

**UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID**

**ESCUELA POLITÉCNICA SUPERIOR**



DEPARTAMENTO DE MECÁNICA DE MEDIOS CONTINUOS  
Y TEORÍA DE ESTRUCTURAS

**DISEÑO DE UN ALA DE AVIÓN MEDIANTE  
TÉCNICAS NUMÉRICAS (FEM)**

Trabajo fin de grado

Grado en Ingeniería Mecánica

Junio 2016

Autora: Ana Juste Ruiz

Tutores: Jesús Pernas Sánchez

José Alfonso Artero Guerrero



# Agradecimientos

*Me gustaría comenzar agradeciendo a mis padres por su confianza y apoyo en todo momento, gracias por darme la oportunidad y hacer posible el haber llegado hasta aquí. En especial, dar las gracias a mi padre por su continua ayuda y paciencia que ha tenido conmigo.*

*Agradecer a mi hermana por todo su cariño y por estar en todo momento a mi lado aunque sea a kilómetros de distancia. A mis tíos por todos sus ánimos y apoyo.*

*También quiero agradecer a mis tutores, José Alfonso Artero y Jesús Pernas, por darme la oportunidad de realizar este proyecto, por su dedicación y ayuda en todo momento y por enseñarme sus conocimientos en este campo.*

*Y finalmente, agradecer a mis amigos, a los de siempre y a los que han ido llegando durante estos años de carrera, gracias por estar ahí y sacarme siempre una sonrisa.*

*Gracias a todos.*



# Índice

<b>Agradecimientos .....</b>	<b>3</b>
<b>Índice .....</b>	<b>5</b>
<b>Lista de figuras .....</b>	<b>7</b>
<b>Lista de tablas .....</b>	<b>10</b>
<b>Nomenclatura .....</b>	<b>12</b>
<b>Capítulo 1. Introducción.....</b>	<b>16</b>
1.1. Motivación .....	16
1.2. Objetivos .....	18
1.3. Estructura del proyecto.....	18
<b>Capítulo 2. Antecedentes .....</b>	<b>20</b>
2.1. Historia del A320 .....	20
2.2. Evolución de las alas.....	22
2.3. Materiales .....	25
2.3.1. Aluminio .....	25
2.3.2. Material compuesto .....	27
2.3.3. Comparación entre el uso de aluminio y material compuesto.....	29
2.4. Método de elementos finitos.....	31
2.5. Software utilizados.....	35
2.5.1. Solid Edge .....	35
2.5.2. Abaqus CAE .....	35
<b>Capítulo 3. Metodología .....</b>	<b>38</b>
3.1. Características de A320.....	38
3.1.1. Dimensiones generales .....	38
3.1.2. Dimensiones del ala .....	41
3.2. Diseño de la geometría .....	41
3.3. Análisis de cargas .....	45
3.3.1. Cargas en el avión.....	45
3.3.2. Cálculo de cargas.....	47

---

3.3.3.	Comprobación de cargas en Abaqus cae .....	53
3.4.	Materiales aplicados .....	56
3.4.1.	Aleaciones de aluminio. ....	56
3.4.2.	Carbón Epoxy : AS4/8552.....	57
3.5.	Criterios de validación de la estructura .....	58
3.6.	Modelado en Abaqus CAE .....	60
<b>Capítulo 4.</b>	<b>Estudio de los resultados .....</b>	<b>65</b>
4.1.	Introducción a los resultados.....	65
4.2.	Caso 1: Aluminio.....	66
4.2.1.	Modelo 1.1 .....	66
4.2.2.	Modelo 1.2 .....	67
4.2.3.	Modelo 1.3 .....	69
4.2.4.	Modelo 1.4 .....	71
4.3.	Caso 2: Material compuesto. ....	72
4.3.1.	Modelo 2.1 .....	72
4.3.2.	Modelo 2.2 .....	75
4.4.	Comparación de los resultados. ....	78
4.5.	Análisis de costes. ....	79
<b>Capítulo 5.</b>	<b>Conclusiones y trabajos futuros .....</b>	<b>81</b>
5.1.	Conclusiones.....	81
5.2.	Trabajos futuros .....	82
<b>Bibliografía.....</b>	<b>.....</b>	<b>83</b>
<b>ANEXOS.....</b>	<b>.....</b>	<b>85</b>

# Lista de figuras

<b>Capítulo 1. Introducción</b> .....	<b>16</b>
Figura 1- Evolución del uso de material compuesto en Airbus [1] .....	16
<b>Capítulo 2. Antecedentes</b> .....	<b>20</b>
Figura 2 - Familia A320 .....	20
Figura 3 - Sharklets o puntas de Ala del A320.....	21
Figura 4 - Estructura interna de un ala.....	22
Figura 5 - Ala alta, media y baja.....	23
Figura 6- Ala de forma recta y de forma elíptica .....	24
Figura 7 - Ala en flecha y en delta.....	25
Figura 8 - Porcentaje de materiales en un avión comercial (A320).....	26
Figura 9- Aplicación de material compuesto del Airbus 320.....	27
Figura 10 - - Materiales compuestos. Reforzados con partículas (a), reforzados con fibras (b), materiales laminares (c). .....	29
Figura 11- Discretización de un sólido.....	32
Figura 12- Etapas del Abaqus.....	36
<b>Capítulo 3. Metodología</b> .....	<b>38</b>
Figura 13- Dimensiones generales del A320 (a).....	39
Figura 14- Dimensiones generales del A320 (b) .....	40
Figura 15- Dimensiones generales del A320 (c).....	40
Figura 16- Dimensiones del ala del A320 .....	41
Figura 17 - Costillas del ala de un Airbus 320 .....	42
Figura 18- Diseño del revestimiento en Solid Edge .....	43
Figura 19- Creación de los largueros en Solid Edge.....	43
Figura 20- Perfil de una costilla.....	44
Figura 21- Boceto de la colocación de las costillas.....	44
Figura 22 - Diseño en Solid Edge del cajón del ala.....	45
Figura 23- Fuerzas que actúan en vuelo.....	46

---

---

Figura 24- Fuerza de sustentación.....	46
Figura 25 - Resistencia en un avión .....	47
Figura 26- Datos de peso de A320.....	48
Figura 27- Gráfico de maniobra.....	48
Figura 28- Distribución de cargas en el avión .....	49
Figura 29- Esquema de la distribución elíptica de la sustentación.....	50
Figura 30- Vista superior del cajón del ala. ....	51
Figura 31- Gráfico de la reacción de la fuerza del motor .....	53
Figura 32- Gráfico de la reacción de la fuerza de sustentación .....	54
Figura 33 - Gráfico de la reacción de la fuerza del combustible .....	54
Figura 34 - Gráfico de la reacción de la fuerza del propio peso en aluminio.....	55
Figura 35- Gráfico de la reacción de la fuerza del propio peso en material compuesto. ....	55
Figura 36- Orientación de las fibras en el revestimiento superior .....	61
Figura 37- Representación de las cargas.....	62
Figura 38- Maodelo mallado .....	63
<b>Capítulo 4. Estudio de los resultados .....</b>	<b>65</b>
Figura 39- Secciones asignadas.....	65
Figura 40- Tensión Von Mises del modelo 1.1 .....	66
Figura 41- Desplazamiento vertical del modelo 1.1 .....	66
Figura 42- Fallo en el revestimiento(a) y tensión en largueros y costillas (b) .....	67
Figura 43- Tensión Von Mises del modelo 1.2 .....	68
Figura 44- Desplazamiento vertical del modelo 1.2 .....	69
Figura 45- Fallos del modelo 1.2.....	69
Figura 46- Tensión Von Mises del modelo 1.3 .....	70
Figura 47- Desplazamiento vertical del modelo 1.3 .....	70
Figura 48- Tensión Von mises del Modelo 1.4.....	71
Figura 49- Desplazamiento vertical del modelo 1.4 .....	72
Figura 50- HSNFCCRT del modelo 2.1.....	73
Figura 51- HSNFTCRT del modelo 2.1.....	73
Figura 52- HSNMCCRT del modelo 2.1 .....	73
Figura 53- HSNMTCRT del modelo 2.1 .....	74
Figura 54- Desplazamiento vertical del modelo 2.1 .....	74

---



## Lista de figuras

---

Figura 55- HSNFCCRT del modelo 2.2.....	76
Figura 56- HSNFTCRT del modelo 2.2.....	76
Figura 57- HSNMCCRT del modelo 2.2.....	76
Figura 58- HSNMTCRT del modelo 2.2.....	77
Figura 59- Desplazamiento vertical del modelo 2.2.....	77
<b>Capítulo 5. Conclusiones y trabajos futuros.....</b>	<b>81</b>
<b>Bibliografía .....</b>	<b>83</b>
<b>ANEXOS .....</b>	<b>85</b>

# Lista de tablas

<b>Capítulo 1. Introducción .....</b>	<b>16</b>
<b>Capítulo 2. Antecedentes.....</b>	<b>20</b>
Tabla 1- Aleaciones del aluminio.....	26
Tabla 2- Comparación de propiedades entre una aleación de aluminio y fibra de carbono .....	30
<b>Capítulo 3. Metodología .....</b>	<b>38</b>
Tabla 3- Dimensiones del cajón del ala .....	41
Tabla 4- Datos del motor CFM56-5B [19].....	52
Tabla 5- Propiedades mecánicas de las aleaciones del aluminio [20] .....	56
Tabla 6- Propiedades del Caron Epoxy AS4/8552 [21] .....	57
Tabla 7- Características del mallado.....	63
<b>Capítulo 4. Estudio de los resultados.....</b>	<b>65</b>
Tabla 8- Resultados del modelo 1.1 .....	67
Tabla 9- Espesores del revestimiento del modelo 1.2 .....	68
Tabla 10- Espesores del modelo 1.2.....	68
Tabla 11 - Datos del modelo 1.2.....	69
Tabla 12- Espesores del revestimiento del modelo 1.3 .....	70
Tabla 13- Espesores del modelo 1.3.....	70
Tabla 14- Datos del modelo 3.....	71
Tabla 15- Espesores del revestimiento del modelo 1.4 .....	71
Tabla 16- Espesores del modelo 1.4.....	71
Tabla 17- Datos del modelo 1.4.....	72
Tabla 18- Datos del modelo 2.1.....	74
Tabla 19 - Datos del modelo 2.2 (a).....	75
Tabla 20- Datos del modelo 2.2 (b) .....	75
Tabla 21- Datos del modelo 2.2 (c).....	75
Tabla 22- Datos del modelo 2.2 (d) .....	75
Tabla 23- Datos del modelo 2.2.....	77

---

Tabla 24 - Comparación de datos entre el modelo 1.4 y el modelo 2.2 .....	78
Tabla 25 - Costes de materiales [25] y [26] .....	79
<b>Capítulo 5. Conclusiones y trabajos futuros.....</b>	<b>81</b>
<b>Bibliografía.....</b>	<b>83</b>
<b>ANEXOS .....</b>	<b>85</b>
Tabla 26- Coordenadas aerodinámicas del perfil del ala .....	87

# Nomenclatura

$\{f\}$	Vector de cargas
$[K]$	Matriz de rigidez global
$\{u\}$	Vector de desplazamiento
$[N]$	Matriz interpolación
$\{\varepsilon\}$	Vector de deformaciones
$[D]$	Matriz operacional
$[B]$	Matriz de campo de deformaciones unitarias
$\{\sigma\}$	Vector tensional
$[C]$	Matriz elástica
$\nu$	Coefficiente de Poisson
$E$	Modulo de Young
$\sigma_{ij}$	Tensión normal
$\delta e_{ij}$	Desplazamiento del elemento
$f_i$	Fuerzas exteriores
$\delta u_i$	Desplazamiento del nodo
$t_i$	espesor
$\{q_v\}$	Vector de fuerzas de volumen
$\{q_s\}$	Vector de fuerzas de superficie
$\{\varepsilon_0\}$	Vector de deformaciones iniciales
$\{\sigma_0\}$	Vector de tensiones iniciales
$[K^e]$	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 en el material
$\{P_c^e\}$	Vector de fuerzas nodales, debido a las fuerzas exteriores aplicadas obre la superficie de contorno

## Nomenclatura

---

$\{P_N^e\}$	Vector de fuerzas nodales, debido a las fuerzas puntuales aplicadas en los nodos de un elemento
a	Constante de la ecuación de la elipse
b	Constante de la ecuación de la elipse
MTOW	Peso máximo al despegue
g	Gravedad
$n_c$	Factor de carga
$S_{el}$	Superficie de la elipse
$L_l(x)$	Carga de sustentación en función de la envergadura
$C(x)$	Cuerda en función de la envergadura
$C_2$	Cuerda en la raíz
$C_1$	Cuerda en el extremo
$L_s$	Carga de sustentación
$W_f$	Carga del combustible
$S(x)$	Área del sección transversal en función de la envergadura
$\rho_f$	Densidad del combustible
$S_2$	Área de la sección transversal en la raíz
$S_1$	Área de la sección transversal en el extremo
L	Envergadura
$R_m$	Reacción de la fuerza del motor en el empotramiento
$m_m$	Masa del combustible
$R_s$	Reacción de la fuerza de sustentación en el empotramiento
$V_t$	Volumen interior del ala
$V_{e,a}$	Volumen que ocupa la estructura de aluminio
$\rho_a$	Densidad del aluminio
$R_{pp,a}$	Reacción del peso propio de la estructura en el empotramiento
$\rho_{mc}$	Densidad del material compuesto
$V_{e,mc}$	Volumen que ocupa la estructura de material compuesto
$R_{pp,mc}$	Reacción del peso propio de la estructura en el empotramiento
$\sigma_e$	Límite elástico
$n_s$	Factor de seguridad
$\sigma$	Tensión normal
$\tau$	Tensión tangencial

---

$\sigma_{VM}$	Tensión Von Mises
$X^T$	Resistencia a tracción en dirección paralela a las fibras
$X^C$	Resistencia a compresión en dirección paralela a las fibras
$Y^T$	Resistencia a tracción en dirección perpendicular a las fibras
$Y^C$	Resistencia a compresión en dirección perpendicular a las fibras
$S^L$	Resistencia a cortadura en dirección paralela a las fibras
$S^T$	Resistencia a cortadura en dirección perpendicular a las fibras
$F_f^T = \text{HSNFTCRT}$	Tracción de las fibras
$F_f^C = \text{HSNFCCRT}$	Compresión de las fibras
$F_m^T = \text{HSNMTCRT}$	Tracción de la matriz
$F_m^C = \text{HSNMCCRT}$	Compresión de la matriz
$\delta_{vf}$	Desplazamiento vertical final en el extremo del ala
$\delta_{vm}$	Desplazamiento vertical máximo en el extremo del ala
$C_a$	Coste del aluminio
$P_a$	Precio del aluminio
$C_{mc}$	Coste material compuesto
$P_{mc}$	Precio del material compuesto
$V_l$	Volumen de una lámina



---

# Capítulo 1. Introducción

## 1.1. Motivación

La industria aeronáutica es un sector muy competitivo, cualquier aspecto debe valorarse para optimizar la eficiencia: Reducir peso de la estructura permite llevar más carga con el mismo consumo de combustible o llevar más combustible lo que permite llegar más lejos con la misma carga.

Los dos aviones más vendidos en esta industria, de entre cien y doscientos pasajeros, son el Boeing 737 y el Airbus 320. Ambos son diseños de hace más de 20 años, en los que se empezaban a utilizar materiales compuestos en sus estructuras primarias. En los últimos desarrollos de los dos fabricantes, Airbus y Boeing, se ha usado de forma extensiva los materiales compuestos. Parece razonable que en una evolución de estos modelos de entre cien y doscientos pasajeros se incremente el uso de material compuesto en uno de los elementos principales del avión como es el ala.

El material compuesto es la resultante de la unión heterogénea entre dos materiales, que mediante una combinación idónea se puede llegar a conseguir las propiedades deseadas. En aviones el material compuesto más utilizado es la fibra de carbono que es la combinación entre una matriz polimérica y fibras de carbono, ya que se caracteriza por tener una gran resistencia y baja densidad, características muy importantes en el sector aerodinámico.

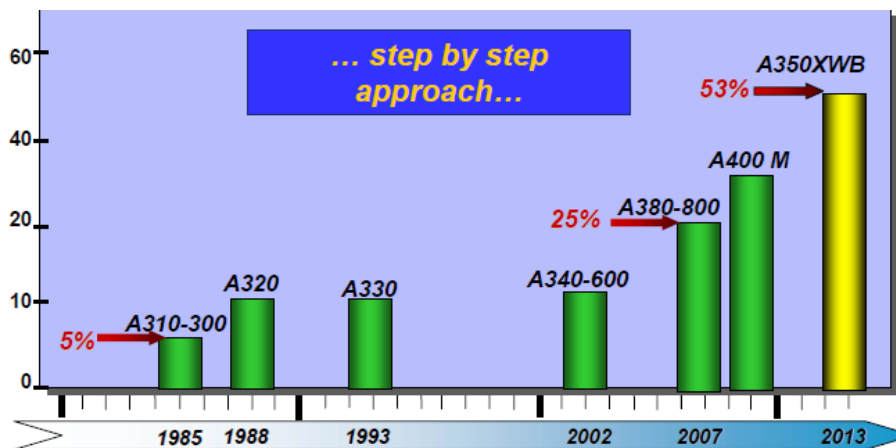


Figura 1- Evolución del uso de material compuesto en Airbus [1]



## Capítulo 1. Introducción

---

En los últimos años, gracias a los grandes avances en estos materiales, ya no sólo se utilizan para piezas no estructurales sino también en estructuras importantes que componen los aviones.

Con la evolución de estos materiales, surge la evolución del proceso del diseño de las piezas formadas por este material, gracias a programas como CATIA, ANSYS, ABAQUS, etc. Además, estas herramientas informáticas facilitan la información necesaria para la fabricación de las piezas (orientación, núcleos, número de láminas, etc.)

El concepto clave en el diseño de un avión es la reducción de peso. Gracias al aluminio y a su aleación con otro material más ligero y a los materiales compuestos, ha sido posible aumentar el tamaño de los aviones sin comprometer su peso. Dos buenos ejemplos son, el Boeing 787 y el Airbus 380, aviones que se componen de un gran número de piezas fabricadas en material compuesto. Con estos materiales ligeros y resistentes se consigue aumentar la resistencia estructural del avión a la vez que se reduce el peso y esto produce un menor consumo de combustible, menor ruido generado por los motores y menor longitud de pista necesaria para aterrizar y despegar.

Independientemente al material utilizado, se debe diseñar una estructura que soporte las cargas máximas. En el caso de las alas, están diseñadas para soportar aproximadamente de 3g (3 veces su peso) y cargas de rotura de aproximadamente 4,5g. Estas cargas máximas se estima que se producirán una vez en la vida útil del avión, mientras que cargas más pequeñas como las que se producen debidas a las turbulencias o maniobras se darán de forma continua.

Durante el vuelo, las alas son las que soportan todo el peso del avión, por lo que tienden a curvarse hacia arriba, ya que la fuerza de sustentación equilibra a la del peso [2].

En este proyecto se diseña el cajón del ala simplificado en estos dos materiales diferentes, con el fin de saber con qué material puede llevar a la mejor estructura.

A lo largo de este proyecto los términos ala y cajón se utilizan indistintamente, a no ser que se especifique lo contrario ya que desde el punto de vista estructural el cajón es la parte más importante del ala.

### 1.2. Objetivos.

El objetivo principal de este proyecto es diseñar el cajón estructural del ala de un avión sometido a un estado de tensiones en condiciones dentro de su envolvente de vuelo. Este estado tensional es producido por distintas fuerzas como la sustentación, peso propio del ala, peso de combustible y el peso del motor.

Para conseguir el objetivo final propuesto se parte de objetivos parciales:

- Simplificación: el ala desde el punto de vista mecánico es una viga en voladizo y desde el punto de vista estructural la parte del ala que actúa como viga es el cajón. El resto de partes que compone el ala no se tienen en cuenta para este proyecto. Ya que partes del ala como el borde ataque y el borde de salida que incluyen elementos aerodinámicos de control (alergones y spoilers) y dispositivos hipersustentadores (flaps), no contribuyen a la resistencia estructural de la viga-cajón.
- El proyecto se basa en el ala de un Airbus 320, tomando datos similares de este avión como referencia para hacer un posterior estudio de su estado tensional.
- Estudio y conocimientos generales de los materiales aplicados para la estructura del cajón, así como sus propiedades y criterios de fallo.
- Diseño de la geometría del cajón estructural del ala mediante el programa Solid Edge.
- Planteamiento del problema estructural en Abaqus.
- Análisis y validación de la estructura con los resultados obtenidos de Abaqus.

### 1.3. Estructura del proyecto

Este proyecto se divide en 5 capítulos que se describen a continuación:

En el primero capítulo se introduce el tema del sector aeronáutico, la evolución de los aviones y los nuevos avances en los diseños, incluyendo los materiales y herramientas informáticas. Además, se plantean los objetivos del proyecto.

En el segundo capítulo se describe el avión en el que se basa el proyecto y se define el ala del avión. También describe las características generales de los materiales que se van a utilizar. Además, en él se dan a conocer los programas informáticos que se van a utilizar para la

## Capítulo 1. Introducción

---

realización del proyecto, tanto para el diseño como para el análisis, y se explica cómo se aplica el método de elementos finitos mediante ABAQUS.

En tercer capítulo se desarrolla la metodología del proyecto. Primero describe las características geométricas del ala para el posterior diseño mediante Solid Edge. Se realiza el cálculo de las cargas que se le aplican al cajón estructural y se muestran las propiedades de los materiales utilizados, así como los criterios para validar la estructura. Por último, describe los pasos a seguir en Abaqus para plantear el problema tensional.

En el capítulo cuatro se optimizan los espesores de las estructuras. Y se estudian dos casos diferentes, uno para un cajón estructural de aluminio y otro de material compuesto. Para finalizar este capítulo se realiza una comparación entre ambos.

El último y quinto capítulo está dedicado a las conclusiones del proyecto y las propuestas de trabajos futuros.

# Capítulo 2. Antecedentes

## 2.1. Historia del A320

Como anteriormente se ha citado en la introducción, este proyecto está basado en el ala del Airbus A320. Este avión tiene una larga historia desde que se anunció por primera vez en 1981.

Fue el cuarto avión diseñado por Airbus y el primer avión monopasillo de más de 100 pasajeros que se introdujo en la fabricación europea, siendo su entrada en servicio en 1988.



*Figura 2 - Familia A320*

El proyecto comenzó oficialmente en marzo de 1984, con un primer pedido de 50 unidades de la compañía francesa Air France. Dos años después de su lanzamiento, apenas 100 compañías estaban interesadas en el nuevo modelo de Airbus y ni siquiera estaba acordado el programa, debido a las luchas de poder entre los británicos, franceses y alemanes. Finalmente, Inglaterra consiguió incrementar su participación, mientras que Francia y Alemania se encargarían de las líneas de ensamblaje. Con el paso del tiempo fue recibiendo cada vez más pedidos hasta ser uno de los aviones más comercializados de la historia.

Su primer vuelo fue tres años después de su lanzamiento, en 1987, utilizando los mismos motores que empleaba su rival, el Boeing 737. Finalmente, en 1988 se realizó el primer vuelo oficial con la aerolínea Air France, transportando 150 pasajeros a 3440 km de distancia.

Años más tarde empezaron a aparecer diferentes versiones del A320, como el A320-200 que incorporaría un tanque de combustible central que le permitiría aumentar su capacidad 7860 litros más y como consecuencia un incremento del alcance de 5280 km. El A320 poseía un mayor diámetro de fuselaje que el B737, su principal competidor, produciendo un mayor confort en

## Capítulo 2. Antecedentes

---

sus pasajeros a coste de mayor peso que fue compensado con la eficiencia aerodinámica del diseño del ala, además de la fabricación de la cola en material compuesto.

El A320 fue un avión muy avanzado tecnológicamente cuando entró en el mercado, su aportación a la aviación comercial fue la introducción del mando electrónico “fly-by-wire”, aunque ya era un estándar en la aviación militar, aportando reducción de peso, una mayor seguridad en la envolvente de vuelo, optimización del combustible y una reducción de emisiones de  $CO_2$  y  $NO_x$ , además de reducir costes en mantenimiento. Fue uno de los primeros aviones de su categoría en introducir estructuras de materiales compuestos, un sistema de carga en contenedores o el de mantenimiento y diagnóstico centralizado, también la primera aeronave en introducir la palanca de mando lateral “sidestick”, en lugar de los tradicionales cuernos de control.

Todas estas nuevas tecnologías fueron apreciadas por las distintas aerolíneas que produjo un éxito en la comercialización de A320 y como consecuencia la aparición de numerosas versiones de esta aeronave como el A321 (1996), A319 (1996) y A318 (2003), contribuyendo a que Airbus consiguiera sus primeros beneficios operativos en 1991.

Airbus, en 2006, comenzó a ensayar dos tipos de puntas de ala que le ayudaran a reducir la resistencia inducida creando para ello unos vórtices de punta más débiles y que fueran más efectivos que las simples paredes verticales que incluían sus modelos hasta entonces. Finalmente, Airbus decidió no ofrecer estos “winglets” a sus clientes, justificando que no aportaban los beneficios esperados, ya que el aumento de la eficiencia aerodinámica no compensaba el sobrepeso del ala.

Se encontró solución en 2008 de la mano de Aviation Partners, que daría lugar a los famosos “sharklets” y que empezarían a introducirse en 2012. Los “sharklets” con una altura de 2,4 m y 200 kg de peso conseguían reducir el consumo de combustible en un 3,5 % y aumentar la carga de pago en unos 500 kg o el alcance en 185 km, produciendo una reducción de 200.000 dólares de combustible y 700 toneladas de  $CO_2$  por avión y año, beneficiando a las aerolíneas ya que debían pagar un precio inferior.



*Figura 3 - Sharklets o puntas de Ala del A320*

El siguiente paso en la mejoras del A320 fue el cambio de sus motores por otros más eficientes, apareciendo el A320NEO (“New Engine Option”) en 2012. La combinación de estos motores con los “sharklets” de punta de ala supondría una reducción en el consumo de combustible de hasta 15%, lo que produce un ahorro de 3.600 toneladas de  $CO_2$  anuales. Pero el nuevo A320NEO tendría un sobre coste de 8 millones de euros por encima del precio de un A320.

Cualquier estadística relacionada con la familia A320 es impresionante: cada segundo despegan en el mundo diez A320. En total, la familia ha conseguido más de 50 millones de aterrizajes y despegues y transportado a más de 5.000 millones de personas desde que entró en servicio en 1988. Gracias a la mejora continua y la gran inversión en nuevas tecnologías produce que el A320 sea una exitosa aeronave comercial entre las aerolíneas [3].

### 2.2. Evolución de las alas

El ala es una superficie que proporciona la fuerza de sustentación del avión. Las primeras alas fueron diseñadas por medio de criterio ingenieril, análisis manuales y comprobadas por medio de ensayos para corregir errores, usando dibujos y modelos a pequeña escala para probar las diferentes teorías. Hoy en día, podemos calcular con precisión el rendimiento de un ala de su utilización, aunque no por ello los demás métodos o criterios pierdan su validez.

La estructura del cajón está compuesta por revestimientos, largueros, larguerillos y costillas [29].

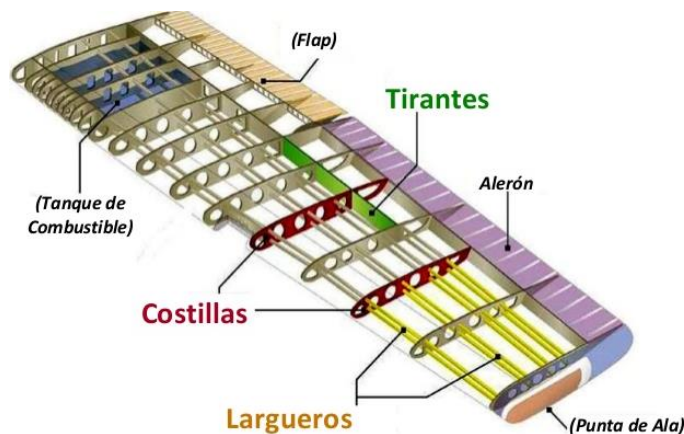


Figura 4 - Estructura interna de un ala

El cajón del ala desde el punto de vista estructural es una viga en voladizo sometida a flexión y torsión. Los componentes del ala (revestimientos, largueros, larguerillos y costillas) tienen distintas funciones estructurales:

**Revestimientos:** Además de formar parte de la superficie exterior del ala y por lo tanto contribuir a su forma aerodinámica, son un elemento estructural fundamental ya que soportan las cargas

## Capítulo 2. Antecedentes

---

de tracción y compresión que forman parte del momento flector soportado por la viga. Además, junto con los largueros forman la célula de torsión que soporta el momento torsor.

**Largueros:** son componentes estructurales principales que, junto con los revestimientos, recorren el ala longitudinalmente desde la raíz del ala (en el fuselaje) hasta la punta del ala. Estructuralmente hacen la vez de almas de la viga, soportando la fuerza cortante de ésta. Además de los momentos flector y torsor como se ha dicho antes al hablar de los revestimientos.

**Costillas:** son elementos transversales del ala y de los largueros. Tienen dos funciones mantienen la forma y curvatura del contorno del ala y sirven de apoyo para los elementos longitudinales.

**Los larguerillos:** van unidos a los revestimientos, proporcionan área de trabajo y momento de inercia fuera del plano a los revestimientos que de otra forma tendrían una resistencia mínima a compresión debido su falta de estabilidad fuera de su plano. Se unen al revestimiento por medio de remaches o ser integrales con éste.

**El tanque de combustible:** comúnmente ubicado en el ala. El combustible puede estar en su propio tanque o en las cavidades entre las costillas [5].

En función de la utilidad y de la operatividad de la aeronave, la interacción con el aire será diferente y por lo tanto el tipo de ala. El ala de avión subsónico no tendrá la misma forma que la de un avión supersónico, ni un hidroavión o la de un caza militar... cada tipo de ala se ajusta a la funcionalidad del avión. Se clasifican los tipos de alas según:

Su posición:

- **Ala alta:** El ala se encuentra empotrado en la parte superior del fuselaje. Se caracteriza por una mayor estabilidad y por lo tanto un menor balanceo. El peso del avión está debajo del ala (su centro de gravedad), por lo que el fuselaje tiende estabilizarse hacia abajo.
- **Ala media:** El ala se coloca en la parte media del fuselaje. Se caracteriza por una estabilidad media entre ala alta y baja. Es el más utilizado en aviones comerciales.
- **Ala baja:** situada bajo el fuselaje, permite realizar más maniobras. Se utiliza en aviones como cazas, aviones acrobáticos y también en algunos aviones comerciales.



*Figura 5 - Ala alta, media y baja*

- La forma de planta:
  - Ala recta: la forma de su planta es rectangular y por lo tanto, la cuerda del ala será siempre igual. Se caracteriza por mantener la sustentación a bajas velocidades. Se utiliza en aviones pequeños por ser una de las más económicas y fácil de fabricar.
  - Ala elíptica: su forma de elipse proporciona una relación peso-resistencia muy eficiente. Permite realizar bastantes maniobras y produce muy poca resistencia pero las pérdidas son muy críticas y su fabricación es compleja y por lo tanto cara.
  - Ala recta con estrechamiento: este tipo de ala busca el equilibrio entre velocidad y maniobrabilidad, sin perder los bajos costes del ala recta.



*Figura 6- Ala de forma recta y de forma elíptica*

- Ala en delta y en flecha: diseñadas para reducir la aparición de ondas de choque a velocidades subsónicas y por lo tanto, es muy eficiente a altas velocidades.
- Ala variable: combina las características del ala recta o flecha con las alas delta. Es decir, la estabilidad con la gran eficiencia a alta velocidades. Su forma por lo tanto variable según la operatividad. Su uso se limita a cazas debido a su complejidad de fabricación y elevados costes, por lo que no es rentable para aviones comerciales [4].





*Figura 7 - Ala en flecha y en delta.*

### 2.3. Materiales

El proceso de selección de materiales es muy importante para el diseño del ala, se debe identificar el material con los requisitos del diseño. Es importante tener en cuenta aspectos como la resistencia a las cargas, a la fatiga, reducción en costes y peso, facilidad en la fabricación, buenas propiedades estructurales y larga vida operacional.

Para el cajón del ala diseñado en este proyecto se han utilizado dos materiales: aluminio y material compuesto. Por lo que es necesario estudiar y conocer las características y comportamientos de cada uno ellos.

#### 2.3.1. Aluminio

El aluminio ha sido un importante material estructural aeronáutico en el desarrollo de las estructuras de los aviones en cuanto a peso-eficiencia desde 1930. El desarrollo de las aeronaves, capaces de volar a grandes alturas y realizar grandes desplazamientos, no hubiese sido posible sin el uso de resistentes aluminios en el fuselaje y las alas del avión.

En comparación con otros materiales como el magnesio, titanio, acero, materiales compuestos, etc; el aluminio hasta hace unos años ha sido el más usado para la fabricación de un avión. El aluminio compone el 60% -80% del peso de la estructura de un avión comercial. Aunque actualmente se empiezan a diseñar aviones en los que el material compuesto predomina frente al resto de materiales incluyendo el aluminio.

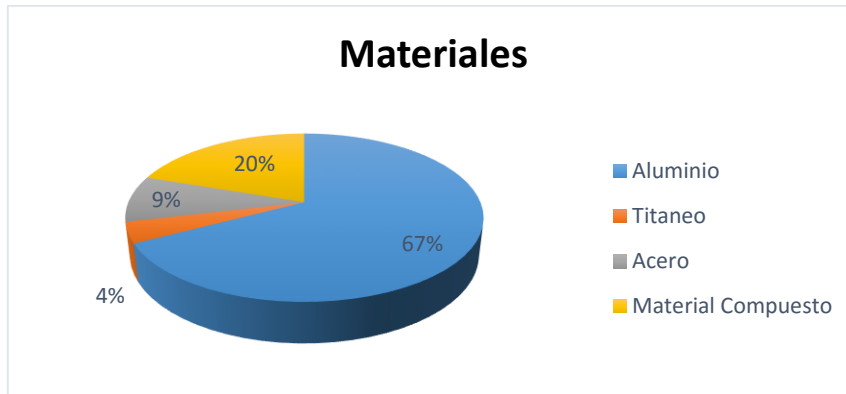


Figura 8 - Porcentaje de materiales en un avión comercial (A320)

El aluminio uno de los materiales más usados por muchas razones, incluidas:

- Moderados costes.
- Fácil fabricación, incluyendo fundición, forja y tratamiento térmico.
- Peso ligero.
- Rigidez y resistencia.
- Dúctil, fractura tenaz y resistencia a la fatiga.
- Buen control de las propiedades.

Pero también hay que tener en cuenta las desventajas de usar aluminio para la fabricación de estructuras aeronáuticas:

Perdida de las propiedades mecánicas a altas temperatura (por encima de 150 °C).

Sensibilidad a la corrosión bajo tensión.

Hay muchos tipos de aleaciones de aluminio, las más utilizadas en el sector aeronáutico son la 2000 (Al-Cu), 7000(Al-Zn-Mg) y, en algunos casos, 8000(AL-Li). El desarrollo de las aleaciones de aluminio ha evolucionado en dos direcciones: una por dominar las secciones que sufren tracción en la estructura del avión, por lo que se usará principalmente aleaciones de tipo 2000; y la otra dominada por las secciones a compresión utilizando aleaciones 7000 [6].

<i>Tipo de aleación</i>	<i>Componente mayoritario</i>
1000	Al puro (>99% Al)
2000	Cobre
3000	Magnesio
4000	Silicio
5000	Manganeso
6000	Manganeso y silicio
7000	Zinc
8000	Otros (incluido litio)

Tabla 1- Aleaciones del aluminio

## Capítulo 2. Antecedentes

Las aleaciones de tipo 2000 se caracterizan por tener mejor resistencia a la fatiga y tenacidad a la fractura que las de tipo 7000. Pero las 7000 tienen mayor resistencia por lo que se utilizan en estructuras que están sometidas a elevadas cargas, como superficies de las alas, largueros, larguerillos, etc.

Las aleaciones utilizadas en las estructuras aeronáuticas están sometidas a tratamientos térmicos para mejorar sus propiedades. Entre ellos el endurecimiento por precipitación que incrementa el límite elástico y la solución sólida.

### 2.3.2. Material compuesto

El uso de materiales compuestos para el diseño y fabricación de las estructuras de los aviones empezó a desarrollarse fuertemente en los años 90. La fibra de carbono se usa en la mayoría de los componentes de la estructura como la cola, el cajón central de las alas, las costillas, etc. Podemos ver un ejemplo en la figura 9 de la aplicación de diferentes materiales compuestos en un A320. El uso de material compuesto no está plenamente desarrollado, por lo que es inusual encontrarnos una estructura completamente fabricada en este material. Las aleaciones de aluminio y otros metales siguen predominando en importantes partes de la estructura que en combinación con los materiales compuestos seguirán usándose en el futuro.

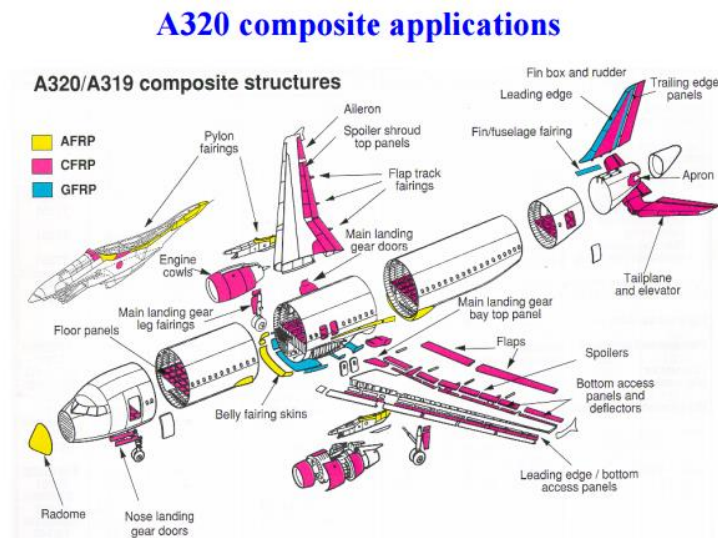


Figura 9- Aplicación de material compuesto del Airbus 320

Se ha de tener en cuenta que el comportamiento mecánico de la fibra de carbono es diferente al de los metales y sus aleaciones. Las propiedades de los metales están controladas por las vacantes, dislocaciones, granos, precipitaciones, imperfecciones y otras características

microestructurales. Estas características no son aplicables en las propiedades de los materiales compuestos. Estas propiedades se determinan mediante las propiedades de las fibras, de la matriz y la orientación entre la fibra y la matriz. La función de la matriz es reforzar las fibras en un material sólido. Por lo que es necesario conocer el comportamiento de los materiales compuestos [6]

Los materiales compuestos se obtienen al unir dos materiales para conseguir una combinación de propiedades que no es posible obtener en los materiales originales. Estos compuestos se utilizan para obtener combinaciones poco usuales de rigidez, resistencia, peso, rendimiento a altas temperaturas, resistencia a la corrosión, dureza o conductividad.

Se pueden agrupar en tres categorías:

- Reforzados por dispersión

Son materiales endurecidos por dispersión, que contienen partículas de 10 a 25 nm de diámetro. Estos dispersoides, suelen ser óxidos metálicos que se introducen en la matriz con métodos distintos a la transformación de fase.

A temperatura ambiente, los compuestos endurecidos por dispersión pueden ser menos resistentes que las aleaciones tradicionales endurecidas por envejecimiento. Su resistencia disminuye gradualmente al incrementarse la temperatura y no fallan por sobre-envejecimiento, crecimiento del grano o crecimiento de la fase dispersa. Además, su resistencia a la fluencia es superior a la de los metales y aleaciones.

Al dispersarse, no debe reaccionar químicamente con la matriz, aunque un pequeño grado de solubilidad puede ayudar a unirse con la matriz.

- Reforzados por partículas

Los materiales compuestos reforzados por partículas contienen grandes cantidades de partículas gruesas, que no bloquean bien el deslizamiento de las dislocaciones. Estos materiales no están diseñados para mejorar la resistencia, sino para poseer propiedades inusuales. Como los carburos cementados que contienen partículas duras en una matriz metálica, que se caracteriza por su dureza, rigidez y resistente a la alta temperatura; otro ejemplo de este tipo de material compuesto son los abrasivos o materiales con alta conductividad eléctrica.

- Reforzados por fibras.

Al diseñar un material compuesto se debe tener en cuenta muchos factores como la longitud, el diámetro, la orientación, la cantidad y propiedades de las fibras; las propiedades de la matriz y la unión entre ambas.

En la mayoría de los compuestos reforzados con fibras, estas son resistentes, rígidas y ligeras. Por lo que la resistencia específica y el módulo específico de la fibra son características muy importantes. Por lo general, el módulo específico más alto se encuentra en materiales con el número atómico bajo y enlace covalente, como el carbono y el boro.

## Capítulo 2. Antecedentes

---

La matriz de un material compuesto soporta las fibras manteniéndola en su posición correcta; transfiere la carga de las fibras fuertes, las protege de sufrir daños en su fabricación y uso; y evitan la propagación de grietas. La matriz, por lo general, se encarga de propiedades eléctricas, comportamiento químico y el uso a temperaturas elevadas del compuesto.

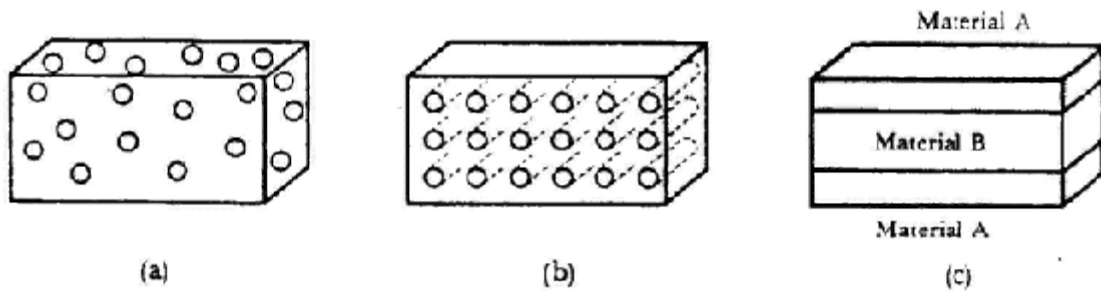


Figura 10 - - Materiales compuestos. Reforzados con partículas (a), reforzados con fibras (b), materiales laminares (c).

Los materiales laminares están formados por capas de materiales distintos. Estas capas pueden ser metales diferentes aportando cada capa de material una propiedad. Las capas también pueden incluir hojas de materiales reforzados con fibras unidas a hojas de metal o de polímero o incluso hoja reforzadas con fibras orientadas hacia distintas direcciones. Los compuestos laminares tienen siempre comportamientos anisótropos.

También destacan La estructura tipo sándwich, son materiales compuestos con recubrimiento de alta dureza y resistencia y relleno de un material ligero. La combinación de materiales proporciona buenas propiedades al conjunto [7].

### 2.3.3. Comparación entre el uso de aluminio y material compuesto.

Existen muchos beneficios al usar fibra de carbono en lugar de aleaciones de aluminio para la estructura de un avión. Podemos ver una comparación de propiedades entre ambos en la tabla 2.

<i>Propiedad</i>	<i>Fibra de carbono</i>	<i>Aleaciones de aluminio</i>
<i>Densidad (g/cm<sup>3</sup>)</i>	1.6	2.7
<i>Modulo específico E/ρ (MPa·m<sup>3</sup>/kg)</i>	71	26
<i>Resistencia específica σ/ρ (MPa·m<sup>3</sup>/kg)</i>	0.4	0.2
<i>Resistencia a la fatiga</i>	70-80% de carga última	20-35% de carga última
<i>Resistencia a la corrosión</i>	Alta	Baja
<i>Conductividad térmica (W/m·K)</i>	20	250
<i>Coefficiente de expansión térmico (1/K)</i>	2·10 <sup>-6</sup>	22·10 <sup>-6</sup>

Tabla 2- Comparación de propiedades entre una aleación de aluminio y fibra de carbono

**Peso:** la baja desidad y las buenas propiedades de la fibra de carbono en comparación con las aleaciones de aluminio pueden suponer hasta un ahorro de un 20% en peso.

**Fabricación:** el proceso de fabricación es más adecuado en fibra de carbono, ya que es posible producir estructuras enteras, ahorrando horas de trabajo en montaje, piezas o sujeciones.

**Eficiencia estructural:** con la fibra de carbono se puede adaptar la orientaión de las fibras con la dirección de las cargas, siempre que la alta resistencia y rigidez este donde se necesita.

**Resistencia a la fatiga:** el material compuesto tiene mayor resistencia a fatiga bajo cargas ciclicas que el aluminio, por lo que esto proporciona reducción en costes de mantenimiento y una mayor vida útil.

**Resistencia a la corrosión:** la baja resistencia a la corrosión del aluminio es uno de sus mayores problemas, eleva los costes en revisiones y reparaciones. Sin embargo, el material compuesto es inmune a la corrosión.

**Aislamiento térmico:** la conductividad termica es mucho más baja en los materiales compuestos que en metales, debido a que estan fabricados con buenos aislantes térmicos. Esta propiedad es usada en las estructuras de los aviones para evitar la transferencia de calor de los motores al fuselaje.

**Bajo coeficiente de expansión térmico:** la fibra de carbono tiene un coeficiente muy bajo, esto significa que con un cambio de temperatura, la estructura no se contrae ni se expande.

Pero no todo son beneficios a la hora de utilizar fibra de carbono para la fabricación de la estructura de un avión, existen ciertas desventajas:

**Coste:** es mucho más caro producir piezas de una estructura en fibra de carbono que en aluminio. Esto se debe al elevado coste de las fibras, el trabajo intensivo de muchos de los procesis de faricación y el coste de herramientas.

## Capítulo 2. Antecedentes

---

**Propiedades anisotropas:** los componentes de la estructura fabricado en materiales compuestos son más desafiantes que los metálicos debido a sus propiedades anisotropas. Es decir, las propiedades de los materiales compuestos cambian con la dirección. Esto se puede considerar una desventaja, ya que es más complejo estudiar su comportamiento, o una ventaja debido a que se pueden adaptar las propiedades (“tailoring property”) según la orientación de las laminas.

**Resistencia a daños por impacto:** los materiales compuestos son susceptibles a la delaminación cuando se producen fuertes impactos sobre el material. La delaminación es un problema ya que reduce las propiedades mecánicas.

**Tolerancia al daño:** el crecimiento de los daños en los materiales compuestos es difícil de controlar y percibir. Una gran cantidad de daños crecen pudiendo mostrar o no una advertencia. Por lo que se diseña acorde al llamado “no-growth” (no crecimiento), diseñan teniendo en cuenta que pre-existen estos daños antes de aparecer.

**Límite de temperatura operacional:** la máxima temperatura de operación que soporta la fibra de carbono es entorno los 100-150 °C.

**Inflamable:** el material compuesto es inflamable, produce humo y desprende calor cuando está expuesto a altas temperaturas [6].

### 2.4. Método de elementos finitos.

Las limitaciones de los cálculos analíticos son tales que no pueden captar el comportamiento de su entorno complejo. Por lo que, se realiza el proceso de subdivisión de sistemas en componentes individuales o “elementos”, cuyo comportamiento de manera individual es más fácil de comprender. Luego la reconstrucción del sistema original a partir de tales componentes, es una forma natural del ingeniero de estudiar el comportamiento global.

Existen problemas discretos, situaciones en la que se obtiene un modelo adecuado utilizando un número finito de “elementos” o componentes. En otros casos, es la subdivisión continua indefinidamente y el problema solo se puede resolver mediante la ficción matemática de un infinitesimal. Esto conlleva ecuaciones diferenciales o declaraciones equivalentes que impliquen un número infinito de “elementos”. A estos sistemas / problemas los definimos como continuos.

En general, los problemas discretos se pueden resolver fácilmente aunque el número de elementos sea muy grande. Pero para el caso de problemas continuos, ya que todos los equipos tienen una capacidad limitada, sólo se pueden resolver exactamente mediante la manipulación matemática.

Para hacer frente a este tipo de problemas continuos, los ingenieros proponen abordar el problema mediante una relación entre elementos discretos reales y las partes finitas de un dominio continuo. Así nace el término “elementos finitos”.

Se puede definir el término elementos finitos (FEM) como un modelo informático que describe el comportamiento físico de una estructura.

El Método de Elemento Finitos es una herramienta de cálculo muy potente que se utiliza para la resolución de problemas ingenieriles y resulta de gran importancia por su utilidad práctica.

Sin embargo, este método no proporciona la solución exacta del problema, sino una aproximación, que junto al juicio ingenieril, se da por válida la solución al problema práctico.

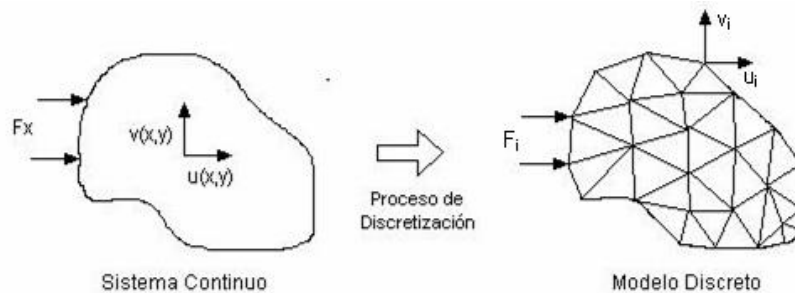


Figura 11- Discretización de un sólido

Este método consiste en proporcionar una solución al problema de un sólido, sometido a un sistema de cargas, coaccionado por unas ligaduras. De manera que se subdivide el sólido en un número finito de elementos. Cada uno de estos elementos tiene unas propiedades y variables cuyos valores se interpolan en función de los valores de los “nodos”. Estos son puntos situados en el contorno de los elementos que sirven de unión entre los distintos elementos. El conjunto de elementos finitos en los que se divide el sólido recibe el nombre de “malla” [10].

Determinadas las hipótesis de la elasticidad, se obtiene una matriz rigidez  $[K]$  por cada elemento y posteriormente se ensamblan obteniendo la matriz de rigidez global. Junto el vector de cargas, ya conocido, se puede obtener los desplazamientos nodales. Con estos desplazamientos, se puede obtener una aproximación de las tensiones y deformaciones que tiene cada elemento del sólido.

El sistema que se plantea es el siguiente:

$$\{f\} = [K] \cdot \{u\} \quad (2.4.1)$$

Siendo  $\{f\}$  el vector de cargas, normalmente conocido, en él está las todas las fuerzas exteriores aplicadas en el sólido y las reacciones producidas por las ligaduras;  $\{u\}$  es el vector desplazamiento en los nodos, representa los movimientos de los nodos de la malla, siendo nulos algunos de ellos en función de las condiciones de contorno, y  $[K]$  la matriz rigidez global de la estructura.



## Capítulo 2. Antecedentes

---

El método de elementos finitos se basa en discretizar el dominio del problema en un número finito de elementos. Cada elemento proporciona una información, según su ubicación en el espacio, que se transportará a los nodos de cada elemento. Aparecen las funciones de forma “N” por cada nodo del elemento, gracias a estas funciones podemos expresar toda la información de todo el elemento en un número de puntos reducido. Podemos expresar el campo de desplazamiento de la siguiente manera:

$$\{u^{(e)}\} = [N^{(e)}] \cdot \{q^{(e)}\} \quad (2.4.2)$$

Donde  $[N^{(e)}]$  es la matriz, que contiene las funciones de interpolación del elemento “e” y  $\{q^{(e)}\}$  representa el vector columna que contiene los  $N_e$  desplazamientos del elemento e.

Las deformaciones unitarias en un punto cualquiera del elemento, se pueden calcular una vez conocidos los desplazamientos en todos los nodos, se pueden obtener las deformaciones:

$$\{\varepsilon\} = [D] \cdot \{u\} \quad (2.4.3)$$

Siendo  $[D]$  una matriz operacional que depende del problema de estudio; con la ecuación anterior obtenemos:

$$\{\varepsilon\} = [D] \cdot [N] \cdot \{u\} = C \cdot \{u\} \quad (2.4.4)$$

Matriz que relaciona las deformaciones de los nudos del elemento con las deformaciones unitarias en un punto interior cualquiera del mismo. Por lo tanto, la matriz  $[B]$  representa el campo de deformaciones unitarias, que se supone existe en el interior del elemento finito como consecuencia de la hipótesis de interpolación de deformaciones efectuada, y juega un papel fundamental en el Método de los Elementos Finitos.

Las tensiones en un punto del dominio están definidas por el tensor de tensiones, que se expresa de manera vectorial:

$$\{\sigma\} = \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \end{Bmatrix} \quad (2.4.5)$$

Con la ecuación constitutiva del material que forma el dominio, y que relaciona tensiones y deformaciones unitarias, se obtienen las tensiones de un punto cualquiera del dominio, para un material elástico lineal:

$$\{\sigma\} = [C] \cdot \{\varepsilon\} \quad (2.4.6)$$

Siendo  $[C]$  la matriz elástica, que para un material elástico es constante y depende sólo de dos parámetros: el coeficiente de Poisson ( $\nu$ ) y el modulo de Young (E). Y  $\{\varepsilon\}$  el vector de deformaciones unitarias existentes en el material en el punto de cálculo.

Las expresiones particulares de la matriz elástica y del vector  $\{\varepsilon\}$  dependen del tipo de problema considerado y serán estudiadas en cada caso particular.

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.

El PTV expresa, si un sólido deformable está en equilibrio, el trabajo total de las fuerzas de superficie y de volumen, así como de las tensiones, es nulo para cualquier desplazamiento virtual del sólido.

$$\int_{\Omega} \sigma_{ij} \cdot \delta e_{ij} dV - \int_{\Omega} f_i \cdot \delta u_i dV - \int_{\Gamma} t_i \cdot \delta u_i dS = 0 \quad (2.4.7)$$

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

$$\int_v [B]^T [C] [B] dV \{\delta^e\} = \int_v [N]^T \{q_v\} dV + \int_v [N]^T \{q_s\} dS + \int_v [B]^T [C] \{\varepsilon_0\} dV - \int_v [B]^T \{\sigma_0\} dV + P_c^e + P_N^e \quad (2.4.8)$$

Simplificando la ecuación, se expresa:

$$[K^e] \{\delta^e\} = \{P_v^e\} + \{P_s^e\} + \{P_T^e\} + \{P_b^e\} + \{P_c^e\} + \{P_N^e\} \quad (2.4.9)$$

Donde los términos:

$[K^e]$ : 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 en el 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.

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

Las matrices se calculan para cada uno de los elementos del sólido, en función de un sistema de coordenadas local por cada elemento y únicamente quedan en función de parámetros geométricos. Antes del ensamblaje de todas las ecuaciones se debe hacer una transformación a ejes globales, con el fin de obtener las matrices formuladas respecto al mismo sistema de coordenadas. Se procede al ensamblaje de las ecuaciones, que establece la relación entre los nodos de cada elemento y los nodos de la malla global.

## Capítulo 2. Antecedentes

---

Una vez las matrices están referenciadas al sistema de coordenadas global, junto a las condiciones de contorno se pueden obtener los desplazamientos en los nodos. Por lo tanto, es posible calcular soluciones como tensiones, deformaciones, giros, etc. [8] y [9]

### 2.5. Software utilizados

#### 2.5.1. Solid Edge

Solid Edge de UGS PLM Solutions, es un software CAD 3D que permite a los fabricantes diseñar, reducir plazos de comercialización, aumentar la calidad y disminuir los costes. El programa incorpora diseño directamente en CAD, lo que aporta eficiencia en el diseño de piezas. El programa se divide en cinco entornos de diseño: pieza, chapa, conjunto, plano y soldadura. Así como la capacidad de partir de dibujos en 2D para posteriormente realizarlos en 3D [11].

Para la realización de la geometría del cajón estructural del ala del avión, se utiliza el entorno pieza de este software. En este programa se crea la pieza mediante superficies (sin espesor).

#### 2.5.2. Abaqus CAE

Abaqus CAE es un software de simulación de ingeniería basado en el método de elementos finitos, que es capaz de resolver desde problemas simples lineales hasta complejos no lineales.

Realiza un análisis completo que por lo general consiste en tres etapas: pre-proceso, simulación y post-proceso [12].

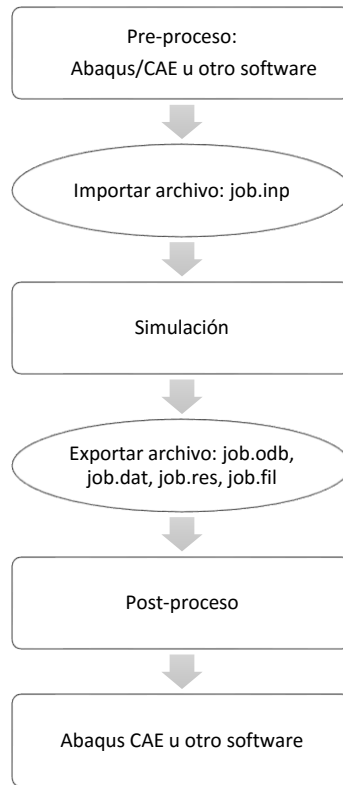


Figura 12- Etapas del Abaqus.

- Pre- proceso:

En esta etapa se define el modelo físico del problema y crear un archivo de entrada Abaqus. El modelo se puede crear utilizando Abaqus/CAE u otro programa. Se genera la geometría, se asignan las propiedades de los materiales, se aplican las cargas y las condiciones de contorno, se discretiza el modelo mediante una malla.

- Simulación:

Normalmente se ejecuta en segundo plano, es la etapa en la que Abaqus resuelve el problema numérico definido en el modelo, mediante el método de elementos finitos definido anteriormente en el capítulo 2.4.

- Post-proceso:

Una vez la simulación se ha completado, y los desplazamientos, tensiones y otras variables se han calculado, Abaqus muestra los resultados de forma gráfica y numérica. También, se pueden obtener gráficos, animaciones, tiene una gran variedad de visualizaciones de los resultados.

Para definir el problema en Abaqus se utilizan diferentes módulos:

- PART:

Este módulo permite la realización de piezas individuales, que se pueden diseñar directamente con Abaqus o se puede utilizar otro programa de diseño compatible.

## Capítulo 2. Antecedentes

---

- **PROPERTY:**

Se definen las propiedades del material y se aplican a la geometría diseñada en el módulo anterior.
- **ASSEMBLY:**

Si se han creado más de una pieza en los módulos anteriores, este módulo te da la opción de unirlos y generar un sistema de coordenadas global común para todas ellas, creando así el conjunto de la pieza a estudiar.
- **STEP:**

Se utiliza este módulo para configurar el análisis del problema, se configuran las solicitudes de salida, es decir, se solicita a Abaqus los resultados que queremos que calcule y que nos muestre posteriormente.
- **INTERACTION:**

Se especifican las interacciones mecánicas y térmicas entre una región u otra del modelo y sus alrededores. Estas interacciones, incluyen restricciones como ecuaciones, limitaciones de cuerpo rígido, etc. Se especifica la dependencia de unas piezas a otras.
- **LOAD:**

Se definen las cargas y condiciones de contorno a las que está sometido el modelo.
- **MESH:**

Es el módulo en el que se discretiza el modelo, genera la malla de elementos finitos dividiendo el modelo en elementos, unidos por puntos llamados nodos.
- **JOB:**

Una vez definido el problema con todos los módulos anteriores, este módulo ejecuta el programa realizando todos los cálculos y supervisando su proceso.
- **VISUALIZATION:**

En él se muestran todos los resultados calculados anteriormente.

# Capítulo 3. Metodología

## 3.1. Características de A320

El Airbus 320, primer avión de pasajeros diseñado con un solo pasillo, continúa estableciendo estándares de la industria para la comodidad y economía de operación en corto a las rutas de medio radio. El A320 es de uso generalizado en todo el mundo, con un alcance de hasta 6.480 kilómetros. Normalmente, tiene una capacidad de 150 pasajeros en cabina en dos clases (hasta 180 pasajeros en un diseño de alta densidad para vuelos de bajo coste) [13].

La tecnología avanzada de la A320 incluye el uso extensivo de materiales compuestos que proporcionan un ahorro de peso, un ala optimizada que es 20 por ciento más eficiente que los diseños anteriores, una pantalla de averías centralizado para facilitar la solución de problemas y menores costes de mantenimiento, junto con los novedosos controles de vuelo "fly-by-wire".

Los controles "fly-by-wire" proporcionan ventajas como: proporcionan control total de vuelo y de protección estructural del fuselaje para mejorar la seguridad y la reducción de la carga de trabajo del piloto, además de mejorar la suavidad de vuelo y la estabilidad, y se reduce el número de partes mecánicas.

### 3.1.1. Dimensiones generales

Para realizar el diseño del cajón de ala del A320 es necesario conocer las dimensiones generales de la aeronave. Estas se muestran en las siguientes imágenes [14]:



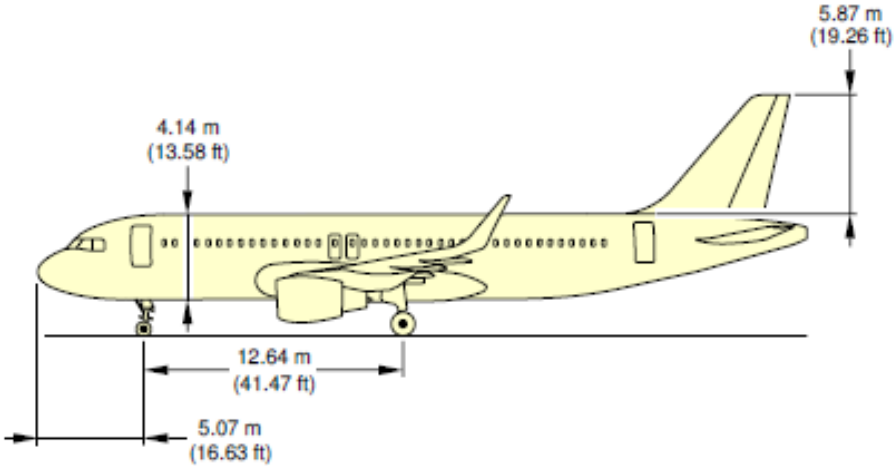


Figura 14- Dimensiones generales del A320 (b)

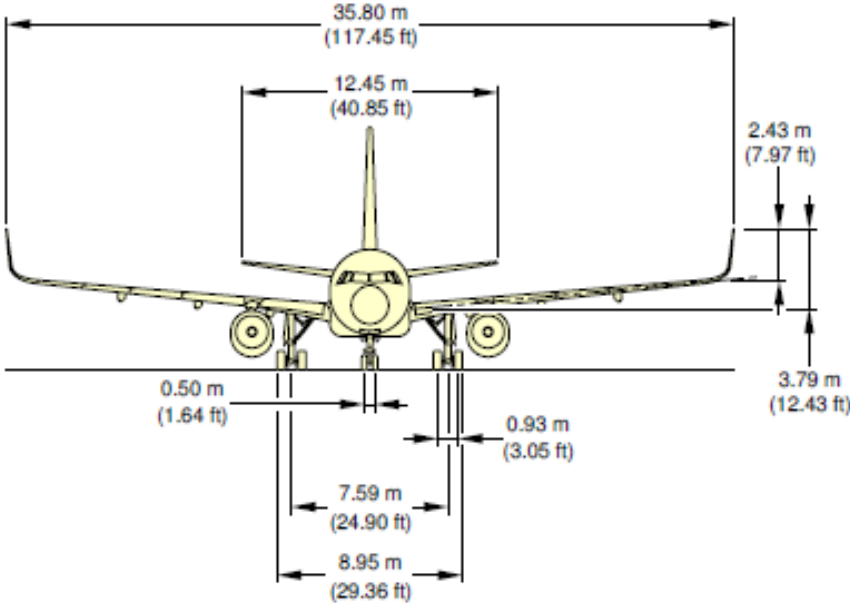


Figura 15- Dimensiones generales del A320 (c)



### 3.1.2. Dimensiones del ala

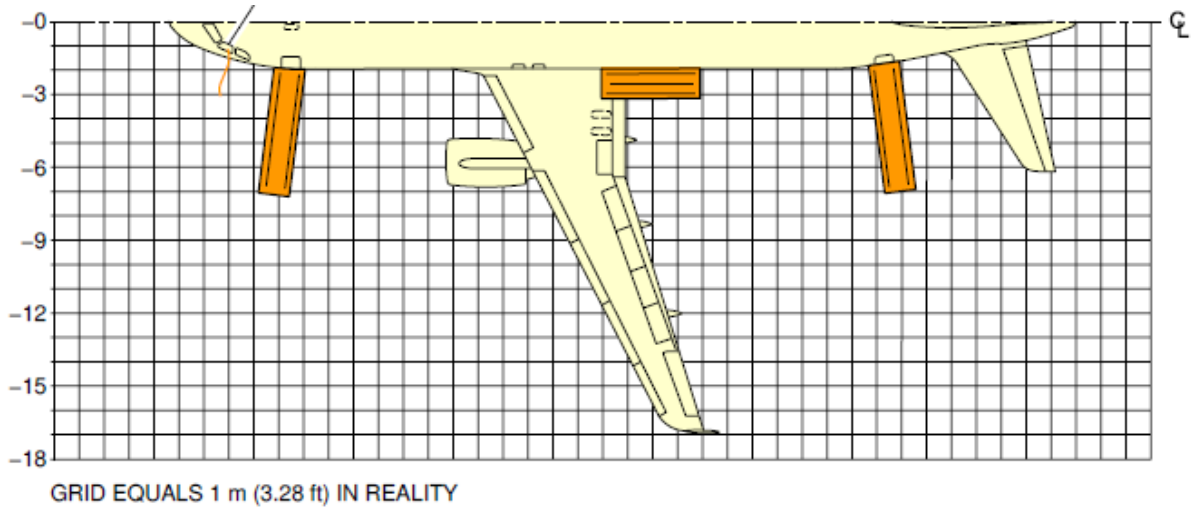


Figura 16- Dimensiones del ala del A320

Las dimensiones del ala se obtienen de la figura 16. En este proyecto se realiza la simplificación del cajón del ala de A320, usando las dimensiones más ajustadas a la realidad. Estas medidas se pueden ver en la siguiente tabla:

	<i>Longitud (m)</i>
<i>Cuerda en la raíz</i>	4.2
<i>Cuerda en el extremo</i>	1.5
<i>Envergadura</i>	15.9

Tabla 3- Dimensiones del cajón del ala

## 3.2. Diseño de la geometría

Antes de empezar con el estudio estructural hay que definir la geometría del modelo. El diseño simplificado del cajón del ala, se basa en el Airbus A320. Más en concreto en el modelo A320-200. Sus dimensiones se pueden ver en las figuras 14, 15 y 16.

El diseño simplificado corresponde con el cajón del ala del avión, compuesto de las costillas, largueros y recubrimientos, en este caso, no se tendrán en cuenta los larguerillos por simplificación.

Formado por 27 costillas, de las cuales las 8 primeras son paralelas al fuselaje y el resto perpendiculares al larguero trasero. Las costillas tienen la función de mantener la forma del ala del avión.

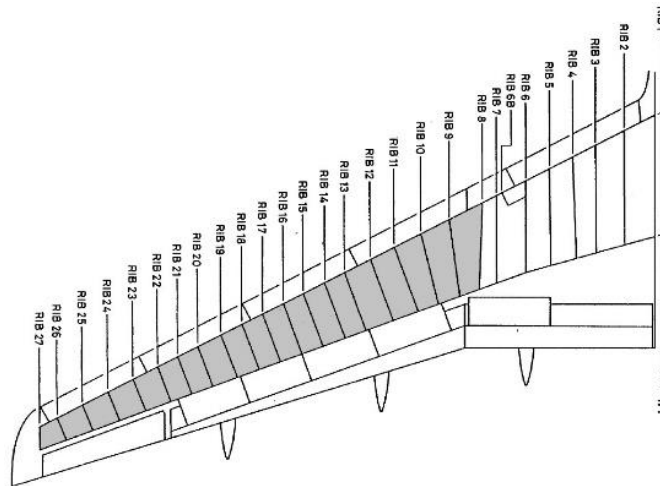


Figura 17 - Costillas del ala de un Airbus 320

Mediante el programa de diseño Solid Edge se realiza la geometría del cajón. La geometría será diseñada sin espesor ya que posteriormente se utilizará, en el módulo numérico de elementos finitos, elementos tipo placa.

En primer lugar con las coordenadas del perfil aerodinámico se crean las curvas de la raíz, el extremo y un par de curvas de la zona central del ala.

Las coordenadas aerodinámicas se pueden ver en el Anexo I, desde el Solid Edge se importa el archivo Excel que contiene estos puntos para poder crear las curvas.

Estas curvas son las que van a dar la forma al ala, mediante la creación de superficie por barrido y marcando la trayectoria, obtenemos el revestimiento del ala.

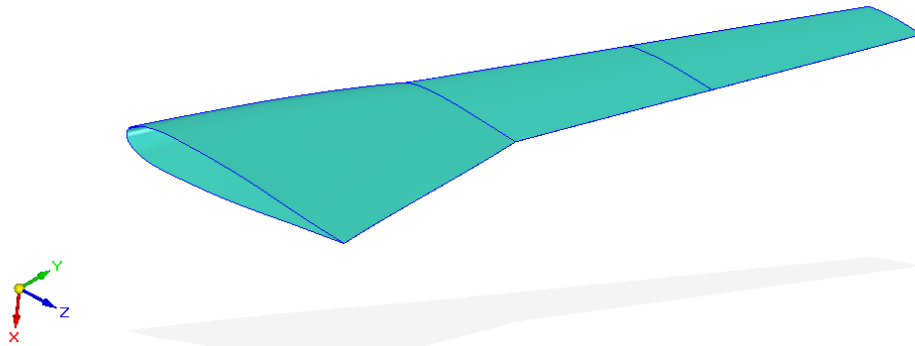


Figura 18- Diseño del revestimiento en Solid Edge

Con las dimensiones adecuadas, el siguiente paso es la creación de los largueros para dar forma al cajón, recortando los laterales y colocando superficie recta, obtenemos los largueros.

Los laterales del cajón son los largueros, ya que los bordes de ataques y salida son elementos móviles hipersustentadores y de control del avión, que no contribuyen a la estructura del ala considerada como viga en voladizo.

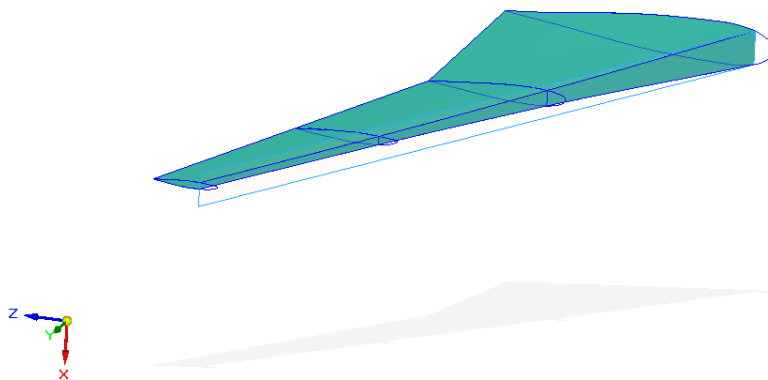


Figura 19- Creación de los largueros en Solid Edge

Y por tanto, se define el perfil del cajón como podemos ver en la siguiente imagen, que corresponde con la superficie de una de una de las costillas.

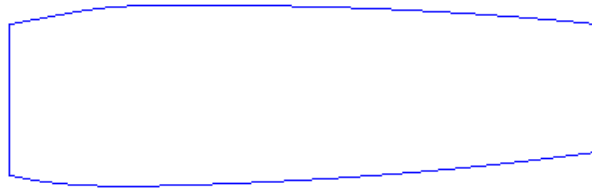


Figura 20- Perfil de una costilla

Las costillas se encuentran en el interior del cajón, y su forma está definida por el perfil aerodinámico del ala. Se han realizado diversos modelos de la colocación de las costillas. Primero, un modelo con todas las costillas en paralelo al fuselaje, posteriormente otro con las costillas perpendiculares al larguero trasero.

Por último, el modelo que se ajusta más a la realidad es una mezcla, primero las costillas más cercanas a la raíz son paralelas al fuselaje (las primeras 9 costillas), como podemos ver en la figura 21 y el resto son perpendiculares al larguero trasero.

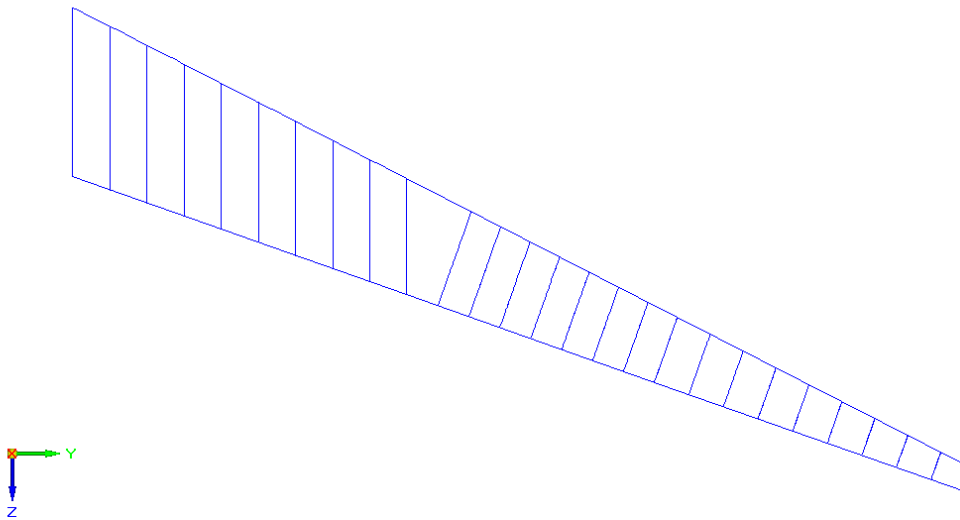


Figura 21- Boceto de la colocación de las costillas

Esta colocación se debe a la dirección de las fuerzas locales que son producidas por los elementos de control y dispositivos hipersustentadores. Las costillas perpendiculares al larguero trasero facilitan la introducción de carga, y las costillas paralelas próximas al fuselaje están condicionadas por la costilla de la raíz y la costilla en la sección del motor, ambas en la dirección de vuelo. La costilla de la raíz se encuentra colocada de este modo por el montaje del ala con el fuselaje y la costilla del motor está en la dirección de la carga del motor. Además, las costillas

## Capítulo 3. Metodología

---

más cercanas al empotramiento se encuentran más cerca entre ellas en comparación con las alejadas, ya que estas últimas sufren mucho menos que el resto.

Una vez decidido cómo van a estar colocadas las costillas, se dispone a su creación. Para ello se coloca un plano por cada costilla, en su correcta posición. Una vez tenemos tantos planos como número de costillas, se crea la curva intersección entre el cajón y cada plano. Estas curvas corresponden con los perfiles de las 27 costillas.

Por último, con la operación de superficie limitada, rellenamos cada perfil con superficie obteniendo las costillas y por tanto la pieza quedará finalizada. (figura 22)

La geometría creada en Solid Edge, se crea como superficie, es decir, sin espesor para que posteriormente con el programa de elementos finitos, ABAQUS CAE, se pueda dimensionalizar, aplicándole diferentes espesores hasta obtener el resultado más óptimo.

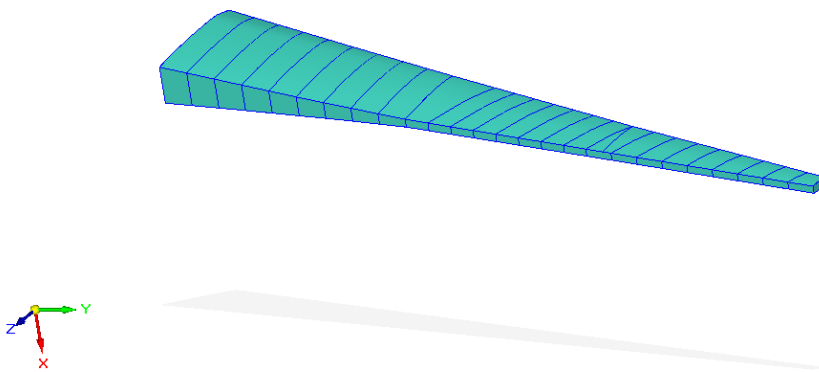


Figura 22 - Diseño en Solid Edge del cajón del ala

### 3.3. Análisis de cargas

#### 3.3.1. Cargas en el avión

El avión se mantiene en equilibrio en el aire bajo la acción de cuatro fuerzas: Sustentación, peso, tracción y resistencia. La sustentación se opone al peso y la tracción a la resistencia. Estas cuatro fuerzas están ligadas entre sí. La sustentación debe equilibrar el peso para mantener el avión en el aire. Para que se produzca sustentación, el avión debe avanzar con relación al aire. Cuando el avión se mueve en el aire se produce la resistencia. Para vencer la resistencia es necesaria la tracción [15].



Figura 23- Fuerzas que actúan en vuelo

Cuando se produce un desequilibrio entre ellas se produce una aceleración. La sustentación está generada por el ala.

- Carga de sustentación:

Es la fuerza desarrollada por un perfil aerodinámico moviéndose en el aire, ejercida de abajo arriba, y cuya dirección es perpendicular al viento relativo y a la envergadura del avión (no necesariamente perpendiculares al horizonte).

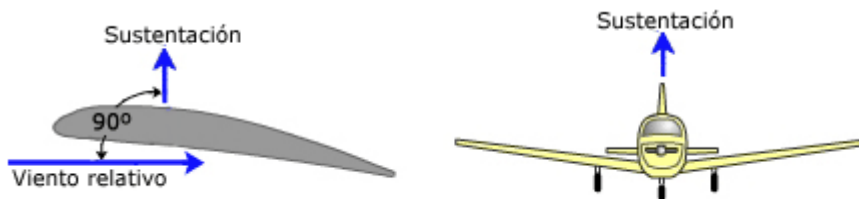


Figura 24- Fuerza de sustentación

- Peso:

El peso es la fuerza de atracción gravitatoria sobre un cuerpo, siendo su sentido hacia abajo, su dirección perpendicular a la superficie de la tierra y su intensidad proporcional a la masa de dicho cuerpo. Esta fuerza es la que atrae al avión hacia la tierra y ha de ser contrarrestada por la fuerza de sustentación para mantener el avión en el aire.

- Resistencia:

Es la fuerza que impide o disminuye el movimiento del avión. La resistencia es paralela y con el mismo sentido que el viento relativo, también es paralela y en sentido opuesto a la trayectoria.

Desde el punto de vista aerodinámico, hay dos tipos de resistencia: la resistencia debido a la fricción del aire con la superficie del ala y la resistencia por presión del propio aire oponiéndose a movimiento de un objeto moviéndose en el aire.



Figura 25 - Resistencia en un avión

Ambas resistencias crean una fuerza proporcional al área sobre la que actúan y al cuadrado de la velocidad. Una parte de la resistencia por presión que produce un ala depende de la cantidad de sustentación producida; a esta parte se le denomina resistencia inducida.

- Empuje:

Esta fuerza la proporcionan los motores del avión. Para que el avión se empiece a mover, el motor debe ejercer una fuerza de empuje que sea capaz de vencer la resistencia de avance. Esta fuerza se obtiene acelerando una masa de aire a una velocidad mayor que la del avión. La reacción, de igual intensidad pero de sentido opuesto (3ª ley de Newton), mueve el avión hacia delante.

### 3.3.2. Cálculo de cargas

En este proyecto se han tenido en cuenta las cargas más importantes como la de sustentación, el peso del combustible, el propio peso de la estructura y las fuerzas proporcionadas por el motor. Se simplifica, tomando el ala como una viga empotrada en la cual actúan las diferentes cargas nombradas anteriormente.

Para el análisis de las cargas que actúan sobre el ala es necesario determinar la elevación requerida. El manual del A320 [14], nos proporciona los datos necesarios como el peso. Debido a la complejidad del problema y la gran variedad de datos, se selecciona como peso, el máximo peso al despegue del avión (MTOW "maximum takeoff weight") que lo compone el peso en vacío del avión, el 100% de carga de pago y el 100% de combustible.

Aircraft Characteristics					
	WV000	WV001	WV002	WV003	WV004
Maximum Ramp Weight (MRW)	73 900 kg	68 400 kg	70 400 kg	75 900 kg	71 900 kg
Maximum Taxi Weight (MTW)	(162 922 lb)	(150 796 lb)	(155 205 lb)	(167 331 lb)	(158 512 lb)
Maximum Take-Off Weight (MTOW)	73 500 kg	68 000 kg	70 000 kg	75 500 kg	71 500 kg
	(162 040 lb)	(149 914 lb)	(154 324 lb)	(166 449 lb)	(157 630 lb)
Maximum Landing Weight (MLW)	64 500 kg	64 500 kg	64 500 kg	64 500 kg	64 500 kg
	(142 198 lb)	(142 198 lb)	(142 198 lb)	(142 198 lb)	(142 198 lb)
Maximum Zero Fuel Weight (MZFV)	60 500 kg	60 500 kg	60 500 kg	60 500 kg	60 500 kg
	(133 380 lb)	(133 380 lb)	(133 380 lb)	(133 380 lb)	(133 380 lb)

Figura 26- Datos de peso de A320

Como se muestra en la figura 26 el peso máximo al despegue es de 75.000 kg. Este valor debe ser multiplicado por el factor de carga 2.5 según la normativa EASA. Se aplica este valor de factor de carga ya que es el que se aplica en la condición de vuelo más crítica como podemos ver en el gráfico de la figura 27 según la normativa EASA.

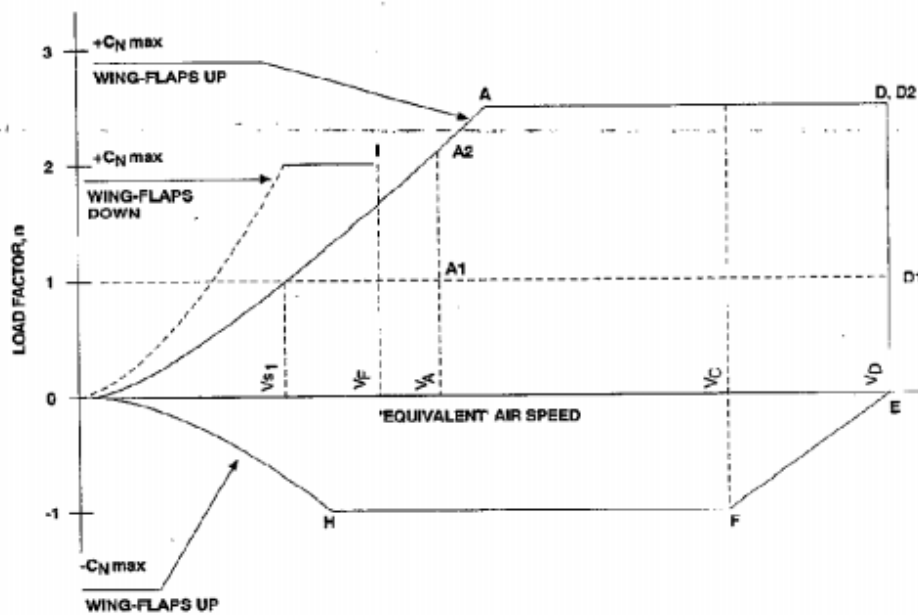


Figura 27- Gráfico de maniobra.

Esta condición de vuelo crítica sucede cuando la sustentación es mayor que el peso debido a una maniobra o una ráfaga se produce una aceleración vertical. La relación entre la fuerza de sustentación y el peso se llama factor de carga. La norma CS 25 [17] obliga a que este factor de carga no sea menor de 2.5 hacia arriba.

La misma norma [16], obliga a la estructura del avión a soportar las cargas límite sin deformaciones detrimentales permanentes. Definiendo cargas límites como las máximas esperadas en servicio. También define cargas últimas como las cargas límite multiplicadas por un Factor de Seguridad. Este factor lo fija en 1.5. La estructura debe soportar carga última al



## Capítulo 3. Metodología

---

menos durante 3 segundos, permitiéndose deformaciones permanentes o fallos locales pero no el colapso de la estructura. Este factor de seguridad, se aplicará posteriormente en el capítulo 3.5 en los criterios del material en el caso del aluminio. Pero en el caso del material compuesto el factor de seguridad no se aplica en las ecuaciones de su criterio sino que se aplica directamente sobre las cargas.

- Carga de sustentación:

La carga de sustentación sigue una distribución elíptica a lo largo de las alas del avión, como se muestra en la figura 28. Sólo realizaremos el cálculo de un ala, puesto que el avión es simétrico y se comportará de igual manera a cada lado del fuselaje.

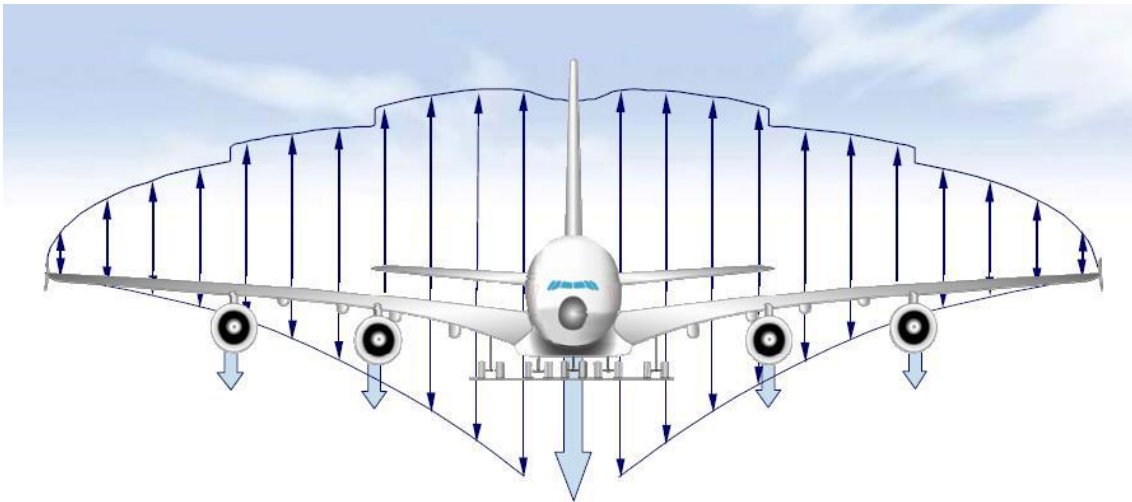


Figura 28- Distribución de cargas en el avión

La ecuación de la elipse es la siguiente:

$$1 = \frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} \quad (3.3.2.1)$$

En la figura 29 se muestra un esquema simplificado de la distribución elíptica de la carga de sustentación. Esta carga distribuida es un cuarto del área de una elipse, las unidades en el eje "Y" son en N/mm y las del eje "X" en mm. El esquema nos muestra la carga a lo largo de la longitud del ala.

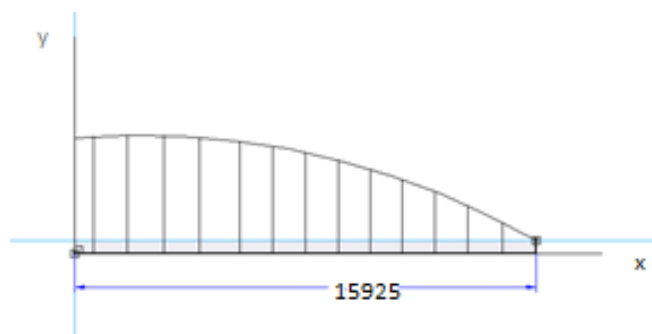


Figura 29- Esquema de la distribución elíptica de la sustentación.

Cálculo de las constantes  $a$  y  $b$  mediante dos condiciones:

Condición 1: en el extremo del ala la fuerza de sustentación es nula.

$$x = 15.925 \text{ mm} \rightarrow y = 0 \text{ N/mm} \quad (3.3.2.2)$$

Sustituyendo los valores de “ $x$ ” e “ $y$ ” en la ecuación de la elipse, obtenemos:

$$a = 15.925 \text{ mm}$$

Condición 2: Igualado el máximo peso que soporta el ala al área de la carga distribuida de la fuerza de sustentación.

El área de la carga de sustentación aplicada en un ala es una cuarta parte del área total de una elipse y el peso que soporta el ala es la mitad del peso máximo al despegue ya que este peso se reparte entre las dos alas. Por lo tanto, igualando la carga de sustentación y el peso en un ala obtenemos la siguiente ecuación:

$$\frac{MTOW \times g \times n_c}{2} = \frac{a \times b \times \pi}{4} \quad (3.2.2.3)$$

Donde:

MTOW: peso máximo al despegue.

$n_c$ : factor de carga.

$g$ : gravedad (se supone  $10 \text{ m/s}^2$ )

Área de la elipse:

$$S_{el} = a \times b \times \pi \quad (3.2.2.4)$$

Con esta ecuación obtenemos el valor de la constante  $b$ :

$$b = 74.955,23 \text{ N/mm} \quad (3.2.2.4)$$

## Capítulo 3. Metodología

---

Una vez calculados las constantes a y b, ya tenemos la ecuación que sigue la carga de sustentación.

$$L_l(x) = 1 = \frac{x^2}{15925^2} + \frac{y^2}{74955,23^2} \quad (3.2.2.5)$$

Pero esta carga solo tiene en cuenta la dirección “x” e “y”. Tenemos que tener en cuenta que esta aplicada a lo largo del ancho del ala, es decir, en sentido “z”.

Para ello, calculamos la variación de la “cuerda” del cajón del ala en función del eje x:

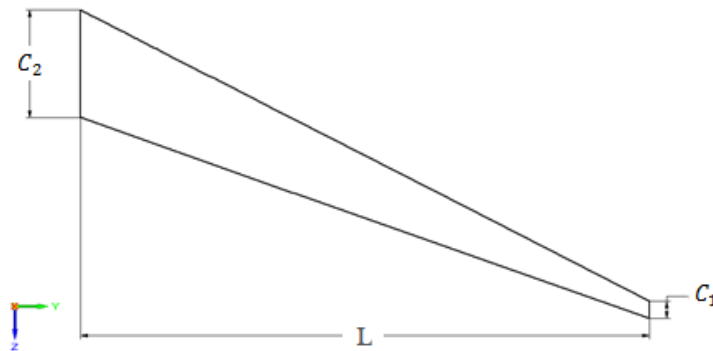


Figura 30- Vista superior del cajón del ala.

$$C(x) = C_2 + \frac{(C_1 - C_2)}{L} \times x \quad (3.2.2.6)$$

A la hora de introducir las cargas en ABAQUS CAE, la carga de sustentación se mete como carga tipo presión, es decir, en MPa. Por lo tanto, la ecuación final de la carga de sustentación es la siguiente:

$$L_s = \frac{L_l(x)}{C(x)} \quad [N/mm^2] \quad (3.2.2.7)$$

- Carga del combustible:

El combustible en los aviones se encuentra dentro del cajón de las alas. Para este proyecto, suponemos que el avión está totalmente cargado de combustible y que el volumen que ocupa el combustible será el que ocupa el cajón del ala.

Se introduce la carga de combustible en ABAQUS CAE como tipo presión, por lo tanto buscamos una ecuación en MPa:

$$W_f = \frac{S(x)}{C(x)} \times \rho_f \times g \times n_c \quad (3.2.2.7)$$

Siendo  $\rho_f$  la densidad del combustible,  $g$  la gravedad que por simplificaciones la suponemos como  $10 \text{ m/s}^2$ ,  $n$  el factor de carga.

$S(x)$  es la variación de la sección transversal del ala a lo largo del eje “ $x$ ”, que se calcula mediante la siguiente ecuación:

$$S(x) = S_2 + \frac{(S_1 - S_2)}{L} \times x \quad (3.2.2.8)$$

- **Peso propio:**

Otra fuerza importante a tener en cuenta es el peso propio del ala, el peso de la estructura del avión que dependerá del material del que esté construido.

Para aplicarlo en ABAQUS CAE existe la opción “gravity” que introduciendo el valor y la dirección de la gravedad lo calcula el propio programa.

Fuerzas del Motor:

Por ultimo hay que tener en cuenta las fuerzas que generan el motor: su peso y el empuje. Estas fuerzas son fuerzas puntuales, calculadas en un punto exterior a la estructura del cajón, que por lo tanto además de las fuerzas puntuales, generan un momento.

El motor que utiliza el A320 es CFM56-5B [18] y sus datos, el peso y empuje, también deben ser multiplicados por el factor de carga según la normativa EASA. Estos datos se pueden ver en la siguiente tabla:

	<b>CFM56-5B</b>
<i>Peso (kg)</i>	2381
<i>Empuje (kg)</i>	14968,55
<i>Diámetro (mm)</i>	1727,2

Tabla 4- Datos del motor CFM56-5B [19]

## Capítulo 3. Metodología

---

Como se explica al principio de este apartado, en el caso del material compuesto, el factor de seguridad se aplica directamente sobre las cargas. Por lo que, para este caso se multiplicará a las ecuaciones anteriores por el factor de seguridad.

### 3.3.3. Comprobación de cargas en Abaqus cae

Para hacer una comprobación de las cargas, en ABAQUS CAE, se calculan las reacciones en el empotramiento. De esta manera podemos ver que la aplicación de cargas ha sido correcta.

Se realiza un estudio para cada carga aplicada en la estructura. Los resultados de las reacciones se muestran en los siguientes gráficos y posteriormente se hace el cálculo de las reacciones con las cargas calculadas anteriormente:

- Motor:

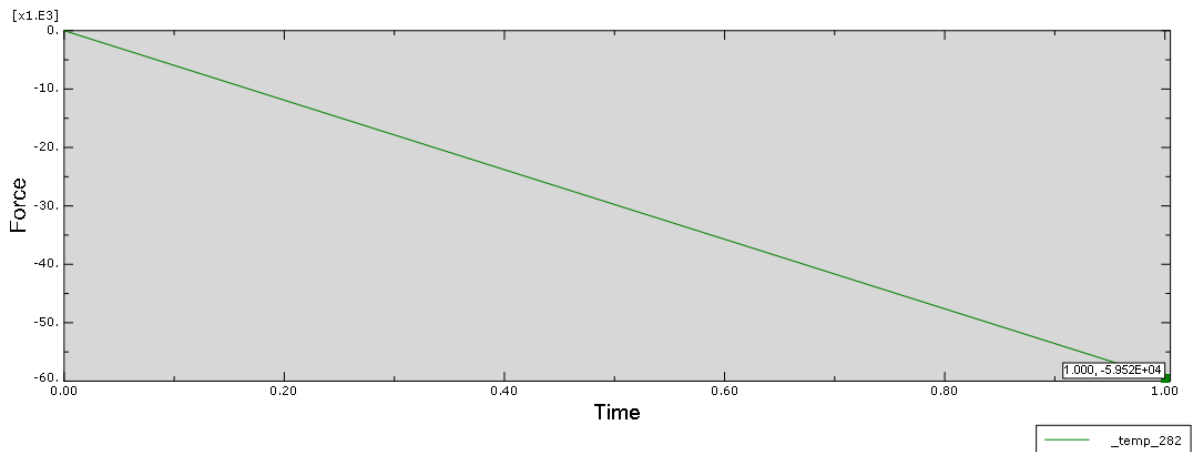


Figura 31- Gráfico de la reacción de la fuerza del motor

$$R_m = m_m \times n_c \times g = 59525 \text{ N} \quad (3.3.3.1)$$

- Sustentación:

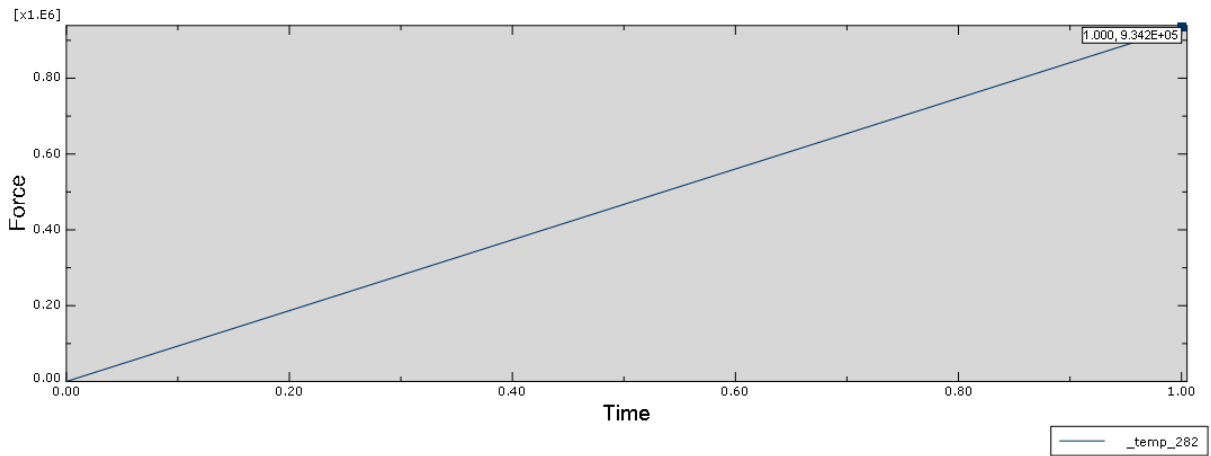


Figura 32- Gráfico de la reacción de la fuerza de sustentación

$$R_s = \frac{MTOW \times n_c \times g}{2} = 937500 \text{ N} \quad (3.3.3.2)$$

- Combustible:

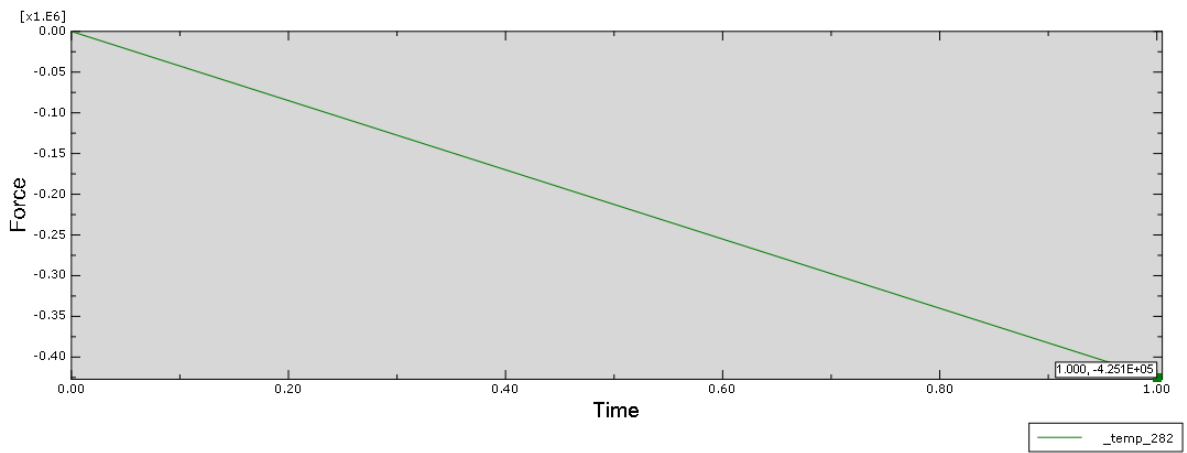


Figura 33 - Gráfico de la reacción de la fuerza del combustible

$$R_f = \rho_f \times n_c \times g \times V_t = 425100 \text{ N} \quad (3.3.3.3)$$

## Capítulo 3. Metodología

- Peso propio

En el caso del peso propio dependerá de la densidad del material por lo que serán dos reacciones diferentes para cada caso. Y la manera de comprobar que esta fuerza es la correcta es con el volumen que ocupa la estructura y la densidad del material. Además, para esta fuerza no es necesario aplicar el factor de carga ya que no es una carga exterior aplicada.

- Aluminio

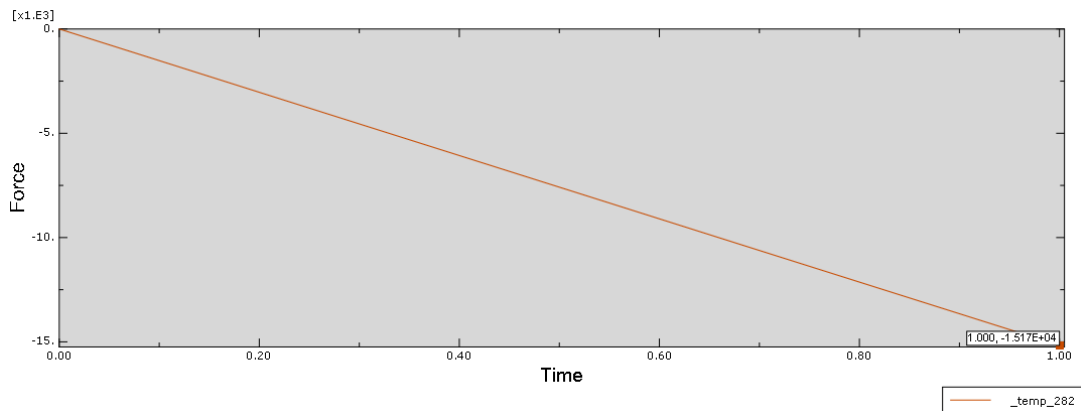


Figura 34 - Gráfico de la reacción de la fuerza del propio peso en aluminio

$$R_{pp,a} = \rho_a \times V_{e,a} \times g = 15170N \quad (3.3.3.4)$$

- Material compuesto

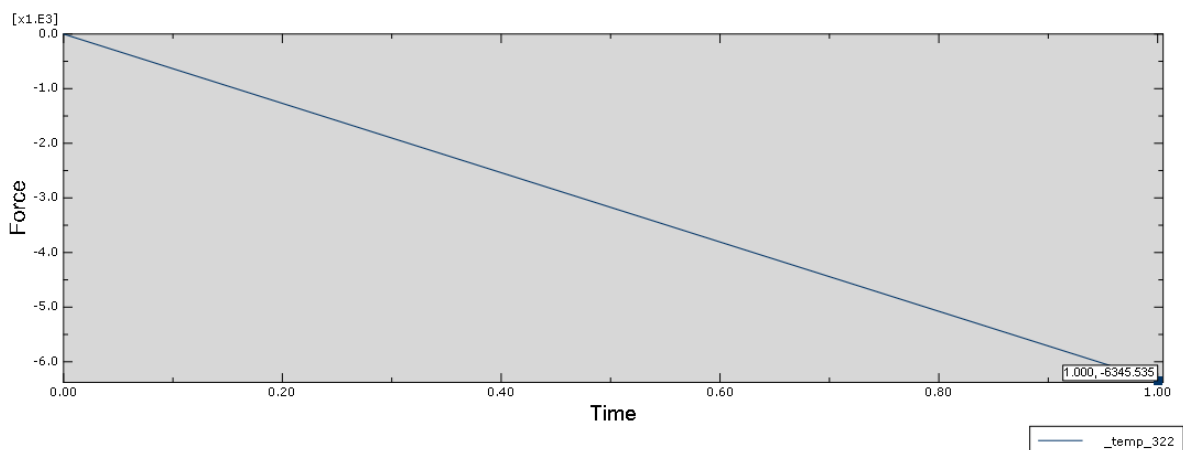


Figura 35- Gráfico de la reacción de la fuerza del propio peso en material compuesto

$$R_{pp,mc} = \rho_{mc} \times V_{e,mc} \times g = 6345N \quad (3.3.3.5)$$

### 3.4. Materiales aplicados

El ala construida por el revestimiento soportado en su interior por los largueros y larguerillos, está diseñada para aguantar cargas de flexión, cortadura y torsión. Los materiales usados deben tener buenas propiedades de rigidez y resistencia para poder soportar estas cargas. Otras características importantes en el material utilizado es que sea ligero y duradero, además de tener una alta resistencia a la fatiga. Actualmente, se empiezan a fabricar alas de material compuesto, una combinación de alta resistencia a las cargas y la fatiga. Las alas pueden estar construidas de ambos materiales, el revestimiento de material compuesto y de aluminio los largueros y larguerillos [6].

Los factores considerados para la elección del material son:

- Propiedades estructurales
- Factores económicos
- Fabricación
- Durabilidad en el entorno de vuelo
- Impactos medioambientales
- Propiedades especiales

El material del ala del A320 es de aluminio, por lo que inicialmente el cajón del ala se realiza en aluminio, dimensionando lo máximo posible hasta obtener el resultado más óptimo en este material.

Posteriormente, se cambiará a material compuesto para compararlos y estudiar las ventajas y desventajas de la utilización de uno u otro material.

#### 3.4.1. Aleaciones de aluminio.

El cajón del ala no está fabricado en aluminio puro, sino en aleaciones del mismo. Para la selección del material se comparan diferentes aleaciones utilizadas en el sector de la aeronáutica.

<i>Material</i>	<i>Densidad (kg/m<sup>3</sup>)</i>	<i>Poisson</i>	<i>Módulo de elasticidad (MPa)</i>	<i>Límite elástico (MPa)</i>	<i>Carga de rotura (MPa)</i>
7075-T6	2810	0.33	71700	503	572
2014-T4	2800	0.33	72400	290	427
7178-T6	2830	0.33	71700	538	607
2024-T4	2780	0.33	73100	324	469

Tabla 5- Propiedades mecánicas de las aleaciones del aluminio [20]



Finalmente, se decide por el 7178-T6 porque su límite elástico es superior al del resto. Ya que sus densidades son similares y es capaz de aguantar mayores tensiones, se podrá reducir más el espesor y por lo tanto tendrá menor peso y será menos costoso.

### 3.4.2. Carbón Epoxy : AS4/8552

En la actualidad no hay ninguna aeronave con el 100% de sus alas fabricadas en material compuesto. Poco a poco se va incrementando el número de partes del avión en este material.

Para el diseño del cajón se opta por simplificar y diseñar el ala totalmente de material compuesto, para poder hacer un estudio de cómo es su comportamiento frente al aluminio tradicional.

Para esta simplificación se ha seleccionado la fibra de carbono AS4 en matriz epoxi 8552. La arquitectura de las láminas escogidas de tipo unidireccional que se usa habitualmente en estructuras sometidas a estados de carga de tracción y compresión. Este material tiene mayor resistencia frente al aluminio, además de ser más ligero y por lo tanto se podrá ahorrar en peso.

Las propiedades de este material las podemos ver en la tabla 6:

<i>Descripción</i>	<i>Símbolo</i>	<i>Valor</i>
<i>Densidad</i>	$\rho$	1580 kg/m <sup>3</sup>
<i>Módulo de Young en dirección paralela las fibras</i>	$E_1$	139 GPa
<i>Módulo de Young en dirección perpendicular a las fibras</i>	$E_2$	9,4 GPa
<i>Módulo de rigidez a la cortadura (en el plano)</i>	$G_{12}$	4,5 GPa
<i>Módulo de rigidez a la cortadura (fuera del plano)</i>	$G_{13}$	4,5 GPa
<i>Módulo de rigidez a la cortadura (fuera del plano)</i>	$G_{23}$	3,6 GPa
<i>Coefficiente de Poisson</i>	$\nu$	0,3089
<i>Resistencia a compresión en dirección paralela a las fibras</i>	$X_C$	1656 MPa
<i>Resistencia a tracción en dirección paralela a las fibras</i>	$X_T$	2105 MPa
<i>Resistencia a compresión en dirección perpendicular a las fibras</i>	$Y_C$	79 MPa
<i>Resistencia a tracción en dirección perpendicular a las fibras</i>	$Y_T$	114 MPa

Tabla 6- Propiedades del Caron Epoxy AS4/8552 [21]

### 3.5. Criterios de validación de la estructura

- Estructura de aluminio

Para que el material del que está fabricado la estructura sea capaz de soportar las cargas que se le aplican, no debe plastificar. El programa Abaqus nos da como resultado la tensión de Von Mises que está soportando la estructura y por lo tanto este valor no debe ser superior al límite elástico.

El teorema de Von Mises expresa que el estado límite en un punto de un cuerpo en el que existe un estado tensional cualquiera comienza cuando la energía de distorsión por unidad de volumen en un entorno de dicho punto sea igual a la energía de distorsión absorbida por unidad de volumen cuando el material alcanza la tensión límite en el ensayo a tracción [22].

La expresión del criterio de Von Mises en tensiones principales es la siguiente:

$$\frac{\sigma_e}{n_s} \geq \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 - (\sigma_x\sigma_y + \sigma_y\sigma_z + \sigma_z\sigma_x) + 3(\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{zx}^2)} \quad (3.5.1)$$

Para este criterio se debe tener en cuenta el factor de seguridad n, que toma el valor de 1.5, explicado en capítulo 3.3.2 Cálculo de cargas.

El material utilizado es el aluminio 7178-T6 que su límite elástico es de 538 MPa y teniendo en cuenta el factor de seguridad, el criterio que debe cumplir la estructura diseñada es:

$$358.7 \geq \sigma_{VM} \text{ (MPa)} \quad (3.5.2)$$

- Estructura de material compuesto.

El material compuesto se comporta de manera diferente al metal, por lo tanto su criterio de fallo es diferente. Se evalúa el fallo mediante el Criterio Hashin [23].

Hashin propone un criterio para predecir el fallo de un material compuesto basado en mecanismos de fallo del mismo. Para ello se basó en una serie de hipótesis:

Considera por separado los distintos modos de fallo: fallo de la fibra (tracción y compresión) y fallo de la matriz (tracción y compresión).

En el modelo de fallo de la matriz se consideran las componentes del vector tensión en el plano de fallo como responsable del mismo.

La interacción entre las distintas componentes que intervienen en un modo se suponen cuadráticas. Se utiliza este tipo de interacción por ser sencilla y quedar descartada la interacción lineal.

## Capítulo 3. Metodología

---

Los criterios de fallo en Abaqus para materiales compuestos reforzados con fibras están basados en la Teoría de Hashin, con sus cuatro mecanismos de fallo: tracción y compresión en la fibra y tracción y compresión en la matriz [24].

Las expresiones de este criterio son:

Tracción de las fibras (HSNFTCRT= $F_f^T$ ) ( $\sigma_{11} \geq 0$ )

$$F_f^T = \left(\frac{\sigma_{11}}{X^T}\right)^2 + \alpha\left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2 \quad (3.5.3)$$

Compresión de las fibras (HSNFCCRT= $F_f^C$ ) ( $\sigma_{11} < 0$ )

$$F_f^C = \left(\frac{\sigma_{11}}{X^C}\right)^2 \quad (3.5.4)$$

Tracción de la matriz (HSNMTCRT= $F_m^T$ ) ( $\sigma_{22} \geq 0$ )

$$F_m^T = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y^T}\right)^2 + \alpha\left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2 \quad (3.5.5)$$

Compresión de la matriz (HSNMCCRT= $F_m^C$ ) ( $\sigma_{22} < 0$ )

$$F_m^C = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S^T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y^C}{2S^T}\right)^2 - 1\right]\frac{\sigma_{22}}{Y^C}\left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2 \quad (3.5.6)$$

En estas ecuaciones:

$X^T$ : Resistencia a tracción en dirección paralela a las fibras

$X^C$ : Resistencia a compresión en dirección paralela a las fibras

$Y^T$ : Resistencia a tracción en dirección perpendicular a las fibras

$Y^C$ : Resistencia a compresión en dirección perpendicular a las fibras

$S^L$ : Resistencia a cortadura en dirección paralela a las fibras

$S^T$ : Resistencia a cortadura en dirección perpendicular a las fibras

$\sigma_{11}, \sigma_{22}, \tau_{12}$ : Componentes del tensor de tensiones

Abaqus nos da como solución las diferentes tensiones HSNFTCRT, HSNFCCRT, HSNMTCRT, HSNMCCRT y como datos del material que se han de introducir  $X^T, X^C, Y^T, Y^C, S^L, S^T, \sigma_{11}, \sigma_{22}, \tau_{12}$ .

El criterio de Hashin expresa que si las tensiones son menores o iguales a la unidad el criterio cumple, es decir, no existe rotura.

- Desplazamiento vertical

Se evalúa la rigidez del cajón del ala por medio del desplazamiento vertical máximo de la estructura. El modelo está cargado con un factor de carga de 2.5 para obtener el caso de carga máxima dimensionante, explicado anteriormente. Para obtener este desplazamiento en condiciones de vuelo estacionario (1g, es decir, sin maniobras) dividiremos el resultado de

desplazamiento vertical entre 2.5. Esto es posible porque el modelo es lineal, resultado proporcional a las cargas aplicadas.

Por lo tanto el desplazamiento vertical final (en condiciones de vuelo estacionario) será:

$$\delta_{vf} = \frac{\delta_{vm}}{2.5} \quad (\text{m}) \quad (2.5.7)$$

Siendo  $\delta_{vm}$  el desplazamiento vertical máximo que da como resultado Abaqus, en el cual se tiene en cuenta el 2.5 de factor de carga (condición de vuelo más crítica).

Además, en el caso del material compuesto, las cargas también están multiplicadas por el factor de seguridad. Por lo que, para calcular el desplazamiento vertical máximo se debe dividir el resultado que muestra Abaqus:

$$\delta_{vm} = \frac{\delta}{1.5} \quad (\text{m}) \quad (2.5.8)$$

Siendo  $\delta$  el desplazamiento que muestra Abaqus en el caso del material compuesto, en el cual se tiene en cuenta el factor de seguridad y el de carga.

### 3.6. Modelado en Abaqus CAE

Como se explica en el capítulo 2.5.2, Abaqus funciona mediante módulos. A través de estos se aplican las características del problema y finalmente se obtienen los resultados:

- Módulo PART:

En este proyecto la geometría no ha sido generada mediante el ABAQUS CAE, sino importando la geometría del programa Solid Edge. Una geometría tipo Shell que posteriormente se le aplicará espesor para convertirla en un sólido. Por lo que la única acción realizada en este módulo ha sido importar el archivo desde Solid Edge a Abaqus CAE.

- Módulo PROPERTY:

En este módulo se generan los diferentes materiales que se van a aplicar. En este caso dos materiales:

Aluminio: un material metálico con propiedades mecánicas tipo “elasticity” además de las propiedades generales (“density”).

Fibra de carbono: material compuesto, al cual hay que aplicarle propiedades generales (“density”) y mecánicas tipo “damage for fiber-reinforced composites”.

Los diferentes valores de las propiedades se muestran en el apartado 3.4.

## Capítulo 3. Metodología

Tras definir las propiedades de los materiales se deben aplicar a la geometría añadiendo el espesor deseado. Esto se hace mediante la creación de secciones:

Para el Aluminio se crean diferentes secciones indicando que es material de tipo “Shell” y homogéneo. Luego se indica el espesor deseado por cada sección.

Para el caso del Material compuesto es más complejo. El material compuesto es anisótropo y para aplicarlo a la geometría se debe indicar mediante la opción “composite layup” en la cual se indica el número de láminas que se quieren poner, su orientación, la secuencia de apilamiento y el espesor de cada lámina.

La secuencia de apilamiento que se aplica es diferente en cada parte de la estructura. Para el revestimiento priorizan las fibras con orientación en dirección longitudinal ya que sufre tensión a tracción y compresión, y en el caso de las costillas y los largueros predominan las fibras orientadas de manera transversal ya que sufren a cortadura.

Un ejemplo de secuencia de apilamiento será:

$$[45/0/90/0/-45]_{nS} \rightarrow [45/0/90/0/-45/-45/0/90/0/45]_n$$

Siendo n el número de veces que se repite la secuencia de apilamiento. De esta forma se elige el espesor en función del número de láminas que se colocan se calcula el espesor de la zona de la estructura en la que se va a colocar el material.

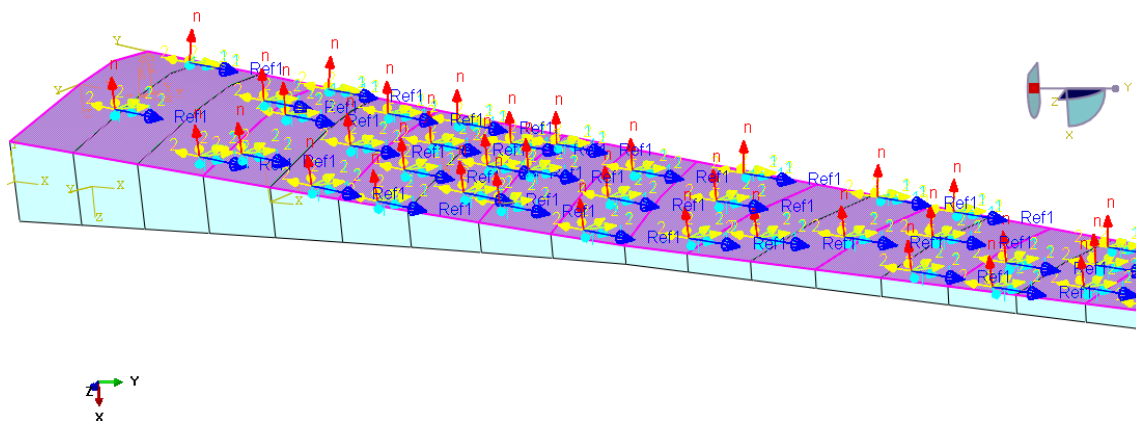


Figura 36- Orientación de las fibras en el revestimiento superior

Antes de elegir la secuencia de apilamiento, es importante seleccionar bien la dirección principal, es decir, a la que le corresponden 0°. En los revestimientos y largueros la dirección principal es longitudinal al ala (flecha azul “Ref1” en la figura 36) . Y en las costillas es transversal al ala. Por lo que el ángulo que debe predominar en la secuencia de apilamiento en los revestimientos debe ser 0, y en los largueros y costillas +45 o -45.

- Módulo ASSEMBLY:

En este caso tenemos una única pieza, por lo tanto no depende de otra. Y marcamos la pieza como independiente.

- Módulo STEP:

Por defecto la pieza siempre está en el instante inicial, por lo tanto ya tenemos creado el “Step intial”.

Primero, creamos Step de tipo “Linear perturbation”. Con este Step podemos comprobar mediante la frecuencia que la geometría no tiene errores.

Luego, creamos otro “Step” de tipo “Static, General” que será el momento de tiempo en el que se apliquen las cargas y las condiciones de contorno y por lo tanto el “Step” en el que se obtendrán los resultados para poder analizarlos posteriormente.

Además, en este módulo se le indican los resultados que Abaqus muestre en el módulo de “Visualization”, por defecto siempre va a mostrar la tensión de Von Mises y desplazamientos. Por lo que, será necesario indicar que muestre también las tensiones de Hashin.

- Módulo INTERACTION:

En la geometría importada, el cajón del ala no se encuentra unido a las costillas. Por lo que, mediante el modulo “interaction”, mediante la creación de “constraint” tipo “tie” se unen las costillas con las diferentes superficies del cajón.

También para la carga del motor aplicada en un punto a una distancia del cajón, se debe crear una unión de este punto al cajón mediante una “constraint” de tipo “MPC constraint”, para que la carga afecte a la estructura.

- Módulo LOAD:

En este apartado, se aplican las diferentes cargas. En este proyecto hemos aplicado tres tipos de cargas:

-“Pressure” para la carga de sustentación y el peso del combustible. Ambas con distribuciones no lineales, calculadas mediante una ecuación que se desarrolla en el apartado de cargas 3.2.2.

-“concentrated forcé” en la carga del motor, con dos direcciones el peso y el empuje.

-“gravity” para añadir la carga del peso propio de la geometría.

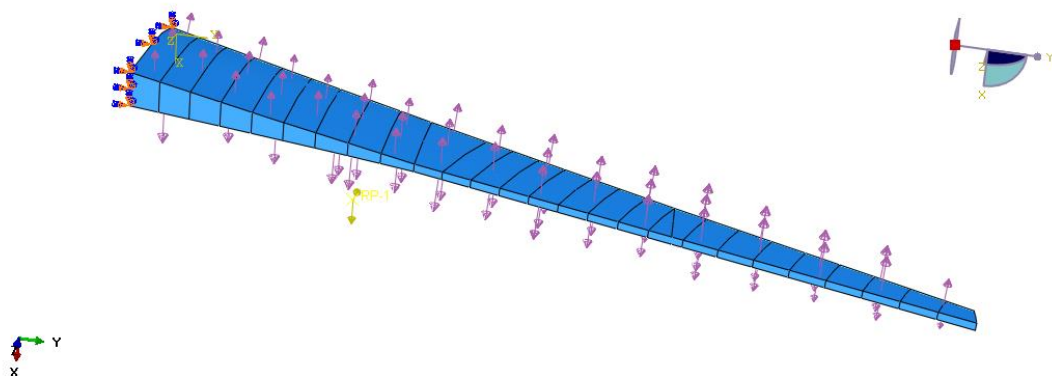


Figura 37- Representación de las cargas

## Capítulo 3. Metodología

---

No solo se definen las cargas, también se debe definir en este módulo las condiciones de contorno, que será un empotramiento del cajón contra el fuselaje “encastre”.

- Módulo MESH:

Con este módulo se genera la malla en la pieza, para dividirla en elementos. Cuanto más elementos tengan el problema más exacto será la solución. Para generar la malla primero se selecciona el tamaño del mallado mediante “Seed Part Instance” y luego se crea la malla con “Mesh Part Instance”.



Figura 38- Maodelo mallado

La cantidad de nodos y elementos que se han generado en la malla del cajón estructural del ala (figura 38) se muestran en la siguiente tabla:

<i>Número total de nodos</i>	17130
<i>Número total de elementos</i>	16540
<i>Elementos cuadriláteros (S4R)</i>	16399
<i>Elementos triangulares (S3)</i>	141

Tabla 7- Características del mallado

- Módulo JOB:

Se crea un “Job” para ejecutar el programa y realice todos los cálculos en cada uno de los nodos de la geometría, mallada anteriormente.

- Módulo VISUALITATION:

A través de este módulo se obtienen los resultados: tensiones, deformaciones, reacciones, etc. Y mediante los límites de cada material podemos ver si son o no correctos, si la estructura aguanta las diferentes cargas aplicadas.



# Capítulo 4. Estudio de los resultados

## 4.1. Introducción a los resultados.

El fin del proyecto es llevar a cabo un análisis estructural del cajón del ala de un A320. Para ello, se ha diseñado un modelo simplificado mediante Solid Edge, con Abaqus se plantea el problema estructural y se analizan los resultados. El objetivo es realizar una estructura capaz de soportar las cargas aplicadas y que sea lo más ligera posible.

A la hora de realizar el análisis estructural se comparan dos casos diferentes con sus respectivos modelos. El primer caso es el estudio para un ala de aluminio, el cual debe cumplir con el criterio de Von Mises. Ya que es un metal, la tensión máxima que tiene la estructura debe estar por debajo de su límite elástico. El segundo caso es el análisis para un ala de material compuesto, con un comportamiento totalmente diferente al de los metales, el criterio para validar la estructura será el de Hashin.

Con el fin de obtener la mejor estructura se optimizan los espesores, para ello se divide la estructura en secciones como se ve en la figura 39 para aplicar a cada sección un espesor diferente. Este espesor, se elige en función de la tensión a la que esté sometida cada sección. Es decir, cuanto mayor sea el espesor menor tensión sufre la estructura y por lo tanto soporta mejor las cargas.

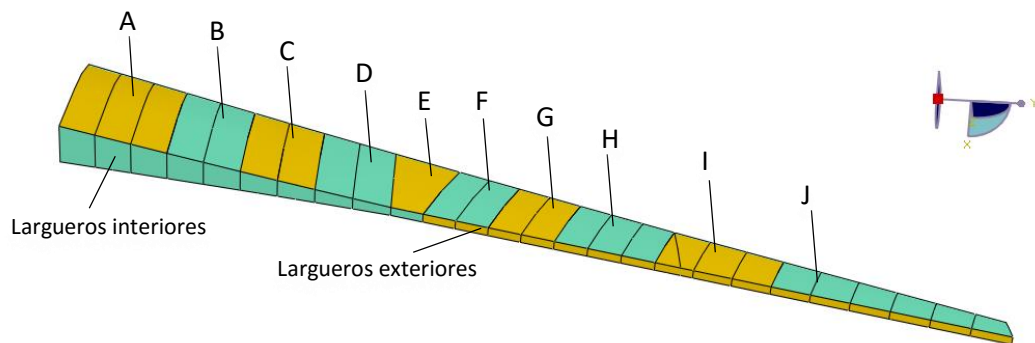


Figura 39- Secciones asignadas

## 4.2.Caso 1: Aluminio.

Para el análisis de este caso se han realizado diferentes modelos hasta obtener la estructura buscada. Empezando por un espesor homogéneo para toda la estructura de 10 mm. A partir de este primer modelo, se empiezan a variar los espesores. Aumentándolos si la sección no cumple con el criterio y por lo tanto no aguantará las cargas, y disminuyéndolo si la sección queda muy por debajo de la tensión límite, y por lo tanto será capaz de aguantar más con menos espesor, de esta manera se reduce el peso de la estructura.

### 4.2.1. Modelo 1.1

Como se ha mencionado anteriormente, el primer modelo es de un espesor homogéneo de 10 mm. Se aplica este espesor común para toda la estructura como primer estudio para observar cuales son las zonas con mayores tensiones.

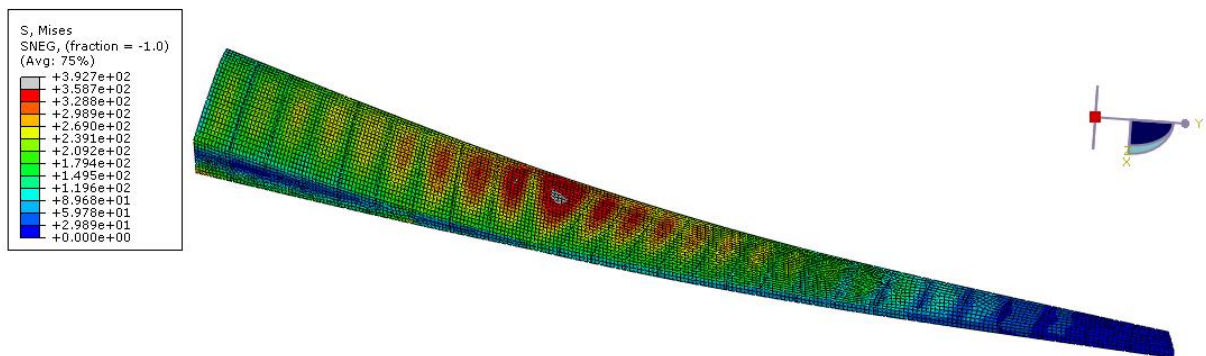


Figura 40- Tensión Von Mises del modelo 1.1

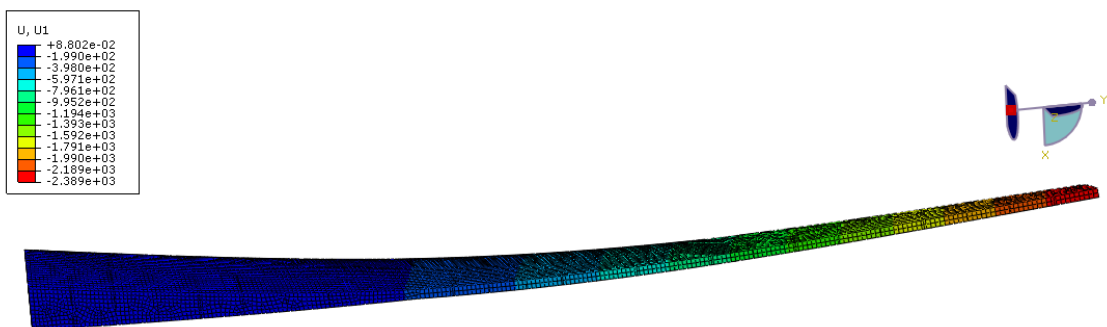


Figura 41- Desplazamiento vertical del modelo 1.1

## Capítulo 4. Estudio de los resultados

<i>Tensión Von Mises (MPa)</i>	<i>Masa (kg)</i>	<i>Desplazamiento vertical máximo (m)</i>	<i>Desplazamiento vertical final (m)</i>
392.7	1950.55	2.389	0.9556

Tabla 8- Resultados del modelo 1.1

Como se puede ver en los resultados, el modelo 1 no cumple con el criterio de Von Mises, se muestra en la figura 42 (a) con color gris la zona que se encuentra fuera de los límites. La tensión es mayor al límite establecido por el material (358.7 MPa). Con este modelo se observa que la zona más restrictiva es el centro de la estructura. Esto se debe a que en la zona central se encuentra aplicada la carga del motor. Además, es la zona donde se produce el cambio de dirección de las costillas y por lo tanto el hueco con mayor distancia entre una costilla y otra, generando una zona menos resistente que el resto. Se ha de tener en cuenta que a lo largo de la envergadura del ala se disminuye la sección desde la raíz hasta el extremo, generando mayor tensión en esta zona central en el momento de aplicación de cargas. Por lo que, habrá que reforzar esa zona aumentando el espesor. El extremo del ala, las costillas y los largueros son los menos afectados por lo que se puede disminuir su espesor (figura 42 (b)).

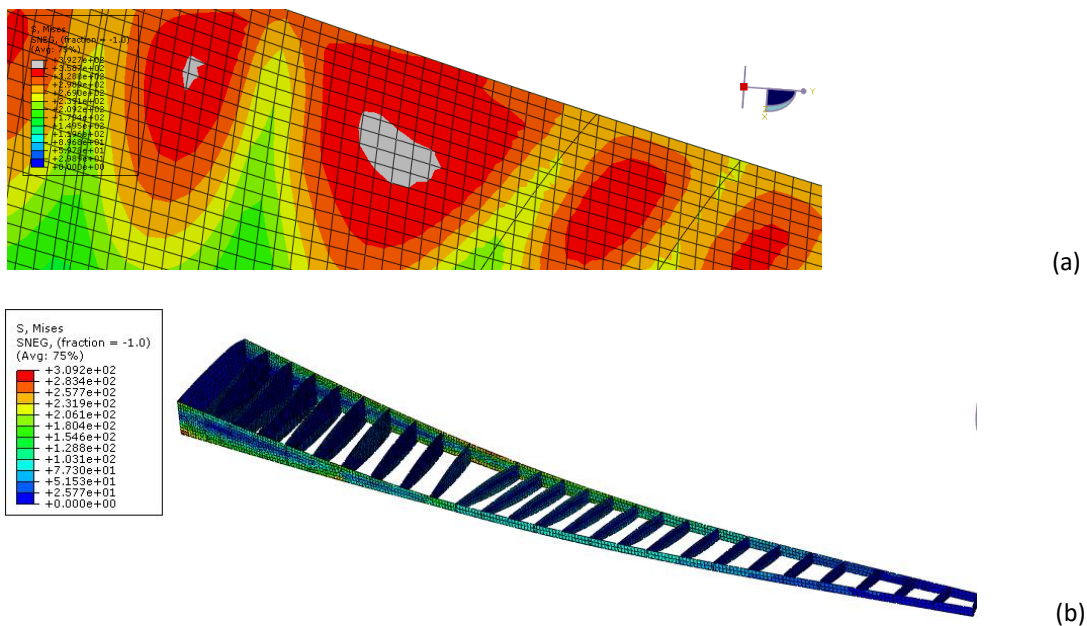


Figura 42- Fallo en el revestimiento(a) y tensión en largueros y costillas (b)

### 4.2.2. Modelo 1.2

## Capítulo 4. Estudio de los resultados

En este modelo se empiezan a variar los espesores basándose en los resultados del modelo 1, aumentando y disminuyendo espesores en función de las tensiones. Los espesores que se aplican a este modelo son:

<i>Secciones</i>	<i>Espesores (mm)</i>									
	<i>A</i>	<i>B</i>	<i>C</i>	<i>D</i>	<i>E</i>	<i>F</i>	<i>G</i>	<i>H</i>	<i>I</i>	<i>J</i>
<i>Superficie superior</i>	6	6.5	7.5	11	11.5	8	7.5	7	6	6
<i>Superficie inferior</i>	7	6.5	7.5	10	10	8	8	6	6	6

Tabla 9- Espesores del revestimiento del modelo 1.2

<i>Secciones</i>	<i>Espesores (mm)</i>
<i>Largueros exteriores</i>	6.5
<i>Largueros interiores</i>	6.5
<i>Costillas</i>	3

Tabla 10- Espesores del modelo 1.2

Los resultados de este modelo tampoco son válidos puesto que las tensiones siguen estando por encima del límite, la tensión máxima en la estructura es de 417.1 MPa frente a los 358.7 Mpa que es el límite elástico.

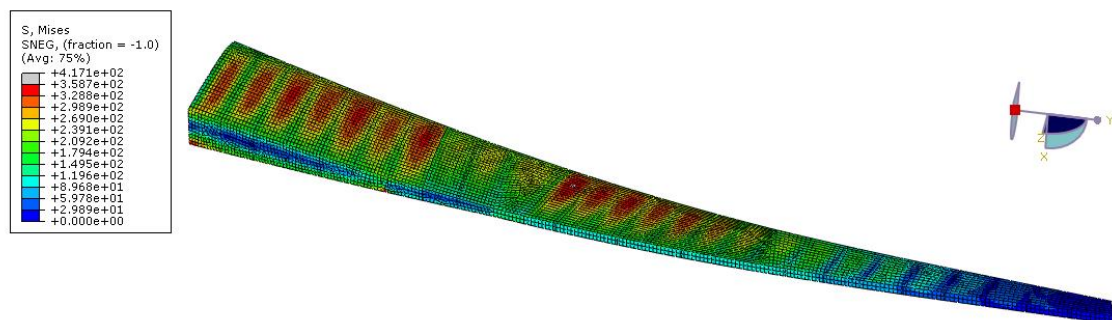


Figura 43- Tensión Von Mises del modelo 1.2

## Capítulo 4. Estudio de los resultados

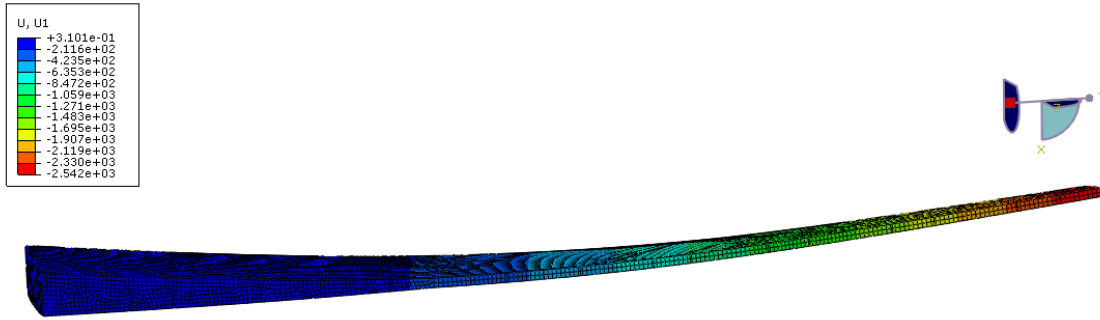


Figura 44- Desplazamiento vertical del modelo 1.2

<i>Tensión Von Mises (MPa)</i>	<i>Masa (kg)</i>	<i>Desplazamiento vertical máximo (m)</i>	<i>Desplazamiento vertical final (m)</i>
417.1	1520	2.542	1.0168

Tabla 11 - Datos del modelo 1.2

Con el cambio de espesores se ha conseguido disminuir el peso de la estructura pero la tensión máxima ha aumentado por lo que no se cumple con los objetivos citados anteriormente.

En este caso, no solo aparece fallo en el revestimiento sino también en la zona del empotramiento ya que son las zonas más críticas de la estructura y por lo tanto soportan mayores tensiones. (figura 45).

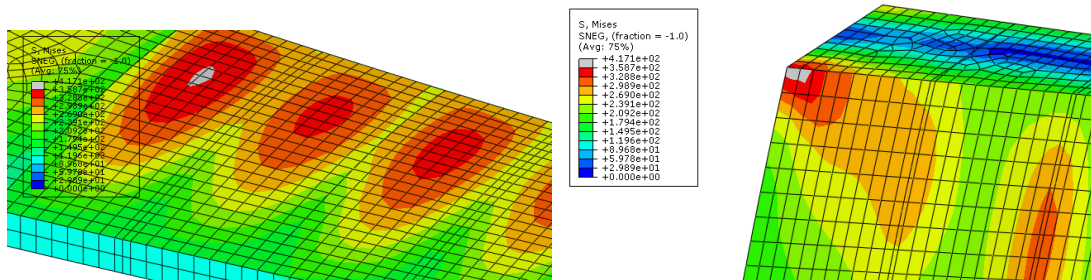


Figura 45- Fallos del modelo 1.2

### 4.2.3. Modelo 1.3

Los nuevos espesores de este modelo están basados en el anterior con el fin de conseguir estructura deseada:

Secciones	Espesores (mm)									
	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J
Superficie superior	6	6.5	7.5	10	10	8.5	8	6	6	6
Superficie inferior	7	6	7.5	10.5	10	8	8	6	6	6

Tabla 12- Espesores del revestimiento del modelo 1.3

Secciones	Espesores (mm)
Largueros exteriores	6.5
Largueros interiores	6.5
Costillas	3

Tabla 13- Espesores del modelo 1.3

En el modelo 3 la tensión máxima de la estructura disminuye con respecto al modelo 2, pero aumenta la zona en la que la tensión es mayor al límite elástico. Se consigue eliminar el fallo en la zona del empotramiento pero aumenta en el revestimiento. En cuanto al peso, hay una pequeña disminución. Por lo que el dimensionado no es válido.

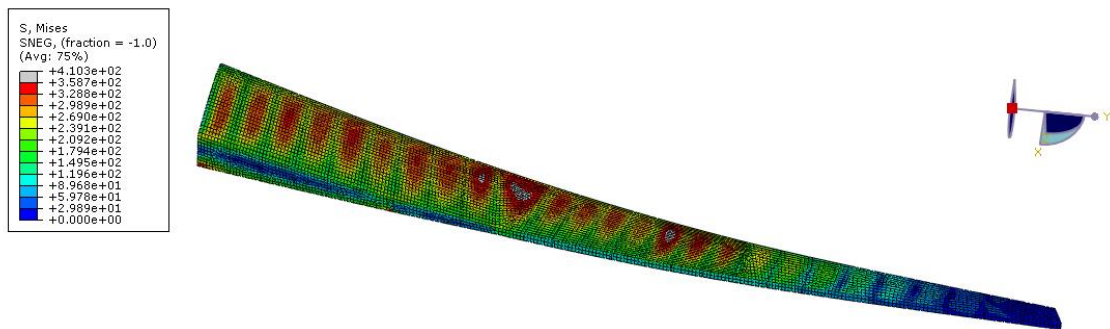


Figura 46- Tensión Von Mises del modelo 1.3

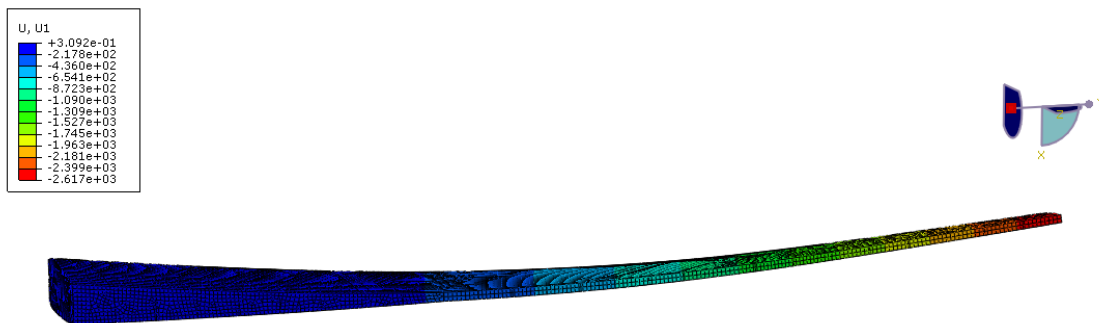


Figura 47- Desplazamiento vertical del modelo 1.3

## Capítulo 4. Estudio de los resultados

<i>Tensión Von Mises (MPa)</i>	<i>Masa (kg)</i>	<i>Desplazamiento vertical máximo (m)</i>	<i>Desplazamiento vertical final (m)</i>
410.3	1493.69	2.617	1.0468

Tabla 14- Datos del modelo 3

### 4.2.4. Modelo 1.4

La elección de espesores se basa en los resultados del modelo anterior, se cambian los valores en la zona centro del revestimiento. Además, en este caso se varía el espesor en los largueros para obtener mejores resultados.

<i>Secciones</i>	<i>Espesores (mm)</i>									
	<i>A</i>	<i>B</i>	<i>C</i>	<i>D</i>	<i>E</i>	<i>F</i>	<i>G</i>	<i>H</i>	<i>I</i>	<i>J</i>
<i>Superficie superior</i>	6	6.5	7.5	10.5	11	8.5	8	7	6	6
<i>Superficie inferior</i>	7.5	6.5	8.5	11	10	8	8	8	6.5	6.5

Tabla 15- Espesores del revestimiento del modelo 1.4

<i>Secciones</i>	<i>Espesores (mm)</i>
<i>Largueros exteriores</i>	6.5
<i>Largueros interiores</i>	7.5
<i>Costillas</i>	3

Tabla 16- Espesores del modelo 1.4

La tensión máxima de la estructura de este modelo cumple con el criterio de Von Mises. Por lo el modelo 4 es válido.

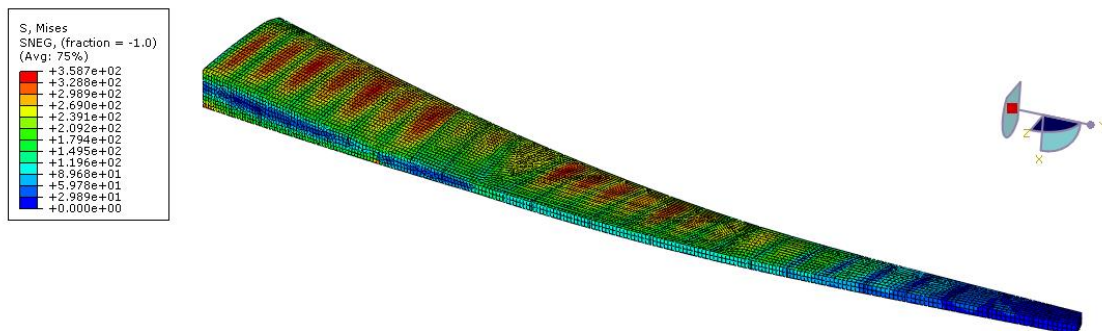


Figura 48- Tensión Von mises del Modelo 1.4

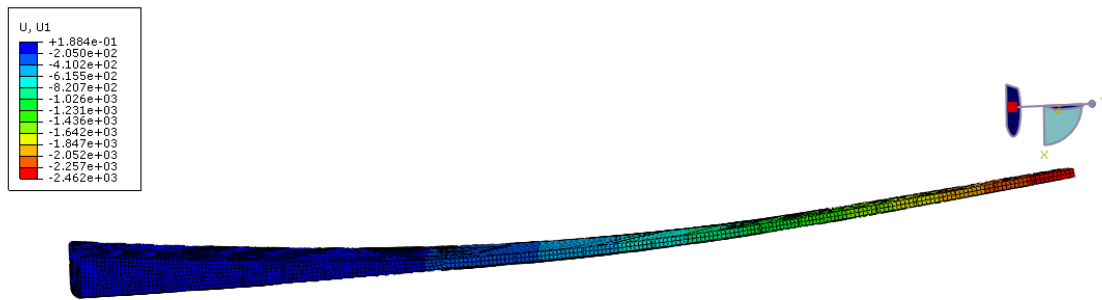


Figura 49- Desplazamiento vertical del modelo 1.4

<i>Tensión Von Mises (MPa)</i>	<i>Masa (kg)</i>	<i>Desplazamiento vertical máximo (m)</i>	<i>Desplazamiento vertical final (m)</i>
358.7	1582.83	2.462	0.9848

Tabla 17- Datos del modelo 1.4

### 4.3.Caso 2: Material compuesto.

#### 4.3.1. Modelo 2.1

El primer estudio en material compuesto se realiza siguiendo el mismo esquema que el aluminio, se parte de un espesor homogéneo para toda la estructura y en los siguientes modelos se empezara a variar el espesor en función de los resultados.

El espesor elegido es de 7.8 mm y su secuencia de apilamiento es:

En revestimientos:  $[45/0/90/0/-45]_{6S} \rightarrow [45/0/90/0/-45/-45/0/90/0/45]_6$

En largueros y costillas:  $[45/-45/0/90/-45]_{6S} \rightarrow [45/-45/0/90/-45/-45/90/0/-45/45]_6$

La elección de la orientación de las fibras es importante para obtener buena resistencia. En el caso de los revestimientos deben predominar las fibras en dirección longitudinal (0°) ya que se encuentran sometidas a flexión. Para el caso de las costillas y de los largueros predominan los 45° debido a que están sometidos a cortadura.

Los resultados obtenidos en Abaqus son los siguientes:



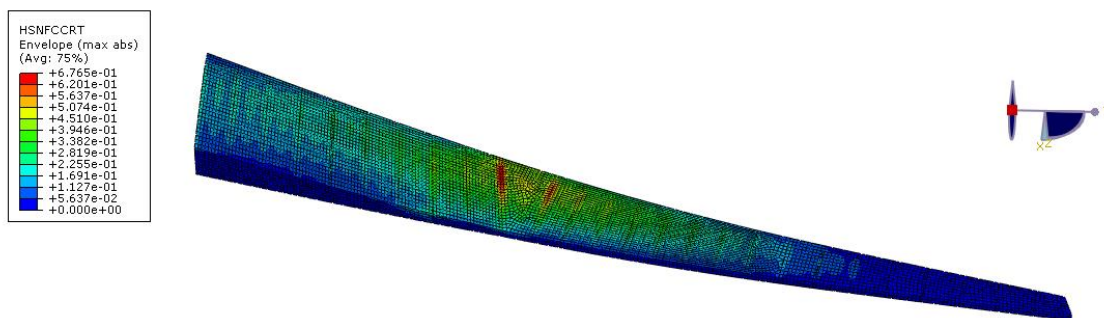


Figura 50- HSNFCCRT del modelo 2.1

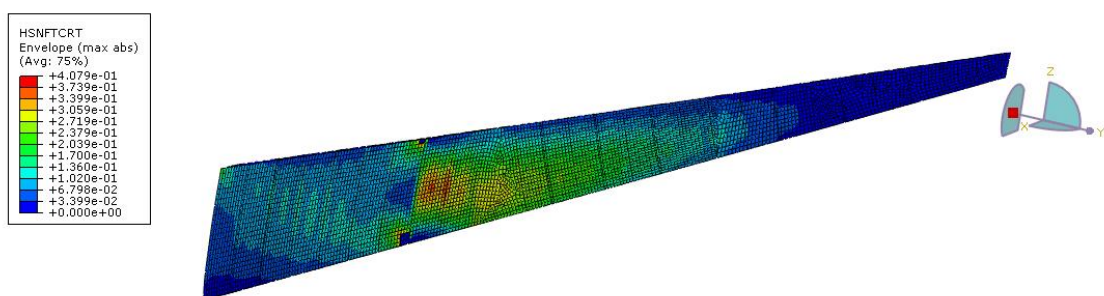


Figura 51- HSNFTCRT del modelo 2.1

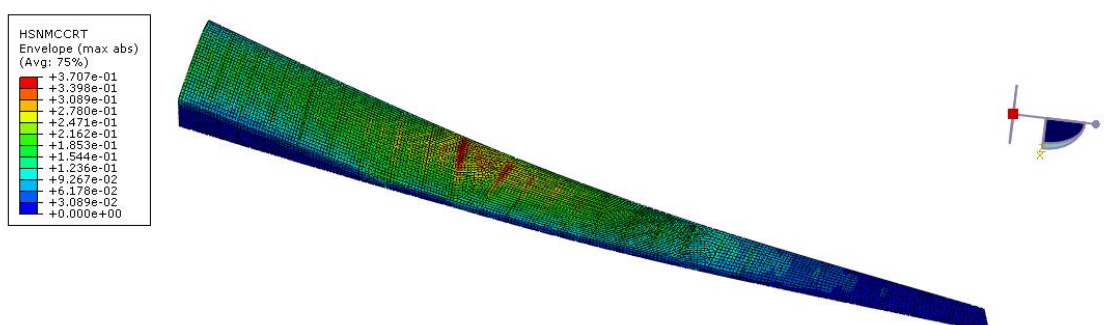


Figura 52- HSNMCCRT del modelo 2.1

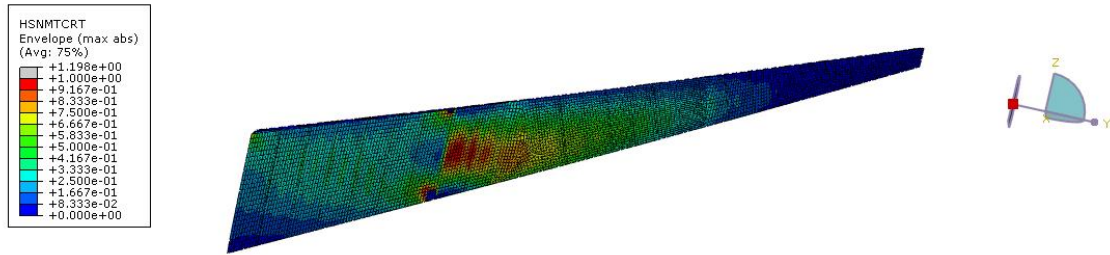


Figura 53- HSNMTCRT del modelo 2.1

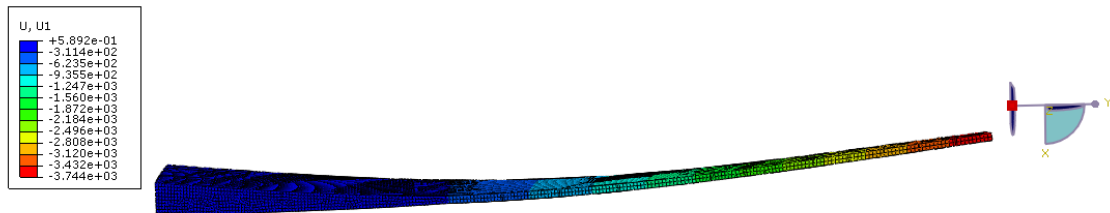


Figura 54- Desplazamiento vertical del modelo 2.1

<i>HSNFCCRT</i>	0.6765
<i>HSNFTCRT</i>	0.4079
<i>HSNMCCRT</i>	0.3707
<i>HSNMTCRT</i>	1.1980
<i>Masa (Kg)</i>	1061.8
<i>Desplazamiento vertical máximo (m)</i>	2.496
<i>Desplazamiento vertical final (m)</i>	0.9984

Tabla 18- Datos del modelo 2.1

Como se observa en los resultados la estructura del modelo 2.1 es no válida, ya que no todos los resultados quedan por debajo de la unidad y por lo tanto se cumple el criterio de Hashin. Este modelo falla a compresión de la matriz.

En los siguientes modelos se dimensionalizará la estructura disminuyendo los espesores para conseguir menor peso y por lo tanto un ahorro en material. Pero se reforzará la zona donde más sufre la estructura aumentando el espesor para cumplir con el criterio de Hashin.

## Capítulo 4. Estudio de los resultados

### 4.3.2. Modelo 2.2

En el modelo 2.2 no solo se varían los espesores sino también la orientación de la secuencia de apilamiento, favoreciendo las direcciones en función de donde se coloque el material, como anteriormente se ha explicado, añadiendo más cantidad de fibras orientadas a 0° en los revestimientos y a 45° en los largueros.

Sus espesores y secuencias de apilamiento en cada sección se muestran en las siguientes tablas, siendo la fila de arriba la superficie superior y la de abajo la superficie inferior de los revestimientos.

<i>Sección A</i>		<i>Sección B</i>		<i>Sección C</i>	
Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{3S}$	Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{3S}$	Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{3S}$
Espesor (mm)	3.9	Espesor (mm)	3.9	Espesor (mm)	3.9
Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{4S}$	Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{4S}$	Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{6S}$
Espesor (mm)	5.2	Espesor (mm)	5.2	Espesor (mm)	7.8

Tabla 19 - Datos del modelo 2.2 (a)

<i>Sección D</i>		<i>Sección E</i>		<i>Sección F</i>	
Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{5S}$	Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{5S}$	Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{5S}$
Espesor (mm)	6.5	Espesor (mm)	6.5	Espesor (mm)	6.5
Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{5S}$	Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{4S}$	Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{4S}$
Espesor (mm)	6.5	Espesor (mm)	5.2	Espesor (mm)	5.2

Tabla 20- Datos del modelo 2.2 (b)

<i>Sección G</i>		<i>Sección H</i>		<i>Sección I</i>	
Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{4S}$	Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{3S}$	Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{2S}$
Espesor (mm)	5.2	Espesor (mm)	3.9	Espesor (mm)	2.6
Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{3S}$	Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{3S}$	Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{3S}$
Espesor (mm)	3.9	Espesor (mm)	3.9	Espesor (mm)	3.9

Tabla 21- Datos del modelo 2.2 (c)

<i>Sección J</i>		<i>Largueros interiores y exteriores</i>		<i>Costillas</i>	
Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{2S}$	Secuencia de apilamiento	$[90/0/45/-45/45]_{4S}$	Secuencia de apilamiento	$[45/90/0/90/-45]_S$
Espesor (mm)	2.6	Espesor (mm)	5.2	Espesor (mm)	1.95
Secuencia de apilamiento	$[-45/45/0/0/0]_{3S}$	Secuencia de apilamiento	$[90/0/45/-45/45]_{3S}$		
Espesor (mm)	3.9	Espesor (mm)	3.9		

Tabla 22- Datos del modelo 2.2 (d)

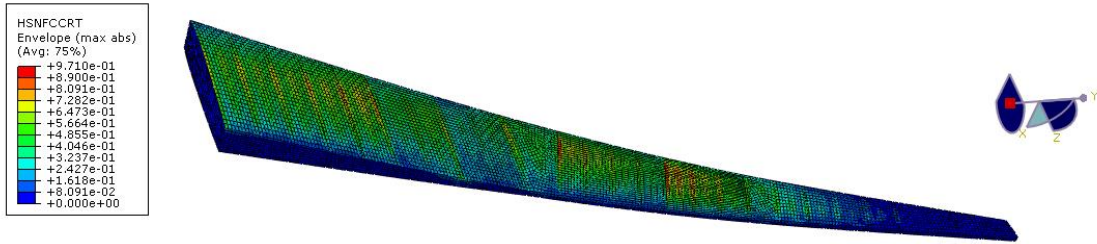


Figura 55- HSNFCRT del modelo 2.2

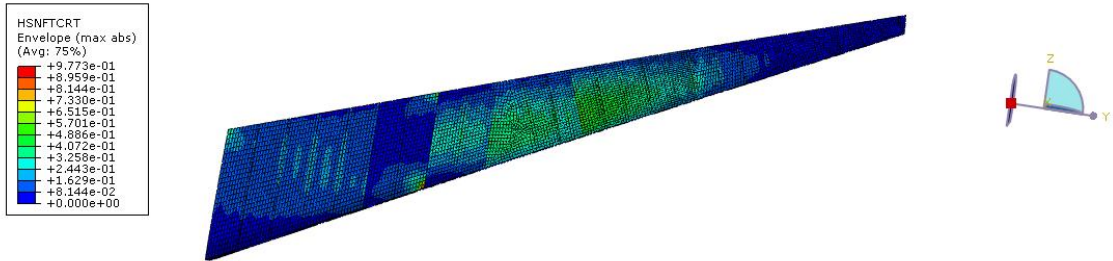


Figura 56- HSNFTCRT del modelo 2.2

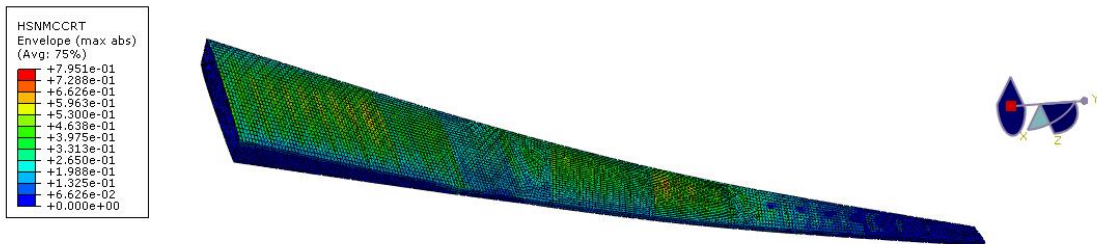


Figura 57- HSNMCCRT del modelo 2.2

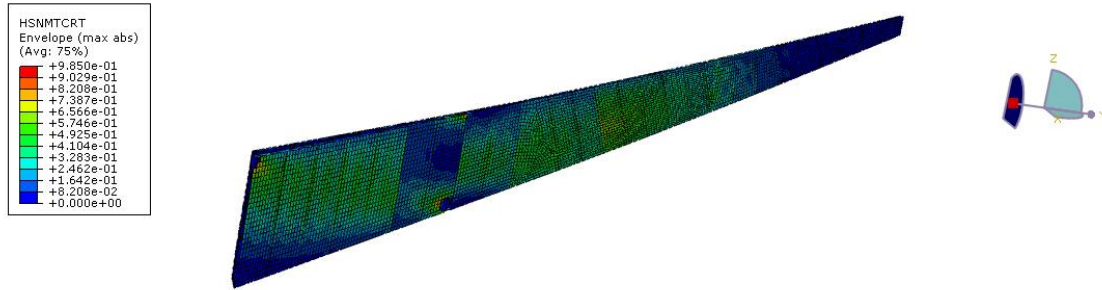


Figura 58- HSNMTCRT del modelo 2.2

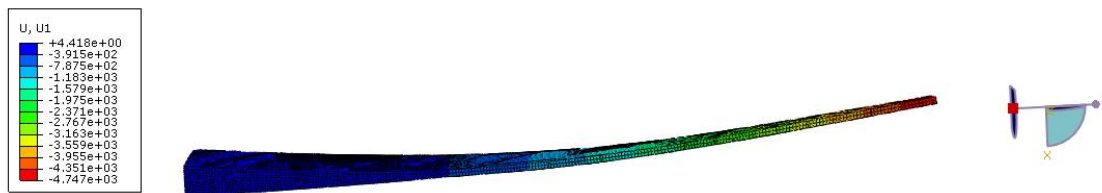


Figura 59- Desplazamiento vertical del modelo 2.2

<i>HSNFCCRT</i>	0.9710
<i>HSNFTCRT</i>	0.9773
<i>HSNMCCRT</i>	0.7951
<i>HSNMTCRT</i>	0.9850
<i>Masa (Kg)</i>	553.2
<i>Desplazamiento vertical máximo (m)</i>	3.164
<i>Desplazamiento vertical final (m)</i>	1.265

Tabla 23- Datos del modelo2.2

El modelo 2.2 es una estructura valida, los resultados según el criterio de Hashin cumplen ya que se encuentran por debajo de la unidad. La tracción de la matriz es la más restrictiva del modelo. En comparación con el modelo anterior hay una gran disminución de la masa de la estructura, esto significa un ahorro en fabricación y también en vuelo.

#### 4.4.Comparación de los resultados.

En ambos casos, el objetivo del dimensionamiento ha sido reducir el peso, siempre y cuando la estructura cumpla con su criterio. Partiendo de estructuras con espesores homogéneos se llega a optimizar los espesores, de manera de que la estructura sea lo más ligera posible.

Para el primer caso, estructuras de aluminio, se reduce el peso de 1950.55 kg a 1582.83kg optimizando espesores, esto supondrá un ahorro en costes de material y en costes operativos. Para el segundo caso, estructura de material compuesto, entre el modelo 2.1 y 2.2 se reduce el peso un 48 %, causa de la reducción de espesores mediante un correcto dimensionalizado.

Hay que destacar, que el caso 2, de material compuesto, es mucho más ligero que el caso 1. Esto se debe a que la densidad del material compuesto es mucho menor que la del aluminio. Además, como se puede ver en las tablas de los resultados, las estructuras de material compuesto tienen espesores más pequeños, ya que es un material con mayor resistencia, porque este material tiene mejores propiedades obtenidas de la combinación de dos materiales primarios que forman el material compuesto, en este caso la fibra de carbono. Y por lo tanto, es capaz de soportar mejor las tensiones.

En la siguiente tabla se pueden ver los resultados del mejor modelo de cada caso:

	<i>Masa (kg)</i>	<i>Desplazamiento vertical final (m)</i>
<i>Modelo 1.4</i>	1582.83	0.9848
<i>Modelo 2.2</i>	553.2	1.265

Tabla 24 - Comparación de datos entre el modelo 1.4 y el modelo 2.2

Se puede observar que el desplazamiento final en ambos casos próximo al metro, no hay ningún criterio que límite este desplazamiento. Pero si es importante tenerlo en cuenta, puesto que influye en las pérdidas aerodinámicas y vibraciones que se producen en el avión.

Los dos modelos tienen sus puntos críticos de tensión en el centro del revestimiento, ya que las cargas a las que está sometida la estructura producen compresión y flexión en los revestimientos. Además influyen, la carga puntual del motor que se encuentra aplicado en esa zona, y el cambio de dirección de las costillas que produce el hueco con mayor distancia entre una y otra costilla, generando una zona menos resistente. La zona central es más crítica que el empotramiento debido a la disminución de sección que se produce a lo largo del ala además de las razones explicadas antes.

En todos los modelos estudiados anteriormente aparecían concentraciones de tensiones en la zona de aplicación de la carga del motor. Estas concentraciones se consideran despreciables puesto que en la realidad esa zona se encuentra reforzada y en este proyecto simplificado no se han considerado estos refuerzos.

## Capítulo 4. Estudio de los resultados

---

### 4.5. Análisis de costes.

Durante todo el proyecto se habla del diseño de la estructura lo más ligera posible. Cuanto menor sean los espesores, menos peso y por lo tanto menor coste en materiales. Pero este interés en reducción de peso no es solo por estos costes, sino también porque cuanto más ligero sea un avión menos combustible consume y por lo tanto es un ahorro operativo que es un interés del cliente, en este caso las compañías aéreas.

Los costes de los materiales aplicados los podemos ver en la siguiente tabla:

<i>Material</i>	<i>Precio</i>	<i>Volumen</i>
7178-T6	8 €/Kg	$5.593 \cdot 10^8 \text{ mm}^3$
AS4/8552	100 €/lámina $\rightarrow 1\text{m}^2$	$3.512 \cdot 10^8 \text{ mm}^3$

Tabla 25 - Costes de materiales [25] y [26]

Con los datos de los modelos 1.4 y 2.2, se hace un cálculo aproximado del coste material de la estructura:

- Modelo 1.4

El cálculo del coste del aluminio para este modelo, se hará mediante la densidad ( $\rho$ ), el precio ( $P_a$ ) y  $V_{e,a}$ , el volumen de la estructura. Siendo su valor:

$$C_a = P_a \times \rho_a \times V_{e,a} = 13.331 \text{ €} \quad (4.5.1)$$

- Modelo 2.2

En este caso, el precio se expresa por lámina, con el volumen de una lámina y el de la estructura de este modelo podemos obtener el coste del material compuesto:

$$C_{mc} = \frac{V_{e,mc} \cdot P_{mc}}{V_l} = 270.153 \text{ €} \quad (4.5.2)$$

Siendo el valor del volumen de una lámina,  $V_l = 1.3 \cdot 10^{-4} \text{ m}^3$ ;  $V_{e,mc}$ , el volumen de la estructura y  $P_{mc}$ , el precio de la lámina del material compuesto.

En estos costes no se tienen en cuenta los precios de fabricación, que compensan ligeramente la diferencia de precio de los materiales aunque el aluminio siga siendo un material más barato.

Para el caso 1, el aluminio es un material que lleva muchos años utilizándose para la fabricación de aviones y por lo tanto existen avanzadas tecnologías de fabricación de piezas de este material, que incluyen mecanizados de alta velocidad y soldadura por fricción que repercuten en una bajada de costes. Pero para este caso se fabrican mayor número de piezas que en el caso

del material compuesto y el ensamblaje (mano de obra y elementos de fijación) de piezas en uno de los mayores costes de fabricación en aluminio.

El material compuesto reduce los costes de mano de obra y elementos de fijación en el montaje, mediante diversas técnicas de curado y uniones adhesivas [30].

Como muestran los resultados, realizar la estructura en material compuesto supone un mayor coste de material. Pero se ha de tener en cuenta que es un material más resistente y con mayor vida útil. Además, debido a que es un material más ligero y que se disminuye el peso de la estructura, se produce un gran ahorro en combustible. Ya que cada kilogramo de la estructura puede suponer 10.400 euros al año.



# Capítulo 5. Conclusiones y trabajos futuros

## 5.1. Conclusiones

Durante el diseño del cajón estructural mediante técnicas numéricas, se han obtenido las siguientes conclusiones:

- La utilización del software de elementos finitos, Abaqus, ha validado la estructura sometido al estado tensional que se plantea en el proyecto. El método de elementos finitos permite asegurar la fabricación correcta de la estructura del ala, ya que simula la realidad del problema. Abaqus permite diseñar la mejor estructura antes de ser fabricada, encontrando sus puntos débiles, los cuales pueden ser reforzados o corregidos. Estos resultados junto con ensayos son los que validan el ala y aseguran un correcto funcionamiento.

Esto supone un ahorro de tiempo y dinero, que para el caso de la fabricación del ala, es un gran ahorro, debido a la complejidad y tamaño del proyecto.

- En todos los modelos se puede observar que las partes del cajón que más sufren son los revestimientos sometidos a flexión. Lo largueros sufren menos tensión que los revestimientos y están sometidos principalmente a cortadura. Las costillas no son un elemento estructural muy importante, son la parte de la estructura que está sometida a menor presión y su función principalmente es mantener la forma de los revestimientos.
- En los modelos diseñados en aluminio la disminución de los espesores produce un aumento de la tensión en esa zona. Por lo que en función de la carga aplicada en cada zona se le proporciona un espesor para que cumpla con el criterio y el material no rompa.
- El material compuesto destaca por sus propiedades, “tailoring properties”, que permiten diseñar el material eligiendo la secuencia de apilamiento, es decir, la orientación de las fibras. Una buena secuencia de apilamiento genera, con la misma aplicación de carga y mismo espesor, que el material sea más eficiente.
- Para los modelos de material compuesto, no solo es importante el espesor que supone una reducción del peso de la estructura general, sino también la orientación de las

fibras. Que en función de la parte del cajón deben estar orientadas de una manera u otra para obtener una mayor resistencia. En los revestimientos predomina  $0^\circ$  ya que están sometidos a flexión, en los largueros y costillas sometidas a cortadura debe predominar en su secuencia de apilamiento los  $45^\circ$ .

- Comparando ambos materiales se llega a la conclusión que ya que la fibra de carbono es más resistente y ligera que la aleación de aluminio 7178-T6, se puede obtener una estructura menos pesada y que soporte las mismas cargas, aunque su coste en material será mayor.

### 5.2.Trabajos futuros

El proyecto ha sido diseñar y analizar el cajón del ala sometido a un estado tensional en su punto más crítico de vuelo. Existen numerosas razones por la que seguir estudiando casos para el diseño de un ala:

- Se ha optado por hacer dos diseños, uno en aluminio y otro en material compuesto. Un estudio interesante sería la creación de una estructura que mezclará los dos materiales, aplicando cada uno de ellos donde favoreciera más a la resistencia y ligereza del cajón.
- El proyecto ha sido un diseño simplificado, en el cual, no se han tenido en cuenta elementos como los larguerillos o los refuerzos. La creación de un diseño más completo y real, además de introducir los bordes de ataque y de salida con sus elementos, sería un posible estudio para el futuro.
- Un diseño más completo con la creación de costillas que se asemejen más a la realidad, realizando agujeros en su superficie que aportan más ligereza al ala ya que son partes del ala que no soportan grandes tensiones.
- El estudio de los diferentes modos de vuelo del avión, no solo el más crítico, es otra aportación futura a este proyecto como el despegue o el aterrizaje. Ya que dependiendo del modo de vuelo el ala sufre de una u otra manera, si el avión se encuentra en vuelo o despegando siendo la carga sustentadora mayor al peso, el ala tiende a curvarse hacia arriba. Pero por lo contrario, cuando el avión está aterrizando o en el suelo el peso predomina y por lo tanto las alas tienden a curvarse hacia abajo.
- En este proyecto se toma como primer criterio dimensionante el criterio de Von Mises y el Hashin, otro modo de fallo importante que se podría considerar es el pandeo. La estabilidad de las zona que trabajan fundamentalmente a compresión-cortadura se deben dimensionar teniendo en cuenta este pandeo, añadiendo larguerillos que contribuyen a tener mayor inercia a los revestimientos fuera de su plano.

# Bibliografía

- [1]. Thévenin, R. *Composites in Airbus*. [www.airbusgroup.com](http://www.airbusgroup.com). Año de consulta: 2016
- [2]. Ontiveros, J. (2015). *El avión: diseño, fabricación y mantenimiento*. [www.hispaviacion.es](http://www.hispaviacion.es). Año de consulta: 2016
- [3] García Pérez, A. (2013). *Airbus A320*. Revista Digital de ACTA. [www.acta.es](http://www.acta.es). Año de consulta: 2016
- [4] Reche, A. (2009). *Estructuras principales del avión*. International Aviation Organization. [www.iviao.es](http://www.iviao.es). Año de consulta: 2013
- [5] Cutler, J. (2005). *Understanding aircraft structures*. Fourth Edition. Blackwell
- [6] Mouritz, Adrian P. (2012). *Introduction to aerospace materials*. Woodhead.
- [7] Askeland, D.R. (1987). *La ciencia e ingeniería de los materiales*. Grupo Editorial Iberoamérica. Cap 16
- [8] Gamboa Agorreta, U (2014). *Análisis numérico de impactos de hielo sobre placas de aluminio*. Proyecto fin de carrera.
- [9] Portabella Castany, M. (2014). *Un procedimiento para cálculo de estructuras por el método de elementos finitos con error prefijado utilizando refinamiento de malla adaptativo*. Tesina de especialidad.
- [10] Navarro Ugena, N y Pérez Castellanos, JL. (2015). Capítulo 9: *Introducción al método de los elementos finitos*. Apuntes de Ingeniería Estructural. Universidad Carlos III de Madrid.
- [11] Pinillos Gordon, A. (2006). *Manual práctico de Solid Edge*. Servicios Informáticos DAT.
- [12] Getting Started with Abaqus. Interactive Edition. Dassault Systèmes, 2012
- [13] A320. [www.airbus.com](http://www.airbus.com). Año de consulta: 2016
- [14] *Aircraft Characteristics Airport and Maintenance Planning*. Manual de Airbus. Publicación en Septiembre de 1985. Última revisión en Diciembre de 2015.
- [15] Muñoz, M.A, *Manual de vuelo*. [www.manualdevuelo.com](http://www.manualdevuelo.com). Año de consulta: 2016
- [16] European Aviation Safety Agency. EASA. Julio 2015. *Factor of safety*. CS 25.303
- [17] European Aviation Safety Agency. EASA. Julio 2015. *Limit manoeuvring load factors*. CS 25.337
- [18] *Dimensions & Key data, A320*. [www.airbus.com](http://www.airbus.com). Año de consulta: 2016
- [19] *CFM56-5B Applications*. [www.deagel.com](http://www.deagel.com). Año de consulta: 2016

- [20] ASM International. (1996). Aluminium and aluminium alloys
- [21] Perna, J. (2013). *Análisis y simulación de impactos de hielo sobre laminados carbono/epoxi*. Tesis doctoral.
- [22] Ortiz Berrocal, L. (1998). *Elasticidad*. Mc Graw Hill.
- [23] Abellán López, D. (2012). *Implementación y verificación de un modelo de degradación de propiedades para la predicción del fallo en materiales compuestos*. Trabajo de fin de master.
- [24] *Abaqus Analysis User's Guide*. Section 24.3.2. Dassault Systèmes, 2014
- [25] Coste aluminio. [www.lumetal.com](http://www.lumetal.com). Año consulta: 2016
- [26] Coste AS4/8552. [www.inta.es](http://www.inta.es). Años de consulta: 2016
- [27] Hoang Hoang, V.T. (2015). *Simplified design of a commercial aircraft wing made of carbon fiber*. Trabajo Fin de Grado.
- [28] *Airfoil plotter*. [www.airfoiltools.com](http://www.airfoiltools.com). Año de consulta: 2016
- [29] Michael Chun-Yung, N. (2002). *Airframe structural design*. Conmilit Press.
- [30] Urizar Arechaga, R. (2012). *Materiales de alto rendimiento para el sector más exigente*. [www.interempresas.net](http://www.interempresas.net). Año de consulta: 2016

# ANEXOS

## ANEXO I

Coordenadas aerodinámicas del perfil del ala [28].

	<i>Curva en la raíz</i>				<i>Curva en el centro I</i>		
	X	Y	Z		X	Y	Z
1	1,26	0,00	0,00	1	1,13	6325,00	3479,00
2	55,44	0,00	374,22	2	40,13	6325,00	3755,67
3	94,08	0,00	692,58	3	65,85	6325,00	3969,03
4	209,16	0,00	1475,04	4	109,65	6325,00	4325,95
5	241,50	0,00	1694,70	5	144,69	6325,00	4609,12
6	262,92	0,00	1850,94	6	160,23	6325,00	4743,64
7	292,32	0,00	2085,72	7	173,52	6325,00	4863,46
8	317,52	0,00	2319,66	8	188,49	6325,00	5020,02
9	337,68	0,00	2554,02	9	199,23	6325,00	5153,41
10	349,86	0,00	2721,60	10	207,43	6325,00	5287,07
11	360,36	0,00	2900,52	11	213,65	6325,00	5465,11
12	372,54	0,00	3148,32	12	215,06	6325,00	5598,50
13	380,10	0,00	3376,38	13	213,65	6325,00	5717,19
14	380,94	0,00	3557,40	14	205,73	6325,00	5877,43
15	363,72	0,00	3784,20	15	188,21	6325,00	6023,53
16	341,88	0,00	3889,20	16	173,23	6325,00	6097,01
17	306,60	0,00	3992,10	17	156,00	6325,00	6155,22
18	244,44	0,00	4095,42	18	115,30	6325,00	6240,28
19	209,58	0,00	4139,94	19	93,82	6325,00	6268,54
20	174,30	0,00	4168,08	20	77,72	6325,00	6283,81
21	156,24	0,00	4179,00	21	66,69	6325,00	6291,72
22	129,78	0,00	4190,34	22	55,95	6325,00	6297,65
23	74,34	0,00	4200,00	23	24,87	6325,00	6305,00
24	15,96	0,00	4190,76	24	1,13	6325,00	6299,07
25	-7,56	0,00	4179,42	25	-10,46	6325,00	6290,59
26	-22,26	0,00	4169,76	26	-17,52	6325,00	6282,96
27	-44,52	0,00	4150,02	27	-29,11	6325,00	6265,72
28	-85,68	0,00	4097,94	28	-41,54	6325,00	6240,00
29	-143,64	0,00	3995,88	29	-68,95	6325,00	6161,16
30	-191,94	0,00	3899,28	30	-85,06	6325,00	6100,12
31	-216,72	0,00	3788,82	31	-99,48	6325,00	6033,42
32	-254,94	0,00	3575,04	32	-122,08	6325,00	5877,43
33	-265,44	0,00	3379,74	33	-134,80	6325,00	5717,19
34	-265,44	0,00	3149,58	34	-139,32	6325,00	5598,50
35	-262,92	0,00	2963,10	35	-141,30	6325,00	5430,35
36	-256,20	0,00	2696,82	36	-140,73	6325,00	5330,31
37	-249,90	0,00	2534,70	37	-137,34	6325,00	5179,97
38	-236,46	0,00	2291,94	38	-130,84	6325,00	5029,91
39	-221,34	0,00	2079,00	39	-120,95	6325,00	4873,35
40	-202,44	0,00	1866,48	40	-112,19	6325,00	4753,53
41	-179,34	0,00	1653,54	41	-100,89	6325,00	4619,01
42	-157,50	0,00	1476,30	42	-77,72	6325,00	4358,17
43	-62,58	0,00	706,86	43	-37,02	6325,00	3901,49
44	-22,26	0,00	247,80	44	-16,96	6325,00	3673,15
45	-1,26	0,00	0,00	45	-1,13	6325,00	3479,00

## ANEXOS

	<i>Curva en el centro II</i>				<i>Curva en el extremo</i>		
	X	Y	Z		X	Y	Z
1	1,21	9935,00	4892,00	1	1,20	15925,00	8000,00
2	18,32	9935,00	5019,78	2	21,75	15925,00	8150,00
3	44,12	9935,00	5195,54	3	43,65	15925,00	8300,00
4	101,74	9935,00	5718,73	4	65,55	15925,00	8450,00
5	113,32	9935,00	5834,46	5	84,45	15925,00	8600,00
6	127,54	9935,00	5980,33	6	91,65	15925,00	8675,00
7	143,94	9935,00	6120,65	7	96,90	15925,00	8750,00
8	146,59	9935,00	6230,83	8	100,20	15925,00	8825,00
9	150,69	9935,00	6341,01	9	101,70	15925,00	8900,00
10	151,65	9935,00	6466,87	10	101,70	15925,00	8975,00
11	150,21	9935,00	6588,38	11	99,30	15925,00	9050,00
12	146,11	9935,00	6700,25	12	96,45	15925,00	9125,00
13	138,87	9935,00	6812,12	13	90,90	15925,00	9200,00
14	126,34	9935,00	6938,70	14	82,35	15925,00	9275,00
15	106,33	9935,00	7067,93	15	70,20	15925,00	9350,00
16	96,92	9935,00	7111,57	16	61,50	15925,00	9387,50
17	78,12	9935,00	7181,24	17	50,25	15925,00	9425,00
18	52,56	9935,00	7245,86	18	34,80	15925,00	9462,50
19	37,85	9935,00	7271,90	19	24,00	15925,00	9481,25
20	28,93	9935,00	7284,19	20	18,45	15925,00	9488,75
21	25,32	9935,00	7288,53	21	15,00	15925,00	9492,50
22	13,74	9935,00	7298,42	22	10,50	15925,00	9496,25
23	0,00	9935,00	7303,00	23	0,00	15925,00	9500,00
24	-9,64	9935,00	7297,70	24	-7,65	15925,00	9496,25
25	-13,74	9935,00	7291,19	25	-9,90	15925,00	9492,50
26	-15,91	9935,00	7286,12	26	-11,55	15925,00	9488,75
27	-18,32	9935,00	7272,86	27	-13,65	15925,00	9481,25
28	-24,35	9935,00	7252,61	28	-17,40	15925,00	9462,50
29	-35,44	9935,00	7169,19	29	-22,20	15925,00	9425,00
30	-41,95	9935,00	7106,26	30	-26,10	15925,00	9387,50
31	-48,46	9935,00	7043,09	31	-30,00	15925,00	9350,00
32	-59,55	9935,00	6924,23	32	-36,90	15925,00	9275,00
33	-68,95	9935,00	6812,12	33	-43,65	15925,00	9200,00
34	-76,91	9935,00	6700,25	34	-49,65	15925,00	9125,00
35	-83,66	9935,00	6588,38	35	-53,85	15925,00	9050,00
36	-89,21	9935,00	6447,34	36	-58,20	15925,00	8975,00
37	-90,41	9935,00	6339,56	37	-60,30	15925,00	8900,00
38	-88,24	9935,00	6210,33	38	-60,60	15925,00	8825,00
39	-84,87	9935,00	6118,96	39	-58,95	15925,00	8750,00
40	-79,08	9935,00	5992,86	40	-55,65	15925,00	8675,00
41	-67,99	9935,00	5791,54	41	-50,85	15925,00	8600,00
42	-53,04	9935,00	5519,82	42	-38,55	15925,00	8450,00
43	-45,81	9935,00	5414,70	43	-25,80	15925,00	8300,00
44	-13,50	9935,00	5047,75	44	-12,90	15925,00	8150,00
45	-1,21	9935,00	4892,00	45	-1,20	15925,00	8000,00

Tabla 26- Coordenadas aerodinámicas del perfil del ala