



**ANÁLISIS MEDIANTE
ELEMENTOS FINITOS DE UNIONES
ADHESIVAS EN MATERIALES METÁLICOS
Y COMPUESTOS**

Autor

Neus Baltasar Pérez

Director

Eugenio Giner Maravilla

Co-Director

Juan José Tudela Fernández

Universidad Politécnica de Valencia
Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Valencia, Septiembre de 2016

ANÁLISIS MEDIANTE ELEMENTOS FINITOS DE UNIONES
ADHESIVAS EN MATERIALES METÁLICOS Y
COMPUESTOS

Neus Baltasar Pérez

Universidad Politécnica de Valencia
Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Septiembre de 2016

Resumen

En la industria aeronáutica es muy importante el uso de materiales compuestos que realizan funciones estructurales. Como es lógico, no existe una estructura entera fabricada en una sola pieza de fibra de carbono, por lo que entra en juego la necesidad de unir distintas placas y piezas entre materiales de distinta naturaleza (metálicos y compuestos). En este punto destacan las uniones adhesivas frente a las uniones mecánicas, ya que éstas suponen menos peso de la estructura y menos corrosión, entre otras ventajas. Sin embargo, estas uniones son difíciles de estudiar, ya que los mecanismos de fallo presentes en estas uniones son muy complejos, y los adhesivos y adherentes muy variados. No existe un criterio de fallo universalmente válido para predecir la rotura.

En este documento se van a tratar los métodos de análisis y el comportamiento mecánico de en concreto tres tipos de uniones, la unión de simple solape, unión de doble solape y unión escalonada. El objetivo principal consiste en determinar cuál de las tres uniones funciona mejor y es más resistente. Además se estudiarán dos metodologías distintas para implementar estos análisis con el código de elementos finitos en el software Abaqus.

Los resultados obtenidos confirman que ambos métodos son válidos y devuelven resultados muy similares entre sí. En cuanto al tipo de unión, se ha demostrado que la unión escalonada es la más fuerte y la que mejor resiste los esfuerzos aplicados.

Agradecimientos

En primer lugar, me gustaría agradecer al profesor Eugenio Giner Maravilla, por asumir la dirección de este trabajo, por la oportunidad de trabajar con él y la ayuda y los conocimientos recibidos, los consejos y los ánimos.

Agradecer también a Juan José Tudela Fernández, por la ayuda con el software Abaqus y la paciencia.

A mi familia, que siempre me ha apoyado en todo, pilar fundamental y ayuda sin la cual no hubiese llegado hasta este momento, ayudándome a la vez a crecer y ser independiente, y a conseguir las cosas por mí misma.

A toda la gente que he conocido durante los mejores cuatro años de mi vida, mis compañeros y amigos de clase, mis chicas, *incestidumbre*, Simón. Porque nadie mejor que un amigo que sufre y disfruta contigo, y está a tu lado día a día, entiende lo que es esto. Y para que dure toda la vida.

Para finalizar, agradecer a la escuela y a la universidad en general la oportunidad que nos dan de conocer mundo, las ayudas para los Erasmus. Me llevo la mejor experiencia de mi vida.

“El valor d’una educació universitària no es l’aprenentatge de moltes dades, sino l’entrenament de la ment per a pensar”,

Albert Einstein

Índice general

Índice general	I
Índice de figuras	III
Índice de tablas	VII
Nomenclatura	IX
1. Introducción	1
1.1. Motivación y estado actual	1
1.1.1. Materiales compuestos en el sector aeroespacial	2
1.1.2. Uniones	3
1.2. Objetivos	5
1.3. Organización de la memoria	5
2. Uniones Solapadas	7
2.1. Introducción	7
2.2. Tipos de uniones	7
2.2.1. Uniones para cargas medias-bajas	8
2.2.2. Uniones para cargas medias-altas	8
2.2.3. Tipos de sollicitación de la unión	9
2.2.4. Influencia de parámetros en la resistencia de la unión	10
2.3. Adhesivos	11
2.3.1. Principios para el diseño del adhesivo en las uniones solapadas	12
2.3.2. Propiedades tensión-deformación del adhesivo	13
2.3.3. Tipos de fallos de la unión	15
2.4. LEFM en adhesivos y materiales compuestos	16
2.4.1. Bases de la mecánica de la fractura	16
2.4.2. Enfoque energético de la mecánica de la fractura	17
2.4.3. Modos de fractura	18
2.5. Modelos de uniones por adhesivo	25
2.5.1. Modelo de solape simple	25
2.5.2. Modelo de solape doble	26
2.5.3. Modelo de unión escalonada	28
2.6. Estudio de la fractura en uniones por métodos numéricos	28
3. Modelos de Zona Cohesiva	31
3.1. Introducción	31
3.2. Modo puro de carga	32
3.3. Modo mixto de carga	33
3.4. Implementación numérica de CZM	34
3.5. La ecuación constitutiva	35
3.6. Modelos de zona cohesiva en el código de elementos finitos	37
3.6.1. Tensión máxima del elemento cohesivo	37
3.6.2. Rigidez de las superficies cohesivas	38
3.6.3. Longitud de la zona cohesiva	38

4. Simulación de CZM en Abaqus	41
4.1. Introducción	41
4.2. Definición del comportamiento cohesivo	42
4.2.1. Comportamiento previo al daño	42
4.2.2. Criterio de inicio del daño	43
4.2.3. Evolución del daño	45
4.3. Simulación CZM con superficies cohesivas	46
4.3.1. Creación del modelo de elementos finitos	47
4.3.2. Mallado del modelo	49
4.3.3. Definición de la zona cohesiva	50
4.3.4. Aplicación de condiciones de contorno y cargas	51
4.3.5. Análisis	52
4.3.6. Visualización de los resultados	52
4.4. Simulación CZM con elementos cohesivos	53
4.4.1. Creación del modelo de elementos finitos	53
4.4.2. Mallado del modelo	54
4.4.3. Apliación de condiciones de contorno y cargas	55
4.4.4. Análisis	55
4.4.5. Visualización de los resultados	55
5. Ejemplos resueltos en Abaqus	57
5.1. Introducción	57
5.2. Comparación de metodologías de estudio de CZM para solape simple	57
5.2.1. Tensiones de Von Mises y de cortante al final de la simulación	58
5.2.2. 25 % del criterio de inicio del daño alcanzado y cálculo de las fuerzas necesarias para ello	60
5.2.3. Inicio del daño alcanzado y cálculo de las fuerzas necesarias para ello	62
5.2.4. Desplazamiento de las superficies	63
5.2.5. Variable del daño	64
5.3. Comparación de tres tipos de solape con la metodología de las superficies cohesivas	66
5.3.1. Tensiones de von Mises y de cortante S12	67
5.3.2. Criterio de inicio del daño alcanzado	71
5.3.3. Degradado del 25 % del adhesivo y cálculo de la tensión necesaria para ello	72
5.3.4. Degradado del adhesivo al final de la simulación	74
5.3.5. Desplazamiento de las superficies	75
5.4. Tensión de fricción a cortante	79
6. Conclusiones y trabajos futuros	81
Bibliografía	83
Presupuesto	87
Pliego de condiciones	91

Índice de figuras

1.1.	Alerones de fibra de carbono en la Honda RC213V.	1
1.2.	Evolución histórica de los materiales compuestos en modelos de Airbus. . .	2
1.3.	Porcentaje de materiales en el Boeing 787.	3
1.4.	Uniones adhesivas en el A380.	4
2.1.	Definición de variables.	8
2.2.	Tipos de unión para cargas medias-bajas.	8
2.3.	Tipos de unión para cargas medias-altas.	9
2.4.	Tensiones asociadas al tipo de sollicitación.	10
2.5.	Partes de una unión adhesiva.	12
2.6.	Muestra de solape simple corto y respectiva curva tensión-deformación de cortadura del adhesivo FM73.	14
2.7.	Relajación de tensión-deformación a cortadura en ensayo de solape simple corto.	15
2.8.	Fallos de una unión adhesiva.	16
2.9.	Modos de fractura. Modo I a la izquierda, Modo II al centro y Modo III a la derecha.	19
2.10.	Esquema del ensayo DCB.	21
2.11.	Curva fuerza-desplazamiento del ensayo DCB.	21
2.12.	Imagen de una muestra DCB con fractura del composite (izquierda) e imagen de una muestra DCB con grieta pero sin fractura del composite (derecha) [9].	22
2.13.	Esquema del ensayo <i>End Notched flexure</i> (ENF).	23
2.14.	Esquema del ensayo <i>End-Loaded Split</i> (ELS).	24
2.15.	Curva fuerza-desplazamiento de ensayos para Modo II puro.	24
2.16.	Modelo de análisis de solape simple [1].	25
2.17.	Distribución de tensión frente a longitud del adhesivo (izquierda) y distri- bución de la deformación frente a longitud del adhesivo (derecha).	26
2.18.	Distribución de la transferencia de carga frente a la longitud del adhesivo. .	26
2.19.	Configuración de la unión de doble solape.	27
2.20.	Distribución de la tensión en una unión adhesiva de doble solape suponiendo comportamiento elástico-plástico.	27
2.21.	Distribución de la tensión en una unión adhesiva de doble solape suponiendo comportamiento elástico-plástico.	28
3.1.	Gráfico tracción-separación en la zona cohesiva delante del frente de grieta [26].	32
3.2.	Equivalencia entre el modelo de zona cohesivo físico y el numérico [26]. . . .	34
3.3.	Curvas tracción-separación utilizadas en diferentes modelos.	36
3.4.	Influencia de la tensión máxima del elemento cohesivo [25].	37
3.5.	Influencia de la rigidez de la superficie cohesiva [25].	38
3.6.	Longitud de la zona cohesiva [32].	39
4.1.	Interfaz del software Abaqus CAE.	41
4.2.	Definición del comportamiento previo al daño con elementos cohesivos. . . .	42
4.3.	Definición del comportamiento previo al daño con superficies cohesivas. . . .	43
4.4.	Criterio MAXS en elementos cohesivos.	44
4.5.	Criterio MAXS en superficies cohesivas.	44

4.6.	Evolución del daño en superficies cohesivas.	46
4.7.	Evolucion del daño en elementos cohesivos.	46
4.8.	Definición de las partes que componen el modelo.	47
4.9.	Geometría de una parte del solape.	47
4.10.	Definición de materiales en Abaqus.	48
4.11.	Creación de instancias.	48
4.12.	Modelo con superficies cohesivas.	49
4.13.	Menu del mallado en Abaqus.	49
4.14.	Malla del modelo con superficies cohesivas.	49
4.15.	Menú de creación de la interacción.	50
4.16.	Características de la interacción.	51
4.17.	Modelo con condiciones de contorno.	51
4.18.	Configuración del <i>Step</i>	52
4.19.	Modelo del adhesivo (zona cohesiva).	53
4.20.	Configuración de la sección del material cohesivo.	54
4.21.	Extracto del modelo ampliado.	54
4.22.	Mallado del modelo con elementos cohesivos.	55
5.1.	Tensión de von Mises en superficies cohesivas.	59
5.2.	Tensión de von Mises en elementos cohesivos.	59
5.3.	S12 en superficies cohesivas.	59
5.4.	S12 en elementos cohesivos.	60
5.5.	S12. A la izquierda elementos cohesivos y a la derecha superficies.	60
5.6.	25 % del criterio de inicio del daño alcanzado en superficies cohesivas.	61
5.7.	25 % del criterio de inicio del daño alcanzado en elementos cohesivos.	61
5.8.	Criterio de inicio del daño alcanzado en superficies cohesivas.	62
5.9.	Criterio de inicio del daño alcanzado en elementos cohesivos.	62
5.10.	Distribución de la variable U1.	63
5.11.	Variable del daño en superficies cohesivas.	64
5.12.	Variable del daño en elementos cohesivos.	65
5.13.	Modelo de solape simple.	66
5.14.	Modelo de solape doble.	66
5.15.	Modelo de solape escalonado.	66
5.16.	Mallado del solape simple.	67
5.17.	Mallado del solape doble.	67
5.18.	Mallado del solape escalonado.	67
5.19.	Tensión de von Mises en el solape simple.	67
5.20.	Tensión de von Mises en el solape doble.	68
5.21.	Tensión de von Mises en el solape escalonado.	68
5.22.	S12 en el solape simple.	69
5.23.	S12 en el solape doble.	69
5.24.	S12 en el solape escalonado.	69
5.25.	S12 en los puntos críticos de cada solape.	70
5.26.	S12 en el solape escalonado.	70
5.27.	CSMAXSCRT en el solape simple.	71
5.28.	CSMAXSCRT en el solape doble.	71
5.29.	CSMAXSCRT en el solape escalonado.	72

ÍNDICE DE FIGURAS

5.30. CSDMG al 0.25 en el solape simple.	73
5.31. CSDMG al 0.25 en el solape doble.	73
5.32. CSDMG al 0.25 en el solape escalonado.	73
5.33. CSDMG al final de la simulación en el solape simple.	74
5.34. CSDMG al final de la simulación en el solape doble.	74
5.35. CSDMG al final de la simulación en el solape escalonado.	75
5.36. U1 al final de la simulación en el solape simple.	75
5.37. U1 al final de la simulación en el solape doble.	76
5.38. U1 al final de la simulación en el solape escalonado.	76
5.39. U1 crítico en solape simple.	77
5.40. U1 crítico en solape doble.	77
5.41. U1 crítico en solape escalonado.	77
5.42. U1 menor en solape simple.	78
5.43. U1 menor en solape doble.	78
5.44. U1 menor en solape escalonado.	78
5.45. CSHEAR1 en solape simple.	79
5.46. CSHEAR1 final en solape simple.	80

Índice de tablas

3.1. Modelos de zona cohesiva y su respectiva longitud de zona cohesiva.	39
5.1. Propiedades del aluminio.	57
5.2. Propiedades del composite.	57
5.3. Valores de la rigidez interfacial.	58
5.4. Propiedades del adhesivo.	58
5.5. Comparativa de mallas entre las dos metodologías.	58
5.6. Fuerza necesaria para alcanzar el 25 % del criterio de inicio de daño.	62
5.7. Fuerza necesaria para alcanzar el criterio de inicio de daño.	63
5.8. Desplazamientos horizontales de los puntos críticos de la interfaz.	64
5.9. Comparativa de mallas entre las diferentes uniones.	67
5.10. Tensión promedio necesaria para alcanzar el 25 % del criterio del daño.	74
6.1. Costes de mano de obra directa	88
6.2. Costes totales del proyecto	89

Nomenclatura

Mayúsculas

Símbolo	Descripción	Unidades (SI)
S	Superficie	m^2
V	Energía potencial	J
G	Tasa de liberación de energía por unidad de área	J/m^2
R	Energía de fractura absorbida por extensión de grieta por unidad de área	J/m^2
C	Flexibilidad de la muestra <i>DCB</i>	m/N
E	Módulo elástico longitudinal	N/m^2
U_e	Trabajo externo	J
U_s	Energía de deformación	J
G_c	Tenacidad	J/m^2
K_c	Factor crítico de intensidad de tensiones	-
K	Rigidez de las superficies cohesivas	N/mm^3
M	Parámetro del modelo de zona cohesiva	-
N_e	Número de elementos en la zona cohesiva	-
D	Variable del daño en Abaqus	-

Minúsculas

Símbolo	Descripción	Unidades (SI)
w	Anchura	m
p	Fuerza	N
l	Longitud de la unión	m
t	Espesor	m
a	Longitud de la grieta	m
h	Mitad del espesor del laminado	m
f_{inicio}	Criterio de inicio de delaminación	-
$f_{propagacin}$	Criterio de propagación de grieta	-
l_{cz}	Longitud de la zona cohesiva	m
l_e	Tamaño del elemento	m

Letras griegas

Símbolo	Descripción	Unidades (SI)
τ	Tensión de cortadura	Pa
γ	Deformación tangencial	-
Δ_a	Incremento del tamaño de grieta	m
γ_e	Deformación elástica	-
γ_p	Deformación plástica	-
τ_p	Tensión de cortadura plástica	Pa

β	Exponente de deformación a cortadura elástico	$1/m$
δ_y	Desplazamiento de los brazos de la probeta	m
τ_i	Resistencia interfacial en modo i	Pa
Δ	Separación	m
τ_i	Tracción interlaminar en modo i	Pa
ξ	Parámetro experimental a ajustar	-
η	Parámetro experimental a ajustar	-
μ	Parámetro experimental a ajustar	-
σ	Tensión máxima del elemento cohesivo	Pa
δ_m	Desplazamiento máximo	m
ν	Coefficiente de poisson	-

1.1. Motivación y estado actual

En los últimos años el uso de materiales compuestos en el sector industrial ha experimentado un fuerte crecimiento. Desde los años 30 del pasado siglo en el que surgió el primer componente conocido fabricado en material compuesto, la utilización de este tipo de materiales de matriz polimérica reforzada con fibra de vidrio y carbono ha ido extendiéndose por diversos sectores en donde sus propiedades de ligereza, elevado ratio resistencia/peso y resistencia a la corrosión los hacen especialmente interesantes.

Es el caso de la industria aeroespacial, donde es especialmente remarcable la utilización de composites que realizan funciones estructurales y que funcionan tan bien. Además, su desarrollo se ha visto impulsado fuertemente ayudado por un sector con medios económicos para ello. De un modo progresivo, los materiales compuestos se han ido extendiendo a otros sectores gracias a la disminución cada vez más de los costes y el conocimiento del material. La industria aeronáutica y aeroespacial puede considerarse pionera en la aplicación de este tipo de materiales, aunque actualmente los materiales compuestos también se utilizan en otros sectores como el naval, la ingeniería civil o la automoción y los equipamientos deportivos.



Figura 1.1: Alerones de fibra de carbono en la Honda RC213V.

Los materiales compuestos más habituales son los laminados, formados por apilamiento de varias láminas de matriz polimérica reforzadas con fibras de alta resistencia como puedan ser fibras de carbono, de vidrio, etc.

1.1.1. Materiales compuestos en el sector aeroespacial

En el sector aeronáutico, los criterios impuestos de prestaciones para los materiales utilizados son mayores que en otras áreas. El bajo peso, a resistencia mecánica, la buena resistencia a la fatiga o la alta rigidez son aspectos claves. Es por ello que los materiales compuestos dan tanto juego en esta industria.

Los composites se utilizaron por primera vez en aviación militar en cantidades significativas. Las primeras aplicaciones fueron en radomos y luego en estructuras secundarias y componentes internos. Sin embargo, el módulo de flexión en la fibra de vidrio es bajo en comparación con el de los metales, por lo que no fue hasta la introducción de los refuerzos de fibra de carbono que se pudieron desarrollar estructuras primarias de materiales compuestos.

Hoy en día ya existen aviones con un empleo de más del 50% del peso total de la aeronave en materiales compuestos. Esto es consecuencia de la demanda de aviones más ligeros y energéticamente más eficientes. En la siguiente figura se muestra la evolución del uso de composites en aviones Airbus.

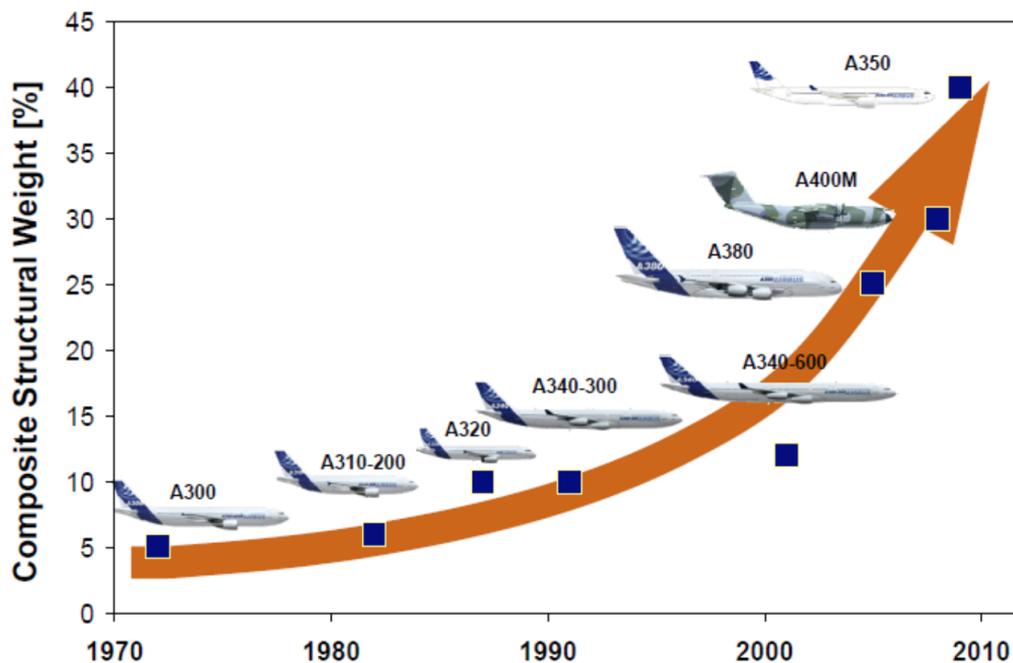


Figura 1.2: Evolución histórica de los materiales compuestos en modelos de Airbus.

El A350 XWB ya supera el 50 % de utilización de materiales compuestos, y en cuanto a Boeing, el 787 es el que más uso de materiales compuestos hace, siendo también el porcentaje del 50 % aproximadamente. En el sector militar el uso de los composites es aún mayor, llegando algunas aeronaves incluso a superar el 80 % del peso estructural.

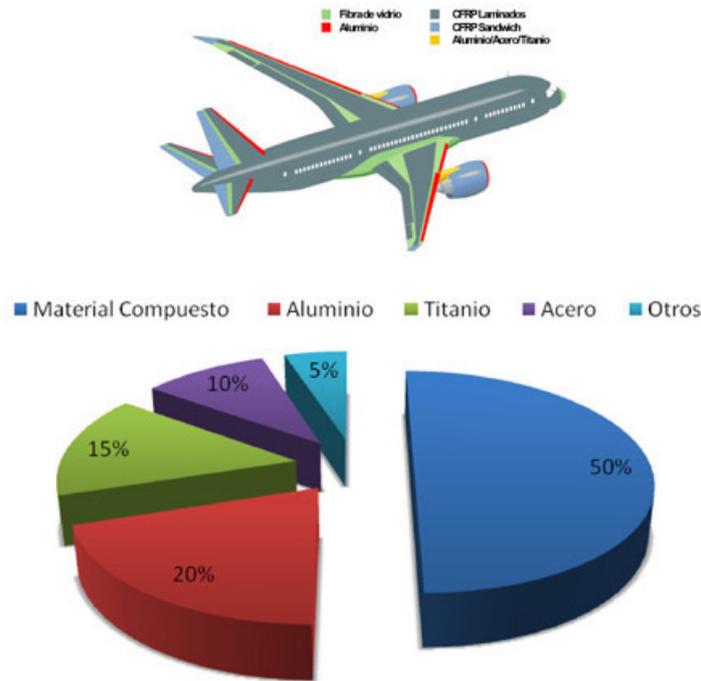


Figura 1.3: Porcentaje de materiales en el Boeing 787.

1.1.2. Uniones

Como es lógico, no existe ni es viable una estructura entera de una sola pieza del fuselaje formada por fibra de carbono. Es por ello que entra en juego la necesidad de unir las distintas placas y piezas de un determinado tamaño y tipo de material. De entre las muchas posibilidades de unión entre materiales de distinta naturaleza (metálicos y compuestos), la unión adhesiva destaca frente a las uniones mecánicas (remachados), muy utilizadas igualmente en aeronáutica, que exigen como paso previo el taladro de los laminados con el consecuente daño a las fibras. Además, incrementan el peso de la estructura y facilitan la aparición de corrosión, entre otros.

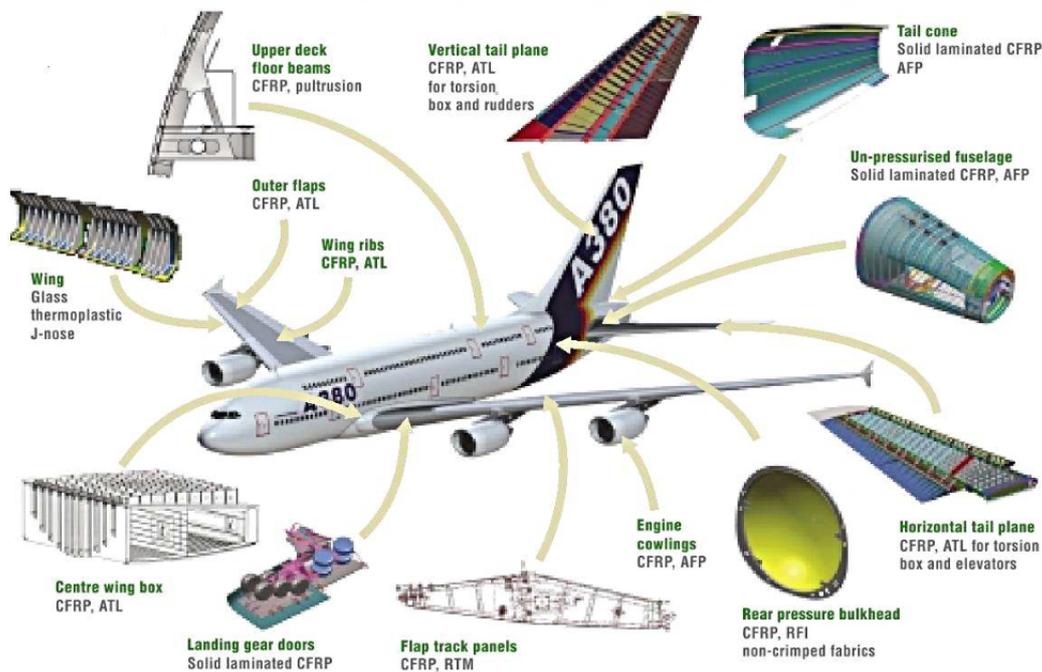


Figura 1.4: Uniones adhesivas en el A380.

Sin embargo, los fabricantes de componentes aeronáuticos no tienen mucha confianza en utilizar la unión adhesiva como método de unión en componentes de responsabilidad primaria, por lo que hoy en día su uso está más restringido a uniones de estructuras secundarias. Esta desconfianza viene dada por la complejidad de los mecanismos de fallo presentes en dichas uniones, la amplia variedad de formulaciones químicas de adhesivos, sumada a la complejidad de los mecanismos de fallo de los adherentes al material compuesto y a la inexistencia de un criterio de fallo universalmente válido para predecir la plastificación en materiales compuestos.

Desde el sector se están haciendo esfuerzos en profundizar en el conocimiento de los métodos de análisis y el comportamiento mecánico de uniones adhesivas, tema que se va a tratar en este proyecto. Para este estudio se han desarrollado métodos numéricos con el propósito de reducir el número de ensayos reales necesarios y abaratar el coste total del componente, siendo el más importante el método de los elementos finitos. Este permite obtener soluciones aproximadas de ecuaciones diferenciales parciales en muchos problemas del mundo de la ingeniería.

Dentro de los métodos numéricos podemos enfocar el problema desde diferentes perspectivas, pero sin duda los que más importancia tienen son los modelos de zona cohesiva (CZM). En comparación con los modelos de la mecánica de la fractura, que solo pueden analizar el avance de una grieta ya existente previamente, permiten el estudio tanto del crecimiento como de la aparición, por lo que se puede agrupar el problema entero en un mismo análisis. Estos métodos se tratarán en este proyecto.

1.2. Objetivos

El objetivo de este proyecto es entender como se comportan las uniones adhesivas cuando están sometidos a solicitaciones. Para ello se hará un estudio previo teórico sobre los diferentes tipos de uniones, los adhesivos y sus principales características, así como de los parámetros y condiciones que tienen que cumplir los materiales para que no se propaguen grietas y se llegue a la rotura.

También se tratará de alcanzar una correcta comprensión de las bases de la mecánica de la fractura elástico-lineal y los modelos de zona cohesiva, teorías necesarias para desarrollar exitosamente este proyecto.

Otro de los objetivos del proyecto es aprender a implementar el modelo de elementos finitos en uniones adhesivas solapadas mediante el programa Abaqus, cosa que servirá para analizar las diferentes uniones y comparar la calidad de las mismas.

Para finalizar, se espera que la realización de este trabajo sirva para ganar experiencia y saber desarrollar y llevar a cabo un proyecto de estas características de forma correcta.

1.3. Organización de la memoria

La memoria se organiza principalmente en 6 capítulos, además de constar en ella la lista de símbolos, de figuras y de tablas, la bibliografía y los anejos correspondientes.

En el segundo capítulo se introduce la teoría sobre uniones y adhesivos, constando en él los tipos de uniones solapadas que existen, las características de los adhesivos y tipos de fallo de estos y la introducción a la teoría de la mecánica de la fractura elástico-lineal en adhesivos y materiales compuestos, que incluye los modos de fractura de las uniones.

En el tercer capítulo se tratan los modelos de zona cohesiva y cómo se implementan estos numéricamente. Se hará referencia a las diferentes ecuaciones constitutivas y a los parámetros influyentes en los CZM.

En el cuarto capítulo se explica cómo se ha trabajado en el software empleado y el método que se ha utilizado para simular las uniones.

En el quinto capítulo se van a mostrar los resultados obtenidos de las simulaciones de las diferentes uniones adhesivas y se comentarán las tendencias, influencias y conclusiones convenientes en cada caso.

Por último, en el sexto capítulo se van a mostrar las conclusiones globales del trabajo que se ha realizado, de manera que se conocerá cuál de las uniones analizadas es la más eficiente o la que mejor funciona frente a determinadas solicitaciones.

2.1. Introducción

Existen diferentes tipos de uniones adhesivas posibles. Algunas de las más usuales son las uniones a tope, uniones solapadas y uniones en T y en esquina. Las primeras no son muy recomendables ya que solo resisten considerablemente los esfuerzos de compresión. Por otra parte, las uniones en T y en esquina son muy susceptibles a esfuerzos de desgarro o pelado y no resisten bien los esfuerzos transversales. Las uniones a solape, sin embargo, son las más utilizadas. Estas son las más sencillas de realizar y permiten unir materiales de espesores pequeños. Es sabido que las uniones adhesivas tienen su máxima resistencia frente a los esfuerzos de cortadura, y en esta clase de solape las cargas a tracción solicitan la unión a este tipo de esfuerzo.

En este capítulo se van a estudiar las uniones por adhesivo solapadas [1]. Estas se utilizan cada vez con mayor profusión dado que con los años se conoce más su comportamiento técnico y la calidad de los adhesivos va en aumento. Este tipo de unión presenta algunas ventajas y, a su vez, algunas desventajas [2]. Las ventajas que se pueden observar de este tipo de uniones son que la concentración de tensiones puede minimizarse con respecto a uniones atornilladas debido al hecho de que las uniones con adhesivos distribuyen mejor los esfuerzos en la zona de unión, aportan capacidad de amortiguación y buena resistencia frente al fallo por fatiga, y que la eficiencia de la unión es alta, obteniéndose un ahorro de peso considerable respecto a las uniones mecánicas. Además, este tipo de uniones reduce los costes de producción, ya que la unión adhesiva permite ampliar el abanico de materiales alternativos para una unión dada, reducir el número de componentes necesarios y facilitar la automatización de los procesos de fabricación. Todo esto redundará en un abaratamiento de la producción. En cuanto a las desventajas, en este tipo de uniones no es posible desmontar el solape sin dañar los componentes y la unión se puede debilitar de forma grave por los efectos ambientales, además de que la unión adhesiva requiere preparación de las superficies, lo que significa un aumento de los costes y una complicación de los procesos de fabricación. Hay que añadir que su integridad es muy difícil de observar por inspección, y que no hay ensayos no destructivos adecuados a este tipo de uniones.

Es de destacar que cada vez es menos importante la preparación de superficies, aspecto muy conflictivo en uniones por adhesivo y que representa una de las desventajas, ya que surgen nuevos materiales que no requieren alta calidad de la superficie para adherirse bien. Además, la resistencia de este tipo de uniones a altas temperaturas también se continúa desarrollando continuamente, obteniéndose cada vez mejores resultados.

2.2. Tipos de uniones

Antes de empezar a enumerar y describir las diferentes uniones solapadas que se encuentran en este capítulo, se van a definir una serie de variables en la siguiente figura que nos serán útiles para el posterior desarrollo de este trabajo.

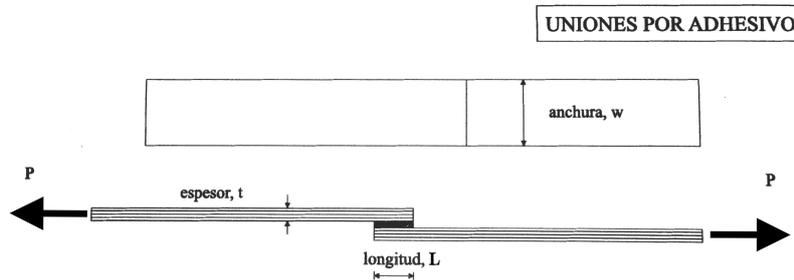


Figura 2.1: Definición de variables.

2.2.1. Uniones para cargas medias-bajas

En la siguiente figura se representan diferentes tipos de unión por adhesivo para cargas medias-bajas. Para materiales compuestos de fibra de vidrio, las uniones a solape simple y a doble solape son las más utilizadas.

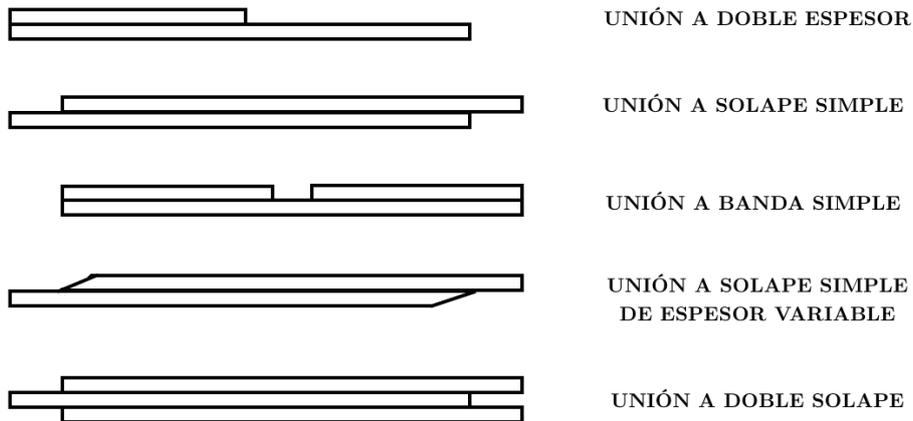


Figura 2.2: Tipos de unión para cargas medias-bajas.

2.2.2. Uniones para cargas medias-altas

En la siguiente figura se representan diferentes tipos de unión por adhesivo para cargas medias-altas. Es difícil encontrar este tipo de uniones en materiales compuestos de fibra de vidrio, ya que la mayoría se utilizan para aplicaciones aeronáuticas con materiales como fibra de carbono o aleaciones metálicas.

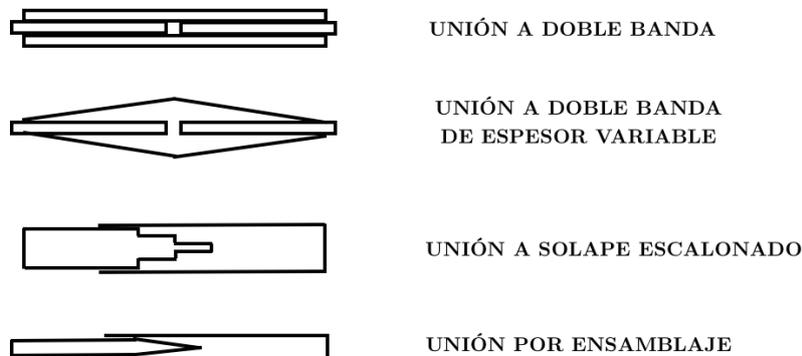


Figura 2.3: Tipos de unión para cargas medias-altas.

Alguna vez sí podremos encontrar uniones a doble banda en materiales compuestos de fibra de vidrio, aunque la unión a doble solape es más usual.

2.2.3. Tipos de sollicitación de la unión

Las uniones solapadas pueden estar sometidas a cuatro tipos de sollicitación: compresión, tracción, cortadura y pelado.

Los esfuerzos de compresión son producidos por fuerzas perpendiculares al plano de unión y producen un acortamiento en el sentido en que se ejercen. Son los que proporcionan menos probabilidad de fallo, aun así tiene aplicaciones limitadas.

Los esfuerzos de tracción también son producidos por fuerzas perpendiculares al plano de unión pero en el sentido que tiende a alargar la muestra. Las uniones por adhesivo tienen buena resistencia a tracción, ya que todo el adhesivo contribuye a la resistencia de la unión. Los esfuerzos de cortadura son aquellos que se producen paralelos al plano de unión. Toda la superficie unida resulta cargada simultáneamente.

Los esfuerzos de pelado se presentan cuando uno de los substratos es flexible en comparación con el otro. Este efecto se consigue al aplicar una tensión muy alta en el borde de la unión, y con ella producirse la rotura del solape. Para las uniones adhesivas es la peor carga a soportar.

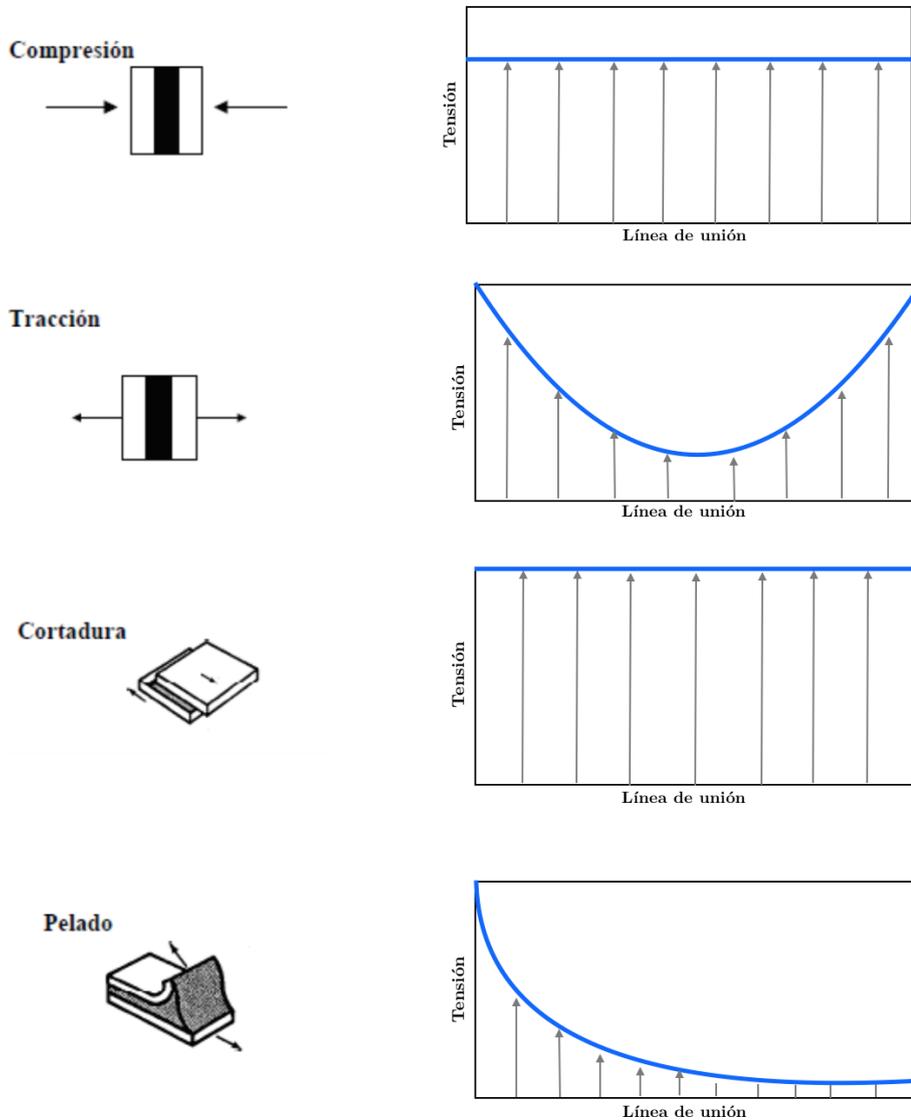


Figura 2.4: Tensiones asociadas al tipo de sollicitación.

Hay que resaltar que normalmente las tensiones que aparecen en el caso real son más complicadas, ya que suelen combinarse.

2.2.4. Influencia de parámetros en la resistencia de la unión

Geometría

Los factores geométricos que tienen influencia en la resistencia de la unión son la anchura (w), la longitud de la unión (l) y el espesor del adhesivo (t). La relación entre la resistencia a cortadura del adhesivo y estos parámetros varía dependiendo del tipo de en-

sayo; se estudiarán estas leyes de variación en apartados posteriores.

Dirección de las cargas

La dirección de las cargas también tiene influencia en la resistencia de la unión estructural debido a la naturaleza anisótropa del material. Sería ideal que la dirección de la carga aplicada coincidiese con la de máxima resistencia, aunque eso difícilmente puede ser garantizado. Consecuentemente, cuanto más isotropa es la composición de un material compuesto, menos sensible es a la dirección de las cargas. En cuanto a materiales metálicos como el aluminio, dado que son isotropos, presentan menos sensibilidad a la dirección de las cargas.

Las uniones solicitadas a tracción son generalmente menos resistentes que las solicitadas a compresión, y estas últimas no son sensibles a los cambios de geometría.

Tipo de carga

La resistencia de la unión adhesiva se muestra insensible a cambios de la carga dentro de un rango normal con respecto al ensayo estático. Aunque disponemos de muy poca información sobre impacto y carga de fluencia, lo más probable es que en ambos casos la resistencia sea menor que para carga estática.

Tipo de fibra y resina

Otros parámetros influyentes en la resistencia del laminado, en el caso de materiales compuestos, son el tipo de fibra, la resina, el ángulo de orientación de la lámina y la secuencia de apilamiento. La resina juega un papel más importante conforme aumenta la proporción de fibras a ± 45 grados.

La elección de estos parámetros es fundamental, ya que el adhesivo es más resistente que el laminado y la rotura se produce en el interior de éste último.

2.3. Adhesivos

De acuerdo con [3], el adhesivo es la sustancia capaz de mantener unidas las superficies en contacto de dos sólidos, ya sean del mismo material o de distinto. La mayoría de los adhesivos estructurales están basados en epoxi [1] debido a las elevadas propiedades mecánicas que proporciona, además de poseer mucha resistencia y rigidez, junto con otros valores deseables.

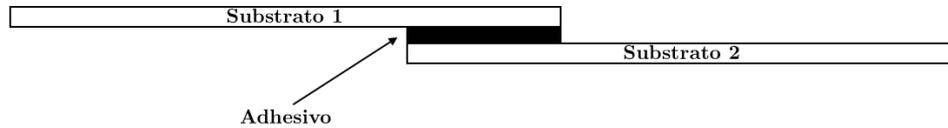


Figura 2.5: Partes de una unión adhesiva.

Los adhesivos estructurales están disponibles en dos formas principales: pasta y película. Estas últimas son ampliamente explotadas en el pegado de estructuras aeronáuticas. Generalmente, proporcionan una resistencia muy superior que la correspondiente a adhesivos de pasta. Otras ventajas se refieren a su facilidad para ser localizados en una superficie adherente, la minimización de aire atrapado y materiales volátiles y la capacidad para soportar los adherentes en posición mientras cura. Estos, sin embargo, requieren de presiones relativamente altas para asegurar el flujo de adhesivo, así como altas temperaturas de curado y bajas temperaturas de almacenaje. Por todo esto son los escogidos para la fabricación de componentes estructurales para aplicaciones aeroespaciales, donde no existan limitaciones de almacenaje, se disponga de adecuadas instalaciones de utillaje y se puedan proporcionar los tratamientos superficiales requeridos, pudiéndose alcanzar elevadas temperaturas y presiones. En estos casos las variables de interés son las que optimizan las propiedades mecánicas y la durabilidad, además de contar con un buen manejo del adhesivo antes de ser localizado.

2.3.1. Principios para el diseño del adhesivo en las uniones solapadas

Como se ha comentado con anterioridad, el adhesivo en las uniones solapadas debe trabajar a cortadura todo lo posible, evitando esfuerzos de pelado que son los que peor soporta. Es por ello que los esfuerzos de tracción son aceptables pero peligrosos, dado que cualquier pequeña desviación de la línea de aplicación de las cargas se traducirá en una aparición de momentos flectores, que someterán el adhesivo a esfuerzos de pelado no deseados.

Existen ciertas zonas que son focos de concentración de tensiones, tales como fallos y discontinuidades en la unión, entre los que se incluyen los bordes. Para obtener la máxima eficacia del adhesivo, la unión debe ser específicamente diseñada. Se deben cumplir los siguientes principios generales:

- Cuanto más grande sea el área de pegado mejor, dentro de lo permitido por la geometría y las limitaciones de peso.
- La tensión ha de minimizarse en la dirección en la que el adhesivo sea más débil.
- El adhesivo ha de estar solicitado en la dirección de máxima resistencia.
- El adhesivo ha de distribuir las cargas de la manera más uniforme posible por toda la superficie de unión.

En el diseño de uniones, las características básicas de los adhesivos deben imponer la planificación del diseño, teniendo en cuenta que una unión adhesiva actúa sobre un área y no sobre un punto. Esta debe ser diseñada con el criterio de minimizar la concentración de tensiones. Es necesario evaluar los siguientes factores:

- El adhesivo debe ser adecuado para los sustratos.
- El adhesivo debe transmitir las cargas de trabajo previstas.
- Debe ser compatible con los métodos de producción.
- Debe resistir los ambientes a los que estará expuesto.
- Se han de considerar la preparación de superficies, los métodos de aplicación y sistemas de curado, así como costes y tiempo asociados.

Otra cuestión importante a tener en cuenta en el diseño es pensar en cómo se va a realizar el programa de ensayos, tanto para la elección del adhesivo como para predecir la vida y características de la unión. La mayoría de ensayos rápidos y baratos son destructivos, aunque su valor de predicción no es muy alto dado que el fallo en la unión normalmente se debe a solicitaciones de cargas bajas pero continuas en el tiempo o a condiciones medioambientales desfavorables, y este tipo de ensayos somete la unión a una tensión rápida hasta su rotura.

En resumen, el diseño de la unión es un parámetro muy importante a considerar para obtener el mayor rendimiento posible del adhesivo, y este diseño ha de ajustarse a los límites de aplicación del adhesivo (p.ej. vida útil) y optimizarse para evitar cargas perjudiciales sobre la unión, como pelado o desgarro.

2.3.2. Propiedades tensión-deformación del adhesivo

Los adhesivos de película basados en resina epoxi con alta tenacidad son los más utilizados en uniones estructurales para aplicaciones aeronáuticas. Para uniones compuesto-compuesto un adhesivo muy utilizado y que servirá como ejemplo en este documento es el FM73. Este posee excelentes propiedades mecánicas a temperatura ambiente y de servicio. El ciclo de curado recomendado consiste en 15-20 minutos hasta alcanzar 120°C, temperatura a la cual debe permanecer 90 minutos para realizar finalmente una rampa descendente de temperatura hasta la temperatura ambiental de otros 15-20 minutos. Este adhesivo se utiliza, por ejemplo, en estructuras de Airbus A300 y A310.

El principal test de ensayo descrito en los datos del fabricante es el de unión de simple solape, con adherentes de aleación de aluminio. Al tener que someterse a ensayos de pelado/cortante debido a la flexión secundaria introducida por la excentricidad de la carga, no se logra una curva de tensión-deformación a cortadura normal, pero si se pueden conseguir unas propiedades comparativas muy buenas. Por tanto, para proporcionar datos valiosos en términos de comportamiento tensión-deformación a cortadura, lo que se hace es realizar ensayos basados en modelos de uniones que normalmente producen tensión de cortadura pura en la capa del adhesivo. El test más usado es el de adherente grueso con solape

simple corto, y de hecho muchos fabricantes aeronáuticos incluyen en sus hojas de especificaciones el comportamiento tensión-deformación de sus especímenes basándose en este test.

Generalmente existe una variación significativa entre resultados correspondientes a diferentes ensayos e incluso entre ensayos similares realizados por diferentes laboratorios. Esta variabilidad puede ser debida a razones tales como la sensibilidad de las propiedades a la velocidad de deformación o a los diferentes modos de fallo (se estudiarán en apartados posteriores).

La siguiente figura muestra un esquema de este ensayo citado junto a la curva de comportamiento del adhesivo FM73 a dos temperaturas diferentes.

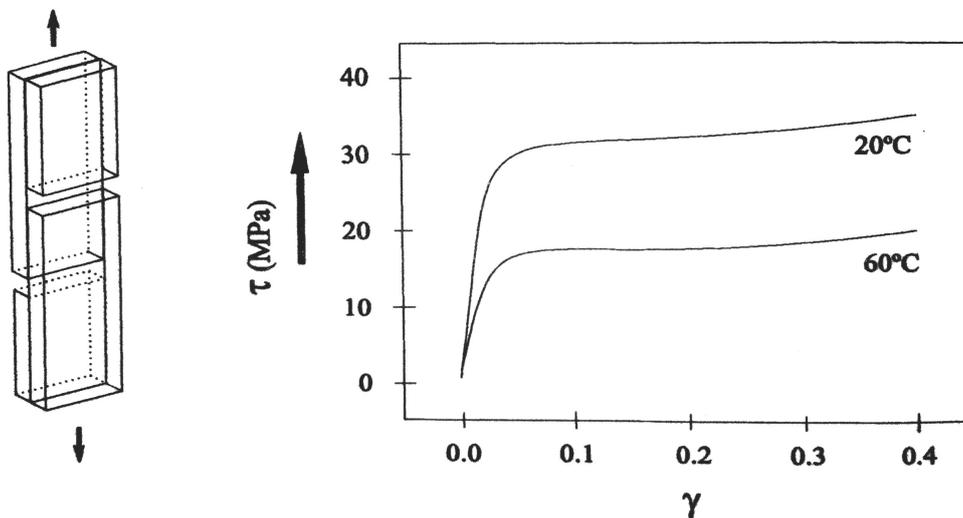


Figura 2.6: Muestra de solape simple corto y respectiva curva tensión-deformación de cortadura del adhesivo FM73.

Se observa como al aumentar la tensión, la deformación aumenta a su vez, siendo la pendiente menor cuanto mayor sea la tensión. Además, para temperaturas mayores se necesita menor tensión para producir la misma deformación.

Se debe tener en cuenta que estas curvas no son tan significativas en materiales compuestos como en metales, ya que existen muchas complicaciones principalmente asociadas con el comportamiento dependiente del tiempo. La siguiente figura obtenida por Chalkley y Chiu para el mismo adhesivo muestra este efecto:

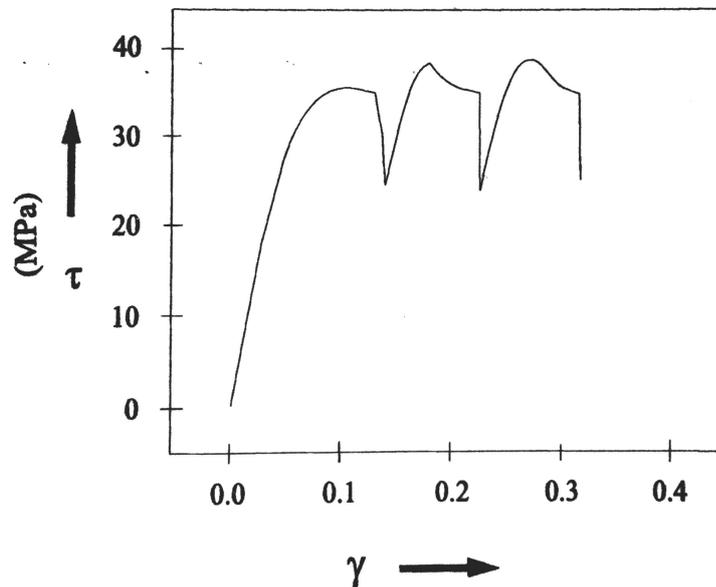


Figura 2.7: Relajación de tensión-deformación a cortadura en ensayo de solape simple corto.

La curva estudiada en este apartado debe permitir la formulación de criterios de fallo simples y consistentes. Según A. Miravete, dos criterios de fallo intuitivos para el comportamiento elastoplástico del adhesivo son la máxima deformación a cortante y la densidad de energía de deformación a cortadura o el área bajo la curva tensión-deformación hasta el fallo.

Idealmente, este criterio de fallo no debería variar con el espesor del adhesivo. La diferente aproximación al diseño de uniones basada en mecanismos de fractura que asumen presencia de defectos preexistentes se estudiará en el siguiente apartado.

2.3.3. Tipos de fallos de la unión

El comportamiento a fractura de un polímero como adhesivo puede diferir del correspondiente al material macizo, principalmente debido a la restricción impuesta en el adhesivo por los adherentes. Además, la grieta es restringida a ser propagada en la frontera de los adherentes. Por tanto, donde en el material macizo bajo situaciones de carga complejas la carga se orienta por sí misma, en la capa de adhesivo no es posible, por lo que la propagación es forzada a ocurrir bajo condiciones mixtas.

Existen varias posibilidades de fallo de adhesivos en materiales compuestos:

- Fallo cohesivo: el que se produce en la capa del adhesivo. Representa el máximo nivel de resistencia a la fractura.
- Fallo por adhesión: la separación se produce en la interfase sustrato-adhesivo. Representa un modo de fallo no óptimo, a menudo resultante de una mala preparación de la superficie antes de ser pegada.

- Rotura del sustrato: cuando el propio sustrato rompe antes que la unión adhesiva o que la interfase sustrato-adhesivo.



Figura 2.8: Fallos de una unión adhesiva.

2.4. LEFM en adhesivos y materiales compuestos

Dentro de las ramas de la mecánica, la mecánica de la fractura elástico-lineal (LEFM) es una rama de la mecánica de sólidos deformables que se ocupa del estudio de la estabilidad estructural de materiales, considerando la formación y propagación de grietas o defectos en materiales y analizando condiciones tensionales con la concentración de tensiones debida a dichos defectos. Es por ello que esta es una buena técnica para el estudio de la fractura en adhesivos y materiales compuestos, ya que estos se comportan como materiales elástico-lineales al deformarse.

2.4.1. Bases de la mecánica de la fractura

La mecánica de la fractura aplica las teorías de elasticidad y plasticidad, a los defectos cristalográficos microscópicos de los materiales para predecir la fractura macroscópica mecánica en los cuerpos. La fractografía se utiliza para entender las causas de falla y verifica las predicciones teóricas identificando las fallas reales.

Una dificultad del cálculo de la propagación de grietas es que la resistencia a ésta no es una propiedad del material [4], sino una combinación de propiedades materiales con factores geométricos y de cargas, como ya se ha dicho anteriormente. Para simplificar el cálculo, esta teoría siempre tomará como punto de partida la existencia de una o más grietas en el sólido [5], hipótesis aceptable puesto que las piezas que se emplean habitualmente en ingeniería ya tienen defectos de algún tipo. Este tipo de modelo, sin embargo, debe emplearse teniendo en cuenta las simplificaciones bajo las cuales es válido.

Dentro de la mecánica de la fractura se distinguen dos enfoques diferentes para el estudio de la resistencia y el fallo de los materiales. El enfoque energético estudia el cambio de la energía potencial cuando las grietas se abren y el enfoque local se basa en examinar las tensiones en la punta de grieta y comparar éstas con los valores conocidos del material. Se profundizará en la explicación del enfoque energético en el subapartado siguiente.

2.4.2. Enfoque energético de la mecánica de la fractura

La piedra angular sobre la cual descansa la mecánica de la fractura lineal-elástica (LEFM) es el Criterio de Griffith. Este nos dice que *en un cuerpo sometido a una condición arbitraria de carga, que se comporte de manera totalmente elástica y que contenga una fisura, la propagación de la fisura comenzará cuando la disminución de la energía potencial elástica que experimente el cuerpo por unidad de espesor y por unidad de longitud de avance del vértice de la fisura, sea igual o mayor al incremento de energía superficial por unidad de espesor y por unidad de longitud de avance de la fisura que se producirá como consecuencia de la creación de las nuevas superficies debidas a dicha propagación.*

Para determinar por tanto el valor crítico del tamaño de grieta es necesario evaluar la energía potencial en función de los parámetros geométricos de la pieza fisurada. Además, con propósito de simplificar los cálculos, se supondrá conocido el camino por donde la grieta se propaga.

Supongamos que existe un parámetro propio de cada material que indicamos como γ y que cuantifica la energía, por unidad de área, necesaria para abrir una grieta. Además, suponiendo también conocida la trayectoria de la grieta, definimos como S la superficie creada por la grieta, en cada instante. La teoría de Griffith comienza postulando que la energía potencial del cuerpo V tiene tres contribuciones:

$$V(u, S) = V_{int}(u, S) + V_{ext}(u, S) + V_{gr}(S) \quad (2.1)$$

La primera contribución se corresponde con la energía potencial elástica almacenada en el cuerpo, la segunda con la energía de las fuerzas externas de volumen y superficie y la última, $V_{gr}(S) = S\gamma$, es la energía de la superficie creada por la grieta.

Supongamos que el sólido deformable, en este caso el adhesivo, tiene una grieta de magnitud S_0 . Cuando este se somete a cargas exteriores se deforma para intentar minimizar su energía, y si con ello reduce su energía potencial se produce un crecimiento de la grieta. Como las grietas no se pueden eliminar, el sólido intenta minimizar su energía potencial considerando todas las grietas más largas o iguales a la actual, pero no las más cortas. Así pues, para cargas conocidas, el sólido busca la pareja u, S con $S \geq S_0$ que minimiza V . Si el cuerpo sin deformar tiene una grieta y se somete a cargas, el crecimiento de la grieta se determina al estudiar el balance energético que resulta de hacer crecer ésta grieta (disminuyendo $V_{int} + V_{ext}$) y el coste de crear nuevas superficies (incrementando V_{gr}). Si la grieta es pequeña, el coste de crear nueva área es mayor que el beneficio de hacer el cuerpo más flexible. Estas situaciones se caracterizan por:

$$\frac{\partial V(u, S_0)}{\partial u} = 0, \quad \frac{\partial V(u, S_0)}{\partial S} > 0 \quad (2.2)$$

Por el contrario, al aumentar las cargas se alcanza una situación en la que el crecimiento de la grieta empieza a ser energéticamente favorable. Este punto se puede identificar con las identidades

$$\frac{\partial V(u, S_0)}{\partial u} = 0, \quad \frac{\partial V(u, S_0)}{\partial S} = 0 \quad (2.3)$$

Esta segunda ecuación también se puede escribir como

$$G(u, S_0) = G_c \quad (2.4)$$

siendo G una función del sólido y G_c una propiedad del material que se definen respectivamente como:

$$G(u, S) = -\frac{\partial V_{int}}{\partial S}(u, S) - \frac{\partial V_{ext}}{\partial S}(u, S) \quad (2.5)$$

$$G_c = \frac{\partial V_{gr}}{\partial S}(S) \quad (2.6)$$

La función G es la **tasa de energía disponible por unidad de área**, y es la cantidad de energía que se libera por cada unidad de área abierta por la grieta. Esta depende de la geometría, de la energía interna y de las sollicitaciones externas. De acuerdo con Hashemi [6], para cualquier tipo de material con comportamiento elástico, la tasa de liberación de energía puede expresarse como función del incremento de trabajo externo U_e , de la energía de deformación U_s y del incremento de grieta Δ_a . Esto es, para una grieta de ancho b y longitud a , la tasa de liberación de energía puede expresarse como

$$G = \frac{1}{b} \left[\frac{\Delta U_e}{\Delta a} - \frac{\Delta U_s}{\Delta a} \right] \quad (2.7)$$

La propiedad G_c se conoce como la **tenacidad** del material, y existen diferentes métodos experimentales para medirla. El objeto de la mecánica de la fractura es, por tanto, el cálculo de G para diferentes sólidos y la medición de G_c para distintos materiales. En este trabajo este estudio se referirá a las diferentes uniones solapadas de materiales compuestos con adhesivos.

El enfoque energético supone que la respuesta del material en todos sus puntos es elástica, y esto no puede cumplirse en la punta de la grieta, ya que en ese punto la concentración de tensiones provoca que éstas sean localmente muy altas, superando el límite elástico en muchas ocasiones. Por ello, esta teoría y en concreto este enfoque energético de Griffith es válido si la zona donde las tensiones son altas es pequeña y la contribución energética de la deformación en ella es pequeña. Esto ocurre en materiales rígidos; para materiales dúctiles se introducirá una modificación desarrollada a partir del trabajo de Irwin.

2.4.3. Modos de fractura

De acuerdo con las teorías de la mecánica de la fractura, el fallo, crecimiento o propagación a partir de grietas preexistentes se puede clasificar en tres modos básicos, relacionados con la naturaleza del desplazamiento de la cara de la grieta. Estos modos son: Modo I, abertura, Modo II, cortadura en el plano, y modo III, cortadura torsional. En la figura 2.9 se indican estos tres modos:

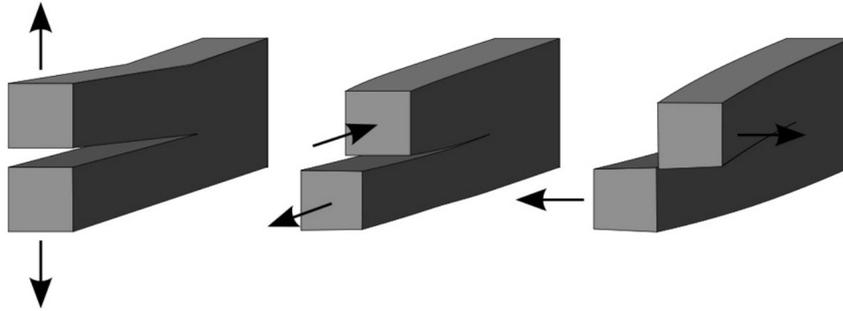


Figura 2.9: Modos de fractura. Modo I a la izquierda, Modo II al centro y Modo III a la derecha.

El fallo por una combinación de estos modos es también posible. Para uniones adhesivas, el Modo I o pelado es el más frecuente, ya que en este modo el adhesivo y compuesto son más débiles.

Cada modo tiene asociado un valor de tenacidad a fractura (G_{Ic} , G_{IIc} y G_{IIIc}), que son intrínsecos a las características del material.

La aproximación energética de la fractura está basada en dos parámetros: el primero es el ratio de energía de deformación elástica G del espécimen, debido a la extensión de la longitud de grieta por unidad de área. Este depende de la geometría y de la rigidez del espécimen. Por otra parte, una componente material, la energía de fractura R absorbida por la extensión de la grieta por unidad de área (también llamada tenacidad). Este es el parámetro de material medido y proporcionado por el valor crítico de G para el cual la grieta crece espontáneamente ($R = G_I$ para Modo I). R puede ser más fuerte en función del espesor del adhesivo.

En materiales isotrópicos, los valores de la tenacidad normalmente se expresan en función del factor crítico de intensidad de tensiones K_{Ic} , pero dado que este factor está gobernado por el campo local de la punta de grieta y es extremadamente sensible, para materiales compuestos es difícil obtener valores reales de K en la punta de grieta debido a la inhomogeneidad en la composición. Es por ello que la mayoría de estudios para materiales compuestos utilizan la tasa crítica de liberación de energía G_c para predecir el inicio de grieta.

La tenacidad a la fractura puede ser medida en cualquiera de las combinaciones de los tres modos de fractura citados, pero como se ha mencionado anteriormente, para uniones solapadas el fallo más común es en Modo I.

La tenacidad a la fractura interlaminar se suele medir usando muestras tipo viga con la delaminación creciendo en dirección paralela a las capas. Durante el ensayo, la carga aplicada y el correspondiente desplazamiento son medidos y correlacionados con la longitud de la delaminación. A partir de los datos que se puedan recoger, la tenacidad a fractura interlaminar se puede obtener a partir de algunos principios de la teoría de vigas. También

se pueden usar modelos de elementos finitos para refinar este análisis.

Estimación de la resistencia de la unión en base a la Energía de Fractura

Para la aproximación de diseño basada en el comportamiento tensión-deformación de cortadura es principalmente interesante el comportamiento en Modo II. En uniones diseñadas para minimizar las tensiones de pelado, se debe tener en cuenta para utilizar la aproximación de mecanismos de fractura el espesor del adhesivo y su tensión residual. El uso de G_{II} como criterio de fallo es, por tanto, una aproximación alternativa a la capacidad de deformación. Generalmente, la aproximación de mecanismos de fractura consiste en asumir la presencia de delaminación o discontinuidad justo por debajo del tamaño que pudiese ser encontrado por una inspección no destructiva, es decir, alrededor de 1mm.

La aproximación de mecanismos de fractura es más útil en el diseño de uniones con presencia significativa de fallo de tipo Modo I. En este caso, el material compuesto será el componente más vulnerable de la unión, por lo que la resistencia puede estar determinada por su G_{Ic} o por una combinación en modo mixto.

Para una unión de doble solape, en base a una simple aproximación de resistencia de materiales e ignorando los efectos de pelado, la resistencia y los mecanismos de fractura para predecir la resistencia de la unión se fundan en unas condiciones idénticas si G_{IIc} es tomado igual a $t_A \tau_p (\gamma_e/2 + \gamma_p)$. Por tanto, para un doble solape largo, G_{IIc} es independiente del tamaño de grieta.

G_{IIc} es linealmente dependiente del espesor del adhesivo, mientras que debido a ciertas restricciones, experimentalmente se puede afirmar que G_{Ic} es una función no lineal del espesor del adhesivo.

Ensayos en Modo I

El ensayo que se utiliza en la industria aeronáutica para evaluar la tenacidad a fractura interlaminar en uniones adhesivas se realiza según la normativa AITM 1.0053 y/o ISO 15024:2001. Este ensayo es el que utiliza como probeta una doble viga en voladizo, **DCB** (*double cantilever beam*) [7]. La probeta se compone de dos laminados unidos por una capa de adhesivo. Para inducir una grieta inicial se incorpora una lámina de teflón de pequeño espesor entre los dos laminados, por lo que el adhesivo no cubre dicha parte de la lámina. Durante el ensayo experimental se separan los brazos de la probeta para propagar una grieta en el plano medio del adhesivo.

La configuración utilizada es la que se indica en la siguiente figura [8]. Ambas caras longitudinales de la probeta se pintan con tinta blanca, plateada o dorada para facilitar la observación de la propagación de la grieta y medición durante el ensayo.

El tamaño de las muestras de prueba suele estar entre los 125 y los 150 mm de longitud, 20-25 mm de ancho y 3-5 mm de espesor.

Durante el ensayo se miden los valores de fuerza (P), desplazamiento (δ_y) y longitud de grieta (a) en cada incremento de tiempo. A partir de estos datos, se puede calcular la tenacidad a la fractura en Modo I, G_{Ic} de la unión. Ésta es la energía necesaria para generar

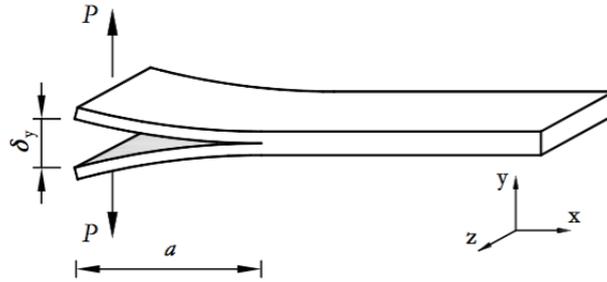


Figura 2.10: Esquema del ensayo DCB.

una unidad de superficie de grieta y es una buena indicación de la calidad de la unión. Cuanto más alto es el valor de G_{Ic} mejor será la calidad de la unión adhesiva.

La curva típica fuerza-desplazamiento del ensayo DCB se muestra en la figura 2.11.

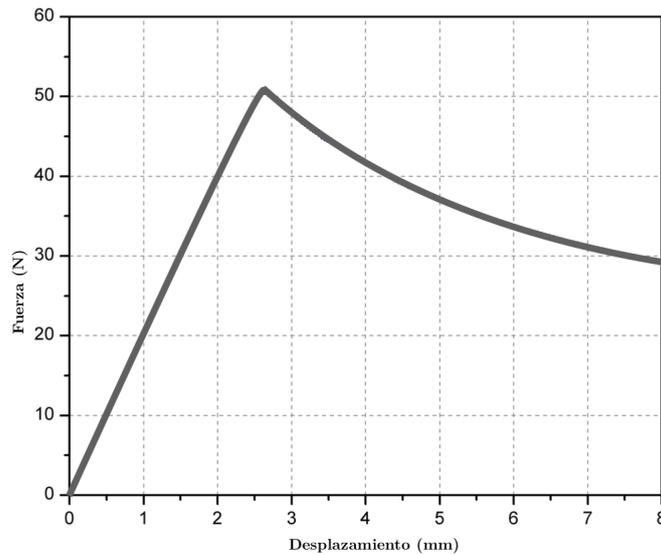


Figura 2.11: Curva fuerza-desplazamiento del ensayo DCB.

Generalmente, las muestras son manufacturadas con varias capas de composite y colocando la grieta inicial en el plano medio. Así es como se obtiene una delaminación en el plano medio y una configuración simétrica.

De acuerdo con la teoría de vigas, la tasa de liberación de energía en Modo I en función de la carga aplicada y la flexibilidad de la muestra DCB se pueden definir como:

$$G_I = \frac{12P^2a^2}{b^2E_{II}h^3} \quad (2.8)$$

$$C = \frac{\delta}{P} = \frac{8a^3}{bE_{11}h^3} \quad (2.9)$$

donde h es la mitad del espesor del laminado y E_{11} es el módulo elástico longitudinal del mismo. A partir de estas expresiones se puede obtener la expresión de la tasa de liberación de energía en función del desplazamiento:

$$G_I = \frac{3E_{II}h^3\delta^2}{16a^4} \quad (2.10)$$

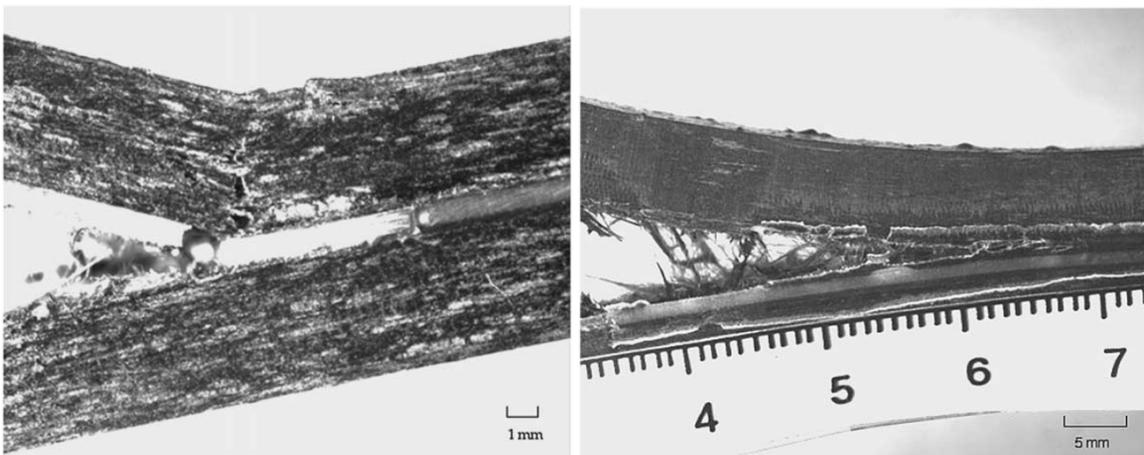


Figura 2.12: Imagen de una muestra DCB con fractura del composite (izquierda) e imagen de una muestra DCB con grieta pero sin fractura del composite (derecha) [9].

Además del ensayo DCB, se han realizado otro tipo de ensayos para calcular la tenacidad interlaminar en Modo I, pero el resultado de estos ha sido peor.

Ensayos en Modo II

El ensayo más comúnmente utilizado para predecir el fallo en Modo II es el **End Notched Flexure (ENF)** [10]. En la figura 2.13 se muestra el esquema del ensayo. Este se basa en una flexión a tres puntos en el que la grieta interlaminar preexistente es forzada a propagarse por los esfuerzos cortantes que aparecen en las dos superficies de la grieta. Estos cortantes se generan cuando se carga la probeta y aparece un movimiento relativo entre ambas superficies de la grieta, causando la propagación de ésta en Modo II.

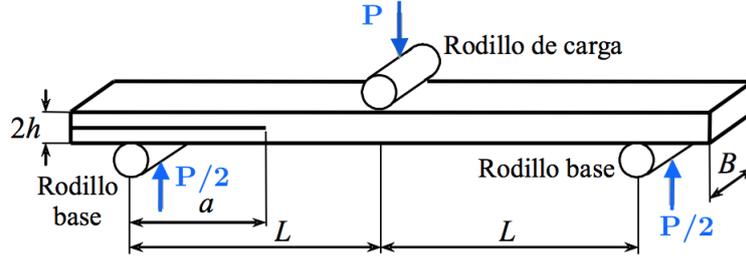


Figura 2.13: Esquema del ensayo *End Notched flexure* (ENF).

A partir de los resultados del ensayo se obtiene el valor de la tenacidad a fractura para la iniciación de grietas interlamiares por cortante, G_{II} .

Normalmente las muestras son producidas colocando una delaminación inicial en el plano medio y con unas dimensiones de 150 mm de largo y 20 mm de ancho.

De acuerdo con la teoría de vigas, la tasa de liberación de energía en Modo II como función de la carga aplicada y la flexibilidad para el ensayo ENF se pueden obtener a partir de las expresiones siguientes:

$$G_{II} = \frac{9P^2 a^2}{16b^2 E_{11} h^3} \quad (2.11)$$

$$C = \frac{\delta}{P} = \frac{3a^3 + 2L^3}{8bE_{11}h^3} \quad (2.12)$$

El término $2L^3$ se refiere a la flexibilidad del sistema sin delaminación. La tasa de liberación de energía puede obtenerse a partir del desplazamiento con la siguiente fórmula:

$$G_{II} = \frac{36\delta^2 E_{II} h^3 a^2}{(3a^3 + 2L^3)^2} \quad (2.13)$$

La desventaja de este ensayo es la imposibilidad de obtener el crecimiento de la grieta interlaminar en rangos de longitudes grandes, además de la fricción relativa que aparece entre ambas vigas al aplicar la carga. Este último problema se soluciona con una nueva versión de este ensayo, en el que se utilizan dos rodillos centrales en lugar de uno.

Otro ensayo para el Modo II es el ensayo **ELS** (*end-loaded split*). Tal como se hace en los anteriores ensayos citados, la delaminación inicial se coloca en el plano medio de la viga. En este tipo de ensayo, la viga de composite se carga aplicando una fuerza externa a una de las partes que separa la grieta inicial, tal y como se muestra en la figura 2.14 [11]. A pesar de que la fuerza sólo se aplica sobre una parte, la otra tiende a deformarse también. Así es como se produce el desplazamiento relativo entre las dos superficies que causa el crecimiento de la grieta en Modo II.

En este caso, la geometría común utilizada para los especímenes es de 170 mm de largo, 20 mm de ancho y de 3 a 5 mm de espesor.

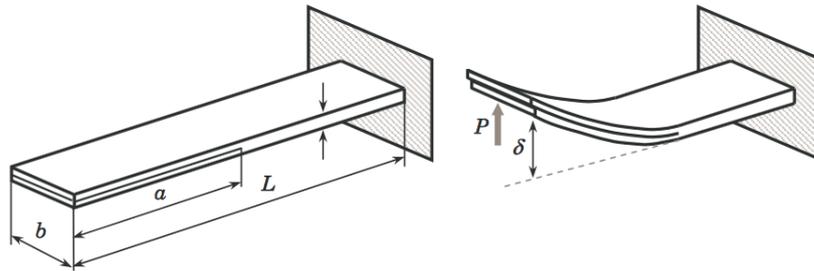


Figura 2.14: Esquema del ensayo *End-Loaded Split* (ELS).

Tal y como se ha indicado para los anteriores ensayos y de acuerdo con la teoría de vigas, la flexibilidad del ensayo y la tasa de liberación de energía en función de las cargas aplicadas se definen como:

$$G_{II} = \frac{9P^2 a^2}{4b^2 E_{11} h^3} \quad (2.14)$$

$$C = \frac{\delta}{P} = \frac{3a^3 + L^3}{2bE_{11}h^3} \quad (2.15)$$

El término L^3 se corresponde con la flexibilidad del sistema sin delaminación. La tasa de liberación de energía puede obtenerse a partir del desplazamiento con la siguiente fórmula:

$$G_{II} = \frac{9\delta^2 E_{II} h^3 a^2}{(3a^3 + L^3)^2} \quad (2.16)$$

Al comparar los ensayos ENF y ELS se llega a la conclusión de que los resultados obtenidos son similares. Sin embargo, el ensayo ENF es generalmente inestable mientras que el ensayo ELS es estable.

En la figura 2.15 se muestra la curva típica de fuerza-desplazamiento para este tipo de ensayos.

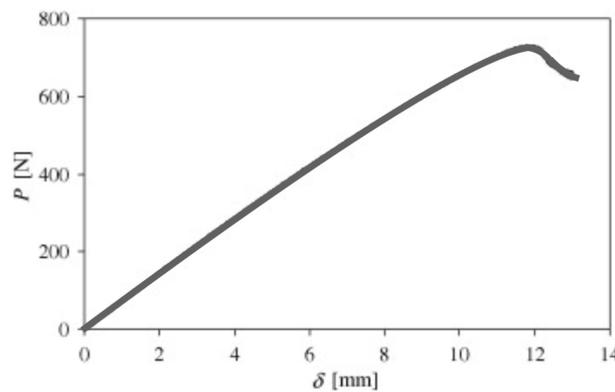


Figura 2.15: Curva fuerza-desplazamiento de ensayos para Modo II puro.

2.5. Modelos de uniones por adhesivo

2.5.1. Modelo de solape simple

En este apartado se va a analizar el modelo de transferencia de carga para una unión adhesiva con solape simple. Este modelo presenta comportamiento elástico del adhesivo, el adherente inferior es de composite y el superior es metálico. En la figura 2.16 se muestra el modelo de análisis.

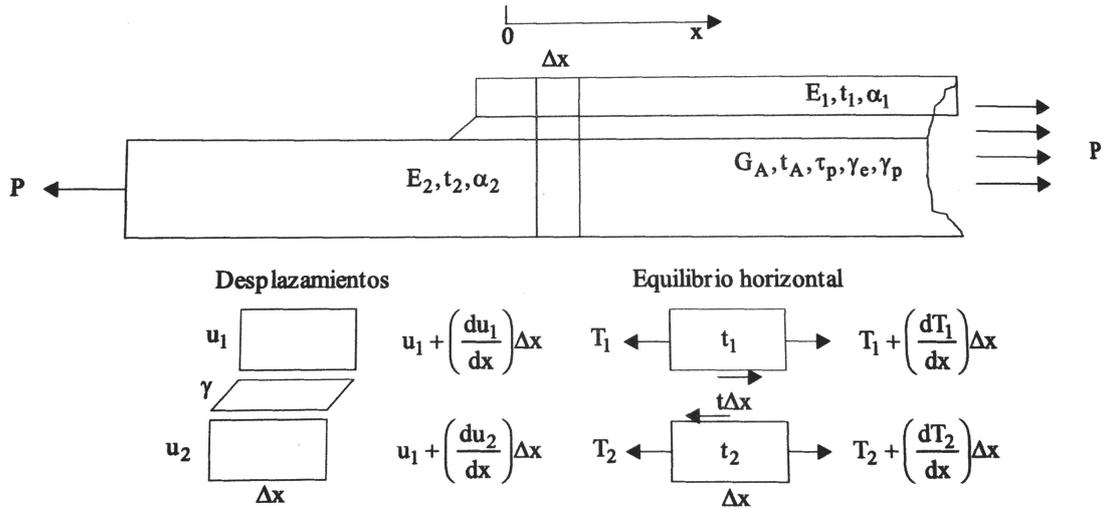


Figura 2.16: Modelo de análisis de solape simple [1].

A. Miravete *et al* en [1] asumen que la longitud de solape es semi-infinita, por lo que es mucho más extensa que la longitud de transferencia de carga basada en el exponente de deformación a cortadura elástico β . En este modelo se asume también que el fallo ocurre cuando la tensión de cortadura alcanza la tensión de cortadura plástica $\tau_{max} = \tau_p$.

Las distribuciones de deformaciones y tensiones de cortadura vienen dadas por las siguientes ecuaciones:

$$\tau = \tau_p e^{-\beta \cdot x} \quad (2.17)$$

$$\gamma = \gamma_p e^{-\beta \cdot x} \quad (2.18)$$

donde

$$\beta^2 = \frac{G_A}{t_A} \cdot \left(\frac{1}{E_1 t_1} + \frac{1}{E_2 t_2} \right) \quad (2.19)$$

Siendo:

- G_A el módulo de cortadura del adhesivo.
- E_1, E_2 los módulos elásticos de los adherentes superior e inferior.

- t_1 y t_2 los espesores de los adherentes y t_A el espesor del adhesivo.

Al tratarse de un compuesto de matriz polimérica, la relación G_A/t_A debe ser sustituida por su valor efectivo:

$$\left(\frac{t_A}{G_A}\right)_{eff} = \frac{t_A}{G_A} + \frac{t_2}{G_2} + \frac{3t_1}{8G_1} \quad (2.20)$$

En la figura 2.17 se muestra la distribución de la deformación y la tensión de cortadura, y en la 2.18 se observa la función de transferencia de carga frente a la longitud del adhesivo. La longitud a partir de la cual se produce la máxima transferencia de carga es $L_{min} = 3/\beta$.

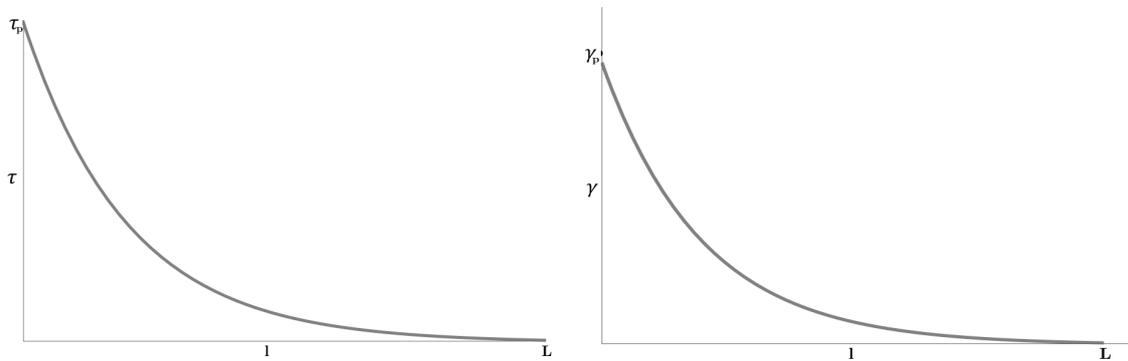


Figura 2.17: Distribución de tensión frente a longitud del adhesivo (izquierda) y distribución de la deformación frente a longitud del adhesivo (derecha).

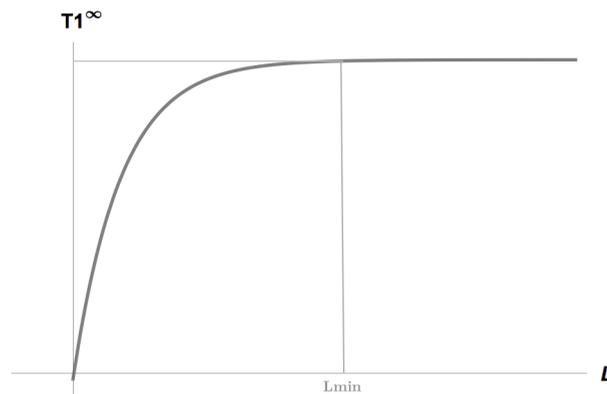


Figura 2.18: Distribución de la transferencia de carga frente a la longitud del adhesivo.

2.5.2. Modelo de solape doble

En este subapartado se va a tratar el modelo de solape doble. En la figura 2.19 se muestra de manera esquemática la configuración de la unión. En esta ocasión los adherentes tienen la misma rigidez, módulo y espesor (E y t). En cuanto a la distribución de la carga, en la izquierda de la figura donde termina el adherente exterior esta es idéntica a la

mostrada en la unión de la figura 2.16. En la derecha, donde el adherente interior termina, la carga remanente de este adherente se transfiere al adherente exterior.

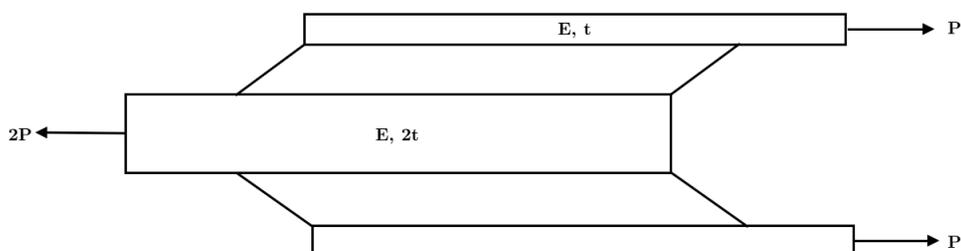


Figura 2.19: Configuración de la unión de doble solape.

La distribución de la tensión se muestra en la siguiente figura:

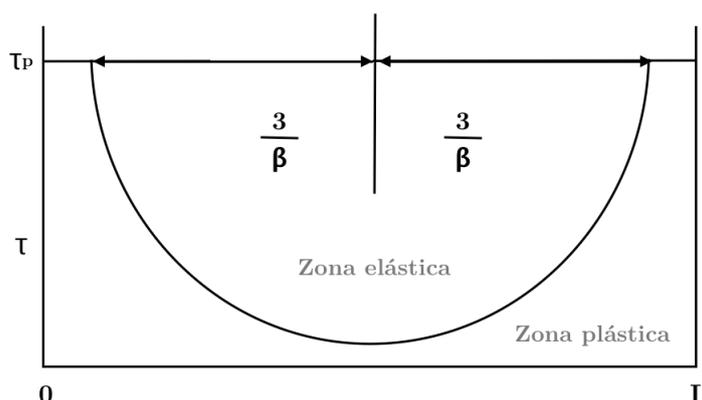


Figura 2.20: Distribución de la tensión en una unión adhesiva de doble solape suponiendo comportamiento elástico-plástico.

En esta ocasión, como se ha tenido en cuenta el comportamiento elástico/plástico, se asume que la deformación del adhesivo comprende la deformación elástica y la plástica, y la gráfica de la tensión está desplazada respecto al eje de coordenadas horizontal hasta alcanzar la longitud de la zona plástica.

Longitudes de solape altas son deseables, ya que suministran altos niveles de tolerancia al daño debido a burbujas y otras imperfecciones. Conforme decrece la longitud de solape por debajo de la mínima, la tensión de cortadura mínima τ_{min} crece hasta que llega a ser uniforme pudiendo alcanzar el máximo nivel en τ_p cuando la totalidad de la capa del adhesivo tiene comportamiento plástico. Esto tiene como consecuencia una pérdida de tolerancia al daño de la unión adhesiva.

Si se utiliza composite para el adherente exterior y metal para el interior, existirá un desequilibrio en rigidez. La resistencia de la unión vendrá dada por el menor valor calculado

de la máxima capacidad de carga a la derecha o a la izquierda.

2.5.3. Modelo de unión escalonada

Por último se va a hacer referencia a la unión escalonada. En la figura 2.21 se muestra el modelo de la unión en cuestión. En este caso la distribución de tensiones de cortadura no es uniforme y tiene sus valores máximos al final de cada escalón.

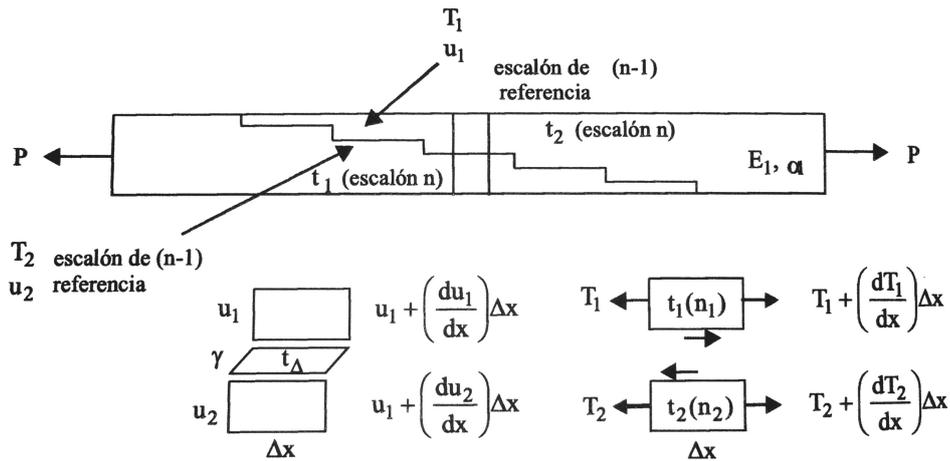


Figura 2.21: Distribución de la tensión en una unión adhesiva de doble solape suponiendo comportamiento elástico-plástico.

La ventaja de este método es que con un correcto diseño el solape escalonado puede llegar a unir correctamente adherentes de cualquier espesor. Este tipo de unión suele ser práctica habitual en la unión de composite con adherentes metálicos. Las uniones escalonadas son muy utilizadas en aviones en los que la piel de las alas de material compuesto se une a partes del fuselaje fabricadas en aleación de titanio.

La capacidad de transferencia de carga de una unión de este tipo no crece de forma indefinida con la longitud de solape de cada escalón, de forma que incluso para eliminar sobrecargas al final de cada escalón es necesario reducir la longitud de solape en algunas ocasiones. Esto redundaría en el hecho de que para incrementar la capacidad de carga es necesario aumentar el número de escalones, no la longitud de cada uno.

2.6. Estudio de la fractura en uniones por métodos numéricos

La delaminación y la rotura de uniones solapadas en materiales compuestos y metálicos se ha estudiado mucho, tanto de forma numérica como experimental, ya que es una de las causas que pueden llevar a una estructura a romperse.

Estos estudios que describen numéricamente la fractura o delaminación se han llevado a cabo mediante dos técnicas muy desarrolladas a lo largo de todos estos años. La pri-

mera se basa en la mecánica de la fractura elástico-lineal (LEMF) estudiada ya en este capítulo, y la segunda formula el problema desde el campo de la mecánica del daño. Se ha demostrado que, aun despreciando las no linealidades, las técnicas basadas en la mecánica de la fractura elástico-lineal son bastante efectivas y consiguen predecir el crecimiento de grietas a partir de una preexistente. Algunas de estas técnicas para calcular la tasa de liberación de energía son la curva de R [13] o la integral J [12], entre otros. En todos los casos, para modelizar el crecimiento de la grieta se asume que esta se propaga cuando la tasa de liberación de energía asociada es mayor o igual que un valor crítico (G_c), criterio que ya se ha explicado en este capítulo.

Cuando se han intentado implementar estas técnicas usando códigos de elementos finitos el resultado no ha sido del todo bueno, ya que el cálculo de los parámetros básicos en problemas de fractura (como la tasa de liberación de energía o el factor de intensidad de tensiones) requieren información de los nodos de delante y detrás de los frentes de grietas, y cuando se da la situación de que hay un progresivo crecimiento de grietas estos cálculos se complican mucho. Además, como se ha indicado, para aplicar este tipo de técnicas basadas en LEMF es necesaria la existencia de una grieta previa, por lo que no son aplicables para describir el inicio de la grieta. Es por todo esto que se ha desarrollado otra estrategia en la que el comportamiento mecánico de la interfaz se modela desde el punto de vista de la mecánica del daño. Estos modelos son los modelos de zona cohesiva (en inglés CZM, *cohesive zone model*) y se van a describir en el capítulo siguiente.

Modelos de Zona Cohesiva

3.1. Introducción

La mayoría de métodos utilizados para simular la propagación de grietas basados en la mecánica de la fractura elástico-lineal (LEFM) dificultan el estudio del inicio de grieta, ya que asumen la presencia de una grieta inicial. Es por ello que otros modelos se han ido desarrollando, como los modelos de fisura cohesiva [15, 16], los modelos de interfaz elástico lineales [17, 18] o los modelos de delaminación basados en el enfoque energético [19]. En concreto, los **Modelos de Zona Cohesiva** (en inglés *Cohesive Zone Models*, CZM) asumen diferentes hipótesis a las adoptadas en LEFM evitando así la presencia de singularidades en cuanto a la tensión en la punta de grieta. Estos modelos permiten estudiar tanto el inicio de grieta como la propagación.

Durante los sesenta, los modelos como el de zona cohesiva se usaron para modelar dos tipos de comportamiento: la fractura por fragilidad y la fractura dúctil. Más recientemente, los modelos de zona cohesiva han sido utilizados para estudiar el problema de la delaminación en materiales compuestos [20] y el comportamiento fibra-matriz. En la escala macro, son ampliamente utilizados para estudiar el comportamiento de las uniones adhesivas solapadas, problema del que trata este documento.

El origen del modelo de la grieta cohesiva proviene de Dugdale [21], quien introdujo el concepto de que las tensiones en el material están limitadas por el límite elástico y que una pequeña zona plástica se genera en el frente de grieta. Barenblatt [22] introdujo fuerzas cohesivas a escala molecular con el fin de resolver el problema de equilibrio en cuerpos elásticos con grietas, y Hillerborg [23] propuso un modelo que introdujo el concepto de tensión de tracción. Este último modelo fue el que permitió estudiar el inicio de nuevas grietas. Además, Hillerborg y sus colaboradores desarrollaron la implementación de estos modelos en el método de los elementos finitos.

Estos modelos, formulados en la mecánica del daño, están basados en el concepto de la grieta cohesiva. Esto es, una zona de daño cohesivo se desarrolla cerca del frente de grieta. CZM relacionan las tracciones con la separación en la interfaz en la que se puede crear o propagar una grieta. El inicio del daño empieza cuando el valor de la tracción alcanza un valor máximo característico, llamado resistencia interfacial τ^0 . En el gráfico tracción-separación (figura 3.1), cuando el área bajo la curva es igual a la tenacidad a fractura, la tracción se reduce a cero y se crean nuevas superficies de grieta. Esta ley de tracción-separación viene definida, por tanto, por tres parámetros fundamentales: la rigidez inicial, la fuerza cohesiva crítica y la tenacidad a fractura.

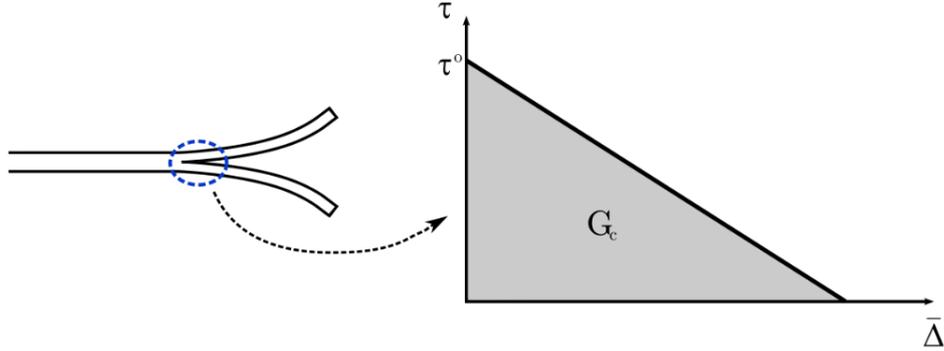


Figura 3.1: Gráfico tracción-separación en la zona cohesiva delante del frente de grieta [26].

Uno de los problemas fundamentales en la aplicación de los CZM es la elección de la ley de material o ecuación constitutiva en la zona cohesiva. A lo largo de los años se han utilizado diversas leyes de tracción-separación en función del material o la aplicación a analizar. Se estudiarán en subapartados posteriores.

Las ventajas de las formulaciones basadas en los modelos de zona cohesiva frente a las de la mecánica de la fractura son su simplicidad y la unificación en un único modelo del inicio y crecimiento de grietas. Así, con estos modelos se puede realizar el análisis de tolerancia al daño y de tensiones con la misma herramienta. En los siguientes apartados se van a tratar los distintos modelos de zona cohesiva y los parámetros que los caracterizan.

3.2. Modo puro de carga

Cuando la unión está solicitada con cargas puras de Modo I, Modo II o Modo III (ver capítulo 2, sección 2.4.3), el inicio de la grieta ocurre cuando la correspondiente tracción interlaminar se hace igual a la resistencia interfacial respectiva ($\tau_1^o, \tau_2^o, \tau_3^o$):

$$\tau_i = \tau_i^o \quad (3.1)$$

De igual modo, la propagación de la grieta tendrá lugar cuando la tasa de liberación de energía (G_I, G_{II} o G_{III}) es igual a la correspondiente tenacidad a la fractura ($G_{Ic}, G_{IIc}, G_{IIIc}$):

$$G_i = G_{ic} \quad (3.2)$$

Estas dos ecuaciones definen el criterio de inicio y propagación de las grietas y la delaminación. Así mismo, la transición entre el inicio y la propagación de la delaminación viene dada por la ecuación constitutiva, que se estudiará en el subapartado 3.5.

3.3. Modo mixto de carga

En la mayoría de aplicaciones aeroespaciales con uniones adhesivas solapadas con materiales compuestos o metálicos, la delaminación y la propagación de grietas tiene lugar bajo acciones de carga en modo mixto. Bajo estas cargas, los efectos de acoplamiento entre los distintos modos han de ser tenidos en cuenta.

Bajo solicitaciones de modo mixto, el inicio del daño y su correspondiente propagación puede ocurrir antes de que alguna componente de la tracción interlaminar involucrada alcance su respectiva resistencia interfacial. Cui *et al* [24] han subrayado la importancia de las interacciones entre las componentes de la tracción interlaminar cuando se trata de predecir la delaminación. Fue demostrado que usar el criterio de la tensión máxima fue erróneo, por lo que se propuso otro método para el criterio de delaminación bajo modo mixto de carga.

Este criterio f_{inicio} asume que el daño se puede predecir usando el criterio de fallo cuadrático [20], considerando que las tracciones normales a compresión no afectan a la delaminación:

$$f_{inicio} = \left(\frac{\langle \tau_3 \rangle}{\tau_3} \right)^2 + \left(\frac{\tau_2}{\tau_2} \right)^2 + \left(\frac{\tau_1}{\tau_1} \right)^2 - 1 = 0 \quad (3.3)$$

donde $\langle \cdot \rangle$ es el paréntesis de MacAuley, definido como $\langle x \rangle = \frac{1}{2}(x + |x|)$, que es lo que evita que se tengan en cuenta las compresiones, como ya se ha indicado. Se puede observar que el inicio de la delaminación puede ocurrir antes de que ninguna de las tracciones haya alcanzado su máximo admisible.

El criterio utilizado para predecir la propagación de la delaminación bajo cargas mixtas se basa normalmente en la tasa de liberación de energía y la tenacidad a fractura. Este se suele formular independientemente del criterio de inicio y se expresa como:

$$f_{propagacin} = f(G_i) - 1 = 0 \quad (3.4)$$

donde $f_{propagacin}$ es una función de las tenacidades a fractura de los modos puros, y $f(G_i)$ es una norma de las tasas de liberación de energía. En la literatura existen diferentes maneras de definir este criterio, pero el más extendido es el de la ley potencial:

$$f_{propagacin}(G_i) = \left(\frac{G_I}{G_{Ic}} \right)^\xi + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIc}} \right)^\eta + \left(\frac{G_{III}}{G_{IIIc}} \right)^\mu - 1 = 0 \quad (3.5)$$

donde, como ya se sabe, G_I, G_{II} y G_{III} son las componentes de la tasa de liberación de energía, G_{Ic}, G_{IIc} y G_{IIIc} son las tenacidades a fractura de los modos puros y ξ, η y μ son parámetros que se ajustan con datos experimentales. Cuando no se tienen datos experimentales, fijar estos valores en 1 se corresponde con un criterio de fallo lineal, mientras que fijarlos en 2 se corresponderá con un criterio cuadrático.

Benzeggagh y Kenane [26] propusieron un criterio de fallo (criterio B-K) que se ajusta mejor a los datos experimentales:

$$f_{propagacin} = \frac{G_I + G_{II} + G_{III}}{G_c} - 1 = 0 \quad (3.6)$$

donde

$$G_c = G_{Ic} + (G_{IIc} - G_{Ic}) \left(\frac{G_{II}}{G_I + G_{II} + G_{III}} \right)^\eta \quad (3.7)$$

G_c es la tenacidad a fractura en modo mixto y η es un parámetro que se obtiene ajustando la ecuación 3.6 a datos experimentales.

3.4. Implementación numérica de CZM

Uno de los requisitos de los modelos de zona cohesiva es que se puedan implementar de manera relativamente fácil en códigos de elementos finitos. Para ello, la relación tracción-desplazamiento que se observa en la figura 3.1 ha de ser modificada de forma que se pueda implementar con los elementos de interfaz de los codigos de elementos finitos. Esta modificación es la pendiente finita en la ley cohesiva antes del inicio del daño (ver figura 3.2 izquierda). La recta en sí no tiene sentido físico pero su uso está justificado, ya que los elementos cohesivos no pueden tener rigidez infinita. Este comportamiento lineal es lo que le da a la interfaz una rigidez muy alta antes del inicio del daño, pero no infinita.

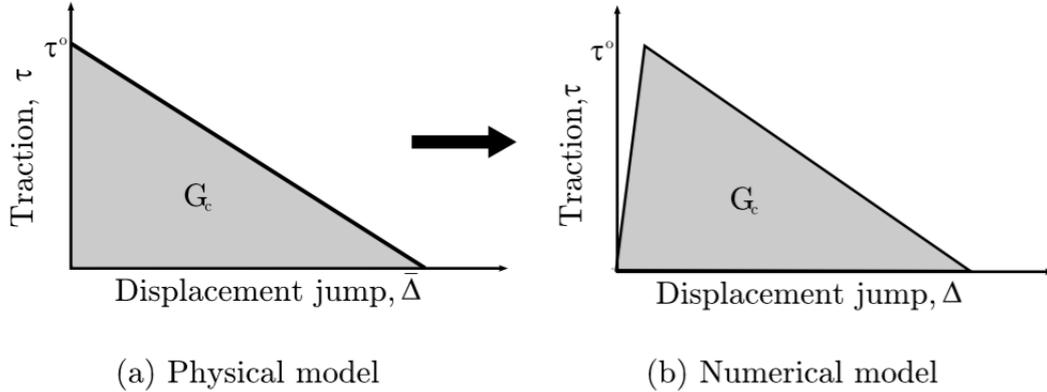


Figura 3.2: Equivalencia entre el modelo de zona cohesivo físico y el numérico [26].

Existen dos formas de afrontar el problema de formulación de la zona cohesiva: interelementos discretos de grieta y intraelementos discretos de grieta.

En la primera estrategia, la grieta crece entre elementos y es necesario volver a mallar cuando el camino que va a seguir la grieta no se conoce con anterioridad. Xu *et al* [28] y Camacho *et al* [15] posicionaron la zona cohesiva como un interelemento entre cada par de elementos colindantes en la malla, idea muy utilizada en la simulación de delaminación de

composites laminados usando elementos de interfaz, también llamados elementos cohesivos [27,15].

La otra aproximación, el uso de inraelementos, se basa en el concepto de las discontinuidades fuertes. Se puede demostrar que la introducción de discontinuidades fuertes cinemáticas en un medio continuo, regidas por ecuaciones constitutivas continuas (tensión-deformación) con ablandamiento, inducen al cumplimiento de una ecuación constitutiva tracción-desplazamiento específica en la interfaz de la discontinuidad. La grieta es modelada como un salto en el campo de desplazamiento de los elementos continuos. La magnitud del salto viene determinada por unos grados de libertad extra, que se añaden a los existentes nodos de la malla de elementos finitos. Remmers [29] utilizó esta aproximación para formular la delaminación en una placa. Una de las desventajas de este método es que el requerimiento de grados de libertad extra hace complicada la implementación de esta estrategia en códigos comerciales de elementos finitos.

3.5. La ecuación constitutiva

Uno de los problemas fundamentales en la aplicación de los modelos de zona cohesiva es la elección de la ley de material en la zona cohesiva. En la historia de los CZM se han ido utilizando diversas leyes de tracción-separación en función del material o la aplicación, y estas diferentes leyes son el tema de discusión en esta sección. Estas leyes cobran tanta importancia debido al hecho de que el inicio del daño está relacionado con la resistencia interfacial: cuando el área bajo la curva se hace igual a la tenacidad a la fractura, la tracción se reduce a cero y se crean nuevas superficies de grieta. En la figura 3.3 se muestran las leyes de material más populares.

En general, las leyes de tracción-separación se pueden definir en base a tres parámetros: la energía cohesiva, la tensión cohesiva y la separación en la decohesión del material. Todos ellos están relacionados de manera que la curva cohesiva se puede definir con dos de estos tres parámetros, cosa que hace que los modelos de zona cohesiva sean una herramienta tan interesante y útil.

Además, en las leyes cohesivas se pueden apreciar tres áreas de interés: el comportamiento elástico previo al daño (inicio de la curva), el punto de inicio del daño, que se alcanza cuando se produce una combinación crítica de tensión y separación, y por último la curva de ablandamiento. Las dos últimas regiones deben ser analizadas para cada material y fenómeno correspondiente.

La primera de ellas, figura 3.3 (a), la desarrolló Tvergaard para analizar la separación de las fibras en un metal reforzado, aunque con Hutchinson años más tarde utilizó la cohesiva trapezoidal (b) para evaluar la tenacidad a fractura en materiales elásto-plásticos. La ley de la figura 3.3 (c), que es una versión suavizada de la (b), se ha utilizado para evaluar el proceso de fractura en materiales dúctiles. Needleman (d) desarrolló la ley cohesiva exponencial para evaluar la propagación de grietas bajo condiciones dinámicas, pero la más popular es la ley cohesiva bilineal (e). La curva de la figura 3.3 (f) goza de popularidad en problemas de impacto o en análisis de hormigón.

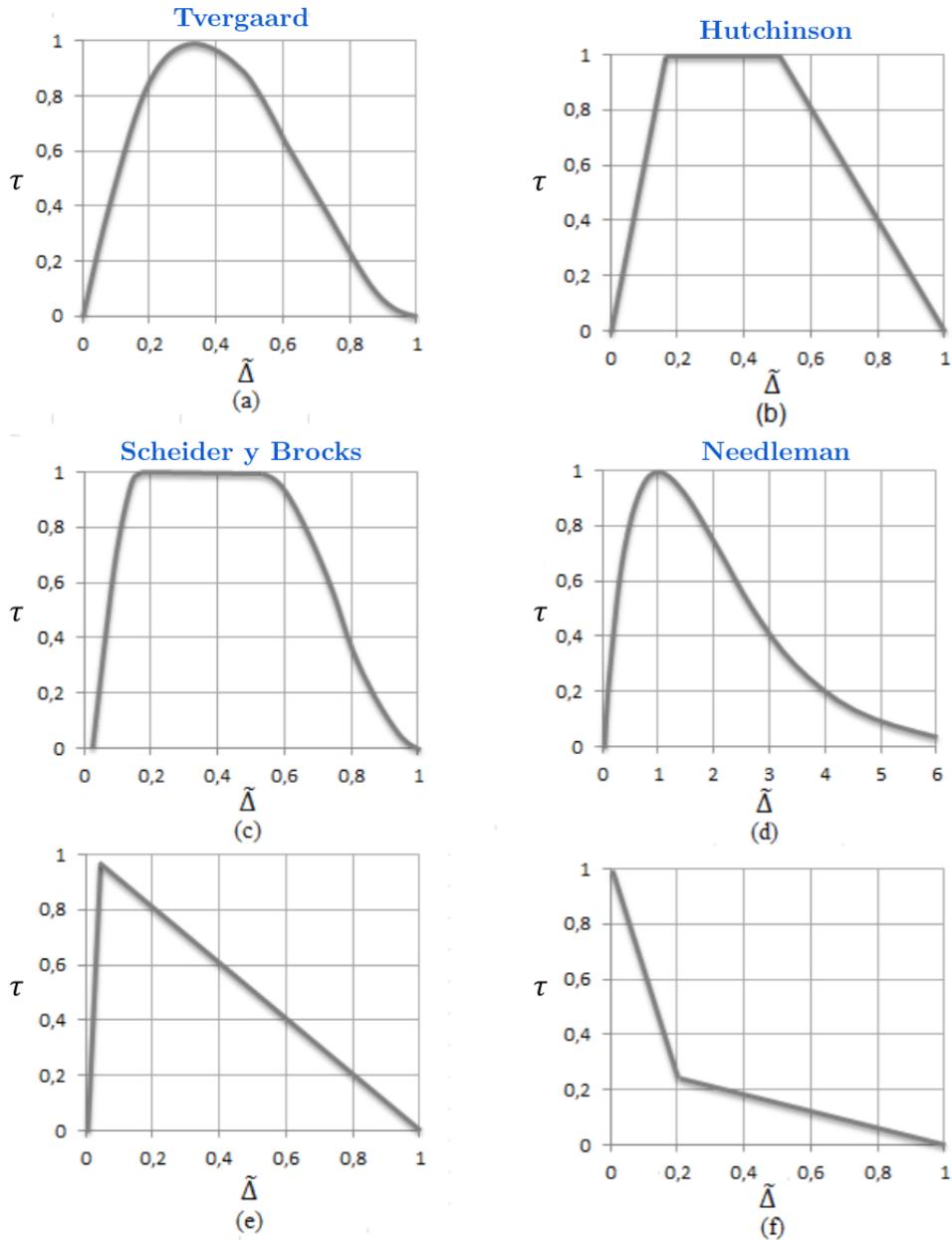


Figura 3.3: Curvas tracción-separación utilizadas en diferentes modelos.

La decisión de qué ley utilizar recae en el coste computacional y en el grado de precisión de los resultados. En particular, la ley trapezoidal (b) proporciona los peores resultados en terminos de estabilidad numérica y convergencia de la solución de elementos finitos a la solución exacta. La ley exponencial (d) resultó ser la más óptima en terminos de precisión, mientras que la bilineal (e) representa la mejor combinación coste computacional/precisión.

3.6. Modelos de zona cohesiva en el código de elementos finitos

En este trabajo, el estudio se va a centrar en los problemas de propagación de grietas en uniones adhesivas solapadas. Para ello el problema se definirá como un modelo de zona cohesiva con ecuación constitutiva bilineal (ver figura 3.3 (e)), por lo que será necesario definir ciertos parámetros.

En los modelos de zona cohesiva implementados en códigos de elementos finitos, la descripción completa del material está dividida en dos elementos: las propiedades de fractura dadas por la ley constitutiva de la zona cohesiva y las propiedades del material cargado.

Hay dos condiciones que es necesario cumplir para obtener una simulación mediante elementos finitos exitosa utilizando modelos de zona cohesiva [30]:

- La contribución cohesiva a la flexibilidad global antes de la propagación de la grieta ha de ser lo suficientemente pequeña para evitar la introducción de una flexibilidad ficticia en el modelo.
- El tamaño del elemento cohesivo ha de ser menor que la longitud de la zona cohesiva.

3.6.1. Tensión máxima del elemento cohesivo

Teniendo en cuenta que el área de la curva $\sigma - \delta$ representa la G_{Ic} , la selección de la tensión máxima implica un valor de desplazamiento máximo δ_M . Esto se convierte en un requerimiento a la hora de elegir adhesivo, frágil o dúctil. Álvaro Antonio *et al* [25] han realizado estudios con tres valores de tensión máxima para una misma rigidez de la superficie cohesiva, obteniendo los siguientes resultados:

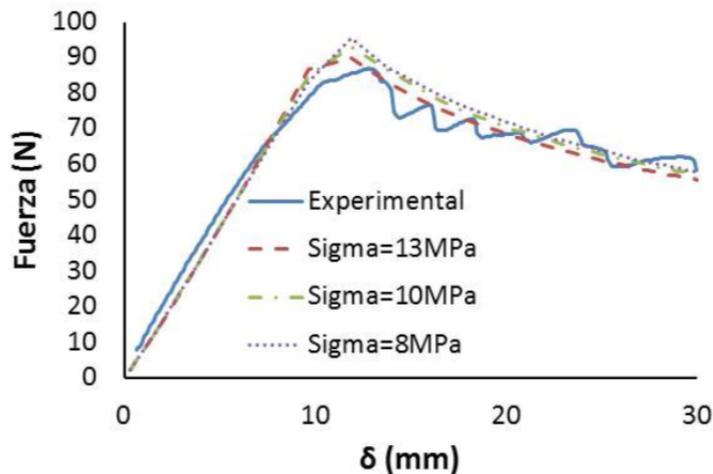


Figura 3.4: Influencia de la tensión máxima del elemento cohesivo [25].

Según este estudio, se puede apreciar que la rigidez inicial se mantiene constante, pero el valor máximo de la fuerza se reduce ligeramente al aumentar la tensión máxima de la

superficie cohesiva. Esto implica la disminución del desplazamiento máximo δ_M y se traduce en un alargamiento de la zona cohesiva cuando se reduce la tensión máxima, de forma que no es necesario utilizar mallados muy pequeños.

3.6.2. Rigidez de las superficies cohesivas

Se pueden encontrar en la literatura diferentes formas de definir la rigidez del modelo de zona cohesiva, que se corresponde con la pendiente de la ecuación constitutiva antes del inicio del daño. Una manera de definir la rigidez es, por ejemplo, relacionarla con el espesor y con el módulo elástico de la interfaz. Sin embargo, Alfano y Crisfield [31] han demostrado que la variación de este parámetro no afecta en gran medida a los resultados finales pero que la disminución de la rigidez mejora notablemente la convergencia numérica. En la figura 3.5 se pueden ver los resultados obtenidos en [25]:

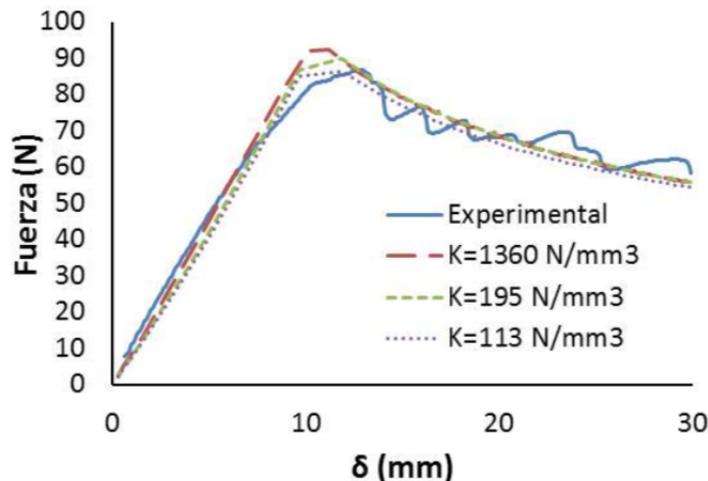


Figura 3.5: Influencia de la rigidez de la superficie cohesiva [25].

Tal y como se aprecia, la reducción de la rigidez de la superficie cohesiva introduce una flexibilidad adicional, pero su influencia resulta despreciable dada la flexibilidad global del modelo. Por otro lado, el valor máximo de la fuerza se reduce ligeramente al disminuir la rigidez, corroborando las conclusiones de Alfano y Crisfield [31].

Es necesario tener en cuenta, como ya se ha indicado, que valores grandes de rigidez interfacial pueden causar problemas numéricos. Es por eso que la rigidez interfacial debe ser lo suficientemente grande como para proporcionar una rigidez considerable y lo suficientemente pequeña como para evitar problemas numéricos.

3.6.3. Longitud de la zona cohesiva

Bajo modos de carga puros, la fractura interlaminar se inicia cuando la tracción alcanza el valor de la tenacidad a fractura interlaminar, mientras que para modos de carga mixtos

el daño se predice a partir del criterio establecido (ver sección 3.3). La aproximación CZM prescribe las tracciones normal y transversal que resisten a la separación y al deslizamiento relativo entre superficies.

La longitud de la zona cohesiva l_{cz} se define como la distancia desde la punta de grieta hasta el punto donde se encuentra la tensión máxima cohesiva, tal y como se indica en la figura siguiente:

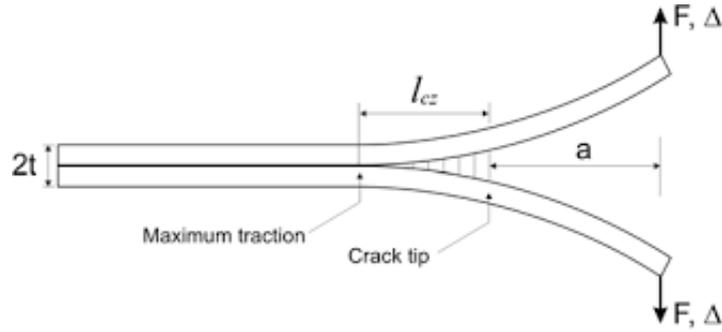


Figura 3.6: Longitud de la zona cohesiva [32].

En la literatura existen diferentes métodos para estimar la longitud de la zona cohesiva [26]. Irwin estimó el tamaño de la zona plástica antes de la rotura considerando la punta de grieta donde la tensión equivalente de Von Mises superaba la tensión de fluencia a tracción, Hillerborg estudió mediante elementos finitos la formación y el crecimiento de las grietas en hormigón utilizando modelos de zona cohesiva, Hui definió la longitud de la zona cohesiva para sólidos elásticos blandos, y Falk y Rice la estimaron como función de la velocidad de crecimiento de la grieta. Otros autores relacionaron la longitud de la zona cohesiva con la ley de tracción-separación empleada. Las expresiones que resultaron de estos modelos se presentan en la tabla 3.1. Todos los modelos descritos describen la longitud de zona cohesiva de la siguiente forma:

$$l_{cz} = M E \frac{G_c}{(\tau^o)^2} \quad (3.8)$$

donde E es el módulo de Young, G_c es la tenacidad a fractura, τ^o es la máxima resistencia interfacial y M es un parámetro que depende de cada modelo de zona cohesiva. Los modelos más utilizados son el de Hillerborg y el de Rice, y en ellos el parámetro M es cercano a la unidad.

Modelo	l_{cz}
Hui	$\frac{2}{3\pi} E \frac{G_c}{(\tau^o)^2}$
Rice y Falk	$\frac{9\pi}{32} E \frac{G_c}{(\tau^o)^2}$
Hillerborg	$E \frac{G_c}{(\tau^o)^2}$

Tabla 3.1: Modelos de zona cohesiva y su respectiva longitud de zona cohesiva.

En materiales ortótropos, el valor del módulo de Young será el módulo equivalente del material E' . Este valor depende del modo de carga, de si se considera tensión o deformación plana, de si la muestra se considera esbelta o infinita, del espesor del laminado y de las propiedades mecánicas del material.

Para obtener buenos resultados utilizando CZM en códigos de elementos finitos, las tracciones en la zona cohesiva se deben representar adecuadamente a través de una buena discretización espacial de elementos finitos. El número de elementos en la zona cohesiva será:

$$N_e = \frac{l_{cz}}{l_e} \quad (3.9)$$

donde l_e es el tamaño del elemento en la dirección de propagación de la grieta. Se ha de tener en cuenta que para obtener una buena representación de la distribución de tracciones y la energía de fractura se necesita un mínimo de elementos, ya que de lo contrario el modelo no será capaz de obtener el campo continuo de grieta cohesiva. Este mínimo no está muy bien definido en la literatura, ya que hay autores que sugieren usar un mínimo de 10 elementos, mientras que otros, Turon por ejemplo, con 3 elementos consiguieron resultados que se ajustan de manera correcta a los datos experimentales.

El tamaño del elemento para el típico material compuesto suele ser menor de 1 mm, lo que suele comportar un coste computacional muy alto. Esto se puede solucionar variando la resistencia interfacial, pero este problema no se estudiará en este texto.

4.1. Introducción

La parte fundamental de este proyecto consiste en la simulación mediante elementos finitos de tres uniones adhesivas (simple solape, doble solape y escalonada) en el software Abaqus. Se utilizará el entorno Abaqus CAE para tal fin.

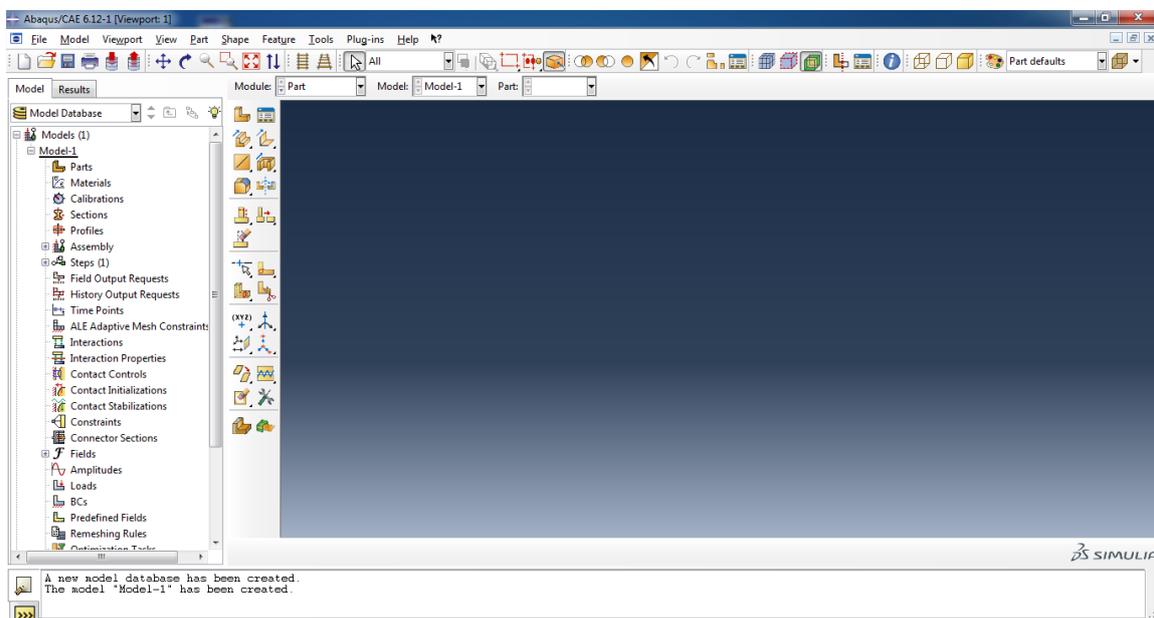


Figura 4.1: Interfaz del software Abaqus CAE.

Según el manual de Abaqus, los modelos de zona cohesiva implementados en el programa pueden ser usados para simular tres tipos de problemas:

- Uniones adhesivas
- Fractura en interfaces de unión
- Juntas entre dos componentes

El problema del cual trata este documento se encuentra entre los dos primeros tipos, ya que se trata de uniones solapadas donde la grieta se va a propagar por el adhesivo. Estos problemas se pueden simular por dos métodos: superficies con comportamiento cohesivo y elementos cohesivos. A continuación se describen cada uno de los métodos, así como el comportamiento cohesivo de la unión.

4.2. Definición del comportamiento cohesivo

Es importante recalcar que las propiedades adhesivas de la unión son comunes para ambos métodos, siendo la única diferencia la forma en que se aplican.

4.2.1. Comportamiento previo al daño

Uno de los parámetros importantes en los modelos de zona cohesiva es la rigidez interfacial de las superficies cohesivas. Esta es de carácter elástico y, como ya se ha visto en apartados anteriores, es la pendiente de la ecuación constitutiva antes del daño.

La definición de este parámetro en Abaqus es diferente si utilizamos superficies cohesivas o elementos cohesivos. Si se utilizan elementos cohesivos este comportamiento previo se definirá en el módulo *Property* con la herramienta *Create Material*, tal y como se indica en la figura 4.2.

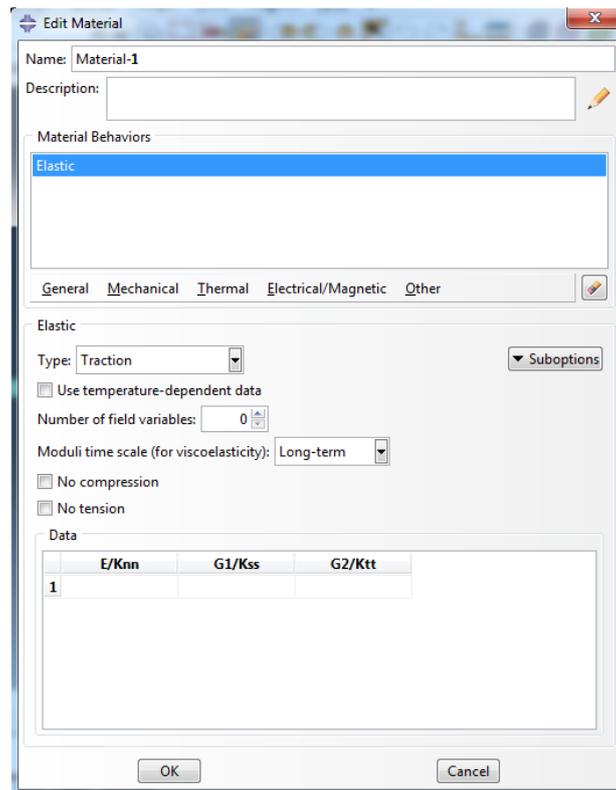


Figura 4.2: Definición del comportamiento previo al daño con elementos cohesivos.

Si se utilizan superficies cohesivas se deberá hacer desde el módulo *Interaction* con la herramienta *Interaction Properties*.

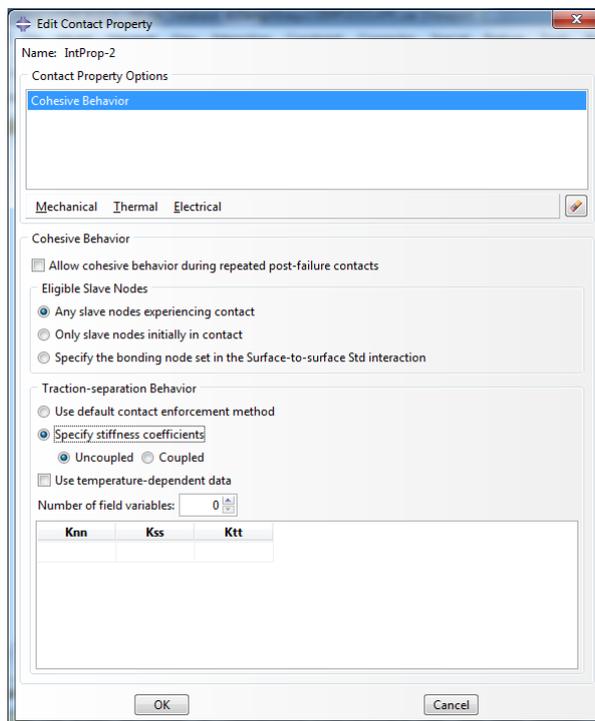


Figura 4.3: Definición del comportamiento previo al daño con superficies cohesivas.

En ambos casos se puede elegir entre comportamiento acoplado o desacoplado.

4.2.2. Criterio de inicio del daño

Existen varios criterios de inicio del daño, pero en este proyecto se va a utilizar el criterio de la máxima tensión nominal (MAXS). Este define las condiciones de máxima tensión que puede soportar el adhesivo antes del daño. Bajo este criterio se considera que el daño empezará cuando el máximo de los ratios de tensión nominal alcance la unidad:

$$\max\left\{\frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0}, \frac{t_s}{t_s^0}, \frac{t_t}{t_t^0}\right\} = 1 \quad (4.1)$$

Si se utilizan elementos cohesivos este criterio se definirá desde el entorno *Property* a través de las herramientas *Create Material*, *Damage for Traction Separation Laws* y eligiendo ahí el criterio de inicio de fallo escogido (figura 4.4).

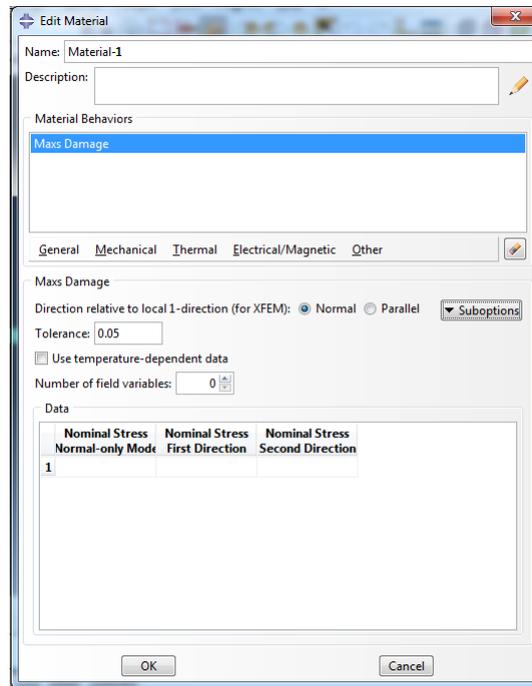


Figura 4.4: Criterio MAXS en elementos cohesivos.

En el caso de superficies cohesivas se hará en el módulo *Interaction* desde la herramienta *Interaction Properties* y la opción *Damage*.

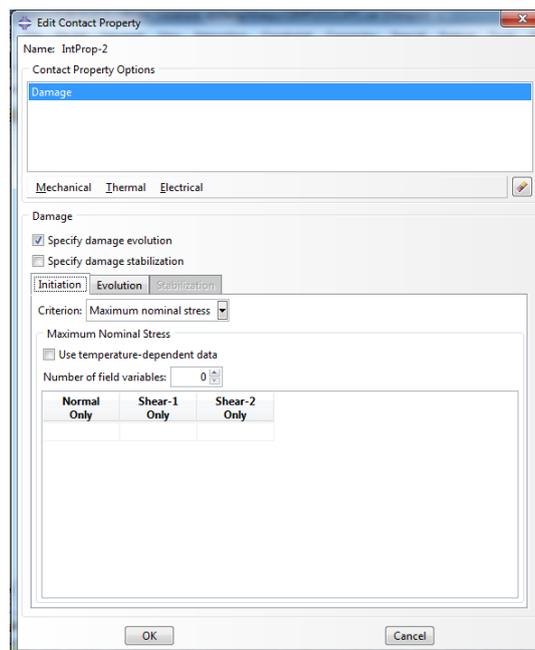


Figura 4.5: Criterio MAXS en superficies cohesivas.

4.2.3. Evolución del daño

Una vez definidos el comportamiento previo al daño y el criterio de inicio del mismo, sólo queda especificar la evolución del daño de la zona cohesiva. Esta degradación del material cohesivo después de alcanzarse el inicio del daño se describe con la ley de evolución del daño.

En Abaqus la variable que representa el grado de degradación del material cohesivo es la letra D, y esta variable representa el daño total del material. Tomará el valor 0 cuando no se haya producido ningún daño y el valor 1 cuando el material esté totalmente degradado, de forma que las componentes de tensión se verán afectados por esta variable según la siguiente relación:

$$t_i = (1 - D)\bar{t}_i \quad (4.2)$$

Donde \bar{t}_i son las componentes de tensión dadas según el comportamiento elástico previo al daño, es decir, antes del inicio del daño.

Hay muchas leyes diferentes de evolución del daño, pero en este proyecto se ha elegido una evolución basada en el desplazamiento efectivo y se define como:

$$\delta_m = \sqrt{\langle \delta_n \rangle^2 + \delta_s^2 + \delta_t^2} \quad (4.3)$$

Especificando, se ha elegido la ley de evolución lineal, donde

$$D = \frac{\delta_m^f (\delta_m^{max} - \delta_m^0)}{\delta_m^{max} (\delta_m^f - \delta_m^0)} \quad (4.4)$$

Para el modelo con superficies cohesivas, esta ley se define como anteriormente desde el módulo *Interaction* en la herramienta *Interaction Properties*, la opción *Damage* y seleccionando *Specify damage evolution*.

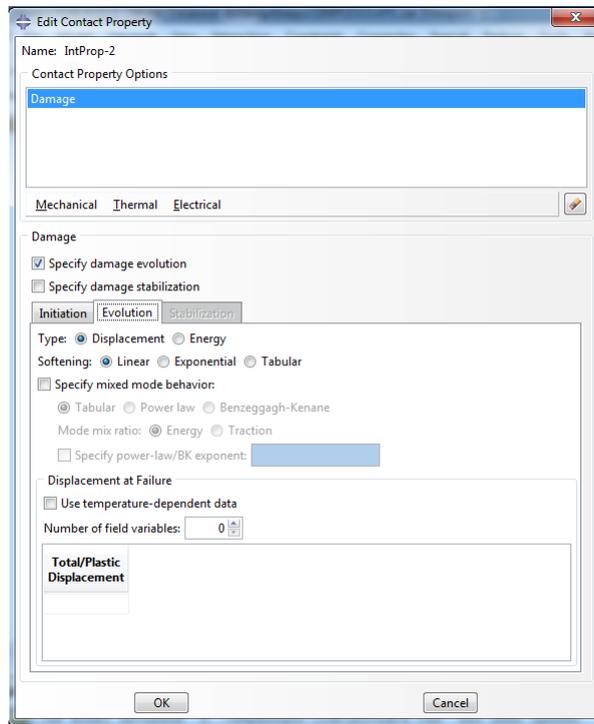


Figura 4.6: Evolución del daño en superficies cohesivas.

En el caso de elementos cohesivos se debe marcar la opción *Damage evolution* en el menú donde se define el daño cohesivo.

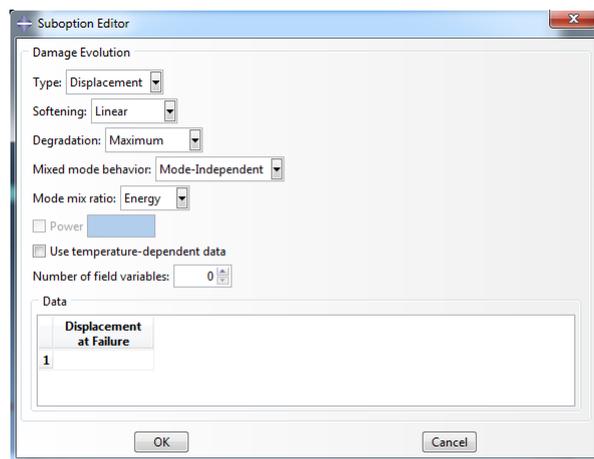


Figura 4.7: Evolucion del daño en elementos cohesivos.

4.3. Simulación CZM con superficies cohesivas

La simulación de modelos de zona cohesiva a través de superficies de contacto con comportamiento cohesivo ofrece capacidades similares a los elementos cohesivos, pero en este caso el contacto es más fácil de definir y permite la simulación de un amplio rango de

interacciones cohesivas. Este tipo de simulación está diseñado para representar situaciones en las que el espesor de la interfaz es muy pequeño o despreciable, como es el caso de las uniones adhesivas. En este caso la simulación de los diferentes modelos para las tres uniones adhesivas se han realizado en base a un modelo bidimensional. Para explicar la metodología en los siguientes apartados se ha elegido el modelo de solape simple.

4.3.1. Creación del modelo de elementos finitos

El primer paso es la creación de las distintas partes que componen el modelo. En este caso se van a definir dos barras, una de aluminio y otra de material compuesto (fibra de carbono/epoxy). Se crearán entonces dos partes iguales, bidimensionales, deformables y de tipo *Shell* en el entorno *Part* dentro de *Create Part*.

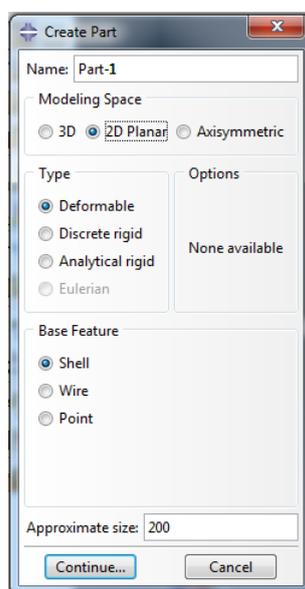


Figura 4.8: Definición de las partes que componen el modelo.

Las dimensiones de las partes son de 60x1mm. Quedará entonces la geometría que se observa en la siguiente figura:



Figura 4.9: Geometría de una parte del solape.

Hay que tener en cuenta varias consideraciones cuando se pretende implementar CZM utilizando superficies cohesivas: se debe dividir las piezas en diversas partes, siendo la estrategia mas efectiva el realizar las divisiones donde se vaya a propagar la grieta. Es por ello que el solape se ha creado en dos barras. Además, en las zonas que exista o pueda

desarrollarse una grieta se deben definir superficies en ambas partes de esta.

La asignación del material y de la sección se realizan en el entorno *Property*, realizándose de la misma forma que en otro tipo de análisis en Abaqus.

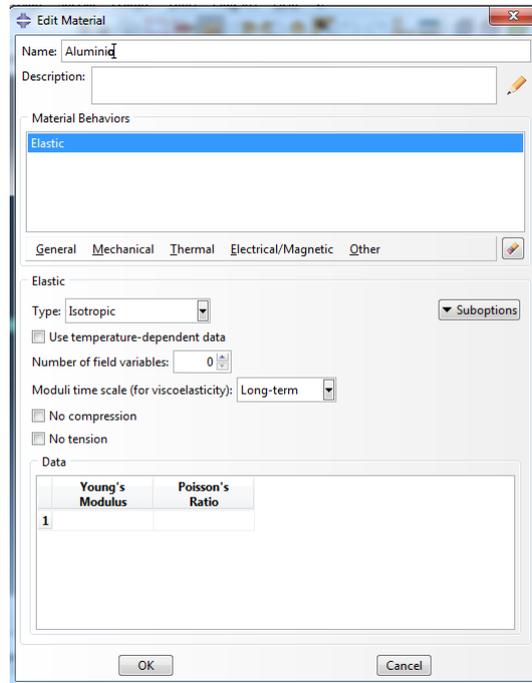


Figura 4.10: Definición de materiales en Abaqus.

Para finalizar este apartado, se crearán dos instancias independientes asociadas a cada una de las partes que conforman el solape. Esto se realiza dentro del entorno *Assembly*, en la opción *Create Instance*, tal y como se indica en la figura siguiente:

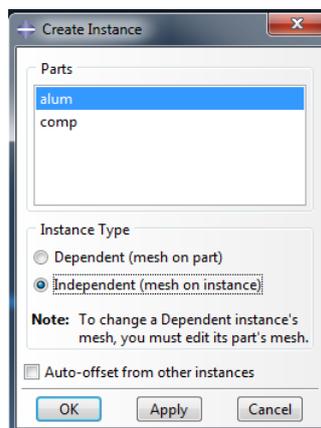


Figura 4.11: Creación de instancias.

Así queda conformada la unión adhesiva. Es remarcable el hecho de que al crear el

ensamblaje de la unión, las dos partes quedan unidas sin ninguna separación entre ellas, lo que comporta que el espesor del adhesivo es nulo. Esto no es del todo cierto pero sí que es muy pequeño, por lo que se acepta la simplificación.

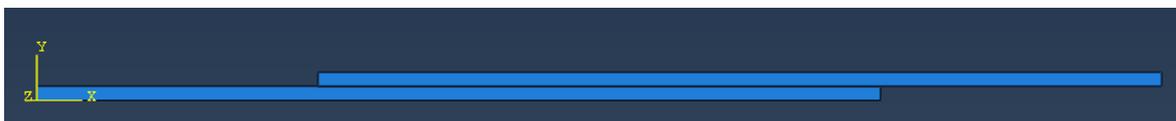


Figura 4.12: Modelo con superficies cohesivas.

4.3.2. Mallado del modelo

El mallado conviene realizarlo dentro del módulo *Part*, ya que al crear las instancias se han hecho de forma dependiente. Para el mallado se han usado elementos bidimensionales de tipo CPS4, y el tipo de la malla es estructurado.

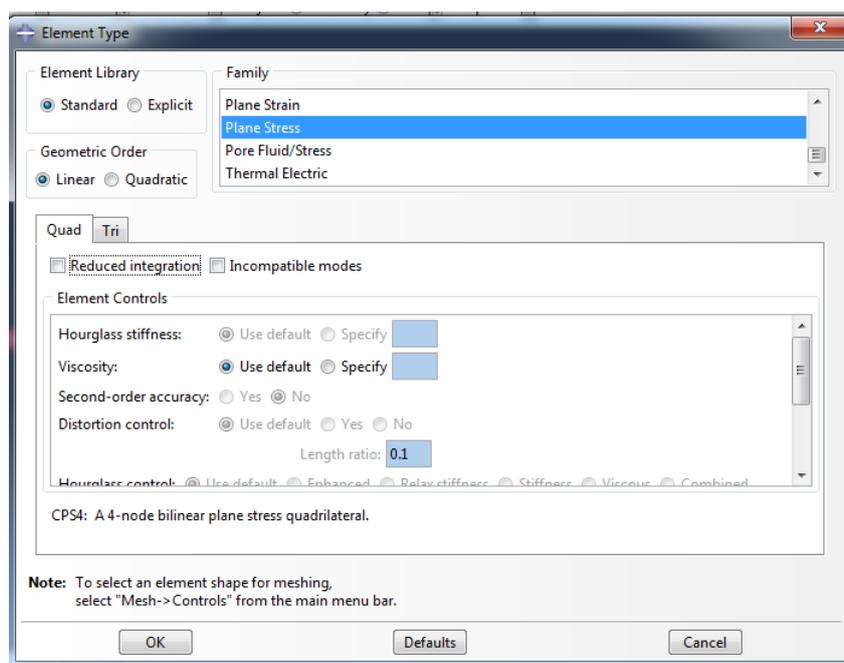


Figura 4.13: Menú del mallado en Abaqus.

Una vez elegido el tipo de elemento y la estructura, se ha definido el tamaño de elemento dependiendo de la zona a mallar (no son todos los elementos del mismo tamaño) y se ha mallado el modelo. La malla del modelo de solape simple es la mostrada en la figura 4.14:



Figura 4.14: Malla del modelo con superficies cohesivas.

4.3.3. Definición de la zona cohesiva

El comportamiento cohesivo de la interfaz basado en superficies cohesivas se rige siempre por una ley de tracción-separación. Es por ello que el proceso de asignación de las propiedades de la zona cohesiva se divide en dos pasos: se asigna el contacto entre las dos superficies, tema del que va a tratar este subapartado, y se define el comportamiento cohesivo de este contacto. Este último paso se ha explicado en la sección 4.2 en este mismo capítulo.

Para definir la unión cohesiva, en el módulo *Interaction* se definen las propiedades de esta y se crea la interacción (*Create Interaction*), de tipo contacto y *Surface-to-surface contact* (figura 4.15).

Dentro del menú que aparecerá a continuación se elegirán las dos superficies que forman las dos caras unidas por el adhesivo. Se debe definir únicamente contacto con comportamiento cohesivo en las interfaces.

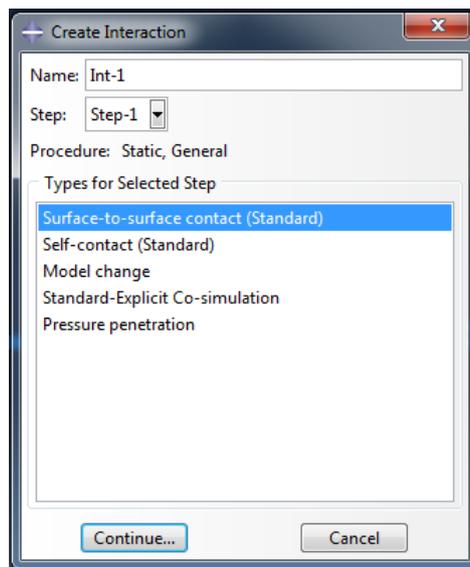


Figura 4.15: Menú de creación de la interacción.

Tras la definición del contacto entre las superficies que forman la unión aparece una ventana como la de la figura 4.16. En esta ventana se deberá seleccionar el método de discretización *Node to surface*.

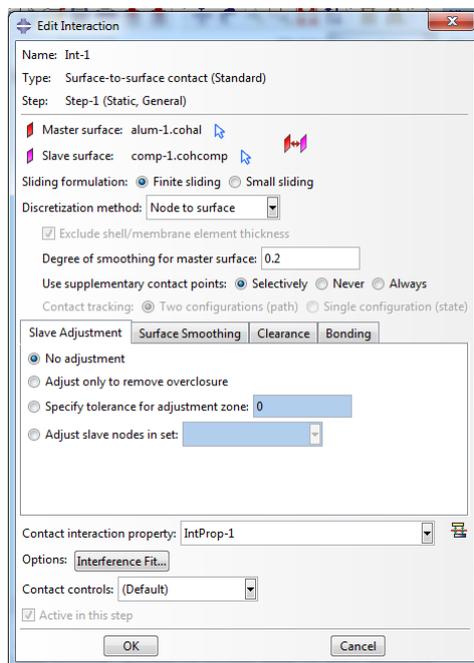


Figura 4.16: Características de la interacción.

Por último, en la ventana que aparece, se deben marcar las siguientes opciones:

- Se debe especificar el espesor fuera del plano de la zona cohesiva, ya que se trata de un modelo bidimensional. Esta opción se encuentra en *Mechanical, Geometric Properties*.
- Se ha de definir también el comportamiento cohesivo previo al daño, el inicio y la evolución del daño (apartado 4.1).

Con esto se completa la definición de las propiedades cohesivas de la interfaz.

4.3.4. Aplicación de condiciones de contorno y cargas

Las condiciones de contorno y cargas se aplican de la misma forma que en cualquier otro tipo de problema en Abaqus, por lo que no se realizará una explicación tan detallada del procedimiento. Estas se aplican dentro del módulo *Load*. Para este problema se aplicará una condición de no desplazamiento en el extremo izquierdo de la barra inferior y un desplazamiento horizontal hacia la derecha en el extremo derecho de la barra superior de la unión.



Figura 4.17: Modelo con condiciones de contorno.

4.3.5. Análisis

Para la preparación y realización del análisis se empieza por definir los pasos de la simulación. Esto se realiza con un *Step* en el que se aplicarán las cargas (figura 4.18). Debido a la naturaleza del problema será necesario activar la opción de no-linealidades geométricas.

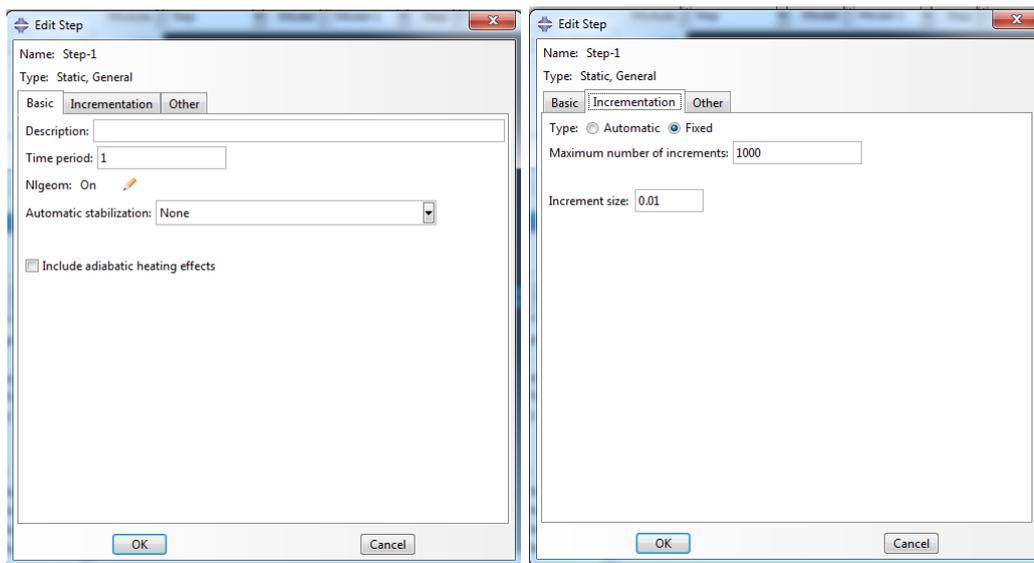


Figura 4.18: Configuración del *Step*.

A continuación, antes de lanzar el análisis, se han de definir las variables de salida que se deseen. En el *Field Output Request*, además de las que vienen por defecto, se piden las siguientes:

- **CSMAXSCRT**: esta variable es el criterio de inicio del daño de la máxima tensión nominal. Un valor menor de 1 indica que el criterio no ha sido satisfecho, mientras que un valor igual o mayor que 1 indica que se ha alcanzado el criterio. Si la evolución está definida, como es el caso, la variable no excederá de 1. No significa el avance de grieta, solo el pico en la ecuación constitutiva bilineal.
- **CSDMG**: valor de la variable escalar del daño, D . Esta toma el valor nulo si no se ha satisfecho ningún criterio de inicio del daño, valor entre 0 y 1 durante la evolución del daño y valor unitario cuando el material cohesivo está totalmente degradado.

4.3.6. Visualización de los resultados

Una vez realizado el análisis y obtenidos los resultados, estos se pueden ver y analizar en el módulo *Visualization*. También se pueden abrir los ficheros *.odb* con el programa

Abaqus/Viewer. Los resultados de los análisis de los tres solapes se mostrarán en el capítulo siguiente.

4.4. Simulación CZM con elementos cohesivos

Cuando se modelan interfaces de unión donde el material que une es un adhesivo, normalmente este suele tener un espesor muy pequeño, por lo que para aplicaciones prácticas se puede despreciar y considerarse de espesor nulo. En este tipo de estudios el material de la interfaz o el adhesivo se define en términos de la mecánica del daño. Los elementos cohesivos modelan el inicio y la propagación del daño, el fallo de la unión y la creación de nuevas superficies de grieta. El comportamiento del adhesivo, anterior al inicio del daño, se degrada bajo cargas de tracción o cortante, pero no se ve afectado bajo compresión.

El método consiste en utilizar los elementos cohesivos en aquellas zonas del modelo donde se espera que la grieta aparezca o se desarrolle y crezca, ya que donde no se utilicen estos elementos las grietas ni se propagarán ni aparecerán.

La simulación se ha realizado, como en el caso anterior, con un modelo bidimensional. Los pasos a seguir se explicarán a continuación, siendo en muchas ocasiones análogos a los explicados para superficies cohesivas.

4.4.1. Creación del modelo de elementos finitos

Para la creación del modelo se definirán las dos partes de igual forma al caso con superficies cohesivas (ver sección 4.3.1), a las que habrá que añadir la parte que representa la interfaz de unión o adhesivo. Se va a crear, por tanto, una parte con longitud igual a la superficie pegada y espesor 0.05mm, que es mucho menor que el espesor de las partes pegadas.



Figura 4.19: Modelo del adhesivo (zona cohesiva).

El hecho de que en este método sí se necesite una parte que represente el adhesivo se debe a que el comportamiento cohesivo se introduce a través de los elementos asociados a dicho adhesivo, por lo que se asignará un material con propiedades cohesivas y se mallará de acuerdo a este tipo de materiales.

En cuanto a los materiales, el aluminio y el material compuesto se modelarán como en el caso anterior, mientras que se habrá de crear el material cohesivo. Esto se ha explicado en la sección 4.2.1. Para asignar el material cohesivo a la parte del adhesivo se crea una sección cohesiva, dentro del entorno *Materials* en la opción *Create Section*, tal y como se indica en la figura siguiente:

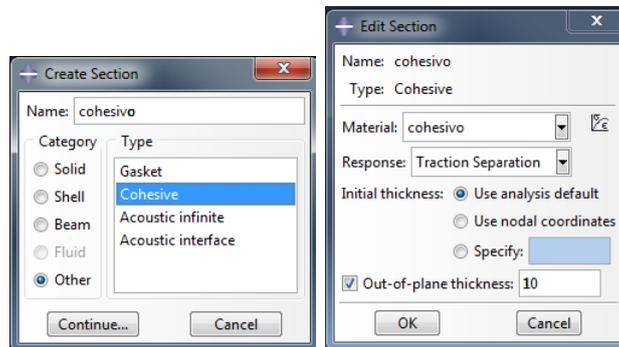


Figura 4.20: Configuración de la sección del material cohesivo.

Para acabar con esta sección se han de crear las instancias asociadas a cada parte, tal y como se ha hecho en el modelo de superficies cohesivas. En este caso se crearán 3 instancias dependientes que se ensamblarán con las herramientas de Abaqus. Como se puede apreciar en la figura 4.21, en este caso existe un espesor entre las dos barras que representa la superficie adhesiva.

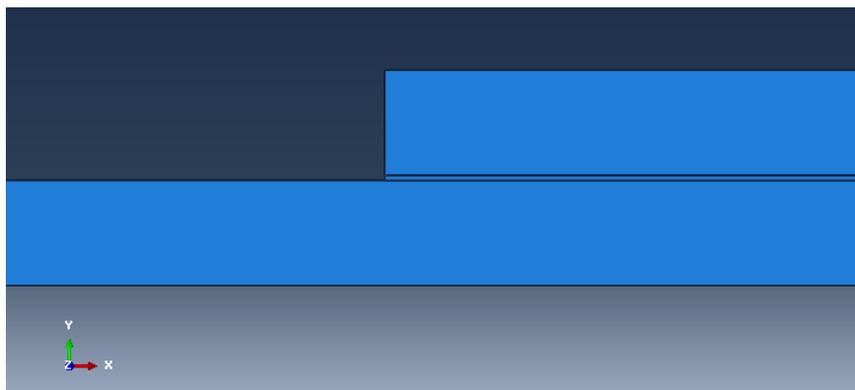


Figura 4.21: Extracto del modelo ampliado.

Cabe destacar que para evitar la fricción entre las dos barras debidas a la proximidad entre ellas, se ha de crear una interacción entre ellas de tipo *Frictionless* dentro del módulo *Interaction Properties*.

4.4.2. Mallado del modelo

La definición de la malla en este caso se hace de forma similar al modelo con superficies cohesivas. Tanto para el aluminio y el composite como para el material cohesivo se han utilizado elementos cuadrilaterales con un tipo de malla estructurada.

Algo importante que destacar es la utilización de dos tipos de elementos diferentes, uno para las partes asociadas a las barras (deformación plana CPS4) y uno para la interfaz de unión (cohesivos bidimensionales COH2D4).

En la figura 4.22 se muestra el resultado final del mallado del modelo.



Figura 4.22: Mallado del modelo con elementos cohesivos.

4.4.3. Aplicación de condiciones de contorno y cargas

La aplicación de condiciones de contorno y cargas se realiza de igual forma al modelo anterior.

4.4.4. Análisis

Para el análisis de este modelo se ha creado un *Step* igual al de la simulación mediante superficies cohesivas, y de igual forma se ha activado la opción de no-linealidades geométricas y la de elementos fijos.

En cuanto a las variables de salida, a parte de las que vienen por defecto (tensiones y desplazamientos) se van a pedir las siguientes en el *Field Output Request*:

- STATUS: es la variable que indica el estado del elemento, toma el valor 1 si está activo y el valor 0 si no lo está.

- MAXSCRT: criterio de inicio del daño de la máxima tensión nominal.

- SDEG: es la variable escalar del daño, D. Esta toma el valor nulo si no se ha satisfecho ningún criterio de inicio de daño, valor entre 0 y 1 durante la evolución del daño y valor unitario cuando el cohesivo está totalmente degradado.

4.4.5. Visualización de los resultados

Una vez realizado el análisis y obtenidos los resultados, se pueden visualizar en el módulo *Visualization* de Abaqus/CAE o se pueden abrir directamente los ficheros .odb con el programa *Abaqus/Viewer*. Los resultados para los diferentes solapes analizados se mostrarán en el capítulo siguiente.

5.1. Introducción

En este capítulo se van a resolver diferentes ejemplos de uniones adhesivas con los métodos que se han explicado en el capítulo 4.

Por una parte se van a comparar los resultados obtenidos para el modelo de solape simple utilizando superficies y elementos cohesivos, de forma que se verá la diferencia de las dos metodologías empleadas así como la similitud de resultados y conclusiones. Una vez realizada esta comparación se procederá a analizar las otras dos uniones adhesivas (doble solape y escalonada) por el método de las superficies cohesivas para posteriormente compararlas con la unión de simple solape. De esta manera se podrá concluir y verificar cuál de las tres uniones funciona mejor y cuál es la menos recomendable.

Como ya se sabe, en Abaqus hay que trabajar con unidades coherentes, ya que el programa no especifica en qué unidades hay que introducir los valores. Se ha trabajado en Mpa, Newtons y mm.

5.2. Comparación de metodologías de estudio de CZM para solape simple

El modelo empleado en esta sección es el que se ha descrito anteriormente en el capítulo 4. Para superficies cohesivas ver la figura 4.12 y para elementos la figura 4.21. Como ya se sabe, la única diferencia con lo que respecta a la geometría es que utilizando elementos cohesivos el adhesivo tiene espesor, mientras que con superficies se ha modelado simplemente con una interacción.

En lo que respecta a los materiales, se ha utilizado aluminio para la barra superior y composite para la inferior. En la siguiente tabla se encuentran las características de cada material:

E (MPa)	ν
70000	0.3

Tabla 5.1: Propiedades del aluminio.

E_1 (MPa)	E_2 (MPa)	G_{12} (MPa)	ν
138000	9400	6700	0.32

Tabla 5.2: Propiedades del composite.

Se asume que $E_2 = E_3$, $\nu_{12} = \nu_{13} = \nu_{23}$ y $G_{12} = G_{13} = G_{23}$.

Se han de definir también el criterio de inicio de daño y el comportamiento previo. Para el comportamiento previo se han utilizado los valores de la tabla 5.3.

K_{nn} (N/mm ³)	K_{ss} (N/mm ³)	K_{tt} (N/mm ³)
1000	1000	1000

Tabla 5.3: Valores de la rigidez interfacial.

Por otra parte, los valores de las máximas tensiones interfaciales que definen el comportamiento del adhesivo son los siguientes, tanto para elementos como para superficies cohesivas:

τ_I^0 (MPa)	τ_{II}^0 (MPa)	τ_{III}^0 (MPa)
47	35	35

Tabla 5.4: Propiedades del adhesivo.

En cuanto al mallado, este no es exactamente igual en los dos métodos. Si en forma pero no en densidad, ya que el método por elementos cohesivos se ha realizado con una malla más densa (ver figuras 4.14 y 4.22). La tabla 5.1 es una comparativa del número de nodos y elementos en cada modelo.

<i>Elementos cohesivos</i>		<i>Superficies cohesivas</i>	
NODOS	ELEMENTOS	NODOS	ELEMENTOS
4012	2720	1680	1336

Tabla 5.5: Comparativa de mallas entre las dos metodologías.

Una vez definidos todos estos parámetros necesarios y realizadas las simulaciones, se van a comparar diversas características obtenidas. Conviene recordar que el desplazamiento aplicado en el extremo derecho de la pieza de aluminio es de 1mm en dirección horizontal y hacia la derecha.

5.2.1. Tensiones de Von Mises y de cortante al final de la simulación

La tensión de von Mises se puede observar en las dos siguientes figuras, la primera para superficies cohesivas y la segunda para elementos cohesivos:

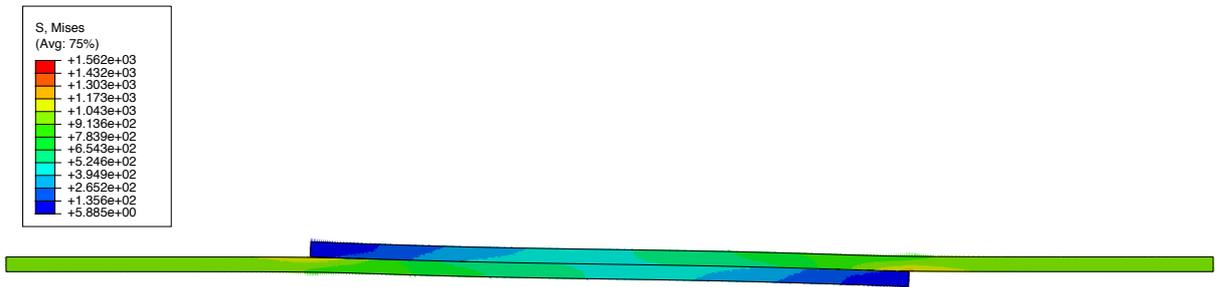


Figura 5.1: Tensión de von Mises en superficies cohesivas.

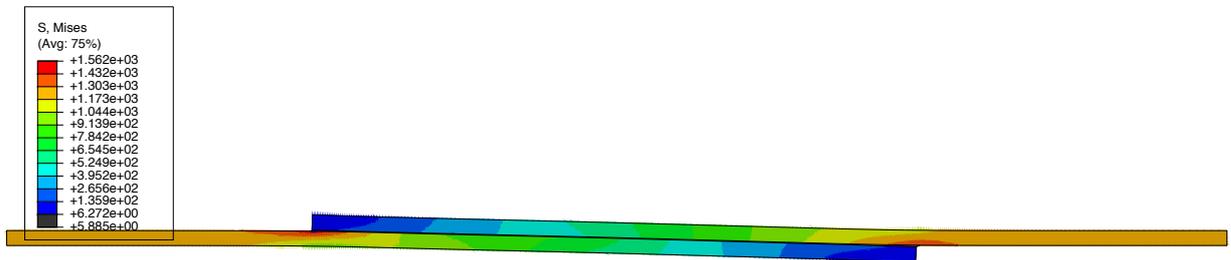


Figura 5.2: Tensión de von Mises en elementos cohesivos.

Se aprecia cómo ambas distribuciones siguen la misma tendencia. Como era de esperar, al estirar del extremo derecho de la unión y esta no ser simétrica, la fuerza tiende a alinearse con la restricción del extremo izquierdo. También se observa que los extremos de la unión, tanto el derecho como el izquierdo, son concentradores de tensiones.

La representación de la tensión de cortante (variable S12 en Abaqus) es la siguiente:

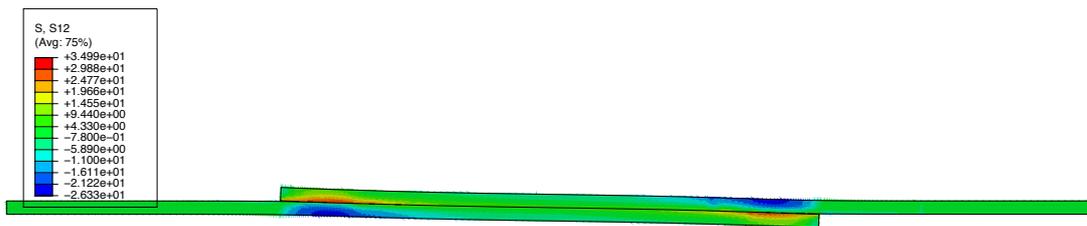


Figura 5.3: S12 en superficies cohesivas.

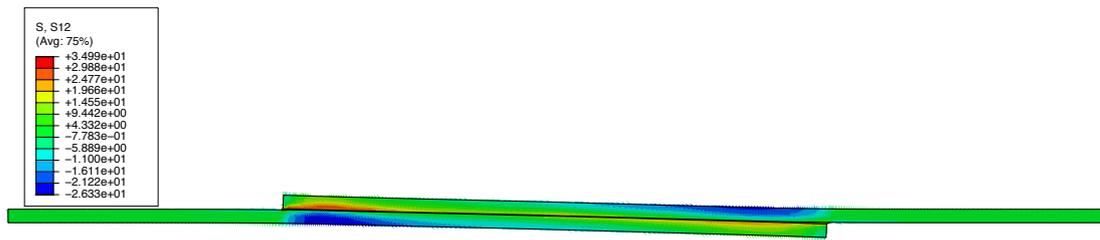


Figura 5.4: S12 en elementos cohesivos.

El resultado obtenido en los dos métodos sigue el mismo patrón. Se observa mejor en las imágenes ampliadas adjuntadas a continuación:

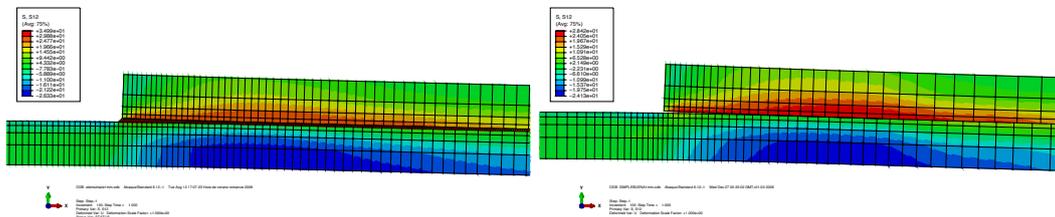


Figura 5.5: S12. A la izquierda elementos cohesivos y a la derecha superficies.

Aunque en las representaciones por superficies cohesivas se aprecie hueco entre ambas superficies de pegado, esto no significa que la grieta se haya propagado. Dada la naturaleza del método, el adhesivo se modela como una interacción, y es por ello que en ocasiones las dos superficies no aparecerán unidas, aunque se podrá comprobar con la variable del daño que el adhesivo no se ha degradado totalmente.

5.2.2. 25 % del criterio de inicio del daño alcanzado y cálculo de las fuerzas necesarias para ello

Para empezar a analizar los resultados, se ha considerado conveniente analizar el momento donde el material cohesivo empieza degradarse, aunque aún no haya alcanzado el criterio de inicio del daño. En estructuras aeronáuticas no interesa ni si quiera alcanzar el criterio, ya que en cuanto se empiece a degradar una unión ha de ser reemplazada inmediatamente. Para ello se ha intentado buscar el momento donde el punto más crítico de la unión alcanza el 25% del criterio de inicio del daño de la máxima tensión nominal. Esto se refleja en la variable CSMAXSCRT para superficies y MAXSCRT para elementos.

Debido a la naturaleza del programa y las simulaciones, obtener el momento exacto (0.25 en las variables) donde se alcanza dicha condición es muy difícil, por lo que se ha intentado aproximar al máximo. Para el modelo con superficies cohesivas la variable CSMAXSCRT resulta de 0.2604 y la variable MAXSCRT para elementos cohesivos será de 0.237; se aprecia este momento en las figuras 5.1 y 5.2.

SECCIÓN 5.2. Comparación de metodologías de estudio de CZM para solape simple

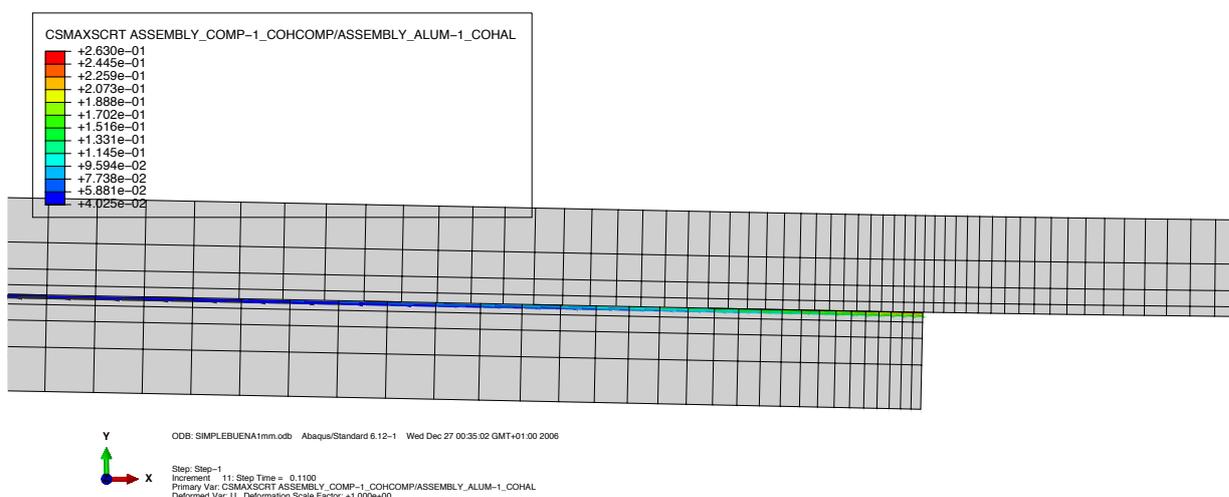


Figura 5.6: 25 % del criterio de inicio del daño alcanzado en superficies cohesivas.

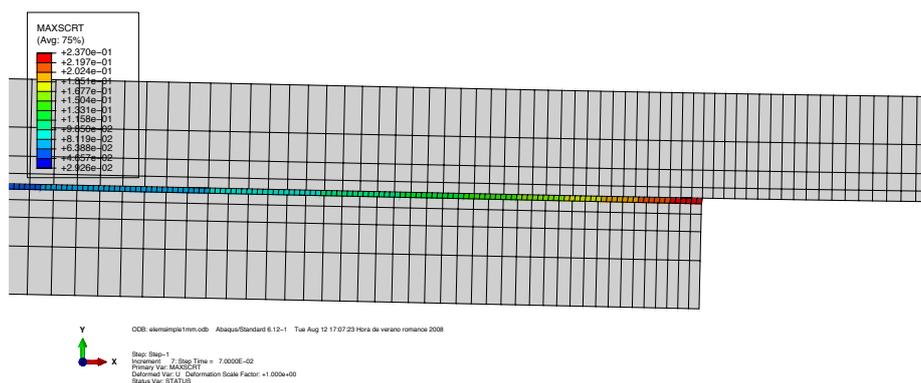


Figura 5.7: 25 % del criterio de inicio del daño alcanzado en elementos cohesivos.

Es interesante resaltar la diferencia en cuanto a la representación de estas variables. Mientras que, como ya se ha dicho, para superficies cohesivas el adhesivo es una interacción y las variables se reflejan en la superficie de pegado, para elementos cohesivos se ven reflejadas en los elementos que conforman el adhesivo. Si nos fijamos en la leyenda de cada imagen se puede ver en rojo los valores del criterio de inicio del daño, próximos a 0.25. Se amplía en este punto porque se ha comprobado que es el más crítico de toda la interfaz.

Además de estas imágenes, se ha calculado la fuerza resultante que se necesita en cada caso para alcanzar el 25 % del criterio de inicio de daño. Esto se ha hecho sumando las fuerzas resultantes en cada nodo del extremo derecho de la barra de aluminio, que es donde se aplicaba el desplazamiento. En la tabla 5.6 se pueden leer los valores de dichas fuerzas para ambos métodos.

La desviación entre los dos valores obtenidos se debe a que no se está comparando el mismo punto exactamente, ya que como se ha explicado es difícil encontrar el momento

Fuerza necesaria

Método elementos cohesivos	Método superficies cohesivas
817.481 N	1041.24 N

Tabla 5.6: Fuerza necesaria para alcanzar el 25% del criterio de inicio de daño.

exacto donde las variables alcanzan el valor 0.25.

5.2.3. Inicio del daño alcanzado y cálculo de las fuerzas necesarias para ello

En este apartado se analizará el momento en que el elemento o nodo más crítico alcanza el valor de la tensión interfacial crítica, es decir, cuando se inicia el daño. A partir de este momento el adhesivo empieza a degradarse. En las figuras 5.8 y 5.9 se refleja este momento para ambos métodos.

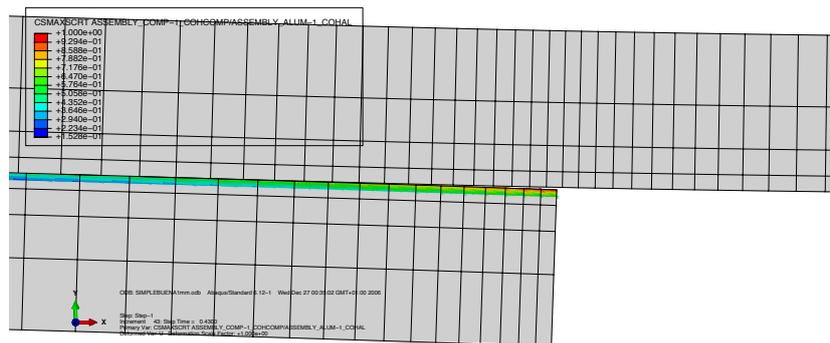


Figura 5.8: Criterio de inicio del daño alcanzado en superficies cohesivas.

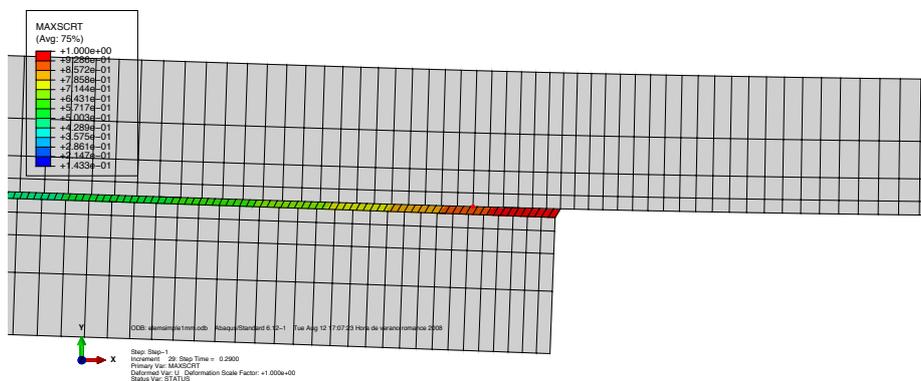


Figura 5.9: Criterio de inicio del daño alcanzado en elementos cohesivos.

SECCIÓN 5.2. Comparación de metodologías de estudio de CZM para solape simple

En la leyenda ya aparece el valor 1 para las variables respectivas, lo que significa que se ha alcanzado el criterio de la máxima tensión nominal. En esta ocasión también se han calculado las fuerzas resultantes en el extremo derecho, siendo en este caso las siguientes:

Fuerza necesaria	
Método elementos cohesivos	Método superficies cohesivas
10897.96 N	12357.4 N

Tabla 5.7: Fuerza necesaria para alcanzar el criterio de inicio de daño.

5.2.4. Desplazamiento de las superficies

El objetivo de las uniones adhesivas es, como es obvio, mantener las superficies pegadas y que no se desplacen relativamente entre ellas. Es por ello que se cree importante representar también el valor de los desplazamientos, en concreto la variable U1 (desplazamiento horizontal). Al haberse impuesto un desplazamiento de 1mm en el extremo derecho, el objetivo en este subapartado será encontrar el punto de la interfaz que menos se desplaza (por lo tanto el menos crítico) y el que más lo hace, es decir, donde probablemente empezase a propagarse la grieta si llegase a romper.

Debido a que las distribuciones son iguales para ambos métodos, se ha optado por mostrar solamente una de ellas:

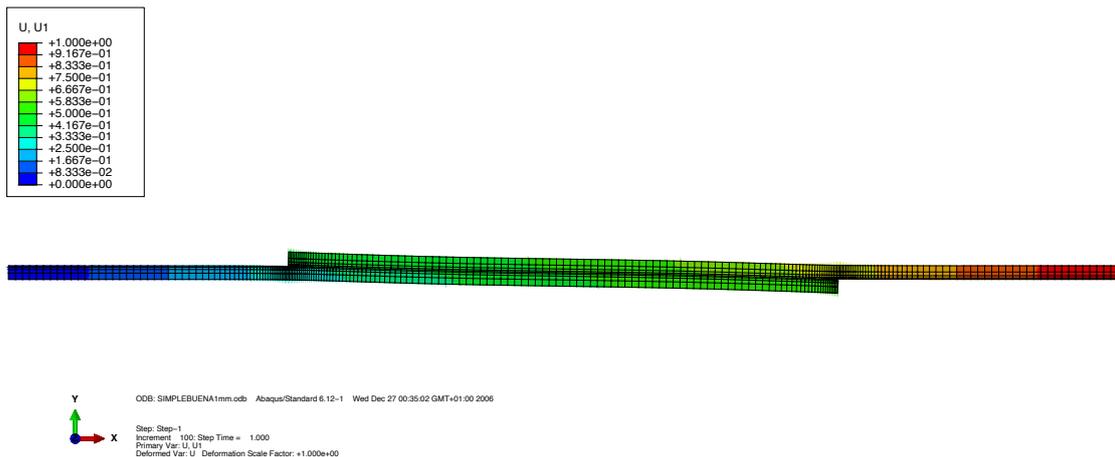


Figura 5.10: Distribución de la variable U1.

Los valores en mm de los desplazamientos descritos para ambos métodos son los siguientes:

<i>Elementos cohesivos</i>		<i>Superficies cohesivas</i>	
U1 mayor	U1 menor	U1 mayor	U1 menor
0.632362 mm	0.371921 mm	0.704055 mm	0.417048 mm

Tabla 5.8: Desplazamientos horizontales de los puntos críticos de la interfaz.

5.2.5. Variable del daño

Para acabar con esta comparación, es interesante también representar la variable del daño, CSDMG para superficies y SDEG para elementos. Esta es la que nos indica si la grieta se ha propagado o no, es decir, si se ha alcanzado la degradación total del elemento. En el caso del método de los elementos cohesivos, los elementos utilizados para modelar el adhesivo empezarían a desaparecer (se podría apreciar con la variable STATUS también), mientras que en el método de superficies cohesivas simplemente al llegar la variable a 1 se separaría más la unión.

En esta simulación en concreto no se ha llegado a romper la unión, por lo que las variables no han llegado a alcanzar la unidad. Se puede apreciar en las siguientes imágenes:

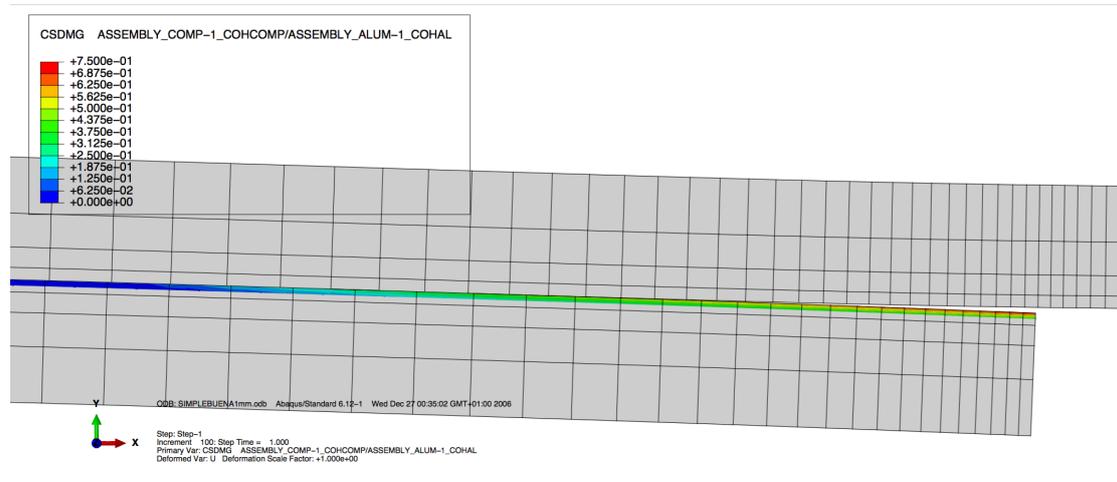


Figura 5.11: Variable del daño en superficies cohesivas.

SECCIÓN 5.2. Comparación de metodologías de estudio de CZM para solape simple

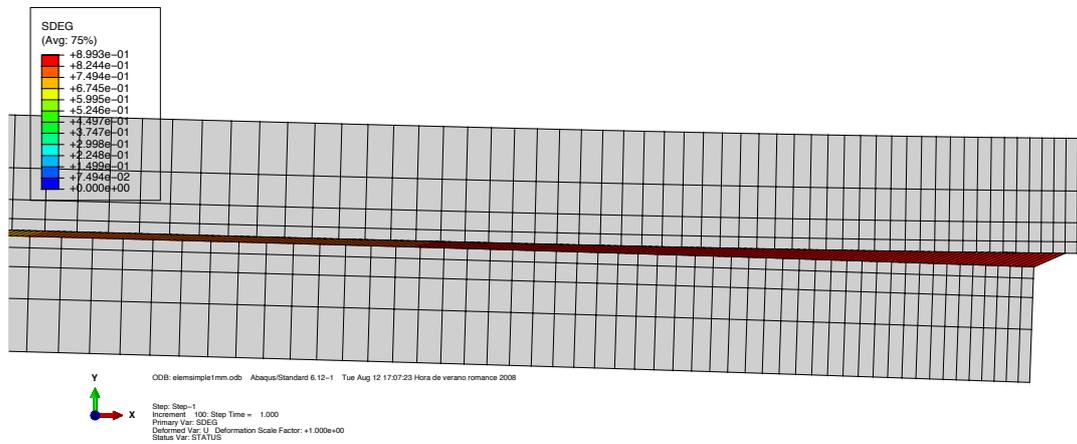


Figura 5.12: Variable del daño en elementos cohesivos.

Aunque a simple vista por el color rojo parezca que sí se ha alcanzado, basta con observar la leyenda para darnos cuenta de que el valor máximo representado no llega a la unidad y, por lo tanto, no se ha propagado la grieta ni se ha roto la unión. Aún así, si se diesen estas condiciones en un caso real en la industria aeronáutica, como ya se ha dicho, se reemplazaría la unión de inmediato.

5.3. Comparación de tres tipos de solape con la metodología de las superficies cohesivas

En esta sección se van a comparar los modelos de solape simple, doble y escalonado con el método de superficies cohesivas. Es necesario recalcar que aunque en las imágenes que se puedan mostrar en las siguientes líneas aparezcan aparentes huecos entre los dos materiales, no es necesario que se deban a grietas, sino que como ya se ha explicado el adhesivo es modelado como una interacción y es la naturaleza del método. La única forma de saber si se han creado grietas con este método es a través de la variable del daño.

Para situarnos, en las siguientes imágenes se muestran las diferentes geometrías de los tres tipos de uniones.



Figura 5.13: Modelo de solape simple.



Figura 5.14: Modelo de solape doble.



Figura 5.15: Modelo de solape escalonado.

En lo que respecta a los materiales utilizados, se ha utilizado de igual forma aluminio y material compuesto, con las mismas propiedades que en el apartado anterior (ver tabla 5.1 y 5.2). En el solape doble la barra del medio es de aluminio y las exteriores de composite, mientras que en el escalonado la barra de aluminio es la de la derecha y la de composite la de la izquierda.

En cuanto a la unión en sí, es decir, las propiedades del adhesivo, el comportamiento previo, el inicio del daño y la evolución se han definido de igual forma que en el apartado anterior. Para ver dichas propiedades consultar las tablas 5.3 y 5.4.

Una de las cosas más importantes en cualquier simulación con un software de este tipo es el coste computacional que acarrea. Por ello se ha creído conveniente indicar la cantidad de nodos y elementos de cada modelo. Se puede ver esta comparativa en la siguiente tabla:

SECCIÓN 5.3. Comparación de tres tipos de solape con la metodología de las superficies cohesivas

<i>Solape simple</i>		<i>Solape doble</i>		<i>Solape escalonado</i>	
NODOS	ELEMENTOS	NODOS	ELEMENTOS	NODOS	ELEMENTOS
1680	1336	3144	2399	6012	5293

Tabla 5.9: Comparativa de mallas entre las diferentes uniones.

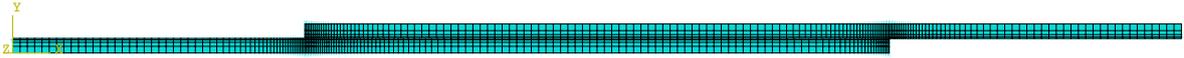


Figura 5.16: Mallado del solape simple.



Figura 5.17: Mallado del solape doble.



Figura 5.18: Mallado del solape escalonado.

Ahora que ya se han especificado los parámetros de las tres uniones y se han realizado las simulaciones se van a comparar las diferentes variables obtenidas y resultados. Al igual que en la sección anterior, el desplazamiento aplicado en el extremo derecho de la unión es de 1 mm y el extremo izquierdo tiene el desplazamiento restringido.

5.3.1. Tensiones de von Mises y de cortante S12

Las figuras 5.19, 5.20 y 5.21 muestran la tensión de von Mises al final de la simulación para cada caso:

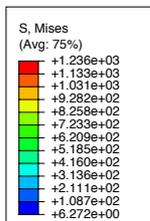


Figura 5.19: Tensión de von Mises en el solape simple.

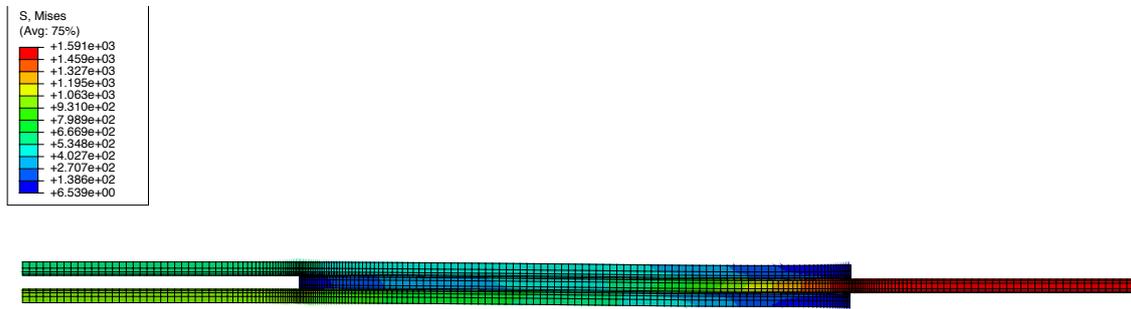


Figura 5.20: Tensión de von Mises en el solape doble.

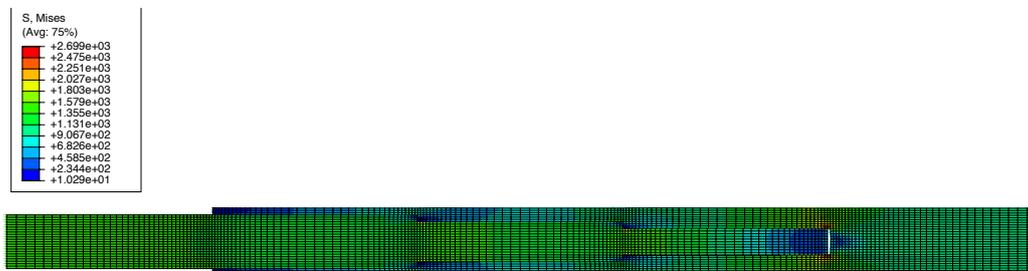


Figura 5.21: Tensión de von Mises en el solape escalonado.

Como era de esperar, en la unión escalonada los escalones actúan como concentradores de tensión, mientras que en el resto de la pieza la tensión de von Mises es bastante menor. Si comparamos la unión simple y la doble se puede apreciar como la doble sigue una tendencia similar a la simple.

En cuanto a la manera de deformarse, en la unión simple la fuerza tiende a alinearse con la restricción, por lo que la barra superior tiende a descender. Consecuentemente, la unión adhesiva se deforma quedando en forma ligeramente diagonal. En el doble solape también se produce un ligero descenso de la barra del medio pero en mucha menor medida, por lo que la deformación es casi simétrica. Por último, la deformación de la unión escalonada es totalmente simétrica, de forma que la barra de aluminio se desplaza sólo horizontalmente.

A continuación, las siguientes tres imágenes muestran la tensión de cortadura. Esta se corresponde con la variable S12 en Abaqus y es interesante de ver por el tipo de problema que se ha planteado.

SECCIÓN 5.3. Comparación de tres tipos de solape con la metodología de las superficies cohesivas

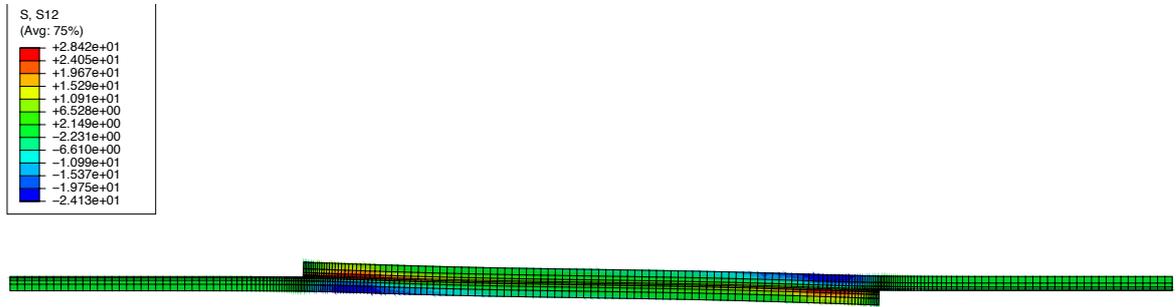


Figura 5.22: S12 en el solape simple.

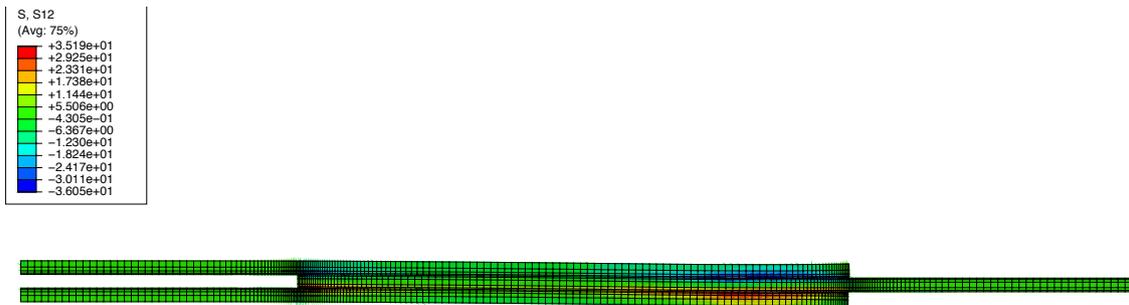


Figura 5.23: S12 en el solape doble.

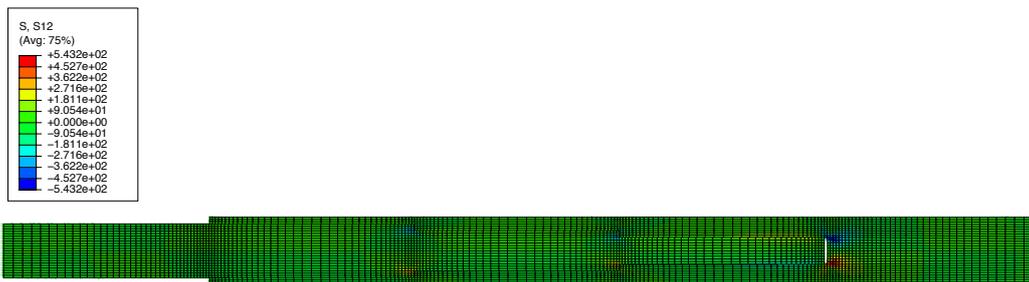


Figura 5.24: S12 en el solape escalonado.

Para poder apreciar mejor la forma del mapa de contornos, se amplían las imágenes al punto más crítico de cada unión:

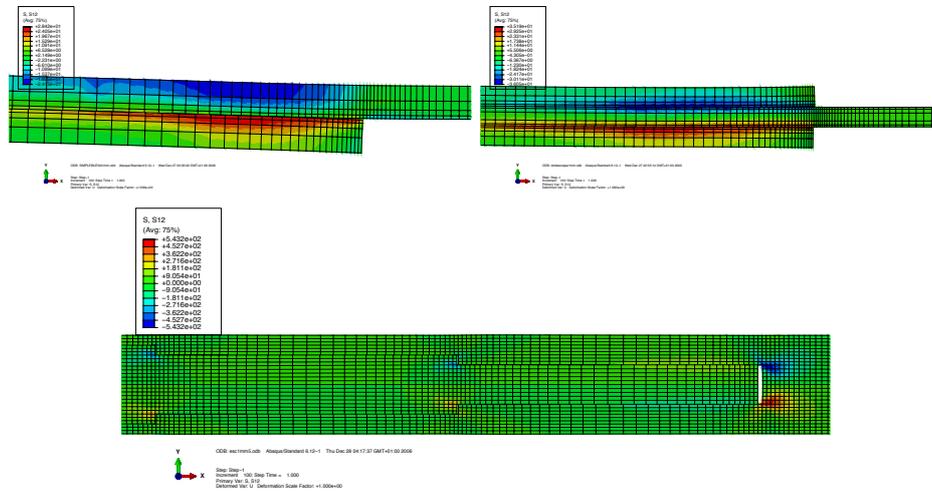


Figura 5.25: S12 en los puntos críticos de cada solape.

Con la unión escalonada pasa lo mismo que con la tensión de von Mises, las esquinas actúan como concentradores de tensión y ahí se acumula la mayor parte del cortante. Se observa como en el extremo derecho de la barra de composite es donde más tensión hay, por lo que es el punto más crítico de la unión. En esa zona el adhesivo está trabajando a tracción.

Las distribuciones del cortante en el solape simple y el doble son similares en forma, hecho lógico ya que la geometría está hecha a partir de una simetría.

La deformación de la unión escalonada es más compleja de apreciar a simple vista, por lo que se ha aplicado un factor de escala de 25 en el software para observar mejor la forma de la unión al final de la simulación. Se queda de la siguiente manera:



Figura 5.26: S12 en el solape escalonado.

SECCIÓN 5.3. Comparación de tres tipos de solape con la metodología de las superficies cohesivas

5.3.2. Criterio de inicio del daño alcanzado

En este subapartado se va a analizar la cantidad de nodos que alcanzan el criterio de inicio del daño al final de la simulación, es decir, en que medida se ha degradado el adhesivo cuando se le aplica un desplazamiento de 1 milímetro. Esto sucede cuando la tensión interfacial supera la crítica, y se visualiza en Abaqus con la variable CSMAXSCRT. A partir de este momento es cuando el adhesivo empieza a perder sus propiedades, aunque no llegue a romper. Se valorará para las tres uniones y de esta manera se podrá comprobar en cual de ellas la unión es más fuerte y en cual más débil.

Las figuras 5.27, 5.28 y 5.29 muestran estos resultados.

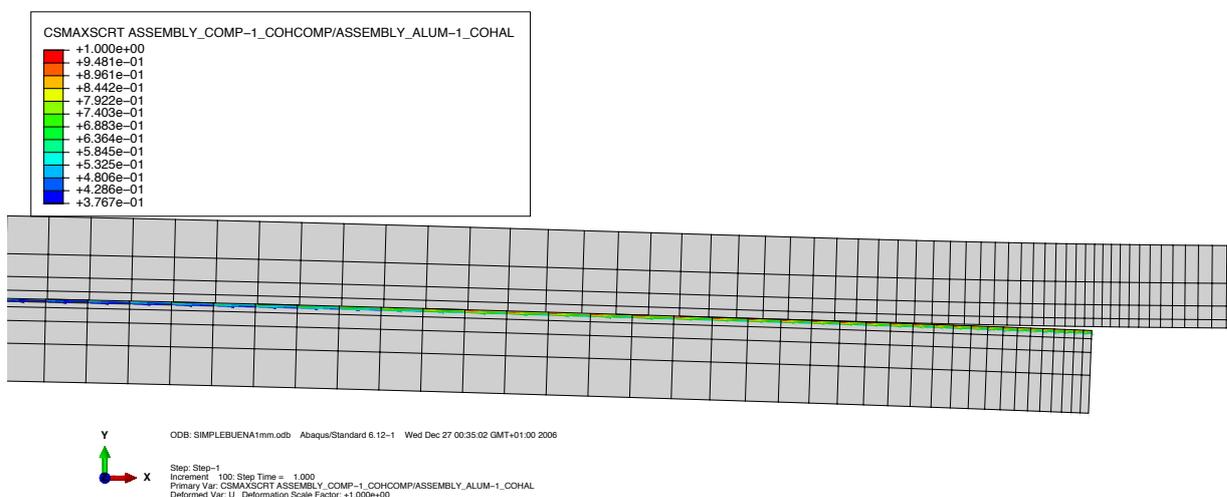


Figura 5.27: CSMAXSCRT en el solape simple.

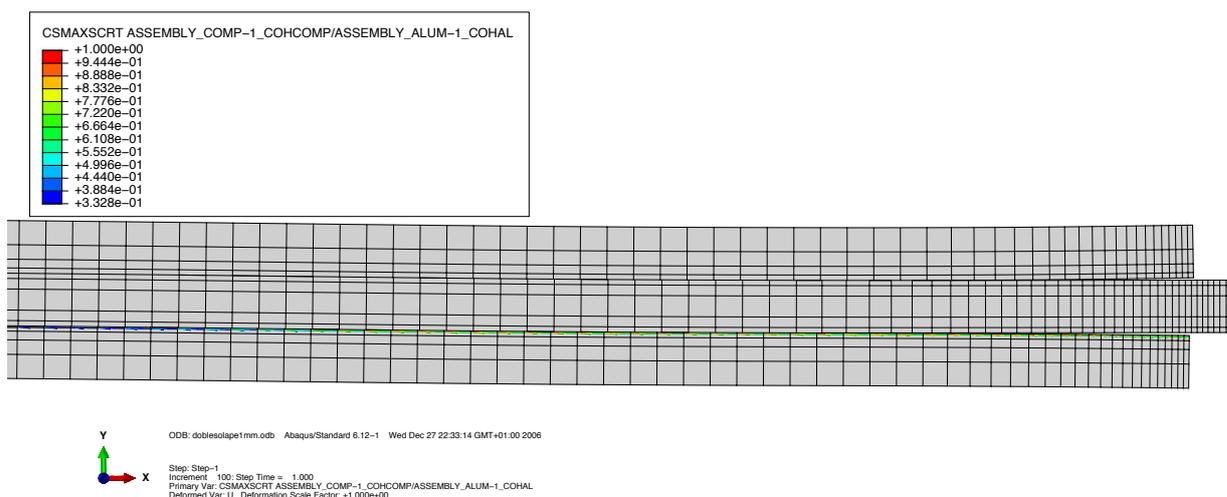


Figura 5.28: CSMAXSCRT en el solape doble.

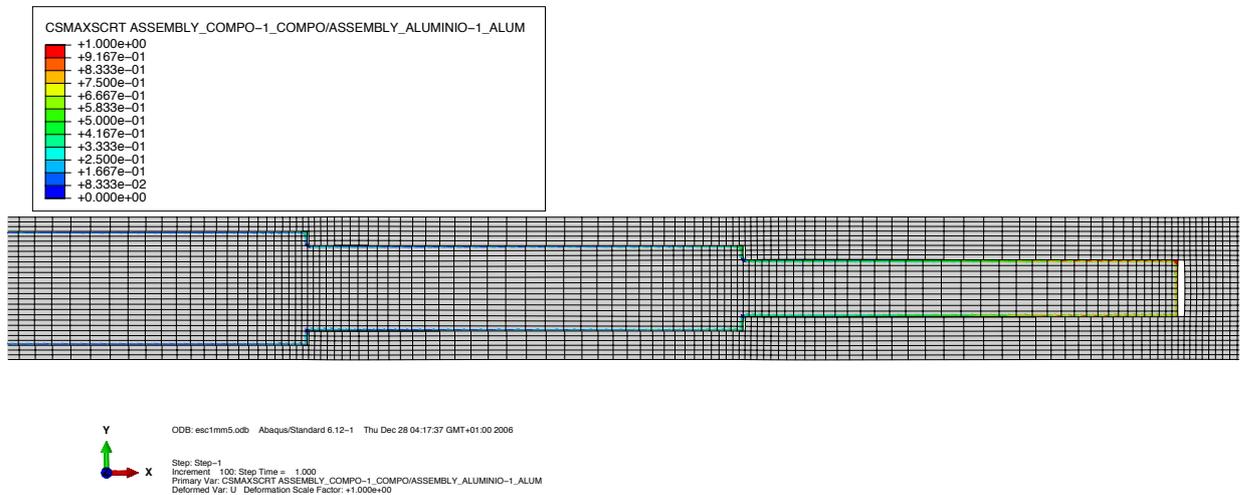


Figura 5.29: CSMAXSCRT en el solape escalonado.

Para el solape simple y doble se ha mostrado una mitad solamente, ya que se consigue una mejor visión de la variable y es la mitad más crítica. Asimismo, para el solape doble se representa la variable para la parte inferior del adhesivo porque es la más crítica (aunque se diferencian muy poco), además de que se han de representar por separado y sería información redundante.

Se puede apreciar en las imágenes que la unión escalonada es la que más superficie adhesiva presenta sin alcanzar el criterio de inicio de daño, mientras que las otras dos presentan características más similares. Aún así, es remarcable el caso de la esquina izquierda de la unión escalonada, ya que los elementos de su alrededor no han alcanzado el criterio de inicio del daño pero justo en la esquina sí. Se ha de tener en cuenta que la unión doble tiene otra superficie adhesiva, por lo que es más difícil que los elementos sigan degradándose que en la simple.

La zona más crítica tanto en las uniones simple y doble como en la escalonada es el extremo derecho de la superficie pegada. Esto se debe a que es la zona más próxima al punto de aplicación del desplazamiento impuesto.

5.3.3. Degradado del 25 % del adhesivo y cálculo de la tensión necesaria para ello

En esta sección la variable que nos interesa es CSDMG. Esta representa el daño y la degradación de los elementos. 0 indica que el elemento no está degradado, entre 0 y 1 el proceso de degradación y cuando alcanza la unidad significa que el material está totalmente degradado y permite el avance o aparición de la grieta. Para poder comparar las diferentes opciones que se analizan en este proyecto se ha buscado el momento donde el nodo más crítico presenta un valor de la variable alrededor de 0.25, es decir, 25 % de degradación del material adhesivo. Encontrar ese valor exacto es complicado pero se ha aproximado lo más posible. Dicha condición se aprecia para cada unión en las siguientes figuras:

SECCIÓN 5.3. Comparación de tres tipos de solape con la metodología de las superficies cohesivas

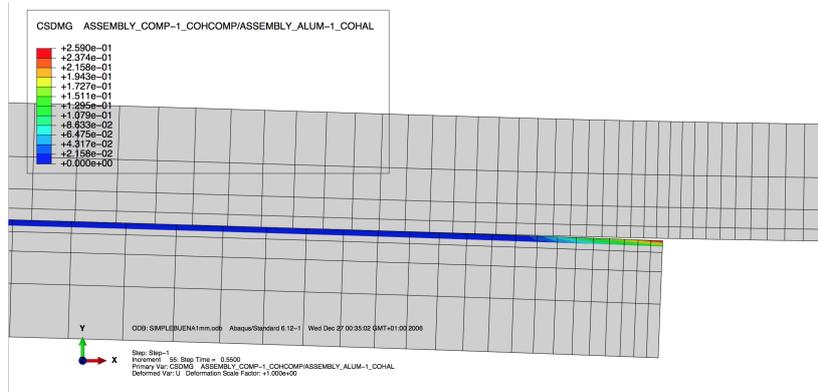


Figura 5.30: CSDMG al 0.25 en el solape simple.

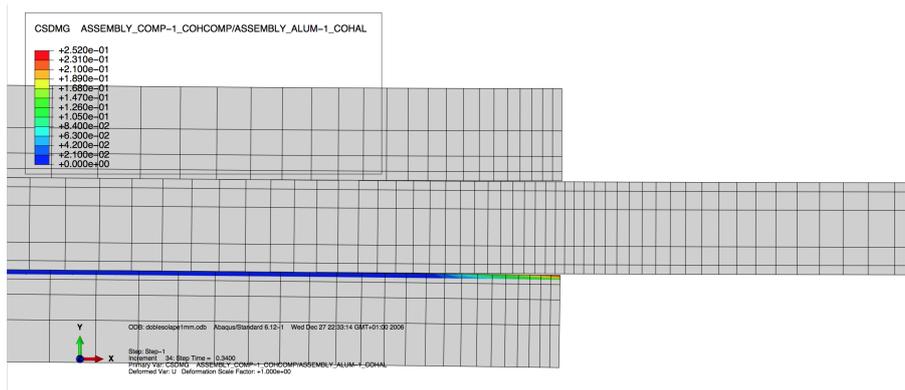


Figura 5.31: CSDMG al 0.25 en el solape doble.

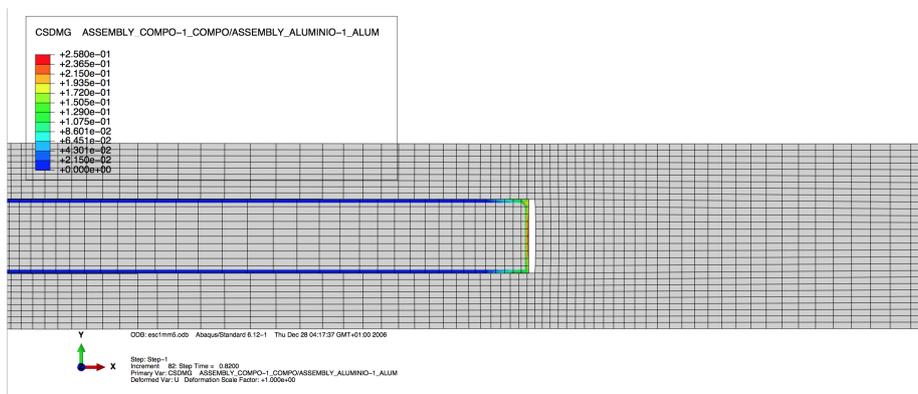


Figura 5.32: CSDMG al 0.25 en el solape escalonado.

Si se lee la leyenda se puede apreciar qué grado de degradación exacto presenta cada unión. Como se puede comprobar, todos son próximos a 0.25. Para comparar las tres uniones se ha calculado la fuerza resultante necesaria en cada caso para alcanzar este grado de degradado del material. Dado que la escalonada presenta dimensiones diferentes a las otras dos, se presentarán estos datos por unidad de superficie, es decir, en forma de presiones.

Tensión necesaria

Simple solape	Doble solape	Escalonada
5392.417 MPa	5680.322 MPa	8993.7 MPa

Tabla 5.10: Tensión promedio necesaria para alcanzar el 25 % del criterio del daño.

La unión escalonada es la que más presión necesita para degradarse un 25 %.

5.3.4. Degradado del adhesivo al final de la simulación

A continuación, en las imágenes 5.33, 5.34 y 5.35, se muestra cómo queda el estado del adhesivo al final de la simulación.

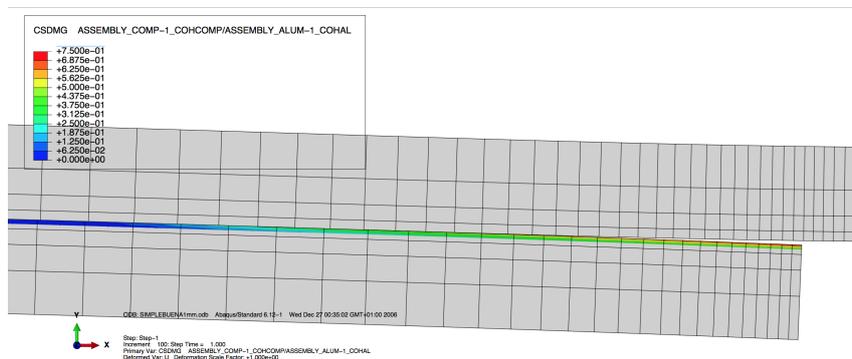


Figura 5.33: CSDMG al final de la simulación en el solape simple.

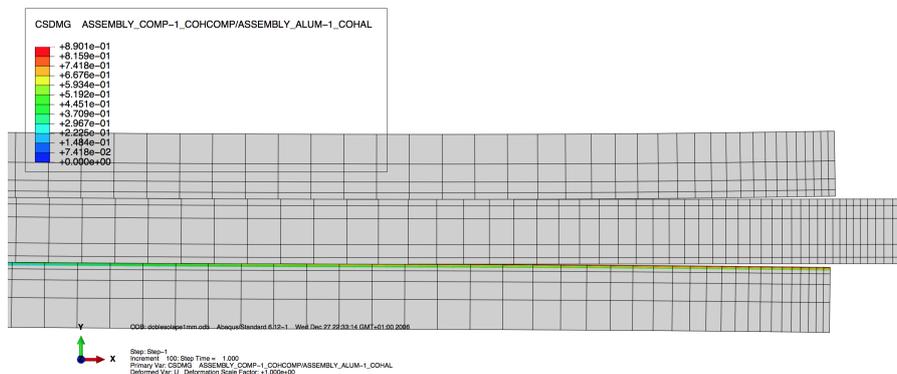


Figura 5.34: CSDMG al final de la simulación en el solape doble.

SECCIÓN 5.3. Comparación de tres tipos de solape con la metodología de las superficies cohesivas

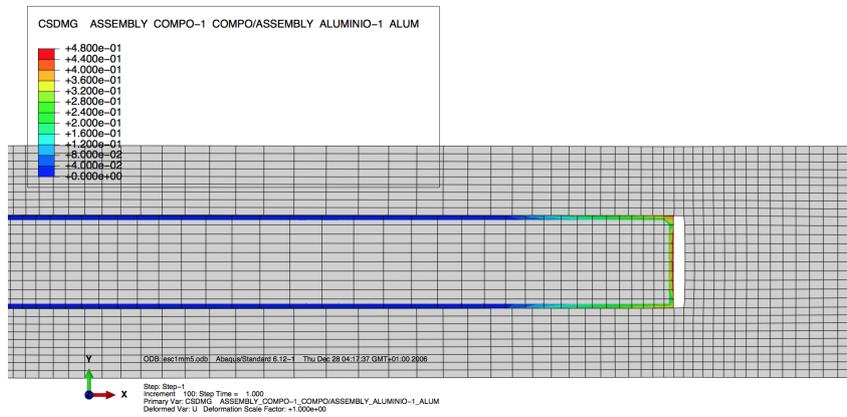


Figura 5.35: CSDMG al final de la simulación en el solape escalonado.

Otra vez se vuelve a comprobar que la unión escalonada es la más resistente y la que menos daño presenta. Se puede apreciar numéricamente en la leyenda de las imágenes.

5.3.5. Desplazamiento de las superficies

Por último, se va a representar el desplazamiento horizontal de las partes pegadas. El objetivo de una unión es que el desplazamiento relativo entre las dos superficies pegadas sea el menor posible, por lo que es conveniente localizar los puntos donde este es mayor ya que hay más probabilidades de que aparezca una grieta, así como los nodos donde es menor para conocerlos puntos fuertes de la unión.

Para visualizar esto de la manera mas sencilla posible, se va a representar la variable U1 en los tres casos analizados y luego se ampliará la imagen a los puntos donde más y menos desplazamiento hay, indicándose el valor exacto en la misma imagen.

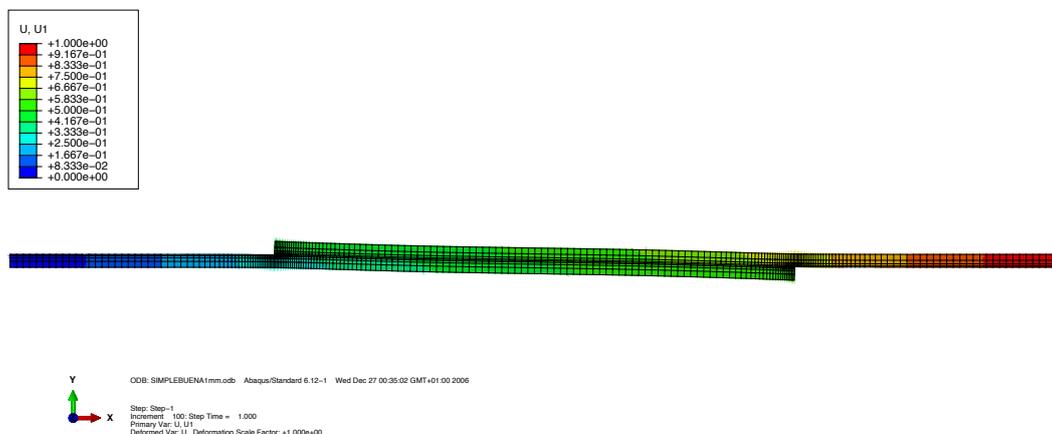


Figura 5.36: U1 al final de la simulación en el solape simple.

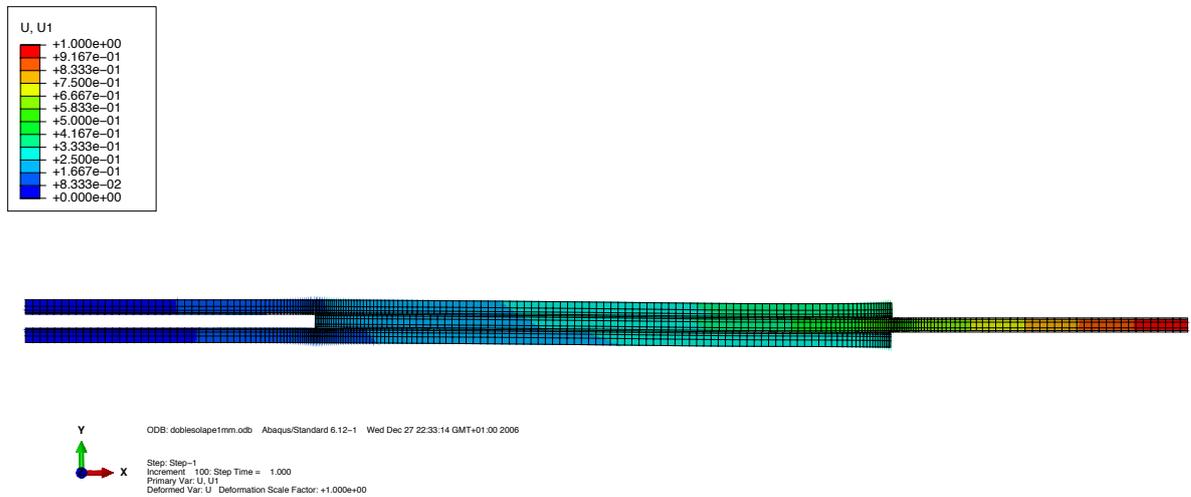


Figura 5.37: U1 al final de la simulación en el solape doble.

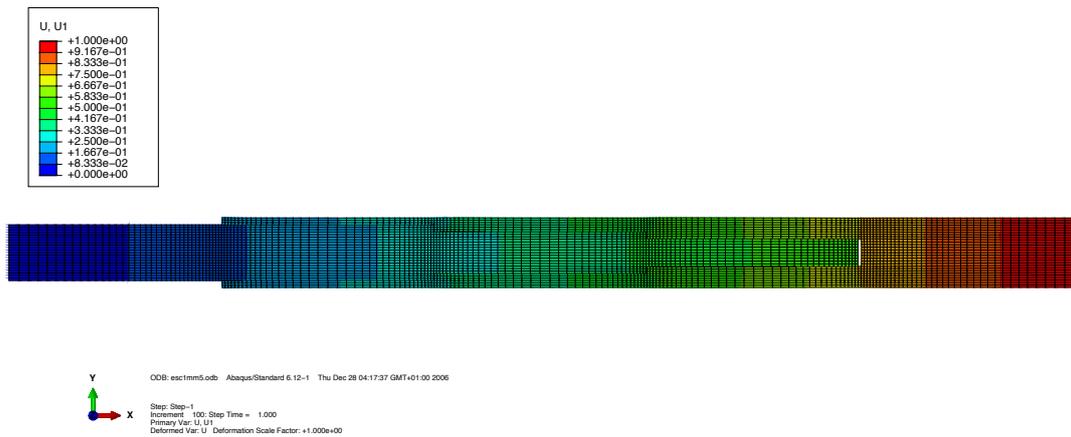


Figura 5.38: U1 al final de la simulación en el solape escalonado.

En las figuras 5.39, 5.40 y 5.41 se presentan los puntos más críticos de las tres uniones. En el caso de la escalonada se han obviado los puntos de la parte inferior por ser la distribución totalmente simétrica.

SECCIÓN 5.3. Comparación de tres tipos de solape con la metodología de las superficies cohesivas

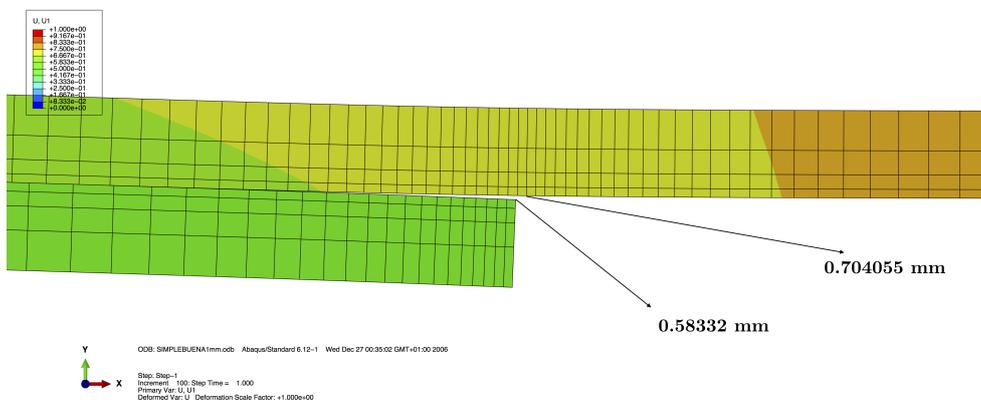


Figura 5.39: U1 crítico en solape simple.

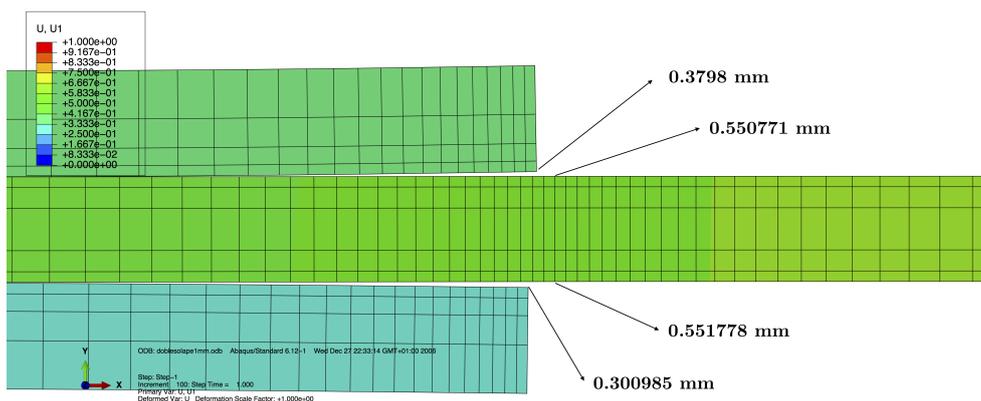


Figura 5.40: U1 crítico en solape doble.

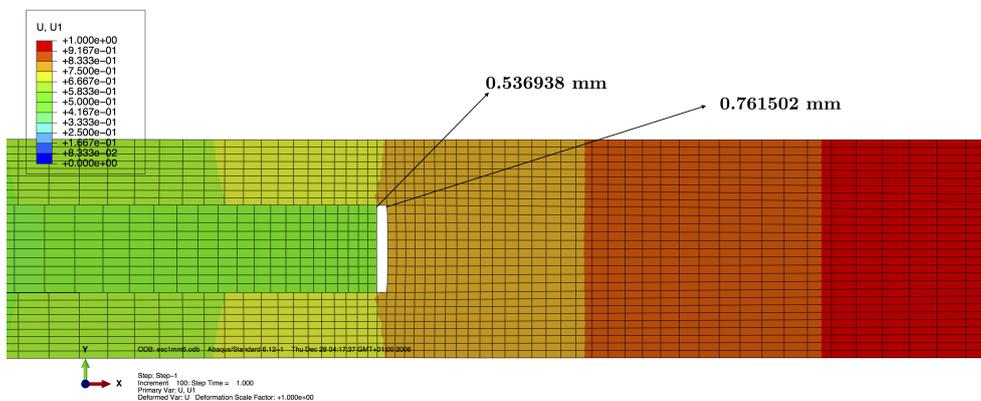


Figura 5.41: U1 crítico en solape escalonado.

A continuación se hace lo mismo con los puntos que menos se desplazan:

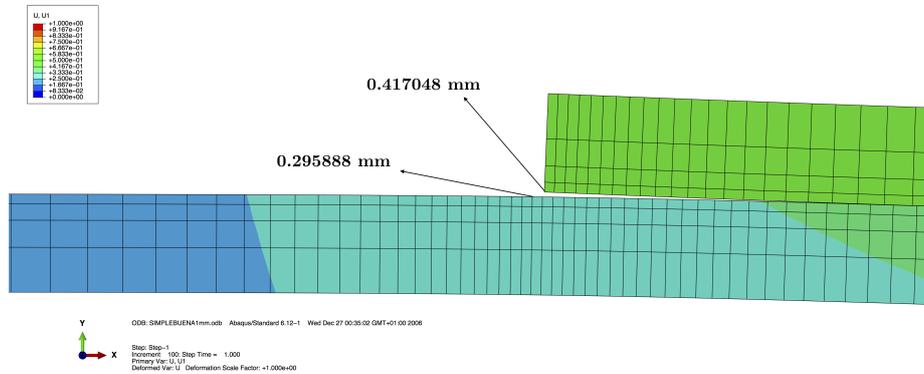


Figura 5.42: U1 menor en solape simple.

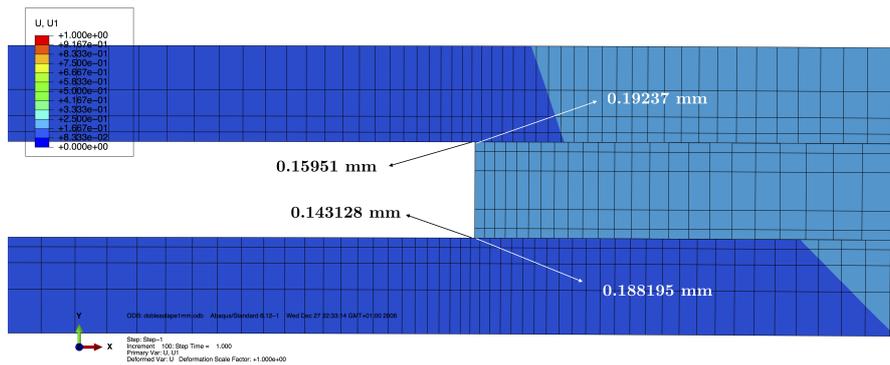


Figura 5.43: U1 menor en solape doble.

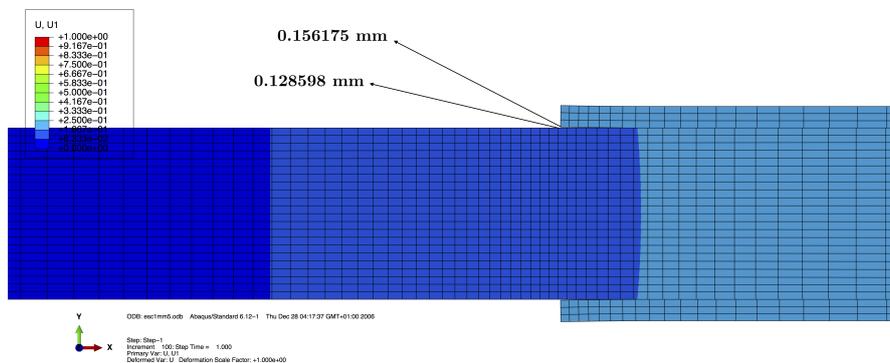


Figura 5.44: U1 menor en solape escalonado.

Como era predecible dados los resultados anteriores, la unión escalonada es la que menor desplazamiento horizontal permite, por lo que es la que mejor funciona.

5.4. Tensión de fricción a cortante

Independientemente de la comparación entre los dos modelos y las tres uniones, una variable interesante de analizar en el caso de superficies cohesivas es la variable CSHEAR1. Esta nos indica la tensión de fricción entre las dos superficies pegadas.

Se analizará para el caso del solape simple, en dos momentos determinados de la simulación. Lo que se muestra en la imagen siguiente es el instante inicial del análisis. La zona representada es la superficie pegada, es decir, la zona cohesiva.

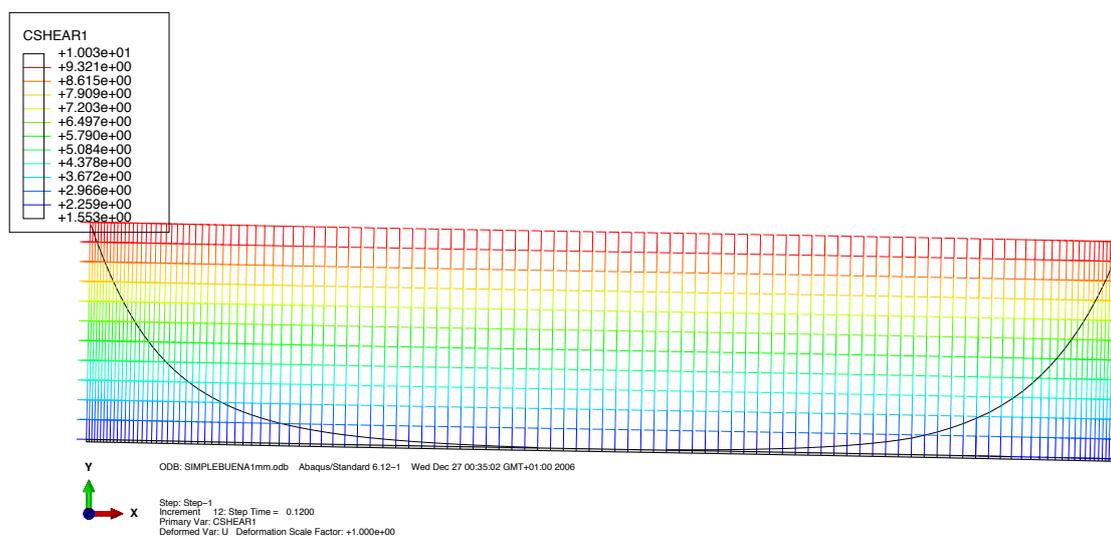


Figura 5.45: CSHEAR1 en solape simple.

Como ya se ha dicho, la variable de fricción juega un rol muy importante en el análisis de uniones, ya que es muy significativa a la hora de estimar la resistencia del solape. La figura 5.45 muestra la distribución de la tensión de fricción obtenida del análisis 2D. Se puede observar cómo la tensión de fricción en el adhesivo tiene una distribución simétrica, aunque no uniforme. En el análisis se aprecia que el valor más alto para esta variable aparece justo al principio y al final de la zona adhesiva. A medida que avanza la simulación, estos picos se van a ir desplazando hacia el centro de la unión, y al final de la simulación la distribución de esta variable presenta la siguiente forma:

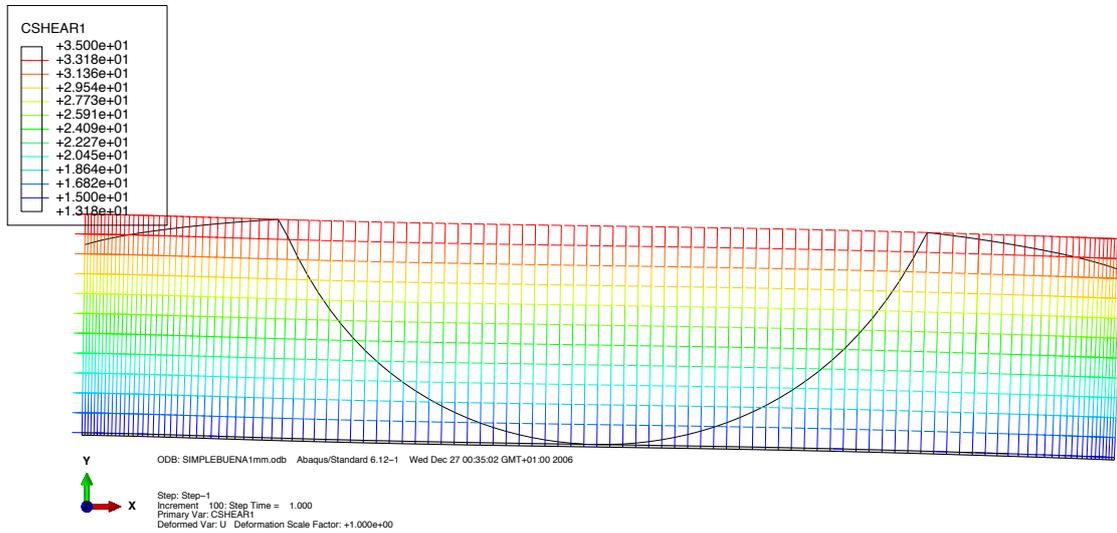


Figura 5.46: CSHEAR1 final en solape simple.

Los resultados para el modelo 2D son razonables, y se asimilan a los resultados obtenidos en otros estudios previos por Tsai y Morton [33]. Estos resultados con estos picos en concreto van a servir para limitar la capacidad de soporte de cargas en la unión.

Conclusiones y trabajos futuros

En este último capítulo se van a resumir las conclusiones que se han ido desarrollando a lo largo de todo el documento. De esta manera quedan recopiladas para una visión general de lo que se ha extraído del proyecto. Además se hablará de trabajos futuros interesantes a realizar en el campo de las uniones solapadas.

- Después de comparar las dos metodologías diferentes estudiadas en este proyecto se puede concluir que tanto el método de los elementos cohesivos como el de las superficies cohesivas han resultado ser válidos y con ellos se han conseguido conclusiones y resultados similares entre sí, por lo que ambos se pueden considerar aceptables para estudiar los modelos de zona cohesiva en uniones adhesivas. Para poder determinar cuál de los dos es más aproximado a la realidad, habría que compararlos con resultados experimentales. Esto se podría considerar un trabajo futuro y sería interesante realizar estos ensayos.
- En cuanto al coste computacional, el método de los elementos cohesivos por lo general requiere una malla más densa para converger correctamente, con el consecuente aumento de coste computacional que esto acarrea. Además, este método necesita de un modelado del adhesivo, que también añade más nodos y elementos al modelo general. Sin embargo, con la utilización de este método se consigue una visualización mejor de los resultados en el software.
- En cuanto a la comparación de las tres uniones diferentes, después de comparar diferentes características y criterios analizados se puede concluir que la unión que mejor funciona es la escalonada. Esta necesita una presión mucho mayor para conseguir el mismo grado de degradación del material que la que se necesita para degradar la unión simple o la doble. Además, permite un desplazamiento horizontal relativo mucho menor, y muchos de los elementos no llegan a alcanzar el criterio de inicio de daño al final de la simulación. Con esto se confirma lo estudiado teóricamente, y es que la unión escalonada está definida como utilizada para cargas medias-altas, mientras que las otras dos se utilizan para cargas medias-bajas. El estudio realizado para comparar los tres solapes se podría realizar por el método de los elementos cohesivos para comparar mejor los métodos y reafirmar la idea de que la unión escalonada es la más resistente. Esto se propone como trabajo futuro a realizar, además de estudiar estos ensayos experimentalmente.
- Por último, es remarcable el hecho de que en este estudio no se ha llegado al límite estructural de la unión, es decir, el adhesivo no se ha roto ni se han propagado grietas por la interfaz de unión. En aeronáutica interesa más conocer cuándo se empieza a degradar el adhesivo o el material antes que conocer cuando rompe, ya que al mínimo desgaste se reemplazaría la pieza de inmediato. Aún así, es importante conocer también dichos límites, por lo que uno de los trabajos futuros será llevar a rotura estas uniones. Así se considerará completo el estudio sobre uniones adhesivas solapadas.

Bibliografía

- [1] A. Miravete, E. Larrodé, L. Castejón, *Materiales compuestos*, Editorial Reverte, 2000, pp. 370-388.
- [2] J. A. Puértolas, R. Ríos, M. Castro, J. M. Casals, *Tecnología de materiales*, Editorial Síntesis, 2009, pp. 489-501.
- [3] E. Mora, *Análisis de delaminación en materiales compuestos laminados con modelos de fractura de zona cohesiva mediante el código de elementos finitos Abaqus*, PFC, Universitat Politècnica de València-ETSID, 2011.
- [4] Ted L Anderson, *Fracture Mechanics. Fundamentals and applications*, CRC Press, 2005.
- [5] A. A. Griffith, *The phenomena of rupture and flow in solids*, Philosophical transactions of the royal society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences 221, 1921.
URL <http://dx.doi.org/10.1098/rsta.1921.0006>
- [6] S. Hashemi, A. J. Kinloch, J. G. Williams, *The analysis of interlaminar fracture in uniaxial fibre-polymer composites*, Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences 427, 1990.
URL <http://dx.doi.org/10.1098/rspa.1990.0007>
- [7] P. Davies, B. Blackman, A. Brunner, *Standard test methods for delamination resistance of composite materials: current status*, *Applied Composite Materials* 5, 1998, pp. 345-364.
- [8] J. Renart, *Desarrollo de un nuevo ensayo experimental para la evaluación de la calidad de uniones adhesivas entre componentes estructurales de composite para la industria aeronáutica*, Tesis doctoral, Universitat de Girona, 2010.
- [9] S. Li, M. Thouless, A. Waas, J. Schroeder, P. Zavattieri, *Use of mode-I cohesive zone models to describe the fracture of an adhesively-bonded polymer-matrix composite*, *Composites Science and Technology* 65, 2005.
URL <http://dx.doi.org/10.1016/j.compscitech.2004.07.009>
- [10] I. Baraibar, J. Viña, A. Argüelles, J. Costa, *Ensayo de flexión con entalla final para la propagación de grietas interlaminares en modo II en materiales composites. Estudio experimental en tres laboratorios. Análisis de mecánica de la fractura*, 22, Research Gate, 2005.
- [11] N. Blanco Villaverde, *Variable mixed-mode delamination in composite laminates under fatigue conditions: testing and analysis*, Tesis doctoral, Universitat de Girona, 2004.
URL <http://www.tesisenxarxa.net/TDX-0207105-122952>
- [12] M.F.S.F. de Moura, R.D.S.G. Campilho, J.P.M. Gonçalves, *Pure mode II fracture characterization of composite bonded joints*, *International Journal of Solids and Structures* 46, 2009.
URL <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0020768308005015>

- [13] J. R. Rice, *A path independent integral and the approximate analysis of strain concentration by notches and cracks*, Journal for Applied Mechanics 35, 1968, pp. 379-386.
URL <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/summary?doi=10.1.1.160.9792>
- [14] H. Hernández Albañil, E. Espejo Mora, *Mecánica de fractura y análisis de falla*, Universidad Nacional de Colombia, Colección Sede, 2002.
- [15] G. Camacho, M. Ortiz, *Computational modelling of impact damage in brittle materials*, International Journal of Solids and Structures 33, 1996, pp. 2899-2938.
URL [http://dx.doi.org/10.1016/0020-7683\(95\)00255-3](http://dx.doi.org/10.1016/0020-7683(95)00255-3)
- [16] A. Carpinteri, *Cusp catastrophe interpretation of fracture instability*, Journal of the Mechanics and Physics of Solids 37, 1989, pp. 567-582.
URL <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/002250968990029X>
- [17] F. Erdogan, *Fracture mechanics of interfaces, Damage and failure of interfaces*, Balkema Publishers, 1997.
- [18] G. Geymonat, F. Krasucki, S. Lenci, *Mathematical analysis of a bonded joint with a soft thin adhesive*, Mathematics and Mechanics of Solids 4, 1999, pp. 201-225.
- [19] M. Kocvara, A. Mielke, T. Roubicek, *A rate independent approach to the delamination problem*, Mathematics and Mechanics of Solids 11, 2006, pp. 423-427.
- [20] G. Camacho, C. Dávila, M.F de Moura, *Numerical simulation of mixed-mode progressive delamination in composite materials*, Journal of Composite Materials 37, 2003, pp. 1415-1438.
- [21] D. Dugdale, *Yielding of steel sheets containing slits*, Journal of the Mechanics and Physics of Solids 8, 1960, pp. 100-104.
URL [http://dx.doi.org/10.1016/0022-5096\(60\)90013-2](http://dx.doi.org/10.1016/0022-5096(60)90013-2)
- [22] G. Barenblatt, *The mathematical theory of equilibrium cracks in brittle fractures*, Advances in Applied Mechanics 7, 1967, pp. 55-129.
URL [http://dx.doi.org/10.1016/S0065-2156\(08\)70121-2](http://dx.doi.org/10.1016/S0065-2156(08)70121-2)
- [23] A. Hillerborg, M. Moder, P. Petersson, *Analysis of crack formation and crack growth in concrete by means of fracture mechanics and finite elements*, Cement and Concrete Research 6, 1976, pp. 773-781.
- [24] W. Cui, M. Wisnom, M. Jones, *A comparison of failure criteria to predict delamination of unidirectional glass/epoxy specimens waisted through the thickness*, Composites 23, 1992, pp. 158-166.
- [25] A. A. Mesas Díaz, G. Castillo López, F. García Sánchez, *Numerical and experimental study of mode I delamination failure in composite laminates*, Third International Conference on

Mechanical Models in Structural Engineering, Universidad de Sevilla, 2015.

- [26] A. Turon, *Simulation of delamination in composites under quasi-static and fatigue loading using Cohesive Zone Models*, Tesis doctoral, Universitat de Girona, 2006.
URL <http://www.tesisenred.net/TDX-0214107-141348>
- [27] O. Allix, P. Ladeveze, A. Corigliano, *Damage analysis of interlaminar fracture specimens*, Composite Structures 31, 1995, pp. 61-74.
- [28] X. Xu, A. Needleman, *Numerical simulations of fast crack growth in brittle solids*, Journal of the Mechanics and Physics of Solids 42, 1994, pp. 1397-1434.
- [29] J. C. Remmers, G. N. Wells, R. de Borst, *A solid-like shell element allowing for arbitrary delaminations*, International Journal for Numerical Methods in Engineering 58, 2003, pp. 2013-2040.
- [30] A. Turon, C. G. Davila, P. P. Camanho, J. Costa, *An engineering solution for solving mesh size effects in the simulation of delamination with Cohesive Zone Models*, Elsevier Science, 2005.
- [31] G. Alfano, M. A. Crisfield, *Finite element interface models for the delamination analysis of laminated composites: mechanical and computational issues*, Journal of Numerical Methods in Engineering 77, 2001, pp. 111-170.
- [32] C. G. Dávila, C. A. Rose, *Guidelines and Parameter Selection for the Simulation of Progressive Delamination*, NASA Langley Research Center, Hampton VA 23669, 2008.
- [33] M. Y. Tsai, J. Morton, *The Effect of a Spew Fillet on Adhesive Stress Distributions in Laminated Composite Single-Lap Joints*, Composite Structures 32, 1995.

En este anexo se va a realizar el estudio económico básico para calcular el coste aproximado de la realización de este trabajo y poder valorar la viabilidad del proyecto. A pesar de tratarse de un trabajo de fin de grado, se considerarán los costes como si de un estudio de empresa se tratase, por lo que se aplicarán precios de mercado. El IVA que se aplicará al coste total del proyecto será del 21 %, ya que es el valor vigente a la fecha que se ha llevado a cabo el proyecto.

Los costes se pueden dividir en cuatro secciones que se detallarán a continuación:

- Coste de la mano de obra
- Coste del equipamiento
- Gastos generales
- Amortizaciones

Costes de la mano de obra

En esta sección se encuentran costes directos y costes indirectos. Para la realización de este proyecto no se ha contado con ayuda externa, por lo que los costes indirectos no se contemplarán.

Los costes de la mano de obra directos son los generados por los trabajadores que forman parte de la realización del proyecto. En este caso incluye al ingeniero que realiza el proyecto y al ingeniero supervisor. Estos costes hacen referencia a los honorarios de cada ingeniero, los pagos a la seguridad social y el porcentaje debido a pagas extraordinarias.

La estimación de los costes de cada ingeniero es la siguiente:

- 1 hora de ingeniero de investigación $\rightarrow 60\text{€}$
- 1 hora de ingeniero supervisor $\rightarrow 70\text{€}$

Considerando que el alumno ha de realizar un proyecto de 12 ECTS, donde cada ECTS corresponde a 20 horas mínimas de trabajo, el coste del ingeniero de investigación a cargo de la elaboración del proyecto asciende aproximadamente a:

$$12 \text{ ECTS} \times \frac{20 \text{ horas}}{1 \text{ ECTS}} \times \frac{60\text{€}}{1 \text{ hora}} = 14400 \text{ €} \quad (6.1)$$

Dentro de estas horas están incluidas las horas de documentación y revisión bibliográfica, la generación de modelos de elementos finitos y solución mediante Abaqus, el tratamiento de los resultados y la generación de documentos.

Falta incorporar por tanto los honorarios del ingeniero supervisor, que en términos de horas ascienden a 30 horas:

$$30 \text{ horas} \times \frac{70\text{€}}{1 \text{ hora}} = 2100 \text{ €} \quad (6.2)$$

El porcentaje debido a pagas extraordinarias (PPE) se calcula mediante la siguiente expresión:

$$PPE = \frac{\sum \text{pagas extraordinarias}}{\sum \text{horas trabajadas}} = \frac{A}{B} \quad (6.3)$$

donde se considera que existen dos pagas extras anuales de 900€ cada una, por tanto sería un total de 1800€. Por otro lado, en un año se trabajan 11 meses, 22 días al mes y 8 horas al día, que suman un total de 1936 horas al año. Por tanto, el valor del PPE es de 0.93€ año/hora. El coste de las pagas extraordinarias será por tanto:

$$PPE \text{ ingeniero investigador} \rightarrow 0,93 \times 240 = 223,2\text{€} \quad (6.4)$$

$$PPE \text{ ingeniero supervisor} \rightarrow 0,93 \times 30 = 27,9\text{€} \quad (6.5)$$

El coste total de pagas extraordinarias es **251,1€**

Por último en este apartado se calcula el coste de cotización a la Seguridad Social por categoría profesional del Ministerio de Empleo y Seguridad Social. Este equivale al 23.60 % de la base de cotización, que es la suma de los honorarios de los ingenieros y la paga extra. El coste queda:

$$\text{Coste SS} = 0,2306 \times (251,1 + 2100 + 14400) = \mathbf{3862,8\text{€}} \quad (6.6)$$

En resumen, nos quedan estos costes de mano de obra directa:

ITEM	COSTE (€)
Honorarios ingeniero investigador	14400
Honorarios ingeniero supervisor	2100
Pagas extraordinarias	251,1
Seguridad Social	3862,8
TOTAL	20613,9

Tabla 6.1: Costes de mano de obra directa

Coste del equipamiento

En este apartado se incluyen los costes desprendidos del equipo necesario para llevar a cabo el proyecto. Dado que es un proyecto no experimental, se incluyen los dos ordenadores con los que se ha realizado el trabajo. Sus características son las siguientes:

MacBook Pro 15 Retina

- Procesador: 2,3 GHz Intel Core i7
- Memoria 8GB 1600 MHz DDR3
- Sistema operativo: OS X Yosemite

El coste de los ordenadores es de **2100€ + 800€**

Gastos generales

En este apartado se incluyen gastos referidos a mantenimiento y material para la presentación de documentos. En cuanto al mantenimiento, se incluyen los gastos de mantener el equipo informático así como los costes de la oficina técnica (alquiler, gastos, etc.). Se considera que estos gastos son del 10 % de los costes de mano de obra necesaria para realizar el proyecto, por tanto:

$$\text{Coste mantenimiento} = 0,1 \times 14337,84 = \mathbf{1433,78\text{€}} \quad (6.7)$$

En cuanto a los gastos de presentación y impresión del trabajo, estos ascienden a **40€**. En estos se incluyen los folios para imprimir, el CD para entregar y el coste de imprimir y encuadernar.

Amortizaciones

En este apartado se hace referencia a las amortizaciones de hardware y de software. El periodo de amortización de hardware se considera de tres años. Considerando el coste total del equipo y dividiéndolo por ese periodo se obtendrá el Valor de Amortización Anual. Teniendo en cuenta que la duración del trabajo ha sido de cinco meses, se puede obtener la amortización total:

$$\text{Amortización hardware} = \frac{2900}{3} \times \frac{5}{12} = \mathbf{402,78\text{€}} \quad (6.8)$$

En cuanto al software, se considerará que ya se dispone de las licencias oportunas y por tanto sólo se ha de considerar su amortización. El software utilizado es Abaqus y el periodo de la licencia es de 5 años, de modo que teniendo en cuenta que el proyecto ha durado 5 meses, el coste total de amortización es de **1277,08 €**

Resumen

SECCIÓN	COSTE (€)
Mano de obra directa	20613,9
Equipamiento	2900
Gastos generales	1473,78
Amortización	1679,86
Base imponible	26667,54
IVA (21 %)	5600,2
TOTAL	32267,72

Tabla 6.2: Costes totales del proyecto

El precio total del proyecto es de TRENTA Y DOS MIL DOSCIENTOS SESENTA Y SIETE CON SETENTA Y DOS EUROS.

Objeto del pliego de condiciones

El presente documento rige la elaboración y el uso de los métodos utilizados para la resolución del problema planteado. Al no tratarse de un proyecto de construcción, sino de investigación, la valoración de este documento se ha realizado de forma diferente. Tiene como misión fijar:

- Las condiciones de los programas informáticos utilizados
- Las condiciones de cálculo empleadas
- La extensión de las partes de las que consta el proyecto
- Las condiciones de aplicación de los métodos utilizados

Este documento es de obligatorio cumplimiento, y será tenido en cuenta en todo momento durante la elaboración del presente proyecto.

En caso de contradicción entre lo definido en la memoria y el pliego de condiciones, prevalecerá la memoria si la incompatibilidad se refiere a cálculos, y prevalecerá el pliego de condiciones si la incompatibilidad se refiere a cualquier otro asunto.

Condiciones técnicas

Especificaciones informáticas

En este epígrafe se detallan las especificaciones tanto a nivel de los requerimientos de software y hardware, como las condiciones para las que ha sido previsto el análisis.

Especificaciones de software y hardware

En lo referente a las especificaciones de hardware, se deben diferenciar los distintos requerimientos de cada una de las aplicaciones informáticas utilizadas:

- Abaqus CAE 6.12: para el uso de la licencia Abaqus CAE se utilizó un ordenador del Departamento de Ingeniería Mecánica y de Materiales de la Universidad Politécnica de Valencia, equipado con un procesador Intel Core i7 de 2.80 GHz y memoria RAM de 4 GB. Los requerimientos de memoria fueron elevados debido a la no-linealidad de los problemas planteados.
- LaTeX: se empleó para la redacción de la documentación escrita del proyecto. Se utilizó un MacBook Pro Retina con un procesador de 2.3 GHz Intel Core i7 y memoria RAM de 8GB.
- Wolfram Mathematica 10.2: se utilizó para los modelos teóricos de los diferentes tipos de uniones estudiados teóricamente en el capítulo 2. Fue utilizado en el mismo ordenador descrito anteriormente gracias a una licencia de Versión de Estudiante provista por la Universitat Politècnica de València.

Licencias

Para el uso de los programas mencionados anteriormente es necesaria una licencia académica y/o profesional tal y como se detalla a continuación:

- Abaqus CAE 6.12: Se ejecutó mediante la licencia académica de la UPV comprada por el departamento de ingeniería mecánica y de materiales.
- LaTeX: Se ejecutó mediante una licencia personal obtenida al descargar el programa de forma gratuita.
- Wolfram Mathematica 10.2: Se ejecutó mediante una licencia de la universidad.

Condiciones de cálculo

Las condiciones de cálculo en las que se han realizado los análisis son las que se han descrito a lo largo de los puntos del presente documento.

Extensión de las partes de que consta el proyecto

El trabajo se puede dividir en 3 partes:

La primera trata de la revisión bibliográfica de la teoría de la Mecánica de la Fractura, los diferentes tipos de uniones y adhesivos y los modelos de zona cohesiva.

La segunda trata de la realización del modelo numérico basado en elementos finitos para simular los tres tipos de uniones elegidos.

La última parte trata de la comparación de resultados entre las tres uniones solapadas y las conclusiones del proyecto.

Condiciones facultativas

En la consecución final del proyecto intervienen las siguientes personas físicas o jurídicas:

- Dirección facultativa o dirección técnica: es el autor del proyecto, que posee pleno conocimiento del mismo y de las circunstancias que lo rodean.
- Propiedad: es quien compra a la dirección facultativa la explotación del proyecto, y quien dispone del capital necesario para llevarlo a cabo. La propiedad compra a la dirección facultativa el proyecto tal y como se expone hasta ahora, y contrata a un contratista para que se realicen las partes que constituyen la extensión del proyecto.
- Contratista: en el presente proyecto, la contrata puede ser una ingeniería o una U.T.E. (Unión Temporal de Empresas). Se encarga de realizar los trabajos antes mencionados. En este apartado se describen y regulan las relaciones entre la contrata y la dirección facultativa derivadas de la ejecución técnica de los trabajos.

Obligaciones y derechos del contratista

Las obligaciones y derechos que corresponden al contratista en relación a la ejecución de los trabajos son las siguientes:

- El contratista está obligado a conocer las normas utilizadas en la ejecución del proyecto, para la correcta ejecución de los trabajos.
- El contratista está obligado a llevar a cargo la experimentación sobre prototipos.
- El contratista está obligado a no empezar los trabajos sin la autorización de la dirección facultativa.
- El contratista está obligado a cumplir los requisitos del libro de órdenes (condiciones técnicas y facultativas).
- El contratista tiene derecho a exigir un ejemplar del proyecto.
- El contratista tiene derecho a recibir solución técnica a los problemas no previstos en el proyecto.
- El contratista tiene derecho a que se le suministren los materiales y máquinas que están a cargo de la propiedad en el plazo y condiciones estipuladas.

Facultades de la dirección técnica

La dirección técnica tiene facultad para decidir sobre el comienzo, ritmo y calidad de los trabajos, así como el control de la seguridad del personal que ejecute los trabajos.

Comienzo, ritmo, plazo y condiciones de la ejecución de los trabajos

Una vez establecida la fecha de inicio de los trabajos, se establecerá por acuerdo firmado entre la propiedad y la contrata una fecha de consecución límite. Fijada esta fecha, la contrata deberá proceder a la entrega de un informe donde se indique la planificación de los trabajos. Dicha planificación se realizará con un diagrama de barras donde conste la fecha de inicio, el ritmo de los trabajos y la fecha final de cada trabajo.

Trabajos defectuosos y modificaciones por causa mayor

El contratista tiene la responsabilidad de reponer a su costa aquellos trabajos que estén correctamente ejecutados a juicio de la dirección facultativa; se extiende también dicha responsabilidad a aquellos defectos no detectados, pero existentes: los denominados vicios ocultos.

Condiciones económicas

En este apartado se describen y regulan las relaciones económicas entre la propiedad y la contrata.

Fianza

La fianza es el porcentaje sobre el valor total de los trabajos de investigación y desarrollo, que deposita la contrata como garantía de la firma del contrato.

La fianza se establecerá en un 4 %. Además de esta fianza, se fijará una retención del 5 % del conjunto de las certificaciones.

La devolución de la fianza y de las retenciones se realizará tras la firma del acta de la recepción definitiva.

Precios contradictorios

Todo precio de la partida no presupuestada en el proyecto original y que aparece durante la ejecución de los trabajos deberá ser aprobado por la dirección técnica para que se pueda ejecutar el trabajo correspondiente.

Mejoras y modificaciones

Toda mejora o modificación que se produzca por deseo de la propiedad correrá a su cargo, tanto si es realizada durante el periodo de fabricación, como si es realizada en periodo de prueba. Cualquier modificación por parte del contratista no modificará el precio inicial presupuestado.

Abono de los trabajos

Una vez la propiedad reciba el prototipo, tendrá un plazo de 60 días para abonar su importe a la contrata. La modalidad de pago se acordará previamente entre la propiedad y la contrata.

Penalizaciones

Se estipulan dos tipos de penalizaciones:

- Penalización por incumplimiento de contrata.
- Penalización por demora: se aplicará por cada día de retraso en la ejecución de los trabajos a razón de 3€ por cada día.

No se computarán como días de demora los días perdidos por causa de fuerza mayor como huelgas autorizadas, catástrofes y las causas administrativas.

Condiciones legales

En este apartado se fijan las condiciones de tipo legal que debe cumplir el contratista, así como el tipo de contrato y adjudicación que ha de regir.

El contrato

El tipo de contrato que es de aplicación es el contrato a precio alzado. En esta modalidad se estipula una cantidad fija por la totalidad de los trabajos desde el principio, y no se modifica por ningún motivo.

Arbitraje y jurisprudencia competente

En caso de litigio o desavenencia entre el cliente y el contratista, será la dirección técnica la que actuará como árbitro para eliminar estas desavenencias y decir cuál de las partes tiene razón y poder llegar así a un acuerdo. En caso de no llegar a un acuerdo, cada una de las partes llamará a un técnico y, entre estos, intentarán solucionar la desavenencia. Si no se llegase a ninguna solución, se llevará el litigio a juicio.

Responsabilidad del contratista

Las responsabilidades que debe asumir el contratista durante la vigencia del contrato son:

- Solvencia económica
- Situación legal y laboral de los trabajadores
- Buena calidad de ejecución de los trabajos
- Cumplir la entrega del pedido en los plazos expuestos en los apartados anteriores del pliego de condiciones

Subcontratas

Se podrá realizar una cesión de trabajos mediante la contratación de otros suministradores. Aun habiéndose realizado estas subcontratas, se hace constar que el contratista principal sigue siendo el único responsable frente a la propiedad.

Accidentes de trabajo

Se exige el cumplimiento de las ordenanzas de seguridad e higiene en el trabajo, así como todas aquellas órdenes que regulan los trabajos contemplados en el proyecto.

Daños a terceros

El contratista es el responsable de los posibles daños a terceros, y tiene la obligación de abonar los gastos que a aquellos produjeran.

Causa de rescisión del contrato

Las causas por las que el contrato puede rescindirse son:

- Retraso excesivo en la ejecución del contrato
- Abandono de los trabajos sin causa justificada
- Causa administrativa
- Fallecimiento del contratista

En el caso de rescisión del contrato por parte del cliente, se abonará a la contrata los trabajos efectuados hasta el momento, más el 50 % del resto del trabajo pendiente, excepto cuando la rescisión sea debida a un retraso excesivo en la ejecución o por abandono de los trabajos sin causa justificada.