



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



TRABAJO DE FIN DE GRADO.

**ANÁLISIS DEL DAÑO EN
COMPONENTES HÍBRIDOS
CFRPs/Ti DEBIDO A MECANIZADO
DURANTE EL COMPORTAMIENTO
EN SERVICIO DE UNIONES
ESTRUCTURALES AERONÁUTICAS.**

Autora:

Andrea Borrego Martínez

Dirigido por:

Ana Vercher Martínez y Norberto Feito Sánchez

Agradecimientos.

A mi tutora y cotutor por ayudarme en el desarrollo del proyecto y resolver todas las dudas que tenía cada vez que lo he necesitado.

A mis padres, por darme la oportunidad de realizar mis estudios.

A mi hermana, amigos y pareja, por apoyarme y animarme a lo largo de todos estos años.

A mi abuela y mi abuelo, especialmente a mi abuelo que a pesar de que ya no esté, siempre mostró un gran interés por lo que hacía, y me enseñó a que nunca hay que darse por vencido a pesar de todo.

Resumen.

En el sector aeronáutico, se encuentra bastante extendida la aplicación de los componentes híbridos del tipo Carbon Fiber Reinforced Polymers / Titanio. Este tipo de material se emplea, por ejemplo, en revestimientos de determinadas secciones del fuselaje de un avión. Los materiales compuestos ofrecen prestaciones de resistencia y rigidez específicas que los convierten en materiales ideales en diversas aplicaciones industriales, especialmente en la aeronáutica, pero es necesario considerar sus potenciales causas de fallo como son la delaminación.

Una de las problemáticas actuales que presentan este tipo de materiales es la unión con otros componentes estructurales. Es frecuente el empleo de adhesivos y remaches. Cuando se trata de uniones remachadas, es fundamental controlar el sucesivo empleo de una misma broca de taladrado para evitar la introducción de daño en el material. El compromiso con la seguridad obliga en muchas ocasiones a desechar una broca tras un número determinado de usos con el objeto de minimizar la introducción de defectos en el agujero que favorezcan la aparición de delaminación en el material.

El objeto de este trabajo es analizar por elementos finitos el daño y progresión del fallo en stacks de CFRPs/Ti taladrados. Para ello se realizará un estudio comparativo sobre la influencia del diámetro del taladro y se estimará el alcance de la presencia de defectos en el comportamiento en servicio del material simulando el daño como una pérdida instantánea significativa de rigidez. Para ello se aplicarán criterios de fallo interactivos capaces de detectar la iniciación del fallo y técnicas numéricas para cuantificar el avance del daño. Asimismo, se analizará la influencia de parámetros como la secuencia de apilado y espesor de láminas para determinar el alcance del denominado efecto de borde.



DOCUMENTOS

1. MEMORIA
2. PLANOS
3. PRESUPUESTO
4. PLIEGO DE CONDICIONES

ANEXO



DOCUMENTO 1

MEMORIA

Índice memoria

1.	Objetivo y motivación del proyecto.	7
2.	Fundamentos Teóricos	9
2.1.	Teoría Clásica de Laminados (TCL)	9
2.2.	Efectos de borde.....	11
2.3.	Criterios de fallo para materiales compuestos	14
2.3.1.	Introducción	14
2.3.2.	Criterios de fallo no-interactivos.....	15
2.3.3.	Criterios de fallo interactivos.....	16
2.3.4.	Criterio de fallo de Hashin.....	18
2.3.5.	Fallo del material basado en la evolución progresiva del daño.....	22
3.	Condicionantes del uso de materiales compuestos.....	26
3.1.	Materiales compuestos en el sector aeronáutico.....	26
3.2.	Técnicas computacionales.....	30
4.	Planteamiento y descripción de soluciones alternativas para los modelos de stacks de CFRPs.	32
4.1.	Características de los stacks de CFRPs/Ti y de los stacks de CFRPs.....	32
4.2.	¿Cómo trabaja Abaqus?	35
4.3.	Influencia de la relación entre el diámetro del agujero y el ancho del laminado, e influencia del material utilizado.....	36
5.	Análisis de los dos tipos de stacks de CFRPs con diferentes diámetros en Abaqus.....	40
5.1.	Creación la geometría.	40
5.2.	Definición de los materiales.	43
5.3.	Creación de los ensamblajes.	48
5.4.	Definición de los pasos del análisis.	50
5.5.	Definición de las condiciones de contorno.	54
5.6.	Aplicación del desplazamiento.....	56
5.7.	Creación de la malla.	58
5.8.	Material flexible.	61
5.9.	Resultados.....	63
6.	Conclusión.....	100
7.	Bibliografía.....	101

1. Objetivo y motivación del proyecto.

El sector aeronáutico se caracteriza por ser uno de los sectores más exigentes e innovadores dentro de la industria, destacando en el empleo de materiales compuestos utilizados en la estructura del avión. El objetivo principal del presente proyecto va a consistir en la realización de un estudio exhaustivo de la delaminación que se produce al realizar el taladrado en un stack de CFRPs/Ti, utilizado en el fuselaje de un avión. En dónde los stacks de CFRPs/Ti (Carbon Fiber Reinforced Polymers / Titanio), consisten en una placa formada por láminas homogéneas y unidireccionales de fibra de carbono unidas por una resina tipo epoxi, colocando en la mitad del laminado titanio para dar rigidez al componente. En la figura 1.1 que se muestra a continuación puede verse un ejemplo de muestra de stack de CFRPs/Ti.

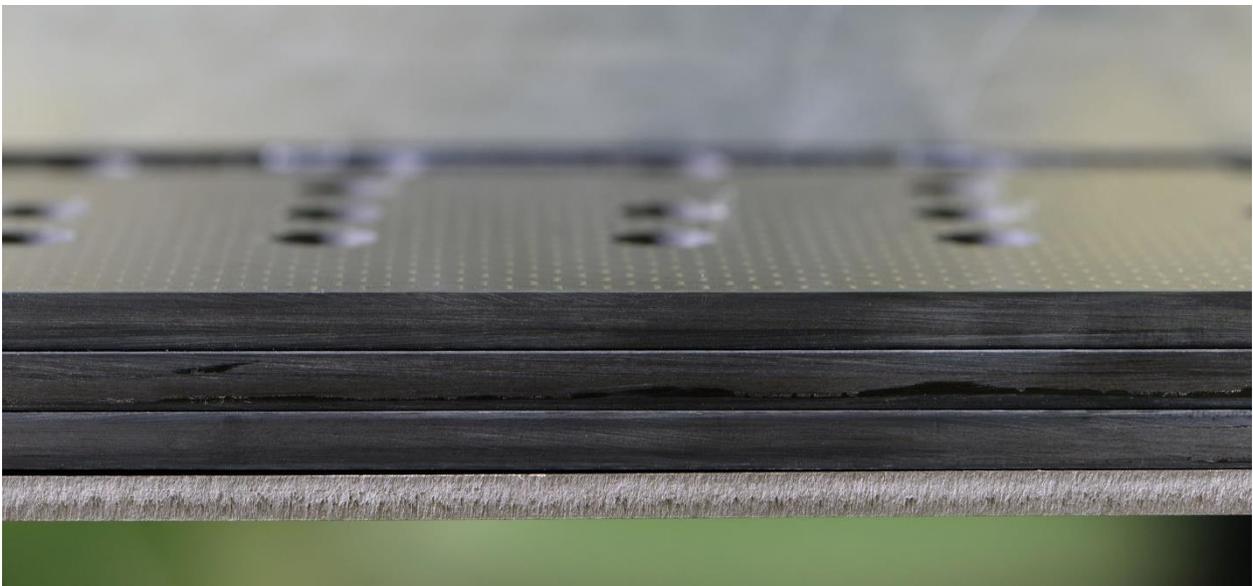


Figura 1.1. Ejemplo de muestra de stack de CFRPs/Ti.

A partir de dicho estudio y de los resultados que se obtengan, se podría buscar las posibles alternativas que reduzcan los costes del cambio de herramienta, a la vez que se impide la delaminación. La delaminación es un modo de fallo frecuente en materiales compuestos que puede traer graves consecuencias teniendo en cuenta que los stacks de CFRPs/Ti se localizan en el fuselaje de los aviones y constituyen una parte fundamental de la estructura principal de los aviones. Por tanto, el laminado debe estar

en perfectas condiciones para poder soportar las solicitaciones a las que se vería sometido durante un vuelo.

Con el fin de buscar una solución al problema causado por la delaminación, se modelará mediante el Método de Elementos Finitos, una muestra del material CFRP/Ti correspondiente a una parte del fuselaje de un avión en la que se han practicado taladros de diferentes diámetros. El software empleado en este Trabajo Fin de Grado es Abaqus Implicit. A partir de las tensiones y las deformaciones producidas en el laminado causadas por la carga aplicada, se realizará una comparativa entre los diferentes modelos considerados en este trabajo: stacks de CFRP sin titanio y stacks de CFRP/Ti. Para ambos materiales se han analizado tres diámetros diferentes de taladro. Los resultados permitirán analizar la influencia de la capa de Ti en el nivel máximo de carga alcanzado, en el patrón e intensidad de distribución del daño y en los efectos de borde que causan delaminación, especialmente en la cercanía del taladro.

Los resultados obtenidos para los distintos diámetros de broca en cada modelo se analizarán comparativamente. Se hallará la relación entre el tamaño de broca y el ancho de la placa más adecuada para llevar a cabo el taladrado de los stacks, teniendo en cuenta como criterios limitantes, las tensiones elásticas generadas, la propagación del fallo en el laminado y la distribución de la tensión normal en la dirección del espesor del laminado como causante principal de la delaminación.

Además de realizar un estudio sobre el comportamiento del laminado, lo que se pretende demostrar en este proyecto son las aptitudes adquiridas a lo largo de los cursos del grado en Ingeniería Mecánica, mediante el desarrollo de un proyecto centrado en el análisis de resultados empleando el Método de los Elementos Finitos.

Por otro lado, cabe destacar los conocimientos adicionales adquiridos en la realización del proyecto, como son la búsqueda de información para la ampliación del saber sobre el estado de la cuestión a partir de libros o artículos de investigación, así como el uso de manuales para aprender a utilizar un programa avanzado de elementos finitos que no se emplea en los estudios del Grado.

2. Fundamentos Teóricos

2.1. Teoría Clásica de Laminados (TCL)

El problema presentado en este proyecto requiere del análisis del comportamiento mecánico de un laminado fabricado mediante stacks de Carbon Fiber Reinforced Polymers / Titanio (CFRPs/Ti). Una de las aproximaciones teóricas más utilizadas que explica la relación entre las solicitaciones y las deformaciones que aparecen en una estructura laminada es la Teoría Clásica de Laminados. Se trata de una teoría relativamente sencilla cuyo uso, aunque presenta una serie de limitaciones, se encuentra muy extendido.

La simplicidad de dicha teoría se debe a la suposición de una serie de hipótesis referentes al laminado tales como:

- Homogeneidad de los materiales de cada lámina.
- Pequeñas deformaciones.
- Pequeños desplazamientos.
- Las láminas se encuentran perfectamente unidas unas con otras.
- Dado que el espesor de la lámina es mucho menor que la longitud en las otras dos direcciones (X, Y), se supone un estado de tensión plana, como se ve en el diagrama de la derecha en la figura 3.1, en cada una de las láminas haciendo que de este modo se simplifiquen los cálculos.
- Se supondrá que los desplazamientos que se producen en la dirección del espesor, es decir en la dirección Z, serán constantes debido a la suposición de un estado de tensión plana.
- Se establece que las secciones planas permanecerán planas a flexión, dado que al suponer un estado de tensión plana las deformaciones angulares serán nulas ($\gamma_{xz} = \gamma_{yz} = 0$), tal y como se puede apreciar en la imagen de la izquierda en la figura 3.1.

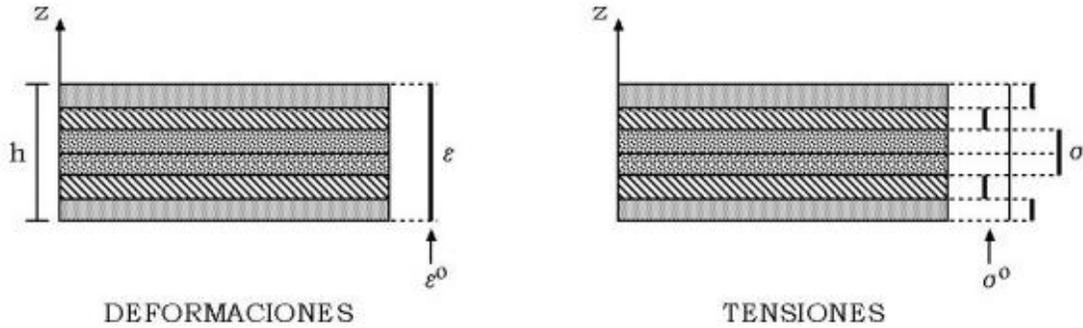


Figura 3.1. Deformaciones y tensiones en estado de tensión plana.

Partiendo de las hipótesis anteriores, la formulación de la TCL puede resumirse a través de la ecuación matricial mostrada en la ecuación (1):

$$\begin{Bmatrix} \{N\} \\ \{M\} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} [A] & [B] \\ [B] & [D] \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\varepsilon^0\} \\ \{K\} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

En esta expresión, se relaciona el vector deformaciones del plano medio $\{\varepsilon^0\}$ y el vector de curvaturas del plano medio $\{K\}$, siendo multiplicado por la matriz de rigidez del laminado $\begin{Bmatrix} [A] & [B] \\ [B] & [D] \end{Bmatrix}$, con las fuerzas por unidad de anchura $\{N\}$ y los momentos por unidad de anchura $\{M\}$ aplicados en el laminado. Por lo tanto, a partir de la expresión (1) se obtienen las deformaciones que se producen en el laminado al aplicar las cargas por unidad de anchura.

Partiendo de las deformaciones del plano medio $\{\varepsilon^0\}$ y el vector de curvaturas del plano medio $\{K\}$ que han sido obtenidos, se pueden calcular las deformaciones en ejes no orientados en cada lámina $\{\bar{\varepsilon}\}$, y a partir de estas, se obtienen las tensiones en ejes no orientados en cada lámina $\{\bar{\sigma}\}_k$.

De modo que las deformaciones en ejes no orientados en cada lámina $\{\bar{\varepsilon}\}$ se obtienen a partir de la expresión (2):

$$\{\bar{\varepsilon}\} = \{\varepsilon^0\} + z \{K\} \quad (2)$$

donde se tiene que el vector de deformaciones en el plano medio está formado por las

siguientes componentes $\{\varepsilon^0\} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix}$, el vector de curvaturas en el plano medio está

formado por las componentes $\{K\} = \begin{Bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix}$, y la variable z representa la coordenada en

la dirección del espesor del laminado. Conociendo los valores de cada una de las componentes anteriores, de la expresión (2) se tiene el valor de las deformaciones para

ejes no orientados en cada lámina $\{\bar{\varepsilon}\} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}$.

Como se ha dicho anteriormente, a partir de la expresión (2) en la que se calculan los valores de cada una de las componentes que forman las deformaciones en ejes no orientados en cada lámina $\{\bar{\varepsilon}\}$, se puede calcular el valor de las tensiones en ejes no orientados de cada lámina $\{\bar{\sigma}\}_k$ mediante la expresión (3). Esta expresión es la relación elástica lineal que existe en cada lámina (Ley de Hooke generalizada en tensión plana) y permite obtener las tensiones en ejes no orientados en cada lámina:

$$\{\bar{\sigma}\}_k = \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [\bar{Q}_k]\{\bar{\varepsilon}\} = [\bar{Q}_k]\{\varepsilon^0\} + z\{K\} \quad (3)$$

siendo $[\bar{Q}_k]$, la rigidez no orientada en cada lámina. La variable k , representa la variable k -ésima. Notar que tanto la tensión como la rigidez dependen de la orientación de las fibras θ_k en cada una de las láminas.

2.2. Efectos de borde.

Una de las limitaciones de la Teoría Clásica de Laminados es que no es capaz de representar correctamente el comportamiento mecánico local que tiene lugar en los bordes libres de un laminado. Hay que tener en cuenta que una de las hipótesis de esta teoría es el cumplimiento de un estado de tensión plana. En el borde libre de un laminado, existe un estado tridimensional de tensiones necesario para conservar el equilibrio de

fuerzas y momentos. Este estado tensional evidentemente no cumple la hipótesis de tensión plana.

Supongamos que se aplican unas cargas por unidad de anchura en el laminado dadas

por $\{N\} = \begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix}$, concretamente, centrándose en la componente N_x y asumiendo que las

otras componentes son nulas, resulta claro que si las láminas no estuvieran unidas, la contracción en la dirección perpendicular a la tracción aplicada sería diferente en cada lámina en función de la orientación de la fibra. Este fenómeno ocurre por la diferencia en los coeficientes de Poisson y se puede ver representado esquemáticamente en el diagrama de la izquierda de la figura 3.2.

Por otro lado, una de las hipótesis de la Teoría Clásica de Laminados es la existencia de una unión perfecta entre láminas. Como consecuencia de ello, las láminas no contraerán libremente, sino que lo harán restringidas por las láminas adyacentes. El borde libre quedará por tanto en una posición intermedia de manera que algunas láminas se verán sometidas a tracción y otras a compresión. En el borde libre del laminado, no es posible la aparición de tensiones normales capaces de satisfacer el equilibrio por falta de continuidad en el medio (ver figura 3.2 derecha).

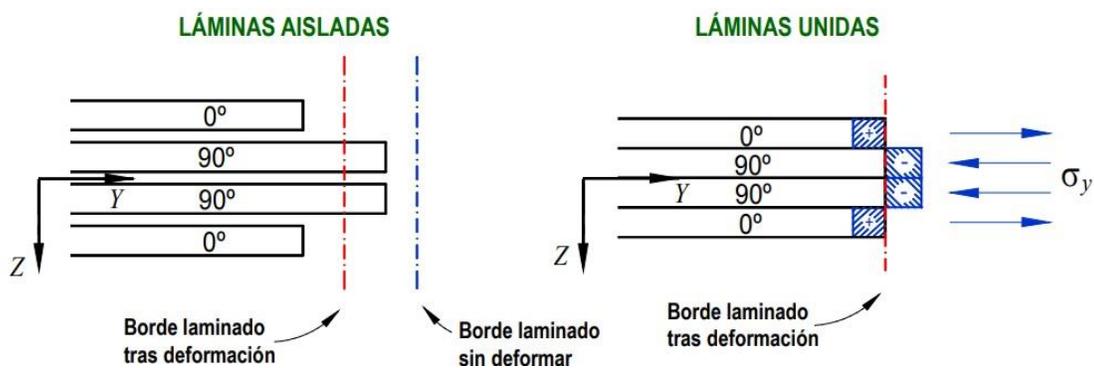


Figura 3.2. Deformación de las láminas según su orientación, dependiendo de si están aisladas (izquierda) o unidas (derecha).

Esta situación origina la aparición de tensiones tangenciales interlaminares, τ_{zy} , que serán capaces de compensar parte de la falta de equilibrio en el borde libre (ver figura 3.3).

Además, la existencia de una excentricidad entre el plano donde se encuentran los esfuerzos cortantes y la resultante de la componente normal (una vez nos alejamos del borde libre) genera un momento flector que se compensa con la aparición de sendas componentes de tensión en la dirección z , esto es, la componente en la dirección del espesor del laminado.

La presencia de tensiones interlaminares tipo τ_{zy} y la componente σ_z , contradice la hipótesis de tensión plana. Este hecho hace que la Teoría Clásica de Laminados no se cumpla a medida que nos acercamos al borde libre del laminado. La componente de tensión σ_z en la dirección del espesor del laminado y sentido de tracción es la principal responsable del problema de la delaminación en el borde libre.

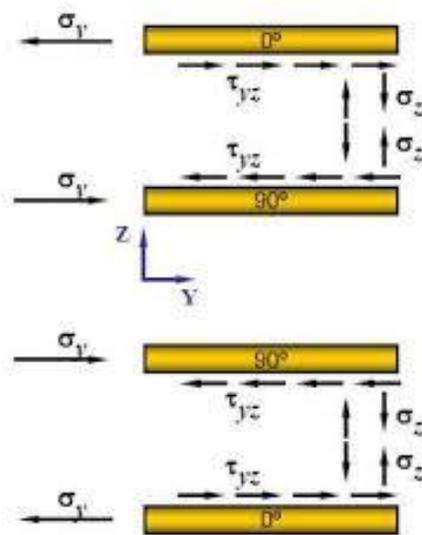


Figura 3.3. Tensiones interlaminares para el caso de un laminado simétrico cruzado.

Se ha de decir, que según la orientación que tengan las fibras en las láminas, así como las propiedades de rigidez, las tensiones interlaminares variarán ya que, dependiendo de la dirección de las fibras, el efecto de la diferencia en el coeficiente de Poisson será diferente. El ejemplo mostrado en la figura 3.3. presenta el caso de un laminado simétrico y cruzado con orientación $[0^\circ/90^\circ]_s$. Este caso fue analizado por Pipes y Pagano en 1971 y constituye una clara evidencia del estado tridimensional de tensiones que surge en el borde libre.

Resumiendo, aunque la TCL garantiza el equilibrio global del laminado, es necesario la existencia de un estado tensional 3D para satisfacer el equilibrado local en cada capa del laminado. No es posible, por lo tanto, abordar el problema de la delaminación en borde libre mediante la TCL siendo muy habitual recurrir a modelos numéricos de elementos finitos. Estos modelos suelen ser tridimensionales y muy detallados para poder representar el estado tensional existente.

2.3. Criterios de fallo para materiales compuestos

En esta parte del proyecto se describirán los criterios de fallo más habituales para materiales compuestos. A continuación, se optará por uno de los criterios, ya que éste será el que se utilice para ver en qué punto se produce el fallo. Además, se explicarán también algunos conceptos teóricos que permitan la comprensión de todo el desarrollo que se lleve a cabo en el proyecto.

2.3.1. Introducción

Los criterios de fallo tienen una justificación empírica, lo que significa que hay muchos factores a tener en cuenta debido a su participación en los mecanismos de fallo, por lo que resulta complicado predecir el fallo teóricamente. Los criterios de rotura son fenomenológicos, es decir, pueden llegar a predecir en qué condiciones se produce el fallo, pero no cómo y por qué sucede.

En la mayoría de los casos, los componentes estructurales están sometidos a un estado de tensión multiaxial, lo que hace necesario tener un criterio de fallo que permita considerar un estado general de tensiones. Estos criterios suelen expresarse en función de los límites resistentes correspondientes a ensayos uniaxiales.

Los criterios de fallo pueden clasificarse en no interactivos y en interactivos. Los del primer grupo no consideran la interacción entre los diferentes mecanismos de fallo, mientras que, el segundo grupo sí incluye determinados términos de interacción. En general, los criterios interactivos tienen mayor precisión, pero no resultan tan evidentes a la hora de identificar el modo de fallo.

2.3.2. Criterios de fallo no-interactivos.

En este tipo de criterios de fallo se puede distinguir entre el criterio máximo de tensión y el criterio máximo de deformación. El criterio de máxima tensión supone que la rotura no llega a producirse si las componentes de la tensión calculada en el sistema de coordenadas orientado del material son menores que los límites de rotura del material en la misma dirección. Es decir, se asume que la lámina es un material compuesto ortótropo en condiciones de tensión plana (el sistema de coordenadas orientado permite identificar los planos de simetría del material):

$$S_{1C} < \sigma_1 < S_{1T} \quad (4)$$

$$S_{2C} < \sigma_2 < S_{2T} \quad (5)$$

$$|\tau_{12}| < S_{12} \quad (6)$$

La expresión (4) es la que define la condición de fallo en la dirección longitudinal, esto es, la dirección de la fibra, la expresión (5) define la condición de fallo en la dirección transversal a la fibra, y la expresión (6) define la condición de fallo por cizallamiento. De modo que, al haber varios modos de fallo, se estiman diversos factores de seguridad, también llamado coeficiente de reserva, R. La utilidad del componente queda limitada por el menor de ellos. Los modos de fallo pueden identificarse basándose en los factores de seguridad R calculados del siguiente modo:

$$R_{1T} = \frac{S_{1T}}{\sigma_1} \quad (\text{if } \sigma_1 > 0) \quad (7)$$

$$R_{2T} = \frac{S_{2T}}{\sigma_2} \quad (\text{if } \sigma_2 > 0) \quad (8)$$

$$R_{1C} = \frac{S_{1C}}{\sigma_1} \quad (\text{if } \sigma_1 < 0) \quad (9)$$

$$R_{2C} = \frac{S_{2C}}{\sigma_2} \quad (\text{if } \sigma_2 < 0) \quad (10)$$

$$R_{12,S} = \frac{S_{12,S}}{|\tau_{12}|} \quad (11)$$

El fallo no se llegará a producir si todos los coeficientes son superiores a la unidad. Notar que, cuando se habla del coeficiente de utilización, se entiende que es el valor por el que hay que dividir la máxima tensión para que ocurra el fallo. Por lo tanto, el fallo se produce si el coeficiente de utilización es superior a la unidad.

Otro criterio de fallo no-interactivo, análogo al criterio de máxima tensión, es el criterio de máxima deformación. En este caso, la deformación se calcula en el sistema orientado del material y se compara con las deformaciones límites, las cuales se diferencian añadiendo un asterisco en la parte superior además de incluir un subíndice que indica la dirección de la carga que se está aplicando (ϵ^*_{1T} , ϵ^*_{1C} , $\gamma^*_{12,S}$). Este criterio también puede escribirse en términos del factor de seguridad R.

Las ventajas que tienen estos criterios es que son de fácil aplicación, y que permiten averiguar cuál es el mecanismo de fallo que determina el fallo final del componente. Mientras que, por otra parte, presenta una gran desventaja, y es que normalmente sobreestima el valor del factor de seguridad ya que no se tienen en cuenta las interacciones que se producen entre los diferentes modos de fallo, habituales, por otro lado, en un estado multiaxial de tensiones.

2.3.3. Criterios de fallo interactivos.

Al contrario de lo que sucede con los criterios de fallo no-interactivos, en este tipo de criterio de fallo sí se tiene en cuenta la interacción entre los diferentes modos de fallo. Los criterios que se van a explicar a continuación son los siguientes: criterio de Tsai-Hill, criterio de tensiones de Tsai-Wu y por último el criterio de deformaciones de Tsai-Wu.

Hill propuso un criterio de rotura frente al fallo para materiales anisótropos, y a partir de dicho criterio, Tsai lo adaptó para su aplicación en materiales compuestos. De modo que, asumiendo un comportamiento para un estado de tensión plana, el fallo no llegará a producirse si se cumple la expresión (12):

$$\frac{\sigma_1^2}{S_{1T}^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{S_{1T}^2} + \frac{\sigma_2^2}{S_{2T}^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S_{12,S}^2} < 1 \quad (12)$$

El criterio de Tsai-Hill reproduce de manera correcta la interacción entre el modo de fallo por cizallamiento y el modo de fallo por tensión transversal, además de poder expresarse en función del factor de seguridad R.

El segundo criterio, denominado criterio de Tsai-Wu, criterio cuadrático o criterio de la función de resistencia potencial, es uno de los más utilizados. Si se asume nuevamente un estado de tensión plana, el fallo no se producirá si se cumple la expresión (13):

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_6\sigma_6 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_6^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 < 1 \quad (13)$$

Puede ser representado por el factor de seguridad R, tal y como el criterio expuesto anteriormente. Además, hay que decir que muchos de los parámetros que se han utilizado son en función de los límites de resistencia del material frente a cargas uniaxiales. Los criterios de fallo interactivos consideran condiciones multiaxiales, y suelen ser más precisos que los métodos que se utilizan en los criterios de fallo no-interactivos.

El último criterio es el que se conoce como el criterio de Tsai-Wu, el cual, puede expresarse en términos de deformaciones tensoriales considerando únicamente la Ley Generalizada de Hooke. Al igual que en los otros dos criterios expuestos anteriormente, el fallo no se llega a producir si se cumple la expresión (14) que se muestra a continuación:

$$G_1\varepsilon_1 + G_2\varepsilon_2 + G_6\varepsilon_6 + G_{11}\varepsilon_1^2 + G_{22}\varepsilon_2^2 + G_{66}\varepsilon_6^2 + 2G_{12}\varepsilon_1\varepsilon_2 < 1 \quad (14)$$

Los criterios de fallo interactivos tienen un inconveniente, y es que, no permiten distinguir con facilidad el modo de fallo. Mientras que, por otro lado, este tipo de criterios además de ser más precisos, presentan la ventaja de que consideran una única expresión para el cálculo del factor de seguridad R.

Falta por añadir el criterio de Hashin al grupo de los criterios de fallo interactivos más utilizados y, dado que es el que vamos a considerar en este proyecto, se ha optado por explicarlo a continuación de una forma más extensa y detallada.

2.3.4. Criterio de fallo de Hashin.

En 1973, Hashin formuló un criterio de fallo para un estado de tensiones biaxial, el cual, se basaba en dos modos de fallo: en el fallo de las fibras y en el fallo de la matriz. El fallo de las fibras se debe a las tensiones longitudinales principalmente, mientras que el fallo de la matriz se debe a las tensiones transversales y tangenciales.

Posteriormente, en 1980, Hashin propuso otra hipótesis, donde nuevamente había dos mecanismos de fallo que se basaban en el fallo de la matriz y la fibra, a lo que se añadía la distinción entre tensiones a tracción y compresión. De modo que, la tensión a tracción provoca la fractura del material, mientras que la tensión a compresión suele producir micropandeo en las fibras.

Se trata de un criterio de fallo cuadrático, al igual que el criterio de Tsai-Wu y se deduce de la invariabilidad después de la rotación (en la dirección de la fibra) de los materiales compuestos. Dicha invariabilidad se debe al comportamiento transversalmente isótropo del material.

2.3.4.1. Consideraciones cuadráticas.

De acuerdo con lo que el criterio de Hashin establecía, el criterio de fallo que definió tenía una naturaleza cuadrática debido a las aproximaciones de los esfuerzos de la envolvente. Puede verse en la figura 3.4, la representación de diferentes criterios de fallo: los esfuerzos constantes se representan con una línea de color rojo, la aproximación lineal con una línea negra, y, por último, el criterio de fallo cuadrático con una línea azul.

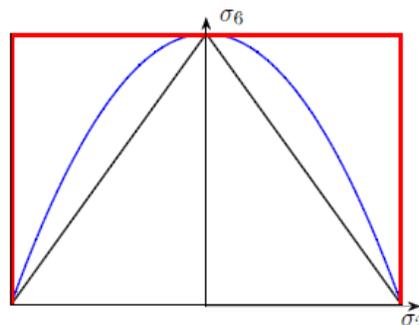


Figura 3.4. Gráfica con enfoques diferentes para los criterios de fallo.

El área encerrada por estas funciones es el área segura o de no-fallo predicha por diferentes criterios.

2.3.4.2. *Invariantes bajo rotación.*

Consideremos como refuerzo una fibra cilíndrica, de manera que se asocia un sistema de ejes locales siendo x la dirección de la fibra, y los ejes y , z son las direcciones transversales. El criterio de fallo debe ser invariante bajo cualquier tipo de rotación alrededor del eje x . El criterio de fallo puede ser formulado como una función de las tensiones invariantes bajo dichas rotaciones. Estos invariantes son los que se muestran a continuación:

$$I_1 = \sigma_1 \quad (15)$$

$$I_2 = \sigma_2 + \sigma_3 \quad (16)$$

$$I_3 = \tau_{23}^2 - \sigma_2\sigma_3 \quad (17)$$

$$I_4 = \tau_{12}^2 + \tau_{13}^2 \quad (18)$$

$$I_5 = 2\tau_{12}\tau_{23}\tau_{13} - \sigma_2\tau_{13}^2 - \sigma_3\tau_{12}^2 \quad (19)$$

Si se tiene en cuenta que el criterio utilizado es cuadrático, la última invariante (correspondiente con la expresión 19) no será utilizada, ya que esta presenta términos cúbicos, por ello se empleará una aproximación isotrópica transversal más general, la cual sigue la siguiente expresión:

$$A_1I_1 + B_1I_1^2 + A_2I_2 + B_2I_2^2 + C_{12}I_1I_2 + A_3I_3 + A_4I_4 = 1 \quad (20)$$

En el caso de que se considerasen únicamente esfuerzos cortantes longitudinales o transversales puros, se considerarían las siguientes expresiones:

$$A_3 = \frac{1}{Q^2} \quad (21)$$

$$A_4 = \frac{1}{S^2} \quad (22)$$

2.3.4.3. *Formulación del criterio.*

El criterio de Hashin es utilizado para predecir el fallo en materiales ortótropos. Hay dos tipos de formulaciones, una para tensión plana y otra para un estado de tensiones en tres dimensiones. Como el caso en 3-D es el que se va a utilizar en este proyecto, es el que va a ser resumido, sin embargo, hay que decir que la obtención de la formulación en 2-D del criterio de Hashin consiste en una simplificación de la formulación en 3-D haciendo que todos los componentes que no se encuentran en el plano sean cero.

La formulación para el análisis del fallo en la fibra se diferencia en función de si las tensiones son de tracción o de compresión. Esto es debido a que los mecanismos de fallo no son iguales. De manera análoga ocurre al considerar tensiones de tracción o compresión en la dirección transversal a la fibra.

En el criterio de Hashin, cuando se le aplica una carga de tracción en la dirección de la fibra $\sigma_{11} > 0$, se obtiene el factor de seguridad mediante la siguiente expresión (23).

$$f_f = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \frac{1}{S^2}(\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2) \quad (23)$$

Bajo cargas a compresión en la misma dirección $\sigma_{11} < 0$, el factor de seguridad se obtiene, tanto para 2-D como para 3-D, cuando sigue la siguiente expresión (24).

$$f_f = \frac{\sigma_{11}}{X_c} \quad (24)$$

Por otro lado, se encuentra la expresión (25) que se utiliza para predecir el fallo en el caso de tensiones a tracción transversales, la cual, se puede asociar con el fallo de la matriz.

$$f_m = \frac{1}{Y_t^2}(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2 + \frac{1}{Q^2}(\tau_{23}^2 - \sigma_{22} \cdot \sigma_{33}) + \frac{1}{S^2}(\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2) \quad \sigma_{22} + \sigma_{33} > 0 \quad (25)$$

La expresión (26) es la que se utiliza para la obtención del factor de seguridad, al aplicar tensiones transversales a compresión.

$$f_m = \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})}{Y_c} \left[\left(\frac{Y_c}{2Q}\right)^2 - 1 \right] + \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{4Q^2} + \frac{(\tau_{23}^2 - \sigma_{22} \cdot \sigma_{33})}{Q^2} + \frac{(\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2)}{S^2} \quad (26)$$

Para $\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$

Por último, si se tienen en cuenta los posibles modos de fallo, el factor de seguridad se obtiene de la expresión (27).

$$f = \max(f_f, f_m) \quad (27)$$

En las expresiones anteriores, X e Y representan los límites de resistencia para las láminas en la dirección longitudinal y transversal respectivamente. Los subíndices t y c diferencian entre cargas a tracción y a compresión. Para finalizar, S y Q se corresponden con los límites de resistencia al cortante en los planos 12 y 23, siendo 1 la dirección longitudinal de la fibra, la cual, es normal al plano 23.

2.3.4.4. Restricciones del criterio.

El criterio de Hashin no tiene ninguna restricción importante, pero se han de hacer ciertos comentarios que se deben tener en cuenta.

En primer lugar, el parámetro del fallo es complicado de medir, pero ningún criterio de fallo debería prescindir de él. Dado que no suele aparecer en tablas de propiedades, puede obtenerse a partir de la siguiente expresión (28).

$$Q = S \left[\frac{Y_C}{Y_T} \right]^{-1/2} \quad (28)$$

En segundo lugar, otra consideración que debe tenerse en cuenta es el fallo que puede producirse en la fibra a tracción. Puede obtenerse a partir de la expresión (29), despreciando la acción de los términos del cortante τ_{12} y τ_{13} .

$$\frac{\sigma_{11}}{X_T} = 1 \quad (29)$$

Por último, comentar que, dado que no se comprendía la influencia que los esfuerzos cortantes tenían en los modos de fallo de las fibras, Hashin propuso un extenso estudio experimental para esta dependencia.

2.3.5. Fallo del material basado en la evolución progresiva del daño.

Se pueden diferenciar dos etapas a la hora de evaluar la evolución del daño en el material. En primer lugar, utilizando el criterio de Hashin explicado anteriormente, se procede con la evaluación de la iniciación del fallo. Al utilizar este criterio de fallo, mediante la aproximación del método de los elementos finitos, el factor de seguridad se estima en cada elemento. El factor de seguridad obtenido representa el valor por el que debemos dividir la tensión obtenida para alcanzar la carga admisible del material (límite resistente, S_{all}). Por tanto, en el caso de que el factor de seguridad obtenido sea superior a la unidad, el fallo se producirá. Esta definición se corresponde con la del coeficiente de utilización. Por lo tanto, para que efectivamente el parámetro R represente el coeficiente de seguridad, calcularemos R como la inversa del coeficiente de utilización obtenido en el programa de elementos finitos, tal y como puede observarse en la expresión (30).

$$R_{Abaqus} = \frac{S}{S_{all}}; \quad R = \frac{1}{R_{Abaqus}} \quad (30)$$

Por otro lado, la evolución del fallo viene condicionada por los diferentes mecanismos de fallo, los cuales se determinan a partir de diferentes parámetros al mismo tiempo. Hay un rango en el que si falla entre el 10%-20% del componente, puede considerarse que este soportará sin llegar a producirse el fallo. Por el contrario, cuando falla entre el 80%-90% del componente, se considera que no soportará por mucho tiempo la aplicación de cargas, y en consecuencia se colapsará y se producirá el fallo catastrófico.

Esta situación requiere de especial análisis cuando efectivamente se produce la iniciación del fallo en el componente, pero es capaz de soportar las cargas que se aplican dado que la redistribución de carga no es necesariamente crítica para el resto del componente. Cuando se produce el fallo, el material deja de soportar y transmitir carga por lo que las tensiones serán distribuidas en las zonas que no han fallado. Si las zonas que trabajan son capaces de asumir el incremento de la carga, no se producirá el fallo de todo el componente, si sucede lo contrario, el componente se romperá.

2.3.5.1. Resistencia al fallo.

Cuando se produce el fallo en un componente significa que este es incapaz de cumplir con la función para la que se había diseñado. Al tratarse de un material compuesto, es posible que la matriz y algunas fibras fallen, pero el componente continúe soportando cargas sin llegar a colapsar.

Los fallos estructurales se acortan comúnmente de acuerdo con la naturaleza del componente en sí y la carga aplicada:

- Fallo estático: cargas estáticas o cuasi estáticas.
- Fallo dinámico (vibración y fatiga): cargas suaves a lo largo del tiempo.
- Rotura de impacto: variación de la cadena de cargas a lo largo del tiempo.

Este proyecto se centrará en el fallo estático que puede producirse en los stacks. Al producirse la rotura de la fibra, la rigidez del componente cambia haciendo que el resto de las fibras asuman el incremento de la carga. En la figura 3.5 se representa mediante una gráfica, el comportamiento no-lineal de un laminado cuando se produce la rotura en alguna de las láminas. Dicho comportamiento hace que la pendiente de la curva tensión-deformación no sea constante en ese momento, variando con cada rotura de lámina que se produce. Al sobrepasar el “punto de rotura” el componente redistribuye la carga, pero con rigideces diferentes manteniendo una relación lineal de tensión-deformación dentro de este paso de carga, tal y como se puede ver representado en la figura 3.5.

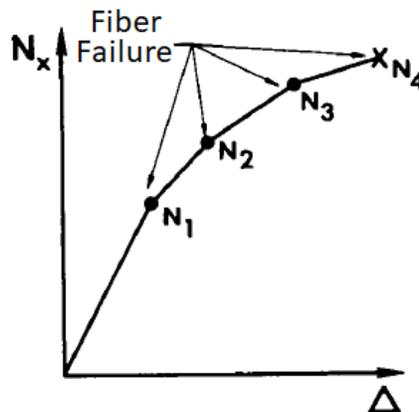


Figura 3.5. Comportamiento debido a la rotura sucesiva de las fibras en un laminado multicapa.

Como puede verse en la figura 3.5 en los puntos N_1 , N_2 , y N_3 se producen fallos sucesivos, pero sin llegar a ser catastróficos, y que, por tanto, es capaz de seguir soportando cargas sucesivas. Sin embargo, en el punto N_4 la sección neta no es suficiente para soportar el incremento progresivo de la carga y por tanto se producirá el colapso del componente.

En un primer momento, la rotura de las láminas parece fácil de entender, pero en realidad puede llegar a romper tanto por la matriz como por las fibras. A continuación, se va a explicar cuándo se llega a producir un fallo catastrófico tanto en las fibras como en la matriz.

- Fallo en las fibras: cuando el nivel de carga es lo suficientemente grande como para que el resto de las fibras no sean capaces de soportar la sobrecarga y romper instantáneamente. Se trata del último nivel de carga, dado que el sistema no es capaz de soportar más carga y rompe.
- Fallo en la matriz: es posible que las fibras puedan soportar más cargas. Depende del tipo de fibras y matriz que se tenga. En este caso, el papel de la interfaz fibra-matriz es fundamental para la transmisión de esfuerzos.

2.3.5.2. *Degradación de la rigidez.*

En la figura 3.6 se muestra un esquema que representa el procedimiento de degradación de las propiedades elásticas y que ha sido implementado en este proyecto en el código de elementos finitos Abaqus .

La carga se aplica progresivamente en incrementos de pasos cuasi estáticos hasta que el factor de seguridad mínimo evaluado en los elementos es menor que uno, por tanto, hay un fallo. Posteriormente se comprueba cuántos elementos fallan. En el caso de que todos los elementos fallen, se produce un colapso, si no es así, significa que las fibras o la matriz rompen en una zona concreta, pero el componente es capaz de seguir funcionando. Cuando esto sucede, la rigidez disminuye instantáneamente con un coeficiente de penalización que depende de los modos de fallo (fibras o matriz). Este procedimiento es una representación aproximada de los ensayos experimentales descritos en la figura 3.5. Cuando se produce el fallo en algunas fibras o partes de la

matriz no son capaces de transmitir la misma carga, por lo que reducir la rigidez es una forma factible de incluir este fenómeno, característico de un comportamiento no-lineal.

Las fibras son más resistentes y rígidas que la matriz, por lo que transfieren más carga. Si estas fallan, la penalización es mayor (la rigidez se reduce un 90%). Por otro lado, la matriz es menos rígida, por tanto, si falla, se reduce un 50% su rigidez. Si se sigue el esquema, una vez se penaliza la rigidez de los elementos en función del tipo de fallo, el cálculo se realiza hasta que se alcanza nuevamente el factor de seguridad crítico y se decide el siguiente paso.

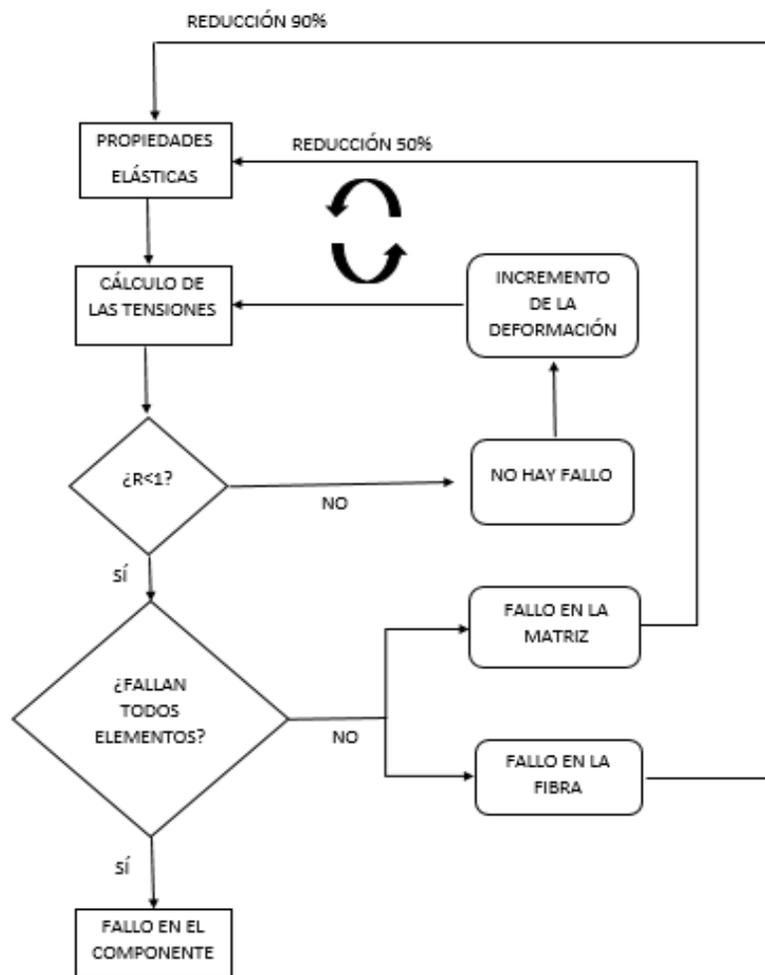


Figura 3.6. Esquema basado en el procedimiento de degradación de las propiedades elásticas utilizando el MEF.

3. Condicionantes del uso de materiales compuestos.

3.1. Materiales compuestos en el sector aeronáutico.

En los últimos años el sector aeronáutico es uno de los que más ha destacado por su gran avance en la utilización de materiales compuestos, ayudando de esta manera a mejorar de manera considerable tanto la calidad como el rendimiento del medio de transporte aéreo. Este tipo de materiales se caracterizan por ser más resistentes, ligeros y tener una vida útil mayor que los materiales que se habían utilizado convencionalmente hasta ahora como el acero o aleaciones de aluminio principalmente. En la actualidad el avión está formado por varios tipos de materiales compuestos, como puede verse en la figura 3.1.



Figura 3.1. Materiales utilizados en un avión.

Antes de comenzar a utilizar los materiales compuestos, el sector aeronáutico empleaba otro tipo de materiales para la fabricación de este medio de transporte, algunos de esos materiales son los que se van a nombrar a continuación:

- **Madera:** los primeros aviones que se fabricaron eran de madera y tela, ya que este material ofrecía una gran resistencia a la vez que un peso muy bajo, comportándose de forma similar a un material compuesto. Sin embargo, a pesar de dichas propiedades, la madera es un material que se degrada considerablemente con el paso del tiempo.
- **Acero:** posteriormente a los aviones de madera, se comenzaron a fabricar aviones formados casi completamente por acero con el inicio de la segunda guerra mundial, y a pesar de que actualmente se ha optado por utilizar otros materiales, en algunas partes de los aviones todavía se utiliza el acero. Este material es bastante resistente además de tener un coste muy bajo, sin degradarse tan fácilmente como le sucede a la madera, aunque su principal inconveniente es que se trata de un material bastante pesado, y tiene un cierto riesgo por corrosión.
- **Aluminio:** Comenzó a utilizarse en aviación durante los años 30 y sobre todo en la segunda guerra mundial, aunque actualmente se sigue utilizando este material. Es un material con excelentes propiedades, pero se utiliza junto con otros materiales para potenciar dichas propiedades: resistente, maleable, resistente a corrosión y oxidación, y se trata de un material muy abundante. Algunas de las aleaciones en las que se utiliza el aluminio son duraluminio, para la que se emplean hasta un total de seis componentes diferentes, y otra aleación bastante común es la de aluminio+zinc. Las aleaciones de aluminio forman la mayor parte del avión.
- **Titanio:** este material se comenzó a utilizar en algunas partes de los aviones a finales de los 50 hasta la actualidad. Se trata de un material muy resistente, de gran dureza y resistente a la corrosión, además de ser ligero, que se utiliza en algunas partes de los motores y secciones de las aeronaves, dado que también es capaz de soportar fuertes temperaturas. Se suele utilizar en aleaciones, y su uso se ve restringido debido a sus elevados costes y su escasez.

- **Materiales compuestos:** son los últimos materiales que se han comenzado a utilizar, y que surgen de la combinación de dos o más componentes que pueden ser tanto orgánicos como inorgánicos. Destacan por tener unas propiedades mecánicas muy eficientes, ya que presentan una gran resistencia siendo muy ligeros, sin tener riesgo a corroerse, además, pueden ser diseñados casi con cualquier forma. El inconveniente que presentan es que al tratarse de materiales novedosos hay que hacer grandes inversiones haciendo que su coste sea bastante elevado. Algunos de los materiales compuestos más destacados son la fibra de vidrio, la fibra de carbono, la cual es la que se va a estudiar en este proyecto dado que es el material que forma los stacks, fibra aramida, fibra de boro y fibras cerámicas.

En la actualidad, como se ha mencionado, el avión consta de muchas partes en las que se emplean materiales diferentes y novedosos. En este proyecto se centra la atención en los elementos de unión que se utilizan en el fuselaje.

El estudio consistirá en la realización de un análisis sobre el comportamiento que tienen las láminas que forman el stack de CFRPs/Ti al efectuar el taladrado que es necesario para crear los agujeros sobre los que se colocarán posteriormente los remaches que unen una parte del fuselaje con otra. Por ese mismo motivo, las brocas deben estar en excelentes condiciones ya que serán los puntos donde se recibirá una mayor concentración de tensiones y los defectos en el material causados por un excesivo uso de la misma herramienta puede producir el fallo. Por tanto, el problema que se plantea viene dado por el taladrado del material, que a pesar de ofrecer grandes ventajas presenta el inconveniente de ser un material complicado de mecanizar, ya que, se puede producir delaminación en el propio stack como consecuencia del mecanizado.

La influencia que pueda tener el taladrado sobre el material dependerá del tamaño que tenga la broca que se vaya a utilizar para hacer el agujero. En este proyecto se van a realizar varios análisis con diferentes diámetros de broca y comparar los resultados que se obtengan. Además, se ha de tener en cuenta el desgaste de la herramienta al realizar el taladrado como consecuencia de la resistencia del material, puesto que en algunos casos como el stack de CFRPs/Ti el escenario puede ser más desfavorable dado que al

añadir la capa de Ti en la parte intermedia del stack, provoca un mayor desgaste de la herramienta.

A todos los problemas anteriores se suman las estrictas tolerancias que deben cumplir cada uno de los materiales empleados en un avión, ya que cualquier fallo puede tener graves consecuencias. Por ello, se emplea el método de taladrado por vibración en vez del taladrado convencional, ya que éste consiste en complementar el movimiento de avance con una acción oscilante, evitando amplitudes muy grandes ya que pueden provocar el desgaste de la herramienta, en la dirección de avance. Este método hace que las virutas metálicas sean más cortas evitando que dañen el material, dado que las virutas más largas son lo que causa el desgaste de la herramienta que provoca dicho daño. Además, la abrasión que produce el taladrado se ve reducida por el mismo motivo. Con virutas más cortas la fricción entre la herramienta y el material es menor al eliminar con mayor facilidad la viruta, haciendo a su vez que la temperatura del proceso de taladrado también sea menor. En la figura 3.2 se puede ver una comparativa, tanto del resultado que se obtiene dependiendo del tipo de método de taladrado que se utilice, como la abrasión que sufre el material según el tipo de taladrado. En la imagen de la izquierda se representa el taladrado convencional, mientras que en la imagen de la derecha se representa el taladrado por vibración.

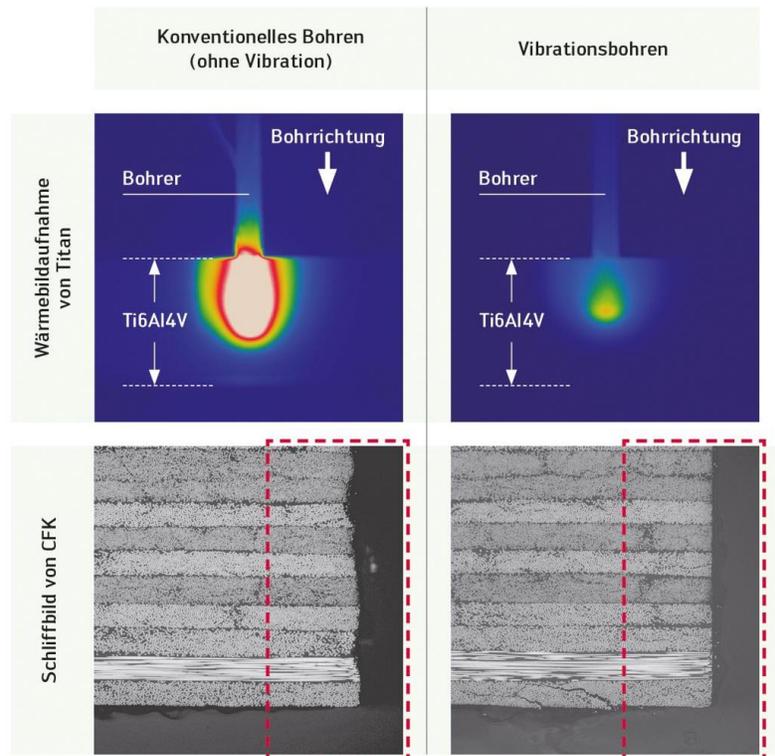


Figura 3.2. Resultado del laminado según el tipo de taladrado.

3.2. Técnicas computacionales

Dado que se pretende estudiar el comportamiento de las láminas que forman los stacks frente al taladrado, se realizará una simulación empleando un software que utilice el método de los elementos finitos (MEF) para realizar dicho análisis.

Este método de cálculo es el más utilizado para analizar materiales compuestos, ya que, destaca por su precisión en los resultados que se obtienen, y consiste en un método numérico que se basa en la aproximación de ecuaciones diferenciales parciales que permite el análisis de modelos en 1D, 2D e incluso 3D permitiendo que el resultado sea lo más cercano posible a la realidad.

Para la realización del análisis, se comienza con el mallado del modelo, lo cual, consiste en dividir la geometría del modelo en pequeñas partes denominadas elementos, haciendo que el cálculo se simplifique, dado que las divisiones consisten generalmente en triángulo o cuadrados, ya que son las formas que generalmente se usan, y es mucho más sencillo

para el programa realizar una integración en dichas formas que en el modelo completo. Por tanto, al emplear el MEF se cambia un sistema que tiene un número de variables indefinidas por un sistema con un número de variables definidas, es decir, un número limitado de elementos. A su vez, cada uno de los elementos que forman la malla se encuentran unidos por unos puntos de unión denominados nodos, siendo los puntos que se emplearán para realizar la integración que permite la obtención de los resultados.

Se ha de tener en cuenta que el estudio se llevará a cabo en un material no isótropo, concretamente el material que forma el stack se puede considerar ortótropo, es decir, este tipo de material posee propiedades diferentes dependiendo de la orientación que tenga la lámina, por tanto, el modelo de elementos finitos se complicará ya que se debe modelar cada una de las láminas que forman el stack, y asignar a cada una de ellas su orientación correspondiente. Además, se debe tener especialmente cuidado con la malla que forma cada lámina, dado que los nodos entre las láminas deben coincidir exactamente para que se transmitan correctamente las tensiones que se generan al realizar el taladrado. Al tratarse de un material ortótropo, se utilizará el criterio de fallo de Hashin ya que es uno de los criterios que mejor representan el comportamiento resistente de este tipo de materiales, tal y como se explica en el apartado 2.2. Es un criterio de fallo físico porque permite averiguar si el fallo se produce en la matriz o en la fibra.

Para realizar el análisis numérico mediante el método de los elementos finitos es posible emplear diversos softwares existentes en el mercado. A continuación, se muestra un listado con algunos de los códigos más empleados en ingeniería:

Abaqus	Exodus	Nastran	Samcef
Actran	FEMFAT	Octave	
Altair HyperMesh	LS-DYNA	OpenFOAM	
ANSYS	Madymo	Pamcrash	
COMSOL Multiphysics	Marc	Permas	
Elmer FEM solver	MEF++	RADIOSS	

Hay más programas además de los que se mencionan anteriormente, pero de todos ellos, se ha escogido Abaqus para realizar la simulación del stack en elementos finitos, dado que es uno de los más destacados en el cálculo mediante elementos finitos.

4. Planteamiento y descripción de soluciones alternativas para los modelos de stacks de CFRPs.

4.1. Características de los stacks de CFRPs/Ti y de los stacks de CFRPs.

Para la realización del proyecto, se va a llevar a cabo la creación de dos modelos de stacks. En primer lugar, un modelo de laminado que esté formado únicamente por un material de CFRPs, el cual, tendrá las características que se muestran en la tabla 4.1, mientras que, por otro lado, se creará un segundo modelo de CFRPs/Ti en el que se incluya titanio en la capa intermedia, cuyas características se muestran en la tabla 4.2.

Se ha decidido analizar ambos tipos de stacks, para poder apreciar la mejoría de los resultados al incluir una lámina de titanio en la parte intermedia del stack, ya que, dicha lamina de titanio sirve para rigidizar y dar mayor resistencia al material a la hora de realizar agujeros. Esto se debe a que al realizar el taladrado la presión que se ejerce sobre el laminado puede provocar la delaminación del material, de modo que al colocar titanio en la capa intermedia se disminuye el efecto al actuar como una especie de soporte, haciendo que las láminas de fibra de carbono que se encuentran debajo del titanio no sufran daños cuando se está taladrando el stack.

En ambos casos se realizarán varios taladrados con diferentes diámetros de broca, siendo los mismos casos para ambos modelos, de esta forma se hará una comparación entre todos los resultados para poder encontrar la mejor solución, dado que se pretende reducir las tensiones que favorecen el fallo por delaminación en el material.

En ambas tablas se incluyen las propiedades de los materiales y la secuencia de apilado, así como el tamaño de los agujeros que se van a realizar. Estos datos son muy importantes dado que son los que definen el modelo en el programa, entre ellos cabe destacar la secuencia de apilado y la secuencia de apilado de las láminas. Esto es lo que caracteriza a los materiales compuestos por su resistencia y rigidez específicas elevadas, al contrario que sucede con aleaciones metálicas convencionales.

A continuació, se mostren les taules (tabela 4.1, tabela 4.2) que contenen les característiques de ambos tipus de stacks.

Característiques	Requisitos
Tipo de lámina	Lámina unidireccional CFRP
Materiales	Fibra de carbono
Densidad de la fibra	1,78±0,04 g/cm ³
Contenido de resina	34±1%
Resistencia a tracció a 0°	2980 MPa
Módulo de tracció a 0°	182±12 GPa
Resistencia a tracció a 90°	50 MPa
Resistencia a compresió a 0°	1400 MPa
Resistencia a compresió a 90°	270 MPa
Base del laminado	4 cm
Altura del laminado	10,8 cm
Espesor del laminado	0,2 mm por lámina
Secuencia de apilamiento	[45/135/90/90/0/90/135/45/90]s
Diámetro de broca 1	1 cm
Diámetro de broca 2	1,5 cm
Diámetro de broca 3	2 cm
E_1	138 GPa
$E_2 = E_3$	14,47 GPa
$\nu_1 = \nu_2 = \nu_3$	0,21
$G_1 = G_2 = G_3$	5,86 GPa

Tabla 4.1. Tabela de característiques del laminado para los stacks de CFRPs.

Características	Requisitos
Tipo de lámina	Lámina unidireccional CFRP con capa intermedia de titanio
Materiales	Fibra de carbono, titanio
Densidad de la fibra	1,78±0,04 g/cm ³
Contenido de resina	34±1%
Resistencia a tracción a 0°	2980 MPa
Módulo de tracción a 0°	182±12 GPa
Resistencia a tracción a 90°	50 MPa
Resistencia a compresión a 0°	1400 MPa
Resistencia a compresión a 90°	270 MPa
Base del laminado	4 cm
Altura del laminado	10,8 cm
Espesor del laminado	0,2 mm por lámina
Secuencia de apilamiento	[45/135/90/90/0/90/135/45/90/Ti]s
Diámetro de broca 1	1 cm
Diámetro de broca 2	1,5 cm
Diámetro de broca 3	2 cm
E_1	138 GPa
$E_2 = E_3$	14,47 GPa
$\nu_1 = \nu_2 = \nu_3$	0,21
$G_1 = G_2 = G_3$	5,86 GPa

Tabla 4.2. Tabla de características del laminado para los stacks de CFRPs/Ti.

4.2. ¿Cómo trabaja Abaqus?

Abaqus es un programa de simulación que permite abordar análisis estructurales mediante el método de los elementos finitos.

Para la definición del análisis del modelo que se va a resolver mediante Abaqus, se realiza mediante la definición de un archivo de entrada que contiene líneas de datos y líneas de palabras clave. Dicho archivo se divide en dos partes formadas por los datos del modelo y la historia del modelo.

Los archivos de entrada en Abaqus son archivos de datos ASCII, es decir, pueden ser creados mediante la introducción de datos en un editor de texto, o empleando un procesador gráfico como Abaqus/CAE o cualquier otro programa de cálculo. Este tipo de archivos suelen tener la siguiente estructura:

- Aunque no es estrictamente necesario, se suele comenzar por un encabezado en el que se indica el título, y algún otro dato informativo que indique el contenido del archivo.
- A continuación del encabezado van los datos del modelo, en dónde se definen entre otros datos los nodos, elementos, materiales, etc.
- En esta parte, el archivo se organiza en niveles según se trate de una parte, un montaje, una instancia, o un modelo.
- Por último, se encuentra el histórico de datos que es el encargado de definir el tipo de análisis que se va a realizar, los casos de carga, etc. Dado que lo que se pretende es predecir la respuesta del modelo a cargas externas o condiciones iniciales de desequilibrio, los datos de entrada de la historia se combinan en un paso de análisis dependiendo de las necesidades del histórico del análisis.

De este modo, gracias a los métodos de análisis que utiliza el programa Abaqus se llegarán a obtener los resultados más precisos posibles, hallándose así, la carga máxima que soportará el laminado.

4.3. Influencia de la relación entre el diámetro del agujero y el ancho del laminado, e influencia del material utilizado.

En este apartado se va a realizar una comparación entre los dos tipos de stack, de esta forma se podrá comprender el comportamiento que estos tienen según el tamaño del agujero que se haya realizado y según el material que se esté utilizando.

En el apartado 5 del proyecto se explicará de forma más detallada cada resultado que se ha obtenido y las comparaciones que se van a realizar a continuación.

En primer lugar, la comparación va a ser para el comportamiento que presenta el laminado con diferentes diámetros de agujero en un mismo modelo de stack. Para poder analizar este comportamiento se ha de tener en cuenta un elemento muy importante, esto es, la relación que hay entre el diámetro y el ancho del laminado, ya que, a mayor diámetro menor será el ancho que se tenga, es decir, la sección neta será menor.

La relación, r , anteriormente descrita tendrá la siguiente expresión (1).

$$r = \frac{\text{diámetro del agujero}}{\text{ancho del stack}} \quad (1)$$

Como el ancho de los dos modelos que se van a analizar es el mismo y se van a realizar tres agujeros de diferentes diámetros, habrá un total de tres relaciones r diferentes, cuyos valores que se muestran en las expresiones (2), (3) y (4). Todas las variables se van a expresar en [mm].

-Modelos con el agujero de 1 cm de diámetro.

$$r_1 = \frac{10 \text{ mm}}{40 \text{ mm}} = 0.25 \quad (2)$$

-Modelos con el agujero de 1,5 cm de diámetro.

$$r_2 = \frac{15 \text{ mm}}{40 \text{ mm}} = 0.38 \quad (3)$$

-Modelos con el agujero de 2 cm de diámetro.

$$r_3 = \frac{20 \text{ mm}}{40 \text{ mm}} = 0.50 \quad (4)$$

En el apartado 5 del proyecto, puede verse como al aumentar el tamaño del agujero en un mismo modelo, los esfuerzos aumentan dado que se reduce la sección neta. No obstante, en el caso de los modelos de stack de CFRPs/Ti, el agujero de 1.5 cm de diámetro actúa como un mayor concentrador de tensiones que el de 2 cm de diámetro, lo cual, puede deberse a las numerosas variables incluidas. El mejor comportamiento lo presenta el stack con 1 cm de diámetro, indicando nuevamente que a menor relación r , menor concentración de tensiones en la componente σ_{yy} .

Por tanto, cuando la relación r es menor, mejor comportamiento tiene el laminado frente a los esfuerzos generados por el taladrado, que en el caso de este proyecto r_1 sería la relación diámetro-ancho que mejor se comporta frente a los esfuerzos generados.

También se va a realizar una comparación entre los dos tipos de stacks. Los modelos se van a agrupar según el tamaño del diámetro del agujero efectuado. En las figuras 4.1, 4.2, y 4.3 se muestran las gráficas comparativas entre los dos tipos de stack para un mismo tamaño de agujero. En el eje vertical se muestra la componente σ_{zz} de tensión en MPa. Esta tensión actúa en la dirección del espesor del laminado y es la principal causante del problema de la delaminación. Se observa cómo aumenta el problema en las cercanías del agujero (zona central de las gráficas).

La figura 4.1 muestra la gráfica comparativa entre el modelo de stack de CFRPs y el stack de CFRPs/Ti con el agujero de 1 cm.

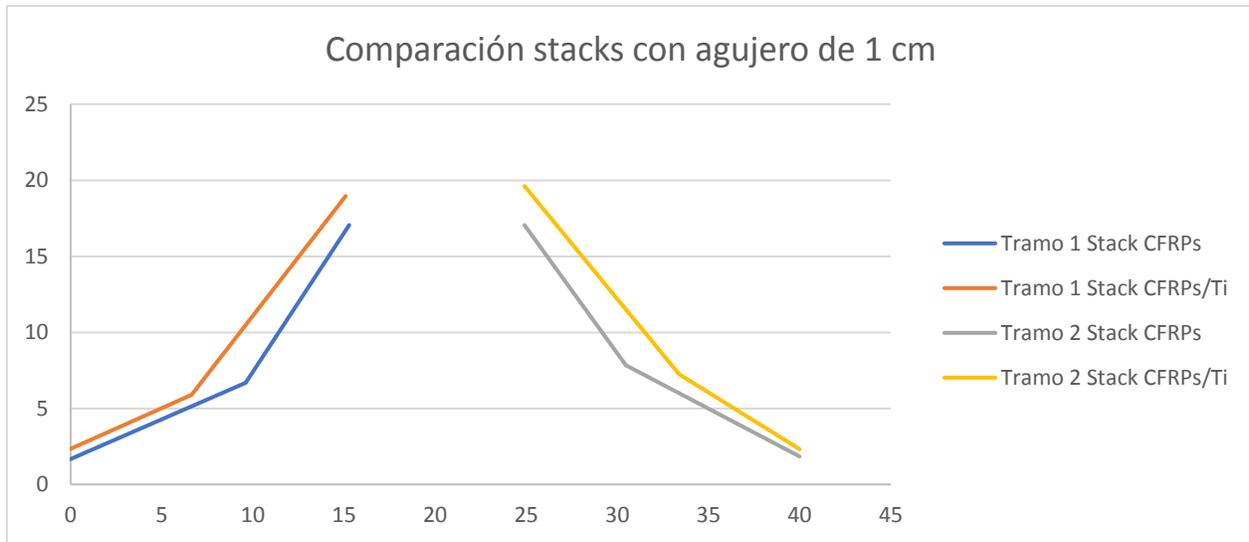


Figura 4.1. Gráfica comparativa entre los tramos de ambos tipos de stack con el agujero de 1 cm. σ_{zz} (MPa) frente al ancho del stack

La figura 4.2 que muestra la gráfica comparativa entre el modelo de stack de CFRPs y el stack de CFRPs/Ti con el agujero de 1.5 cm.

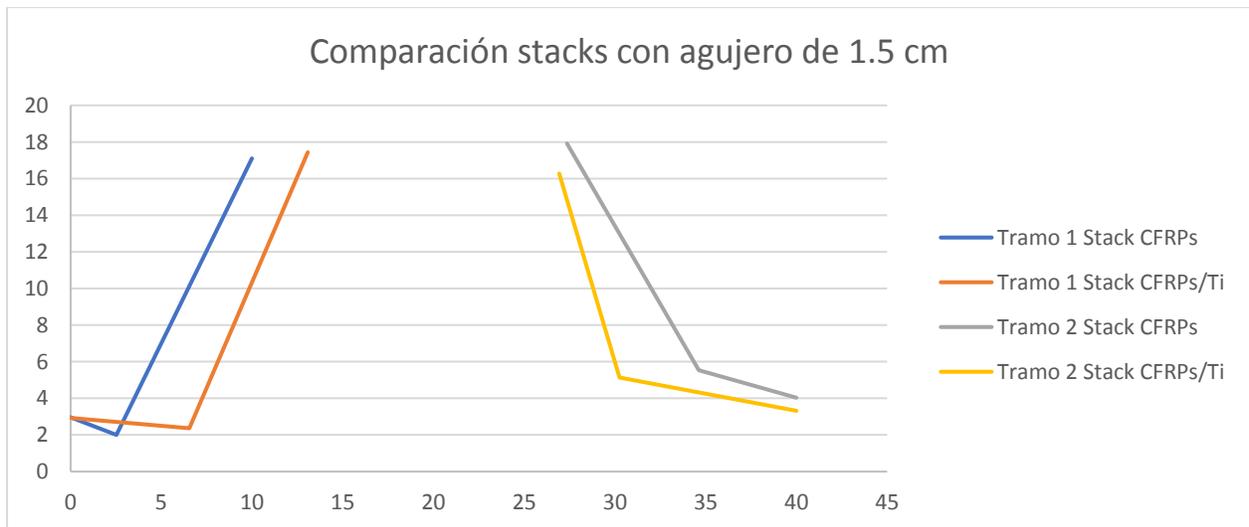


Figura 4.2. Gráfica comparativa entre los tramos de ambos tipos de stack con el agujero de 1.5 cm. σ_{zz} (MPa) frente al ancho del stack

La figura 4.3 muestra la gráfica comparativa entre el modelo de stack de CFRPs y el stack de CFRPs/Ti con el agujero de 2 cm.

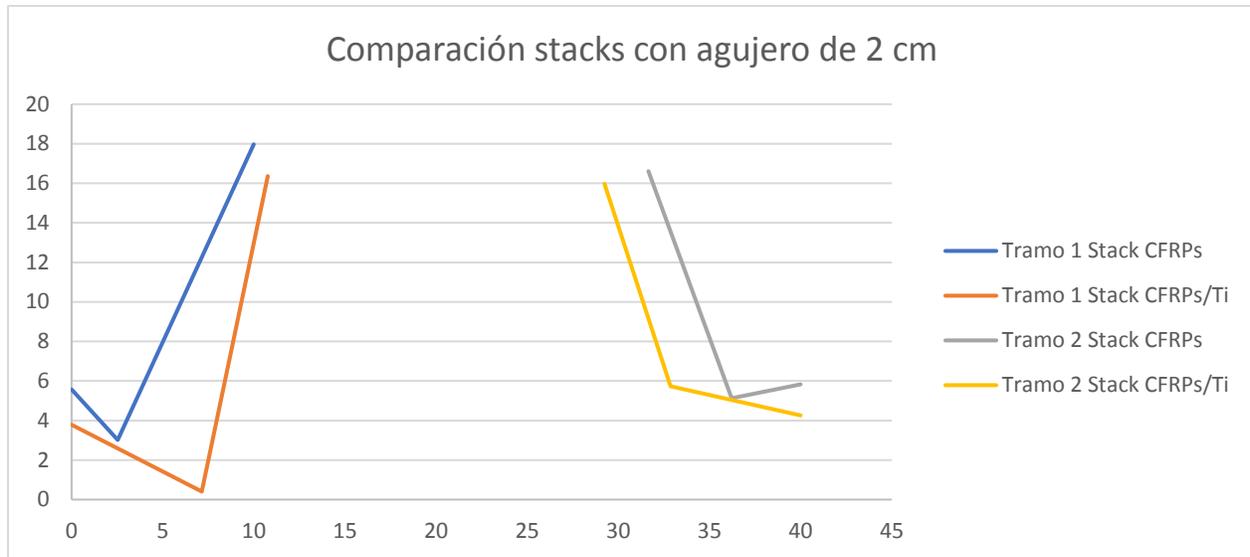


Figura 4.3. Gráfica comparativa entre los tramos de ambos tipos de stack con el agujero de 2 cm. σ_{zz} (MPa) frente al ancho del stack

Observando las gráficas puede verse cómo en la mayoría de los casos, el stack de CFRPs/Ti es el que mejor comportamiento presenta, ya que las tensiones generadas por el taladrado en la componente σ_{zz} son menores, aunque nuevamente hay un modelo que presenta una tendencia diferente probablemente debida a la influencia que tiene la redistribución de tensiones en las diferentes secuencias de apilado. En este caso el modelo que presenta un comportamiento diferente es el modelo de stack de CFRPs/Ti de 1 cm de diámetro, en donde se obtienen tensiones ligeramente mayores que en el caso del modelo de stack de CFRPs. Podemos observar que, a excepción del diámetro más pequeño, los modelos de stacks que incluyen titanio en la capa intermedia presentan mejor comportamiento frente a la delaminación en el entorno del agujero.

Hay que aclarar que los tramos que forman las gráficas anteriores no forman una simetría exacta, esto es debido a que dependiendo de la orientación de la fibra en la lámina en la que se han seleccionado los nodos, dicha simetría será en un plano z diferente.

5. Análisis de los dos tipos de stacks de CFRPs con diferentes diámetros en Abaqus.

Previamente a la realización del análisis a partir del cual se obtendrán los resultados, que serán los que determinen la geometría que mejor soporte los esfuerzos generados por el taladrado, se han de definir las características que tiene el modelo a partir de los datos que se dan en el apartado 4.1 de este proyecto.

Antes de realizar el análisis se ha de comenzar con la creación del modelo, por ello en los siguientes apartados se explica cómo se define el modelo tanto en geometría, como en los datos de salida en el software Abaqus.

5.1. Creación la geometría.

Para la definición del modelo se comienza con la creación de la geometría, para ello se deben tener en cuenta las dimensiones que va a tener el stack. De modo que, se comienza partiendo de un bloque rectangular en el cual, se realizará un agujero y se dividirá en las láminas correspondientes a la secuencia de apilado que tenga el stack.

Como se van a crear varios modelos, estos cuentan con algunas variaciones en su geometría, por lo que se van a explicar cada una de las diferencias.

Habrà un total de seis modelos sobre los que se realizará el análisis, es decir, el stack de CFRPs con tres agujeros de diámetros diferentes, y el stack de CFRPs/Ti con los tres mismos agujeros de diámetros diferentes. Por tanto, dentro del módulo **Part**, se seguirá el procedimiento, que se explica de forma mucho más detallada en el ANEXO de la memoria, para crear las partes que forman el modelo.

Comenzando por el stack de CFRPs, las dimensiones que este va a tener son las que se exponen en la tabla 5.1. Las unidades de la tabla se expresan en [mm].

	Base	Ancho	Altura	Diámetro
Modelo 1	40	3.6	108	10
Modelo 2	40	3.6	108	15
Modelo 3	40	3.6	108	20

Tabla 5.1. Características de los modelos de stack de CFRPs.

Como se puede ver en la tabla 5.1, la única variación que tendrán los modelos de stack de CFRPs será el diámetro del agujero efectuado por la broca al realizar el taladrado.

Tal y como se ha mencionado, se comenzará creando el bloque formado por la base, el ancho y la altura, una vez se ha creado el bloque rectangular se puede continuar con la creación del agujero, que en cada caso tendrá un diámetro diferente, y seguidamente en la división del ancho del bloque en tantas capas, como láminas tenga el stack, que en el caso del stack de CFRPs cuenta con un total de 18 láminas.

En la figura 5.1 que se muestra a continuación, pueden observarse los tres modelos de stack de CFRPs.

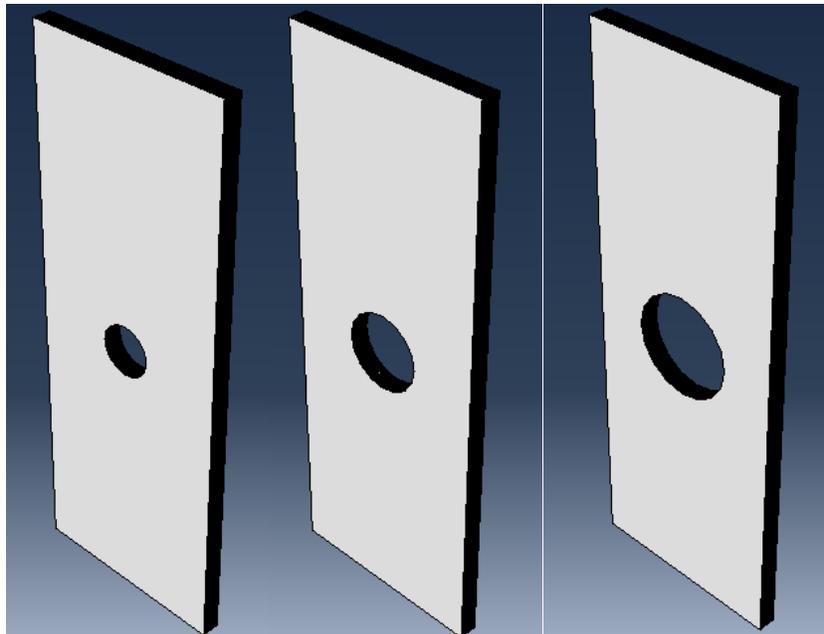


Figura 5.1. Modelos de stacks de CFRPs.

Por otro lado, para continuar con el estudio se define la geometría de los tres modelos de stack de CFRPs/Ti, cuyas dimensiones son las que se muestran en la tabla 5.2 expresadas en [mm].

	Base	Ancho	Altura	Diámetro
Modelo 1	40	4	120	10
Modelo 2	40	4	120	15
Modelo 3	40	4	120	20

Tabla 5.2. Características de los modelos de stack de CFRPs/Ti.

El modo en el que se va a proceder a definir la geometría es igual que el que se ha seguido para definir los modelos de stack de CFRPs, de hecho, la única diferencia entre ambo stacks viene dada por el ancho que estos tienen, ya que, en los stacks de CFRPs/Ti al incluir las capas intermedias de titanio aumenta el espesor en comparación con los stacks de CFRPs. Respecto a los diámetros que van a tener los agujeros efectuados por las brocas al realizar el taladrado van a ser de las mismas dimensiones en ambos tipos de stacks, ya que de esta forma se va a poder realizar una comparación entre todos los modelos para, de esta forma, hallar el modelo óptimo.

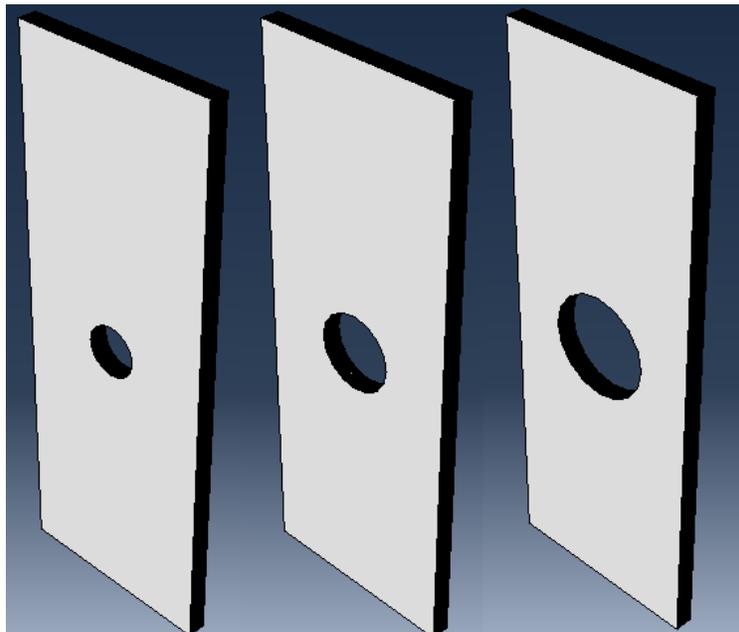


Figura 5.2. Modelos de stack de CFRPs/Ti.

En la figura 5.2, pueden verse los tres modelos de stack de CFRPs/Ti con sus respectivos agujeros de diferentes diámetros.

5.2. Definición de los materiales.

Una vez se ha creado la geometría de los modelos sobre el que se va a realizar el análisis del laminado, se procede a crear los materiales correspondientes a las láminas de los dos tipos de stacks.

Al igual que en la creación de las partes que forman el modelo, se va a comenzar por crear los materiales que forman el laminado del stack de CFRPs, para ello se deberá seleccionar en Abaqus el módulo **Property**, y seguidamente se creará un material con **Material > Create** como se muestra en la figura 5.3.



Figura 5.3. Creación de los materiales que forman las láminas.

Una vez se abra la ventana **Edit Material**, se introducirán las características del material. Dado que se van a crear dos tipos de modelos, se deberán introducir las características de los materiales de cada modelo: el primer modelo será el stack de CFRPs, el cual, está formado únicamente por láminas de fibra de carbono por lo que solamente será necesario introducir las propiedades de este material, mientras que por otro lado, el segundo modelo será el stack de CFRPs/Ti, que además de las láminas fibra de carbono se utiliza una capa de titanio, de modo que este modelo contará de dos materiales. En las imágenes que se van a mostrar continuación se recogen de forma resumida los datos, expuestos en el apartado 4, a introducir en cada modelo.

Aunque no es necesario, dado que vamos a realizar un análisis estático no lineal, se comienza por definir la densidad del material, para ello se debe seleccionar el campo **Density**. En la figura 5.4 se muestra el valor de que tiene la densidad de la fibra de carbono medida en t/mm^3 .

	Mass Density
1	1.78E-09

Figura 5.4. Densidad de la fibra de carbono.

Seguidamente, seleccionando el campo **Mechanical>Elastic**, aparece la ventana en la que se introducirán los datos para un material elástico, dado que se supone que el laminado es un material elástico. En este apartado, las propiedades mecánicas de cada material son las que determinan la rigidez, de modo que, para las láminas con fibra de carbono las propiedades elásticas son las que se muestran en la figura 5.5 expresadas en MPa. Además, se ha de indicar que el tipo de propiedades elásticas a introducir son las constantes ingenieriles, ya que a pesar de que se puede seleccionar el tipo de propiedades elásticas denominado láminas, esta opción está pensado para modelos en dos dimensiones.

	E1	E2	E3	Nu12	Nu13	Nu23	G12	G13	G23
1	138000	14470	14470	0.21	0.21	0.21	5860	5860	5860

Figura 5.5. Propiedades mecánicas de la fibra de carbono.

Para acabar de definir el material, se introducen las tensiones de fallo que serán necesaria para el análisis de la iniciación del fallo mediante el criterio de fallo de Hashin. Para ello, dado que el programa no tiene una forma de definir este criterio para elementos sólidos, se ha de programar manualmente. Mediante un script, se define cada uno de los valores correspondientes a los límites resistentes ortotrópicos del material, mediante la generación de una rutina USDFLD. Para poder definir dicha rutina, se deben introducir una serie de comandos utilizando el programa FORTRAN. La rutina definida se mostrará en el apartado 4 del ANEXO de la memoria.

En la figura 5.6 se muestran los valores de los límites resistentes del material, nuevamente expresados en MPa. Estas tensiones también se definen dentro de la rutina que se ha creado para realizar el análisis siguiendo el criterio de fallo de Hashin.

Longitudinal Tensile Strength	Longitudinal Compressive Strength	Transverse Tensile Strength	Transverse Compressive Strength	Longitudinal Shear Strength	Transverse Shear Strength
2980	1400	50	270	103	103

Figura 5.6. Tensiones de fallo para la fibra de carbono.

Una vez se tiene creado el material, se procede a definir la orientación de cada lámina, para lo que será necesario dividir el stack de CFRPs en secciones. Cada sección representa una lámina. Para la creación de las secciones en Abaqus, se selecciona la pestaña **Create Composite Layup**, la cual hace que se abra la ventana que se muestra en la figura 5.7.

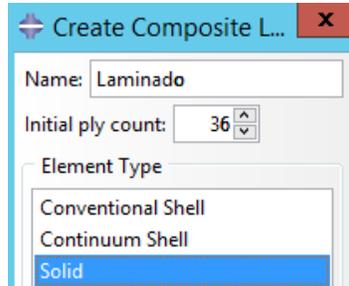


Figura 5.7. Creación del laminado.

Dado que las láminas de fibra de carbono es un tipo de material compuesto, se quiere analizar el laminado de forma detallada, por ese motivo el mallado que se va a emplear para la resolución con elementos finitos será con elementos del tipo **Solid**. De esta forma se podrán analizar con mayor precisión los posibles efectos de borde que pueda producir el taladrado. Se van a definir un total de 36 capas para este modelo, dado que se debe tener en cuenta cada una de las caras, es decir, hay capas que se encuentran entre dos láminas y por tanto se deben dividir en dos, una cara que se refiera a la lámina superior y otra cara que se refiera a la lámina inferior.

		Ply Name	Region	Material	Element Relative Thickness	CSYS	Rotation Angle	Integration Points
1	✓	z1_lamina1	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	45	1
2	✓	z2_lamina1	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	45	1
3	✓	z2_lamina2	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	135	1
4	✓	z3_lamina2	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	135	1
5	✓	z3_lamina3	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	1
6	✓	z4_lamina3	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	1
7	✓	z4_lamina4	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	1
8	✓	z5_lamina4	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	1
9	✓	z5_lamina5	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	0	1
10	✓	z6_lamina5	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	0	1
11	✓	z6_lamina6	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	3
12	✓	z7_lamina6	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	1
13	✓	z7_lamina7	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	135	1
14	✓	z8_lamina7	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	135	1
15	✓	z8_lamina8	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	45	1
16	✓	z9_lamina8	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	45	1
17	✓	z9_lamina9	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	1
18	✓	z10_lamina9	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	1
19	✓	z10_lamina10	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	1
20	✓	z9_lamina10	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	1
21	✓	z9_lamina11	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	45	1
22	✓	z8_lamina11	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	45	1
23	✓	z8_lamina12	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	135	1
24	✓	z7_lamina12	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	135	1
25	✓	z7_lamina13	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	1
26	✓	z6_lamina13	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	1
27	✓	z6_lamina14	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	0	1
28	✓	z5_lamina14	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	0	1
29	✓	z5_lamina15	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	1
30	✓	z4_lamina15	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	1
29	✓	z5_lamina15	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	1
30	✓	z4_lamina15	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	1
31	✓	z4_lamina16	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	1
32	✓	z3_lamina16	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	90	1
33	✓	z3_lamina17	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	135	1
34	✓	z2_lamina17	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	135	1
35	✓	z2_lamina18	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	45	1
36	✓	z1_lamina18	(Picked)	Fibra de carbonc	0.1	<Layup>	45	1

Figura 5.8. Definición del laminado.

Por otro lado, se ha de establecer la orientación de las fibras en cada lámina, así como su espesor, además de otros parámetros, tal y como se indica en la ventana **Edit Composite Layup**, figura 5.8

Para definir el material compuesto que forma el laminado, se comienza por indicar el nombre de cada cara del laminado y seleccionar la lámina que se corresponda con dicha cara. Como en el caso del stack de CFRPs todo el material del laminado es de fibra de carbono, se selecciona dicho material, que cuenta como sistema de referencia con una dirección normal a la dirección de la fibra, que en el caso del nuestro modelo se corresponde con la dirección z, y una dirección que coincide con la de las fibras, la cual, se identifica como eje primario, que en el caso del programa se corresponde con la dirección y. En lo que se refiere al espesor, se introduce la mitad del espesor de las láminas, 0.1 mm, dado que las capas se asocian hasta la mitad de la lámina. Para finalizar, se introduce la orientación de fibras en cada lámina siguiendo la secuencia de apilado [45/135/90/90/0/90/135/45/90]s. Habrá que fijarse en la lámina a la que se refiere la capa para introducir la orientación mencionada, además, para este modelo se ha tomado la decisión de realizar el análisis empleando 1 punto de integración, dado que no se trata de un modelo que tenga una geometría muy compleja. La obtención de los resultados será mucho más rápida que si se decidiesen poner 3 puntos de integración para la resolución del modelo.

Ahora que ya tiene cada lámina del stack de CFRPs su material definido, el procedimiento que se debe seguir para la creación del material de titanio será el mismo que el procedimiento realizado para la asignación del material de fibra de carbono. En cada lámina del stack de CFRPs/Ti, dado que la secuencia de apilado del laminado es la misma en ambos stacks, exceptuando que en el caso del stack de CFRPs/Ti se incluyen dos laminas más en la capa intermedia. Las propiedades elásticas para el Ti vienen resumidas en la figura 5.9.

Young's Modulus	Poisson's Ratio
120E3	0.361

Figura 5.9. Propiedades mecánicas del titanio.

Para la creación del material de titanio se ha de tener en cuenta que, al tratarse de un material homogéneo e isótropo, simplemente se debe definir los valores del módulo de Young o módulo de elasticidad y del coeficiente de Poisson.

Para la asignación del titanio a las capas correspondientes, simplemente basta con seleccionar el material que se ha creado para el titanio en vez de seleccionar la fibra de carbono, en la columna de selección del material.

De esta forma, ya se tendrán definidos todos los materiales que se utilizan para la realización del análisis en el modelo.

5.3. Creación de los ensamblajes.

Una vez que tienen asignadas las características del material para cada una de las láminas que forman tanto el stack de CFRPs como el de CFRPs/Ti, se continua con la creación de los ensamblajes para cada modelo.

Para la creación de los ensamblajes se deberá seleccionar el módulo **Assembly**, el cual permitirá la creación de las instancias. Una instancia es la representación de la parte original de cada una de las partes que forma el modelo, es decir, para ambos modelos de stacks será necesaria la creación de una única instancia. Se debe tener en cuenta que en nuestro modelo hay una sola parte, ya que se ha creado un único volumen, que posteriormente se ha dividido tantas veces como láminas tenía el modelo. Por tanto, lo que se pretende con la creación de las instancias es poder ubicar cada lámina con respecto a las coordenadas globales del sistema, ya que al crear una instancia el programa ubica el origen de dicha instancia de forma que coincide con en el origen de las coordenadas globales, es decir, el centro del laminado sería el origen del sistema de coordenadas.

Como se ha hecho anteriormente, se comenzará por crear los ensamblajes del modelo de stack de CFRPs. Para ello, dentro del módulo **Assembly**, se selecciona la opción **Create Instance** como se muestra en la figura 5.10.

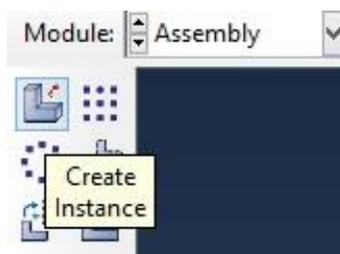


Figura 5.10. Creación de una instancia.

Tras haber seleccionado la opción **Create Instance**, se abre una ventana como la que hay en la figura 5.11, en la cual aparecen varias opciones.

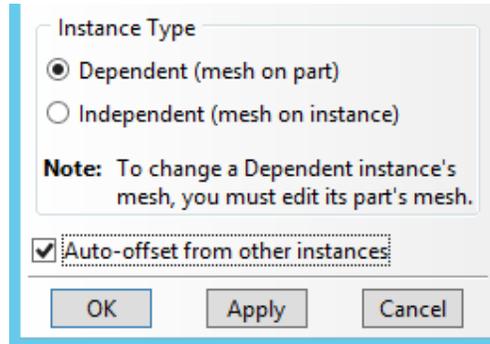


Figura 5.11. Opciones de la instancia a crear.

Para este caso concreto, solamente hay una parte en la que crear la instancia, por tanto, se debe seleccionar la opción **Parts** así como la parte en la que se va a crear dicha instancia. En el campo **Instance Type**, se escogerá la opción **Dependent (mesh on part)**, dado que esta opción permite crear la malla en la geometría de modo que cualquier cambio que se haga en la geometría se hará también en la instancia creada.

Por último, se dejará seleccionado el campo **Auto-offset from other instances**, ya que esta opción es la que evita que, al crear una instancia nueva, esta quede solapada con la que ya se había creado anteriormente.

Una vez ya se tienen seleccionadas todas las opciones se crea la instancia, de modo que, la parte se vuelve de un tono azul.

Al igual que en el resto de los pasos seguidos anteriormente, el procedimiento seguido para la creación de los ensamblajes para el stack de CFRPs/Ti, es el mismo que para el stack de CFRPs.

5.4. Definición de los pasos del análisis.

Para poder realizar el análisis del modelo, previamente se han de definir los pasos del análisis en los que se aplicarán los casos de carga, los efectos de borde u otras interacciones.

A la hora de definir el paso, se han de escoger una serie de variables que son las que establecen qué tipo de análisis se va a realizar dentro del paso concreto. Por tanto, para crear un paso se ha de escoger el módulo **Step**, que, seleccionando el campo **Create Step**. Como se ve en la figura 5.12, aparecerá una ventana en la cual se establecen las condiciones del paso a crear.

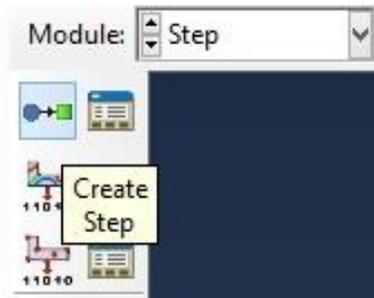


Figura 5.12. Creación de los pasos del análisis.

A la hora de establecer las condiciones del paso del análisis, se ha de seleccionar el tipo de procedimiento a seguir, siendo para este caso **Procedure type > Static, general**. Para el estudio que se va a llevar a cabo es necesario realizar el análisis en varios incrementos, lo cual permitirá analizar la evolución del fallo. Dentro del tipo de procedimiento seleccionado, se debe establecer el tipo de análisis, siendo para este caso del tipo **Static, general**.

Como en todos los procedimientos seguidos anteriormente para la creación del modelo a analizar de elementos finitos, tanto para el stack de CFRPs como para el stack de CFRPs/Ti, los pasos a realizar son los mismos.

Tras haber seleccionado el campo **Create Step** siguiendo los pasos anteriormente descritos, aparece la ventana que se muestra en la figura 5.13.

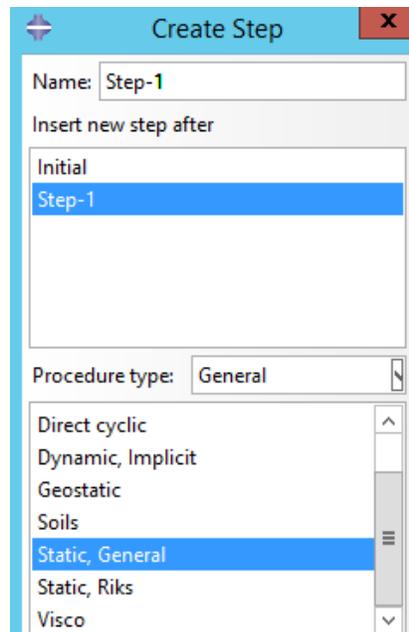


Figura 5.14. Definición de las condiciones del paso.

Una vez se han establecido todas las condiciones deseadas, tras seleccionar la opción **Continue** aparece una nueva ventana llamada **Edit Step** que a su vez tiene varias pestañas en las que se introducirán y seleccionarán una serie de datos. Comenzando por la pestaña **Basic**, en ella se dejan las opciones que vienen por defecto ya que se ajustan para este caso, siendo el periodo de tiempo a introducir el único dato que se debe dar, de modo que, el valor que se va a dar al periodo de tiempo es de 10. Dicho dato puede ser de cualquier valor, pero deberá estar relacionado con el número de incrementos y el tamaño de estos. La siguiente pestaña en la que se van a introducir datos es la pestaña **Incrementation**. Se elige un número de incrementos igual a 10, por lo tanto, el incremento será 1, el resto de los datos se dejan como vienen por defecto. Al multiplicar estos valores debe salir el valor del periodo de tiempo. Para concluir, en la pestaña **Other**, se dejan todos los datos que selecciona el programa por defecto, ya que, estos se ajustan bien con el problema planteado en el proyecto.

Todas las opciones que se han escogido para la creación del paso del análisis, ha sido teniendo en cuenta el tipo de análisis que se quiera realizar, para este caso, será necesario crear un paso en el cual se establecerán las condiciones de contorno para el modelo, además del desplazamiento que se va a aplicar al stack.

Por otra parte, se pueden modificar las salidas del paso creado mediante la selección de la opción **Field Output Manager**, que, seleccionando la opción **Edit**, aparecerá otra ventana **Edit Field Output Requests Manager** en la que se pueden escoger los datos de salida una vez el programa concluya el análisis del modelo.

Hay varios apartados que pueden modificarse, pero únicamente interesa cambiar para este modelo las variables que se encuentran dentro del apartado **Output Variables**, por tanto, en el resto de los apartados se dejarán las opciones que selecciona el programa por defecto. Dentro de las opciones seleccionadas del apartado **Output Variables**, a su vez, se pueden escoger el tipo de resultados que pueden dar estas variables, es decir, dentro de las variables **Stress, Strains, Displacement, Forces/Reactions** y **Strate/Field/User/Time** se han escogido las opciones que se muestran en la figura 5.29, ya que son los datos de salida que interesan conocer para evaluar el estado del material al realizar el taladrado.

Comenzando por las tensiones se ha seleccionado solamente la variable S, en la cual, al visualizar los resultados aparecerán tanto la tensión resultante considerando algún criterio de fallo, como las tensiones de cada una de las direcciones.

El siguiente campo son las deformaciones, que, en este caso, se han seleccionado dos variables, E que sirve para visualizar la deformación total, y la variable EE que sirve para visualizar la deformación que se produce en cada dirección.

Otro de los campos seleccionados es el de los desplazamientos, dentro del cual se ha escogido la opción U. Dicha variable permite ver los resultados de los desplazamientos y rotaciones que se generan en el modelo.

Un campo importante que se debe de incluir son las reacciones, ya que estas sirven para comprobar que la acción que se aplica en el modelo ya sea una fuerza, un desplazamiento o un momento, se aplica correctamente. En este caso se han seleccionado las variables RF, que sirve para determinar las fuerzas de reacción que se producen en el modelo, y CF que sirve para obtener la concentración de fuerzas.

El último campo seleccionado es el que sirve para incluir archivos definidos previamente, en este caso sería la rutina que se ha utilizado para definir el criterio de fallo. Se han

seleccionado las variables SDV, la cual sirve para definir soluciones dependientes de los estados de las variables, y FV, que sirve para incluir las variables de archivos definidos previamente.

Todas las variables que se han mencionado se muestran en la figura 5.15 que hay a continuación.

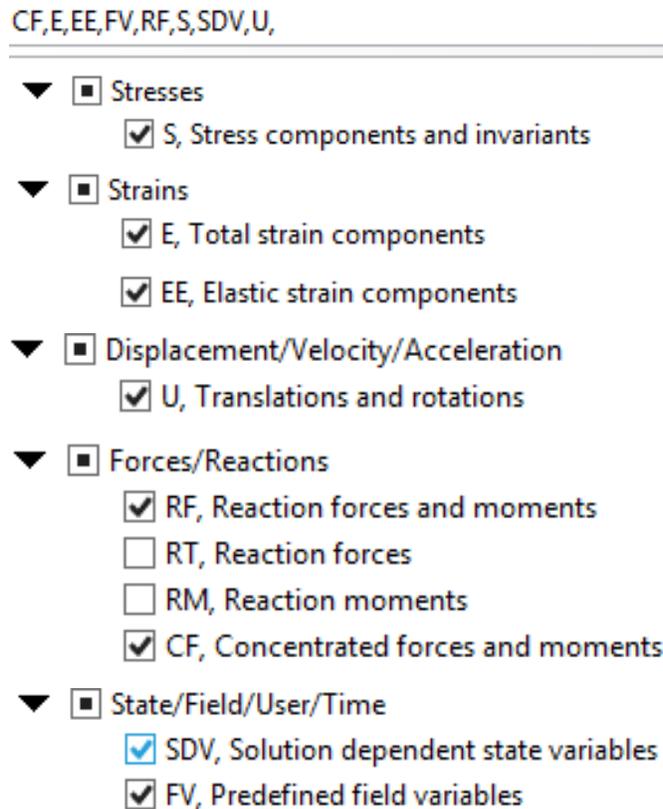


Figura 5.15. Variables de salida.

Otro campo que también puede modificarse es el **History output manager**, es decir, el historial de datos de salida, los cuales suelen aparecer en el archivo .dat. Dado que lo que más nos interesa es visualizar los resultados en el propio programa, se dejan los valores que vienen por defecto.

Por otra parte, se ha de decir, que una vez se ha finalizado con la creación de los pasos del análisis del stack de CFRPs, se continua con la creación de los pasos de análisis para el stack de CFRPs/Ti siguiendo el mismo procedimiento que para la creación del otro tipo de stack.

5.5. Definición de las condiciones de contorno.

Una vez se ha creado el contacto, se puede continuar con la definición de las condiciones de contorno y las cargas que se van a aplicar en el stack. Escogiendo el módulo **Load**, se comenzará con la creación de las condiciones de contorno, para ello, se selecciona la opción **Create Boundary Conditions**, que, tras seleccionarla, aparece una ventana como la que se muestra en la figura 5.16.

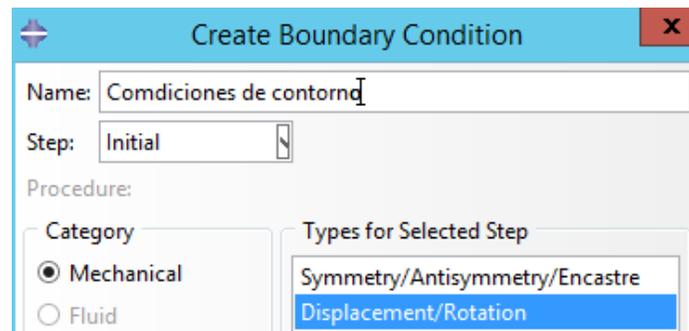


Figura 5.16. Selección del tipo de condiciones de contorno.

En la ventana, escogiendo el paso del análisis que se ve por defecto, **initial**, dado que de esta forma se asegura que las condiciones de contorno se aplican durante todo el análisis. Se selecciona la categoría y el tipo de condiciones de contorno que se van a crear, para este caso, dentro de la categoría de condiciones de contorno mecánicas, y se escoge la opción de desplazamientos y rotaciones ya que es lo que se desea restringir.

El siguiente paso consiste en establecer las restricciones, que para este análisis se deberá restringir el modelo en diferentes puntos haciendo que el resultado sea el mismo que si se el stack estuviera embebido en un material flexible empotrado en sus extremos. De este modo, para cada condición impuesta, se seleccionará la dirección a restringir del stack en la ventana de **Edit Boundary Condition**.

Habrà un total de tres restricciones para tres puntos de aplicación diferentes. Como puede observarse en la figura 5.17, se ha seleccionado toda la superficie de la base del extremo inferior, en la que se ha restringido el desplazamiento en la dirección y, de modo que las láminas se quedan fijas en esa dirección dejando que se desplacen en el extremo opuesto.

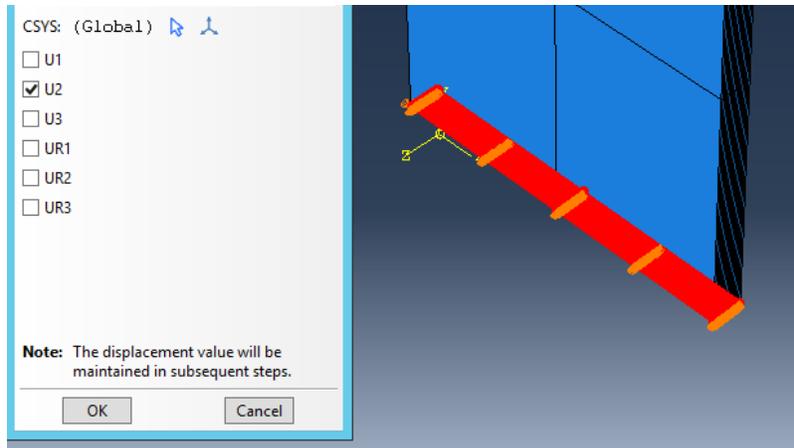


Figura 5.17. Restricción en la dirección y.

La siguiente restricción se define, como puede verse en la figura 5.18, restringiendo el borde de la esquina inferior izquierda en la dirección x, evitando que las láminas se muevan en dicha dirección, ya que al impedir el movimiento en uno de los bordes se impedirá que el laminado se mueva en ambos lados de dicha dirección, y evitándose así un posible movimiento de sólido libre.

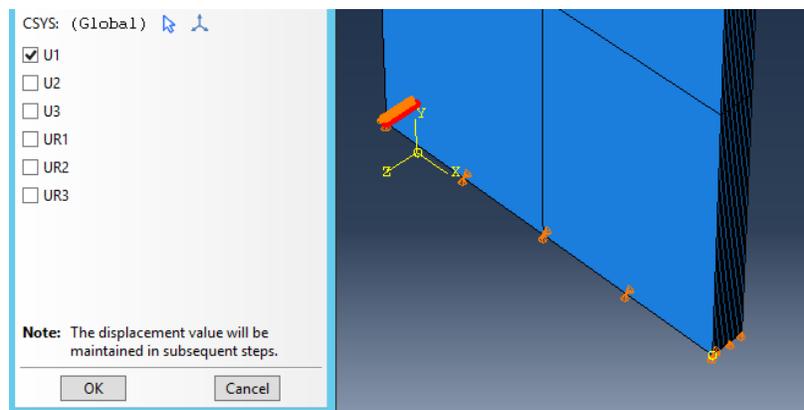


Figura 5.18. Restricción en la dirección x.

Para finalizar, como puede observarse en la figura 5.19, esta vez se restringe el borde inferior delantero en la dirección z, impidiendo el movimiento de las láminas en dicha dirección. Con estas restricciones, el laminado está apoyado en su base dejando que pueda contraer libremente por el efecto del coeficiente de Poisson. Asimismo, se restringen los movimientos de sólido libre.

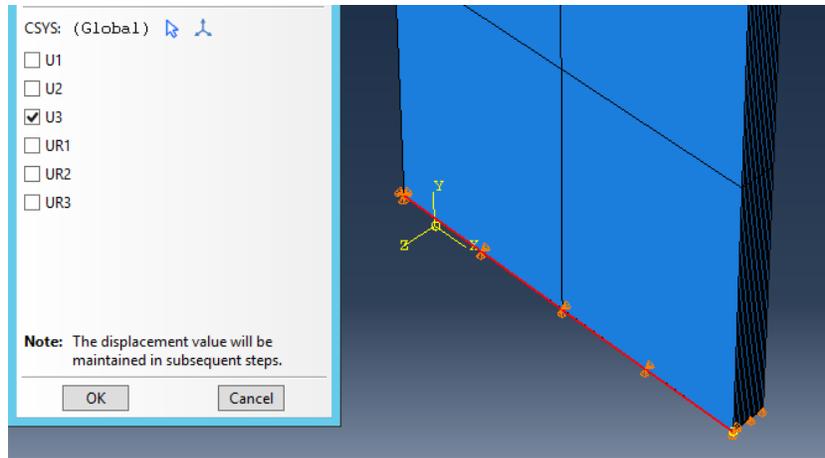


Figura 5.19. Restricción en la dirección z.

El procedimiento realizado es el mismo tanto para el stack de CFRPs como para el stack de CFRPs/Ti,

5.6. Aplicación del desplazamiento.

Continuando con la definición del modelo, el siguiente paso consiste en definir el desplazamiento que se va a producir en las láminas para estudiar su comportamiento. Se ha decidido introducir la carga en forma de desplazamiento, de este modo se ejerce un mayor control sobre la sollicitación aplicada ya que este tipo de condición de contorno se satisfacen siempre en la solución de elementos finitos.

Por lo tanto, a la hora de establecer el desplazamiento, se va a crear una condición de contorno más. Dicho desplazamiento se definirá en el extremo superior, donde no se ha establecido ninguna restricción, siendo en el desplazamiento en el sentido positivo de la dirección y, ya que se pretende simular una carga a tracción.

Para imponer el desplazamiento se selecciona como paso inicial la condición de contorno de apoyo creada anteriormente. El desplazamientos correspondiente a la tracción se debe indicar en el paso que se ha creado. De esta forma se evitan errores en el modelo como representar que las láminas se encuentren desplazadas desde el principio.

En la figura 5.20, se muestra una imagen con el valor correspondiente al desplazamiento de las láminas establecido en el paso que se ha creado, el cual, se obtiene al aplicar una deformación máxima del 1%.

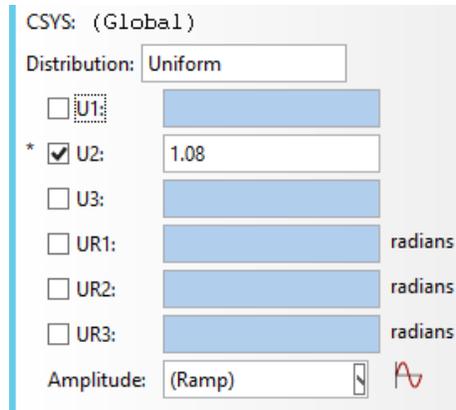


Figura 5.20. Definición del desplazamiento en el extremo del laminado.

De modo que una vez se ha definido el desplazamiento que se va a producir en el extremo libre del laminado que forman los stacks, aparecen unas flechas en el modelo creado, en la dirección en la que se va a realizar el desplazamiento, tal y como puede verse en la figura 5.21.

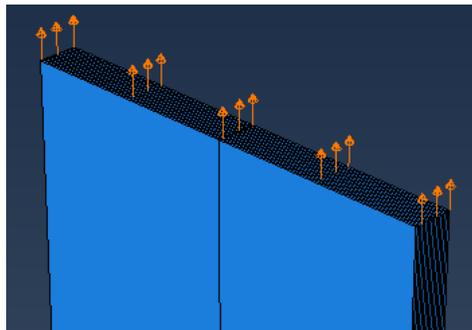


Figura 5.21. Desplazamiento impuesto (corresponde a un 1% de deformación).

Por otro lado, en la figura 5.22 se muestra el estado en el que quedan tanto las condiciones de contorno como el desplazamiento impuesto.

Boundary Condition Manager			
	Name	Initial	Step-1
✓	BC-1	Created	Propagated
✓	BC-2	Created	Propagated
✓	BC-3	Created	Propagated
✓	Desplazamient	Created	Modified

Figura 5.22. Ventana de edición para las condiciones de contorno.

5.7. Creación de la malla.

El último paso antes de resolver el modelo es crear la malla a partir de la geometría que tiene el modelo, dicho paso es muy importante dado que la malla ha de ser uniforme y sin ningún error.

Antes de definir la malla, dependiendo de la calidad que vaya a tener, el modelo vendrá representado con alguno de los colores que se muestran en el apartado **Element type**. Al seleccionar el tipo de elemento el modelo adquirirá alguno de dichos colores.

Al tratarse de una geometría que no es especialmente compleja, lo normal es que el color que se muestre sea amarillo o verde. Dependiendo del color la malla será más uniforme y por tanto más precisa, de modo que, el tono verde es el que define la malla de forma más uniforme y estructurada por lo que se va a intentar que la geometría aparezca de este color. La única complicación que tiene el modelo de los stacks es el agujero que se hace para clocar los remaches, por ese motivo en un principio el modelo será amarillo, para este tono el programa permite mallar el modelo empleando elementos con forma de hexaedros. Se va a definir elementos volumétricos con interpolación cuadrática. Este tipo de elementos es recomendable para poder representar las tensiones intra e interlaminares con buena precisión. El tipo de elemento seleccionado se explica con mayor detalle en el ANEXO de la memoria.

Por tanto, se pretende hacer que la geometría aparezca en tono verde en vez de amarillo, para obtener una malla de mayor calidad, y para lograr dicho cometido la mejor solución es dividir la geometría para que las partes a mallar tengan una topología adecuada para

un mallado más uniforme. En la figura 5.23 se puede ver como se ha dividido la geometría para que aparezca del tono verde.

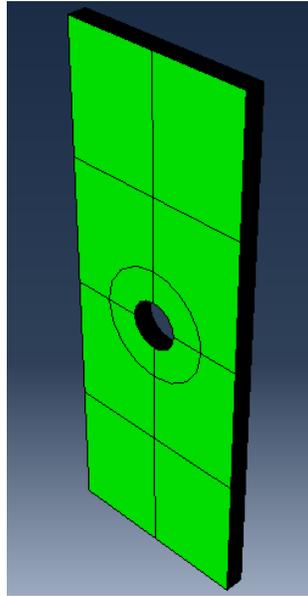


Figura 5.23. Geometría del modelo previo a la definición de la malla.

Una vez se tiene la geometría dividida se procede al mallado, que a pesar de que en este caso se haya optado por utilizar la técnica de mallado estructural, se pueden utilizar otras técnicas igual de válidas, como por ejemplo, podría haberse comenzado por mallar una superficie en 2D y a partir de ella extruirla para obtener los elementos en 3D. Pero al tratarse de una geometría sencilla se ha optado por la técnica de mallado estructural por ser más rápida y sencilla.

En la figura 5.24 puede observarse como queda finalmente la malla.

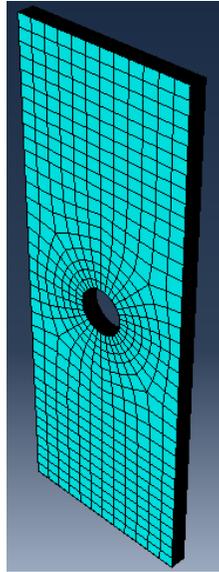
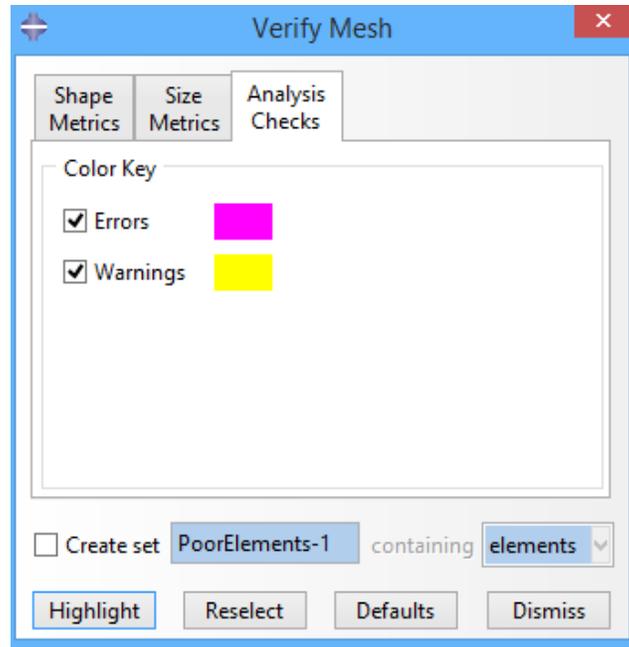


Figura 5.24. Modelo mallado.

En el ANEXO de la memoria se explica con detalle el procedimiento que se ha seguido para mallar cada uno de los modelos de stacks, ya que al final se acaban mallando todos siguiendo dicho procedimiento.

Por último, antes de proceder a la realización del análisis se debe de comprobar que la malla no tiene ningún error. Para la verificación de la malla se abre la ventana que se muestra en la figura 5.25, en la que seleccionando la opción “**Highlight**” para destacar los elementos que puedan tener posibles fallos. Además, en el cuadro de mensajes aparece el porcentaje de elementos que forman el total de la malla del modelo, y que llegan a fallar. Como se ve en la figura 5.25, el porcentaje de fallo de los elementos es del 0%.



Part instance: MaterialFlexible-1
 Number of elements : 1152, Analysis errors: 0 (0%), Analysis warnings: 0 (0%)

Figura 5.25. Verificación de la malla.

El procedimiento a seguir en cada modelo es el mismo que en el que se ha explicado previamente, de esta forma, los modelos serán prácticamente iguales a excepción de las características geométricas y del tipo de stack.

5.8. Material flexible.

Antes de comenzar a explicar los resultados que se han ido obteniendo en cada uno de los modelos definidos, es interesante señalar otra alternativa a la hora de aplicar en el modelo las condiciones de contorno y las cargas.

En vez de restringir directamente el modelo del stack, se puede definir en los extremos del stack un material flexible, es decir, un material cuyo límite elástico fuera muy bajo. De este modo, se empotran las superficies de los extremos libres del material flexible y se dejan las superficies interiores sin restringir en contacto con las del laminado. En estas superficies en contacto se aplicaría el desplazamiento. El objetivo sería poder analizar el

laminado como si estuviera “flotante”, alejado de toda influencia de las condiciones de contorno que recaen enteramente sobre el material flexible.

Por tanto, en el caso de incluir el material flexible en el modelo, este se definiría partiendo de un modelo inicialmente creado dando un 10% más a la altura actual de 10.8 cm. Puesto que es más sencillo dividir el modelo inicial para que los nodos que forman los elementos de la futura malla coincidan exactamente y la malla resulte conforme. El modelo quedaría como se muestra en la figura 5.26, dividido en dos partes, una sería el stack de CFRPs o CFRPs/Ti y otra sería el material flexible.

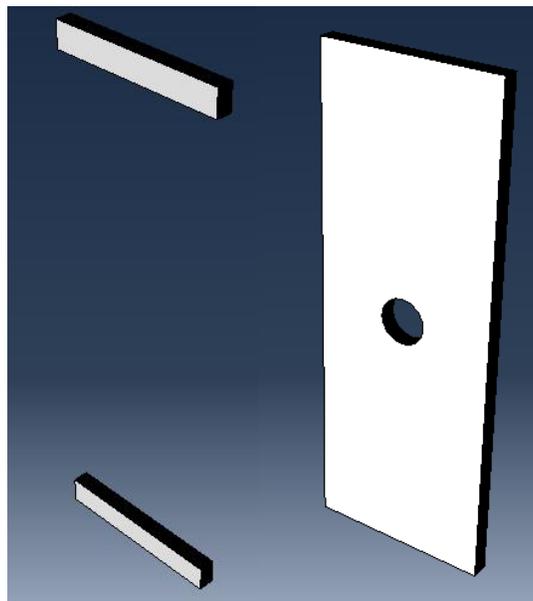


Figura 5.26. Izquierda: parte del material flexible. Derecha: parte del stack.

En lo que se refiere a las propiedades del material flexible, estas tendrían unos valores relativamente bajos, tales y como los que se muestran en la figura 5.27 que se muestra a continuación.

Young's Modulus	Poisson's Ratio
1000	0.3

Figura 5.27. Creación de las propiedades del material flexible.

El resto de los pasos a seguir para la definición de este modelo es igual que el que se ha seguido para el modelo que finalmente se ha seleccionado, la única diferencia viene a la

hora de definir las condiciones de contorno y los desplazamientos como ya se ha explicado previamente. Cuando se define la malla, por una mayor facilidad en la definición de los desplazamientos, el material flexible y el stack se definen en partes diferentes. Esto plantea una dificultad a la hora de garantizar la conformidad de malla. Además, el coste computacional de este modelo es bastante superior a la alternativa finalmente adoptada en este trabajo y que se ha explicado en el apartado 5.5. Por este motivo principalmente, la opción del embeber el laminado en un material flexible ha quedado descartada.

5.9. Resultados.

Para finalizar con la justificación de la solución adoptada en el proyecto, es necesario analizar los resultados obtenidos de cada uno de los modelos que se han definido y de esta forma justificar la hipótesis planteada en la que los stacks de CFRPs/Ti ofrecen una mayor resistencia que los que no incluyen la capa intermedia de titanio.

Antes de comenzar a visualizar los resultados, cabe destacar que la ejecución del análisis se ha realizado utilizando un archivo ejecutable .bat junto con la rutina que aparece en el ANEXO, además, para que la rutina funcione correctamente se deben realizar una serie de modificaciones en el archivo .inp.

Los cambios a realizar básicamente estarán referidos al apartado de materiales dentro del archivo .inp, que es el apartado en el que se especifica el criterio de fallo. En el ANEXO se explica de forma más detallada los cambios realizados. De manera resumida, diremos que se han definido las propiedades mecánicas en la matriz de rigidez para todos los casos que se contemplan al aplicar el criterio de fallo de Hashin, además de dichas propiedades mecánicas se deben añadir 5 dependencias, las cuales son las que encargan de definir todos los casos de daño.

Las 5 dependencias tendrán valores de 0 o 1, se referirán a la fibra o a la matriz, o si se trata de un esfuerzo a tracción o compresión. Estas dependencias siguen el siguiente orden:

1º - 0 : Elemento en la dirección 1 a tracción / 1 : Elemento en la dirección 1 a compresión

2º - 0 : Elemento en la dirección 2 a tracción / 1 : Elemento en la dirección 2 a compresión

3º - 0 : Elemento en la dirección 3 a tracción / 1 : Elemento en la dirección 3 a compresión

4º - 0 : Fibra sin romper / 1 : Fibra rota

5º - 0 : Matriz sin romper / 1 : Matriz rota

Con todas las modificaciones hechas en el archivo .inp y junto con la rutina definida en fortran, archivo .for, se procede a ejecutar el análisis en el archivo .bat en el cmd del equipo, para cada uno de los modelos que se han creado.

Para la visualización de resultados se carga el archivo de resultados .odb, dentro del módulo **Job**, y seleccionando la opción **Plot Contour on Deformed Shape** se visualizan cada uno de ellos. Para seleccionar el tipo de resultado a visualizar, ya sea desplazamiento, deformación, tensiones, etc., en la barra de herramientas aparece un campo en el que se puede seleccionar cualquiera de las variables definidas en el **Field Output Request**.

En el caso de este proyecto, las variables que más información proporcionarán en los resultados para la realización de la comparación entre los modelos definidos van a ser las tensiones (S), que, a su vez, dentro de la variable de tensiones se puede seleccionar el tipo de tensión que se desea visualizar. Para este caso concreto interesa visualizar las componentes de la tensión en la dirección Y (S_{22}), y en la dirección Z (S_{33}). La otra variable que interesa visualizar es la que indica la progresión del daño (SDV), siguiendo el criterio de fallo de Hashin que permite averiguar dónde se produce el fallo y el motivo (rotura de fibra, matriz o ambos).

- **Modelo 1: stack de CFRPs con un diámetro de 1 cm.**

Se va a comenzar comentando los resultados del primer modelo creado, el cual está formado por láminas de fibra de carbono y con un agujero de 1cm de diámetro.

En la figura 5.28 se muestran los resultados de las zonas que tienen las tensiones más elevadas en la componente σ_{yy} , representada en Abaqus por la variable S_{22} . Para la visualización de los resultados se ha realizado una envolvente a partir de los valores

obtenidos tanto en las capas superiores como en las inferiores, de esta forma, el programa muestra los valores máximos de la variable seleccionada.

Otro aspecto a tener en cuenta es que, los resultados que se van a visualizar en cada una de las figuras que aparezcan en este apartado, se van a seleccionar dependiendo del incremento del tiempo en el que el material comience a fallar, es decir, el análisis realizado consta de un set en el que se han establecido un total de 10 incrementos en el tiempo para ver cómo evoluciona el stack conforme va aumentando la carga. En nuestro caso, aplicado un desplazamiento controlado, de modo que, las figuras mostrarán el incremento donde los elementos empiezan a fallar. En el caso del modelo 1, los elementos comienzan a fallar considerablemente en el incremento 3, cuando se ha aplicado un 30% del desplazamiento total, lo que se correspondería con 0.32 mm de desplazamiento lo que implica un 0.3% de deformación.

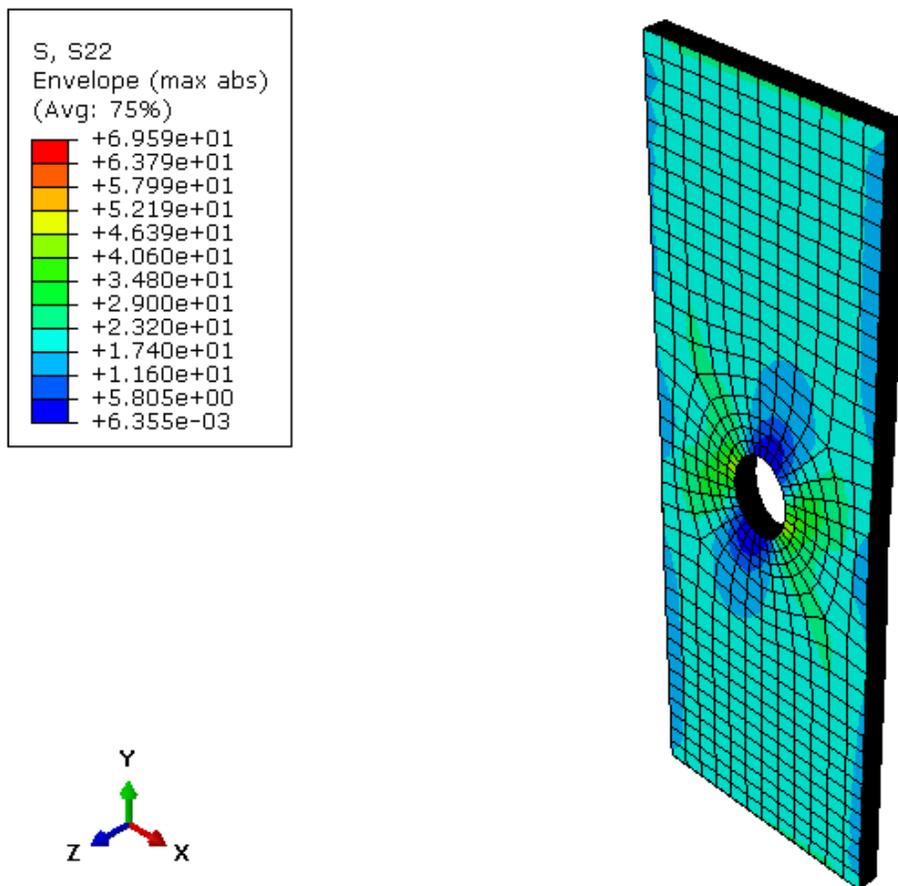


Figura 5.28. Tensiones en la componente σ_{yy} (MPa) para el stack de CFRPs, diámetro del agujero 1 cm (0.3% de deformación).

En la figura 5.28 se puede apreciar que la zona más afectada por el efecto de las tensiones es aquella que se localiza alrededor del agujero, teniendo unos tonos más cercanos al color rojo, ya que, los valores máximos de las tensiones vienen representados por este color. La tensión máxima se alcanza en láminas interiores del stack.

Para una mejor visualización, en la figura 5.29 se muestran los resultados de la zona central del stack de forma más detallada, con el nodo que tiene mayor tensión marcado con un punto rojo. Para ello se ha hecho una sección en la mitad del stack en el plano y a la altura de la mitad del agujero. Se aprecia también la deformación irregular del laminado en el agujero, en la dirección del espesor. Este fenómeno es característico de la existencia de un borde libre donde se debe controlar el fallo por delaminación.

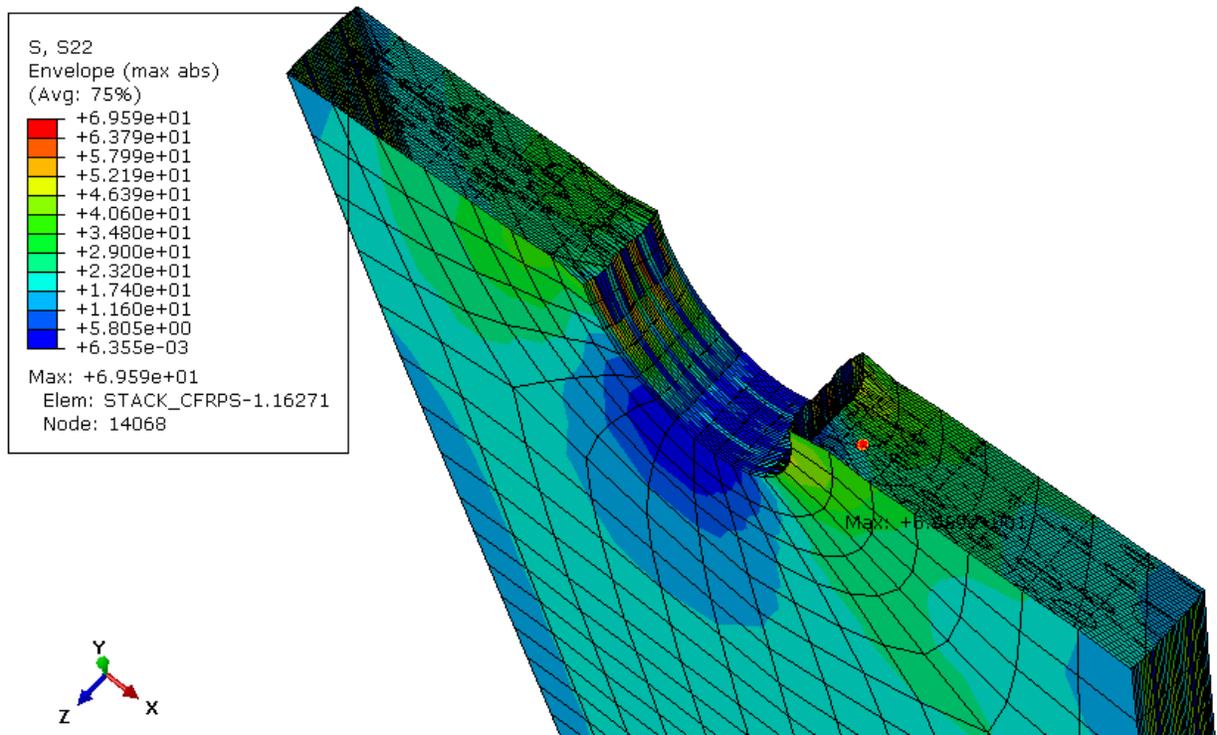


Figura 5.29. Vista detallada de las tensiones en la componente σ_{yy} (MPa) para la sección del stack de CFRPs en un plano Y a la altura del agujero, diámetro del agujero 1 cm (0.3% de deformación).

Como puede verse en la figura 5.29, si se observa el laminado en el plano XZ, puede apreciarse la deformación que sufren las láminas con los esfuerzos que surgen de la aplicación del desplazamiento. Las zonas más afectadas son los bordes, tanto en los

extremos como en el agujero, como era de esperar, ya que los efectos de borde son el principal problema que tienen los materiales compuestos, dado que, estos pueden llegar a producir la delaminación, o lo que es lo mismo, la separación de las láminas provocando daños en el material.

La siguiente variable a visualizar es la tensión en la componente σ_{zz} , que sería la S_{33} en Abaqus. Mediante la visualización de la S_{33} , se puede realizar una gráfica que muestre el comportamiento del laminado a lo largo de la dirección x, es decir, a lo largo del ancho del modelo, frente a las tensiones que este tiene en la componente σ_{zz} .

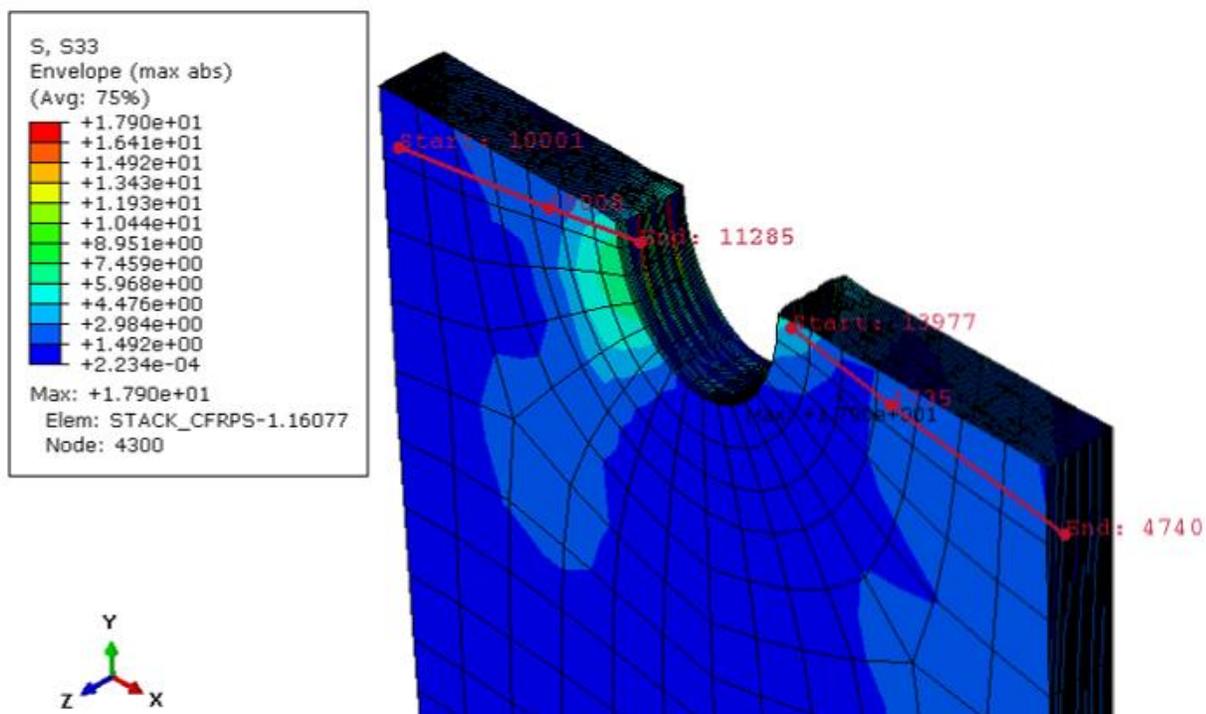


Figura 5.30. Tramos analizados en la componente σ_{zz} de la tensión para el stack de CFRP, diámetro del agujero 1 cm (0.3% de deformación)

El procedimiento a seguir para la obtención de esta gráfica es el que se va a explicar a continuación. Se comienza por crear un **Path**, que consiste en definir un tramo mediante la selección de varios nodos. Estos deben encontrarse en el mismo plano Z y se seleccionarán de izquierda a derecha, es decir en el sentido positivo del eje X, para llevar el mismo orden en todos los modelos. Como el modelo consta de un agujero en la parte central, y el path se va a hacer en esa parte dado que se trata de la zona más cargada, se van a hacer dos tramos de la forma que se muestra en la figura 5.30. El motivo de

hacer dos tramos es principalmente que al llegar a la zona del agujero y estar esta zona libre, el programa interpolaría entre los nodos que hay en los bordes del agujero alterando los resultados en esta zona cuando realmente al no haber tensiones los valores en dicha zona deberían ser nulos

En la figura 5.31 se muestra la gráfica para el primer tramo, que sería el que se localiza en la parte izquierda de la figura 5.30 puesto que, como puede verse la tendencia de la pendiente es ascendente coincidiendo con los valores de las tensiones, en los bordes libre de los extremos la tensión es menor que en los bordes libres del agujero, siendo en esta última zona donde se encuentran los máximos.

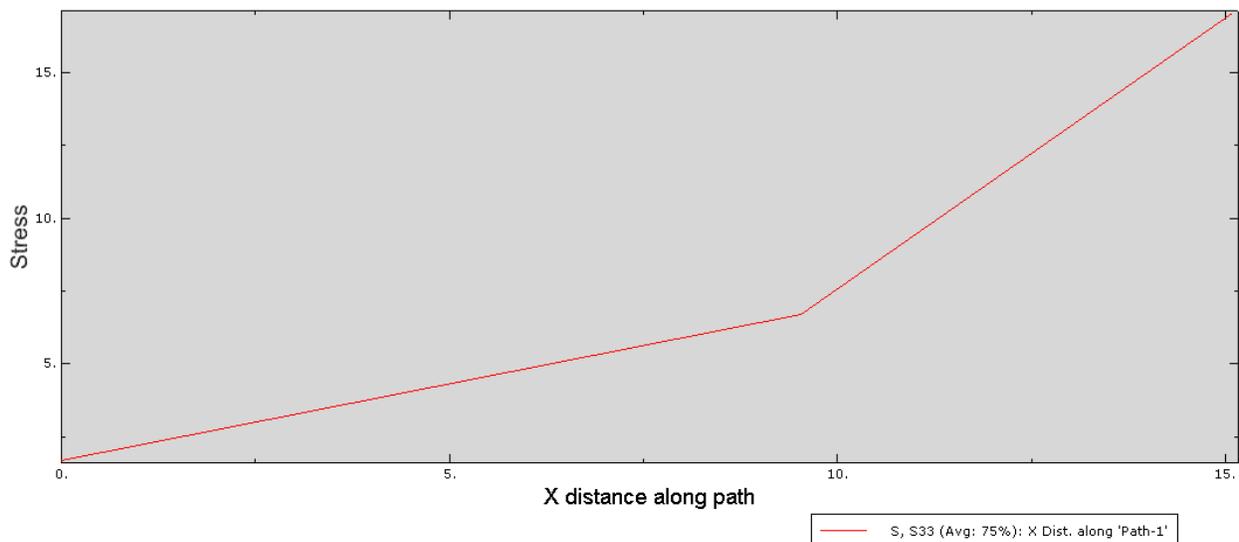


Figura 5.31. Tramo 1 de la gráfica "Stress - X distance". Componente σ_{zz} (MPa)

Al contrario que sucede con la gráfica de la figura 5.31, si se visualiza la gráfica que aparece en la figura 5.32, la cual se correspondería con el tramo 2 que es el tramo que se localiza en la parte derecha de la figura 5.30, puede observarse que en este caso la tendencia de la pendiente es descendente, ya que como se ha mencionado la selección de los nodos para la definición de la gráfica se realiza de izquierda a derecha para seguir un mismo orden, y por tanto se comienza seleccionando los nodos que se encuentran en los bordes libres del agujero siendo los que tienen las máximas tensiones, hasta llegar a los nodos que se encuentran en los bordes libres de los extremos, que son los que poseen tensiones más bajas.

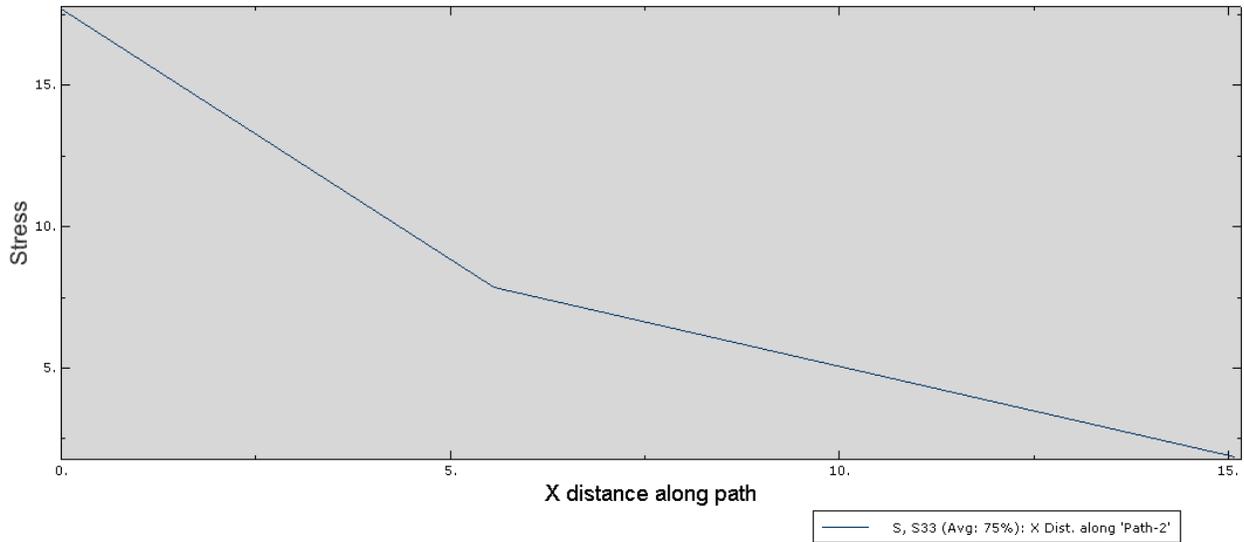


Figura 5.32. Tramo 2 de la gráfica "Stress - X distance". Componente σ_{zz} (MPa)

En la tabla 5.3 se muestran los resultados de las tensiones máximas obtenidas en las componentes σ_{yy} y σ_{zz} al realizar el análisis. De esta forma, resultará más fácil averiguar las zonas críticas del laminado. Las unidades de las tensiones se expresan en [MPa].

Variable	Nodo	Max. tensión	Material	Lámina
S ₂₂	14068	69.59	Lámina FC	9
S ₃₃	4300	17.90	Lámina FC	5

Tabla 5.3. Tensiones máximas (en MPa). Modelo de stack de CFRP, diámetro del agujero 1 cm (0.3% de deformación)

Los últimos resultados que se van a mostrar representan la variable SDV3. Esta variable es una de las cinco referentes al criterio de fallo (SDV1, SDV2, SDV3, SDV4 y SDV5).

En la figura 5.33, pueden verse los resultados que se obtienen al aplicar el criterio de fallo de Hashin, de modo que, los valores obtenidos oscilarán entre 0 y 3 dependiendo de dónde se produzca el fallo. Cuando el valor de SDV3 es igual a 0, no se produce ningún fallo, cuando es igual a 1 el fallo se produce por rotura de la fibra, cuando es igual a 2 el fallo se produce por rotura de la matriz, y cuando es igual a 3 el fallo se produce tanto en la fibra como en la matriz.

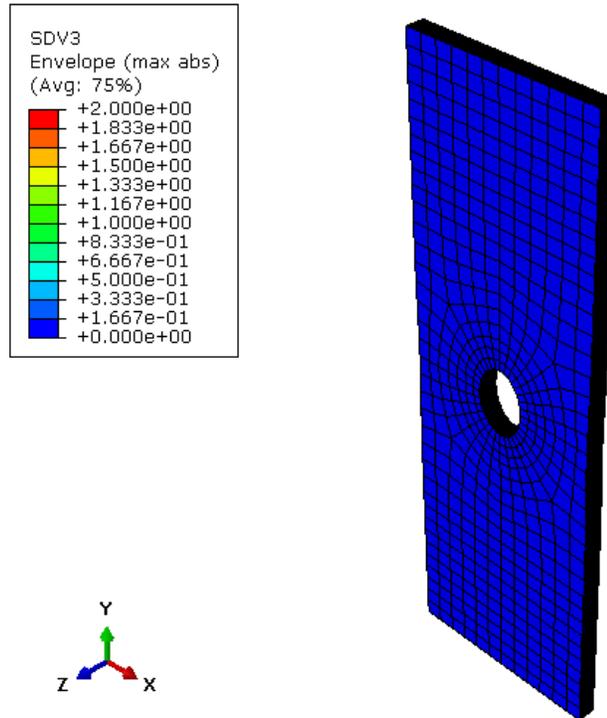


Figura 5.33. Resultados en la variable SDV3 aplicando el criterio de Hashin. Modelo de stack CFRP, diámetro del agujero 1 cm (0.3% de deformación)

Como puede verse en la leyenda, cuanto más cercanos son a 0 los valores, el modelo se acerca a unos tonos más azules, mientras que cuando los valores se acercan más a 2, estos adquieren unos tonos más cercanos al rojo. Como se ha seleccionado el incremento en el que comienzan a fallar los elementos en la matriz, no se llega a obtener el valor 3, donde fallaría tanto la matriz como la fibra, pero dado que en el caso de que la matriz falle, según la dimensión de la zona crítica, puede llegarse a producir el daño en el material sin necesidad de que fallen ambos elementos, por ese motivo se visualiza el incremento 3, que es en dónde los daños comienzan a ser considerables.

En la figura 5.34 se muestra de forma más detallada la zona crítica, en la cual, se llega a producir el fallo en la matriz, tal y como puede apreciarse en la tonalidad de los elementos que se encuentran en la zona de alrededor del agujero. La fibra no llega a fallar, ya que, como puede apreciarse en la figura 5.34 no hay ninguna tonalidad intermedia entre los extremos de la leyenda que indique dicho fallo.

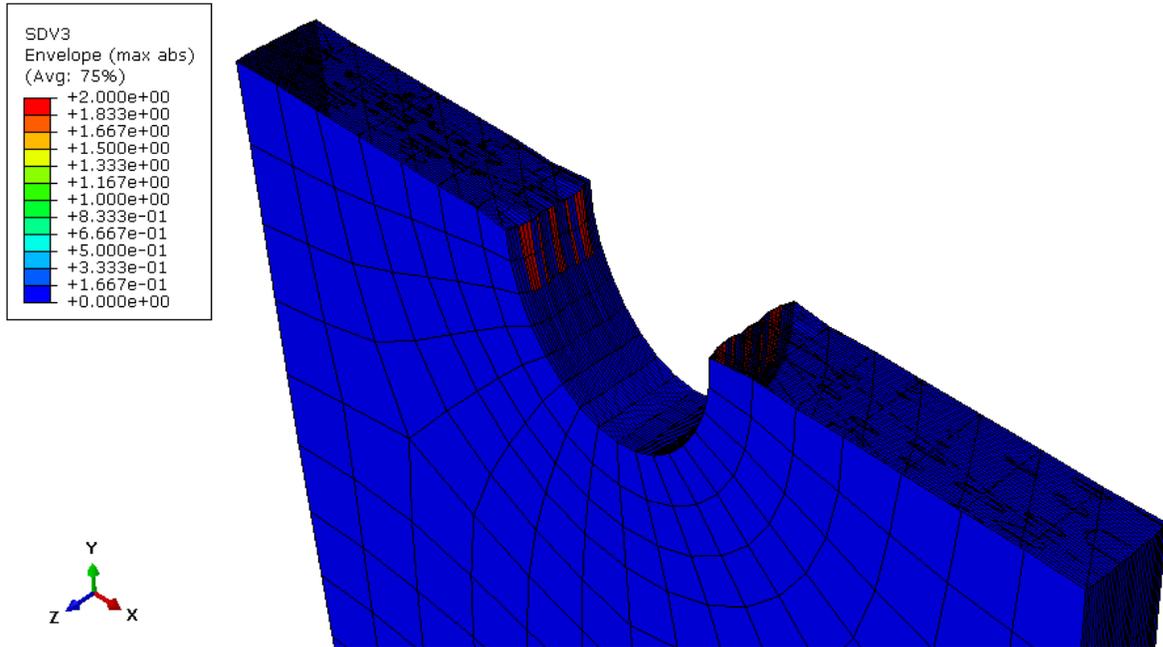


Figura 5.34. Vista detallada de los resultados en la variable SDV3 aplicando el criterio de Hashin, stack de CFRP, diámetro del agujero 1 cm (0.3% de deformación)

Para ver que elementos son los que fallan concretamente, utilizando la herramienta **Crate Display Group**, se crea un grupo de elementos en el que se incluye aquellos en los que se produce el fallo. Para ello, dentro del campo **Result Value**, se establecen los valores máximo y mínimo entre los que se quieren establecer el grupo de elementos. En este caso dichos valores van a estar comprendidos entre 1 y 2, de esta forma se creará un grupo de elementos que almacene los elementos dañados, ya sea en la matriz o en la fibra. Para identificar dónde se produce, se observará la leyenda pues dependiendo de la tonalidad que tengan los elementos, estos tendrán un valor u otro.

Como se ha dicho anteriormente, en este primer modelo para este incremento concreto del 0.3% de deformación, el daño es causado en la matriz de los elementos que se muestran en la imagen de la izquierda de la figura 5.35.

Para la visualización de la imagen de la izquierda en la figura 5.35, se ha seleccionado el grupo de elementos, empleando la opción **Add**, al establecer los valores entre los que se comprenden los elementos dañados, y se ha escondido el resto de elementos que forman la malla del modelo mediante la opción **Replace**, mientras que para la imagen de la

derecha se ha hecho lo contrario, se han seleccionado nuevamente y posteriormente se han escondido los elementos dañados utilizando la opción **Remove**.

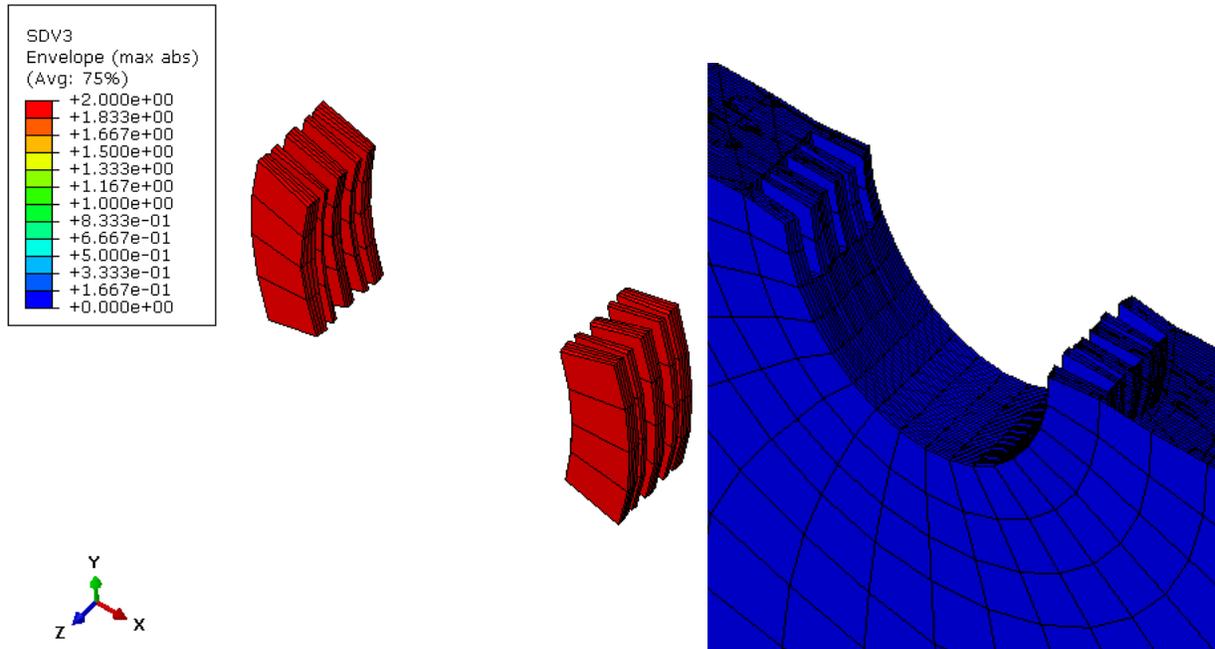


Figura 5.35. Detalle de elementos que fallan por rotura de la matriz. Modelo de stack CFRP, diámetro 1 cm (0.3% de deformación)

- **Modelo 2: stack de CFRPs con un diámetro de 1,5 cm.**

El siguiente modelo del que se van a visualizar los resultados es el segundo modelo creado, formado por láminas de fibra de carbono y con un agujero de 1.5 cm de diámetro.

Al igual que en el primer modelo, se comienza comentando los resultados obtenidos en la variable S_{22} , al realizar una envolvente entre las capas superior e inferior, que representa la componente de la tensión σ_{yy} . Por tanto, si se observa la figura 5.36, se puede apreciar como nuevamente la zona con tensiones más elevadas se localiza en los bordes del agujero, concretamente en la mitad de la altura del stack.

La visualización se realiza en el incremento 3 coincidiendo con en el caso anterior, ya que, observando el resto de los incrementos, al estar el material bastante dañado, los resultados obtenidos se ven demasiado deformados, por lo que se selecciona dicho incremento para visualizar el modelo justo cuando comienza a fallar y a deformarse, y

que sería un 30% del desplazamiento aplicado, lo que implica nuevamente un 0.3% de deformación.

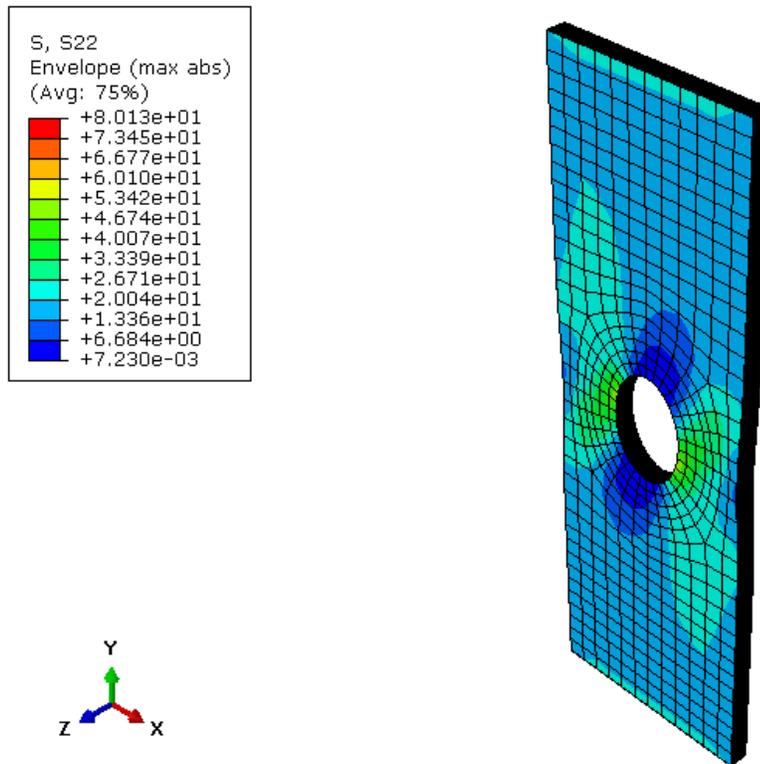


Figura 5.36. Tensiones en la componente σ_{yy} del stack de CFRPs, diámetro del agujero 1.5 cm (0.3% de deformación).

Por tener una vista más detallada de los resultados, para la obtención de la figura 5.37, se realiza una sección en el plano Y, a mitad del laminado, y de este modo, mostrar los resultados en la zona central del. Al analizar la figura 5.37, puede apreciarse como el laminado pasa de tonos azules a tonos rojos conforme se acerca a los bordes del agujero, así como la deformación que se produce en los bordes del laminado, tanto en los bordes de los extremos como en los bordes del agujero, siendo más pronunciada e irregular en la dirección del espesor en estos últimos.

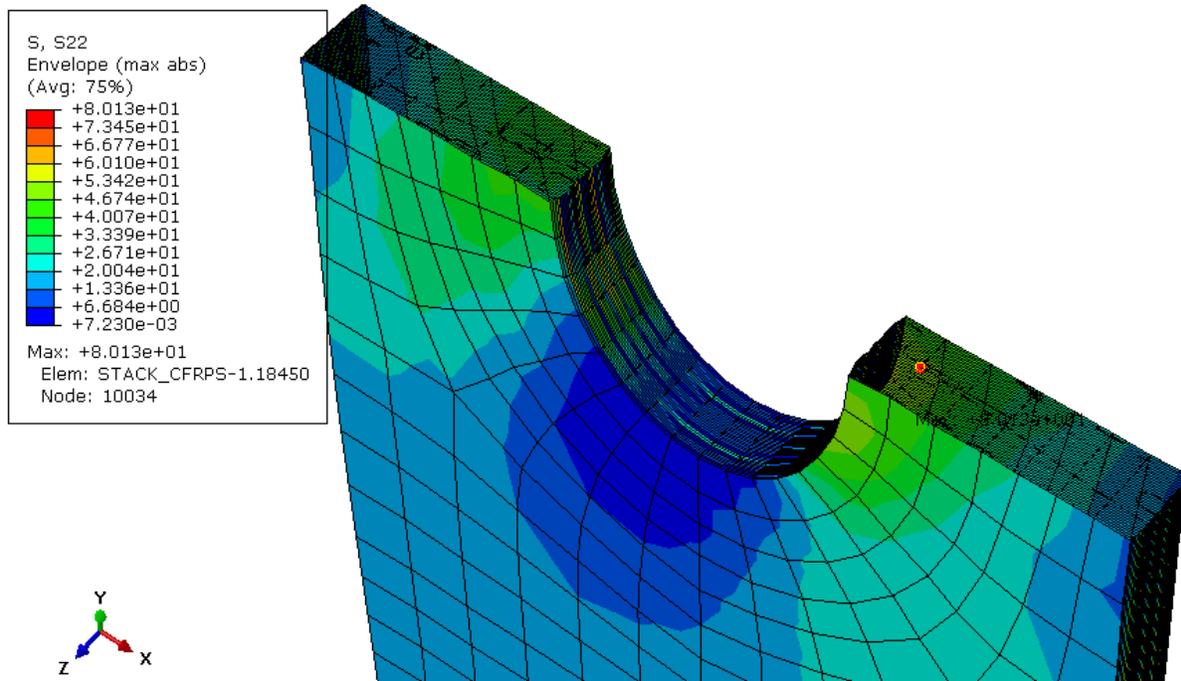


Figura 5.37. Vista detallada de las tensiones en la componente σ_{yy} (MPa) para la sección del stack de CFRPs en un plano Y a la altura del taladro, diámetro del agujero 1.5 cm (0.3% de deformación).

A continuación, en la figura 5.38, se visualiza la tensión en la componente σ_{zz} , es decir, la variable S_{33} , a partir de la cual se definen dos tramos con los nodos que poseen las mayores tensiones. Con los tramos que se han definido posteriormente se crea una gráfica para cada tramo, estas gráficas permiten ver la evolución de la tensión a lo largo del ancho, así como la representación de las zonas en dónde podría producirse delaminación.

Los valores máximos de las tensiones se obtienen nuevamente en los bordes del agujero ya que se trata de la zona crítica.

Observando la figura 5.39, puede verse como la tendencia de la pendiente que define la gráfica en el primer tramo es ascendente, es decir, conforme se acerca al agujero las tensiones en los nodos son más elevadas, aunque en la zona intermedia de este modelo hay en algunas zonas que descienden los valores, pero finalmente suben hasta llegar a los puntos máximos, ya que, estas zonas son bastante menos propensas que las zonas de los bordes a sufrir delaminación al estar en el centro del laminado

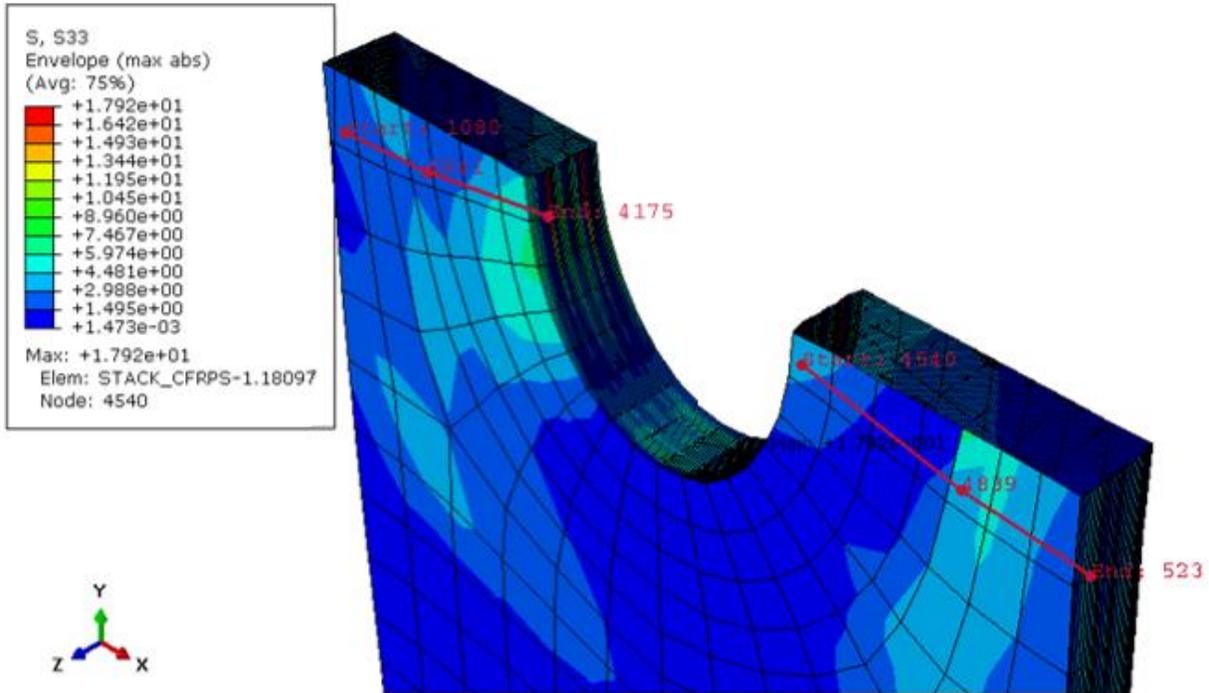


Figura 5.38. Tramos analizados en la componente σ_{zz} (MPa) de la tensión. Modelo de stack de CFRP, diámetro del agujero 1.5 cm (0.3% de deformación)

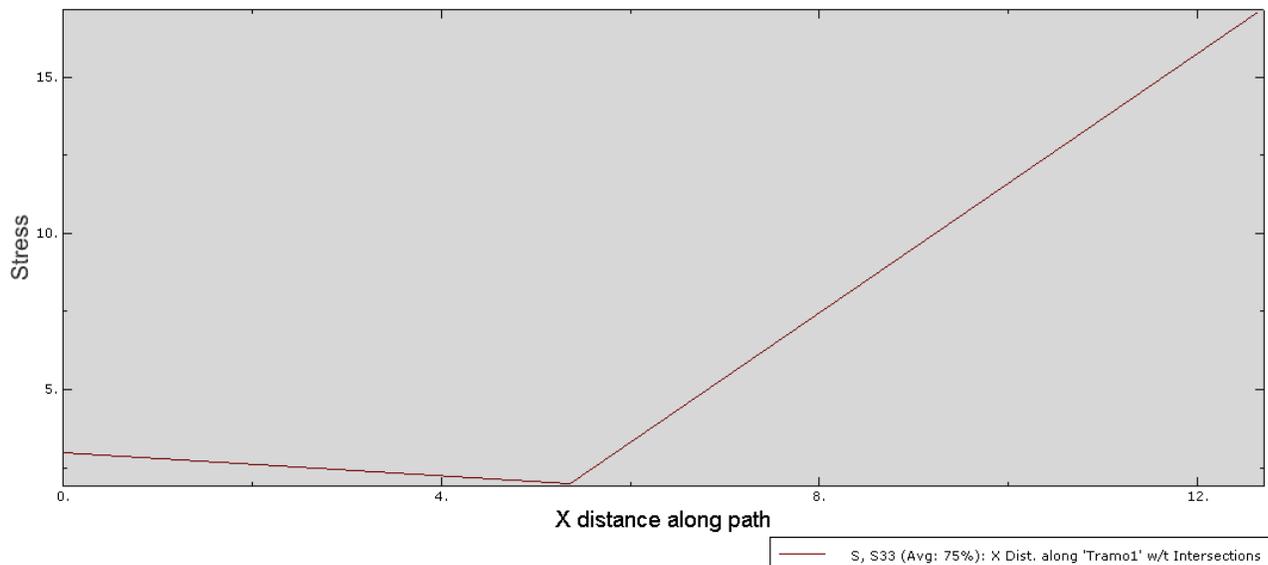


Figura 5.39. Tramo 1 de la gráfica "Stress - X distance". σ_{zz} (MPa)

Si se observa la gráfica que aparece en la figura 5.40, puede verse como sucede lo contrario, la pendiente comienza con el valor más elevado y desciende hasta el valor de

tensión más bajo, y a diferencia de la gráfica del tramo 1 de la figura 5.39, en esta gráfica la pendiente desciende progresivamente.

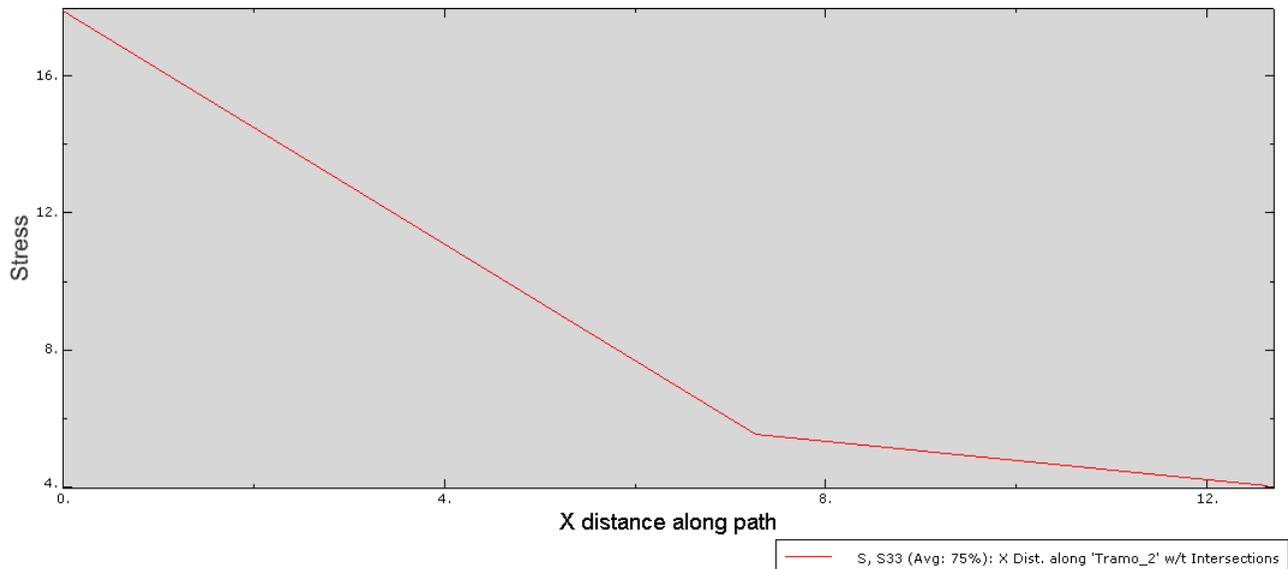


Figura 5.40. Tramo 2 de la gráfica “Stress - X distance”. σ_{zz} (MPa)

En la tabla 5.4 se muestran los resultados de las tensiones máximas obtenidas en las componentes σ_{yy} y σ_{zz} al realizar el análisis, además del material y la lámina que contienen los nodos con estas tensiones máximas. Las tensiones se expresan en [MPa].

Variable	Nodo	Max. tensión	Material	Lámina
S ₂₂	10034	80.13	Lámina de FC	10
S ₃₃	4540	17.92	Lámina de FC	5

Tabla 5.4. Tensiones máximas. Modelo de stack de CFRP, diámetro del agujero 1.5 cm (0.3% de deformación)

Finalmente se van a mostrar los resultados obtenidos en la variable SDV3, por lo que en la figura 5.41, se muestra la sección realizada en el modelo a través del plano Y, en el centro del laminado. De esta forma se puede ver con mayor detalle que los elementos dañados se encuentran alrededor del agujero, en los laterales concretamente de forma similar al modelo 1.

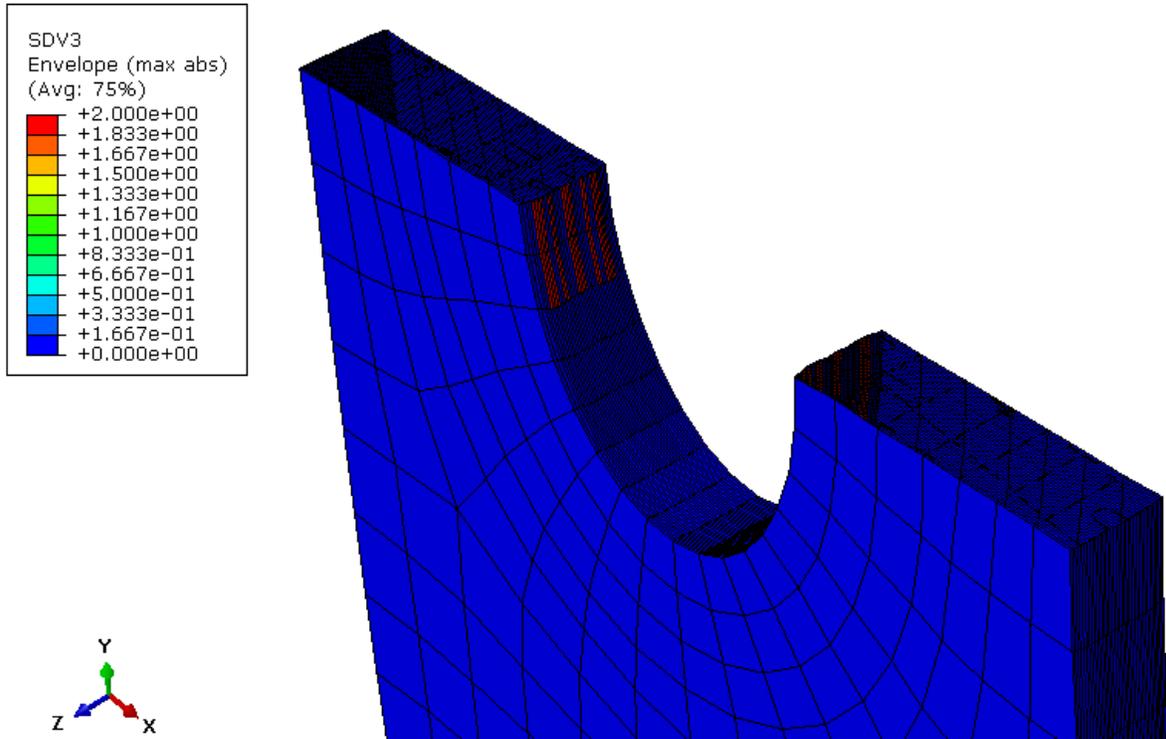


Figura 5.41. Vista detallada de los resultados en la variable SDV3 aplicando el criterio de Hashin. Modelo de stack de CFRP, diámetro del agujero 1.5 cm (0.3% de deformación)

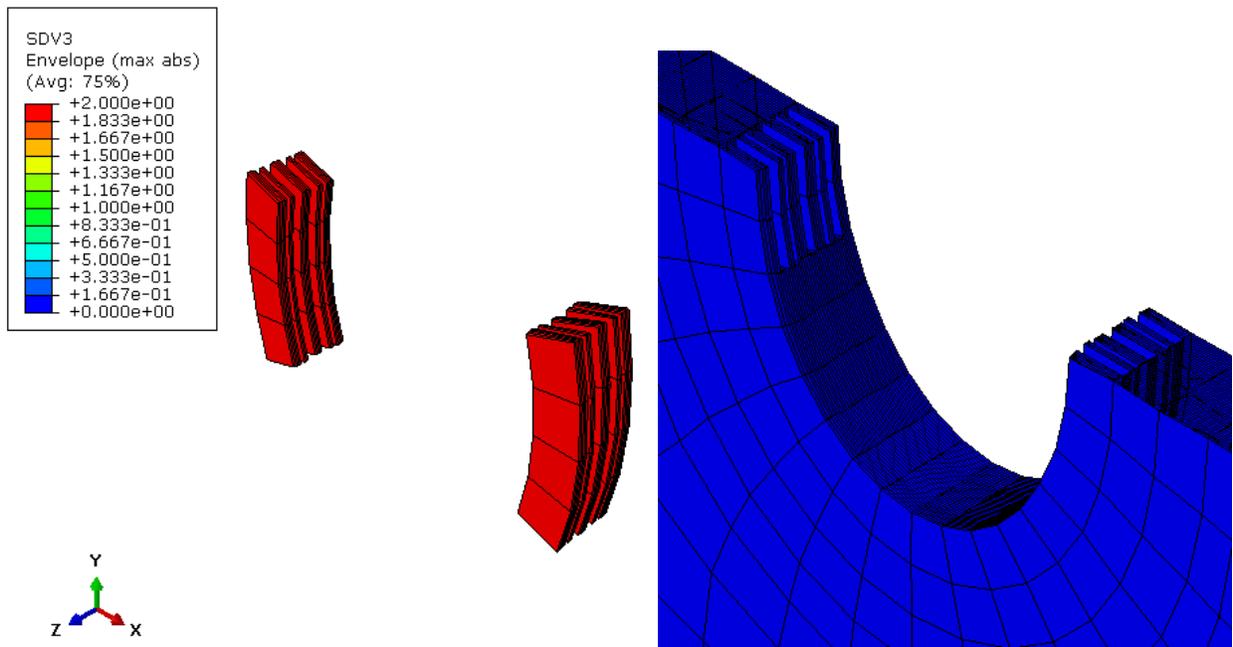


Figura 5.42. Detalle de elementos que fallan por rotura de la matriz. Modelo de stack de CFRP, diámetro del agujero 1.5 cm (0.3% de deformación)

En la figura 5.42, concretamente en la imagen de la izquierda, se han seleccionado solamente los elementos que comienzan a fallar, que al tener un tono rojo y siendo nuevamente $SDV3 = 2$, se determina que el daño se produce por rotura de la matriz. En el resto de elementos al mantener el tono azul, como puede verse en la imagen de la derecha en la figura 5.42, no se llega a producir ningún daño.

- **Modelo 3: stack de CFRPs con un diámetro de 2 cm.**

A continuación, se van a mostrar y comentar los resultados que se han obtenido en el tercer modelo que se ha creado, formado por láminas de fibra de carbono y que cuenta con un agujero de 2 cm de diámetro. Nuevamente los resultados se muestran para un 0.3% de deformación que se corresponde con la iniciación del daño.

Se comenzará por la visualización de la variable S_{22} , es decir, la componente en la tensión σ_{yy} . Los resultados obtenidos muestran la envolvente de los valores máximos entre las capas superiores e inferiores, tal y como se muestra en la figura 5.43.

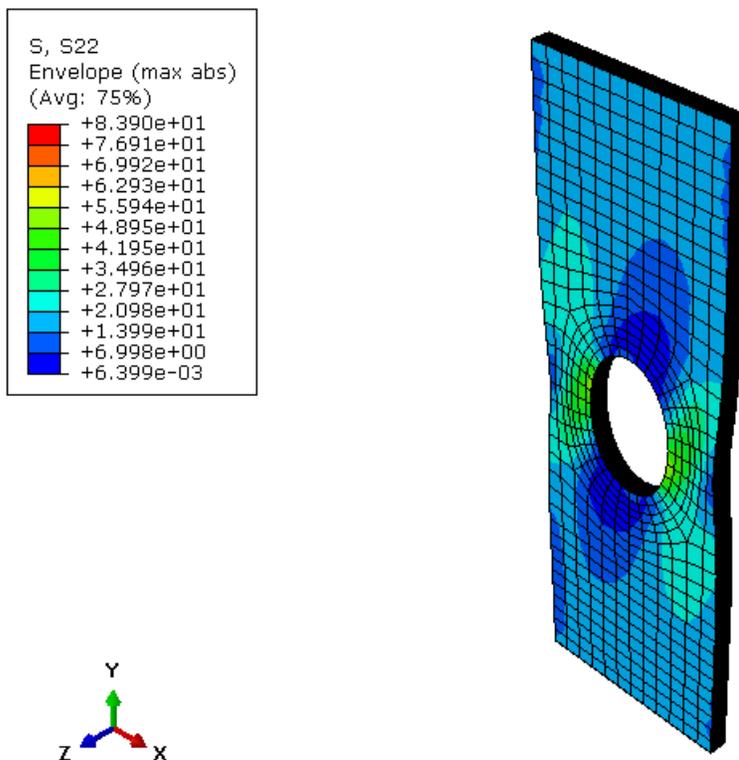


Figura 5.43. Tensiones en la componente σ_{yy} (MPa) para el stack de CFRPs, diámetro del agujero 2 cm (0.3% de deformación)

Si se observa con detenimiento la figura 5.43, puede verse como nuevamente en la zona de alrededor del agujero se concentran las máximas tensiones.

Para poder ver mejor la distribución de las tensiones en la zona del taladro se realiza nuevamente una sección en el plano Y, justo por el centro del agujero. En la figura 5.44, se aprecia cómo las máximas tensiones se concentran en esta zona, siendo la máxima tensión marcada por un punto rojo. También, al verse el modelo más detalladamente, se puede distinguir cómo los bordes de las láminas se deforman irregularmente y tienden a abrirse alrededor del agujero en la dirección del espesor del laminado.

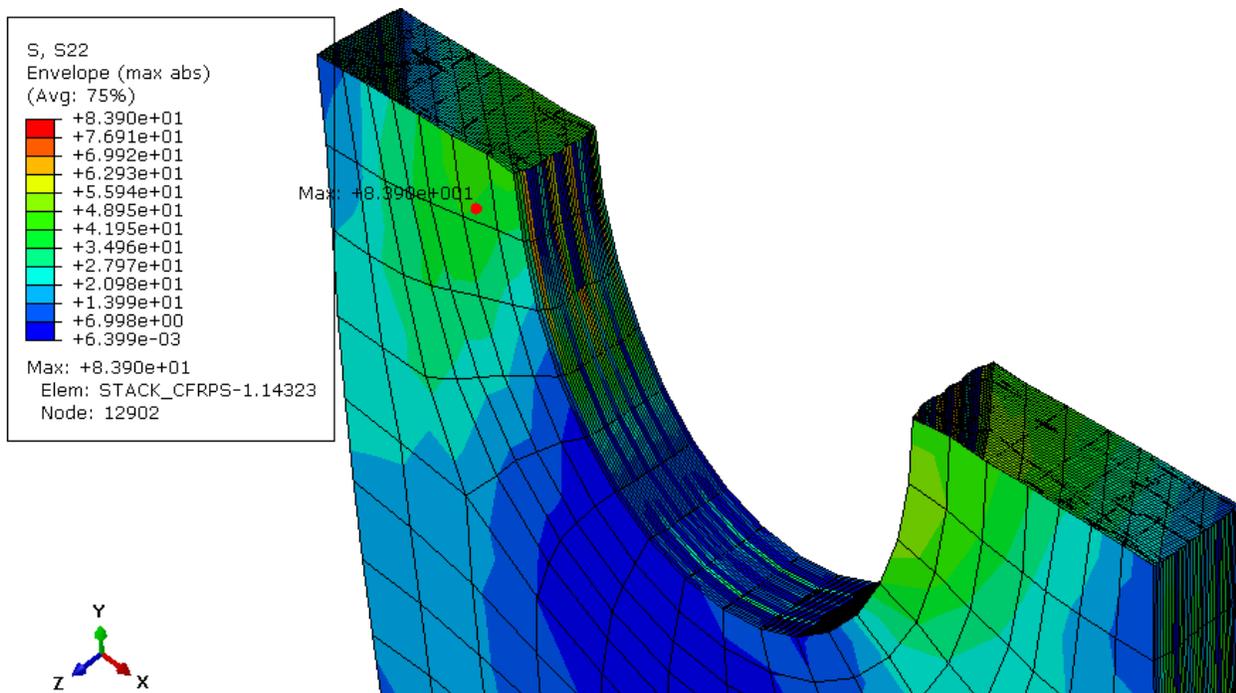


Figura 5.44. Vista detallada de las tensiones en la componente σ_{yy} (MPa) para la sección del stack de CFRPs en un plano Y a la altura del taladro, diámetro del agujero 2 cm (0.3% de deformación).

Otra variable a visualizar es la S33, correspondiente a la componente en la tensión σ_{zz} , en la que nuevamente se van a definir los tramos que se muestran en la figura 5.45 por la zona que posee mayores tensiones. A partir de los tramos que se han trazado se definirán las gráficas para analizar cómo evolucionan las tensiones a lo largo de la dirección X, es decir, a lo largo del ancho del componente.

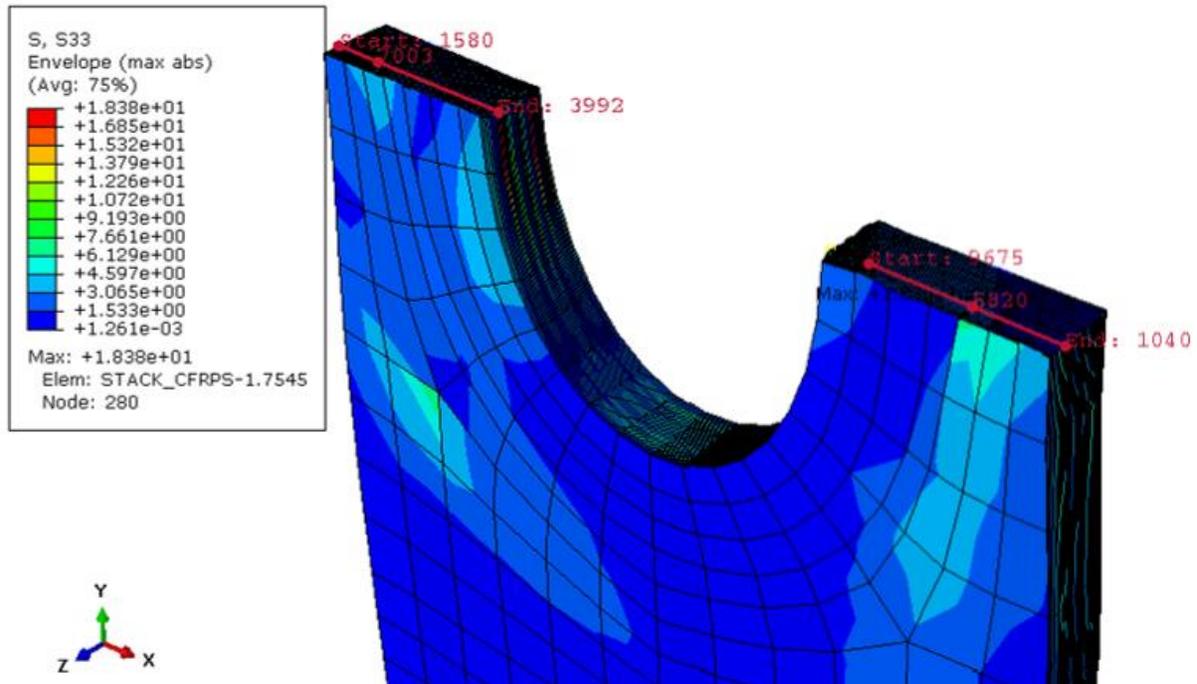


Figura 5.45. Tramos analizados en la componente σ_{zz} (MPa) de la tensión. Modelo de stack de CFRP, diámetro del agujero 2 cm (0.3% de deformación)

Centrándose en el primer tramo, situado en la parte izquierda de la figura 5.45, al definir la gráfica que se muestra en la figura 5.46, a partir de los valores de las tensiones en los nodos seleccionados, se puede ver una pendiente con tendencia ascendente al comenzar con los valores más bajos y terminar con la gráfica en el punto que posee la mayor tensión del tramo. Aunque cabe destacar que si se observa con detenimiento la figura 5.45, a pesar de que en la zona del agujero se obtienen tensiones más elevadas que en la zona de los extremos, la zona intermedia tiene un tono azul más cercano al valor mínimo que aparece en la leyenda, lo que significa que en esa zona los valores descienden. Esto viene representado en la gráfica por el punto situado por debajo del primer valor, que es cercano a cero.

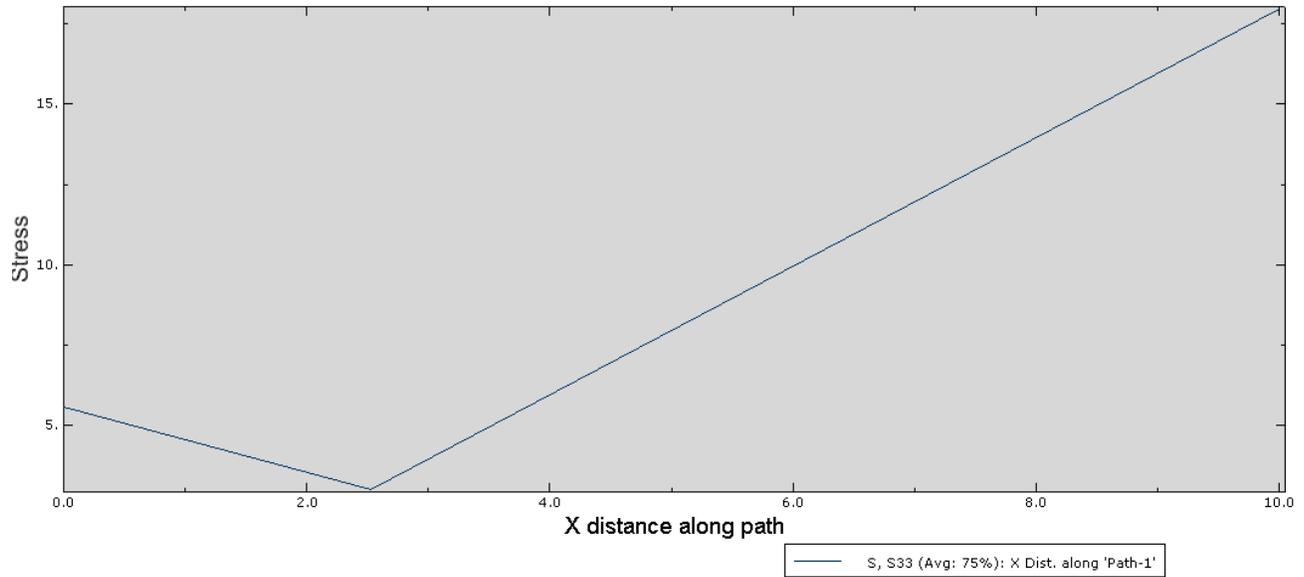


Figura 5.46. Tramo 1 de la gráfica “Stress - X distance”. σ_{zz} (MPa)

Por otro lado, en la gráfica que se muestra en la figura 5.47, se representa la evolución de la tensión S_{33} en el segundo tramo.

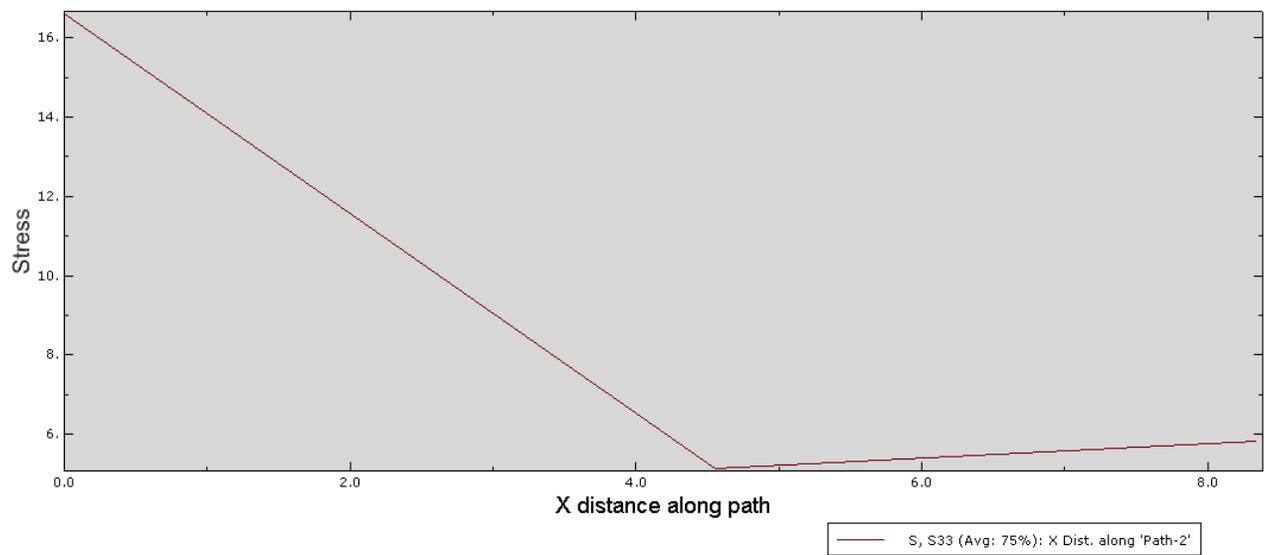


Figura 5.47. Tramo 2 de la gráfica “Stress - X distance”. σ_{zz} (MPa)

Para comparar los valores de las tensiones máximas que se han obtenido en las componentes σ_{yy} y σ_{zz} , en cada modelo, con mayor facilidad, se ha creado la tabla 5.5 en donde se recogen estos valores, junto con los nodos que han dado dichos resultados. Las tensiones se expresan en [MPa].

Variable	Nodo	Max. tensión	Material	Lámina
S ₂₂	12902	83.90	Lámina de FC	3
S ₃₃	280	18.38	Lámina de FC	5

Tabla 5.5. Tensiones máximas. Modelo de stack de CFRP, diámetro del agujero 2 cm (0.3% de deformación)

Para finalizar con la visualización de resultados de este modelo, se selecciona la variable SDV3 para ver los elementos que fallan y en qué zona lo hacen.

Si se observa la figura 5.48, en la cual se ha realizado una sección nuevamente a través del plano Y en el centro del agujero para poder observar con mayor detalle la zona en la que se produce el fallo, puede verse que la zona crítica se localiza en los bordes del agujero, como era de esperar.

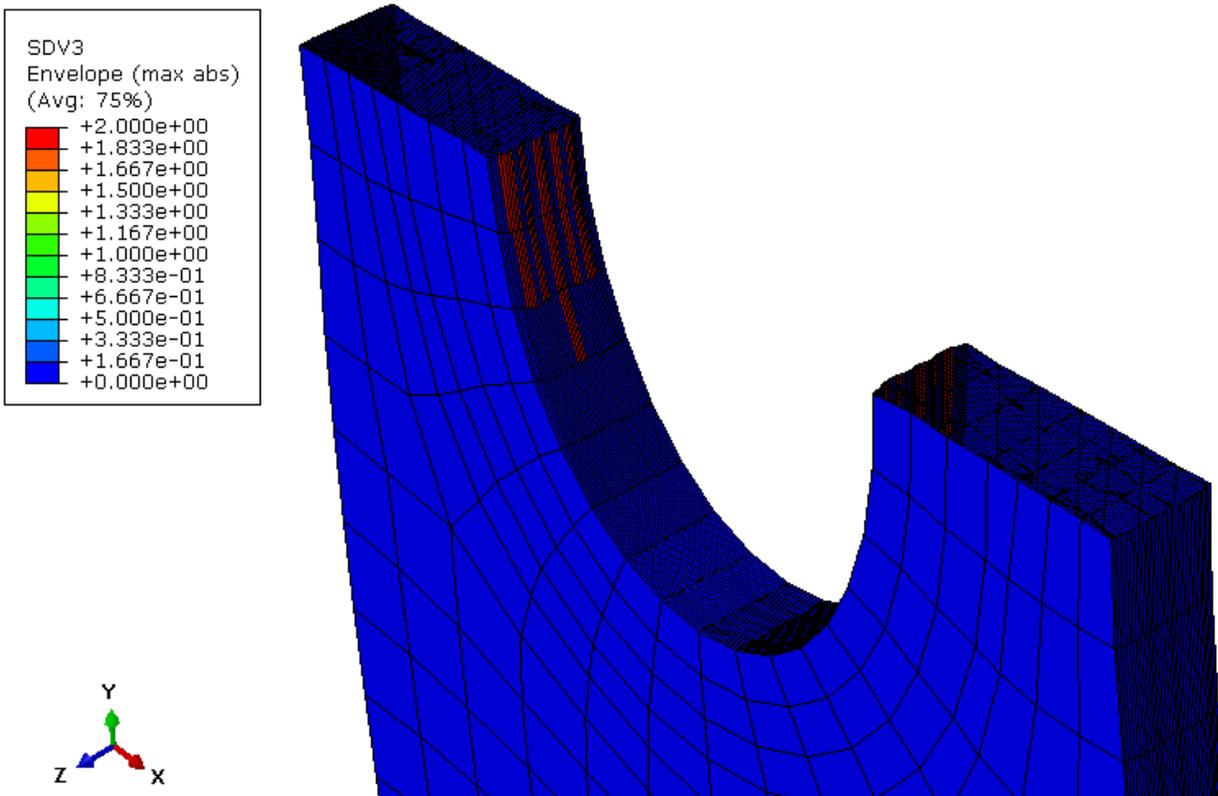


Figura 5.48. Vista detallada de los resultados en la variable SDV3 aplicando el criterio de Hashin. Modelo de stack de CFRP, diámetro del agujero 2 cm (0.3% de deformación)

Para representar concretamente los elementos que fallan, en la figura 5.49 izquierda, se ha hecho una selección de los elementos dañados. La forma de hacer la selección se explica en el modelo 1 de forma detallada. Si se observa la leyenda puede verse que se encuentran con un valor de 2, lo que indica que el fallo se produce por rotura de la matriz.

En este caso, a diferencia de los dos modelos anteriores la cantidad de elementos dañados es mayor. Esta observación indica que al ser el agujero de mayor tamaño el daño producido también es mayor, lo cual, se debe principalmente a la reducción de la sección neta que hay a los lados del agujero.

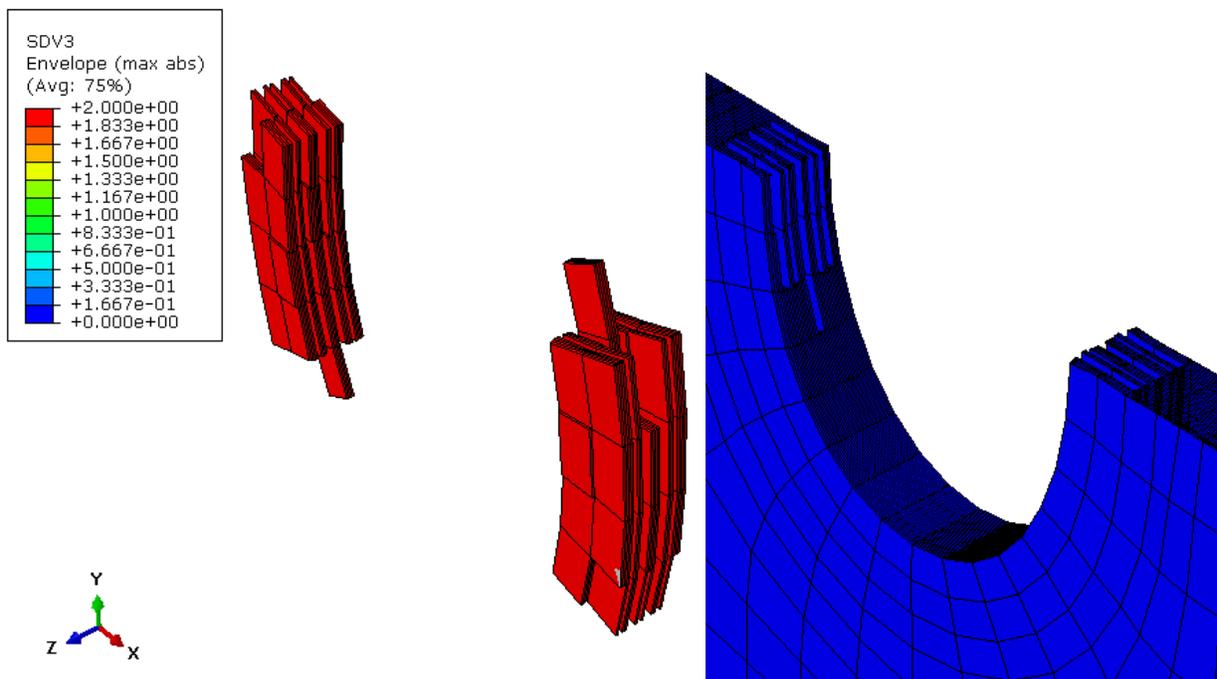


Figura 5.49. Detalle de elementos que fallan por rotura de la matriz. Modelo de stack de CFRP, diámetro del agujero 2 cm (0.3% de deformación)

- **Modelo 4: stack de CFRPs/Ti con un diámetro de 1 cm.**

A continuación, se va a realizar la visualización del modelo 4. En este caso ya se comienzan a ver los resultados de los modelos que combinan las láminas de fibra de carbono con dos capas en la parte intermedia del laminado compuestas por titanio, cuya función es dar rigidez al material a la hora de hacer el taladrado. Además, en este caso, el agujero que se ha realizado es de 1 cm de diámetro.

Como en los modelos anteriores, se va a comenzar por visualizar la variable S_{22} , que se encarga de mostrar las tensiones en la componente σ_{yy} , aunque a diferencia de los tres modelos anteriores que estaban formados únicamente por fibra de carbono, en este caso, las tensiones salen un poco más bajas, tal y como puede verse en la figura 5.50.

Hay que destacar que al igual que en modelos anteriores, la visualización se está realizando en el incremento 3 (0.3% de deformación), ya que es donde se comienza a producir el fallo.

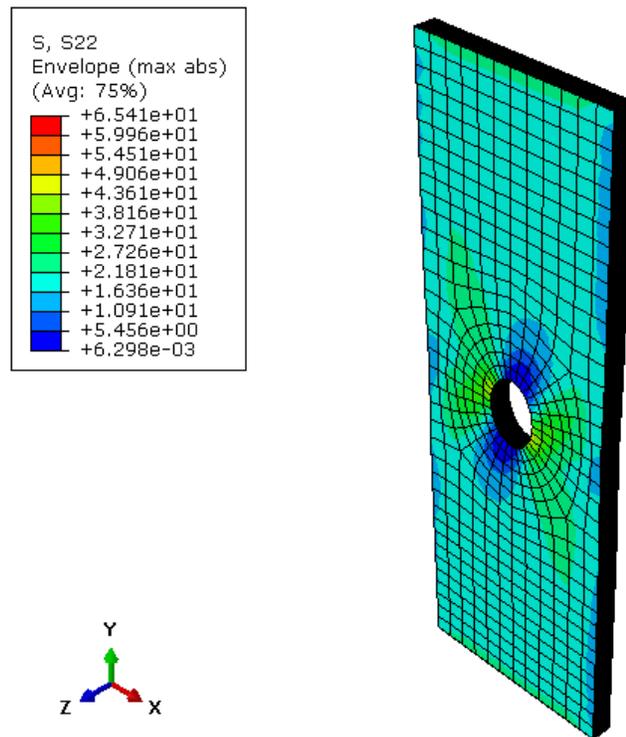


Figura 5.50. Tensiones en la componente σ_{yy} (MPa) para el stack de CFRPs/Ti, diámetro del agujero 1 cm (0.3% de deformación).

Por tanto, al hacer una sección a través del plano Y, tal y como puede verse en la figura 5.51, si se observan con detenimiento la distribución de la carga representada por los colores que tiene el modelo se puede apreciar que, conforme se acerca a los bordes de los agujeros, éstas van adquiriendo tonos más cercanos al rojo, sobre todo en algunas zonas internas del laminado.

Otro detalle a tener en cuenta es que las láminas tienden a separarse en los bordes del agujero. Esta separación de las láminas es lo que puede llegar a provocar la delaminación del material.

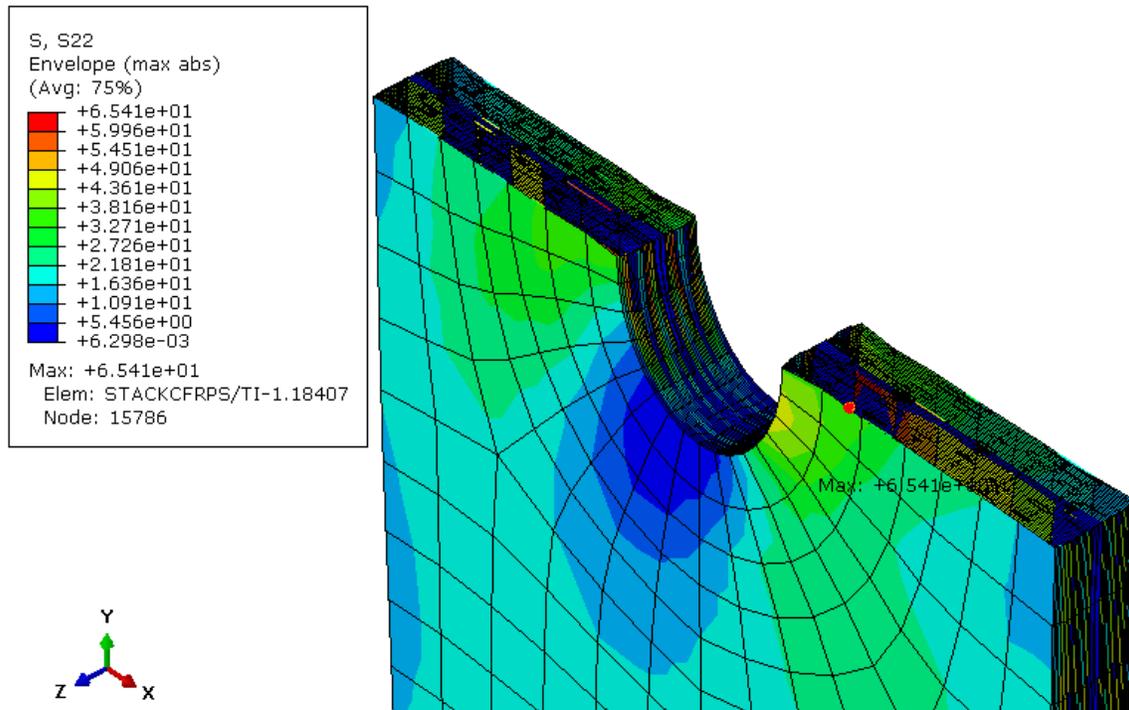


Figura 5.51. Vista detallada de las tensiones en la componente σ_{yy} (MPa) para la sección del stack de CFRPs/Ti en un plano Y a la altura del taladro, diámetro del agujero 1 cm (0.3% de deformación).

A continuación, se van a comentar los resultados que se han obtenido en la variable S_{33} , que se corresponde con la componente en la tensión σ_{zz} . Para poder llevarlo a cabo se van a crear dos tramos como se ha hecho en los modelos anteriores, definiendo a partir de los nodos que forman cada tramo dos gráficas, una para cada tramo.

En la figura 5.52 que se muestra a continuación, pueden verse los dos tramos que se han creado, el primer tramo se corresponde con el que aparece en la parte izquierda de la figura, y el segundo tramo se corresponde con la parte de la derecha. La selección de los nodos se ha hecho de izquierda a derecha, es decir, en el sentido positivo del eje X, al igual que en los demás modelos.

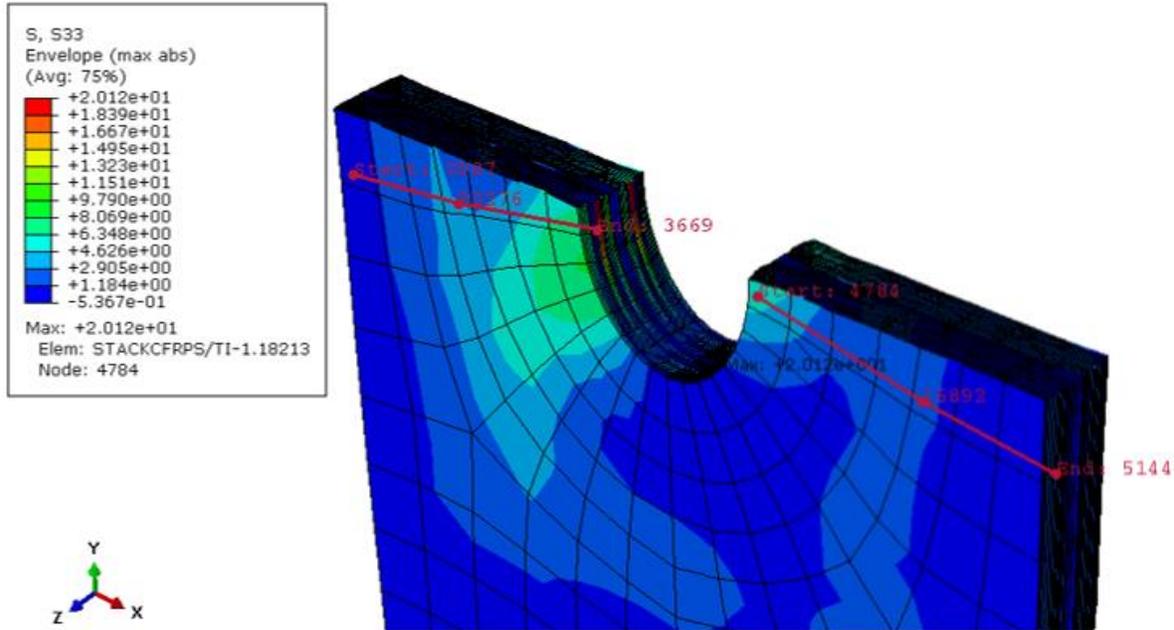


Figura 5.52. Tramos analizados en la componente σ_{zz} (MPa) de la tensión. Modelo de stack de CFRP/Ti, diámetro del agujero 1 cm (0.3% de deformación)

La gráfica del primer tramo, que viene representada en la figura 5.53, presenta una pendiente con tendencia ascendente al igual que en los modelos anteriores, aunque en este caso, el punto máximo es ligeramente mayor en comparación a los tres modelos de stack de CFRPs. La pendiente se comporta de esta forma debido a que la selección de nodos se hace comenzando por los nodos que se encuentran menos cargados al estar más cerca de los bordes de los extremos, en comparación con los nodos que se encuentran cercanos a los bordes del agujero, los cuales, soportan tensiones más elevadas.

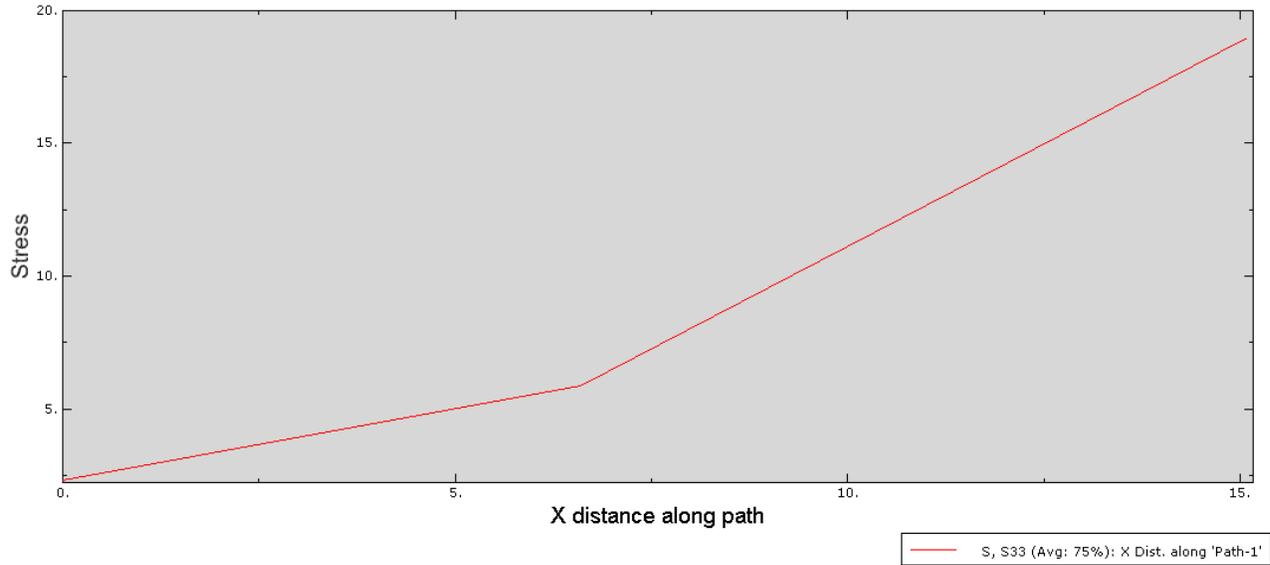


Figura 5.53. Tramo 1 de la gráfica “Stress - X distance”. σ_{zz} (MPa)

Por otro lado, en la figura 5.54, puede observarse la tendencia descendente, ya que va desde el primer nodo que se encuentra en los bordes del agujero, siendo la zona más cargada, al nodo que se encuentra en los bordes del extremo que no está tan cargado.

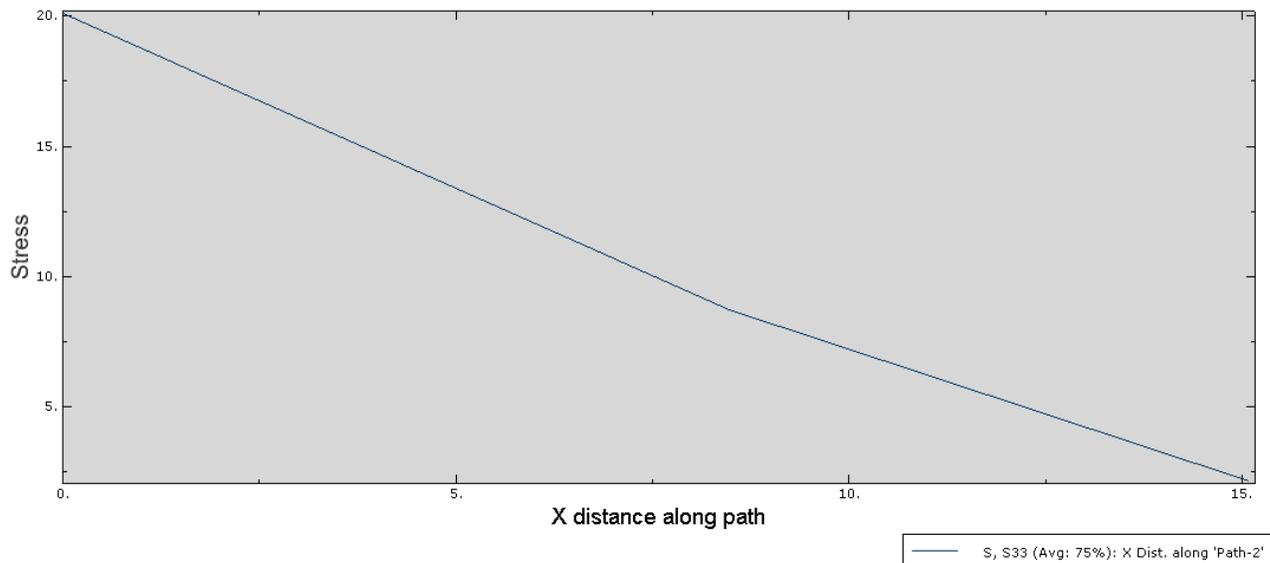


Figura 5.54. Tramo 2 de la gráfica “Stress - X distance”. σ_{zz} (MPa)

En la tabla 5.6 se muestran los resultados de las tensiones máximas obtenidas en las componentes σ_{yy} y σ_{zz} al realizar el análisis, para realizar posteriormente una comparación de los resultados obtenidos en todos los modelos que se han analizado,

tambien se establece el nodo en el que se localizan dichas tensiones, así como el material y la lámina en el que se encuentran. Las unidades de las tensiones se expresan en [MPa].

Variable	Nodo	Max. tensión	Material	Lámina
S ₂₂	15786	65.41	Lámina de FC	9
S ₃₃	4784	20.12	Lámina de FC	5

Tabla 5.6. Tensiones máximas. Modelo de stack de CFRP/Ti, diámetro del agujero 1 cm (0.3% de deformación)

Para acabar, se van a mostrar los resultados que se obtienen en la variable SDV3, ya que, esta permite ver que elementos concretos son los que fallan. Antes de comentar los resultados, hay que aclarar, que el criterio de Hashin es un criterio de fallo que se aplica a materiales ortótropos, por tanto, las láminas de Ti no tendrán resultados.

Por su parte, en las láminas de fibra de carbono, aquellos elementos que estén dañados van a ser los que al observar la leyenda esten por encima de 1, ya que es cuando comienzana producirse el daño. En este caso como los elementos dañados solo aparecen de color rojo, el fallo producido viene de la rotura de la matriz.

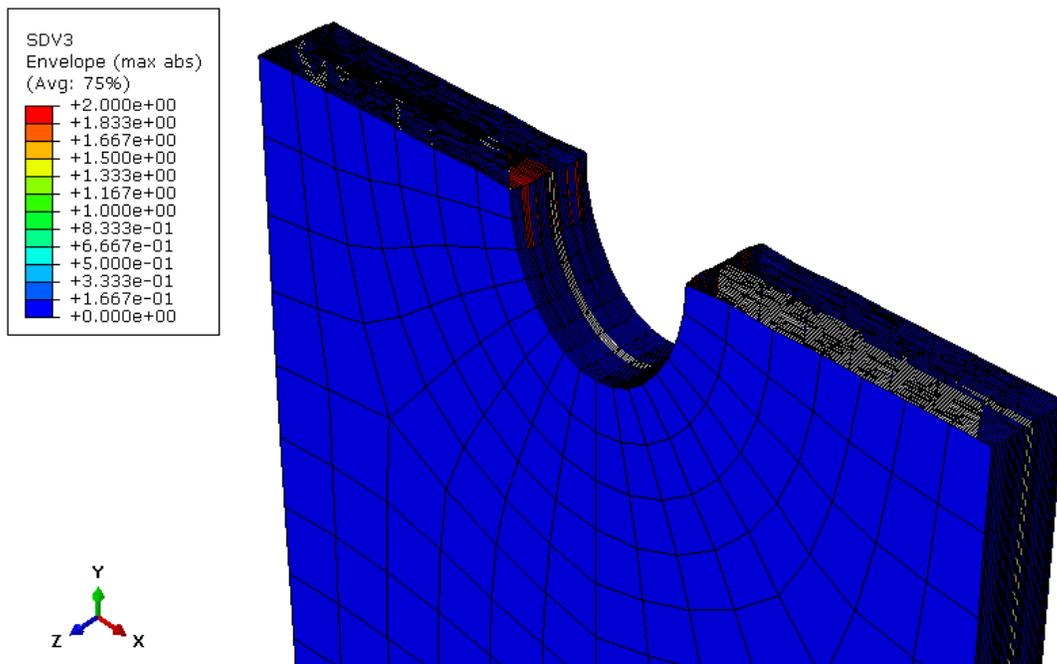


Figura 5.55. Vista detallada de los resultados en la variable SDV3 aplicando el criterio de Hashin. Modelo de stack de CFRP/Ti, diámetro del agujero 1 cm (0.3% de deformación)

Por último, para representar los elementos que fallan, se hace una selección y se ocultan el resto de elementos que no están dañados, quedando como se muestra en la imagen de la izquierda en la figura 5.56.

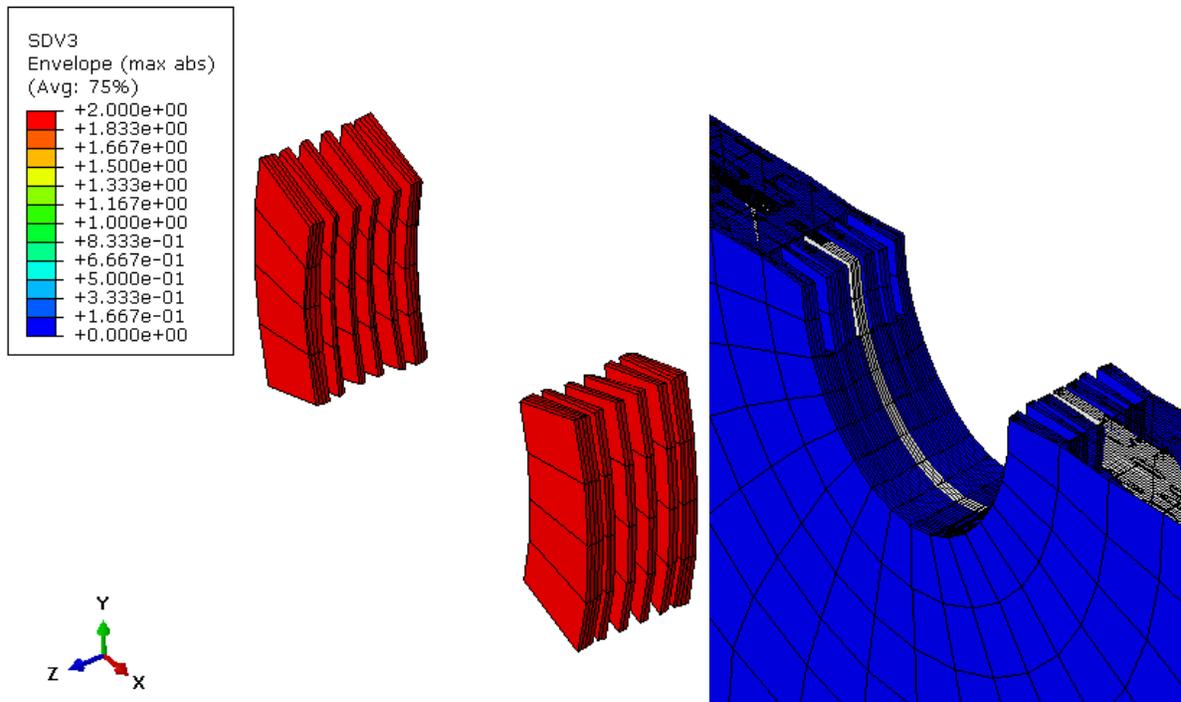


Figura 5.56. Detalle de elementos que fallan por rotura de la matriz. Modelo de stack de CFRP/Ti, diámetro del agujero 1 cm (0.3% de deformación)

- **Modelo 5: stack de CFRPs/Ti con un diámetro de 1,5 cm.**

El siguiente modelo que se va a analizar es el modelo 5, en este, se hace una combinación de la fibra de carbono junto con el titanio, al que se le hará un agujero de 1.5 cm de diámetro.

Para comenzar con la visualización de los resultados de este modelo, en la figura 5.57 se muestran las tensiones que se obtienen en la componente σ_{yy} , que representa a la variable S_{22} . Como puede verse, el comportamiento de la tensión es el mismo que en todos los modelos, conforme se acercan a los bordes del agujero la tensión es mayor.

Los resultados visualizados tanto en esta variable, como en las restantes, va a ser en el incremento 3, ya que de esta forma todos los modelos se ven en las mismas condiciones.

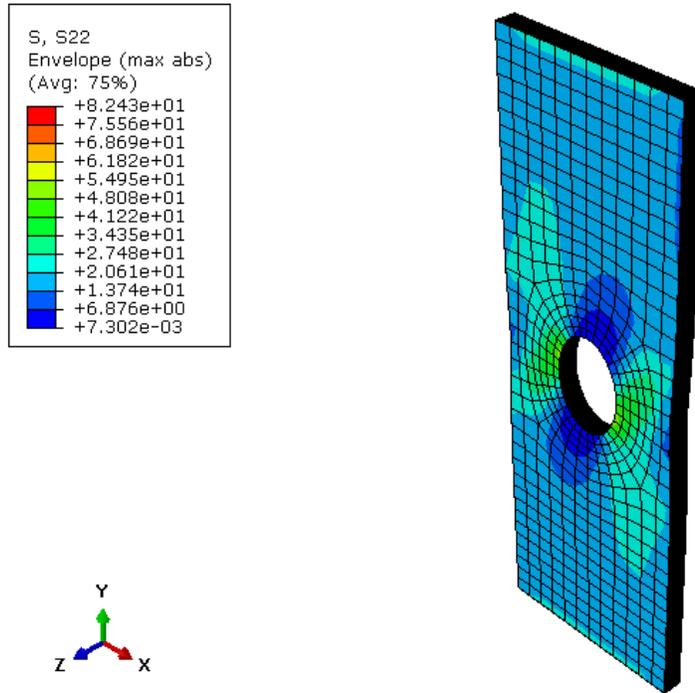


Figura 5.57. Tensiones en la componente σ_{yy} (MPa) para el stack de CFRPs/Ti, diámetro del agujero 1.5 cm (0.3% de deformación).

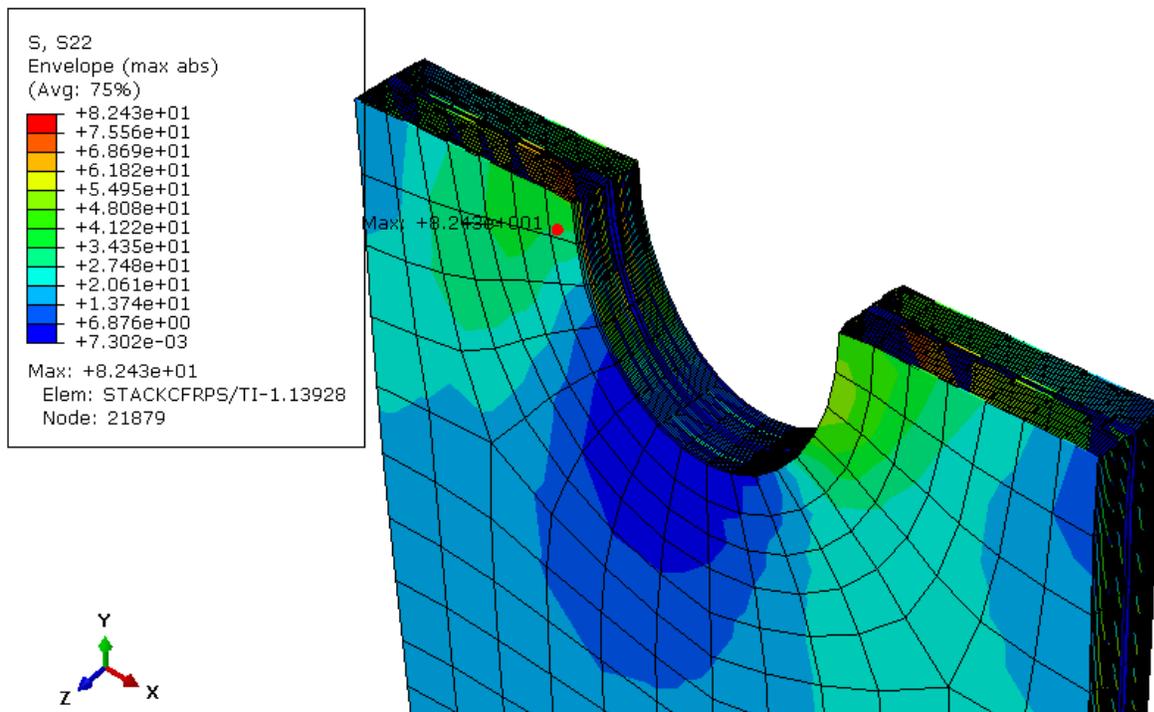


Figura 5.58. Vista detallada de las tensiones en la componente σ_{yy} (MPa) para la sección del stack de CFRPs/Ti en un plano Y a la altura del taladro, diámetro del agujero 1.5 cm (0.3% de deformación).

En la figura 5.58, se muestra de una forma más detallada el modelo, en donde se puede llegar a ver como las láminas en los bordes del agujero tienden a separarse ligeramente. También se puede apreciar cómo alguna de las láminas va adquiriendo tonos más cercanos al rojo conforme se acercan a los bordes del agujero.

La siguiente variable que se va a visualizar es la S_{33} , que se correspondería con la tensión en la componente σ_{zz} . Mediante la visualización de la S_{33} , se van a definir unas gráficas que permitan observar el comportamiento del laminado a lo largo de la dirección x, es decir, a lo largo del ancho del modelo.

Nuevamente se van a definir dos gráficas. Los tramos que se han seleccionado son en la zona donde se ha obtenido el valor máximo de la tensión.

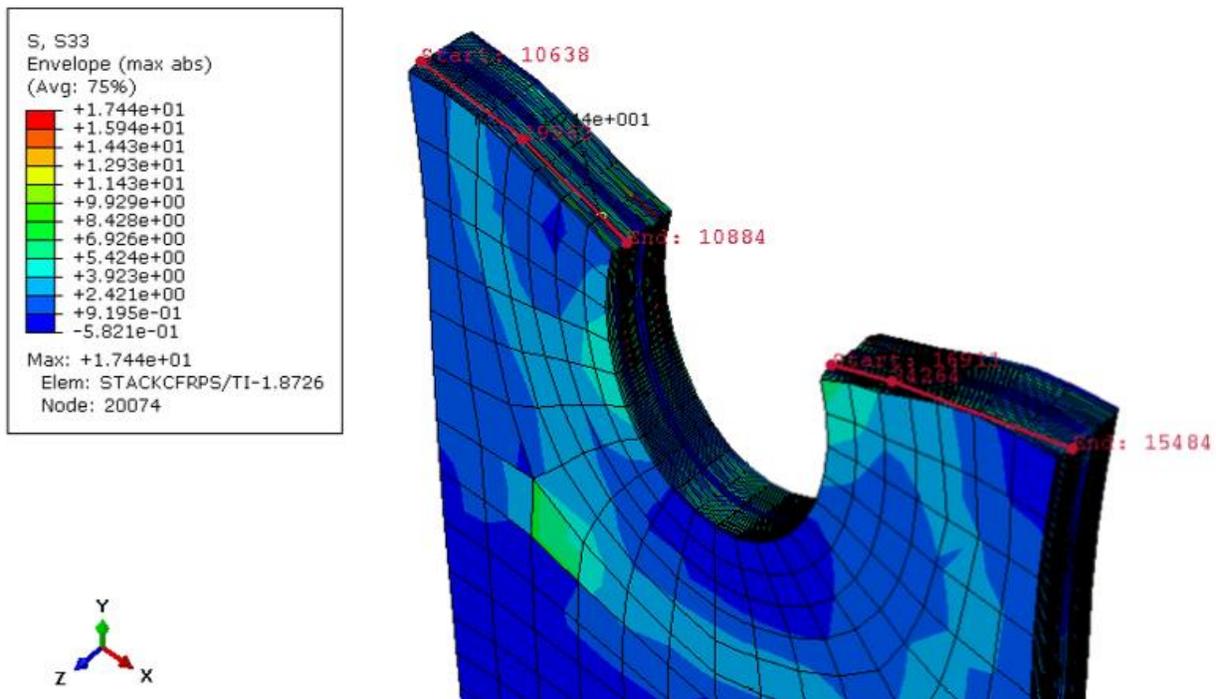


Figura 5.59. Tramos analizados en la componente σ_{zz} (MPa) de la tensión, Modelo de stack de CFRP/Ti, diámetro del agujero 1.5 cm (0.3% de deformación)

La gráfica que se muestra en la figura 5.60 representa la evolución de la tensión S_{33} en los nodos del tramo 1. Como se puede ver, la tendencia es ascendente, comenzando por el valor de la tensión en los bordes del extremo, que es bastante bajo, pasa al siguiente valor que es más bajo y se corresponde con un nodo de la parte central que se encuentra

menos cargada que los extremos, y acaba con el máximo valor de este tramos que se localiza en los bordes del agujero, ya que es la zona que concentra mayores tensiones.

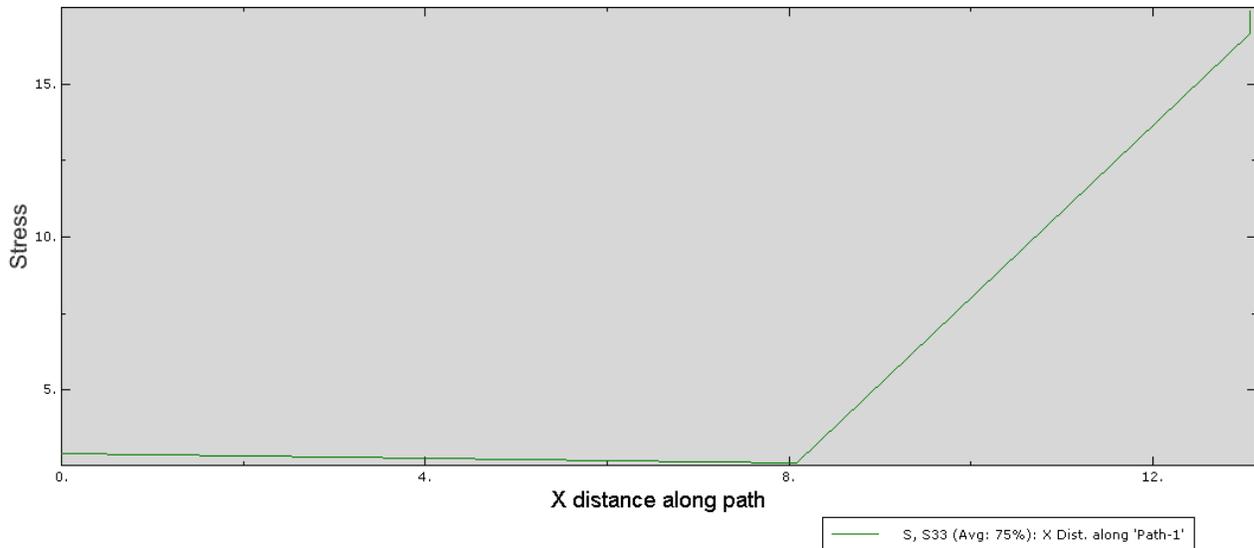


Figura 5.60. Tramo 1 de la gráfica "Stress - X distance". σ_{zz} (MPa)

Por otro lado, en la gráfica que se muestra en la figura 5.61 se representa el comportamiento que presentan los nodos del segundo tramo, la pendiente en esta caso tiene una tendencia descendente al comenzar con los nodos que se encuentran más cercanos al borde del agujero y acabar con los que se encuentran al borde del extremo.

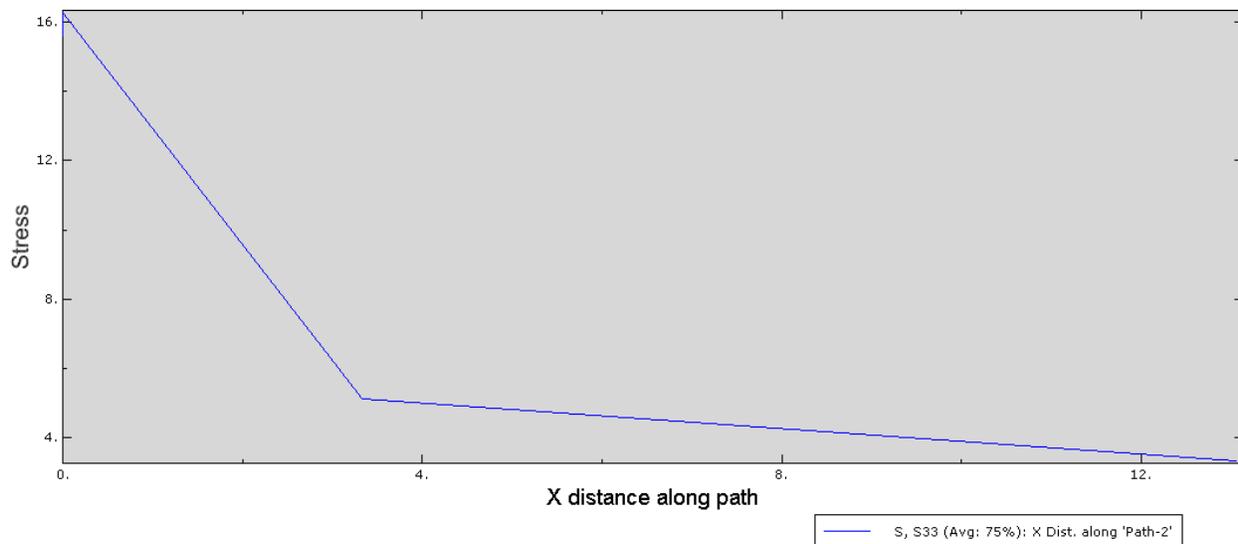


Figura 5.61. Tramo 2 de la gráfica "Stress - X distance". σ_{zz} (MPa)

Para hacer posteriormente una comparación entre todos los modelos, se han recogido los resultados obtenidos en ambas componentes σ_{yy} y σ_{zz} en la tabla 5.7, junto con los nodos que tienen las máximas tensiones, el material que tiene la lámina que contiene dicho nodo, y la lámina concreta que es. Las tensiones se expresan en [MPa].

Variable	Nodo	Max. tensión	Material	Lámina
S ₂₂	21879	82.43	Lámina de FC	3
S ₃₃	20074	17.44	Lámina de FC	5

Tabla 5.7. Tensiones máximas. Modelo de stack de CFRP/Ti, diámetro del agujero 1.5 cm (0.3% de deformación)

Continuando con la visualización de los resultados, la siguiente variable que se va a observar es SDV3, la cual permite ver los elementos en los que se produce el fallo. En la figura 5.62 se muestran los elementos dañados por el desplazamiento aplicado al 0.3% de deformación. El valor de SDV3 = 2 indica que el fallo viene dado por la rotura de la matriz.

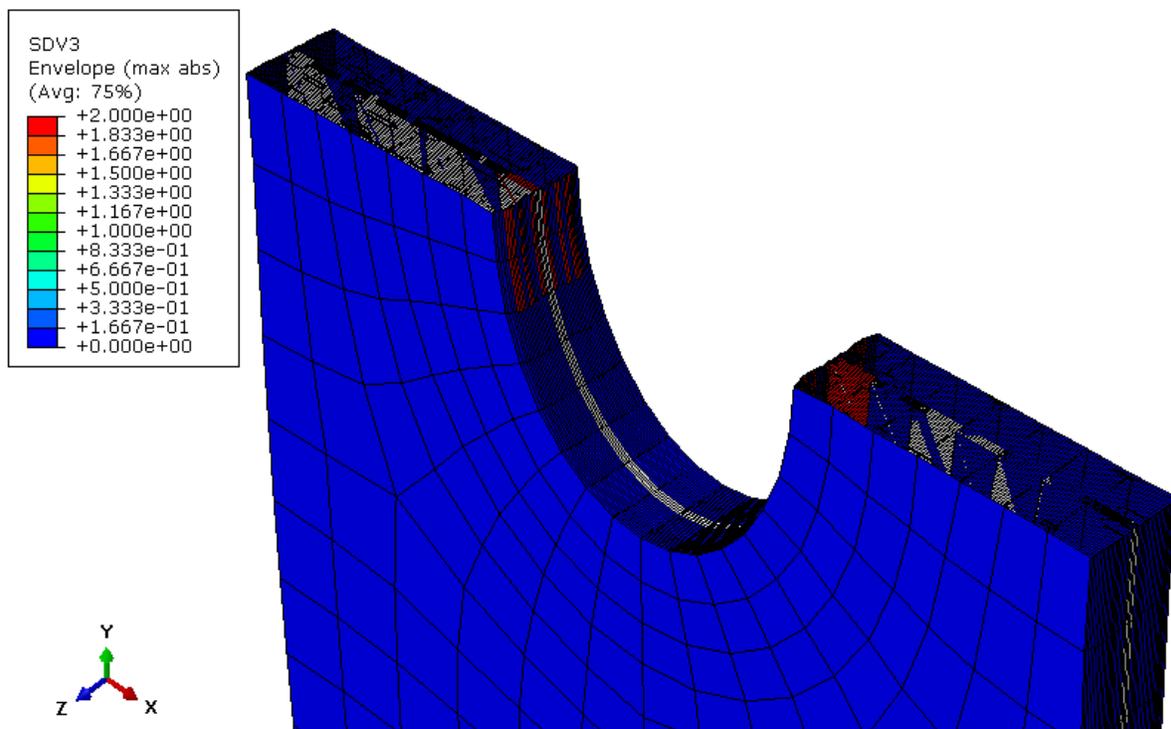


Figura 5.62. Vista detallada de los resultados en la variable SDV3 aplicando el criterio de Hashin. Modelo de stack de CFRP/Ti, diámetro del agujero 1.5 cm (0.3% de deformación)

Para finalizar con la visualización de los resultados para este modelo, se han seleccionado todos los elementos en los que se produce el fallo mencionado anteriormente, tal y como se muestra en la imagen de la izquierda de la figura 5.63. Para saber en qué zona se localizan los elementos dañados, en la imagen de la derecha de la figura 5.63 se muestra el resto de los elementos que forman la malla, en los que no se llega a producir ningún daño.

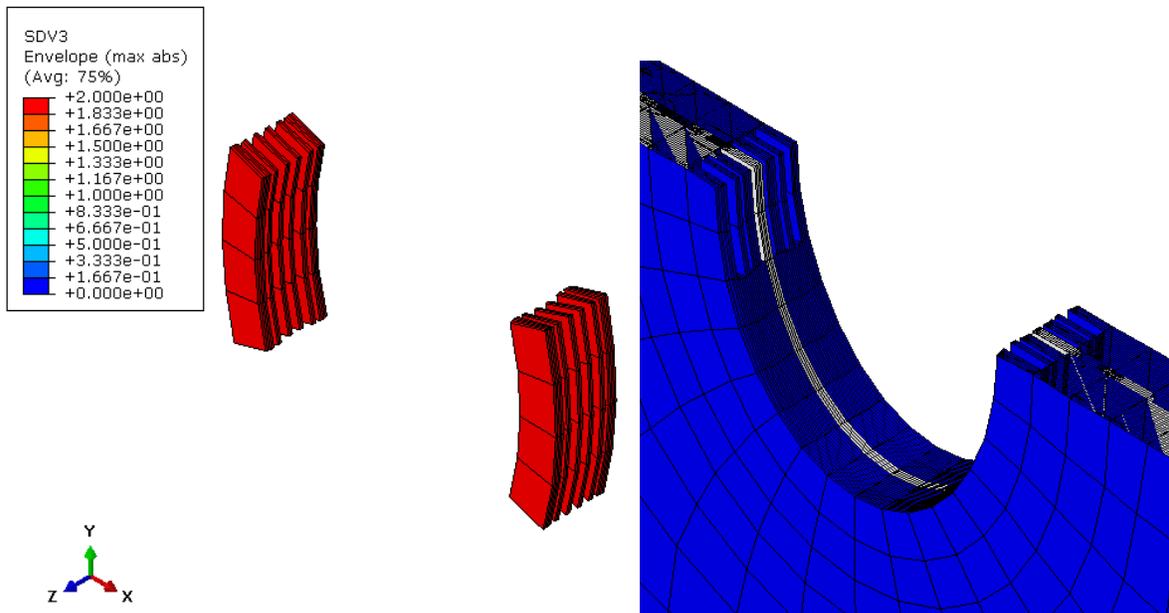


Figura 5.63. Detalle de elementos que fallan por rotura de la matriz. Modelo de stack de CFRP/Ti, diámetro del agujero 1.5 cm (0.3% de deformación)

- **Modelo 6: stack de CFRPs/Ti con un diámetro de 2 cm.**

Para finalizar, consideraremos el último modelo, en el cual, se hace nuevamente una combinación de la fibra de carbono junto con el titanio, al que se le hace posteriormente un agujero de 2 cm de diámetro.

Se va a comenzar comentando los resultados obtenidos en este modelo, por lo que en la figura 5.64 pueden verse las tensiones que se obtienen en la componente σ_{yy} , la cual es representada por la variable S_{22} en el programa. De modo que el comportamiento que sigue esta tensión consiste en ir aumentando los valores conforme se va aproximando a los bordes del agujero, que básicamente es el comportamiento que han seguido todos los modelos descritos.

Los resultados visualizados se encuentran en el incremento 3 para estar en las mismas condiciones que el resto de los modelos (0.3% de deformación), además de ser cuando el material comienza a dañarse por el efecto que provoca el desplazamiento.

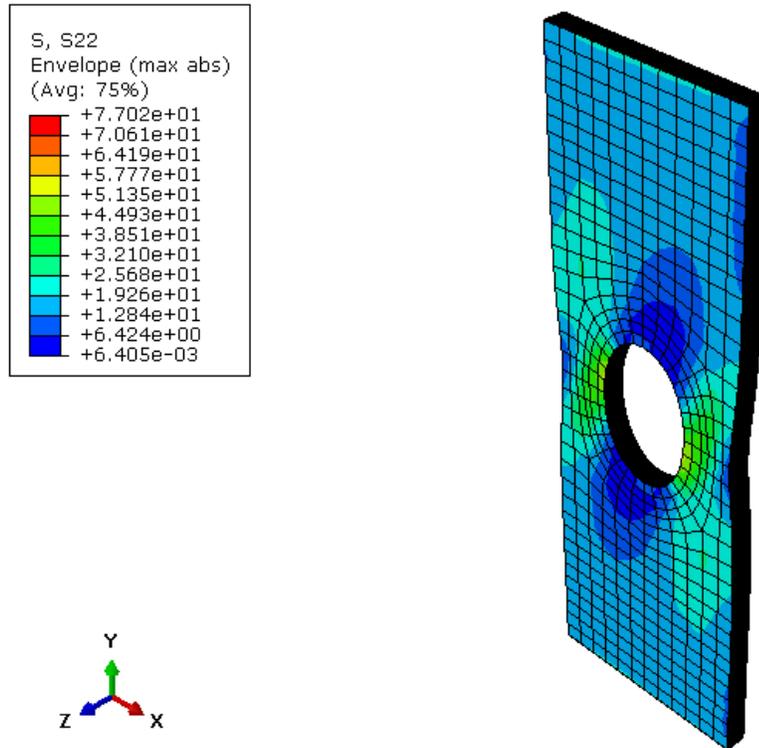


Figura 5.64. Tensiones en la componente σ_{yy} (MPa) para el stack de CFRPs/Ti , diámetro del agujero 2 cm (0.3% de deformación).

Para tener una vista más detallada de los resultados, en la figura 5.65, se ha realizado una sección en el plano Y, a mitad del modelo, justo en el centro del agujero. En esta puede verse como algunas de las láminas tienen una tensión bastante elevada si se comparan los colores que posee el modelo con la leyenda. Cabe destacar que las láminas centrales, formadas por titanio, en comparación con las láminas formadas por fibra de carbono, presentan menor tensión debido a que el titanio es un material más flexible por lo que al aplicar la deformación se producen tensiones más bajas. También se puede apreciar cómo tienden a separarse ligeramente las láminas en los bordes de los agujeros, en la dirección del espesor.

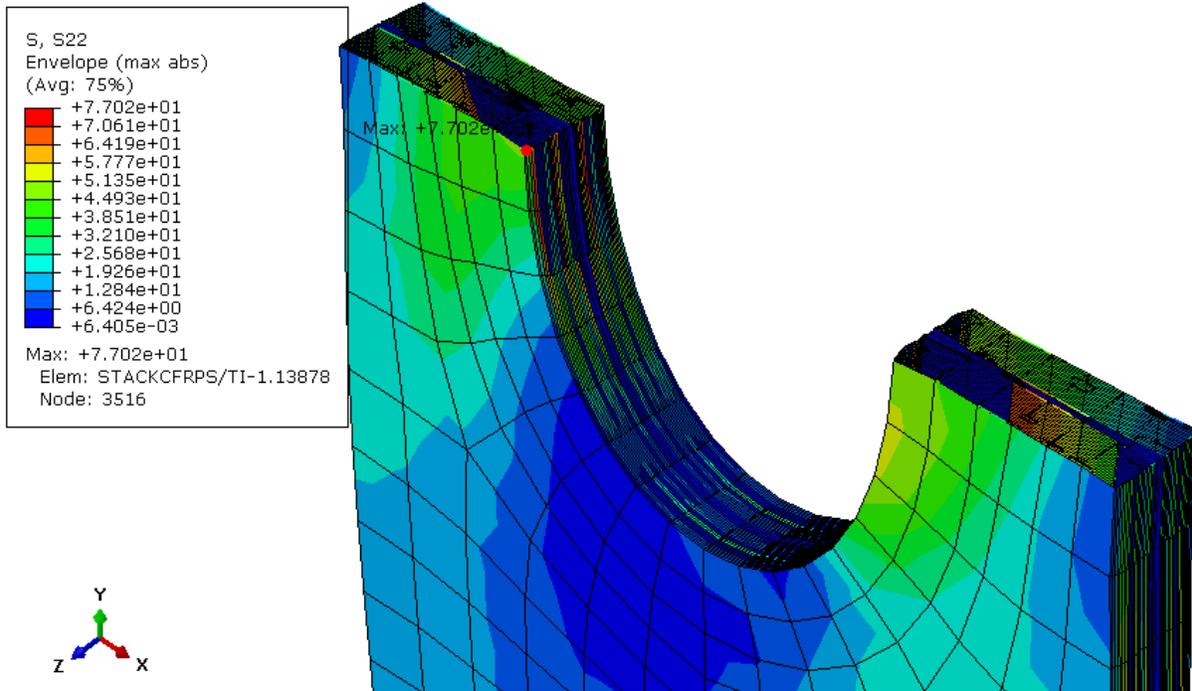


Figura 5.65. Vista detallada de las tensiones en la componente σ_{yy} (MPa) para la sección del stack de CFRPs/Ti en el plano Y a la altura del taladro, diámetro del agujero 2 cm (0.3% de deformación).

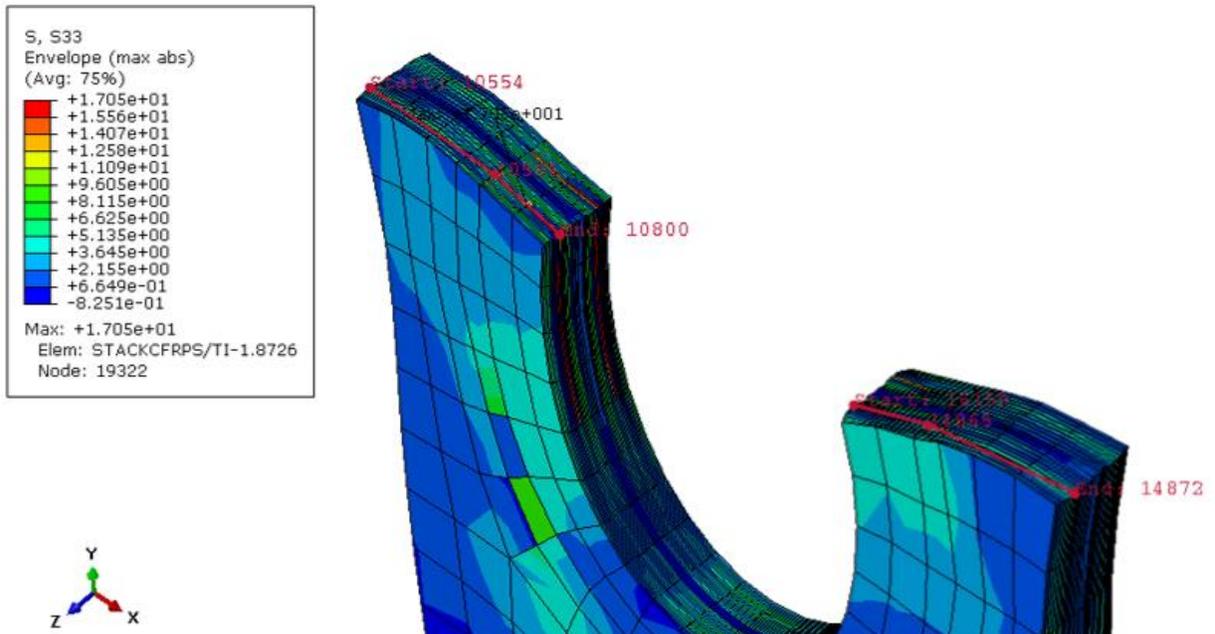


Figura 5.66. Tramos analizados en la componente σ_{zz} (MPa) de la tensión. Modelo de stack CFRPs/Ti, diámetro del agujero 2 cm (0.3% de deformación)

Otra variable que se va a visualizar es la S_{33} , la cual se encarga de representar la tensión en la componente σ_{zz} . Esta variable se va a representar en dos gráficas como los modelos anteriores, una para cada uno de los tramos que se muestran en la figura 5.66, estos tramos se trazan en la zona que concentra las tensiones más elevadas, dado que es la zona que más interesa estudiar.

En la figura 5.60 se puede apreciar como el primer tramo tiene una pendiente cuya tendencia es ascendente, lo que significa que nuevamente comienza a definir la gráfica con los nodos situados a los bordes del extremo cuyos valores de tensión más bajos, y acaba con los valores de los nodos localizados en los bordes del agujero, que poseen los valores de tensión más elevados

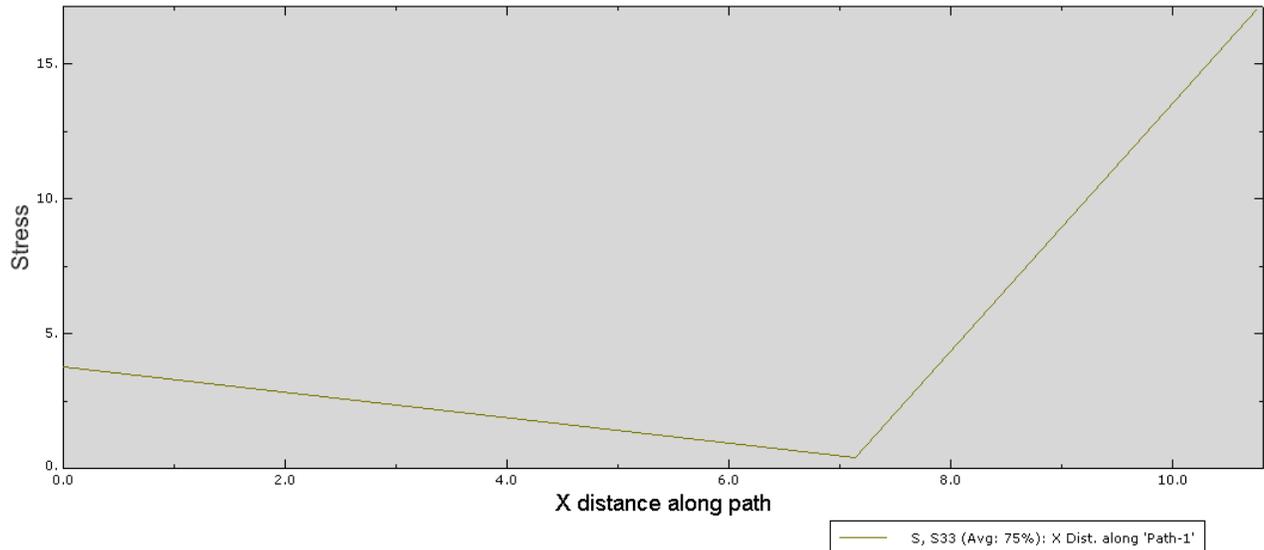


Figura 5.67. Tramo 1 de la gráfica "Stress - X distance". σ_{zz} (MPa)

En la gráfica que se muestra en la figura 5.61 sucede lo contrario, ya que el tramo comienza con los nodos más cercanos a los bordes del agujero y acaba con los nodos que se encuentran más próximos a los bordes de los extremos, haciendo que la pendiente tenga una tendencia descendente.

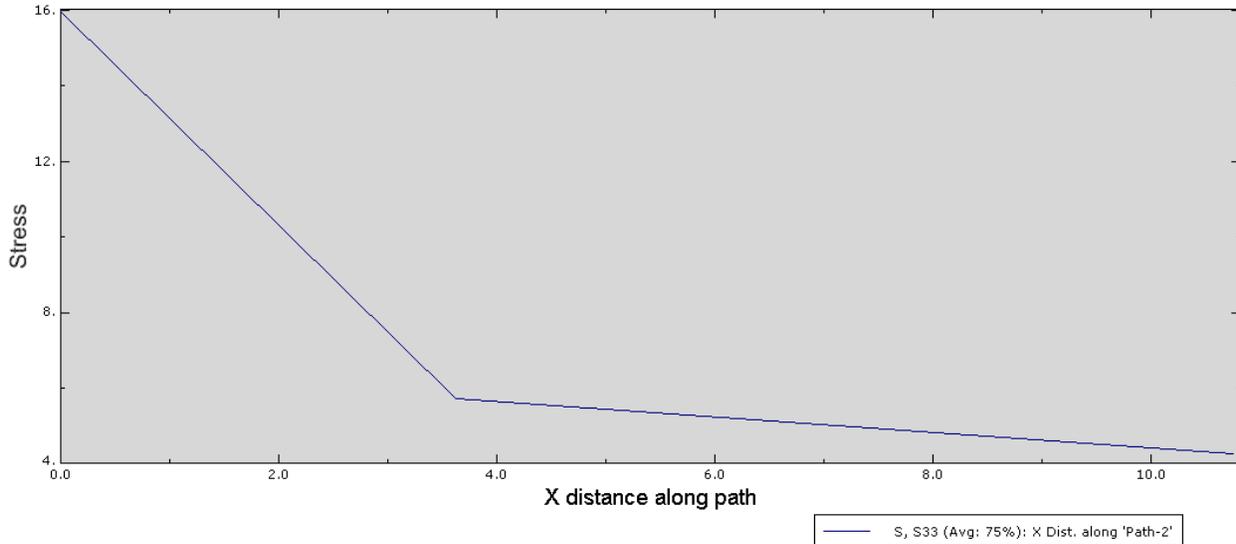


Figura 5.68. Tramo 2 de la gráfica “Stress - X distance”. σ_{zz} (MPa)

En la tabla 5.8 que se muestra a continuación se recogen los resultados obtenidos en las componentes σ_{yy} y σ_{zz} , junto con los nodos que tienen las máximas tensiones, el material que tiene la lámina que contiene dicho nodo, y la lámina concreta que es. Las tensiones se expresan en [MPa].

Variable	Nodo	Max. tensión	Material	Lámina
S ₂₂	3516	77.02	Lámina de FC	17
S ₃₃	19322	17.05	Lámina de FC	5

Tabla 5.8. Tensiones máximas. Modelo de stack CFRPs/Ti diámetro del agujero 2 cm (0.3% de deformación)

Para acabar con la descripción de los resultados se visualiza la variable SDV3, en la que se van a ver los elementos dañados como consecuencia de los esfuerzos que produce el desplazamiento. Observando la figura 5.69, pueden apreciarse como algunos de los elementos destacan por tener un color rojo siendo SDV3 = 2. Este fallo es debido a la rotura de la matriz.

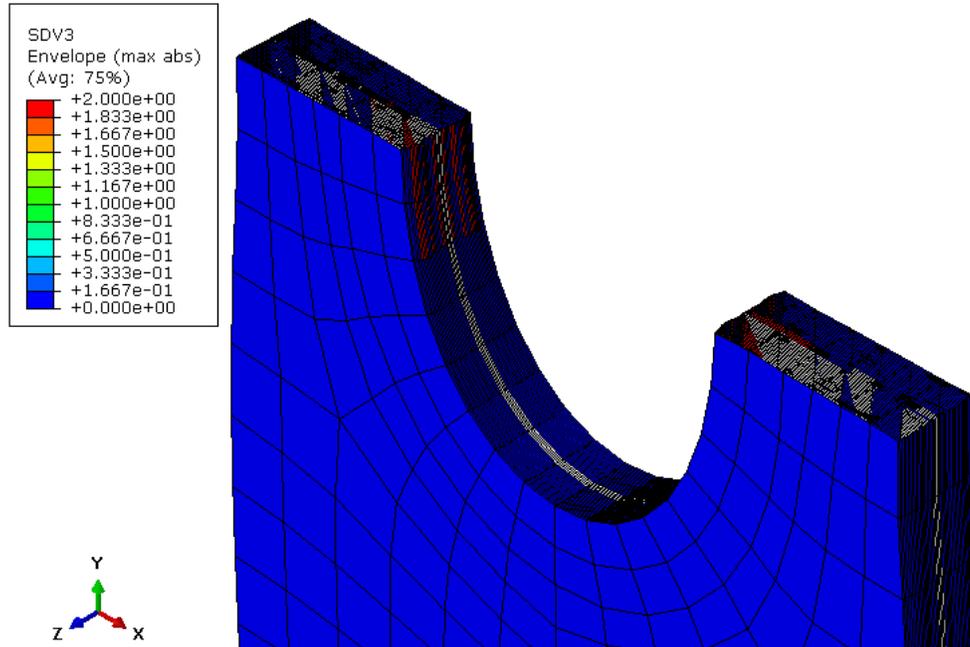


Figura 5.69. Vista detallada de los resultados en la variable SDV3 aplicando el criterio de Hashin. Modelo de stack CFRPs/Ti diámetro del agujero 2 cm (0.3% de deformación)

Para representar los elementos que fallan se muestra la imagen izquierda de la figura 5.70. Para saber en qué zona se localizan los elementos dañados, en la imagen de la derecha de la figura 5.70 se muestra el resto de los elementos.

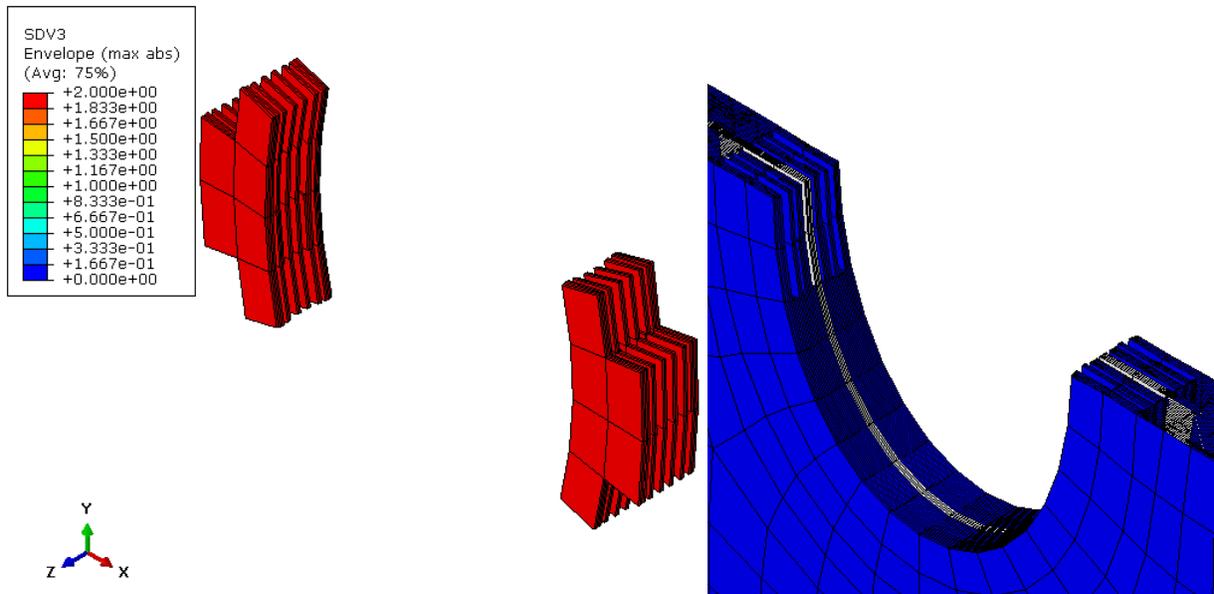


Figura 5.70. Detalle de elementos que fallan por rotura de la matriz. Modelo de stack CFRPs/Ti diámetro del agujero 2 cm (0.3% de deformación)

6. Conclusión.

Tras haber estudiado el comportamiento que tienen los stacks de CFRPs y CFRPs/Ti, y haber comparado ese comportamiento entre modelos que tienen el mismo tamaño de agujero, se ha llegado a la conclusión de que mayoritariamente, los stacks que poseen una capa de titanio en la parte intermedia del laminado presentan mejor resistencia frente a los efectos que produce el taladrado en el laminado, principalmente reduciendo las tensiones en la componente σ_{yy} .

Otra conclusión a la que se ha llegado al observar el comportamiento que presenta un mismo tipo de stack frente a diferentes diámetros de agujeros, es que a partir de la relación entre el diámetro del agujero y el ancho del stack, se ha observado que conforme la relación es menor, generalmente, las tensiones que se generan son menores. A la vista de los resultados, se puede concluir que el efecto positivo de contar con un área neta mayor resulta dominante.

De esta forma, se verifica la hipótesis que se planteaba al inicio del proyecto, el titanio mejora el comportamiento del laminado frente al taladrado. A parte se ha llegado a una nueva conclusión, en la que, para mejorar el comportamiento, aparte de incluir el titanio en el laminado, a la hora de realizar un taladrado se debería procurar optimizar la relación entre el diámetro del agujero y el ancho del laminado para evitar que los esfuerzos que se generen sean muy elevados.

7. Bibliografía.

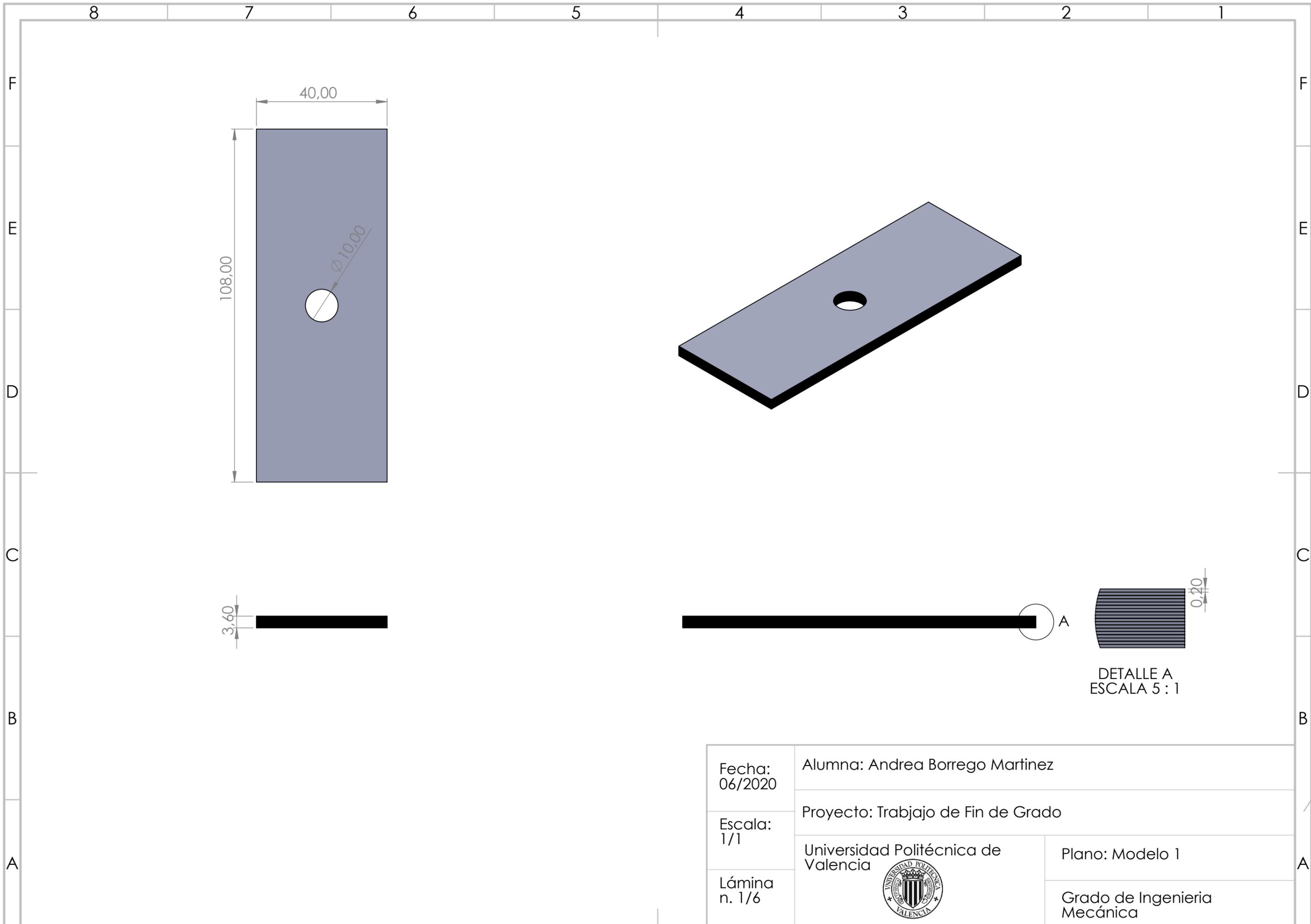
- [1] E. Giner Maravilla, J. Albelda Vitoria. Análisis del diseño y materiales compuestos. Departamento de Ingeniería Mecánica y de los Materiales.
- [2] D. Hull. Materiales compuestos.
- [3] Diseño y Análisis de Materiales Compuestos, Stephen W.Tsai. Antonio Miravete. Editorial reverté, s.a.
- [4] F. C. Campbell. Manufacturing technology for aerospace structural materials. Editorial Butterworth-Heinemann.
- [5] Daniel Gay, Suong V. Hoa. Composite materials. Desing and applications. Editorial CRC Press.
- [6] X. Martínez, S. Oller, E. Barbero. Caracterización de la delaminación en materiales compuestos mediante la teoría de mezclas serie/paralelo. Revista Internacional de Métodos Numéricos para Cálculo y Diseño en Ingeniería.
<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0213131511000022>
- [7] *Abaqus/CAE User's Guide*.
<http://dsk.ippt.pan.pl/docs/abaqus/v6.13/books/usi/default.htm>
- [8] Materiales de alto rendimiento para el sector más exigente. Acceso 6 de febrero de 2020.
<https://www.interempresas.net/MetalMecanica/Articulos/101083-Materiales-de-alto-rendimiento-para-el-sector-mas-exigente.html>
- [9] El taladrado por vibración garantiza alta calidad en el mecanizado de los stacks. Acceso 13 de febrero de 2020.
<https://www.interempresas.net/Aeronautica/Articulos/155155-El-taladrado-por-vibracion-garantiza-alta-calidad-en-el-mecanizado-de-stacks.html>
- [10] Materiales usados en aviones. Acceso 23 de marzo de 2020.
<https://prezi.com/hvb0h9fsnfti/materiales-usados-en-aviones/>

[11] En 100 años, ¿cómo han evolucionado los materiales para aviones? Acceso 23 de marzo de 2020.

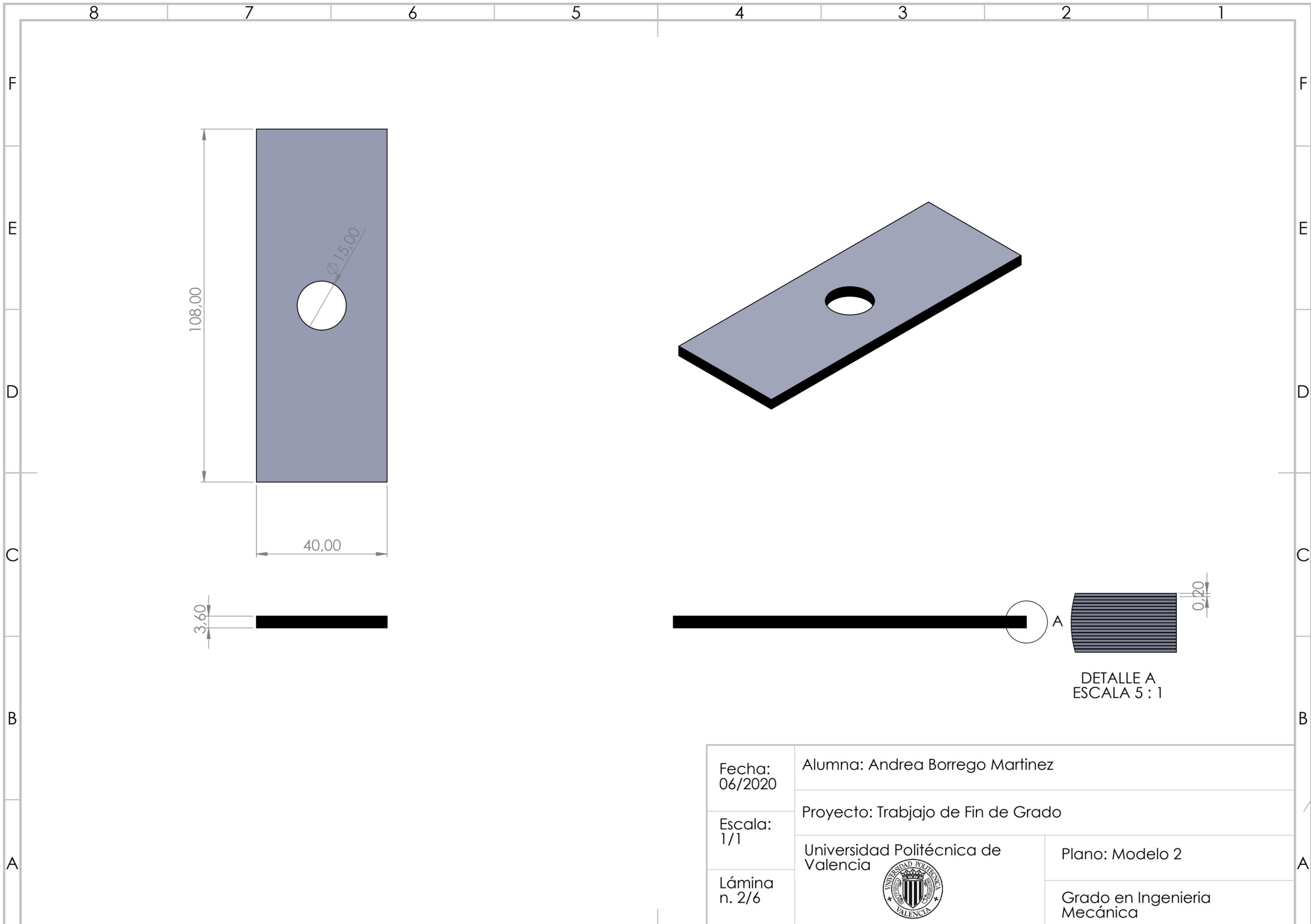
<https://a21.com.mx/aeronautica/2018/05/07/en-100-anos-como-han-evolucionado-los-materiales-para-aviones>

DOCUMENTO 2

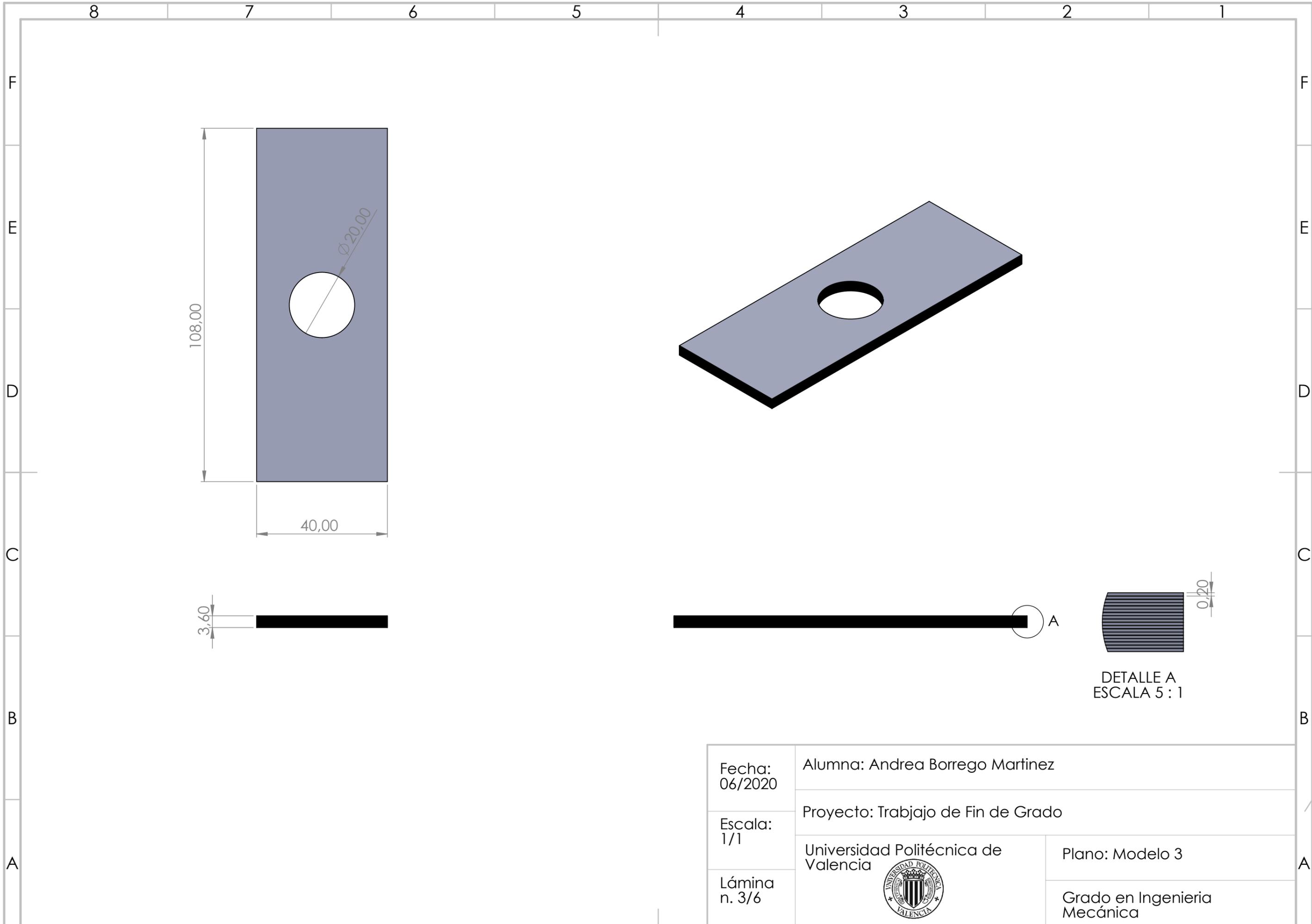
PLANOS



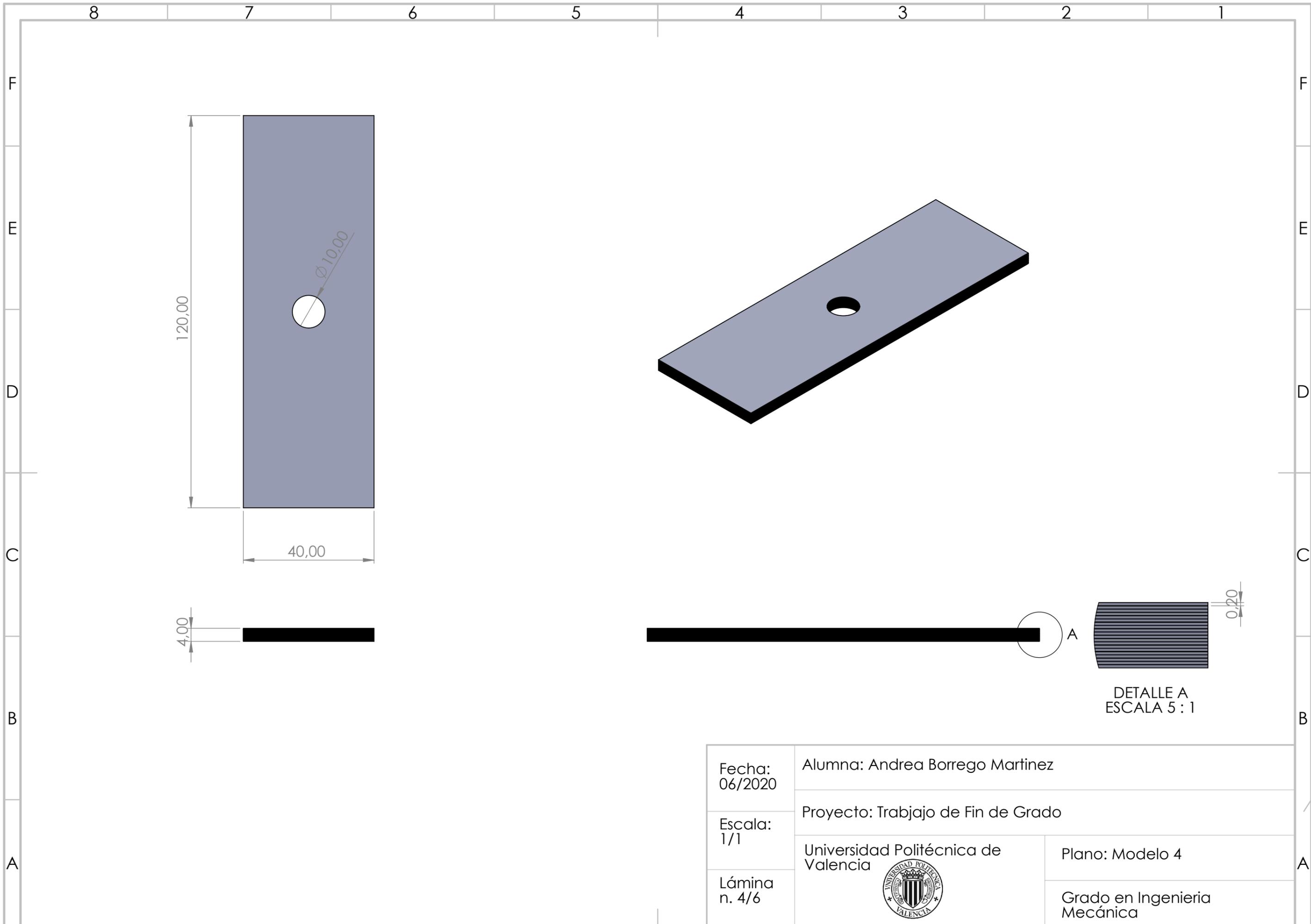
Fecha: 06/2020	Alumna: Andrea Borrego Martinez	
Escala: 1/1	Proyecto: Trabajo de Fin de Grado	
Lámina n. 1/6	Universidad Politécnica de Valencia	Plano: Modelo 1
	 Grado de Ingeniería Mecánica	



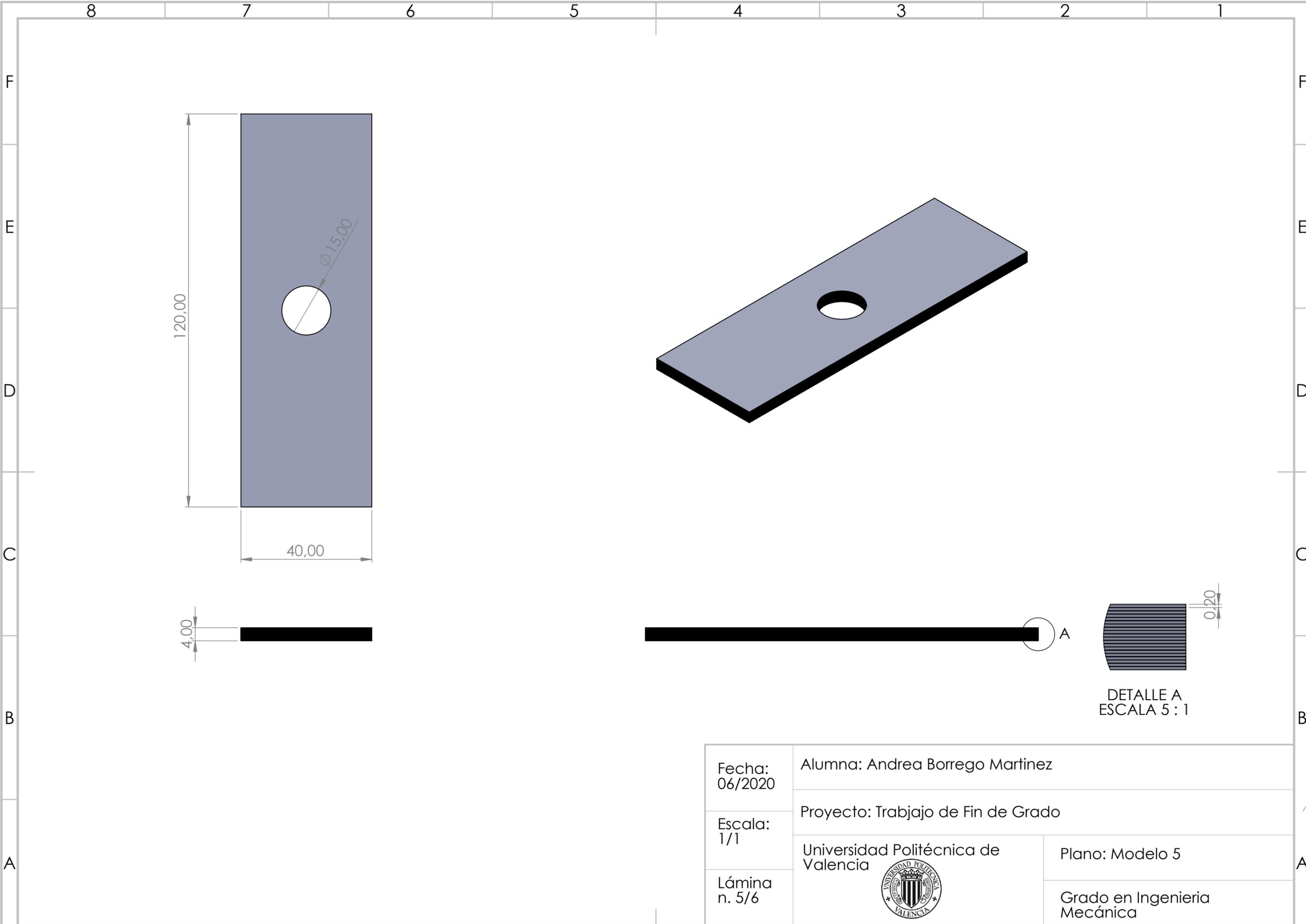
Fecha: 06/2020	Alumna: Andrea Borrego Martinez	
Escala: 1/1	Proyecto: Trabajo de Fin de Grado	
Lámina n. 2/6	Universidad Politécnica de Valencia	Plano: Modelo 2
	 Grado en Ingeniería Mecánica	



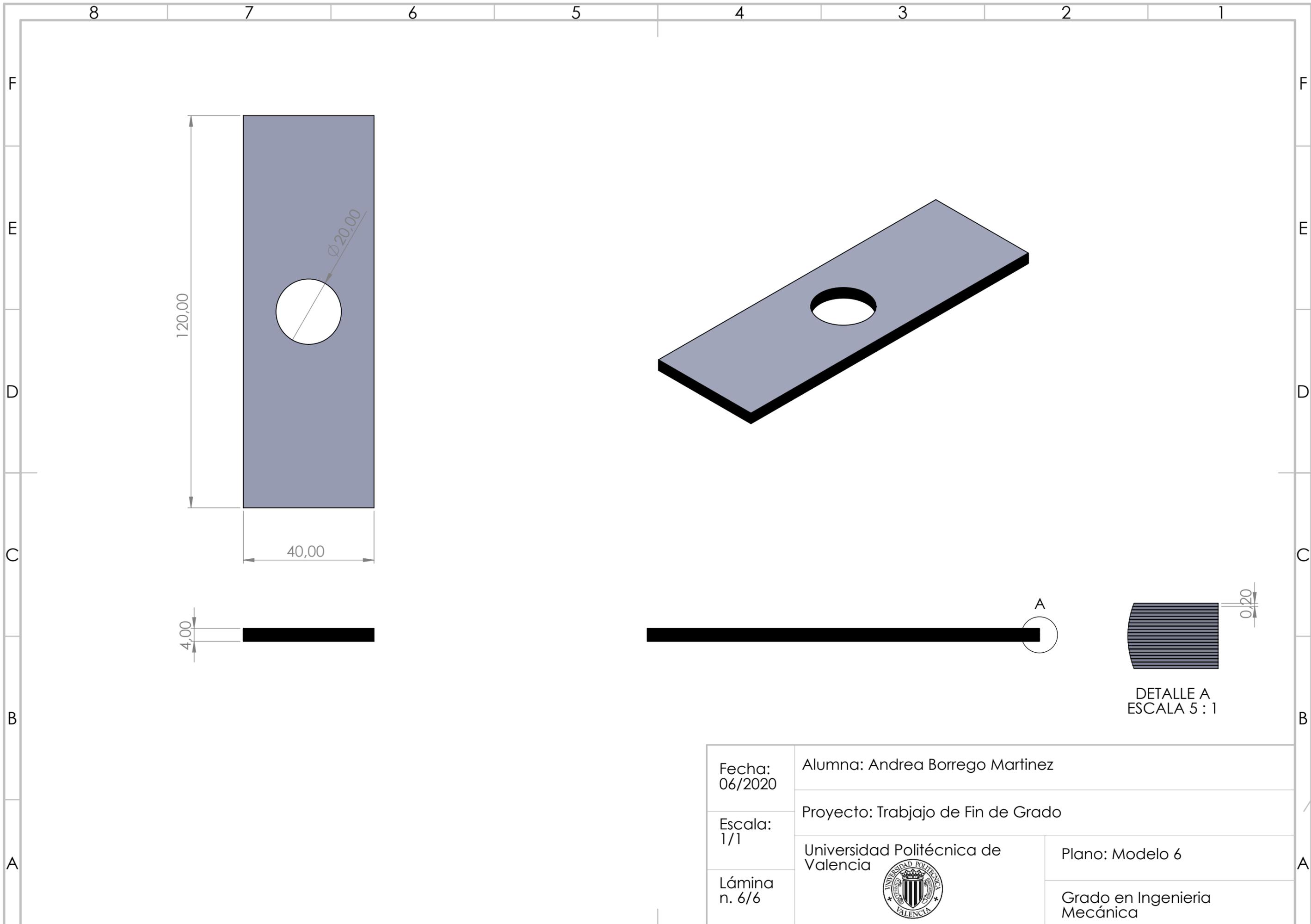
Fecha: 06/2020	Alumna: Andrea Borrego Martinez	
Escala: 1/1	Proyecto: Trabajo de Fin de Grado	
Lámina n. 3/6	Universidad Politécnica de Valencia	Plano: Modelo 3
	 Grado en Ingeniería Mecánica	



Fecha: 06/2020	Alumna: Andrea Borrego Martinez	
Escala: 1/1	Proyecto: Trabajo de Fin de Grado	
Lámina n. 4/6	Universidad Politécnica de Valencia	Plano: Modelo 4
	 Grado en Ingeniería Mecánica	



Fecha: 06/2020	Alumna: Andrea Borrego Martinez	
Escala: 1/1	Proyecto: Trabajo de Fin de Grado	
Lámina n. 5/6	Universidad Politécnica de Valencia	Plano: Modelo 5
	 Grado en Ingeniería Mecánica	



Fecha: 06/2020	Alumna: Andrea Borrego Martinez	
Escala: 1/1	Proyecto: Trabajo de Fin de Grado	
Lámina n. 6/6	Universidad Politécnica de Valencia	Plano: Modelo 6
	 Grado en Ingeniería Mecánica	

DOCUMENTO 3

PRESUPUESTO

Presupuesto.

A continuación, se muestran los costes que conlleva la realización de este proyecto.

- Coste de la mano de obra.

Cantidad	Ud.	Descripción	Coste/ud.	Coste total
60	horas	Formación teórica de los conocimientos necesarios para el proyecto	16,00 €/h	960 €
40	horas	Formación en Abaqus CAE	16,00 €/h	640 €
25	horas	Búsqueda de información para el proyecto	16,00 €/h	400 €
40	horas	Creación del modelo en Abaqus	16,00 €/h	640 €
16	horas	Revisión del modelo	16,00 €/h	256 €
90	horas	Análisis de resultados	16,00 €/h	1440 €
100	horas	Redacción del proyecto	16,00 €/h	1600 €
Coste total (sin IVA)				5936 €
IVA 21%				1246,56 €
Coste total mano de obra				7182,56 €

- Coste del material utilizado en el proyecto.

Cantidad	Ud.	Descripción	Coste/ud.	Coste total
1	ud	Licencia de Abaqus CAE	3602,46 €/año	3602,46 €
1	ud	Licencia de SOLIDWORKS®	1000,00 €/año	1000,00 €
1	ud	Licencia Microsoft® Office	69,00 €/año	69,00 €
Coste total (sin IVA)				4671,46 €
IVA 21%				981,01 €
Coste de material				5652,47 €

- Coste total del proyecto

	Coste total
Coste total mano de obra	7.182,56 €
Coste del material	5.652,47 €
Coste total del proyecto	12.835,03 €

DOCUMENTO 4

PLIEGO DE CONDICIONES

Pliego de condiciones.

Para la realización de este proyecto no se ha llegado a utilizar una normativa al tratarse de un cálculo analítico. Por tanto, se va a incluir tanto los equipos informáticos utilizados para la realización del proyecto, los cuales constituyen lo que es denominado como hardware, como los programas empleados para la realización del cálculo y la redacción del proyecto, los cuales son lo que es denominado como software.

Los equipos que se han utilizado como hardware han sido, un ordenador portátil para la creación de los modelos de stack y un ordenador de sobremesa propiedad de la Universidad Politécnica de Valencia para la obtención del cálculo de los modelos creados en el ordenador portátil. Las características de ambos equipos son las siguientes:

- Ordenador portátil: HP 15 Notebook PC.
 - Procesador: Intel® Core™ i7-5500U CPU (2.40GHz, 2 núcleos)
 - Memoria RAM: 8GB
 - Sistema operativo: Microsoft® Windows 8.1 64 bits
 - Tarjeta gráfica: NVIDIA® GeForce 820M (DDR3 de 2GB dedicados)
- Ordenador de sobremesa propiedad de la UPV:
 - Procesador: Intel® Xeon® CPU (2.66GHz, 2 procesadores)
 - Memoria RAM: 32GB
 - Sistema operativo: Windows Server 2012 R2 Standard 64 bits

Por otro lado, todos los softwares que se han utilizado para poder realizar el presente proyecto se han obtenido a partir de la plataforma software UPV que ofrece la universidad a todos los alumnos, además de los softwares que disponen los propios equipos de la universidad. Los softwares utilizados son:

- Abaqus CAE 6.13

Para la realización del cálculo analítico en los diferentes modelos de stack se ha empleado el programa de simulación *Abaqus CAE 6.13* basado en el método de los elementos finitos para la obtención de resultados. Se han utilizado dos versiones diferentes del programa, en el ordenador portátil se ha empleado la versión para

estudiantes que ofrecía la plataforma software UPV, la cual, estaba limitada a la hora de la resolución, mientras que los equipos de la universidad disponían de la versión estándar, empleada para obtener los resultados del modelo ya que esta no está limitada.

- Microsoft® Office 2016

Por su parte, se han empleado algunos de los programas que ofrece Microsoft® Office 2016 entre ellos:

- Microsoft® Office Word: utilizado para la redacción del proyecto.
 - Microsoft® Office PowerPoint: empleado para la presentación en la que se resume todo el proyecto.
 - Microsoft® Office Excel: utilizado para cálculos sencillos, como son los que se han hecho en el presupuesto, y la realización de tablas.
- SOLIDWORKS®

Para la realización de los planos se ha usado SOLIDWORKS®, ya que se trata de un software empleado para el diseño en 2D y 3D. En este caso se ha utilizado para la realización de los planos para los diferentes modelos de stacks que se han calculado.

ANEXO

1. Tipo de elemento finito utilizado en el cálculo.

A la hora de realizar los cálculos mediante el método de los elementos finitos, existen varios tipos de elementos, desde los que utilizan una integración sencilla a la hora de resolver el cálculo, a los que utilizan una integración más compleja. De modo que según el tipo de elemento que se escoja la resolución del cálculo se realizará más o menos rápido dependiendo de la complejidad del problema.

En este caso la geometría del modelo es bastante sencilla, y que se trata de una placa rectangular con un agujero en la parte central, de modo que al ser una geometría sencilla se pueden escoger elementos con un punto de integración, lo cual simplifica bastante el problema.

Otro aspecto a tener en cuenta es la forma que va a tener el elemento, además de sus dimensiones, es decir, los elementos pueden tener varias formas, las más comunes son la triangular y la cuadrada por ser las más sencillas. A su vez, los elementos pueden ser en 2D y 3D, también se pueden llegar a utilizar elementos de 1D, pero en este caso no son necesarios. Centrándose en este proyecto, se debe tener en cuenta que los elementos han de ser en 3D dado que se desea realizar el análisis de un sólido. Respecto a la forma del elemento podría ser válida cualquiera de las dos mencionadas, pero se ha decidido seleccionar elementos con forma cuadrada, en este caso se debe a que los elementos triangulares presentan más singularidades en los resultados que se obtienen, lo que hace que la solución no se aproxime tanto a la realidad. En la figura 1.1 se muestran los tipos de elementos que se suelen utilizar.

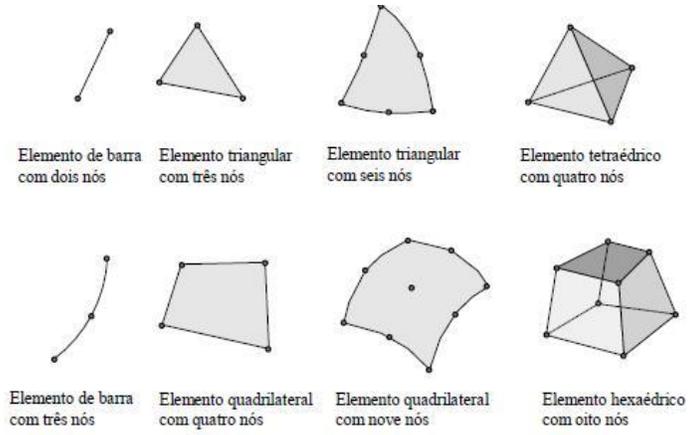


Figura 1.1. Tipos de elementos más usados para el cálculo.

2. Definición de la geometría de los modelos en Abaqus.

2.1. Creación la geometría.

Se comenzará por crear una parte tal y como se muestra la imagen de la izquierda en la figura 2.1, para ello se deben establecer una serie de características que sean las adecuadas para el laminado.

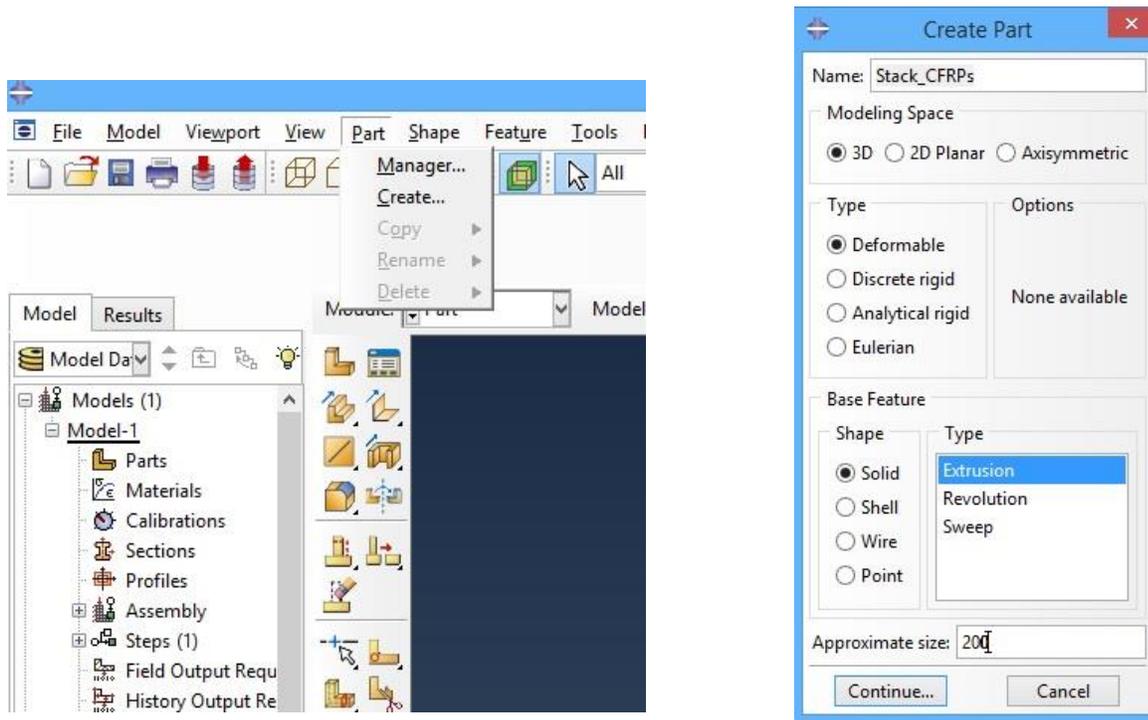


Figura 2.1. Creación de una parte en Abaqus

Para la creación del modelo del laminado que forma los stacks, procediendo para ambos casos de la misma forma, si se observa la imagen de la derecha de la figura 2.1, se puede ver como se establece un espacio de modelado en 3D del tipo deformable.

Dado que se necesita saber que efecto tendrán las deformaciones y tensiones a través del laminado, en un principio se creará un modelo en 2D el cual se extruirá en la dirección Z, correspondiente al espesor tiene el laminado. Además, se debe establecer el tamaño aproximado del elemento para el mallado del modelo, de acuerdo con las dimensiones

del laminado. Para este caso las unidades se introducirán en mm. Abaqus utiliza un sistema de unidades consistentes.

Una vez se ha creado el modelo en 2D empleando la herramienta de Abaqus **Create lines: Rectangle (4 lines)**, imagen que aparece en la izquierda en la figura 2.2, se introducen las dimensiones de la altura y base del laminado en forma de coordenadas, las cuales se corresponden con las dos esquinas opuestas que forman el rectángulo compuesto por la base y altura del laminado. Una vez creado el modelo en 2D aparece la ventana de la derecha en la figura 2.2, en la cual, se introducirá el valor de la anchura en el campo **depth**.

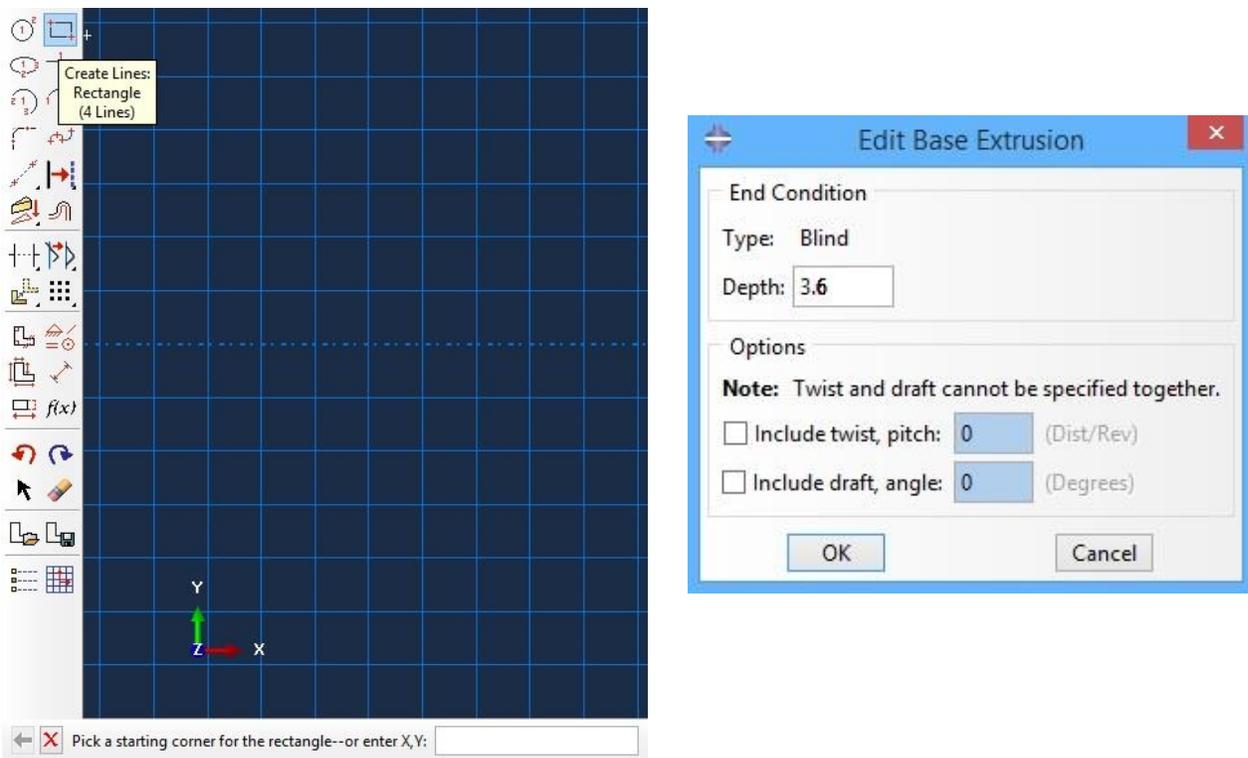


Figura 2.2. Creación del modelo 2D y su extrusión.

Una vez se ha extruido el modelo en 2D, ya se tiene el modelo tridimensional del laminado, de modo que el siguiente paso a realizar consistirá en dividir el modelo en 3D en cada una de las láminas que forman los stacks dado que es necesario para poder establecer la orientación que sigue cada lámina, así como las propiedades que tiene cada una de estas, siendo esta parte en la que se procederá de forma diferente para cada

modelo dado que dependiendo de si los stacks de CFRPs incluyen una capa intermedia de titanio o no las características variarán.

Finalmente tenemos que los modelos en 3D quedan como se muestra en las figuras 2.3, para stacks de CFRPs, y en la figura 2.4, para CFRPs/Ti, siendo diferentes según el modelo de stacks debido a que los espesores son diferentes dependiendo de si los stacks incluyen titanio o no, ya que si son de CFRPs únicamente el espesor total es de 3,6 mm, mientras que los CFRPs/ Ti tienen un espesor total de 4 mm.

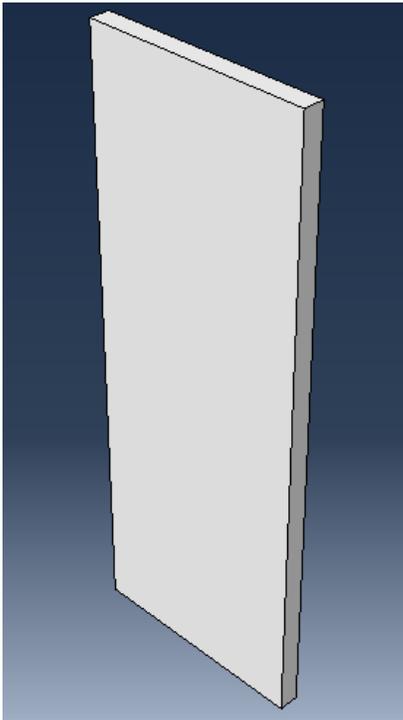


Figura 2.3. Modelo 3D de stack CFRPs con espesor de 3,6 mm

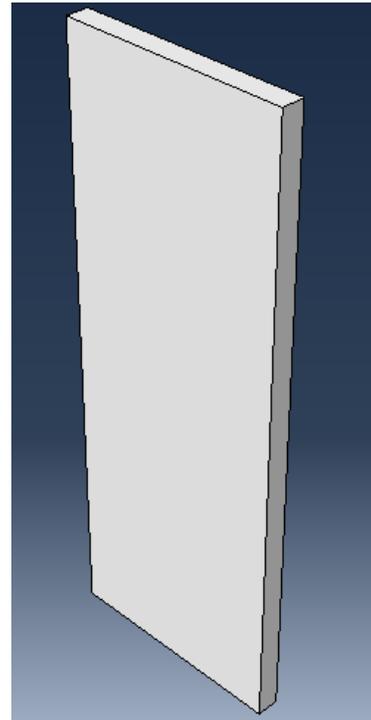


Figura 2.4. Modelo 3D de stack CFRPs/Ti con espesor de 4 mm

Como puede observarse tanto en la figura 2.3 como en la figura 2.4 la diferencia es mínima dado que el espesor tiene valores mucho menores que el resto de las dimensiones, por lo que a primera vista prácticamente no se aprecia la diferencia.

2.1.1 Creación de las láminas que forman los stacks.

Para poder estudiar el comportamiento del laminado de forma detallada el modelo en 3D creado anteriormente se debe dividir en todas las láminas que forman el conjunto del laminado, dado que es necesario establecer las propiedades que tiene cada lámina en ambos modelos de CFRPs. Debido a que según la orientación que tengan las fibras que forman la lámina, dichas propiedades cambian, además de que las tensiones y las deformaciones que se obtienen a partir de la carga aplicada también dependen de estas.

En primer lugar, se comenzando por el modelo de los stacks de CFRPs, ya que cada modelo tiene un número de láminas diferente, aunque el procedimiento a seguir es similar. La secuencia de apilado para el modelo que no lleva titanio en la capa intermedia es [45/135/90/90/0/90/135/45/90]s, lo que significa que, siendo simétrico, tiene un total de 18 láminas de modo que el modelo en 3D creado anteriormente se debe dividir en todas estas 18 láminas para lo que se emplearán las herramientas de **Partition** que se muestra en la figura 2.5.

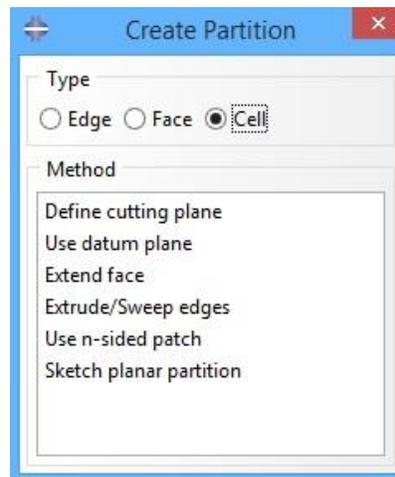


Figura 2.5. Herramientas de partición.

De todas las opciones para este caso se utilizará **Create Partition>Cell>Define cutting plane**, por lo que se necesitará crear un **datum** como punto de partición, para partir el volumen en todas las láminas. Por tanto, para el caso del stack de CFRPs que se cuenta con 18 láminas en total se crearán 19 datums para la posterior creación de cada una de las láminas.

En primer lugar, se divide el volumen en 2 partes, para este caso se crea un punto intermedio y utilizando la herramienta **Define cutting plane** se divide en dos planos seleccionando un punto, en este caso el punto medio, utilizando la herramienta **Tools>Partition>Edge>Select midpoint/datum point** como se muestra en la figura 2.6, y una línea normal al plano que se desea crear (**Point&Normal**).

Para el resto de las particiones se seguirá usando la herramienta **Define cutting plane**, pero creando previamente todos los datums mediante la introducción de las coordenadas de cada uno de estos con la herramienta **Tools>Datum>Create datum point>Enter coordinates**, como se muestra en la figura 2.7, de modo que para realizar las particiones, primero se selecciona el volumen a partir, y a continuación se selecciona el datum y la línea normal al plano que se va a generar (opción **Point&Normal**).



Figura 2.6. Creación punto medio.

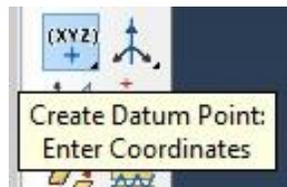


Figura 2.7. Creación de datums con coordenadas.

Una vez realizados todos los pasos anteriores ya se tendrán todas las particiones o lo que es igual, se tendrá cada una de las láminas que forman el stack de CFRPs, como puede observarse en la figura 2.8.

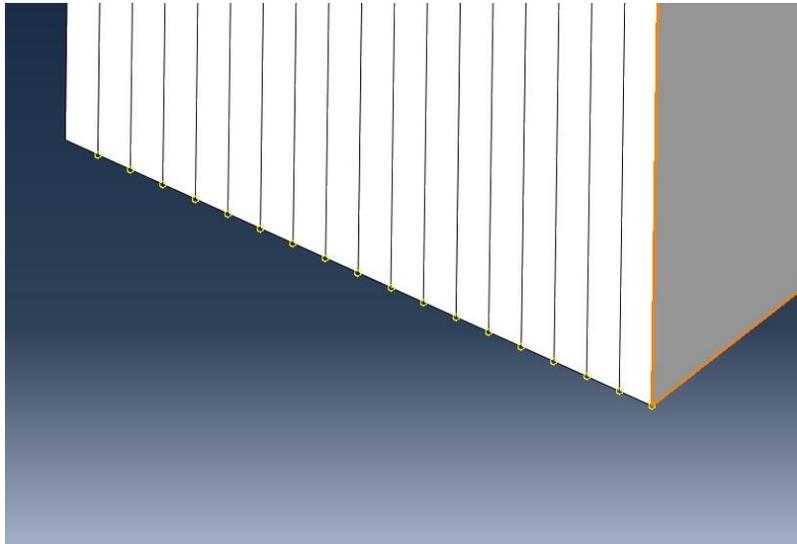


Figura 2.8. Vista en detalle del laminado del stack de CFRPs.

Para el modelo del stack de CFRPs/Ti, con una capa de titanio en la mitad del laminado, el procedimiento a seguir es el mismo que para el stack de CFRPs sin titanio, se comienza por introducir las coordenadas de los datum que se utilizarán para dividir el modelo 3D con la herramienta **Create Datum Point: Enter Coordinates**, y una vez se tienen todos los datums, se procede a realizar las divisiones con la herramienta **Define Cutting Plane**. La diferencia entre ambos modelos se encuentra en el espesor, ya que tal y como se puede observar en la figura 2.9, el modelo de stack de CFRPs/Ti, al tener la capa intermedia con titanio, tiene un mayor número de láminas, 20 láminas frente a 18 láminas que posee el modelo sin titanio, y teniendo en cuenta que en ambos casos el espesor de cada lámina es de 0,2 mm, el tener dos láminas más en la capa intermedia conlleva que el espesor sea mayor.

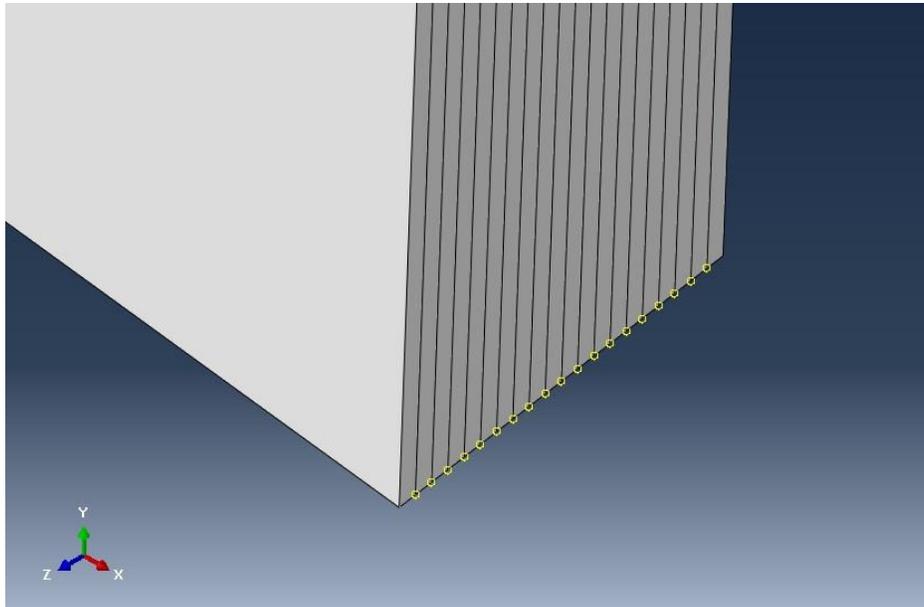


Figura 2.9. Vista en detalle del laminado del stack de CFRPs/Ti.

2.1.2 Creación del agujero efectuado por la broca.

Para el primer cálculo se comenzará por utilizar una broca con diámetro de 1 cm, es decir, se creará un agujero en el laminado cuyo diámetro sea el nombrado. Dicho agujero servirá para averiguar, aplicando posteriormente unas cargas, durante cuánto tiempo durará la broca hasta que deja de funcionar correctamente a causa del desgaste del material, y cuanta carga es capaz de soportar el laminado hasta que se produzca el fallo por delaminación.

Para la creación del agujero, se realizará un corte circular en mitad del modelo empleando la herramienta **Create Cut: Circular Hole**, hallándose en el módulo **Part**, como aparece en la figura 2.10.

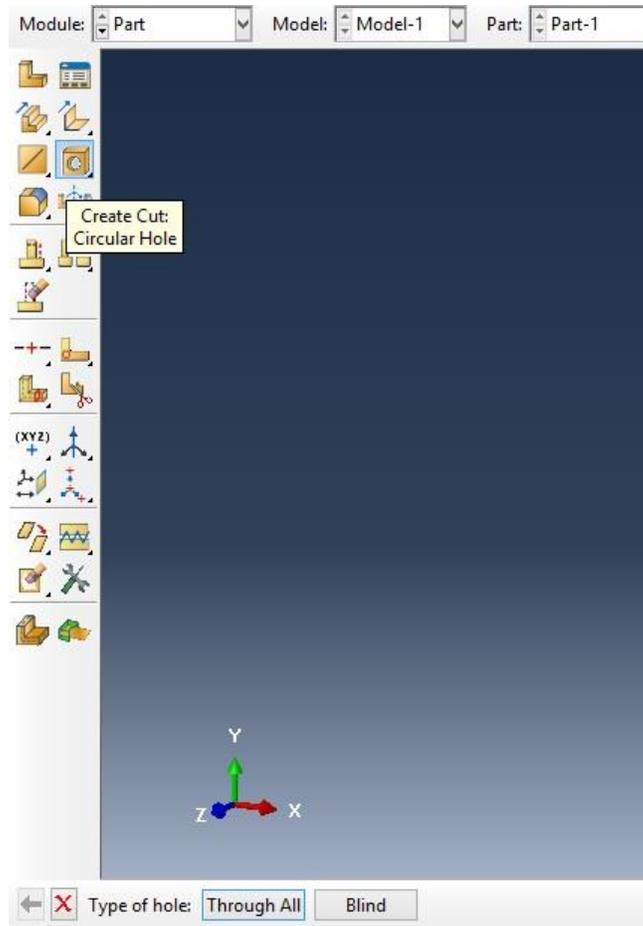


Figura 2.10. Herramienta para hacer cortes circulares.

El procedimiento que se ha de seguir para la realización del corte comienza por escoger el tipo de agujero, siendo pasante en este caso (**Through All**), ya que en él se colocarán los remaches que unen unas partes del fuselaje con otras. Seguidamente se seleccionará el plano en el que se situará el agujero y posteriormente se indicará la dirección en la que se extruirá con una flecha roja, que en caso de ser la dirección contraria a la que aparece se selecciona la opción **Flip** para cambiar la dirección de la flecha, como aparece en la figura 2.11. Por último, para indicar la posición del agujero, se seleccionarán dos bordes y a que distancia, perpendicular al borde, se encontrará el centro del agujero, indicando finalmente el diámetro que este tendrá, 1 cm para este caso.

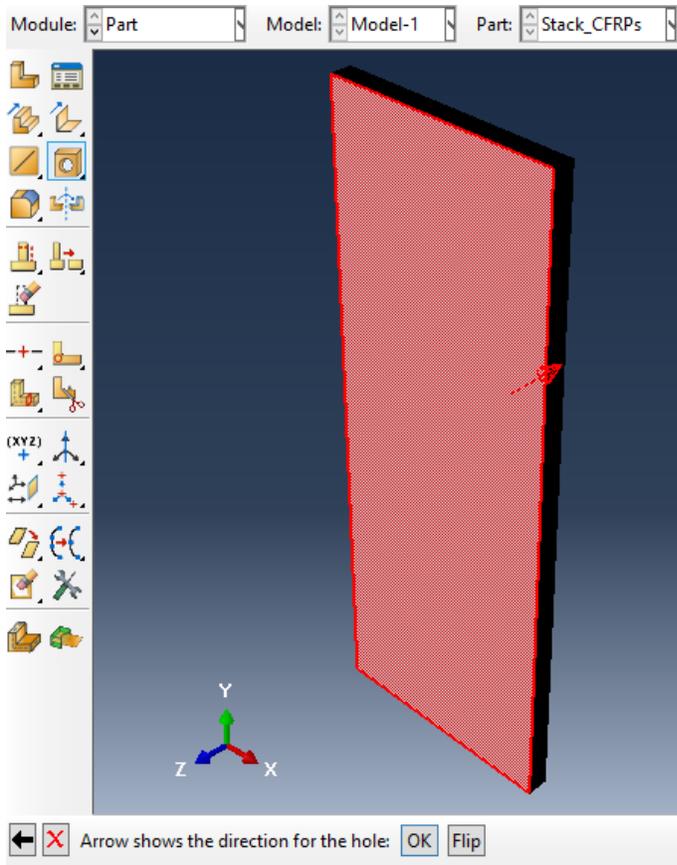


Figura 2.11. Dirección de la extrusión del agujero.

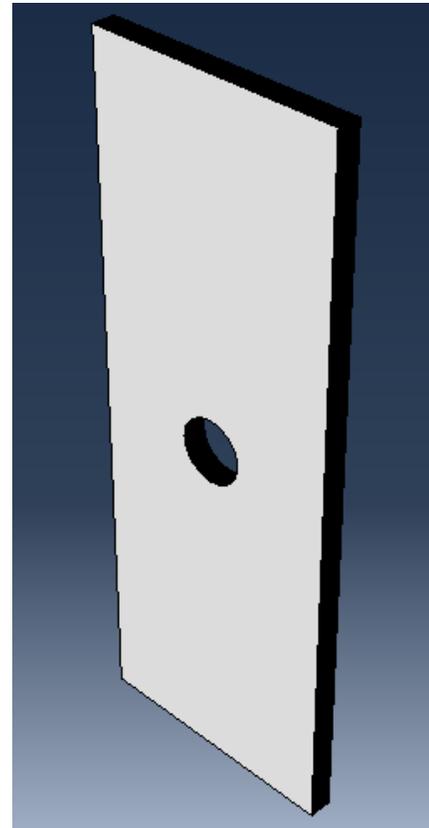


Figura 2.12. Stack de CFRPs con agujero en la parte central.

Tras haber realizado todos los pasos anteriormente explicados, una vez se ha efectuado el agujero, el stack de CFRPs queda como se muestra en la figura 2.12.

El procedimiento a seguir es el mismo para el caso del stack de CFRPs/Ti, y dado que el espesor tiene unas dimensiones mucho más pequeñas apenas se aprecia diferencia por tanto el resultado final queda prácticamente igual a primera vista, que en la figura 2.12.

3. Definición de la malla.

En este apartado, se va a explicar detalladamente la forma en la que se ha realizado el mallado en Abaqus. Se va a tomar el primer modelo creado, el cual, es el stack de CFRPs con 1cm de diámetro, el resto de los modelos se mallarán de la misma forma por lo que bastará con explicar cómo se malla uno.

Antes de comenzar con el mallado del modelo, se debe de preparar la geometría para que dicha malla sea lo más uniforme posible, dado que cuanto más uniforme sea la malla los resultados serán más precisos. La preparación de la geometría para la definición de la malla consiste básicamente en definir geometrías sencillas mediante la división de la geometría inicial.

El modelo que se va a analizar en este proyecto cuenta con una geometría bastante sencilla, pero en un principio, sin hacer ninguna división, al ir a mallar el modelo, este aparece tal y como se muestra en la figura 3.1 que hay a continuación.

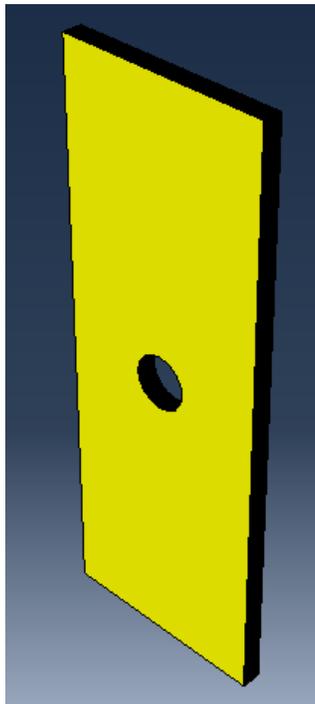


Figura 3.1. Geometría previa la división en partes más pequeñas.

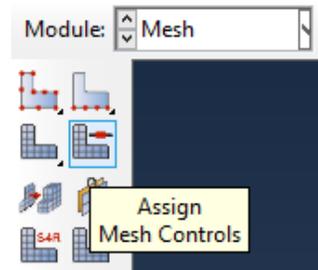


Figura 3.2. Assing Mesh Controls

Para comprender mejor el significado de este color, se selecciona la opción **Assign Mesh Controls**, como puede verse en la figura 3.2, haciendo que se abra la ventana **Mesh Contols** de la figura 3.3

En la ventana que se muestra en la figura 3.3, se puede observar que aparece seleccionada la opción **Sweep** de color amarillo, al igual que la geometría, y que tal y como se indica, en esta opción se puede realizar un mallado con elementos hexagonales como interesa, pero si se mallase directamente el modelo con este tipo de técnica la malla no sería de buena calidad, ya que, lo que interesa para que la malla sea de la mejor calidad posible, es que el modelo esté completamente de color verde, permitiendo usar la técnica estructural que es la que mejores resultados proporciona.

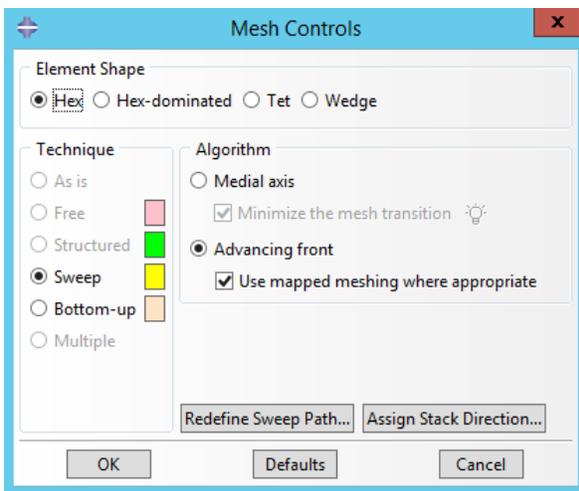


Figura 3.3. Ventana Assign Mesh Controls

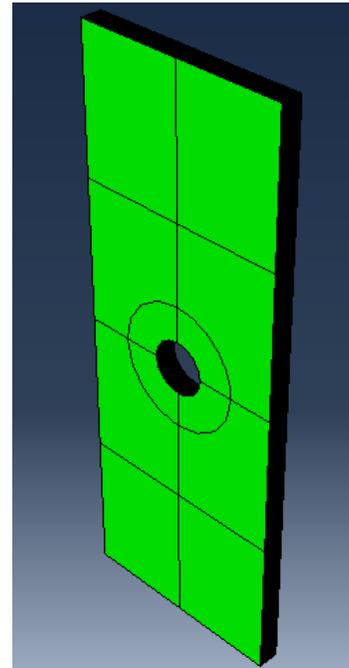


Figura 3.4. Divisiones de la geometría

Por tanto, para lograr que la geometría pase de color amarillo a verde, hay que dividirla, como ya se ha dicho. Tras hacer las correspondientes divisiones, el modelo queda de la siguiente forma, como se muestra en la figura 3.4.

El siguiente paso antes de definir la malla, es modificar los parámetros que definen el mallado como el tamaño de los elementos o el número de elementos en los bordes de las divisiones que se han hecho.

En este caso, dado que se quiere una malla uniforme y de la mejor calidad posible, lo más apropiado es establecer el número de elementos que se desea tener en cada uno de los bordes de la geometría, para ello se selecciona la opción **Seed Edges** como puede verse en la figura 3.5.

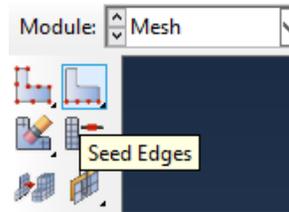


Figura 3.5. Seed Edges.

Al seleccionar esta opción, aparece la ventana **Local Seeds** que se muestra en la figura 3.6. Los elementos pueden definirse de dos formas, por tamaño de elemento o por número de elementos, como se ha dicho anteriormente, para este caso es preferible seleccionar el número de elementos en cada borde de la geometría, ya que, de esta forma se controla más la forma en la que se va a definir la malla.

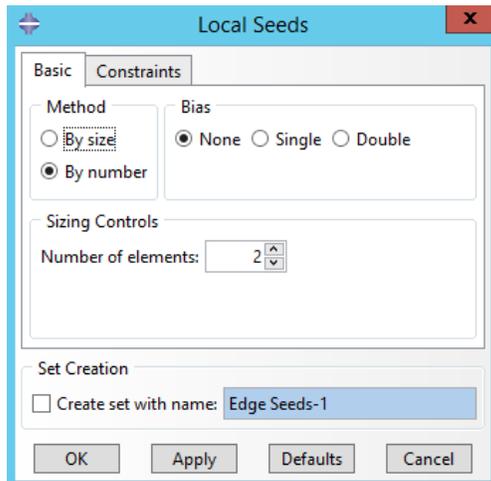


Figura 3.6. Ventana Local Seeds

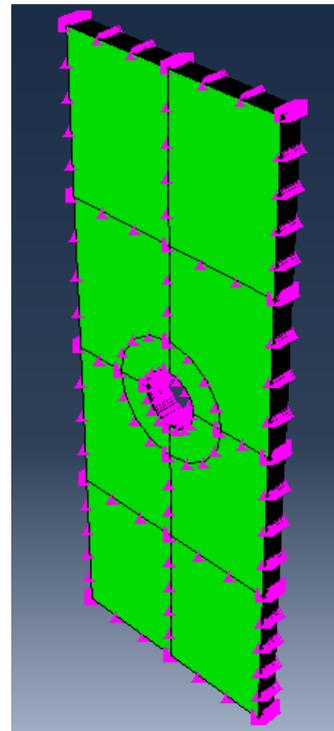


Figura 3.7. Cantidad de elementos en cada uno de los bordes que forman la geometría

Una vez se hayan establecido el número de elementos en todos los bordes de la geometría, el modelo quedará como se muestra en la figura 3.7, donde las figuras que aparecen en los bordes representan la localización de los nodos que forman los elementos, cuando posteriormente se defina la malla.

Por último, quedaría mallar la geometría, para ello se selecciona la opción **Mesh part** como aparece en la figura 3.8. Esta opción permite mallar directamente toda la geometría ya que al haber establecido el número de elementos en los bordes la malla queda definida completamente.

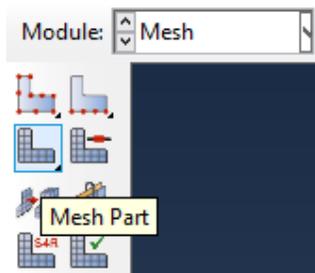


Figura 3.8. Mesh Part

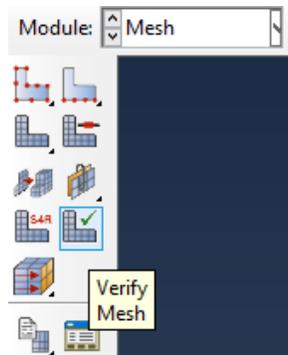


Figura 3.10. Verify Mesh

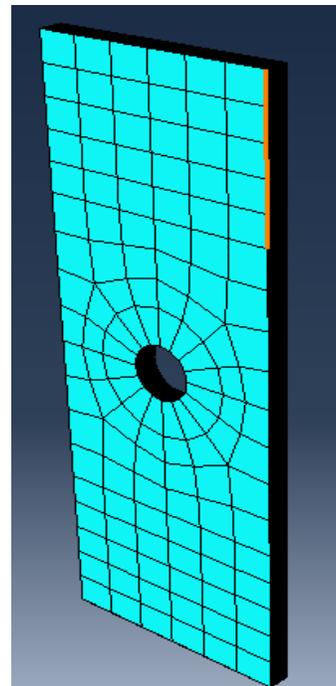


Figura 3.9. Geometría mallada

Finalmente, la malla quedaría como se muestra en la figura 3.9.

Puede comprobarse que la malla no tenga errores y sea de calidad, para ello, seleccionar la opción **Verify Mesh** que se muestra en la figura 3.10.

Tras seleccionar la región que se desea comprobar, aparece la ventana de la figura 3.11, de modo que seleccionando la opción Highlight, en el cuadro de mensajes aparecerá cualquier error que la malla pueda tener. En el caso de este modelo, en el cuadro de

mensajes aparece la información que se muestra en la figura 3.12, indicando que la malla esta correcta sin ningún error.

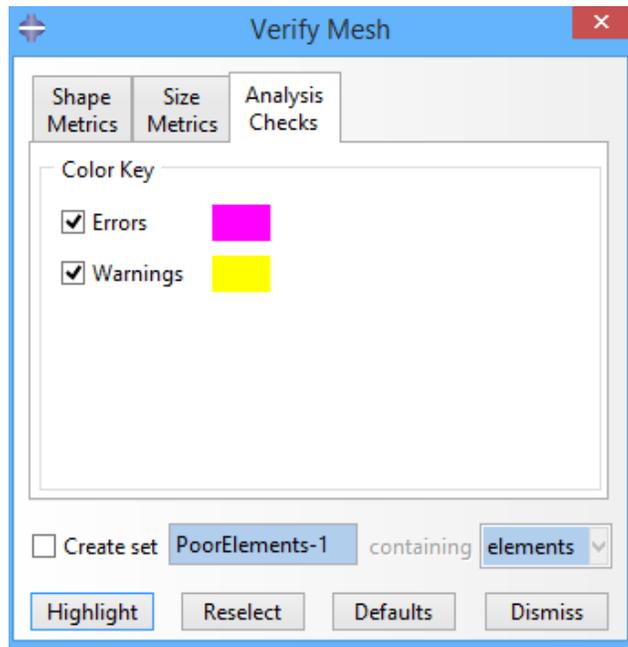


Figura 3.11. Ventana Verify Mesh.

```
Part instance: MaterialFlexible-1  
Number of elements : 1152, Analysis errors: 0 (0%), Analysis warnings: 0 (0%)
```

Figura 3.12. Errores en la malla.

El procedimiento para la definición de la malla es el mismo en cada uno de los modelos que se han creado para la realización del estudio, dado que lo único que cambia entre un modelo y otro son algunas dimensiones de la geometría, pero la forma es similar por lo que el procedimiento prácticamente es el mismo.

4. Subrutina para Abaqus del criterio de fallo de Hashin para elementos 3D.

4.1. Archivos utilizados.

Para el uso de la subrutina, los archivos se ejecutan desde la consola del sistema. Para ello es necesario tener localizados 3 archivos que se muestran en la figura 4.1.



Figura 4.1. Archivos utilizados para realizar el análisis.

Por un lado, la propia subrutina .for, el archivo del modelo de abaqus .inp, y, por último, el archivo .bat, que sirve para ejecutarlo.

- **Archivo .bat**

Este archivo se puede abrir y modificar con el bloc de notas. Simplemente hay que poner el nombre del archivo .inp después de `job=`, el nombre de la subrutina .for después de `user=`, y después de `cpus=` el número de núcleos que va a utilizar para ejecutar el archivo.

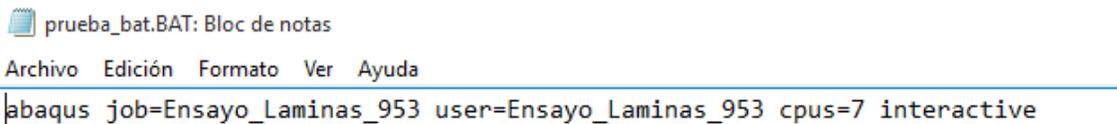


Figura 4.2. Creación del archivo .bat.

Para ejecutarlo se abre el cmd o Símbolo del sistema de Windows, el comando `cd` se utiliza para poder desplazarse hasta la localización de los archivos y ejecutar el archivo .bat.

- **Archivo .inp**

Para que funcione correctamente la subrutina hay que modificar el archivo .inp. Esto se debe a que la subrutina va a estar cambiando las propiedades del material, pero para cambiarlas lo que se hace es dar valores a unos campos, y en función de esos valores cambiará las propiedades, y todas las posibilidades deben tabularse en el archivo .inp.

Para el caso de esta subrutina, el tipo del material es elástico, con las propiedades introducidas como *engineering constants*. Para realizar los cambios, se debe buscar en el fichero .inp el bloque donde se define los materiales (*MATERIALS*). Los campos que definen las propiedades de esta subrutina son 5, por eso se añade que tiene 5 dependencias (*dependencies=5*). Estos campos son los últimos 5 números que se añaden a las propiedades del material. Estos números indican, en orden:

1º - 0 : Elemento en la dirección 1 a tracción / 1 : Elemento en la dirección 1 a compresión

2º - 0 : Elemento en la dirección 2 a tracción / 1 : Elemento en la dirección 2 a compresión

3º - 0 : Elemento en la dirección 3 a tracción / 1 : Elemento en la dirección 3 a compresión

4º - 0 : Fibra sin romper / 1 : Fibra rota

5º - 0 : Matriz sin romper / 1 : Matriz rota

Si se trabaja con una versión 6.14 o posterior de abaqus, la subrutina elimina los elementos donde se ha producido la rotura de la fibra y la matriz, que eso se añade con otro campo diferente de la subrutina (*delete=5*). Si se trabaja con una versión anterior, lo que se ha hecho es degradar al mínimo las propiedades, que es lo que se ha hecho en este caso dado que la versión utilizada ha sido la 6.12.

Por último, se añade el *User Defined Field* para señalar que esos valores se obtienen de la subrutina.

En la siguiente figura 4.3 se muestra la parte del archivo .inp en la que se han realizado las modificaciones necesarias para que la subrutina funcione.

```
** MATERIALS
**
*Material, name="Fibra de carbono"
*Density
  1.78e-09,
*Elastic, type=ENGINEERING CONSTANTS
138000.,14470.,14470., 0.21, 0.21, 0.21, 5860.,58600.
  5860.,
```

```
** MATERIALS
**
*Material, name="Fibra de carbono"
*Density
  1.78e-09,
*Depvar, delete=5
  5,
*Elastic, type=ENGINEERING CONSTANTS, dependencies=5
138E3,14.47E3,14.47E3,0.21,0.21,0.21,5860,5860
5860, ,0,0,0,0,0
138E3,14.47E3,14.47E3,0.21,0.21,0.21,5860,5860
5860, ,1,0,0,0,0
138E3,14.47E3,14.47E3,0.21,0.21,0.21,5860,5860
5860, ,0,1,0,0,0
138E3,14.47E3,14.47E3,0.21,0.21,0.21,5860,5860
5860, ,1,1,0,0,0
138E3,14.47E3,14.47E3,0.21,0.21,0.21,5860,5860
5860, ,0,0,1,0,0
138E3,14.47E3,14.47E3,0.21,0.21,0.21,5860,5860
5860, ,1,0,1,0,0
138E3,14.47E3,14.47E3,0.21,0.21,0.21,5860,5860
5860, ,0,1,1,0,0
138E3,14.47E3,14.47E3,0.21,0.21,0.21,5860,5860
5860, ,1,1,1,0,0
138E3,14.47E3,14.47E3,0.21,0.21,0.21,5860,5860
5860, ,0,0,0,1,0
138E3,14.47E3,14.47E3,0.21,0.21,0.21,5860,5860
5860, ,1,0,0,1,0
138E3,14.47E3,14.47E3,0.21,0.21,0.21,5860,5860
5860, ,0,1,0,1,0
138E3,14.47E3,14.47E3,0.21,0.21,0.21,5860,5860
5860, ,1,1,0,1,0
138E3,14.47E3,14.47E3,0.21,0.21,0.21,5860,5860
5860, ,0,0,1,1,0
138E3,14.47E3,14.47E3,0.21,0.21,0.21,5860,5860
```

```

5860, ,0,0,1,1,0
138E3,14.47E3,14.47E3,0.21,0.21,0.21,5860,5860
5860, ,1,0,1,1,0
138E3,14.47E3,14.47E3,0.21,0.21,0.21,5860,5860
5860, ,0,1,1,1,0
138E3,14.47E3,14.47E3,0.21,0.21,0.21,5860,5860
5860, ,1,1,1,1,0
138E3,1,1,0,0,0,5860,5860
5860, ,0,0,0,0,1
138E3,1,1,0,0,0,5860,5860
5860, ,1,0,0,0,1
138E3,1,1,0,0,0,5860,5860
5860, ,0,1,0,0,1
138E3,1,1,0,0,0,5860,5860
5860, ,1,1,0,0,1
138E3,1,1,0,0,0,5860,5860
5860, ,0,0,1,0,1
138E3,1,1,0,0,0,5860,5860
5860, ,1,0,1,0,1
138E3,1,1,0,0,0,5860,5860
5860, ,0,1,1,0,1
138E3,1,1,0,0,0,5860,5860
5860, ,1,1,1,0,1
1,1,1,0,0,0,1,1
1, ,0,0,0,1,1
1,1,1,0,0,0,1,1
1, ,1,0,0,1,1
1,1,1,0,0,0,1,1
1, ,0,1,0,1,1
1,1,1,0,0,0,1,1
1, ,1,1,0,1,1
1,1,1,0,0,0,1,1
1, ,0,0,1,1,1
1,1,1,0,0,0,1,1
1, ,1,0,1,1,1
1,1,1,0,0,0,1,1
1, ,0,1,1,1,1
1,1,1,0,0,0,1,1
1, ,1,1,1,1,1

```

```

1, ,1,1,1,1,1
*User Defined Field

```

Figura 4.3. Archivo .inp modificado para el funcionamiento de la rutina.

- **Archivo .for**

A continuación, se va a mostrar el archivo .for donde se define la subrutina que posteriormente se va a encargar de ejecutar el criterio de Hashin para elementos 3D.

```

SUBROUTINE
USDFLD(FIELD,STATEV,PNEWDT,DIRECT,T,CELENT,TIME,DTIME,
1 CMNAME,ORNAME,NFIELD,NSTATV,NOEL,NPT,LAYER,KSPT,KSTEP,KINC,
2 NDI,nshr,coord,jmac,jmtyp,matlayo,laccflg)
C
INCLUDE 'ABA_PARAM.INC'

```

C

```
CHARACTER*80 CMNAME,ORNAME
CHARACTER*3 FLGRAY(15)
DIMENSION FIELD(NFIELD),STATEV(NSTATV),DIRECT(3,3),T(3,3),TIME(2),
* coord(*),jmac(*),jmtyp(*)
DIMENSION ARRAY(15),JARRAY(15)
```

C

C MATERIAL AND STRENGTH PARAMETERS

```
PARAMETER(AJUS=1)
PARAMETER(XT=AJUS*2980,XC=AJUS*1400,YT=AJUS*50,YC=AJUS*270)

PARAMETER(SL=AJUS*103,ST=AJUS*103,STT=AJUS*88)
```

C

C GET STRESSES AND STRAINS FROM PREVIOUS INCREMENT

```
CALL GETVRM('S',ARRAY,JARRAY,FLGRAY,jrcd,
$ jmac, jmtyp, matlayo, laccflg)
```

```
S11 = ARRAY(1)
S22 = ARRAY(2)
S33 = ARRAY(3)
S12 = ARRAY(4)
S13 = ARRAY(5)
S23 = ARRAY(6)
```

C COMPRUEBA SI SE ESTÁ A COMPRESIÓN O TRACCIÓN EN CADA DIRECCIÓN

```
IF (S11>=0) THEN
```

FIELD(1)= 0

ELSE IF (S11<0) THEN

FIELD(1)= 1

ENDIF

C

IF (S22>=0) THEN

FIELD(2)= 0

ELSE IF (S22<0) THEN

FIELD(2)= 1

ENDIF

C

IF (S33>=0) THEN

FIELD(3)= 0

ELSE IF (S33<0) THEN

FIELD(3)= 1

ENDIF

C SI YA HA ROTO LA FIBRA SOLO COMPRUEBA SI LA MATRIZ SE ROMPE O NO

IF (STATEV(1)==1 .AND. STATEV(2)==0) THEN

IF (S22 >= 0) THEN

$$\text{MATRIX2} = ((\text{S22}+\text{S33})/\text{YT})^{**2}+(\text{S23}^{**2}-\text{S22}*\text{S33})/\text{ST}^{**2}$$

$$+ \quad +(\text{S12}^{**2}+\text{S13}^{**2})/\text{SL}^{**2}$$

ELSE IF (S22 < 0) THEN

$$\text{MATRIX2} = ((\text{YC}/(2*\text{ST}))^{**2}-1)*((\text{S22}+\text{S33})/\text{YC})$$

$$+ \quad +((\text{S22}+\text{S33})/(2*\text{ST}))^{**2}+(\text{S23}^{**2}-\text{S22}*\text{S33})/\text{ST}^{**2}$$

$$+ \quad +(\text{S12}^{**2}+\text{S13}^{**2})/\text{SL}^{**2}$$

ENDIF

IF (S11 >= 0) THEN

$$\text{MATRIX1} = ((\text{S11}+\text{S33})/\text{YT})^{**2}+(\text{S13}^{**2}-\text{S11}*\text{S33})/\text{ST}^{**2}$$

$$+ \quad +(\text{S12}^{**2}+\text{S23}^{**2})/\text{SL}^{**2}$$

ELSE IF (S11 < 0) THEN

$$\text{MATRIX1} = ((\text{YC}/(2*\text{ST}))^{**2}-1)*((\text{S11}+\text{S33})/\text{YC})$$

+ $+\left(\frac{S11+S33}{2*ST}\right)^{**2}+(S13^{**2}-S11*S33)/ST^{**2}$

+ $+(S12^{**2}+S23^{**2})/SL^{**2}$

ENDIF

IF (MATRIX2>=1 .OR. MATRIX1>=1) THEN

STATEV(2)= 1

ELSE

STATEV(2)= 0

ENDIF

C SI YA SE HA ROTO LA MATRIZ SOLO COMPRUEBA SI LA FIBRA SE ROMPE O NO

ELSE IF (STATEV(1)==0 .AND. STATEV(2)==1) THEN

IF (S11 >= 0) THEN

FIBER = $(S11/XT)^{**2}+(S12^{**2}+S13^{**2})/SL^{**2}$

ELSE IF (S11 < 0) THEN

FIBER = $-S11/XC$

ENDIF

IF (FIBER>=1) THEN

STATEV(1)= 1

ELSE

STATEV(1)= 0

ENDIF

C SI NO HA ROTO NI FIBRA NI MATRIZ

ELSE IF (STATEV(1)==0 .AND. STATEV(2)==0) THEN

IF (S11 >= 0) THEN

FIBER = (S11/XT)**2+(S12**2+S13**2)/SL**2

ELSE IF (S11 < 0) THEN

FIBER = -S11/XC

ENDIF

IF (S22 >= 0) THEN

MATRIX = ((S22+S33)/YT)**2+(S23**2-S22*S33)/ST**2

+ (S12**2+S13**2)/SL**2

ELSE IF (S22 < 0) THEN

MATRIX = ((YC/(2*ST))**2-1)*((S22+S33)/YC)

+ ((S22+S33)/(2*ST))**2+(S23**2-S22*S33)/ST**2

+ (S12**2+S13**2)/SL**2

ENDIF

IF (FIBER>=1) THEN

STATEV(1)= 1

ELSE

STATEV(1)= 0

ENDIF

IF (MATRIX>=1) THEN

STATEV(2)= 1

ELSE

STATEV(2)= 0

ENDIF

ENDIF

C

FIELD(4)= STATEV(1) ! Rompe la Fibra

FIELD(5)= STATEV(2) ! Rompe la Matriz

C

IF (STATEV(3)==3 .OR. (STATEV(1)==1 .AND. STATEV(2)==1)) THEN

STATEV(3)= 3 ! Todo roto

ELSE IF (STATEV(3)==2.OR.(STATEV(1)==0.AND.STATEV(2)==1))THEN

STATEV(3)= 2 ! Matriz rota

ELSE IF (STATEV(3)==1.OR.(STATEV(1)==1.AND.STATEV(2)==0))THEN

STATEV(3)= 1 ! Fibra rota

ELSE

STATEV(3)= 0 ! Nada roto

ENDIF

C

RETURN

END