

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA
ESCUELA POLITÈCNICA SUPERIOR DE ALCOY



**UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA**

CAMPUS D'ALCOI

TRABAJO FIN DE GRADO

GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA

**“Estudio técnico-económico de desarrollo y fabricación de un ala
ligera para un avión de aeromodelismo de competición”**

Autor:

D. Raúl Cerdá Gandia

Dirigido por:

Dr. Rafael Antonio Balart Gimeno

Dra. Lourdes Sánchez Nácher

Diciembre 2017

RESUMEN

“Estudio técnico-económico de desarrollo y fabricación de un ala ligera para un avión de aerodelismo de competición”

En este Trabajo de Fin de Grado se realiza un estudio técnico sobre un ala ligera de un avión de aerodelismo en el ámbito de competición, en especial, la categoría F3A. Este deporte está en constante evolución en la tecnología, proporcionando aerodelos con muy bajo peso, pero con grandes satisfacciones, tanto de velocidad como de acrobacia, por esta razón, es necesario realizar un buen estudio de los materiales de aplicación ya que puede marcar la diferencia.

Se realiza una breve introducción sobre la historia del aerodelismo, los tipos de alas, las categorías que hay actualmente... En definitiva, todo referido al mundo aeronáutico sobre esta modalidad. También, se realiza una pequeña introducción de los materiales que se emplean actualmente en este sector.

Posterior a ello, se expone las necesidades que se quieren obtener para definir perfectamente el diseño del ala tanto, seleccionando el perfil alar y la geometría del ala.

Una vez seleccionado el diseño, se procede a realizar una simulación aerodinámica para conocer su comportamiento frente al flujo del aire, posterior a ello, se realiza una comparativa de materiales basándose en los resultados obtenidos mediante diferentes simulaciones para poder seleccionar el material que mejor satisfaga las necesidades planteadas.

Por último, se realiza un estudio económico de la pieza teniendo en cuenta el proceso de fabricación utilizado y el material seleccionado.

SUMMARY

“Technical-economic study of the development and manufacturing of a lightweight model racing airplane wing”

In this end of degree project, a technical study is carried out on a light wing of a model airplane in the field of competition, especially, the category F3A. This sport is constantly evolving in technology, providing models with very low weight, but with great satisfaction, both speed and acrobatics, for this reason, it is necessary to make a good study of the application materials as it can make a difference.

There is a quick introduction about the history of model aircraft, the types of wings, the categories that currently exist... In short, everything mentioned to the aeronautical world on this modality. Besides, a small introduction is made of the materials that are currently used in this sector.

After this, the needs that are required to get to perfectly define the design of the wing are exposed, selecting the wing profile and wing geometry.

Once the design has been selected, an aerodynamic simulation is carried out to determine its behaviour against air flow. Afterwards, a comparison of materials is made based on the results obtained by means of different simulations in order to select the material that best satisfies the requirements.

Finally, an economic study of the piece is carried out taking into account the manufacturing process used and the selected material

RESUM

“Estudi tècnic-econòmic del desenvolupament i fabricació d’un ala lleugera per a un avió d’aerodelisme de competició”

En este Treball de Fi de Grau es realitza un estudi tècnic sobre un ala lleugera d'un avió d'aerodelisme en l'àmbit de competició, en especial, la categoria F3A. Aquest esport està en constant evolució en la tecnologia, proporcionant aerodels amb molt baix pes, però amb grans satisfaccions, tant de velocitat com d'acrobàcia, per aquesta raó, és necessari realitzar un bon estudi dels materials d'aplicació ja que pot marcar la diferència.

Es realitza una breu introducció sobre la història de l'aerodelisme, els tipus d'ales, les categories que hi ha actualment... En definitiva, tot referit al món aeronàutic sobre esta modalitat. També, es realitza una xicoteta introducció dels materials que s'empren actualment en este sector.

Posterior a això, s'exposa les necessitats que es volen obtenir per a definir perfectament el disseny de l'ala tant, seleccionant el perfil ràfec i la geometria de l'ala.

Una vegada seleccionat el disseny, es procedix a realitzar una simulació aerodinàmica per a conèixer el seu comportament enfront del flux de l'aire, posterior a això, es realitza una comparativa de materials basant-se en els resultats obtinguts per mitjà de diferents simulacions per a poder seleccionar el material que millor satisfaga les necessitats plantejades.

Finalment, es realitza un estudi econòmic de la peça tenint en compte el procés de fabricació utilitzat i el material seleccionat.

Tabla de Contenidos

RESUMEN	3
SUMMARY	5
RESUM.....	7
ABREVIATURAS.....	13
LISTADO DE FIGURAS	17
LISTADO DE TABLAS.....	23
I. INTRODUCCIÓN	25
I.1. AEROMODELISMO.	27
I.1.1. Aeromodelo.	27
I.1.2. Historia	28
I.1.3. Modalidades de vuelo.	33
-Vuelo libre.....	33
-Vuelo circular	33
-Vuelo radiocontrol	34
I.1.4. Estructura Aeronáutica.	35
- I.1.4.1. Estructura.....	35
- I.1.4.2. Estructura de un avión.....	36
I.1.4. Tipos de Avión.	38
I.2. Ala.....	39
I.2.1. Perfil Alar	39
I.2.2. Estructura resistente del ala.....	41
I.2.3. Tipos de alas.....	43
I.2.4. Sustentación.	47

I.2.4.1. Bernoulli.....	47
I.2.4.2. Newton.....	49
I.2.5. Fuerzas sobre el ala.....	50
I.2.6. Capa límite.....	52
I.2.7. Parámetros o criterios de diseño.....	53
I.3. Materiales.....	55
I.3.1. Factores de selección de un material.....	55
I.3.2. Materiales aeronáuticos.....	55
I.3.2.1. Madera.....	56
I.3.2.2. Aluminio.....	57
I.3.2.3. Materiales compuestos.....	59
II. OBJETIVOS.....	65
II.1. OBJETIVO GENERAL.....	67
II.2. OBJETIVOS PARTICULARES.....	67
III. DESARROLLO PROYECTO.....	69
III.1. NORMATIVA APICLABLE.....	71
III.2. DISEÑO INICIAL PROTOTIPOS.....	73
III.2.1. Selección de la geometría del ala.....	73
III.2.2. Selección del perfil alar.....	82
III.2.3. Diseño del ala de avión del F3A.....	90
III.3. ESTUDIO Y DEFINICIÓN DE ESTADOS TENSIONALES....	95
III.3.1. Cargas estáticas.....	95
III.3.2. Cálculos de impacto.....	98
III.4. SELECCIÓN DE MATERIALES.....	101
III.5. SIMULACIÓN.....	109

III.5.1. Simulación aerodinámica.	109
III.5.1.1. Ángulo de ataque 0°	112
III.5.1.2. Ángulo de ataque 5°	113
III.5.1.3. Ángulo de ataque 10°	115
III.5.1.4. Ángulo de ataque 15°	116
III.5.2. Análisis estático.	118
III.5.2.1. CF-EP.....	122
III.5.2.2. GF-EP	129
III.5.3. Análisis de impacto.	135
III.5.3.1. CF-EP.....	137
III.5.3.2. GF-EP	140
III.6. DISEÑO FINAL.....	143
III.7. FABRICACIÓN.	147
III.8.1. Moldeo por contacto a mano.	147
III.8.2. VARTM.	149
III.8.3. Selección del proceso.	151
III.8. ESTUDIO ECONÓMICO.....	153

IV. APÉNDICES159

IV.1. REFERENCIAS	161
IV.2. ANEXOS.....	165
IV.2.1. Categorías.....	165
IV.2.2. Coordenadas de perfiles alares.	166
IV.2.3. Coordenadas del perfil alar con la geometría definida.....	176
IV.2.4. Masa de la pieza para cada material.....	177
IV.3. PLANOS ACOTADOS.....	179

ABREVIATURAS

CMCs	Ceramic Matrix Composites
CMCs	Ceramic Matrix Composites
MMCs	Metal Matrix Composites
PMCs	Polymer Matrix Composites
T6	Tratamiento térmico de solución y luego envejecido artificialmente
T3	Tratamiento térmico de solución, trabajado en frío y envejecido naturalmente
T7651	Tratamiento térmico de solución, estirado controlado para aliviar tensiones y luego sobre-envejecido artificialmente para obtener una buena resistencia a la corrosión por exfoliación. El aluminio no recibe ningún enderezamiento adicional tras el estirado.
T851	Solución tratada térmicamente, trabajada en frío y luego envejecida artificialmente
v	velocidad de fluido.
μ	velocidad dinámica del fluido.
ρ	densidad del fluido.
ν	viscosidad cinemática del fluido.
l	longitud de la cuerda.
Cl	Coefficiente de sustentación.
Cd	Coefficiente de arrastre.

PI/PBI	Polimida/Polibencimidazol.
CF-EP	Fibra de Carbono con Epoxy.
GF-EP	Fibra de Vidrio con Epoxy.
CAD	Computer-aided design
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics.
α	Ángulo de ataque
E_p	Energía potencial.
E_c	Energía cinética.
E_m	Energía mecánica.
E	Módulo de elasticidad.
X	Tensión de rotura.
G	Módulo de cortadura.
ν	Coefficiente de Poisson.
S	Tensión de rotura a cortadura.
V	Fracción en volumen de fibras.
-Subíndice	
L	Longitudinal
T	Transversal
L	TLongitudinal-Transversal (xy)
T	TTransversal-Transversal (yz).
T	Tracción

C	Compresión
f	Fibra
m	Matriz
σ_{11}	Tensión principal en la dirección X
σ_{22}	Tensión principal en la dirección Y
σ_{12}	Tensión principal cortante.

En este apartado se pondrán todas las abreviaturas que se utilizan a lo largo de todo el texto del TFG. Se escribirán por orden de aparición.

LISTADO DE FIGURAS

Figura I.1. Paloma voladora de Arquitas de Tarento	28
Figura I.2. Modelo de un helicóptero fabrico por Launoy y Bienvenu en 1784.	29
Figura I.3. Diseño de un avión por Cayley en 1799.....	29
Figura I.4. Diseño de un monoplán por John Stringfellow en 1848	30
Figura I.5. Diseño del helicóptero con motor de vapor y rotores coaxiales por Ponton d'Amécourt.	30
Figura I.6. El "planaforo" diseñado por Alphonse Pénaud en 1871	31
Figura I.7. Ejemplo de un aeromodelo (planeador) para el vuelo libre.....	33
Figura I.8. Ejemplo de un aeromodelo para el vuelo circular	34
Figura I.9. Ejemplo de un aeromodelo para el vuelo de radiocontrol	35
Figura I.10. Partes genéricos de la estructura de un avión.....	37
Figura I.11. Partes genéricas de la estructura de un perfil alar.....	41
Figura I.12. Partes genéricas de la estructura resistente de un ala de avión.....	42
Figura I.13. Ala rectangular	43
Figura I.14. Ala elíptica.....	44
Figura I.15. Ala trapezoidal.	45
Figura I.16. Ala delta.....	46
Figura I.17. Ala flecha	46
Figura I.18. Representación de la fuerza de sustentación en función del aire.....	47
Figura I.19. Representación de la teoría de Newton.	49
Figura I.20. Representación de las fuerzas que se generan en un ala.	50
Figura I.21. Representación de las presiones que se generan en las puntas de las alas.	51
Figura I.22. Representación de la capa límite	52

Figura I.23. Estructura de tipo Sándwich.....	56
Figura I.24. Estructura química de la resina Epoxy.....	61
Figura III.1. Aeromodelo Super Taiji.....	74
Figura III.2. Representación del Programa DevWing 2.....	75
Figura III.3. Croquis del Super Taiji. en el programa SolidWorks.....	76
Figura III.4. Aeromodelo Edge 540 v2.....	77
Figura III.5. Croquis del Edge 540 v2 en el programa SolidWorks.....	77
Figura III.6. Aeromodelo Sequence 1,20 EP/GP ARF.....	78
Figura III.7. Croquis del Sequence 1,20 EP/GP ARF en el programa SolidWorks.....	79
Figura III.8. Aeromodelo Zonda.....	80
Figura III.9. Croquis del Zonda en el programa SolidWorks.....	81
Figura III.10. Perfil de NACA 2408.....	82
Figura III.11. Perfil de NACA 23012.....	83
Figura III.12. Perfil de NACA 1410.....	84
Figura III.13. Perfil de NACA 0018.....	84
Figura III.14. Perfil de NACA 2408.....	84
Figura III.15. Perfil de NACA 4415.....	84
Figura III.16. Perfil de NACA 6409.....	85
Figura III.17. Gráfica de C_l vs α para los tres perfiles NACA.....	87
Figura III.18. Gráfica de C_l/C_d vs α para los tres perfiles NACA.....	88
Figura III.19. Boceto el ala de un F3A.....	90
Figura III.20. Introducción de coordenadas en SolidWorks.....	91
Figura III.21. Creación de plano alternativo en SolidWorks.....	91
Figura III.22. Diseño en el programa SolidWorks.....	92

Figura III.23. Operación de recubrir en el programa SolidWorks.....	92
Figura III.24. Pieza totalmente definida.	93
Figura III.25. Simulación de la presión por efecto del flujo en el extradós en SolidWorks.	96
Figura III.26. Simulación de la presión por efecto del flujo en el intradós en SolidWorks.	97
Figura III.27. Simulación de las fuerzas que se representan en el ala para el ensayo de impacto.	98
Figura III.28. Selección de las unidades para la simulación aerodinámica.	110
Figura III.29. Definición del volumen de control.....	111
Figura III.30. Introducción de los “Goals” para el ensayo.....	111
Figura III.31. Resultados del ensayo a 0° para la velocidad.	112
Figura III.32. Resultados del ensayo a 0° para la presión.	112
Figura III.33. Resultados del ensayo a 5° para la presión.	113
Figura III.34. Resultados del ensayo a 5° para la presión.	114
Figura III.35. Resultados del ensayo a 10° para la presión.	115
Figura III.36. Resultados del ensayo a 10° para la presión.	115
Figura III.37. Resultados del ensayo a 15° para la presión	116
Figura III.38. Resultados del ensayo a 15° para la presión	117
Figura III.39. Exportar los resultados aerodinámicos a la simulación.	118
Figura III.40. Realizar la unión rígida entre componentes.	119
Figura III.41. Seleccionar el material compuesto con sus características.....	120
Figura III.42. Introducir la posición fija de la pieza.....	120
Figura III.43. Introducir las presiones generadas en “Flow Simulation”	121
Figura III.44. Creación del mallado.	121

Figura III.45. Introducción de los trazados.....	122
Figura III.46. Estructura laminar para CF-EP.....	122
Figura III.47. Gráfica polar del laminado de CF-EP.....	123
Figura III.48. Resultados de tensión principal, σ_1 , CF-EP.....	124
Figura III.49. Resultados de tensión principal, σ_2 , CF-EP.....	125
Figura III.50. Resultados de tensión principal, σ_3 , CF-EP.....	125
Figura III.51. Resultados de factor de seguridad, CF-EP.....	126
Figura III.52. Resultados de deformación, CF-EP.....	127
Figura III.53. Resultados de desplazamientos, CF-EP.....	128
Figura III.54. Estructura laminar de GF-EP.....	129
Figura III.55. Gráfica polar del laminado para GF-EP.....	130
Figura III.56. Resultados de tensión principal, σ_1 , GF-EP.....	131
Figura III.57. Resultados de tensión principal, σ_2 , GF-EP.....	131
Figura III.58. Resultados de tensión principal, σ_3 , GF-EP.....	132
Figura III.59. Resultados de factor de seguridad, GF-EP.....	133
Figura III.60. Resultados de deformación, GF-EP.....	134
Figura III.61. Introducción de los parámetros para el ensayo de impacto.....	135
Figura III.62. Resultados de la tensión principal en impacto, σ_1 , CF-EP.....	137
Figura III.63. Resultados de la tensión principal en impacto, σ_2 , CF-EP.....	137
Figura III.64. Resultados de la tensión principal en impacto, σ_3 , CF-EP.....	138
Figura III.65. Resultados de la deformación en impacto, CF-EP.....	139
Figura III.66. Resultados de la tensión principal en impacto, σ_1 , GF-EP.....	140
Figura III.67. Resultados de la tensión principal en impacto, σ_2 , GF-EP.....	141
Figura III.68. Resultados de la tensión principal en impacto, σ_3 , GF-EP.....	141

Figura III.69. Resultados de la deformación en impacto, GF-EP.....	142
Figura III.70. Precio de los materiales.....	145
Figura III.71. Proceso de moldeo por contacto a mano.....	148
Figura III.72. Proceso de infusión de resina a partir de una bolsa de vacío.....	150
Figura III.73. Introducción de los parámetros iniciales para obtención del precio.....	153
Figura III.74. Gráfica que hace referencia al coste por unidad en función del lote.....	155
Figura III.75. Introducción de los parámetros iniciales para obtención del precio.....	156
Figura III.76. Gráfica que hace referencia al coste por unidad en función del lote.....	157

LISTADO DE TABLAS

Tabla I.1. Clasificación de las aleaciones de aluminio.....	58
Tabla I.2. Clasificación de los materiales compuestos.....	60
Tabla I.3. Clasificación de las fibras	62
Tabla III.1. Resumen de los valores extraídos de las gráficas	88
Tabla III.2. Matriz de ponderación.....	89
Tabla III.3. Matriz de ponderación.....	103
Tabla III.4. Propiedades de la Espuma de Poliestireno.....	104
Tabla III.5. Propiedades de la Fibra de Carbono y resina Epoxy	105
Tabla III.6. Propiedades mecánicas de fibra de Carbono con resina Epoxy.	107
Tabla III.7. Propiedades de la fibra de Vidrio con resina Epoxy.	108
Tabla III.8. Propiedades mecánicas de la fibra de Vidrio con resina Epoxy.	108
Tabla III.9. Resumen de los resultados a 0°	113
Tabla III.10. Resumen de los resultados a 5°	114
Tabla III.11. Resumen de los resultados a 10°.....	115
Tabla III.12. Resumen de los resultados a 15°.....	117
Tabla III.13. Teoría de fallo de máxima tensión.	124
Tabla III.14. Comparación de los resultados con el criterio de fallo.	126
Tabla III.15. Comparación de los resultados con el criterio de fallo.	132
Tabla III.16. Comparación de los resultados con el criterio de fallo	138
Tabla III.17. Comparación de los resultados con el criterio de fallo	142
Tabla III.18. Comparativa de coeficiente de seguridad.....	144
Tabla III.19. Comparativa de coeficiente de seguridad.....	144
Tabla III.20. Ventajas e inconvenientes del proceso de contacto a mano.	149

Tabla III.21. Ventajas e inconvenientes del proceso VARTM.	151
Tabla III.22. Coste del primer material.....	155
Tabla III.23. Coste del segundo material.....	157
Tabla III.24. Coste Final.	158

I. INTRODUCCIÓN

INTRODUCCIÓN

I. Introducción

I.1. AEROMODELISMO.

El aeromodelismo es una afición y un deporte muy caro y minoritario, es una disciplina bastante compleja y especializada ya que se precisa de mucho tiempo, dedicación y depende de los continuos avances técnicos; motores, materiales, diseño...

Esta afición comprende el estudio de la aerodinámica, la mecánica, el diseño y proyecto de modelos de aviones y su construcción, mientras que la parte deportiva consiste en hacer volar a los aparatos de distintas formas, según el tipo de aeromodelo.

Los aeromodelos suelen hacerse a escala, bien como réplica o exclusivamente para aeromodelismo e incluso diseños de prueba para futuros aviones reales. También hay varias marcas de modelismo que producen maquetas de aviones comerciales, los que usualmente son estáticos.

Es una especialidad, que tiene un gran abanico de posibilidades de competición como el vuelo real, empezó a considerarse una sección de la aviación deportiva en 1936 por la Federación de Aeronáutica Internacional, con tres modalidades básicas: vuelo libre, circular y vuelo con control de radio. Esta última especialidad es la más cercana al vuelo real ya que tiene las mismas posibilidades de competición. En 1990 se añadió una cuarta modalidad, el modelismo espacial, basado en la construcción de pequeños cohetes y aeronaves espaciales.

I.1.1. Aeromodelo.

Un aeromodelo es un avión a escala reducida. Puede ser un aeroplano, un planeador o un velero de tamaño reducido. Los aeromodelos, debido a su tamaño, no están diseñados para ser tripulados, sino para ser dirigidos desde fuera. Tienen su origen a finales del siglo XIX. En sus inicios, fueron creados para su utilización en experimentos técnico-científico, llegando a alcanzar un gran auge antes de II guerra mundial. En muchos países, estos aparatos sirvieron como medio de preparación para los pilotos, en otras palabras, se utilizaban para fines de educación. Hoy en día solamente se utiliza para fines deportivos.

I. Introducción

La forma de manejar estos aeromodelos se puede realizar de dos maneras, mediante cables, como ocurre en el vuelo circular, o a través de radio control, en el caso de vuelo radiocontrolado. En la modalidad de vuelo libre, no tiene una intervención directa del piloto. Los primeros aeromodelos funcionaban con motores de gomas. Hoy en día se utilizan motores más avanzados, como pueden ser los de explosión o de reacción.

I.1.2. Historia

La historia del Aeromodelismo comienza con la propia historia de la aviación, ya que el hombre, en la mayoría de los casos ha buscado las formas de volar con modelos reducidos, antes que hacerlo él mismo. Por esta razón, se considera que el aeromodelismo comienza con Arquitas de Tarento (s. II a.C.) con su famosa paloma voladora. En el siglo XVI, un herrero alemán construyó y logró que un águila metálica volase unos 500 pasos.

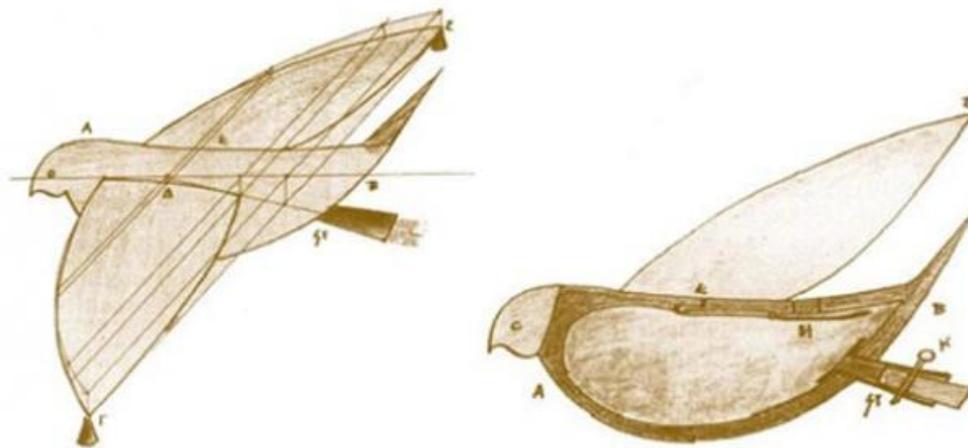


Figura I.1. Paloma voladora de Arquitas de Tarento

A mediados del siglo XVII se experimentaron numerosos modelos que se harían famosos, tales como los de los franceses Launoy, Bienvenu y otros. Por ejemplo: El modelo de helicóptero que fabricaron en 1784

I. Introducción



Figura I.2. Modelo de un helicóptero fabrico por Launoy y Bienvenu en 1784.

En el siglo XIX, sir George Cayley realizó diversos trabajos y artículos publicaos donde se estableció claramente los principios a partir de los cuales, según él, debía concebirse un aparato aéreo. Propuso equiparlo con alas en diedro para asegurar una estabilidad lateral, ideando dispositivos de timones de profundidad y dirección, y para sustentación, preconizó el empleo de superficies cóncavas como preferibles a las superficies planas. A pesar de que demostró mediante cálculos, que la fuerza humana para propulsar tal máquina era muy inferior a la que hasta entonces se creía necesaria, la abandonó como insuficiente y preconizó el empleo de un motor de vapor.

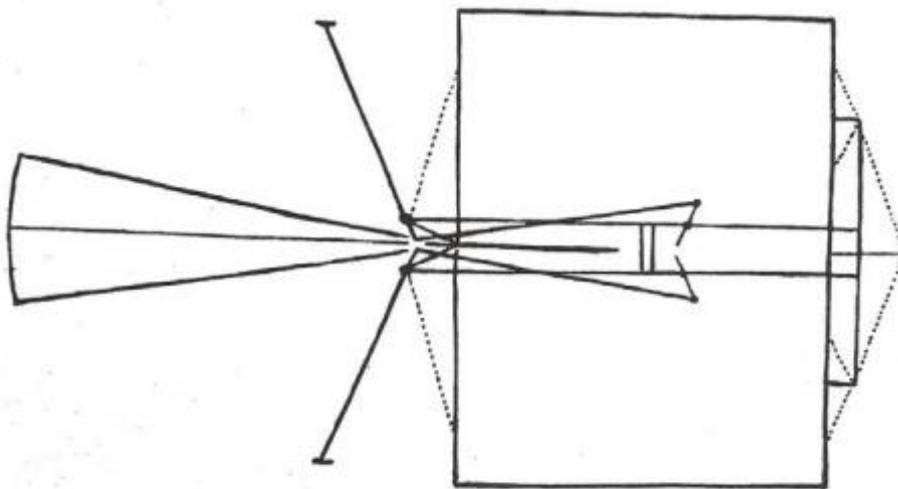


Figura I.3. Diseño de un avión por Cayley en 1799.

I. Introducción

Más tarde, los ingenieros ingleses William Samuel Henson y John Stringfellow construyeron un modelo que fue el primer aparato aeroplano que voló impulsado por la fuerza de un motor. En realidad, no se trató de un vuelo planeado más o menos largo, sino de un vuelo sustentado gracias al motor colocado, era un motor de vapor. Sin embargo, no desarrollaba suficiente potencia para permitir el despegue del conjunto.

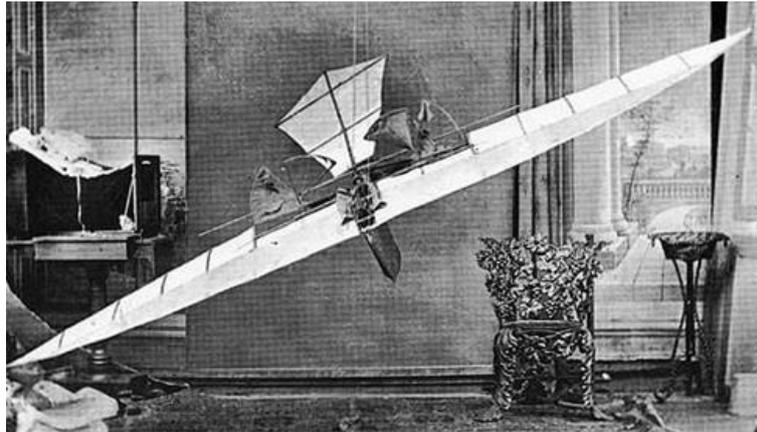


Figura I.4. Diseño de un monoplano por John Stringfellow en 1848

Es importante destacar el italiano Forlanini, que en Milán hizo volar un modelo de 3,5 kg consiguiendo una altura de 13 metros durante 20 segundos, así como el modelo de helicóptero de Ponton d'Amécourt, con un motor de vapor y rotores coaxiales.

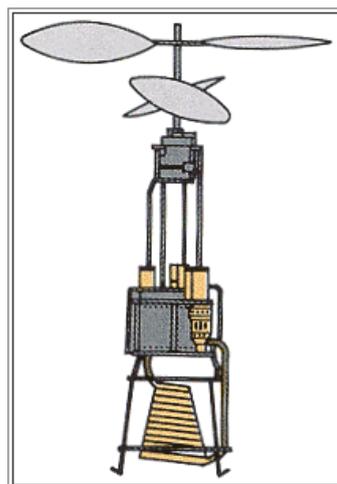


Figura I.5. Diseño del helicóptero con motor de vapor y rotores coaxiales por Ponton d'Amécourt.

I. Introducción

Se considera como iniciador del aerodelismo actual al francés Alphonse Pénaud, y es partir de este momento cuando se separa de la historia de la aeronáutica. En 1871, hizo volar su primer diseño de aerodelismo denominándolo "Planaforo". Este era un monoplano de hélice tractora movida por unas tiras de caucho retorcidas y equipado con una cola estabilizadora. Este primitivo motor, pese a los enormes avances conseguidos con los micromotores, sigue utilizándose.

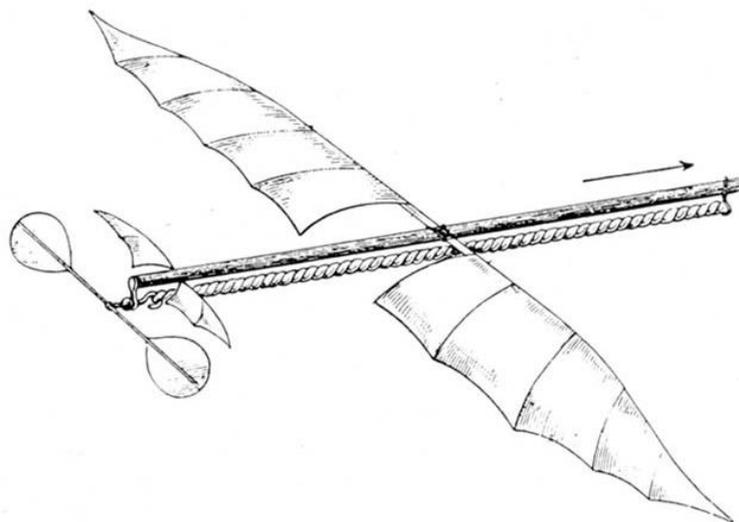


Figura I.6. El "planaforo" diseñado por Alphonse Pénaud en 1871

A finales del siglo XIX experimentaron con modelos otros investigadores; fueron Tatin (1.879), iniciador de los motores de aire comprimido, que serían muy utilizados años más tarde; Hargrave (1.885) que en Australia voló un modelo de alas batientes, iniciador de los ornitópteros posteriormente utilizados en Aerodelismo. También destacan: Dandrieux, Langley y, sobre todo a Otto Lilienthal, ya que "el padre del vuelo a vela" también hizo sus primeros experimentos con aerodelos.

En España el iniciador del aerodelismo fue Fernández Palacios sobre el año 1910 experimentaba con aerodelos el vuelo planeado, en aquella época la única forma de hacer una ala rígida y ligera era tipo biplano con riostras.

En los primeros años del siglo XIX se buscó de forma desesperada la solución para motorizar los modelos, y así poder sustituir el motor de gomas, que era el más

I. Introducción

utilizado. El primer paso lo dio Tatin, inventor del motor de aire comprimido en el cual eran muy baratos, pero que requerían dar presión a los enormes depósitos, de los que escapaba a unos cilindros y movía la hélice. El motor de CO₂ (anhídrido carbónico) le sucedió. Y fue a partir de este momento, cuando los continuos avances técnicos dieron lugar a la aparición de diversos motores; motores de bujía incandescente, a los de Diesel y, finalmente, a los de reacción, aparecidos estos últimos tras finalizar la II Guerra Mundial.

Es importante comentar que el radio control comenzó a incorporarse, de manera progresiva, a raíz de la aparición de los transistores, de la utilización de las microondas y de la frecuencia modulada. A partir de la década de los 50, los aparatos de radio redujeron su peso y su tamaño, a partir de disponer de material con muy poca densidad (plástico), con ello se realizó una revolución en los sistemas de radiocontrol por la miniaturización de los equipos ya que cada vez eran más perfecto y económicos, facilitando su incorporación a los aeromodelos. También la aparición del vuelo circular, que se debe originalmente a Victor Stanzel, hizo que, a partir de 1940, se comercializaran este tipo de modelos. Estos mecanismos permitieron que se tuviese un dominio total sobre el aparato del vuelo y fueron decisivos para la expansión y popularización de este deporte.

A partir de este momento ha sido constante la evolución de estos equipos, pudiéndose obtener aeromodelos con buenas especificaciones técnicas con tamaño y peso bastante reducido.

I. Introducción

I.1.3. Modalidades de vuelo.

Es importante comentar que el aerodelismo se distingue por tres tipos de vuelo;

-Vuelo libre; el aerodelo vuela sin intervención directa del piloto, es decir, no tienen ningún tipo de control, se lanzan a mano, y en algunos aerodelos tienen motor de gomas o de explosión.

Las clases de aviones que se utiliza en esta modalidad son: veleros o planeadores simples, modelos de resorte y aparatos con motor.



Figura I.7. Ejemplo de un aerodelo (planeador) para el vuelo libre.

-Vuelo circular; el aerodelo es controlado por el piloto situándose en la mitad de la pista y dirigiéndolo mediante dos cables. Uno de retención, que va sujeto al extremo de un ala, y el otro de mando, que va unido al timón de profundidad. Otra función del último cable es la de dirigir el despegue, el vuelo y el aterrizaje. El modelo vuela alrededor del mismo impulsado por un motor, suele ser de explosión y se practica en pistas de 35 a 45 m de diámetro. En los lugares cerrados se usan micromodelos por su extrema ligereza. Los aparatos pueden llegar alcanzar velocidades de 150 a 200 Km/h.

I. Introducción



Figura I.8. Ejemplo de un aeromodelo para el vuelo circular

-Vuelo radiocontrol; el modelo vuela controlado por el piloto mediante ondas de radio generadas por un transmisor y captadas por un receptor instalado en el avión. Esta modalidad es la que más en auge está, de hecho, se puede encontrar todo tipo de modelos controlados. Los avances que se están obteniendo en la actualidad permite obtener una realidad virtual, en otras palabras, el piloto tiene una visión de la aeronave en primera persona, a partir de unas lentes espaciales puede controlar la aeronave como si estuviera en la cabina.

I. Introducción



Figura I.9. Ejemplo de un aeromodelo para el vuelo de radiocontrol

I.1.4. Estructura Aeronáutica.

- I.1.4.1. Estructura

La estructura es la distribución de las partes de un cuerpo, aunque también puede usarse en sentido abstracto. El concepto, que procede del latín *structura*, hace mención a la disposición y el orden de las partes dentro de un todo (hace referencia a algo que se toma o se comprende enteramente)

A partir de esta definición, la noción de estructura tiene bastantes aplicaciones. Puede tratarse de la distribución y el orden de las partes principales de un edificio o de una casa, así como también de la armadura o base que sirve de sustento a la construcción

I. Introducción

- I.1.4.2. Estructura de un avión

Las principales componentes que forman la estructura de un avión son los siguientes: fuselaje, montaje del motor, las alas, estabilizadores, control y aviónica, tren de aterrizaje, sistemas y equipos que dirigen el avión

-Fuselaje

Fuselaje es el principal componente de la estructura del avión, cuya función es dar cabida a la tripulación, pasajeros y a la carga. Además, de servir de soporte principal al resto de componentes.

El diseño de éste debe proporcionar un buen rendimiento al objetivo que se destine el avión. Los fuselajes que ofrecen menor resistencia aerodinámica son los de sección circular, elíptica u oval y de forma alargada y ahusada

-Alas

Son el elemento primordial de cualquier aeroplano. En ellas es donde se originan las fuerzas que hacen posible el vuelo. En su diseño se tienen en cuenta bastantes aspectos: peso máximo a soportar, resistencias generadas, comportamiento a la pérdida... Es decir, todos aquellos factores que proporcionen un rendimiento óptimo para relacionar una buena velocidad, con un mayor alcance y menor consumo de combustible.

-Superficies de mando y control

Son superficies móviles situadas en las alas y en los empenajes de cola, en el cual, responde a los movimientos de los mandos existentes en la cabina (tripulado) o de forma externa al avión (no tripulado) provocan el movimiento del avión sobre cualquiera de sus ejes (transversal, longitudinal y vertical). Es importante comentar la utilización en algunas ocasiones de otras superficies para proporcionar una mejora adicional relacionada con la sustentación (flaps, slats, aerofrenos...)

I. Introducción

-Sistema estabilizador

Su misión es contribuir a la estabilidad del avión sobre su eje vertical y horizontal, por ello está compuesto de forma general por un estabilizador vertical y otro horizontal.

-Tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje es una componente donde se apoya la aeronave que puede ser utilizada en diferentes medios tierra o agua. Puede incorporar amortiguador puntual, por lo general hidráulicos.

-Grupo motorpropulsor

Es el encargado de proporcionar la potencia necesaria para contrarrestar las resistencias del aparato, tanto en vuelo como en tierra. Ya que se encarga de impulsar a las alas y que estas produzcan sustentación. También aporta aceleración necesaria en cualquiera momento.

Este grupo puede estar constituido por uno o más motores; motores que pueden ser de pistón, de reacción, turbopropulsores, etc. Dentro de este grupo se incluyen las hélices, que pueden tener distintos tamaños, formas y número de palas.

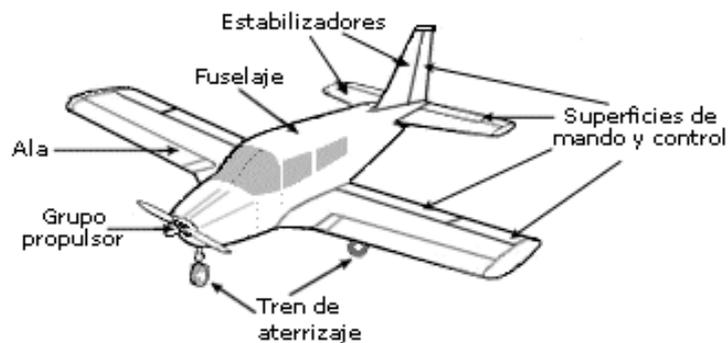


Figura I.10. Partes genéricas de la estructura de un avión

I. Introducción

I.1.4. Tipos de Avión.

En el aeromodelismo es un mundo muy vasto en el que existen opciones de todo tipo, para todos los gustos y presupuestos, es por ello, que existen dos clasificaciones posibles, cada una de ellas con cinco modalidades diferentes.

El primer tipo de vuelo son los aviones entrenadores, en el cual tienen características como alas anchas y en V, que dan una gran capacidad de planeo y movilidad. Son ideales para iniciarse en el aeromodelismo, pero no se pueden realizar muchas acrobacias o volar a grandes velocidades ya que su diseño no podría aguantar grandes cargas a partir del viento.

A continuación, encontramos los de segundo nivel, también tienen sus limitaciones y son para entrenamiento, poseen mejoras en el borde de ataque del ala otorgándole mayor capacidad de maniobra y velocidad.

Los acrobáticos son aeronaves que tienen adaptaciones que permiten volar a gran velocidad y realizar todo tipo de maniobras, las cuales se realizan rápidamente al recibir instrucciones desde el radiocontrol. Su maniobrabilidad a bajas velocidades es compleja por esa razón solamente los pilotos expertos pueden sacarles el máximo provecho.

El Fun Fly es una categoría derivada de la anterior, caracterizada por modelos muchos más livianos y tener más capacidad de realizar maniobras más complejas.

Por último, la categoría más exigente para los aficionados son las maquetas, ya que el objetivo es realizar modelos a escala de aeronaves de tamaño natural. Las maquetas suelen ser muy costosas, por lo que se han desarrollado semimaquetas más accesibles.

Las distintas categorías en que se subdivide el aeromodelismo vienen determinadas por la federación aeronáutica internacional y vienen definidas por una letra que en aeromodelismo siempre es la F seguida por un número y otra letra para determinar las distintas especialidades dentro de esa categoría. Este listado de las 5 categorías está en IV.2.1

I. Introducción

Este proyecto se centrará especialmente en alas para aviones acrobáticos (F3A), por su “complejidad” del estudio aerodinámico.

I.2. Ala.

El ala es una superficie aerodinámica siendo la pieza principal para la sustentación del avión, provocado por la curvatura de la parte superior del ala (extradós) que hace que el aire que fluye por encima de ella se acelere provocando una disminución de presión y así crear un efecto de succión, mientras que el aire que circula por debajo del ala (intradós, normalmente la curvatura es menor e incluso en algunos casos es plana) mantiene la misma velocidad y presión del aire relativo, pero al mismo tiempo aumenta la sustentación ya que cuando este golpea la parte inferior del ala la impulsa hacia arriba manteniendo sustentado en el aire al avión y contrarrestando la acción de la gravedad. Teniendo en cuenta los grandes esfuerzos que puede sufrir la estructura del ala, es necesario tener una estructura muy resistente para poder contrarrestar estos esfuerzos, es por ello que está formada por un perfil alar (geometría del ala) y la estructura resistente del ala

I.2.1. Perfil Alar

Un perfil aerodinámico o perfil alar, es la forma del área transversal de un elemento, que al desplazarse a través del aire es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones que genera sustentación. Según el propósito que se persiga en el diseño los perfiles pueden ser más finos o gruesos, curvos o poligonales, simétricos o no, e incluso puede variar a lo largo del ala. Para entender perfectamente como funciona el perfil, se va a analizar las diferentes partes que tiene:

-Borde de ataque; es la parte delantera del perfil, se denomina de esta forma porque es la primera parte que toma contacto con la corriente del aire, provocando una bifurcación al intradós y el extradós. Esta área soporta las presiones aerodinámicas más altas.

I. Introducción

-Borde de salida; se denomina también borde de fuga, ya que corresponde al punto donde las corrientes se vuelven a unir, provenientes del intradós y extradós, y abandonan el perfil.

-Intradós; es la parte interior de la estructura

-Extradós; hace referencia a la parte exterior de la estructura.

-Región de curvatura máxima; área de un perfil de superficies comprendida entre la abscisa (eje X) del punto de inicio del borde de ataque y la abscisa de la curvatura máxima.

-Región de espesor máxima; Área de un perfil de superficies comprendida entre la abscisa del punto de inicio del borde de ataque y la abscisa del espesor máximo.

-Radio del borde de ataque; define la forma del borde de ataque y es un valor que influye de forma directa en la pérdida. Geométricamente corresponde al radio de un círculo que se traza de la siguiente forma: debe ser tangente tanto al intradós como al extradós y su centro debe estar ubicado en una tangente al origen de la línea de curvatura media.

La longitud de este radio se mide en % del valor de la cuerda, oscilando entre valores: muy pequeños (próximos a 0), donde se genera un borde ataque bastante afilado. Este porcentaje es ideal para un vuelo supersónico y alrededor de 2% de la cuerda genera un borde de ataque más achatado.

-Cuerda, corresponda a la línea recta que une el borde de ataque con el de salida.

-Línea de curvatura media, es una línea equidistante entre el extradós y el intradós, definiendo la curvatura del perfil puede ser de la siguiente forma:

Si esta línea cae por encima de la cuerda se dice que posee curvatura positiva

Si cae por debajo de la cuerda, posee una curvatura negativa

Si cae por encima y por debajo de la cuerda, se dice que el perfil posee una doble curvatura.

I. Introducción

-**Curvatura máxima:** hace referencia a la distancia máxima

-**Envergadura:** distancia entre los dos extremos de las alas.

-**Ordenada máxima de línea de curvatura media:** es la máxima distancia que hay entre la cuerda del perfil y la línea de curvatura media.

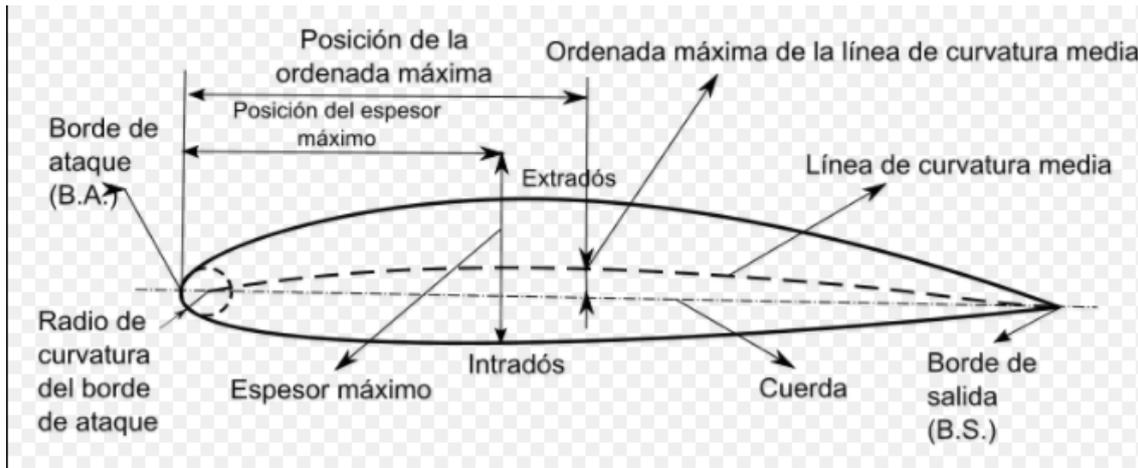


Figura I.11. Partes genéricas de la estructura de un perfil alar

I.2.2. Estructura resistente del ala.

Durante el vuelo, se aplican cargas de aire que actúan directamente sobre la capa exterior (piel). Estas cargas de aire se transfieren de la piel a las costillas y de las costillas a los largueros.

Es por ello que la estructura interna consta generalmente de larguero, costillas, revestimiento y larguerillos.

-Larguero

El larguero es la estructura principal que recorre el la longitudinalmente desde la unión con el fuselaje hasta la punta del ala. Se encarga de soportar principales cargas del ala en vuelo y tierra.

La misión del larguero es dar resistencia a la flexión al ala

I. Introducción

-Costillas

Son estructuras que dan resistencia a la torsión al ala y la forma aerodinámica de la misma. Se encuentran intercaladas de forma perpendicular a los largueros. Suelen estar vaciadas para eliminar material no necesario y aligerar el peso.

-Larguerillos

Son pequeñas vigas que se sitúan entre las costillas para evitar el pandeo local del revestimiento

-Revestimiento

Es la parte externa del ala, cuya misión es resistir esfuerzos cortares, es la piel del ala.

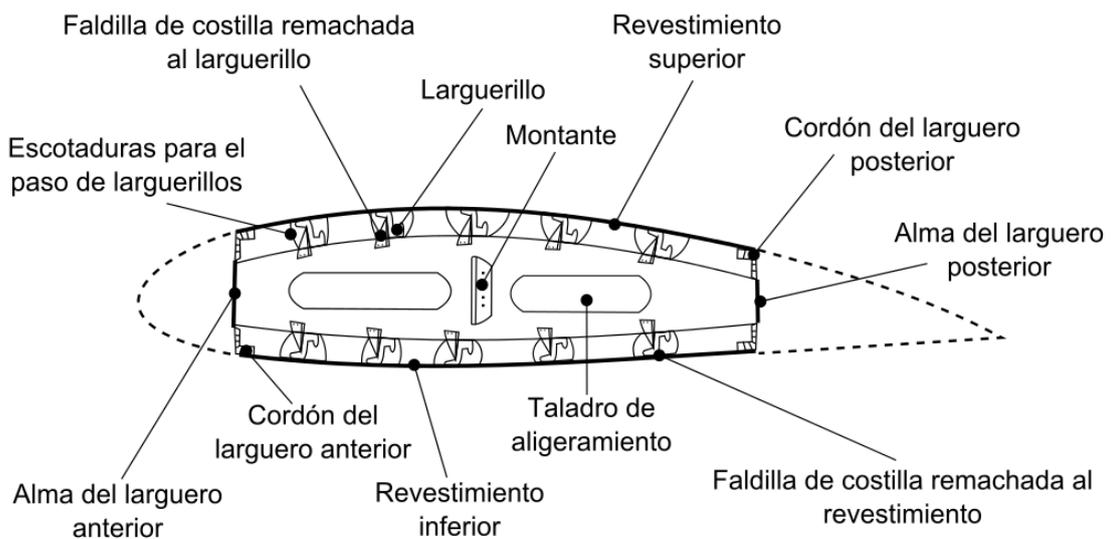


Figura I.12. Partes genéricas de la estructura resistente de un ala de avión

I. Introducción

I.2.3. Tipos de alas.

Hay un gran listado de tipos de alas, pero los que más se suelen emplear son los siguientes:

-Alas rectangulares; son típicas en aviones pequeños, porque proporcionan muy buena sustentación a bajas velocidades, esto proviene porque la cuerda del ala va a ser siempre la misma ya que es rectangular. Otra ventaja es su gran sencillez de fabricación y economía. Su principal inconveniente es que en la punta del ala tiene que resistir una elevada carga aerodinámica, es por ello, que en muchas ocasiones se introduce una punta de ala cóncava para aumentar la envergadura sin aumentar la superficie geométrica y ayudan a reducir la resistencia.

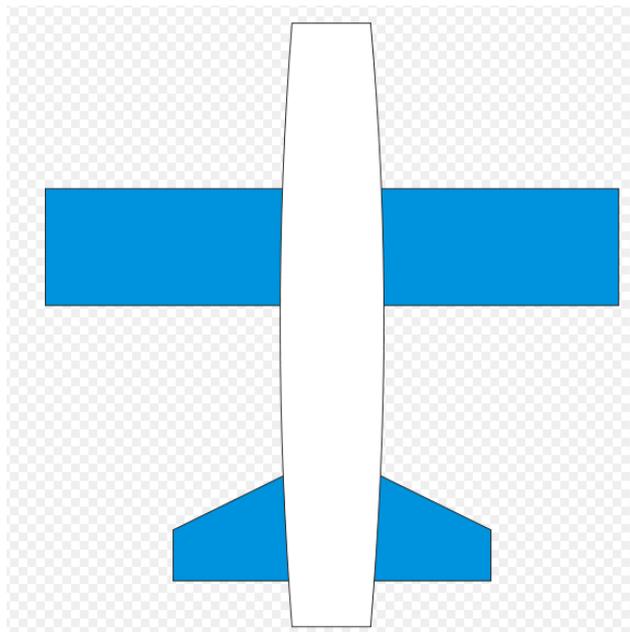


Figura I.13. Ala rectangular

I. Introducción

-**Alas elípticas;** Se caracterizan por ser redondeadas y muy ranuradas, permitiendo mucha maniobrabilidad y muy buena sustentación a bajas velocidades. En estas alas, se consigue que sea uniforme para que todas las secciones trabajen de la misma forma. Esta ala tiene la ventaja de soportar una menor resistencia aerodinámica, pero tiene una gran dificultad de fabricación, ya que este tipo exige emplear materiales altamente sofisticados.

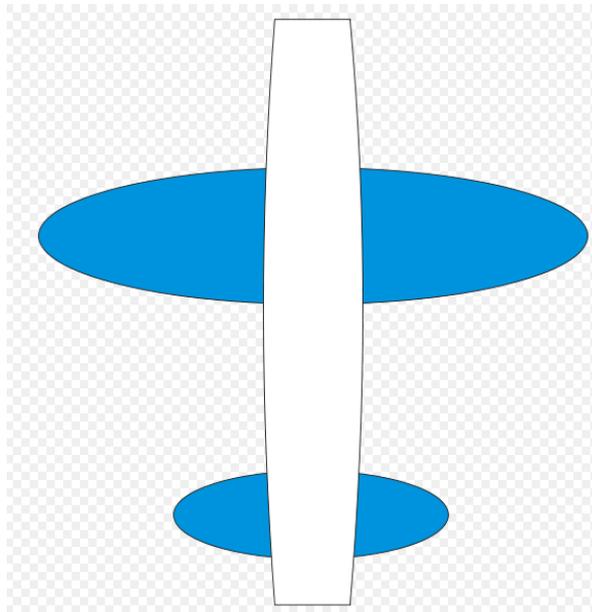


Figura I.14. Ala elíptica.

-**Ala trapezoidal;** se emplean en mayor medida en aviones pequeños y aviones acrobáticos. Esta configuración permite que el ala tenga que soportar una resistencia aerodinámica menor. Otra vez ventaja, es la menor cantidad de estructura en las puntas, es por ello, que su peso estructural es mucho menor en comparación con el ala recta. Una de las grandes desventajas es mal comportamiento que tiene de sustentación durante la pérdida.

I. Introducción

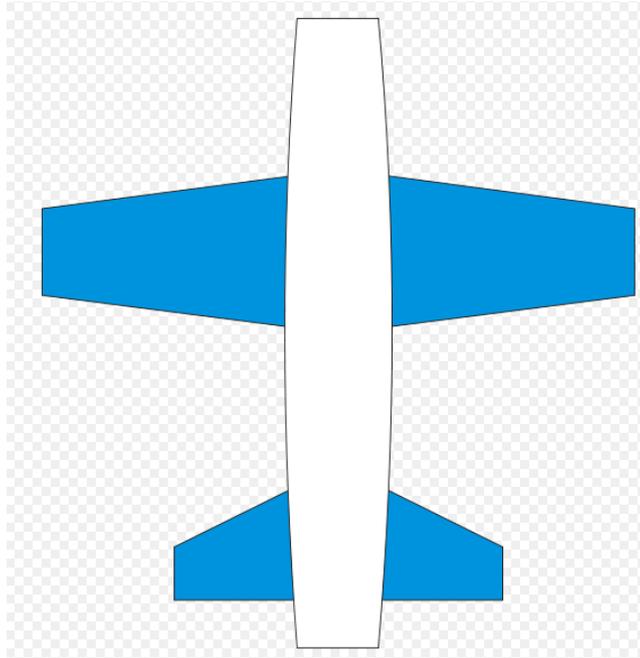


Figura I.15. Ala trapezoidal.

-**Ala delta o triangular;** estas alas son muy utilizadas en aviones de combate o aviones con configuración Canard. Este tipo de ala es muy importante en aviones que vuelan en forma supersónica. Una de sus grandes ventajas, es que al tener mucha flecha y poco alargamiento provoca una reducción bastante importante sobre la resistencia aerodinámica, especialmente, cuando el ángulo de vértice del ala se diseña para que las ondas de choque producidas por el vuelo supersónico caigan dentro de ella, permitiendo reducir aún más la resistencia y aumentar la maniobrabilidad. Una desventaja es que normalmente se tienen que emplear sistemas de flaps y aletas complicados para obtener una buena sustentación a bajas velocidades.

I. Introducción

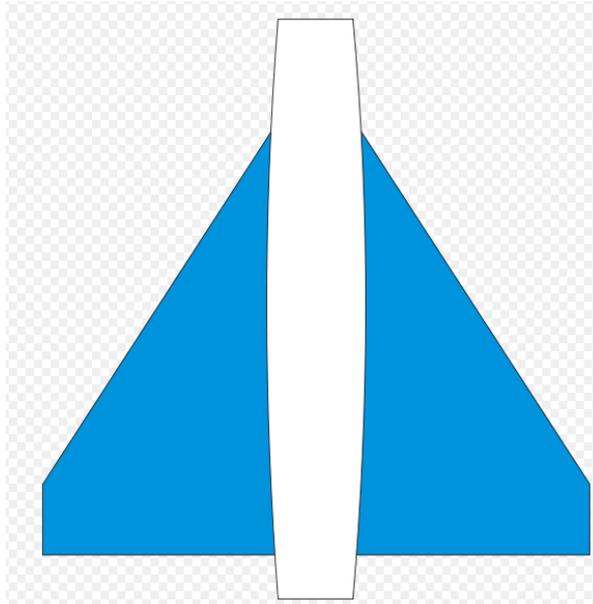


Figura I.16. Ala delta.

-**Ala flecha;** El ala en flecha es una configuración alar común en los aviones de alta velocidad. La forma más común de ala en flecha es con los extremos de éstas dirigidos atrás, en vez de formar un ángulo recto con el fuselaje, sin embargo, la configuración opuesta (con los extremos de las alas dirigidos adelante) también se utiliza en algunos aviones, de hecho, permite un mejor control a bajas velocidades.

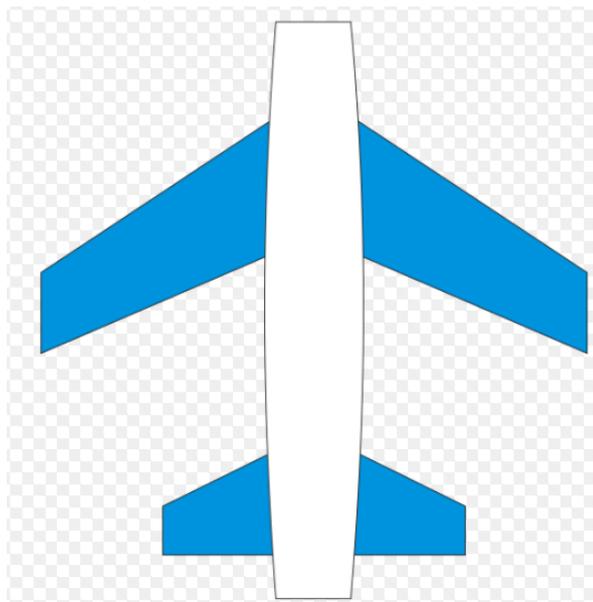


Figura I.17. Ala flecha

I. Introducción

I.2.4. Sustentación.

El teorema de Bernoulli, efecto Venturi y la tercera ley de Newton son los principios de la física que fundamentan la sustentación del avión. Es por ello, que intervienen diversas teorías y leyes de la física para poder explicarlo.

I.2.4.1. Bernoulli.

Para explicar la sustentación, Bernoulli relaciona el aumento de la velocidad del aire con la disminución de presión y viceversa.

Cuando la masa de aire choca con el borde de ataque de la superficie aerodinámica, una parte se mueve por encima del plano aerodinámico (extradós), mientras las otras lo hacen por debajo (intradós), hasta reencontrarse en el borde de salida. Teóricamente, el aire que se mueve por la parte superior donde la curva es mucho más elevada que la parte inferior, deberá recorrer más camino debido a la curvatura, es por ello, que necesita una mayor velocidad para luego reencontrarse. Esa diferencia de velocidad provoca que en el extradós origine baja presión y se ha succionado hacia arriba, creando una fuerza de levantamiento o sustentación. Esta bajada de presión viene influenciada por el teorema de Bernoulli, en el cual, indica que la suma de energías de un fluido (energía cinética, energía potencial, presión interna) debe ser constante a lo largo de su recorrido, por esta razón, para que se mantenga constante, la disminución de presión debe ser compensada con el aumento de la velocidad y viceversa. Es importante comentar que solamente ocurre a velocidades por debajo del sonido.



Figura I.18. Representación de la fuerza de sustentación en función del aire.

I. Introducción

La ecuación general de Bernoulli para indicar la sustentación de un perfil alar se representa de la siguiente forma:

$$L = \frac{1}{2} \cdot r \cdot v^2 \cdot s \cdot cl$$

Donde:

L= Sustentación generada por el cuerpo en el fluido (N)

r= Densidad del aire kg/m³, depende de la temperatura y presión.

v= Velocidad m/s.

s= Superficie alar m².

cl= Coeficiente de sustentación

Con esta ecuación se puede demostrar que al aumentar la superficie del elemento, densidad del flujo y la velocidad del flujo relativo provocará un aumento de la sustentación

Esta teoría no es cien por cien cierta, ya que si lo fuese ningún avión puede volar de cabeza como lo hacen los cazas militares y los aviones de acrobacia aérea, porque al volar de forma invertida no se crearía la fuerza de sustentación necesaria para mantenerlo en el aire.

I. Introducción

I.2.4.2. Newton

Esta teoría demuestra que las moléculas de aire actúan de la misma forma que otras partículas, siguiendo las tres leyes de Newton. Es por ello que indica que a toda acción ejercida sobre un cuerpo se tiene una reacción con la misma fuerza, pero en sentido opuesto, por esta razón, cuando las partículas golpean la parte inferior de la superficie aerodinámica debería de elevarla, posteriormente, rebotan y se dirigen de forma opuesta a su movimiento inicial.

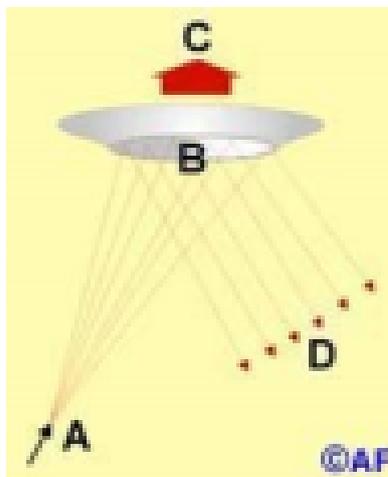


Figura I.19. Representación de la teoría de Newton.

Esta teoría no es completamente exacta porque no tiene en cuenta la superficie superior (extradós) para crear la sustentación.

En relación a estas dos teorías, lo importante es comprender que la sustentación depende tanto la superficie superior como inferior a partir de la diferencia de presiones que se generan en las superficies

I. Introducción

I.2.5. Fuerzas sobre el ala.

Sobre un ala de avión actúan cuatro fuerzas fundamentales como se puede observar en la siguiente imagen:

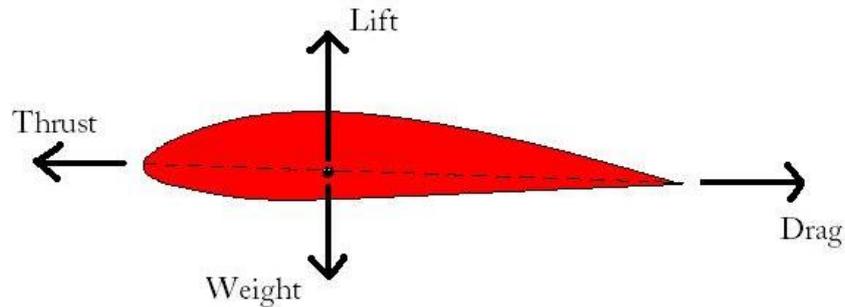


Figura I.20. Representación de las fuerzas que se generan en un ala.

-Thrust (fuerza de empuje o tracción): Esta fuerza la proporciona el motor que esté incluido dentro del aeromodelo. Esta fuerza permite mover el ala de avión a través de la masa de aire y es opuesta al *drag* (fuerza de resistencia), de hecho, para que se mantenga en equilibrio y en vuelo es necesario que la fuerza de empuje sea igual a la de resistencia.

-Lift (fuerza de sustentación): Es la fuerza que permite mantener el avión en el aire, para que el avión pueda volar la fuerza de sustentación debe igualar a su peso.

-Drag (fuerza de resistencia): Es la fuerza que se opone al movimiento de los objetos sumergidos en un fluido. El *drag* viene determinado por el sumatorio de dos tipos:

-Parasito, es la fricción del viento sobre el ala

-Forma, depende de cómo vuela el avión y hay dos tipos:

I. Introducción

-Presión, la separación del flujo produce una depresión, Un ejemplo de ello es la utilización de un cuerpo romo, ya que le cuesta más adaptarse que un cuerpo aerodinámico por tanto crea más depresiones.

-Inducido, Cuanto más sustentante el ala más *drag* inducido aparece porque aumenta mucho la diferencia de presión entonces tiende a subir del intradós al extradós y crea unos torbellinos y en ellos aparece unas líneas de flujo de alta velocidad y baja presión en el extremo de las alas provocando un arrastre.

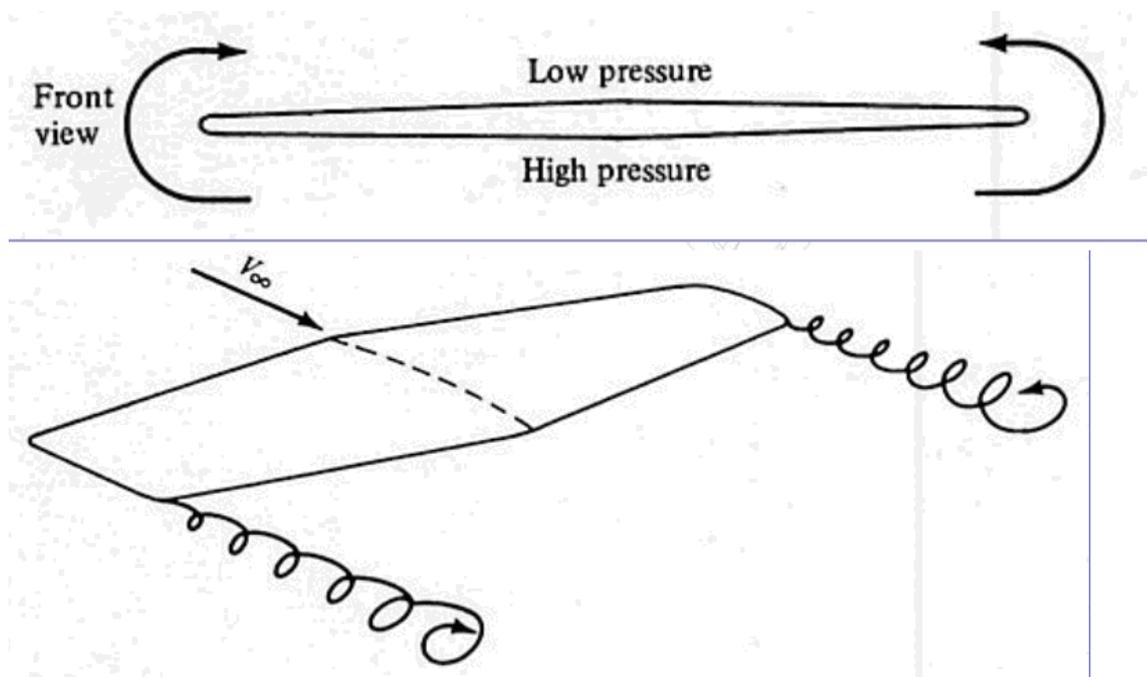


Figura I.21. Representación de las presiones que se generan en las puntas de las alas.

-**Weight (Peso):** Peso (W): Es el resultado de la fuerza de atracción que ejerce la gravedad sobre los cuerpos atrayéndolos hacia su centro. La fuerza de gravedad se opone a la sustentación del aeromodelo, tanto en tierra como en vuelo.

I. Introducción

I.2.6. Capa límite.

Es importante conocer este factor ya que es uno de los responsables de que el avión pueda entrar en pérdida, por ello se muestra una imagen partida en dos para explicar de forma separada lo que ocurre conforme comienza a estar en contacto el aire con la superficie y cuando no.

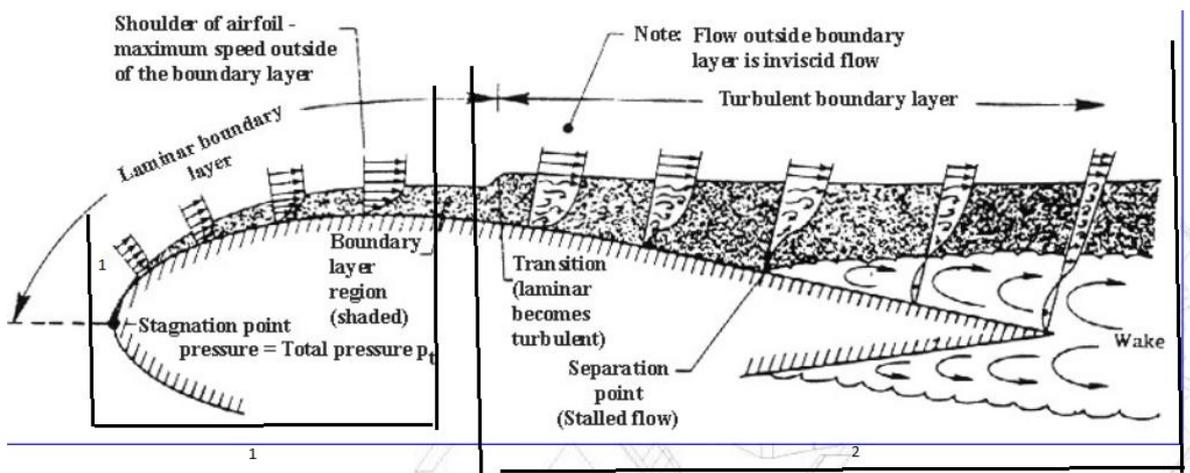


Figura I.22. Representación de la capa límite

1. El fluido comienza a estar en contacto con la curvatura del perfil alar provocando un aumento de la velocidad y con ello una reducción de presión. Como la presión va disminuyéndose de forma progresiva crea un gradiente positivo que ayuda a encaminar el flujo.

2. Al llegar a la curvatura máxima alcanza su máxima velocidad y mínima presión, entonces como en la parte donde no hay curvatura hay menos velocidad y más presión, se crea un gradiente de presiones adverso, en el cual va aumentando en función de la reducción de velocidad y aumento de presión. Al fin que crea un perfil de velocidades a la dirección opuesta del flujo, entonces la velocidad de ese punto es la suma de la velocidad de la capa límite más la velocidad debida al gradiente de presiones adversa cuando la segunda supera la primera es cuando se produce una velocidad opuesta al flujo provocando que el avión entre en pérdida.

I. Introducción

Por esta razón es importante estudiar muy bien el diseño del ala en función del uso que se va a realizar ya que un mal uso de un perfil alar puede provocar que el aeromodelo entre en pérdida.

I.2.7. Parámetros o criterios de diseño.

Para diseñar perfectamente el perfil alar es importante tener diversos criterios para poder seleccionar e analizar el perfil más óptimo para las características que se quiera emplear.

-Resistencia

La resistencia es la que tiene que soportar el perfil a partir de la carga que va a ser sometida, las condiciones de operación (no es lo mismo un avión acrobático que una maqueta ya que el primer modelo soporta más carga), también se incluye el entorno (tipo de atmósfera, humedad, temperatura...) y la vida útil.

-Materiales

Es importante la selección de materiales, los cuales tienen diferentes características en sus propiedades mecánicas, físicas y químicas. También aspectos relacionados con el coste, fabricación, manipulación...

-Coste

Es una de las partes más importantes ya que relacionado los materiales a emplear, el proceso de fabricación, ensamblaje... Con ello se puede elegir el perfil alar más óptimo en cuanto precio y resistencia.

-Peso

Es lo más importante a la hora de diseñar la pieza, ya que en este caso, es uno de los criterios más importantes porque no puede tener un elevado peso. Siempre se intenta reducir el peso para que el avión de aeromodelismo no tenga ningún problema a la hora de despegar, crear sustentación y aterrizar.

I. Introducción

I. Introducción

I.3. Materiales.

En este apartado se va a explicar los factores de selección del material y los materiales más importantes que se utilizan en el sector de la aeronáutica. Para poder conocer y seleccionar el material que más satisfaga a las necesidades que se quieran optar a partir de las características del material.

I.3.1. Factores de selección de un material

Es fundamental tener en cuenta los factores para la selección de un material durante el desarrollo, construcción y reparación de una estructura, teniendo en cuenta para la necesidad que se quiera tomar. Estos son los factores:

Factor resistencia/peso

Confiabilidad

Propiedades anticorrosivas

Propiedades de trabajo

Resistencia a la fatiga

Propiedades de unión

Factor de resistencia

Las estructuras aeronáuticas además de conseguir la máxima resistencia posible deben ser extremadamente livianas.

I.3.2. Materiales aeronáuticos

Los materiales que se utilizan en la industria aeronáutica deben tener mucha resistencia y un bajo peso, es por ello, que están muy sujetos a las innovaciones tecnológicas.

I. Introducción

I.3.2.1. Madera

Es uno de los primeros materiales que se emplearon en la aeronáutica, ya que proporciona muy buena resistencia con un peso más o menos bajo (depende del tipo de madera). Es un material anisótropo, es decir no se comporta igual en todas las direcciones de las fibras, solamente es muy resistente al sentido de las fibras. También es un material bastante flexible ya que puede curvarse o doblarse

Un gran inconveniente es que la madera sufre cambios de propiedades y forma con la variación de la humedad.

El fácil uso y la excelente durabilidad del material final le ha llevado a ser un producto muy utilizado en muchas aplicaciones, suele emplearse para estructuras tipo sándwiches como se puede observar en la Figura I.21. Este uso tan extendido está también avalado por sus excelentes propiedades como el módulo y alta resistencia a compresión en comparación con todos los demás materiales utilizados como núcleos (papel, espumas, aluminio...)

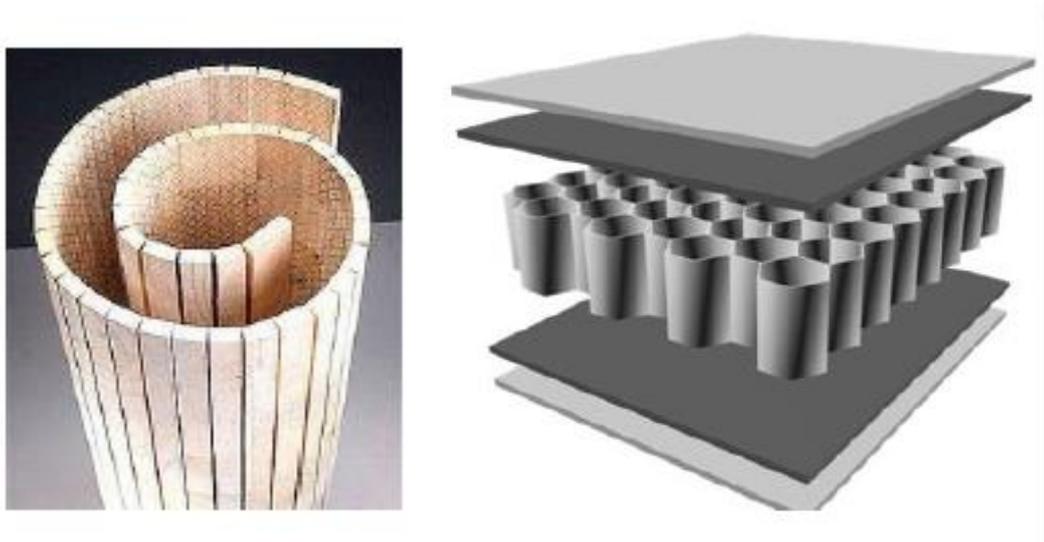


Figura I.23. Estructura de tipo Sándwich.

Esta estructura se explicará más adelante sus ventajas e inconvenientes y la utilización de esta forma.

I. Introducción

I.3.2.2. Aluminio

Este metal posee una combinación de propiedades que lo hacen muy útil en ingeniería mecánica, tales como su baja densidad y su alta resistencia a la corrosión.

La utilización industrial del aluminio ha hecho de este metal uno de los más importantes, tanto en cantidad como en variedad de usos, siendo hoy un material polivalente que se aplica en ámbitos económicos muy diversos y que resulta estratégico en situaciones de conflicto. Resulta un componente útil para utilidades donde el exceso de peso es importante, un ejemplo de ello: la aeronáutica, cuando menor peso mayor ahorro de combustible y de autonomía.

El aluminio puro es un material blando y poco resistente a la tracción. Para mejorar estas propiedades mecánicas se alea con otros elementos, principalmente magnesio, manganeso, cobre, zinc y silicio, a veces se añade también titanio y cromo.

Las aleaciones más utilizadas en aeronáutica según la revista de la escuela de postgrados de la fuerza área colombiana son las siguientes:

Aluminio 7075 - T6: es un material muy utilizado en la industria aeronáutica por su ventaja de que su aleación y su tratamiento térmico incrementan la resistencia a la fatiga.

Aluminio 2024 - T3: Esta aleación es muy utilizado en aviación por su bajo peso, pero a diferencia de otras aleaciones, no es muy resistente a esfuerzos cortantes, lo cual es una desventaja, sin embargo, tiene muy buena resistencia para las cargas de tensión.

Aluminio 7050 - T7651: esta aleación, debido a su tratamiento térmico, tiene unas ventajas mecánicas significativas respecto a las dos anteriores. Es un material que se comporta muy bien en cargas alternadas, siendo un factor fundamental por las vibraciones que se originan en pleno acción.

I. Introducción

Aluminio 2048- T851: este material se usa para fabricar placas o láminas estructurales de aeronaves y aunque tiene características muy parecidas al aluminio 7075, su resistencia a la fatiga es mucho mayor.

La numeración de cada aluminio aleado viene en función por el aleante principal para entenderlo perfectamente se muestra la siguiente tabla:

Tabla I.1. Clasificación de las aleaciones de aluminio.

Serie	Aleante principal	Comentario
1000	99% aluminio	Excelente resistencia a la corrosión, alta conductividad térmica y eléctrica y bajas propiedades mecánicas.
2000	Cobre (Cu)	altas propiedades mecánicas, aumento del límite de fluencia; ampliamente utilizado en aviones.
3000	Manganeso (Mn)	buena trabajabilidad y soldabilidad, alta resistencia a la corrosión, resistencia moderada
4000	Silicio (Si)	bajo punto de fusión, ampliamente utilizado en el alambre de soldadura y como aleación de soldadura
5000	Magnesio (Mg)	resistencia moderada a alta, buenas características de soldadura, buena resistencia a la corrosión, especialmente en ambientes marinos
6000	Magnesio (Mg) y Silicio (Si)	buena capacidad de deformación y resistencia a la corrosión, dureza moderada
7000	Zinc (Zn)	alta fuerza y dureza; utilizado en la industria aeronáutica y en estructuras sometidas a grandes esfuerzos

Es importante comentar que el primer dígito hace referencia a los tipos de aleación como se ha podido observar la tabla 1.1, el segundo dígito identifica las modificaciones de la aleación y los dos últimos dígitos identifica la pureza del aluminio.

I. Introducción

I.3.2.3. Materiales compuestos

Un material compuesto es aquél que está formado por la fusión de diferentes componentes de tal manera que se consigue materiales con prestaciones muy superiores a las de los componentes de forma individual.

Las características principales de estos son; materiales fabricados por la mano del hombre, ya que es la combinación de dos o más materiales y deben presentar una discontinuidad estructural, que se pueda distinguir físicamente y separables físicamente o químicamente a nivel macroscópico. Al ser combinado, es la fusión por una matriz y un elemento de refuerzo.

Matriz

La matriz es el elemento que tiene que aportar procesabilidad y coherencia al conjunto del material compuesto ya que las fibras son materiales que presentan excelentes propiedades mecánicas, pero tienen gran dificultad para ser procesadas en forma de elementos de ingeniería.

Las funciones principales de la matriz son:

- Actuar como soporte de las fibras permitiendo moldear las fibras de la forma adecuada
- Proteger las fibras frente agentes externos (luz, humedad...)
- Soportar esfuerzos de compresión en los que las fibras no trabajan
- Transmitir esfuerzos a las fibras mediante cortadura
- Evitan la propagación de grietas durante el proceso de fractura
- Mantiene alineadas las fibras para que actúen en las direcciones predeterminadas.

En la siguiente tabla se va a mostrar una clasificación de las principales matrices utilizadas para formación de materiales compuestos:

I. Introducción

Tabla I.2. Clasificación de los materiales compuestos

Inorgánicas	Cemento, geopolímeros, yeso	
	matrices cerámicas	
	matrices metálicas	
orgánicas	termoestables	Epoxy, viniléster, poliéster, fenólica, esteres cianato...
	termoplástico	Policloruro de vinilo (PVC), copolímeros de estireno (ABS, SAN), Polietileno (PE)...

-Matrices cerámicas; son la base de los CMCs, son muy difícil de procesar, tienen una gran utilidad en temas biocompatibilidad y se emplean en aplicaciones muy avanzadas con altas temperaturas.

-Matrices metálicas; son la base de los MMCs, son muy difíciles de procesar y se utiliza en aplicaciones muy avanzadas que requieren altas temperaturas

-Matrices orgánicas; son la base de los PMCs, es muy fácil de procesar, tiene un gran rango de propiedades y se adapta perfectamente a procesos de transformación. Esta matriz se clasifica en tres tipos:

-Termoestable

-Termoplástico

-Elastomérico

Las matrices orgánicas termoestables son las que más se utilizan para la fabricación de materiales compuestos, se obtienen mediante procesos de reticulación de materias en forma de resinas líquidas, este proceso de reticulación es activado por la presencia de agentes reguladores y calor o presión y se pueden obtener mediante diversos procesos de polimerización:

-Adición

- Condensación

I. Introducción

-Procesos combinados.

La formulación básica de una resina termoestable viene determinada por dos componentes: la resina y el endurecedor (se encarga de activar el entrecruzamiento de la resina). En algunas ocasiones se puede encontrar diversos componentes que se emplean en proporciones bastante bajas que pueden ser:

-Diluyentes reactivos. Empleados para reducir la viscosidad

-Iniciadores. Como su nombre indica ayuda a iniciar el entrecruzamiento

-Aceleradores/catalizadores. Controlan la velocidad de reacción

-Inhibidores. Impiden que se produzca la reacción química entre determinados componentes

Las resinas termoestables más empleadas son:

-Epoxy. Es una resina termoestable, se conoce porque tiene una gran adherencia a los materiales, una excelente resistencia a esfuerzos, resistencia a la humedad y a los químicos, sus propiedades mecánicas hacen de este material el más apropiado para trabajar con fibra de vidrio, fibra de carbono... Los materiales compuestos fabricados por esta resina, pueden ser caros pero producen piezas mucho más resistentes. Además, se caracteriza por una gran estabilidad térmica, alta resistencia a la fluencia y a la deformación con carga, gran estabilidad dimensional y gran rigidez y dureza.

La resina Epoxy se utiliza bastante con fibra de carbono para aplicaciones estructurales en aeronaves.

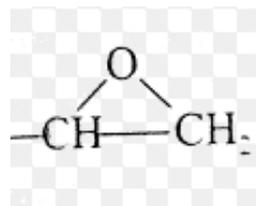


Figura I.24. Estructura química de la resina Epoxy.

I. Introducción

-Poliéster. Este tipo de resina es usada en lugares de baja resistencia, pero sobre todo en bajo costo, no se adhiere tan fácilmente como lo hace la resina epoxi. Además, tiene una baja absorción de humedad y gran resistencia química.

-Viniléster. Tiene una resistencia mecánica y química superior a las resinas de poliéster. Este tipo de resina es muy resistente a la corrosión, soporta altas temperaturas y tiene gran resistencia a la fatiga. Además, presenta buenas propiedades de aislamiento térmico y eléctrico. Las piezas fabricadas con resina viniléster, poseen un alto grado de resistencia al envejecimiento

-Fenólicas. Industria eléctrica y electrónica.

-PI/PBI. En aplicaciones aeroespaciales para composites de alta temperatura.

Fibra

Las fibras es el componente de refuerzo del material compuesto. Aporta muy buena resistencia mecánica y va a ser determinante para obtener las principales propiedades mecánicas. Las características más importantes son su resistencia a la tracción específica y su elevado módulo específico. A pesar de tener estas excelentes propiedades mecánicas presentan una gran dificultad para ser procesadas en forma de elementos de ingeniería, es decir, en piezas.

Las fibras se pueden clasificar según su origen, mineral o orgánico, como se puede apreciar en la siguiente tabla:

Tabla I.3. Clasificación de las fibras

Fibras de origen mineral	Fibras cerámicas (Carburo de Silicio)
	Fibras metálicas
	Fibras de origen inorgánico (Carbono, Vidrio)
Fibras de origen orgánico	Aramida, Polietileno

El principal inconveniente que presentan las fibras es en la fabricación de piezas porque no pueden mantener la forma de la pieza, es por ello el empleo de una matriz que actúa como soporte.

I. Introducción

Las características generales de las fibras son las siguientes:

- Módulo elástico y resistencia elevados
- Ligereza (fibras orgánicas)
- Elevada resistencia térmica (metálicas y cerámicas)
- Alta compatibilidad con las matrices habituales
- Adaptabilidad a procesos de transformación.

Las fibras inorgánicas, de naturaleza metálica y no (cerámicas) se caracterizan por:

- Elevada resistencia mecánica
- Mayor rigidez
- Puntos de fusión elevados
- Estabilidad térmica y resistencia al calor superiores a fibras tradicionales.
- Son no inflamables.
- Son extremadamente frágiles
- Presentan comportamiento excelente en ambientes corrosivos y altas temperaturas.

Unas posibles clasificaciones de las fibras inorgánicas son: fibra de vidrio, metálica, de boro, de carburo de silicio y cerámica.

Las fibras orgánicas se han mejorado considerablemente su comportamiento mecánico (resistencia y módulo elástico), mostrando unas excelentes prestaciones mecánicas, Está compuesto por materiales bastantes caros como pueden ser; fibras de carbono, aramidas, fibras de polietileno de ultra alto peso molecular...

I. Introducción

De forma genérica en el sector del aeromodelismo las fibras que más se emplean son:

Fibra de vidrio. Este tipo de fibra como reforzante genera un material compuesto de buena resistencia a la tracción, corrosión, bajo costo, bajo peso, su rigidez es muy baja por lo tanto su uso está limitado en estructuras secundarias. Este tipo de material ha sido usado en partes de la aeronave donde no se presentan altas cargas o esfuerzos de operación.

Fibra de carbono. La fibra de carbono se encuentra entre los materiales más fuertes y rígidos de los materiales compuestos. Posee una alta relación de resistencia a la tensión con el peso como también una alta relación de módulo de tensión con el peso. Además, tiene una alta resistencia a la fatiga, una baja densidad, baja resistencia a los impactos y tiene un costo alto comparado con la fibra de vidrio. Es un material que es ampliamente usado para estructuras primarias en la aeronave como superficies alares.

II. OBJETIVOS

OBJETIVOS

II. Objetivos

II.1. OBJETIVO GENERAL.

El objetivo central del proyecto es el desarrollo de un ala ligera para un avión de aeromodelismo de competición (F3A). El ala se desarrollará y fabricará con materiales compuestos. El proyecto se abordará desde diversas disciplinas de la Ingeniería Mecánica: diseño CAD, selección material, fabricación, estudio aerodinámico-dimensionamiento y estudio económico.

II.2. OBJETIVOS PARTICULARES.

Los objetivos particulares son:

1.- A partir de las presiones que se generen en el ala se seleccionará el material que mejor se comporte ante ese esfuerzo y sea económico.

2.- Diseño sobre la plataforma de Solidworks del ala considerando los requerimientos técnicos de este tipo de pieza y estudio aerodinámico de las diversas soluciones desarrolladas.

3.- Simulación de anclajes y análisis de deformaciones en condiciones de servicio mediante herramientas basadas en el método de los elementos finitos.

4.- Estudio de viabilidad económica del producto

II. Objetivos

III. DESARROLLO PROYECTO

**DESARROLLO
PROYECTO**

III. Desarrollo proyecto

III.1. NORMATIVA APICLABLE.

En este apartado se expone la normativa que ha de cumplir para que el producto sea estandarizado, cumpla con las especificaciones legales, y así, pueda tener un valor en el mercado tanto nacional como internacional.

Al realizar este trabajo, no se ha podido encontrar normativa que especifica el uso o especificaciones técnicas de diseño del ala para la categoría F3A, tanto para usuarios particulares sin que compitan como para usuarios o equipos de competición. No existe ninguna normativa específica que detalle las propiedades mecánicas que debe poseer el ala de avión, ni los ensayos o test que se le tienen que hacer para poder otorgarle una validación oficial. Por esta razón, solamente se ha basado por la normativa que rige la federación aeronáutica internacional (FAI, Federación aeronáutica internacional) y nacional (FAE, federación aeronáutica española) a la hora de competir en la categoría F3A, siendo bastante semejante.

Por tanto, la normativa de la federación aeronáutica española e internacional especifica las características generales que debe cumplir un F3A:

-Máxima longitud	2000 mm.
-Máxima envergadura	2000 mm.
-Máximo peso	5000 gr
-Máximo medida de ruido	94 dB.

a) Las tolerancias admitidas en las medidas serán de 1%

b) Limitaciones a la propulsión: no se puede utilizar combustibles sólidos, combustibles gaseosos a temperatura ambiente, combustibles gaseosos licuados o baterías con voltaje superior a 42,56V.

c) Es obligatorio un circuito de apagado del motor que se accionará si hay un fallo de recepción de la señal de transmisión.

III. Desarrollo proyecto

d) La medición de ruido se hará por el lateral derecho del aeromodelo a una distancia mínima de 3 metros y con el aeromodelo y el sonómetro encarados al viento. En este caso particular la tolerancia admitida será la del aparato utilizado para la medición.

Este proyecto del diseño de un ala de avión para un aeromodelo acrobático se va a basar en las características generales que marca la normativa de la federación aeronáutica internacional haciendo hincapié en la dimensión máxima de la envergadura, longitud y el peso máximo que debe tener.

III. Desarrollo proyecto

III.2. DISEÑO INICIAL PROTOTIPOS.

Las alas de avión al ser diseñadas hay que tener en cuenta numerosos aspectos: peso, resistencias generadas, comportamiento en la pérdida... Es decir, todos aquellos factores que otorguen un rendimiento óptimo para una velocidad y alcance mayor y una disminución de combustible. Teniendo en cuenta estos parámetros el proyecto se centrará en realizar un estudio para conseguir un buen rendimiento del ala teniendo en cuenta unos resultados resistentes y aerodinámicos.

III.2.1. Selección de la geometría del ala.

Se ha realizado un estudio del mercado para saber como es la estructura de los aeromodelos acrobáticos de competición con diferentes especificaciones técnicas.

El primer aeromodelo es el Super Taiji con un valor en el mercado aproximadamente de 1691 euros, sus especificaciones técnicas son las siguientes:

- Envergadura: 1900 mm
- Área alar: 649000 mm²
- Peso en vuelo: 4700 g
- Longitud de fuselaje: 1930 mm
- Motor recomendado: motor de 4 tiempos 1,40~1,70 cu.in (23cc ~28cc).

A continuación, se muestra una imagen para conocer la forma que tiene este aeromodelo.

III. Desarrollo proyecto



Figura III.1. Aeromodelo Super Taiji.

Este aeromodelo es destacado por su gran precisión en las maniobras al mando del piloto. Es importante comentar que toda la construcción se ha realizado de madera de balsa reforzada con material compuesto, para ser exactos se ha utilizado fibra de vidrio para toda la estructura externa y la fibra de carbono para el tren de aterrizaje y el rotor.

En este proyecto se está realizando un estudio de alas de avión es por ello por lo que se ha medido de forma aproximada las medidas del ala del aeromodelo para saber su estructura.

El programa utilizado para realizar la medición propiamente dicha es DevWing 2, su funcionamiento consiste en cargar una imagen del aeromodelo puesto en planta donde a partir del movimiento de un cuadro lo aproximas a la geometría del ala y una vez que tienes el cuadro en toda el área del ala ya puedes extraer las medidas a través de coordenadas como se muestra en la siguiente imagen:

III. Desarrollo proyecto

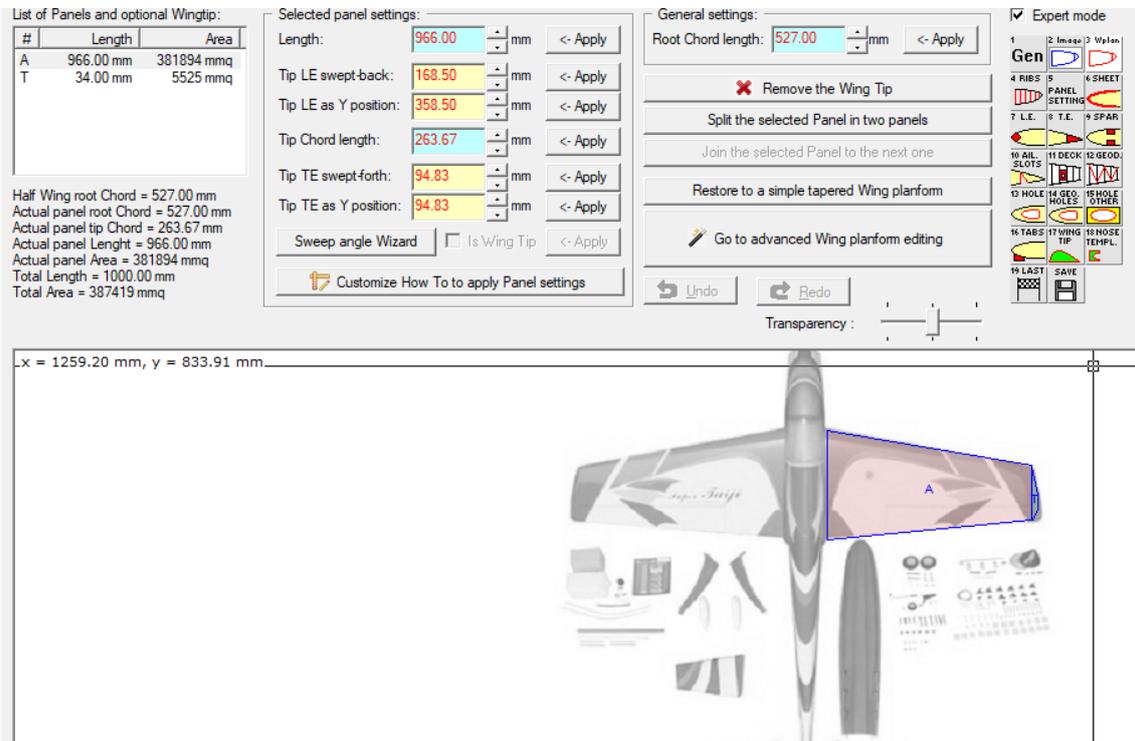


Figura III.2. Representación del Programa DevWing 2

Es importante comentar que estas medidas son aproximadas y no exactas, simplemente se han extraído para conocer su geometría en comparación con otros aeromodelos. El croquis de este modelo es el siguiente:

III. Desarrollo proyecto

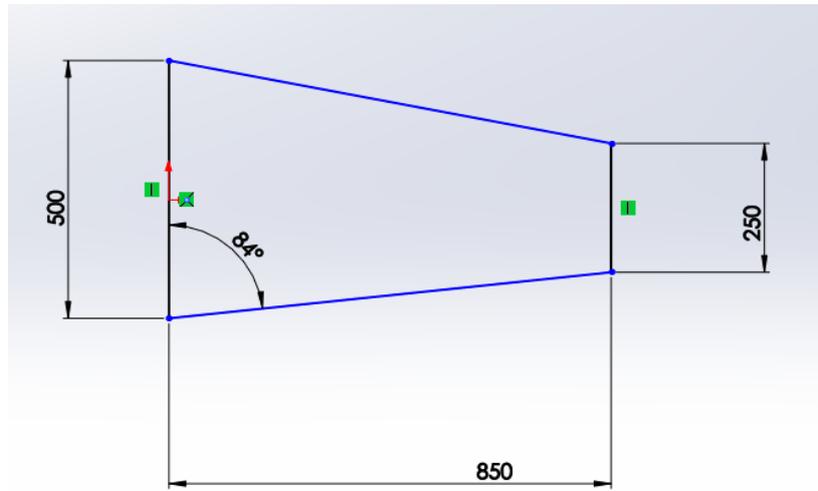


Figura III.3. Croquis del Super Taiji. en el programa SolidWorks.

Es muy común en el sector acrobático que los aeromodelos tengan la geometría anterior por su sencillez de construcción y su buen comportamiento ante el aire. Estas geometrías se suelen utilizar en categorías avanzadas de la competición de F3A.

El segundo modelo es el Edge 540 v2 con un valor en el mercado de 295 euros, toda su estructura está fabricada por madera de balsa recubierta con fibra de vidrio y sus especificaciones técnicas son las siguientes:

- Envergadura: 1970 mm
- Área alar: 660000 mm²
- Longitud: 1790 mm
- Peso en vuelo: 4800 g
- Motor recomendado: motor de 2T 160~1,80 cu.in (33cc)

III. Desarrollo proyecto



Figura III.4. Aeromodelo Edge 540 v2.

De la misma forma que el aeromodelo anterior se realiza la medición aproximada con el programa y se obtiene la siguiente geometría:

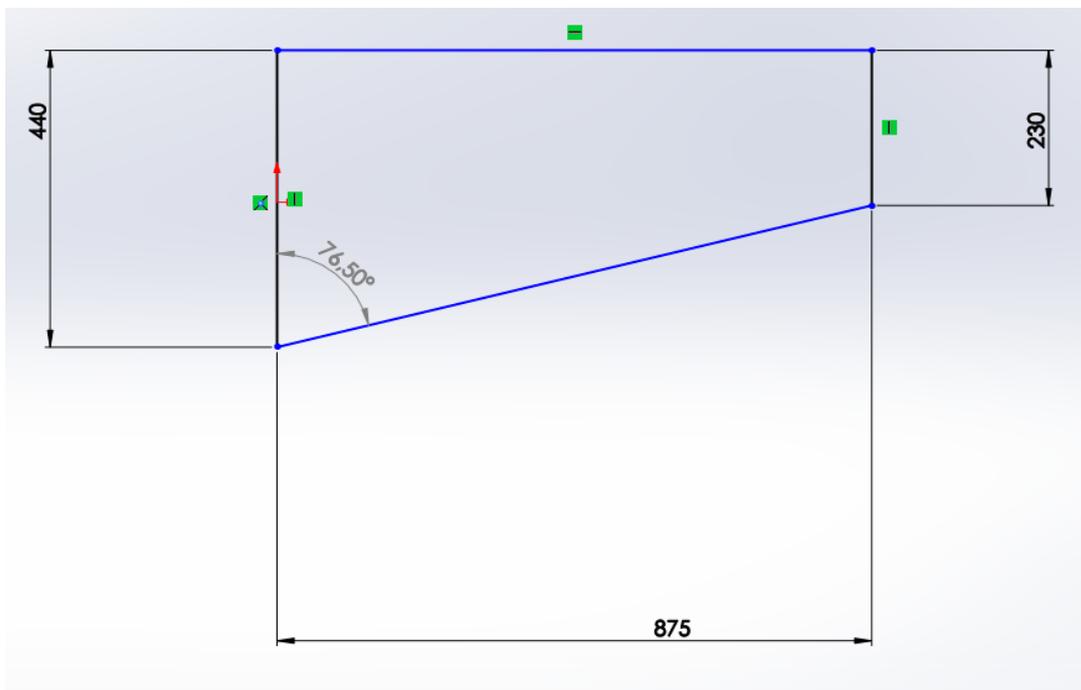


Figura III.5. Croquis del Edge 540 v2 en el programa SolidWorks.

III. Desarrollo proyecto

Este aeromodelo es bastante simple y se suele emplear en competiciones de F3A-Autonómica destinada para los pilotos noveles que acceden por primera vez a la modalidad, contando para ello con unos programas de figuras menos complejas.

El tercer aeromodelo Sequence 1,20 EP/GP ARF tiene un valor en el mercado de 565 euros. Sus especificaciones técnicas se muestran a continuación:

-Envergadura: 1815 mm

-Peso: 4420~4870 g

-Longitud: 1855 mm

-Superficie Alar: 539000 mm²

-Motor recomendado: Motor de 2T 1,20 cu in (20cc) o de 4T 1,55 cu in (25cc) y también se puede utilizar motor eléctrico denominado Rimfire 1.20 sin escobillas

Toda la estructura está fabricada por fibra de vidrio y madera de balsa para reducir el peso.



Figura III.6. Aeromodelo Sequence 1,20 EP/GP ARF.

III. Desarrollo proyecto

Este aeromodelo tiene una geometría un poco más compleja que los otros dos ya que se tiene que tener en cuenta el ángulo de inclinación justo en el final de la ala como se puede observar en el siguiente croquis:

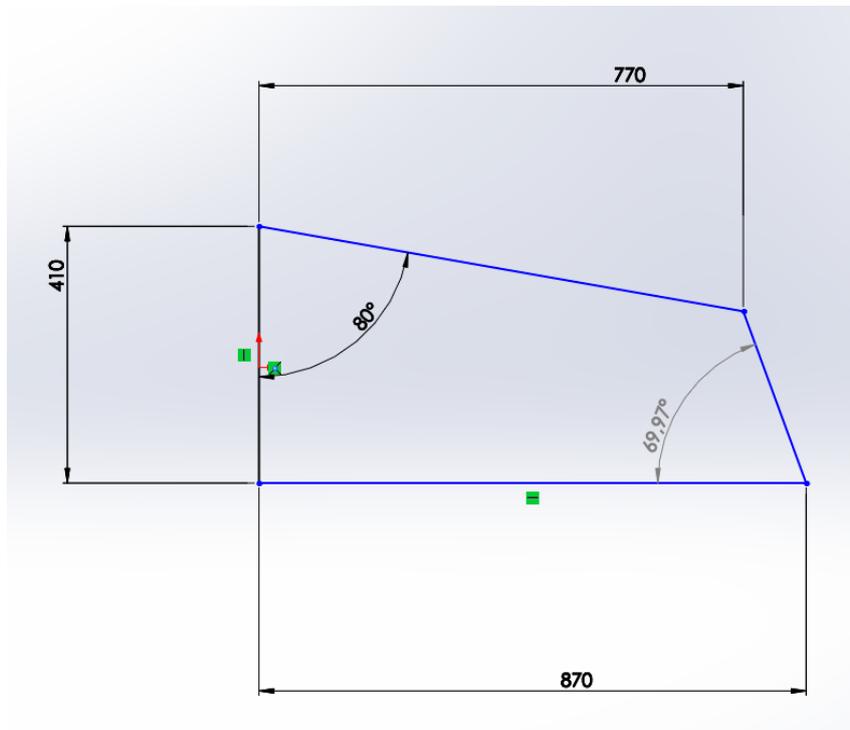


Figura III.7. Croquis del Sequence 1,20 EP/GP ARF en el programa SolidWorks.

Este aeromodelo se puede utilizar en las dos categorías en la avanzada o en la de noveles, aunque se emplea más en la de noveles ya que sus especificaciones técnicas son inferiores.

El último aeromodelo estudiado es el Zonda, tiene un valor en el mercado de 1270 euros con las siguientes especificaciones técnicas:

- Longitud: 1990 mm
- Envergadura: 1880 mm
- Peso: 4800~5000 g
- Motor: Hacker Q80.

III. Desarrollo proyecto

Los materiales empleados para la fabricación de este producto son madera de balsa junto con fibra de vidrio y de carbono.



Figura III.8. Aeromodelo Zonda.

Este aeromodelo es uno de los que mejor se comporta al viento por su geometría, pero es bastante complejo de fabricar en comparación con los dos primeros aeromodelos como se puede apreciar en el siguiente croquis:

III. Desarrollo proyecto

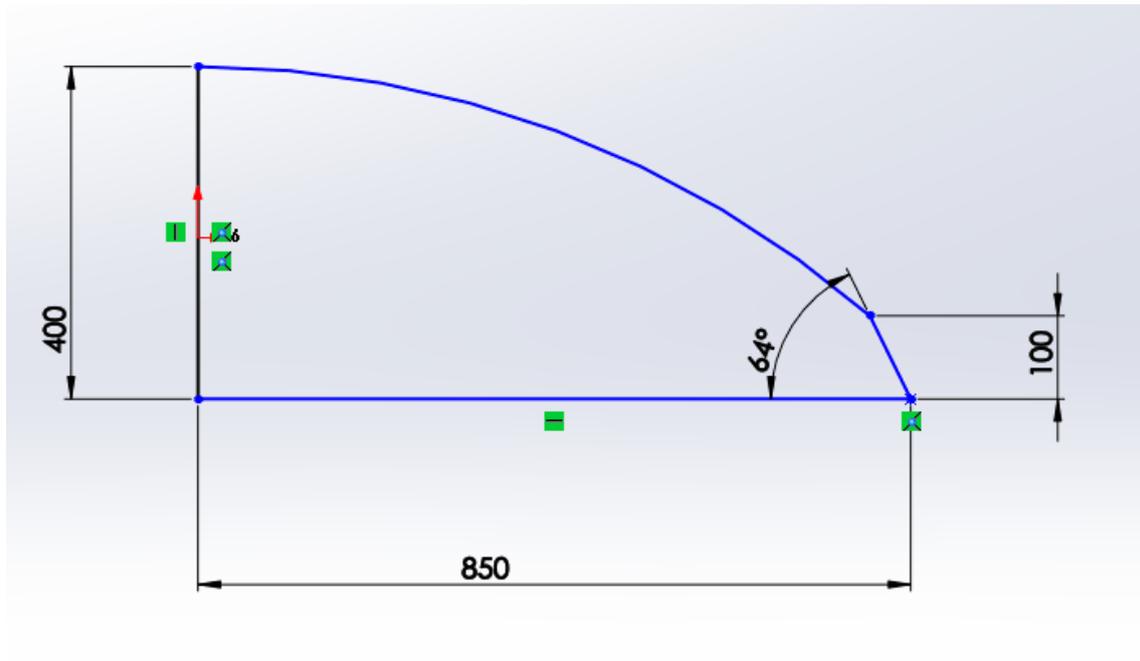


Figura III.9. Croquis del Zonda en el programa SolidWorks.

El uso de esto es en la alta competición de F3A, donde se requieren pilotos de nivel avanzado donde se requiere una gran habilidad.

Una vez estudiado las 4 alas con aplicación en diferentes categorías, unos noveles y otros avanzados con geometrías diferentes, se va a seleccionar el aeromodelo Super Taiji para realizar un diseño del ala con una geometría similar a él, ya que es una de las formas que más se emplean en el mundo del aeromodelismo y por su sencillez de construcción en comparación con otros que se han estudiado.

III. Desarrollo proyecto

III.2.2. Selección del perfil alar.

Es importante comentar que el diseño del perfil alar se va a utilizar la base de datos NACA, esta base de datos ha sido desarrollada por el Comité Asesor Nacional de Aeronáutica, para entenderlo perfectamente se explica a continuación los dos tipos que más se emplean en aeromodelos.

Está compuesta por bastantes series dependiendo del uso puede tener 4 dígitos e incluso 8, es por ello, que se explica uno a uno

-Naca de 4 dígitos

Esta es la primera familia de perfiles y los cuatro dígitos representan la geometría del perfil. El primer dígito especifica la curvatura máxima en porcentaje de la cuerda, el segundo indica la posición de la curvatura máxima desde el borde de ataque en 1/10 del porcentaje de la cuerda y los dos últimos indican el espesor máximo del perfil en porcentaje de la cuerda. Por ejemplo, el perfil NACA 2408 contiene un espesor máximo de 08% con una curvatura máxima de 2% localizada al 40%, ver figura III.10

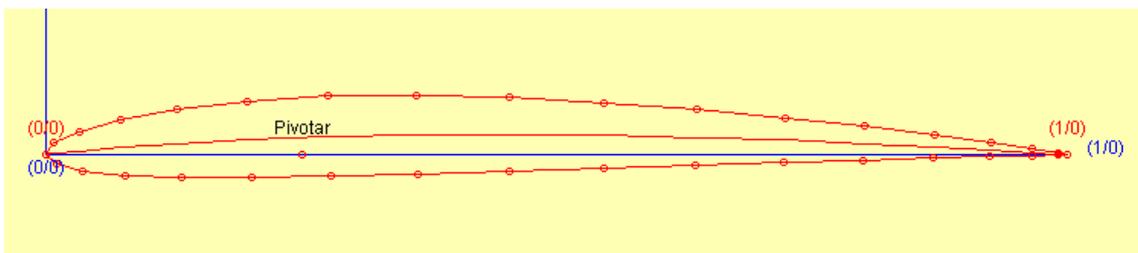


Figura III.10. Perfil de NACA 2408.

III. Desarrollo proyecto

-Naca de 5 dígitos.

Los resultados que mostraron los ensayos de los perfiles de 4 cifras es que no se podía realizar perfiles con posiciones muy adelantadas de la ordenada máxima, ya que el coeficiente de sustentación se incrementaba según estuviese la ordenada máxima por delante o por detrás del punto medio de la cuerda, en el cual, las posiciones traseras provocaban grandes coeficientes de cabeceo entonces no era grato utilizarlo. Es por ello por lo que se creó la de 5 dígitos combinando características geométricas y aerodinámicas.

La distribución del espesor es similar a la de 4 dígitos, pero la curvatura máxima se define de forma distinta, de hecho, un poco más complejo. El primer dígito multiplicado por $3/2$ produce el coeficiente de sustentación. Los dos dígitos posteriores, se divide entre 2 e indica la posición de la curvatura máxima y las últimas cifras indica el espesor máximo de la cuerda como en el NACA de 4 dígitos

Por ejemplo, el perfil NACA 23012 contiene un espesor máximo del 12%, coeficiente de sustentación de 0,3 y una curvatura máxima posicionada al 15% detrás del borde de ataque, ver figura III.11.

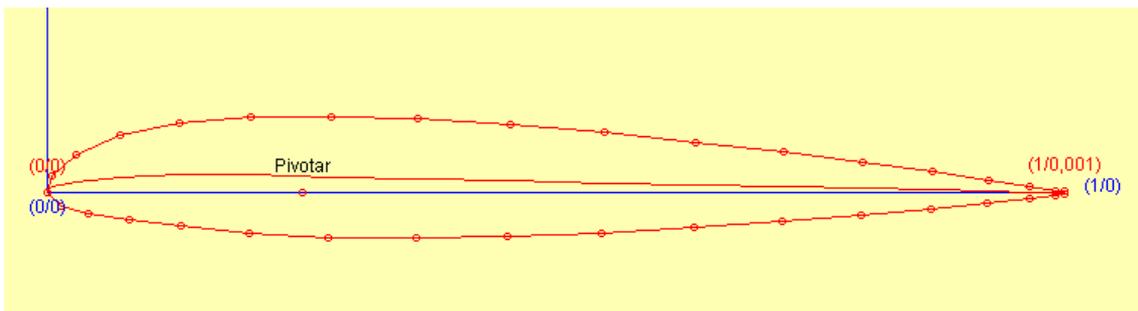


Figura III.11. Perfil de NACA 23012

Una vez conocida la clasificación de la base de datos comienza la elección del perfil alar para un avión acrobático (F3A), donde se realiza una comparativa geométrica para extraer el perfil más óptimo para esta categoría.

III. Desarrollo proyecto

A continuación, se muestran diferentes tipos de modelos de NACA de 4 dígitos para poder hacer la comparación y elegir.

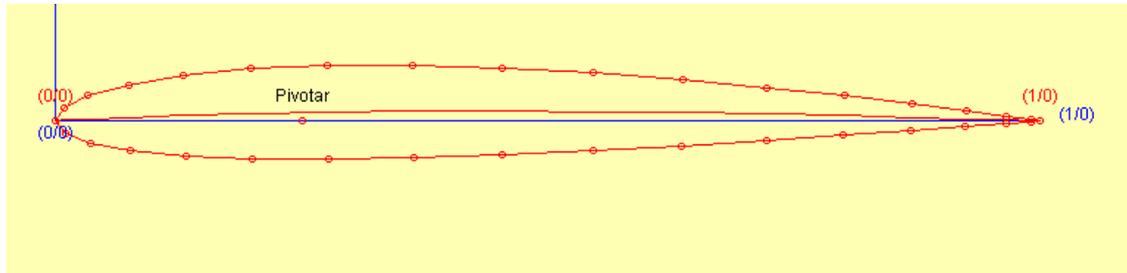


Figura III.12. Perfil de NACA 1410.

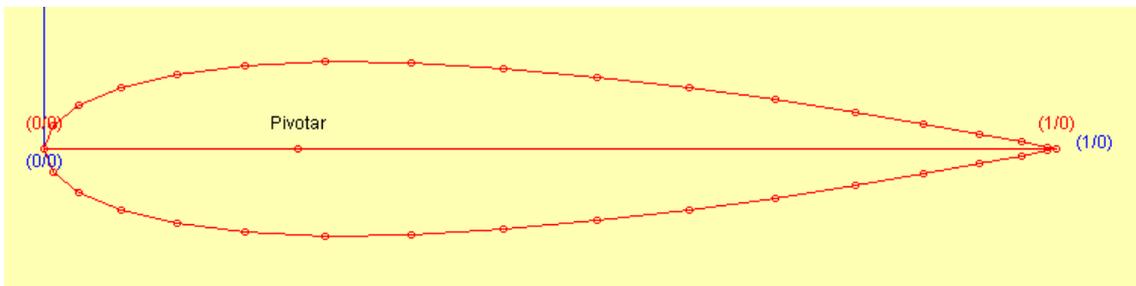


Figura III.13. Perfil de NACA 0018.

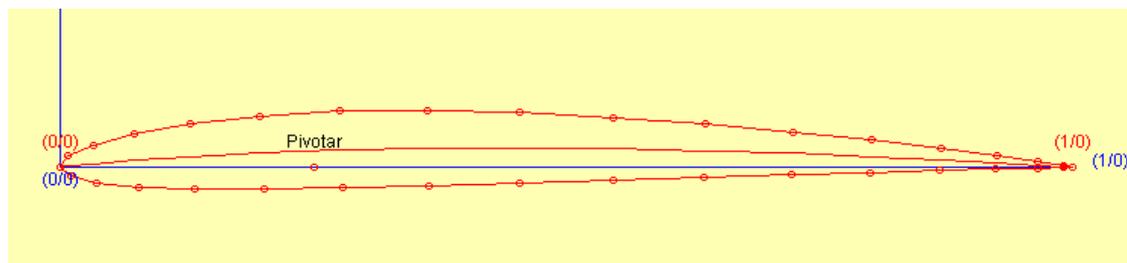


Figura III.14. Perfil de NACA 2408.

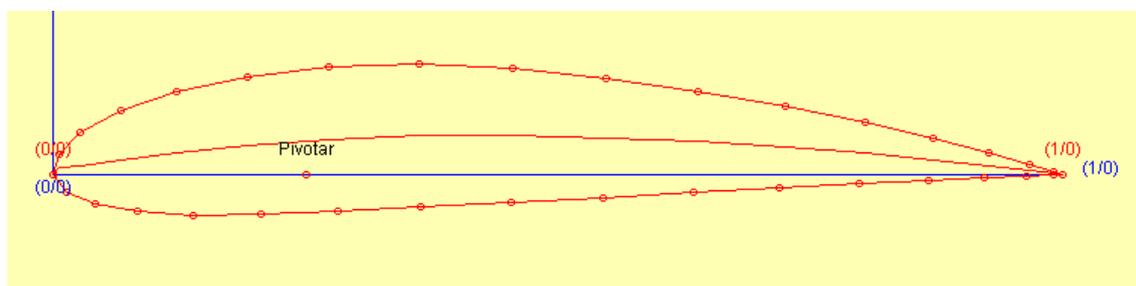


Figura III.15. Perfil de NACA 4415.

III. Desarrollo proyecto

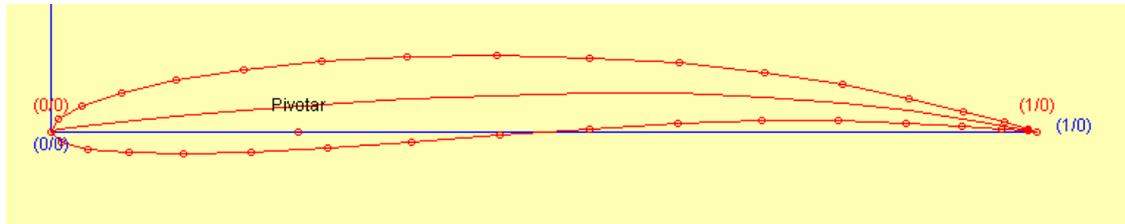


Figura III.16. Perfil de NACA 6409.

Es importante comentar lo que beneficia a un avión acrobático en su perfil cuando alza su vuelo, entonces:

-la cámara no tiene que ser muy elevada ya que interesa que se retarde la entrada en pérdida del avión respecto al ángulo de ataque, porque los aviones acrobáticos vuelan en grandes ángulos de ataque, es decir, que el gradiente adverso interesa que aparezca más próximo al borde salida y con ello no provocar una entrada de pérdida en el avión, el único problema de reducir la cámara es la disminución de la sustentación ya que tiene menos recorrido el fluido en el extradós e intradós provocando una disminución de la diferencia de presiones, y con ello, se reduce.

-La curvatura es un punto bastante importante, en este caso, no tiene que ser muy elevada porque tiene que comportarse más o menos por igual en todas las posiciones (al realizar diferentes acrobacias el ala se opone a diferentes posiciones; al revés...). Si la curvatura fuese muy elevada provocaría muy buena sustentación porque la diferencia de presiones sería bastante elevada, pero volando ángulos de ataque positivos; 0, 10... En cambio, si vuela al revés entraría en pérdida enseguida porque en el intradós el fluido tiene más recorrido que en el extradós, entonces esta diferencia de presiones sería adversa. En definitiva, en reducir la curvatura del avión será más estable para diferentes maniobras.

Para evitar lo anterior, se intenta buscar un perfil casi simétrico, porque tiene una geometría parecida en el intradós y extradós provocando un mejor comportamiento ante cualquier posición. Es importante comentar que siempre hay que evitar la utilización de perfiles simétricos ya que son ineficientes a la hora de realizar el vuelo por los ángulos de ataques y otros fenómenos aerodinámicos como un aumento de entrada en pérdida.

III. Desarrollo proyecto

Teniendo en cuenta los aspectos anteriores se pueden descartar 3 modelos de forma geométricos siendo los siguientes:

-NACA 0018 se descarta porque es un modelo simétrico, por tanto, ineficiente para esta categoría

-NACA 4415 tiene demasiada curvatura y cámara es por ello por lo que no beneficia la utilización de este modelo

Los dos modelos que se tienen que estudiar más detalladamente y de forma aerodinámica teniendo en cuenta diferentes aspectos (coeficiente de sustentación, coeficiente de resistencia...) es el NACA 1410, 2408 y 6409.

Se utiliza la matriz de decisión que contiene valores técnicos ponderados con el fin de seleccionar el perfil más favorable en términos aerodinámicos y simplicidad de fabricación. Es por ello por lo que el peso por cada término viene calificado por una escala del 1 al 10 y se selecciona la de mayor ponderación. En este caso los criterios son los siguientes:

-Facilidad de fabricación del perfil con un peso de (5). Es importante tener en cuenta ya que puede ser más costoso o menos dependiendo de la forma del perfil.

-Comportamiento del coeficiente de sustentación para diferentes ángulos de ataque con un peso (10). Hay que tenerlo en cuenta por el simple hecho de que se trata de un ala de avión para un acrobático, por tanto, tiene que comportarse por "igual" con diferentes ángulos de ataque.

-Relación (C_l/C_d) máx con un peso de 7. Esta relación permite medir la eficiencia aerodinámica máxima

Para poder compararlos perfectamente es necesario conocer el número de Reynolds que va a trabajar el perfil alar y extraer las gráficas con los fenómenos aerodinámicos en función de este parámetro, para ello se ha calculado de forma analítica a partir de una velocidad estimada de 18,2 m/s, una cuerda de 0,5 m y una viscosidad cinemática de $1,511 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ para una temperatura en el ambiente de 20 °C.

III. Desarrollo proyecto

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot l}{\mu} = \frac{v \cdot l}{\nu}$$

$$Re = \frac{v \cdot l}{\nu} = \frac{27,8 \cdot 0,5}{1,511 \cdot 10^{-5}} = 919921$$

El número de Reynolds da un valor de 919921, pero se va aproximar a 1.000.000 para facilitar la obtención de las gráficas con el programa *Airfoil Tools*, donde se descargan los puntos para cada perfil alar, estos puntos se pueden encontrar en el IV.2.2, y con el programa Excel se procede a realizar las gráficas que se muestran a continuación:

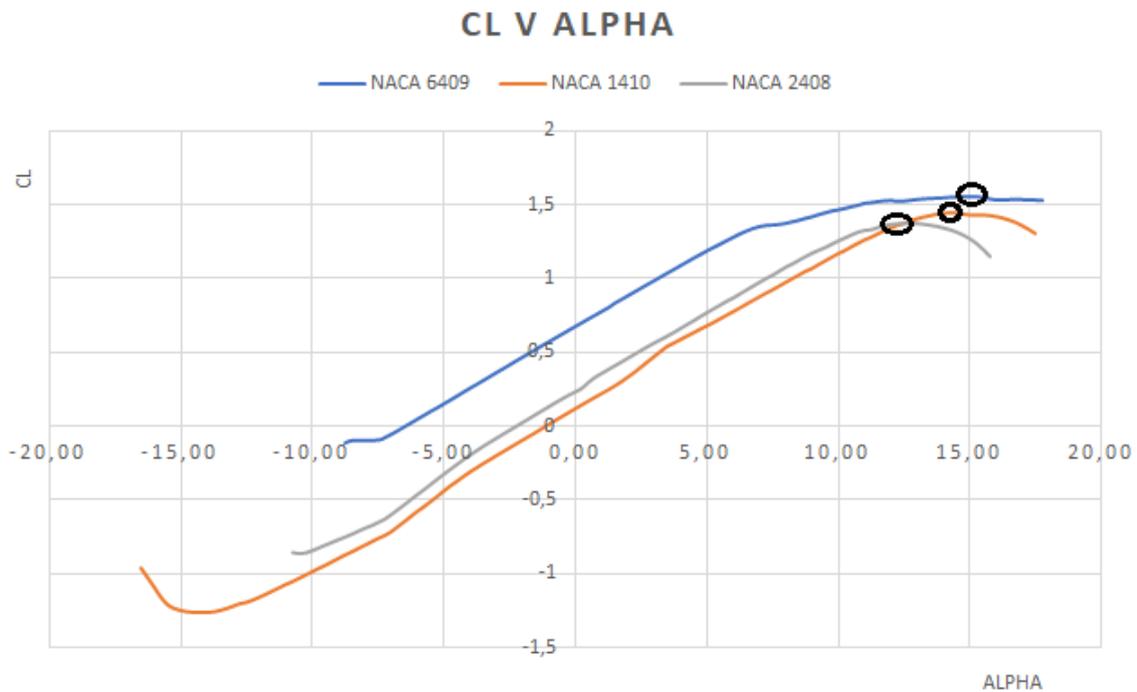


Figura III.17. Gráfica de Cl vs α para los tres perfiles NACA.

III. Desarrollo proyecto

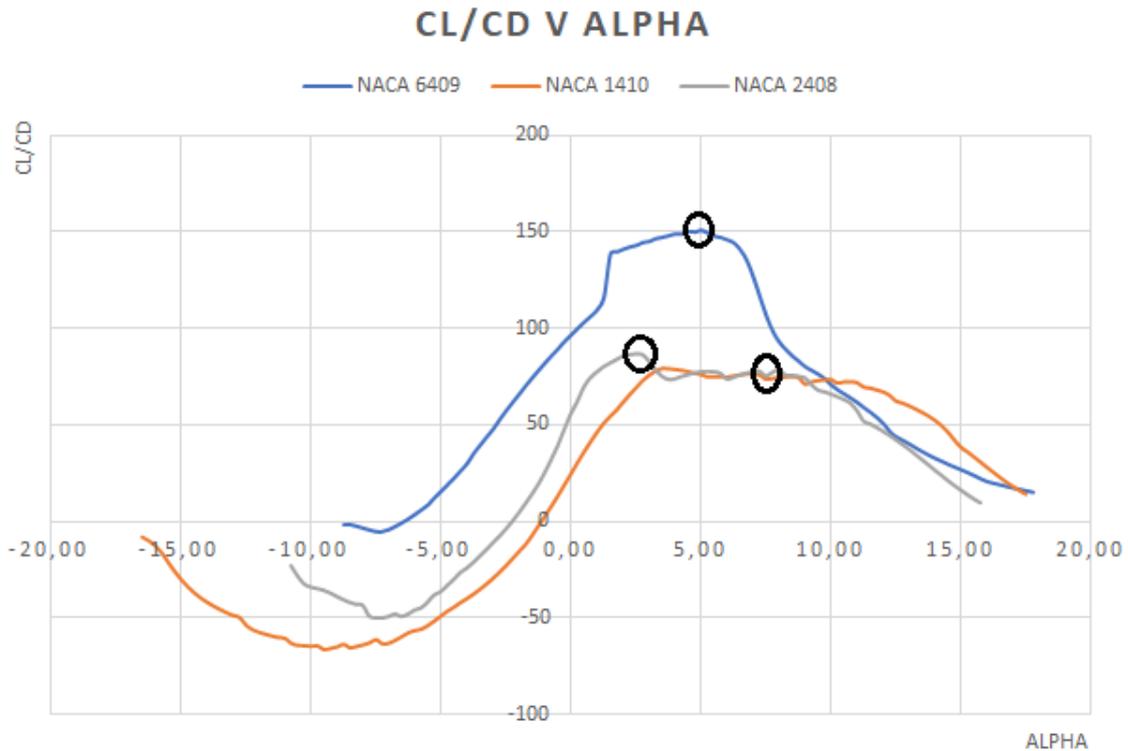


Figura III.18. Gráfica de C_l/C_d vs α para los tres perfiles NACA.

Los puntos más importantes extraídos de las gráficas son los siguientes:

Tabla III.1. Resumen de los valores extraídos de las gráficas

		CL V ALPHA		
		6409	1410	2408
Cl		1,56	1,45	1,37
Alpha		15	14,25	12,5
		CL/CD V ALPHA		
		6409	1410	2408
Cl/Cd		150,99	76,16	86,81
Alpha		5	7	2,5

La primera gráfica indica cuando comienza entrar en pérdida en función del ángulo del ataque (α), como se puede observar el 1410 su comportamiento en valores de α grandes tiene muy buen coeficiente de sustentación junto con 6409,

III. Desarrollo proyecto

pero la diferencia es que el 6409 se comporta un poco mejor ya que es más uniforme, en cambio el 2408 es el que peor se comporta ya que entra enseguida en pérdida.

La segunda gráfica indica la eficiencia aerodinámica máxima, en este caso, el 6409 es el que mejor se comporta, pero con menor ángulo de ataque en comparación con 1410, esto indica, que el 1410 se comportará mejor que 6409 con ángulos de Alpha grandes. El 2408, es el que peor se comporta como se puede observar en la gráfica.

Teniendo en cuenta que el perfil alar va a ir destinado a un aeromodelo acrobático es fundamental que la eficiencia como el coeficiente de sustentación se comporte bastante bien para ángulos de ataque elevados.

En el criterio de fabricación, los perfiles con mayor facilidad para fabricarse es con una geometría simétrica ya que es muy sencillo crear el molde, en este caso, el 1410 es el que mejor geometría conlleva ya que es casi simétrico, en cambio, el 6409 y 2408, su forma es más compleja.

Una vez extraído todas las gráficas y compararlas entre sí junto con el criterio de fabricación, se obtiene la matriz de ponderación que se muestra a continuación.

Tabla III.2. Matriz de ponderación.

Valor del criterio (V)	Combinaciones	NACA 2408		NACA 1410		NACA 6409	
	Criterio (C)	C	V*C	C	V*C	C	V*C
5	F.F	3	15	5	25	2	10
10	Cl v α	4	40	6	60	7	70
7	(Cl/Cd)máx	2	14	5	35	4	28
	Suma		69		120		108
	Ponderación		40%		69%		62%

Como se puede observar en la tabla anterior el perfil alar que se ha seleccionado es el NACA 1410 con mayor porcentaje de ponderación, por tanto, todos los cálculos e diseño va ir en función de su geometría.

III. Desarrollo proyecto

III.2.3. Diseño del ala de avión del F3A.

Al conocer las características generales que rige la FAI sobre un F3A, la elección del perfil alar y de su geometría. Se procede a diseñar el ala de avión con el programa SolidWorks teniendo en cuentas las pautas anteriores, a continuación, se muestra un boceto realizado a mano para luego poder diseñarla en el programa que se ha comentado anteriormente.

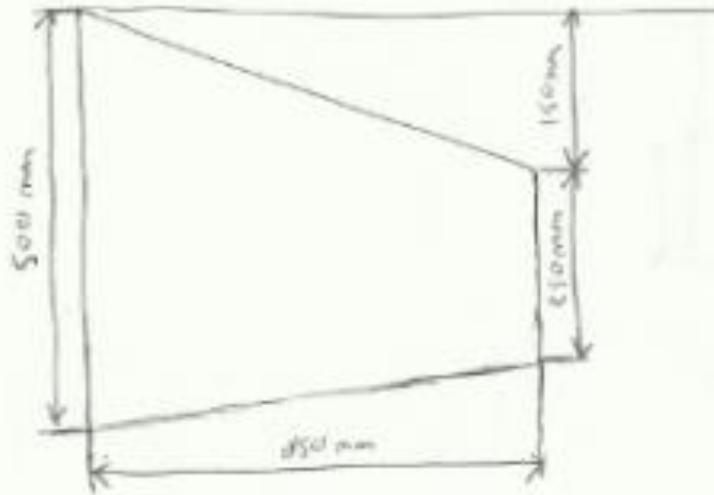


Figura III.19. Boceto el ala de un F3A.

En primer lugar, es necesario obtener las coordenadas geométricas para dibujar el perfil alar NACA 1410, es por ello, que se extraer estos valores de la siguiente página web: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca1410-il>. Estos valores se extraer en función de la longitud de la cuerda. Entonces, como se ha podido comprobar en el boceto tenemos el mismo perfil alar, pero con diferentes valores ya que se trata de un ala trapezoidal y disminuye la longitud de la cuerda en la punta del ala, es por ello, que en el anexo IV.2.3. Se muestran los dos tipos de coordenadas geométricas, una de ellas hace referencia a 500 mm de cuerda en la raíz y la otra a 250 mm de cuerda en la punta.

Una vez conocidas las coordenadas geométricas en formato de texto, se procede a exportarlo en SolidWorks. Para ello se pulsa en insertar, luego en curva y finalmente curva por puntos XYZ, como se muestra en la siguiente imagen:

III. Desarrollo proyecto

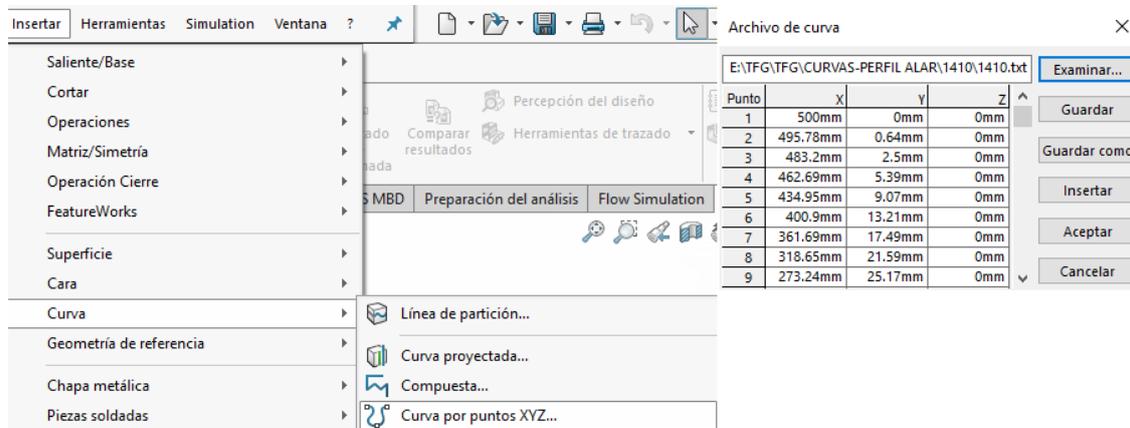


Figura III.20. Introducción de coordenadas en SolidWorks

Para poder insertar estas coordenadas es fundamental que estén en formato “.txt” como se puede observar en la imagen anterior.

En segundo lugar, se introduce un plano alternativo a 850 mm de distancia respecto al plano del alzado donde están situados los perfiles alares

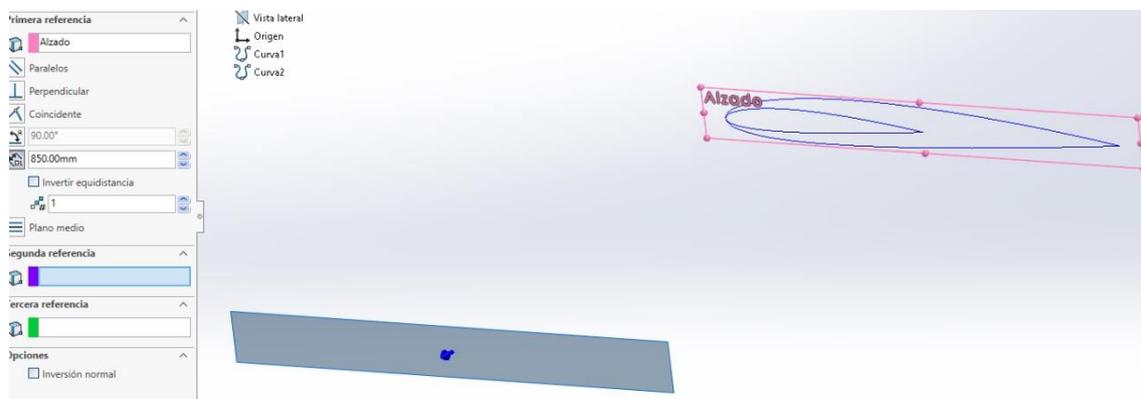


Figura III.21. Creación de plano alternativo en SolidWorks

En tercer lugar, se procede a realizar los croquis en cada plano; el de alzado y el nuevo plano. Cuando se tiene abierto el croquis en el plano de alzado se pulsa el comando “convertir entidades” encargado de realizar una copia de la curva de 500 mm de cuerda, es decir, convierte la curva en un croquis modificable.

III. Desarrollo proyecto

En el caso del plano que se ha creado se realiza lo mismo para la curva de 250 mm de cuerda, pero se pulsa otro comando que es “mover entidades” donde se consigue mover el croquis a una distancia de 150 mm del origen como se puede mostrar en la siguiente imagen:

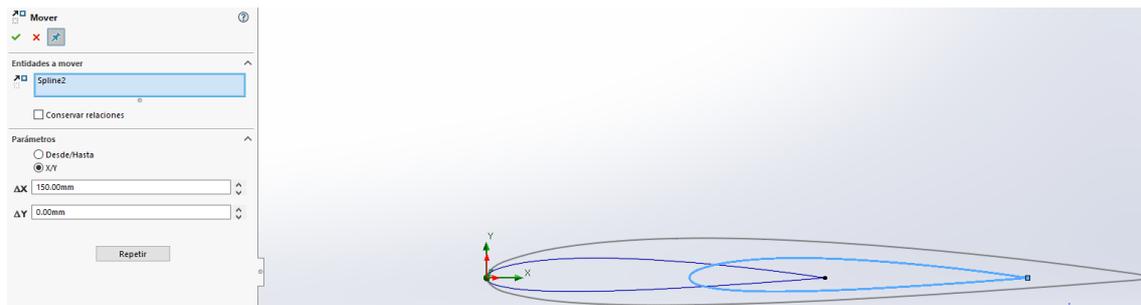


Figura III.22. Diseño en el programa SolidWorks.

En cuarto lugar, se realiza una operación denominada “recubrir” donde fusiona el primer croquis perteneciente al alzado con el segundo croquis situado en el plano que se ha creado, a continuación, se muestra una imagen para visualizarlo mejor:

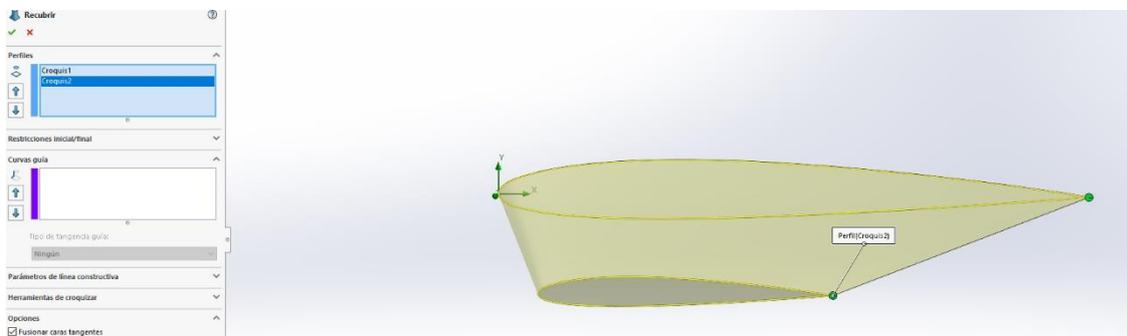


Figura III.23. Operación de recubrir en el programa SolidWorks.

Por último, se inserta una superficie con el comando “equidistanciar” a 0 mm, en otras palabras, se introduce una superficie con la misma geometría alar que está solapada con el sólido que se ha creado anteriormente con la operación de “recubrir”, se realizada esta operación con la finalidad de poder crear una estructura sándwich siendo la operación de recubrir el núcleo y la superficie donde se introduce las propiedades mecánicas de la fibra con la matriz.

III. Desarrollo proyecto

La pieza totalmente diseñada para posteriores simulaciones tanto aerodinámicas como estáticas es la siguiente:

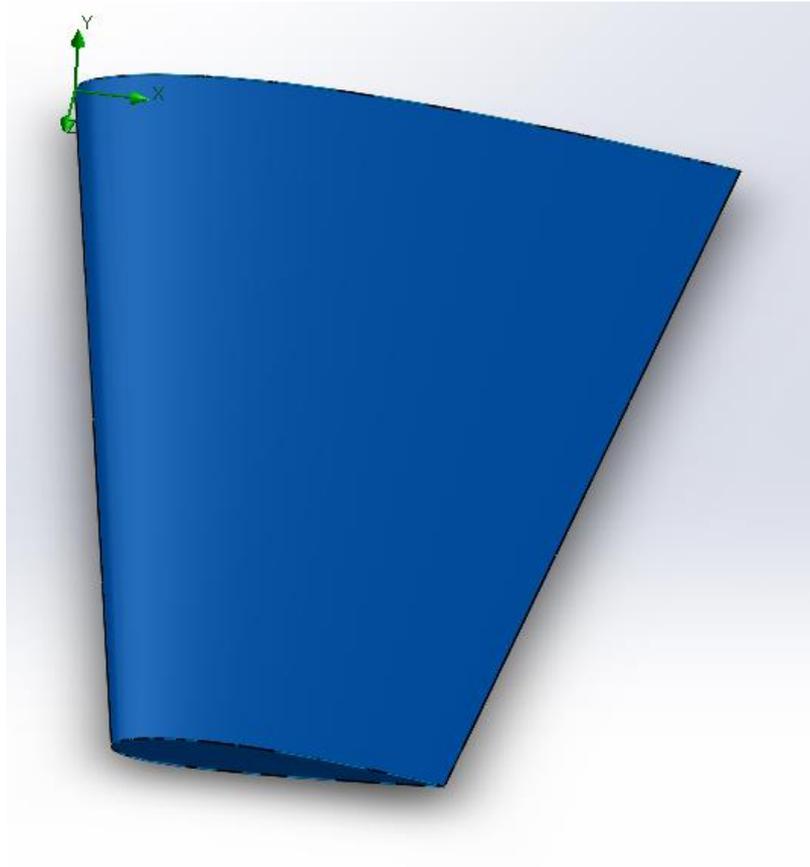


Figura III.24. Pieza totalmente definida.

III. Desarrollo proyecto

III. Desarrollo proyecto

III.3. ESTUDIO Y DEFINICIÓN DE ESTADOS TENSIONALES.

Una vez se ha realizado el diseño de la pieza mediante la utilización del software SolidWorks queda totalmente definida y lista para su posible fabricación. Sin embargo, aún no se estudiado el comportamiento aerodinámico, estático y de impacto que determinarán si el diseño de esta pieza cumple con los requisitos que se deseen con una funcionalidad correcta.

Para ello se va a realizar diversas simulaciones para conocer su comportamiento frente a cargas externas, caída y como actúa con el flujo del viento. Entonces, para realizar dichas operaciones es necesario conocer los parámetros iniciales que creen estas cargas, por esa razón, se va dividir en 2 bloques: Cargas estáticas y cálculos de impacto.

III.3.1. Cargas estáticas.

En este apartado, se va a estudiar el comportamiento estático que sufre la pieza por efecto del aire por el avance de la superficie alar donde se determinará las presiones que se generan.

Para ello las condiciones iniciales son las siguientes: ángulo de ataque (α) de 10 grados, una velocidad de 27,8 m/s, una presión de 101325 Pa y una temperatura de 293,2 K en condiciones normales. Se va a emplear un $\alpha=10^\circ$ porque es justo antes de entrar en pérdida el ala.

Por ello, realizando una pequeña simulación de flujo en SolidWorks se puede extraer las presiones que se generan en el intradós y extradós, para ello se va a dividir en dos partes, así es más sencillo de estudiar las presiones generadas.

III. Desarrollo proyecto

-Extradós.

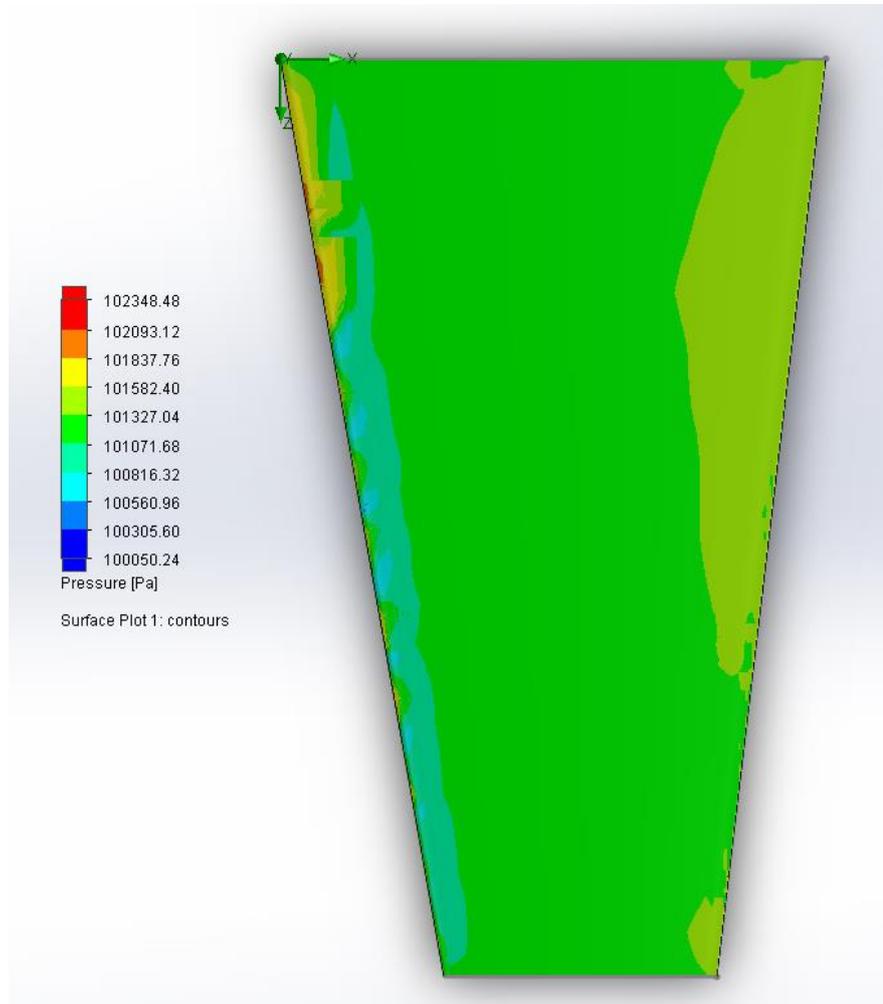


Figura III.25. Simulación de la presión por efecto del flujo en el extradós en SolidWorks.

Como se puede observar en la imagen anterior las presiones generadas del ala tiene diferentes presiones según la zona del perfil alar, es decir, en la curvatura del borde de ataque es donde hay menos presión comprendido en un rango de 100560,96-100816,32 Pa, la razón de esta disminución viene determinada por la curvatura que es donde la velocidad aumenta ya que tiene más recorrido comparándolo con el extradós, en cambio en la parte de la curvatura máxima hasta el borde de salida tiene un intervalo la presión de 101071,68-101582,40 Pa, es coherente porque la velocidad ya no es tan alta y ha superado la curvatura máxima.

III. Desarrollo proyecto

-Intradós.

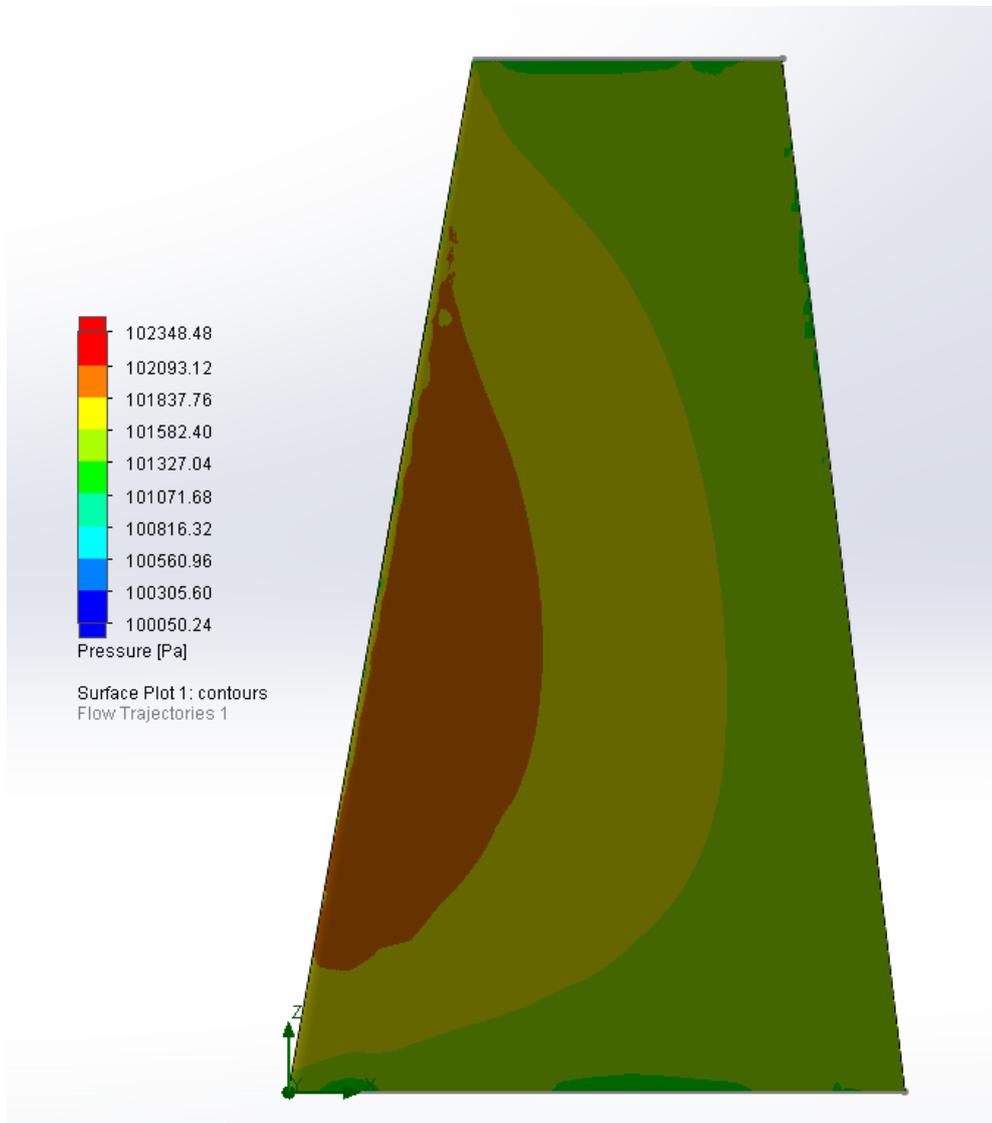


Figura III.26. Simulación de la presión por efecto del flujo en el intradós en SolidWorks.

En esta parte se puede observar que es donde más presión se genera teniendo un valor máximo alrededor de 102348,48 Pa en el borde de ataque, en la parte central de 101837,76 Pa y en el borde de salida de 101327,04 Pa, esto viene determinado porque la velocidad es menor en esta parte y genera más presión según el teorema de Bernoulli.

III. Desarrollo proyecto

Como se puede observar en las dos imágenes anteriores hay una diferencia de presiones, esta diferencia es la que provoca la fuerza de sustentación del ala, ya que, en la parte del extradós, el aire va más deprisa, pero tiene menos presión. Lo que crea una especie de succión que tira del ala hacia arriba. En cambio, en el intradós el aire va más despacio, por lo que tiene más presión. Esto crea una fuerza que empuja el ala hacia arriba. Estas dos fuerzas son las responsables de que el avión vuele.

III.3.2. Cálculos de impacto

Esta simulación es bastante importante respecto a la durabilidad del diseño frente un impacto, para ello uno de los factores que hay que tener en cuenta es la capacidad de absorción o resistencia a impactos. En el caso de que el aeromodelo pierda el control o por cualquier otro motivo entre en caída, es en este caso, donde el ala tiene que absorber el impacto sin romperse o tener una gran deformación, sino supondría un gran gasto porque se tendría que volver a fabricar el ala.

Para que el ala pueda cumplir esta simulación, debe tener muy buena tenacidad junto con una buena rigidez y obtener una deformación mínima. Todos estos factores son los responsables de evitar la rotura de la pieza estudiada ante esta simulación.

Por esa razón, se realizará el estudio a una velocidad de impacto de 50 km/h ante un suelo rígido. Para la simulación se escogerá la parte del intradós siendo la zona donde recibirá el primer contacto contra el suelo, es decir, la cara donde se ejercitará el impacto como se puede observar en la siguiente imagen:

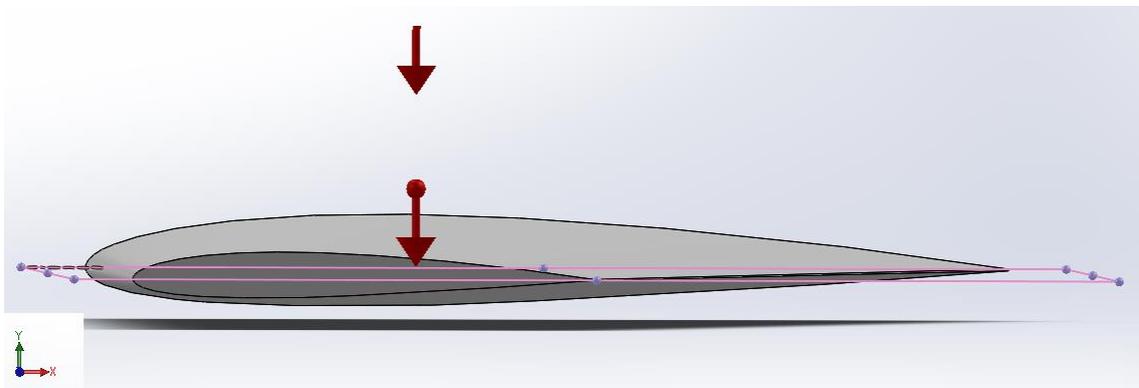


Figura III.27. Simulación de las fuerzas que se representan en el ala para el ensayo de impacto.

III. Desarrollo proyecto

Como se puede observar en la figura anterior actúan dos parámetros: la de la gravedad y la velocidad de impacto.

Se simulará en puntos posteriores para los materiales especificados y se calculará la energía total de absorción de cada material para las mismas condiciones que se han nombrado anteriormente, para ellos las fórmulas que se van a utilizar son las siguientes:

$$E_p = m \cdot g \cdot h; \quad E_c = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v^2; \quad E_m = E_p + E_c$$

Donde:

m= Masa del objeto (Kg)

g= Aceleración de gravedad (m/s²)

h= Altura donde el objeto comienza a caer (m)

v= Velocidad que tiene el objeto en el momento de impacto (m/s)

III. Desarrollo proyecto

III. Desarrollo proyecto

III.4. SELECCIÓN DE MATERIALES.

Este apartado se centra en la definición de los materiales más adecuados para la aplicación concreta del producto. Se obtendrá las propiedades mecánicas necesarias para su modelización con SolidWorks y poder realizar diferentes simulaciones como se ha visto anteriormente.

Es importante tener en cuenta que los materiales que se van a estudiar tienen que tener las cualidades necesarias para poder obtener una pieza óptima para su uso. Como se ha visto anteriormente es necesario que posea muy buena resistencia mecánica para poder aguantar las presiones generadas por el flujo del viento y un impacto contra el suelo, en el caso que se pierda el control del dispositivo, también un buen comportamiento ante vibraciones, agentes atmosféricos... Pero sobre todo debe tener una elevada ligereza, ya que se trata de un ala de aeromodelo y en este campo el peso es uno de los parámetros más importantes.

Como se ha visto en la introducción de los materiales, las características que tiene que cumplir la pieza son las siguientes:

- Factor resistencia/peso
- Confiabilidad
- Propiedades anticorrosivas
- Propiedades de trabajo
- Resistencia a la fatiga
- Propiedades de unión
- Factor de resistencia
- Facilidad de modelaje.

Una vez visto las propiedades y características que debe tener el material para obtener una pieza con rendimiento óptimo se procede a seleccionar la familia (Metal,

III. Desarrollo proyecto

material compuesto y polímero) que se quiera introducir mediante un estudio de Valor técnico Ponderado. Los criterios que se han impuesto son los siguientes:

-Facilidad de montaje con un peso de (7). Es importante tener en cuenta ya que puede ser más costoso o menos el hecho de montar el ala y ensamblar a otras piezas

-Bajo coste con un peso de (5). Al tratarse de un campo de competición e aeronáutica el coste no supone una restricción definitiva a la hora de seleccionar el material.

-Resistencia mecánica con un peso de (10). Es bastante importante ya que la pieza está sometida a esfuerzos externos entonces debe soportar perfectamente cualquier factor mecánico que se influya a la pieza.

-Densidad con un valor de (10). En el campo aeronáutico es fundamental tener en cuenta el peso del material ya que cuanto menor peso, más rápido puede ir y menor consumo de combustible le hace falta.

-Resistencia a factores externos con un valor de (7). Es importante tener en cuenta este factor ya que está constantemente atacado por los rayos UV del sol e otros factores externos.

Una vez asignado todos los criterios con sus respectivos pesos, se realiza la matriz de ponderación siendo la siguiente:

III. Desarrollo proyecto

Tabla III.3. Matriz de ponderación.

Valor del criterio (V)	Combinaciones Criterio (C)	Metal		Material compuesto		Polímero	
		C	V*C	C	V*C	C	V*C
7	Facilidad de montaje	4	28	4	28	5	35
5	Bajo coste	4	20	2	10	5	25
10	Resistencia mecánica	8	80	9	90	5	50
10	Densidad	4	40	8	80	6	60
7	Resistencia a factores externos	5	35	4	28	2	14
	Suma		203		236		184
	Ponderación		63%		73%		57%

Como se puede observar en la anterior tabla, los pesos y las ponderaciones otorgadas se han asignado según la importancia que tienen respecto a la fabricación de la pieza, en el cual, otorga que la familia más óptima para la fabricación del ala es el material compuesto, ya que tiene muy buena resistencia junto con su bajo peso.

Una vez se conoce de que tipo de material se va a fabricar, se procede a realizar una búsqueda y seleccionar diferentes materiales para compararlos entre ellos y seleccionar el óptimo a través de las simulaciones. Para extraer los valores determinantes se utiliza el software CES EduPack, el cual es una de las bases de datos más importantes del mundo material.

Al haber realizado una búsqueda sobre los materiales más importantes sobre el mundo del aeromodelismo, se ha seleccionado hacer el ala de tipo sándwich por ello se va a emplear el núcleo seleccionado y la fibra junto con su matriz.

El núcleo será espuma de Poliestireno ya que tiene muy buenas propiedades mecánicas a tracción, compresión y cortadura, una densidad homogénea...Las propiedades de este material son las siguientes:

III. Desarrollo proyecto

Tabla III.4. Propiedades de la Espuma de Poliestireno

Espuma de Poliestireno	
E (MPa)	25
xt (MPa)	1
xc (MPa)	1
G (MPa)	6
V	0,25
ρ (kg/m ³)	47

Una vez asignado el núcleo que se va utilizar para una estructura tipo sándwich se va a seleccionar las fibras junto con una matriz para poder realizar una comparación entre ellas y seleccionar la más óptima a partir de las simulaciones estáticas y de impacto, para ello se ha seleccionado Fibra de Carbono con resina Epoxy (CF-E) y Fibra de Vidrio con resina Epoxy (GF-E).

La fibra de Carbono que se va emplear es la de alta módulo molecular (5 micras), la de Fibra de Vidrio, es la de grado S de 10 micras de monofilamento de fibra, y la resina Epoxy, es la cycloaliphatic.

El primer estudio se va a realizar para CF-EP, posteriormente se hará para GF-EP. Por tanto, los datos que nos otorga la base de datos no son válidos para introducirlos en el programa ya que al tratarse de materiales compuestos son ortotrópicos, es decir, que se comportan de forma diferentes para los 3 ejes de direcciones. Para ello se tiene que realizar un cálculo mediante métodos micromecánicos para obtener las propiedades en cada dirección, este caso se va a emplear el cálculo por el método Chamis.

Entonces las propiedades de la resina epoxi y de la fibra de carbono extraídos de la base de datos son las siguientes:

III. Desarrollo proyecto

Tabla III.5. Propiedades de la Fibra de Carbono y resina Epoxy

Fibra de Carbono			Resina Epoxy		
E(Lf)	379212	(MPa)	E(m)	3500	(MPa)
E(Tf)	62053	(MPa)	v(m)	0,35	
v(LTf)	0,2		G(m)	1296,296	(MPa)
v(TTf)	0,25		Xtm	55	(MPa)
G(LTf)	75842	(MPa)	Xcm	103	(MPa)
G(TTf)	48263	(MPa)	Sm	55	(MPa)
x(tf)	2500	(MPa)	pm	1200	(kg/m ³)
x(cf)	1500	(MPa)			
p(f)	1800	(kg/m ³)			

Al tener los valores para cada material se procede a realizar el cálculo por el método nombrado anteriormente, en este caso, se va a realizar a partir de un 70% de volumen de fibra y un 30% de matriz.

Es necesario calcular el módulo de cizalladura para la resina epoxi, ya que se trata de un material isotrópico, aplicando la siguiente ecuación:

$$G_m = \frac{E_m}{2 \cdot (1 + \nu_m)} = 1296,296 \text{ MPa}$$

Una vez tenemos todos los valores necesarios de los materiales se procede a calcular las constantes elásticas, posterior a ello, las constantes resistentes.

En primer lugar, se calcula el módulo de Young en la dirección longitudinal a partir del módulo de elasticidad de la matriz y de la fibra junto con el volumen de fibra que contiene y se utiliza la siguiente fórmula:

$$E_X = E_{Lf} \cdot V_f + E_m \cdot (1 - V_f) = 266498,4 \text{ MPa}$$

Para el cálculo de los módulos transversales de Young siendo perpendicular al eje de la dirección de la fibra, se aplica la siguiente fórmula y criterio:

$$E_Y = E_m \cdot \left(\frac{1}{(1 - \sqrt{V_f}) - \left(1 - \frac{E_m}{E_{Tf}}\right)} \right) = 16624,67 \text{ MPa}$$

III. Desarrollo proyecto

$$E_Y = E_Z$$

En segundo lugar, se obtienen los coeficientes de Poisson utilizando las siguientes fórmulas:

$$v_{xy} = v_{xyf} \cdot V_f + v_m \cdot (1 - V_f) = 0,245$$

$$v_{xy} = v_{xz}$$

En tercer lugar, es necesario calcular los módulos de cizalladura para poder extraer el coeficiente de Poisson transversal pero no contenido en el plano. Entonces:

$$G_{xy} = \frac{G_m}{1 - \sqrt{V_f} \cdot \left(1 - \frac{G_m}{G_{L,Tf}}\right)} = 7297,313 \text{ MPa}$$

$$G_{xy} = G_{xz}$$

$$G_{yz} = \frac{G_m}{1 - \sqrt{V_f} \cdot \left(1 - \frac{G_m}{G_{T,Tf}}\right)} = 6976,393 \text{ MPa}$$

Al conocer el valor anterior G_{YZ} se puede calcular el coeficiente de Poisson v_{yz}

$$v_{yz} = \frac{E_y}{2 \cdot G_{yz}} - 1 = 0,191$$

Una vez calculado las constantes resistentes necesarias, permite poder extraer los valores de las constantes resistentes a partir de diferentes fórmulas, en el cual, extraemos la tensión de rotura tanto a tracción como a compresión en la dirección transversal y longitudinal. También, permite obtener la tensión de rotura a cortadura.

Primeramente, se calcula la tensión de rotura en las dos direcciones trabajando a tracción, obteniendo los siguientes valores:

$$X_t = V_f \cdot X_{tf} = 1750 \text{ MPa}$$

$$Y_t = X_{tm} \cdot \left[1 - (\sqrt{V_f} - V_f) \cdot \left(1 - \frac{E_m}{E_{Tf}}\right)\right] = 47,91 \text{ MPa}$$

III. Desarrollo proyecto

Posteriormente, se calcula lo mismo, pero a compresión y se introduce el cálculo de rotura a cortadura.

$$X_c = V_f \cdot X_{cf} = 1050 \text{ MPa}$$

$$Y_c = X_{cm} \cdot \left[1 - (\sqrt{V_f} - V_f) \cdot \left(1 - \frac{E_m}{E_{Tf}} \right) \right] = 89,722 \text{ MPa}$$

$$S_{xy} = S_m \cdot \left[1 - (\sqrt{V_f} - V_f) \cdot \left(1 - \frac{G_m}{G_{LTf}} \right) \right] = 47,61 \text{ MPa}$$

Por último, se calcula la densidad del material compuesto:

$$\rho = \rho_f \cdot V_f + \rho_m \cdot (1 - V_f) = 1620 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}$$

Una vez finalizado todo el cálculo de las constantes resistentes y elásticas mediante el método de Chamis, se resume en una tabla para poder visualizarlo mejor las propiedades mecánicas de la fibra de carbono con un 70% con la resina epoxi.

Tabla III.6. Propiedades mecánicas de fibra de Carbono con resina Epoxy.

Constantes elásticas			Constantes resistentes		
Ex	266498,4	(MPa)	xt	1750	(MPa)
Ey	16624,67	(MPa)	yt	47,90764	(MPa)
Ez	16624,67	(MPa)	xc	1050	(MPa)
Gxy	7297,313	(MPa)	yc	89,71795	(MPa)
Gxz	7297,313	(MPa)	Sxy	47,61217	(MPa)
Gyz	6976,393	(MPa)	ρ	1620	(kg/m ³)
Vxy	0,245				
Vxz	0,245				
Vyz	0,191				

En el caso de GE-EP, se realiza el mismo método que se ha visto anteriormente, por ello las propiedades de la fibra de vidrio y del epoxi son las siguientes:

III. Desarrollo proyecto

Tabla III.7. Propiedades de la fibra de Vidrio con resina Epoxy.

Fibra de vidrio			Resina Epoxy		
E(Lf)	73084	(MPa)	E(m)	3500	(MPa)
E(Tf)	73084	(MPa)	v(m)	0,35	
v(LTf)	0,22		G(m)	1296,296	(MPa)
v(TTf)	0,22		Xtm	55	(MPa)
G(LTf)	30130	(MPa)	Xcm	103	(MPa)
G(TTf)	30130	(MPa)	Sm	55	(MPa)
x(tf)	2757	(MPa)	pm	1200	(kg/m ³)
x(cf)	1800	(MPa)			
p(f)	2490	(kg/m ³)			

Realizando el mismo cálculo que se ha visto anteriormente las constantes elásticas y resistentes son las siguientes:

Tabla III.8. Propiedades mecánicas de la fibra de Vidrio con resina Epoxy.

Constantes elásticas			Constantes resistentes		
Ex	52208,8	(MPa)	xt	1929,9	(MPa)
Ey	17206,82	(MPa)	yt	47,84365	(MPa)
Ez	17206,82	(MPa)	xc	1260	(MPa)
Gxy	6503,073	(MPa)	yc	89,59812	(MPa)
Gxz	6503,073	(MPa)	Sxy	47,80708	(MPa)
Gyz	6503,073	(MPa)	ρ	2100	kg/m ³
vxy	0,259				
vxz	0,259				
vyz	0,323				

Como se puede observar en las tablas, los dos materiales tienen propiedades mecánicas bastante diferentes, siendo la que menos resistencia la de fibra de vidrio con epoxy. A simple vista se observa que el material más óptimo es la fibra de carbono ya que resiste mucho más, pero quizás, en este estudio sobredimensione de forma considerable las simulaciones, por lo que abre la posibilidad a emplearse fibra de vidrio en vez de carbono.

III. Desarrollo proyecto

III.5. SIMULACIÓN.

Al conocer el diseño geométrico que tiene el ala del aeromodelo y los materiales que se van a emplear para poder comparar entre sí. En esta parte, se trata de introducir todo lo visto anteriormente para poder realizar los análisis de elementos finitos y de flujo con el programa de SolidWorks. Para ello, se va a mostrar primero la simulación aerodinámica para diferentes ángulos de ataque y conocer el comportamiento de flujo frente la pieza, entre cosas. En segundo lugar, se analizará la simulación estática bajo presiones generadas en la simulación anterior para los dos materiales estudiados en el punto anterior. Por último, se realizará una simulación de impacto para los dos materiales.

III.5.1. Simulación aerodinámica.

En este punto se va a elaborar diferentes simulaciones haciendo referencia a la aerodinámica de la pieza, con el fin de conocer el comportamiento del flujo frente al perfil alar a diferentes ángulos de ataques, incluyendo la extracción de las presiones generadas por dicho flujo. En definitiva, se van a realizar 4 simulaciones. La primera de ella se ejecutará para un ángulo de ataque de 0 grados, la segunda de 5°, la tercera de 10° y la última de 15°.

A continuación, se va a especificar los parámetros de entrada para realizar la simulación, ya que es igual para todas. La única diferencia es el ángulo de ataque.

En primer lugar, se inicia el complemento de “Flow Simulation” en SolidWorks. Al abrir esto, se tiene que accionar en “Wizard” para poder crear el proyecto que se quiere estudiar, entonces, pide el sistema de unidades que se quiere trabajar, en este caso, sistema internacional (SI),

En segundo lugar, indica el tipo de análisis que se quiere optar, en este caso, al tratarse de un ala tiene que ser un análisis en el exterior ya que no hay ninguna cavidad hueca para poder realizar una simulación de flujo interno

III. Desarrollo proyecto

En tercer lugar, se introduce el gas o líquido que se quiera trabajar. Se define el aire como fluido, y con ello, la característica laminar y turbulento del tipo de flujo para analizarlo en la simulación. Posterior a esta selección, el programa se dirige a una nueva pestaña que no se va a introducir ningún dato ya que estos parámetros pertenecen a los análisis térmicos.

El último paso hace referencia a la introducción de las condiciones iniciales y ambientales. Para este estudio se va a utilizar los valores termodinámicos que vienen por defecto teniendo una presión de 101325 Pa y una temperatura de 293,2 K. En el caso, de la velocidad se va a introducir en la dirección X ya que es la que atraviesa el ala de forma longitudinal siendo una velocidad 27,8 m/s, en el caso que se quiera cambiar el ángulo de ataque se tiene que introducir en "angle of attack" y en unidades de radianes. Para tener una mejor visualización de ello se muestra la siguiente imagen:

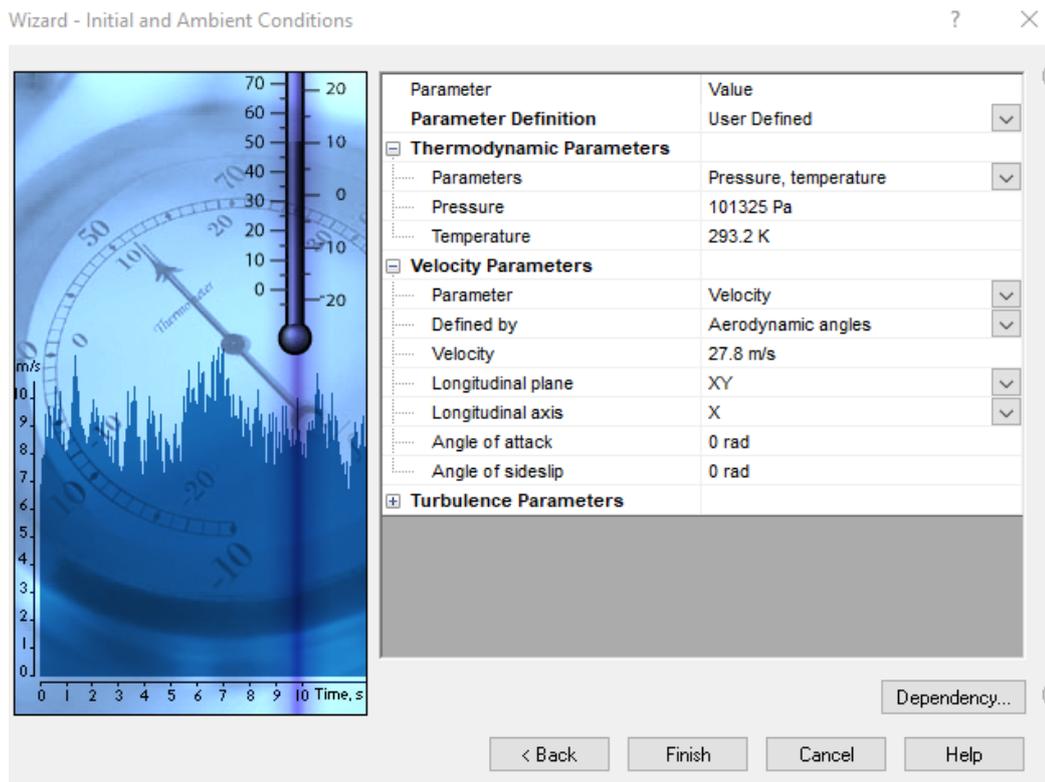


Figura III.28. Selección de las unidades para la simulación aerodinámica.

III. Desarrollo proyecto

Cuando se han introducido todos los valores iniciales, se procede a definir el volumen de control del ensayo, cuanto más grande es menos preciso será los resultados, en cambio, cuanto menor sea, el análisis obtendrá menos información. Por esta razón se tiene que hacer un volumen que se ajuste y envuelva perfectamente la pieza dejándole su espacio.

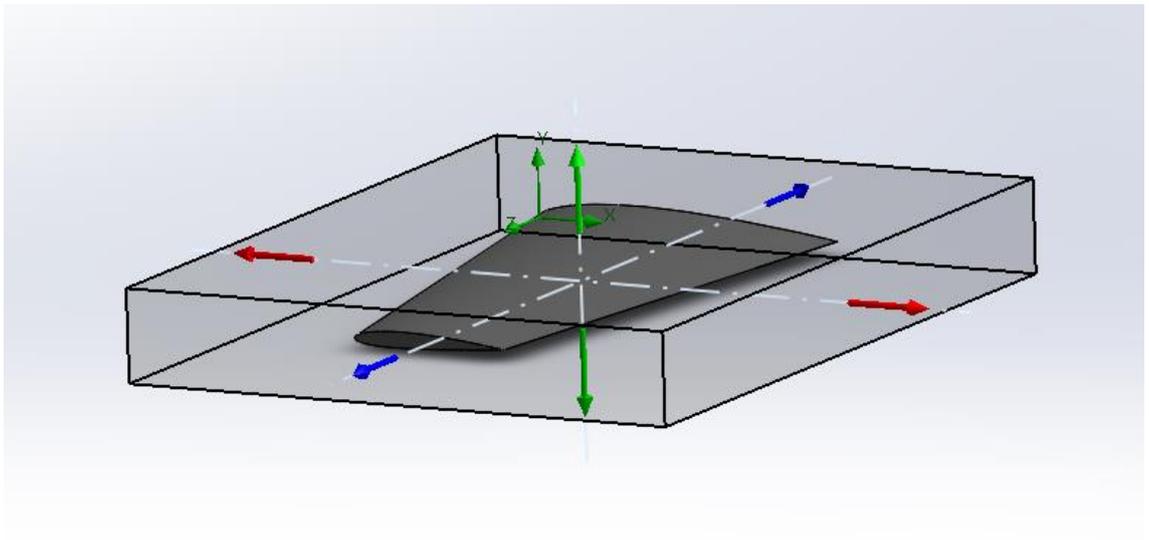


Figura III.29. Definición del volumen de control.

Una vez finalizado la definición de los parámetros para poder realizar el análisis de flujo, se procede a seleccionar aquellos parámetros necesarios para que el programa lo extraiga. En este caso, se ha supuesto como valores importantes las presiones ejercidas tanto en el intradós como extradós. Por ello, se debe introducir en el comando “Goals” como se aprecia en la siguiente imagen:



Figura III.30. Introducción de los “Goals” para el ensayo

Al finalizar de introducir todas las condiciones iniciales junto con los parámetros que se quieren extraer. A continuación, se realizará la simulación para cada ángulo de

III. Desarrollo proyecto

ataque junto con su explicación ya que es lo mismo para todas las simulaciones lo único que cambia es el ángulo de ataque del fluido frente a la pieza.

III.5.1.1. Ángulo de ataque 0°

Se ejecuta la simulación en las condiciones que se han visto anteriormente y con un ángulo de ataque de 0°, en el cual, se obtienen los siguientes valores de presiones y gráficas de fluido.

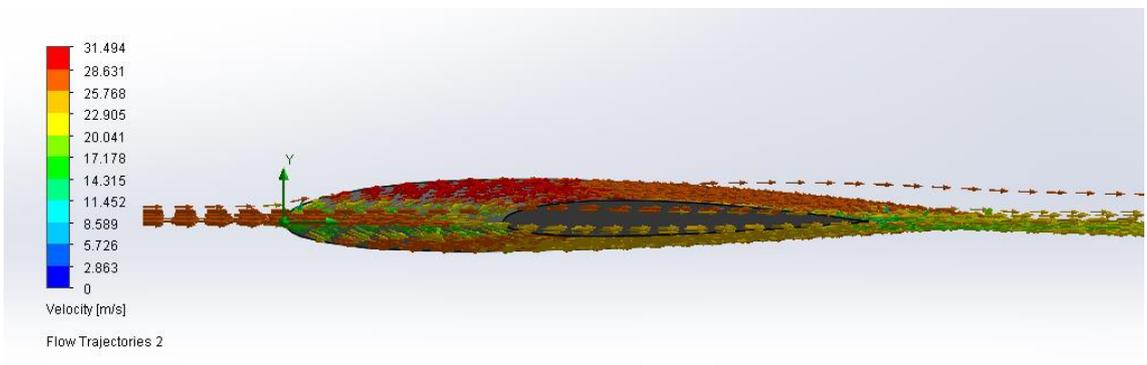


Figura III.31. Resultados del ensayo a 0° para la velocidad.

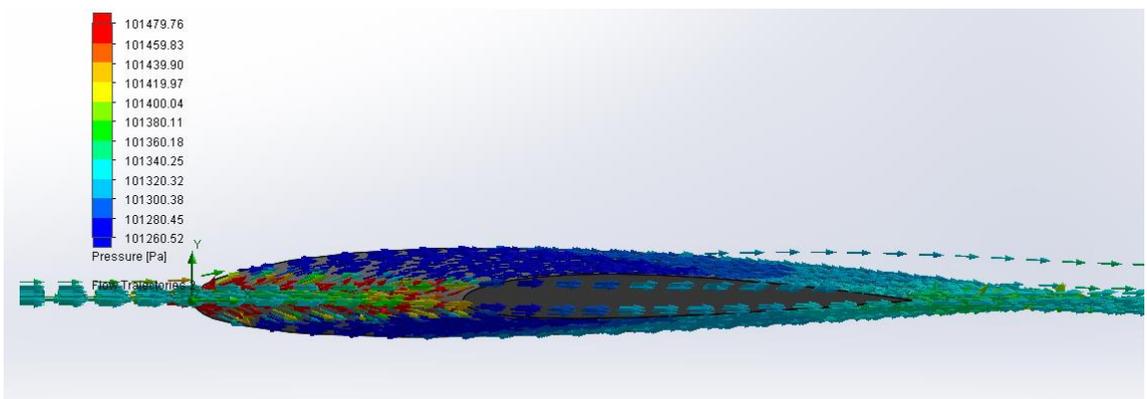


Figura III.32. Resultados del ensayo a 0° para la presión.

III. Desarrollo proyecto

Tabla III.9. Resumen de los resultados a 0°.

Objetivos	Unidad	Valor
Presión mínima total	[Pa]	101022,7
Presión máxima total	[Pa]	102083,7
Máxima velocidad	[m/s]	31,34

Como se puede observar en las imágenes anteriores y en la tabla de valores que se ha extraído del programa. Las presiones y velocidades no son muy elevadas ya que el fluido se comporta bastante bien a través de la superficie del perfil alar sin haber ninguna alteración. En este caso la velocidad es mayor en la parte del intradós porque tiene mayor curvatura que recorrer en comparación con el extradós, aunque esta diferencia de velocidad es muy pequeña porque el perfil es casi simétrico. Ocurre lo mismo en las presiones, la diferencia de presiones es muy pequeña con un valor de 1061,05 Pa, aun así, se crea una fuerza de sustentación de un valor de 4 N según el programa.

III.5.1.2. Ángulo de ataque 5°

En este caso, se ha introducido un ángulo de ataque de 5° como se puede apreciar en las siguientes imágenes;

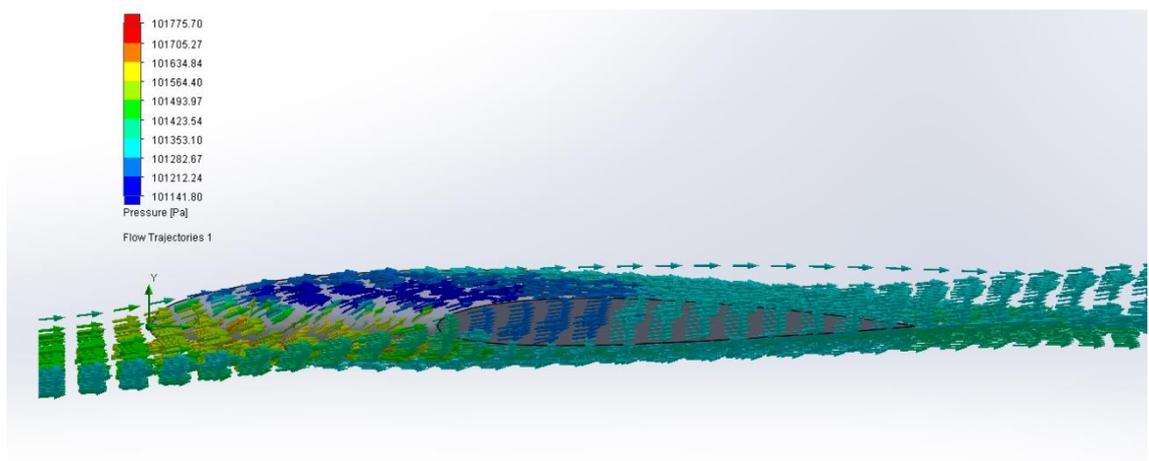


Figura III.33. Resultados del ensayo a 5° para la presión.

III. Desarrollo proyecto

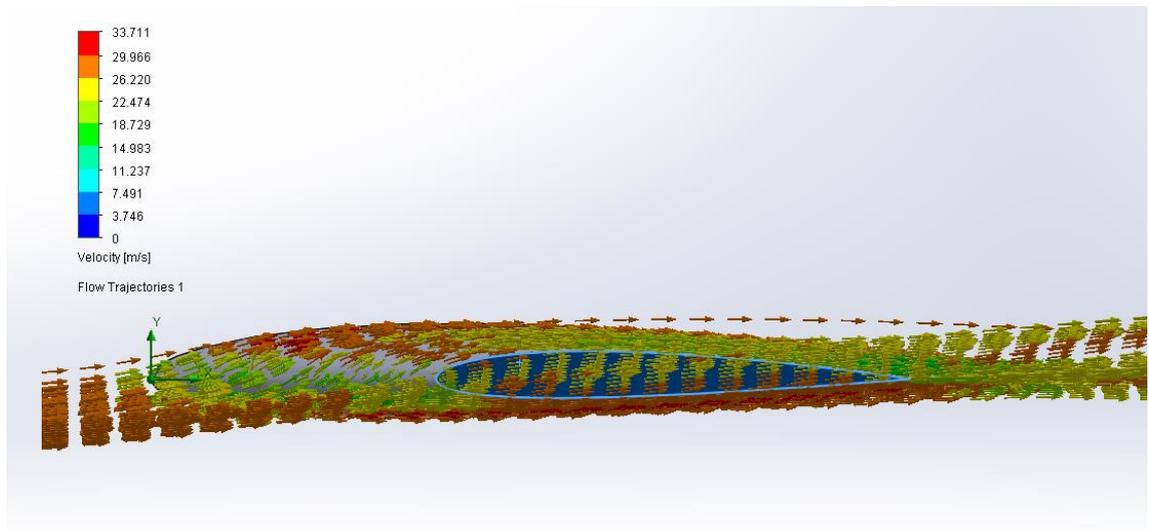


Figura III.34. Resultados del ensayo a 5° para la presión.

Tabla III.10. Resumen de los resultados a 5°.

Objetivos	Unidades	Valor
Presión mínima total	[Pa]	100905,8
Presión máxima total	[Pa]	102823,2
Máxima velocidad	[m/s]	34,7

En este caso, las gráficas muestran resultados más elevados comparándolo con la anterior simulación, y esto, viene determinado porque el fluido cuando entra en contacto la pieza en la parte del extradós tiene que realizar más recorrido ya que tiene mayor curvatura provocando que aumente la diferencia de velocidades y de presiones, entonces incita a un aumento de la velocidad y una disminución de la presión en la parte del extradós y en la parte del intradós ocurre lo contrario. La diferencia de presiones que se genera es de 1917,49 Pa, como se aprecia es mucho más grande que la simulación para ángulo de ataque 0°.

III. Desarrollo proyecto

III.5.1.3. Ángulo de ataque 10°

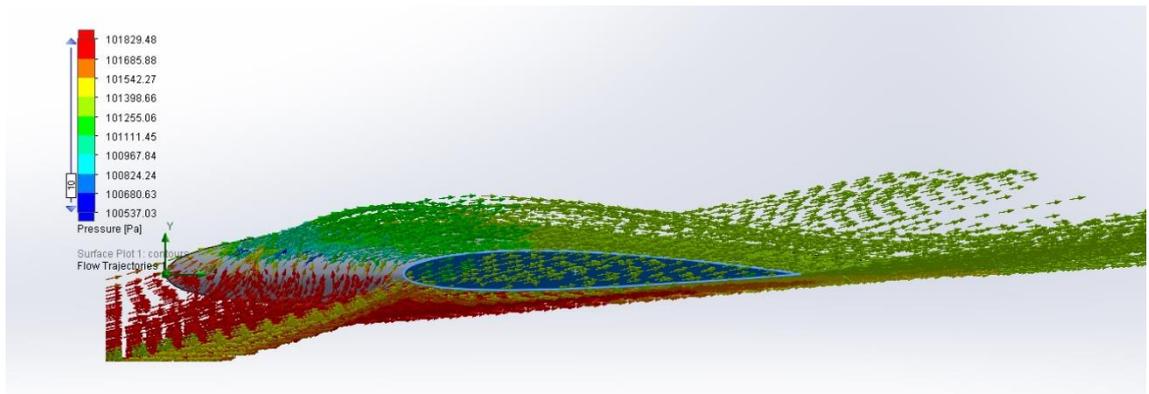


Figura III.35. Resultados del ensayo a 10° para la presión.

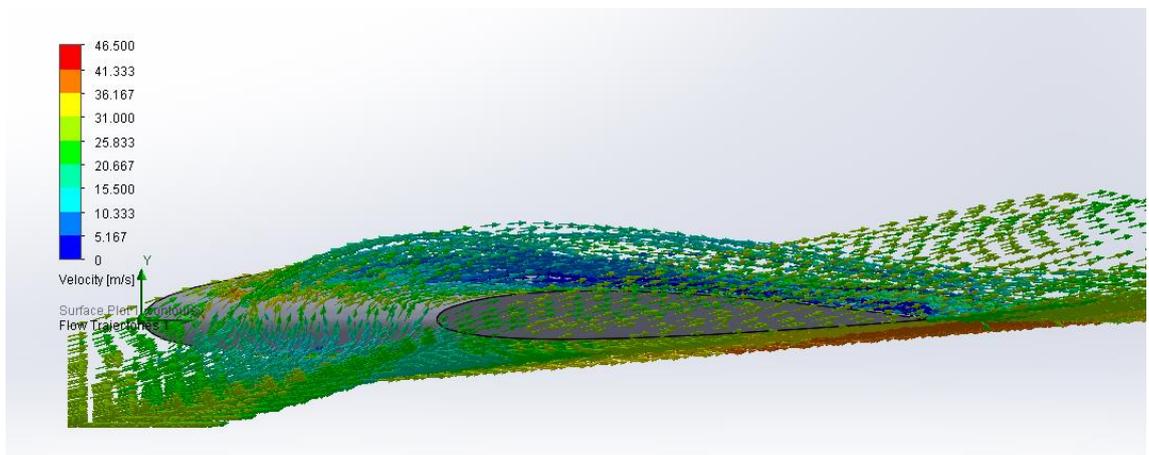


Figura III.36. Resultados del ensayo a 10° para la presión.

Tabla III.11. Resumen de los resultados a 10°.

Objetivos	Unidades	Valor
Presión mínima total	[Pa]	99625,71
Presión máxima total	[Pa]	102882,9
Máxima velocidad	[m/s]	47,72

III. Desarrollo proyecto

A partir de un ángulo de ataque superior a 10° es posible que el aeromodelo entre en pérdida ya que se crea un gradiente de presiones adverso, con lo cual, va aumentando en función de la reducción de velocidad y un aumento de la presión ya que a partir de la curvatura máxima comienza a ver menos velocidad y más presión como se puede observar en las imágenes anteriores. En este caso, no entraría en pérdida porque no se altera demasiado el flujo, pero le faltaría poco. Evidentemente la diferencia de presiones es superior a las anteriores porque el fluido tiene que recorrer más superficie de curvatura, teniendo una diferencia de 3257,18 Pa.

III.5.1.4. Ángulo de ataque 15°

En esa simulación se ha querido mostrar que ocurre cuando el avión entra en pérdida tanto de forma analítica en comparación con las otras simulaciones como visual a partir de las imágenes.

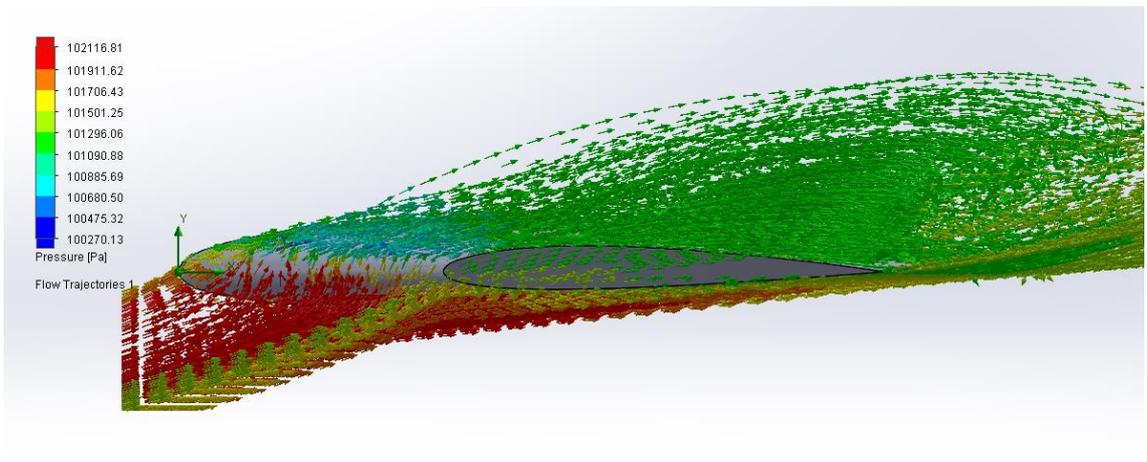


Figura III.37. Resultados del ensayo a 15° para la presión

III. Desarrollo proyecto

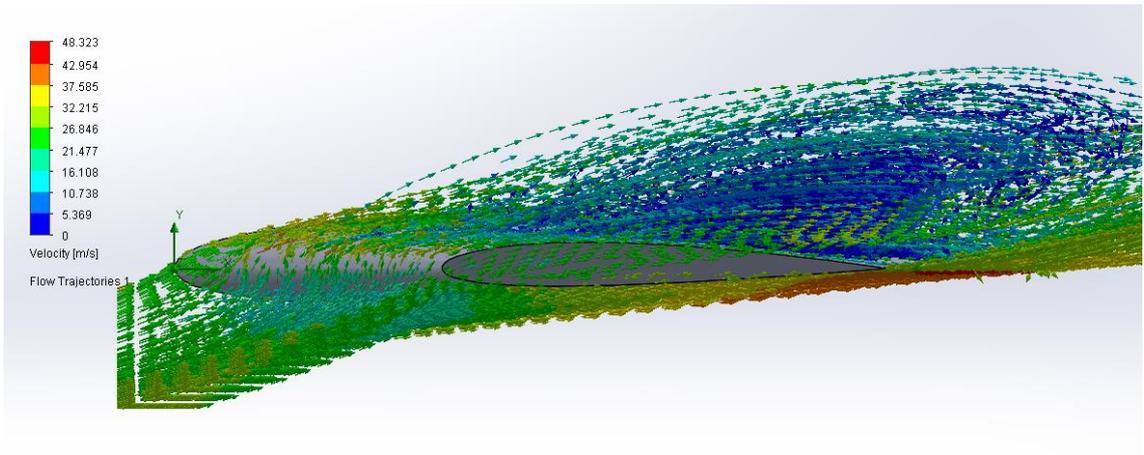


Figura III.38. Resultados del ensayo a 15° para la presión

Tabla III.12. Resumen de los resultados a 15°

Objetivos	Unidades	Valor
Presión mínima total	[Pa]	99052,69
Presión máxima total	[Pa]	103319,6
Máxima velocidad	[m/s]	51,10887

Como se ha comentado anteriormente, en este caso el aeromodelo ha entrado en pérdida ya que el gradiente de presiones adverso es muy elevado como se puede apreciar en la imagen a partir de la curvatura máxima donde la presión es elevada y una velocidad pequeña en comparación con la parte inicial de la curvatura del extradós. La diferencia de presiones que se genera es de 4266,89 Pa, por esta razón, muestra una velocidad tan elevada.

Como se ha indicado anteriormente, esta simulación no va a tener ningún peso en el trabajo, solamente es para demostrar que ocurre cuando el aeromodelo entra en pérdida. Los valores que se van a emplear para el análisis estático son los de la zona crítica, utilizando las presiones para un ángulo de 10°.

III. Desarrollo proyecto

III.5.2. Análisis estático.

Una vez realizado las simulaciones aerodinámicas, se puede proceder a ejecutar las simulaciones bajo cargas estáticas mediante la presión que se ha obtenido en el apartado anterior. En este caso, se va a emplear la presión generada para un ángulo de 10° , se escoge este valor ya que como se ha visto anteriormente es una zona crítica antes de entrar en pérdida el aeromodelo.

Se va a realizar dos simulaciones, una de ellas, para la fibra de carbono con Epoxy y la otra, fibra de vidrio con Epoxy, así poder realizar una comparación entre ellas. Se realizará mediante elementos finitos que contiene el programa SolidWorks.

Para ello, se va a explicar a continuación la introducción de los datos previos antes de “lanzar” el análisis.

En primer lugar, se tiene que exportar las presiones generadas por la herramienta “Flow Simulation” a “Simulation” (la herramienta que se va a trabajar para realizar el análisis estático). Para ello se tiene que pulsar en herramientas, “Flow Simulation”, “tools” y, por último, “export results to Simulation”. Para una mejor visualización se muestra la siguiente imagen:

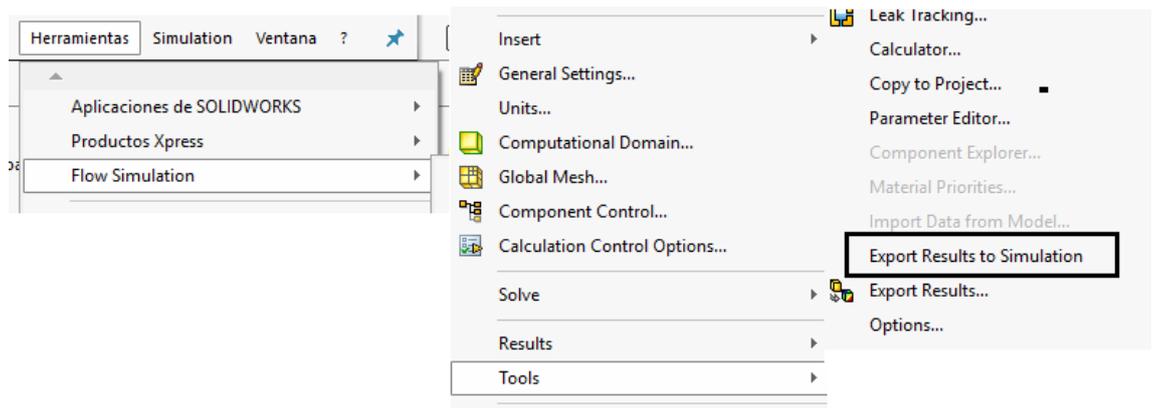


Figura III.39. Exportar los resultados aerodinámicos a la simulación.

En segundo lugar, se selecciona el complemento de “Simulation”, donde se tiene que pulsar crear un nuevo estudio análisis estático.

III. Desarrollo proyecto

Una vez abierto este estudio se abren una gran posibilidad de introducción de parámetros donde se va introducir los necesarios para realizar perfectamente este estudio.

En tercer lugar, es importante definir los contactos entre componentes ya que tenemos un sólido junto una superficie como se ha visto en el punto III.2.3. Para ello se hace una unión rígida ya que se quiere conseguir que se traspasen los esfuerzos entre componentes y no trabajan como piezas separadas ya que se trata de un material de tipo Sándwich.

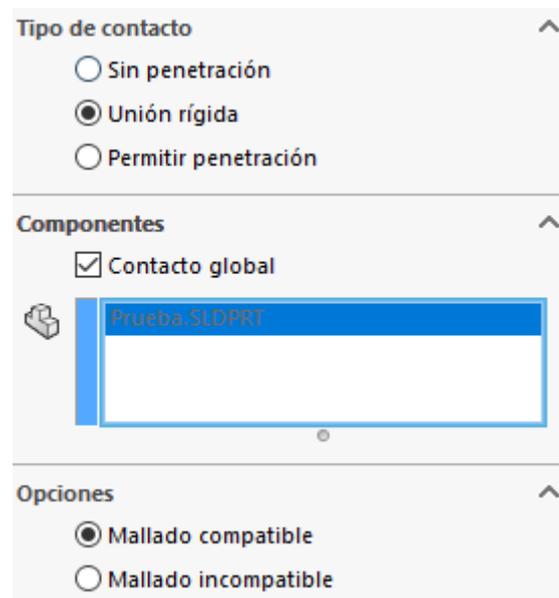


Figura III.40. Realizar la unión rígida entre componentes.

En cuarto lugar, se hará referencia a la introducción de los materiales para el sólido y la superficie creada. Para el sólido se va a incluir espuma de poliestireno y para la superficie se va a introducir el compuesto a partir del laminado de cada material que se especificará en los puntos posteriores.

III. Desarrollo proyecto

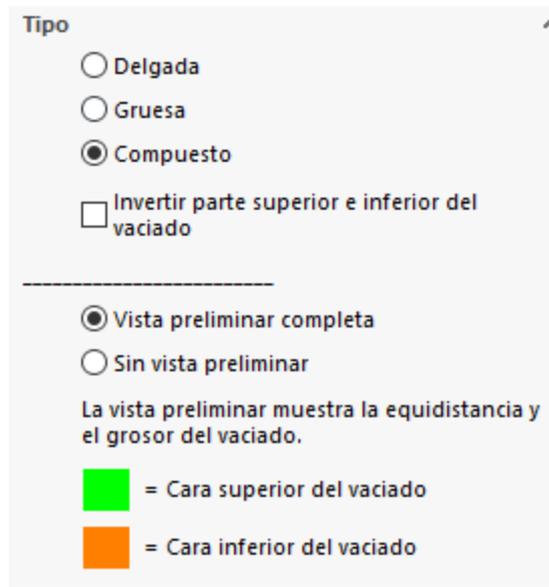


Figura III.41. Seleccionar el material compuesto con sus características.

En quinto lugar, se define la sujeción de la pieza donde estará situada en la raíz del ala, es decir, la unión del ala con el fuselaje del aeromodelo. En este caso, se trata de una sujeción fija ya que es necesario para poder estudiar perfectamente las deformaciones y tensiones que se generan.

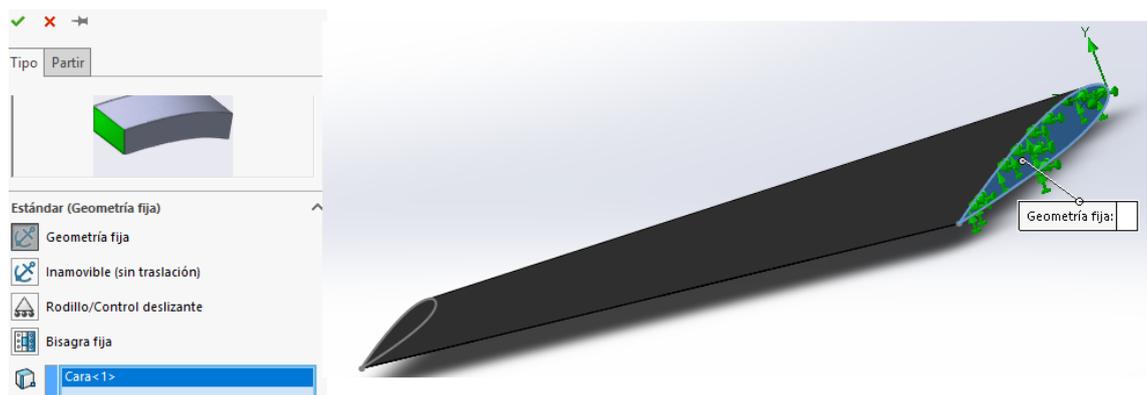


Figura III.42. Introducir la posición fija de la pieza

III. Desarrollo proyecto

El sexto lugar, se introduce los valores de la presiones que se han generado anteriormente y exportado, para ello se tiene que pulsar en cargas externas, efectos de flujo, incluir los efectos de la presión de fluidos desde SolidWorks “Flow Simulation” e importar el archivo con el formato “.fld”

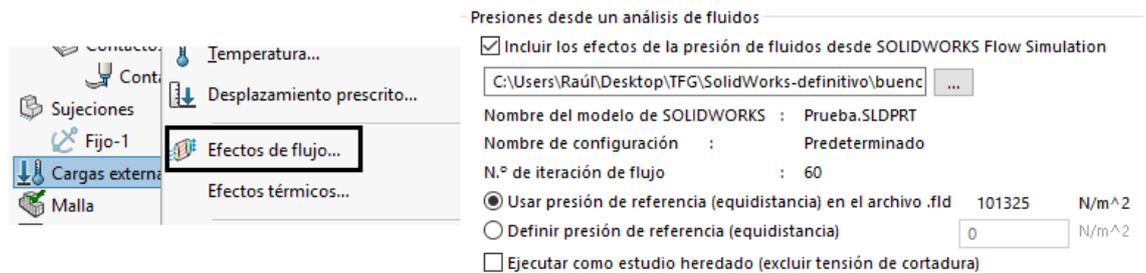


Figura III.43. Introducir las presiones generadas en “Flow Simulation”.

Por último, se define el mallado de la pieza para poder ejecutarlo. Este parámetros es esencial para el análisis de elementos finitos (FEA) ya que proporciona una técnica numéricamente fiable para analizar las piezas. Entonces, lo subdivide en volúmenes pequeños denominado elementos, que están conectadas en puntos comunes llamados nodos.

La precisión de la solución depende de la calidad de la malla. En general, cuanto más delgada es la malla mayor es la precisión.

En este caso, al tratarse de un estudio de material compuesto el programa obliga a realizar un mallado delgado para facilitar y conseguir buenos resultados a la hora de ejecutarlo.

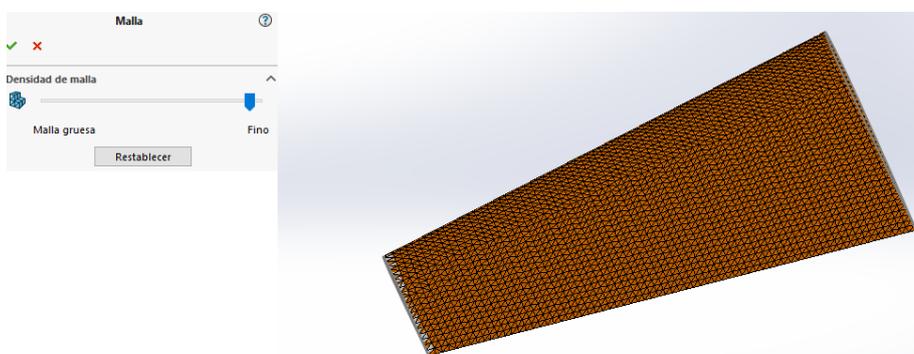


Figura III.44. Creación del mallado.

III. Desarrollo proyecto

Tras haber introducido todos los parámetros necesarios, se define los resultados que se quieren obtener en este caso son las tensiones principales, la equivalente, la deformación, desplazamiento y el factor de seguridad.

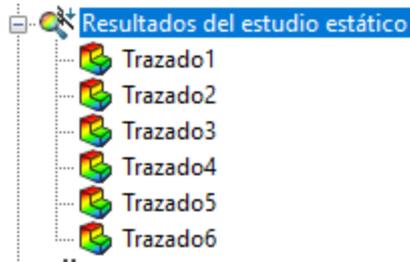


Figura III.45. Introducción de los trazados.

Posterior al paso anterior, solamente falta ejecutar el análisis. En este caso, como se ha comentado anteriormente se va realizar dos simulaciones para cada material, en el cual, solo cambia el material aplicado ya que todos los otros valores son iguales.

III.5.2.1. CF-EP

Para realizar el cálculo del análisis estático, se procede a introducir el material compuesto donde se introduce un laminado de esta forma $[\pm 45]$ con un espesor de 0,4 mm.

Pliegue	Espesor	Ángulo	Material
1	0.2	-45	CF70%/EPOXY
2	0.2	45	CF70%/EPOXY

Figura III.46. Estructura laminar para CF-EP.

Al analizar el comportamiento del laminado se obtiene que para ángulos de 45° y -45° el material aguanta perfectamente, pero a 90° y 0° su resistencia mecánica disminuye bastante en comparación con los otros dos ángulos, a pesar de ello, no se pueden introducir más capas porque si no se sobredimensionará de forma significativa la pieza, por esta razón, se introduce estas dos capas con estas características para que la pieza pueda soporte esfuerzos cortantes perfectamente ya que se generan a lo largo de la pieza por el viento.

III. Desarrollo proyecto

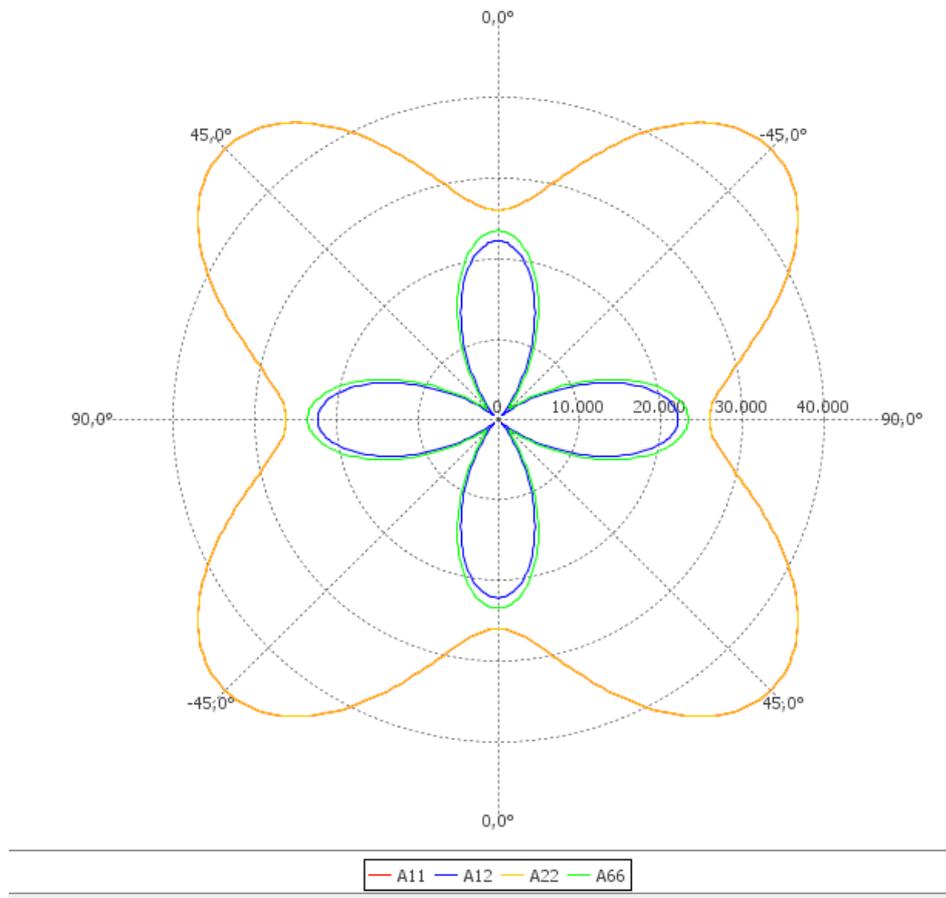


Figura III.47. Gráfica polar del laminado de CF-EP.

Donde:

- A11. Esta ligado al modulo en la dirrección X.
- A22. Esta ligado al modulo en la dirección Y.
- A12. Poisson.
- A66. Módulo de cortadura

Una vez introducido el material juntos con los parámetros iniciales visto anteriormente se procede a ejecutar la simulación, y así, obtener las tensiones equivalentes del material, deformación y desplazamiento. Es importante saber, que se va a emplear el criterio de máxima tensión ya que se trata de un material frágil entonces es necesario conocer perfectamente su comportamiento en las tensiones principales, por ello tiene cumplir los siguientes criterios:

III. Desarrollo proyecto

Tabla III.13. Teoría de fallo de máxima tensión.

Componente del vector de tensiones	Criterio
σ_{11}	Tracción $\sigma_{11} \leq X_T$
	Compresión $ \sigma_{11} \leq X_C$
σ_{22}	Tracción $\sigma_{22} \leq Y_T$
	Compresión $ \sigma_{22} \leq Y_C$
σ_{12}	$ \sigma_{12} \leq S_{XY}$

Donde X_T y X_C son las tensiones de rotura a tracción y compresión en la dirección 1, Y_T y Y_C son las tensiones de rotura a tracción y compresión en la dirección 2 y S es la tensión de rotura a cortadura de la lámina.

Este análisis tensional se va a emplear cuando se estudie la fibra de vidrio con resina Epoxy ya que también es un material frágil.

Entonces las tensiones principales que se han generado a partir de ejecutar la simulación son las siguientes:

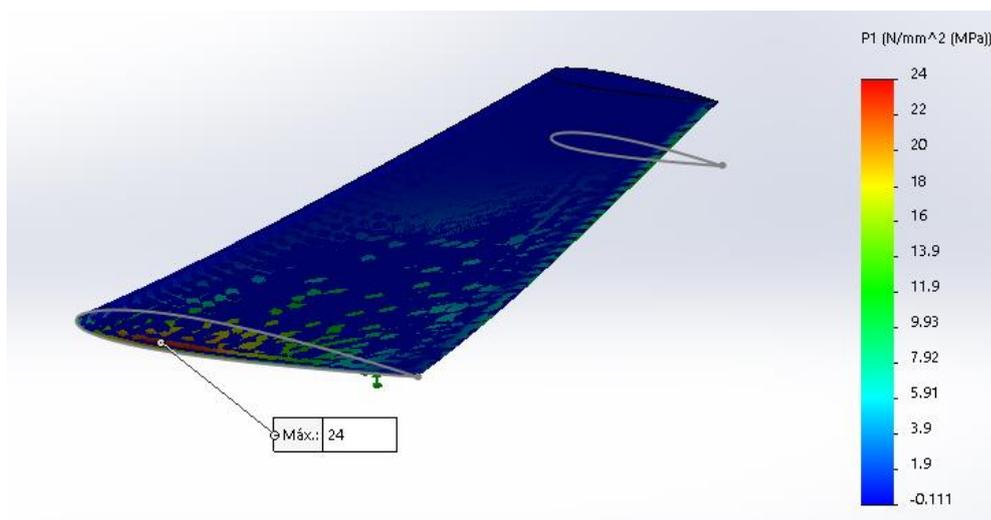


Figura III.48. Resultados de tensión principal, σ_1 , CF-EP.

III. Desarrollo proyecto

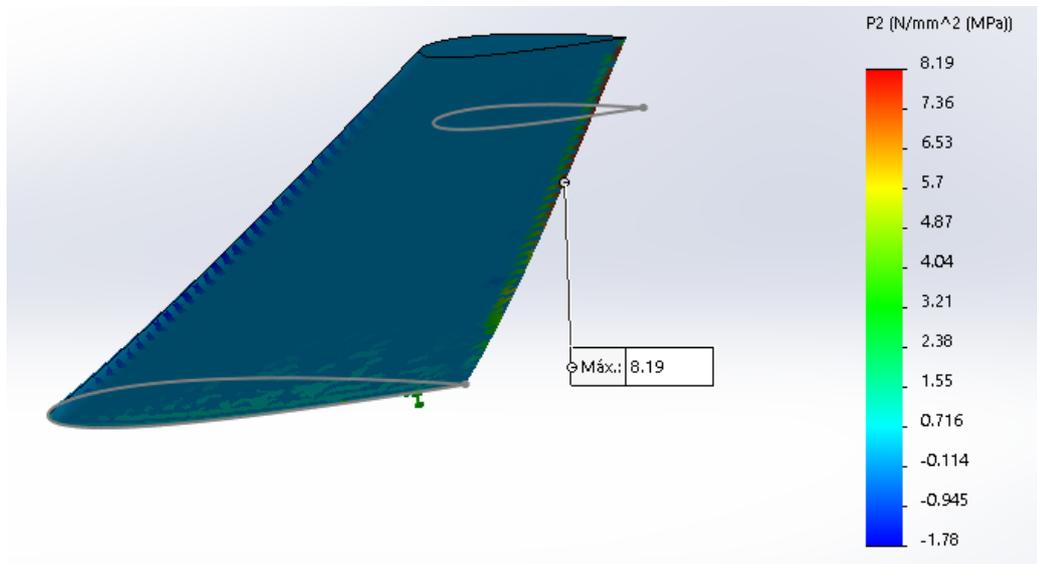


Figura III.49. Resultados de tensión principal, σ_2 , CF-EP.

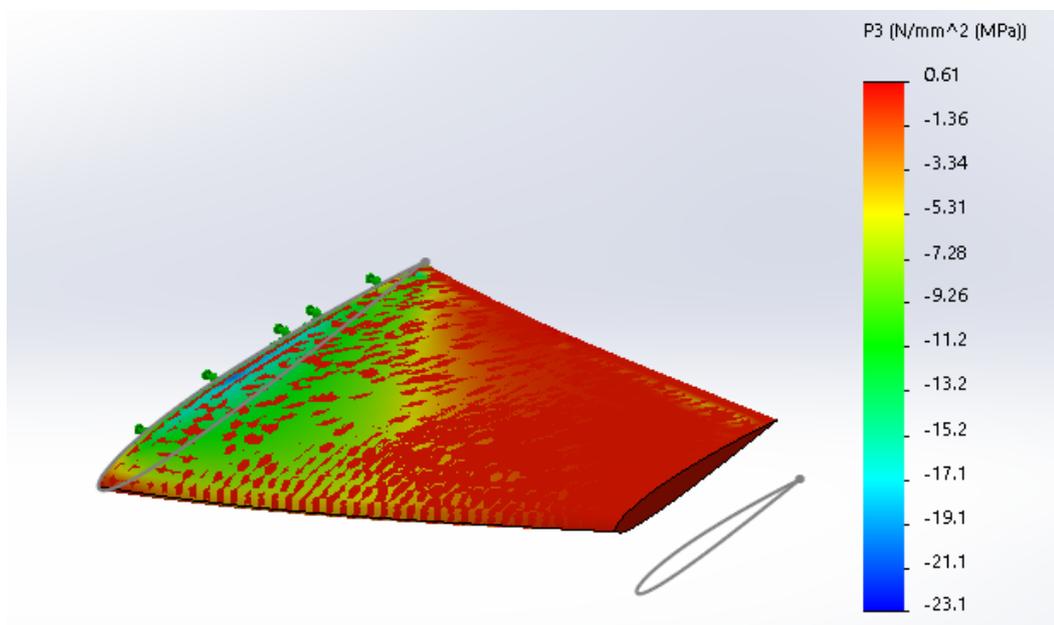


Figura III.50. Resultados de tensión principal, σ_3 , CF-EP.

III. Desarrollo proyecto

Las tensiones máximas que se generan en cada dirección en módulo son las siguientes:

Tabla III.14. Comparación de los resultados con el criterio de fallo.

Tensiones	Valor		Unidades
σ_{11}	Tracción	$24 \leq 1750$	MPa
	compresión	$0,11 \leq 1050$	MPa
σ_{22}	Tracción	$8,19 \leq 47,91$	MPa
	compresión	$1,78 \leq 89,71$	MPa
σ_{12}		$23,1 \leq 47,61$	MPa

Los valores de compresión están en valor absoluto es por ello por lo que se muestra en positivo

Como se puede observar estas tensiones son muy inferiores a los límites de tensiones de rotura y de cortadura del propio material calculado en el punto III.4, entonces se obtiene un gran factor de seguridad con un valor mínimo de 7,85 según el programa SolidWorks. El criterio de fallo utilizado para extraer el factor de seguridad es el de la tensión máxima, en el cual, nos ofrece la siguiente imagen:

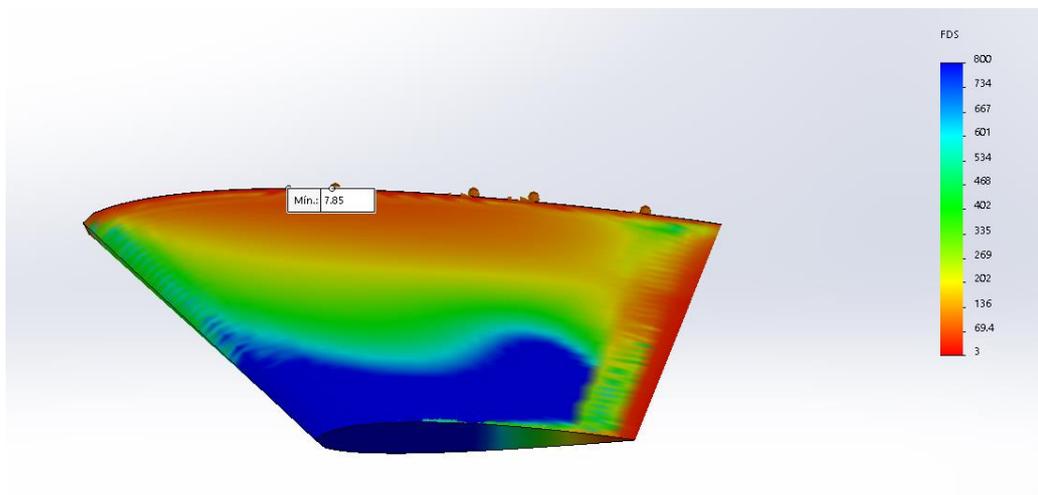


Figura III.51. Resultados de factor de seguridad, CF-EP.

III. Desarrollo proyecto

Como se puede apreciar en la anterior imagen donde el factor de seguridad es mínimo es en la parte de la sujeción y en el borde de salida. En la primera parte nombrada, se centran más las tensiones en esa zona porque al crear una flexión en la pieza se concentran las tensiones donde está la sujeción ya que intenta impedir el desplazamiento. Para la segunda parte, al haber menor espesor, su resistencia es inferior en comparación con las otras zonas cuyo espesor es superior. Como se puede observar está sobredimensionado ya que los valores son bastantes elevados.

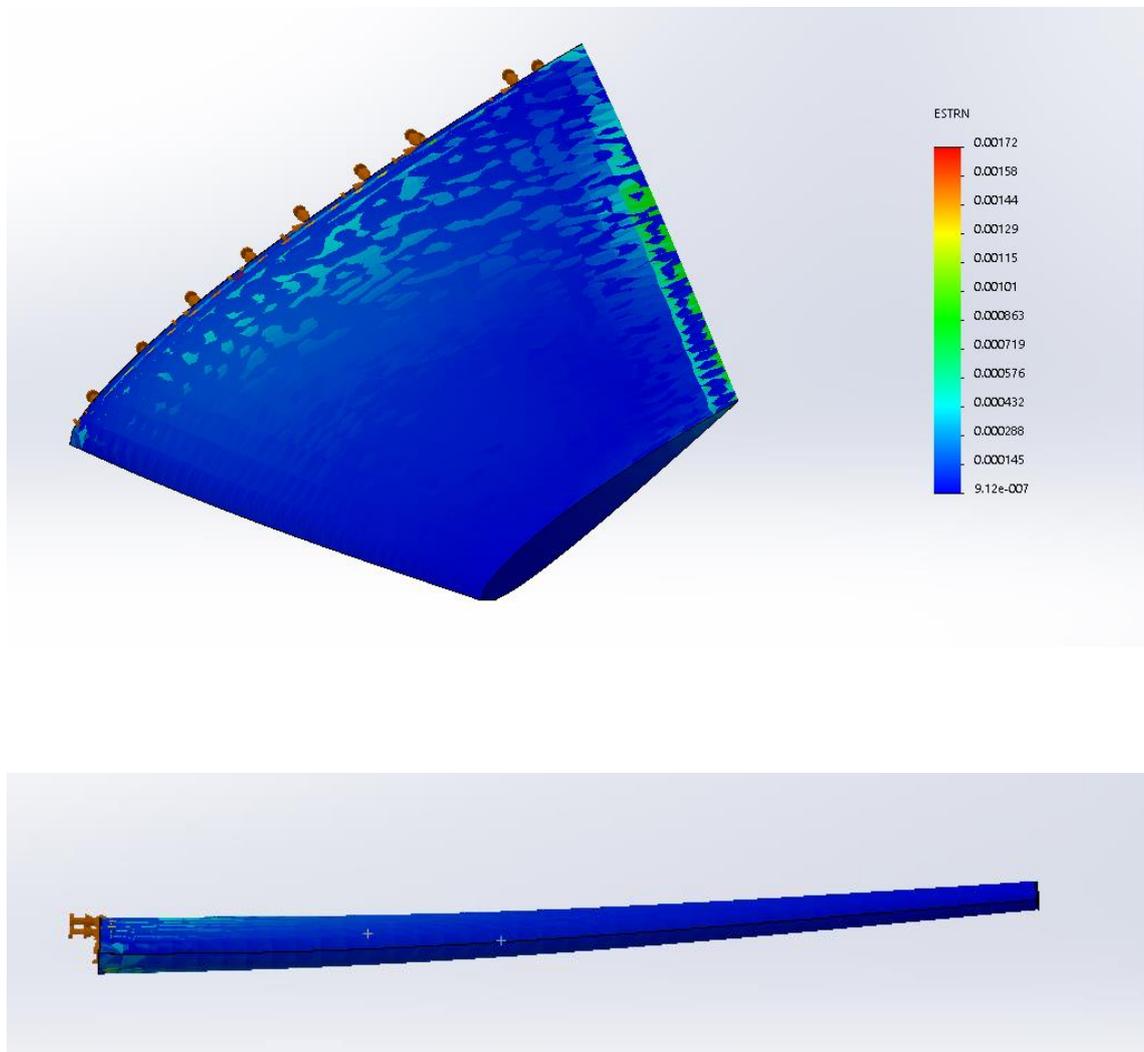


Figura III.52. Resultados de deformación, CF-EP.

III. Desarrollo proyecto

En el caso de las deformaciones como se puede apreciar en las imágenes anteriores, sus valores son muy pequeños con lo cual no indica ningún riesgo ante la posible rotura del material o entrar en el campo de plasticidad provocando deformaciones permanentes.

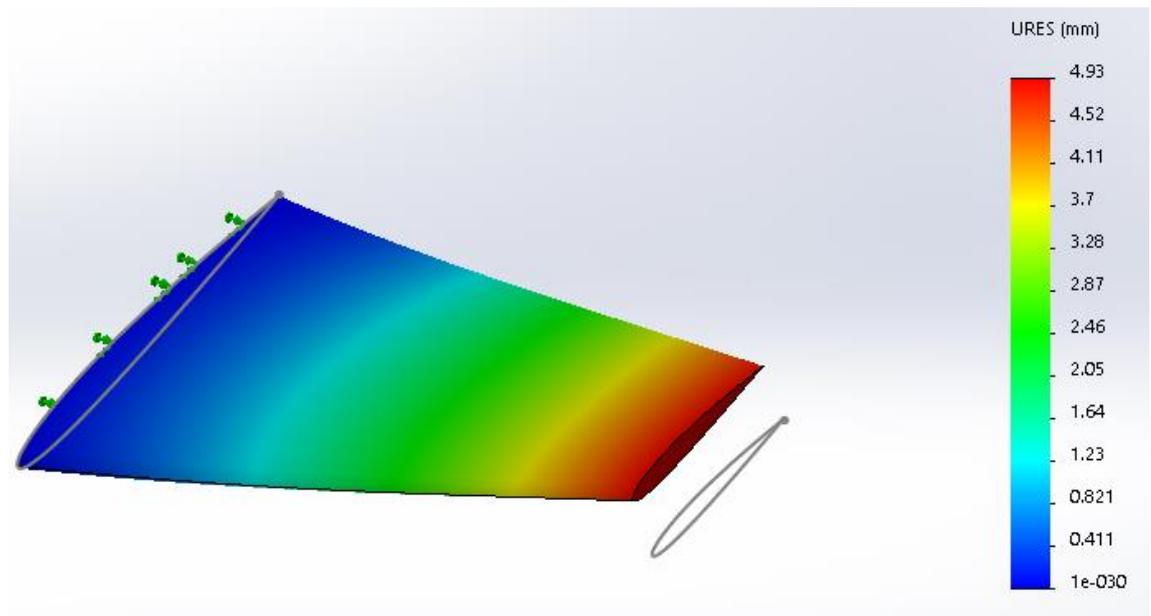


Figura III.53. Resultados de desplazamientos, CF-EP.

Los desplazamientos que se generan son coherentes ya que se trata de una pieza que está voladiza y empotrada en un extremo, entonces los desplazamientos que se generan no son pequeños a la parte opuesta de la sujeción cuando la distancia es “grande”, en este caso la distancia es de 850 mm, por tanto, se generan grandes desplazamientos, pero como se ha visto anteriormente, la pieza cumple perfectamente de hecho está sobredimensionada. Este resultado va a ser bastante semejante para el siguiente estudio ya que se comporta por igual.

III. Desarrollo proyecto

III.5.2.2. GF-EP

En la segunda simulación se ha empleado Fibra de Vidrio con Epoxy y núcleo de espuma de poliestireno como se ha visto anteriormente. En este estudio se ha utilizado un espesor mayor en comparación con el carbono ya que se trata de un material con menor características mecánicas, por tanto, necesita más capas y espesor para poder soportar perfectamente las presiones que se generan. Para ello el laminado empleado es $[0/\pm 45/90]$.

Pliegue	Espesor	Ángulo	Material
1	0.25	0	GF70%/EPOXY
2	0.25	45	GF70%/EPOXY
3	0.25	-45	GF70%/EPOXY
4	0.25	90	GF70%/EPOXY

Figura III.54. Estructura laminar de GF-EP.

Esta composición se comporta de forma cuasi-isotrópica ya que tiene una capa en cada dirección, por esta razón, se comporta casi por igual en todas las direcciones como se puede apreciar en la siguiente gráfica polar.

III. Desarrollo proyecto

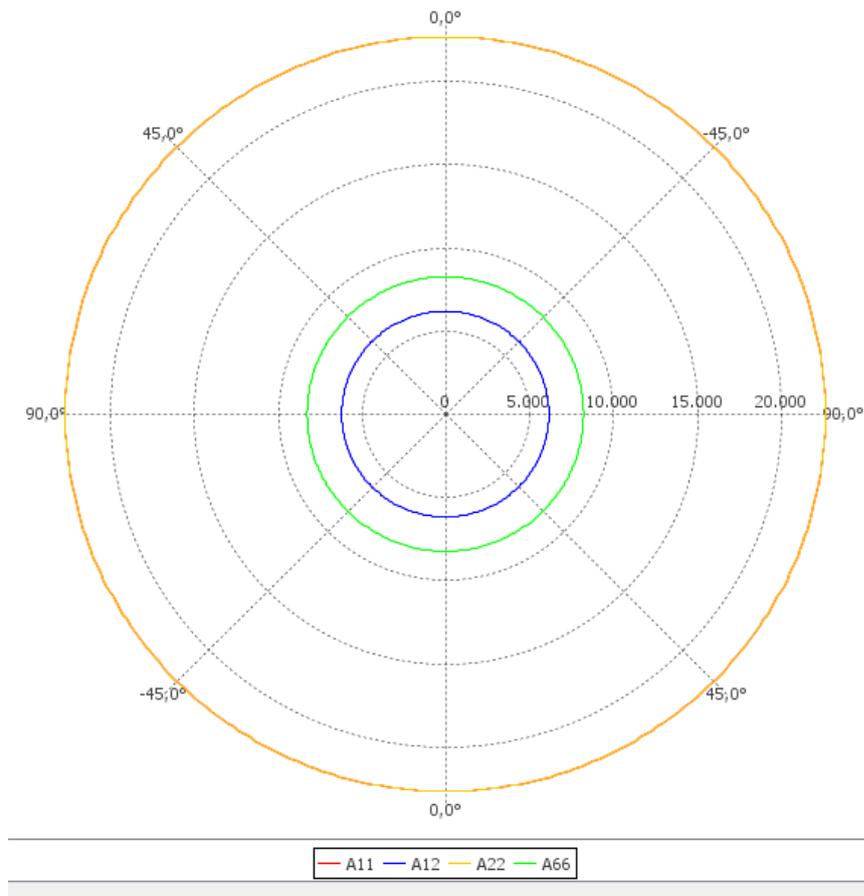


Figura III.55. Gráfica polar del laminado para GF-EP.

Se utiliza el mismo criterio de fallo que en el apartado anterior, por tanto las tensiones principales que se generan son las siguientes:

III. Desarrollo proyecto

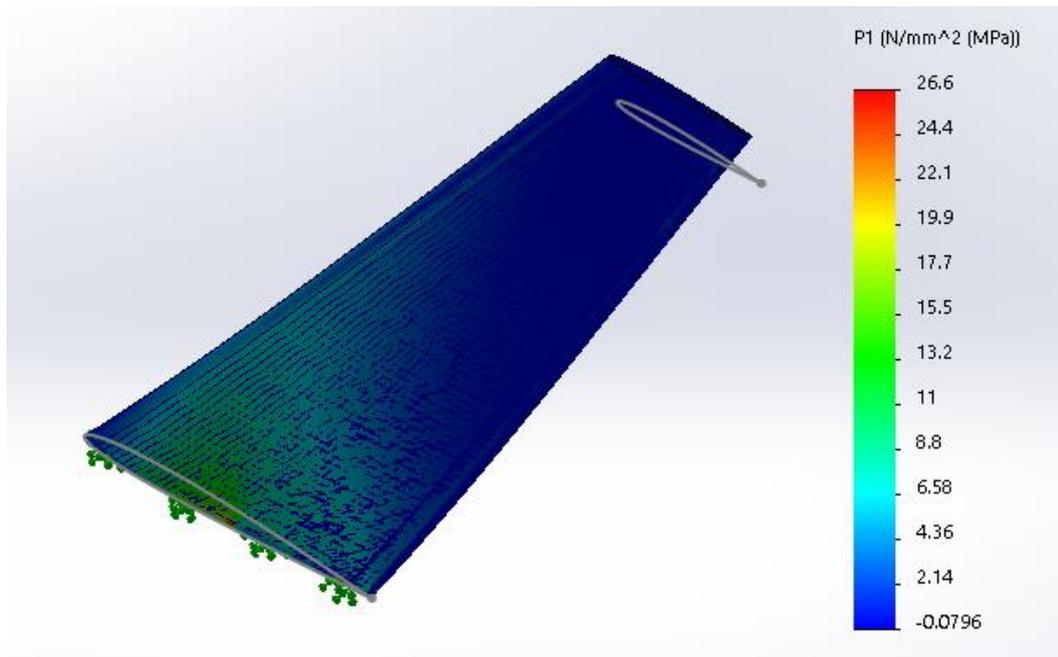


Figura III.56. Resultados de tensión principal, σ_1 , GF-EP.

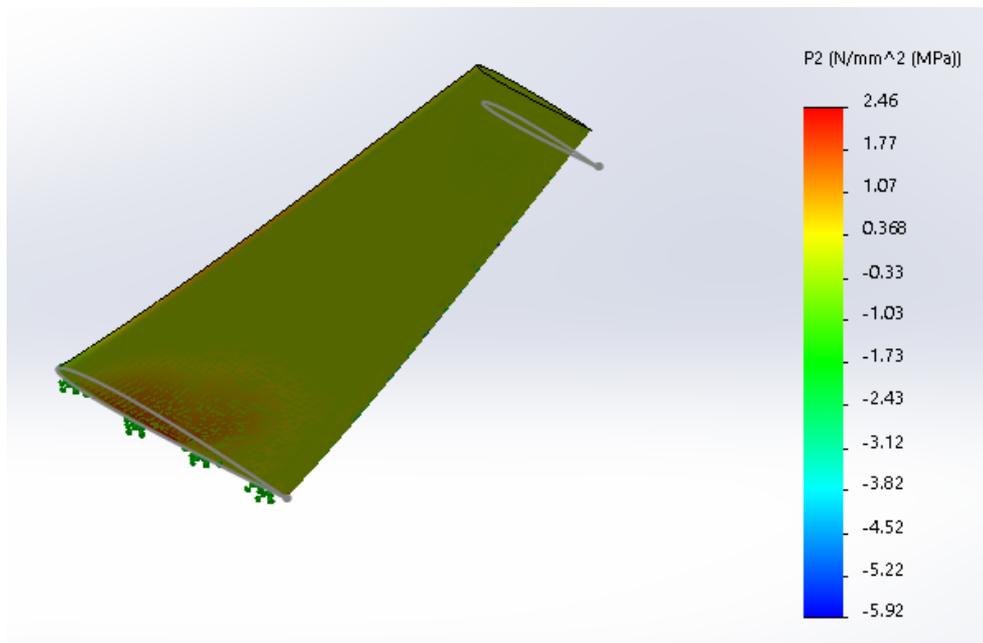


Figura III.57. Resultados de tensión principal, σ_2 , GF-EP.

III. Desarrollo proyecto

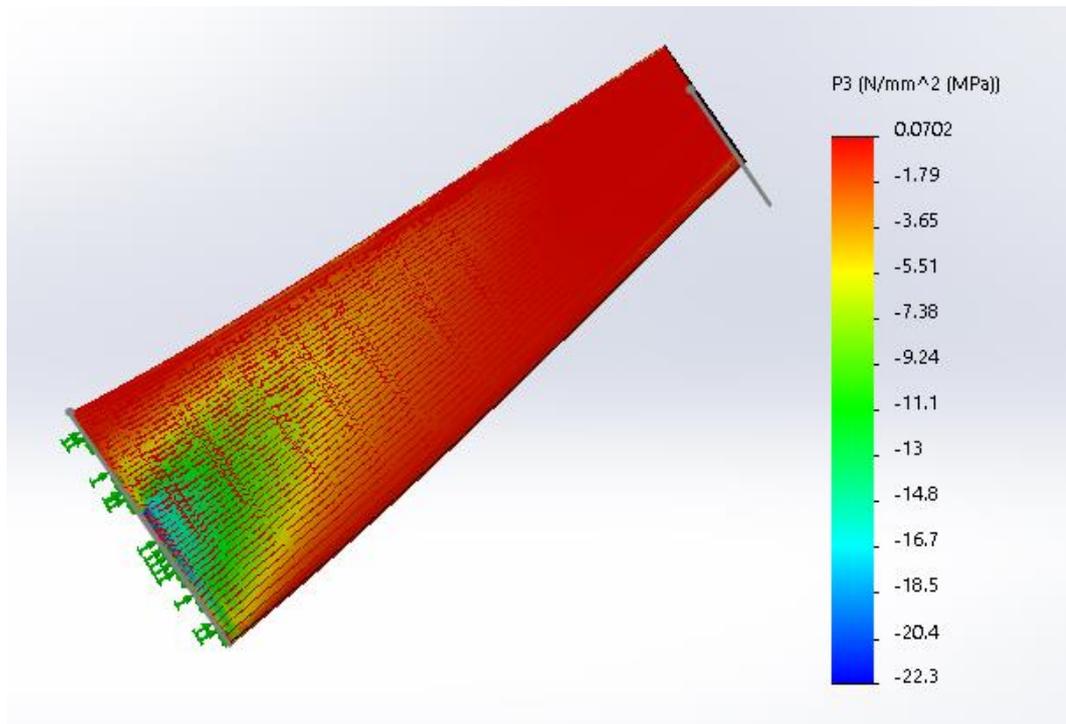


Figura III.58. Resultados de tensión principal, σ_3 , GF-EP.

Las tensiones máximas que se generan en la pieza son las siguientes:

Tabla III.15. Comparación de los resultados con el criterio de fallo.

Tensiones	Valor		Unidades
σ_{11}	tracción	$26,6 \leq 1929,9$	MPa
	compresión	$0,08 \leq 1260$	MPa
σ_{22}	tracción	$2,46 \leq 47,85$	MPa
	compresión	$5,92 \leq 89,89$	MPa
σ_{12}		$22.3 \leq 47,81$	MPa

Los valores de compresión están en valor absoluto es por ello que se muestra en positivo

III. Desarrollo proyecto

Estas tensiones son inferiores a los límites de tensiones de rotura y de cortadura del propio material calculado en el punto III.4, por tanto, el factor de seguridad que se obtiene es de 5,08 según SolidWorks.

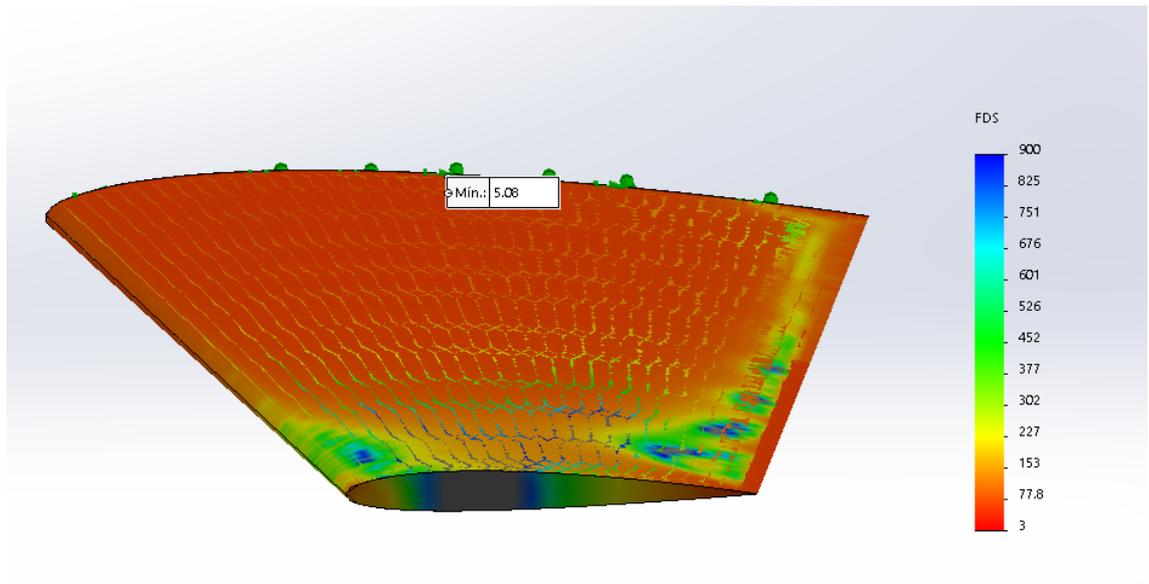


Figura III.59. Resultados de factor de seguridad, GF-EP.

Como se puede observar en la anterior imagen el factor de seguridad es elevado, no tanto como en el estudio del anterior material, pero también está sobredimensionado. En este caso, no se ha podido reducir las capas introducidas ya que al tener unas características mecánicas menores que el CF-EP, el factor de seguridad se reducida considerablemente con valores menores a la unidad, es por ello, que es necesario emplear este espesor con la distribución de las capas en cada dirección. El espesor no se puede reducir porque se venden capas con un espesor mínimo de 0,25. Entonces, el propio mercado obliga a utilizar el espesor que se ha empleado

III. Desarrollo proyecto

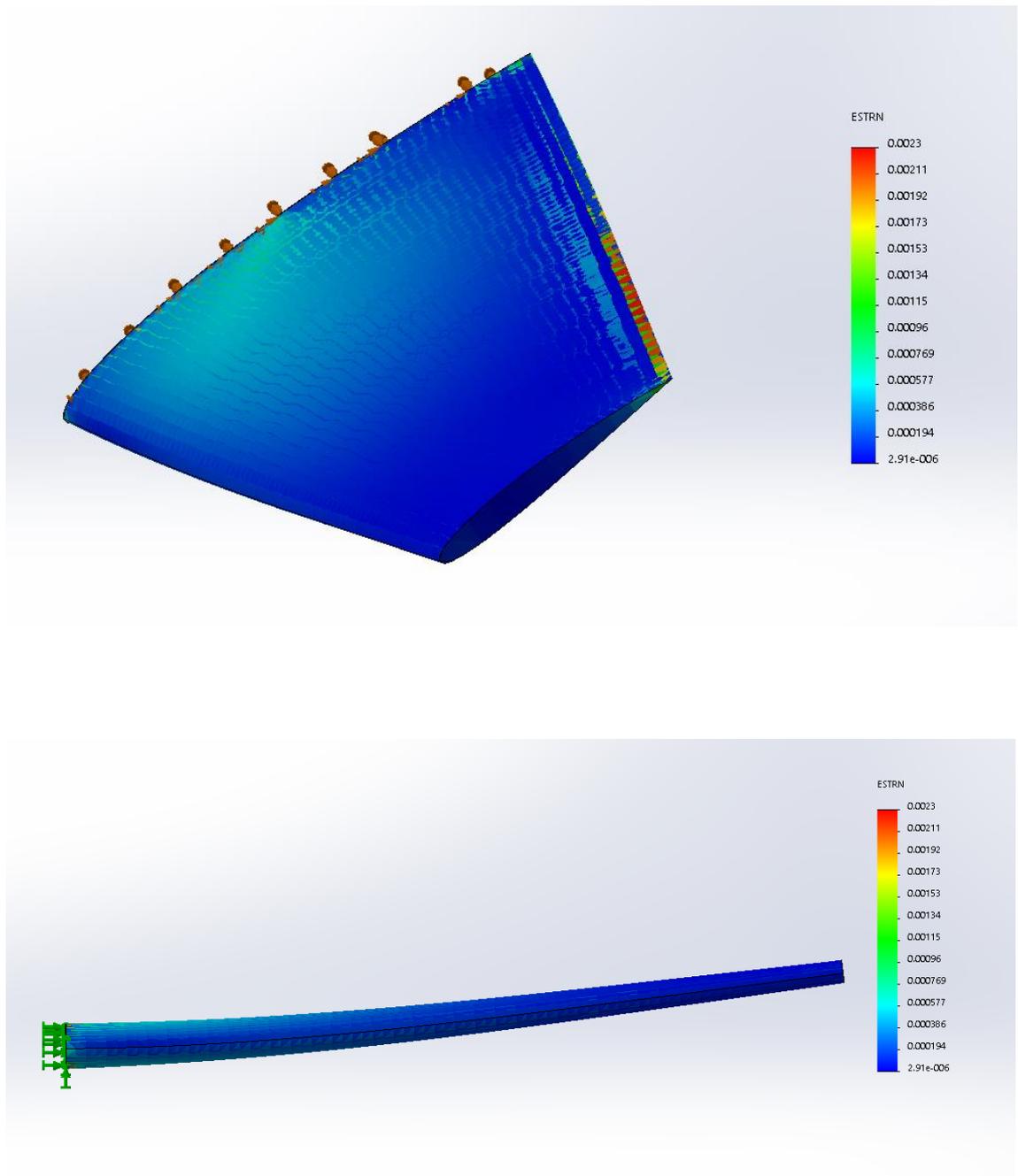


Figura III.60. Resultados de deformación, GF-EP.

Las deformaciones que se han generado son practicamente pequeñas sin suponer ningún riesgo para la pieza. Como se puede observar en la imagen anterior las deformaciones son más elevadas en el borde de salida porque es la zona de menor espesor, entonces tiene menor resistencia en comparación con la parte central de la pieza, pero no supone ningún riesgo ya que el factor de seguridad es superior a la unidad.

III. Desarrollo proyecto

III.5.3. Análisis de impacto.

El programa SolidWorks está limitado para la simulación de impacto mediante materiales compuesto, es por ello, que se va emplear todo el volumen de la pieza como fibra de carbono con Epoxy o fibra de vidrio con Epoxy donde será excluido del análisis la espuma de poliestireno ya que solamente cambian las propiedades de las fibras. Una vez se realizan estas simulaciones se mostrará en una tabla el resumen extraído para cada material

Este análisis, mostrará que ocurre cuando el aeromodelo impacte contra el suelo a causa de entrar perdida u otra cosa que provoque el descontrol del dispositivo. Estos resultados que se obtendrán tendrán una gran importancia para poder seleccionar el material definitivo que más se ajuste a todas las necesidades que se han establecido para un buen funcionamiento del aeromodelo.

Como en la simulación anterior, los parámetros iniciales de estas simulaciones se realizan de forma igualatoria para las dos simulaciones, lo único que cambie es el material que se utiliza.

Los pasos que se siguen son bastantes parecidos a la simulación estática como se ha visto anteriormente, solamente cambia los parámetros de impacto que quieres simular. Entonces, se va a realizar el impacto de la pieza sobre la parte del intradós a un suelo rígido con una velocidad 13,89 m/s.

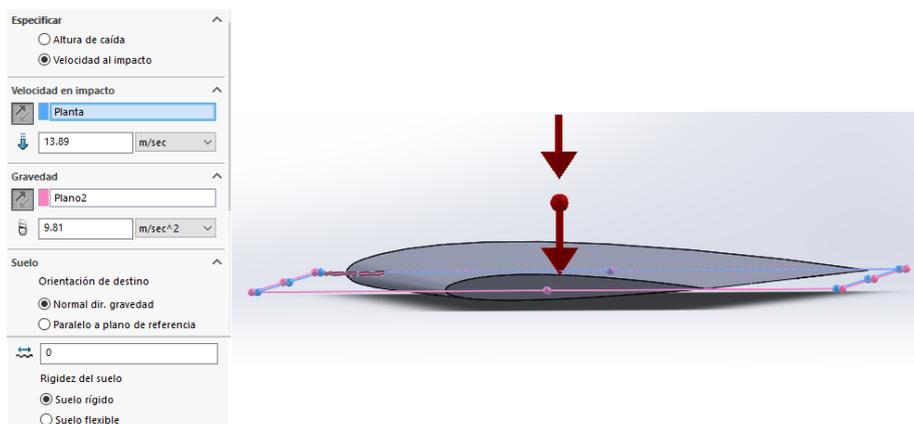


Figura III.61. Introducción de los parámetros para el ensayo de impacto.

III. Desarrollo proyecto

En el caso de masa de cada material es diferente, por tanto, cada uno tendrá que absorber una energía diferente. Para ello, se realiza un cálculo para saber la energía que tiene que soportar cada material a partir de la masa y velocidad. Sabiendo que justo en el impacto solamente hay velocidad cinética y no potencial ya que la altura se considera 0, entonces para CF-EP:

$$m=0,807 \text{ kg (este valor se ha extraído del anexo IV.2.4.)}$$

$$v=13,89 \text{ m/s}$$

$$E_m = E_p + E_c = 0 + \frac{1}{2} \cdot 0,807 \cdot 13,89^2 = 78 \text{ J}$$

Para GF-EP:

$$m=1,791 \text{ kg (se ha extraído del anexo IV.2.4)}$$

$$v=13,89 \text{ m/s}$$

$$E_m = E_p + E_c = 0 + \frac{1}{2} \cdot 1,791 \cdot 13,89^2 = 172,77 \text{ J}$$

Una vez definido los datos de entrada y la energía que tiene que absorber cada material, se procede a ejecutar el análisis para conocer su comportamiento, en el cual, se va estudiar de forma semejante al ensayo anterior.

III. Desarrollo proyecto

III.5.3.1. CF-EP

El criterio de fallo que se ha empleado es el de la teoría de máxima tensión utilizando la Tabla III.13. por tanto, las tensiones obtenidas en cada dirección son las siguientes:

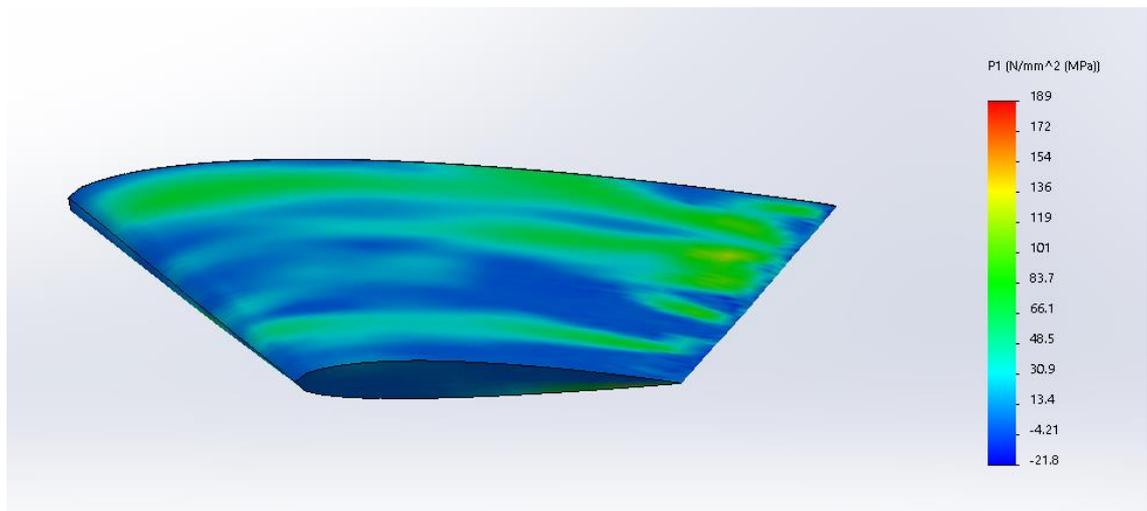


Figura III.62. Resultados de la tensión principal en impacto, σ_1 , CF-EP.

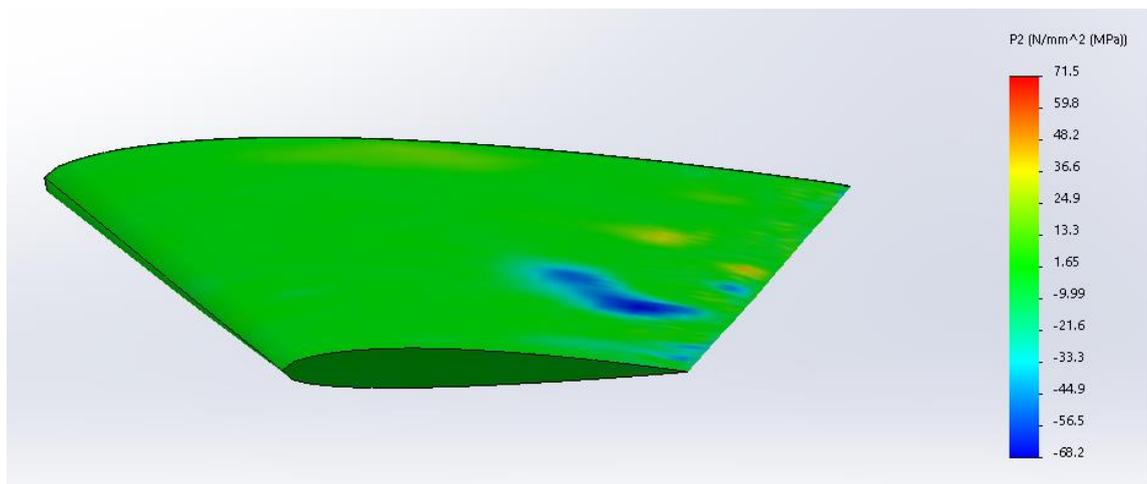


Figura III.63. Resultados de la tensión principal en impacto, σ_2 , CF-EP.

III. Desarrollo proyecto

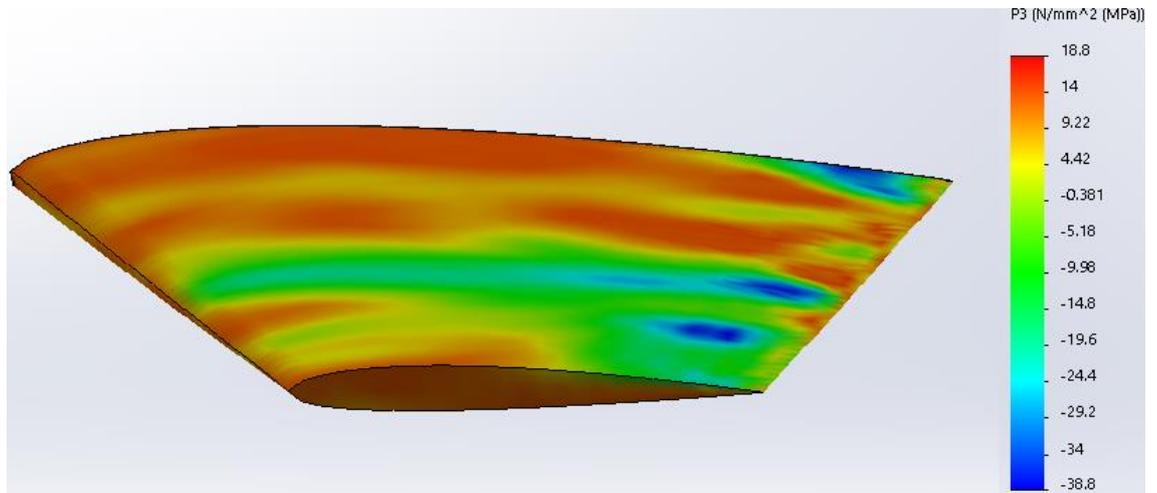


Figura III.64. Resultados de la tensión principal en impacto, σ_3 , CF-EP.

Como se puede observar en las imágenes anteriores, la pieza aguantaría perfectamente ya que todos los valores son menores que los límites calculados del material, de hecho, estaría bastante ajustado.

Tabla III.16. Comparación de los resultados con el criterio de fallo

Tensiones	Valor		Unidades
σ_{11}	tracción	$189 \leq 1750$	MPa
	compresión	$21,8 \leq 1050$	MPa
σ_{22}	tracción	$40,5 \leq 47,91$	MPa
	compresión	$68,2 \leq 89,72$	MPa
σ_{12}		$38,8 \leq 47,61$	MPa

Los valores de la compresión están en valor absoluto por ello sale en positivo.

III. Desarrollo proyecto

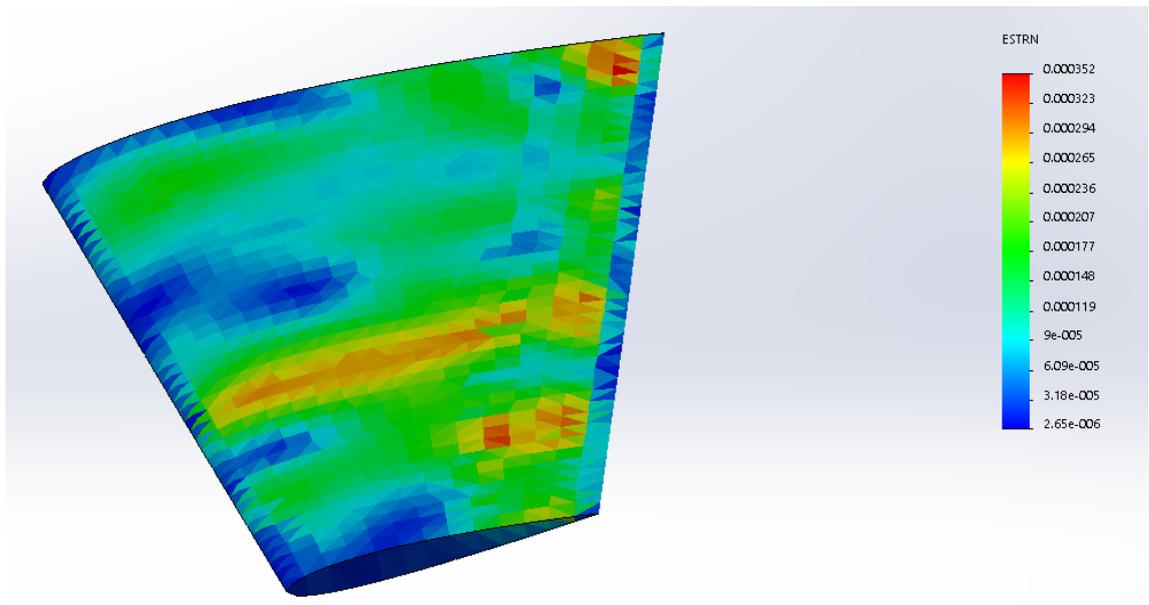


Figura III.65. Resultados de la deformación en impacto, CF-EP.

En el caso de las deformaciones son bastante pequeñas y como se muestra en la tabla anterior no se crearían deformaciones permanentes ya que no supera el límite elástico. Con un valor máximo de 0,000352.

III. Desarrollo proyecto

III.5.3.2. GF-EP

Las tensiones que se han extraído para el ensayo de fibra de vidrio con Epoxy son los siguientes:

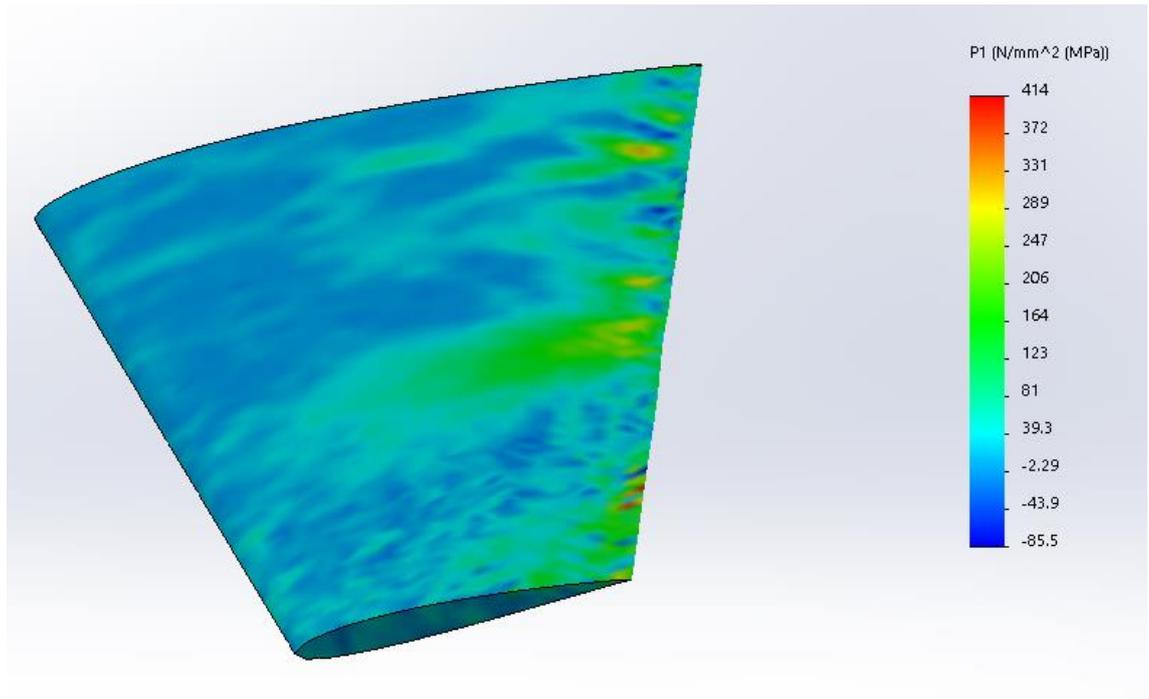


Figura III.66. Resultados de la tensión principal en impacto, σ_1 , GF-EP.

III. Desarrollo proyecto

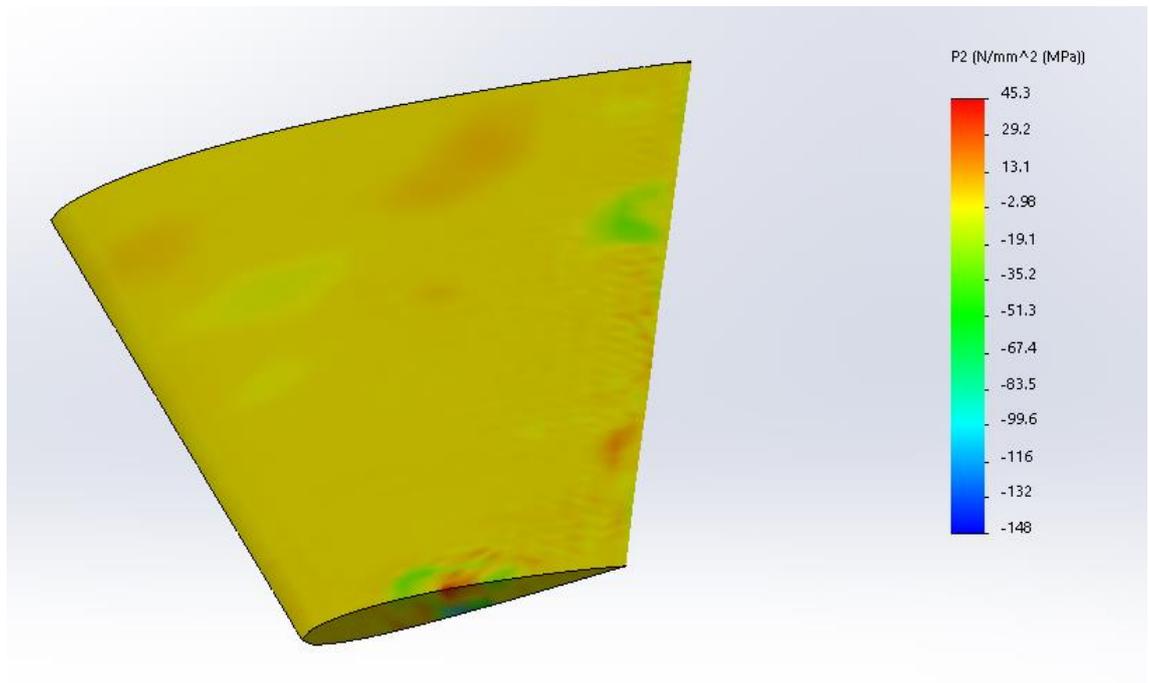


Figura III.67. Resultados de la tensión principal en impacto, σ_2 , GF-EP.

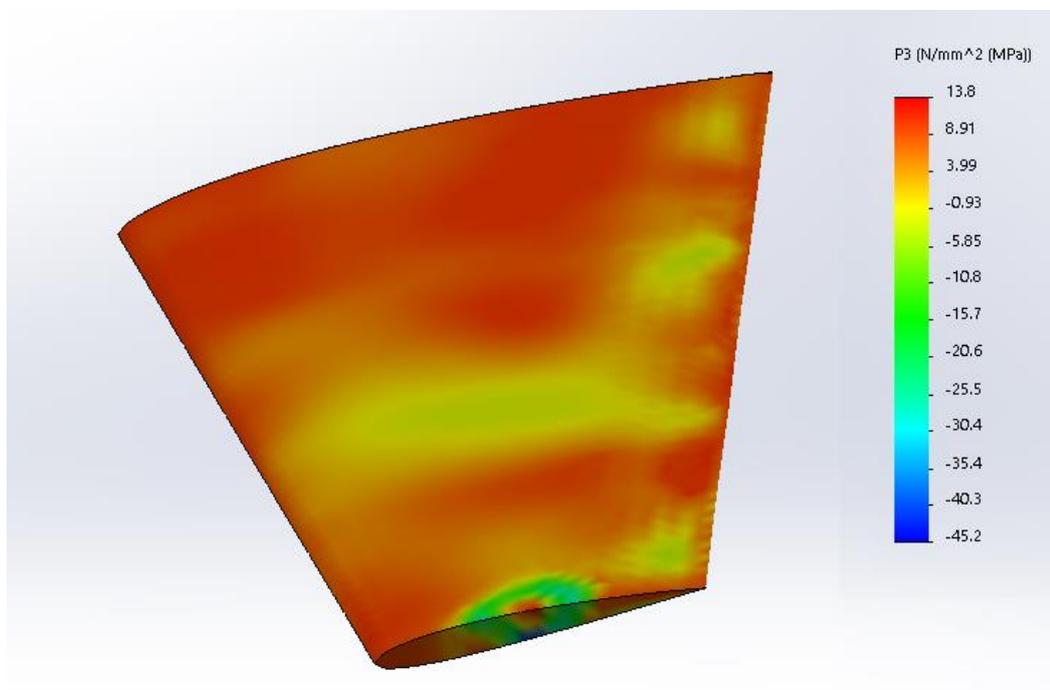


Figura III.68. Resultados de la tensión principal en impacto, σ_3 , GF-EP.

III. Desarrollo proyecto

Tabla III.17. Comparación de los resultados con el criterio de fallo

Tensiones	Valor		Unidades
σ_{11}	tracción	$414 \leq 1929,9$	MPa
	compresión	$85,5 \leq 1260$	MPa
σ_{22}	tracción	$45,3 \leq 47,94$	MPa
	compresión	$67,4 \leq 89,60$	MPa
σ_{12}		$45,2 \leq 47,81$	MPa

Como se puede observar en la tabla anterior junto con las imágenes generadas en programa SolidWorks, indica que el material cumple perfectamente a pesar de las bajas propiedades mecánicas que tiene en comparación con el anterior material.

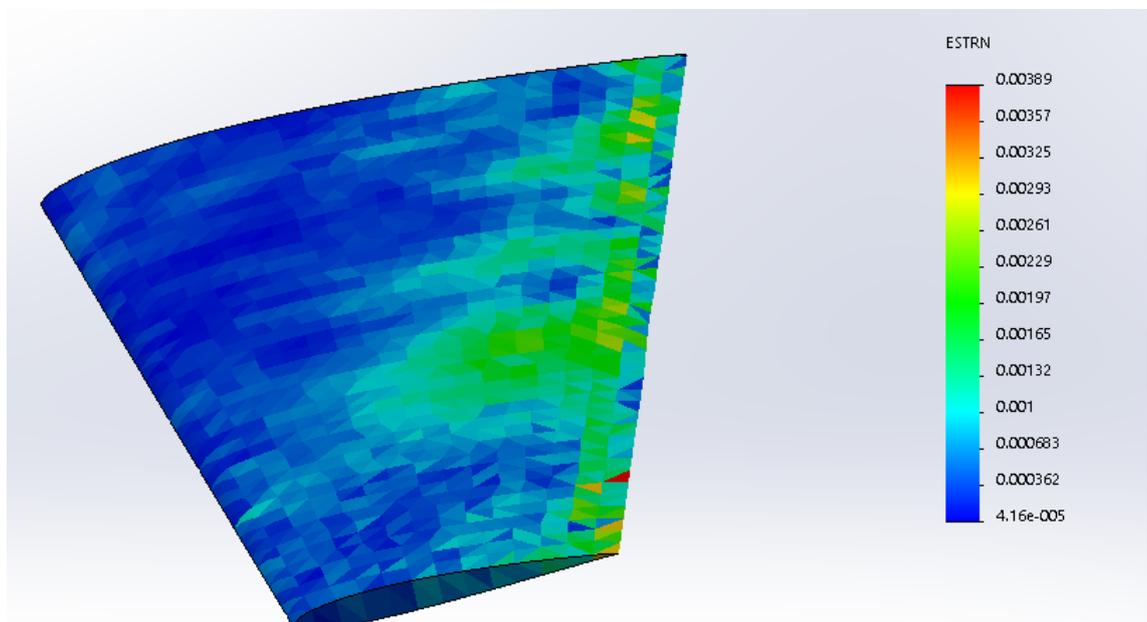


Figura III.69. Resultados de la deformación en impacto, GF-EP.

III. Desarrollo proyecto

En el caso de las deformaciones son un poco más grandes que en la anterior simulación, aun así, no llega a romperse ni formar deformaciones permanentes ya que no se supera el límite elástico.

Tanto las tensiones como las deformaciones se pronuncian más en la parte del borde de salida porque es donde menor espesor contiene el material, es por ello, que su resistencia es inferior.

III.6. DISEÑO FINAL.

Tras haber realizado todas las simulaciones tanto aerodinámicas como estáticas e impacto para un ala de aeromodelo con las características geométricas explicadas en el punto III.2.3, y conociendo los estados tensionales que se generan en cada situación, en este apartado se seleccionará el material final que se va a emplear para una geometría ya identifica anteriormente.

Para ello, se va a realizar primeramente una comparativa del peso de cada material a partir de las capas que se ha necesitado.

Entonces teniendo en cuenta que la fibra de carbono solamente ha sido necesario utilizar dos capas con un espesor de 0,2 mm. A partir del anexo IV.2.4, se extrae que el peso de las fibras más la espuma es de 0,807 kg. En cambio, para la fibra de vidrio al necesita 4 capas con un espesor 0,25 m cada una, ya que en el mercado no hay espesores más inferiores por eso se ha obtenido una masa junto la espuma de 1,791 kg. En este estudio es fundamental tener en cuenta el peso ya que la propia federación aeronáutica indica que no podemos sobrepasar de 5 Kg, entonces en este caso se comporta mejor la fibra de carbono.

En segundo lugar, se va analizar una comparación de los coeficientes de seguridad que se han generado, primero para el análisis estático y posterior al de impacto.

III. Desarrollo proyecto

Tabla III.18. Comparativa de coeficiente de seguridad.

	CF-EP	GF-EP
Cs	7,85	5,08

Como muestra la anterior tabla para el análisis de estático extraído del programa SolidWorks, está indicando que los coeficientes son bastantes elevados de hecho está sobredimensionado, pudiéndose utilizar materiales más convencionales, pero al estar este campo muy limitado a la hora de fabricar piezas con curvatura y geometrías no sencillas, sale más rentable fabricarlo de forma manual ya que el coste es mucho menor. Es por ello, que no se puede escapar de la utilización de fibras en este sector. En este caso, el material que menos está sobredimensionado es el GF-EP ya que sus propiedades mecánicas son inferiores por esa razón se ha necesitado emplear más capas para poder soportar perfectamente.

Donde se muestra la diferencia de si el material va a resistir es si se simula un impacto en la pieza, entonces mostrará resultados no sobredimensionados.

Tabla III.19. Comparativa de coeficiente de seguridad.

Tensiones	CF-EPOXY	GF-EPOXY
σ_{11} -tracción	$\frac{189}{1750} = 0,108$	$\frac{414}{1929,9} = 0,215$
σ_{11} -compresión	$\frac{21,8}{1050} = 0,021$	$\frac{85,5}{1260} = 0,068$
σ_{22} - tracción	$\frac{40,5}{47,91} = 0,85$	$\frac{45,3}{47,94} = 0,94$
σ_{22} - compresión	$\frac{68,2}{89,72} = 0,76$	$\frac{67,4}{89,60} = 0,75$
σ_{12}	$\frac{38,8}{47,61} = 0,81$	$\frac{45,2}{47,81} = 0,95$

Cuando el valor llega a la unidad indica que el compuesto ha fallado, como se puede apreciar en la anterior tabla no fallará el compuesto tanto de un material como de otro ya que no alcanzan el valor de la unidad. En este caso, los valores que más se

III. Desarrollo proyecto

aproximan son los de GF-EP, pero sin causar la rotura por tanto indica que podría emplearse perfectamente antes de carbono.

Entonces teniendo en cuenta estos criterios de tensiones junto con el coeficiente general de seguridad del análisis estático se puede confirmar que se puede utilizar perfectamente GF-EP ya que no romperá ni creará deformaciones significativas.

Por último, uno de los apartados más importantes es el coste del material donde se muestra una primera imagen del precio para CF-EP y en la segunda, CF-EP.

Price	ⓘ	* 33,5	-	37,2	EUR/kg
Price	ⓘ	13,2	-	20,8	EUR/kg

Figura III.70. Precio de los materiales.

Como se puede apreciar el precio del material de fibra de carbono es mucho más elevado que la de fibra de vidrio, entonces a la hora de fabricar esta pieza entorno a un lote de 500 piezas sale más rentable hacerla de fibra de vidrio, evidentemente si se va a fabricar una sola pieza no importa utilizar fibra de carbono, pero como en este caso es para que se comercialice es necesario emplear fibra de vidrio ya que ahorras bastante dinero en material.

Por esta razón y por la anterior, el material idóneo para la fabricación del ala del aeromodelo es la fibra de vidrio con epoxy ya que no importa que el otro material soporte mucho más, sino lo que realmente salga rentable con una visión en el mercado.

Respecto al peso comentado anteriormente se puede utilizar este material ya que las alas es la parte más grande del aeromodelo y le dejas margen de maniobra para la fabricación del fuselaje y otras herramientas con un peso aproximadamente de 1,5 kg

III. Desarrollo proyecto

III. Desarrollo proyecto

III.7. FABRICACIÓN.

III.8.1. Moldeo por contacto a mano.

Una de las posibles fabricaciones es por moldeo por contacto a mano, entonces de forma genérica se siguen las siguientes pautas:

- Impregnación del refuerzo por la resina

- Adaptación de dicho material compuesto a la formas y dimensiones deseadas, con la ayuda de un molde.

- Endurecimiento del material y desmoldeo de la pieza final.

Esta transformación es irreversible produciéndose a temperatura ambiente, aunque se aporta calor para reducir el tiempo de polimerización y poder fabricar más deprisa.

Este proceso de fabricación es el método más económico para piezas de gran superficie o de series industriales cortas ya que no dispone de una maquinaria bastante costosa y no requiere mano de obra excesivamente especializada ni inversiones elevadas.

Las fases que contiene son las siguientes:

- Preparación del molde. Donde se fabrica el molde a partir de control numérico u otras técnicas.

- Preparación del refuerzo. Es necesario preparar el refuerzo que se quiere introducir realizando los cortes según formas y dimensiones que se quieran optar

- Aplicación del Gelcoat. En el caso que se introduzca Gelcoat se aplica lo primero antes de poner la fibra de carbono y posterior la resina.

- Preparación de la resina. Se prepara la resina con un catalizador o endurecedor, de lo contrario, el curado puede llevar días e incluso semanas.

III. Desarrollo proyecto

-Realización del estratificado es necesario comenzar con una capa de resina sobre el molde, aplicada por un pincel, colocando a continuación la primera capa de refuerzo, así sucesivamente hasta introducir todas las capas de refuerzo que se quieran introducir. La relación de resina y fibra suele ser de 60 a 40 en peso.

-Endurecimiento. En esta fase se deja el material que se cure, aunque se puede reducir este tiempo a través de aplicación de calor mediante hornos, estufas...

-Desmoldeo. Cuando la pieza se ha curado perfectamente y no provoque ningún tipo de deformación para la extracción del molde se procede a realizar este procedimiento.

-Por último, se realiza los ajustes necesarios como el mecanizado necesario y el control de calidad necesario.



Figura III.71. Proceso de moldeo por contacto a mano.

III. Desarrollo proyecto

Tabla III.20. Ventajas e inconvenientes del proceso de contacto a mano.

Ventajas	Desventajas
Producir productos grandes y complejos	La calidad depende de las habilidades del moldeador
Proceso relativamente sencillo	Las piezas tienen una sola cara lisa que reproduce la superficie del molde
La inversión en equipos es mínima	Ciclos excesivamente largos
Se puede utilizar una amplia gama de materiales	Salud y consideraciones de seguridad muy pobres
Construcciones tipo sándwich son posibles con este sistema	Resinas de baja viscosidad
Los trabajos son semi-cualificados	Concentraciones en el aire de estireno

III.8.2. VARTM.

Esta técnica es una variante del moldeo manual y consiste en crear una presión mecánica sobre el laminado durante su ciclo de curado mediante el vaciado. La presurización de un laminado cumple varias funciones: elimina el aire atrapado entre las capas, compacta las capas de fibra para que se transmita la fuerza de forma eficiente durante el curado y evitando el desplazamiento de la orientación, reduce la humedad y optimiza la relación fibra-resina.

Para la fabricación de la pieza a partir de este método se realiza mediante un molde abierto en el cual se introducen las capas de refuerzo y el núcleo. Cuando el material está posicionado correctamente en el molde, se cierra herméticamente utilizando una bolsa de vacío o un molde de mostrador. Donde se dejan dos orificios, uno de entrada de la resina y otro la salida del aire para crear el vaciado. La bomba se utiliza para eliminar todo el aire en la cavidad y consolidar la fibra y los materiales, mientras está en vacío se

III. Desarrollo proyecto

difunde la resina en la cavidad del molde para empapar las fibras y el núcleo. Se consigue un buen acabado por ambas partes debido a la presión o depresión que se crea. Una vez el material se haya curado, se extrae del molde.

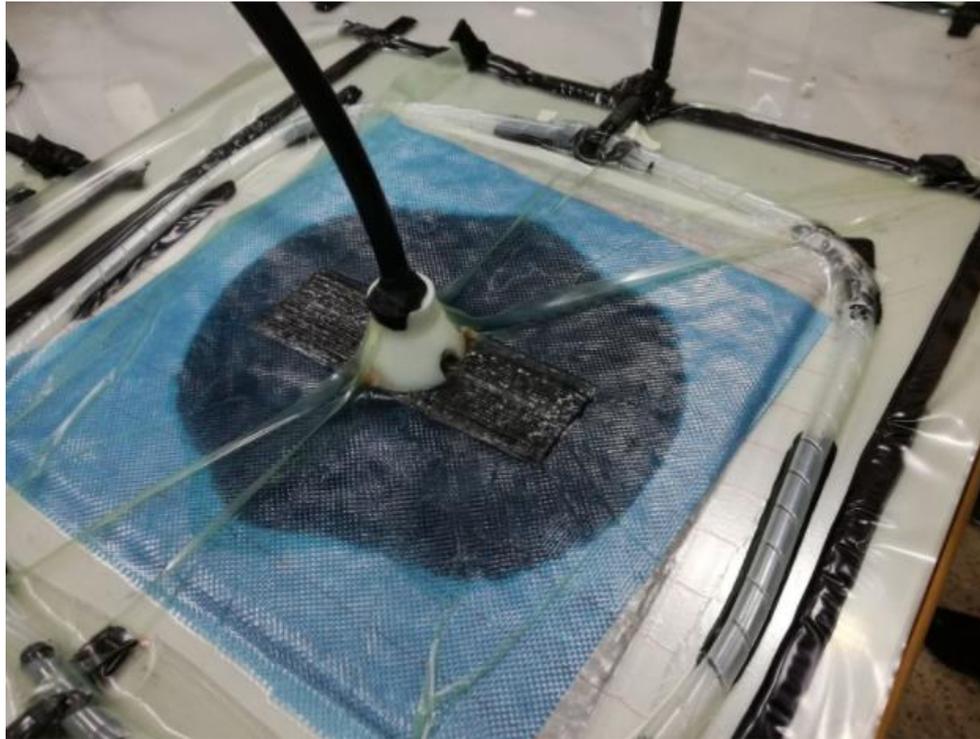


Figura III.72. Proceso de infusión de resina a partir de una bolsa de vacío.

III. Desarrollo proyecto

Las ventajas e inconvenientes de este proceso se muestran en la siguiente tabla:

Tabla III.21. Ventajas e inconvenientes del proceso VARTM.

Ventajas	Desventajas
Mayor relación fibra/resina (hasta un 70% de fibras)	El coste se ve incrementando por la necesidad de equipos auxiliares
Mayor resistencia y rigidez	Baja productividad
Laminado muy consistente con gran control de proceso	Los moldes se fabrican de forma especial, mejorando la estanqueidad y resistencia térmica
Puede tener buenas superficies externas e internas	Las herramientas utilizadas deben soportar las altas temperaturas que alcanza la resina en el curado
Eficiente para laminar capas de fibra complejas, nervios, inserciones y núcleos	Tiempos de proceso largo por el curado de la resina.
Tiempo de ciclo más rápido	

III.8.3. Selección del proceso.

Sabiendo que los procesos que más se utilizan para la fabricación de piezas aeronáuticas son las dos anteriores, en este caso, el proceso que más se ajusta a las necesidades es el último.

Si comparamos unas ventajas con las otras, se puede observar que el proceso de fabricación VARTM se realiza de forma más sencilla. En cambio, en el otro es mucho más pesado ya que es todo de forma manual. A parte de ello, lo más importante es los buenos resultados mecánicos que se pueden conseguir por la forma de compactar todos los materiales entre sí, por la presión, en el otro proceso no se puede conseguir esto, ya que no se crea una buena compactación y depende del operario.

III. Desarrollo proyecto

Es importante comentar, que el moldeo por contacto manual es más barato porque no tiene equipos externos que encarezcan el proceso, en cambio, en el proceso de infusión contiene mucho más material que encarece un poco el proceso.

Teniendo en cuentas los factores anteriores, la pieza se va a fabricar a partir del proceso de fabricación VARTM, ya que se consiguen muy buenas propiedades mecánicas, una buena compactación y un buen acabado superficial tanto interno como externo.

III. Desarrollo proyecto

III.8. ESTUDIO ECONÓMICO.

Se llevará a cabo un estudio económico mediante el empleo la herramienta de “part cost stimator” de CES EduPack. Para facilitar la obtención de los datos, se separará en dos partes, una de ellas para la espuma de poliestireno y la otra, la fibra de vidrio con epoxy. Una vez se ha extraído cada parte se sumará el total del coste de la pieza.

-Espuma de poliestireno.

En este caso, el proceso de fabricación de este material es especial ya que se trata de una reacción química e introducción de aire, una posible fabricación es extrusión, una vez se obtiene este material se realizará un mecanizado con CNC para obtener las geometrías necesarias para ello primero se introducen estos valores en el programa de la siguiente forma:

The screenshot shows the following input parameters:

- Component details:**
 - Material: Expanded PS foam (closed cell, 0.050)
 - Value of scrap material: 10 % of virgin price
 - Part mass: 0,393 kg
 - Part length: 0,85 m
 - Batch size: 1e+03, Number of values: 5
- Primary shaping process:**
 - Primary Process: Hot metal extrusion
 - Availability: Custom form
 - Part complexity: Simple
 - Load factor: 50 %
 - Overhead rate: 126 EUR/hr
 - Capital write-off time: 3 years
- Secondary snapping process:**
 - Include secondary process
 - Secondary Process: CNC machining
 - Part complexity: Simple
 - Amount of scrap: 10 % of material
 - Scrap recycled?: Yes

Figura III.73. Introducción de los parámetros iniciales para obtención del precio.

III. Desarrollo proyecto

El primer parámetro que se introduce “Value of scrap material” hace referencia al valor que se obtiene por desechar el producto que no es necesario.

El segundo y tercero, indica el peso de la pieza visto e SolidWorks y la longitud que contiene

El cuarto, indica el lote que se quiere fabricar, en este caso, se ha indicado un lote de 1000 piezas.

Una vez se introduce los detalles del componente, se procede a seleccionar el proceso de fabricación que se quiere optar, en este caso será de 2, ya que el primero hacer referencia a la extrusión y el segundo al mecanizado mediante CNC.

Se ha introducido una complejidad simple ya que la forma geométrica no es compleja, porque no presenta ningún nervio u otra forma extraña que complique la fabricación de ello.

En este caso se ha introducido un valor de 126 EUR/hr, para España, en la parte de “Overhead rate” ya que se trata de la tasa de mano de obra local y los gastos generales para ejecutar las instalaciones de procesamiento, en función de las tasas de mano de obra y el valor energético.

Otro parámetro importante es el “Capital write-off time”, donde se ha introducido un valor de 3 ya que es el tiempo de amortiguación del producto.

Al crear este estudio, se pueden extraer el coste de cada proceso, el del material y el coste total de la pieza siendo la suma de todo ello.

El coste del proceso viene determinado por la base de datos interna que contiene el programa donde a partir del lote que se indique tiene un valor u otro. En este caso se ha introducido un lote de 1000.

Para la extrusión ha hecho referencia a la siguiente gráfica.

III. Desarrollo proyecto

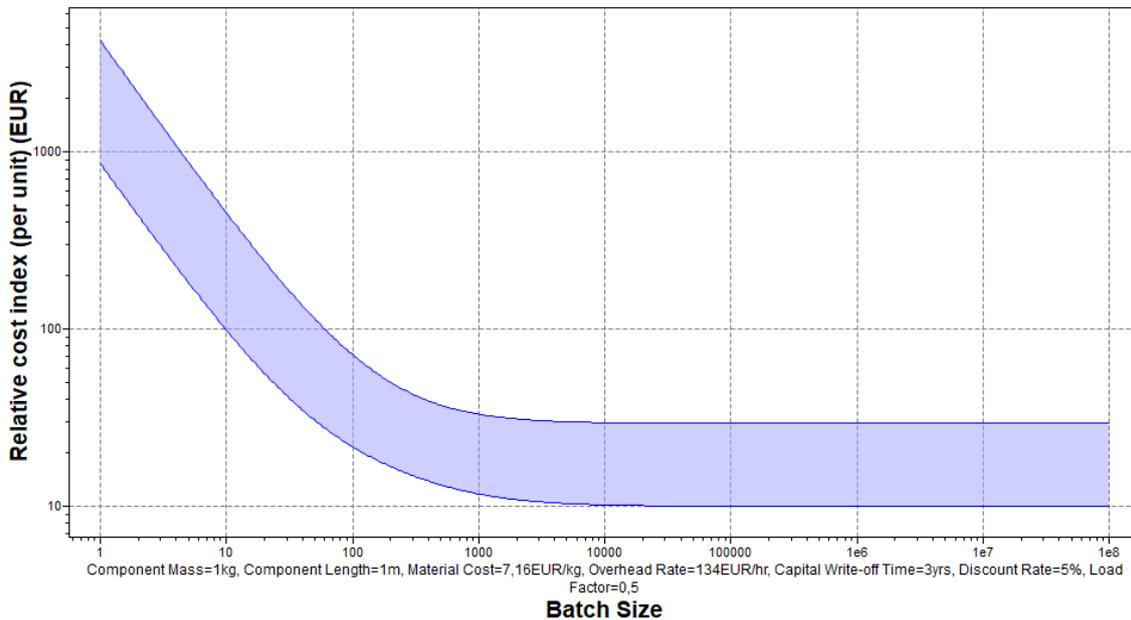


Figura III.74. Gráfica que hace referencia al coste por unidad en función del lote.

A partir, de la base de datos del programa se extrae lo siguientes valores, donde se ofrece el valor de la pieza de espuma.

Tabla III.22. Coste del primer material.

Coste del primer proceso	0,706 €
Coste del segundo proceso	10,5 €
Coste del material	1,11 €
Coste total de la pieza	12,3 €

-Fibra de vidrio con Epoxy.

Se ha empleado el proceso de fabricación nombrado anteriormente donde se le incluye el núcleo ya mecanizado para realizarlo correctamente. En este proceso incluye el precio de fabricar el molde y el coste de fabricar la pieza incluyendo los materiales necesarios y equipos externos, donde se ofrece el coste total de la pieza para que se amortice todo el precio del equipo en 3 años.

III. Desarrollo proyecto

Es por ello por lo que los valores de entrada son los siguientes:

Component details	
Material	<input type="text" value="Epoxy/S-glass fiber, UD prepreg, QI lay-up"/> <input type="button" value="Browse..."/>
Value of scrap material	<input type="text" value="10"/> % of virgin price
Part mass	<input type="text" value="1,4"/> kg
Part length	<input type="text" value="0,85"/> m
Batch size	<input type="text" value="1e+03"/> Number of values: <input type="text" value="5"/>
Primary shaping process	
Primary Process	<input type="text" value="Vacuum/Pressure Bagging"/> <input type="button" value="Browse..."/>
Availability	<input type="text" value="Custom form"/>
Part complexity	<input type="text" value="Simple"/>
Load factor	<input type="text" value="50"/> %
Overhead rate	<input type="text" value="126"/> EUR/hr
Capital write-off time	<input type="text" value="3"/> years

Figura III.75. Introducción de los parámetros iniciales para obtención del precio.

Son muy parecidos al anterior estudio, lo único que cambia es la masa ya que la fibra de vidrio es más densa y el material que se ha empleado.

El gráfico que se muestra es donde el programa se ha basado para extraer el valor del proceso de fabricación.

III. Desarrollo proyecto

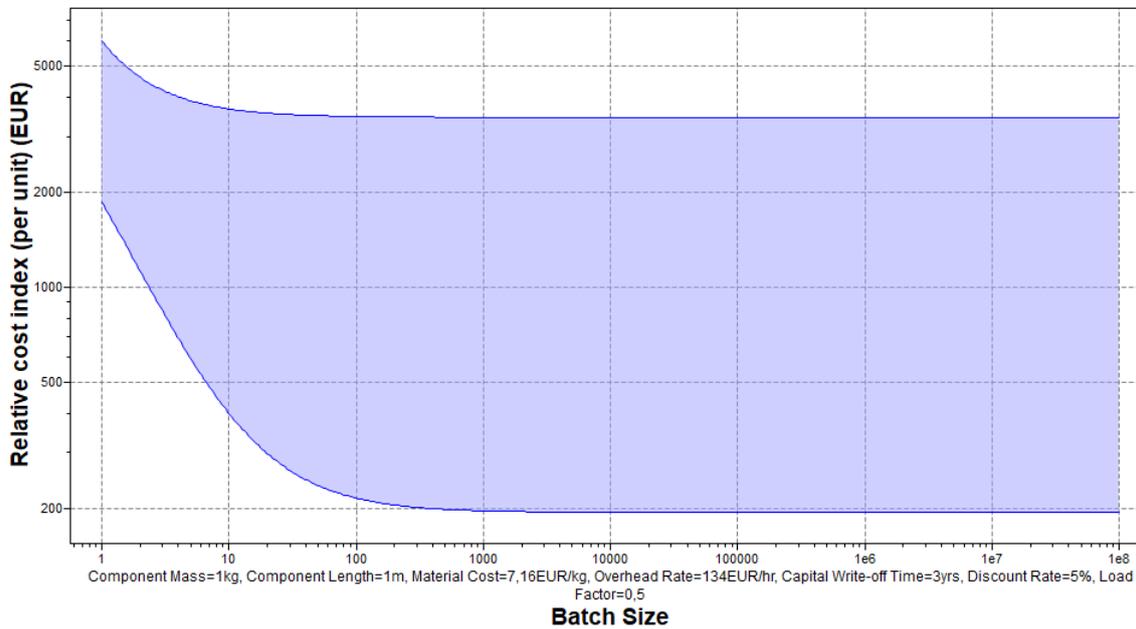


Figura III.76. Gráfica que hace referencia al coste por unidad en función del lote

Como se ha realizado anteriormente se realiza un resumen de los valores que se han obtenido incluyendo el precio de la pieza.

Tabla III.23. Coste del segundo material.

Coste del proceso por pieza	151 €
Coste del material	25,8 €
Coste de la pieza	177 €

Cuando se obtiene el precio de las dos piezas hay que sumarlás para obtener el precio total aproximado de la pieza.

III. Desarrollo proyecto

Tabla III.24. Coste Final.

Primera pieza	12,3 €
Segunda pieza	177 €
Total	189,3 €

El precio total de un ala de avion para un aeromodelo es de 189,3 €, es lo que costaría la pieza realizando un lote 1000 unidades y que amortice el capital que se ha introducido para el equipo recuperándolo en 3 años como se ha especificado en el programa.

IV. APÉNDICES

APÉNDICES

IV. Apéndices

IV.1. REFERENCIAS

- [1] 1.2 PRINCIPIOS AERODINAMICOS. (n.d.). Retrieved November 22, 2017, from <http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV12.html>
- [2] AERODINÁMICA PARA AEROMODELOS. (n.d.). Retrieved from <https://gatovolante.files.wordpress.com/2015/05/aerodinamica-aeromodelos-eliseo-scotto-rev1.pdf>
- [3] Aerodelismo para principiantes: Variedades y categorías del aerodelismo y los aviones. (n.d.). Retrieved November 22, 2017, from <https://rc-ink.blogspot.com.es/p/categoria-de-los-aviones.html>
- [4] Bernuilli, P. D. E. (1998). TEMA 6 : LA FUERZA DE SUSTENTACIÓN Bibliografía ;, (1993), 77-92.
- [5] Briet Blanes, T. (2013). *Aerodinámica y análisis aero post rig aplicados al diseño de coches de competición*. (E. H. Scalabroni & J. I. Suárez Marcelo, Eds.), *Aerodinámica y aero post rig aplicados al diseño de coches de competición*. Sevilla] : Sevilla : Círculo rojo, 2013.
- [6] Definición de estructura - Qué es, Significado y Concepto. (n.d.). Retrieved November 22, 2017, from <https://definicion.de/estructura/>
- [7] Herrera Sierra TUTOR, A., & Graciani Díaz, E. (n.d.). Capítulo VII: Análisis de Fallo. Retrieved from http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/3932/fichero/CAPITULO_VII.pdf
- [8] McArthur, J. (2007). Aerodynamics of wings at low reynolds numbers. Training, (May), 163. Retrieved from <http://digitallibrary.usc.edu/assetserver/controller/item/usctheses-m378/etd-Yates-20070411.pdf>
- [9] Mejía, D., Karen, L., & Montaña, A. P. (2008). DISEÑO Y SIMULACIÓN DE UN AEROMODELO APLICADO EN LA FUMIGACIÓN DE CULTIVOS. Retrieved from

IV. Apéndices

- [10] <http://repository.lasalle.edu.co/bitstream/handle/10185/16367/T44.08M479d.pdf?sequence=1>
- [11] Miravete de Marco, A. (2000). *Materiales compuestos. Tomo I*. Zaragoza: Zaragoza : El autor, 2000.
- [12] Miraza, R. S., & Isranuri, I. (2012). Udara Dengan Menggunakan Software Berbasis. *E-Dinamis*, *I*(1), 0-10.
- [13] NORMATIVA ESPECIALIDAD F3A. (n.d.). Retrieved from http://aeromodelismo.rfae.es/images/CTNA/F3A/NORMATIVA_Interna_F3A_2016_mod.pdf
- [14] REGLAMENTACION PARA LA PRÁCTICA DEL AEROMODELISMO. (n.d.). Retrieved from [http://www.cagip.cat/index_htm_files/REGLAMENTACION DE LA PRACTICA DEL AEROMODELISMO 2012.pdf](http://www.cagip.cat/index_htm_files/REGLAMENTACION_DE_LA_PRACTICA_DEL_AEROMODELISMO_2012.pdf)
- [15] Reynolds number calculator. (n.d.). Retrieved November 22, 2017, from <http://airfoiltools.com/calculator/reynoldsnumber?MReNumForm%5Bvel%5D=13.89&MReNumForm%5Bchord%5D=0.5&MReNumForm%5Bkvisc%5D=1.5111E-5&yt0=Calculate>
- [16] Roncero, S. E., & Gavilán Jiménez, F. (2009). Aeronaves y Vehículos Espaciales Aeronaves y Vehículos Espaciales Tema 4 - Aerodinámica del Avión. Retrieved from [http://aero.us.es/AVE/archivos/Y0910/Tema4_parte2\(WEB\).pdf](http://aero.us.es/AVE/archivos/Y0910/Tema4_parte2(WEB).pdf)
- [17] Santana, Z., & Jiménez, C. (2015). ¿ Por qué vuela un avión? *Jóvenes En La*, (1), 1342-1346. Retrieved from <http://www.jovenesenlaciencia.ugto.mx/index.php/jovenesenlaciencia/article/view/217>
- [18] Siglo, G. (2016). ¿ Qué es el sistema de detracciones ?, 1-3.
- [19] Tesis I. M. 163 - Rodriguez Sánchez Nancy Piedad (1). (n.d.).

IV. Apéndices

[20] Tipos de alas de los aviones de Diego Herrero Doblado en Prezi. (n.d.). Retrieved November 22, 2017, from <https://prezi.com/27ezgmva3p6r/tipos-de-alas-de-los-aviones/>

[21] Torres, G., De, A. M., & Arturo, P. (2009). DISEÑO CONCEPTUAL, AERODINÁMICO Y CONSTRUCCIÓN DE UN AEROMODELO DE CARGA CON BASES DEL CONCURSO SAE AERO DESIGN 2008. Retrieved from <http://repositoriodigital.ipn.mx/bitstream/123456789/8037/1/TESINA-AERO-001.pdf>

[22] Wikipedia, la enciclopedia libre. (n.d.). Retrieved November 22, 2017, from <https://es.wikipedia.org>

[23] World Air Sports Federation | Fédération Aéronautique Internationale World Air Sports Federation. (n.d.). Retrieved November 22, 2017, from <https://www.fai.org/>

IV. Apéndices

IV. Apéndices

IV.2. ANEXOS.

IV.2.1. Categorías.

Categoría F1- Vuelo libre			
Nombre	Modelo	Nombre	Modelo
F1A	Planeadores A-2	F1H	Planeadores A-1
F1B	Motor a goma 30 gramos	F1J	Modelos con motor a pistón
F1C	Veleros con motor a presión	F1K	Modelos con motor CO2
F1D	Modelos de interior	F1L	Modelos Indoor (EZB)
F1E	Veleros de ladera	F1M	Modelos Indoor de iniciación
F1F	Helicópteros	F1N	Planeadores Indoor lanzados a mano
F1G	Modelos con motor a goma 10 gramos	F1O	Planeadores Outdoor lanzados a mano

Categoría F2- Vuelo circular	
Nombre	Modelo
F2A	Modelos de velocidad
F2B	Modelos de acrobacia
F2C	Modelos de carreras
F2D	Modelos de combate
F2E	Modelos de combate con motor diésel
F2F	Modelos de carreras con motor diésel y fuselaje perfilado

Categoría F3- Vuelo radiocontrolado			
Nombre	Modelo	Nombre	Modelo
F3A	Acrobacia	F3H	Planeadores de carrera
F3B	Planeadores térmicos	F3I	Planeadores aerorremolcados
F3C	Helicópteros	F3J	Veleros térmicos
F3D	Carreras de pilón	F3M	Modelos de gran escala
F3F	Veleros de ladera	F3G	Motoveleros
F3P	Acrobacia indoor con modelos de Depron		

Categoría F4- Maquetas	
Nombre	Modelo
F4A	Maquetas de vuelo libre
F4B	Maquetas de vuelo circular
F4C	Maquetas de radiocontrol
F4D	Maquetas de vuelo libre en interior con motor a gomas
F4E	Maquetas de vuelo libre en interior con motor CO2 o eléctrico
F4F	Maquetas de vuelo libre en interior (Fórmula Peanut)
F4J	Maquetas de vuelo propulsadas con turbina de gas

IV. Apéndices

Categoría F5- Modelos con motor eléctrico	
Nombre	Modelo
F5A	Acrobáticos
F5B	Motoveleros
F5C	Helicópteros
F5D	Carreras de pilón
F5E	Aviones solares
F5F	Planeadores eléctricos

IV.2.2. Coordenadas de perfiles alares.

NACA 6409			
Alpha	CL	CD	CL/CD
-----	-----	-----	-----
-8,75	0,1128	0,08228	-1,37093
-8,50	0,0962	0,07788	-1,23523
-7,50	0,0938	0,01913	-4,90329
-7,25	0,0768	0,01594	-4,81807
-7,00	0,0537	0,01425	-3,76842
-6,75	0,0287	0,01365	-2,10256
-6,50	0,0027	0,01308	-0,20642
-6,25	0,0232	0,01248	1,858974
-6,00	0,0494	0,01206	4,096186
-5,75	0,0759	0,0116	6,543103
-5,50	0,1024	0,01126	9,094139
-5,25	0,1265	0,00988	12,80364
-5,00	0,1527	0,00949	16,09062
-4,75	0,1795	0,0092	19,51087
-4,50	0,2061	0,00895	23,02793
-4,25	0,2329	0,00872	26,70872
-4,00	0,2596	0,00851	30,50529
-3,75	0,2855	0,008	35,6875
-3,50	0,312	0,00781	39,94878
-3,25	0,3388	0,00766	44,22977

IV. Apéndices

-3,00	0,3655	0,00757	48,28269
-2,75	0,3917	0,00736	53,22011
-2,50	0,4184	0,00723	57,86999
-2,25	0,4448	0,00716	62,12291
-2,00	0,4709	0,0071	66,32394
-1,75	0,4972	0,00704	70,625
-1,50	0,5236	0,007	74,8
-1,25	0,5497	0,00698	78,75358
-1,00	0,5756	0,00697	82,5825
-0,75	0,6014	0,00697	86,28407
-0,50	0,6273	0,00698	89,87106
-0,25	0,6532	0,00697	93,71593
0,00	0,679	0,007	97
0,25	0,7047	0,00702	100,3846
0,50	0,7302	0,00705	103,5745
0,75	0,7556	0,00709	106,5726
1,00	0,781	0,0071	110
1,25	0,8058	0,00693	116,2771
1,50	0,8374	0,00603	138,8723
1,75	0,8626	0,00617	139,8055
2,00	0,8884	0,00629	141,2401
2,25	0,9141	0,00642	142,3832
2,50	0,9394	0,00656	143,2012
2,75	0,9653	0,00667	144,7226
3,00	0,9905	0,00682	145,2346
3,25	1,0165	0,00693	146,6811
3,50	1,0418	0,00707	147,355
3,75	1,0673	0,0072	148,2361
4,00	1,0930	0,00733	149,1132
4,25	1,1176	0,0075	149,0133
4,50	1,1436	0,0076	150,4737
4,75	1,1678	0,00778	150,1028
5,00	1,1928	0,0079	150,9873
5,25	1,2157	0,00813	149,5326
5,50	1,2384	0,00837	147,957
5,75	1,2619	0,00857	147,2462
6,00	1,2848	0,0088	146
6,25	1,3071	0,00905	144,4309
6,50	1,3272	0,00943	140,7423
6,75	1,3446	0,00995	135,1357
7,00	1,3575	0,01074	126,3966

IV. Apéndices

7,25	1,3652	0,01174	116,2862
7,50	1,3682	0,01286	106,3919
7,75	1,3721	0,01394	98,42898
8,00	1,3795	0,01484	92,95822
8,25	1,3899	0,01559	89,1533
8,50	1,4009	0,01632	85,83946
8,75	1,4131	0,017	83,12353
9,00	1,4243	0,01774	80,28749
9,25	1,4382	0,01835	78,37602
9,50	1,4515	0,01899	76,43497
9,75	1,4633	0,01975	74,09114
10,00	1,4709	0,02077	70,81849
10,25	1,4809	0,02168	68,3072
10,50	1,4921	0,02254	66,19787
10,75	1,5026	0,02346	64,04945
11,00	1,5160	0,02453	61,80188
11,25	1,5200	0,02567	59,21309
11,50	1,5275	0,02691	56,76329
11,75	1,5328	0,02838	54,00987
12,00	1,5346	0,03018	50,84824
12,25	1,5279	0,03277	46,62496
12,50	1,5299	0,03478	43,98792
12,75	1,5365	0,03642	42,18836
13,00	1,5418	0,03824	40,31904
13,25	1,5450	0,04035	38,28996
13,50	1,5482	0,04253	36,40254
13,75	1,5501	0,04492	34,50801
14,00	1,5532	0,04726	32,865
14,25	1,5568	0,04962	31,37445
14,50	1,5584	0,05228	29,80872
14,75	1,5603	0,05495	28,3949
15,00	1,5608	0,05789	26,96148
15,25	1,5595	0,06111	25,51955
15,50	1,5544	0,06492	23,94331
15,75	1,5449	0,06932	22,2865
16,00	1,5378	0,07352	20,91676
16,25	1,5390	0,07678	20,04428
16,50	1,5403	0,08008	19,23452
16,75	1,5408	0,08353	18,44607
17,00	1,5398	0,08725	17,64814
17,25	1,5386	0,09107	16,8947

IV. Apéndices

17,50	1,5368	0,09504	16,17003
17,75	1,5344	0,09916	15,47398
18,00	1,5319	0,10337	14,81958
18,25	1,5286	0,10774	14,18786
18,50	1,5254	0,11216	13,60021
18,75	1,5229	0,11655	13,0665
19,00	1,5201	0,12102	12,56073
19,25	1,5156	0,12579	12,04865

NACA 1410			
Alpha	CL	CD	CL/CD
-----	-----	-----	-----
-16,5	-0,9565	0,12163	-7,86401
-16,25	-1,0222	0,10434	-9,79682
-16	-1,0870	0,08827	-12,3145
-15,75	-1,1528	0,07198	-16,0156
-15,5	-1,2031	0,05747	-20,9344
-15,25	-1,2301	0,04798	-25,6378
-15	-1,2442	0,04164	-29,8799
-14,75	-1,2521	0,03738	-33,4965
-14,5	-1,2567	0,03434	-36,5958
-14,25	-1,2584	0,03207	-39,2392
-14	-1,2578	0,03028	-41,539
-13,75	-1,2536	0,02882	-43,4976
-13,5	-1,2436	0,02745	-45,3042
-13,25	-1,2307	0,02623	-46,9196
-13	-1,2155	0,02516	-48,3108
-12,75	-1,1982	0,02424	-49,4307
-12,5	-1,1894	0,02229	-53,3603
-12,25	-1,1735	0,02107	-55,6953
-12	-1,1540	0,02023	-57,044
-11,75	-1,1333	0,01952	-58,0584
-11,5	-1,1120	0,01885	-58,992
-11,25	-1,0902	0,01825	-59,737
-11	-1,0676	0,01775	-60,1465
-10,75	-1,0491	0,01669	-62,858
-10,5	-1,0273	0,01612	-63,7283
-10,25	-1,0045	0,01569	-64,0217
-10	-0,9818	0,01529	-64,2119
-9,75	-0,9588	0,01496	-64,0909

IV. Apéndices

-9,5	-0,9387	0,01425	-65,8737
-9,25	-0,9154	0,01401	-65,339
-9	-0,8919	0,01382	-64,5369
-8,75	-0,8681	0,01372	-63,2726
-8,5	-0,8482	0,01306	-64,9464
-8,25	-0,8256	0,01284	-64,2991
-8	-0,803	0,01264	-63,5285
-7,75	-0,7802	0,01249	-62,466
-7,5	-0,7571	0,01244	-60,8601
-7,25	-0,7376	0,01172	-62,9352
-7	-0,7124	0,01138	-62,6011
-6,75	-0,6783	0,01111	-61,0531
-6,5	-0,6437	0,01087	-59,218
-6,25	-0,6087	0,01064	-57,2086
-6	-0,574	0,01023	-56,1095
-5,75	-0,5418	0,00979	-55,3422
-5,5	-0,5078	0,00949	-53,509
-5,25	-0,4729	0,00924	-51,1797
-5	-0,4372	0,00901	-48,5239
-4,75	-0,4012	0,0087	-46,1149
-4,5	-0,3705	0,00842	-44,0024
-4,25	-0,338	0,0081	-41,7284
-4	-0,3069	0,00775	-39,6
-3,75	-0,279	0,00747	-37,3494
-3,5	-0,2505	0,0072	-34,7917
-3,25	-0,2235	0,00696	-32,1121
-3	-0,1968	0,00673	-29,2422
-2,75	-0,1701	0,00652	-26,089
-2,5	-0,1437	0,00632	-22,7373
-2,25	-0,117	0,00615	-19,0244
-2	-0,0907	0,00591	-15,3469
-1,75	-0,0653	0,00553	-11,8083
-1,5	-0,0385	0,00543	-7,09024
-1	0,0157	0,00533	2,945591
-0,75	0,0425	0,00524	8,110687
-0,5	0,0691	0,00515	13,41748
-0,25	0,0954	0,00502	19,00398
0	0,1213	0,00491	24,70468
0,25	0,1473	0,00485	30,37113
0,5	0,1728	0,00482	35,85062
0,75	0,1984	0,00482	41,16183

IV. Apéndices

1	0,2235	0,00485	46,08247
1,25	0,2487	0,00492	50,54878
1,5	0,2746	0,00507	54,16174
1,75	0,3033	0,00528	57,44318
2	0,3351	0,00545	61,48624
2,25	0,3672	0,00562	65,33808
2,5	0,4029	0,00584	68,98973
2,75	0,4386	0,00604	72,61589
3	0,4743	0,00629	75,40541
3,25	0,5098	0,00657	77,59513
3,5	0,5435	0,00689	78,88244
3,75	0,5668	0,00719	78,83171
4	0,59	0,00752	78,45745
4,25	0,6132	0,00786	78,01527
4,5	0,6362	0,00822	77,39659
4,75	0,6592	0,00861	76,56214
5	0,6823	0,009	75,81111
5,25	0,7051	0,00944	74,6928
5,5	0,7291	0,00978	74,5501
5,75	0,7536	0,01008	74,7619
6	0,7779	0,01044	74,51149
6,25	0,8032	0,0107	75,06542
6,5	0,8286	0,01095	75,67123
6,75	0,8538	0,01123	76,0285
7	0,8789	0,01154	76,16118
7,25	0,9034	0,01194	75,66164
7,5	0,9259	0,0126	73,48413
7,75	0,9512	0,01288	73,85093
8	0,9767	0,01313	74,3869
8,25	1,0017	0,01344	74,53125
8,5	1,0265	0,01377	74,54611
8,75	1,0510	0,01414	74,32815
9	1,0705	0,0151	70,89404
9,25	1,0967	0,01522	72,0565
9,5	1,1221	0,01544	72,67487
9,75	1,1471	0,0157	73,06369
10	1,1717	0,01599	73,27705
10,25	1,1925	0,0167	71,40719
10,5	1,2175	0,01691	71,99882
10,75	1,2415	0,01723	72,05456
11	1,2645	0,01764	71,68367

IV. Apéndices

11,25	1,2831	0,01848	69,43182
11,5	1,3049	0,01896	68,82384
11,75	1,3257	0,01951	67,94977
12	1,3458	0,02011	66,92193
12,25	1,3633	0,02091	65,19847
12,5	1,3754	0,02212	62,17902
12,75	1,3930	0,02279	61,1233
13	1,4080	0,02357	59,73695
13,25	1,4195	0,02442	58,12858
13,5	1,4296	0,02536	56,37224
13,75	1,4386	0,02641	54,47179
14	1,4455	0,02765	52,27848
14,25	1,4491	0,02921	49,60972
14,5	1,4477	0,03132	46,22286
14,75	1,4397	0,03424	42,04731
15	1,4338	0,03729	38,44999
15,25	1,4348	0,03985	36,00502
15,5	1,4336	0,04288	33,43284
15,75	1,4300	0,04644	30,79242
16	1,4231	0,05066	28,0912
16,25	1,4136	0,05553	25,45651
16,5	1,4001	0,06119	22,88119
16,75	1,3830	0,06768	20,4344
17	1,3614	0,07502	18,14716
17,25	1,3368	0,08318	16,07117
17,5	1,3084	0,09219	14,19243
17,75	1,2770	0,10207	12,51102
18	1,2447	0,1123	11,0837
18,25	1,2131	0,12281	9,87786

NACA 2408			
Alpha	CL	CD	CL/CD
-----	-----	-----	-----
-	-	-	-
10,75	0,8523	0,03757	-22,6857
-10,5	0,8601	0,03067	-28,0437
-	-	-	-
10,25	-0,855	0,0266	-32,1429
-	-	-	-
-10	0,8389	0,02485	-33,7586

IV. Apéndices

-9,75	-	0,8199	0,02379	-34,4641
-9,5	-	0,8012	0,02264	-35,3887
-9,25	-	0,7832	0,0213	-36,77
-9	-	0,7655	0,01988	-38,506
-8,75	-	0,7471	0,01859	-40,1883
-8,5	-0,728	0,01749	0,01749	-41,6238
-8,25	-0,708	0,0166	0,0166	-42,6506
-8	-	0,6871	0,01595	-43,0784
-7,75	-	0,6705	0,01379	-48,6222
-7,5	-	0,6492	0,01309	-49,5951
-7,25	-	0,6271	0,01262	-49,691
-7	-	0,5952	0,01217	-48,9071
-6,75	-	0,5616	0,01178	-47,674
-6,5	-	0,5285	0,0108	-48,9352
-6,25	-	0,4933	0,01035	-47,6618
-6	-	0,4591	0,01008	-45,5456
-5,75	-	0,4258	0,00958	-44,4468
-5,5	-	0,3914	0,00944	-41,4619
-5,25	-	0,3562	0,00942	-37,8132
-5	-	0,3216	0,00891	-36,0943
-4,75	-	0,2881	0,00874	-32,9634
-4,5	-	0,2559	0,00859	-29,7905
-4,25	-	0,2227	0,00847	-26,2928
-4	-	0,1916	0,008	-23,95

IV. Apéndices

-3,75	-	0,00774	-21,0336
-3,5	0,1628	0,00752	-17,6995
-3,25	-	0,00734	-14,4414
-3	-0,106	0,00715	-10,965
-2,75	0,0784	0,00686	-7,53644
-2,5	-	0,00658	-3,82979
-2,25	0,0252	0,00635	0,23622
-2	0,0015	0,00615	4,601626
-1,75	0,0283	0,00597	9,229481
-1,5	0,0551	0,00579	14,14508
-1,25	0,0819	0,0056	19,41071
-1	0,1087	0,00534	25,33708
-0,75	0,1353	0,00502	32,17131
-0,5	0,1615	0,00475	39,47368
-0,25	0,1875	0,00444	47,81532
0	0,2123	0,00419	55,87112
0,25	0,2341	0,00417	62,15827
0,5	0,2592	0,0043	69,65116
0,75	0,2995	0,00448	74,46429
1	0,3336	0,00464	77,43534
1,25	0,3593	0,00481	80,06237
1,5	0,3851	0,00501	81,99601
1,75	0,4108	0,00521	83,83877
2	0,4368	0,00541	85,56377
2,25	0,4629	0,00566	86,36042
2,5	0,4888	0,00593	86,81282
2,75	0,5148	0,00625	86,464
3	0,5404	0,0068	83,02941
3,25	0,5646	0,00746	78,86059
3,5	0,5883	0,00813	75,28905
3,75	0,6121	0,00865	73,64162
4	0,6370	0,00897	73,92419
4,25	0,6631	0,00919	75,05985
4,5	0,6898	0,00942	76,06157
4,75	0,7165	0,00965	77,00518
5	0,7431	0,00992	77,57056
5,25	0,7695	0,01023	77,77126

IV. Apéndices

5,5	0,8213	0,01059	77,5543
5,75	0,8465	0,01104	76,67572
6	0,8697	0,01179	73,7659
6,25	0,8961	0,01199	74,73728
6,5	0,9227	0,01216	75,87993
6,75	0,9491	0,01235	76,8502
7	0,9752	0,01258	77,51987
7,25	1,0008	0,01286	77,82271
7,5	1,0235	0,01358	75,36819
7,75	1,0508	0,0136	77,26471
8	1,0773	0,01372	78,52041
8,25	1,0995	0,01449	75,87992
8,5	1,1243	0,01484	75,76146
8,75	1,1483	0,01527	75,19974
9	1,1718	0,01576	74,35279
9,25	1,1912	0,01681	70,86258
9,5	1,2107	0,0178	68,01685
9,75	1,2331	0,01836	67,16231
10	1,2545	0,01902	65,95689
10,25	1,2753	0,01972	64,67039
10,5	1,2952	0,0205	63,18049
10,75	1,3133	0,02144	61,25466
11	1,3251	0,02309	57,38848
11,25	1,3301	0,02552	52,11991
11,5	1,3452	0,02657	50,62853
11,75	1,3576	0,02781	48,81697
12	1,3658	0,02918	46,80603
12,25	1,3699	0,0307	44,62215
12,5	1,3719	0,03238	42,36875
12,75	1,3714	0,03437	39,90108
13	1,3699	0,03655	37,48016
13,25	1,3655	0,03921	34,8253
13,5	1,3592	0,04231	32,12479
13,75	1,3513	0,04592	29,42726
14	1,3399	0,05038	26,59587
14,25	1,3277	0,05541	23,96138
14,5	1,3111	0,06165	21,26683
14,75	1,2908	0,06902	18,70183
15	1,2658	0,0778	16,26992
15,25	1,2337	0,08851	13,93854
15,5	1,1937	0,10179	11,72709

IV. Apéndices

15,75	1,1480	0,11729	9,787706
-------	--------	---------	----------

IV.2.3. Coordenadas del perfil alar con la geometría definida.

Coordenadas 500 mm

500mm	0mm	0mm
495.78mm	0.64mm	0mm
483.2mm	2.5mm	0mm
462.69mm	5.39mm	0mm
434.95mm	9.07mm	0mm
400.9mm	13.21mm	0mm
361.69mm	17.49mm	0mm
318.65mm	21.59mm	0mm
273.24mm	25.17mm	0mm
227mm	27.89mm	0mm
181.47mm	29.43mm	0mm
138.18mm	29.34mm	0mm
98.74mm	27.5mm	0mm
64.53mm	24.01mm	0mm
36.74mm	19.13mm	0mm
16.31mm	13.26mm	0mm
3.94mm	6.77mm	0mm
0mm	0mm	0mm
4.58mm	-6.35mm	0mm
17.45mm	-11.64mm	0mm
38.16mm	-15.74mm	0mm
65.97mm	-18.54mm	0mm
99.94mm	-20.03mm	0mm
138.95mm	-20.28mm	0mm
181.7mm	-19.51mm	0mm
226.86mm	-17.97mm	0mm
272.9mm	-15.76mm	0mm
318.18mm	-13.15mm	0mm
361.18mm	-10.39mm	0mm
400.42mm	-7.68mm	0mm
434.55mm	-5.19mm	0mm

Coordenadas 250 mm

250	0	0
2478884	320083	0
2415977	1248608	0
2313458	2696478	0
217475	4532998	0
2004505	660426	0
1808457	8747225	0
1593244	1079623	0
1366178	1258427	0
1135011	1394555	0
9073536	147137	0
6909108	1466866	0
4937037	137484	0
3226436	1200334	0
1836778	9566823	0
81556558	662802	0
19677	338635	0
0	0	0
2289025	-317544	0
8726285	-581895	0
1907794	-786906	0
3298341	-927236	0
4997097	-100143	0
6947434	-1014	0
9084889	-975598	0
1134318	-898592	0
1364493	-788105	0
1590914	-657549	0
1805888	-519534	0
2002082	-38414	0
2172772	-25948	0

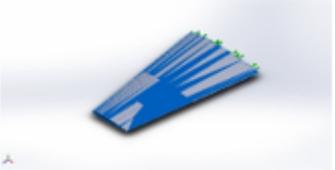
IV. Apéndices

462.42mm	-3.05mm	0mm
483.04mm	-1.4mm	0mm
495.71mm	-0.36mm	0mm
500mm	0mm	0mm

2312085	-152633	0
2415204	-70179	0
2478549	-17924	0
250	0	0

IV.2.4. Masa de la pieza para cada material.

CF-EP y espuma de Poliestireno.

Nombre de documento y referencia	Tratado como	Propiedades volumétricas
<p>Recubrir1</p> 	Sólido	<p>Masa:0.393789 kg Volumen:0.00837848 m³ Densidad:47 kg/m³ Peso:3.85913 N</p>

Pliegue	Espesor (mm)	Ángulo (deg)	Área (m ²)	Volumen (m ³)	Densidad(kg/m ³)	Masa(kg)	Peso(N)
1	0.2	45	0.64674	0.000129348	1600	0.206957	2.03025
2	0.2	-45	0.64674	0.000129348	1600	0.206957	2.03025

GF-EP y espuma de Poliestireno.

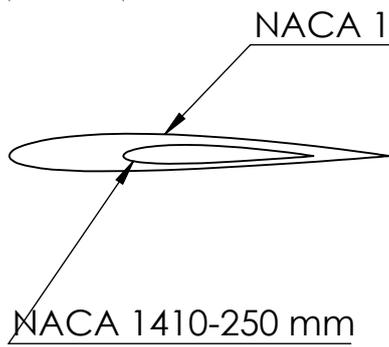
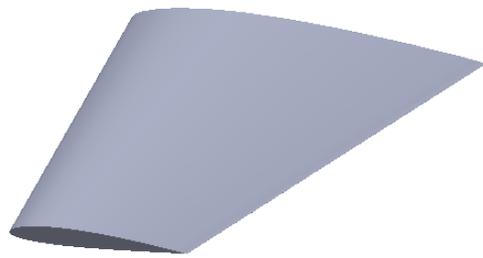
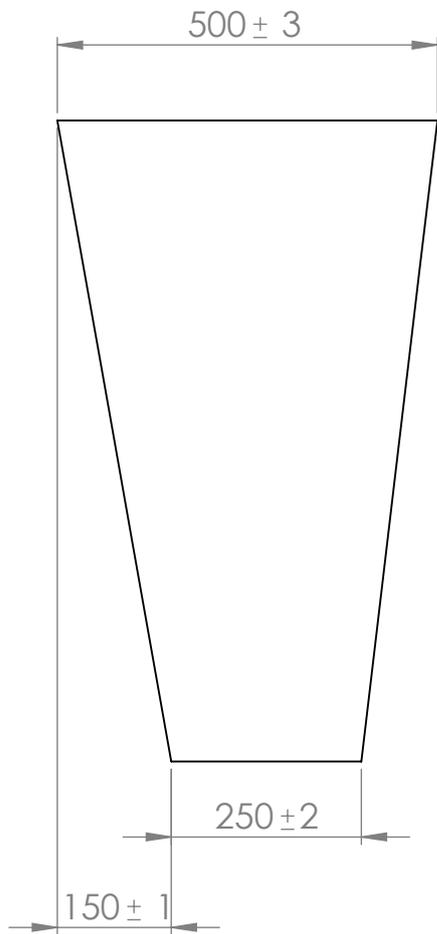
Nombre de documento y referencia	Tratado como	Propiedades volumétricas
<p>Recubrir1</p> 	Sólido	<p>Masa:0.393789 kg Volumen:0.00837848 m³ Densidad:47 kg/m³ Peso:3.85913 N</p>

IV. Apéndices

Pliegue	Espesor (mm)	Ángulo (deg)	Área (m ²)	Volumen (m ³)	Densidad(kg/m ³)	Masa(kg)	Peso(N)
1	0.25	0	0.64674	0.000161685	2160	0.34924	3.42604
2	0.25	45	0.64674	0.000161685	2160	0.34924	3.42604
3	0.25	-45	0.64674	0.000161685	2160	0.34924	3.42604
4	0.25	90	0.64674	0.000161685	2160	0.34924	3.42604

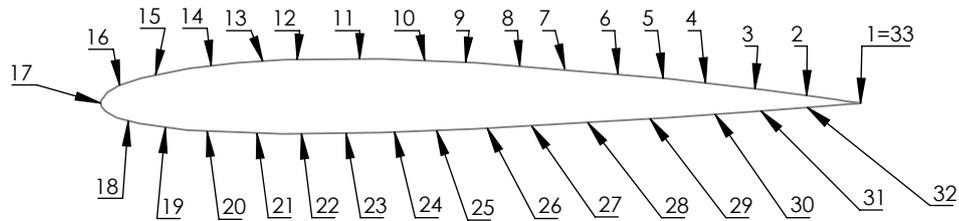
IV. Apéndices

IV.3. PLANOS ACOTADOS.

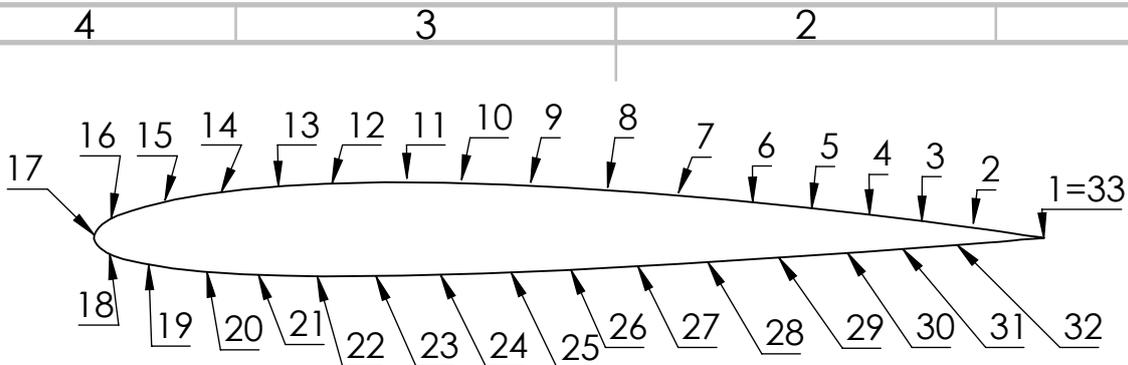


NOMBRE		FECHA		MATERIAL:		Título:	
Producto SOLIDWORKS Educational, Cerdá Gandia				-Fibra de Vidrio con resina Epoxy		Ala de un F3A	
PESO: 1,791 kg				ESCALA: 1:10		HOJA 1 DE 3	





Puntos	X (mm)	Y (mm)
1	500	0
2	483,2	2,5
3	462,69	5,39
4	434,95	9,07
5	400,9	13,21
6	361,69	17,49
7	318,65	21,59
8	273,24	25,17
9	227	27,89
10	181,47	29,43
11	138,18	29,34
12	98,74	27,5
13	64,53	24,01
14	36,74	19,13
15	16,31	13,26
16	3,94	6,77
17	0	0
18	4,58	-6,35
19	17,45	-11,64
20	38,16	-15,74
21	65,97	-18,54
22	99,94	-20,03
23	138,95	-20,28
24	181,7	-19,51
25	226,86	-17,97
26	272,9	-15,76
27	318,18	-13,15
28	361,18	-10,39
29	400,42	-7,68
30	434,55	-5,19
31	462,42	-3,05
32	483,04	-1,4
33	500	0



Puntos	X (mm)	Y (mm)
1	250	0
2	241,60	1,24
3	231,35	2,70
4	217,48	4,53
5	200,45	6,60
6	180,85	8,75
7	159,32	10,80
8	136,62	12,58
9	113,50	13,95
10	90,74	14,71
11	69,09	14,67
12	49,37	13,75
13	32,26	12
14	18,37	9,57
15	8,16	6,63
16	1,97	3,39
17	0	0
18	2,29	-3,18
19	8,73	-5,82
20	19,08	-7,87
21	32,98	-9,27
22	49,97	-10,01
23	69,47	-10,14
24	90,85	-9,76
25	113,43	-8,98
26	136,45	-7,88
27	159,09	-6,58
28	180,59	-5,20
29	200,21	-3,84
30	217,28	-2,59
31	231,21	-1,53
32	241,52	-0,70
33	250	0