



Universidad
Zaragoza

Trabajo Fin de Grado

Análisis de la estabilidad longitudinal de aeronaves ligeras y diseño de programa para mejora de la seguridad aérea de los pilotos.

Autor/es

David Fernández Valero

Director/es

José Antonio Bea Cascarosa

Escuela de Ingeniería y Arquitectura
2018



Escuela de
Ingeniería y Arquitectura
Universidad Zaragoza

DECLARACIÓN DE AUTORÍA Y ORIGINALIDAD

(Este documento debe acompañar al Trabajo Fin de Grado (TFG)/Trabajo Fin de Máster (TFM) cuando sea depositado para su evaluación).

TRABAJOS DE FIN DE GRADO / FIN DE MÁSTER

D./D^a. David Fernández Valero,

con nº de DNI 02312142K en aplicación de lo dispuesto en el art.

14 (Derechos de autor) del Acuerdo de 11 de septiembre de 2014, del Consejo

de Gobierno, por el que se aprueba el Reglamento de los TFG y TFM de la

Universidad de Zaragoza,

Declaro que el presente Trabajo de Fin de (Grado/Máster)

Grado en Ingeniería de Tecnologías Industriales, (Título del Trabajo)

con título: "Análisis de la estabilidad longitudinal de aeronaves ligeras y diseño
de un programa para la mejora de la seguridad aérea de los pilotos"

es de mi autoría y es original, no habiéndose utilizado fuente sin ser citada
debidamente.

Zaragoza, 17 de Septiembre de 2018.

Fdo: David Fernández Valero.

Análisis de la estabilidad longitudinal de aeronaves ligeras y diseño de programa para mejora de la seguridad aérea de los pilotos.

RESUMEN

En el presente documento se desarrolla todo el cálculo y consideraciones necesarias para la elaboración de un programa de cálculo que mejore la seguridad aérea en las operaciones, tanto de aeronaves ligeras ya construidas como para aeronaves de construcción amateur. Para esto se presentan todos los cálculos necesarios para obtener los límites del centro de gravedad, a partir de un avión ya fabricado y conociendo los resultados correctos para la comprobación final de los mismos. Más tarde se podrá extrapolar el desarrollo para cualquier tipo de aeronave, ya sea como complemento para los pilotos como para aeronaves de construcción amateur.

Para esto se procede a realizar el modelo del avión, para conocer la geometría del mismo. Esto se realiza mediante el método de fotogrametría, con el objetivo de obtener la geometría de fabricación de forma explícita.

Acto seguido, se introduce la geometría y se calculan de forma explícita algunos parámetros necesarios para el programa de cálculo fluido-dinámico (ANSYS), el cual proporciona las características aerodinámicas necesarias para el cálculo de estabilidad. Para verificar que el modelo formulado en ANSYS es suficientemente sólido, se procede a hacer una verificación de los resultados obtenidos en comparación con datos experimentales.

Más tarde, conocidos los límites del centro de gravedad, se desarrolla un programa que permita el cálculo de la posición del centro de gravedad, que es obligatorio antes de realizar cualquier vuelo. A día de hoy, estos cálculos se realizan de forma manual mediante el manual del fabricante, el cual proporciona todos los datos necesarios para su cálculo.

ÍNDICE

1.	Introducción.....	1
1.1	Motivación	1
1.2	Objeto y alcance	1
1.3	Metodología	1
2.	Elección del avión de estudio y características	2
3.	Estudio de estabilidad longitudinal	2
3.1	Generación del modelo 3D (Fotogrametría)	3
3.2	Análisis del modelo 3D en Ansys 18.1R	7
3.2.1	Modelo para el análisis 2D y 3D	7
3.2.2	Validación del modelo escogido.....	17
3.2.3	Análisis del modelo 3D del avión.....	19
3.3	Cálculo de los límites del centro de gravedad.....	36
3.3.1	Índice de estabilidad y cálculo del punto neutro (Posición más atrasada)	40
3.3.2	Deflexión de timón de profundidad para el equilibrio y deflexión máxima.....	41
3.3.3	Cálculo del límite superior del centro de gravedad (Posición más adelantada).....	41
3.3.4	Resolución Numérica del Problema (EC-DKC).....	42
4.	Programa de cálculo del Centro de gravedad para pilotos.....	46
4.1	Características generales y requisitos del diseño.....	46
4.2	Interfaz gráfica del diseño.....	47
4.3	Almacenamiento de datos	49
4.4	Generación de usuario de administración y opciones (Seguridad).....	51
4.5	Características finales del programa	52
5.	Conclusiones y trabajo a futuro	53
6.	Referencias	54
7.	Anexos.....	56

ILUSTRACIONES

Ilustración 1. Piper Archer II EC-DKC.....	2
Ilustración 2. Patrón de fotografías ReCap.....	4
Ilustración 3. Selección de fotografías ReCap.....	5
Ilustración 4. Modelo obtenido por fotogrametría.....	5
Ilustración 5. Modelo EC-DKC.....	6
Ilustración 6. Modelo EC-DKC Malla.....	6
Ilustración 7. Modelo EC-DKC Inventor.....	7
Ilustración 8. Perfil NACA 65 ₂ -415.....	8
Ilustración 9. Volumen de control 2D.....	9
Ilustración 10. Perfil operación sustracción.....	9
Ilustración 11. Condición de Inlet 2D.....	10
Ilustración 12. Condición de Wall 2D.....	10
Ilustración 13. Condición de Outlet 2D.....	10
Ilustración 14. Generación Malla 2D.....	11
Ilustración 15. Detalle Malla 2D.....	11
Ilustración 16. Gráfica Calidad del elemento 2D.....	12
Ilustración 17. Gráfica Ortogonal 2D.....	12
Ilustración 18. Residuos 2D.....	14
Ilustración 19. Perfil de presiones 2D.....	14
Ilustración 20. Perfil de Velocidad 2D.....	15
Ilustración 21. Gráfica Sustentación.....	15
Ilustración 22. Gráfica polar 2D.....	16
Ilustración 23. Gráfica de momentos 2D (c/4).....	16
Ilustración 24. Gráfica de momentos 2D (27,7% MAC).....	17
Ilustración 25. Comparación Gráfica Sustentación 2D.....	18
Ilustración 26. Comparación Gráfica Polar 2D.....	18
Ilustración 27. Comparación Gráfica de momentos 2D.....	19
Ilustración 28. Volumen de control 3D.....	20
Ilustración 29. Dimensiones Volumen de control 3D.....	20
Ilustración 30. Volumen de control 3D generado.....	20
Ilustración 31. Esquema de secciones.....	21
Ilustración 32. Modelo 3D (fotogrametría).....	22
Ilustración 33. Gráfica residuos 3D (fotogrametría).....	23
Ilustración 34. Modelo Inventor 3D (ala).....	23
Ilustración 35. Volumen de control mallado 3D.....	24
Ilustración 36. Volumen de control 3D (detalle).....	24
Ilustración 37. Gráfica Calidad del elemento 3D (ala).....	25
Ilustración 38. Gráfica Calidad ortogonal 3D (ala).....	25
Ilustración 39. Grafica residuos 3D Modelo inventor Ala.....	26
Ilustración 40. Perfil de Presiones 3D (ala).....	27
Ilustración 41. Perfil de velocidades 3D (ala).....	27
Ilustración 42. Líneas de corriente 3D.....	28
Ilustración 43. Gráfica de sustentación 3D (Modelo Ala).....	28
Ilustración 44. Gráfica polar 3D (Modelo Ala).....	29
Ilustración 45. Grafica de momentos 3D (Modelo Ala).....	29
Ilustración 46. Modelo Inventor 3D (Timón de profundidad).....	30
Ilustración 47. Dimensiones principales del timón de profundidad.....	30
Ilustración 48. Detalle generación malla timón de profundidad.....	31

Ilustración 49. Gráfica Calidad del elemento 3D (timón de profundidad).	32
Ilustración 50. Gráfica Calidad ortogonal 3D (timón de profundidad).	32
Ilustración 51. Grafica residuos 3D Modelo inventor timón de profundidad.	32
Ilustración 52. Perfil de presiones (Timón de profundidad).	33
Ilustración 53. Fuerzas en forma vectorial (Timón de profundidad).	33
Ilustración 54. Líneas de corriente en timón de profundidad.	34
Ilustración 55. Gráfica Cl (timón de profundidad).	34
Ilustración 56. Gráfica polar (timón de profundidad).	35
Ilustración 57. Gráfica de Cm en c/4 (timón de profundidad).	35
Ilustración 58. Sistema simplificado de la aeronave.	36
Ilustración 59. Datos geométricos Aeronave EC-DKC.	43
Ilustración 60. Sistema simplificado de la aeronave (resolución numérica).	43
Ilustración 61. Carga y Centrado (Introducir datos).	47
Ilustración 62. Carga y Centrado (Main).	47
Ilustración 63. Carga y Centrado (Muestra de Resultados).	48
Ilustración 64. Carga y Centrados (tabla despegue).	48
Ilustración 65. Carga y centrados (tabla aterrizaje).	48
Ilustración 66. Carga y Centrado (Opciones).	49
Ilustración 67. Carga y Centrados (Asistente de creación).	49
Ilustración 68. Fichero Datos.xml.	49
Ilustración 69. Fichero Profile.xml	50
Ilustración 70. Carga de dato almacenado XML.	50
Ilustración 71. Función Buscar XML.	51
Ilustración 72. Extracción de hash, usuario y contraseña.	51
Ilustración 73. Función de comparación hash.	51
Ilustración 74. Algoritmo de cálculo de hash.	52

TABLAS

Tabla 1. Características GoPro Hero 4.....	4
Tabla 2. Error promedio C_I y C_m	19
Tabla 3. Posición de los límites del centro de gravedad.....	45
Tabla 4. Comparación de los límites del centro de gravedad.	45
Tabla 5. Comparación de los límites del centro de gravedad $C.S=1,1$	46

1. INTRODUCCIÓN

El presente trabajo pretende servir de ayuda a la difícil labor del piloto, en particular en los aspectos relativos a la seguridad de la aeronave. A pesar de ser el medio de transporte más seguro (sin tener en cuenta el transporte en ascensores), en ocasiones ocurren lamentables accidentes como el que tuvo lugar en 2008 en el aeropuerto de Adolfo Suarez Madrid Barajas, donde la causa del accidente fue debido a que la aeronave fue incapaz de mantener la estabilidad una vez iniciado el vuelo, costándole la vida a 270 personas. Así pues el objeto de este trabajo de fin de grado es crear un programa de ayuda general para carga y centrado de aeronaves.

Este apartado resume el esquema que sigue el presente documento y los distintos aspectos que hicieron posibles este trabajo fin de grado.

1.1 MOTIVACIÓN

Además del drama social que supone los accidente en aviación como se ha indicado en el apartado anterior, otra motivación personal del autor de este trabajo fue la posibilidad de estudiar más aerodinámica y mecánica del vuelo de forma autónoma, ya que durante el grado no se tiene esa posibilidad de profundizar más en conocimientos de aerodinámica y los sistemas que intervienen en la estabilidad de una aeronave. Por ello se propuso poder realizar los cálculos para obtener un método que permita calcular los límites a partir de un avión ya construido, definiendo la geometría y los distintos parámetros de análisis.

También fue impulsada por el estudio de conocimientos previos a los distintos problemas que tienen los pilotos a la hora de realizar el pre-vuelo¹ del avión, siendo este proceso costoso ya que no tienen ninguna herramienta para realizar los cálculos de una forma rápida, sencilla y con la posibilidad de equivocarse y por lo tanto comprometer la operación.

1.2 OBJETO Y ALCANCE

El objetivo principal del presente trabajo es la realización de un método para el cálculo de los límites del centro de gravedad de una aeronave ya construida y su posible extrapolación a aeronaves de construcción amateur, al igual que desarrollar un programa que sea capaz de optimizar los tiempos de la pre-vuelo y disminuir los posibles fallos a la hora del cálculo.

En relación al alcance, este proyecto contempla el estudio de la geometría de la aeronave, el estudio de la aerodinámica de la aeronave seleccionada, la validación del método de cálculo, el estudio de estabilidad estática longitudinal con mando fijo y la creación de un programa que permita a pilotos calcular dicha posición del centro de gravedad.

1.3 METODOLOGÍA

Para la realización del trabajo se utilizan las siguientes herramientas: para el estudio de la geometría de la aeronave se utiliza el método de fotogrametría², donde se usa el programa de Autodesk ReCap y para el análisis fluido-dinámico se utiliza un programa de elementos finitos ANSYS para la resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes y por último se implementa un programa en Visual Studio que permita calcular los límites de operación de la aeronave.

¹ Revisión que los pilotos realizan antes del vuelo, siguiendo una lista de chequeo (Checklist) y realizado los cálculos oportunos, relativo a la seguridad de la operación.

² Es la ciencia de realizar medidas a partir de fotografías (<https://en.wikipedia.org/wiki/Photogrammetry>)

El método elegido para la realización de todo lo descrito anteriormente es el siguiente: obtención de la geometría a partir de procesos de fotogrametría, cálculo de la aerodinámica del problema, planteamiento y resolución numérica del problema de estabilidad y por último, desarrollo de un programa que permita calcular el centro de gravedad de una forma rápida y sencilla.

2. ELECCIÓN DEL AVIÓN DE ESTUDIO Y CARACTERÍSTICAS

Para la elección de la aeronave a estudiar se cuenta con la ayuda del Real Aeroclub de Zaragoza, el cual permitió tener acceso a las instalaciones y poder tomar datos de un avión ya construido de la Marca PIPER. También ofreció los manuales del fabricante y facilitó la información necesaria para el estudio de estabilidad.

El avión del que se extrajeron los datos tiene la matrícula EC-DKC, y es una Piper Archer II de 185CV, como en la imagen inferior.



Ilustración 1. Piper Archer II EC-DKC.

La Ilustración 1 se obtuvo con el permiso del autor de la misma [1]. En el Anexo I se puede ver un resumen de las características de la aeronave [2] [3] [4] que fueron sacadas del manual del avión [5] y de documentación del fabricante.

3. ESTUDIO DE ESTABILIDAD LONGITUDINAL

La estabilidad longitudinal es la capacidad que tiene la aeronave, bajo unas condiciones de vuelo dadas (en el eje de giro transversal), de mantener la capacidad de maniobra del mismo bajo unos límites definidos. Este análisis se realiza puramente en estacionario [6].

Para esto es necesario conocer los parámetros geométricos de la aeronave. La metodología de proceder es la siguiente:

- Obtención de dimensiones mediante fotogrametría y generado de malla.
- Generación de un modelo 3D.
- Ansys: Comprobación del modelo con datos experimentales (modelo 2D).
- Validación de los resultados obtenidos.
- Ansys: Obtención de los parámetros aerodinámicos mediante el modelo 3D.

En relación a la obtención del modelo 3D es necesario conocer todos los parámetros de diseño del mismo. En el manual del avión se pueden encontrar algunos datos relevantes para la creación del modelo, aunque en esta ocasión esto es insuficiente, ya que la geometría del mismo es compleja y difícil de medir.

Por ello se decidió hacer un modelo basado en fotogrametría, ya que genera un modelo aproximado de todas las dimensiones de la aeronave. La finalidad de esto es conocer los límites del centro de gravedad de la aeronave, ya que estos tienen unos límites que varían en función de cómo se carga el avión. Una vez obtenidos estos resultados, son comparados con los que ofrece el fabricante y con ello, se puede generar una metodología para la extrapolación a aeronaves de construcción artesanal.

3.1 GENERACIÓN DEL MODELO 3D (FOTOGRAMETRÍA)

La fotogrametría, a rasgos generales, es un proceso que se basa en la deducción de una proyección cónica de la imagen para conocer las dimensiones de la misma. Los fundamentos teóricos se pueden encontrar en [7] [8].

Para la obtención del modelo 3D, cada posición y medida de la imagen es contrastada con el resto de imágenes tomadas, creando una interpolación que genera una coordenada por pixel. Esto es realizado por cada imagen, para poder calcular, mediante procesos estadísticos, la coordenada real. Por esto, para tomar las imágenes necesarias para la generación del modelo se necesita una cámara de alta resolución.

El programa utilizado es el Autodesk ReCap [9], el cual permite la obtención de modelos 3D, realizando todos los cálculos en una nube llamada Autodesk360°. Se eligió este programa ya que todos los cálculos se hacen en remoto y no limita la potencia de cálculo del equipo. Además, es muy relevante la compatibilidad con todo Autodesk, ya que es más sencillo transformar el modelo a otros formatos necesarios.

Para realizar el modelo es necesario hacer distintas fotos al avión que luego son introducidas al programa, se suben a la nube y se obtiene el modelo de 3D formado por una malla de puntos.

Consultando la documentación [10] existente sobre el fabricante del programa, se encontró que las imágenes tienen que ser tomadas desde una posición concreta. En la Ilustración 2 se muestra el esquema que se ha de utilizar para la obtención del modelo.

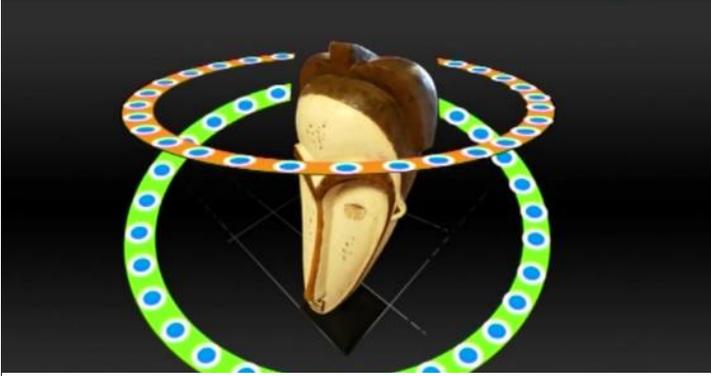


Ilustración 2. Patrón de fotografías ReCap.

Para la generación del modelo se descargó la versión de estudiante del programa, la cual tiene alguna limitación a la hora de crear el modelo. Una de las principales, es el número de fotos que se pueden subir a Autodesk 360°, siendo como máximo 100 fotos.

Como se menciona anteriormente, la resolución de la cámara es importante. Por ello se utiliza una GoPro, la cual permite tener una alta resolución por un precio asequible.

El modelo de la cámara usado es el siguiente:

GoPro Hero 4	Principales Características	
	Peso -->	576 g
	Resolución Video -->	4K30, 1080p, 120P
	Relación de aspecto -->	03:16,2
	Máxima Resolución -->	12Mp
	Resolución Video -->	4K

Tabla 1. Características GoPro Hero 4.

Como se ve en la Tabla 1, con las características de la cámara utilizada, de alta calidad, se consigue mejorar la resolución de la malla que crea el programa por interpolación de puntos. Además, se utiliza este modelo de cámara ya que se recomienda utilizar una con características semejantes a las mencionadas.

Para la toma de imágenes, se hicieron alrededor de 50 fotos por la parte inferior y superior, debido a la limitación del programa. Una vez tomadas, a plena luz del día, son introducidas en el programa. La Ilustración 3 muestra una captura del mismo.

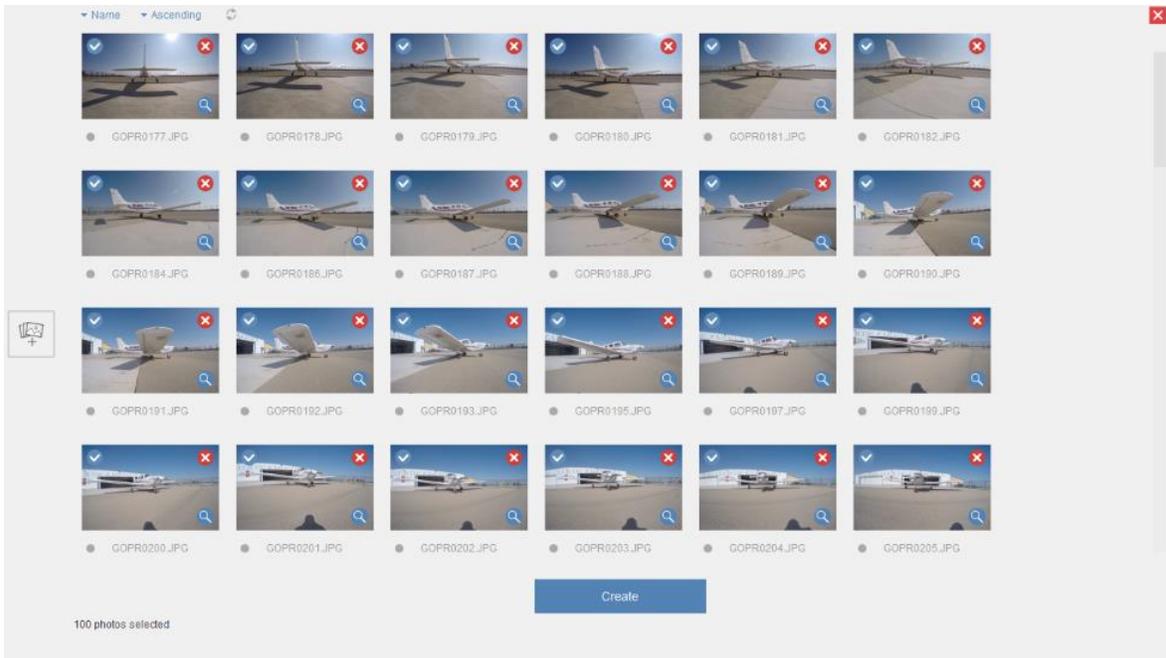


Ilustración 3. Selección de fotografías ReCap.

Como se mencionaba, el programa solo permite subir a la nube 100 fotos para realizar los cálculos, por lo tanto se eligieron en función de la incidencia de la luz solar y los posibles reflejos que se formaron en la superficie del objeto. Una vez subidas, se obtuvo un modelo como el de la Ilustración 4, siendo éste el modelo generado.



Ilustración 4. Modelo obtenido por fotogrametría.

Tomando este modelo como base se fueron realizando modificaciones para obtener solo el avión, ya que generó también parte de las instalaciones.

Al finalizar todo el proceso, se consiguió un modelo que tenía defectos significativos pero todos se podían corregir manteniendo la geometría similar a la realidad. En las Ilustraciones 5 y 6 se puede ver el modelo completo con todas las modificaciones necesarias y su malla cerrada para su exportación a formato de CAD.



Ilustración 5. Modelo EC-DKC.

A la hora de exportar el sólido es necesario que la malla esté perfectamente cerrada, al igual que la escala del objeto sea real y seleccionar las unidades de trabajo, siendo estas en milímetros.

Para modificar las medidas se cuenta con los planos que nos proporciona el fabricante, dando datos principales de la geometría y con ello realizar un escalado para obtener el modelo dimensionado.

Una vez dimensionado el modelo y reparada la malla, como se ve en la Ilustración 6, se puede exportar el modelo a un fichero .stl, el cual puede ser leído desde un editor de CAD.

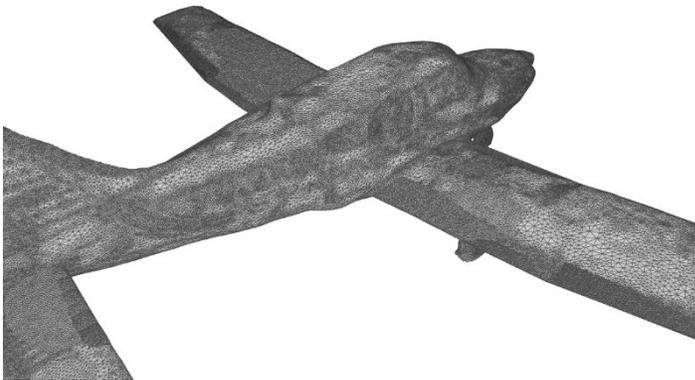


Ilustración 6. Modelo EC-DKC Malla.

Para pasar el modelo a sólido es necesario importar el fichero .stl a un programa de modelado 3D, el elegido en este caso es Autodesk Inventor [11], el cual tiene un complemento que permite la construcción de un sólido a partir de una malla cerrada. Este complemento fue descargado de la web oficial de Autodesk [12], siendo este: “AutodeskMeshEnabler”.

Una vez importado el fichero y creado el modelo, se puede obtener la geometría sólida para poderla importar a Ansys, siendo el formato elegido para esto el .step, el cual es un fichero menos pesado que el .stl, por lo tanto la carga en Ansys se realiza de una forma más rápida para generar el modelo.

A la hora de realizar la exportación de RepCap a .stl, permite elegir la densidad de puntos que se necesiten. En este caso, se puso una malla con pocos puntos ya que si no, la carga del fichero sería muy pesada. Esta elección fue una densidad de puntos del 95% del original.

La Ilustración 7 muestra el modelo sólido obtenido en Inventor, que permite su exportación sin problemas a un fichero .step.



Ilustración 7. Modelo EC-DKC Inventor.

3.2 ANÁLISIS DEL MODELO 3D EN ANSYS 18.1R

Para analizar el modelo 3D, primero es necesario comprobar que los modelos escogidos se aproximan de forma correcta a la realidad. Para esto, se realizará un modelo sencillo para la comprobación de los resultados y contrastar los resultados de la simulación computacional en relación a los obtenidos experimentalmente en el túnel de viento. Para la utilización del programa fue necesario consultar su manual [13].

Para esto, se escogió el modelo NACA 65₂-415 y se sometió a un análisis de elementos finitos con Ansys. Estos resultados se compararon con datos experimentales realizados para varios Reynolds y en túnel de viento [14], el cual tiene las siguientes características:

- **Túnel de viento:** Langley Research Center
- **Cuerda del perfil:** 24 pulgadas
- **Reynolds ensayados:** $3 \cdot 10^6$ // $6 \cdot 10^6$ // $8,9 \cdot 10^6$

Para simplificar el modelo, se realizará en dos dimensiones. El objetivo final es estudiar el comportamiento del modelo generado con Autodesk RepCap, con un análisis en tres dimensiones.

3.2.1 Modelo para el análisis 2D y 3D

El modelo de estudio para el análisis de dos dimensiones es el siguiente:

- **Perfil Aerodinámico:** NACA 65₂-415
- **Cuerda:** 609,7 [mm]
- **Reynolds:** Función de la velocidad

La elección de ese tamaño de cuerda está justificado, ya que el ensayo se realizó con una cuerda de 24 pulgadas (609,7 [mm]), a pesar de que los coeficientes son adimensionales y este valor no influye en los resultados finales.

El número es calculado para una velocidad del flujo dada, en este caso se obtiene un Reynolds, en régimen subsónico e incompresible, donde el número de Mach sea inferior a 0,3.

Esto se puede calcular de la siguiente forma:

$$Re = \frac{vl}{\nu}$$

Donde v es la velocidad de fluido, l la longitud característica, en este caso es la cuerda y ν es la viscosidad cinemática, en el aire tiene un valor en condiciones normales de $1,4207 \cdot 10^{-5} \text{ [m}^2/\text{s]}$.

Con el fin de ajustar las condiciones de contorno a los valores experimentales, se calculará el número de Reynolds a partir de los valores experimentales que fueron ensayados en el túnel de viento. Para un número de Reynolds del orden de $3 \cdot 10^6$ se puede obtener que la velocidad es de:

$$3 \cdot 10^6 = \frac{v \cdot 0.6097}{1,4207 \cdot 10^{-5}} \rightarrow v = 69,90 \frac{m}{s}$$

En este caso se tiene que comprobar el número de Mach para que no sea superior a 0,3. Esto se ve en la parte inferior:

$$M = \frac{V}{V_s}$$

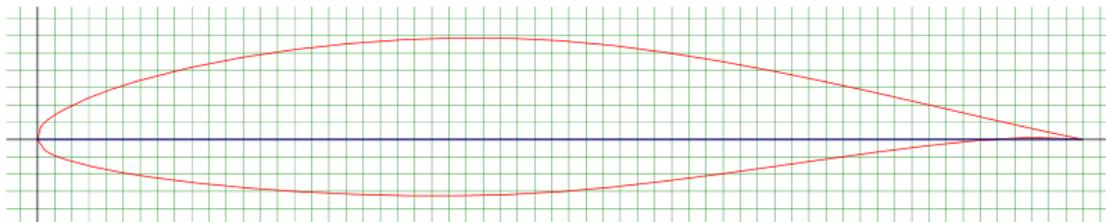
Donde V es la velocidad del fluido y V_s es la velocidad del sonido, que en el aire es $343,2 \text{ [m/s]}$. Con esto se calcula que:

$$M = \frac{69,90}{343,2} = 0,203$$

Dicho número es inferior al valor de 0,3 por lo tanto se puede afirmar que se encuentra en régimen subsónico incompresible.

Para la definición del programa son necesarias las coordenadas del perfil y para esto se utiliza una herramienta online (AirfoilTools) [15] que calcula las coordenadas de un perfil a partir de la longitud unidad del mismo.

El perfil elegido tiene el aspecto que se aprecia en la imagen inferior:



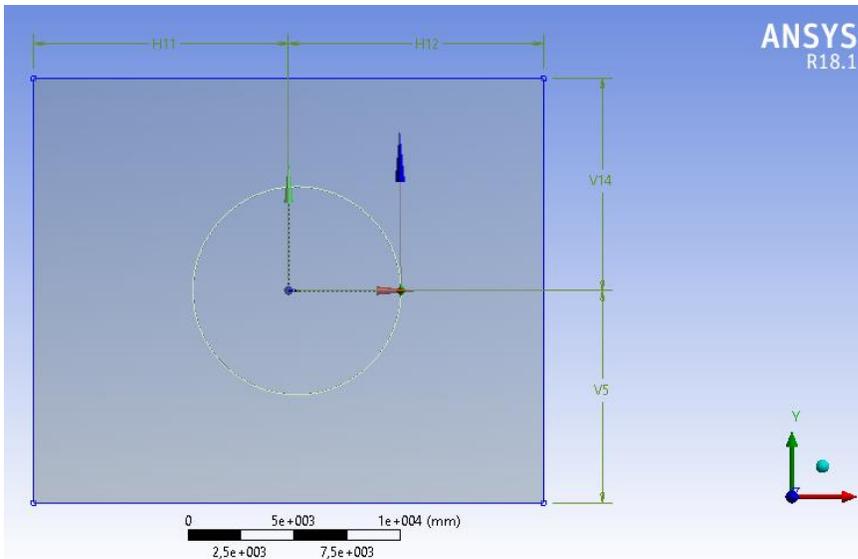
Name = NACA 65(2)-415
Chord = 609.6mm Radius = 0mm Thickness = 100% Origin = 0% Pitch = 0°

Ilustración 8. Perfil NACA 652-415

Para generar la geometría en Ansys en este caso utilizaremos el DesingModeler de Ansys. En este editor se necesita generar el volumen de control para el análisis. Debido a que las condiciones de los valores experimentales están ensayadas en el túnel de viento de Langley, se reproducirán dichas condiciones. Para ello, se utilizará un flujo Laminar y un volumen de control en forma de túnel de viento.

Modelo Geométrico 2D y Condiciones del contorno.

Para la definición del modelo se considera un rectángulo que no interfiera con el perfil de presiones que genera el mismo. Por esto, las dimensiones elegidas del rectángulo de estudio son mucho mayores que la cuerda, en torno a 15 veces la longitud de la misma y 20 veces la longitud del largo, medidos respecto al borde de ataque del perfil, tanto en el eje “X” como en el eje “Y”.



Con el objetivo de crear un malla más refinada, se creó una superficie más de control (circunferencia), la cual será utilizada para la creación de la malla, ya que se necesita más densidad de malla en la inmediaciones del perfil.

La dimensión de la circunferencia es de unas 15 veces la cuerda del perfil y su posición, en el borde de ataque.

Ilustración 9. Volumen de control 2D

Como se ve en la Ilustración 9, el volumen de control es muy superior a la dimensión del perfil.

También es necesario definir un eje de rotación como parámetro de diseño, para cambiar el ángulo de ataque del perfil. Este eje se podrá definir antes de realizar la operación de sustracción, ya que se necesita cambiar la orientación antes de hacer dicha operación.

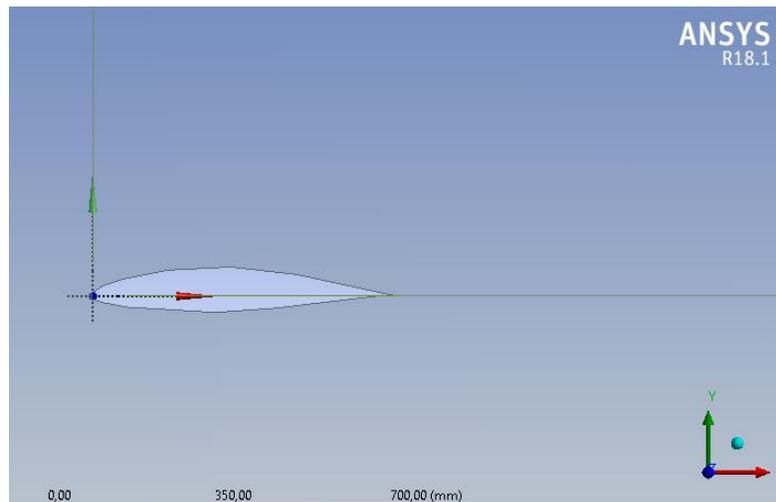


Ilustración 10. Perfil operación sustracción

Generación de la Malla.

Para la generación de la malla se utiliza Meshing, ya que es la herramienta que se encuentra integrada en Ansys.

En primer lugar se definen las **condiciones de contorno** en dicho programa. En las imágenes inferiores se muestran las distintas condiciones de contorno.

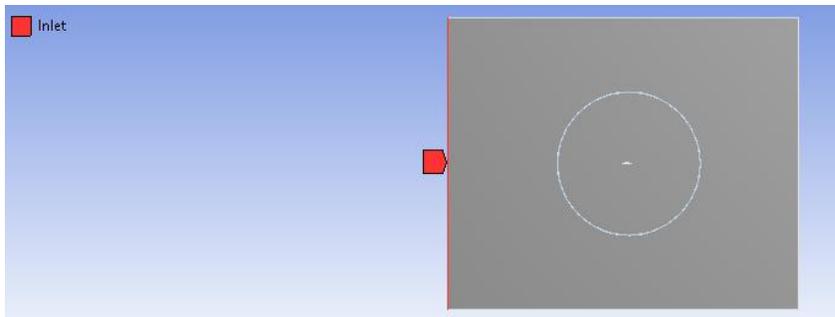


Ilustración 11. Condición de Inlet 2D

Inlet: El flujo se introduce en el volumen de control, por lo tanto la velocidad de entrada y su presión. En este caso, la velocidad de entrada es la calculada anteriormente (69,60 [m/s]), la cual será definida en la sección de “Setup”.

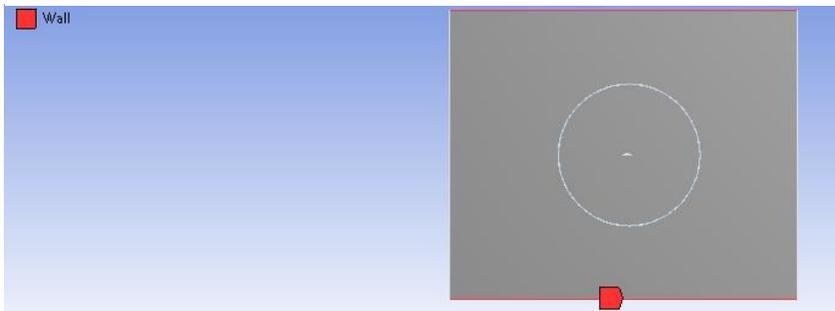


Ilustración 12. Condición de Wall 2D

Wall: Es la región donde la velocidad del fluido en su superficie es cero. Esta condición será modificada en la sección de “Setup”, ya que en función del modelo elegido, puede cambiar.

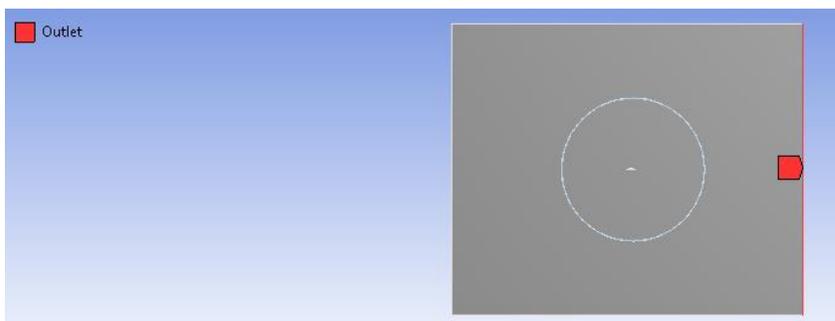


Ilustración 13. Condición de Outlet 2D

Outlet: El flujo sale por el volumen de control. Esta sección tomará los valores de presión cero o el valor de presión absoluta fijada en el “Setup”.

La última condición de contorno es definida automáticamente por Ansys, ya que es la región que se encuentra en el perfil. Esta región la define de forma automática como tipo “Wall”, donde la velocidad en su superficie es cero o puede tomar valores en función del modelo elegido en la sección de “Setup” (modelo sin Viscosidad).

Una vez definidas las condiciones de contorno, es necesario proceder con la generación de la malla, en este caso se utilizan 2 métodos existentes, en función de las distintas condiciones de contorno y la precisión de los valores.

Principalmente el mallado se realiza de forma automática, asegurando que se obtiene la suficiente precisión en los resultados. Por esto se introducen dos métodos, los cuales están definidos por el número de divisiones que se desea poner en las distintas condiciones de contorno. Para el caso del interior de perfil (tipo Wall) se elegirá un número de divisiones superior a 100, ya que en el manual de Ansys es el mínimo valor para obtener una primera aproximación de los resultados.

Para la generación de la malla se configura de la siguiente manera:

- **Wall (Airfoil):** 250 divisiones, tipo de función uniforme y comportamiento blando.
- **Circunferencia Auxiliar:** 100 divisiones, tipo de función uniforme y comportamiento blando.

En la configuración general de mallado se definen los siguientes parámetros, dejando el resto por defecto:

- **Relevancia:** 100
- **Orden del Elemento:** Lineal
- **Tamaño de función:** Aproximando a la curvatura
- **Tamaño máximo de malla:** 1000 [mm].

Con esta configuración se obtiene una malla como se ve en las Ilustraciones 14 y 15:

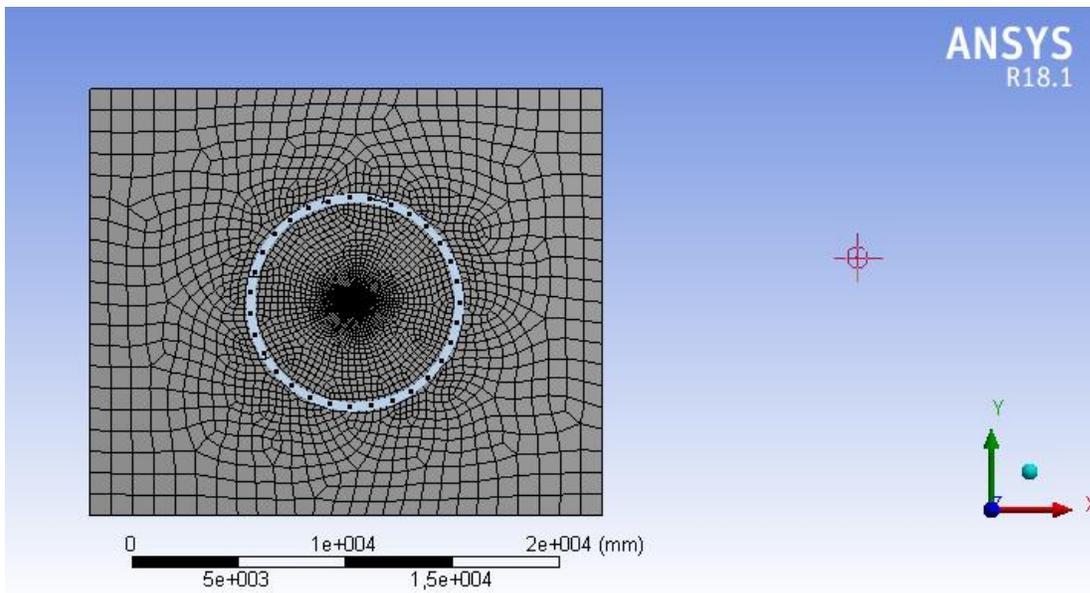


Ilustración 14. Generación Malla 2D.

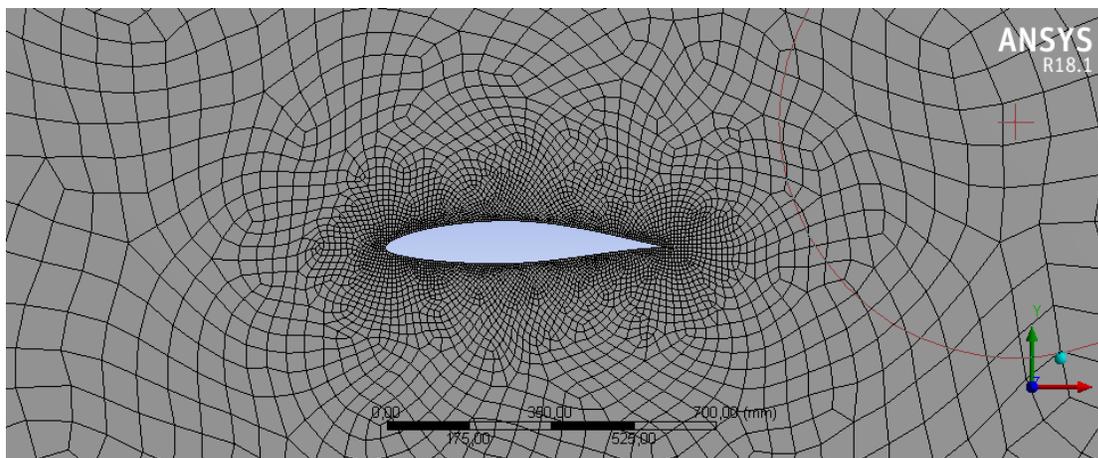


Ilustración 15. Detalle Malla 2D.

Para verificar la calidad de la malla, Ansys dispone de una herramienta que permite conocerla, para lo que se analizan los siguientes parámetros:

- Calidad del elemento, siendo el valor óptimo el 1.
- Calidad ortogonal, siendo el valor óptimo el 1.

En las Ilustraciones 16 y 17 están las gráficas de dichos parámetros en función de los elementos que se han mallado.

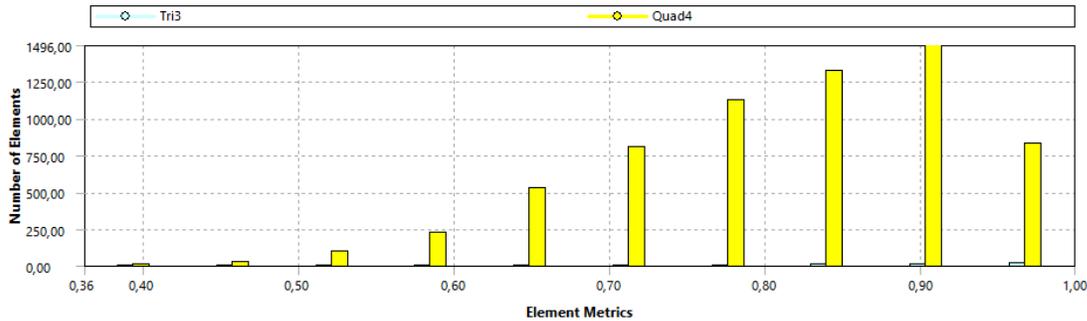


Ilustración 16. Gráfica Calidad del elemento 2D.

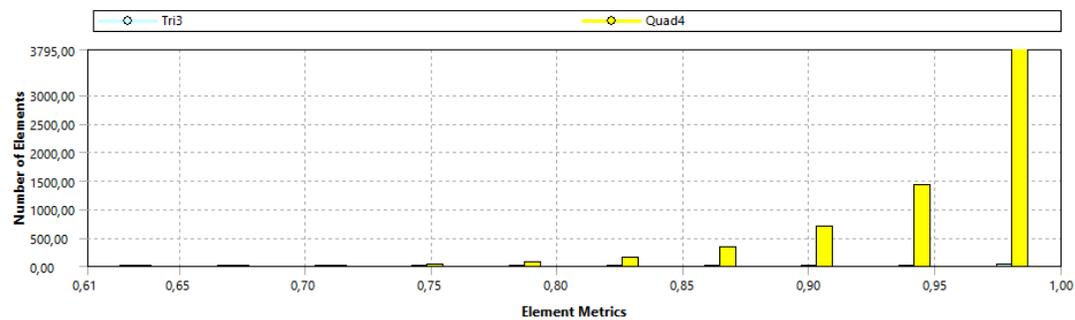


Ilustración 17. Gráfica Ortogonal 2D.

Configuración del Análisis (Setup)

Para la configuración del setup se definirá un modelo laminar y basado este en presiones y un modelo plano con formulación de velocidad absoluta, ya que se quiere caracterizar de forma precisa el perfil de presiones y el problema es en dos dimensiones plano. El material utilizado será aire en condiciones normales. El modelo utilizado será un modelo laminar, esto significa que se estará caracterizando la capa límite de perfil, ya que la velocidad del fluido en su superficie es cero.

El **material (fluido)** tendrá las siguientes características:

- **Densidad:** 1.225 [Kg/m³]
- **Viscosidad:** 1.7894·10⁻⁵ [Kg/m-s]

Las condiciones de contorno para el **Inlet** serán las siguientes:

- **Velocidad, Normal a la condición de contorno:** 69,90 [m/s]
- **Presión:** 101325 [Pa]
- **Referencia:** Absoluta

Las condiciones de contorno para el **Outlet** serán las siguientes:

- **Presión, Normal a la condición de contorno:** 101325 [Pa]
- **Referencia:** Absoluta

En el resto de condiciones de contorno, la velocidad es cero en su superficie y la referencia para su cálculo está fijada a la entrada del flujo, modificando el área a la del perfil y la longitud del mismo, en este caso 0,6097 [m]. También la zona de referencia está fijada como la superficie del perfil, ya que el C_d , C_l y C_m son coeficientes adimensionales que requieren de una referencia para poder calcular los coeficientes.

Para el cálculo del C_m es necesario fijar sobre qué punto del modelo toma los momentos. Este punto será $\frac{1}{4}$ de la cuerda media aerodinámica del perfil, siendo esta, en el caso 2D, la cuerda del perfil y su valor es 0,1524 [m], ya que se toma como primera aproximación del centro aerodinámico el teórico, el cual permite calcular el centro aerodinámico exacto.

Los **métodos utilizados** para el cálculo de todas las variables del problema son las siguientes:

- **Aproximación del Gradiente:** Mínimos cuadrados basados en celdas
- **Aproximación de la Presión:** Segundo orden
- **Aproximación de los Momentos:** Primer orden (WindUP)

Con la aproximación de los momentos se consigue una convergencia más rápida, ya que la aproximación es menos restrictiva y más simple de calcular.

Los **límites de convergencia** son fijados en los valores residuales en forma de diferencias de errores entre valores calculados. Los límites fijados son los siguientes:

- **Continuidad:** $1 \cdot 10^{-6}$
- **Velocidad de "X":** $1 \cdot 10^{-6}$
- **Velocidad de "Y":** $1 \cdot 10^{-6}$

Estos límites están fijados por el manual de Ansys para asegurar una solución con la suficiente convergencia como para tomar unos valores realistas del problema.

Por ello, se calculará el error en la validación de los resultados en relación con los valores obtenidos de forma experimental para asegurar que el resultado es lo suficientemente preciso. Para la inicialización de los resultados se utilizarán como valores iniciales los de la condición de contorno de Inlet, para mejorar la convergencia de la solución.

Para verificar que no interfiere el perfil de presiones con la superficie del túnel del viento, se analizarán los resultados para un ángulo de ataque de 15 grados, dibujando el perfil de presiones y velocidad.

La convergencia se consigue al realizar 439 iteraciones y los valores residuales se encuentran en la Ilustración 18:

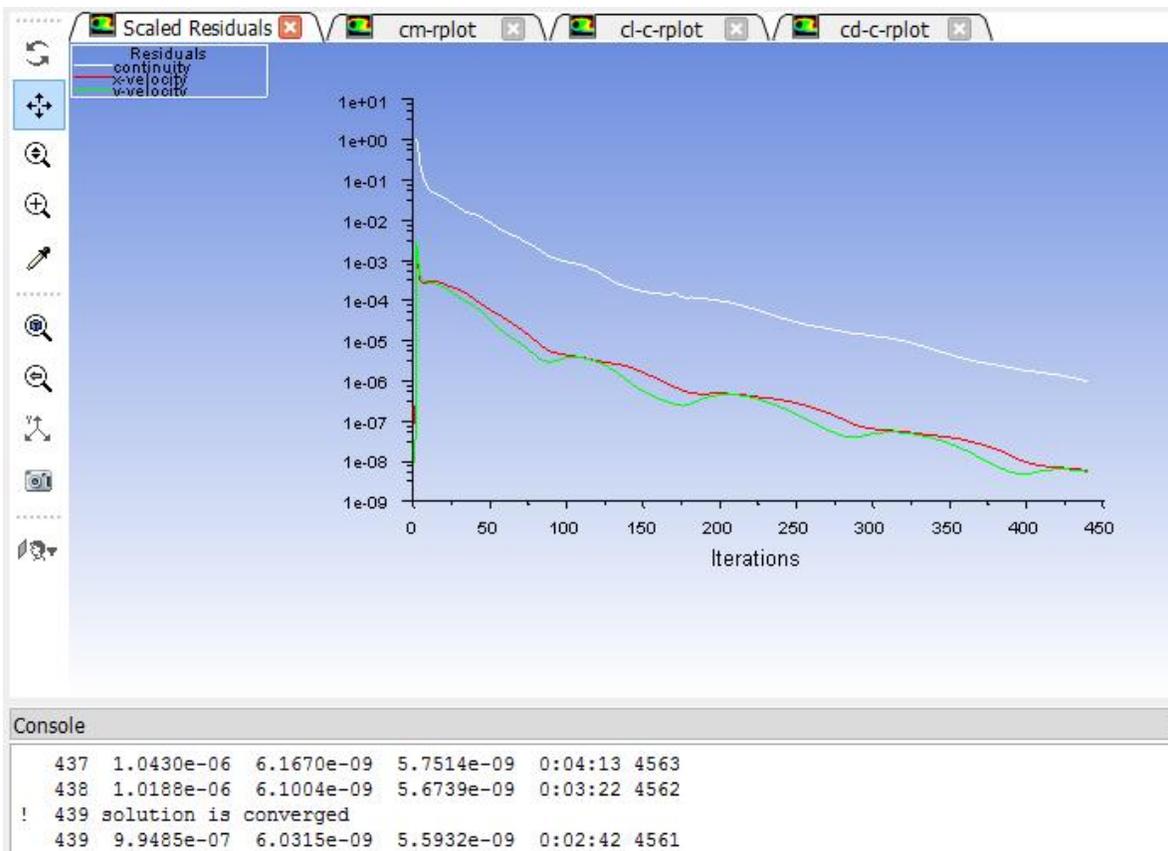


Ilustración 18. Residuos 2D.

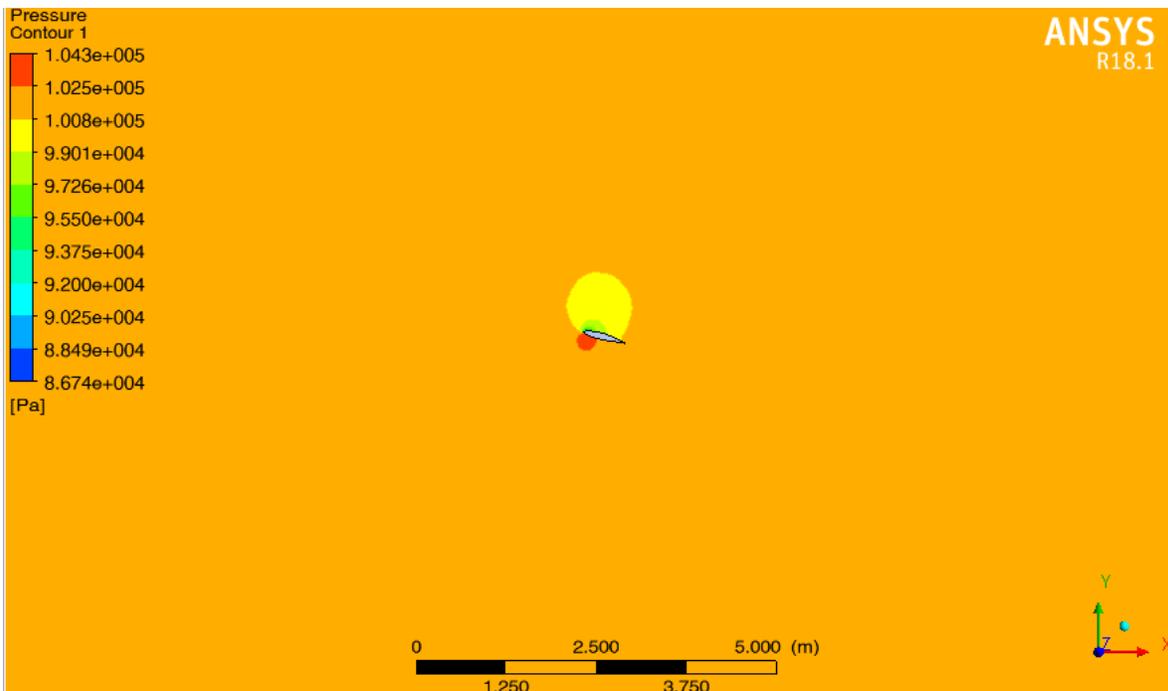


Ilustración 19. Perfil de presiones 2D.

Como se puede observar en las Ilustraciones 19 y 20, los perfiles de presiones y de velocidad no interfieren con los muros del túnel de viento.

El método de análisis es calcular los coeficientes para varios ángulos de ataque y compararlos con los obtenidos de forma experimental. Para esto, se graficarán los coeficientes C_l , C_d y C_m , variando los ángulos entre -16 y 16 grados, con intervalos de 1 grado. A continuación se ven los resultados graficados en Excel y mostrados en las Ilustraciones 21, 22 y 23.

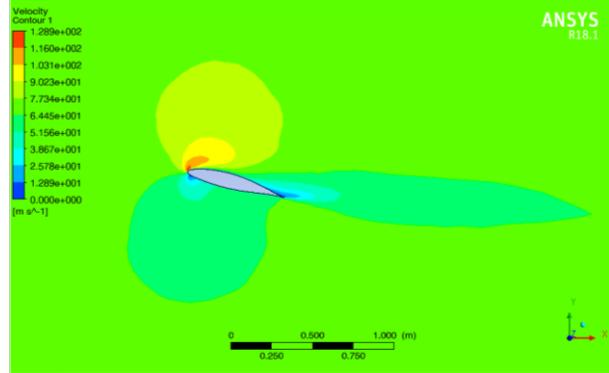


Ilustración 20. Perfil de Velocidad 2D.

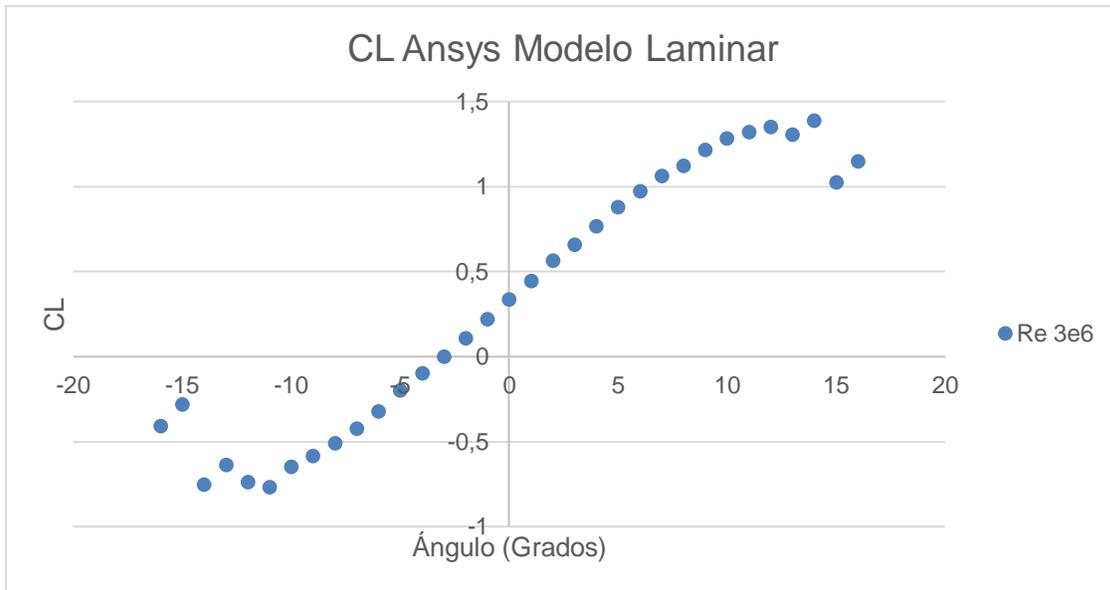


Ilustración 21. Gráfica Sustentación.

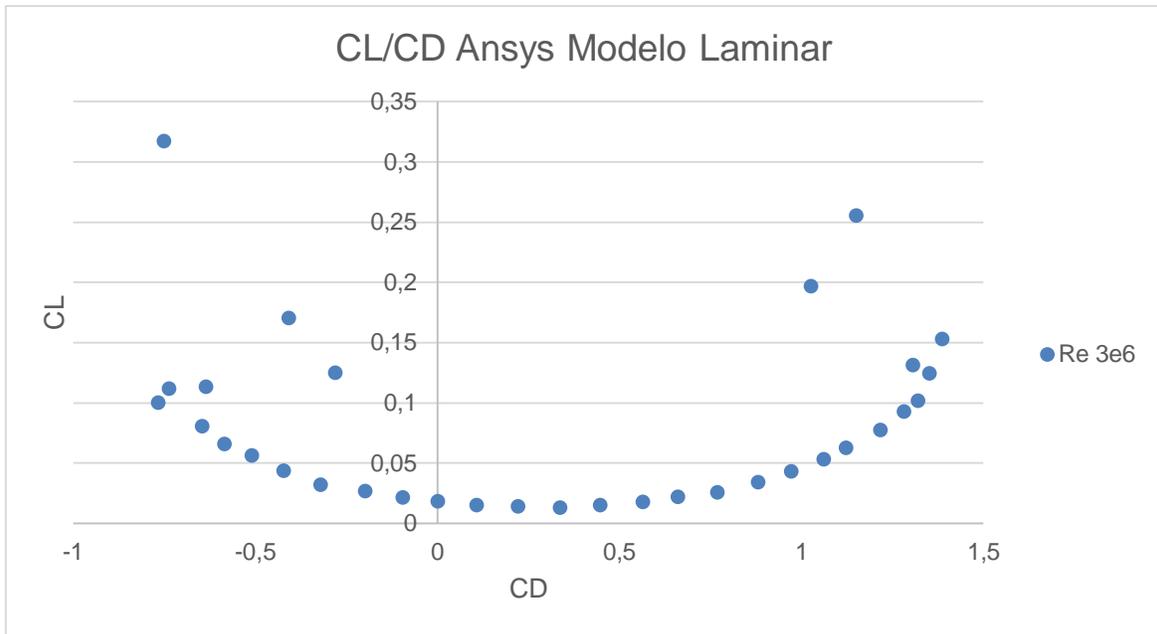


Ilustración 22. Gráfica polar 2D.

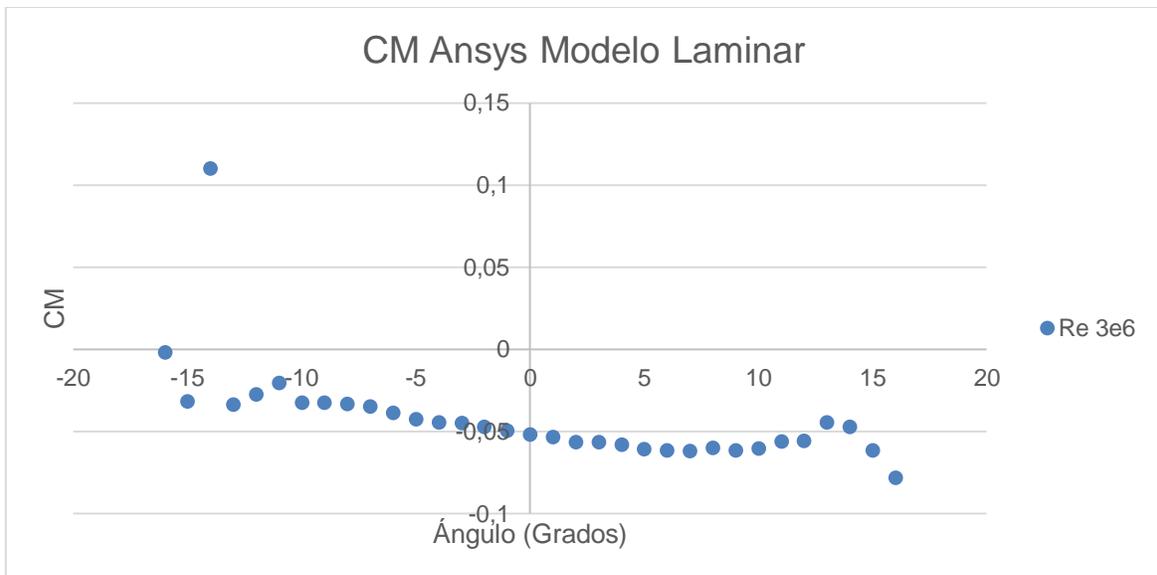


Ilustración 23. Gráfica de momentos 2D (c/4).

Como se ve en los gráficos superiores, algunos valores no consiguen la convergencia para valores cercanos a la pérdida del perfil. Como se muestra en la gráfica de momentos, tiene una distribución lineal, esto se debe a que se ha usado como centro aerodinámico $c/4$. Para mejorar esta solución, se calculará el nuevo centro aerodinámico utilizando dos puntos del gráfico anterior, donde los momentos serán constantes para todo ángulo de ataque. Este cálculo se realizará a partir de la siguiente ecuación:

$$\frac{x_{ca}}{c} = \frac{1}{4} - \frac{Cm_{\frac{c}{4}2} - Cm_{\frac{c}{4}1}}{Cl_2 - Cl_1}$$

Donde:

x_{ca} Posición del nuevo centro aerodinámico.

c Cuerda media aerodinámica (MAC).

$Cm_{c/4}$ Coeficiente de momentos para un ángulo de ataque, respecto a $c/4$.

Cl_i Coeficiente de sustentación para un ángulo de ataque.

Sustituyendo los valores, se obtiene que el valor nuevo del centro aerodinámico es: 0,16804 [m]. Como se ve, este valor es superior a 0,1524 [m], por lo tanto el centro aerodinámico se encuentra a 27,7 % de la MAC, un valor esperado ya que tiene que estar a un valor de $c/4$, un 25% de la MAC. El desarrollo del cálculo se puede encontrar en el Anexo II.

Calculando el nuevo coeficiente de momentos se obtiene lo siguiente:

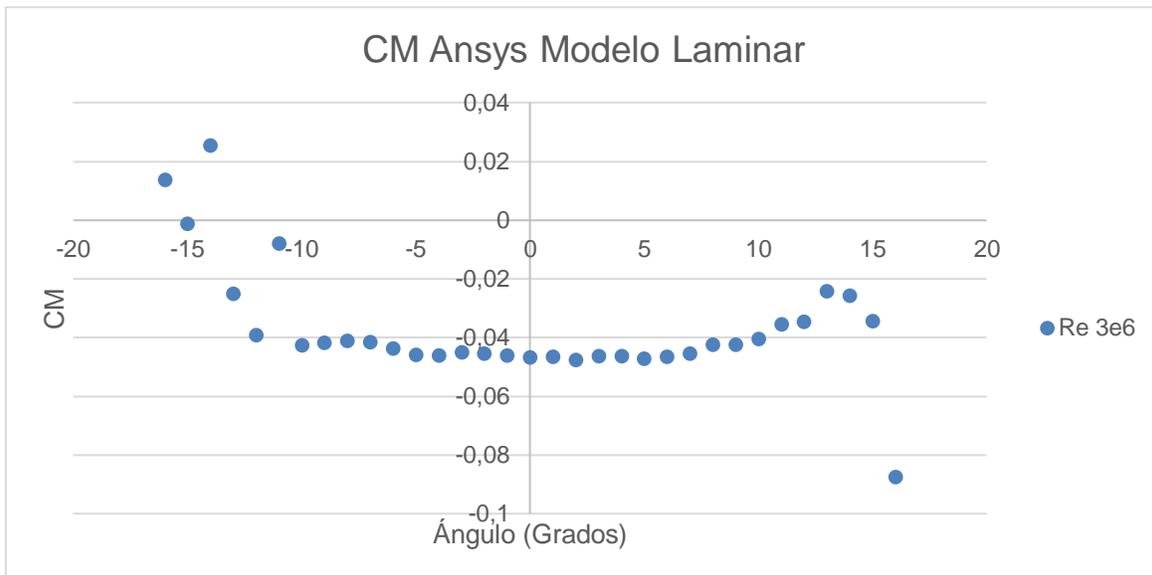


Ilustración 24. Gráfica de momentos 2D (27,7% MAC).

Como se observa, el valor tiende a una recta, ya que al estar en el centro aerodinámico, el momento no varía al cambiar el ángulo de ataque, este valor tiende a 0,04. Al calcular la nueva posición real del centro aerodinámico se pueden comparar dichos valores con los experimentales.

3.2.2 Validación del modelo escogido

Para la validación de los resultados se pueden comparar datos experimentales obtenidos de perfiles, que han sido estudiados por distintos organismos. En este caso se encontró un documento expedido por la NASA que estudia el comportamiento de algunos perfiles, de donde se extrajo en concreto el perfil de estudio [14]. Estos perfiles fueron ensayados en el túnel de viento de Langley.

La principal variable de estudio son los coeficientes aerodinámicos Cl y Cm , ya que el Cd para bajos Reynolds y bajos ángulos de ataque es despreciable.

En las gráficas de la parte inferior, se muestra la comparación entre los valores obtenidos con Ansys y los valores experimentales. Estos han sido graficados y comparados en grados y de forma adimensional.

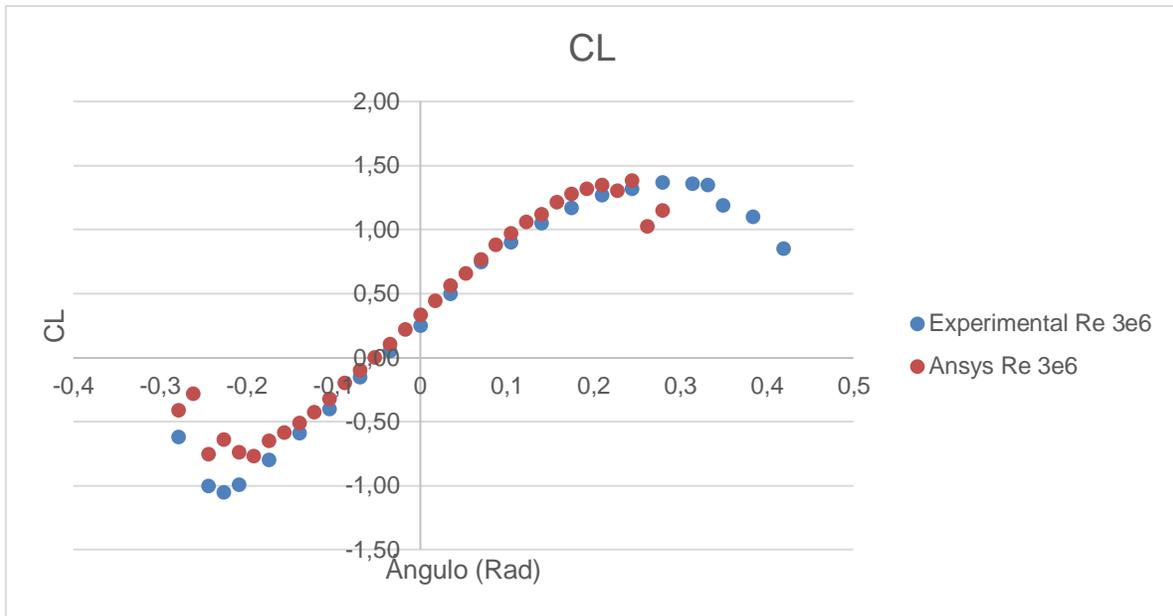


Ilustración 25. Comparación Gráfica Sustentación 2D.

En la Ilustración 25 se observa que la parte lineal se comporta de forma muy similar a la obtenida de forma experimental. A pesar de esto, algunos puntos no llegaron a la convergencia al acercarse a la entrada en pérdida del perfil. Este valor se encuentra aproximadamente a unos 15 grados. Se puede ver que el resultado es inferior, ya que el modelo bidimensional considera que la longitud del perfil es infinita.

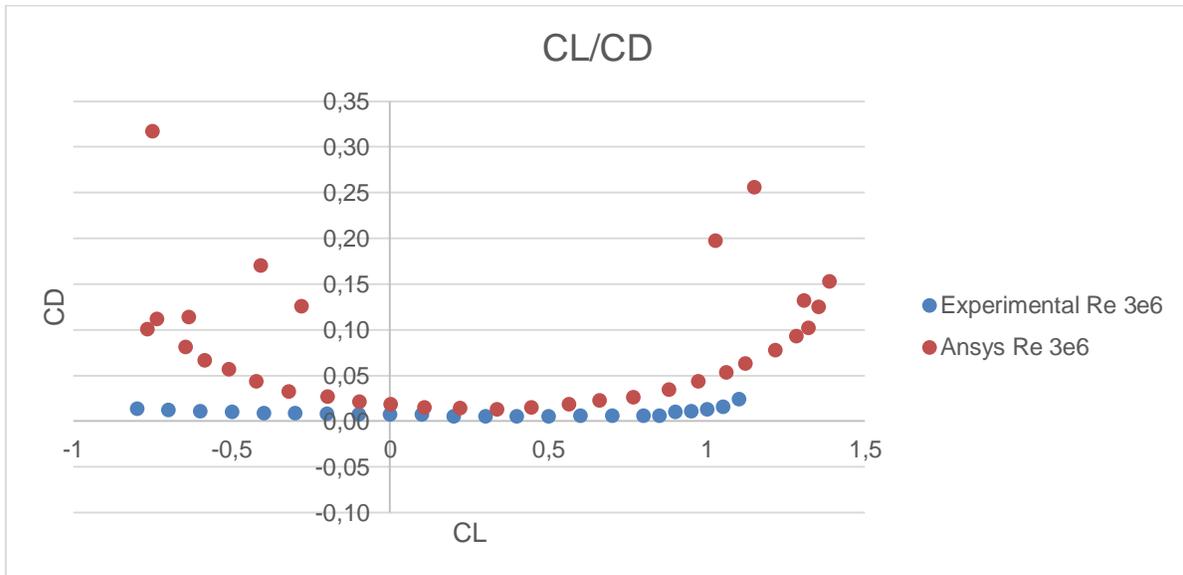


Ilustración 26. Comparación Gráfica Polar 2D.

En la Ilustración 26 se muestra que los valores obtenidos de forma experimental son muy inferiores a los valores calculados. Esto es debido a la aproximación en flujo laminar ya que el modelo sólo es válido para valores de ángulo de ataque pequeños y genera mucho más arrastre. En regímenes turbulentos disminuyen de forma significativa los valores de Cd ya que se produce desprendimiento de la capa límite. Para el cálculo de estabilidad no se considerarán estos valores por tener poca contribución en el cálculo.

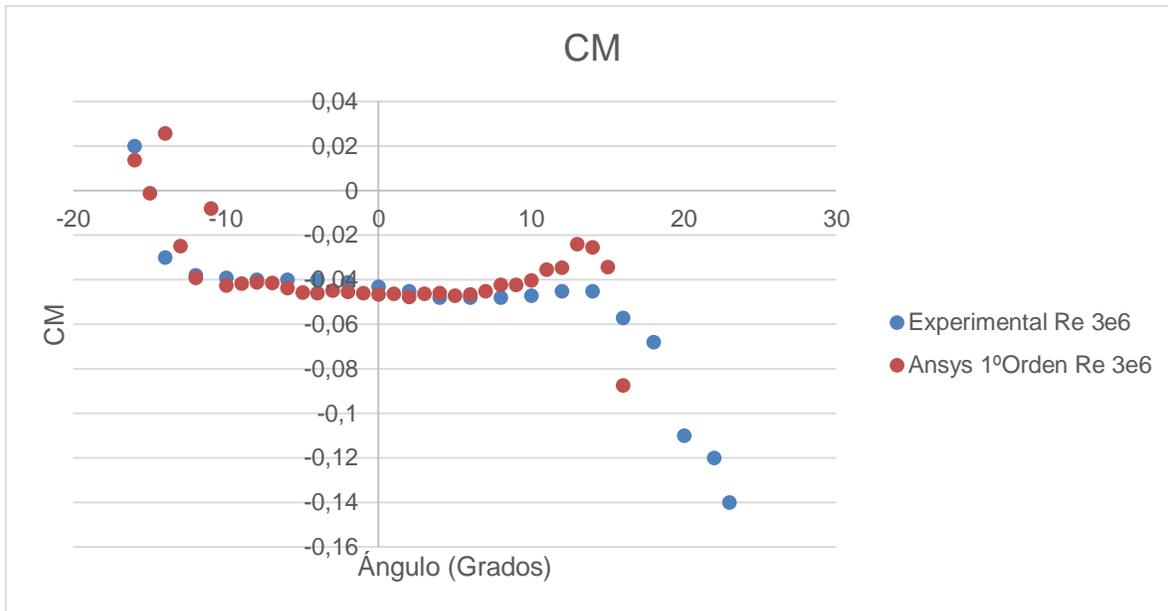


Ilustración 27. Comparación Gráfica de momentos 2D.

En la Ilustración 27 se observa que los valores calculados por Ansys son algo inferiores a los calculados de forma experimental. Esto se produce porque se está considerando en el modelo de dos dimensiones, un perfil en la dirección perpendicular (dirección Z) que es infinito.

A continuación, se calculará el error cometido en cada aproximación, considerando como valores verdaderos los obtenidos de forma experimental (Tabla 2). El error fue calculado por la media geométrica de los valores medidos y despreciando los que no convergen.

	Cl	Cm
Error (Medio)	8,74%	8,29%

Tabla 2. Error promedio Cl y Cm.

Como se puede ver, los errores calculados son parecidos, ya que el Cm deriva del Cl, por lo tanto se puede concluir que la solución es válida para el modelo y que la precisión del mallado es suficiente para los cálculos posteriores.

3.2.3 Análisis del modelo 3D del avión

Para el análisis del modelo en tres dimensiones es necesario convertir a un sólido, como se explicaba en los apartados anteriores. En el caso de no converger la solución con el modelo obtenido por fotogrametría, se procederá a modelar el semi-ala, ya que el problema tiene simetría en su eje longitudinal.

El análisis utilizado en esta ocasión será un modelo en tres dimensiones y se realizará el modelo con las mismas condiciones de contorno que el modelo en dos dimensiones y el mismo modelo matemático para el cálculo de los Cl y Cd. Para el cálculo de Cm se usará una aproximación de primer orden en los momentos como se realizó en el apartado anterior.

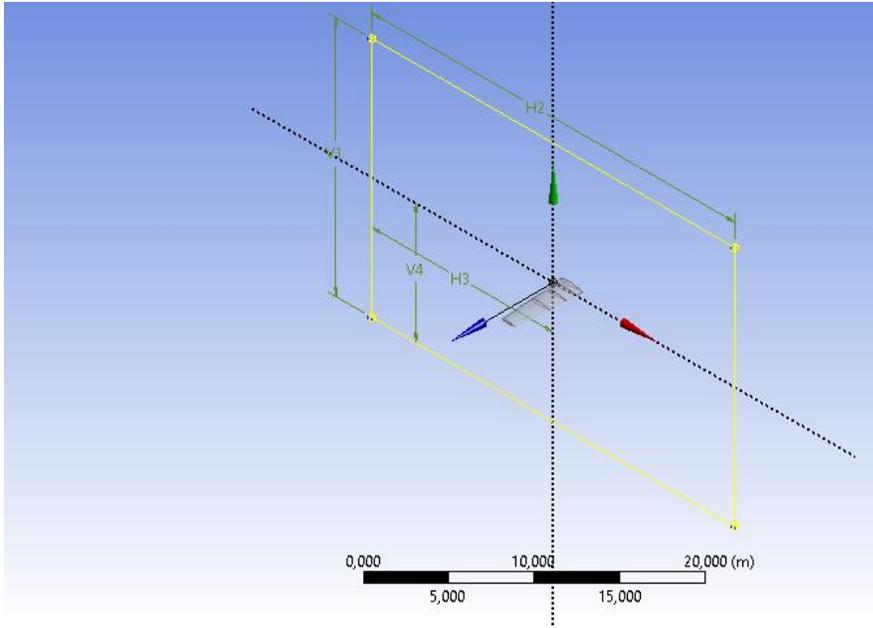


Ilustración 28. Volumen de control 3D.

Para la generación del **modelo geométrico** se utilizarán las mismas dimensiones del volumen de control que en el modelo en dos dimensiones pero tomando como referencia el centro de coordenadas absoluto. En la Ilustración 29 se pueden ver las dimensiones. Como el problema tiene simetría, se puede analizar la mitad del ala y la cola.

☐ Dimensions: 4	
<input type="checkbox"/> H2	50 m
<input type="checkbox"/> H3	25 m
<input type="checkbox"/> V1	50 m
<input type="checkbox"/> V4	25 m

La diferencia es que en la dirección Z la distancia tomada es de 20 [m] desde el centro de coordenadas, el cual comienza en el encastramiento del plano.

☐ Edges: 4	
-------------------	--

Ilustración 29. Dimensiones Volumen de control 3D.

En la Ilustración 30 se ve cómo es todo el volumen de control asignado, en la parte del encastramiento se colocará simetría para reproducir las condiciones de vuelo a partir del semi-ala.

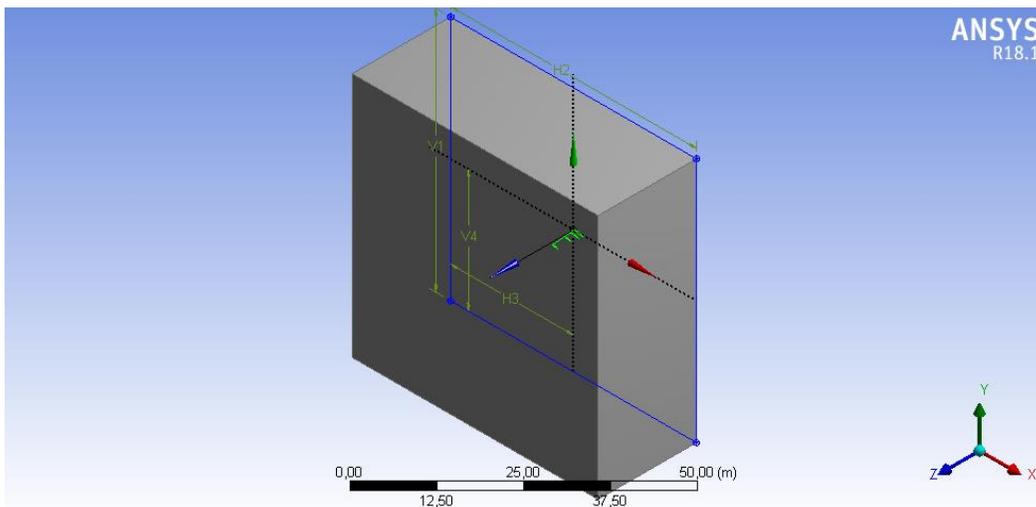


Ilustración 30. Volumen de control 3D generado.

En relación con las **condiciones de contorno** serán las mismas extrapoladas a una geometría en tres dimensiones pero con la diferencia de incluir la simetría en el encastre del plano. Al **generar la malla** se generará con un sistema similar al utilizado en el caso del modelo de dos dimensiones pero en este caso los elementos se concentrarán más en la superficie del aeroplano creando 10 veces más elementos.

Para tomar **los valores de referencia** es necesario calcular algunos datos antes de la realización de modelo en Ansys. Estos datos son los siguientes:

Cálculo del Área Proyectada:

Para calcular el área proyectada de la superficie alar es necesario descomponer el ala en varias secciones y calcular su superficie. Todas las dimensiones han sido tomadas del modelo en tres dimensiones de la aeronave. Se pueden encontrar en el Anexo III.

Todo el ala se puede dividir en geometrías sencillas para poder obtener el área proyectada. Para ello, se divide en 4 regiones y en subregiones, obteniendo al final la siguiente expresión, donde aparecen todas las contribuciones de todas las secciones del ala.

$$S_{1/2} = S_0 + S_1 + S_2 + S_3 = S_0 + S_{11} + S_{12} + S_2 + 2S_{31} + S_{32}$$

$$S_{1/2} = 1,020 + 1,3430 + 2,1456 + 3,718 [m^2]$$

$$S_{1/2} = 8,226 [m^2]$$

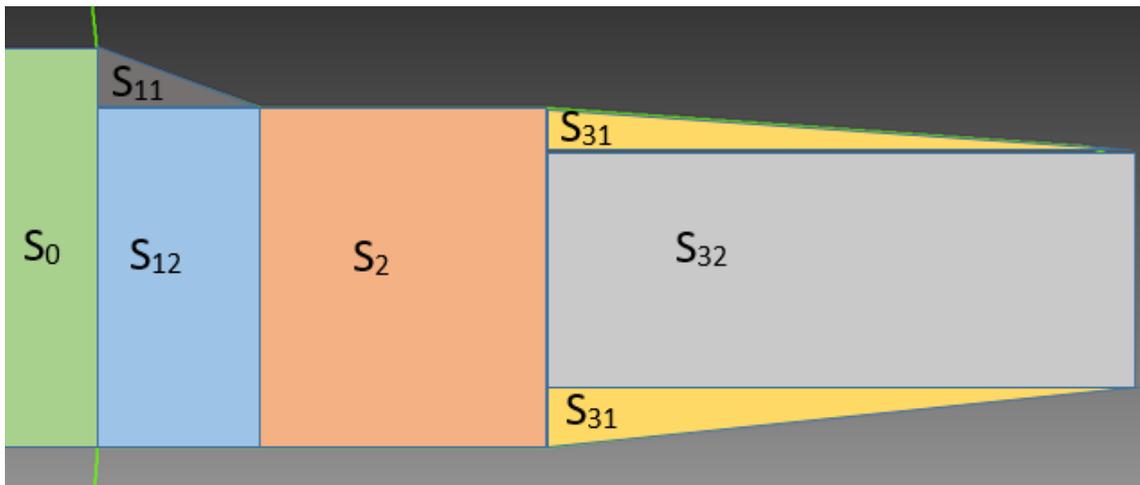


Ilustración 31. Esquema de secciones.

Cálculo de la Cuerda Media Aerodinámica (MAC) y Centro Aerodinámico:

La cuerda media aerodinámica [16] [17] se define como:

$$MAC = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c^2 dy$$

Donde:

S Superficie Alar Total

b Envergadura

El cálculo de la MAC es necesario, ya que se necesita conocer la distancia a la cual se encuentra el centro aerodinámico teórico. Para ello, hay que calcular la variación de la cuerda del perfil en función de la envergadura del semi-ala. El desarrollo de este cálculo se encuentra en el Anexo IV.

El resultado que se obtiene es el siguiente:

$$MAC = 1,552 [m]$$

El centro aerodinámico de la cuerda se encuentra cercano a una distancia de $c/4$ de la MAC, el cual tiene un valor de 0,45368 [m] y que se utilizará como primera aproximación. Hay que tener en cuenta que este valor está referenciado al borde de ataque.

El cálculo de la posición del centro aerodinámico en las tres coordenadas en el espacio, referenciado al sistema de coordenadas de Ansys, es el siguiente: (El desarrollo de los cálculos se encuentra en el Anexo IV)

$$x_{CA_{ANSYS}} = 0,29875 + c \cdot \%MAC [m]$$

$$x_{CA_{ANSYS}} = 0,29875 + 1,552 \cdot 0,25$$

$$x_{CA_{ANSYS}} = 0,68675 [m]$$

$$y_{CA_{ANSYS}} = 0 [m]$$

$$z_{CA_{ANSYS}} = 2,9204 [m]$$

Una vez calculados todos los datos necesarios, se definen los distintos análisis que se realizarán, que serán los siguientes: Análisis del modelo obtenido por fotogrametría para el semi-ala y para el timón de profundidad. Si el modelo no converge, se procederá a realizar ambas partes de la aeronave en Inventor para proceder a su análisis.

Análisis del modelo obtenido por Fotogrametría (semi-ala)

El modelo que es introducido en el análisis es el siguiente:

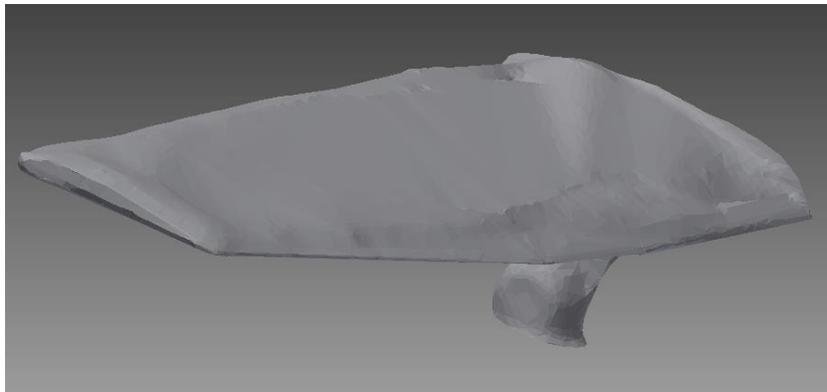


Ilustración 32. Modelo 3D (fotogrametría).

Una vez mallado todo el sistema y configurado el Setup, se procede a analizar el sistema. Como puede ver en la Ilustración 32, el modelo introducido tiene muchas imperfecciones, por ello el sistema no

consiguió la convergencia ni con el análisis menos restrictivo. Esto se produce porque Ansys no es capaz de calcular la solución en algunos puntos del sistema, ya que se generan dos posibles velocidades para un mismo punto y esto se produce en todos los puntos que no tienen una curvatura continua. Los resultados obtenidos fueron los siguientes:

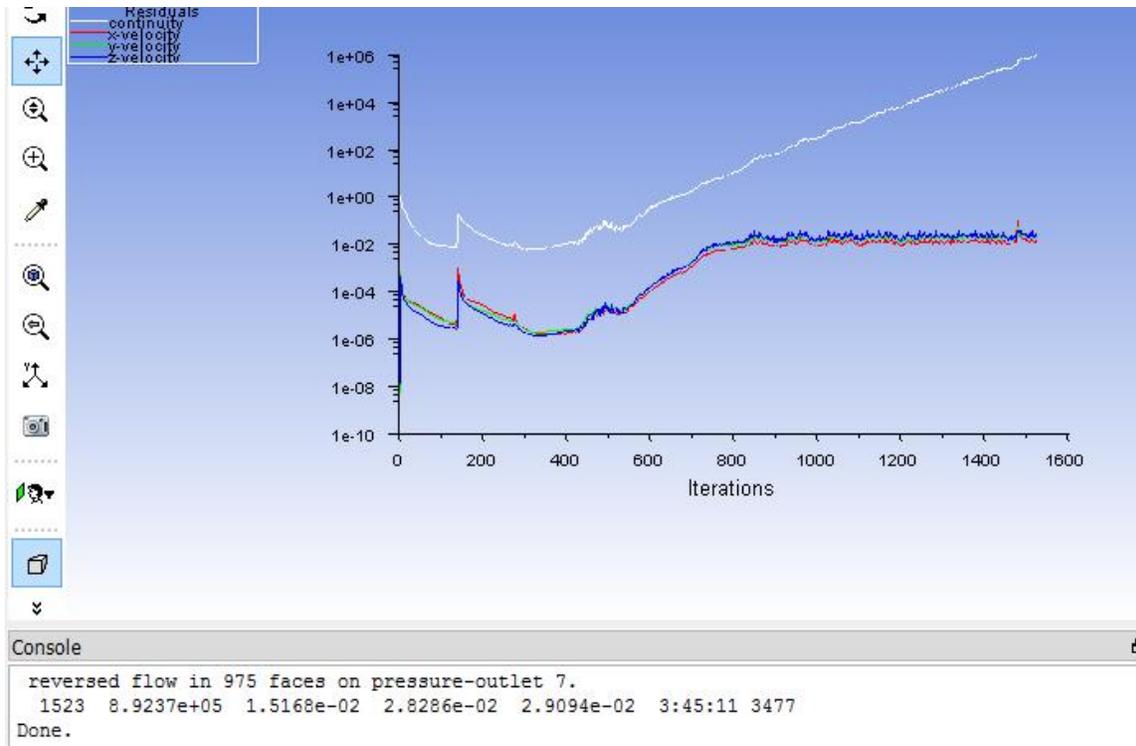


Ilustración 33. Gráfica residuos 3D (fotogrametría).

Como se aprecia en los resultados, el modelo obtenido por fotogrametría no es suficiente para el análisis de Ansys. Por ello se **repitió el análisis utilizando el semi-ala modelada en Inventor**, obteniendo las medidas del modelo generado por fotogrametría, al igual que el perfil fue obtenido de AirfoilTools [15].

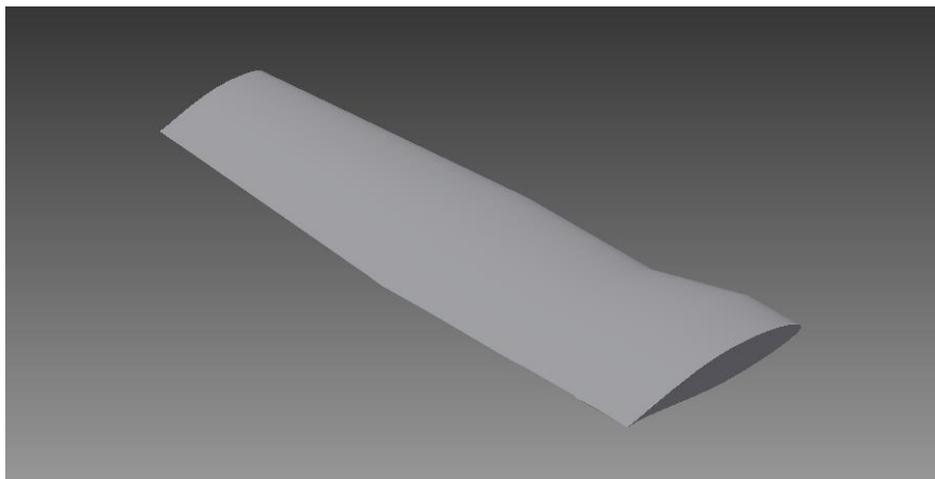


Ilustración 34. Modelo Inventor 3D (ala).

En la Ilustración 34 se puede ver el modelo que será introducido en Ansys para el análisis del problema. Las condiciones de contorno serán las mismas que se mencionaban anteriormente.

Para la generación del modelo geométrico se empleó el mismo sistema que en el modelo en dos dimensiones pero extrapolando las condiciones a uno en tres dimensiones. En la generación de la malla se ha utilizado un método de mallado conocido por Ansys como CutCell, el cual es apropiado para geometrías complejas en tres dimensiones y característico de Ansys Fluent. Se dejaron todos los parámetros por defecto excepto el refinamiento de la malla. En las Ilustraciones 35 y 36 se muestra el resultado:

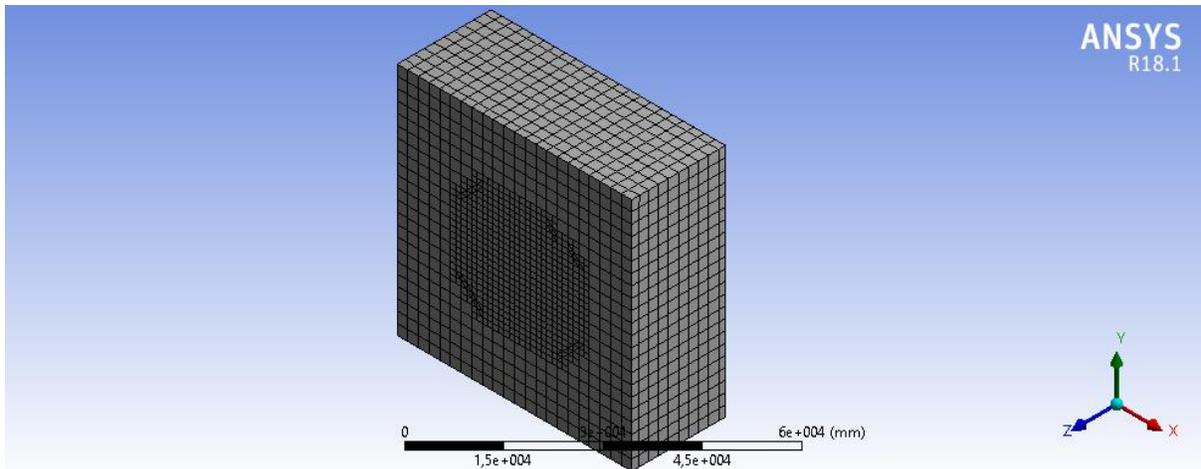


Ilustración 35. Volumen de control mallado 3D.

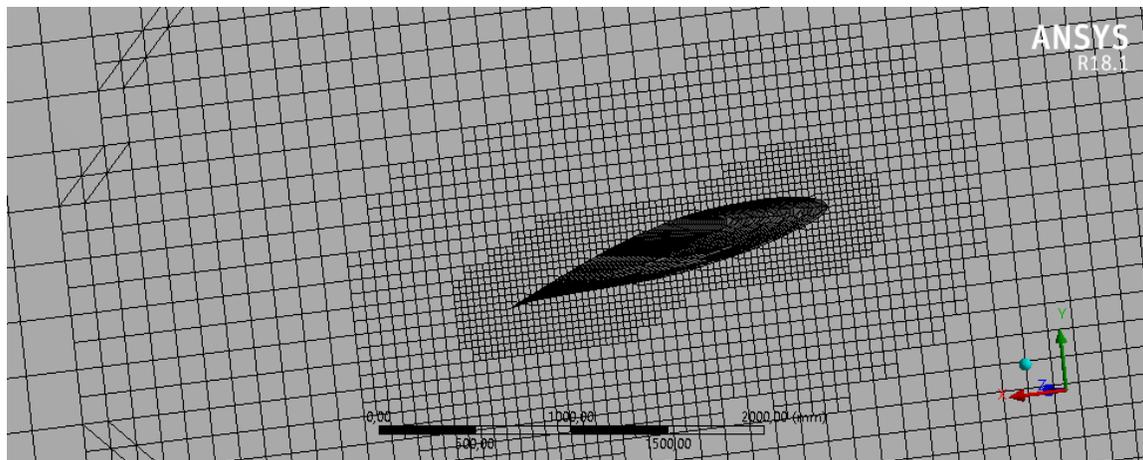


Ilustración 36. Volumen de control 3D (detalle).

El mallado que se obtiene se realiza de forma automática evitando refinamiento excesivo, ya que si no el tiempo computacional se dispara de forma exponencial.

Para poder ver la calidad de la malla se utilizarán los mismos indicadores que fueron usados en el análisis de dos dimensiones: Calidad del elemento y Calidad ortogonal.

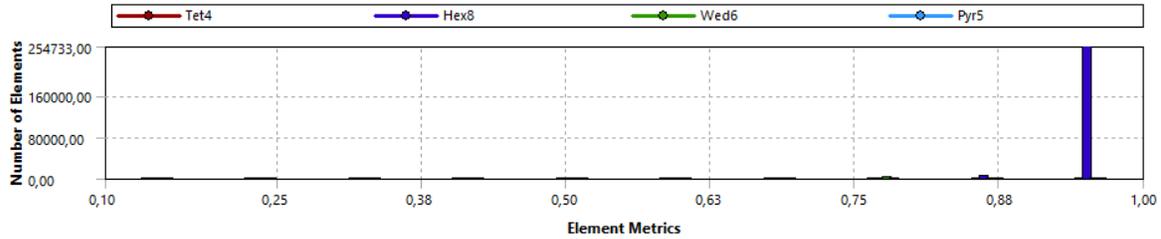


Ilustración 37. Gráfica Calidad del elemento 3D (ala).

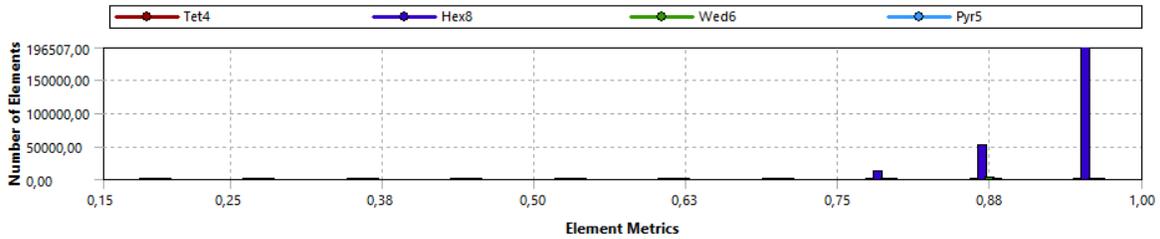


Ilustración 38. Gráfica Calidad ortogonal 3D (ala).

Como se puede ver, ambos tienen muy buena calidad para la malla generada, por lo tanto se usará este método para proceder a los distintos mallados. En relación a Setup, se puede encontrar un resumen en la parte inferior.

El **material** tendrá las siguientes características:

- **Densidad:** 1.225 [Kg/m³]
- **Viscosidad:** $1.7894 \cdot 10^{-5}$ [Kg/m-s]

Los **métodos utilizados** para el cálculo de todas las variables del problema son las siguientes:

- **Aproximación del Gradiente:** Mínimos cuadrados basados en celdas
- **Aproximación de la Presión:** Segundo orden
- **Aproximación de los Momentos:** Primer orden (WindUP)

Con la aproximación de los momentos se consigue una convergencia más rápida. También se colocarán los valores de referencia calculados anteriormente, tanto la MAC como la superficie calculada y la longitud total.

Las condiciones de contorno para el **Inlet** serán las siguientes:

- **Velocidad, Normal a la condición de contorno:** 69,90 [m/s]
- **Presión:** 101325 [Pa]
- **Referencia:** Absoluta

Las condiciones de contorno para el **Outlet** serán las siguientes:

- **Presión, Normal a la condición de contorno:** 101325 [Pa]
- **Referencia:** Absoluta

Los **límites de convergencia** son fijados en los valores residuales en forma de diferencia de errores entre valores calculados. Los límites fijados son los siguientes:

- **Continuidad:** $1 \cdot 10^{-4}$
- **Velocidad de “X”:** $1 \cdot 10^{-4}$
- **Velocidad de “Y”:** $1 \cdot 10^{-4}$
- **Velocidad de “Z”:** $1 \cdot 10^{-4}$

Los límites de convergencia fueron ajustados para optimizar el tiempo de cálculo. Con todas estas condiciones alcanza la convergencia cuando ha realizado 245 iteraciones, obteniendo lo siguientes resultados para un ángulo de ataque de 5 grados:

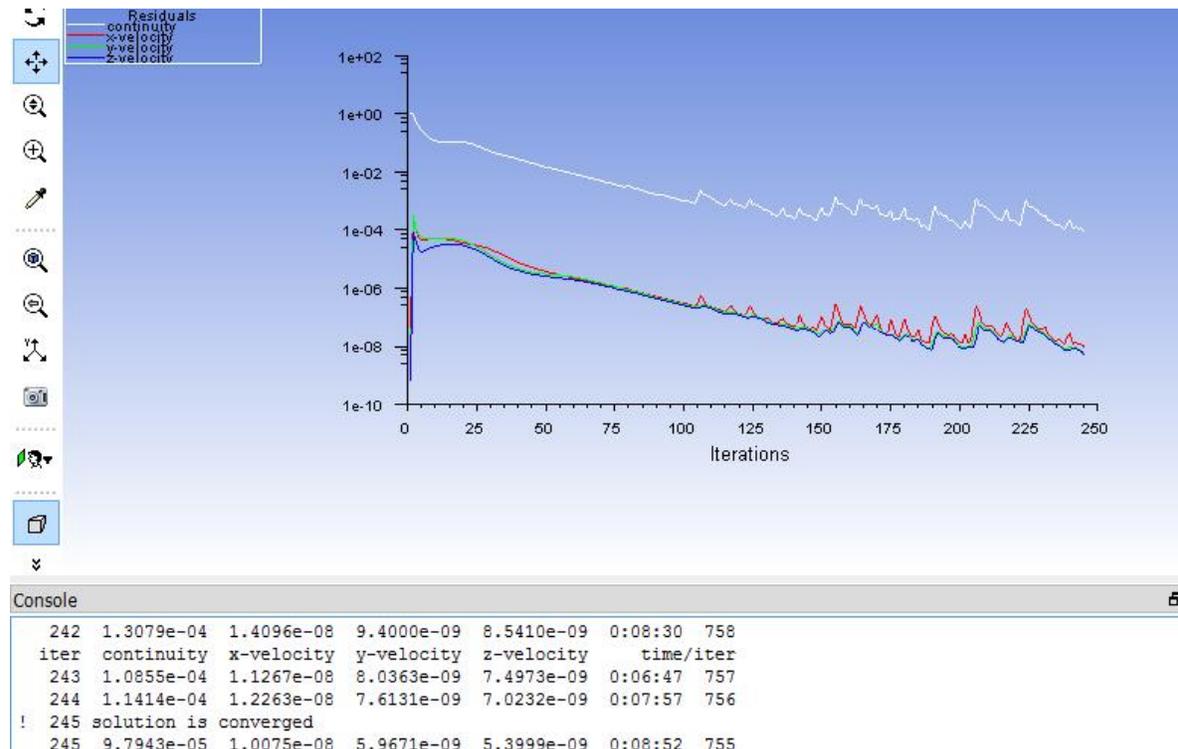


Ilustración 39. Grafica residuos 3D Modelo inventor Ala.

Como se puede ver en la Ilustración 39, el problema en tres dimensiones tiene más dificultades para resolver que el de dos dimensiones. Esto es debido a que la malla se realizó de una forma automática y sin refinamiento, para optimizar la velocidad de cómputo. Por ello también se limitaron las iteraciones máximas a 1000.

La Ilustración 40 muestra la siguiente distribución de presiones a lo largo del volumen de control.

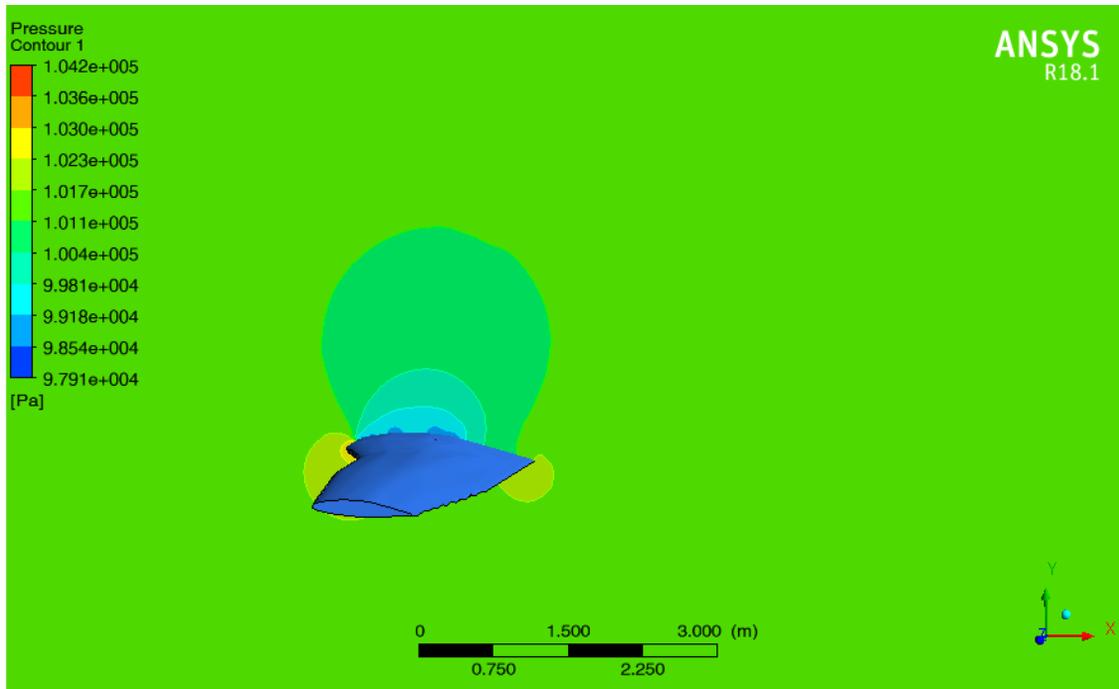


Ilustración 40. Perfil de Presiones 3D (ala).

Como se puede observar no interfiere con las paredes del volumen de control, mostrando las características propias de un perfil.

En la imagen inferior se puede ver la distribución de velocidades a lo largo de todo el volumen de control.

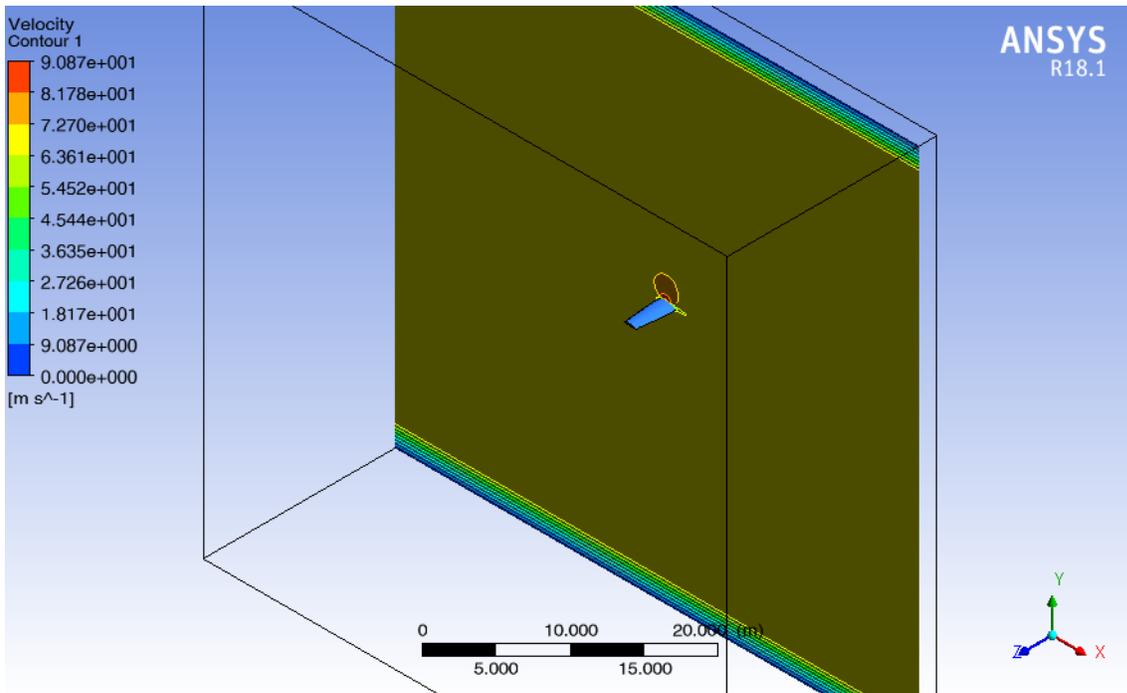


Ilustración 41. Perfil de velocidades 3D (ala).

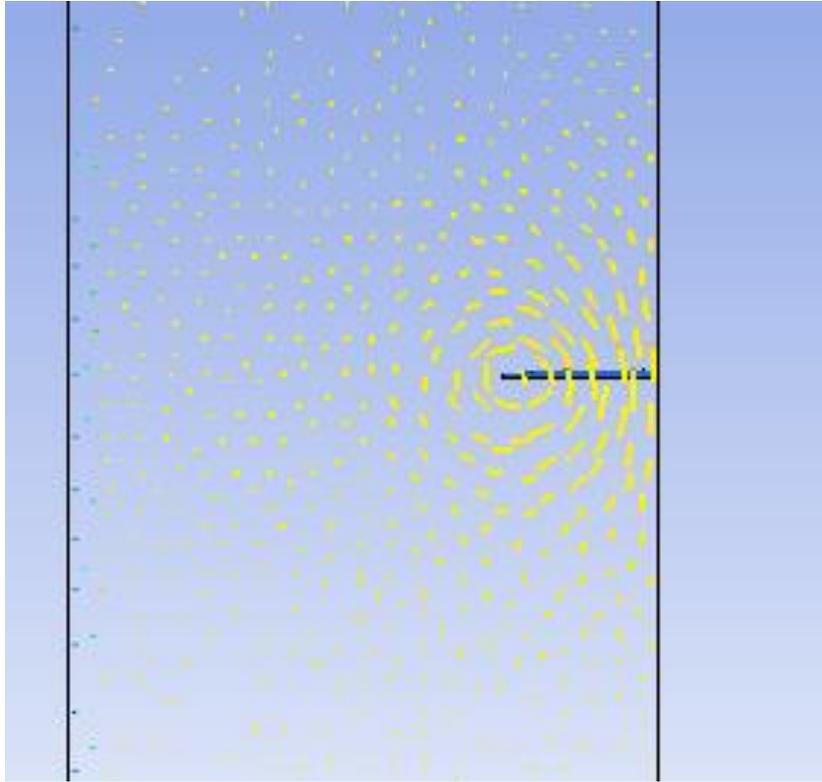


Ilustración 42. Líneas de corriente 3D.

En la Ilustración 42 se ven los torbellinos que se generan en el borde del ala, ya que la vista que se está obteniendo es por el borde de salida (dirección positiva de X). Este es el comportamiento natural del flujo que se genera en la punta del ala. En este caso, al tener mucho ángulo de ataque, éste se genera con más intensidad.

En relación a la obtención de las curvas para el cálculo de estabilidad, se realizaron una serie de iteraciones en función de los ángulos de ataque, tal y como se realizó para la geometría en dos dimensiones. La variación de estos ángulos fue de -16 a 16 grados, obteniendo los siguientes resultados:

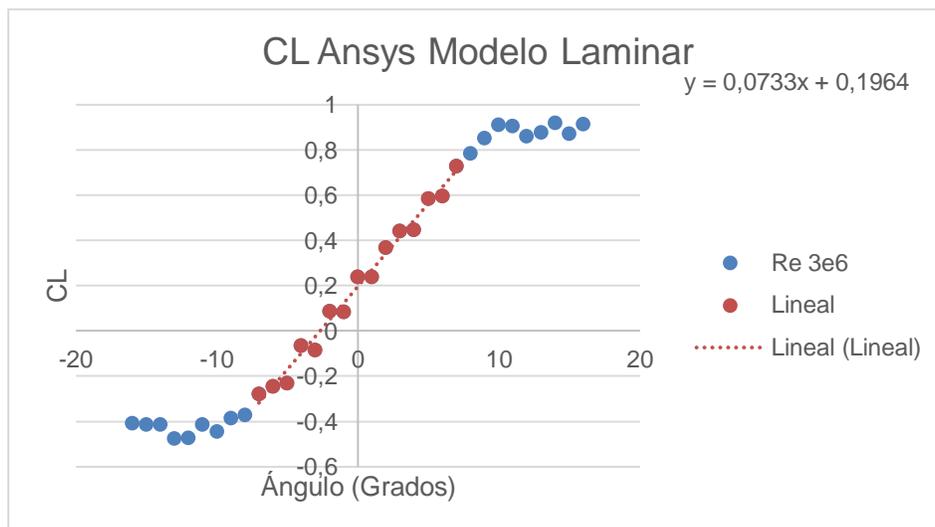


Ilustración 43. Gráfica de sustentación 3D (Modelo Ala).

Como muestra la Ilustración 43, se creó una serie que asegura la parte lineal de la solución para el cálculo de la ecuación de la recta, siendo este valor necesario para el cálculo de la estabilidad. La ecuación, en radianes, es la siguiente: $y = 4,2008x + 0,1964$

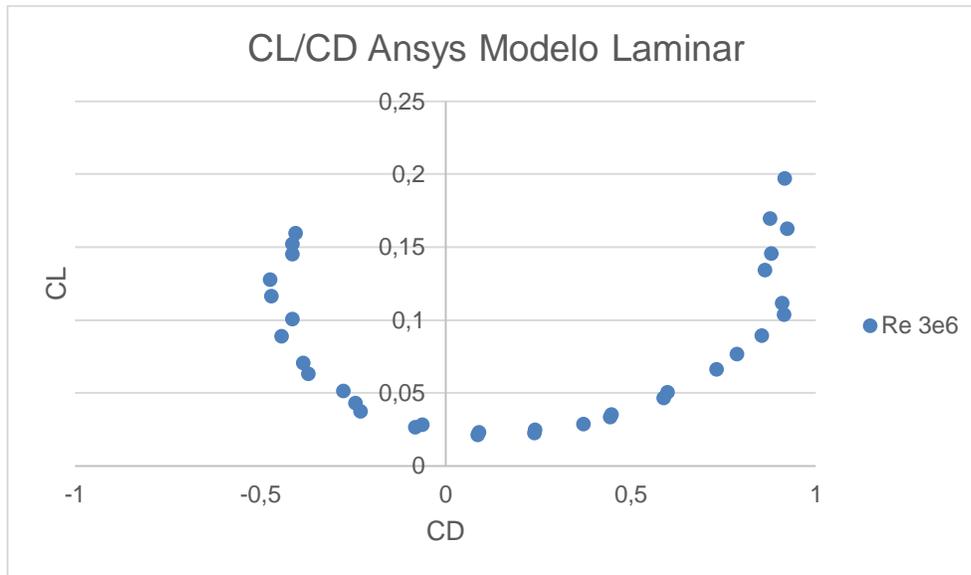


Ilustración 44. Gráfica polar 3D (Modelo Ala)

En la Ilustración 45 se ven los resultados obtenidos de forma aproximada del C_m , los cuales permanecen constantes con la variación del ángulo de ataque. Se aproximó el centro aerodinámico a $c/4$ en la coordenada “X”, tomando como referencia el modelo de Ansys. Este valor fue calculado anteriormente.

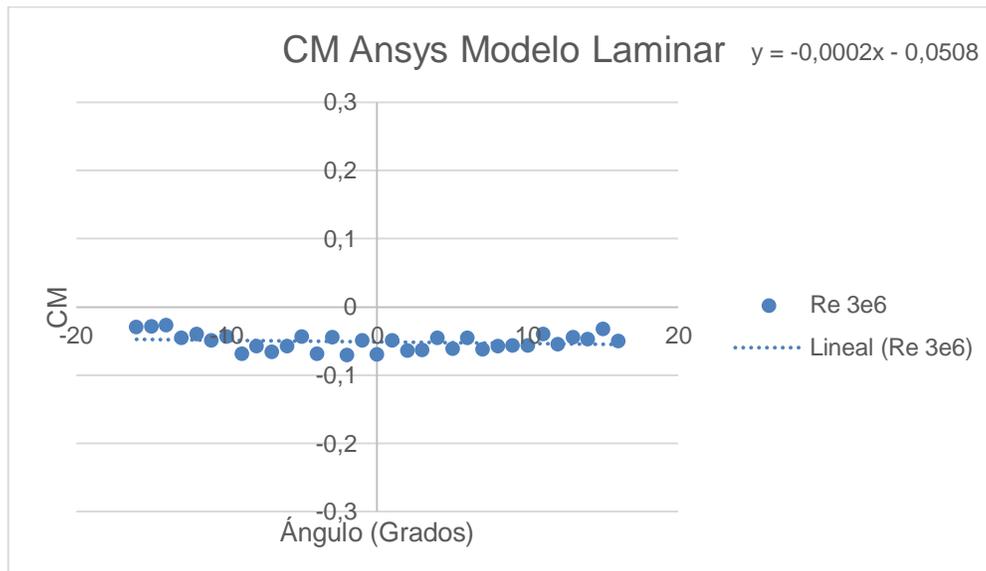


Ilustración 45. Gráfica de momentos 3D (Modelo Ala).

Para los cálculos se va a despreciar la parte dependiente de la solución y considerar como $C_{m_{ca}}$ el valor del término independiente, ya que el término dependiente de la recta generada tiende a cero. El valor que se obtiene como constante es de $-0,0508$ situado a $c/4$ de la MAC.

Para el modelado del timón de profundidad se realizará la misma operación para obtener las curvas del modelo, que se modelará en Inventor y las medidas se tomarán mediante fotogrametría.

Análisis del modelo obtenido por Inventor (semi-cola)

El modelo a introducir en el análisis es el siguiente:

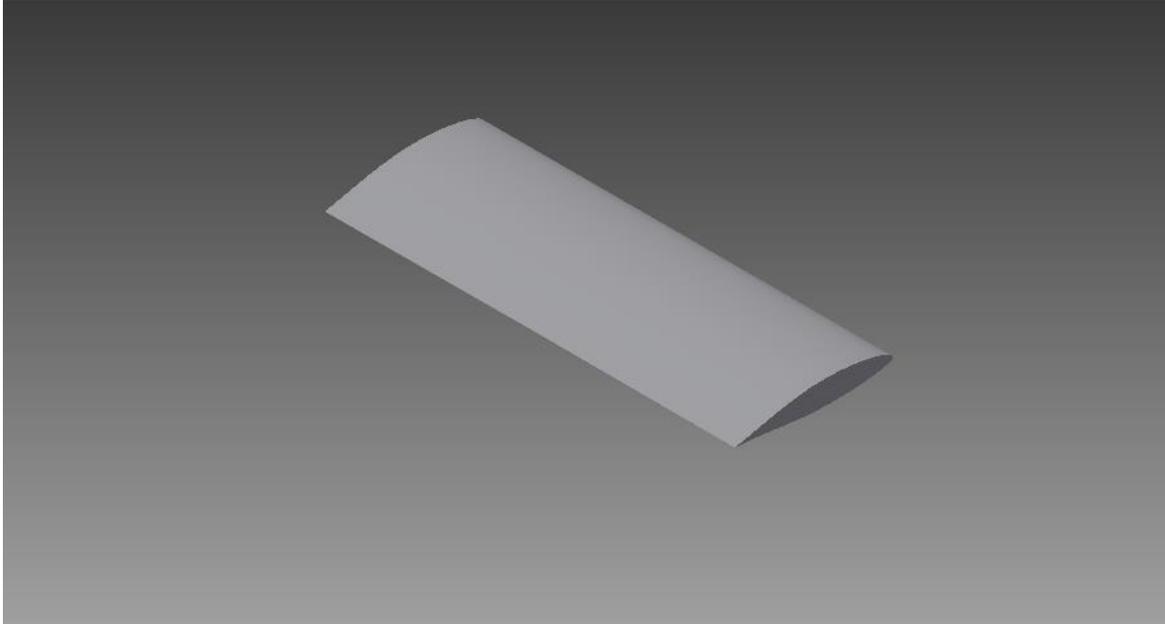


Ilustración 46. Modelo Inventor 3D (Timón de profundidad).

En la Ilustración 46 se puede ver el modelo que será introducido en Ansys para el análisis del problema. En este caso se calculará de la misma manera que se realizó el semi-ala.

Cálculo del Área Proyectada:

El cálculo del área proyectada se puede obtener de forma aproximada mediante un rectángulo, como se ve en la Ilustración 47. Todas las dimensiones se pueden consultar en el Anexo III.

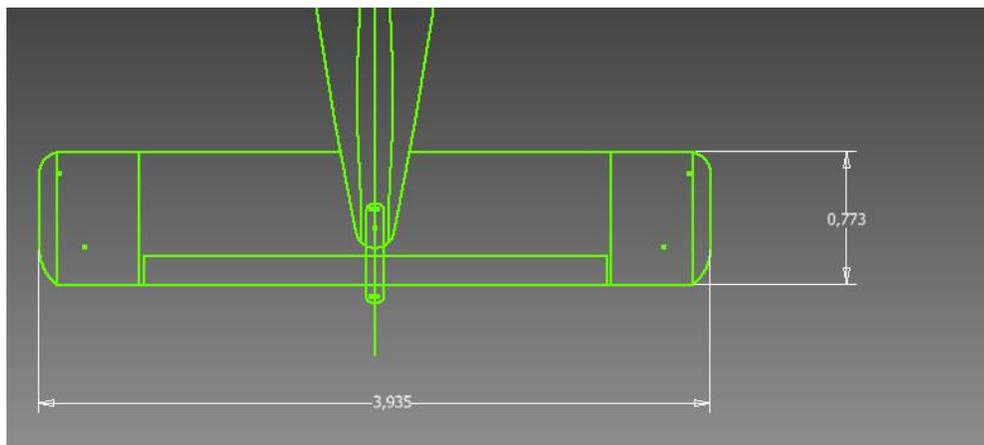


Ilustración 47. Dimensiones principales del timón de profundidad.

Como el análisis en Ansys es simétrico, se calculará la mitad de área para adimensionalizar los coeficientes, con esto se obtiene que:

$$S_{t/2} = \frac{1}{2}bh = \frac{1}{2}0,773\ 3,935 = 1,520 [m^2]$$

$$S_{t/2} = 1,520 [m^2]$$

Cálculo de la Cuerda Media Aerodinámica (MAC) y Centro Aerodinámico:

En relación a la cuerda media aerodinámica para el caso de perfiles rectangulares, ésta coincide con la cuerda del perfil, por lo tanto:

$$MAC = 0,773 [m]$$

En relación a la posición del centro aerodinámico, en este caso se considera como primera aproximación $c/4$ y orientado en las tres coordenadas del espacio como:

$$x_{CA_{ANSYS}} = \frac{MAC}{4} = 0,19325[m]$$

$$y_{CA_{ANSYS}} = 0 [m]$$

$$z_{CA_{ANSYS}} = 0 [m]$$

La posición de “X” para este caso, no tiene offset, ya que el sistema de referencia se encuentra en la misma posición, tanto para el modelo como para el cálculo de los momentos. La posición de “Z” es cero, ya que coincide con el plano de simetría de la aeronave, es un perfil rectangular y no depende para el cálculo de momentos de cabeceo.

El análisis se realizará en las mismas condiciones que se analizó todo el ala; en la Ilustración 48 se puede ver la malla que se genera.

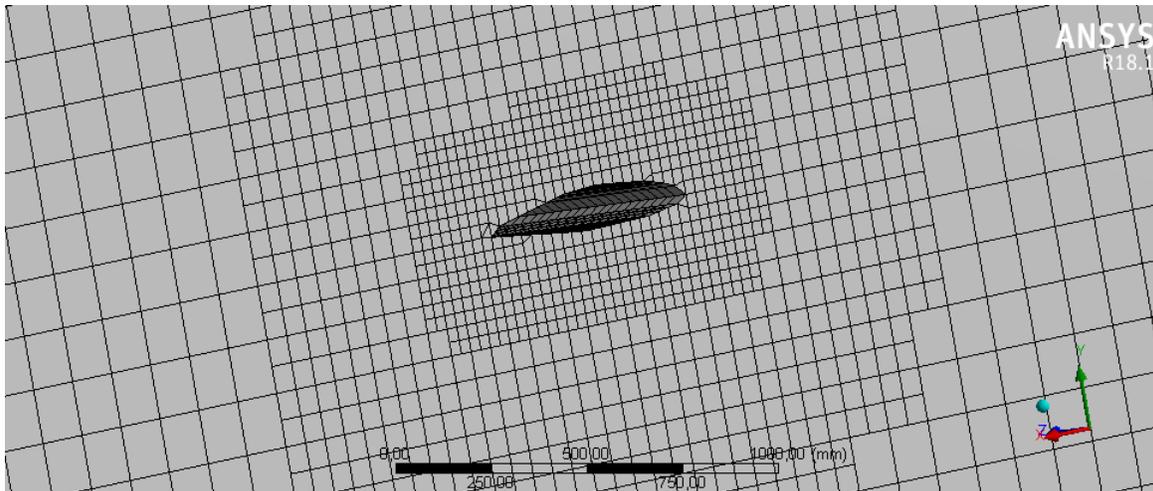


Ilustración 48. Detalle generación malla timón de profundidad.

En las Ilustraciones 49 y 50 se ve la calidad de la malla utilizada: calidad del elemento y calidad ortogonal.

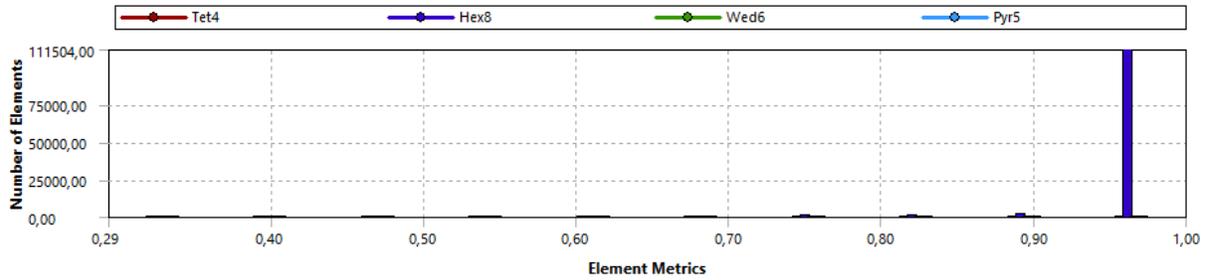


Ilustración 49. Gráfica Calidad del elemento 3D (timón de profundidad).

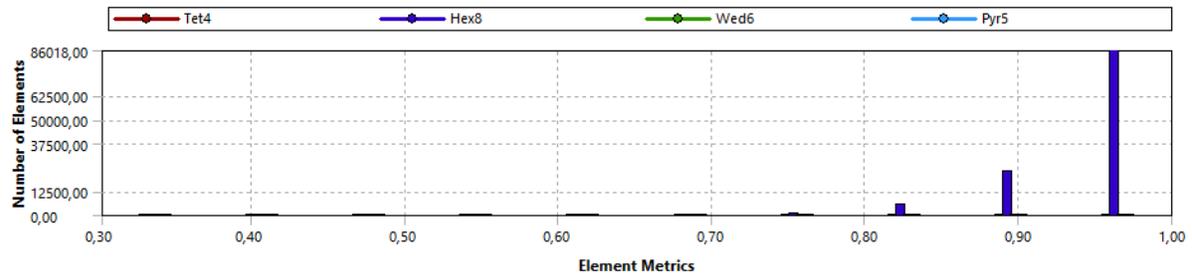


Ilustración 50. Gráfica Calidad ortogonal 3D (timón de profundidad).

En relación a las condiciones de contorno serán las mismas que para el análisis del semi-ala, en el setup se cambiarán las superficies de referencia. En cuanto a la convergencia, se establecen los mismos límites que para el semi-ala, aquí se pueden ver los resultados para 10 grados, los cuales convergen con 98 iteraciones.

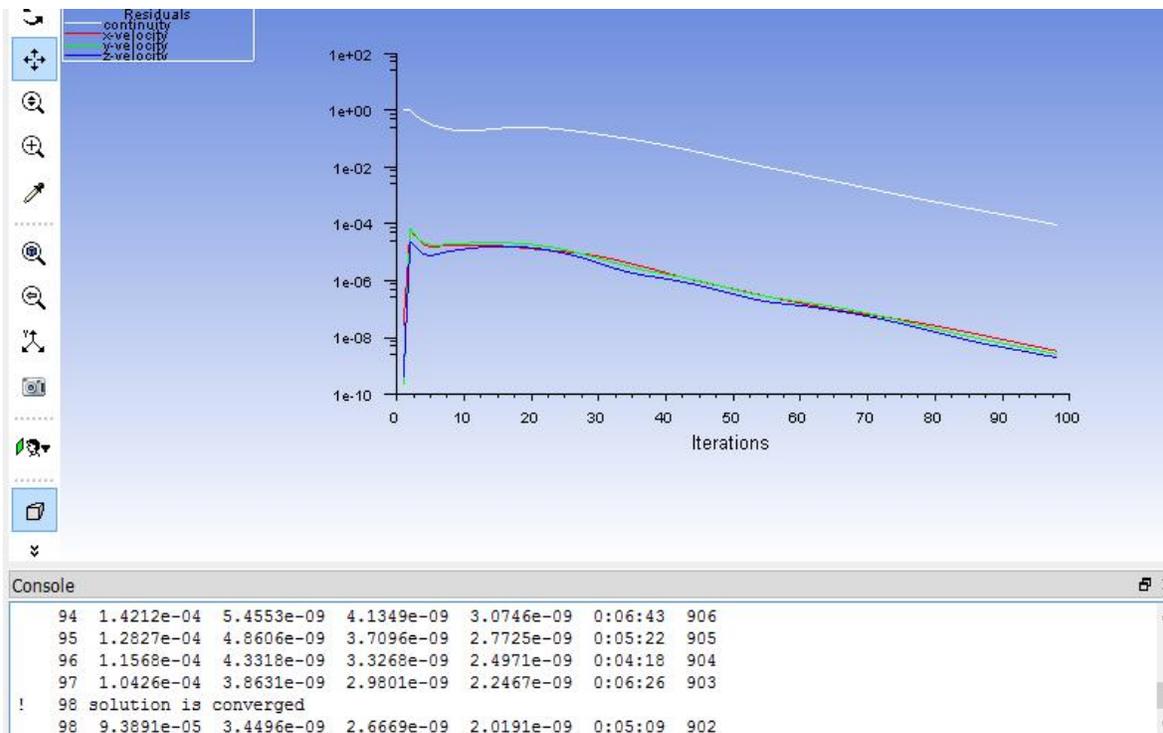


Ilustración 51. Gráfica residuos 3D Modelo inventor timón de profundidad.

En las Ilustraciones 52, 53 y 54 se puede ver la distribución de presiones, líneas de corriente y fuerza de la sustentación.

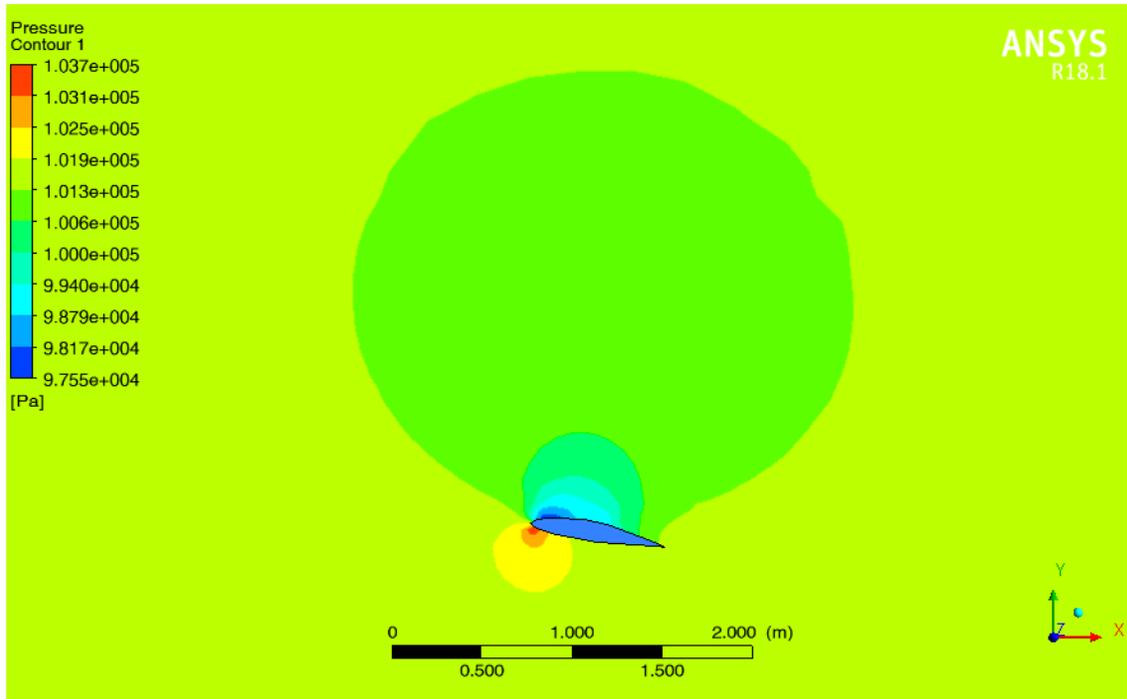


Ilustración 52. Perfil de presiones (Timón de profundidad).

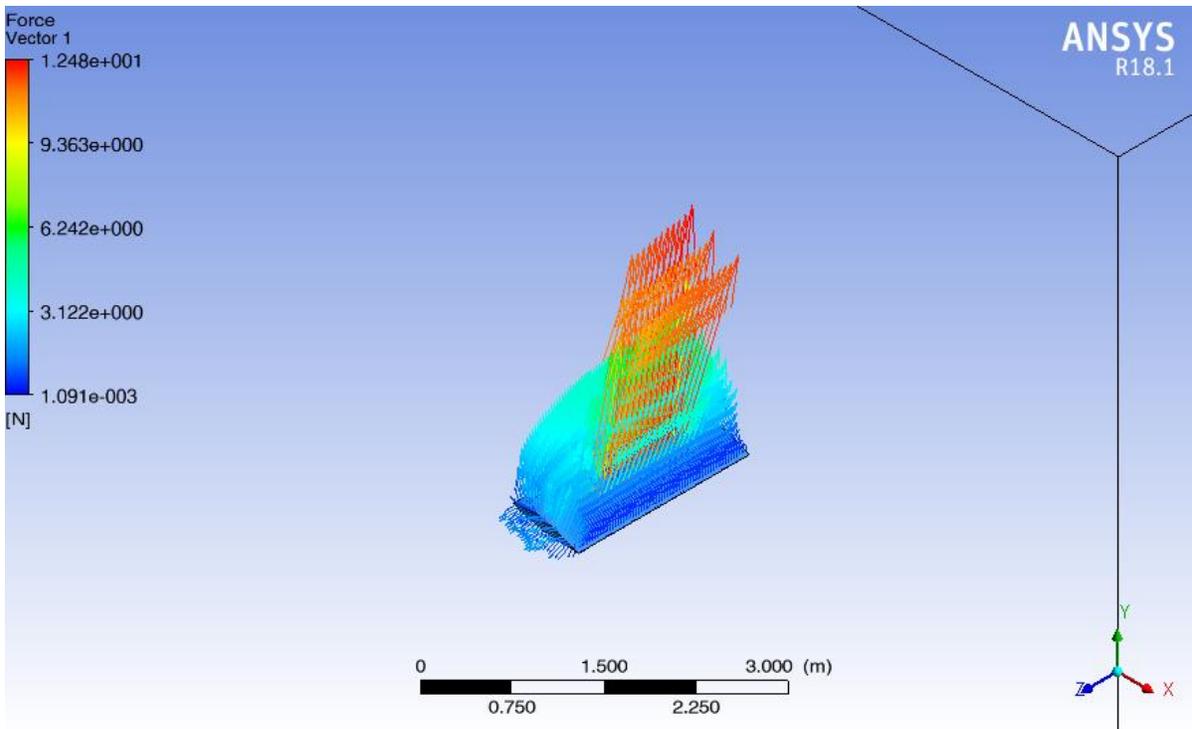


Ilustración 53. Fuerzas en forma vectorial (Timón de profundidad).

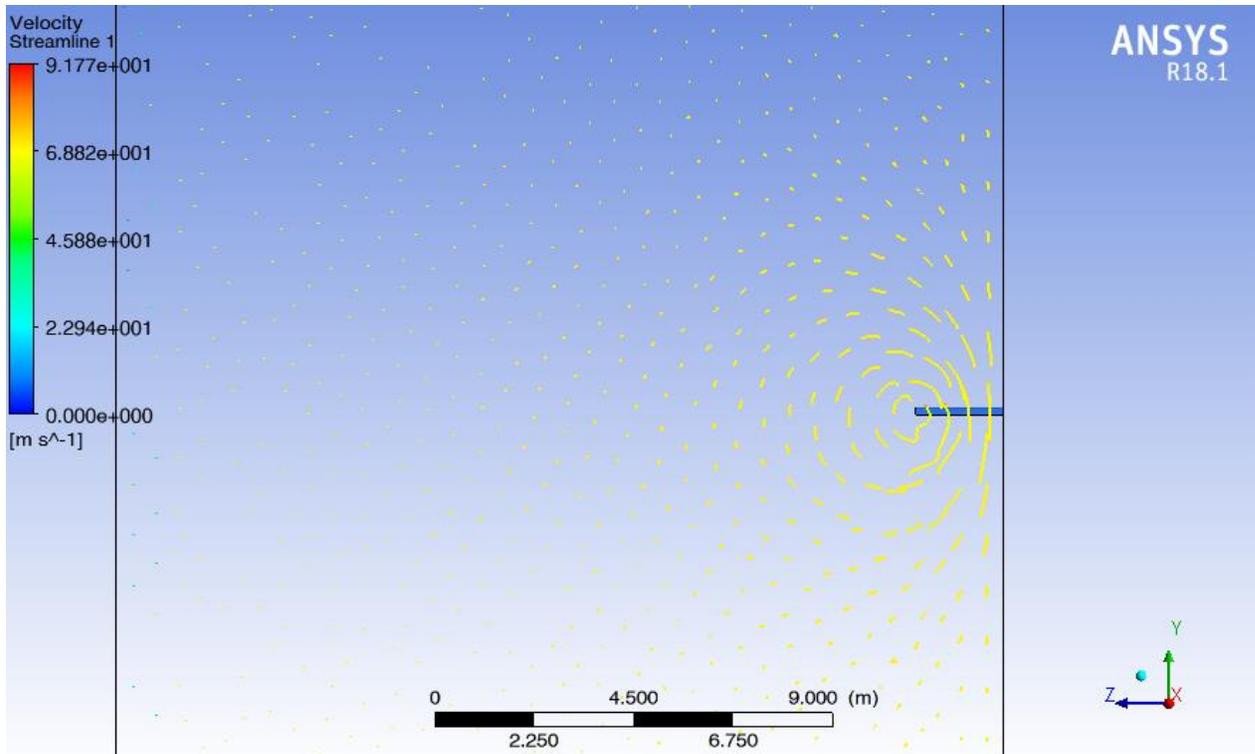


Ilustración 54. Líneas de corriente en timón de profundidad.

Los resultados numéricos obtenidos son los siguientes:

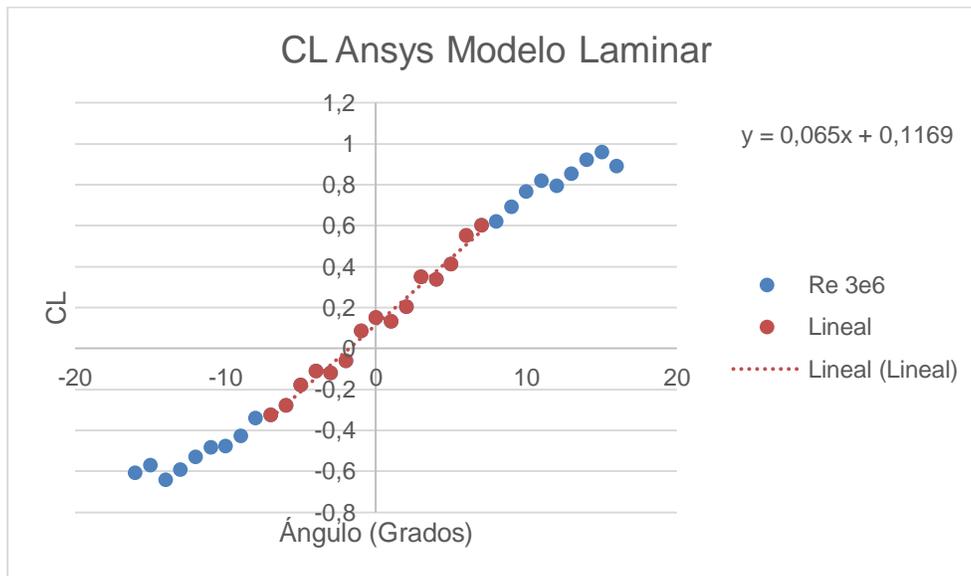


Ilustración 55. Gráfica Cl (timón de profundidad).

Como se observa en la Ilustración 55, corresponde a una gráfica lineal, como se espera de una curva de sustentación. También se ve que la pérdida se produce de forma más suave y en torno a los 15 grados, tanto positivos como negativos.

Para obtener la ecuación de la recta se asegura la parte lineal como se realizó para el ala. En radianes, es: $y = 3,7232x + 0,1964$

En la Ilustración 56 se puede ver que se corresponde según lo esperado, obteniendo una curva polar característica.

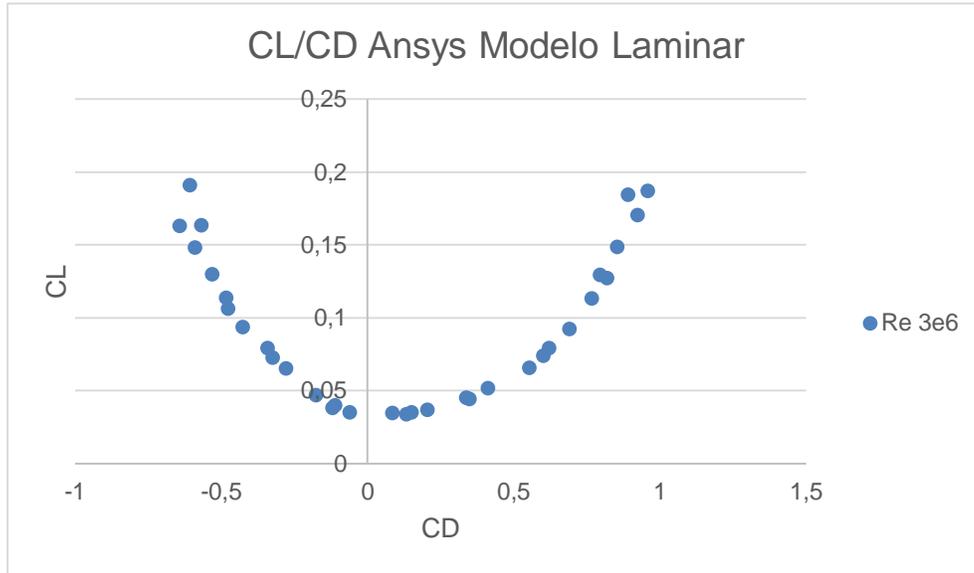


Ilustración 56. Gráfica polar (timón de profundidad).

En relación a los momentos se va a verificar que nos encontramos en torno al centro aerodinámico, ya que se necesita conocer la posición desde el borde de ataque. La Ilustración 57 se ha realizado suponiendo, en primera aproximación, que el centro aerodinámico se encuentra a $c/4$. Los resultados son los siguientes:

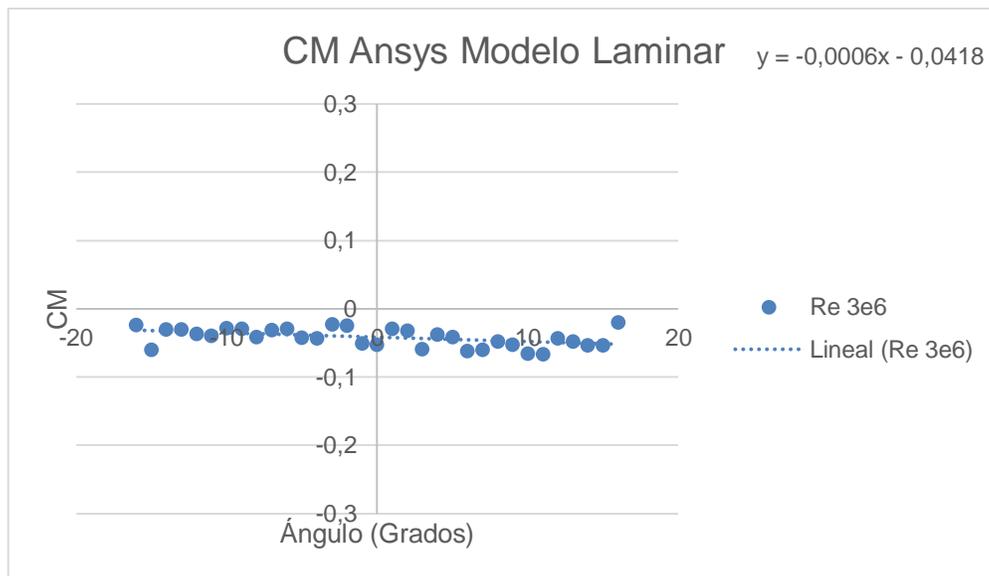


Ilustración 57. Gráfica de C_m en $c/4$ (timón de profundidad)

Como muestra la Ilustración 57, la recta que se obtiene es muy plana, lo que significa que está muy cerca del centro aerodinámico. El término dependiente de la ecuación se puede despreciar ya que tiende a cero, obteniendo un C_m constante de 0,0418. Esto es necesario para conocer dónde se

encuentra el centro aerodinámico, necesario para el cálculo de estabilidad, el cual se encuentra en primera aproximación al 25% de la MAC.

3.3 CÁLCULO DE LOS LÍMITES DEL CENTRO DE GRAVEDAD

Para el cálculo de los límites del centro de gravedad es necesario definir un sistema simplificado de la aeronave, el cual se puede ejemplificar de la siguiente manera.

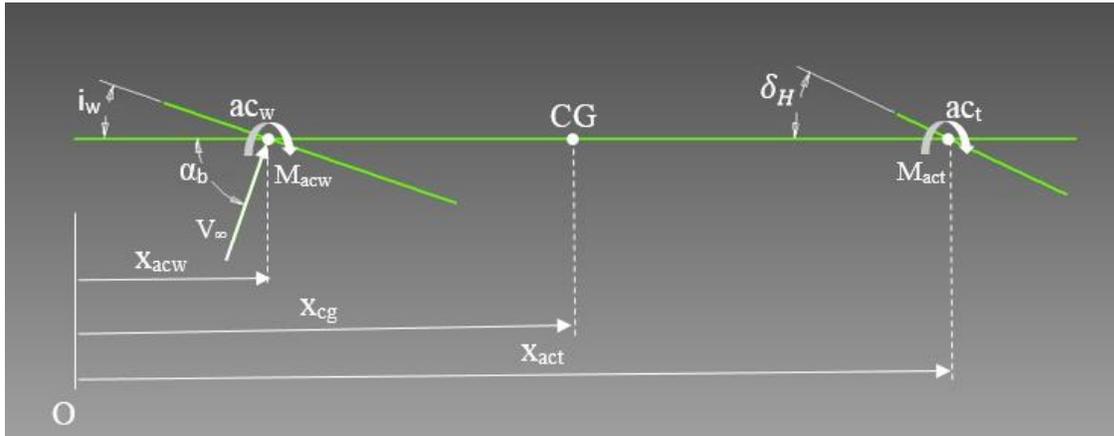


Ilustración 58. Sistema simplificado de la aeronave.

El problema está compuesto de un ala principal, la línea de referencia del fuselaje y una cola toda móvil. Todas las distancias están tomadas desde el Datum del avión, el cual se encuentra en el morro del mismo, justo en la punta del cono de la hélice. El Datum es el lugar de donde se toman todas las referencias para el diseño y posicionamiento de los componentes.

La estabilidad la podemos definir como la capacidad de respuesta de un sistema ante perturbaciones en el ángulo de ataque, donde produce variación en la sustentación y como consecuencia la variación de los momentos. Por ello se va a plantear el sumatorio de momentos respecto al centro de gravedad del sistema.

Como primera aproximación para los cálculos, se va a considerar que **sólo generan sustentación las superficies alares**, ya que el fuselaje no aporta gran contribución a la sustentación total del aeronave. En relación a la resistencia del fuselaje y la tracción del motor, tampoco generan momento, ya que la distancia de aplicación de los momentos pasa por el centro de gravedad o muy cercana a él. Este análisis se puede encontrar en la referencia [6], capítulo 10.

Realizando esto se obtiene:

$$M_a = N_w(X_{cg} - X_{acw}) + C_w z_w + M_{acw} - N_t(X_{act} - X_{cg}) + C_t z_t + M_{act} \quad ec. 1$$

Donde:

N_w Componente de la fuerza normal a la línea de referencia de fuselaje en el centro aerodinámico.

C_w Componente tangencial de ala en el centro aerodinámico.

z_w y z_t Distancias verticales al centro de gravedad (ala y cola).

M_{acw} Momento en el centro aerodinámico del ala.

N_t Componente normal de sustentación de la cola en el centro aerodinámico.

C_t Componente tangencial de sustentación de la cola en el centro aerodinámico.

M_{act} Momento en el centro aerodinámico de la cola.

Simplificando la ecuación, ya que las distancias de z_a y z_t son cero respectivamente porque pasan por el centro de gravedad, se obtiene lo siguiente:

$$M_a = N_w(X_{cg} - X_{acw}) + M_{acw} - N_t(X_{act} - X_{cg}) + M_{act} \quad ec. 2$$

Como se puede ver las componentes tangenciales no influyen en el equilibrio de momentos. Esto se produce por la propia configuración de la aeronave, ya que la diferencia en la dirección Z en este tipo de aeronaves es muy pequeña o despreciable.

Para el cálculo de N_w y N_t es necesario realizar la descomposición de fuerzas en la corriente incidente en el perfil. Realizando esto y adimensionalizando con la superficie alar y la presión dinámica, se obtiene lo siguiente:

$$\frac{N_w}{q S} = Cl_w \cos(\alpha_b) + Cd_w \text{sen}(\alpha_b) \quad ec. 3$$

$$\frac{N_t}{q_t S_t} = Cl_t \cos(\alpha_b) + Cd_t \text{sen}(\alpha_b) \quad ec. 4$$

Donde:

α_b Ángulo formado por el fuselaje y el ala.

Para simplificar el sistema se va a considerar que la variación de **los ángulos de ataque es pequeña**, ya que se va a mantener en la aproximación lineal de las curvas de sustentación. Entonces se obtiene lo siguiente:

$$\cos(\alpha_b) \cong 1 \quad y \quad \text{sen}(\alpha_b) \cong \alpha_b \quad ec. 5$$

Aplicando la ecuación 5 a la ecuación 3 y 4 se obtiene lo siguiente:

$$\frac{N_w}{q S} = Cl_w + Cd_w \alpha_b \quad ec. 6$$

$$\frac{N_t}{q_t S_t} = Cl_t + Cd_t \alpha_b \quad ec. 7$$

Como se puede ver en las ecuaciones 6 y 7, el término de Cl_w y Cl_t son un orden de magnitud superior que el Cd_w y Cd_t , además estos valores están multiplicados por ángulos pequeños y por lo tanto, se pueden despreciar dichos términos simplificando el sistema a lo siguiente:

$$C_{Nw} = \frac{N_w}{q S} = Cl_w \quad ec. 8$$

$$C_{Nt} = \frac{N_t}{q_t S_t} = Cl_t \quad ec. 9$$

Si se sustituye las ecuaciones 8 y 9 en la ecuación 2 y adimensionalizamos, se obtiene lo siguiente:

$$Cm_a = \frac{Cl_w}{c} (X_{cg} - X_{acw}) + Cm_{acw} - Cl_t \frac{S_t q_t}{S q c} (X_{act} - X_{cg}) + \frac{S_t q_t c_t}{S q c} Cm_{act} \quad ec. 10$$

Donde:

Cm_a Coeficiente de momentos en el centro de gravedad.

Cl_w Coeficiente de sustentación del ala.

c Cuerda media aerodinámica del ala (MAC).

Cm_{acw} Coeficiente de momentos del ala en el centro aerodinámico.

Cl_t Coeficiente de sustentación del timón de cola.

q_t Presión dinámica de la cola.

q Presión dinámica de la corriente libre.

S_t Superficie del timón.

S Superficie Alar (Plano Principal).

c_t Cuerda media aerodinámica del timón de profundidad.

Cm_{act} Coeficiente de momentos de la cola en el centro aerodinámico.

El rendimiento del timón de cola se puede definir como:

$$\eta_t = \frac{q_t}{q} \quad \text{Siendo } \eta_t = 1 \quad ec. 11$$

Otra simplificación que se realiza es considerar que el **rendimiento del timón de profundidad es 1**. Sustituyendo en la ecuación 10 se obtiene lo siguiente:

$$Cm_a = \frac{Cl_w}{c} (X_{cg} - X_{acw}) + Cm_{acw} - Cl_t \frac{S_t}{S c} (X_{act} - X_{cg}) + \frac{S_t c_t}{S c} Cm_{act} \quad ec. 12$$

Los parámetros adimensionales los denotamos como \hat{X} , estos están adimensionalizados con la cuerda media aerodinámica del ala. Esto se define como:

$$\hat{X}_{cg} = \frac{X_{cg}}{c} \quad ec. 13$$

$$\hat{X}_{acw} = \frac{X_{acw}}{c} \quad ec. 14$$

$$\hat{X}_{act} = \frac{X_{act}}{c} \quad ec. 15$$

Donde:

X_{cg} Distancia al centro de gravedad.

X_{acwb} Distancia al centro aerodinámico del ala.

X_{act} Distancia al centro de gravedad.

c Cuerda media aerodinámica (MAC).

Sustituyendo las ecuaciones 13, 14 y 15 en la ecuación 12 se obtiene lo siguiente:

$$Cm_a = Cl_w (\hat{X}_{cg} - \hat{X}_{acw}) + Cm_{acw} - Cl_t \frac{S_t}{S c} (\hat{X}_{act} - \hat{X}_{cg}) + \frac{S_t c_t}{S c} Cm_{act} \quad ec. 16$$

Como se ve en los cálculos aerodinámicos realizados en los apartados anteriores, **el termino Cl_t es un orden de magnitud superior al Cm_{act}** , al igual que las distancias implicadas, siendo estas la c_t y la distancia entre el centro aerodinámico de la cola al centro de gravedad. Como se puede ver, la distancia del centro de gravedad al centro aerodinámico es muy superior a la MAC del timón de profundidad. **Por ello, se puede despreciar el momento que genera la cola.** Realizando esto se obtiene lo siguiente:

$$Cm_a = Cl_w(\hat{X}_{cg} - \hat{X}_{acw}) + Cm_{acw} - Cl_t \frac{S_t}{S} (\hat{X}_{act} - \hat{X}_{cg}) \quad ec. 17$$

Ahora se van a calcular los términos Cl_w y Cl_t . Para esto, se va a usar una aproximación lineal ya que se va a considerar que el régimen de vuelo se extiende hasta la pérdida. Estos términos se pueden expresar como:

$$Cl_w = a_w (\alpha_b + i_w) \quad ec. 18$$

Donde:

- Cl_w Coeficiente de sustentación del ala.
- a_w Pendiente curva de sustentación del ala.
- α_b Ángulo de ataque del ala.
- i_w Incidencia o calado del ala.

El Cl_t se pondrá en función del ángulo de ataque de la cola y serán introducidos todos los términos asociados a la interferencia de estela o deflexión de estela, obteniendo lo siguiente:

$$Cl_t = a_t (\alpha_b + \delta_H - \varepsilon) \quad ec. 19$$

Donde:

- Cl_t Coeficiente de sustentación del timón de cola.
- a_t Pendiente curva polar del timón de cola.
- α_b Ángulo de ataque del ala.
- δ_H Ángulo de ataque del timón de cola.
- ε Interferencia o deflexión de estela.
- i_w Incidencia o calado del ala.

La interferencia o deflexión de estela se define como una relación lineal que depende de la corriente incidente que ve la cola y un término independiente. Según esto:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_b} (\alpha_b + i_w) \quad ec. 20$$

Introduciendo estos términos en la ecuación 19 se obtiene la siguiente relación:

$$Cl_t = a_t \left(\alpha_b + \delta_H - \varepsilon_0 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_b} (\alpha_b + i_w) \right) \quad ec. 21$$

Debido a que el modelo considerado **no genera una interferencia significativa**, se va a considerar que dichos términos no contribuyen a la variación de ángulo de ataque de la cola. Realizando esto se obtiene lo siguiente:

$$Cl_t = a_t (\alpha_b + \delta_H) \quad \text{Con } \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha_b} = 0 \text{ y } \varepsilon_0 = 0 \quad \text{ec. 22}$$

Una vez calculados todos los términos asociados a la sustentación que generan se pueden sustituir las ecuaciones 18 y 22 en la ecuación 17, obteniendo:

$$Cm_a = a_w (\alpha_b + i_w) (\hat{X}_{cg} - \hat{X}_{acwb}) + Cm_{acw} - a_t (\alpha_b + \delta_H) \frac{S_t}{S} (\hat{X}_{act} - \hat{X}_{cg}) \quad \text{ec. 23}$$

Para poder identificar términos simplemente por formalismo, se puede llegar a las siguientes ecuaciones:

$$Cm_a = Cm_0 + Cm_\alpha \alpha_b + Cm_{\delta H} \delta_H \quad \text{ec. 24}$$

$$Cm_0 = Cm_{acw} + a_w i_w (\hat{X}_{cg} - \hat{X}_{acw}) \quad \text{ec. 25}$$

$$Cm_\alpha = a_w (\hat{X}_{cg} - \hat{X}_{acw}) - a_t \frac{S_t}{S} (\hat{X}_{act} - \hat{X}_{cg}) \quad \text{ec. 26}$$

$$Cm_{\delta H} = -a_t \frac{S_t}{S} (\hat{X}_{act} - \hat{X}_{cg}) \quad \text{ec. 27}$$

Donde:

Cm_α Es el índice de estabilidad estática longitudinal con mandos fijos.

$Cm_{\delta H}$ Es el control de potencia longitudinal.

El resumen de todas las hipótesis aplicadas al modelo es el siguiente:

- Sólo generan sustentación y momento las superficies alares.
- Se desprecia la contribución de la resistencia generada por los perfiles y fuselaje dado que su magnitud es menor y el brazo del momento que generan también es menor en comparación con los de la sustentación.
- Se desprecian los momentos que generan el perfil aerodinámico de la cola.
- Se considera la eficiencia del timón cómo:

$$\eta_t = \frac{q_t}{q} \quad \text{Siendo } \eta_t = 1$$

- Se considera que el plano principal no interfiere con la cola:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \left(\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \alpha_{wb} \quad \text{Siendo } \varepsilon_0 = 0 \text{ y } \left(\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) = 0$$

- No se incluye en los cálculos los efectos del motor, ya que el mismo en la configuración considerada tiene un efecto estabilizante de forma natural, por ello eliminando el motor se está considerando el peor de los casos: fallo de motor.

3.3.1 Índice de estabilidad y cálculo del punto neutro (Posición más atrasada)

El índice de estabilidad se define como aquellos puntos en los cuales el avión se mantiene estable frente a perturbaciones en el ángulo de ataque. Esto se puede analizar con el coeficiente Cm_α ya que se considera que el avión no tiene planta de propulsión, siendo esta la condición más restrictiva para esta aeronave, ya que el motor en este caso tiene un efecto estabilizante.

Para definir la estabilidad es necesario analizar la derivada de los momentos en función del ángulo de ataque. Aplicando las consideraciones de planeador (sin planta propulsora) se obtiene lo siguiente:

$$\left(\frac{\partial Cm}{\partial \alpha_{wb}}\right)_{\delta_{H,n}} = \left(\frac{\partial Cm_A}{\partial \alpha_{wb}}\right)_{\delta_{H,n}} = Cm_\alpha \quad ec. 28$$

Donde el criterio de estabilidad se puede definir como:

$$\begin{aligned} Cm_\alpha < 0 & \rightarrow \text{Avión Estable} \\ Cm_\alpha = 0 & \rightarrow \text{Avión Indiferente} \\ Cm_\alpha > 0 & \rightarrow \text{Avión Inestable} \end{aligned}$$

Para el cálculo del punto neutro a mandos fijos, es la posición límite en la que se puede encontrar el centro de gravedad para que el avión se mantenga estable. Esta posición se alcanza cuando se iguala a cero el Cm_α . Realizando esto sobre la ecuación 26 se obtiene lo siguiente:

$$0 = a_w (\hat{X}_{cg \lim a} - \hat{X}_{acw}) - a_t \frac{S_t}{S} (\hat{X}_{act} - \hat{X}_{cg \lim a}) \quad ec. 29$$

Siendo la ecuación a resolver la 29, obteniendo la posición del centro de gravedad más atrasado, denotado como N_0 , Punto Neutro.

3.3.2 Deflexión de timón de profundidad para el equilibrio y deflexión máxima

Para el cálculo del límite superior del centro de gravedad es necesario que el avión vuele recto y nivelado. Esto se consigue haciendo que el sumatorio de momentos sea nulo, utilizando la ecuación 24. Se obtiene lo siguiente:

$$Cm_\alpha = Cm_0 + Cm_\alpha \alpha_b + Cm_{\delta H} \delta_H = 0 \quad ec. 30$$

Para obtener la deflexión en el equilibrio se despeja la ecuación 30 obteniendo el δ_H , realizando esto:

$$\delta_H = -\frac{Cm_0}{Cm_{\delta H}} - \frac{Cm_\alpha}{Cm_{\delta H}} \alpha_b \quad \text{Donde Definimos } \delta_{H0} = -\frac{Cm_0}{Cm_{\delta H}} \quad ec. 31$$

Siendo:

$$\delta_H = \delta_{H0} - \frac{Cm_\alpha}{Cm_{\delta H}} \alpha_b \quad ec. 32$$

Como se puede ver, la expresión anterior es lineal con el ángulo de ataque de la aeronave, por ello existe un límite máximo, el cual se define a partir del diseño de la propia aeronave o de la pérdida.

3.3.3 Cálculo del límite superior del centro de gravedad (Posición más adelantada)

Para el cálculo del límite superior es necesario conocer la deflexión máxima que se puede hacer con los mandos antes de que entre en pérdida. Por ello, se define a partir de la posición más retrasada de la aeronave más un término que crece hasta el ángulo máximo en que se puede mantener el equilibrio con la cola. Se define como:

$$\hat{X}_{cg \text{ lim}} = N_0 + \frac{Cm_{\delta H}(\delta_{H0} - \delta_{H \text{ min}})}{a_w \alpha_{b \text{ max}}} \quad \text{ec. 33}$$

Usando la ecuación 31 en la ecuación 33 se obtiene lo siguiente:

$$\hat{X}_{cg \text{ lim}} = N_0 + \frac{Cm_{\delta H} \left(-\frac{Cm_0}{Cm_{\delta H}} - \delta_{H \text{ min}} \right)}{a_w \alpha_{b \text{ max}}} \quad \text{ec. 34}$$

Simplificando se obtiene:

$$\hat{X}_{cg \text{ lim}} = N_0 + \frac{(-Cm_0 - \delta_{H \text{ min}} Cm_{\delta H})}{a_w \alpha_{b \text{ max}}} \quad \text{ec. 35}$$

Usando las ecuaciones 25 y 27 en la ecuación 35 se obtiene:

$$\hat{X}_{cg \text{ lim}} = N_0 + \frac{\left(-Cm_{acw} - a_w i_w (\hat{X}_{cg \text{ lim}} - \hat{X}_{acw}) - \delta_{H \text{ min}} a_t \frac{S_t}{S} (\hat{X}_{act} - \hat{X}_{cg \text{ lim}}) \right)}{a_w \alpha_{b \text{ max}}} \quad \text{ec. 36}$$

Resolviendo la ecuación 36 se obtiene el Límite Superior del centro de gravedad.

3.3.4 Resolución Numérica del Problema (EC-DKC)

Para el cálculo de los límites del centro de gravedad es necesario resolver las ecuaciones 29 y 36, siendo la primera la posición más atrasada del centro de gravedad y la segunda la posición más adelantada.

Los **Datos Aerodinámicos** necesarios para la resolución del problema son los siguientes:

Datos Aerodinámicos		
Ala Principal		Timón de Profundidad
MAC	1,552 [m]	0,773 [m]
Ecuación del ala Cl_α	$y = 4,2008x + 0,1964$	$y = 3,7232x + 0,1964$
Posición del centro aerodinámico	25 % Mac	25 % Mac
Entrada en pérdida	$\alpha_{max} = -12 [^\circ]$ y $10 [^\circ]$	$\alpha_{max} = -14 [^\circ]$ y $15 [^\circ]$
Cm_{acw}	0,0508	

Los **Datos Geométricos** del problema son los siguientes:

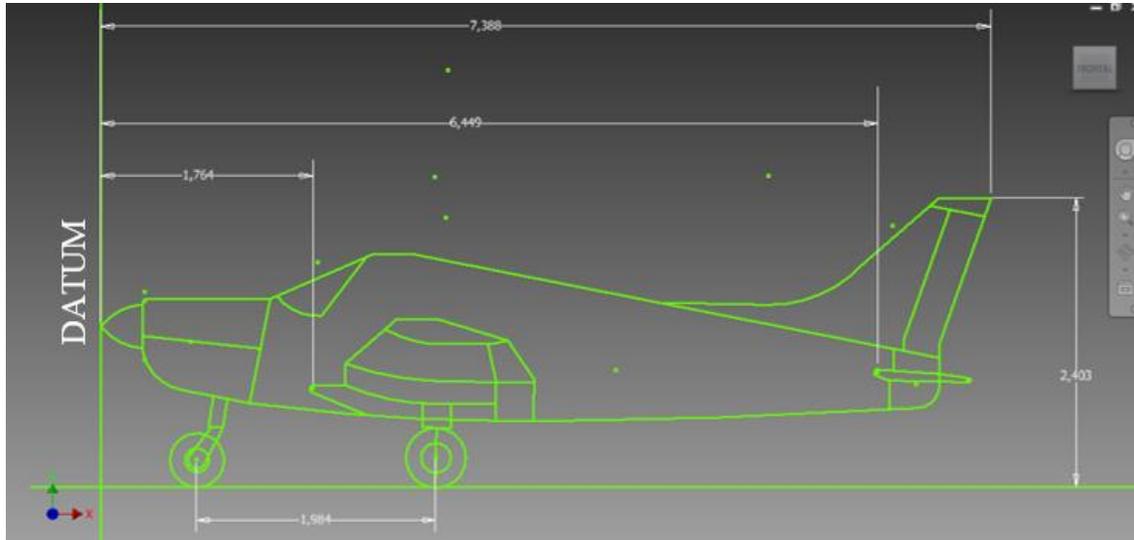


Ilustración 59. Datos geométricos Aeronave EC-DKC.

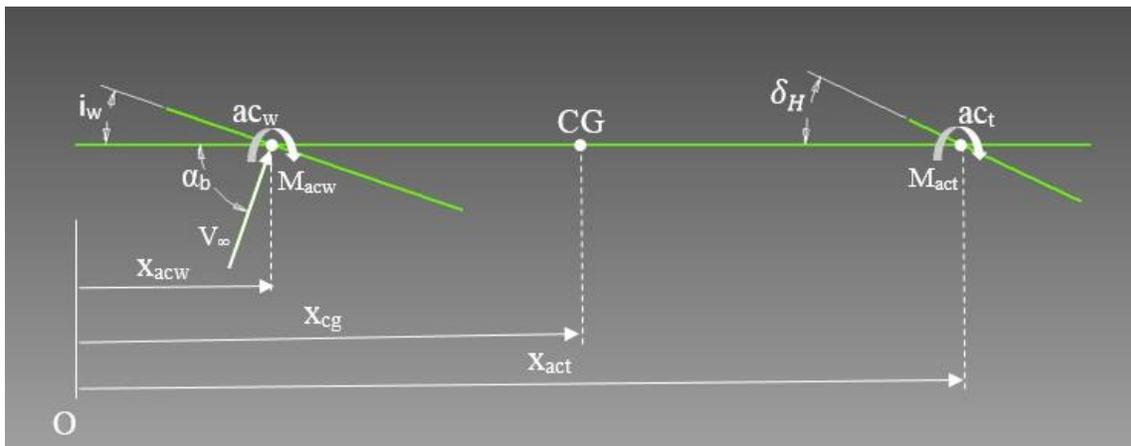


Ilustración 60. Sistema simplificado de la aeronave (resolución numérica).

Para el cálculo de la posición del centro aerodinámico ac_w es necesario calcular la distancia a la que se encuentra del borde de ataque y por último adimensionalizar con la cuerda media aerodinámica del ala. Para esto se realiza lo siguiente para el plano principal:

$$\hat{X}_{acw} = \frac{1,764 + MAC_{ala} \%MAC_{ala}}{MAC_{ala}}$$

$$\hat{X}_{acw} = \frac{1,764 + 1,552 \cdot 0,25}{1,552} = 1,386$$

$$\hat{X}_{acw} = 1,386$$

Para el timón de profundidad se realizará de la misma manera, obteniendo lo siguiente:

$$\hat{X}_{act} = \frac{6,449 + MAC_t \%MAC_t}{MAC_{ala}}$$

$$\hat{X}_{act} = 4,279$$

Ala Principal

$$S_{1/2} = 8,226 [m^2]$$

$$S = 16,452 [m^2]$$

$$i_w = -0,6175y + 2,3359 \quad i_w = 0,532 [^\circ] \quad \text{Consultar Anexo V}$$

Timón de Profundidad

$$S_{t/2} = 1,520 [m^2]$$

$$S_t = 3,04 [m^2]$$

$$\delta_{H \min} = -12 [^\circ] \text{ Por limitación de diseño}$$

Utilizando la nomenclatura de las ecuaciones mostradas anteriormente, se obtiene:

Límite del centro de gravedad más atrasado:

$$0 = a_w (\hat{X}_{cg \lim a} - \hat{X}_{acw}) - a_t \frac{S_t}{S} (\hat{X}_{act} - \hat{X}_{cg \lim a}) \quad \text{ec. 29}$$

Donde:

$$a_w = 4,2008 [Rad^{-1}]$$

$$\hat{X}_{acw} = 1,386 [Adim]$$

$$a_t = 3,7232 [Rad^{-1}]$$

$$S_t = 3,04 [m^2]$$

$$S = 16,452 [m^2]$$

$$\hat{X}_{act} = 4,279 [Adim]$$

Sustituyendo todos los valores y resolviendo la ecuación se obtiene lo siguiente:

$$0 = 4,2008(\hat{X}_{cg \lim a} - 1,386) - 3,7232 \frac{3,04}{16,452} (4,279 - \hat{X}_{cg \lim a})$$

$$\hat{X}_{cg \lim a} = N_0 = 1,793$$

$$\hat{X}_{cg \lim a} = \frac{X_{cg \lim a}}{MAC_{ala}} = 1,793$$

$$\hat{X}_{cg \lim a} = 2,7827 [m]$$

Límite del centro de gravedad más adelantado:

$$\hat{X}_{cg \lim} = N_0 + \frac{(-Cm_{acw} - a_w i_w (\hat{X}_{cg \lim} - \hat{X}_{acw}) - \delta_{H \min} a_t \frac{S_t}{S} (\hat{X}_{act} - \hat{X}_{cg \lim}))}{a_w \alpha_{b \max}} \quad \text{ec. 36}$$

Donde:

$$N_0 = 1,793 [Adim]$$

$$Cm_{acw} = 0,0508 [Adim]$$

$$a_w = 4,2008 [Rad^{-1}]$$

$$i_w = 0,532 [^\circ] = 0,009285 [Rad]$$

$$\begin{aligned}\hat{X}_{acw} &= 1,386 \text{ [Adim]} \\ \delta_{H \min} &= -12 [^\circ] = -0,2094 \text{ [Rad]} \\ a_t &= 3,7232 \text{ [Rad}^{-1}\text{]} \\ S_t &= 3,04 \text{ [m}^2\text{]} \\ S &= 16,452 \text{ [m}^2\text{]} \\ \hat{X}_{act} &= 4,279 \text{ [Adim]} \\ \alpha_{b \max} &= 10 [^\circ] = 0,1745 \text{ [Rad]}\end{aligned}$$

Sustituyendo todos los valores y resolviendo la ecuación se obtiene lo siguiente:

$$\hat{X}_{cg \lim} = 1,793 + \frac{(-0,0508 - 4,2008 \cdot 0,009285(\hat{X}_{cg \lim} - 1,386) - 0,2094 \cdot 3,7232 \frac{3,04}{16,452}(4,279 - \hat{X}_{cg \lim}))}{4,2008 \cdot 0,1745}$$

$$\hat{X}_{cg \lim} = 1,793 + \frac{(-0,0508 - 0,03900(\hat{X}_{cg \lim} - 1,386) - 0,1440(4,279 - \hat{X}_{cg \lim}))}{0,7330}$$

$$\hat{X}_{cg \lim} = 1,1167$$

$$\hat{X}_{cg \lim} = \frac{X_{cg \lim}}{MAC_{ata}} = 1,1167$$

$$X_{cg \lim} = 1,733 \text{ [m]}$$

Los resultados finales se pueden ver resumidos en la siguiente tabla:

	Calculado [m]
Más Atrasado	2,782
Más Adelantado	1,733

Tabla 3. Posición de los límites del centro de gravedad.

Comparando los resultados con los proporcionados por el fabricante de la aeronave [5] y calculando el error, se pueden obtener los siguientes resultados:

	Fabricante [pulgadas]	Fabricante [m]	Calculado [m]	Error
Más Atrasado	93	2,362	2,782	17,80%
Más Adelantado	82	2,082	1,733	16,79%

Tabla 4. Comparación de los límites del centro de gravedad.

Como se puede ver en la Tabla 4, los resultados obtenidos al calcular los límites son más restrictivos que los del fabricante. En la normativa de certificación de aeronaves, los límites del centro de gravedad establecidos se encuentran en la normativa de EASA CS-23 [18], donde dichos límites se fijan de forma indirecta. Estos se marcan por la fuerza que hay que realizar en la palanca de la aeronave. Teniendo en cuenta esta normativa de certificación, es de esperar que los valores aportados por el fabricante se encuentren afectados por un factor de seguridad de en torno al 1.1, el cual es un valor habitual en el diseño de aeronaves.

En este caso, recalculando el error se pueden obtener los siguientes resultados:

	Fabricante [pulgadas]	Fabricante [m]	Calculado C.S = 1,1 [m]	Error
Más Atrasado	93	2,362	2,504	6,02%
Más Adelantado	82	2,082	1,906	8,47%

Tabla 5. Comparación de los límites del centro de gravedad C.S=1,1.

Como se puede ver, existe un error inferior al 10%, el cual es una buena aproximación para el análisis establecido, ya que el modelo usado está despreciando la interferencia ala-cola. Si fuese considerada, el timón perdería efectividad y por lo tanto los límites serían más restrictivos.

4. PROGRAMA DE CÁLCULO DEL CENTRO DE GRAVEDAD PARA PILOTOS

El objetivo del diseño de un programa de cálculo del centro de gravedad es ayudar al piloto a calcular dicho centro, cálculo obligatorio antes de iniciar un vuelo, ya que influye en el comportamiento de la aeronave. Esto lo vemos reflejado en el accidente que tuvo lugar en Madrid (el 20 de agosto de 2008 en Barajas) de un Spanair donde la principal causa fue no desplegar los flaps y por lo tanto, al alcanzar la velocidad de rotación, éste no disponía de suficiente sustentación para compensar la posición del centro de gravedad, ya que en aviones comerciales estos límites son definidos por la carga y configuración de la aeronave (situación de los flaps). Por lo tanto, se cogen los valores límite del centro de gravedad del manual del avión para una configuración dada, en el caso de aviación ligera dichos límites no suelen depender de la configuración de la aeronave.

Este programa se realizó con el compilador que ofrece Windows, siendo este Visual Studio [19], el cual permite programar en Visual Basic o en otros lenguajes. Por simplicidad, se decidió realizar todo el programa en este último, Visual Basic, ya que es un lenguaje sencillo y se puede ejecutar en todas las máquinas con sistema operativo Windows. Para la generación de todo el código fue consultado el manual de referencia de Visual Studio de Microsoft, que se puede encontrar en la siguiente referencia [20].

4.1 CARACTERÍSTICAS GENERALES Y REQUISITOS DEL DISEÑO

Para el diseño de programa es necesario conocer los distintos requisitos para que dicho programa sea útil y práctico a la hora de realizar el pre-vuelo de la aeronave.

Las características generales del programa son:

- Simplicidad en el cálculo de la carga y centrado de la aeronave.
- Rapidez y exactitud en los resultados obtenidos.
- Posibilidad de redistribuir la carga de una forma sencilla y recalculando los límites de nuevo.
- Posibilidad de almacenamiento de aeronaves para su cálculo a futuro.
- Posibilidad de impresión de los resultados.
- Interfaz sencilla y amigable para el usuario.

Todas estas características son las necesarias para un programa que ayude a los pilotos a mejorar la seguridad aérea y optimice los tiempos de pre-vuelo, que a día de hoy son de una hora antes de iniciar la puesta en marcha.

Los cálculos que realiza el programa se pueden encontrar en diversos libros de aviación como es el de la referencia [21] o para cada avión en el manual del mismo, con las variaciones pertinentes. En la referencia [5] sección 6 se pueden ver los cálculos que se realizan para el avión EC-DKC, incluyendo un ejemplo.

4.2 INTERFAZ GRÁFICA DEL DISEÑO

La interfaz gráfica que se desarrolla es sencilla y fácil para todas las edades, ya que consta de una primera parte de selección del avión y un segunda parte que permite la modificación de los parámetros introducidos. También se dispone de una sección de modificación de parámetros de cálculo, en el menú de opciones, sección que es protegida por contraseña.

En la Ilustración 62 se muestra el “main” del mismo, y en la Ilustración 61, cómo se introducen los datos por los pilotos.

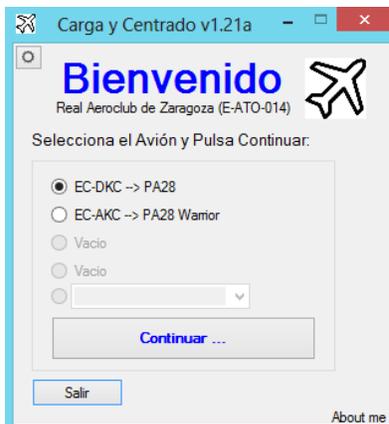


Ilustración 62. Carga y Centrado (Main).

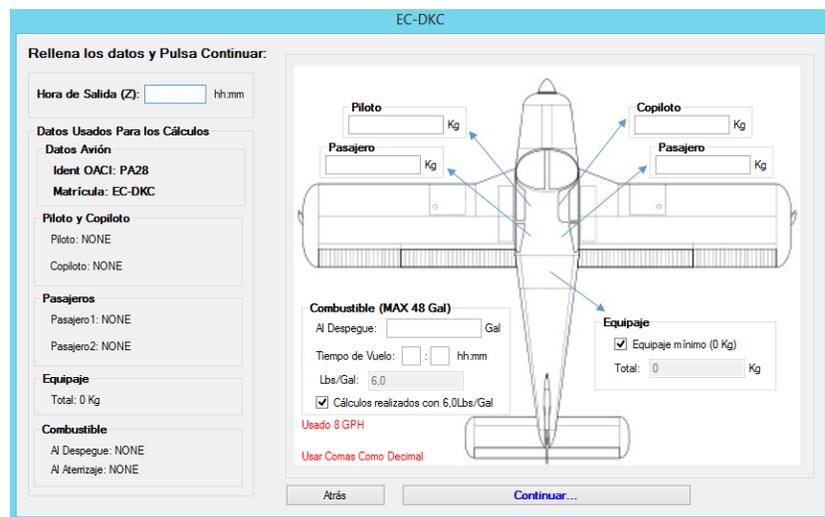


Ilustración 61. Carga y Centrado (Introducir datos).

En la pantalla que se muestra en la Ilustración 61, se tienen que rellenar los distintos parámetros del avión para su cálculo, siendo los mínimos para poder continuar con el cálculo: el peso del piloto, el combustible y el tiempo de vuelo. En la Ilustración 63 se observa un ejemplo de cálculo.

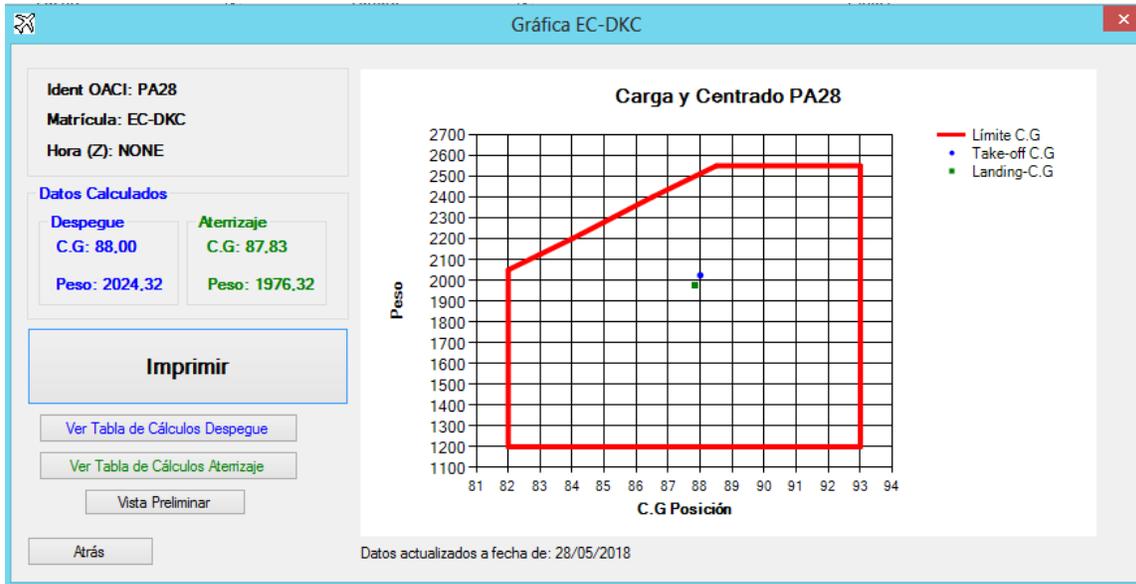


Ilustración 63. Carga y Centrado (Muestra de Resultados).

Para generar la gráfica de la imagen superior, se consultó la siguiente referencia, la cual fue obtenida del repositorio oficial de Microsoft [22].

También en esta sección en la que se tienen calculados todos los datos para obtener la gráfica, se dispone de dos botones que muestran el valor de los cálculos obtenidos. Además, se tiene una vista preliminar de lo que se puede imprimir, se puede ver en el Anexo VI.

Valores Calculados (Aterrizaje)

Tabla de Cálculo (Aterrizaje)	Weight (Libras)	Datum (Pulgadas)	Moment (Libras*Pulgadas)
Peso en Vacío	1590	87,5	139125
Piloto y Copiloto	154,32	80,5	12423,06
Pasajeros (Asientos Traseros)	0,00	118,1	0,00
Combustible (Max 48 Gal)	240,00	95,0	22800,00
Equipaje (Max 200 Lb)	0,00	142,8	0,00
Peso en Rampa (2558Lbs NORMAL, 2138Lbs Utility)	1984,32	87,86	174348,06
Combustible Gastado (Puesta en Marcha y Rodaje)	-8	95,0	-760
Peso al Despegue (2558Lbs NORMAL, 2138Lbs Utility)	1976,32	87,83	173588,06

Datos actualizados a fecha de: 28/05/2018

Ilustración 65. Carga y centrados (tabla aterrizaje).

Valores Calculados (Despegue)

Tabla de Cálculo (Despegue)	Weight (Libras)	Datum (Pulgadas)	Moment (Libras*Pulgadas)
Peso en Vacío	1590	87,5	139125
Piloto y Copiloto	154,32	80,5	12423,06
Pasajeros (Asientos Traseros)	0,00	118,1	0,00
Combustible (Max 48 Gal)	288,00	95,0	27360,00
Equipaje (Max 200 Lb)	0,00	142,8	0,00
Peso en Rampa (2558Lbs NORMAL, 2138Lbs Utility)	2032,32	88,03	178908,06
Combustible Gastado (Puesta en Marcha y Rodaje)	-8	95,0	-760
Peso al Despegue (2558Lbs NORMAL, 2138Lbs Utility)	2024,32	88,00	178148,06

Datos actualizados a fecha de: 28/05/2018

Ilustración 64. Carga y Centrados (tabla despegue).

Un parámetro importante es la fecha de actualización de los últimos datos, ya que cada cierto tiempo se tienen que actualizar los datos propios del avión como, por ejemplo, el peso en vacío, que puede cambiar por la corrosión, instalación de nuevos equipos, etc.

Sección de Opciones (Administración)

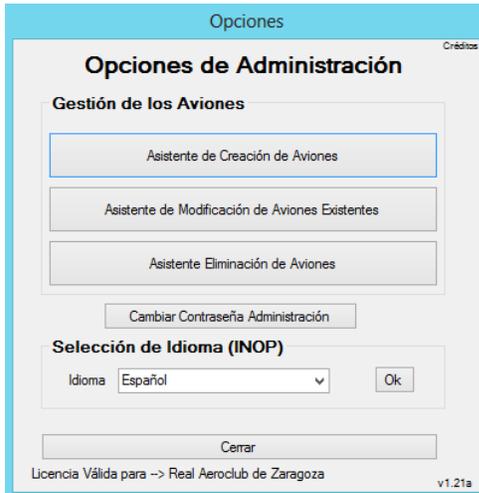


Ilustración 66. Carga y Centrado (Opciones).

En la Ilustración 66 se pueden ver las distintas opciones que tiene el programa en la versión 1.21a, ya que se han ido introduciendo modificaciones en las distintas versiones.

Como se muestra, se pueden crear aviones de unas determinadas características y llevar la gestión de los mismos mediante varios asistentes que permiten la creación y modificación de aeronaves. En el Anexo VII se encuentra el manual del programa en la versión 1.21a.

Los aviones que se pueden crear en esta versión tienen que tener determinadas características, ya que se modifica el proceso de cálculo y la obtención de los resultados.



Ilustración 67. Carga y Centrados (Asistente de creación).

En la Ilustración 67 se muestran las características que son necesarias de cada aeronave. En esta versión, todavía no está disponible la opción de aviones multimotor, aunque internamente está ya programado pero no en su totalidad.

Toda la información relacionada con la interfaz gráfica y de usuario se puede encontrar en el manual del programa en el Anexo VII.

Cabe destacar que todas las fuentes utilizadas para la creación de este programa se encuentran citadas en la sección de créditos.

4.3 ALMACENAMIENTO DE DATOS

Para el almacenamiento de los datos se utilizó una estructura básica para ello, se almacenaron en un fichero estructurado XML. Se crearon dos tipos de ficheros. El primero de ellos contiene datos para el propio funcionamiento del programa y corresponde a la siguiente estructura:

```

1 <data>
2   <user>21232F297A57A5A743894A0E4A801FC3</user>
3   <pass>81DC9BDB52D04DC20036DBD8313ED055</pass>
4   <recordatorio_pass>mS5QGIp --> Y6juÑ/zxcv</recordatorio_pass>
5 </data>
  
```

Ilustración 68. Fichero Datos.xml.

Como se puede ver, los datos están cifrados con un hash (un método de cifrado al cual se le introduce una cadena, y como resultado se llega a una cadena finita, cifrada sin independencia de la longitud de la cadena introducida). Los datos cifrados son el usuario y la contraseña. Además, dispone de una clave de sustitución, debido a que la información es menos relevante, para el recordatorio de la contraseña.

En el otro tipo de fichero se almacenan datos para el cálculo del centro de gravedad y algunos parámetros para la generación de las tablas y gráficas. Este fichero es el correspondiente a EC-DKC, se puede encontrar completo en el Anexo VIII, y se dividió en las siguientes partes:

- Datos del avión.
- Datos de la tabla de carga y centrado.
- Punto de la gráfica.
- Otros datos.



```

1 <Profile>
2   <Nombre_Avion_Selccion>EC-DKC --> PA28</Nombre_Avion_Selccion>
3   <Tipo_Avion>MONOMOTOR_4P_2T_1E</Tipo_Avion>
4   <Datos_Avion>
5     <Matricula>EC-DKC</Matricula>
6     <IDEN_OACI>PA28</IDEN_OACI>
7     <Consumo_Gal_Hora>8</Consumo_Gal_Hora>
8     <Capacidad_Maxima_Combustible_Galones_Usable>48</Capacidad_Maxima_Combustible_Galones_Usable>
9   </Datos_Avion>
10  <Datos_Tabla_CargaCentrado>
11    <Peso_En_Vacio_Libras>1590</Peso_En_Vacio_Libras>
12    <Distancia_Vacio_Pulgadas>87,5</Distancia_Vacio_Pulgadas>
13    <Momento_Vacio>139125</Momento_Vacio>
14    <Distancia_Piloto_Copiloto>80,5</Distancia_Piloto_Copiloto>
15    <Distancia_Pasajeros>118,1</Distancia_Pasajeros>
16    <Distancia_Combustible>95,0</Distancia_Combustible>
17    <Distancia_Equipaje>142,8</Distancia_Equipaje>
18    <Peso_Rodaje_Gastado>-8</Peso_Rodaje_Gastado>
19    <Momento_Gastado_Rodaje>-760</Momento_Gastado_Rodaje>
20  </Datos_Tabla_CargaCentrado>
21  <Puntos_Grafica_CG>
22    <Valor_Maximo_X>94</Valor_Maximo_X>
23    <Valor_Minimo_X>81</Valor_Minimo_X>
24    <Valor_Maximo_Y>2700</Valor_Maximo_Y>
25    <Valor_Minimo_Y>1100</Valor_Minimo_Y>
26  </Puntos_Grafica_CG>
27  <X>82</X>

```

Ilustración 69. Fichero Profile.xml

Para la generación de un avión, que corresponderá a un perfil, se genera un fichero con la estructura anterior. A la hora de iniciar el programa, éste procede a leer todos los ficheros que tiene almacenados en una ruta específica, pudiendo volcar el nombre del avión en memoria y mostrárselo al usuario para su posterior selección. Esta rutina se muestra en la siguiente imagen:

```

Folder = RutaFicherosGenerica + "*" + ExtensionPerfil
FileName = Dir(Folder, vbArchive)
Do While FileName <> ""
  Select Case a
    Case 1
      CargayCentral1.Text = BuscarXML(RutaFicherosGenerica + FileName, "/Profile/Nombre_Avion_Selccion")
    Case 2
      CargayCentral2.Text = BuscarXML(RutaFicherosGenerica + FileName, "/Profile/Nombre_Avion_Selccion")
    Case 3
      CargayCentral3.Text = BuscarXML(RutaFicherosGenerica + FileName, "/Profile/Nombre_Avion_Selccion")
    Case 4
      CargayCentral4.Text = BuscarXML(RutaFicherosGenerica + FileName, "/Profile/Nombre_Avion_Selccion")
    Case Else
      ComboBox1.Items.Add(BuscarXML(RutaFicherosGenerica + FileName, "/Profile/Nombre_Avion_Selccion"))
  End Select
  NombreFicherosXML(i) = FileName
  FileName = Dir()
  i = i + 1
  a = a + 1
Loop

```

Ilustración 70. Carga de dato almacenado XML.

La función “BuscarXML(Ruta, Posición lectura)” tiene el siguiente código genérico:

```

-----
Function BuscarXML(rutaXML As String, PosicionDeLecturaXML As String) As String
    Dim doc As New XmlDocument()
    Dim a As String
    Try
        doc.Load(rutaXML)
        Dim child As XmlNode = doc.SelectSingleNode(PosicionDeLecturaXML)
        If Not (child Is Nothing) Then
            Dim nr As New XmlNodeReader(child)
            While nr.Read()
                If nr.Value <> "" Then
                    a = nr.Value
                End If
            End While
        End If
        If a = "" Then
            a = "ERROR"
        End If
    Catch ex As Exception
        MsgBox("Error al Leer el Fichero.", MsgBoxStyle.Critical)
        a = "ERROR"
    End Try
    Return a
End Function
-----
    
```

Ilustración 71. Función Buscar XML.

Parte del código usado para el tratamiento de datos fue obtenido del servicio oficial de Microsoft, se puede encontrar en la siguiente referencia [23].

4.4 GENERACIÓN DE USUARIO DE ADMINISTRACIÓN Y OPCIONES (SEGURIDAD)

La generación del usuario de administración fue necesaria para evitar que se pudiesen modificar los valores de cálculo sin la autorización pertinente, ya que estos datos pueden comprometer la seguridad de la operación.

En las Ilustraciones 72 y 73, se ve el código que utiliza para poder comprobar la contraseña y el usuario, el cual está cifrado mediante un algoritmo muy potente en la actualidad. En ningún momento se conoce por parte del programa, la contraseña o el usuario que se establecen en la configuración, ya que la función de transformación del hash es irreversible.

```

UserXml = BuscarXML(RutaFicherosGenericaData + NombreFicheroSinExtensionData + ExtensionPerfilData, "/data/user")
PassXml = BuscarXML(RutaFicherosGenericaData + NombreFicheroSinExtensionData + ExtensionPerfilData, "/data/pass")
    
```

Ilustración 72. Extracción de hash, usuario y contraseña.

En las dos líneas superiores extrae el hash que se encuentra en el fichero XML y después lo compara con lo que introduce el usuario.

```

Private Sub Btn_Entrar_Click(sender As Object, e As EventArgs) Handles Btn_Entrar.Click
    If ((HASH.Calcular_HASH(Tb_User.Text) = UserXml) And (HASH.Calcular_HASH(Tb_Pass.Text) = PassXml)) Then
        Me.Close()
        MainOpciones.Show()
    End If
End Sub
    
```

Ilustración 73. Función de comparación hash.

Si la comprobación es satisfactoria, ejecuta la siguiente pantalla. La generación de hash se realiza mediante un algoritmo de cifrado, el código se encuentra en la referencia [24] y el que se construyó

para el programa se puede ver en la Ilustración 74, el cual es muy parecido al de dicha referencia, ya que es un método general para la obtención y comparación del hash.

```

Module Algoritmo_HASH
  Public Class HASH
    Public Function Calcular_HASH(Cadena_Source As String) As String
      Dim tmpSource() As Byte
      Dim tmpHash() As Byte
      'Crear una matriz de bytes a partir de los datos de origen.
      tmpSource = ASCIIEncoding.ASCII.GetBytes(Cadena_Source)
      'Calcular valor hash a partir de los datos de origen.
      tmpHash = New MD5CryptoServiceProvider().ComputeHash(tmpSource)
      Return ByteArrayToString(tmpHash)
    End Function

    Private Function ByteArrayToString(ByVal arrInput() As Byte) As String
      Dim i As Integer
      Dim sOutput As New StringBuilder(arrInput.Length)
      For i = 0 To arrInput.Length - 1
        sOutput.Append(arrInput(i).ToString("X2"))
      Next
      Return sOutput.ToString()
    End Function
  End Class
End Module
  
```

Ilustración 74. Algoritmo de cálculo de hash.

4.5 CARACTERÍSTICAS FINALES DEL PROGRAMA

Las principales características del programa son las mencionadas en el Anexo VII, que es donde se encuentra el manual del programa. Un resumen general de las mismas es el siguiente:

- Posibilidad de cálculo rápido y eficiente de los límites del centro de gravedad.
- Posibilidad de imprimir los resultados obtenidos.
- Capacidad de creación de aeronaves con unas características dadas.
- Capacidad de modificación de aeronaves.
- Posibilidad de cambiar la contraseña e administración.

Una posible futura mejora sería introducir la posibilidad de crear cualquier tipo de aeronave ligera, incluyendo multimotores, aviones de plano alto e incluso ultraligeros. A día de hoy, esto se encuentra en desarrollo. En relación al idioma del programa, está siendo implementado, ya que actualmente sólo está disponible el castellano. Otra mejora considerable sería la capacidad de que el programa fuese multiplataforma o con una aplicación web.

Dicho programa se está probando en el Real Aeroclub de Zaragoza y este mismo dispone de una pequeña licencia personal, la cual se generó a partir del nombre de la entidad y del CIF de la empresa. A día de 19/09/2018, el programa sólo dispone de dos licencias, siendo estas, una la del Real Aeroclub de Zaragoza y otra para José Antonio Bea, tutor de este trabajo de fin de grado.

Para el desarrollo del programa también se creó otra licencia maestra para los equipos que desarrollan el mismo, pudiendo estos generar otras licencias nominativas, que no permiten la comercialización ni distribución sin la autorización pertinente.

5. CONCLUSIONES Y TRABAJO A FUTURO

La obtención del modelo por fotogrametría, como se expone en este trabajo, es un método insuficiente para un cálculo aerodinámico sólido, aunque sí es capaz de dar las medidas necesarias para la generación de un modelo CAD, excluyendo la geometría del perfil.

El método de cálculo utilizado (ANSYS) es muy sólido y robusto pero computacionalmente muy caro, además de requerir una licencia bastante costosa.

Para futuras aplicaciones se está analizando el programa europeo de código abierto CALCULIX, que permite automatizar la generación de la malla, así como programar en python el posproceso de los resultados. Si bien el ahorro en tiempo computacional puede no ser significativo, la automatización del proceso revierte en ahorro de tiempo del usuario.

No hay que olvidar que el modelo escogido para el cálculo **no es un modelo exacto** ya que se desprecian: el diedro, la torsión del ala (suponiendo que es lineal) y los factores de interferencia del ala-cola.

El programa empezó a desarrollarse alrededor de unos 2 años atrás de la fecha de este documento y se está utilizando en el Real Aeroclub de Zaragoza a día de hoy. Todas las pruebas han sido pasadas con satisfacción. El programa proporciona un método de cálculo fácil de iterar y omitiendo posibles equivocaciones por parte de los pilotos. El diseño de este programa fue iniciado por la necesidad de disminuir el tiempo de pre-vuelo, optimizar la capacidad de carga/pasajeros de la aeronave y aumentar la seguridad en fases críticas del vuelo, como por ejemplo el aumento de la distancia de despegue.

Desde el punto de vista de la ingeniería, este proceso mencionado anteriormente es una buena solución para la **obtención de unos límites del centro de gravedad de forma no conservativa**, con la salvedad de tener que modelar la aeronave en un programa de CAD, ya que algunas aeronaves no disponen de manual, debido a su construcción de forma artesanal o aeronaves experimentales, las cuales todavía no han sido certificadas.

De cara a futuro, para refinar el modelo sería necesario eliminar las hipótesis introducidas y comprobar dichos resultados en ensayos en vuelo, siempre asegurando la integridad de la aeronave y fijando los límites que se encuentran en el manual del avión.

En relación al programa desarrollado se podría comenzar a contactar con empresas del sector aeronáutico para ofrecer los servicios. Un público potencial serían las empresas relacionadas con el sector de la enseñanza, aeroclubs de vuelo o aviación privada tanto particular como empresa, ya que se acortan significativamente los tiempos de pre-vuelo y se pueden realizar iteraciones de la posición del centro de gravedad de una forma rápida para distribuir de forma eficiente la carga en la aeronave.

6. REFERENCIAS

- [1] D. Martín, «[realaeroclubdezaragoza.com](http://www.realaeroclubdezaragoza.com),» [En línea]. Available: <http://www.realaeroclubdezaragoza.com/aviones/>. [Último acceso: Agosto 2018].
- [2] Skytamer, «[Skytamer.com](https://www.skytamer.com),» [En línea]. Available: https://www.skytamer.com/Piper_PA-28-181.html. [Último acceso: Agosto 2018].
- [3] Aerofiles, «[Aerofiles.com](http://www.aerofiles.com),» [En línea]. Available: <http://www.aerofiles.com/airfoils.html>. [Último acceso: Agosto 2018].
- [4] Aeroengineer, «sats.aeroengineer.net,» Aeroengineer, [En línea]. Available: <http://sats.aeroengineer.net/data/archerII.html>. [Último acceso: Agosto 2018].
- [5] P. A. Corporation, Archer II PA-28-181 Pilot's Operating Handbook, Vero Beach, Florida: Publications Department, 1976.
- [6] M. Á. Gómez Tierno, M. Pérez Cortés y C. Puentes Márquez, Mecánica del vuelo 2º Edición, Madrid: Garceta, 2012.
- [7] Wikipedia, «[Wikipedia](https://en.wikipedia.org/wiki/Photogrammetry),» Wikipedia, [En línea]. Available: <https://en.wikipedia.org/wiki/Photogrammetry>. [Último acceso: 09 2018].
- [8] J. E. Caracuel, J. Cardenal y J. Delgado, «Aplicaciones fotogramétricas digitales en el análisis morfométrico de fósiles.,» *Boletín Geológico y Minero*, vol. I, nº 113, pp. 85-95, 2002.
- [9] Autodesk, «[autodesk.com](https://www.autodesk.com),» [En línea]. Available: <https://www.autodesk.com/products/recap/overview>. [Último acceso: Agosto 2018].
- [10] Autodesk, «[YouTube.com](https://www.youtube.com/watch?v=RYM7uZeiXH0),» YouTube, 26 Julio 2013. [En línea]. Available: <https://www.youtube.com/watch?v=RYM7uZeiXH0>. [Último acceso: Abril 2018].
- [11] Autodesk, «[autodesk.es](https://www.autodesk.es),» [En línea]. Available: <https://www.autodesk.es/products/inventor/overview>. [Último acceso: Agosto 2018].
- [12] Autodesk, «apps.autodesk.com,» Autodesk, [En línea]. Available: https://apps.autodesk.com/INVNTOR/es/Detail/Index?id=6950391119076900441&appLang=en&os=Win32_64. [Último acceso: Agosto 2018].
- [13] I. Ansys, Ansys Fluent User's Guide, Canonsburg, PA 15317: Ansys, 2018.
- [14] I. H. Abbott, A. E. Von Doenhoff y L. J. Stivers, «Summary Of Airfoil Data Report No. 824,» National Advisory Committee for Aeronautics. Langley Aeronautical Lab, Langley Field, VA, United States, 1945.
- [15] AirfoilTools, «[AirfoilTools.com](http://airfoiltools.com),» [En línea]. Available: <http://airfoiltools.com/plotter/index?airfoil=naca652415-il>. [Último acceso: Abril 2018].
- [16] P. F. Gavilán, Apuntes Mecánica del Vuelo II, Sevilla: Dpto. Ingeniería Aeroespacial Universidad de Sevilla.
- [17] B. Etkin y L. D. Reid, Dynamics of Flight: Stability and Control, New York: John Wiley And Sons, Inc, 1995.
- [18] E. A. S. Agency, *DECISION NO. 2003/14/RM CS-23*, 2003.
- [19] Microsoft, «visualstudio.microsoft.com,» microsoft.com, [En línea]. Available: <https://visualstudio.microsoft.com/es/downloads/>. [Último acceso: Julio 2018].
- [20] Microsoft, «code.msdn.microsoft.com,» msdn.microsoft, [En línea]. Available: <https://code.msdn.microsoft.com/>. [Último acceso: Febrero 2017].
- [21] J. C. Adsuar, Conocimiento General de la Aeronave, Performance y Planificacion de Vuelo., Madrid: Paraninfo, 2009.

-
- [22] Microsoft, «msdn.microsoft.com,» microsoft.com, [En línea]. Available: <https://msdn.microsoft.com/es-es/library/dd489237.aspx>. [Último acceso: Agosto 2017].
- [23] Microsoft, «msdn.microsoft.com,» Microsoft, [En línea]. Available: [https://msdn.microsoft.com/es-es/library/443c16cf\(v=vs.110\).aspx](https://msdn.microsoft.com/es-es/library/443c16cf(v=vs.110).aspx). [Último acceso: Febrero 2017].
- [24] Microsoft, «support.microsoft.com,» microsoft.com, [En línea]. Available: <https://support.microsoft.com/es-es/help/301053/how-to-compute-and-compare-hash-values-by-using-visual-basic-net-or-vi>. [Último acceso: Agosto 2018].
- [25] Desmos, «desmos.com,» [En línea]. Available: <https://www.desmos.com/calculator/ueqnbgdch>. [Último acceso: Agosto 2018].

7. ANEXOS

ANEXO I. Resumen de Características de la Aeronave.	57
ANEXO II. Cálculo de centro aerodinámico a partir de dos puntos conocidos a $c/4$.	60
ANEXO III. Dimensiones de la Aeronave EC-DKC.	61
ANEXO IV. Cálculo de la Cuerda Media Aerodinámica (MAC) y Centro Aerodinámico del Ala.	64
ANEXO V. Cálculo de la distribución de incidencia o calado del ala.	68
ANEXO VI. Hojas de Impresión Programa Carga y Centrado V1.21a.	70
ANEXO VII. Manual de usuario Carga y Centrado V1.21a.	72
ANEXO VIII. Fichero Profiles.xml.	103

ANEXO I
Resumen de Características de la Aeronave.

En la tabla inferior se puede ver un resumen de las características más significativas de la aeronave, en este caso con matrícula EC-DKC.

Resumen Características EC-DKC		
Motor	Fabricante	Lycoming O-360-A4M
	Número de Cilindros	4
	Potencia (Despegue)	180Cv a 2700 RPM
	Potencia (Crucero)	178Cv a 2650 RPM
Hélice	Fabricante	Sensenich
	Número de Palas	2
	Tipo	Paso Fijo
	Diámetro	193 cm
Peso	Peso en Vacío	1413 Lbs / 641 Kg
	Peso en Rampa	2558 Lbs / 1160 Kg
Equipaje	Equipaje Máximo	200 Lbs
Ala	Perfil	NACA 65 ₂ -415
	Superficie	15,8 m ²
	Incidencia o Calado	2º a -1º en la punta
	Diedro	7º
	Largo Ala	10,7 m
Timón de Profundidad	Perfil	NACA 65 ₂ -415
	Tipo	Todo Móvil
Combustible	Número de tanques	2
	Capacidad Total usable	48 Gal / 182 lts
Velocidades	Velocidad Máxima	154 Kts
	Velocidad Normal de operación	100 Kts
	Velocidad de Pérdida SIN Flaps	53 Kts

En la documentación del fabricante [5] se encuentran las gráficas de carga y centrado del avión, siendo estas las utilizadas a la hora de volar. Aquí se ven los límites que establece el fabricante en relación al centro de gravedad.

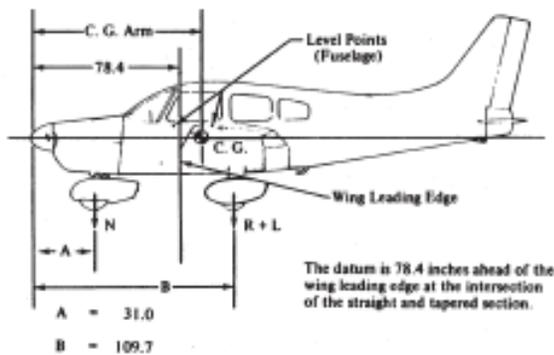
SECTION 6 PIPER AIRCRAFT CORPORATION
WEIGHT AND BALANCE PA-28-181, ARCHER II

Scale Position and Symbol	Scale Reading	Tare	Net Weight
Nose Wheel (N)			
Right Main Wheel (R)			
Left Main Wheel (L)			
Basic Empty Weight, as Weighed (T)			

WEIGHING FORM
Figure 6-1

(d) Basic Empty Weight Center of Gravity

(1) The following geometry applies to the PA-28-181 airplane when it is level. Refer to Leveling paragraph 6.3 (b).



LEVELING DIAGRAM
Figure 6-3

REPORT: VB-1120
6-4

ISSUED: JULY 2, 1979

SECTION 6 PIPER AIRCRAFT CORPORATION
WEIGHT AND BALANCE PA-28-181, ARCHER II

6.7 WEIGHT AND BALANCE DETERMINATION FOR FLIGHT

- Add the weight of all items to be loaded to the basic empty weight.
- Use the Loading Graph (Figure 6-13) to determine the moment of all items to be carried in the airplane.
- Add the moment of all items to be loaded to the basic empty weight moment.
- Divide the total moment by the total weight to determine the C.G. location.
- By using the figures of item (a) and item (d) (above), locate a point on the C.G. range and weight graph (Figure 6-15). If the point falls within the C.G. envelope, the loading meets the weight and balance requirements.

	Weight (Lbs)	Arm A# (Inches)	Moment (In-Lbs)
Basic Empty Weight	1590.0	87.5	139125
Pilot and Front Passenger	340.0	80.5	27370
Passengers (Rear Seats)*	340.0	118.1	40154
Fuel (48 Gallon Maximum)	288.0	95.0	27360
Baggage (200 Lbs. Maximum)*		142.8	
Ramp Weight (2558 Lbs. Normal, 2138 Lbs. Utility Maximum)	2558	91.5	234009
Fuel Allowance For Engine Start, Taxi and Run Up	-8	95.0	-760
Takeoff Weight (2550 Lbs. Normal, 2130 Lbs. Utility Maximum)	2550.0	91.5	233249

The center of gravity (C.G.) of this sample loading problem is at 91.5 inches aft of the datum line. Locate this point (91.5) on the C.G. range and weight graph. Since this point falls within the weight - C.G. envelope, this loading meets the weight and balance requirements.

IT IS THE RESPONSIBILITY OF THE PILOT AND AIRCRAFT OWNER TO ENSURE THAT THE AIRPLANE IS LOADED PROPERLY.

*Utility Category Operation - No baggage or rear passengers allowed

SAMPLE LOADING PROBLEM (NORMAL CATEGORY)
Figure 6-9

ISSUED: JULY 2, 1979
REVISED: JULY 20, 1983

REPORT: VB-1120
6-9

SECTION 6 PIPER AIRCRAFT CORPORATION
WEIGHT AND BALANCE PA-28-181, ARCHER II

	Arm A/E		
	Weight (Lbs)	Datum (Inches)	Moment (In-Lbs)
Basic Empty Weight			
Pilot and Front Passenger		80.5	
Passengers (Rear Seats)*		118.1	
Fuel (48 Gallon Maximum)		95.0	
Baggage (200 Lbs. Maximum)*		142.8	
Ramp Weight (2558 Lbs. Normal, 2138 Lbs. Utility Maximum)			
Fuel Allowance For Engine Start, Taxi and Run Up	-8	95.0	-760
Takeoff Weight (2550 Lbs. Normal, 2130 Lbs. Utility Maximum)			

Totals must be within approved weight and C.G. limits. It is the responsibility of the airplane owner and the pilot to insure that the airplane is loaded properly. The Basic Empty Weight C.G. is noted on the Weight and Balance Data Form (Figure 6-5). If the airplane has been altered, refer to the Weight and Balance Record for this information.

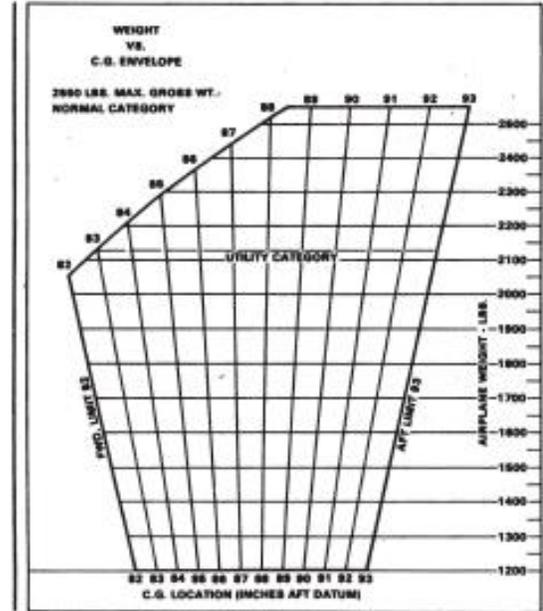
*Utility Category Operation - No baggage or rear passengers allowed.

WEIGHT AND BALANCE LOADING FORM
Figure 6-11

REPORT: VB-1120
6-10

ISSUED: JULY 2, 1979
REVISED: FEBRUARY 2, 1980

SECTION 6 PIPER AIRCRAFT CORPORATION
WEIGHT AND BALANCE PA-28-181, ARCHER II



C.G. RANGE AND WEIGHT
Figure 6-15

REPORT: VB-1120
6-12

ISSUED: JULY 2, 1979
REVISED: MAY 29, 1980

Los límites que establece son de **82 pulgadas**, siendo la posición más adelantada del centro de gravedad y la posición más retrasada es de **93 pulgadas**, todas medidas respecto del Datum de la aeronave.

ANEXO II
Cálculo del centro aerodinámico a partir de dos puntos conocidos a c/4

Para calcular el nuevo centro aerodinámico se aplica la definición del mismo, conociendo previamente la sustentación y momento a c/4 de la cuerda.

Para esto se realiza el sumatorio de momentos en torno al centro aerodinámico del perfil, donde se ha calculado previamente la resultante de fuerzas y momentos a c/4. Esto ha sido calculado para dos ángulos de ataque distintos. Realizando esto se obtiene lo siguiente:

$$-L_1 X_{ca} - M_{1\frac{c}{4}} + L_1 \frac{c}{4} = -L_2 X_{ca} - M_{2\frac{c}{4}} + L_2 \frac{c}{4}$$

Aplicando la definición de C_m y de Cl , se obtiene lo siguiente:

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho v^2 S c} \text{ de Forma general en 2D} \quad C_m = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho v^2 c^2}$$

$$Cl = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho v^2 S} \text{ de Forma general en 2D} \quad Cl = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho v^2 c}$$

$$-Cl_1 \frac{1}{2} \rho v^2 c X_{ca} - Cm_{1\frac{c}{4}} \frac{1}{2} \rho v^2 c^2 + Cl_1 \frac{1}{2} \rho v^2 \frac{c^2}{4} = -Cl_2 \frac{1}{2} \rho v^2 c X_{ca} - Cm_{2\frac{c}{4}} \frac{1}{2} \rho v^2 c^2 + Cl_2 \frac{1}{2} \rho v^2 \frac{c^2}{4}$$

Simplificando se obtiene:

$$-Cl_1 X_{ca} - Cm_{1\frac{c}{4}} c + Cl_1 \frac{c}{4} = -Cl_2 X_{ca} - Cm_{2\frac{c}{4}} c + Cl_2 \frac{c}{4}$$

Agrupando términos y sacando factor común se obtiene:

$$X_{ca}(Cl_2 - Cl_1) = \frac{c}{4}(Cl_2 - Cl_1) - c \left(Cm_{2\frac{c}{4}} + Cm_{1\frac{c}{4}} \right)$$

$$X_{ca}(Cl_2 - Cl_1) = \frac{c(Cl_2 - Cl_1) - 4c \left(Cm_{2\frac{c}{4}} + Cm_{1\frac{c}{4}} \right)}{4}$$

Reordenando la ecuación en forma simplificada se obtiene lo siguiente:

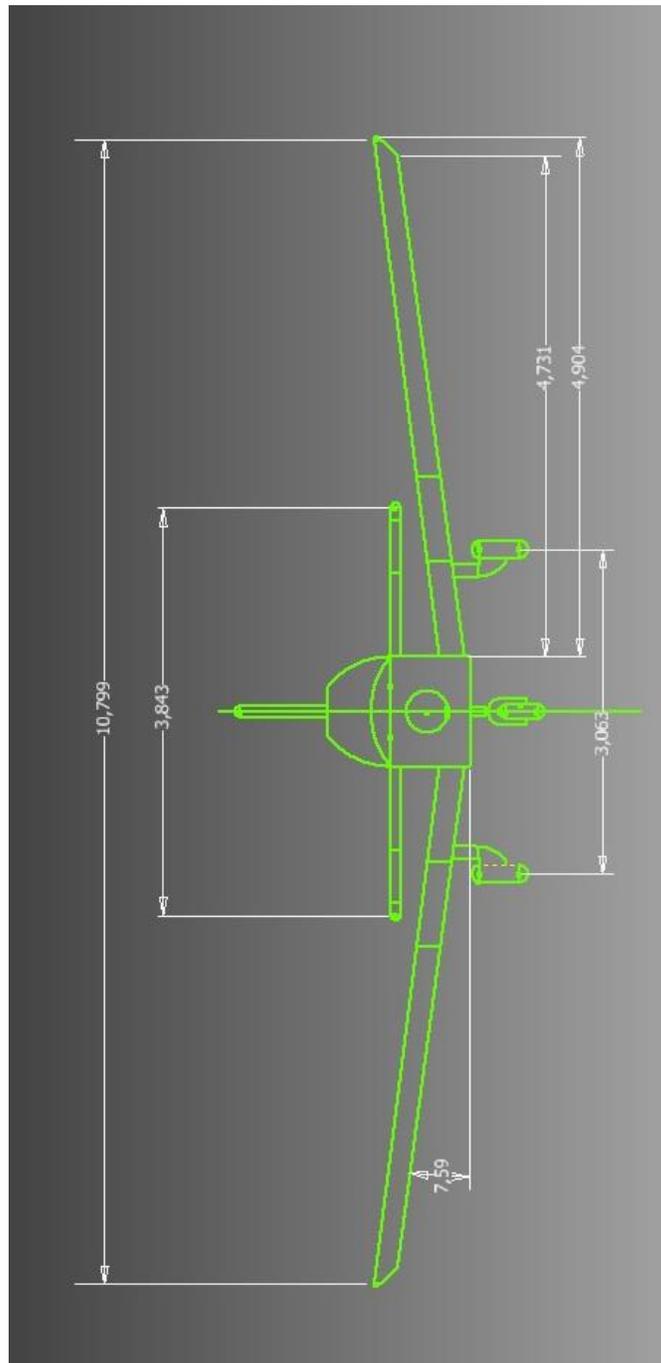
$$\frac{X_{ca}}{c} = \frac{(Cl_2 - Cl_1) - 4 \left(Cm_{2\frac{c}{4}} + Cm_{1\frac{c}{4}} \right)}{4(Cl_2 - Cl_1)}$$

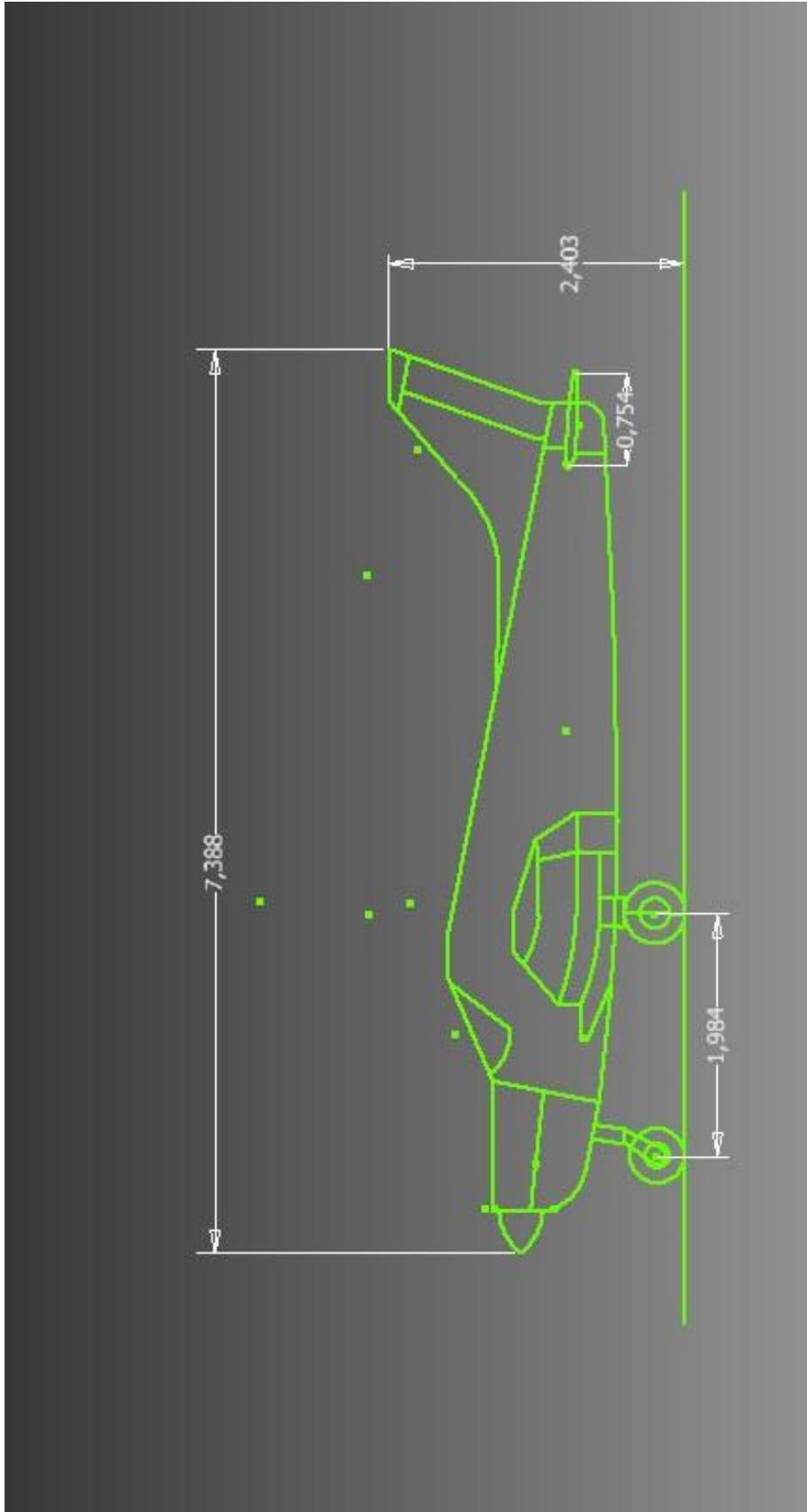
$$\frac{X_{ca}}{c} = \frac{1}{4} - \frac{\left(Cm_{2\frac{c}{4}} + Cm_{1\frac{c}{4}} \right)}{(Cl_2 - Cl_1)}$$

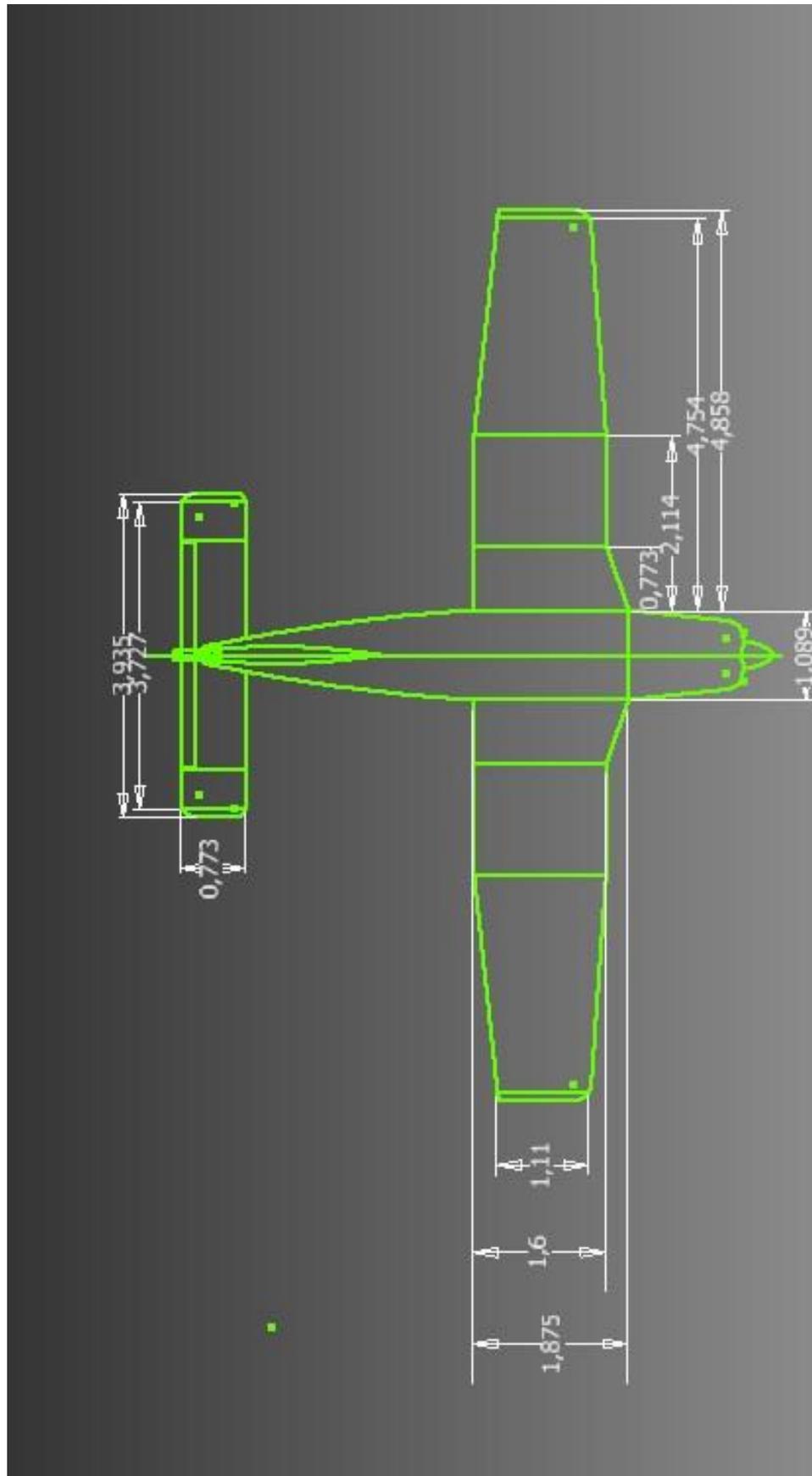
ANEXO III Dimensiones de la Aeronave EC-DKC (Planos)

Las dimensiones de la aeronave EC-DKC fueron obtenidas a partir del modelo obtenido por fotogrametría. Con dichas dimensiones se crearon los planos y se acotaron las medidas principales de la aeronave.

En las siguientes páginas se encuentran los planos generados, en las vistas correspondientes:







ANEXO IV

Cálculo de la Cuerda Media Aerodinámica (MAC) y Centro Aerodinámico del Ala

La cuerda media aerodinámica [17] [16] se define como:

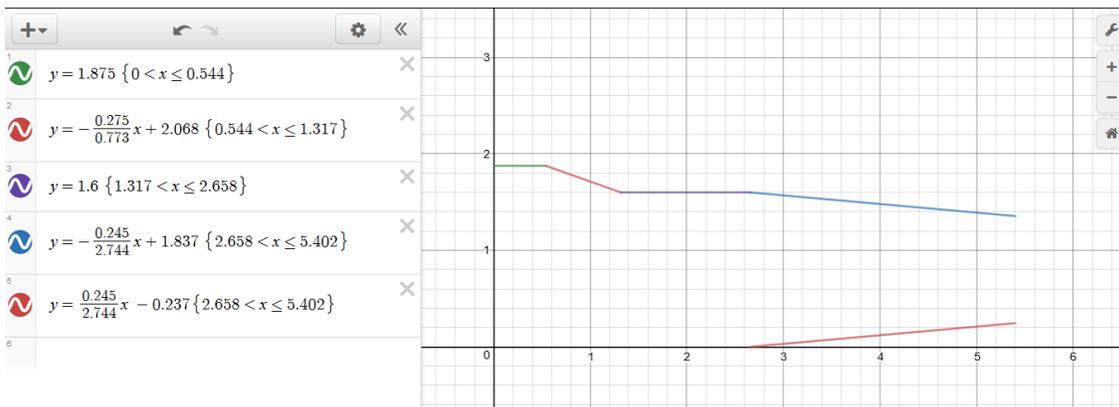
$$MAC = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c(y)^2 dy$$

Donde:

- S Superficie Alar Total.
- b Envergadura.

En primer lugar es necesario definir las funciones que modelan la variación de la cuerda del perfil, en función de la envergadura. Esto se define como $c_i(y)$, siendo la geometría del ala.

Para el cálculo de $c_i(y)$ se divide el ala en sub-secciones, siendo estas funciones definidas a trozos, como se puede ver en la imagen inferior:



Para realizar las funciones se utiliza una herramienta online que permite dibujar dichas funciones por trozos [25].

Estas funciones fueron calculadas a partir de las dimensiones, en metros, del semi-ala. Para colocar todas las funciones de forma en las variables de integración, se realiza un cambio de variables, obteniendo las siguientes funciones:

$$c_0(y) = 1,875 \quad \{0 < y \leq 0,544\}$$

$$c_1(y) = -\frac{0,275}{0,773}y + 2,068 \quad \{0,544 < y \leq 1,317\}$$

$$c_2(y) = 1,6 \quad \{1,317 < y \leq 2,658\}$$

$$c_3(y) = -\frac{0,245}{2,744}y + 1,837 \quad \{2,658 < y \leq 5,402\}$$

$$c_4(y) = \frac{0,245}{2,744}y - 0,237 \quad \{2,658 < y \leq 5,402\}$$

Una vez obtenidas las funciones se procede a hacer la integral, obteniendo los siguientes resultados:

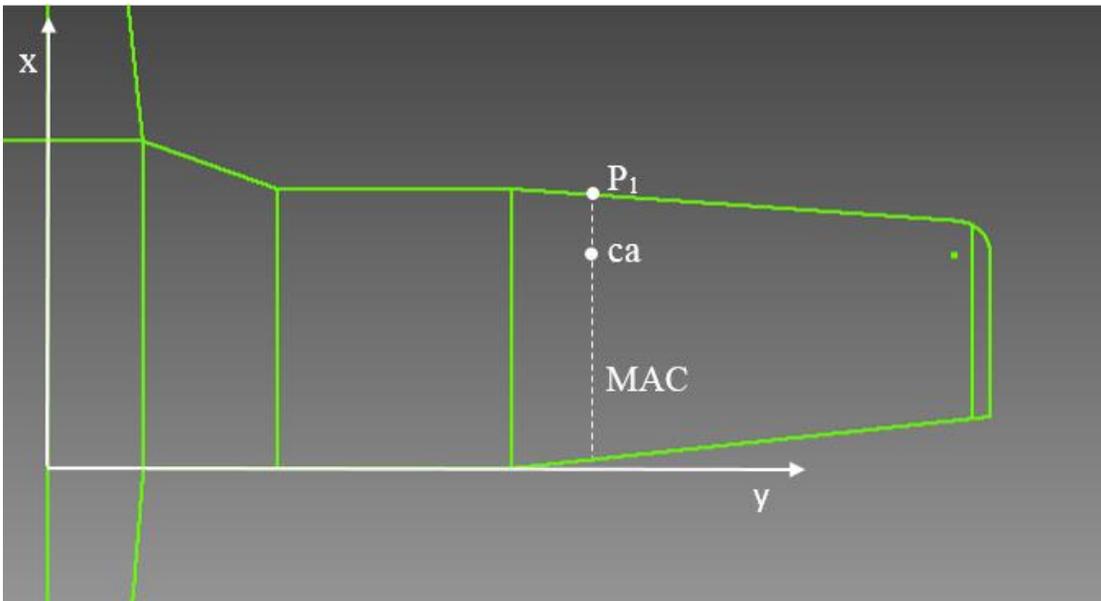
$$\begin{aligned}
 MAC &= \frac{2}{S} \int_0^{\frac{b}{2}} c^2 dy \\
 &= \frac{2}{S} \left\{ \int_0^{0,544} c_0(y)^2 dy + \int_{0,544}^{1,317} c_1(y)^2 dy + \int_{1,317}^{2,658} c_2(y)^2 dy + \int_{2,658}^{5,402} c_3(y)^2 dy - \int_{2,658}^{5,402} c_4(y)^2 dy \right\}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 CAM &= \frac{2}{S} \left\{ \int_0^{0,544} (1,875)^2 dy + \int_{0,544}^{1,317} \left(-\frac{0,275}{0,773} y + 2,068 \right)^2 dy + \int_{1,317}^{2,685} (1,6)^2 dy + \right. \\
 &\left. \int_{2,685}^{5,402} \left(-\frac{0,245}{2,744} y + 1,837 - \frac{0,245}{2,744} y + 0,237 \right)^2 dy \right\} = 1,5525 [m]
 \end{aligned}$$

Siendo $S = 16,452 [m^2]$

$$MAC = 1,5525 [m]$$

El centro aerodinámico de un ala se define como el punto geométrico donde los momentos son constantes, es decir, al variar el ángulo de ataque se mantiene constante. Para la definición de todo el ala, lo primero es conocer la posición en la que se encuentra el borde de ataque de la MAC. Esto se define en el siguiente sistema de referencia, el mismo que se usa en la obtención de la MAC, realizando el cambio de variable.



El cálculo de P_1 se realiza sustituyendo el valor de la MAC en la ecuación de la recta, siendo esta la siguiente: (Con esto se consigue una de las dos coordenadas).

$$f(y) = -\frac{0,245}{2,744} y + 1,837 - \frac{0,245}{2,744} y + 0,237 \quad \text{Con } f(y) = MAC$$

$$-\frac{0,245}{2,744} y + 1,837 - \frac{0,245}{2,744} y + 0,237 = 1,5525$$

$$y_{P_1} = 2,9204 [m]$$

Para calcular la otra coordenada se necesita sólo la recta de la parte superior, definida a trozos, con esto se obtiene:

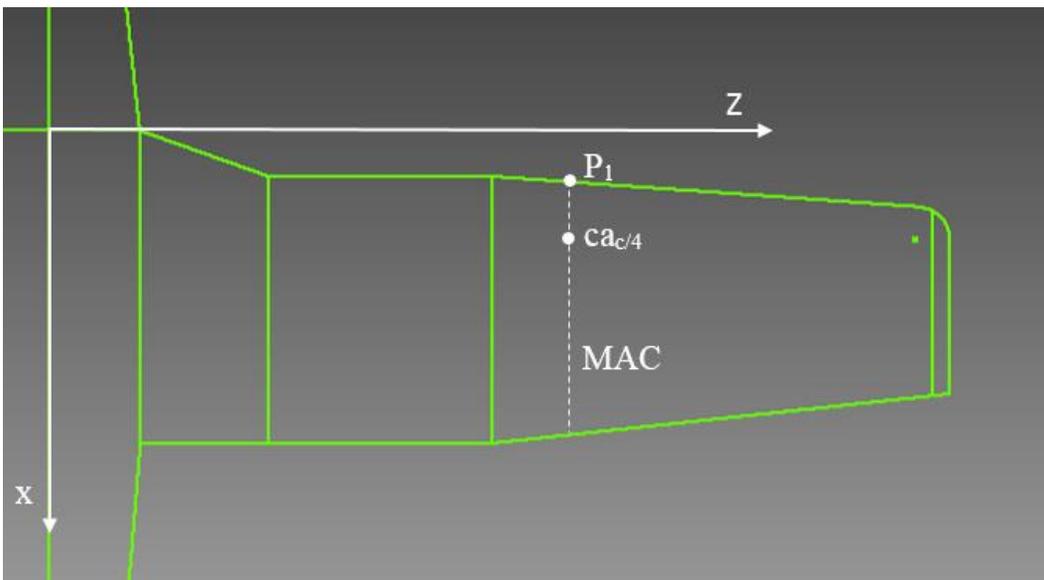
$$c_3(y) = -\frac{0,245}{2,744}y + 1,837 \quad \text{Siendo } y = 2,9204$$

$$c_3(y) = -\frac{0,245}{2,744}2,9204 + 1,837$$

$$x_{P_1} = -\frac{0,245}{2,744}2,9204 + 1,837$$

$$x_{P_1} = 1,576 \text{ [m]}$$

Una vez calculada la posición de P_1 ya se conoce la posición del borde de ataque desde el cual se define la posición del centro aerodinámico. Antes de calcular la posición, se procede a realizar un segundo cambio del sistema de referencia para que éste coincida con Ansys. Para esto, se define el siguiente sistema de referencia:



Una vez definido esto, se pueden calcular las nuevas coordenadas del punto P_1 ya que la distancia de la cuerda en el encastre del ala ya es conocida, siendo esta distancia de 1,875 [m], por lo tanto las coordenadas, en dos dimensiones, del punto P_1 son:

$$x_{P_{1SR}} = 1,875 - 1,576 = 0,29875 \text{ [m]}$$

$$x_{P_{1SR}} = 0,29875 \text{ [m]}$$

$$z_{P_{1SR}} = 2,9204 \text{ [m]}$$

Así, para el sistema de tres dimensiones se obtienen las siguientes coordenadas del centro aerodinámico:

$$x_{CA_{ANSYS}} = 0,29875 + c \cdot \%MAC [m]$$

$$y_{CA_{ANSYS}} = 0 [m]$$

$$z_{CA_{ANSYS}} = 2,9204 [m]$$

Donde:

c Cuerda Media Aerodinámica.

$\%MAC$ Porcentaje de la MAC, siendo en $c/4$ el 25%.

$x_{CA_{ANSYS}}$ Posición en Sistema de referencia de ANSYS del Centro Aerodinámico “x”.

$y_{CA_{ANSYS}}$ Posición en Sistema de referencia de ANSYS del Centro Aerodinámico “y”.

$z_{CA_{ANSYS}}$ Posición en Sistema de referencia de ANSYS del Centro Aerodinámico “z”.

ANEXO V

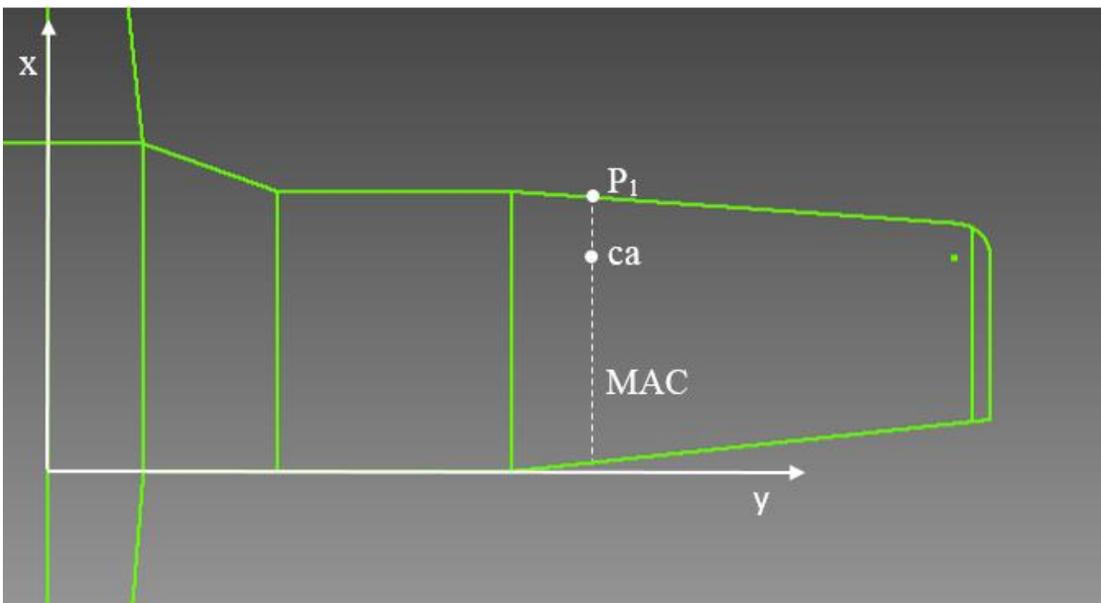
Cálculo de la distribución de incidencia o calado del ala

Para el cálculo de la distribución del calado o incidencia en el ala se va a suponer que se comporta como una distribución lineal con la envergadura de la aeronave.

Los datos que da el fabricante de la aeronave son referenciados al encastre y a la punta del ala y son los siguientes:

- Encastre \rightarrow 2 grados
- Punta del ala \rightarrow -1 grado

Con estos datos se puede obtener una distribución lineal. En la imagen inferior se puede ver la referencia tomada, desde el eje de simetría de la aeronave.



Para la obtención de la distribución lineal, se utiliza el sistema de referencia del Anexo IV, en el cual se calcula un punto P_1 el cual tiene las siguientes coordenadas:

$$\begin{aligned}
 x_{P_1} &= 1,576 \text{ [m]} \\
 y_{P_1} &= 2,9204 \text{ [m]}
 \end{aligned}$$

Realizando la interpolación lineal entre el origen de coordenadas (eje de simetría del avión) y la semi-envergadura se obtiene la siguiente ecuación:

$$i_w = -0,6175y + 2,3359 \quad \{0,544 < y \leq 5,402\}$$

Para ser rigurosos en el cálculo de la incidencia de la aeronave es necesario conocer la incidencia en la posición en la que se encuentra la MAC.

En este caso la posición en la que se encuentra la MAC del ala es la posición de P_1 , que es el lugar donde se encuentra el borde de ataque de la MAC.

Para calcular la incidencia sólo hay que sustituir el valor en la ecuación que se calculó anteriormente. Con esto se obtiene lo siguiente:

$$i_w = -0,6175y + 2,3359$$

$$i_w = -0,6175y_{P_1} + 2,3359 = -0,6175 \cdot 2,9204 + 2,3359 = 0,532 [^\circ]$$

$$i_w = 0,532 [^\circ] = 0,009285 [Rad]$$

$$i_w = 0,009285 [Rad]$$

ANEXO VI
Hojas de Impresión Programa Carga y Centrado V1.21a.

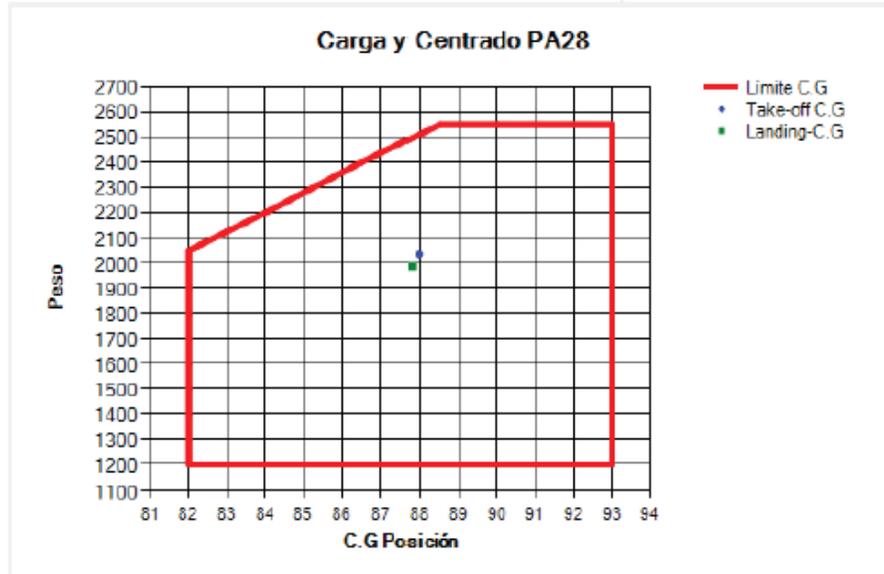
Las hojas que puede imprimir el programa son las siguientes:

Gráfico Carga y Centrado PA28

Matricula: EC-DKC
 Salida: 12:00 Z
 Fecha: 19/08/2018

Datos Usados

PIC: 75 Kg Co-PIC: none
 Pass1: none Pass2: none
 Equipaje: 0 Kg Depósitos: 48 Gal
Tiempo de Vuelo: 01:00
Consumo Medio: 8 GPH



ADVERTENCIA: Consultar valores en Hoja del Fichero

Tabla de Cálculo (Despegue)

	Weight (Libras)	Datum (Pulgadas)	Moment (Libras*Pulgadas)
Peso en Vacío	1590	87,5	139125
Piloto y Copiloto	165,35	80,5	13310,42
Pasajeros (Asientos Traseros)	0,00	118,1	0,00
Combustible (Max 48 Gal)	288,00	95,0	27360,00
Equipaje (Max 200 Lb)	0,00	142,8	0,00
Peso en Rampa (2558Lbs NORMAL, 2138Lbs Utility)	2043,35	87,99	179795,42
Combustible Gastado (Puesta en Marcha y Rodaje)	-8	95,0	-760
Peso al Despegue (2558Lbs NORMAL, 2138Lbs Utility)	2035,35	87,96	179035,42

Datos actualizados a fecha de: 28/05/2018

Firma del Piloto:

Tabla de Cálculo (Aterrizaje)

	Weight (Libras)	Datum (Pulgadas)	Moment (Libras*Pulgadas)
Peso en Vacío	1590	87,5	139125
Piloto y Copiloto	165,35	80,5	13310,42
Pasajeros (Asientos Traseros)	0,00	118,1	0,00
Combustible (Max 40 Gal)	240,00	95,0	22800,00
Equipaje (Max 200 Lb)	0,00	142,8	0,00
Peso en Rampa (2558Lbs NORMAL, 2138Lbs Utility)	1995,35	87,82	175235,42
Combustible Gastado (Puesta en Marcha y Rodaje)	-8	95,0	-760
Peso al Despegue (2558Lbs NORMAL, 2138Lbs Utility)	1987,35	87,79	174475,42

Datos actualizados a fecha de: 28/05/2018

Firma del Piloto:

Real Aeroclub de Zaragoza (ATO-014).
Creado y Diseñado por David Fernández Valero. v1.21a

ANEXO VII
Manual de usuario Carga y Centrado V1.21a

En este anexo se puede encontrar el manual de uso para el programa desarrollado en la versión 1.21a. El formato de este manual ha sufrido modificaciones para incluirlo como anexo.



MANUAL DE
INSTRUCCIONES

Carga y Centrado V1.21a

Programa para la mejora de la seguridad aérea en las operaciones de aviación ligera.

David Fernández Valero
davidferval30@gmail.com

ÍNDICE

1.	Introducción.....
2.	Instalación.....
3.	Uso general del programa (Usuarios).
4.	Uso general del programa (Administradores).....
4.1	Sistema de Creación de aeronaves:
4.1.1	Ejemplo de creación de aeronave (Piper PA28 185Cv)
4.2	Sistema de Modificación de Aeronaves
4.2.1	Ejemplo de modificación de avión (Matrícula EC-ZDS)
4.3	Sistema de Eliminación de Aeronaves
4.3.1	Ejemplo de Eliminación de avión (Matricula EC-ZDS)
4.4	Cambio de contraseña
5.	Aspectos a destacar
6.	Créditos.....

1. Introducción

Este programa fue creado con la intención de facilitar a los pilotos, de una forma rápida y sencilla, el cálculo del centro de gravedad de la aeronave.

Este método es una forma de verificar los resultados obtenidos a mano. En ningún lugar dicho programa sustituye a los métodos tradicionales calculados directamente mediante el método expresado en el libro de la aeronave.

Dicho programa también dispone las opciones de administración básica para su funcionamiento, como es por ejemplo modificar los valores de la tabla de carga y centrado, con lo que podemos mantener actualizado el peso de la aeronave. También incluye la opción de crear distintos tipos de aeronaves, siempre y cuando cumplan unos requisitos mínimos para la misma, los cuales se definen en los siguientes apartados.

El programa también permite obtener dichos datos de forma impresa. Estas hojas que podemos imprimir son necesarias por cada vuelo que se realice, ya que las condiciones de operación pueden cambiar. El objetivo de esto es aumentar la seguridad de la operación.

NOTA: Todos los valores tienen que ser obligatoriamente contrastados mediante el método tradicional y verificar que se cumplen las condiciones de operación.

2. Instalación

Se instala como un programa convencional, al igual que otros muchos dispone de una interfaz de forma amigable con la que podemos elegir la ubicación del mismo. Este instalador también permite descargar los datos necesarios para su ejecución, como son .NET y algunos otros.

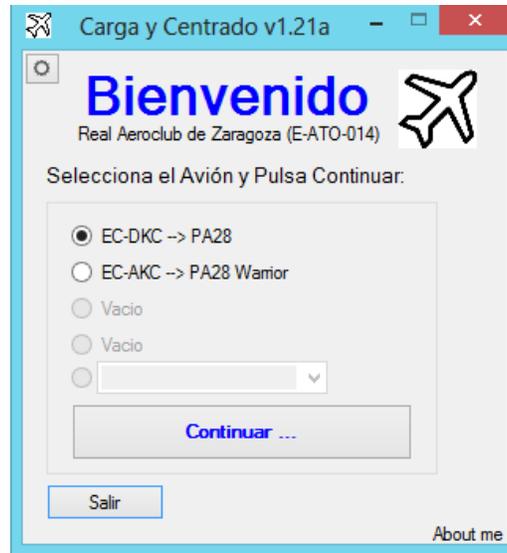
Una vez instalado tenemos que activar el programa mediante la licencia, para lo que solo necesario ejecutar el fichero que tiene el nombre “LicenciaWindows.exe” y hacer click en Instalar.

Cuando ejecutemos por primera vez el programa, este incluye un par de aviones los cuales fueron creados a modo de ejemplo.

3. Uso general del Programa (Usuarios).

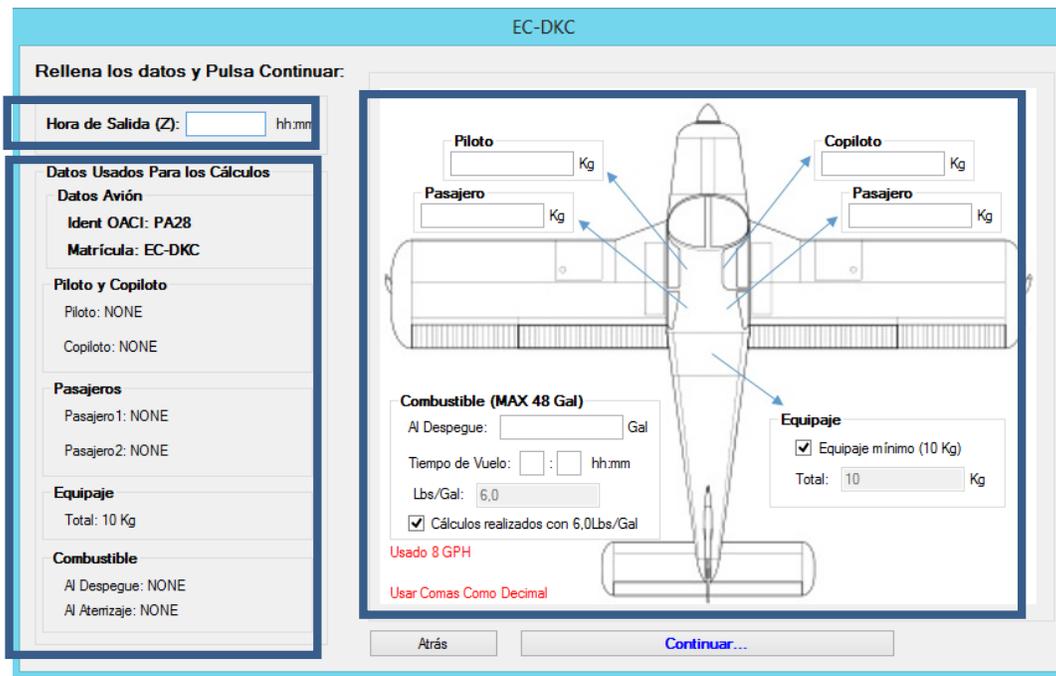
Para empezar a trabajar con este programa es necesario que creamos la aeronave que vamos a usar, para esto podemos consultar la sección de “Crear Aeronave”, en este manual.

Con la aeronave creada, ya sea de las que vienen por defecto o alguna que creamos, solo tenemos que elegir el avión para el que deseamos hacer la carga y centrado, este puede estar incluido en la lista o en el desplegable (varía en función de número de aviones que tengamos creados).



Cuando tengamos seleccionado el avión, podemos dar en continuar.

En la ventana que se muestra a continuación es donde introducimos todos los valores necesario para el cálculo.



En la sección de visualización de los datos que se encuentra en la izquierda de la imagen podemos ver de forma **resumida los distintos valores que tenemos introducidos.**

También podemos introducir de forma opcional **la Hora en zulú**, la cual se encuentra en la parte superior del mismo.

En la parte de visualización del avión podemos ver que solo tenemos que introducir los distintos valores que necesitemos, siempre todos en KG y usando los puntos como decimales.

También tenemos una **sección de los datos del vuelo**, donde introducimos el combustible que tenemos y el tiempo de vuelo, para obtener los valores tanto al despegue como al aterrizaje.

En esta sección tenemos la posibilidad de cambiar las **libras por galón**, que se usan para el cálculo de peso del combustible.

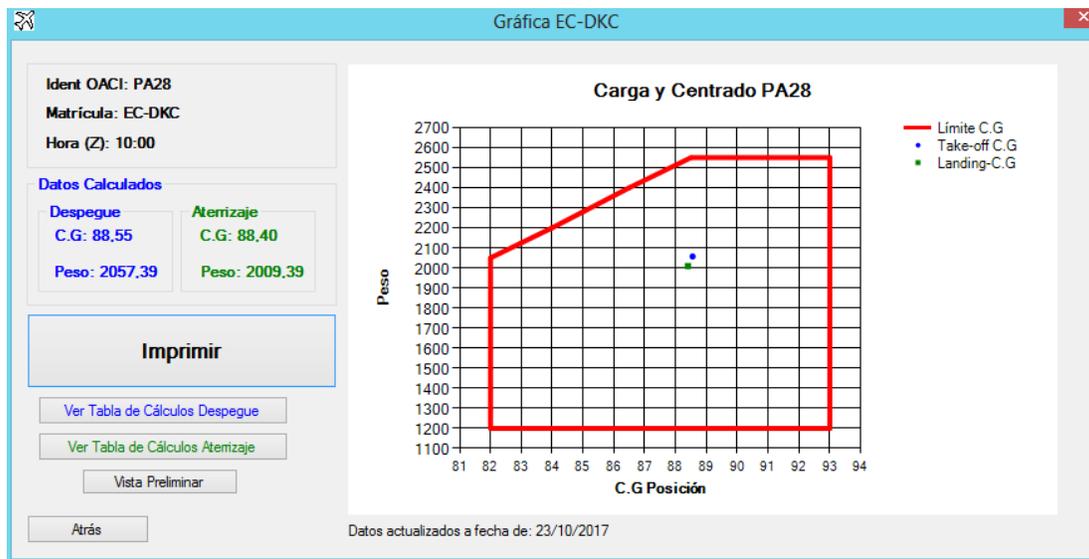
En la **sección de equipaje** podemos introducir los kilos que llevemos en el mismo. Este valor siempre tiene que estar, por el equipaje mínimo que tenemos configurado en el avión ya que por lo general se llevan distintas cosas para el mismo, como puede ser calzos, aceite, la barra para mover el avión, chalecos, etc.

NOTA: Este equipaje por defecto es el que tenemos en la configuración. Si queremos cambiar el mismo, es necesario deseleccionar la pestaña de equipaje mínimo. Por ejemplo si el equipaje mínimo que llevamos es 10Kg lo mínimo que podemos introducir es de una cifra superior a los 10Kg que tenemos configurados.

Una vez rellenados todos los datos podemos continuar y obtendremos los valores calculados.

NOTA: Los datos mínimos que tenemos que introducir es: Peso del piloto, Combustible y tiempo de Vuelo.

En la sección de la gráfica tenemos lo siguiente:



En esta sección tenemos los datos generales de la aeronave, y todos los datos calculados de forma precisa, en las distintas tablas, tanto al aterrizaje como al despegue y los límites del centro de gravedad.

Podemos ver las distintas tablas que calculamos con el programa, tanto al aterrizaje como al despegue.

Valores Calculados (Despegue)

Tabla de Cálculo (Despegue)

	Weight (Libras)	Datum (Pulgadas)	Moment (Libras*Pulgadas)
Peso en Vacío	1590	87.5	139125
Piloto y Copiloto	165,35	80,5	13310,42
Pasajeros (Asientos Traseros)	0,00	118,1	0,00
Combustible (Max 48 Gal)	288,00	95,0	27360,00
Equipaje (Max 200 Lb)	22,05	142,8	3148,20
Peso en Rampa (2558Lbs NORMAL, 2138Lbs Utility)	2065,39	88,58	182943,62
Combustible Gastado (Puesta en Marcha y Rodaje)	-8	95,0	-760
Peso al Despegue (2550Lbs NORMAL, 2130Lbs Utility)	2057,39	88,55	182183,62

Datos actualizados a fecha de: 23/10/2017

También podemos imprimir los resultados y llevarlos con nosotros en el avión, al igual que podemos ver una vista preliminar de los mismos.

NOTA: En la tabla del aterrizaje hay que tener en cuenta que el PESO EN RANPA, sería la posición **EXACTA del CENTRO DE GRAVEDAD** en el momento justo de tomar. Como podemos observar en la gráfica, tenemos el punto del Despegue, que se realizó suponiendo que estamos en un aeropuerto distinto al del despegue y tengamos los datos al despegue a la hora de volver al aeropuerto base. Por ejemplo: Si vamos LEZG → LECU → LEZG en LECU no tenemos el programa, pero si llevamos lo papeles impresos y NO REPOSTAMOS, tenemos la graficada la posición al Despegue de LECU → LEZG.

En el programa, en cualquier momento podemos volver atrás y realizar modificaciones para obtener de nuevo todos los cálculos, sin perder la información ya introducida.

Otra cosa a destacar es que tenemos en la parte inferior de la gráfica la fecha de la última actualización de los datos. Esta información es de vital importancia, ya que si los datos no están actualizados, cometeríamos errores considerables. Esto puede ser, por ejemplo, que en mantenimiento nos vuelvan a calcular el peso en vacío de avión, este dato se tiene que modificar desde las opciones. (Para más información, consultar la sección de “Modificación de aeronaves”).

4. Uso general del programa (Administradores)

En estos apartados explicaremos las partes de gestión del programa, tanto como para la modificación de las distintas características del mismo como para la creación y gestión del sistema.

Los valores por defecto para acceder a esta sección (usuario y contraseña) son los siguientes, siempre y cuando no se cambien.

Usuario: admin

Pass: 1234

4.1 Sistema de Creación de aeronaves:

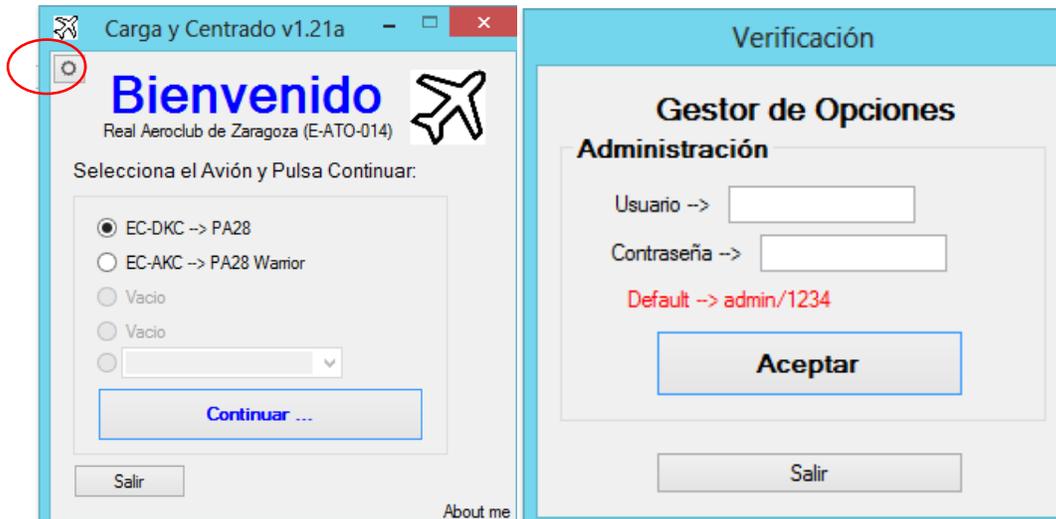
Para realizar una aeronave desde cero es necesario conocer todos los datos del fabricante. Si no disponemos de ellos, los podemos calcular mediante operaciones matemáticas.

El sistema de creación de aeronaves es muy sencillo, ya que dispone de una interfaz que te guía en el proceso.

A continuación, veremos un ejemplo práctico para la creación de una Piper Pa28 de 185Cv.

4.1.1 Ejemplo de creación de aeronave (Piper PA28 185Cv)

En primer lugar nos dirigimos a la sección principal del programa, y nos dirigimos a la parte superior del mismo. Como podemos ver en la imagen inferior.



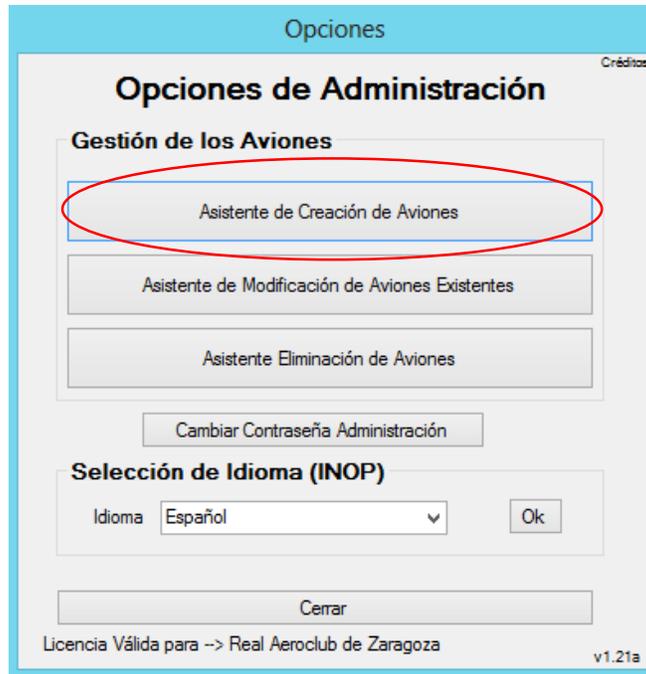
Entrando en esta sección nos encontramos en el panel de la administración del sistema, el cual la contraseña por defecto es:

Usuario: admin

Pass: 1234

NOTA: Si nunca se ha cambiado la contraseña, al equivocarnos obtendremos un mensaje de advertencia con el usuario y contraseña por defecto. Esto lo podemos ver en la imagen superior.

Una vez dentro del sistema de gestión de opciones veremos una pantalla con estas características, donde podemos realizar tareas de mantenimiento o creación de aeronaves. En este caso hacemos click en la sección del “**Asistente de creación de aviones**”.



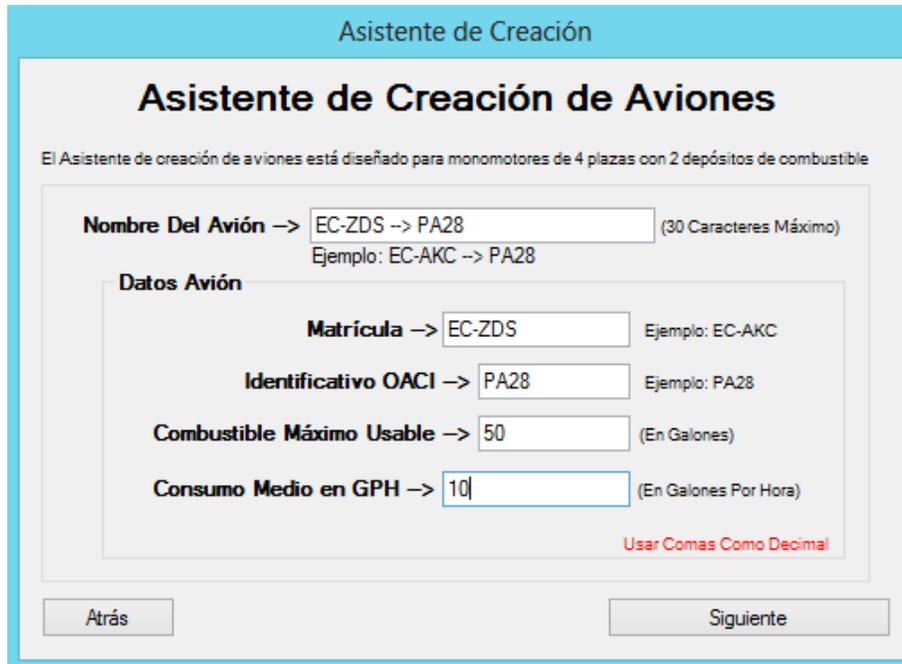
Una vez estemos dentro del asistente veremos una imagen similar a la inferior.



En esta ventana tenemos la configuración posible del tipo de avión que queremos crear, ya que este tiene que cumplir unas características como las descritas en el tipo de aeronave. Si hacemos click en “Más información”, obtenemos la información relevante sobre ese tipo de aeronave.

NOTA: Algunas características de este programa no están todavía disponibles en la versión actual.

Una vez seleccionado el tipo de aeronave, y haciendo click en continuar, pasaremos a la siguiente ventana, donde podemos introducir la siguiente información:



En el apartado de “**Nombre del Avión**” se colocara un nombre que nos ayude a identificar el tipo de avión que estamos creando.

En “**Datos del avión**”, tenemos información relevante sobre el aeronave a crear, aquí solo tenemos que introducir todos los datos y hacer click en continuar.

En la imagen inferior podemos ver todos los datos que son necesarios para el cálculo del centro de gravedad.

Asistente de Creación

Modelo de Tabla de Cálculo

	Weight (Libras)	Datum (Pulgadas)	Moment (Libras*Pulgadas)
Peso en Vacío	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>
Piloto y Copiloto	None	<input type="text"/>	None
Pasajeros (Asientos Traseros)	None	<input type="text"/>	None
Combustible (Max 50 Gal)	None	<input type="text"/>	None
Equipaje (Max NONE Lb)	None	<input type="text"/>	None
Peso en Rampa	None	None	None
Combustible Gastado (Puesta en Marcha y Rodaje)	<input type="text"/>	NONE	<input type="text"/>
Peso al Despegue	None	None	None

Otros Datos

Equipaje Máximo en LIBRAS →

Libras por Galón → Valor Normal → 6,0 con AVG100L
Se usará para el cálculo del peso del combustible

Extra

Debido a que llevamos un equipaje mínimo en el avión, como pueden ser los calzos, cuerdas, aceite de reserva, etc.

Equipaje Mínimo → (En KG)
Si no deseas esta opción escribe con

Usar Comas Como Decimal

Esta ventana está dividida en 2 secciones principales. La primera sección es donde tenemos que colocar todos los datos referentes a la geometría del avión y sus características físicas (Sección ROJA) y la segunda sección es de carácter opcional, ya que nos fija el equipaje mínimo que podemos llevar en el avión (Sección AZUL).

Una vez introducidos todos los datos como vemos en la siguiente imagen hacemos click en continuar (ANTES LEER NOTAS DEL MANUAL, debajo de la imagen).

Asistente de Creación

Máximos y Mínimos

Estos valores corresponden al intervalo que se muestra en la gráfica. Son necesarios introducirlos antes de dar los puntos.

Límite X Máximo →

Límite X Mínimo →

Límite Y Máximo →

Límite Y Mínimo →

Usar números enteros

Carga y Centrado

— Límite C.G

Puntos

Posición CG → (En Pulgadas)

Peso → (En Libras)

Usar Comas Como Decimal

Serie de Puntos

Punto 1 none	Punto 11 none	Punto 21 none
Punto 2 none	Punto 12 none	Punto 22 none
Punto 3 none	Punto 13 none	Punto 23 none
Punto 4 none	Punto 14 none	Punto 24 none
Punto 5 none	Punto 15 none	Punto 25 none
Punto 6 none	Punto 16 none	Punto 26 none
Punto 7 none	Punto 17 none	Punto 27 none
Punto 8 none	Punto 18 none	Punto 28 none
Punto 9 none	Punto 19 none	Punto 29 none
Punto 10 none	Punto 20 none	Punto 30 none

NOTA: Antes de empezar a introducir todos los datos necesarios, **mi consejo** es coger el manual del avión y obtener las coordenadas de la gráfica de carga y centrado dividiendo la sección en 30 puntos, y anotar las coordenadas en un papel para evitar confusiones.

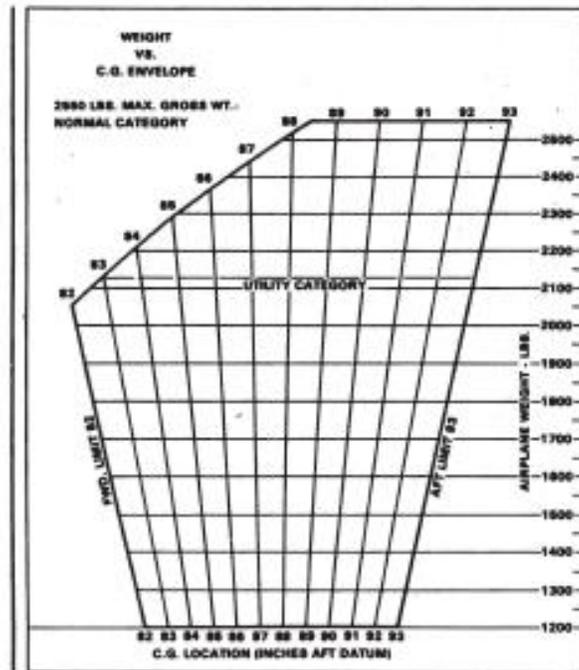
NOTA: Una de las cosas que más podemos destacar es que en la sección de la gráfica, es necesario **introducir 30 puntos**, al igual que los límites de la misma. En esta sección es imposible retroceder, ya que perderíamos todos los puntos introducidos hasta el momento. **Mi consejo** es terminar la gráfica y luego proceder a modificar algún valor de los restantes.

NOTA: En la gráfica no podemos borrar ningún punto ya introducido, si nos equivocamos en alguno tenemos que empezar desde el principio. **Mi consejo** es apuntarse primero todos los valores para distribuir de forma uniforme todos los valores de la gráfica, al igual que tenerlos apuntado aparte en una hoja, para evitar equivocaciones.

Lo primero que tenemos que fijar en esta ventana son los límites del centro de gravedad, en este caso vamos a seguir paso a paso la generación de la gráfica, siendo este uno de los procesos más costosos de la creación de aeronaves.

En la imagen inferior podemos ver la gráfica de carga y centrado que nos da el manual del avión (PA28).

SECTION 6 PIPER AIRCRAFT CORPORATION
 WEIGHT AND BALANCE PA-28-181, ARCHER II



C.G. RANGE AND WEIGHT
 Figure 6-15

REPORT: VB-1120
 6-12

ISSUED: JULY 2, 1979
 REVISED: MAY 29, 1980

Como podemos ver la gráfica no está en ejes cartesianos (formando 90 grados), esto no es problema, ya que podemos crear una gráfica en ejes cartesianos, anotando las coordenadas en el orden correcto (sentido de las agujas del reloj)

Antes de comenzar a introducir ningún valor, la mejor práctica es dividir de forma homogénea la gráfica en 30 puntos, ya que estos son necesarios para definir correctamente la gráfica.

En la imagen inferior podemos ver los 30 puntos seccionados para la creación de dicha gráfica en el programa. En la tabla inferior podemos ver los puntos seleccionados para este ejemplo. Nótese que el punto 1 y el 30 tienen que ser el mismo punto para que la gráfica permanezca cerrada.

Punto	X (Pulgadas)	Y (LBS)
1	82	1200
2	82	1300
3	82	1400
4	82	1500
5	82	1600
6	82	1700
7	82	1800
8	82	1900
9	82	2050
10	83	2125
11	84	2200
12	85	2280
13	86,5	2400
14	88,5	2550
15	90	2550
16	91	2550
17	92	2500
18	93	2550
19	93	2300
20	93	2000
21	93	1700
22	93	1500
23	93	1200
24	91	1200
25	89	1200
26	87	1200
27	86	1200
28	85	1200
29	83	1200
30	82	1200

En este caso, para los límites superiores e inferiores los valores escogidos son los siguientes:

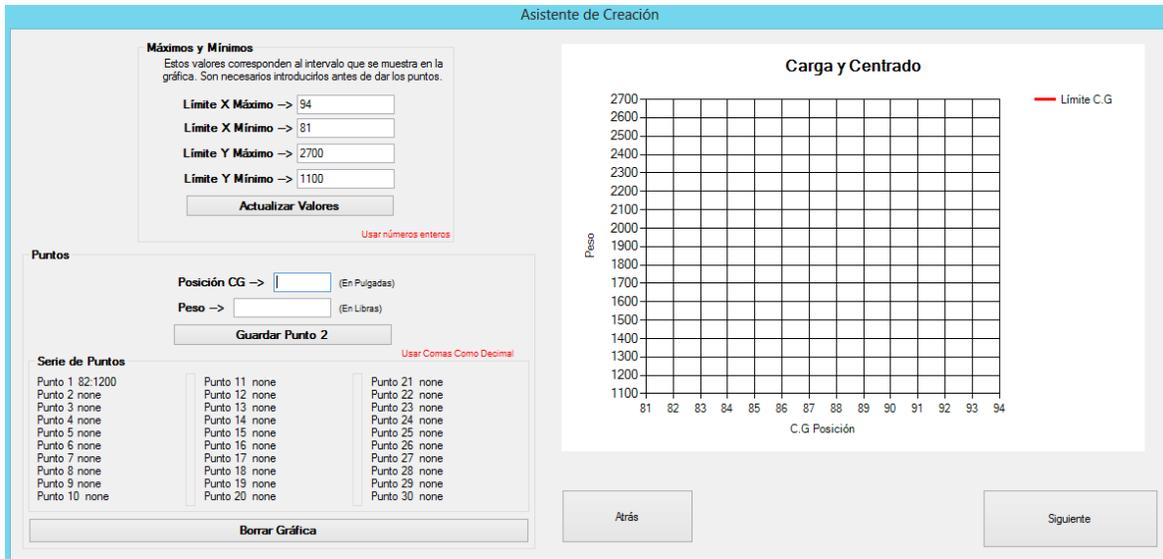
Límite X Máximo	94	Pulgadas
Límite X Mínimo	81	Pulgadas
Límite Y Máximo	2700	Libras
Límite Y Mínimo	1100	Libras

Una vez obtenidos todos los valores podemos comenzar a introducirlos en el programa para la generación de la gráfica de carga y centrado.

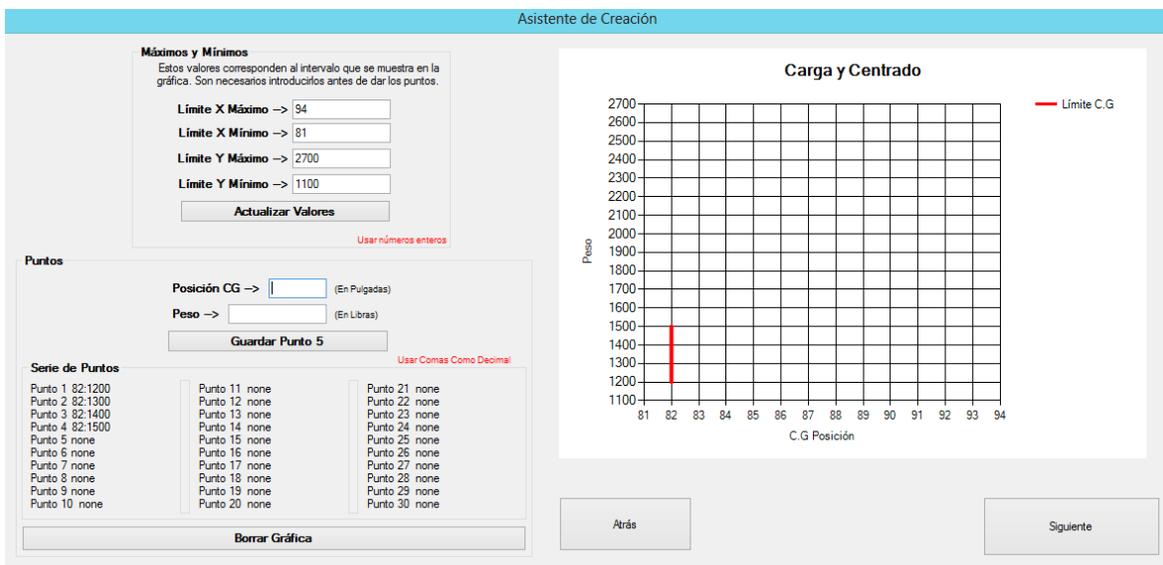
LO PRIMERO → Introducir los límites y dar a actualizar los valores.

Una vez realizado esto podemos comenzar a introducir los valores uno por uno. También podemos observar los puntos que llevamos introducidos y la forma que va tomando la gráfica.

Para guardar el punto introducido es necesario hacer click en el botón de “guardar punto”.



Esta operación la realizaremos de uno en uno hasta tener terminada la gráfica, a continuación se mostrarán algunas imágenes del proceso.



Asistente de Creación

Máximos y Mínimos
Estos valores corresponden al intervalo que se muestra en la gráfica. Son necesarios introducirlos antes de dar los puntos.

Limite X Máximo → 94
Limite X Mínimo → 81
Limite Y Máximo → 2700
Limite Y Mínimo → 1100

Actualizar Valores

Usar números enteros

Carga y Centrado

— Limite C.G

Puntos

Posición CG → (En Pulgadas)
Peso → (En Libras)

Guardar Punto 12

Usar Comas Como Decimal

Serie de Puntos

Punto 1 82:1200	Punto 11 84:2200	Punto 21 none
Punto 2 82:1300	Punto 12 none	Punto 22 none
Punto 3 82:1400	Punto 13 none	Punto 23 none
Punto 4 82:1500	Punto 14 none	Punto 24 none
Punto 5 82:1600	Punto 15 none	Punto 25 none
Punto 6 82:1700	Punto 16 none	Punto 26 none
Punto 7 82:1800	Punto 17 none	Punto 27 none
Punto 8 82:1900	Punto 18 none	Punto 28 none
Punto 9 82:2050	Punto 19 none	Punto 29 none
Punto 10 83:2125	Punto 20 none	Punto 30 none

Borrar Gráfica

Atrás

Siguiente

Asistente de Creación

Máximos y Mínimos
Estos valores corresponden al intervalo que se muestra en la gráfica. Son necesarios introducirlos antes de dar los puntos.

Limite X Máximo → 94
Limite X Mínimo → 81
Limite Y Máximo → 2700
Limite Y Mínimo → 1100

Actualizar Valores

Usar números enteros

Carga y Centrado

— Limite C.G

Puntos

Posición CG → (En Pulgadas)
Peso → (En Libras)

Guardar Punto 19

Usar Comas Como Decimal

Serie de Puntos

Punto 1 82:1200	Punto 11 84:2200	Punto 21 none
Punto 2 82:1300	Punto 12 85:2280	Punto 22 none
Punto 3 82:1400	Punto 13 86.5:2400	Punto 23 none
Punto 4 82:1500	Punto 14 88.5:2550	Punto 24 none
Punto 5 82:1600	Punto 15 90:2550	Punto 25 none
Punto 6 82:1700	Punto 16 91:2550	Punto 26 none
Punto 7 82:1800	Punto 17 92:2550	Punto 27 none
Punto 8 82:1900	Punto 18 93:2550	Punto 28 none
Punto 9 82:2050	Punto 19 none	Punto 29 none
Punto 10 83:2125	Punto 20 none	Punto 30 none

Borrar Gráfica

Atrás

Siguiente

Asistente de Creación

Máximos y Mínimos
Estos valores corresponden al intervalo que se muestra en la gráfica. Son necesarios introducirlos antes de dar los puntos.

Limite X Máximo → 94
Limite X Mínimo → 81
Limite Y Máximo → 2700
Limite Y Mínimo → 1100

Actualizar Valores

Usar números enteros

Carga y Centrado

— Limite C.G

Puntos

Posición CG → (En Pulgadas)
Peso → (En Libras)

Guardar Punto 25

Usar Comas Como Decimal

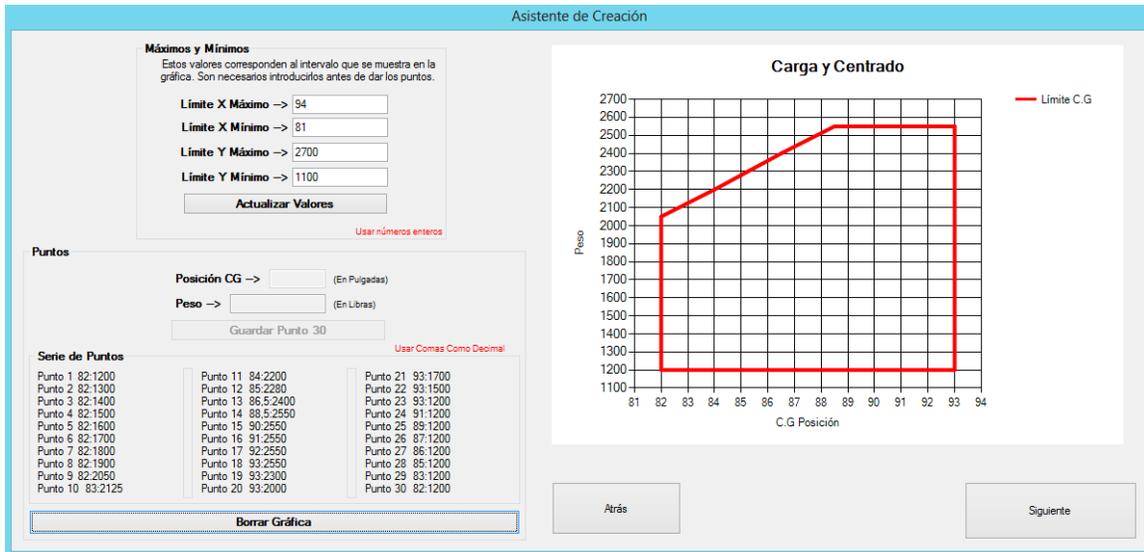
Serie de Puntos

Punto 1 82:1200	Punto 11 84:2200	Punto 21 93:1700
Punto 2 82:1300	Punto 12 85:2280	Punto 22 93:1500
Punto 3 82:1400	Punto 13 86.5:2400	Punto 23 93:1200
Punto 4 82:1500	Punto 14 88.5:2550	Punto 24 91:1200
Punto 5 82:1600	Punto 15 90:2550	Punto 25 none
Punto 6 82:1700	Punto 16 91:2550	Punto 26 none
Punto 7 82:1800	Punto 17 92:2550	Punto 27 none
Punto 8 82:1900	Punto 18 93:2550	Punto 28 none
Punto 9 82:2050	Punto 19 93:2300	Punto 29 none
Punto 10 83:2125	Punto 20 93:2000	Punto 30 none

Borrar Gráfica

Atrás

Siguiente



NOTA: La grafica tiene que empezar y terminar por el mismo punto y definir los puntos en sentido de las agujas del reloj.

Una vez definida toda la gráfica podemos hacer click en siguiente y proceder a guardar el avión. En la imagen inferior podemos ver la siguiente ventana.

Prioridad del Avión
Este valor corresponde al lugar que ocupará el perfil en la selección de aviones. Número de Aviones Almacenados → 2

EC-DKC → PA28
 EC-AKC → PA28 Warrior
 Vacío
 Vacío
 [Desplegable]

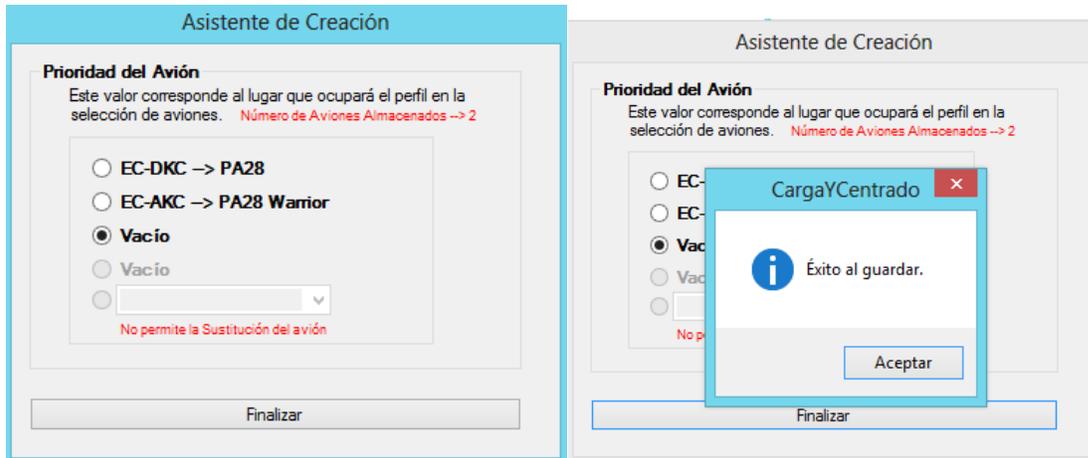
No permite la Sustitución del avión

Botón: Finalizar

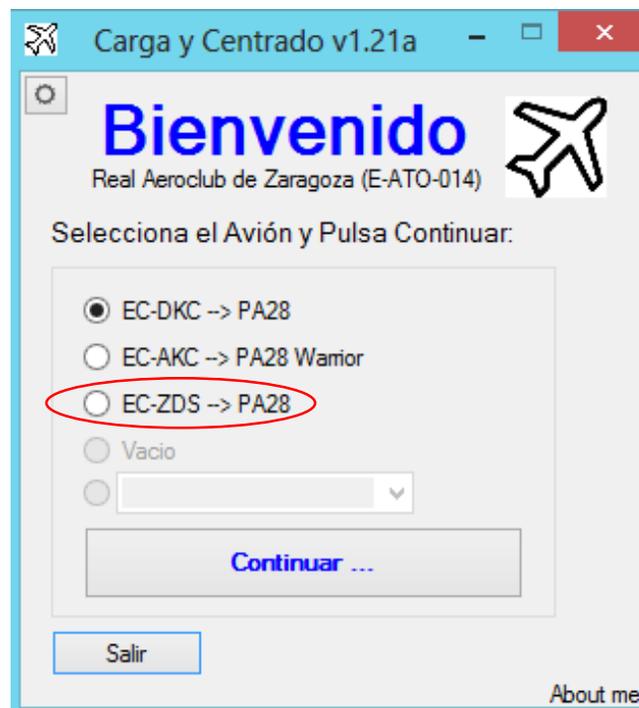
En esta ventana podemos seleccionar dónde se va a guardar el avión que acabamos de crear, ya que podemos sustituir un avión existente o alojarlo en un hueco disponible.

NOTA: El desplegable no permite la sustitución del avión. Todos los aviones almacenados en este lugar se colocaran consecutivamente a la hora de guardar el perfil.

En este caso guardaremos el perfil en un hueco disponible y hacemos click en finalizar.



Aceptamos el mensaje y ya tenemos creado nuestro primer avión. A continuación volveremos a la pantalla de opciones **y para que los cambios sean efectivos es necesario reiniciar** todo el programa, **para eso cerramos las opciones y damos a salir**. Una vez realizado esto, ya podemos volver a ejecutar el programa y veremos que el avión creado ya está disponible para su uso.



4.2 Sistema de Modificación de Aeronaves

Para la modificación de aeronaves ya existentes tenemos que acceder al menú de las opciones con el usuario y contraseña que tengamos o si no introducir la contraseña por defecto, siendo esta la siguiente:

Usuario: admin
Pass: 1234

Para ello nos dirigimos al menú principal y hacemos click en las opciones, después nos dirigimos a la sección de modificación de aeronaves, modificando en el asistente el valor que necesitamos. Esta herramienta permite modificar los parámetros más relevantes del avión a la hora de ser creado.

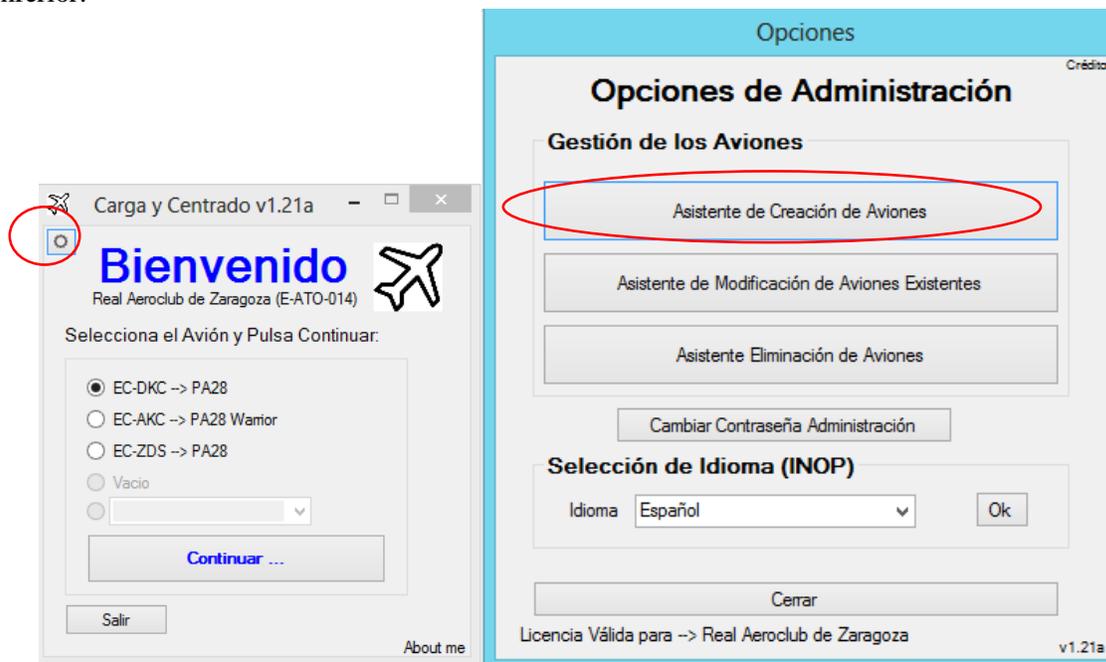
NOTA: Para la modificación de la gráfica, es necesario introducir todos los valores de los 30 puntos disponibles a la hora de ser creada. **NO SE PERMITE MODIFICAR UN ÚNICO valor de esta gráfica. Es necesario introducirla de forma completa.**

4.2.1 Ejemplo de modificación de avión (Matrícula EC-ZDS)

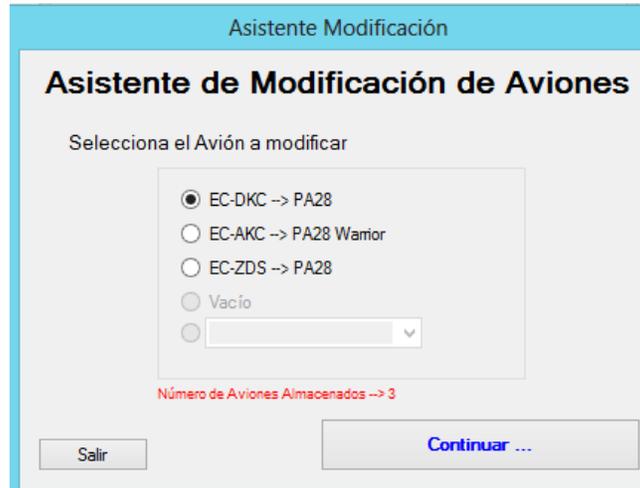
Para este ejemplo modificaremos algunos parámetros del avión creado en la sección anterior, el avión EC-ZDS.

Para ello nos dirigimos al menú principal del menú de opciones, previamente introducida la contraseña que tengamos o la que es por defecto.

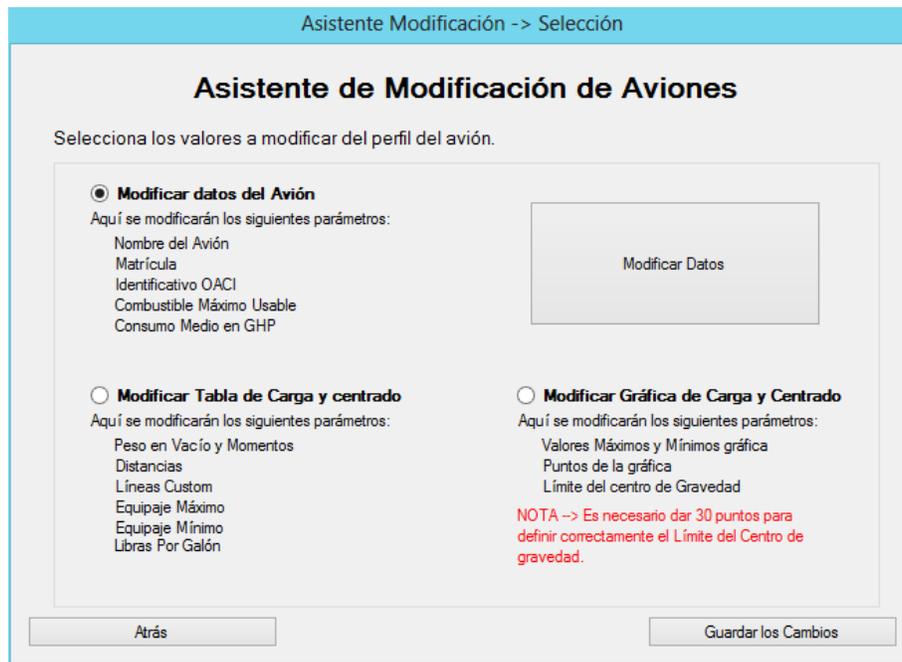
Una vez allí nos dirigimos a la sección de modificación de aeronaves, como podemos ver en la imagen inferior.



Una vez dentro del “Asistente de modificación de aviones Existentes” veremos una ventana similar a la siguiente:

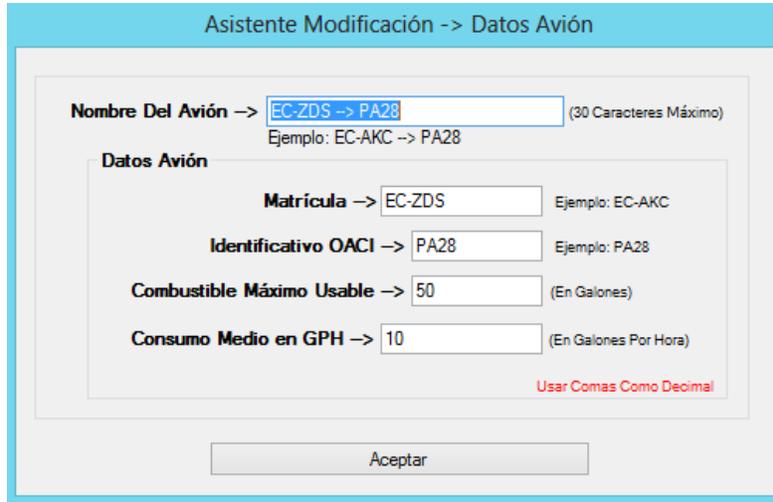


Esta ventana nos permite elegir el avión que queremos modificar, ya que podemos disponer de más de un avión. En este caso queremos modificar el avión EC-ZDS, para ello seleccionamos el avión y hacemos click en continuar.



Una vez en esta ventana podemos seleccionar el tipo de dato que queremos modificar, por ejemplo en este caso vamos a modificar el nombre de Avión, combustible máximo usable y el peso en vacío.

Para modificar el nombre de avión tenemos que seleccionar “datos del avión” y hacer click en “modificar datos”. Con esto obtendremos una pantalla similar a la siguiente:



Asistente Modificación -> Datos Avión

Nombre Del Avión -> (30 Caracteres Máximo)
Ejemplo: EC-AKC -> PA28

Datos Avión

Matrícula -> Ejemplo: EC-AKC

Identificativo OACI -> Ejemplo: PA28

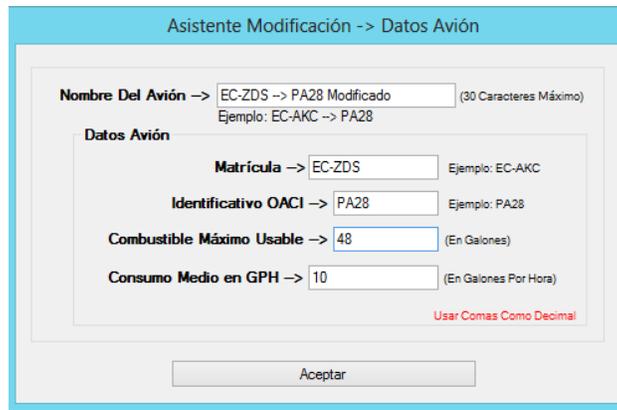
Combustible Máximo Usable -> (En Galones)

Consumo Medio en GPH -> (En Galones Por Hora)

Usar Comas Como Decimal

Aceptar

Como podemos ver en la imagen superior, nos aparecen los datos que introducimos a la hora de crear el avión. Para modificar el nombre de avión y el combustible máximo usable, solo tenemos que cambiar los valores y hacer click en “Aceptar”.



Asistente Modificación -> Datos Avión

Nombre Del Avión -> (30 Caracteres Máximo)
Ejemplo: EC-AKC -> PA28

Datos Avión

Matrícula -> Ejemplo: EC-AKC

Identificativo OACI -> Ejemplo: PA28

Combustible Máximo Usable -> (En Galones)

Consumo Medio en GPH -> (En Galones Por Hora)

Usar Comas Como Decimal

Aceptar

Una vez cambiado los datos nos aparecerá un mensaje de que los datos han sido actualizados. Y volveremos a la pantalla del asistente de modificación.

Asistente Modificación -> Selección

Asistente de Modificación de Aviones

Selecciona los valores a modificar del perfil del avión.

Modificar datos del Avión
Aquí se modificarán los siguientes parámetros:
Nombre del Avión
Matrícula
Identificativo OACI
Combustible Máximo Usable
Consumo Medio en GHP

Modificar Datos

Modificar Tabla de Carga y centrado
Aquí se modificarán los siguientes parámetros:
Peso en Vacío y Momentos
Distancias
Líneas Custom
Equipaje Máximo
Equipaje Mínimo
Libras Por Galón

Modificar Gráfica de Carga y Centrado
Aquí se modificarán los siguientes parámetros:
Valores Máximos y Mínimos gráfica
Puntos de la gráfica
Límite del centro de Gravedad

NOTA -> Es necesario dar 30 puntos para definir correctamente el Límite del Centro de gravedad.

Atrás

Guardar los Cambios

Para realizar la siguiente modificación que hemos puesto de ejemplo, el peso en vacío del avión, tenemos que seleccionar la opción de “Modificar Tabla de Carga y Centrado”, una vez seleccionado hacemos click en “Modificar Datos”.

Nos aparecerá una ventana de similares características, lo podemos ver en la imagen inferior:

Asistente Modificación -> Tabla Avión

Modelo de Tabla de Cálculo

	Weight (Libras)	Datum (Pulgadas)	Moment (Libras*Pulgadas)
Peso en Vacío	1590	87,5	139125
Piloto y Copiloto	None	80,5	None
Pasajeros (Asientos Traseros)	None	118,1	None
Combustible (Max 48 Gal)	None	95,0	None
Equipaje (Max 200 Lb)	None	142,8	None
Peso en Rampa (2558Lbs NORMAL, 2138Lbs Utility)	None	None	None
Combustible Gastado (Puesta en Marcha y Rodaje)	8	95,0	-760
Peso al Despegue (2550Lbs NORMAL, 2130Lbs Utility)	None	None	None

Otros Datos

Equipaje Máximo en LIBRAS ->

Libras por Galón -> Valor Normal -> 6,0 con AVG100LL
Se usará para el cálculo del peso del combustible

Extra

Debido a que llevamos un equipaje mínimo en el avión, como pueden ser los calzos, cuerdas, aceite de reserva, etc.

Equipaje Mínimo -> (En KG)
Si no deseas esta opción escribe cero

Aceptar

En esta sección cambiaremos el peso en vacío del avión a 1600 libras, al igual que tenemos que cambiar el momento que genera el nuevo peso. Para eso lo calculamos de la siguiente forma.

$$\text{Momento} = \text{Fuerza}(\text{Peso}) \cdot \text{Distancia}$$

Para comprobar que el fabricante introdujo bien los datos una forma sencilla es realizar una comprobación.

$$\text{Momento} = 1590 \cdot 87,5$$

$$\text{Momento} = 139125 \text{ [libras} \cdot \text{pulgada]}$$

Para nuestro caso se realizaría de la misma manera pero con los nuevos valores ya que el cálculo anterior sólo era una mera comprobación.

Para nuestro caso, la fuerza es el peso y la distancia el Datum en vacío. Siendo estos valores los siguientes:

$$\text{Momento} = 1600 \cdot 87,5$$

$$\text{Momento} = 140000 \text{ [libras} \cdot \text{pulgada]}$$

Estos datos los podemos introducir en la tabla y modificar los valores necesarios.

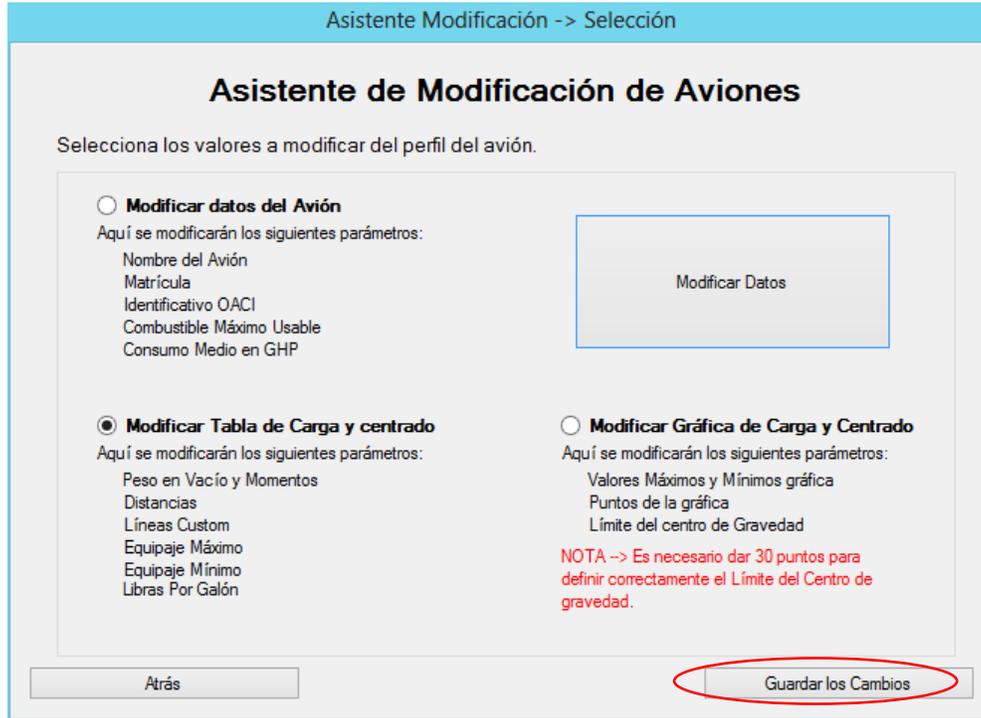
Asistente Modificación -> Tabla Avión

Modelo de Tabla de Cálculo	Weight (Libras)	Datum (Pulgadas)	Moment (Libras*Pulgadas)
Peso en Vacío	1600	87,5	140000
Piloto y Copiloto	None	80,5	None
Pasajeros (Asientos Traseros)	None	118,1	None
Combustible (Max 48 Gal)	None	95,0	None
Equipaje (Max 200 Lb)	None	142,8	None
Peso en Rampa (2558Lbs NORMAL, 2138Lbs Utility)	None	None	None
Combustible Gastado (Puesta en Marcha y Rodaje)	-8	95,0	-760
Peso al Despegue (2558Lbs NORMAL, 2138Lbs Utility)	None	None	None

Otros Datos Equipaje Máximo en LIBRAS -> 200 Libras por Galón -> 6,0 <small>Valor Normal -> 6,0 con AVG100LL</small> <small>Se usará para el cálculo del peso del combustible</small>	Extra <small>Debido a que llevamos un equipaje mínimo en el avión, como pueden ser los calzos, cuerdas, aceite de reserva, etc.</small> Equipaje Mínimo -> 0 <small>(En KG)</small> <small>Si no deseas esta opción escribe cero</small>
--	---

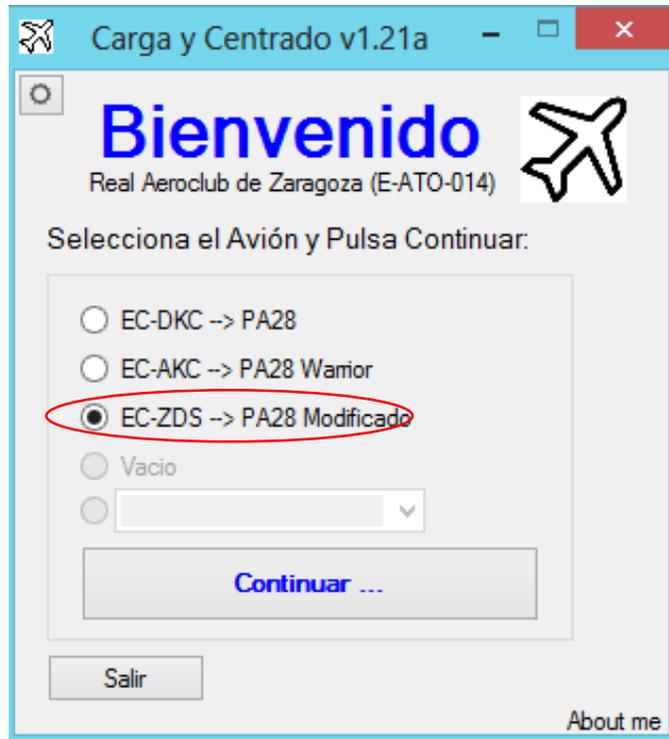
Aceptar

Una vez realizados todos los cambios solo tenemos que hacer click en “Aceptar” y regresaremos a la ventana del asistente de modificación de acciones.



Una vez en esta ventana solo tenemos que hacer click en “Guardar los Cambios”. Obtendremos un mensaje de advertencia, confirmamos y ya tenemos modificados los valores del avión en concreto. Volveremos al menú principal del asistente de modificación de aviones y ya podemos hacer click en salir. En opciones cerramos las opciones y **cerramos todo el programa para que los nuevos valores se carguen** en el sistema.

Una vez reiniciado todo el programa podemos ver que los cambios se han realizado, como podemos ver en la imagen inferior.



Para verificar que se han realizado los cambios vamos a realizar una carga y centrado. Y vamos a verificar que en las tablas se han modificado dichos valores.

Tabla de Cálculo (Despegue)			
	Weight (Libras)	Datum (Pulgadas)	Moment (Libras*Pulgadas)
Peso en Vacío	1600	87,5	140000
Piloto y Copiloto	165,35	80,5	13310,42
Pasajeros (Asientos Traseros)	0,00	118,1	0,00
Combustible (Max 48 Gal)	288,00	95,0	27360,00
Equipaje (Max 200 Lb)	22,05	142,8	3148,20
Peso en Rampa (2558Lbs NORMAL, 2138Lbs Utility)	2075,39	88,57	183818,62
Combustible Gastado (Puesta en Marcha y Rodaje)	-8	95,0	-760
Peso al Despegue (2558Lbs NORMAL, 2138Lbs Utility)	2067,39	88,55	183058,62

Datos actualizados a fecha de: 28/05/2018

Como podemos ver los cambios se han modificado, al igual que la fecha de actualización de los datos, ya que en la fecha pone la fecha a día de hoy (siendo esta fecha cuando fue tomada la imagen día 28/05/2018).

4.3 Sistema de Eliminación de Aeronaves

Para el asistente de eliminación de aeronaves es necesario tener previamente creada dicha aeronave. Para poder eliminarla, ya que solo se pueden eliminar aquellas que ha sido creada o que están por defecto en el programa.

Para acceder al asistente es necesario acceder a la sección de opción de gestión del programa, para esto se necesita el usuario y contraseña definidos o en su defecto la contraseña por defecto, siendo esta la siguiente:

Usuario: admin

Pass: 1234

Para ello nos dirigimos al menú principal y hacemos click en las opciones, después nos dirigimos a la sección de eliminación de aviones, eliminado el avión deseado.

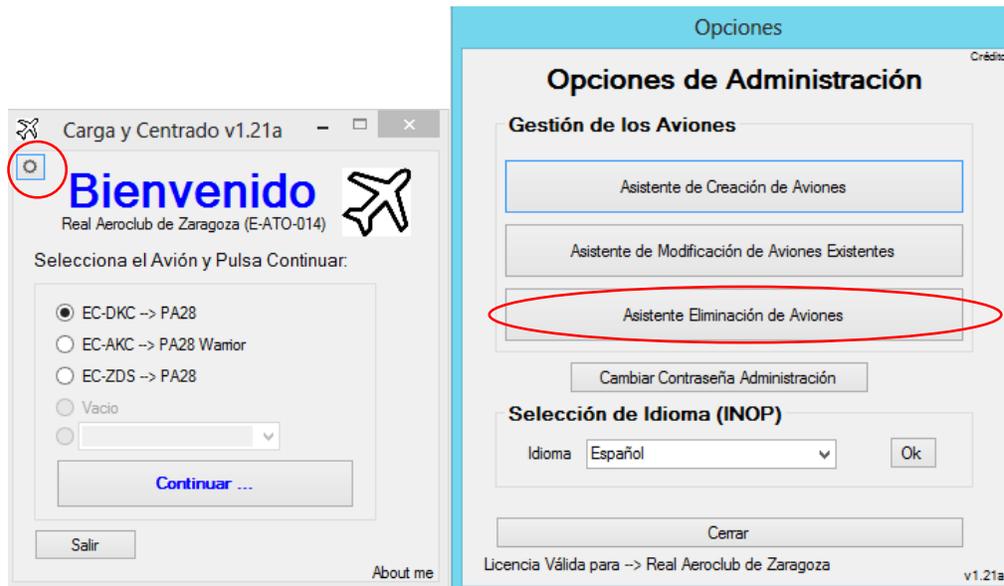
Este asistente permite eliminar todos los aviones disponibles para realizar la carga y centrado. **Dichos aviones jamás serán recuperados.** En el caso de querer recuperarlos se tiene que volver a crear desde el principio.

NOTA: para que los efectos tengan cambios es necesario reiniciar todo el programa para que se carguen los valores en el mismo.

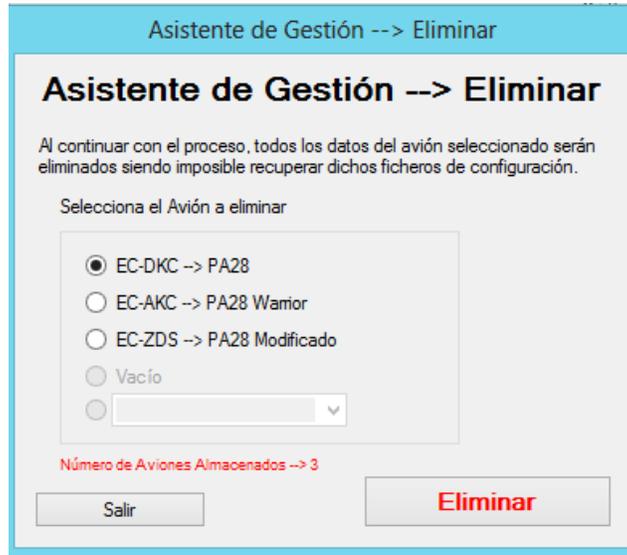
4.3.1 Ejemplo de Eliminación de avión (Matrícula EC-ZDS)

Para este ejemplo eliminaremos el avión creado de matrícula EC-ZDS, el cual fue creado y modificado e distintas secciones de este manual.

Para comenzar nos dirigiremos a la sección de opciones previamente introducido el usuario y contraseña.

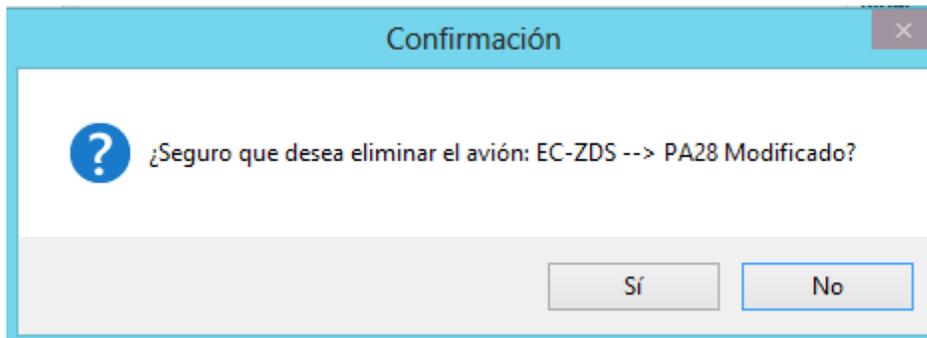


Hacemos click en la sección de “Asistente Eliminación de Aviones” y veremos una ventana similar a esta:

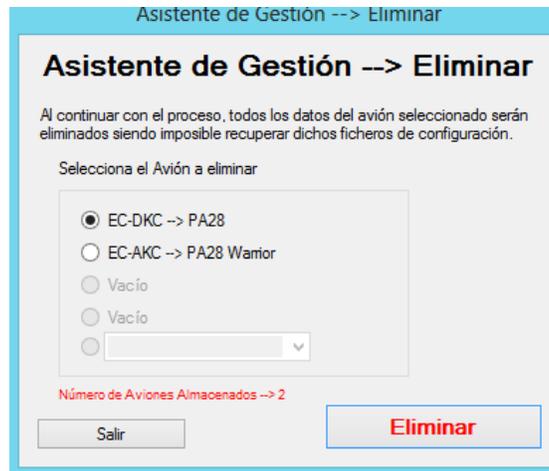


Como podemos ver en esta ventana nos aparecen todos los aviones disponibles para ser borrados, en este caso queremos borrar el avión de matrícula EC-ZDS.

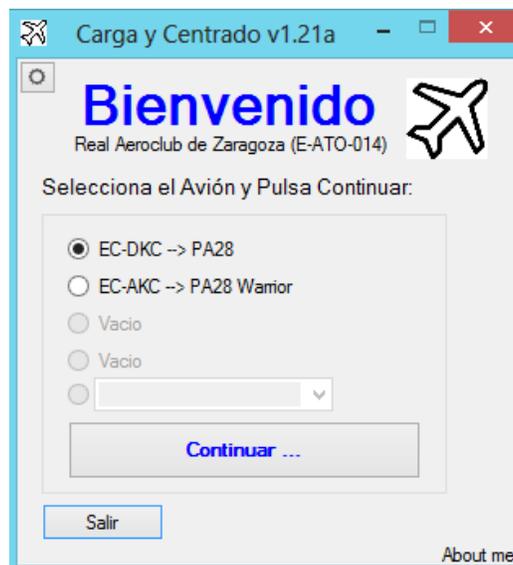
Para esto seleccionamos dicho avión y hacemos click en eliminar. Obtendremos un mensaje de similares características y le decimos que “Sí”.



Nos dará un mensaje de que el avión ha sido borrado con éxito y dicho avión desaparecerá de la lista de aviones disponibles a la hora de ser borrados.



Ahora solo tenemos que salir y **reiniciar todo el programa para que los cambios tengan efectos.**



4.4 Cambio de contraseña

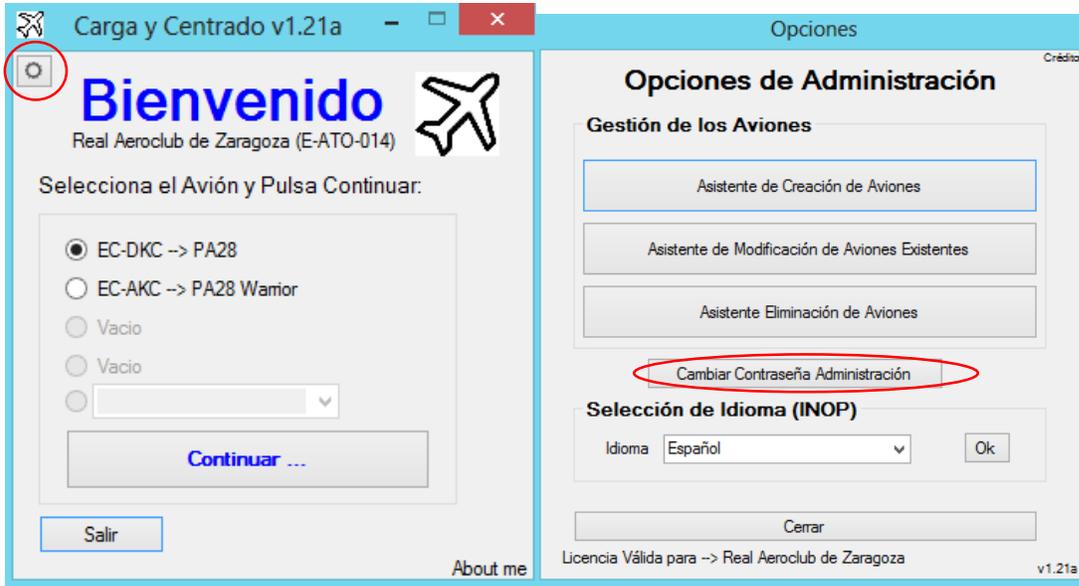
Para realizar el cambio de contraseña solo es necesario dirigirnos a la sección de opciones y a la opción de cambiar contraseña.

Para esto es necesario conocer el usuario y contraseña para acceder al menú de gestión de opción o si no introducir los parámetros por defecto, siendo estos los siguientes:

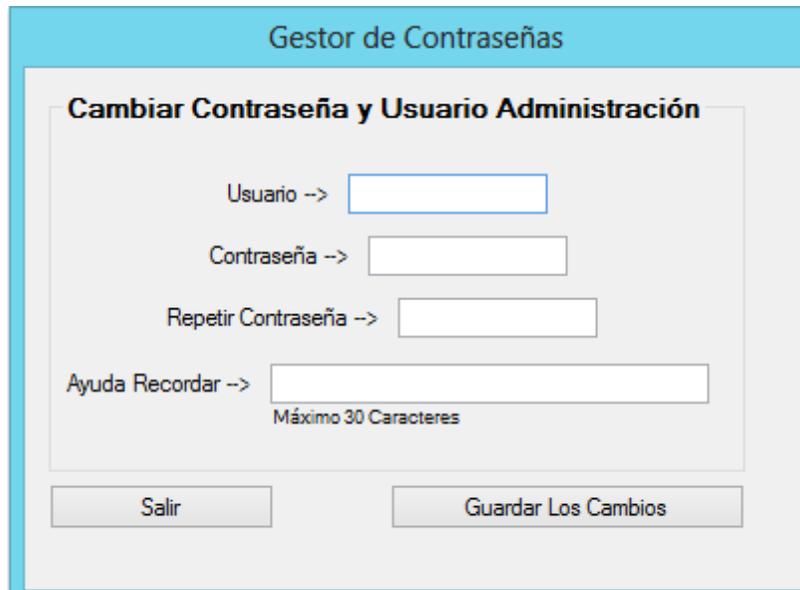
Usuario: admin

Pass: 1234

En las imágenes inferiores podemos los distintos pasos:



En la ventana de “Cambiar Contraseña Administración” podemos ver una ventana similar a la siguiente:



En esta ventana podemos ver los siguientes apartados, los cuales tenemos que rellenar para cambiar la contraseña.

También disponemos de un apartado que nos ayuda a recordar la contraseña en el caso de que sea olvidada. En este apartado como máximo puedes introducir 30 caracteres.

NOTA: Podemos cambiar tanto el usuario como la contraseña, siendo esto totalmente personalizable. **En ningún momento el programa conoce la contraseña. Tampoco se puede volver a parámetros de fábrica, a excepción de la desinstalación completa del programa.**

Para guardar los cambios solo es necesario hacer click en “guardar los cambios”. Aparecerá un mensaje de que los cambios se ha realizado correctamente y una vez realizado esto solo tenemos que cerrar el menú de opciones y **reiniciar todo el programa para que los cambios tengan efectos**.

5. Aspectos a destacar

Los principales aspectos que podemos destacar son que el programa actualmente se encuentra en desarrollo y algunas opciones del mismo no están disponibles, como es el apartado de idioma, ya que el programa no ha sido traducido más que a un solo idioma, el español.

El programa también cuenta con aspectos relevantes sobre el desarrollador alojados en la sección de “About me”, donde podemos acceder haciendo click sobre el texto, donde se cuenta el objetivo y quién desarrollo este software.

Dentro de las opciones del programa, encontramos un texto que pone “Créditos”, haciendo click ahí podemos ver todas las fuentes de las que ha sido tomada la información y están citados los enlaces involucrados, tanto de forma directa como indirecta.

También podemos destacar que a día de hoy este programa no genera ningún beneficio a nivel lucrativo, ya que solo dispone de una licencia de carácter nominativo a la persona o entidad a la que va dirigido dicho programa.

6. Créditos

Aquí citaremos todas las personas que de forma directa o indirecta ha colaborado y se encuentra en el código de dicho programa. En esta imagen podemos ver todas las fuentes usadas, tanto para el código del mismo como por el uso de las imágenes que presentamos en el programa.

 **Créditos** 

Creado y Diseñado por David Fernández Valero
Utilizado Manual de los Aviones mencionados
En Colaboración de:
Real Aeroclub de Zaragoza (E-ATO-014)

Imagen obtenida de:
http://www.flaticon.es/icono-gratis/contomo-de-avion_63360

Licencia Generada por:
<http://passwordsgenerator.net/es/>

Imagen obtenida de:
<http://fgjtyjg.blogspot.com.es/2012/04/rueda-de-engranaje.html> 

Encriptado obtenido de:
<http://www.devjoker.com/contenidos/Visual-Basic-NET/2/Una-clase-sencilla-para-encriptar-cadenas-de-texto.aspx>
<https://support.microsoft.com/es-es/help/301053/how-to-compute-and-compare-hash-values-by-using-visual-basic-net-or-vi>

Imagen obtenida de:
<https://www.flyingmag.com/aircraft/pistons/piper-archer>

Imagen obtenida de:
http://www.aviationconsumer.com/issues/44_12/usedaircraftguide/Cessna-310_6636-1.html



Muchas gracias a todos los implicados por colaborar, de forma directa o indirecta.

David Fernández Valero.

ANEXO VIII

Fichero Profiles.xml

En el siguiente anexo se puede encontrar el fichero completo para el almacenamiento de datos para la aeronave EC-DKC.

```

1 <Profile>
2   <Nombre_Avion_Seleccion>EC-DKC --> PA28</Nombre_Avion_Seleccion>
3   <Tipo_Avion>MONOMOTOR_4P_2T_1E</Tipo_Avion>
4   <Datos_Avion>
5     <Matricula>EC-DKC</Matricula>
6     <IDEN_OACI>PA28</IDEN_OACI>
7     <Consumo_Gal_Hora>8</Consumo_Gal_Hora>
8     <Capacidad_Maxima_Combustible_Galones_Usable>48</Capacidad_Maxima_Combustible_Galones_Usable>
9   </Datos_Avion>
10  <Datos_Tabla_CargaCentrado>
11    <Peso_En_Vacio_Libras>1590</Peso_En_Vacio_Libras>
12    <Distancia_Vacio_Pulgadas>87,5</Distancia_Vacio_Pulgadas>
13    <Momento_Vacio>139125</Momento_Vacio>
14    <Distancia_Piloto_Copiloto>80,5</Distancia_Piloto_Copiloto>
15    <Distancia_Pasajeros>118,1</Distancia_Pasajeros>
16    <Distancia_Combustible>95,0</Distancia_Combustible>
17    <Distancia_Equipaje>142,8</Distancia_Equipaje>
18    <Peso_Rodaje_Gastado>-8</Peso_Rodaje_Gastado>
19    <Momento_Gastado_Rodaje>-760</Momento_Gastado_Rodaje>
20  </Datos_Tabla_CargaCentrado>
21  <Puntos_Grafica_CS>
22    <Valor_Maximo_X>94</Valor_Maximo_X>
23    <Valor_Minimo_X>81</Valor_Minimo_X>
24    <Valor_Maximo_Y>2700</Valor_Maximo_Y>
25    <Valor_Minimo_Y>1100</Valor_Minimo_Y>
26    <Punto1>
27      <X>82</X>
28      <Y>1200</Y>
29    </Punto1>
30    <Punto2>
31      <X>82</X>
32      <Y>1300</Y>
33    </Punto2>
34    <Punto3>
35      <X>82</X>
36      <Y>1400</Y>
37    </Punto3>
38    <Punto4>
39      <X>82</X>
40      <Y>1500</Y>
41    </Punto4>
42    <Punto5>
43      <X>82</X>
44      <Y>1600</Y>
45    </Punto5>
46    <Punto6>
47      <X>82</X>
48      <Y>1700</Y>
49    </Punto6>
50    <Punto7>
51      <X>82</X>
52      <Y>1800</Y>
53    </Punto7>
54    <Punto8>
55      <X>82</X>
56      <Y>1900</Y>
57    </Punto8>
58    <Punto9>
59      <X>82</X>
60      <Y>2050</Y>
61    </Punto9>
62    <Punto10>
63      <X>83</X>
64      <Y>2125</Y>
65    </Punto10>
66    <Punto11>
67      <X>84</X>
68      <Y>2200</Y>
69    </Punto11>
70    <Punto12>
71      <X>85</X>
72      <Y>2280</Y>
73    </Punto12>
74    <Punto13>
  
```

```
75      <X>86,5</X>
76      <Y>2400</Y>
77      </Punto13>
78      <Punto14>
79      <X>88,5</X>
80      <Y>2550</Y>
81      </Punto14>
82      <Punto15>
83      <X>90</X>
84      <Y>2550</Y>
85      </Punto15>
86      <Punto16>
87      <X>91</X>
88      <Y>2550</Y>
89      </Punto16>
90      <Punto17>
91      <X>92</X>
92      <Y>2550</Y>
93      </Punto17>
94      <Punto18>
95      <X>93</X>
96      <Y>2550</Y>
97      </Punto18>
98      <Punto19>
99      <X>93</X>
100     <Y>2300</Y>
101     </Punto19>
102     <Punto20>
103     <X>93</X>
104     <Y>2000</Y>
105     </Punto20>
106     <Punto21>
107     <X>93</X>
108     <Y>1700</Y>
109     </Punto21>
110     <Punto22>
111     <X>93</X>
112     <Y>1500</Y>
113     </Punto22>
114     <Punto23>
115     <X>93</X>
116     <Y>1200</Y>
117     </Punto23>
118     <Punto24>
119     <X>91</X>
120     <Y>1200</Y>
121     </Punto24>
122     <Punto25>
123     <X>89</X>
124     <Y>1200</Y>
125     </Punto25>
126     <Punto26>
127     <X>87</X>
128     <Y>1200</Y>
129     </Punto26>
130     <Punto27>
131     <X>86</X>
132     <Y>1200</Y>
133     </Punto27>
134     <Punto28>
135     <X>85</X>
136     <Y>1200</Y>
137     </Punto28>
138     <Punto29>
139     <X>83</X>
140     <Y>1200</Y>
141     </Punto29>
142     <Punto30>
143     <X>82</X>
144     <Y>1200</Y>
145     </Punto30>
146     </Puntos_Grafica_CG>
147     <Otros_Datos>
148     <Equipaje_Maximo_Libras>200</Equipaje_Maximo_Libras>
149     <Linea_Inferior_Peso_Rampa>(2558Lbs NORMAL, 2138Lbs Utility)</Linea_Inferior_Peso_Rampa>
150     <Linea_Inferior_Peso_Despegue>(2558Lbs NORMAL, 2138Lbs Utility)</Linea_Inferior_Peso_Despegue>
151     <Equipaje_Minimo_Kg>0</Equipaje_Minimo_Kg>
152     <Libras_Por_Galon>6,0</Libras_Por_Galon>
153     <Ultima_Modificacion>28/05/2018</Ultima_Modificacion>
154     </Otros_Datos>
155 </Profile>
156
```