

**UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID  
ESCUELA POLITÉCNICA SUPERIOR**



**DEPARTAMENTO DE MECÁNICA DE MEDIOS CONTINUOS Y  
TEORÍA DE ESTRUCTURAS**

**ESTUDIO NUMÉRICO DE UNIONES ATORNILLADAS  
EN ESTRUCTURAS AERONÁUTICAS**

**PROYECTO FIN DE CARRERA**

Ingeniería Industrial Superior

**Autor: Álvaro Olmedo Marcos**

**Tutor: Carlos Santiuste Romero**

**DICIEMBRE 2010**



# **AGRADECIMIENTOS.**

Antes de nada, quería agradecer a Carlos Santiuste, mi tutor del proyecto, su esfuerzo, paciencia, tiempo y dedicación incondicional en persona cuando estaba bastante perdido o con grandes dudas. He de confesar que parte de lo que soy hoy en día se lo debo a él. Gracias.

Agradecerr también al Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras por dejarme formar parte de ellos con mi pequeña y humilde aportación.

La consecución de este proyecto y los cinco años de estudio se lo debo en gran parte a mis padres, Lorenzo y Esther, los cuales han estado siempre apoyándome para que no me viniese abajo. Gracias por los consejos, por dejarme caerme al suelo para que me levante, por respetar mis decisiones e inculcarme valores fundamentales de la vida como la humildad y el respeto.

Como olvidarme de Patricia, que en los momentos duros de la vida real le tenía detrás mostrándome su apoyo sin esperar nada a cambio. Ella me ha ayudado con sus consejos, con su forma de ser y sobre todo con su sonrisa, que lo decía todo. Simplemente, sin ella no lo habría logrado y siempre estaré en deuda con ella.

Tampoco puedo olvidar a mis compañeros durante los años de la ingeniería técnica, Tobella, Zango, Mario, Samu, Arrieta, Monas, Lupi y Rufo; y a mis compañeros de la ingeniería superior como Conrado y sobre todo Manu Rivadulla, con él que he compartido prácticamente todo mi tiempo durante estos dos últimos años. De todos ellos me llevo los buenos momentos y su amistad. No olvidéis los momentos vividos haciendo trabajos y sobre todo la gran cantidad de prácticas con sus anécdotas. También entre universidad y amigos de toda la vida está Aceituno, el cual es uno de los pocos amigos que siempre está ahí cuando le necesito, y es de los amigos que se puede contar con los dedos de una mano.

Esto va también por mis hermanos Loren y Sergio, que con su apoyo incondicional y también sus guasas, estos cinco años han sido más fácil.

No quiero olvidarme de mis abuelos, primero de Félix e Isabel, que halla donde estén creo que estarán orgullosos de mí; segundo de Miguel y María que han mostrado confianza en mí, sobre todo mi abuelo mostrándose el más optimista cuando estaba esperando las notas de los exámenes o estaba esperando cosas en ciertas etapas de mi vida.

Agradecer a mis tíos Miguel y Raquel su comportamiento durante estos años, me han demostrado su apoyo, estando pendientes de mí. Les puedo catalogar como unos padres para mí. No quiero terminar si agradecer a mi prima Marta su paciencia en ciertos momentos de estrés como los exámenes.

Se que se ha quedado gente fuera de este folio. A todos ellos quiero que sepan que aunque por motivos de espacio no están aquí, les tendré presente siempre y que no les olvidaré.

Gracias a todos, de verdad.

*“No deja de ser humillante para una persona de ingenio saber  
que no hay tonto que no le pueda enseñar algo”*  
**Jean-Baptiste Say**

# ÍNDICE

<b>1. INTRODUCCIÓN .....</b>	<b>1</b>
1.1. Motivación.....	1
1.2. Objetivos.....	2
1.3. Contenido del proyecto .....	3
<b>2. ANTECEDENTES.....</b>	<b>4</b>
2.1. Estructuras laminadas .....	4
2.1.1. Introducción .....	4
2.1.2. Materiales laminados .....	8
2.1.2.1. Relación de forma.....	8
2.1.2.2. Cantidad de fibras.....	9
2.1.2.3. Orientación de las fibras.....	9
2.1.2.4. Propiedades de las fibras.....	9
2.1.2.5. Propiedades de las matrices.....	10
2.1.2.6. Unión y rotura .....	10
2.2. Uniones atornilladas.....	10
2.2.1. Introducción .....	10
2.2.2. Categoría de las uniones atornilladas .....	11
2.2.3. Influencia de parámetros en las uniones .....	11
2.2.3.1. Geometría.....	11
2.2.3.2. Dirección de las cargas .....	12
2.2.3.3. Tipo de carga .....	13
2.2.3.4. Ajuste del tornillo .....	13
2.2.3.5. Par de apriete .....	13
2.2.3.6. Tipo de fibra y resina .....	14
2.2.4. Modos de fallo.....	14
2.2.5. “Secondary Bending” .....	17
2.3. Elementos finitos .....	18

2.3.1. Introducción al método de elementos finitos.....	18
2.3.2. Código ABAQUS .....	20
<b>3. RESULTADOS EXPERIMENTALES DE VALIDACIÓN .....</b>	<b>22</b>
<b>4. DESCRIPCIÓN DEL MODELO NUMÉRICO DE LA UNIÓN CON TORNILLO DE CABEZA PLANA .....</b>	<b>28</b>
4.1. Introducción.....	28
4.2. Definición de la geometría del modelo .....	28
4.2.1. Placa de fibra de carbono .....	28
4.2.2. Placa de aluminio.....	29
4.2.3. Tornillo de cabeza recta de titanio .....	30
4.3. Propiedades de los materiales .....	32
4.3.1. Propiedades de la fibra de carbono .....	32
4.3.2. Propiedades del aluminio .....	37
4.3.3. Propiedades del titanio .....	38
4.4. Ensamblaje del tornillo y de las placas.....	39
4.5. Step.....	41
4.6. Interacciones .....	43
4.7. Cargas .....	45
4.8. Mallado.....	51
4.8.1. Malla base para unión con tornillo de cabeza recta .....	52
4.8.2. Malla fina para unión con tornillo de cabeza recta.....	54
4.9. “Job” o espacio de trabajo.....	58
4.10. “Visualization” .....	58
<b>5. DESCRIPCIÓN DEL MODELO NUMÉRICO DE LA UNIÓN CON TORNILLO DE CABEZA AVELLANADA.....</b>	<b>59</b>
5.1. Introducción.....	59
5.2. Definición de la geometría del modelo .....	59
5.2.1. Placa de fibra de carbono .....	59

5.2.2. Tornillo de cabeza avellanada de titanio.....	60
5.3. Interacciones .....	62
5.4. Mallado.....	63
5.4.1. Malla base unión con tornillo de cabeza avellanada .....	63
5.4.2. Malla fina unión con tornillo de cabeza recta .....	66
<b>6. ANÁLISIS DE RESULTADOS.....</b>	<b>70</b>
6.1. Introducción.....	70
6.2. Unión atornillada con cabeza recta .....	70
6.3. Unión atornillada con cabeza avellanada.....	78
<b>7. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS .....</b>	<b>84</b>
7.1. Conclusiones .....	84
7.2. Trabajos futuros.....	85
<b>BIBLIOGRAFÍA .....</b>	<b>86</b>

# Capítulo 1

## INTRODUCCIÓN.

### 1.1 Motivación.

En los últimos años los materiales compuestos han adquirido una gran importancia. Su desarrollo se ha visto impulsado fundamentalmente por los sectores aeronáutico y aeroespacial, debido a la necesidad de obtener materiales ligeros a la vez que resistentes, y ayudado por ser un sector con medios económicos para su desarrollo. De un modo progresivo, los materiales compuestos se han ido extendiendo a otros sectores gracias a la disminución cada vez más los costes y estar más estudiados y analizados.

Los materiales compuestos más habituales son los laminados, formados por apilamiento de varias láminas de matriz polimérica reforzadas con fibras de alta resistencia como es el caso de las fibras de carbono, vidrio, aramida o boro entre otras.

La fibra de carbono se ha convertido en uno de los materiales más utilizados en la industria aeronáutica, aeroespacial y automovilística. Esto se debe a su elevada resistencia mecánica, alta rigidez, baja densidad, buena resistencia a la acción del fuego y agentes externos.

La presentación de la fibra de carbono no es estanca y fija dentro de una estructura aeronáutica. Una de sus manifestaciones es en el fuselaje del avión realizando y soportando la estructura del mismo. Como es lógico no existe ni es viable una estructura enteriza de una sola pieza del fuselaje o parte muy grande de este formado por fibra de carbono. Lo que ocurre es la unión de placas de un determinado tamaño de fibra de carbono mediante uniones atornilladas o remachadas para la forma del avión.

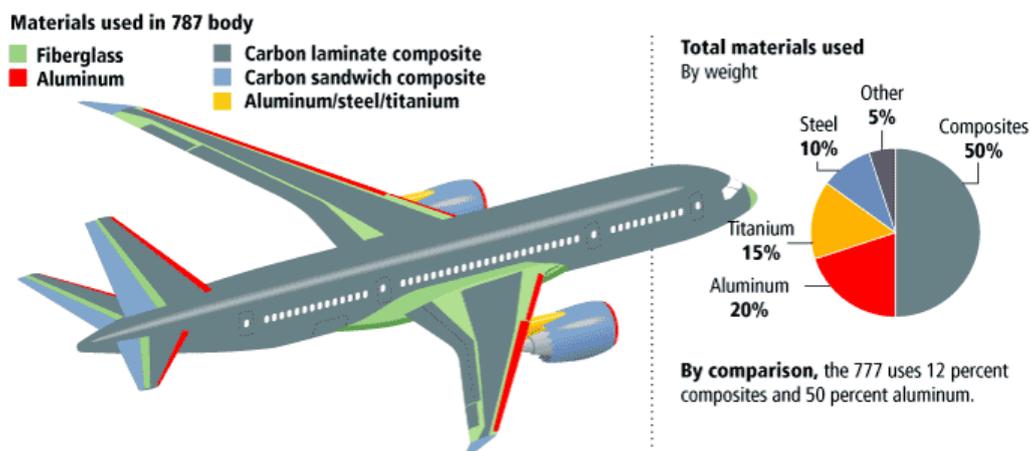


Figura 1.1. Distribución de los principales materiales de diseño en el Boeing 787.

Para realizar el diseño de un componente mediante un laminado es necesario conocer el comportamiento del material ante diferentes tipos de carga a las que pueda verse sometido durante su vida en servicio. Los materiales compuestos presentan, en general, un buen comportamiento ante esfuerzos en su plano o de flexión, ya sean estáticos o de fatiga. En cambio, uno de sus aspectos más desfavorables es un peor comportamiento ante cargas perpendiculares a su plano, fundamentalmente impactos.

A la hora de diseñar un elemento estructural con laminado de fibra de carbono, el ingeniero se encuentra con el problema de intentar poder predecir el comportamiento de la placa ante las diversas acciones a las cuales va a ser sometida, en combinación con el tornillo o remache empleado para la unión de las placas.

Con el estudio del comportamiento de la placa de fibra de carbono, emulando a una estructura típica de fuselaje del avión, es posible el adelantamiento al posible fallo que se pudiese producir; y en el peor de los casos, cuando el fallo se ha producido, analizar y estudiar como se produce y se propaga el mismo.

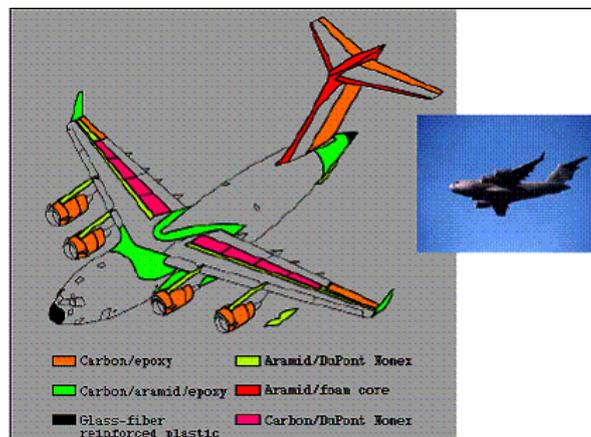


Figura 1.2. Localización de materiales compuestos en un avión militar.

## 1.2 Objetivos.

El objetivo principal de este proyecto fue estudiar numéricamente las uniones atornilladas en estructuras aeronáuticas utilizando materiales compuestos, en particular, fibra de carbono. Para esto, se plantearon los siguientes objetivos secundarios.

- Primeramente se realizó el estudio, simulación y análisis de una unión atornillada formadas por placas de fibra de carbono de ocho láminas y aluminio con tornillo de titanio de cabeza recta.
- Seguidamente se realizó el estudio, simulación y análisis de una unión atornillada formadas por placas de fibra de carbono de dieciséis láminas y aluminio con tornillo de titanio de cabeza recta.
- Posteriormente se realizará el estudio, simulación y análisis de una unión atornillada formadas por placas de fibra de carbono de dieciséis láminas y aluminio con tornillo de titanio de cabeza avellanada.

- Finalmente se analizó la influencia del efecto de pandeo o “*secondary bending*” en el conjunto de la unión.

### 1.3. Contenido del proyecto.

Este proyecto se dividió en siete capítulos, siendo la introducción el primero de ellos.

En el segundo capítulo se hizo una breve introducción a los materiales compuestos, especialmente a los laminados, comentando las características de los constituyentes del material que se estudiaron. Seguidamente se trató de abordar las uniones atornilladas en una amplitud significativa expresando sus características y aspectos más relevantes de cara al proyecto. Se expresó también el método de elementos finitos utilizado.

En el tercer capítulo se abordó el material científico más directo utilizado para el desarrollo del presente documento. Es importante el hecho de que este material fue el que aportó el desarrollo del modelo ilustrado en el cuarto y quinto capítulo; y los resultados experimentales de validación obtenidos que han apoyado a los resultados del capítulo sexto.

En el cuarto capítulo el proyecto se detuvo en el estudio del modelo numérico empleado para la unión con tornillo de cabeza recta al detalle, es decir, se llevó a cabo un estudio de cada paso realizado en el modelo, teniendo especial importancia la malla y su proceso de afinamiento para la posterior simulación.

El quinto capítulo abordó el estudio del modelo numérico empleado para la unión con tornillo de cabeza avellanada. Este capítulo se detuvo tan solo en explicar aquellos puntos de la realización del modelo que fueron diferentes a los del capítulo anterior como es la geometría del tornillo y la placa de fibra de carbono, o la malla empleada para este caso en concreto siendo los demás puntos idénticos.

El sexto capítulo se dedicó exclusivamente al análisis de los resultados de una unión atornillada simple de una placa de fibra de carbono con una placa de aluminio mediante tornillo de cabeza recta y avellanada de titanio. Se analizó la influencia del afinamiento de la malla, la variación del número de láminas de la placa de fibra de carbono, el problema de convergencia, el “*secondary bending*” y los resultados extraídos. Se realizó hincapié en la zona próxima al agujero de las placas.

En el séptimo capítulo se han expuesto las conclusiones fundamentales y se han propuesto posibles líneas de desarrollo para trabajos futuros.

Por último se ha expuesto la bibliografía consultada para la realización del proyecto.

## Capítulo 2

### ANTECEDENTES.

#### 2.1. Estructuras laminadas.

##### 2.1.1. Introducción.

En un principio, y si se parte de una concepción demasiado amplia, como la que podría ser la que considera material compuesto a una mezcla de dos o más constituyentes o fases distintas, prácticamente cualquier material utilizado por el hombre podría considerarse como un material compuesto, desde el momento que estuviera constituido por una asociación de diferentes “constituyentes”. Así, cualquier pieza de metal, aunque sea puro es un compuesto (policristal) de muchos granos (monocristales). De la misma forma, un acero al carbono sería un material compuesto formado por un constituyente metálico (ferrita) y otro cerámico (carburo de hierro). Por este motivo, es necesario limitar el concepto de material compuesto atendiendo a diferentes consideraciones que posteriormente se expondrán.

Seguido de la primera definición, se entiende por material compuesto aquel formado por dos o más componentes, de forma que las propiedades del material final sean superiores a las de los dos componentes por separado (Miravete, 2000).

Entre las consideraciones que se deben tener en cuenta para comprender el concepto de material compuesto son:

- 1) En primer lugar el material compuesto, debe estar fabricado de forma artificial, es decir, de la mano del hombre. De este modo quedan fuera de este concepto una larga lista de materiales compuestos naturales, tales como la madera, compuestos naturales que componen los huesos, etc.
- 2) En segundo lugar, el material compuesto debe estar formado por dos o más fases constituyentes física y/o químicamente diferentes, dispuestos de forma adecuada y separados por una intercara definida. Dicho en otras palabras, este tipo de materiales no deben tener continuidad fenomenológica, de modo que los materiales cerámicos, por ejemplo, a pesar de estar compuestos por varios componentes cristalinos y amorfos, no son considerados materiales compuestos ya que son continuos fenomenológicamente hablando.
- 3) Finalmente, el hormigón armado, a pesar de estar construido expresamente por el hombre y tener discontinuidad fenomenológica, no se considera tampoco material compuesto porque este sistema es un material clásico en la Ingeniería Civil.

Estrictamente hablando, la idea de un material compuesto no es nueva, ni siquiera reciente en el tiempo. La naturaleza esta llena de ejemplos donde aparecen los principios de los materiales compuestos. La hoja del cocotero no es otra cosa que un fleje en voladizo basado en los fundamentos del reforzamiento fibroso. La madera también es un material compuesto reforzado con fibras: fibras de celulosa, que poseen una gran resistencia mecánica pero una gran flexibilidad (baja rigidez), en una matriz de lignina que las une y confiere rigidez. El hueso es otro ejemplo de material compuesto natural formado por fibras cortas y poco resistentes de colágeno embebidas en una matriz de un mineral denominado hidroxiapatito.

Además de estos materiales compuestos de origen natural, existen muchos otros materiales artificiales que utilizan los fundamentos de la combinación de varios materiales para conseguir propiedades determinadas, y que han sido utilizados por el hombre desde sus orígenes a nuestros días. Desde la utilización del adobe (fibras vegetales en una matriz arcillosa) en la época de los egipcios, hasta la mezcla de arena con cemento Pórtland o asfalto son dos claros ejemplos de la optimización del comportamiento de materiales empleados en la construcción mediante el empleo de refuerzos o cargas.

Por tanto, la idea de material compuesto no es novedosa. Sin embargo, el origen de la disciplina dedicada al estudio de los materiales compuestos y su desarrollo como materiales de altas prestaciones hay que fecharla relativamente cerca. Concretamente es a principios del siglo XX (más exactamente en 1907), el químico belga Leo Baekeman obtuvo por primera vez una resina termoestable. Baekeman calentó y aplicó presión en el recipiente especial a un fenol y un formaldehído para obtener una resina líquida que polimerizó y tomó la forma del recipiente. Su nombre, la bakelita. A lo largo de las tres primeras décadas de este siglo se van incorporando el resto de las matrices: las fenolíticas, que fueron las primeras en desarrollarse industrialmente para aplicaciones de aislamiento, armamento y bisutería; los poliésteres, las vinilesteres y los epoxis.

Los materiales compuestos se desarrollan en paralelo con las matrices, ya que las fibras eran conocidas y los tratamientos superficiales de estas para que tuvieran la adherencia necesaria para su combinación con las matrices no revistieron excesivas dificultades. Por lo tanto, los primeros materiales compuestos eran fibra de vidrio combinadas con matrices fenolíticas y poliésteres para aplicaciones eléctricas, embarcaciones y placa ondulada.

A lo largo de la historia se han desarrollado distintos y cada vez más eficientes métodos de fabricación para materiales, sin excluir los compuestos.

Entre los primeros métodos de fabricación destacan el moldeo por contacto a mano. En 1930, se estaban fabricando mediante este método un número elevado de estructuras donde los requerimientos mecánicos no eran elevados, pero había problemas de formas, peso o aislamiento eléctrico, y por tanto, este tipo de materiales comenzaban a ser una fuerte alternativa frente a los tradicionales acero, hormigón, aluminio o madera.

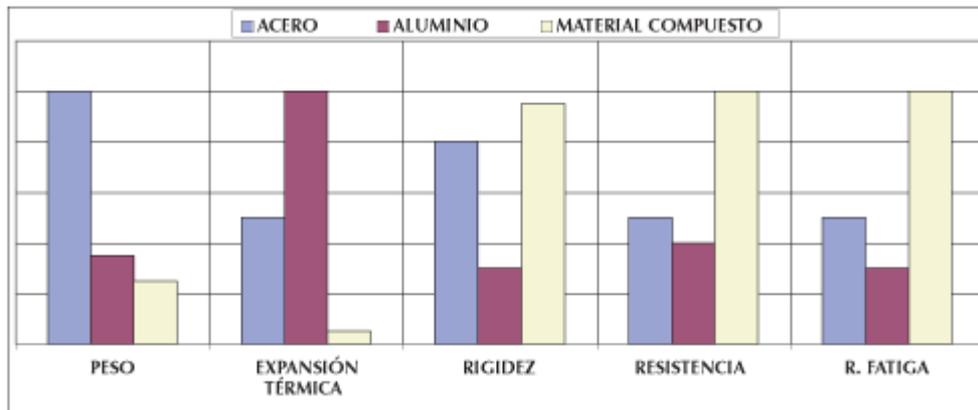


Figura 2.1. Comparación relativa de algunas propiedades básicas del acero, el aluminio y los materiales compuestos.

La inyección con matrices termoestables data de 1940, como una variación de la inyección de materiales termoplásticos. En la década de los cincuenta aparecen las primeras máquinas con tornillo sin fin.

En 1951 aparecen las primeras patentes de métodos automatizados como la pultrusión. La producción arranca en 1956. Desde entonces ha ido en aumento la producción de perfilaría para una larga lista de sectores productivos. Por primera vez, se disponía comercialmente de materiales compuestos estructurales ya que la fiabilidad de este proceso, así como la elevada resistencia del perfil lo hacía idóneo para aquellos casos donde no solo era importante el peso o el aislamiento eléctrico sino también los requerimientos mecánicos.

En paralelo con la pultrusión aparecen otros procesos utilizados hoy en día como el SMC (sheet moulding compound), o preimpregnados de un compuesto compuesto por fibras de vidrio, resinas de poliéster y cargas que se conforman mediante prensa en caliente. Tras su aparición a principios de los años cincuenta, sus primeras aplicaciones se realizaron en el sector eléctrico. A comienzos de la década de los setenta, se comenzaron a utilizar en automoción.

También a mediados del siglo XX surge el enrollamiento filamentario y la mayoría de los procesos que tenemos hoy en día.

En los setenta se comienzan a utilizar en Estados Unidos fibras avanzadas tales como carbono, boro y aramida en la aviación militar. En ese momento existían dos campos de materiales compuestos bien diferenciados:

- El campo de la aeronáutica (elevadas prestaciones, altos costes y bajos consumos), donde se trabajaba fundamentalmente con carbono/epoxi y aramida/epoxi, y se utilizaban casi exclusivamente el preimpregnado y el curado en autoclave.
- El campo de la gran difusión (prestaciones bajas, costes razonables y elevados consumos), con aplicaciones en el sector eléctrico, marina, transporte terrestre y construcción. Se utilizaba casi exclusivamente el vidrio/poliéster y como

procesos el contacto a mano, la proyección simultánea, el enrollamiento continuo, la pultrusión y el SMC.

Hoy en día, en los comienzos del siglo XXI, el panorama de los materiales compuestos es muy diferente, ya que no hay diferencias entre los dos campos salvo en el tema de normativa y control sobre la calidad. En lo que se refiere a materiales y procesos han aparecido nuevas tecnologías que han llenado el espacio entre los campos aeronáutico y de gran difusión, difuminando las diferencias que existían entre las dos áreas hace cuatro décadas.

En este sentido hay que citar las fibras de carbono de bajo coste, que hace que su consumo se haya extendido a todos los sectores industriales. La aparición de nuevos procesos como el RMT, cuya aplicación está totalmente generalizada en los sectores aeronáuticos y no aeronáuticos, la disponibilidad comercial de materiales híbridos, la introducción de materiales preimpregnados de bajo coste y la aparición de procedimientos de curados alternativos al autoclave.

En cuanto a los procesos que se practican actualmente destacan la eficiencia, la busca de costes más bajos y un aumento en la calidad. Los procesos más importantes son (Gay et al., 2003):

- **Moldeo por contacto:** Se realiza en un molde abierto. La capa de fibras impregnadas con resina está colocada sobre el molde. La compactación es realizada usando un rodillo para apretar a lo largo de la pieza que se desee. La duración de la resina a colocar varía, dependiendo de la cantidad del acelerador, desde unos pocos minutos a unas horas. Con este proceso es posible obtener partes de piezas de grandes dimensiones con la proporción de dos a cuatro partes por día y por moldeo.
- **Moldeo por compresión:** Con este tipo de moldeo, el opuesto del molde cerrará el mismo molde después de que la impregnación de los refuerzos haya tenido lugar en el mismo molde. La presión aplicable para esta parte del proceso se encuentra en torno a 1 o 2 bares; entonces la polimerización tiene lugar a temperatura ambiente o más alta. Este proceso es bueno para un volumen medio de producción, utilizándose con frecuencia en el sector aeronáutico y de automoción.
- **Moldeo con vacío:** Para este proceso se define previamente un moldeo por contacto. Se utiliza un molde abierto, y en su parte más alta se impregna con refuerzo para toda la zona. En el caso de los materiales sándwich, los núcleos son también usados. Una hoja suave de plástico es utilizada para sellar. El vacío es aplicado debajo de la pieza de plástico. La pieza es entonces compactada debido a la acción de la presión atmosférica y el aire de las burbujas es eliminado; además la fabricación de poros asegura la absorción del exceso de resina. El material es polimerizado mediante un horno, mediante una autoclave bajo presión, mediante calor, rayos X o lanzamiento de electrones. Se trata de un proceso muy utilizado en estructuras aeronáuticas.

- **Moldeo por inyección de resina:** Con este proceso, los refuerzos se colocan entre el molde y su opuesto.
- **Moldeo por inyección de espuma:** Este tipo de moldeo permite el procesamiento de piezas de grandes dimensiones fabricadas de espuma de poliuretano reforzadas con fibra de vidrio. Estas piezas permanecen estables con el tiempo, con buenas condiciones superficiales, satisfactorias propiedades mecánicas y térmicas.
- **Moldeo de componentes de revolución:** Muy utilizado para la fabricación de tubos. Este proceso permite una distribución homogénea de la resina con buenas condiciones de superficie, incluso interiores del tubo. La longitud del tubo depende de la longitud del molde, siendo la proporción de la producción dependiente del diámetro y longitud de los tubos.
- **Moldeo por formación de hoja:** Este tipo de moldeo permite la producción de planos corrugación de las hojas o para corrugar en forma de costillas.
- **Moldeo por perfil de hoja:** Este proceso es posible para fabricación continua para perfiles abiertos o cerrados. La fibra contenida posee unas altas propiedades mecánicas. La proporción de la producción varía entre 0,5m/min y 3m/min, dependiendo de la naturaleza del perfil.
- **Moldeo mediante formación de estampa:** Este tipo de moldeo es solo aplicable en los materiales compuestos termoplásticos. Se prefabrican unas láminas o platos, los cuales son calentados, estampados y enfriados hacia abajo.

## 2.1.2. Materiales laminados.

Cuando se trabajan con materiales laminados se han de tener una serie de factores en cuenta de cara al buen trabajar de este tipo de materiales (Miravete, 2000).

### 2.1.2.1. Relación de forma.

Se presenta el parámetro  $l / d$  (longitud / diámetro de la fibra).

La resistencia aumenta cuando la relación es grande. Esto se consigue con fibras de diámetro lo más pequeño posible; es debido a que las fibras se fracturan por defectos en la superficie, y cuanto menor sea el diámetro menos área superficial, y por tanto más resistencia.

También se prefiere fibras largas, ya que los extremos soportan menos carga que el centro de las fibras, y cuanto más largas sean menos extremos habrá; pero son difíciles de introducir a veces. Por tanto, se usan fibras cortas con una relación de forma por encima de algún valor crítico, para conseguir buena resistencia y fácil procesado.

#### 2.1.2.2. Cantidad de fibras.

Una fracción mayor en volumen de fibras incrementa la resistencia y la rigidez del compuesto. Sin embargo, la fracción máxima en volumen de fibras es aproximadamente el 80%, más allá de esta cantidad las fibras ya no quedan totalmente rodeadas por la matriz, obteniéndose un material menos resistente.

#### 2.1.2.3. Orientación de las fibras.

Las fibras de refuerzo pueden introducirse en la matriz con orientaciones diversas:

Las fibras cortas con orientación aleatoria se pueden introducir con facilidad en la matriz, dando un comportamiento isotrópico (propiedades homogéneas en el material).

Los ordenamientos unidireccionales con fibras largas producen propiedades anisotrópicas, con resistencia y rigidez paralelas a las fibras. Esto es cuando las orientaciones perpendiculares a las fibras, la resistencia es menor que en paralelo, y se ve que disminuye con el aumento del ángulo entre las fibras y la tensión aplicada.

Las propiedades de estos materiales se pueden diseñar para soportar condiciones de carga diferentes; es decir, se pueden introducir fibras largas y continuas en varias direcciones, consiguiendo un compuesto casi isotrópico.

Las fibras también se pueden organizar en patrones tridimensionales.

#### 2.1.2.4. Propiedades de las fibras.

Son resistentes, rígidas y de poco peso. Si el material compuesto va a ser utilizado a temperaturas altas, la fibra deberá tener una temperatura de fusión alta.

Como características se presenta:

- Resistencia específica =  $\sigma_y/\rho$
- Módulo específico =  $E/\rho$

Siendo:

$\sigma_y$  = límite elástico.

$\rho$  = densidad de la fibra.

$E$  = módulo de la elasticidad de la fibra.

Interesa que la resistencia específica sea alta para una fibra más buena, de esta manera se consigue con baja densidad o alta resistencia de la fibra.

Generalmente el módulo específico más alto se encuentra en materiales con número atómico bajo y enlace covalente, por su baja densidad, mayor resistencia y módulo específico, pero no resisten alta temperatura.

#### 2.1.2.5. Propiedades de las matrices.

La matriz de un material compuesto soporta las fibras manteniéndolas en un posición correcta, transfiere la carga a las fibras fuertes, las protege de sufrir daños durante su manufactura y su uso y evitan la propagación de grietas en las fibras a lo largo del compuesto.

La matriz es responsable del control principal de las propiedades eléctricas, el comportamiento y el uso a temperaturas elevadas del compuesto.

También se selecciona la matriz en función de la aplicación, por ejemplo las matrices poliméricas son buenas ya que son moldeables, y las matrices metálicas resisten altas temperaturas.

#### 2.1.2.6. Unión y rotura.

Las fibras deben estar firmemente unidas al material de la matriz para que la carga se transfiera correctamente de la matriz a las fibras. Si la unión es pobre, las fibras pueden salir de la matriz durante la carga, reduciendo la resistencia y posibilitando la fractura del compuesto. En algunos casos, para reforzar la unión se pueden utilizar recubrimientos especiales como ejemplo sirva que las fibras de Boro se recubren de carburo de Silicio para mejorar su unión con la matriz de Aluminio.

Otra propiedad que debe tomarse en consideración al introducir fibras en una matriz es la similitud de los coeficientes de expansión térmica de ambos materiales (pues si se expanden o contraen de forma distinta, se pueden romper las fibras o su unión con la matriz).

Las capas de tejido se unen, pues sino se puede producir delaminación, efecto muy perjudicial para los materiales compuestos.

## 2.2. Uniones atornilladas.

### 2.2.1. Introducción.

Los métodos de diseño que han sido establecidos para uniones estructurales en metales son aplicables de forma general a plásticos reforzados con fibras (PRF). Sin embargo, y como es de esperar, la naturaleza física de los PRF introduce problemas que no existían con metales y, aunque pueden establecerse ciertas tendencias, normalmente no es posible generalizar el comportamiento de un material compuesto determinado. La rigidez y resistencia anisótropas, la baja resistencia a cortadura

interlaminar, y las resistencias de tracción a lo largo del espesor generan modos de rotura inesperados.

El comportamiento de una unión puede estar influenciado también por el tipo de fibra y forma (tejido, unidireccional, etc.), tipo de resina y tanto por cierto en volumen de fibra. Además la resistencia de una unión está determinada por el tipo de unión (unión a una cara o a doble cara, etc.) y geometría, dimensiones de la unión, tamaño de la arandela, fuerza de apriete, diámetro del agujero y tolerancia con el tornillo. De estos parámetros la fuerza de apriete, o fuerza en dirección del espesor causada por el apriete de la unión, es de importancia crítica.

## 2.2.2. Categorías de las uniones atornilladas.

Dentro de las uniones atornilladas se pueden presentar diferentes categorías. Dichas categorías vienen dadas por como están solicitados los tornillos.

Si el tornillo o tornillos están solicitados en dirección normal a su eje (cortante) se tiene:

- **Categoría A:** Trabajan a cortadura y aplastamiento. Para uniones de esta categoría se permiten tornillos de cualquier calidad, incluso de alta resistencia sin pretensar o pretensados pero sin controlar su par de apriete.
- **Categoría B:** Resistentes al deslizamiento en E.L.S. En esta categoría se utilizarán tornillos de alta resistencia pretensados con apretado controlado.
- **Categoría C:** Resistentes al deslizamiento en E.L.U.

Si el tornillo o tornillos se encuentran solicitados según la dirección de su eje (tracción) se tiene:

- **Categoría D:** Se trata de uniones con tornillos si pretensar. Para esta categoría se utilizarán tornillos ordinarios o de alta resistencia, aunque no se requiere pretensado.
- **Categoría E:** Se trata de uniones con tornillos pretensados de alta resistencia. Se utilizarán solo tornillos de alta resistencia con apretado controlado.

## 2.2.3. Influencia de parámetros en las uniones atornilladas (Miravete, 2000).

### 2.2.3.1. Geometría.

Los factores geométricos que tienen influencia en la resistencia de la unión son la anchura  $W$ , distancia al borde libre  $e$ , espesor del laminado  $t$  y diámetro de la unión  $d$ . Tanto la anchura como la distancia al borde libre deben ser superiores a un cierto valor si se pretende alcanzar una resistencia totalmente de compresión local. Por

debajo de este mínimo, existiría rotura a tracción si la anchura es demasiado pequeña, o rotura a cortadura si la distancia al borde libre es demasiado pequeña.

El efecto de la relación  $d/t$  varía con el material. Como regla general, la relación entre el diámetro del agujero y el espesor debe ser mayor que la unidad para evitar la rotura de la unión. Un rango práctico para diseño es entre 1 y 3 aunque pueden admitirse valores mayores.

Las uniones atornilladas se presentan de manera muy diversa. Esto es porque su configuración geométrica es variable en cuanto se tienen uniones de un solo tornillo (unión simple), de dos tornillos en línea con respecto a la perpendicular a una línea de tracción de carga en las placas (unión doble), o también las uniones de cuatro tornillos dos a dos (uniones dobles) entre otras.

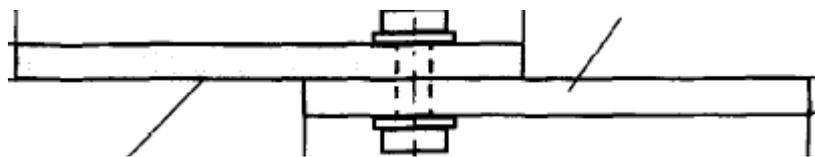


Figura 2.2. Unión simple.

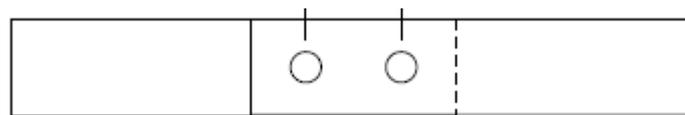


Figura 2.3. Unión doble.

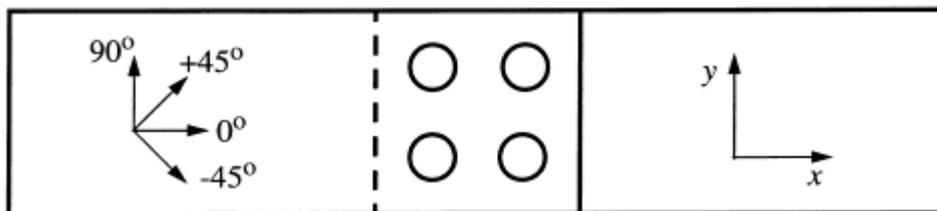


Figura 2.4. Uniones dobles dos a dos.

### 2.2.3.2. Dirección de las cargas.

La resistencia de una unión estructural varía con la dirección de las cargas debido a la naturaleza anisótropa del material. Sería destacable que la dirección de la carga aplicada coincidiera con la dirección de máxima resistencia, aunque en la práctica tal coincidencia no puede ser garantizada. Cuanto más isotropa es una determinada composición de material compuesto, menos sensible es a la dirección de las cargas.

Las uniones solicitadas a compresión no son tan sensibles a los cambios de geometrías, y son generalmente más resistentes que las uniones solicitadas a tracción, diferencia que se minimiza en el caso de roturas por compresión local. Estas últimas aproximas las resistencias al caso de las primeras para grandes valores de  $e$  y  $W$ .

### 2.2.3.3. Tipo de carga.

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

La limitada información disponible sobre fatiga sugiere que se pueden alcanzar vidas de varios millones de ciclos para cargas del orden del 70 por ciento de la estática última, para uniones cargadas a cortadura doble. La carga a cortadura simple genera una reducción drástica de la resistencia a fatiga.

En ciertos casos la aplicación de una carga dinámica del 60 a 70% de la resistencia última durante un número pequeño de ciclos seguida de un posterior apriete del tornillo puede mejorar la resistencia a compresión local de la unión.

### 2.2.3.4. Ajuste del tornillo.

Con objeto de alcanzar la resistencia máxima, el agujero para el tornillo debería realizarse a medida. Igualmente, el ajuste del tornillo y la arandela tiene cierta influencia sobre la resistencia, y de nuevo la situación ideal consistiría en realizar el agujero de la arandela de manera que se adaptara perfectamente al tornillo.

Un "ajuste normal" para el agujero y la arandela puede reducir la resistencia de apoyo hasta un 25% respecto a la situación ideal. Parte de la dispersión de los resultados de los ensayos puede ser atribuida a este efecto, al ser la resistencia dependiente de la posición relativa entre arandela y agujero.

Las arandelas a usar deben tener un diámetro en torno a 3 veces el diámetro interior a un espesor función de su rigidez.

### 2.2.3.5. Par de apriete.

Para una configuración y material dados, el factor más significativo es la fuerza de apriete a lo largo del espesor generada por el apriete del tornillo. La presencia de arandelas impide el agrietamiento de laminado a lo largo del espesor en el lado solicitado del agujero. Tal fenómeno no tiene lugar en uniones tales como pasadores.

Es posible que un tornillo sobreapretado pudiera dañar el laminado al forzar las arandelas sobre la superficie. Para fracciones en volumen normales esto no constituye un problema serio. De hecho, para un valor razonable de  $d/t$  es más probable que el tornillo se pase de rosca antes que aparezca cualquier daño sobre el laminado. Cuando exista riesgo de daño al laminado será preciso colocar arandelas de mayor diámetro exterior y de mayor espesor para garantizar una distribución uniforme de la presión sobre la superficie. En cualquier caso, el par de apriete máximo viene limitado generalmente por las prestaciones mecánicas del tornillo antes que por la resistencia del laminado, por lo que se recomienda apretar el tornillo tanto como sea posible en

función de su calidad y diámetro para asegurar que al cabo del tiempo cuando el tornillo haya relajado su fuerza de apriete se sigan cumpliendo las prestaciones pedidas a la unión.

La resistencia a compresión local de una unión con tornillo totalmente apretado puede ser hasta cuatro veces la de una unión con pasador. Incluso un “apriete a mano” mediante tuerca puede elevar la resistencia hasta dos veces la de una unión con pasador. La relación existente entre las resistencias mediante un apriete total y un apriete a mano depende del material.

#### 2.2.3.6. Tipo de fibra y resina.

El tipo de resina, fibra, ángulo de orientación de la lámina y secuencia de apilamiento representan claramente un papel importante en la determinación de la resistencia. La resina tiene más importancia relativa conforme aumenta la proporción de fibras a  $\pm 45^\circ$ . Contrariamente a lo que cabía esperar, tal composición presenta una alta resistencia a compresión local si está restringida adecuadamente por medio de arandelas.

Las resistencias a compresión local más elevadas se alcanzan para composiciones formadas por un 50 por ciento de láminas a  $0^\circ$ . En este caso la presencia de láminas a  $\pm 45^\circ$  es también beneficiosa porque mejora la resistencia a compresión de las láminas restringidas a  $0^\circ$ .

Debe señalarse que las diferencias en función de la composición de los laminados se minimiza para pares de apriete muy altos.

#### 2.2.4. Modos de fallo.

Las uniones atornilladas poseen unas maneras particulares y comunes sobre las cuales se produce el fallo.

Para las maneras que se tiene de producirse el fallo en las uniones atornilladas se pueden separar por un lado el fallo macroscópico y por otro el fallo microscópico. Estos modos de fallo son informados en el artículo de Ireman et al. (2000).

Entre los fallos macroscópicos más frecuentes que se presentan en las uniones atornilladas destacan:

- **Net-Section Failure (a):** Se considera como un fallo transversal en la dirección de la carga del tornillo. Las causas principales son la tensión tangencial y la tensión de compresión en el agujero para una unión sometida a carga uniaxial. Se produce cuando la relación diámetro del agujero-espesor de la placa es alto ( $d/W$  alto).
- **Bearing Failure (b):** Se considera un fallo en el material más cercano al agujero de la placa, la zona más cercana al contacto con el fuste del tornillo produciendo

un aplastamiento en la zona descrita. La causa principal es la tensión de compresión para una relación  $d/W$  bajo.

- **Shear-out failure (c):** Se considera un fallo en el material de la placa al producirse un desgarro es esta por el tornillo; ocurre a lo largo de los planos de cortadura en el agujero en la dirección principal de la carga en la unión. La causa principal son las tensiones de cortadura que se presentan agravado cuando la distancia entre el agujero y el final e la placa es corta, presentándose para unas láminas altamente con carácter ortótropo.
- **Bolt Failure (d):** Se considera un fallo catastrófico en el tornillo que conforma la unión entre las placas. Las causas principales son las tensiones de cortadura en combinación con las tensiones de pandeo en el tornillo.

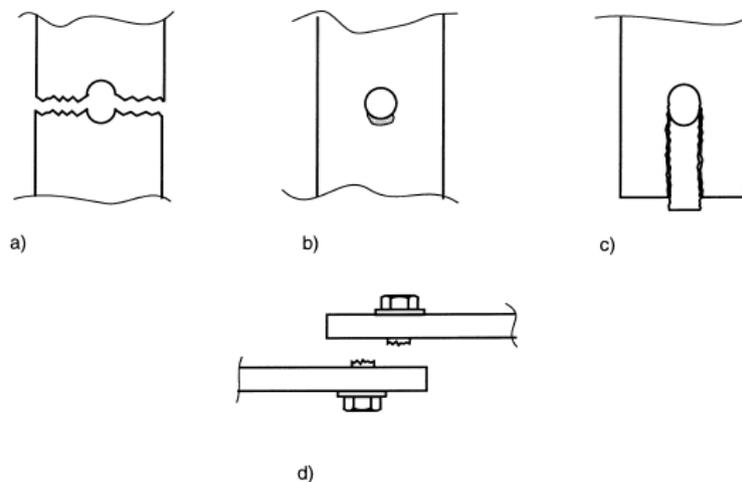


Figura 2.5. Principales modos de fallo a nivel macroscópico.

Entre los fallos microscópicos más frecuentes que se presentan en las uniones atornilladas destacan:

- **Matrix cracking:** Se produce para cargas por debajo del 25% de la carga de rotura donde la resina falla en el borde del orificio.
- **Fibre Failure:** Se produce para una carga del orden del 35% de la carga de fallo donde se observa la rotura de la fibra en las tres capas más externas. La fractura de la fibra se produjo a una cierta distancia del borde del orificio a partir de que las láminas de la fibra fueron cargadas en la dirección axial. La fractura de la fibra tiene su comienzo en la fractura de la matriz desestabilizando a las fibras provocando el pandeo de estas. Esta fractura aparece en las bandas para unas fibras de unos diámetros de ancho y con un espesor del orden de un diámetro.
- **Delamination:** Se produce el fallo microscópico para un valor de la carga del orden del 70% de la carga de fallo. Se presentan delaminaciones en la superficie a una distancia del orden de 0,5mm o 1mm del borde del agujero. También es posible ver el efecto de las delaminaciones en las capas internas si tras finalizar el ensayo se secciona el espécimen.

- **Kinking:** Se produce un fallo microscópico produciendo dobleces en las fibras produciendo la pérdida de linealidad en la carga Fuerza-Desplazamiento. Cuando se secciona el espécimen se ve la acumulación de la compresión y del daño de cortadura plasmándose en los dobleces.

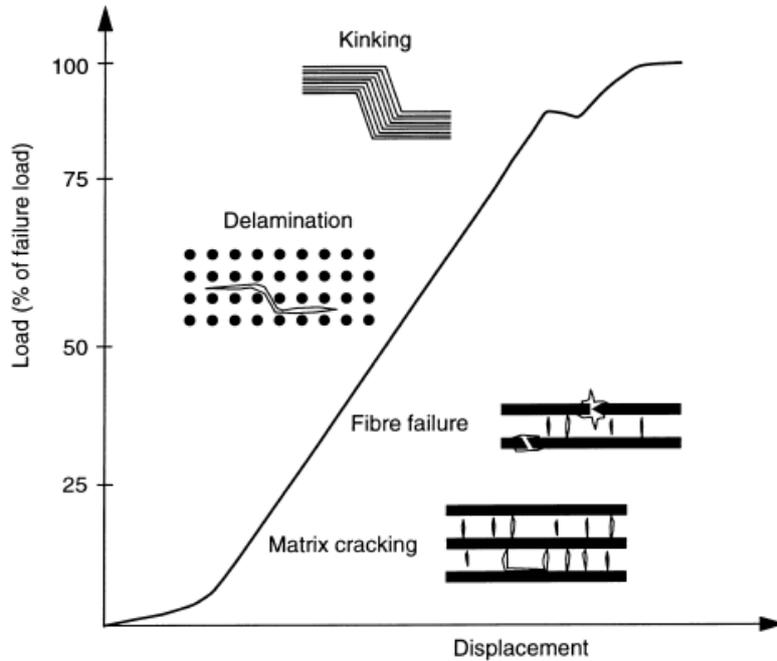


Figura 2.6. Principales modos de fallo a nivel microscópico en relación a la carga-desplazamiento.

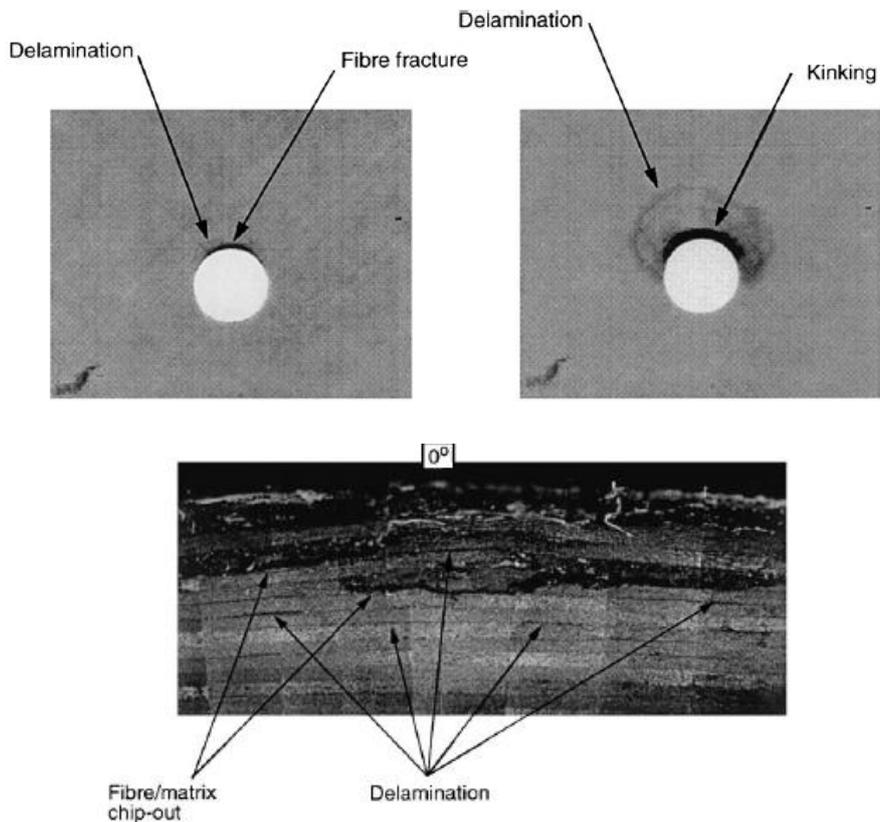


Figura 2.7. Visualización gráfica de fallos a nivel microscópico.

### 2.2.5. “Secondary Bending”.

Se trata de un efecto muy presente en las uniones atornilladas de materiales compuestos. Aparece fundamentalmente cuando la carga está actuando sobre la unión, y debido a la excentricidad de la misma se reduce la superficie de contacto produciéndose un momento de flexión, que es en realidad lo que origina este efecto. El momento provocado por el “Secondary Bending” produce una flexión en el tornillo y en las partes involucradas en la unión, que hacen a su vez que se contribuya a la no uniformidad de la distribución de tensiones a través del espesor del laminado de fibra de carbono con el tornillo.

Según en el artículo de Ireman et al. (2000), el “Secondary Bending” fue posible estimarse de alguna manera viendo los efectos cuantitativos de este efecto sobre el sistema. Esto es:

$$SB = \frac{\varepsilon_L - \varepsilon_U}{\varepsilon_L + \varepsilon_U} \quad [1]$$

Donde:

$\varepsilon_L$ : Deformación en la superficie más baja del laminado.

$\varepsilon_U$ : Deformación en la superficie más alta del laminado.

Una manera de reducir el “Secondary Bending” es utilizando soporte lateral, aunque generalmente esta solución implica tener efectos negativos como la tensión en la unión. La solución óptima sería intentar reducir al máximo la excentricidad de la carga de tal manera que no fuese necesaria la utilización de ningún soporte.

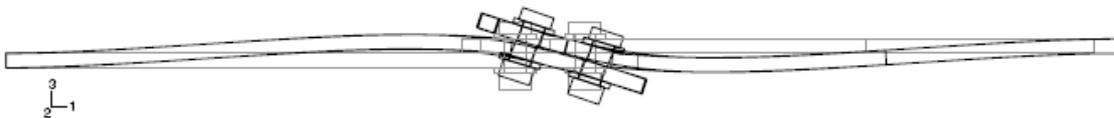


Figura 2.8. Representación del efecto del “Secondary Bending”.

Para el estudio del “Secondary Bending” se tuvieron en cuenta las siguientes consideraciones con respecto al artículo de Ekh y Schön (2005).

- Para carga de tracción el “Secondary Bending” tiende a aumentar cuando disminuye la carga neta de tracción. Esto implica que el “Secondary Bending” tienen un fuerte potencial para cambiar el modo de fallo.
- Para carga de compresión el “Secondary Bending” tiende a disminuir cuando se incrementa la flexión en la placa; de ahí la importancia en el diseño de la unión.

- El “*Secondary Bending*” no implica ningún efecto sobre las tensiones en los elementos de fijación en la región del plano de cortadura.
- La rigidez en la unión reduce el “*Secondary Bending*” y es significativamente menor con carga de compresión en comparación de la carga de tracción.

## 2.3. Elementos finitos.

### 2.3.1. Introducción al método de elementos finitos.

Las limitaciones de la mente humana son tales que no puede captar el comportamiento del complejo mundo que la rodea en una sola operación global.

Por esta razón, una forma natural de proceder de ingenieros y científicos consiste en separar los sistemas en sus componentes individuales o elementos, cuyo comportamiento pueda conocerse sin dificultad, y a continuación construir el sistema original para estudiarlo a partir de dichos componentes. En muchos casos se obtiene un modelo adecuado utilizando un número finito de componentes bien definidos, denominados problemas discretos, frente a otro tipo de problemas en los que la división prosigue indefinidamente, llamados continuos.

El método de elementos finitos permite realizar un modelo matemático de cálculo del sistema real, más fácil y económico de modificar que un prototipo. Sin embargo no deja de ser un método aproximado de cálculo debido a las hipótesis básicas del método utilizadas. Los prototipos, por lo tanto, siguen siendo necesarios, pero en menor número, ya que el primero puede acercarse bastante más al diseño óptimo.

Con la llegada de los ordenadores, los problemas discretos pueden resolverse generalmente sin dificultad, aun cuando el número de elementos sea elevado. Como la capacidad de los ordenadores es finita, los problemas continuos solo se pueden resolver de manera exacta mediante manipulaciones matemáticas lo cual suele limitar las posibilidades de los casos extremadamente simplificados.

Para resolver el problema que supone la solución de problemas continuos reales, ingenieros y matemáticos han ido proporcionando a través de los años diversos métodos de discretización. En este sentido, surgió el método de los elementos finitos creando una analogía entre elementos discretos reales y porciones finitas de un dominio continuo.

Desde 1940 hasta nuestros días autores tales como Mc Henry, Hrenikoff, Newmark, Argyris, Turner y Clough han tratado el problema y parece que fue este último el primero en utilizar el nombre de elemento finito.

En todos los casos, el número de interconexiones entre un elemento finito cualquiera rodeado por fronteras imaginarias y los elementos vecinos a él es finito. Es difícil, por consiguiente, ver a primera vista cómo puede discretizarse problemas de este tipo. Esta dificultad puede superarse de la siguiente manera.

- El continuo se divide, mediante líneas, superficies o volúmenes imaginarios, en un número de elementos finitos.
- Se supone que los elementos están conectados entre sí mediante un número discreto de puntos, que se llaman nodos, y se encuentran situados en los contornos. Los desplazamientos de estos nodos serán las incógnitas fundamentales del problema, tal y como ocurre en un análisis simple de estructuras.
- Se toman un conjunto de funciones que definan de manera única el campo de desplazamientos dentro de cada elemento finito en función de los desplazamientos nodales de dicho elemento.
- Estas funciones de desplazamiento definirán entonces de manera única el estado de deformación dentro del elemento en función de los desplazamientos nodales. Estas deformaciones, junto con las iniciales y las propiedades constitutivas del material, definirán el estado de tensiones en todo el elemento y, por ello, también sus contornos.
- Se determina un sistema de fuerzas concentradas en los nodos, tal que equilibre las tensiones en el contorno y cualquier carga repartida, resultando así una relación entre fuerzas y desplazamientos.

Indicar que la generalización de las bases del método de los elementos finitos permite su ampliación a problemas continuos donde sea posible la formulación variacional, y lo cierto es que ya se dispone de procedimientos generales para discretizar mediante lo conocido como elementos finitos cualquier problema definido por un sistema de ecuaciones diferenciales adecuadamente construido.

Más concretamente, se puede definir el método de elementos finitos como la simulación de un sistema físico, con sus geometrías y sus condiciones de carga, por aproximación matemática de un sistema real. Mediante la división o discretización en bloques simples e interrelacionados llamados elementos, las incógnitas infinitas en un sistema físico se convierte en un número finito de incógnitas.

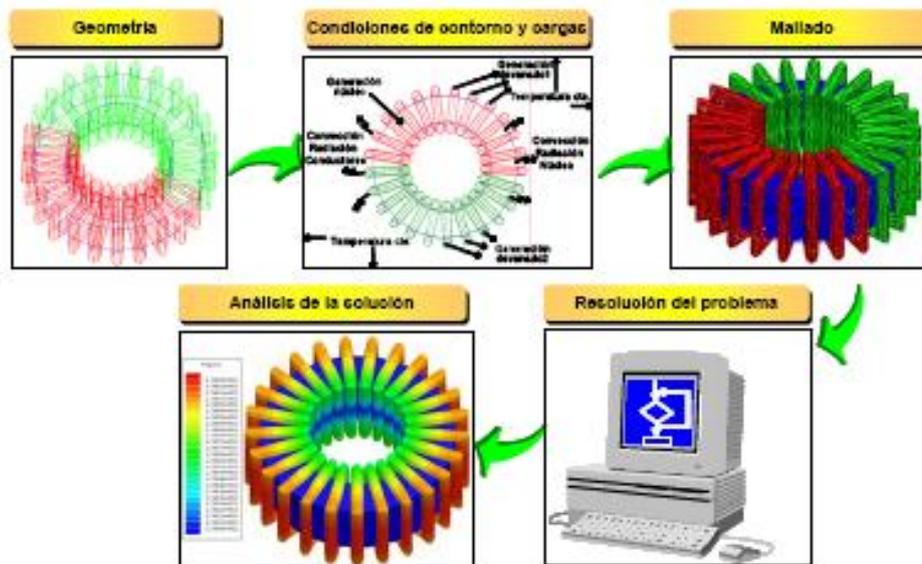


Figura 2.9. Proceso de obtención de la solución mediante análisis por elementos finitos.

### 2.3.2. Código ABAQUS.

Para la realización de las simulaciones necesarias en la investigación se ha utilizado el software ABAQUS. Se trata de un paquete de análisis ingenieril, que a su vez es un conjunto de programas que simula la respuesta física de estructuras y cuerpos sólidos ante cargas, temperaturas, impacto, contacto y otros estados. No se trata de un software cualquiera, sino que está pensado para el diseño avanzado.

ABAQUS utiliza el método de elementos finitos para la resolución de los problemas planteados, cuyas partes o aplicaciones principales son preprocesador, procesador y postprocesador.

- **Preprocesador:** Lo forma el módulo ABAQUS/CAE, es decir, se generan archivos “.cae”. Es en esta aplicación donde se define el problema, tal como puede ser el material, ensamblado, condiciones de contorno, fuerzas aplicadas, condiciones iniciales y el consecuente mallado. Se trata de una parte visual para el usuario, ya que él mismo puede definir el problema actuando para ello.
- **Procesador:** En esta aplicación se lleva el desarrollo numérico del problema, es aquí donde tiene lugar la integración de las ecuaciones de conservación de la masa, momento y energía, junto con las relaciones constitutivas, la ecuación de estado para la determinación de presiones y criterios de fallo. No es posible la visualización de esta aplicación, ya que se trata de operaciones internas del programa. El procesador se compone de dos módulos bien diferenciados.
  - ABAQUS/STANDARD: Realiza un análisis de elementos finitos para propósitos generales. Utiliza en método de integración explícita. Incluye todas las capacidades de análisis excepto el análisis dinámico no lineal.
  - ABAQUS/EXPLICIT: Se incluye aquí el análisis dinámico no lineal de sólidos y estructuras usando integración explícita. Es potente por sus

capacidades de contacto, confiabilidad, y eficiencia computacional en grandes modelos.

- Postprocesador: Se generan en esta aplicación archivos “.odb”, se trata de archivos que nos muestran los resultados obtenidos después del procesados; se muestran gráficamente contornos de variables y gráficas de evolución temporal de variables en los nodos y elementos.

## Capítulo 3

### **RESULTADOS EXPERIMENTALES DE VALIDACIÓN.**

Para el desarrollo del presente proyecto el autor partió de la base del conocimiento adquirido durante su etapa de docencia, añadiendo conocimiento específico de las uniones atornilladas a través de diversos artículos científicos publicados en revistas internacionales.

Se ha trabajado con el artículo de Ireman et al. (2000). Este artículo ha mostrado los distintos modos de fallo a nivel macroscópico y microscópico, así como la influencia de distintas uniones (simples y dobles) para tornillos de cabeza plana y avellanada con diferentes secuencias de laminación. Describió un gran número de casos con diferentes configuraciones de las que se ha obtenido conclusiones importantes para el desarrollo de los modelos, como el comportamiento de la unión en la primera fase del sometimiento a tracción de la placa de fibra de carbono.

Se ha trabajado también con el artículo de Ekh y Schön (2005). Este artículo abordó con profundidad el efecto producido por la excentricidad de la carga o también llamado "*secondary bending*", detallando las influencias de parámetros como la distancia entre agujeros de uniones dobles, influencias de las cargas de tracción, compresión y cortadura, la relación de este efecto con los diferentes modos de fallo, la influencia de la excentricidad de la carga ante variaciones del espesor de la lámina en relación al área de contacto del tornillo.

Entre los artículos de referencia citados en la bibliografía se destacó el que sienta las bases de los resultados experimentales de validación, de Ireman (1998). En el artículo en cuestión se estudió y analizó, mediante unión atornillada simple de placas formadas por fibra de carbono y aluminio con tornillo de titanio, las tensiones y desplazamientos relativos del conjunto ensamblado en cuestión y de los tornillos empleados en cuestión.

El artículo expresó la importancia de las uniones atornilladas en materiales compuestos, al ser esta una unión muy utilizada y preferente en determinadas zonas en estructuras aeronáuticas sobre uniones adhesivas o ante la imposibilidad de soldadura de los materiales compuestos. Para llevar a cabo el estudio no se partió del conjunto de toda la estructura de la que la unión atornillada forma parte, sino que se estudió la estructura conformada por la unión (ya sea simple o no simple) con las placas.

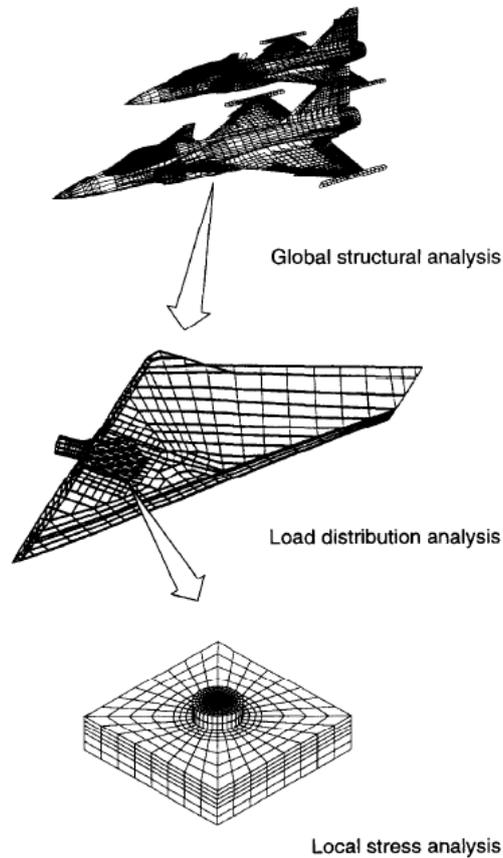


Figura 3.1. Evolución en los análisis de estructuras aeronáuticas.

El artículo se presentó como una comparación en sí misma, es decir, trabajó por separado mediante simulación y ensayos reales en el laboratorio. El objetivo planteado fue llegar a conseguir que los resultados de los ensayos en el laboratorio concuerden de la mejor manera posible y con los menos errores con las simulaciones realizadas.

Para lograr caracterizar correctamente la unión atornillada el autor de artículo planteó tres tipos de laminados para la placa de fibra de carbono con diferentes configuraciones, que son las que se muestran en la siguiente figura.

Laminate configurations in test specimens

Laminate	Stacking sequence	Type
A	$[(\pm 45/0/90)_4]_{S32}$	Quasi-isotropic
B	$[(\pm 45/90/0_2/90/0_2)_2]_{S32}$	Zero-dominated
C	$[(\pm 45/0/90)_6]_{564}$	Quasi-isotropic

Figura 3.2. Laminados empleados en el artículo sobre la placa de fibra de carbono.

A su vez, y partiendo de los laminados anteriormente mostrados, el autor trabajó con diferentes geometrías y diferentes tipos de tornillo, como el de cabeza recta (expresado en el artículo como P: Protruding) y el de cabeza avellanada (expresado en el artículo como CS: Countersunk).

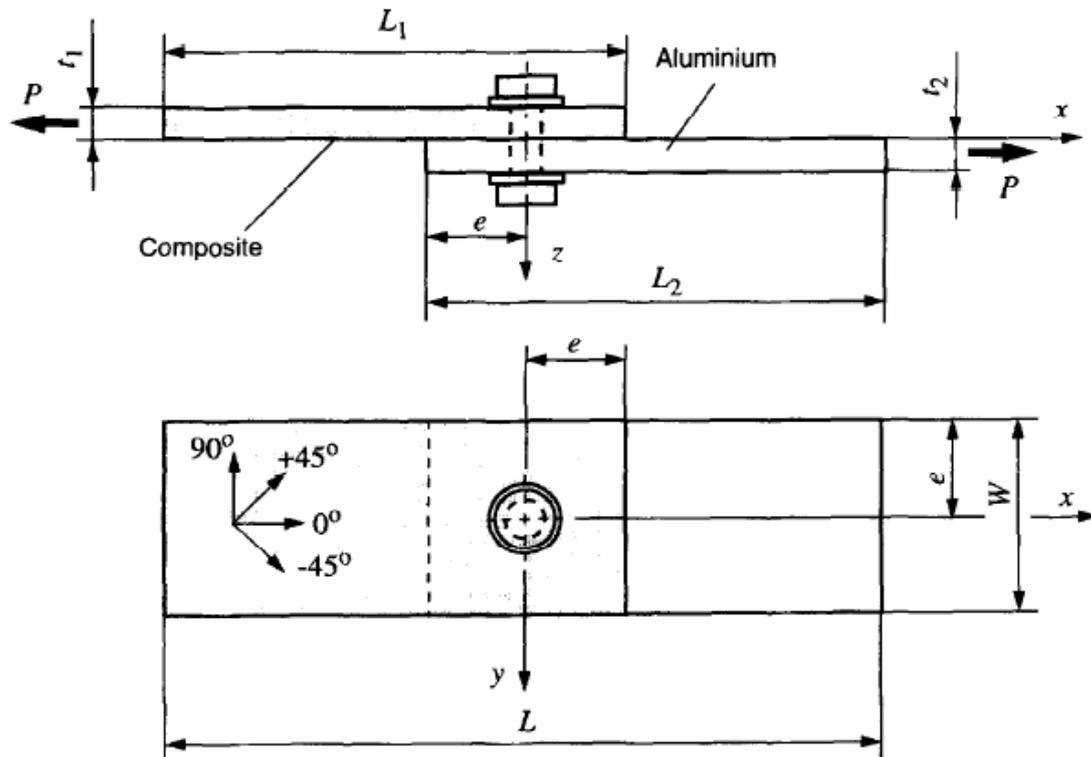


Figura 3.3. Parámetros geométricos establecidos en el artículo.

Con los parámetros de diferentes tipos de laminados, diferentes tipos de tornillo y diferentes geometrías se establecieron un total de 7 configuraciones que fueron sometidas a estudio. En la tabla 3.1 se muestran las 7 configuraciones con datos precisos sobre el tipo de tornillo, laminados y geometrías.

Test specimen configurations

Specimen type	Laminate	$d$ (mm)	Fastener type <sup>a</sup>	$t_1$ (mm)	$e$ (mm)	$L$ (mm)	$W$ (mm)	$t_2$ (mm)
2AC6	A	6.0	CS	4.16	18	264	36	4.0
2AP6	A	6.0	P	4.16	18	264	36	4.0
2BC6	B	6.0	CS	4.16	18	264	36	4.0
3AP10	A	10.0	P	4.16	30	240	60	4.0
4CC6	C	6.0	CS	8.32	18	264	36	8.0
5CC10	C	10	CS	8.32	30	240	60	8.0
5CP10	C	10	P	8.32	30	240	60	8.0

<sup>a</sup>CS: countersunk; P: protruding.

Tabla 3.1. Especímenes sometidos a estudio.

Para las simulaciones realizadas se empleó el software computacional de elementos finitos ABAQUS en todo el desarrollo por ordenador: geometría, propiedades, cargas, malla, etc.

Existe también una cuarta variante en las simulaciones y casos de ensayo real: el soporte lateral. El autor del artículo conoció la presencia del efecto producido por la excentricidad de la carga o llamado también "*secondary bending*". Por la presencia de este efecto el autor en algunas configuraciones utilizó soporte lateral con la finalidad de reducirlo y estudiar el efecto del mismo en las configuraciones.

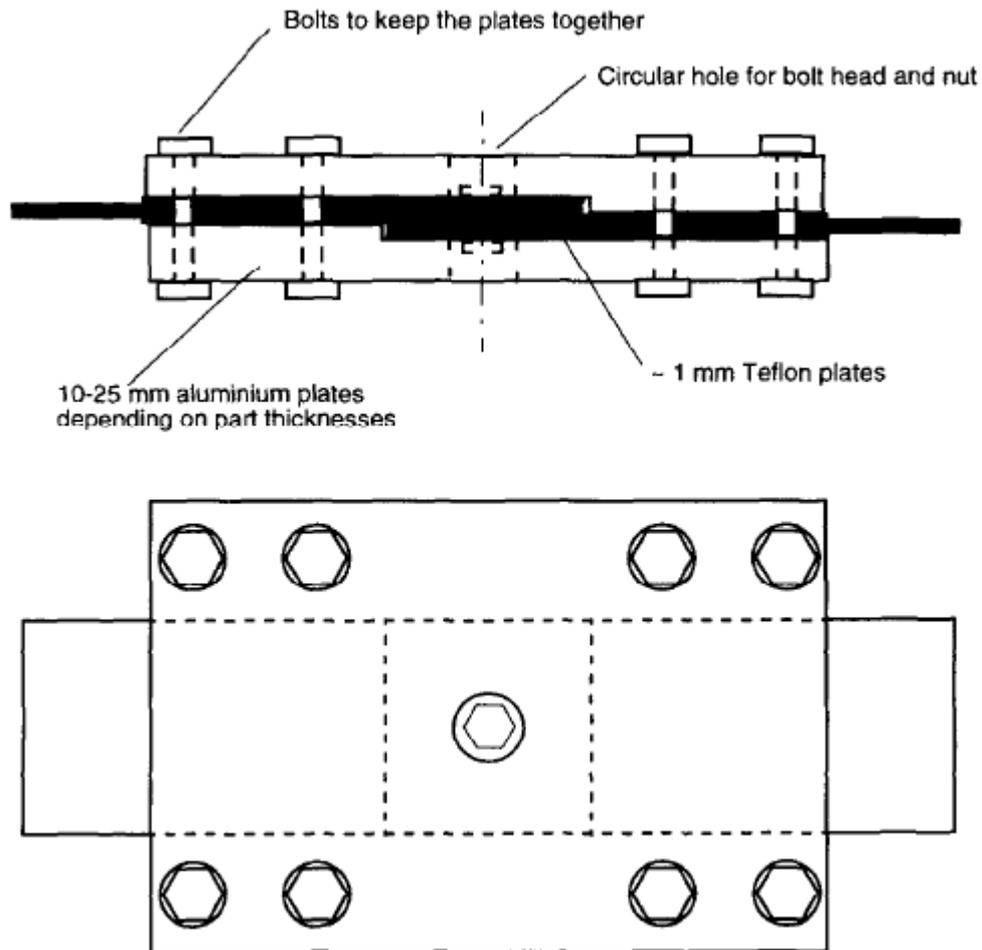


Figura 3.4. Soporte lateral utilizado para la reducción del secondary bending.

Incluso el autor, con sus investigaciones y ensayos, fue capaz de cuantificar el efecto del “secondary bending” mediante una relación de deformaciones en las capas superior ( $\epsilon_U$ ) e inferior ( $\epsilon_L$ ) del laminado. Esto es:

$$SB = \frac{\epsilon_L - \epsilon_U}{\epsilon_L + \epsilon_U} \quad [2]$$

Tras las simulaciones realizadas, junto a los ensayos de laboratorio, el autor fue capaz de obtener resultados comparativos entre las diferentes configuraciones realizadas y nombradas en la tabla 3.1.

Para el proyecto que se aborda se hizo referencia que los modelos tratados fueron los dos primeros que se detallan en la tabla 3.1, variando el laminado de la placa de fibra de carbono. Se empleó otra secuencia de laminación empleando menor número de láminas con objeto de la búsqueda de una simplificación justificada en diversos aspectos como puede ser el tiempo de cálculo computacional.

Para la simplificación realizada no se modificó el espesor de la placa de fibra de carbono y tampoco el orden secuencia por cada cuatro láminas [45 -45 0 90], sino que se recurrió a reducir el número de láminas aumentando el espesor de las mismas. El autor, en referencia a los dos casos que se abordan para la validación del proyecto,

parte de una placa de fibra de carbono de 32 láminas cuyo espesor por lámina es  $e_{32}=0,13\text{mm}$ ; para los casos abordados por el autor del proyecto recurrió también a dos casos diferentes en referencia al número de láminas, un caso de 8 láminas con espesor por lámina de  $e_8=0,52$  y otro de 16 láminas con espesor por lámina de  $e_{16}=0,26\text{mm}$ . Además esta variación en el laminado es tratada como uno de los objetivos secundarios del proyecto, por lo que en las conclusiones se analizó el grado de justificación descrito.

El autor del artículo se centró en la búsqueda de resultados experimentales para producir la comparación con las simulaciones descritas. Estos resultados plasmados son de carácter local como la curva distancia al borde del agujero-deformaciones, y de carácter global como la curva desplazamiento relativo-fuerza aplicada.

Para los casos del artículo de validación, con los que posteriormente se trabajó con modificaciones, se muestran las curvas relevantes (descritas en el párrafo anterior) que posteriormente se validaron las simulaciones realizadas por el autor del proyecto en los modelos llevados a cabo.

- Unión atornillada de cabeza recta de tornillo.

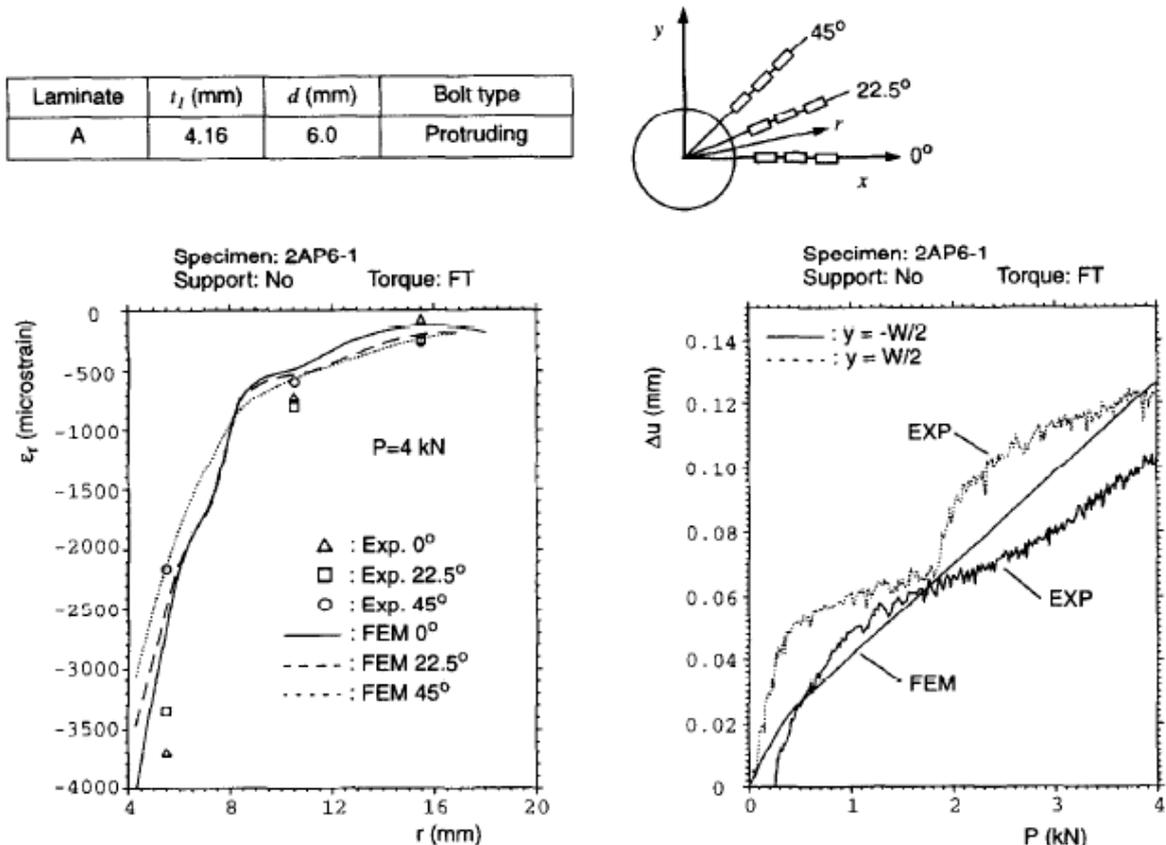


Figura 3.5. Comparación de valores experimentales y de simulación para microdeformaciones en la zona cercana al agujero y desplazamientos relativos de las partes para la configuración 2AP6.

- Unión atornillada de cabeza avellanada de tornillo.

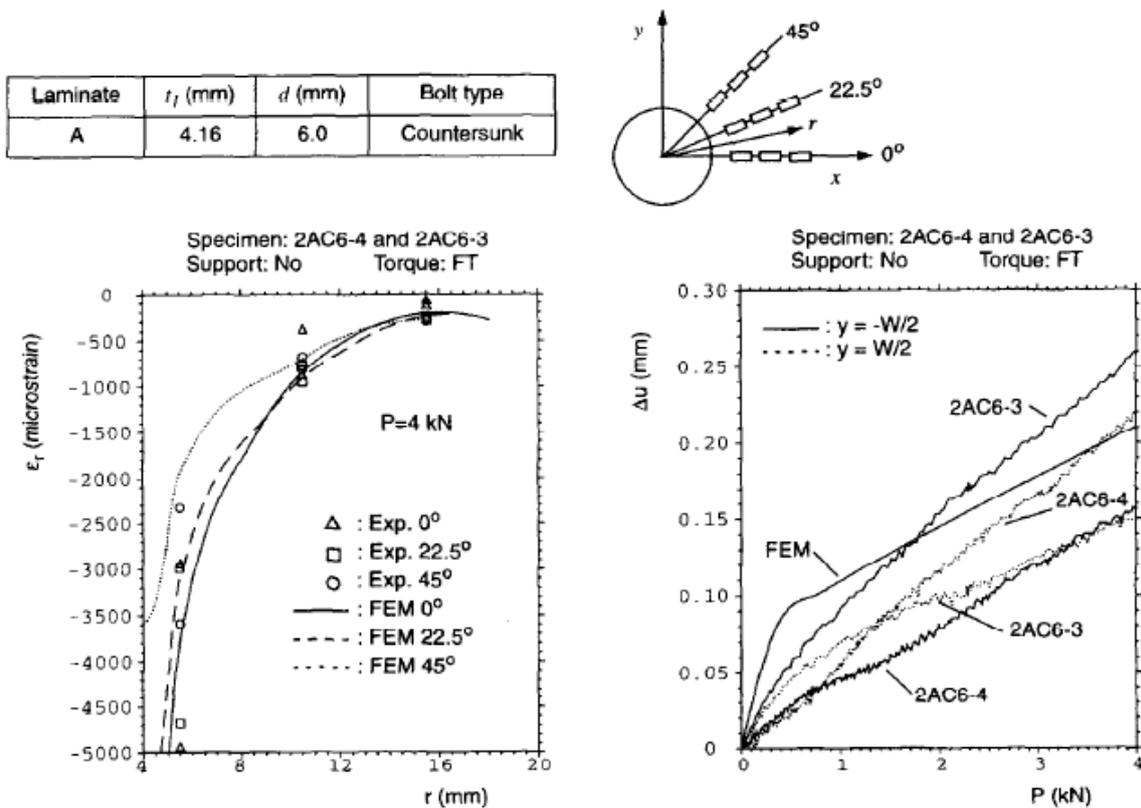


Figura 3.6. Comparación de valores experimentales y de simulación para microdeformaciones en la zona cercana al agujero y desplazamientos relativos de las partes para la configuración 2AC6.

Con lo anteriormente descrito se han poseído las informaciones y resultados adecuados para el desarrollo y validación de los casos abordados en el presente proyecto.

## Capítulo 4

### **DESCRIPCIÓN DEL MODELO DE LA UNIÓN CON TORNILLO DE CABEZA PLANA.**

#### 4.1 Introducción.

La manera de proceder para la creación del modelo numérico fue mediante el software de elementos finitos ABAQUS <sup>[10]</sup> y las aplicaciones que ofreció al respecto.

Este capítulo se centró en el proceso de creación de dicho modelo numérico que fue planteado en el proyecto a partir de este momento y utilizado en sucesivos capítulos. Para ello se desarrolló sucesivos apartados en el que en cada uno de ellos se explicó la creación del modelo al detalle para la unión con cabeza recta.

#### 4.2 Definición de la geometría del modelo.

Primeramente se definió la geometría que empleada para la simulación en ABAQUS, para ello dentro del programa se trabajó en el módulo "Part".

La estructura planteada para someterse a estudio se encontró formada por dos placas rígidas unidas mediante un tornillo rígido.

Una placa se presenta formada por material compuesto laminado de fibra de carbono (placa de estudio) y la otra placa se encuentra formada por aluminio (placa de asistencia de estudio). Por último estas dos placas, como se ha dicho, se encuentran unidas por un tornillo formado por titanio.

##### 4.2.1. Placa de fibra de carbono.

La geometría de la placa de fibra de carbono es de forma rectangular de 150x36x4,16mm, con un agujero cercano a uno de los extremos de la placa de 6mm de diámetro y a una distancia al centro del agujero de 18x18mm al borde libre de la placa de fibra de carbono.

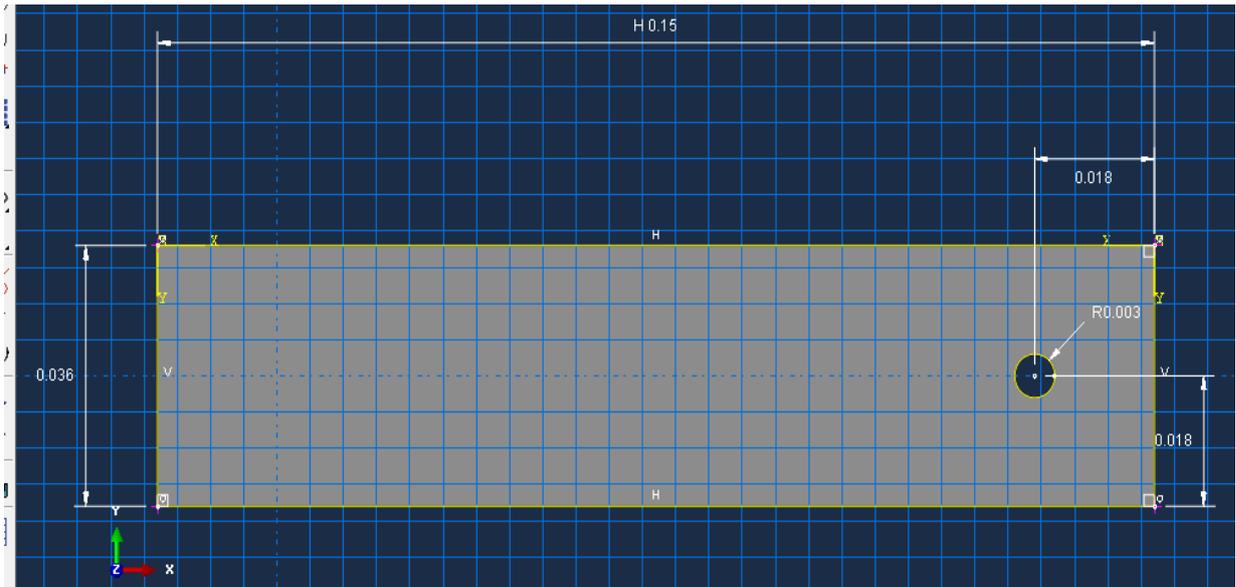


Figura 4.1. Cotas en metros de la placa de fibra de carbono.

Para lograr esta geometría se han planteado los siguientes pasos. En primer lugar en el cuadro de diálogo aparecían diversas opciones de las cuales se han seleccionado las adecuadas para el caso en estudio. Para dar forma a la placa de fibra de carbono se han elegido las opciones de material tridimensional y deformable, creando la geometría de la placa por el método de la extrusión.

Finalmente, dibujada la geometría externa de la placa, se ha definido el taladro del agujero con un diámetro de 6mm a las distancias plasmadas en la figura 4.1.

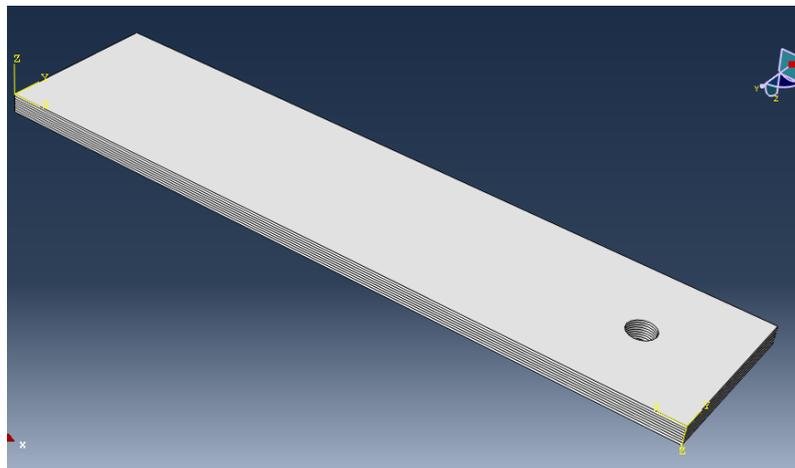


Figura 4.2. "Part" de la placa de fibra de carbono creada con agujero.

#### 4.2.2. Placa de aluminio.

La placa de aluminio, que se unió a la placa de fibra de carbono como placa asistente de estudio, posee estructura rectangular con las dimensiones de 150x36x4mm presentando un agujero de 6mm de diámetro a la distancia de 18x18mm a uno de los bordes libres de uno de los lados de la placa. La distribución de las cotas es

exactamente igual que en el apartado 4.2.1 y más en detalle se puede ver en la figura 4.1.

La manera de proceder con la creación de la *“Part”* de aluminio fue exactamente igual a la anteriormente presentada para la placa de fibra de carbono para tornillo con cabeza recta. Además se pudo afirmar que la placa de aluminio perteneció sin cambio alguno en todo el desarrollo de la investigación y modelos planteados.

La geometría de la placa de aluminio ha sido construida con las mismas opciones que la placa de fibra de carbono: pieza tridimensional y deformable que posteriormente ha sido desarrollada por extrusión. Tras esto se realizó el taladro del agujero de diámetro de 6mm con las distancias dentro de la placa tal y como se muestran en la figura 4.1.

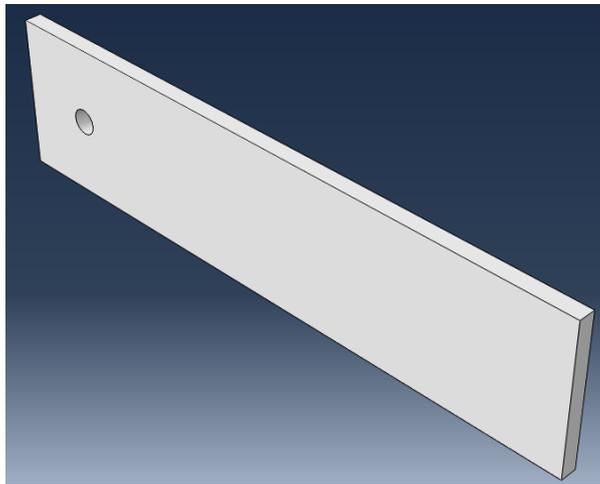


Figura 4.3. Part de la placa de aluminio creada con agujero.

#### 4.2.3. Tornillo de cabeza recta de titanio.

El tornillo de titanio a utilizar se presentó para unión simple de la placa de fibra de carbono con la placa de aluminio. La geometría del tornillo se presentó como particular y característica para cada tipo en concreto de unión. Se añadió que aunque se trate como una *“Part”* de tornillo como un todo, esta *“Part”* incluyó no solamente el tornillo en sí, sino también tuvo comprendida una arandela y una tuerca a efectos geométricos.

Al igual que sucedía con la placa de fibra de carbono se han presentado dos subapartados, uno para el tornillo de cabeza recta y otro para el tornillo de cabeza avellanada.

Para la creación de la *“Part”* del tornillo de cabeza recta se procedió de la misma manera que las mostradas anteriormente con la placa de aluminio o la fibra de carbono.

Para el caso de la creación de la *“Part”* del tornillo se ha modelizado como un pieza tridimensional, deformable y realizada por revolución.

A continuación, en la figura 4.4, se plasman las dimensiones del tornillo extraídas del artículo de Ireman (1998).

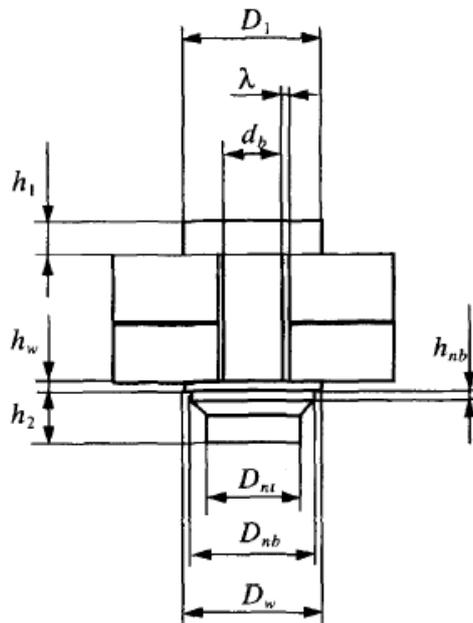


Figura 4.4. Dimensiones del tornillo de cabeza recta.

Siendo:

PARÁMETRO	MEDIDA (mm)
Diámetro de la cabeza del tornillo ( $D_1$ )	9,9
Diámetro del fuste del tornillo ( $d_b$ )	5,92
Altura de la cabeza del tornillo ( $h_1$ )	3,5
Altura de la tuerca ( $h_2$ )	5,4
Altura de la parte superior de la tuerca ( $h_{nb}$ )	0,9
Altura de la arandela ( $h_w$ )	2
Diámetro interno de la tuerca ( $D_{nt}$ )	7
Diámetro externo de la tuerca ( $D_{nb}$ )	10,5
Diámetro de la arandela ( $D_w$ )	11,8
Holgura normalizada establecida entre el agujero y el fuste del tornillo ( $\lambda$ )	0,04

Tabla 4.1. Dimensiones del tornillo de cabeza recta.

Se han establecido la creación de los puntos que formarían parte del contorno del tornillo según la geometría, seguido de la unión de los mismos y la asignación del eje de revolución con el correspondiente ángulo de giro.

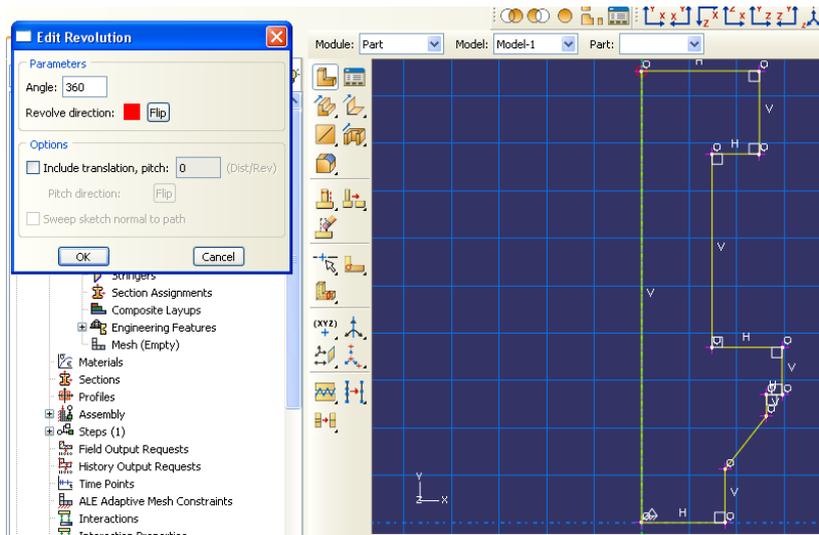


Figura 4.5. Unión de los puntos mediante líneas para la creación la simetría e imposición del eje de revolución y del ángulo de giro para revolución.

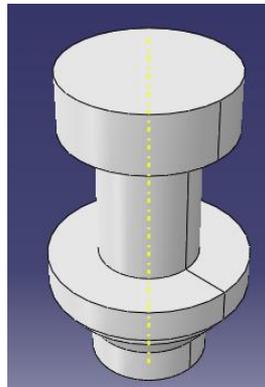


Figura 4.6. "Part" del tornillo de titanio.

### 4.3. Propiedades de los materiales.

A continuación, y tras la creación de la geometría del tornillo y de las placas de fibra de carbono y aluminio, se han definido los materiales presentes en la simulación. Evidentemente cada "Part" ha tenido un material diferente.

Se realizó en detalle cada una de las operaciones de este apartado para cada una de las partes.

#### 4.3.1. Propiedades de la fibra de carbono.

El proceso de creación del material del núcleo en ABAQUS comienza por la creación de material a tratar en el modelo utilizando la opción de ABAQUS de "Material Manager".

Para la fibra de carbono, se consideró material elástico lineal a la hora de introducir las propiedades del mismo.

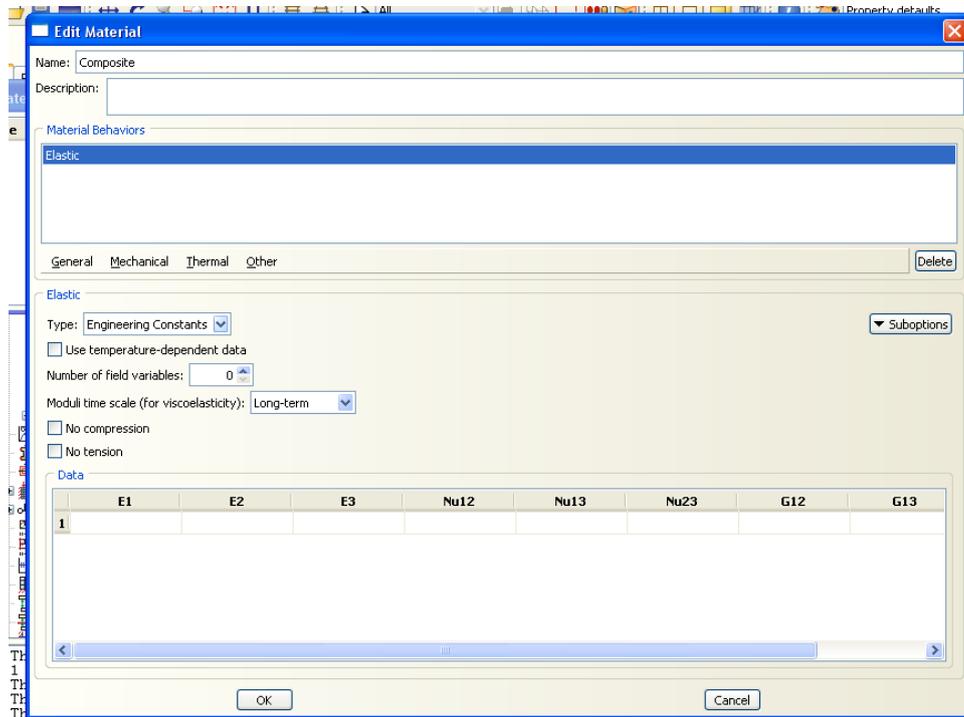


Figura 4.7. Selección del tipo de propiedades en el proceso de creación de la fibra de carbono.

Para este caso en concreto se seleccionó introducir propiedades tipo “*Engineering Constants*” para poder introducir un total de tres propiedades: Módulo de Elasticidad ( $E_1$ ,  $E_2$  y  $E_3$ ), Módulo de Cortadura ( $G_{12}$ ,  $G_{13}$  y  $G_{23}$ ) y Coeficiente de Poisson ( $G_{12}$ ,  $G_{13}$  y  $G_{23}$ ) en sus respectivas tres direcciones.

Tal y como se especifica en el artículo científico publicado en una revista internacional de prestigio (Papanikos et al. 2003) la fibra de carbono objeto de estudio, y la cual se intentó reproducir es Fiberdux-HTA 7/6376, cuyas propiedades conocidas son:

Material property	Fiberdux-HTA/6376
$E_{xx}$	137 GPa
$E_{yy} = E_{zz}$	9.9 GPa
$G_{xy} = G_{xz}$	5.2 GPa
$G_{yz}$	3.1 GPa
$\nu_{xy}, \nu_{xz}, \nu_{yz}$	0.3
$X_T$	2090 MPa
$Y_T = Z_T$	75 MPa
$Y_C = Z_C$	168 MPa
$S_{xy} = S_{xz}$	42 MPa
$S_{yz}$	26 MPa

Tabla 4.2. Propiedades de la fibra de carbono HTA 7/6376.

Tras la creación del material y la consecuente introducción de las propiedades de la fibra de carbono se procedió a la creación de la sección. Para ello con anterioridad se debió de terminar de modelar la placa de fibra de carbono.

En el artículo en cuestión (Ireman, 1998) tratado se presentó la placa de fibra de carbono como un material laminado con la siguiente secuencia:  $[(+45, -45, 0, 90)_4]_s$ . Dicha secuencia contuvo un total de 32 láminas para la placa de fibra de carbono de espesor de 0,13mm para cada lámina:  $e_{32}=0,13\text{mm}$ .

Para la simulación por ABAQUS se buscó una pequeña simplificación justificada en la solución como se explicó en el capítulo 3. Para ello se han planteado dos casos en concreto en lo que a número de láminas se refirió; un caso con una disposición de láminas de  $[(+45, -45, 0, 90)]_s$ , con un total de 8 láminas de 0,52mm de espesor cada una ( $e_8=0,52\text{mm}$ ); y otro caso con una disposición de láminas de  $[(+45, -45, 0, 90)_2]_s$ , con un total de 16 láminas de 0,26mm de espesor cada una ( $e_{16}=0,26\text{mm}$ ).

La manera con la que se pudo dividir la "Part" de fibra de carbono en 8 o 16 láminas tanto para el caso de cabeza recta de tornillo o cabeza avellanada fue empleando la opción adecuada de división de geometrías tridimensionales a través de planos de corte. De esta forma se realizan particiones en la placa de fibra de carbono, y con ello la modelización de las láminas.

Tras repetir el anterior procedimiento las veces necesarias (ocho o dieciséis según los casos) se logró la división de la "Part" para lograr el número de láminas deseado.

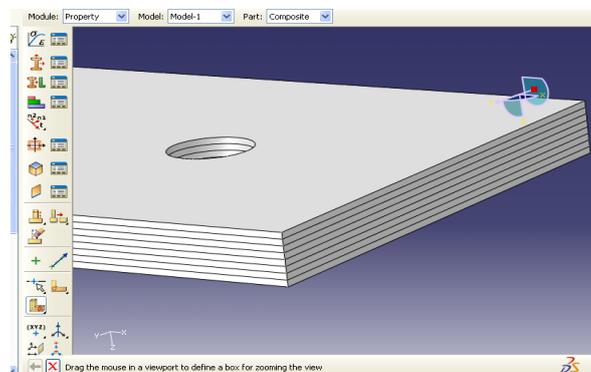


Figura 4.8. Estructura de fibra de carbono  $[(+45, -45, 0, 90)]_s$ .

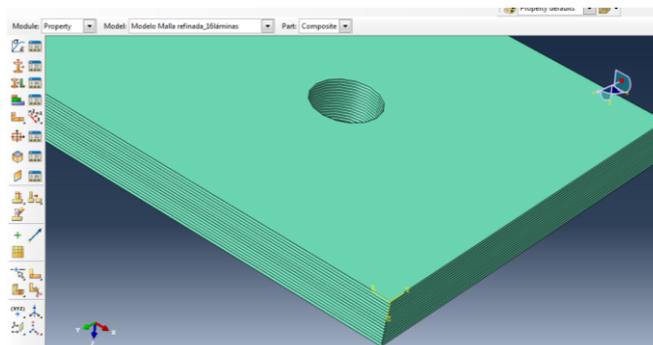


Figura 4.9. Estructura de fibra de carbono  $[(+45, -45, 0, 90)_2]_s$ .

Tras la consecución de la creación de un número de láminas de ocho o dieciséis para la fibra de carbono se procedió a la creación de la sección mediante la opción de ABAQUS "Create Section". Se consideró para este apartado la sección de categoría "Solid" y de tipo "Homogeneous", puesto que toda la "Part" estaba realizada del mismo material.

Tras la creación de la sección se han relacionado las propiedades introducidas para la fibra de carbono con la sección creada.

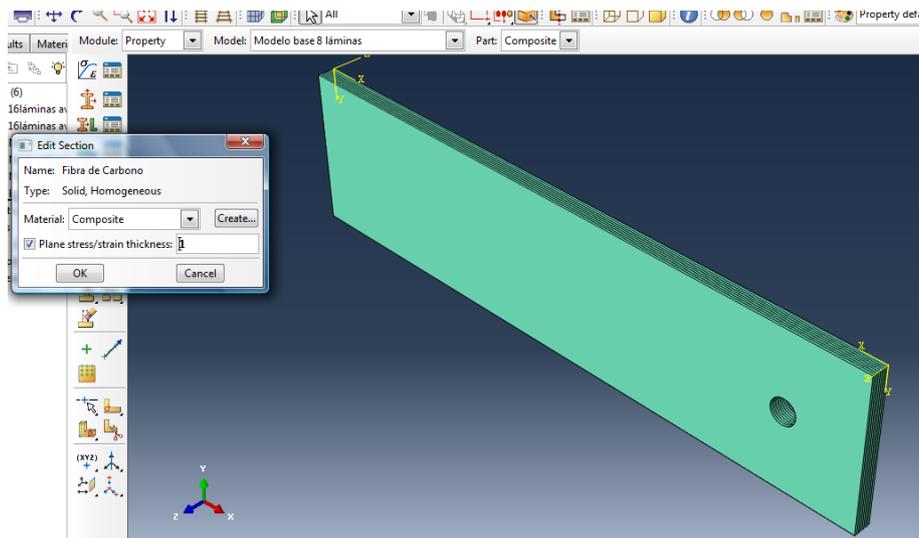


Figura 4.10. Asignación de las propiedades de la fibra de carbono a la sección creada.

Tras crearse el material y la sección, el siguiente paso fue la asignación de la sección creada a una "Part" correspondiente, que para este caso fue la de "Composite". Para ello se procedió de la siguiente manera.

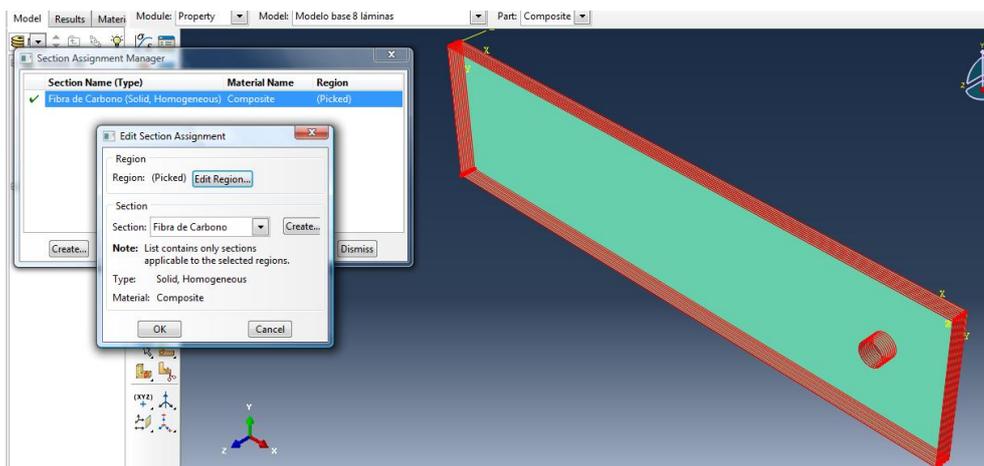


Figura 4.11. Asignación de una sección de Fibra de Carbono a la Part de Composite.

En la creación de la sección se ha considerado material homogéneo puesto que se ha tratado del mismo tipo de material para toda la "Part". Tal y como se dijo anteriormente, la fibra de carbono iba a estar formada por ocho o dieciséis láminas, las cuales también como se ha notificado con anterioridad tenían una orientación diferente. Esa orientación de cada lámina se debió introducir en este módulo para que afectase a los consecuentes módulos que marchan a continuación.

Tras la aparición de un sistema de coordenadas auxiliar que proporcionó la función de poder seleccionarlo para diferentes procedimientos posteriores se procedió a dar la correspondiente orientación a las láminas de fibra de carbono. Como ya se conoce, al haberse nombrado con anterioridad, se poseían dos casos para ocho y dieciséis láminas con diferentes orientaciones. Se tuvo especial cuidado en como el sistema de coordenadas se encuentra establecido, puesto que debía ser consecuente con las orientaciones de las láminas.

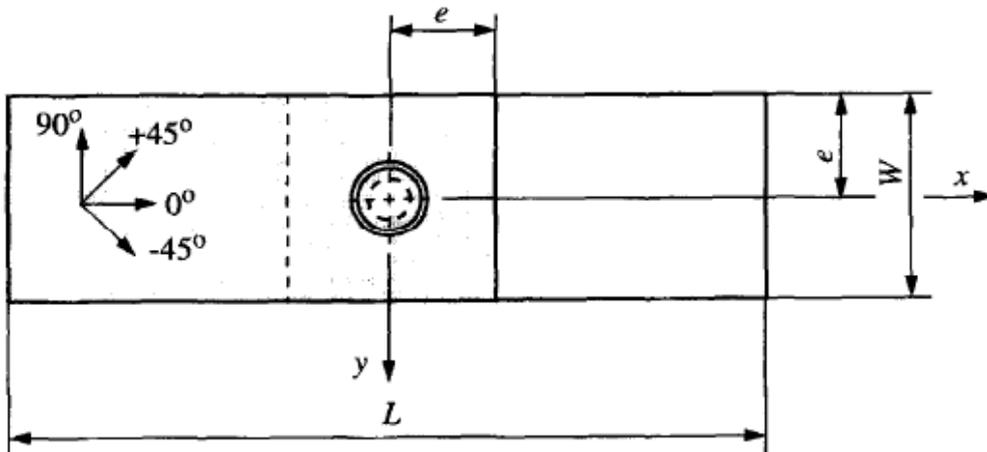


Figura 4.12. Orientación de las láminas.

Los dos casos respecto al número de láminas y su secuencia de orientación fueron las siguientes:

- Ocho Láminas  $[(+45, -45, 0, 90)]_s$ : +45, -45, 0, 90, 90, 0, -45, +45.
- Dieciséis Láminas  $[(+45, -45, 0, 90)]_2$ : +45, -45, 0, 90, +45, -45, 0, 90, 90, 0, -45, +45, 90, 0, -45, +45.

La manera con la que se procedió para asignar orientación de las fibras a cada lámina se muestra en la figura 4.13

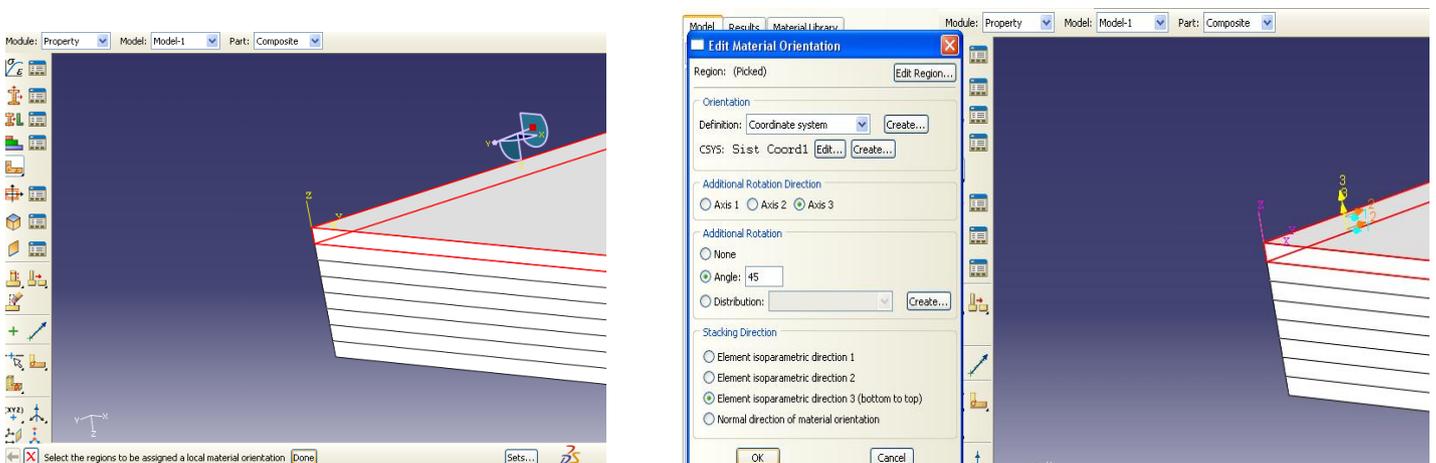


Figura 4.13: Selección de la lámina deseada, y selección del sistema de coordenadas y ángulo de orientación.

Esta operación se debió repetir para los dos casos anteriormente señalados en todas sus secuencias de imposición de orientación de la lámina.

### 4.3.2. Propiedades del aluminio.

La mecánica de introducción de las propiedades del aluminio fue exactamente igual que para la fibra de carbono, además aquí también se consideró al aluminio como un material elástico.

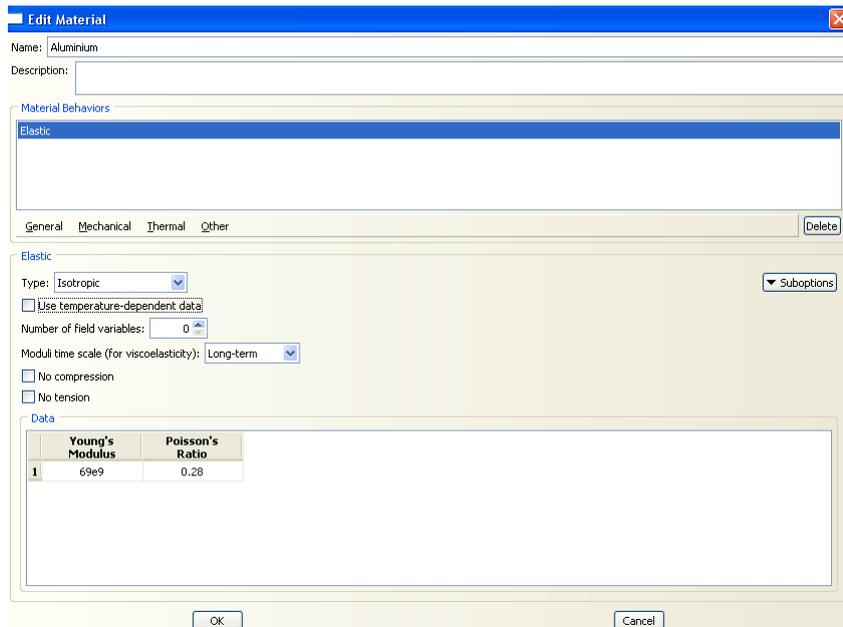


Figura 4.14. Selección del tipo de propiedades del material según la categoría de este.

Para el aluminio se tuvo en cuenta, con diferencia de la fibra de carbono, como un material isótropo. La razón fue la búsqueda de una simplicidad del modelo ya que el aluminio era una placa asistente de estudio a lo que en realidad importa para el análisis del presente proyecto.

El aluminio que se simuló es AA7475-T76 (Ireman, 1998), cuyas propiedades introducidas en ABAQUS fueron las siguientes:

<b>Propiedad del material</b>	<b>Aluminio AA7475-T76</b>
Módulo de Young (E)	69GPa
Coefficiente de Poisson ( $\nu$ )	0,28

Tabla 4.3. Propiedades introducidas en ABAQUS del Aluminio AA7475-T76.

Al igual que se ha tratado para la fibra de carbono se trabajó para el aluminio en cuanto a la creación de la sección y su posterior asignación a la "Part" de Aluminio. También se consideró de cara a la creación de la sección como de categoría "Solid" y de tipo "Homogeneous" puesto que toda la "Part" de aluminio estaba realizada con el mismo tipo de material con las mismas propiedades en cada punto.

Como ya se conoce, el paso posterior a la creación de la sección fue su posterior asignación junto a las propiedades del material a la "Part" correspondiente, en este caso, la de aluminio.

### 4.3.3. Propiedades del titanio.

Al igual que se procedió en los anteriores apartados se han descrito las propiedades del titanio que irá referido a la "Part" del titanio.

Para el Titanio se iba a considerar también material elástico con propiedades Isótropas de cara a las diferentes simulaciones que se llevarán en el presente proyecto.

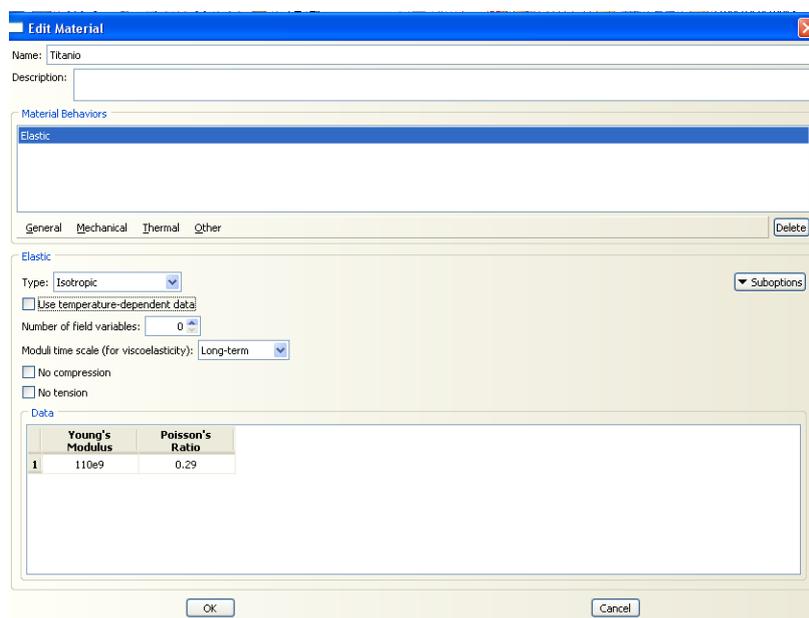


Figura 4.15. Selección del tipo de propiedades del material según la categoría de este.

El titanio que se simuló es Ti6A114VSTA (Ireman, 1998) cuyas propiedades introducidas en ABAQUS son las siguientes:

Propiedad del material	Titanio Ti6A114VSTA
Módulo de Young (E)	110GPa
Coefficiente de Poisson (u)	0,29

Tabla 4.4. Propiedades introducidas en ABAQUS del Titanio Ti6A114VSTA.

Tras la introducción de las propiedades se procedió a la creación de la sección para el Titanio, considerándolo como de categoría "Solid" y de tipo "Homogeneous".

El último paso fue la asignación de la sección a la "Part" correspondiente, titanio para este apartado en concreto.

## 4.4. Ensamblaje del tornillo y las placas.

Tras los pasos de creación de las partes involucradas en el conjunto y, de los materiales de cada parte se trabajó en el ensamblaje de las placas de fibra de carbono y aluminio con el tornillo de titanio para dar forma al conjunto sometido a estudio como si de un bloque se hubiese tratado.

Primeramente hay que disponerse a hacer aparecer cada una de las partes correspondientes, para ello en el módulo "Assembly" se debió pulsar el botón "Instante Part" para seleccionar cada una de las "Part" creadas. Estas "Part" debían ir apareciendo una a una considerando que eran de tipo independiente, para mallar todo como un bloque y no editar cada "Part" por separado para el proceso de mallado.

Con las diferentes herramientas (translación, giro, copia de "Part", corte de "Part", etc.) que poseía este módulo "Assembly" se procedió a colocar cada "Part" en su posición relativa, quedando ya el conjunto ensamblado sobre el cual se iba a trabajar.

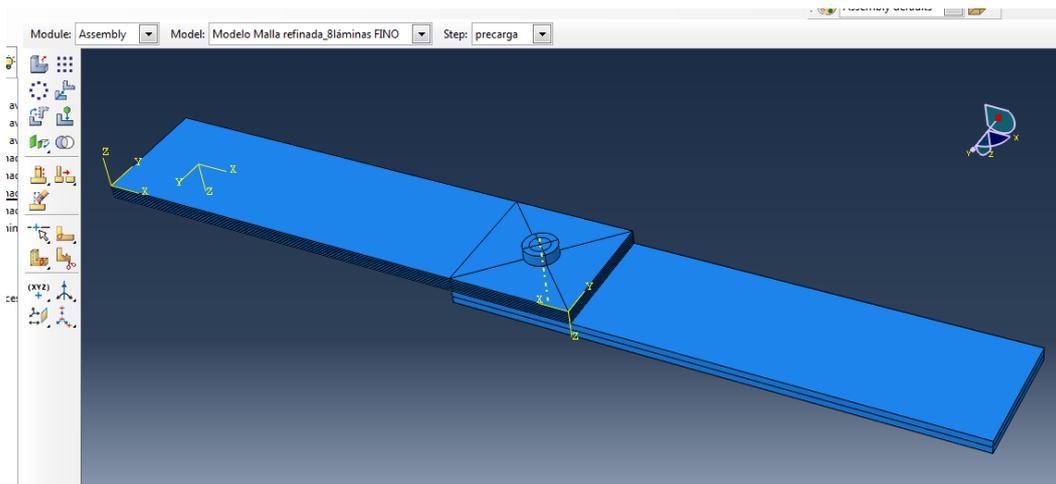


Figura 4.16. Principales opciones del módulo Assembly y Conjunto ensamblado.

Era importante a partir de este módulo que las partes involucradas en el modelo estuviesen correctamente modeladas en cuanto a particiones se refería de cara a módulos posteriores al de "Assembly". Era necesario diferenciar entre las tres "Part" que componen el conjunto.

- **Placa de fibra de carbono:** Se han realizado particiones sobre la parte superior la placa prolongándose por extrusión o por corte de un plano a toda la placa en su parte inferior. Una de ellas fue el contorno de la cabeza del tornillo (1); otra fue una partición coincidente don el borde libre de la placa de aluminio (2); y la última partición se realizó mediante diagonales del cuadrado formado por la anterior partición y el borde libre de la placa de carbono (3).

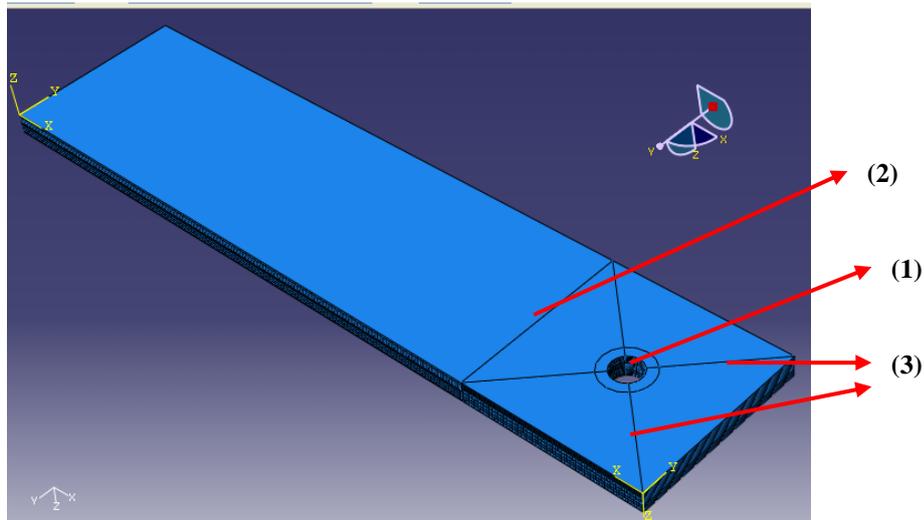


Figura 4.17. Principales particiones realizadas en la placa de fibra de carbono.

- **Placa de aluminio:** Se realizaron exactamente las mismas particiones que para la placa de fibra de carbono con la salvedad de que la partición (1) fue cambiada por el contorno de la arandela del tornillo en la parte inferior de la placa (4) prolongándose por extrusión a la parte superior.

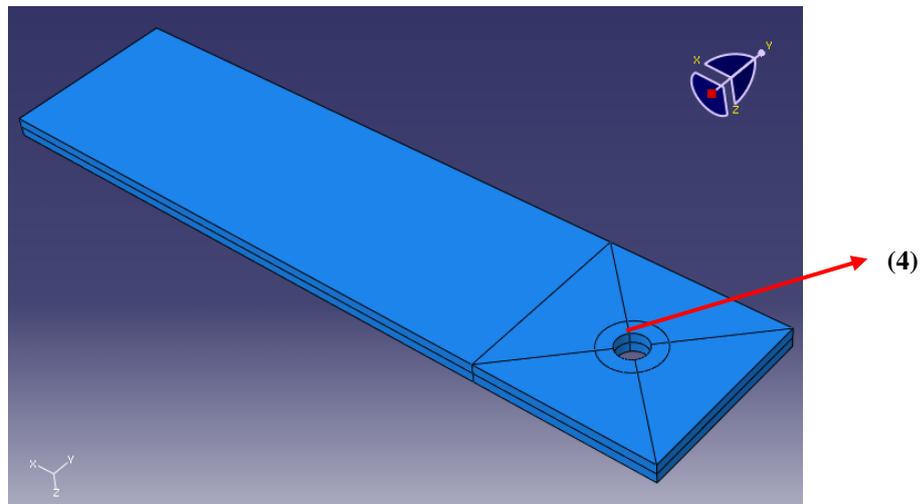


Figura 4.18. Principales particiones realizadas en la placa de aluminio.

- **Tornillo de aluminio:** Se han realizado diversas particiones particulares. Una de ellas fue que el contorno del diámetro del fuste por extrusión se prolongó a todo el tornillo en dirección longitudinal (5); las otras particiones fueron del mismo tipo definiendo planos de corte perpendiculares a la dirección longitudinal en cada salto geométrico del tornillo (6).

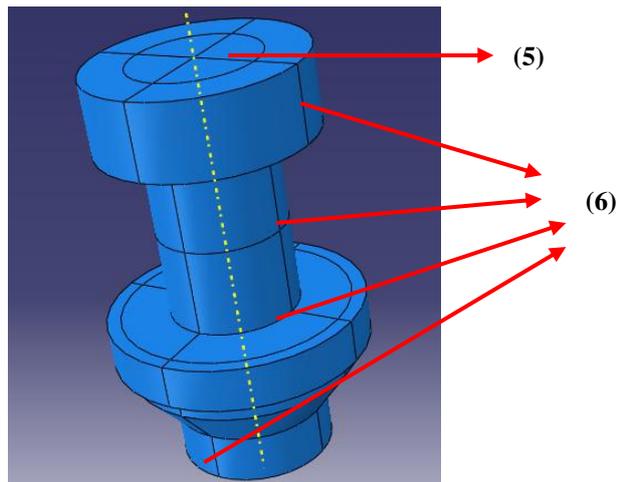


Figura 4.19. Principales particiones realizadas en el tornillo de titanio.

Estas particiones fueron de vital importancia para módulos posteriores como fue el dedicado a cargas y condiciones de contorno, y sobre todo el dedicado al mallado del modelo.

Con esto, quedó completo este módulo en que ya se trabajó como un todo, es decir, como un bloque con todas las partes involucradas ensambladas, pero quedaron varios pasos a seguir hasta proceder a la simulación.

#### 4.5. Step.

Este módulo se encontró a continuación del módulo de ensamblaje (“*Assembly*”). Se trata de un módulo en el que no se hizo nada físico sobre el conjunto ensamblado tal y como se ha venido realizando en los módulos anteriores; se trató de seleccionar en cuantos pasos, tiempo de integración o paso se llevó a cabo la simulación; así como se han seleccionado los resultados que se quiso que el programa ABAQUS calculase en la simulación para ser mostrados en el correspondiente módulo de resultados.

La selección de estos resultados no fue aleatoria o arbitraria, sino que dependía de las necesidades del problema en cuestión. Elegir unos resultados innecesarios hace, por ejemplo, que el tiempo computacional crezca considerablemente. Es idóneo plantearse con anterioridad que es lo necesario de cara a los resultados y optimizarlo.

Para este proyecto se han creado diferentes “*Steps*” en función de las necesidades de la simulación. Cada “*Step*” creado fue tratado como individual y configurado de una manera particular. Se han creado un total de 4 *Steps*. Los *Steps* fueron:

- Precarga: creado para todos los modelos planteados.
- Carga 1: creado para todos los modelos planteados.
- Carga 2: creado para todos los modelos planteados.

- Carga 3: creado tan solo para el modelo con malla gruesa de cabeza avellanada.

A continuación, en la tabla 4.5 se expone un resumen sobre los aspectos más importantes y relevantes de cara a todos los “Steps” planteados.

Step	Nº máx de incrementos	Step Inicial	Step mínimo	Step máximo	Tiempo (s)
Precarga	100	0,1	$10^{-5}$	0,1	1
Carga 1	100	0,1	$10^{-7}$	0,1	1
Carga 2	100	0,1	$10^{-7}$	0,1	1
Carga 3	100	0,1	$10^{-7}$	0,1	1

Tabla 4.5. “Steps” planteados para el presente proyecto.

La creación de los “Steps” en ABAQUS vino dado de la siguiente manera:

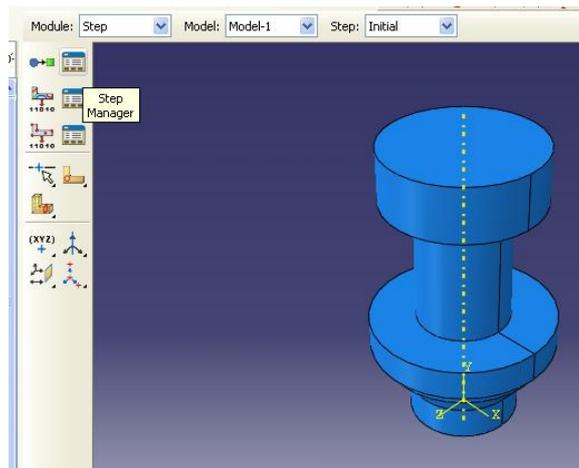


Figura 4.20. Creación de los Steps.

Seguido a esto han existido dos grandes abanicos de resultados que se pudo obtener: unos resultados fueron los pertenecientes al llamado “Field Output” y otro los pertenecientes al “History Output”. Los resultados correspondientes al “Field Output” guardaban valores de las variables que dependían de los nodos o de los elementos; los resultados correspondientes al “History Output” guardaban valores de las variables que tenían un valor global para todo elemento.

A continuación se ha mostrado las indicaciones que se han seguido referidas a los resultados seleccionados en cada uno de los grupos para que el programa ABAQUS calculase en las diferentes simulaciones a llevar a cabo.

- **Resultados de “Field Output”.**

Para este apartado se han seleccionado los resultados apropiados de cara a la verificación de las simulaciones realizadas. En ABAQUS se han seleccionado los siguientes resultados:

<b>Tensión (Von Mises, componentes de tensión)</b>
<b>Desplazamientos, velocidades y aceleraciones</b>
<b>Deformaciones</b>
<b>Fuerzas y reacciones</b>
<b>Contacto</b>
<b>Desplazamientos</b>

Tabla 4.6. Resultados escogidos en “Field Output”.

- **Resultados del “History Output”.**

Para este apartado se ha creado un único archivo “History Output”, referido a la energía. Este archivo ha sido generado para la totalidad del modelo que se planteó y, aunque este apartado fue útil para la obtención de una amplitud significativa de resultados, para el presente proyecto fue suficiente con la obtención de un único archivo de resultados que se ha generado en el “History Output”, pues la elección de los resultados apropiados fue un hecho muy importante de cara al tiempo computacional. En ABAQUS se han seleccionado los siguientes resultados:

<b>Energía (todas las magnitudes) History Output</b>
------------------------------------------------------

Tabla 4.7. Resultados escogidos en “History Output”.

Con esto quedó completado este módulo.

## 4.6. Interacciones.

Fue uno de los módulos de ABAQUS más importantes. Facilitó el establecimiento de las relaciones de cada una de las partes ensambladas en el módulo “Assembly”, ya que en este módulo las “Part” tan solo se han colocado en las posiciones geométricas relativas correspondientes, pero no se ha establecido ninguna relación entre ellas, por ejemplo la definición del contacto entre la cabeza del tornillo y la placa de fibra de carbono. Llanamente hablando se pudo decir que las “Part” estaban acopladas en sus posiciones pero no estaban “pegadas”.

Se ha trabajado con tres comandos importantes: “Create Interaction”, el cual facilitó la creación de interacciones entre los elementos que fuesen necesarios o se deseara que guarden relación entre ellos; “Create Interaction Property”, el cual permitió, después de haber creado una interacción, editar las propiedades de la misma; y “Create Constraint”, que permitió crear unas restricciones en los elementos deseados. Fue posible encontrar estas opciones en el programa.

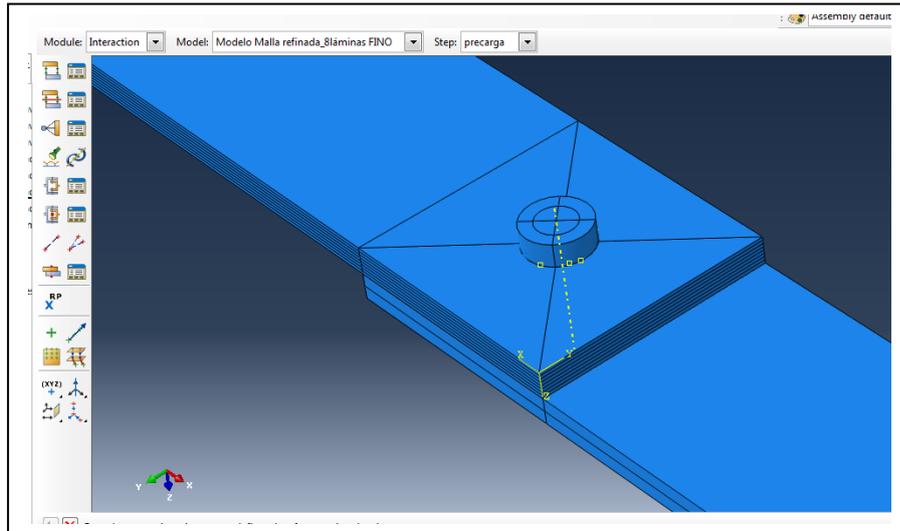


Figura 4.21. Comandos importantes del módulo "Interaction".

En el modelo realizado primeramente se estableció un origen de referencia sobre el cual partía todo. Una vez realizado se trabajó sobre el modelo. Antes de llegar a aplicar interacción alguna entre las diferentes partes se ha comprobado que las particiones se encontraban correctamente realizadas.

Se debe decir que en el módulo "Assembly" han quedado acoplados la placa de fibra de carbono, la de aluminio y el tornillo; originándose un total de cinco contactos en este acople para los cuales se ha impuesto una interacción llamada "surface to surface contact", la cual permitió establecer relaciones de contacto de superficies entre las diferentes partes anteriormente juntadas en el módulo "Assembly".

Los contactos desarrollados y empleados fueron los siguientes:

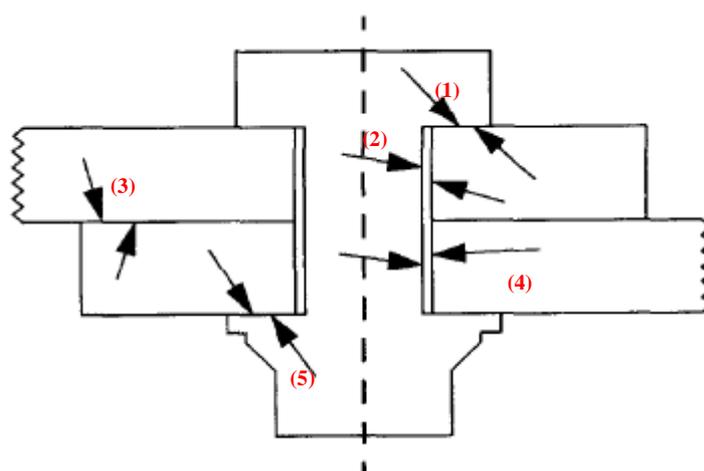


Figura 4.22. Interacciones realizadas en el conjunto de la unión con tornillo de cabeza recta.

- **Placa Fibra de Carbono-Cabeza de Tornillo (1):** Se consideró la interacción entre la sección correspondiente a la cabeza del tornillo en la placa de fibra de carbono (superficie maestra) y el mismo tornillo (superficie esclava).

- **Placa Fibra de Carbono- Fuste Tornillo (2):** Se consideró la interacción entre la sección correspondiente a las láminas del agujero de la fibra de carbono (superficie maestra) con el fuste del tornillo en la longitud del espesor de la placa de fibra de carbono (superficie esclava).
- **Placa Fibra de Carbono- Placa de Aluminio (3):** Se consideró la interacción entre las superficies de contacto de la sección inferior de la lámina de fibra de carbono con la sección superior de la cara del aluminio.
- **Placa de Aluminio-Fuste Tornillo (4):** Se consideró la interacción entre la sección correspondiente a lo largo del agujero de la placa de aluminio (superficie maestra) con el fuste del tornillo en la longitud del espesor de la placa de aluminio (superficie esclava).
- **Placa de Aluminio-Tuerca del Tornillo (5):** Se consideró la interacción entre la sección correspondiente a la tuerca del tornillo en la placa de fibra de carbono (superficie maestra) y la misma tuerca (superficie esclava).

Con esto han quedado impuestas las interacciones y restricciones, considerándose ahora sí que los elementos (placas y tornillo) se encontraban acoplados y “pegados” con unas relaciones impuestas al modelo.

Una vez cumplido los requisitos planteados y necesarios, el módulo “*Interaction*” quedó completado.

## 4.7. Cargas.

El modelo se encontraba en un momento en el que, tras imponer las interacciones necesarias, se aplicaron ahora las cargas y condiciones de contorno que el modelo debe tener para obtener los resultados esperados.

En ABAQUS se han encontrado diferentes comandos que ayudaban a imponer las cargas en el modelo. Para el presente proyecto se ha trabajado con el comando “*Create Boundary Condition*”, el cual permitió establecer las condiciones de contorno al modelo; y con el comando “*Create Load*”, el cual te permitió introducir valores de fuerza en sus múltiples representaciones (tipo presión, carga puntual, desplazamiento, etc.)

Para este modelo se han creado un total de cuatro condiciones de contorno a aplicar y un total de dos cargas a introducir para los diferentes “*Steps*” presentados en el documento. Aunque existían más de dos “*Steps*” en los modelos planteados, si que existieron dos tipos de “*Steps*”: Un primer “*Step*” de Precarga donde se introdujo el par de apriete del tornillo; y los demás “*Steps*” a partir del de Precarga (Carga1, Carga2 y Carga3 en algún caso) donde se sometió a la placa de fibra de carbono a tracción. Este

hecho se refleja en la figura 4.23 para el "Step" de Precarga y en la figura 4.24 para los demás "Steps" de carga.

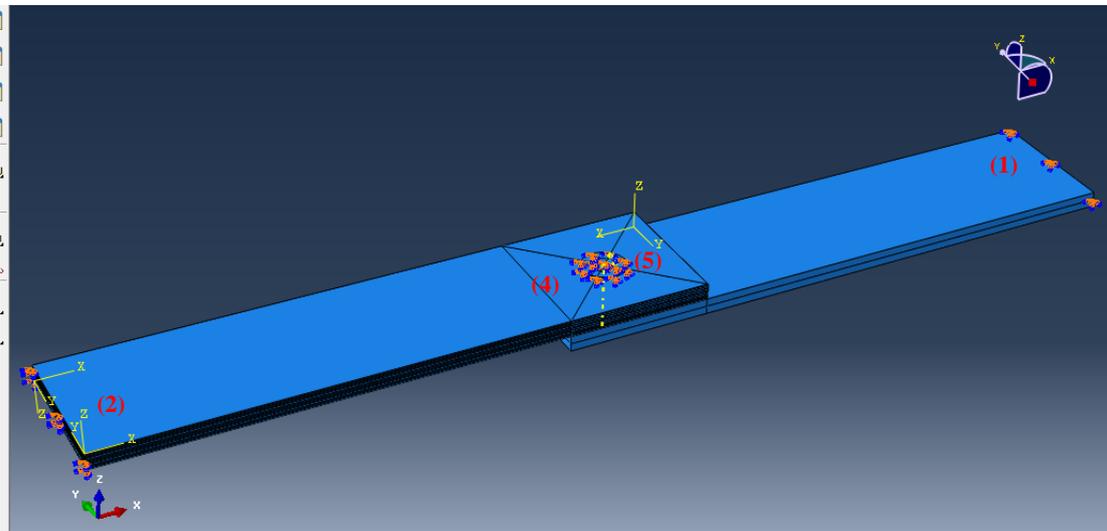


Figura 4.23. Condiciones de contorno y cargas aplicadas en el "Step" de Precarga.

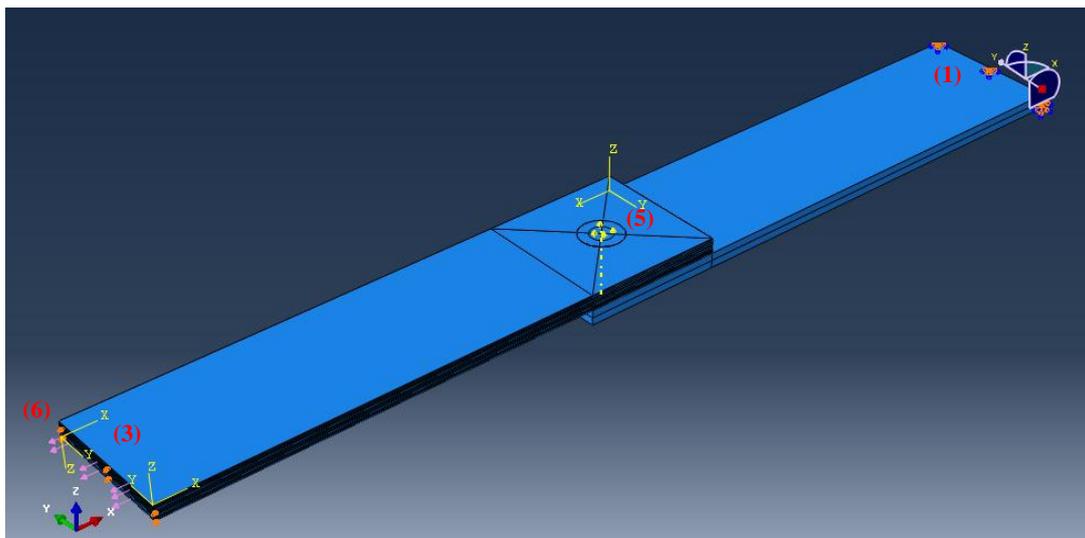


Figura 4.24. Condiciones de contorno y cargas aplicadas en los "Steps" de carga.

En el artículo científico de verificación se han planteado una serie de cargas y condiciones de contorno para el ensayo de laboratorio y los casos planteados para simulación que no se han mostrado explícitamente. Para el presente documento se intentó reproducir con la mayor exactitud posible dichos estados de carga y condiciones de contorno, adaptándolos a la situación de la simulación y considerando las simplificaciones realizadas; de hecho, ciertas condiciones de contorno fueron impuestas por el autor del proyecto ante la aparición de problemas de convergencia en la simulación.

Las condiciones de contorno fueron las siguientes:

- **Empotramiento en el extremo de la placa de aluminio (1):** Se trató de una condición de contorno que reprodujo el ensayo del artículo a llevar

a cabo. Permaneció activado durante la totalidad de los “Steps” que se aplican.

- **Empotramiento en el extremo de la placa de fibra de carbono (2):** Se trató de una condición de contorno activada tan solo en el primer “Step” (Precarga) cuando se aplicó el par de apriete del tornillo justo antes de comenzar el desplazamiento de la placa de fibra de carbono ante los problemas de convergencia presentados.
- **Movimiento de la placa de fibra de carbono en dirección longitudinal (3):** Se trató de una condición de contorno que fuerza a que la placa de fibra de carbono durante el ensayo tan solo se desplazase en su dirección longitudinal. Se intentó evitar, de esta manera, el efecto agudizado del “secondary bending” con los problemas de convergencia y movimiento no deseado de las partes que conlleva. Permaneció activado durante la totalidad de la duración de la simulación.
- **Empotramiento en la cabeza del tornillo (4):** Se trató de una condición de contorno que provocó el empotramiento de la cabeza del tornillo tan solo activado en el “Step” de precarga, permaneciendo desactivado en todos los demás. De esta manera se pudo asegurar que el tornillo no se iba a mover en ninguna dirección cuando el par de apriete fuese introducido, no presentándose movimientos del conjunto en direcciones no deseadas. Se introdujo ante los problemas de convergencia presentados.

Las cargas aplicadas fueron las siguientes:

- **Par de apriete (Bolt Load) (5).**

Se trató de una carga que simuló el par de apriete del tornillo. Esta carga permaneció activada a lo largo de toda la simulación, y se aplicó sobre la superficie interna de la parte superior del fuste del tornillo. La obtención del par de apriete tuvo en cuenta varios parámetros considerados como relevantes (Santiuste et al. 2010).

Se partió de la siguiente expresión:

$$\tau = k \cdot d \cdot P_w \cdot \left[ \frac{\pi}{4} \cdot (d^{*2} - D^2) \right] [3]$$

Donde:

$\tau$ : Par de apriete.

$k = 0,2$

$d^*$ : Diámetro de la cabeza del tornillo.

$D$ : Diámetro del agujero.

$d$ : Diámetro del fuste del tornillo.

$P_w$ : Presión del par de apriete.

Lo que se pretendió fue encontrar el valor de la fuerza necesario para introducirlo en ABAQUS como Bolt Load. Para ello se procedió de la siguiente manera:

$$F = P_w \cdot A_w = P_w \cdot \frac{\pi}{4} \cdot (D^{*2} - D^2) \quad [4]$$

$$\tau = k \cdot d \cdot F \quad [5]$$

$$F = \frac{\tau}{k \cdot d} \quad [6]$$

Aplicando [6] se conoció el valor de la fuerza a introducir en ABAQUS simulando el par de apriete descrito en los artículos de referencias, donde se le aplicó un par de apriete de 1N.m, el cual el artículo lo describió como un “torque” no muy alto.

$$F = \frac{\tau}{k \cdot d} = 845N$$

Con los siguientes valores de parámetros:

$$\tau = 1N.m$$

$$k = 0,2$$

$$d = 5,92 \cdot 10^{-3}m = 5,92mm$$

Esto se introdujo en ABAQUS de la siguiente manera.

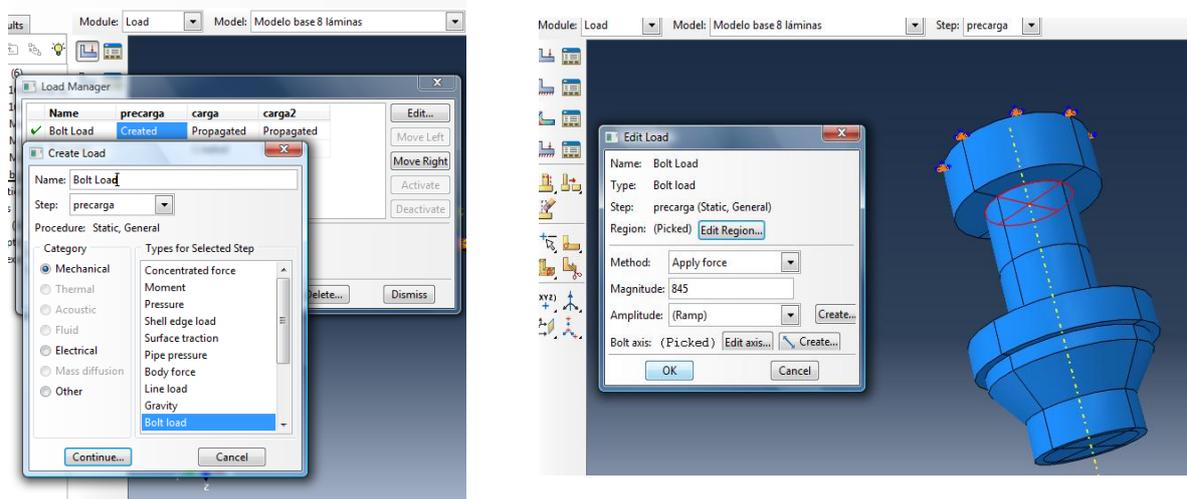


Figura 4.25. Tipo de fuerza introducida, zona de aplicación y magnitud para el par de apriete del tornillo.

- **Carga de Tracción (6).**

Se pudo considerar como la carga principal de ensayo produciendo tracción en el sistema. Se aplicó sobre un extremo de la placa de fibra de carbono a modo de presión sobre superficie de la misma, ya que resultó inviable aplicarse de otra forma como carga puntual en un nodo o carga distribuida sobre un eje.

El valor de la fuerza a introducir en ABAQUS hubo que tratarlo teniendo consideración. Esto fue porque, como se dijo en el apartado 4.5, existieron varios “Steps”; y estos “Steps” se han hecho presente en los módulos de “Interacción” y “Load” (Cargas y Condiciones de Contorno). De tal manera que para cada “Steps” se ha introducido un valor de la carga.

El objetivo fue claro, se pretendió alcanzar la carga de 4KN, carga final de ensayo de lo visto en el capítulo 3; y para llegar a este valor de carga objetivo se ha introducido una serie de cargas intermedias referidas a cada “Step” hasta llegar a la carga objetivo. Los valores de la carga que se tuvieron que llegar a cada “Step” no fueron para nada aleatorios, sino que fueron escogidos minuciosamente según las necesidades surgidas en la simulación y para cada caso.

Para la introducción del valor de la presión se hizo un pequeño desarrollo matemático muy básico.

$$P = \frac{F}{S} \quad [7]$$

Donde:

P: Presión aplicada sobre el extremo más alejado del agujero de la placa de fibra de carbono en unidades de Pascal.

F: Fuerza introducida en el modelo en unidades de Newton.

S: Superficie del extremo más alejado del agujero de la placa de fibra de carbono en unidades de metros al cuadrado.

$$S = W \cdot t_1 \quad [8]$$

Donde

W: Ancho de la placa de fibra de carbono en unidades de metro.

t<sub>1</sub>: Espesor de la placa de fibra de carbono en unidades de metro.

La expresión de la presión a introducir quedó como:

$$P = \frac{F}{W \cdot t_1} \quad [9]$$

A continuación, en las tablas 4.8 y 4.9, se muestran los casos estudiados referidos a la carga introducida que se debió llegar en cada “Step” presente para la unión con cabeza recta.

- **Modelos con 3 Steps:** Para todos los modelos planteados excepto para el modelo base con cabeza avellanada (malla gruesa con 16 láminas para la placa de fibra de carbono).

STEP	SUPERFICIE (m <sup>2</sup> )	Fuerza (N)	Presión (MPa)
Precarga	1,5.10 <sup>-4</sup>	0	0
Carga 1	1,5.10 <sup>-4</sup>	1200	8,01
Carga 2	1,5.10 <sup>-4</sup>	4000	26,7

Tabla 4.8. Relación Step-Fuerza aplicada.

- **Modelos con 4 Steps:** Para el modelo base con cabeza avellanada (malla gruesa con 16 láminas para la placa de fibra de carbono).

STEP	SUPERFICIE (m <sup>2</sup> )	Fuerza (N)	Presión (MPa)
Precarga	1,5.10 <sup>-4</sup>	0	0
Carga 1	1,5.10 <sup>-4</sup>	1200	8,01
Carga 2	1,5.10 <sup>-4</sup>	3740	25
Carga 3	1,5.10 <sup>-4</sup>	4000	26,7

Tabla 4.9. Relación Step-Fuerza aplicada.

Como se percibe en las tablas 4.8 y 4.9 todos los casos coincidieron en dos puntos:

- En el “Step” de Precarga no hay carga de tracción por ser el momento en el que se introdujo el par de apriete.
- En el primer “Step” de carga se introdujo un valor de la carga de 1200N, no elegido aleatoriamente, sino escogido ante la presencia del efecto del “*Secondary Bending*”, efecto de pandeo debido a la excentricidad de la carga que producía una serie de problemas de convergencia en las simulaciones llevadas a cabo.

Tras el paso del primer “Step” de carga (1200N aplicados en el extremo de la placa) se superó el “*Secondary Bending*”; y el objetivo fue recorrer lo restante hasta llegar a los 4000N (punto donde finaliza la simulación). Los 2800N necesarios hasta alcanzar el objetivo se ha podido recorrer en otro “Step” (Tabla 4.8.) o dividirlo si existían problemas en la simulación, como los que se han originado por la convergencia, en dos “Steps” según los casos (Tabla 4.9).

La manera de introducción de la carga de tracción fue la siguiente:

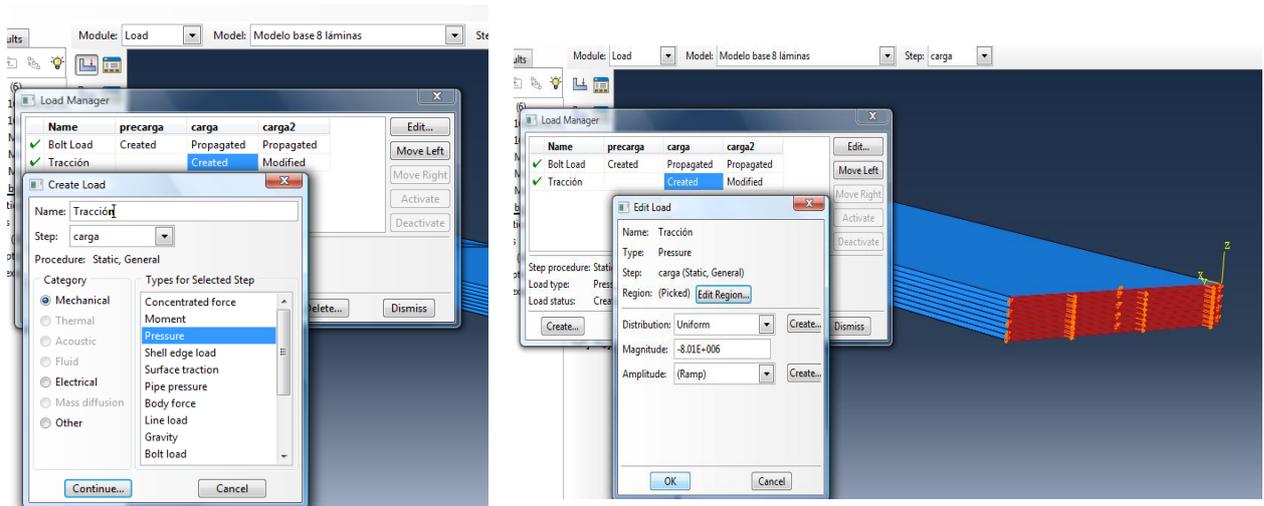


Figura 4.26. Elección del tipo de carga a introducir y selección de zona de aplicación.

Quedó completo este módulo dedicado al establecimiento de las cargas y condiciones de contorno sobre el bloque del modelo.

## 4.8. Mallado.

Se llegó a uno de los módulos más importantes del programa ABAQUS. Se procedió, después de todos los pasos anteriores detallados anteriormente, al proceso de mallado del modelo. Se trató de establecer las divisiones que se van a realizar sobre los elementos del modelo, con la finalidad de aplicar las ecuaciones en cada elemento de malla que den los resultados pedidos. El número de divisiones llevadas a cabo fueron dadas por el criterio establecido entre autor y tutor del proyecto, tan solo se han establecido unas divisiones de las cuales se ha partido, y en función de los resultados obtenidos se llevó a cabo más divisiones. Las divisiones se han llevado a cabo hasta que los resultados obtenidos no variasen en gran medida al aplicarse más divisiones en detrimento de un mayor tiempo computacional, es decir, no compensa tener un tiempo computacional elevado para obtener unos resultados similares a los que se tendrían con menores divisiones.

Para el presente proyecto se pudo decir que el número de elementos no se ha fijado por el establecimiento de un tamaño de elemento, sino que dependiendo de la zona de trabajo se asignaron un determinado tamaño de elemento u otro. Dicho de otra manera se ha prefijado el número de elementos que se poseían en un determinado eje a criterio en función de los casos de la simulación.

Se estableció un criterio de mallado de forma que los lectores del documento pudiesen entender lo que en el programa se ha plasmado diferenciando si se está tratando de las placas de fibra de carbono o aluminio, y para los casos de cabeza recta si se trabaja con 8 o 16 láminas para la placa de fibra de carbono

#### 4.8.1. Malla base para unión con tornillo de cabeza recta.

##### ❖ Placas de fibra de carbono y aluminio.

El criterio a seguir fue el mismo para ambas placas diferenciándose en que la placa de fibra de carbono poseía un número de láminas determinado. Para este modelo solo se trabajó con un número de 8 láminas para la placa de fibra de carbono. Para las placas se han empleado elementos tipo estructural en su totalidad.

Tal y como se muestra en la figuras 4.27 y 4.28 se han diferenciado entre cuatro zonas claramente:

- **Agujero de la placa (1):** Se fijó un número de 40 elementos equidistantes a lo largo de cualquier la circunferencia que conforme el agujero (10 elementos por cada cuarto de circunferencia).

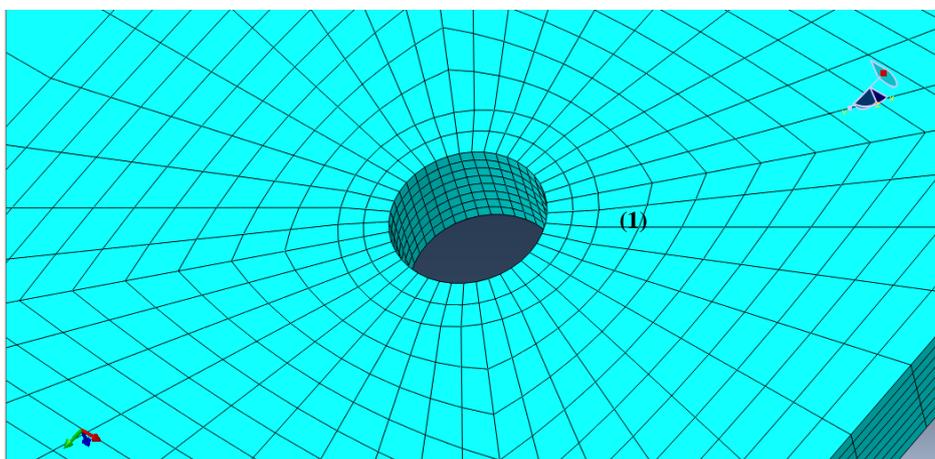


Figura 4.27. Detalle de la zona más cercana al agujero para la placa de fibra de carbono.

- **Ancho de la placa (2):** Con la finalidad de poder lograr la mayor uniformidad de la malla posible se fijó un número de 10 elementos en los ejes que forman el ancho de la placa coincidiendo con los elementos pertenecientes a un cuarto de circunferencia.
- **Zona cuadrada alrededor del agujero (3):** Se aplicó el mismo criterio que en el punto anterior.
- **Largo de la placa hasta la zona cuadrada (4):** Con la finalidad de poder alcanzar la malla más óptima posible se recurrió a una opción del módulo "Mesh", en la que se estableció un número de elementos a lo largo de los ejes que conformaban esta zona, además del tamaño de los elementos en función de la relación tamaño elemento más grande dividido por el tamaño del elemento más pequeño. Para este caso en concreto la relación anteriormente descrita fue de 3 y el número de elementos fue de 20 a lo largo de cualquier eje en esa zona y esa dirección hasta (3).

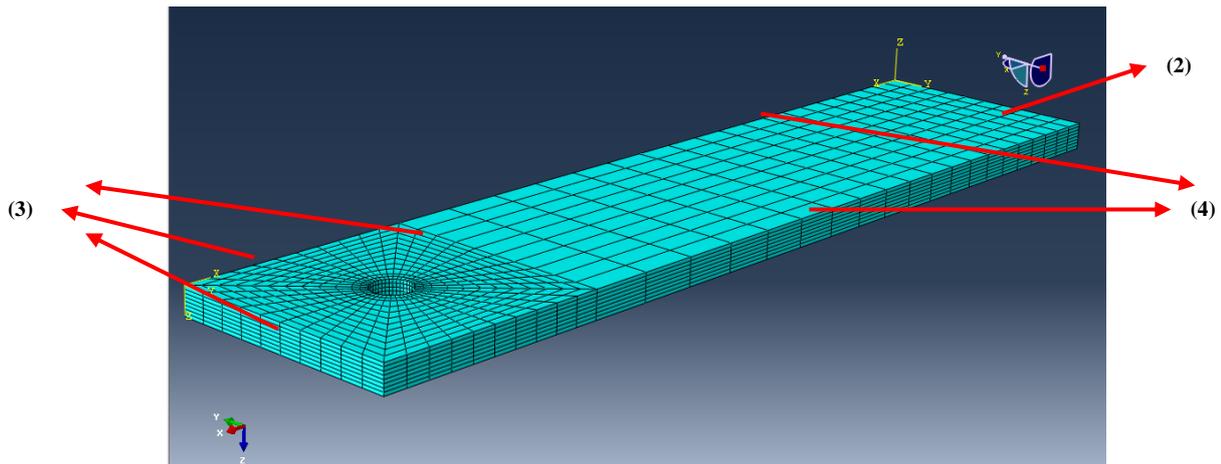
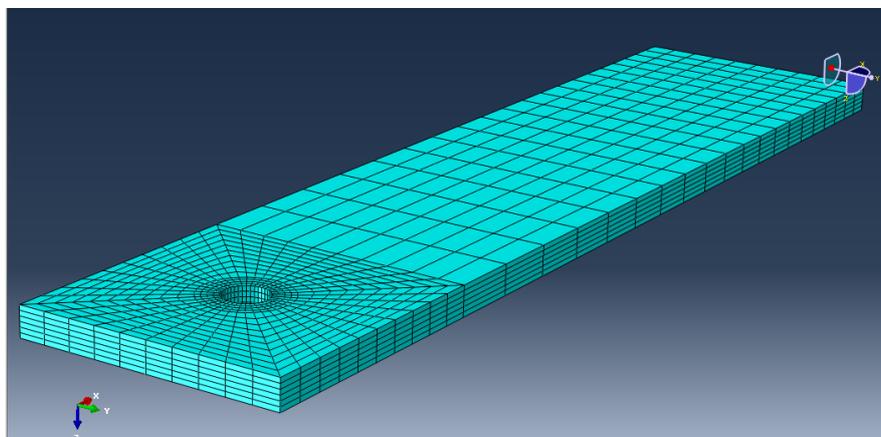


Figura 4.28. Zonas de importancia de mallado en la placa de fibra de carbono y mallado base.



Figuran 4.29. Malla base para la placa de aluminio.

#### ❖ Tornillo de cabeza recta de titanio.

Se estableció el criterio de imponer un número de 32 elementos equidistantes (8 elementos por cuarto de circunferencia) a lo largo de cualquier parte del tornillo con forma circular. Para el tornillo se han empleado elementos tipo estructural en su totalidad.

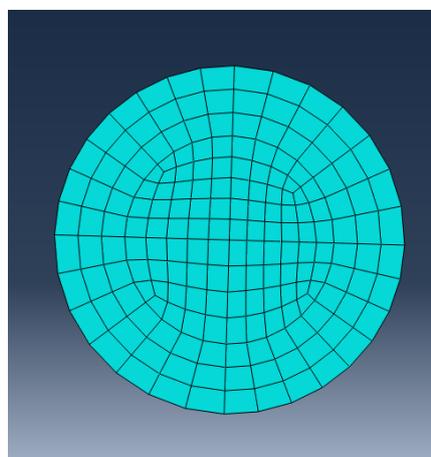


Figura 4.30. Vista en planta de la malla del tornillo.

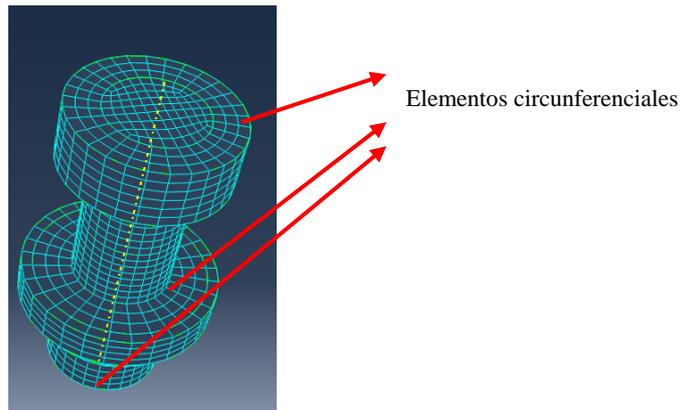


Figura 4.31. Elementos circunferenciales con 32 elementos.

En la figura 4.32 se pudo apreciar de manera visual el número de elementos empleados en las partes del tornillo que se han encontrado en dirección longitudinal al mismo. Este número de elementos fue variable, dependiendo de la zona en la que se haya trabajado.

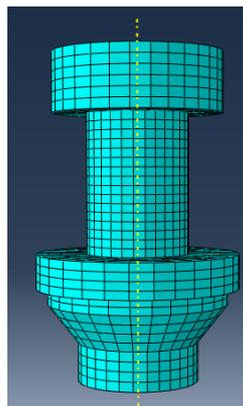


Figura 4.32. Número de elementos en dirección longitudinal.

Como resumen, en la tabla 4.10 se ha podido visualizar el número de elementos que compone cada parte para el caso base.

	Nº de Elementos
Placa de fibra de carbono	5440
Placa de aluminio	4560
Tornillo de titanio	5232

Tabla 4.10. Número de elementos de cada parte para el caso base.

#### 4.8.2. Malla fina para unión con tornillo de cabeza recta.

Se procedió al afinamiento de la malla en todos los elementos involucrados en el conjunto con la finalidad de poder encontrar resultados mejores en las simulaciones, aunque el tiempo computacional fuese mayor. La política de mallado fue la misma que en el anterior caso, pero cambiando el número de elementos por ejes involucrados.

❖ **Placas de fibra de carbono y aluminio.**

El criterio a seguir fue el mismo para ambas placas diferenciándose de que la placa de fibra de carbono posee un número de láminas determinado. Para este afinamiento, a su vez, se tuvieron dos subcasos: uno para el modelo que posee 8 láminas que conformaban la placa de fibra de carbono y otro para el modelo con 16 láminas. Para las placas se han empleado elementos tipo estructural en su totalidad.

Al igual que en el anterior caso se trabajó sobre cuatro zonas:

- **Agujero de la placa:** Se fijó un número de 54 elementos equidistantes a lo largo de cualquier la circunferencia que conforme el agujero (14 elementos por cada cuarto de circunferencia).

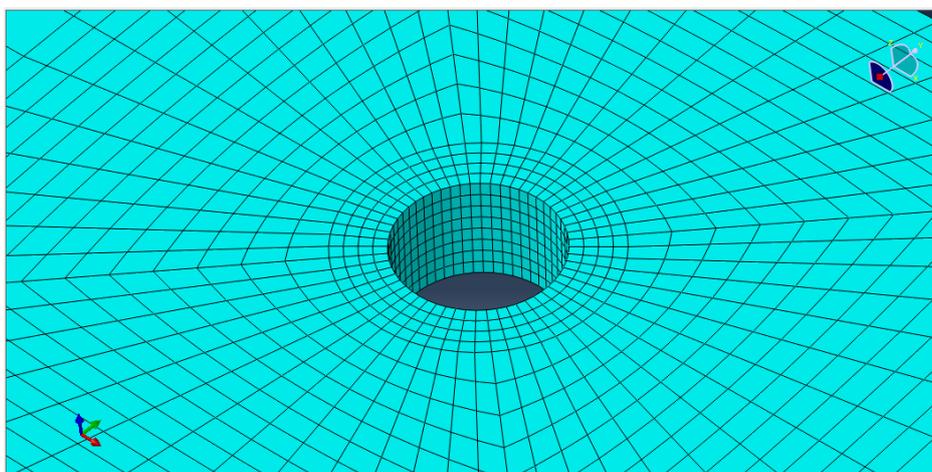


Figura 4.33. Detalle de la zona más cercana al agujero para la placa de fibra de carbono.

- **Ancho de la placa:** Con la finalidad de poder lograr la mayor uniformidad de la malla posible se fijó un número de 14 elementos en los ejes que forman el ancho de la placa coincidiendo con los elementos pertenecientes a un cuarto de circunferencia.
- **Zona cuadrada alrededor del agujero:** Se aplicó el mismo criterio que en el punto anterior.
- **Largo de la placa hasta la zona cuadrada:** Con la finalidad de poder alcanzar la malla más óptima posible se recurrió a una opción del módulo “Mesh”, en la que se estableció un número de elementos a lo largo de los ejes que conforman esta zona, además del tamaño de los elementos en función de la relación tamaño elemento más grande dividido por el tamaño del elemento más pequeño. Para este caso en concreto la relación anteriormente descrita fue de 3 y el número de elementos es de 30 a lo largo de cualquier eje en esa zona y esa dirección.

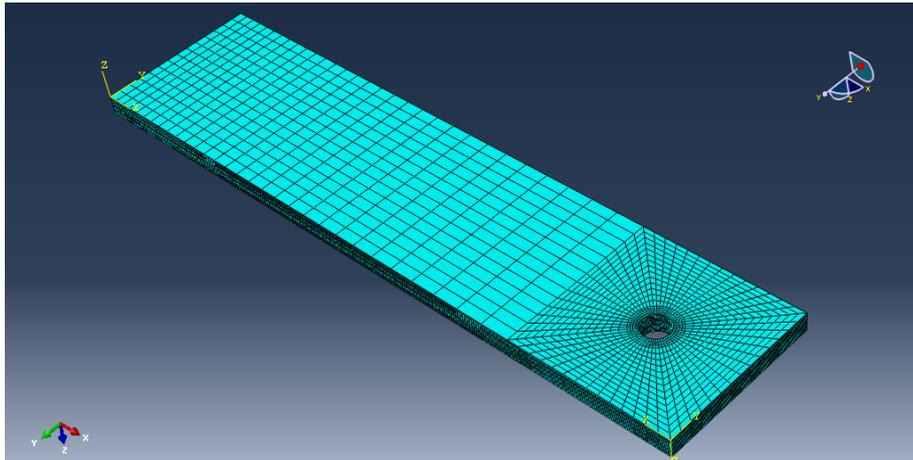


Figura 4.34. Malla refinada para la placa de fibra de carbono.

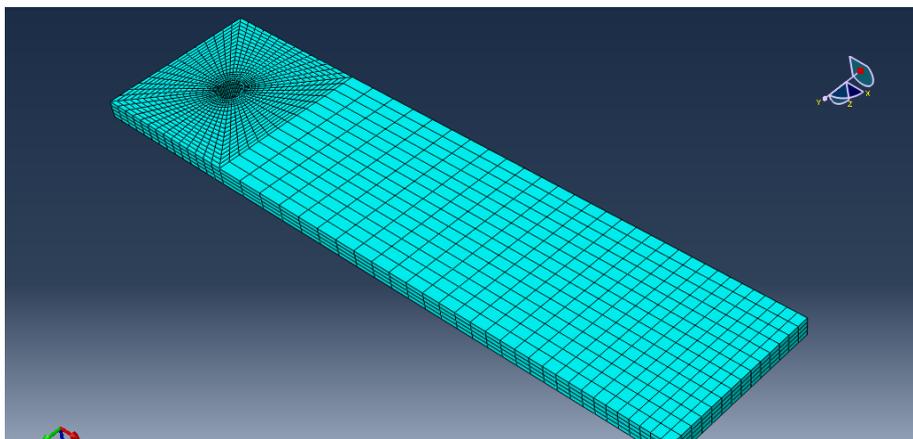


Figura 4.35. Malla refinada para la placa de aluminio.

#### ❖ Tornillo de cabeza recta de titanio.

Se estableció el criterio de imponer un número de 40 elementos equidistantes (10 elementos por cuarto de circunferencia) a lo largo de cualquier parte del tornillo con forma circular. Para el tornillo se han empleado elementos tipo estructural en su totalidad.

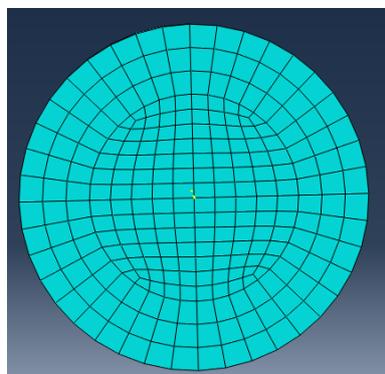


Figura 4.36. Vista en planta del tornillo con refinamiento de malla.

En la figura 4.37 se ha apreciado de manera visual el número de elementos empleados en las partes del tornillo que se encuentran en dirección longitudinal. Este número de elementos fue variable dependiendo de la zona en la que se haya trabajado.

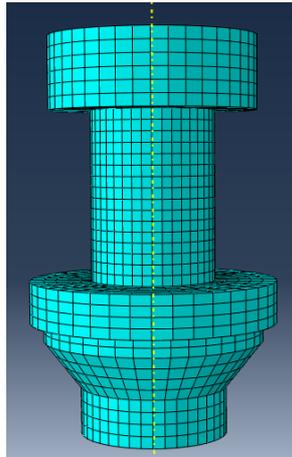


Figura 4.37. Número de elementos en dirección longitudinal.

En las tablas 4.11 y 4.12 se han expuesto los dos subcasos planteados en cuanto a número de elementos de la malla de cada parte involucrada.

- **Malla refinada con 8 láminas para la placa de fibra de carbono.**

	Nº de Elementos
Placa de fibra de carbono	11424
Placa de aluminio	5712
Tornillo de titanio	7040

Tabla 4.11. Número de elementos de cada parte para el caso refinado

- **Malla refinada con 16 láminas para la placa de fibra de carbono.**

	Nº de Elementos
Placa de fibra de carbono	22848
Placa de aluminio	5712
Tornillo de titanio	8016

Tabla 4.12. Número de elementos de cada parte para el caso refinado

Se tuvo en cuenta que, en todos los procesos de mallado anteriormente mostrados, se ha de proceder al mallado de las zonas internas de las placas de fibra de carbono y aluminio, y también del tornillo de titanio para cabeza recta y cabeza avellanada. Este hecho se ha realizado a criterio escogido por el autor y el tutor del presente documento, siendo este paso de vital importancia para la buena marcha de la convergencia en las simulaciones.

## 4.9. “Job” o espacio de trabajo.

Fue el último módulo antes de realizar la simulación del modelo. Se tuvo que definir una simulación utilizando un modelo correspondiente, es decir, según las necesidades del modelo. Fue aquí donde, tras el comienzo de la simulación, se empezaron a generar los distintos archivos que posteriormente serían estudiados.

El primer caso fue la utilización del comando “*Create Job*”, en el cual se creó un espacio de trabajo, que no es más que el marco donde se desarrolló la simulación. Tras esto apareció un cuadro de pestañas con diferentes opciones a cumplimentar si se desea por diferentes motivos. Para el problema planteado se han dejado las opciones que aparecen por defecto.

Otro apartado importante fue el que aparece tras el comando “*Job Manager*”, en el cual aparece el “*Job*” creado con el nombre del modelo utilizado, el tipo y el estado del análisis. En este cuadro aparecían diferentes botones comunes a un gran número de programas (crea, editar, copiar, renombrar, borrar y cerrar), y específicos del programa ABAQUS: “*Write Input*”, el cual creaba el archivo “*inp*”; “*Data Check*”, el cual hacía un chequeo del problema planteado; “*Submit*”, el cual daba comienzo a la simulación; “*Monitor*”, el cual analizaba el estado de la simulación (pasos, advertencias, errores, incrementos, tiempo de simulación, etc.); y “*Result*”, el cual permitía el acceso a los resultados, no solo tras completarse la simulación, sino mientras se estaba realizando, es decir, se obtuvieron resultados casi en tiempo real.

Uno de los aspectos más importantes del módulo fue la creación del archivo “*inp*”, el cual contemplaba la totalidad del modelo para ser lanzado en la simulación. Este archivo se ha podido modificar en parte (pues se abre como un archivo de texto) cambiando ciertos parámetros del modelo. Fue aconsejable la no manipulación exhaustiva de este archivo pues podrían producirse errores fatales en la simulación.

## 4.10. “Visualization”.

Este módulo fue donde se han podido analizar todo tipo de resultados durante y tras completarse la simulación. El acceso a este módulo, muchas de las veces, vino dado por el módulo “*Job*” a través de “*Result*” en el “*Job Manager*”. Este módulo se trató cuando se ha generado el archivo de resultados “*odb*”, y las opciones que ofreció fueron múltiples: crear gráficas, editar datos de las gráficas, vídeos, seguimiento de cada paso de la simulación, malla deformada, mapa de tensiones, fuerzas y deformaciones, etc.

Una vez desarrollados todos estos módulos quedó completo el modelo numérico planteado sin el análisis de los resultados obtenidos en las simulaciones. El modelo quedó preparado para trabajar sobre él y explotar sus resultados.

## Capítulo 5

### **DESCRIPCIÓN DEL MODELO DE LA UNIÓN CON TORNILLO DE CABEZA AVELLANADA.**

#### 5.1 Introducción.

Se procedió en este capítulo a la descripción de modelo de la unión de las placas de fibra de carbono y aluminio mediante tornillo de titanio con cabeza avellanada.

Este capítulo se centró en el proceso de creación de dicho modelo numérico que fue planteado en el proyecto a partir de este momento y utilizado en sucesivos capítulos. Para ello se desarrollaron tan solo aquellas partes del modelo que fueron completamente diferenciadas de las ya expuestas en el capítulo 4. Las partes no citadas presentaban el mismo mecanismo de aplicación aunque se trató de una unión con tornillo avellanado.

#### 5.2 Definición de la geometría del modelo.

##### 5.2.1. Placa de fibra de carbono.

Para este caso de creación de la "Part" de la placa de fibra de carbono hubo que tener especial cuidado en su diseño. Cualquier error por pequeño que sea provocaba entre otras cosas que la "Part" de la placa de fibra de carbono se solapase con la "Part" del tornillo, con los consecuentes errores graves en los siguientes módulos como el dedicado a las interacciones entre las partes involucradas.

La geometría del contorno de la placa de fibra de carbono fue exactamente igual a la vista en el apartado 4.2.1. Se trató de una placa de medidas 150x36x4,16mm con un agujero realizado a una distancia de 18x18mm sobre uno de los bordes libres de la placa.

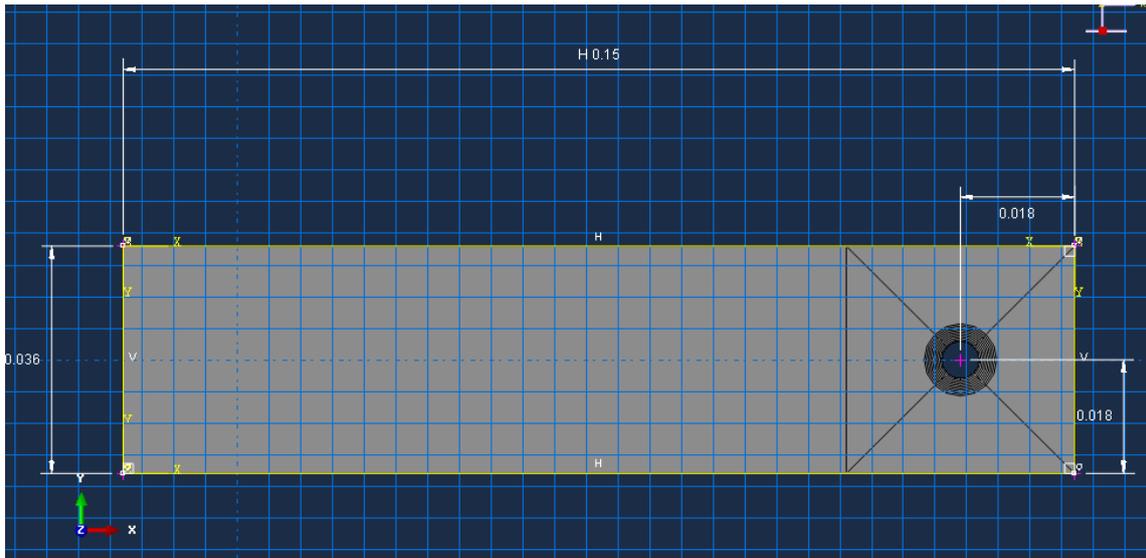


Figura 5.1. Dimensiones de la placa de fibra de carbono.

Lo que verdaderamente cambió en sí para este tipo de unión fue la forma geométrica del agujero al tratarse con una unión avellanada. La parte superior del agujero poseía un diámetro de 11,4mm, el cual se fue disminuyendo a relación de un ángulo de  $45^\circ$  hasta un espesor de la placa de 1,56mm desde la parte inferior de la misma. A partir de este espesor el diámetro del agujero permaneció constante e igual a 6mm.

Esta parte dedicada al agujero se creó por revolución en el lugar indicado y con las medidas que se pueden visualizar la figura 5.2, aunque las cotas que aparecen han sido redondeadas por aproximación al tercer decimal.

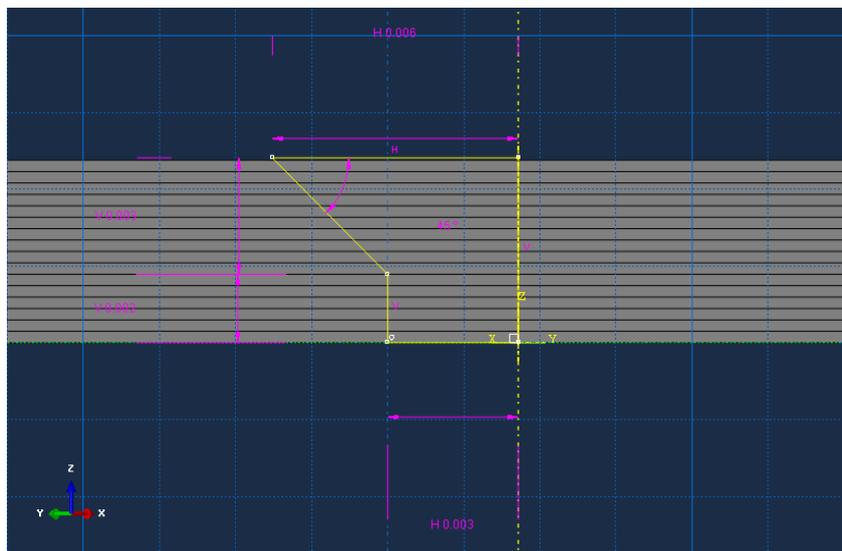


Figura 5.2. Detalle de la creación del agujero por revolución.

### 5.2.2. Tornillo de cabeza avellanada de titanio.

Para la creación de la "Part" del tornillo de cabeza avellanada se procedió de la misma manera que la mostrada anteriormente para el tornillo de cabeza recta en el apartado 4.2.3. Se pudo observar que las únicas diferencias fueron la geometría

diferente de la cabeza del tornillo y del fuste de unión entre la cabeza del tornillo y la parte que simulaba la arandela.

En la figura 5.3 se presentó la descripción geométrica del tornillo detallando aquellas medidas que fueron diferentes al tornillo de cabeza recta (Ireman, 1998).

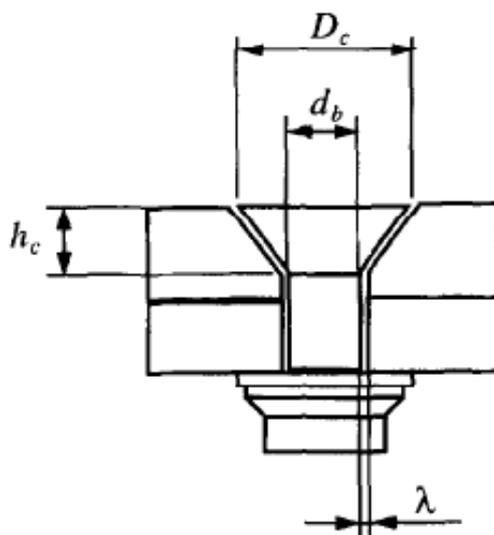


Figura 5.3. Medidas geométricas particulares del tornillo avellanado.

Siendo las medidas particulares y reiterando las generales las siguientes:

PARÁMETRO	MEDIDA (mm)
Diámetro de la cabeza del tornillo ( $D_c$ )	11,4
Diámetro del fuste del tornillo ( $d_b$ )	5,92
Altura de la cabeza del tornillo ( $h_c$ )	2,6
Altura de la tuerca ( $h_2$ )	5,4
Altura de la parte superior de la tuerca ( $h_{nb}$ )	0,9
Altura de la arandela ( $h_w$ )	2
Diámetro interno de la tuerca ( $D_{nt}$ )	7
Diámetro externo de la tuerca ( $D_{nb}$ )	10,5
Diámetro de la arandela ( $D_w$ )	11,8
Holgura normalizada establecida entre el agujero y el fuste del tornillo ( $\lambda$ )	0,04

Tabla 5.1. Medidas del tornillo de cabeza recta.

En la figura 5.4 se pudo visualizar los puntos que compusieron la mitad del tornillo, así como las líneas que se unieron dichos puntos creando una superficie que giraba 360° en torno al eje de revolución marcado. También se visualizó la "Part" del tornillo realizada teniendo en cuenta las particiones de cara a posteriores módulos.

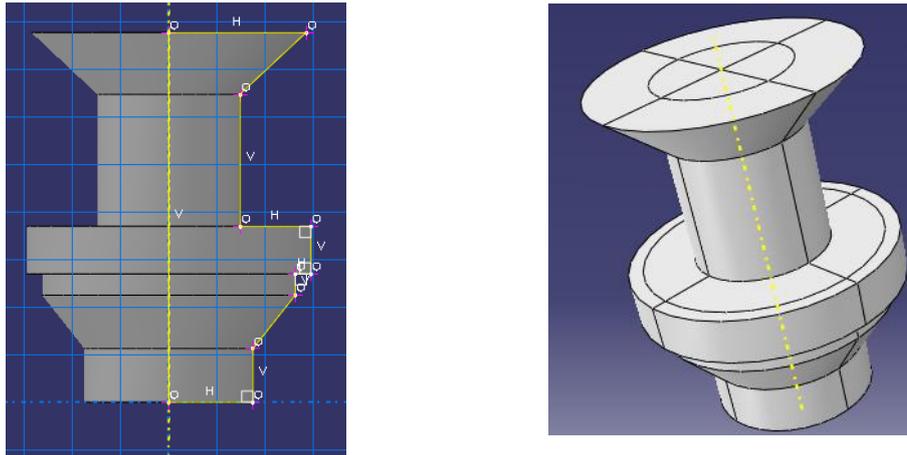


Figura 5.4. Contorno de la Part del tornillo y Part del tornillo avellanada con particiones correspondientes.

### 5.3. Interacciones.

El módulo “*Interaction*” se presentó como diferente si se analizó el modelo para unión avellanada con respecto a la unión recta.

En la figura 5.5 se pudo visualizar al detalle que interacciones fueron necesarias para la realización de este modelo adecuadamente.

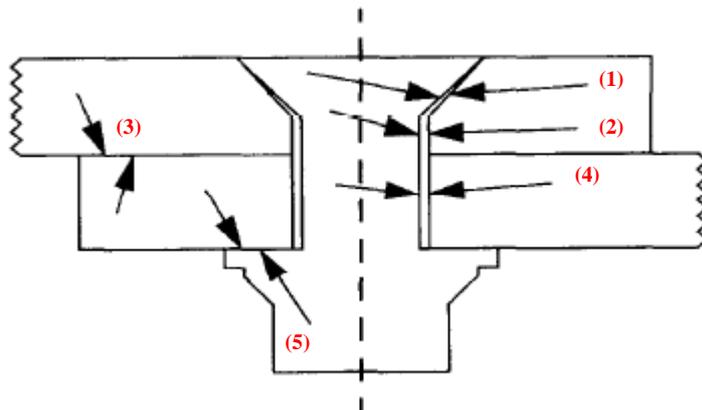


Figura 5.5. Interacciones realizadas en el conjunto de la unión con tornillo de cabeza recta.

Se debe decir que han quedado acoplados la placa de fibra de carbono, la de aluminio y el tornillo, originándose un total de cinco contactos también para este acople en este acople; para los cuales también se ha impuesto la interacción llamada “*surface to surface contact*”. Los contactos fueron los mismos que para la unión con cabeza recta pero con la salvedad de que en los dos primeros puntos que se han mostrado a continuación cambia la superficie de contacto. Los contactos originados fueron:

- **Placa Fibra de Carbono-Cabeza de Tornillo (1):** Se consideró la interacción entre la sección correspondiente a la cabeza del tornillo en la placa de fibra de carbono (superficie maestra), que iba a ser la sección que compone la mitad superior de las láminas del agujero de fibra de carbono; y la misma cabeza del tornillo avellanada (superficie esclava).

- **Placa Fibra de Carbono- Fuste Tornillo (2):** Se consideró la interacción entre la sección correspondiente a la mita inferior de las láminas del agujero de la fibra de carbono (superficie maestra) con el fuste del tornillo en la longitud del espesor de la placa de fibra de carbono (superficie esclava).
- **Placa Fibra de Carbono- Placa de Aluminio (3):** Se consideró la interacción entre las superficies de contacto de la sección inferior de la lámina de fibra de carbono con la sección superior de la cara del aluminio.
- **Placa de Aluminio-Fuste Tornillo (4):** Se consideró la interacción entre la sección correspondiente a lo largo del agujero de la placa de aluminio (superficie maestra) con el fuste del tornillo en la longitud del espesor de la placa de aluminio (superficie esclava).
- **Placa de Aluminio-Tuerca del Tornillo (5):** Se consideró la interacción entre la sección correspondiente a la tuerca del tornillo en la placa de fibra de carbono (superficie maestra) y la misma tuerca (superficie esclava).

Con esto han quedado impuestas las interacciones y restricciones para la unión con tornillo avellanado.

## 5.4. Mallado.

Se procedió a expresar el mallado empleado en la unión con tornillo de cabeza avellanada. Para este tipo de unión se analizó únicamente placas de fibra de carbono de 16 láminas para una mallado base, y un posterior afinamiento de la malla que ha llevado a una mejor obtención de los resultados aunque el tiempo computacional se incrementa.

### 5.4.1. Malla base para unión con tornillo de cabeza avellanada.

#### ❖ Placas de fibra de carbono y aluminio.

El criterio a seguir fue el mismo para ambas placas diferenciándose de que la placa de fibra de carbono poseía un número de láminas determinado. Para este modelo solo se trabajó con un número de 16 láminas para la placa de fibra de carbono. Para las placas se han empleado elementos tipo estructural en su totalidad salvo en la zona del agujero de la placa de fibra de carbono, donde se combinaron dos tipos: estructural y tetraédrico. El hecho de que se hayan empleado elementos tetraédricos tuvo vital importancia para realizar una malla con forma adecuada; pues no tener una malla adecuada implicaba casi con toda seguridad una obtención de resultados con una garantía baja.

De nuevo, y también para el caso de cabeza avellanada, se han establecido cuatro zonas donde se hayan aplicado criterios de establecimiento de malla particulares:

- **Agujero de la placa:** Se fijó un número de 32 elementos equidistantes a lo largo de cualquier la circunferencia que conforme el agujero (8 elementos por cada cuarto de circunferencia). Como se ha citado anteriormente en el agujero del tornillo de la placa de fibra de carbono se tuvo la presencia de dos tipos de elementos: estructural en la parte inferior de la placa (diámetro del agujero constante) y tetraédrico para la zona superior de la plaza donde se produjo la apertura del diámetro del agujero hasta la parte superior.

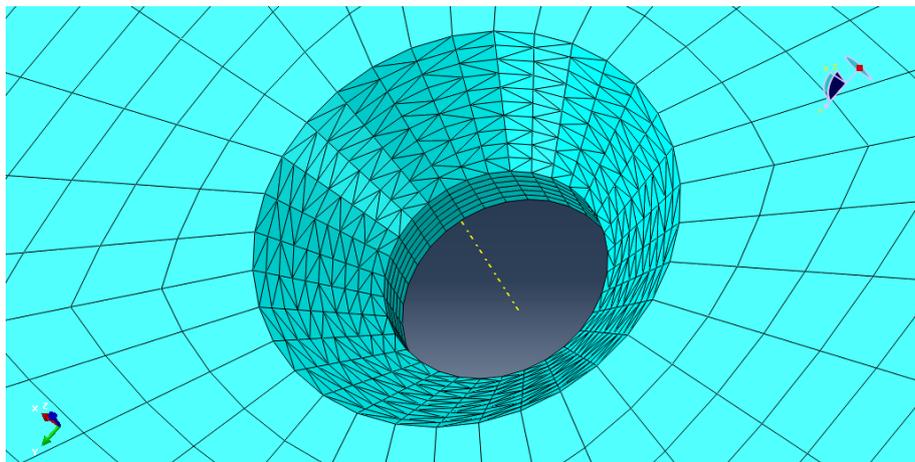


Figura 5.6. Detalle de la zona del agujero de la placa de fibra de carbono.

- **Ancho de la placa:** Con la finalidad de poder lograr la mayor uniformidad de la malla posible se fijó un número de 8 elementos en los ejes que forman el ancho de la placa coincidiendo con los elementos pertenecientes a un cuarto de circunferencia.
- **Zona cuadrada alrededor del agujero:** Se aplicó el mismo criterio que en el punto anterior.
- **Largo de la placa hasta la zona cuadrada:** Con la finalidad de poder alcanzar la malla más óptima posible se recurrió a una opción del módulo “Mesh”, en la que se estableció un número de elementos a lo largo de los ejes que conforman esta zona, además del tamaño de los elementos en función de la relación tamaño elemento más grande dividido por el tamaño del elemento más pequeño. Para este caso en concreto la relación anteriormente descrita es de 3 y el número de elementos es de 14 a lo largo de cualquier eje en esa zona y esa dirección.

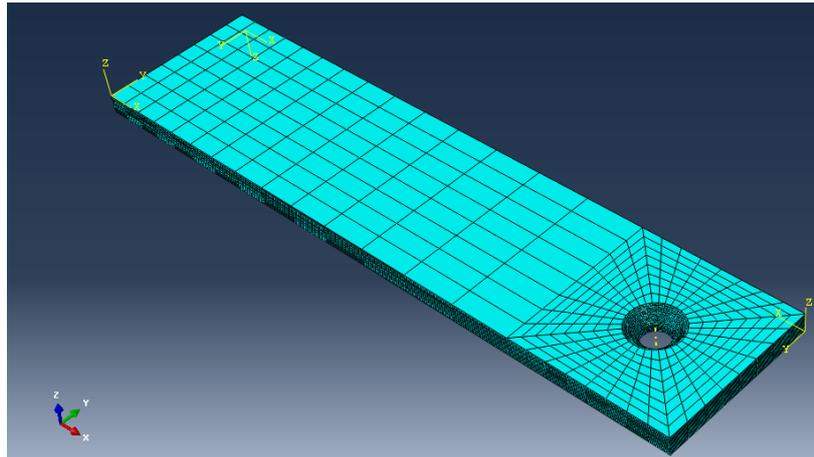


Figura 5.7 Malla base para la placa de fibra de carbono.

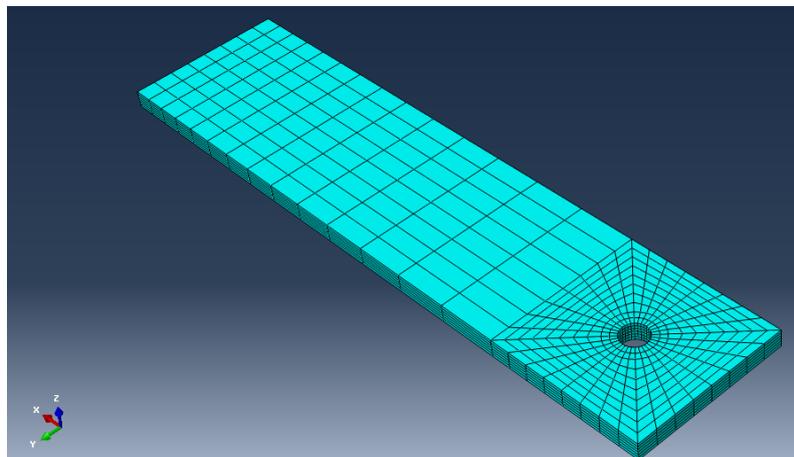


Figura 5.8. Malla base para la placa de aluminio.

❖ **Tornillo de cabeza avellanada de titanio.**

Se estableció el criterio de imponer un número de 28 elementos equidistantes (7 elementos por cuarto de circunferencia) a lo largo de cualquier parte del tornillo con forma circular.

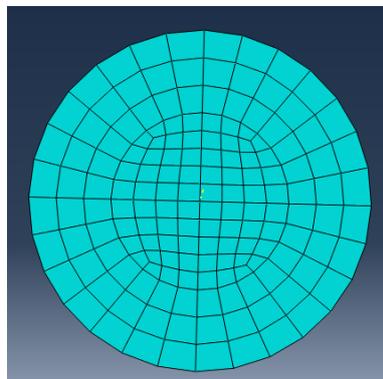


Figura 5.9. Vista de planta del tornillo.

En la figura 5.10 se puede apreciar de manera visual el número de elementos empleados en las partes del tornillo que se encuentran en dirección longitudinal. Este número de elementos fue variable dependiendo de la zona en la que se trabajó.

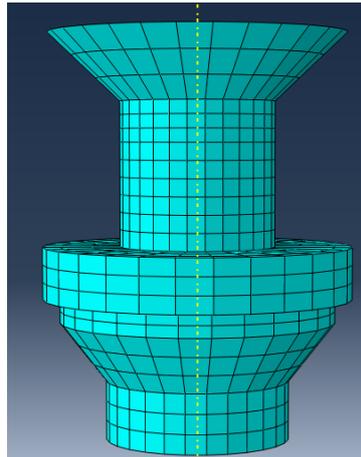


Figura 5.10. Número de elementos en dirección longitudinal.

En la tabla 5.2 se expone el número de elementos de cada parte involucrada.

	Nº de Elementos
Placa de fibra de carbono	13591
Placa de aluminio	2592
Tornillo de titanio	2512

Tabla 5.2. Número de elementos de cada parte para el caso base.

#### 5.4.2. Malla fina para unión con tornillo de cabeza avellanada.

De nuevo se procedió al afinamiento de la malla en todos los elementos involucrados en el conjunto con la finalidad de poder encontrar resultados mejores en las simulaciones. La política de mallado volvió a ser la misma que en el anterior caso, pero cambiando el número de elementos.

##### ❖ Placas de fibra de carbono y aluminio.

El criterio a seguir fue el mismo para ambas placas diferenciándose de que la placa de fibra de carbono poseía un número de láminas determinado. Para el caso de refinamiento se trabajó con un único caso, teniendo 16 láminas en la placa de fibra de carbono. Para las placas se han empleado elementos tipo estructural en su totalidad salvo en la zona del agujero de la placa de fibra de carbono, donde se combinaron dos tipos: estructural y tetraédrico.

Al igual que en el anterior caso se trabaja sobre cuatro zonas:

- **Agujero de la placa:** Se fijó un número de 54 elementos equidistantes a lo largo de cualquier la circunferencia que conforme el agujero (14 elementos por cada cuarto de circunferencia). Como se ha citado anteriormente en el agujero del tornillo de la placa de fibra de carbono se tuvo la presencia de dos tipos de elementos: estructural en la parte inferior de la placa (diámetro del agujero constante) y tetraédrico para la zona superior de la placa donde se produjo la apertura del diámetro del agujero hasta la parte superior.

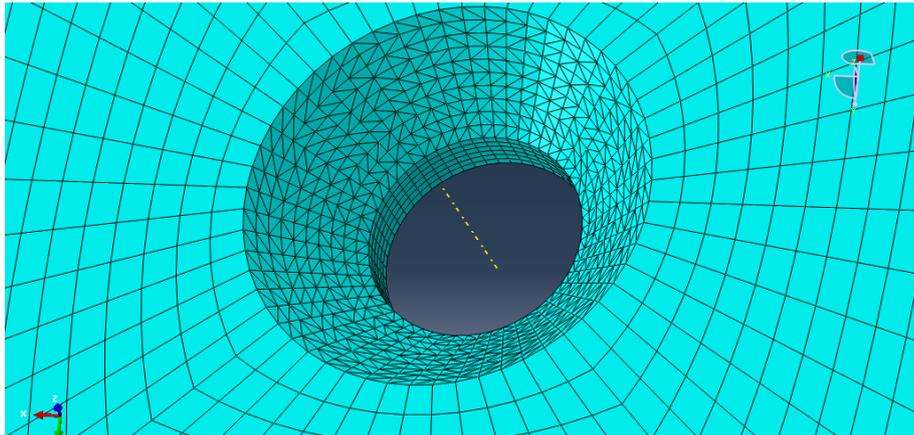


Figura 5.11. Detalle de la zona del agujero para la placa de fibra de carbono.

- **Ancho de la placa:** Con la finalidad de poder lograr la mayor uniformidad de la malla posible se fijó un número de 14 elementos en los ejes que forman el ancho de la placa coincidiendo con los elementos pertenecientes a un cuarto de circunferencia.
- **Zona cuadrada alrededor del agujero:** Se aplicó el mismo criterio que en el punto anterior.
- **Largo de la placa hasta la zona cuadrada:** Con la finalidad de poder alcanzar la malla más óptima posible se recurrió a una opción del módulo “Mesh”, en la que se estableció un número de elementos a lo largo de los ejes que conforman esta zona, además del tamaño de los elementos en función de la relación tamaño elemento más grande dividido por el tamaño del elemento más pequeño. Para este caso en concreto la relación anteriormente descrita es de 3 y el número de elementos es de 30 a lo largo de cualquier eje en esa zona y esa dirección.

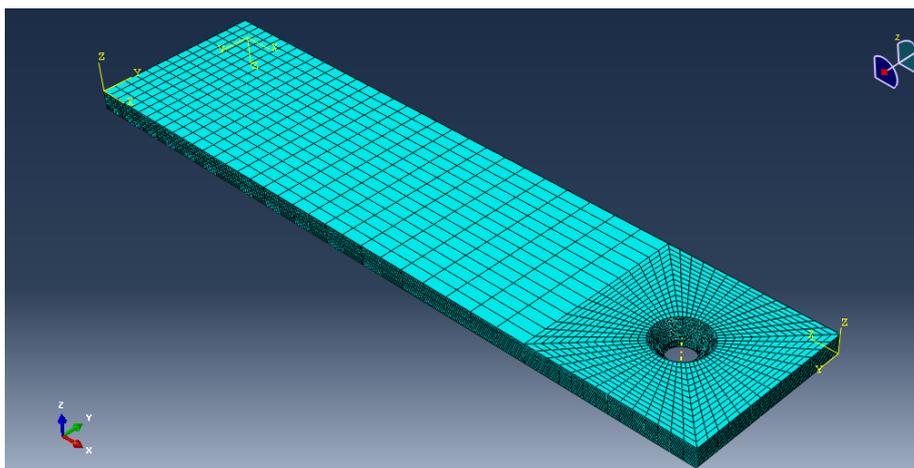


Figura 5.12. Malla refinada para la placa de fibra de carbono.

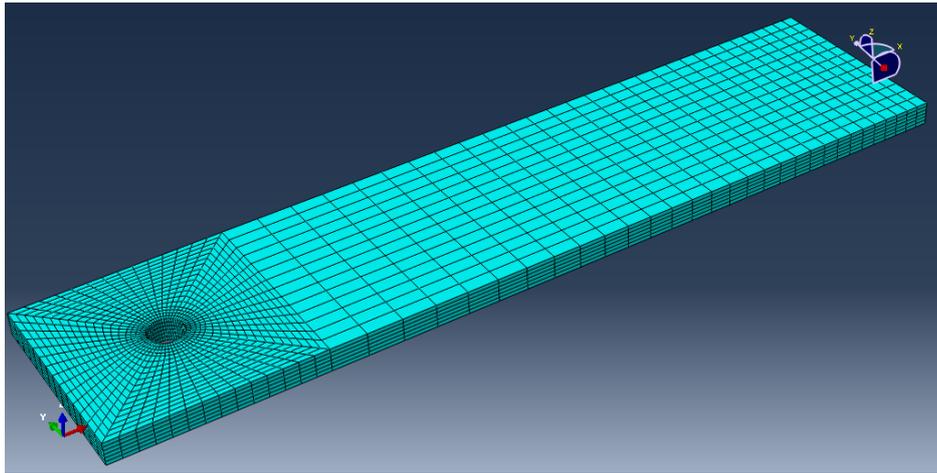


Figura 5.13. Malla refinada para la placa de aluminio.

❖ **Tornillo de cabeza avellanada de titanio.**

Se estableció el criterio de imponer un número de 40 elementos equidistantes (10 elementos por cuarto de circunferencia) a lo largo de cualquier parte del tornillo con forma circular.

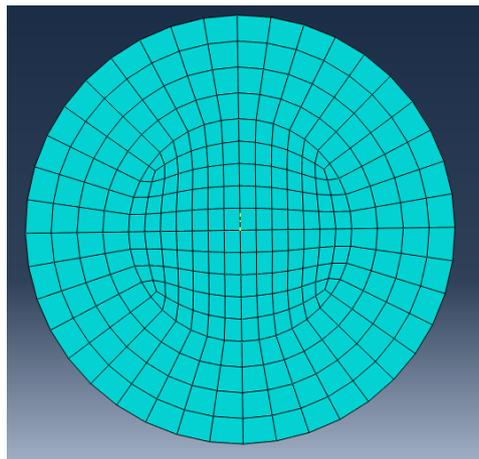


Figura 5.14. Vista de planta del tornillo.

En la figura 5.15 se apreció de manera visual el número de elementos empleados en las partes del tornillo que se encuentran en dirección longitudinal. Este número de elementos fue variable dependiendo de la zona en la que se trabaje.

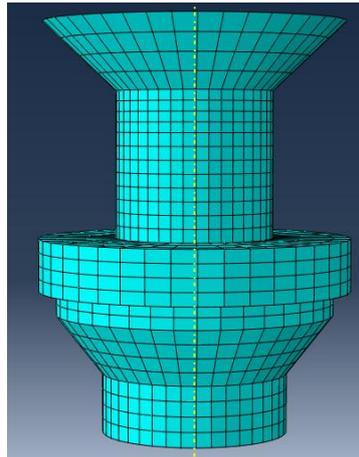


Figura 5.15. Número de elementos en dirección longitudinal.

En la tabla 5.3 se ha expuesto el número de elementos de cada parte involucrada.

	Nº de Elementos
Placa de fibra de carbono	35095
Placa de aluminio	8568
Tornillo de titanio	5840

Tabla 5.3. Número de elementos de cada parte para el caso refinado.

De nuevo y recordando lo expresado al final del apartado 4.8 se tuvo especial cuidado en el mallado de las zonas internas de las partes involucradas en la unión para la correcta simulación y extracción de resultados.

## Capítulo 6

### ***ANÁLISIS DE RESULTADOS.***

#### 6.1. Introducción.

En este capítulo se llevó a cabo un análisis del conjunto objeto de estudio. Este conjunto estuvo compuesto por una placa de fibra de carbono (placa de estudio) unida a una placa de aluminio (placa asistente de estudio) mediante un tornillo de titanio de cabeza recta o avellanada según los modelos. El objetivo fue poder conseguir estudiar y analizar como se comportaba la unión en su primera fase de comportamiento elástico al ser sometida a carga sin llegar a rotura de alguno de los elementos de la unión, siendo la carga máxima aplicada de 4000N.

#### 6.2. Unión atornillada con cabeza recta.

Para la obtención de los objetivos buscados se partió de un primer modelo con malla adecuada pero no refinada con un total de 8 láminas que formaban la fibra de carbono. Después se procedió al refinamiento de la malla logrando un modelo más adecuado a las circunstancias formado por 8 láminas para la placa de fibra de carbono. Tras el caso anteriormente analizado se decidió estudiar como influía el cambio del número de láminas para la placa de fibra de carbono, por lo que se pasó de 8 a 16 láminas con el mismo criterio de afinamiento.

El proceso de afinamiento fue realizado hasta que los resultados que se presentaban se consideraban como los adecuados teniendo en cuenta el gran número de elementos que formaban el modelo; lo cual conllevaba un mayor tiempo de cálculo computacional además de aplicar un gran número de ecuaciones en el global del modelo, pudiéndose provocar problemas de convergencia a pesar de la buena realización del modelo.

En la tabla 6.1 se han presentado los modelos definitivos del conjunto placas-tornillo, en cuanto a características técnicas para unión recta para los modelos planteados de malla gruesa y fina (malla gruesa con proceso de afinamiento) con 8 o 16 láminas para la placa de fibra de carbono.

	Malla Gruesa 8 Láminas	Malla Fina 8 Láminas	Malla Fina 16 Láminas
Placa de fibra de carbono HTA 7/6376	5440	11424	22848
Placa de aluminio AA7475-T76	4560	5712	5712
Tornillo de titanio Ti6A114VSTA	5232	8016	8016
Conjunto	15232	25152	36576

Tabla 6.1. Número de elementos de cada parte y del conjunto para los modelos planteados.

Para los dos primeros modelos, la placa de fibra de carbono se presentó con 8 láminas con la configuración  $[(+45, -45, 0, 90)]_s$ , y para el tercer modelo la placa se presentó con 16 láminas con la configuración  $[(+45, -45, 0, 90)]_{2s}$ . El desarrollo por lámina se trató en el apartado 4.3.1.

Como se ha visualizado en la tabla 6.1, el número de elementos se ha incrementado bastante con el proceso de afinamiento y al duplicar el número de láminas. Manteniendo el número de láminas constante a 8, con el proceso de afinamiento se ha incrementado el modelo en 9920 elementos; y manteniendo el mismo criterio de afinamiento con respecto al segundo modelo presentado, pero duplicando el número de láminas el modelo se vuelve a incrementar en 11424 elementos.

En el capítulo 3, dedicado a los resultados de verificación obtenidos, se han extraído los resultados tanto de carácter experimental como de carácter de simulación. Estos resultados fueron comparados con las simulaciones realizadas por el autor del proyecto.

En las simulaciones realizadas para los modelos con unión recta se presentó un principal problema. Se originaba en los primeros compases de la tracción de la placa ("Step" de Carga1) cuando comenzaba el efecto conocido como "secondary bending", produciéndose una "flexión" en el conjunto que hacía que en los contactos presentados en el módulo "Interaction" existiesen problemas. Se presentaba un problema de convergencia en el modelo, es decir, la simulación se paró al alcanzar el valor de paso mínimo establecido, para este modelo  $10^{-7}$ . Para frenar este efecto se impusieron ciertas condiciones de contorno forzadas para la buena marcha de la simulación. Los resultados orientados a como avanzaban las simulaciones se han detallado en los archivos ".sta", y fue en estos archivos donde se ha podido ver el efecto del "secondary bending" pues el paso disminuyó considerablemente mientras ocurrió este efecto presentándose el problema de convergencia para después aumentar el paso hasta finalizar satisfactoriamente la simulación.

Tras una simulación moderada en cuanto a tiempo computacional se refiere, se han extraído una serie de resultados extensa. En el documento se han presentado los más relevantes, sobre todo los referidos a las deformaciones y desplazamiento relativo para la verificación con los datos extraídos de las gráficas presentadas en el capítulo 3 (Ireman, 1998). Además se presentó como el mapa tensional según el criterio de Von Mises.

❖ **Deformaciones.**

Las deformaciones fueron medidas con respecto al distanciamiento del centro del agujero sobre la parte posterior de la placa de fibra de carbono. La lámina superior de la placa, considerada la lámina de toma de datos de las deformaciones, poseía una orientación de 45°, por lo que los resultados extraídos de ABAQUS han tenido que ser manipulados para obtener los verdaderos datos buscados. Esta manipulación no fue más que la aplicación del círculo de Mohr para obtener los valores principales y, entre ellos, elegir el adecuado.

La obtención del centro del círculo y el radio vino dada por:

$$C = \frac{L_1 + L_2}{2} \quad [10]$$

$$R = \sqrt{\left(\frac{L_1 - L_2}{2}\right)^2 + L_{12}^2} \quad [11]$$

Siendo:

$L_1$ : Deformación en dirección longitudinal a las fibras.

$L_2$ : Deformación en dirección transversal a las fibras

$L_{12}$ : Deformación en dirección de 45° con respecto a la dirección longitudinal a las fibras.

Los valores principales se obtienen a partir de [10] y [11].

$$L_{\min} = C - R \quad [12]$$

$$L_{\max} = C + R \quad [13]$$

El valor buscado para las deformaciones es el que resultó de [12].

En la figura 6.1 se expone la gráfica de las deformaciones con respecto a la posición del agujero de la placa para la carga final de ensayo, es decir, 4000N. Los modelos planteados fueron los desarrollados para la unión con tornillo de cabeza recta por parte del autor del proyecto y dos modelos (experimental y simulación) de verificación tratados en el capítulo 3 en la figura 3.5. Las deformaciones fueron medidas en microdeformaciones.

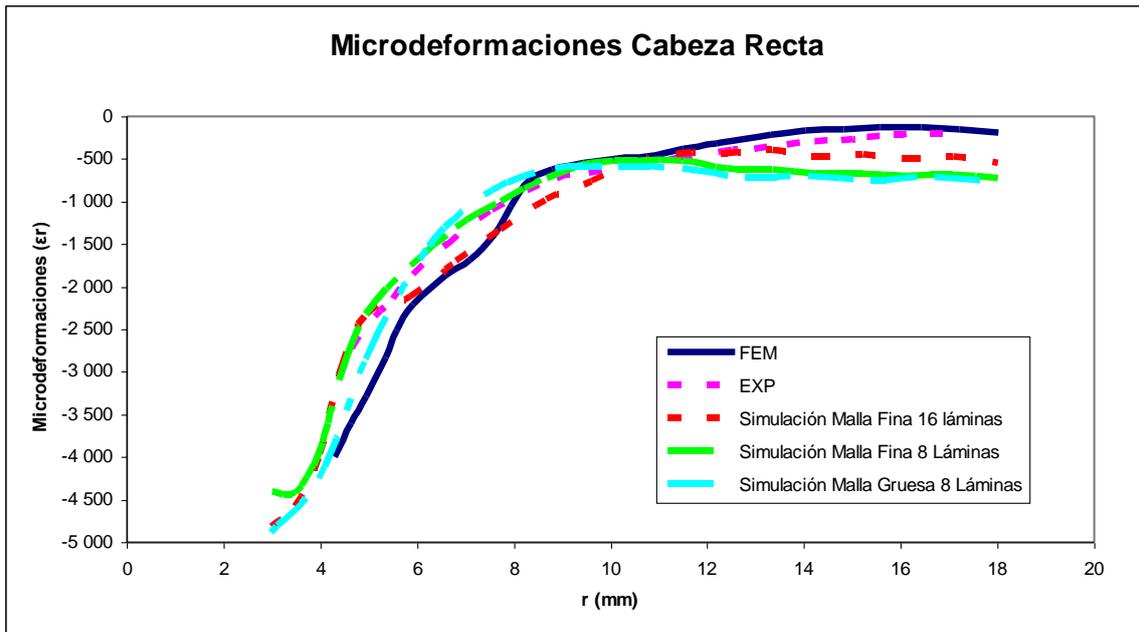


Figura 6.1. Comparativa de los modelos de verificación y los planteados.

Se ha podido visualizar en la figura 6.1 que los resultados se consideraron aceptables si comparando los modelos realizados y simulados para este apartado en concreto. Destacar la proximidad de los resultados en la primera fase de distancia al centro del agujero (hasta 10mm). Esto fue debido a que cerca del agujero, los elementos que conformaron el mallado en la placa de fibra de carbono se encontraron más cercanos y por lo tanto los resultados fueron mejores, en detrimento de la zona más alejada del agujero donde el mallado fue peor (elementos más grandes) y se produjo un alejamiento en los resultados.

El proceso de afinamiento de la malla, partiendo de la inicial tuvo un efecto apreciable, sobre todo conforme se produjo un alejamiento del centro del agujero, por lo que el afinamiento está justificado aunque conllevase mayor tiempo computacional.

También el acercamiento al modelo experimental mediante la duplicación del número de láminas del caso base, y manteniendo el criterio de afinamiento tuvo un efecto más que considerable. Se pudo ver reflejado sobre todo en aquellas zonas más alejadas del agujero que poseían elementos de mayor tamaño. Lo que demostró que si se produjo un acercamiento en cuanto a configuración al modelo del artículo, este hecho se vio en los resultados. No obstante, aunque los resultados no fueron exactos fielmente fueron suficientes para extraer conclusiones de cómo se comportó la unión.

#### ❖ Desplazamiento relativo.

Se trató otro de los resultados planteados y analizados en el artículo de verificación. Este resultado requirió mayor complejidad de obtención del mismo, pues para la obtención de las medidas experimentales se empleó un extensómetro, por lo que los resultados extraídos se consideraron de una calidad bastante aceptable. El autor del artículo decidió omitir la obtención de los resultados de sus simulaciones, lo

que implicó una gran complejidad de cara a la obtención de los resultados en el modelo planteado por el autor del proyecto.

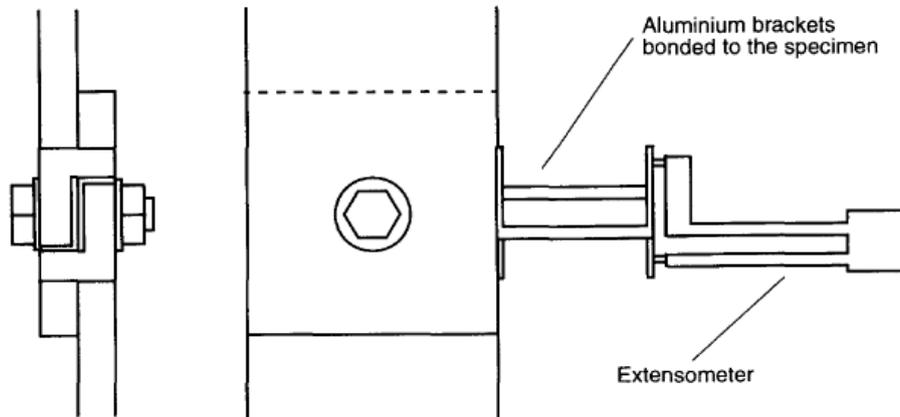
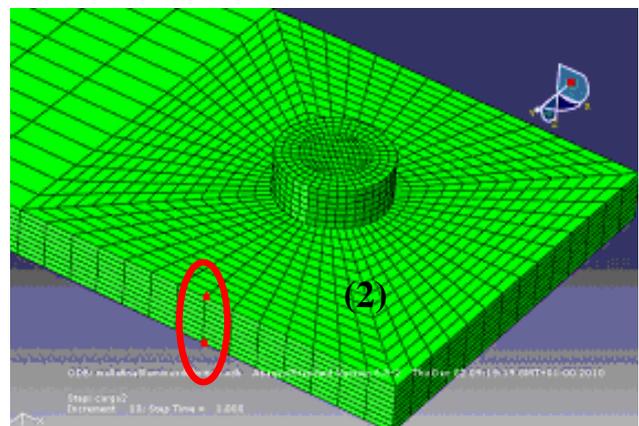
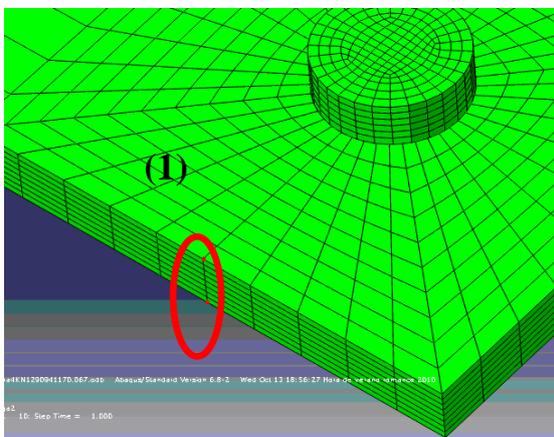


Figura 6.2. Instalación del extensómetro para la obtención del desplazamiento relativo experimentalmente.

En la labor de documentación e investigación realizada en autor del proyecto se encontró otro artículo (Ireman et al, 2000) citado en el capítulo 3 sobre uniones atornilladas donde el autor del artículo para la verificación fue partícipe también (Ireman, 1998). Se planteó una posible obtención de los resultados al no poseer extensómetro de manera no explícita, esto fue obteniendo los desplazamientos de los nodos situados en la lámina superior e inferior de la placa de fibra de carbono sobre el lado largo de la placa a la altura del centro del agujero. Se pudo visualizar la zona de medida para los modelos planteados de unión con tornillo de cabeza recta en la figura 6.3 señalados en rojo:

- (1): Modelo de malla gruesa con 8 láminas en la placa de fibra de carbono.
- (2): Modelo de malla fina con 8 láminas en la placa de fibra de carbono.
- (3): Modelo de malla fina con 16 láminas en la placa de fibra de carbono.



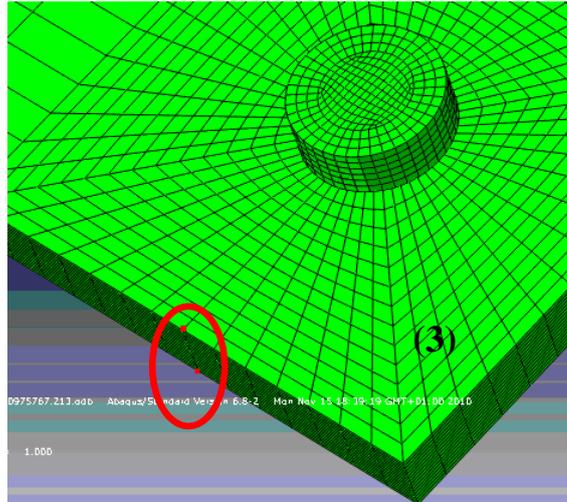


Figura 6.3. Nodos de medida del desplazamiento relativo para 8 y 16 láminas con malla gruesa y fina.

De los nodos ilustrados anteriormente se han extraído los resultados del desplazamiento relativo a lo largo de toda la simulación (de 0N a 4000N).

Estos resultados, junto a los de verificación se han expuesto en la figura 6.4:

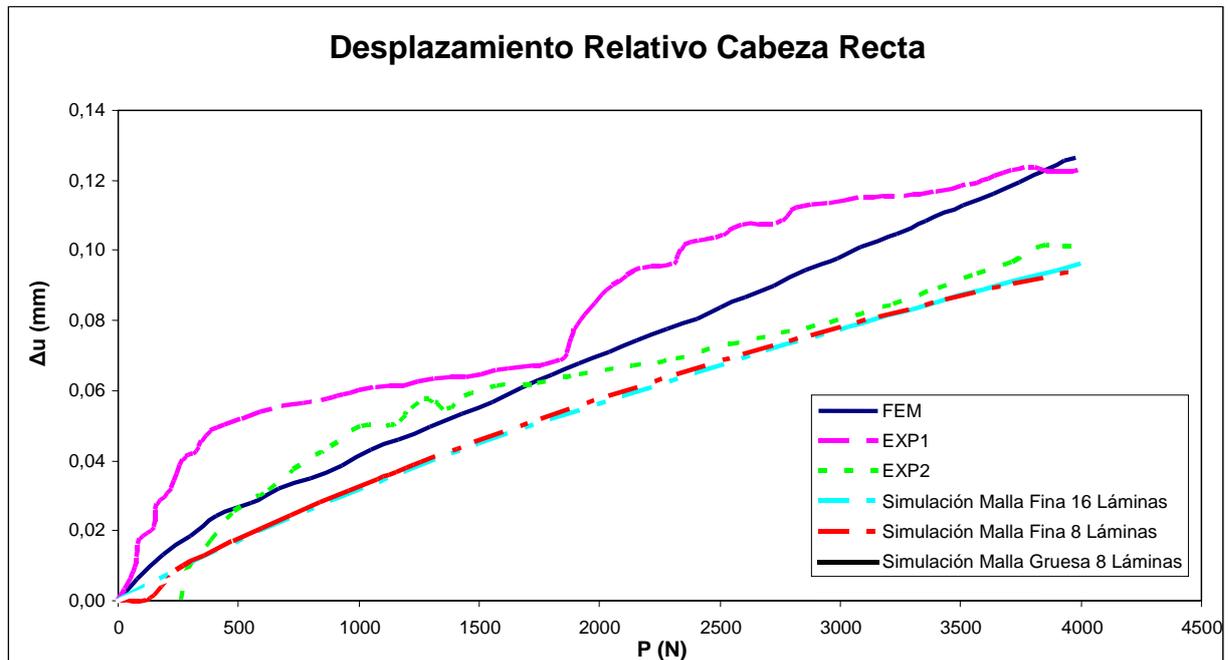


Figura 6.4. Comparativa desplazamientos relativos entre modelos planteados y verificación.

Se pudo visualizar en la figura 6.4 como los resultados referentes a los desplazamientos relativos de los modelos planteados de simulación no se ajustaron de manera más próxima al planteado realizado por simulación computerizada para su verificación.

No obstante se apreció que al producir el proceso de afinamiento en la malla los resultados se acercaron de manera notable a un modelo planteado y analizado experimentalmente; esto indica que el proceso de afinamiento estuvo justificado en la

búsqueda de la mejoría de resultados. No se pudo decir lo mismo del cambio en el número de láminas, pues este no hizo variar prácticamente nada los resultados manteniendo el criterio de afinamiento.

Se reconoció por parte del autor del proyecto que el método de obtención de los resultados no fue del todo adecuado para la obtención de unos resultados que se acerquen a los de verificación, pues también se pudo haber escogido otros nodos de medida próximos o no a los escogidos pero estos tendrían que estar cerca de la zona del agujero; añadiendo a esto las condiciones de contorno que se han impuesto (restricción del desplazamiento tan solo en dirección longitudinal entre otras). Aunque en valores numéricos la aproximación no fue del todo la esperada, si que fue posible extraer de los resultados que mantuvieron cierta tendencia si se hizo referencia a la no linealidad presentada a pesar de trabajar con un material introducido en ABAQUS como elástico lineal.

Incluso en los resultados de verificación (Ireman, 1998) presentados no se ajustaron las series experimentales al modelo simulado por elementos finitos a pesar de haber utilizado el mismo extensómetro en la misma zona de medida, lo que demostró la variación de los resultados de un ensayo a otro.

#### ❖ Tensiones.

El modelo planteado, al ser sometido a unas cargas de carácter importante, sufrió tensiones que fueron necesarias de analizar en primera aproximación, pues fue necesario controlar en que estado se encontraron los elementos involucrados en el sistema, de cara a producirse la rotura u otros efectos. Las tensiones que se analizaron fueron las referentes al criterio de Von Mises calculadas en ABAQUS.

Se han expuesto en las figuras 6.5, 6.6 y 6.7 donde se produjeron las mayores tensiones para los elementos involucrados para la carga máxima de estudio (4000N).

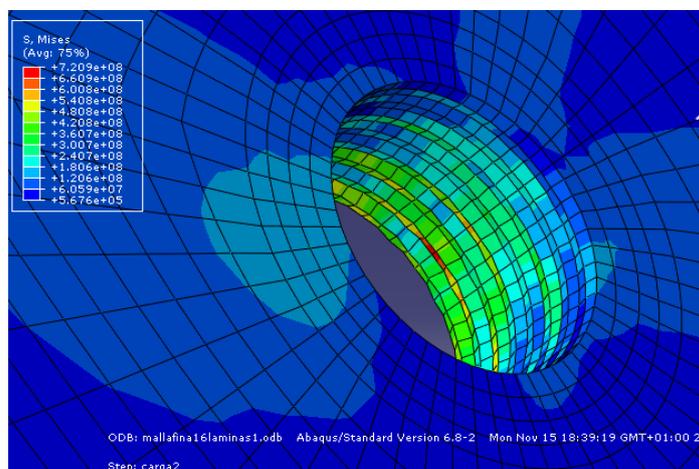


Figura 6.5. Zona de máxima tensión para la placa de fibra de carbono.

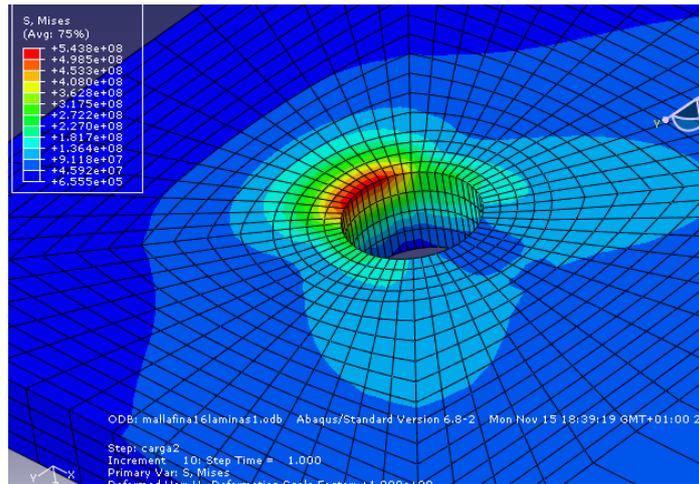


Figura 6.6. Zona de máxima tensión para la placa de aluminio.

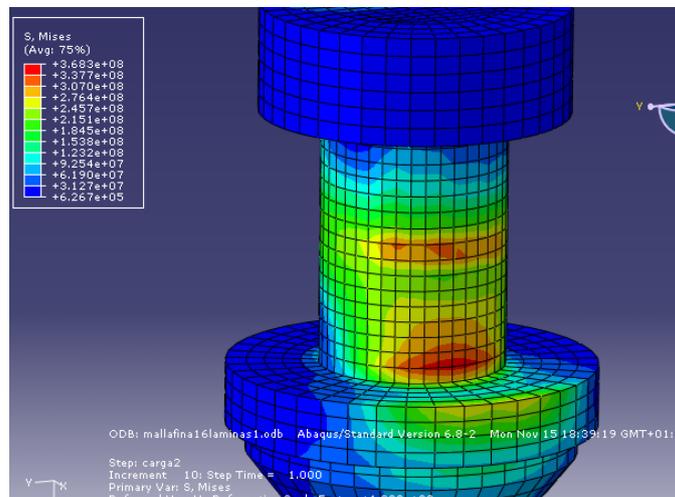


Figura 6.7. Zona de máxima tensión para el tornillo de titanio.

En la tabla 6.2 se ha expuesto el valor de las mayores tensiones para la carga máxima de estudio para cada parte de cara a su posterior análisis de los modelos planteados para unión con tornillo de cabeza recta.

	Placa de fibra de carbono	Placa de aluminio	Tornillo de Titanio
Tensión Malla gruesa 8 láminas (Mpa)	884	671	418
Tensión Malla fina 8 láminas (Mpa)	787	555	403
Tensión Malla fina 16 láminas (Mpa)	721	543	368
Diferencia entre malla gruesa-fina 8 láminas	11%	17%	3%
Diferencia para malla fina 8-16 láminas	8%	2%	8%

Tabla 6.2. Valores de tensión para las diferentes partes del modelo y diferencias.

Se adquirieron, según la tabla 6.2, valores de tensión adecuados y normales. Se sometieron a análisis de los tres materiales, de lo cual se extrajo, en primera aproximación, que no existiesen problemas por tensiones muy elevadas para este caso en concreto.

Los modelos planteados para la simulación, como se especificó anteriormente, fueron modelos simplificados pues la placa de fibra de carbono poseía 8 o 16 láminas y no 32 como la original, por lo que los resultados se aproximaron pero no fueron los exactos a los presentados en los resultados de verificación. Con los modelos planteados

se obtuvieron resultados que hicieron ver la tendencia de las curvas y plantear conclusiones sobre la definición del problema. Pues desarrollar modelos muy cercanos a la realidad conllevaría una elevación considerable del tiempo computacional, factor que se pretendió evitar para la extracción en un tiempo considerable de resultados.

### 6.3. Unión atornillada con cabeza avellanada.

Para la obtención de los objetivos buscados se partió de un primer modelo con malla adecuada pero no refinada con un total de 16 láminas que formaban la fibra de carbono. Después se procedió al refinamiento de la malla logrando un modelo más adecuado a las circunstancias formado por 16 láminas para la placa de fibra de carbono. El hecho de trabajar únicamente con casos de 16 láminas para la placa de fibra de carbono no fue otra que el acercamiento a la realidad del artículo científico, el cual poseía una placa de fibra de carbono de 32 láminas. Las diferencias y conclusiones de la utilización de un número de lámina u otro se analizaron en el apartado 6.2.

A continuación, en la tabla 6.3, se han presentado los modelos planteados para el caso de unión avellanada del conjunto placas-tornillo en cuanto a resultados obtenidos.

	Malla Gruesa 16 Láminas	Malla Fina 16 Láminas
Placa de fibra de carbono HTA 7/6376	13591	35095
Placa de aluminio AA7475-T76	2592	8568
Tornillo de titanio Ti6A114VSTA	2512	5840
Conjunto	18695	49503

Tabla 6.3. Número de elementos de cada parte y del conjunto para los modelos planteados.

Para todos los modelos planteados con unión avellanada, la placa de fibra de carbono se presentó con 16 láminas con la configuración  $[(+45, -45, 0, 90)_2]_s$ , cuyo desarrollo por lámina se trató en el apartado 4.3.1

En el capítulo 3, dedicado a los resultados de verificación (Ireman, 1998) obtenidos, se extrajeron los resultados tanto de carácter experimental como de carácter de simulación para cabeza avellanada. Estos resultados fueron comparados con las simulaciones realizadas para unión avellanada por el autor del proyecto.

Para el caso con unión avellanada también se presentó el problema originado por la excentricidad de la carga o “*secondary bending*”, ya que en cierta manera, excepto la zona del agujero de la placa de fibra de carbono y el tornillo, la estructura del conjunto fue la misma de cara a la excentricidad de la carga. A pesar de este efecto y la aparición de ciertos problemas de convergencia la simulación se completó sin grandes problemas.

Tras una simulación moderada en cuanto a tiempo computacional se refiere se han extraído una serie de resultados extensa. Para unión avellanada se presentaron los

más relevantes e idénticos que para unión recta: deformaciones, desplazamiento relativo y tensiones.

❖ **Deformaciones.**

Las deformaciones de nuevo fueron medidas con respecto al distanciamiento del centro del agujero sobre la parte posterior de la placa de fibra de carbono. La lámina superior de la placa para los casos de avellanado poseía una orientación de 45°, por lo que los resultados extraídos de ABAQUS han tenido que ser manipulados de nuevo para obtener los verdaderos datos. Esta manipulación volvió a ser la aplicación del círculo de Mohr para obtener los valores principales y, entre ellos, elegir el adecuado. Se aplicaron de nuevo las ecuaciones [10], [11], [12] y [13].

En la figura 6.8 se ha expuesto la gráfica de las deformaciones para el valor máximo de la fuerza aplicada en la simulación, es decir, 4000N con respecto a la posición del agujero de la placa. Los modelos planteados fueron los desarrollados para este capítulo por parte del autor del proyecto y dos modelos (experimental y simulación) de verificación tratados en el capítulo 3 en la figura 3.6. Las deformaciones fueron medidas en microdeformaciones.

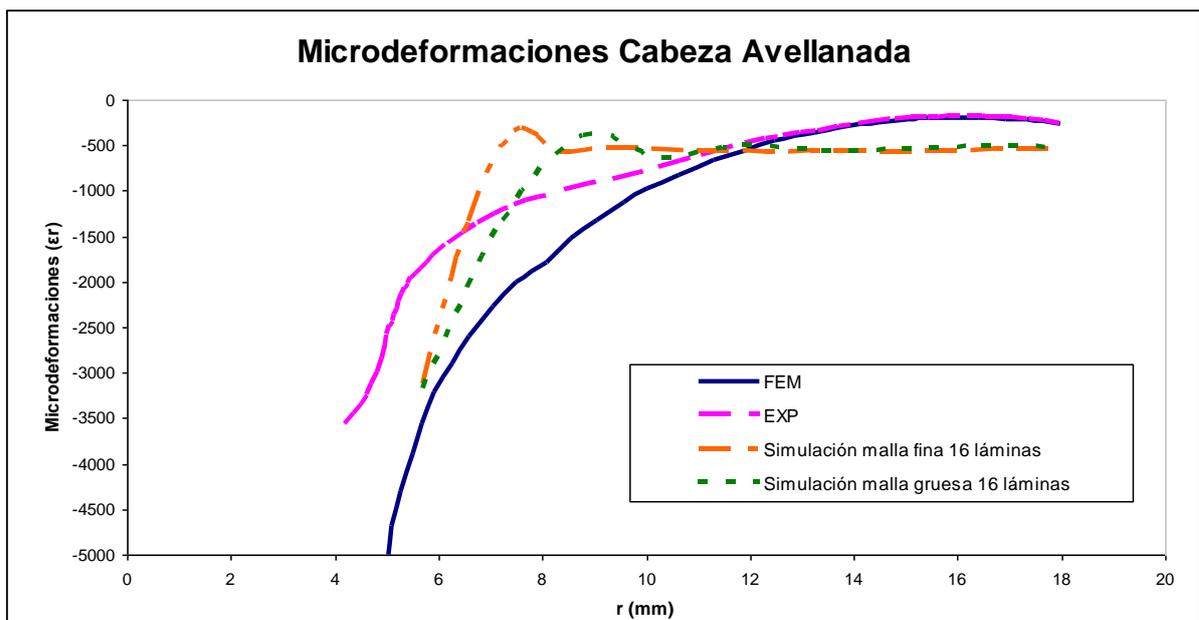


Figura 6.8. Comparativa de los modelos de verificación y el planteado.

Se pudo visualizar en la figura 6.8 que los resultados se consideraron aceptables si comparamos los modelos realizados para simulación con los de verificación. Se presentaron más diferencias en los resultados que para el caso de unión recta.

En comparación entre modelos realizados se pudo visualizar que el proceso de afinamiento de la malla desplazó la curva de este modelo hacia la izquierda en la gráfica presentando valores más altos de deformaciones para una distancia más cercana al centro del agujero; esto se debía al gran número de nodos en el modelo refinado que hace obtener resultados más precisos para cada punto del modelo. Los resultados de las simulaciones se adaptaron a la curva sobre todo en la zona de distancia 9mm al

centro del agujero donde los resultados no presentaron tantas variaciones como en la zona cercana del borde del agujero.

Recordar que para los modelos realizados en la zona de inclinación del agujero en la placa de fibra de carbono o avellanado se emplearon elementos tetraédricos, lo que hace que los resultados pudiesen ser diferentes al aplicar las ecuaciones que para malla estructurada. Esto hace que en la primera fase (hasta  $r=8\text{mm}$ ) los resultados no fuesen tan cercanos que a partir de dicha distancia. El que con el refinamiento realizado no se acercasen más los resultados reside, sobre todo en el acoplamiento que el tornillo hizo sobre la fibra de carbono, pues el contacto por interacción no fue recto en su primera fase, sino con inclinación a  $45^\circ$ .

#### ❖ Desplazamiento relativo.

Se trató otro de los resultados planteados y analizados en el artículo de verificación. Este resultado, también para el caso de unión avellanada, requirió complejidad de obtención del mismo, pues para la obtención de las medidas experimentales se empleó, de nuevo, un extensómetro, por lo que los resultados extraídos por parte del autor del artículo fueron considerados de una calidad bastante aceptable, comparados con los modelos planteados para unión avellanada, donde los puntos de medida volvieron a ser estimados partiendo de ciertas hipótesis de medida de desplazamientos relativos.

Se planteó, para este caso también, la solución de obtener los resultados obteniendo los desplazamientos de los nodos situados en la lámina superior e inferior de la placa de fibra de carbono sobre el lado largo de la placa a la altura del centro del agujero. Se puede visualizar la zona en la figura 6.9 señalados en color rojo:

- (1): Modelo de malla gruesa con 16 láminas en la placa de fibra de carbono.
- (2): Modelo de malla fina con 16 láminas en la placa de fibra de carbono.

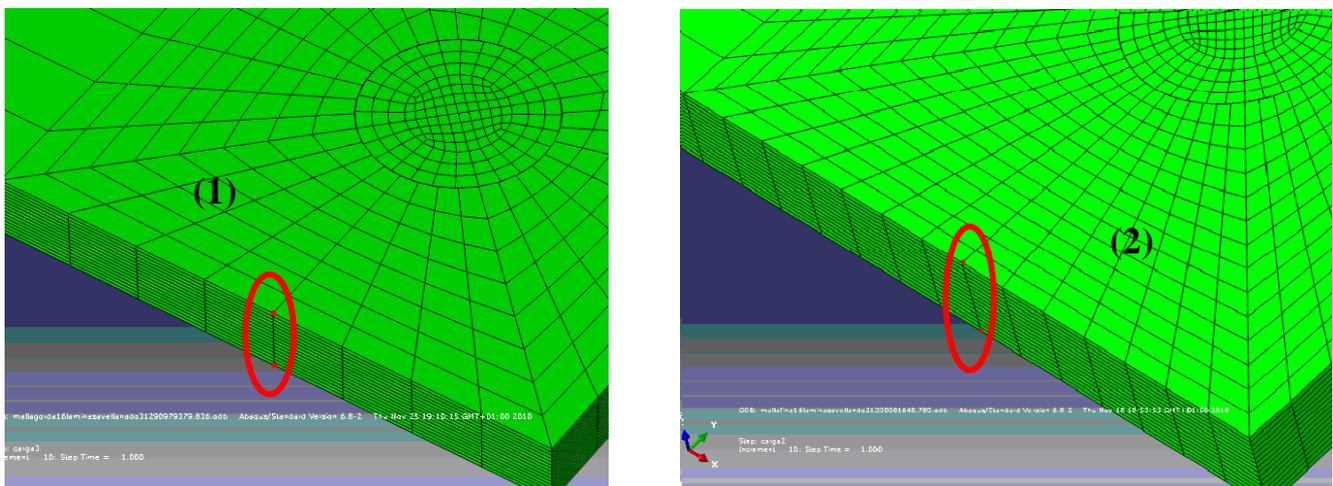


Figura 6.9. Nodos de medida del desplazamiento relativo para malla gruesa y malla fina.

De los nodos ilustrados anteriormente se han extraído los resultados del desplazamiento relativo a lo largo de toda la simulación (de 0N a 4000N).

Estos resultados, junto a los de verificación se han expuesto en la figura 6.10.

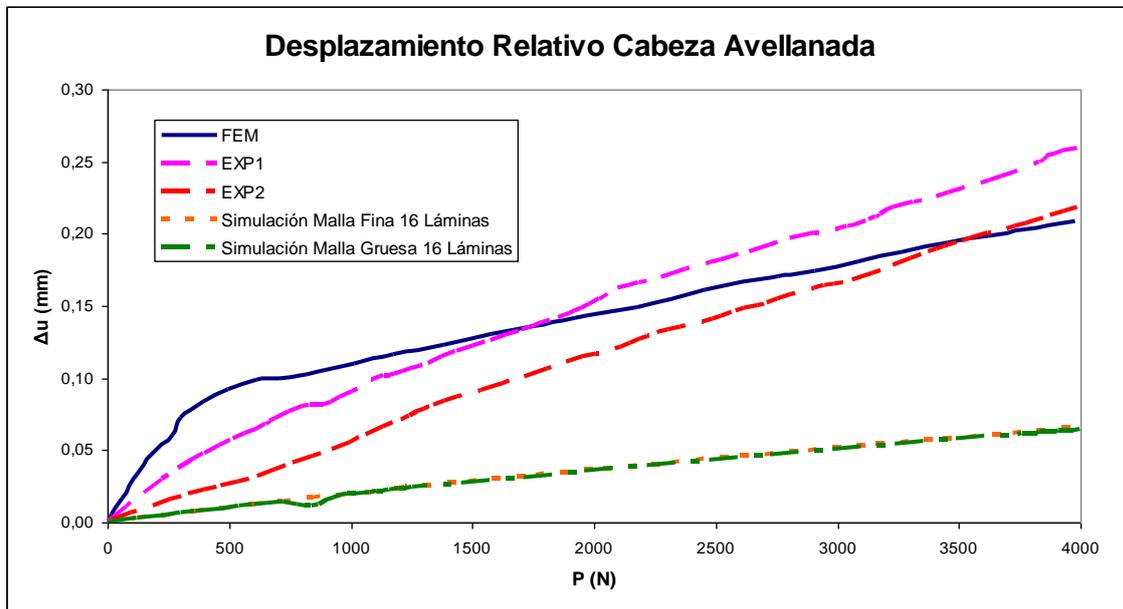


Figura 6.10. Comparativa desplazamientos relativos entre modelos planteados y verificación.

Se ha visualizado en la figura 6.10 cómo los resultados referentes a los desplazamientos relativos de los modelos planteados de simulación no se ajustaron a los planteados para su verificación.

Se reconoció por parte del autor que el método de obtención de los resultados no fue del todo adecuado para la obtención de unos resultados que se acercasen a los de verificación, pues también se pudieron haber escogido otros nodos de medida próximos o no a los escogidos, pero si debieran de estar cerca de la zona del agujero; añadiendo a esto las condiciones de contorno que se han impuesto (restricción del desplazamiento tan solo en dirección longitudinal entre otras) como en el caso de unión recta. Aunque en valores numéricos la aproximación no fue del todo la esperada, si que fue posible extraer de los resultados que mantienen cierta tendencia si se hizo referencia a la no linealidad presentada a pesar de trabajar con un material introducido en ABAQUS como elástico lineal.

Incluso los resultados de verificación presentados para unión avellanada, como ya ocurría para los presentados para unión recta, no se ajustaron las series experimentales al modelo simulado por elementos finitos a pesar de haberse utilizado el mismo extensómetro en la misma zona de medida, lo que demuestra la variación de los resultados de un ensayo a otro, siendo este parámetro difícil de cuantificar de manera exacta.

❖ Tensiones.

En las figuras 6.11, 6.12 y 6.13 se pudo visualizar donde se produjeron las mayores tensiones para el valor de carga máximo planteado en la simulación para los elementos involucrados.

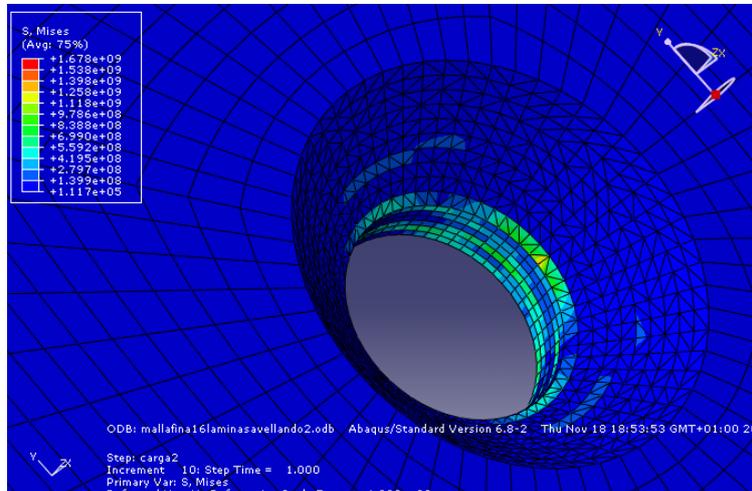


Figura 6.11. Zona de máxima tensión para la placa de fibra de carbono.

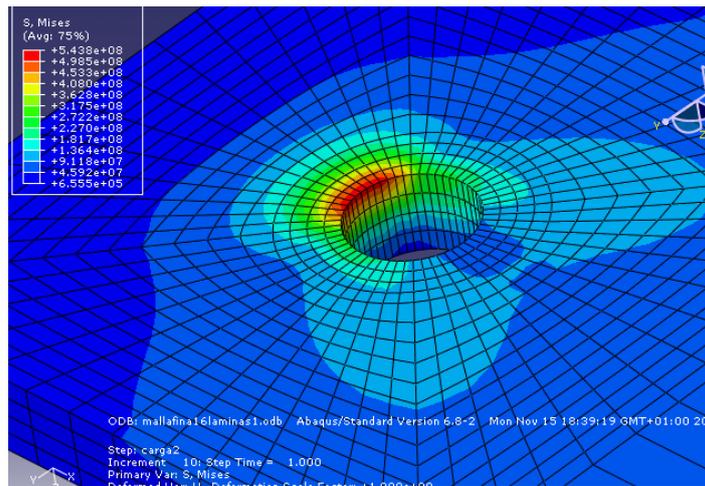


Figura 6.12. Zona de máxima tensión para la placa de aluminio.

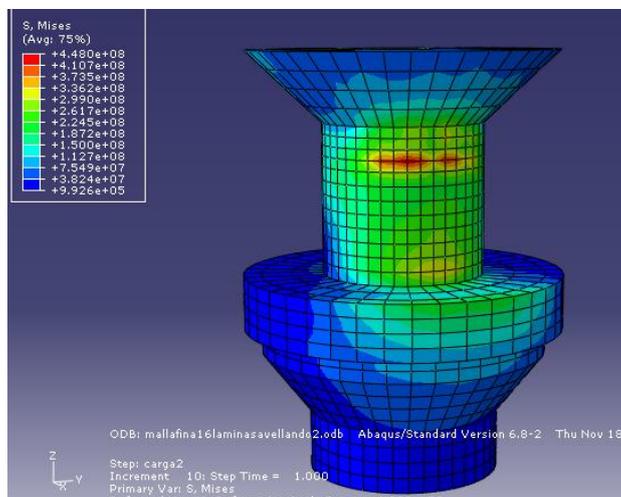


Figura 6.13. Zona de máxima tensión para el tornillo de titanio.

En la tabla 6.4 se ha expuesto el valor de las mayores tensiones para cada parte de cara a su posterior análisis.

	Placa de fibra de carbono	Placa de aluminio	Tornillo de Titanio
Tensión Malla Gruesa 16 Láminas (Mpa)	4279	469	386
Tensión Malla Fina 16 Láminas (MPa)	1678	473	448
Diferencia	60%	0,85%	14%

Tabla 6.4. Valores de tensión para las diferentes partes del modelo y diferencias.

Según los resultados extraídos de la simulación, plasmados en la tabla 6.4, los valores de tensión fueron adecuados y equiparables a los de la unión recta para la placa de aluminio y el tornillo de titanio; lo que hizo como conclusión que para estas partes isotropas y homogéneas sin laminado el afinamiento de la malla no fuese tan relevante como para la placa de fibra de carbono.

Para la placa de fibra de carbono este valor de tensión fue normal pero con un orden de magnitud por encima que para el caso de la unión recta. Además sus valores de tensión han disminuido si comparamos este valor con el obtenido de unión avellanada con malla gruesa; este hecho vino dado por el afinamiento de la malla producido que hace un mejor ajuste de los resultados a la realidad.

El modelo planteado para la simulación poseía 16 láminas y no 32 como la original, por lo que los resultados presentados se aproximan considerablemente; este hecho volvió a justificar la simplificación planteada inicialmente para este modelo en cuanto a número de láminas se refirió, porque los resultados presentados fueron suficientes para la extracción de conclusiones. Lo que se quiere mostrar es que los resultados obtenidos fueron válidos y aceptables para el modelo de 16 láminas; pues emplear 32 láminas hubiese conllevado para el modelo con avellanado un tiempo computacional muy alto para los resultados y conclusiones que fueron objetivo del proyecto.

## Capítulo 7

### CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS.

#### 7.1. Conclusiones.

Las principales conclusiones que se han podido obtener de este proyecto fin de carrera fueron las siguientes:

- Se ha conseguido modelizar correctamente una unión mecánica tanto para un tornillo con cabeza recta como para cabeza avellanada.
- La respuesta mecánica de las uniones atornilladas fue de carácter no lineal a pesar de que los materiales han sido modelizados como elásticos-lineales.
- Las deformaciones alcanzaron sus máximos valores en la placa de fibra de carbono en la zona más cercana al agujero, disminuyendo los valores conforme la distancia al centro del agujero es mayor.
- Los desplazamientos relativos aparecieron muy condicionados por las condiciones de contorno impuestas y muestran la no linealidad del problema planteado a pesar de considerar al material elástico-lineal.
- El efecto del “*secondary bending*” dio origen a la no linealidad del problema y aparecía siempre por el efecto de la excentricidad de la carga, comenzando su efecto principalmente a cargas bajas comparadas con las de rotura.
- Partiendo de la base que no se ha introducido ningún criterio de rotura, la unión con cabeza recta, en primera aproximación, pudo soportar mayores cargas puesto que las tensiones máximas que se produjeron en la placa de fibra de carbono fueron menores que para el caso de unión avellanada con un orden de magnitud inferior. Su principio residió en la distribución de tensiones en la unión avellanada con respecto a la unión recta.

## 7.2. Trabajos futuros.

A lo largo de la realización del proyecto han surgido ideas de interés para continuar trabajando en este ámbito sobre este tipo de uniones.

- Analizar la influencia de las formas, configuraciones y el tamaño de las placas de fibra de carbono y aluminio junto al tornillo de titanio.
- Introducir un criterio de rotura con el objetivo de analizar toda la curva Fuerza-Desplazamiento hasta rotura.
- Estudiar el efecto del par de apriete del tornillo y en el coeficiente de fricción entre los elementos.
- Someter a estudio con más detalle el efecto del “*secondary bending*” y la influencia del soporte lateral en los modelos planteados.
- Realización, a partir de los modelos planteados para simulación computerizada, de ensayos experimentales de verificación.

## BIBLIOGRAFÍA.

- [1] A. Miravete, “Materiales compuestos” Tomo I y II, Editorial Reverté, S.A, Barcelona, 2000.
- [2] Gay, Daniel; Suong V. Hoa, “Composite materials: design and applications”, CRC Press, London, 2003.
- [3] Ireman, T, “Three-dimensional stress analysis of bolted single-lap composite joints”. *Composite structures*, Vol 43, Issue 3, 1998.
- [4] Ireman, T; Ranvik, T; Eriksson, I, “On damage development in mechanically fastened composite laminates”. *Composite structures*, Vol 49, Issue 2, 2000.
- [5] Ekh, J; Schön, J, “Effect of secondary bending on strength prediction of composite, single shear lap joints”. *Composites Science and Technology*, Volume 65, Issue 6, 2005.
- [6] Dano, M-L; Gendron, G; Picard, A, “Stress and failure analysis of mechanically fastened joints in composite laminates”. *Composite Structures*, Volume 50, Issue 3, 2000.
- [7] Kelly, G; Hallström, S, “Bearing strength of carbon fibre/epoxi laminates: effects of bolt-hole clearance”. *Composites Part B: Engineering*, Volume 35, Issue 4, 2004.
- [8] Tserpes, K.I; Papanikos, P; Kermanidis, Th, “Progressive fatigue damage modelling of cfrp laminates at the mesoscale level”. *Fatigue Fract Engng Mater Struct*, 24(10), pp. 651-662. 2003.
- [9] Santiuste, C; Barbero E; Henar Minguetez, M, “Computational analysis of temperature effect in composite bolted joints for aeronautical applications”. *Journal of reinforced plastic & composites*, 2010. doi: 10.1177/0731684410385034.
- [10] “ABAQUS/cae user’s manual”, Versión 6.5 Edition, HKS, 2005.
- [11] “ABAQUS Análisis user’s manual”, Versión 6.5, HKS, 2005.
- [12] Información Materiales.  
<http://www.matweb.com>

- [13] Artículos científicos.  
<http://www.sciencedirect.com>
- [14] Materiales compuestos.  
<http://www.industrie.gouv.fr/sessi/4pages/pdf/4p158espagnol.pdf>
- [15] Materiales compuestos.  
<http://www.aemac.org/>