpha, Gmc & Cl y Cl & Alpha a sustentación constante, del CN-235

Estos gráficos aportan una primera impresión que nos permite hacernos una idea muy general de nuestro modelo.

Por un lado, en el primer gráfico, vemos que para el avión esté equilibrado tenemos un Alpha negativo, lo cual no es bueno, claro que en la realidad el centro de gravedad no es el mismo y disponemos de los motores, que sin duda modificarían este gráfico. Pese a tener un Alpha negativo en equilibrio, el avión sigue generando algo de sustentación. En el gráfico Gcm & Cl, corroboramos que en el momento de equilibrio tenemos sustentación, lo cual dijimos que era muy importante.

También podemos realizar otros tipos de análisis. A velocidad fija, de 9 m/s, por ejemplo, y con los mismos valores que el análisis anterior, 1000 gramos de peso y centro de gravedad a 800 mm del morro de nuestro diseño.

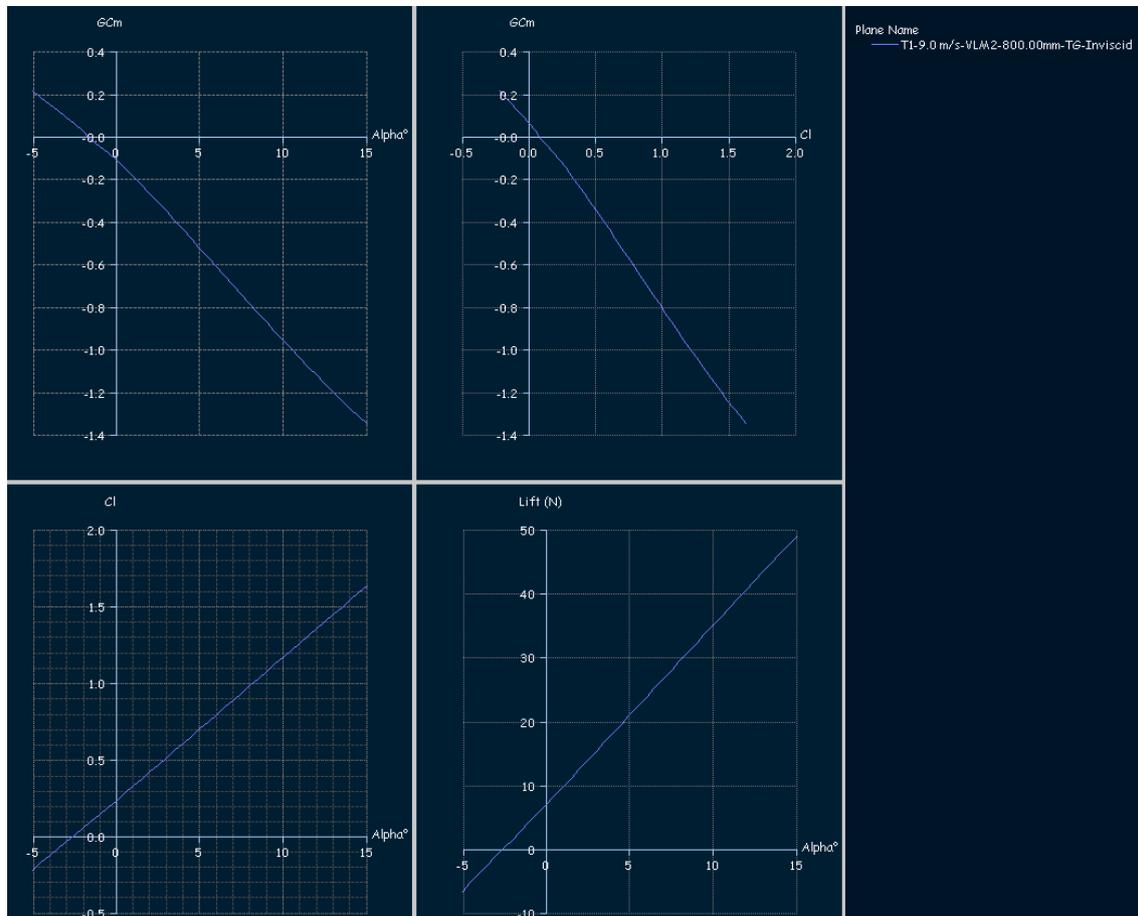


Fig. 5.6. Gráficos obtenidos del análisis a velocidad constante e igual a 9 m/s

Del primer gráfico, podemos sacar el dato de que en equilibrio el avión tiene un ángulo de ataque de unos 2 grados negativo, lo cual no es muy bueno. Del segundo gráfico comprobamos que en el momento del equilibrio el coeficiente de sustentación es positivo aunque muy pequeño. En el tercer gráfico, y para los valores que elegimos para el análisis, de entre -5 y 15 grados, el resultado es que a mayor Alpha, mayor coeficiente de sustentación, lo cual era de esperar. Por último, pero no por ello menos importante, el gráfico Lift & Alpha, nos indica que con un Alpha de unos 2 grados obtenemos la sustentación suficiente para nuestro modelo.

En términos generales, los gráficos obtenidos no son malos, aportan información sobre nuestro CN-235 como planeador, pero ya que es un software creado para aviones con una mayor proporción de superficie alar, unos glide ratios altos y en definitiva para planear, vamos a crear un modelo que se ajuste a nuestro software.

5.4. Ensamblaje del modelo PLANEADOR

Para que tengamos una referencia de hacia dónde está enfocado este programa, si creamos el avión que viene por defecto, es decir, el que crearíamos si no modificásemos las alas, ni la cola ni el empenaje, e introduciendo unos perfiles sencillos como el NACA 2410, previamente cargado, vemos que el resultado obtenido es un planeador bastante proporcionado, a excepción del fuselaje que es un poco estrecho. Pero, al estar diseñado para el estudio de planeadores no tripulados y aviones de aeromodelismo, será tan sólo una cuestión estética.

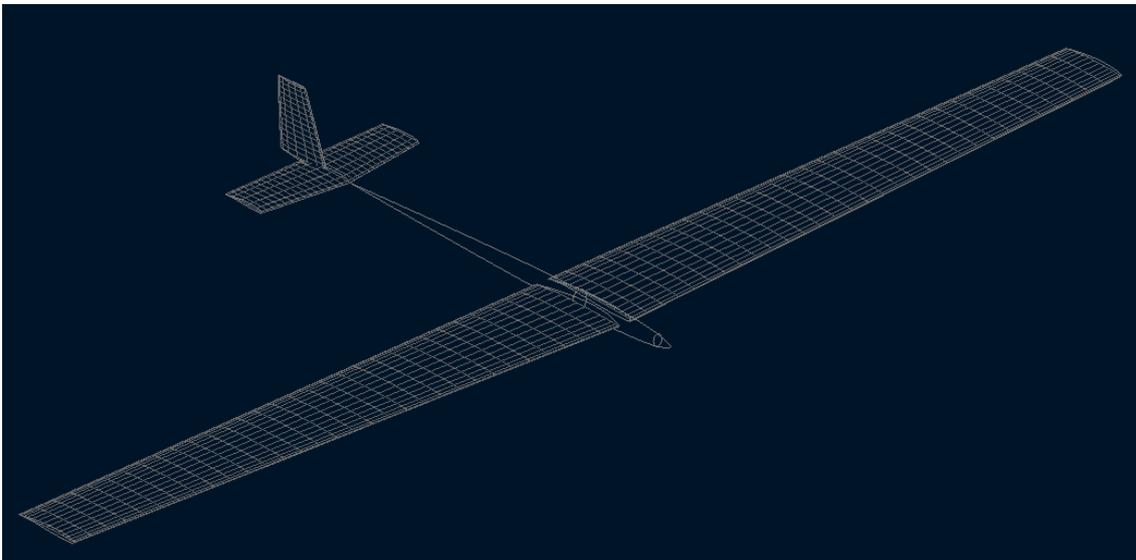


Fig. 5.7. Modelo creado por defecto mediante XFLR5 con perfil NACA 2410

A la hora de realizar prácticas o de estudiar los resultados, podemos comenzar con este modelo que, seguramente, plantee menos problemas a la hora de los análisis, y al ser más simple, podemos presuponer que obtendremos unas gráficas más uniformes y explícitas. De ahora en adelante, continuaremos obteniendo los resultados con este modelo, al que reduciremos la envergadura un 40% hasta los 1200 mm, para empobrecer su rendimiento y que definimos como PLANEADOR.

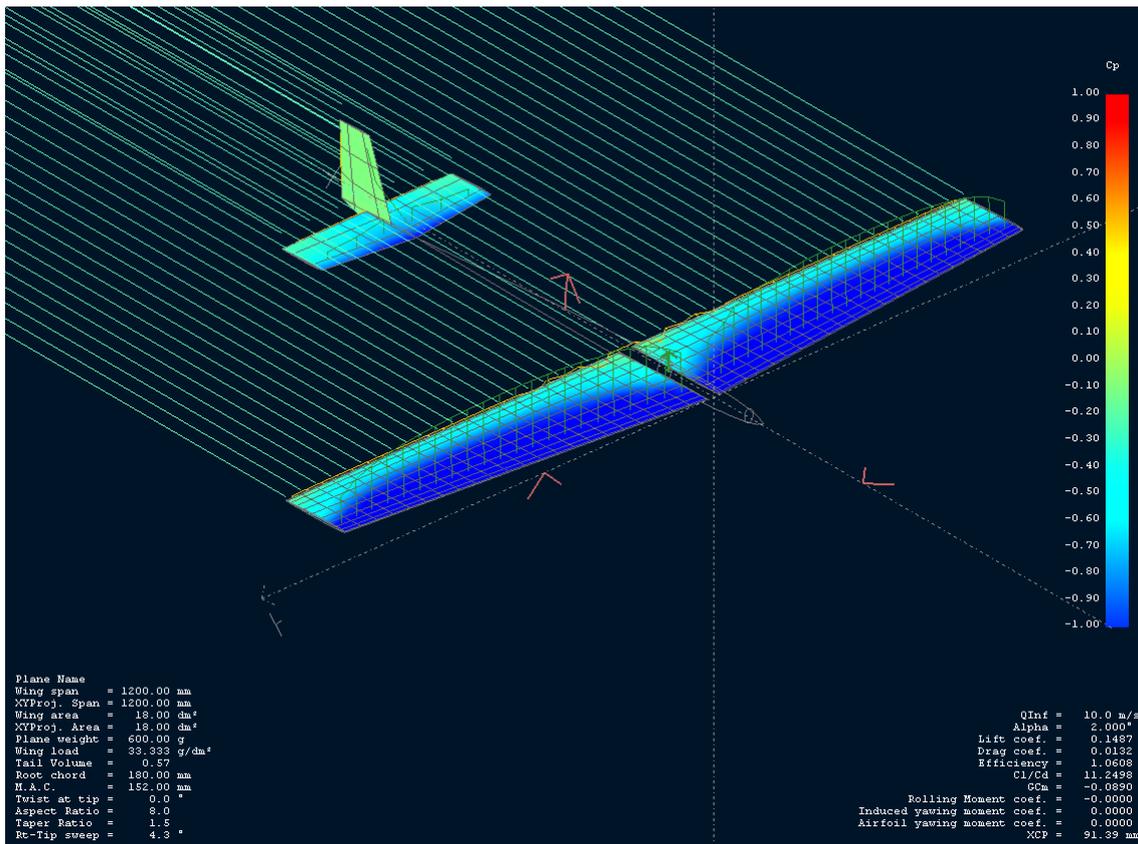


Fig. 5.8. Turbulencias generadas por el modelo PLANEADOR con perfiles simétricos

Nuestro PLANEADOR, con perfiles simétricos, a diferencia del CN-235 diseñado anteriormente, es como un cuchillo, prácticamente no altera el aire, no crea turbulencias, debido a los planos y también al aerodinámico fuselaje, haciéndolo ideal para su estudio.

El color azul significa que la presión es negativa, es decir, representa las zonas en las que, en ese momento concreto, se está produciendo más sustentación. Se concentra en la zona delantera de los planos y un poco en el timón de dirección. Tal y como se explicó unas páginas atrás, aunque tenga perfil simétrico y con un Alpha de cero grados no genere sustentación, en el momento que varíe el Alpha comenzará a generar sustentación.

Los planeadores no tienen los perfiles de los planos simétricos, así que si estudiamos el caso de PLANEADOR con NACA 2410 vemos como empiezan a aparecer las turbulencias debidas al perfil; es por esto que la elección del perfil tiene una gran repercusión en la obtención de performances del avión.

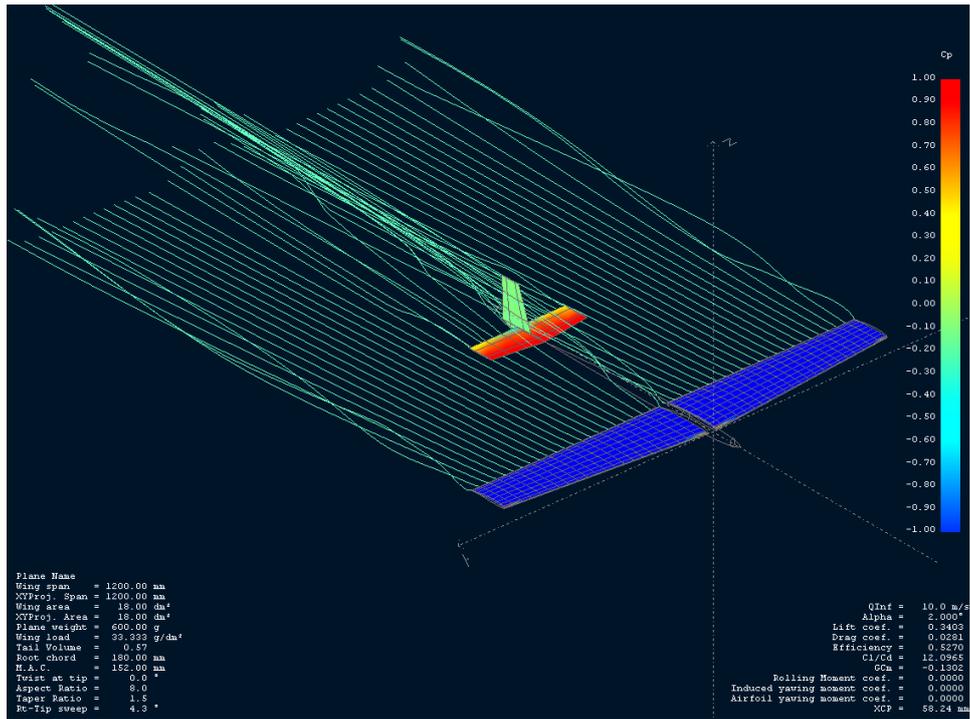


Fig. 5.9. Influencia de un perfil no simétrico en la estela

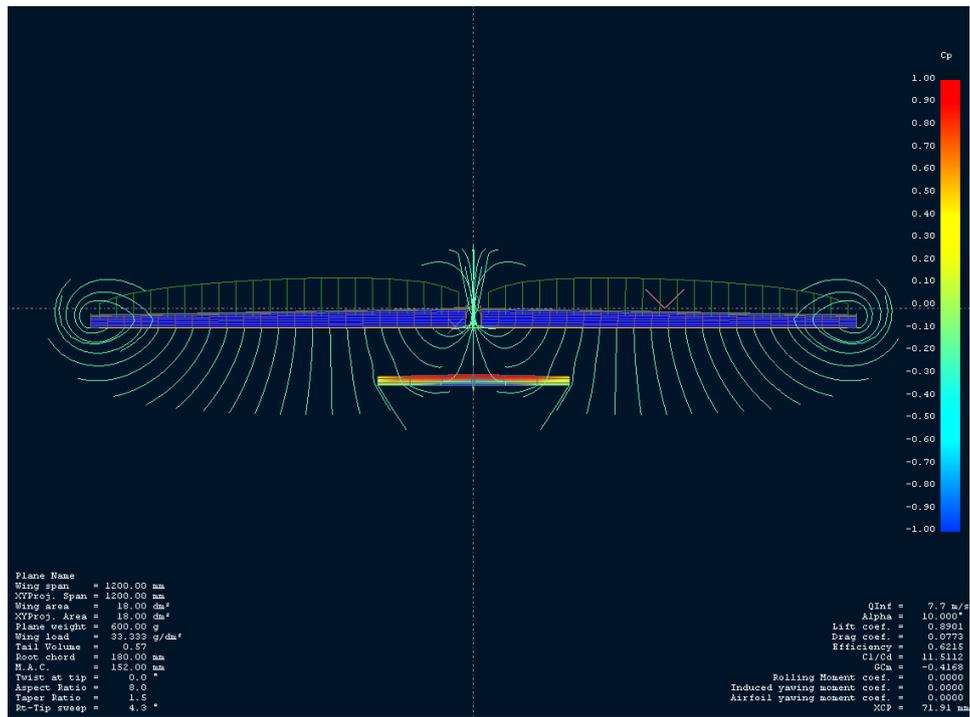


Fig. 5.10. Detalle de las turbulencias creadas por el modelo PLANEADOR

Inevitablemente en el momento que el perfil no es simétrico o tenemos diferencias de presiones entre el extradós e intradós, el aire con mayor presión trata de ir a las zonas de menor presión, y por eso el aire en las puntas de planos va dejando esos tirabuzones en la figura 5.10.

Capítulo 6. Estudio y mejora de los resultados

La construcción del CN-235 nos ha servido para familiarizarnos con los diversos comandos del programa, así como para crear modelos nuevos partiendo casi siempre desde cero, lo cual resulta mucho más complejo y tedioso.

A la hora de estudiar la información que nos aporta el programa para el modelo PLANEADOR, comenzaré eligiendo un perfil, en este caso, el NACA 2410, menos complejo, obtenido de la página web que se comentó al principio del proyecto.

Aumentamos los puntos de control a 100 (CURRENT FOIL / REFINE GLOBALLY)

Establecemos un análisis para Cl entre -1.1° y 1.1 con incrementos de 0.1 con un Re entre 10.000 y 500.000 a incrementos de 50.000. **POLARS / RUN BATCH ANALYSIS.**

Posteriormente, creo el plano principal, seleccionando el perfil que acabo de estudiar, con una envergadura de 1200 mm y manteniendo el resto de datos, obteniendo el siguiente resultado:

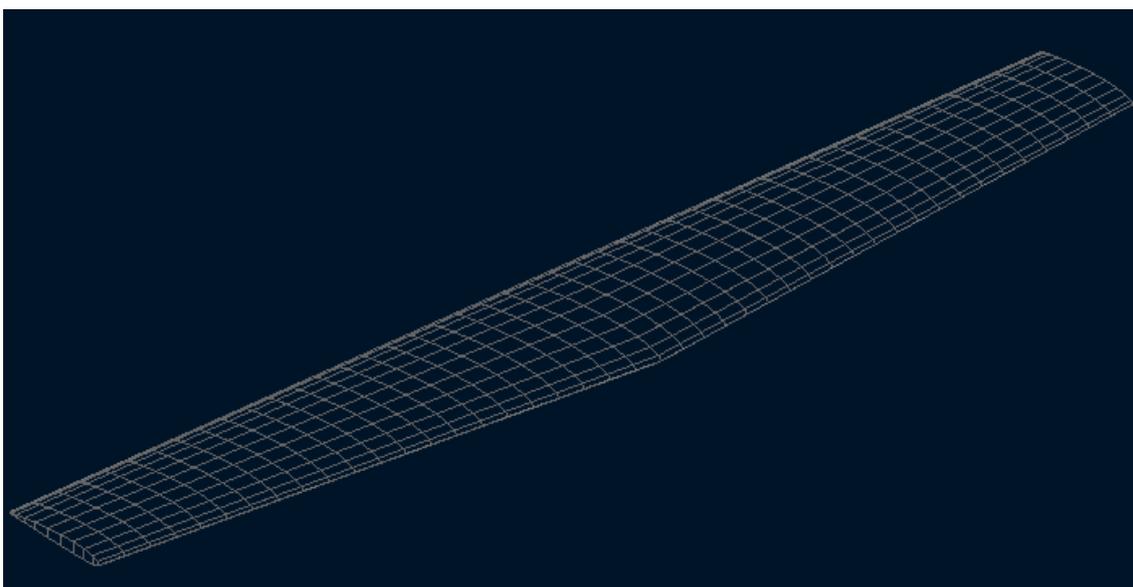


Fig. 6.1. Plano principal de 1200 mm de envergadura y perfil NACA 2410

Establecemos una velocidad fija de 10 m/s con un peso de 600 gr y un momento de referencia posicionado en el 0.0 mm, y definimos un análisis del plano para Alpha entre -10° y 10° con incrementos de 0.5° :

APPLICATION / WING DESIGN y después **POLARS / DEFINE A POLAR ANALYSIS.**

El modelo que he generado es el que crearíamos por defecto, a excepción de la envergadura, que la he reducido a 1200 mm, así conseguimos un modelo con unas performances peores y veremos algunas maneras de mejorarlas. He seleccionado un NACA 0004 para los perfiles simétricos y he dejado los valores que por defecto aparecían.

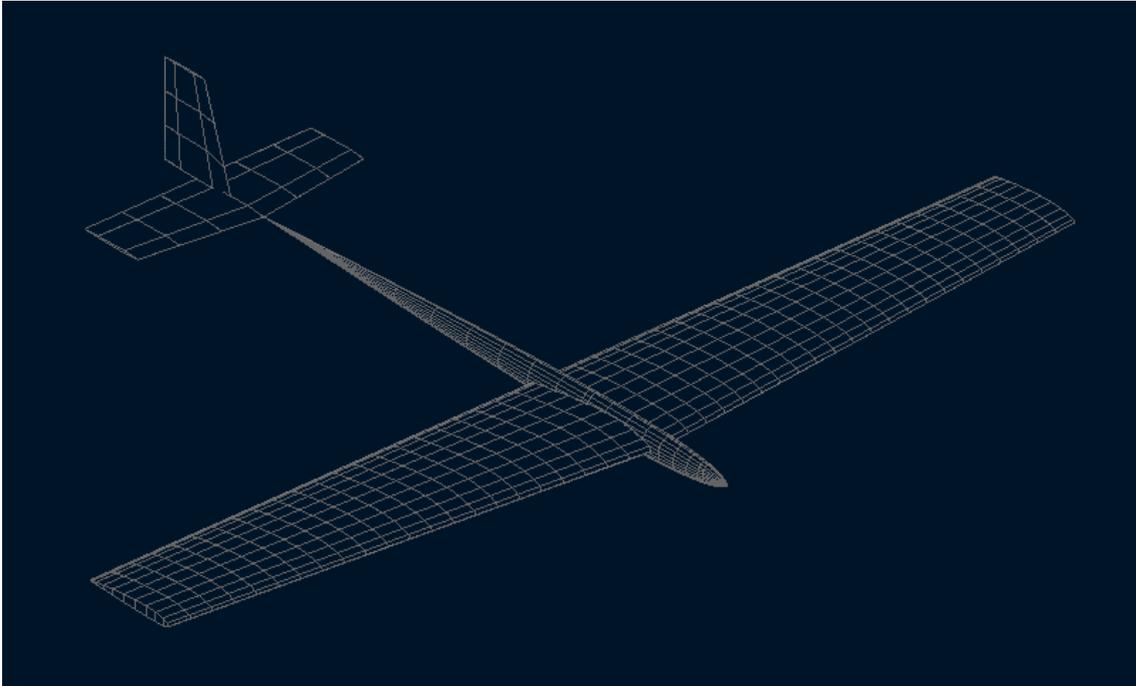


Fig. 6.2. Modelo PLANEADOR elegido para la obtención de datos con una envergadura de 1200mm

Finalmente, lo someto a un análisis mediante **POLARS / DEFINE A POLAR ANALYSIS**, con los mismos parámetros que antes, y el programa, por defecto, cambia el método de análisis de LLT a VLM CLASSIC y, además, redefine el mallado de las distintas superficies. Ejecutamos un análisis de Alpha entre -10° y 10° con incrementos de 0.5° y comparamos los gráficos del ala volante y el avión completo.

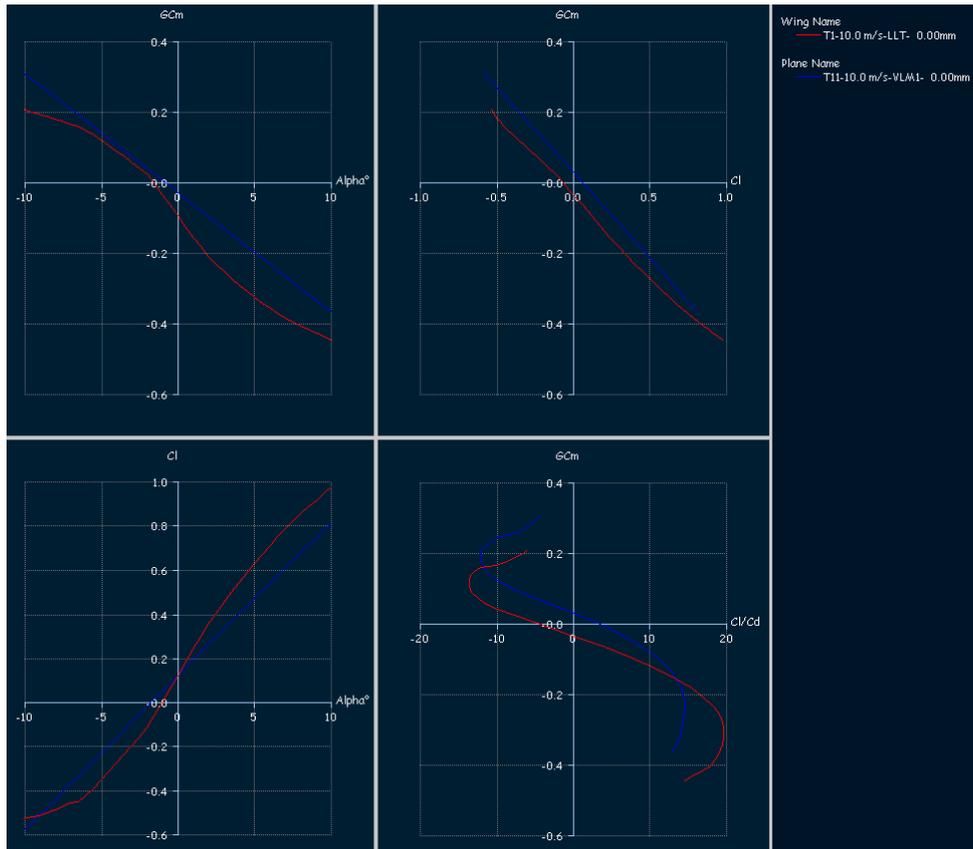


Fig. 6.3. Comparación de gráficos entre un avión completo y un plano

El resultado es que los puntos que hacen cero el GCM han variado, resultando $\text{Alpha} = -1^\circ$, $Cl = 0,1$ y $Cl/Cd = 3$. Ahora, al estar el avión en equilibrio, el coeficiente de sustentación es positivo, pequeño pero positivo. Además, si ponemos el timón de profundidad con un ángulo de inclinación (tilt angle) de 3° , vemos que la cosa no mejora, pero si probamos con -3° , sí notamos el cambio.

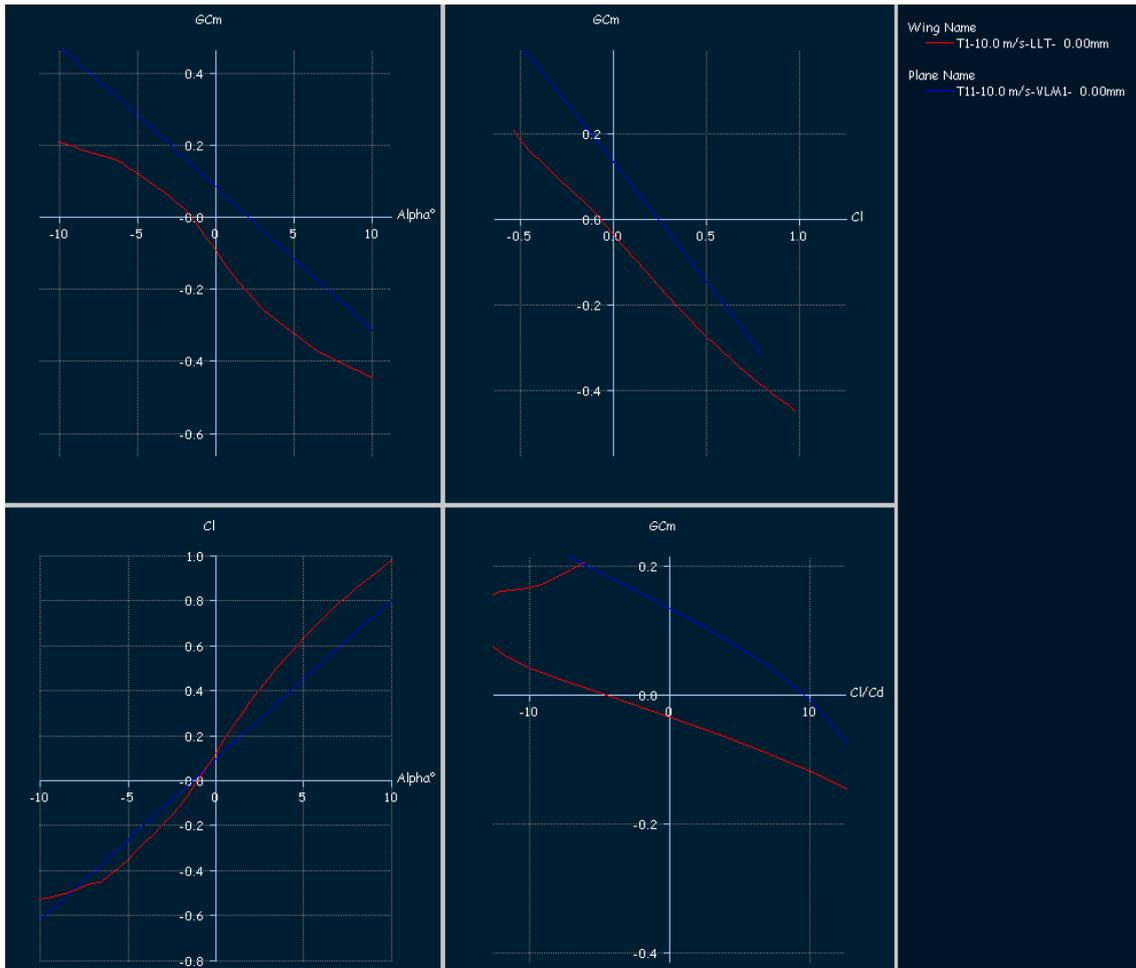


Fig. 6.4. Mejora de los gráficos mediante la variación del ángulo del timón de profundidad

Por un lado, vemos que si $G_{cm} = 0$, $\alpha = 2^\circ$, con lo que hemos conseguido que aumente 3° , $C_l = 0.25$ en lugar de $-0,1$ y $C_l/C_d = 10$, de manera que podemos considerar que hemos mejorado las performances del avión.

Por otro lado, fijamos el peso de nuestro planeador en 600 gramos, por lo que necesitamos unos 6 Newtons para que vuele, y la manera de ver que ángulo de ataque nos proporciona 6 N de sustentación es el gráfico Lift / AOA, así que, tal y como hicimos anteriormente sobre el gráfico que queremos cambiar, botón derecho GRAPH / VARIABLES, y seleccionamos LIFT y AOA.

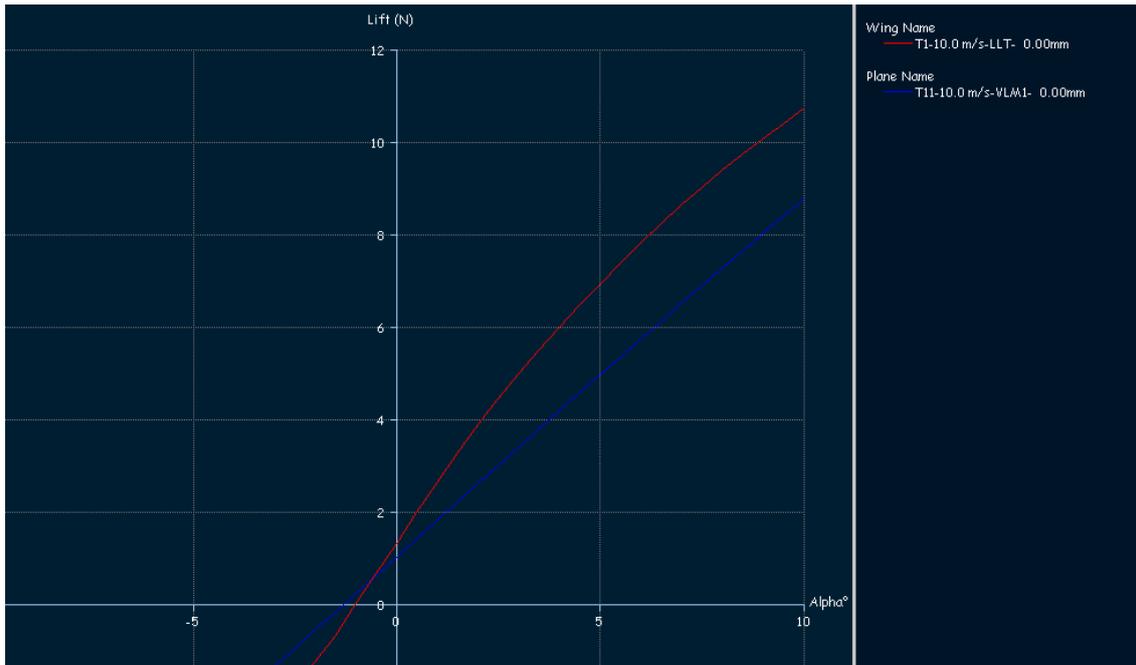


Fig. 6.5. Gráfico de la sustentación en función del AOA

Tal y como muestra la gráfica, resulta que en la posición de equilibrio ($\text{Alpha} = 2^\circ$), nos hacen falta unos 6 N, así que necesitamos algunos cambios. A mí, por ejemplo, después de algunas infructuosas modificaciones, se me ocurrió definir el centro de gravedad (Mom. ref. location) a 50 mm y como vi que mejoraban bastante las performances, reduje la velocidad a 9.5 m/s.

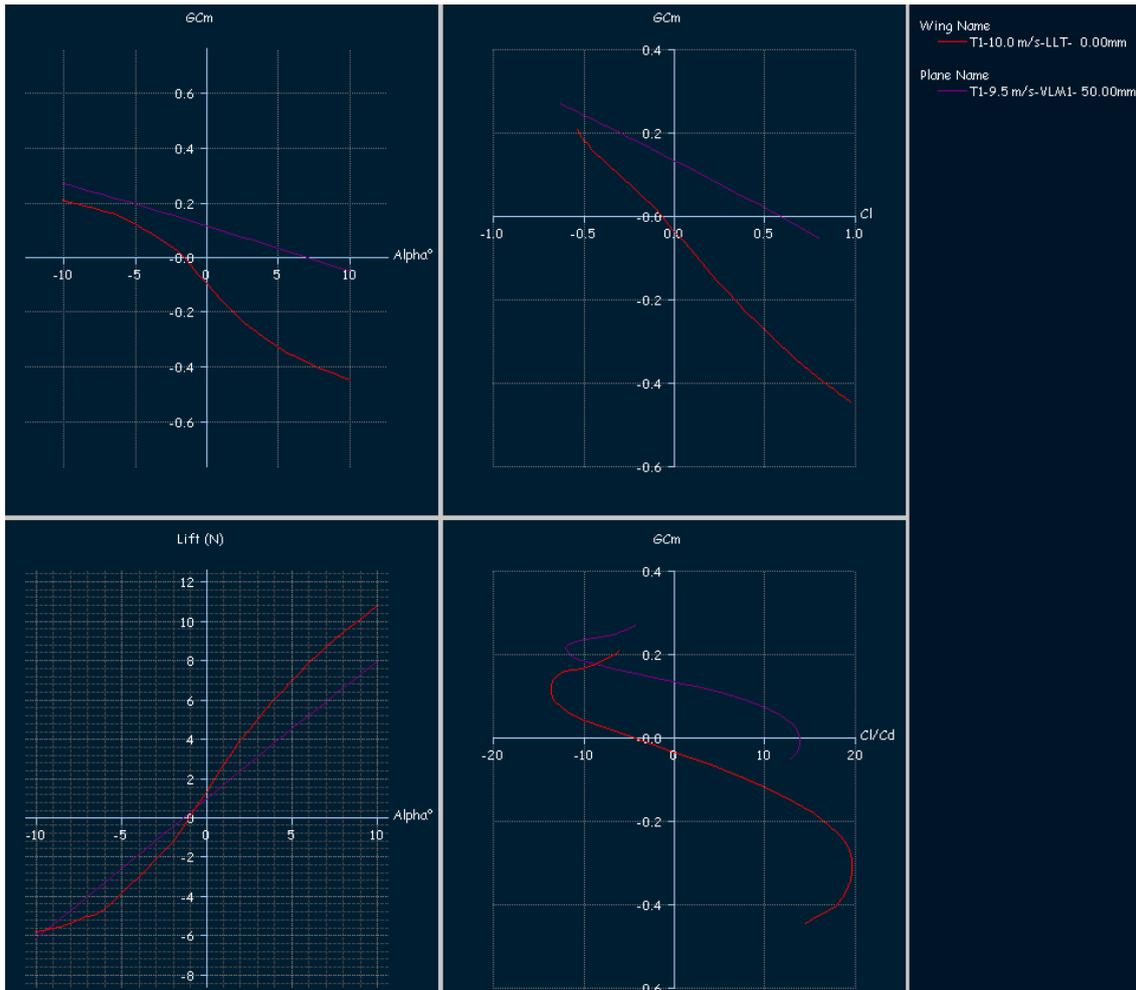


Fig. 6.6. Mejora de gráficos mediante modificación del dentro de gravedad

Ahora resulta que, para el nuevo momento de equilibrio $\text{Alpha} = 7^\circ$, obtenemos un $\text{Cl} = 0.6$ y unos 6 N de sustentación, que era lo que estábamos buscando, por lo que nuestro modelo vuela. Pero no sabemos si es un buen o mal planeador, así que necesitamos seguir obteniendo gráficas, para lo cual vamos a hacer un análisis mediante el método de sustentación fija (Fixed lift) de manera que lo que irá variando será la velocidad y el ángulo de ataque: **POLARS / DEFINE A POLAR ANALYSIS** y elegimos “Type 2 (Fixed Lift)”.

Posteriormente, cambiamos los gráficos para obtener V_z / V_x , GCM / V_x , $\text{Cl}/\text{Cd} / V_x$ y Alpha / V_x .

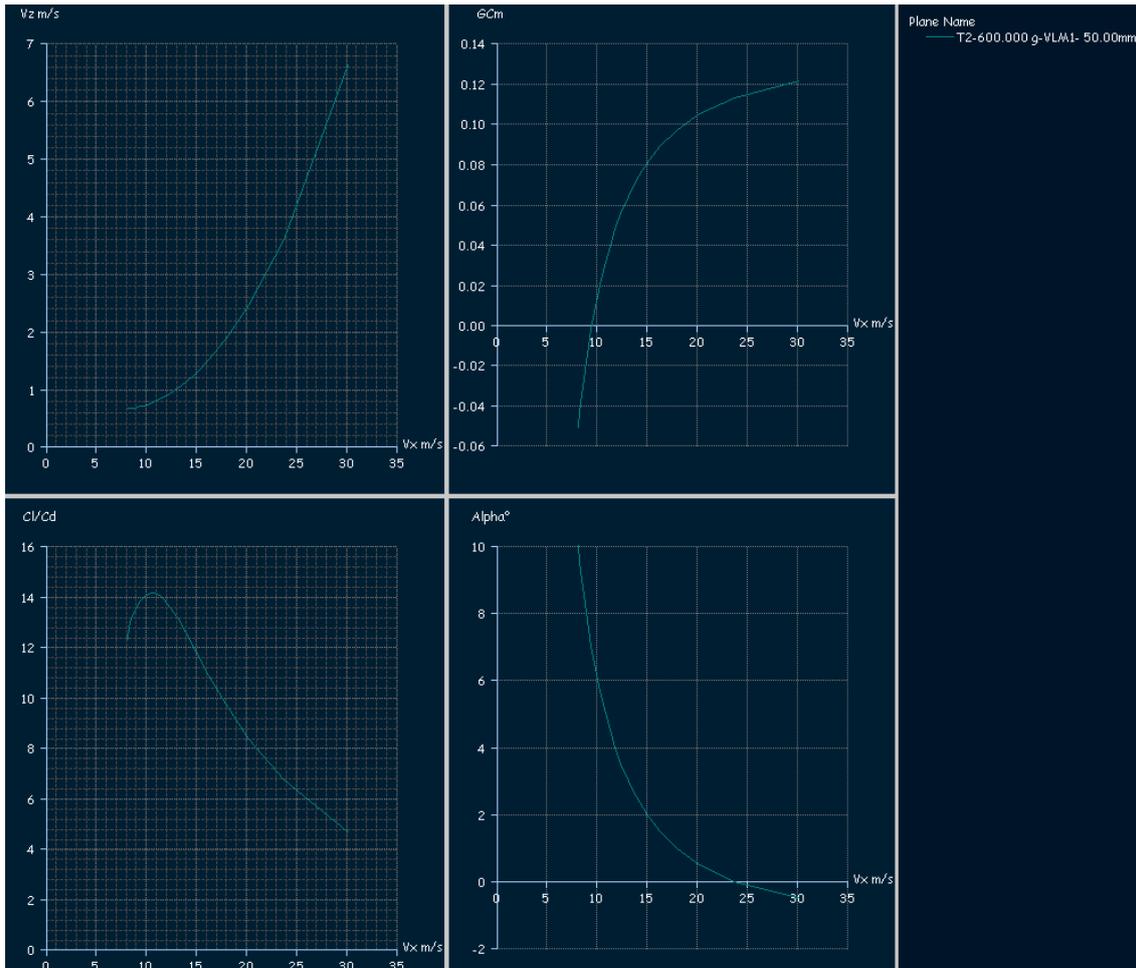


Fig. 6.7. Gráficos para obtención de régimen de descenso, velocidad estable, máximo Cl/Cd en función de la velocidad y ángulo de ataque de equilibrio

Estos gráficos son, sin duda alguna, muy importantes, veamos por qué:

V_z / V_x : Obtenemos la representación de la velocidad vertical con respecto a la horizontal y vemos que, si volamos más despacio de 8 m/s, nos caemos y que, para los 10 m/s, tendríamos unos 0.75 m/s de velocidad vertical, hacia abajo obviamente.

GC_m / V_x : Nos indica a qué velocidad se establece el equilibrio, es decir, la velocidad a la cual quiere volar el avión, que es muy próxima a los 10 m/s.

$Cl/Cd / V_x$: Obtenemos un máximo a 10,5 m/s, que será la velocidad a la cual recorreremos más distancia. Además, tendremos un ratio de 14:1, recorreremos 14 metros horizontalmente por cada metro que descendemos.

α / V_x : Nos da la velocidad para un ángulo de ataque determinado, así que, si volamos a 24 m/s, el ángulo de ataque es cero grados.

Ahora que conocemos algunas performances de nuestro avión, es hora de ser un poco críticos con él. Por un lado, la velocidad de equilibrio, o velocidad a la que el avión está

compensado (9,5 m/s) está muy próxima a la velocidad a la que deja de volar el avión, que es 8 m/s (en principio, puesto que no tenemos información por debajo de esa velocidad) y muy cercana a la de máximo planeo que es 10,5 m/s, y además, la velocidad en función del AOA varía muy rápidamente ya que si tenemos un ángulo de ataque de 0° volamos a 24 m/s pero si aumentamos 2 grados el ángulo de ataque, la velocidad se reduce a 15 m/s. La consecuencia de todo esto es que, si variamos el ángulo de ataque con el que volamos y no compensamos de nuevo, el avión se hace inestable, así que vamos a intentar optimizar las performances del planeador, tratando de conseguir una velocidad de equilibrio mayor y un ángulo de ataque de equilibrio menor.

Para llegar al resultado que deseamos no existe un método a seguir y, en función del tipo de modelo generado, del perfil y demás, las medidas que tomemos podrán repercutir de una forma u otra. Por mi parte, he comenzado modificando el centro de gravedad y viendo cómo varía la velocidad a la cual se alcanza el equilibrio.

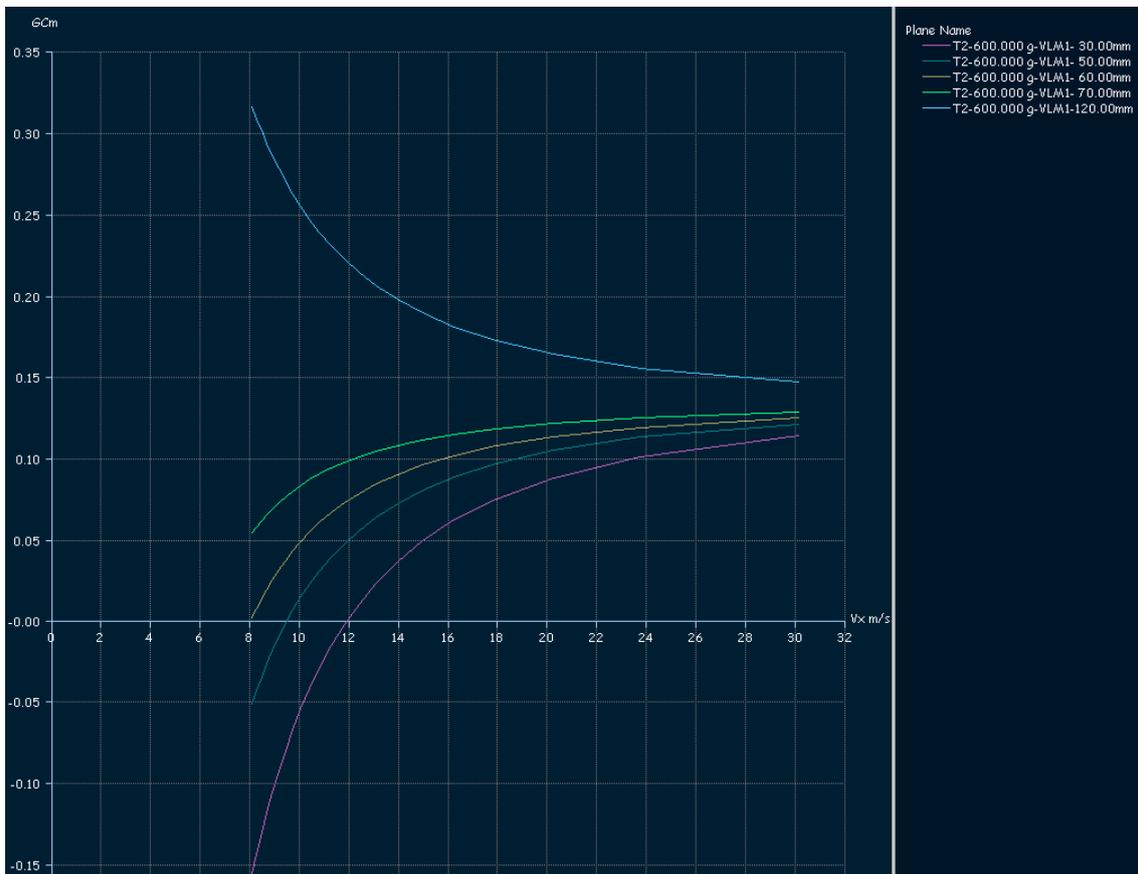


Fig. 6.8. Variación de GCm / Vx en función del centro de gravedad

Tal y como vemos, a medida que desplazamos el centro de gravedad a posiciones próximas al morro del avión, la velocidad de equilibrio aumenta, por lo que la mejor opción es con un centro de gravedad a 30 mm de la parte delantera. Por supuesto, debemos tener presente que el programa no entiende de si es posible dejar un centro de

gravedad tan delantero, es decir, si es posible crear un modelo de ese tamaño y peso con un centro de gravedad en esa posición, pero bueno, será una consideración a tener en cuenta si queremos hacer realidad el modelo. Por ahora, nos preocuparemos de que el modelo teórico se ajuste a nuestras expectativas.

Por otro lado, queremos que disminuya el ángulo de ataque al que se alcanza el equilibrio, de manera que necesitamos estudiar la evolución del AOA / COG.

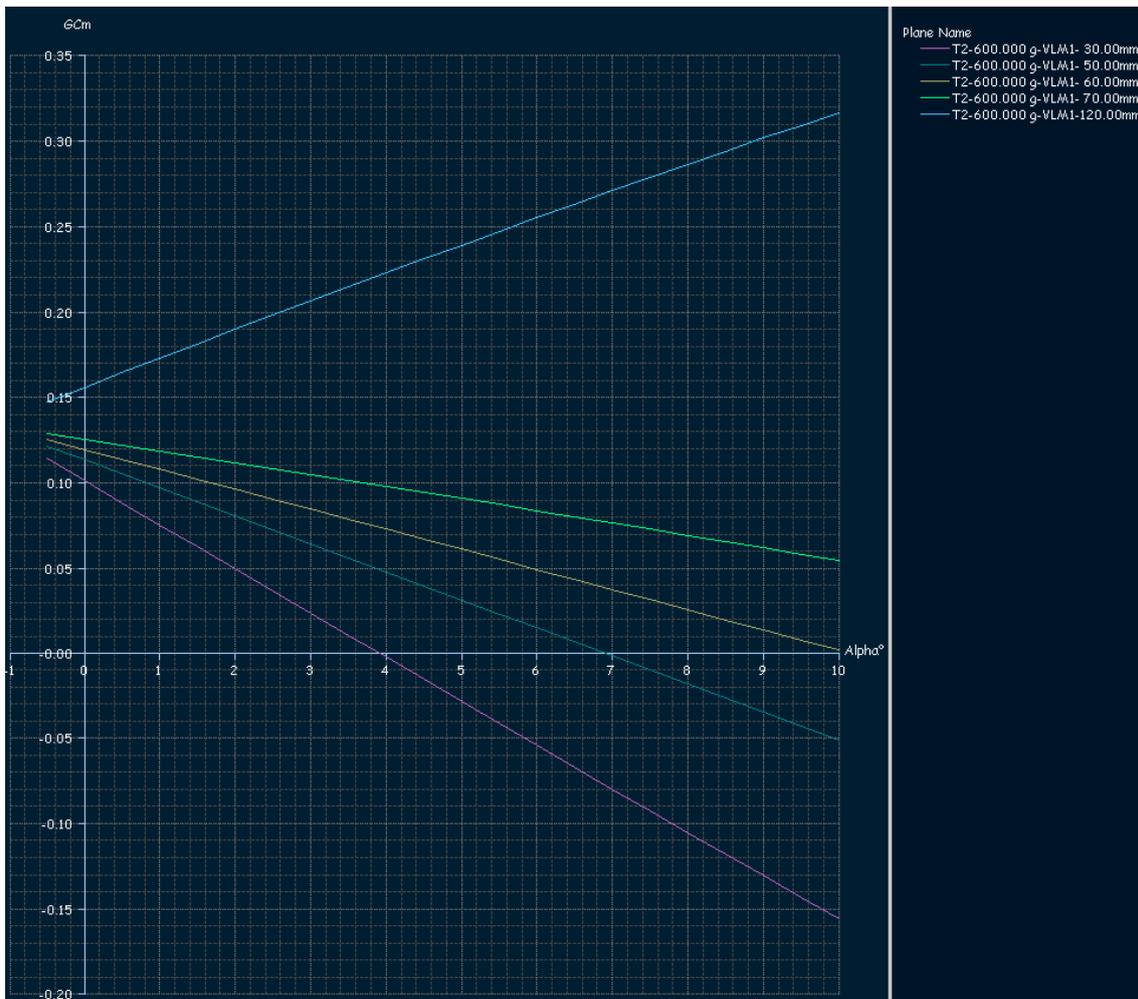


Fig. 6.9. Evolución de GCm/ Alpha en función del centro de gravedad

Aquí también vemos que, el hecho de tener un centro de gravedad tan adelantado, nos beneficia una vez más, y que, incluso si tenemos un centro de gravedad muy retrasado, no llegaremos a alcanzar posición de equilibrio. Ahora sólo queda ver si con estas condiciones el avión a la velocidad de equilibrio genera los 6 N de sustentación que nos hace falta para que nuestra creación vuele.

Realizamos un análisis a velocidad constante: en primer lugar, a 9,5 m/s, que era la velocidad de equilibrio que teníamos al principio, y también a 12 m/s, que es la nueva velocidad de equilibrio que obtuvimos al desplazar el centro de gravedad.

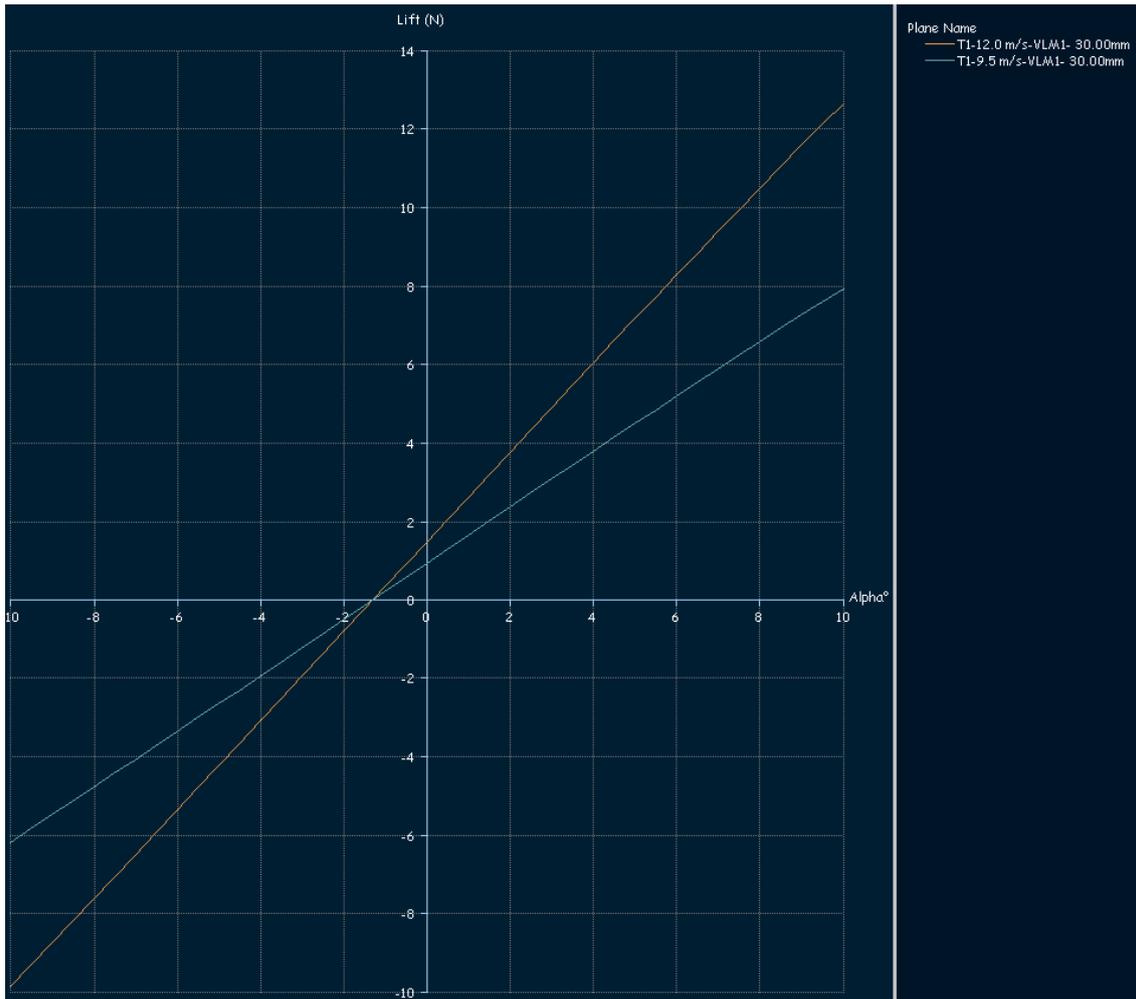


Fig. 6.10. Variación de la sustentación con la velocidad

Comprobamos que, al aumentar la velocidad, como cabía esperar, la sustentación aumenta y conseguimos reducir el ángulo de ataque para obtener los 6 N de sustentación de 7° a 4°, lo cual supone una rebaja considerable y un valor bastante aceptable.

Estas modificaciones son solo algunas de las posibles, también podríamos haber cambiado el perfil, la envergadura, el fuselaje, el diedro, ángulo de decalaje, el peso o la cola. Las combinaciones son enormes, ahí entra en juego la experiencia e imaginación del lector, esto solo ha sido una introducción al diseño.

Capítulo 7. Conclusiones

Así finaliza este proyecto, tras diseñar desde casa un avión de inicio a fin. Después de haber visto el diseño de perfiles, que sin duda alguna es la parte principal y donde reside la clave para obtener buenos modelos, ya que es la más sencilla y barata a la hora de diseñar. Posteriormente vimos el tema de los planos, con sus distintas formas y funciones. Para terminar estudiamos como se definen los fuselajes y su ensamblaje. El análisis de los gráficos obtenidos puede resultar inicialmente complicado, hasta que tengamos claro qué es lo que necesitamos modificar para obtener la respuesta adecuada, pero sin duda es la parte más representativa de este software.

Los principales problemas que hemos encontrado han sido principalmente de análisis, aspecto que con paciencia a un poco de experiencia podemos subsanar. Por otro lado la edición de modelos creados resulta muy fácil y entretenida, y una vez que conseguimos obtener los gráficos, analizar la información que aportan no es excesivamente complicado.

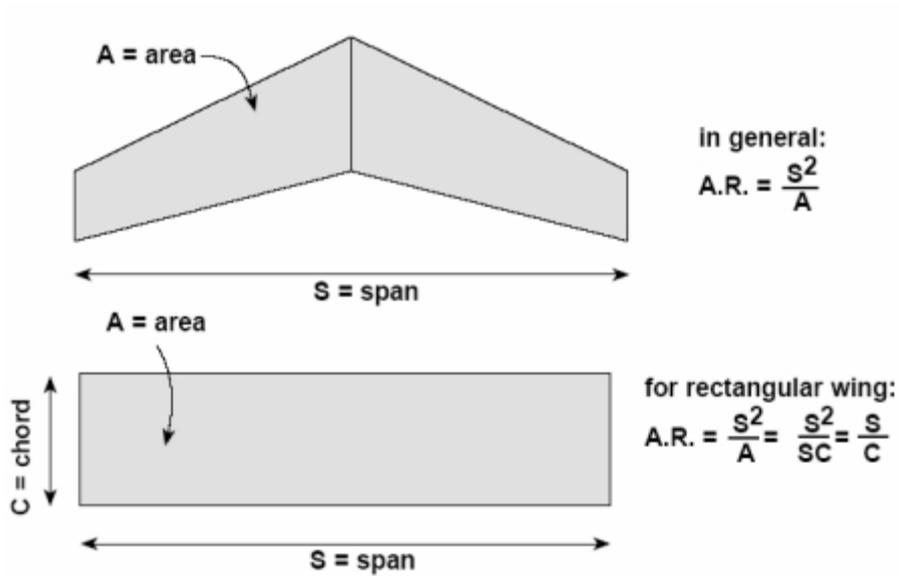
Las posibilidades que presenta el programa son enormes, y pese a no resultar intuitivo ni de aspecto amigable, resulta ser una potente y gratuita herramienta de cálculo.

Por último, confío en haber aportado algo de luz sobre el diseño de aviones en español mediante el XFLR5 y espero que haya sido del agrado del lector y encuentre esta guía sencilla e interesante.

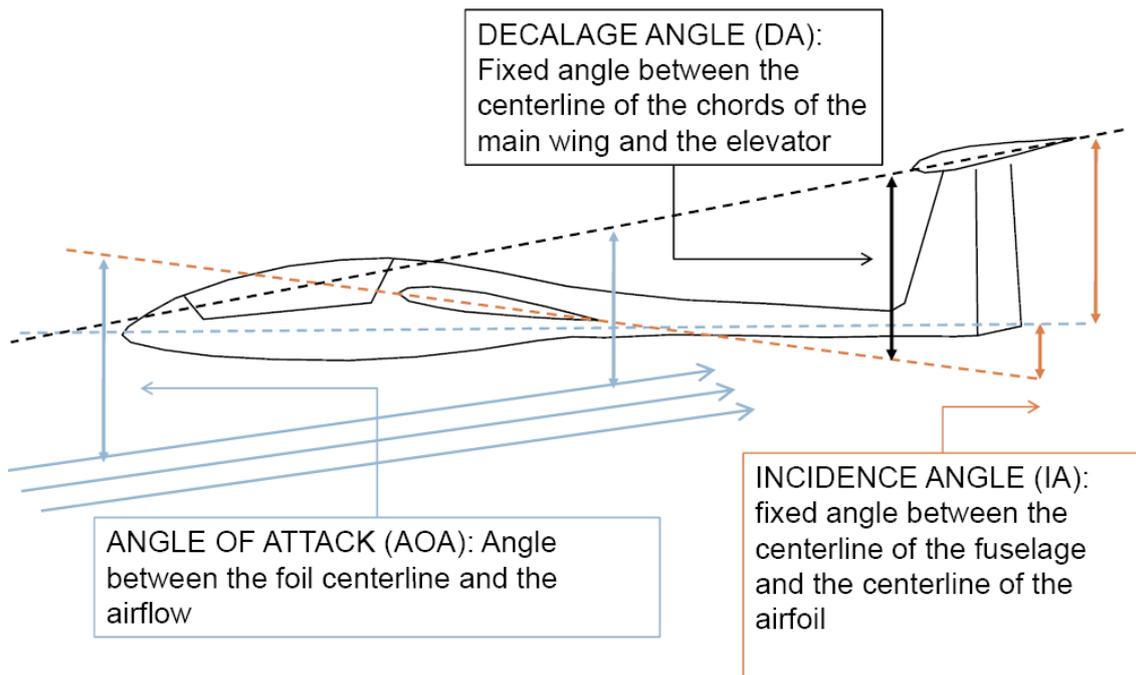
Anexo 1. Definiciones

ALARGAMIENTO (Aspect Ratio): “A”, es la relación entre la envergadura y la cuerda media, y puede variar desde 3 ó 4 veces en aviones muy rápidos a 20 ó 30 en los planeadores.

$$A = b/c$$



ÁNGULO DE DECALAJE (DA): ángulo formado por la cuerda media del plano y la cuerda media del timón de profundidad.



ÁNGULO DE INCIDENCIA (IA): Es el ángulo de calado del ala respecto al fuselaje, es decir, el formado por la cuerda que se toma como referencia en el ala y la línea que se toma como referencia longitudinal en el avión (eje longitudinal). El ángulo de incidencia se escoge de modo que la resistencia del avión sea mínima en alguna condición de vuelo. Normalmente, en crucero, su valor suele estar entre 0° y 2°. En algunos libros británicos, puede aparecer como ángulo de ataque, pero no es lo mismo.

AOA (Angle of attack o ángulo de ataque): Ángulo que forma la cuerda geométrica de un perfil alar con la dirección del aire incidente.

ASDA: Accelerate Stop Distance Available. La longitud necesaria de la pista de un avión para acelerar a una velocidad especificada y, a continuación, en el caso de un fallo de motor, ser capaz de detener con seguridad en la pista. Es igual a la longitud de la carrera de despegue disponible más la longitud de la zona de parada, si la hubiera. La ASDA depende de factores tales como peso de la aeronave, el diseño del perfil, la temperatura ambiente, la altitud del aeródromo, y el viento. Sus valores se dan en los manuales de la aeronave.

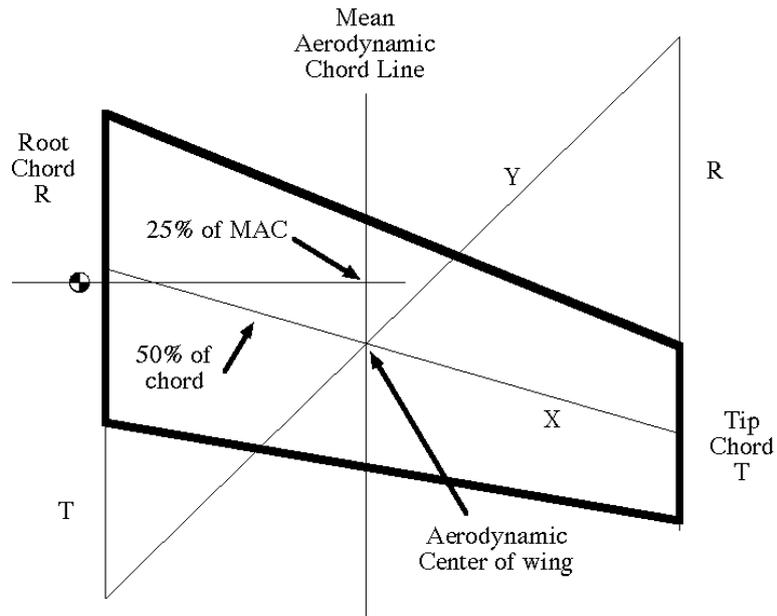
COG (Centre of gravity): Centro de gravedad.

CUERDA: Segmento imaginario que une el borde de ataque con el borde de fuga. El ángulo que formará la recta que contiene a la cuerda con la dirección de la corriente fluida, define convencionalmente el ángulo de ataque.

CUERDA MEDIA: (c): Normalmente, los perfiles que constituyen el ala suelen ser distintos a lo largo de la envergadura, y además, las cuerdas que los constituyen van disminuyendo desde el encastre hasta las puntas. Se define la cuerda media, como aquélla que, multiplicada por la envergadura, es igual a la superficie alar.

$$c \cdot b = s$$

CUERDA MEDIA AERODINÁMICA (Mean Aerodynamic Chord ó MAC): Es la que tendría un ala rectangular (estrechamiento 1) y sin flecha, que produjera el mismo momento y sustentación. Su método de cálculo es irrelevante para el proyecto, pero no así su significado.

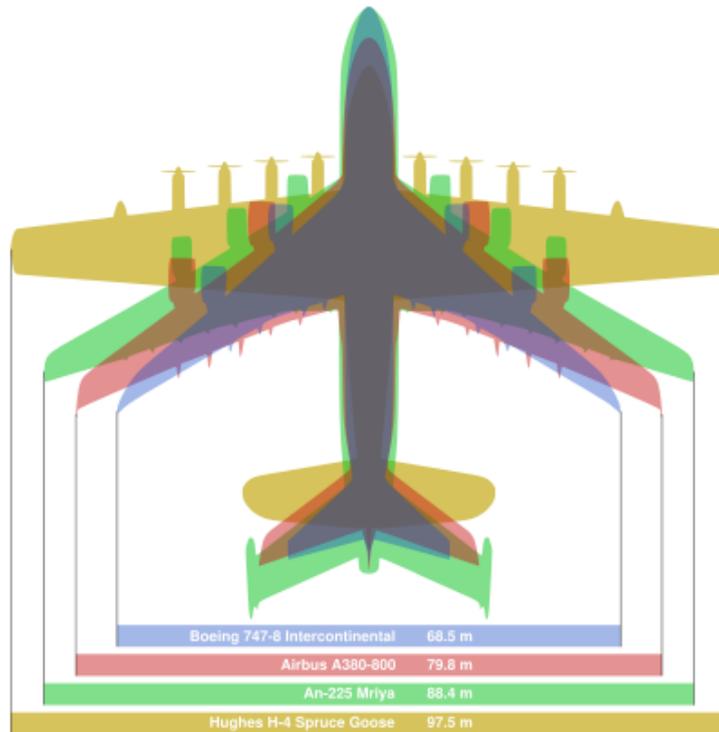


CURVATURA ó CHAMBER: Distancia entre la línea media y la cuerda de un perfil.

DIEDRO: (Γ): Tiene influencia en la estabilidad lateral del avión. Los valores típicos en los aviones comerciales suelen variar entre los 3° y los 7° .



ENVERGADURA: (b): Lo mismo de antes sobre los paréntesis. Es la distancia de punta a punta del ala, independientemente de la forma que tenga.

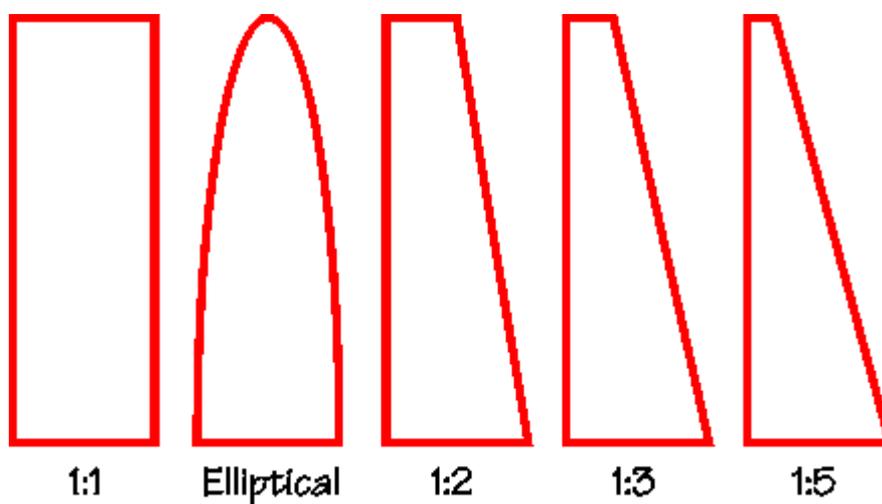


ESPESOR RELATIVO: Relación entre el espesor y la cuerda del perfil.

ESPESOR o THICKNESS: Distancia entre el intradós y el extradós, medida sobre la perpendicular a la cuerda en cada punto de ésta.

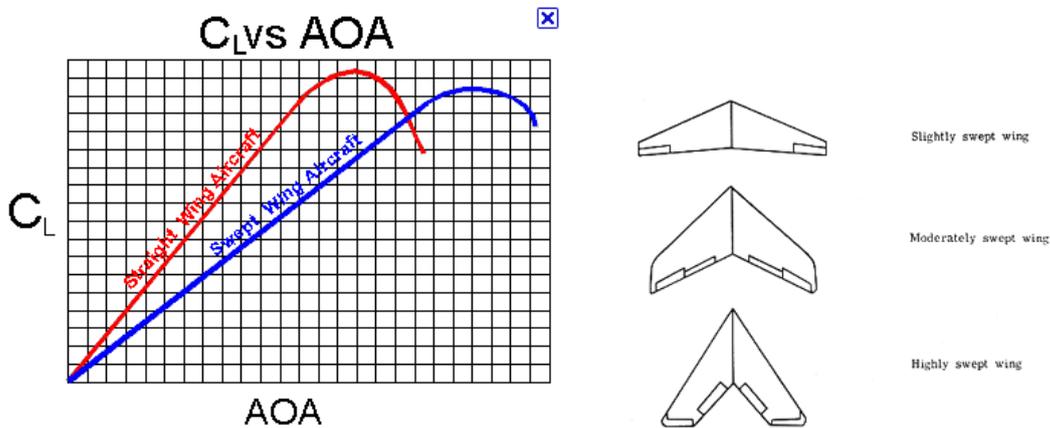
ESTRECHAMIENTO (Taper Ratio, λ): Se define por el cociente:

$\lambda = C_t/C_r$, en donde C_r es la cuerda del perfil de encastre (suponiendo que el ala está prolongada hasta el plano de simetría del avión) y C_t es la cuerda del perfil en la punta de plano.



EXTRADÓS: Parte del contorno del perfil sobre la cuerda.

FLECHA (Sweep, Λ): Es el ángulo que forma la línea del 25% y una perpendicular al eje longitudinal del avión. Si el ala no tuviera estrechamiento, este ángulo sería el mismo que el formado por el borde de ataque del ala y la perpendicular al eje longitudinal. La flecha puede ser progresiva o regresiva. Como curiosidad, decir que en los reactores comerciales oscila entre 25° y 40° .



HINGE: Unión entre dos partes, que permite a una moverse respecto a la otra, normalmente limitando el ángulo de giro entre ambas.

INTRADÓS: Parte del contorno del perfil bajo la cuerda.

L.E.FLAPS: Flap de borde de salida, leading edge flaps.

LÍNEA DEL 25% DE LA CUERDA: Por lo general, el centro aerodinámico está situado alrededor del 25% de la cuerda media aerodinámica, y por tanto, para el proyecto es de gran importancia.

Queda definida por la línea formada por los puntos del plano situados al 25% de su cuerda, contando desde el borde de ataque.

LÍNEA MEDIA: Línea que va desde el borde de ataque al borde de salida pasando por todos los puntos equidistantes al intradós y al extradós, medido perpendicularmente a la cuerda.

RESISTENCIA INDUCIDA: Si se considera un ala de envergadura finita, debido a unos torbellinos que aparecen en los extremos del ala por la diferencia de presiones entre el extradós y el intradós, surge la llamada resistencia inducida. Esta resistencia es función de la sustentación y de ahí que sea directamente proporcional al ángulo de ataque. Mayor sustentación implica mayor resistencia inducida. Es la resistencia producida como resultado de la producción de sustentación.

RESISTENCIA PARÁSITA: Se denomina así toda resistencia que no es función de la sustentación. Es la resistencia que se genera por todas las pequeñas partes no aerodinámicas de un objeto. Está compuesta por:

- Resistencia de perfil: La resistencia de un perfil alar se puede descomponer a su vez en otras dos:
 1. Resistencia de presión: Debida a la forma de la estela.
 2. Resistencia de fricción: Debida a la viscosidad del fluido.
- Resistencia adicional: Es la resistencia provocada por los componentes de un avión que no producen sustentación, como por ejemplo el fuselaje o las góndolas de los motores.
- Resistencia de interferencia: Cada elemento exterior de un avión en vuelo posee su capa límite pero, por su proximidad, éstas pueden llegar a interferir entre sí, lo que conduce a la aparición de esta resistencia.

SUPERFICIE ALAR (S): Es la superficie, vista en planta, del contorno aparente del ala, incluyendo la parte del ala que pueda estar cubierta por el fuselaje o góndolas de los motores, o lo que es lo mismo, como si no existieran esos elementos.

T.E.FLAPS: Flap de borde de ataque, trailing edge flaps.

TORSIÓN: Puede ser geométrica o aerodinámica.

La geométrica consiste en que los ángulos de ataque de cada uno de los perfiles que componen el ala sean diferentes, dando a la sección de punta de plano un ángulo de ataque menor que el encastre. Esta torsión, giro relativo de las cuerdas, se suele hacer gradualmente desde el encastre a la punta del ala.

La torsión aerodinámica se logra con perfiles diferentes a lo largo del ala de forma que el ángulo de sustentación nula varía para los diferentes perfiles que componen el ala, que no va a ser nuestro caso. Una forma de lograr torsión aerodinámica, es haciendo aumentar las curvaturas de los perfiles, progresivamente desde el encastre a la punta, de forma que aumente el valor de $C_{l_{max}}$ en las puntas, disminuyendo la resistencia inducida.

PERFIL, AIRFOIL ó AEROFOIL: la forma plana de un ala u hoja que, al desplazarse a través del aire, es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones que genere sustentación.

VISCOSIDAD ABSOLUTA O DINÁMICA (μ): Es la fuerza tangencial, por unidad de área, de los planos paralelos por una unidad de distancia, cuando el espacio que los separa está lleno con un fluido y uno de los planos se traslada con velocidad unidad en su propio plano con respecto al otro, también denominado viscosidad dinámica.

La unidad de viscosidad dinámica en el sistema internacional (SI) es el pascal segundo (Pa.s) o también newton segundo por metro cuadrado (N.s/m^2), o sea kilogramo por metro segundo (kg/ms): Esta unidad se conoce también con el nombre de poiseuille (Pl) en Francia, pero debe tenerse en cuenta que no es la misma que el poise (P) descrita a continuación:

El poise es la unidad correspondiente en el sistema CGS de unidades y tiene dimensiones de dina segundo por centímetro cuadrado o de gramos por centímetro cuadrado. El submúltiplo, el centipoise (cP), 10^{-2} poises, es la unidad más utilizada para expresar la viscosidad dinámica, dado que la mayoría de los fluidos poseen baja viscosidad. La relación entre el pascal segundo y el centipoise es:

$$1\text{Pa.s} = 1 \text{ N.s/m}^2 = 1 \text{ kg/(m.s)} = 10^3 \text{ cP}$$
$$1\text{cP} = 10^{-3} \text{ Pa.s}$$

VISCOSIDAD CINEMÁTICA (ν): Es la razón de viscosidad a densidad de masa. En el sistema internacional (SI) la unidad de viscosidad cinemática es el metro cuadrado por segundo (m^2/s). La unidad CGS correspondiente es el stoke (St), con dimensiones de centímetro cuadrado por segundo y el centistoke (cSt), 10^{-2} stokes, que es el submúltiplo más utilizado.

$$1\text{m}^2/\text{s} = 10^6 \text{ cSt}$$
$$1\text{cSt} = 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$$

Bibliografía:

Documentos impresos

- ✓ ISIDORO CARMONA (2004) *Aerodinámica y actuaciones del avión*. Ediciones Paraninfo, Madrid, 618p.
- ✓ ISIDORO CARMONA (2008) *Test de principios de vuelo y performance*. Ediciones Thompson-Paraninfo, Madrid, 564p.
- ✓ GONZÁLEZ CASTILLO Y VEGA MUÑOZ (2005) *Derecho Aéreo y Procedimientos ATC*. Ediciones AVA, Madrid, 660p.
- ✓ GONZÁLEZ CASTILLO Y VEGA MUÑOZ (2004) *Cabinas de vuelo, Instrumentación*. Ediciones AVA, Madrid, 350p.
- ✓ ESPAÑA, MINISTERIO DE DEFENSA (1999) *Aviones militares españoles*. Ediciones del Ministerio de Defensa, Madrid, 502p.
- ✓ ABBOTT (1959) *Theory of wing sections: including a summary of airfoil data*. Ediciones Dover, Nueva York, 693p.

Recursos digitales

- ✓ <http://xf1r5.sourceforge.net/>
- ✓ http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads/coord_database.html#Q
- ✓ www.wikipedia.org
- ✓ www.unoreconquista.com
- ✓ <http://aviationtroubleshooting.blogspot.com.es>
- ✓ <http://www.x-plane.es>
- ✓ <http://36degrees.blogspot.es>
- ✓ <http://www.manualvuelo.com>
- ✓ <http://www.alasrojas.com>
- ✓ <http://www.realaeroclubgrancanaria.com>

- ✓ <http://www.manualvuelo.com>
- ✓ <http://download1.hobbyarea.ru>
- ✓ <http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/aircraft.html>
- ✓ <http://www.airliners.net>