

Trabajo de Fin de Grado Ingeniería Aeroespacial

Análisis estructural del ala de una aeronave tilt-rotor en material compuesto.

Autor: Pablo Serra Hermoso

Tutores: Jesús Justo Estebaranz
Israel García García

Dpto. de Mecánica de Medios Continuos y
Teoría de Estructuras
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla
Sevilla, 2019



Trabajo de Fin de Grado
Ingeniería Aeroespacial

Análisis estructural del ala de una aeronave tilt-rotor en material compuesto

Autor:

Pablo Serra Hermoso

Tutor:

Jesús Justo Estebananz

Israel García García

Dpto. de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2019

Trabajo de Fin de Grado: Análisis estructural del ala de una aeronave tilt-rotor en material compuesto

Autor: Pablo Serra Hermoso

Tutor: Jesús Justo Estebanz
Israel García García

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2019

El Secretario del Tribunal

Resumen

En los últimos años se ha experimentado un aumento del uso de vehículos aéreos no tripulados para facilitar el tratamiento de una gran variedad de problemas cotidianos de la sociedad actual. Aprovechando esta tendencia, un equipo de investigación de la Escuela Técnica Superior de Sevilla ha desarrollado un UAV tilt-rotor (definiendo el proyecto EMERGENTIA) con el objetivo de mejorar la respuesta ofrecida en misiones de búsqueda y rescate (SAR) a través de la posibilidad de aunar en un solo modelo las ventajas de los dos tipos de aeronaves (ala fija y ala rotatoria) habitualmente utilizadas para estas misiones.

Además, se ha decidido que la aeronave se construya por completo de material compuesto debido a las ventajas que ofrece su uso, continuando con la tendencia del aumento de la presencia de estos materiales en las estructuras aeronáuticas. Sin embargo, supone un reto para el grupo de trabajo de estructuras de este proyecto a la hora de elegir correctamente los diferentes laminados a utilizar. Este trabajo se centra en la estructura del ala de dicha aeronave, pretendiendo mejorar la definición de los laminados en este elemento estructural de gran importancia, en diferentes configuraciones de vuelo y para distintos tipos de unión del ala con el fuselaje. Todo este proceso se llevará a cabo mediante el uso de un programa de cálculo estructural basado en el método de elementos finitos.

Abstract

Recent years have seen an increase in the use of unmanned aerial vehicles (UAVs) in order to facilitate the treatment of a wide variety of current society's daily life problems. Taking into account this trend, a research team from Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Sevilla has developed a tilt-rotor UAV (defining the EMERGENTIA project) whose aim is to improve the response offered in search and rescue missions (SAR) thanks to the possibility of combining the advantages of the two types of aircraft usually used for these missions (fixed wing and rotary wing) in a single model.

In addition, it has been decided that the aircraft will be entirely built of composite materials due to the advantage offered by its use; keeping on the trend of increasing the presence of these materials in aeronautical structures. Nevertheless, this poses a challenge to the project's structures group since they need to choose correctly the plies to use. This thesis is focused on the wing structure of this aircraft and the intention is to improve the definition of the plies lying in such an important structural element in different flight modes and using different types of wing to fuselage joint. The whole process will be carried out using a structural calculation program based on the finite element method.

Índice

Resumen	vii
Abstract	ix
Índice	xi
Índice de Tablas	xv
Índice de Ilustraciones	xvii
1 Introducción	1
1.1 Proyecto EMERGENTIA	1
1.1.1 ¿Por qué un UAV?	1
1.1.2 ¿Por qué una aeronave convertible?	3
1.2 Materiales compuestos	5
1.2.1 Fibras	6
1.2.2 Matrices	7
1.2.3 Laminados	8
1.2.4 Antecedentes y situación actual	10
1.3 Componentes estructurales del ala de una aeronave	11
1.3.1 Piel o revestimiento	11
1.3.2 Largueros	12
1.3.3 Costillas	13
1.3.4 Cajón de torsión.	14
1.4 Método de elementos finitos	15
1.5 Objetivos del proyecto	15
2 Consideraciones Previas	17
2.1 Estructura del ala	17
2.1.1 Largueros	18
2.1.2 Costillas	18
2.1.3 Elementos internos del ala	21
2.1.4 Unión ala-fuselaje	22
2.2 Diseño de laminados de material compuesto	24
2.2.1 Criterios de fallo	27
2.3 Cargas	29
2.3.1 Modo de vuelo vertical	30

2.3.2	Modo de vuelo horizontal	32
2.3.3	Factor de carga máximo	34
3	Modelado en ABAQUS	37
3.1	Material	38
3.2	Assembly	39
3.3	Mallado	40
3.4	Interacciones	42
3.5	Cargas y Condiciones de contorno	43
4	Resultados	45
4.1	Unión mediante empotramiento	45
4.1.1	Primera Iteración	45
4.1.2	Segunda iteración	53
4.1.3	Tercera iteración	56
4.2	Pin to Pin	59
4.2.1	Primera iteración	59
4.2.2	Segunda iteración	68
4.3	Estudio preliminar del pandeo.	70
5	Conclusiones y recomendaciones	72
5.1	Comparación de modelos	72
5.2	Línea futura de trabajo	73

Índice de Tablas

Tabla 1-1. Ejemplos de UAV en situaciones de emergencia	2
Tabla 1-2. Comparación ala fija-rotatoria	3
Tabla 1-3. Propiedades mecánicas de algunas fibras comunes.	7
Tabla 2-1. Características generales del ala	18
Tabla 2-2. Intervalos de separación entre costillas.	20
Tabla 2-3. Distribución de pesos	21
Tabla 2-4. Propiedades mecánicas de la lámina del material escogido.	24
Tabla 2-5. Relación orientación – resistencia estructural	25
Tabla 2-6. Valores necesarios para tratar en normativa.	29
Tabla 3-1. Unidades empleadas en Abaqus	37
Tabla 4-1. Secuencia de laminado 1ª iteración. Empotramiento.	45
Tabla 4-2. Láminas de rotura 1º iteración de vuelo horizontal. Empotramiento.	50
Tabla 4-3. Láminas de rotura en 1ª iteración en vuelo vertical. Empotramiento.	52
Tabla 4-4. Secuencia de laminado en 2º iteración.	54
Tabla 4-5. Láminas de rotura en 2ª iteración de vuelo horizontal. Empotramiento.	54
Tabla 4-6. Láminas de rotura en 2ª iteración de vuelo vertical. Empotramiento.	55
Tabla 4-7. Secuencia de laminado en 3ª iteración. Empotramiento.	57
Tabla 4-8. Secuencia de laminado en 1ª iteración de vuelo horizontal. Pin-to-Pin.	60
Tabla 4-9. Láminas de rotura en 1ª iteración de vuelo horizontal. Pin-to-Pin.	64
Tabla 4-10. Láminas de rotura en 1º iteración en vuelo vertical. Pin-to-Pin.	67
Tabla 4-11. Secuencia de laminado de 2ª iteración. Pin-to-Pin.	68
Tabla 4-12. Valores de carga crítica.	70
Tabla 5-1. Peso estructural	72

Índice de Ilustraciones

Ilustración 1-1. Auxdron LFG [1]	2
Ilustración 1-2. Airrobot AR-180 [27]	2
Ilustración 1-3. Bell V-22 Osprey [6]	4
Ilustración 1-4. TR918 [6]	4
Ilustración 1-5. Lámina carbono-epoxi (60%) [8]	9
Ilustración 1-6. Laminado unidireccional [8]	9
Ilustración 1-7. Tejido [8]	9
Ilustración 1-8. Evolución en el uso de materiales compuestos [11]	10
Ilustración 1-9. Cargas en larguero [28]	12
Ilustración 1-10. Deformaciones en larguero [28]	12
Ilustración 1-11. Built-up web [17]	13
Ilustración 1-12. Built-up truss [17]	13
Ilustración 1-13. Costillas perpendiculares a borde de ataque [9]	14
Ilustración 1-14- Costillas predominantemente paralelas al flujo incidente [9]	14
Ilustración 1-15. Un solo larguero [28]	14
Ilustración 1-16. Configuración habitual de 2 largueros [28]	14
Ilustración 2-1. Prototipos del proyecto EMERGENTIA [20]	17
Ilustración 2-2. Relación de peso estructural y espaciado de costillas. [9]	19
Ilustración 2-3. Distribución inicial de costillas.	20
Ilustración 2-4. Localización de elementos internos y motor en el ala.	22
Ilustración 2-5. Ejemplo machihembrado Céfiro [29]	23
Ilustración 2-6. Empalme mediante placa [9]	23
Ilustración 2-7. Disposición Pin-to-pin [9]	23
Ilustración 2-8 Posibilidades Pin-to-pin del larguero delantero [9]	23
Ilustración 2-9. Ejemplo tracción [8]	25
Ilustración 2-10. Ejemplo cortante [8]	25
Ilustración 2-11. Ejemplos de deformaciones inusuales [9]	26
Ilustración 2-12. Ejemplo de compresión por cortante [10]	27
Ilustración 2-13. De izquierda a derecha: rotura a compresión, tracción y delaminación. [8]	27
Ilustración 2-14. Representación criterios de Tsai-Hill y Tsai-Wu [30]	29

Ilustración 2-15. Representación criterios de Tsai-Hill y Azzi-Tsai-Hill [30]	29
Ilustración 2-16. Evolución de C_D frente a ángulo de ataque.	30
Ilustración 2-17. Distribución de la resistencia a lo largo de la semienvergadura (vuelo vertical)	31
Ilustración 2-18. Distribución de la sustentación.	33
Ilustración 2-19. Distribución de la resistencia.	33
Ilustración 2-20. Distribución del momento aerodinámico	34
Ilustración 2-21. Evolución de velocidad equivalente de ráfaga con la altura	36
Ilustración 3-1. Estructura de ala en Catia V5.	38
Ilustración 3-2. Definición de lámina a 45° en larguero superior	39
Ilustración 3-3. Definición de lámina a 45° en costilla	39
Ilustración 3-4. Geometría auxiliar	40
Ilustración 3-5. Particiones generadas en las costillas	40
Ilustración 3-6. Mallado general de toda la estructura	41
Ilustración 3-7. Detalle del mallado de la costilla	41
Ilustración 3-8. Interacciones en todo el modelo.	42
Ilustración 3-9. Coupling elementos internos	42
Ilustración 3-10. Coupling motor	42
Ilustración 3-11. Cargas aplicadas sobre el modelo.	43
Ilustración 3-12. Condición de contorno de empotramiento	44
Ilustración 3-13. Condición de contorno Pin-to-Pin	44
Ilustración 4-1. Zonas críticas según valores de S_{11}	46
Ilustración 4-2. Distribución de tensiones S_{11} en larguero delantero.	47
Ilustración 4-3. Distribución de tensiones S_{11} en revestimiento	47
Ilustración 4-4. Distribución de tensiones S_{11} en costillas	47
Ilustración 4-5. Puntos de concentración de tensión en la costilla de cierre.	48
Ilustración 4-6. Parámetro de Tsai-Hill a lo largo de la estructura	49
Ilustración 4-7. Parámetro de Tsai-Hill en la costilla de cierre.	49
Ilustración 4-8. Parámetro de Tsai-Hill en la lámina LS-1 de la zona superior del larguero delantero	50
Ilustración 4-9. Parámetro de Tsai-Hill en la lámina LS-2 de la zona superior del larguero delantero	50
Ilustración 4-10. Concentraciones de tensión en la costilla de cierre	51
Ilustración 4-11. Distribución de tensiones S_{11} en larguero delantero y costillas.	51
Ilustración 4-12. Distribución de tensiones S_{11} en revestimiento	52
Ilustración 4-13. Parámetro de Tsai-Hill en toda la estructura.	52
Ilustración 4-14. Coupling del motor mejorado	53
Ilustración 4-15. Parámetro de Tsai-Hill en la estructura general del ala.	54

Ilustración 4-16. Parámetro de Tsai-Hill en la estructura general del ala.	55
Ilustración 4-17. Detalle de la región cercana junto a la raíz a reforzar.	56
Ilustración 4-18. Parámetro de Tsai-Hill en la estructura global del ala.	57
Ilustración 4-19. Lámina de Larguero Inferior con valor máximo de Tsai-Hill	58
Ilustración 4-20. Desplazamientos en modo de vuelo horizontal. Empotramiento.	58
Ilustración 4-21. Desplazamientos en modo de vuelo vertical. Empotramiento.	59
Ilustración 4-22. Zona crítica según las tensiones S_{11} (radial)	61
Ilustración 4-23. Zona crítica según las tensiones S_{12} (acimutal)	61
Ilustración 4-24. Zona crítica según las tensiones S_{11}	61
Ilustración 4-25. Zona crítica según las tensiones S_{12}	62
Ilustración 4-26. Distribución de tensiones S_{11} en largueros y costillas.	62
Ilustración 4-27. Distribución de tensiones S_{11} en revestimiento.	62
Ilustración 4-28. Parámetro de Tsai-Hill en estructura general del ala.	63
Ilustración 4-29. Parámetro de Tsai-Hill en costilla de cierre.	64
Ilustración 4-30. Zonas críticas según tensiones S_{11} (radial)	65
Ilustración 4-31. Zonas críticas según tensiones S_{12} (acimutal)	65
Ilustración 4-32. Zonas críticas según tensiones S_{11}	66
Ilustración 4-33. Zonas críticas según tensiones S_{12}	66
Ilustración 4-34. Parámetro de Tsai-Hill en estructura general del ala.	67
Ilustración 4-35. Detalle del valor de Tsai-Hill en lámina del Pin Inferior	69
Ilustración 4-36. Desplazamientos modo de vuelo horizontal. Pin-to-Pin.	69
Ilustración 4-37. Desplazamientos modo de vuelo vertical. Pin-to-Pin.	70
Ilustración 4-38. Primer modo de pandeo para el modelo con unión empotrada.	71
Ilustración 4-39. Primer modo de pandeo para el modelo con unión Pin-to-Pin	71
Ilustración 5-1. Distribución de tensiones en material compuesto del ejemplo anterior [10]	73
Ilustración 5-2. Distribución de tensiones en metales del ejemplo anterior [10]	73
Ilustración 5-3. Posibles fallos provocados por impacto. [10]	74

1 INTRODUCCIÓN

La memoria del trabajo que se presenta se desarrolla en base al estudio de la estructura del ala de la aeronave tilt-rotor asociada al proyecto EMERGENTIA. Debido a los requisitos de la misión para la que se ha planteado su diseño, cuenta con numerosas características que la convierten en una aeronave bastante singular; sin embargo, como se presentará posteriormente, para el desarrollo de este trabajo cabe destacar dos de ellas debido a la influencia directa que presentan sobre el ala: la capacidad para el vuelo horizontal y vertical y la exigencia de fabricación de la aeronave con materiales compuestos.

Para contextualizar el desarrollo del trabajo, en este capítulo introductorio se presenta información asociada tanto al proyecto EMERGENTIA como a la utilización de materiales compuestos.

1.1 Proyecto EMERGENTIA

El objetivo de este proyecto es el desarrollo de un UAV (Unmanned Aerial Vehicle) enfocado a operar en misiones de búsqueda y rescate (SAR según sus siglas en inglés, Search And Rescue). Dicha aeronave deberá contar con estrategias de control de vuelo y guiado desarrolladas específicamente para este tipo de misiones de forma que facilite la operación de la misma, permitiendo así que pueda ser utilizada por un profesional sanitario sin necesidad de formación específica para ello.

La motivación fundamental para el desarrollo de dicho proyecto se encuentra en la respuesta a las dos siguientes preguntas que se plantean.

1.1.1 ¿Por qué un UAV?

En los últimos años se ha experimentado un gran desarrollo de la tecnología asociada a los vehículos aéreos no tripulados, ya sean totalmente autónomos (UAV, Unmanned Aerial Vehicle) u operados de forma remota (RPAS Remotely Piloted Aircraft System), gracias en gran medida a la disminución del tamaño de diferentes componentes electrónicos de control y a la optimización de la vida de las baterías que suministran la potencia necesaria. Este desarrollo ha permitido ampliar el abanico de aplicaciones de este tipo de aeronaves debido a las ventajas que ofrece su uso (desde la vigilancia del tráfico hasta aplicaciones militares de mayor exigencia); en concreto, para el caso de misiones SAR se puede destacar la rapidez de respuesta antes diversas situaciones de emergencia, lo cual puede ser diferencial a la hora de salvar vidas; la obtención de información y muestras en un rango bastante amplio; o la posibilidad de ofrecer dicha respuesta sin comprometer la vida de la persona

que lo opere puesto que lo podría realizar desde una posición segura. En este último aspecto radica la razón por la que se opta por un UAV frente a un posible RPAS, ya que los primeros permiten el uso de la aeronave a un profesional sanitario que se ha de limitar a establecer objetivos de alto nivel como waypoints o el perfil de vuelo (se consigue mejorar la precisión de la misión que se quiere llevar a cabo).



Ilustración 1-1. Auxdron LFG [1]



Ilustración 1-2. Airrobot AR-180 [30]

Cabe destacar que existen precedentes en la utilización de este tipo de aeronaves para las misiones SAR, como el UAV que aparece en la Ilustración 1-1 diseñada especialmente para el salvamento y rescate en playas, desarrollado por General Drones [1]. En la Tabla 1-1 se presenta información recogida de [2] asociada a algunos de estos usos anteriores en diferentes situaciones críticas.

Tabla 1-1. Ejemplos de UAV en situaciones de emergencia

Año	Catástrofe	UAV	Misión
2005	Huracán Katrina	Silver Fox	Búsqueda/Reconocimiento
2010	Terremoto en Haití	Elbit Skylark	Reconocimiento cartográfico
2011	Inundaciones de Tailandia	FIBO UAV-1	Reconocimiento cartográfico
2014	Desprendimientos de tierra SR350 (USA)	AR-180 (Ilustración 1-2)	Estimación de escombros

Como ya se ha comentado, este tipo de aeronaves se encontrará cada vez más presentes en nuestras vidas debido a la versatilidad que ofrecen a la hora de solucionar algunos de los problemas que se plantean en el día a día o mejorar las medidas de seguridad y prevención en distintos ámbitos de la sociedad. Por ese motivo multitud de empresas y centros tecnológicos encuentran interesante

investigar en este campo y apostar por el desarrollo de este tipo de proyectos; ejemplo de ello es la empresa argodesign que pretende revolucionar el transporte de heridos en ambulancia mediante el proyecto “Drone Ambulace” planteando la opción de contar con un UAV en el que se puedan llevar a cabo las mismas funciones sanitarias que en las ambulancias convencionales, pero reduciendo drásticamente los tiempos empleados tanto en la respuesta como en el regreso al centro médico de partida, lo cual podría salvar muchas vidas. Se puede encontrar más información en [3].

1.1.2 ¿Por qué una aeronave convertible?

La mayoría de las aeronaves no tripuladas utilizadas para misiones SAR se suelen agrupar en dos tipos diferentes: aeronaves de ala fija o de ala rotatoria. Ambos tipos ofrecen diferentes cualidades en vuelo por lo que la elección de un tipo u otro dependerá de los requisitos que exija la misión en cuestión. En la Tabla 1-2 se presenta una comparación de ambos diseños en base a algunas de las características fundamentales para abordar este tipo de misiones.

Tabla 1-2. Comparación ala fija-rotatoria

Característica	Ala Fija	Ala Rotatoria
Alcance y autonomía	Mayor	Menor
Capacidad de carga	Mayor	Menor
Capacidad de despegue/aterrizaje sin infraestructura exterior para ello (pista, catapulta...)	No	Sí
Capacidad vuelo a punto fijo	No	Sí
Capacidad de vuelo vertical	No	Sí

Lo que se pretende conseguir con una aeronave convertible es aunar las ventajas de ambos tipos en una sola aeronave. Así, por un lado se consigue ostentar las posibilidades tan importantes para misiones SAR que ofrecen las aeronaves de ala rotaria entre las que cabe destacar la capacidad para despegar/aterrizar en zonas no preparadas para ello y la capacidad de vuelo vertical y de mantener un vuelo a punto fijo posibilitando suministro de mercancía vital o recogida de muestras; mientras que por otro lado presentan una fase de crucero similar a los aviones de ala fija con un alcance, autonomía y velocidad de vuelo elevados (debido a la forma de generar la sustentación y la eliminación del límite de velocidad impuesto por los efectos de compresibilidad en el caso de alas rotatoria), cualidades ideales para misiones de monitorización a distancia, búsqueda y exploración.

Como ya se ha comentado, la elección del tipo de aeronave siempre está determinada por la misión que se propone; sin embargo, en el mayor número de ocasiones, no se conoce con exactitud los requisitos de la misión que es conveniente abordar en ese momento hasta que no se llega al lugar de la catástrofe, obligando así a contar con una flota de ambos tipos de aeronaves con el objetivo de estar preparado ante cualquier situación posible. En cambio, con una aeronave convertible, tan sólo sería necesario tomar dicha aeronave y decidir el modo de operación una vez se conozcan los datos suficientes, ahorrando así en el número de aeronaves necesarias por parte de los servicios de emergencia y en el espacio necesario en el VIR para transportar los dispositivos hasta la zona de acción.

A pesar de las ventajas que ofrecen este tipo de aeronaves, es cierto que no es común verlas en operación (ya sea civil o militar) debido a los elevados costes de su desarrollo, su complejidad

mecánica-estructural para realizar la transición entre ambos modos de vuelo y el riesgo que ha supuesto su experimentación en los diferentes proyectos que se han llevado a cabo a lo largo de la historia. Según [4] la idea de realizar estas aeronaves tilt-rotor surge en la década de 1930, estando patentado el primer diseño con estas características por George Lehberger, aunque nunca superó una fase conceptual. El Focke-Achgelis Fa 269 fue el primer prototipo construido, llevado a cabo por los alemanes en la Segunda Guerra Mundial aunque tampoco se llevó a cabo la fabricación del mismo para el vuelo. En la década de 1950 se construyeron varias aeronaves de este tipo, como son el Transcendental Model 1-G, el cual quedó destruido por un accidente en 1955 o el Bell XV-3, que sirvió para sacar a la luz numerosos problemas de estos diseños como el sometimiento a fuertes vibraciones. Con el posterior desarrollo del XV-15 (usado para investigar posibles aplicaciones de estas aeronaves), se llega al comienzo del programa del Bell V-22 Osprey (1981) convirtiéndose en el primer tilt-rotor en entrar en producción en serie. Utilizado por la Fuerza Aérea y el cuerpo de los Marines de los Estados Unidos en numerosas misiones de transporte de tropas, asalto, búsqueda y rescate, etc., a pesar de las dudas generadas en el congreso acerca de la rentabilidad de su uso debido a su elevado coste y el número de accidentes reportados. De cara al futuro se presenta la tercera generación tilt-rotor Bell V-280 Valor que pretende reemplazar por completo en 2030 al UH-60 Black Hawk.



Ilustración 1-3. Bell V-22 Osprey [6]



Ilustración 1-4. TR918 [6]

La aplicación de este tipo de aeronaves como UAV viene marcado por el comienzo del programa Eagle Eye en 1993, desarrollando en primer lugar el prototipo a escala 7/8 TR911X (con la característica diferenciadora de contar con un fuselaje realizado con material compuesto) cuyo éxito en el programa de pruebas dio paso a la construcción de la aeronave a escala real TR918, con un sistema tiltrótor basado en el del V-22. La Guardia Costera de los Estados Unidos introdujo esta aeronave en su programa Deepwater, aunque también levantó interés entre la Armada y los cuerpos de los marines [5]. Por otro lado, merece mención el modelo NASA GL-10 desarrollado por la NASA con una propulsión híbrida o eléctrica y que tiene varias funciones potenciales en sus diferentes versiones: desde transporte de personas hasta el transporte de pequeña mercancía o rastreo para las versiones a escala que se están realizando hasta el momento con el objetivo de realizar todas las pruebas necesarias al modelo. En cuanto al futuro de estas aeronaves, Bell ha presentado el dron de vigilancia V-247 (2023) junto con la marina de los Estados Unidos, concebido para desplegarse en plataforma marítimas. Se puede ampliar la información de todos los modelos citados en [6].

1.2 Materiales compuestos

Como se ha comentado anteriormente, uno de los requisitos que se establecen en el proyecto EMERGENTIA es el de fabricar la aeronave completa con materiales compuestos, por lo que conviene presentar algunas de las características de estos materiales, así como comentar su implementación en el sector aeronáutico.

Se considera material compuesto a toda aquella combinación de materiales diferentes en composición o forma en una escala macroscópica, con interfase de separación entre ellos y manteniendo cada uno sus propiedades de forma que no se disuelven o se unen por completo uno con el otro a pesar de actuar conjuntamente. Aunque se suele presentar como un concepto relativamente novedoso, realmente la existencia de materiales compuestos naturales se remonta a millones de años atrás, como puede ser el caso de algas marinas, huesos o madera, la cual fue ampliamente utilizada en los inicios de la aviación. Sin embargo, el desarrollo de los materiales compuestos artificiales responde a la cantidad de ventajas que ofrecen frente a la mayoría de materiales que se empleaban habitualmente en el sector aeroespacial (algunas de las cuales se presentarán a lo largo del capítulo), en este sentido se puede adaptar la definición que se ajuste mejor a dichos materiales, entendiendo los materiales compuestos como un conjunto de fibras de pequeño diámetro y gran resistencia-rigidez embebidas en una matriz homogénea. Así, se obtiene un material anisótropo, cuyas propiedades mecánicas y físicas varían en función de la dirección en la que se sitúe la fibra.

Según [7] el desarrollo de estos materiales comenzó en la década de 1960 con la utilización de plásticos reforzados con fibra de vidrio para palas de los helicópteros, aunque no se utilizaba en los aviones de ala fija debido a la falta de fiabilidad en su resistencia y rigidez. Además, el alto precio de la fabricación de estructuras en materiales compuestos en comparación con la utilización de los materiales habituales (debido al alto coste de las materia primas necesarias para obtenerlas, al coste de producción y herramientas necesarias o al proceso de certificación) retrasó la utilización de estos materiales en las estructuras aeronáuticas. Sin embargo, conforme se avanzó en el desarrollo de nuevas fibras con mejores prestaciones estructurales, se consiguieron propiedades específicas (fundamentalmente resistencia y rigidez específicas) bastante elevadas en comparación con algunos de los materiales que habitualmente se utilizaban en el sector. Así, los materiales compuestos comenzaron a formar parte de estructuras tanto secundarias como posteriormente (cuando se consiguieron valores suficientemente elevados de rigidez-resistencia) primarias de las aeronaves.

El elevado ratio resistencia o rigidez frente a peso, lo convierten en un material excelente para las aplicaciones aeroespaciales donde es fundamental reducir el peso todo lo posible. Además de esta, también destacan las siguientes características de estos materiales:

- No presentan deformación plástica (el límite de elasticidad se corresponde con el límite de rotura).
- Presentan buena resistencia a fatiga. Los valores de esta resistencia a fatiga se sitúan en torno al 90% de la resistencia a fractura con carga estática, muy superior al 35% presentado por las aleaciones de aluminio o al 50% de las aleaciones de hierro y titanio. (Datos obtenidos de [8])
- Presentan buena resistencia a corrosión (a excepción de los casos en los que existe contacto entre aluminio y fibras de carbono en los que se genera corrosión galvánica).
- No son sensibles a la mayoría de productos químicos empleados en motores como aceite, grasa, líquido hidráulico, combustibles... aunque los disolventes de pintura atacan las resinas epoxi.
- Presentan una resistencia al impacto de nivel media-baja (inferior a la de los materiales metálicos).

- Posibilidad de generar estructuras de geometrías complejas.
- Naturaleza heterogénea y anisótropa. A pesar de que suponga la necesidad de un análisis más complejo del material, permite mayor libertad para diseñar y obtener una configuración óptima del material.

El rendimiento de un material compuesto en general se basa en las fibras (composición, orientación, tamaño y forma), la matriz (propiedades del material) y la calidad del enlace entre ambas.

1.2.1. Fibras

Las fibras están constituidas por miles de filamentos con un diámetro del orden de micrómetros de un material específico. Son las responsables de las características tan importante sobre las que se ha hecho hincapié anteriormente como son la resistencia y la rigidez del material final, así como aportar esa versatilidad a la hora de conseguir el diseño óptimo de la estructura del material en función de las orientaciones que tomen. A continuación se presentan algunas de las fibras que se utilizan habitualmente para este tipo de materiales ([9], [7]).

- 1) Fibra de vidrio: con esta fibra se inicia el desarrollo de los materiales compuestos en la década de 1960 y la introducción de los mismos a la industria aeroespacial (fundamentalmente en palas de helicópteros). Es la que presenta mayor uso debido a la gran cantidad de información relativa al comportamiento de la misma que se conoce, a su facilidad para ser tratada, su bajo coste y su elevada resistencia combinada con bajo peso. Sin embargo, su uso en las estructuras aeronáuticas siempre se ha visto limitado a estructuras secundarias debido a la falta de rigidez y resistencia. Normalmente se distingue entre dos tipos: elevado módulo de elasticidad (H.M.) y elevada tensión de resistencia (H.T.S.)
- 2) Kevlar: se comenzó a introducir en aplicaciones estructurales en los años 70. Presenta la mayor resistencia específica a tracción de todas las fibras combinada con una gran dureza, baja densidad y buenas características como resistencia a fatiga o comportamiento a elevadas temperaturas. Sin embargo, la relativa baja resistencia transversal y a compresión imposibilitó su incorporación en las estructuras principales de la aeronave; a lo que también hay que añadir la dificultad en su tratamiento debido a su gran dureza.
- 3) Fibra de carbono: estas fibras se encuentran entre las más resistentes y rígidas, siendo habituales en estructuras de alto rendimiento, como son las estructuras aeronáuticas. Destacan por su ratio resistencia/rigidez frente a peso consiguiendo mayor resistencia y rigidez que las partes equivalentes fabricadas con acero con la mitad del peso.
- 4) Fibra de boro: presentan una elevada resistencia y rigidez tanto a tracción como a compresión (muy similares a los niveles de las fibras de carbono) y gracias a dichos valores tan elevados, fueron las primeras en poder introducirse en componentes estructurales primarios de las aeronaves.

Tabla 1-3. Propiedades mecánicas de algunas fibras comunes.

Propiedades	Fibra de carbono (H.T.S.)	Kevlar	Fibra de vidrio	Fibra de boro
Densidad ($\frac{kg}{m^3}$)	1660.8	1439.36	2491.2	2491.2
Rigidez (GPa)	227.5 – 379.2	68.9 – 172.3	89.6	399.9
Resistencia a tracción (MPa)	2413 - 3103	2758	3447 - 4482	3447
Diámetro (micras)	7	12	7	50-200

Las propiedades presentadas en la Tabla 1-3 se han obtenido de [10]. Para tener una idea del orden de magnitud que representa conviene compararlos con otros elementos estructurales típicos como aleaciones de aluminio cuyos valores de densidad oscilan en torno a 2700 kg/m³ y los de rigidez en torno a 400 MPa.

Debido a las características que presenta, la fibra de carbono es la que goza de mayor presencia en las estructuras aeronáuticas. Sus propiedades estructurales son bastante similares a las de la fibra de boro, sin embargo, esta última son bastante difíciles de tratar debido a su gran fragilidad y rigidez, limitando el radio mínimo con el que se pueden doblar (para adaptarse a diferentes geometrías). Además, el diámetro de estas fibras es un orden de magnitud mayor al de las fibras de carbono, lo cual implica que para conseguir el mismo porcentaje de volumen de fibra, el número de láminas requerido será inferior (además de tener que respetar los bajos valores del espesor habituales en este tipo de estructuras) y con ello, se reducen las posibilidades de optimización que anteriormente se habían comentado puesto que tengo menos posibilidades de obtener diferentes orientaciones de las fibras.

1.2.2 Matrices

Las matrices serán las responsables de la integridad estructural del material final puesto que es el “pegamento” que mantiene unidas a todas las fibras; además de protegerlas de la humedad ambiental, oxidación o de la corrosión química. Por otro lado, debido a las propiedades tan específicas de las fibras, estas matrices también realizan su aportación a las características estructurales del material final de forma que las propiedades de tensión provocada por cargas de compresión o transversales están dominadas por las que presente esta matriz; además, posibilita la distribución de las cargas sobre las fibras. Fundamentalmente, se presentan dos tipos de matrices: termoplásticas y termoestables. A continuación se comentan algunas características de ambos tipos, así como de las matrices metálicas, que también es necesario tener en cuenta. [9]

- 1) **Termoestables:** la resina termoestable es aquella que se solidifica cuando se calienta en un ambiente controlado de elevada presión y temperatura de forma que no puede ser fundida o moldeada de nuevo, por lo que la única forma de modificar sus características es destruyéndola. Es la resina más utilizada en la fabricación de estos materiales compuestos gracias a las buenas propiedades mecánicas que ofrece como resistencia o rigidez, la facilidad de su tratamiento, su coste o los menores valores de presión y temperatura necesarios en el proceso de fabricación (frente a los termoplásticos). A continuación se presentan algunas de las resinas que pertenecen a esta categoría.
 - **Epoxi:** esta es la resina más utilizada de esta categoría, especialmente en el ámbito de la industria aeronáutica por ser la que mejores propiedades mecánicas ofrece. Además, ofrece una mejor adhesión a las fibras, una temperatura de servicio en torno a 170° o una vida en servicio considerable.

- Poliamida: destacan por mantener la mayoría de sus propiedades a temperaturas muy elevadas (superiores a las temperaturas de degradación de la mayoría de los polímeros, en torno a 570°). Su coste es elevado y es una de las más complicadas de procesar.
 - Poliéster: la principal virtud de esta resina es el balance que ofrece entre bajo coste con una gran facilidad de procesamiento y buenas propiedades mecánicas, eléctricas y químicas. Por este motivo, su presencia es dominante en el área industrial pero no se suelen utilizar para aplicaciones de alto rendimiento.
- 2) Termoplásticos: al contrario que la termoestable, la resina termoplástica se ablanda cuando está sometida a calor y se endurece cuando se enfría. Este proceso de calentamiento y enfriado se puede repetir tantas veces como se desee, permitiendo así moldear y modificar la forma del material en cuestión en repetidas ocasiones, lo cual puede llegar a ser una gran ventaja para adaptarse a posibles cambios de diseño o para reparaciones (consiguiendo un tiempo de vida indefinido); además de que su fabricación conlleva un menor coste y menor tiempo de curado que los termoestables. Por otro lado también se podría destacar su baja sensibilidad a las condiciones de humedad del ambiente y su resistencia a elevadas temperaturas; sin embargo, los procesos de fabricación de este tipo de matrices requieren valores mucho más exigentes de presión y temperatura.
- 3) Matrices metálicas: en este caso la matriz se fabrica con algún tipo de metal como aluminio como puede ser el aluminio, magnesio o titanio. En comparación con las anteriores, es evidente que la resistencia de los metales es mucho mayor que la de las resinas por lo que las propiedades del material que dependen directamente de la matriz se verán ampliamente mejoradas; además de un rendimiento ante elevadas temperaturas mucho mayor (debido a las altas temperaturas que soportan los metales). Sin embargo, hay varios aspectos que impiden que se hayan asentado en la industria, como el elevado coste, la falta de técnicas para la fabricación y uniones así como de test no destructivos o la necesidad de mejorar la adhesión de la matriz a la fibra.

A la hora de elegir la combinación fibra-matriz hay que tener presente que ambas han de ser químicamente compatibles, así como presentar propiedades mecánicas complementarias. Un ejemplo de ello es la combinación epoxi-fibra de carbono, la cual ha sido la más utilizada en la industria aeronáutica. Algunos de los motivos de esta elección se presentan en la siguiente sección.

1.2.3 Laminados

Normalmente, todas las piezas de material compuesto están fabricadas a partir de la superposición de diferentes capas (que se adaptan a la geometría de la pieza en cuestión) constituidas por las fibras y matrices anteriormente comentadas en una proporción determinada, lo cual se conoce como lámina. El motivo de esta disposición se debe principalmente a que, como ya se ha comentado anteriormente, las propiedades mecánicas transversales a la dirección de la fibra se corresponden con las del material utilizado en la matriz, las cuales son netamente inferiores a las longitudinales. Por ello, para aquellas estructuras en las que se espera soportar cargas tanto longitudinales como transversales, las diferentes capas que se superponen deberán estar formadas por fibras orientadas en direcciones específicas para poder afrontarlas, constituyendo así un laminado unidireccional. En la Ilustración 1-5 se muestra una gráfica que indica cómo se modificarían ciertas propiedades mecánicas en función del porcentaje de láminas tomadas en las direcciones 0°, ±45° y 90° para una lámina constituida por fibra de carbono-epoxi con un 60% de volumen de fibra.

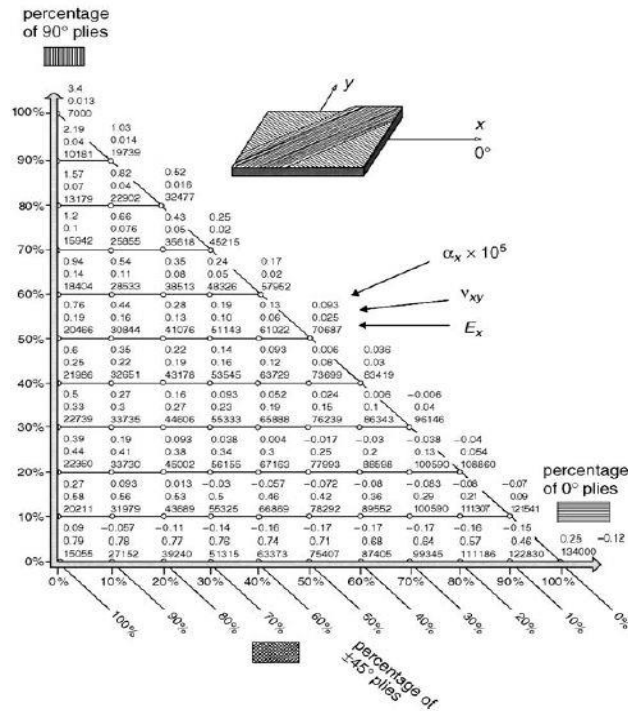


Ilustración 1-5. Lámina carbono-epoxi (60%) [8]

Existe otra forma de realizar estas láminas, a través de lo que se conoce como tejido. Estos tejidos se caracterizan por presentar en cada lámina elementos orientados perpendicularmente a la dirección de la fibra en cuestión entrecruzándose por encima o por debajo de la fibra siguiendo un patrón determinado. Dichos elementos pueden ser hilos sin carácter estructural (caso de tejidos unidireccionales) o bien, pueden ser otras fibras que sí aportan rigidez estructural, siendo este el caso más frecuente y existiendo varios tipos dentro de dicha categoría en función del patrón establecido (5HS, 8HS...).

Al comparar ambos tipos se suele optar por los laminados unidireccionales (Ilustración 1-6) debido a que permiten un diseño que se adecúe mejor a las cargas a las que está sometido el material; requiere un tratamiento superficial menor para conseguir una superficie adecuada desde el punto de vista aerodinámico; genera menos poros y un menor desperdicio de material y presenta mayores valores de resistencia y rigidez puesto que los tejidos presentan mayor tendencia a deformarse debido a la curvatura de las fibras al entrecruzarse (se observa en la Ilustración 1-7). A favor de estos tejidos se puede destacar que se adaptan con mayor facilidad a geometrías complejas y presentan mayor resistencia a la delaminación.

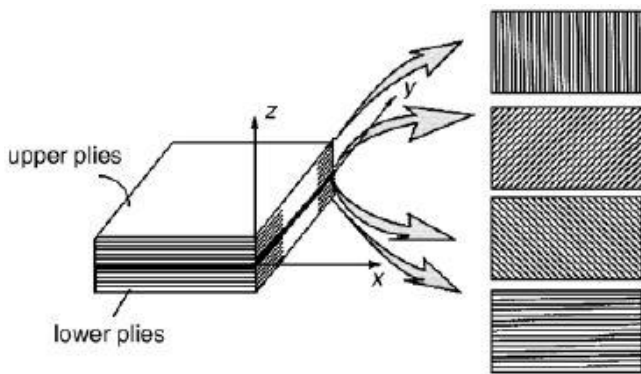


Ilustración 1-6. Laminado unidireccional [8]

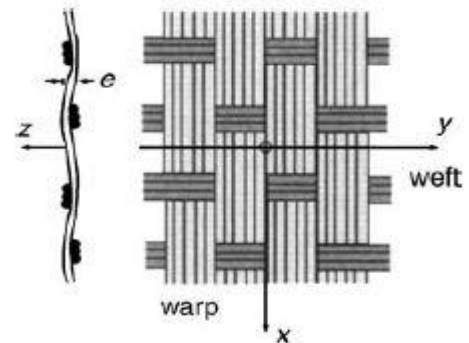


Ilustración 1-7. Tejido [8]

1.2.4 Antecedentes y situación actual

Como ya se ha comentado con anterioridad, el desarrollo de los materiales compuestos desde su introducción en la industria aeroespacial en los años 60 ha permitido aumentar su presencia en diferentes partes de las estructuras aeronáuticas (dadas las propiedades tan ventajosas que ofrecen ya citadas). Así, empresas como Airbus o Boeing suelen introducir un aumento en la proporción de materiales compuestos utilizados en cada uno de sus nuevos lanzamientos con respecto a los anteriores. En ambos casos se ha podido observar dicho incremento desde la introducción de estos materiales en los bordes de salida y ataque de ala y estabilizadores del A-300 o del 767 hasta la incorporación de los mismos en la caja de torsión central en el A-380 o el porcentaje del 50% y 52% en peso de materiales compuestos que ostentan el 787 y el A-350XWB, respectivamente [11]. Sin embargo, la aplicación civil de los materiales compuestos siempre ha ido a la estela de la militar debido a la mayor importancia que se le da al coste, a la necesidad de certificar la seguridad de los elementos o la menor predisposición a introducir cambios arriesgados por las posibles consecuencias económicas. Así, en la industria militar, cabe destacar su uso en ciertas partes del Harrier o del Tornado (como en el estabilizador horizontal o parte delantera del fuselaje) desarrollados en la década de los 70, hasta la introducción en el Lockheed Martin F-35 Lightning II de estos materiales en zonas como estabilizadores, flaps o revestimiento de ala y fuselaje, consiguiendo un porcentaje del 40% del peso del avión. En la Ilustración 1-8 se presenta la evolución del uso de la aplicación de los materiales compuestos en aeronaves a lo largo de las últimas décadas. [12]

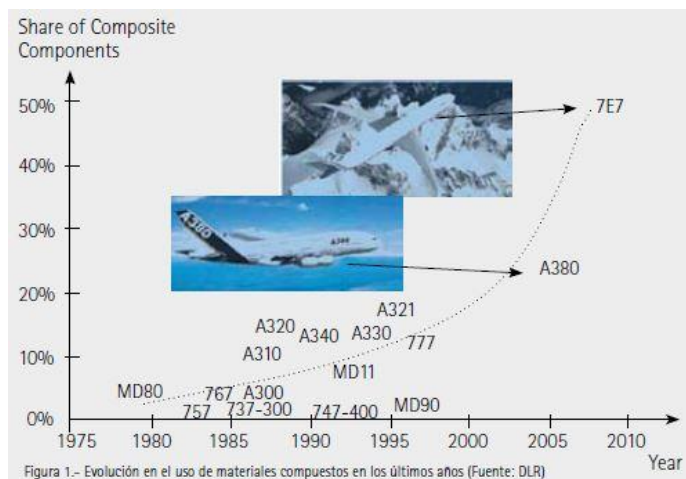


Ilustración 1-8. Evolución en el uso de materiales compuestos [11]

Por otro lado, también hay que destacar la utilización de los materiales compuestos en los UAV, lo cual parece especialmente apropiado debido a la especial necesidad de que estas aeronaves consigan valores de peso bastante bajos y poder aumentar la reducida disponibilidad que presentan para la carga de pago. Así, existen algunos ejemplos en esta línea: varias versiones del Eagle-Eye presentado en el capítulo 1 están construidas enteramente de materiales compuestos; el proyecto ATLANTE (Avión Táctico de Largo Alcance No Tripulado Español), el cual es enteramente español, diseñado por EADS CASA para responder a los requerimientos del ejército de tierra español, está concebido con un 68% de su estructura en materiales compuestos [11]; y además, la revista Composite World llevó a cabo un estudio de mercado entre 200 UAV obteniendo que prácticamente todos los ejemplares presentaban algunas partes de estructurales fabricadas con materiales compuestos, siendo los plásticos reforzados con fibra de carbono (CFRP) los más utilizados debido a que son los que mayores mejoras de rendimiento ofrecen [13].

De cara al futuro se plantean varios retos asociados al desarrollo de estos materiales entre los que destacan el desarrollo de las matrices termoplásticas para que puedan llegar a sustituir a las termoestables que dominan actualmente en la mayoría de las aplicaciones debido a las ventajas que hemos visto anteriormente; presentar nuevos procesos de fabricación (como procesos de curado fuera de autoclave) y mejorar los ya existentes; tratar de reducir las imperfecciones locales de las fibras de carbono; mejorar la reparabilidad y el mantenimiento o la resistencia a impacto. Por destacar algunos proyectos reales en este sentido se puede mencionar MALTA 2020, (Manufacturing and Automation of Low-Cost Thermoset for Competitive Advantage) el cual está liderado por Airbus Defense and Space con el apoyo de un consorcio de empresas entre las que se encuentran Aerotecnic, Nanotures o Titania y que pretende alcanzar la capacidad de fabricar materiales compuestos de menor coste tanto a nivel de materia prima como de proceso de fabricación [14]; y Pultrubean, proyecto desarrollado por CT Ingenieros, Titania y el centro tecnológico Eurecat y que pretende mejorar la tecnología de pultrusión para mejorar la fabricación continua y fuera de autoclave lo cual permitirá reducir el coste y conseguir una cadena de producción óptima [15].

1.3 Componentes estructurales del ala de una aeronave

Las alas son uno de los elementos estructurales del avión, responsables de la generación de sustentación para mantener el avión en el aire, lo cual las convierte en una de las partes con mayor relevancia en el desarrollo de una aeronave. Su diseño se define en base a una serie de parámetros como la forma en planta, alargamiento, estrechamiento, superficie, etc., los cuales pueden variar en gran medida en función de los requisitos de actuación de la aeronave, como la velocidad de vuelo, maniobrabilidad o exigencias de estabilidad entre otros. Una vez definidas las características geométricas del ala se ha de plantear el diseño estructural de la misma de forma que respetando esos parámetros, así como la forma de los perfiles aerodinámicos que la constituyen se pueda asegurar que es capaz de soportar las diferentes cargas a las que estará sometida. En este sentido, se suelen distinguir dos tipos de estructuras: alas en voladizo, las cuales están sujetas por la estructura central del avión sin necesidad de apoyos adicionales (suele aparecer en la mayoría de los aviones actuales) y alas con apoyos externos, las cuales presentan algunos elementos auxiliares como cables o riostras (se suele dar entre los aviones de peso ligero). Entre las cargas que ha de soportar se encuentran el peso de su propia estructura, la sustentación distribuida a lo largo de toda la envergadura del ala, la resistencia aerodinámica o el empuje de los motores (en caso de que se sitúen en las alas). Para poder afrontar esta variedad de esfuerzos las alas cuentan con la piel o revestimiento, unida a la estructura del ala y con elementos estructurales internos, siendo los más importantes las costillas y los largueros. [9], [16]

1.3.1 Piel o revestimiento

Esta es la parte estructural que recubre toda la estructura del ala y que ha de respetar la forma aerodinámica del perfil. Se puede diseñar con la idea de que soporte parte de las cargas a las que está sometida el ala, lo cual suele ser necesario en el caso de alas en voladizo (sin apoyos externos) o simplemente como recubrimiento del ala para otorgarle esa forma aerodinámica necesaria para que el flujo no se desprenda, aunque esta última opción no es habitual debido a que supondría un aporte de peso extra sin conseguir rentabilizarlo. En cuanto a las cargas que ha de soportar, dicho revestimiento está sometido a esfuerzos cortantes procedente de las propias fuerzas cortantes (como podría ser el empuje de un motor situado en el ala) y de los momentos de torsión, puesto que esta piel forma parte del cajón de torsión principal que asumen estos esfuerzos. Por otro lado, la absorción de los esfuerzos normales generados por momentos flectores dependerá del tipo de estructura que se prefiera diseñar: monocasco, en el caso de que el revestimiento asuma la mayor parte de estos esfuerzos o semimonocasco, en el caso de que sean asumidos por los cordones de los largueros y los larguerillos que se incluyan como refuerzo a la piel. Además, las fuerzas aerodinámicas se generan

sobre esta superficie, transmitiéndolas a los demás elementos estructurales de apoyo como largueros o costillas.

Por otro lado, existe diferencia entre la zona superior e inferior del revestimiento. Debido a que los factores de carga positivos a los que se someterá la aeronave en su actuación son mayores que los factores de carga negativos, en la piel superior aparece un estado de compresión crítica mientras que en la inferior se presentan un estado de tracción de menor relevancia; así, las tensiones de tracción admitidas en el caso de la piel inferior están determinadas en base a consideraciones de fatiga, mientras que para la piel superior, estos límites se establecen según la máxima tensión de compresión (el valor medio de las tensiones de trabajo en ambos casos son del mismo orden de magnitud).

A la hora de diseñar la piel, hay que llegar a una solución de compromiso en cuanto al espesor se refiere puesto que por un lado, es conveniente que sea lo más bajo posible para tratar de reducir el peso de la estructura, pero, por otro lado, un aumento de este espesor disminuye los valores de tensión de forma que aumentará la rigidez a torsión y la resistencia estructural (incluyendo mejor comportamiento a fatiga). Se han desarrollado diferentes métodos para conseguir un diseño óptimo de estos paneles debido a que representan entre el cincuenta y el setenta por ciento del peso estructural del ala, haciendo que la eficiencia sea un valor clave. Sin embargo, ante situaciones de carga combinada, los mejores resultados se suelen obtener introduciendo diferentes modificaciones mediante procedimientos de “prueba y error”.

1.3.2 Largueros

Los largueros son los elementos estructurales más importantes del ala (sobre todo en las alas sin apoyos externos del tipo voladizo) debido a que cuando cualquier otra parte del ala se encuentra sometida a algún tipo de carga, la tensión suele ser transmitida a estos largueros. Especialmente suele soportar (aunque depende del diseño) la mayor parte del momento flector generado por la sustentación del ala y que se transmite a los largueros desde la cubierta a través de las costillas. Se establecen a lo largo de toda la envergadura del ala desde la zona del encastre hasta la punta, de forma similar a una viga en voladizo con su empotramiento en la raíz del ala y el número de ellos puede ser variable. A pesar de que conforme aumenta el número de largueros, se reduce la tensión de las costillas y crece la capacidad para soportar la flexión, se suelen emplear dos largueros (como mínimo) debido a cuestiones de espacio fundamentalmente (siempre que con estos se asegure la resistencia estructural del ala). Independientemente del número, los largueros delanteros y traseros forman parte del cajón de torsión del ala y normalmente también se utilizan para fijar las superficies de control tanto de borde de ataque (slats) como de borde de salida (flaps, alerones...). En las Ilustraciones 1-9 y 1-10 se presentan esquemáticamente cargas y deformaciones que soporta el larguero.

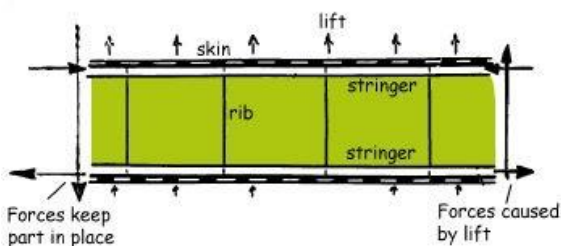


Ilustración 1-9. Cargas en larguero [30]

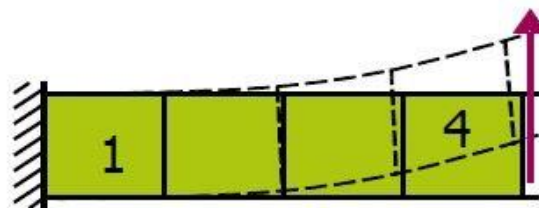


Ilustración 1-10. Deformaciones en larguero [30]

De forma general, se pueden distinguir dos tipos de largueros: aquellos que presentan una superficie plana como alma (built-up web) o aquellos que sustituyen la sección del alma por una serie de

refuerzos diagonales (built-up truss). A la hora de evaluar la eficiencia de un larguero, como en la mayoría elementos, se suele tomar en consideración el coste o dificultad de fabricación y su capacidad para soportar las cargas, donde se presta especial atención a la rigidez a cortante; al comparar ambos tipos se establece que los built-up truss, a pesar de que en ciertos casos puede suponer un ahorro de peso (factor diferencial), requieren de un proceso de fabricación más complejo y de mayor tiempo, además de no contar con un diseño fail-safe debido a la baja redundancia que presenta.

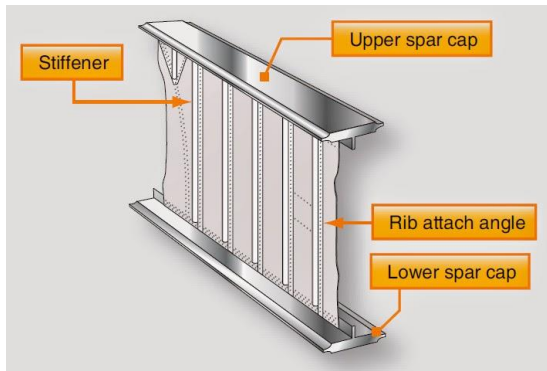


Ilustración 1-11. Built-up web [17]

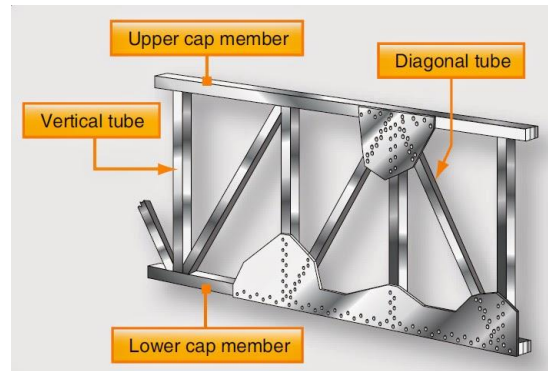


Ilustración 1-12. Built-up truss [17]

En ambas Ilustraciones (1-11 y 1-12) se pueden observar las dos partes por las que está formado este larguero: el alma (web), el cual es una lámina en el tipo “web” o perfiles diagonales en el tipo “truss” que en ambos casos suelen presentar elementos verticales rigidizadores para evitar el pandeo del larguero; y los cordones (cap) que sitúan en la parte superior e inferior. [16]

1.3.3 Costillas

Las costillas son elementos estructurales cuya función principal es la de conseguir transmitir las cargas que se generan en la superficie del revestimiento a los largueros, así como mantener la forma aerodinámica de todo el revestimiento, necesaria para conseguir un flujo aerodinámico adecuado. Además de estas funciones principales, también sirven para redistribuir (ya sea hacia los largueros o los paneles) las cargas puntuales que se presenten en el ala o concentraciones de carga debido a cambios de sección; aportar mayor estabilidad contra el posible pandeo de los paneles del revestimiento (debido a las cargas de compresión); proporcionar un refuerzo adicional para aquellas zonas en las que se una la estructura del ala a elementos concretos como superficies de control, el motor o el tren de aterrizaje (en caso de que se situasen sobre el ala); o como sellado de los depósitos de combustible.

Se pueden diferenciar diferentes tipos de costillas en función de la forma que presenten, su disposición a lo largo del ala o su fabricación, aunque al igual que con los largueros, se presentarán los dos tipos que se encuentran en base a su geometría: costillas tipo lámina o tipo tirante (con perfiles). En el caso de tipo lámina consisten fundamentalmente en una placa con la forma del perfil, entre las que se pueden diferenciar aquellas para soportar carga baja, construidas a partir de láminas (normalmente de metal) y que suelen presentar agujeros de aligeramiento, como pueden ser las costillas de cierre de algunas secciones como depósito de combustible; o por otro lado, aquellas para soportar cargas más elevadas, construidas a partir de procesos de forja o fresado de un bloque del material de trabajo (destinadas a zonas con necesidad de refuerzo, como el anclaje del tren de aterrizaje o el motor). En el caso de las de tipo tirante se construyen a partir de perfiles unidos entre sí, de forma que dichas uniones suelen presentar problemas de concentración de tensiones.

Respecto a la disposición de las mismas, se presentan dos posibilidades: perpendicular al borde de ataque o paralelas al flujo incidente (en el caso de alas rectas, ambas van a coincidir). Aquellas paralelas al flujo incidente parecen respetar mejor el flujo debido a la disposición de las uniones costilla-revestimiento aunque han presentado cierta controversia a la hora de confirmar la seguridad de la estructura; sin embargo, se pueden encontrar precedentes de ambos tipos. En la Ilustración 1-13 y 1-14 se presentan ejemplos de ambos casos.

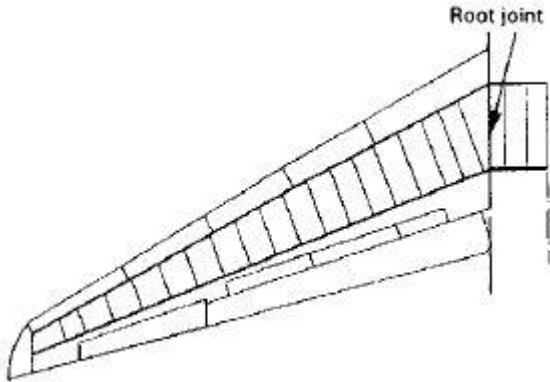


Ilustración 1-13. Costillas perpendiculares a borde de ataque [9]

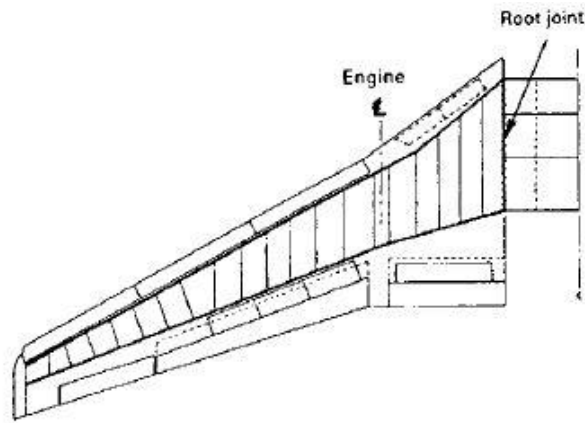


Ilustración 1-14- Costillas predominantemente paralelas al flujo incidente [9]

1.3.4 Cajón de torsión.

El cajón de torsión ya presentado con anterioridad está formado por los largueros delantero y trasero y el revestimiento superior e inferior (con o sin larguerillos de refuerzo). Está concebido para soportar las cargas generadas por momentos torsores, y por ello se hacía hincapié en la necesidad de tener al menos dos largueros (delantero y trasero) ya que son las estructuras cerradas las que presentan un mejor comportamiento frente a la torsión; lo cual queda reflejado en la Ilustración 1-15 y 1-16. En caso de que se tratase un solo larguero principal, sería conveniente que este mantuviera esta idea, tomando forma circular.

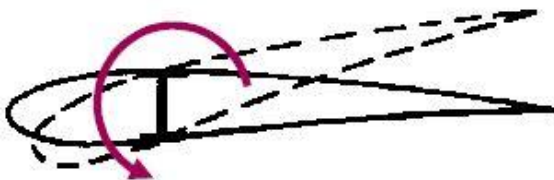


Ilustración 1-15. Un solo larguero [30]

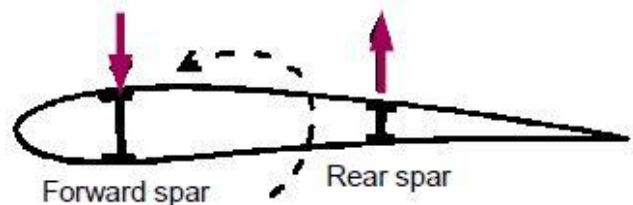


Ilustración 1-16. Configuración habitual de 2 largueros [30]

Normalmente, se entiende que presentan capacidad estructural todos los elementos que se encuentren en el interior de este cajón de torsión, de forma que existen “largueros falsos” cuya

función se basa en dar soporte a las superficies de control o “costillas falsas” con la única idea de mantener la forma del perfil; ambos situados fuera de los límites definidos por el cajón de torsión.

1.4 Método de elementos finitos

El método de elementos finitos es un método numérico que permite la resolución de problemas complejos en diferentes ámbitos de la ingeniería (mecánica de fluido, mecánica de sólidos...), concebido para ser implementado en un software debido a la elevada carga de cálculo numérico que presenta. Precisamente, el desarrollo de esta metodología está ligada a la evolución que experimentan las tecnologías empleadas en softwares y computadores de mediados-finales del siglo XX en cuanto a capacidad de cálculo y procesamiento de datos, normalizando su uso en este tipo de cuestiones de diseño estructural. La implementación de este método ha conseguido simplificar los procedimientos habitualmente utilizados anteriores a su desarrollo y reducir considerablemente el tiempo invertido para el cálculo estructural.

Como ya se ha dicho, es una herramienta numérica basada en la resolución de ecuaciones con derivadas parciales y que permite encontrar una solución aproximada perfectamente válida desde el punto de vista ingenieril ante problemas prácticos de gran complejidad. La base del método es la discretización del sistema, desde el punto de vista físico y matemático, a la hora de abordar el cálculo estructural. La discretización física consiste en separar al sistema en diferentes partes denominadas elementos interconectadas por nodos, que son los puntos discretos en los que se obtendrán la solución; por otro lado, la discretización matemática consiste en discretizar las variables continuas a partir de una serie de funciones interpolantes y de los valores en los nodos.

El procedimiento de resolución se fundamenta en el cálculo de los desplazamientos en cada uno de los nodos, a partir de los cuales se pueden hallar las deformaciones y las tensiones en los mismos. Los valores en el resto de la estructura se calculan interpolando esos valores que se han obtenido en los nodos mediante las funciones interpolantes; por ello, la precisión de la solución suele depender en gran medida de qué funciones se empleen para la interpolación. Para hallar esos valores discretos primero es necesario conocer la matriz de rigidez del sistema (K), que depende de las propiedades del material y de las características de las funciones interpolantes y el vector de las cargas aplicadas en los nodos. Así, se obtiene una ecuación matricial de la forma:

$$[P] = [K] \cdot [u]$$

1.5 Objetivos del proyecto

Los objetivos del proyecto son los siguientes:

- Determinación de los laminados de material compuesto que se utilizarán para la constitución del ala en base a pautas de diseño encontradas en la literatura.
- Presentación de una alternativa mejorada con respecto a la desarrollada en el proyecto EMERGENTIA para la unión del ala con el fuselaje y estudio estructural de ambos modelos.
- Realizar dicho estudio estructural bajo cargas de trabajo lo más próximas posibles a las que se esperan en operación normal de la aeronave, así como considerar aquellas presentadas en la normativa aplicable.

Para abordar el análisis estructural se ha utilizado Abaqus, el cual es un conjunto de programas informáticos de simulación que aplica el método de los elementos finitos para realizar cálculos estructurales de diferentes características. El análisis que se ha planteado en este caso es de tipo estático.

1.6 Estructura del documento

El documento se ha dividido en diferentes apartados, representando cada uno de ellos diferentes fases del desarrollo de todo el proyecto.

- **2. Consideraciones previas:** en este apartado se ha presentado la estructura del ala que se va a analizar, las cargas que soportará en los diferentes modos de vuelo e información acerca de los materiales compuestos que será necesaria para el desarrollo del proyecto.
- **3. Modelado en Abaqus:** se presentan las diferentes partes del modelo que se ha generado en Abaqus para poder realizar los diferentes análisis.
- **4. Resultados:** se presentan los resultados más relevantes obtenidos de los análisis realizados y se proponen unas secuencias de laminado finales.
- **5. Conclusiones:** Se comparan los resultados obtenidos de las dos alternativas propuestas y se proponen líneas futuras de trabajo para continuar con la mejora del diseño.

2 CONSIDERACIONES PREVIAS

Para poder llevar a cabo el análisis se ha de presentar la estructura del ala que se pretende analizar, así como algunas cuestiones relativas al diseño de los laminados de material compuesto sobre el ala, las cargas que se supondrán en el estudio y los criterios de fallo que se van a emplear.

2.1 Estructura del ala

En primer lugar, para que este proyecto EMERGENTIA (y cualquier desarrollo de una aeronave) se pueda llevar a cabo es necesario la colaboración de multitud de disciplinas diferentes. Así, el proyecto se ha dividido en diferentes paquetes de trabajo de forma que este trabajo se puede enmarcar en el WP5, “Estudio de la Estructura de la Plataforma”, del cual se puede obtener más información en [18]. Para el éxito del proyecto se requerirá un flujo de información fluido entre las diferentes áreas, así en el desarrollo de este trabajo, se ha interactuado con el director del proyecto EMERGENTIA Sergio Esteban Roncero, para obtener datos necesarios de otras áreas de trabajo que se irán presentando a lo largo de la presente memoria.

En relación a dicho proyecto EMERGENTIA se han desarrollado dos prototipos diferentes (presentados en la Ilustración 2-1) para disminuir los riesgos asociados al desarrollo de una sola configuración específica. Sin embargo, el estudio que se lleva a cabo en este trabajo se va a centrar en la estructura del ala del prototipo de aeronave convencional con dos rotores ubicados en las puntas de las alas (el que se sitúa a la derecha en la Ilustración 2-1).

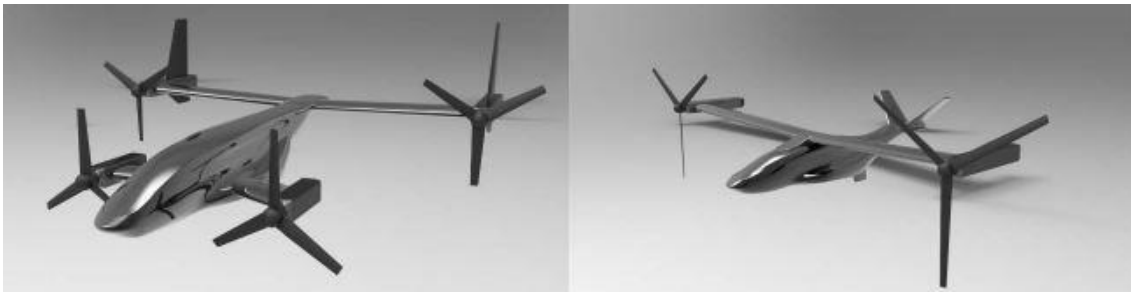


Ilustración 2-1. Prototipos del proyecto EMERGENTIA [20]

Cabe destacar que inicialmente, el ala de este modelo contaba con una flecha negativa de 5.07° medida desde la línea de $c/4$. A pesar de realizar una primera iteración con esta disposición, tras una de las reuniones con el director del proyecto Sergio Esteban Roncero, se eliminó este ángulo de flecha y se trabajó con un ala recta, conservando las demás características; en la Tabla 2-1 se presentan algunas de ellas, obtenidas directamente del equipo investigador.

Tabla 2-1. Características generales del ala

Características	Valor
Envergadura (m)	2.264
Superficie Alar (m^2)	0.46
Cuerda en la raíz (cm)	22.63
Espesor máximo de la cuerda en la raíz (cm)	5.21
Cuerda en la punta (cm)	14.75
Espesor máximo de la cuerda en la punta (cm)	3.25
Diedro (°)	5
Posición estimada de superficies de control (% de cuerda)	75

2.1.1 Largueros

En un principio la estructura del ala cuenta con dos largueros con sección en I, situados al 25% y 70% de la cuerda. Según lo encontrado en la literatura [9], una posición habitual de los slats (dispositivos hipersustentadores delanteros) para un rendimiento habitual suele situarse en torno al 25% de la cuerda, llegando hasta 30% o 40% en el caso de necesitar mayor efectividad de los mismos; en caso de considerar la introducción de estos elementos en futuras iteraciones del proyecto, esta posición del larguero delantero sería, a priori, la mejor opción. Además de lo anterior, esta posición parece apropiada para hacer frente a las cargas aerodinámicas debido a que coincide con la posición aproximada del centro aerodinámico de los perfiles.

Por otro lado, el diseño actual cuenta con flaps de borde de salida; en referencia a estos se indica que su posición habitual se sitúa en torno al 60% de la cuerda. En nuestro caso, se han situado en el 75%, lo cual tiene sentido puesto que al ser una aeronave tilt-rótor, se intuye que no se requerirá una gran prestación por parte de los mismos debido a que no existen esas fases del vuelo críticas desde el punto de vista de la sustentación en aviones de ala fija como el despegue o el aterrizaje. Además, se está respetando el margen del 5-10% entre la posición del larguero y los flaps, destinado a albergar los sistemas de control de estos elementos.

Cabe destacar que en la gran mayoría de ocasiones en las que se utilizan tan sólo dos largueros, existe un larguero principal y otro secundario concebido entre otros aspectos para cerrar el cajón de torsión y como apoyo estructural. En caso de que fuese interesante un cambio de la posición de estos tras el análisis, hay que tener en cuenta que cuanto más distancia existan entre ambos largueros, mayor será la sección transversal del cajón de torsión y por lo tanto su capacidad para soportar esfuerzos torsores; sin embargo, esta separación suele conllevar un menor espesor de los largueros (puesto que se alejan de la zona de máximo espesor del perfil) de forma que se reduce su eficiencia ante el momento flector.

2.1.2 Costillas

Inicialmente la estructura del ala presenta 11 costillas. A priori, puede parecer demasiado, teniendo en cuenta las dimensiones del avión, la misión que espera desarrollar y el hecho de que se emplearán materiales compuestos para su fabricación, lo cual queda reflejado en [19], donde este número se ve reducido a 6. Sin embargo, el hecho de que inicialmente se hayan planteado 11 costillas, permite la posibilidad de adaptar su posición para conseguir una mejora en la distribución de las mismas.

Según lo que se establece en [9], [16] o [7] la disposición de las costillas dependerá de varios aspectos. En primer lugar se han de tener en consideración en el estudio del peso total. En este sentido, se presenta en la Ilustración 2-2 la tendencia que toma el peso total de la estructura conjuntamente con el peso relativo entre las costillas y el revestimiento del ala (para un valor fijado de las características globales del ala, como el alargamiento); de forma general, para un mismo peso estructural es conveniente aumentar el espaciado entre las costillas puesto que resultará en un ahorro del coste y una reducción del peligro de fatiga (disminuye el porcentaje de peso soportado por las costillas).

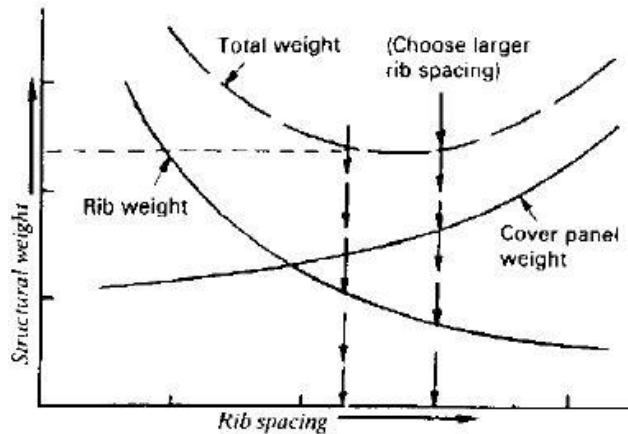


Ilustración 2-2. Relación de peso estructural y espaciado de costillas. [9]

Por otro lado, también se suele tomar como criterio la profundidad del cajón de torsión (distancia entre larguero delantero y trasero), de forma que el espaciado entre costillas suele aumentar conforme mayor es dicha distancia. La mayoría de alas presentan estrechamiento (como en este caso) de forma que la profundidad del cajón será variable a lo largo de la envergadura, definiendo así la tendencia de tomar un espaciado entre costillas variable como disposición ideal.

Otro aspecto a tener en cuenta es la orientación que presentarán estas costillas a lo largo de su distribución, diferenciándose habitualmente entre paralelas a la línea de vuelo o perpendiculares al borde de ataque. Tras la modificación del ángulo de flecha comentada anteriormente, no será relevante esta decisión puesto que en las alas rectas ambas distribuciones coinciden. Sin embargo se puede comentar la decisión previa a dicho cambio de tomarlas perpendiculares al borde de ataque. A pesar de que las que se sitúan paralelas a línea de vuelo suelen perturbar en menor medida el flujo que atraviesa el perfil debido a la disposición de las uniones; se tomó la otra opción puesto que se consigue ahorrar peso (debido a que las costillas tienen menor longitud al “recorrer” la mínima distancia entre los bordes de ataque y de salida) y facilita la distribución de esfuerzos en el cajón de torsión.

Como se ha presentado en el capítulo de introducción, existen determinados puntos a lo largo de la envergadura del ala que requieren de un refuerzo estructural, como puede ser la zona de separación entre alerones y flaps, la cogida de los motores o del tren de aterrizaje. La disposición de estos puntos suelen ser la que marque la distribución inicial de las primeras costillas, a partir de las cuales se distribuyen las demás.

En el caso en estudio, la aeronave será propulsada por energía eléctrica de forma que no existen depósitos de combustible sobre el ala, los cuales son los que suelen requerir una disposición de costillas particular para su cierre; de forma que se va a tomar la posición inicial de tres costillas:

- Costilla de raíz: será la costilla que se encuentre más cerca de la unión del ala con el fuselaje donde los esfuerzos suelen ser mayores. Además, esta costilla podría cumplir con la función adicional de soporte externo en caso de que en futuras iteraciones se plantease la posibilidad de

que la aeronave lleve un elemento de transporte anclado en su parte inferior para presentar una capacidad de carga auxiliar al interior del fuselaje.

- Costilla central: esta costilla se va a situar en el punto de separación entre alerones y flaps. Dicho punto se puede hallar fácilmente gracias a las gráficas de la distribución de sustentación (Ilustración 2.12, 2.13, 2.14), concretamente en torno al punto de corte de las gráficas correspondientes a dos situaciones diferentes: alerones desplegados/ flaps retraídos y alerones retraídos/flaps desplegados.
- Costilla de apoyo del motor: esta es la costilla de cierre situada en la punta del ala. Es posible que ante la complejidad del mecanismo necesario para realizar la transición de los motores entre los dos modos de operación (vertical y horizontal), esta costilla esté sujeta a cambios de posición, pero como primera aproximación se situará en el extremo del ala.

Además de estas tres costillas, en los posteriores análisis se incluirán algunas costillas adicionales, distribuidas en los espacios disponibles entre estas tres principales siguiendo los criterios anteriormente presentados. Inicialmente se parte con 6 costillas, cuya distribución se presenta en la Tabla 2-2 donde se indica la distancia relativa entre ellas medida sobre el larguero delantero.

Tabla 2-2. Intervalos de separación entre costillas.

Intervalo	Distancia (mm)
Raíz - Costilla de raíz (C1)	70.1
C1 - C2	260
C2 - Costilla central (C3)	240
C3 - C4	200
C4 - C5	200
C5 - Costilla de cierre (C6)	159.1

La numeración de las costillas se establece de menor a mayor desde la raíz hasta el extremo del ala, asociándose 1 a la costilla de raíz y 6 a la costilla de cierre. La disposición inicial se refleja en la Ilustración 2-3.

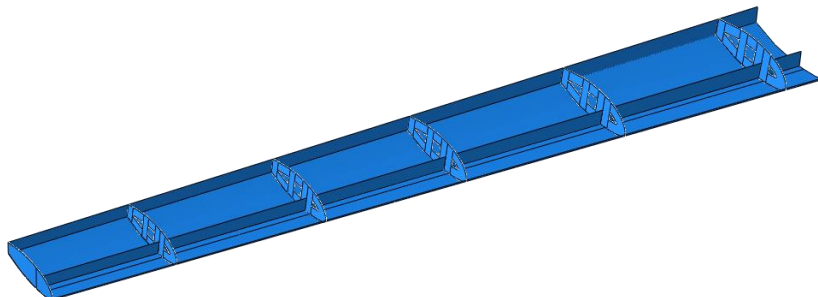


Ilustración 2-3. Distribución inicial de costillas.

2.1.3 Elementos internos del ala

A parte de los elementos estructurales del ala como los largueros o las costillas, el espacio interior puede ser aprovechado para situar algunos elementos necesarios para el vuelo de la aeronave. En la mayoría de las aeronaves convencionales, este espacio se ocupa fundamentalmente por el combustible; sin embargo, como se ha comentado anteriormente, se pretende que la propulsión de la aeronave sea eléctrica, por lo que se elimina esa posibilidad. Tras comentarlo con la dirección del proyecto, todavía no se han planteado una distribución de los elementos necesarios para esta generación eléctrica o el control de vuelo (o de cualquier otro ámbito) en el interior del ala; sin embargo, se ha considerado oportuno realizar una estimación del peso de los mismos para introducirlo en el modelo y que el análisis refleje en mayor medida la situación normal de la aeronave.

Entre lo que se pretende incluir se presentan elementos asociados al sistema de datos de vuelo, como pueden ser sensores de aceleración, velocidad, ángulo de ataque, velocidades del motor o estado de la batería y, por otro lado, también se puede hacer referencia a las partes necesarias para la generación de la energía eléctrica que propulsa a los motores, a partir de la transformación de la energía almacenada en las baterías, como convertidores DC/AC bidireccional, convertidores DC/DC, sistema electrónico de control de velocidad y demás elementos que se podría incluir en el conjunto de sistemas electrónicos embarcados de alta eficiencia que tantas veces se menciona en [20], debido a que representan una de las partes más importantes del proyecto EMERGENTIA. El hecho de distribuir estos dispositivos en el ala posibilita la disponibilidad de mayor espacio en el fuselaje, donde se propone incluir las baterías ya que son elementos que ocupan un mayor volumen y la carga de pago (además de algún otro subsistema que se requiera).

Para la estimación de los pesos de estos elementos, se han tomado los pesos de las diferentes partes de la aeronave (obtenidos de [20] y [19]), representados en la Tabla 2-3. Para comprobar que el peso obtenido asociado a subsistemas es coherente, se ha comparado con aeronaves similares, en concreto con el UAV NASA GL-10 desarrollado por la NASA cuyas características se pueden encontrar en [21]. Así, dicha aeronave presenta un peso de 1.9 kg para todo el sistema de datos de vuelo y, teniendo en cuenta que es un avión de un tamaño algo mayor que el de nuestro proyecto, con un mayor número de motores, se ha considerado tomar un peso de 1.4 kg para este sistema. Por otro lado, para el sistema electrónico de transmisión de la energía desde las baterías hasta los motores se han reservado los 1.2 kg restantes, lo cual puede resultar razonable tras consultar los pesos de convertidores DC/AC o DC/DC comerciales encontrados en portales de venta y, teniendo en cuenta la introducción de nuevos componentes en investigación para tratar de reducir el peso de estos componentes y aumentar su eficiencia.

Tabla 2-3. Distribución de pesos

Componente	Peso (kg)
Peso máximo	18.77
Peso operativo en vacío (estructuras, subsistemas y sistema moto-propulsor)	8.60
Peso de los motores	1
Peso de la estructura (Ala, fuselaje y estabilizadores)	5.014
Peso de las baterías	5.20
Peso subsistemas	2.6

En cuanto a la distribución sobre el ala, se ha considerado oportuno situarlos en las zonas en las que se presenta más espacio, cercanas a la unión entre el ala y el fuselaje. A pesar de que no refleje la

realidad puesto que estos sistemas tienen numerosas partes con su distribución oportuna, se han modelado como cargas puntuales. En la Ilustración 2-4 se puede visualizar una distribución de estos elementos sobre el ala.



Ilustración 2-4. Localización de elementos internos y motor en el ala.

2.1.4 Unión ala-fuselaje

Como se ha establecido en los objetivos del proyecto, se van a presentar diferentes tipos de uniones del ala y el fuselaje con el fin de ofrecer diferentes alternativas de diseño a la dirección del proyecto, presentando los resultados en cuanto a tensiones soportadas por el ala y desplazamientos de la estructura de la misma. La idea que maneja la dirección es que tras este trabajo de optimización del ala (o de alguno más que se presente), se construya un prototipo de la misma a escala real para poder realizar diferentes pruebas sobre la misma en el túnel del viento. Será conveniente tener en cuenta este factor a la hora de escoger el tipo de unión con el que se va a realizar el estudio puesto que sería útil que dichas uniones puedan ser fácilmente simuladas con el soporte que ofrece el túnel del viento.

En lo referente a este tipo de uniones, se conoce que es una de las partes críticas de la estructura de la aeronave, fundamentalmente desde el punto de vista de la vida a fatiga. De forma general, se distinguen dos grandes tipos de uniones: fijas o rotatorias. En este caso, tan sólo se van a presentar opciones de uniones fijas puesto que la posición del ala y de su ángulo de flecha se mantendrán constantes (no será necesario que varíe en función de la operación de la aeronave). Las dos uniones con las que se va a trabajar son:

- **Empotramiento:** Se caracteriza por restringir los grados de libertad de toda una superficie. Es una de las condiciones más restrictivas y puede ser útil para modelar diferentes tipos de uniones que se dan en casos reales, como puede ser un machihembrado (Ilustración 2-5), de forma que en el fuselaje se prepare una sección en la que se pueda introducir los largueros y quedarlos fijados mediante la aplicación de adhesivos o mediante el uso de remaches o tornillos pasantes. Esta modelización de encastre también podría asociarse a la unión mediante placas de empalme unidas de forma continua al alma de los largueros de forma que el movimiento de toda la superficie estuviera restringida, la cual se presenta en Ilustración 2-6.



Ilustración 2-5. Ejemplo machihembrado Céfiro [29]

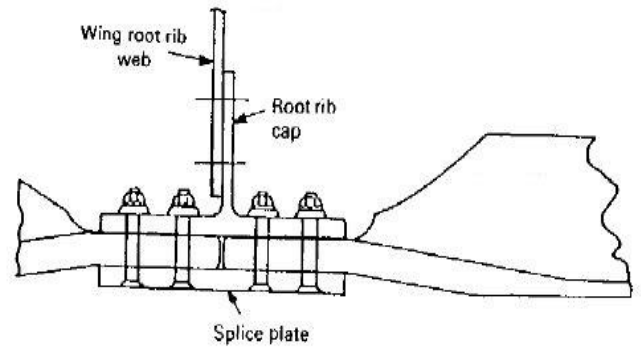


Ilustración 2-6. Empalme mediante placa [9]

- Pin to pin:** se caracteriza por presentar determinados puntos en los que se establece la unión entre el ala y el fuselaje. En dichos puntos las partes a unir cuentan con herrajes (normalmente con forma de U) que serán atravesados por bulones atornillados sin necesidad de utilizar uniones adicionales. Este tipo de unión es habitual en aviones ligeros con cargas sobre el ala relativamente bajas, los cuales suelen presentar dos largueros, siendo el delantero el principal y el trasero el auxiliar (como es este caso). Así, en el larguero principal se suelen establecer dos uniones que recogen las cargas de flexión, torsión y las verticales debidas al cortante; mientras que en el auxiliar, tan sólo se utiliza una sola unión que afronta cargas verticales de cortante y las correspondientes a torsión (se presenta una imagen esquemática en la Ilustración 2-7). La disposición geométrica para realizar estos tres enlaces es variable, como se muestra en la Ilustración 2-8.

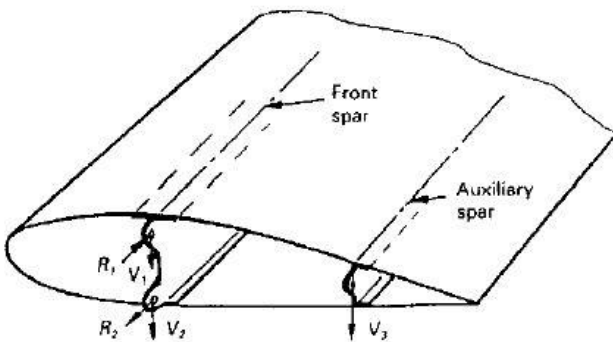


Ilustración 2-7. Disposición Pin-to-pin [9]

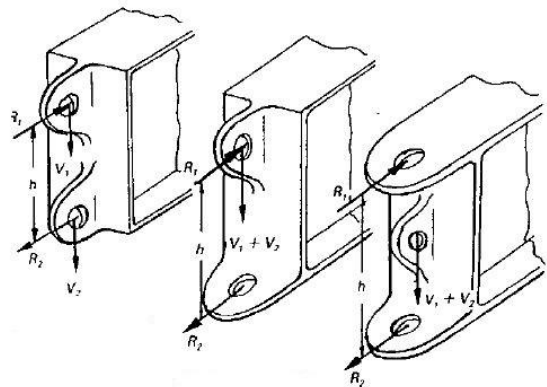


Ilustración 2-8 Posibilidades Pin-to-pin del larguero delantero [9]

2.2 Diseño de laminados de material compuesto

Como ya se ha introducido en el primer capítulo, los laminados de material compuesto pueden estar constituidos por una sucesión de láminas unidireccionales o tejidos (ambos ya definidos). En este caso, como es habitual en el sector, se tratarán los laminados a partir de diferentes láminas unidireccionales. Debido a las características anisótropas que presentan estos laminados al utilizar láminas con diferentes direcciones, permiten adaptar dicho diseño para cumplir con unos requisitos específicos de carga y presentar así una estructura más eficiente. Obviamente, este factor resulta una gran ventaja, aunque plantea el problema de elegir correctamente tanto las orientaciones como la secuencia de apilado que se va a utilizar.

En primer lugar, se propone el uso de fibra de carbono como refuerzo y de resina epoxi como matriz. Esta decisión se justifica con algunas de las características comentadas de ambos componentes en el apartado de introducción. Además, el hecho de que sea la combinación más utilizada actualmente en la industria aeronáutica, facilitará su obtención y su tratamiento tanto a la hora de fabricar el ala para probar su diseño en el túnel del viento como para la totalidad de la aeronave. En cuanto a las características de las láminas que conforman el laminado, se van a tomar con un espesor de 0.13mm y con un porcentaje de volumen de fibra del 60%, ambos valores habituales en este sector. En la Tabla 2-4 se establecen las propiedades de este material a utilizar, obtenidas de [8] y [22].

Tabla 2-4. Propiedades mecánicas de la lámina del material escogido.

Propiedades	Valor	Unidades
Densidad (ρ)	1530	Kg/m ³
Módulo de elasticidad a 0° (E_1)	134000	MPa
Módulo de elasticidad a 90° (E_2)	7000	MPa
Módulo de elasticidad tangencial (G_{12})	4200	MPa
Módulo de Poisson (ν_{12})	0.25	-
Tensión de rotura a tracción a 90° (Y_t)	42	MPa
Tensión de rotura a tracción a 0° (X_t)	1270	MPa
Tensión de rotura a compresión a 90° (Y_c)	141	MPa
Tensión de rotura a compresión a 0° (X_c)	1130	MPa
Tensión de rotura tangencial plana (S)	70	MPa

En cuanto a la orientación y la secuencia del laminado existen varios aspectos a tener en cuenta. En primer lugar, hay que elegir convenientemente el sistema de referencia empleado a la hora de definir las orientaciones del laminado. Para facilitar esta tarea, en cada uno de los laminados se define un sistema de referencia propio en el cual el *eje x* sea la dirección de referencia, de forma que coincida en dirección con las fibras orientadas a 0° y sea transversal a las fibras orientadas a 90° (el *eje y* se encontrará en el plano de la fibra y el *eje z* será normal al mismo).

A pesar de tener libertad a la hora de tomar las orientaciones, resulta más práctico limitarse a unas familias específicas; las cuales suelen ser [0,+45, -45,90] por presentar un diseño simple con una eficiencia bastante buena. En la Tabla 2-5 se muestra la relación entre cada una de estas orientaciones y la principal resistencia estructural asociada.

Tabla 2-5. Relación orientación – resistencia estructural

Orientación	Propiedades
90°	Soporta las cargas transversales y reduce el efecto Poisson.
0°	Soporta las cargas de compresión y tracción
±45°	Soporta las cargas cortantes y aporta estabilidad ante pandeo.

Normalmente, si el principal requisito de diseño es proporcionar resistencia o rigidez axial, la gran mayoría de las fibras empleadas serán a 0° (Ilustración 2-9), mientras que si la principal preocupación son las cargas o resistencia cortantes, las fibras a 45° deberán predominar sobre las demás puesto que presentan las mejores propiedades en este sentido (Ilustración 2-10). A pesar de enfrentarse a casos tan polarizados, se establece como requisito general incluir al menos entre un 5% y un 10% de fibras en las orientaciones y, obviamente, en caso de tratar combinaciones de cargas diferentes, el porcentaje de cada una de estas orientaciones deberá ser repartido de forma más equilibrada.

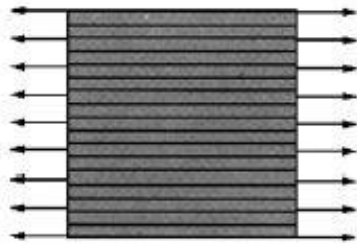


Ilustración 2-9. Ejemplo tracción [8]

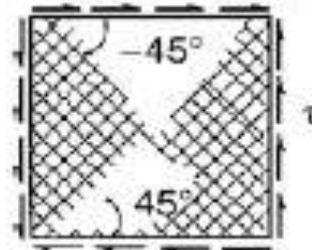


Ilustración 2-10. Ejemplo cortante [8]

Es habitual encontrar secuencias de laminados con dos características diferenciales: simetría y equilibrio. La simetría se da en aquellos laminados cuya secuencia de apilado comenzando desde el plano medio es idéntica por ambas partes; mientras que para tener un laminado en equilibrio, es necesario que por cada lámina orientada a +45°, exista otra orientada a -45°. El motivo por el que se imponen estas características es tratar de evitar que se generen parejas de torsión, flexión o tracción-compresión, que pueden conducir a deformaciones inusuales ante estados de carga aparentemente sencillos como tracción pura o ante variaciones de temperatura como en el propio proceso de enfriamiento tras el curado de la pieza (la contracción de las fibras difiere en función de su orientación). En la Ilustración 2-11 se muestran algunos ejemplos de dichas deformaciones.

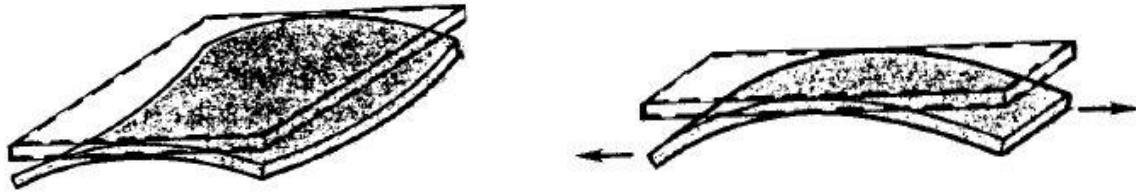


Ilustración 2-11. Ejemplos de deformaciones inusuales [9]

A continuación se presentan una serie de aspectos obtenidos de [10] que conviene tener en cuenta para seleccionar una determinada secuencia de apilado. Estas pautas se han obtenido fundamentalmente de la experiencia del trabajo con los materiales compuestos y de diversos estudios (apoyados por test de comportamiento) centrados en el comportamiento de estos materiales, pero hay que tener claro que no se definen como criterios de obligado cumplimiento; sino como una guía o referencia para establecer las diferentes secuencias.

- En caso de que la unión de partes diferentes presente problemas, se recomienda utilizar orientaciones paralelas a la dirección de la fuerza (0°), o bien a $\pm 45^\circ$, pero nunca transversalmente (90°). En concreto, en las uniones mecánicamente rígidas, se recomienda emplear en torno a un 40% de fibras orientadas a $\pm 45^\circ$, para lidiar con los momentos de flexión. Además, el aumento selectivo del espesor en estas zonas también contribuye al mismo efecto.
- Es recomendable que las láminas adyacentes no presenten una variación de orientación superior a 60° , fundamentalmente para reducir la tensión interlaminar y mejorar la resistencia a fatiga.
- De forma general, hay que evitar establecer más de dos láminas adyacentes con la misma orientación, puesto que se mejoran diferentes características, como el comportamiento ante impacto o la vida a fatiga. En concreto, hay que evitar agrupar las láminas orientadas a 90° para reducir la tensión normal y de cortante interlaminar.
- De forma general es conveniente que las láminas exteriores se sitúen a $\pm 45^\circ$ para aumentar la tolerancia al daño por impacto.
- Mantener una secuencia de laminado lo más homogénea posible, puesto que un cambio en la misma produce diferencias en la resistencia a tracción de las láminas (lo cual se atribuye a los cambios de las tensiones interlaminares normales cerca de los límites de las láminas).
- Usar al menos un grupo con la disposición $[45^\circ, 90^\circ, -45^\circ]$ para mejorar la estabilidad y la tolerancia al daño.
- En caso de necesitar una reducción del efecto Poisson, es conveniente aumentar el número de fibras orientadas a 90° o reducir el número de las de 0° . Esta reducción suele ser importante en las zonas de unión entre diferentes partes.
- Prestar especial atención a las zonas de transición de espesor (en caso de que existiesen).
- Respecto al pandeo, dependerá en gran medida de la geometría. Al tratar una viga a flexión, conviene aumentar el número de fibras longitudinales (0°) en disposiciones externas para

aguantar la compresión originada por la curvatura; en cambio, al tratar un panel a cortadura, puesto que la compresión-tracción se genera según la diagonal del panel, conviene aumentar los apilados a $+45^\circ$ o -45° en función de cuál de las dos sea la dirección en la que se genera la compresión (ejemplo de esta situación en la Ilustración 2-12). En definitiva, la idea es que lámina exterior se sitúe en la dirección de la carga de compresión puesto que estas láminas donde las cargas serán mayores.

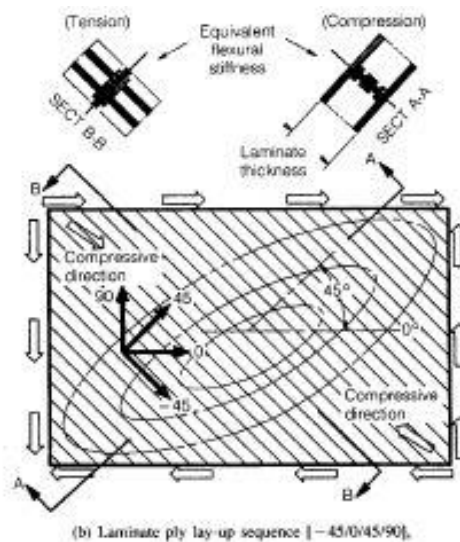


Ilustración 2-12. Ejemplo de compresión por cortante [10]

- En el caso de tratar geometrías con agujeros en su interior, el factor de concentración de tensiones se ve ampliamente reducido en caso de utilizar fibras a $\pm 45^\circ$, en comparación con fibras orientadas a 0° .

2.2.1 Criterios de fallo

A continuación, se van a presentar una serie de criterios de fallo que ofrecen buenos resultados a la hora de abordar los diferentes modos de fallo (algunos de los cuales aparecen en la Ilustración 2-13) que se pueden presentar en los materiales compuestos, ya sea dominado por un daño de la fibra, matriz o por las singularidades en la interfase de separación entre ambas (ruptura, agrietamiento, propagación de grieta, delaminación...).



Ilustración 2-13. De izquierda a derecha: rotura a compresión, tracción y delaminación. [8]

Los criterios de máxima tensión o máxima deformación habitualmente empleados en el estudio de fallo de los metales pueden resultar válidos para establecer una estimación inicial pero no resultan

ser muy exactos debido a que no contemplan el carácter anisótropo de los materiales compuestos. Por ello, existen criterios más complejos en los que sí que existe interacción entre tensiones y deformaciones en diferentes direcciones; aquí se van a presentar tres que además están implementados en la herramienta Abaqus, aunque se prestará especial atención al criterio de Tsai-Hill debido a que suele ser el que se toma como referencia en la mayoría de estudios de estructuras de material compuesto. Para asegurar que el material no rompa, el resultado de introducir el campo de tensiones en las expresiones de cada criterio ha de ser inferior a la unidad.

- **Criterio de Tsai-Hill:** ciertos parámetros de la expresión toman diferentes valores en función de que el material se encuentre sometido a tracción o a compresión.

$$\frac{\sigma_{11}^2}{X^2} - \frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{X^2} + \frac{\sigma_{22}^2}{Y^2} + \frac{\sigma_{12}^2}{S^2} < 1 \quad (2.1)$$

$$\begin{cases} \text{Si } \sigma_{11} > 0 \rightarrow X = X_t \\ \text{Si } \sigma_{11} < 0 \rightarrow X = X_c \end{cases} \quad \begin{cases} \text{Si } \sigma_{22} > 0 \rightarrow Y = Y_t \\ \text{Si } \sigma_{22} < 0 \rightarrow Y = Y_c \end{cases}$$

- **Criterio de Tsai-Wu:** en este caso se han de definir una serie de parámetros que aparecen en la expresión.

$$F_1\sigma_{11} + F_2\sigma_{22} + F_{11}\sigma_{11}^2 + F_{22}\sigma_{22}^2 + F_{66}\sigma_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_{11}\sigma_{22} < 1 \quad (2.2)$$

$$F_1 = \frac{1}{X_t} + \frac{1}{X_c} \quad F_2 = \frac{1}{Y_t} + \frac{1}{Y_c} \quad F_{11} = -\frac{1}{X_t X_c} \quad F_{22} = -\frac{1}{Y_t Y_c} \quad F_{66} = \frac{1}{S^2}$$

El valor de F_{12} se puede definir en base a la tensión equibiaxial (asociada a mismos valores de tensión por cada eje) o a partir de F_{11} y F_{22} , que es la que se ha tomado en este caso:

$$F_{12} = f\sqrt{F_{11}F_{22}} \quad -1 < f < 1$$

- **Criterio de Azzi-Tsai-Hill:** la expresión en este caso es la misma que para el criterio de Tsai-Hill pero tomando el valor absoluto del producto cruzado. (se mantiene el mismo criterio para las expresiones de X e Y).

$$\frac{\sigma_{11}^2}{X^2} - \frac{|\sigma_{11}\sigma_{22}|}{X^2} + \frac{\sigma_{22}^2}{Y^2} + \frac{\sigma_{12}^2}{S^2} < 1 \quad (2.3)$$

Cabe destacar que las direcciones “11” y “22” se corresponden con la dirección longitudinal y transversal a la fibra respectivamente. En la Ilustración 2-14 y 2-15 se presentan las superficies asociadas a los valores límite de estos criterios en el plano de tensiones S_{11} y S_{22} . Los cortes con los ejes son los mismos en todos los casos puesto que todos los criterios se basan en los mismos valores de rotura a tracción/compresión en dirección longitudinal o transversal. Además, en la mayoría del espacio tensional, el criterio de Tsai-Hill se presenta más restrictivo, por ello es conveniente prestarle mayor atención.

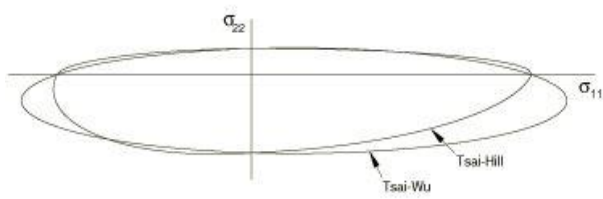


Ilustración 2-14. Representación criterios de Tsai-Hill y Tsai-Wu [30]

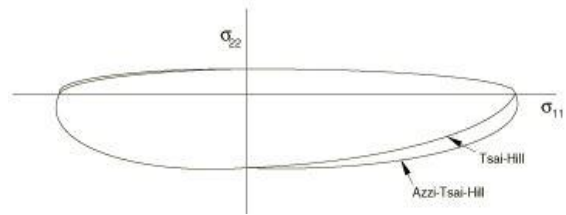


Ilustración 2-15. Representación criterios de Tsai-Hill y Azzi-Tsai-Hill [30]

2.3 Cargas

El cálculo de las cargas que va a soportar la aeronave está condicionado por el hecho de presentar dos modos de operación: vertical y horizontal. En ambas condiciones, las cargas que se han de tener en cuenta son:

- Empuje y Par generados por los motores
- Fuerzas aerodinámicas generadas sobre el ala: sustentación, resistencia y momento aerodinámico
- Peso y cargas inerciales (para las cuales se hará referencia a normativa).

A la hora de definir las diferentes cargas, será necesario conocer una serie de parámetros tanto de la aeronave como del entorno de operación que se recogen en la Tabla 2-6.¹

Tabla 2-6. Valores necesarios para tratar en normativa.

Propiedades	Valor	Unidades
Densidad de aire a nivel del mar (ρ_{SL})	0.00237689	Slag/ft ³
Carga Alar (W/S)	8.5431	p.s.f.
Gravedad (g)	32.1522	Ft/s
Velocidad de vuelo (V)	48.6	Nudos
Pendiente de la curva de sustentación ($c_{L\alpha}$)	5.1334	-
Cuerda Aerodinámica Media (\bar{C})	0.59055	ft

La pendiente de la curva de sustentación ($c_{L\alpha}$) se ha obtenido mediante los coeficiente de sustentación de los ficheros del XFLR5 proporcionados por dirección para dos ángulos de ataque distintos, 0° y 5°. Así, sabiendo que la expresión de este coeficiente de sustentación es $c_L = c_{L0} + \alpha c_{L\alpha}$ se puede despejar el valor de dicha pendiente.

¹ Las unidades que aparecen en la Tabla 2-4 se corresponden con las utilizadas por la normativa FAR 23 en sus expresiones.

Por otro lado, la Cuerda Media Aerodinámica se ha calculado según la expresión (2.4), encontrada en [23]. Para ello, se ha considerado una evolución lineal de la cuerda (c) del ala desde su valor en la raíz ($y = 0$) hasta el correspondiente a la punta ($y = b/2$) y se ha integrado mediante la función trapz en Matlab.

$$MAC = \bar{c} = \frac{2}{s} \int_0^{b/2} c^2 dy \quad (2.4)$$

2.3.1 Modo de vuelo vertical

Este modo de vuelo se caracteriza por el movimiento vertical de la aeronave, de forma que el empuje generado por los motores ha de compensar el peso de la aeronave y la resistencia generada en el ala, cuya función principal será la de soportar estructuralmente dichos motores. La velocidad de operación que se está considerando oscila entre 1 y 5 m/s, de forma que para llevar a cabo los análisis se tomará una velocidad de 4 m/s.

- 1) **Cargas aerodinámicas:** en este caso la única carga aerodinámica que se presenta es la resistencia aerodinámica. Esta resistencia es muy diferente a la que se genera en crucero debido al ángulo con el que incide la corriente. Para su estimación, el director del proyecto me facilitó el coeficiente de resistencia de un ala similar con un perfil NACA 0015 en función del ángulo de ataque, representado en la Ilustración 2-16. Para el caso del vuelo vertical, se tomará el coeficiente de resistencia asociado a un ángulo de ataque de 90° (debido a ese movimiento vertical característico).

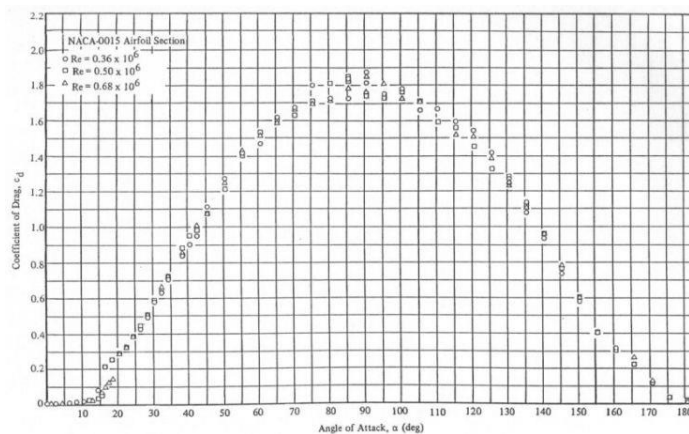


Ilustración 2-16. Evolución de C_D frente a ángulo de ataque.

Para hallar la resistencia total, simplemente hay que utilizar la definición matemática de dicho coeficiente de resistencia. Para tratar la distribución de la resistencia a lo largo del ala, se va a considerar una distribución lineal de la misma desde el encastre hasta la punta del ala puesto que será mayor en las zonas donde se presente más superficie de ala (zonas cercanas al encastre), como se puede observar en la Ilustración 2-17.

$$(2.5) \quad D_V = c_{D_V} q S = 7.938 \text{ N.}$$

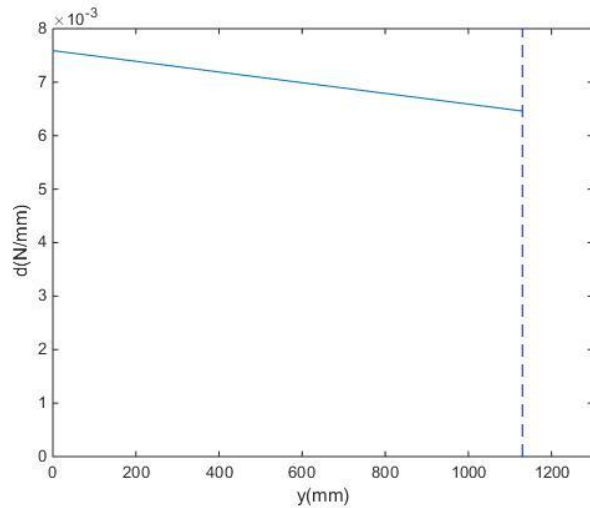


Ilustración 2-17. Distribución de la resistencia a lo largo de la semienvergadura (vuelo vertical)

- 2) Cargas asociadas al motor: En primer lugar, hay que indicar que para calcular tanto el empuje como el par que genera el motor, se hace uso de un modelo propulsivo para obtener una expresión sencilla de los mismos en base a un ajuste de constantes según los datos experimentales obtenidos en banco ($c_{T0}, c_{T1}, c_{T2}, c_{P0}, c_{P1}, c_{P2}, c_{P3}$). Dicho modelo se basa en las siguientes expresiones de los coeficientes adimensionales (tanto de empuje como de potencia) desarrolladas a partir de las constantes en cuestión:

$$(2.6) \quad c_T = c_{T0} + c_{T1}J + c_{T2}J^2 ; \quad \begin{cases} c_{T0} = 0.0890 \\ c_{T1} = -0.0266 \\ c_{T2} = -0.1626 \end{cases}$$

$$(2.7) \quad c_P = c_{P0} + c_{P1}J + c_{P2}J^2 + c_{P3}J^3 ; \quad \begin{cases} c_{P0} = 0.0266 \\ c_{P1} = 0.0834 \\ c_{P2} = -0.1564 \\ c_{P3} = 0.0039 \end{cases}$$

Donde J es el parámetro de avance de la hélice, el cual se establece en base a la velocidad de avance (V), las revoluciones por segundo de la hélice (RPS) y el diámetro de la hélice (D_{prop}) según la siguiente expresión: $J = \frac{V}{RPS D_{prop}}$

El procedimiento para el cálculo de las cargas que se requieren se basa en las expresiones que definen los coeficientes adimensionales de tracción y par y la relación entre potencia y par.

$$\begin{cases} (2.8) & T = c_T \rho RPS^2 D_{prop}^4 \\ (2.9) & c_P = 2\pi c_Q \\ (2.10) & Q = c_Q \rho RPS^2 D_{prop}^5 \end{cases}$$

A partir de este sistema de ecuaciones, hay que centrar la atención en las tres incógnitas T , Q y RPS , pudiendo hallar dos de ellas a partir del conocimiento de la tercera. En este caso de vuelo vertical, una vez que se haya obtenido la resistencia del ala, el empuje se conoce puesto que ha de ser igual a la suma de dicha resistencia y el peso, permitiendo así hallar el par del motor. Para considerar lo que genera un solo motor habrá que dividir el resultado entre 2.

$$T_V = \frac{D_v + W}{2} = 96 \text{ N}$$

$$RPS = 82.7232 \text{ rps} = 4963.4 \text{ rpm} \quad Q_V = \frac{6.9614 \text{ Nm}}{2} = 3.4807 \text{ Nm}$$

2.3.2 Modo de vuelo horizontal

Este es el modo de vuelo habitual de las aeronaves de ala fija, generándose la sustentación necesaria para compensar el peso en las alas y superando la resistencia aerodinámica con la fuerza propulsiva otorgada por los motores. Según la dirección del proyecto, la velocidad de operación de la aeronave en este tramo será de 25 m/s.

- 1) Cargas aerodinámicas: se ha de calcular la distribución de sustentación, resistencia y de momentos generadas por el flujo aerodinámico a su paso por el ala. Hay que tener en cuenta que la introducción de cargas distribuidas en Abaqus se realiza a través de expresiones polinómicas. En las primeras iteraciones, al no disponer de suficientes datos se tomaron puntos de las gráficas presentadas en [19], los suficientes como para alcanzar una precisión razonable con los que poder realizar dicha gráfica en Matlab y obtener los coeficientes de un polinomio que aproxime su comportamiento (mediante el uso de la función polyfit) necesario para introducir en Abaqus.

Posteriormente, para una mayor precisión, se tomaron los datos aerodinámicos calculados, de nuevo, por el director de EMERGENTIA mediante el uso del software XFLR5. De estos ficheros se tomaron valores de los coeficientes aerodinámicos por unidad de longitud (c_l , $c_{momento}$, c_{Id} , c_{Pd}) en diferentes puntos a lo largo de todo el ala. Gracias a la expresión que define dichos coeficientes se pueden hallar la distribución de las fuerzas aerodinámicas a lo largo del ala, a partir de las cuales se obtendrán los coeficientes de los polinomios que aproximan su comportamiento (de nuevo mediante el uso del comando polyfit en Matlab) y que se podrá introducir en Abaqus.

$$(2.11) \quad l = c_l c_m q$$

$$(2.12) \quad d = (c_{Id} + c_{Pd}) c_m q$$

$$(2.13) \quad m = c_{momento} c_m^2 q$$

Los datos se han conseguido para una serie de combinaciones de ángulo de deflexión de ángulos de ataque y flaps/alerones. Tan solo se va a estudiar aquella combinación para la que se obtenían los valores más elevados de las cargas, dada por un ángulo de ataque de 4.5° junto con las deflexiones máximas de flaps/alerones de 20° (mismos valores utilizados que los utilizados en [19]). En la Ilustración 2-18, 2-19 y 2-20 se representan las distribuciones de sustentación, resistencia y momento aerodinámico por unidad de longitud.

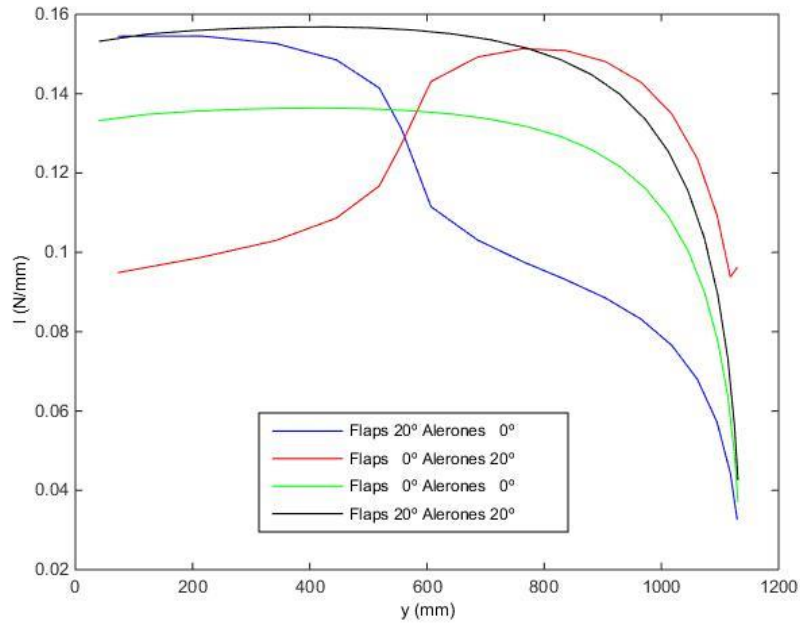


Ilustración 2-18. Distribución de la sustentación.

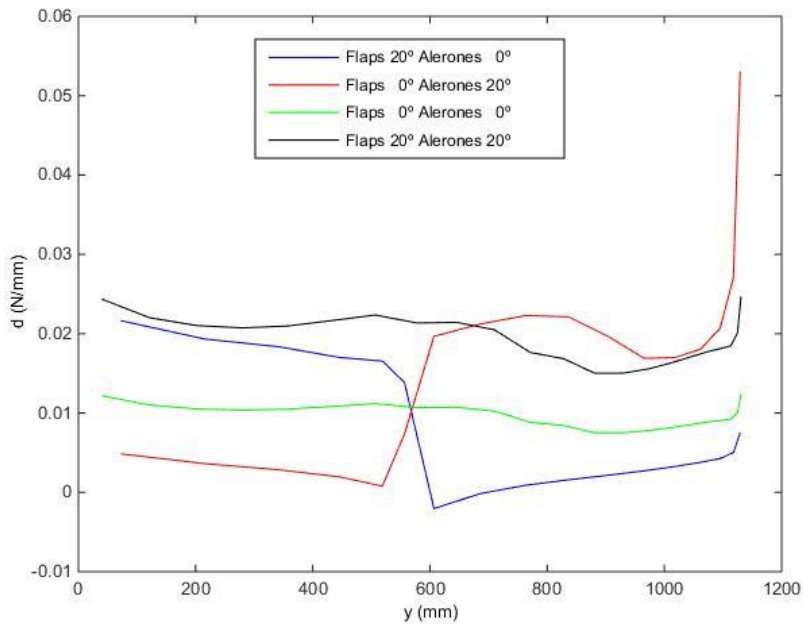


Ilustración 2-19. Distribución de la resistencia.

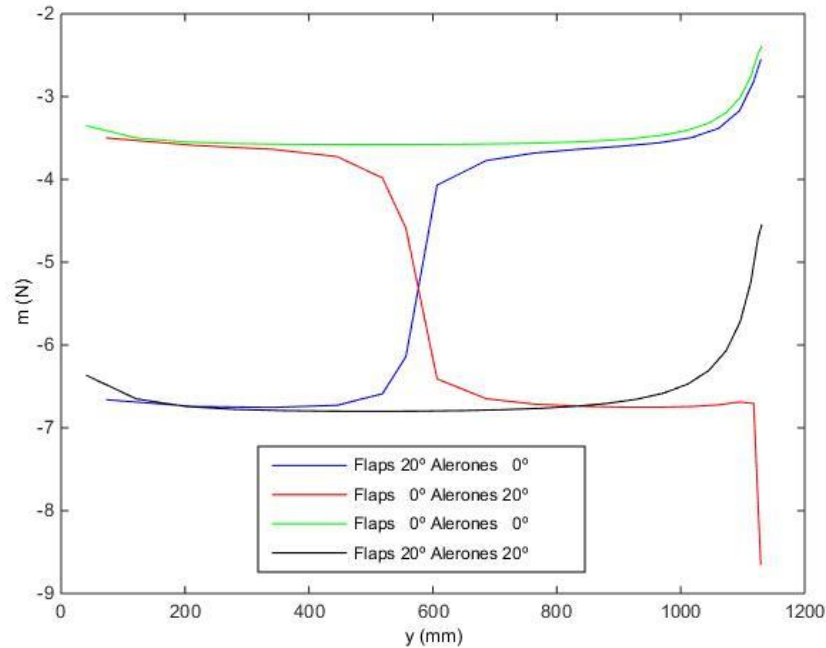


Ilustración 2-20. Distribución del momento aerodinámico

El punto de corte de estas gráficas representa el punto de separación de los alerones y flaps. Es esta zona donde se establecerá la costilla central a la que se hizo referencia en el subapartado 2.1.2.

- 2) Cargas asociadas al motor: el cálculo de estas cargas se basa en las mismas ecuaciones y en el mismo procedimiento que el presentado en el modo de vuelo vertical. La diferencia es que en este caso, el dato de partida son las revoluciones por segundo de la hélice en crucero, proporcionado por la dirección de EMERGENTIA. Así los valores obtenidos son:

$$RPS = \frac{6500 \text{ rpm}}{60} = 108.33 \text{ rps}$$

$$T_H = \frac{211.4874 \text{ N}}{2} = 105.7437 \text{ N}$$

$$Q = \frac{13.2592 \text{ Nm}}{2} = 6.6296 \text{ Nm}$$

2.3.3 Factor de carga máximo

El factor de carga se define como un parámetro adimensional que relaciona las fuerzas aerodinámicas perpendiculares a la dirección longitudinal de la aeronave con el peso de la misma. A pesar de ser adimensional, en muchas ocasiones se mide en g, puesto que representa las aceleraciones que sufre la aeronave adimensionalizadas con la aceleración de la gravedad.

$$(2.14) \quad n = \frac{L}{W}$$

En el vuelo en crucero, toma valor unidad debido al equilibrio que lo caracteriza; sin embargo, este valor será diferente de 1 cuando el avión se someta a aceleraciones de algún tipo, ya sea por la realización de maniobras o por enfrentarse a ráfagas de viento. Es en estos casos donde se alcanzará el valor máximo de este parámetro (tanto positivo como negativo) y que será necesario tener muy en cuenta, mayorando las cargas aerodinámicas con dicho valor, para no superar los límites estructurales de la aeronave.

Para el tratamiento de estas fuerzas inerciales se ha recurrido a la normativa; sin embargo, la reciente FAR 107 dirigida a aeronaves no tripuladas de pequeño tamaño no regula los valores de este parámetro. Por ello, se ha tomado como referencia la FAR 23 aplicable a diferentes categorías de aeronave, siendo la categoría normal la que más se podría aproximar debido a las limitaciones de maniobra (ángulos de giro inferiores a 60°), o el máximo peso de 12500 libras. Obviamente, este peso está muy lejos de nuestro caso, pero es preferible tomar estas medidas para estar siempre del lado de la seguridad. En primer lugar, la normativa indica que hay que comprobar que se asegura el cumplimiento de los requisitos de resistencia con los valores de carga situados dentro de los límites de la envolvente de vuelo (la cual se define a partir de la misión que esperar desarrollar la aeronave). Sin embargo, tras comunicarlo a la dirección de EMERGENTIA, esta envolvente todavía no se ha desarrollado, de forma que se tomarán simplemente los valores límite de maniobra y viento.

- 1) Maniobra: el límite del factor de carga positivo no ha de ser inferior al valor dado por la expresión (XI), siempre y cuando, dicho valor no sea superior a 3.8 (en tal caso, se tomará ese 3.8 como valor límite). El peso máximo en despegue (W) se ha de introducir en libras.

$$(2.15) \quad n_{max} \geq 2.1 + \frac{24000}{W + 10000} = 4.49 \quad \rightarrow \quad n_{max} = 3.8$$

Respecto al límite del factor de carga negativo, ha de ser como mínimo igual al límite del positivo multiplicado por 0.4.

- 2) Ráfaga: el factor de carga asociado a la presencia de ráfagas se calcula según las siguientes expresiones.

$$(2.16) \quad n = 1 + \frac{k_g U_{de} V_e c_{L\alpha}}{498(W/S)}$$

$$(2.17) \quad k_g = \frac{0.88 \mu_g}{5.3 + \mu_g} \quad \mu_g = 2 \frac{(W/S)}{\rho \bar{c} g c_{L\alpha}} \quad V_e = V \sqrt{\frac{\rho_{altura}}{\rho_{SL}}}$$

Los valores de todos los parámetros se pueden encontrar en la Tabla 2-6 al inicio de este subapartado, menos la velocidad equivalente de ráfaga (U_{de}). Para este parámetro, la normativa establece una serie de pautas que permiten construir el gráfico de la Ilustración 2-21 en función de la altitud a la que se realice el vuelo.

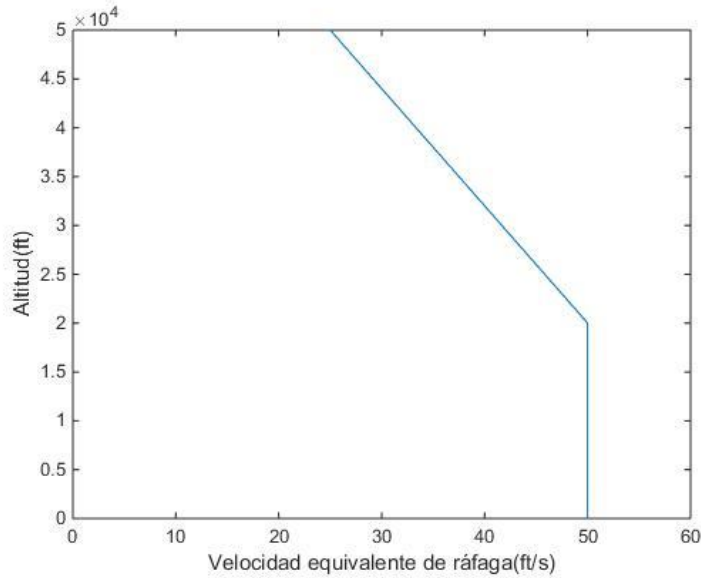


Ilustración 2-21. Evolución de velocidad equivalente de ráfaga con la altura

Como se observa según las expresiones y la gráfica, ambas velocidades equivalentes disminuyen conforme la altura aumenta. Por ello, para realizar un estudio conservador, se tomarán los valores de la velocidad equivalente de ráfaga asociada a la altitud del nivel del mar, puesto que serán los valores más altos. Así, lo que se obtiene es:

$$(2.18) \quad \begin{cases} V_e = V = 48.6 \text{ nudos} \\ \mu_g = 3.75 \\ k_g = 0.821 \\ U_{de} = 50 \text{ ft/s} \end{cases} \rightarrow n_{max} = 3.407$$

Por último, la norma también establece que se ha de aplicar un factor de seguridad de 1.5 a todas las cargas que actúan sobre la aeronave. Para los análisis, se ha considerado el factor de carga de maniobra debido a que es el mayor de los dos, de forma que el factor de carga último se obtiene de multiplicarlo por el factor de seguridad:

$$n_{\text{último}} = n_{\text{máx}} \cdot n_{\text{seguridad}} = 3.8 \cdot 1.5 = 5.7$$

3 MODELADO EN ABAQUS

El análisis estructural del ala se ha realizado mediante ABAQUS, el cual es un conjunto de programas que aplica el método de elementos finitos para abordar problemas de cálculo estructural. Para ello, ha sido necesario generar un modelo del ala mediante ABAQUS/CAE, a partir del cual se guarda toda la información necesaria para que Abaqus resuelva el problema (el archivo fundamental será el *.inp* que sirve como fichero de entrada al solver de Abaqus). Posteriormente se utilizará ABAQUS/Viewer para la visualización de los resultados (mediante la entrada del archivo *.odb*).

Es importante destacar que Abaqus no tiene la opción de seleccionar las unidades en las que se trabaja, ya sea para establecer las dimensiones del modelo, el valor de las cargas o las propiedades del material. La única premisa que hay que tener en cuenta en este sentido es que hay que ser consistente con dichas unidades, es decir, es necesario asegurarse que se trabaja siempre con los valores asociados a las mismas unidades a lo largo del todo el desarrollo del análisis. En la Tabla 3-1 se presentan las unidades con las que se ha trabajado.

Tabla 3-1. Unidades empleadas en Abaqus

Magnitud	Unidad
Longitud	mm
Masa	T
Tiempo	s
Tensión	MPa
Densidad	T/mm ³
Fuerza	N
Momento	N·mm

En cuanto a la geometría del modelo se ha trabajado con un archivo inicial de Catia V5 cedido por la dirección del proyecto. Sobre este archivo se han realizado algunas modificaciones para ajustar el modelo a los últimos avances del proyecto, como el cambio de ala con flecha invertida a ala recta o la generación de alguna costilla nueva para presentar otra posibilidad diferente de distribución de las mismas.

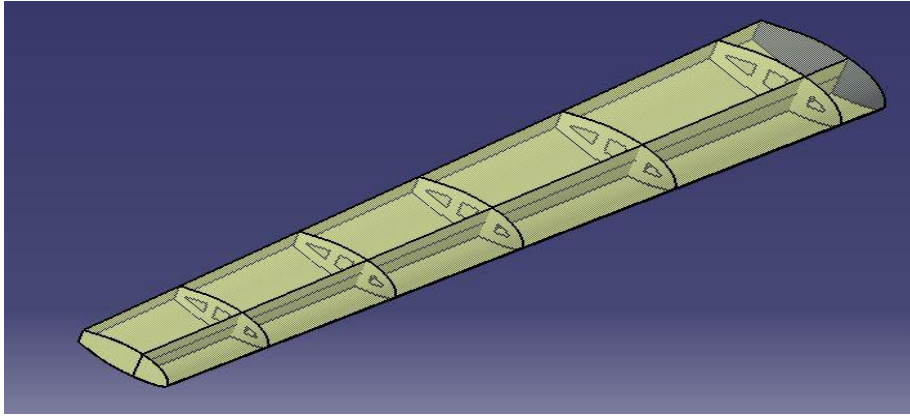


Ilustración 3-1. Estructura de ala en Catia V5.

A pesar de que Abaqus es capaz de importar geometrías de diversos programas diseño CAD, la precisión y complejidad que permiten estos programas es superior al que ofrece Abaqus, por ello, para que no existan problemas en este proceso, se han importado diferentes *Parts* del archivo de Catia V5 que contiene la estructura del ala (presentada en la Ilustración 3-1), para reducir la complejidad de las geometrías. Dichos *Parts* han sido el revestimiento completo junto con el larguero trasero, parte superior e inferior del larguero delantero (por separado, para facilitar la posterior definición de carga distribuida sobre eje) y cada una de las costillas individualmente; posteriormente se unirán en el módulo *assembly* para formar la estructura completa

3.1 Material

En primer lugar se han definido las características mecánicas de las láminas de carbono-epoxi de 0.13 mm con un 60% de volumen correspondiente a fibra de carbono en el módulo *property*, en el cual se han de establecer también los valores de tensión y deformación asociados a la rotura, necesarios para el cálculo de algunos de los criterios de fallo presentados con anterioridad.

Por otro lado, en vez de seguir el proceso habitual consistente en introducir las diferentes capas a partir de la asignación de secciones (con las propiedades oportunas) a diferentes partes de la geometría del material, se ha optado por utilizar la herramienta *composite layup* dentro del mismo módulo debido a que especialmente enfocadas a la definición de laminados resultando un proceso mucho más intuitivo y sencillo de llevar a cabo. Para cada una de las láminas se ha de definir el espesor, el material, la región de aplicación o la orientación; sin olvidar definir cada una de ellas con nombres diferentes para que posteriormente, resulte mucho más sencilla su identificación en el módulo de visualización. Además, conviene destacar que la orientación de cada una de las láminas se ha establecido a partir de un sistema de referencia local creado para cada laminado, para asegurar que la orientación que se está introduciendo coincide realmente con la deseada. En dichos sistemas de coordenadas locales se han establecido direcciones de referencia que coinciden con la orientación 0° de las fibras, y son: para los largueros y el revestimiento, la que se definen desde la raíz hasta la punta del ala; y para las costillas, desde el borde de salida hacia el borde de ataque. En las siguientes Ilustraciones se muestra como ejemplo la definición de una lámina orientada a 45° en el larguero delantero (Ilustración 3-2) y una de las costillas (Ilustración 3-3).

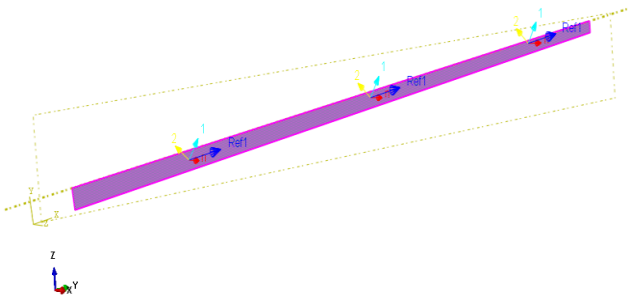


Ilustración 3-2. Definición de lámina a 45° en larguero superior

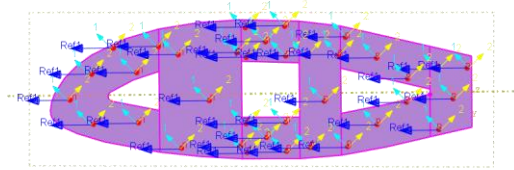


Ilustración 3-3. Definición de lámina a 45° en costilla

3.2 Assembly

En este módulo se generan una serie de *instances* a partir de los *parts* importados, que serán lo que permita unir las diferentes partes según la estructura real del ala. Cabe destacar que se han generado como independientes respecto de los *parts* de referencia, lo cual implica que el mallado de todos los elementos del ala se realizarán en este módulo en vez de en el módulo *part* donde se realiza habitualmente. La razón fundamental de esta decisión es la necesidad de realizar particiones de la geometría justo en aquellas zonas donde se unen diferentes *instances* para que posteriormente se puedan definir las interacciones entre estas partes en la posición exacta que ocupan. Si estas particiones se definieran en el módulo *part* se tendría que ajustar posteriormente en el módulo *assembly* la posición de los elementos para que coincidiesen (puesto que las medidas tomadas en Catia y Abaqus no coinciden de forma exacta), desviándolos así de la posición que en teoría ocupan; por ello, se ha preferido aprovechar la precisión de la posición que se presenta en el módulo *assembly*.

Dichas particiones se han llevado a cabo a partir de planos que contiene a las diferentes geometrías como los largueros o las costillas, generados tanto en el módulo *part* como *assembly* para tratar de respetar la posición exacta todo lo posible. En la Ilustración 3-4 se muestran además de dichos planos, otros entes geométricos auxiliares como ejes o puntos utilizados para interacciones o zonas de aplicación de cargas (se ha mostrado con el fondo azul de Abaqus para diferenciar el color amarillo típico de estas referencias geométricas).

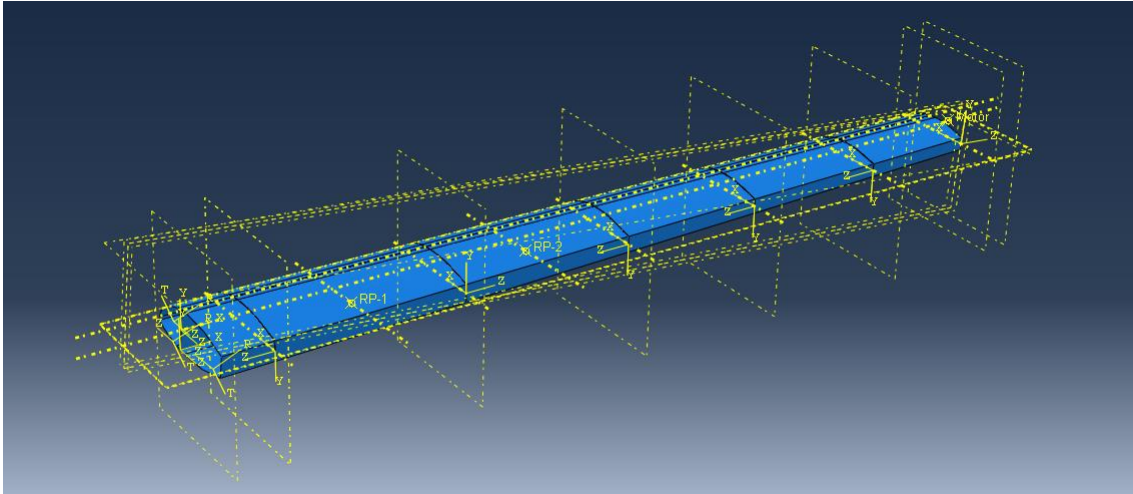


Ilustración 3-4. Geometría auxiliar

Además, para modelar elementos como los sensores o convertidores situados en el interior del ala o los propios motores se ha utilizado la opción de definirlos como puntos de masa, aplicándole los valores que se han presentado en el apartado 2.1.3.

3.3 Mallado

Este es uno de los módulos más importantes puesto que Abaqus se basa en el método de los elementos finitos y por tanto, trabaja con la malla de elementos y nodos que se genere a partir de la geometría introducida en los módulos anteriores, la cual se necesita fundamentalmente como base para la generación de la malla. Abaqus ofrece una variedad de elementos, para este estudio se ha tomado el elemento *S4R*, el cual es un elemento tipo *Shell*, familia de elementos que se suele emplear para modelar estructuras en las que una de las dimensiones (el espesor) es mucho menor que las otras dos; *Standard*, *lineal* y *de integración reducida* con 6 grados de libertad.

Respecto a la técnica de mallado, se pretende que en la medida de lo posible sea estructurado, y además, que los elementos sean cuadriláteros (sin degenerar a triángulos) puesto que ofrecen resultados más precisos. Para ello, además de las particiones ya comentadas para las zonas de unión de diferentes partes, se han definido algunas adicionales con el objetivo de simplificar geometrías complejas para que se admita esta técnica de mallado, como por ejemplo, las particiones llevadas a cabo en las costillas (Ilustración 3-5). Tras dichas particiones, se ha conseguido mallar todas las partes de la estructura cumpliendo con los dos requisitos presentados.

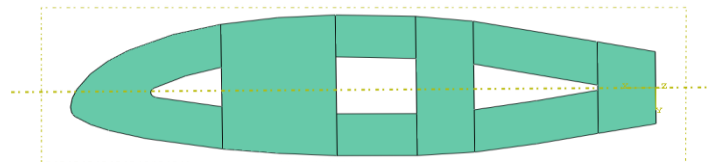


Ilustración 3-5. Particiones generadas en las costillas

Para definir las mallas, se han establecido semillas de mallado donde se establecerán los nodos. En todos los casos se ha establecido inicialmente unas semillas de forma global para cada uno de los *instances* a partir de una distancia de referencia entre ellas de 2mm. Posteriormente, se han definido en determinados ejes otras semillas específicas ya sea estableciendo la separación aproximada entre ellas o el número de las mismas, con el fin de conseguir que el mallado sea lo más homogéneo posible. En la Ilustración 3-6 se representa de forma global el mallado de la estructura.

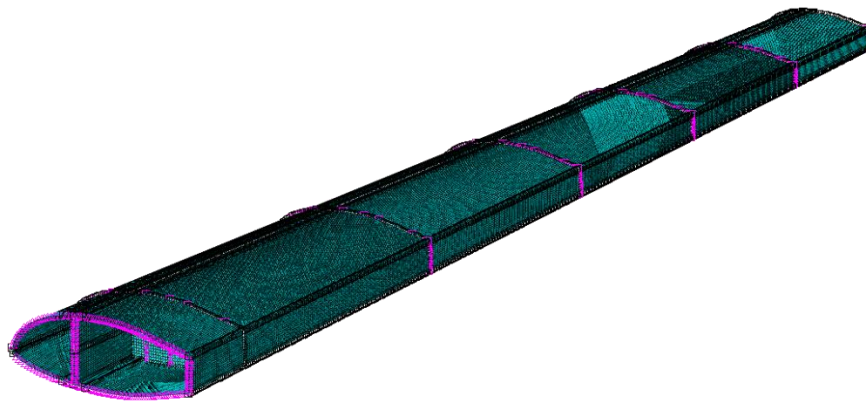


Ilustración 3-6. Mallado general de toda la estructura

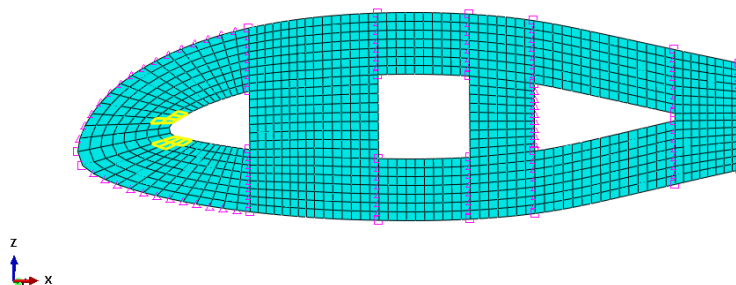


Ilustración 3-7. Detalle del mallado de la costilla

Se ha comprobado la validez del mallado en todas las partes de la estructura del ala, de forma que en ningún caso ha resultado con error; aunque sí que se han obtenido warnings en determinados elementos de las costillas, los cuales representan en torno al 0.8% del conjunto de elementos generados en toda la costilla. En la Ilustración 3-7, además de las semillas locales sobre las costillas, también se ha aprovechado para presentar dichos elementos (resaltados en amarillo).

3.4 Interacciones

En este módulo se definen las interacciones entre las diferentes partes del ala que forman cada uno de los *instances* generados en el módulo *assembly*. A pesar de que se hayan colocado en su posición exacta mediante operaciones geométricas en el *assembly*, es fundamental definir estas interacciones puesto que, sin ellas, realmente no se ha definido la unión en cuestión, de forma que no actuarían conjuntamente ante la aplicación de una carga. Se han definido dos tipos:

- 1) **Ties (pegado):** esta restricción permite “pegar” dos superficies separadas de forma que no exista movimiento relativo entre ellas, sin necesidad de que el mallado en las regiones de unión de ambas superficies sea igual para ambos casos. Se basa en restringir los grados de libertad de los nodos de la superficie “esclava” a los grados de libertad de los nodos de la superficie “dominante”. Así, se ha definido esta restricción entre los conjuntos *revestimiento-costillas* y *revestimiento-largueros*, cuyas regiones de unión se presentan en la Ilustración 3-8.

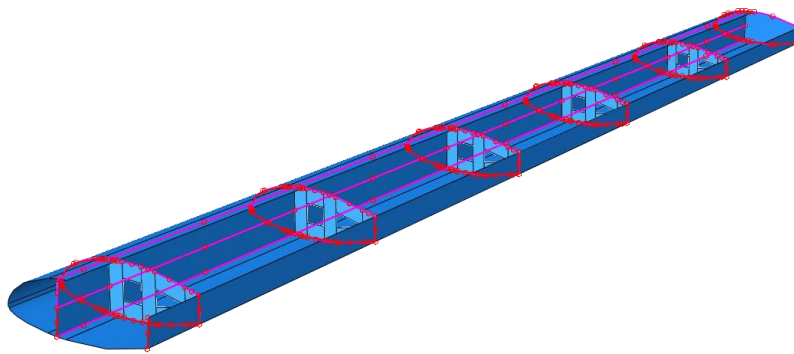


Ilustración 3-8. Interacciones en todo el modelo.

- 2) **Coupling:** esta restricción permite vincular el movimiento entre una superficie y un punto. En este caso se ha utilizado para modelar las uniones entre los puntos de masa definidos, es decir, elementos internos del ala (Ilustración 3-9) motor (Ilustración 3-10), con el elemento estructural al que se suponen unido, revestimiento costilla de cierre del ala respectivamente.



Ilustración 3-9. Coupling elementos internos

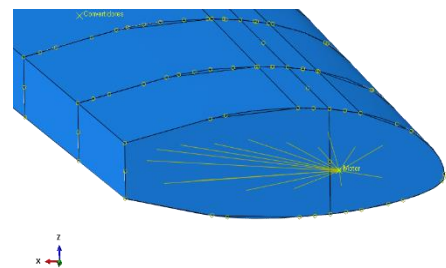


Ilustración 3-10. Coupling motor

Para facilitar el proceso de definición de estas interacciones se han definido previamente todas las superficies que participan en las diferentes uniones en el módulo *assembly*.

3.5 Cargas y Condiciones de contorno

En este módulo se definen la forma de introducir las cargas que actúan sobre la aeronave ya definidas en el apartado 2.3.

- 1) Cargas aerodinámicas: todas estas cargas se han modelado como cargas distribuidas (*Shell edge load*) a lo largo del eje situado en la unión entre larguero superior e inferior (aproximadamente a $c/4$ del borde de ataque). Para ajustarse a las distribuciones de sustentación y resistencia en vuelo horizontal/vertical lo largo del ala, se han creado tres *analytical field* a partir de los coeficientes de los polinomios de aproximación de dichas distribuciones generados en Matlab. Para el caso de los momentos aerodinámicos, se ha optado por establecer una distribución uniforme tomando un valor medio de la distribución real puesto que en el caso de aplicar un *analytical field* no permitía establecer la orientación correcta.
- 2) Gravedad: esta carga aplica la aceleración de la gravedad a todas las secciones que tengan asociado un material con una densidad determinada y a aquellos puntos de masa a los que se le ha introducido un valor de la misma. Es necesario introducir su valor en (mm/s^2) para respetar las unidades con las que se está trabajando.
- 3) Cargas asociadas al motor: tanto el empuje como el par generado por el motor se definen como cargas puntuales en el punto de masa que modela el lugar que ocupa el motor. Para establecer el sentido del momento se ha considerado que la hélice del motor gira en sentido horario tanto en el régimen de vuelo horizontal como vertical, definiéndose el par en el sentido opuesto a este movimiento.

En la Ilustración 3-11 se presentan todas estas cargas aplicadas sobre el modelo.

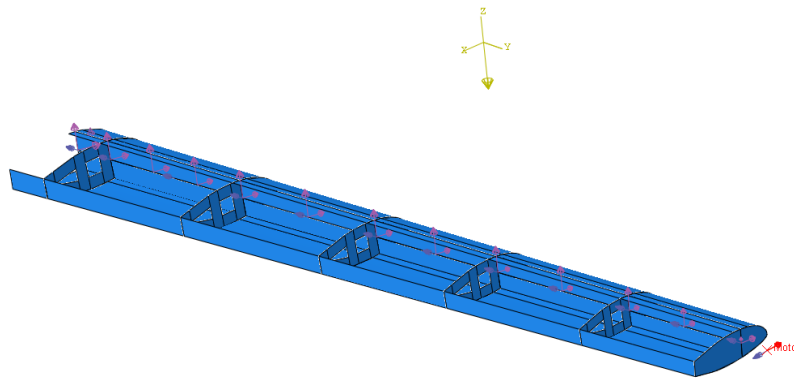


Ilustración 3-11. Cargas aplicadas sobre el modelo.

Como condición de contorno, se ha definido la restricción tipo *encastre* que anula los 6 grados de libertad en aquella región en la que se aplique (con lo que se ajusta bastante bien al modelo de empotramiento presentado con anterioridad), que en este caso será la superficie final de los largueros en la sección de la raíz.

Para el caso de la conexión Pin-to-Pin, se ha generado en Catia un *Part* que modele la forma de los herrajes a los que se conecta el bulón. En el orificio generado en estos herrajes destinados al bulón, se ha definido una restricción de desplazamientos en base a un sistema de referencia cilíndrico creado en el centro de dicho orificio. Esta restricción consiste en anular el desplazamiento en dirección radial y anular los giros respecto al eje “azimutal” y “radial”. Sin embargo, en base a la disposición de las cargas que soporta la estructura, habría que limitar tanto el desplazamiento según

el eje normal como el giro respecto al mismo para evitar movimientos como sólido rígido de todo el modelo. La restricción a ese desplazamiento según el eje normal se ha definido sobre las superficies de cada uno de los pines de unión, puesto que en la realidad estos estarán situados entre dos herrajes (habitualmente con forma de U) que limitarán este movimiento. El giro respecto al eje normal se ha restringido en un punto del Pin unido a la parte superior del larguero delantero. En la Ilustración 3-12 y 3-13 se presentan con mayor claridad estas restricciones.

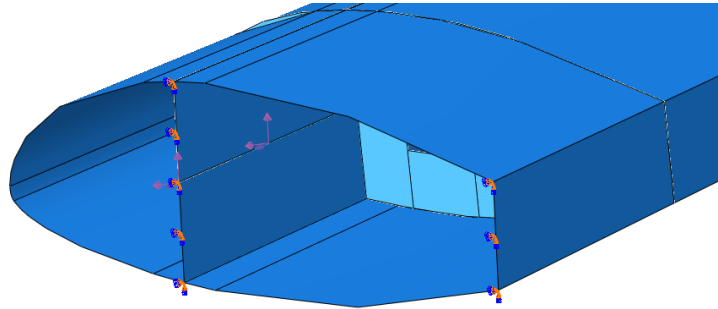


Ilustración 3-12. Condición de contorno de empotramiento

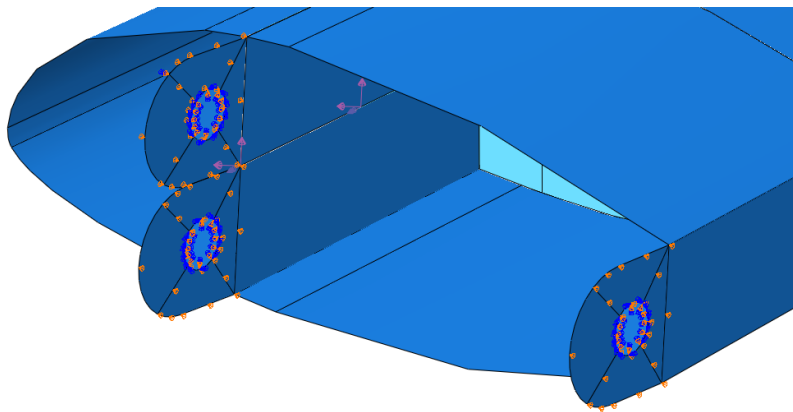


Ilustración 3-13. Condición de contorno Pin-to-Pin

Todas estas cargas y condiciones de contorno se ha definido en un *step* generado tras el inicial, en el cual, también se han especificado las variables de salida que se desean a través de la definición del *field output*. Al trabajar con laminados de material compuesto este paso es importante puesto que será necesario especificar para cada laminado las variables que se requieren o de lo contrario, no se mostrarán.

4 RESULTADOS

En este apartado se van a presentar los resultados obtenidos tras los diferentes análisis. Para cada una de las iteraciones se ha realizado el estudio tanto para el modo de vuelo horizontal como vertical, puesto que la estructura ha de ser viable para ambos casos.

4.1 Unión mediante empotramiento

Se van a llevar a cabo una serie de análisis para este tipo de unión con el objetivo de conseguir que en la mayor parte de la estructura el valor que ofrece el criterio de Tsai-Hill se sitúe por debajo de 1. Cuando se cumpla con este criterio fundamental, se intentará optimizar en cierta medida el peso de la estructura eliminando material de aquellas zonas que presenten cierta tolerancia respecto al valor de fallo.

4.1.1 Primera Iteración

En esta primera iteración se han presentado una serie de laminados (Tabla 4-1) en base a las pautas presentadas en apartado 2.2, los esfuerzos que a priori se intuyen para cada uno de los componentes de la estructura del ala y a los resultados que se obtuvieron en [19].

Tabla 4-1. Secuencia de laminado 1ª iteración. Empotramiento.

Laminado (Nomenclatura lámina)	Secuencia	Espesor (mm)
Larguero Superior (LS)	[45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0] _s	2.08
Larguero Inferior (LI)	Ídem	2.08
Pies de largueros (PIE)	Ídem	2.08
Revestimiento y larguero trasero (P-LP)	[45, 90, -45, 0] _s	1.04
Costillas (C1/2/3/4/5/6)	[45, 90, -45, 0] _s	0.91

Respecto a la nomenclatura de los laminados conviene recordar que se utiliza el subíndice S para indicar una secuencia simétrica en la que también se incluye la última lámina presentada; mientras que el subíndice \$ indica una secuencia simétrica respecto a esa última lámina presentada.

Para nombrar a las diferentes láminas, se utiliza la nomenclatura asociada a cada uno de los laminados seguido por un número que indica el orden que ocupa en la secuencia respecto a la lámina situada en el plano “bottom”, la cual se asocia al número 1 (y que se corresponde con la primera que aparece al nombrar la secuencia en cuestión).

Los resultados obtenidos son los siguientes:

1) Modo de vuelo horizontal

- Tensiones

En esta primera iteración se ha estimado oportuno representar las tensiones para tener una idea de la distribución que se presenta en los diferentes elementos del ala, así como conocer aquellas zonas críticas a las que habrá que prestar especial atención debido a los elevados valores que se alcancen. En el resto de iteraciones no se hará referencia a las mismas puesto que la distribución permanece muy similar y las zonas críticas son las mismas que las que se presentan en esta primera.

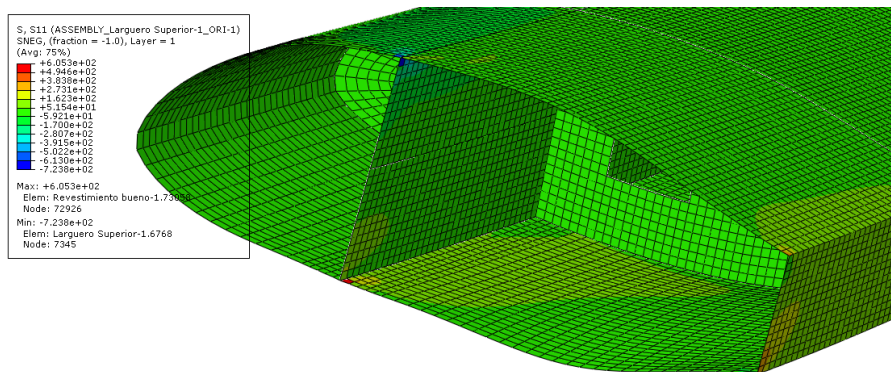


Ilustración 4-1. Zonas críticas según valores de S_{11}

Es importante comentar que el sistema de referencia que se ha empleado para mostrar los resultados de las tensiones no es el global, sino que se ha seleccionado en cada caso el que se ha definido como referencia para definir el laminado de la sección en cuestión. La ventaja es que las direcciones definidas en estos sistemas de referencia coinciden con las direcciones longitudinal, transversal y normal de los propios elementos estructurales del ala, permitiendo identificar con mayor facilidad el estado tensional que predomina en cada zona de los mismos (compresión, tracción...)

Los valores máximos se obtienen en las zonas de unión del encastre (se observa en la Ilustración 4-1), concretamente en los pies del larguero delantero y en el trasero. Sin contar dicha zona de unión, los pies de los largueros soportan las tensiones de mayor magnitud, adecuándose al resultado esperado puesto que el pie superior se encuentra fundamentalmente sometido a compresión, mientras que en el pie inferior predominan las tensiones de tracción. Para las costillas y el resto de la estructura del revestimiento y los largueros, los valores son menores y además, el orden de magnitud de las diferentes componentes de las tensiones (S_{11} , S_{22} y S_{33}) es muy similar.

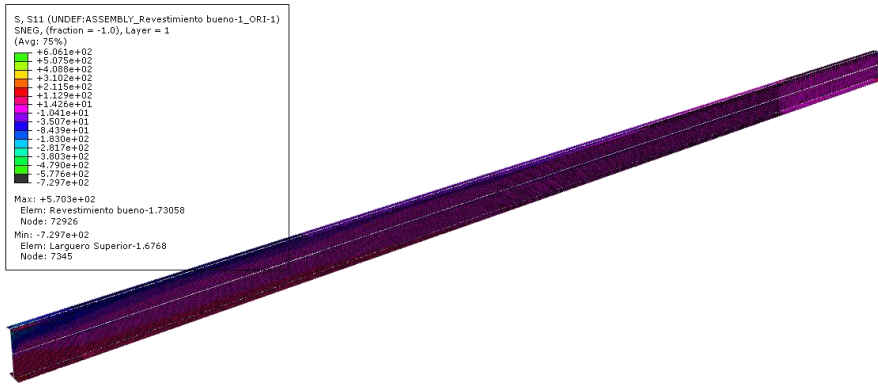


Ilustración 4-2. Distribución de tensiones S_{11} en languero delantero.

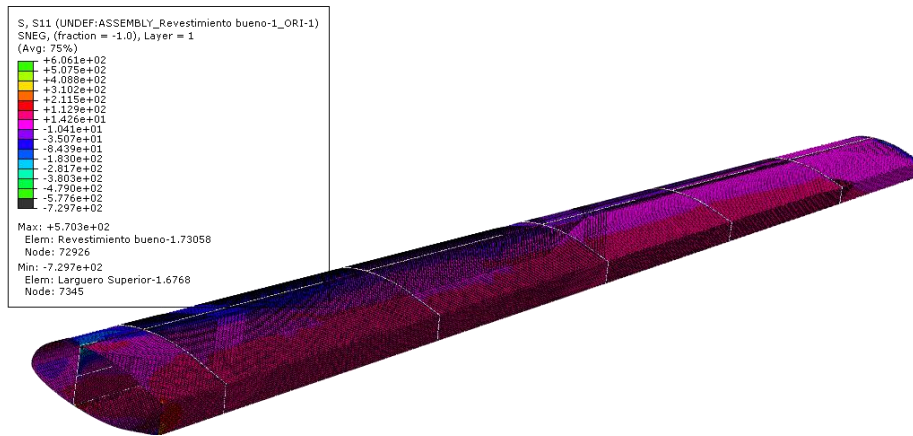


Ilustración 4-3. Distribución de tensiones S_{11} en revestimiento

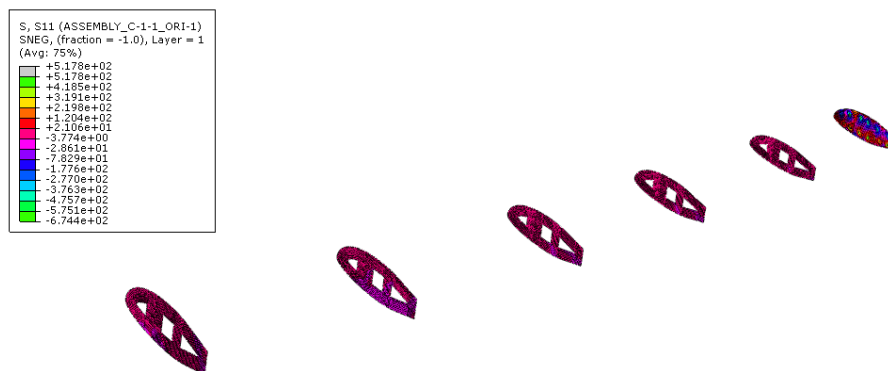


Ilustración 4-4. Distribución de tensiones S_{11} en costillas

Para reflejar esos valores bajos que se alcanzan en la mayor parte de la estructura se ha modificado la representación puesto que el código de colores utilizado en la Ilustración 4-1 y 4-5 es útil para distinguir las zonas donde se consiguen los valores máximo y mínimo de tensión pero la distinción para los valores de tensión intermedia es muy confusa. Con este nuevo código de colores de las Ilustraciones 4-2, 4-3 y 4-4 ocurre justamente lo contrario y además, se han introducido más divisiones en la zona central para que sea más sencilla su identificación. En las Ilustraciones anteriores tan sólo se han presentado las tensiones según la dirección longitudinal (del sistema de referencia asociado al larguero), pero se ha comprobado que las demás componentes de las tensiones (S_{22} y S_{12}) se encuentran en el mismo orden de magnitud.

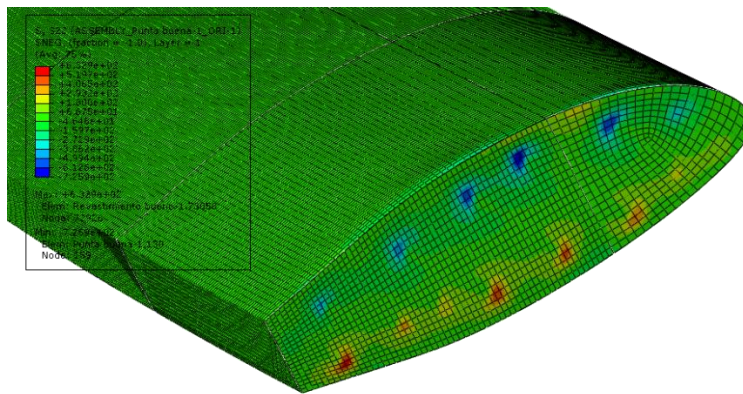


Ilustración 4-5. Puntos de concentración de tensión en la costilla de cierre.

Por otro lado, se ha observado que en la costilla de cierre se han obtenido ciertos puntos en los que la tensión alcanza valores cercanos a los límites impuestos en las zonas de unión al encastre. La explicación de estos valores tan elevado radica en la forma en la que se ha llevado a cabo el *coupling* que une el motor con dicha costilla de cierre, puesto que la superficie de la costilla que participa en dicha restricción se ha definido como un conjunto disperso de elementos, de forma que para el programa son estos elementos los que están soportando todo el conjunto motor. En la Ilustración 4-5 se han presentado las tensiones S_{22} según el eje definido en dicha costilla puesto que son las que alcanzan mayores valores (aunque para las otras componentes de tensión también se alcanzan valores cercanos a los límites).

- Criterio de fallo

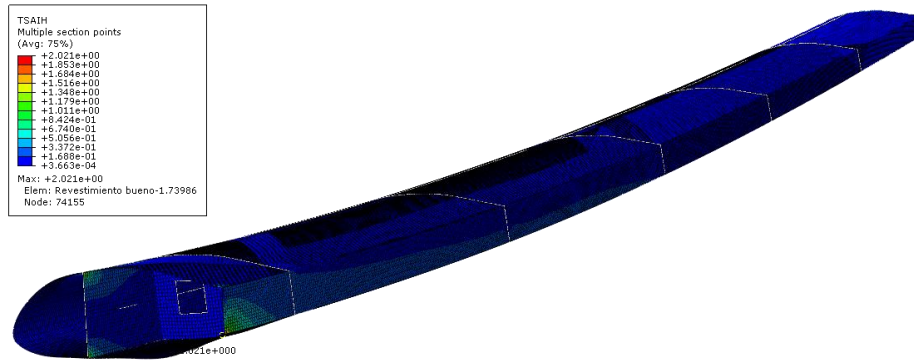


Ilustración 4-6. Parámetro de Tsai-Hill a lo largo de la estructura

Esta representación de los valores del parámetro de Tsai-Hill en la estructura global no es totalmente fiable puesto que lo que está representando es un valor promedio de todas las láminas que constituyen cada una de las partes del ala; sin embargo, puede aportar una visión general para identificar con mayor facilidad las regiones más conflictivas. En la Ilustración 4-6 se ha eliminado de la representación la costilla de cierre puesto que se presume que presentará los valores más elevados debido a los concentradores de tensión anteriormente presentados (la región de dicha costilla se muestra en la Ilustración 4-7).

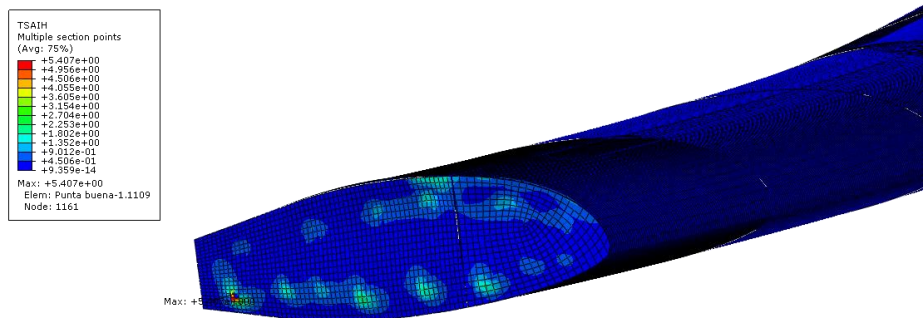


Ilustración 4-7. Parámetro de Tsai-Hill en la costilla de cierre.

Para tener mayor conocimiento a la hora de proponer una disposición del laminado, se ha estudiado cuáles son las láminas que superan el límite de la rotura en cada laminado de forma individual y se han reflejado en la Tabla 4-2. En la Ilustración 4-8 y 4-9 se muestra un ejemplo de la visualización de la posible rotura de la lámina LS-1 y LS-2 pertenecientes al larguero superior. Esta opción se ha tomado con todas las láminas que participan en la estructura del ala.

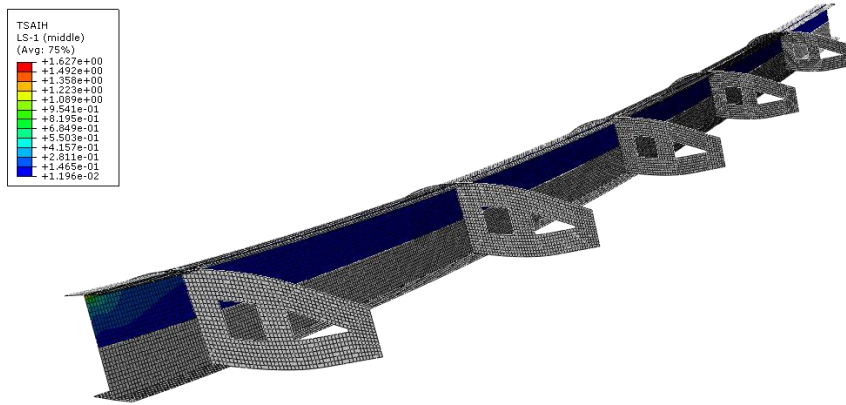


Ilustración 4-8. Parámetro de Tsai-Hill en la lámina LS-1 de la zona superior del larguero delantero

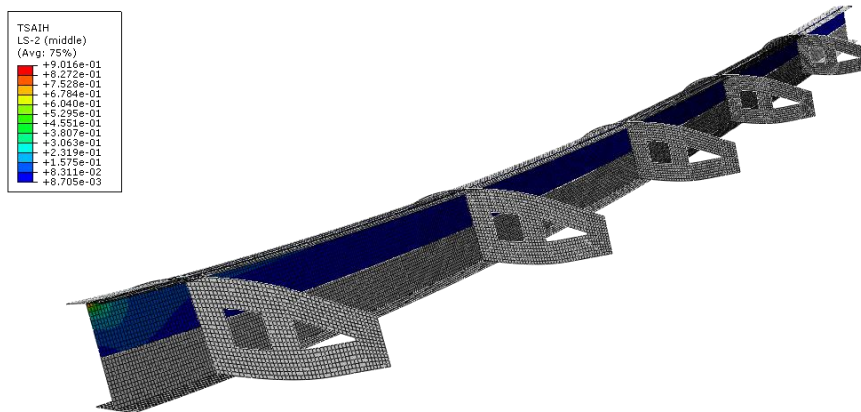


Ilustración 4-9. Parámetro de Tsai-Hill en la lámina LS-2 de la zona superior del larguero delantero

Así, en esta primera iteración se romperían las siguientes láminas:

Tabla 4-2. Láminas de rotura 1° iteración de vuelo horizontal. Empotramiento.

Laminado (Nomenclatura lámina)	Láminas (Orientación)
Larguero Superior (LS)	Todas a excepción de: LS-2 (90), LS-6 (90), LS-11 (90), LS-15 (90)
Larguero Inferior (LI)	Todas excepción de: LI-9 (0), LI-13 (0), LI-14 (-45)
Pies de largueros (PIE)	Todas a excepción de: PIE-2 (90), PIE-4 (0), PIE-6 (90), PIE-11 (90), PIE-15 (90), PIE-16 (45)
Revestimiento y larguero trasero (P-LP)	Todas.
Costillas (C1/2/3/4/5)	No rompe ninguna
Costilla de Cierre (P)	Todas.

2) Modo de vuelo vertical.

- Tensiones

Las zonas en las que se alcanzan los mayores valores de tensión son las mismas que en el caso horizontal, fundamentalmente en la unión con la raíz. En este caso, en la costilla de cierre (Ilustración 4-10) también aparecen una serie de concentradores de tensiones aunque toman valores menores que en el caso de vuelo horizontal, debido a que las fuerzas asociadas al motor son algo menores (tanto empuje como par).

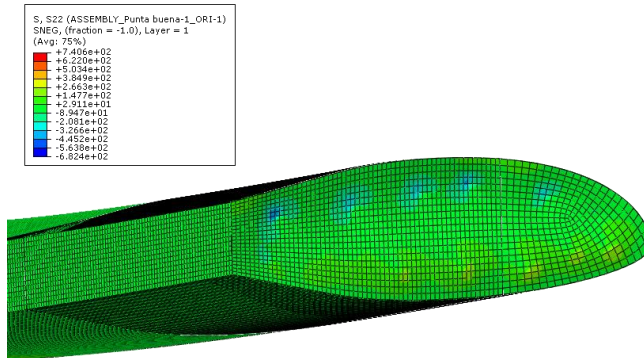


Ilustración 4-10. Concentraciones de tensión en la costilla de cierre

Respecto a los valores de las tensiones en el resto de la estructura se ha tomado la misma representación que en el vuelo horizontal para conocer el orden de magnitud. Para realizar dicha comparación se ha tomado la misma distribución de colores y los mismos intervalos, observando que la distribución general es muy similar. Dicha distribución se presenta en la Ilustración 4-11 y 4-12.

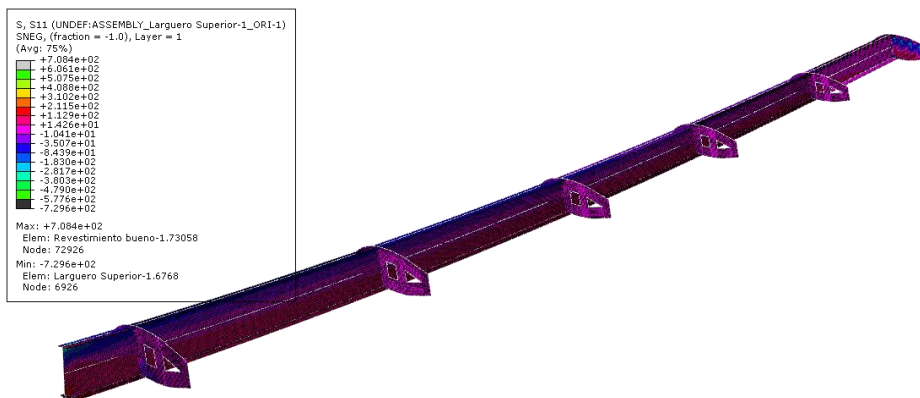


Ilustración 4-11. Distribución de tensiones S_{11} en larguero delantero y costillas.

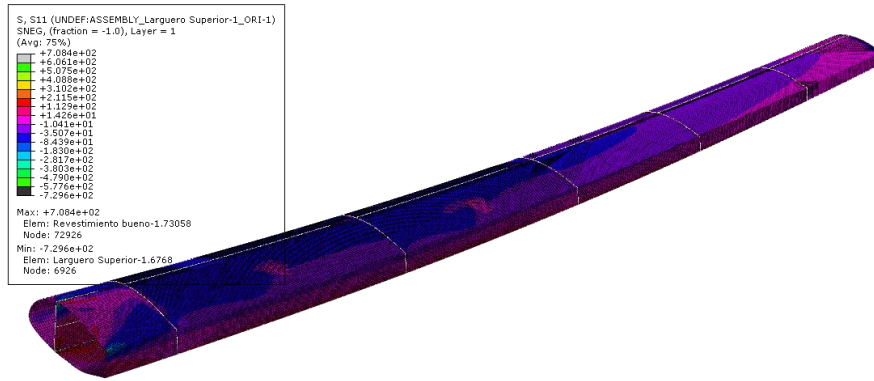


Ilustración 4-12. Distribución de tensiones S_{11} en revestimiento

- Criterio de fallo

De nuevo, los puntos en los que se supera el valor unidad al aplicar el criterio de Tsai-Hill son aquellos situados en el encastre debido a las tensiones que se alcanzan.

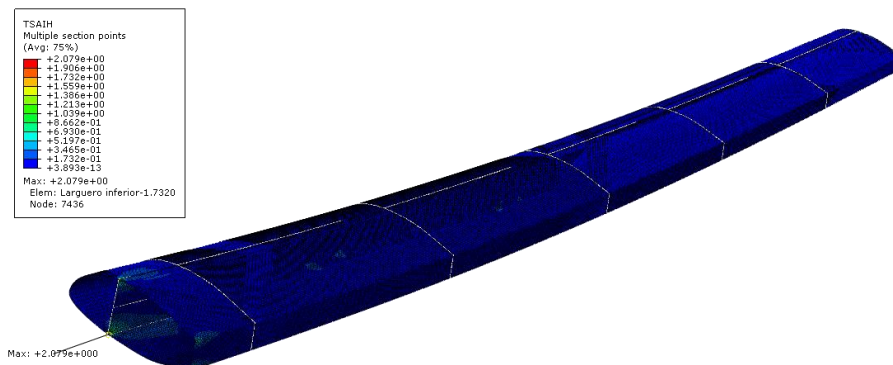


Ilustración 4-13. Parámetro de Tsai-Hill en toda la estructura.

Las láminas en las que se supera el valor límite del parámetro de Tsai se muestran en la Tabla 4-3.

Tabla 4-3. Láminas de rotura en 1ª iteración en vuelo vertical. Empotramiento.

Laminado (Nomenclatura lámina)	Láminas (Orientación)
Larguero Superior (LS)	Todas a excepción de: LS-2 (90), LS-6 (90), LS-11 (90), LS-15 (90)
Larguero Inferior (LI)	Todas.
Pies de largueros (PIE)	Todas.
Revestimiento y larguero trasero (P-LP)	P-LP-2 (90), P-LP-6 (90)
Costillas (C1/2/3/4/5)	No rompe ninguna
Costilla de Cierre (P)	P-1 (45), P-2 (90), P-6 (90), P-7 (45)

Cabe destacar que al igual que en el modo horizontal, las roturas del laminado P-LP se dan en la zona de unión del larguero posterior (como se puede observar en la Ilustración 4-13).

Tras esta primera iteración en ambos modos de vuelo, se pueden extraer una serie de conclusiones. En primer lugar, llama la atención que no se presenta ningún problema en las costillas en ninguno de los dos casos. Este resultado podría inducir a tratar de disminuir el número de capas de su laminado puesto que los valores asociados al criterio de Tsai-Hill presentan una cierta holgura hasta llegar a la unidad. Sin embargo, el hecho de eliminar alguna de las láminas, supondría violar algunos de los criterios de diseño ya presentados (como el de presentar un laminado equilibrado) y que se encuentran del lado de la seguridad; por ello, se va a mantener este laminado de 7 capas en las costillas.

Por otro lado, sí que existen diferencias en la rotura de fibras entre el modo vertical y horizontal para algunos elementos estructurales como la zona inferior del larguero, los pies del mismo o el revestimiento. Parece que la situación crítica para el laminado P-LP aparece en el modo de vuelo horizontal puesto que un número de roturas es considerablemente mayor, mientras que para LI o PIE se obtienen en el modo de vuelo vertical, lo cual puede estar asociado a que en este modo de vuelo el esfuerzo de flexión (normalmente soportado por los largueros) es mayor debido a las fuerzas que lo generan.

Aparte de esas regiones cercanas a la unión en la raíz donde las tensiones aumentan considerablemente, el resto de la estructura se mantiene segura con los laminados que se han definido, lo cual es interesante tenerlo presente en las futuras iteraciones.

4.1.2 Segunda iteración

En esta segunda iteración, se ha ampliado la superficie generada en la costilla de cierre para tratar de reducir esos puntos en los que las tensiones aumentaban demasiado provocando la rotura de determinadas láminas (Ilustración 4-14).

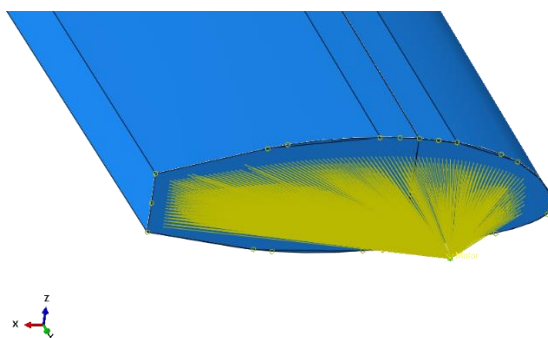


Ilustración 4-14. Coupling del motor mejorado

Por otro lado, en base a la distribución de tensiones y a esas láminas donde se produce alguna rotura se ha definido una nueva serie de laminados tratando de respetar las pautas de diseño:

Tabla 4-4. Secuencia de laminado en 2º iteración.

Laminado (Nomenclatura lámina)	Secuencia	Espesor (mm)
Larguero Superior (LS)	[45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0] _s	3.12
Larguero Inferior (LI)	Ídem	3.12
Pies de largueros (PIE)	Ídem	3.12
Revestimiento y larguero trasero (P-LP)	[-45 90 0 45, 90, -45, 0] _s	1.69
Costillas (C1/2/3/4/5)	[45, 90, -45, 0] _s	0.91
Costilla de cierre (P)	[45 90 -45 0 45 90 -45 0] _s	2.08

1) Modo de vuelo horizontal

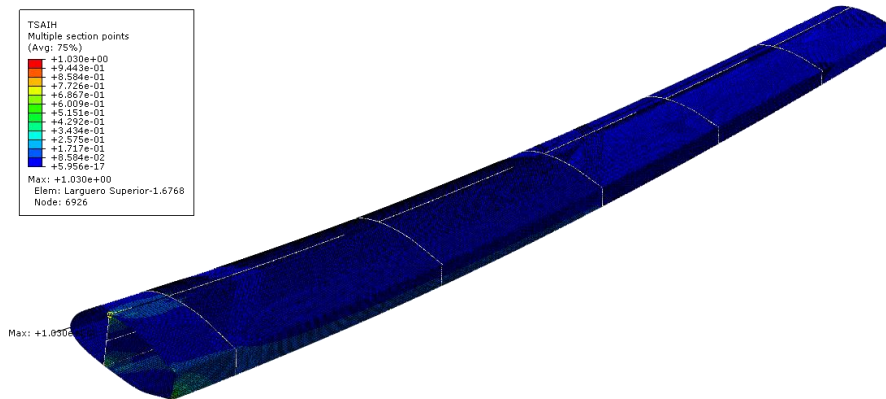


Ilustración 4-15. Parámetro de Tsai-Hill en la estructura general del ala.

El parámetro de Tsai-Hill se ha reducido hasta casi tomar valor unidad en estos puntos conflictivos, lo cual ya se podría dar por válido a expensas de la definición concreta de las uniones (Ilustración 4-15). Sin embargo, al analizarlo lámina por lámina, el valor aumenta ligeramente, llegando a situarse en 1.2 en determinadas láminas. En general se ha conseguido reducir el número de láminas que sufren rotura aunque no se han eliminado por completo, como se indica en la Tabla 4-5.

Tabla 4-5. Láminas de rotura en 2ª iteración de vuelo horizontal. Empotramiento.

Laminado (Nomenclatura lámina)	Láminas (Orientación)
Larguero Superior (LS)	LS-4 (0), LS-5 (45), LS-8 (0), LS-9 (45), LS-12 (0), LS-13 (0), LS-17 (0), LS-21 (0)
Larguero Inferior (LI)	No rompe ninguna.
Pies de largueros (PIE)	PIE-18 (-45), PIE-22 (-45)
Revestimiento y larguero trasero (P-LP)	P-LP-2 (90), P-LP-4 (45), P-LP-5 (90), P-LP-9 (90), P-LP-10 (45), P-LP-12 (90)
Costillas (C1/2/3/4/5)	No rompe ninguna
Costilla de Cierre (P)	No rompe ninguna

Respecto a las tensiones, en las secciones centrales se observa una tendencia a la disminución de las mismas (aunque permaneciendo en el mismo orden de magnitud), mientras que los valores máximos se establecen en cotas similares y en los mismos puntos conflictivos. Cabe destacar que se ha conseguido eliminar la concentración de tensiones que aparecía en la costilla de cierre gracias a las modificaciones introducidas.

2) Modo de vuelo vertical

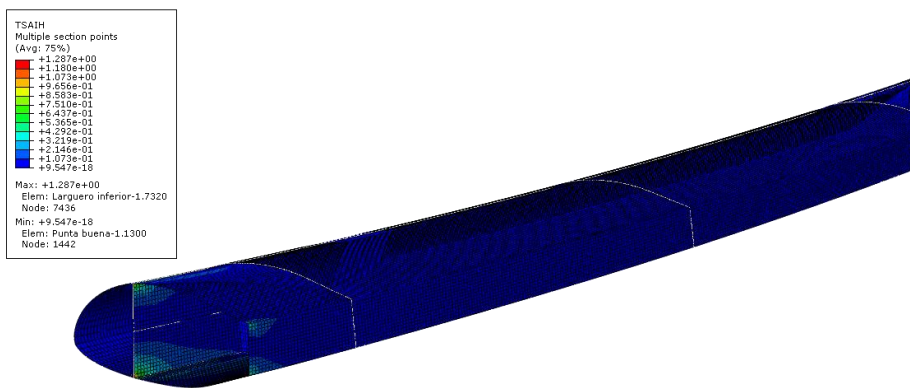


Ilustración 4-16. Parámetro de Tsai-Hill en la estructura general del ala.

Los valores del parámetro de Tsai-Hill también se han visto reducidos, aunque se mantiene con valores superiores al analizar cada una de las láminas de forma individual. El número de láminas que sufren la rotura ha disminuido aunque en ciertas zonas, este número todavía es demasiado elevado, como se refleja en la Tabla 4-6.

Tabla 4-6. Láminas de rotura en 2ª iteración de vuelo vertical. Empotramiento.

Laminado (Nomenclatura lámina)	Láminas (Orientación)
Larguero Superior (LS)	LS-4 (0), LS-8 (0), LS-12 (0), LS-13 (0), LS-17 (0), LS-21 (0)
Larguero Inferior (LI)	Todas a excepción de: LI-4 (0), LI-13 (0), LI-17 (0), LI-21(0), LI-22 (-45).
Pies de largueros (PIE)	PIE 3 (-45), PIE-7 (-45), PIE-11 (-45), PIE-14 (-45), PIE-18 (-45), PIE-22 (-45)
Revestimiento y larguero trasero (P-LP)	No rompe ninguna
Costillas (C1/2/3/4/5)	No rompe ninguna
Costilla de Cierre (P)	No rompe ninguna

Respecto a las tensiones conviene destacar que también se ha eliminado la concentración de tensiones en la costilla de cierre como era de esperar, puesto que los mayores valores se obtenían para el modo horizontal. Los valores críticos se mantienen en las mismas zonas.

Tras la segunda iteración, se ha conseguido solucionar el problema de la costilla de cierre, aunque la gran holgura que presenta Tsai-Hill en esta zona podría dar lugar a una posible reducción de las láminas para ahorrar peso en futuras iteraciones.

Por otro lado, se ha reducido el número de láminas sometidas al fallo y además, en cada uno de los se reflejan la tendencia de rotura de las láminas en orientaciones específicas, lo cual permitirá definir en las siguientes iteraciones una serie de refuerzos directamente enfocados a dichas orientaciones más débiles.

4.1.3 Tercera iteración

En esta iteración se introduce un cambio importante a la hora de plantear la solución. Como las mayores tensiones y los mayores valores obtenidos de Tsai-Hill se concentran en una pequeña sección, no parece que tenga mucho sentido sobrecargar con un mayor número de láminas aquellas zonas que no soportan esos esfuerzos tan elevados. Por ello, se ha definido una sección desde la raíz hasta la primera costilla en la que se establecerán una serie de refuerzos que permitan afrontar los mayores valores de carga de la estructura (Ilustración 4-17). Además, también se ha tratado el laminado del larguero trasero de forma independiente al del revestimiento puesto que era en dicho larguero donde se encontraban los problemas mientras que en la mayoría del revestimiento no se quebrantaba el criterio de Tsai-Hill.

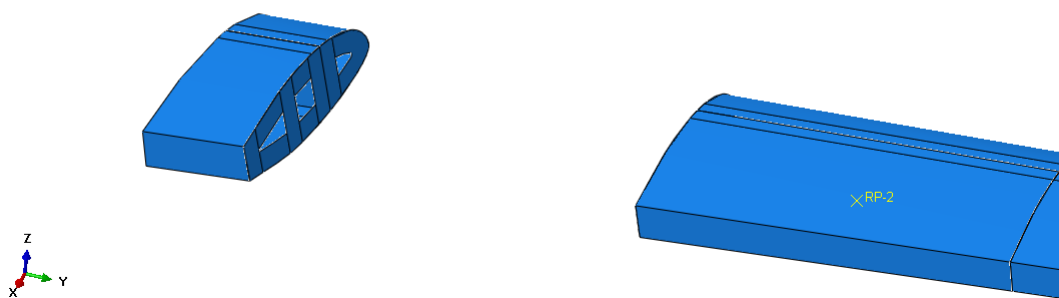


Ilustración 4-17. Detalle de la región cercana junto a la raíz a reforzar.

Se define en esta zona para establecer el cambio de espesor del laminado justo en la primera costilla para que pueda servir de apoyo a la hora de soportar posibles tensiones asociadas a este cambio

Los laminados utilizados en esta iteración han sido los siguientes:

Tabla 4-7. Secuencia de laminado en 3ª iteración. Empotramiento.

Laminado (Nomenclatura lámina)	Secuencia	Espesor (mm)
Larguero Superior Reforzado (RLS)	[-45, 0, 45, 0, -45, 0 45, 0, -45, 0, 45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0] _s	4.68
Larguero Inferior Reforzado (RI)	[-45, 90, 45, 90, -45, 0, 45, 90 45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0] _s	5.2
Pies de Largueros Reforzados (RPIE)	[-45, 45, -45, 45, -45 45, 0, -45, 0, 45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0] _s	4.42
Larguero Trasero Reforzado (T)	[45, 90, -45, 90, 45, 90 45, 0, -45, 0, 45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0] _s	3.12
Revestimiento Reforzado (R) REVISAR	[45, 0, -45, 0, 45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0] _s	4.68
Larguero Superior Restante (LS)	[0, 45, 90, -45, 0] _s	1.17
Larguero Inferior Restante (LI)	Ídem	1.17
Pies de Largueros Restante (PIE)	Ídem	1.17
Larguero Trasero Restante (RT)	Ídem	1.17
Revestimiento Restante (RevR)	Ídem	1.17
Costillas (C1/2/3/4/5)	[45, 90, -45, 0] _s	0.91
Costilla de cierre (P)	[45, 90, -45, 90, 45, 0] _s	1.56

1) Modo de vuelo horizontal

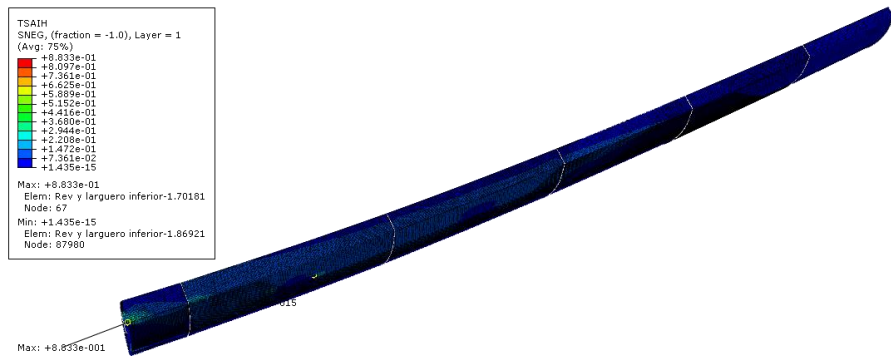


Ilustración 4-18. Parámetro de Tsai-Hill en la estructura global del ala.

Se observa que de forma general no se supera el valor límite de Tsai-Hill en ninguna región de la estructura, presentándose el máximo valor en torno a la unión con el larguero trasero. Al estudiar cada una de las láminas por separado tampoco se obtiene ninguna zona de rotura por lo que se concluye que tendríamos un diseño aceptable. Existen varias regiones que presentan una holgura considerable como la costilla de cierre o algunas láminas de los largueros, pero es preferible mantenerlo para tener un cierto margen. Los valores más cercanos al límite se alcanzan en la zona de unión al encastre del larguero trasero continuando con la tendencia de ser el punto más problemático, aunque se sigue manteniendo por debajo de la unidad.

2) Modo de vuelo vertical

Con este laminado se ha conseguido reducir el número de láminas que presentan rotura a 9 (con valores muy bajos del parámetro de Tsai-Hill), todas ellas situadas en el larguero inferior y tan sólo en este modo de vuelo vertical. Dichas láminas son:

RI-2 (90), RI-4 (90), RI-8 (90), RI-10 (90), RI-14 (90), RI-18 (90), RI-23 (18), RI-26 (90), RI-31 (90).

Debido a que el fallo se produce en una zona muy localizada de la unión con el encastre (Ilustración 4-19), se ha decidido no realizar más iteraciones puesto que la magnitud de la concentración de tensiones en esta zona puede depender de factores como la calidad de la malla empleada en el análisis o la propia modelización del encastre con una esquina de 90°.

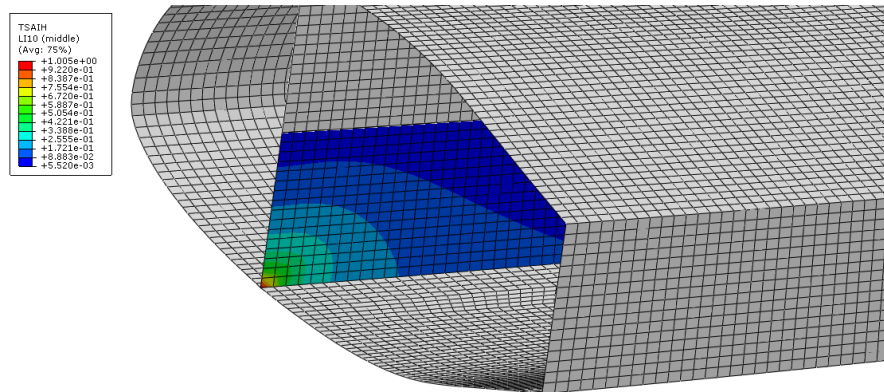


Ilustración 4-19. Lámina de Larguero Inferior con valor máximo de Tsai-Hill

Con esta disposición de los laminados que constituyen los elementos estructurales del ala los desplazamientos que se generan en ambos vuelo se muestran en la Ilustración 4-20 y 4-21:

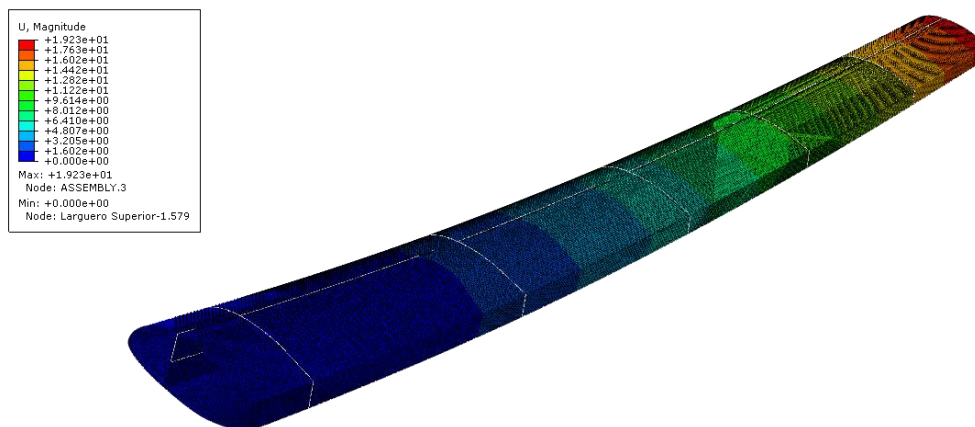


Ilustración 4-20. Desplazamientos en modo de vuelo horizontal. Empotramiento.

Como es lógico los mayores desplazamientos se obtienen en la punta del ala, y debido a la disposición de las cargas aplicadas, los valores máximos se definen en la dirección U3 (*eje z*) según el sistema de referencia global, el cual se caracteriza por presentar el *eje y* en la dirección del ala; el *eje x* en la dirección opuesta al avance de la aeronave y el *eje z* perpendicular a ambos y hacia arriba. Esta tendencia se mantiene en todos los análisis que se ha llevado a cabo, y para que sea fácilmente observable se ha utilizado un factor de escalado para representar la deformada con el valor que introduce por defecto el programa.

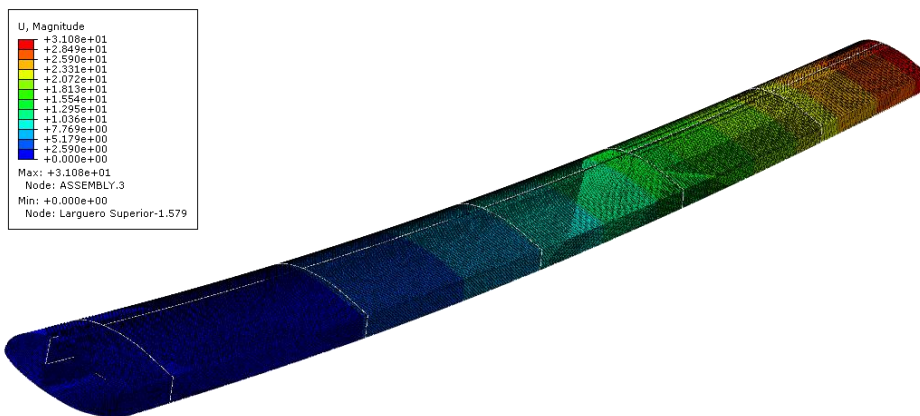


Ilustración 4-21. Desplazamientos en modo de vuelo vertical. Empotramiento.

Se observa que los desplazamientos son mayores debido a la dirección vertical de la fuerza del empuje del motor aplicada en la sección “libre” del ala y más alejada de la restricción del encastre. A pesar de este aumento, el orden de magnitud de los mismos es aceptable.

4.2 Pin-to-Pin

Para el estudio de esta conexión directamente se ha comenzado realizando la distinción entre la zona cercana a la raíz, que seguirá siendo la que más sufra y el resto de la superficie de los elementos estructurales. Como esta unión es menos restrictiva que la anterior, no se ha comenzado el estudio con la distribución de los laminados obtenidas en la última iteración, puesto que, a priori, debería resultar excesiva.

4.2.1 Primera iteración

Esta primera iteración se ha realizado con unos laminados muy similares a los que se plantearon para comenzar el estudio del empotramiento. Se presentan en la Tabla 4-8.

Tabla 4-8. Secuencia de laminado en 1ª iteración de vuelo horizontal. Pin-to-Pin.

Laminado (Nomenclatura lámina)	Secuencia	Espesor (mm)
Larguero Superior-Raíz (RLS)	[45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0] _s	2.08
Larguero Inferior-Raíz (RI)	Ídem	Ídem
Pies de Largueros-Raíz (RPIE)	Ídem	Ídem
Larguero Trasero-Raíz (T)	Ídem	Ídem
Revestimiento-Raíz (R)	Ídem	Ídem
Larguero Superior Restante (LS)	[45, 90, -45, 0] _s	1.04
Larguero Inferior Restante (LI)	Ídem	Ídem
Pies de Largueros Restante (PIE)	Ídem	Ídem
Larguero Trasero Restante (RT)	Ídem	Ídem
Revestimiento Restante (RevR)	Ídem	Ídem
Pin Superior (PS)	[45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0] _s	2.08
Pin Inferior (PI)	Ídem	Ídem
Pin Trasero (PT)	Ídem	Ídem
Costillas (C1/2/3/4/5)	[45, 90, -45, 0] _s	0.91
Costilla de cierre (P)	[0, 45, 90, -45, 0] _s	1.56

Para la costilla de cierre sí que se ha tomado como referencia la última iteración del modelo anterior en la que se podía apreciar un ligero exceso de láminas debido a la holgura que se presentaba en el parámetro de Tsai-Hill.

1) Modo de vuelo horizontal

- Tensiones

En esta primera iteración se va a presentar la distribución de tensiones a lo largo de los diferentes elementos estructurales del ala. En las siguientes iteraciones se obviará este apartado puesto dicha distribución es bastante similar, con tendencia a disminuir conforme se aumenta el número de láminas en cada una de las secciones.

Los valores máximos se han obtenido en los Pines de conexión al fuselaje debido a los concentradores de tensión generados por la presencia del orificio donde se instalará el bulón. Para representar las tensiones en esta región de los Pines, se ha utilizado el sistema de referencia cilíndrico definido para establecer de forma apropiada las condiciones de contorno (Ilustración 4-22 y 4-23).

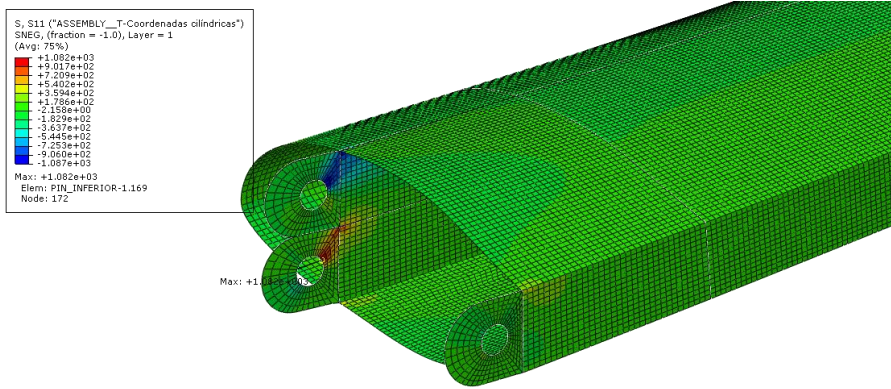


Ilustración 4-22. Zona crítica según las tensiones S_{11} (radial)

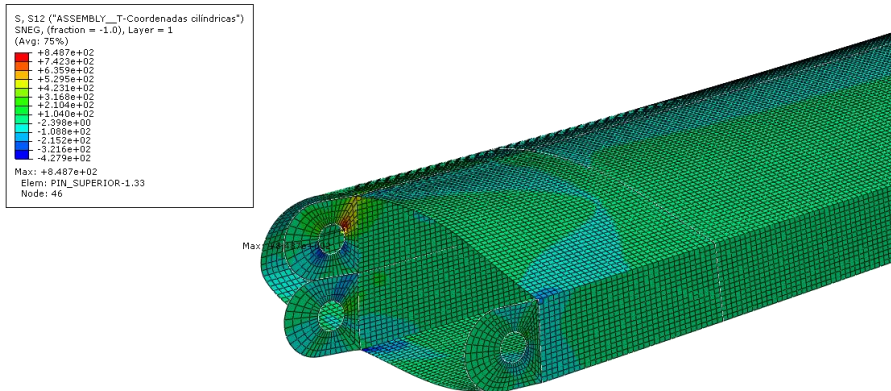


Ilustración 4-23. Zona crítica según las tensiones S_{12} (acimutal)

Se ha tomado la representación de estas dos componentes de tensiones puesto que son las que alcanzan mayores valores y por tanto, pueden suponer mayor peligro. También se ha considerado oportuno presentar en qué zona de los elementos estructurales del ala se producen estos valores máximos; para ello, se han suprimido los Pines para que no aparezcan en dicha representación (Ilustración 4-24 y 4-25). Conviene recordar que en este caso se ha empleado el sistema de referencia asociado al larguero delantero con el que se ha definido la dirección de referencia en los laminados.

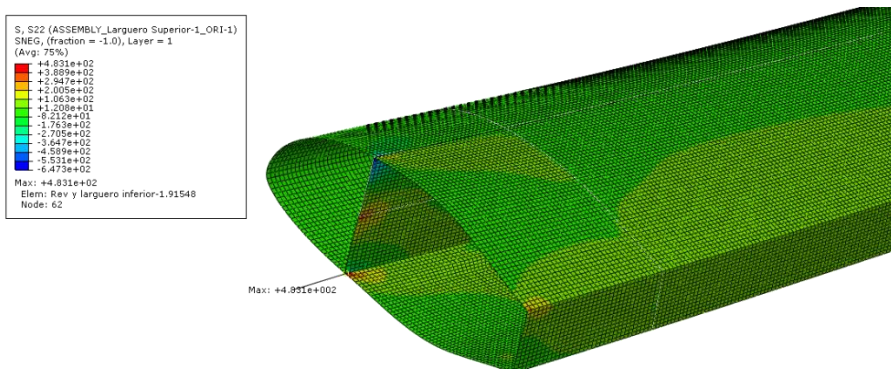


Ilustración 4-24. Zona crítica según las tensiones S_{11}

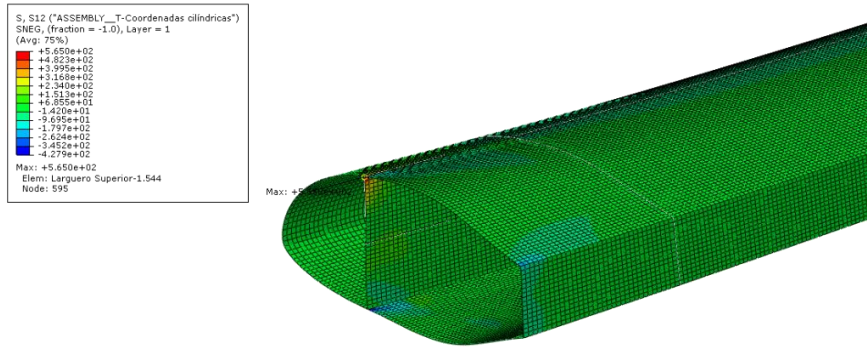


Ilustración 4-25. Zona crítica según las tensiones S_{12}

Estos valores máximos son menores que los obtenidos en el anterior modelo, lo cual también es un resultado previsible por el mismo motivo que en el caso de los desplazamientos, una menor exigencia por parte de la restricción planteada. Sin embargo, las zonas críticas donde se dan estos valores sí que se mantienen en la misma localización en torno a las uniones de los largueros con la raíz.

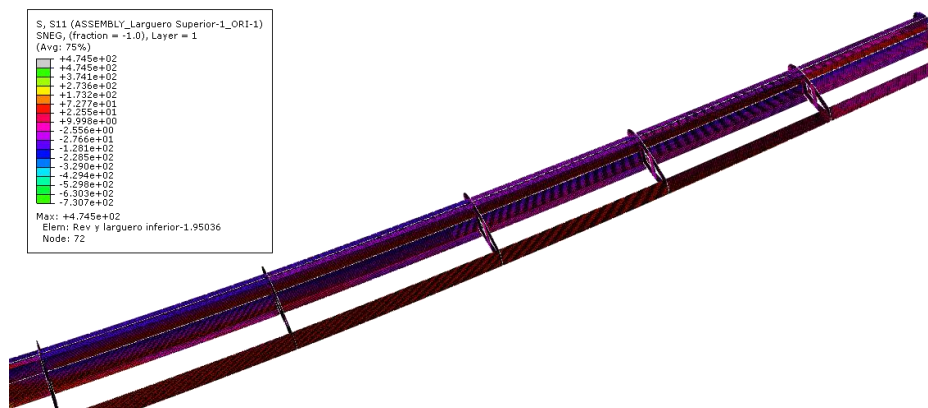


Ilustración 4-26. Distribución de tensiones S_{11} en largueros y costillas.

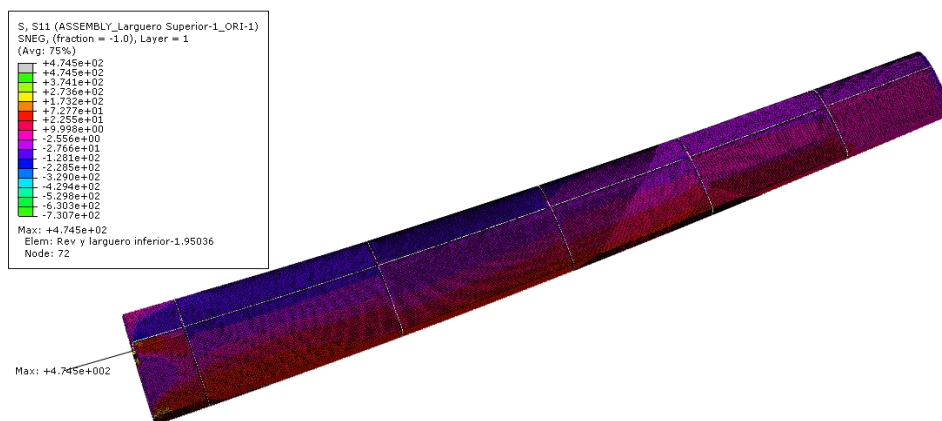


Ilustración 4-27. Distribución de tensiones S_{11} en revestimiento.

Las Ilustraciones 4-26 y 4-27 sirven para reflejar que el orden de magnitud de las tensiones que soportan las zonas centrales es bastante inferior que el de las zonas cercanas a la unión con la raíz, dando mayor validez a la idea de distinguir los laminados en función de que se encuentren en dichas regiones o no. Tan sólo se ha representado la tensión S_{11} puesto que las otras dos componentes de interés S_{12} y S_{22} toman valores bastante similares.²

- Criterio de fallo

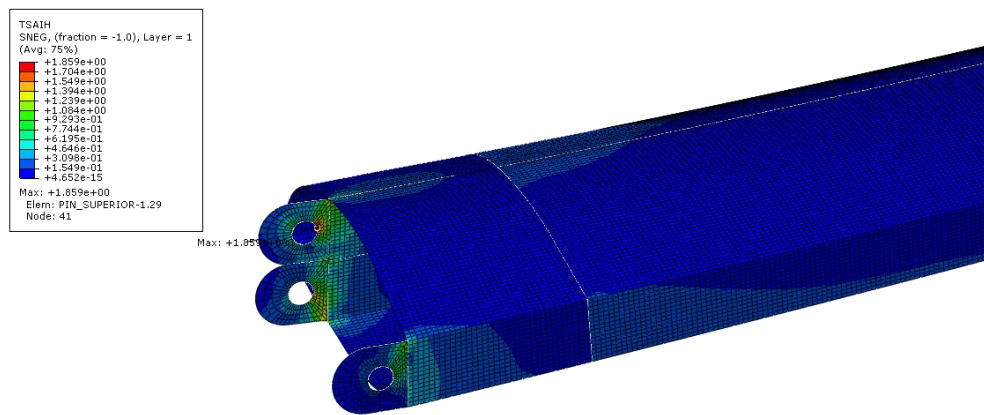


Ilustración 4-28. Parámetro de Tsai-Hill en estructura general del ala.

Los valores máximos según Tsai-Hill (Ilustración 4-28) se alcanzan en las zonas críticas coincidiendo con los máximos de tensión anteriormente calculadas. Aparte de esta zona, también se observa que en la costilla de cierre se supera este criterio de Tsai-Hill (ilustración 4.29). Dicha anomalía se concentra en una región muy pequeña, sin embargo, se tendrá en cuenta para las siguientes iteraciones.

² En el revestimiento se ha representado la parte superior (extradós); la parte inferior (intradós) predominan las tensiones positivas asociadas a tracción aunque con un orden de magnitud similar.

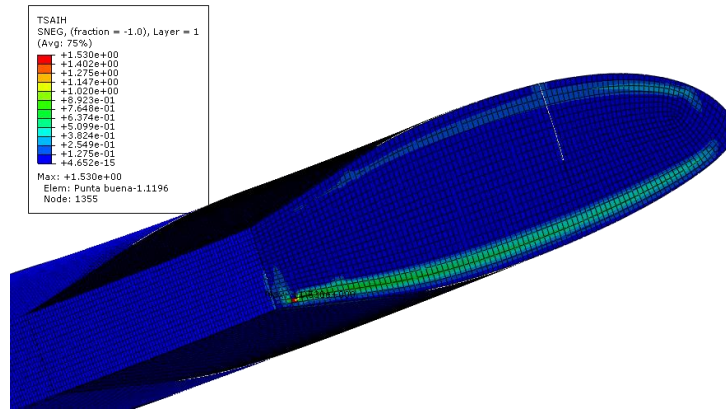


Ilustración 4-29. Parámetro de Tsai-Hill en costilla de cierre.

Al estudiar este criterio de forma individual se obtiene la rotura de las siguientes láminas:

Tabla 4-9. Láminas de rotura en 1ª iteración de vuelo horizontal. Pin-to-Pin.

Laminado (Nomenclatura lámina)	Láminas (Orientación)
Larguero Superior-Raíz (RLS)	Todas a excepción de: RLS-2 (90), RLS-6 (90), RLS-11 (90), RLS-15 (90)
Larguero Inferior-Raíz (RI)	RI-2 (90), RI-3 (-45), RI-6 (90), RI-7 (-45), RI-10 (-45), RI-11 (90), RI-12 (45), RI-14 (-45), RI-15 (90), RI-16 (45)
Pies de Largueros-Raíz (RPIE)	RPIE-3 (-45), RPIE-4 (0), RPIE-7 (-45), RPIE-10 (-45), RPIE-14 (-45)
Larguero Trasero-Raíz (T)	No rompe ninguna
Revestimiento-Raíz (R)	No rompe ninguna
Larguero Superior Restante (LS)	No rompe ninguna
Larguero Inferior Restante (LI)	Ídem
Pies de Largueros Restante (PIE)	Ídem
Larguero Trasero Restante (RT)	Ídem
Revestimiento Restante (RevR)	Ídem
Pin Superior (PS)	Todas
Pin Inferior (PI)	Todas
Pin Trasero (PT)	PT-1 (45), PT-2 (90), PT-6 (90), PT-14 (-45), PT-15 (90)
Costillas (C1/2/3/4/5)	No rompe ninguna
Costilla de cierre (P)	P-1 (0), P-2 (45)

2) Modo de vuelo vertical

- Tensiones

Se va a presentar lo mismo que se ha tratado para el caso de vuelo horizontal (Ilustración 4-30 y 4-31).

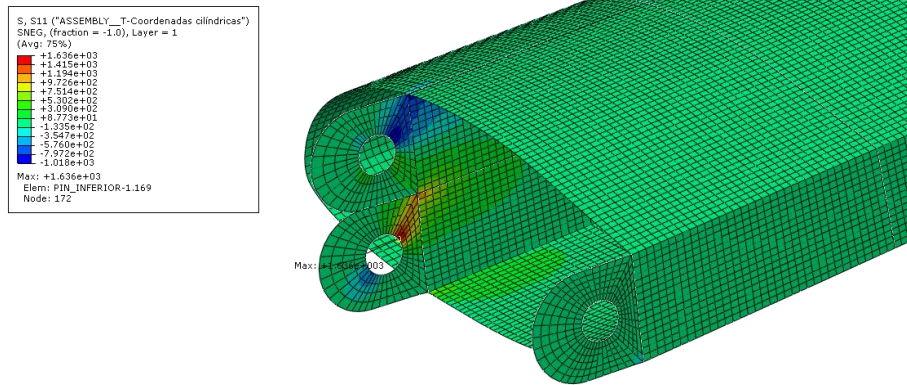


Ilustración 4-30. Zonas críticas según tensiones S_{11} (radial)

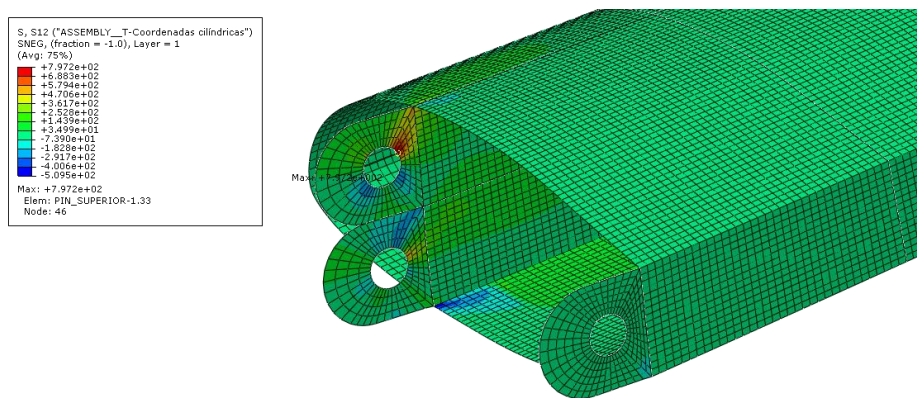


Ilustración 4-31. Zonas críticas según tensiones S_{12} (acimutal)

Las tensiones máximas se vuelven a alcanzar en los Pines de conexión en el entorno de los orificios para el bulón. En el caso de S_{11} llama la atención el predominio de tensión de compresión en el pin superior y el de tensión de tracción en el inferior, ambos con el mismo orden de magnitud.

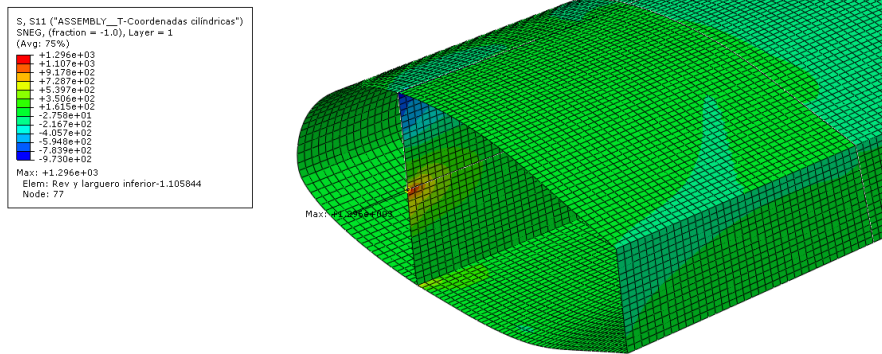


Ilustración 4-32. Zonas críticas según tensiones S_{11}

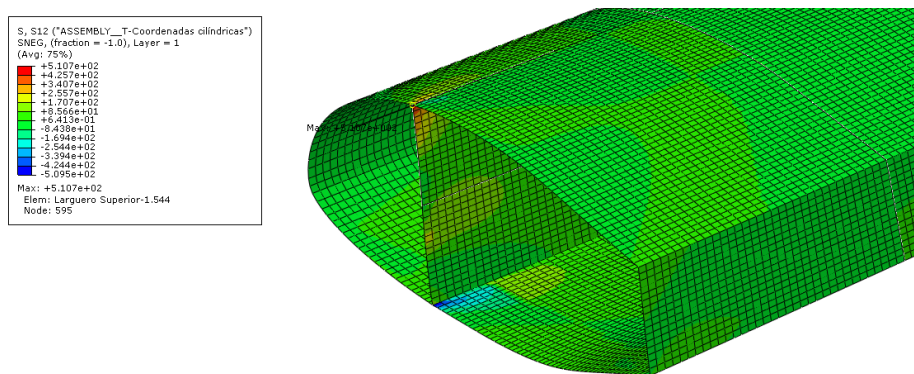


Ilustración 4-33. Zonas críticas según tensiones S_{12}

Se mantienen los valores más altos en las mismas zonas críticas de unión (Ilustración 4-32 y 4-33), con la diferencia de que en este caso dichos valores son superiores a los que se alcanzaban en el vuelo horizontal, sobre todo en la conexión del larguero inferior, por lo que presumiblemente, el laminado en dicho larguero inferior estará marcado por las exigencias de este modo de vuelo. Lo mismo ocurre en el caso del larguero superior, aunque la tensión en este caso es de compresión.

Los valores de tensión en las regiones centrales de la estructura no se presentan en este caso puesto que aparecen valores muy similares a los del vuelo horizontal.

- Criterio de fallo

El parámetro de Tsai-Hill aumenta su valor respecto al vuelo horizontal debido en parte a ese ligero aumento de las tensiones máximas que se ha presentado anteriormente (Ilustración 4-34). Por otro lado, hay que destacar que en este caso desaparece esa pequeña región conflictiva de la costilla de cierre que destacaba en el vuelo horizontal, por lo que se deduce que el laminado de dicha costilla estará fundamentalmente condicionado por el modo de vuelo horizontal.

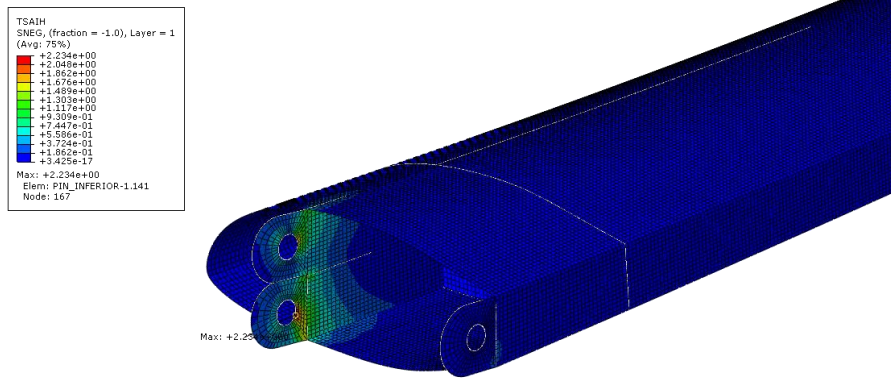


Ilustración 4-34. Parámetro de Tsai-Hill en estructura general del ala.

Las láminas que presentan rotura son las siguientes:

Tabla 4-10. Láminas de rotura en 1º iteración en vuelo vertical. Pin-to-Pin.

Laminado (Nomenclatura lámina)	Láminas (Orientación)
Larguero Superior-Raíz (RLS)	Todas
Larguero Inferior-Raíz (RI)	Todas
Pies de Largueros-Raíz (RPIE)	RPIE-3 (-45), RPIE-7 (-45), RPIE-10 (-45), RPIE-14 (-45)
Larguero Trasero-Raíz (T)	No rompe ninguna
Revestimiento-Raíz (R)	No rompe ninguna
Larguero Superior Restante (LS)	No rompe ninguna
Larguero Inferior Restante (LI)	Ídem
Pies de Largueros Restante (PIE)	Ídem
Larguero Trasero Restante (RT)	Ídem
Revestimiento Restante (RevR)	Ídem
Pin Superior (PS)	Todas
Pin Inferior (PI)	Todas
Pin Trasero (PT)	No rompe ninguna.
Costillas (C1/2/3/4/5)	No rompe ninguna
Costilla de cierre (P)	Ídem

Ante los resultados obtenidos en ambos modos de vuelo queda claro que los partes que más sufren son los Pines de conexión. Sin embargo, la razón fundamental de introducir estos Pines se debía a tener una mayor facilidad para modelar el contacto Pin-to-pin para conocer el comportamiento de los elementos estructurales que conforman el ala. Por ello, en las siguientes iteraciones el trabajo se

centrará en conseguir reducir el número de rotura en láminas pertenecientes a dichos elementos estructurales del ala (larguero delantero y trasero, revestimiento y costillas), sin prestar especial atención a los Pines de conexión ya que, para conseguir una optimización de los mismos sería necesario un estudio detallado y especialmente focalizado a estos elementos, lo cual se escapa del objetivo de este proyecto. Sin embargo, se irán actualizando los laminados de cada uno de estos Pines según el elemento estructural al que se encuentran unido, simplemente para establecer una referencia para la elaboración de un posible estudio detallado futuro de estas conexiones.

4.2.2 Segunda iteración

En esta segunda iteración se reforzarán los laminados del larguero delantero, tanto la parte superior e inferior como los pies del mismo (se actuará consecuentemente con los Pines a los que están conectados) y de la costilla de cierre. Por otro lado, se descargará el lamiendo del larguero trasero puesto que se ha observado bastante holgura en el parámetro de Tsai-Hill respecto al valor límite.

Tabla 4-11. Secuencia de laminado de 2ª iteración. Pin-to-Pin.

Laminado (Nomenclatura lámina)	Secuencia	Espesor (mm)
Larguero Superior-Raíz (RLS)	[45, 0, -45, 45, 90, -45, 0 45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0] _s	3.9
Larguero Inferior-Raíz (RI)	[45, 90, -45, 45, 0, -45, 90 45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0] _s	3.9
Pies de Largueros-Raíz (RPIE)	[-45 45 -45 45 -45 45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0] _s	3.38
Larguero Trasero-Raíz (T)	[-45, 45, 0, 45, 90, -45, 0] _s	1.69
Revestimiento-Raíz (R)	[45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0] _s	2.08
Larguero Superior Restante (LS)	[45, 90, -45, 0] _s	1.04
Larguero Inferior Restante (LI)	Ídem	Ídem
Pies de Largueros Restante (PIE)	Ídem	Ídem
Larguero Trasero Restante (RT)	Ídem	Ídem
Revestimiento Restante (RevR)	Ídem	Ídem
Pin Superior (PS)	[45, 0, -45, 45, 90, -45, 0 45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0] _s	3.9
Pin Inferior (PI)	[45, 90, -45, 45, 0, -45, 90 45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0] _s	3.9
Pin Trasero (PT)	[45, 90, 45, 90, -45, 90 45, 90, -45, 0, 45, 90, -45, 0] _s	3.64
Costillas (C1/2/3/4/5)	[45, 90, -45, 0] _s	0.91
Costilla de cierre (P)	[45, 0, 45 0, 45, 90, -45, 0] _s	1.95

Tras esta iteración cabe destacar que se ha conseguido que el parámetro de Tsai-Hill no supere el valor unidad en ninguna de las láminas que constituyen los largueros, cotillas o revestimiento, por lo que será la disposición final que se tome.

Cabe destacar que para el modo de vuelo horizontal también se ha conseguido eliminar la rotura de todos los pines de conexión, mientras que en el modo vertical, tan sólo se ha conseguido eliminar para el Pin trasero y el delantero superior. En el Pin delantero inferior se han obtenido las siguientes láminas de rotura:

PI-2, PI-4, PI-6, PI-10, PI-15, PI-17, PI-21, PI-26, PI-30, PI-32, PI-37

Todas estas láminas toman la orientación 90°. El hecho de que rompan todas las láminas en una única dirección y que la zona de rotura sea tan reducida puede indicar la presencia de una concentración de tensiones, la cual, como ya se ha explicado con la unión empotrada, puede que no esté reflejando la realidad.

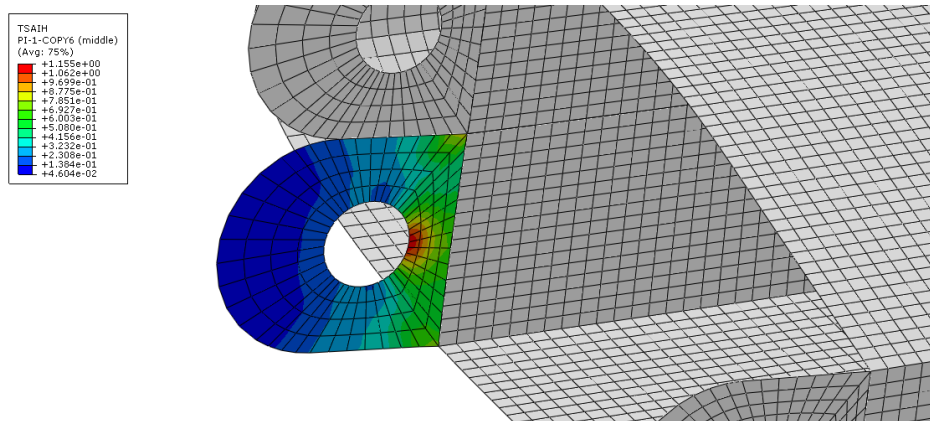


Ilustración 4-35. Detalle del valor de Tsai-Hill en lámina del Pin Inferior

Así, con el laminado seleccionado los desplazamientos que se obtendrían para ambos modos de vuelo se presentan en la Ilustración 4-36 y 4-37.

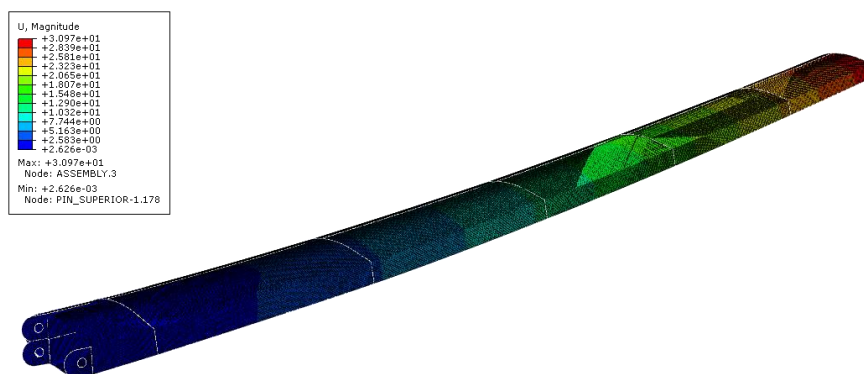


Ilustración 4-36. Desplazamientos modo de vuelo horizontal. Pin-to-Pin.

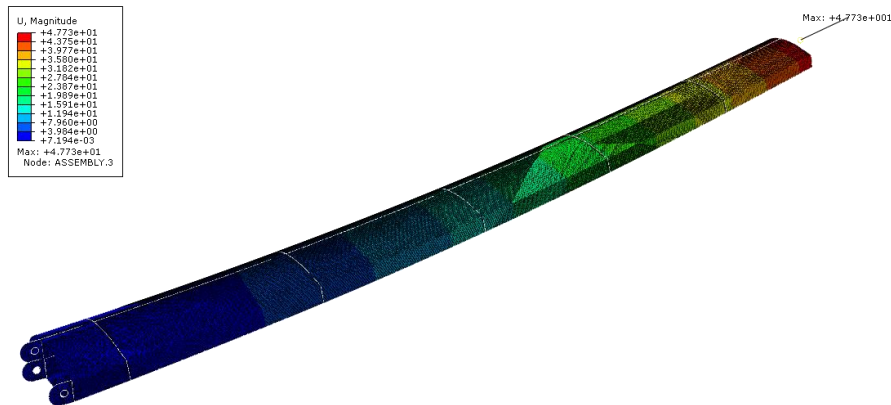


Ilustración 4-37. Desplazamientos modo de vuelo vertical. Pin-to-Pin.

Al igual que en la unión empotrada, los desplazamientos aumentan su valor en el modo de vuelo vertical debido a la disposición de las cargas.

4.3 Estudio preliminar del pandeo.

Una vez definidos los laminados que constituyen cada uno de los elementos estructurales del ala, se va a realizar un estudio preliminar del pandeo para corroborar que en ninguno de los casos se alcanzan valores críticos de carga, dando lugar a un estado de inestabilidad estructural y a la reducción drástica de su rigidez. Para ello se ha empleado la predicción de carga crítica basada en el método de los autovalores, el cual está implementado en Abaqus.

En cada uno de los casos se van a determinar los 5 primeros modos de pandeo. Para ello, se mantiene la restricción en la raíz, ya sea la asociada al empotramiento o a la unión Pin-to-pin y se establece una fuerza de valor unidad aplicada en el motor que modela la fuerza de perturbación para que los valores de los autovalores que identifican cada uno de los modos de pandeo, coincidan directamente con los valores de carga crítica que se están buscando.

El valor que resulta interesante será el mínimo autovalor de todos los que encuentre el programa puesto que marca el límite de carga (carga crítica) que la estructura puede asumir sin incurrir en el fenómeno del pandeo (situación representada en las Ilustraciones 4-38 y 4-39). Además, tan sólo interesa tomar los autovalores positivos puesto que los negativos indican el modo de pandeo en cuestión pero con la carga aplicada en sentido opuesto, lo cual no tiene sentido en la operación normal de la aeronave.

Tabla 4-12. Valores de carga crítica.

Modelo	Carga crítica (N)
Unión machihembrada	919.63
Unión Pin-to-Pin	662.66

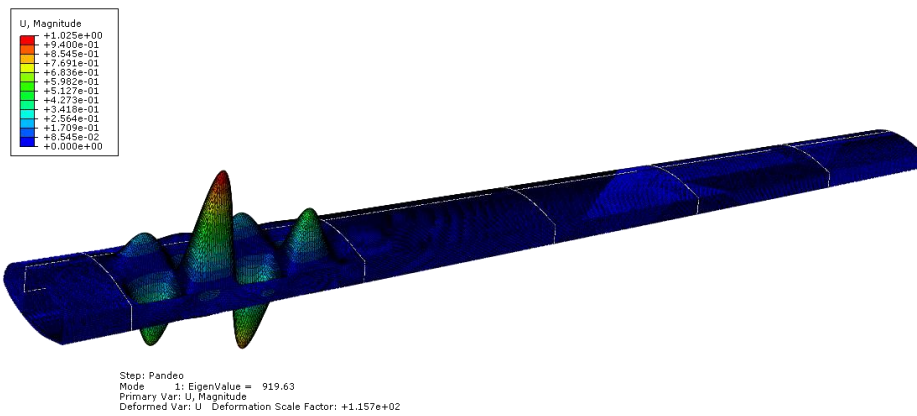


Ilustración 4-38. Primer modo de pandeo para el modelo con unión empotrada.

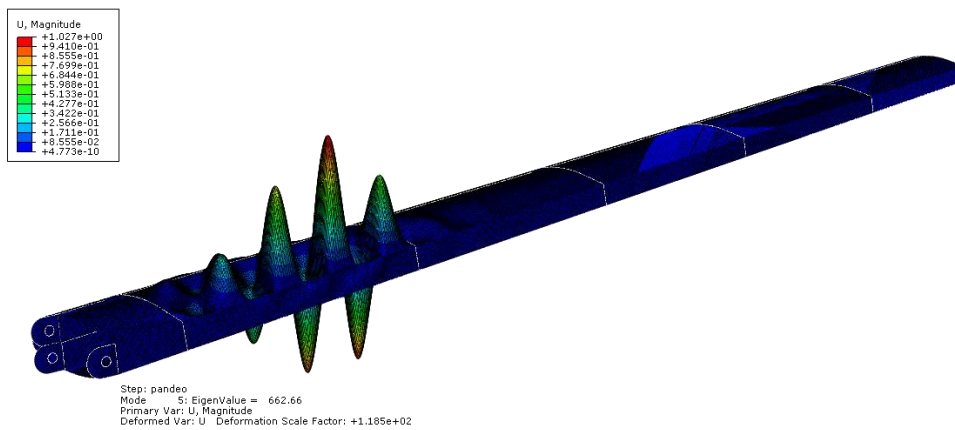


Ilustración 4-39. Primer modo de pandeo para el modelo con unión Pin-to-Pin

En ambos casos la carga crítica es superior a las cargas que se definen sobre el ala; y además, en el modo asociado a esta carga crítica sólo se presentaría un pandeo local en la placa donde se han situado los convertidores de DC/AC.

5 CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

5.1 Comparación de modelos

Una vez se han obtenido todos los resultados, se pueden establecer algunas conclusiones que comparen ambos modelos. Antes de continuar es conveniente resaltar que la línea de desarrollo oficial del proyecto EMERGENTIA se basa en la unión de tipo machihembrado que se ha modelado como un empotramiento. Por ello, los resultados asociados a este modelo introducidos anteriormente serán los que presenten mayor interés para la dirección del proyecto. La unión Pin-to-Pin es una alternativa por la que se ha optado libremente para ofrecer otras vías de desarrollo estructural diferentes a la dirección del proyecto.

Uno de los aspectos que puede ser diferencial a la hora de elegir una de las dos opciones es el peso de la estructura del ala. En la Tabla 5-1 se presentan dichos pesos, sin tener en cuenta el peso del motor o de los elementos internos que se ha decidido introducir en el interior del ala.

Tabla 5-1. Peso estructural

Modelo	Peso (kg)
Unión machihembrada	0.815
Unión Pin-to-Pin	0.7094

Hay que tener en cuenta que esta comparación no es especialmente fiable puesto que en el modelo Pin-to-Pin se están considerando los Pines de conexión que, además, son las partes de la estructura que aglutinan un mayor número de láminas; mientras que en el caso del machihembrado no se está considerando la prolongación del larguero que se ha de introducir en el interior del fuselaje para quedar fijo. Incluso con este hecho, la unión Pin-to-Pin consigue un menor peso estructural del ala, característica que se puede presentar como una de las principales ventajas que ostenta esta configuración.

Respecto a los resultados obtenidos, el modelo Pin-to-Pin presenta valores de desplazamiento mayores debido a la menor exigencia de la restricción que impone. Es posible que sea necesario tenerlo en cuenta a la hora de establecer la fijación del motor al ala puesto que los elementos de conexión deberán estar preparados para permitir mayor movilidad; además de que la fatiga suele incrementarse conforme aumenta la intensidad de los desplazamientos. Este aspecto también puede afectar al comportamiento ante impacto puesto que este puede provocar determinados desplazamientos de la estructura no admitidos por la unión más restrictiva, provocando la rotura en algún punto de la zona de unión.

Por otro lado, los valores de tensión máximos generados en el modelo Pin-to-Pin son menores que en el caso del machihembrado, lo cual ha derivado en la necesidad de un menor número de láminas en los elementos estructurales fundamentales del ala, con el consecuente ahorro de peso y coste. Sin embargo, habría que prestar especial atención a la generación de concentración de tensiones en el entorno de los orificios de paso del bulón.

Puesto que se pretende realizar un prototipo del ala a escala para probarla en el túnel del viento, también será interesante tener en cuenta la complejidad estructural de cada uno de los diseños y la facilidad para poder modelarla correctamente con el soporte que ofrece dicho túnel. En este sentido parece que la unión machihembrada presenta ventaja debido a la dificultad que presenta la geometría de los herrajes, los puntos de conexión al fuselaje, etc. Además, como se ha presentado anteriormente, el éxito de la unión machihembrada ya ha sido probado en proyectos similares en esta escuela, como en el caso del proyecto Céfire.

5.2 Línea futura de trabajo

Continuando con uno de los componentes fundamentales de este trabajo, se propone prolongar el estudio e investigación del comportamiento de los materiales compuestos en este tipo de estructuras aeronáuticas, aplicando dichos conocimientos a la evolución del diseño de esta aeronave tilt-rotor.

En concreto, sería conveniente realizar un estudio en detalle de los dos tipos de uniones presentadas puesto que son los puntos más peligrosos y susceptibles de rotura o inicio de daño debido a la magnitud que alcanzan las tensiones en las proximidades de las mismas. Pero no sólo es necesario prestar atención a estas zonas críticas, sino que también es necesario tener en cuenta las uniones de las diferentes secciones del ala, ya sean uniones mecánicas, adhesivos o de cualquier tipo. Este tipo de conexiones no se pueden tratar de la misma forma que cuando se trata de elementos metálicos, puesto que los materiales compuestos son frágiles y necesitan un tratamiento adecuado para que no pierdan toda esa gran capacidad de resistencia. Además, estos materiales compuestos tienen muy poca capacidad para redistribuir las cargas debido a esa falta de deformación plástica (que sí se presenta en los metales), provocando concentraciones de tensión en las zonas en las que se produce dicha unión (Ilustración 5-1 y 5-2). En definitiva, los fallos en las uniones de materiales compuestos se generan a partir de la combinación de una serie de factores difíciles de cuantificar con exactitud y que por tanto, requieren de modelos específicos y detallados y de la realización de diferentes pruebas para garantizar la seguridad.

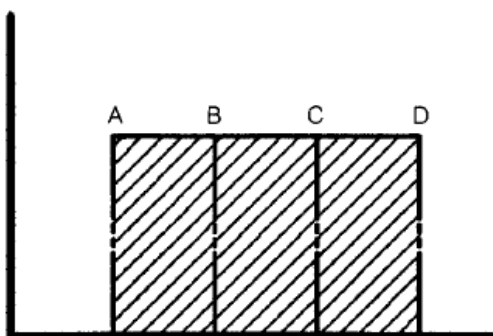
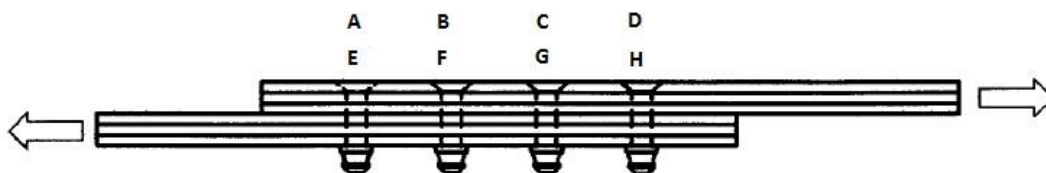


Ilustración 5-2. Distribución de tensiones en metales del ejemplo anterior [10]

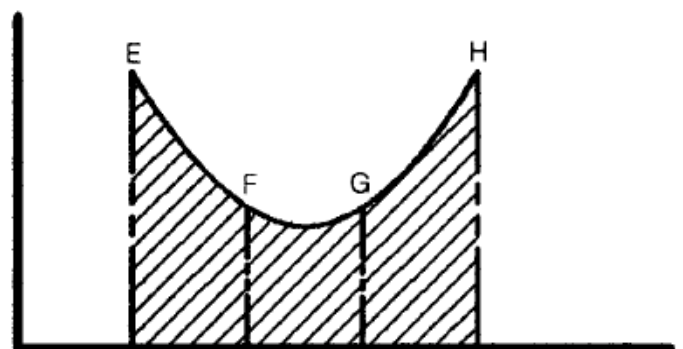


Ilustración 5-1. Distribución de tensiones en material compuesto del ejemplo anterior [10]

Otro aspecto al que se recomienda dedicar especial atención es a la resistencia al impacto de los materiales compuestos. A pesar de que son una gran elección para soportar impactos de gran magnitud (como su implementación en las protecciones de los coches de fórmula 1) puesto que absorben una gran energía, no resultan apropiados para este fin en las estructuras aeronáuticas debido a la forma que tiene de absorber dicha energía de impacto. Esta energía se utiliza para la generación de nuevas superficies, para lo cual se necesita la rotura de las fibras (cuanto menor tamaño de fibra, aumenta el número posible de nuevas superficies y por consiguiente la capacidad de absorber energía), desembocando en diferentes posibilidades de fallo, siendo la delaminación el más habitual. Por este motivo, se plantean diferentes posibilidades como reforzar las zonas susceptibles de impacto con elementos metálicos, en los que la energía de impacto se invierte en la deformación plástica del material, o bien simplemente mediante la actuación de las matrices metálicas o plásticas. Un ejemplo muy interesante del desarrollo de nuevos mecanismos para mejorar el comportamiento de los materiales compuestos ante impacto se presenta en el Universidad Politécnica de Madrid, donde un grupo de investigadores han desarrollado nuevas tecnologías de fabricación de materiales compuestos en combinación con capas viscoelásticas para mejorar la resistencia del casco de embarcaciones de alta velocidad (Se puede ampliar la información en [24]). A pesar de que las aeronaves no estén sometidas a una magnitud de impacto tan elevada con esta frecuencia, el desarrollo de este tipo de tecnologías que permitan potenciar esta característica de los materiales compuestos podría ser muy útil para la extensión de la aplicación de los materiales compuestos en el sector aeroespacial.

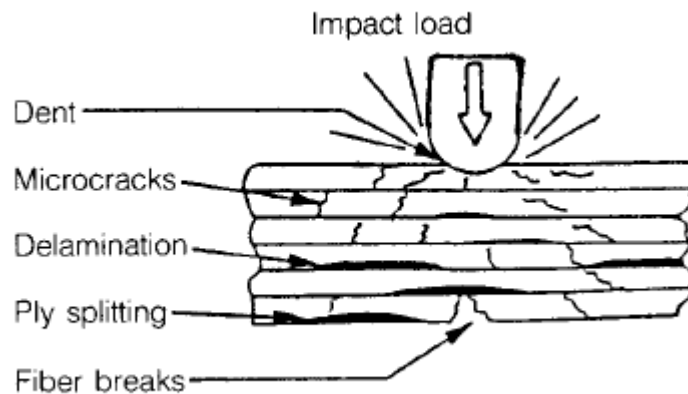


Ilustración 5-3. Posibles fallos provocados por impacto. [10]

Referencias

- [1] «General Drones,» <https://generaldrones.net/>. [Último acceso: Julio 2019].
- [2] R. C. A. y M. , «Drones for Disaster Response and Relief Operations,» Abril, 2015.
- [3] «argodesign,» <https://www.argodesign.com/work/drone-ambulance-argodesign.html>.
- [4] «Rotor Nation,» <http://rotornation.com/tiltrotor-aircraft/>. [Último acceso: Julio 2019].
- [5] «Stargazer,» <http://stargazer2006.online.fr/unmanned/pages/eagleeye1.htm>. [Último acceso: Agosto 2019].
- [6] «Helis,» <https://www.helis.com/types/tiltrotor.php>. [Último acceso: Julio 2019].
- [7] T. Megson, Aircraft Structures for Engineering students, Third edition ed., Butterworth-Heinemann, 1999, pp. 211-232.
- [8] D. Gay, S. V.Hoa y S. W.Tsai, Composite Materials, Design and Applications, 4 ed., CRC PRESS, 2003.
- [9] M. C.-Y. Niu, Airframe Structural Design, Second ed., Hong Kong Conmilit Press Ltd, 1988, pp. 90-117; 247-302; 492-537.
- [10] M. C.-Y. Niu, Composite Airframe Structures, First ed., Conmilit Press Ltd, 1992, pp. 285-356; 383-452 .
- [11] P. A. Española, «Armonización de las Actividades en Materiales Compuestos para Aeronáutica y Espacio en España,» 2010.
- [12] R. Bielawski, «Composites materials in military aviation and selected problems with implementation,» *Review of the Air Force Academy*, nº 33, p. 12, 2017.
- [13] C. Red, «The outlook for unmanned aircraft,» *Composites World*, Abril 2009.
- [14] «Titania,» http://titania.aero/titania-participa-en-un-nuevo-proyecto-de-i-d-de-fabricacion-en-materiales-compuestos-financiado-por-el-cta_aa253.html. [Último acceso: Agosto 2019].
- [15] «CT Ingenieros,» <http://www.ctingenieros.es/index.php/evento/ct-ingenieros-titania-y-eurecat-inician-un-proyecto-de-i-d-para-aumentar-y-optimizar-la-fabricacin-de-materiales-compuestos/158>. [Último acceso: Agosto 2019].

- [16] P. Garre y G. Venkata Arjun, «Modeling and analysis of a RIBS and Spar of An Airplane Wing for Bending and Shear Loads,» *International Journal for Research in Applied Science and Engineering Technology (IJRASET)*, vol. 5, nº 2, Febrero 2017.
- [17] «Aircraft Systems,» <https://www.aircraftsystemstech.com/p/wings-wing-configurations-wings-are.html>. [Último acceso: Julio 2019].
- [18] S. E. Roncero, «Proyecto EMERGENTIA,» http://aero.us.es/sesteban/pages/EMERGENTIA_publications.htm. [Último acceso: Mayo 2019].
- [19] M. P. Herrero, *Trabajo de Fin de Grado: "Estudio numérico preliminar de la estructura en material compuesto para una aeronave tilt-rótor"*, Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Sevilla, 2016.
- [20] S. E. Roncero, *Memoria científico-técnica del proyecto: "Desarrollo de una Aeronave Convertible No-Tripulada para Despliegue Rápido y Eficiente en Situaciones de Emergencia"*, 2016.
- [21] R. G. McSwain, L. J. Glaab y C. R. Theodore, *Greased Lightning (GL-10) Performance Flight Research - Flight Data Report*, Langley Research Center Hampton, Virginia, 2017.
- [22] «Performance Composites,» http://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties_2.asp. [Último acceso: Abril 2019].
- [23] I. H. Abbott y A. E. Von Doenhoff, *Theory of Wing sections*, Primera ed., Dover publications, Inc., p. 27.
- [24] «Universidad politécnica de Madrid,» http://www.upm.es/Investigacion?fmt=detail&prefmt=articulo&id=3b34ac3a0aa06610VgnVCM10000009c7648a_____. [Último acceso: Agosto 2019].
- [27] D. P. Alcaraz, *Trabajo de Fin de Grado: "Diseño estructural y construcción de un avión no tripulado: El Proyecto Céfito"*, Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Sevilla.
- [28] *Dassault Systèmes, Abaqus Documentation 6.13, 2013.*
- [29] https://ocw.tudelft.nl/wp-content/uploads/AE1102_Structures_Slides_4.pdf. [Último acceso: Agosto 2019].
- [30] «Flight Data Systems,» <https://www.flightdata.aero/rpas-fleet/airrobot-ar180>. [Último acceso: Julio 2019].