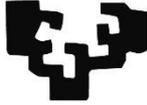


eman ta zabal zazu



Universidad
del País Vasco

Euskal Herriko
Unibertsitatea

GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA
TRABAJO FIN DE GRADO

***DISEÑO Y ANÁLISIS DE UN ALA
MEDIANTE ELEMENTOS FINITOS***

Alumno/Alumna: IGOR HINOJOSA CASTRO

Director/Directora: EDURNE IRIONDO

Curso: 2018-2019

Fecha: Bilbao, a 24 de junio de 2019

eman ta zabal zazu



Universidad del País Vasco Euskal Herriko Unibertsitatea

ESCUELA DE INGENIERÍA DE BILBAO



Resumen

El presente Trabajo Fin de Grado consiste en el diseño preliminar y análisis de la estructura de un ala de un vehículo VTOL (*Vertical Take Off and Landing*). El objetivo principal es diseñar una estructura interna que soporte las solicitaciones externas en fase de crucero.

Para ello, en primer lugar, se han calculado las cargas de presión aerodinámica que afectan al ala. Después, se han escogido los materiales, en este caso, aleaciones de aluminio y material compuesto. A continuación, se ha creado un modelo mediante elementos finitos del diseño preliminar, considerando unas condiciones de contorno específicas, para, posteriormente, proceder a su análisis y optimización.

Por último, se han comparado los resultados entre los diferentes análisis, y se ha añadido un apartado final en el que se describen los pasos posteriores a dar para alcanzar el modelo final.

Laburpena

Gradu amaierako lan hau VTOL baten hegoaren atariko diseinuan eta analisisian datza. Oinarritzko helburua gurutzaldi-fasean dauden kanpoko indarrak jasan behar dituen barneko egitura diseinatzea da.

Horretarako, lehendabizi, hegoan eragiten dituzten aerodinamika presioa kargak kalkulatu dira. Ondoren, materialak aukeratu dira, kasu honetan, aluminiozko aleazioak eta material konposatuak. Jarraian, atariko diseinu modeloa, elementu finituen bidez, sortu da, inguru egoera espezifikoa kontuan hartuz. Segidan, analisisia eta optimizazioa egin dira.

Amaitzeko, analisi ezberdinen emaitzak konparatu dira eta beste atal bat gehitu da, azkenengo modeloa lortzeko eman behar diren hurrengo hurratsak aipatuz.

Summary

This thesis consists on the preliminary design and analysis of a VTOL (*Vertical Take Off and Landing*) wing structure. The main objective is to design an internal structure which supports the external force in cruise phase.

To get this point, firstly, aerodynamic pressure charges, which affect the wing, have been calculated. After that, the materials have been chosen, in this case aluminum alloys and composite material. Then, a finite element method model has been created, taking into account some specific boundary conditions to analyze and optimize the preliminary design.

Finally, the results of the different analysis have been compared, and a final section has been added in order to describe the next steps to get the final model.

eman ta zabal zazu



Universidad del País Vasco Euskal Herriko Unibertsitatea



Índice

1.	Introducción	14
2.	Motivación, objetivos y estructura del proyecto	15
2.1.	Contexto y motivación	15
2.2.	Objetivos y alcance del trabajo.....	16
2.3.	Estructura del proyecto	17
3.	Antecedentes y elección del diseño.....	18
3.1.	Descripción de VTOL	18
3.2.	Historia de los VTOL.....	19
3.3.	Tipos de vehículos de las diferentes categorías.....	21
3.3.1.	Lilium	21
3.3.2.	Volocopter 2X.....	22
3.3.3.	XTI Aircraft TriFan 600	23
3.3.4.	Zata aerotaxi, diseño de ALTRAN	24
3.4.	Comparación entre modelos.....	25
4.	Datos de partida	26
4.1.	Componentes de la estructura	27
4.2.	Diseño general.....	30
4.3.	Proceso de diseño de una aeronave	31
5.	Diagrama de Gantt/cronograma	33
6.	Metodología	34
6.1.	Software utilizado para el diseño	34
6.2.	Características del diseño	34
6.3.	Dimensiones generales.....	35
7.	Modelo.....	37
7.1.	Revestimiento.....	37
7.2.	Costillas y largueros	39
8.	Envolvente de vuelo	42
8.1.	Construcción de la envolvente de vuelo.....	43
8.1.1.	Diagrama ($V - n$) básico o de maniobra.....	43
8.1.2.	Diagrama de ráfaga.....	47
8.1.3.	Diagrama combinado.....	49
9.	Cargas aplicadas	51
9.1.	Carga distribuida real	51
9.2.	Distribución de la carga triangular.....	52
9.2.1.	Factor en cada sección i	53
9.2.2.	Factor en cada panel J	55
10.	Materiales	56



10.1.	Aleaciones de aluminio.....	56
10.2.	Materiales compuestos.....	57
10.3.	Propiedades de los materiales escogidos.....	58
10.4.	Comparacion entre propiedades de las aleaciones y los materiales compuestos.....	59
11.	Integridad estructural.....	60
11.1.	Requisitos estructurales.....	60
11.1.1.	Requisitos estáticos de resistencia y rigidez.....	60
11.1.2.	Margen de Seguridad (MS) y Factor de Reserva (FR).....	61
11.2.	Teorías de fallo.....	61
11.2.1.	Teoría de la energía de distorsión máxima o de VonMises.....	61
11.2.2.	Teoría de fallo de Hashin.....	61
11.2.3.	Desplazamiento máximo vertical.....	62
12.	Método de elementos finitos.....	63
12.1.	Definición.....	63
12.2.	Software utilizado para el análisis.....	67
12.2.1.	Pre-procesado.....	67
12.2.2.	Simulación.....	68
12.2.3.	Post-procesado.....	68
12.3.	Modelo en HYPERMESH.....	69
12.3.1.	Malla.....	69
12.3.2.	Propiedades de los componentes estructurales.....	70
12.3.3.	Pesos de la estructura del estudio preliminar.....	72
12.3.4.	Condiciones de contorno y aplicación de cargas.....	72
13.	Estudio de los resultados en aleaciones de aluminio.....	74
13.1.	Estudio de la estructura con aleaciones de aluminio.....	74
13.2.	Optimización de la estructura con aleaciones de aluminio.....	79
13.3.	Peso de la estructura optimizada con aleaciones de aluminio.....	80
13.4.	Análisis de la estructura optimizada con aleaciones de aluminio.....	80
13.5.	Conclusiones de los análisis con aleaciones de aluminio.....	85
14.	Análisis de la estructura con materiales compuestos.....	87
14.1.	Pre-procesado con materiales compuestos.....	87
14.2.	Peso de la estructura con materiales compuestos.....	88
14.3.	Propiedades de los elementos estructurales.....	89
14.4.	Estudio de los resultados con materiales compuestos.....	90
15.	Comparación de los resultados.....	95
16.	Conclusiones y trabajos futuros.....	96
16.1.	Conclusiones.....	96
16.2.	Trabajos futuros.....	97
17.	Referencias.....	98

Lista de imágenes

Ilustración 1. Fenómeno de sustentación en un perfil aerodinámico.....	14
Ilustración 2. Evolución de los materiales compuestos en los últimos años.....	15
Ilustración 3. Evolución de la población de las ciudades en un futuro próximo.....	18
Ilustración 4. Helicóptero.....	19
Ilustración 5. Convertiplano.....	20
Ilustración 6. Avión Tailsitter.....	20
Ilustración 7. VTOL de toberas orientables.....	20
Ilustración 8. VTOL Lilium.....	21
Ilustración 9. VTOL Volocopter 2X.....	22
Ilustración 10. VTOL XTI Aircraft TriFan 600.....	23
Ilustración 11. VTOL Zata.....	24
Ilustración 12. Perfil NASA LS1 GAW1 MOD.....	26
Ilustración 13. Representación del efecto de sustentación.....	27
Ilustración 14. Uniones entre los larguerillos y las costillas.....	28
Ilustración 15. Representación gráfica de un larguero.....	28
Ilustración 16. Representación de los diferentes elementos de una costilla.....	29
Ilustración 18. Cajón alar.....	29
Ilustración 17. Configuración multilarguero.....	29
Ilustración 19. Diseño general del ZATA.....	30
Ilustración 20. Vista de planta del Zata.....	30
Ilustración 21. Proceso de diseño y análisis de una aeronave con el método tradicional.....	31
Ilustración 22. Proceso de diseño y análisis de una aeronave mediante FEM.....	31
Ilustración 23. Análisis de un ala mediante elementos finitos.....	32
Ilustración 24. Diseño preliminar del Zata.....	35
Ilustración 25. Descripción general de los elementos de un ala.....	35
Ilustración 26. Diseño en CATIA del perfil NASA LS1 GAW1 MOD refinado.....	37
Ilustración 27. Diseño en punta de ala y encastre.....	38
Ilustración 28. Revestimiento o piel del ala en CATIA.....	38
Ilustración 29. Configuración preliminar del ala.....	40
Ilustración 30. Configuración respetando las restricciones volumétricas.....	40
Ilustración 31. Diseño preliminar completo del ala.....	41
Ilustración 32. Envoltente de vuelo característica de una aeronave.....	43
Ilustración 33. Diagrama básico o de maniobra.....	47
Ilustración 34. Diagrama de ráfaga.....	49
Ilustración 35. Diagrama combinado.....	49
Ilustración 36. Carga distribuida real e idealizada.....	51
Ilustración 37. Carga distribuida triangular total.....	52
Ilustración 38. Carga distribuida a lo largo de la envergadura.....	53
Ilustración 39. Carga distribuida triangular a lo largo de la cuerda de cada sección.....	54
Ilustración 40. Corrección de carga vertical a normal a cada panel.....	55
Ilustración 41. Porcentajes del uso de materiales en aeronáutica.....	56
Ilustración 42. Orientación de las fibras en materiales compuestos.....	57
Ilustración 43. Discretización de un sistema continuo.....	63
Ilustración 44. Herramientas usadas para el diseño y análisis.....	67
Ilustración 45. Optimización topológica.....	68
Ilustración 46. Malla de los elementos estructurales.....	69
Ilustración 47. Malla completa del ala a analizar.....	70
Ilustración 48. Secciones de los cordones de los largueros y las costillas.....	71



Ilustración 49. Representación gráfica del empotramiento del ala en el fuselaje.....	73
Ilustración 50. Desplazamiento del ala con aluminios en el análisis preliminar.	74
Ilustración 51. Desplazamiento del ala desde vista frontal.	75
Ilustración 52. Tensiones en la estructura completa.....	75
Ilustración 53. Tensiones en el revestimiento en el análisis con aleaciones de aluminio.....	76
Ilustración 54. Tensiones en los largueros en el análisis con aleaciones de aluminio.	76
Ilustración 55. Tensiones en las costillas en el análisis con aleaciones de aluminio.	77
Ilustración 56. Tensiones en los agujeros en el análisis con aleaciones de aluminio.	77
Ilustración 57. Tensiones en los elementos 1D en el análisis con aleaciones de aluminio.	78
Ilustración 58. Desplazamiento del ala con aluminios en el análisis con la estructura optimizada.....	80
Ilustración 59. Desplazamiento desde vista frontal con la estructura optimizada.	81
Ilustración 60. Tensiones en la estructura completa optimizada.....	81
Ilustración 61. Tensiones en el revestimiento con la estructura optimizada.	82
Ilustración 62. Tensiones en los largueros con la estructura optimizada.....	82
Ilustración 63. Tensiones en las costillas con la estructura optimizada.....	83
Ilustración 64. Tensiones en los agujeros con la estructura optimizada.....	83
Ilustración 65. Tensiones en los elementos 1D con la estructura optimizada.....	84
Ilustración 66. Gráficas de las tensiones máximas en cada elemento.	85
Ilustración 67. Posicionamiento de los nodos y orientación del elemento.	87
Ilustración 68. Reorientación de los elementos de la malla.....	87
Ilustración 69. Representación de las diferentes capas del laminado.....	88
Ilustración 70. Desplazamiento de la estructura con material compuesto	90
Ilustración 71. Desplazamiento vertical máximo.....	90
Ilustración 72. Tensión en la estructura con material compuesto.....	91
Ilustración 73. Tensiones en el revestimiento con material compuesto.....	91
Ilustración 74. Tensiones en los largueros con material compuesto	92
Ilustración 75. Tensiones en los agujeros con material compuesto	92
Ilustración 76. Tensiones en las costillas con material compuesto	93
Ilustración 77. Tensiones en los elementos 1D con material compuesto.	93



Lista de tablas

Tabla 1. Características generales del VTOL Lilium	21
Tabla 2. Características generales del VTOL Volocopter 2X	22
Tabla 3. Características generales del VTOL XTI Aircraft TriFan 600.....	23
Tabla 4. Características generales del VTOL Zata	24
Tabla 5. Comparación de modelos	25
Tabla 6. Parámetros del perfil del ala	26
Tabla 7. Diagrama de Gantt	33
Tabla 8. Parámetros para el diseño del ala	36
Tabla 9. Coordenadas del perfil.....	37
Tabla 10. Componentes estructurales	39
Tabla 11. Separación entre costillas	39
Tabla 12. Parámetros de la aeronave.	42
Tabla 13. Puntos característicos del diagrama básico	46
Tabla 14. Puntos característicos del diagrama de ráfaga.....	48
Tabla 15. Factor para cada sección.....	53
Tabla 16. Fuerzas en las secciones	54
Tabla 17. Factor para cada panel	55
Tabla 18. Propiedades del aluminio 2024-T3	58
Tabla 19. Propiedades del aluminio 7075-T6.....	58
Tabla 20. Propiedades de la fibra de carbono, Carbon Epoxy AS4/8552.....	58
Tabla 21. Tipos de elemento 1D utilizados.....	69
Tabla 22. Parámetros de la malla	69
Tabla 23. Características de la malla final	70
Tabla 24. Propiedades de los componentes	70
Tabla 25. Tipos de sección para cada componente.....	71
Tabla 26. Pesos de los rotores	71
Tabla 27. Peso de la estructura con aleaciones de aluminio.....	72
Tabla 28. Grados de libertad en HYPERMESH	72
Tabla 29. Tensiones máximas en cada componente con aleaciones de aluminio	78
Tabla 30. Modificación de los espesores de cada componente para optimización	79
Tabla 31. Peso total en análisis con aleaciones de aluminio.....	80
Tabla 32. Tensiones máximas y Margen de Seguridad de cada componente.....	84
Tabla 33. Orientación y espesores de las capas	88
Tabla 34. Peso con estructura de material compuesto	88
Tabla 35. Propiedades de cada elemento estructural con material compuesto.....	89
Tabla 36. Tensiones máximas en cada componente y Margen de seguridad con material compuesto	94
Tabla 37. Comparación de peso entre aleaciones de aluminio y material compuesto.....	95



Nomenclatura

AR	Aspect-Ratio.	m/m
C_r	Cuerda de raíz.	m
C_T	Cuerda de ruta.	m
S_w	Superficie del ala.	m^2
MAC	Cuerda Media Aerodinámica.	m
Y_{MAC}	Distancia entre borde de ataque y MAC.	m
b	Envergadura.	m
$b/2$	Semi-Envergadura.	m
Λ_{ba}	Flecha en el borde de ataque.	$^\circ$
$\Lambda_{C/4}$	Flecha C/4.	$^\circ$
$\Lambda_{C/2}$	Flecha C/2.	$^\circ$
Λ_{bs}	Flecha en el borde de salida.	$^\circ$
α_{iw}	Incidencia en la raíz.	$^\circ$
ε_t	Torsión geométrica.	$^\circ$
Γ	Diedro.	$^\circ$
m	Masa.	Kg
S_{bw}	Área bruta del ala.	m^2
$C_{l_{maxpos}}$	Coefficiente máximo de sustentación, positivo.	—
$C_{d_{maxpos}}$	Coefficiente máximo de arrastre, positivo.	—
$C_{l_{maxneg}}$	Coefficiente máximo de sustentación, negativo.	—
$C_{d_{maxneg}}$	Coefficiente máximo de arrastre, negativo.	—
C_{l_0}	Coefficiente Zero-lift-drag.	—
g	Aceleración gravitacional.	m/s^2
ρ_{sl}	Densidad del aire a nivel del mar.	kg/m^3
C_{l_α}	Ángulo de ataque durante una ráfaga.	—
V	Velocidad.	m/s
n	Factor de carga.	—
L	Fuerza de sustentación.	N
W	Peso.	N
n_{limpos}	Factor de carga positivo.	—



W_{FDGW}	Peso bruto en despegue.	N
$n_{lim_{neg}}$	Factor de carga negativo.	—
$C_{N_{max_{pos}}}$	Coefficiente máximo normal positivo.	—
$C_{L_{max(contralable)}}$	Coef. max. de sustentación positivo controlable.	—
$C_{D_{max(contralable)}}$	Coef. máximo de arrastre positivo controlable.	—
$C_{N_{max_{neg}}}$	Coefficiente máximo normal negativo.	—
$C_{L_{max(contralable)neg}}$	Coef. max. de sustentación negativo controlable.	—
$C_{D_{max(contralable)neg}}$	Coef. max de arrastre negativo controlable.	—
V_c	Velocidad de crucero.	m/s
V_A	Velocidad de maniobra.	m/s
V_s	Velocidad de pérdida.	m/s
K_c	Factor de forma para velocidad en pérdida.	—
V_d	Velocidad en picado.	m/s
FM	El factor de forma.	m/s
$V_{S_{neg}}$	Velocidad de perdida negativa.	m/s
k_g	Factor de elevación ante ráfaga.	—
U_{de}	Velocidad de ráfaga para diferentes alturas.	m/s
$L_{semiala}$	Sustentación del semiala.	N
L_{total}	Sustentación total de la aeronave.	N
F_{max}	Fuerza máxima aplicada.	N
Factor _i	Factor en sección i.	—
Q_{max}	Fuerza de sust.n max. aplicada sobre el semiala.	N
$F_{panel_{ij}}$	Factor de panel en cada sección ij.	—
F_{maxj}	Fuerza máxima en panel j.	N
Factor _j	Factor de cada panel j.	—
Area _{ij}	Área de cada panel ij.	m^2
α	Ángulo tangente a la superficie de cada panel.	$^\circ$
E_1	Módulo de Young longitudinal.	GPa
E_2	Módulo de Young transversal.	GPa
X_t	Resistencia longitudinal a tracción.	MPa
X_c	Resistencia longitudinal a compresión.	MPa



Y_t	Resistencia transversal a tracción.	MPa
Y_c	Resistencia transversal a compresión.	MPa
S	Resistencia a cortadura	MPa
MS	Margen de seguridad	—
σ_{VM}	Tensión de Von Mises.	MPa
σ_1, σ_2 y σ_3	Tres tensiones principales.	MPa
e_{ft}	Tracción en las fibras	MPa
e_{fc}	Compresión en las fibras	MPa
e_{mt}	Tracción en la matriz	MPa
e_{mc}	Compresión en la matriz	MPa
$\{f\}$	Vector de cargas, fuerzas exteriores aplicadas y reacciones producidas por las uniones entre elementos.	
$\{u\}$	Vector de desplazamiento en los nodos.	
$[K]$	Matriz de rigidez global de la estructura.	
$[N^{(e)}]$	Matriz que contiene las funciones de interpolación del elemento e.	
$\{q^{(e)}\}$	Vector columna que contiene los N_e desplazamientos del elemento e.	
$[D]$	Matriz operaciona..	
$[C]$	Matriz elástica.	
(ν)	coeficiente de Poisson.	
(E)	Módulo de elasticidad.	
$[K^e]$	Matriz de rigidez del elemento	
$\{P_V^e\}$	Vector de fuerzas nodales debido a las fuerzas por unidad de volumen.	
$\{P_S^e\}$	Vector de fuerzas nodales debido a las fuerzas exteriores por unidad de superficie.	
$\{P_T^e\}$	Vector de fuerzas nodales debido a las fuerzas producidas por las deformaciones iniciales existentes del material.	
$\{P_b^e\}$	Vector de fuerzas nodales debido a las tensiones iniciales existentes del material.	
$\{P_C^e\}$	Vector de fuerzas nodales debido a las fuerzas exteriores aplicadas sobre la superficie de contorno.	
$\{P_N^e\}$	Vector de fuerzas nodales debido a las fuerzas puntuales aplicadas en los nodos de un elemento.	

eman ta zabal zazu



Universidad del País Vasco Euskal Herriko Unibertsitatea

1. Introducción

El presente Trabajo Fin de Grado (TFG) describe la metodología para el diseño estructural simplificado de un ala referido a un proyecto de I+D de la empresa ALTRAN, llamado ZATA, proyecto de ingeniería aeronáutica, el cual está basado en un concepto de aeronave VTOL eléctrica que será descrito más adelante. Se trabajará sobre nuevas líneas de diseño estructural, dado que se tendrán en cuenta restricciones tanto mecánicas como volumétricas y otras obvias como la reducción de peso, que en la aeronáutica es esencial. En primer lugar, se analizará en aluminio y se logrará la reducción de peso mediante el uso de materiales compuestos.

Este TFG está basado en el mismo trabajo diario que se realiza en el equipo de diseño y estructuras. El proyecto se enfoca en buscar la manera en la cual la estructura del ala del VTOL sea capaz de soportar las cargas y esfuerzos externos en vuelo simétrico para las condiciones de diseño que se han establecido, respetando la normativa aeronáutica *CS-23 (Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes)* [1] y aprovechando la experiencia y conocimiento registrado en libros de diseño estructural de aviones.



Ilustración 1. Fenómeno de sustentación en un perfil aerodinámico. [2]

Se desea diseñar los componentes estructurales de un ala que satisfaga las características propuestas en la fase conceptual del diseño, la cual ha sido cerrada en meses anteriores y se ha iniciado el diseño preliminar. Se estableció una aeronave autónoma y eléctrica, de bajo coste, accesible, con fácil mantenimiento y lo más importante con ascenso y descenso en vertical, como un helicóptero, y avance como una aeronave de ala fija. Este diseño de innovación cambiaría la perspectiva de movilidad de grandes ciudades y proporcionaría transporte a poblaciones en peligro de despoblación, ya que comunicaría de forma fácil, rápida y segura con grandes núcleos urbanos. Se realizará un estudio con aluminios utilizados habitualmente en estructuras aeronáuticas, después se analizará con materiales compuestos y se realizará una comparación de ambos casos, cuantificando la reducción de peso conseguida.

Dado que hay una carrera competitiva entre diferentes empresas por diseñar el VTOL con mayores garantías de triunfar como transporte del futuro, y los productos fabricados pueden ser producidos de una manera más óptima en lo que respecta a tiempo, calidad y coste, se utilizarán programas de diseño, análisis y simulación por ordenador que permitan verificar y optimizar aumentando la calidad y fiabilidad.

Con esta idea la empresa ALTRAN busca competir en el desarrollo de una aeronave VTOL que origine una revolución en la movilidad urbana interna como externa, que ayude a las personas, mejore la movilidad y sea respetuosa con el medio ambiente.

2. Motivación, objetivos y estructura del proyecto

2.1. Contexto y motivación

Debido a la competitividad en el sector aeronáutico, para una correcta optimización del proyecto deben valorarse todos los aspectos y mejorar en cada uno de los apartados importantes para poder realizar un diseño que supere las expectativas marcadas.

Uno de los factores más importantes es el peso, fundamental a la hora de conseguir un avión eficiente, más si cabe si la idea es que sea propulsado por motores eléctricos alimentados por baterías.

Por lo que el estudio de la primera idea se hará teniendo en cuenta el aluminio como material tanto en la estructura interior como en la piel del ala, material utilizado desde que se empezaron a usar en la aeronáutica aleaciones.

En un segundo caso se hará un cambio en el material de la piel del ala para reducir peso, para lo que se utilizará material compuesto, el cual es la resultante de una unión heterogénea entre dos materiales lo que permite conseguir unas características deseadas. Como, por ejemplo, en uno de los materiales más utilizados en la industria aeronáutica que es la fibra de carbono, combinación entre una matriz polimérica y fibras de carbono que hacen tener una gran resistencia y baja densidad lo que lo hace propicio.

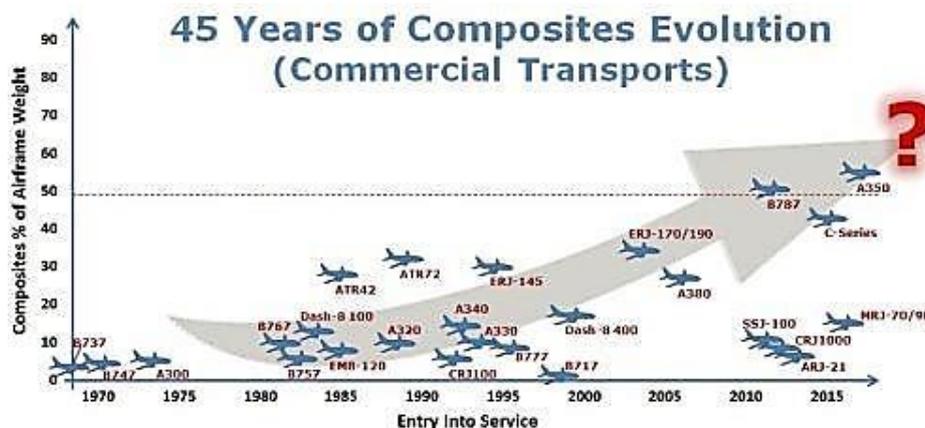


Ilustración 2. Evolución de los materiales compuestos en los últimos años. [3]

Será necesario entonces valorar y estudiar cada caso por separado y ver las diferencias en resultados mediante programas que disponen de herramientas de CAD (CATIA [4]) y CAE (HYPERWORKS [5]), con las que se proporciona ayuda a la hora de recopilar la información de la fabricación de las piezas, tales como orientación, núcleos, número de láminas, etc.

Se establecerán las cargas a las que está afectada nuestra ala mediante una simplificación de la carga distribuida triangular, ya que para obtener las cargas reales debe hacerse un análisis de dinámica computacional, CFD mediante OPENFOAM. Estas cargas vendrán en un futuro desde el equipo de aerodinámica, las cuales habrá que mejorar tanto por el factor de carga como por el coeficiente de seguridad establecido por la norma [1]. En vuelo continuo simétrico las alas son las que soportan el peso del avión, y por ello se doblan hacia arriba, debido a la sustentación. Se va a diseñar la estructura del ala simplificada en los dos materiales seleccionados posteriormente, para determinar cuál será la opción óptima para este caso.

2.2. Objetivos y alcance del trabajo

El objetivo principal de este TFG es el diseño y análisis de un ala de una aeronave VTOL, que está sometida aún estado de tensiones concreto dentro de su envolvente de vuelo, explicada posteriormente en el apartado 8. Dichas tensiones vienen referidas a la sustentación que soporta el ala y el peso propio de los elementos que la constituyen.

Este trabajo se basa en el ala de un avión VTOL innovador. Pero se basará en la experiencia en otros aviones similares teniendo en cuenta las restricciones que nos marca el hecho de ser algo novedoso.

Simplificación del ala desde una perspectiva mecánica, que se considera como una viga en voladizo y estructuralmente la parte que se comporta como tal es el cajón alar.

Se considerará la piel del ala como parte en la que las presiones se reparten a lo largo del ala, ya que cada componente estructural tiene su función a la hora de soportar cargas de flexión, cortadura, pandeo, etc. Teniendo en cuenta el diseño no se consideran ni elementos aerodinámicos de control ni dispositivos hipersustentadores, dado que no ayudan en la resistencia estructural que hace el cajón alar.

Para obtener el objetivo final habrá que conseguir objetivos parciales marcados a continuación:

- Elección de los materiales necesarios para el diseño estructural, analizando propiedades y características, con que se realizará en primer caso mediante una aleación y después se calculará con un material compuesto nuevo. Estos análisis se utilizarán para obtener los resultados y se hará comparación entre ellos.
- Se realizará el diseño en CATIA [4], software de diseño, realizando el cajón estructural necesario para el perfil elegido desde el equipo de aerodinámica. Al ser un diseño preliminar, se realizará mediante el módulo de superficies, para poder hacer optimización de manera rápida en un futuro.
- Por otro lado, con el diseño realizado, se realizará el análisis mediante las herramientas de HYPERWORK [5], del grupo ALTAIR, software de preprocesado, análisis y postprocesado de elementos finitos. Se trabajará en elementos 2D, tipo SHELL, y 1D, tipo BAR [6].
- Se hará la validación de la estructura. Se concluirá con una valoración de los resultados obtenidos.
- Por último, se realizará un plan de futuro que será necesario realizar, ya que es un diseño preliminar del ala.

2.3. Estructura del proyecto

Este trabajo fin de grado se divide en diferentes apartados descritos a continuación:

- En la primera parte del proyecto se describe el tipo de aeronave que se va a diseñar, la evolución histórica y las diferentes alternativas del mercado, realizando una comparación con el diseño escogido del VTOL a analizar.
- En el siguiente apartado se describen los datos que se dan de partida desde el equipo de aerodinámica, en base a los análisis realizados. Se describen el diseño general de la aeronave, su misión y los diferentes elementos estructurales que componen la aeronave.
- En el tercer apartado se describe la metodología que se ha utilizado para realizar el diseño con los datos de partida otorgados y la descripción del programa de CAD utilizado. En esta sección se establece la configuración idónea de la estructura, así como el número de elementos que la componen.
- En la cuarta parte se recogen los cálculos de las cargas que actúan en fase de crucero simétrico sobre el ala de la aeronave, y se realiza la distribución de esta a lo largo de la envergadura del semi-ala.
- En el siguiente apartado se explican y se seleccionan los materiales que se utilizarán para los análisis, realizando una comparación entre aleaciones y materiales compuestos, y las ventajas e inconvenientes que tiene utilizar estos últimos. Después se hace una breve explicación de la integridad estructural que debe tener la aeronave y se nombran las teorías de fallo, coeficiente de seguridad y margen de seguridad.
- En el quinto apartado se da una breve explicación del método de elementos finitos, y se establecen los espesores y las secciones de los diferentes elementos de la estructura. Se realiza el análisis de la primera elección y se optimizan los parámetros para que la estructura soporte las cargas externas. Para finalizar este apartado se utiliza material compuesto y se hace una comparación de resultados obtenidos.
- El último apartado se dedica a las conclusiones de los análisis y se recogen los futuros trabajos u optimizaciones que se pueden realizar.

3. Antecedentes y elección del diseño

3.1. Descripción de VTOL

El Aerotaxi ZATA es un proyecto que busca la mejor configuración VTOL para los UAVs (*Unmanned Aerial Vehicle*) [7] urbanos e interurbanos del futuro. Debido a la proliferación de diferentes alternativas en fase de pruebas de este tipo de aeronaves VTOL, la empresa ALTRAN optó por lanzar un proyecto de I+D, en el que apuestan por un prototipo no comparable con las de otras empresas.

El transporte aéreo de personas (PAV), es el futuro cercano en grandes urbes y zonas despobladas, debido al fácil traslado de las personas entre puntos distantes, y se persigue con un diseño conceptual disruptivo sobrepasar las barreras de viabilidad con nuevas tecnologías emergentes como las baterías de última generación (propulsión eléctrica), eficiencia aerodinámica del vehículo (Tecnología DEP (Distributed Electric Propulsión)) y capacidades de comunicación y navegación. Como se observa en la siguiente imagen, existe una problemática en las grandes ciudades del mundo, las cuales tienen o tendrán en un plazo de unos 10 años una población que superará los 10 millones de habitantes.

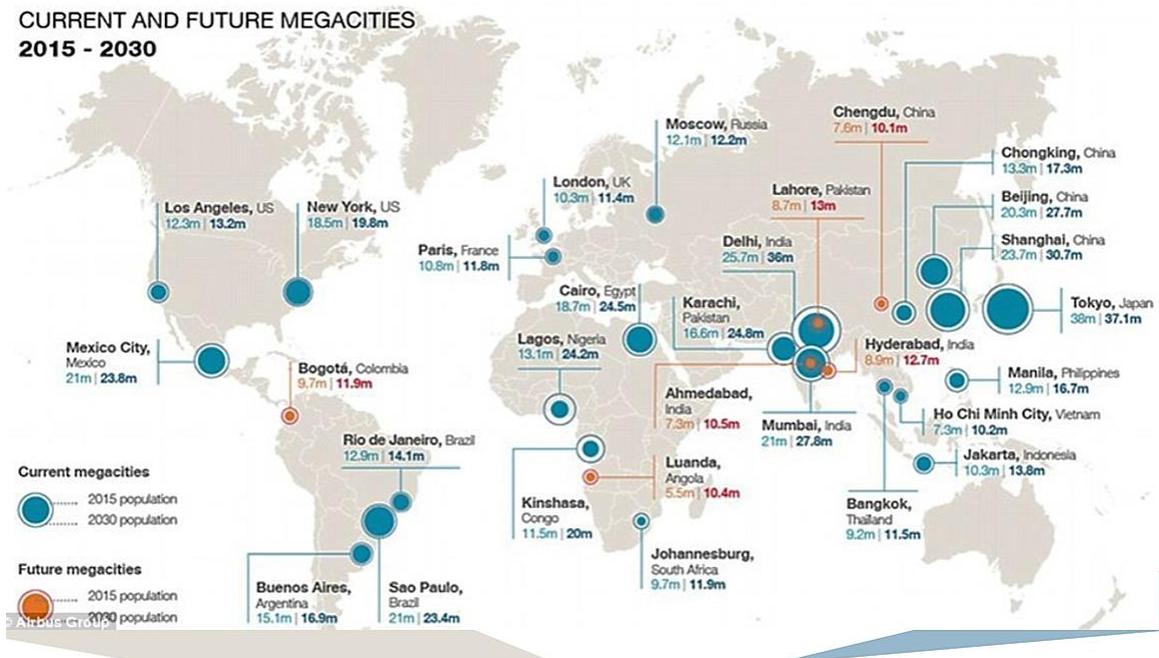


Ilustración 3. Evolución de la población de las ciudades en un futuro próximo. [8]

Este incremento deriva en tres grandes problemas que afectarán el nivel de vida de los habitantes y el medioambiente:

- Problemas urbanísticos
- Problemas medioambientales
- Problemas de pobreza urbana

Con esta problemática en mente debe haber un cambio en la movilidad urbana, por ello la justificación del desarrollo de ideas de grandes empresas en este objetivo. Para que sea efectivo, debe ser de máxima importancia el concepto de "cero emisiones".

Por último, dentro de la movilidad aérea urbana, hay cuatro vías abiertas para determinar el camino que se está realizando para introducir al mercado los VTOL:

- Vehículos: requerimientos específicos de un vehículo para ser viable para uso urbano e interurbano y sus implicaciones tecnológicas
- Economía: coste del servicio VTOL para los consumidores y las implicaciones para que puedan sustituir otros medios de transporte
- Infraestructura y Operaciones: los requerimientos de infraestructura y operacionales para habilitar los VTOLs a operar en las ciudades a escala (a niveles de producción razonables)
- Experiencia de los usuarios: cómo los usuarios usarán este servicio y las implicaciones que tendrán sus experiencias en estos viajes

3.2. Historia de los VTOL

En ingeniería aeronáutica siempre ha existido la fascinación por el despegue y aterrizaje en vuelo vertical. Cuando se habla de aeronáutica, la primera idea que se viene a la cabeza es la de una aeronave de ala fija, que ya en el siglo XX (año 1903) los hermanos Wright lo consiguieron. Pero paralelamente nunca se ha dejado de desarrollar ideas y prototipos del tipo VTOL ("Vertical take off and landing" o "despegue y aterrizaje vertical"), ya en el año 1928 Nikola Tesla patentó un dispositivo de este tipo. La necesidad de una pista de despegue/aterrizaje de cientos de metros para que un avión de ala fija obtenga la sustentación suficiente, debida a una velocidad cercana a los 300 km/h, como para que despegue siempre ha sido una limitación. Por ello, las aeronaves de tipo VTOL son el objetivo desde hace años para solucionar el problema grave de movilidad, el rescate en zonas complicadas en ciertos trabajos y extinción de incendios gracias a su versatilidad, las siguientes imágenes se han recogido de [9].

En la historia ha habido infinidad de aparatos de este tipo, algunos exitosos y otros que se quedaron en prototipos arriesgados de producir. Se pueden clasificar de la diferente manera:

- a) Helicóptero: es una aeronave que es sustentada y propulsada por uno o más rotores horizontales, cada uno formado por dos o más palas. Los helicópteros están clasificados como aeronaves de alas giratorias, para distinguirlos de las aeronaves de ala fija, porque crean sustentación con las palas que rotan alrededor de un eje vertical.
 - 1) Puro
 - 2) Mixto



Ilustración 4. Helicóptero.

- b) Convertiplano: también conocido como aeronave de rotores basculantes, es una aeronave dotada de alas fijas convencionales y propulsada por hélices cuyo eje de rotación es orientable, lo que la convierte en un híbrido entre el avión y el helicóptero.



Ilustración 5. Convertiplano.

- c) Aviones “tail sitter”: se caracterizan por tener su tren de aterrizaje en la cola (una rueda a cada lado) y sobre sus derivas dorsales (superior e inferior). Este avión despegaba y aterrizaba verticalmente, como un cohete, situándose en posición horizontal de manera gradual, una vez alcanzada la velocidad necesaria para la sustentación mediante los planos sustentadores.



Ilustración 6. Avión Tailsitter.

- d) Aviones VTOL de toberas orientables, como indica su nombre son un tipo de aeronaves que, dependiendo el ángulo de las toberas, se realiza el ascenso/descenso o el avance.



Ilustración 7. VTOL de toberas orientables.

- e) Otros VTOL experimentales

Este proyecto se centrará en los VTOL experimentales ya que no se puede clasificar en otra subcategoría de las representadas anteriormente. Al estar los motores incrustados en ala y canard, se considera como un VTOL con propulsión separada, la propia de ascenso/descenso y la propulsión de vuelo de crucero.

3.3. Tipos de vehículos de las diferentes categorías

En la actualidad, hay en proceso de diseño una infinidad de alternativas de VTOL, de las cuales se van a nombrar las más similares en comparación con la aeronave ZATA.

3.3.1. Lilium

Alternativa de la empresa alemana Lilium, [10] aeronave VTOL convertiplano la cual ya ha realizado la primera prueba con éxito de vuelo, con ascenso y descenso vertical y fase de crucero como una aeronave de ala fija típica.



Ilustración 8. VTOL Lilium. [10]

Lilium	
Longitud del fuselaje (m)	4
Altura (m)	1,7
Distancia entre puntas de ala (m)	4,2
Peso vacío (kg)	440
Peso máximo bruto de despegue (kg)	640
Carga de pago (kg)	200
Velocidad de crucero (km/h)	300
Propulsores	36 ductos con hélices
Potencia de los motores (kW)	8,9
Tipo de alimentación	Eléctrica/baterías
Capacidad de pasajeros	2
Primer vuelo (no tripulado)	17 de abril, 2017

Tabla 1. Características generales del VTOL Lilium [10]

3.3.2. Volocopter 2X

Propuesta de empresa alemana para dos pasajeros, con pilotaje autónomo. De propulsión alimentada de forma totalmente eléctrica, consta de 18 rotores distribuidos en su parte superior. Es la alternativa más parecida a un helicoptero, o multicoptero.



Ilustración 9. VTOL Volocopter 2X. [11]

Volocopter 2X	
Longitud del fuselaje (m)	2,9
Altura (m)	2
Distancia entre puntas de alas (m)	9,15
Peso vacío (kg)	300
Peso máximo bruto de despegue (kg)	450
Carga de pago (kg)	150
Velocidad de crucero (km/h)	100
Propulsores	18 hélices
Potencia de los motores (kW)	3,9
Tipo de alimentación	eléctrica/baterías
Capacidad de pasajeros	2
Primer vuelo (no tripulado)	17 de noviembre, 2013
Primer vuelo (tripulado)	30 de marzo, 2016

Tabla 2. Características generales del VTOL Volocopter 2X [11]

3.3.3. XTI Aircraft TriFan 600

Propuesta de toberas orientables desarrollada por una empresa americana. Consta de tres rotores ducted, los dos delanteros dependiendo de la posición de inclinación realizan el avance de la aeronave en posición vertical y en horizontal es la fase de ascenso o descenso, es propulsada híbridamente, mediante combustible y electricidad.



Ilustración 10. VTOL XTI Aircraft TriFan 600. [12]

XTI Aircraft TriFan 600	
Peso máximo VTOL	2404 kg
Peso máximo despegue corto	2858 kg
Peso vacío	1588 kg
Pasajeros	5 más piloto
Autónomo	No
Carga útil VTOL	816 kg
Carga útil STOL	1270 kg
Combustible	473 litros
Velocidad máxima de crucero	555 km/h
Rango máximo	1240 km
Longitud	11,8 m
Propulsión	Híbrido-eléctrico
Propulsores	3 ventiladores rotables

Tabla 3. Características generales del VTOL XTI Aircraft TriFan 600 [12]

3.3.4. Zata aerotaxi, diseño de ALTRAN

La propuesta de ALTRAN para el diseño de un VTOL se llama como ya se ha mencionado anteriormente ZATA, está en fase de diseño preliminar y ya se ha avanzado en el diseño de la aerodinámica del proyecto. Las cuales son necesarias para este momento del proyecto y para hacer el diseño y análisis de las alas, tanto el ala trasera como el canard. Se han establecido una serie de características necesarias y de cumplimiento obligatorio, ya que al tratarse de una aeronave VTOL del "futuro" esas consideraciones son parte esencial. La solución ZATA pretende cubrir tanto trayectos urbanos como interurbanos.

Se busca una aeronave autónoma, capaz de transportar a dos pasajeras o pasajeros mediante propulsión eléctrica. Consta de 18 rotores coaxiales contra rotatorios en horizontal dentro de las alas los cuales se encargan del ascenso y descenso en vertical. En fase de crucero los rotores verticales son los que harán que la aeronave avance. En este estado de avance en crucero los motores de ascenso y descenso en vertical se tapanán para no haya desprendimiento de la capa límite y los componentes sustentadores hagan su función correctamente. Este estado será el que se analice posteriormente, el cual se describirá más detalladamente.

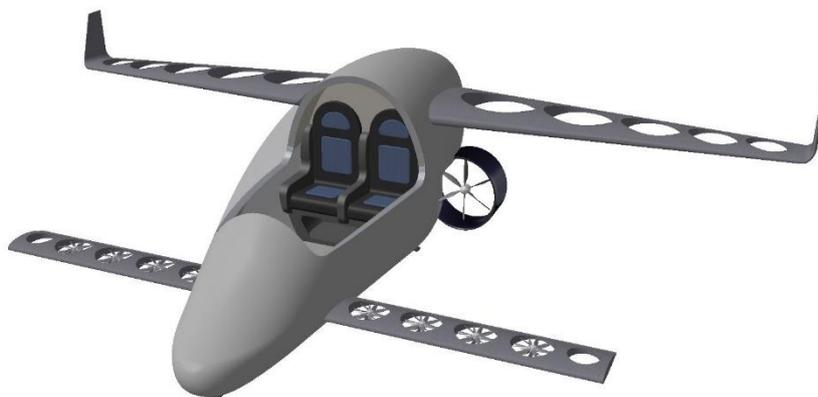


Ilustración 11. VTOL Zata.

Vehículos	<i>ZATA interurbana</i>
Diámetro (m)	2
Envergadura (m)	5
Longitud (m)	5,4
Carga de pago (kg)	180
MTOW (kg)	300-950
PL/MTOW	≈0.225
Alcance (Rango) (km)	150
Autonomía (min)	45
Velocidad de crucero (km/h)	250
Capacidad (personas)	2

Tabla 4. Características generales del VTOL Zata

3.4. Comparación entre modelos

Como conclusión, la alternativa más parecida a la del ZATA es la alternativa en fase de pruebas de la empresa Liliium, con su mismo nombre.

En el caso del Liliium el ascenso, descenso y avance se realiza mediante los mismos motores, que suman un total de 36, los cuales rotan de posición vertical a horizontal y viceversa, y por otro lado se usan un ala y un canard como componentes sustentadores para la fase de avance en crucero. En el caso del ZATA cada conjunto de 18 rotores coaxiales contra rotatorios tiene su propia función, de ascenso/descenso y avance, siendo los primeros tapados en el caso de avance de crucero.

Esta diferencia no es la única, ya que el ZATA está siendo diseñado para poder elevar 900 kilogramos de peso bruto mientras que el Liliium su peso bruto máximo es de 640 kilogramos. Sin embargo, la velocidad de crucero del Liliium es superior a la del ZATA, siendo 300 km/h y 250km/h respectivamente.

Las dos aeronaves están alimentadas por baterías eléctricas, siendo esta una característica prioritaria, y delimitante, ya que las baterías son ahora mismo uno de los déficits que delimitan estos vehículos y muchos otros ya que no hay una forma eficiente de contener energía y otorgar una potencia necesaria que necesitan.

	Lilium	ZATA
Longitud fuselaje (m)	4	5
Altura (m)	1,7	2
Distancia-puntas de ala (m)	4,2	5,4
Peso vacío (kg)	440	720
Peso bruto de despegue (kg)	640	900
Carga de pago (kg)	200	180
Velocidad de crucero (km/h)	300	250
Propulsores	36 hélices con carenados	18 hélices con carenados
Tipo de alimentación	eléctrica/baterías	eléctrica/baterías
Capacidad de pasajeros	2	2
Primer vuelo (no tripulado)	17 de abril, 2017	---

Tabla 5. Comparación de modelos

Por todo esto, se ha llegado a la conclusión que es una alternativa con futuro para poder ser una opción interesante en el mercado de las aeronaves VTOL. Se está diseñando de una forma innovadora, así que se están utilizando ventajas aerodinámicas de nueva investigación para introducirlo al diseño, como rotores coaxiales contra rotatorios ducted, winglets o dispositivos de punta de ala, o la tecnología BLI (Boundary Layer Ingestion).

Es un proyecto a largo plazo ya que hay que superar diferentes retos, por lo que a proyección a futuro es que en el año 2023 haya el primer prototipo, realizar las pruebas pertinentes y para 2030 esté en fase de fabricación y venta global.

4. Datos de partida

Enfocando dichas características a este TFG, el equipo responsable de la parte aerodinámica de la aeronave ha escogido un perfil, con el que se parte para iniciar con el diseño en el software de CAD escogido. El perfil escogido es el *NASA LS1 GAW1 MOD*, perfil escogido desde la página [13].

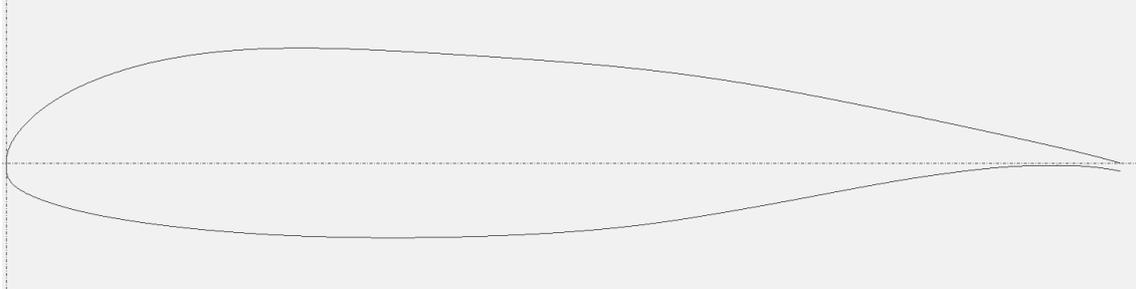


Ilustración 12. Perfil NASA LS1 GAW1 MOD.

Los datos que determinarán el perfil alar son los siguientes, algunos de ellos se han otorgado para la corroboración del diseño a posteriori, ya que a la hora de realizar el diseño no es necesario:

Parámetros		
Aspect-Ratio (m)	AR	7.510625
Cuerda de raíz (m)	C_r	1.411604
Cuerda de ruta (m)	C_T	0.511821
Superficie (m ²)	S_w	6.946508
Cuer. Media Aerodinámica (m)	MAC	1.031866
Envergadura (m)	b	7.223062
Semi-Envergadura (m)	$b/2$	3.611531
Distancia-encastre y MAC (m)	Y_{MAC}	1.524185
Flecha ba (°)	Λ_{ba}	9.755664
Flecha C/4 (°)	$\Lambda_{C/4}$	6
Flecha C/2 (°)	$\Lambda_{C/2}$	2.191941
Flecha bs (°)	Λ_{bs}	-5.44854
Incidencia en la raíz (°)	α_{iw}	1.59
Torsión geométrica (°)	ϵ_t	-2.1
Diedro (°)	Γ	-2

Tabla 6. Parámetros del perfil del ala

En caso de que se necesiten algunas características que no se contemplan en esta tabla, se pedirá al equipo de aerodinámica ya que en aeronáutica todas las secciones de un proyecto tienen que estar en constante comunicación, cualquier cambio en una de las características posiblemente influirá en todo el diseño.

El ala es la parte del avión que proporciona la fuerza de sustentación de la aeronave en vuelo, produce la fuerza aerodinámica necesaria. Esta fuerza esta ejercida en la superficie sustentadora (forma transversal aerodinámica) por el aire que circula alrededor suyo. A este fenómeno se le llama Lift (sustentación). Debido a la forma aerodinámica se crea una corriente de aire que fluye con más velocidad por la parte superior o extradós, produciendo menos presión

que en la parte inferior o intradós de la superficie sustentadora, creando una fuerza neta en dirección vertical hacia arriba que permite elevar el ala.

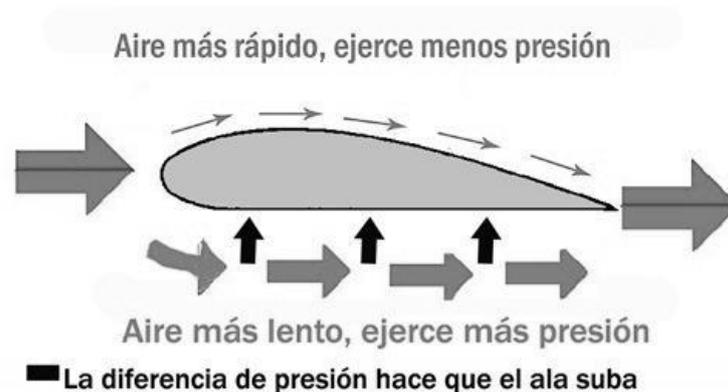


Ilustración 13. Representación del efecto de sustentación. [14]

Las primeras alas fueron diseñadas por medio de criterio ingenieril, análisis manuales y comprobados y analizados por medio de ensayos para corregir errores, usando planos y modelos a pequeña escala para comprobar las diferentes teorías.

El ala está compuesta por diferentes componentes que permiten obtener el requerimiento aerodinámico necesario para el vuelo establecido, soportando las cargas externas durante todas las fases del vuelo. Un ala convencional consta de diferentes partes que son usadas como control de la aeronave permitiendo los diferentes movimientos, como los alerones aletas, alerones y spoilers. En nuestro caso el ala es totalmente fija, sin ninguna parte móvil, y se utilizan los winglets o dispositivo de punta de ala para proporcionar mayor maniobrabilidad y mediante los rotores de la punta del canard conseguir el roll o alabeo necesario. Por lo tanto, se establece como un ala, el cual estará compuesto por un cajón alar central que es el que soporta las cargas externas aplicadas por las diferentes fases de vuelo.

4.1. Componentes de la estructura

Desde un punto de vista estructural, los componentes principales que componen un ala son los siguientes [15].

- *Skin* (revestimiento): cubre la parte interna de la estructura del ala y está constituida por superficies continuas que soportan las presiones aerodinámicas externas. La presión ejercida sobre la piel se transmite a los diferentes componentes internos, como *stringers* (larguerillos), *ribs* (costillas) y *spar* (largueros). Las características principales son las siguientes:
 - Transmite las presiones aerodinámicas que actúan directamente sobre él a los elementos rigidizadores longitudinales y transversales (larguerillos y costillas) en los que se apoya.
 - Absorbe esfuerzos cortantes producidos por las fuerzas cortantes y principalmente por la torsión (esta última en colaboración con las almas de los largueros).
 - Colabora con los larguerillos en la absorción de los esfuerzos normales producidos por el momento flector y la fuerza axial.
 - Proporciona la envoltura externa requerida para mantener el comportamiento aerodinámico deseado.
- *Stringers* o larguerillos: componente estructural en forma de perfiles de chapa que recorren longitudinalmente la envergadura del ala. Estos están sujetos a la piel para

evitar el fallo de los paneles de la piel bajo cargas de compresión relativamente bajas. Características principales son:

- Absorben, junto con el revestimiento, los esfuerzos normales producidos por el momento flector.
- Subdividen el revestimiento en paneles de menor tamaño, incrementado así los esfuerzos de pandeo tanto a compresión como a cortadura, sin necesidad de incrementar el espesor de aquel, lo cual conduciría a un mayor incremento de peso.
- Colaboran con el revestimiento incrementando el momento de inercia de la sección, disminuyendo así el nivel de esfuerzos normales debidos al momento flector.

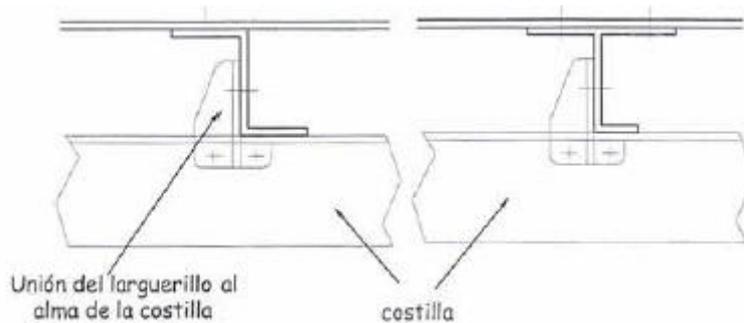


Ilustración 14. Uniones entre los larguerillos y las costillas. [15]

- *Spars* o largueros: componentes estructurales del ala en dirección longitudinal, desde el encastre con el fuselaje a punta de ala. Las costillas soportan las cargas de vuelo y el peso de las alas mientras está en el suelo, proporcionando al ala la rigidez necesaria para permitir que la aeronave vuelo segura. Son verdaderas vigas constituidas en general por dos perfiles unidos por una chapa plana que se denomina «alma de larguero». Los largueros, junto con los revestimientos superior e inferior, forman un cajón cerrado (cajón de torsión, “*torsion box*”) imprescindible para absorber la torsión.

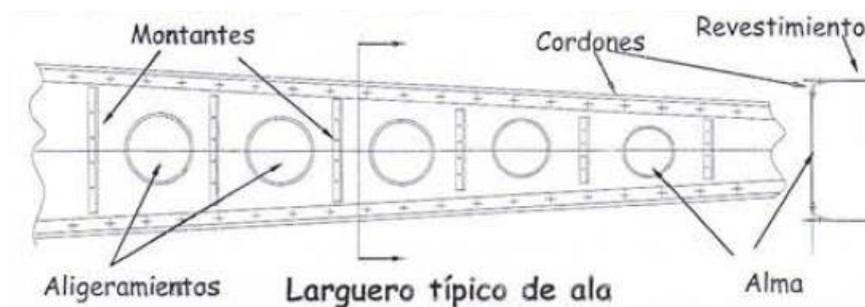


Ilustración 15. Representación gráfica de un larguero. [15]

- *Ribs* o costillas: elementos del ala unido perpendicularmente a los largueros y larguerillos y distribuidas transversalmente en la envergadura del ala con unos intervalos frecuentes, así se crea el esqueleto interior del ala y ayudan a soportar las cargas de presión aerodinámica que soporta la piel. Las costillas habitualmente tienen la misma forma que el perfil y así obtener las fuerzas aerodinámicas necesarias para el vuelo.

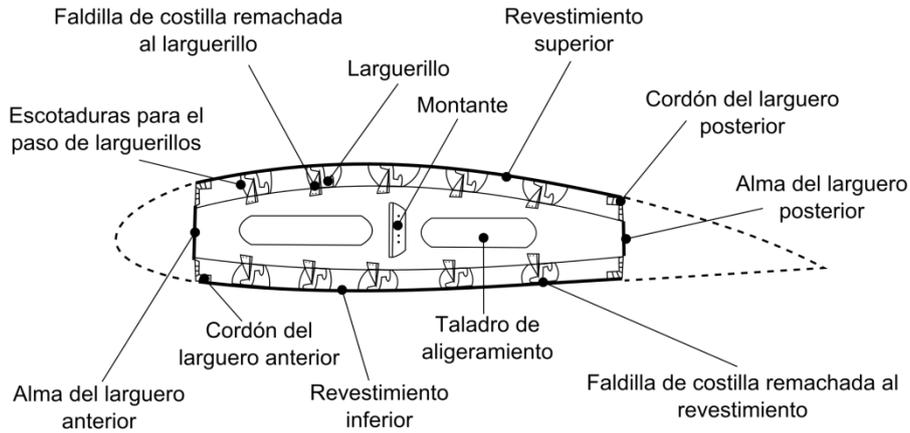


Ilustración 16. Representación de los diferentes elementos de una costilla. [15]

En el caso de nuestro cajón alar debido a los rotores incrustados a lo largo del ala es primordial la presencia de varios largueros, también llamadas alas multilarguero, ya que el empleo de larguerillos sería inadecuado dado que ocuparían buena parte del espesor del perfil y de espacio, rebajando su contribución al momento de inercia de la sección. Los largueros proporcionan apoyo al revestimiento, incrementando así su capacidad de resistencia al pandeo. Este tipo de construcciones se deben a que son alas de pequeño alargamiento, en las que existen numerosas costillas y largueros.

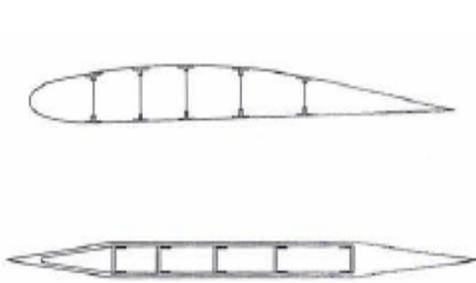


Ilustración 18. Configuración multilarguero. [15]

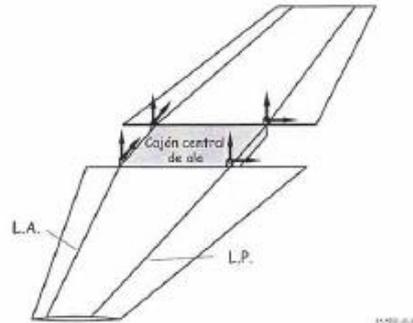


Ilustración 17. Cajón alar. [15]

Conocidos cada uno de los elementos que constituyen un ala fija, y determinando que el cajón alar es la parte que soporta la mayor parte de las cargas, se puede decir que desde el punto de vista estructural es una viga en voladizo sometida a flexión y torsión. En la mayoría de casos de construcciones alares el cajón central es pasante a través del fuselaje, y la unión entre ala y fuselaje se hace mediante cuatro o más herrajes que unen los largueros con las correspondientes cuadernas del fuselaje.

4.2. Diseño general

Debido a la misión y utilidad del conjunto de la aeronave, se ha tenido que establecer un diseño de ala alta, ya que la interacción del aire en este tipo de aeronaves con ala alta proporciona, al estar encastradas en la parte superior del fuselaje, una mayor estabilidad y con ello se consigue un menor balanceo. El peso del avión está por debajo del ala, por lo tanto, su centro de gravedad también y con esto se obtiene que el fuselaje se estabilice hacia abajo.

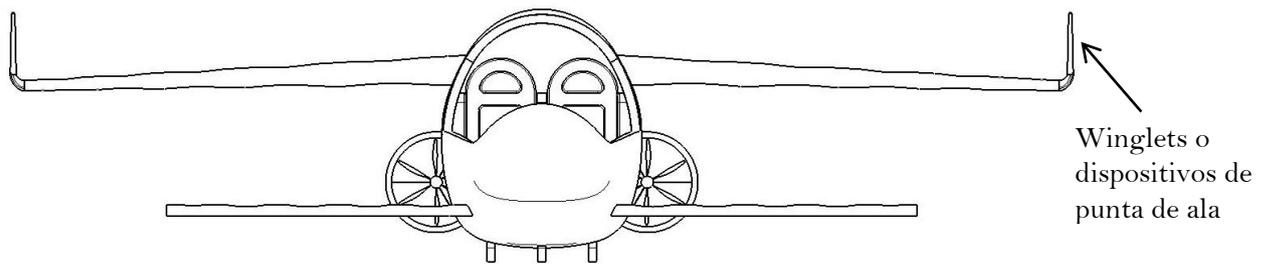


Ilustración 19. Diseño general del ZATA.

En el caso de la forma de planta del ala, de los muchos tipos de alas que hay se ha escogido el tipo de ala recta con estrechamiento, dado que se busca el equilibrio entre velocidad, maniobrabilidad y se mantiene la sustentación a bajas velocidades. Igual que el ala recta se suele utilizar en aviones pequeños ya que es de las formas más económicas y son sencillas de fabricar.

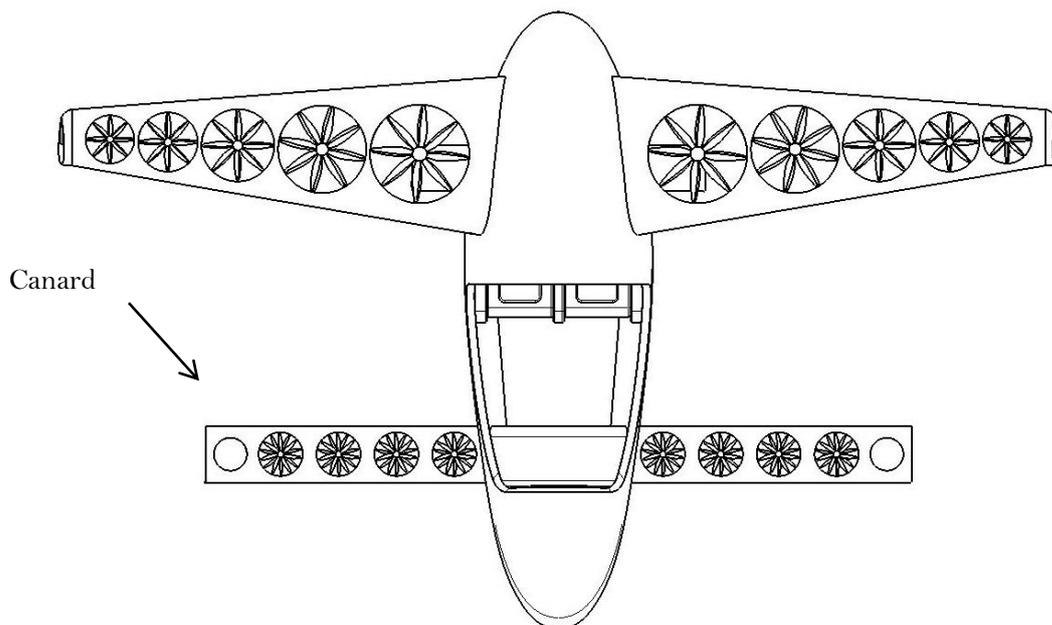


Ilustración 20. Vista de planta del Zata.

4.3. Proceso de diseño de una aeronave

La siguiente pirámide jerárquica simplificada muestra los diferentes niveles que componen el diseño a escala real. Para cumplir todo el nivel de diseño, todos los niveles deben ser estudiados, empezando por el más bajo y subiendo nivel a nivel estudiando cada uno de los casos para llegar al diseño final.



Ilustración 21. Proceso de diseño y análisis de una aeronave con el método tradicional.

El análisis de cada una de las diferentes etapas como se estudiaba antiguamente daba lugar a una significativa cantidad de dinero y tiempo, como la construcción y test de los diferentes modelos que deben ser mejorados. El uso del método de los elementos finitos para realizar esos test reduce considerablemente la cantidad de dinero y tiempo usado, porque las dos etapas antes nombradas de construcción y test pueden ser borradas de esta pirámide jerárquica. Se eliminan estos dos niveles de test experimentales, sustituyéndolos por el método de elementos finitos, usado para el análisis de simulaciones del diseño que permiten analizar una modelo a escala real sin la construcción de modelos reales caros.



Ilustración 22. Proceso de diseño y análisis de una aeronave mediante FEM.

Por lo tanto, cuando se tiene que hacer frente a un problema de ingeniería como el análisis de un componente estructural, se debe obtener la solución de la forma más rápida posible. Aunque, a veces la complejidad en la geometría, propiedades y las condiciones límites exactas del mundo real no se obtienen en un tiempo razonable, ya que surgen problemas para hallar esa solución exacta. Por ello, es donde el análisis por elementos finitos es más necesario, se suele obtener de una forma aproximada una solución en un tiempo y esfuerzo razonables. En el MEF, el estudio de una región definida en una simulación de ordenador es discretizada en partes geométricas simples llamadas elementos. Después se especifican las propiedades y las relaciones entre estos elementos y se expresan matemáticamente en términos con valores desconocidos en puntos específicos llamados nodos. Se usa un proceso de ensamblaje para unir elementos individuales en un sistema. Introduciendo cargas y condiciones de límites en el modelo, se obtienen ecuaciones algebraicas lineales o no lineales, y la solución de estas ecuaciones otorga un comportamiento aproximado del modelo.

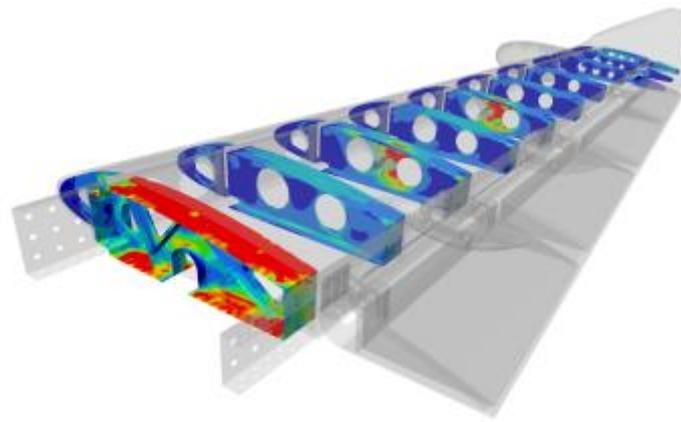


Ilustración 23. Análisis de un alá mediante elementos finitos.



5. Diagrama de Gantt/cronograma

En la siguiente tabla se expone el tiempo de dedicación previsto para cada una de las tareas marcadas, en el eje vertical se encuentran las actividades del proyecto en el eje horizontal las semanas desde que se concibió la primera idea del trabajo de fin de grado.

	1-abril	8-abril	15-abril	22-abril	29-abril	6-mayo	13-mayo	20-mayo	27-mayo	3-junio	10-junio	17-junio
1-Motivación y objetivos	■											
2-Diseño del modelo del ala en CAD	■	■										
3-Mallado y refinado del diseño en Hypermesh			■	■								
4-Estudio de materiales para el diseño				■								
5-Cargas aplicadas					■	■						
6-Análisis con aluminios						■	■					
7-Optimización con aluminios							■	■				
8-Análisis con compuesto								■	■			
9-Estudio de los resultados											■	
9-Conclusiones y trabajos futuros												■

Tabla 7. Diagrama de Gantt



6. Metodología

6.1. Software utilizado para el diseño

CATIA de Dassault Systèmes [4], es un software de CAD 3D, diseño, fabricación e ingeniería asistida por ordenador. Está diseñado para proporcionar apoyo desde la concepción del diseño hasta la producción. Permite que los fabricantes diseñen sus productos reduciendo plazos de comercialización, aumentar la calidad y disminuir los costes. El programa se utiliza para cualquier aplicación de ingeniería como es mecánica, electrónica, eléctrica o de fluidos. Es el software para diseño aeroespacial más común dado que es eficiente y da resultados excelentes.

El programa se divide en diferentes módulos, en este caso se utiliza Mechanical Design para el diseño ya que permite trabajar con superficies, las cuales se utilizarán en el software de CAE elegido para esta tarea. Como se ha dicho, se trabajará en superficies (sin espesor) para poder cambiar rápidamente de espesor en el software de preprocesado, en el cual se mallará en 1D y 2D.

6.2. Características del diseño

Este proyecto está basado en el diseño y análisis del ala de un VTOL de una forma simplificada, dado que está en fase de desarrollo dentro de un diseño preliminar. Por ello se deben establecer las restricciones a las que va a estar sometido tanto mecánicas, del material, como volumétricas, debidas a su singularidad. Para el diseño de esta ala y su estructura interior se han establecido las mismas pautas que se utilizan para el diseño de una aeronave convencional de pasajeros, siguiendo la norma. Y partiendo de libros de ayuda en el diseño como son:

Introducción al análisis de las estructuras Aeronáuticas, Dr. Enrique de la Fuente [14]

Airplane Aerodynamics and Performance, Dr. Jan Roskam [16]

Airframe Stress Analysis and Sizing, Dr. Michael Chun-Yung Niu [17].

Las restricciones mecánicas, debidas al material se explican en el apartado 10 de elección de materiales de la estructura y recubrimiento. Pero en el caso de las volumétricas el ala tiene unas restricciones de obligado cumplimiento ya que los rotores de ascenso/descenso están incrustados en el ala, de manera en que habrá hélices diseñadas para este cometido, las cuales necesitarán el espacio para poder rotar y otorgar la tracción de ascenso/descenso. Estas hélices rotarán con la ayuda de motores eléctricos alimentados por baterías eléctricas, localizados en el eje de rotación. Se aprovechará la misma estructura interior para sostenerlos y aguantar las fuerzas inducidas por el movimiento de las hélices.

En el caso a analizar en este TFG, nos centraremos en la fase de vuelo de crucero, dado que dentro de la envolvente de vuelo (se explica más adelante en el apartado 8) es la más restrictiva, para este caso los agujeros de las alas se tapanán mediante coberturas móviles con la forma del perfil alar, ya que en caso contrario no habría la superficie alar mínima para crear la sustentación necesaria, se desprendería la capa límite y se crearían vórtices de flujo indeseados. Por otro lado, fuera de este trabajo de fin de grado también se analizará la fase de ascenso y descenso de vuelo ya que habrá fuerzas de tracción producidas por los rotores focalizados en zonas de la estructura donde hay disminución de sección de material.

Para el diseño estructural se buscará la forma más sencilla posible, dado que la idea original de este proyecto es que se pueda construir de forma rápida y poco costosa, con fácil mantenimiento.

6.3. Dimensiones generales

Es necesario conocer las dimensiones generales de la aeronave para realizar el diseño del cajón alar del ZATA VTOL.

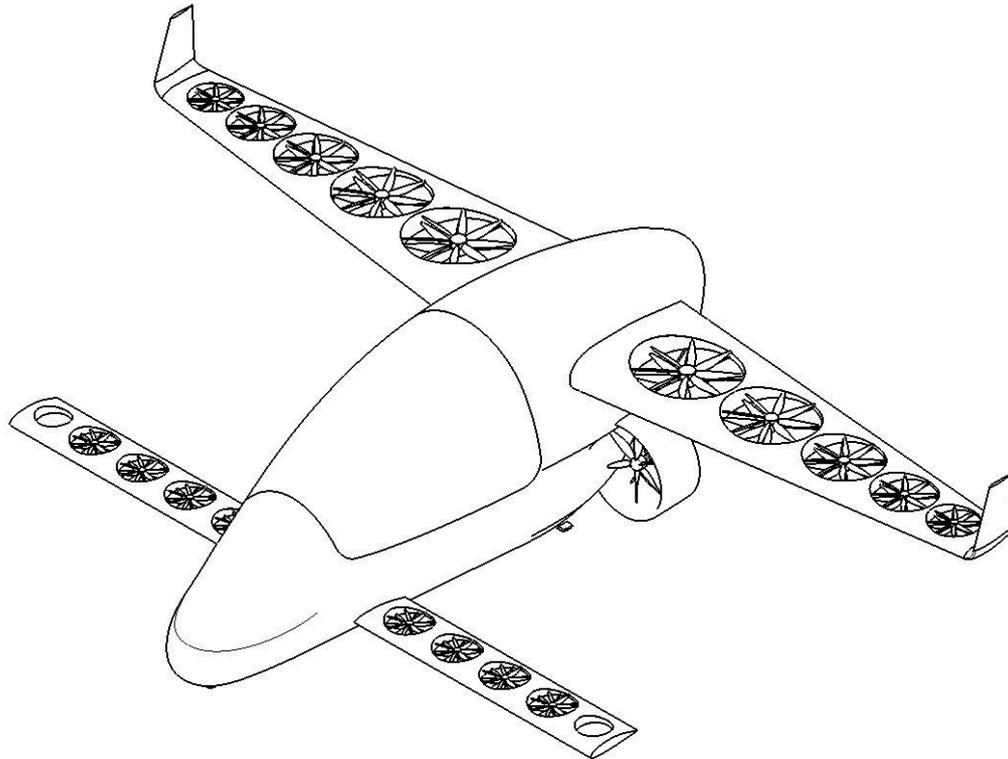
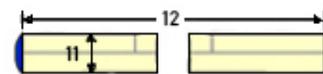
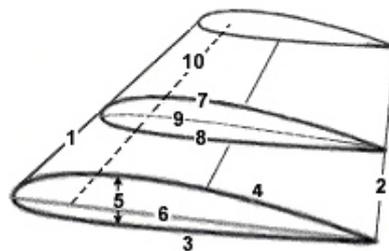


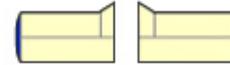
Ilustración 24. Diseño preliminar del Zata.

La siguiente imagen 25 se determina la terminología general de los elementos de un ala que se utilizan en aeronáutica. En este caso por parte del equipo de aerodinámica se han facilitado más datos para corroborar el diseño, como son las diferentes flechas que crea el borde de ataque y borde salida con la horizontal, la incidencia en la raíz del encastre, la torsión geométrica en punta de ala o el diedro que es el ángulo que crea el extradós con la horizontal.

- 1 - Borde de ataque.
- 2 - Borde de salida.
- 3 - Intradós.
- 4 - Extradós.
- 5 - Espesor.
- 6 - Cuerda.
- 7 - Curvatura superior.
- 8 - Curvatura inferior.
- 9 - Curvatura media.
- 10 - Línea 25% de la cuerda.
- 11 - Cuerda media.
- 12 - Envergadura.



Mayor alargamiento
Menor resistencia inducida



Menor alargamiento
Mayor resistencia inducida

Superficie alar = Cuerda media x Envergadura
Alargamiento = Envergadura / Cuerda media

Ilustración 25. Descripción general de los elementos de un ala. [2]

La siguiente Tabla 8 recoge los parámetros anteriormente nombrados para el diseño del revestimiento del ala:

Parámetros		
Aspect ratio (m)	AR	7.510625
Cuerda de raiz (m)	C_r	1.411604
Cuerda de ruta (m)	C_T	0.511821
Superficie (m ²)	S_w	6.946508
C. Media Aerodinámica (m)	MAC	1.031866
Envergadura (m)	C_r	7.223062
Semi-Envergadura (m)	C_r	3.611531
DisT. encastre y MAC (m)	Y_{MAC}	1.524185
Flecha ba (°)	Λ_{ba}	9.755664
Flecha C/4 (°)	$\Lambda_{C/4}$	6
Flecha C/2 (°)	$\Lambda_{C/2}$	2.191941
Flecha bs (°)	Λ_{bs}	-5.44854
Incidencia en la raiz (°)	α_{iw}	1.59
Torsión geométrica (°)	ε_t	-2.1
Diedro (°)	Γ	-2

Tabla 8. Parámetros para el diseño del ala

7. Modelo

7.1. Revestimiento

En esta sección, se representará, explicará y justificará el modelo necesario creado del ala en CATIA. Este primer modelo es una representación inicial de lo que será el modelo real al cual nos deberemos aproximar mediante iteraciones y cambios de sección transversales de los diferentes componentes.

Como ya se ha explicado anteriormente consiste en un ala cónica debido al ángulo de incidencia en la raíz. El perfil escogido por el equipo de aerodinámica es NASA LS1 GAW1 MOD y viene representada en airfoils.com por los siguientes puntos, los cuales se han introducido en un software de análisis aerodinámico y se ha refinado hasta obtener 200 puntos, se han introducido en CATIA mediante un macro, el cual lee los puntos bajo unas coordenadas globales en Excel (X, Y, Z) y los introduce en CATIA. En la siguiente Tabla 9 se muestran las coordenadas del perfil:

Extradó											
<u>s</u>	<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>	<u>9</u>	<u>10</u>	<u>11</u>
x/c	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
y	0	0,073	0,09	0,102	0,10	0,10	0,09	0,07	0,053	0,026	-
		0	2		5	3	4	7			0,0007
Intradós											
<u>s</u>	<u>1</u>	<u>2</u>	<u>3</u>	<u>4</u>	<u>5</u>	<u>6</u>	<u>7</u>	<u>8</u>	<u>9</u>	<u>10</u>	<u>11</u>
x/c	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
y	0	-0,047	-0,06	0,0644	0,06	0,06	0,05	0,03	-	-	-
				8	5	1	1	4	0,016	0,0035	0,0078

Se ha escogido un perfil como es el NASA LS1 GAW1 MOD [13] constante a través de la longitud del ala para simplificar la manufactura del ala del avión, dado que es una de las condiciones de fabricación marcadas en el proyecto.

El perfil de la imagen 26 se ha realizado con los 200 puntos refinados para poder obtener un modelo más aproximado al real.

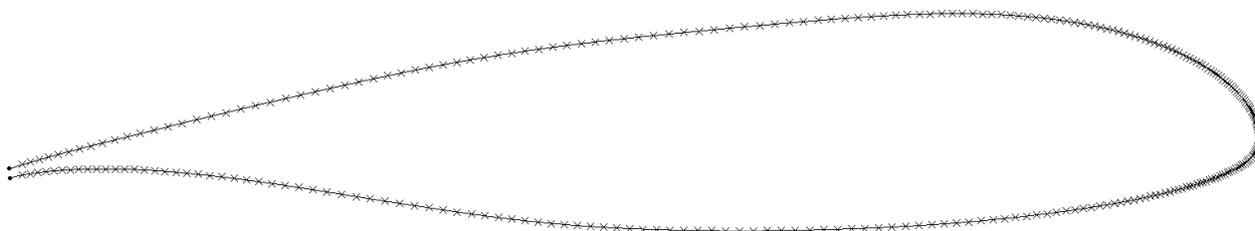


Ilustración 26. Diseño en CATIA del perfil NASA LS1 GAW1 MOD refinado.

La siguiente imagen 27 muestra la sección del perfil en el encastre y la sección del perfil en punta de ala, separadas por la semi-envergadura establecida.

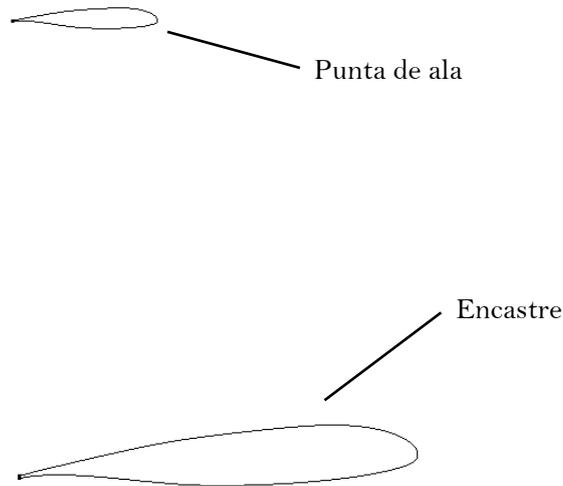


Ilustración 27. Diseño en punta de ala y encastre.

Uniendo ambos extremos, de punta de ala con la sección del encastre, mediante la opción de CATIA de multisuperficie, se obtiene el semi-ala y realizando el encastre con la forma del fuselaje en su ubicación correspondiente y haciendo simetría, se obtiene el revestimiento del ala total. En la siguiente imagen 28 se muestra el semi-ala:

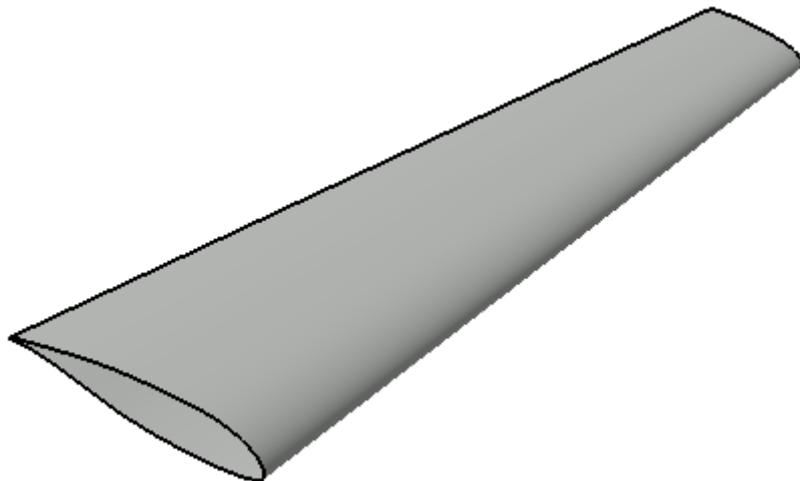


Ilustración 28. Revestimiento o piel del ala en CATIA.

En este proyecto no se tendrán en cuenta ningún tipo de superficie de control como los winglets, no serán modelados ya que no otorgan ningún esfuerzo o carga al cajón alar, ni ayuda a soportarlos. Establecida la superficie necesaria para crear la sustentación desde el equipo de aerodinámica, se hará el diseño estructural interior. Para realizar la estructura interior del ala, dado que las semi-alas son simétricas se diseñará y analizará una de ellas hasta el plano de simetría central. Como ya se ha mencionado, la geometría está diseñada sin espesor ya que posteriormente se utilizará, en el módulo numérico de elementos finitos, elementos tipo placa o SHELL.

7.2. Costillas y largueros

Aprovechando el revestimiento creado en el apartado anterior, este perfil de ala es usado para crear las costillas que dan forma al ala y están localizadas a lo largo de la longitud de las alas, paralelas a la incidencia del avance en crucero. Las costillas que se van a utilizar para el análisis son las pertenecientes al ala, dejando para un análisis posterior las costillas del *wing box*.

Componente estructural	Cantidad
Agujeros	5
Costillas del ala	11
Costillas del cajón del ala	2
Largueros	3

Tabla 10. Componentes estructurales

Estas costillas están separadas entre sí una distancia que viene indicada en la siguiente tabla con su respectiva cuerda:

Costilla	1	2	3	4	5
Distancia entre costillas	0	459.5	467.7	417.7	417.6
Valor-z	0	459.5	927.2	1344.9	1762.5

Costilla	6	7	8	9	10	11
Distancia entre costillas	347.562	347.5	287.5	287.6	237.6	341.2
Valor-z	2110.063	2457.6	2745	3032.7	3270.3	3611.5

Tabla 11. Separación entre costillas

Como se ha tenido que tener en cuenta los diámetros de los agujeros necesarios para la colocación de los rotores, se está obligado a colocar costillas entre los agujeros. Por otro lado debido a la necesidad de colocar unos estatores unidos al carenado de los agujeros se establece una costilla en la mitad transversal de cada uno de los agujeros. Debido a que lógicamente en el encastre las cargas producidas por la sustentación son mayores al tratarse en su conjunto como una viga en voladizo, la separación entre costillas va incrementándose a lo largo de la envergadura, ya que las costillas alejadas sufren menos que el resto.

La siguiente imagen representa la distribución de costillas, las cuales se han creado a partir de planos a la distancia establecida y se crea una intersección entre el revestimiento y cada uno de los planos. Obteniendo las costillas a lo largo del ala, pero sin el corte necesario para la introducción de los rotores, teniendo en cuenta las medidas establecidas en la tabla superior. Esta distribución de costillas se realiza desde el plano de simetría del semi-ala, suponiendo las dos primeras costillas dentro del fuselaje actuando como el cajón alar interior. Estas dos costillas unidas a los largueros longitudinales proporcionan al ala una unión sólida entre ala y fuselaje, y a su vez realiza el encastre del ala y la sujeción de esta.

El siguiente paso es la creación de los largueros, su ubicación está limitada a zonas muy determinadas ya que los rotores disminuyen en gran medida las zonas de colocación de estos.

El larguero más próximo al borde de ataque estará ubicado en la parte más cercana posible a los agujeros de los rotores sin que llegue a cortar con ellos. El libro [17] recoge que el larguero delantero debe estar localizado en un porcentaje de la cuerda entre 12%-17%, en este caso se tiene una distancia constante entre borde de ataque y larguero de un 12,7%, por lo tanto, se establece el cumplimiento aun teniendo un espacio muy limitado.

El larguero trasero estará localizado lo más adyacente posible a los agujeros, sin tener que cumplir en ningún caso la distancia entre el borde de salida y el larguero.

Por último y debido a tal ausencia de espacio para la colocación de larguerillos longitudinales, se toma la decisión de diseñar un ala multilarguero. Establecidos el delantero y trasero, el larguero medio se localizará en la línea media de los agujeros.

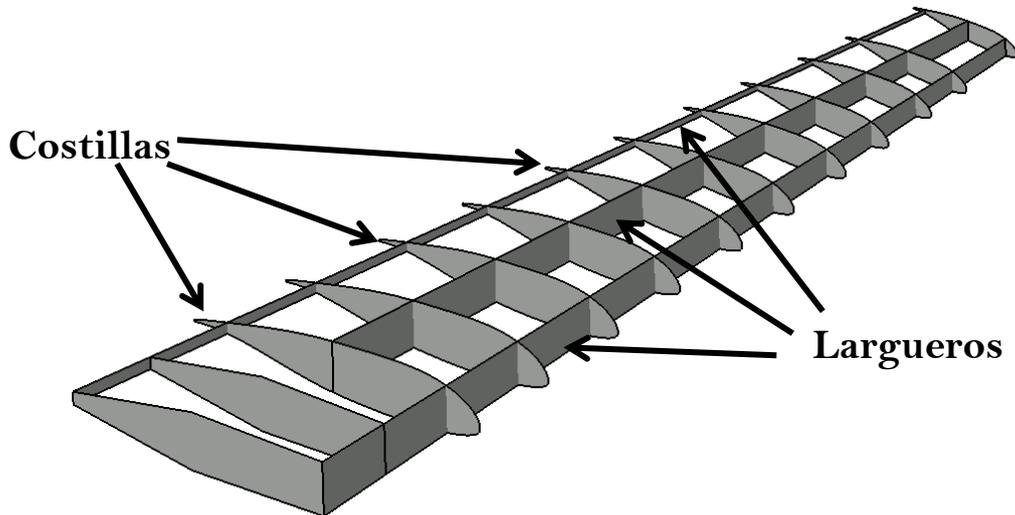


Ilustración 29. Configuración preliminar del ala.

El siguiente paso es eliminar las partes de los componentes que pasan por las zonas de los agujeros para rotores, eliminando parte de las costillas, las cuales solo se encuentran en la zona de borde de ataque y en la zona de borde de salida. Y el larguero medio que une cada uno de los agujeros con el anterior. En consecuencia y para la colocación de los rotores, se muestran las líneas que unen longitudinalmente el larguero medio y transversalmente cada parte de costilla que se encuentra en la zona de borde ataque con su parte respectiva del borde de salida. Estas líneas se mallarán en 1D en el software de elementos finitos y se les otorgará una sección transversal, lo cual se explica más adelante en el apartado de CAE.

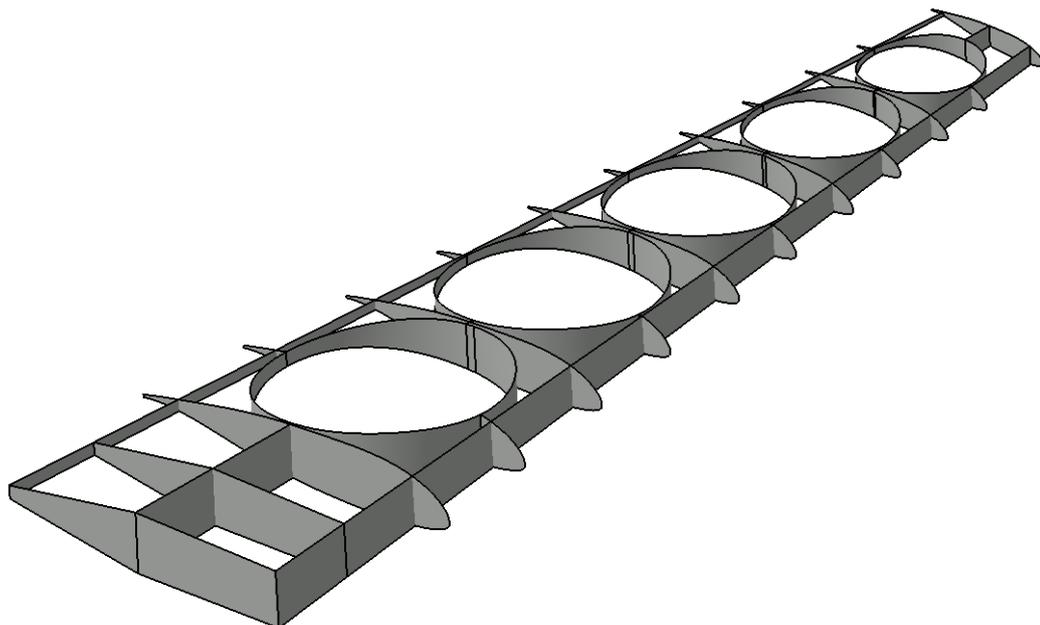


Ilustración 30. Configuración respetando las restricciones volumétricas.

Finalmente, el diseño de la estructura del ala quedará de la manera representada en la imagen siguiente. Además, se divide el revestimiento en varios paneles, a los que a cada uno se le da un número característico, para la introducción de las presiones para el análisis.

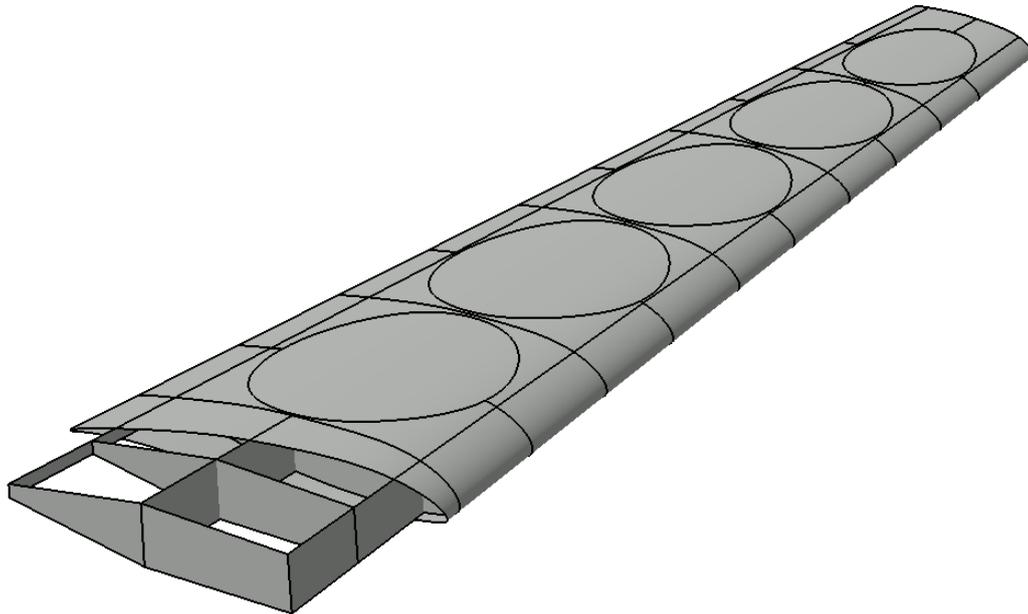


Ilustración 31. Diseño preliminar completo del ala.

Cada uno de los componentes de la estructura, número de costillas, largueros delantero, medio y trasero y agujeros de los rotores, están definidos en el árbol de diseño global y diseñado como superficies.

En el anexo A se recogen los planos más en detalle de la aeronave en general y en detalle la estructura con sus medidas más representativas.

8. Envolvente de vuelo

Hay varios tipos de diagramas que representan las cargas de una aeronave en vuelo, todas ellas son variaciones de parámetros de vuelos en relación con otros parámetros. Las envolventes de vuelo son calculadas y construidas para conocer factores necesarios para el diseño de una aeronave. Durante el vuelo, se pueden dar diferentes situaciones que hagan que la aeronave sufra algún tipo de variación en su vuelo normal. Las envolventes de vuelo más importantes son las siguientes [1]:

1. Coeficiente de sustentación y variación del número de Mach ($C_l - M$).
2. Velocidad del vuelo y variación de la altitud de vuelo ($V - h$).
3. Centro de gravedad de la aeronave y variación del peso ($X_{cg} - W$).
4. Velocidad de vuelo y variación del factor de carga ($V - n$).

El diagrama más importante mencionado entre todos es el de la velocidad de vuelo respecto del factor de carga ($V - n$). Este diagrama nos facilita el límite de carga que se puede llegar a soportar respecto de la velocidad de vuelo. Es un diagrama tan importante dado que proporciona el factor de carga máximo el cual se obtiene del gráfico y es usado para el diseño y análisis estructural. En el caso de que el factor de carga no sea evaluado y calculado correctamente, la aeronave no podrá soportar con suficiente seguridad las cargas propias y externas del vuelo, por lo que no cumplirá las normas de seguridad en aeronavegabilidad. Es recomendable recalcular el diagrama de ($V - n$) varias veces durante el diseño por razones de seguridad.

El programa de cálculo para aerodinámica proporciona los parámetros necesarios para el cálculo de este diagrama, y así se podrá obtener el factor de carga máximo en velocidad de crucero para el diseño conceptual y análisis preliminar posterior. Varias ecuaciones utilizadas posteriormente deben usar los datos en el Sistema Anglosajón, por ello se encuentra la conversión en la siguiente tabla.

Parámetros	Unidades	SI	Imperial
Masa	Kg-lb	950	2094,75
Área bruta del ala	m ² /ft ²	9,5833	103,154641
Coeficiente máximo de sustentación, positivo	-	1,636	
Coeficiente máximo de arrastre, positivo	-	0,153	
Coeficiente máximo de sustentación, negativo	-	0,8	
Coeficiente máximo de arrastre, negativo	-	0,011	
Coeficiente Zero-lift-drag	-	0,378	
Aspect ratio del ala	-	7,510625	
Ángulo de ataque máximo	°	14	
Velocidad en crucero	m/s	90	
Aceleración gravitacional	m ² /s	9,81	315,599963
Densidad del aire a nivel del mar	Kg/m ³	1,225	0,09367575
Cuerda de raiz	m	1,411604	
Cuerda de ruta	m	0,511821	
MAC	m	1,031866	
Ángulo de ataque durante una rafaga	°	5,0492489	

Tabla 12. Parámetros de la aeronave.

Se diferencian dos diagramas ($V - n$) diferentes, los cuales dan lugar un diagrama combinado [1]:

1. Diagrama ($V - n$) básico o de maniobra.
2. Diagrama ($V - n$) de ráfaga.
3. Diagrama ($V - n$) combinado.

La siguiente imagen representa un diagrama combinado general de una aeronave, teniendo en cuenta diagrama básico, así como el diagrama de ráfaga:

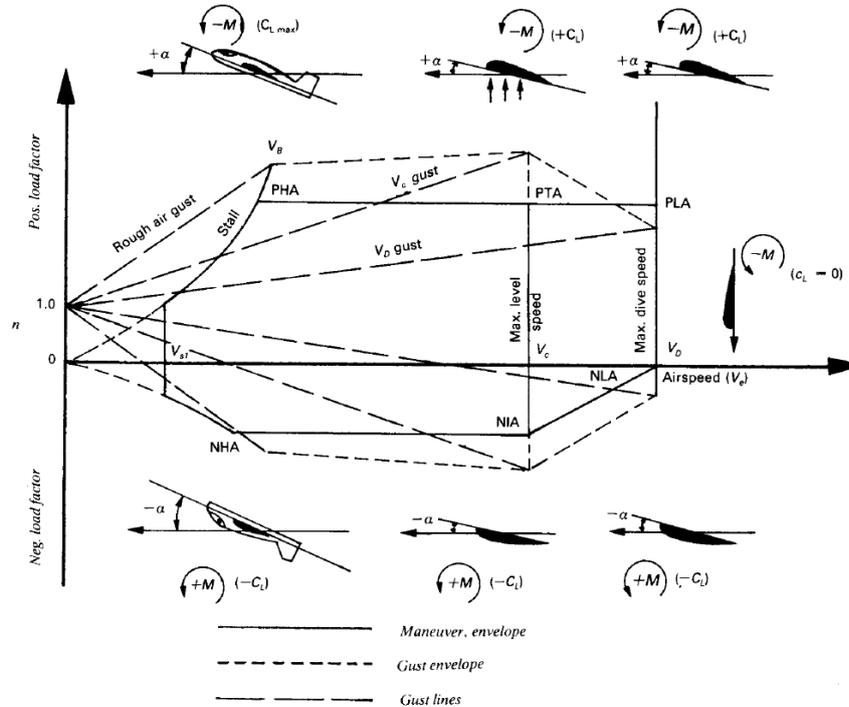


Ilustración 32. Envolvente de vuelo característica de una aeronave. [17]

8.1. Construcción de la envolvente de vuelo

8.1.1. Diagrama ($V - n$) básico o de maniobra

El cálculo del diagrama ($V - n$) involucra el uso de valores límites del diseño y el uso de las ecuaciones de la norma, la cual recoge el código de aeronavegabilidad para aeroplanos con peso de despegue bruto menor de 5670kg.

8.1.1.1. n , factor de carga

La fuerza ejercida sobre la aeronave en tierra está compuesta por la fuerza gravitacional que es $1g$. Pero en el caso del vuelo la aeronave está sometida a fuerzas propias y externas tales como la aceleración. La carga habitualmente está definida como un factor de carga tal que $N * g$. En otras palabras, la fuerza sobre la aeronave está definida como una carga de múltiples aceleraciones gravitacionales g . Este factor de carga es una ratio entre la sustentación y el peso:

$$n = \frac{L}{W} \quad (1)$$

Donde

L es la fuerza de sustentación.

W es el peso.

Siguiendo la norma [1] se establece el factor de carga límite positivo y negativo, utilizando la siguiente ecuación la cual usa los datos en sistema anglosajón, en lbf.

$$n_{lim_{pos}} = 2,1 + \frac{24000}{W_{FDGW} + 10000} = 2,1 + \frac{24000}{2094,75 + 10000} = 4,08 \quad (2)$$

Donde

$n_{lim_{pos}}$ es el factor de carga positivo.

W_{FDGW} es el peso bruto en despegue.

En la norma indica que en caso de tener un valor mayor que 3,8 se debe elegir este último valor como el factor de carga máximo positivo.

$$n_{lim_{pos}} = 3,8$$

En el caso del factor de carga límite negativo establece para la categoría de aeronave común, sin ser acrobática ni bombardero que:

$$n_{lim_{neg}} = -0,4 * n_{lim_{pos}} = -0,4 * 3,8 = -1,52 \quad (3)$$

Donde

$n_{lim_{neg}}$ es el factor de carga negativo.

Por otro lado, se necesita los coeficientes de fuerza normales, tanto positivo como negativo:

$$C_{N_{max_{pos}}} = \sqrt{(C_{L_{max(contralable)}})^2 + (C_{D_{max(contralable)}})^2} = 1,619 \quad (4)$$

$$C_{N_{max_{neg}}} = \sqrt{(C_{L_{max(contralable)neg}})^2 + (C_{D_{max(contralable)neg}})^2} = 0,8 \quad (5)$$

Donde

$C_{N_{max_{pos}}}$ es el coeficiente máximo normal positivo.

$C_{L_{max(contralable)}}$ es el coeficiente máximo de sustentación positivo controlable.

$C_{D_{max(contralable)}}$ es el coeficiente máximo de arrastre positivo controlable.

$C_{N_{max_{neg}}}$ es el coeficiente máximo normal negativo.

$C_{L_{max(contralable)neg}}$ es el coeficiente máximo de sustentación negativo controlable.

$C_{D_{max(contralable)neg}}$ es el coeficiente máximo de arrastre negativo controlable.

8.1.1.2. Velocidades de maniobra

Para el cálculo de las velocidades se tendrá en cuenta las fórmulas tanto de la sustentación como del factor de carga. Con ello, se calcula una ecuación que nos permita calcular la velocidad en función del factor de carga:

$$n = \frac{L}{W} \quad (6)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_N S \quad (7)$$

Resolviendo las ecuaciones (6) y (7), hallamos la velocidad:

$$V = \sqrt{\frac{2nmg}{\rho_{sl} S C_N}} \quad (8)$$

Velocidad de pérdida (*stall velocity, V_s*), es la velocidad necesaria para calcular el punto en el que el factor de carga es 1 y viene referido por la siguiente ecuación:

$$V_s = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_{sl} S C_{N_{max_{pos}}}}} = \sqrt{\frac{2 * 950 * 9,81}{1,225 * 9,5833 * 1,6431}} = 31,08 \frac{m}{s} \quad (9)$$

Donde

m es la masa de la aeronave.

g es la gravedad.

ρ_{sl} es la densidad del aire a nivel del mar, ya que es lo más restrictivo.

S es el área bruta del conjunto del ala y el canard.

$C_{N_{max_{pos}}}$ es el coeficiente máximo normal positivo.

Velocidad de maniobra (*Design manoeuvring, V_A*) cuando $n=3,8$, teniendo en cuenta como velocidad de pérdida la anterior calculada:

$$V_A = V_s \sqrt{n} = 31,08 \sqrt{3,8} = 60,6 \frac{m}{s} \quad (10)$$

Velocidad de crucero (*Cruise velocity, V_c*), es la velocidad para la cual se ha diseñado la aeronave y la expresión viene referida por:

$$V_c = K_c \sqrt{\frac{W}{S}} \quad (11)$$

K_c varía linealmente desde 33 a 28,6, en los valores de 20 a 100 de carga alar, para aeronaves de categoría normal. Por lo tanto, interpolando con el sistema anglosajón:

$$\frac{W}{S} = \frac{2094,75}{103,15} = 20,3$$

	20	33
Interpolando;	20,3	32,98
	100	28,6

Se halla la velocidad teniendo en cuenta que la fórmula está en nudos, se pasa al sistema internacional:

$$V_c = K_c \sqrt{\frac{W}{S}} = \frac{32,98\sqrt{20,3}}{1,944} = 76,46 \frac{m}{s} \quad (12)$$

Velocidad en picado (*Dive velocity*, V_d), velocidad en la que el vuelo es vertical en descenso, la cual será la velocidad mayor para el diseño de la aeronave:

$$V_D = FM * V_c \quad (13)$$

Donde

FM , el factor de forma se debe hallar interpolando entre los valores de 1,4 y 1,35, con respecto a la carga alar:

	20	1,4
Interpolando;	20,31	1,3998
	100	1,35

$$V_D = FM * V_c = 1,3998 * 76,46 = 107,025 \frac{m}{s} \quad (14)$$

Velocidad de pérdida negativa (*negative stall velocity*, $V_{S_{neg}}$), velocidad de entrada en pérdida cuando el perfil está volteado:

$$V_{S_{neg}} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_{sl} S C_{N_{max_{pos}}}}} = \sqrt{\frac{2 * 950 * 9,81}{1,225 * 9,5833 * 0,8}} = 44,55 \frac{m}{s} \quad (15)$$

Velocidad mínima para factor de carga negativo máximo (V_G):

$$V_G = \sqrt{\frac{2mn_{neg}g}{\rho_{sl} S C_{N_{max_{pos}}}}} = \sqrt{\frac{2 * 950 * 1,52 * 9,81}{1,225 * 9,5833 * 0,8}} = 54,92 \frac{m}{s} \quad (16)$$

Teniendo en cuenta todas las velocidades calculadas se puede conformar el diagrama básico o de maniobra necesario para hallar el factor de carga máximo en crucero que es el necesario para el análisis posterior. Los puntos recogidos en la siguiente tabla son las posiciones que establecen la línea del diagrama básico:

Posición	n	V
0	0	0
S	1	31,08
A	3,80	60,59
C	3,80	76,45
D	3,80	107,02
E	0	107,02
F	-1,52	76,45
G	-1,52	54,92
Sneg	-1	44,54

Tabla 13. Puntos característicos del diagrama básico

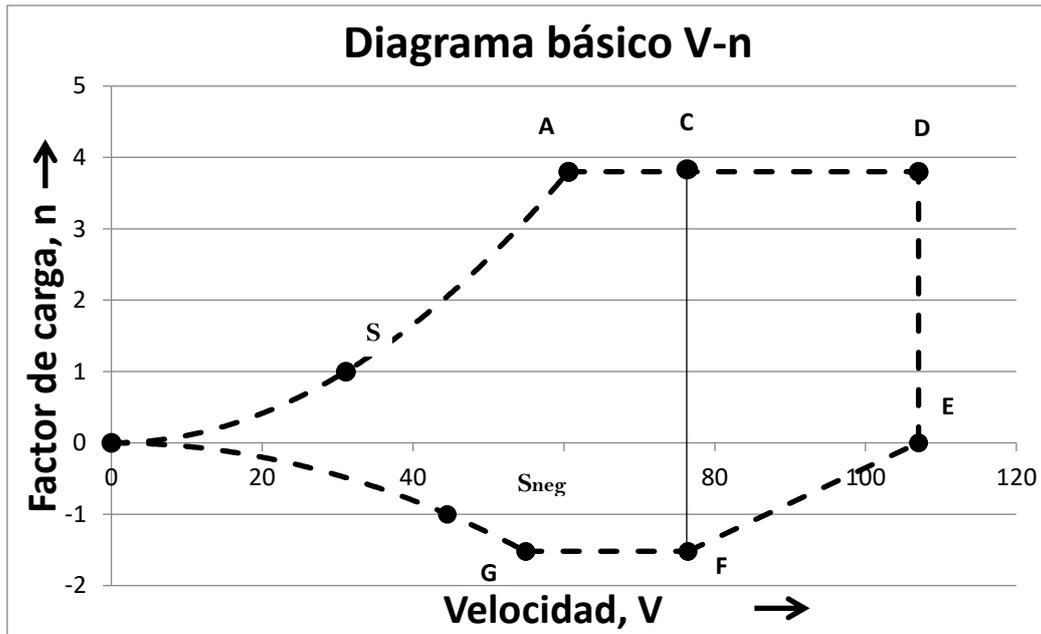


Ilustración 33. Diagrama básico o de maniobra.

8.1.2. Diagrama de ráfaga

La ecuación para hallar la variación del coeficiente de carga en función de la velocidad es la siguiente:

$$n = 1 \pm \frac{k_g \rho V U_{de} C_{l\alpha}}{2W/S} \quad (17)$$

Donde;

- k_g es el factor de elevación ante ráfaga.
- ρ es la densidad del aire a nivel del mar.
- V es la velocidad.
- U_{de} es la velocidad de ráfaga para diferentes alturas.
- $C_{l\alpha}$ es el coeficiente angular de ataque durante una ráfaga.
- W es el peso.
- S es la superficie.

En concordancia con la norma CS-23 el diagrama de ráfaga es calculado para valores tanto negativos como positivos, para valores de velocidad en crucero V_c y velocidad en dive V_D . Las velocidades de ráfaga están enlazadas, por lo tanto, con la velocidad de V_c que es $76,45 \text{ m/s}$ y V_D que es de $107,02 \text{ m/s}$.

Para hallar el factor de elevación ante ráfaga para aviones en régimen subsónico está definido por:

$$K_g = \frac{0,88\mu_g}{5,3 + \mu_g} \quad (18)$$

Donde;

$$\mu_g = \frac{2 \left(\frac{W}{S} \right)}{\rho C_{l\alpha} g} \quad (19)$$

ρ es la densidad del aire a nivel del mar.
 C_{l_α} es el coeficiente angular de ataque durante una ráfaga.
 W es el peso.
 S es la superficie.
 c es la cuerda media aerodinámica o MAC.
 g es la gravedad.

$$\mu_g = \frac{2 \left(\frac{950}{9,5833} \right)}{1,225 * 0,9029 * 5,05 * 9,81} = 35,5 \quad (20)$$

$$K_g = \frac{0,88 * 35,5}{5,3 + 35,5} = 0,7657 \quad (21)$$

Para el caso de la velocidad de crucero V_c se obtiene un valor de factor de carga de ráfaga en el cual hay que tener en cuenta que se está en una altitud de vuelo del nivel del mar a 20.000 pies, por lo tanto, por norma hallamos:

$$U_{de} = 50fps \text{ que es igual a } U_{de} = 15,24 \frac{m}{s}$$

$$n = 1 + \frac{0,7657 * 1,225 * 76,45 * 5,05 * 15,24}{\frac{2 * 950 * 9,81}{9,5833}} = 3,8373$$

$$n = 1 - \frac{0,7657 * 1,225 * 76,45 * 5,05 * 15,24}{\frac{2 * 950 * 9,81}{9,5833}} = -1,8373$$

Para el caso de velocidad de dive V_d como en el caso anterior se está en vuelo entre el nivel del mar y una altitud de 20000 pies, por lo que por norma hallamos:

$$U_{de} = 25fps \text{ que es igual a } U_{de} = 7,62 \frac{m}{s}$$

$$n = 1 + \frac{0,7657 * 1,225 * 107,02 * 5,05 * 7,62}{\frac{2 * 950 * 9,81}{9,5833}} = 2,9859$$

$$n = 1 - \frac{0,7657 * 1,225 * 107,2 * 5,05 * 7,62}{\frac{2 * 950 * 9,81}{9,5833}} = -0,9859$$

Por lo que hallados los factores de carga debido a ráfaga tendremos los puntos necesarios para realizar el diagrama de ráfaga con las líneas características. Los puntos son los siguientes:

Posición	n	V (m/s)
c	3,8373	76,45
d	2,9858	107,02
c-negativo	-1,8373	76,45
d-negativo	-0,9858	107,02

Tabla 14. Puntos característicos del diagrama de ráfaga

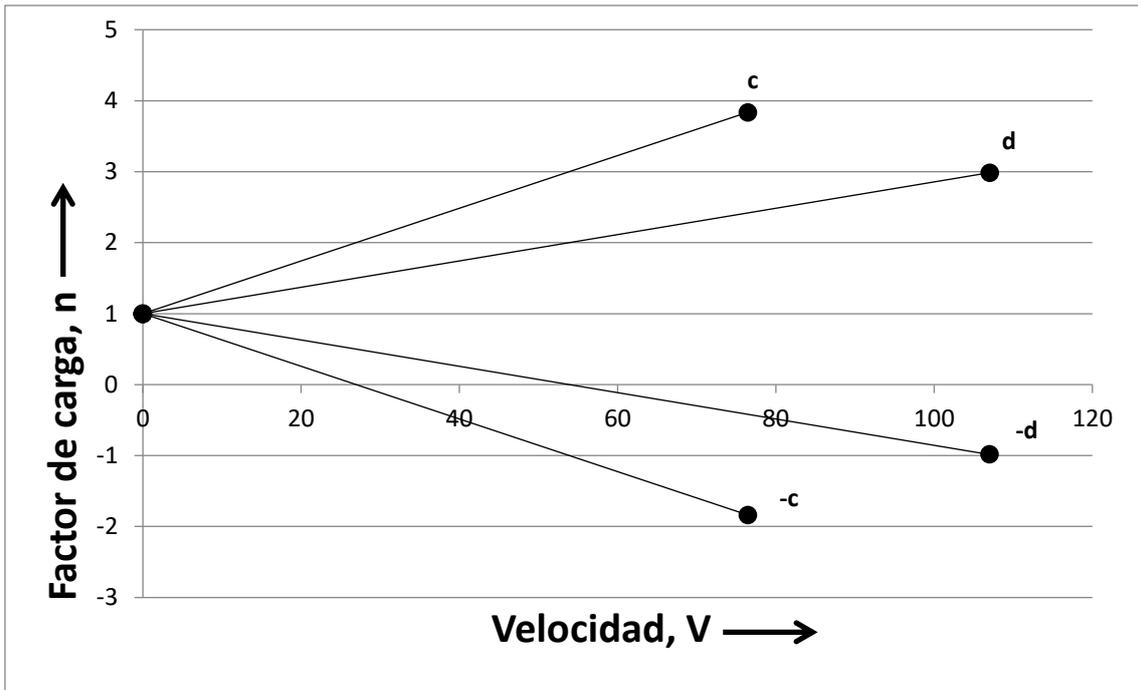


Ilustración 34. Diagrama de ráfaga.

8.1.3. Diagrama combinado

Habiendo calculado ambos diagramas de vuelo, se puede saber los valores más restrictivos para cada caso. Se combinan ambos diagramas intersectando las líneas de los respectivos diagramas y se haya una línea que se considera la envolvente de vuelo.

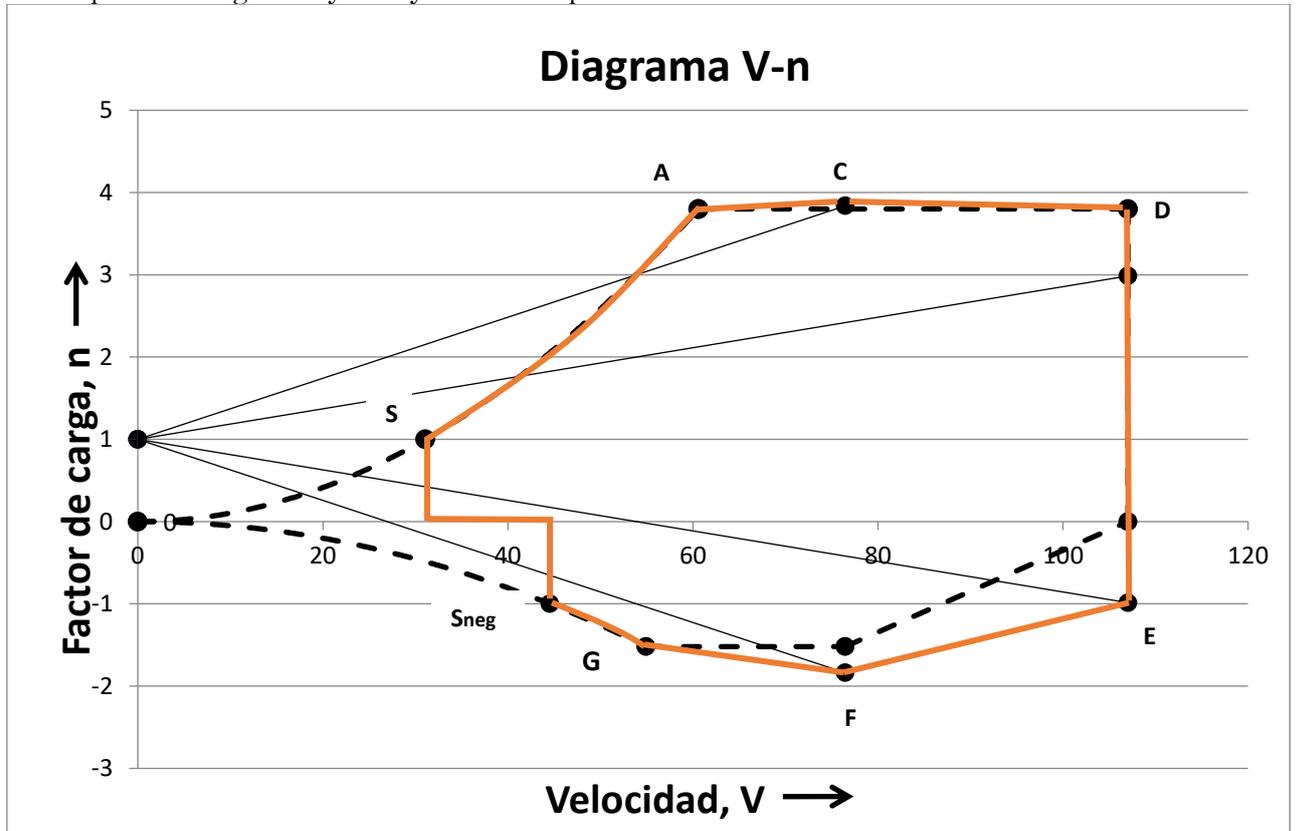


Ilustración 35. Diagrama combinado.



Por lo que el diagrama anterior representa la envolvente de vuelo combinada a partir de las envolventes de vuelo básica o de maniobra y la de ráfaga en cada uno de los estados de vuelo, en función de la velocidad y el factor de carga. Como se observa se puede llegar a la conclusión que las cargas de ráfaga no crean unas cargas mucho más grandes sobre la estructura del aeroplano. Debido al pequeño tamaño de la aeronave las ráfagas que afectan sobre el revestimiento son muy similares a las de maniobra, que por el contrario debido a la relación peso y área de sustentación, el valor del factor de carga básico es tan alto que se debe coger el máximo por norma.

Para este trabajo se consideran los siguientes datos como los necesarios para empezar a calcular las cargas aplicadas sobre el revestimiento del ala:

$$V = 76,45 \text{ m/s.}$$

$$n = 3,83.$$

Este estado de vuelo es el considerado como vuelo en crucero, por lo tanto, el necesario para empezar analizarlo, y en el siguiente apartado se explica cómo hallar la carga de sustentación distribuida.

9. Cargas aplicadas

El análisis de las cargas aplicadas sobre el ala es esencial para determinar la sustentación ejercida sobre el semi-ala que se estudia en este proyecto. Las características de esta aeronave, descritas anteriormente, establecen el peso correspondiente para el cual se está diseñando.

Para este caso y como se está tratando el caso de vuelo en crucero simétrico, y que el peso no varía debido a la propulsión mediante baterías eléctricas y no como habitualmente se realiza mediante combustible que altera el peso de la aeronave, se determina como el peso máximo de despegue como los 950 kg, que es el sumatorio de toda la aeronave (componentes, estructura, sistema) y el peso debido a los pasajeros y sus pertenencias. Este valor debe ser multiplicado por el coeficiente de seguridad marcado en la norma CS-23, que establece como valor 1,5 para aeronaves comerciales. Y, por otro lado, también se multiplicará por el factor de carga antes calculado para vuelo en crucero que es de 3,83 y a su vez por la gravedad, 9,81 m/s².

$$L_{total} = W * n * factor\ de\ seguridad = 950kg * 9,81 \frac{m}{s^2} * 3,83 * 1,5 = 53540N \quad (22)$$

Los componentes sustentadores de esta aeronave son el ala y el canard, los cuales contribuyen en fase de crucero a la horizontalidad de esta. Por ello, desde el equipo de aerodinámica se proporciona los porcentajes que reparten la sustentación de la aeronave:

- Ala: 80%
- Canard: 20%

Por lo tanto, sabiendo el valor de la sustentación, el reparto y que se está en vuelo simétrico que hace que el ala divida la sustentación en partes iguales en sus dos semi-alas, se halla la fuerza total del semi-ala que es la que interesa:

$$L_{semiala} = L_{total} * \frac{75}{100} * \frac{1}{2} = 53540 * \frac{80}{100} * \frac{1}{2} = 21416N \quad (23)$$

Este valor es la fuerza total ejercida por la sustentación en el semi-ala a analizar, la cual se debe introducir dentro del modelo, aplicada sobre el revestimiento mediante una distribución triangular.

9.1. Carga distribuida real

La aeronave está sometida a una carga en vuelo en fase de crucero, llamada sustentación que actúa sobre el ala. Esta fuerza debe ser equilibrada, como se ha calculado en el apartado anterior, por el peso y las fuerzas de inercia en el caso de que existan. Para el caso de este análisis, se presupone una fuerza con forma elíptica a lo largo del ala como se muestra en la imagen siguiente, pero debido a la complejidad de los cálculos debido a la forma del ala, se ha optado por hacer una simplificación triangular a lo largo de la envergadura del ala como se explica en el siguiente apartado [18].

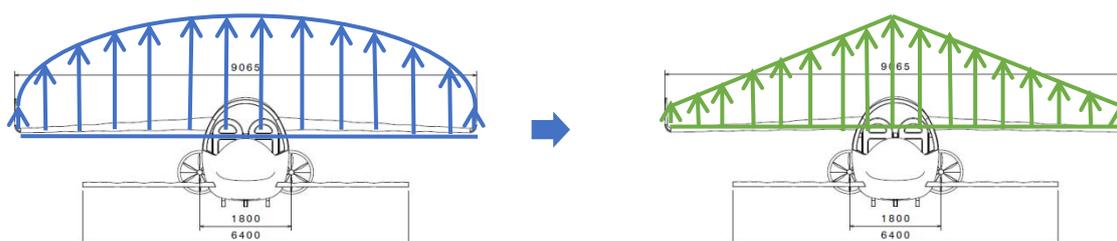


Ilustración 36. Carga distribuida real e idealizada.

Esta carga, en futuro se hallará mediante el análisis aerodinámico del software OPENFOAM, software de dinámica de fluidos computacional, que exportará las presiones del ala en toda su longitud.

9.2. Distribución de la carga triangular

Consiste en una presión distribuida triangular que está aplicada longitudinalmente a lo largo de la envergadura del semi-ala y transversalmente en dirección de la cuerda, como se muestra en la siguiente figura:

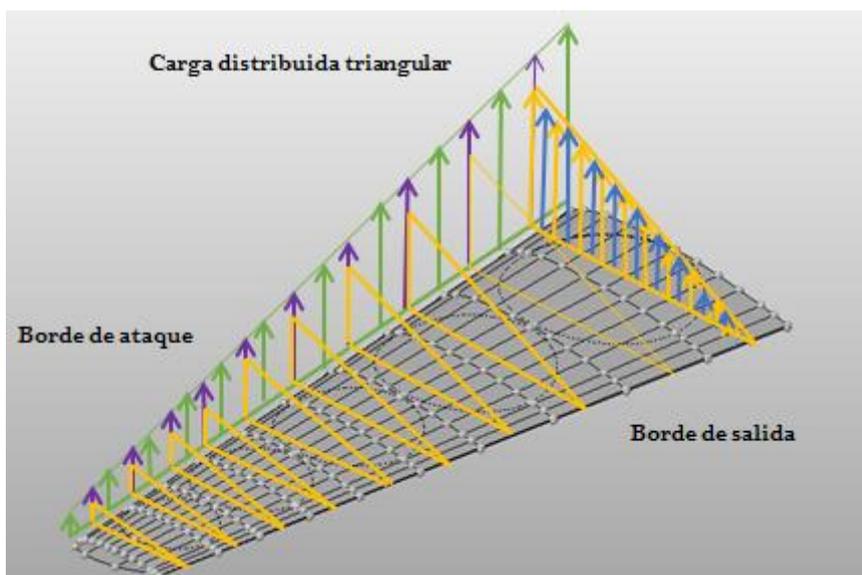


Ilustración 37. Carga distribuida triangular total.

Para este método tendremos en cuenta el revestimiento del ala desde la primera costilla, haciendo una simplificación de la extrapolación desde esta hasta el encastre en el fuselaje. El cálculo de la distribución de la presión se inicia calculando la fuerza aplicada en cada una de las secciones definidas en el revestimiento a lo largo de la envergadura del ala. Cada fuerza calculada es la resultante de la fuerza de la sección. Por ello, la componente vertical de la carga de cada panel y su presión son obtenidas teniendo en cuenta el área de cada uno de los paneles como el ángulo de inclinación de cada panel respecto de la vertical.

Para empezar, en estos primeros cálculos de las cargas a lo largo de la envergadura, el ala es dividida en secciones, cada una de ellas está definida entre las costillas usadas en el modelo, como se observa en la figura siguiente donde la flecha verde es la fuerza correspondiente sobre las costillas, y las flechas moradas son las fuerzas en el centro de cada sección, las cuales son las que se deben calcular para ingresar en HYPERMESH.

El ala se repartido en un total de 10 secciones en su longitud y cada sección a su vez en 12 paneles, lo que da un total de 120 paneles.

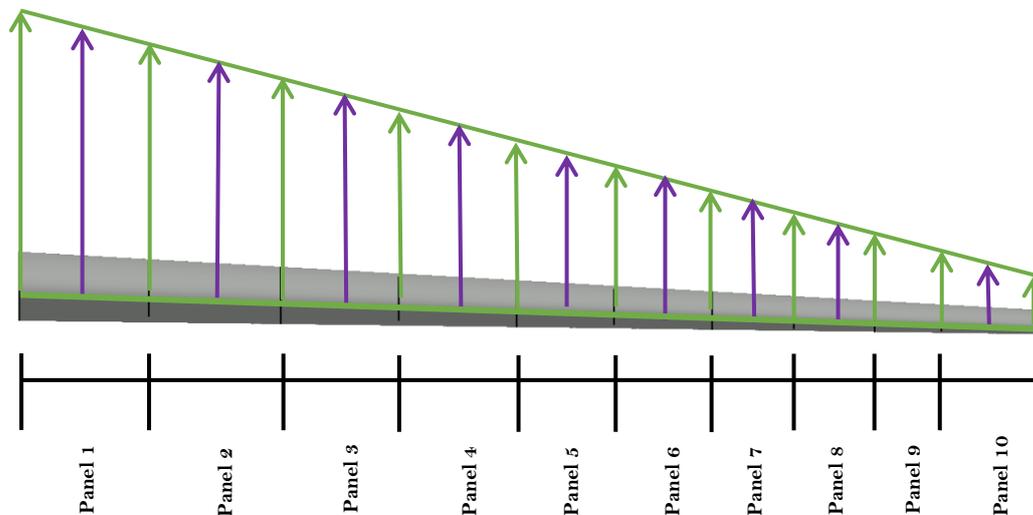


Ilustración 38. Carga distribuida a lo largo de la envergadura.

El siguiente paso, sabiendo la carga máxima de sustentación para el semi-ala, es empezar calculando la carga aplicada en el medio de las secciones, conociendo que la fuerza de sustentación disminuye linealmente desde el encastre hasta la punta del ala con forma de distribución triangular, siendo la fuerza en el encastre la máxima aplicada F_{max} :

$$F_{max} = \frac{Q_{max}}{\sum Factor_i} \quad (24)$$

Donde $Q_{max} = 21416N$ y el $Factor_i$ es el factor que debe multiplicar F_{max} para obtenerla máxima fuerza aplicada en cada una de las secciones i:

$$F_{section_i} = Factor_i * F_{max} \quad (25)$$

Como la carga aplicada a lo largo del ala es triangular, le corresponde un valor decreciente desde el encastre hasta la punta del ala, teniendo el valor máximo en el encastre y el valor de cero en la punta del ala. Por lo tanto, el valor del $Factor_i$ en cada sección está calculada en la siguiente tabla:

9.2.1. Factor en cada sección i

Costilla	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Dist. Costilla (m)	0	459.5	467.7	417.7	417.5	347.5	347.5	287.	287.6	237.6	341.2
Valor-z	0	459.5	927.2	1344.9	1762.	2110.	2457.	274	3032.7	3270.	3611.
Fact. costillas	1	0.87	0.743	0.6276	0.511	0.415	0.319	0.24	0.1602	0.094	0
Factor en I	-	0.936	0.808	0.6854	0.569	0.463	0.367	0.28	0.2000	0.127	0.047
		1	0								
									$\sum Factor_i$	4.4411	

Tabla 15. Factor para cada sección

Sabiendo el valor del $Factor_i$, la fuerza máxima F_{maxi} puede ser calculada:

$$F_{max} = \frac{Q_{max}}{\sum Factor_i} = \frac{21416}{4,4411} = 4822.23N \quad (26)$$

Y por último se obtiene la fuerza $F_{seccióni}$ para cada una de las secciones i, obteniendo los siguientes resultados:

Sección I	-	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Fuerza I (N)	-	4514.2	3895.34	3304.38	2746.885	2236.219	1772.299	1348	964.592	614.05	227.73

Tabla 16. Fuerzas en las secciones

Después, el valor de $F_{seccióni}$ mostrado para cada una de las secciones en la tabla anterior es la resultante vertical de la fuerza distribuida transversal a la cuerda de las secciones, teniendo el valor máximo en el borde de ataque y decreciendo linealmente desde el borde de ataque hasta el borde de salida del ala, representado en la siguiente imagen con flechas naranjas.

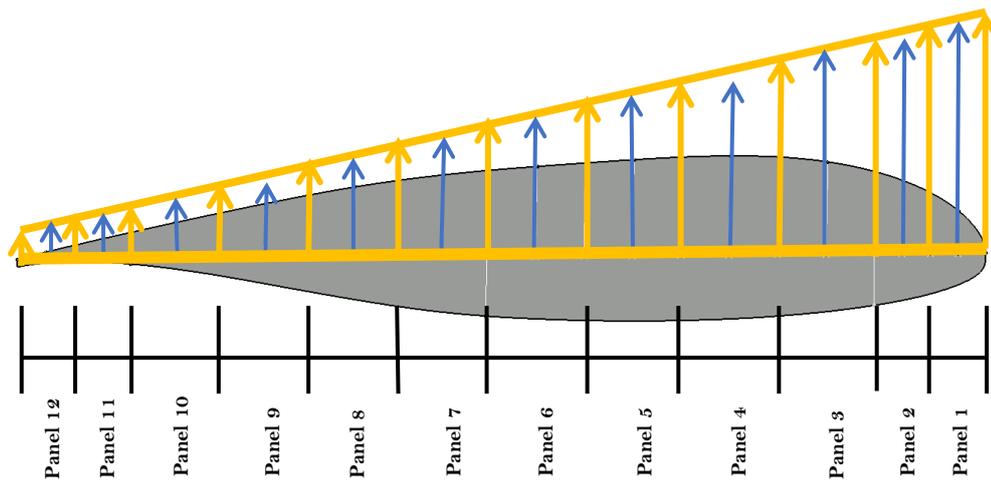


Ilustración 39. Carga distribuida triangular a lo largo de la cuerda de cada sección.

Por ello, para llegar a obtener la fuerza actuante en el centro de cada uno de los paneles, representado por la flecha azul, se realizará el mismo procedimiento para obtener el factor que se necesita para multiplicar por la fuerza F_{maxj} de cada una de las secciones de cada panel del ala.

$$F_{panelij} = Factor * F_{maxj} \quad (27)$$

Sabiendo el valor de la coordenada-X de cada uno de los paneles y sabiendo que el factor máximo es igual a 1 en el borde de ataque y que en el borde de salida es 0, se puede obtener el valor del factor $Factor_j$ en cada uno de los paneles dando lugar a una distribución lineal. Como todo el perfil escogido de las diferentes secciones a lo largo de la envergadura es el mismo, todas las secciones tienen un valor $Factor_j$, que están recogidas en la siguiente tabla.

9.2.2. Factor en cada panel J

Panel J	-	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Distancia(m)	-	81.16	81.16	141.18	141.2	141.18	141.18	129.78	129.78	129.78	129.78	82.64	82.64
Valor-x (m)	-	81.16	162.3	303.49	444.7	585.86	727.04	856.8	986.6	1116.4	1246.2	1328.8	1411.4
Factor	1	0.942	0.885	0.784	0.69	0.5849	0.4848	0.393	0.301	0.209	0.1171	0.0585	0
Fact. J	-	0.971	0.913	0.834	0.73	0.6349	0.5349	0.439	0.3469	0.255	0.1631	0.0878	0.0292
Σ Factori													5.95

Tabla 17. Factor para cada panel

En consecuencia, la fuerza máxima de cada una de las secciones está definido por:

$$F_{maxj} = \frac{F_{sección_i}}{\Sigma Factor_j} \quad (28)$$

La fuerza para cada panel se encuentra en el anexo correspondiente a la distribución de carga triangular.

Por lo tanto, la fuerza vertical $F_{panel_{ij}}$ en cada uno de los paneles estaría calculada para el modelo diseñado, pero tenemos en cuenta que esta fuerza es vertical y cada una de los paneles tiene una normal al área del panel con un ángulo α respectivo que se debe tener en cuenta, y a su vez para introducir en el modelo de HYPERMESH es necesario calcular la presión generada en los paneles, así pues:

$$P_{panel_{ij}} = \frac{F_{panel_{ij}}}{Area_{ij} * \cos \alpha} \quad (29)$$

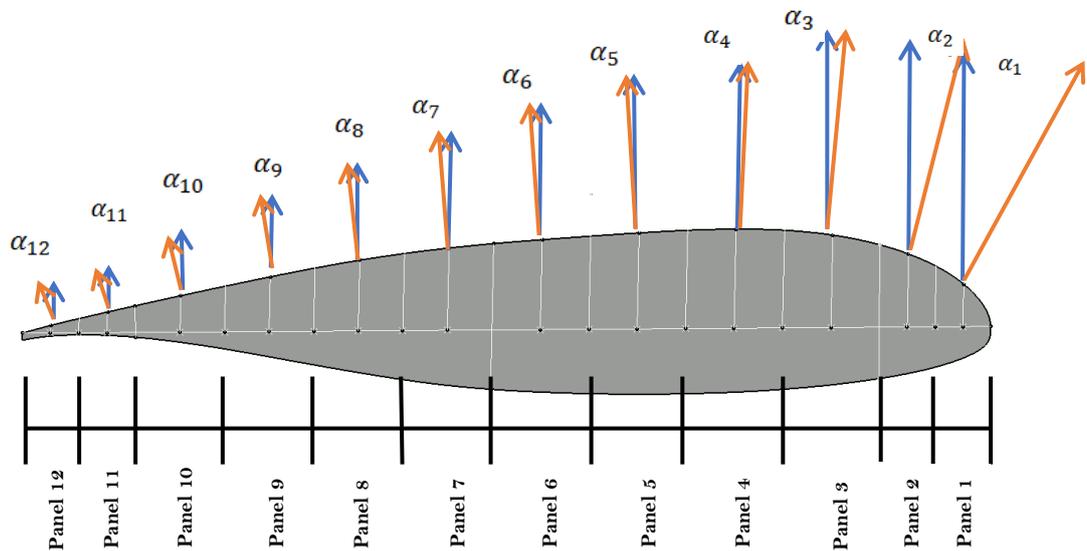


Ilustración 40. Corrección de carga vertical a normal a cada panel.

En el anexo correspondiente a la fuerza distribuida triangular, Anexo C, se recogen los valores exactos de cada uno de los paneles, con la fuerza, área, ángulo de incidencia α_{ij} y presión. Esta presión se representa mediante diagramas de barras en cada panel de cada sección, la cual es la que se introducirá en HYPERMESH como una presión puntual y se distribuirá uniformemente.

10. Materiales

Los principales materiales que se han empleado en la construcción aeronáutica han sido la madera, el acero y las aleaciones de aluminio. Más recientemente, se han incorporado otros como las aleaciones de titanio y los materiales compuestos. Los primeros aviones completamente metálicos datan de los años 10-20 del pasado siglo. El acero sin embargo también presenta inconvenientes, el más acusado de los cuales es su elevado peso específico (alrededor de tres veces el del aluminio, (7800 kg/m^3)). A mediados del siglo pasado se empezaron a descubrir aleaciones de aluminio con propiedades muy interesantes, la primera de las cuales se patentó en Alemania y se denominó comercialmente «duraluminio» que era básicamente una aleación de aluminio con cobre, magnesio y silicio. En la actualidad, el acero sólo se utiliza allá en donde sean imprescindibles elevadas características de resistencia y de rigidez, sobre todo cuando estas propiedades deban mantenerse a altas temperaturas y también especialmente cuando el espacio disponible es pequeño (herrajes, bulones, etc.) [14].

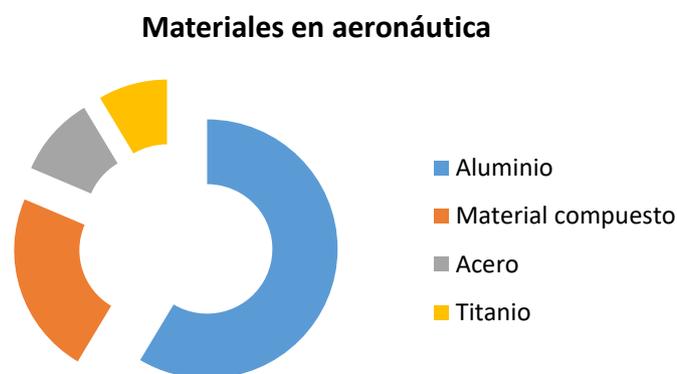


Ilustración 41. Porcentajes del uso de materiales en aeronáutica.

En los siguientes apartados se hará un breve resumen de los aluminios utilizados en este proyecto, así como el material compuesto escogido. Las características de los materiales se han obtenido de la página de *Matweb* [19] tomando los valores típicos que hay se detallan:

10.1. Aleaciones de aluminio

En la actualidad, son los materiales más empleados en estructuras aeronáuticas. Suelen conocerse con el nombre de aleaciones ligeras, debido a su bajo peso específico. Tienen diversas ventajas como [20]:

- Baja densidad entre $2700-2800 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}$. La efectividad con respecto a los aceros es mucho mayor en diversos casos como en el pandeo de columnas, pandeo de placas, etc.
- Material isotrópico, mismas propiedades en todos los sentidos.
- Fácil conformado y mecanizable.
- Envejecimiento lento del material a lo largo de su vida útil.
- Las aleaciones de aluminios son susceptibles a fatiga estructural, proceso en el que debido a la repetición de esfuerzos alternos se acaba produciendo una grieta, que se propagará rápidamente. El número de ciclos de fallo por fatiga es realmente alto, pero se produce por fenómenos como la turbulencia, maniobras, vibraciones... El límite de fatiga está entorno al 30-35% del de rotura a tracción (alrededor de 400 MPa).

Estas aleaciones ligeras se clasifican dentro de 4 grupos, que a su vez se designan con 4 dígitos:

- Serie 1000, aluminio puro.
- Serie 2000, aleaciones de aluminio de cobre.
- Serie 6000, aleaciones de aluminio de magnesio.
- Serie 7000, aleaciones de aluminio de zinc.

El segundo dígito representa una modificación de la aleación original, los dígitos tercero y cuarto son números de índice. Después de un guion siguiendo a los cuatro dígitos viene expresado mediante un código el tratamiento térmico empleado. Siendo 0 recocido, T3 indica solución tratada y después trabajada en frío, T4 tratada y con maduración natural y T6, tratada y con maduración artificial.

Para el caso del Zata VTOL se ha escogido para los primeros análisis y como es lo habitual dentro de la aeronáutica las aleaciones de aluminio 2024-T3 para el revestimiento y las paredes del agujero del ducto y para los componentes estructurales se escoge el material 7075-T6 que tiene propiedades mecánicas realmente buenas para trabajar a flexión y cortadura.

10.2. Materiales compuestos

Son materiales constituidos por filamentos de alta resistencia, de vidrio, carbono, boro, Kevlar, etc., entrelazados en una matriz generalmente plástica. Las fibras de carbono tienen un módulo elástico muy elevado (alrededor de 6 veces el del aluminio) y gran resistencia a tracción (alrededor de 8 veces la del aluminio). Desgraciadamente, la necesidad ineludible de enlazar las fibras en una matriz plástica y la de distribuir las diferentes láminas en diversas direcciones, rebajan bastante esta comparación. Los compuestos de uso más frecuente son los de fibra de carbono. Los laminados típicos tienen en conjunto propiedades mecánicas similares aluminio, aunque su densidad es considerablemente menor (1600 frente a $2700 \frac{Kg}{m^3}$).

Las ventajas mas representativas de los materiales compuestos son las siguientes [21]:

- Resistencia, tienen elevada resistencia mecánica a esfuerzos de tracción y de flexión.
- Rigidez o alta estabilidad dimensional.
- La resistencia a la corrosión lo que hace que tenga una alta durabilidad, debido a la resistencia a los agentes químicos y atmosféricos.
- La disminución de peso, debida a la ligereza del material.
- Resistencia a la fatiga, lo que hace que tenga una vida útil entre 60-70 años.

Son materiales anisótropos lo que significa que se puede diseñar el material junto con la estructura para que se ciña optimamente a su función. Para el caso de esta aeronave se opta por un laminado cuasiisótropo de fibra de carbono, que quiere decir que tiene el mismo número de laminas en las direcciones 0/45/90/-45/0, lo que permite que el material tenga las mismas propiedades en cualquier dirección de su plano. Con este método se obtiene una rigidez semejante a la del aluminio con el mismo espesor, pero con un peso inferior a un 30%, debido a la densidad del material.

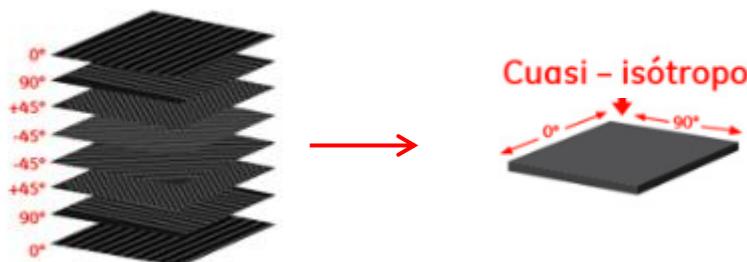


Ilustración 42. Orientación de las fibras en materiales compuestos.

Una de las optimizaciones que se podrá hacer en un futuro es hallar la dirección preferente estructural de cada uno de los componentes de la aeronave y posicionar las laminas del material compuesto adaptando la geometría a la funcionalidad de cada elemento.

10.3. Propiedades de los materiales escogidos

Las siguientes tablas resumen las propiedades necesarias para el análisis mediante elementos finitos de la estructura del ala. Los materiales elegidos en el primer caso como ya se ha mencionado son aluminios, 2024 T3 y 7075 T6:

2024-T3	
Densidad (Kg/m ³)	2780
VonMises (MPa)	345
Coefficiente Poisson	0,33
Módulo de Young (GPa)	73,1

Tabla 18. Propiedades del aluminio 2024-T3

7075-T6	
Densidad (Kg/m ³)	2810
VonMises (MPa)	503
Coefficiente Poisson	0,33
Módulo de Young (GPa)	71,7

Tabla 19. Propiedades del aluminio 7075-T6

Y para el segundo caso de análisis se escoge la fibra de carbono, Carbon Epoxy AS4/8552 [22], dada la facilidad de fabricación y elevada resistencia respecto a la densidad que tiene lo que conlleva la reducción de peso, en este caso se debe tener en cuenta al ser un material isotrópico propiedades que en materiales isotrópicos son iguales en cualquier sentido, dependiendo de la posición de la fibra tendrá resistencias longitudinales y transversales, a compresión y tracción diferentes:

Fibra de carbono	
Densidad (Kg/m ³)	1700
VonMises (MPa)	440
Coefficiente Poisson	0,3
Módulo de Young longitudinal, E1(GPa)	110
Módulo de Young transversal, E2(GPa)	8,5
Resistencia longitudinal a tracción, Xt (MPa)	1500
Resistencia longitudinal a compresión, Xc (MPa)	900
Resistencia transversal a tracción, Yt (MPa)	58
Resistencia transversal a compresión, Yc (MPa)	170
Resistencia a cortadura, S(MPa)	80

Tabla 20. Propiedades de la fibra de carbono, Carbon Epoxy AS4/8552 [22]

10.4. Comparación entre propiedades de las aleaciones y los materiales compuestos

El uso de materiales compuestos es el presente y futuro de la aeronáutica como se ha descrito en apartados anteriores, dado sus propiedades se encuentran varios beneficios para el uso de estos materiales en estructuras aeronáuticas. Realizando la comparación entre las propiedades anteriormente citadas, se llega a las siguientes conclusiones:

- La baja densidad y las buenas propiedades de la fibra de carbono reducen el peso total de la estructura en un 20%-30% respecto a las de aleaciones de aluminio.
- La fabricación aunque es más complicada es posible reproducir estructuras enteras, ahorrando horas de manufactura.
- Se puede realizar la orientación de la fibra de carbono en dirección de las cargas, ubicando la resistencia y rigidez donde se necesita.
- Mejora en la resistencia a la fatiga, proporcionando mayor vida útil y reduciendo costes de mantenimiento.
- Gran resistencia a la corrosión en comparación con las aleaciones de aluminio, ya que se deben hacer revisiones periódicas que con la fibra de carbono se ahorran.
- Debido a la baja conductividad térmica de los materiales compuestos, se logra un aislamiento térmico mayor.

Por otro lado, se encuentran varias desventajas que pueden afectar al uso de los materiales compuestos:

- La producción de piezas en fibra de carbono para estructuras tiene un gran valor económico, debido a los costes de las fibras, el trabajo en los procesos de fabricación y el coste de herramientas.
- Al ser materiales con propiedades anisotropas aunque al principio parece una ventaja, es un gran desafío el diseño y optimización de la estructura.
- La delaminación de estos materiales se suele producir por fuertes impactos, reduciendo a su vez las propiedades mecánicas.
- Es difícil de percibir y controlar los daños causados por cargas externas de los materiales compuestos.
- La máxima temperatura de operación que pueden llegar a soportar las fibras de carbono está entre 100-160°C.
- Al estar bajo altas temperaturas, es inflamable, produce humos tóxicos y desprender calor.

11. Integridad estructural

11.1. Requisitos estructurales

Dentro de este apartado se analizará el modo en el que la integridad estructural es requisito indispensable para el diseño de una aeronave. El elemento que aparece desde el diseño preliminar es la seguridad. La seguridad tiene que ver con la probabilidad de que la estructura falle durante su vida operacional. Bajo la integridad estructural se establecen todos los procedimientos de diseño, análisis, ensayo, fabricación y mantenimiento de la estructura. Estos procedimientos tienen que garantizar que en la integridad de la aeronave no ocurra un fallo catastrófico durante su vida operacional, que cualquier fallo por cualquier circunstancia sea altamente remota.

A lo largo del tiempo en aeronáutica se han ido confeccionando diferentes *Normas de Aeronavegabilidad* que establecen, dirigidas a la estructura aunque no solo tratan este aspecto sino todos los que caracterizan la aeronáutica, las condiciones de cargas a las que deben ser sometida, las condiciones que debe la estructura satisfacer en respuesta a ellas, los materiales a utilizar para su diseño y posterior fabricación, etc.

En el caso de este trabajo fin de grado, para el diseño y análisis del ala se ha utilizado la *Norma de Aeronavegabilidad del departamento de Seguridad de Aviación Europeo (EASA, European Aviation Safety)* que establece las *Especificaciones de Certificación (CS, Certification specifications)*.

Los requisitos que deben cumplirse para demostrar que la estructura cumple con la normativa son los tres siguientes:

1. Requisitos estáticos de resistencia y rigidez.
2. Requisitos sobre la resistencia a fatiga.
3. Requisitos sobre la tolerancia al daño.

Para este proyecto nos centraremos en el primer aspecto y quedará como requisitos a realizar en futuros proyectos, dado que el segundo como el tercer son demasiado extensos.

11.1.1. Requisitos estáticos de resistencia y rigidez

Hay dos niveles de carga en las Normas Aeronáuticas a efectos de resistencia y rigidez estática [23]:

- a. Cargas límites, que son las cargas máximas que la aeronave pueden llegar a experimentar a lo largo de su vida operacional.
 - La estructura debe ser diseñada para soportar la carga límite calculada sin que surjan deformaciones permanentes.
- b. Cargas últimas, son las cargas que son multiplicadas por un factor de seguridad que se establece de forma genérica con el valor de 1.5.
 - La estructura debe soportar la carga última ejercida sobre ella durante al menos 3 segundos.

$$\text{Factor Último de seguridad} = \frac{\text{Carga Última}}{\text{Carga límite}} = 1,5 \quad (30)$$

Como en otras materias, por las incertidumbres creadas por las hipótesis de simplificación, la variación en propiedades mecánicas para el cálculo, las variaciones de resistencia mecánica de los materiales por efecto de las condiciones ambientales o por el paso del tiempo, etc. es necesario este factor último de seguridad.

11.1.2. Margen de Seguridad (MS) y Factor de Reserva (FR)

Para cuantificar el análisis realizado mediante elementos finitos, se establece un margen de seguridad (*MS, Margin of Safety*) para especificar cuanta resistencia le falta o le sobra, para ello se define de la siguiente manera [23]:

$$MS = \frac{\text{Esfuerzo máximo admisible}}{\text{esfuerzo aplicado}} - 1 \quad (31)$$

Para que la resistencia de la estructura sea adecuada el valor de *MS* tiene que ser mayor o igual que cero, y en el caso de multiplicarlo por 100 representa el porcentaje que puede aumentar el esfuerzo para mantener un nivel aceptable de seguridad.

11.2. Teorías de fallo

11.2.1. Teoría de la energía de distorsión máxima o de VonMises

Las teorías de fallo están asociados al material escogido para el modelo, por lo tanto podemos decir que en el caso del material para el primer análisis, es un material dúctil que se da el fallo cuando se llega a la fluencia y se produce en el material una deformación elevada permanente. La fluencia se da en este tipo de materiales por tensiones tangenciales o de cortante a 45° respecto del eje cuando $\tau = \tau_{yp}$.

Por lo tanto para las aleaciones de aluminio la teoría de fallo que debe cumplirse para que no halla deformaciones plásticas o permanentes en el modelo es la teoría de la energía de distorsión máxima o de VonMises. El fallo se da cuando la energía de distorsión total de un volumen unitario es mayor que el valor de energía de distorsión correspondiente a la resistencia a fluencia en el mismo volumen. Lo que se traduce en la siguiente ecuación [24]:

$$\sigma_e = \sqrt{\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2}} < \tau_{yp} = \frac{\sigma_{yp}}{2} \quad (32)$$

La teoría de fallo de VonMises será aplicada al aluminio 2024-T3 y 7075-T6, los valores obtenidos en el análisis de elementos finitos del modelo no puede ser mayor que la tensión de VonMises recogida en las tablas anteriores, en el caso de que la superen se alcanzará la región plástica.

11.2.2. Teoría de fallo de Hashin

La teoría de fallo de Hashin se utiliza para el análisis de materiales compuestos, viene definido como la teoría de iniciación del daño en las fibras reforzadas del material compuesto. Para seguir este criterio se debe asignar a la propiedad la tarjeta de control en HYPERMESH que realiza el análisis mediante esta teoría. Está basada en cuatro ecuaciones fundamentales que se deben cumplir, ya que estos son los cuatro modos de fallo que pueden romper la fibra en tracción o compresión, y en el caso de la matriz puede fallar también por tracción o compresión. Las ecuaciones generales de esta teoría son las siguientes [25].

Tracción en las fibras

$$e_{ft}^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_T}\right)^2 + \alpha \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 \quad (33)$$

Compresión en las fibras

$$e_{fc}^2 = \frac{\sigma_1}{X_c} n = \frac{L}{W} \quad (34)$$

Tracción en la matriz

$$e_{mt}^2 = \left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 \quad (35)$$

Compresión en la matriz

$$e_{mc}^2 = \left(\frac{\sigma_2}{Y_c}\right)^2 \quad (36)$$

Estas ecuaciones vienen tienen como límite la unidad, por lo que cualquier valor por encima de 1 se considera fallo. Mediante HYPERMESH se halla el valor máximo de tensión, que lo calculo a través de los valores que se obtienen de cada una de las ecuaciones superiores.

11.2.3. Desplazamiento máximo vertical

Se debe tener en cuenta que a parte de las teorías de fallo que deben cumplirse para que el material no entre en fluencia o llegue a la rotura descrito en los apartados anteriores, el desplazamiento vertical del ala también tiene que tenerse en cuenta, ya que un alto desplazamiento de la punta del ala puede involucrar pérdidas aerodinámicas y vibraciones problemáticas. Por ello el desplazamiento vertical de la punta del ala no puede exceder el 10 por ciento del máximo de la semi-envergadura. La restricción vertical al desplazamiento máximo es de 36 cm, con lo que se consigue proporcionar una rigidez necesario para evitar los problemas descritos [14]:

$$\text{Desplazamiento vertical} = 10\% \text{ de la semi-envergadura} = 36\text{cm}$$

12. Método de elementos finitos

12.1. Definición

El caso que analiza este trabajo de fin de grado es un caso tan complejo, debido a la geometría, que limitan los cálculos analíticos. La resolución de las ecuaciones para dicha estructura resultaría en horas de cálculos aproximados. Por ello, mediante el método que se va a describir realizaríamos un proceso de subdivisión de sistemas en componentes individuales, llamados *elementos*, cuyo forma de compartirse es más sencillo de comprender. Así pues reconstruyendo el sistema original a partir de tales componentes, es una forma más sencilla de poder analizar el comportamiento global [26].

Hay situaciones en las que se obtiene un modelo adecuado utilizando un número finito de *elementos* o componentes, en este caso se habla de problemas discretos. Por el contrario, la subdivisión continua es indefinida y solo se puede hallar la solución del problema mediante ficción matemática de un infinitesimal. Esto da lugar a ecuaciones diferenciales o declaraciones equivalentes que implican un número infinito de *elementos*, cuyo nombre son sistemas/problemas continuos.

Generalmente se puede resolver fácilmente estos problemas discretos aunque el total de elementos sea exageradamente alto. Pero para otros casos de sistemas continuos, debido a la limitación de la capacidad de los equipos, solo llegaremos a dicha solución mediante manipulación matemática.

Para resolver estos problemas continuos, se aborda el problema mediante la relación entre elementos finitos discretos reales y las partes finitas de un dominio continuo. Y así es como nace el término de *elementos finitos*.

Dicho de otra forma, las variables del problema serán aproximadas en cada elemento y de ese modo en el modelo completo, de tal manera que los parámetros de la aproximación se convierten en las incógnitas a obtener mediante el planteamiento y solución de un sistema de ecuaciones que proporciona los valores de los parámetros aproximantes.

El *Método de Elementos Finitos* o *FEM* se define como un modelo informático que describe el comportamiento físico de la estructura. Es una herramienta de cálculo que es usada a la hora de resolver problemas ingenieriles y tiene una gran utilidad práctica.

Este método no proporciona la solución exacta del problema, realiza una aproximación del dominio a analizar, que unido al juicio ingenieril, se valida la solución al problema práctico. En un caso tan sencillo como discretizar el sistema continuo siguiente utilizando elementos lineales, el perímetro del modelo no coincide exactamente con el dominio del problema. Aún cuando el contorno del modelo y la discretización sean totalmente coincidentes, se está sustituyendo el modelo continuo real por uno discreto y mediante fórmulas de interpolación se obtendrán los valores de la función en cualquier punto del dominio.

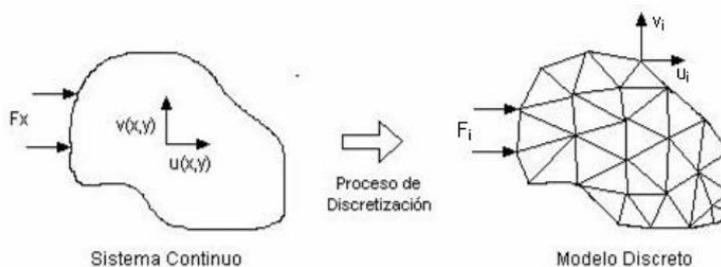


Ilustración 43. Discretización de un sistema continuo. [29]

Por lo tanto, cuanto más tupida sea la malla de elementos finitos el modelo será más preciso, dado que se obtiene una mejor aproximación del dominio y de la función. Este modelo discreto nos proporcionará una solución al problema de un sólido, sometido a un sistema de cargas. Dando lugar a un número finito de elementos con unas propiedades y variables cuyos valores se interpolan en función de los valores nodales que lo componen. Estos puntos están en los extremos del contorno de cada elemento y unen cada uno de ellos con su colindante. Este conjunto de elementos se le da el nombre de *malla*.

Determinadas las hipótesis de la elasticidad, se obtiene una matriz de rigidez $[K]$ de cada uno de los elementos y se unen para obtener una matriz de rigidez global. Conociendo el vector de cargas, se obtiene los desplazamientos nodales. Con estos desplazamientos se puede obtener una aproximación de las tensiones y deformaciones de cada uno de los elementos del sólido.

$$\{f\} = [K] * \{u\} \quad (37)$$

Donde;

$\{f\}$ es el vector de cargas, fuerzas exteriores aplicadas y reacciones producidas por las uniones entre elementos.

$\{u\}$ es el vector de desplazamiento en los nodos.

$[K]$ es la matriz de rigidez global de la estructura.

Gracias a la siguiente función se puede expresar la información del elemento completa en un número reducido de elementos, en función de las funciones de forma N :

$$\{u^e\} = [N^{(e)}] * \{q^{(e)}\} \quad (38)$$

Donde;

$[N^{(e)}]$ es la matriz que contiene las funciones de interpolación del elemento e .

$\{q^{(e)}\}$ representa el vector columna que contiene los N_e desplazamientos del elemento e .

En este momento, se podría calcular las deformaciones unitaria de un punto cualquiera al conocer el desplazamientos en todos los nodos:

$$\{\varepsilon\} = [D] * \{u\} \quad (39)$$

Donde;

$[D]$ es una matriz operacional que depende del problema de estudio.

Se obtiene la siguiente ecuación:

$$\{\varepsilon\} = [D] * [N] * \{u\} = C * \{u\} \quad (40)$$

Matriz que relaciona las deformaciones de los nodos del elemento con las deformaciones unitarias en un punto interior cualquiera del elemento. Esta función representa el campo de deformaciones unitarias, existentes dentro del elemento finito en consecuencia de la hipótesis de interpolación de deformaciones efectuadas.

La siguiente ecuación expresa de manera vectorial el tensor de tensiones en un punto del dominio:

$$\{\sigma\} = \begin{matrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{matrix} \quad (41)$$

Se relacionan tensiones y deformaciones unitarias obteniendo las tensiones en un punto cualquiera del dominio para un material elástico lineal:

$$\{\sigma\} = [C] * \{\varepsilon\} \quad (42)$$

Donde;

[C] es la matriz elástica, siendo para un material constante que solo depende del coeficiente de Poisson (ν) y el módulo de elasticidad (E).

(ε) es el vector d deformaciones unitarias.

Las expresiones particulares de la matriz elástica [C] y del vector (ε) dependen del problema a analizar y serán estudiadas para cada caso.

Por otro lado, la obtención de la matriz K y del vector de cargas se calcula a partir del principio de los trabajos virtuales (PTV) aplicado al equilibrio de cada elemento, expresa el trabajo total de las fuerzas de superficie y de volumen y las tensiones, siendo nulo cualquier desplazamiento virtual del sólido.

$$\int_{\Omega} \sigma_{ij} \delta e_{ij} dV - \int_{\Omega} f_i \delta u_i dV - \int_r t_i \delta u_i dS = 0 \quad (43)$$

Mediante las ecuaciones anteriores y aplicando el Principio de Trabajos Virtuales, se obtiene la ecuación de equilibrio del elemento finito a calcular:

$$\int_{\Omega} [B]^T [C] [B] dV \{\delta^e\} = \int_v [N]^T \{q_v\} dV + \int_v [N]^T \{q_s\} dS + \int_v [B]^T [C] \{\varepsilon_0\} dV - \int_v [B]^T [\sigma_0] dV + P_C^e + P_N^e \quad (44)$$

Simplificando la ecuación, da lugar a:

$$[K^e] \{\delta^e\} = \{P_V^e\} + \{P_S^e\} + \{P_T^e\} + \{P_b^e\} + \{P_C^e\} + \{P_N^e\} \quad (45)$$



Donde;

$[K^e]$ es la matriz de rigidez del elemento

$\{P_V^e\}$ Es el vector de fuerzas nodales debido a las fuerzas por unidad de volumen.

$\{P_S^e\}$ Es el vector de fuerzas nodales debido a las fuerzas exteriores por unidad de superficie.

$\{P_T^e\}$ Es el vector de fuerzas nodales debido a las fuerzas producidas por las deformaciones iniciales existentes del material.

$\{P_b^e\}$ Es el vector de fuerzas nodales debido a las tensiones iniciales existentes del material.

$\{P_C^e\}$ Es el vector de fuerzas nodales debido a las fuerzas exteriores aplicadas sobre la superficie de contorno.

$\{P_N^e\}$ Es el vector de fuerzas nodales debido a las fuerzas puntuales aplicadas en los nodos de un elemento.

Esta ecuación permite determinar las matrices elementales para cualquier tipo de discretización.

Se debe calcular las matrices para cada uno de los elementos, asignado a unas coordenadas locales quedan unicamente en función de parámetros geométricos. El siguiente paso es convertir todas las ecuaciones a coordenadas globales. Se ejecuta el ensamblaje de las ecuaciones estableciendo la relación entre los nodos de cada elemento y los nodos de la malla global. Una vez referenciado cada nodo respecto de las coordenadas globales, se pueden obtener los desplazamientos de cada uno de los nodos, siendo posible calcular tensiones, deformaciones y giros.

12.2. Software utilizado para el análisis

Para el análisis del modelo, para cada una de las etapas se utiliza un programa. Estas herramientas se explican a continuación:

- HYPERMESH es un software de ingeniería que proporciona una interfaz gráfica al preprocesado de modelos de elementos finitos. Se comienza con la importación de una geometría CAD para posteriormente exportar el archivo para resolver. Es la herramienta utilizada para el mallado de los componentes de la estructura.
- OPTISTRUCT es una solución de análisis estructural moderna y testada por la industria para problemas lineales y no lineales bajo cargas estáticas y dinámicas. Es la solución líder en el mercado para el diseño estructural y optimización.
- HYPERVIEW es un completo entorno de post-procesado, visualización y análisis de datos de simulación por elementos finitos, CFD y sistemas multicuerpo. Se trata del nuevo estandar para una rápida integración de post-procesamiento de resultados CAE.

Todas estas herramientas utilizadas están dentro del grupo de herramientas de HYPERWORKS de la empresa ALTAIR ENGINEERING.

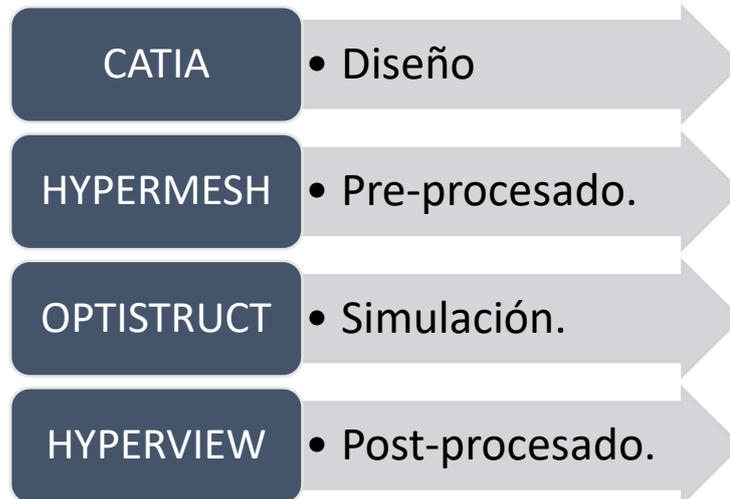


Ilustración 44. Herramientas usadas para el diseño y análisis.

12.2.1. Pre-procesado

Se importa desde el software de diseño el modelo físico, creado en superficies para el preprocesamiento. En este caso se ha utilizado CATIA y se ha importado en HYPERMESH como un archivo .CATPART. En este modulo se realizarán los cambios oportunos de la geometría para que el programa sepa la interacción que hay entre las diferentes superficies. HYPERMESH clasifica los bordes de cuatro maneras [6]:

- **Bordes libres (free edge) en rojo**, los cuales solo están asociados a una superficie. Las superficies que contienen un borde libre no están en relación con ninguna otra superficie en ese borde.
- **Bordes compartidos (shares edge) en verde** están asociados a dos superficies y están entre ellas en relación.
- **Bordes en T (T-junction edge) en amarillo**, están asociados con 3 o mas superficies, por ejemplo, en la unión entre tres superficies en forma de T. Estas superficies están relacionadas entre si.

- **Bordes suprimidos (suppressed edge) en azul**, Las superficies se tratan como una combinación de ellas, para simular que es una única superficie. Para este caso no se utiliza.

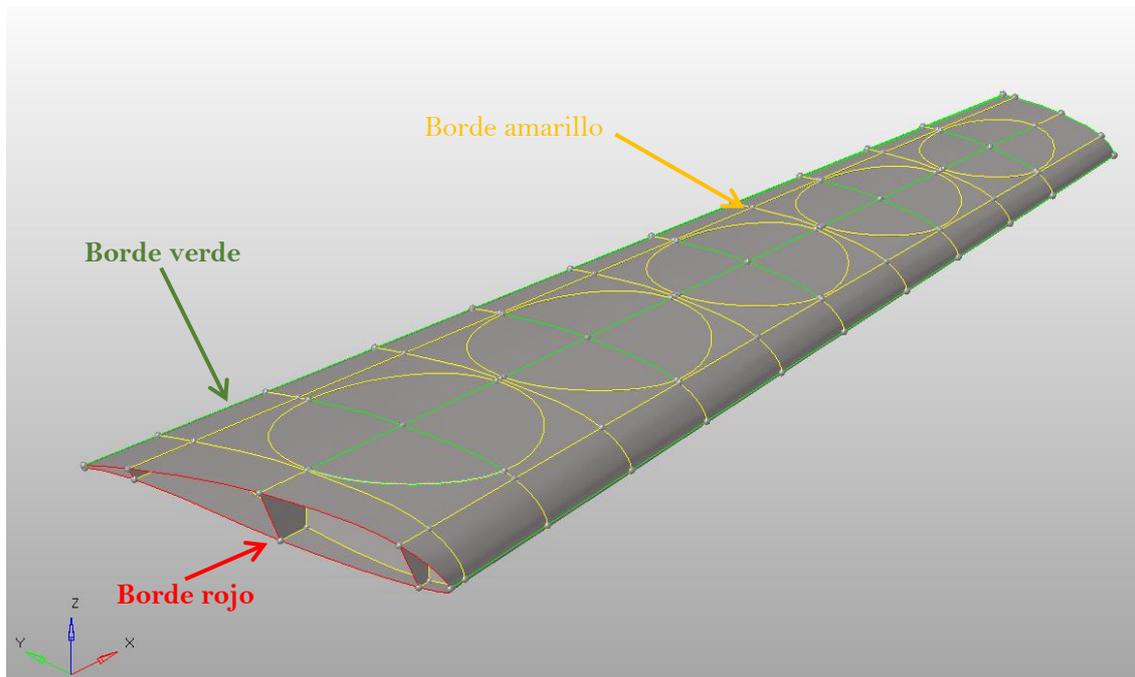


Ilustración 45. Optimización topológica.

La imagen anterior 45 representa el revestimiento del ala preprocesado, donde cada uno de los bordes está del formato necesario para cada caso. Las líneas amarillas representan los bordes donde las costillas, los largueros y los agujeros hacen contacto con el revestimiento y las líneas verdes son uniones entre dos superficies contiguas. Los bordes rojos representan el corte con el fuselaje tanto de revestimiento como de los largueros, estando estos asociados solo a una superficie.

Después de la corrección topológica se asignan las propiedades de los materiales, el tipo de entidad específica y sección de cada componente estructural, las cargas aplicadas y las condiciones de contorno, discretizando todo el conjunto del modelo mediante una malla con la ayuda de HYPERMESH.

12.2.2. Simulación

El siguiente paso es la resolución del modelo. Normalmente se ejecuta en segundo plano, es el momento en el que OPTISTRUCT resuelve el problema numérico definido en el preprocesado. Para ello, se ayuda del método de elementos finitos descrito anteriormente.

12.2.3. Post-procesado

Terminada la simulación realizada en el paso anterior, y calculados los desplazamientos, tensiones y otras variables, HYPERVIEW muestra de forma gráfica y numérica los resultados de dicha simulación. Mediante las herramientas que otorga este software podemos obtener animaciones, gráficos o diferentes visualizaciones del desplazamiento y las tensiones a las que está sometida el ala.

12.3. Modelo en HYPERMESH

12.3.1. Malla

Realizada la optimización topológica para conseguir una malla acorde a las restricciones que se quieren obtener, se procede a mallar el total de la estructura guardando la conectividad entre elementos para que los resultados sean satisfactorios.

El modelo se ha dividido en diferentes componentes para dar unas propiedades específicas preliminares a cada uno de ellos, y se tiene que tener en cuenta cada uno de los elementos mallados 1D, como son los cordones de los largueros o los perfiles de las costillas:

Componente estructural	Componente 1D
Revestimiento	-
Agujeros	-
Costillas	Perfil en T
Larguero delantero	Perfil en L
Larguero medio	Perfil en L
Larguero trasero	Perfil en L

Tabla 21. Tipos de elemento 1D utilizados

La malla general se realiza con unos parámetros que se han obtenido iterando hasta obtener el que mejor se ajustaba al modelo continuo, haciendo una discretización acorde a este modelo, teniendo en cuenta que una cantidad exagerada de elementos repercute a la hora del tiempo necesario para analizar el modelo. Los parámetros son los siguientes:

Parámetros de malla	
Tamaño de elemento	6 (mm)
Ratio de crecimiento	1.23
Tamaño mínimo de elemento	0.5 (mm)
Desviación máximo	0.1 (mm)
Ángulo máximo	15°

Tabla 22. Parámetros de la malla

Los elementos utilizados para la malla son de primer orden, ya que solo tienen nodos en sus vértices y se usarán en la medida de lo posible utilizar solo elementos cuadrados CQUAD4, evitando usar elementos trias CTRIA3, obteniendo un mallado mixto. La siguiente imagen muestra la malla de los elementos estructurales, revestimiento de los agujeros (azul), sus costillas contiguas (verde) y los largueros, trasero (rojo), medio (rosa) y delantero (amarillo) y las líneas malladas en 1D en el borde de los largueros y las costillas.

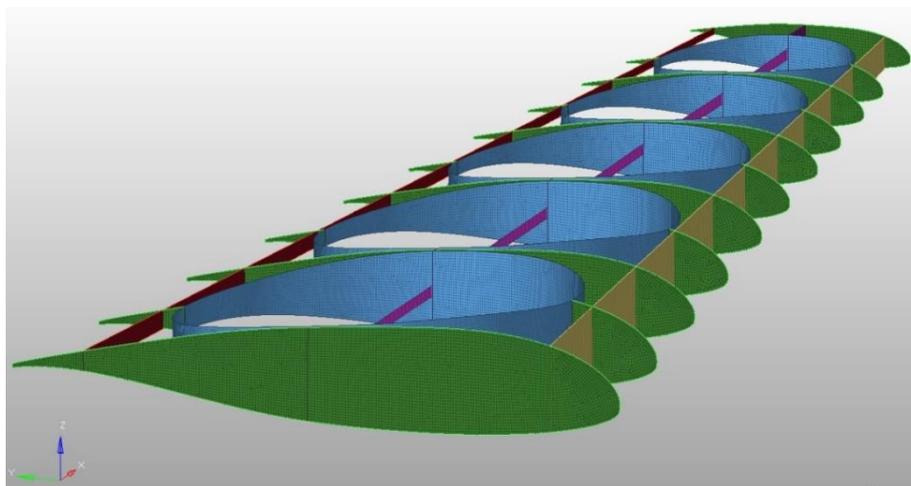


Ilustración 46. Malla de los elementos estructurales.

La malla final del modelo del ala de la aeronave es la representada en la siguiente imagen 47, donde nos encontramos con las siguientes características:

Número total de nodos	321420
Número total de elementos	334886
Elementos cuadriláteros (tipo CQUAD4)	321572
Elementos triangulares (tipo CTRIA3)	13314

Tabla 23. Características de la malla final

Los elementos cuadriláteros empleados tipo CQUAD4 son 321527 de 334886, lo que da lugar a un porcentaje del 96% del total de elementos.

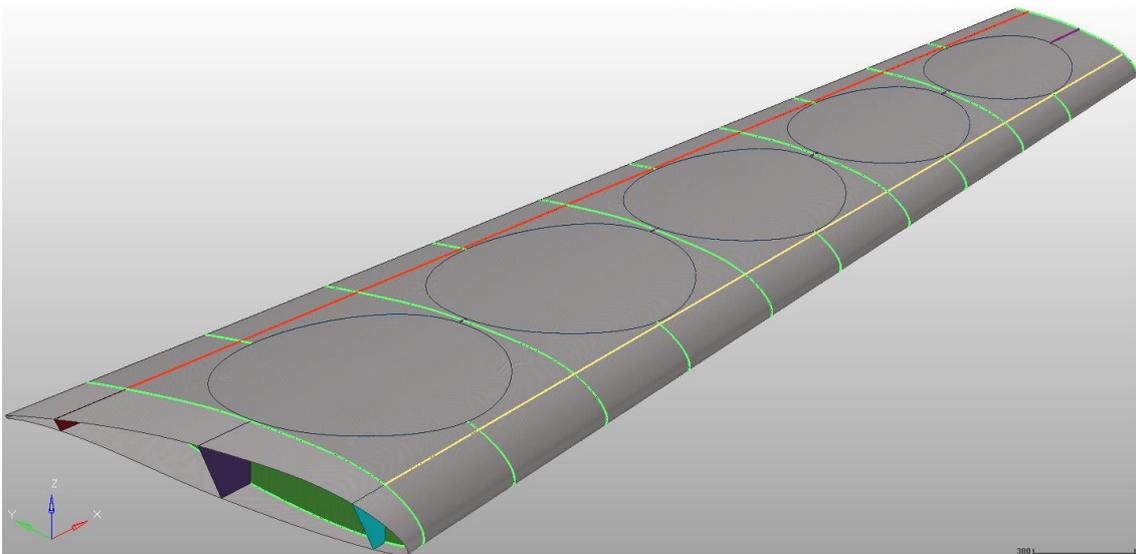


Ilustración 47. Malla completa del ala a analizar.

12.3.2. Propiedades de los componentes estructurales

A cada componente de la estructura se le asigna un material, como se ha explicado anteriormente, cada aleación de aluminio se usa para un cometido dentro de la aeronáutica, y un espesor que para un estudio preliminar se ha establecido como inicial y en análisis posteriores se realizará la optimización. El tipo de material dentro de HYPERMESH es MAT1 ya que se habla de las aleaciones de aluminio que son isotrópicas.

Componente estructural	Tipo de entidad	Material	Espesor
Revestimiento	PSHELL	2024-T3	1,2
Larguero delantero	PSHELL	7075-T6	1,4
Larguero medio	PSHELL	7075-T6	2
Larguero trasero	PSHELL	7075-T6	1
Costillas	PSHELL	7075-T6	1
Agujeros	PSHELL	2024-T3	1,2
Elemento 1D de las costillas	PBAR	7075-T6	-
Elemento 1D de los largueros	PBAR	7075-T6	-

Tabla 24. Propiedades de los componentes

El espesor del larguero medio es mayor dado que debe resistir los pesos de los rotores.

Tipo de entidad:

- PSHELL son elementos tipo placa los cuales están basados en la teoría de Reissner-Mindlin, con cuatro nodos y 24 grados de libertad seis en cada nodo.
- PBAR al ser elementos que trabajan axialmente se escoge este tipo de entidad para los cordones de los largueros y de las costillas.

En las secciones preliminares escogidas para los largueros y las costillas, se ha optado por las características para este tipo de configuración de ala, siendo tipo L para las secciones de los largueros trasero y delantero. Y tipo T para las costillas y el larguero medio donde hace contacto con el revestimiento. La herramienta dentro de HYPERMESH para crear este tipo de elementos de sección constante se llama HYPERBEAM.

En las siguientes imágenes se muestran los esquemas y medidas preliminares:

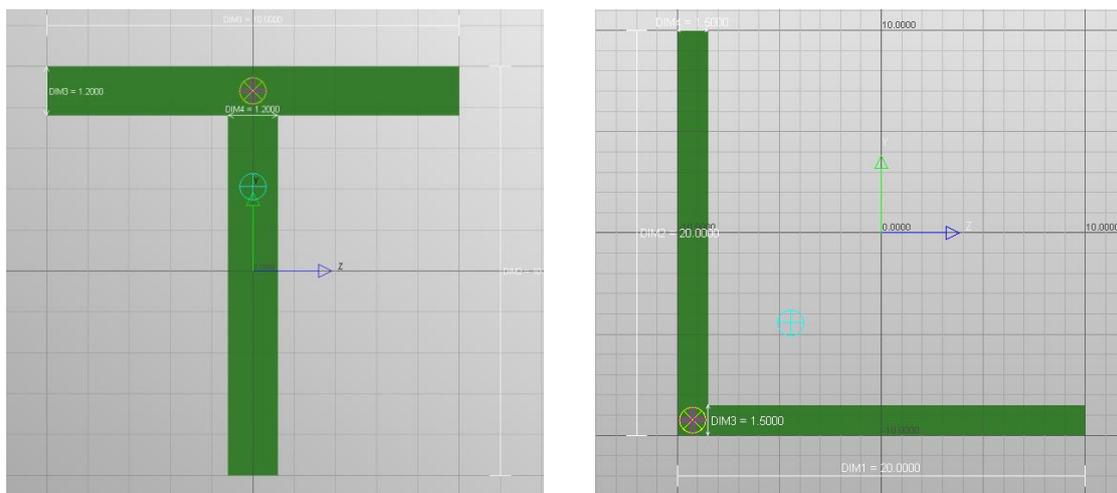


Ilustración 48. Secciones de los cordones de los largueros y las costillas.

Tipo de sección	Altura total (mm)	Ala (mm)	Espesor (mm)
T-Costillas	10	10	1.2
L-Lar. Trasero y delantero	20	20	1,5
T-Lar. medio	12	12	1.4

Tabla 25. Tipos de sección para cada componente

12.3.2.1. Pesos de los rotores

Por último, se deben considerar los pesos de cada uno de los rotores que van dentro del ala, aunque no sea fase de ascenso/descenso, los rotores están incrustados dentro del volumen de los ductos y ejerciendo una fuerza en vertical hacia abajo en el larguero medio. Desde el equipo de propulsión se ha otorgado los pesos estimados de cada uno de los rotores teniendo en cuenta todos los componentes de este, motor, convertidor, pala y buje. Al ser cargas sobre el ala hay que mayorarlas con el coeficiente de seguridad de 1,5. La siguiente tabla recoge los valores para cada uno de los rotores:

Nº Rotor	Palas+Buje (kg)	Rotor+Convertidor (kg)	Total (kg)	Mayoradas (kg)
Rotor 1	16,83	52,5	69,33	103,995
Rotor 2	13,46	33,25	46,71	70,065
Rotor 3	10,26	33,25	43,51	65,265
Rotor 4	6,76	11,9	18,66	27,99
Rotor 5	5,32	11,9	17,22	25,83
Total			195,43	293,145

Tabla 26. Pesos de los rotores

Para la distribución del peso en el elemento 2D del larguero medio se han utilizado elementos RBE3, unidos al nodo donde se ha localizado la masa de cada uno de los rotores. Con este elemento se transmite la carga a la estructura sin focalizarla en un nodo, ya que si no habría concentraciones de tensiones en ese punto fuera de rangos admisibles. Este tipo de elemento no añade rigidez a los nodos, por eso se ha elegido antes que un element RBE2.

12.3.3. Pesos de la estructura del estudio preliminar

Con toda la estructura mallada y validada, asignadas las propiedades de cada material, tipo de entidad, espesores, secciones de los elementos 1D, masas de los rotores distribuidas, se dice que el modelo inicial para el análisis está acabado, a falta de realizar las restricciones y aplicar las cargas anteriormente calculadas en cada uno de los paneles del ala.

Por lo tanto, se puede obtener el peso total de la estructura mediante la herramienta *mass calc* de HYPERMESH. El peso del revestimiento es entorno al 80% del peso total.

Peso del revestimiento	26,1 kg
Peso de la estructura	38,45 kg
Peso de los rotores	293,15 kg
Peso total	331,6 kg

Tabla 27. Peso de la estructura con aleaciones de aluminio

12.3.4. Condiciones de contorno y aplicación de cargas

Como ya se ha descrito anteriormente, las condiciones de contorno a las que un ala está sujeta son que esta trabaja como una viga en voladizo o *cantilever* en el encastre del fuselaje.

Esta unión se caracteriza por estar apoyada en solo uno de sus extremos mediante un empotramiento. Por lo que, se deben restringir todos los grados de libertad en ese mismo extremo y dejar libre el resto de la estructura. Con ello y debido a la aplicación de cargas anteriormente calculadas en el apartado [8] la viga en voladizo está sometida bajo un momento flector.

Grado de libertad	Nº correspondiente en HYPERMESH
F_x	1
F_y	2
F_z	3
M_x	4
M_y	5
M_z	6

Tabla 28. Grados de libertad en HYPERMESH

Por lo tanto, en este momento se restringen todos los grados de libertad en el encastre tanto en el revestimiento como en los largueros, trasero, medio y delantero, dando lugar a los apoyos tipo empotramiento (triángulos amarillos).

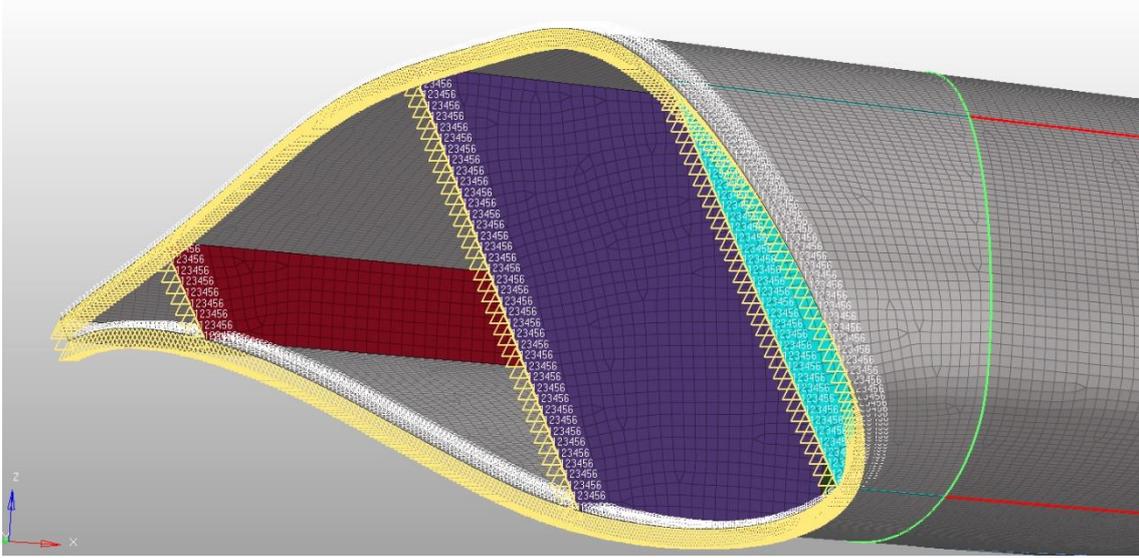


Ilustración 49. Representación gráfica del empotramiento del ala en el fuselaje

En el caso de las cargas se ha introducido en cada panel mostrado en la imagen anterior la presión correspondiente en forma de vector en el centro del panel y distribuida uniformemente. El anexo correspondiente a las cargas aplicadas recoge el valor por paneles de cada presión.

Por último para poder analizar los resultados, se tiene que llevar a cabo la simulación mediante OPTISTRUCT. Para poder visualizar el análisis de una manera representativa se deben activar diferentes *Tarjetas de Control* o *Control Cards*. Las tarjetas utilizadas son: FORMAT, SCREEN, CHECK Y GLOBAL_OUTPUT_REQUEST. Estas tarjetas se utilizan para exportar los diferentes formatos de archivo necesario para pasar a HYPERVIEW. Para visualizar los resultados en pantalla. Para checkear que todos los parámetros, elementos, cargas y restricciones estén bien. Y por último, para pedir al programa que se va a analizar, en este caso es un caso estático por lo que se crean las tarjetas dentro de esta de Von Mises y Deformaciones.

13. Estudio de los resultados en aleaciones de aluminio

Mediante el módulo de HYPERVIEW dentro de los programas de HYPERWORKS se realiza la visualización de los resultados. El objetivo final del proyecto es llevar a cabo análisis necesarios para validar la estructura y cada uno de los componentes que la componen. Para llegar a este fin se ha diseñado un modelo en CATIA, se han establecido los parámetros necesarios para asemejar lo máximo posible a la realidad mediante HYPERMESH, se ha resuelto el caso con la ayuda de OPTISTRUCT y se visualizan los resultados del análisis mediante HYPERVIEW. Llegados a este punto se debe hallar la manera en la que cada uno de los componentes de la estructura soporte las cargas aplicadas y que sea lo más ligero posible. En el primer caso que se va a exponer, se realiza el análisis con espesores y secciones dadas con la ayuda de la experiencia obtenida de estructuras alares similares. Este estudio se realiza con aleaciones de aluminio, que debe cumplir los criterios marcados en el apartado . Es un metal por lo tanto la tensión máxima a la que puede estar sometida la estructura debe estar por debajo de su límite elástico. En el caso, de que no se satisfagan los criterios se deberá buscar la configuración idónea para validar la estructura. Estos espesores se escogerán conociendo las tensiones que actúan sobre cada componente. En el segundo caso, se opta por un ala de material compuesto, con un criterio a cumplir diferente debido al material utilizado. En este caso se debe seguir la teoría de Hashin.

Para la optimización del ala se establecerá un componente diferente para cada sección del revestimiento, para cada una de las costillas, etc. La resistencia de la estructura está ligada a su espesor, es decir, cuanto mayor sea el espesor menor tensión sufre la estructura y soportará mejor las cargas.

13.1. Estudio de la estructura con aleaciones de aluminio

Como se ha indicado en el apartado anterior, los espesores de las secciones de todos los componentes son uniformes. Pero este análisis es necesario para conocer las tensiones específicas de cada elemento. A partir de este modelo, se empiezan a variar los espesores, aumentándolos en caso de que no soporten las cargas y disminuyéndolos si queda muy por debajo de la tensión límite, consiguiendo la reducción de peso. En las siguientes imágenes se recogen los valores de desplazamiento en mm 49 y Von Mises 50 de este primer caso, remarcando los valores máximos y mínimos de la estructura en MPa.

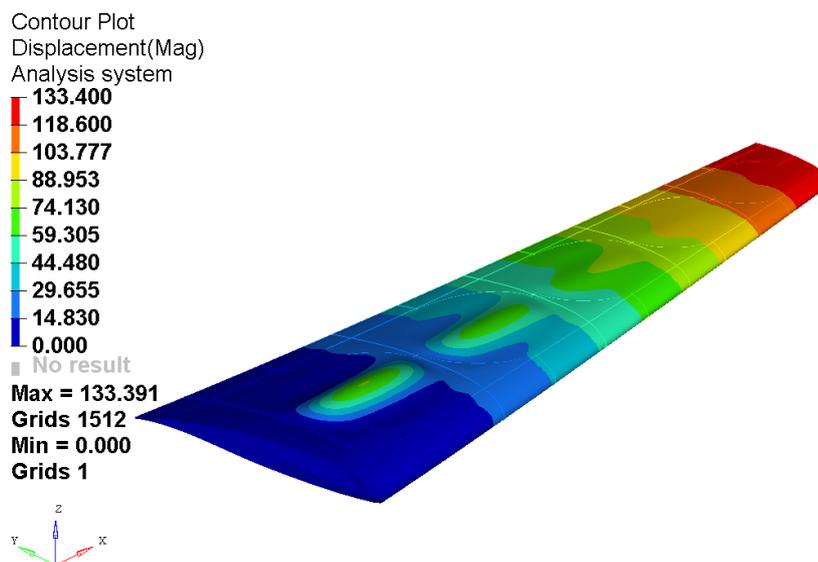


Ilustración 50. Desplazamiento del ala con aluminios en el análisis



Ilustración 51. Desplazamiento del ala desde vista frontal.

El desplazamiento vertical cumple la integridad estructural marcada en el apartado 11.2.3.

$$\delta_{vm} = 133.4mm < \delta = 360mm$$

Contour Plot

Element Stresses (2D & 3D)(vonMises, Max, CornerData)

Global System

Advanced Average

792.823

704.736

616.649

528.562

440.475

352.389

264.302

176.215

88.128

0.041

No result

Max = 792.823

Grids 480211

Min = 0.041

Grids 1511

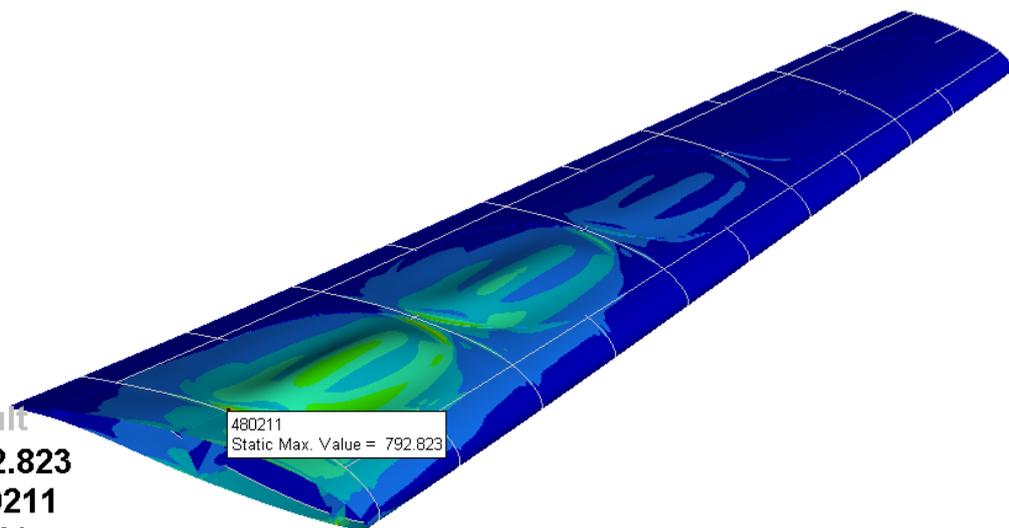
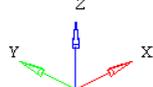


Ilustración 52. Tensiones en la estructura completa.

La zona donde mas concentración de tensión hay es en el primer agujero, ya que debido a la presión a la que está sometido y el poco espesor utilizado para este análisis la superficie del revestimiento llega a fallar.

$$\sigma_{VM} = 792,823 MPa > \sigma_{yp}$$

Por lo que el siguiente análisis se hará después de variar los espesores y secciones de cada componente respecto a la tensión que sufren. En las siguientes imágenes se representan cada uno de los componentes de la estructura del ala con la tensión de Von Mises correspondiente. Las zonas rojas representan la mayor concentración de tensión en los elementos, no siempre llegando al límite elástico. En estas zonas habrá que aumentar el espesor.

Revestimiento: Aluminio 2024-T3 $\sigma_{\text{límite}} = 345\text{MPa}$

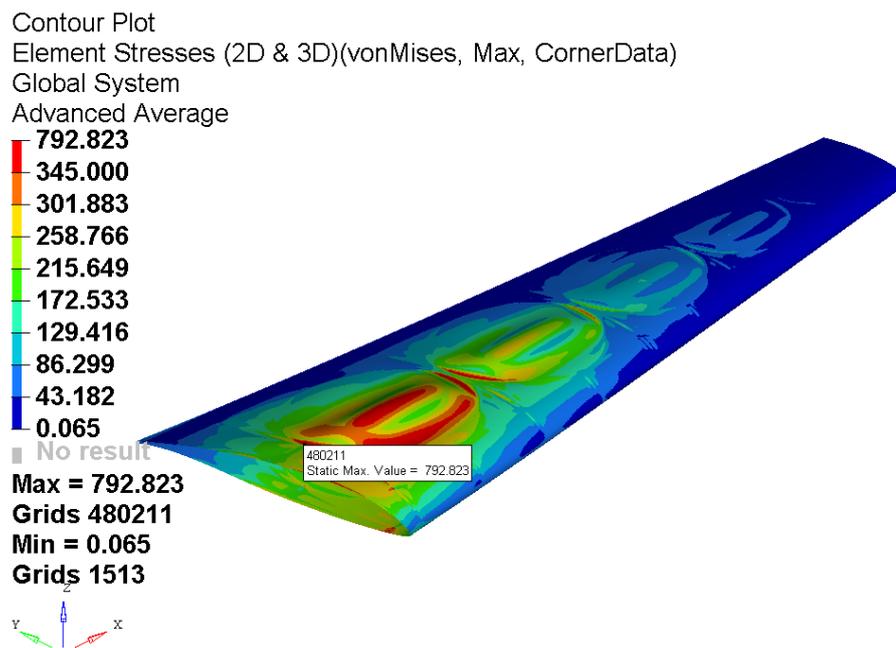


Ilustración 53. Tensiones en el revestimiento en el análisis con aleaciones de aluminio.

En la anterior se muestra la tensión máxima del revestimiento. Debido a la zona en el revestimiento donde se encuentran el primer rotor de ascenso/descenso y que no hay elementos rigidizadores que hagan contacto con el revestimiento, este tiende a pandear porque la separación entre costilla es superior a la recomendada. Se optará por aumentar los espesores del revestimiento en la zona del encastre. En la Ilustración 54 las tensiones máximas se encuentran en el larguero medio, debidas a las masas de los rotores.

Largueros: Aluminio 7075-T6 $\sigma_{\text{límite}} = 503\text{MPa}$

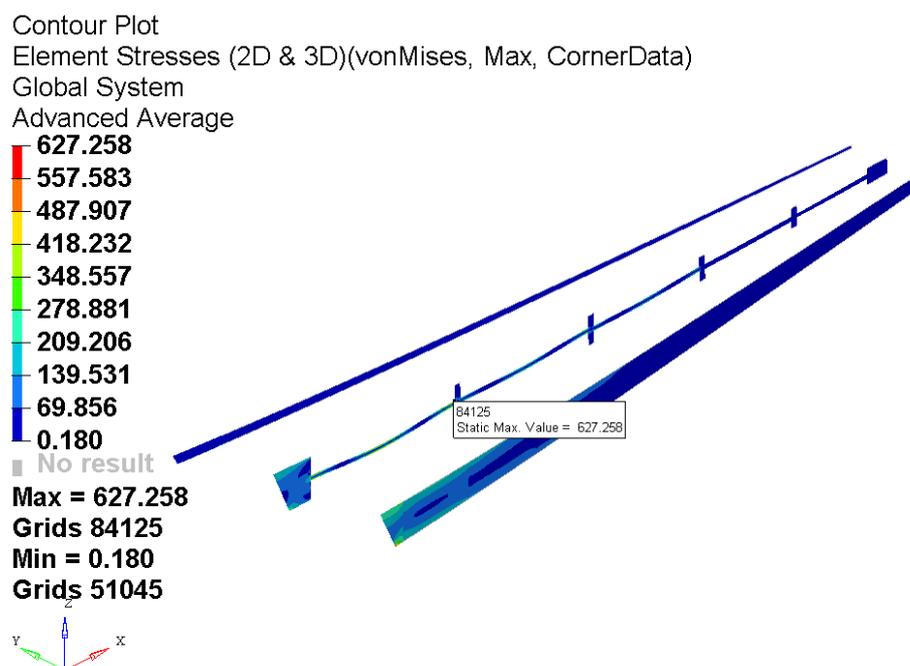


Ilustración 54. Tensiones en los largueros en el análisis con aleaciones de aluminio.

Costillas: Aluminio 7075-T6 $\sigma_{\text{límite}} = 503\text{MPa}$

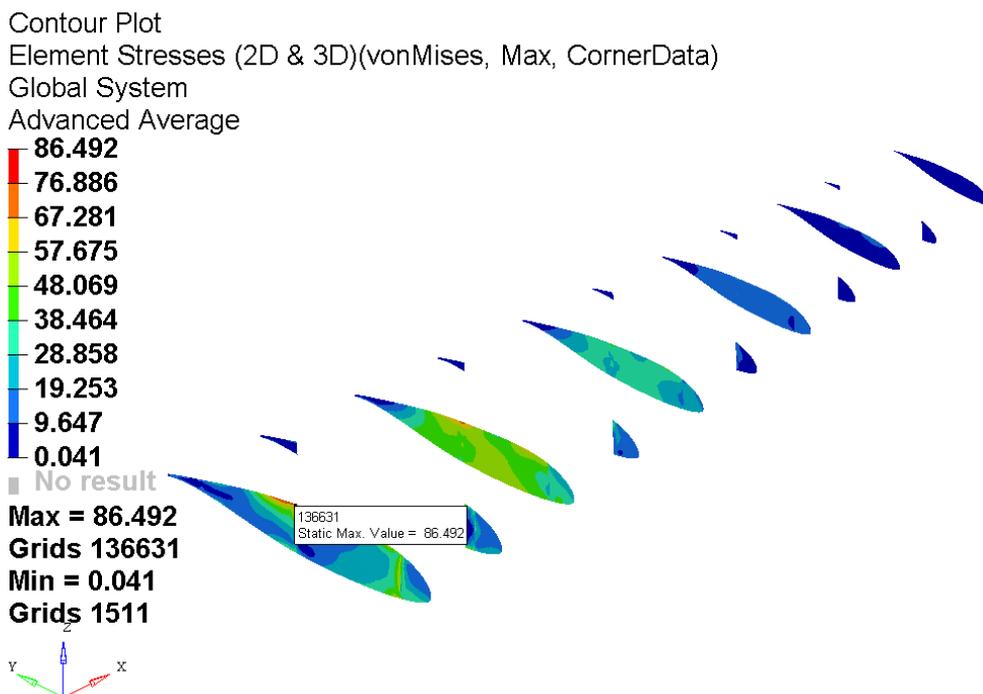


Ilustración 55. Tensiones en las costillas en el análisis con aleaciones de aluminio.

En la Ilustración 55 se muestra las tensiones a las que están trabajando las costillas. La tensión máxima es muy baja debido a que las costillas trabajan a cortante y son las principales para dar forma al revestimiento, haciendo que este mantenga el perfil deseado. En la Ilustración 56 se representa las tensiones de los agujeros, los cuales están cerca de la tensión límite pero no la excede.

Agujeros: Aluminio 2024-T3 $\sigma_{\text{límite}} = 345\text{MPa}$

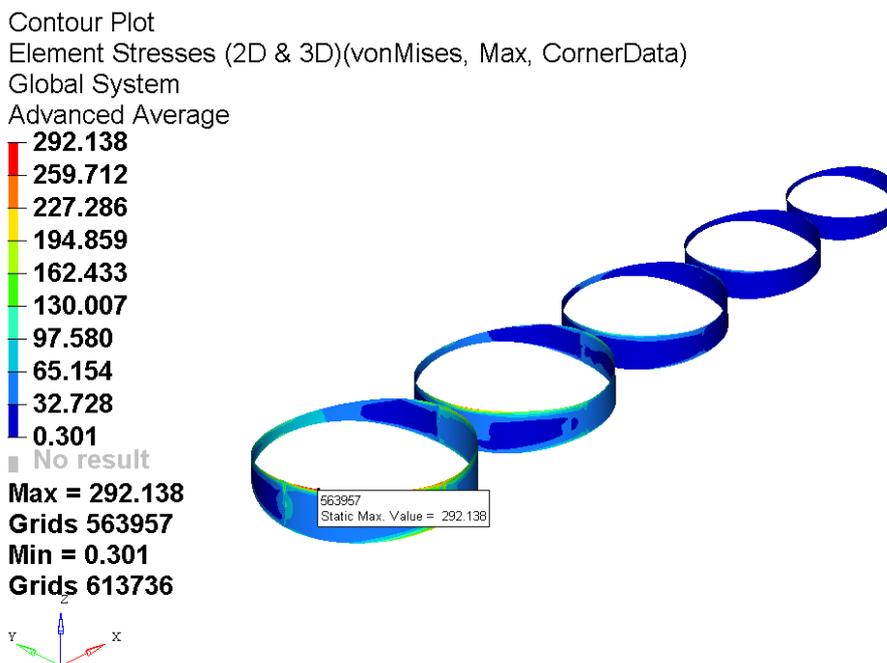


Ilustración 56. Tensiones en los agujeros en el análisis con aleaciones de aluminio.

1D de los largueros y las costillas: Aluminio 7075-T6 $\sigma_{\text{limite}} = 503\text{MPa}$

Contour Plot
Element Stresses (1D)(CBAR/CBEAM Axial Stress)
Advanced Average

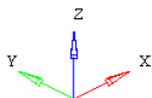
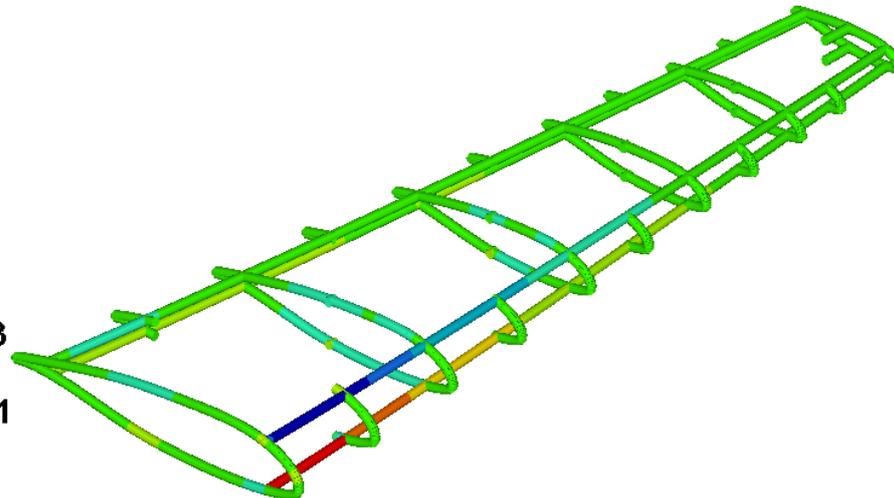
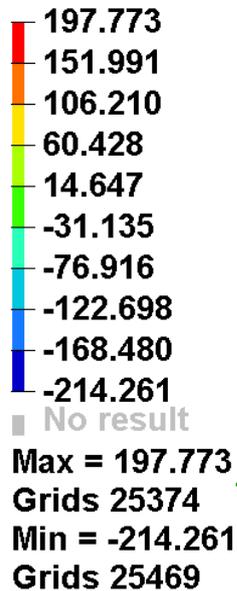


Ilustración 57. Tensiones en los elementos 1D en el análisis con aleaciones de aluminio.

Por último, las tensiones a las que están sometidos los elementos 1D están en un valor aceptable. En la Ilustración 57 se observa que los elementos de intradós trabajan a tracción y los elementos de extradós trabajan a compresión, concentrándose, debido al momento flector generado por las cargas, en los elementos 1D del larguero delantero.

Obtenidos todos los valores máximos de los diferentes elementos que componen la estructura, se puede llegar a la conclusión, que se debe aumentar y disminuir, depende el caso, espesores de los elementos para llegar a una configuración que proporcione la integridad estructural citada en el apartado .

Componente estructural	Tensión máxima (MPa)	Límite elástico (MPa)	Margen de seguridad
Revestimiento	792,823	345	-0,57
Largueros	627,258	503	-0,2
Costillas	86,492	503	4,81
Agujeros	292,138	345	0.18
1D de costillas y largueros	197,773	503	1,54

Tabla 29. Tensiones máximas en cada componente con aleaciones de aluminio

La última columna de la Tabla 29 anterior, representa el margen de seguridad que se tiene respecto de la tensión máxima sobre los componentes estructurales. Los negativos expresan que se está por encima del límite elástico del material, mientras los positivos son los que cumplen con la integridad estructural. Con este modelo se observa que las zonas más restrictivas son el revestimiento y los largueros, sobre todo el larguero medio por ser el apoyo de los pesos de los rotores. Por parte del revestimiento la zona con más peligro de fallo es los paneles sobre los agujeros de los rotores, generándose unas zonas con menos resistencia que el resto.

13.2. Optimización de la estructura con aleaciones de aluminio

Para una correcta optimización de la estructura se realizara discretización de los elementos. Es decir, dependiendo de las tensiones actuantes en cada componente de la estructura se otorgará una propiedad diferente. En el caso del revestimiento se realizará una divisiones por secciones entre costillas, para aumentar el espesor en el encastre e ir disminuyendo a lo largo de cada sección la envergadura. Por la parte de las costillas se aumentará o disminuirá el grosor dependiendo la tensión actuante. Los largueros, trasero, medio y delantero, se tratará como una sección uniforme pero aumentando el espesor en el larguero medio ya que los pesos de los rotores aumentan el nivel de tensión en varias secciones, y se debe de mitigar. Y tanto las secciones 1D como el espesor de los agujeros se optimizarán para reducir peso de la estructura.

Componente	Material	Espesor antiguo (mm)	Espesor nuevo (mm)
Piel sección 1	2024-T3	1,2	2.8
Piel sección 2	2024-T3	1,2	2.8
Piel sección 3	2024-T3	1,2	2.8
Piel sección 4	2024-T3	1,2	2.2
Piel sección 5	2024-T3	1,2	2.2
Piel sección 6	2024-T3	1,2	1.2
Piel sección 7	2024-T3	1,2	1.2
Piel sección 8	2024-T3	1,2	1
Piel sección 9	2024-T3	1,2	1
Piel sección 10	2024-T3	1,2	1
Piel sección 11	2024-T3	1,2	1
Larguero trasero	7075-T6	1	1,2
Larguero medio	7075-T6	2	2,6
Larguero delantero	7075-T6	1,4	1,2
Costilla 1	7075-T6	1	0,5
Costilla 2	7075-T6	1	0,5
Costilla 3	7075-T6	1	0,5
Costilla 4	7075-T6	1	0,4
Costilla 5	7075-T6	1	0,4
Costilla 6	7075-T6	1	0,4
Costilla 7	7075-T6	1	0,3
Costilla 8	7075-T6	1	0,3
Costilla 9	7075-T6	1	0,2
Costilla 10	7075-T6	1	0,2
Costilla 11	7075-T6	1	0,2
Agujero 1	2024-T3	1,2	0,5
Agujero 2	2024-T3	1,2	0,4
Agujero 3	2024-T3	1,2	0,3
Agujero 4	2024-T3	1,2	0,2
Agujero 5	2024-T3	1,2	0,2

Tabla 30. Modificación de los espesores de cada componente para optimización

Los espesores para las estructuras aeronáuticas oscilan entre 0,2mm-3mm \square . Se establece el valor de 0,2 como espesor mínimo. En el caso de que un elemento no esté sometido a una tensión alta con un espesor de 0,2, para trabajos futuros se realizará la optimización de la estructura mediante otra composición, eliminando componentes donde la tensión sea baja. Pero se tiene que tener en cuenta que hay elementos de la estructura necesarios para otorgar una integridad y estabilidad estructural.

Se ha decidido no cambiar las secciones de los cordones de los largueros ni los cordones de las costillas, ya que el uso de estos componentes ayudan a la distribución de la carga desde el

revestimiento a los diferentes componentes, ayudando a evitar el pandeo de los paneles del revestimiento. Al cambiar los espesores de los elementos que van unidos a los cordones se logra que halla menos tensiones.

13.3. Peso de la estructura optimizada con aleaciones de aluminio

La optimización de la estructura da lugar a un aumento de peso con respecto al estudio preliminar. Pero necesario para poder otorgar unos márgenes de seguridad a los componentes que no comprometan la estructura. El peso del revestimiento respecto al peso total es entorno a un 80%.

	Estructura preliminar	Estructura optimizada	Aumento de peso (%)
Peso del revestimiento	26,1 kg	42,2 kg	38%
Peso de la estructura	38,45 kg	52,85 kg	27,1
Peso de los rotores	293,15 kg	293,15 kg	-
Peso total	331,6 kg	346 kg	4,2

Tabla 31. Peso total en análisis con aleaciones de aluminio

El aumento de peso total del ala no es tan alto, ya que gran parte del porcentaje del peso del ala es referido a los rotores de ascenso/descenso.

13.4. Análisis de la estructura optimizada con aleaciones de aluminio

En el apartado 12.2. se recogen los espesores óptimos para cada uno de los componentes estructurales. El análisis siguiente se ha realizado con las mismas presiones y las mismas condiciones de contorno que el análisis anterior. Las siguientes imágenes representan el desplazamiento de la estructura global y las tensiones de Von Mises.

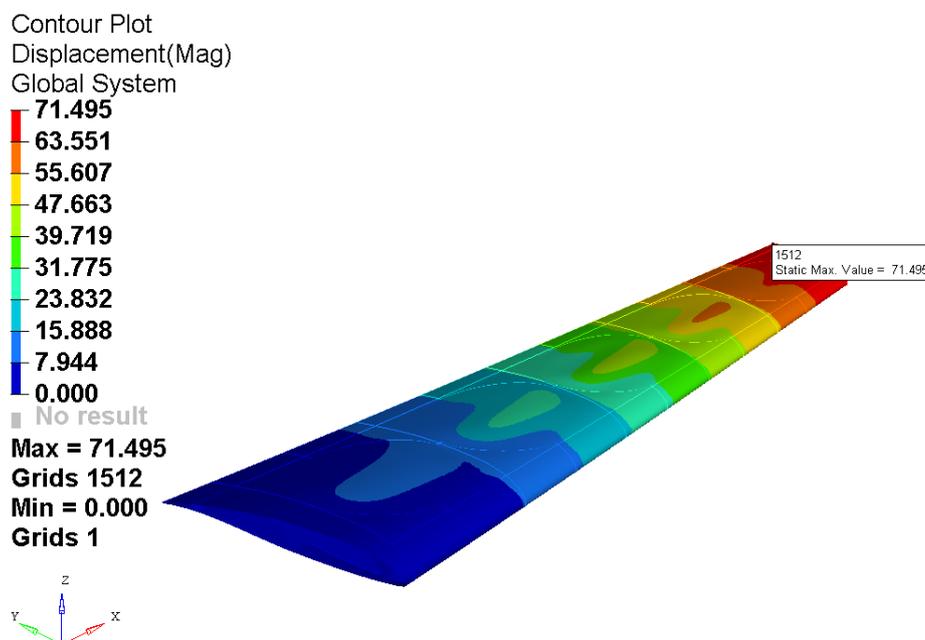


Ilustración 58. Desplazamiento del ala con aluminios en el análisis con la estructura optimizada.



Ilustración 59. Desplazamiento desde vista frontal con la estructura optimizada.

Se ha logrado reducir el desplazamiento vertical del ala a 71,5 mm al aumentar la rigidez de la estructura, al ser un ala con una envergadura de dimensiones tan bajas respecto de la cuerda, los desplazamientos verticales son muy bajos.

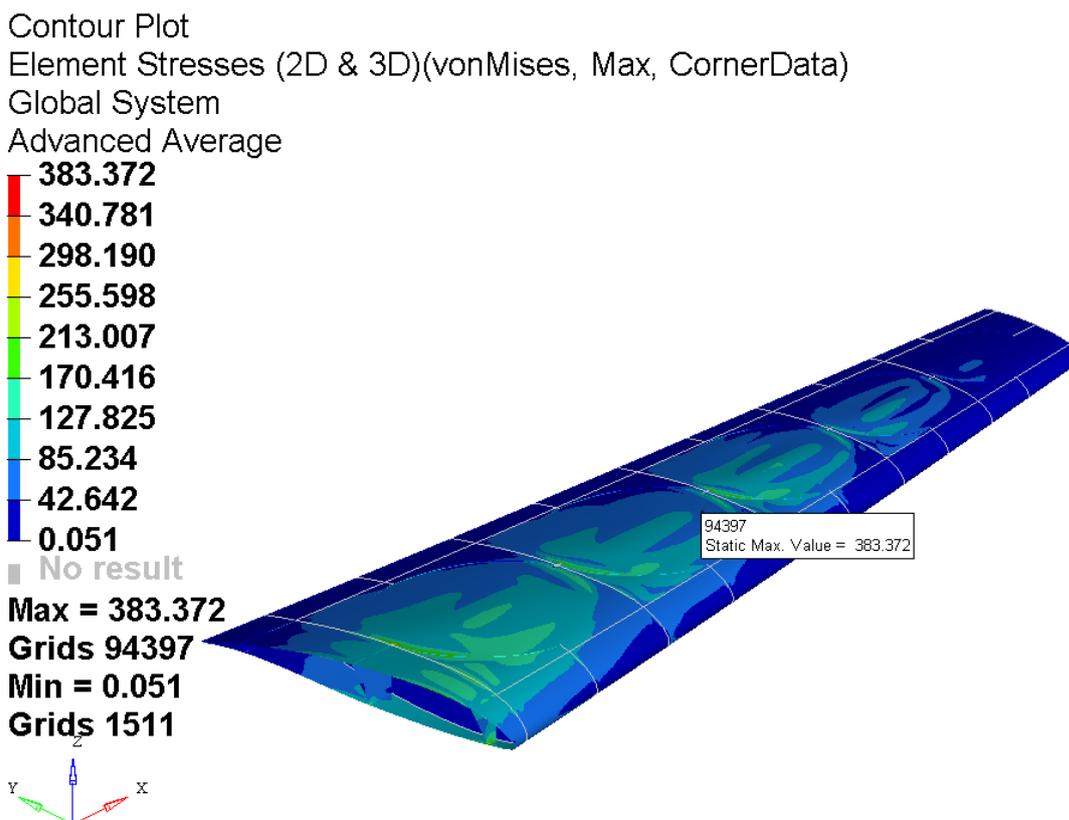


Ilustración 60. Tensiones en la estructura completa optimizada.

Referido a la imagen superior [60] se obtiene que el valor máximo de tensión está en el larguero medio, debido a los pesos de los rotores. Se ha conseguido mitigar la concentración de tensiones localizada en el revestimiento.

Con el aumento de espesor en las secciones y la disminución de este a lo largo de la envergadura se consigue hacer una mejor optimización del revestimiento, no llegando al fallo en ninguno de los paneles pero estando en valores en los que el material se comporta de forma elástica sin tener una deformación permanente.

En las imágenes siguientes se representa cada una de las tensiones máximas que actúan sobre cada componente. Se puede hacer una comparación con el límite elástico y llegar a la conclusión que ningún elemento estructural falla.

Revestimiento: Aluminio 2024-T3 $\sigma_{\text{límite}} = 345\text{MPa}$

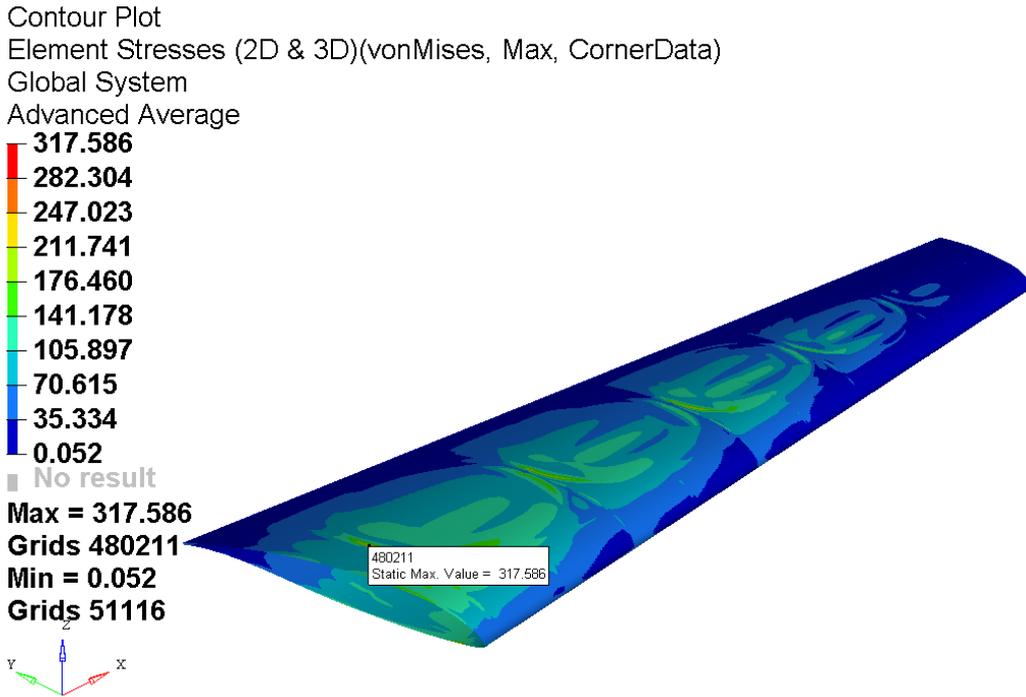


Ilustración 61. Tensiones en el revestimiento con la estructura optimizada.

En ambas imágenes al variar los espesores del revestimiento y de los largueros, se ha conseguido el cumplimiento, y las tensiones se encuentran por debajo del límite establecido. En el caso de los largueros se deberá realizar una optimización del larguero medio, ya que es el encargado de soportar las cargas de tracción de ascenso y descenso (se recoge en el apartado 16.2)

Largueros: Aluminio 7075-T6 $\sigma_{\text{límite}} = 503\text{MPa}$

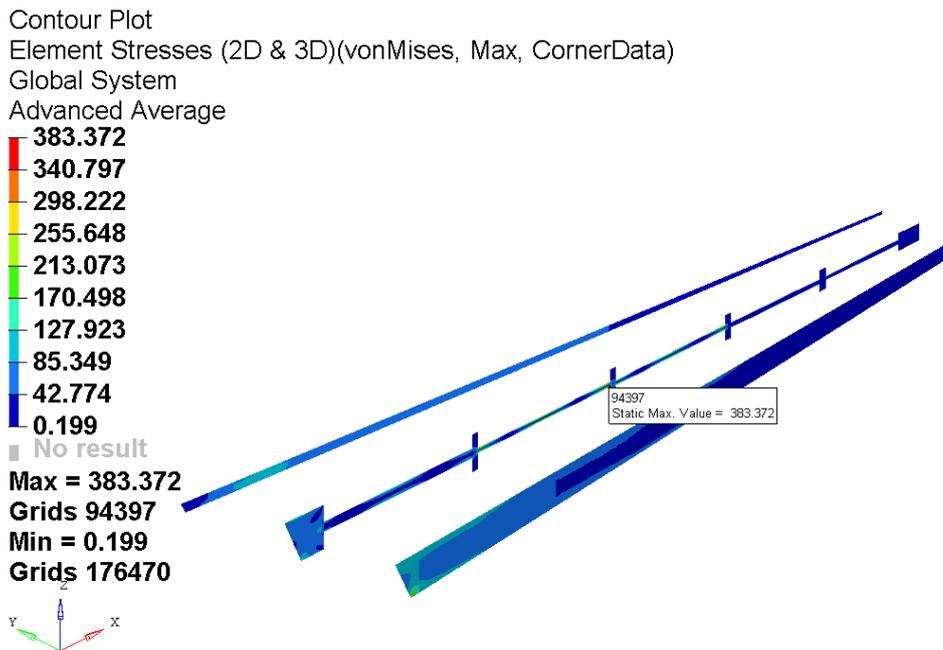


Ilustración 62. Tensiones en los largueros con la estructura optimizada.

Costillas: Aluminio 7075-T6 $\sigma_{\text{límite}} = 503\text{MPa}$

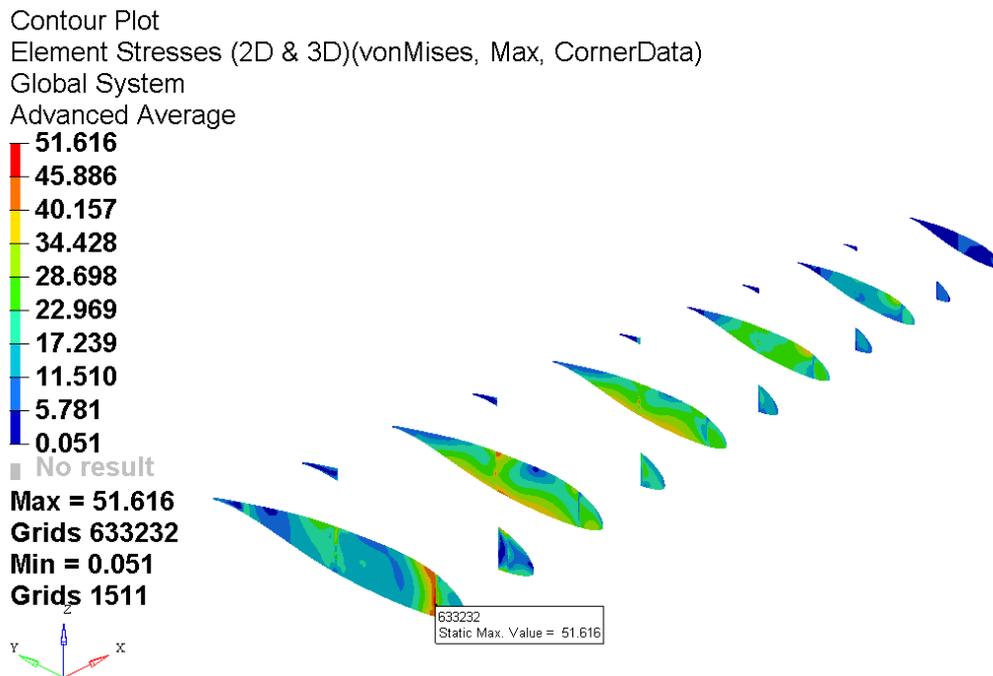


Ilustración 63. Tensiones en las costillas con la estructura optimizada.

Todas las tensiones en todos los componentes están por debajo de los límites establecidos, en el caso de las costillas se ha reducido el espesor hasta el mínimo aconsejable. Y en los agujeros, se han reducido los espesores de todos los ductos pero al aumentar los espesores del revestimiento, hace que las tensiones disminuyan.

Agujeros: Aluminio 2024-T3 $\sigma_{\text{límite}} = 345\text{MPa}$

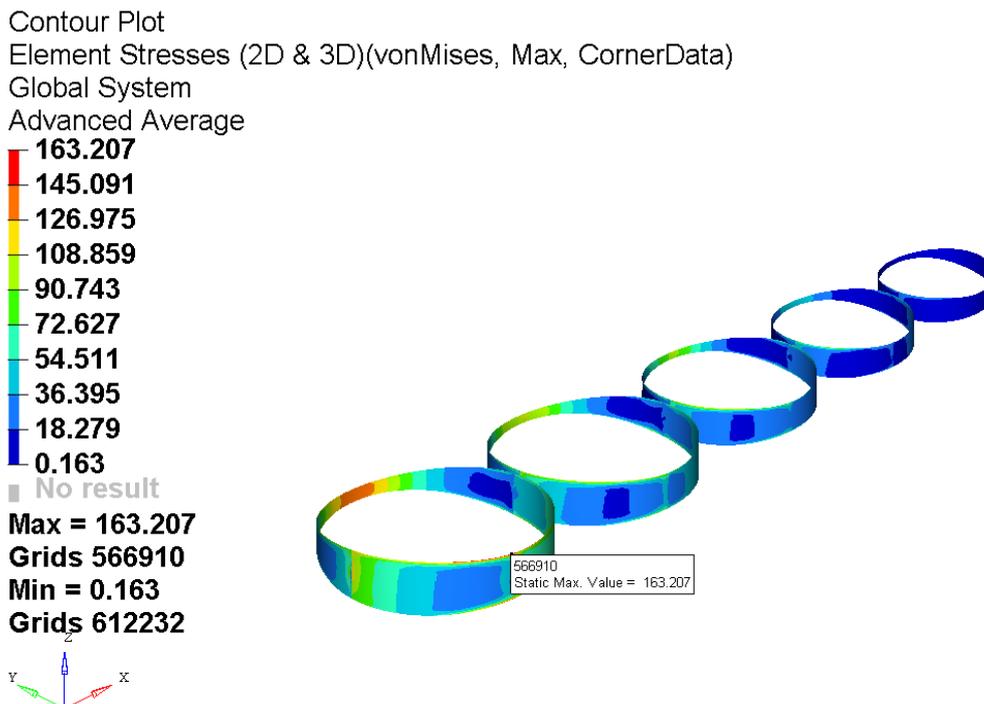


Ilustración 64. Tensiones en los agujeros con la estructura optimizada.

1D de los largueros y las costillas: Aluminio 7075-T6 $\sigma_{límite} = 503MPa$

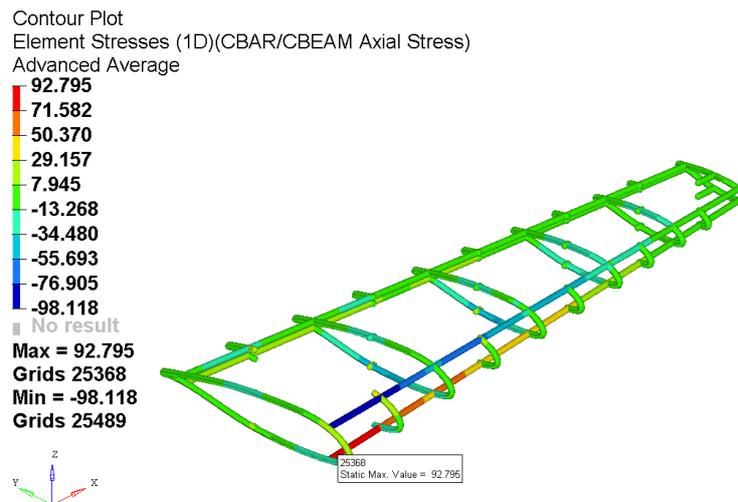


Ilustración 65. Tensiones en los elementos 1D con la estructura optimizada.

En estas imágenes se ha mostrado la tensión máxima de los componentes globalmente, sin tener en cuenta las tensiones de cada uno de los elementos dentro del conjunto global. La tabla siguiente recoge el valor de la tensión máxima de cada componente.

Componente	Material	Tensión límite (MPa)	Tensión máxima (MPa)	MS
Piel sección 1	2024-T3	345	269	0,28
Piel sección 2	2024-T3	345	318	0,08
Piel sección 3	2024-T3	345	245	0,41
Piel sección 4	2024-T3	345	302	0,14
Piel sección 5	2024-T3	345	201	0,72
Piel sección 6	2024-T3	345	266	0,30
Piel sección 7	2024-T3	345	195	0,77
Piel sección 8	2024-T3	345	185	0,86
Piel sección 9	2024-T3	345	131	1,63
Piel sección 10	2024-T3	345	85	3,06
Piel sección 11	2024-T3	345	38	8,08
Larg. trasero	7075-T6	503	88	4,72
Larg. medio	7075-T6	503	384	0,31
Larg. delantero	7075-T6	503	274	0,84
Costilla 1	7075-T6	503	52	8,67
Costilla 2	7075-T6	503	45	10,18
Costilla 3	7075-T6	503	49	9,27
Costilla 4	7075-T6	503	29	16,34
Costilla 5	7075-T6	503	46	9,93
Costilla 6	7075-T6	503	21	22,95
Costilla 7	7075-T6	503	41	11,27
Costilla 8	7075-T6	503	15	32,53
Costilla 9	7075-T6	503	34	13,79
Costilla 10	7075-T6	503	11	44,73
Costilla 11	7075-T6	503	8	61,88
Agujero 1	2024-T3	345	163	1,12
Agujero 2	2024-T3	345	123	1,80
Agujero 3	2024-T3	345	115	2,00
Agujero 4	2024-T3	345	87	2,97
Agujero 5	2024-T3	345	44	6,84

Tabla 32. Tensiones máximas y Margen de Seguridad de cada componente

13.5. Conclusiones de los análisis con aleaciones de aluminio

Los análisis expuestos en la tabla anterior indican que las tensiones se concentran en las secciones más próximas al encastre, disminuyendo de valor a lo largo de la envergadura. Por ello, el margen de seguridad calculado para cada uno de los elementos cercanos al encastre es tan bajo. Y va aumentando cuanto menor sea la distancia con la punta del ala. Aún siendo el margen de seguridad tan alto como por ejemplo en la undécima costilla, es necesario que este componente se localice en ese punto, debido a que da estabilidad estructural y mantiene la forma deseada en toda el ala. Por otro lado, se ha establecido el espesor mínimo de los elementos de aluminio como 0,2. En varios casos se podría reducir este espesor pero sería imposible de manufacturar placas de aluminio con tan poco espesor.

Como conclusión principal para el caso de las aleaciones de aluminio, se podría decir que debido a las tensiones que soporta el ala es necesario aumentar espesores en secciones concretas, lo que hace que el peso aumente. Sin embargo, no es un porcentaje de aumento muy considerable respecto al peso total del ala, dado que gran parte del peso es el peso constante de los rotores. En el caso de los elementos 1D de largueros y costilla, se ha optado por no hacer variación en sus parámetros. Como se observa el aumento de los espesores de las costillas y cada uno de los largueros, hace que la estructura obtenga más rigidez, que a su vez reduce la tensión axial que soportan los elementos 1D.

Las siguientes gráficas representan las tensiones a lo largo de la envergadura en el revestimiento, las costillas y los agujeros. En el caso de los largueros se representa la mayor tensión de cada elemento transversal a la longitud del ala.

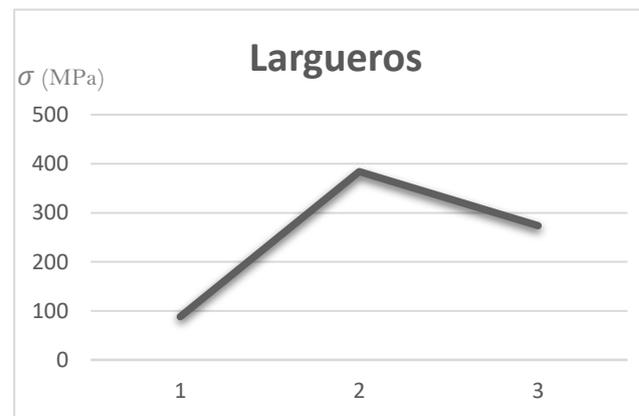
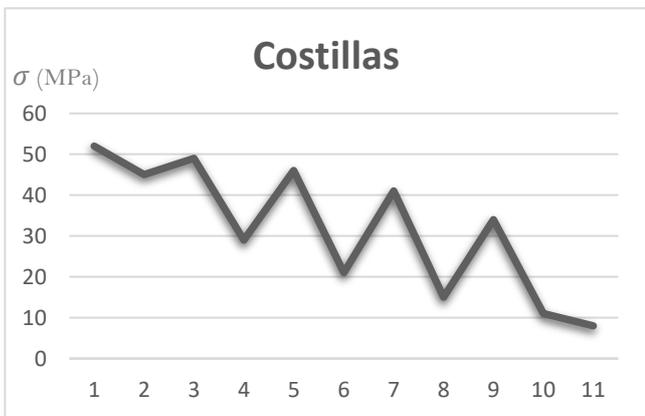
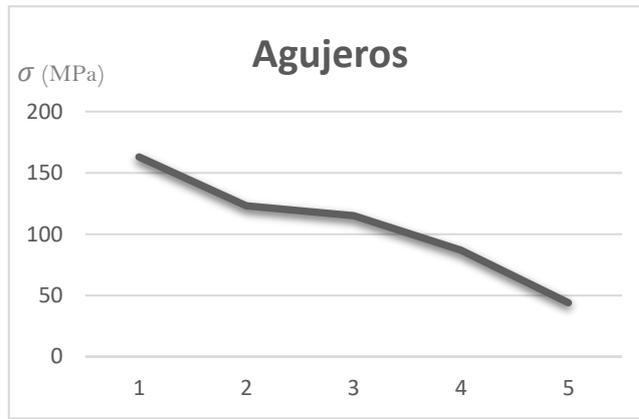
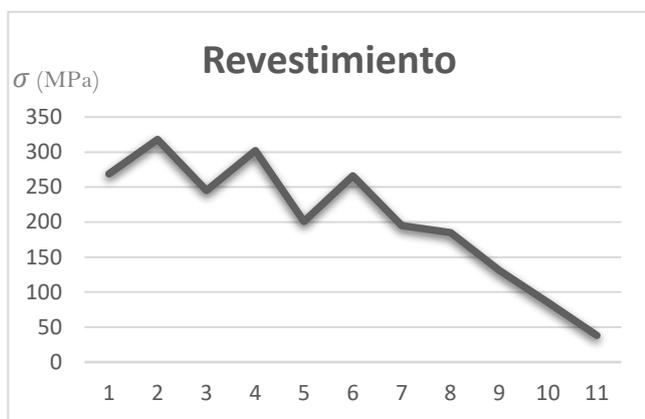


Ilustración 66. Gráficas de las tensiones máximas en cada elemento.



Estos diagramas indican que las tensiones disminuyen a lo largo de la envergadura del ala pero a su vez aumentan en la parte izquierda de los paneles de los agujeros. Esto es debido a que el revestimiento en esas zonas no tiene ningún apoyo y tiende a pandear. Las tensiones en los agujeros disminuyen en avance longitudinal. Las costillas con sección completa entre borde de ataque y borde de salida, son las que mayor tensión soportan, ayudando al no-pandeo del revestimiento. Y por parte de los largueros, el larguero medio como ya se ha indicado en varias ocasiones es el apoyo principal de los rotores de ascenso/descenso por lo que las tensiones en este son mayores que en el resto.

14. Análisis de la estructura con materiales compuestos

14.1. Pre-procesado con materiales compuestos

Los análisis anteriores están realizados mediante aleaciones isotrópicas, cuyas propiedades son iguales en cualquier sentido de aplicación de esfuerzos. Sin embargo, para este caso en concreto contamos con un material compuesto como es la fibra de carbono. Este material es anisotrópico, y dentro de este grupo se clasifica como un material ortotrópico, los cuales tienen un comportamiento diferente en cada una de las tres direcciones de coordenadas locales. Y a su vez, solo tiene tres planos perpendiculares entre sí que definen la simetría de las propiedades del material. Por ello, a la hora de otorgar las propiedades necesarias de cada elemento estructural, hay que hacer una modificación en la malla. Al crear los elementos de la malla, la dirección de esos elementos viene sujeta al posicionamiento de los nodos externos. Como se ilustra en la siguiente imagen:

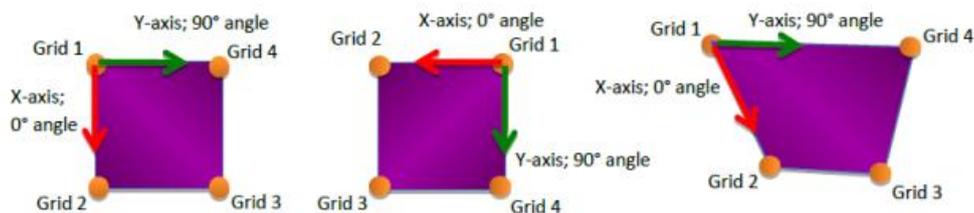


Ilustración 67. Posicionamiento de los nodos y orientación del elemento.

Al tratar en este análisis con un material ortotrópico, se debe modificar la orientación de todos los elementos en una misma dirección. Con este cambio, se consigue posicionar cada capa del laminado en su correcta dirección.

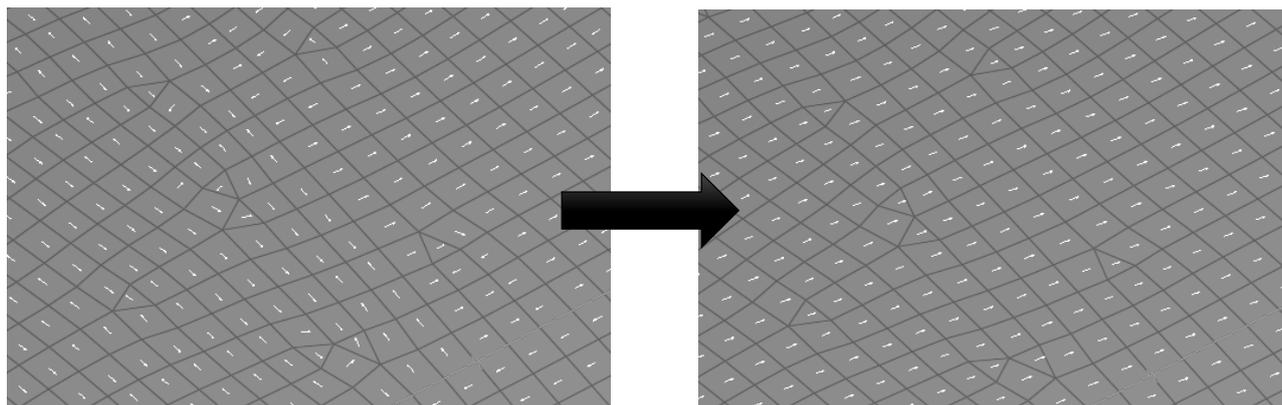


Ilustración 68. Reorientación de los elementos de la malla.

En este momento ya se pueden introducir las propiedades de cada capa con su orientación. Para ello, se debe crear el material donde se especifica sus propiedades, recogidas en el apartado 10.3, cada una de las capas con su espesor y orientación, a su vez, crear el laminado que recoge las diferentes capas y asignarlo a los elementos oportunos.

Aplicando el procedimiento anterior, y estableciendo las orientaciones de las fibras para el diseño del material compuesto como $0/45^\circ/90/-45/0$, se asigna a cada componente las propiedades descritas. La siguiente imagen representa en HYPERMESH cada una de las capas con la dirección de la fibra.

Nº de capa	Orientación	Espesor
Capa 1	0	0,3
Capa 2	45	0,3
Capa 3	90	0,3
Capa 4	-45	0,3
Capa 5	0	0,3

Tabla 33. Orientación y espesores de las capas

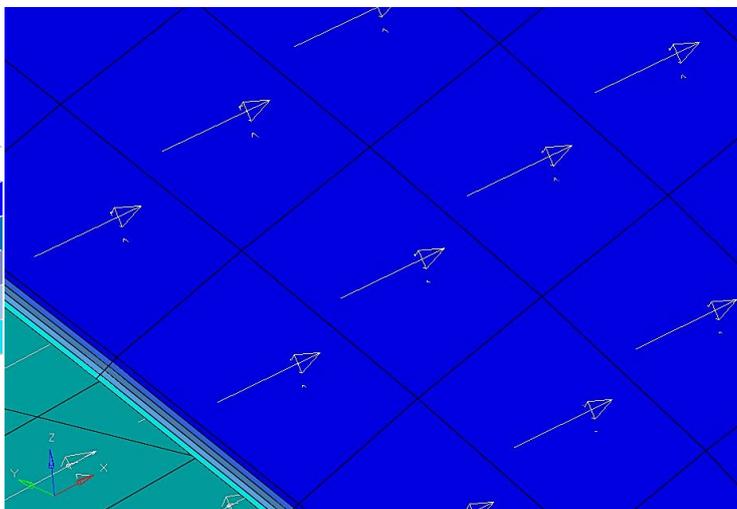


Ilustración 69. Representación de las diferentes capas del laminado.

En una estructura de una aeronave, como se describe en el apartado 10, se utilizan varios tipos de materiales para hacer una estructura. En el caso de los elementos de sección constante, elementos 1D, para este estudio preliminar y por la complejidad de diseño, análisis y fabricación de este tipo de componentes estructurales, se opta por darles la misma propiedad que en el análisis anterior 13.1, aluminio 7075-T6.

Para este caso se consideran las mismas condiciones de contorno utilizadas anteriormente, ya que se trata como una viga en voladizo. Se restringen todos los grados de libertad en el encastre con el fuselaje. Por la parte de las cargas, se introducen igualmente cada presión en su respectivo panel, para dar una distribución triangular.

El análisis se resuelve por la teoría de fallo de Hashin 11.2.2. Por lo que, se debe activar la tarjeta de control o control card correspondiente, así como las tarjetas de control de FORMAT, incluyendo las tensiones y deformaciones para materiales compuestos, para obtener el fichero con todo el análisis y la de SCREEN que nos muestra los resultados en HYPERVIEW.

14.2. Peso de la estructura con materiales compuestos

El peso general de la estructura se ha reducido en porcentaje elevado. El revestimiento que es el 80% del peso de la estructura total, se ha reducido considerablemente. Aun así, la mayoría de peso viene referido por los rotores de ascenso/descenso y reducirlo no está en la mano del equipo de diseño y estructuras.

	Material compuesto
Peso del revestimiento	20,7 kg
Peso de la estructura	27,4 kg
Peso de los rotores	293,15 kg
Peso total	321,2 kg

Tabla 34. Peso con estructura de material compuesto

14.3. Propiedades de los elementos estructurales

En la siguiente tabla se recogen las propiedades establecidas para cada uno de los componentes estructurales. Conocidas la magnitud de las tensiones en cada uno de estos elementos y sabiendo cuales son los más solicitados, se puede hacer un dimensionamiento más correcto y otorgar los espesores de las diferentes capas del material compuesto referido a esos primeros análisis, recogidos en el apartado 13.

Componente	Nº de capas	Direcciones de la fibra	Espesores
Piel sección 1	5	0/45°/90/-45/0	0,4
Piel sección 2	5	0/45°/90/-45/0	0,4
Piel sección 3	5	0/45°/90/-45/0	0,4
Piel sección 4	5	0/45°/90/-45/0	0,4
Piel sección 5	5	0/45°/90/-45/0	0,3
Piel sección 6	5	0/45°/90/-45/0	0,3
Piel sección 7	5	0/45°/90/-45/0	0,3
Piel sección 8	5	0/45°/90/-45/0	0,3
Piel sección 9	5	0/45°/90/-45/0	0,2
Piel sección 10	5	0/45°/90/-45/0	0,2
Piel sección 11	5	0/45°/90/-45/0	0,2
Larg. trasero	4	0/45°/90/-45	0,1
Larg. medio	5	0/45°/90/-45/0	0,3
Larg. delantero	4	0/45°/90/-45/0	0,4
Costilla 1	4	0/45°/90/-45	0,1
Costilla 2	4	0/45°/90/-45	0,1
Costilla 3	4	0/45°/90/-45	0,1
Costilla 4	4	0/45°/90/-45	0,1
Costilla 5	4	0/45°/90/-45	0,1
Costilla 6	4	0/45°/90/-45	0,1
Costilla 7	4	0/45°/90/-45	0,1
Costilla 8	4	0/45°/90/-45	0,1
Costilla 9	4	0/45°/90/-45	0,1
Costilla 10	4	0/45°/90/-45	0,1
Costilla 11	4	0/45°/90/-45	0,1
Agujero 1	4	0/45°/90/-45	0,1
Agujero 2	4	0/45°/90/-45	0,1
Agujero 3	4	0/45°/90/-45	0,1
Agujero 4	4	0/45°/90/-45	0,1
Agujero 5	4	0/45°/90/-45	0,1

Tabla 35. Propiedades de cada elemento estructural con material compuesto

Este análisis se realizará como preliminar, dejando para análisis posteriores la optimización tanto de espesores de cada uno de los elementos estructurales, así como la orientación de las fibras.

14.4. Estudio de los resultados con materiales compuestos

Definidos todos los parámetros y condiciones de contorno para el análisis, se obtienen unos resultados bastante conservadores. Habiendo realizado la mejor optimización para que cumpla la integridad estructural del apartado 11, se obtienen los siguientes valores de tensión para la estructura de fibra de carbono [Ilustración 72] y el desplazamiento vertical [Ilustración 70] :

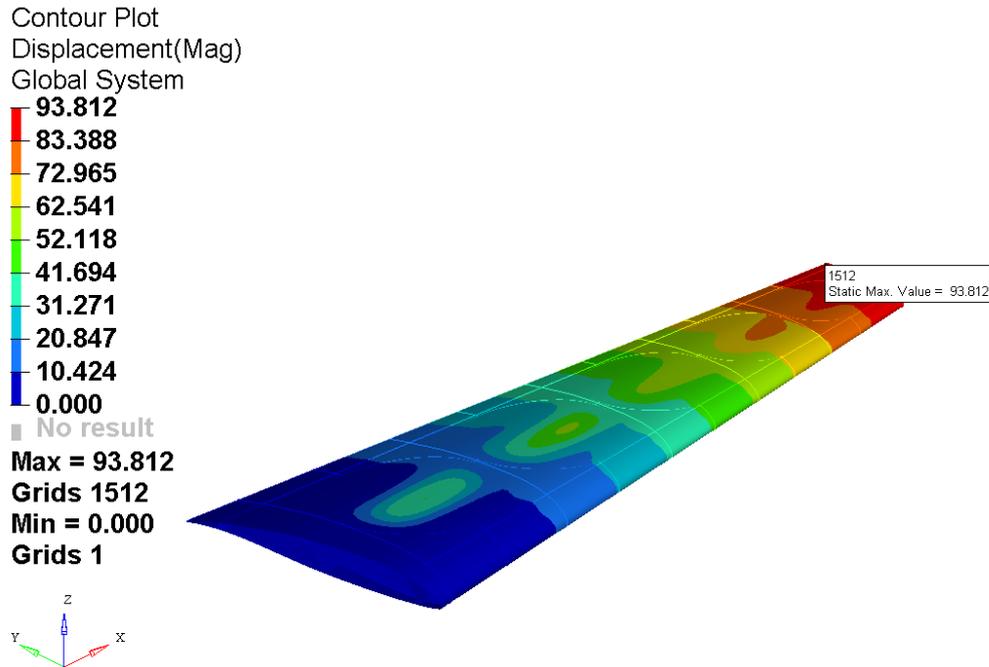


Ilustración 70. Desplazamiento de la estructura con material compuesto

El desplazamiento máximo [71] a ha aumentado respecto al de la estructura con aleaciones de aluminio, apartado 13.2, de un máximo de 71,5 mm a 93,8 mm. Aun así, se está muy por debajo del máximo permitido que son 360 mm.

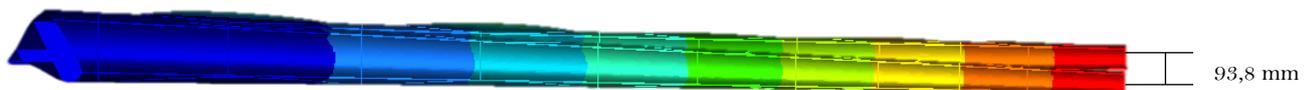


Ilustración 71. Desplazamiento vertical máximo

Esto es debido a la gran ductilidad que tiene el Carbon Epoxy AS4, ya que la matriz, que es el Epoxy, otorga al material compuesto una disminución de tenacidad respecto a otras matrices. Y esta propiedad hace que la estructura sea capaz de aguantar mayor desplazamiento respecto a la tensión ejercida.

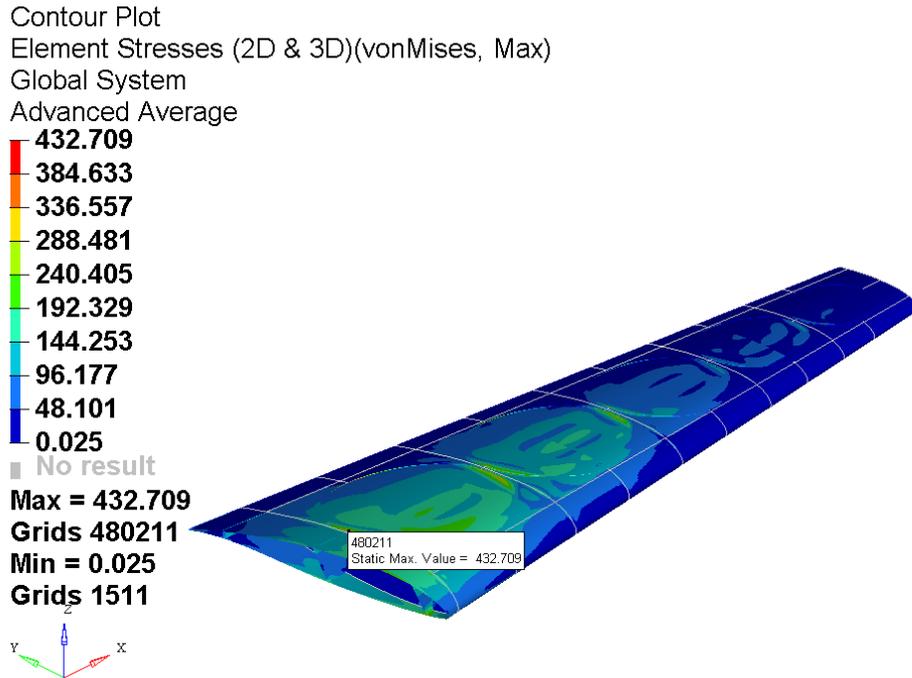


Ilustración 72. Tensión en la estructura con material compuesto

Como se observa en la imagen anterior [72] HYPERVIEW devuelve un valor de tensión, habiendo realizado el análisis respecto a la teoría de Hashin 11.2.2. El límite elástico del material compuesto Carbon Epoxy AS4/8552 es de 440 MPa.

$$\sigma_{VM} = 433 \text{ Mpa} < \sigma_{\text{límite}} = 440 \text{ MPa}$$

Por lo que, se valida que la estructura con materiales compuesto analizada soportar las tensiones externas. En las siguientes imágenes se recoge la tensión en cada uno de los componentes de la estructura.

Revestimiento: Carbon Epoxy AS4/8552 $\sigma_{\text{límite}} = 440 \text{ MPa}$

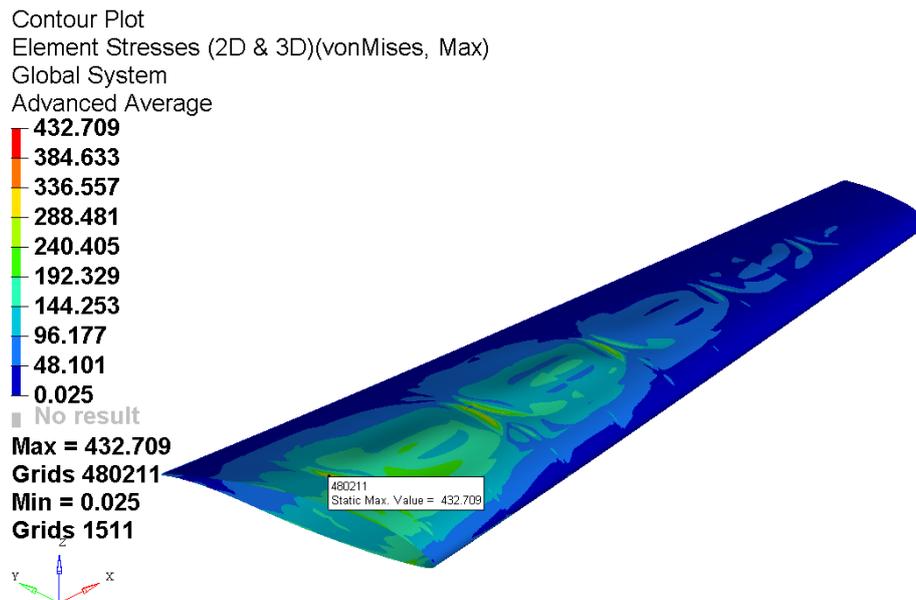


Ilustración 73. Tensiones en el revestimiento con material compuesto

Largueros: Carbon Epoxy AS4/8552 $\sigma_{\text{límite}} = 440 \text{ MPa}$

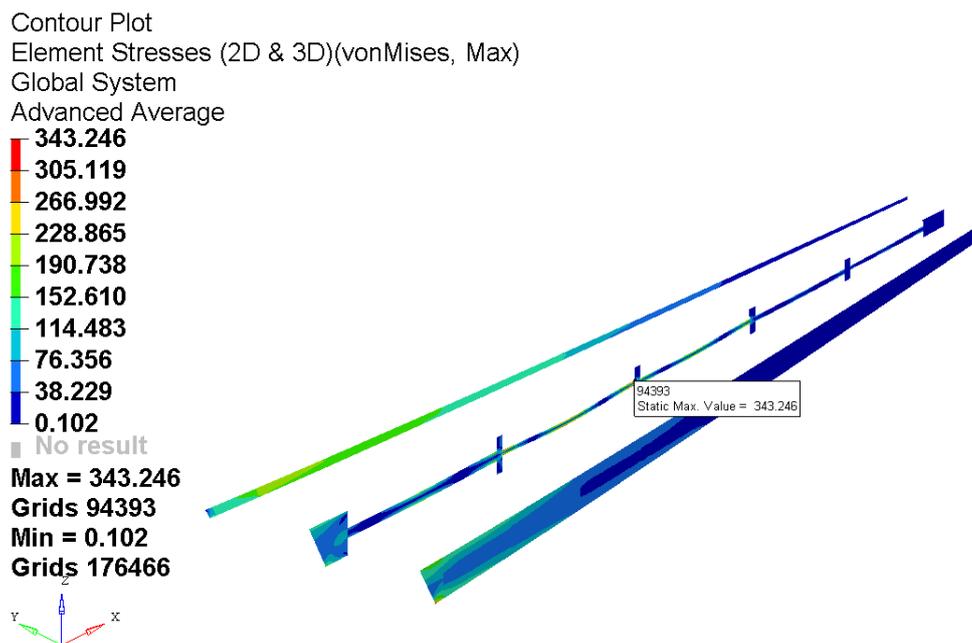


Ilustración 74. Tensiones en los largueros con material compuesto

Como en los análisis anteriores con aleaciones de aluminio, el larguero del medio soporta las masas de los rotores. En este caso, y debido al reforzamiento mediante la redirección de las fibras del material compuesto en el larguero se consigue soportar las tensiones producidas. En los agujeros obtiene una tensión máxima con un margen de seguridad para que no falle aceptable.

Agujeros: Carbon Epoxy AS4/8552 $\sigma_{\text{límite}} = 440 \text{ MPa}$

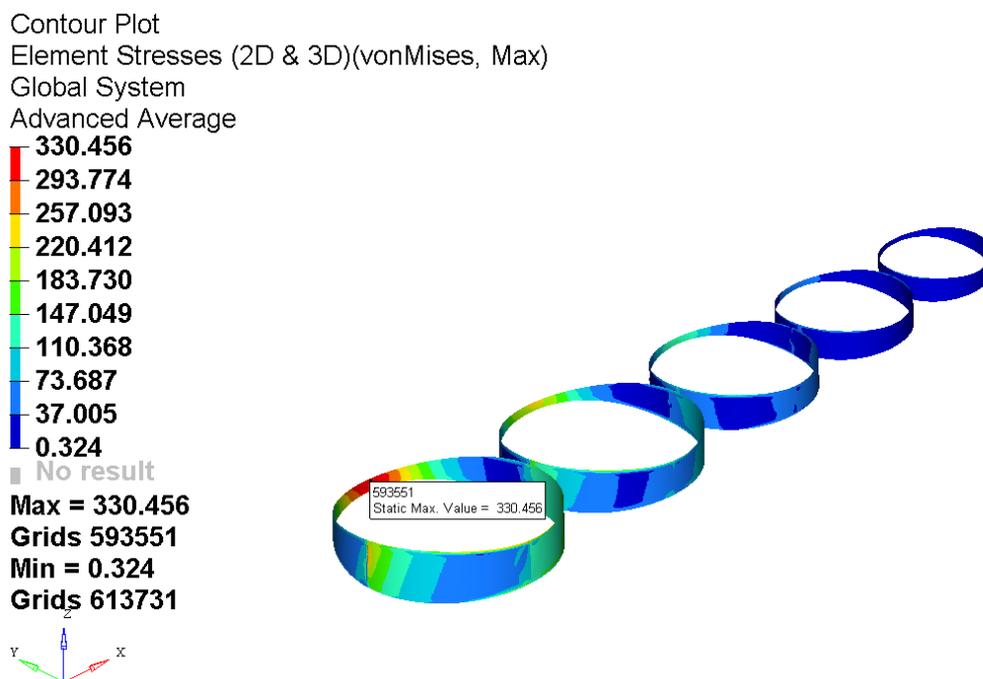


Ilustración 75. Tensiones en los agujeros con material compuesto

Costillas: Carbon Epoxy AS4/8552 $\sigma_{\text{límite}} = 440 \text{ MPa}$

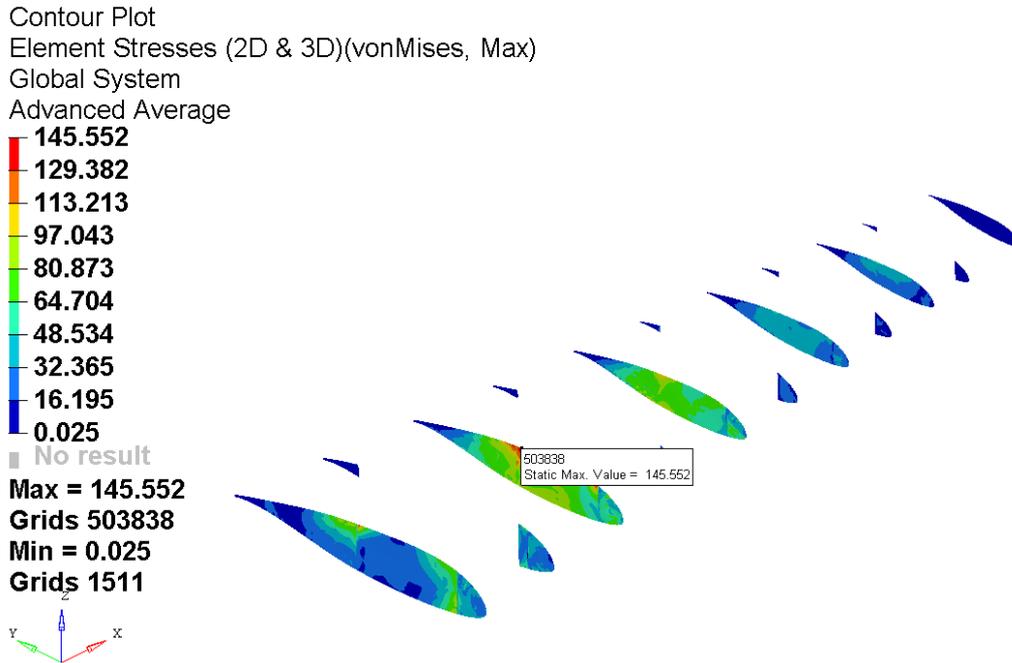


Ilustración 76. Tensiones en las costillas con material compuesto

Las costillas que trabajan a cortadura, soportan una tensión mayor que en análisis pero nunca mayor a la admisible. Y en los elementos 1D se reduce la tensión axial que soportan. Recordar que estos elementos son de un material de aleación de aluminio, ya explicado anteriormente.

Elementos 1D: Aluminio 7075-T6 $\sigma_{\text{límite}} = 503 \text{ MPa}$

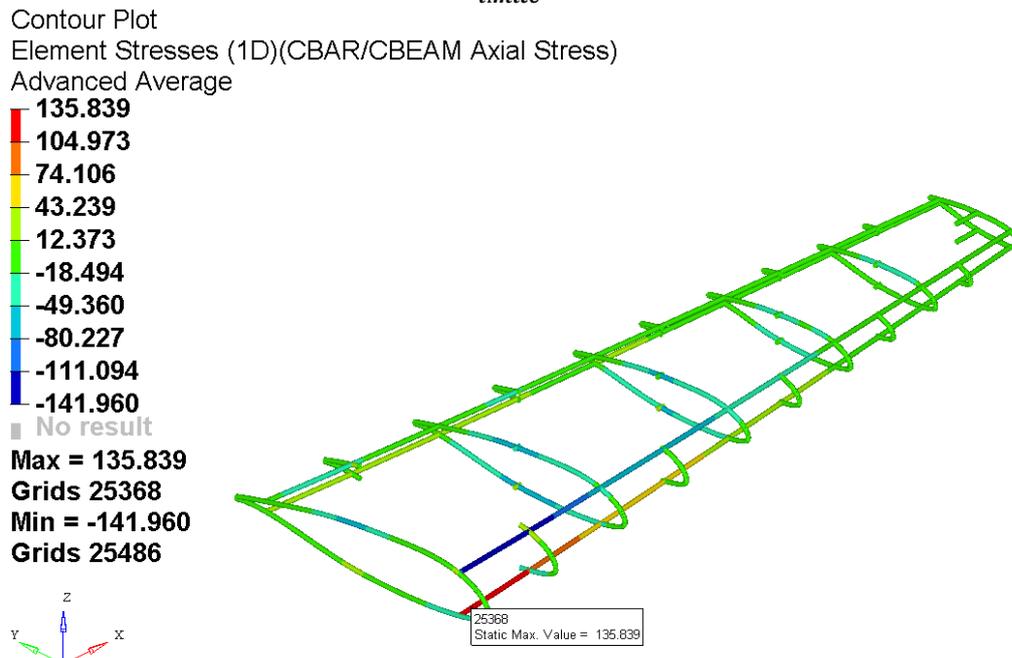


Ilustración 77. Tensiones en los elementos 1D con material compuesto.

Por lo tanto, se obtienen los siguientes resultados recogidos en la tabla 36, teniendo en cuenta que todo el conjunto se modeliza como Carbon Epoxy AS4/8552 y los valores que da el análisis son referidos a la tensión límite. Como la tensión máxima es menor que la límite se considera que todos los valores de la teoría de Hashin, apartado 61, son menor que la unidad.

Componente	Material	Tens. límite (MPa)	Tens. máxima (MPa)	MS
Piel sección 1	Car. Ep. As4/8552	440	365,3	0,20
Piel sección 2	Car. Ep. As4/8552	440	432,7	0,02
Piel sección 3	Car. Ep. As4/8552	440	372	0,18
Piel sección 4	Car. Ep. As4/8552	440	357	0,23
Piel sección 5	Car. Ep. As4/8552	440	312,2	0,41
Piel sección 6	Car. Ep. As4/8552	440	230,7	0,91
Piel sección 7	Car. Ep. As4/8552	440	148,6	1,96
Piel sección 8	Car. Ep. As4/8552	440	125,8	2,50
Piel sección 9	Car. Ep. As4/8552	440	128,6	2,42
Piel sección 10	Car. Ep. As4/8552	440	96,8	3,55
Piel sección 11	Car. Ep. As4/8552	440	40,4	9,89
Larg. trasero	Car. Ep. As4/8552	440	214	1,06
Larg. medio	Car. Ep. As4/8552	440	343,2	0,28
Larg. Delant.	Car. Ep. As4/8552	440	337,8	0,30
Costilla 1	Car. Ep. As4/8552	440	121,4	2,62
Costilla 2	Car. Ep. As4/8552	440	86,8	4,07
Costilla 3	Car. Ep. As4/8552	440	145,6	2,02
Costilla 4	Car. Ep. As4/8552	440	67,44	5,52
Costilla 5	Car. Ep. As4/8552	440	107	3,11
Costilla 6	Car. Ep. As4/8552	440	28,2	14,60
Costilla 7	Car. Ep. As4/8552	440	54,7	7,04
Costilla 8	Car. Ep. As4/8552	440	20,8	20,15
Costilla 9	Car. Ep. As4/8552	440	51	7,63
Costilla 10	Car. Ep. As4/8552	440	11,4	37,60
Costilla 11	Car. Ep. As4/8552	440	12	35,67
Agujero 1	Car. Ep. As4/8552	440	330,5	0,33
Agujero 2	Car. Ep. As4/8552	440	232	0,90
Agujero 3	Car. Ep. As4/8552	440	149	1,95
Agujero 4	Car. Ep. As4/8552	440	80,7	4,45
Agujero 5	Car. Ep. As4/8552	440	51,3	7,58

Tabla 36. Tensiones máximas en cada componente y Margen de seguridad con material compuesto

Como se observa en la última columna, el margen de seguridad mínimo para este caso también es la zona de la segunda sección del revestimiento. Esto ocurre porque es la sección con mayor separación entre costillas y esa zona tiende a pandear. Como en el caso de las aleaciones de aluminio las costillas de punta de ala, tienen una tensión muy baja en comparación con su límite. Pero no se pueden eliminar ya que es el elemento estructural que hace que el revestimiento guarde la forma requerida.

15. Comparación de los resultados

El objetivo prioritario en ambos casos, aleaciones de aluminio y material compuesto, ha sido cumplir los criterios marcados. Sin dejar de lado la reducción de peso. En el análisis con aleaciones de aluminio se ha partido con espesores homogéneos y el siguiente paso ha sido variar estos espesores para cumplir los requisitos, intentando que la estructura sea lo más ligera posible. En el análisis con materiales compuestos se ha partido de los análisis realizados anteriormente para hacer una optimización directa.

Los espesores con los que se ha partido en el primer análisis eran significativamente bajos. Por lo tanto, el aumento de peso al variar los espesores ha sido de un 27,1 %. Para el análisis con materiales compuestos se ha reducido el peso en un gran porcentaje respecto al primer análisis.

Las diferencias de densidades hacen que el material compuesto sea mucho más ligero que el de las aleaciones de aluminio. Y a su vez, la configuración con material compuesto tiene unos espesores menores, soportando las mismas cargas externas, debido a su gran resistencia por la fibra de carbono que con la combinación con la matriz se obtiene una combinación idónea. Siendo capaz de soportar mejor las tensiones. En la siguiente tabla [37] se recogen los pesos en el análisis de la estructura optimizada con aleaciones de aluminio y en el análisis con material compuesto.

	Alum. optimizada	Material compuesto	Reducción de peso
Peso-revestimiento	42,2 kg	20,7 kg	50,1%
Peso-estructura	52,85 kg	27,4 kg	48,1%
Peso-rotores	293,15 kg	293,15 kg	-
Peso-total	346 kg	321,2 kg	7%

Tabla 37. Comparación de peso entre aleaciones de aluminio y material compuesto

Refiriéndose al desplazamiento vertical debido a la flexión global del ala, no se llega en ningún caso al límite marcado. Pero se tiene que tener en cuenta, puesto que se aumentan las vibraciones y las pérdidas aerodinámicas.

Los puntos críticos de tensión en los diferentes análisis se dan en el revestimiento en la zona próxima al encastre. En el análisis con aleaciones de aluminio con la estructura optimizada, la zona de menor margen de seguridad se da en este punto, aunque la tensión sea mayor en el larguero medio. Esta concentración de tensión es lógica por las cargas que producen compresión y flexión en esas zonas. A su vez, los pesos de los rotores producen esfuerzos aplicados en esa zona y son los paneles del revestimiento con mayor longitud, ya que la separación entre costillas es la mayor, generándose una zona con menor resistencia.

Otras de las zonas críticas en ambos análisis son las zonas del larguero medio donde están apoyados los pesos de los rotores. Es necesario realizar un estudio más en detalle en esa zona, ya que son zonas que soportarán los esfuerzos debidos al ascenso/descenso. Por lo tanto, habrá que hacer un estudio con las fuerzas de tracción que ejercen los rotores para despegar y aterrizar.

16. Conclusiones y trabajos futuros

16.1. Conclusiones

La realización de este Trabajo de Fin de Grado usando el software de HYPERWORKS, con cada una de sus herramientas HYPERMESH, OPTISTRUCT e HYPERVIEW, demuestra la validación de las aplicaciones del método de elementos finitos en el análisis de un modelo de una estructura de un ala bajo cargas aerodinámicas. Mediante este método se permite conseguir una fabricación correcta de la estructura del ala. Al realizar una introducción de la simulación de cargas y condiciones de contorno que representa el caso real de un ala de una aeronave se obtienen una predicción de tensiones y desplazamientos reales.

Esto demuestra que lo explicado en el apartado 0. que el análisis mediante el método de elementos finitos permite reducir el tiempo y el dinero invertido en un proyecto, ya que se evitan la fabricación de los elementos estructurales para sus posteriores test, simplificándolo a un modelo de elementos finitos. Los resultados obtenidos en este proceso numérico se pueden extrapolar a un modelo real, comparando los resultados desde un análisis estructural con el método de elementos finitos a los resultados realizados con tests. Ambos resultados estarán correlacionados, pero el primero reduce la cantidad de tiempo y dinero invertido considerablemente.

Después de realizar los análisis y una optimización del modelo, se realizan tests reales con modelos fabricados. Los resultados obtenidos de estos tests se pueden predecir en gran medida mediante el método de los elementos finitos. Así como el comportamiento de cada uno de los diferentes componentes estructurales. En relación con el análisis con material compuesto se puede predecir la orientación de cada una de las capas de cada componente dependiendo de los esfuerzos que tenga que soportar. Por eso mismo, las conclusiones a las que se llega después de los análisis realizados son las siguientes:

- El revestimiento es el componente estructural que más sufre en todos los casos. Tanto largueros como costillas sufren menos tensión que la piel, y principalmente están sometidos a cortadura. En el caso de las costillas en todos los análisis se llega a la conclusión que son los elementos con menos tensión soportan. Sin embargo, su función principal es mantener la forma del revestimiento y a su vez del ala.

- Este método ofrece la oportunidad de poder evaluar las zonas o componentes estructurales, encontrando los puntos en los que el ala es más débil, que nos permitirá corregir o reforzar estas zonas. Y, por último, validar la estructura con ensayos y asegurando el correcto funcionamiento.

- Reduciendo el espesor en los análisis con aleaciones de aluminio, se disminuye el peso, pero a su vez aumenta la tensión. Por ello, es de vital importancia hallar el punto óptimo de relación espesor-tensión que reduzca el peso, pero a su vez tenga en cuenta la integridad estructural.

- Las propiedades propias de los materiales compuestos permiten diseñar completamente la estructura, asignando un espesor, pero también la orientación de cada una de las fibras que componen el laminado. Una correcta composición de las orientaciones de las capas genera, para unas mismas condiciones de contorno, un material más eficiente. Para los largueros y las costillas, que están sometidos a cortadura, deben predominar la orientación a 45°. Mientras que, en el revestimiento, sometido a flexión debe predominar 0°.

Por todo esto, se llega a la conclusión que, comparando las ventajas y desventajas de ambos casos analizados, el material compuesto otorga una mayor resistencia con una mayor ligereza en comparación con las aleaciones de aluminio.



16.2. Trabajos futuros

Este Trabajo de Fin de Grado se ha centrado en el diseño y análisis del ala del VTOL Zata, bajo unas condiciones de contorno marcadas por ser el punto más crítico en la fase de vuelo de crucero. Esta sustentación ha sido calculada de forma distribuida triangularmente a lo largo de la envergadura. Este análisis ha permitido la validación y aproximación al modelo real, mediante una simplificación. El siguiente paso, después de un análisis mediante el software OPENFOAM de dinámica computacional, será hallar las presiones reales sometidas sobre el revestimiento, y hacer un análisis más exacto. Con estas presiones se realizarán diferentes casos y estudios:

- Se optimizará más la estructura tanto para aleaciones de aluminio como de materiales compuestos. Incluyendo la creación de una estructura combinando ambos materiales, aplicando cada uno de ellos donde más favorable sea.
- Se redimensionarán los elementos 1D, creando un diseño más completo y real.
- Se realizarán optimizaciones de las costillas y largueros, conociendo las líneas de transmisión de esfuerzos, se podrá eliminar material de donde no se necesite.
- Se realizará una optimización de la orientación de cada una de las fibras del material compuesto.
- OPTISTRUCT permite realizar optimizaciones automáticas del modelo, iterando diferentes casos marcados. Esta optimización está sujeta a un objetivo que en este caso es la reducción de peso, la variable es el espesor y las restricciones límites el espesor mínimo y la tensión límite.
- Otro análisis necesario será el caso de ascenso y descenso, ya que serán momentos críticos de la fase del vuelo. Debido a las fuerzas que crearán los rotores incrustados en las alas en fase de despegue y aterrizaje, las alas tenderán a curvarse hacia arriba.
- La tracción creada por los rotores de ascenso y descenso debe ser soportada, también, por el larguero medio, que habrá que dimensionar y analizar exhaustivamente ya que es un componente que estructuralmente sufrirá grandes esfuerzos.

17. Referencias

- [1] E. Safety European Aviation Agency, *CS23-Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Small Rotorcraft*, 2018.
- [2] M. Á. Muñoz Navarro, «Manual de vuelo, principios básicos,» 2014. [En línea]. Available: <https://www.manualvuelo.es/>. [Último acceso: 2019].
- [3] G. Gardiner, «Composites World,» 2014 9 4. [En línea]. Available: <https://www.compositesworld.com>. [Último acceso: 2019].
- [4] Dassault Systèmes, *CATIA V5R21*.
- [5] ALTAIR, *HYPERWORKS 2017*.
- [6] Altair Engineering, «Altair University tutorials,» 2018. [En línea]. Available: <https://altairuniversity.com>. [Último acceso: 2019].
- [7] F. Gonzalez y A. Tsourdos, *UAV or Drones for Remote Sensing Applications: Volume 1*, 2018.
- [8] AIRBUS Group, «AIRBUS S.A.S.,» [En línea]. Available: www.airbus.com. [Último acceso: 2019].
- [9] «Asoc. pasión por volar,» [En línea]. Available: <http://www.pasionporvolar.com>. [Último acceso: 2019].
- [10] D. Wiegand, «Lilium,» [En línea]. Available: <https://lilium.com/>. [Último acceso: 2019].
- [11] Volocopter GmbH, «Volocopter,» [En línea]. Available: <https://www.volocopter.com>. [Último acceso: 2019].
- [12] XTI Aircraft, «XTI Aircraft,» [En línea]. Available: <http://www.xtiaircraft.com>. [Último acceso: 2019].
- [13] Airfoil tools, «Airfoil tools,» [En línea]. Available: <http://airfoiltools.com/>. [Último acceso: 2019].
- [14] E. de la Fuente Tremps, *Introducción al análisis de las Estructuras Aeronáuticas*, GARCETA GRUPO EDITORIAL, 2019.
- [15] E. de la Fuente Tremps, «Introducción al análisis de las estructuras aeronáuticas,» de *Configuración estructural*, Garceta, 2014.
- [16] J. Roskam, *Airplane Aerodynamics and Performance*, DARcorporation, 1997.
- [17] Dr. Michael Chun-Yung Niu , *Airframe Stress Analysis And Sizing*, HONG KONG CONMILIT PRESS LTD., 1997.
- [18] V. Toan Hoang Hoang, «SIMPLIFIED DESIGN OF A COMMERCIAL AIRCRAFT WING MADE OF CARBON FIBER,» 2015.



- [19] MatWeb, «MatWeb, Material property data,» [En línea]. Available: <http://www.matweb.com/>. [Último acceso: 2019].
- [20] ASM International, Aluminium and aluminium alloys, 1996.
- [21] E. Barbero Pozuelo, S. K. García Castillo y S. Sánchez Sáez, Introducción a los materiales compuestos, 2010.
- [22] A. Mouritz, Introduction to aerospace materials, Woodhead, 2012.
- [23] E. de la Fuente Tremps, «Introducción al análisis de las estructuras aeronáuticas,» de *Nociones sobre integridad estructural*, GARCETA GRUPO EDITORIAL, 2014.
- [24] M. Abasolo Bilbao, S. Navalpotro Cuenca y E. Iriondo Plaza, «Diseño de Máquinas,» *Teorías de fallo*, ETSI Bilbao, 2015.
- [25] D. A. López, «Implementación y verificación de un modelo de degradación de propiedades para la predicción del fallo en materiales compuestos,» TFM, 2012.
- [26] R. Avilés, Elementos finitos para el análisis y diseño de sistemas mecánicos, UPV, 2002.
- [27] Bell. [En línea]. Available: www.infodefensa.com. [Último acceso: 2019].
- [28] L. O. Berrocal, Elasticidad, Mc Graw Hill., 1998.
- [29] «Finite element analysis website – Finite element analysis in a nut shell,» [En línea]. Available: www.stressebook.com. [Último acceso: 2019].



GRADO EN MECÁNICA
TRABAJO FIN DE GRADO

***DISEÑO Y ANÁLISIS DE UN ALA
MEDIANTE ELEMENTOS FINITOS***

ANEXO A-PLANOS

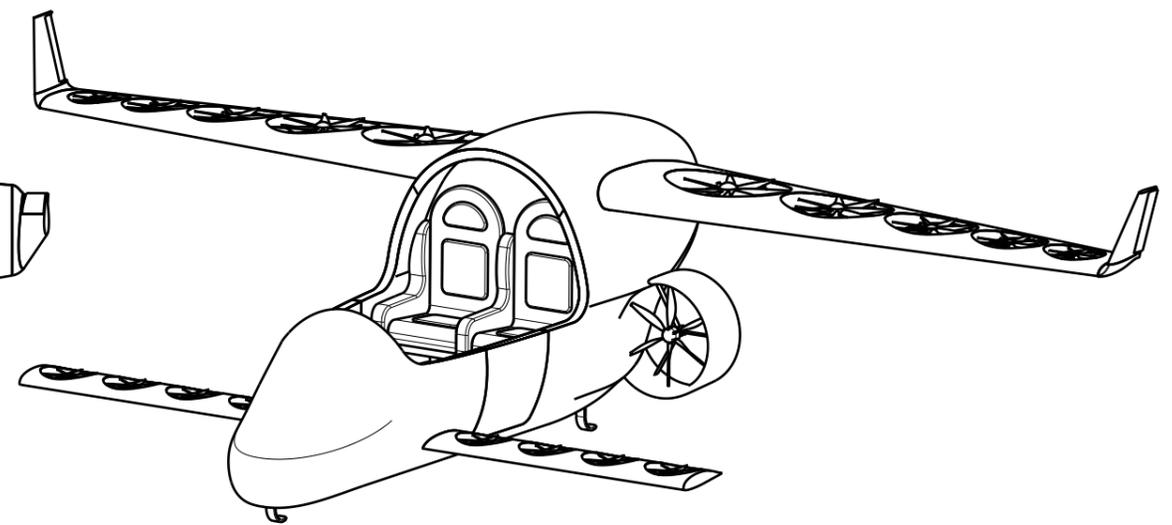
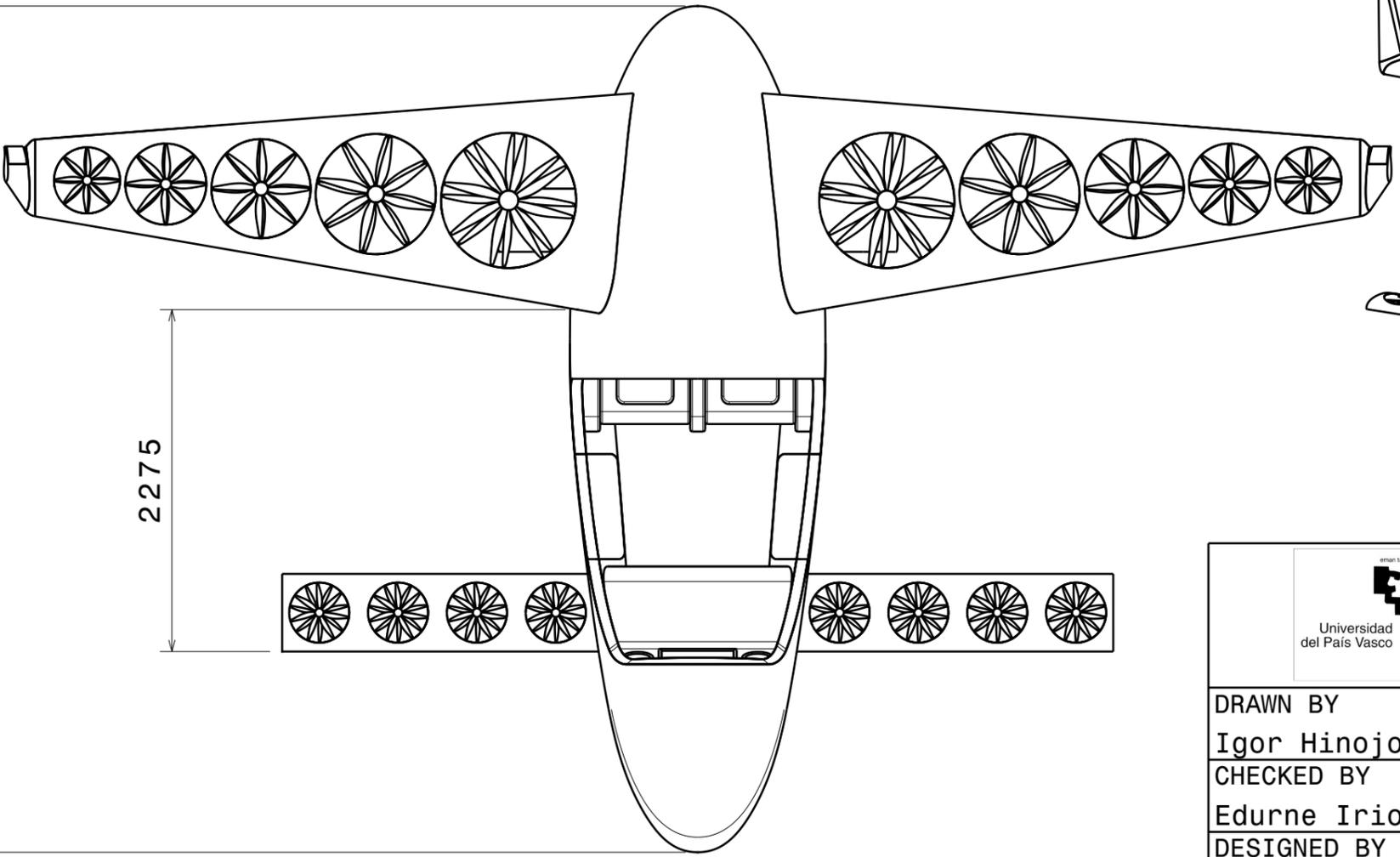
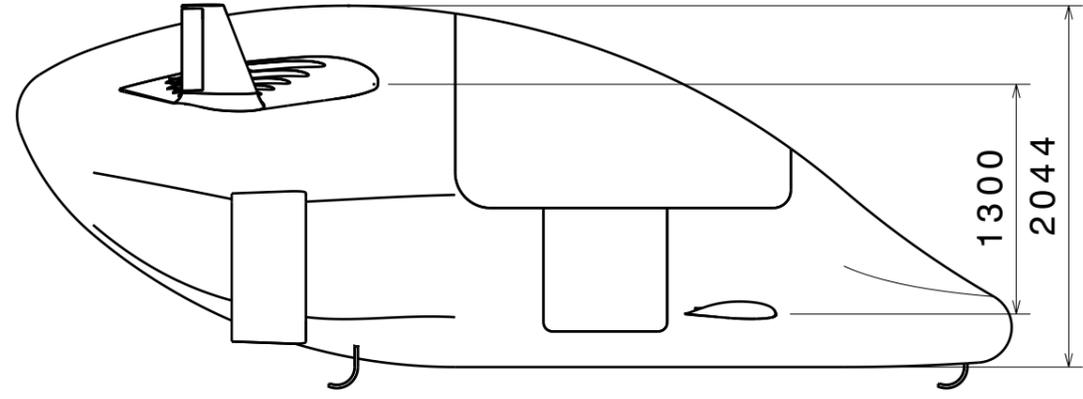
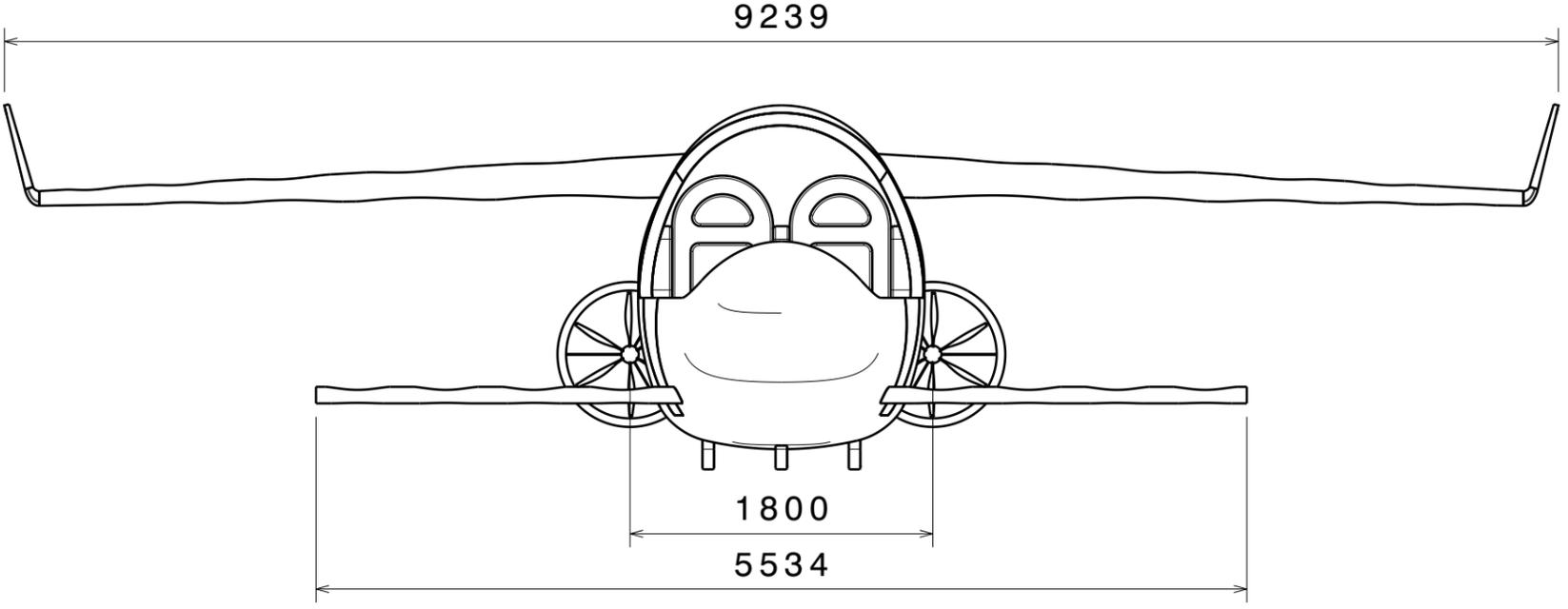
Alumno/Alumna: IGOR HINOJOSA CASTRO

Director/Directora: EDURNE IRIONDO

Curso: 2018-2019

Fecha: Bilbao, a 24 de junio de 2019

H G F E D C B A



H G B A



UPV - EHU

DRAWN BY Igor Hinojosa	DATE 10/05/2019
CHECKED BY Edurne Iriondo	DATE 10/05/2019
DESIGNED BY Igor Hinojosa	DATE 10/05/2019

DRAWING TITLE Diseño y Análisis De La Estructura De Un Ala Mediante Elementos Finitos			
SIZE A3	DRAWING NUMBER Diseño de la aeronave	REV X	
SCALE 1:40	WEIGHT (kg) 950	SHEET 1/2	

4

4

3

3

2

2

1

1

H

G

F

E

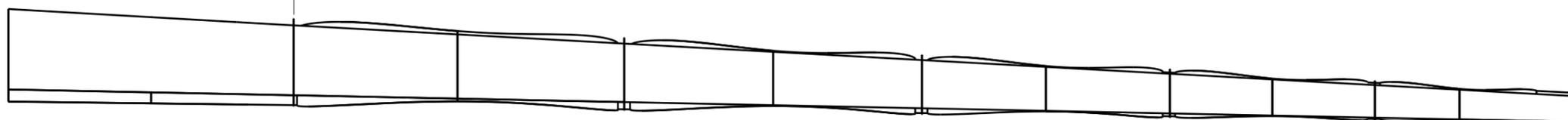
D

C

B

A

3611.5

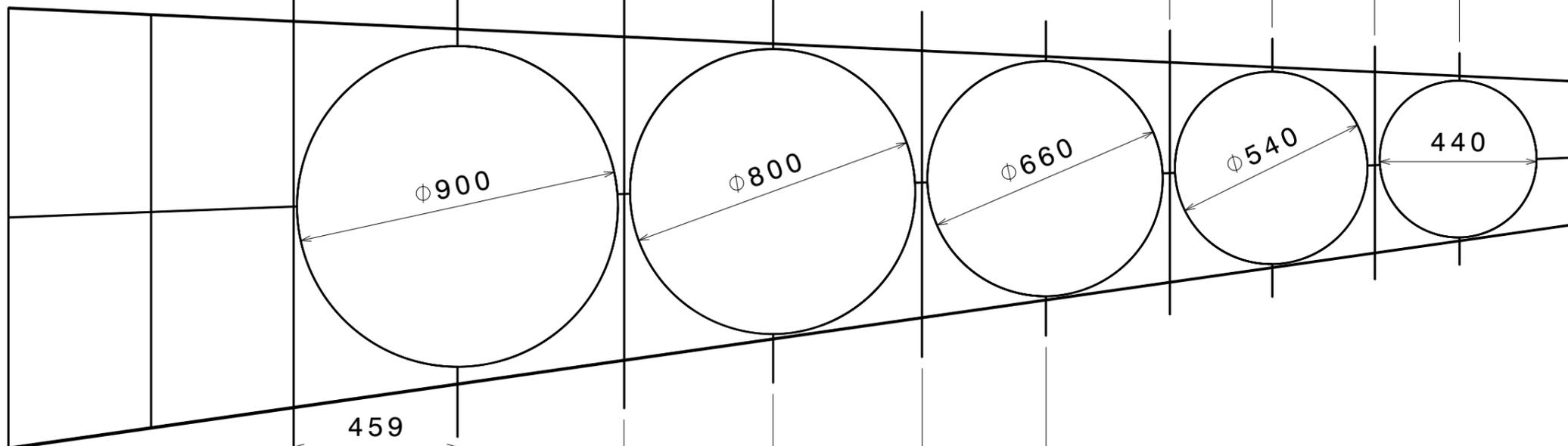


3270

3033

2745

2458



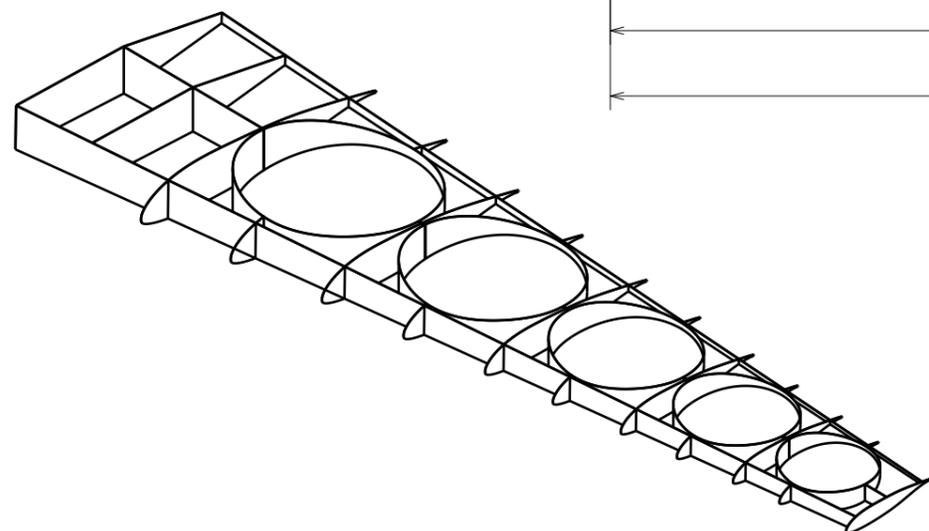
459

926

1344

1763

2110



Universidad del País Vasco Euskal Herriko Unibertsitatea

UPV - EHU

DRAWING TITLE

Diseño Y Análisis De La Estructura De Un Ala Mediante Elementos Finitos

DRAWN BY
Igor Hinojosa

DATE
10/05/2019

CHECKED BY
Edurne Iriondo

DATE
10/05/2019

SIZE A3 DRAWING NUMBER Diseño Estructura REV X

DESIGNED BY
Igor Hinojosa

DATE
10/05/2019

SCALE 1:1 WEIGHT(kg) 40,28 SHEET 2/2

H

G

B

A

4

4

3

3

2

2

1

1



GRADO EN MECÁNICA
TRABAJO FIN DE GRADO

***DISEÑO Y ANÁLISIS DE UN ALA
MEDIANTE ELEMENTOS FINITOS***

ANEXO B- PERFIL NASA LS1 GAW1 MOD

Alumno/Alumna: IGOR HINOJOSA CASTRO

Director/Directora: EDURNE IRIONDO

Curso: 2018-2019

Fecha: Bilbao, a 24 de junio de 2019



ANEXO B- PERFIL NASA LS1 GAW1 MOD

Nº	x	y	Nº	x	y	Nº	x	y	Nº	x	y
1	1	0,00378	51	0,21025	0,10569	101	0,00002	0,00415	151	-0,27876	0,06265
2	0,99374	0,00556	52	0,19917	0,10485	102	-0,00003	0,00196	152	-0,2948	0,06308
3	0,9838	0,00828	53	0,18854	0,10385	103	-0,00001	0,00021	153	-0,31109	0,06339
4	0,97313	0,01105	54	0,17835	0,1027	104	-0,00014	0,00238	154	-0,32761	0,06359
5	0,96161	0,01389	55	0,16859	0,10141	105	-0,00042	0,00452	155	-0,3443	0,06367
6	0,94919	0,01681	56	0,15925	0,09999	106	-0,00087	0,00663	156	-0,3611	0,06364
7	0,93578	0,01987	57	0,1503	0,09845	107	-0,00156	0,00869	157	-0,37798	0,06349
8	0,92142	0,0231	58	0,14175	0,09681	108	-0,0025	0,01066	158	-0,39487	0,06322
9	0,90623	0,02652	59	0,13358	0,09507	109	-0,00368	0,01254	159	-0,41175	0,06284
10	0,89029	0,03005	60	0,12578	0,09325	110	-0,0051	0,0143	160	-0,42857	0,06234
11	0,87359	0,03369	61	0,11834	0,09136	111	-0,0067	0,01597	161	-0,44531	0,06172
12	0,85633	0,03743	62	0,11125	0,0894	112	-0,00848	0,01753	162	-0,46192	0,06099
13	0,83874	0,0412	63	0,1045	0,08738	113	-0,01039	0,019	163	-0,47834	0,06014
14	0,82089	0,04497	64	0,09807	0,08532	114	-0,01244	0,02038	164	-0,49456	0,05916
15	0,80284	0,04874	65	0,09195	0,08323	115	-0,01463	0,02169	165	-0,51057	0,05803
16	0,78476	0,05248	66	0,08613	0,0811	116	-0,01694	0,02294	166	-0,52641	0,05674
17	0,76677	0,05614	67	0,0806	0,07894	117	-0,01938	0,02416	167	-0,54209	0,05528
18	0,74886	0,05972	68	0,07535	0,07677	118	-0,02194	0,02536	168	-0,55768	0,05363
19	0,73113	0,0632	69	0,07035	0,07458	119	-0,02462	0,02654	169	-0,57325	0,05177
20	0,71366	0,06654	70	0,06561	0,07238	120	-0,02743	0,02772	170	-0,58893	0,04967
21	0,69643	0,06973	71	0,06111	0,07018	121	-0,03037	0,02889	171	-0,60484	0,04733
22	0,67942	0,07276	72	0,05683	0,06797	122	-0,03345	0,03005	172	-0,62104	0,04478
23	0,66262	0,0756	73	0,05277	0,06576	123	-0,03669	0,03121	173	-0,6376	0,04202
24	0,64596	0,07827	74	0,04891	0,06354	124	-0,0401	0,03236	174	-0,65455	0,03909
25	0,62941	0,08076	75	0,04525	0,06133	125	-0,04369	0,03352	175	-0,67182	0,03602
26	0,61289	0,08308	76	0,04178	0,05912	126	-0,04747	0,03467	176	-0,68926	0,03286
27	0,59633	0,08524	77	0,03848	0,05692	127	-0,05147	0,03584	177	-0,70676	0,02961
28	0,5797	0,08724	78	0,03535	0,05471	128	-0,0557	0,037	178	-0,72428	0,0263
29	0,56296	0,0891	79	0,03238	0,05251	129	-0,06018	0,03818	179	-0,74166	0,023
30	0,54603	0,09083	80	0,02956	0,05031	130	-0,06493	0,03936	180	-0,7587	0,01978
31	0,52888	0,09244	81	0,02689	0,04811	131	-0,06998	0,04055	181	-0,77522	0,01672
32	0,51147	0,09394	82	0,02437	0,04591	132	-0,07536	0,04174	182	-0,79119	0,01388
33	0,4938	0,09535	83	0,02198	0,04371	133	-0,08109	0,04295	183	-0,80662	0,01127
34	0,47583	0,09669	84	0,01972	0,04151	134	-0,08721	0,04417	184	-0,82153	0,0089
35	0,45764	0,09799	85	0,01759	0,03931	135	-0,09376	0,0454	185	-0,83598	0,00679
36	0,43932	0,09924	86	0,01558	0,03712	136	-0,10076	0,04663	186	-0,84999	0,00488
37	0,42099	0,10045	87	0,01369	0,03492	137	-0,10828	0,04787	187	-0,8635	0,00319
38	0,40274	0,10161	88	0,01192	0,03273	138	-0,11636	0,04911	188	-0,87645	0,00174
39	0,38473	0,10273	89	0,01026	0,03054	139	-0,12505	0,05036	189	-0,88889	0,00055
40	0,3671	0,10377	90	0,0087	0,02836	140	-0,13439	0,05163	190	0,90087	0,00037
41	0,34996	0,10472	91	0,00725	0,02617	141	-0,1444	0,05289	191	0,91248	0,00103
42	0,33337	0,10555	92	0,00591	0,02399	142	-0,15509	0,05414	192	0,92377	0,00146
43	0,31738	0,10624	93	0,00469	0,02181	143	-0,16645	0,05538	193	0,93472	0,00168
44	0,30199	0,10678	94	0,00361	0,01962	144	-0,17848	0,05656	194	0,94531	0,00168
45	0,28721	0,10715	95	0,00268	0,01742	145	-0,19119	0,05768	195	0,95555	0,00145
46	0,27302	0,10735	96	0,0019	0,01521	146	-0,20457	0,05874	196	0,96544	0,00098
47	0,25942	0,10738	97	0,00127	0,01299	147	-0,21854	0,05974	197	0,97504	0,00021
48	0,24636	0,10722	98	0,00078	0,01077	148	-0,23299	0,06066	198	-0,98444	0,00089
49	0,23382	0,10689	99	0,00041	0,00855	149	-0,24783	0,06146	199	-0,99376	0,00236
50	0,22179	0,10637	100	0,00016	0,00635	150	-0,26308	0,06212	200	-1	0,00354



GRADO EN MECÁNICA
TRABAJO FIN DE GRADO

***DISEÑO Y ANÁLISIS DE UN ALA
MEDIANTE ELEMENTOS FINITOS***

ANEXO C-CARGA DISTRIBUIDA TRIANGULAR

Alumno/Alumna: IGOR HINOJOSA CASTRO

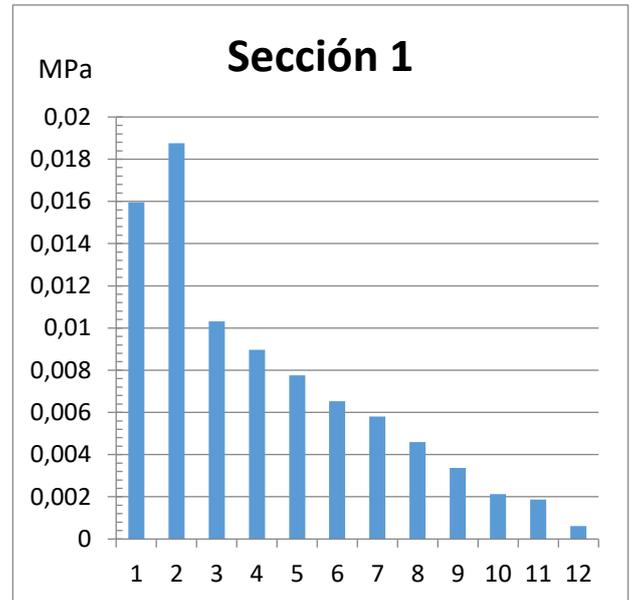
Director/Directora: EDURNE IRIONDO

Curso: 2018-2019

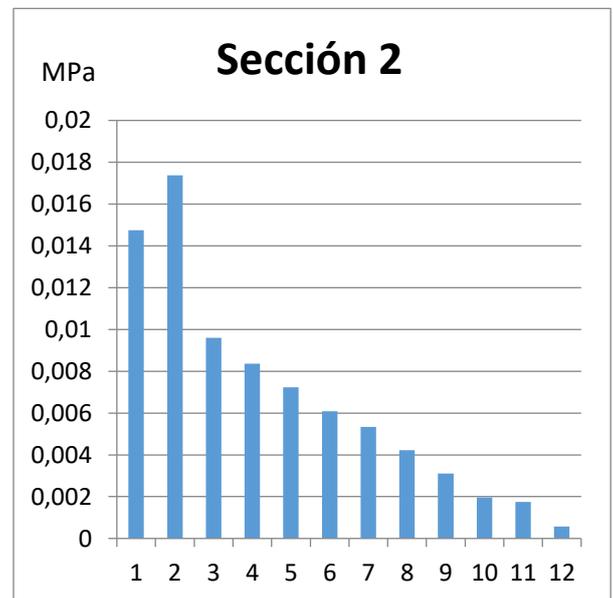
Fecha: Bilbao, a 24 de junio de 2019

Anexo C. Carga distribuida por paneles

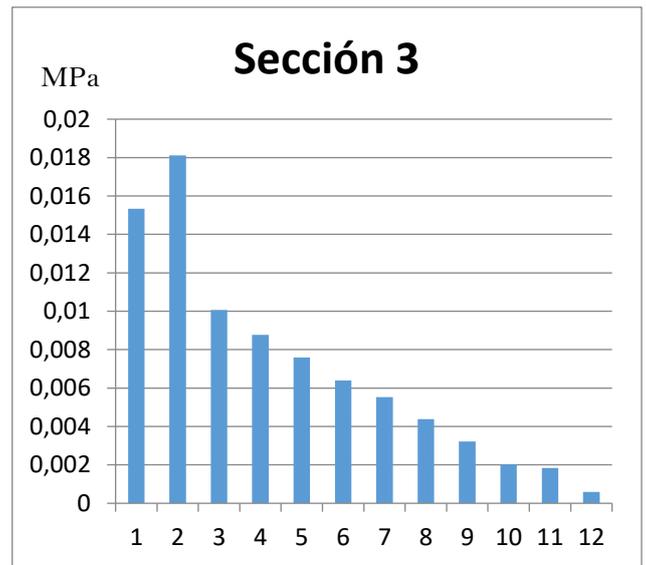
Sección 1	Fuerza (N)	Área (mm ²)	$\alpha(^{\circ})$	Presión (N/mm ²)
Panel 1	737,38582	58.850	-38,244	0,01595404
Panel 2	693,73165	39.240	-19,483	0,018753046
Panel 3	633,93402	61.987	-7,233	0,010308982
Panel 4	557,99294	62.217	1,48	0,008971447
Panel 5	482,05185	62.363	4,788	0,007756852
Panel 6	406,11077	62.445	5,647	0,006535208
Panel 7	333,23566	57.925	7,53	0,005802919
Panel 8	263,42654	58.389	10,61	0,004590087
Panel 9	193,61741	58.838	12,746	0,003373835
Panel 10	123,80829	59.895	13,592	0,002126639
Panel 11	66,677792	36.667	14,285	0,001876488
Panel 12	22,225931	37.850	15,659	0,000609838



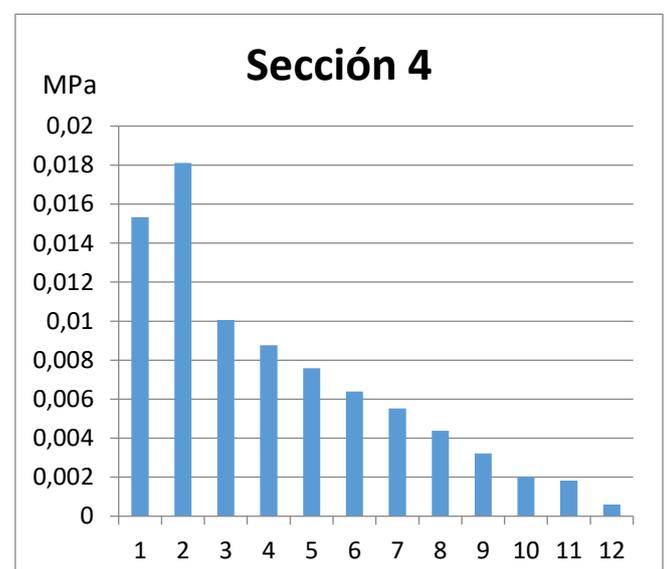
Sección 2	Fuerza (N)	Área (mm ²)	$\alpha(^{\circ})$	Presión (N/mm ²)
Panel 1	636,29721	54.926	-38,244	0,014750428
Panel 2	598,62761	36.550	-19,483	0,017373037
Panel 3	547,02767	57.447	-7,233	0,009598669
Panel 4	481,49739	57.629	1,48	0,008357854
Panel 5	415,96711	57.754	4,788	0,007227608
Panel 6	350,43683	57.824	5,647	0,006089993
Panel 7	287,55221	54.285	7,53	0,005343182
Panel 8	227,31325	54.705	10,61	0,004227512
Panel 9	167,0743	55.119	12,746	0,003107717
Panel 10	106,83534	56.098	13,592	0,001959309
Panel 11	57,536899	33.964	14,285	0,00174813
Panel 12	19,178966	35.050	15,659	0,000568287



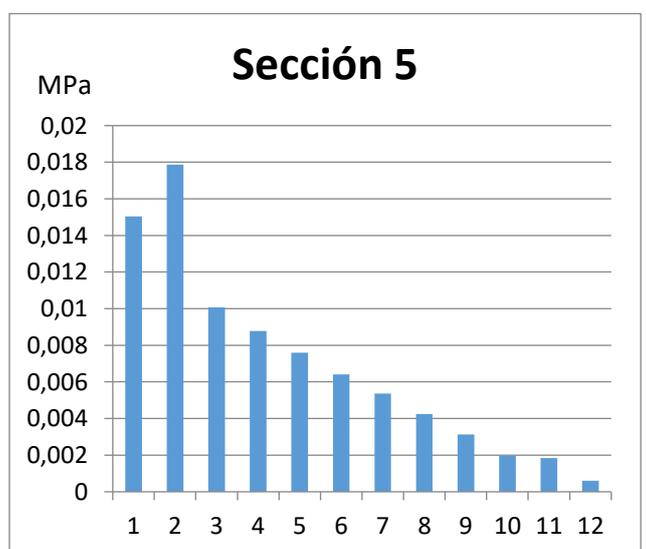
Sección 3	Fuerza (N)	Área (mm ²)	$\alpha(^{\circ})$	Presión (N/mm ²)
Panel 1	539,76359	44.819	-38,244	0,015334083
Panel 2	507,80891	29.745	-19,483	0,01810924
Panel 3	464,03727	46.481	-7,233	0,010063524
Panel 4	408,44869	46.609	1,48	0,008766151
Panel 5	352,86011	46.697	4,788	0,007582891
Panel 6	297,27153	46.753	5,647	0,006389376
Panel 7	243,92723	44.489	7,53	0,0055306
Panel 8	192,82722	44.827	10,61	0,00437638
Panel 9	141,7272	45.157	12,746	0,003217861
Panel 10	90,627191	45.955	13,592	0,002028922
Panel 11	48,807889	27.474	14,285	0,001833204
Panel 12	16,269296	28.331	15,659	0,000596385



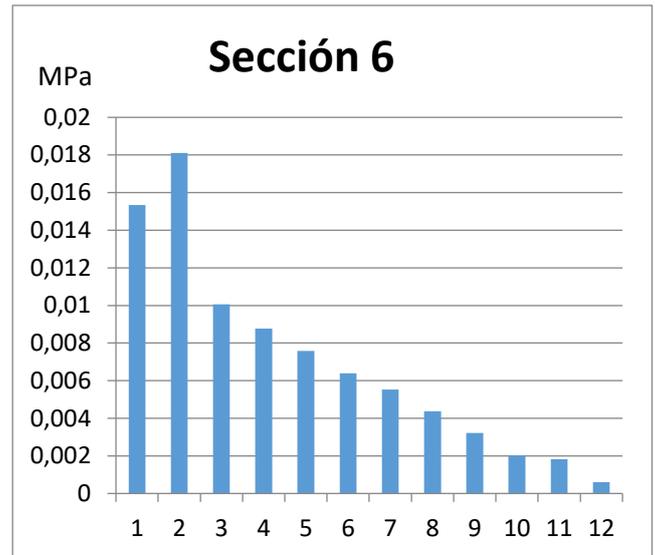
Sección 4	Fuerza (N)	Área (mm ²)	$\alpha(^{\circ})$	Presión (N/mm ²)
Panel 1	448,69848	40.798	-38,244	0,014003403
Panel 2	422,13496	27.010	-19,483	0,016578075
Panel 3	385,74817	41.918	-7,233	0,0092762
Panel 4	339,5381	42.013	1,48	0,008084345
Panel 5	293,32804	42.076	4,788	0,006995857
Panel 6	247,11797	42.126	5,647	0,005894831
Panel 7	202,77354	40.708	7,53	0,005024467
Panel 8	160,29477	41.008	10,61	0,003976817
Panel 9	117,81599	41.308	12,746	0,002924169
Panel 10	75,337209	42.020	13,592	0,001844541
Panel 11	40,573365	24.763	14,285	0,001690762
Panel 12	13,524455	25.525	15,659	0,000550284



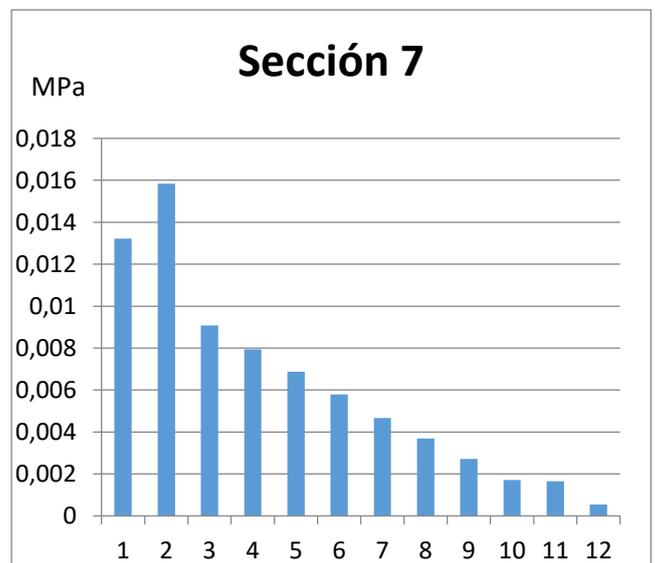
Sección 5	Fuerza (N)	Área (mm ²)	$\alpha(^{\circ})$	Presión (N/mm ²)
Panel 1	365,28222	30.919	-38,244	0,015042342
Panel 2	343,65706	20.399	-19,483	0,017869645
Panel 3	314,03483	31.428	-7,233	0,010072457
Panel 4	276,41554	31.473	1,48	0,00878561
Panel 5	238,79626	31.513	4,788	0,007604243
Panel 6	201,17697	31.549	5,647	0,006407787
Panel 7	165,07649	31.013	7,53	0,005369092
Panel 8	130,49482	31.235	10,61	0,004250572
Panel 9	95,913153	31.463	12,746	0,003125429
Panel 10	61,331483	31.994	13,592	0,001972218
Panel 11	33,030486	18.548	14,285	0,001837656
Panel 12	11,010162	19.121	15,659	0,000598018



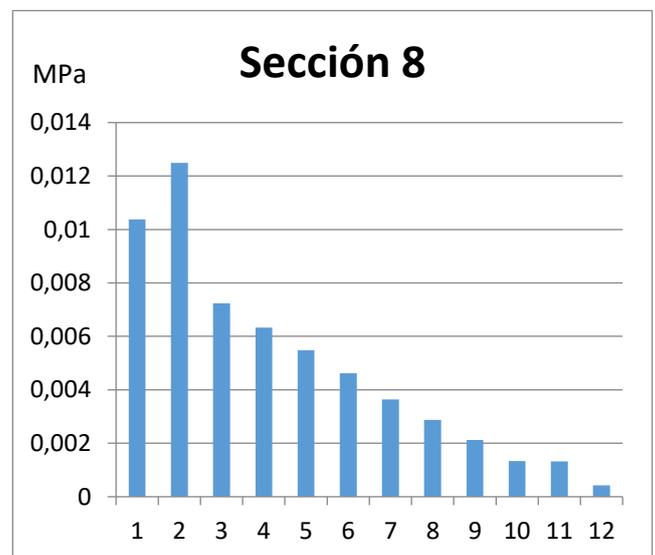
Sección 6	Fuerza (N)	Área (mm ²)	$\alpha(^{\circ})$	Presión (N/mm ²)
Panel 1	289,50163	28.162	-38,244	0,013088993
Panel 2	272,36277	18.498	-19,483	0,015618567
Panel 3	248,8859	28.280	-7,233	0,008871401
Panel 4	219,07103	28.303	1,48	0,007742907
Panel 5	189,25615	28.324	4,788	0,006705295
Panel 6	159,44127	28.351	5,647	0,005651163
Panel 7	130,83011	28.408	7,53	0,004645441
Panel 8	103,42267	28.599	10,61	0,00367915
Panel 9	193,61741	28.802	12,746	0,006892177
Panel 10	48,607798	29.280	13,592	0,001707951
Panel 11	26,17806	16.672	14,285	0,00162027
Panel 12	8,7260199	17.190	15,659	0,000527201



Sección 7	Fuerza (N)	Área (mm ²)	$\alpha(^{\circ})$	Presión (N/mm ²)
Panel 1	220,26659	21.209	-38,244	0,013223739
Panel 2	207,22653	13.879	-19,483	0,015837745
Panel 3	189,36421	21.015	-7,233	0,00908302
Panel 4	166,67964	21.022	1,48	0,007931373
Panel 5	143,99506	21.028	4,788	0,006871859
Panel 6	121,31049	21.046	5,647	0,005792214
Panel 7	99,541761	21.536	7,53	0,004662243
Panel 8	78,688881	21.672	10,61	0,003694014
Panel 9	57,836001	21.822	12,746	0,002717341
Panel 10	36,983121	22.179	13,592	0,001715567
Panel 11	19,917511	12.383	14,285	0,001659824
Panel 12	6,6391702	12.759	15,659	0,000540394

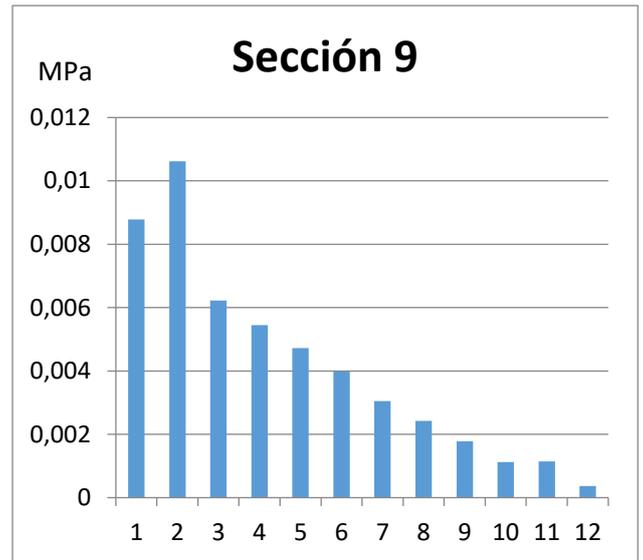


Sección 8	Fuerza (N)	Área (mm ²)	$\alpha(^{\circ})$	Presión (N/mm ²)
Panel 1	157,56422	19.323	-38,244	0,01038276
Panel 2	148,23622	12.592	-19,483	0,012487491
Panel 3	135,45869	18.868	-7,233	0,007236983
Panel 4	119,23164	18.857	1,48	0,006325075
Panel 5	103,00459	18.859	4,788	0,005481098
Panel 6	86,777539	18.865	5,647	0,004622316
Panel 7	71,205624	19.760	7,53	0,00363493
Panel 8	56,288846	19.881	10,61	0,00288057
Panel 9	41,372068	20.007	12,746	0,002120094
Panel 10	26,45529	20.329	13,592	0,00133884
Panel 11	14,247676	11.109	14,285	0,001323459
Panel 12	4,7492254	11.439	15,659	0,000431195

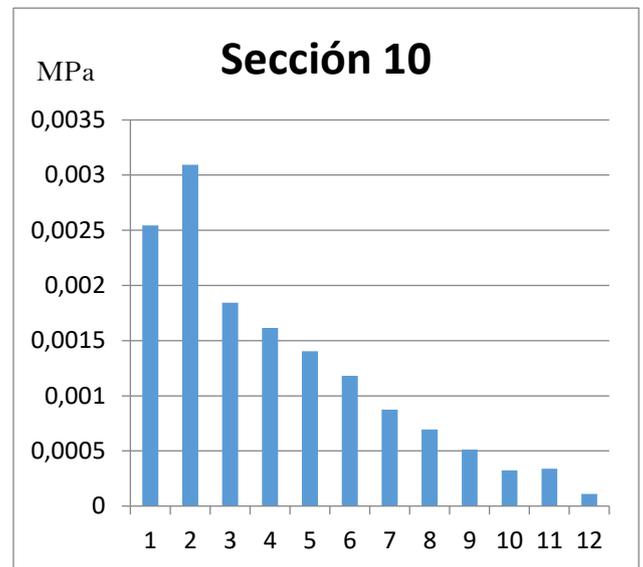




Sección 9	Fuerza (N)	Área (mm ²)	$\alpha(^{\circ})$	Presión (N/mm ²)
Panel 1	100,3043	14.536	-38,244	0,008785754
Panel 2	94,366155	9.429	-19,483	0,010615405
Panel 3	86,232071	13.966	-7,233	0,006224134
Panel 4	75,902041	13.942	1,48	0,005445797
Panel 5	65,572012	13.935	4,788	0,00472219
Panel 6	55,241983	13.941	5,647	0,00398177
Panel 7	45,329009	14.980	7,53	0,003052312
Panel 8	35,833091	15.067	10,61	0,002419664
Panel 9	26,337173	15.159	12,746	0,001781253
Panel 10	16,841256	15.397	13,592	0,001125315
Panel 11	9,0699724	8.215	14,285	0,001139336
Panel 12	3,0233241	8.452	15,659	0,000371505



Sección 10	Fuerza (N)	Área (mm ²)	$\alpha(^{\circ})$	Presión (N/mm ²)
Panel 1	37,199959	18.620	-38,244	0,002543785
Panel 2	34,997674	12.001	-19,483	0,003093281
Panel 3	31,980978	17.478	-7,233	0,001844509
Panel 4	28,149869	17.441	1,48	0,001614545
Panel 5	24,31876	17.394	4,788	0,001402981
Panel 6	20,487652	17.419	5,647	0,001181881
Panel 7	16,811217	19.389	7,53	0,000874602
Panel 8	13,289456	19.490	10,61	0,000693704
Panel 9	9,7676949	19.597	12,746	0,000511009
Panel 10	6,245934	19.897	13,592	0,000322965
Panel 11	3,3637901	10.274	14,285	0,00033786
Panel 12	1,1212634	10.560	15,659	0,000110274



eman ta zabal zazu



Universidad
del País Vasco

Euskal Herriko
Unibertsitatea