



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA

CAMPUS D'ALCOI

Rediseño, análisis estructural y selección del proceso de fabricación de un fuselaje empleado en aeronaves de fotogrametría

MEMORIA PRESENTADA POR:

Andrés Pérez Guarner

TUTOR/A:

Néstor Montañés Muñoz; Octavio Ángel Fenollar Gimeno

GRADO DE INGENIERÍA MECÁNICA

Convocatoria de defensa: *Julio del 2021*

1 RESUMEN

Rediseño, análisis estructural y selección del proceso de fabricación de un fuselaje empleado en aeronaves de fotogrametría.

El objetivo general de este proyecto se basa en el rediseño, análisis estructural y selección del proceso de fabricación de un fuselaje empleado en aeronaves de fotogrametría.

En la fase de rediseño una de las condiciones que se establecerá, será la de obtener el mayor espacio interior manteniendo la resistencia estructural del fuselaje, pudiendo así albergar todos los componentes necesarios para la navegación del avión manteniendo su estabilidad estructural.

El punto de partida es la selección de un fuselaje existente que se adapte a las exigencias establecidas y readaptarla con el fin de cumplir el resto de las condiciones,

En cuanto a la fase de análisis, partiendo del diseño establecido en la etapa anterior, se procederá al análisis estructural del fuselaje mediante programas CAE, simulando el comportamiento del fuselaje ante cargas constantes, tensiones normales y tangenciales, etc.

Tras la determinación de las tensiones que deberá soportar el fuselaje y el consecuente rediseño estructural, se pasará a la fase de selección de material donde se analizarán los materiales según los siguientes criterios: módulo específico, procesabilidad del material y coste del material teórico, entre otros.

Por último, se acometerá la fase de selección del proceso de fabricación, en la que se tendrán presentes, entre otros, los siguientes aspectos: calidad del material tras el proceso, dificultad del proceso de fabricación y coste del proceso.

1.1 SUMMARY

Redesign, structural analysis and selection of the manufacturing process for a fuselage used in photogrammetric aircraft.

The general objective of this project is based on the redesign, structural analysis, and selection of the manufacturing process of a fuselage used in photogrammetry aircraft.

In the redesign phase, one of the conditions that will be established will be to obtain the largest interior space while maintaining the structural strength of the fuselage, thus being able to house all the components necessary for aircraft navigation while maintaining its structural stability.

The starting point is the selection of an existing fuselage that meets the established requirements and retrofitting it to meet the rest of the conditions.

Regarding the analysis phase, starting from the design established in the previous stage, the structural analysis of the fuselage will be carried out using CAE programs, simulating the behavior of the fuselage under constant loads, normal and tangential stresses, etc.

After determining the stresses that the fuselage must withstand and the consequent structural redesign, the material selection phase will be passed where the materials will be analyzed according to the following criteria: specific module, material processability and theoretical material cost, among others.

Finally, the selection phase of the manufacturing process will be undertaken, in which the following aspects will be considered, among others: quality of the material after the process, difficulty of the manufacturing process and cost of the process.

1.2 RESUM

Redisseny, anàlisi estructural i selecció del procés de fabricació d'un fuselatge emprat en aeronaus de fotogrametría.

L'objectiu general d'aquest projecte es basa en el redisseny, anàlisi estructural i selecció del procés de fabricació d'un fuselatge emprat en aeronaus de fotogrametría.

En la fase de redisseny una de les condicions que s'establirà serà la d'obtindre el major espai interior mantenint la resistència estructural del fuselatge podent així albergar tots els components necessaris per a la navegació de l'avió mantenint la seua estabilitat estructural.

El punt de partida és de la selecció d'un fuselatge existent que s'adapte a les exigències establides i readaptar-la amb la finalitat de complir la resta de les condicions.

Quant a la fase d'anàlisi, partint del disseny establert en l'etapa anterior, es procedirà a l'anàlisi estructural del fuselatge mitjançant programes CAE, simulant el comportament del fuselatge davant càrregues constants, tensions normals i tangencials, etc.

Després de la determinació de les tensions que haurà de suportar el fuselatge i el conseqüent redisseny estructural, es passarà a la fase de selecció de material on s'analitzaren els materials segons els següents criteris: Mòdul específic, procesabilitat del material i cost del material teòric, entre altres.

Finalment, s'escometrà la fase de selecció del procés de fabricació, en la qual es tindran presents entre altres els següents aspectes: qualitat del material després del procés, dificultat del procés de fabricació i cost del procés.

2 Tabla de Contenidos

1	RESUMEN	2
1.1	SUMMARY.....	3
1.2	RESUM.....	4
2	Tabla de Contenidos.....	5
3	ABREVIATURAS.....	11
4	LISTADO DE FIGURAS.....	13
5	LISTADO DE TABLAS.....	17
6	introducción	19
6.1	Justificación.....	19
6.1.1	Métodos de detección de incendios empleados en la actualidad	20
6.2	Objetivos Principales.....	21
6.3	Tipos de aeronaves	21
6.3.1	VANT de ala rotatoria.....	21
6.3.2	VANT de ala fija	23
6.3.3	Conclusiones de los tipos de VANT	24
6.4	Antecedentes	24
6.4.1	Conclusiones estudio de mercado.	31
7	Requisitos y Objetivos de diseño	33
7.1	Normativa y base de aplicación de requisitos de diseño.....	33
7.2	Descripción de los requisitos.....	33
7.3	Objetivos del producto.....	34
7.3.1	Objetivos básicos.....	34
7.3.2	Requisitos Principales	35
7.3.3	Objetivos específicos.....	36
8	Requisitos de Cargas	37
8.1	Cargas Fuselaje.....	37
8.1.1	Cargas aerodinámicas	37

8.1.1.1	Resistencia Parásita:.....	37
8.1.1.2	Resistencia Inducida.....	39
8.1.1.3	Resistencia Aerodinámica.....	39
8.1.2	Cargas de propulsión.....	40
8.1.3	Cargas de colisión con el terreno.....	40
8.2	Cargas Estructurales.....	41
8.2.1	Cargas de inercia.....	41
8.2.2	Cargas de Propulsión.....	42
8.2.3	Cargas de colisión con el terreno.....	43
9	Leyes, Normas y Directivas.....	44
9.1	Leyes, Normas y Directivas Vinculantes al proyecto.....	44
9.2	Leyes, Normas y Directivas Vinculantes a la aeronave.....	44
9.3	Directivas y regulaciones aplicables como producto.....	47
10	Determinación de solicitudes y selección de materiales.	49
10.1	Recubrimiento exterior.....	49
10.1.1	introducción.....	49
10.1.2	Determinación de solicitudes.....	49
10.1.3	Selección del material.....	50
10.1.3.1	Material de referencia.....	50
10.1.3.2	Método tradicional:.....	53
10.1.3.3	Método Gráfico.....	64
10.2	Estructura.....	72
10.2.1	Introducción.....	72
10.2.2	Determinación de solicitudes.....	72
10.2.3	Selección del material.....	73
10.2.3.1	Material de referencia.....	73
10.2.3.2	Método tradicional:.....	75
10.2.3.3	Método Gráfico.....	77
10.3	Selección Final de Materiales.....	84
11	Diseño y análisis aerodinámico programa XFLR5.....	85

11.1	Introducción	85
11.2	Diseño del perfil alar	85
11.3	Análisis de las polares de los perfiles.	86
11.4	Diseño en 3D de la aeronave.....	88
11.5	Propiedades Físicas del VANT	92
11.6	Posicionamiento de la aeronave respecto del MAC.	94
11.7	Análisis del modelo 3D	95
11.7.1	Determinación de condiciones extremas.	96
11.7.2	Análisis presión máxima en condiciones estándar	99
12	Diseño.....	100
12.1	Introducción	101
12.2	Tipos de Fuselaje	101
12.3	Conclusiones	104
12.4	Cálculo de Paracaídas.....	104
13	Determinación del diseño óptimo.	105
13.1	Diseño óptimo fuselaje	105
13.1.1	Limitaciones Programa SolidWorks	105
13.1.2	Diseño óptimo con el material de referencia EPP	107
13.1.2.1	<i>Carga aerodinámica</i>	<i>107</i>
13.1.2.2	<i>Carga de propulsión</i>	<i>108</i>
13.1.2.3	<i>Carga de colisión</i>	<i>110</i>
13.1.3	Diseño óptimo con el material fibra de vidrio-S (Simplificación Isotrópica).....	114
13.1.3.1	<i>Carga de colisión</i>	<i>114</i>
13.1.4	Diseño óptimo con el material fibra de carbono GY-70 (Simplificación Isotrópica)	116
13.1.4.1	<i>Carga de colisión</i>	<i>116</i>
13.1.5	Diseño óptimo con el material fibra de aramida Kevlar-49(Simplificación Isotrópica)	118
13.1.5.1	<i>Carga de colisión</i>	<i>118</i>
13.1.6	Diseño óptimo con el material Poliamida 6+ fibra de vidrio E (Simplificación Isotrópica).....	120
13.1.6.1	<i>Carga de colisión</i>	<i>120</i>

13.1.7	Conclusiones y selección del material óptimo.....	122
13.2	Diseño y análisis del espesor necesario.....	122
13.2.1	Simulación del diseño laminado con el espesor óptimo.....	124
13.2.1.1	<i>Carga aerodinámica</i>	124
13.2.1.2	<i>Carga de propulsión</i>	125
13.2.1.3	<i>Carga de colisión</i>	127
13.3	Conclusiones de la simulación del fuselaje simple	130
14	Puntos críticos y diseño inicial de la estructura	132
14.1	Puntos críticos del fuselaje.....	132
14.2	Diseño inicial con el material de referencia	134
14.3	Simulación del diseño optimizado.....	138
14.3.1	Diseño estructural con el material de referencia madera de pino	138
14.3.1.1	<i>Carga de colisión</i>	138
14.3.1.2	<i>Carga inercial máxima en vuelo</i>	142
14.3.2	Desplazamientos provocados por las cargas	145
14.4	Diseño inicial con el material Aluminio 2618A-T6	146
14.5	Diseño inicial con el material Acero AISI 4340	147
14.6	Conclusiones del diseño y simulación de la estructura interna.	148
15	Diseño Final	149
16	Número de unidades necesarias.....	152
16.1	Área de trabajo	152
16.2	Rango operacional	152
16.3	Solución aportada en la actualidad	154
16.4	Rango Operacional “DJI Mavic 2 pro”	154
17	Selección del proceso de fabricación	155
17.1	Determinación de la capacidad productiva mínima.	155
17.2	Selección del proceso de fabricación.....	156
17.3	Fuselaje	156
17.4	Estructura.....	158

18	 Materiales Necesarios para la fabricación de 1 modelo ...	161
18.1	Materia prima VARTM	161
18.2	Cálculos de Resina y fibras.	161
18.3	Cálculos de consumibles VARTM.....	164
18.4	Materia prima Corte Láser	166
18.5	Cálculos de Proceso VARTM.....	166
18.6	Cálculos de Proceso corte por láser.....	167
18.7	Cálculos de Procesos auxiliares.	169
19	 Evaluación Económica del Método.....	170
19.1	Criterios Generales.....	170
19.2	Recursos de mobiliario	170
19.3	Recursos Materia prima Fuselaje	170
19.4	Recursos Materia prima Estructura.....	171
19.5	Recursos Materia prima auxiliar	172
19.6	Recursos Material electrónico.....	172
19.7	Recursos Humanos	173
19.8	Recurso por actividad laboral.....	175
19.9	Recurso por reciclaje de residuos.....	175
19.10	Flujo de caja.....	175
19.11	Coste Final del producto	175
20	 Estudio y definición de condiciones de contorno.	177
20.1	Recubrimiento exterior	177
20.2	Estructura.....	178
20.3	Unión del Fuselaje.....	179
20.4	Unión del Fuselaje con las alas	180
20.5	Fijación de Cabina	180
20.6	Fijación de Cubierta transparente frontal	180
21	 Conclusiones.....	181

21.1	Conclusiones de Objetivos	181
21.2	Conclusiones de desarrollo del proyecto	181
21.2.1	Selección del material.....	181
21.2.2	Simulación y determinación del modelo óptimo.....	182
21.2.3	Cálculos económicos.....	182
21.2.4	Especificaciones finales.....	183
22	APÉNDICES.....	185
22.1	Bibliografía	186
22.2	ANEXO 1: Selección del sistema de propulsión	188
22.2.1	Estudio de baterías 1, selección por densidad energética y precio.....	188
22.2.2	Estudio de baterías 2, análisis de ensayos.....	188
22.2.3	Estudio de motor 1, selección del motor.....	190
22.2.4	Estudio de motor 2, selección de la hélice.....	191
22.2.5	Selección del conjunto de propulsión.....	191
22.3	PLANOS ACOTADOS.	192

3 ABREVIATURAS

ABS	Acrilonitrilo butadieno estireno
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
AISI	Instituto americano del hierro y el acero
ANSI	Instituto Nacional Estadounidense de Estándares
BOE	Boletín oficial del Estado
BVLOS	Vuelo más allá del alcance visual
CAE	Ingeniería asistida por computadora
CE	Certificado Europeo
CS	Estación de control
CTA	Asociación de Consumidores Tecnológicos
EP	Resina epoxi
EPP	Polipropileno Extruido
EPS	Poliestireno expandido
ETSI	Instituto Europeo de estándares en telecomunicaciones
FDM	Modelado por deposición fundida
FDS	Factor de seguridad
FEA	Método de los elementos finitos
FOGASA	Fondo de garantía Salarial
FOV	Campo de visión
FPV	Vuelo en primera persona
HZ	Hercios
ISM	Bandas de radio Industriales, Científicas y Médicas
ISO	Organización internacional para la estandarización
MMD	Masa máxima de despegue
MTOW	Masa máxima de despegue
NACA	Comité Asesor Nacional de Aeronáutica
PA	Poliamida
PLA	Ácido Polilácteo
PNP	“Plug and Play”
Prepreg	Pre-Impregnado
PVC	Policloruro de vinilo
RD	Reglamento delegado
RE	Reglamento de ejecución
RoHS	Restricción de sustancias peligrosas
RTTE	Terminal de Equipo de radio y telecomunicaciones
SIPA	Sindicato independiente de profesionales aeronáuticos
SORA	Evaluación de riesgos de operaciones específicas
STOL	Despegue y aterrizaje cortos
TPM	Tasa productiva mínima
UAS	Vehículo aéreo no manejado

UE	Unión Europea
UNE	Una norma española
UV	Ultravioleta
VANT	Vehículo aéreo no tripulado
VARTM	Moldeo por transferencia de resina asistida por vacío
VLM	Método de vórtices de anillo
VTOL	Despegue y aterrizaje en Vertical
A	Superficie
AE	Área Equivalente
AF	Aprovechamiento de la Fibra
Ap	Aprovechamiento del Proceso
Ape	Aprovechamiento de la capa de pelado
AR	Aprovechamiento de la Resina
CD	Coefficiente de resistencia aerodinámica
cdi	Coefficiente de resistencia inducida
cdp	Coefficiente de resistencia parásita
CL	Coefficiente de sustentación
CM	Centro de presiones
EC	Espesor de capa
Fd	Fuerza de arrastre
G	Gravedad
J	Julio
Kg	Kilogramo
M	Masa
MAC	Cuerda alar media
N	Newton
Pa	Pascales
RV	Relación de Volumen
TP	Tasa productiva
TPM	Tasa productiva mínima
V	Velocidad
XY	Plano que une los ejes X e Y
XZ	Plano que une los ejes X e Z
YZ	Plano que une los ejes Y e Z
ρ	Densidad del aire
ρ_F	Densidad Fibra
ρ_R	Densidad Resina

4 LISTADO DE FIGURAS

ILUSTRACIÓN 1. CRONOGRAMA DEL AVANCE DEL FUEGO Y SUPERFICIE QUEMADA EN EL INCENDIO DE CARCAIXENT EL 16/06/2016.	19
ILUSTRACIÓN 2. FUERZAS QUE ACTÚAN EN HELICÓPTERO DEL TIPO NOTAR.	22
ILUSTRACIÓN 3. FUERZAS QUE ACTÚAN SOBRE UNA AERONAVE DE ALA FIJA EN VUELO.	23
ILUSTRACIÓN 4. AERODINO DE ALA FIJA SKYWALKER X8.	26
ILUSTRACIÓN 5. AERODINO DE ALA FIJA SONICMODELL SKYHUNTER.	27
ILUSTRACIÓN 6. AERODINO DE ALA FIJA MYFLYDREAM CROSSWIND.....	28
ILUSTRACIÓN 7.AERODINO DE ALA FIJA X-UAV TALON PRO.....	29
ILUSTRACIÓN 8. AERODINO DE ALA ROTATORIA DJI MAVIC 2 PRO.	30
ILUSTRACIÓN 9. MODELO 2, SKYHUNTER DE SONICMODELL.	31
ILUSTRACIÓN 10. MODIFICACIONES NECESARIAS PARA SATISFACER LAS NECESIDADES DEL PROYECTO. 32	
ILUSTRACIÓN 11. GRÁFICO EJEMPLO DEL INCREMENTO DE LA RESISTENCIA CON LA VELOCIDAD.	37
ILUSTRACIÓN 12. RESISTENCIA DE FORMA SEGÚN LA FORMA DEL OBJETO.	38
ILUSTRACIÓN 13. INFLUENCIA DE LA RUGOSIDAD SOBRE LA RESISTENCIA POR FRICCIÓN.	38
ILUSTRACIÓN 14. EJEMPLOS RESISTENCIA POR INTERFERENCIA DE ZONAS CON CAMBIOS DE DIRECCIÓN EN EL FLUJO.	39
ILUSTRACIÓN 15. EJES DE NAVEGACIÓN EN AERONAVES.....	42
ILUSTRACIÓN 16. MÉTODO GRAFICO SEGÚN MÓDULO ESPECÍFICO Y TENACIDAD.....	65
ILUSTRACIÓN 17. MAPA DE MATERIALES CON LIMITES SEGÚN MÓDULO ESPECÍFICO Y TENACIDAD.....	66
ILUSTRACIÓN 18. MAPA DE MATERIALES SEGÚN PRECIO Y HUELLA DE CARBONO.....	66
ILUSTRACIÓN 19. MÉTODO GRÁFICO SEGÚN MÓDULO ESPECÍFICO Y FACTOR DE FORMA.	78
ILUSTRACIÓN 20. MÉTODO GRÁFICO SEGÚN PRECIO Y TENACIDAD.....	79
ILUSTRACIÓN 21. MÉTODO GRÁFICO SEGÚN VELOCIDAD DE MAQUINADO Y SOLDABILIDAD.....	79
ILUSTRACIÓN 22.PERFILES EMPLEADOS EN EL MODELO, CLARKY Y NACA0008.....	86
ILUSTRACIÓN 23. DEFINICIÓN DEL ANÁLISIS AERODINÁMICO EN 2D, PARA LOS PERFILES SELECCIONADOS.....	86
ILUSTRACIÓN 24. RESULTADO ANÁLISIS EN 2D PERFILES SELECCIONADOS.	87
ILUSTRACIÓN 25. PROGRAMA DE DISEÑO DEL PROGRAMA XFLR5.....	88
ILUSTRACIÓN 26. SUPERFICIE DE CONTROL, ELEVADOR PERFIL NACA 0008.	89
ILUSTRACIÓN 27. SUPERFICIE DE CONTROL, TIMÓN PERFIL NACA 0008.	89
ILUSTRACIÓN 28. COLOCACIÓN DE LOS ELEMENTOS DE SUSTENTACIÓN Y ELEMENTOS DE CONTROL... 90	
ILUSTRACIÓN 29. DISEÑO DEL CUERPO DEL VANT PARAMETRIZADO.	90
ILUSTRACIÓN 30.DISEÑO FINAL DEL CUERPO DEL VANT PARAMETRIZADO.	91
ILUSTRACIÓN 31. DISEÑO FINAL DEL VANT.	91
ILUSTRACIÓN 32. PROPIEDAD FÍSICA DE LA MASA DEL TIMÓN, SEGÚN EL MODELO REAL.....	92
ILUSTRACIÓN 33. PROPIEDAD FÍSICA DE LA MASA DEL ELEVADOR, SEGÚN EL MODELO REAL.	92
ILUSTRACIÓN 34. PROPIEDAD FÍSICA DE LA MASA DE LAS ALAS, SEGÚN EL MODELO REAL.	93
ILUSTRACIÓN 35. PROPIEDAD FÍSICA DE LA MASA DEL CUERPO, SEGÚN EL MTOW MÁXIMO.....	93
ILUSTRACIÓN 36. POSICIONAMIENTO DEL MAC DEL ALA RESPECTO AL ORIGEN.	94
ILUSTRACIÓN 37. POSICIONAMIENTO COMPONENTES RESPECTO AL MAC.	95
ILUSTRACIÓN 38. ANÁLISIS DEL MODELO EN 3D MEDIANTE EL MÉTODO DE VÓRTICES DE ANILLO.	95
ILUSTRACIÓN 39. SIMULACIÓN MEDIANTE SUSTENTACIÓN MÍNIMA CONSTANTE.	96

ILUSTRACIÓN 40. SELECCIÓN DE LA MASA DEL MODELO.....	96
ILUSTRACIÓN 41. CONDICIONES DE VUELO EXTREMAS PARA EL AERODINO.....	97
ILUSTRACIÓN 42. RESULTADOS ANÁLISIS EN 3D SITUACIÓN EXTREMA.....	98
ILUSTRACIÓN 43. RESULTADOS DEL ANÁLISIS EN 3D EN SITUACIÓN EXTREMA CON MODIFICACIONES. ...	98
ILUSTRACIÓN 44. PRESIÓN AERODINÁMICA EN CONDICIONES ESTÁNDAR.....	99
ILUSTRACIÓN 45. COMPONENTES INTERNOS FUSELAJE RETICULAR O TUBULAR.....	102
ILUSTRACIÓN 46. COMPONENTES INTERNOS DE UNA ESTRUCTURA TIPO MONOCASCO.....	102
ILUSTRACIÓN 47. COMPONENTES INTERNOS DE UNA ESTRUCTURA TIPO SEMIMONOCASCO.....	103
ILUSTRACIÓN 48. LIMITACIONES DEL PROGRAMA SOLIDWORKS.....	105
ILUSTRACIÓN 49. LIMITACIÓN DEL PROGRAMA SOLIDWORKS, CÁLCULOS ORTOTRÓPICOS.....	106
ILUSTRACIÓN 50. CÁLCULO SOLIDWORKS CON HIPÓTESIS ORTOTRÓPICA.....	106
ILUSTRACIÓN 51. ULTIMÁTUM HISPANO AVIACIÓN.....	107
ILUSTRACIÓN 52. TENSIÓN DE VON MISES GENERADA POR SIMULACIÓN DE CARGA AERODINÁMICA PARA EPP Y ESPESOR 12 MM.....	108
ILUSTRACIÓN 53. FACTOR DE SEGURIDAD GENERADO POR SIMULACIÓN AERODINÁMICA PARA EPP Y ESPESOR 12 MM.....	108
ILUSTRACIÓN 54. TENSIÓN DE VON MISES GENERADA POR SIMULACIÓN DE CARGA DE PROPULSIÓN PARA EPP Y ESPESOR 12 MM.....	109
ILUSTRACIÓN 55. FACTOR DE SEGURIDAD GENERADO POR SIMULACIÓN DE PROPULSIÓN PARA EPP Y ESPESOR 12 MM.....	109
ILUSTRACIÓN 56. FUERZAS GENERADAS EN EL ATERRIZAJE PARA T=0.....	110
ILUSTRACIÓN 57. TENSIÓN DE VON MISES GENERADA POR SIMULACIÓN DE CARGA DE AMARAJE PARA EPP Y ESPESOR 12 MM.....	111
ILUSTRACIÓN 58. FACTOR DE SEGURIDAD GENERADO POR SIMULACIÓN DE AMARAJE PARA EPP Y ESPESOR 12 MM.....	112
ILUSTRACIÓN 59. TENSIÓN DE VON MISES GENERADA POR SIMULACIÓN DE CARGA DE CAÍDA CON PARACAÍDAS PARA EPP Y ESPESOR 12 MM.....	113
ILUSTRACIÓN 60. FACTOR DE SEGURIDAD GENERADO POR SIMULACIÓN DE CAÍDA CON PARACAÍDAS PARA EPP Y ESPESOR 12 MM.....	113
ILUSTRACIÓN 61. TENSIÓN DE VON MISES GENERADA POR SIMULACIÓN DE CARGA DE CAÍDA CON PARACAÍDAS PARA FIBRA DE VIDRIO S Y ESPESOR 12 MM.....	115
ILUSTRACIÓN 62. FACTOR DE SEGURIDAD GENERADO POR SIMULACIÓN DE AMARAJE PARA LA FIBRA DE VIDRIO-S Y ESPESOR 12 MM.....	115
ILUSTRACIÓN 63. TENSIÓN DE VON MISES GENERADA POR SIMULACIÓN DE CARGA DE CAÍDA CON PARACAÍDAS PARA FIBRA DE CARBONO GY-70 Y ESPESOR 12 MM.....	117
ILUSTRACIÓN 64. FACTOR DE SEGURIDAD GENERADO POR SIMULACIÓN DE AMARAJE PARA LA FIBRA DE CARBONO GY-70 Y ESPESOR 12 MM.....	117
ILUSTRACIÓN 65. TENSIÓN DE VON MISES GENERADA POR SIMULACIÓN DE CARGA DE CAÍDA CON PARACAÍDAS PARA FIBRA DE ARAMIDA KEVLAR-49 Y ESPESOR 12 MM.....	119
ILUSTRACIÓN 66. FACTOR DE SEGURIDAD GENERADO POR SIMULACIÓN DE AMARAJE PARA LA FIBRA DE ARAMIDA KEVLAR-49 Y ESPESOR 12 MM.....	119
ILUSTRACIÓN 67. TENSIÓN DE VON MISES GENERADA POR SIMULACIÓN DE CARGA DE CAÍDA CON PARACAÍDAS PARA POLIAMIDA 6 + FIBRA DE VIDRIO E Y ESPESOR 12 MM.....	121
ILUSTRACIÓN 68. FACTOR DE SEGURIDAD GENERADO POR SIMULACIÓN DE AMARAJE PARA LA POLIAMIDA 6 + FIBRA DE VIDRIO E Y ESPESOR 12 MM.....	121

ILUSTRACIÓN 69. ESPESOR MÍNIMO DE FIBRA DE VIDRIO-S PARA CUMPLIR CON EL FDS DE LA SIMULACIÓN MÁS CRÍTICA.	123
ILUSTRACIÓN 70. TENSIÓN DE VON MISES GENERADA POR SIMULACIÓN DE CARGA AERODINÁMICA PARA FIBRA DE VIDRIO-S Y ESPESOR 0,88MM.	124
ILUSTRACIÓN 71. FACTOR DE SEGURIDAD GENERADO POR SIMULACIÓN AERODINÁMICA PARA FIBRA DE VIDRIO-S Y ESPESOR 0,88MM.	125
ILUSTRACIÓN 72. TENSIÓN DE VON MISES GENERADA POR SIMULACIÓN DE CARGA DE PROPULSIÓN PARA FIBRA DE VIDRIO-S Y ESPESOR 0,88MM.	126
ILUSTRACIÓN 73. FACTOR DE SEGURIDAD GENERADO POR SIMULACIÓN DE PROPULSIÓN PARA FIBRA DE VIDRIO-S Y ESPESOR 0,88MM.	126
ILUSTRACIÓN 74. TENSIÓN DE VON MISES GENERADA POR SIMULACIÓN DE CARGA DE AMARAJE PARA FIBRA DE VIDRIO-S Y ESPESOR 0,88MM.	127
ILUSTRACIÓN 75. FACTOR DE SEGURIDAD GENERADO POR SIMULACIÓN DE AMARAJE PARA FIBRA DE VIDRIO-S Y ESPESOR 0,88MM.	128
ILUSTRACIÓN 76. TENSIÓN DE VON MISES GENERADA POR SIMULACIÓN DE CARGA DE CAÍDA CON PARACAÍDAS PARA FIBRA DE VIDRIO-S Y ESPESOR 0,88MM.	129
ILUSTRACIÓN 77. FACTOR DE SEGURIDAD GENERADO POR SIMULACIÓN DE CAÍDA CON PARACAÍDAS PARA FIBRA DE VIDRIO-S Y ESPESOR 0,88MM.	129
ILUSTRACIÓN 78. DESPLAZAMIENTO DEBIDO A LAS CARGAS DE LOS ENSAYOS A, B, C Y D.	132
ILUSTRACIÓN 79. SECCIONES QUE COMPONEN EL AERODINO.	132
ILUSTRACIÓN 80. PARTES CRÍTICAS DEL FUSELAJE DEL AERODINO.	133
ILUSTRACIÓN 81. PRIMERA HIPÓTESIS DE FUSELAJE.	134
ILUSTRACIÓN 82. PRIMER ENSAYO DE ATERRIZAJE PARA OPTIMIZACIÓN ESTRUCTURAL, MATERIAL PINO.	135
ILUSTRACIÓN 83. SEGUNDO ENSAYO DE ATERRIZAJE PARA OPTIMIZACIÓN ESTRUCTURAL, MATERIAL PINO.	136
ILUSTRACIÓN 84. TERCER ENSAYO DE ATERRIZAJE PARA OPTIMIZACIÓN ESTRUCTURAL, MATERIAL PINO.	137
ILUSTRACIÓN 85. SOLUCIÓN APORTADA PARA ESTRUCTURA.	138
ILUSTRACIÓN 86. ÁREA DE APLICACIÓN DE LAS FUERZAS POR HIPÓTESIS DE COLISIÓN.	139
ILUSTRACIÓN 87. TENSIÓN DE VON MISES GENERADA POR SIMULACIÓN DE AMARAJE PARA MATERIAL MADERA DE PINO, MODELO OPTIMIZADO.	139
ILUSTRACIÓN 88. FACTOR DE SEGURIDAD GENERADO POR SIMULACIÓN DE AMARAJE PARA MATERIAL MADERA DE PINO, MODELO OPTIMIZADO.	140
ILUSTRACIÓN 89. TENSIÓN DE VON MISES GENERADA POR SIMULACIÓN DE CAÍDA CON PARACAÍDAS PARA MATERIAL MADERA DE PINO, MODELO OPTIMIZADO.	141
ILUSTRACIÓN 90. FACTOR DE SEGURIDAD GENERADO POR SIMULACIÓN DE CAÍDA CON PARACAÍDAS PARA MATERIAL MADERA DE PINO, MODELO OPTIMIZADO.	142
ILUSTRACIÓN 91. TENSIÓN DE VON MISES CON MANIOBRA EN SENTIDO POSITIVO, CARGA MÁXIMA, MADERA DE PINO, MODELO OPTIMIZADO.	143
ILUSTRACIÓN 92. FACTOR DE SEGURIDAD CON MANIOBRA EN SENTIDO POSITIVO, CARGA MÁXIMA, MADERA DE PINO, MODELO OPTIMIZADO.	143
ILUSTRACIÓN 93. TENSIÓN DE VON MISES CON MANIOBRA EN SENTIDO NEGATIVO, CARGA MÁXIMA, MADERA DE PINO, MODELO OPTIMIZADO.	144

ILUSTRACIÓN 94. FACTOR DE SEGURIDAD CON MANIOBRA EN SENTIDO NEGATIVO, CARGA MÁXIMA, MADERA DE PINO, MODELO OPTIMIZADO.....	144
ILUSTRACIÓN 95. DESPLAZAMIENTOS TRAS LAS SIMULACIONES PARA LA ESTRUCTURA DE MATERIAL MADERA DE PINO Y DISEÑO OPTIMIZADO.	145
ILUSTRACIÓN 96. TENSIÓN DE VON MISES GENERADA POR SIMULACIÓN DE AMARAJE PARA MATERIAL ALUMINIO 2618A-T6.	146
ILUSTRACIÓN 97. TENSIÓN DE VON MISES GENERADA POR SIMULACIÓN DE AMARAJE PARA MATERIAL ACERO AISI 4340.....	147
ILUSTRACIÓN 99. IMAGEN ALZADO DISEÑO FINAL FUSELAJE.....	149
ILUSTRACIÓN 98. IMAGEN ALZADO DISEÑO FINAL FUSELAJE.....	149
ILUSTRACIÓN 100. VISTA DE PLANTA CONJUNTO AERODINO.	150
ILUSTRACIÓN 101. VISTA DE PERFIL CONJUNTO AERODINO.	150
ILUSTRACIÓN 102. VISTA DE ALZADO CONJUNTO AERODINO.	151
ILUSTRACIÓN 103. VISTA DE PERSPECTIVA ISOMÉTRICA CONJUNTO AERODINO.	151
ILUSTRACIÓN 104. ILUSTRACIÓN DE TOMA DE FOTOGRAFÍAS DE UN UAV.	153
ILUSTRACIÓN 105. PROCESOS DE FABRICACIÓN APTOS PARA LA FABRICACIÓN DEL FUSELAJE.....	156
ILUSTRACIÓN 106. PROCESOS DE FABRICACIÓN APTOS PARA LA FABRICACIÓN DE LA ESTRUCTURA. ...	159
ILUSTRACIÓN 107. COMPONENTES DEL FUSELAJE.....	161
ILUSTRACIÓN 108. COMPONENTES DEL RECUBRIMIENTO EXTERIOR.	177
ILUSTRACIÓN 109. UNIÓN DE LAS DOS MITADES DEL RECUBRIMIENTO EXTERIOR.	177
ILUSTRACIÓN 110. COMPOSICIÓN ESTRUCTURA.....	178
ILUSTRACIÓN 111. ALOJAMIENTOS LARGUEROS COSTILLA 1.....	178
ILUSTRACIÓN 112. ALOJAMIENTOS LARGUEROS COSTILLA 2.....	178
ILUSTRACIÓN 113. ALOJAMIENTOS LARGUEROS COSTILLA 3.....	179
ILUSTRACIÓN 114. ALOJAMIENTOS LARGUEROS SUPLEMENTO COSTILLA 2.....	179
ILUSTRACIÓN 115. PUNTOS DE APLICACIÓN DE RESINA PARA LA UNIÓN DEL FUSELAJE.....	179
ILUSTRACIÓN 116. UNIÓN DE LAS ALAS CON LA ESTRUCTURA MEDIANTE TORNILLO.....	180
ILUSTRACIÓN 117. EJEMPLO DE UTILIZACIÓN DEL "MULTIPLEX CANOPY LOCK".....	180
ILUSTRACIÓN 118. DISEÑO FINAL VANT.	183
ILUSTRACIÓN 119. ESTUDIO DE BATERÍAS 1, SELECCIÓN POR DENSIDAD ENERGÉTICA Y PRECIO.....	188
ILUSTRACIÓN 120. ESTUDIO DE BATERÍAS 2, ANÁLISIS DE LOS ENSAYOS.	188
ILUSTRACIÓN 121. ESTUDIO DE BATERÍAS 2, ANÁLISIS DE LOS ENSAYOS.....	189
ILUSTRACIÓN 122. ESTUDIO DE BATERÍAS 2, ANÁLISIS DE LOS ENSAYOS.....	189
ILUSTRACIÓN 123. ESTUDIO DE BATERÍAS 2, ANÁLISIS DE LOS ENSAYOS.....	190
ILUSTRACIÓN 124. ESTUDIO DE MOTORES 1, SELECCIÓN DE MOTORES POR EFICIENCIA.....	190
ILUSTRACIÓN 125. ESTUDIO DE MOTOR 2, SELECCIÓN DE HÉLICE POR EFICIENCIA.	191
ILUSTRACIÓN 126. SELECCIÓN DEL CONJUNTO DE PROPULSIÓN.	191

5 LISTADO DE TABLAS

TABLA 1. VENTAJAS Y DESVENTAJAS DE LOS VANT CON ALA ROTATORIA.	22
TABLA 2. VENTAJAS Y DESVENTAJAS DE LOS VANT CON ALA FIJA.	24
TABLA 3. CARACTERÍSTICAS VANT ALA FIJA SKYWALKER X8 (4).....	26
TABLA 4. CARACTERÍSTICAS VANT ALA FIJA SKYHUNTER (5).....	27
TABLA 5. CARACTERÍSTICAS VANT ALA FIJA CROSSWIND (6).	28
TABLA 6. CARACTERÍSTICAS VANT ALA FIJA TALON PRO (7).	29
TABLA 7. CARACTERÍSTICAS VANT ALA ROTATORIA MAVIC 2 PRO (8).	30
TABLA 8.DETERMINACIÓN DE LAS PROPIEDADES NECESARIAS PARA LA CONSTRUCCIÓN DEL RECUBRIMIENTO EXTERIOR	50
TABLA 9. PROPIEDADES DEL EPP (ESTRUCTURAL) SEGÚN CRITERIO ESTANDARIZADO.....	51
TABLA 10. SOLICITACIONES ESTANDARIZADAS PARA LA DETERMINACIÓN ÓPTIMA DEL MATERIAL.....	53
TABLA 11. PROPIEDADES DEL ABS (INYECCIONADO EN MOLDE) SEGÚN CRITERIO ESTANDARIZADO.	54
TABLA 12. PROPIEDADES DEL PVC (RÍGIDO, DE ALTO IMPACTO, INYECCIÓN EN MOLDE) SEGÚN CRITERIO ESTANDARIZADO.	55
TABLA 13. PROPIEDADES DEL PLA (DE ALTO IMPACTO) SEGÚN CRITERIO ESTANDARIZADO.	56
TABLA 14. PROPIEDADES DEL EPS (ESTRUCTURAL) SEGÚN CRITERIO ESTANDARIZADO	57
TABLA 15. PROPIEDADES DE LA MADERA DE Balsa (Ochroma spp.) SEGÚN CRITERIO ESTANDARIZADO.	58
TABLA 16. PROPIEDADES DE LA FIBRA DE VIDRIO-S (10 MICRAS) SEGÚN CRITERIO ESTANDARIZADO.....	59
TABLA 17.PROPIEDADES DE LA FIBRA DE CARBONO (10 MICRAS) SEGÚN CRITERIO ESTANDARIZADO. ...	60
TABLA 18. PROPIEDADES DE LA FIBRA DE ARAMIDA (KEVLAR 49) SEGÚN CRITERIO ESTANDARIZADO. ...	61
TABLA 19. TABLA COMPARATIVA DE POSIBLES MATERIALES ESTANDARIZADOS PARA LA CONSTRUCCIÓN DEL RECUBRIMIENTO EXTERIOR.....	63
TABLA 20. PROPIEDADES DE LA MATRIZ EPÓXICA CON FIBRA DE VIDRIO-E (UNIDIRECCIONAL PREPEG) SEGÚN CRITERIO ESTANDARIZADO.	67
TABLA 21.PROPIEDADES DE LA MATRIZ EPÓXICA CON FIBRA DE VIDRIO-S (UNIDIRECCIONAL PREPEG) SEGÚN CRITERIO ESTANDARIZADO	68
TABLA 22. PROPIEDADES DE LA MATRIZ POLIAMIDA 6 CON FIBRA DE VIDRIO-E (BIAXIAL) SEGÚN CRITERIO ESTANDARIZADO.....	69
TABLA 23. TABLA COMPARATIVA DE POSIBLES MATERIALES ESTANDARIZADOS PARA LA CONSTRUCCIÓN DEL RECUBRIMIENTO EXTERIOR.....	71
TABLA 24. DETERMINACIÓN DE LAS PROPIEDADES NECESARIAS PARA LA CONSTRUCCIÓN DEL RECUBRIMIENTO EXTERIOR.	72
TABLA 25. PROPIEDADES SEGÚN LAS DETERMINACIONES PARA LA ESTANDARIZACIÓN DEL CONTRACHAPADO DE PINO.	73
TABLA 26. SOLICITACIONES ESTANDARIZADAS PARA LA DETERMINACIÓN OPTIMA DEL MATERIAL.....	75
TABLA 27. PROPIEDADES SEGÚN LAS DETERMINACIONES PARA LA ESTANDARIZACIÓN DEL CONTRACHAPADO DE ABEDUL (BETULA Papyrifera).....	75
TABLA 28. TABLA COMPARATIVA DE POSIBLES MATERIALES ESTANDARIZADOS PARA LA CONSTRUCCIÓN DE LA ESTRUCTURA.	77
TABLA 29. PROPIEDADES SEGÚN LAS DETERMINACIONES PARA LA ESTANDARIZACIÓN DEL ALUMINIO 2818A (T6).....	80

TABLA 30. PROPIEDADES SEGÚN LAS DETERMINACIONES PARA LA ESTANDARIZACIÓN DEL ACERO INOXIDABLE (AUSTENÍTICO, BIODUR 108, 30-40%, TRABAJADO EN FRIO).....	81
TABLA 31. PROPIEDADES SEGÚN LAS DETERMINACIONES PARA LA ESTANDARIZACIÓN DEL ACERO INOXIDABLE (AUSTENÍTICO, BIODUR 108, 30-40%, TRABAJADO EN FRIO).....	82
TABLA 32. REQUISITOS DE DISEÑO ESTRUCTURALES.	83
TABLA 33. VENTAJAS Y DESVENTAJAS DEL FUSELAJE RETICULAR.	101
TABLA 34. VENTAJAS Y DESVENTAJAS DEL FUSELAJE MONOCASCO.	102
TABLA 35. VENTAJAS Y DESVENTAJAS DEL FUSELAJE MONOCASCO.	103
TABLA 36.COMPARATIVA ENTRE EL MATERIAL DE REFERENCIA Y EL MATERIAL SELECCIONADO	130
TABLA 37. CARACTERÍSTICAS NECESARIAS PARA LA SELECCIÓN DEL PROCESO DE FABRICACIÓN.....	156
TABLA 38. TABLA COMPARATIVA ENTRE PROCESOS DE FABRICACIÓN CON FIBRA DE VIDRIO-S.	157
TABLA 39. TABLA COMPARATIVA DE PROCESOS DE FABRICACIÓN CON MADERA DE PINO.	160
TABLA 40. TABLA DE COSTE DE LA MATERIA PRIMA FUSELAJE PROCESO VARTM.	171
TABLA 41. TABLA DE COSTE DE LA MATERIA PRIMA ESTRUCTURA PROCESO CORTE LÁSER.	171
TABLA 42. TABLA DE COSTE DE LA MATERIA PRIMA AUXILIAR.	172
TABLA 43.TABLA DE COSTE DEL MATERIAL ELECTRÓNICO.	173
TABLA 44. TABLA SALARIAL CONVENIO SIPA	174
TABLA 45. COSTES DEL VANT VERSIÓN KIT	175
TABLA 46. COSTES DEL VANT VERSIÓN PNP	176
TABLA 47. CARACTERÍSTICAS FINALES VANT.	183

6 introducción

En este apartado se va a introducir la idea principal del proyecto y se establecen los objetivos generales y particulares que se desarrollarán a lo largo del trabajo.

6.1 Justificación

La idea de este proyecto nació tras observar las consecuencias del incendio forestal que se produjo en Carcaixent en el año 2016 (1).

El incendio fue iniciado el 16/06/2016 a las 17:10 de la tarde, donde unas rachas de viento desfavorables y las altas temperaturas propiciaron que se iniciase una reacción en cadena. El incendio a las 20:15 de la tarde estaba ya fuera de control.

Tras 2 días de duración quemó un total de 2.210,62 ha, Ilustración 1, y obligó a evacuar gran parte de la zona. La evacuación incluyó el Hospital de Aigües Vives, con más de 1.000 enfermos que tuvieron que ser trasladados a los hospitales circundantes.

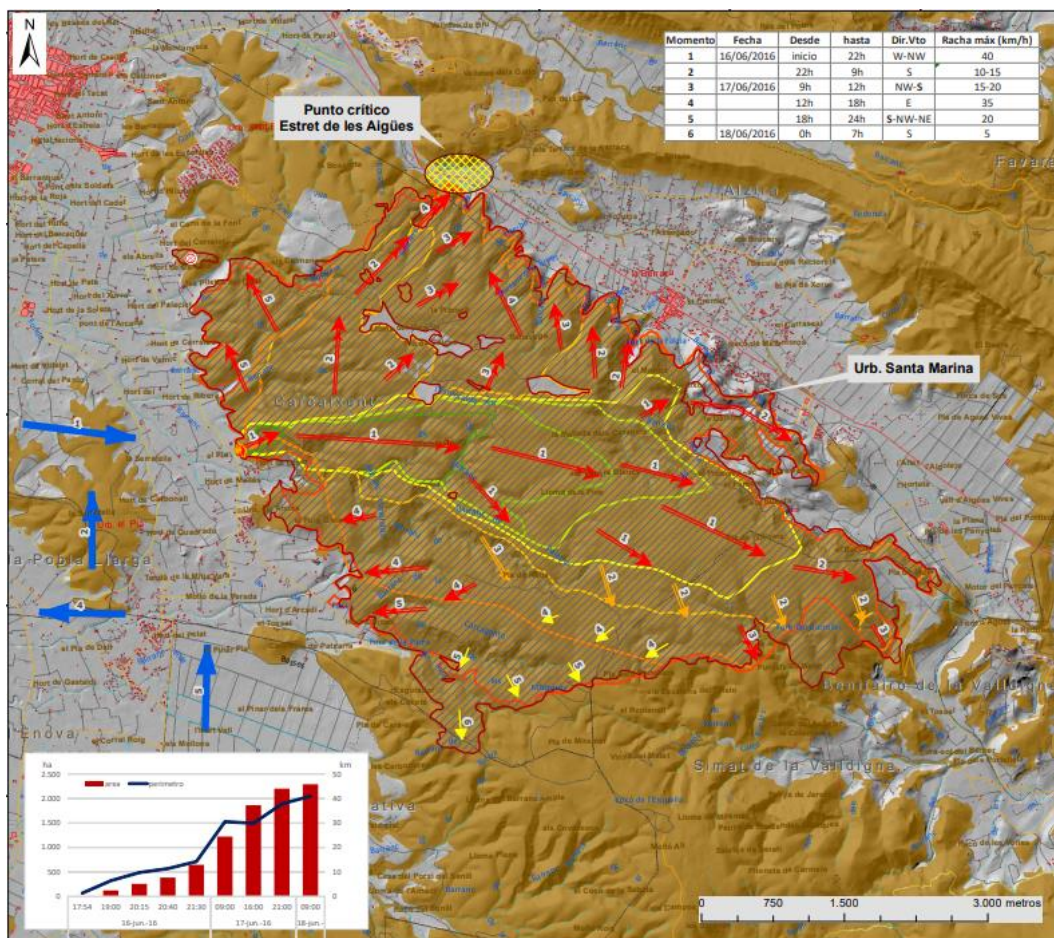


Ilustración 1. Cronograma del avance del fuego y superficie quemada en el incendio de Carcaixent el 16/06/2016.

El incendio, como un gran porcentaje que ocurren en la actualidad, fue intencionado, empleando artefactos retardantes de combustión que originan el fuego una vez el causante ha huido del lugar en cuestión.

Esta problemática no es actual, en el periodo 2009-2018 en la Comunidad Valenciana hubo un total de 3.861 incendios forestales (2), arrasando 88.285,82 ha de terreno forestal, esto supone un total del 6,8% del área forestal de la Comunidad Valenciana en un periodo de 9 años.

Las problemáticas principales son que desaparecen especies autóctonas, aumenta la cantidad de CO_2 en la atmósfera por falta de vegetación, provoca un impacto visual en el área, etc.

Existe otro problema que muchas veces se omite, como es la destrucción de biodiversidad, en especial la de los microorganismos que viven bajo el suelo, que supone un total del 30% sobre la biodiversidad global.

Estos microorganismos son los encargados de absorber sustancias nocivas como los gases de efecto invernadero y se encargan de transformarlo en nutrientes que posteriormente absorberá la vegetación para poder crecer. Sin estos, estas sustancias se almacenan en el suelo y destruyen la habitabilidad de la zona, convirtiendo la zona en un desierto en un largo periodo de tiempo.

6.1.1 Métodos de detección de incendios empleados en la actualidad

En la actualidad existen 2 métodos principales de inspección directa y 1 de inspección indirecta.

Dentro de la inspección directa encontramos el método más reconocible que sería utilizando los agentes forestales que se encargan de patrullar diariamente ciertas zonas. Estos se desplazan a pie o mediante vehículos y cubren el área visual de la zona por donde pasan. Este tipo de inspección es descentralizada, no existe un único punto de partida, sino que se dispersan a lo largo de todo un sector.

El otro método de inspección directa es mediante el uso de aeronaves reales que se encargan de vigilar durante el tiempo que dure el vuelo un área muy amplia cerca al aeródromo. Este tipo de inspección está centralizada, no existen muchos puntos de partida donde la aeronave pueda despegar y aterrizar.

Dentro de la inspección indirecta encontramos a la propia acción del ciudadano, donde ante la sospecha de que se está produciendo un incendio este avisa de inmediato a los servicios de seguridad del estado. (3)

6.2 Objetivos Principales

Los objetivos que se persiguen conseguir mediante el estudio del trabajo son los siguientes:

- Lograr un modelo de detección de incendios forestales empleando el uso de VANT con un sistema descentralizado.
- Lograr un modelo de aeronave que no necesite de aeródromo ni instalaciones para efectuar el despegue y el aterrizaje.
- Conseguir un modelo de aeronave que pueda ser lanzada desde cualquier punto con un espacio reducido.
- Aumentar el ratio de acción que tienen actualmente los VANT empleados.
- Reducir las pérdidas humanas por incidentes relacionados con la inspección forestal y seguridad ciudadana.
- Lograr un mayor control sobre las superficies forestales o áreas con especial interés.

Para lograr el objetivo de conseguir un sistema de inspección mediante aeronaves descentralizadas, haremos uso de los dos principales métodos de inspección. Para ello, se combinarán las ventajas del grupo de patrullaje, que se encuentran en todas las localizaciones posibles, y las ventajas del uso de aeronaves, la visualización de grandes áreas.

Para lograr los objetivos partiremos del punto de partida de lo que existe actualmente en el mercado, donde realizaremos un estudio para valorar cuál es la opción más adecuada a nuestros propósitos en la actualidad.

6.3 Tipos de aeronaves

En el mercado actual encontramos dos principales vertientes (3), los denominados aerodinos de ala rotatoria, cuya fuente sustentadora son unas “alas” en continua rotación y los aerodinos de ala fija, cuyas alas se mantienen fijas y la sustentación se produce con el incremento de velocidad del conjunto de la nave.

6.3.1 VANT de ala rotatoria

Los VANT con alas rotatorias son aquellos cuya fuente generadora de sustentación se basa en un par de palas colocadas de forma axial a una unidad que es la encargada de propiciar la energía mecánica.

Estas se diferencian de las alas de los aerodinos de ala fija en que estas forman un sistema independiente del resto del aerodino. Por tanto, no dependen del conjunto para generar sustentación, de esta manera es como relacionamos el despegue vertical a este tipo de aeronaves.

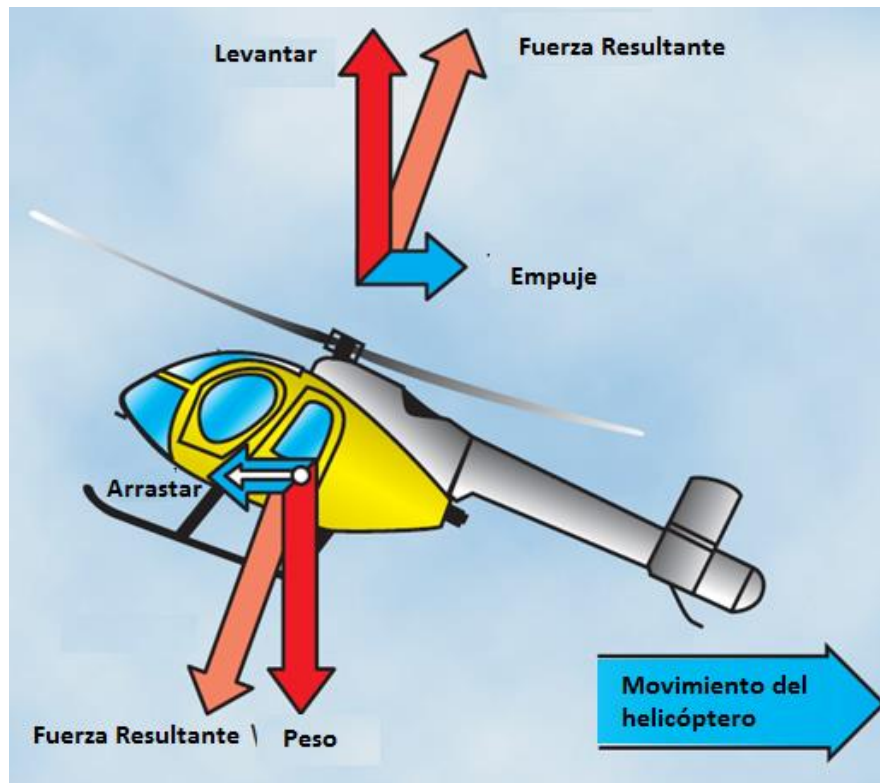


Ilustración 2. Fuerzas que actúan en helicóptero del tipo NOTAR.

Para que un VANT de ala rotatoria pueda despegar, necesita que la fuerza generada por el conjunto de sustentación sea igual o mayor al peso de la propia aeronave. Esta fuerza se repartiría en caso de tener un mayor número de unidades generadoras de sustentación.

Esto es conocido como relación de propulsión, un aerodino de ala rotatoria convencional necesitará mínimo una relación $\frac{1}{1}$, siendo lo más habitual relaciones cercanas a $\frac{2}{1}$, es decir por cada 10 N ejercidos por el peso se producen 20 N en la unidad generadora de sustentación. Es así para obtener una mejor maniobrabilidad en la aeronave, esto se puede observar en la ilustración 2, donde vemos que la fuerza necesaria para realizar una maniobra debe de ser superior a la del peso.

Tabla 1. Ventajas y desventajas de los VANT con ala rotatoria.

Ventajas de los VANT con ala rotatoria	Desventajas de los VANT con ala rotatoria
Capacidad de despegue y aterrizaje Vertical (VTOL)	Baja eficiencia
Capacidad de maniobra a velocidad 0	Baja velocidad Horizontal
Capacidad de mantenerse en estático	Necesitan de un rotor de cola
Alta relación peso potencia	Baja capacidad de carga
	Bajo tiempo de vuelo
	Alta complejidad mecánica
	Imposibilidad de control ante un fallo de motor

Analizando la tabla 1, podemos deducir cuáles son las virtudes y las desventajas de este tipo de aeronaves donde vemos cuando son necesarias y destacan sus virtudes. Un ejemplo de ello sería un rescate en alta montaña, donde las capacidades de vuelo en estático permiten a los agentes acceder y manipular al accidentado en lugares inaccesibles por cualquier otro método.

En contrapartida también podemos ver el escenario contrario, debemos de controlar una gran superficie y queremos utilizar una aeronave de ala rotatoria, pues su baja eficiencia y velocidad horizontal marcan límites físicos en su utilidad.

6.3.2 VANT de ala fija

Los VANT con alas fijas son aquellos que cuya fuente generadora de sustentación, se basa un par de alas fijas situadas a los extremos del conjunto de la aeronave y una unidad de propulsión que sea capaz de acelerar a la aeronave hasta la velocidad donde la sustentación generada vence el peso y la resistencia.



Ilustración 3. Fuerzas que actúan sobre una aeronave de ala fija en vuelo.

Estas aeronaves a diferencia de los aerodinos de ala rotatoria forman un único sistema, siendo completamente dependiente el conjunto de la velocidad que se mueve respecto al flujo de aire. Este tipo de sistema simplifica mucho toda la mecánica existente en el conjunto, pudiendo ser máquinas mucho más simples que las de ala rotatoria, Ilustración 3.

Éstas, al contrario de los aerodinos de ala rotatoria, necesitan una relación peso potencia mucho menor, puesto que el peso una vez iniciado el vuelo se traduce como una fuerza de resistencia más. Las relaciones más convencionales entre el peso y la potencia en aerodinos de ala fija suelen ser de $\frac{0,5}{1}$, es decir por cada 10 N generados por el peso, son necesarios 5 N para contrarrestarlo.

Esto es particularmente variable en el caso de los aerodinos de ala fija, donde dependiendo del uso pueden variar de $\frac{0,25}{1}$ a $\frac{2}{1}$ o incluso más, como sería el caso de aeronaves militares o aviones acrobáticos.

Tabla 2. Ventajas y desventajas de los VANT con ala fija.

Ventajas	Desventajas
Alta eficiencia	Baja maniobrabilidad
Alta velocidad horizontal	No pueden mantenerse en vuelo estático
Alto tiempo de vuelo	Habitualmente necesitan de una pista para despegue y aterrizaje
Baja complejidad mecánica	
Posibilidad de controlar la aeronave sin motor	

Analizando la tabla 2 podemos ver al igual que en los aerodinos de ala rotatoria las ventajas y las desventajas.

Estos cuentan con una alta eficiencia y velocidad horizontal, pero no son capaces de mantenerse en estático o aterrizar en vertical.

Las características de los aerodinos de ala fija son las contrarias a las proporcionadas por los aerodinos de ala rotatoria, complementándose los dos grupos para realizar la tarea donde cada uno aporta más ventajas que inconvenientes.

6.3.3 Conclusiones de los tipos de VANT

Las conclusiones que extraemos, con el análisis realizado, es que es más favorable el uso de un VANT de ala fija. Esta decisión es tomada con base en los requerimientos de la operación a realizar. En la cual tenemos una gran superficie que se debe controlar y con el VANT de ala rotatoria nos encontramos con la limitación física de la eficiencia.

Para ello, determinaremos que el VANT empleado deberá contener capacidad STOL (despegue y aterrizaje cortos) y será favorable al despegue mediante lanzamiento manual y aterrizaje mediante paracaídas. Reduciendo así al máximo el terreno necesario para realizar despegues y aterrizajes.

6.4 Antecedentes

En este apartado procederemos analizar las distintas opciones que nos ofrece el mercado en la actualidad. Estas deberán ajustarse al tipo de VANT seleccionado, donde se elegirá un VANT de ala rotatoria para poder realizar un mejor contraste.

Se establecerán 4 opciones de aerodino de ala fija y 1 opción de aerodino de ala rotatoria.

Las características que extraeremos de los aerodinos de ala fija son:

- **Tipo de aeronave:** Categoría en la cual se engloba la aeronave, ejemplo ala volante.
- **Disposición Alar:** Se entiende como la posición donde se coloca el ala respecto a su plano XZ. Existen tres tipos: Ala alta, ala media y ala baja.
- **Geometría alar:** La geometría alar se entenderá como el diedro que tendrá la aeronave, se clasificarán en tres grupos: diedro positivo, diedro negativo y diedro neutro.

- **Tipo de cola:** El tipo de cola compondrá tanto la forma como el diedro, situándose el diedro como la clasificación de geometría alar.
- **N.º de motores:** Número de motores con el que cuenta el VANT.
- **MTOW:** Peso máximo de despegue del VANT.
- **Envergadura:** Longitud alar máxima en la dirección Y del avión.
- **Longitud:** Longitud máxima en la dirección X, o longitud del fuselaje.
- **Material:** Material o materiales del que se compone el aerodino.
- **Tiempo de vuelo:** Tiempo de vuelo máximo con la electrónica sugerida por el fabricante.
- **Desmontable:** Se puede dividir en varias partes.
- **STOL:** Capacidad de despegue en espacios reducidos.
- **VTOL:** Capacidad de despegue y aterrizaje vertical.

Las características que extraeremos de los aerodinos de ala rotatoria son:

- **Tipo de aeronave:** categoría en la cual se engloba la aeronave, ejemplo cuadricóptero.
- **N.º de motores:** número de motores con el que cuenta el VANT.
- **MTOW:** Peso máximo de despegue del VANT.
- **Longitud:** Longitud máxima en la dirección X.
- **Material:** Material o materiales del que se compone el aerodino.
- **Tiempo de vuelo:** Tiempo de vuelo máximo con la electrónica sugerida por el fabricante.
- **Desmontable:** Se puede dividir en varias partes.
- **VTOL:** Capacidad de despegue y aterrizaje vertical.

Skywalker X8



Ilustración 4. Aerodino de ala fija Skywalker X8.

Tabla 3. Características VANT ala fija Skywalker X8 (4).

Skywalker X8		
<i>Tipo de aeronave</i>	Ala fija, ala volante	➤
<i>Disposición Alar</i>	Ala media	▪
<i>Geometría alar</i>	Diedro Positivo	▪
<i>Tipo de cola</i>		▪
<i>N.º de motores</i>	1 tipo "push"	
<i>MTOW</i>	3.000 g	➤
<i>Envergadura</i>	2.120 mm	▪
<i>Longitud</i>	790 mm	▪
<i>Área alar (dm²)</i>	80	▪
<i>Carga alar ($\frac{g}{dm^2}$)</i>	37,5	▪
<i>Material</i>	EPP	▪
<i>Tiempo de vuelo (min)</i>	25	
<i>Velocidad de crucero ($\frac{Km}{h}$)</i>	65	
<i>Rango operativo (km)</i>	27,1	
<i>Desmontable</i>	No	
<i>STOL</i>	SI	
<i>VTOL</i>	No	

Ventajas

- Alta velocidad de crucero
- Muy maniobrable
- Muy buena carga alar

Desventajas

- El precio es elevado
- Baja autonomía
- Bajo espacio de carga
- Ajuste crítico, permite pocos cambios.
- No es desmontable

Modelo con una larga vida en el mercado y muy probado en equipos de reconocimiento, su principal desventaja es su bajo volumen útil en la bodega de carga que limita su capacidad para las baterías. Otra desventaja que presenta es que, debido al tipo de aeronave y siendo las alas volantes muy críticas para un correcto ajuste, necesita de mano experta para su operación.

Su ventaja principal es la gran superficie alar que tiene, haciéndola una aeronave extremadamente ligera y maniobrable, permite vuelos con velocidades de crucero muy bajas.

Sonicmodell SkyHunter



Ilustración 5. Aerodino de ala fija Sonicmodell Skyhunter.

Tabla 4. Características VANT ala fija Skyhunter (5).

Sonicmodell Skyhunter

<i>Tipo de aeronave</i>	Ala fija, avión convencional
<i>Disposición Alar</i>	<i>Ala Alta</i>
<i>Geometría alar</i>	Diedro Neutro
<i>Tipo de cola</i>	Cola en H; Neutro
<i>N.º de motores</i>	1 tipo "push"
<i>MTOW</i>	3.500 g
<i>Envergadura</i>	1.800 mm
<i>Longitud</i>	1.400 mm
<i>Área alar (dm^2)</i>	36
<i>Carga alar ($\frac{g}{dm^2}$)</i>	97,2
<i>Material</i>	EPO
<i>Tiempo de vuelo (min)</i>	100
<i>Velocidad de crucero ($\frac{Km}{h}$)</i>	78
<i>Rango operativo (km)</i>	130
<i>Desmontable</i>	Si
<i>STOL</i>	SI
<i>VTOL</i>	SI (Opcional)



Ventajas

- Alta velocidad de crucero
- El precio es bajo
- Buena autonomía
- Muy maniobrable
- Convertible a VTOL
- Gran espacio de carga
- Completamente desmontable
- Buena carga alar



Desventajas

- No soporta paracaídas
- Diedro Neutro

La ventaja principal de este modelo es su modularidad, esto son dos ventajas, le da mucha facilidad a la hora de ser transportado y además permite la sustitución de cualquier pieza con facilidad y un bajo coste. Además, por su diseño de fuselaje adherido a la estructura permite realizar variaciones en forma y longitud siempre que el centro de gravedad sea el correcto.

Las desventajas son que no cuenta con paracaídas y su diedro neutro lo hace menos estable, además, el coeficiente de arrastre es bastante alto en comparación el resto.

MyFlyDream Crosswind

Ilustración 6. Aerodino de ala fija MyFlyDream Crosswind.

Tabla 5. Características VANT ala fija Crosswind (6).

MyFlydream Crosswind

<i>Tipo de aeronave</i>	Ala fija, avión convencional
<i>Disposición Alar</i>	Ala Alta
<i>Geometría alar</i>	Diedro Neutro
<i>Tipo de cola</i>	Convencional; Neutro
<i>N.º de motores</i>	2 tipo "prop"
<i>MTOW</i>	6.500 g
<i>Envergadura</i>	1.900 mm
<i>Longitud</i>	1.230 mm
<i>Área alar</i>	
<i>Carga alar</i>	
<i>Material</i>	EPO
<i>Tiempo de vuelo (min)</i>	
<i>Velocidad de crucero ($\frac{Km}{h}$)</i>	52
<i>Rango operativo (km)</i>	
<i>Desmontable</i>	No
<i>STOL</i>	SI
<i>VTOL</i>	SI (Opcional)

**Ventajas**

- Alta velocidad de crucero
- Buena autonomía
- Soporta paracaídas
- Convertible a VTOL
- Gran espacio de carga
- Menor carga por motor

**Desventajas**

- El precio es elevado
- Más efecto P
- Motor crítico
- No es desmontable
- Diedro neutro
- Relación Peso/envergadura elevada.

La principal ventaja de este modelo es su gran capacidad de carga, al ser un modelo bimotor este puede cargar un mayor peso trabajando en un régimen de revoluciones más bajas, otorgando así grandes autonomías.

Aunque la autonomía sea espectacular su disposición multimotor crea ciertas desventajas que son evidentes, el factor P es una de ellas. Este factor se percibe como el aumento de sustentación en la parte de la pala que baja del motor, generando que el vórtice que se mueve hacia las alas cree sustentación bajo ellas, formando una zona de presión diferente a lo largo del ala. Otra desventaja es la posibilidad de fallo de un motor, en este caso, el más alejado del eje central sea el que ocasione un mayor momento y será el denominado motor crítico.

X-uav Talon Pro



Ilustración 7. Aerodino de ala fija X-UAV Talon Pro.

Tabla 6. Características VANT ala fija Talon Pro (7).

X-uav Talon Pro	
<i>Tipo de aeronave</i>	Ala fija, avión convencional
<i>Disposición Alar</i>	Ala media
<i>Geometría alar</i>	Diedro neutro
<i>Tipo de cola</i>	cola en V
<i>N.º de motores</i>	1 tipo "push"
<i>MTOW</i>	4.000 g
<i>Envergadura</i>	1.300 mm
<i>Longitud</i>	828 mm
<i>Área alar</i>	
<i>Carga alar</i>	
<i>Material</i>	EPO
<i>Tiempo de vuelo (min)</i>	90
<i>Velocidad de crucero ($\frac{Km}{h}$)</i>	71
<i>Rango operativo (km)</i>	106,5
<i>Desmontable</i>	No
<i>STOL</i>	SI
<i>VTOL</i>	SI (Opcional)

➤ **Ventajas**

- El precio es bajo
- Alta velocidad de crucero
- Buena autonomía
- Gran espacio de carga
- Cola en V
- Alta maniobrabilidad
- Soporta paracaídas
- Convertible a VTOL

➤ **Desventajas**

- No es desmontable
- No dispone de alojamiento para FPV
- Relación Peso/envergadura elevada.
- Diedro Neutro

Es el modelo más nuevo de los expuestos, no existe información independiente sobre él, pero la cola en V aporta una ventaja clara sobre sus competidores, reduce peso en la parte posterior y permite la navegabilidad del avión aun teniendo fallo de una superficie de control.

La principal desventaja de este tipo de modelo es su alto peso y su baja envergadura, reduciendo así considerablemente su relación de planeo. Esto lo hace un modelo que necesita de empuje continuo del motor para poder realizar la navegación.

DJI Mavic 2 Pro

Ilustración 8. Aerodino de ala rotatoria DJI Mavic 2 pro.

Tabla 7. Características VANT ala rotatoria Mavic 2 pro (8).

DJI Mavic 2 Pro

<i>Tipo de aeronave</i>	Ala rotatoria, cuadricóptero	<p>➤ <u>Ventajas</u></p> <ul style="list-style-type: none"> ▪ VTOL ▪ Alta maniobrabilidad ▪ Soporta paracaídas ▪ Vuelo estático ▪ Completamente desmontable ▪ Equipo RTF <p>➤ <u>Desventajas</u></p> <ul style="list-style-type: none"> ▪ Precio elevado ▪ Baja autonomía ▪ Baja velocidad de crucero
<i>N.º de motores</i>	4 tipo "prop"	
<i>MTOW</i>	907 g	
<i>Longitud</i>	202 mm	
<i>Material</i>	ABS	
<i>Tiempo de vuelo (min)</i>	31	
<i>Velocidad de crucero ($\frac{Km}{h}$)</i>	25	
<i>Rango operativo (km)</i>	18	
<i>Desmontable</i>	Si	
<i>STOL</i>	Si	
<i>VTOL</i>	Si (Opcional)	

La principal ventaja de este tipo de aerodinos es la capacidad de despegue vertical con la que cuentan, pudiendo ser lanzados en espacios mínimos, incluso en operaciones de interior.

Otra ventaja es, sin duda, su comodidad en el transporte, es con diferencia el VANT más transportable de todos.

Las desventajas que tiene este modelo son las citadas para el resto de los aerodinos de ala rotatoria, donde un fallo mecánico en este tipo de aeronaves termina en una colisión incontrolada.

6.4.1 Conclusiones estudio de mercado.

Las conclusiones que podemos extraer del estudio de mercado realizado es que ninguno de los productos llega a satisfacer las necesidades del proyecto. Las deficiencias generales que encontramos son:

- Material poco resistente a altas temperaturas.
- El material produce gran resistencia parásita.
- Espacio en cabina reducido por el tipo de fuselaje.
- No se pueden alojar equipos de transmisión de video en el interior.
- No cuenta con el espacio necesario para albergar equipo de fotogrametría.

El producto que mejor se adecua a nuestras necesidades es el producto 2, el Skyhunter de la marca sonicmodell Ilustración 9.

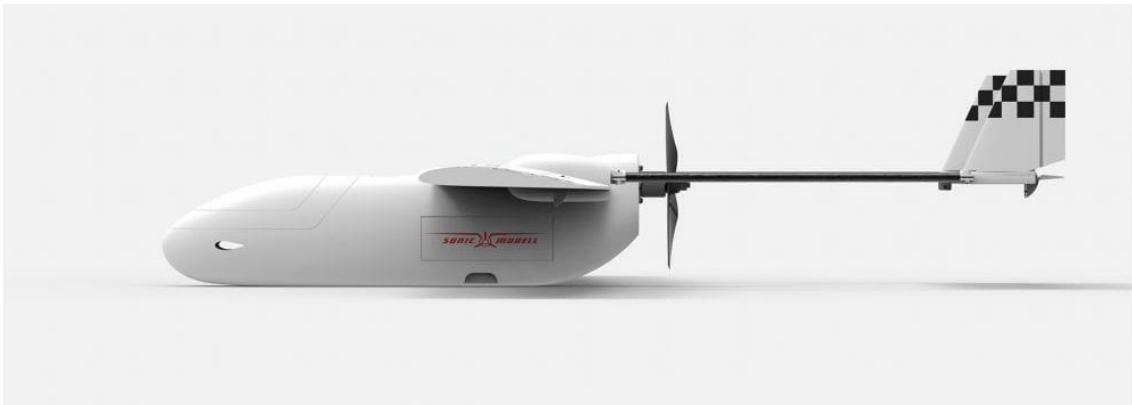


Ilustración 9. Modelo 2, Skyhunter de Sonicmodell.

Las deficiencias particulares de este modelo son:

- No cuenta con espacio para un paracaídas.
- No cuenta con el espacio suficiente para albergar un equipo de fotogrametría.
- El equipo de FPV debe de ser alojado en el exterior, produce mayor resistencia aerodinámica.
- El posicionamiento del equipo FPV en la parte superior permite una mejor visión en vuelo, pero impide la visión sobre el terreno.

Para solucionar los problemas se realizarán modificaciones en el diseño, Ilustración 10, para poder satisfacer todas las necesidades.

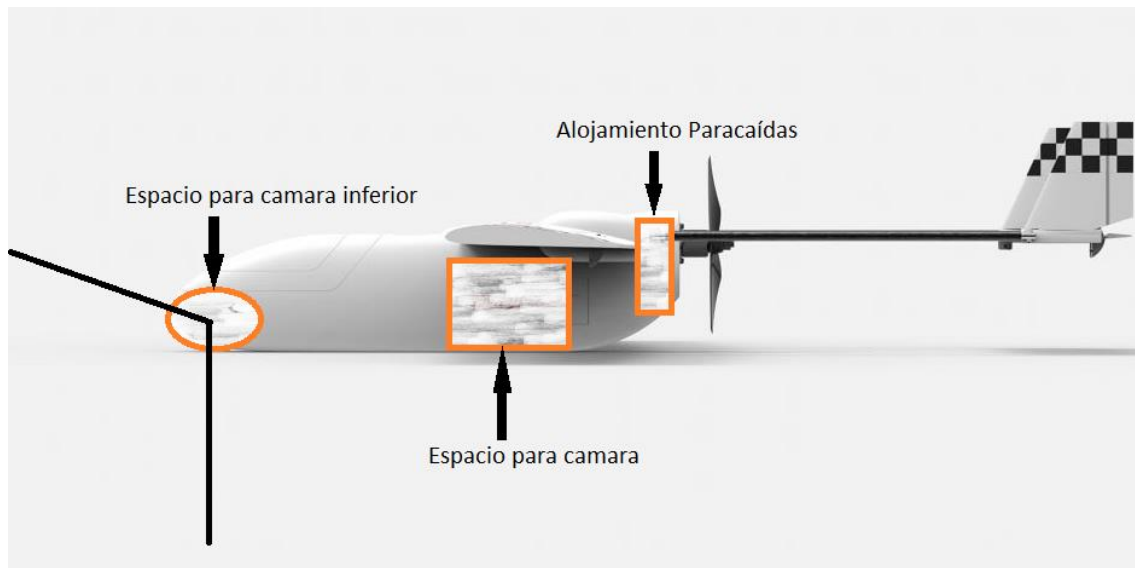


Ilustración 10. Modificaciones necesarias para satisfacer las necesidades del proyecto.

Por tanto, las modificaciones necesarias serán:

- Utilizar un material resistente a altas temperaturas.
- Utilizar un material con un bajo nivel de rugosidad superficial.
- Realizar un alojamiento para el posicionamiento del equipo FPV en la parte inferior de la aeronave.
- Realizar un alojamiento para poder equipar la aeronave con un equipo de fotogrametría.
- Realizar un alojamiento con capacidad para colocar un paracaídas.

7 Requisitos y Objetivos de diseño

En este apartado se explican los requisitos que debe de cumplir el diseño con el fin de que su uso sea seguro y acorde a las necesidades que rodean un entorno como es el de un incendio.

Se describirán los requisitos que deben de cumplir la aeronave como conjunto, aunque solo se aplique el diseño al fuselaje y se empleara el modelo elegido como base, aunque requiera de modificaciones posteriores para su aplicabilidad.

7.1 Normativa y base de aplicación de requisitos de diseño

En este apartado del proyecto se aplicarán la normativa **RD 2019/945** y la orden **BOE-A-1988-26623**.

7.2 Descripción de los requisitos

En el siguiente apartado se procederá a la descripción de los requisitos que debe de cumplir la aeronave. Basándonos en el **RD 2019/945** (9) utilizaremos la categoría C2 como referencia para la determinación de los requisitos.

REQUISITOS DE DISEÑO

- **Temperatura de trabajo:** Debe de ser capaz de resistir las temperaturas que se alcanzan en zonas con un incendio forestal activo (10).
- **Volumen interior:** El volumen para el alojamiento de elementos internos debe ser el máximo posible.
- **Peso:** La aeronave dispondrá de un MTOW de 4 Kg.
- **Dispositivo de visualización:** Tiene que disponer de alojamiento en la parte inferior para un sistema de transmisión de imágenes en directo que permita la observación frontal.
- **Dispositivo de fotogrametría:** Debe de contar con espacio para poder alojar un sistema que pueda emplearse para el escaneo de la superficie.
- **Aerodinámica:** El aerodino debe de tener una resistencia asociada que no afecte a su navegabilidad.
- **Sistema de visualización nocturna:** Debe de contar con el sistema de posicionamiento mediante dispositivos lumínicos.
- **Sistema de propulsión:** Debe de contar con un sistema de propulsión que sea capaz de general el empuje y velocidad necesaria para que pueda volar.
- **Sistema de paracaídas:** Debe de contar con un dispositivo paracaídas que permita un aterrizaje seguro en caso de ser necesario.
- **Ergonómico:** debe de poder lanzarse empleando una o las dos manos.
- **Seguridad (11):** Evitar tener cantos vivos y debe tener forma redondeada.

REQUISITOS DE MANIPULACIÓN Y TRANSPORTE

- **Desmontable:** El aerodino debe de tener la capacidad de desmontarse en el menor número de piezas posible y primando por encima el volumen total que ocupa.
- **Cabina:** Debe de contar con una abertura de cabina que permita instalar, modificar o reparar cualquier parte del fuselaje.

REQUISITOS MECÁNICOS Y ESTRUCTURALES

- **Cargas aerodinámicas:** El fuselaje debe de ser capaz de resistir las cargas de tracción, compresión y flexión ejercidas por el movimiento sobre el aire.
- **Cargas de inercia:** El fuselaje y la estructura deben de ser capaces de resistir las cargas ejercidas ante cambios de dirección.
- **Cargas de propulsión:** el fuselaje y la estructura deben de ser capaces de resistir la compresión ejercida por la fuerza del motor ejerciendo su máxima tracción.
- **Cargas por colisión:** El fuselaje y la estructura deben de resistir el impacto directo con el suelo tras una colisión por apertura del sistema de paracaídas, así como la colisión a una velocidad de amaraje.

REQUISITOS DE MANTENIMIENTO

- **Posibilidad de recambios:** El aerodino debe de contar con el máximo de piezas estándar que permitan su reemplazo.

7.3 Objetivos del producto

En el siguiente apartado se describirán las funcionalidades que debe aportar la aeronave como producto.

7.3.1 Objetivos básicos

Las funciones básicas son aquellas que el aerodino debe ser capaz de realizar para clasificarse como tal.

SOSTENIBILIDAD DEL VUELO:

El aerodino debe de ser capaz de sostener un vuelo continuo sin necesidad de agentes externos al sistema y sin elementos de estabilización electrónica.

MANIOBRABILIDAD

La aeronave debe de ser capaz de maniobrar sobre si misma sin ayuda de agentes externos.

SISTEMA DE PROPULSIÓN.

El VANT debe de ser capaz de mantener una altura con el sistema de propulsión adoptado.

7.3.2 Requisitos Principales

Los requisitos principales son aquellos que como aerodino debe de cumplimentar para poder clasificarse como clase C2 (9).

PESO MÁXIMO

El VANT debe tener un peso máximo de despegue de 4 Kg.

ALTURA MÁXIMA

El aerodino debe de tener un techo de vuelo de 120 m respecto el nivel del terreno.

ALIMENTACIÓN

La alimentación del aerodino debe de ser completamente eléctrica no pudiendo superar los 50 V en ningún punto de la instalación eléctrica.

NÚMERO DE SERIE

El aerodino debe de contar con un número de serie único.

ENLACE DE DATOS

El aerodino debe de estar equipado con un enlace de datos protegido contra el acceso no autorizado a las funciones de mando y control (C2).

IDENTIFICACIÓN REMOTA

El UAV debe contener un sistema de identificación a distancia directa y de identificación a distancia de red.

GEO CONSCIENCIA

Debe de poseer un sistema de geo consciencia.

ALERTAS

Tener equipado un sistema de aviso de batería baja para el dron y la estación de control (CS).

SISTEMA DE POSICIONAMIENTO

Debe de equipar luces para su posicionamiento y observación nocturna.

7.3.3 Objetivos específicos

Son los objetivos que como aerodino de clase C2 debe de poseer para poder emplearse sobre la diligencia requerida, estas funcionalidades son las definidas por las necesidades del trabajo.

CAPACIDADES AERONÁUTICAS

- **TIEMPO DE TRABAJO:** Debe de ser estrictamente superior a 30 minutos.
- **RANGO DE TRANSMISIÓN MÁXIMO:** La conexión de transmisión y video debe de establecerse como segura y continua hasta un máximo de 10 km sobre el operador de drones.
- **ALTITUD MÁXIMA DE VUELO:** La altitud máxima a la que el dron podrá operar es de 2520 m sobre el nivel del mar.
- **VELOCIDAD DE CRUCERO:** La velocidad de crucero deberá ser estrictamente superior a la velocidad mínima de maniobra.

CAPACIDADES DE LA FOTOGRAMETRÍA

- **TIEMPO DE TRABAJO:** Debe de ser estrictamente superior a 30 minutos.
- **VELOCIDAD DE OBTURACIÓN:** La velocidad de obturación debe de ajustarse a la velocidad de la aeronave de forma remota.
- **RESOLUCIÓN DE IMAGEN:** Deberá mantener una buena relación entre su FOV y los píxeles capturados, permitiendo diferenciar objetos de 100 mm a 120 m de altura.
- **FOV:** Deberá ser el máximo posible siempre que no comprometa la calidad de la imagen por límites físicos.
- **ESTABILIZACIÓN:** La cámara deberá contar con estabilización óptica que le permita reducir las vibraciones producidas por el VANT.

8 Requisitos de Cargas

8.1 Cargas Fuselaje

En este apartado se procederá a definir las cargas y factores de seguridad que afectan al fuselaje en su vida útil.

8.1.1 Cargas aerodinámicas

Las Fuerzas aerodinámicas que se aplican al fuselaje son debidas a la fricción constante con el aire, esta fuerza es también conocida como arrastre y esta a su vez se divide en 2 tipos de resistencia (12). La resistencia parásita y la resistencia inducida.

Dado que el fuselaje se determina como una unidad no generadora de sustentación la resistencia inducida no afectaría como tal. En la realidad esto no es así, y sí que generaría una pequeña resistencia que por magnitud y simplicidad se eliminará de los cálculos.

8.1.1.1 Resistencia Parásita:

Es la resistencia producida por los elementos que no contribuyen a la sustentación y se puede clasificar en 3 subcategorías, resistencia de forma, resistencia por fricción y resistencia de interferencia. Este tipo de resistencias como se puede ver en la Ilustración 11, siempre aumentan a medida que crece la velocidad.

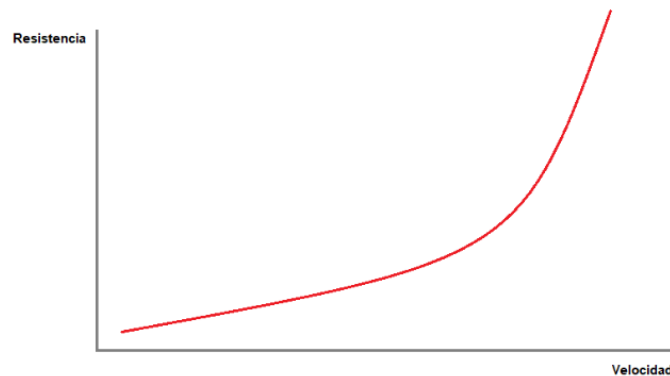


Ilustración 11. Gráfico ejemplo del incremento de la resistencia con la velocidad.

8.1.1.1.1 Resistencia de Forma.

Es la resistencia parásita producida por la forma y el tamaño de la estructura expuesta al flujo. Esta resistencia depende directamente del coeficiente de arrastre que determina la oposición de la superficie al avance, esto también es conocido como forma aerodinámica.

Otro factor determinante es el tamaño de la estructura, ya que a un mayor tamaño aumentamos la superficie expuesta al flujo.

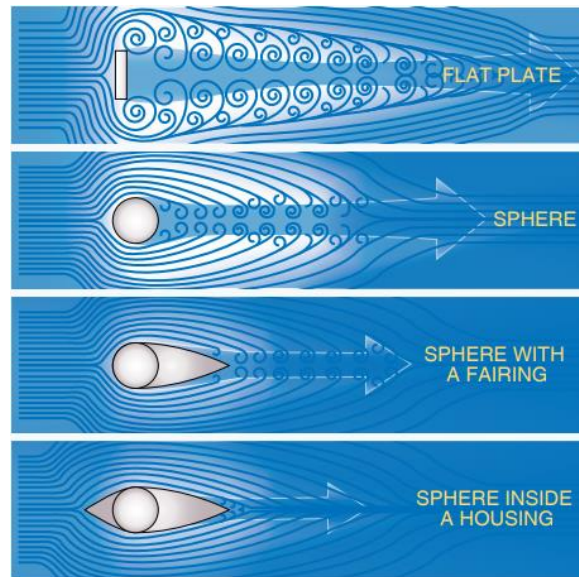


Ilustración 12. Resistencia de forma según la forma del objeto.

En la Ilustración 12 se puede apreciar perfectamente el concepto de forma aerodinámica donde a medida que se reduce la tangente respecto el flujo de aire, se reduce también la perturbación de esta.

8.1.1.1.2 Resistencia por fricción

Es la resistencia parásita inducida por el rozamiento del aire sobre la superficie de contacto. Ésta depende directamente de la rugosidad de la superficie sobre la que impacta el flujo y del área donde interactúa ese fluido.

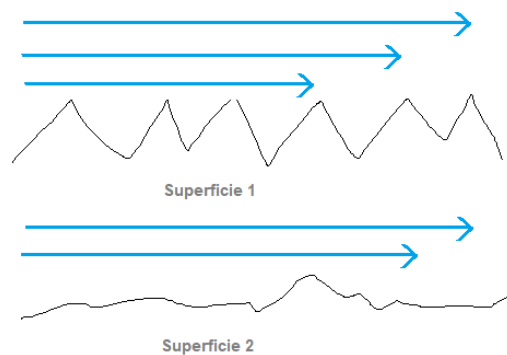


Ilustración 13. Influencia de la rugosidad sobre la resistencia por fricción.

Como se puede apreciar en la Ilustración 13, en la superficie 1 hay un mayor espesor del gradiente de velocidades respecto la superficie debido a su rugosidad. En cambio, en la superficie 2 podemos observar que el gradiente de velocidades es de un menor espesor. Este concepto se conoce como capa límite, cuya definición es la zona donde el flujo parte de una velocidad 0 hasta la velocidad del flujo no perturbado.

Esta capa no solo depende de la rugosidad de la superficie, sino que también de su longitud. A medida que nos alejamos del punto de contacto inicial el flujo acumula las pérdidas de energía provocadas por la fricción, aumentando en la medida en que avanza el espesor de la capa límite hasta que finalmente se produce un desprendimiento.

8.1.1.1.3 Resistencia de interferencia

Es la resistencia parásita producida por la intersección de corrientes de aire que dan como resultado un flujo turbulento.

Ésta resistencia se produce en las intersecciones de la superficie y es como resultado de la colisión de dos flujos de aire con diferentes vectores de dirección o velocidad.

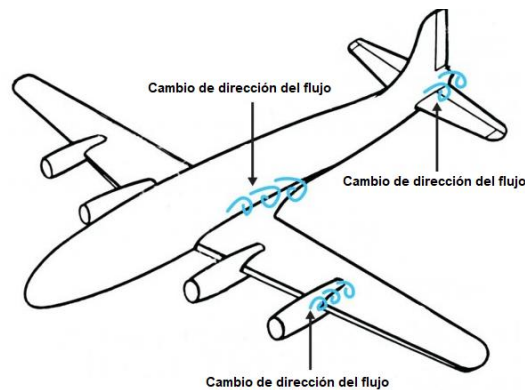


Ilustración 14. Ejemplos resistencia por interferencia de zonas con cambios de dirección en el flujo.

En la Ilustración 14 se puede observar las zonas críticas donde un cambio de ángulo proporciona dos flujos con dos direcciones diferentes que se intersecan.

8.1.1.2 Resistencia Inducida

Es la fuerza de resistencia que es provocada por la producción de la sustentación. Es una fuerza de resistencia que a diferencia de la parásita se reduce a medida que incrementa la velocidad de flujo.

Esta resistencia se produce en los cuerpos que son capaces de crear sustentación, por tanto, al definir en nuestro caso el fuselaje como unidad no productora de sustentación, se obviará este tipo de resistencia.

8.1.1.3 Resistencia Aerodinámica

Como se ha explicado anteriormente, la resistencia aerodinámica se compone en una fuerza de resistencia parásita (F_p) y una fuerza de resistencia inducida (F_i), por tanto, la resultante de la fuerza aerodinámica se puede expresar como $F_d = F_p + F_i$. En nuestro caso dado que no tenemos la componente correspondiente a la F_i , podemos decir que la Fuerza de arrastre producida en el fuselaje es igual a la fuerza de resistencia parásita.

$$Fd = \frac{1}{2} \rho A (c_{dp} + c_{di}) v^2$$

Fd = Fuerza de arrastre

ρ = Densidad del aire

A = Superficie

c_{dp} = Coeficiente resistencia parasita

c_{di} = Coeficiente resistencia inducida

v = Velocidad

Como se ha explicado con anterioridad, en nuestro caso no interviene el coeficiente de resistencia inducida, por tanto; $c_{di}=0$ y la nueva fórmula será.

$$Fd = \frac{1}{2} \rho A c_{dp} v^2$$

Para la determinación de la carga producida por la resistencia aerodinámica parásita se empleará el uso del programa XFLR5, aplicando el factor de seguridad delimitado en la orden del 14 de noviembre de 1988 (13).

8.1.2 Cargas de propulsión

La carga debida a la propulsión se podría clasificar como una carga aerodinámica, dado que la propulsión en vuelo se iguala con el resto de las fuerzas de presión generadas por la resistencia aerodinámica, en este caso la distribución del empuje se proporciona a lo largo de la proyección sobre el plano YZ, cuya superficie es la mayor posible.

En este apartado se tendrá en cuenta la hipótesis de máxima propulsión sobre la proyección YZ del fuselaje. Es habitual en las pruebas pre-vuelo donde se examina la propulsión de la aeronave, esta debe de soportar la presión generada por el motor.

Para la determinación de esta carga se tendrán en cuenta la propulsión escogida en el ANEXO I siendo la carga de presión sobre la proyección frontal del fuselaje.

8.1.3 Cargas de colisión con el terreno

En este trabajo supondremos dos hipótesis para las cargas generadas por colisión en el terreno, ya que una carga por colisión comprometerá sí o sí su aeronavegabilidad, por ende, rompe con el requisito dado en el **RD 2019/945** (9) y la aeronave dejaría de estar amparada por esta ley.

Las hipótesis de cargas generadas serán las compuestas por el aterrizaje más común, cuyas cargas son aplicadas sobre la superficie total de su panza a una velocidad de amaraje. Para el cumplimiento de esta carga utilizaremos las condiciones delimitadas como aterrizaje de emergencia, donde la masa corresponderá al MTOW de la aeronave. Para la determinación de la superficie donde se aplica la carga se supondrá como la proyección del fuselaje sobre el plano XY.

La segunda hipótesis de carga es la generada por el aterrizaje mediante el paracaídas, para este aterrizaje la energía de impacto producida por el paracaídas es proporcionado por el fabricante. La superficie de distribución de la energía es la misma que en la hipótesis anterior.

8.2 Cargas Estructurales

En este apartado se procederá a definir las cargas y factores de seguridad que afectan a la estructura en su vida útil.

8.2.1 Cargas de inercia

Son las cargas producidas como consecuencia de la masa dado que, como enuncia la primera ley de newton, la masa tiende a rechazar los cambios en su vector velocidad o vector de dirección. Esto crea una carga en dirección o velocidad contrarias a la ejercida por el cambio. Dado que es un objeto que se mueve sobre tres dimensiones estas cargas inerciales son aplicadas sobre todos los objetos con una gran masa que componen el aerodino, un caso de esto sería el de la batería que provee la energía al aerodino, siendo en comparación con el resto de los componentes la unidad que mayor carga inercial genera aplicándose en todos los ejes posibles. Por simplicidad del proyecto se establecerán 3 movimientos básicos:

- Cabeceo: Movimiento angular del avión sobre el eje lateral.
- Guiñada: Movimiento angular del aerodino respecto su eje normal.
- Alabeo: Movimiento angular del aerodino respecto su eje longitudinal.

Como se puede observar en la Ilustración 15 los ejes son Y eje lateral, Z como eje normal y X como eje longitudinal.

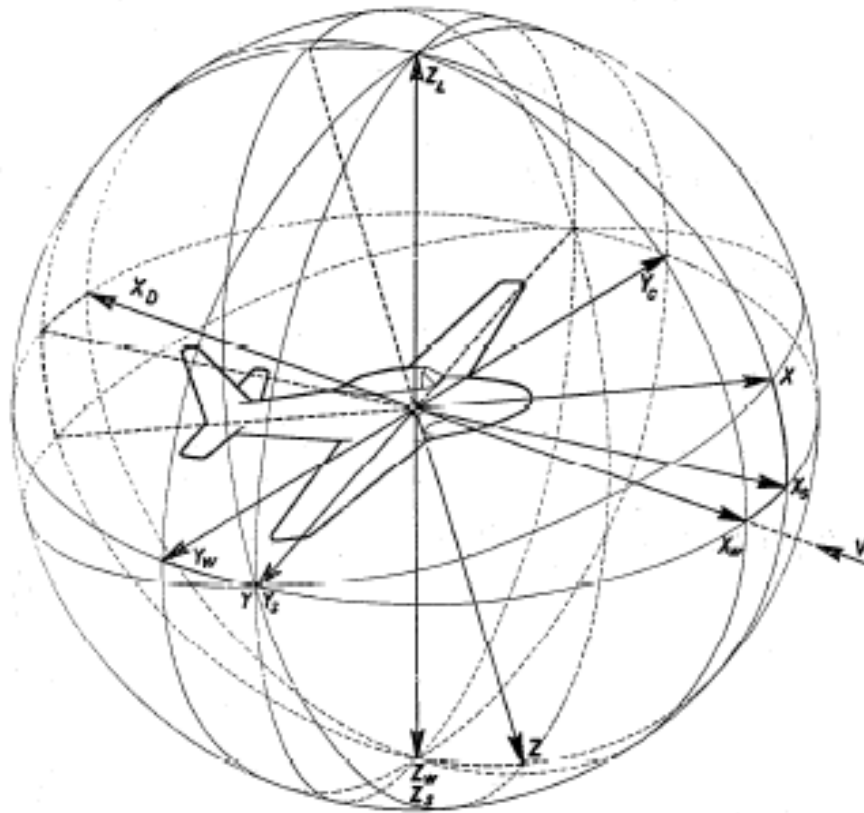


Ilustración 15. Ejes de navegación en aeronaves.

Se tratará las cargas producidas por la sustentación como cargas inerciales. Aunque se traten de cargas aerodinámicas, en el caso de la aplicabilidad sobre el fuselaje su comportamiento es parecido al comportamiento inercial, donde la carga se opone a los cambios de dirección.

Las hipótesis que actuarán sobre la estructura debido a estas cargas son las mismas que con cualquier otra carga inercial, donde se supondrá que la carga que se aplica es $\frac{1}{\text{superficies}} * m$, en nuestro caso dado que es un monoplano se compondrá de 2 superficies el resultado será el medio del MTOW. A todo esto, se le sumarán la magnitud mínima de maniobra, que es la misma que para el resto de las cargas inerciales. Estas cargas actuarán sobre la superficie de los 4 puntos de anclaje del fuselaje con las alas.

8.2.2 Cargas de Propulsión

En este apartado se tendrá en cuenta la hipótesis de máxima propulsión al igual que su homónimo en el apartado de cargas de fuselaje, esta vez las cargas se aplicarán sobre la parte posterior de la estructura interna, zona de donde se transmite desde las fibras del fuselaje hasta la estructura.

Para la determinación de esta carga se tendrán en cuenta la propulsión escogida, siendo la carga de presión sobre la proyección frontal del fuselaje.

8.2.3 Cargas de colisión con el terreno

En este apartado al igual que en anterior supondremos dos hipótesis para las cargas generadas por colisión en el terreno, ya que se descartará la hipótesis de colisión, por los motivos anteriormente citados.

Las hipótesis de cargas serán las generadas por el aterrizaje más común, cuyas cargas son aplicadas sobre la superficie periférica a las costillas con una velocidad de amaraje. Para el cumplimiento de esta carga utilizaremos las condiciones delimitadas como aterrizaje de emergencia, donde la masa corresponderá al MTOW de la aeronave. Para la determinación de la superficie donde se aplica la carga se supondrá como la proyección sobre el plano XY de la superficie de las costillas periféricas.

La segunda hipótesis de carga es la generada por el aterrizaje mediante el paracaídas, para este aterrizaje la energía de impacto es proporcionada por el fabricante. La superficie de distribución de la energía es la misma que en la hipótesis anterior.

9 Leyes, Normas y Directivas

En este apartado se procede a citar y realizar las aclaraciones pertinentes sobre la normativa necesaria para la elaboración del proyecto.

9.1 Leyes, Normas y Directivas Vinculantes al proyecto

En este se procede a determinar el marco normativo nacional que determina la terminología empleada en la aeronáutica y la terminología empleada en la navegación aeronáutica.

- **UNE 28016** (14); “Sistemas de ejes coordenados en aeronáutica”
- **UNE 28002** (15); “Terminología aeronáutica”

9.2 Leyes, Normas y Directivas Vinculantes a la aeronave

En el marco regulativo nacional se encuentra en fase de transición, pasando de una normativa nacional (**RD 1036/2017**) a una nueva normativa común a la unión europea (**RD 2019/945 y RE-2019/947**) esta consta de las siguientes partes:

- **RD: 2019/945** (9) “Regula los requerimientos y especificaciones de los VANT para fabricantes y usuarios”

En específico en este trabajo se va a emplear la categoría fijada por el Anexo parte 3 del **RD 2019/945**, donde se especifican los requisitos pertenecientes al VANT de clase C2.

En la Clase C2 encontramos que la aeronave debe cumplir las siguientes características:

“1) Tener una MMD inferior a 4 kg, incluida la carga útil”

Con esta directiva se limita por tanto el peso de la aeronave a 4 Kg o menos de MTOW

“2) Tener una altura máxima alcanzable por encima del punto de despegue limitada a 120 m o estar equipado con un sistema que limita a 120 m la altura por encima de la superficie o por encima del punto de despegue, o a un valor seleccionable por el piloto a distancia. Si el valor es seleccionable, deberá facilitarse al piloto a distancia una información clara sobre la altura de la VANT por encima de la superficie o el punto de despegue durante el vuelo”.

Esto se especifica posteriormente en el Reglamento de ejecución, donde se describe que la altura máxima puede ser adaptada en función de la zona geográfica, siendo su altura máxima 120 m desde el punto de la superficie con una menor distancia.

“4) Tener la resistencia mecánica exigida, incluido cualquier factor de seguridad necesario y, cuando proceda, la estabilidad para resistir toda tensión a la que esté sometido durante su uso sin ninguna rotura o deformación que pudieran interferir con un vuelo seguro.”

En este apartado se especifica que la aeronave debe contar con una resistencia mecánica durante toda la fase de vuelo, en este apartado no se especifican excepciones durante el vuelo como podría ser una colisión con otra aeronave, en este trabajo se supondrá que esta cláusula se exige en el caso de impacto y que por tanto en caso de impacto esta no está sujeta a mantener un vuelo estable sin ninguna rotura.

“12) Estar alimentado con electricidad y tener una tensión nominal que no supere los 48 V de CC o la tensión de CA equivalente. Sus partes accesibles no deberán superar los 48 V de CC o la tensión de CA equivalente. Las tensiones internas no superarán los 48 V de CC o la tensión de CA equivalente, salvo que se garantice que la combinación generada de tensión y corriente no da lugar a ningún riesgo ni a un choque eléctrico nocivo, incluso si el SANT está dañado.”

En este apartado se define que la tensión máxima a la que deben operar todos los sistemas del VANT debe de ser inferior a 48 V de corriente continua, por tanto, se limita la potencia máxima del motor a 11 S ($11 \cdot 4.2 \text{ V} = 46.2 \text{ V}$).

➤ **RE 2019/947** (16) “Regula el uso de los VANT por parte de los operadores”

El Reglamento de Ejecución 2019/947, es el documento en el que se interponen las pautas sobre la ejecución por parte de los operadores de UAS, clasificando las situaciones en función del entorno, número de personas u objetivo de la operación.

En este trabajo se trabajará con la operación de la categoría específica, descrita en el Anexo parte B, “UAS. SPEC.020 Declaración operacional”.

En esta se describe la aplicabilidad del BVLOS en aeronaves de hasta 3 metros cuyo límite es operar en zonas poco pobladas.

En la categoría específica se determina que:

- “La edad mínima del piloto es de 16 años”.
- “Registro del Operador UAS (Pueden aplicarse excepciones)”, el operador debe de estar registrado como operador de UAS en la base de datos de AESA.
- “Es necesario un estudio SORA (Specific Operations Risk Assessment) realizado por el operador del UAS antes de realizar la solicitud a AESA”.

En el reglamento se especifica que la clase del VANT para operaciones de BVLOS, en el escenario STS-2 es la C6, dado que esta clase todavía no está descrita en el reglamento delegado se emplearán los requisitos de la clase C2 y se procederá a la adaptación una vez esté determinada la categoría C6.

➤ **RE 2020/746 (17) “Modifica las fechas de instauración del RE 2019/947”**

En este reglamento de Ejecución se modifican las fechas de aplicación del **RE 2019/947** al 1 de enero del 2023 y pone fecha límite a la normativa actual **RD 1036/2017** hasta el 1 de enero del 2022.

Dado que la normativa **RD 2019/945** y **RE 2019/947** están vigentes desde el 1 de enero del 2021, se procederá a instaurar esta normativa en el trabajo y se dejará de lado la normativa actual.

➤ **BOE-A-1988-26623 (13) ” Determina los requisitos para la navegación de aeronaves ligeras”**

En esta orden se establecen los criterios y los requisitos que deben de cumplir cualquier aerodino de ala fija que vuele en espacio aéreo español cuyo MTOW sea inferior a 750Kg.

Ésta normativa, aunque está dirigida a la aviación ligera establece las pautas para diseño, construcción y ensayo de aeronaves. Por la alta inespecificidad del reglamento delegado se establece esta como normativa a seguir en los requisitos de diseño estando siempre del lado de la seguridad.

➤ **UNE-EN 469:2020 (10) ” Determina los requisitos de prestaciones de equipos de protección contra incendios”**

En esta normativa se establecen los requisitos técnicos de los equipos de protección contra incendios donde se establece que la temperatura máxima de servicio será de 180°C.

9.3 Directivas y regulaciones aplicables como producto

A continuación, se procede a la descripción de la directiva aplicable a la aeronave para cumplir así con el **RD 2019/945** y **RE 2019/947** donde se concreta la necesidad del marcado CE para obtener el certificado de operación en la aeronave.

Las directivas aplicables al marco regulativo nacional son:

- **Directiva 2014/30/UE** (18) “Cuestiones de Compatibilidad Electromagnética y Espectro Radioeléctrico (ERM). Compatibilidad electromagnética (EMC) normalizada para equipos radio y servicios.”

Los proveedores de componentes electromagnéticos empleados en este proyecto se comprometen al cumplimiento de la consecuente directiva siempre que su uso sea destinado al mercado en el **RD 2019/945** y **RE 2019/947**.

- **RD 188/2016** (19); “Equipos radioeléctricos y equipos terminales de telecomunicación y reconocimiento mutuo de su conformidad (RTTE)”
- **RD 1205/2011** (11); “Seguridad de los Juguetes”
- **Directiva 2002/95/CE** (20); “Restricción uso de sustancias peligrosas en aparatos eléctricos y electrodomésticos (RoHS)”
- **ETSI EN 300 328 V1.8.1 (2016-06)** (21) “Equipo de transmisión de datos en funcionamiento en la banda ISM de 2,4 GHz y utilizando técnicas de modulación de banda ancha”

Los proveedores de quipos que utilicen transmisión de datos empleados en este proyecto se comprometen al cumplimiento de la **ETSI EN300 328** siempre que su uso sea destinado al mercado en el **RD 2019/945** y **RE 2019/947**.

- **UNE-EN 62311:2008** (22) “Evaluación de los equipos eléctricos y electrónicos respecto de las restricciones relativas a la exposición de las personas a los campos electromagnéticos (0 Hz - 300 GHz)”

Los proveedores de quipos que utilicen campos electromagnéticos entre (0 Hz - 300 GHz) empleados en este proyecto se comprometen al cumplimiento de la norma armonizada **UNE-EN 62311:2008** siempre que su uso sea destinado al mercado en el **RD 2019/945** y **RE2019/947**.

- **UNE 28017-1:1958** (23) “Telas para el revestimiento de aviones, clasificación, recepción y entretenimiento.”
- **ANSI/CTA-2063** (24) “Determinación del número de serie para un VANT”

10 Determinación de solicitaciones y selección de materiales.

En este apartado del proyecto se procederá a la determinación de las solicitaciones a la que estará expuesto el material y su posterior selección.

Como se establece en el apartado de “*Diseño*”, la tipología de casco empleada es la de semimonocasco, esta mejora las propiedades del monocasco empleando elementos internos que mejoran la inercia de la pared del recubrimiento exterior.

Este apartado se dividirá en dos subgrupos donde se expondrán los requerimientos del recubrimiento exterior y de la estructura.

10.1 Recubrimiento exterior

10.1.1 introducción

El recubrimiento exterior es una de las partes más críticas de la aeronave, esta parte del aerodino es la encargada de proteger su carga interior de las inclemencias exteriores, también se encarga de que la resistencia aerodinámica parásita sea la mínima posible a lo largo de su sección y de proteger los componentes de partículas abrasivas e impactos.

Para la determinación del material ideal se procederá a marcar un material de referencia, empleado en la actualidad. Este servirá de base para comparar el resto de los materiales que vamos a plantear.

La selección de materiales se realizará mediante el empleo de 2 métodos, el método tradicional y el método gráfico (25).

10.1.2 Determinación de solicitaciones

Como se ha dicho con anterioridad, el recubrimiento exterior es una de las partes más críticas, ya que protege de las inclemencias climáticas, sufre de abrasiones por partículas constantes y está en persistente exposición a compresiones, tracciones y flexiones producida por las fricciones con el aire y las vibraciones producidas por el motor.

Las cargas vienen magnificadas en función de la gravedad, ejemplo +3G, y las más habituales son:

- Cargas aerodinámicas
- Cargas de inercia
- Cargas causadas por la propulsión
- Cargas por colisión en el terreno

Con las siguientes cargas establecidas se procede a la determinación de los requisitos del material:

Tabla 8. Determinación de las propiedades necesarias para la construcción del recubrimiento exterior

Solicitud	Clasificación
Módulo Específico	Máximo
Volumen Específico	Mínimo
Tenacidad	Máxima
Dureza	Máxima
Resistencia térmica	Máxima
Resistencia a la Fatiga	Máxima
Resistencia a UV	Máxima
Resistencia a la Humedad	Máxima
Coste	Mínimo
Procesabilidad	Máxima
Permeabilidad Electromagnética	Máxima
Factor de forma	Máximo

De la tabla 8 podemos extraer que, aunque los valores de resistencia y durabilidad ambiental son importantes, se decide por minimizar su importancia debido a la poca vida útil que tienen este tipo de aeronaves, donde las colisiones constantes son habituales y representan un mayor riesgo estructural.

Dado el bajo número de aerodinamos que se espera fabricar y la solicitud técnica requerida por el ambiente de trabajo, se prescinde de un bajo coste como se puede apreciar en la tabla 10 con la finalidad de encontrar un mejor material que cumpla con el mayor número de solicitudes establecidas.

10.1.3 Selección del material

Una vez optados los criterios necesarios para la elección del material, se procederá a su selección empleando dos de los distintos métodos que existen, tradicional y método gráfico. Para la determinación del material se van a tener en consideración la **UNE-EN 28017 h4**, el **RD 2019/945** y la **Directiva 2002/95/CE**.

10.1.3.1 Material de referencia

Para poder comparar el resto de los materiales y poder magnificar la importancia de este, emplearemos el EPP como material de referencia. Aunque existen diferentes variantes, incluso patentes "ELAPOR", este es la base de la mayoría de los aerodinamos de ala fija de la actualidad, ya que cumple con las siguientes características:

- Baja densidad
- Gran tenacidad
- Bajo coste
- Fácil de implantar con procesos de fabricación a gran escala

Se emplearán las características del EPP como marco de referencia para comparar el resto de los materiales seleccionados en el proceso y poder determinar así un material que cumpla con unos mínimos y mejorar las cualidades críticas que hacen inviable el uso del EPP en nuestro rediseño.

- EPP (Estructural)

Tabla 9. Propiedades del EPP (Estructural) según criterio estandarizado.

Solicitud	Propiedad	Observaciones
Módulo Específico ($kN * m/Kg$)	19,9 → 23,5	
Tenacidad (kJ/m^2)	2,96 → 3,73	
Dureza Vickers (HV)	1,2 → 1,5	
Temperatura máxima de servicio ($^{\circ}C$)	92 → 97	
Resistencia a la Fatiga 10^7 ciclos (MPa)	7,2 → 9	
Resistencia a UV	Pobre	
Resistencia a la Humedad	Excelente	
Coste ($€/Kg$)	1.63 → 1.79	(Escala industrial)
Procesabilidad	Aceptable	
Permeabilidad Electromagnética	Excelente	
Factor de forma	2,3	

Las propiedades características del material que podemos extraer de la tabla 9, son:

❖ **Pros:**

1. Muy bajo coste y gran variedad de proveedores.
2. Capacidad de recuperarlo mediante tratamientos térmicos tras un impacto.
3. Buena resistencia térmica y aislamiento.

❖ **Contras:**

1. Reciclaje muy limitado.
2. Alto volumen específico.

Tras analizar las propiedades junto a los requerimientos de la aeronave, determinamos que:

- **Módulo Específico:** Es muy bajo y se necesita una clara mejora con el nuevo material que se emplee. Un alto módulo específico permite reducir el espesor de material necesario y por tanto, permite albergar más componentes en un mismo volumen exterior. A esta propiedad se le permite una tolerancia muy baja.
- **Tenacidad:** Es aceptable en el EPP, aunque permite margen de optimización, por ende, también es un aspecto que debe mejorar en el nuevo material porque este tipo de aerodinámicos, por diseño, sufren impactos constantes con el suelo. A esta propiedad se le permite una tolerancia muy baja.

- **Dureza:** Aunque no es una solicitud directa permite saber de forma aproximada la durabilidad a la abrasión constante de partículas, un material poco duro resistirá peor a la ralladura y con el tiempo aumentará su resistencia parásita. En el caso del EPP es bastante pobre y debe mejorar bastante. A esta propiedad se le permite una tolerancia intermedia.
 - **Resistencia térmica:** Es la solicitud más crítica del EPP, ya que por lo general las temperaturas en la zona cercana a un incendio suele ser elevadas, y sobrevolar el área de forma directa podría ocasionar fallos estructurales debido a la superación de la temperatura máxima de servicio. A esta propiedad se le permite una tolerancia muy baja.
 - **Resistencia a la fatiga:** No es una solicitud tan crítica como es en el resto de la aviación, donde las aeronaves sufren por ciclo de vuelo pasando de altas presiones a bajas presiones. Por tanto, se considera como aceptable el EPP. A esta propiedad se le permite una tolerancia intermedia.
 - **Resistencia a UV:** Al igual que la resistencia a la fatiga no es una solicitud crítica debido al corto tiempo de vida que tienen este tipo de aeronaves. Es aceptable en el EPP. A esta propiedad se le permite una tolerancia intermedia.
 - **Resistencia a la Humedad:** Los incendios son zonas con una humedad elevada por la gran cantidad de agua que poseen las arboladas. En el caso del EPP la resistencia es muy buena y la del nuevo material debería de ser similar. A esta propiedad se le permite una tolerancia intermedia.
 - **Coste:** Dadas las solicitudes técnicas que requiere el material y la especificidad del uso del aerodino en este caso el coste es prescindible y solo sería determinante en casos donde a igualdad de propiedades haya diferencias en el coste. A esta propiedad se le permite una tolerancia alta.
 - **Procesabilidad:** La procesabilidad del EPP es especialmente buena, permite la producción en masa y con poca necesidad de mano de obra especializada. A esta propiedad se le permite una tolerancia intermedia.
 - **Permeabilidad Electromagnética:** Solicitud crítica, el material debe permitir el paso de ondas electromagnéticas y evitar el efecto de apantallamiento. El EPP es un excelente material y el nuevo debería de tener características similares. A esta propiedad se le permite una tolerancia baja.
 - **Factor de forma:** El factor de forma es importante porque ayuda a reducir la resistencia parásita producida por la presión del aire. No es un valor crítico y el nuevo material se le permite variar su factor de forma. A esta propiedad se le permite una tolerancia muy alta.
- Tolerancia muy Baja = 10/10

- Tolerancia Baja= 8/10
- Tolerancia intermedia= 6/10
- Tolerancia Alta= 4/10
- Tolerancia muy Alta= 2/10

No se permite una menor resistencia en los requerimientos críticos, módulo específico y resistencia térmica.

Tabla 10. Solicitaciones estandarizadas para la determinación óptima del material.

Solicitud	Clasificación	Trascendencia
Módulo Específico	Máxima	10/10
Tenacidad	Máxima	10/10
Dureza	Máxima	6/10
Resistencia térmica	Máxima	10/10
Resistencia a la Fatiga	Máxima	6/10
Resistencia a UV	Máxima	6/10
Resistencia a la Humedad	Máxima	6/10
Coste	Mínimo	4/10
Procesabilidad	Máxima	6/10
Permeabilidad Electromagnética	Máxima	8/10
Factor de forma	Máximo	2/10

10.1.3.2 Método tradicional:

Este método se basa en la selección de un material empleado en funciones similares cuyo funcionamiento está probado. Este método es habitualmente empleado en diseños donde la pieza no supone un gran riesgo de funcionamiento o al resto de las personas y así se reduce tiempo en la selección y se asegura un mayor almacenamiento y un menor precio en el componente.

10.1.3.2.1 Polímeros

Dentro de los fuselajes tradicionalmente en el sector se emplean PVC y ABS como plásticos habituales y más recientemente el PLA, este tipo de material se emplea en aviones de iniciación y de bajo rendimiento, buscando un material tenaz que supere las dificultades de un bajo conocimiento en pilotaje o la ausencia de sistemas ordenadores de abordo.

- ABS (Inyectado en molde)

Tabla 11. Propiedades del ABS (Inyectado en molde) según criterio estandarizado.

Solicitud	Propiedad	Observaciones
Módulo Específico ($kN * m / Kg$)	39,7 → 43,7	
Tenacidad (kJ/m^2)	1,46 → 1,88	
Dureza Vickers (HV)	13 → 15	
Temperatura máxima de servicio ($^{\circ}C$)	63 → 77	(Solicitud crítica)
Resistencia a la Fatiga 10^7 ciclos (MPa)	14 → 18	
Resistencia a UV	Pobre	
Resistencia a la Humedad	Excelente	
Coste ($€/Kg$)	1,75 → 2,05	(Escala industrial)
Procesabilidad	Excelente	(Distintos métodos de fabricación sin dificultades técnicas)
Permeabilidad Electromagnética	Excelente	
Factor de forma	5,6	

Las propiedades características del material que podemos extraer de la tabla 11, son:

❖ **Pros:**

1. Gran variedad de métodos de fabricación incluyendo la fabricación por impresión 3D (FDM).
2. Un bajo coste y gran variedad de proveedores.
3. Tiene un buen post procesamiento tratable con métodos manuales.

❖ **Contras:**

1. Su fabricación va asociada con vapores tóxicos.
2. Reciclaje limitado.
3. Su temperatura de servicio es demasiado baja.

- PVC (Rígido, de alto impacto, inyección en molde)

Tabla 12. Propiedades del PVC (Rígido, de alto impacto, inyección en molde) según criterio estandarizado.

Solicitud	Propiedad	Observaciones
Módulo Específico ($kN * m / Kg$)	26,9 → 33,7	
Tenacidad (kJ/m^2)	4,47 → 6,4	
Dureza Vickers (HV)	12	
Temperatura máxima de servicio ($^{\circ}C$)	50 → 63	(Solicitud crítica)
Resistencia a la Fatiga 10^7 ciclos (MPa)	16,6 → 21,1	
Resistencia a UV	Correcta	
Resistencia a la Humedad	Excelente	
Coste ($€/Kg$)	1,51 → 1,67	(Escala industrial)
Procesabilidad	Buena	
Permeabilidad Electromagnética	Excelente	
Factor de forma	6,1	

Las propiedades características del material que podemos extraer de la tabla 12, son:

❖ **Pros:**

1. Un bajo coste y gran variedad de proveedores.
2. Tiene una muy buena tenacidad y un excelente factor de forma.
3. Tiene un buen post procesamiento tratable con métodos manuales.

❖ **Contras:**

1. Su fabricación va asociada con vapores muy tóxicos, se necesita uso de EPI en caso de exposición directa.
2. Su temperatura de servicio es demasiado baja.

- PLA (De alto impacto)

Tabla 13. Propiedades del PLA (De alto impacto) según criterio estandarizado.

Solicitud	Propiedad	Observaciones
Módulo Específico ($kN * m / Kg$)	32,7 → 58,8	
Tenacidad (kJ/m^2)	2,43 → 9,73	
Dureza Vickers (HV)	15 → 16	
Temperatura máxima de servicio ($^{\circ}C$)	45 → 60	(Solicitud crítica)
Resistencia a la Fatiga 10^7 ciclos (MPa)	17,8 → 23,4	
Resistencia a UV	Buena	
Resistencia a la Humedad	Aceptable	
Coste ($€/Kg$)	2,56 → 3,75	(Escala industrial)
Procesabilidad	Excelente	
Permeabilidad Electromagnética	Excelente	
Factor de forma	5,2	

Las propiedades características del material que podemos extraer de la tabla 13, son:

❖ **Pros:**

1. Gran variedad de métodos de fabricación incluyendo la fabricación por impresión 3D (FDM).
2. Un bajo coste y gran variedad de proveedores.
3. Material con una baja huella de carbono asociada y biodegradable.

❖ **Contras:**

1. Reciclaje parcial, se debe de añadir monómeros nuevos.
2. Su temperatura de servicio es demasiado baja.

Dentro de los polímeros encontramos también el uso de polímeros con agentes espumantes, estos son los más empleados dentro de la selección de materiales tradicionales, ya que unen unas buenas propiedades ante impacto y un muy bajo coste.

Dentro de esta categoría los más empleados son el EPP, expuesto con anterioridad y el EPS.

- EPS (Estructural)

Tabla 14. Propiedades del EPS (Estructural) según criterio estandarizado

Solicitud	Propiedad	Observaciones
Módulo Específico ($kN * m/Kg$)	20,2 → 25,5	
Tenacidad (kJ/m^2)	0,129 → 0,198	
Dureza Vickers (HV)	1,6 → 1,2	
Temperatura máxima de servicio ($^{\circ}C$)	47 → 52	
Resistencia a la Fatiga 10^7 ciclos (MPa)	9,6 → 12	
Resistencia a UV	Aceptable	
Resistencia a la Humedad	Excelente	
Coste ($€/Kg$)	2,49 → 2,74	(Escala industrial)
Procesabilidad	Aceptable	
Permeabilidad Electromagnética	Excelente	
Factor de forma	2,5	

Las propiedades características del material que podemos extraer de la tabla 14, son:

❖ **Pros:**

1. Muy bajo coste y gran variedad de proveedores.
2. Capacidad de recuperarlo mediante tratamientos térmicos tras un impacto.
3. Gran aislamiento térmico.

❖ **Contras:**

1. Reciclaje muy limitado.
2. Baja resistencia térmica.
3. Alto volumen específico.

Tras el análisis de los polímeros empleados tradicionalmente podemos determinar que estos son empleados tradicionalmente por su bajo coste y su muy buena tenacidad.

Aunque podemos ver que no son muy buena opción para la fabricación de un aerodino que va a ser empleado en entornos con temperaturas elevadas. El EPP es el único material de los polímeros cuya temperatura de servicio es superior a los 92 °C, esto permitiría estar expuesto a las altas temperaturas que se alcanzan cuando hay un incendio cercano. A pesar de que no le permitiría el vuelo sobre la zona afectada porque dentro de esta las temperaturas son muy superiores.

También podemos observar que generalmente el módulo específico de estos materiales es bastante bajo, junto un volumen específico muy alto, esto produce que los aerodinos fabricados tradicionalmente deban emplear una sección consistente de material con tal de soportar las sollicitaciones a las que están expuestos. Esto se traduce en un menor volumen interior útil y por tanto, un mayor desperdicio del volumen total de la aeronave.

10.1.3.2.2 Materiales naturales

Dentro de la sección de materiales naturales encontramos distintas variedades de materiales empleados en la fabricación de aerodinos, aunque la madera de balsa sin duda es el más empleado por su baja densidad. Su factor de forma y su procesabilidad con herramientas manuales la hacen la mejor candidata en la selección de un material natural para un recubrimiento exterior.

- Madera de balsa (*Ochroma* spp.)

Tabla 15. Propiedades de la Madera de balsa (*Ochroma* spp.) según criterio estandarizado.

Solicitud	Propiedad	Observaciones
Módulo Específico ($kN \cdot m/Kg$)	2,99 → 6,09	
Tenacidad (kJ/m^2)	0,00113 → 0,0018	
Dureza Vickers (HV)	0,07 → 0,08	
Temperatura máxima de servicio ($^{\circ}C$)	120 → 140	
Resistencia a la Fatiga 10^7 ciclos (MPa)	0,17 → 0,18	
Resistencia a UV	Buena	
Resistencia a la Humedad	Uso Limitado	
Coste ($€/Kg$)	6 → 9,63	(Escala industrial)
Procesabilidad	Aceptable	
Permeabilidad Electromagnética	Buena	
Factor de forma	4,8	

Las propiedades características del material que podemos extraer de la tabla 15, son:

❖ **Pros:**

1. Se puede trabajar con facilidad con métodos manuales.
2. Gran resistencia térmica.

❖ **Contras:**

1. No es reciclable.
2. Alto costo en relación con los polímeros.

10.1.3.2.3 Polímeros Compuestos

Este tipo de materiales fueron los últimos que se pusieron en funcionamiento en este tipo de aerodinámicos y su popularidad entre los modelos de altas prestaciones está en constante apogeo, principalmente se utilizan la fibra de vidrio-S, seguido del Kevlar 49 y fibra de carbono GY-70 y T-1000.

- Fibra de vidrio S (10 micras)

Tabla 16. Propiedades de la Fibra de vidrio-S (10 micras) según criterio estandarizado.

Solicitud	Propiedad	Observaciones
Módulo Específico ($kN \cdot m/Kg$)	1510 → 1640	
Tenacidad (kJ/m^2)	0,5 → 1	
Dureza Vickers (HV)	500 → 600	
Temperatura máxima de servicio ($^{\circ}C$)	300 → 320	
Resistencia a la Fatiga 10^7 ciclos (MPa)	4050 → 4410	
Resistencia a UV	Excelente	
Resistencia a la Humedad	Excelente	
Coste ($€/Kg$)	17,5 → 29,2	(Escala industrial)
Procesabilidad	Baja	(Metodos con implicación manual, se necesita de expertos técnicos)
Permeabilidad Electromagnética	Buena	
Factor de forma	1	

Las propiedades características del material que podemos extraer de la tabla 16, son:

❖ Pros:

1. Bajo volumen específico.
2. Alto módulo específico.
3. Alta resistencia a la Fatiga.
4. Buena resistencia al entorno.
5. Gran resistencia térmica.
6. Menor rugosidad asociada, reduce la resistencia parásita.
7. Se venden en tejidos estándar, por tanto, no se puede fijar ni un peso ni un espesor exacto.

❖ Contras:

1. No es reciclable.
2. Proceso de fabricación laborioso y con necesidad de personal cualificado.
3. Precio elevado en relación con los polímeros.

4. Anisòtropa.

- Fibra de Carbono de alto módulo (10 micras)

Tabla 17. Propiedades de la Fibra de carbono (10 micras) según criterio estandarizado.

Solicitud	Propiedad	Observaciones
Módulo Específico ($kN * m/Kg$)	2060 → 2200	
Tenacidad (kJ/m^2)	0,0045 → 0,0151	
Dureza Vickers (HV)	660 → 810	
Temperatura máxima de servicio ($^{\circ}C$)	530 → 580	
Resistencia a la Fatiga 10^7 ciclos (MPa)	3830 → 4080	
Resistencia a UV	Excelente	
Resistencia a la Humedad	Excelente	
Coste ($€/Kg$)	22,5 → 30,1	(Escala industrial)
Procesabilidad	Baja	(Metodos con implicación manual, se necesita de expertos tecnicos)
Permeabilidad Electromagnética	Baja	
Factor de forma	1	

Las propiedades características del material que podemos extraer de la tabla 17, son:

❖ Pros:

1. Bajo volumen específico.
2. Alto módulo específico.
3. Alta resistencia a la fatiga.
4. Buena resistencia al entorno.
5. Gran resistencia térmica.
6. Menor rugosidad asociada, reduce la resistencia parásita.

❖ Contras:

1. No es reciclable
2. Proceso de fabricación laborioso y con necesidad de personal cualificado.
3. Baja elasticidad.
4. Precio elevado en relación con los polímeros.
5. Se venden en tejidos estándar, por tanto, no se puede fijar ni un peso ni un espesor exacto.
6. Anisótropa.

- Fibra de aramida (Kevlar 49)

Tabla 18. Propiedades de la Fibra de aramida (Kevlar 49) según criterio estandarizado.

Solicitud	Propiedad	Observaciones
Módulo Específico ($kN * m / Kg$)	1560 → 1900	
Tenacidad (kJ/m^2)	0,0337 → 0,113	
Dureza Vickers (HV)	25 → 30	
Temperatura máxima de servicio ($^{\circ}C$)	200 → 300	
Resistencia a la Fatiga 10^7 ciclos (MPa)	2250 → 2750	
Resistencia a UV	Buena	
Resistencia a la Humedad	Aceptable	
Coste ($€/Kg$)	62,9 → 177	(Escala industrial)
Procesabilidad	Baja	(Metodos con implicacion manual, se necesita de expertos tecnicos)
Permeabilidad Electromagnética	Buena	
Factor de forma	1	

Las propiedades características del material que podemos extraer de la tabla 18, son:

❖ **Pros:**

1. Bajo volumen específico.
2. Alto módulo específico.
3. Alta resistencia a la fatiga.
4. Gran resistencia térmica.
5. Resistencia ante roces.
6. Menor rugosidad asociada, reduce la resistencia parásita.

❖ **Contras:**

1. No es reciclable.
2. Proceso de fabricación laborioso y con necesidad de personal cualificado.
3. Baja elasticidad.
4. Se venden en tejidos estándar, por tanto, no se puede fijar ni un peso ni un espesor exacto.
5. Precio elevado en relación con los polímeros.
6. Anisótropo.

Como se ha podido ver, estos materiales superan con creces el resto de los materiales expuestos hasta ahora. Disponen de un alto módulo específico, un bajo volumen específico y además sus temperaturas máximas de servicio superan con creces las vistas en los otros materiales. Esta cualidad es imprescindible para el trabajo sobre el terreno donde el choque térmico puede ser de muy elevado.

A diferencia de los otros materiales mencionados en la lista, estos no son inmiscibles y generalmente se emplea el uso de todos ellos para la conjunción del aerodino, donde las propiedades varían en función el porcentaje de cada material empleado, así como el empleo de la resina apropiada para cada uso.

Un ejemplo de composición clásica es un núcleo de fibra de vidrio con largueros de fibra de carbono y refuerzo en la panza con aramida. Esta composición clásica une las principales propiedades de cada uno, bajo coste y permeabilidad electromagnética de la fibra de vidrio. La gran resistencia aportada por la fibra de carbono impide la rotura de las partes críticas y la resistencia a la abrasión que proporciona la aramida.

Aunque por simplicidad técnica se planteará el uso de un solo material para poder compararlos entre sí y facilitar la fabricación de la aeronave. Además, estos materiales deben de contar con una matriz de resina que será escogida mediante el método gráfico.

1 Selección y comparativa del método tradicional

Para determinar cuál es el material idóneo según la selección de materiales tradicional se empleará el uso de puntuaciones, según se dispuso en las solicitudes estandarizadas del material.

La puntuación variara de 0 a 10 según los requisitos técnicos que requiera la aeronave de cada propiedad, donde se fijarán como mínimas las propiedades del material estándar de la actualidad el EPP y se valorará respecto sus propiedades. Marcando como críticos los requerimientos de módulo específico y resistencia térmica, ya que se busca mejorar el rendimiento de la aeronave y adaptarla al ambiente agresivo que supone un incendio.

En el caso de que el criterio de puntuación sea máximo, la fórmula que se empleará es la siguiente:

$$\text{Peso Max} = [(\text{solicitud}/\text{solicitud estándar}) * 100]$$

Por ejemplo, "El módulo específico" se establecerá como máximo de puntos el del EPP y obtendrán un puntaje mayor aquel material que obtenga un mejor módulo específico, si el material se encuentra en un rango inferior al puntaje del EPP será que cuenta con un módulo específico menor.

Para la aplicabilidad del método en el caso de ser una puntuación de mínimos se empleará la siguiente fórmula:

$$\text{Peso Min} = [(\text{solicitud estándar}/\text{solicitud}) * 100]$$

Por ejemplo, "El coste" se establecerá como 6 puntos el del EPP y obtendrán un puntaje mayor aquel material que tenga un menor coste, si el material se encuentra en un rango inferior al máximo de 6 puntos será que su precio es superior al del EPP

En el caso de no existir una puntuación numeral, se clasificará según los siguientes criterios:

- **0%**: Bajo, Uso limitado, Pobre
- **50%**: Aceptable, Bueno
- **100%**: Excelente

En caso de haber un rango de propiedades, para situarse del lado de la seguridad, se elegirán siempre el punto del rango que suponga unas peores condiciones de diseño.

Un ejemplo de esto es el módulo específico del EPP que tiene un rango de $19,9 \rightarrow 23,5 \text{ kN} \cdot \frac{\text{m}}{\text{Kg}}$, en este caso se escogería la opción de $19,9 \text{ kN} \cdot \frac{\text{m}}{\text{Kg}}$, puesto que representa la opción más desfavorable.

Tabla 19. Tabla comparativa de posibles materiales estandarizados para la construcción del recubrimiento exterior.

Solicitud	EPP	ABS	PVC	PLA	EPS	Balsa	Vid.S	GY-70	K49
Módulo Específico	10,00	19,95	13,52	16,43	10,15	1,50	758,79	1035,18	783,92
Tenacidad	10,00	4,93	15,10	8,21	0,44	0,00	1,69	0,02	0,11
Dureza	6,00	65,00	60,00	75,00	8,00	0,35	2500,00	3300,00	125,00
Resistencia térmica	10,00	6,85	5,43	4,89	5,11	13,04	32,61	57,61	21,74
Resistencia a la Fatiga	6,00	11,67	13,83	14,83	8,00	0,14	3375,00	3191,67	1875,00
Resistencia a UV	0,00	0,00	3,00	3,00	3,00	3,00	6,00	6,00	3,00
Resistencia a la Humedad	6,00	12,00	12,00	6,00	12,00	0,00	12,00	12,00	6,00
Coste	4,00	3,73	4,32	2,55	2,62	1,09	0,37	0,22	0,10
Procesabilidad	6,00	12,00	6,00	12,00	6,00	6,00	0,00	0,00	0,00
Permeabilidad Electromagnética	8,00	8,00	8,00	8,00	8,00	8,00	4,00	0,00	4,00
Factor de forma	2,00	4,87	5,30	4,52	2,17	4,17	0,87	0,87	0,87
Total	68,00	148,99	146,51	155,43	65,49	37,30	6691,33	7603,55	2819,75
% de mejora	0,00	119,11	115,45	128,58	-3,69	-45,14	9740,20	11081,69	4046,69

Las conclusiones que podemos extraer de la tabla 19 son, que, a excepción de los compuestos poliméricos y naturales, ningún polímero consigue superar las propiedades de resistencias térmicas que proporciona el EPP. Por tanto, todos estos materiales son considerados como no aptos y por ende no son aplicables en la fase de simulación de la pieza.

Finalmente se descartan los compuestos naturales, ya que la madera de balsa cuenta con un bajo módulo específico y la hace una opción mucho menos atractiva que el empleo de materiales compuestos.

También podemos observar en la tabla 19, que el material que mejor se ajusta a las necesidades de nuestra aplicación sería la fibra de vidrio S. Aunque podemos ver que técnicamente empata sobre el uso de fibra de carbono, la permeabilidad electromagnética que proporciona, su mayor tenacidad y sobre todo su menor coste, la sitúan como la mejor opción según el método tradicional para la fabricación del recubrimiento exterior.

10.1.3.3 Método Gráfico

El método gráfico permite la selección de un material empleando el método visual donde apoyándose en un mapa, se superponen dos propiedades críticas para la selección de nuestro material, estas disponen visualmente todas las familias de materiales existentes según los criterios preestablecidos.

Este método es especialmente útil para encontrar una primera aproximación al material que vamos a escoger, pudiendo establecer las familias de materiales que más se ajustan a nuestras exigencias. Una vez se selecciona una o varias familias es donde se procederá mediante el uso de bases de datos o un diagrama específico de la familia a determinar el material óptimo.

Aunque se van a exponer todas las familias existentes para no eliminar ningún material, es de esperar que las familias que más cerca estarán de las características serán 3: polímeros, materiales naturales y polímeros compuestos.

Para la visualización del diagrama emplearemos dos solicitaciones críticas, el módulo específico y la tenacidad. Aunque no es del todo cierto que el módulo específico mida la idoneidad de resistencia que se busca, es el valor que mejor refleja la realidad. En él se encuentran los dos valores claves cuando buscamos eficiencia en un aerodino, límite elástico y peso.

El segundo valor escogido es el de la tenacidad, ya que debido a los requerimientos de diseño y para garantizar una operabilidad segura de esta al aterrizar o recibir un impacto, esta debe garantizar la seguridad de sus componentes internos y su navegabilidad tras el impacto.

La resistencia térmica es un límite que añadiremos con la finalidad de garantizar una operabilidad segura porque es un aerodino cuya característica principal es la prevención y control de incendios forestales. Una excepcional resistencia térmica puede ser diferencial a la hora de seleccionar una aeronave u otra, permitiendo así el manejo seguro sobre zonas con alta temperatura.

Los registros de temperatura que existen son de la temperatura de la atmosfera en los puntos, situando la máxima temperatura en 67 °C. Aunque esta no refleja la temperatura del aire producida por la convección con el fuego directo si no la media de la temperatura. La temperatura límite que expondremos a nuestro material es de 180 °C. Para la selección de esta temperatura se basa en la norma **UNE-EN 469:2020**, que establece rangos de resistencia a la temperatura para EPI de categoría 3.

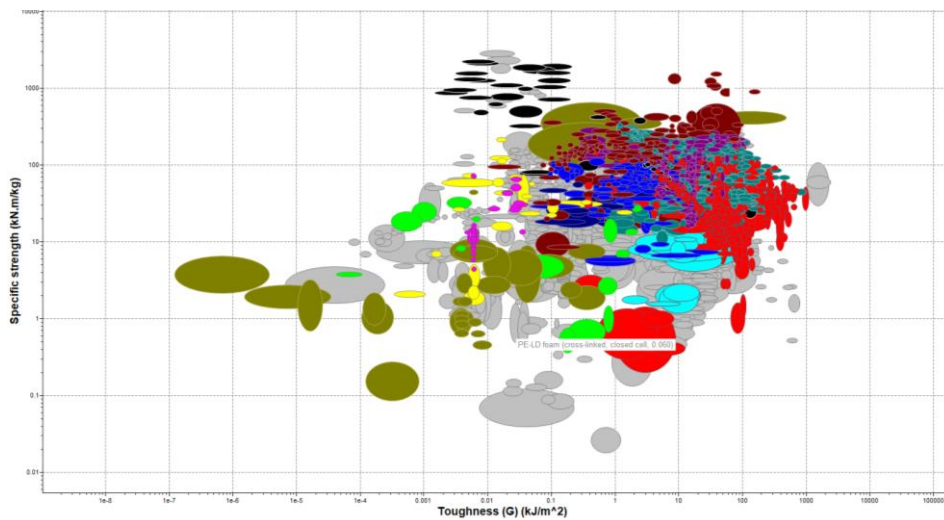


Ilustración 16. Método gráfico según módulo específico y Tenacidad

Tras aplicar todas las sollicitaciones anteriormente descritas, obtenemos la Ilustración 16, donde podemos observar que las familias que mejor se ajustan a los requerimientos son las familias de los polímeros compuestos y materiales naturales.

Por último y para finalizar la selección de materiales mediante el diagrama, seleccionaremos el área de mayor interés, situando un mínimo de $1 \frac{kJ}{m^2}$ como energía mínima y $350 kN * \frac{m}{kg}$ como módulo específico mínimo. Además, introduciremos la función límite para una temperatura de 180 °C.

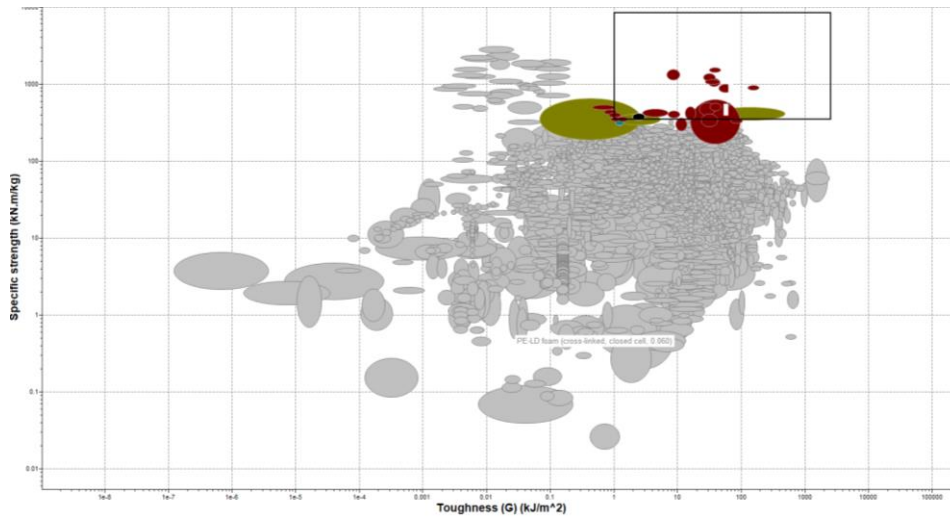


Ilustración 17. Mapa de materiales con límites según módulo específico y Tenacidad

El resultado son 27 materiales que se podrían ajustar a nuestras exigencias, pero para poder hacer una selección más precisa se empleará el uso de otro mapa de materiales. Para este mapa seleccionaremos como criterios, el coste y la huella de carbono asociada a la producción del material. Se han elegido estos dos criterios con la finalidad de obtener un material sostenible y que el coste de materia prima sea el menor posible.

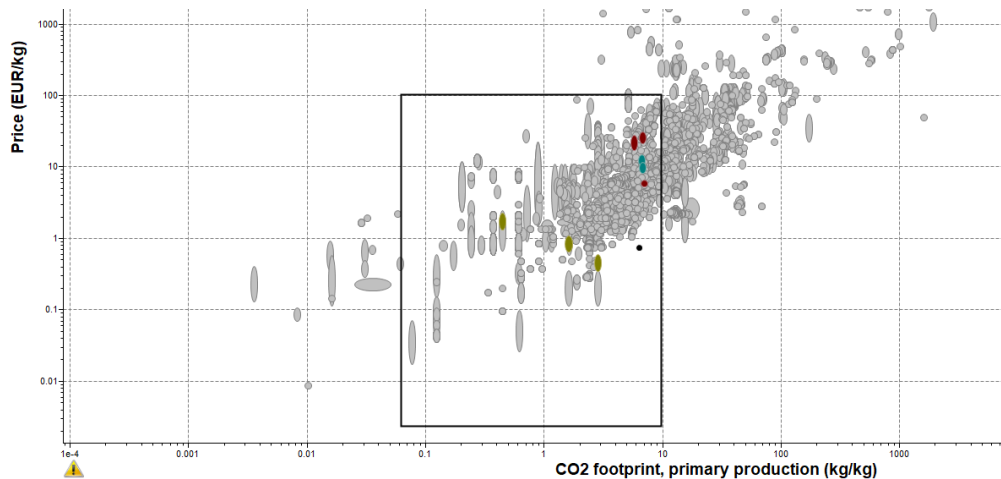


Ilustración 18. Mapa de materiales según precio y huella de carbono

Los valores máximos que permitiremos a las solicitudes son de 10 de CO_2 Kg por Kg de material producido y un precio máximo de 100€ por Kg de material. El resultado como se puede observar en la Ilustración 18 son 9 materiales de los cuales podemos quitar los siguientes materiales.

- Fibra de Kenaf, Ramie y Sisal.

Las fibras de Kenaf, Rami y sisal son fibras naturales cuyas propiedades mecánicas y precio serían una opción extraordinaria. Pero debido a que no existen registros como material compuesto se decide declinar las opciones por su gran rugosidad superficial y su porosidad. Estas propiedades crearían una gran resistencia parásita.

- Aleaciones de molibdeno, AISI M47 y AISI M42.

Las aleaciones de acero que nos proporciona el diagrama podrían ser completamente válidas como opción a los materiales propuestos tradicionalmente. Pero debido a su baja procesabilidad del material, ocasiona que el coste de procesado del material sea muy superior al resto de opciones.

Con estos materiales hemos podido observar las carencias del método de los mapas de materiales. Donde, aunque se pueda conseguir una selección más visual y rápida en relación con otros métodos esta, finalmente, no tiene en consideración otros aspectos externos al de las propiedades de los materiales, como si pudiera tener el empleo de otros métodos.

Tras la eliminación, los materiales que sí se pueden emplear de forma correcta son, matriz de epoxi con fibra de vidrio-S como fibra de refuerzo, matriz de epoxi con fibra de vidrio-E como refuerzo y matriz de poliamida con fibra de vidrio-E biaxial.

- Matriz Epóxica con fibra de vidrio-E (Unidireccional Prepeg)

Tabla 20. Propiedades de la Matriz Epóxica con fibra de vidrio-E (Unidireccional Prepeg) según criterio estandarizado.

Solicitud	Propiedad	Observaciones
Módulo Específico ($kN * m/Kg$)	169 → 625	
Tenacidad (kJ/m^2)	15,8 → 66,9	
Dureza Vickers (HV)	33 → 58	
Temperatura máxima de servicio ($^{\circ}C$)	170 → 190	(Solicitud crítica)
Resistencia a la Fatiga 10^7 ciclos (MPa)	120 → 440	
Resistencia a UV	Mala	
Resistencia a la Humedad	Excelente	
Coste ($€/Kg$)	21,8 → 30,8	(Escala industrial)
Procesabilidad	Baja	
Permeabilidad Electromagnética	Buena	
Factor de forma	6,1	

Las propiedades características del material que podemos extraer de la tabla 20, son:

❖ **Pros:**

1. Gran variedad de proveedores.
2. Tiene una muy buena tenacidad y un excelente factor de forma.
3. Tiene un buen post procesamiento tratable con métodos manuales.
4. Alta temperatura de servicio.
5. Los métodos de fabricación son baratos.

❖ **Contras:**

1. Su fabricación necesita de personal técnico.
2. Se requiere de mucho tiempo para su fabricación.
3. Tamaños de fibra estándar con un peso y grosor determinado.
4. Coste elevado.

- Matriz Epóxica con fibra de vidrio-S (Unidireccional Prepeg)

Tabla 21. Propiedades de la Matriz Epóxica con fibra de vidrio-s (Unidireccional Prepeg) según criterio estandarizado

Solicitud	Propiedad	Observaciones
Módulo Específico ($kN * m/Kg$)	873 → 942	
Tenacidad (kJ/m^2)	15.8 → 66.9	
Dureza Vickers (HV)	127 → 187	
Temperatura máxima de servicio ($^{\circ}C$)	140 → 220	
Resistencia a la Fatiga 10^7 ciclos (MPa)	339 → 527	
Resistencia a UV	Mala	
Resistencia a la Humedad	Excelente	
Coste ($€/Kg$)	17,5 → 27,8	
Procesabilidad	Baja	
Permeabilidad Electromagnética	Buena	
Factor de forma	4,1	

Las propiedades características del material que podemos extraer de la tabla 21, son:

❖ **Pros:**

1. Gran variedad de proveedores
2. Excelente módulo específico y gran tenacidad.
3. Tiene un buen post procesamiento tratable con métodos manuales.

4. Alta temperatura de servicio
5. Los métodos de fabricación son baratos

❖ **Contras:**

1. Su fabricación necesita de personal técnico
2. Se requiere de mucho tiempo para su fabricación
3. Tamaños de fibra estándar con un peso y grosor determinado

- Matriz Poliamida 6 con fibra de vidrio-E (Biaxial)

Tabla 22. Propiedades de la Matriz Poliamida 6 con fibra de vidrio-E (Biaxial) según criterio estandarizado.

Solicitud	Propiedad	Observaciones
Módulo Específico ($kN * m / Kg$)	319 → 353	
Tenacidad (kJ/m^2)	68,1 → 102	
Dureza Vickers (HV)	12,4 → 13,7	
Temperatura máxima de servicio ($^{\circ}C$)	180	
Resistencia a la Fatiga 10^7 ciclos (MPa)	345 → 381	
Resistencia a UV	Mala	
Resistencia a la Humedad	Excelente	
Coste ($€/Kg$)	5,8 → 6,27	
Procesabilidad	Buena	
Permeabilidad Electromagnética	Excelente	
Factor de forma	5.5	

Las propiedades características del material que podemos extraer de la tabla 22, son:

❖ **Pros:**

1. Excelente módulo específico y gran tenacidad.
2. Tiene un buen post procesamiento tratable con métodos manuales.
3. Precio bajo.
4. Alta temperatura de servicio.

❖ **Contras:**

1. Poca disponibilidad de proveedores.
2. Métodos de fabricación caros.

2 Selección y comparativa del método Gráfico

Para determinar cuál es el material idóneo según la selección de materiales mediante el método gráfico se empleará el uso de puntuaciones, según se dispuso en los requerimientos del material.

La puntuación variará de 0 a 10 según los requisitos técnicos que requiera la aeronave de cada propiedad, donde se fijarán como mínimas las propiedades del material estándar de la actualidad el EPP y se valorará respecto sus propiedades, marcando como críticos los requerimientos de módulo específico y resistencia térmica. Porque se busca mejorar el rendimiento de la aeronave y adaptarla al ambiente agresivo que supone un incendio.

En el caso de que el criterio de puntuación sea máximo, la fórmula que se empleará es la siguiente:

$$\text{Peso Max} = [(\text{solicitud}/\text{solicitud estándar}) * 100]$$

Por ejemplo, "El módulo específico" se establecerá como máximo de puntos el del EPP y obtendrán un puntaje mayor aquel material que obtenga un mejor módulo específico, si el material se encuentra en un rango inferior al puntaje del EPP será que cuenta con un módulo específico menor.

Para la aplicabilidad del método en el caso de ser una puntuación de mínimos se empleará la siguiente formula:

$$\text{Peso Min} = [(\text{solicitud estándar}/\text{solicitud}) * 100]$$

Por ejemplo, "El coste" se establecerá como 6 puntos el del EPP y obtendrán un puntaje mayor aquel material que tenga un menor coste, si el material se encuentra en un rango inferior al máximo de 6 puntos será que su precio es superior al del EPP

En el caso de no existir una puntuación numeral, se clasificará según los siguientes criterios:

- **0%:** Bajo, Uso limitado, Pobre
- **50%:** Aceptable, Bueno
- **100%:** Excelente

En caso de haber un rango de propiedades, para situarse del lado de la seguridad se elegirán siempre el punto del rango que suponga unas peores condiciones de diseño.

Un ejemplo de esto es el módulo específico del EPP que tiene un rango de $19,9 \rightarrow 23,5 \text{ kN} * \frac{\text{m}}{\text{Kg}}$, en este caso se escogería la opción de $19,9 \text{ kN} * \frac{\text{m}}{\text{Kg}}$, puesto que representa la opción más desfavorable.

Tabla 23. Tabla comparativa de posibles materiales estandarizados para la construcción del recubrimiento exterior.

Solicitud	EPP	EP/ Vid. E	EP/ Vid. S	PA6/Vid. E
Módulo Específico	10,00	84,92	438,69	160,30
Tenacidad	10,00	53,38	53,38	230,07
Dureza	6,00	165,00	635,00	62,00
Resistencia térmica	10,00	18,48	15,22	19,57
Resistencia a la Fatiga	6,00	100,00	282,50	287,50
Resistencia a UV	0,00	0,00	0,00	0,00
Resistencia a la Humedad	6,00	12,00	12,00	12,00
Coste	4,00	0,30	0,37	1,12
Procesabilidad	6,00	0,00	0,00	6,00
Permeabilidad Electromagnética	8,00	4,00	4,00	8,00
Factor de forma	2,00	5,30	3,57	4,78
Total	68,00	443,38	1444,73	791,34
Total, Base 10	0,00	552,04	2024,60	1063,74

Como podemos observar en la tabla 23, el material idóneo según la selección mediante mapas de material sería el uso de una matriz de poliamida 6, con unas fibras de refuerzo de fibra de vidrio E biaxial.

Las particularidades de este material es que tiene un coste menor a las otras opciones, sus características mecánicas son muy parecidas al resto de los materiales y además, cumple con la particularidad de que el proceso de fabricación empleado se puede automatizar. Además, el tiempo de producción de este es extremadamente bajo en comparación con el resto de los materiales.

Es así como comparando la idoneidad del material con las puntuaciones de los materiales seleccionados mediante el método tradicional nos encontramos que estos se ajustan mucho mejor a las propiedades exigidas.

Esto es así por la variación del entorno de trabajo, donde un criterio económico o un criterio puramente de rendimiento o incluso de proceso de fabricación pueden terminar variando en la selección del material.

10.2 Estructura

10.2.1 Introducción

La estructura junto el recubrimiento exterior es una de las partes más críticas del aerodino. La estructura interna es la encargada de absorber las cargas recibidas a través del recubrimiento exterior y de mantener la forma ante las cargas. Por tanto, es la parte de la aeronave más crítica y que bajo ningún concepto puede fallar. Un fallo en la estructura interna provocaría el colapso instantáneo de la aeronave.

Para la selección de materiales de la estructura emplearemos la metodología que se ha utilizado para la selección del recubrimiento exterior.

Partiremos de un material de referencia empleado en la actualidad en la mayoría de las estructuras internas y realizaremos una selección de materiales en base un método tradicional y un método gráfico. Finalmente compararemos los materiales seleccionados con el material de referencia.

10.2.2 Determinación de solicitaciones

Como se ha dicho con anterioridad, la estructura es una de las partes más críticas. Es la encargada de absorber la energía de la compresión del recubrimiento exterior, el empuje proporcionado por el motor y resistir el peso de los componentes, así como de resistir los impactos directos con otros sólidos y líquidos. En nuestro caso la estructura tipo semimonocasco permite repartir las cargas conjuntas el recubrimiento exterior y la estructura, por tanto, reduce el estrés al que de normal se someten otro tipo de estructuras.

Las cargas vienen magnificadas en función de la gravedad, ejemplo +3G, y las más habituales son:

- Cargas de inercia
- Cargas internas
- Cargas causadas por la propulsión
- Cargas por colisión en el terreno
- Cargas acústicas

Con las siguientes cargas establecidas se procede a la determinación de los requisitos del material:

Tabla 24. Determinación de las propiedades necesarias para la construcción del recubrimiento exterior.

Solicitación	Clasificación
Módulo Específico	Máximo
Tenacidad	Máxima
Resistencia térmica	Máxima
Resistencia a la Fatiga	Máxima
Coste	Mínimo
Procesabilidad	Máxima
Factor de forma	Máximo

De la tabla 24 podemos extraer que los elementos más interesantes en la selección estructural son módulo específico y factor de forma. Porque, aunque en el

recubrimiento exterior se permitía cierta permisibilidad, aquí debe mantener su forma ante las cargas que se le apliquen.

Dado el bajo número de aerodinos que se espera fabricar y la solicitud técnica requerida por el ambiente de trabajo, se prescinde de un bajo coste como se puede apreciar en la tabla 26.

10.2.3 Selección del material

Una vez seleccionados los criterios necesarios para la selección del material se procederá a su selección empleando varios de los distintos métodos que existen, tradicional y método gráfico. Para la determinación del material se van a tener en consideración la **UNE-EN 28017 h4**, el **RD 2019/945** y la **Directiva 2002/95/CE**.

10.2.3.1 Material de referencia

Para poder comparar el resto de los materiales y poder magnificar la importancia de este, emplearemos la madera de contrachapado de pino como referencia o material estándar. Esto respecto los materiales seleccionados como potenciales para la estructura interna del recubrimiento exterior. En el caso de la estructura interna se prescinde de las propiedades ambientales.

Las propiedades por las que en la actualidad se emplea este material son las siguientes:

- Gran tenacidad
- Gran factor de forma
- Facilidad en su procesado
- Bajo coste

Se emplearán las características de la madera de pino como marco de referencia para comparar el resto de los materiales seleccionados en el proceso y poder determinar así un material que cumpla con unos mínimos.

- Contrachapado de Pino (*Pinus Caribaea*)

Tabla 25. Propiedades según las determinaciones para la estandarización del contrachapado de pino.

Solicitud	Propiedad	Observaciones
Módulo Específico (kN*m/Kg)	68,7 → 90,1	
Tenacidad (kJ/m ²)	3,37 → 5,07	
Resistencia a la Fatiga 10 ⁷ ciclos (MPa)	29,8 → 36,4	
Coste (€/Kg)	1.2 → 1.8	(Escala industrial)
Procesabilidad	Buena	
Factor de forma	5.3	

Las propiedades características del material que podemos extraer de la tabla 18, son:

❖ **Pros:**

1. Muy bajo coste y gran variedad de proveedores.
2. Buena facilidad para su procesado.
3. Gran factor de forma.

❖ **Contras:**

1. Su módulo específico es muy bajo.
2. Su tenacidad es bastante baja.

Tras analizar las propiedades junto a los requerimientos de la aeronave determinamos que:

- **Módulo Específico:** Es muy bajo y se necesita una clara mejora con el nuevo material que se emplee. Un alto módulo específico permite aumentar la resistencia del aerodino ante cargas constantes y garantizara un mejor desempleo en situaciones límite que con el material actual. A esta propiedad se le permite una tolerancia muy baja.
- **Tenacidad:** Es bastante pobre en el contrachapado de pin. Permite un gran margen de mejora. Por tanto, también es un aspecto que debe mejorar en el nuevo material porque este tipo de aerodinos, por diseño, sufren impactos constantes con el suelo. A esta propiedad se le permite una tolerancia baja.
- **Resistencia a la fatiga:** Aunque por criterio de diseño no es una solicitud critica, las vibraciones constantes a las que se somete la aeronave y los golpes, por defecto hacen que sea necesaria una mejora en este aspecto. Por tanto, se considera como baja esta propiedad y se le permite una tolerancia intermedia.
- **Coste:** Dadas las solicitudes técnicas que requiere el material y la especificidad del uso del aerodino en este caso el coste es prescindible y solo sería determinante en casos donde a igualdad de propiedades haya diferencias en el coste. A esta propiedad se le permite una tolerancia alta.
- **Procesabilidad:** La procesabilidad del contrachapado de pino es especialmente buena, permite la automatización del proceso y puede realizarse la fabricación a gran escala, aunque necesita de mano de obra para su confeccionamiento. A esta propiedad se le permite una tolerancia intermedia.
- **Factor de forma:** El factor de forma es junto al módulo específico los valores más críticos y donde se busca el material que cumpla mejor estas propiedades. A esta propiedad se le permite una tolerancia muy baja.

- Tolerancia muy Baja = 10/10
- Tolerancia Baja= 8/10
- Tolerancia intermedia= 6/10
- Tolerancia Alta= 4/10
- Tolerancia muy Alta= 2/10

No se permite una menor resistencia en los requerimientos críticos, módulo específico y factor de forma.

Tabla 26. Solicitaciones estandarizadas para la determinación óptima del material.

Solicitud	Clasificación	Trascendencia
Módulo Específico	Máxima	10/10
Tenacidad	Máxima	8/10
Resistencia a la Fatiga	Máxima	6/10
Coste	Mínimo	4/10
Procesabilidad	Máxima	6/10
Factor de forma	Máximo	10/10

10.2.3.2 Método tradicional:

Este método se basa en la selección de un material empleado en funciones similares cuyo funcionamiento está probado. Este método es habitualmente empleado en diseños donde la pieza no supone un gran riesgo de funcionamiento y así se reduce tiempo en la selección y se asegura un mayor almacenamiento y un menor precio en el componente.

10.2.3.2.1 Materiales Naturales:

Dentro del método tradicional los materiales más empleados son los naturales, siendo los más comunes el contrachapado de pino o contrachapado de abedul.

- Contrachapado de abedul (Betula Papyrifera)

Tabla 27. Propiedades según las determinaciones para la estandarización del contrachapado de Abedul (Betula papyrifera).

Solicitud	Propiedad	Observaciones
Módulo Específico (kN*m/Kg)	62,4 → 83,1	
Tenacidad (kJ/m²)	1,82 → 2,82	
Resistencia a la Fatiga 10⁷ ciclos (MPa)	22,9 → 28	
Coste (€/Kg)	0.6 → 1.2	(Escala industrial)
Procesabilidad	Buena	
Factor de forma	5.3	

Las propiedades características del material que podemos extraer de la tabla 27, son:

❖ **Pros:**

1. Muy bajo coste y gran variedad de proveedores.
2. Buena facilidad para su procesado.
3. Gran factor de forma.

❖ **Contras:**

1. Su módulo específico es muy bajo.
2. Su tenacidad es muy baja.

Como se ha podido ver en las tablas 25 y 27, en la actualidad los materiales empleados cuentan con unas propiedades mecánicas pobres a cambio de otorgar un excelente factor de forma y un bajo coste y procesabilidad.

10.2.3.2.2 Selección y comparativa del método tradicional

Para determinar cuál es el material idóneo según la selección de materiales por el método tradicional se empleará el uso de puntuaciones.

La puntuación variará de 0 a 10 según los requisitos técnicos que requiera la aeronave de cada propiedad. Donde se fijarán como mínimas las propiedades del material estándar de la actualidad, la madera de pino, y se valorará respecto sus propiedades. Marcando como críticos los requerimientos de módulo específico y factor de forma, ya que se busca mejorar el rendimiento de la aeronave y adaptarla al ambiente agresivo que supone un incendio.

En el caso de que el criterio de puntuación sea máximo, la fórmula que se empleara es la siguiente:

$$\text{Peso Max} = [(\text{solicitud}/\text{solicitud estándar}) * 100]$$

Por ejemplo, "El módulo específico" se establecerá como máximo de puntos los obtenidos por la madera de pino y obtendrán un puntaje mayor aquel material que obtenga un mejor módulo específico. Si el material se encuentra en un rango inferior al puntaje del contrachapado será que cuenta con un módulo específico menor.

Para la aplicabilidad del método en el caso de ser una puntuación de mínimos se empleará la siguiente fórmula:

$$\text{Peso Min} = [(\text{solicitud estándar}/\text{solicitud}) * 100]$$

Por ejemplo, "El coste" se establecerá como 4 puntos el contrachapado de madera de pino y obtendrán un puntaje mayor aquel material que tenga un menor coste. Si el material se encuentra en un rango inferior al máximo de 4 puntos será que su precio es superior al del contrachapado

En el caso de no existir una puntuación numeral, se clasificará según los siguientes criterios:

- **0%:** Bajo, Uso limitado, Pobre
- **50%:** Aceptable, Bueno
- **100%:** Excelente

En caso de haber un rango de propiedades, para situarse del lado de la seguridad se elegirán siempre el punto del rango que suponga unas peores condiciones de diseño.

Un ejemplo de esto es el módulo específico del contrachapado de pino que tiene un rango de 68,7 \rightarrow 90,1 $kN * \frac{m}{Kg}$, en este caso se escogería la opción de 68,7 $kN * \frac{m}{Kg}$, puesto que representa la opción más desfavorable.

Tabla 28. Tabla comparativa de posibles materiales estandarizados para la construcción de la estructura.

<i>Solicitud</i>	Contrachapado de Pino	Contrachapado de abedul
Módulo Específico	10,00	9,08
Tenacidad	8,00	4,32
Resistencia a la Fatiga	6,00	4,61
Coste	4,00	8,00
Procesabilidad	6,00	6,00
Factor de forma	10,00	10,00
Total	44,00	42,01
% de mejora	0,00	-4,51

Como se puede observar en la tabla 21 los materiales tradicionales cuentan con un bajo módulo específico y con poca tenacidad. Aunque cumplen los requisitos para la fabricación de aerodinos, estos no son el mejor material para la fabricación de la estructura y se procederá a buscar un material mejor mediante otros tipos de métodos como pueden ser el gráfico.

10.2.3.3 Método Gráfico

Como se ha explicado con anterioridad, el método gráfico permite comparar a simple vista distintos tipos de materiales ordenados por mapas de propiedades. Es por tanto un buen método para una aproximación rápida al material que mejor se puede ajustar a las propiedades que buscamos.

En el caso de la estructura interna el primer acercamiento que tendremos es comparando las dos propiedades que más nos interesan a la hora de obtener máxima resistencia en la estructura. El primero es el módulo específico porque este mide de forma indirecta la energía que puede absorber el material de forma elástica en comparación a su densidad.

El segundo es el factor de forma, valor importante para asegurar que ante la solicitud de la carga la estructura no sufrirá de deformaciones.

En nuestro primer acercamiento estableceremos unos límites inferiores de $200 \text{ kN} \cdot \text{m}/\text{Kg}$, para el módulo específico y de 10, para el factor de forma.

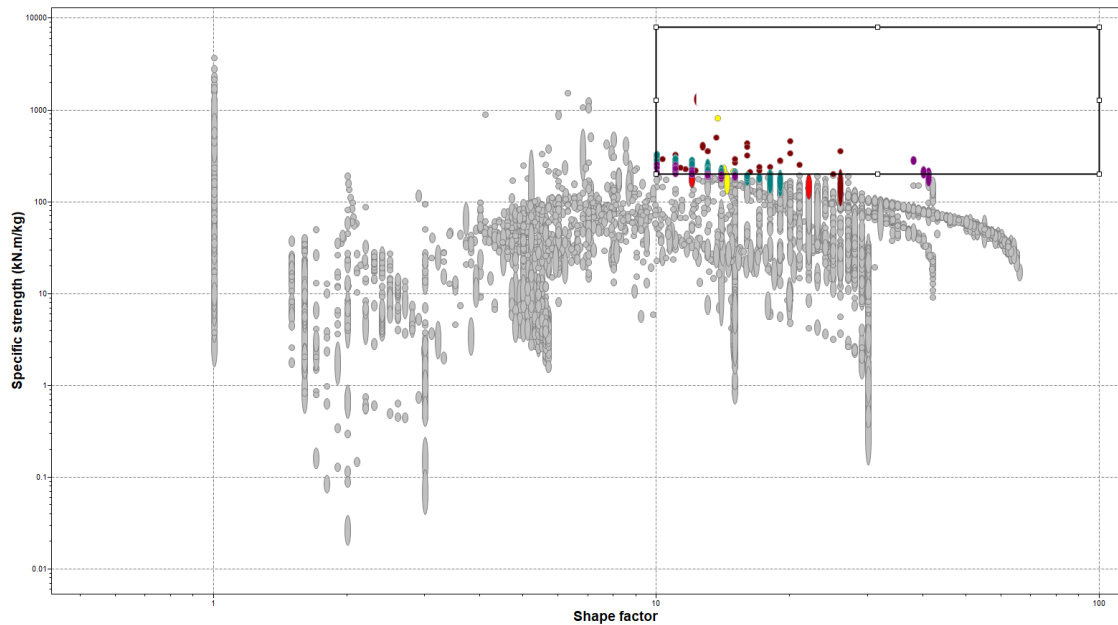


Ilustración 19. Método gráfico según módulo específico y factor de forma.

El resultado, como se puede observar en la Ilustración 19 es de 207 materiales que cumplen las características. Tras esto se procede a realizar un segundo acercamiento, esta vez comparando el coste y la tenacidad del material, con la finalidad de obtener un material más cercano a las sollicitaciones que se necesitan.

Aunque el coste no es un valor fundamental para selección del material se permite acotar por precio, debido a que las necesidades del aeromodelo se ven satisfechas con la aplicación de los límites empleados y se intenta limitar el coste de este para reducir las opciones.

Por último, se determina un coste máximo de 20 €/Kg y una resistencia al impacto de $10 \text{ kJ}/\text{m}^2$.

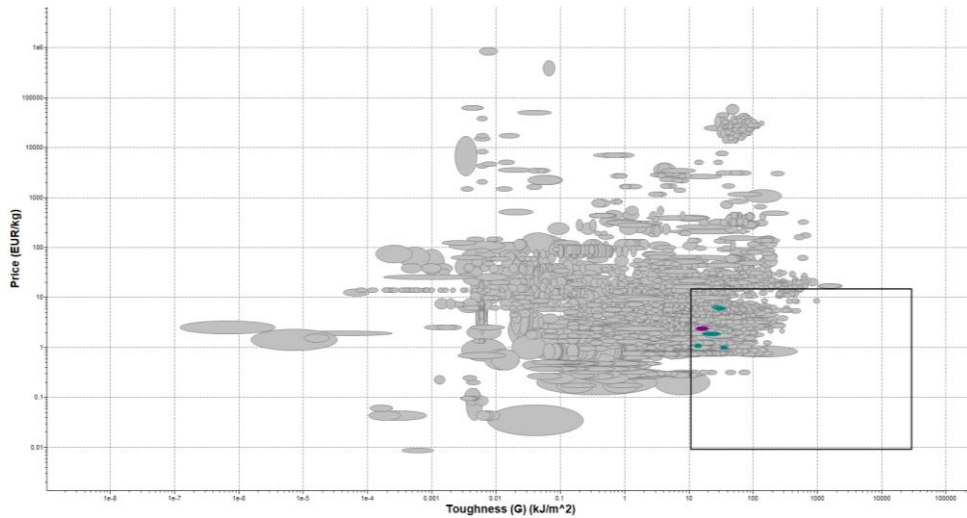


Ilustración 20. Método gráfico según precio y tenacidad.

En conclusión, en la Ilustración 20 se puede observar que los materiales óptimos para la fabricación del recubrimiento exterior son 7 materiales, de los cuales procederemos a clasificar por procesabilidad, quedándonos sólo con los más manipulables.

Para esto determinaremos como más manipulables aquellos que permitan una mayor soldabilidad y velocidad de maquinado, siendo más manejables con maquinaria y permitiendo una soldabilidad mejor, facilitando así el proceso de conformado de la estructura.

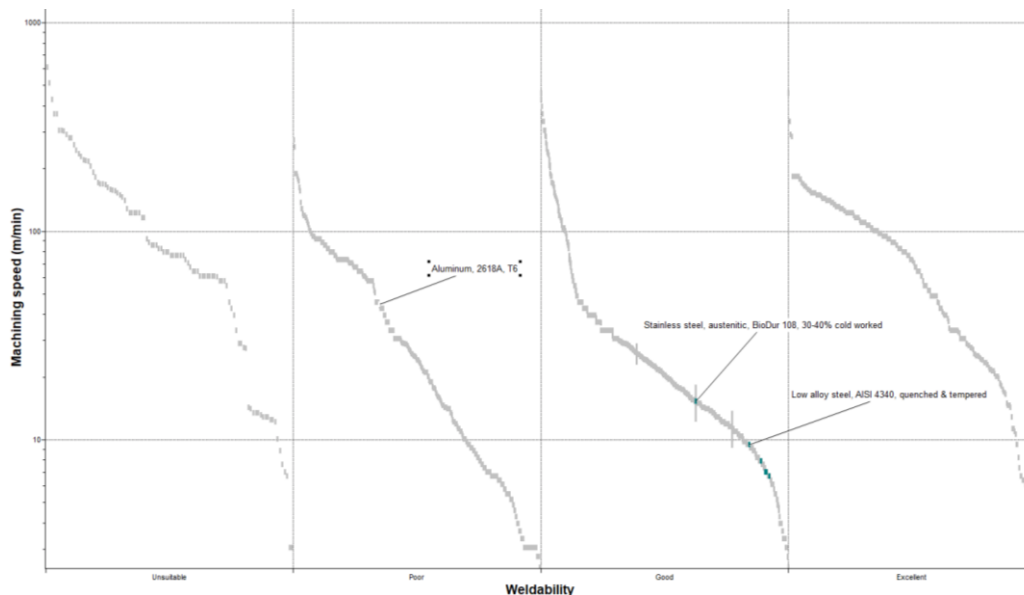


Ilustración 21. Método gráfico según velocidad de maquinado y soldabilidad.

Los materiales finalmente seleccionados son:

- Aluminio 2618A (T6)

Tabla 29. Propiedades según las determinaciones para la estandarización del Aluminio 2818A (T6)

Solicitud	Propiedad	Observaciones
Módulo Específico (kN*m/Kg)	198 → 207	
Tenacidad (kJ/m ²)	12.7 → 19.7	
Temperatura máxima de servicio (°C)	200 → 300	
Resistencia a la Fatiga 10 ⁷ ciclos (MPa)	120 → 140	
Coste (€/Kg)	2.17 → 2.67	(Escala industrial)
Procesabilidad	Buena	(Mala soldabilidad)
Factor de forma	13	

Las propiedades características del material que podemos extraer de la tabla 29, son:

❖ **Pros:**

1. Módulo específico muy alto
2. Muy bajo coste y gran variedad de proveedores
3. Buena facilidad para su procesado
4. Gran factor de forma

❖ **Contras:**

1. Tiene una baja soldabilidad

- Acero Inoxidable (austenítico, BioDur 108, 30-40%, trabajado en frío)

Tabla 30. Propiedades según las determinaciones para la estandarización del Acero inoxidable (Austenítico, BioDur 108, 30-40%, trabajado en frío)

Solicitud	Propiedad	Observaciones
Módulo Específico (kN*m/Kg)	152 → 212	
Tenacidad (kJ/m ²)	15.6 → 31.1	
Temperatura máxima de servicio (°C)	750 → 790	
Resistencia a la Fatiga 10 ⁷ ciclos (MPa)	593 → 730	
Coste (€/Kg)	1.79 → 2.09	(Escala industrial)
Procesabilidad	Muy buena	
Factor de forma	16	

Las propiedades características del material que podemos extraer de la tabla 30, son:

❖ **Pros:**

2. Módulo específico es bastante alto
1. Muy bajo coste y gran variedad de proveedores
2. Buena facilidad para su procesado y soldabilidad
3. Gran factor de forma

❖ **Contras:**

1. Su peso es bastante alto, necesario cálculo del peso para llegar a conclusiones fiables.

- Acero aleado (AISI 4340)

Tabla 31. Propiedades según las determinaciones para la estandarización del Acero inoxidable (Austenítico, BioDur 108, 30-40%, trabajado en frío)

Solicitud	Propiedad	Observaciones
Módulo Específico (kN*m/Kg)	191 → 211	
Tenacidad (kJ/m ²)	30.5 → 40.3	
Temperatura máxima de servicio (°C)	160 → 180	
Resistencia a la Fatiga 10 ⁷ ciclos (MPa)	519 → 600	
Coste (€/Kg)	0.966 → 1.09	(Escala industrial)
Procesabilidad	Muy buena	
Factor de forma	15	

Las propiedades características del material que podemos extraer de la tabla 31, son:

❖ **Pros:**

1. Módulo específico es bastante alto.
2. Muy bajo coste y gran variedad de proveedores.
3. Buena facilidad para su procesado y soldabilidad.
4. Gran factor de forma.

❖ **Contras:**

1. Su peso es bastante alto, necesario cálculo del peso para llegar a conclusiones fiables.

3 Selección y comparativa del método Gráfico

Para determinar cuál es el material idóneo según la selección de materiales por el método gráfico se empleará el uso de puntuaciones, según se dispuso en los requerimientos del material.

La puntuación variará de 0 a 10 según los requisitos técnicos que requiera la aeronave de cada propiedad, donde se fijarán como mínimas las propiedades del material estándar de la actualidad la madera de pino. Se valorará respecto sus propiedades, marcando como críticos los requerimientos de módulo específico y factor de forma, ya que se busca mejorar el rendimiento de la aeronave y adaptarla al ambiente agresivo que supone un incendio.

En el caso de que el criterio de puntuación sea máximo, la fórmula que se empleara es la siguiente:

$$\text{Peso Max} = [(\text{solicitud}/\text{solicitud estándar}) * 100]$$

Por ejemplo, "El módulo específico" se establecerá como máximo de puntos los obtenidos por la madera de pino y obtendrán un puntaje mayor aquel material que obtenga un mejor módulo

específico. Si el material se encuentra en un rango inferior al puntaje del contrachapado será que cuenta con un módulo específico menor.

Para la aplicabilidad del método en el caso de ser una puntuación de mínimos se empleará la siguiente fórmula:

$$\text{Peso Min} = [(\text{solicitud estándar/solicitud}) * 100]$$

Por ejemplo, "El coste" se establecerá como 4 puntos el contrachapado de madera de pino y obtendrán un puntaje mayor aquel material que tenga un menor coste, si el material se encuentra en un rango inferior al máximo de 4 puntos será que su precio es superior al del contrachapado

En el caso de no existir una puntuación numeral, se clasificará según los siguientes criterios:

- **0%:** Bajo, Uso limitado, Pobre
- **50%:** Aceptable, Bueno
- **100%:** Excelente

En caso de haber un rango de propiedades, para situarse del lado de la seguridad, se elegirán siempre el punto del rango que suponga unas peores condiciones de diseño.

Un ejemplo de esto es el módulo específico del contrachapado de pino que tiene un rango de 68,7 → 90,1 $kN * \frac{m}{Kg}$, en este caso se escogería la opción de 68,7 $kN * \frac{m}{Kg}$, puesto que representa la opción más desfavorable.

Tabla 32. Requisitos de diseño estructurales.

Solicitud	pino	2618A	BioDur 108	AISI 4340
Módulo Específico	10,00	490,10	376,24	472,77
Tenacidad	8,00	793,75	975,00	1906,25
Resistencia térmica	8,00	13,33	23,33	10,67
Resistencia a la Fatiga	6,00	666,67	3294,44	2883,33
Coste	4,00	2,21	2,68	0,00
Procesabilidad	6,00	6,00	12,00	12,00
Factor de forma	10,00	23,64	29,09	27,27
Total	52,00	1995,70	4712,79	5312,30
% de mejora	0,00	3737,88	8963,05	10115,96

Como se puede ver en la tabla 32, el mejor material según el método gráfico para la creación de la estructura es el AISI 4340.

Aunque se procederá a ejecutar la simulación de todos los materiales presentes en la lista a excepción del Biodur, por su alto peso para comparar de manera correcta todos los parámetros. Obteniendo así un peso que refleje mejor las propiedades reales, pudiendo variar la estructura del aerodino (diseño tubular).

10.3 Selección Final de Materiales

Los materiales que vamos a emplear para la siguiente etapa de simulación serán los siguientes:

Para el recubrimiento exterior hemos podido extraer que las mejores alternativas que existen en la actualidad son las siguientes:

- Fibra de vidrio S
- Fibra de carbono GY-70
- Fibra de aramida Kevlar 49
- Poliamida 6 + Fibra de vidrio E

Para poder extraer resultados fiables a se marcará como referencia la simulación realizada con el material estándar empleado en el sector en la actualidad el EPP.

En el caso de la estructura interna se ha podido concluir que los mejores materiales que hay en la actualidad para las solicitaciones son los siguientes:

- Contrachapado de Abedul
- Aluminio 2618A (T6)
- Acero de baja aleación (AISI 4340)

Al igual que en el caso del Recubrimiento exterior, se empleará el contrachapado de pino como material de referencia empleado en la actualidad.

Los objetivos que se esperan de esta selección de materiales son:

- Aumentar la resistencia mecánica del conjunto de la aeronave.
- Aumentar la resistencia térmica de la aeronave.
- Reducir la Resistencia aerodinámica Parásita.
- Reducir el peso del conjunto de las aeronaves.

11 Diseño y análisis aerodinámico programa XFLR5.

Para el diseño y análisis aerodinámico del trabajo emplearemos el programa de licencia abierta XFLR5. Este programa, permite realizar simulaciones de aeronaves compuestas, la principal limitación del programa es que este solo trabaja correctamente simulaciones con N.º de Reynolds bajos.

11.1 Introducción

En esta fase del diseño procederemos a realizar la simulación aerodinámica del modelo SkyHunter.

Partiremos del análisis del perfil alar en 2D empleado en el modelo, donde se analizarán tanto el ángulo de ataque como el N.º de Reynolds para cada ángulo.

Una vez terminado el análisis, se procederá al diseño completo de la aeronave. Posteriormente se analizará el comportamiento de esta en las situaciones más desfavorables.

La primera hipótesis será con una temperatura y altura muy elevadas, en esta se analizará la velocidad de la aeronave mínima para mantener el vuelo.

La segunda, con una temperatura y una altitud bajas, con una velocidad máxima, situación que favorece el aumento de la densidad atmosférica y por tanto una presión sobre la aeronave máxima.

11.2 Diseño del perfil alar

El punto de partida para el diseño es la localización del perfil empleado en el ala del modelo en este caso se corresponde con el perfil "Clark Y", perfil subsónico asimétrico, perfil de color azul en la Ilustración 22.

Este perfil es ampliamente empleado en aeromodelos del tipo "Entrenador" denominados así por su comportamiento más predecible.

Este se caracteriza por tener una gran sustentación a velocidades y números de Reynolds bajos, además, como veremos posteriormente, este tipo de perfiles se caracteriza por tener una entrada en pérdida suave y predecible, de ahí su empleo en aeronaves de entrenamiento.

Las desventajas del perfil son que producen una gran resistencia inducida, por tanto, este perfil no es el más adecuado para aeronaves donde se busque una mayor velocidad.

El primer paso es el de localizar el perfil en bases de datos, en nuestro caso emplearemos la base de datos "airfoiltools". Una vez localizado el perfil seleccionaremos la opción de coordenadas, donde posteriormente las colocaremos en un archivo del tipo texto para poder emplearlo en el programa.

Un apunte importante es que la base de datos traza el intradós y el extradós desde un mismo punto $X=0$; por la metodología empleada en el programa el punto X de las coordenadas pertenecientes al intradós se deberán de invertir, partiendo del punto opuesto.

El segundo perfil es el perteneciente a las superficies de control, elevador y timón, este perfil es el tipo NACA de 4 dígitos, en específico el perfil NACA 0008, perfil de color azul en la Ilustración 22, perfil del tipo sónico, simétrico.

Este segundo perfil se puede dibujar automáticamente dentro del programa haciendo uso de la opción de perfiles NACA, donde sólo es necesario determinar el número de dígitos e introducir su numeración.

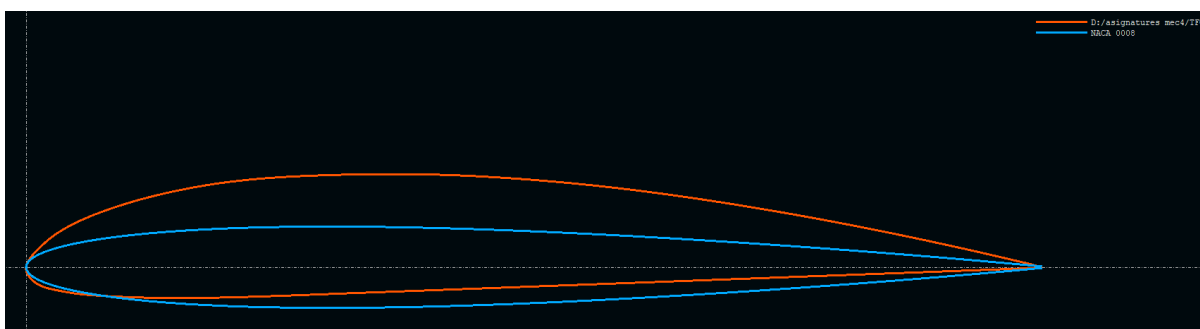


Ilustración 22. Perfiles empleados en el modelo, clarkY y NACA0008

11.3 Análisis de las polares de los perfiles.

En este apartado se diseñará el análisis en 2D de los perfiles seleccionados, para estos se marcará un rango de Reynolds 80000 a Reynolds 500000. Este rango de valores de Reynolds son los pertenecientes a una temperatura y altitud mínima en la Comunidad Valenciana (Reynolds 83000) y un número de Reynolds máximo de 500000. Este número de Reynolds ya no se emplea en aeromodelos, sino que es de donde parte la aviación ultraligera.

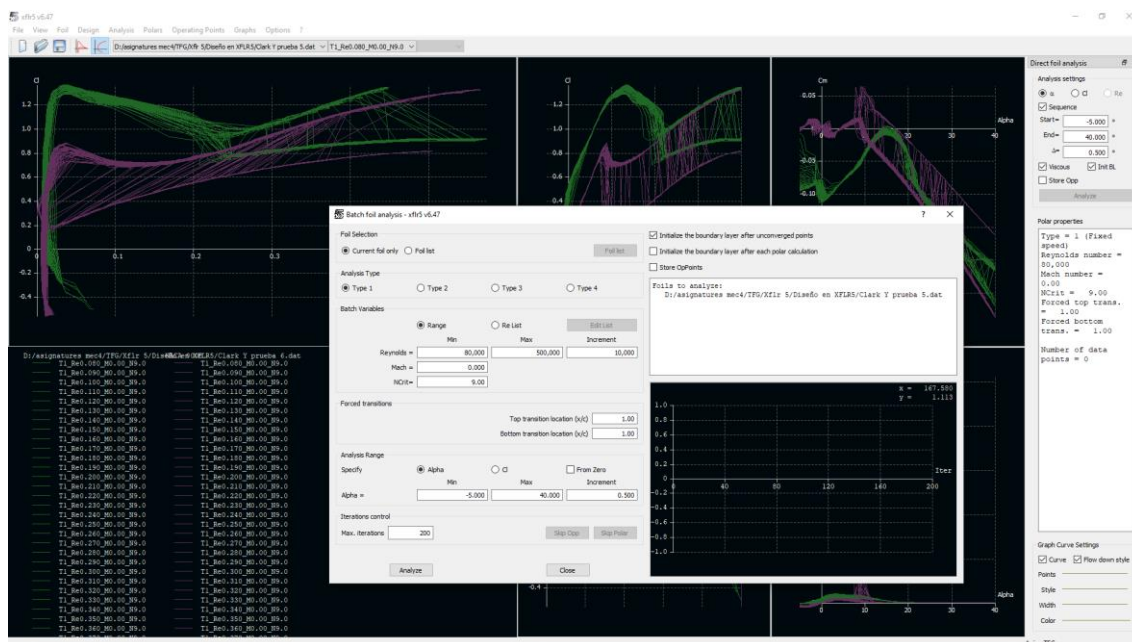


Ilustración 23. Definición del análisis aerodinámico en 2D, para los perfiles seleccionados.

Los valores de ángulo de ataque que establecemos para el aeromodelo partirán de una guiñada de -5° a 40° , aunque el avión realiza vuelos con ángulos de ataque entre -5° a 20° , es interesante realizar el estudio hasta la zona de entrada en pérdida absoluta (26), así se puede examinar el comportamiento de la aeronave en todas las circunstancias.

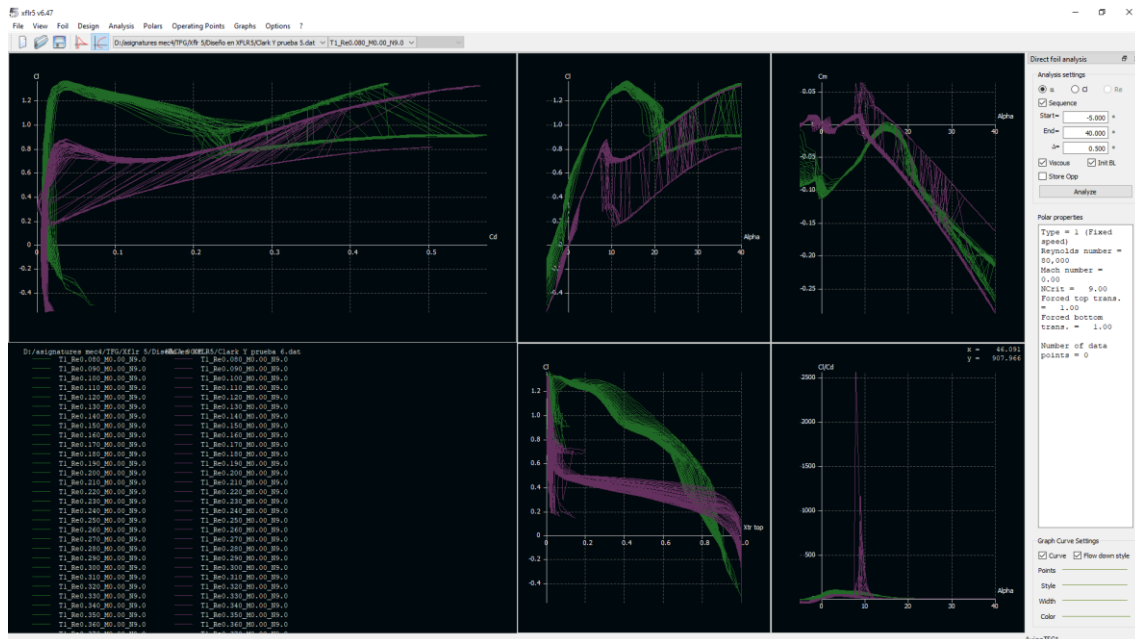


Ilustración 24. Resultado análisis en 2D perfiles seleccionados.

Como podemos observar en la Ilustración 24, los resultados de las polares son realmente los esperados. Observando la gráfica de polares CL/Alpha podemos observar como el perfil verde (Clark Y) produce sustentación desde ángulos negativos, y no para de subir hasta llegar a un máximo de sustentación para un ángulo de ataque de $12-15^\circ$. Una vez llegado al máximo se puede observar como la caída de sustentación es una curva progresiva y no cae súbitamente hasta alcanzar los 20° .

Con este perfil en la entrada en pérdida en la realidad lo podemos percibir como un viraje suave que hace el aeromodelo con una cierta guiñada, esto se produce porque siempre hay un ala en una situación más desfavorable a la otra y esta es la primera en entrar en pérdida.

Otra gráfica interesante es la gráfica del CL/CD, donde podemos observar la resistencia que produce el perfil respecto a la sustentación que produce.

Como podemos ver en la gráfica el perfil Clark Y es capaz de producir mucha sustentación con una baja resistencia, esto es debido a que este perfil actúa con ángulos de ataque relativamente bajos.

En el caso del perfil morado, (NACA 0008) podemos observar cómo en la gráfica CL/Alpha a diferencia del perfil verde, sólo crea sustentación a partir de ángulos de ataque positivos y su distribución de sustentación es prácticamente lineal, creando una proporción ángulo de ataque sustentación directa. Esto es justo lo que se busca con las superficies de control, un perfil que no cree sustentación para no producir incidencias y una linealidad con la sustentación y el ángulo de ataque. Esto permite realizar un cálculo más exacto de la superficie de control necesaria.

La principal desventaja de este perfil es la caída abrupta una vez llegado a los 9°. Esto en la realidad lo podríamos percibir como una caída súbita en una de las alas, provocando el descontrol de la aeronave, donde a partir de este punto esta empezaría a “enroscarse” hasta colisionar con el suelo. Por esto es en la mayoría de las ocasiones este perfil no trabaja como ente sustentador de la aeronave, sino que se emplea para controlarla.

11.4 Diseño en 3D de la aeronave.

Para este apartado emplearemos el programa de diseño incluido en el propio programa CAE.

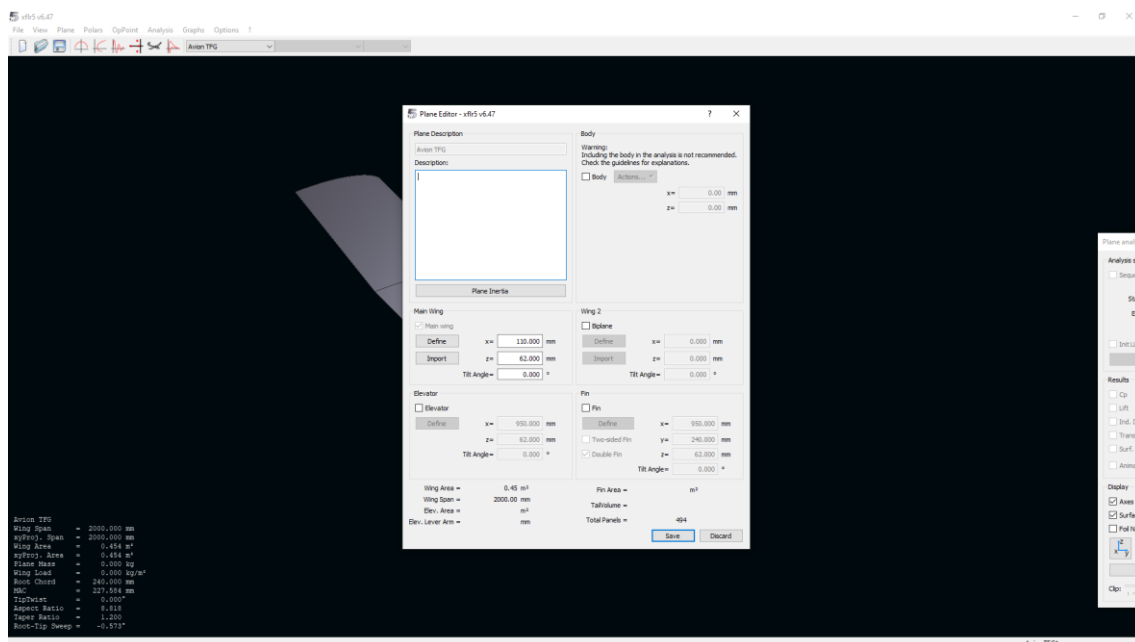


Ilustración 25. Programa de diseño del programa XFLR5.

El primer apartado de diseño será el del diseño de las alas, siendo estas de forma mixta, una mezcla entre diseño trapezoidal y rectangular.

Este tipo de diseño es ampliamente empleado en la actualidad. El diseño rectangular permite trabajar a velocidades bajas de crucero y el diseño trapezoidal permite reducir la carga aerodinámica a medida que llega al extremo. Esta disposición trapezoidal también permite tener un mayor control sobre la entrada en pérdida, produciéndose esta en la punta del ala y produciendo un viraje que no permite el desprendimiento de la capa límite en el resto del ala.

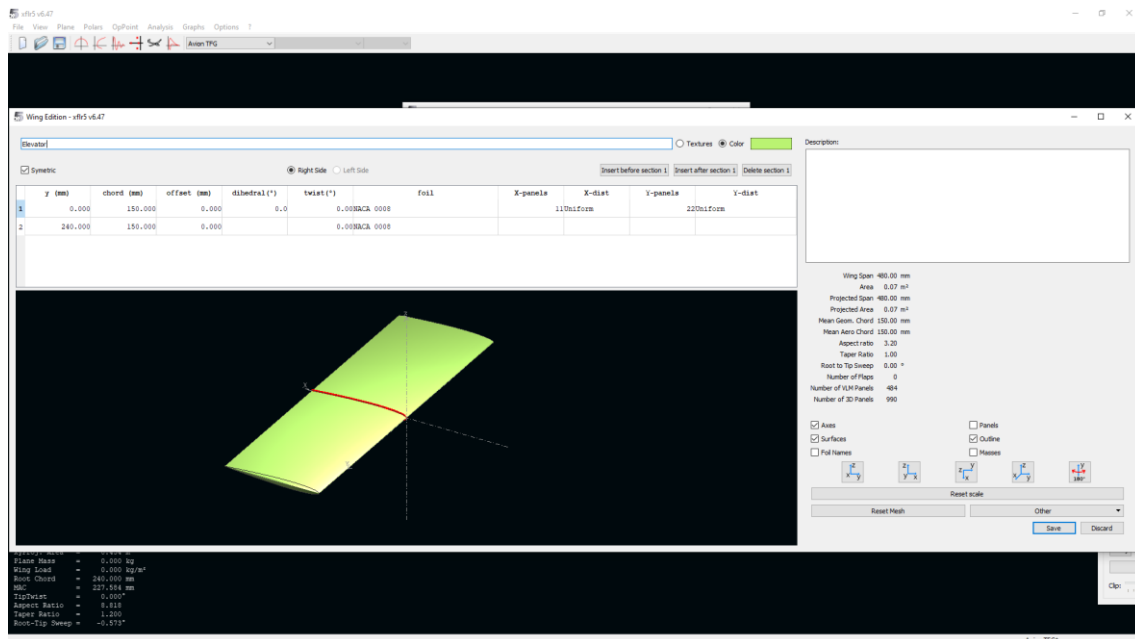


Ilustración 26. Superficie de control, elevador perfil NACA 0008.

A continuación, como se puede ver en la Ilustración 26, procedemos a diseñar el elevador con el perfil NACA 0008 y una envergadura de 150 mm.

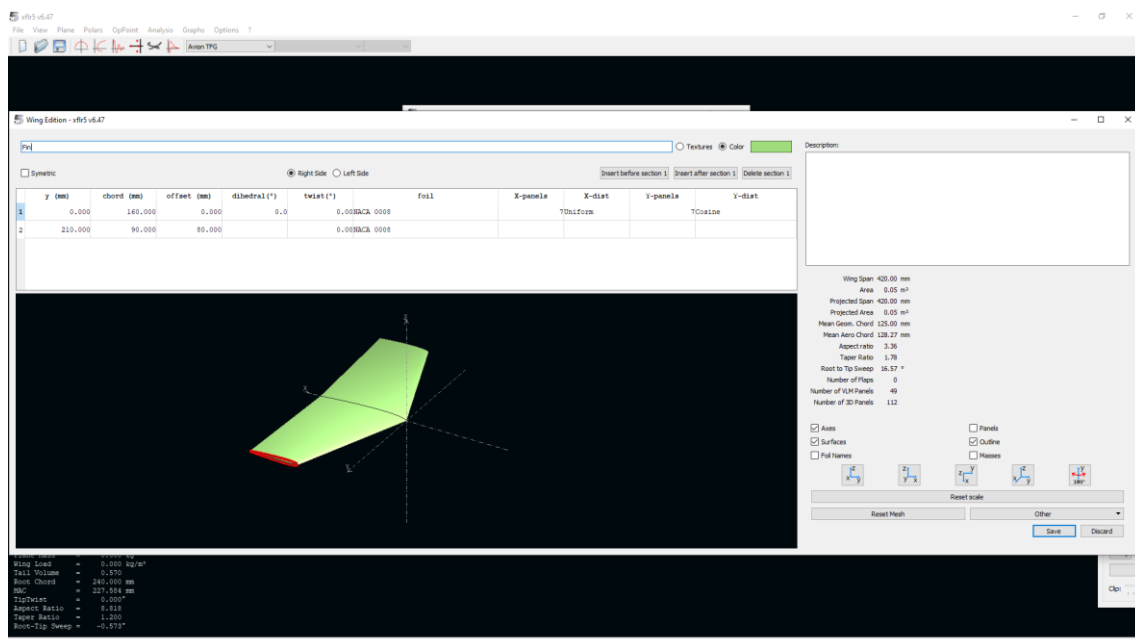


Ilustración 27. Superficie de control, timón perfil NACA 0008.

El siguiente paso, Ilustración 27, es el diseño del elevador con el perfil NACA 0008, también y una envergadura de 210 mm.

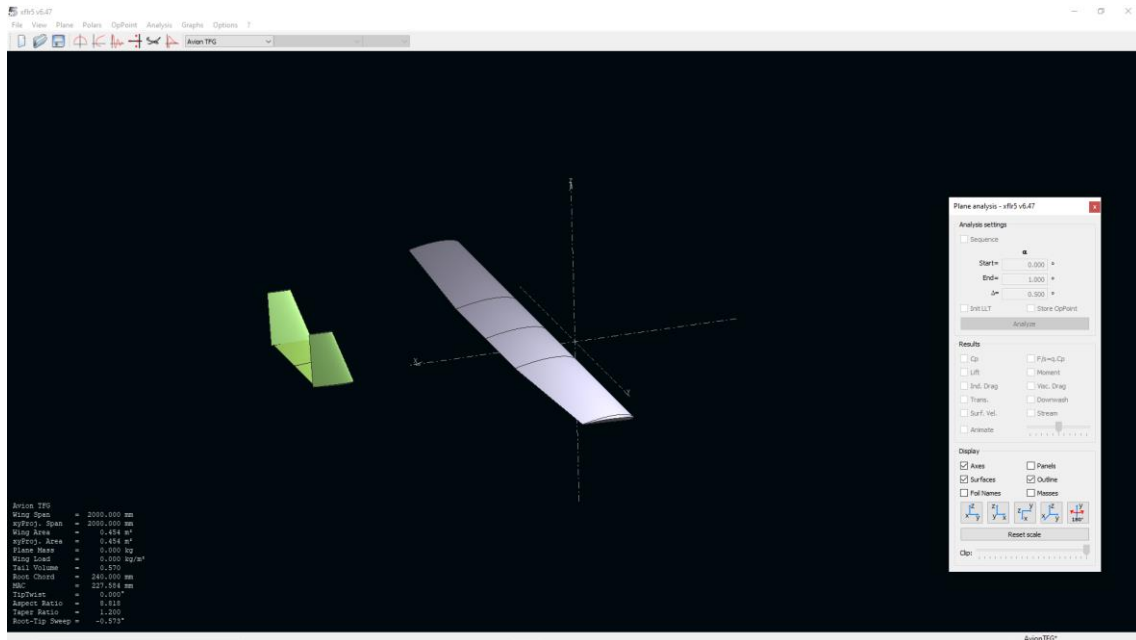


Ilustración 28. Colocación de los elementos de sustentación y elementos de control.

Una vez diseñados todos los elementos que proporcionan sustentación y elementos de control procedemos a situarlos a la distancia adecuada, Ilustración 28.

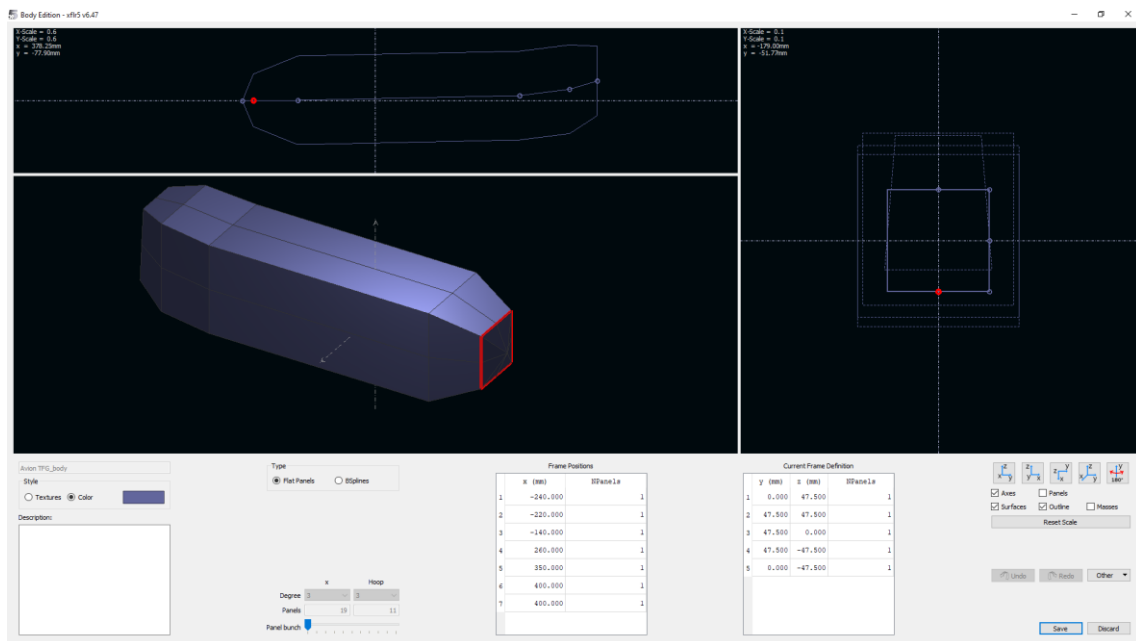


Ilustración 29. Diseño del cuerpo del VANT parametrizado.

Para este diseño, se empleará el diseño anterior modificando los tamaños al rediseño realizado Ilustración 29. Esto es así debido a las limitaciones de diseño del programa, no pudiendo definir aberturas o agujeros.

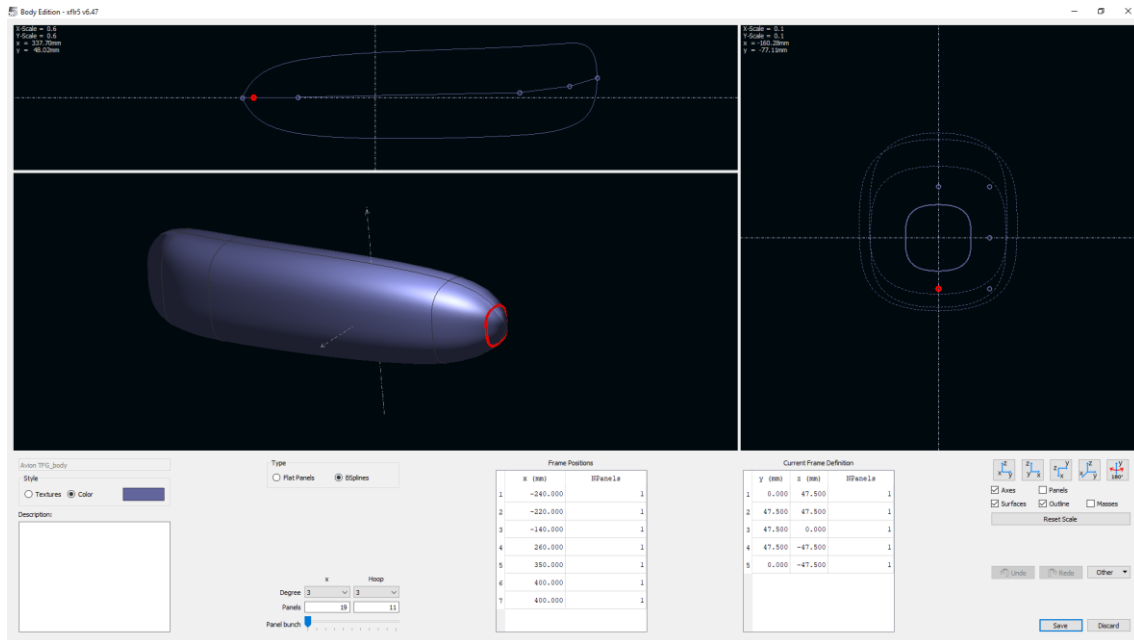


Ilustración 30. Diseño final del cuerpo del VANT parametrizado.

Finalmente se procede a finalizar, el modelo redondeando todas las secciones de diseño, Ilustración 30.

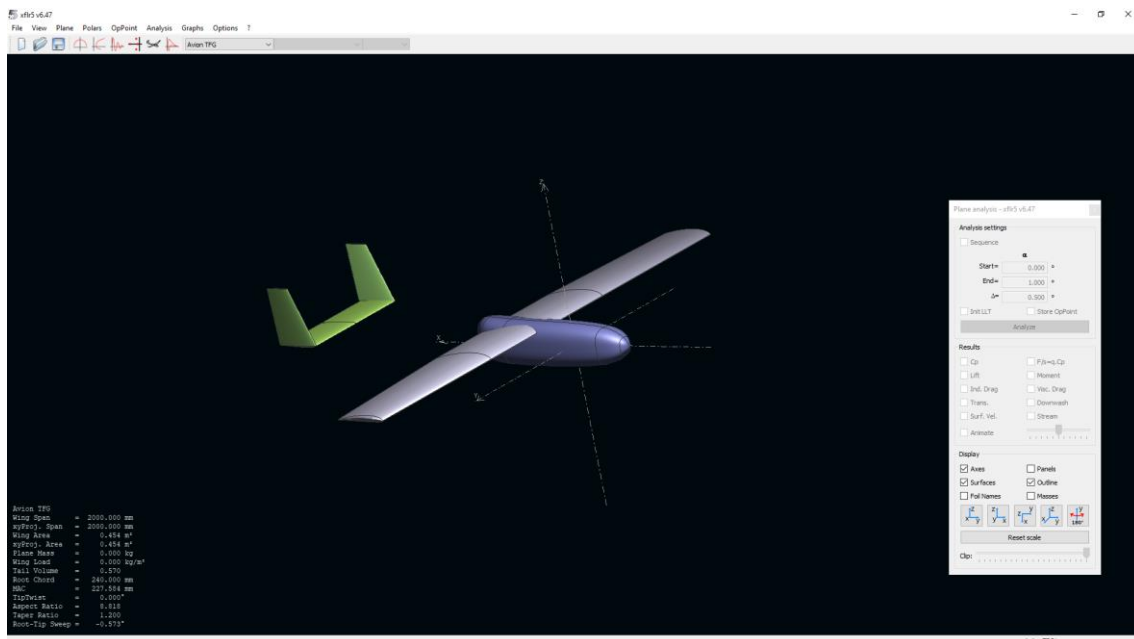


Ilustración 31. Diseño final del VANT.

En la Ilustración 31 podemos observar el diseño final del VANT, donde se pueden ver también las limitaciones del programa no pudiendo realizar el diseño de los semifuselajes que unen las alas con los elementos de control o las uniones.

11.5 Propiedades Físicas del VANT

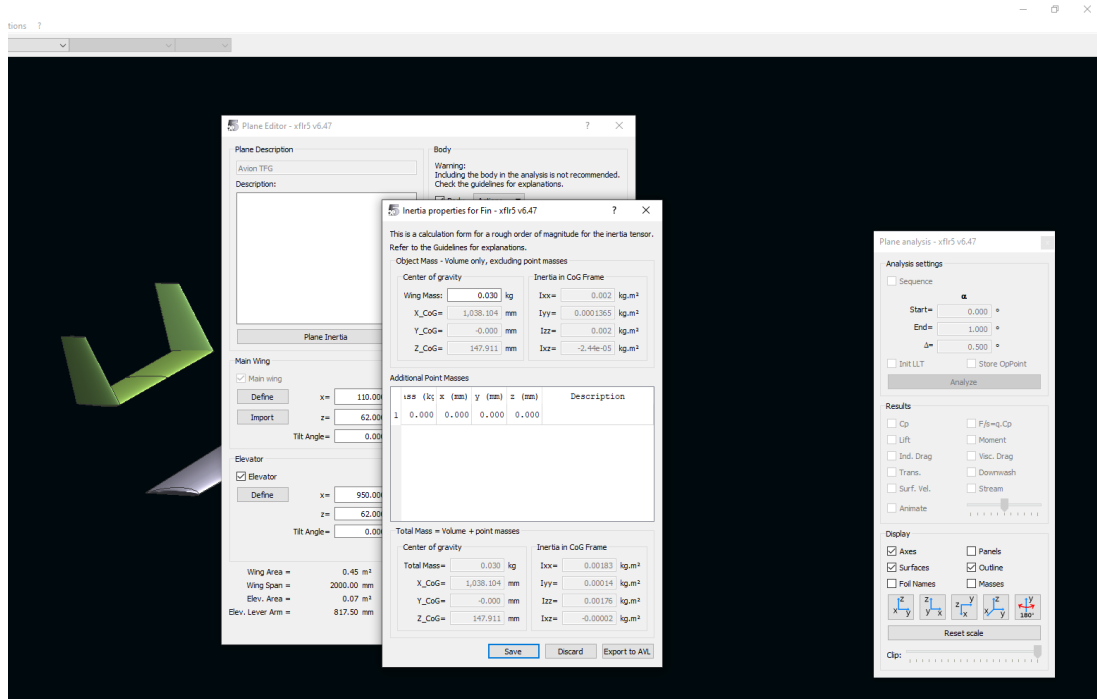


Ilustración 32. Propiedad física de la masa del timón, según el modelo real.

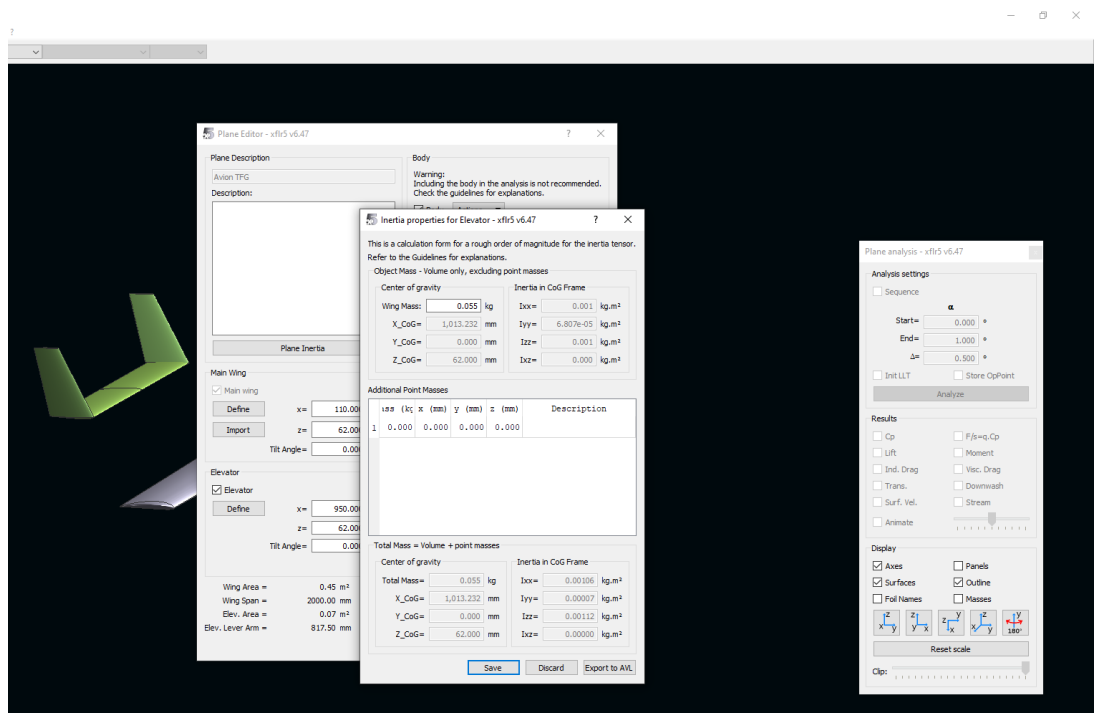


Ilustración 33. Propiedad física de la masa del elevador, según el modelo real.

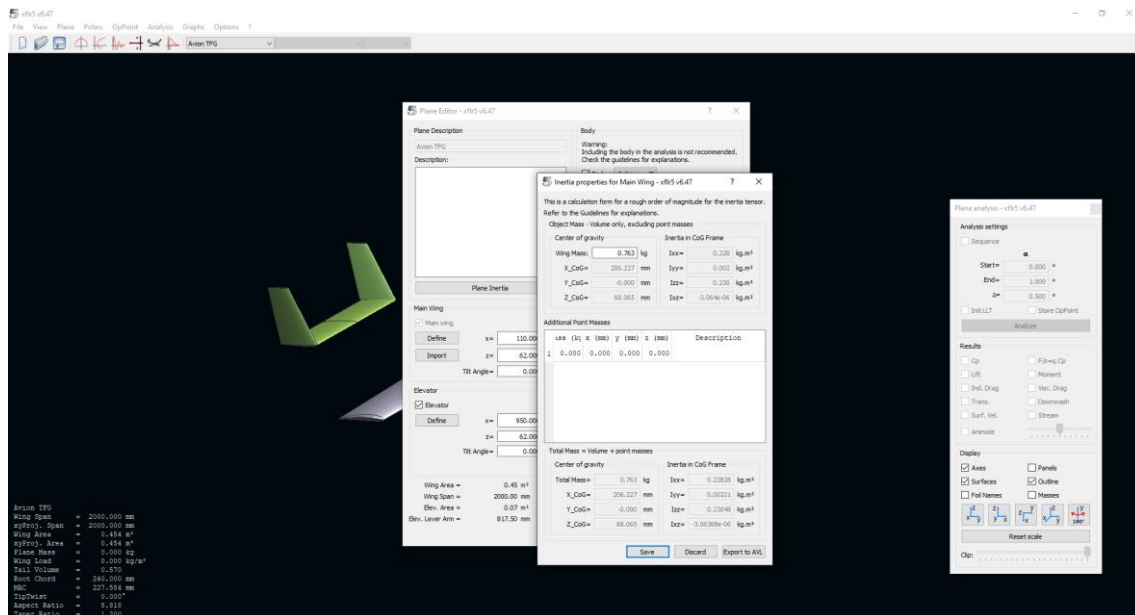


Ilustración 34. Propiedad física de la masa de las alas, según el modelo real.

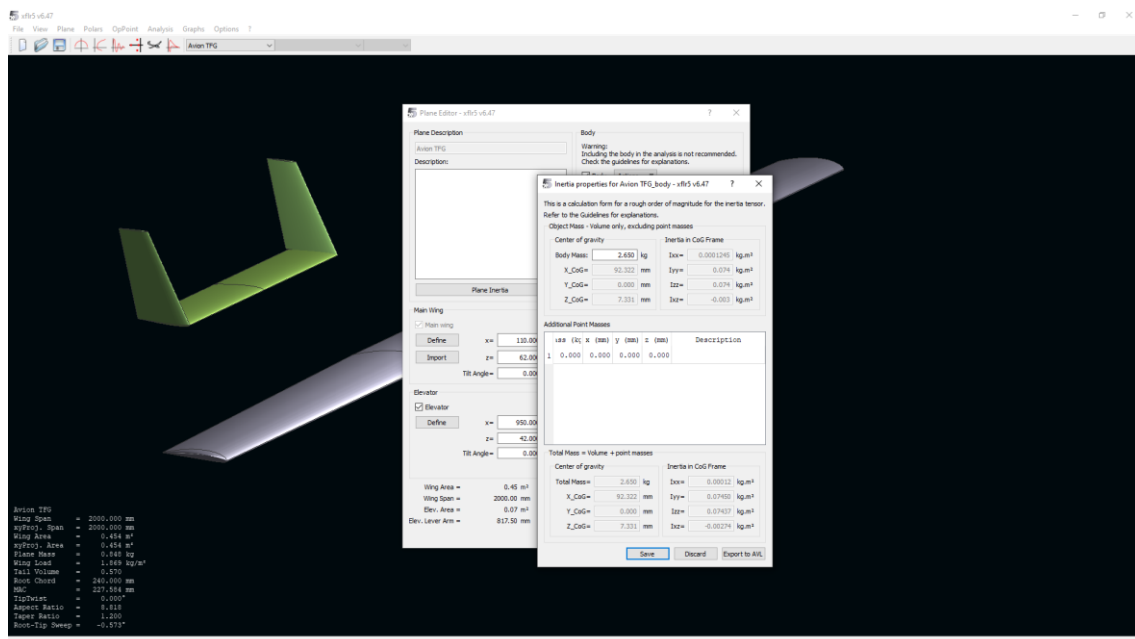


Ilustración 35. Propiedad física de la masa del cuerpo, según el MTOW máximo.

De la Ilustración 32 a la Ilustración 35, podemos observar cómo se ha introducido el peso de los distintos elementos. Para este peso se ha tenido en cuenta las propiedades físicas del modelo real, teniendo una variación aproximada de $\pm 0,5$ g. Para el apartado del fuselaje se ha hecho un cálculo respecto al MTOW máximo de la aeronave, siendo este la resta de los distintos componentes. Este apartado de la masa es importante para obtener la velocidad mínima de planeo y sobre todo las

inercias producidas en la aeronave, aunque estos cálculos no serán empleados debido a que la norma tiene cálculos estándar más restrictivos.

11.6 Posicionamiento de la aeronave respecto del MAC.

Para la correcta simulación del modelo éste debe de tener su origen de coordenadas en su punto MAC (cuerda aerodinámica media), esta área es delimitada por la forma del ala y es el área equivalente a un ala con diseño rectangular. Dentro de esta área encontramos el punto donde se genera la máxima presión generada por la sustentación, así es como se conoce como centro de presiones (Cm). También encontramos el punto del centro de gravedad del VANT, que para un vuelo correcto este punto deberá de coincidir con el punto de centro de presiones (Cm).

El posicionamiento será sobre la línea de MAC que hace frontera con la parte delantera, Ilustración 36.

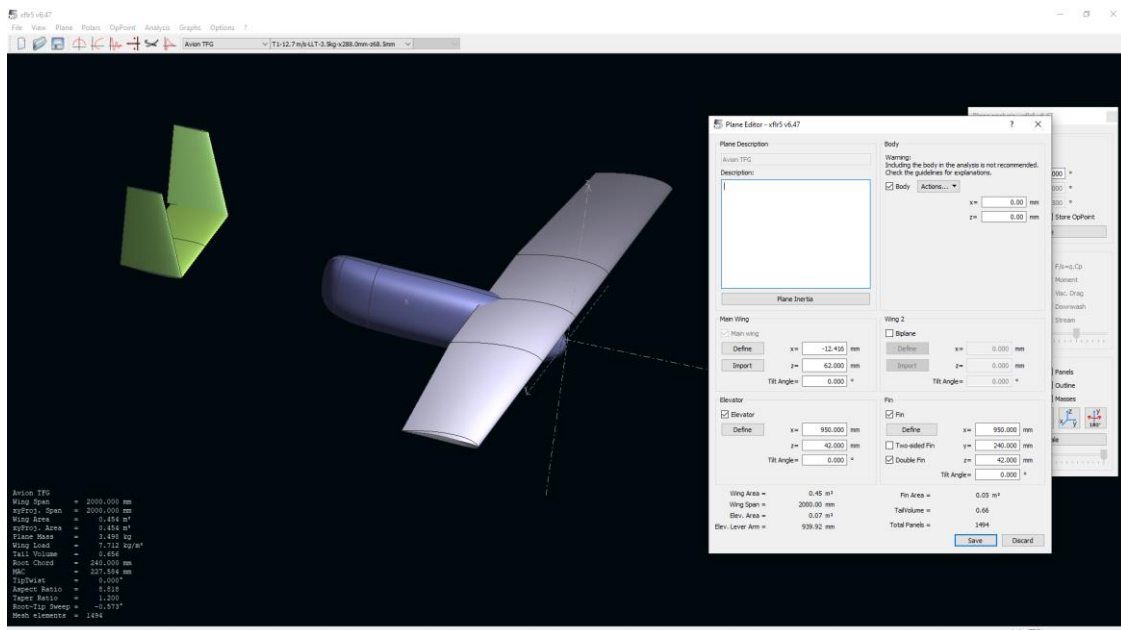


Ilustración 36. Posicionamiento del MAC del ala respecto al origen.

Seguidamente procederemos a realizar el posicionamiento del resto de los componentes respecto el punto MAC, Ilustración 37.

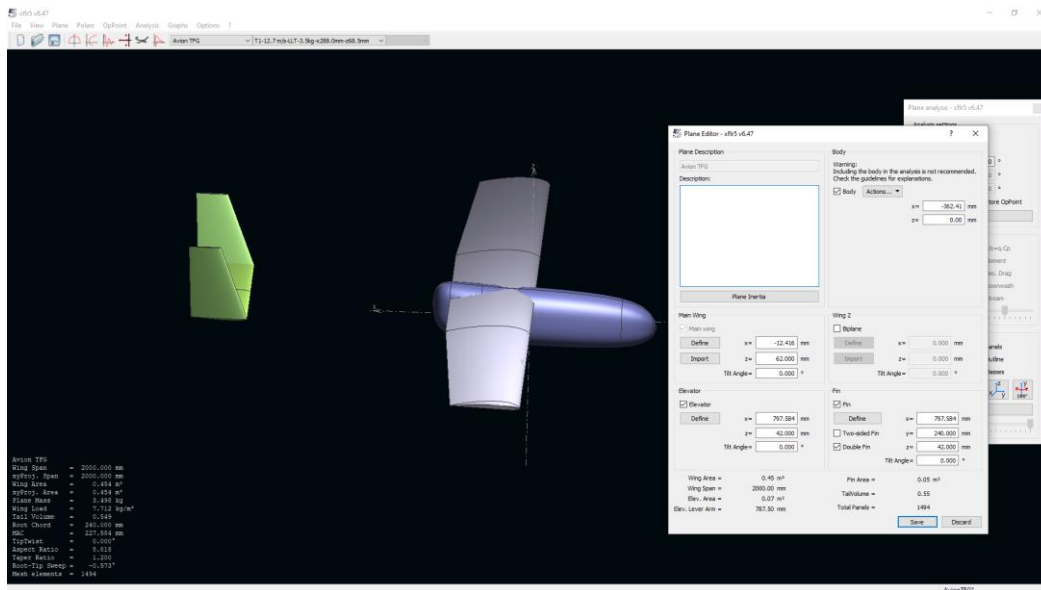


Ilustración 37. Posicionamiento componentes respecto al MAC.

11.7 Análisis del modelo 3D

En este apartado procederemos a realizar las simulaciones, en específico 2, una con una climatología extrema y determinaremos la velocidad mínima para mantener el vuelo.

La otra una climatología normal y una velocidad máxima, para determinar la presión aerodinámica máxima que se efectuara sobre el modelo.

Análisis alar sin fuselaje VLM (vórtices de anillo), para el caracterizado del ala, Ilustración 18.

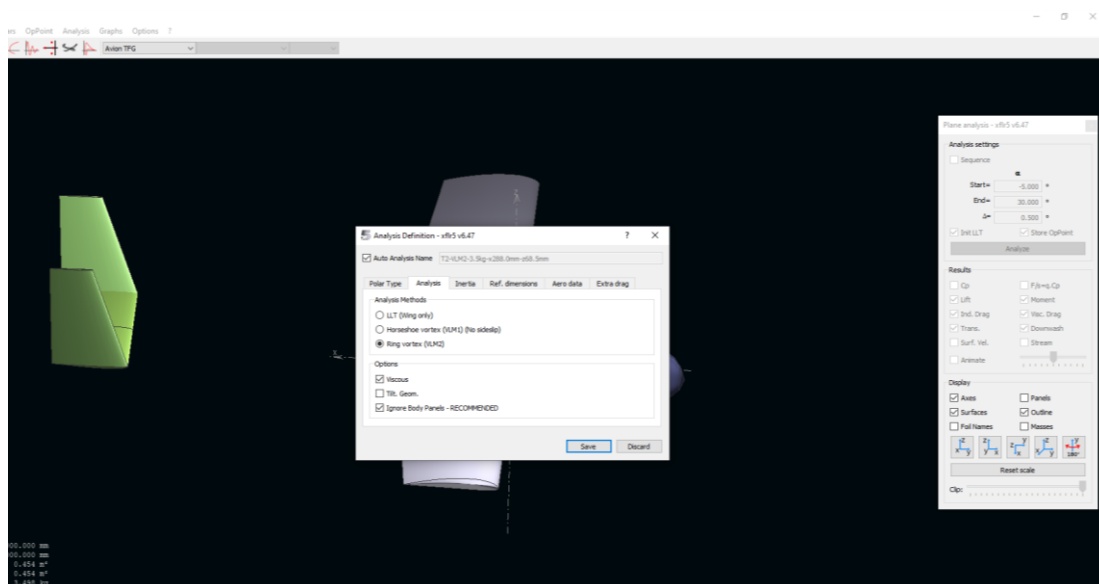


Ilustración 38. Análisis del modelo en 3D mediante el método de vórtices de anillo.

Determinación de velocidad mínima para obtener una sustentación mínima constante en situación extrema, método de simulación mediante sustentación mínima constante, Ilustración 39.

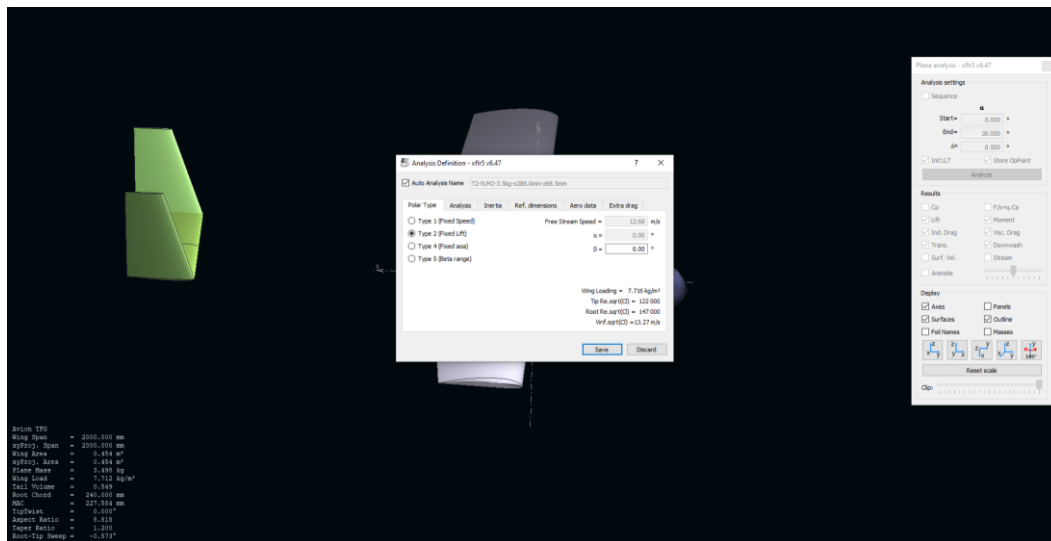


Ilustración 39. Simulación mediante sustentación mínima constante.

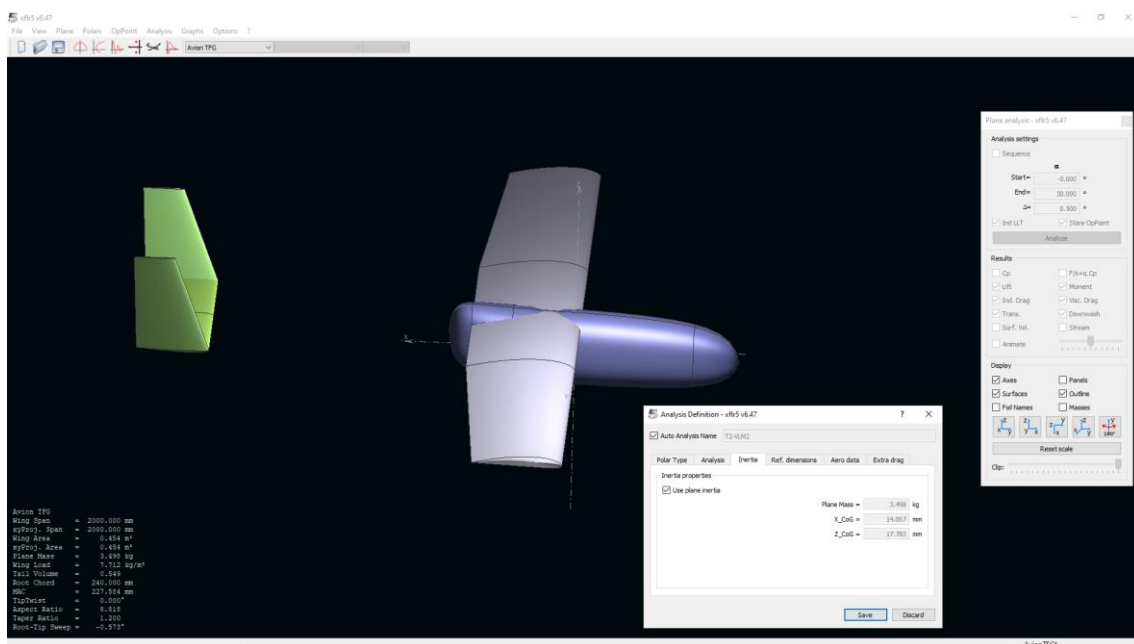


Ilustración 40. Selección de la masa del modelo.

En la Ilustración 40 procedemos a seleccionar la masa introducida anteriormente en la fase de diseño del modelo.

11.7.1 Determinación de condiciones extremas.

Para la determinación de estas condiciones partiremos del punto de máxima vegetación en España, teniendo en cuenta una temperatura máxima ambiental natural (no perteneciente al incendio), esto es así debido a que en el incendio el área donde más afecta la temperatura es la cercana a la llama, siendo la temperatura ambiental cercana a la temperatura natural. El contacto con temperaturas

extremas se produce durante poca distancia y pronto se recupera las condiciones límite. Por tanto, estos cambios de temperatura, aunque afectan al vuelo y producen grandes turbulencias, se considerarán como estas, turbulencias.

El punto de altura máximo donde se encuentra la vegetación es conocido como línea arbolada alpina, línea que marca el fin de vegetación en alta montaña, por tanto, a partir de este punto es poco probable que se produzca un incendio.

Para ello marcaremos el límite de altura vegetación España 2.400 m +120 m límite de altura máxima, con un total de 2.520 m y temperatura máxima registrada en España 45.2 °C. Estas se definirán como el ambiente más agresivo al que se enfrentara la aeronave, Ilustración 41.

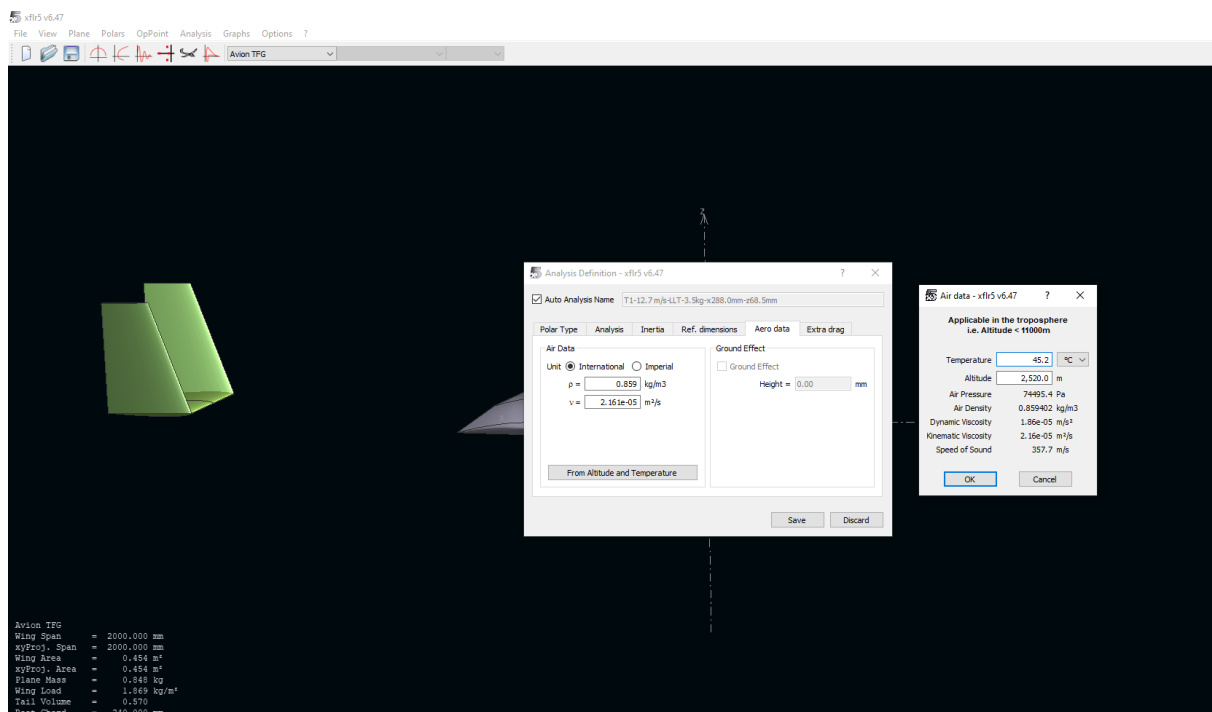


Ilustración 41. Condiciones de vuelo extremas para el aerodino.

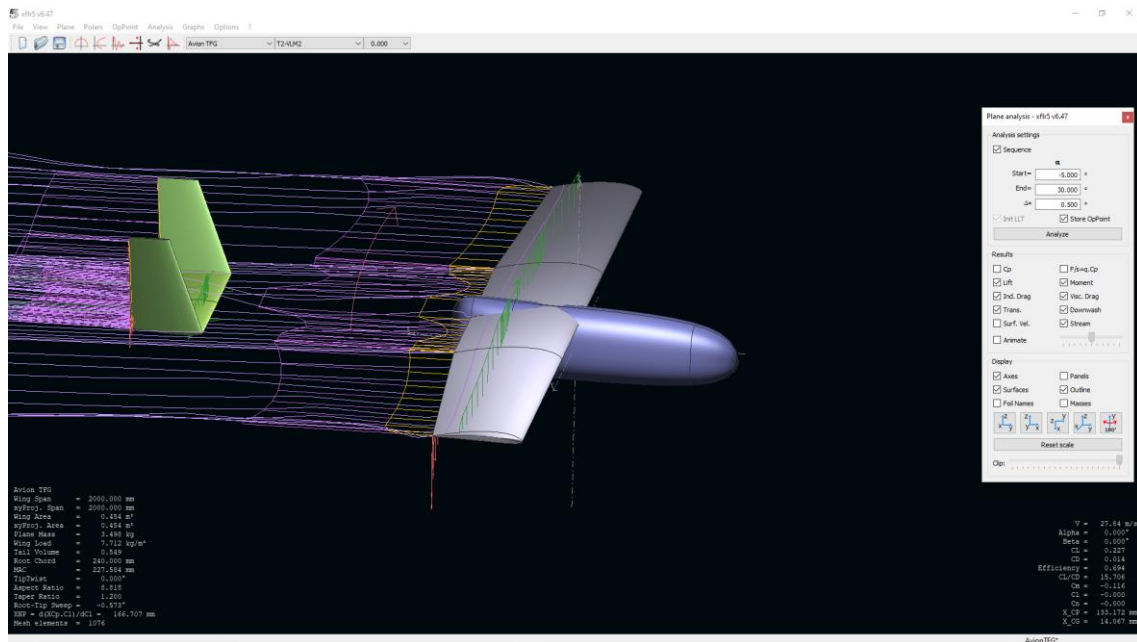


Ilustración 42. Resultados análisis en 3D situación extrema.

Los resultados, Ilustración 42, muestran que a un ángulo 0° la velocidad necesaria para mantener el vuelo es de 27,84 m/s, en condiciones extremas. Por tanto, procederemos a buscar el ángulo de ataque donde la velocidad mínima de la aeronave coincida con la velocidad máxima generada por el motor, sacrificando un poco de eficiencia aerodinámica.

Para buscar este ángulo se hace uso del centro de presiones con el fin de encontrar donde se generan presiones parásitas que dificulten el avance cuando se empieza a inducir un ángulo, el método empleado es el iterativo.

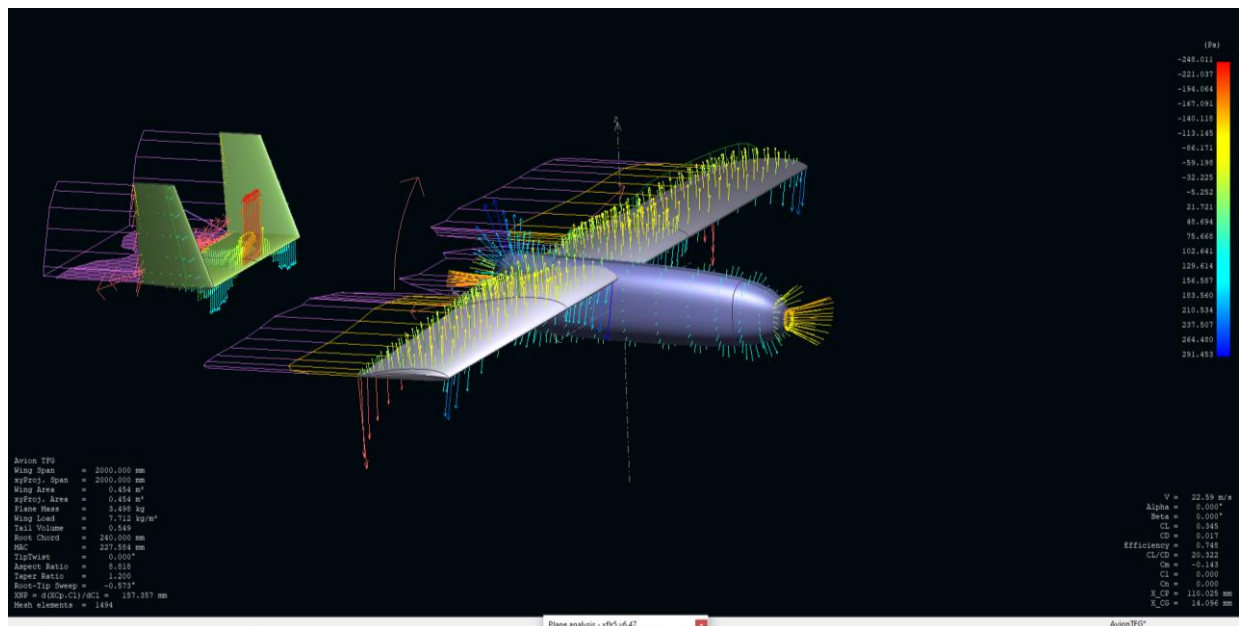


Ilustración 43. Resultados del análisis en 3D en situación extrema con modificaciones.

Tras un primer análisis, vemos que a 0° se reduce la velocidad en 5 m/s, Ilustración 43, aplicando una incidencia a las alas de 2° y una incidencia negativa a la cola de 0,5 grados, como podemos ver en el análisis, encontramos que la velocidad mínima para mantener la sustentación es de 22,59 m/s. Esta vez sí que se iguala a la velocidad proporcionada por el motor y la aeronave es capaz de volar en la situación más extrema, con un ángulo de ataque de 0° .

11.7.2 Análisis presión máxima en condiciones estándar

Condiciones de máxima presión $T=21^\circ\text{C}$ y altura de vuelo 120 m sobre el nivel del mar, a una velocidad máxima de 21,75 m/s.

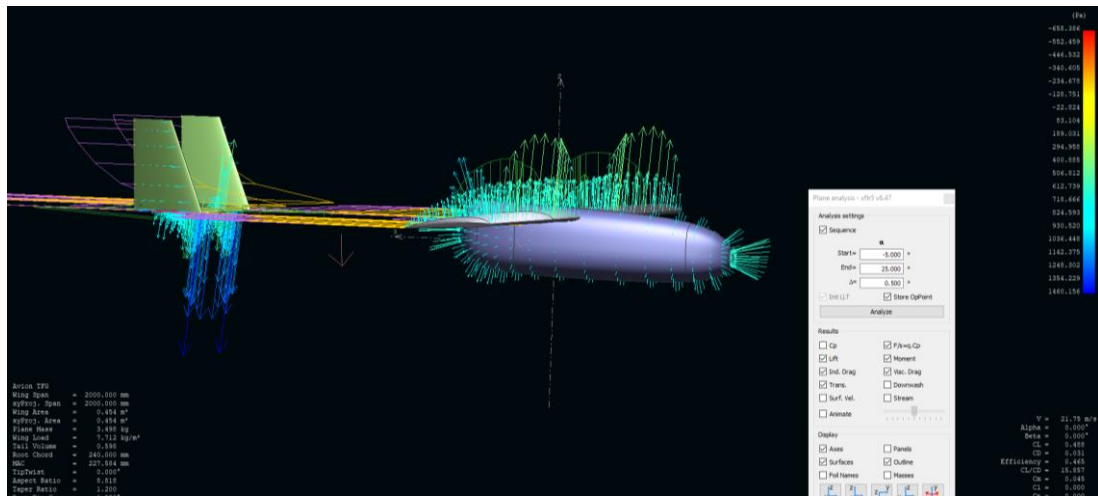


Ilustración 44. presión aerodinámica en condiciones estándar.

Las presiones máximas obtenidas para unas condiciones estándar son de 1460Pa, Ilustración 44.

12 Diseño

En este apartado se determinará el diseño empleado en el aerodino.

El punto de partida del rediseño del fuselaje es el modelo skyhunter. Este modelo cumple ya con el mayor número de requisitos determinados, como son:

- **Volumen interior:** El volumen para el alojamiento de elementos internos es por su geometría uno de los mayores del mercado, donde todo el fuselaje es útil.
- **Peso:** La aeronave cuenta con una certificación de que su MTOW es de máximo 4 Kg.
- **Dispositivo de visualización:** La aeronave cuenta de fábrica con un alojamiento en la cabina donde disponer de este tipo de equipos.
- **Aerodinámica:** El aerodino cumple con los requisitos de diseño aerodinámicos.
- **Sistema de visualización nocturna:** El aerodino contempla la posibilidad de instalarle el sistema de posicionamiento mediante dispositivos lumínicos.
- **Sistema de propulsión:** El aerodino viene preparado con un sistema de propulsión que es capaz de generar tanto el empuje como la velocidad necesaria.
- **Ergonómico:** El diseño original contempla este tipo de lanzamientos.
- **Desmontable:** Dada su geometría este tipo de aerodinos cuentan con gran facilidad para su desmontaje, puesto que todas las partes del aerodino son desmontables.
- **Cabina:** Este tipo de aerodinos cuentan con una gran cabina que permite el paso a su interior para reparar o modificar elementos de su interior
- **Posibilidad de recambios:** El aerodino cuenta con gran parte de piezas en el mercado pudiendo sustituirlas con relativa facilidad.

Los cambios que realizaremos serán los descritos en el apartado de conclusiones de diseño.

- Utilizar un material resistente a las altas temperaturas
- Utilizar un material con un bajo nivel de rugosidad superficial
- Realizar un alojamiento para el posicionamiento del equipo FPV en la parte inferior de la aeronave
- Realizar un alojamiento para poder equipar la aeronave con un equipo de fotogrametría.
- Realizar un alojamiento con capacidad para colocar un paracaídas.

12.1 Introducció

En este apartado procederemos al rediseño y análisis del modelo para obtener el mejor fuselaje posible.

Para ello, partiremos del punto de partida del modelo seleccionado, donde valoraremos el mejor tipo de fuselaje posible para que se adecue a nuestras necesidades.

Una vez seleccionado el tipo de fuselaje pasaremos a una fase de simulación mediante el programa SolidWorks. En la cual realizaremos la simulación al nuevo fuselaje, partiendo de los parámetros de espesor y material que emplea el modelo original.

Una vez se hayan determinado las simulaciones, será el momento de comparar los distintos materiales empleando la solicitud que haya sido más crítica, con el material de referencia.

Los distintos materiales serán ensayados con la solicitud más crítica y será elegido aquel que haya obtenido mejores resultados en la simulación.

Finalizada la selección final del material será momento de dar paso a la selección de espesor mínimo del material, donde utilizando el método manual y la simulación más crítica se intentará conseguir el menor espesor posible que cumpla con el factor de seguridad marcado por la norma.

Por último, a este material se les someterá otra vez a todas las simulaciones determinadas con el fin de asegurar que este cumple en todas las condiciones posibles. (27)

12.2 Tipos de Fuselaje

En este apartado procederemos a analizar los distintos tipos de estructura que existen sus ventajas y sus inconvenientes.

Fuselaje Reticular o tubular:

Fuselaje compuesto de cuadernas, largueros y diagonales, Ilustración 45, en este tipo de fuselaje la estructura es el principal componente del conjunto. Esta es la que soporta todas las cargas, el recubrimiento exterior no debe de soportar cargas.

Tabla 33. Ventajas y desventajas del fuselaje reticular.

Ventajas	Desventajas
Bajo Peso	No tiene una gran resistencia
Construcción sencilla	Volumen interior bajo
Coste bajo	Bajo reparto de cargas
	Largos tiempos de procesado

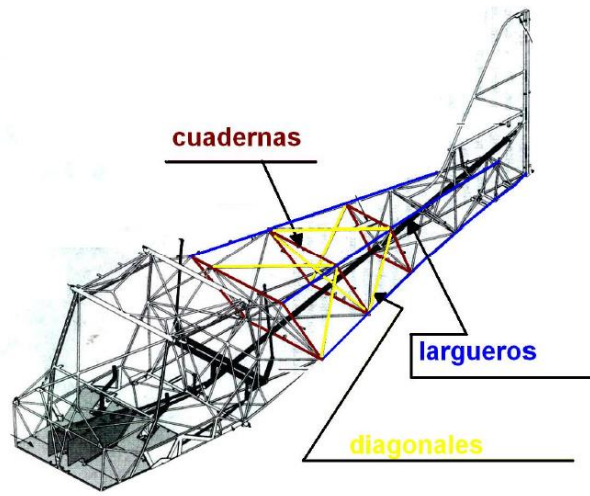


Ilustración 45. Componentes internos fuselaje reticular o tubular.

Fuselaje monocasco

El fuselaje monocasco se caracteriza por contener una baja estructura interna, necesitando de un recubrimiento exterior que sea capaz de soportar la mayor parte de las cargas.

La estructura interna, Ilustración 46, se compone de costillas que se colocan como elementos rigidizadores a lo largo de la sección de este. Estas costillas son las que se encargan de absorber la energía en el plano YZ de la aeronave soportando las cargas transversales.

Tabla 34. Ventajas y desventajas del fuselaje monocasco.

Ventajas	Desventajas
Alta resistencia	Alto peso
Gran volumen interior	Construcción un poco compleja
Bajo tiempo de procesado	Bajo reparto de cargas

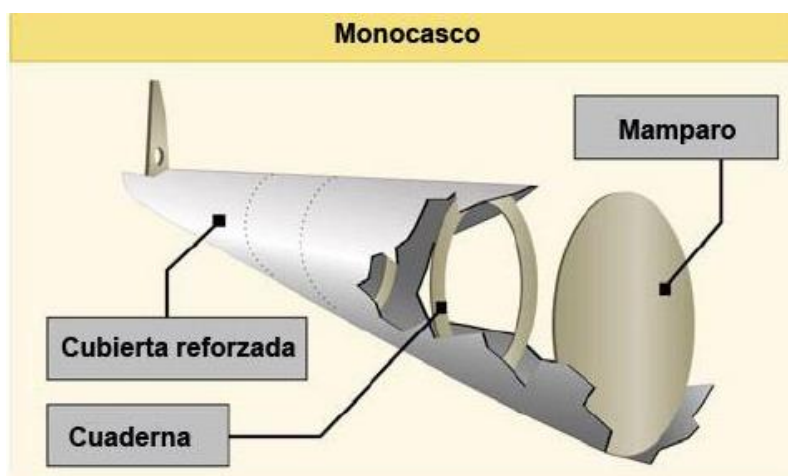


Ilustración 46. Componentes internos de una estructura tipo monocasco.

Fuselaje Semimonocasco

El fuselaje semimonocasco se basa en coger las ventajas del fuselaje tubular y el monocasco, creando un reparto de cargas equitativas entre la estructura y el recubrimiento.

En este caso y como se puede ver en la Ilustración 47, la estructura se compone de los larguerillos al igual que la estructura reticular, la combinación de larguerillos y costillas son los que proporcionan una resistencia en el plano XY, el plano YZ y el plano XZ.

Esta combinación de estructura permite eliminar el uso de diagonales y reducir la sección necesaria para que la estructura pueda aguantar todos los esfuerzos.

El resultado de esta combinación la podemos observar en la tabla 35, donde obtenemos, un bajo peso, una alta resistencia y un gran volumen interior. Además, este tipo de estructura tiene una mayor seguridad, donde ante un fallo de cualquiera de los dos componentes del conjunto es absorbido por el otro.

Tabla 35. Ventajas y desventajas del fuselaje monocasco.

Ventajas	Desventajas
Alta resistencia	Alto tiempo de procesado
Gran volumen interior	Construcción un poco compleja
Gran reparto de cargas	
Bajo peso	

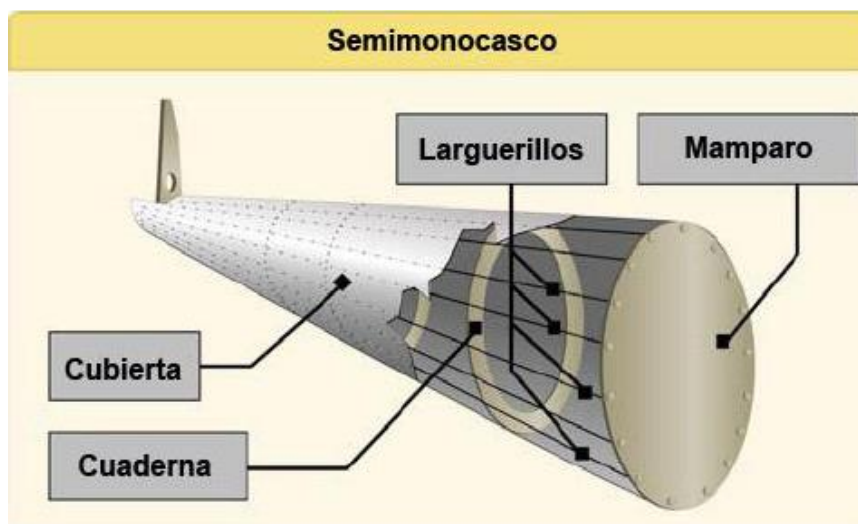


Ilustración 47. Componentes internos de una estructura tipo Semimonocasco.

12.3 Conclusiones

Aunque todos los tipos de estructura se siguen empleando en la actualidad, el reticular para aeronaves ultraligeras y el monocasco para hidroaviones. Se puede observar que el mejor tipo de estructura que hay en la actualidad es del tipo semimonocasco, ya que esta mezcla las ventajas del bajo peso del fuselaje reticular y la alta resistencia y gran volumen interior del fuselaje monocasco. La principal desventaja es, como podemos ver en la tabla 35, que el proceso de fabricación es más complejo y largo.

12.4 Cálculo de Paracaídas

En este cálculo se realizará una simplificación de la realidad, donde la fuerza que genera el paracaídas depende proporcionalmente de la densidad atmosférica, en el cual puede variar en altitud o según el clima de la zona.

El paracaídas empleado será el del fabricante "*Fruity Chutes*" en específico el modelo IFC-120, con un diámetro equivalente de 3,048 m.

Los resultados para este modelo de paracaídas con un MTOW=4 Kg son:

- $V = 2,03 \frac{m}{s}$
- $E = 8,22 \text{ J}$

Estos resultados no se han tenido en cuenta la propia resistencia de la aeronave al caer si no que se analiza como un sólido de volumen 0, con una masa de 4 Kg.

13 Determinación del diseño óptimo.

13.1 Diseño óptimo fuselaje

Para la determinación del diseño óptimo del fuselaje emplearemos el método manual. En el caso del fuselaje, estableceremos cual será el mejor material que cumpla con las solicitaciones con un menor espesor y peso. Por tanto, las metas de diseño en el caso del fuselaje será el espesor, donde una vez obtenidos los valores se comparará por peso.

Debido al uso de la estructura del tipo semimonocasco el fuselaje puede ser flexible y no requiere de estabilidad estructural. Por tanto, se permiten las deformaciones siempre y cuando cumpla con los límites delimitados, esta excepcionalidad no se aplicará en el caso del EPP donde es empleada por el fabricante el uso de la estructura monocasco. Este fuselaje debe de soportar todas las cargas y el fuselaje tendrá limitadas las deformaciones.

El material ideal para la fabricación de la aeronave será aquel que tras las simulaciones manteniendo constante su espesor, muestre un mayor factor de seguridad. Esto indicará que ante un espesor constante la resistencia obtenida es la más alta.

Por último, se comparará el factor de seguridad obtenido entre el peso. Con esto obtendremos el material que con un menor peso obtiene el factor de seguridad ante la solicitación crítica más alto, este será nuestro material ideal real.

13.1.1 Limitaciones Programa SolidWorks

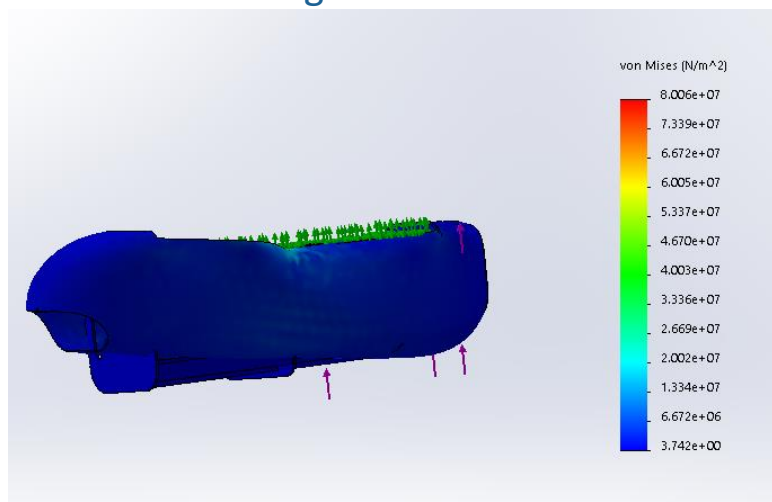


Ilustración 48. Limitaciones del programa Solidworks.

Debido a que el programa SolidWorks empleado es una versión para estudiantes este no es capaz de mallar correctamente la estructura. Esto produce que un análisis determinado con la combinación del fuselaje más la estructura no se puedan determinar, Ilustración 48. Esto plantea los siguientes problemas:

- No se puede determinar la relación de cargas que absorbe cada parte del conjunto.
- No se pueden mallar correctamente los agujeros pequeños.

- No se puede realizar el estudio de materiales como ortotrópico.
- El conjunto de piezas quedara sobredimensionado respecto un análisis combinatorio.

Se tomará la hipótesis más restrictiva que será aplicar las mismas cargas tanto el fuselaje como la estructura. Cálculos equivalentes a los que se realizarían para un fuselaje reticular y fuselaje monocasco.

Como se ha destacado con anterioridad, no se puede realizar un análisis del material como ortotrópico, debido a que este deja de realizar simulaciones con grandes desplazamientos ilustración 25. Esto limita el desplazamiento que puede realizar la pieza y crea concentradores de tensiones provocando la rotura.

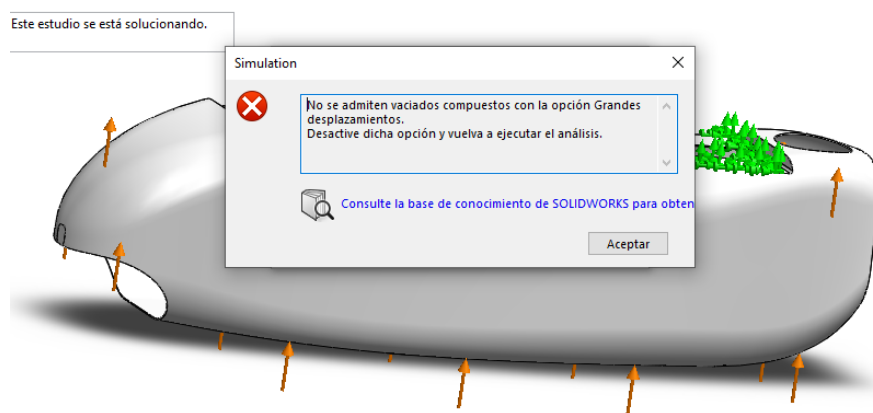


Ilustración 49. Limitación del programa SolidWorks, Cálculos ortotrópicos.

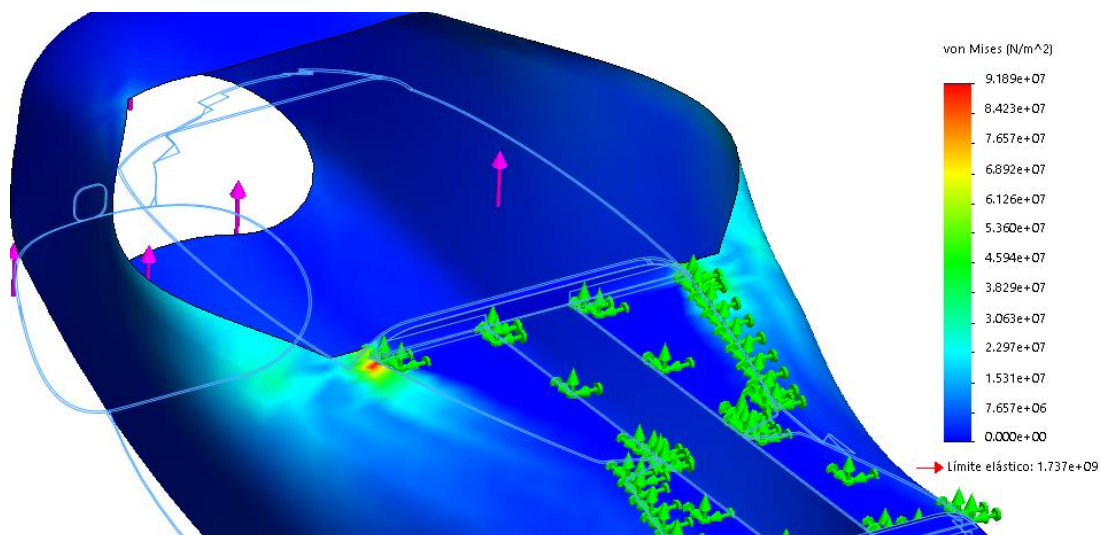


Ilustración 50. Cálculo SolidWorks con hipótesis ortotrópica.

Como podemos observar en la Ilustración 50 el punto crítico de la estructura se concentra en la unión de la parte lateral del fuselaje y la parte donde descansan las alas.

En este punto el factor de seguridad generado es de $0,94 < 5$. En cambio, para el resto del fuselaje el factor mínimo de seguridad es de $8,33 * 10^{14}$. A priori, con esta hipótesis no debería de cumplir, pero para ello vamos a determinar un caso práctico.

Un ejemplo de los espesores empleados serían el avión "Ultimátum", Ilustración 51, de Hispano Aviación. Este avión se compone de un fuselaje semimonocasco y un espesor de pared de 1,2mm.



Ilustración 51. Ultimátum Hispano Aviación

Ultimátum

MTOW: 20Kg

Velocidad Máxima: $400 \frac{Km}{h}$

Envergadura: 2000mm

Para la fabricación de este avión se emplea el uso de 2 tejidos de Fibra de vidrio-S del tipo tafetán de $160 \frac{g}{m^2}$ colocados a 45.9° respectivamente. Con un espesor total de 1,2 mm de pared.

Contrastando los resultados obtenidos con el material empleado, se puede determinar que los cálculos realizados por el programa SolidWorks no reflejan la realidad y se calculará el fuselaje como un conjunto de fuselaje reticular. Por tanto, los resultados obtenidos mediante el programa SolidWorks son erróneos y el modelo estará sobredimensionado.

13.1.2 Diseño óptimo con el material de referencia EPP

Para la selección del diseño óptimo se tendrán que realizar todas las simulaciones aplicables al fuselaje con el material de referencia, valor que determinará la sollicitación más crítica.

El peso de la hipótesis de fuselaje con el material de referencia EPP es de 0,40 Kg

13.1.2.1 Carga aerodinámica

La hipótesis de partida del diseño de simulación es que la velocidad del aerodino es la máxima que puede alcanzar con el motor propuesto. Apartado de diseño XFLR5

- Presión de aplicación: 1460 Pa
 Velocidad: $21,75 \frac{m}{s}$
 Temperatura: $21^\circ C$
 Altura Absoluta: 120 m

$$v = 2.61 * 10^{-5} \frac{m^2}{s}$$

$$p = 0.859 \frac{Kg}{m^3}$$
- Área de aplicación (simplificada): $0,0225 m^2$
- Factor de seguridad de cálculo: 1,5

- Factor de seguridad: 1,5
- Factor "G" (Guiñada a máxima velocidad): +3 (máxima)
- Espesor de diseño: 12 mm (Fabricante)

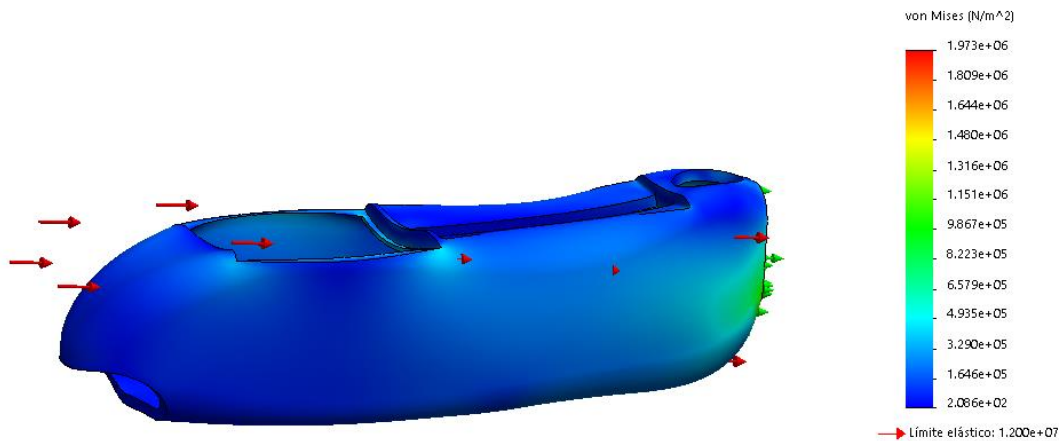


Ilustración 52. Tensión de Von Mises generada por simulación de carga aerodinámica para EPP y espesor 12 mm.

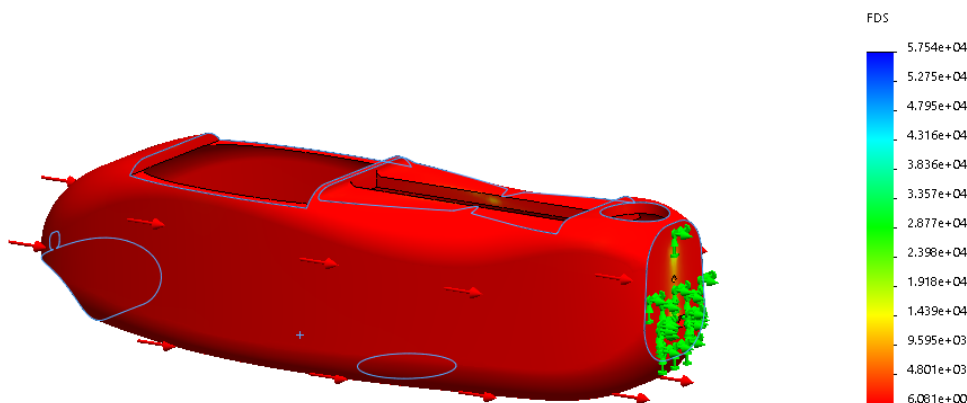


Ilustración 53. Factor de seguridad generado por simulación aerodinámica para EPP y espesor 12 mm.

Como se pudo ver en el apartado de requisitos de diseño y como se establece en el **BOE-A-1988-26623**, el factor de seguridad resultante, Ilustración 53, de la sollicitación aerodinámica es $6,1 > 1,5$ por tanto, el diseño establecido para EPP cumple también con el requisito de factor de seguridad de las cargas aerodinámicas.

13.1.2.2 Carga de propulsión

La Hipótesis de partida para el diseño de la simulación es que el área frontal del aerodino se encuentra bloqueada respecto a la máxima fuerza que puede propulsar el motor propuesto.

- Fuerza de aplicación: 27,9 N
- Área de aplicación (simplificada): 0,0225 m²
- Factor de seguridad de cálculo: 1,5
- Factor de seguridad: 1,5
- Espesor de diseño: 12 mm (Fabricante)

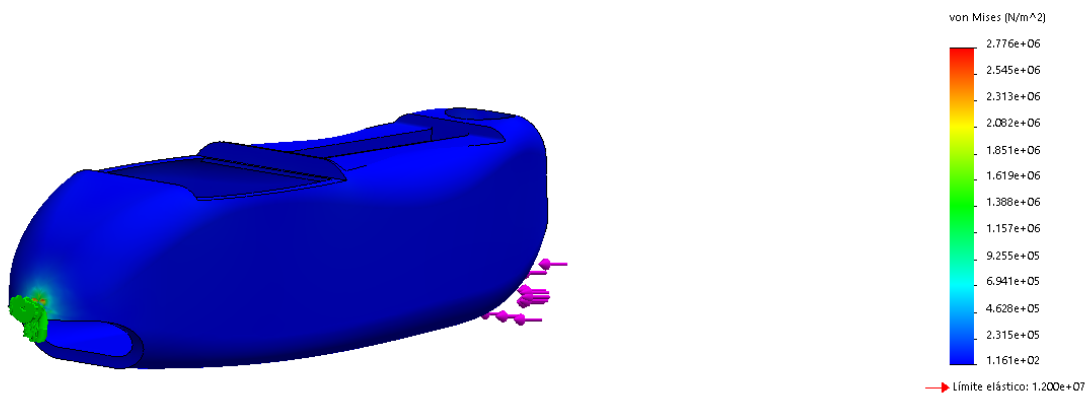


Ilustración 54. Tensión de Von Mises generada por simulación de carga de propulsión para EPP y espesor 12 mm.

En el caso de la hipótesis de carga de propulsión podemos observar como el resultado, aunque cree unas menores deformaciones unitarias, el material sufre un mayor grado de compresión respecto a la carga aerodinámica. Esto es natural y se debe a que la fuerza ejercida por el motor debe de ser estrictamente superior a la fuerza de resistencia ejercida por el fluido.

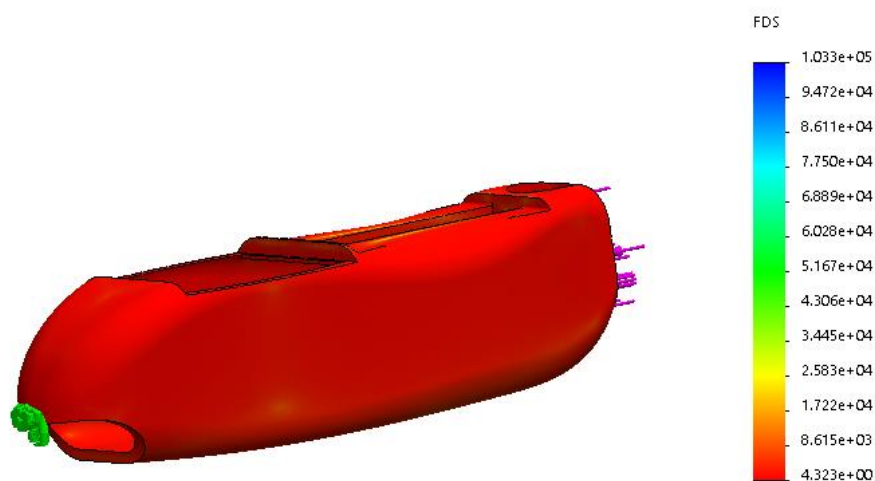


Ilustración 55. Factor de seguridad generado por simulación de propulsión para EPP y espesor 12 mm.

Como se pudo ver en el apartado de requisitos de diseño y como se establece en el **BOE-A-1988-26623**. El factor de seguridad resultante, Ilustración 55, de la solicitud por carga de propulsión es $4,3 > 1,5$. Por tanto el diseño establecido para EPP cumple también con el requisito de factor de seguridad de las cargas de propulsión.

13.1.2.3 Carga de colisión

En este apartado nos encontramos con dos hipótesis tal y como definimos en el apartado de requisitos de diseño.

Hipótesis de aterrizaje por amaraje. Para esta hipótesis realizaremos la condición de carga como una carga estática instantánea donde la carga se aplicará sobre toda la superficie de la panza proyectado sobre el plano XY. La carga será magnificada por G en condiciones establecidas en el **BOE-A-1988-26623**. Donde se establece que las G recibidas por la estructura debe de ser de +15 G en sentido descendente.

En la hipótesis simplificada supondremos que la parte que quedará inmóvil es donde se generará la sustentación. Es así debido a la superficie alar que compone la aeronave, esta se encarga de moverse entre la viscosidad del fluido. En el momento donde se hace toma de contacto el fluido se opone al cambio de dirección provocado por la colisión y evita el rebote. Esto es solo la hipótesis de $t=0$, posteriormente la presión ejercida por el fluido cede y la aeronave continua en un movimiento oscilante hasta agotar su velocidad.

Esto es una simplificación de la realidad donde la aeronave además de esto incide con un ángulo sobre el suelo y el peso es reducido mediante la fuerza de sustentación y reduciría el peso total aplicado. Esto tiene sentido en aeronaves de mayor peso donde un impacto directo supondría la inhabilitación inmediata para el vuelo.

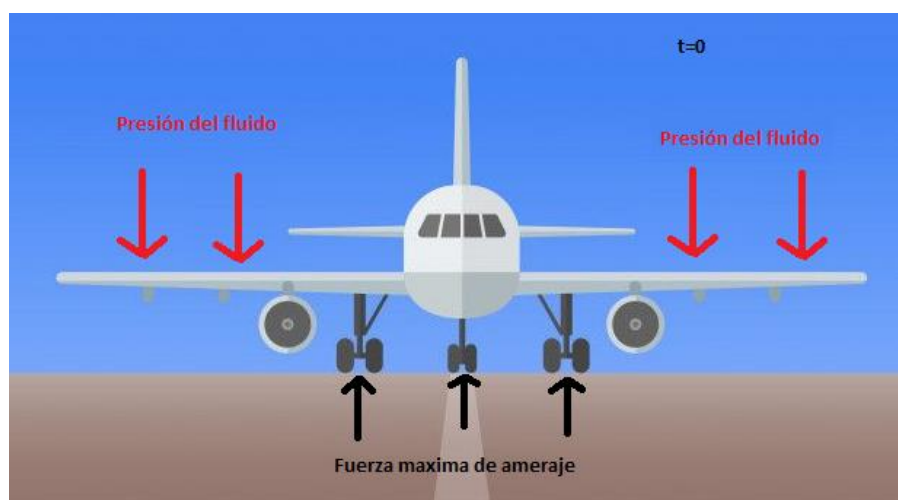


Ilustración 56. Fuerzas generadas en el aterrizaje para $t=0$.

Por tanto, las fuerzas aplicadas sobre la hipótesis como definimos en el apartado de requisitos de diseño serán las siguientes.

- Masa: 4 Kg
- Factor de seguridad de cálculo: 1,5
- Área de aplicación (simplificada): $0,102 m^2$
- Factor de seguridad: 1,5
- Factor "G" descendente: 15 G

Carga aplicada en dirección Z = $1,5 * 4 * (10 * 15) = 900 N$

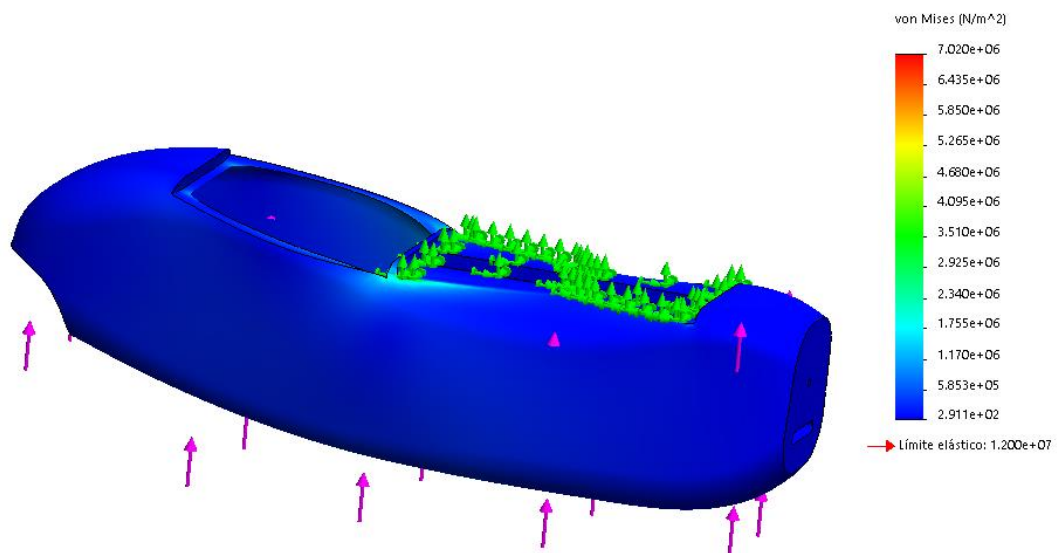


Ilustración 57. Tensión de Von Mises generada por simulación de carga de amaraje para EPP y espesor 12 mm.

Como podemos observar en la Ilustración 57, esta es la hipótesis más crítica a la que se expone la aeronave, donde la presión generada por la toma de tierra es transmitida al cuerpo alar.

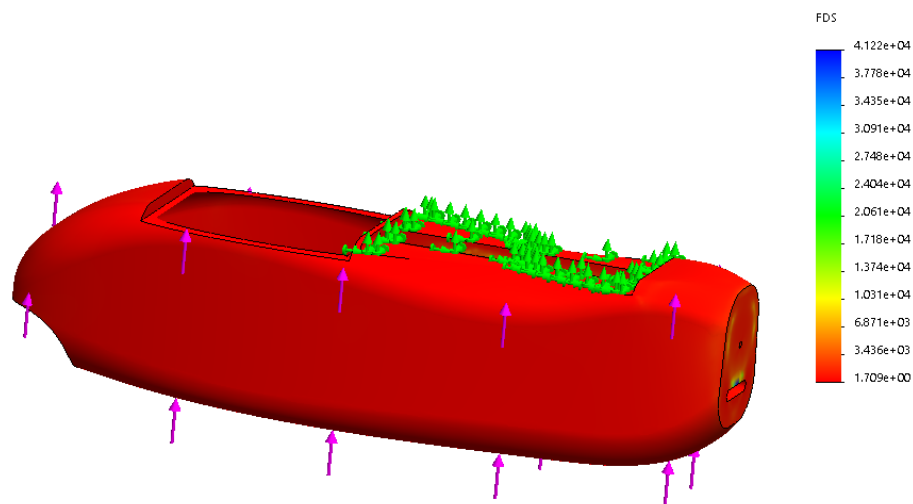


Ilustración 58. Factor de seguridad generado por simulación de amaraje para EPP y espesor 12 mm.

Como se pudo ver en el apartado de requisitos de diseño y como se establece en el **BOE-A-1988-26623**. El factor de seguridad resultante, Ilustración 58, de la sollicitación por carga de amaraje es $1.7 > 1,5$. Por tanto el diseño establecido para EPP cumple también con el requisito de factor de seguridad de las cargas de amaraje.

La segunda hipótesis de colisión a la que se someterá el fuselaje es la hipótesis por caída con paracaídas. Para esta hipótesis plantearemos la que se determinó previamente en el apartado de diseño de donde se extraen los siguientes datos:

- Masa: 4 Kg
- Energía: 16,78 J
- Velocidad= $2,9 \frac{m}{s}$
- Diámetro=2,133 m
- $C_d=2,2$
- Área= $3,56 m^2$
- área de aplicación (simplificada): $0,102 m^2$
- Factor de seguridad: 1,5

Para la simulación de la segunda hipótesis emplearemos el cálculo mediante el análisis de caída, del programa Solidworks. En este se determinará la velocidad final de impacto, para este tipo de cálculo se aplicará directamente el cálculo de velocidad aportada por el fabricante y se implantará el factor de seguridad aportado en la norma.

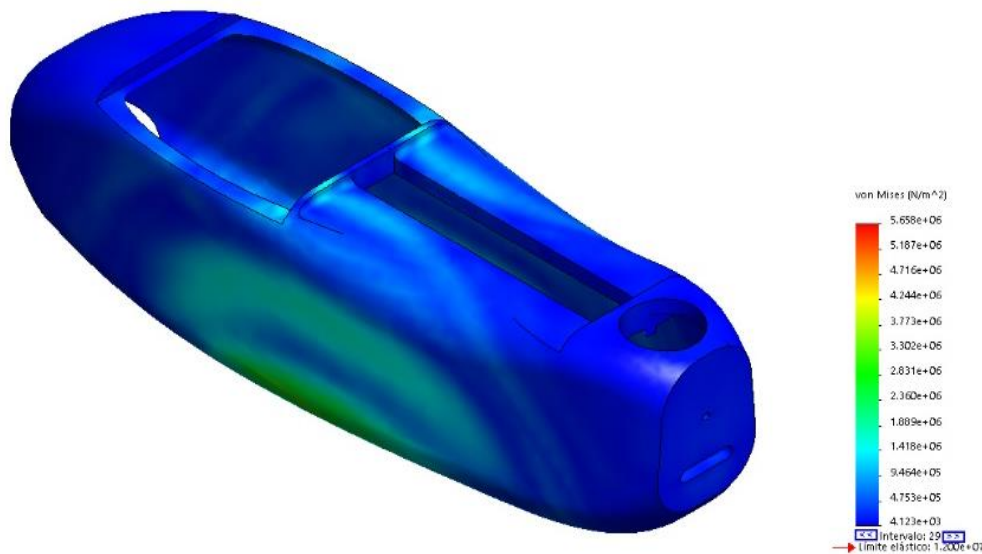


Ilustración 59. Tensión de Von Mises generada por simulación de carga de caída con paracaídas para EPP y espesor 12 mm.

Tras la simulación podemos observar que el pico de tensión generada por la caída sobre el material se produce en el intervalo de tiempo 427,3 microsegundos después de la caída. Donde la energía se ha distribuido a lo largo de todo el fuselaje.

En la imagen, además, podemos observar los frentes generados por la energía donde obtenemos fibras en compresión, zona verde y fibras con tracción la zona azul, esto sin duda genera un desgaste sobre el material y nos indica la dirección de aplicación de las fuerzas internas tras el impacto.

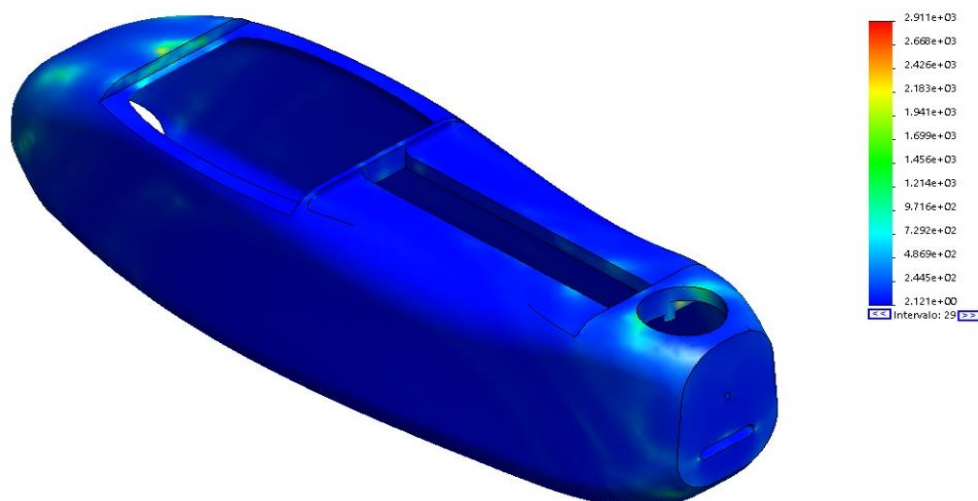


Ilustración 60. Factor de seguridad generado por simulación de caída con paracaídas para EPP y espesor 12 mm.

Como se pudo ver en el apartado de requisitos de diseño y como se establece en el **BOE-A-1988-26623**, el factor de seguridad resultante, Ilustración 60, de la solicitud por carga de caída con

paracaídas es $2,12 > 1,5$. Por tanto, el diseño establecido para EPP cumple también con el requisito de factor de seguridad de las cargas decaída por paracaídas.

Aunque el EPP es un material para una estructura del tipo monocasco y con unas cualidades mecánicas pobres. Con estas simulaciones podemos observar las zonas críticas que tiene que soportar cada parte de la estructura. El fuselaje exterior sería el más apropiado para la hipótesis 1 y 2 de cálculo dado que estas son relativamente bajas y no compensaría crear un soporte estructural que relajara la tensión sobre los puntos. También podemos ver donde efectuaría su uso un soporte estructural interno, en la hipótesis 2 y 3.

A continuación utilizaremos el programa solidworks para realizar el análisis del espesor necesario. Para ello realizaremos un estudio de diseño con la hipótesis de carga por amaraje dado que está como se ha podido ver en el estudio realizado al EPP es la hipótesis más crítica.

Los materiales que emplearemos para el estudio de diseño son los planteados en la selección y requisitos de materiales. Partiremos de un mismo un espesor constante para poder comparar los resultados entre sí. Finalmente se analizará el factor de seguridad obtenido en el cual se ilustra la diferencia entre el límite elástico obtenido por Von mises y su límite elástico. Esto es conveniente porque nos facilita la visualización de cuán lejos está el material de que rompa.

Una vez obtenido el material con un factor de seguridad más alto, este se dividirá entre su densidad, obteniendo así el material que nos otorga un factor de seguridad más elevado con un menor peso equivalente.

Con el material óptimo, según la hipótesis más crítica, procederemos al estudio de diseño donde variaremos su espesor hasta obtener el mínimo para cumplir con el factor de seguridad establecido en la norma.

13.1.3 Diseño óptimo con el material fibra de vidrio-S (Simplificación Isotrópica)

Para la simulación del aerodino con el material fibra de vidrio-S de matriz epóxica unidireccional, emplearemos el uso de un solo laminado con simplificación al espesor estándar proporcionado por el fabricante de 12 mm.

13.1.3.1 Carga de colisión

Para la simulación de carga por colisión se emplearán las solicitudes determinadas en la simulación de carga por amaraje en el material de referencia. Al igual que en el anterior para esta hipótesis realizaremos la condición de carga como una carga estática instantánea. Donde la carga se aplicará sobre toda la superficie de la panza proyectado sobre el plano XY, esta carga será magnificada por G en condiciones establecidas en el **BOE-A-1988-26623**. Se establece que las G recibidas por la estructura debe de ser de +15 G en sentido descendente.

- Masa: 4 Kg
- Factor de seguridad de cálculo: 1,5
- Área de aplicación (simplificada): 0,102 m²
- Factor de seguridad: 5
- Factor "G" descendente: 15 G

Carga aplicada en dirección Z = $1,5 * 4 \text{ kg} * (10 * 15) = 900 \text{ N}$

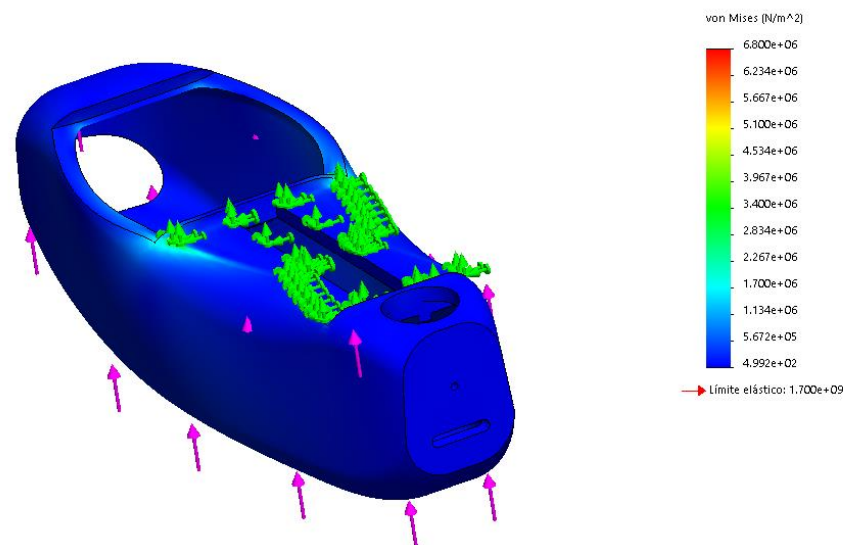


Ilustración 61. Tensión de Von Mises generada por simulación de carga de caída con paracaídas para fibra de vidrio S y espesor 12 mm.

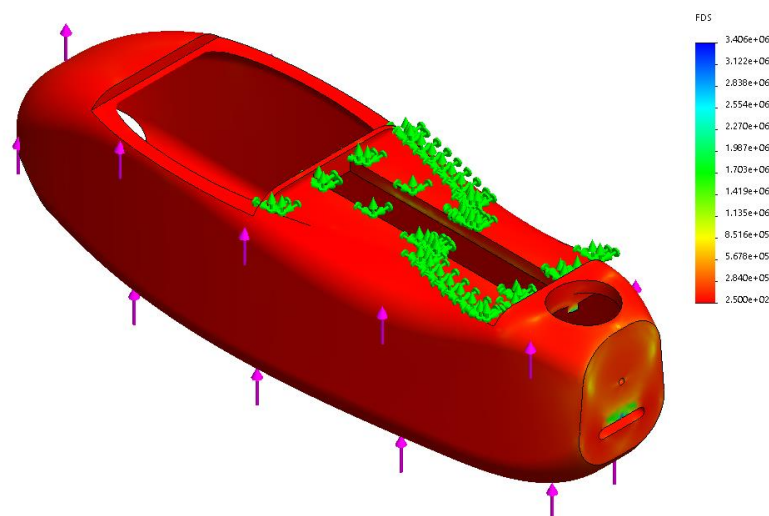


Ilustración 62. Factor de seguridad generado por simulación de amaraje para la fibra de vidrio-S y espesor 12 mm.

Como se puede observar en la Ilustración 62, el factor de seguridad mínimo obtenido con el material de la fibra de vidrio-S es de $250 > 5$. Por tanto, el material es válido para su uso y el peso obtenido para un espesor de 12 mm es de 6,350 Kg

13.1.4 Diseño óptimo con el material fibra de carbono GY-70 (Simplificación Isotrópica)

Para la simulación del aerodino con el material fibra de carbono GY-70 de matriz epóxica unidireccional. Emplearemos el uso de un solo laminado con simplificación al espesor estándar proporcionado por el fabricante de 12 mm.

13.1.4.1 Carga de colisión

Para la simulación de carga por colisión se emplearán las solicitudes determinadas en la simulación de carga por amaraje en el material de referencia. Al igual que en el anterior, para esta hipótesis realizaremos la condición de carga como una carga estática instantánea. Donde la carga se aplicará sobre toda la superficie de la panza proyectado sobre el plano XY, esta carga será magnificada por G en condiciones establecidas en el **BOE-A-1988-26623**. Se establece que las G recibidas por la estructura debe de ser de +15 G en sentido descendente.

- Masa: 4 Kg
- Factor de seguridad de cálculo: 1,5
- área de aplicación (simplificada): $0,102 \text{ m}^2$
- Factor de seguridad: 5
- Factor "G" descendente: 15 G

Carga aplicada en dirección Z = $1,5 * 4 \text{ kg} * (10 * 15) = 900N$

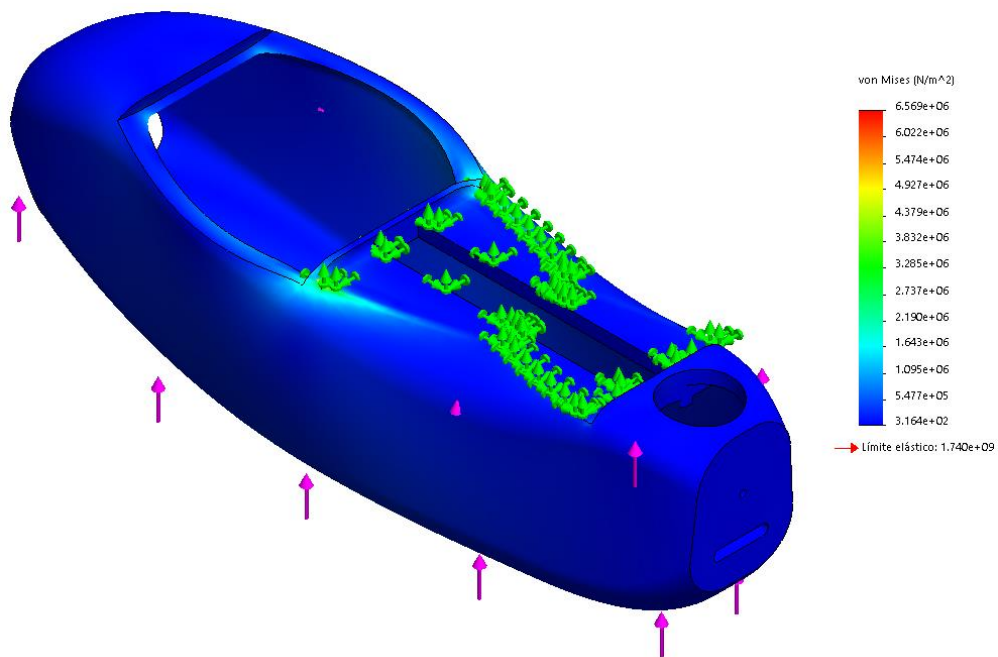


Ilustración 63. Tensión de Von Mises generada por simulación de carga de caída con paracaídas para fibra de carbono GY-70 y espesor 12 mm.

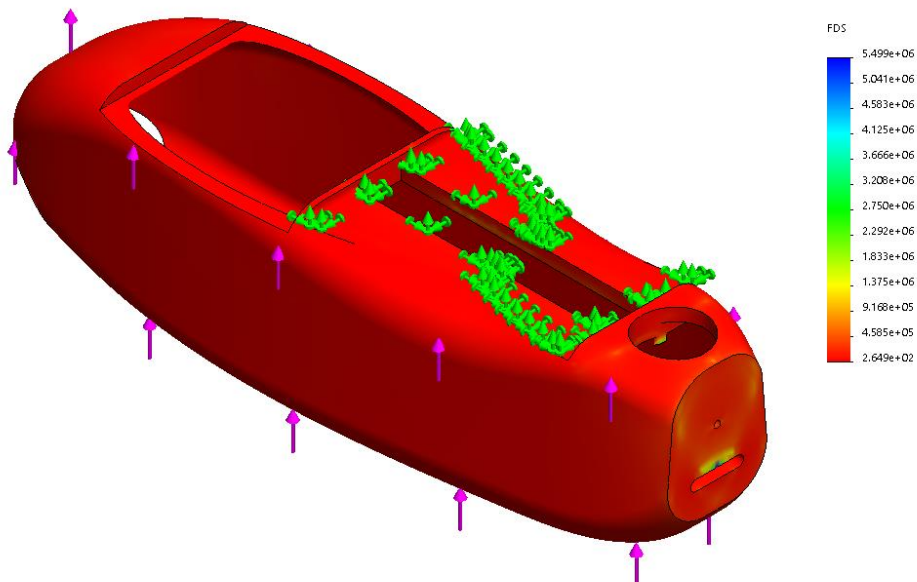


Ilustración 64. Factor de seguridad generado por simulación de amaraje para la fibra de carbono GY-70 y espesor 12 mm.

Como se puede observar en la Ilustración 64, el factor de seguridad mínimo obtenido con el material de la fibra de carbono GY-70 es de $264 > 5$. Por tanto, el material es válido para su uso y el peso obtenido para un espesor de 12 mm es de 5,349 Kg.

13.1.5 Diseño óptimo con el material fibra de aramida Kevlar-49(Simplificación Isotrópica)

Para la simulación del aerodino con el material fibra de aramida kevlar-49 de matriz epóxica unidireccional, emplearemos el uso de un solo laminado con simplificación al espesor estándar proporcionado por el fabricante de 12 mm.

13.1.5.1 Carga de colisión

Para la simulación de carga por colisión se emplearán las solicitudes determinadas en la simulación de carga por amaraje en el material de referencia. Al igual que en el anterior, para esta hipótesis realizaremos la condición de carga como una carga estática instantánea. Donde la carga se aplicará sobre toda la superficie de la panza proyectado sobre el plano XY, esta carga será magnificada por G en condiciones establecidas en el **BOE-A-1988-26623**. Donde se establece que las G recibidas por la estructura debe de ser de +15 G en sentido descendente.

- Masa: 4 Kg
- Factor de seguridad de cálculo: 1,5
- Área de aplicación (simplificada): $0,102 \text{ m}^2$
- Factor de seguridad: 5
- Factor "G" descendente: 15 G

Carga aplicada en dirección Z = $1,5 * 4kg * (10 * 15) = 900 \text{ N}$

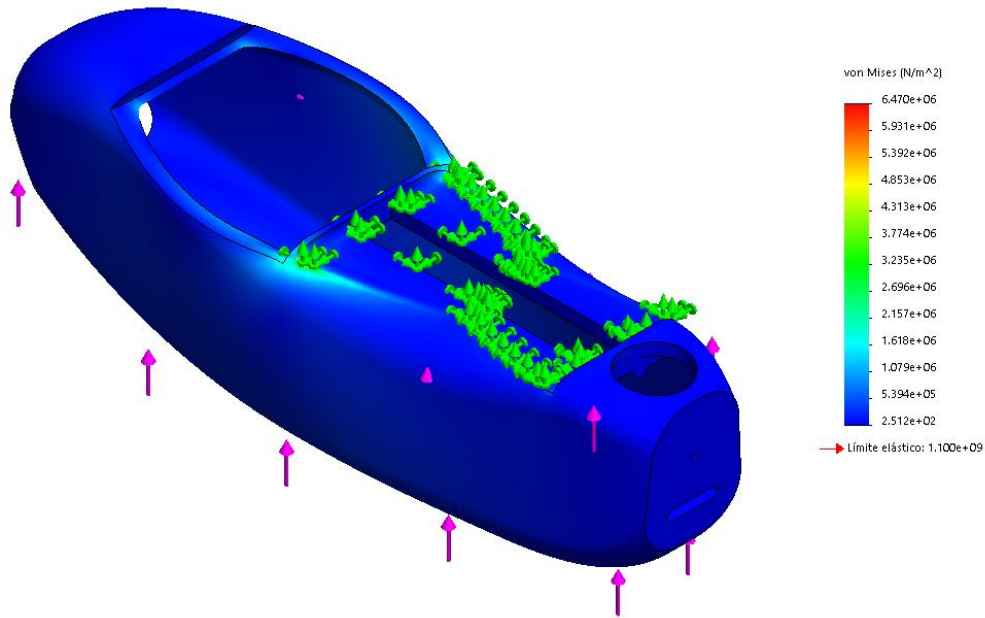


Ilustración 65. Tensión de Von Mises generada por simulación de carga de caída con paracaídas para fibra de aramida Kevlar-49 y espesor 12 mm.

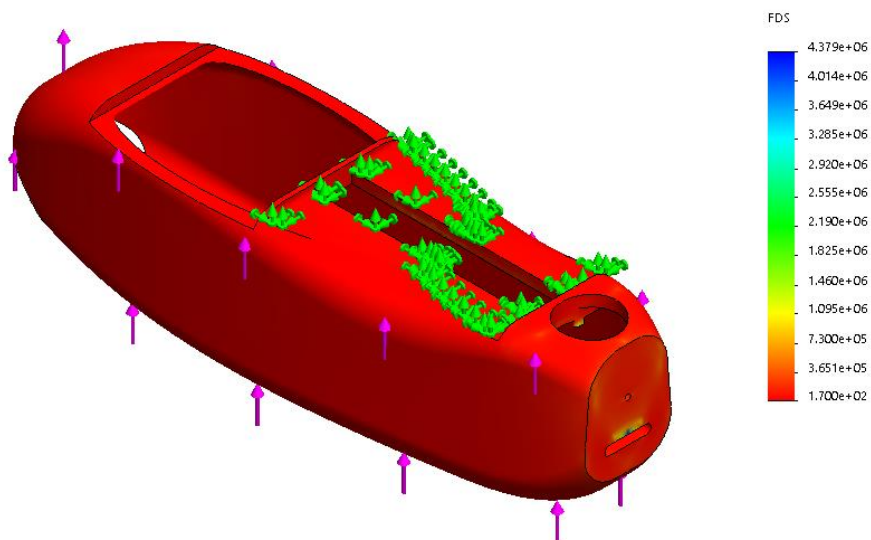


Ilustración 66. Factor de seguridad generado por simulación de amaraje para la fibra de aramida Kevlar-49 y espesor 12 mm.

Como se puede observar en la Ilustración 66, el factor de seguridad mínimo obtenido con el material de la fibra de aramida Kevlar-49 es de $170 > 5$. Por tanto, el material es válido para su uso y el peso obtenido para un espesor de 12 mm es de 4,762Kg.

13.1.6 Diseño óptimo con el material Poliamida 6+ fibra de vidrio E (Simplificación Isotrópica)

Para la simulación del aerodino con el material con una matriz de poliamida 6 + fibra de vidrio E, emplearemos el uso de un solo laminado con simplificación al espesor estándar proporcionado por el fabricante de 12 mm.

13.1.6.1 Carga de colisión

Para la simulación de carga por colisión se emplearán las solicitudes determinadas en la simulación de carga por amaraje en el material de referencia. Al igual que en el anterior, para esta hipótesis realizaremos la condición de carga como una carga estática instantánea. Donde la carga se aplicará sobre toda la superficie de la panza proyectada sobre el plano XY, esta carga será magnificada por G en condiciones establecidas en el **BOE-A-1988-26623**. Se establece que las G recibidas por la estructura debe de ser de +15 G en sentido descendente.

- Masa: 4 Kg
- Factor de seguridad de cálculo: 1,5
- Área de aplicación (simplificada): $0,102 \text{ m}^2$
- Factor de seguridad: 5
- Factor "G" descendente: 15 G

Carga aplicada en dirección Z = $1,5 * 4kg * (10 * 15) = 900 \text{ N}$

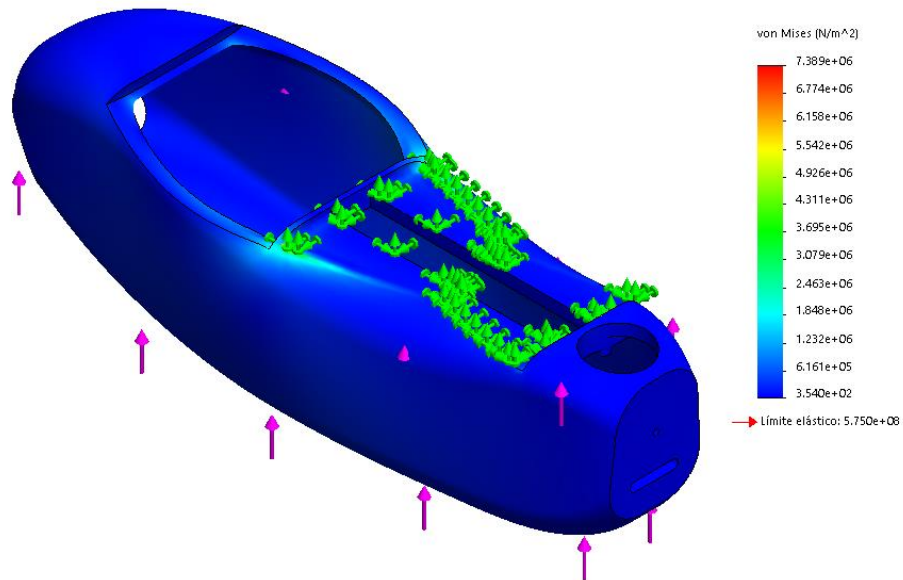


Ilustración 67. Tensión de Von Mises generada por simulación de carga de caída con paracaídas para poliamida 6 + fibra de vidrio E y espesor 12 mm.

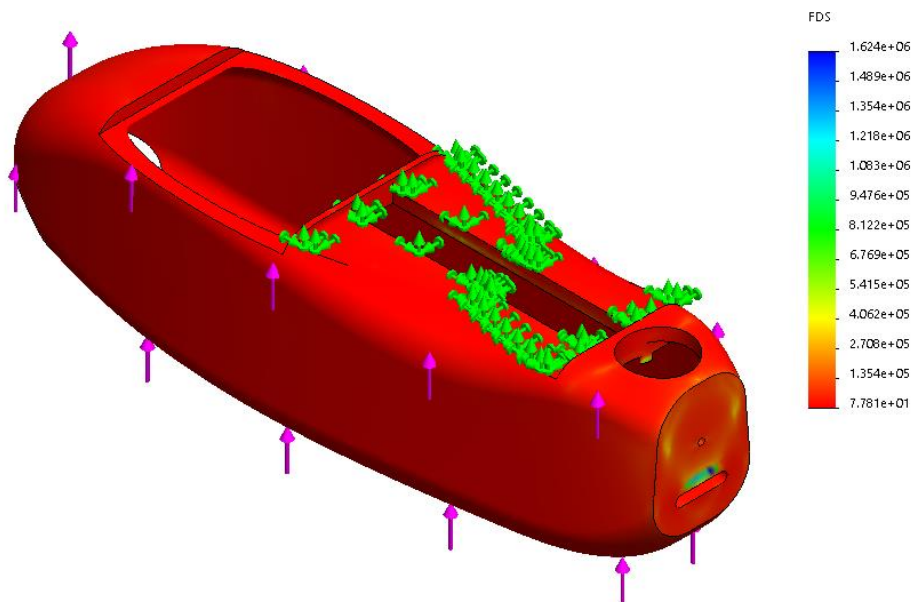


Ilustración 68. Factor de seguridad generado por simulación de amaraje para la poliamida 6 + fibra de vidrio E y espesor 12 mm.

Como se puede observar en la Ilustración 68, el factor de seguridad mínimo obtenido con el material poliamida 6 + fibra de vidrio E es de $77 > 5$. Por tanto, el material es válido para su uso y el peso obtenido para un espesor de 12 mm es de 6,212Kg.

13.1.7 Conclusiones y selección del material óptimo

Las conclusiones que podemos extraer del estudio realizado son, en general, que los materiales se han comportado de manera similar a los datos que ya habíamos extraído en la fase de selección del material, a excepción de la poliamida 6+ fibra de vidrio E. Para la comparación de estos emplearemos la siguiente formula $\frac{FDS}{Masa}$, donde un mayor numero de seguridad por masa será más favorable, los resultados son:

- **EPP:** $4,25 \frac{1}{kg}$
- **Fibra de vidrio S:** $39,37 \frac{1}{kg}$
- **Fibra de carbono GY-70:** $49,34 \frac{1}{kg}$
- **Fibra de aramida Kevlar 49:** $35,71 \frac{1}{kg}$
- **Poliamida 6 + Fibra de vidrio E:** $12,39 \frac{1}{kg}$

En los resultados podemos observar que la diferencia del factor de seguridad entre la fibra de vidrio S, material propuesto, y la fibra de carbono es de 10 veces más por kilogramo. Pero dadas las ventajas proporcionadas por la fibra de vidrio explicadas en la selección de materiales finalmente se decide utilizar esta como material definitivo.

Sorprende, además, los resultados obtenidos por la poliamida 6 + Fibra de vidrio E. Donde a pesar de los buenos resultados obtenidos en la selección de materiales, los resultados en la fase de simulación han sido nefastos. Aquí podemos apreciar las carencias que tiene la selección de materiales sin contraste por simulación.

13.2 Diseño y análisis del espesor necesario.

En este apartado se procederá a determinar el espesor necesario y las capas de material real aplicable, tras determinar que el material óptimo para la fabricación es la fibra de vidrio-S.

Para la determinación del espesor necesario se simplificará los tejidos de fibra como si fuesen un material isotrópico.

En el mercado existen diferentes tipos de fibras de vidrio del tipo S. Las más empleadas en la actualidad son las que tienen un gramaje superior a 100 gramos. Por debajo de este gramaje se considera del tipo velo y son más empleadas en la tarea de finalizado. En nuestro caso dado que buscamos el mínimo peso que cumpla con la resistencia necesaria buscaremos por debajo de este gramaje.

El tejido que emplearemos será de tipo tafetán $80 \frac{g}{m^2} \pm 20 \frac{g}{m^2}$ sabiendo que la densidad es de $1.800 \frac{Kg}{m^3}$. De la fórmula $\frac{Gramaje}{Densidad}$, podemos obtener que el espesor del material es $0,44 \text{ mm} \pm 0,11 \text{ mm}$, y se determinarán el número de capas en función de este.

Por limitaciones del programa SolidWorks se realizará el estudio de diseño mediante el método manual, variando el espesor poco a poco hasta que este cumpla.

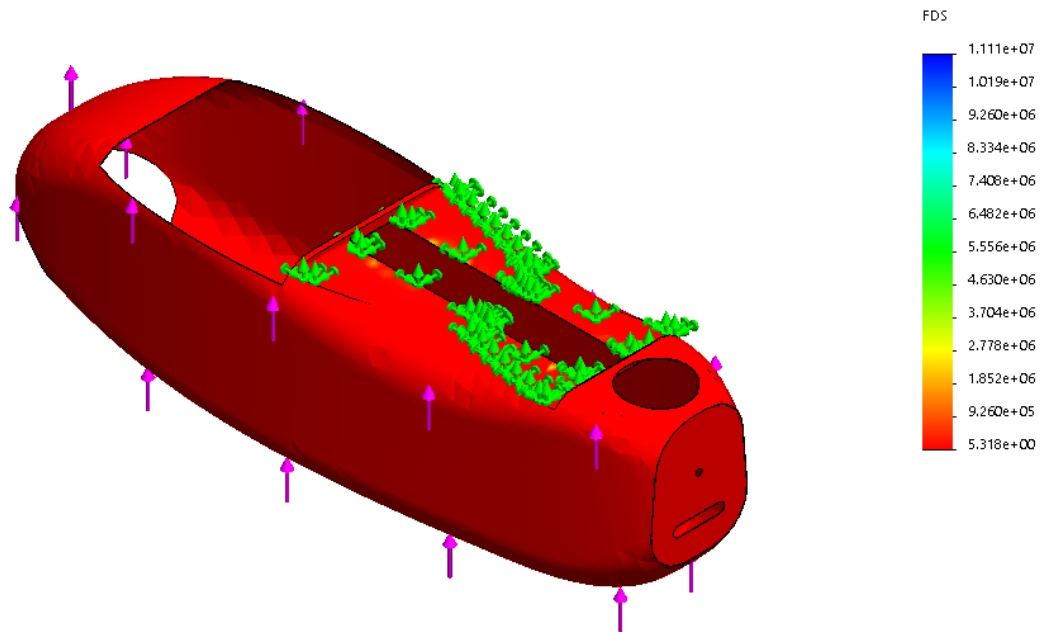


Ilustración 69. Espesor mínimo de fibra de vidrio-S para cumplir con el FDS de la simulación más crítica.

Como podemos observar en la Ilustración 69, el espesor mínimo que es necesario para que la fibra de vidrio cumpla con la solicitud más crítica según la simulación es de $0,4 \text{ mm}$, siendo el equivalente a 1 capa de fibra de vidrio-S tipo tafetán de $80 \frac{g}{m^2} \pm 20 \frac{g}{m^2}$. El peso total del conjunto es de $153,1 \text{ g}$.

Dado que buscamos una respuesta isotrópica el mínimo de capas aplicable es de dos. Situando sus ejes de máxima tracción a una disposición de 45° .

El mínimo necesario de capas para la elaboración del aerodino es de 2. Disposición de dos velos de tipo tafetán con las fibras entrecruzadas a 90° . Logrando así un peso final de $273,2 \text{ g} \pm 68 \text{ g}$ y un espesor de pared de $0,88 \text{ mm} \pm 0,22 \text{ mm}$, el volumen final del nuevo diseño es de $267,8 \text{ cm}^3$.

13.2.1 Simulación del diseño laminado con el espesor óptimo

En este apartado procederemos a realizar las simulaciones para determinar si el nuevo diseño con el material fibra de vidrio-S tafetán cumple con las solicitudes requeridas.

13.2.1.1 Carga aerodinámica

La hipótesis de partida del diseño de simulación es que la velocidad del aerodino es la máxima que puede alcanzar con el motor propuesto.

- Presión de aplicación: 1460 Pa
Velocidad: $21,75 \frac{m}{s}$
Temperatura: 21 °C
Altura Absoluta: 120 m
 $v = 2.61 \cdot 10^{-5} \frac{m^2}{s}$
 $p = 0.859 \frac{Kg}{m^3}$
- Área de aplicación (simplificada): $0,0225m^2$
- Factor de seguridad de cálculo: 1,5
- Factor de seguridad: 5
- Factor "G" (Guiñada a máxima velocidad): +3 G(máxima)
- Espesor de diseño: 0,88 mm (diseño mediante simulación)

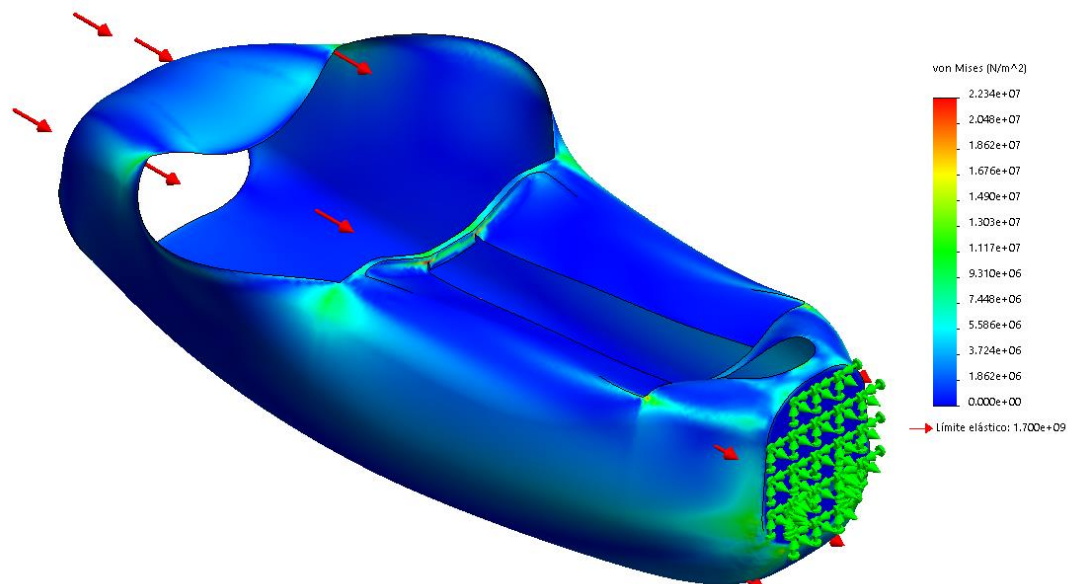


Ilustración 70. Tensión de Von Mises generada por simulación de carga aerodinámica para fibra de vidrio-S y espesor 0,88mm.

Como se puede observar en la primera simulación tras aplicar la carga de presión estipulada en el apartado de “diseño y análisis aerodinámico” la máxima tensión se concentra en la parte posterior de la aeronave.

Esto ocurre debido a la presión de empuje que ejerce el motor sobre la aeronave, donde el fluido tiende a comprimir el resto del fuselaje.

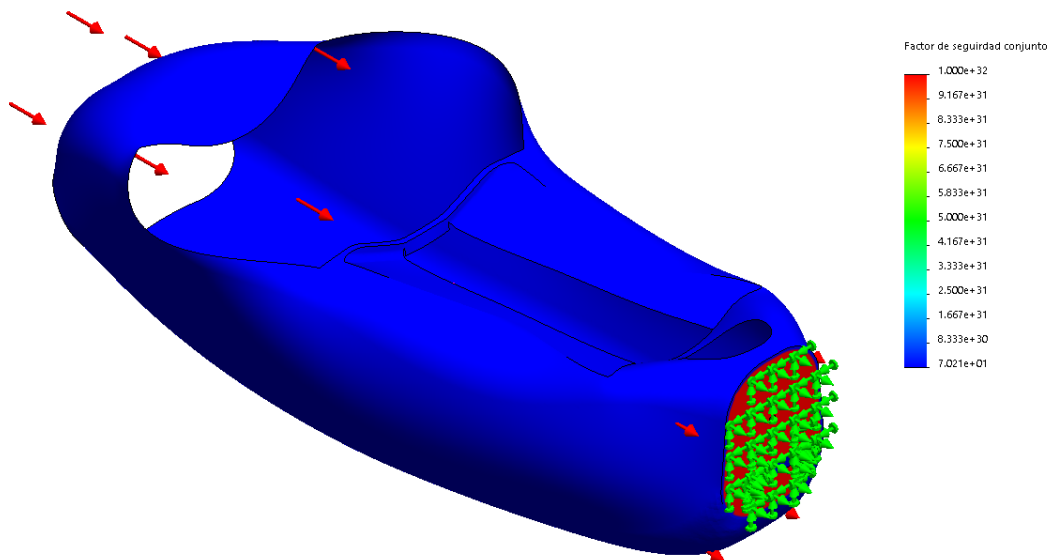


Ilustración 71. Factor de seguridad generado por simulación aerodinámica para fibra de vidrio-S y espesor 0,88mm.

Como se pudo ver en el apartado de requisitos de diseño y como se establece en el **BOE-A-1988-26623**, el factor de seguridad resultante, Ilustración 71, de la sollicitación aerodinámica es $70 > 5$. Por tanto, el diseño óptimo con fibra de vidrio-S cumple también con el requisito de factor de seguridad de las cargas aerodinámicas.

13.2.1.2 Carga de propulsión

La hipótesis de partida para el diseño de la simulación es que el área frontal del aerodino se encuentra bloqueada, respecto a la máxima fuerza que puede propulsar el motor.

- Fuerza de aplicación: 27.9 N
- Área de aplicación (simplificada): $0,0225 \text{ m}^2$
- Factor de seguridad de cálculo: 1,5
- Factor de seguridad: 5
- Espesor de diseño: 0,88 mm (diseño mediante simulación)

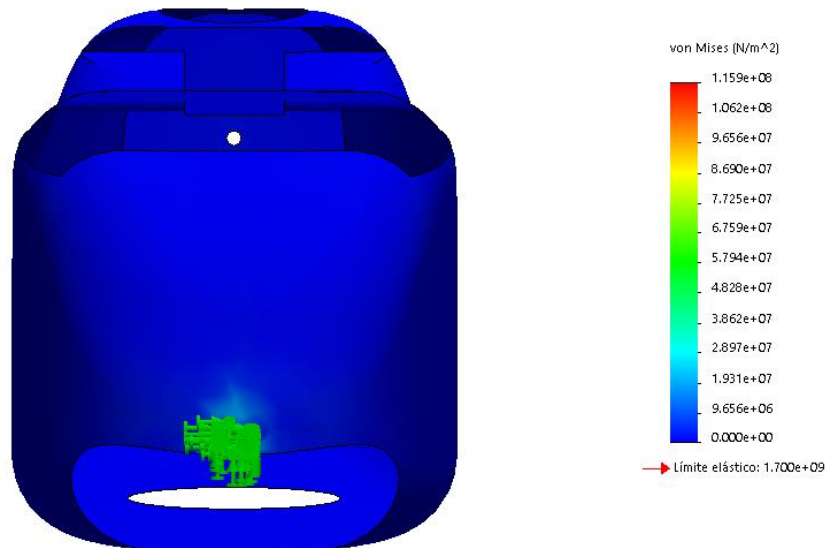


Ilustración 72. Tensión de Von Mises generada por simulación de carga de propulsión para fibra de vidrio-S y espesor 0,88mm.

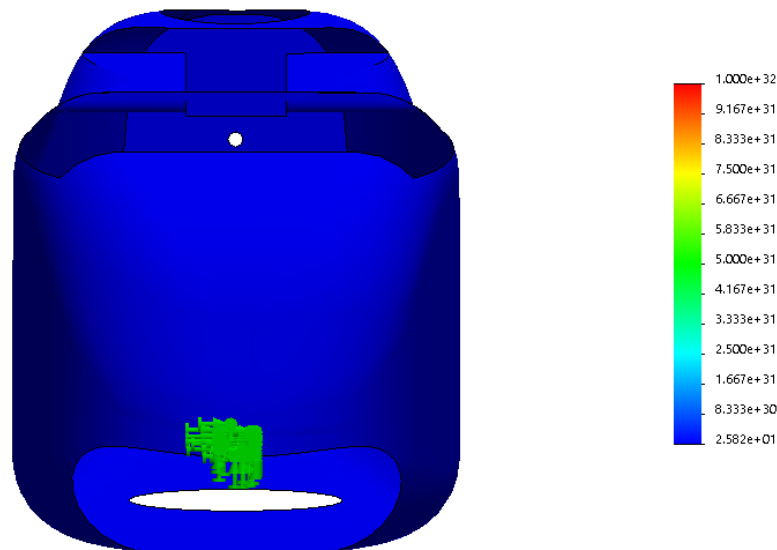


Ilustración 73. Factor de seguridad generado por simulación de propulsión para fibra de vidrio-S y espesor 0,88mm.

Como se pudo ver en el apartado de requisitos de diseño y como se establece en el **BOE-A-1988-26623**, el factor de seguridad resultante, Ilustración 73, de la sollicitación por carga de propulsión es $25 > 5$. Por tanto, el diseño establecido para EPP cumple también con el requisito de factor de seguridad de las cargas de propulsión.

13.2.1.3 Carga de colisión

En este apartado nos encontramos con dos hipótesis tal y como definimos en el apartado de requisitos de diseño.

Hipótesis de aterrizaje por amaraje, para esta hipótesis realizaremos la condición de carga como una carga estática instantánea. Donde la carga se aplicara sobre toda la superficie de la panza proyectado sobre el plano XY, esta carga será magnificada por G en condiciones establecidas en el **BOE-A-1988-26623**. Se establece que las G recibidas por la estructura debe de ser de +15 G en sentido descendente.

Por tanto las fuerzas aplicadas sobre la hipótesis, como definimos en el apartado de requisitos de diseño serán las siguientes.

- Masa: 4 Kg
- Factor de seguridad de cálculo: 1,5
- Área de aplicación (simplificada): $0,102m^2$
- Factor de seguridad: 1,5
- Factor "G" descendente: 15 G

$$\text{Carga aplicada en dirección Z} = 1,5 * 4 * (10 * 15) = 900N$$

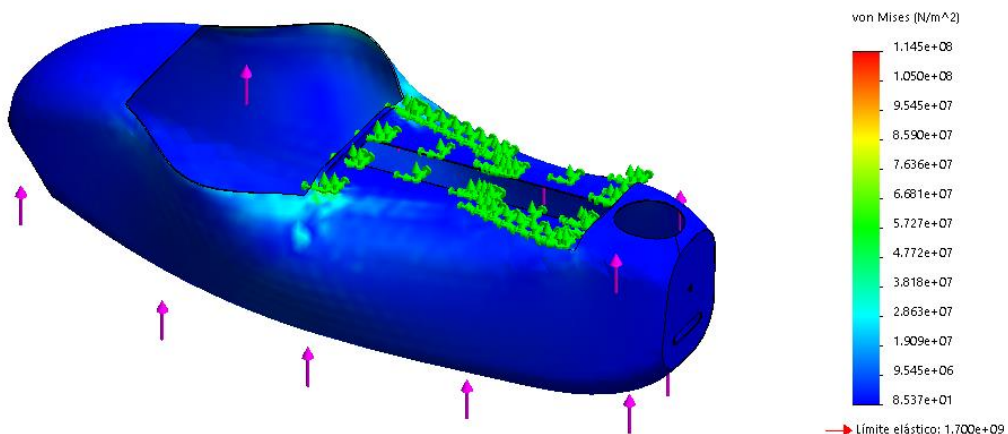


Ilustración 74. Tensión de Von Mises generada por simulación de carga de amaraje para fibra de vidrio-S y espesor 0,88mm.

Como podemos observar en la Ilustración 74, esta es la hipótesis más crítica a la que se expone la aeronave. La presión generada por la toma de tierra es transmitida al cuerpo alar. Ésta hipótesis como se ha descrito anteriormente solo es válida para el primer instante, posteriormente se igualarían la fuerza de sustentación con la presión ejercida sobre la panza. Ésta situación va en incremento hasta que la fuerza de sustentación es remplazada por la fuerza normal sobre el suelo.

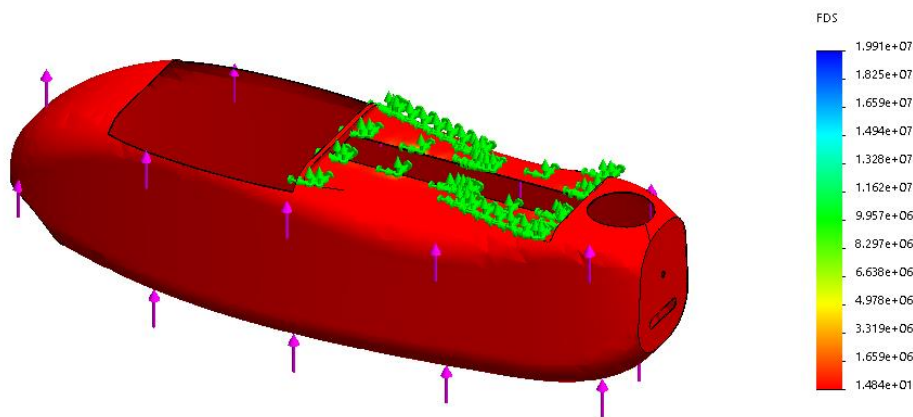


Ilustración 75. Factor de seguridad generado por simulación de amaraje para fibra de vidrio-S y espesor 0,88mm.

Como se pudo ver en el apartado de requisitos de diseño y como se establece en el **BOE-A-1988-26623**, el factor de seguridad del material como se puede observar en la Ilustración 75 la solicitud por carga de amaraje es $14 > 5$ por tanto el diseño establecido para EPP cumple también con el requisito de factor de seguridad de las cargas de amaraje.

La segunda hipótesis de colisión a la que se someterá el fuselaje es la hipótesis por caída con paracaídas. Para esta hipótesis plantearemos la que se determinó previamente en el apartado de diseño de donde se extraen los siguientes datos:

- Masa: 4 Kg
- Energía: 16,78J
- Velocidad=2,9 m/s
- Diámetro=2,133m
- Cd=2,2
- Área=3,56m²
- área de aplicación (simplificada): 0,102m²
- Factor de seguridad: 5

Para la simulación de la segunda hipótesis emplearemos el cálculo mediante el análisis de caída, donde se determinara la velocidad final de impacto, para este tipo de cálculo se aplicara directamente el cálculo de velocidad aportado por el fabricante y se implantara el factor de seguridad aportado en la norma.

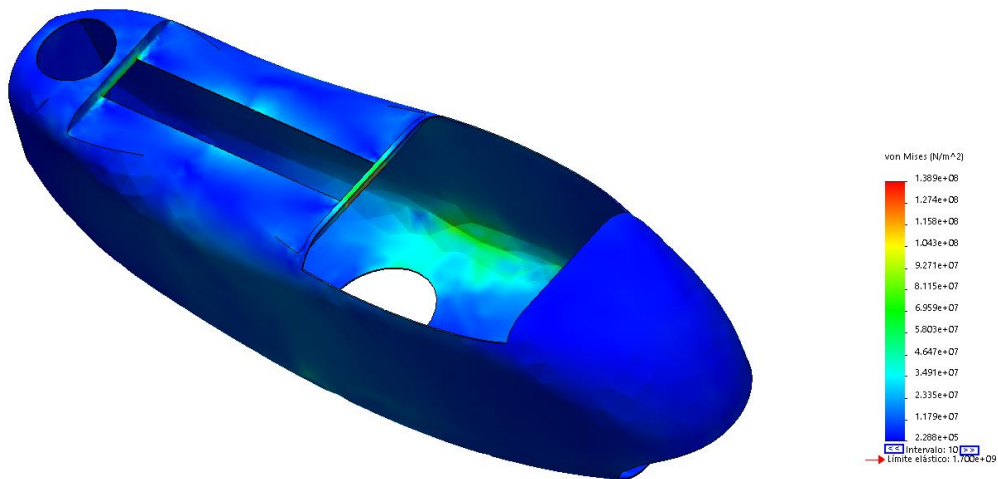


Ilustración 76. Tensión de Von Mises generada por simulación de carga de caída con paracaídas para fibra de vidrio-S y espesor 0,88mm.

Tras la simulación podemos observar que el pico de tensión generada por la caída sobre el material se produce en el intervalo 29 después de la caída, donde la energía se ha distribuido a lo largo de todo el fuselaje. En la imagen además podemos observar los frentes generados por la energía donde obtenemos fibras en compresión, zona verde y fibras con tracción la zona azul, esto sin duda genera un desgaste sobre el material y nos indica la dirección de aplicación de las fuerzas internas tras el impacto.

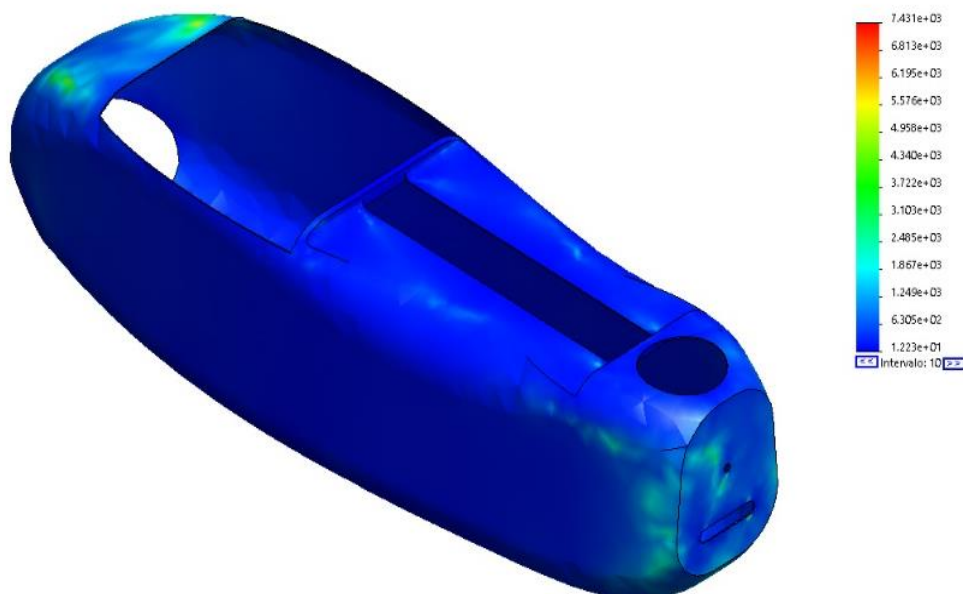


Ilustración 77. Factor de seguridad generado por simulación de caída con paracaídas para fibra de vidrio-S y espesor 0,88mm.

Como se pudo ver en el apartado de requisitos de diseño y como se establece en el **BOE-A-1988-26623**, el factor de seguridad resultante, Ilustración 77, la solicitud por carga de caída con paracaídas es $12 > 5$. Por tanto, el diseño establecido para EPP cumple también con el requisito de factor de seguridad de las cargas de caída con paracaídas.

13.3 Conclusiones de la simulación del fuselaje simple

Los resultados que podemos extraer tras realizar las simulaciones y determinar el espesor óptimo para el fuselaje comparándolo con el diseño y material de referencia son:

Tabla 36. Comparativa entre el material de referencia y el material seleccionado

Material	EPP	Fibra de vidrio S	Porcentaje de variación
Peso material	0,40Kg	0,27Kg	-46%
Volumen interior cm^3	265,2 cm^3	267,8 cm^3	+0,01%
Simulación de ensayo aerodinámico	Ten. de Mises:1,93* $10^6 Pa$ Des: 0,74 mm FDS: 6,0	Ten. de Mises:2,23* $10^6 Pa$ Des:1,77mm FDS: 70	Ten. de Mises: +115,54% Des: +239,19% FDS: +1160,00%
Simulación de ensayo de carga por propulsión	Ten. de Mises:2,77* 10^6 Des: 4,19mm FDS:4,3	Ten. de Mises:1,15* $10^8 Pa$ Des:7,90mm FDS:25	Ten. de Mises: +4151,62% Des: +188,54% FDS: +581%
Simulación de ensayo por carga de amaraje	Ten. de Mises:7,02* $10^6 Pa$ Des: 1,31mm FDS:1,7	Ten. de Mises:1,14* $10^8 Pa$ Des:0,84 mm FDS:15	Ten. de Mises: +1623,93% Des: -164,12% FDS: +882%
Simulación de ensayo por carga de caída con paracaídas	Ten. de Mises:5,65* $10^6 Pa$ Des: 1,25mm FDS:2,1	Ten. de Mises:1,38* $10^8 Pa$ Des:1,45mm FDS:12	Ten. de Mises: +2442,48% Des: +116,00% FDS: +571%

Lo primero que podemos observar viendo la tabla 36 es que la diferencia del peso respecto el material de referencia es de una disminución del 46%. Asociado con esto podemos ver como un menor espesor de pared se traduce en una menor inercia de material y por tanto provoca que los desplazamientos y las tensiones aumenten, creando zonas con concentradores de tensiones.

Esto se ve especialmente en la carga producida por la resistencia parásita de la aeronave, donde la aeronave tiene una peor estabilidad estructural ante presiones constantes en contrapartida de otros materiales como el EPP.

Viendo los resultados obtenidos podemos visualizar por qué la estructura semimonocasco es la más empleada en la actualidad. Apreciamos que las fibras, aunque cuenten con unas muy buenas propiedades mecánicas, carecen de estabilidad estructural y factor de forma. Esto muchas veces es asociado al bajo espesor requerido para cumplir con el trabajo.

La solución a este problema viene dada por elementos rigidizadores, en nuestro caso la estructura, que unan las capas exteriores de la fibra y las mantengan uniformes a las cargas. Así se consigue reducir las deformaciones y por tanto los concentradores de tensiones.

14 Puntos críticos y diseño inicial de la estructura

14.1 Puntos críticos del fuselaje

Para la fase de diseño de la estructura interior emplearemos el uso de las deformaciones asociadas a los ensayos con el fin de detectar las zonas donde se crea una mayor oscilación.

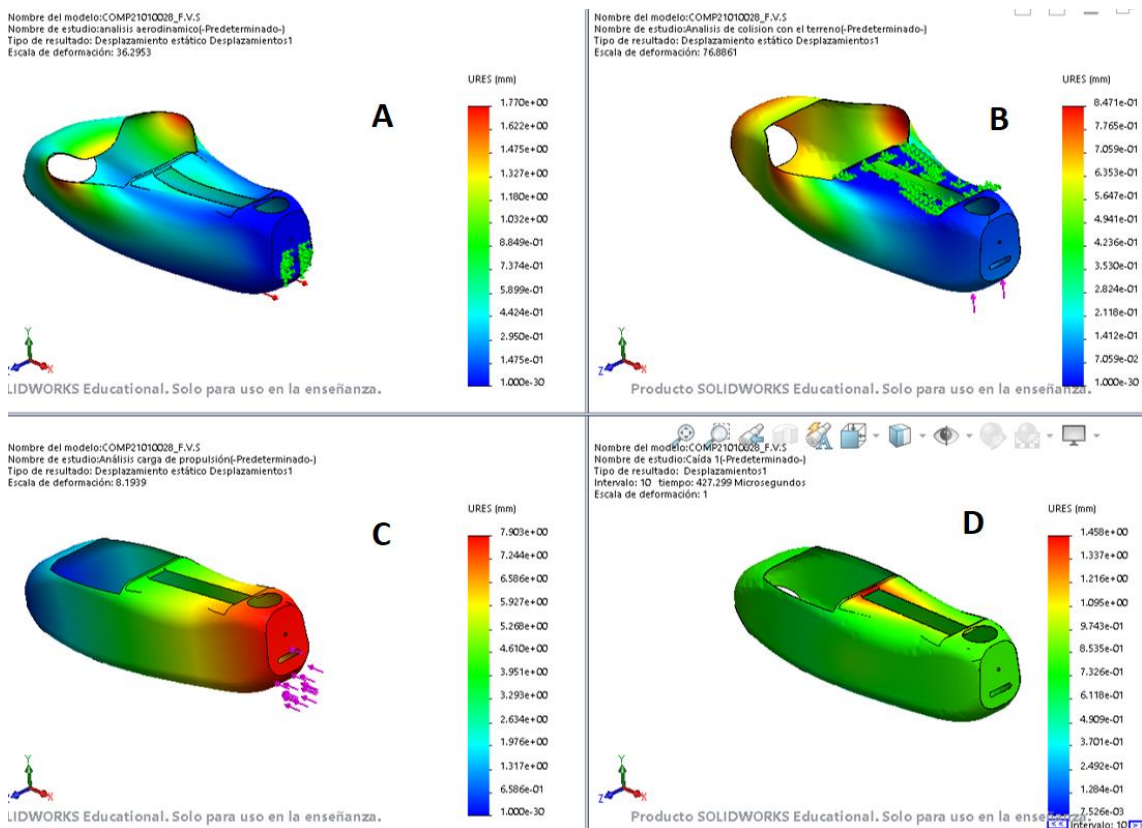


Ilustración 78. Desplazamiento debido a las cargas de los ensayos A, B, C y D.

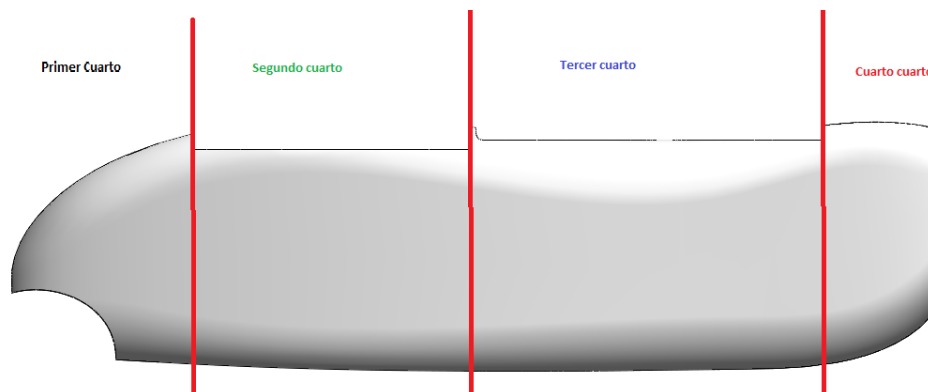


Ilustración 79. Secciones que componen el aerodino.

Observando la Ilustración 78 podemos observar el comportamiento de la aeronave al frente de distintos tipos de tensión, en el ensayo A de la Ilustración 78. En este podemos observar que los desplazamientos frente a la carga aerodinámica se producen en el primer cuarto de la aeronave, Ilustración 79.

Las tensiones generadas en el ensayo A se centran en el área con la abertura para la cabina. Esto es debido a la fuerza de compresión que recibe el frontal por la resistencia aerodinámica parásita. Un bajo espesor de pared provoca el pandeo en la zona de abertura, creando fuerzas internas de flexión, estirando las capas externas del material y contrayendo las capas internas.

En el ensayo B de la Ilustración 78, con la hipótesis de carga por propulsión podemos observar las fuerzas de tensión que provoca un empuje sobre la zona trasera. Esto crea una zona de compresión de las fibras en el cuarto cuarto de la Ilustración 79. Esta tensión de compresión de las fibras va disminuyendo a medida que la fuerza se aleja del punto de aplicación, debido a la elasticidad del material. Las fibras de este actúan como resorte absorbiendo la energía proporcionada por el motor.

En el tercer cuarto de la Ilustración 78, ensayo C, con la hipótesis de carga por amaraje podemos observar las fuerzas de tensión que provoca una colisión sobre la parte inferior del fuselaje. Una oposición al cambio de dirección provocada por las alas propicia una flexión sobre el primer y segundo cuarto. En cambio, el tercer y el cuarto cuarto se oponen a la guiñada, Ilustración 79. Este pandeo provocado por la zona frontal se traduce en una flexión hacia el exterior de la cabina generando concentradores de tensiones dentro de ella.

En el ensayo D de la Ilustración 78, con la hipótesis de carga por caída con paracaídas podemos observar las fuerzas de tensión que provoca una caída controlada sobre la parte inferior del fuselaje. Esta carga crea una zona de compresión de las fibras a lo largo de todos los cuartos de fuselaje. Con este tipo de carga se crea una especial tensión entre la unión de la parte posterior de la cabina. Con esta carga el fuselaje en su conjunto tiende a flectar hacia el interior provocando en esta parte unas enormes cargas de compresión del material.

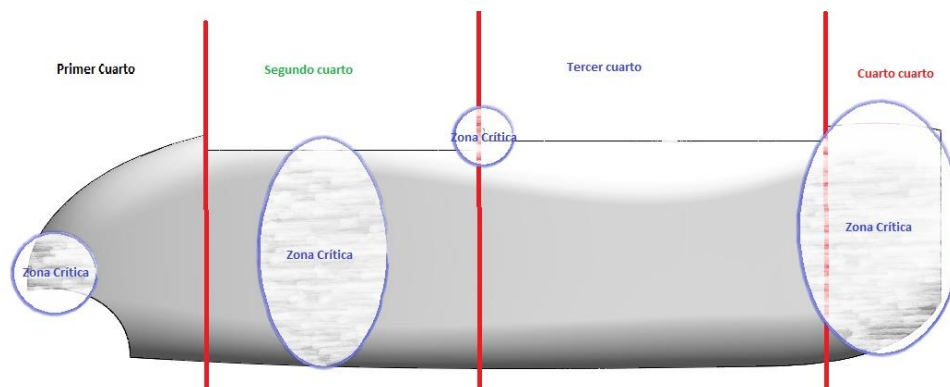


Ilustración 80. Partes Críticas del fuselaje del aerodino.

Por tanto, la estructura interior debe de satisfacer las necesidades de la aeronave, controlando en mayor medida las zonas críticas de la aeronave planteadas en la Ilustración 80.

14.2 Diseño inicial con el material de referencia

Para el diseño inicial buscaremos una estructura que cubra las zonas críticas planteadas en el apartado de puntos críticos del fuselaje. Está aunque no cumpla nos servirá de base para analizar los requisitos que necesita la aeronave donde para ello emplearemos la hipótesis de amaraje.

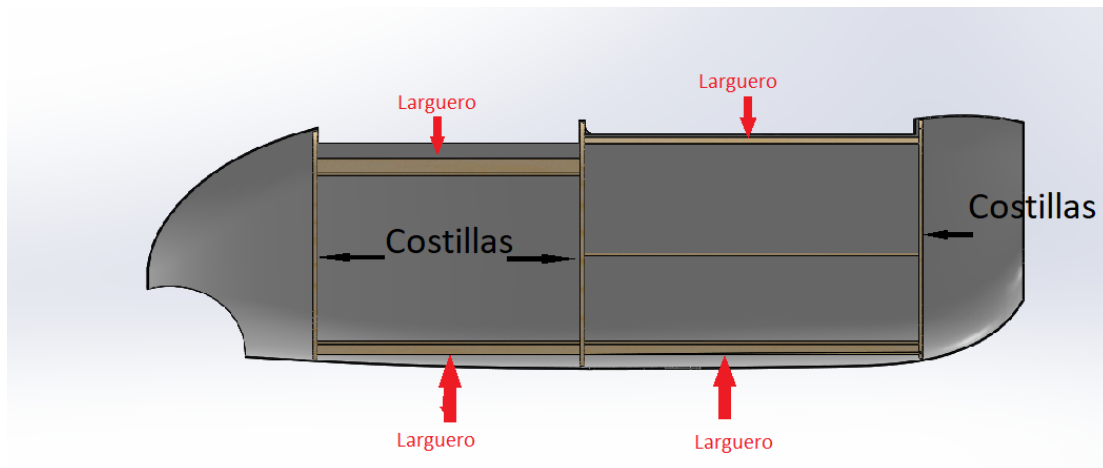


Ilustración 81. Primera hipótesis de fuselaje.

En la Ilustración 81 podemos observar un planteamiento de fuselaje donde partimos de cubrir las zonas críticas con costillas y empleamos largueros para unir las costillas entre ellas. Los largueros tienen la función de soportar las cargas del plano XZ y las costillas de soportarlas en el YZ. La conjunción de estos dos tipos de estructuras son las que dotan de inercia al conjunto.

Primer ensayo

Ensayo por aterrizaje, condiciones establecidas en los otros apartados.

Resultados

- Peso estructura: 109,2 g
- FDS: 0,18

Condiciones

- Masa: 4 Kg
- Factor de seguridad de cálculo: 1,5
- Área de aplicación (simplificada): $0,0015m^2$
- Factor de seguridad: 5
- Factor "G" descendente: 15 G

Carga aplicada en dirección Z = $1,5 * 4 * (10 * 15) = 900N$

Resultado:

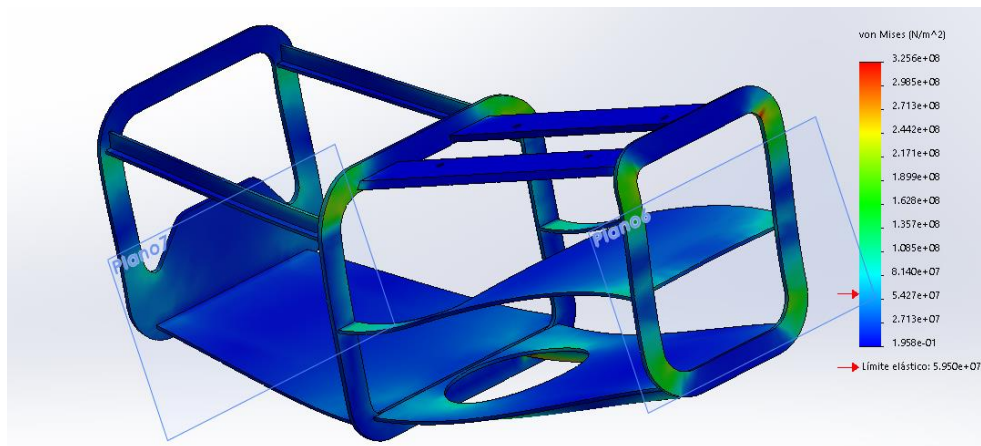


Ilustración 82. Primer ensayo de aterrizaje para optimización estructural, material pino.

Los resultados que podemos observar en la Ilustración 82 son que la estructura sufre de grandes deformaciones. Esto resulta en zonas críticas donde se concentran las tensiones y por tanto en material rompe. La primera modificación que se tiene que aportar es la necesidad de agregar largueros planos XY para reducir las deformaciones.

Segundo ensayo

Ensayo por aterrizaje, condiciones establecidas en los otros apartados.

Resultados

- Peso estructura: 159 g
- FDS: 0,58

Condiciones

- Masa: 4 Kg
- Factor de seguridad de cálculo: 1,5
- Área de aplicación (simplificada): $0,0015m^2$
- Factor de seguridad: 5
- Factor "G" descendente: 15 G

Carga aplicada en dirección Z = $1,5 * 4 * (10 * 15) = 900N$

Resultado:

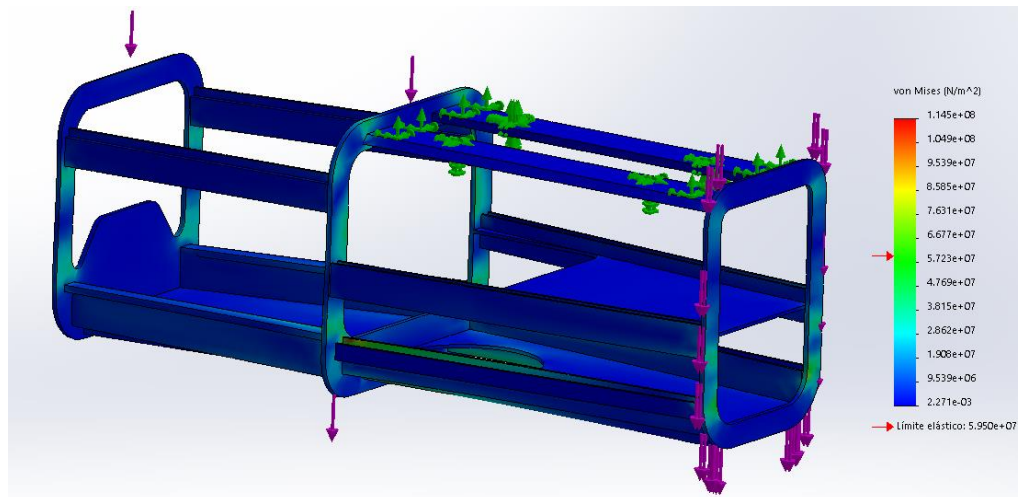


Ilustración 83. Segundo ensayo de aterrizaje para optimización estructural, material pino.

Tras aplicar los nuevos largueros podemos ver que la tensión, aunque es superior todavía, está disminuido notablemente, Ilustración 83. Observamos los puntos críticos en los largueros debido a que estos soportan toda la carga de flexión en el extremo. Para evitar subir el espesor de los largueros emplearemos el uso de unos largueros paralelos que ocupen el plano XY. Finalmente podemos observar en la segunda costilla cómo esta tiende deformarse y por tanto termina cediendo. Para solucionarlo emplearemos el uso de una mayor sección a lo largo de su perímetro aumentando la inercia en el plano YZ.

Tercer ensayo

Ensayo por aterrizaje, condiciones establecidas en los otros apartados.

Resultados

- Peso estructura: 171,6 g
- FDS: 1,79

Condiciones

- Masa: 4 Kg
- Factor de seguridad de cálculo: 1,5
- Área de aplicación (simplificada): $0,0015m^2$
- Factor de seguridad: 5
- Factor "G" descendente: 15 G

Carga aplicada en dirección Z = $1,5 * 4 * (10 * 15) = 900N$

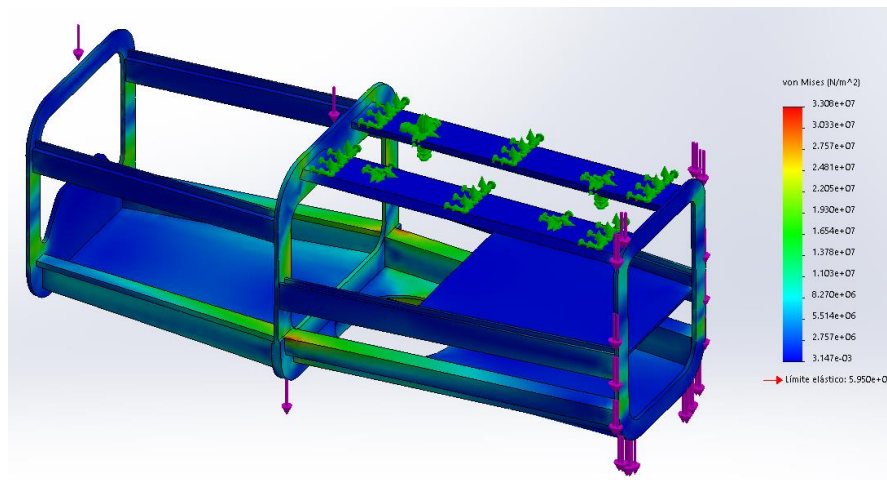


Ilustración 84. Tercer ensayo de aterrizaje para optimización estructural, material pino.

En este tercer ensayo, Ilustración 84 podemos apreciar una clara mejoría. Es así debido a que en ningún momento se pasa el módulo elástico. Además, el factor de seguridad está por arriba del límite establecido como 1,5, por tanto, damos como válida hasta hipótesis y la someteremos a los distintos ensayos.

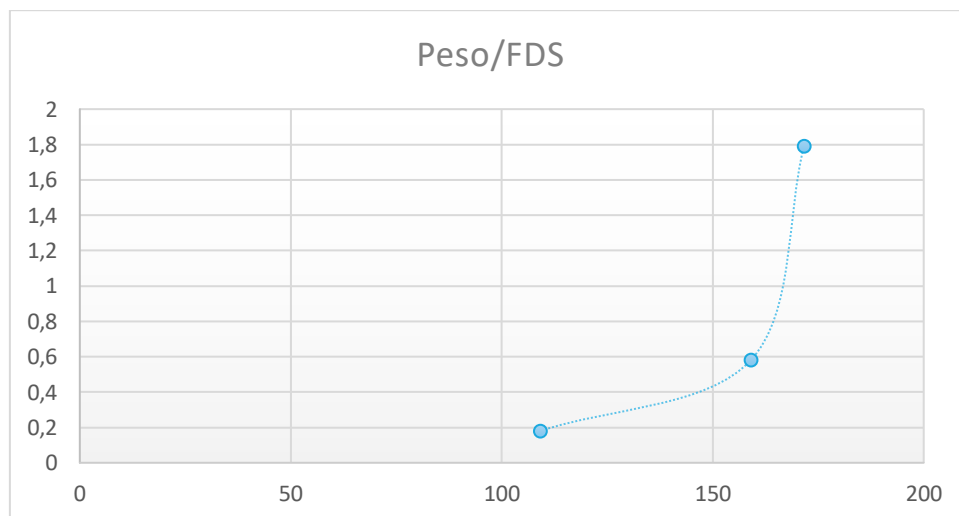


Gráfico 1. Gráfico entre peso y factor de seguridad de la estructura con material pino.

Observando el gráfico 1 vemos algo muy interesante y es que la relación entre la resistencia y peso muchas veces no es proporcional. Esto tiene un límite puesto que a medida que aumentemos la resistencia llegaría a un punto donde se volverá lineal o incluso descendería, puesto que el propio peso del material jugará en contra de la resistencia.

14.3 Simulación del diseño optimizado

14.3.1 Diseño estructural con el material de referencia madera de pino

Para la selección del diseño óptimo se someterá a la estructura a los distintos tipos de análisis planteados para la colisión de la aeronave con el terreno. Además, a esta se le planteará la hipótesis de carga interna inercial. Se supondrá que la madera se trata de un material isotrópico, puesto que no se cuentan con los suficientes datos para considerarlo como ortotrópico.

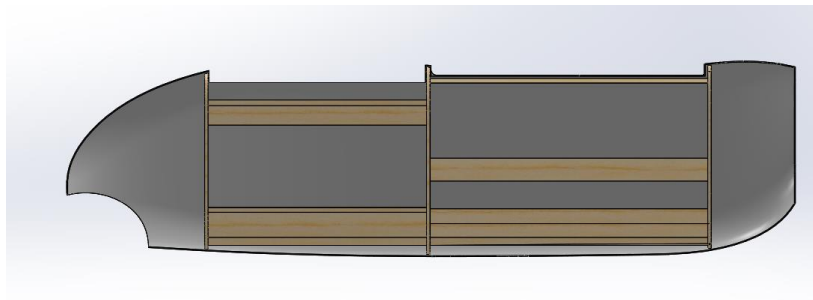


Ilustración 85. Solución aportada para estructura.

14.3.1.1 Carga de colisión

En este apartado nos encontramos con dos hipótesis tal y como definimos en el apartado de requisitos de diseño.

Hipótesis de aterrizaje por amaraje, para esta hipótesis realizaremos la condición de carga como una carga estática instantánea. Donde la carga se aplicara sobre toda la superficie del contorno de las costillas y los largueros, esta carga será magnificada por G en condiciones establecidas en el **BOE-A-1988-26623**. Se establece que las G recibidas por la estructura debe de ser de +15 G en sentido descendente.

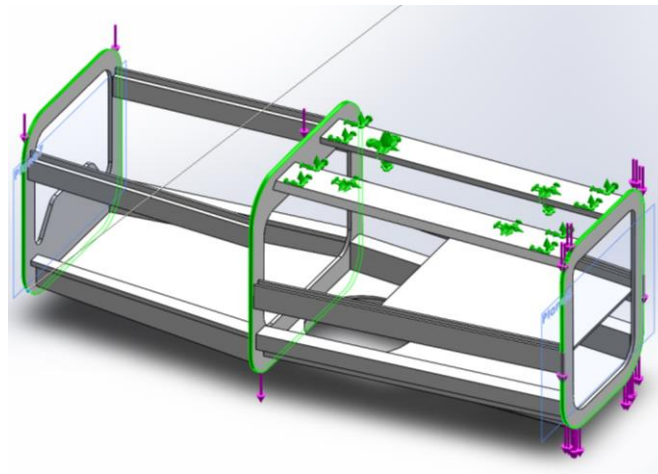


Ilustración 86. Área de aplicación de las fuerzas por hipótesis de colisión.

La aplicación de la fuerza a la estructura se realizará tal y como se puede observar en la Ilustración 86, esta es el area de contacto entre el fuselaje y la estructura. Las fuerzas aplicadas sobre la hipótesis, como definimos en el apartado de requisitos de diseño serán las siguientes.

- Masa: 4 Kg
- Factor de seguridad de cálculo: 1,5
- Área de aplicación (simplificada): $0,0015m^2$
- Factor de seguridad: 1,5
- Factor "G" descendente: 15 G

Carga aplicada en dirección Z = $1,5 * 4 * (10 * 15) = 900 N$

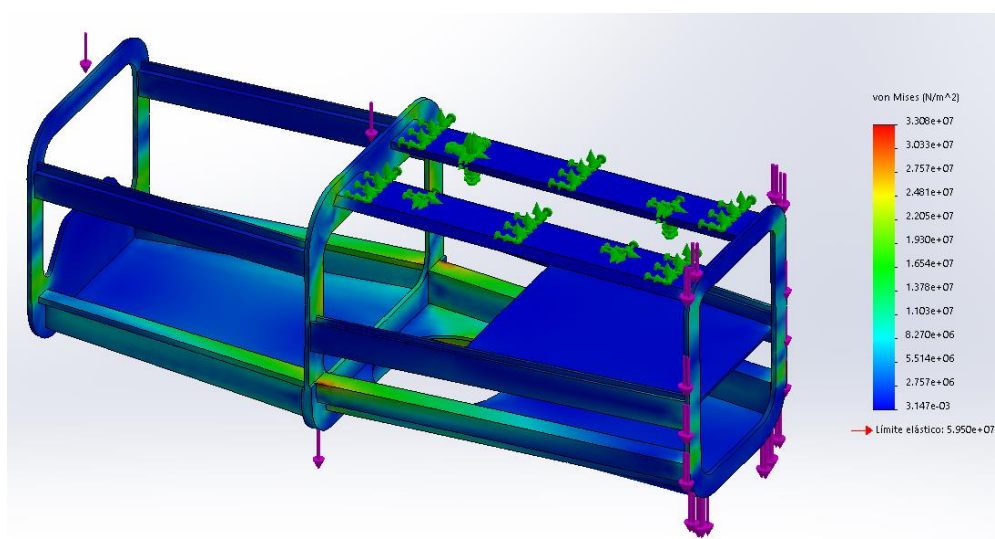


Ilustración 87. Tensión de Von Mises generada por simulación de amaraje para material madera de pino, modelo optimizado.

Como podemos observar en la Ilustración 87, esta es la hipótesis más crítica a la que se expone la estructura. La presión generada por la toma de tierra es transmitida al cuerpo alar. Esta hipótesis como se ha descrito anteriormente solo es válida para el primer instante, posteriormente se igualarían la fuerza de sustentación con la presión ejercida sobre la panza. Esta fuerza va en decrecimiento hasta que la fuerza de sustentación es remplazada por la fuerza normal sobre el suelo.

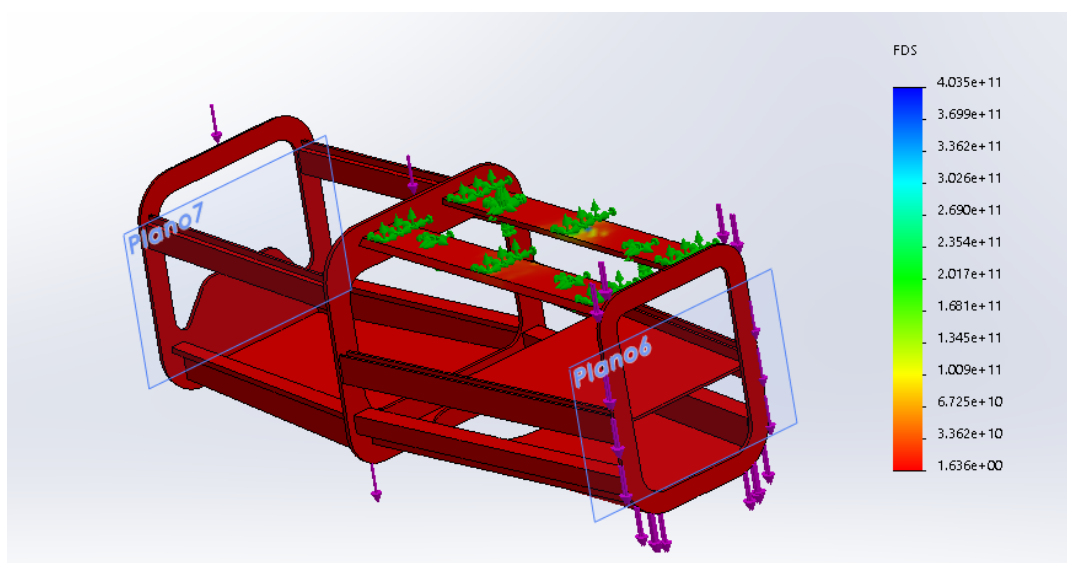


Ilustración 88. Factor de seguridad generado por simulación de amaraje para material madera de pino, modelo optimizado.

Como se pudo ver en el apartado de requisitos de diseño y como se establece en el **BOE-A-1988-26623**, el factor de seguridad resultante, Ilustración 88, de la solicitud por carga de amaraje es $1.63 > 1.5$. Por tanto el diseño establecido para la madera cumple también con el requisito de factor de seguridad de las cargas de amaraje.

La segunda hipótesis de colisión a la que se someterá la estructura es la hipótesis por caída con paracaídas. Para esta hipótesis plantearemos la que se determinó previamente en el apartado de diseño de donde se extraen los siguientes datos:

- Masa: 4 Kg
- Energía: 16,78J
- Velocidad=2,9 m/s
- Diámetro=2,133m
- $C_d=2,2$
- Área= $3,56m^2$
- área de aplicación (simplificada): $0,102m^2$
- Factor de seguridad: 1,5

Para la simulación de la segunda hipótesis emplearemos el cálculo mediante el análisis de caída, en el programa solidworks. Se determinará la velocidad final de impacto, dato aportado por el fabricante y se implantará el factor de seguridad aportado en la norma.

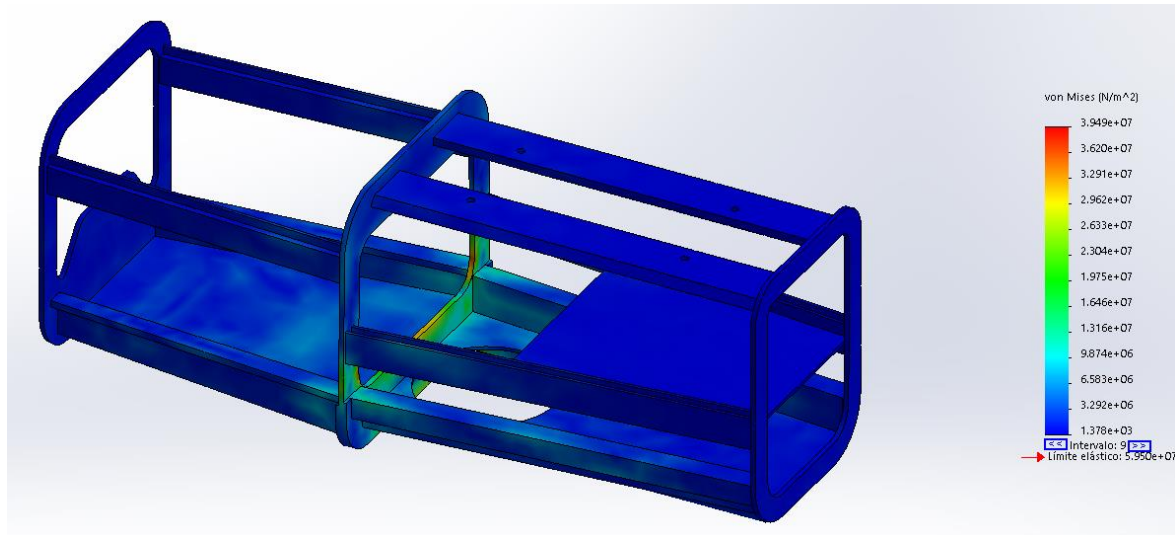


Ilustración 89. Tensión de Von Mises generada por simulación de caída con paracaídas para material madera de pino, modelo optimizado.

Tras la simulación podemos observar en la Ilustración 89 que el pico de tensión generada por la caída sobre el material se produce en el intervalo de tiempo 0,308 microsegundos después de la caída. Ésta almacena sus puntos críticos alrededor de las costillas puesto que son las zonas que contienen un menor espesor y que por tanto se pueden deformar con mayor facilidad.

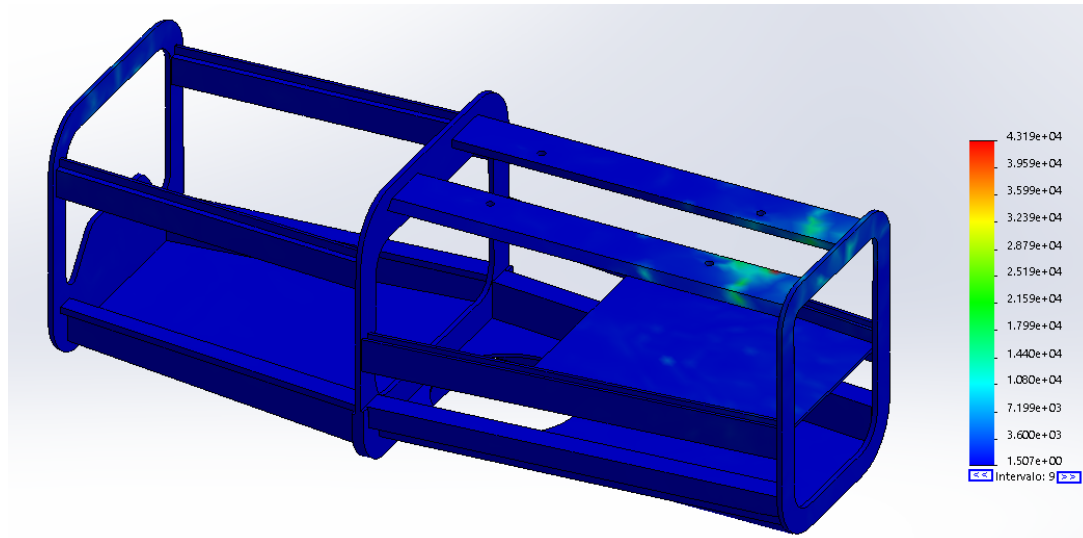


Ilustración 90. Factor de seguridad generado por simulación de caída con paracaídas para material madera de pino, modelo optimizado.

Como se pudo ver en el apartado de requisitos de diseño y como se establece en el **BOE-A-1988-26623**. El factor de seguridad resultante, Ilustración 90, de la sollicitación por carga de caída con paracaídas es $1,51 > 1,5$. Por tanto el diseño establecido para la estructura con el material pino cumple también con el requisito de factor de seguridad de la carga por caída con paracaídas.

14.3.1.2 Carga inercial máxima en vuelo

Para la primera hipótesis de carga inercial máxima en vuelo emplearemos las condiciones de vuelo donde se estará efectuando una maniobra positiva con la carga máxima que nos determina la norma. Además, se aplicará las cargas inerciales internas determinadas por los componentes internos donde haremos la simplificación de una carga repartida equivalente al peso de la aeronave en la zona de carga.

Maniobra positiva

- Masa: 4 Kg
- Factor G: 3 G
- Área de aplicación (simplificada): $0,0003m^2$
- Factor de seguridad: 1,5

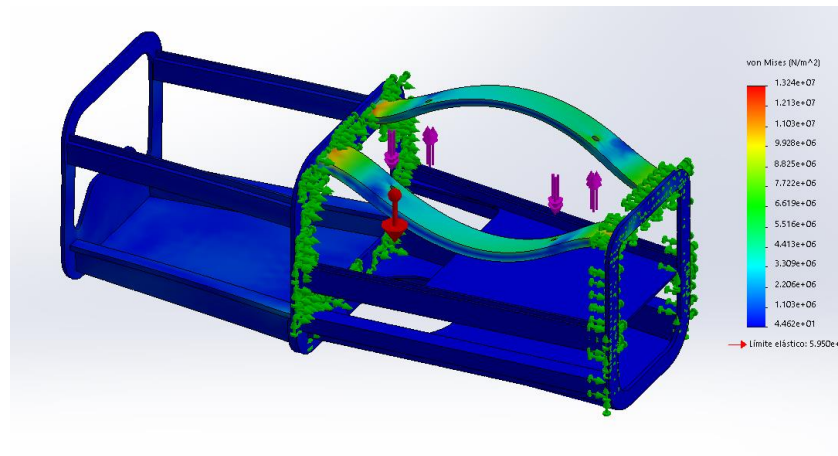


Ilustración 91. Tensión de von Mises con Maniobra en sentido positivo, carga máxima, Madera de pino, modelo optimizado.

Tras la simulación tal y como podemos observar en la Ilustración 91, las tensiones críticas se sitúan en las uniones con las alas.

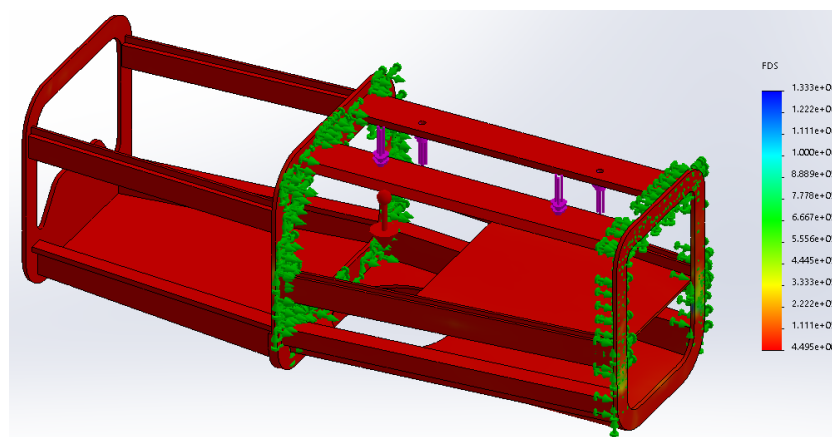


Ilustración 92. Factor de seguridad con Maniobra en sentido positivo, carga máxima, Madera de pino, modelo optimizado.

Como se pudo ver en el apartado de requisitos de diseño y como se establece en el **BOE-A-1988-26623**, el factor de seguridad resultante, Ilustración 92, de la sollicitación por carga inercial máxima en vuelo con maniobra en sentido positivo es $2,65 > 1,5$. Por tanto, el diseño establecido para la estructura con el material pino cumple también con el requisito de factor de seguridad.

Para la simulación de la segunda hipótesis emplearemos el mismo tipo de cálculo que en la hipótesis anterior, pero esta vez la aeronave trabajara sobre un factor g negativo. Esto es la hipótesis donde el avión hace la maniobra de invertido. En este caso el factor de seguridad G será negativo y por tanto las fuerzas actuarán en sentido ascendente.

Maniobra negativa

- Masa: 4 Kg
- Factor G: -1,5 g
- área de aplicación (simplificada): $0,0003m^2$
- Factor de seguridad: 1,5

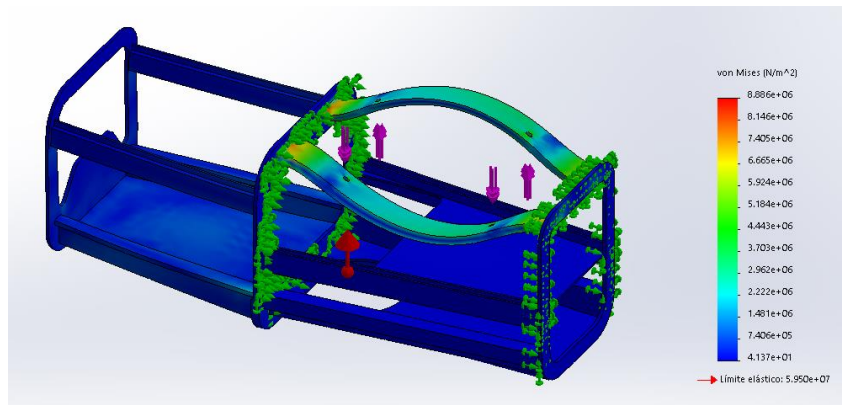


Ilustración 93. Tensión de Von Mises con maniobra en sentido negativo, carga máxima, madera de pino, modelo optimizado.

Observando la Ilustración 93 podemos observar que con la segunda simulación aunque su carga sea negativa generalmente esta no afecta a nivel estructural. Por tanto el resultado es una disminución de la tensión sobre los mismos puntos que en el anterior ensayo.

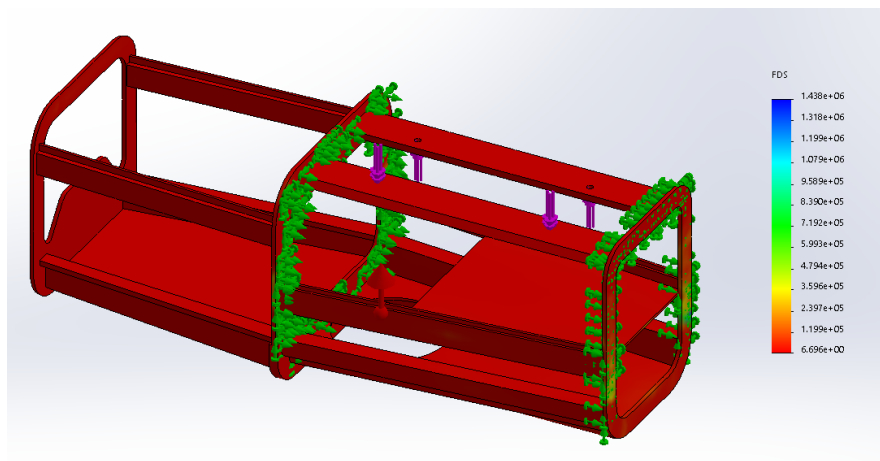


Ilustración 94. Factor de seguridad con Maniobra en sentido negativo, carga máxima, Madera de pino, modelo optimizado.

Como se pudo ver en el apartado de requisitos de diseño y como se establece en el **BOE-A-1988-26623**, el factor de seguridad resultante, Ilustración 94, de la sollicitación por carga inercial máxima en vuelo con maniobra en sentido negativo es $6,69 > 1,5$.

Por tanto, el diseño establecido para la estructura con el material pino cumple también con el requisito de factor de seguridad de la carga inercial máxima en vuelo con maniobra en sentido negativo.

14.3.2 Desplazamientos provocados por las cargas

En este apartado procederemos a analizar los desplazamientos producidos por las aplicaciones de las cargas.

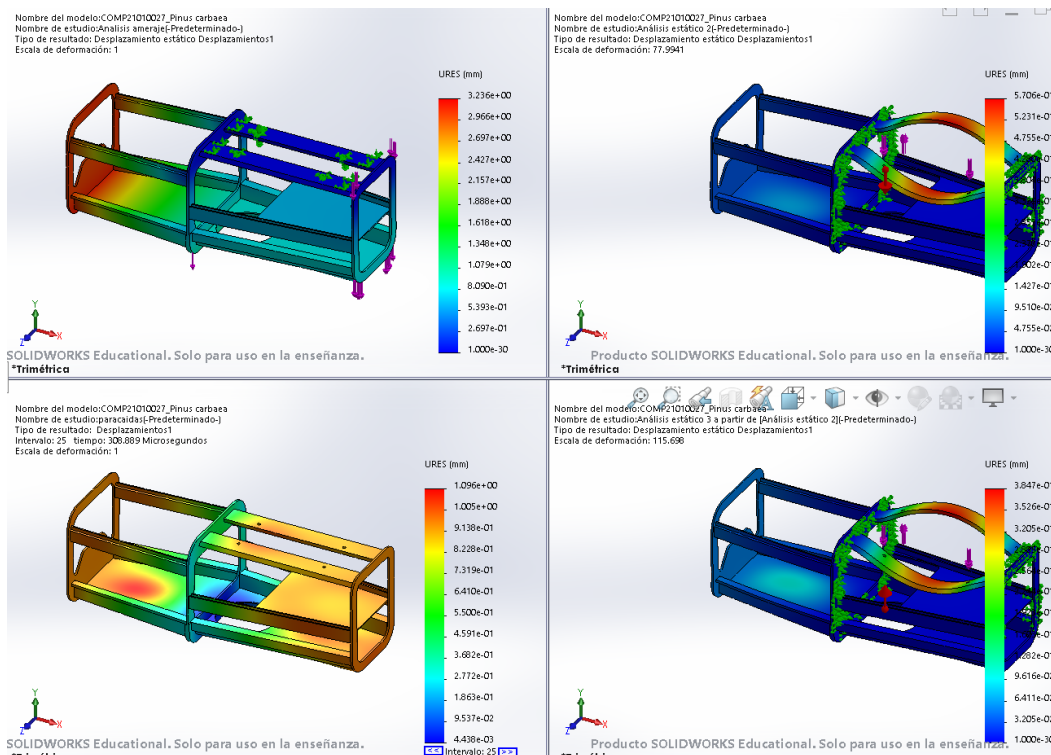


Ilustración 95. Desplazamientos tras las simulaciones para la estructura de material madera de pino y diseño optimizado.

Analizando la Ilustración 95 observamos que los desplazamientos producidos en todas las simulaciones son aceptables. El más desfavorable es el producido tras el impacto en el aterrizaje donde el desplazamiento máximo que se produce es de 3,2 mm. Por tanto, damos como aceptable el diseño y aunque siempre existe margen de mejora este cumple con las exigencias de las cargas. Además, mantiene un peso muy aceptable y por tanto este diseño sería completamente válido para emplearlo en un diseño real.

Es verdad que en la realidad las hipótesis de carga no serían tal y como se han descrito, puesto que la estructura no debe de soportar todas las cargas. El recubrimiento exterior también se encarga de amortizar parte de ellas.

El diseño final con el material de referencia se queda con una relación FDS/ Peso de $8,38 \frac{1}{Kg}$, el nuevo material deberá aportar mínimo una relación mayor.

14.4 Diseño inicial con el material Aluminio 2618A-T6

En este apartado partiremos del diseño anterior donde se analizará la carga por amaraje como simulación crítica. El nuevo material deberá aportar una relación FDS/Peso muy superior a la del material de referencia para ser planteado como una opción viable.

Primer ensayo

Ensayo por aterrizaje, condiciones establecidas en los otros apartados.

- Peso estructura: 1393,35 g
- FDS: 11,13
- Masa: 4 Kg
- Factor de seguridad de cálculo: 1,5
- área de aplicación (simplificada): $0,0015m^2$
- Factor de seguridad: 1,5
- Factor "G" descendente: 15 G

Carga aplicada en dirección Z = $1,5 * 4 * (10 * 15) = 900N$

Resultado:

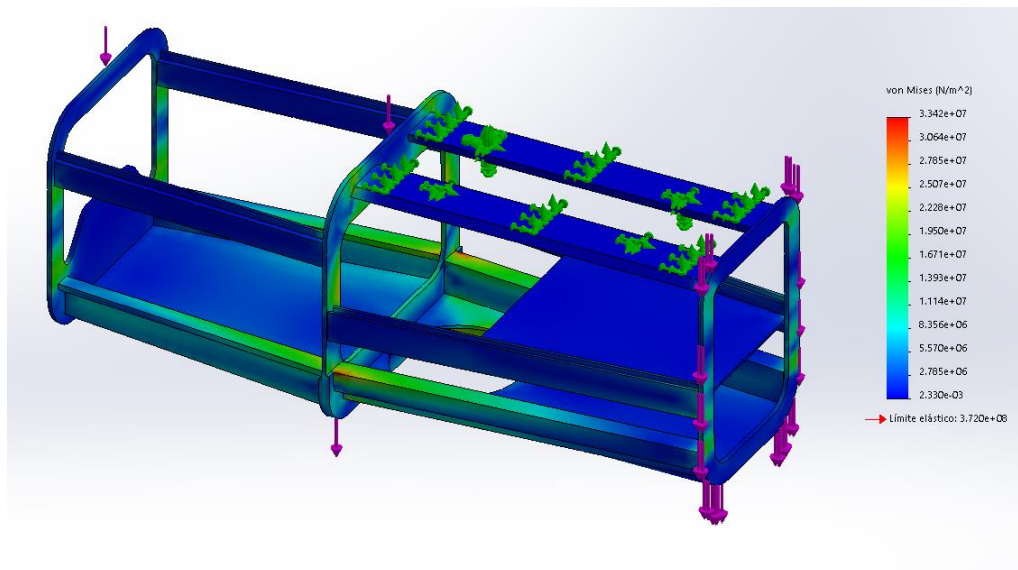


Ilustración 96. Tensión de Von Mises generada por simulación de amaraje para material aluminio 2618A-T6.

En la Ilustración 96 podemos observar que, aunque la tensión de Von Mises es mucho menor los puntos a los que afecta la estructura son los mismos. La relación FDS/Peso que se consigue con este material es de $7,98 \frac{1}{Kg}$, por tanto, este es un material menos interesante que el marcado como material de referencia. Este material no podrá ser empleado dada su relación de FDS/Peso baja que tiene y por tanto la opción será desechada.

14.5 Diseño inicial con el material Acero AISI 4340

En este apartado partiremos del diseño anterior donde se analizará la carga por amaraje como simulación crítica. El nuevo material deberá aportar una relación FDS/Peso muy superior a la del material de referencia para ser planteado como una opción viable.

Primer ensayo

Ensayo por aterrizaje, condiciones establecidas en los otros apartados.

Resultados:

- Peso estructura: 3963 g
- FDS: 21.19

Condiciones:

- Masa: 4 Kg
- Factor de seguridad de cálculo: 1,5
- área de aplicación (simplificada): $0,0015m^2$
- Factor de seguridad: 1,5
- Factor "G" descendente: 15 G

Carga aplicada en dirección Z = $1,5 * 4 * (10 * 15) = 900N$

Resultado:

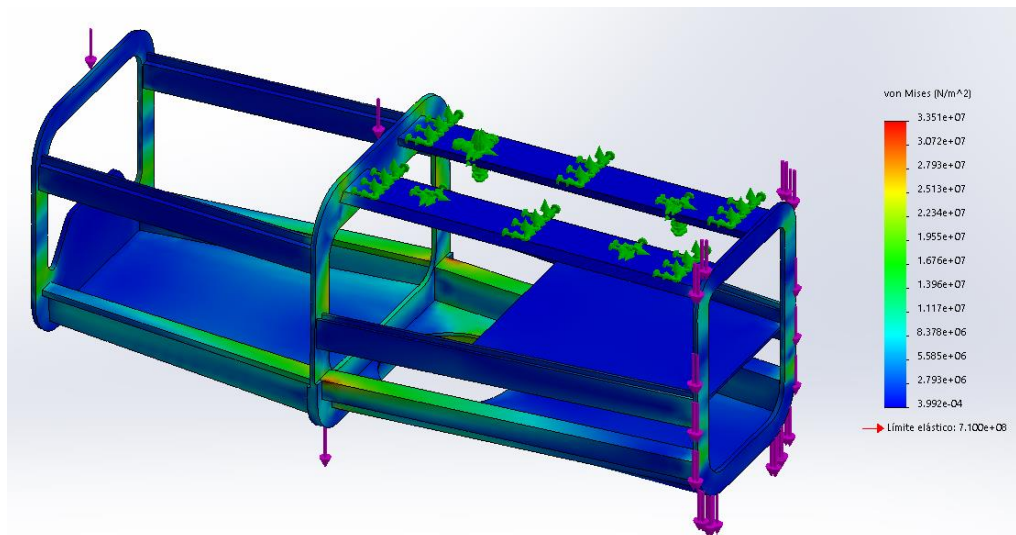


Ilustración 97. Tensión de Von Mises generada por simulación de amaraje para material acero AISI 4340.

En la Ilustración 97 podemos observar que, aunque la tensión de Von Mises es mucho menor los puntos a los que afecta la estructura son los mismos. La relación FDS/Peso que se consigue con este material es de $5,34 \frac{1}{Kg}$, por tanto, este material es el menos interesante de todos los planteados.

Este material no podrá ser empleado dada su relación de FDS/Peso baja que tiene y por tanto la opción será desechada.

14.6 Conclusiones del diseño y simulación de la estructura interna.

Las conclusiones que podemos extraer de este apartado son.

Aunque el material de referencia en la selección de materiales contaba con los peores datos nos damos cuenta tras simularlo, que con los valores que contaba eran más que suficientes para soportar las cargas necesarias.

Aunque las otras hipótesis de materiales se planteasen como opciones más interesantes estas tienen un alto peso relativo para un aerodino cuyas cargas son relativamente insignificantes.

En este apartado se ha visto la importancia de acompañar siempre de simulaciones a los materiales escogidos, puesto que muchas veces esos requisitos no se adaptan fielmente a la realidad.

15 Diseño Final

Con todos los diseños individuales realizados, se ha procedido a realizar un diseño final.



Ilustración 99. Imagen alzado diseño final fuselaje.



Ilustración 98. Imagen alzado diseño final fuselaje



Ilustración 100. Vista de planta conjunto aerodino.

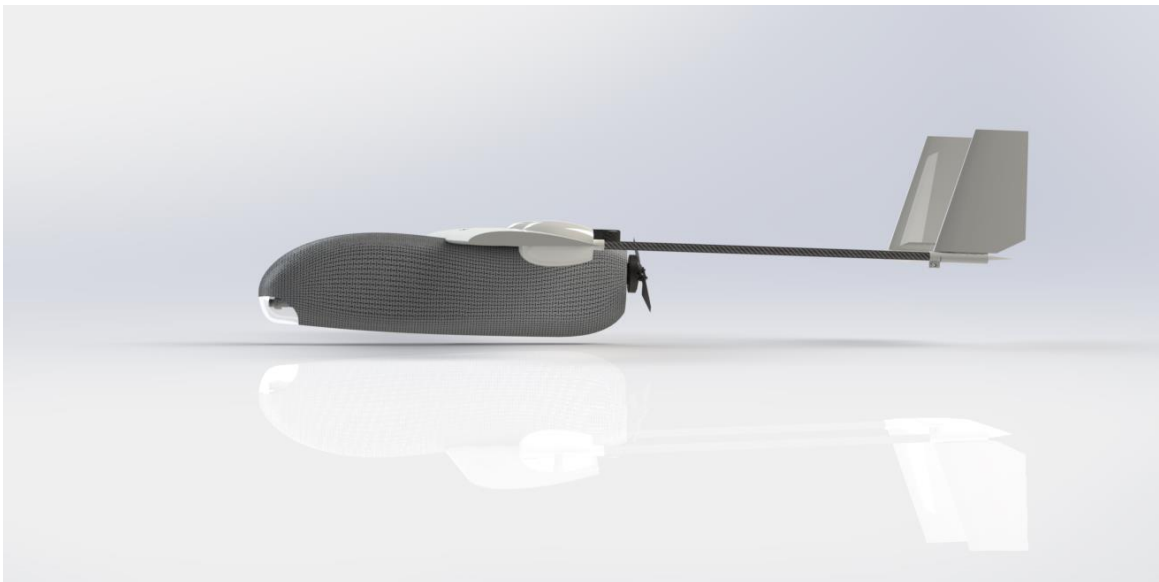


Ilustración 101. Vista de perfil conjunto aerodino.

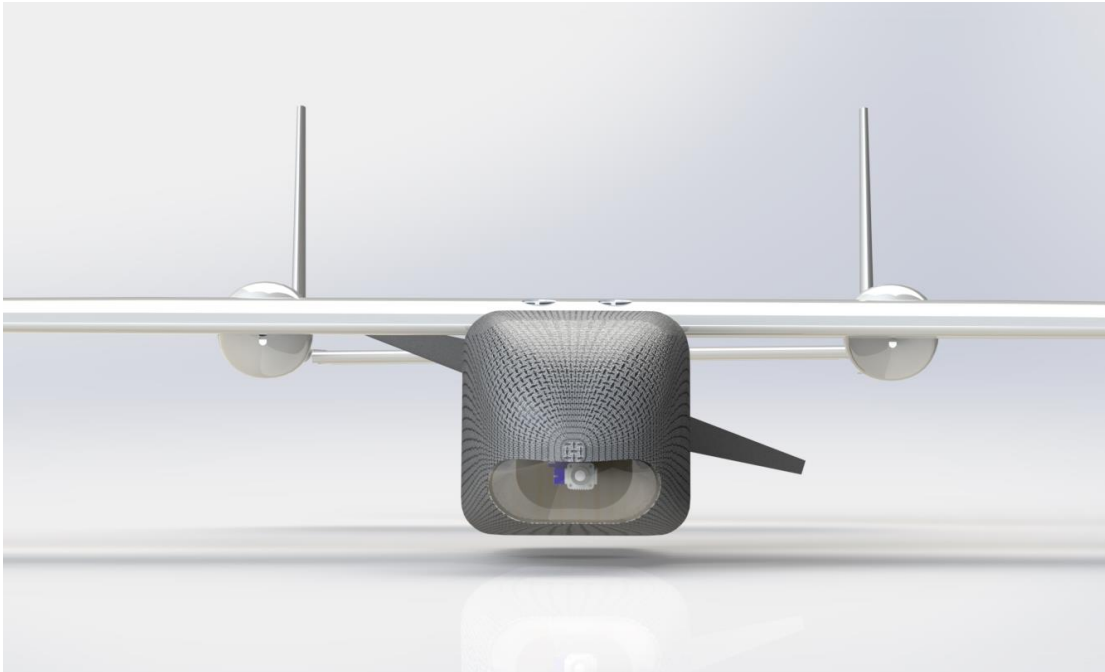


Ilustración 102. Vista de alzado conjunto aerodino.

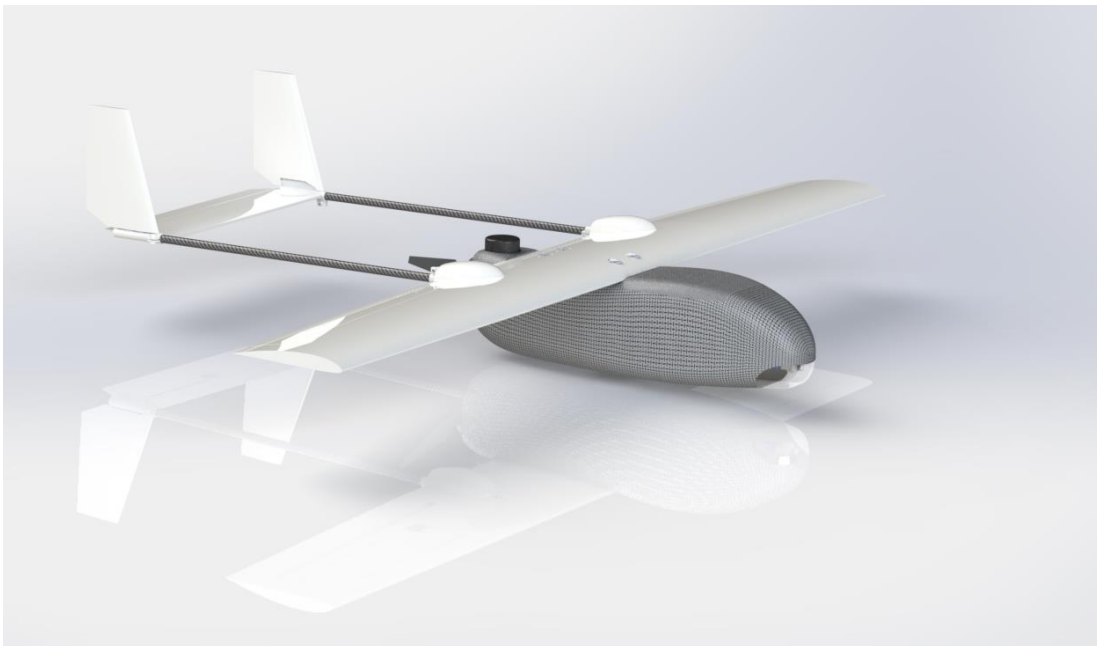


Ilustración 103. Vista de perspectiva isométrica conjunto aerodino.

16 Número de unidades necesarias.

En este apartado procederemos a realizar el cálculo de las unidades necesarias para el tratamiento de una superficie con la finalidad de obtener el número de unidades óptimo. Es así como podremos obtener el proceso de fabricación que mejor se adecue. Para calcular el número de aerodinos necesarios emplearemos los siguientes criterios:

1. Área de trabajo
2. Rango operacional

16.1 Área de trabajo

El área de trabajo que emplearemos para el cálculo de unidades necesarias son los incendios producidos y la superficie quemada en la Comunidad Valenciana. Para ello emplearemos los datos proporcionados por la Conselleria d'Àgricultura, Medi Ambient, canvi Climàtic i desenvolupament rural. En la Comunidad Valenciana se han producido un total de 1.858 incendios del periodo que abarca 2009-2018. Siendo el más grave el producido en 2012 con un total de 59.000 Ha quemadas, el equivalente a 590 Km^2 . Por tanto, el valor más crítico será tomado por este incendio y el número de unidades mínimas que debería de haber operativas tiene que poder escanear y rastrear el equivalente a 590 Km^2 .

Área de trabajo = 590 Km^2

16.2 Rango operacional

Ancho útil

En este apartado procederemos a realizar las aptitudes al servicio que presentara el VANT. Además de esto se calculará el área para la lente "ZEISS Touit 2.8/12" abarcaría a una altura máxima de servicio.

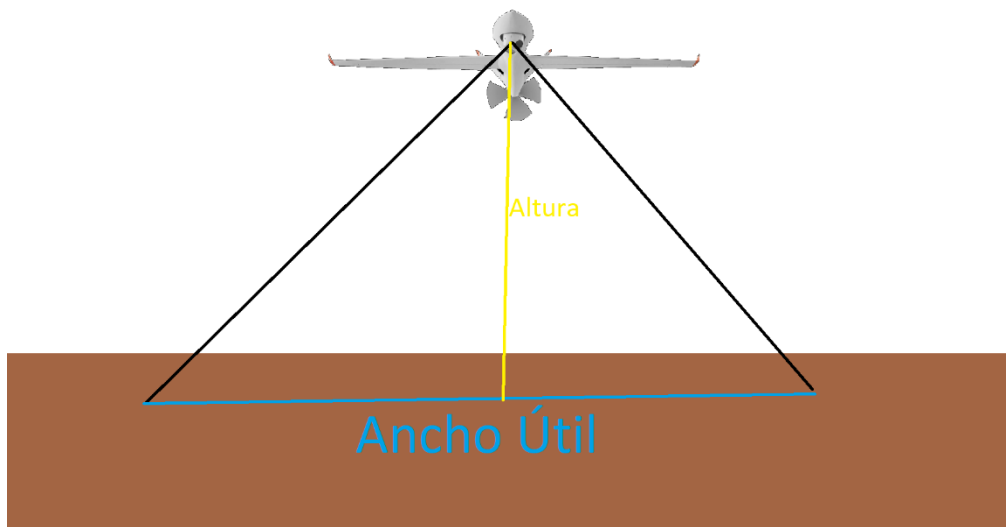


Ilustración 104. Ilustración de toma de fotografías de un UAV.

Para calcular el área que es capaz de fotografiar en cada instante, simplificaremos el problema a un triángulo simple donde mediante uso de la ley de los senos.

Como esta aeronave siempre avanza en dirección al largo útil, este será simplificado. Siempre se tomará una foto en el instante siguiente, creando un efecto barrido allá por donde pase.

$$\frac{\sin A}{a} = \frac{\sin B}{b} = \frac{\sin C}{c}$$

Angulo de apertura de lente (**FOV**) $\alpha = 99.9^\circ$

Altura máxima de servicio **h=120m**

Tiempo máximo de vuelo **T=2,57h**

Velocidad de crucero **V=45,65Km/h**

$$Au \rightarrow \frac{Au}{\sin \frac{1}{2} * FOV} = \frac{h}{\sin(180 - (\frac{1}{2} * FOV + 90))}$$

Ancho útil **Au=0,281Km**

Rango operacional

$$Ro = T * V * Au$$

$$Ro = 2,57 * 45,65 * 0,281 = 32,96 \text{Km}^2$$

Por tanto, cada dron será capaz de manejar un área equivalente a $32,96\text{Km}^2$, por vuelo. El número total de drones que necesitaríamos para barrer un incendio forestal en la comunidad valenciana será:

$$N.^\circ \text{ VANT} = \frac{\text{Área de trabajo}}{\text{Rango operacional}}$$

N.º VANT necesarios: 17,90-> **18**

16.3 Solución aportada en la actualidad

En la actualidad el trabajo de control de incendios se hace con el uso dron "DJI mavic 2 Pro" (8) un dron muy ligero y transportable con capacidades VTOL y que lo hacen más favorable al uso.

16.4 Rango Operacional "DJI Mavic 2 pro"

Angulo de apertura de lente (FOV) $\alpha = 77^\circ$

Altura máxima de servicio $h = 120\text{m}$

Tiempo máximo de vuelo $T = 0,5 \text{ h}$

Velocidad de crucero $V = 25\text{Km/h}$

$$Au \rightarrow \frac{Au}{\sin \frac{1}{2} * FOV} = \frac{h}{\sin(180 - (\frac{1}{2} * FOV + 90))}$$

Ancho útil

Au=0,281Km

Rango operacional

$$Ro = T * V * Au$$

Ro=0,5*25*0,191=2,38Km²

Por tanto, cada dron será capaz de manejar un área equivalente a $2,38\text{Km}^2$, por vuelo. El número total de drones que necesitaríamos en la actualidad para barrer un incendio forestal en la comunidad valenciana será:

N.º VANT necesarios en la actualidad: 247,89-> **248**

Comparando los resultados podemos ver que la diferencia entre la solución planteada y la utilizada en la actualidad es de una disminución del 1.370% de los recursos necesarios actualmente.

17 Selección del proceso de fabricación

17.1 Determinación de la capacidad productiva mínima.

En este apartado procederemos a seleccionar el proceso de fabricación que se adecua mejor al número de unidades requeridas.

Se ha visto que son necesarias 18 unidades para realizar un control y barrido de un incendio forestal completo. Adecuaremos esta cifra a un total de 20 unidades, que deberían ponerse en marcha en un periodo de 2 años, donde empezara a aplicarse en su totalidad el **RD 2019/945** y el **RE-2019/947**.

El tiempo de servicio obligatorio deberá ser de 2 años, periodo marcado por la ley española como plazo general. Por tanto, la capacidad productiva mínima que se necesitará para satisfacer las necesidades del mercado será:

Primer Periodo (2 años)

Tiempo Laborable anual= 1.720 h (**BOE-A-2020-1626**)

Unidades mínimas= 20

$$\left(\frac{\text{Tiempo Laborable}}{\text{Unidades Mínimas}}\right) = TPM$$

$$TPM_{2 \text{ años}} = 172h/unidad$$

Para el primer periodo de 2 años la capacidad mínima productiva que necesitaremos será de 172 h por unidad, produciendo así lo mínimo que se establece. Aunque esto no refleja para nada la realidad, solo se define la capacidad mínima que deberá tener el método de fabricación.

Segundo Periodo (anual)

Tiempo Laborable anual= 1.720h (**BOE-A-2020-1626**)

Unidades mínimas= (10 nuevas +10 periodo garantía)

$$\left(\frac{\text{Tiempo Laborable}}{\text{Unidades Mínimas}}\right) = TPM$$

$$TPM_{1 \text{ año}} = 86h/unidad$$

En el segundo periodo, si nos marcamos un ritmo continuo de lanzamiento de unidades. Esta vez se le deberán sumar las aeronaves cuyo periodo de garantía empieza a fallar y sería necesario poner en funcionamiento nuevas unidades, en este caso la demanda será anual.

17.2 Selección del proceso de fabricación

En este apartado procederemos a la selección del proceso de la fabricación. En el tendremos en cuenta la calidad del proceso final y la productividad que nos permite, pero sobre todo intentaremos minimizar al máximo el coste del proceso. La selección se dividirá en 2 subapartados, Fuselaje y estructura interna, ya que ambos procesos se pueden realizar en paralelo.

Tabla 37. Características necesarias para la selección del proceso de fabricación.

	Material	Forma	Tiempo Max (h/unidad)	Unidades min
Fuselaje	Fibra de vidrio-S	Hueca 3D	86	20
Estructura	Madera de Pino	Maciza plana	86	20

17.3 Fuselaje

Para la selección del proceso de fabricación emplearemos el uso del programa CES Edupack, donde fijaremos el material, la forma y las unidades que necesitaríamos para los criterios establecidos en la tabla 37.

Para la selección final se procede a crear un mapa de procesos comparando el número de lote mínimo, para que sea rentable y la rugosidad final del proceso. Como se ha podido ver a lo largo del trabajo una menor rugosidad siempre resulta favorable dado que mejora la resistencia parásita asociada. Se establece un rango de rugosidad que comprende desde los $0\mu m$ a los $0,5\mu m$ y un rango de lote de 20 a 100 unidades.

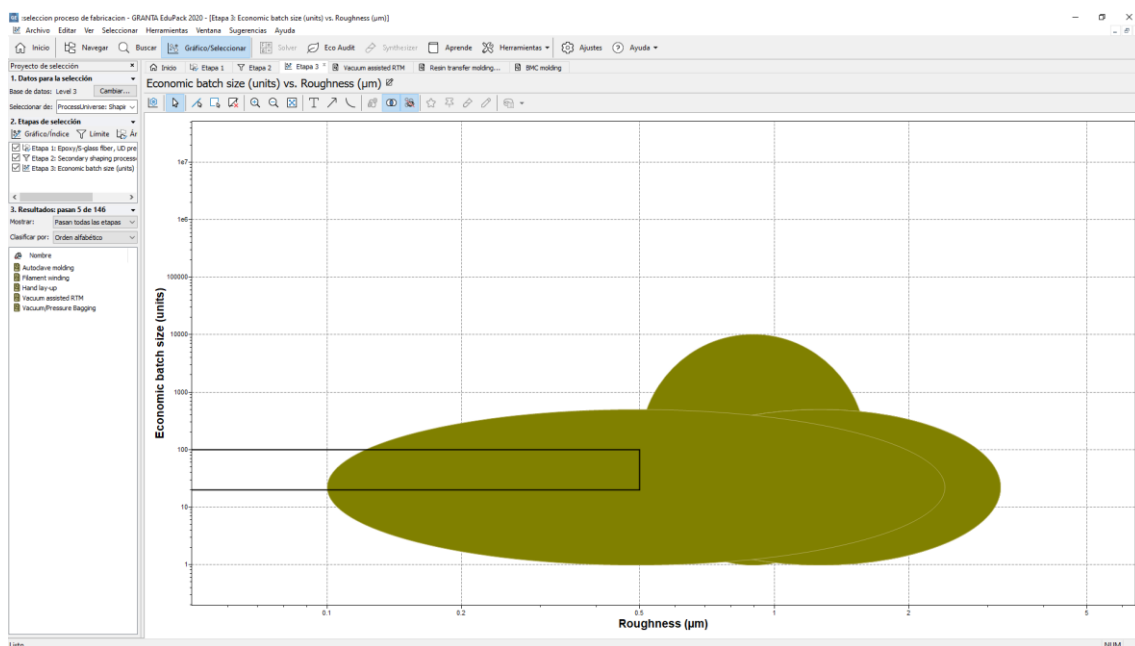


Ilustración 105. Procesos de fabricación aptos para la fabricación del fuselaje.

Los procesos que según el Ces Edupack son aptos serían los siguientes:

- Moldeo en Autoclave
- Devanado de filamentos
- Laminación Manual
- Moldeo por transferencia de resina asistido por vacío VARTM
- Bolsa de vacío

El proceso de laminación manual será desechado, puesto que este al ser un proceso manual impide tener un control exacto sobre la cantidad de resina que se deposita en cada zona del tejido. Esto es el causante de crear zonas irregulares con mayores pesos y tolerancias. Además, esto impide un correcto trabajo del material, puesto que se crean un mayor número de concentradores de tensión.

El proceso de Devanado de filamentos también será desechado, pues este trabaja con fibras individuales y no con tejidos. Aunque sería posible plantearlo mediante esta hipótesis se descarta por coherencia en el trabajo puesto que los análisis realizados no serían correctos.

Por tanto, los procesos que realmente son aptos serían:

- Moldeo en Autoclave
- Moldeo por transferencia de resina asistido por vacío VARTM
- Bolsa de vacío

Tabla 38. Tabla comparativa entre procesos de fabricación con fibra de vidrio-s.

	VARTM	Moldeo en Autoclave	Bolsa de vacío
Tolerancia (mm)	0,3 - 1	0,8 - 1	0,8 - 1
Rugosidad (um)	0,1 - 2,4	0,5 - 3,2	0,5 - 3,2
Control de Resina	No	Si	Si
Control de temperatura	Si	Si	Si
Control de Presión	Si (presión Local)	Si (Ajustable)	Si (Ajustable)
Lote mínimo rentable (unidades)	1 - 500	1 - 500	1 - 500
Labor de procesado	Media	Alta	Media
Coste aproximado por unidad (€)	45,6 - 684	210 - 3.240	185 - 3.210
Capital Necesario (€)	843 - 8.430	67.500 - 843.000	67.500 - 843.000
Porcentaje de Aprovechamiento del material (€)	0,85 - 0,95	0,8 - 0,95	0,8 - 0,95
Tasa de producción (unidades/h)	0,2 - 4	0,05 - 1	0,05 - 1
Vida de las herramientas (unidades)	200 - 500	100 - 1.000	100 - 200
Coste de las herramientas (€)	169 - 1.690	843 - 16.900	843 - 3.370

Los atributos económicos, no son los aplicables al modelo, sino que se realizan para una pieza estándar, con la finalidad de comparar los procesos.

Pieza estándar

Masa: 1 Kg

Longitud: 1 m

Coste material: $7,16 \frac{\text{€}}{\text{Kg}}$

Gastos generales: $134 \frac{\text{€}}{\text{h}}$

Tasa de descuento: 5%

Factor de carga: 0,5

Se puede observar que todos los procesos cumplen con las características establecidas para que el proceso y la calidad del producto final sea apta. Por tanto, se procederá con a la selección del método que suponga un menor coste asociado, en este caso se procede con el método VARTM. Es así porque la calidad que ofrece el proceso es suficiente para la elaboración del aerodino, aun sin tener un control exacto sobre la cantidad de resina aplica el método ofrece un acabado final superior a los otros métodos con una tolerancia menor y sobre todo una muy baja rugosidad.

Además, este proceso cumple con la hipótesis de TPM, puesto que la tasa de producción es de 4 h/unidad del modelo estándar frente a las 86 h/unidades mínimas que se demandaría.

$$TP (VARTM)_{1 \text{ año}} = 430 \text{ unidades}$$

17.4 Estructura

Para la selección del proceso de fabricación emplearemos el uso del programa CES Edupack, donde fijaremos el material, la forma y las unidades que necesitaríamos criterios establecidos en la tabla 1.

Para la selección final se procede a crear un mapa de procesos comparando el número de lote mínimo, para que sea rentable y el espesor de corte que puede tratar el proceso.

Se establece un rango de espesor que comprende desde los $2mm$ a los $10mm$ y un rango de lote de 20 a 100 unidades.

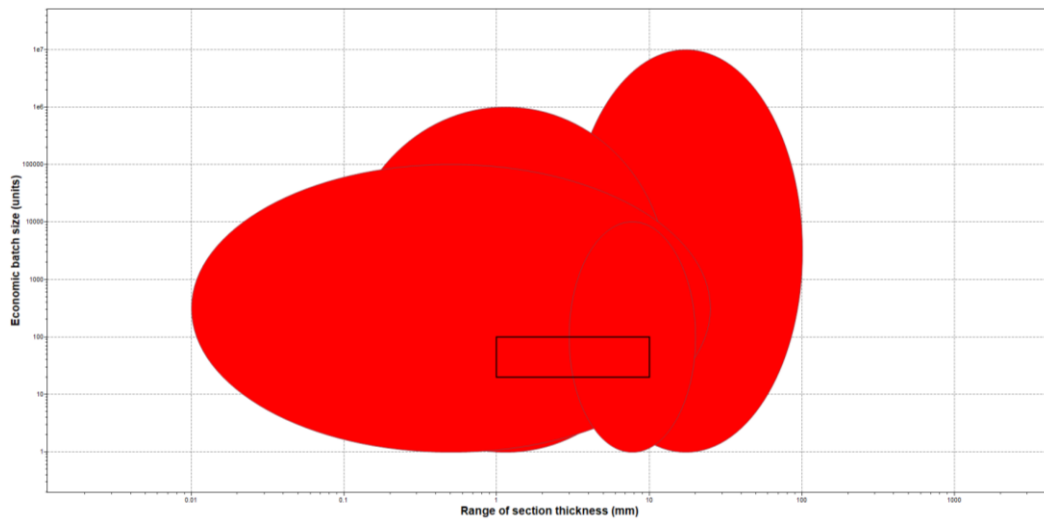


Ilustración 106. Procesos de fabricación aptos para la fabricación de la estructura.

Los procesos que según el Ces Edupack son aptos serían los siguientes:

- Sierra de banda
- Sierra circular
- Guillotina
- Corte láser

El proceso de guillotina será desechado, puesto que, aunque es posible realizar cortes con este método el acabado con la madera es nefasto y además este no puede realizar cortes complejos como si pueden realizar el resto de los procesos.

Por tanto, los procesos que realmente son aptos serían:

- Sierra de banda
- Sierra circular
- Corte láser

Tabla 39. Tabla comparativa de procesos de fabricación con madera de pino.

	Sierra de banda	Sierra circular	Corte láser
Tolerancia (mm)	0,25 - 3	0,1 - 1	0,005 – 0.04
Rango de corte (mm)	3 - 20	3 – 100	0,01 – 25
Velocidad de corte(m/s)	0,0005 – 0,007	0.0005 – 0.02	-
Sección mínima de corte (mm)	0,8 - 3	1 - 5	-
Operario continuo	Si	Si	No
Lote mínimo rentable (unidades)	1 – 10.000	1 – 10.000.000	1 – 100.000
Labor de procesado	Media	Media	Baja
Capital Necesario (€)	3.300 – 9.900	2.200 – 87.900	58.600 – 208.000

Las conclusiones que podemos extraer tras el análisis son que, aunque son válidos los 3 procesos, por la labor de procesado que se reduce y su alta oferta como máquinas de alquiler emplearemos el método de corte láser.

Dado que el número de unidades producidas es bajo se decide por subcontratar el proceso a una empresa externa que realice el proceso de corte.

18 Materiales Necesarios para la fabricación de 1 modelo

En este apartado procederemos a determinar la materia prima necesaria para la elaboración de 1 aerodino mediante los métodos de fabricación seleccionados.

18.1 Materia prima VARTM

En este apartado se procederá a definir y calcular la materia prima necesaria para el proceso de VARTM.

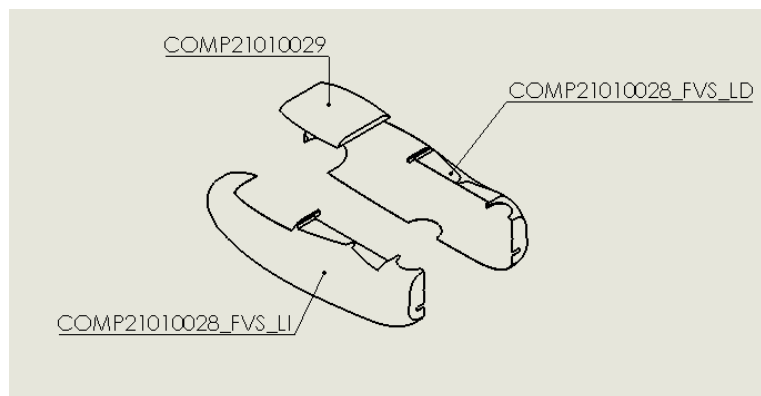


Ilustración 107. Componentes del Fuselaje.

Para la elaboración de un fuselaje como se puede apreciar en la Ilustración 107 partiremos de 3 partes diferentes:

1. Fuselaje Lateral izquierdo (COMP21010028_FVS_LI)
2. Fuselaje lateral derecho (COMP21010028_FVS_LD)
3. Cabina (COMP21010029)

Estos tres componentes comparten tanto el material como el proceso de fabricación VARTM por tanto para los cálculos de materia prima necesaria emplearemos el siguiente cálculo:

18.2 Cálculos de Resina y fibras.

Fuselaje Lateral izquierdo

Área equivalente (AE): $0,16m^2$

Capas (N.ºC): 3

Espesor de capa (EC): 0,44 mm

Densidad Resina (ρ_R): $1020 \frac{Kg}{m^3}$

Densidad Fibra (ρ_F): $2600 \frac{Kg}{m^3}$

Relación volumen Fibra/Resina (RV): 70/30

% de Aprovechamiento de la resina (AR): 80%

% de Aprovechamiento de la fibra (AF): 70%

% de Aprovechamiento del proceso (AP): 85%

Cálculos Fuselaje Lateral izquierdo

$$\text{Área Real fibra}_{80 \frac{g}{m^2}} = AE * N.^{\circ}C * AF * AP$$

$$\text{Área Real fibra}_{80 \frac{g}{m^2}} = 0,16 * 3 * 1,30 * 1,15 = 0,72 m^2$$

Una vez calculado el área procederemos a realizar el cálculo de volumen real para determinar la cantidad de resina necesaria para el proceso.

$$\text{Volumen Fibra}_{80 \frac{g}{m^2}} = \text{Area Real fibra} * EC$$

$$\text{Volumen Fibra}_{80 \frac{g}{m^2}} = 0,72 * 0,44 * 10^{-3} = 3,16 * 10^{-4} m^3$$

Del cual sabiendo la relación del volumen entre resina y fibra:

$$\text{Volumen Resina} = \text{Volumen Fibra} * RV * AR * AP$$

$$\text{Volumen Resina} = \frac{30}{70} * 3,16 * 10^{-4} * 1,2 * 1,15 = 1,66 * 10^{-4} m^3$$

Peso Resina = 0,17Kg

Fuselaje Lateral Derecho

Área equivalente (AE): $0,16 m^2$

Capas (N.^oC): 3

Espesor de capa (EC): 0,44 mm

Densidad Resina (ρ_R): $1020 \frac{Kg}{m^3}$

Densidad Fibra (ρ_F): $2600 \frac{Kg}{m^3}$

Relación volumen Fibra/Resina (RV): 70/30

% de Aprovechamiento de la resina (AR): 80%

% de Aprovechamiento de la fibra (AF): 70%

% de Aprovechamiento del proceso (AP): 85%

Cálculos Fuselaje Lateral Derecho

$$\text{Área Real fibra}_{80\frac{g}{m^2}} = AE * N.^{\circ}C * AF * AP$$

$$\text{Área Real fibra}_{80\frac{g}{m^2}} = 0,16 * 3 * 1,30 * 1,15 = 0,72m^2$$

Una vez calculado el área procederemos a realizar el cálculo de volumen real para determinar la cantidad de resina necesaria para el proceso.

$$\text{Volumen Fibra}_{80\frac{g}{m^2}} = \text{Area Real fibra} * EC$$

$$\text{Volumen Fibra}_{80\frac{g}{m^2}} = 0,72 * 0,44 * 10^{-3} = 3,16 * 10^{-4}m^3$$

Del cual sabiendo la relación del volumen entre resina y fibra:

$$\text{Volumen Resina} = \text{Volumen Fibra} * RV * AR * AP$$

$$\text{Volumen Resina} = \frac{30}{70} * 3,16 * 10^{-4} * 1,2 * 1,15 = 1,66 * 10^{-4}m^3$$

Peso Resina= 0,17Kg

Cabina

Área equivalente (AE): $0,038m^2$

Capas (N.^oC): 3

Espesor de capa (EC): 0,44 mm

Densidad Resina (ρ_R): $1.020\frac{Kg}{m^3}$

Densidad Fibra (ρ_F): $2.600\frac{Kg}{m^3}$

Relación volumen Fibra/Resina (RV): 70/30

% de Aprovechamiento de la resina (AR): 80%

% de Aprovechamiento de la fibra (AF): 70%

% de Aprovechamiento del proceso (AP): 85%

Cálculos Cabina

$$\text{Área Real fibra}_{80\frac{g}{m^2}} = AE * N.^{\circ}C * AF * AP$$

$$\text{Área Real fibra}_{80\frac{g}{m^2}} = 0,038 * 3 * 1,30 * 1,15 = 0,17m^2$$

Una vez calculado el área procederemos a realizar el cálculo de volumen real para determinar la cantidad de resina necesaria para el proceso.

$$\text{Volumen Fibra}_{80\frac{g}{m^2}} = \text{Area Real fibra} * EC$$

$$\text{Volumen Fibra}_{80\frac{g}{m^2}} = 0,17 * 0,44 * 10^{-3} = 7,49 * 10^{-5}m^3$$

Del cual sabiendo la relación del volumen entre resina y fibra:

$$\text{Volumen Resina} = \text{Volumen Fibra} * R V * AR * AP$$

$$\text{Volumen Resina} = \frac{30}{70} * 7,49 * 10^{-5} * 1,2 * 1,15 = 3,95 * 10^{-5}m^3$$

Peso Resina= 0,040Kg

Cálculos Materia prima total

Área de fibra real fabricación de 1 unidad -> $1,60\frac{m^2}{u}$

Volumen Total Resina -> $3,72 * 10^{-4}\frac{m^3}{u}$

Peso Total Resina -> $0,38\frac{Kg}{u}$

18.3 Cálculos de consumibles VARTM.

Bolsa de vacío

Área equivalente total (AE): $0,358m^2$

Capas (N.ºC): 1

% de Aprovechamiento de la bolsa (AB): 50%

% de Aprovechamiento del proceso (AP): 85%

$$\text{Área Real Bolsa} = AE * N.^{\circ}C * AB * AP$$

$$\text{Àrea Real Bolsa} = 0,62 \frac{m^2}{u}$$

Manta de absorción

Àrea equivalente total (AE): $0,358m^2$

Capas (N.ºC): 1

% de Aprovechamiento de la Manta (AM): 90%

% de Aprovechamiento del proceso (AP): 85%

$$\text{Àrea Real Manta} = AE * N^{\circ}C * AM * AP$$

$$\text{Àrea Real Manta} = 0,45 \frac{m^2}{u}$$

Capa de Pre-pelado

Àrea equivalente total (AE): $0,358m^2$

Capas (N.ºC): 1

% de Aprovechamiento del Prepelado (APP): 90%

% de Aprovechamiento del proceso (AP): 85%

$$\text{Àrea Real PrePelado} = AE * N^{\circ}C * APP * AP$$

$$\text{Àrea Real Pre-Pelado} = 0,45 \frac{m^2}{u}$$

Malla de difusión

Àrea equivalente total (AE): $0,358m^2$

Capas (N.ºC): 1

% de Aprovechamiento de la Malla (AM): 90%

% de Aprovechamiento del proceso (AP): 85%

$$\text{Àrea Real Malla} = AE * N^{\circ}C * AM * AP$$

$$\text{Àrea Real Malla} = 0,45 \frac{m^2}{u}$$

Capa de pelado

Área equivalente total (AE): $0,358m^2$

Capas (N.ºC): 1

% de Aprovechamiento del Pelado (APe): 90%

% de Aprovechamiento del proceso (AP): 85%

$$\text{Área Real Pelado} = AE * N^{\circ}C * APe * AP$$

Área Real Manta= $0,45\frac{m^2}{u}$

18.4 Materia prima Corte Láser

Los componentes que se realizarán mediante el proceso de corte por láser es la Estructura.

La estructura se dividirá por zonas de corte con distinto espesor:

Área Madera de pino de 2 mm: $0,1352m^2$

Área Madera de pino de 3 mm: $0,0312m^2$

Área Madera de pino de 4 mm: $0,0047m^2$

Área Madera de pino de 10mm: $0,0184m^2$

Teniendo que en cuenta que realizar un total de 4 operaciones y que el desperdicio por corte es del 20% hasta finalizar el corte completo de la estructura.

El total de materia prima necesaria será de:

Área Madera de pino real de 2 mm: $0,162m^2$

Área Madera de pino real de 3 mm: $0,037m^2$

Área Madera de pino real de 4 mm: $0,0056m^2$

Área Madera de pino real de 10mm: $0,0216m^2$

Volumen total madera= $0,000673m^3$

18.5 Cálculos de Proceso VARTM.

El equipo de VARTM constará de 6 moldes para la creación del prototipo, estos moldes serán del tipo fibra de vidrio creados a través de un modelo positivo. Este modelo se realizará mediante un proceso de fresado o Estereolitografía. Para los cálculos del molde seguiremos el criterio empleado en el programa CES Edupack con un coste medio aproximado de 843€ por molde más un 20% de factor de seguridad.

Coste aproximado de moldes = $843 \text{ €/molde} \times 6 \text{ moldes} \times 1,20 = 6.069,60 \text{ €}$

Además, también se debe tener en cuenta el coste del resto de componentes, como puede ser el equipo de vacío. Para esto emplearemos un precio aproximado de 2.500€ y le añadiremos también un 20% de margen.

Coste aproximado de equipo de vacío = 2.500 € x 1,20 = 3.000€

Para el cálculo de los costes de equipo y capital se ha tenido en cuenta el margen de costes inferior. Dado que el tamaño y complejidad de la pieza son lo suficientemente pequeños para que un equipo simple pueda trabajar perfectamente con ellos.

La vida útil del equipo y de los moldes será de 200 usos y la capacidad productiva de este será 1 pieza cada 8 h. Para estos cálculos tiene en cuenta 6 h de curado de resina y 2 h de preparación del modelo.

Finalmente se añade un capital inicial de 1.000€ para hacer frente gastos particulares del proceso, como podría ser grifería, equipos de protección individual y otros elementos no contemplados.

Capital inicial Total = 10.069,60 €

Coste unitario renovación material = $\frac{\text{Capital inicial total}}{\text{vida util}} = 50,34 \frac{\text{€}}{\text{Unidades}}$

Cálculo Energético

El modelo de bomba seleccionado es la D010VTL4M con una capacidad de vacío de $4 \frac{m^3}{h}$, el volumen total de vacío que se debe de realizar es de $0,0022m^3$, el modelo escogido es apto para la fabricación.

Potencia entrada motor = $0,372 \frac{Kw}{h}$. Esto supone un gasto fijo de 40 € mensuales y un gasto variable de $0,14 \frac{\text{€}}{Kwh}$. Por tanto, el coste energético teniendo en cuenta que se realizan 143h mensuales y que la iluminación y la energía derivada del proceso entra ya dentro del gasto fijo, el total será de $0,33 \frac{\text{€}}{h}$ de operación.

18.6 Cálculos de Proceso corte por láser.

Para el proceso de fabricación de corte por láser se decide realizar una subcontratación mediante una empresa que se dedique al corte por láser.

Mediante este tipo de fabricación se reduce la necesidad de invertir el capital necesario para la fabricación y además se puede reducir el número de operarios necesarios para la fabricación en taller.

Los costes asociados a este tipo de fabricación son:

- Coste de alquiler de maquinaria.
- Coste de materia prima.
- Coste de envío.

Dentro de estos costes la empresa ya introduce la variación necesaria para obtener beneficio y pagar los gastos, los datos extraídos son aportados por la empresa "TCI Cutting"

Los datos aportados por la empresa son datos finales donde incluyen todas las partes, para extraer datos aproximados tendremos en cuenta coste genérico del material y un coste de 5 € por el envío.

Factura Real

Material acero AISI 1020

Pieza rectangular regular sin cortes interiores.

Tamaño: (2.230x320x1,5) mm

Densidad = $7.850 \frac{Kg}{m^3}$

Precio Kg = $0,18 \frac{€}{Kg}$

Volumen equivalente = $0,00107 m^3$

Precio final 51,28€

$$\text{Precio aproximado} = \frac{\text{Precio final}}{\text{Area}} - \text{envío} - \text{materia prima}$$

$$\text{Precio corte aproximado} = \frac{51,28}{0,71} - 5 - \frac{0,00107 * 7850}{0,18} = 20,56 \frac{€}{m^2}$$

El precio es aproximado y no real dado que el coste del corte depende del material y el espesor de este, siendo más barato un material blando con baja reflectividad y espesor, que uno con un alto espesor, duro y con una alta reflectividad.

Por tanto, el Coste del proceso de corte será:

Coste corte Madera de pino real de 2 mm: 3,33 €

Coste corte Madera de pino real de 3 mm: 0,76 €

Coste corte Madera de pino real de 4 mm: 0,11 €

Coste corte Madera de pino real de 10mm: 0,44 €

El coste del material es de $1.660 \frac{€}{m^3}$, dado el volumen calculado el coste de la materia prima será de $1,11 \frac{€}{Unidad}$.

El coste total de la producción del corte supondrá $5,15 \frac{€}{Unidad}$ y un coste fijo de envío de 5 €, se supondrá una tirada de 20 aerodinos para el corte.

18.7 Cálculos de Procesos auxiliares.

Cubierta transparente frontal

El proceso se realizará mediante una máquina de termoconformado. Con un coste de operación de $20 \frac{\text{€}}{\text{Hora}}$, el tiempo de operación del proceso es de $10 \frac{\text{minutos}}{\text{Unidad}}$ con un coste de materia prima de 3 € por lámina de policarbonato, con un espesor de 2 mm, se realizará en tiradas de 20 unidades.

El alquiler necesario será de 4 horas de máquina, con un coste total de 140 € y un coste por unidad de 7 €. En el coste y tiempo de operación se incluyen todos los costes derivados del proceso y recursos necesarios.

Gimbal

El proceso empleado para la fabricación del gimbal será el de impresión 3d con el método FDM, el coste del material es de $20 \frac{\text{€}}{\text{Kg}}$ y el peso necesario para la fabricación será de 0,041Kg.

El tiempo de impresión es de 4 h y 10min por unidad, el coste operativo de la impresora es de $0,8 \frac{\text{€}}{\text{Hora}}$, por tanto, el coste por unidad será de $4,02 \frac{\text{€}}{\text{Unidad}}$.

19 Evaluación Económica del Método.

19.1 Criterios Generales

En este apartado procederemos a describir los criterios generales para la determinación de la evaluación económica del producto.

En este trabajo no se darán datos sobre la recuperación económica de la inversión si no que se dará una aproximación de coste de operación y rentabilidad, con la legislación y el coste de materia prima actual. Se supondrá que no habrá ningún tipo de variación del mercado, puesto que el beneficio variará en función del entorno.

El tiempo de operación para la fabricación completa del fuselaje será de 4 h, siendo el tiempo aproximado que se tarda en la preparación del proceso. El tiempo total será de 2 h de manipulación y 6 h de curado.

Volumen de producción mensual = $\frac{143}{4} = 35,75$ unidades

19.2 Recursos de mobiliario

Para el inmobiliario se empleará una nave de un tamaño de $100m^2$, con extracción de gases forzada necesaria para la manipulación de resinas de poliéster y epoxicas. El coste de alquiler supone un precio de 300€ mensuales, por tanto, el coste de operación diario contando como 143h laborables mensuales es de $2,1\frac{\text{€}}{h}$.

19.3 Recursos Materia prima Fuselaje

Para los recursos de materia prima se tendrán en cuenta solos aquellos que sean consumibles en el Proceso VARTM, se incluirá además el coste asociado a la renovación del equipo VARTM.

Tabla 40. Tabla de coste de la materia prima Fuselaje proceso VARTM.

<i>Can.</i>	Artículo	N.º de VAN	Coste unitario	Coste	Coste final	Desperdicio
1	Fibra de vidrio S tafetán 80gr/m ²	3	2,27 €	6,80 €	6,80 €	0,28 €
1	Resina Resoltech HTG200/205	3	46,67 €	140,00 €	140,00 €	9,82 €
2	RAL 9010 GT-900	5	2,60 €	13,00 €	26,00 €	1,37 €
2	Adhesivo Infutac	4	4,43 €	17,70 €	35,40 €	- €
1	Film sangrador ELA20	11	0,76 €	8,40 €	8,40 €	0,08 €
1	Tejido Pelable	11	2,40 €	26,40 €	26,40 €	0,27 €
1	Malla de distribución	11	3,27 €	36,00 €	36,00 €	0,36 €
1	Malla de absorción	6	2,47 €	14,83 €	14,83 €	1,65 €
2	Tubo de espiral	5	0,96 €	4,80 €	9,60 €	- €
1	LSM5200 Masilla de cierre	5	1,32 €	6,60 €	6,60 €	- €
1	Sellador Chemlease 15	4	4,54 €	18,15 €	18,15 €	- €
1	Limpiador de moldes Chemelease	10	1,45 €	14,46 €	14,46 €	- €
1	Zyvax FlexZ 6,0 Desmoldante Semipermanete	4	3,74 €	14,96 €	14,96 €	- €
1	Coste unitario renovación material VARTM		50,35 €			
Total		3	127,22 €	322,10 €	357,60 €	13,84 €

19.4 Recursos Materia prima Estructura

Para los recursos de materia prima de la estructura se incluye también el precio final del proceso, puesto que no es necesario invertir ningún tipo de capital inicial. Como se ha explicado en el apartado de cálculos, la tirada para corte se supondrá de 20 aerodinos. El coste de almacenaje de este se supondrá 0 porque este ya está contemplado en el coste por hora de alquiler de instalaciones.

Tabla 41. Tabla de coste de la materia prima Estructura proceso corte láser.

Cantidad	Artículo	N.º de VANT	Coste unitario	Coste	Coste final
20	Corte Láser + Madera	20	5,15 €	103,00 €	103,00 €
1	envío	20	0,25 €	5,00 €	5,00 €
Total		20	5,40 €	108,00 €	108,00 €

19.5 Recursos Materia prima auxiliar

El material auxiliar es aquel que se necesitaría para terminar el proceso de fabricación de la aeronave y poder ensamblar el conjunto como una pieza final.

Tabla 42. Tabla de coste de la materia prima auxiliar.

<i>Cantidad</i>	<i>Articulo</i>	<i>N.º de aerodinós</i>	<i>Coste unitario</i>	<i>Coste</i>	<i>Coste final</i>	<i>Desperdicio</i>
1	Resina Resoltech 2040G/2045 G	25	1,76 €	44,00 €	44,00 €	- €
1	Tornillo M5x50mm T. ISO 4762/ 8.8	6	0,33 €	2,00 €	2,00 €	0,08 €
1	Tornillo M3x10mm T. ISO 4014/ 8.8	6	0,20 €	1,20 €	1,20 €	0,05 €
1	Tornillo M2x10mm T. ISO 7045/ 8.8	4	0,20 €	0,80 €	0,80 €	0,03 €
2	Tornillo M2x10mm ISO 14587	5	0,26 €	1,30 €	2,60 €	- €
2	Canopy Locker	1	6,95 €	6,95 €	13,90 €	- €
1	Cubierta	1	7,00 €	7,00 €	7,00 €	- €
1	Gimbal	1	4,02 €	4,02 €	4,02 €	- €
1	Rodamiento 625	1	3,79 €	3,79 €	3,79 €	- €
Total		1	24,51 €	71,06 €	79,31 €	0,17 €

19.6 Recursos Material electrónico

Este material se vende de forma independiente al conjunto y se da la opción de compra conjunta con el kit con instalación completa de fábrica y puesta a punto. Esta opción contará con un 5% de margen adicional a la opción del KIT, contemplado en el coste final.

Este margen es un margen de beneficio por servicio e instalación de los recursos electrónicos.

Tabla 43. Tabla de coste del material electrónico.

Cantidad	Artículo	N.º de VANT	Coste unitario	Coste final
1	AT2826 Long Shaft Kv900	1	48,62 €	51,05 €
1	APC 15*8	1	6,70 €	7,04 €
21	batería LI-ION Sanyo NCR18650BL	1	124,95 €	131,20 €
1	Variador Racerstar RS80A	1	22,25 €	23,36 €
1	Controladora Pixhawk 4	1	89,95 €	94,45 €
1	Receptor R9mm	1	24,72 €	25,96 €
1	Servomotores Sub-Micro 9 g (MG90S)	1	21,97 €	23,07 €
1	Sistema de video DJI	1	161,00 €	169,05 €
1	Set alargadores cable sonicmodell	1	20,00 €	21,00 €
1	Paracaídas IFC-120	1	541,97 €	541,97 €
Total		1	1062,13 €	1088,14 €

19.7 Recursos Humanos

Para las evaluaciones económicas se empleará el rango más desfavorable y lograr así una estimación más realista, se tendrá en cuenta una cotización sobre la seguridad social del 23,6%, del sueldo neto aportado en las tablas. Además, se tendrá en cuenta un 5,5% de aportación para el desempleo, un 0,2% para el FOGASA y un 0,6% en tasa de formación profesional. Todo se aplicará sobre la base imponible.

El salario viene dado por el convenio general firmado por la SIPA, tabla 42.

Tabla 44. Tabla salarial convenio SIPA (28).

TABLAS SALARIALES AÑO 2016

TABLA DE SALARIOS (GRUPOS PROFESIONALES GP1, GP2 y GP3)								
BANDA	NIVEL DE PUESTO	IMPORTE MINIMO		IMPORTE MAXIMO (*)		HORAS EXTRAORDINARIAS		
		MENSUAL	ANUAL	MENSUAL	ANUAL	€/HORA "A"	€/HORA "B"	
SALARIO DE INGRESO	GP2	1.524,18	21.339					
VIII	Nivel 3	3-A	1.772,67	24.817	2.444,20	34.219	16,60	18,68
		3-B	1.977,18	27.680	2.444,20	34.219	17,38	19,55
		4-A	2.111,58	29.562	2.610,59	36.548	19,28	21,60
	Nivel 4	4-B	2.246,14	31.446	2.610,59	36.548	19,90	22,19
		4-C	2.380,56	33.328	2.861,91	40.067	20,33	22,78
		4-D	2.515,04	35.211	2.861,91	40.067	21,70	24,20
	Nivel 5	5	2.515,04	35.211	3.122,46	43.714	23,58	26,32
TABLA DE SALARIOS (GRUPOS PROFESIONALES GP4, GP5 y GP6)								
BANDA	NIVEL DE PUESTO	IMPORTE MINIMO		IMPORTE MAXIMO				
		MENSUAL	ANUAL	MENSUAL	ANUAL			
SALARIO DE INGRESO	T.SUP./MASTER	2.316,97	32.437,58					
	T.MEDIO/GRADO	2.106,34	29.488,72					
VI	6	2.567,52	35.945,30	3.164,41	44.301,78			
	7	2.792,10	39.089,45	3.636,50	50.911,05			
	8	2.996,55	41.951,67	4.174,51	58.443,17			
	9	3.214,21	44.998,89	4.562,16	63.870,24			
V.2	10	3.419,28	47.869,98	5.219,97	73.079,52			
	11	3.622,26	50.711,61	5.793,85	81.113,90			
V.1	12	3.856,46	53.990,44	6.336,23	88.707,21			
	13	4.137,49	57.924,91	6.852,48	95.934,67			
						HORAS EXTRAORDINARIAS		
GRUPO PROFESIONAL		€/HORA TIPO A		€/HORA TIPO B				
GP4		30,35		34,15				

Los empleados que se tendrán para la elaboración completa del fuselaje serán 1 Titulado de máster, 1 técnico superior nivel 5 y un técnico de grado medio nivel 3-A.

Las funciones que debe de cumplimentar el titulado de máster será actuar como ingeniero de diseño, análisis productivo y logística, encargado de las tomas de decisiones y supervisión directa del proceso, así como del diseño y análisis.

Las funciones que deberá de cumplimentar el técnico superior de nivel 5 es el de oficial de primera, encargado de elaborar y supervisar el proceso de fabricación de VARTM.

Las funciones que deberá de cumplimentar el técnico de grado medio 3-A es el de especialista en técnicas de montaje y operaciones en taller encargándose del proceso de manufactura del aerodino.

Las horas laborables serán según normativa española de 1.720 h anuales, el equivalente a 143 h mensuales.

Coste mensual a empresa por trabajador

- Ingeniero de Diseño, análisis productivo y logística: 2.316,97 € (Autónomo)
- Oficial de 1.ª especialista en VARTM: 3.267,03 €
- Técnico especialista en ensamblajes y operación en taller: 2.517,19 €

Coste hora empresa por trabajador

- Ingeniero de Diseño, análisis productivo y logística: $23 \frac{\text{€}}{\text{h}}$ (Autónomo).
- Oficial de 1.ª especialista en VARTM: $25 \frac{\text{€}}{\text{h}}$.
- técnico especialista en ensamblajes y operación en taller: $17,6 \frac{\text{€}}{\text{h}}$.

19.8 Recurso por actividad laboral

El negocio se declara actividad laboral sin vínculo laboral, donde la empresa será individual o autónomo. Este tipo de empresa necesita declarar en función del sueldo del trabajador autónomo, donde el porcentaje de cotización a la seguridad social es de alrededor del 30,29%, (mínimo). Por tanto, el coste para el trabajador autónomo será de 701,81 € mensuales y $4,90 \frac{€}{h}$.

19.9 Recurso por reciclaje de residuos

Los componentes del procesado de la actividad laboral deben de ser tratados y reciclados por empresas especialistas en tratamiento de residuos.

Para ello supondremos que debemos de reciclar la resina epoxi y la fibra de vidrio, así como los componentes asociados al proceso de VARTM y ensamblaje del conjunto.

El coste son 400€ por tonelada de material de resinas y 1.900€ por tonelada de aerosol.

El desperdicio total por aerodino es de 0,21Kg de resina y 0,26Kg de aerosoles, por tanto, el coste por aerodino será $\frac{\text{coste tonelada}}{\text{desperdicio unitario}}$.

El coste final es de $0,084 \frac{€}{\text{unidad}}$, por el reciclaje de resina y $0,104 \frac{€}{\text{unidad}}$, por el reciclaje de los aerosoles.

19.10 Flujo de caja

El flujo de caja necesario para realizar la actividad será la suma del equivalente mensual a recursos humanos y el coste final de los recursos. El flujo de caja necesario sería de 10.471,88€

19.11 Coste Final del producto

Para el coste final del producto se tendrá en cuenta el precio unitario donde en este se incluyen todos los cálculos intermedios realizados en los anteriores apartados.

Tabla 45. Costes del VANT versión KIT

Tipo de coste	Coste de operación (unidad)	Coste capital (Total)
Mobiliario	16,8€	-
Reciclaje	0,18€	
Materia Prima Fuselaje	127,22	10069,6
Materia Prima Estructura	5,4	-
Materia Prima auxiliar	24,51	-
Recursos humanos	282	-
TOTAL	456,11€	10.069,6€

El coste final del "KIT" es de 683,55 €, siendo los recursos humanos el proceso productivo más caro de todo el producto. A esto se le deberá sumar un porcentaje en carácter de beneficio que permita recuperar la inversión inicial.

Tabla 46. Costes del VANT versión PNP

Tipo de coste	Coste de operación (unidad)	Coste capital (Total)
<i>Mobiliario</i>	16,8 €	-
<i>Reciclaje</i>	0,18€	
<i>Materia Prima Fuselaje</i>	127,22 €	10.069,6 €
<i>Materia Prima Estructura</i>	5,4 €	-
<i>Materia Prima auxiliar</i>	24,51 €	-
<i>Material electrónico</i>	1088,14 €	-
<i>Recursos humanos</i>	282 €	-
TOTAL	2.090,42 €	10.069,6 €

Finalmente podemos observar el coste final del producto, a esto se le deberá sumar un porcentaje en carácter de beneficio que permita recuperar la inversión inicial. En este caso se permite omitir este porcentaje y dejar el capital inicial a fondo perdido. La finalidad es crear una primera toma de contacto con el mercado y que este determine si los resultados obtenidos en el estudio acercan la realidad o no.

Costes Totales del producto:

El volumen de venta necesario para mantener los precios calculados es de 35,75 unidades mensuales.

- Capital inicial + Flujo de caja: 20.541,48 €
- versión Kit: 455,93 €
- versión PNP: 2.090,24 €

20 Estudio y definición de condiciones de contorno.

En este apartado se procederá a numerar las distintas uniones que existen en el conjunto del fuselaje.

20.1 Recubrimiento exterior

El recubrimiento exterior se realiza a partir del modelado de dos partes independientes, Ilustración 108. Se procede finalmente a su unión mediante dos láminas de fibra de vidrio-S del tipo tafetán de 80 gr/dm², Ilustración 109.

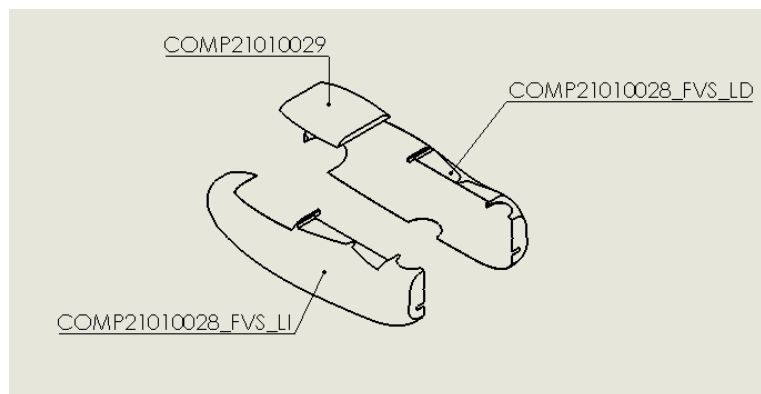


Ilustración 108. Componentes del recubrimiento exterior.

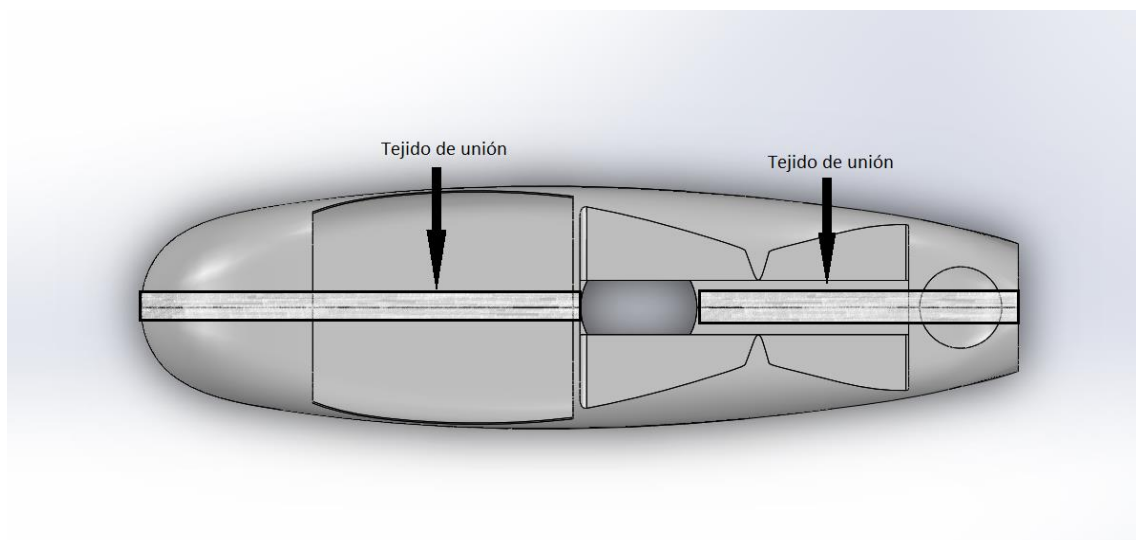
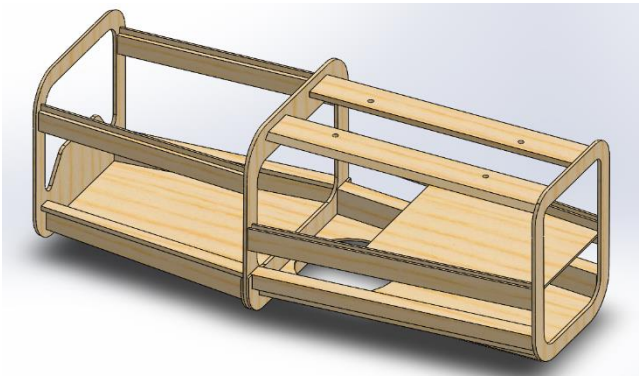


Ilustración 109. Unión de las dos mitades del recubrimiento exterior.

Esta unión se realiza con el mismo espesor que el resto del fuselaje, por tanto, se supondrá que la resistencia final de la unión será la misma que la del recubrimiento. Aunque esto en la realidad no es así debido al desfase entre la unión de las resinas, donde la diferencia de curados crea una separación entre capas.



20.2 Estructura

En el caso de la estructura, esta se compone de diversos elementos cuya unión viene fijada por la resina resoltech 2040G/2045 G. Esta resina tiene un módulo elástico superior al de la madera empleada, por tanto, se presupone que cedería antes la propia madera que la resina empleada.

Ilustración 110. composición estructura

Para realizar las uniones estructurales se decide realizar los alojamientos en las costillas y hacer los largueros pasantes.

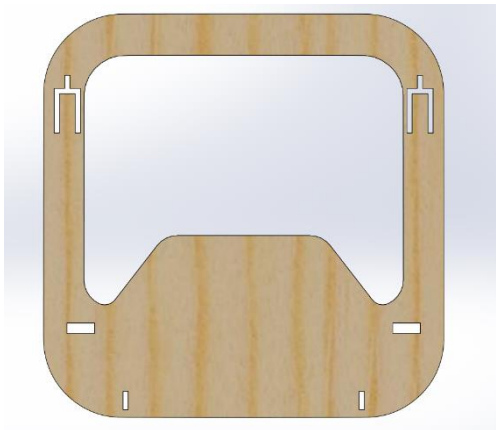


Ilustración 111. Alojamiento largueros costilla 1

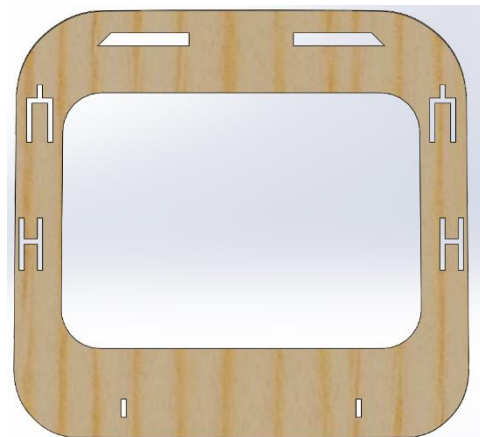


Ilustración 112. Alojamiento largueros costilla 2

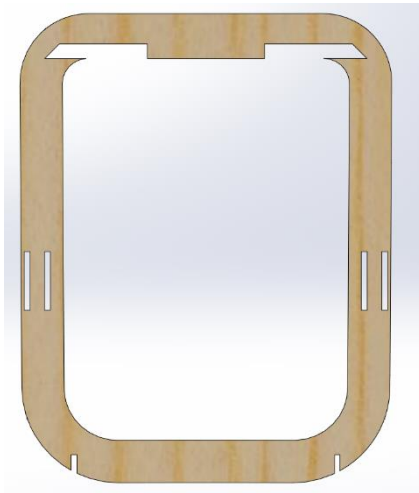


Ilustración 113. Alojamiento largueros costilla
3

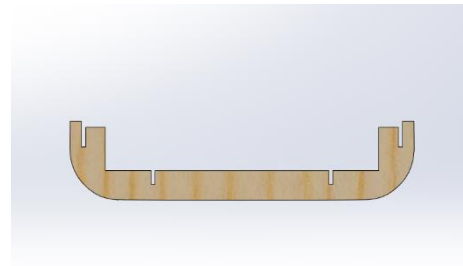


Ilustración 114. Alojamiento largueros
suplemento costilla 2

De la Ilustración 111 a la Ilustración 114, se puede observar con facilidad los alojamientos para los largueros. Se decide emplear este tipo de construcción donde se prima la estabilidad estructural proporcionada por los largueros y no por las costillas. Esto es así porque las costillas no son sometidas a proporción a cargas tan elevadas como se exponen los largueros.

20.3 Unión del Fuselaje

Para la unión de la estructura con el recubrimiento exterior se decide emplear la resina epóxica resoltech 2040G/2045 G, la unión entre estos dos elementos es directa y se realiza junto la unión de la estructura, Ilustración 115.

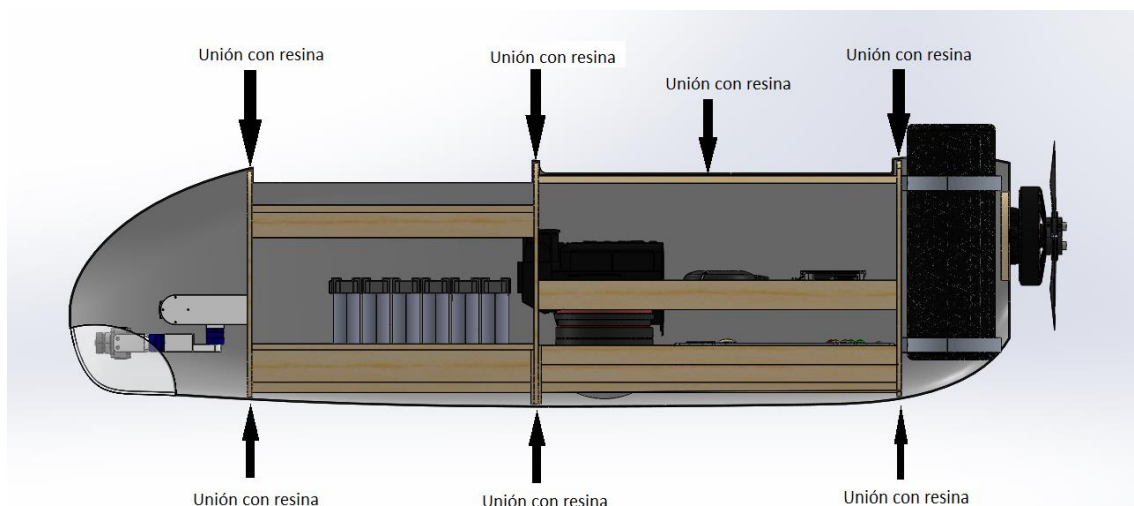


Ilustración 115. Puntos de aplicación de resina para la unión del fuselaje.

20.4 Unión del Fuselaje con las alas

Para ensamblar el fuselaje con las alas se hará uso de tornillos de fijación de M4, con una tuerca par dominante.

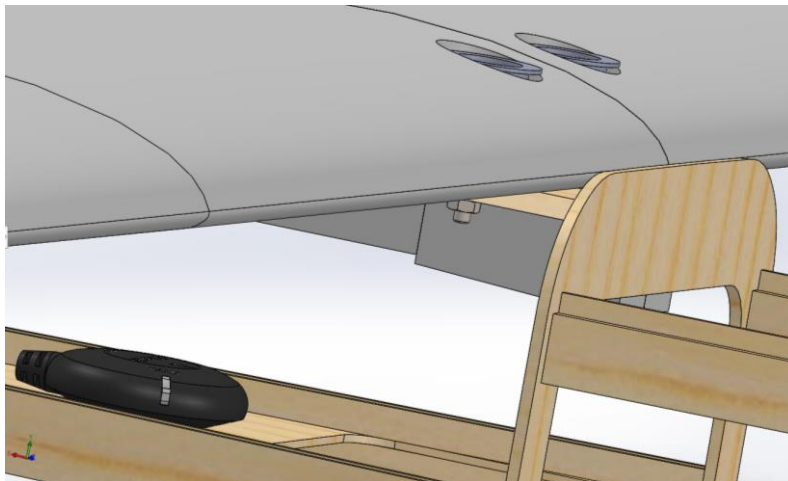


Ilustración 116. Unión de las alas con la estructura mediante tornillo.

Los tornillos empleados, Ilustración 116, son tornillos cabeza hueca Allen ISO 4762, calidad 8.8, de M4 con una longitud de 35mm. Las tuercas empleadas son tuercas de par dominante ISO 7040 M4.

20.5 Fijación de Cabina

La fijación de la cabina debe de ser una fijación suave pues esta no tiene ninguna funcionalidad estructural y no necesita de elementos de fijación resistente. El método de fijación empleado es el "Multiplex Canopy Lock", Ilustración 117, se caracteriza por ser rápido y fácil de colocar.

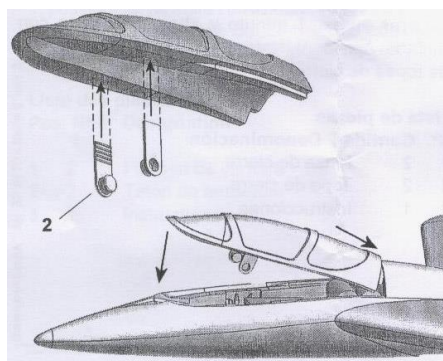


Ilustración 117. Ejemplo de utilización del "multiplex canopy lock".

20.6 Fijación de Cubierta transparente frontal

La fijación de la cubierta transparente frontal será empleando el mismo método que la cabina, con el uso del conector rápido "Multiplex canopy lock", Ilustración 117.

21 Conclusiones

En este apartado llegaremos a las conclusiones aportadas en cada apartado y detallaremos la conclusión del estudio.

21.1 Conclusiones de Objetivos

Los objetivos marcados eran realizar un rediseño del modelo Skyhunter de sonicmodell que cumpliera con las deficiencias que tenía el modelo original.

Finalmente se ha conseguido una aeronave con:

- ✓ Un sistema de transmisión en vivo que permite visualizar el área frontal y realizar inspecciones en el terreno.
- ✓ Se ha realizado un alojamiento que permite instalar equipos de fotogrametría con capacidad para cámaras sin espejo.
- ✓ Se ha realizado el alojamiento y la instalación de un sistema de paracaídas que permite el aterrizaje en espacios muy reducidos.
- ✓ Se ha conseguido realizar un modelo con materiales que podrían certificarse en la categoría 3 de trajes ignífugos.
- ✓ Se ha reducido en un alto grado la rugosidad superficial del modelo, aumentando la eficiencia total de este.

Con esos objetivos marcados cumplidos podemos garantizar que este producto es apto para realizar la actividad descrita.

21.2 Conclusiones de desarrollo del proyecto

En este apartado procederemos a realizar un análisis del proceso de desarrollo del producto realizado.

21.2.1 Selección del material.

Los objetivos principales del desarrollo de la selección del material era satisfacer las necesidades de los objetivos marcados. Para ello se ha realizado un análisis empleando distintos métodos con el fin de obtener un mejor material.

Esta fase de desarrollo, aunque ha cumplido los objetivos finales del desarrollo, no se han obtenido los resultados esperados.

Esto es así porque los resultados obtenidos posteriormente mediante las simulaciones no han conseguido reproducir los resultados esperados en la selección del material.

Un caso muy visible de este problema ha sido la matriz de poliamida 6 con la fibra de vidrio E, donde en la selección inicial del material se posicionaba como una de las mejores opciones. Pero finalmente

se ha podido ver que, tras la aplicación de cargas, esta no obtenía el factor de seguridad esperado respecto al peso.

21.2.2 Simulación y determinación del modelo óptimo

En esta fase del diseño se han podido conseguir los objetivos marcados. Finalmente se ha obtenido un peso reducido, 0,449Kg respecto a los 0,4Kg del modelo original. Aunque se ha aumentado en 12% el peso total de la aeronave esta ahora cuenta con una mayor eficiencia en vuelo, una estructura interna que permite alojar paracaídas y sistemas de fotogrametría y un mayor volumen interior.

El problema de esta fase de desarrollo ha sido las propias limitaciones físicas del programa SolidWorks donde se ha tenido que:

- Realizar una simplificación isotrópica de materiales ortotrópicos.
- Reducir el número de agujeros para permitir un mallado.
- Aumentar el factor de carga de las solicitaciones e individualizar las cargas.

El resultado de estos problemas ha sido que no se ha podido realizar un correcto diseño del prototipo, y este a proporción del empleo de otros métodos será más pesado y con una mayor indeterminación.

21.2.3 Cálculos económicos

En esta fase los objetivos marcos eran delimitar el número de unidades necesarias y establecer un volumen mínimo de venta.

Los resultados obtenidos en esta fase han sido de que el número de unidades necesarias para la comunidad valenciana es de 20. El volumen mínimo de venta que se necesitaría para poder mantener la actividad laboral sería de un volumen de 35,75 unidades mensuales a un precio de 455,93 € en la versión Kit o 2.090,24€ en la versión PNP.

21.2.4 Especificaciones finales

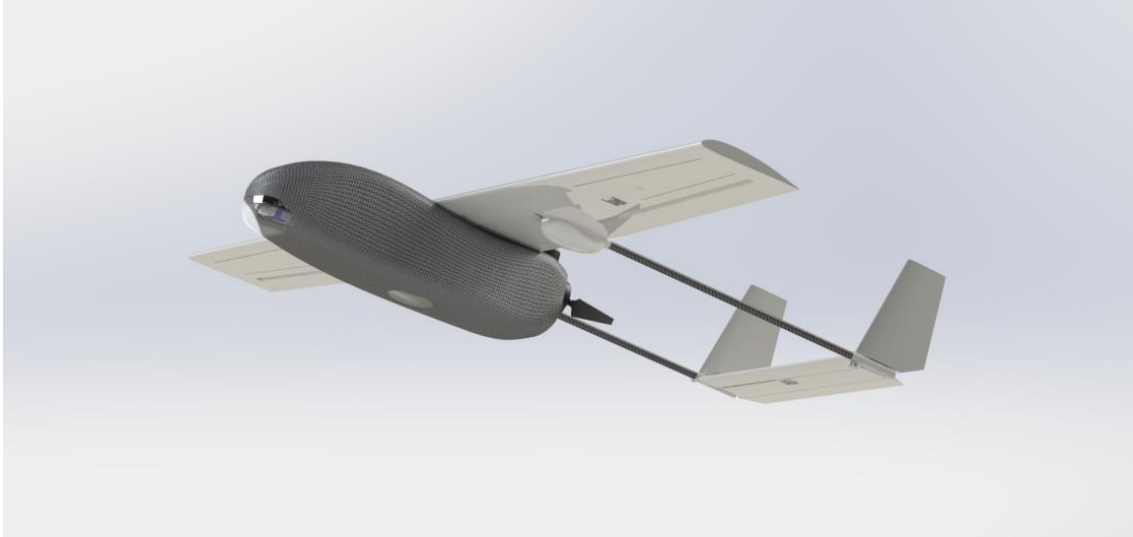


Ilustración 118. Diseño final VANT.

Tabla 47. Características finales VANT.

Diseño Final	Skyhunter	% de variación	
<i>Tipo de aeronave</i>	Ala fija, avión convencional	Ala fija, avión convencional	
<i>Disposición Alar</i>	<i>Ala Alta</i>	<i>Ala Alta</i>	
<i>Geometría alar</i>	Diedro Neutro	Diedro Neutro	
<i>Tipo de cola</i>	Cola en H; Neutro	Cola en H; Neutro	
<i>N.º de motores</i>	1 tipo "push"	1 tipo "push"	
<i>MTOW</i>	3500 g	3500 g	
<i>Envergadura</i>	1800 mm	1800 mm	
<i>Longitud</i>	1400 mm	1400 mm	
<i>Área alar (dm^2)</i>	36	36	
<i>Carga alar ($\frac{g}{dm^2}$)</i>	97,2	97,2	
<i>Material</i>	Fibra de vidrio S	EPO	
<i>Tiempo de vuelo (min)</i>	154,2	100	54,2%
<i>Velocidad de crucero ($\frac{Km}{h}$)</i>	45,65	50	-8,7%
<i>Rango operativo (km)</i>	116,76	83,3	40,16%
<i>Desmontable</i>	Si	Si	
<i>STOL</i>	SI	SI	
<i>VTOL</i>	SI (Opcional)	SI (Opcional)	
<i>Precio</i>	2090,24 €	187€	1117%

En la tabla 47 podemos observar las características finales y su diferencia con el modelo original. Aunque el rediseño nos proporciona una mejora clara en todos los objetivos marcados, los resultados reales son que hay un aumento del precio de un 1.117% respecto su versión de corcho. Esta diferencia de precio es tan elevada porque la versión diseñada para incendios usa electrónica mucho más especializada que la versión de aeromodelismo.

Las conclusiones que podemos sacar del proyecto son que, aún produciéndose una mejoría en las propiedades técnicas, la decisión de compra final vendrá delimitada por su resistencia térmica. Esta especificidad en venta y los elevados costes de producción hacen inviable la fabricación en masa del prototipo.

22 APÉNDICES

22.1 Bibliografía

1. **Sancho, José Luis Soriano.** prevencionincendiosgva.es. *Prevención de incendios*. [En línea] 16 de Junio de 2016.
http://www.prevencionincendios.gva.es/Documents/Uploads/InformesPostIncendio/019_2016_IPost_IF_Carcaixent_16_06_2016_20171103100052.pdf.
2. **Conselleria d'Agricultura, Medi Ambient, Canvi Climàtic i Desenvolupament Rural.** agroambient.gva.es. [En línea] 2018.
https://agroambient.gva.es/documents/20551003/167181181/07_An%C3%A1lisis_causas_3_12_2018_v4/b67c5ee5-3455-40e5-b426-065e97db8ccc.
3. **Generalitat Valenciana.** Plan Especial Incendios Forestales. 2020.
4. **Wikipedia.** Vehículo aéreo no tripulado. 6 de Diciembre de 2005.
5. **Skywalkermodel.** <http://skywalkermodel.com/>. [En línea]
<http://skywalkermodel.com/en/76.html>.
6. **Sonicmodell.** sonicmodell.com. [En línea] <http://www.sonicmodell.com/product/skyhunter-1800mm-wingspan-epo-long-range-fpv-uav-platform-rc-airplane-kit-14.html>.
7. **MyFlydream.** myflydream.com. [En línea] <http://myflydream.com/products/c-0/334.html>.
8. **X-UAV.** Banggood.com. [En línea] https://www.banggood.com/X-uav-Talon-Pro-1350mm-Wingspan-EPO-V-tail-Aerial-Survey-Aircraft-FPV-RC-Airplane-KIT-p-1781786.html?cur_warehouse=ES.
9. **DJI.** dji.com. [En línea] <https://www.dji.com/es/mavic-2/info#specs>.
10. **La comisión Europea.** Relativo a las normas y los procedimientos aplicables a la utilización de aeronaves no tripuladas. *Re 2019/947*. 24 de Mayo de 2019.
11. **Asociación Española de Normalización.** UNE-EN 469:2020. *Ropa de protección para bomberos. Requisitos de prestaciones para la ropa de protección en la lucha contra incendios*. Madrid, España : Asociación Española de Normalización, Julio 2020.
12. **Ministerio de la Presidencia.** Seguridad de los juguetes. *RD 1205/2011*. 26 de Agosto de 2011.
13. **Mundo Aeronáutico.** *Resistencia-Aerodinámica*. [YouTube] 19 de Diciembre de 2017.
14. **Ministerio de Transportes, Turismo y Comunicaciones.** BOE-A-1988-26623. *Orden de 14 de noviembre de 1988 por la que se establecen los requisitos de aeronavegabilidad para las Aeronaves Ultraligeras Motorizadas (ULM)*. s.l. : Boletín Oficial del Estado, 18 de Noviembre de 1988.
15. **Asociación Española de Normalización.** Sistemas de ejes coordenados en aeronáutica. *UNE 28016*. 15 de Noviembre de 1958.
16. —. Terminología aeronáutica. Generalidades. *UNE 28002-2*. 15 de Mayo de 1955.

17. **La Comisión Europea.** Sobre los sistemas de aeronaves no tripuladas y los operadores de terceros países de sistemas de. *RE 2019/945*. Junio 11, 2019.
18. —. Se modifica el Reglamento de Ejecución (UE) 2019/947 en lo que respecta al aplazamiento. *RE 2020/746*. 4 de Junio de 2020.
19. **Shopia Antipolis Cedex.** Electromagnetic compatibility and Radio spectrum Matters (ERM). *ETSI EN 300 328*. Abril de 2012.
20. **El Parlamento Europeo y el Consejo de la Unión Europea.** sobre la armonización de las legislaciones de los Estados miembros en materia de compatibilidad. *Directiva 2014/30/UE*. 26 de Febrero de 2014.
21. **Parlamento Europeo y el Consejo de la Unión Europea.** Restricciones a la utilización de determinadas sustancias peligrosas en aparatos eléctricos. *Directiva 2002/95/CE*. 27 de Enero de 2003.
22. **Ministerio de Industria, Energía y Turismo.** Requisitos para la comercialización, puesta en servicio y uso de equipos radioeléctricos, y se regula el procedimiento para la evaluación de la conformidad, la vigilancia del mercado y el régimen sancionador de los equipos de telecomunicación. *BOE-A-2016-4444*. 10 de Mayo de 2016.
23. **Asociación Española de Normalización.** Evaluación de los equipos eléctricos y electrónicos respecto de las restricciones relativas a la exposición de las personas a los campos electromagnéticos (0 Hz - 300 GHz. *UNE-EN 62311:2009*. 28 de Enero de 2009.
24. **Asociación Española de Normalización.** Telas para el revestimiento de aviones. Clasificación, características, recepción y entretenimiento. *UNE 28017-1:1958*. 15 de Noviembre de 1958.
25. **Consumer Technology Association.** Small Unmanned Aerial Systems Serial Numbers. *ANSI/CTA-2063-A*. Septiembre 2019.
26. **González, Héctor Álvaro y Hernan Mesa, Dairo.** LA IMPORTANCIA DEL METODO EN LA SELECCIÓN DE MATERIALES. s.l. : Scientia et Technica Año X, Mayo de 2004.
27. **Garnateo, Julio C. García.** Fundamentos para el diseño de aeromodelos. s.l. : El Gato Volante, 2020.
28. **Reche, Agustín.** Estructuras Principales del Avión. s.l. : International Virtual Aviation Organisation, 22 de Abril de 2009.
29. **Sindicato independiente de profesionales aeronáuticos.** V convenio Colectivo Firmado. V convenio de trabajo interempresas Airbus Defence and Space SAU, Airbus Operations, S.L, Airbus Helicopters España, S.A y EADS Casa Espacio y su personal. 2019.

22.2 ANEXO 1: Selección del sistema de propulsión

22.2.1 Estudio de baterías 1, selección por densidad energética y precio

Nombre	Capacidad mAh	Voltaje max	Descarga C	Peso 1s (g)	Densidad energética Wh/Ki	Peso 18A 3sp1	Descarga 18A	Precio unitario	Precio batería teórica
LG INR18650-M36	3450	4,2	5	48,2	300,62	754,43	26,09	3,95 €	20,61 €
Sanyo NCR18650BL	3350	4,2	7	45,3	310,60	730,21	37,61	2,75 €	14,78 €
LG INR18650-MJ1	3500	4,2	10	47	312,77	725,14	51,43	2,99 €	15,38 €
Samsung INR18650-35E	3450	4,2	13	50	289,80	782,61	67,83	3,99 €	20,82 €
Panasonic NCR18650B	3250	4,2	6,7	46	296,74	764,31	37,11	3,95 €	21,88 €
Sanyo NCR18650GA	3350	4,2	10	48	293,13	773,73	53,73	5,95 €	31,97 €
Sony / Murata US18650VTC6	3000	4,2	30	46,4	271,55	835,20	180,00	7,75 €	46,50 €
LG INR18650-HG2	3000	4,2	20	47	268,09	846,00	120,00	5,95 €	35,70 €
Sony US18650VTC5A	2600	4,2	35	47,9	227,97	994,85	242,31	2,95 €	20,42 €
Samsung INR18650-30Q	3000	4,2	15	45,9	274,51	826,20	90,00	3,75 €	22,50 €

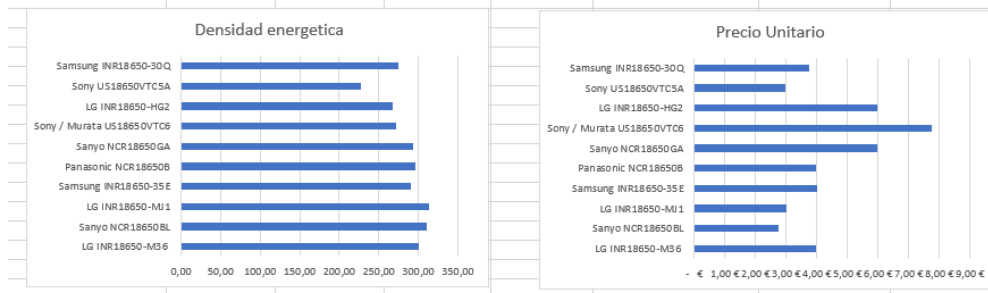


Ilustración 119. Estudio de baterías 1, selección por densidad energética y precio.

22.2.2 Estudio de baterías 2, análisis de ensayos

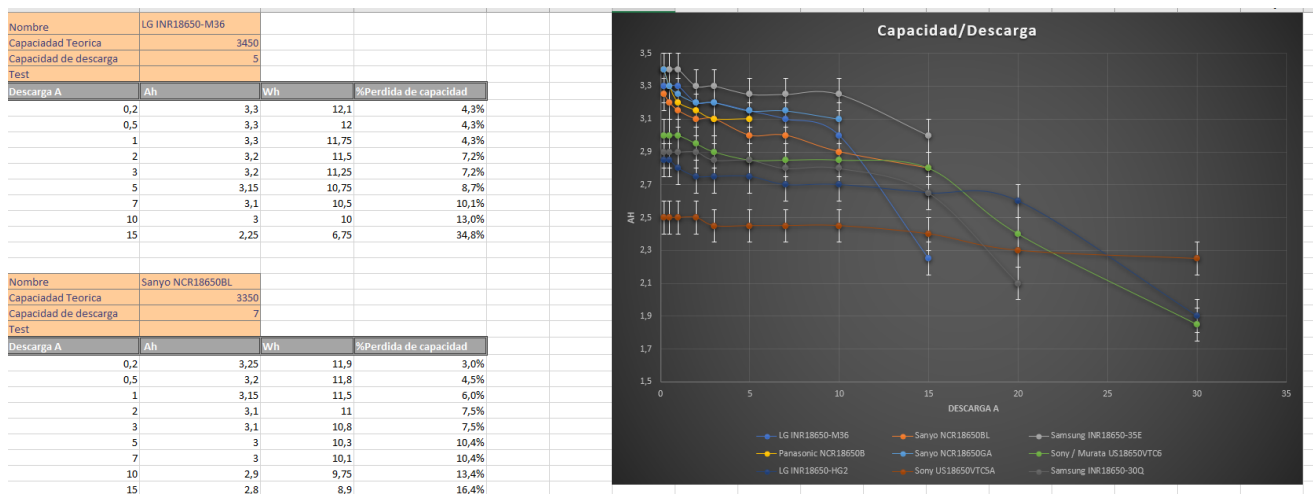


Ilustración 120. Estudio de baterías 2, análisis de los ensayos.

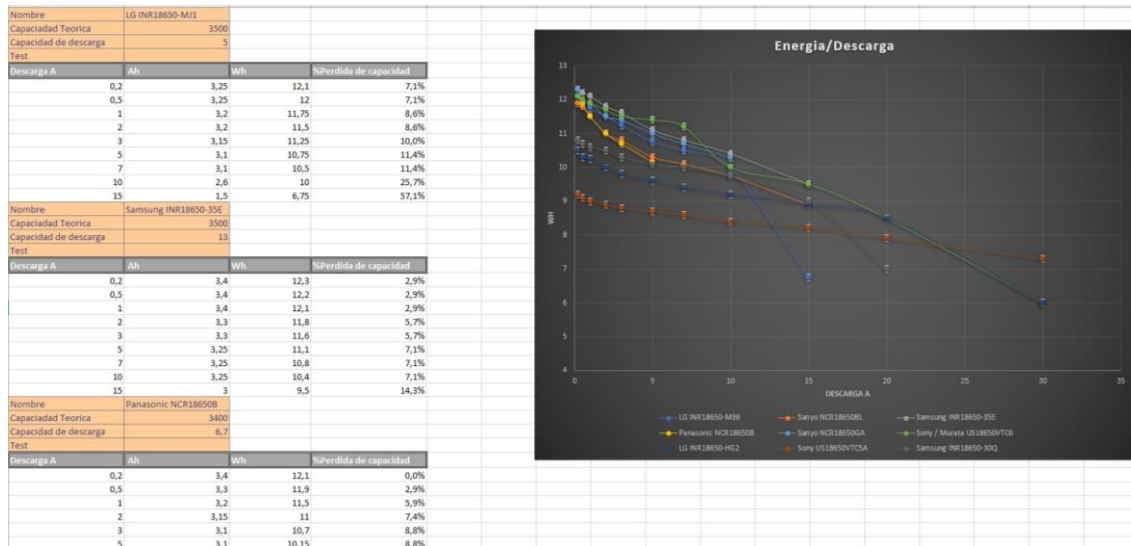


Ilustración 121. Estudio de baterías 2, análisis de los ensayos

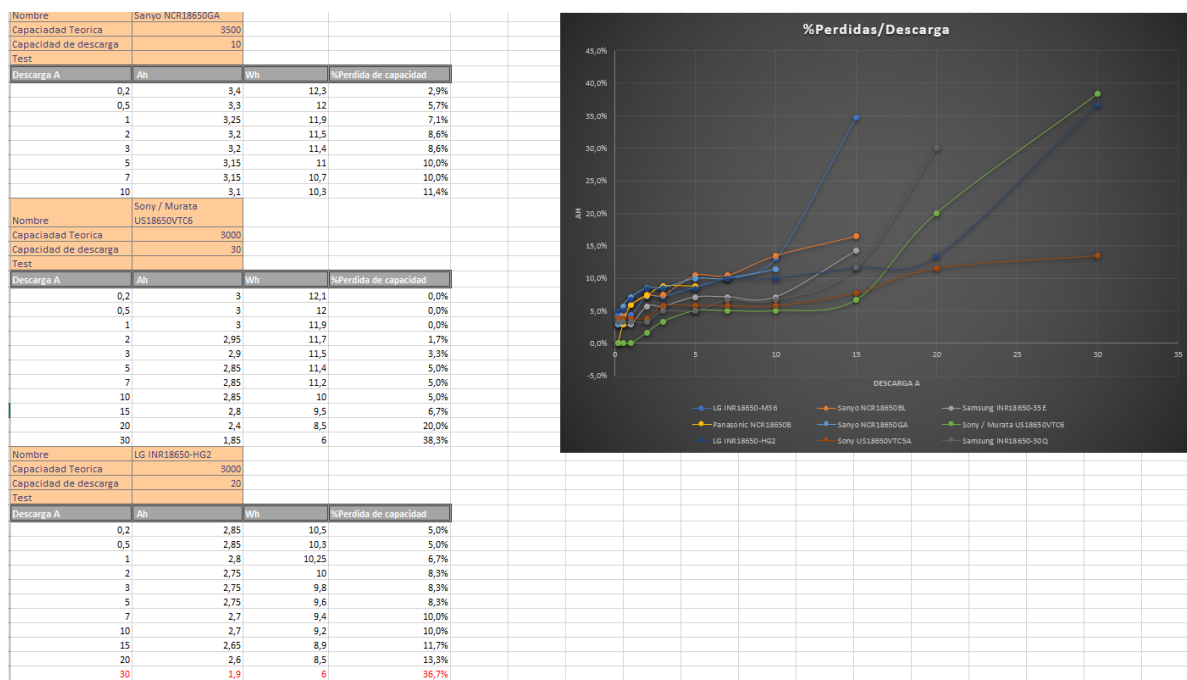


Ilustración 122. Estudio de baterías 2, análisis de los ensayos

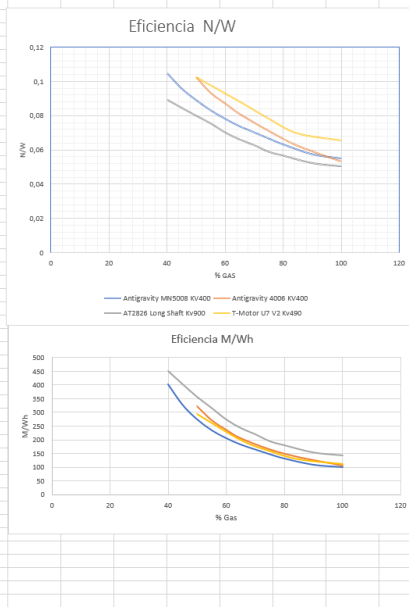
Descarga A	Ah	Wh	%Perdida de capacidad	
0,2	2,5	9,2	3,8%	
0,5	2,5	9,1	3,8%	
1	2,5	9	3,8%	
2	2,5	8,9	3,8%	
3	2,45	8,8	5,8%	
5	2,45	8,7	5,8%	
7	2,45	8,6	5,8%	
10	2,45	8,4	5,8%	
15	2,4	8,2	7,7%	
20	2,3	7,9	11,5%	
30	2,25	7,3	13,5%	
Nombre Samsung INR18650-30Q				
Capacidad Teorica 3000				
Capacidad de descarga 15				
Test				
Descarga A	Ah	Wh	%Perdida de capacidad	
0,2	2,9	10,8	3,3%	
0,5	2,9	10,7	3,3%	
1	2,9	10,6	3,3%	
2	2,9	10,5	3,3%	
3	2,85	10,3	5,0%	
5	2,85	10,1	5,0%	
7	2,8	10	6,7%	
10	2,8	9,75	6,7%	
15	2,65	9	11,7%	
20	2,1	7	30,0%	

Ilustración 123. Estudio de baterías 2, análisis de los ensayos

22.2.3 Estudio de motor 1, selección del motor.

Motor Hélice Recomendada	Motor	Hélice	% Gas	Voltaje (V)	Amperaje (A)	Potencia (W)	RPM	Velocidad (km/h)	Torque (N*m)	Empuje (g)	Empuje (N)	Eficiencia (N/W)	Eficiencia (M/Wh)
Antigravity MNS008 KV400	T-Motor P16*5.8" CF	40	23.46	3.2	75.072	3429	30.3096168	0.15	803	7.87743	0.104931666	405.740633	
		45	23.41	4.46	104.4086	3874	34.2430608	0.19	1021	10.01601	0.095930891	327.9716498	
		50	23.36	5.93	138.5248	4303	38.0350776	0.24	1259	12.35079	0.089159414	274.5723336	
		55	23.31	7.54	175.7574	4665	41.234868	0.27	1492	14.63652	0.083276835	234.6124146	
		60	23.25	9.28	215.76	5016	44.374272	0.32	1722	16.89282	0.078294994	205.4941935	
		65	23.19	11.19	259.4961	5341	47.2101672	0.36	1956	19.18836	0.073944695	181.3031608	
		70	23.13	13.16	304.3908	5645	49.897284	0.41	2185	21.43485	0.07041885	163.9250726	
		75	23.05	15.66	360.963	5975	52.81422	0.46	2458	24.11298	0.066801805	146.3147746	
		80	22.96	18.53	425.4488	6293	55.6250856	0.52	2750	26.9775	0.063409511	130.7444882	
		90	22.77	24.84	565.6068	6896	60.9551232	0.63	3323	32.59863	0.057834792	107.7694313	
100	22.67	28.16	638.3872	7165	63.32888	0.67	3591	35.22771	0.055182356	99.20760945			
50	24	3.7	88.8	3495	28.762452	0.187	928	9.10368	0.102518919	323.9014665			
55	24	4.8	115.2	3817	31.4123832	0.221	1096	10.75176	0.09333125	272.6769375			
60	24	5.9	141.6	4079	33.5885384	0.252	1258	12.34098	0.087153814	237.0659492			
65	24	7.2	172.8	4326	35.6012496	0.285	1427	13.99887	0.081011979	206.02575			
75	24	10	240	4803	39.5267688	0.343	1740	17.0694	0.0711225	164.69487			
85	24	12.9	309.6	5119	42.1273224	0.388	1970	19.3257	0.06421512	136.0701628			
100	24	17.75	425	5445	44.810132	0.447	2309	22.65129	0.05512042	105.1881972			
AT2826 Long Shaft Kv900	T-Motor P19*8" CF	40	11.94	8.92	101.1528	3745	45.65904	0.188	921	9.03501	0.08920414	451.3668128	
		45	11.31	10.56	119.4336	3949	48.146208	0.21	1030	10.1043	0.084601821	403.121317	
		50	11.28	12.69	143.1432	4182	50.986944	0.239	1168	11.45808	0.080046275	356.1953624	
		55	11.23	15.35	172.3805	4465	54.43728	0.269	1328	13.02768	0.075575138	315.7972044	
		60	11.17	19.17	214.1289	4805	58.58256	0.312	1534	15.04554	0.070277949	273.5564899	
		65	11.1	23.09	256.299	5095	62.11824	0.354	1730	16.9713	0.066216801	242.3662387	
		70	11.04	27.02	298.3008	5372	65.495424	0.393	1914	18.77634	0.06294317	219.5616773	
		75	10.95	32.45	355.3275	5650	68.8848	0.441	2140	20.9934	0.059081833	193.8628448	
		80	10.88	36.74	399.7312	5879	71.676768	0.476	2317	22.72977	0.056862637	179.3124179	
		90	10.71	46.75	500.6925	6277	76.529184	0.557	2680	26.2908	0.052508875	152.8466754	
100	10.63	51.81	550.7403	6424	78.321408	0.592	2844	27.89564	0.050568432	142.2111438			
T-Motor U7 V2 Kv490	T-Motor P17*5.8" CF	50	14.8	7.1	105.08	3500	30.5372	-	1100	10.791	0.102693186	294.4156833	
		65	14.8	12.9	190.92	4300	38.00856	-	1720	16.8732	0.088378378	199.0810811	
		75	14.8	18.5	273.8	4900	43.31208	-	2190	21.4839	0.078456668	158.1887509	
		85	14.8	24.7	365.56	5300	46.84776	-	2600	25.506	0.069772404	128.1534085	
		100	14.8	30.3	448.44	5640	49.853088	-	3000	29.43	0.065627509	111.1700294	
		50	24.94	12.66	315.7404	4977	91.019376	-	1463	14.35203	0.045453159	288.278216	
		55	24.85	16.71	415.2435	5497	100.529136	-	1796	17.61876	0.042429948	242.0968323	
		60	24.76	20.78	514.5128	5941	108.649008	-	2098	20.58138	0.040001687	211.1687173	
		65	24.66	25.84	637.2144	6368	116.457984	-	2415	23.69115	0.037179245	182.7610675	
		70	24.56	31.22	766.7632	6766	123.736608	-	2724	26.72244	0.034850966	161.3752564	
75	24.45	37.18	909.051	7153	130.814064	-	3037	29.79297	0.032773706	143.9017877			
80	24.32	43.77	1064.4864	7502	137.196376	-	3341	32.77521	0.030788694	128.8853214			
85	24.18	51.11	1235.8398	7845	143.466956	-	3670	36.0027	0.029131174	116.0905807			
90	24.03	58.58	1407.6774	8180	149.59584	-	4000	39.24	0.027875705	106.2713943			
95	23.88	66.8	1595.184	8496	155.374848	-	4282	42.00642	0.026333276	97.40246141			
100	23.66	78.41	1855.1806	8862	162.068256	-	4659	45.70479	0.024636302	87.35982685			

Ilustración 124. Estudio de motores 1, selección de motores por eficiencia.



22.2.4 Estudio de motor 2, selección de la hélice.

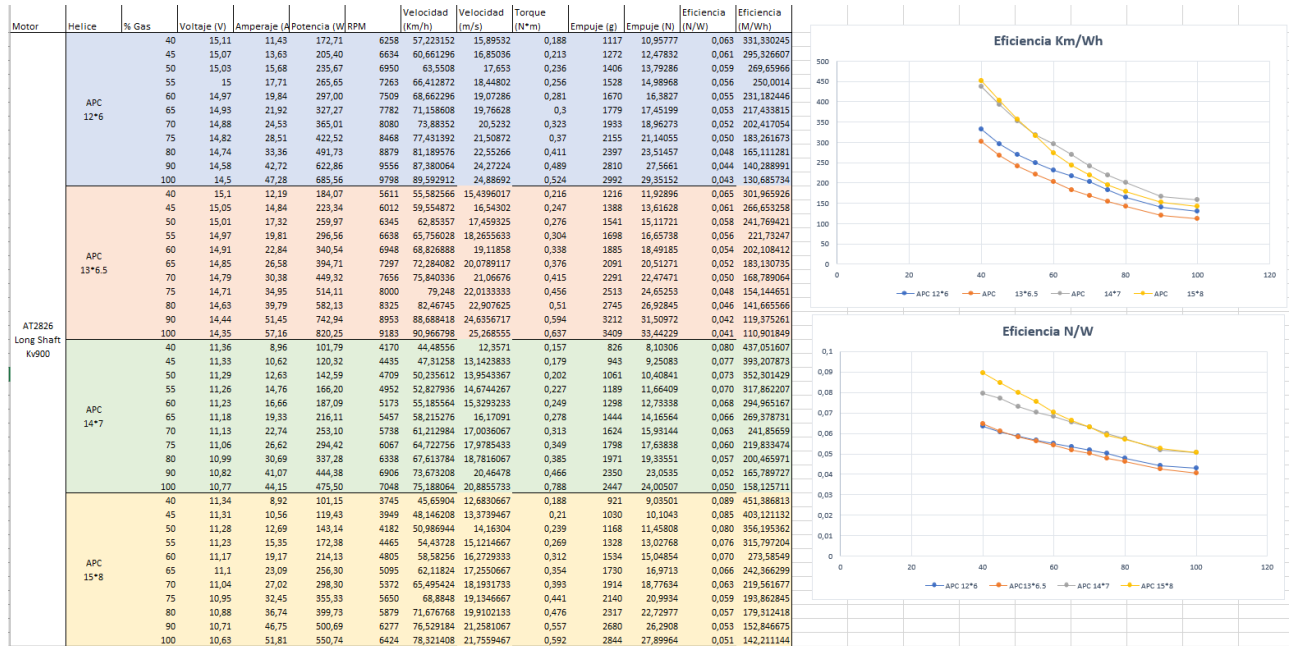


Ilustración 125. Estudio de motor 2, selección de hélice por eficiencia.

22.2.5 Selección del conjunto de propulsión

Motor	Hélice	% Gas	Voltaje (V)	Amperaje (A)	Potencia (W)	RPM	Velocidad (Km/h)	Torque (N*m)	Empuje (g)	Empuje (N)	Eficiencia (N/W)	Eficiencia (Km/Wh)	
AT2826 Long Shaft Kv900	APC 15*8	40	11.34	8.92	101.15	3745	45,65904	12,6830667	0,188	921	9,03501	0,089	451,388728
		45	11.31	10.56	119.43	3949	48,146208	13,3739467	0,21	1030	10,1043	0,085	403,121132
		50	11.28	12.69	143.14	4182	50,986944	14,16304	0,239	1168	11,45808	0,080	356,193662
		55	11.23	15.35	172.38	4465	54,83728	15,1214667	0,269	1328	13,02768	0,076	315,797204
		60	11.17	19.17	214.13	4805	58,58256	16,2729333	0,312	1534	15,04854	0,070	273,38549
		65	11.1	23.09	256.30	5095	62,1824	17,2550667	0,354	1730	16,9713	0,066	242,366287
		70	11.04	27.02	298.30	5372	65,495424	18,1931733	0,393	1914	18,77654	0,063	219,561677
		75	10.95	32.45	355.33	5650	68,8848	19,1346667	0,441	2140	20,9934	0,059	193,862845
		80	10.88	36.74	399.73	5879	71,676768	19,9102133	0,476	2317	22,72977	0,057	179,312418
		90	10.71	46.75	500.69	6277	76,529184	21,2581067	0,557	2680	26,2908	0,053	152,846675
		100	10.63	51.81	550.74	6424	78,321408	21,7559467	0,592	2844	27,89964	0,051	142,211144

Ilustración 126. Selección del conjunto de propulsión.

Los resultados del estudio de propulsión para el motor “T-motor AT2826 Long Shaft Kv900”, la hélice “APC 15*8” y una configuración 3s7p (3 en serie 7 en paralelo) de la batería “Sanyo NCR18650BL” obtendríamos:

Velocidad de crucero: $45,65 \frac{Km}{h}$

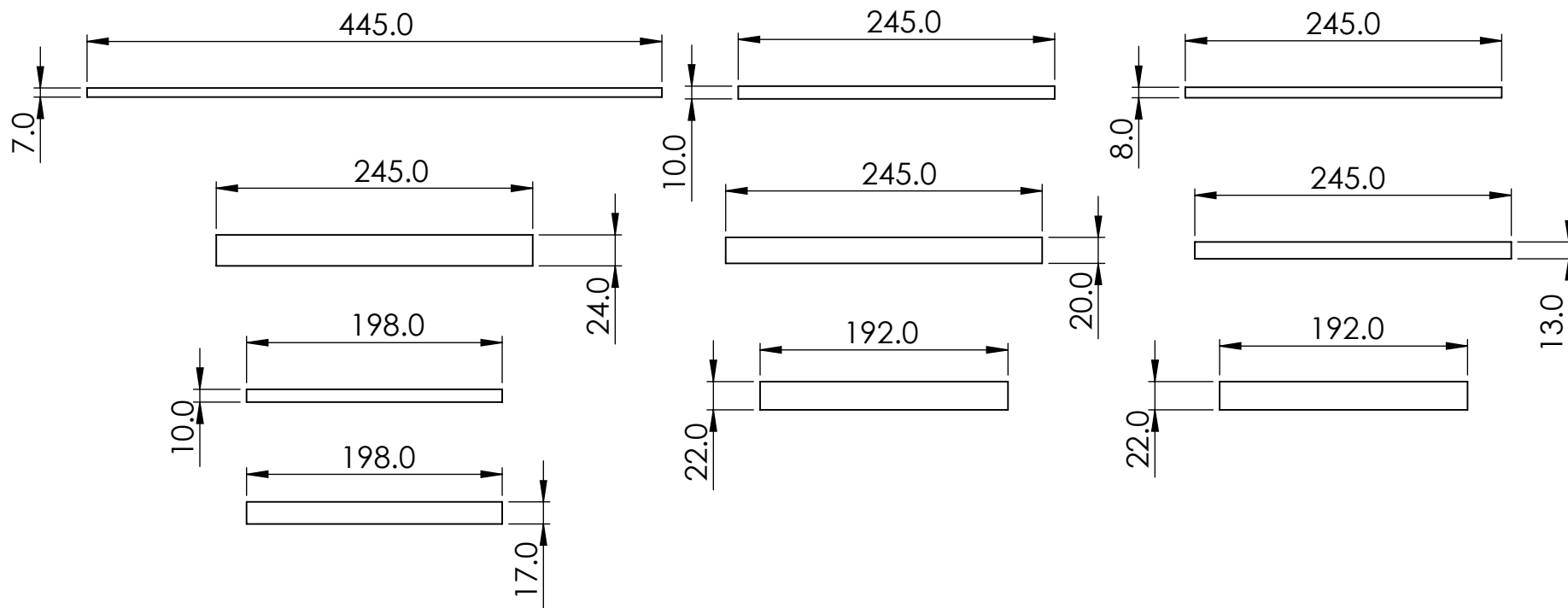
Empuje de crucero: 9 N

Tiempo de vuelo: 2 h 34 min


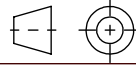
Distancia máxima: 116,76 km

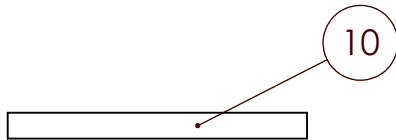
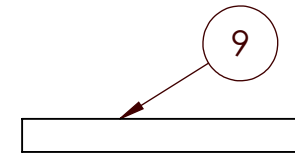
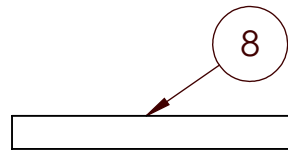
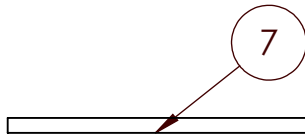
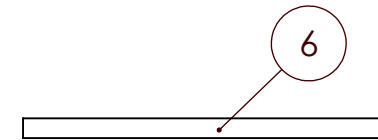
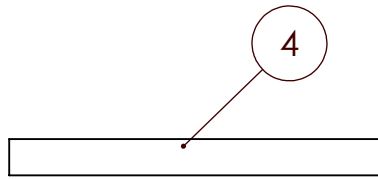
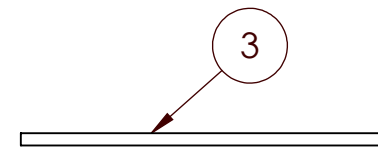
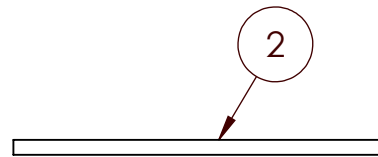
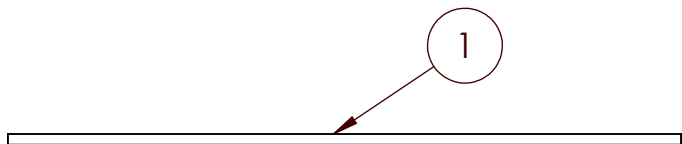
Esto es en condiciones ideales y el rendimiento real será siempre inferior a las condiciones extraídas.

22.3 PLANOS ACOTADOS.


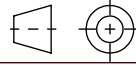


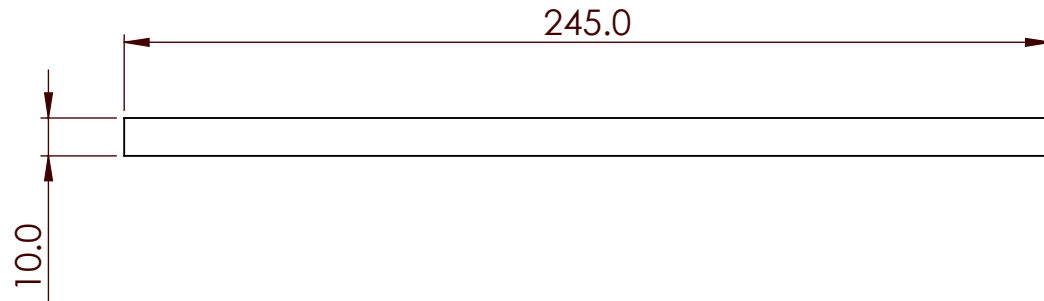
Espesor 2mm

Dibujado por:	Andrés Pérez	Material:	Pinus Caribaea
Fecha:	20/06/21	Unidades:	mm
Verificado por:	Verificado por	Descripción: Plano acotado conjunto piezas planas de la estructura de espesor 2mm para corte con láser	
Fecha:	00/00/00		
	E: 1:5	Código: COMP21010027 UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALENCIA CAMPUS DE ALCOY	
	Pos: 1 del plano Nº: 2		
		Tolerancia general	+/- 0.05
			




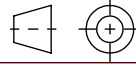
Numero de elemento	Codigo	Cantidad
1	COMP21010027_17	2
2	COMP21010027_16	2
3	COMP21010027_15	2
4	COMP21010027_14	2
5	COMP21010027_13	2
6	COMP21010027_12	2
7	COMP21010027_11	2
8	COMP21010027_10	2
9	COMP21010027_9	2
10	COMP21010027_8	4

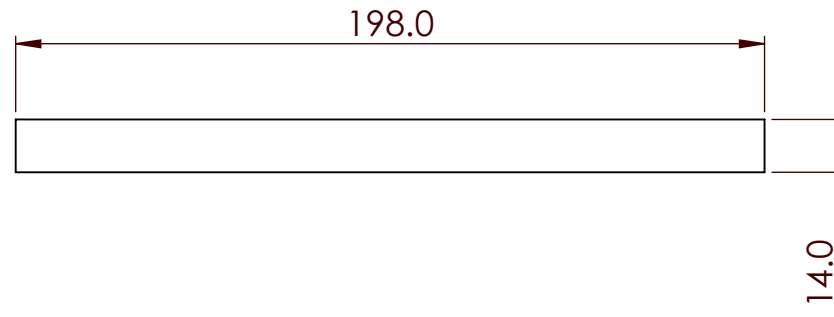
Dibujado por:	Andrés Pérez	Material:	Pinus Caribaea	
Fecha:	20/06/21	Guarner	Peso:	Kg
Verificado por:	Verificado por	Descripción: Plano numerado conjunto piezas planas de la estructura de espesor 2mm para corte con laser		
Fecha:	00/00/00			
	E: 1:5			
	Código: COMP21010027		Tolerancia general +/- 0.05	
	UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALENCIA CAMPUS DE ALCOY			
Pos: 1	del plano Nº: 2			



1 UNIDAD


Espesor de 3mm

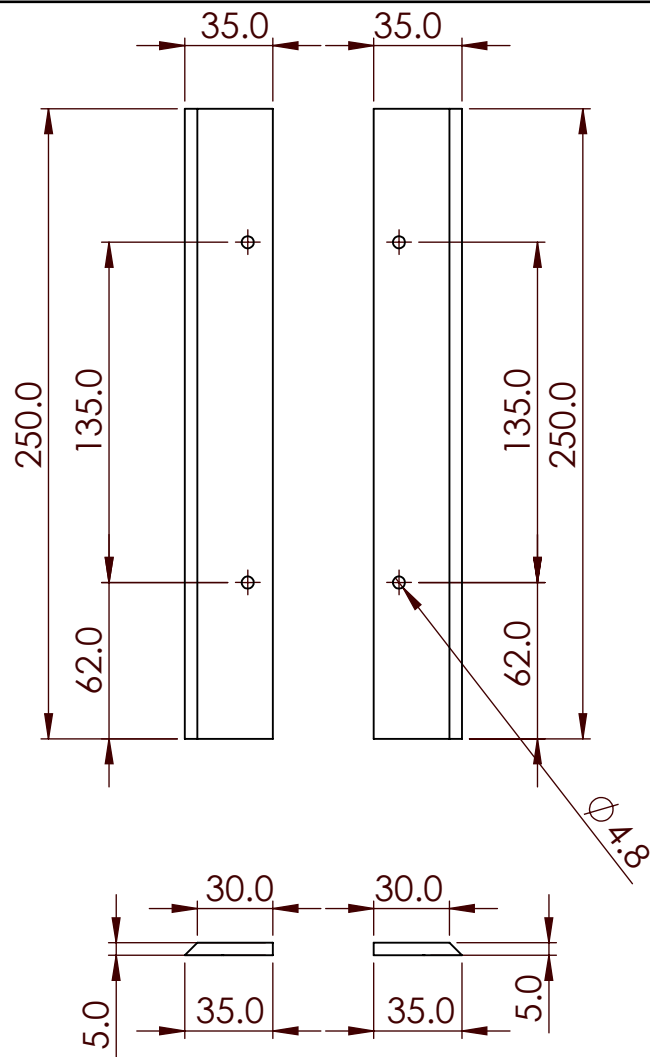
Dibujado por: Andrés Pérez		Material: Pinus caribaea
Fecha: 20/05/21		Unidades: mm
Verificado por: Verificado por		Descripción Plano acotado pieza plana de la estructura de espesor 3mm para corte con laser
Fecha: 00/00/00		
	E: 1:2	Tolerancia general +/- 0.05
	Código: COMP21010027_19 UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALENCIA CAMPUS DE ALCOY	
Pos: del plano N°:		






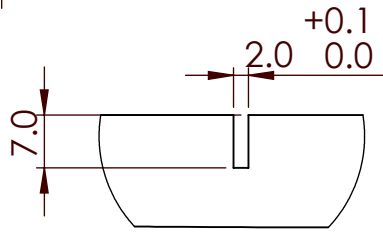
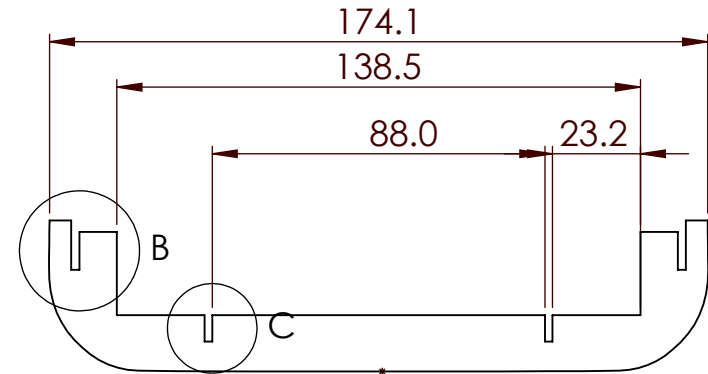
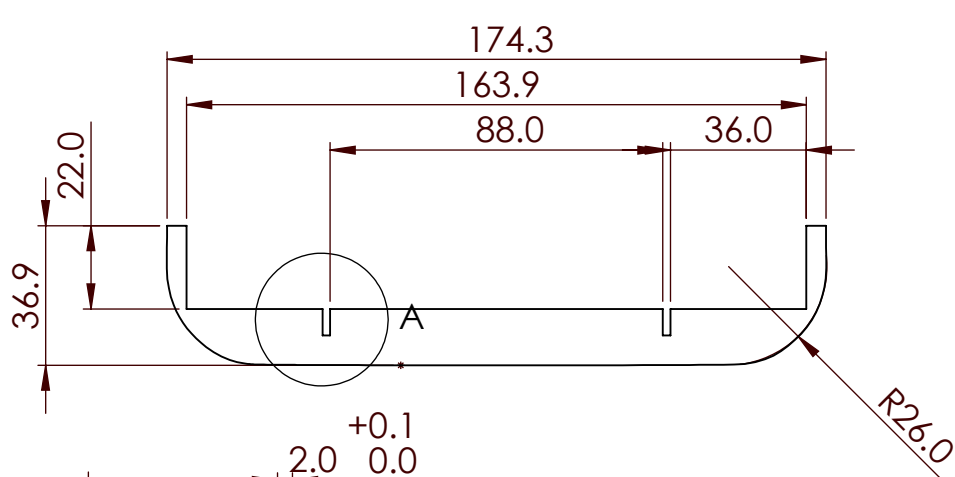
1 UNIDAD

Espesor de 4mm

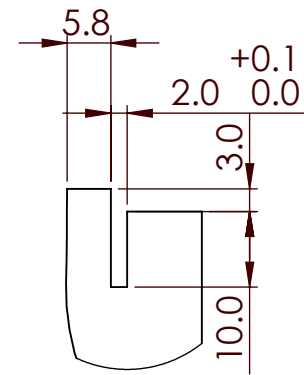
Dibujado por: Andrés Pérez		Material: Pinus caribaea
Fecha: 20/05/21		Unidades: mm
Verificado por: Verificado por		Descripción Plano acotado pieza plana de la estructura de espesor 4 mm para corte con láser
Fecha: 00/00/00		
	E: 1:2	Código: COMP21010027_19 UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALENCIA CAMPUS DE ALCOY
	Tolerancia general +/- 0.05	
	Pos: del plano Nº:	



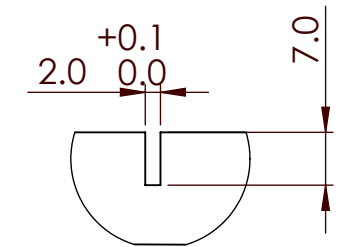
Dibujado por:	Andrés Pérez	Material:	Pinus caribaea
Fecha:	21/06/21	Unidades:	mm
Verificado por:	Verificado por	Descripción: Plano acotado pieza plana estructura espesor 5mm para corte láser.	
Fecha:	00/00/00		
	E: 1:5	Código: COMP21010027_4 UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA CAMPUS DE ALCOY	
	Pos: del plano N°:		
		Tolerancia general	± 0.05
		 	



DETALLE A
ESCALA 1 : 1


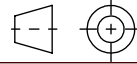


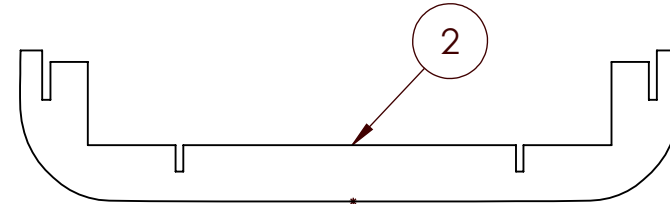
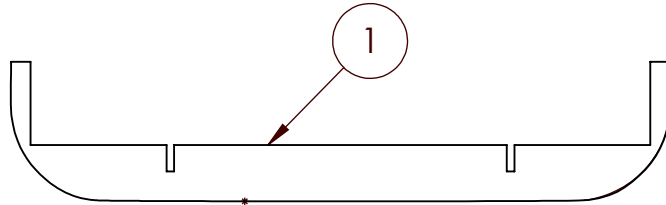
DETALLE B
ESCALA 1 : 1




DETALLE C
ESCALA 1 : 1

Espesor 2mm

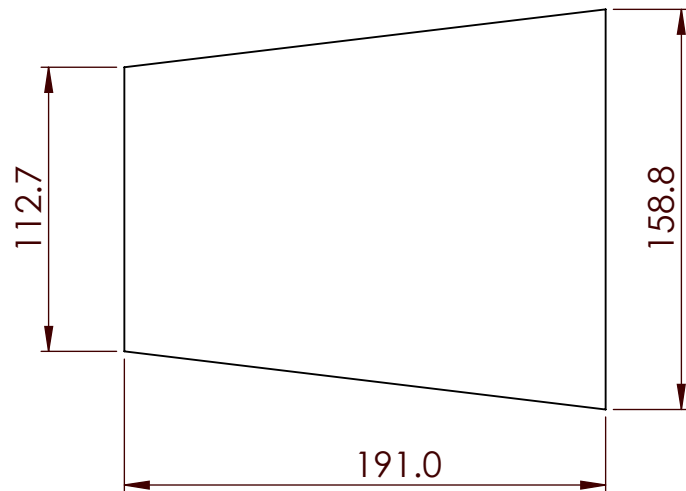
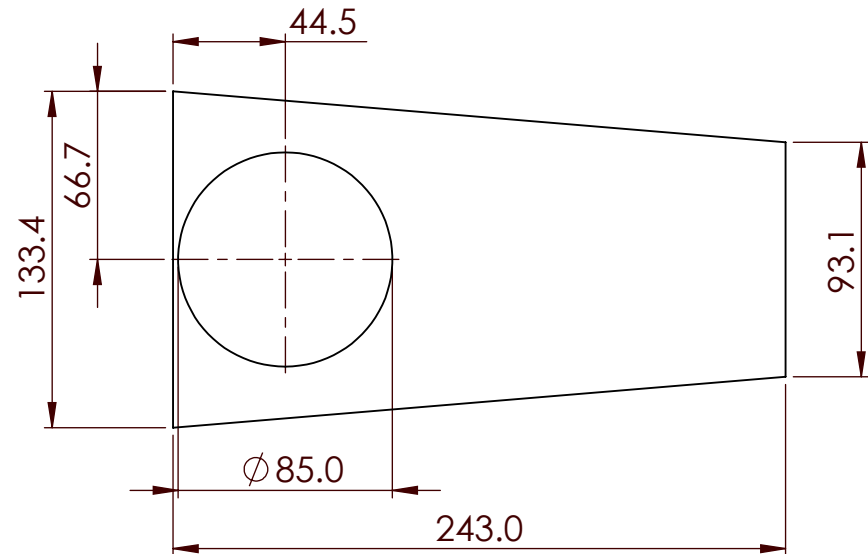
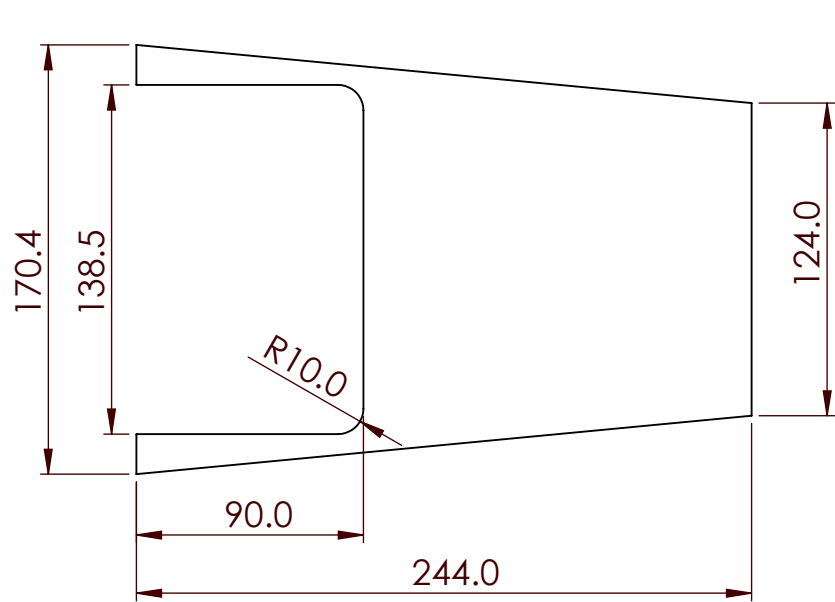
Dibujado por:	Andrés Pérez	Material:	Pinus Caribaea
Fecha:	20/06/21	Unidades:	mm
Verificado por:	Verificado por	Descripción: Plano acotado conjunto piezas planas de la estructura de espesor 2mm para corte con laser	
Fecha:	00/00/00		
	E: 1:2	Código: COMP21010027	
	UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA CAMPUS DE ALCOY		
Pos: 2 del plano Nº: 4		Tolerancia general +/- 0.05	
			




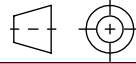
Espesor 2mm

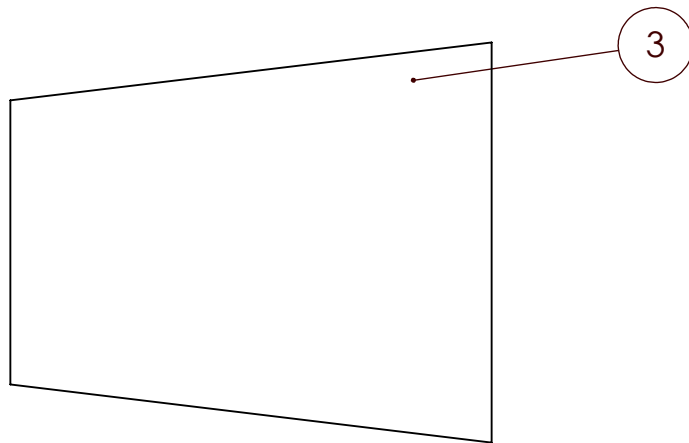
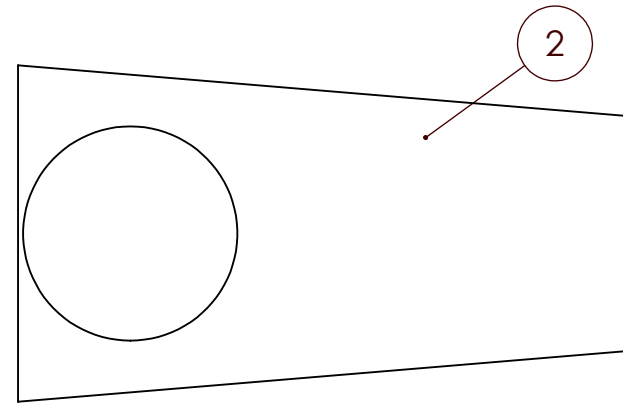
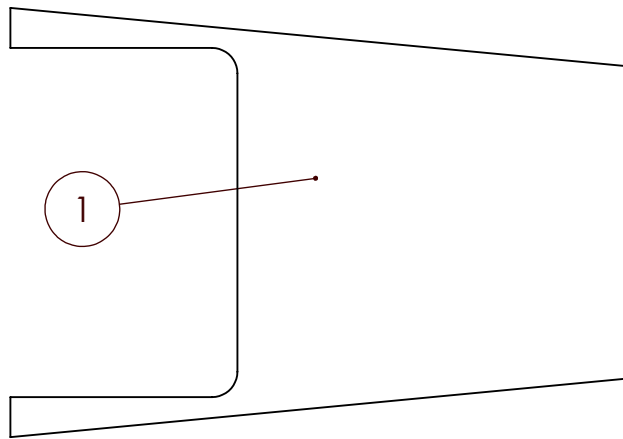
Dibujado por:	Andrés Pérez	Material:	Pinus Caribaea
Fecha:	20/06/21	Peso:	Kg
Verificado por:	Verificado por	Descripción: Plano acotado conjunto piezas planas de la estructura de espesor 2mm para corte con laser	
Fecha:	00/00/00		
	E: 1:2	Código: COMP21010027 UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALENCIA CAMPUS DE ALCOY	
	Tolerancia general +/- 0.05		
Pos: 2		del plano N°: 4	


N.º de elemento	Código	Cantidad
1	COMP21010027_5_1	1
2	COMP21010027_5	1






Espesor 2mm

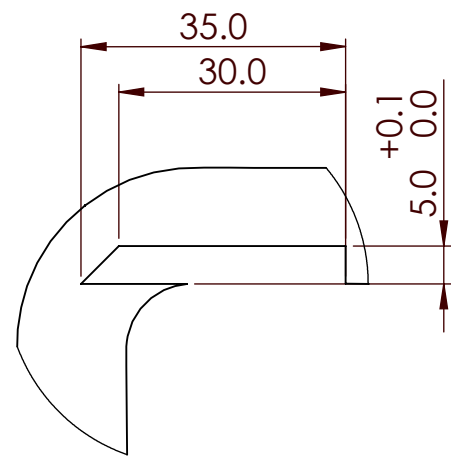
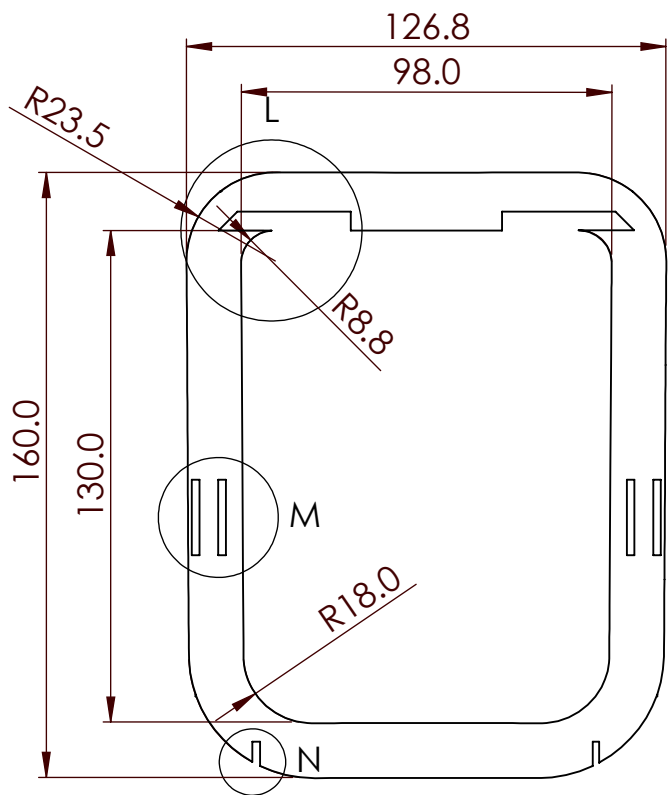
Dibujado por:	Andrés Pérez	Material:	Pinus Caribaea
Fecha:	20/06/21	Unidades:	mm
Verificado por:	Verificado por	Descripción: Plano acotado conjunto piezas planas de la estructura de espesor 2mm para corte con laser	
Fecha:	00/00/00		
	E: 1:5	Código: COMP21010027 UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALENCIA CAMPUS DE ALCOY	
	Tolerancia general +/- 0.05		
Pos: 1 del plano Nº: 2			



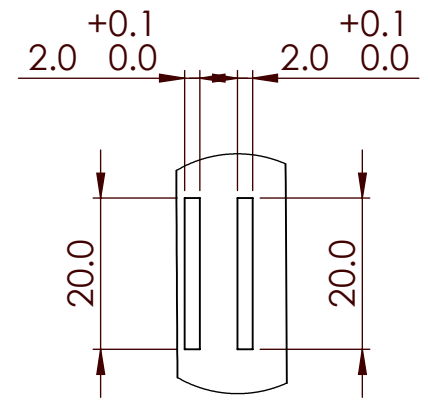
Dibujado por:	Andrés Pérez	Material:	Pinus Caribaea
Fecha:	20/06/21	Peso:	Kg
Verificado por:	Verificado por	Descripción: Plano acotado conjunto piezas planas de la estructura de espesor 2mm para corte con laser	
Fecha:	00/00/00		
		E:	1:5

N.º de elemento	Código	Cantidad
1	COMP21010027_6	1
2	COMP21010027_7	1
3	COMP21010027_7_1	1

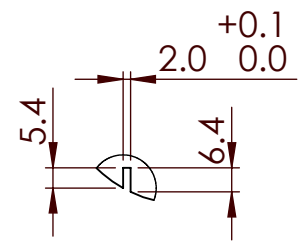
		Código: COMP21010027	Tolerancia general +/- 0.05
UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALENCIA CAMPUS DE ALCOY			
Pos: 1 del plano N.º: 2			 



DETALLE L
ESCALA 1 : 1




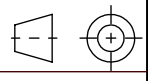
DETALLE M
ESCALA 1 : 1

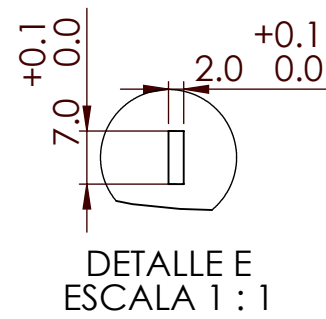
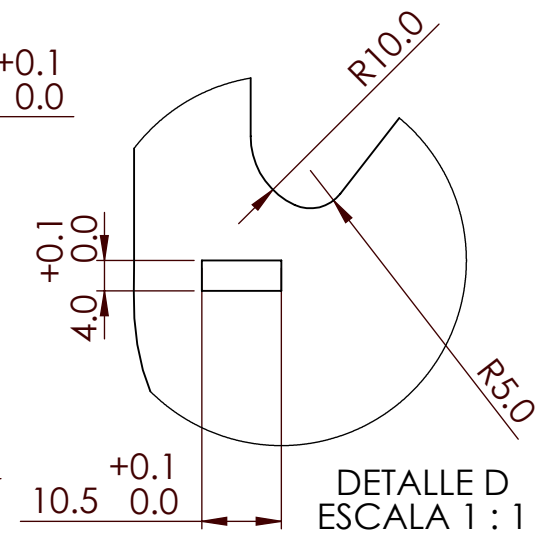
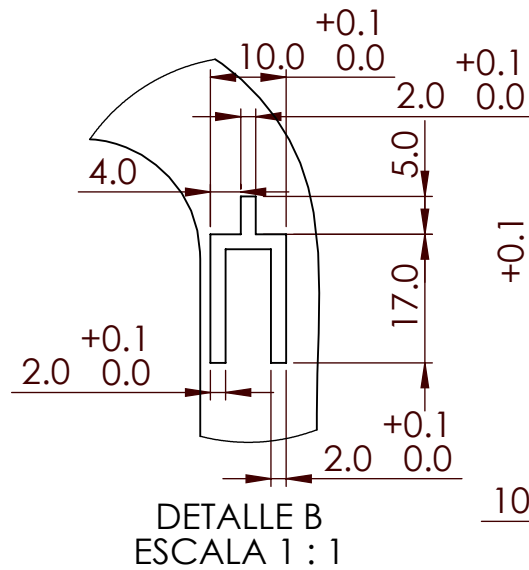
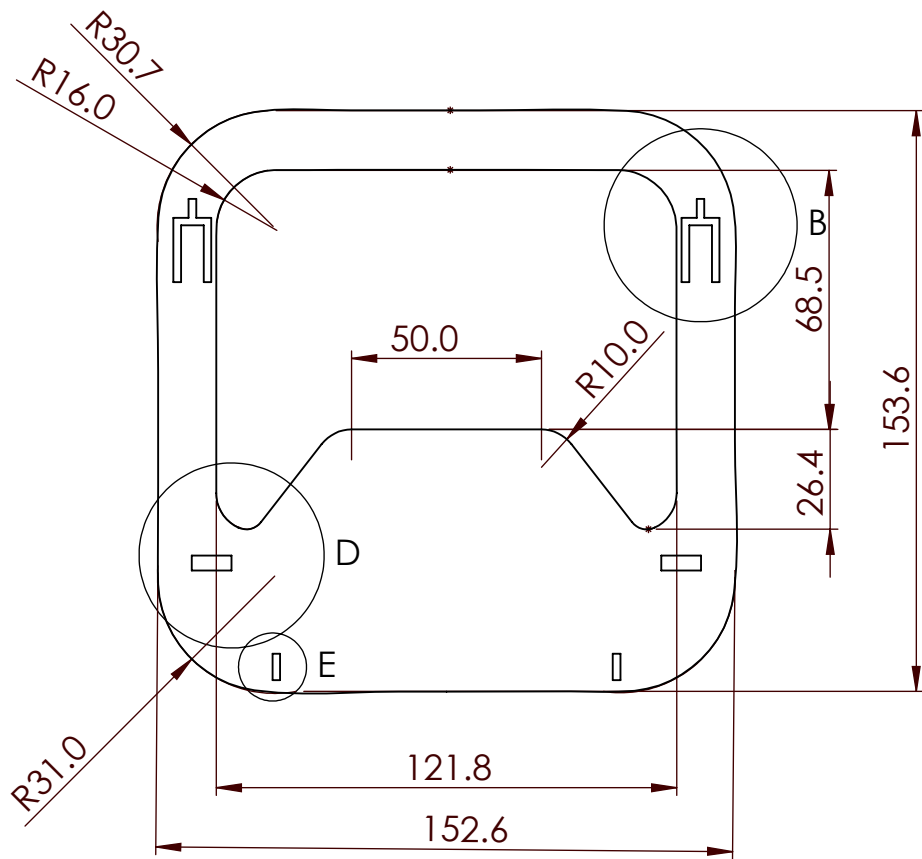


DETALLE N
ESCALA 1 : 2

ESPESOR 3mm


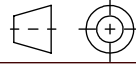
1 UNIDAD

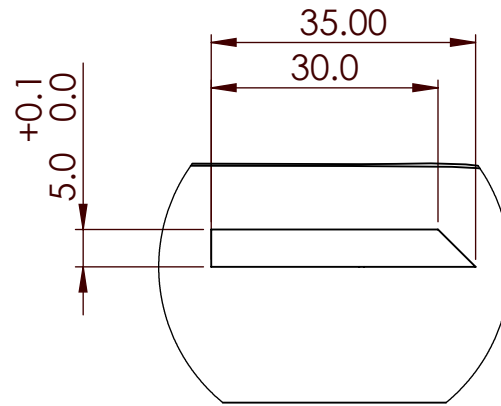
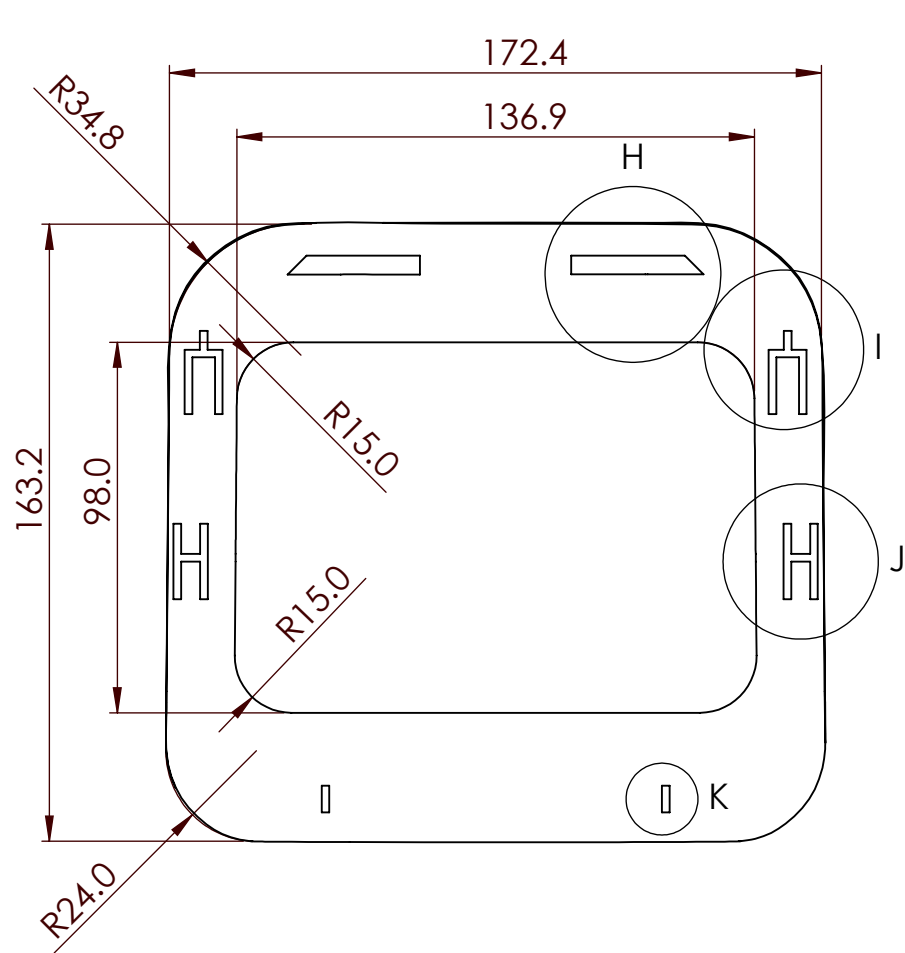
Dibujado por:	Andrés Pérez	Material:	Pinus Caribaea
Fecha:	20/05/21	Unidades:	mm
Verificado por:	Verificado por	Descripción:	Plano acotado costilla 3 de la estructura con espesor de 3mm para corte láser.
Fecha:	00/00/00		
	E: 1:2		
	Código: COMP21010027_3		
	UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALENCIA CAMPUS DE ALCOY		Tolerancia general +/- 0.05
Pos:	del plano N°:		



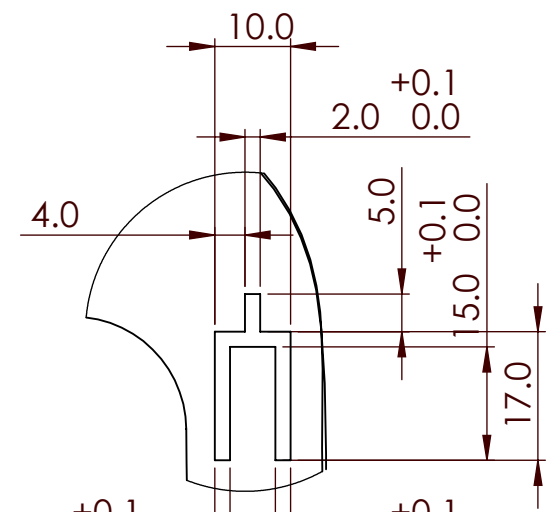
ESPESOR 3mm

1 unidad

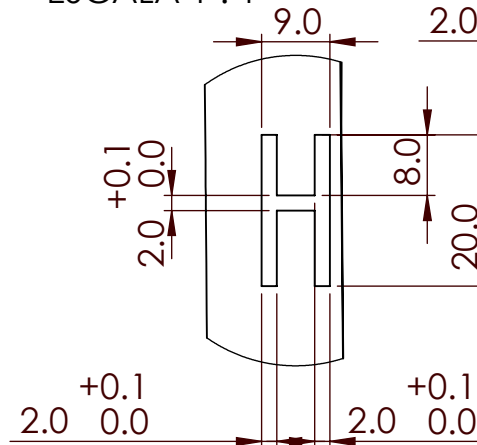
Dibujado por:	Andrés Pérez	Material:	Pinus Caribaea
Fecha:	20/05/21	Unidades:	mm
Verificado por:	Verificado por	Descripción: Plano acotado costilla 1 de la estructura con espesor de 3mm para corte láser.	
Fecha:	00/00/00		
E: 1:2		Tolerancia general	
		+/- 0.05	
Código: COMP21010027_1			
UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALENCIA CAMPUS DE ALCOY			
Pos:	del plano Nº:		



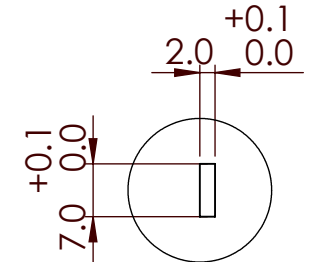
DETALLE H
ESCALA 1 : 1



DETALLE I
ESCALA 1 : 1






DETALLE J
ESCALA 1 : 1

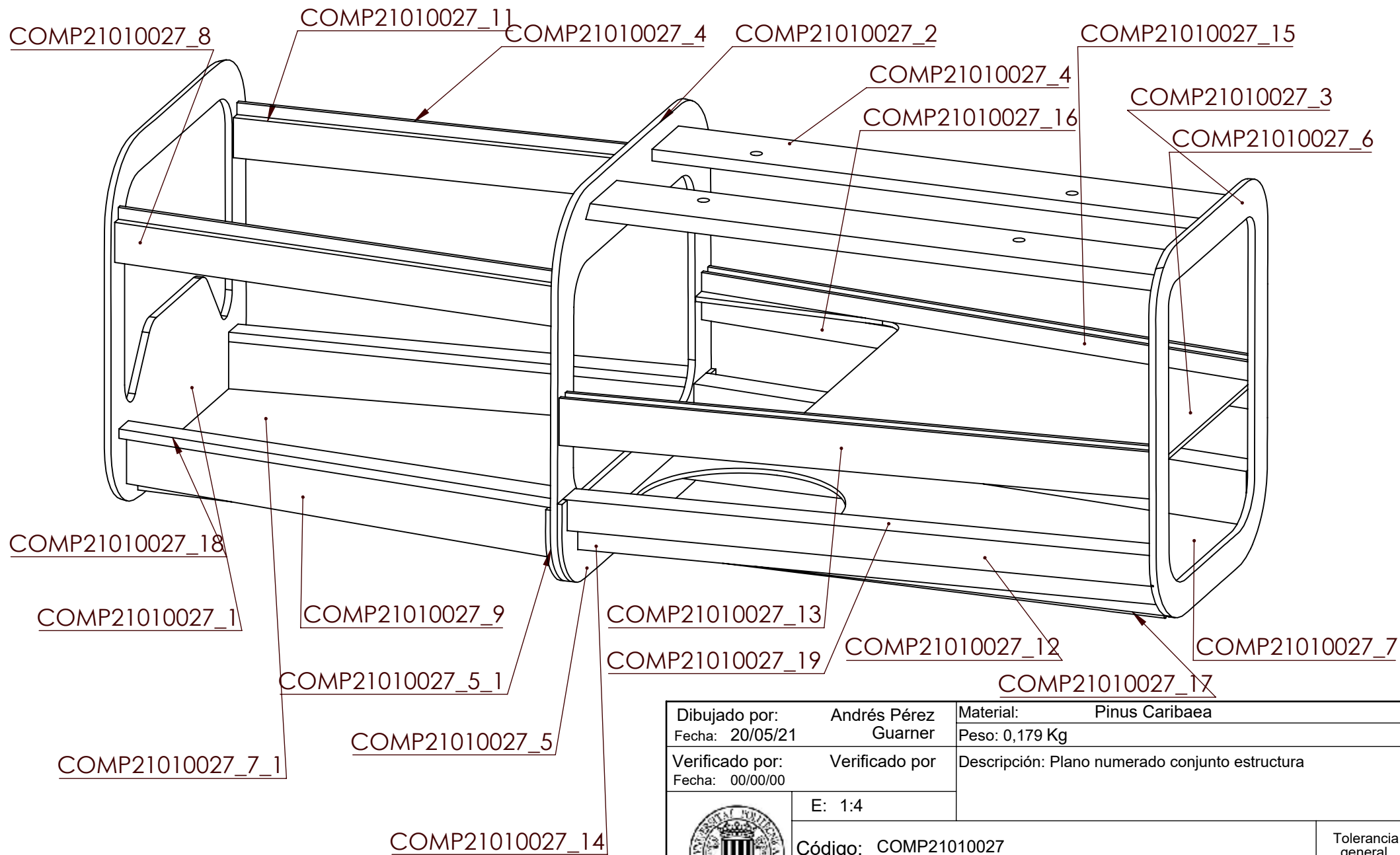


DETALLE K
ESCALA 1 : 1

ESPESOR 3mm


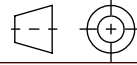
1 UNIDAD

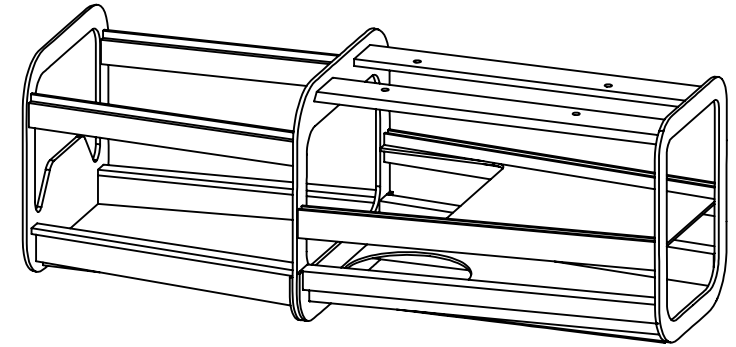
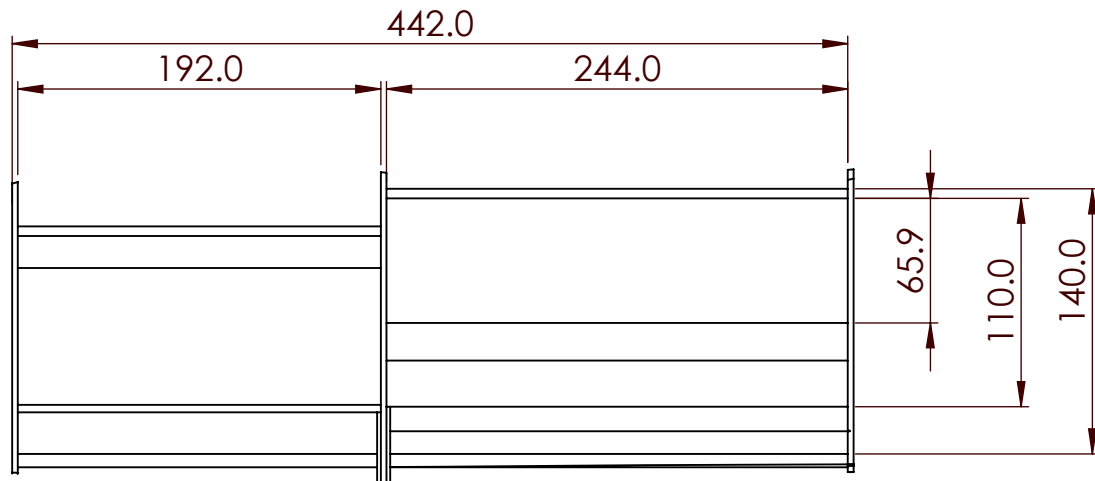
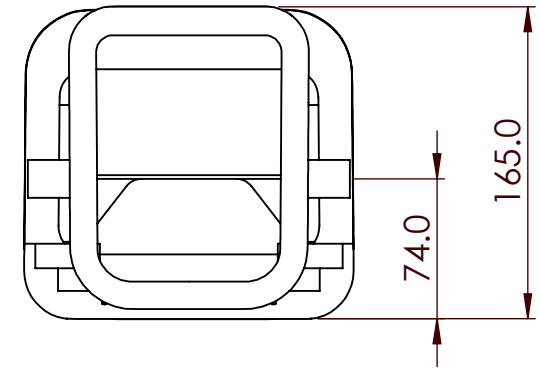
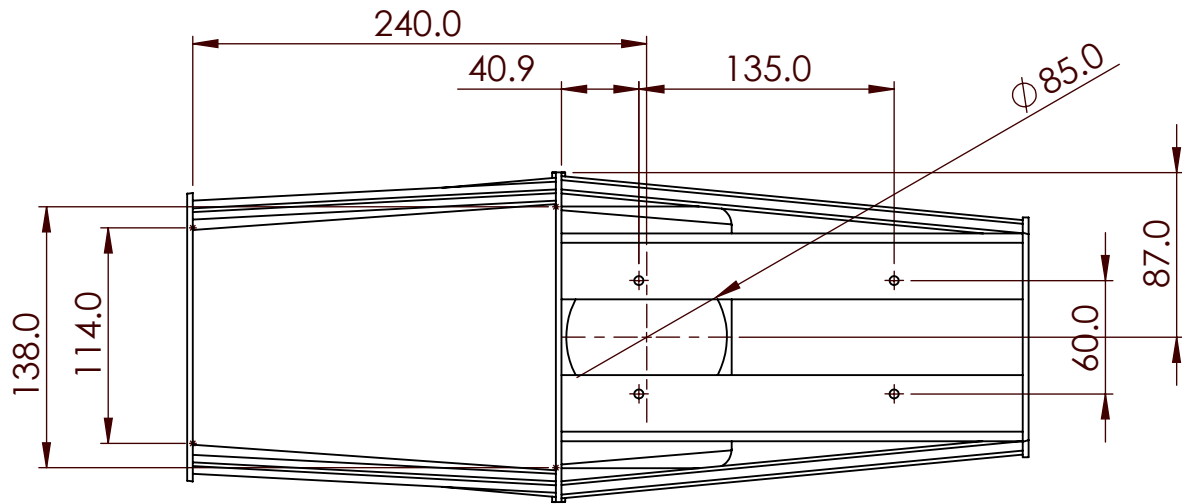
Dibujado por:	Andrés Pérez	Material:	Pinus Caribaea
Fecha:	20/05/21	Unidades:	mm
Verificado por:	Verificado por	Descripción:	Plano acotado costilla 1 de la estructura con espesor de 3mm para corte láser.
Fecha:	00/00/00		
	E: 1:2		
	Código:	COMP21010027_2	
UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA CAMPUS DE ALCOY			Tolerancia general +/- 0.05
Pos:	del plano N°:		
			 




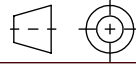
COMP21010027_7_1

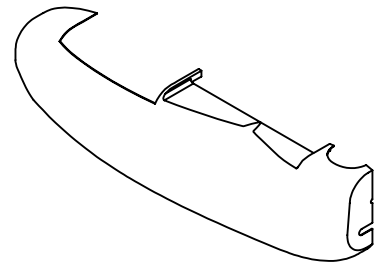
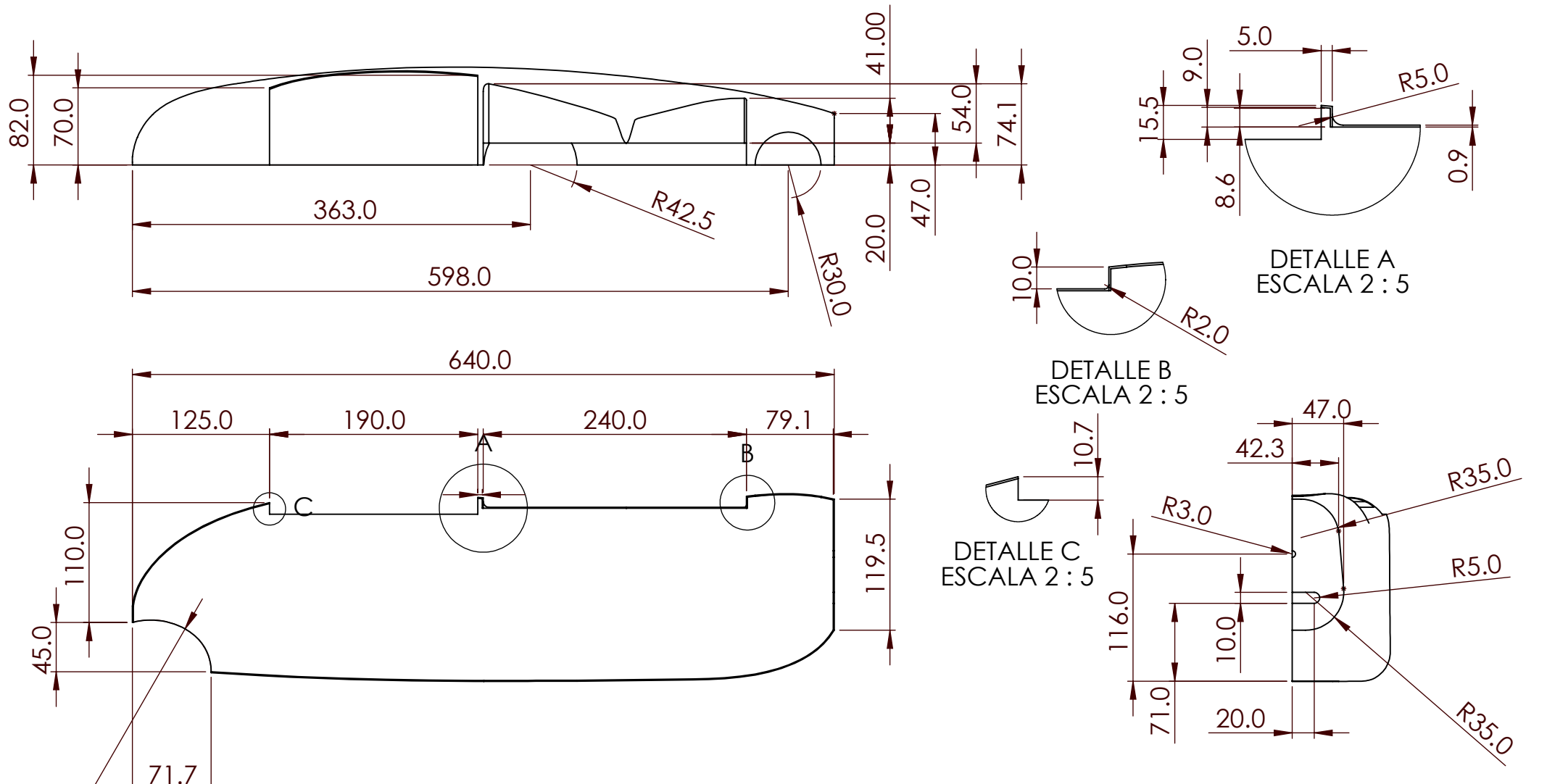
1 UNIDAD




Dibujado por:	Andrés Pérez	Material:	Pinus Caribaea
Fecha:	20/05/21	Guarner	Peso: 0,179 Kg
Verificado por:	Verificado por	Descripción: Plano numerado conjunto estructura	
Fecha:	00/00/00		
	E: 1:4	Código: COMP21010027 UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALENCIA CAMPUS DE ALCOY	
	Tolerancia general +/- 0.05		
Pos:	del plano Nº:		

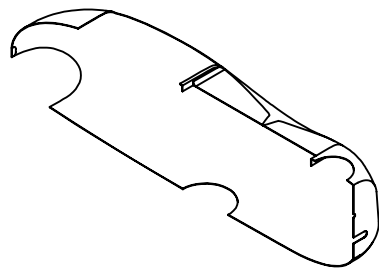
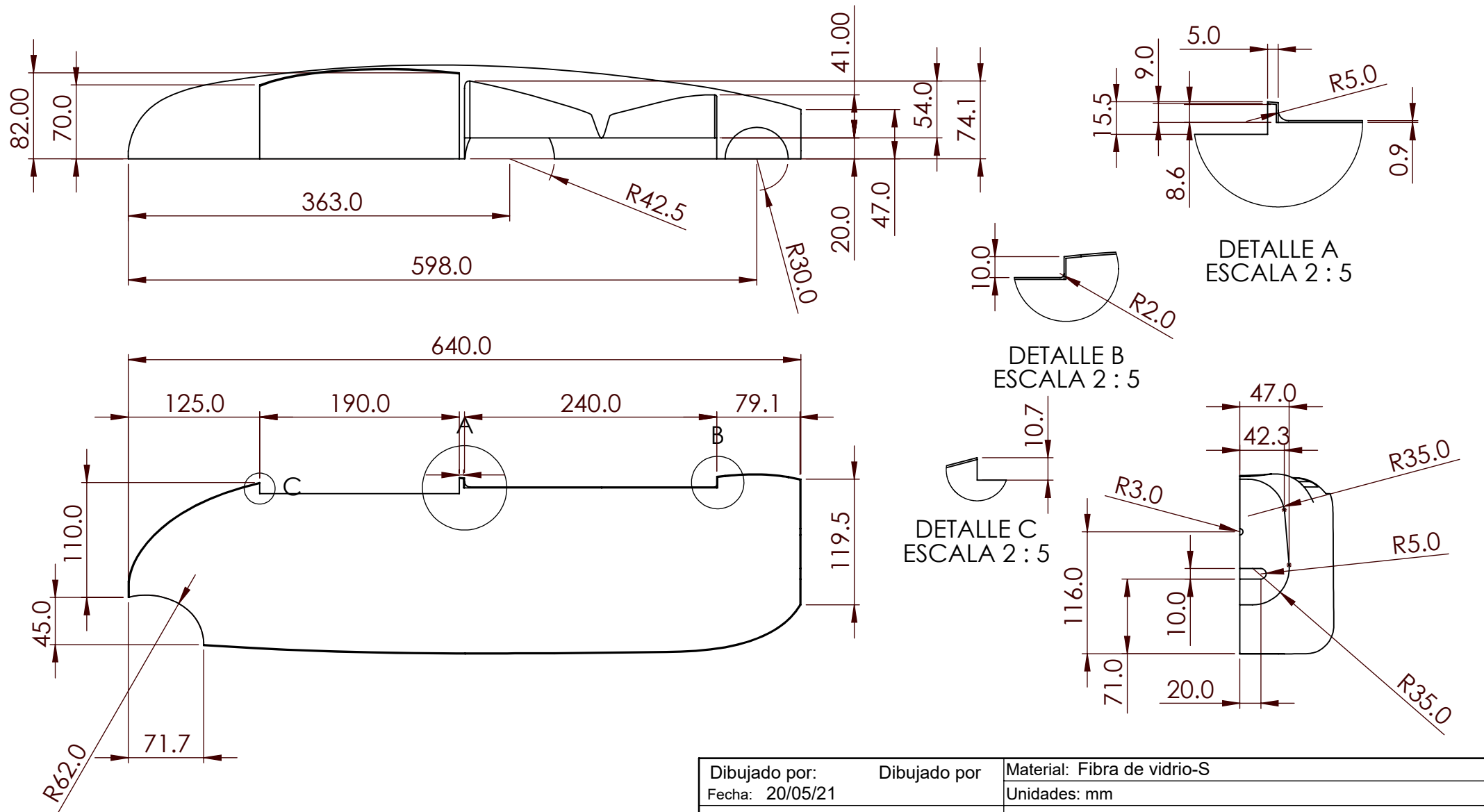



1 UNIDAD

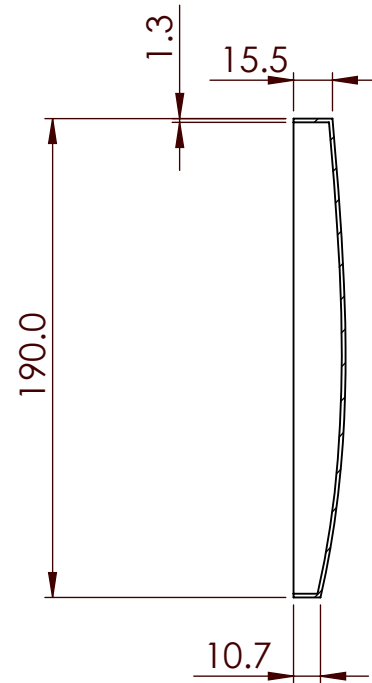
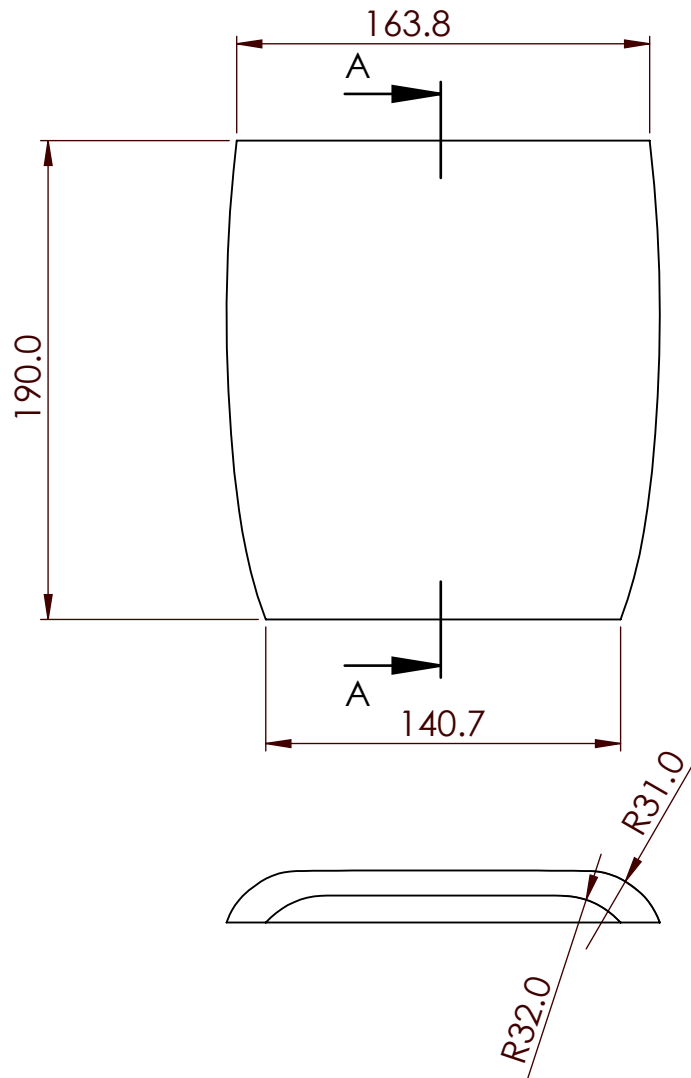
Dibujado por:	Andrés Pérez	Material:	Pinus Caribaea
Fecha:	20/05/21	Unidades:	mm
Verificado por:	Verificado por	Descripción: Plano acotado conjunto estructura	
Fecha:	00/00/00		
	E: 1:4	Código: COMP21010027 UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALENCIA CAMPUS DE ALCOY	
	Tolerancia general +/- 0.05		
Pos:	del plano Nº:		



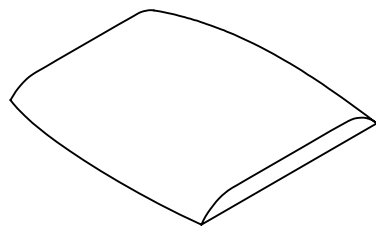
Dibujado por:	Andrés Pérez	Material:	Fibra de vidrio-S
Fecha:	20/05/21	Unidades:	mm
Verificado por:	Verificado por	Descripción:	Lado derecho fuselaje fibra de vidrio S (Simétricos)
Fecha:	00/00/00		
E: 1:5			
		Código: COMP21010028_F.V.S_LD	
UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALENCIA CAMPUS DE ALCOY		Tolerancia general +/- 0.05	
Pos:	del plano N°:	 	




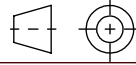
Dibujado por:	Dibujado por	Material: Fibra de vidrio-S
Fecha: 20/05/21		Unidades: mm
Verificado por:	Verificado por	Descripción: Lado izquierdo fuselaje fibra de vidrio S (Simétrico)
Fecha: 00/00/00		
E: 1:5		Tolerancia general +/- 0.05
 Código: COMP21010028_F.V.S_LI UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALENCIA CAMPUS DE ALCOY		
Pos:	del plano N°:	



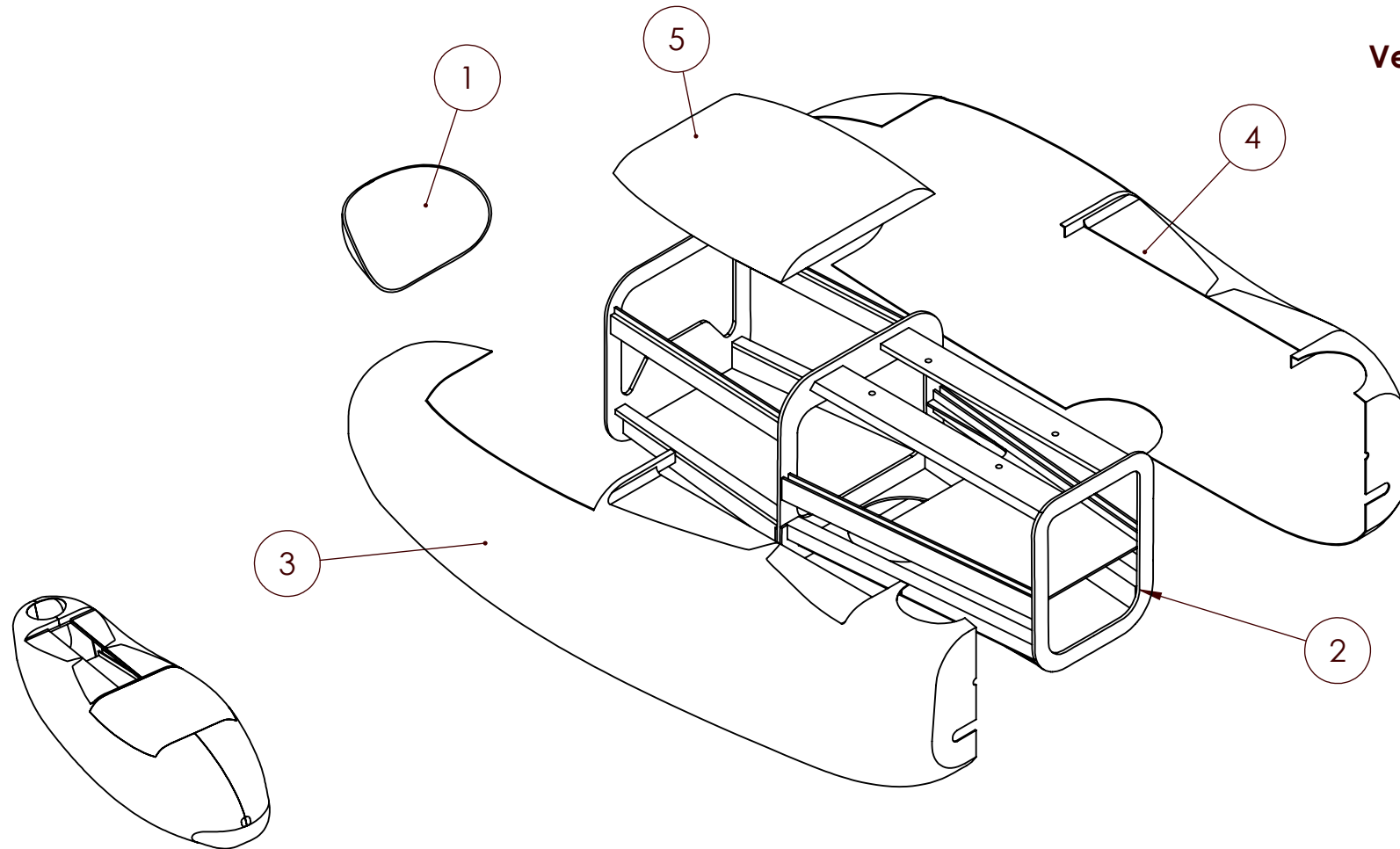
SECCIÓN A-A
ESCALA 1 : 3




1 UNIDAD

Dibujado por:	Andrés Pérez	Material:Fibra de vidrio-S
Fecha:	20/05/21	Unidades: mm
Verificado por:	Verificado por	Descripción:Cabina Fuselaje
Fecha:	00/00/00	
	E: 1:5	Tolerancia general +/- 0.05
	Código: COMP21010029	
UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALENCIA CAMPUS DE ALCOY		
Pos:	del plano Nº:	

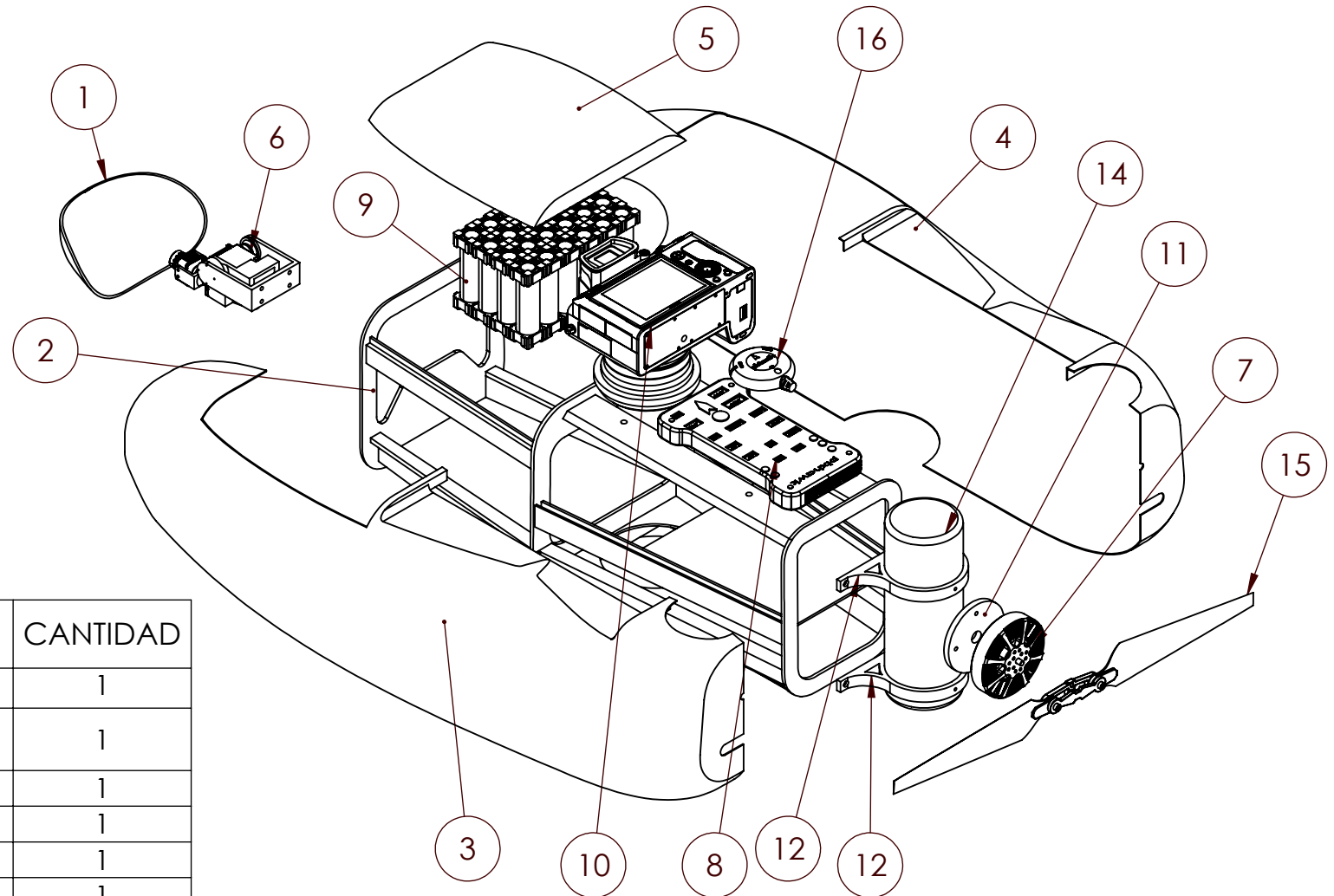
Versión KIT




N.º DE ELEMENTO	N.º DE PIEZA	CANTIDAD
1	Capsula de plástico	1
2	COMP21010027_Pinus carbaea	1
3	COMP21010028_F.V.S_LD	1
4	COMP21010028_F.V.S_LI	1
5	COMP21010029	1

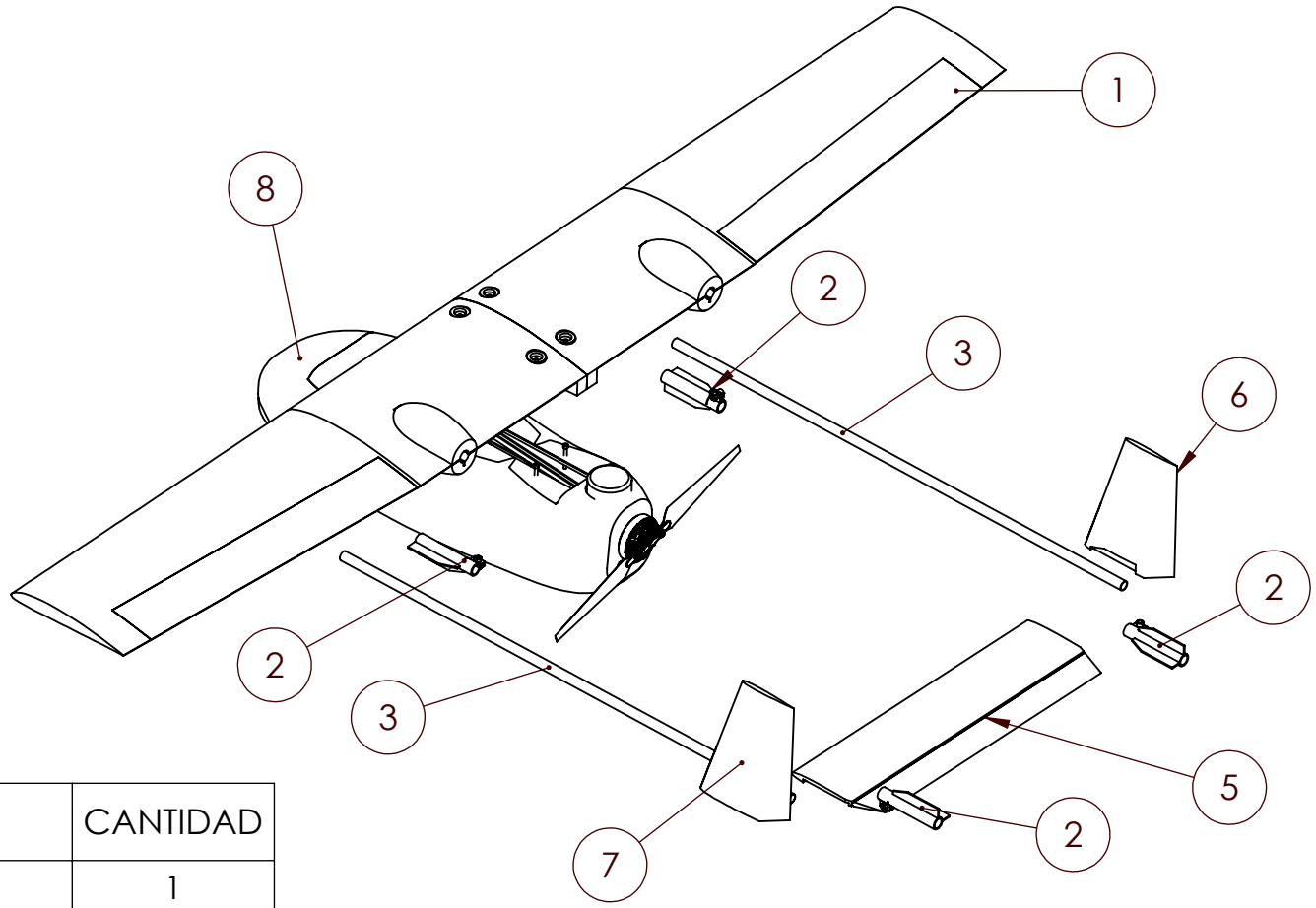
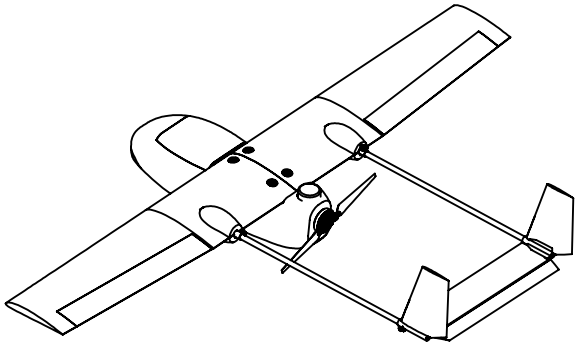
Dibujado por: Fecha: 21/06/21	Andrés Pérez Guarner	Material: Peso: Kg
Verificado por: Fecha: 00/00/00	Verificado por	Descripción: Ensamblaje componentes del fuselaje, version Kit.
		Tolerancia general +/- 0.05
E: 1:5 Código: ENS2101004_1 UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALENCIA CAMPUS DE ALCOY		
Pos: del plano N.º:		

Versión PNP



N.º DE ELEMENTO	N.º DE PIEZA	CANTIDAD
1	Capsula de plastico	1
2	COMP21010027_Pinus carbaea	1
3	COMP21010028_F.V.S_LD	1
4	COMP21010028_F.V.S_LI	1
5	COMP21010029	1
6	ENS21010003	1
7	fmoto 6007	1
8	Pxhawk_Flight_Controller	1
9	Bateria 3S6P	2
10	A7 III + FE 28-70 v4	1
11	COMP21010019	1
12	COMP21010025_1	2
13	COMP21010026	1
14	COMP21010025	1
15	Tarot 1555 folding	1
16	PX4 Neo M8N GPS	1

Dibujado por: Fecha: 21/06/21	Andrés Pérez Guarner	Material: Peso: Kg
Verificado por: Fecha: 00/00/00	Verificado por	Descripción: Ensamblaje componentes del fuselaje, versión PNP.
		Tolerancia general +/- 0.05
E: 1:5 Código: ENS2101004_2 UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALENCIA CAMPUS DE ALCOY		
Pos:	del plano N.º:	



N.º DE ELEMENTO	N.º DE PIEZA	CANTIDAD
1	ENS21010001	1
2	COMP21010004	4
3	COMP21010015	2
4	COMP21010016	1
5	COMP21010017	1
6	COMP21010018_1	1
7	COMP21010018	1
8	ENS21010004	1
9	ISO 4762 M4 x 35 - 20N	4
10	ISO 7040-M4-N	4

Dibujado por: Andrés Pérez Fecha: 21/06/21	Guarner	Material:
Verificado por: Verificado por Fecha: 00/00/00		Peso: 4 Kg
		Descripción: Conjunto Aeronave
E: 1:20		
Código: ENS21010005		
 UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA CAMPUS DE ALCOY		Tolerancia general +/- 0.05
Pos: del plano N.º:		 