



Universidad
Carlos III de Madrid
www.uc3m.es

TESIS DOCTORAL

Desarrollo de modelos predictivos de comportamiento de uniones mecánicas de material compuesto

Autor:

Álvaro Olmedo Marcos

Directores:

Dr. Carlos Santiuste Romero

Dr. Enrique Barbero Pozuelo

DEPARTAMENTO DE MECÁNICA DE MEDIOS CONTINUOS Y TEORÍA DE ESTRUCTURAS

Leganés, Julio 2015

Esta página está en blanco de manera intencionada



TESIS DOCTORAL

Desarrollo de modelos predictivos de comportamiento de uniones mecánicas de material compuesto

***Autor:** Álvaro Olmedo Marcos*

Directores: Dr. Carlos Santiuste Romero

Dr. Enrique Barbero Pozuelo

Firma del Tribunal Calificador:

Firma

Presidente: (Nombre y apellidos)

Vocal: (Nombre y apellidos)

Secretario: (Nombre y apellidos)

Calificación:

Leganés, de de

Esta página está en blanco de manera intencionada

Agradecimientos

Para comenzar, querría dar las gracias a mis directores Carlos Santiuste y Enrique Barbero, por su esfuerzo y dedicación durante todas las fases de la realización de esta tesis, especialmente ya en su fase final donde sin su apoyo no hubiese sido posible.

Agradecer el apoyo incondicional de la que he considerado como la tercera de los directores de la tesis, la profesora Henar Miguélez, que sin esperar nada a cambio, me ha ayudado a la hora de lograr los objetivos que me había planteado.

Hacer mención de los que fueron mis compañeros de despacho Josué, Marta y Jose, no solo por las aportaciones científicas sino por las humanas. Y al resto del equipo, como Matías por sus buenos momentos, Pernas, Vaz; y especialmente Marcos, por su amistad y ayuda ofrecida cuando más limitado de tiempo me encontraba.

Al departamento, como parte institucional de la universidad por brindarme la oportunidad de realizar esta Tesis Doctoral, y proporcionarme una formación específica que no está al alcance de todo el mundo, abriéndome la mente y un futuro.

A la universidad de Limerick, en especial al Dr. Conor McCarthy y su grupo, por proporcionarme la ocasión de realizar una estancia con el equipo más especializado en el tema de esta tesis.

A mis padres, hermanos y a mi incansable compañera de fatiga, Patricia, por su apoyo y ánimo durante todas las fases de este trabajo, enriqueciéndome como persona.

A todos aquellos que, aunque no estén mencionados en este trozo de papel, de una manera u otra han colaborado o realizado aportaciones que han hecho que este trabajo fuese posible.

Esta página está en blanco de manera intencionada

“El ignorante critica porque cree saberlo todo, el inteligente respeta porque cree que puede aprender algo nuevo.”

Albert Einstein

Esta página está en blanco de manera intencionada

Resumen

La presente Tesis Doctoral aborda el estudio de las uniones mecánicas a través del desarrollo de modelos teóricos que sean capaces de predecir el comportamiento de las mismas. Para ello se han abordado los dos tipos de uniones mecánicas más comunes en las estructuras aeronáuticas, como son la unión a solape doble y simple.

Para el caso de la unión a solape doble mediante pasador, se ha propuesto un modelo analítico que combina dos submodelos. El primero de ellos predice la rigidez a nivel global en la unión, mediante el empleo de un modelo masas-muelles. El segundo de ellos predice la rotura en la unión, analizando las tensiones producidas en cada una de las láminas del laminado en las inmediaciones del agujero a nivel local. La verificación de un fallo en el segundo submodelo afecta a la rigidez del global del primer submodelo. La interacción entre estas dos vías da un modelo completo que predice el comportamiento de la unión a solape doble con un bajo coste computacional.

Cuando la unión se ha diseñado con una disposición a solape simple, se ha propuesto en este caso dos vías para su análisis:

La primera es mediante un modelo analítico de masas-muelles para la predicción a nivel global del comportamiento de la unión en el rango elástico. Para ello se ha propuesto considerar la flexión secundaria dependiente únicamente de los parámetros geométricos y del material; en lugar de parámetros experimentales como se venido haciendo hasta ahora en la literatura científica.

Para la segunda vía se ha desarrollado un modelo numérico completo que pudiese predecir el comportamiento de la unión en todas sus fases, en zona elástica y cuando el daño aparece y además se propaga. El modelo numérico consigue predecir la aparición y propagación del fallo, que con el modelo analítico no se podían abordar debido a la complejidad en el comportamiento de la unión. Para la caracterización del daño en la unión se ha propuesto un nuevo criterio de rotura, que considera el efecto de las tensiones fuera del plano debidas al par de apriete y a la flexión secundaria.

Los modelos propuestos han sido validados mediante la realización de ensayos experimentales y la comparación con resultados publicados en la literatura.

Abstract

This PhD Thesis discusses a mechanical joints study through the development of predictive models. The two most common types of mechanical joints in aeronautical structures, double-lap and single-lap joints, have been analysed in this work.

In the case of double-lap joint by pin, an analytical model that combines two sub-models is proposed. The first predicts global stiffness by the use of a spring-mass model. The second sub-model predicts how the joint fails, analyzing the stresses field in the vicinity of the hole in each layer. Verifying a presence of failure in the second submodel affect the stiffness of the first submodel. The interaction between these two paths gives a complete model that predicts the behaviour of the double-lap joint by pin with low computational cost.

When the joint is designed using a simple-lap configuration, two pathways for analysis are proposed:

The first is an analytical spring-mass model for predicting the global behaviour in the elastic range. For this, the model considers that the secondary bending effect is dependent on the geometrical parameters and material; instead of experimental parameters, as it is indicated, until now, in scientific literature.

For the second way, a completed numerical model that predicts the joint behaviour, has been developed. The numerical model predicts the damage and its propagation, due to the complexity of the damage modes the analytical model was not able to predict the joint failure. A new set of failure criteria was developed to include the out-of-plane stresses produced by secondary bending and torque.

The present models have been validated through the comparison with experimental tests and results published in scientific literature.

Contenido

Agradecimientos	III
Resumen	VII
Abstract	VIII
Contenido	IX
Índice de Figuras	XI
Índice de Tablas	XIII
1. Introducción	1
1.1. Motivación	1
1.2. Objetivos	5
1.3. Aportaciones originales de la Tesis Doctoral.	6
1.4. Contenido de la tesis doctoral	7
2. Antecedentes	9
2.1. Parámetros principales en las uniones mecánicas.	9
2.1.1. Geometría.	9
2.1.2. Dirección de las cargas.	11
2.1.3. Tipo de carga.	12
2.1.4. Holgura del tornillo.	12
2.1.5. Par de apriete.	13
2.1.6. Coeficiente de fricción.	13
2.1.7. Secuencia de apilamiento.	14
2.1.8. Temperatura.	15
2.2. Modos de fallo en uniones mecánicas.	16
2.2.1. Modos de fallo dentro del plano.	17
2.2.2. Modos de fallo fuera del plano.	19
2.2.3. Modo de fallo por flexión secundaria.	21
2.3. Fallo por compresión local.	23
2.3.1. Parámetros influyentes sobre el modo de fallo.	23

2.3.2.	Ensayos de compresión local.	26
2.3.3.	Estudio de la curva fuerza-desplazamiento.	30
2.3.4.	Mecanismo de daño en el fallo por compresión local.	31
2.4.	Modelos analíticos en uniones mecánicas.	36
2.4.1.	Modelos globales de uniones mecánicas.	36
2.4.2.	Modelos locales de uniones mecánicas.	42
2.5.	Modelos numéricos en uniones mecánicas.	46
2.5.1.	Modelos numéricos de comportamiento elástico de uniones mecánicas.	47
2.5.2.	Modelos numéricos para predecir el fallo por compresión local en uniones mecánicas.	50
3.	Modelo analítico de uniones mecánicas mediante pasador	55
3.1.	Descripción del modelo analítico de uniones mecánicas mediante pasador.	55
3.1.1.	Modelo global de unión mecánica mediante pasador.	57
3.1.2.	Modelo local de unión mecánica mediante pasador.	61
3.1.3.	Síntesis del modelo planteado.	69
3.2.	Ensayos experimentales de unión mecánica de pasador.	70
3.2.1.	Ensayos de caracterización.	70
3.2.2.	Ensayos de unión mecánica con pasador.	77
3.2.2.1.	Material utilizado.	77
3.2.2.2.	Procedimiento experimental.	78
3.2.2.3.	Evaluación del daño.	80
3.3.	Validación del modelo de la unión mecánica mediante pasador.	85
3.3.1.	Resultados analíticos de la unión mecánica mediante pasador.	85
3.3.2.	Resultados experimentales de la unión mecánica mediante pasador.	87
3.4.	Resumen del capítulo.	94
4.	Modelo analítico de uniones mecánicas a solape simple	97
4.1.	Descripción del modelo analítico en la unión mecánica a solape simple.	97
4.1.1.	Modelo de unión mecánica a solape simple.	99
4.2.	Ensayos experimentales de unión mecánica a solape simple.	109
4.3.	Estudio de par de apriete y coeficiente de fricción.	112
4.3.1.	Estudio del par de apriete.	113
4.3.2.	Estudio del coeficiente de fricción.	119
4.4.	Validación del modelo analítico de unión mecánica a solape simple.	124
4.5.	Estudio paramétrico del modelo analítico de unión mecánica a solape simple.	129
4.6.	Resumen del capítulo.	138
5.	Modelo numérico de uniones mecánicas a solape simple	139
5.1.	Criterio de fallo empleado.	140
5.1.1.	Fallo en las fibras a tracción.	142
5.1.2.	Fallo en las fibras a compresión.	143
5.1.3.	Fallo a cortadura fibra-matriz.	143
5.1.4.	Fallo en la matriz a tracción.	144

5.1.5.	Fallo en la matriz a compresión.	145
5.2.	Descripción del modelo numérico en la unión mecánica a solape simple. .	146
5.2.1.	Geometría.	146
5.2.2.	Modelo de material.	147
5.2.3.	Condiciones de contorno.	149
5.2.4.	Aplicación de las cargas.	149
5.2.5.	Contactos e interacciones.	150
5.2.6.	Mallado.	151
5.2.7.	Modelo adicional.	153
5.3.	Validación del modelo numérico de unión mecánica a solape simple. . . .	153
5.3.1.	Respuesta global de la unión a solape simple.	154
5.3.2.	Análisis del daño en la unión mecánica a solape simple.	159
5.4.	Resumen del capítulo.	180
6.	Conclusiones y Trabajos Futuros	181
6.1.	Resumen y Conclusiones.	182
6.2.	Trabajos Futuros.	184
6.3.	Publicaciones.	185
7.	Conclusions and Future Works	189
7.1.	Conclusions.	189
7.2.	Future Works.	192
7.3.	Publications.	193

Esta página está en blanco de manera intencionada

Índice de figuras

1.1. Distribución de los materiales empleados en el diseño y construcción de la aeronave Airbus A350 XWB [1].	2
1.2. Distribución de los materiales empleados en el diseño y construcción de la aeronave Boeing 787 [2].	2
1.3. Estructura del ala de la aeronave Airbus A380 [1] y representación del fallo en la unión mecánica.	3
2.1. Parámetros geométricos relevantes en la unión mecánica (Kapti et al. 2010) . .	10
2.2. Unión a solape simple (Mandal y Chakrabarti, 2015)	10
2.3. Unión a solape doble con configuración de tornillos en línea (McCarthy et al. 2006)	11
2.4. Uniones múltiples en paralelo (Gray et al. 2014)	11
2.5. Curva Fuerza-Desplazamiento. Influencia del coeficiente de fricción entre placas a solape simple.	14
2.6. Curva Fuerza-Desplazamiento. Influencia de la temperatura, Hirano et al 2007.	16
2.7. Modos de fallo dentro del plano en uniones mecánicas (Niu, 1992)	18
2.8. Definición de los planos donde aparecen los modos de fallo (Camanho y Matthews, 1999)	19
2.9. small Modo de fallo fuera del plano en uniones mecánicas (Niu, 1992) . .	19
2.10. Secuencia del fallo en unión mecánica fuera del plano (Banbury et al. 1999) . .	20
2.11. Parte superior e inferior del componente después de producirse el fallo fuera del plano (Elder et al. 2008)	20
2.12. Diferentes tipologías de uniones con la presencia de excentricidad (Schijve et al. 2009)	22
2.13. Representación de la flexión inducida (Ekh y Schön, 2005)	22
2.14. Variaciones en las relaciones geométricas (E/D) y (W/D) (Kapti et al. 2010) .	24
2.15. Mapa de fallo en función de las relaciones E/D y W/D (Valenza et al. 2007) .	25
2.16. Influencia del par de apriete para el modo de fallo por compresión local (Sen et al. 2008)	26
2.17. Probeta de estudio del ensayo con pasador (Wang et al. 1996)	27
2.18. Ensayo de compresión local (Wang et al. 1996)	27
2.19. Ensayo de unión mecánica con fijación de utillaje y tracción en la placa (Wang et al. 1996)	29
2.20. Ensayo de unión mecánica con dos placas y empleo de soporte (Ireman et al. 2000) 29	

2.21. Tensión-Desplazamiento en uniones mecánicas dependientes del modo de fallo (Valenza et al. 2007)	30
2.22. Área dañada provocada por la compresión local para un valor del 75 % de resistencia última (Xiao e Ishikawa, 2005)	32
2.23. Mecanismo de daño del fallo por compresión local	33
2.24. Evolución del daño interno en corte transversal del componente (Wang et al. 1996)	34
2.25. Daños en la matriz y fibra, junto a deslaminación (Riccio y Marciano, 2006) .	34
2.26. Aparición del daño interno por fractura a cortadura (Wang et al. 1996)	35
2.27. Descripción del mecanismo de fallo con la presencia de una arandela (Wang et al. 1996)	35
2.28. Disposición esquemática de tipos de uniones (McCarthy et al. 2006)	37
2.29. Modelo de masas muelles para una configuración de unión a solape doble. . .	38
2.30. Modelo de masas muelles para una configuración de unión a solape simple. . .	38
2.31. Efecto de la flexión inducida en la disposición de solape simple (Nelson et al. 1983)	39
2.32. Balance de fuerzas en cada masa del modelo analítico.	40
2.33. Efecto en el tornillo debido a la holgura en el modelo (McCarthy et al. 2006) .	41
2.34. Curva experimental para ensayo de unión mecánica a solape simple (McCarthy y Gray, 2011)	42
2.35. Área de contacto y zona de influencia con la aplicación de par de apriete (McCarthy y Gray, 2011)	42
2.36. Placa sometida a una carga producida por un pasador (Whitworth et al. 2008)	44
2.37. Esquema de la placa de material compuesto con la curva característica (Whitworth et al. 2008)	45
2.38. Resultados significativos en modelo elástico (Ireman, 1998)	48
2.39. Representación de curvas Fuerza-Desplazamiento con modelos elásticos. (a) Riccio, 2005 y (b) Valenza et al. 2007	49
2.40. Distribución de tensiones radiales (McCarthy y McCarthy, 2005)	50
2.41. Curva Fuerza-Desplazamiento: validación modelo numérico. (Camanho y Matthews, 1999)	51
2.42. Progresión del daño en las láminas del laminado. (Xiao e Ishikawa, 2005) . . .	53
2.43. Distribución de tensiones en el contorno del agujero con XFEM. (Wang et al. 2012)	54
3.1. Representación esquemática del ensayo de unión mediante pasador.	56
3.2. Diagrama de flujo representativo del modelo analítico.	57
3.3. Modelo masas-muelles propuesto para una unión tipo pasador.	59
3.4. Balance de fuerzas en cada masa del modelo analítico propuesto.	60
3.5. Curva característica para la evaluación del daño en la unión tipo pasador. . .	62
3.6. Máquina universal Instron 8802.	71
3.7. Probetas de caracterización ensayadas.	72
3.8. Representación esquemática del ensayo de compresión sobre laminados de fibra de carbono.	73
3.9. Probetas de caracterización ensayadas.	77
3.10. Máquina universal Instron 8516.	78

3.11. Disposición del ensayo en la máquina universal Instron 8516.	79
3.12. Equipo C-Scan para la inspección por ultrasonidos de materiales compuestos.	80
3.13. Esquema del equipo C-Scan para la inspección por ultrasonidos de materiales compuestos.	81
3.14. Transductores de inmersión para el equipo C-Scan.	82
3.15. Señal recibida por el sistema de inspección por ultrasonidos C-Scan sin probeta.	82
3.16. Señal recibida por sistema de inspección por ultrasonidos C-Scan con una probeta sin dañar.	83
3.17. Señal recibida por el sistema de inspección por ultrasonidos C-Scan con una probeta dañada.	83
3.18. Corte sobre probeta con hilo de diamante.	84
3.19. Proyector de perfiles para la inspección visual del daño.	84
3.20. Curva Fuerza-Desplazamiento para el modelo analítico propuesto.	86
3.21. Curva Fuerza-Desplazamiento de unión con pasador y presencia de puntos relevantes en la evolución del daño.	87
3.22. Evolución del daño en la unión mediante pasador mediante la técnica de inspección C-Scan.	88
3.23. Detalle del agujero de las placas mostrando los daños en la unión.	89
3.24. Sección transversal del laminado mostrando los daños en la unión.	90
3.25. Detalle de la sección transversal del laminado mostrando los daños en la unión.	91
3.26. Detalle de la sección perpendicular a la región de contacto entre el pasador y el laminado.	92
3.27. Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre los resultados experimentales y el modelo analítico.	93
4.1. Geometría del ensayo de unión mecánica a solape simple con material compuesto.	98
4.2. Típica curva Fuerza-Desplazamiento de unión mecánica a solape simple. (a) Regiones de comportamiento y (b) Detalle de la región de transición y curvas experimental y teórica.	99
4.3. Balance de masas en la fase de fricción.	100
4.4. Balance de masas en la fase de presión.	100
4.5. Modelo de masas muelles para una configuración de unión a solape simple.	101
4.6. Área de contacto producido por la arandela.	103
4.7. Efecto de la flexión secundaria.	105
4.8. Condiciones de contorno y cargas para la estimación de la rigidez de flexión secundaria en unión mecánica a solape simple.	106
4.9. Probetas de fibra de carbono a solape simple con talones de fibra de vidrio.	110
4.10. Ensayo de unión mecánica a solape simple con acabado superficial pulido.	111
4.11. Ensayo de unión mecánica a solape simple con acabado superficial rugoso.	112
4.12. Descripción del proceso de aplicación del par de apriete.	113
4.13. Fuerzas presentes en el proceso de aplicación del par de apriete.	114
4.14. Fuerzas presentes en el proceso de aplicación del par de apriete con tornillo.	115
4.15. Célula de carga modelo XFL225D de Measurement Specialties, Inc.	117
4.16. Posición de la célula de carga en los ensayos experimentales.	118

4.17. Tornillos de titanio. (a) Nuevo y (b) Reutilizado.	119
4.18. Probetas de fibra de carbono a solape simple con talones de fibra de vidrio. . .	120
4.19. Utillaje empleado en el ensayo del coeficiente de fricción.	121
4.20. Disposición experimental del ensayo del coeficiente de fricción.	122
4.21. Ejemplo de curva Fuerza-Desplazamiento del ensayo del coeficiente de fricción y esquema de fuerzas presentes en el ensayo.	123
4.22. Acabados superficiales de las probetas para el cálculo del coeficiente de fricción.	124
4.23. Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre modelos analíticos y resulta- dos experimentales. Validación 1 Analítica.	125
4.24. Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre modelos analíticos y resulta- dos experimentales. Validación 2 Analítica.	125
4.25. Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre modelos analíticos y resulta- dos experimentales. Validación 3 Analítica.	126
4.26. Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre modelos analíticos y resulta- dos experimentales. Validación 4 Analítica.	129
4.27. Curva Fuerza-Desplazamiento. Estudio paramétrico del par de apriete en el mo- delo analítico propuesto.	130
4.28. Curva Fuerza-Desplazamiento. Estudio paramétrico del coeficiente de fricción en el modelo analítico propuesto.	131
4.29. Curva Fuerza-Desplazamiento. Estudio paramétrico de la holgura en el modelo analítico propuesto.	132
4.30. Curva Fuerza-Desplazamiento. Estudio paramétrico de la longitud de la placa en el analítico propuesto.	133
4.31. Curva Fuerza-Desplazamiento. Estudio paramétrico del ancho de la placa en el analítico propuesto.	134
4.32. Curva Fuerza-Desplazamiento. Estudio paramétrico del diámetro del agujero de la placa en el modelo analítico propuesto.	135
4.33. Curva Fuerza-Desplazamiento. Estudio paramétrico de la secuencia de apila- miento de la placa en el modelo analítico propuesto.	136
4.34. Curva Fuerza-Desplazamiento. Estudio paramétrico de materiales compuestos en la placa en el modelo analítico propuesto.	137
5.1. Modos de fallo considerados en el criterio de rotura propuesto.	141
5.2. Partes del modelo numérico de unión mecánica a solape simple.	148
5.3. Modelo ensamblado. Cargas y condiciones de contorno.	150
5.4. Partes en contacto en la unión y dirección de la fuerza de apriete.	151
5.5. Mallado de la unión mecánica con 109316 elementos.	152
5.6. Modelo numérico de unión mecánica a solape simple basado en Riccio y Mar- ciano, 2006.	154
5.7. Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre los modelos analítico y numéri- co con resultados experimentales. Validación 1 Numérica.	155
5.8. Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre los modelos analítico y numéri- co con resultados experimentales. Validación 2 Numérica.	156

5.9. Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre los modelos analítico y numérico con los resultados experimentales. Validación 3 Numérica.	156
5.10. Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre los modelos analítico y numéricos con los resultados experimentales, según Riccio y Marciano, 2006 y Riccio (2006). Validación 4 Numérica.	158
5.11. Modos de fallo en la unión a nivel numérico con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$	161
5.12. Modos de fallo en la unión a nivel numérico con par de apriete $\tau = 1Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$	162
5.13. Modos de fallo en la unión a nivel numérico con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,35$	163
5.14. Fenómeno de flexión secundaria en la unión a nivel experimental con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$	166
5.15. Fenómeno de flexión secundaria en la unión a nivel experimental con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$	166
5.16. Fenómeno de flexión secundaria en la unión a nivel experimental con par de apriete $\tau = 1Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$	167
5.17. Fenómeno de flexión secundaria en la unión a nivel experimental con par de apriete $\tau = 1Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$	167
5.18. Fenómeno de flexión secundaria en la unión a nivel experimental con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,35$	168
5.19. Fenómeno de flexión secundaria en la unión a nivel experimental con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,35$	168
5.20. Efectos del daño en la unión con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ para un desplazamiento de $6mm$	170
5.21. Efectos del daño en la unión con par de apriete $\tau = 1Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ para un desplazamiento de $6mm$	170
5.22. Efectos del daño en la unión con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,35$ para un desplazamiento de $6mm$	171
5.23. Imagen por C-Scan en la unión con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ para un desplazamiento de $6mm$	172
5.24. Imagen por C-Scan en la unión con par de apriete $\tau = 1Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ para un desplazamiento de $6mm$	173
5.25. Imagen por C-Scan en la unión con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,35$ para un desplazamiento de $6mm$	173
5.26. Estado experimental de las placas con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ para un desplazamiento de $6mm$	174
5.27. Estado numérico de las placas con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ para un desplazamiento de $6mm$, contemplando daño de la matriz en el plano.	175
5.28. Estado experimental de las placas con par de apriete $\tau = 1Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ para un desplazamiento de $6mm$	176

5.29. Estado numérico de las placas con par de apriete $\tau = 1Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ para un desplazamiento de $6mm$, contemplando daño de la matriz en el plano.	177
5.30. Estado experimental de las placas con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,35$ para un desplazamiento de $6mm$	178
5.31. Estado numérico de las placas con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,35$ para un desplazamiento de $6mm$, contemplando daño de la matriz en el plano.	179

Índice de tablas

3.1. Propiedades de la fibra de carbono IM7/MTM-45-1 (ensayos de caracterización y Chris, 2008).	75
3.2. Valores geométricos y de rigidez obtenidos del ensayo de compresión local. . .	75
3.3. Propiedades del titanio Ti6Al-4V (Ireman, 1998).	78
3.4. Picos de carga observados en los ensayos experimentales y la predicción del modelo analítico.	93
3.5. Pendientes en la curva Fuerza-Desplazamiento observadas en los ensayos experimentales y la predicción del modelo analítico.	94
4.1. Parámetros geométricos del tornillo de titanio 6Al4V.	117
4.2. Propiedades de la fibra de carbono HTA7/6376 y del aluminio AA7475-T76 (Ricio y Marciano, 2005).	128
4.3. Propiedades de los materiales compuestos del estudio paramétrico de la unión mecánica	137
5.1. Estudio de la secuencia de apilamiento. Rigidez de la unión para un intervalo de desplazamiento entre $0,5mm$ y $0,8mm$	147
5.2. Estudio de la secuencia de apilamiento. Rigidez de la unión para un intervalo de desplazamiento entre $0,5mm$ y $0,8mm$	147
5.3. Degradación de las propiedades en el modelo numérico en función del modo de fallo.	149
5.4. Estudio de sensibilidad de la malla. Fuerza de reacción soportada en la unión para un desplazamiento $d = 1mm$	152

Esta página está en blanco de manera intencionada

Capítulo 1

Introducción

1.1. Motivación

En los últimos años las estructuras de 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 estructuras ligeras a la vez que resistentes (Figuras 1.1 y 1.2). De un modo progresivo, las estructuras de materiales compuestos se han ido extendiendo a otros sectores gracias a la disminución cada vez mayor de los costes.

Dentro de los materiales compuestos más habituales se encuentran los laminados, formados por el apilamiento de varias láminas de matriz polimérica reforzadas con fibras de alta resistencia como son el caso de las fibras de carbono, vidrio, aramida o boro entre otras, adecuadas para diferentes aplicaciones. La fibra de carbono se ha convertido en uno de los materiales más utilizados en la industria aeronáutica, aeroespacial y automovilística. Este hecho se debe a su elevada resistencia mecánica, alta rigidez, baja densidad, buena resistencia a la acción del fuego y agentes externos.

Por motivos obvios de fabricación no es viable la realización de una estructura de una sola pieza, por ejemplo el fuselaje de una aeronave. Es por ello necesario recurrir a uniones de diverso tipo, como pueden ser mecánicas, adhesivas o soldadas. Por motivos de implementación, mantenimiento y seguridad, el tipo de unión más utilizada son las uniones mecánicas empleando comúnmente tornillos, remaches o pasadores. Sirva como ejemplo de ello el Airbus A380, donde la estructura del ala posee alrededor de 750.000

uniones mecánicas (Figura 1.3). Las ventajas que presentan las uniones mecánicas frente a las adhesivas o soldadas son que no se requiere una preparación exhaustiva de los componentes ni de las superficies, que es posible el desmontaje de la unión mecánica sin producir daño en la estructura en cuestión, ya sea para labores de reparación de un componente dañado o inspección directa del mismo, y presentan una mayor resistencia frente a tensiones fuera del plano. Por el contrario, como inconvenientes principales destacan que, la existencia de agujeros implica concentraciones de tensiones en los mismos, no se distribuye tan uniformemente la carga en la superficie, se incrementa el peso de la estructura a nivel global, presentan dificultades en las uniones de componentes de espesor delgado y se deben tener en cuenta las diferencias en los coeficientes de dilatación de los materiales a unir, así como de los tornillos, pasadores o remaches.

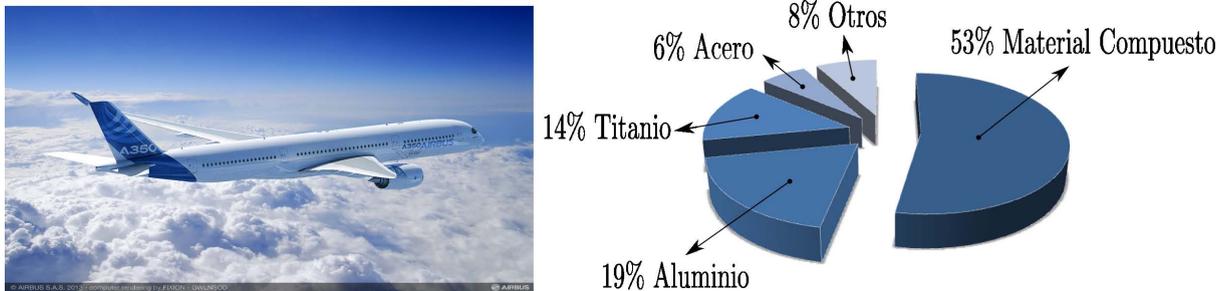


FIGURA 1.1: Distribución de los materiales empleados en el diseño y construcción de la aeronave Airbus A350 XWB [1].

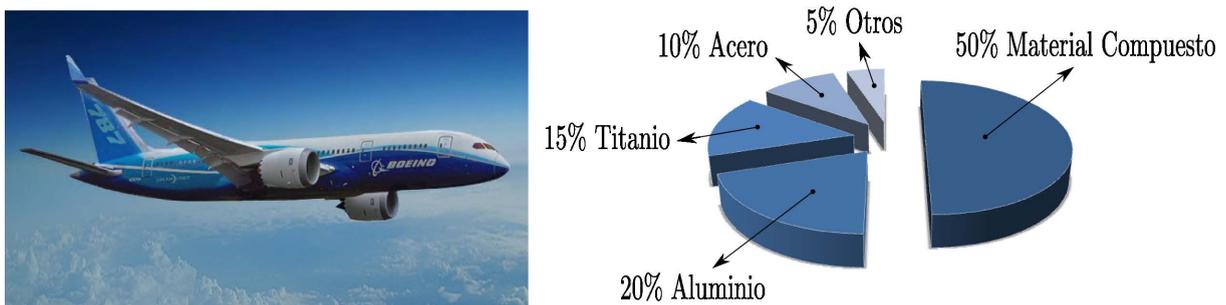


FIGURA 1.2: Distribución de los materiales empleados en el diseño y construcción de la aeronave Boeing 787 [2].

Profundizar en el conocimiento de las uniones mecánicas es un gran reto científico que puede tener importantes aplicaciones a nivel industrial. Mejorar la capacidad predictiva de los modelos teóricos existentes puede hacer que se consigan unos coeficientes de seguridad más ajustados, logrando una optimización del peso de la aeronave. Esto puede implicar una reducción en el consumo de combustible y con ello, en los costes económicos y de emisiones contaminantes.

Existen tres tipos de aproximaciones para abordar el estudio de las uniones mecánicas basadas en la experimentación, los modelos analíticos y los modelos numéricos. La experimentación, a pesar de que resulta en ocasiones difícil y costosa por los equipos a utilizar y el propio material, siempre es necesaria, ya que permite entender el problema, así como validar los modelos planteados. Los modelos analíticos permiten reproducir el comportamiento de la unión mecánica mediante ecuaciones simplificadas, pudiendo entender de manera rápida y sencilla la física del problema estudiando la influencia de los parámetros más significativos y necesitando por lo general, un bajo coste computacional. Cuando el problema es tan complejo que resulta inabordable de manera analítica, se pueden emplear modelos numéricos. Dichos modelos numéricos suelen presentar tiempos computacionales altos, y hace necesario que el usuario tenga un conocimiento profundo del problema para realizar las hipótesis simplificativas necesarias y analizar los resultados correctamente. En esta Tesis Doctoral se ha intentado abordar el problema planteado combinando estas tres aproximaciones.

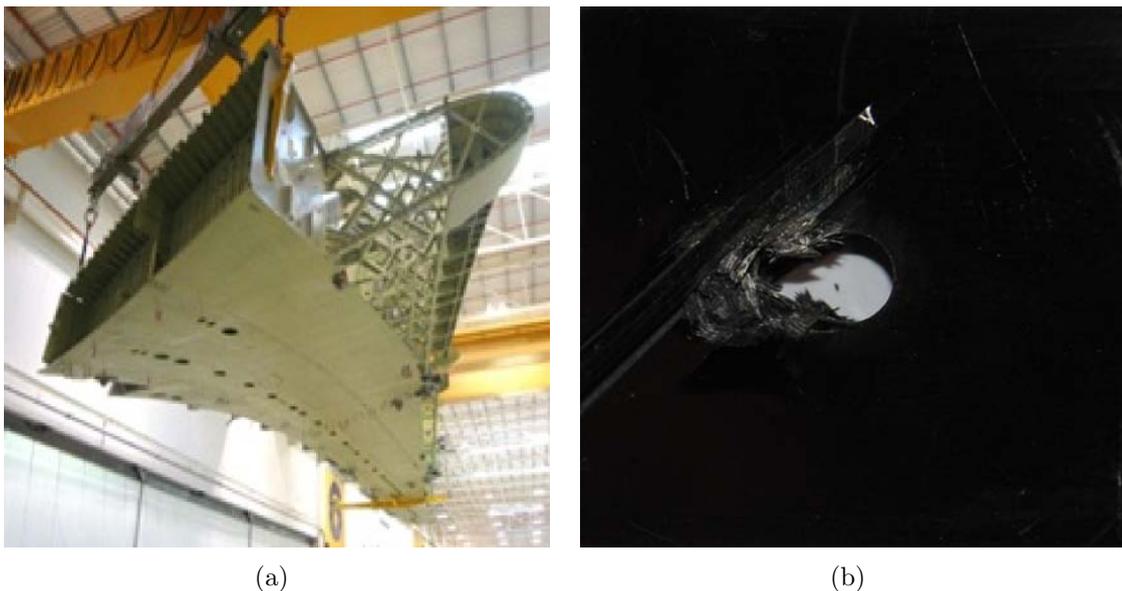


FIGURA 1.3: (a) Estructura del ala de la aeronave Airbus A380 [1] y (b) Representación del fallo en la unión mecánica.

Un análisis de la literatura científica revela que el estudio de las uniones mecánicas de material compuesto se puede estudiar desde dos vías diferentes pero complementarias. Una de ellas se centra en la descripción del comportamiento global de la unión ante las cargas solicitadas, es decir, lo que se podría visualizar en una curva Fuerza-Desplazamiento. La otra es el estudio del comportamiento de la unión de manera local, analizando las tensiones soportadas en el contorno del agujero de la unión, debido al contacto del fuste del tornillo

o pasador, así como la evolución en los mecanismos de daño internos del componente. Es muy frecuente encontrar en la literatura científica estudios que lo aborden por separado, unos centrándose en la rigidez de la unión (problema global), y otros en el estudio del daño en la zona de contacto (problema local).

Por otro lado existen fundamentalmente dos tipologías de unión mecánica que han sido abordadas por la literatura científica: uniones con pasador a solape doble y uniones mecánicas a solape simple. En el caso de las uniones con pasador, los investigadores han estudiado por un lado el comportamiento de la unión en cuanto a la rigidez global, y por otro el análisis del campo tensional en las inmediaciones del agujero. Ambas situaciones se han estudiado por separado, tratándolo como dos problemas diferentes. Otra carencia que se ha encontrado en el estado del arte de las uniones con pasador, es que no se ha considerado el efecto de la rigidez de la unión en las tensiones en cada lámina, que son diferentes debido al comportamiento anisótropo de los materiales compuestos. Combinar ambos tipos de modelos permitiría predecir el fallo progresivo de cada lámina, y ver cómo afecta esto a la rigidez global de la unión.

En el caso de uniones mecánicas a solape simple, los modelos que se han encontrado en la literatura, se han centrado en estudiar el efecto de la flexión secundaria originada por la excentricidad geométrica o de la carga. Este fenómeno produce un efecto no lineal en el comportamiento de la unión. El tratamiento del mismo en la literatura, se ha realizado únicamente mediante una constante experimental que varía en función del tipo de elemento fijador que se emplee (pasador o tornillo). Sería necesario desarrollar modelos específicos para materiales compuestos que permitan estimar el efecto de la flexión secundaria, considerando la física del problema (geometría, propiedades anisótropas del material, cargas y condiciones de contorno, etc.).

Para profundizar más en estos problemas y modelizar el fallo de estas uniones, muchos autores han utilizado el método de los elementos finitos. Al tratarse el problema de la unión a solape simple, en el que se ha originado el citado efecto de la flexión secundaria, el movimiento de la unión fuera del plano es significativo. Además, aparecen tensiones fuera del plano debido al efecto del par de apriete. Sin embargo, no se han encontrado modelos numéricos que tengan en cuenta tanto las tensiones fuera del plano como los efectos no lineales, a la hora de predecir el fallo en las uniones a solape simple.

1.2. Objetivos

El objetivo global de la Tesis Doctoral es el desarrollo de modelos predictivos, tanto analíticos como numéricos, que permitan entender mejor el comportamiento de las uniones mecánicas a solape doble y simple y, por lo tanto, puedan ser utilizados como herramientas de diseño. Para ello se plantean los siguientes objetivos parciales.

1. Planteamiento y desarrollo de un modelo analítico para la predicción del comportamiento mecánico de las uniones mediante pasador a solape doble, que sea capaz de predecir el fallo progresivo de cada lámina; para lo cual se plantean las siguientes tareas:
 - Desarrollo de un modelo analítico que contemple tanto la respuesta a nivel global (rigideces), como el estado tensional a nivel local (predicción del fallo) de la unión.
 - Realización de ensayos experimentales con diferentes niveles de carga, y análisis de la evolución del daño en la unión.
 - Validación del modelo analítico planteado para una unión con pasador con los ensayos experimentales realizados, y análisis de resultados.
2. Planteamiento de un modelo analítico de carácter global, para la caracterización del fenómeno de flexión secundaria producido por la excentricidad en una unión mecánica, en configuración geométrica de solape simple que incluya la física del problema, siendo necesario:
 - El desarrollo de un modelo analítico incluyendo el efecto de la flexión secundaria, dependiente de la geometría, las propiedades del material y condiciones de contorno. El modelo también incluye el efecto del par de apriete del tornillo y el coeficiente de fricción entre las partes en contacto.
 - La realización de ensayos experimentales de una configuración de unión a solape simple.
 - La realización de ensayos experimentales para estimar el par de apriete y el coeficiente de fricción.
 - La validación del modelo analítico planteado con los resultados experimentales, y análisis de resultados.

3. Desarrollo de un modelo numérico mediante el empleo del método de los elementos finitos para el estudio de una unión mecánica a solape simple, que considerase el efecto de las tensiones fuera del plano y el fallo en la unión, llevándose a cabo las siguientes tareas:
 - Planteamiento de un criterio de rotura, que incluya el efecto de las tensiones fuera del plano y la no linealidad en las tensiones de cortadura.
 - Implementación, mediante una subrutina de usuario en lenguaje Fortran, del criterio de rotura planteado.
 - Realización del modelo numérico de una unión mecánica a solape simple considerando el fallo en el material, las partes en contacto (fricción) y el par de apriete del tornillo.
 - Validación del modelo numérico planteado con resultados experimentales en configuración de unión mecánica a solape simple, y análisis de resultados.

1.3. Aportaciones originales de la Tesis Doctoral.

Durante la realización de esta Tesis Doctoral, se han publicado un total de siete artículos recogidos en revistas indexadas en el Journal Citation Report (seis de ellos en revistas del primer cuartil de su categoría). Tres de los artículos reflejan directamente las principales aportaciones de esta Tesis Doctoral; obteniendo el primero de ellos, publicado en el año 2012, 25 citas hasta la fecha. Los otros cuatro artículos publicados, reflejan resultados y aportaciones de diferentes aplicaciones en el ámbito de los materiales compuestos, sirviendo de apoyo a la presente Tesis. Además se han realizado nueve contribuciones a congresos científicos, de las cuales cuatro difunden resultados y aportaciones directamente relacionados de la presente Tesis Doctoral.

Como resultado del trabajo desarrollado para la consecución de los objetivos planteados, pueden enumerarse las siguientes aportaciones originales de esta Tesis Doctoral:

1. Desarrollo de un modelo analítico completo para la unión mecánica mediante pasador de material compuesto. Las principales aportaciones del modelo respecto de los que se pueden encontrar en la literatura científica son:

- La combinación del estudio de la rigidez a nivel global, con la predicción del fallo progresivo en función del estado tensional a nivel local.
 - El cálculo de la rigidez de las placas, en función de la secuencia de apilamiento y de la rigidez de cada una de las láminas.
 - El cálculo del estado tensional en cada una de las láminas del laminado.
2. Incorporación, a un modelo analítico a solape simple existente, del efecto de la flexión secundaria debido a la excentricidad de la unión en función de la física del problema, no como una constante experimental, tal y como se muestra en la literatura. El efecto de la flexión secundaria se ha introducido mediante un parámetro dependiente de la geometría, propiedades del material y condiciones de contorno.
 3. Desarrollo de una metodología experimental y analítica para la inclusión del par de apriete en el tornillo, y de los coeficientes de fricción en el modelo analítico y numérico.
 4. Desarrollo de un modelo numérico mediante un software comercial de elementos finitos, de una unión mecánica de material compuesto a solape simple con todos los parámetros involucrados.
 - Propuesta de un nuevo criterio de rotura, para la inclusión de la influencia de la cortadura no lineal fuera del plano a las ecuaciones del criterio tensional de fallo. Dicho criterio, recientemente publicado, ya ha tenido repercusión en la literatura, siendo utilizado por Kapidžić et al [3] para predecir el fallo en una unión mecánica de un ala de una aeronave.
 - Implementación, mediante la subrutina de usuario USDFLD, de dicho criterio de rotura para la predicción del modo de fallo en la unión mecánica con material compuesto.

1.4. Contenido de la tesis doctoral

La presente Tesis Doctoral se ha dividido en seis capítulos, siendo esta introducción el primero de ellos.

En el segundo capítulo se presenta el estado del arte de las uniones mecánicas de material compuesto, expresando sus características y aspectos más relevantes. Se ha abordado

el estudio de los diferentes modos de fallo presente en las uniones mecánicas en estructuras aeronáuticas, presentándose una descripción de los modos de fallo producidos dentro y fuera del plano, así como la combinación entre ambos. Se ha prestado especial atención al modo de fallo por compresión local en la unión, fallo deseable en una estructura aeronáutica al tratarse de un fallo progresivo. Se han expuesto los modelos analíticos centrados en el estudio de las uniones mecánicas, centrandose especial atención en cada una de las partes que componen los modelos, y su relación con el sentido físico del problema.

Seguidamente, en el tercer capítulo se propone un modelo analítico para describir el comportamiento de las uniones mecánicas de pasador con material compuesto. Para ello es necesario considerar la rigidez de los elementos involucrados, así la predicción del fallo en la propia unión. Fueron necesarios la realización de ensayos experimentales de caracterización y de validación, así como las técnicas de inspección evaluadoras del daño.

Tras esto, en el cuarto capítulo, se ha propuesto esta vez un modelo analítico para la caracterización de las uniones mecánicas en configuración de solape simple, empleando material compuesto. Se muestran los ensayos experimentales de validación llevados a cabo, estudios paramétricos y daño presentado, así como las limitaciones del modelo para la predicción del fallo.

A continuación, en el quinto capítulo, se describe el modelo numérico implementado mediante el método de los elementos finitos en configuración de solape simple, focalizado en la predicción del fallo, junto a la validación y el posterior análisis de resultados con la parametrización ofrecida.

En el sexto capítulo se han expuesto las conclusiones fundamentales y se han propuesto posibles líneas de desarrollo para trabajos futuros. Además se han mostrado las publicaciones y contribuciones científicas relacionadas con la Tesis Doctoral.

Tras esto, en el séptimo capítulo se han expuesto de nuevo las conclusiones fundamentales y las líneas de desarrollo para trabajos futuros; junto a las publicaciones y contribuciones científicas. Todo ello en idioma inglés.

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

Esta página está en blanco de manera intencionada

Capítulo 2

Antecedentes

En este capítulo se ha realizado una descripción general de las uniones mecánicas, dando una visión global de los aspectos relevantes que influyen en el comportamiento de las mismas. Se han descrito además los principales modelos analíticos y numéricos propuestos en la literatura científica, analizando sus limitaciones.

Además, en este capítulo, se analiza cómo el comportamiento de la unión está influenciado por diversos parámetros, como son la geometría, dimensiones y configuración (solape simple, solape doble, etc.) de la unión, dirección y tipo de cargas aplicadas, holgura del tornillo, par de apriete, coeficiente de fricción, secuencia de apilamiento y temperatura; mostrando las conclusiones presentadas por los diferentes autores.

2.1. Parámetros principales en las uniones mecánicas.

2.1.1. Geometría.

Los factores geométricos, según Miravete [4], Gray [5] y Kapti et al. [6], que presentan influencia en el comportamiento de la unión mecánica, se representan en la figura 2.1 (Kapti et al. [6]). Estos son la longitud L y la anchura de la placa W ; distancia al borde libre, entendida como la distancia más corta medida desde el centro del agujero E ; espesor del laminado t ; diámetro del agujero de la placa D ; diámetros del fuste d y la holgura λ

entendida como la diferencia entre el diámetro del agujero de la placa D y el diámetro del fuste d .

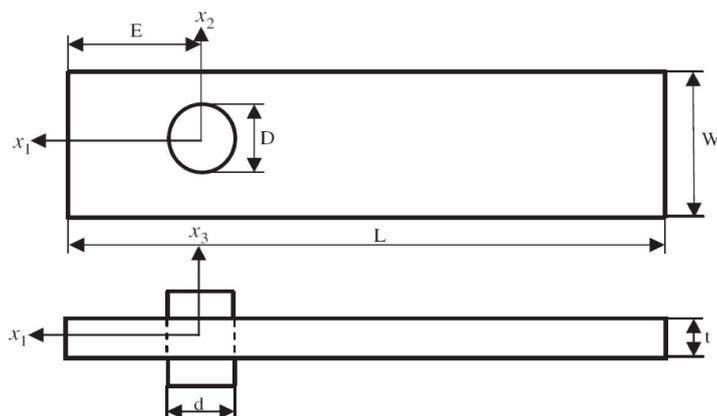


FIGURA 2.1: Parámetros geométricos relevantes en la unión mecánica (Kapti et al. [6]).

Las uniones mecánicas se presentan, en cuanto a configuración geométrica se refiere, de diferentes formas utilizadas ampliamente. Por una lado se presenta lo que se denomina unión a solape simple, como se muestra en figura 2.2 [7], donde se unen los elementos presentándose de base la excentricidad geométrica; y a solape doble, como se muestra en la figura 2.3 [8], donde los elementos unidos anulan la ya citada excentricidad geométrica. Respecto a la utilización de tornillos en la unión, se muestra en la figura 2.2 [7] el empleo de un solo tornillo para ser sometido a estudio; y en la figura 2.3 [8], la unión con varios tornillos en configuración en línea. Por evolución y complejidad en la unión, en ésta se pueden incorporar tornillos, no solamente en línea, sino también en paralelo, como se muestra en la figura 2.4 [9], creando una unión más compleja según el diseño requerido. En todas las tipologías presentadas, la excentricidad, ya sea por la carga o por la geometría, es un parámetro que afecta al comportamiento en la unión mecánica, haciendo modificar la respuesta en la rigidez y resistencia de dicha unión; detallándose más adelante con mayor profundidad.

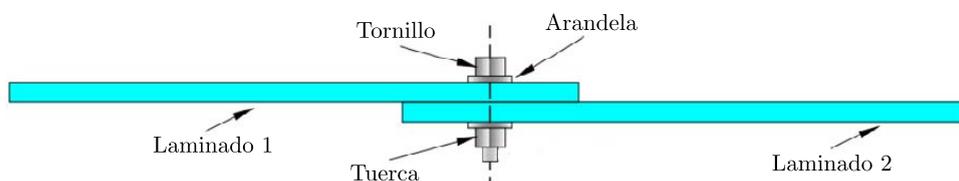


FIGURA 2.2: Unión a solape simple (Mandal y Chakrabarti [7]).

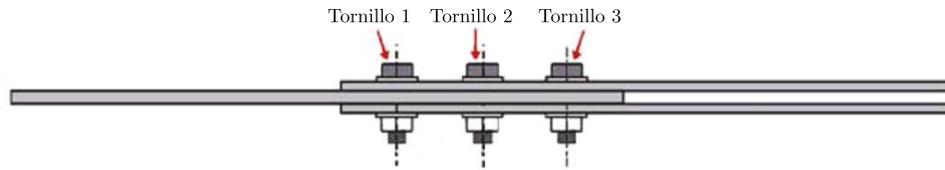


FIGURA 2.3: Unión a solape doble con configuración de tornillos en línea (McCarthy et al. [8]).

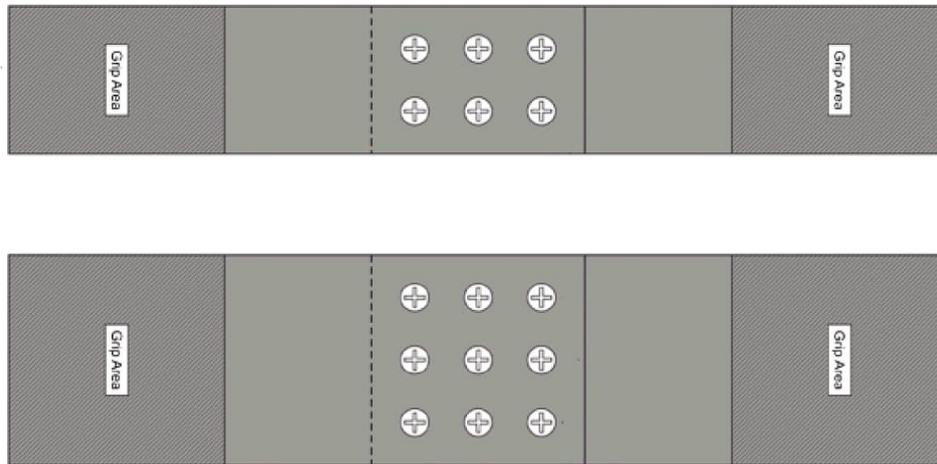


FIGURA 2.4: Uniones múltiples en paralelo (Gray et al. [9]).

2.1.2. 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 deseable que la dirección de la carga aplicada coincidiera con la dirección de máxima resistencia, aunque en la práctica los elementos no están sometidos a una carga uniaxial y tienen secuencias de apilamiento cuasi-isótropas preferentemente. Cuanto más isotrópica es una determinada composición de material compuesto, menos sensible es a la dirección de las cargas (Hirano et al. [10] y Park [11]).

Las uniones, cuyos elementos unidos están sometidos a compresión no son tan sensibles a los cambios de geometrías, y son más resistentes que las uniones cuyos elementos están sometidos a tracción, diferencia que se minimiza en el caso de roturas por compresión local. Estas últimas aproximan las resistencias al caso de las primeras para grandes valores de distancia al borde libre E y ancho de la placa W . No obstante requieren un estudio particular al cambiar completamente el comportamiento, modificando los modos de fallo presentados (Castanié et al. [12])

2.1.3. Tipo de carga.

La resistencia de la unión se muestra insensible a cambios de las cargas dinámicas dentro de un 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 carga estática, como explica Miravete [4].

La limitada información disponible sobre fatiga, sugiere que se pueden alcanzar vidas de varios millones de ciclos para cargas del orden del setenta 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 la fatiga, como ha mostrado Starikov y Schön [13, 14] y Schön y Nyman [15].

En ciertos casos, la aplicación de una carga dinámica del sesenta a setenta por ciento de la resistencia última durante un número pequeño de ciclos, seguida por un posterior apriete del tornillo, puede mejorar la resistencia a compresión local de la unión según Miravete [4].

2.1.4. Holgura del tornillo.

Con objeto de alcanzar la resistencia máxima, el agujero para el posicionamiento del tornillo debería realizarse a medida. Igualmente, la holgura del tornillo y la arandela con la placa tiene mucha influencia sobre la resistencia, como han mostrado Zhai et al. [16], McCarthy et al. [17] y Lawlor et al. [18]; y de nuevo la situación ideal consistiría en realizar el agujero en la placa que se adaptara perfectamente al tornillo, hecho difícilmente de cumplir en una situación real o ensayo experimental.

La holgura normal para el agujero de la placa y el tornillo puede reducir la resistencia del apoyo hasta en un veinticinco por ciento 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 tornillo y agujero, como han mostrado Sen et al. [19].

Las arandelas a usar en la unión deben tener un diámetro externo en torno a tres veces el diámetro interior, con la finalidad del logro de un buen ajuste del tornillo, tal y como especifica Miravete [4] y Gray [5].

2.1.5. Par de apriete.

Para una configuración y material dados, el factor más significativo según Miravete [4], Park [11], Gray [5], Zhai et al. [16] y Choi et al. [20] es el par de apriete del tornillo. En un primer instante, la presencia de arandelas impide el agrietamiento del laminado a lo largo del espesor en el lado solicitado del agujero. En uniones realizadas con pasador, sin embargo, no es posible utilizar el par de apriete para mejorar la resistencia.

Es posible que un tornillo sobreapretado pudiera dañar el laminado al forzar a las arandelas sobre la superficie, antes de ocasionar sobre el mismo un pasado de rosca. Cuando exista riesgo de daño al laminado, es preciso modificar las arandelas por unas de mayor diámetro exterior y espesor, con la finalidad de una mejor distribución de presiones sobre la superficie. Como situación más general, el par de apriete máximo viene limitado generalmente por las prestaciones mecánicas del tornillo antes que por la resistencia fuera del plano del laminado, por lo que es recomendable apretar el tornillo tanto como sea posible en función de la calidad y diámetro para asegurar que al cabo del tiempo, cuando el tornillo se haya relajado, su par de apriete siga cumpliendo las prestaciones exigidas a la unión, como muestra Park [11].

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” dependen del material, según Miravete [4].

2.1.6. Coeficiente de fricción.

Otro de los factores significativos a tener en cuenta en una unión mecánica es el coeficiente de fricción entre las diferentes partes en contacto. Generalmente, este hecho afecta de manera significativa a las configuraciones donde la unión sea con tornillo y par de apriete aplicado, y además posea solape, ya sea simple o doble; siendo inapreciable este efecto para uniones con pasador, como así han mostrado Harris [21], McCarthy et al. [22] y Stocchi et al. [23] entre otros.

A pesar de ser un factor ligado al acabado superficial de un componente, afecta al comportamiento de una unión mecánica para una geometría y par de apriete dados, incrementando la resistencia y la energía absorbida de la unión cuanto mayor sea el coeficiente de fricción entre las superficies, como se muestra en la figura 2.5. Dicha modificación del comportamiento afecta a los primeros compases de las sollicitaciones aplicadas, donde en un comportamiento general de la unión mecánica se aprecian dos pendientes claramente diferenciadas en las curvas Fuerza-Desplazamiento de la figura 2.5. Mayores coeficientes de fricción alargan la utilización de la primera pendiente para un desplazamiento fijado, produciéndose la transición hacia la segunda pendiente cuando las fuerzas de fricción entre las placas son vencidas [23].

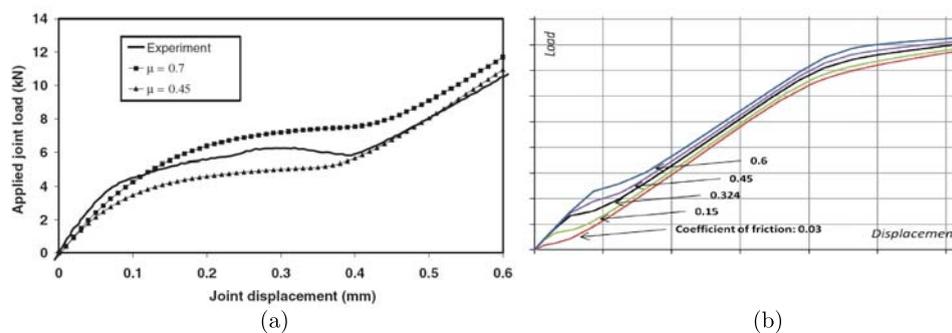


FIGURA 2.5: Curva Fuerza-Desplazamiento. Influencia del coeficiente de fricción entre placas a solape simple. (a) McCarthy et al. [22] y (b) Stocchi et al. [23]

Por la definición más básica de la fuerza de fricción, es necesario una fuerza normal a la superficie en contacto, que de manera general en las uniones mecánicas es la fuerza normal originada por el ya explicado par de apriete, que intenta impedir los desplazamientos longitudinales de las placas [22]. También puede contribuir, como fuerza normal de fricción, el empleo de soportes para la reducción de la excentricidad geométrica o de carga, que se produce en la unión para ciertas configuraciones (solape simple).

2.1.7. Secuencia de apilamiento.

El tipo de fibra, el ángulo de orientación de la lámina y la secuencia de apilamiento, según Miravete [4] y Park [11], 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 de laminados formadas por un cincuenta por ciento de láminas a 0° . 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° [11].

Debe señalarse, que las diferencias en función de la secuencia de apilamiento de los laminados, se minimiza para pares de apriete relativamente altos [4].

2.1.8. Temperatura.

En el diseño de una unión mecánica de material compuesto para una estructura aeronáutica, las condiciones de temperatura a las que se encuentra sometida cobran una función relevante ya que hace modificar el comportamiento de la propia unión, como así han estudiado Hirano et al. [10], Santiuste et al. [24] y Soykol et al. [25]. En la figura 2.6 Hirano et al. [10] muestran como el comportamiento a baja temperatura ($-100C$) en la unión es más rígido y presenta un fallo frágil, en cuanto a la posibilidad de alcanzar valores más altos de picos de carga, tensiones, y distancias efectivas antes que la unión falle de manera catastrófica. Si todo esto se compara con uniones mecánicas sometidas a alta temperatura ($150C$), en éstas el comportamiento es mucho más dúctil y menos resistente por los cambios en las propiedades de la matriz, que disminuyen favoreciendo los agrietamientos y la posterior propagación de las fisuras.

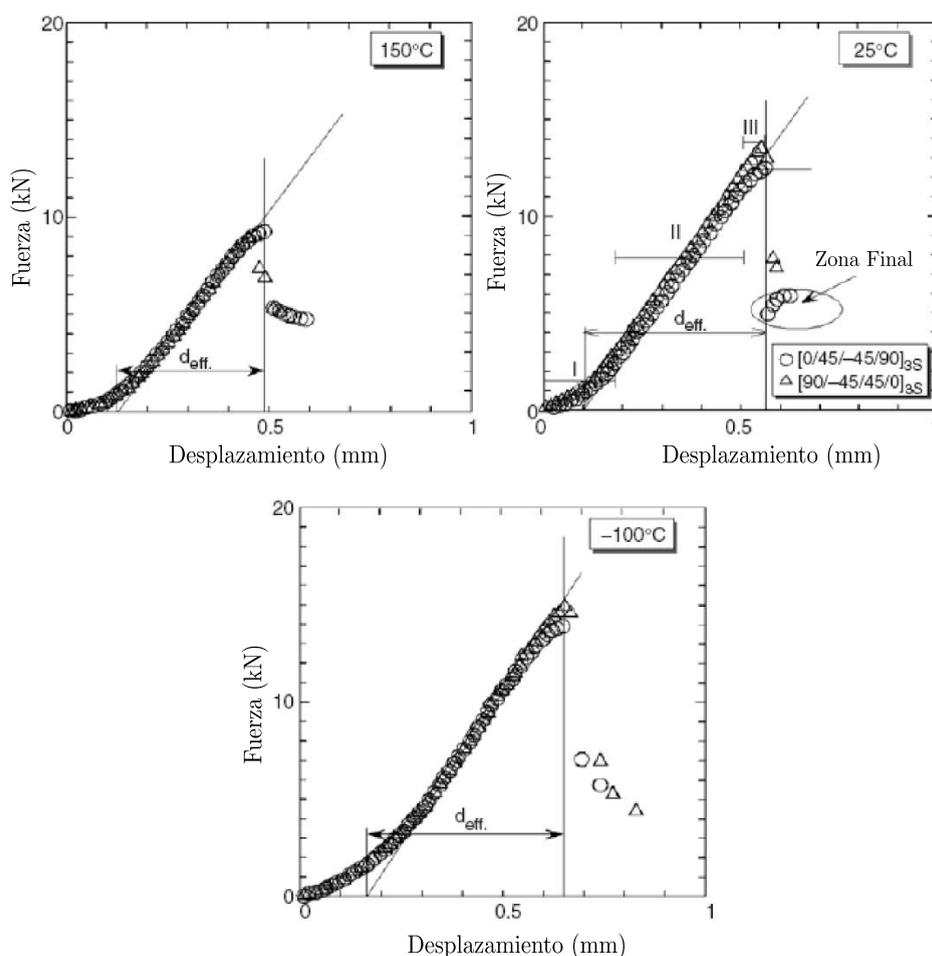


FIGURA 2.6: Curva Fuerza-Desplazamiento. Influencia de la temperatura, Hirano et al. [10].

2.2. Modos de fallo en uniones mecánicas.

Las solicitaciones a las que las uniones mecánicas se encuentran sometidas hacen que éstas, a partir de ciertos valores de dichas solicitaciones, comiencen el proceso del fallo en la propia unión. El diseño de una unión mecánica busca evitar la situación del fallo, pero si ésta se produce, que al menos éste no sea de carácter catastrófico. Por ello, es necesario el estudio de la unión mecánica para predecir el fallo y analizar su comportamiento.

Existen dos tipos de modos de fallo producidos en uniones mecánicas en estructuras aeronáuticas: modos de fallo dentro y fuera del plano. La acción conjunta de ambos da origen a un denominado “modo mixto” al combinarse la acción de los dos modos de fallo anteriores.

2.2.1. Modos de fallo dentro del plano.

Los modos de fallo que se producen dentro del plano han sido estudiados por autores como Hart-Smith [26], Collings [27], Niu [28], Camanho y Matthews [29] y Ireman et al. [30] entre otros. A continuación se describen dichos modos junto a la descripción gráfica mostrada por Camanho y Matthews [31] de los planos donde dichos modos de fallo se producen, como se indica en las figuras 2.7 y 2.8 respectivamente.

- **Compresión Local (“*Bearing Failure*”)(Figura 2.7(a)):** Se considera un fallo en la región de material más cercano al agujero de la placa, la zona más cercana al contacto con el fuste del tornillo produciéndose un aplastamiento en la zona descrita. La causa principal es la tensión de compresión para una relación ancho de la placa y diámetro del agujero alta ($W/D \approx 3 - 7$) y una distancia significativa al borde libre ($(E/D \approx 2 - 5)$), provocando entre otros fallos deslaminaciones.
- **Rotura de la placa a tracción (“*Net-Section Failure*”) (Figura 2.7(b)):** Se considera como un fallo transversal catastrófico 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, provocándose un fallo en las fibras, además de rotura en la matriz. Se produce cuando la relación ancho de la placa y diámetro del agujero es baja ($W/D \approx 0,25 - 3$), precedido generalmente por un previo fallo por compresión local, por lo que su histórico de cargas es alto.
- **Rotura de la placa a cortadura (“*Shear-Out Failure*”)(Figura 2.7(c)):** Se considera un fallo también catastrófico en el material de la placa al producirse el desgarrado provocado por el fuste del tornillo en la placa; 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 al borde libre es pequeña ($(E/D \approx 0,25 - 2)$), presentándose para unas láminas altamente ortótropas.
- **Rotura mixta tracción-cortadura (“*Cleavage Failure*”)(Figura 2.7(d)):** Este fallo catastrófico es combinación de los dos anteriores, que se suele producir ante relaciones bajas de ancho de placa-diámetro y distancia al borde libre-diámetro ($(W/D \approx 1 - 3)$ y $(E/D \approx 0,25 - 1,5)$), junto a una resistencia transversal del laminado baja.

- **Fallo en el tornillo (“Bolt Failure”)**(Figura 2.7(e)): 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 producidas de pandeo en el tornillo, considerándose un agravante significativo la posible baja rigidez del tornillo. Suele venir precedido, al igual que otros modos de fallo, por el daño por compresión local.

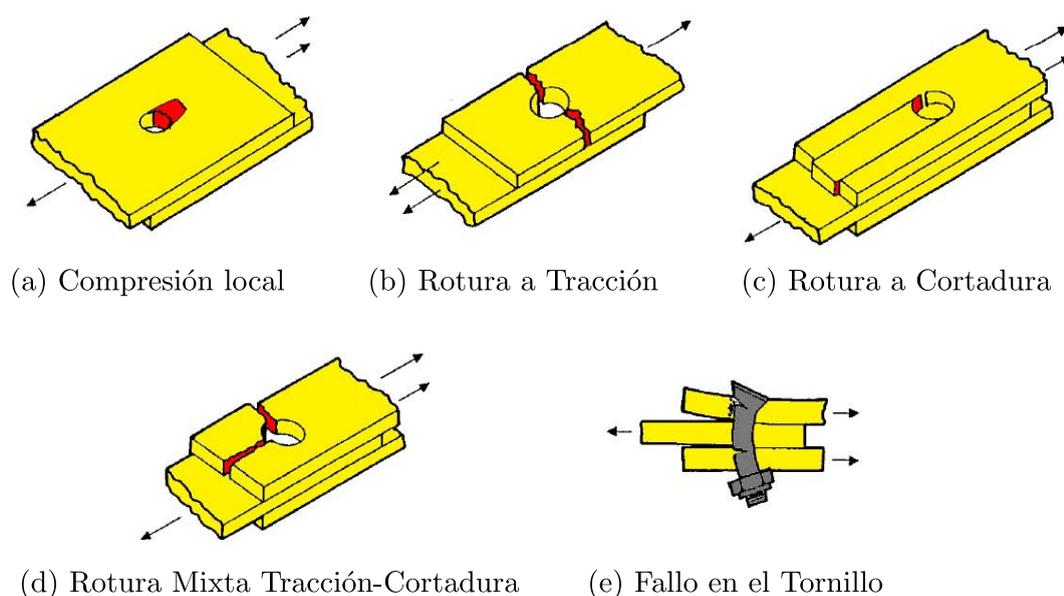


FIGURA 2.7: Modos de fallo dentro del plano en uniones mecánicas (Niu, 1992 [28]).

Analizando la figura 2.7, el fallo en el tornillo no suele producirse en primer lugar, pero puede producirse después del fallo por compresión local. La rotura de la placa a cortadura es un modo de fallo que, aunque es considerado como importante y peligroso, es evitable cambiando los parámetros del laminado y de la placa. Los resultados extraídos del estado del arte indican que los modos de fallo que tienden a producirse en estructuras aeronáuticas son la rotura de la placa a tracción y la compresión local; en especial éste último adquiere una importancia significativa al contrastarse con resultados experimentales extraídos de la literatura científica por ser el modo de fallo más presente en estructuras aeronáuticas, explicándose por este motivo con más detalle en la sección 2.3.

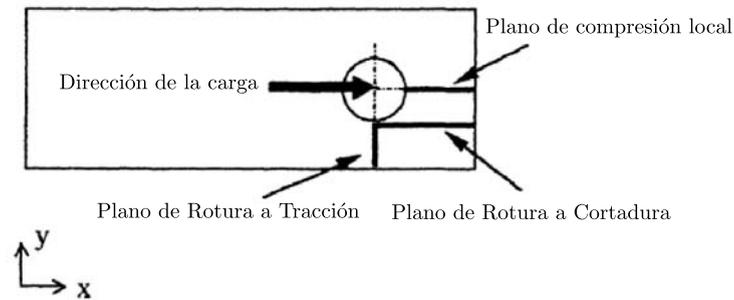


FIGURA 2.8: Definición de los planos donde aparecen los modos de fallo (Camanho y Matthews [31]).

2.2.2. Modos de fallo fuera del plano.

El modo de fallo fuera del plano, que aparece con más frecuencia, es el llamado por excentricidad fuera del plano a tracción (*“Pull-Through Failure”*) estudiado significativamente por autores como Niu [28], Banbury y Kelly [32], Banbury et al. [33] y Elder et al. [34] entre otros. Este modo de fallo produce una incrustación de la cabeza del tornillo y arandela si la hubiese dentro de la placa de material compuesto a lo largo de la dirección normal al plano de la placa, como se aprecia en la figura 2.9.

Se trata de un modo de fallo que está relacionado a cómo la carga es aplicada, junto a las excentricidades generadas sobre todo en uniones mecánicas con tornillos de cabeza avellanada, por el área de contacto de la misma con la placa. Otros parámetros como el espesor de la lámina, holgura presente en el agujero, la secuencia de apilamiento y la relación entre láminas, condiciones medioambientales y fricción son influyentes y significativos en este modo de fallo.

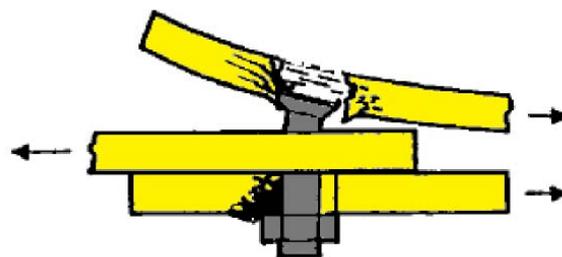


FIGURA 2.9: Modo de fallo fuera del plano en uniones mecánicas (Niu [28]).

Este modo de fallo actúa sobre la estructura aeronáutica produciendo dos tipos de daño en el laminado: fallo en las fibras en la zona de contacto de la cabeza del tornillo con la placa de material compuesto; y rotura de la matriz en un plano diagonal provocado

por la tensión de cortadura y la tensión en el plano junto a la deslaminación en el interior del laminado, como se aprecia en la figura 2.10. Este mecanismo de daño hace que tenga cierto parecido al efecto provocado por impactos de baja velocidad, como se aprecia en la figura 2.11.

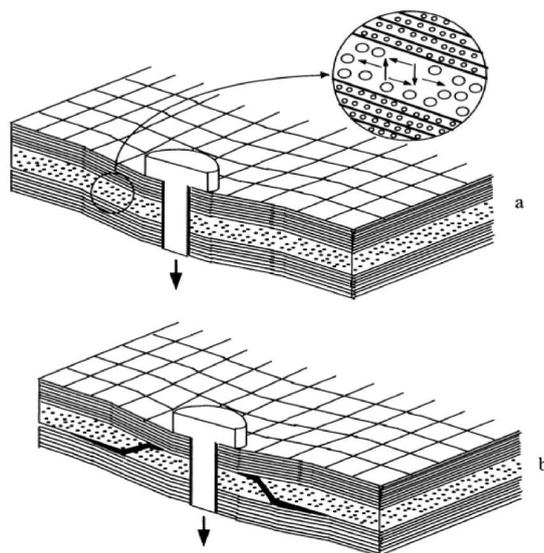


FIGURA 2.10: Secuencia del fallo en unión mecánica fuera del plano. (a) Fuerzas radiales y transversales de cortadura sobre la matriz y (b) La presencia de la rotura de la matriz provoca delaminación (Banbury et al. [32]).

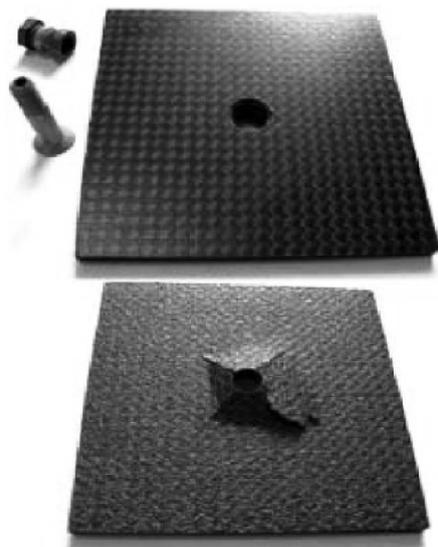


FIGURA 2.11: Parte superior e inferior del componente después de producirse el fallo fuera del plano (Elder et al. [34]).

2.2.3. Modo de fallo por flexión secundaria.

El modo de fallo por flexión secundaria es un modo de fallo combinatorio de los fallos dentro y fuera del plano, producido en uniones mecánicas cuya denominación en inglés es “Secondary Bending” y ha sido estudiado por numerosos autores, entre los que destacan Ireman et al. [30], Ekh y Schön [35] y Schijve et al. [36].

Este fallo aparece fundamentalmente cuando se aplica una carga sobre la unión, y debido a la excentricidad de la misma se reduce la superficie de contacto produciéndose un momento, que es en realidad lo que origina este efecto. Dicho momento provocado por el fenómeno de flexión secundaria, 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 en la dirección normal al plano del laminado de material compuesto con el tornillo. En la figura 2.12 propuesta por Schijve et al. [36] se puede observar, para las configuraciones 1a, 1b y 1c excentricidad en la carga, lo que conlleva la aparición de la flexión secundaria; por el contrario, para las configuraciones 1d y 1e, no existe tal excentricidad y el fenómeno de la flexión secundaria no aparece. En la figura 2.13 se ha representado esquemáticamente el efecto estudiado, mostrándose la deformación de la unión asociada a la flexión inducida.

El fenómeno de flexión secundaria es difícil de cuantificar, ya que debido a ello, se originan otros modos de fallo ya explicados anteriormente. Es por ello que Ireman et al. [30] propusieron una sencilla expresión basándose en las deformaciones de las superficies de los elementos unidos, para que de manera más que nada cualitativa se pueda cuantificar este efecto, tal y como se muestra en la siguiente ecuación.

$$SB = \frac{\varepsilon_L - \varepsilon_U}{\varepsilon_L + \varepsilon_U} \quad (2.1)$$

Donde ε_L y ε_U son las deformaciones en la superficie más baja y más altas del laminado respectivamente.

La flexión secundaria se encuentra influenciada por el tipo de tornillo (cabeza recta o avellanada), diámetro del agujero, holgura existente en la unión, par de apriete, separación entre tornillos, o presencia de soporte lateral. Este último aspecto puede reducir la flexión secundaria pero también conlleva efectos contraproducentes, como el incremento

de tensión en la unión. La solución óptima pasaría por reducir al máximo la excentricidad de la carga, de manera que no fuese necesario el empleo de ningún soporte.

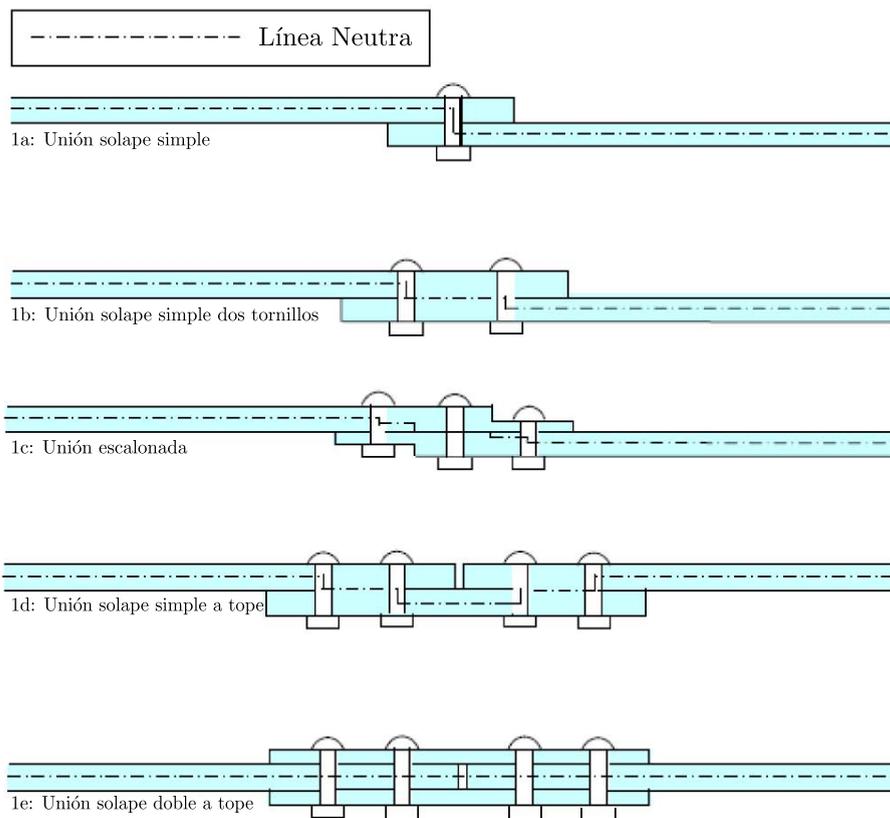


FIGURA 2.12: Diferentes tipologías de uniones con la presencia de excentricidad (Schijve et al. [36]).

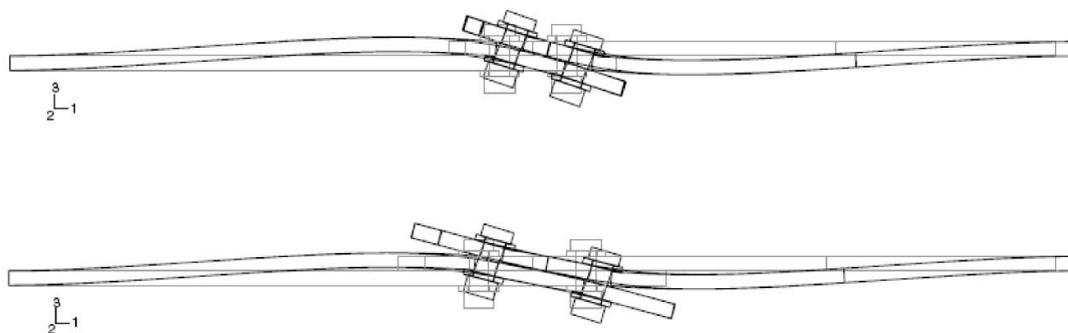


FIGURA 2.13: Representación de la flexión inducida (Ekh y Schön, 2005 [35]).

Ekh y Schön [35] presentaron las siguientes conclusiones respecto a la flexión secundaria.

- Para carga de tracción, la flexión secundaria tiende a aumentar cuando disminuye la carga neta a tracción. Esto implica que la flexión secundaria tiene un fuerte potencial para cambiar el modo de fallo.
- Para carga de compresión, la flexión secundaria tiende a disminuir, de ahí la importancia en el diseño de la unión; sin perder la atención en los problemas de inestabilidad originados por las cargas de compresión.
- La flexión secundaria 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 la flexión secundaria, y es significativamente menor con cargas a compresión comparadas con las cargas de tracción.

Tal y como se ha descrito la flexión secundaria, ésta puede entenderse como un “*modo de fallo mixto*” entendido como combinación de fallos dentro y fuera del plano. Este modo de fallo, es considerado en la literatura científica, como peligroso y de difícil caracterización como así han mostrado Ekh y Schön [35]. A favor, y teniendo en cuenta una estructura aeronáutica de tamaño significativo, se puede afirmar que no es un modo de fallo habitual. La razón reside en que la estructura aeronáutica que se considere no se trata de una unión simple aislada, sino de un gran número de uniones de unos elementos estructurales con otros, lo que reproduce el efecto de soportes laterales que reducen muy significativamente el modo de fallo mixto por flexión secundaria.

2.3. Fallo por compresión local.

El modo de fallo por compresión local ha sido descrito como el fallo más habitual en uniones mecánicas de estructuras aeronáuticas de materiales compuestos, puntualizándose como fallo “deseable” al no ser de carácter catastrófico. Se trata por tanto, dentro de las uniones mecánicas, como el modo de fallo más estudiado por los autores de literatura científica, por ello se expone con más detalle.

2.3.1. Parámetros influyentes sobre el modo de fallo.

Existen numerosos estudios que han determinado las combinaciones de parámetros que determinan el fallo por compresión local como primario. Estos parámetros dependen

por un lado de la geometría, como han sido el diámetro del agujero de la placa D , el diámetro del fuste del tornillo d , la distancia al borde libre E , el ancho W y espesor t de la placa y la holgura λ , como se han mostrado en la figura 2.1 y se han explicado en la sección 2.1.1. Además depende de otros factores como son el par de apriete y la secuencia de apilamiento, vistos en las sección 2.1.5 y 2.1.7 respectivamente.

La combinación y relación de los parámetros descritos con anterioridad hace que se pueda predecir el fallo por compresión local. Analizando la relación geométrica entre la distancia al borde libre de la placa con el diámetro del agujero de la misma (E/D), se observa que analizando resultados experimentales del estado del arte [6, 19, 37], para una relación alta de ($E/D \approx 2 - 5$), la compresión local aparece como modo principal de fallo. En segunda instancia, se ha analizado la relación entre la anchura de la placa con el diámetro del agujero de la misma (W/D). Si esta relación se incrementa en valor numérico ($W/D \approx 3 - 7$), con el análisis y estudio de resultados experimentales del estado del arte [6, 19, 37], las posibilidades de que la compresión local sea el modo de fallo preferente crecen de manera significativa. Resultados experimentales de las probetas estudiadas cambiando las relaciones ya mencionadas se muestran en la figura 2.14.

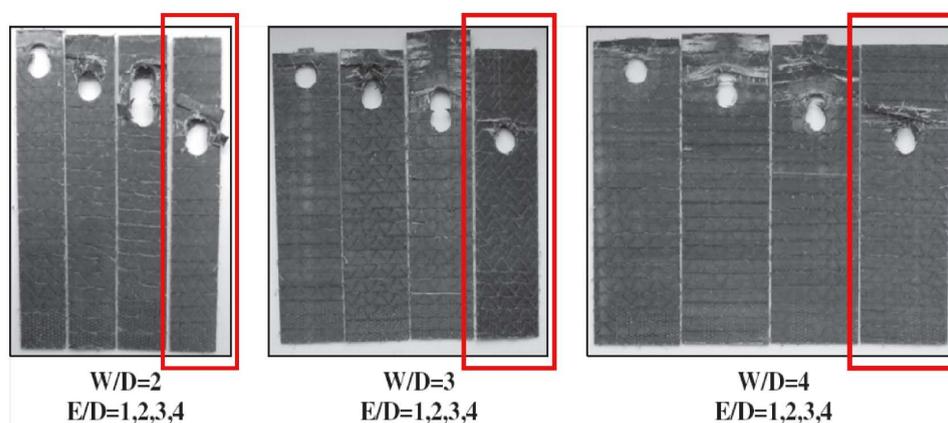


FIGURA 2.14: Variaciones en las relaciones geométricas (E/D) y (W/D). En recuadro rojo el modo de fallo por compresión local (Kapti et al. [6]).

Mediante el estudio de las dos relaciones geométricas anteriormente definidas (E/D y W/D) de manera conjunta, se pueden realizar múltiples combinaciones que hagan preferente un modo de fallo u otro dentro del campo de las uniones atornilladas de material compuesto, tal y como se muestra en la figura 2.15 del artículo de Valenza et al. [37], donde lo que se ha mostrado ha sido un mapa de fallo.

La holgura del tornillo no se considera como un factor de relevancia significativa para la provocación la compresión local como modo principal de fallo, pero de nuevo sí se trata

de un factor influyente en la resistencia de la unión, disminuyendo la capacidad de carga al aumentar la holgura del tornillo por la limitación de las superficies de contacto entre el tornillo y los elementos unidos.

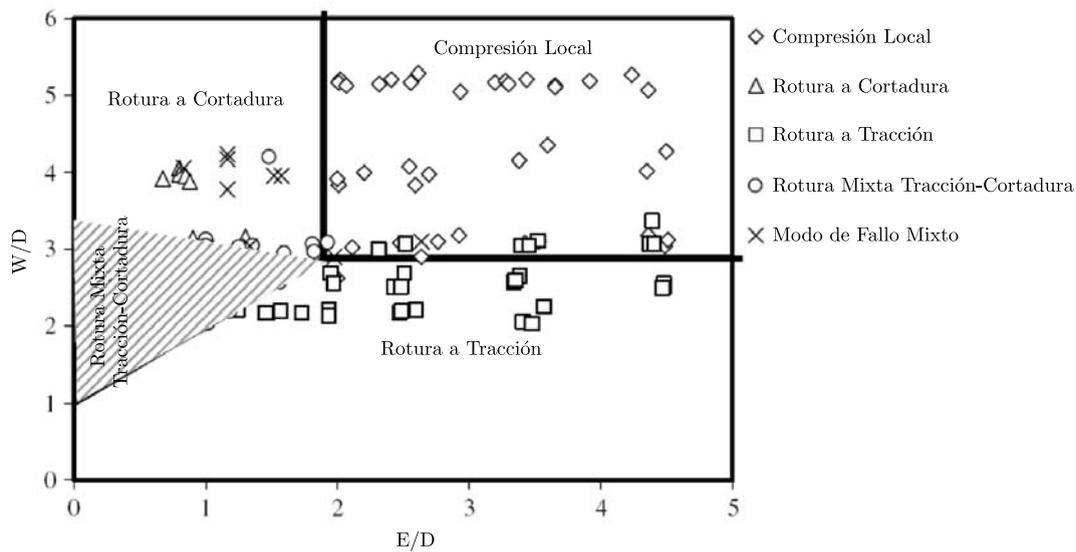


FIGURA 2.15: Mapa de fallo en función de las relaciones e/D y W/D (Valenza et al. [37]).

Un tercer elemento de estudio es el par de apriete del tornillo. Este factor es determinante en el análisis de uniones mecánicas en estructuras aeronáuticas. Son posibles dos situaciones a la hora de diseñar una unión en cuanto a par de apriete se refiere: la primera es la unión mediante pasador, y la segunda, la unión con tornillo con un par de apriete determinado. En ambas situaciones las relaciones geométricas ya vistas son primarias condicionando la compresión local como modo de fallo. La aplicación de un par de apriete en el tornillo hace que la resistencia soportada y la energía absorbida por la unión se incrementen, pero no cambia de manera significativa el modo de fallo para unos valores fijos de relaciones geométricas (E/D) y (W/D), como se aprecia en la figura 2.16 estudiada por Sen et al [19].

La orientación de las láminas se ha estudiado previamente en la literatura científica [6, 19, 30, 37–39], viéndose como este parámetro no influye de manera tan relevante como influyen los otros estudiados como para poder afirmar que, no es posible determinar una secuencia de apilamiento que favorezca la aparición de este modo de fallo. Se puede afirmar que este factor influye más en la resistencia de la unión, haciéndola variar en función de la secuencia del laminado; y también en los daños internos producidos sobre

la placa de material compuesto (rotura de la matriz, rotura de la fibra, deslaminación o retorcimiento de las fibras).

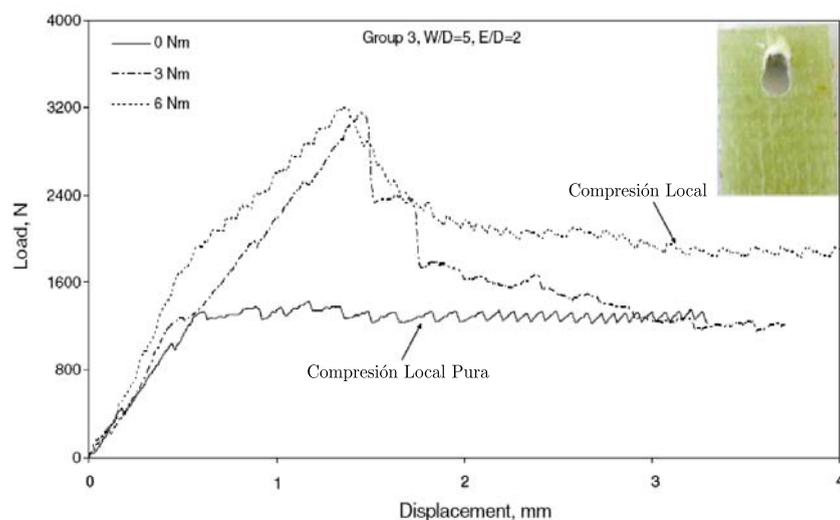


FIGURA 2.16: Influencia del par de apriete para el modo de fallo por compresión local (Sen et al. [19]).

2.3.2. Ensayos de compresión local.

Se presentan en este apartado los ensayos más habitualmente empleados para analizar el fallo por compresión local, de acuerdo a Wang et al. [40] e Ireman et al. [30].

Por una lado, se tienen los ensayos con pasador (en inglés “*Pin-Bearing Test*”). Estas probetas son diseñadas con una muesca en su parte central, que simula la mitad del agujero donde se posiciona el pasador. La configuración de todas las partes integrantes del ensayo es mostrada en la figura 2.17. La mayor razón para la realización de este ensayo es asegurar que el fallo por compresión local es el único modo presente. Además existen unas razones secundarias que se exponen a continuación:

- Menor tamaño de los especímenes involucrados en el ensayo en comparación con los estudios realizados con una unión propiamente dicha.
- Los útiles se diseñan y se implementan de manera sencilla.
- El daño provocado por la compresión local puede ser inspeccionado directamente mediante el uso de inspección no destructiva.

La aplicación de la fuerza en el ensayo es realizada mediante un cilindro (normalmente de acero) unido a la cabeza de carga del útil aplicador, haciendo dicho cilindro las funciones de un pasador de una unión en una estructura aeronáutica. El ensayo consiste en la aplicación de compresión uniaxial provocado por un desplazamiento constante en la probeta y manteniendo fija e inmóvil la cabeza de carga donde se encuentra posicionado el ya descrito cilindro. Esta disposición se muestra en la figura 2.18.

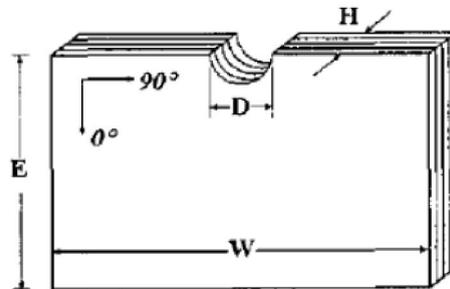


FIGURA 2.17: Probeta de estudio del ensayo con pasador (Wang et al. [40]).

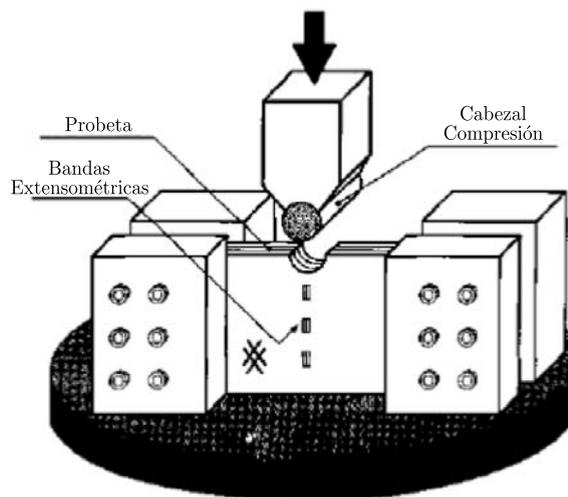


FIGURA 2.18: Ensayo de compresión local (Wang et al. [40]).

Este tipo de ensayo presenta, a su vez, una serie de limitaciones, como son:

- Representación limitada de la realidad al no tratarse de un ensayo de una unión mecánica.
- La imposibilidad de introducción de un par de apriete en la unión.
- Problemas de acción de compresión en la probeta en zonas no inmediatas a la muela donde se aplica el pasador, especialmente en la zona de fijación con el utillaje.

Por otro lado se tienen los ensayos con tornillo (*“Bolt-Bearing Test”*). En esta disposición se puede tener una única unión o varias. Uno de los dos ensayos con tornillo más realizado (para el estudio de estructuras aeronáuticas) es el ensayo de una única placa de material compuesto unida a un útil diseñado para el test específico mediante un tornillo con o sin par de apriete, como se aprecia en la figura 2.19. El segundo de los ensayos más empleado es la unión de dos placas unidas mediante un tornillo, sobre el cual se puede aplicar par de apriete o no; y donde además, puede emplearse sujeción en las placas mediante el empleo de un soporte en la parte superior e inferior de las mismas que conforman la unión, como se aprecia en la figura 2.20.

El objetivo de la utilización de una o dos placas unidas reside fundamentalmente en la caracterización del ensayo de compresión local puro, es decir, si se uniesen dos placas sin sujeción se originaría flexión secundaria por el sencillo efecto de la excentricidad de la carga. De esta forma el acercamiento al modo de fallo estudiado está asegurado impidiendo, mediante condiciones de carga y sujeción, diversos efectos como la ya nombrada flexión secundaria o el descrito modo de fallo fuera del plano. No obstante, la justificación de los ensayos está asegurada si se traslada la situación a la realidad, donde una estructura aeronáutica es la unión de muchas uniones cercanas entre sí, evitándose modos de fallo diferentes al propuesto en este apartado.

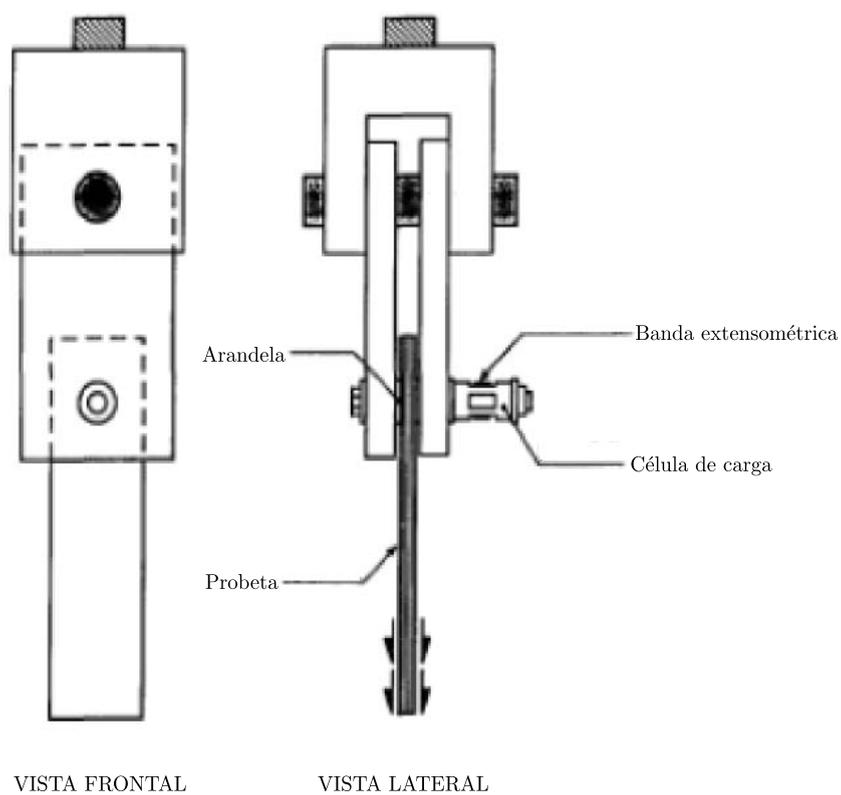


FIGURA 2.19: Ensayo de unión mecánica con fijación de utillaje y tracción en la placa (Wang et al. [40]).

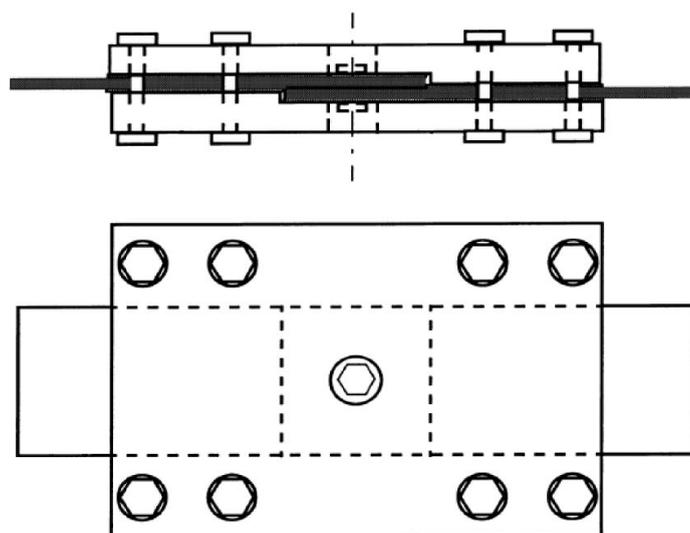


FIGURA 2.20: Ensayo de unión mecánica con dos placas y empleo de soporte (Ireman et al. [30]).

2.3.3. Estudio de la curva fuerza-desplazamiento.

El comportamiento de la unión mecánica ante la compresión local se refleja en las curvas Fuerza-Desplazamiento o Tensión-Desplazamiento, como se muestra en la figura 2.21 para una unión a solape simple con placas de fibra de carbono y aluminio, y tornillo de titanio propuesta por Valenza et al. [37]; siendo diferente para cada modo de fallo propuesto.

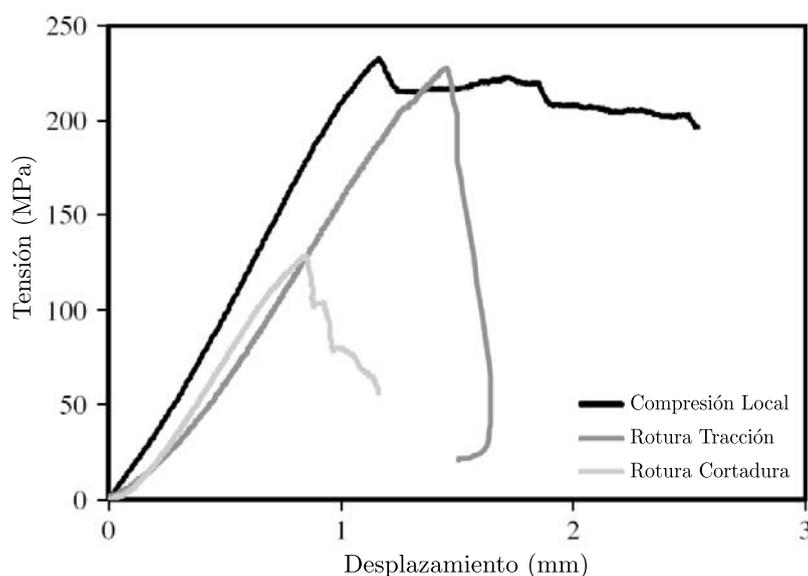


FIGURA 2.21: Tensión-Desplazamiento en uniones mecánicas dependientes del modo de fallo (Valenza et al. [37]).

Como se aprecia en la figura 2.21, este modo de fallo no produce la pérdida inmediata de la integridad estructural del componente, como pueda suceder para otros modos de fallo, como son la rotura de la placa a tracción o la rotura de la placa a cortadura; los cuales después del pico de carga no soportan los requerimientos perdiendo toda integridad estructural. Las inmediaciones del agujero para el modo de fallo estudiado sufren roturas por la acción de la compresión local del tornillo. Estos fallos microscópicos (rotura de matriz, fibra, deslaminación y retorcimiento de la fibra) se ven reflejados en la curva de la figura 2.21 con pequeñas caídas haciendo presente el daño, pero soportando carga como se aprecia en la meseta tras el primer gran pico de carga que refleja que existen elementos estructurales de la placa de material compuesto trabajando; obteniendo como conclusión que se produce una fractura progresiva de los elementos trabajadores de la unión.

Como conclusión de este apartado se puede afirmar que, el modo de fallo por compresión local, es el modo deseable para una unión mecánica en una estructura aeronáutica,

al mantener la integridad estructural del componente por más tiempo por tratarse de un fallo progresivo.

2.3.4. Mecanismo de daño en el fallo por compresión local.

Los parámetros importantes involucrados en el fallo por compresión local han sido estudiados, junto a tipología de ensayo y comportamiento de la unión en una curva Fuerza-Desplazamiento típica.

Los resultados cualitativos presentados, en este apartado de la Tesis Doctoral para expresar el mecanismo de daño, son obtenidos de ensayos experimentales realizados por Wang et al. [40] y Xiao e Ishikawa [41]. Los resultados presentados tienen su base en la inducción de la compresión local como modo predominante de fallo, con la disposición de los parámetros necesarios para ello (geométricos, par de apriete, orientación de las láminas, holgura, etc.).

Para el modo de fallo estudiado, se sabe que no es tratado como un daño catastrófico en primera instancia, como podría ocurrir con otros modos de fallo descritos con anterioridad, donde se produce una rotura física de la placa, un desgarró de la misma o incluso el fallo en el propio tornillo; produciéndose separaciones de material apreciables al sometimiento del componente a una inspección visual. El alcance de este modo de fallo no es apreciable en primera instancia con una inspección visual básica, por lo que se requiere de un análisis más minucioso.

Es descrito el fallo por compresión local como progresivo en el componente, en la zona más inmediata al agujero de la placa de material compuesto, producido por compresión local ejercida por el tornillo que soporta la unión. Este hecho de compresión local, provocado por el tornillo, produce un daño en la zona inmediata al agujero observable, por ejemplo, mediante una radiografía común de la probeta como se aprecia en la figura 2.22 [41]. En el componente es posible observar mediante el método de inspección empleado, tras someterle a valores cercanos a los últimos de resistencia, la extensión del daño producido para este modo de fallo, siendo dicha extensión proporcional al diámetro del fuste del tornillo.

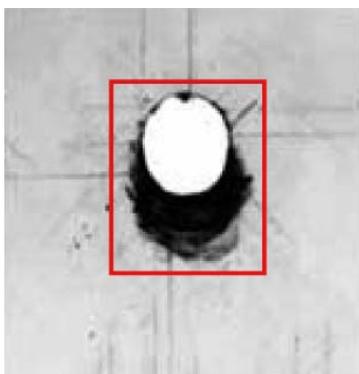


FIGURA 2.22: Área dañada provocada por la compresión local para un valor del 75 % de resistencia última (Xiao e Ishikawa [41]).

Se ha analizado en más detalle el daño producido por la compresión local en el área dañada de la probeta. Se ha producido el siguiente mecanismo de daño descrito a continuación y expresado en la figura 2.23.

- (a) El daño ocurre en la superficie de contacto entre el fuste del tornillo o el pasador con el agujero de la placa de material compuesto, por aplastamiento de compresión local.
- (b) Los daños producidos dentro de la región de actuación de la arandela se pueden caracterizar, de nuevo, de daños por acumulación con retorcimiento de las fibras para las placas a 0° y la rotura de las fibras a 90° , que inducen un daño interno conocido como fractura a cortadura (*“Shear Crack”* en inglés), y seguido a esto la deslaminación en las intercaras de las láminas a $\pm 45^{\circ}$. La deformación fuera del plano del laminado no se encuentra presente por la actuación conjunta del par de apriete y la actuación de la arandela. La extensión del daño por compresión se extiende a lo largo de la dirección del plano.
- (c) Después de que los daños producidos dentro de la región de contacto de la arandela lleguen a la situación límite, en cuanto a energías absorbidas de fractura se refiere, el daño presente es la deslaminación, produciéndose dentro de la zona de contacto de la arandela y extendiéndose rápidamente a lo largo de la dirección dentro del plano produciendo una gran bajada en la respuesta de la unión.

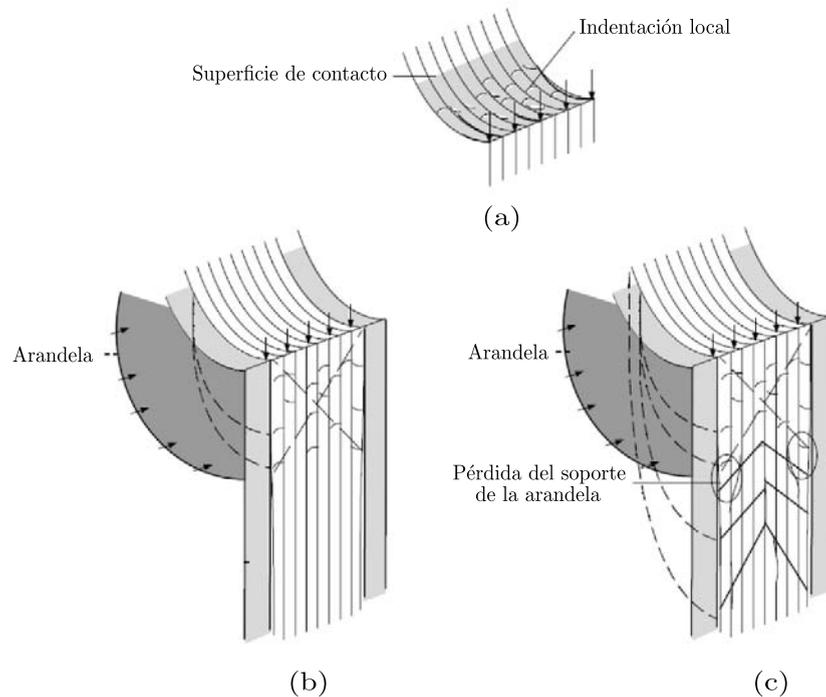


FIGURA 2.23: Mecanismo de daño del fallo por compresión local. (a) Aplastamiento por compresión local ("*crushing damage*"); (b) Daño dentro de la restricción lateral y (c) Daño fuera de la restricción lateral. Xiao e Ishikawa [41].

La fractura a cortadura, citada con anterioridad es uno de los daños internos relevantes en el desarrollo del fallo por compresión local, siendo la consecuencia de la acumulación de daño en cada lámina, que viene precedido por un aplastamiento del tornillo en la placa. Este daño aparece orientado un valor estimado de 45° , respecto de la dirección de la carga en el corte transversal en dirección de la aplicación del desplazamiento, tal y como se visualiza en la figura 2.24. La longitud de la fractura a cortadura a lo largo de la dirección de la carga, desde el borde del agujero de la placa se estima en un valor orientativo de $\delta_c = H/4$, siendo H para este ejemplo el espesor de la probeta de compresión ensayada, visualizable en la figura 2.24; y siendo el parámetro δ_c característico para el modo de fallo y material. El desarrollo de la fractura a cortadura como daño interno viene precedido por fallos en la matriz a compresión y cortadura, y retorcimiento de las fibras para cada lámina del laminado dañada, como se muestra en la figura 2.25.

Referido a la resistencia de la unión, se ha explicado que, ésta aumenta conforme lo hace el par de apriete y esto a su vez influye sobre la ya mencionada fractura a cortadura, haciendo que se retrase su aparición debido a las restricciones de fricción en la expansión transversal del daño del material, que origina un par de apriete apreciable (no apriete a mano), como se muestra en la figura 2.26.

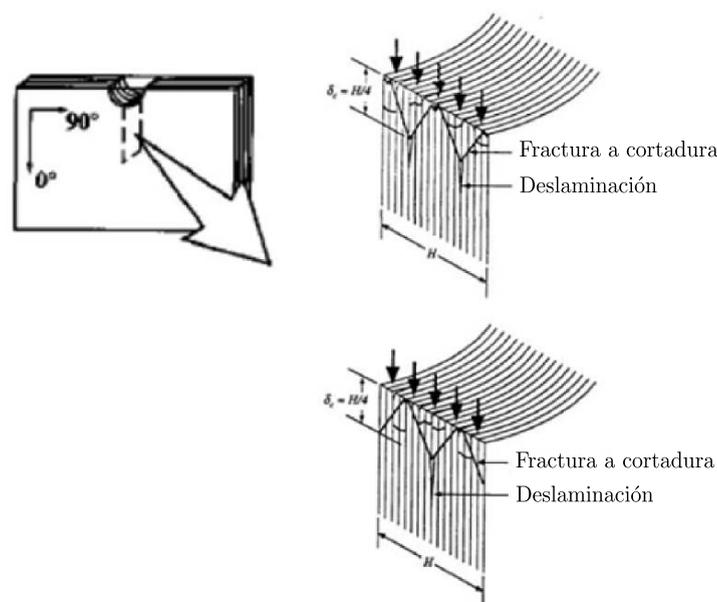


FIGURA 2.24: Evolución del daño interno en corte transversal del componente (Wang et al. [40]).

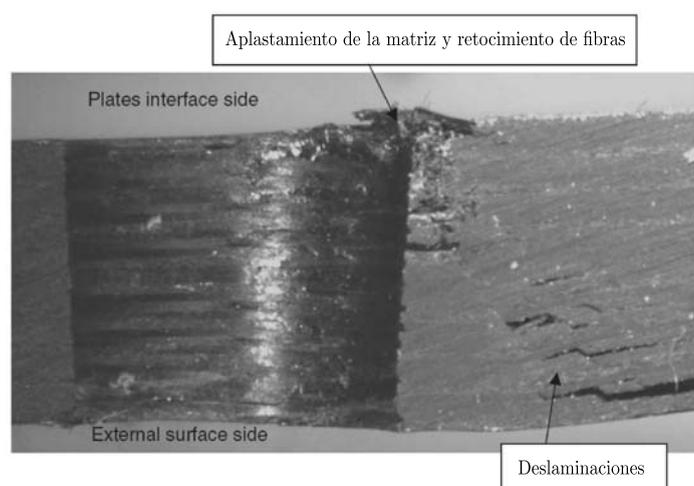


FIGURA 2.25: Daños en la matriz y fibra, junto a delaminación (Riccio y Marciano [38]).

Se ha estudiado la influencia de la presencia de una arandela en el mecanismo de fallo de la unión. En un primer momento se podría hacer concluir que aumenta la resistencia de la unión en gran medida de manera teórica. Experimentalmente esto no sucede, porque un incremento del diámetro de la arandela implica un mayor área de contacto y no mejora la resistencia de la unión si el material pierde los soportes laterales. Este hecho podría ocurrir cuando la arandela es demasiado grande y no existiese un contacto total de ésta con el laminado una vez el daño haya llegado a ser significativo. La pérdida de soporte

en la arandela crea situaciones de bordes libres, haciendo que se pudiesen extender las fisuras ya existentes por fracturas a cortadura, tal y como se refleja en la figura 2.27.

El estudio particular del fallo por compresión local como modo de fallo es complejo en su realización, debido fundamentalmente a la poca aportación de la curva Fuerza-Desplazamiento. Esta curva expresa qué modo de fallo se produce, pero no aporta información sobre los daños internos que se están produciendo, por lo que la inspección del componente de manera destructiva y no destructiva es imprescindible.

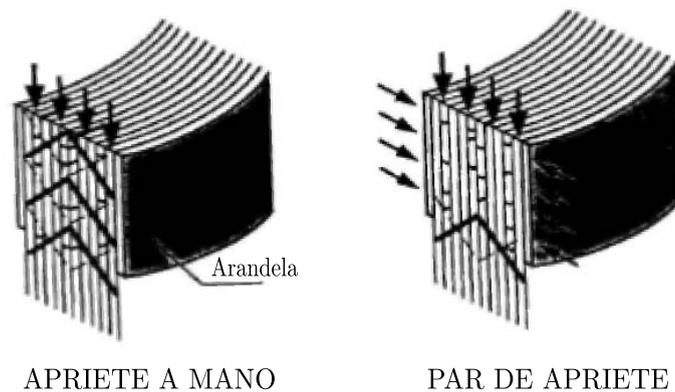


FIGURA 2.26: Aparición del daño interno por fractura a cortadura con par de apriete a mano (izda) y con par de apriete (drcha) (Wang et al. [40]).

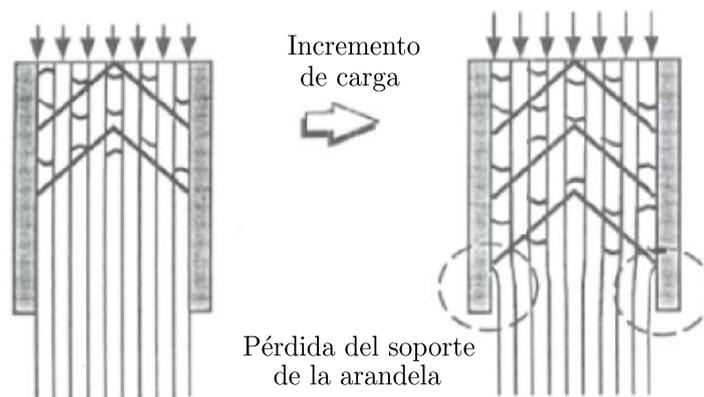


FIGURA 2.27: Descripción del mecanismo de fallo con la presencia de una arandela (Wang et al. [40]).

2.4. Modelos analíticos en uniones mecánicas.

El modelo analítico permite un entendimiento del comportamiento físico de la unión, pudiendo determinar más rápidamente qué parámetros son los que influyen de manera relevante en la unión mecánica, a través de ecuaciones simplificadas. Suelen presentar bajos costes computacionales si son comparados con los modelos numéricos. Por el contrario, presentan la dificultad en su aplicación cuando el problema a tratar es complejo.

Los autores de la literatura científica han estudiado los modelos analíticos desde dos grandes enfoques: global y local. Los modelos analíticos globales abordan el problema centrándose en el comportamiento macroscópico y general de la unión, analizando qué le ocurre a ésta de manera global, como podría ser el resultado ofrecido en una curva Fuerza-Desplazamiento, en lo referente a la rigidez del conjunto, fuerzas y desplazamientos máximos alcanzados y tipo de fallo producido. Por otro lado, cuando el estudio se centra en analizar la evolución de las tensiones y mecanismos del daño en cada una de las láminas, los modelos locales son los empleados.

2.4.1. Modelos globales de uniones mecánicas.

Los modelos globales de uniones mecánicas fueron inicialmente propuestos y estudiados por Tate y Rosenfeld [42] y Rosenfeld [43] en los años 40, los cuales centraban su estudio en uniones metálicas; después adaptado a materiales compuestos por Hart-Smith [26] a finales de los años 70 y Nelson et al. [44] a principio de los 80; y finalmente modificado ya en el siglo XXI por McCarthy et al. [8] y, McCarthy y Gray [45].

Para el planteamiento inicial del modelo, que capta la rigidez global del problema, se deben tener en cuenta una serie de consideraciones planteadas por Tate y Rosenfeld [42].

- El comportamiento de la unión es elástico y lineal.
- La tensión está uniformemente distribuida sobre la sección transversal de las placas principales.
- El efecto de la fricción es despreciable.
- Tanto el tornillo, como el material de la región más cercana no se encuentran dañadas inicialmente.

Hart-Smith [26] y sobre todo Nelson et al. [44] plantearon el estudio de dos tipos de configuraciones de uniones empleando material compuesto: en solape doble y en solape simple, como se aprecia en la figura 2.28. El modelo de rigidez se basó en el empleo de masas y muelles de rigidez con comportamiento lineal, que captaban las partes y efectos involucrados en la unión. Pero dicho modelo describe el comportamiento de uno o varios tornillos, siempre y cuando éstos se muestren en una configuración en línea, y en la dirección de la carga; no contemplando uniones con distribución de tornillos en paralelo o de manera aleatoria.

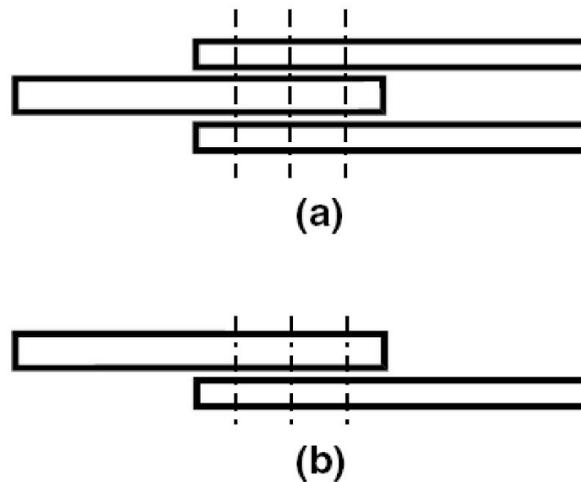


FIGURA 2.28: Disposición esquemática de tipos de uniones. (a) Solape doble y (b) Solape simple. (McCarthy et al. [8].

La ecuación 2.2 rige el comportamiento del modelo para ambas configuraciones.

$$[M] \{\ddot{x}\} + [K] \{x\} = \{F\} \quad (2.2)$$

Donde $[M]$ es la matriz de masas del sistema, $\{\ddot{x}\}$ es el vector de aceleraciones asociadas a las masas, $\{x\}$ es el vector desplazamiento, $[K]$ es la matriz de rigidez de los términos involucrados, y $\{F\}$ es el vector de cargas aplicado. El modelo masas muelles se muestra en las figuras 2.29 y 2.30, para las configuraciones a solape doble y a solape simple respectivamente.

Analizando las rigideces que se contemplan en la matriz $[K]$ y en las figuras 2.29 y 2.30, éstas se muestran conforme a como Nelson et al. [44] las definió para materiales compuestos; separando la rigidez de las placas involucradas y la rigidez del tornillo con los efectos que contempla.

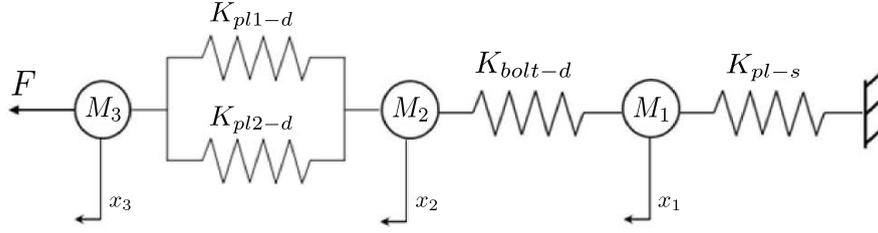


FIGURA 2.29: Modelo de masas muelles para una configuración de unión a solape doble.

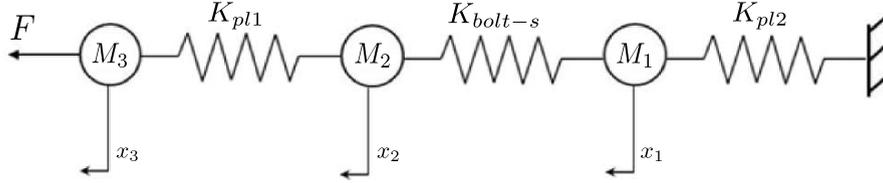


FIGURA 2.30: Modelo de masas muelles para una configuración de unión a solape simple.

Los términos K_{pli-j} y K_{pli} representan, en las figuras 2.29 y 2.30 respectivamente, la rigidez de una placa general en el modelo masas muelles.

Para el caso de la rigidez en el tornillo Nelson et al. [44] propuso dos soluciones diferentes (ecuaciones 2.3 y 2.4), dependiendo de si se está ante una unión a solape doble (K_{bolt-d}) o simple (K_{bolt-s}), como se ejemplifica en las figuras 2.29 y 2.30. Para el cálculo de la rigidez del tornillo (a solape doble o simple), se contemplan sucesivos términos en disposición de rigideces en serie, que representan la física del problema planteado.

$$K_{bolt-d} = \left[\frac{1}{K_{sh-d}} + \frac{1}{K_{bend-d}} + \frac{1}{K_{sha}} + \frac{1}{K_{bepl-s}} + \frac{1}{K_{bepl1-d}} + \frac{1}{K_{bepl2-d}} \right]^{-1} \quad (2.3)$$

$$K_{bolt-s} = \left[\frac{1}{K_{sh-s}} + \left[\frac{1}{K_{bend-s}} + \frac{1}{K_{bepl1}} + \frac{1}{K_{bepl2}} \right] (1 + 3\beta) \right]^{-1} \quad (2.4)$$

Los términos K_{sh-d} y K_{sh-s} representan la cortadura producida en el tornillo por la acción de la tracción a la cual se someten a las placas. K_{bend-d} y K_{bend-s} muestran las rigideces del tornillo ante la flexión producida por la acción de la compresión local. Los términos $K_{bepli-j}$ y K_{bepli} caracterizan la rigideces de la placa en cuestión ante la acción de compresión local en las inmediaciones del agujero, para solape doble y simple respectivamente. El término K_{sha} calcula la rigidez del fuste del tornillo ante las acciones

de cortadura a solape doble. Y el factor β representa a la flexión secundaria presente en la unión, dependiente de la misma.

Analizando las expresiones 2.3 y 2.4 se observa una clara diferencia conceptual, introduciendo en esta última el factor β mencionado con anterioridad. Dicho factor, representa la aparición del efecto de un momento de flexión secundaria que, por la disposición de excentricidad en la carga o en la geometría, origina una rotación adicional en el tornillo que afecta de manera significativa a la resistencia de la unión incrementando el desplazamiento, tal y como muestran Nelson et al. [44] en la figura 2.31. Además, Nelson et al. [44] establecieron unos valores del factor β dependientes del tipo de unión, siendo 1 si se trata de una unión con pasador; 0,5 si se trata de una unión con tornillo de cabeza avellanada y valores pequeños para tornillos de cabeza recta, siendo éstos del orden de 0,15; no contemplando diferencias en dicho factor, aun pudiendo estar fabricadas las placas de metal o material compuesto.

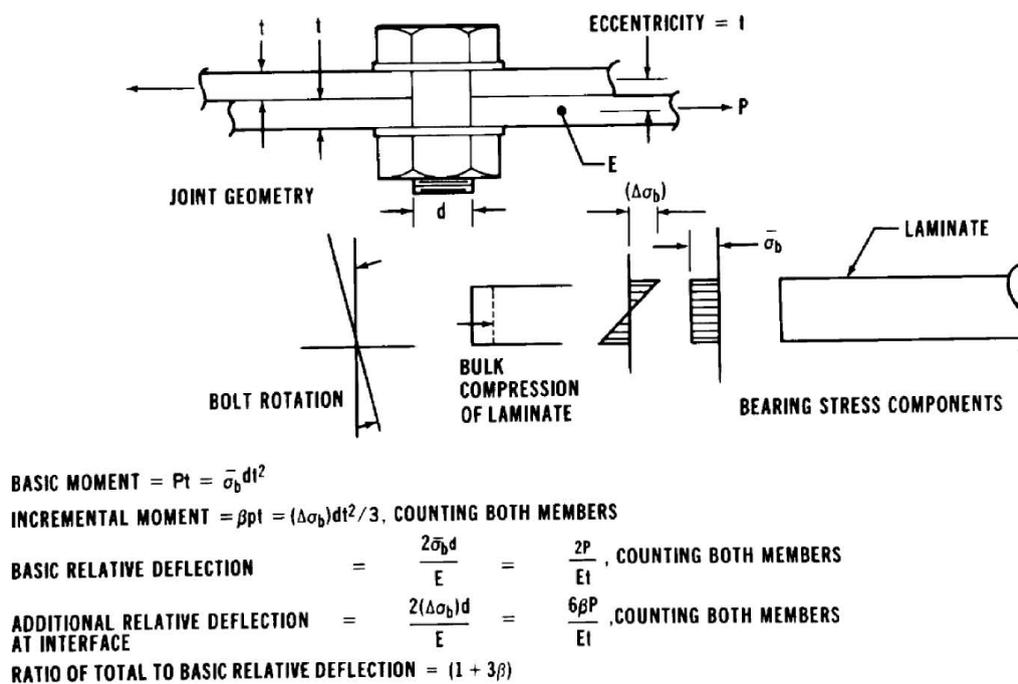


FIGURA 2.31: Efecto de la flexión inducida en la disposición de solape simple (Nelson et al. 1983 [44]).

La metodología, tras la presentación de los parámetros involucrados, es la siguiente: en un primer momento se debe valorar qué tipo de unión es la planteada (solape doble o solape simple) para seleccionar unos términos u otros de rigidez del tornillo (K_{bolt-d} y K_{bolt-s}). Se hace necesario realizar, en cada masa, un balance de las fuerzas involucradas

para conformar el sistema que caracteriza el comportamiento de la unión. Este balance, para las masas involucradas en el modelo de la unión a solape simple (con la misma metodología se realizaría el análisis para solape doble), se muestra en la figura 2.32.

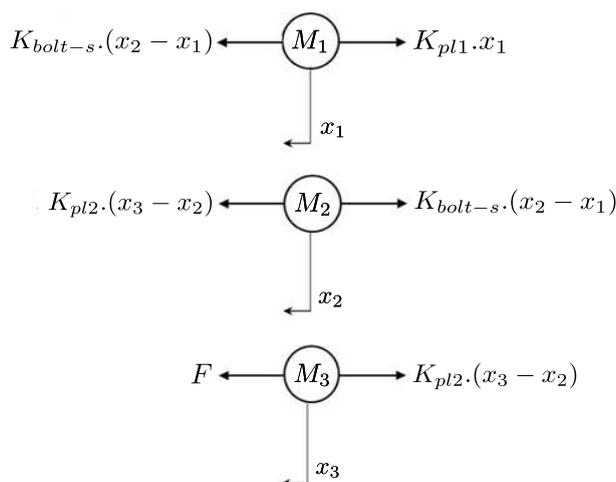


FIGURA 2.32: Balance de fuerzas en cada masa del modelo analítico.

Tras los balances de masas realizados se hace necesario plantear qué condiciones son a las que la unión mecánica se encuentra sometida, pudiendo ser éstas estáticas o dinámicas en este sentido. La mayoría de los autores han planteado siempre casos estáticos, por lo que el término de las aceleraciones ($\{\ddot{x}\} = 0$) en la ecuación 2.2 no es tenido en cuenta.

Analizando la ecuación 2.2 con la consideración de tratamiento estático del problema, se puede observar que la respuesta de la unión es elástica y lineal, ya que ninguna de las rigideces involucradas presenta un comportamiento que pudiese variar su linealidad y que, tras multiplicarse por un desplazamiento, se obtiene el valor de la fuerza a la que se encuentra sometida la unión.

McCarthy et al. [8] propusieron introducir un parámetro relevante y presente en las uniones mecánicas, como es la consideración de la holgura existente entre el diámetro del agujero de la placa y el diámetro del fuste tornillo. Han incorporado este efecto adherido a la rigidez del tornillo (K_{bolt-d} y K_{bolt-s}) multiplicándola por la citada holgura, modificando el balance de masas de la figura 2.32.

En la figura 2.33 se observa como la introducción de la holgura repercute en el comportamiento del tornillo, haciendo que éste tenga que recorrer una distancia equivalente a la citada holgura, para que entre en contacto con la placa o placas, comenzando a soportar la fuerza exigida por la unión. Pero dicha respuesta es de nuevo elástica y lineal, ya que las

rigideces no han variado su significado, modificándose únicamente el valor del desplazamiento al introducirse la holgura en el vector de cargas. El comportamiento observado de curvas de uniones mecánicas presentadas anteriormente, no muestran en ningún momento la meseta de la holgura a su comienzo, ni siquiera para tornillos sometidos a un “par de apriete a mano”, ya que tal efecto presenta influencia como fuerza fuera del plano.

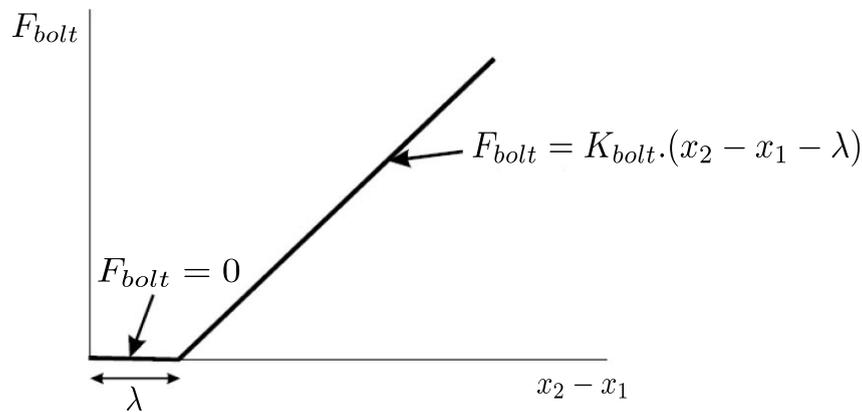


FIGURA 2.33: Efecto en el tornillo debido a la introducción de la holgura en el modelo (McCarthy et al. [8]).

Como mejora a lo expuesto hasta este momento, McCarthy y Gray [45] propusieron la incorporación de nuevas rigideces que captasen el comportamiento real de la unión. Esto se basó en el estudio experimental de una unión mecánica, donde existe la presencia de dos zonas claramente diferenciadas en la curva Fuerza-Desplazamiento asociadas a dos pendientes, como se muestra en la figura 2.34, tratando analíticamente el problema de dos maneras diferentes. La primera de las zonas (“Slope 1”), es la región donde las fuerzas de fricción dominan, debido al par de apriete aplicado y a la propia fricción entre las placas. La segunda región (“Slope 2”), es cuando se vencen las fuerzas de fricción y se supera la holgura (zona de transición); entonces el fuste del tornillo entra en contacto directo con las placas, siendo las fuerzas de presión entre ambos componentes las predominantes.

El efecto del par de apriete comienza a cobrar importancia, por ser un factor crítico a determinar cuando se produce el cambio desde la pendiente 1 a la pendiente 2. Y se produce, como se ha especificado, cuando las fuerzas de fricción se vencen, que se relaciona con la fuerza normal a la superficie de las placas cuando el citado par de apriete es aplicado. La fuerza normal asegura el contacto entre las placas, pero es transmitida a las mismas a través de elementos presentes en la unión, como pueden ser la superficie inferior de la cabeza del tornillo, arandelas o tuercas, tal y como se muestra en la figura 2.35.

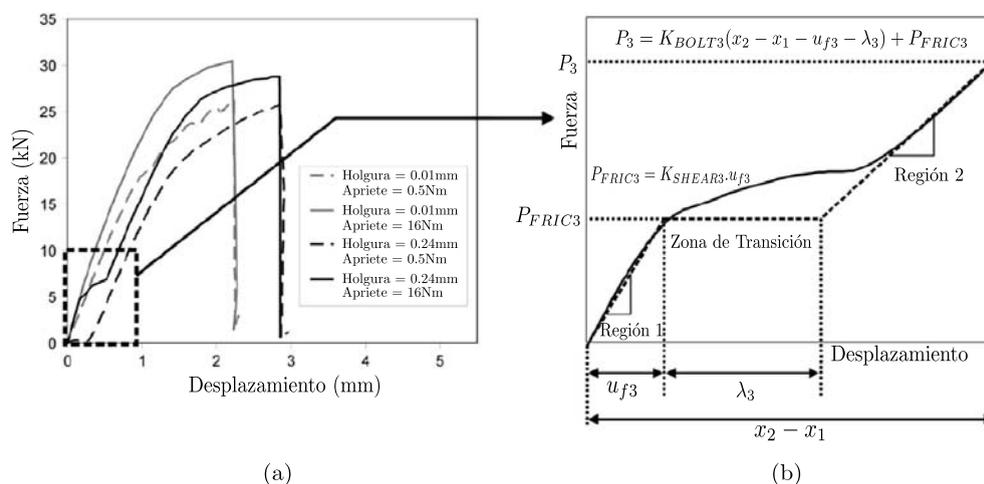


FIGURA 2.34: Curva experimental para ensayo de unión atornillada a solape simple. (a) Efecto de las variaciones de holgura y par de apriete y (b) Separaciones de zonas importantes en la unión. McCarthy y Gray, [45].

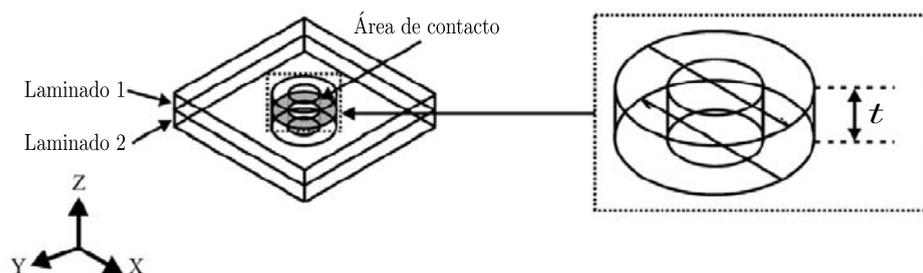


FIGURA 2.35: Área de contacto y zona de influencia con la aplicación de par de apriete (McCarthy y Gray [45]).

Tal y como se produce el planteamiento del modelo más avanzado hasta la fecha (McCarthy y Gray [45]), la respuesta del modelo es lineal, a pesar de las modificaciones realizadas sobre el modelo de Nelson et al. [44], al considerarse el efecto de la holgura y el par de apriete.

2.4.2. Modelos locales de uniones mecánicas.

Los modelos locales se centran más en la respuesta a nivel puntual para poder determinar el estado tensional en la unión. Este problema fue inicialmente estudiado por Lekhnitskii [46], seguido por Tsai [47] y Tsai y Wu [48] en los años 60 y principio de los 70, y evolucionado y aplicado por autores como Chang y Scott [49], Zhang y Ueng [50]

en los años 80 y Xiong [51] en los 90; y de manera reciente en el siglo XXI tratado por Whitworth et al. [52, 53] y Aluko y Whitworth [54].

El problema es complejo debido fundamentalmente a la anisotropía presentada por los materiales compuestos. A esto hay que añadir que el cálculo de las tensiones en un punto de la placa alejado del agujero, no es similar a la solución tensional en el contorno o inmediaciones del mismo, que para el caso de las uniones mecánicas es determinante, puesto que existen diferentes modos fallos como el desgarro de la placa o la compresión local, pero siempre iniciados en las inmediaciones del agujero mostrados en la sección 2.2. Esto hace que sea necesario el estudio y análisis de las tensiones en el contorno del mismo. Han sido varios los autores que han investigado sobre las tensiones y daños en el contorno del agujero (Whitney y Nuismer, [55]; Konish y Whitney, [56]; Tan [57, 58]; y O'Higgins et al. [59] entre otros), pero descartando la indentación de un pasador, centrándose en una situación en la que la placa se encuentra traccionada con una abertura circular o elipsoidal en el centro de la misma. Han alcanzado soluciones muy acertadas, que han ayudado a la posterior consideración del problema de la indentación de un pasador metálico.

Para poder determinar las tensiones en el contorno del agujero, Lekhnitskii [46] propuso una solución basada en la anisotropía de las placas, a través de un método de la variable compleja para regiones, tales como podían ser contornos de componentes donde las sollicitaciones estaban aseguradas.

El planteamiento comienza por considerar en principio una placa infinita con una apertura circular sujeta a una fuerza F_P como la que se muestra en la figura 2.36 [53]. Para este análisis se asume como rígido el pasador con el mismo diámetro que el agujero, considerando un problema de contacto entre el pasador y la placa en cuestión.

Este modelo evalúa en definitiva las tensiones en las inmediaciones del agujero, pero no justamente en el borde del mismo, sino en puntos donde el fallo en la unión con pasador está asegurado, como se ha visto hasta el momento. Chang y Scott [49] propusieron el establecimiento de una curva de puntos en la región cercana al agujero donde el componente se daña, es decir, puntos donde se evalúan las tensiones. Para ello se propuso la expresión 2.5.

$$r_c(\theta) = \frac{D}{2} + R_t + (R_t - R_c)\cos\theta \quad (2.5)$$

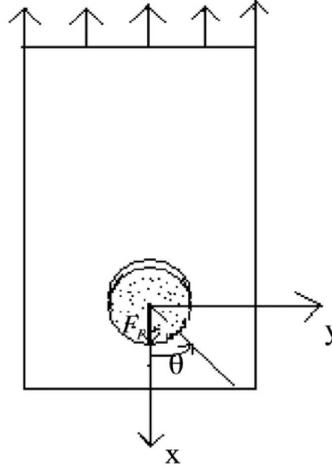


FIGURA 2.36: Placa sometida a una carga producida por un pasador (Whitworth et al. [53]).

Donde D es el diámetro del agujero de la placa, R_t y R_c son las longitudes características, dependientes del material, que determinan el punto en la curva donde serán evaluadas las tensiones para predecir el daño para una determinada carga. Dichas longitudes se obtienen de los resultados experimentales y de manera teórica por Whitworth et al. [52], y son medidas particulares para cada material con una determinada orientación; θ es el ángulo que determina el punto exacto de evaluación en la curva característica, que dependiendo del ángulo seleccionado se está determinando un modo de fallo u otro. Si $0^\circ \leq \theta \leq 15^\circ$ se está evaluando el modo de fallo por compresión local, si $30^\circ \leq \theta \leq 60^\circ$ el modo de fallo evaluado es por cortadura en la placa o más conocido como desgarró, y si $75^\circ \leq \theta \leq 90^\circ$ se está evaluando la rotura de la placa a tracción, tal y como especificaron Kweon et al. [60].

La figura 2.37 [53] determina, de manera esquemática, la colocación de la curva característica en la placa en función de las longitudes R_t y R_c y el ángulo θ , curva donde se definió que el daño en la placa de material compuesto se produce.

Tras la determinación de la zona donde se espera que se produzca el inicio del daño, es requerida la obtención de las tensiones en los puntos seleccionados. Lekhnitskii [46] propuso que las tensiones en la placa con agujero tienen la forma de las siguientes expresiones:

$$\sigma_x = 2\text{Re}(\mu_1^2 \Phi_1'(z_1) + \mu_2^2 \Phi_2'(z_2)) \quad (2.6)$$

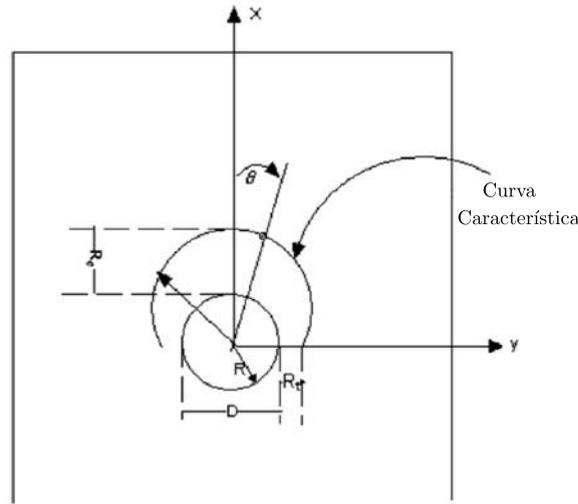


FIGURA 2.37: Esquema de la placa de material compuesto con la curva característica (Whitworth et al. [53]).

$$\sigma_y = 2Re(\Phi'_1(z_1) + \Phi'_2(z_2)) \quad (2.7)$$

$$\tau_{xy} = 2Re(\mu_1\Phi'_1(z_1) + \mu_2\Phi'_2(z_2)) \quad (2.8)$$

Donde Re denota la parte real de las ecuaciones 2.6, 2.7 y 2.8, puesto que las tensiones están definidas como reales en el planteamiento con variable compleja. Los términos μ_k , Φ_k y z_k con $k = 1, 2$ son, respectivamente, las raíces complejas que determinan un material ortótropo, las funciones complejas que determinan la tensión dependiente de la orientación de las láminas, y el posicionamiento en el campo complejo del punto a considerar. Estos, a su vez, dependen de otros parámetros que definen la solución al problema propuesto. Además, se han de considerar unas condiciones de contorno en función del problema presentado, junto a la introducción de la fricción como ya plantearon Aluko y Whitworth [54].

Las expresiones 2.6, 2.7 y 2.8 pueden transformarse a coordenadas polares a través de las siguientes relaciones para expresar los resultados de otra manera. El detalle de las operaciones puede encontrarse en [52].

$$\sigma_r = \sigma_x \cos^2 \theta + \sigma_y \sin^2 \theta + 2\tau_{xy} \cos \theta \sin \theta \quad (2.9)$$

$$\sigma_{\theta} = \sigma_x \sin^2 \theta + \sigma_y \cos^2 \theta - 2\tau_{xy} \cos \theta \sin \theta \quad (2.10)$$

$$\tau_{r\theta} = (\sigma_y - \sigma_x) \cos \theta \sin \theta + \tau_{xy} \cos^2 \theta - \tau_{xy} \sin^2 \theta \quad (2.11)$$

Una vez obtenidas las expresiones de las tensiones, lo siguiente es evaluarlas para determinar si el material compuesto en el punto de estudio se encuentra dañado o no. Para ello emplearon el criterio de rotura de Yamada-Sun [61], considerando la expresión 2.12.

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = e^2 \quad (2.12)$$

Donde σ_1 y τ_{12} son las tensiones normales y de cortadura en ejes locales del laminado respectivamente, X es la resistencia del material en dirección de las fibras, teniéndose que considerar el caso de tracción o compresión; y S es la resistencia a cortadura en el plano del material.

El modelo analítico local, con lo presentado hasta el momento, se ha aplicado a laminados equivalentes, no considerando el efecto de la anisotropía del material, que presenta diferencias en las tensiones de cada lámina con diferente orientación. Además, no se han combinado estos modelos locales con los globales, para dar, de esta manera, una respuesta completa tanto de la predicción de la rigidez de la unión, como para el cálculo de las tensiones en el contorno del agujero para la predicción del modo de fallo por compresión local.

2.5. Modelos numéricos en uniones mecánicas.

Los modelos numéricos han sido muy utilizados por diversos autores para la caracterización del comportamiento de la unión mecánica, por el potencial que tienen para la resolución de problemas complejos. Si bien es cierto que los modelos numéricos poseen el inconveniente del coste computacional, que está asociado a los problemas de convergencia que presentan por el número de parámetros requeridos, contactos, discretizaciones del continuo realizadas, cargas y condiciones de contorno aplicadas entre otros factores.

Al igual que ocurría con los modelos analíticos, existen estudios en la literatura científica que ofrecen análisis y resultados globales como curvas Fuerza-Desplazamiento o Tensión-Desplazamiento, o resultados locales, como el modo de fallo, elementos dañados y tensiones alrededor del agujero entre otros. La diferencia con los modelos analíticos de la literatura científica reside en que, ambos enfoques (globales y locales) pueden coincidir, y lo hacen con bastante frecuencia, bajo un mismo modelo numérico.

Por la complejidad presentada a la hora de realizar un análisis, existen modelos numéricos en la literatura que abordan el comportamiento elástico de la unión únicamente, y otros que incluyen el posible mecanismo de daño producido.

2.5.1. Modelos numéricos de comportamiento elástico de uniones mecánicas.

Son muchos los autores que han trabajado en la caracterización de la unión mecánica basada únicamente en su comportamiento elástico, mostrando validaciones de sus modelos, así como estudios paramétricos de los mismos.

Los modelos 2D fueron los primeros en utilizarse por su asequible implementación, analizando uniones mediante pasador. Autores como Naik y Crews [62] y DiNicola y Fantle [63], que llevaron a cabo estudios de la influencia de la holgura en el comportamiento tensional en el fallo por compresión local de una unión mediante pasador, posteriormente mejorado por Kelly y Hallström [64] empleando un modelo 3D, teniendo en cuenta incluso los ángulos de contacto del pasador con la placa, rigidez del tornillo y distribución de tensiones alrededor del agujero. Estos autores, utilizando Abaqus/Standard mostraron el campo de tensiones en una unión con pasador en un contacto tridimensional, siendo diferente éste dependiendo de la lámina en cuestión en la dirección del espesor de la placa; modelando de manera rígida el pasador con el objetivo de reducir el coste computacional.

El análisis de una unión a solape simple ha resultado algo más complejo, aunque ha sido también uno de los más estudiados. Ha tenido que realizarse prácticamente en su totalidad en 3D, ya que las tensiones fuera del plano, junto a la rotación del tornillo cobran un papel relevante.

Ireman [65] desarrolló un modelo numérico tridimensional a solape simple, teniendo en cuenta variaciones en el tornillo (cabeza recta y avellanada), variaciones en la geometría

(diámetros, longitud, ancho y distancia al borde libre), así como diferentes secuencias de apilamiento y diferentes pares de apriete. Introdujo además, un tratamiento de las partes en contacto conocido en Abaqus y en inglés como “small sliding”, que tiene en cuenta los contactos locales presentes. Presenta buenos resultados en su comparación de las deformaciones experimentales, tensiones en el contorno del agujero para las diferentes variaciones, donde uno de los casos se muestra en la figura 2.38. Además, tiene en cuenta el conocido efecto de la flexión secundaria visto en el apartado 2.2 del presente capítulo, siendo este efecto mayor en la parte experimental que en la numérica, atribuido a una sobrerigidez de los elementos numéricos.

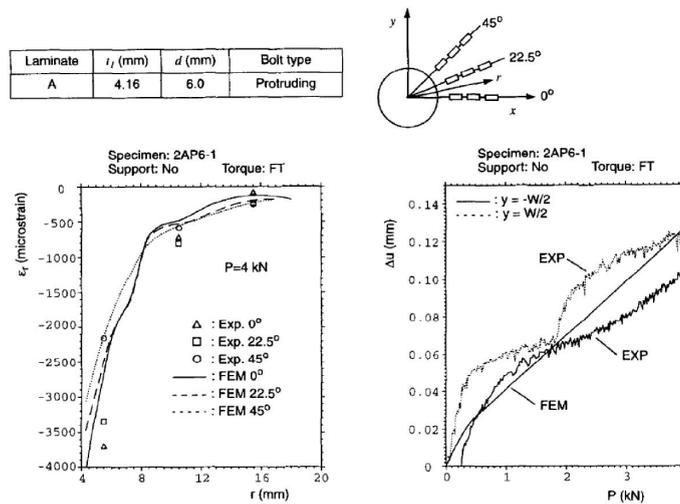


FIGURA 2.38: Resultados significativos en modelo elástico. (Izda): Microdeformaciones en el contorno y, (Drcha): Curva Desplazamiento.Fuerza. (Ireman [65]).

El efecto de la flexión secundaria en comportamiento elástico de las uniones mecánicas, ha preocupado a los autores debido a que es un efecto producido por la excentricidad de la carga, muy presente en diversas situaciones. Ekh et al. [66] estudiaron más en detalle este efecto de manera numérica, analizando tornillos (cabeza recta y avellanada) en línea con variación de longitud entre ellos, diferentes pares de apriete y diferentes materiales de placa (aluminio y material compuesto), obteniendo buenas correlaciones entre resultados experimentales y numéricos en cuanto a la curvatura (entendida como deformación calculada mediante la expresión 2.13) y flexión secundaria se refiere.

$$\varepsilon_{bend} = \frac{\varepsilon_{bot} - \varepsilon_{top}}{2} \approx -\frac{t}{2} \cdot \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (2.13)$$

Donde ε_{bot} y ε_{top} son las deformaciones en la parte inferior y superior de las placas respectivamente, t es el espesor de la placa, w es el desplazamiento lateral, y x es la coordenada longitudinal de la placa.

A menudo los estudios paramétricos han sido una de las finalidades alcanzadas por los autores, intentando primero la validación de los modelos en diferentes fases de evolución del modelo, para posteriormente introducir variaciones de geometría, pares de apriete o laminados. Si bien es cierto que el emplear modelos elásticos proporciona un conocimiento de la unión hasta un cierto límite. Riccio [39] y Valenza et al. [37] llevaron a cabo una gran campaña experimental, con un posterior desarrollo del modelo numérico para sus validaciones pertinentes. Ambos modificaron los diámetros, las anchuras, longitudes y espesores de las placas, pares de apriete; y posteriormente obtuvieron buenas correlaciones en el comportamiento de la rigidez de la unión en la parte elástica, que se aprecian en la figura 2.39.

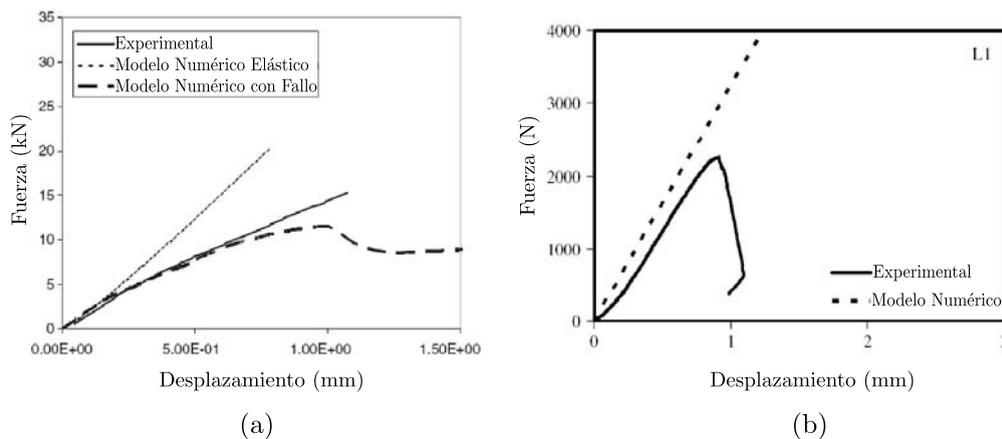


FIGURA 2.39: Representación de curvas Fuerza-Desplazamiento con modelos elásticos.

(a) Riccio [39]. (b) Valenza et al. [37].

McCarthy y McCarthy [67] desarrollaron un estudio numérico tridimensional de la distribución de tensiones alrededor de un agujero; cómo los contactos tornillo placa se producían en una unión a solape simple con un solo tornillo de cabeza recta con diferentes holguras; y la rigidez global de la unión en su primera fase. Captaron no solamente como fue la citada distribución de tensiones alrededor del agujero a nivel global, sino a través del laminado, con diferentes tensiones dependiendo de la orientación de la lámina. Mostraron la determinante influencia que posee la holgura en la unión mecánica, haciendo disminuir la rigidez y aumentar las tensiones radiales y tangenciales conforme ésta aumenta, como se aprecia en la figura 2.40.

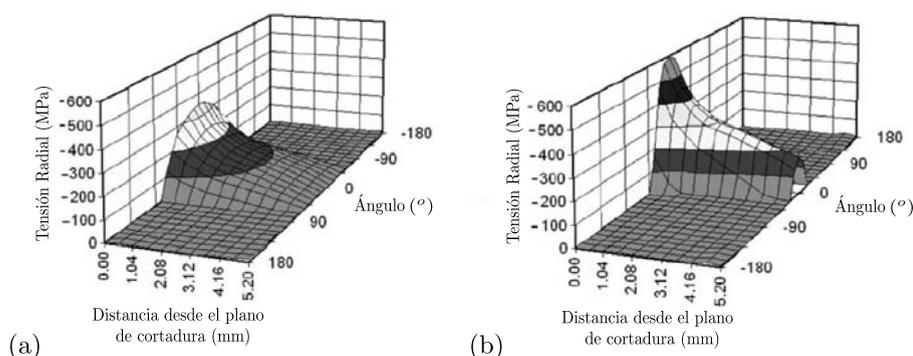


FIGURA 2.40: Distribución de tensiones radiales. (a) Holgura cero y (b) Holgura de 0.24mm. (McCarthy y McCarthy [67]).

2.5.2. Modelos numéricos para predecir el fallo por compresión local en uniones mecánicas.

Las limitaciones existentes en los modelos elásticos de comportamiento de las uniones mecánicas, en tanto en cuanto, por norma general sólo pueden captar la parte inicial del comportamiento global de la unión, hace que los autores se vieran obligados a introducir el posible daño a producirse; todo ello llevado en las diferentes disposiciones que se puede presentar una unión mecánica.

Camanho y Matthews [31] analizaron una unión mediante pasador en laminado de material compuesto, utilizando una resolución implícita mediante Abaqus/Standard. Utilizaron el criterio de Hashin [68] tridimensional junto a una ley de degradación inmediata del material para las láminas, proporcionada por la subrutina de usuario USDFLD, obteniendo una buena validación del modelo predictivo en el fallo a tracción y compresión de las fibras y la matriz, cuando el fallo por compresión local aparece como se aprecia en la figura 2.41.

El criterio de rotura de Hashin [68] es un criterio desacoplado basado en las tensiones, mediante una comparativa entre éstas y los valores de resistencia del material, teniendo en cuenta el fallo en la fibra y matriz, tanto en sollicitaciones a tracción como a compresión. Para el análisis de las fibras a tracción (ecuación 2.14), y matriz a tracción y compresión (ecuaciones 2.16 y 2.17), el criterio es cuadrático, y para la compresión de las fibras (ecuación 2.15) se plantea el conocido criterio de máxima tensión.

$$e_{ft}^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_T} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}} \right)^2 \quad (2.14)$$

$$e_{fc}^2 = \frac{\sigma_1}{X_C} \quad (2.15)$$

$$e_{mt}^2 = \left(\frac{\sigma_2 + \sigma_3}{Y_T} \right)^2 + \frac{\tau_{23}^2 - \sigma_2\sigma_3}{S_{23}^2} + \frac{\tau_{12}^2 - \tau_{13}}{S_{12}^2} \quad (2.16)$$

$$e_{mc}^2 = \frac{\sigma_2}{Y_C} \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{23}} \right)^2 - 1 \right] + \left(\frac{\sigma_2}{2S_{23}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 \quad (2.17)$$

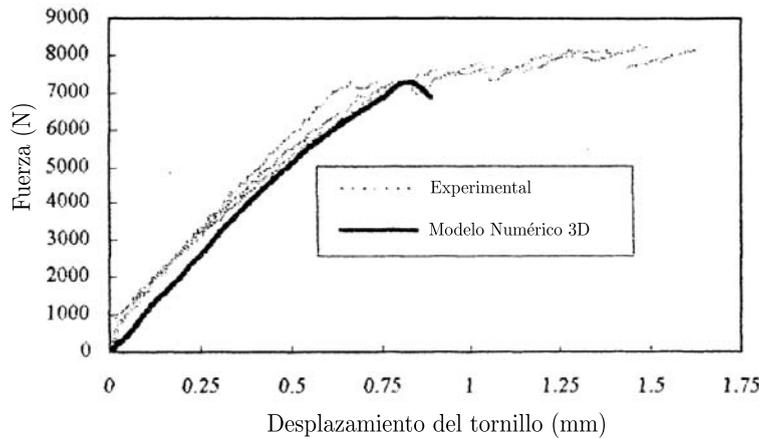


FIGURA 2.41: Curva Fuerza-Desplazamiento: Validación modelo numérico. Camanho y Matthews [31].

La subrutina de usuario USDFLD proporciona la degradación del material acorde a una ley de comportamiento del mismo, que hace que tras cumplirse unos valores umbrales, que normalmente vienen dados por el cumplimiento de un criterio de fallo propuesto, las propiedades del material adquieran valores actualizados por la degradación impuesta, permitiendo un conocimiento del estado del material según las condiciones propuestas. Esta subrutina, aunque sea empleada para métodos numéricos implícitos, el camino para la obtención de la solución es explícito; ya que para un incremento dado, las propiedades del material no presentan influencia sobre los resultados obtenidos durante el propio incremento, pero sí al comienzo de éste.

Dano et al. [69] llevó a cabo el desarrollo de un modelo 2D de una unión mediante pasador de material compuesto también, empleando el ya citado criterio de Hashin en el plano, que distinguía entre los diferentes modos de fallo, en combinación con alguna modificación dependiente de los nombrados modos de fallo, llamándolo modo mixto. Para la predicción del fallo en las fibras, introdujeron dos caminos para tal objetivo, el criterio de máxima tensión; y la inclusión de un término propuesto por Hashin [68] de cortadura, que consideraba el efecto de no-linealidad de las tensiones de cortadura en el plano. Introdujeron reglas de degradación del material para la predicción de la compresión local, similares a las propuestas por Camanho y Matthews [31], implementando en Abaqus la subrutina de usuario USDFLD. Llegaron a conclusiones que intentaban optimizar el modelo numérico, ya que cuando la cortadura era lineal, el criterio de máxima tensión era más realista; cuando no era lineal, con los todos los criterios empleados, se llegaba a la misma predicción, teniendo menos efecto para laminados cuasi-isotrópicos que para configuraciones ortótropas.

Tserpes et al. [70] desarrollaron un modelo 3D de una unión a solape simple de material compuesto y aluminio, con un solo tornillo de cabeza recta en el software de elementos finitos Ansys. Emplearon dos tipos de criterios de fallo y dos reglas de degradación de propiedades. Respecto a los criterios de fallo, ambos eran idénticos del tipo Hashin 3D, salvo en lo que a la rotura de fibras se refería, que poseía uno de ellos la variante con la introducción del criterio de máxima tensión. En el comparativo experimental-numérico, las correlaciones fueron aceptables, hasta que el comportamiento de la unión pierde su linealidad, ya sea por el daño por compresión local, por los contactos o por la flexión secundaria, haciendo que las simulaciones no puedan avanzar más por la fuerte distorsión de los elementos y el no alcance de la convergencia. El empleo de la cortadura en el criterio a de tracción fibras de Hashin 3D [68] sobreestimaba el daño y era muy conservativo con las tensiones.

Xiao e Ishikawa [71] desarrollaron un modelo 2D para la caracterización de una unión mediante pasador de material compuesto empleando un criterio de rotura mixta, que contemplaba por un lado en criterio de Hashin en el plano [68] para caracterizar el fallo a compresión de la matriz, incluyendo el parámetro citado previamente de cortadura no lineal; y por otro, el criterio de Yamada-Sun [61] para la compresión en fibras y fallo a cortadura; todo con la posterior regla de degradación con la subrutina USDFLD en Abaqus. Desarrollaron un estudio paramétrico tras la validación en cuanto a fuerzas en

la unión y tensiones alrededor del agujero se refiere dentro del plano, hasta que el daño por compresión local es relevante, cuyo resultado gráfico se muestra en la figura 2.42.

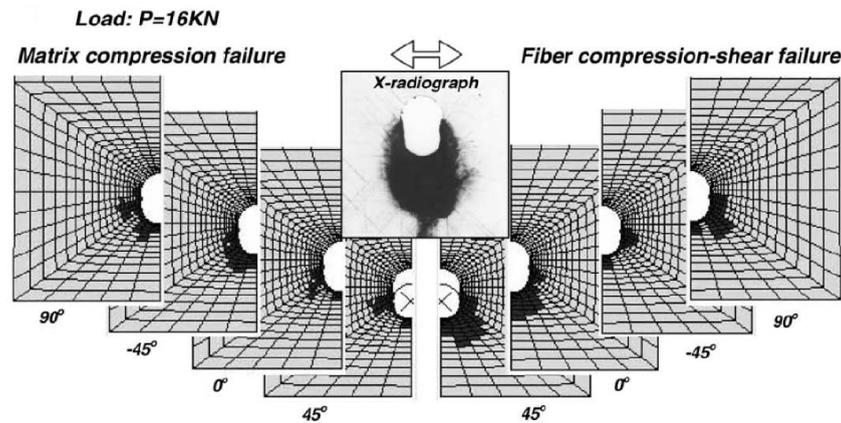


FIGURA 2.42: Progresión del daño en las láminas del laminado. (Xiao e Ishikawa [71]).

Del modelo de Riccio [39] se ha hablado en los párrafos anteriores en cuanto a su comportamiento elástico, y a su estudio paramétrico de una unión a solape simple con aluminio y material compuesto con diferentes cabezas de tornillo (recta y avellanada), pero también implementó el mismo modelo introduciendo el criterio tridimensional de Hashin 3D [68] sin incluir el término de cortadura, y al igual que otros autores introdujo una regla de degradación de propiedades adecuada, implementado todo ello en el software de elementos finitos Ansys. Obtuvo buenas correlaciones de valores de fuerza, microdeformaciones y rigidez de la unión hasta que el fallo por compresión local y la plasticidad en el tornillo comienzan a ser significativos, así como la flexión secundaria.

McCarthy et al. [72] llevaron a cabo una unión multi-tornillo de cabeza recta, a solape doble con material compuesto mediante Abaqus/Standard. Utilizó en criterio de Hashin 3D [68] combinado con una degradación de propiedades para la predicción del fallo con la subrutina USDFLD. Lograron una buena predicción en cuanto a la distribución de carga y a la rigidez de la unión se refiere, capturando el efecto de la holgura (uno de los objetivos principales del artículo) y la carga de fallo, pero no la evolución del mismo por la distorsión de los elementos.

Hühne et al. [73] desarrollaron un modelo 3D de una unión de material compuesto a solape simple incorporando un tornillo de cabeza avellanada y una especie de adhesivo a modo de junta entre las placas. Llevaron a cabo un estudio experimental y analítico para el análisis de la influencia de esa junta establecida en el comportamiento de la unión; obteniendo buenas correlaciones para la predicción del daño progresivo cuando éste ya

está avanzado. Las propiedades degradadas, a partir del criterio de Hashin 3D [68] fueron obtenidas por dos caminos, mediante la degradación constante y mediante un criterio parabólico, que es cercano a lo mostrado en el criterio de fallo de Puck y Schürmann [74].

Wang et al. [75] desarrollaron un artículo al estudiar, mediante un modelo 3D en Abaqus, el comportamiento de la unión mecánica de material compuesto a solape simple mediante el método que se había venido utilizando, implementando la subrutina USDFLD. Además, como novedoso, la implementación del fallo en la unión fue desarrollada mediante la utilización del método de los elementos finitos extendidos (XFEM)(Figura 2.43), que consiste en el enriquecimiento de los nodos a través de funciones de forma no tradicionales, para poder permitir la separación y fractura de un elemento dañado, algo que la subrutina USDFLD no permite, aunque el tiempo computacional de utilizar ésta es menor. Realizaron una validación aceptable de su modelo con los datos de la literatura, para posteriormente realizar un estudio paramétrico de diferentes relaciones geométricas ya conocidas y secuencias de apilamiento.

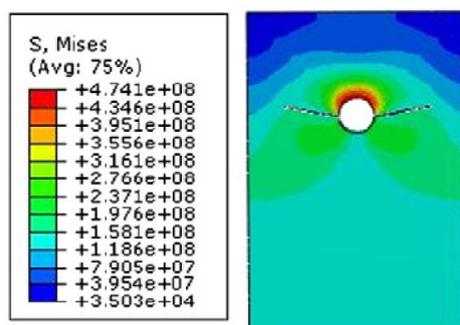


FIGURA 2.43: Distribución de tensiones en el contorno del agujero con XFEM. (Wang et al. [75]).

En síntesis, los modelos numéricos con la consideración del daño logran buenas predicciones del comportamiento global de la unión, en cuanto a la rigidez y valores de fuerza alcanzados en la misma, logrando extenderlo a través de estudios paramétricos con diversas variaciones de geometría, material, tipo de tornillo, etc. A la hora de la predicción del comienzo del fallo, dichos modelos se pueden acercar bastante, logrando mostrar las tensiones en las inmediaciones del agujero que dan comienzo al fallo. Cuando se trata de analizar el fallo por compresión local en su totalidad, como fallo progresivo, los modelos debido a las distorsiones presentadas en sus elementos, no permiten avanzar en el conocimiento de tal fallo debido a los problemas en la convergencia existentes cuando se emplea un método implícito.

Esta página está en blanco de manera intencionada

Capítulo 3

Modelo analítico de uniones mecánicas mediante pasador

En el presente capítulo se propone un modelo analítico para el estudio y análisis de uniones mecánicas de material compuesto, en concreto fibra de carbono, mediante un pasador de titanio. El modelo analítico propone dar una respuesta completa al problema de este tipo de unión sometida a un estado de tracción en el extremo de la placa, basada en el análisis a nivel global de la rigidez de la unión, y a nivel local para el cálculo de las tensiones en las inmediaciones del agujero en un único modelo; siendo una de las aportaciones de esta Tesis Doctoral. Seguidamente a esto se muestra la metodología experimental seguida en el laboratorio, los resultados experimentales y el estudio del mecanismo de daño, utilizando para ello técnicas de inspección no destructivas y destructivas. Finalmente se expone la validación del modelo analítico y el análisis de resultados.

3.1. Descripción del modelo analítico de uniones mecánicas mediante pasador.

El problema a analizar en este capítulo se muestra en la figura 3.1, donde se representa de manera simplificada una unión mecánica mediante pasador, permitiendo analizar el problema real de manera teórica. Además se observa que la placa de material compuesto se encuentra unida a dos placas auxiliares, que realizan el soporte de dicha unión para que pueda ser analizada. La unión queda definida por la longitud L_c , ancho W_c , espesor t_c

y diámetro D_c de la placa de material compuesto; distancia al borde libre E_c y distancia característica p_c , medida desde el borde del agujero al punto de aplicación de la carga F .

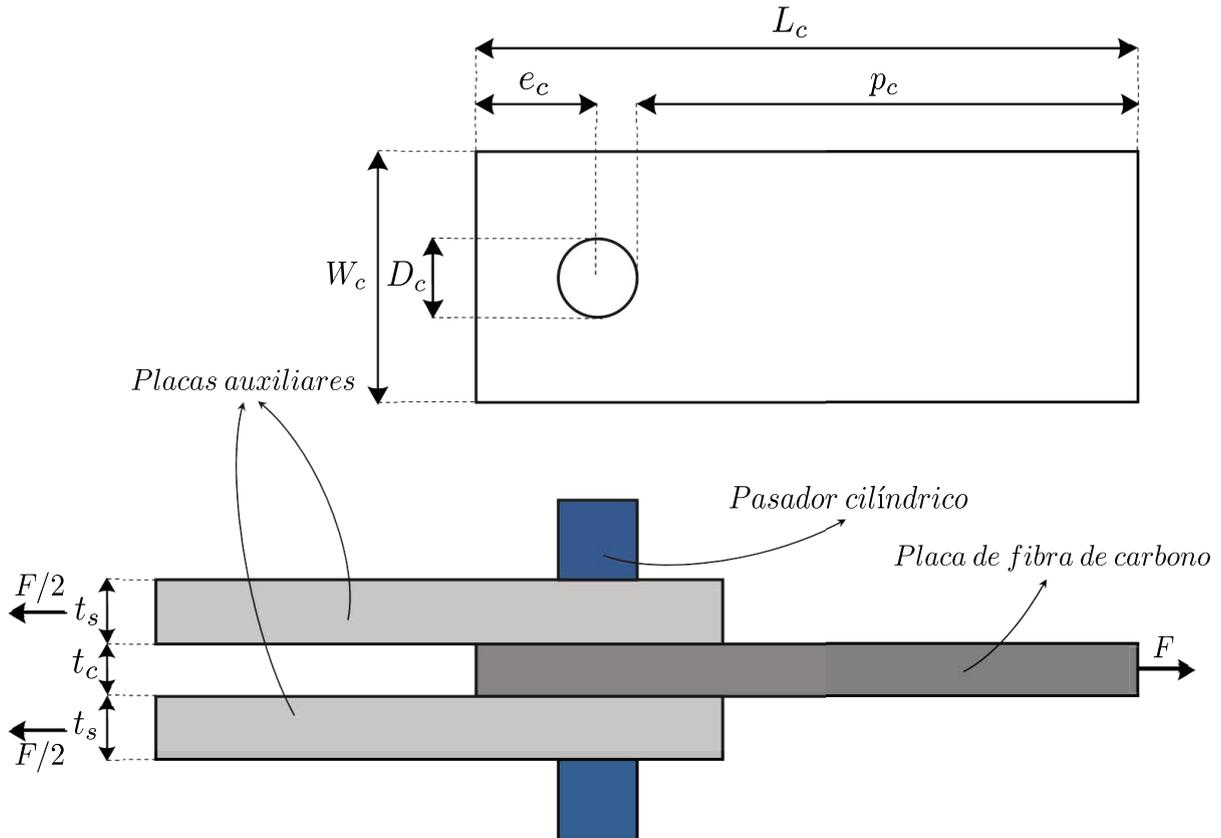


FIGURA 3.1: Representación esquemática del ensayo de unión mediante pasador.

Tal y como se ha analizado en la sección 2.4 del capítulo anterior, existen en el estado del arte dos grandes ramas en el análisis de modelos analíticos que corresponden a dos grandes aspectos a considerar dentro de una unión mecánica: la respuesta de la unión en cuanto a rigidez y comportamiento global, y el estudio del campo tensional, pudiendo conocer el modo en el que se produce el fallo por compresión local de la unión.

No se ha encontrado un modelo completo que pueda analizar de manera íntegra la respuesta de la unión, cuando a ésta se la somete a un estado de tracción en el extremo de la placa. Una de las aportaciones de esta Tesis Doctoral es la combinación de ambos enfoques de manera interactiva en un único modelo. El nuevo mecanismo del modelo propuesto trabaja de manera iterativa, abordando por ejemplo en primer lugar el estudio del modelo global (captación de la rigidez) de la unión, ya que se va a considerar como variable de salida de dicho modelo la carga soportada en la unión ante un determinado desplazamiento. Tras esto, la variable de salida citada previamente se convierte en variable de entrada para el modelo local, que obtiene las tensiones en las inmediaciones del agujero

y las evalúa para la comprobación del daño en las láminas con una determinada orientación en la placa, determinando las que están dañadas bajo las condiciones impuestas en un criterio de rotura tensional. El modelo global modifica la rigidez en función de las láminas dañadas, actualizando las tensiones y el estado de la lámina, determinando de nuevo la fuerza soportada en la unión ante otro desplazamiento, y así de manera iterativa hasta el fallo catastrófico. En la figura 3.2 se representa el diagrama de flujo del modelo analítico propuesto, que permite determinar el comportamiento completo en una unión mecánica de material compuesto mediante pasador.

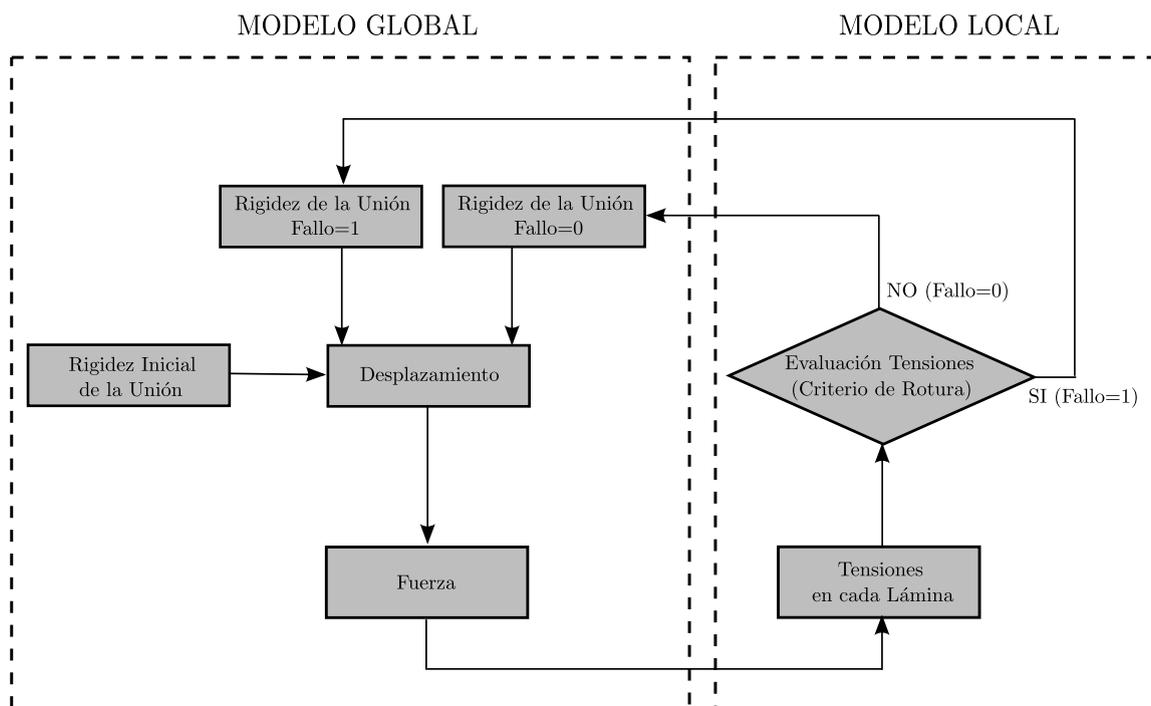


FIGURA 3.2: Diagrama de flujo representativo del modelo analítico.

3.1.1. Modelo global de unión mecánica mediante pasador.

Los modelos de la literatura estudian las placas de material compuesto a nivel global, calculando la rigidez de la unión, pero cuando el interés reside también en predecir la resistencia en la misma, es necesario conocer las tensiones en cada lámina. Esta línea no se ha seguido en la literatura, ya que trabajaban en sus cálculos con propiedades equivalentes del laminado, considerando un material homogéneo, no teniendo en cuenta la anisotropía del material compuesto, su composición en cuanto a número de láminas u orientación de las mismas.

Ante un mismo valor de carga, resulta obvio afirmar que láminas con diferentes orientaciones presentan diferentes campos tensionales. Considerando el material como homogéneo, en la literatura científica se sobrestimaba o subestimaba el comportamiento de las láminas ante las sollicitaciones en las inmediaciones del agujero. Cuando se aborda el concepto de comportamiento de las láminas en las inmediaciones del agujero, hay que ligarlo con el concepto de fallo por compresión local, por producirse en la región citada. De manera global, los autores han propuesto como rigidez de compresión local a K_{bepli} , descrita en la expresión 3.1, y que representa a la región indentada por el pasador.

$$K_{bepli} = t_{pl-i} \cdot \sqrt{E_{Li} \cdot E_{Ti}} \quad (3.1)$$

Se aprecia en la expresión 3.1, como la rigidez por compresión local es proporcional al espesor de la placa t_{pl-i} y a la rigidez media aparente del laminado en dirección longitudinal E_{Li} y transversal E_{Ti} . Como se aprecia, se define el comportamiento en el laminado y no en la lámina, no teniendo en cuenta ni la orientación, ni el número de láminas de una misma orientación. Por ello se proponen rigideces de compresión local para cada una de las orientaciones existentes dentro del laminado, puesto que su comportamiento es diferente ante la citada compresión local, como sustitutoria a la presentada por los autores en el estado del arte.

En cuanto a la determinación de la rigidez global de la unión mecánica mediante pasador de material compuesto, se propone un modelo basado en la utilización de masas y muelles, como el que se expone en la figura 3.3. M_1 , M_2 y M_3 representan las masas asociadas a los elementos que proporcionan rigidez en la unión (muelles) colocados únicamente detrás de dichas masas. x_1 , x_2 y x_3 representan los desplazamientos absolutos de cada una de las partes asociadas, de nuevo, a los elementos de rigidez (muelles) de la unión.

En la figura 3.3 se observan los términos K_{pl} perteneciente a la rigidez de la placa de fibra de carbono, descrita en la ecuación 3.2:

$$K_{pl} = \frac{E_{Lc} \cdot W_c \cdot t_c}{p_c - D/2} \quad (3.2)$$

donde E_{Lc} es el modulo de elasticidad aparente en la dirección longitudinal del laminado, calculado por la teoría clásica del laminado [76–78].

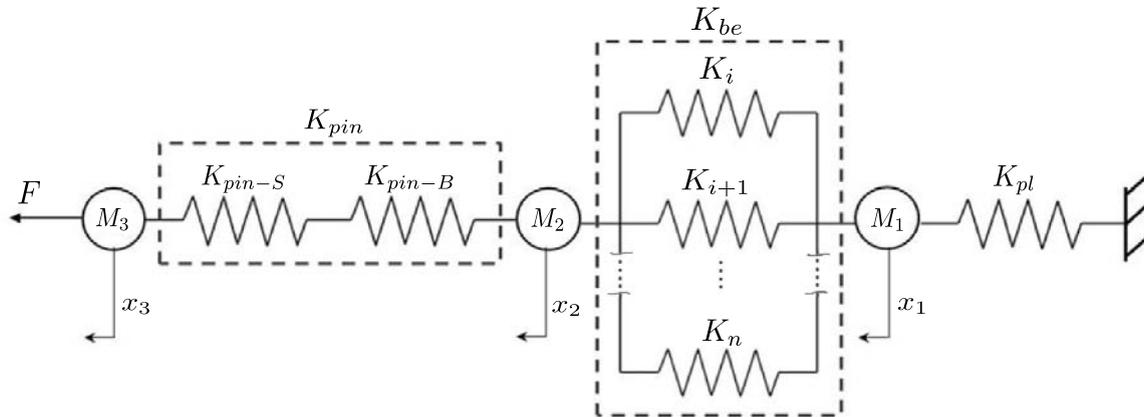


FIGURA 3.3: Modelo masas-muelles propuesto para una unión tipo pasador.

K_{be} es la rigidez de compresión local, desglosada como una contribución de muelles en paralelo de las diferentes rigideces pertenecientes a las láminas con diferentes orientaciones, descrita con la expresión 3.3:

$$K_{be} = \sum_{i=1}^n K_i \quad (3.3)$$

donde K_i son las rigideces de compresión local para cada conjunto de láminas con una determinada orientación, obtenidas experimentalmente.

K_{pin} perteneciente a la rigidez del pasador, compuesta por una contribución de muelles en serie como son K_{pin-S} (rigidez del pasador ante la cortadura) y K_{pin-B} (rigidez del pasador ante flexión), descrita en la expresión 3.4:

$$K_{pin} = \left[\frac{1}{K_{pin-S}} + \frac{1}{K_{pin-B}} \right]^{-1} \quad (3.4)$$

donde los términos K_{pin-S} y K_{pin-B} poseen las expresiones 3.5 y 3.6 respectivamente.

$$K_{pin-S} = \frac{3.G_b.A_b}{2t_s + t_c} \quad (3.5)$$

Donde G_b es el módulo a cortadura del material del tornillo, A_b es el área del agujero del tornillo ($A_b = \pi.(D/2)^2$), t_s es el espesor de las placas auxiliares necesarias para el útil empleado en la experimentación, y t_c es el espesor de la placa de material compuesto.

$$K_{pin-B} = \frac{192.E_b.I_b}{(L_b)^3} \quad (3.6)$$

Donde E_b es el módulo de elasticidad del material del tornillo, I_b es el momento de inercia de la sección del tornillo ($I_b = \pi.(D/2)^4/4$), y L_b es la longitud efectiva del fuste del tornillo, siendo particular para cada situación de trabajo ($L_b = 2t_s + t_c$).

Como se ha realizado en todos los casos propuestos en la sección 2.4.1, se lleva a cabo un balance de masas para estudiar las fuerzas involucradas, como el que se muestra en la figura 3.4; para describirlo mediante las expresiones 3.7-3.9.

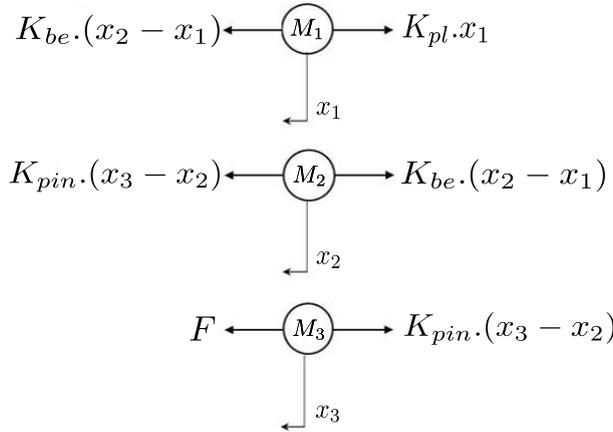


FIGURA 3.4: Balance de fuerzas en cada masa del modelo analítico propuesto.

$$M_1.\ddot{x}_1 + (K_{be} + K_{pl}).x_1 - K_{be}.x_2 = 0 \quad (3.7)$$

$$M_2.\ddot{x}_2 - K_{be}.x_1 + (K_{be} + K_{pin}).x_2 - K_{pin}.x_3 = 0 \quad (3.8)$$

$$M_3.\ddot{x}_3 - K_{pin}.x_2 + K_{pin}.x_3 = F \quad (3.9)$$

Proponiendo el caso de que las cargas presentes actúan de modo estático, el término de la aceleración para cada masa posee valor nulo ($\ddot{x} = 0$). Agrupando las anteriores ecuaciones se muestra en la ecuación 3.10; y de manera desarrollada en la ecuación 3.11 para los términos involucrados, describiendo el comportamiento de la unión mediante pasador.

$$\begin{bmatrix} K_{pl} + K_{be} & -K_{be} & 0 \\ -K_{be} & K_{be} + K_{pin} & -K_{pin} \\ 0 & -K_{pin} & K_{pin} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

$$\begin{bmatrix} K_{pl} + \sum_{i=1}^n K_i & -\sum_{i=1}^n K_i & 0 \\ -\sum_{i=1}^n K_i & \sum_{i=1}^n K_i + \frac{K_{pin-S} \cdot K_{pin-B}}{K_{pin-S} + K_{pin-B}} & -\frac{K_{pin-S} \cdot K_{pin-B}}{K_{pin-S} + K_{pin-B}} \\ 0 & -\frac{K_{pin-S} \cdot K_{pin-B}}{K_{pin-S} + K_{pin-B}} & \frac{K_{pin-S} \cdot K_{pin-B}}{K_{pin-S} + K_{pin-B}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

En las anteriores expresiones aparecen los términos de las rigideces explicadas previamente. La respuesta de la unión, ante incrementos de desplazamiento impuestos, es lineal puesto que las rigideces involucradas son constantes.

La principal novedad de esta modificación del modelo reside en el comportamiento de la rigidez de contacto por compresión local K_{be} , dividida en la consecución de rigideces en paralelo con la orientación de las láminas “ i ” que componen la placa. La funcionalidad permite que, tras una evaluación de las tensiones (realizada en lo llamado como modelo local) en el conjunto de láminas y si éstas se encontrasen dañadas, se puedan desconectar las citadas rigideces K_i afectadas. De esta manera se obtiene un nuevo valor de K_{be} al contar con menos grupos de láminas, influyendo en la rigidez global del sistema, haciendo que ésta sea inferior.

3.1.2. Modelo local de unión mecánica mediante pasador.

Se pretende en esta sección, una vez se ha obtenido la respuesta global mediante el cálculo de la rigidez de la unión, calcular las tensiones en las inmediaciones del agujero aplicadas a cada conjunto de láminas con una determinada orientación.

Las tensiones deben ser calculadas en puntos de la curva característica donde el fallo por compresión local se espera para la placa en cuestión. La localización de éstos se realiza mediante la expresión 3.12, cuyo significado físico se muestra en la figura 3.5.

$$r_d(\theta) = \frac{D}{2} + R_{OT} + (R_{OT} - R_{OC})\cos\theta \quad (3.12)$$

En la figura 3.5 se muestra un caso general, pero se ha de tener en cuenta que las distancias características R_{OT} y R_{OC} dependen del material y de la orientación de las láminas .

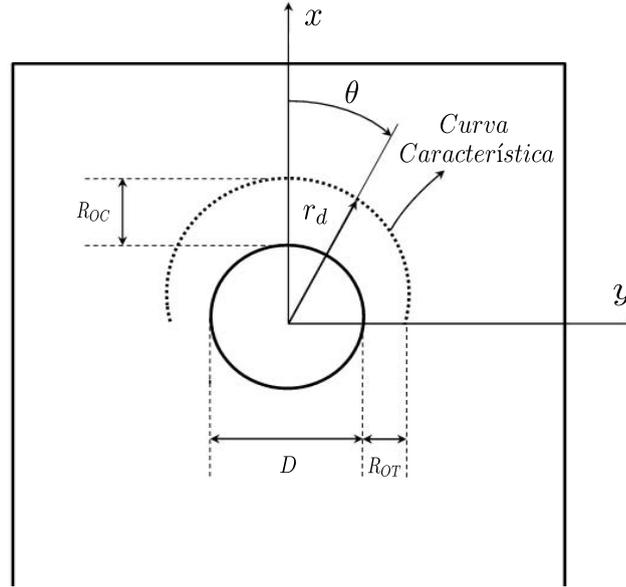


FIGURA 3.5: Curva característica para la evaluación del daño en la unión tipo pasador.

Al suponer la existencia de un daño proveniente de una carga de contacto, de acuerdo con la figura 3.5, se establecen las condiciones de contorno en las regiones de contacto de la carga con la placa en el agujero.

$$u = u_0/c \quad y \quad v = 0 \quad \text{cuando} \quad \theta = \pm \frac{\pi}{2} \quad (3.13)$$

$$u = u_0 \quad y \quad v = 0 \quad \text{cuando} \quad \theta = 0 \quad (3.14)$$

$$(u_0 - u)\cos\theta = v\sin\theta \quad \text{cuando} \quad -\frac{\pi}{2} \leq \theta \leq \frac{\pi}{2} \quad (3.15)$$

$$\sigma_y = 0 \quad \text{cuando} \quad \theta = \pm \frac{\pi}{2} \quad (3.16)$$

$$\tau_{xy} = 0 \quad \text{cuando} \quad \theta = \pm \frac{\pi}{2} \quad (3.17)$$

Donde u y v son los desplazamientos a lo largo de los ejes x y y respectivamente, y c es una constante dependiente del material que posteriormente se explicará como calcularla, dependiendo si se considera el rozamiento o no.

Los desplazamientos u y v a lo largo del agujero se han expresado por medio de unas series trigonométricas, propuestas por Whitworth et al. [53].

$$u = U_1 \cos 2\theta + U_2 \cos 4\theta \quad (3.18)$$

$$v = V_1 \sin 2\theta + V_2 \sin 4\theta \quad (3.19)$$

Donde U_1 , U_2 , V_1 , y V_2 vienen determinadas al aplicar las anteriores condiciones de contorno, y cuyas expresiones son:

$$U_1 = \frac{c-1}{2c} u_0 \quad (3.20)$$

$$U_2 = \frac{c+1}{2c} u_0 = V_2 \quad (3.21)$$

$$V_1 = \left(\frac{c-1}{2c} + \frac{c+1}{c} \right) u_0 \quad (3.22)$$

Para la obtención de las tensiones se han utilizado las expresiones 3.23-3.25 adaptadas para ser aplicadas a cada conjunto de lámina, puesto que como ya se ha dicho, las tensiones en ejes locales serán diferentes dependiendo de la orientación.

$$\sigma_x^i = 2Re(\mu_1^2 \Phi_1'(z_1) + \mu_2^2 \Phi_2'(z_2)) \quad (3.23)$$

$$\sigma_y^i = 2Re(\Phi_1'(z_1) + \Phi_2'(z_2)) \quad (3.24)$$

$$\tau_{xy}^i = 2Re(\mu_1 \Phi_1'(z_1) + \mu_2 \Phi_2'(z_2)) \quad (3.25)$$

Donde i hace referencia a la orientación de la lámina de la placa calculada y Re denota la parte real de las ecuaciones 3.23-3.25, puesto que las tensiones están definidas como reales en el planteamiento con variable compleja. Los términos μ_k , Φ_k y z_k con $k = 1, 2$ se explican con más detalle a continuación.

μ_k son las raíces complejas de la ecuación característica 3.26 que domina el problema para un material ortótropo. El que las soluciones de la ecuación sean complejas se debe al

tratamiento anisótropo del problema (Lekhnitskii [46]), lo que hace que las propiedades sean diferentes dependiendo la orientación.

$$a_{11}\mu^4 + (2a_{12} + a_{66})\mu^2 + a_{22} = 0 \quad (3.26)$$

Donde a_{11} , a_{12} , a_{22} y a_{66} son constantes que dependen del laminado, siendo $a_{11} = 1/E_1$, $a_{12} = -\nu_1/E_1$, $a_{22} = 1/E_2$ y $a_{66} = 1/G$; con E_1 , E_2 , G y ν_1 las constantes elásticas del laminado.

Combinando adecuadamente los parámetros anteriores obtenemos la ecuación 3.26 modificada en función de estos.

$$\mu^4 + \left[\frac{E_1}{G} - 2\nu_1 \right] \mu^2 + \frac{E_1}{E_2} = 0 \quad (3.27)$$

Estas soluciones μ_k de la ecuación característica no son todas compatibles para el procedimiento del cálculo; éstas deben cumplir unas restricciones relacionadas con el carácter ortótropo del laminado, que no son más que una relación establecida entre las constantes elásticas del material y las raíces complejas μ_k . Estas restricciones vienen impuestas por las expresiones 3.28 y 3.29.

$$k = -\mu_1\mu_2 = \left(\frac{E_1}{E_2} \right)^{1/2} \quad (3.28)$$

$$n = -i(\mu_1 + \mu_2) = \left[2(k - \nu_{21}) + \frac{E_1}{G} \right]^{1/2} \quad (3.29)$$

Φ_k son las funciones tensión que se introducen en las expresiones 2.6-2.8, y caracterizan el comportamiento de puntos situados en las inmediaciones del agujero o de la entalla existente. Las expresiones 3.30 y 3.31 representan a dichas funciones tensión, que serán evaluadas en cada lámina y no en el laminado equivalente, considerando la inclusión de un pasador en una placa finita.

$$\Phi_1(z_1) = A^* \ln \zeta_1 + \left(\frac{c-1}{2c} \cdot \frac{q_2 - ip_2}{2D^*} - \frac{c+1}{c} \cdot \frac{ip_2}{2D^*} \right) \frac{u_0}{\zeta_1^2} + \frac{c+1}{2c} \cdot \frac{q_2 - ip_2}{2D^*} \cdot \frac{u_0}{\zeta_1^4} \quad (3.30)$$

$$\Phi_2(z_2) = B^* \ln \zeta_2 + \left(-\frac{c-1}{2c} \cdot \frac{q_1 - ip_1}{2D^*} - \frac{c+1}{c} \cdot \frac{ip_1}{2D^*} \right) \frac{u_0}{\zeta_2^2} - \frac{c+1}{2c} \cdot \frac{q_1 - ip_1}{2D^*} \cdot \frac{u_0}{\zeta_2^4} \quad (3.31)$$

Donde A^* , B^* , D^* , p_k y q_k son propiedades elásticas que dependen del laminado, y ζ_k es una función compleja dependiente de las raíces complejas μ_k , junto a c y u_0 que se trata de una constante y el desplazamiento de inclusión respectivamente, también dependientes de las raíces complejas μ_k . Todos los términos se exponen a continuación mediante las ecuaciones 3.32-3.42.

$$A^* = \frac{F_i}{\pi t_{pl} i} \cdot \frac{\mu_1 \bar{\mu}_1 + \mu_1 \mu_2 + \mu_1 \bar{\mu}_2 - (a_{12}/a_{22}) \mu_1 \mu_2 \bar{\mu}_1 \bar{\mu}_2}{(\mu_1 - \bar{\mu}_1)(\mu_1 - \mu_2)(\mu_1 - \bar{\mu}_2)} \quad (3.32)$$

$$B^* = \frac{F_i}{\pi t_{pl} i} \cdot \frac{\mu_2 \bar{\mu}_2 + \mu_2 \mu_1 + \mu_2 \bar{\mu}_1 - (a_{12}/a_{22}) \mu_1 \mu_2 \bar{\mu}_1 \bar{\mu}_2}{(\mu_2 - \bar{\mu}_2)(\mu_2 - \mu_1)(\mu_2 - \bar{\mu}_1)} \quad (3.33)$$

F_i es la fuerza soportada en el agujero por el conjunto de láminas de una determinada orientación, t_{pl} es el espesor de la placa considerada y $\bar{\mu}_k$ es el conjugado de las raíces características μ_k .

$$D^* = \frac{(\mu_1 - \mu_2)g}{E_1} \quad (3.34)$$

g es una constante dependiente del laminado, regida por la expresión 3.35.

$$g = \frac{(1 - \nu_{12}\nu_{21})}{E_2} + \frac{k}{G} \quad (3.35)$$

$$p_1 = a_{11}\mu_1^2 + a_{12} \quad (3.36)$$

$$p_2 = a_{11}\mu_2^2 + a_{12} \quad (3.37)$$

$$q_1 = a_{12}\mu_1 + \frac{a_{22}}{\mu_1} \quad (3.38)$$

$$q_2 = a_{12}\mu_2 + \frac{a_{22}}{\mu_2} \quad (3.39)$$

$$\zeta_k = \frac{z_k + \sqrt{z_k^2 - R^2(1 + \mu_k^2)}}{R(1 - i\mu_k)} \quad (3.40)$$

$R = D/2$ siendo D el diámetro del agujero, y z_k la posición de evaluación del daño objeto de estudio en el campo complejo $z_k = x + \mu_k y$ con $k = 1, 2$.

Para la obtención del parámetro c y u_0 es necesario establecer una separación de si, en el problema se está considerando rozamiento $\mu_{fuste-placa}$ entre el pasador y el contorno del agujero o no, pues los términos cambian [50]. Se muestran a continuación las dos consideraciones, pero se asume el rozamiento en el modelo propuesto para asemejarse a la situación real.

Si no se considera rozamiento, las expresiones de c y u_0 se muestran en las ecuaciones 3.41 y 3.42.

$$c = -\frac{10(k - \nu_{21} + nk + 2n) - 11n(1 - k)}{10(k - \nu_{21} + nk + 2n) - n(1 - k)} \quad (3.41)$$

$$u_0 = \frac{gF_i}{4\pi} \cdot \frac{10(k - \nu_{21} + nk + 2n) - 11n(1 - k)}{5n^2k(1 - k) + [5(k - \nu_{21} + nk + 2n) - 3n(1 - k)](k - \nu_{21} + nk)} \quad (3.42)$$

Si se considera rozamiento, las expresiones de c y u_0 se muestran en las ecuaciones 3.43 y 3.44.

$$c = \frac{B_{1fr} - A_{1fr}}{A_{1fr}} \quad (3.43)$$

$$u_0 = \frac{gF_i}{4\pi} \cdot \frac{B_{1fr} - A_{1fr}}{2A_{1fr}(\nu_{21} - k - nk) - B_{1fr}(\nu_{21} - k + nk)} \quad (3.44)$$

A_{1fr} y B_{1fr} son parámetros dependientes del rozamiento η , y de los términos n (ecuación 3.29) y k (ecuación 3.28), que a su vez éstos dependen de las raíces μ_k obtenidas de la ecuación característica 3.26. Se muestran las expresiones para A_{1fr} y B_{1fr} seguidamente.

$$A_{1fr} = (19n + 11nk + 10k - 10\nu_{21}) + \mu_{fuste-placa}(11n - 6nk + 15k - 15\nu_{21}) \quad (3.45)$$

$$B_{1fr} = 10n(1 - k) + 10\mu_{fuste-placa}(3k - 3\nu_{21} + 2nk + n) \quad (3.46)$$

Para la obtención de las tensiones en las inmediaciones del agujero, las derivadas de las expresiones 3.30 y 3.31 deben ser introducidas dentro de las ecuaciones 3.23-3.25, dando como resultado las siguientes expresiones.

$$\begin{aligned} \sigma_x^i = 2Re \left\{ \left[\frac{A^*}{\zeta_1} - 2 \left(\frac{c-1}{2c} \cdot \frac{q_2 - ip_2}{2D^*} - \frac{c+1}{c} \cdot \frac{ip_2}{2D^*} \right) \frac{u_0}{\zeta_1^3} - 4 \left(\frac{c+1}{2c} \cdot \frac{q_2 - ip_2}{2D^*} \right) \frac{u_0}{\zeta_1^5} \right] A_1 \mu_1^2 \right. \\ \left. + \left[\frac{B^*}{\zeta_2} - 2 \left(-\frac{c-1}{2c} \cdot \frac{q_1 - ip_1}{2D^*} + \frac{c+1}{c} \cdot \frac{ip_1}{2D^*} \right) \frac{u_0}{\zeta_2^3} + 4 \left(\frac{c+1}{2c} \cdot \frac{q_1 - ip_1}{2D^*} \right) \frac{u_0}{\zeta_2^5} \right] A_2 \mu_2^2 \right\} \end{aligned} \quad (3.47)$$

$$\begin{aligned} \sigma_y^i = 2Re \left\{ \left[\frac{A^*}{\zeta_1} - 2 \left(\frac{c-1}{2c} \cdot \frac{q_2 - ip_2}{2D^*} - \frac{c+1}{c} \cdot \frac{ip_2}{2D^*} \right) \frac{u_0}{\zeta_1^3} - 4 \left(\frac{c+1}{2c} \cdot \frac{q_2 - ip_2}{2D^*} \right) \frac{u_0}{\zeta_1^5} \right] A_1 \right. \\ \left. + \left[\frac{B^*}{\zeta_2} - 2 \left(-\frac{c-1}{2c} \cdot \frac{q_1 - ip_1}{2D^*} + \frac{c+1}{c} \cdot \frac{ip_1}{2D^*} \right) \frac{u_0}{\zeta_2^3} + 4 \left(\frac{c+1}{2c} \cdot \frac{q_1 - ip_1}{2D^*} \right) \frac{u_0}{\zeta_2^5} \right] A_2 \right\} \end{aligned} \quad (3.48)$$

$$\begin{aligned} \tau_{xy}^i = -2Re \left\{ \left[\frac{A^*}{\zeta_1} - 2 \left(\frac{c-1}{2c} \cdot \frac{q_2 - ip_2}{2D^*} - \frac{c+1}{c} \cdot \frac{ip_2}{2D^*} \right) \frac{u_0}{\zeta_1^3} - 4 \left(\frac{c+1}{2c} \cdot \frac{q_2 - ip_2}{2D^*} \right) \frac{u_0}{\zeta_1^5} \right] A_1 \mu_1 \right. \\ \left. + \left[\frac{B^*}{\zeta_2} - 2 \left(-\frac{c-1}{2c} \cdot \frac{q_1 - ip_1}{2D^*} + \frac{c+1}{c} \cdot \frac{ip_1}{2D^*} \right) \frac{u_0}{\zeta_2^3} + 4 \left(\frac{c+1}{2c} \cdot \frac{q_1 - ip_1}{2D^*} \right) \frac{u_0}{\zeta_2^5} \right] A_2 \mu_2 \right\} \end{aligned} \quad (3.49)$$

Donde el parámetro A_k posee la siguiente expresión.

$$A_k = \frac{\zeta_k}{\sqrt{z_k^2 - R^2(1 + \mu_k^2)}}, \quad k = 1, 2 \quad (3.50)$$

Si el tratamiento del problema requiere trabajar en coordenadas polares, las expresiones 3.47-3.49 pueden transformarse de la siguiente manera:

$$\sigma_r^i = \sigma_x \cos^2 \theta + \sigma_y \sin^2 \theta + 2\tau_{xy} \cos \theta \sin \theta \quad (3.51)$$

$$\sigma_\theta^i = \sigma_x \sin^2 \theta + \sigma_y \cos^2 \theta - 2\tau_{xy} \cos \theta \sin \theta \quad (3.52)$$

$$\tau_{r\theta}^i = (\sigma_y - \sigma_x) \cos \theta \sin \theta + \tau_{xy} \cos^2 \theta - \tau_{xy} \sin^2 \theta \quad (3.53)$$

Una vez obtenidas las expresiones de las tensiones, se evaluaron con el ya mencionado criterio de rotura de Yamada-Sun [61], considerando la expresión 3.54.

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = e^2 \quad (3.54)$$

La principal razón del planteamiento del modelo reside en estudiar la predicción del fallo progresivo, permitiendo el cálculo de las tensiones en cada grupo de láminas de la misma orientación. Otra ventaja que aporta el modelo es el estudio de laminados cuasi-isótropos, al considerarse el estudio lámina a lámina; ya que si esto no fuese así, al introducir propiedades equivalentes del laminado en las expresiones 3.47-3.49, existiría una singularidad por ser el término $D^* = 0$.

La razón de ello reside en que, si se estudia por ejemplo un laminado cuasi-isótropo compensado con propiedades equivalentes, al aplicar la ecuación característica 3.27 las raíces μ_k son iguales y de valor $\mu_1 = \mu_2 = i$, siendo los valores de las constantes $k = 1$ y $n = 2$ obtenidos de las expresiones 3.28 y 3.29 respectivamente. Unido a esto, se procedería al cálculo del parámetro D^* mediante la expresión 3.34 siendo dicho valor nulo por ser $\mu_1 = \mu_2$. Esto hace que se tenga que calcular la distribución de tensiones de manera particular considerando el caso isótropo, algo que consideraría que los valores de las tensiones son los mismos en todas las láminas a lo largo del espesor.

3.1.3. Síntesis del modelo planteado.

Se expone en esta sección un breve resumen sobre el funcionamiento del modelo propuesto para el estudio del comportamiento de las uniones mecánicas con pasador.

Primeramente se ha propuesto un modelo basado en masas y muelles de una determinada rigidez, que consideran el suceso físico que sucede en la unión. Se ha propuesto una nueva rigidez por compresión local K_{be} , como una composición de cada una de las aportaciones de grupos de láminas que conforman el laminado (por ejemplo K_0 , K_{90} y $K_{\pm 45}$ para un laminado cuasi-isótropo). Seguido a esto, para un valor de desplazamiento impuesto (x_3 en la figura 3.3), se obtiene un valor de fuerza F en la unión a nivel global. Al tener varios grupos de láminas con diferentes orientaciones, las tensiones en éstas fueron diferentes para cada grupo, por lo que ha sido necesario calcular previamente la fuerza soportada por cada lámina, que ha venido determinada por su rigidez por compresión local multiplicado por el desplazamiento producido por compresión local ($x_2 - x_1$ en la figura 3.3).

Con la fuerza aportada por cada muelle de compresión local, se ha entrado de manera individual para cada grupo de láminas, en el modelo local, que ha buscado la obtención de las tensiones en las inmediaciones del agujero, aplicando el método de la variable compleja. Como aportación añadida, se ha propuesto una solución al problema en la predicción de las tensiones lámina a lámina de un laminado cuasi-isótropo, resolviendo así la singularidad que aparecía al utilizar propiedades equivalentes en el laminado en el cálculo de la resistencia de la unión.

Al predecirse el fallo por compresión local, el comportamiento de cada grupo es completamente diferente, siendo diferentes las longitudes características de compresión R_c para cada grupo de láminas con una determinada orientación, ya que el comportamiento de las láminas ante los ensayos de indentación demostraron este hecho.

Cuando se detecta el fallo de un determinado grupo de láminas, la metodología consiste en que dicho grupo se elimina del modelo de global, es decir, se desconecta dicho muelle para que no contribuya a la rigidez global de la unión, y con los nuevos valores de fuerza en cada muelle de compresión local, obtenidos de los incrementos de desplazamientos x_3 , se ha vuelto a obtener las tensiones para los grupos de láminas que quedan trabajando, hasta volver a detectar el fallo, donde se ha procedido a desconectar el grupo dañado;

llegando al momento en el que la unión perdiese toda su integridad, produciéndose el fallo catastrófico para el modelo propuesto.

3.2. Ensayos experimentales de unión mecánica de pasador.

En esta sección se presentan los diferentes ensayos realizados, para que el modelo analítico pueda ser validado para el comportamiento de una unión mecánica mediante pasador. El material compuesto utilizado para estos ensayos ha sido fibra de carbono IM7 en resina epoxi MTM-45-1, que poseía la secuencia de apilamiento $[\pm 45/0/90]_{3S}$. El objetivo es poder validar el modelo analítico propuesto en la anterior sección.

Para ello, previamente se han tenido que realizar ensayos de caracterización del material con la finalidad de la obtención de sus propiedades elásticas y de resistencia; junto a unos ensayos de compresión local por indentación, para poder caracterizar el contacto entre el material compuesto y un elemento rígido.

3.2.1. Ensayos de caracterización.

En esta sección se exponen los ensayos de caracterización necesarios para determinar las propiedades elásticas y de resistencia de la fibra de carbono. Estos ensayos han sido realizados de acuerdo a las normas ASTM D3039M [79] y ASTM D3518M [80] en una máquina universal Instron 8802 (figura 3.6), que posee una fuerza máxima de $250kN$ y un recorrido de pistón de $\pm 75mm$, y para los que se ha impuesto una velocidad de $2mm/min$. Las propiedades obtenidas se recogen en la tabla 3.1.

Las probetas empleadas tenían como orientación de las láminas los ángulos de 0° , 90° y $\pm 45^\circ$. Todas ellas poseían un largo de $250mm$; para la orientación de 0° el ancho y espesor fue de $15mm$ y $1mm$; para 90° fue de $25mm$ y $3mm$; y en el caso de $\pm 45^\circ$ fue de $25mm$ y $2mm$ respectivamente. Las propiedades elásticas y de resistencia del material obtenidas de los ensayos, junto a datos experimentales de Chris [81] procedentes de la literatura se recogen en la tabla 3.1.

Los modos de rotura de las probetas ensayadas se aprecian en la figura 3.7 para los laminados de 0° , 90° y $\pm 45^\circ$. Todos ellos presentan la rotura en la dirección de las fibras,

pero de una manera más frágil en el caso de las orientaciones de 0° y 90° , soportando mayor deformación antes del fallo catastrófico en el caso de la orientación de las láminas a $\pm 45^{\circ}$.



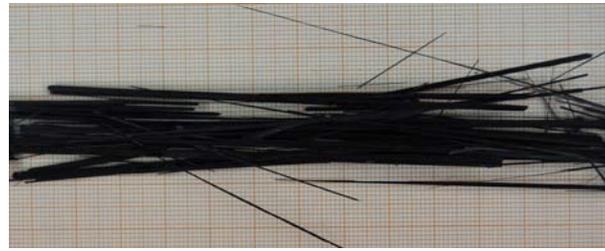
FIGURA 3.6: Máquina universal Instron 8802.

Tras los ensayos de caracterización de la fibra de carbono, se plantea el estudio del comportamiento de este material, y en particular de sus diferentes orientaciones, ante una compresión sobre un elemento rígido fabricado de acero, de manera que se pudiese relacionar con el contacto por compresión local entre placa de fibra de carbono y tornillo de titanio en la unión con pasador.

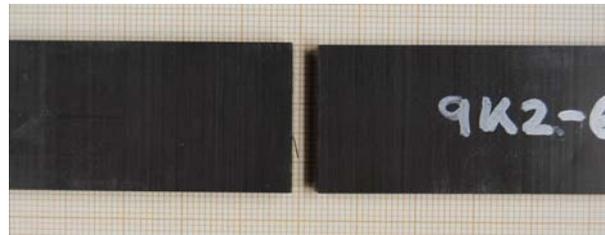
Se llevaron a cabo unos ensayos de compresión para laminados unidireccionales en la máquina universal Instron 8802 (figura 3.6) disponiendo de un utillaje adecuado para ello. En este caso se estudiaron probetas con laminados de 0° , 90° y $\pm 45^{\circ}$, de manera que se ha pretendido la obtención de las rigideces a compresión local (K_0 , K_{90} y $K_{\pm 45}$) de cada lámina con una determinada orientación.

El esquema de los ensayos de compresión realizados se muestra en la figura 3.8, donde se aprecia que el término t_{c-in} es el espesor de las probetas unidireccionales empleadas, y L_{in} es la longitud libre de indentación de las probetas empleadas, suficientemente pequeña como para evitar problemas de inestabilidad como pudiese ser la situación de pandeo.

Para la obtención de la rigidez por compresión local del laminado se ha de tener en cuenta que no puede depender de la ya descrita longitud característica de indentación L_{in} .



(a)



(b)



(c)

FIGURA 3.7: Probetas de caracterización ensayadas. (a) Laminado unidireccional de 0° de 32 láminas, (b) Laminado unidireccional de 90° de 36 láminas y (c) Laminado de $\pm 45^\circ$ de 8 laminas con disposición simétrica.

Por ello se plantea la obtención de una relación, que fuese capaz de unir la parte experimental con la rigidez de compresión local a introducir en el modelo analítico propuesto en la subsección 3.1.1.

La rigidez experimental de los ensayos de indentación se plantea como la expresión 3.55.

$$E_{exp} = \frac{\sigma}{\varepsilon} = \frac{F_{exp}/A_{exp}}{l/L_{in}} \quad (3.55)$$

Donde F_{exp} es la fuerza registrada por el sistema de adquisición de datos, A_{exp} es el área transversal de la probeta ensayada ($A_{exp} = W_{c-in}t_{c-in}$, siendo W_{c-in} el ancho de la probeta unidireccional empleada), y l es la inclusión de la placa coincidente con el registro de desplazamientos adquirido por la máquina universal.

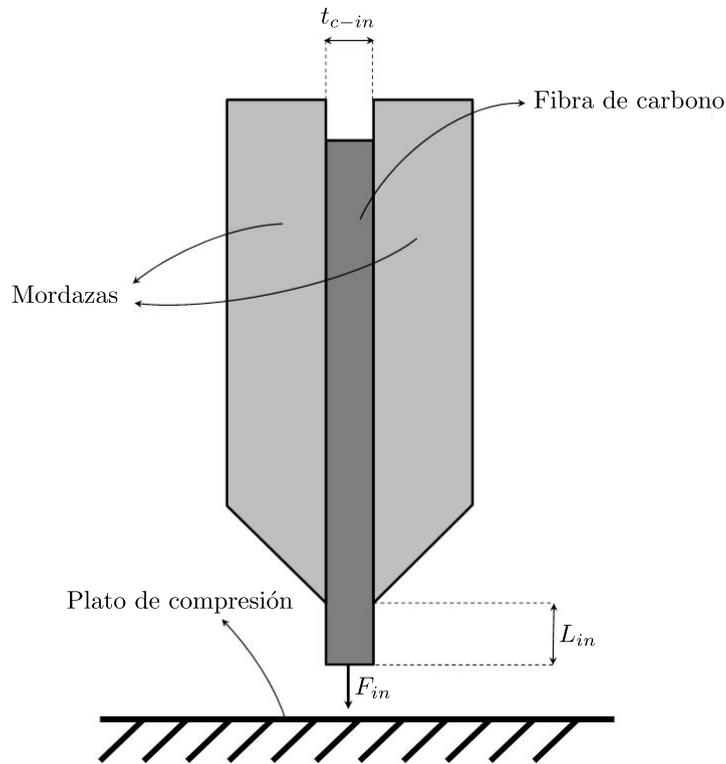


FIGURA 3.8: Representación esquemática del ensayo de compresión sobre laminados de fibra de carbono.

Agrupando términos de la ecuación 3.55 se obtiene que la rigidez finalmente es:

$$E_{exp} = K_{exp} \frac{L_{in}}{A_{exp}} \quad (3.56)$$

siendo K_{exp} la rigidez del laminado unidireccional, obtenida de los ensayos de compresión en su tratamiento de datos.

De la misma forma, se propone la rigidez teórica, regida por la expresión 3.57.

$$E_{ana} = \frac{\sigma}{\varepsilon} = \frac{F_{ana}/A_{ana}}{l/L_{in}} \quad (3.57)$$

Donde F_{ana} es la fuerza soportada por cada uno de los muelles de compresión local con una determinada orientación, y A_{ana} es el área de la sección transversal del grupo de láminas con una determinada orientación, que conforman el laminado sobre el cual se aplicará el modelo analítico. Este área se obtiene mediante la expresión 3.58.

$$A_{ana} = A_i = t_i L_{con} \quad (3.58)$$

Siendo A_i el área de cada grupo de láminas (i para los conjuntos de 0, 90 y ± 45), t_i es el espesor del grupo de láminas que conforman el laminado, y L_{con} es la distancia de ancho de la zona de contacto, que para este caso es igual al diámetro D del agujero de la placa.

Agrupando términos en la ecuación 3.57, se obtiene que la rigidez para el modelo analítico es:

$$E_{ana} = K_{ana} \frac{L_{in}}{A_{ana}} \quad (3.59)$$

siendo K_{ana} la rigidez del laminado unidireccional para el modelo analítico.

Considerando la relación entre la parte experimental y analítica, los módulos de elasticidad E_{exp} y E_{ana} deben ser iguales, por lo que se igualaron las expresiones 3.56 y 3.59 para obtener finalmente la adecuación de la parte experimental a la parte analítica que describiese el modelo. Este hecho se refleja en la ecuación 3.60, de donde es posible obtener unos resultados de rigidez de indentación K_{ana} , para cada grupo de láminas con una orientación determinada a partir de unos ensayos de compresión.

$$\frac{K_{ana}}{K_{exp}} = \frac{A_{ana}}{A_{exp}} \quad (3.60)$$

<i>Propiedad fibra de carbono IM7/MTM-45-1</i>	
Módulo de elasticidad en dirección longitudinal, E_1 (GPa)	173
Módulo de elasticidad en dirección transversal, E_2 (GPa)	7,36
Módulo de elasticidad en dirección transversal, E_3 (GPa)	7,93
Coefficiente de Poisson principal, ν_{12}	0,32
Coefficiente de Poisson trasversal, ν_{13}	0,5
Coefficiente de Poisson trasversal, ν_{23}	0,5
Módulo de cortadura en el plano, G_{12} (GPa)	3,89
Módulo de cortadura fuera del plano, G_{13} (GPa)	3,89
Módulo de cortadura fuera del plano, G_{23} (GPa)	2,94
Resistencia a tracción en dirección longitudinal, X_T (MPa)	2998
Resistencia a compresión en dirección longitudinal, X_C (MPa)	1414
Resistencia a tracción en dirección transversal, Y_T (MPa)	37
Resistencia a compresión en dirección transversal, Y_C (MPa)	169
Resistencia a tracción en dirección transversal, Z_T (MPa)	51
Resistencia a compresión en dirección transversal, Z_C (MPa)	307
Resistencia a cortadura en el plano, S_{12} (MPa)	120
Resistencia a cortadura en el plano, S_{13} (MPa)	120
Resistencia a cortadura fuera del plano, S_{23} (MPa)	500

TABLA 3.1: Propiedades de la fibra de carbono IM7/MTM-45-1 (ensayos de caracterización y Chris [81]).

En la tabla 3.2 se muestran los valores geométricos de ancho W_{c-in} y espesor t_{c-in} de las placas empleada para cada orientación, junto a las rigideces de compresión local K_i (K_{ana} en la ecuación 3.60) para los muelles descritos en la figura 3.4, necesarias para su planteamiento en el modelo analítico.

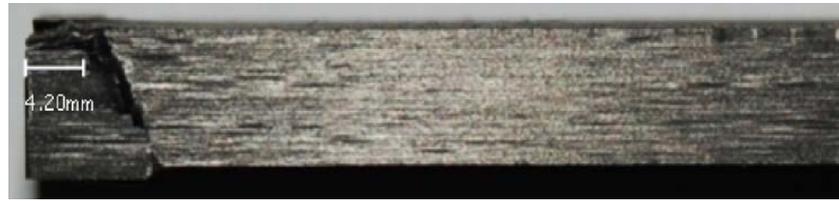
<i>Laminado</i>	W_{c-in} (mm)	t_{c-in} (mm)	K_i (kN/m)
0	15	4	4908,62 ± 12,15
90	25	4	941,34 ± 17,69
±45	25	4	1782,27 ± 9,43

TABLA 3.2: Valores geométricos y de rigidez obtenidos del ensayo de compresión local.

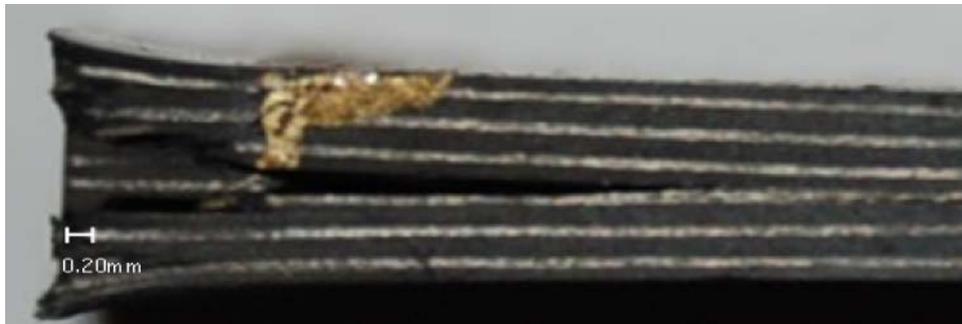
Como resulta en la tabla 3.2, la rigidez mayor viene presentada para la orientación de las láminas a 0° , algo lógico entendiendo que, en la dirección de las fibras el material soporta los mayores esfuerzos, incluso a compresión; estando detrás la rigidez para la orientación de $\pm 45^\circ$ y por último para 90° , dirección en la que el material se ha encontrado en una situación más desfavorable ante las cargas aplicadas.

De estos ensayos, además se han podido obtener las distancia característica a compresión R_{OC} analizada en la sección 3.1.2 del presente capítulo. Se recuerda que era la distancia donde el daño es evaluado como se ha mostrado en la figura 3.5. Es por ello que se han tenido que analizar las probetas ensayadas ante compresión local al detalle, pues es necesario establecer la distancia donde el daño comenzaba, aunque luego se propagase [52–54, 82, 83]. En las figuras 3.9(a), 3.9(b) y 3.9(c) se muestra como han quedado las probetas para los laminados de 0° , 90° y $\pm 45^\circ$ respectivamente, pudiendo realizar la estimación de los R_{OC} pertinentes.

Analizando el comienzo del daño se ha podido establecer unos valores de $R_{OC0} = 4,20mm$, $R_{OC90} = 0,20mm$ y $R_{OC\pm 45} = 1,21mm$, para los laminados ensayados de orientación 0° , 90° y $\pm 45^\circ$ respectivamente obtenidos con el proyector de perfiles (figuras 3.19(a) y 3.19(b)). Dichos valores se han utilizado para la caracterización del material ante la compresión local, pues son las distancias que establecieron los puntos de rotura para cada conjunto de láminas. Dichas distancias se encuentran relacionadas con la variable z_k , que establece la posición de evaluación del daño en el campo complejo para el modelo analítico planteado [52–54, 82, 83].



(a)



(b)



(c)

FIGURA 3.9: Probetas de caracterización a compresión ensayadas. (a) Laminado unidireccional de 0° , (b) Laminado unidireccional de 90° y (c) Laminado de $\pm 45^\circ$.

3.2.2. Ensayos de unión mecánica con pasador.

3.2.2.1. Material utilizado.

Se explican en esta sección, los ensayos realizados para una unión mecánica mediante pasador. La placa fue de la misma fibra de carbono utilizada en los ensayos de caracterización (IM7/MTM-45-1), siendo el laminado empleado para los ensayos cuasi-isótropo de secuencia $[\pm 45/0/90]_{3S}$, con un espesor por lámina de $0,125\text{mm}$. El pasador fue de titanio Ti6Al-4V, cuyas propiedades han sido obtenidas de resultados de Ireman [65], mostradas en la tabla 3.3. Entre ambas partes en contacto (placa y pasador) se ha considerado un

coeficiente de fricción de valor $\eta = 0,114$, obtenido de los resultados de Herrington y Sabaghian [84]. Los ensayos de unión mecánica mediante pasador se realizaron conforme a la norma estándar ASTM D5961M [85].

<i>Propiedad titanio Ti6Al-4V</i>	
Módulo de Elasticidad, E (GPa)	110
Coefficiente de Poisson, ν	0,29
Límite elástico, σ_y (MPa)	030

TABLA 3.3: Propiedades del titanio Ti6Al-4V (Ireman [65]).

3.2.2.2. Procedimiento experimental.

Los ensayos sobre la unión tipo pasador han sido llevados a cabo en la máquina universal Instron 8516 (ver figura 3.10) con una carga máxima de $100kN$ y un útil de acero que permitiese la tracción, cuya representación real y esquemática del ensayo se ha expuesto en las figuras 3.11 y 3.1 respectivamente.



FIGURA 3.10: Máquina universal Instron 8516.

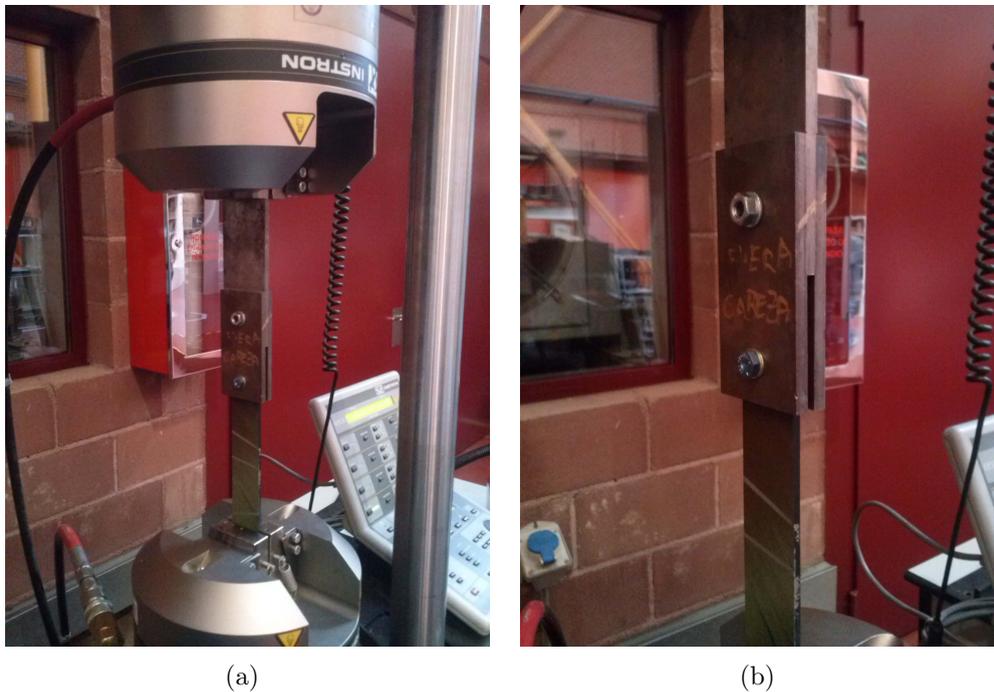


FIGURA 3.11: Disposición del ensayo en la máquina universal Instron 8516. (a) Ensayo de unión con pasador y (b) Detalle de ensayo de unión con pasador.

Las probetas ensayadas han tenido la misma geometría; han consistido en una placa rectangular cuya longitud L_c ha sido igual a 200mm , ancho W_c igual a 30mm , espesor t_c de 3mm , y el agujero ha tenido un diámetro de D_c igual a $4,8\text{mm}$, posicionado a una distancia centrada de borde libre de E_c igual a 15mm . Con los datos proporcionados por el suministrador de tornillería (Alcoa), y por el mecanizador de las placas de fibra de carbono (Megacal S.L.), se ha estimado una holgura media $\lambda = 50\mu\text{m}$ entre las placas y el tornillo, considerándose que el pasador de titanio ha tenido un diámetro medio de $4,75\text{mm}$.

La geometría de la placa y del agujero, se han seleccionado con las relaciones geométricas adecuadas para que el modo de fallo por compresión local fuese preferente, tal y como se mostró en la figura 2.15 del capítulo 2. Se recuerdan que dichas relaciones han sido en este caso $W_c/D_c = 6,25$ y $E_c/D_c = 3,125$, valores que han asegurado el modo de fallo por compresión local.

Todas las probetas han sido ensayadas a una velocidad de $0,2\text{mm}/\text{min}$, adquiriendo los datos con una frecuencia de muestreo de 10Hz , suficientes para el estudio de la curva Fuerza-Desplazamiento bajo condiciones estáticas.

3.2.2.3. Evaluación del daño.

Para la visualización del daño, se ha optado en un primer lugar por técnicas de inspección no destructivas como la inspección visual, para un primer análisis superficial del daño en cuanto a su alcance; y por ultrasonidos, por ser ésta última una de las más utilizadas y eficientes en el análisis del área dañada en materiales compuestos (Burke et al. [86]).

La técnica C-Scan, que no proporciona ninguna agresión sobre el material, utiliza un cristal piezoeléctrico que se encuentra dentro de un transductor, emitiendo pulsos de onda ultrasónica (de 1 a 20MHz) que se transmiten a través del material, basándose en la reflexión que ocurre cuando se encuentra un defecto al atravesar un medio continuo (Antequera et al. [87]), llamándose a esta técnica pulso-eco. La presencia de defectos o discontinuidades en el laminado provoca la atenuación de las ondas emitidas, pudiendo cuantificarlas (en dB), identificando los áreas o regiones dañadas a través de un sistema automático de inspección por ultrasonidos de inmersión. El equipo de inspección NC serie 04/500 desarrollado por Tecnitest, que se muestra en la figura 3.12, es de pulso eco, placas reflectantes y contiene una cuba de inmersión, junto a un sistema formado por tres ejes monitorizados que proporcionan un barrido automático. El esquema de los elementos integrantes en el funcionamiento de la inspección por C-Scan se muestran en la figura 3.13.

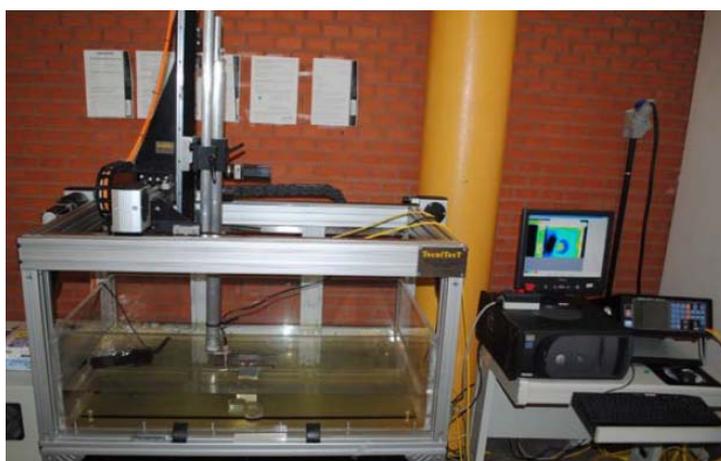


FIGURA 3.12: Equipo C-Scan para la inspección por ultrasonidos de materiales compuestos.

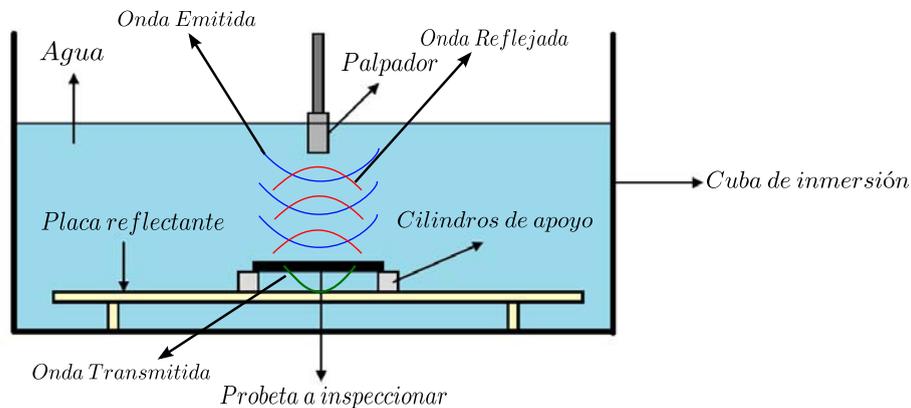


FIGURA 3.13: Esquema del equipo C-Scan para la inspección por ultrasonidos de materiales compuestos.

El equipo C-Scan se encuentra formado por las siguientes partes y dispositivos:

- Tanque de inmersión: está fabricado con perfiles de aluminio y placas de metacrilato de 15mm de espesor. Por tratarse de un equipo basado en la emisión y reflexión de ondas ultrasónicas, se requiere un medio transmisor de impedancia conocida, que para este caso particular fue el agua por tener baja impedancia acústica. Dentro del tanque se encontraban dos cilindros de apoyo de la misma altura, con el objetivo de proporcionar soporte a las probetas a inspeccionar.
- Equipo de control: está dotado de una tarjeta de ultrasonido para PC modelo Socomate USPC 3100 PCI, el cual permite la adquisición de los datos generados por el sistema en sus diferentes configuraciones. El ordenador al cual se haya conectado, dispone de un programa desarrollado por el fabricante que permite el control de diferentes parámetros de la inspección (zona de inspección, velocidad de barrido, ganancia del transductor como receptor, tamaño de paso, y la posición, anchura y nivel de la puerta electrónica de adquisición de datos).
- Palpadores: están fabricados por SONATEST, y llevaron a cabo las labores de transductor, que en este caso ha sido de 2MHz, para que emita las ondas sonoras funcionando como emisor y receptor, y que en definitiva por degradación de esas ondas sea capaz de localizar el área dañada. Un ejemplo de los transductores de inmersión que se puede emplear en el equipo se ha mostrado en la figura 3.14.
- Motores: fueron los encargados del movimiento del palpador en las tres direcciones, mediante un sistema de cremalleras. Se emplearon tanto en la fase de posicionamiento como en la fase del barrido para la inspección.



FIGURA 3.14: Transductores de inmersión para el equipo C-Scan.

En la figura 3.15 se muestran las señales obtenidas por el equipo de ultrasonidos, cuando se inspecciona un punto en el que no existe ningún obstáculo entre el palpador y la placa reflectora. Se aprecian dos señales principales, la que está situada junto al origen es la señal del propio transductor, mientras que la señal situada en la parte derecha de la figura corresponde con la señal reflejada en la placa reflectora.



FIGURA 3.15: Señal recibida por el sistema de inspección por ultrasonidos C-Scan sin probeta.

Cuando una probeta sin daño se interpone entre el palpador y la placa reflectora, la señal reflejada por la placa se ve claramente atenuada, como aparece en la figura 3.16. La línea roja horizontal situada sobre esta señal se denomina puerta, y marca el nivel mínimo de amplitud para el que se considera que no hay daño. Además, en la parte central aparece otra señal de mayor amplitud, que es la reflejada por la propia probeta.

Si la probeta tiene un cierto daño, la señal reflejada por la placa se atenúa aún más, como así se muestra en la figura 3.17, haciendo que la amplitud sea inferior al nivel de la puerta. De esta forma se puede estimar el nivel de daño en función de la atenuación de la señal reflejada en la placa reflectora.

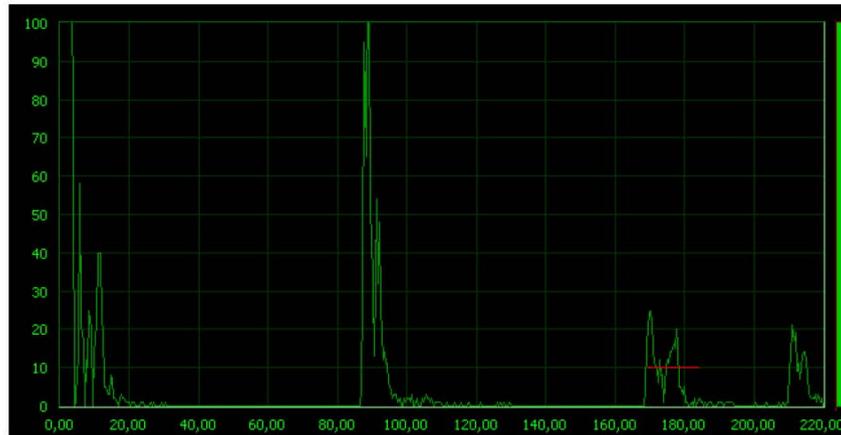


FIGURA 3.16: Señal recibida por sistema de inspección por ultrasonidos C-Scan con una probeta sin dañar.

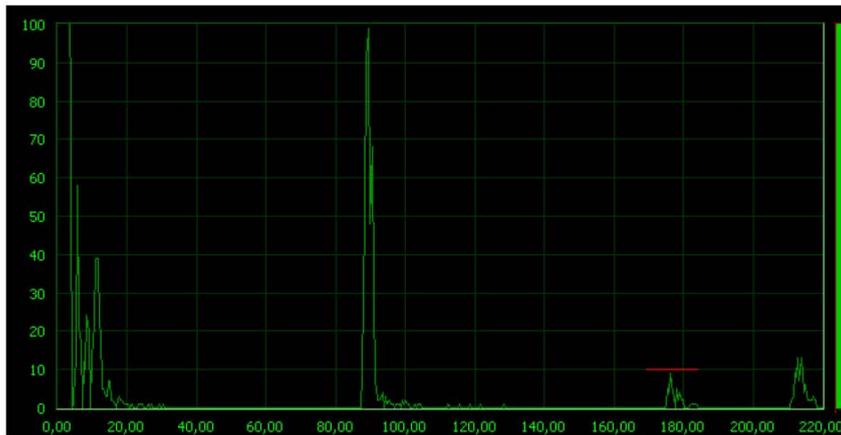


FIGURA 3.17: Señal recibida por el sistema de inspección por ultrasonidos C-Scan con una probeta dañada.

Para una correcta evaluación del daño, en las probetas ensayadas se ha realizado primeramente una calibración del dispositivo, pues es muy sensible ante cambios de material, espesor, o incluso acabados superficiales. Se ha calibrado utilizando probetas patrones con áreas deslaminadas por defecto, conocidas previamente en cuanto a su localización y tamaño. Se realizaron inspecciones antes y después de que fuesen llevados los ensayos de la unión mecánica. La razón ha sido que al tratarse de placas con agujero, por el hecho de haberse realizado el taladrado, éste ha podido haber originado daño en el contorno del agujero, como han mostrado Turki et al. [88]. Se ha tratado de un daño, que en el caso de existir, es necesario tenerlo en cuenta ya que podría ser la primera región dañada.

Además se han llevado a cabo técnicas destructivas, como el corte de las probetas ensayadas con hilo de diamante refrigerado por agua y aceite, como se ha mostrado en la

figura 3.18, para una posterior inspección visual a través del proyector de perfiles de Nikon modelo V-20A (figura 3.19(a)), seleccionando la lente de 20 aumentos (figura 3.19(b)). El objetivo de esta parte ha sido poder identificar qué, cómo y dónde se había dañado internamente el laminado tras los ensayos de unión mecánica mediante pasador.



FIGURA 3.18: Corte sobre probeta con hilo de diamante.



(a)



(b)

FIGURA 3.19: Proyector de perfiles para la inspección visual del daño. (a) Proyector de perfiles de Nikon modelo V-20A y (b) Selección de la lente de 20 aumentos.

3.3. Validación del modelo de la unión mecánica mediante pasador.

Se muestran a continuación los resultados del tratamiento del problema de una unión mecánica de material compuesto mediante pasador.

Primeramente se presentan los resultados del modelo analítico propuesto; tras lo cual se muestran los resultados experimentales de este tipo de unión, atendiendo al proceso y mecanismo de fallo originado; y por último se muestra la validación del modelo y el análisis de resultados.

3.3.1. Resultados analíticos de la unión mecánica mediante pasador.

En esta sección se presentan los resultados analíticos del modelo propuesto, que caracteriza el comportamiento de una unión mecánica mediante pasador.

El modelo analítico se ha presentado en la sección 3.1 de manera general y dependiente de parámetros. Pero para su validación, el modelo se particulariza en geometría y propiedades de los materiales tanto de la placa como del pasador, a lo ya mostrado en la sección 3.2 para esta unión en concreto. En la figura 3.20 se muestran los resultados obtenidos tras la aplicación del modelo analítico en una curva Fuerza-Desplazamiento.

Se observa, en la figura 3.20, un comportamiento lineal de la unión, dividido en tres tramos con diferentes pendientes, sesgadas a través de tres picos de carga con sus consecuentes caídas de la misma. Tras la lectura global de la curva Fuerza-Desplazamiento, la aparición de los tres picos lleva asociado un razonamiento en cuanto al comportamiento de la unión se refiere, y que las bajadas de carga, así como los mencionados cambios de pendiente están relacionados con fallos y comportamiento de daño en la unión mecánica, predichas por el modelo analítico.

El primer pico que se produce, y que lleva asociado una bajada en la carga y un cambio de pendiente, es debido a que las láminas con orientación de 90° han fallado cumpliéndose el criterio de rotura tensional especificado en la sección 3.1.2. Al fallar el citado grupo de láminas, se produce una desconexión de tal grupo en el modelo, no considerándose para el siguiente incremento de desplazamiento calculado. Este hecho produce un efecto

directo sobre la rigidez de la unión, la cual es menor; y sobre las tensiones en las restantes láminas, las cuales se incrementan. El segundo pico de carga se produce, en este caso, cuando las láminas con orientación de $\pm 45^\circ$ fallan al no poder soportar mayor carga, de forma que se eliminan también a partir de ese momento. De nuevo afecta tal hecho a la disminución de la rigidez de la unión, quedando las láminas con orientación de 0° como único soporte ante las solicitaciones. En el tercer pico se produce el fallo de las únicas láminas que quedaban como no dañadas en la unión, originándose con ello el nombrado anteriormente como fallo catastrófico de la unión con pasador.

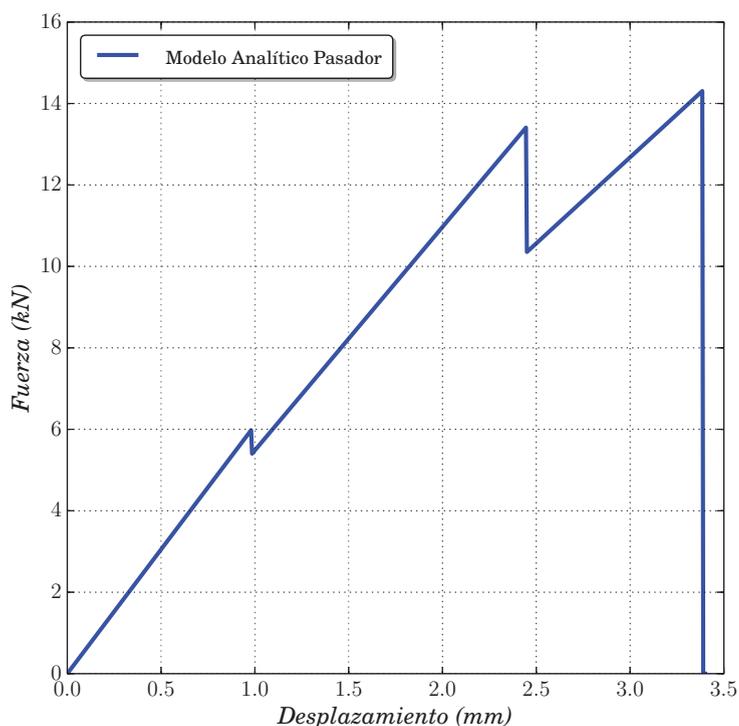


FIGURA 3.20: Curva Fuerza-Desplazamiento para el modelo analítico propuesto.

Tras el análisis realizado de los resultados del modelo analítico, una de las conclusiones a extraer a priori está relacionada con que, el fallo por compresión local es progresivo al mostrar una serie de “avisos” que preceden al fallo catastrófico y la total pérdida de la integridad estructural del componente. Tales “avisos” son principalmente caídas de carga y pérdidas de rigidez en la unión.

3.3.2. Resultados experimentales de la unión mecánica mediante pasador.

En esta sección se presentan los resultados experimentales obtenidos para la unión mecánica de material compuesto mediante pasador.

En la figura 3.21 observa la típica curva Fuerza-Desplazamiento obtenida para varios de los ensayos experimentales de la unión representativos, destacando en ella los puntos más relevantes. Es por ello que ciertos ensayos han sido interrumpidos voluntariamente para el análisis del estado físico de la unión, y entender así el fallo progresivo utilizando técnicas de inspección no destructivas y destructivas.

Analizando las curvas presentes en la figura 3.21, y relacionándolo con el estudio mediante la aplicación de técnicas de inspección no destructivas, en la figura 3.22 se muestran las imágenes obtenidas por la técnica de ultrasonidos C-Scan para los puntos relevantes.

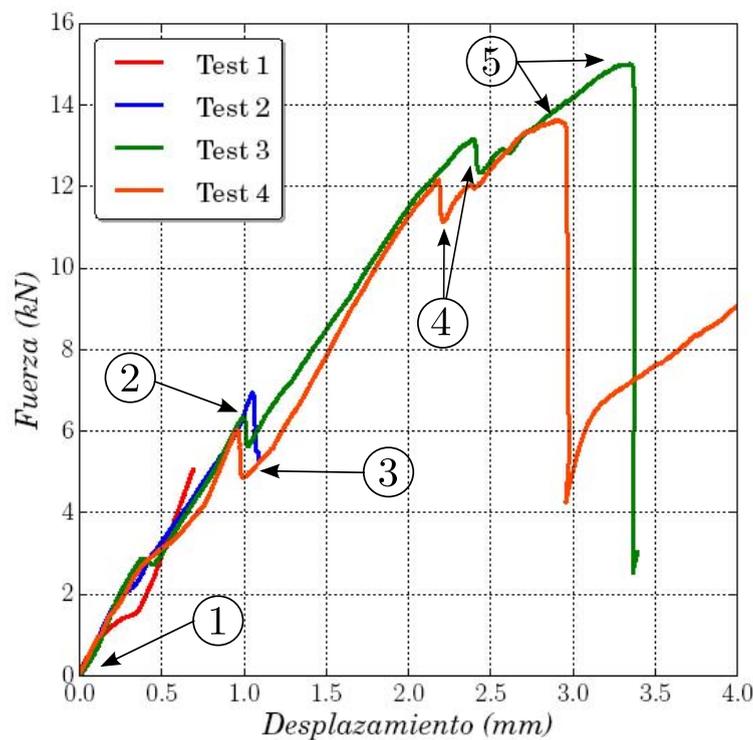


FIGURA 3.21: Curva Fuerza-Desplazamiento de unión con pasador y presencia de puntos relevantes en la evolución del daño.

Se observa un primer pico de carga que aparece en torno a un valor de $6,39KN$ de media. Después de este primer pico se aprecia una caída relevante pero no de magnitud significativa, debido al comienzo del fallo progresivo por compresión local. Las imágenes C-Scan 3, 4 y 5 de la figura 3.22 muestran, a su vez, un incremento de la deslaminación tras este primer pico, comparado con lo que se observó en el punto 2. Entre el primer y el segundo pico se observa rigidez similar pero algo menor que a la mostrada en el comienzo de la curva. El segundo pico observado en la curva muestra una extensión del daño por compresión local, que afecta ya a diferentes conjuntos de láminas, cayendo de nuevo la curva y mostrándose una rigidez global menor en la unión tras ese momento. Finalmente se observa una gran caída tras el punto de máxima fuerza soportada, donde el fallo progresivo por compresión local se extiende de manera relevante provocando una gran deslaminación, con un área máximo de $70mm^2$ como se aprecia en el punto 5 de la figura 3.22, y un fallo en todos los conjuntos de láminas. Tras la gran caída, por tratarse de un fallo progresivo, el fuste se encuentra con una superficie nueva en la placa pero no sin daño acumulado, haciendo que comenzase a resistir carga de nuevo y repetir el proceso hasta que se produjese un daño por tracción en la placa o fallo a cortadura, tal y como se visualiza en la figura 3.21 tras el punto 5. El análisis y estudio de la unión mediante pasador, en esta Tesis Doctoral finaliza tras el fallo catastrófico tras el punto 5 a todos los efectos.

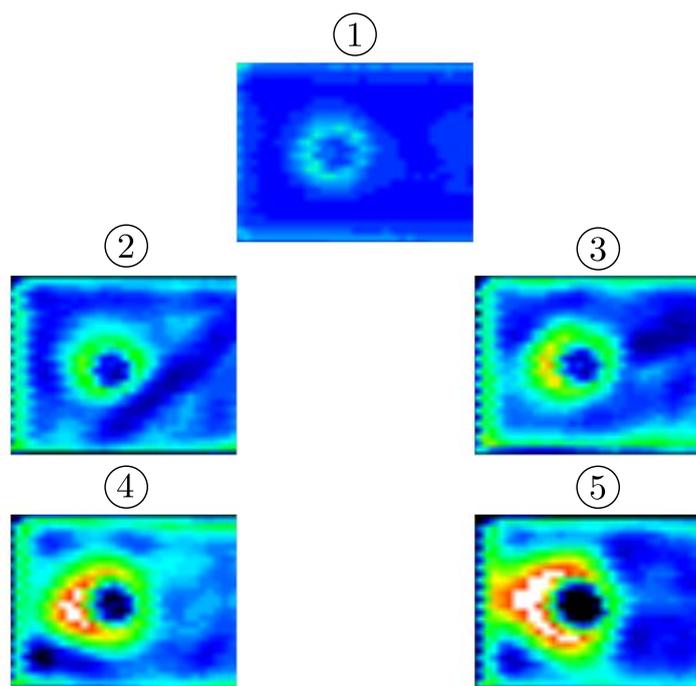


FIGURA 3.22: Evolución del daño en la unión mediante pasador mediante la técnica de inspección C-Scan en los puntos 1, 2, 3, 4 y 5 de las figura 3.21.

Tras el análisis realizado por C-Scan, se ha procedido al empleo de técnicas de inspección destructivas para seguir con el análisis del mecanismo del daño. En las figuras 3.23 y 3.24 se muestra un detalle de la región del agujero y un corte de la sección transversal para los puntos 2, 3, 4 y 5 de la figura 3.21. En ambas se aprecia que el daño, a medida que la unión soporta mayor carga, está siendo más considerable; la región se comprime localmente, sufriendo el aplastamiento denominado en inglés como “*Crushing Damage*” con su posterior extensión; siendo de manera progresiva como se aprecia en las figuras, ya que no se visualiza en ninguna de las probetas ni desgarro ni rotura de las mismas. Como afirmación a lo último expresado, se observa este fenómeno en el punto 5 de la figura 3.23, donde tras el fallo se encuentra material de nuevo que da integridad a la placa pero severamente dañado, como se aprecia en la rotura de la lámina superior. Se añade además, en la figura 3.25, la sección transversal del laminado para los puntos 2 y 3 de las figura 3.21.

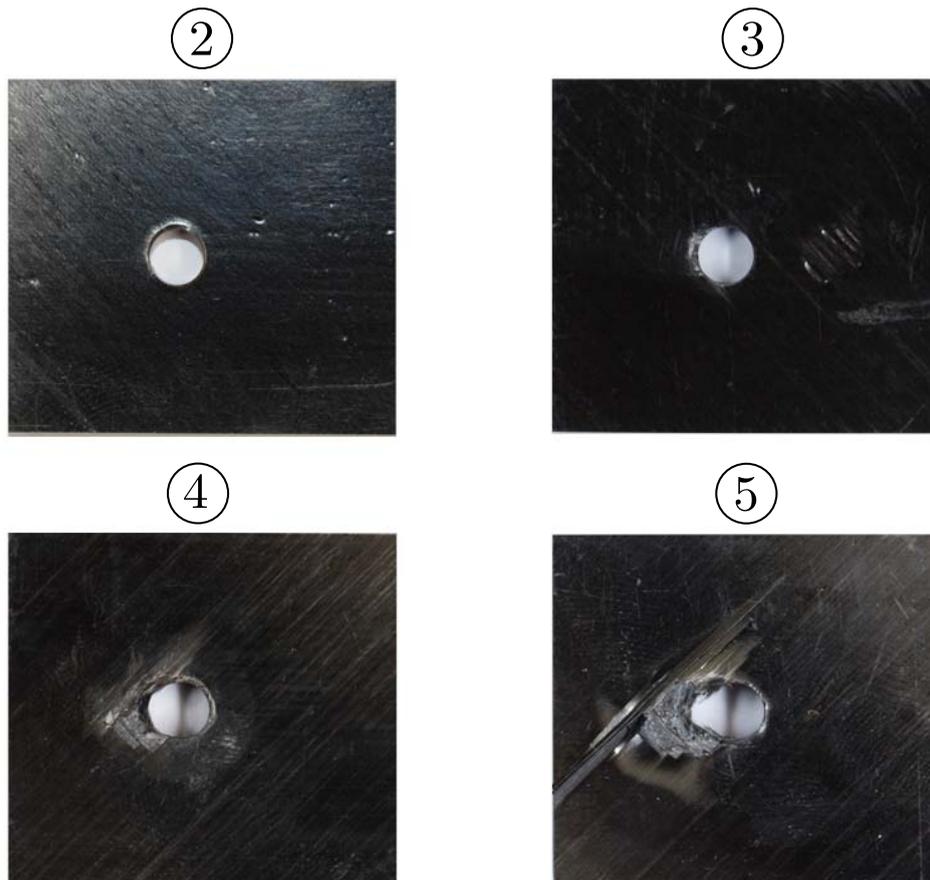


FIGURA 3.23: Detalle del agujero de las placas mostrando los daños en los puntos 2, 3, 4 y 5 de las figura 3.21.

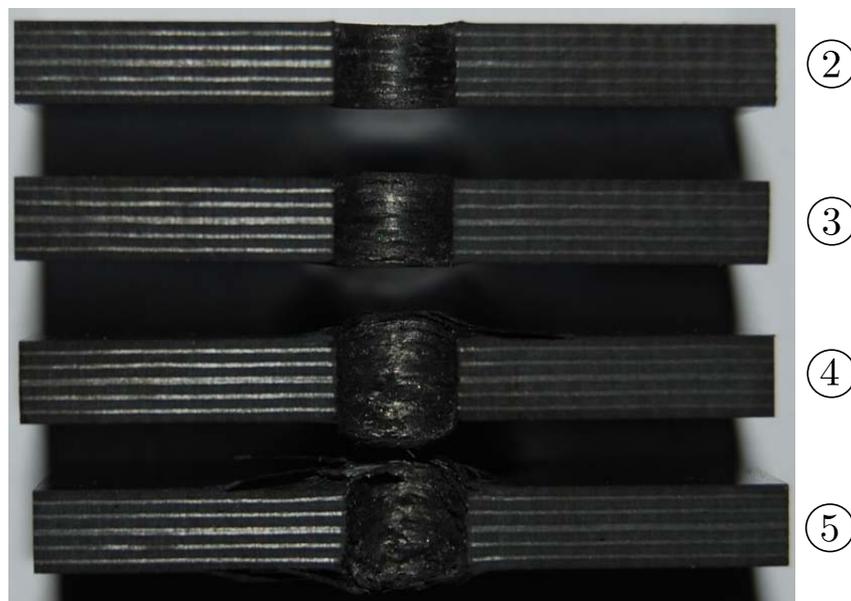


FIGURA 3.24: Sección transversal del laminado mostrando los daños en los puntos 2, 3, 4 y 5 de las figura 3.21.

En la figura 3.25 se corrobora como el primer pico de carga trae asociado un daño local por la compresión del fuste con la placa. Tras la inspección visual realizada mediante el empleo del proyector de perfiles, se puede observar como la rotura del componente se produce a distancias equidistantes unas de otras, en las regiones (en este caso superficiales) que se observan como “brillantes” en la figura 3.25a, representativas de las láminas con orientación a 90, y que en la figura 3.25b se encontraron dañadas. Además de la rotura de la matriz en la región de la fibra a 90, y de ésta misma, se produce el ya afirmado inicio de la deslaminación entre las láminas a 0 y 90, como se aprecia en las imágenes de C-Scan para los puntos 2 y 3 de las figura 3.21; algo ya mostrado por Ireman et al. [30] y Abrate [89]. Este último afirmó que la dirección de propagación de la deslaminación busca el mayor ángulo posible respecto a las fibras de las láminas que forman la interfaz.

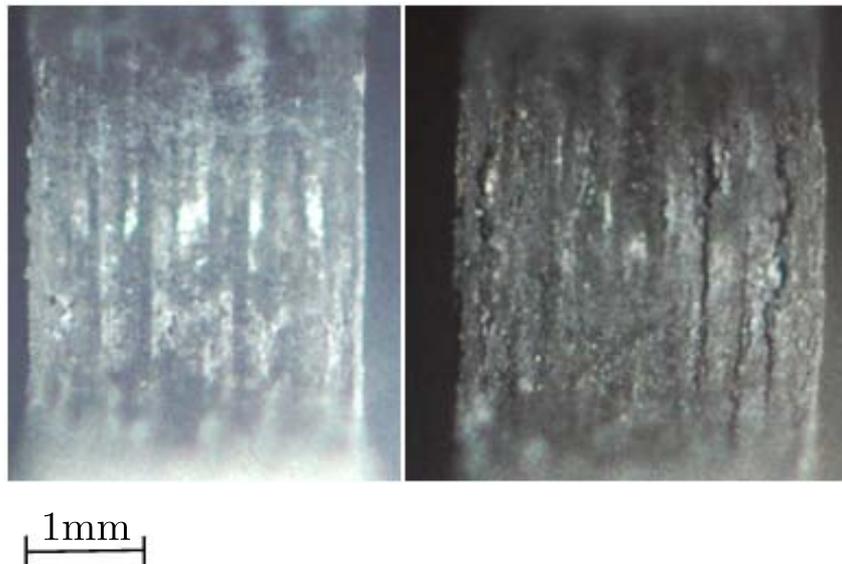


FIGURA 3.25: Detalle de la sección transversal del laminado mostrando los daños en los puntos 2 y 3 de las figura 3.21.

Se ha realizado otro corte a las probetas con el uso del hilo de diamante para poder analizar la sección perpendicular a la región de contacto entre el pasador y la probeta de fibra de carbono. Los resultados gráficos se muestran en la figura 3.26.

Al igual que sucede con las figuras anteriormente presentadas, se puede observar una evolución del daño conforme la unión soporta mayores valores de carga para los puntos 2, 3, 4 y 5 de la figura 3.21. No obstante, en el daño para los puntos 4 y 5 se aprecia un modo de fallo ya visto con anterioridad en la sección 3.2.1 para los ensayos de compresión local. La forma del modo de fallo es muy similar al ya mostrado en las figuras 3.9(a), 3.9(b) y 3.9(c), cuando una sección de fibra de carbono se comprimía localmente contra un elemento considerado como indeformable, que para las probetas de caracterización había sido el plato de compresión, y para los ensayos de unión ha sido el fuste del pasador. Se sabe que las superficies de contacto no son las mismas, pero analizado la rotura de todas las probetas se puede considerar como equivalente en cierta manera, aceptando por válido la metodología utilizada para la obtención de las rigideces por compresión local en el modelo, en cada grupo de láminas con diferente orientación.

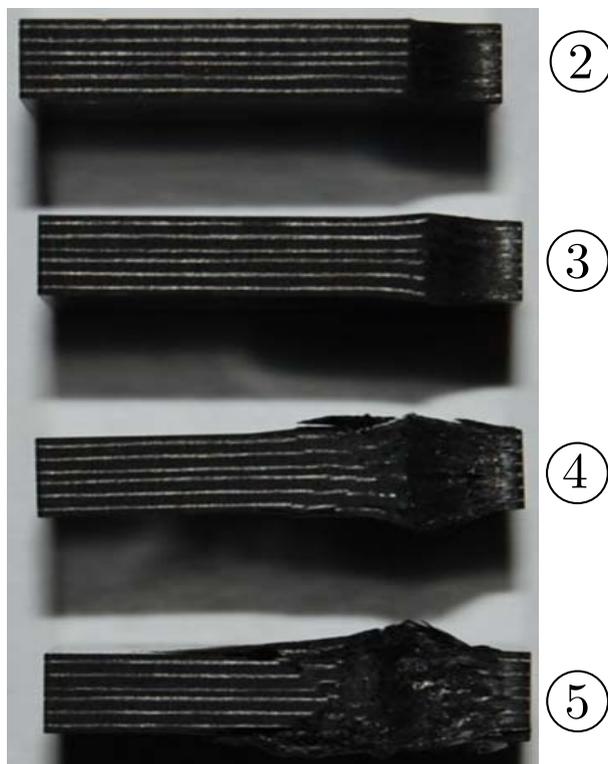


FIGURA 3.26: Detalle de la sección perpendicular a la región de contacto entre el pasador y el laminado mostrando los daños en los puntos 2, 3, 4 y 5 de las figura 3.21.

Tras el análisis del fallo progresivo en los ensayos experimentales, se presenta la validación gráfica entre el modelo analítico y los resultados experimentales mostrados. El modelo masas-muelles propuesto en la sección 3.1 opera imponiendo un desplazamiento a x_3 (como aparece en la figura 3.3), reproduciéndose así el control de desplazamiento que ha dominado los ensayos experimentales. Dicho modelo sirve para el cálculo del desplazamiento por compresión local ($x_2 - x_1$), necesario para la obtención de las tensiones en el contorno como se ha descrito en la sección 3.1, verificándose si el fallo se ha producido con la aplicación del criterio de rotura propuesto, y actuando en consecuencia tras ello. La comparación entre el modelo analítico y los resultados experimentales se muestra en la figura 3.27.

Como se puede observar en la figura 3.27, el modelo analítico predice de manera satisfactoria los resultados experimentales medios; no solamente en las tendencias y rigidez de la unión observada, sino también en la predicción del fallo por compresión local en cuanto a la resistencia ofrecida por la unión. Se observan como, tanto en los resultados experimentales como en el modelo analítico, aparecen los tres picos ya descritos con anterioridad. Los valores de los tres picos de carga para los ensayos experimentales y

el modelo numérico se pueden observar en la tabla 3.4. La reducción de las sucesivas pendientes, tras los picos de carga producidos en la curva, para los ensayos realizados en comparación con el modelo analítico se muestra en la tabla 3.5. Tanto para la predicción de los picos de carga, como de las pendientes de los sucesivos tramos se observa como, la diferencia entre el modelo analítico y los resultados experimentales, resulta inferior a un 10 %.

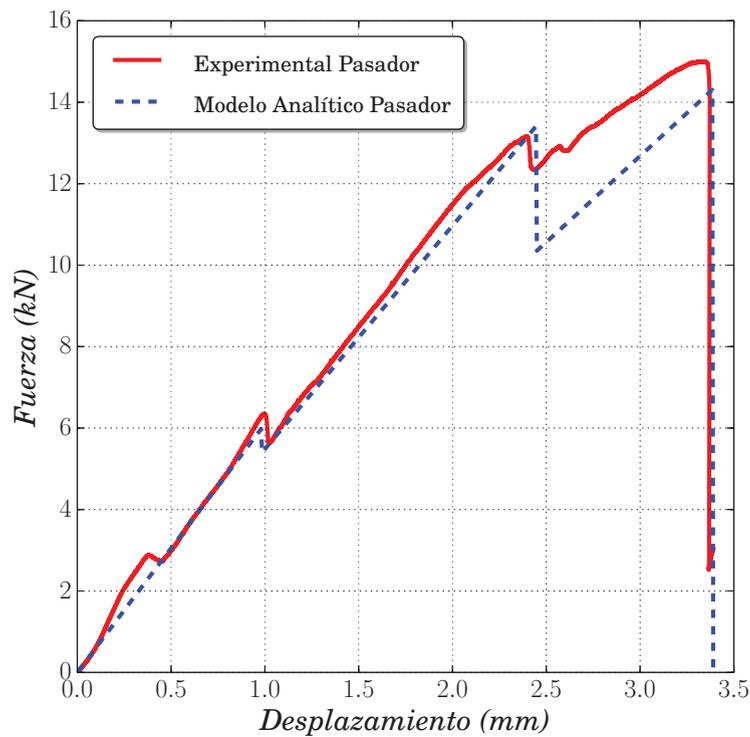


FIGURA 3.27: Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre los resultados experimentales y el modelo analítico.

	<i>Primer Pico</i>	<i>Segundo Pico</i>	<i>Tercer Pico</i>
Experimental (kN)	6,30 ± 0,32	12,75 ± 0,75	14,22 ± 0,70
Modelo Analítico (kN)	5,97	13,41	14,31
Diferencia (%)	6,5	5,22	0,65

TABLA 3.4: Picos de carga observados en los ensayos experimentales y la predicción del modelo analítico.

	<i>Pendiente 1</i>	<i>Pendiente 2</i>	<i>Pendiente 3</i>
Experimental (kN/mm)	6,41 ± 0,83	6,20 ± 0,40	3,81 ± 0,22
Modelo Analítico (kN/mm)	6,11	5,58	4,13
Diferencia (%)	4,61	9,93	7,83

TABLA 3.5: Pendientes en la curva Fuerza-Desplazamiento observadas en los ensayos experimentales y la predicción del modelo analítico.

Sin embargo, a pesar de la buena correlación presentada, existieron discrepancias entre la predicción modelo analítico y los resultados experimentales. La principal diferencia es que el modelo analítico propuesto considera el fallo completo de la unión, cuando los resultados experimentales mostrados en la figura 3.21 mostraron que tras la mayor caída de la carga (en torno a 14,22KN) comenzaba de nuevo una pendiente positiva de soporte de carga. Esto demostró que el modo de fallo por compresión local se encontraba localizado, y tras producirse el fallo catastrófico, como se ha mencionado anteriormente, el pasador encuentra una nueva superficie que cuenta con un daño sustancial pudiendo soportar carga de nuevo. No obstante, el principal objetivo del modelo analítico es la predicción del modo de fallo por compresión local, junto a la captación de la rigidez de este tipo de unión. La principal consideración a tener en cuenta para poder prevenir el fallo, es hacer que la unión se encontrase trabajando por debajo del primer pico de carga, cuando comienza el fallo en las láminas de 90, ya que el componente cuenta con un daño que, ante otras condiciones de carga, se puede extender rápidamente sin ser necesarios valores de carga tan altos como los mostrados en la figura 3.21.

3.4. Resumen del capítulo.

En el presente capítulo se ha propuesto, primeramente, un modelo analítico para el comportamiento completo de una unión mecánica mediante pasador para material compuesto. Dicho modelo posee dos grandes ramas, como es por un lado un modelo global, que caracteriza el comportamiento de la rigidez global de dicha unión. Por otro se propone un modelo local, que ha buscado evaluar las tensiones en los puntos críticos alrededor del agujero donde se espera el fallo por compresión local, identificando en qué laminas con una determinada orientación dicho fallo tiene lugar, afectando a su vez, en el caso de se encuentren láminas dañadas, a la rigidez global de la unión. Mediante la conexión global-local, y su proceso iterativo, queda completa la respuesta ante este tipo de unión.

Seguido a esto, se han presentado los resultados experimentales llevados a cabo para esta tipología de unión, siendo necesario, en primer lugar, ensayos de caracterización del material a utilizar. Se ha descrito la metodología experimental a seguir para la realización de los ensayos de la unión, como para el estudio del daño, empleando técnicas destructivas y no destructivas. Todo ello para un mejor entendimiento de la física del problema propuesto.

Finalmente se ha validado el modelo analítico con los resultados experimentales, presentando una buena correlación entre ambos, tanto en su predicción de cara a la rigidez de la unión, como de la resistencia de las láminas.

Esta página está en blanco de manera intencionada

Capítulo 4

Modelo analítico de uniones mecánicas a solape simple

En el presente capítulo se propone un modelo analítico para el estudio y análisis de uniones mecánicas de material compuesto a solape simple, con dos placas de fibra de carbono unidas mediante un tornillo de titanio de cabeza recta. El modelo analítico propone dar una respuesta al problema de este tipo de unión sometida a un estado de tracción, basada en el análisis de la rigidez de la unión, teniendo en cuenta el fenómeno de la flexión secundaria producido por la excentricidad de la carga; siendo una de las aportaciones de esta Tesis Doctoral. Seguidamente a esto se muestra la metodología experimental seguida en el laboratorio, los resultados experimentales y se muestra cómo los parámetros del par de apriete y el coeficiente de fricción son introducidos en los modelos planteados. Finalmente se expone la validación del modelo analítico y un estudio paramétrico completo de las variables con más influencia en el problema.

4.1. Descripción del modelo analítico en la unión mecánica a solape simple.

El modelo analítico presentado en este capítulo, es la evolución de los conceptos planteados en el capítulo 2 sobre uniones a solape simple, y lo ya mostrado y verificado para una unión mediante pasador en la sección 3.1.1 del capítulo 3. El problema planteado se muestra en la figura 4.1, considerando dos placas de material compuesto con longitud L_c ,

ancho W_c , espesor t_c y diámetro D_c ; distancia al borde libre E_c y distancia característica p_c , medida desde el borde del agujero al punto de aplicación de la carga F .

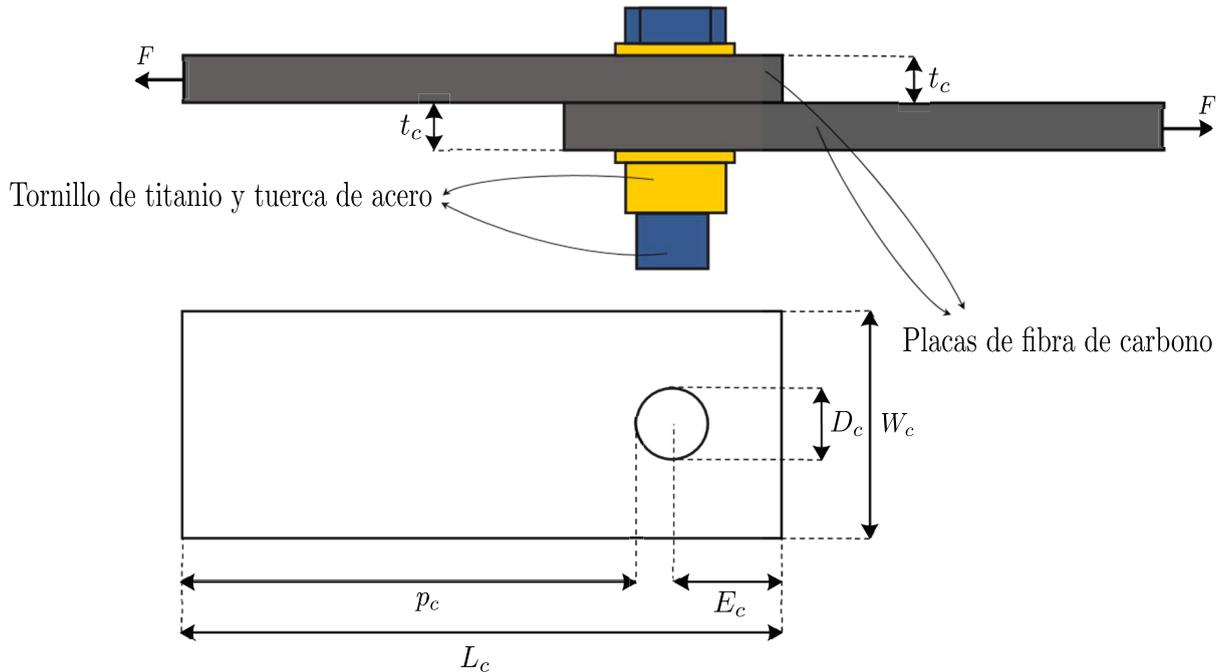


FIGURA 4.1: Geometría del ensayo de unión mecánica a solape simple con material compuesto.

Este modelo analítico pretende dar una respuesta global al comportamiento de la unión mecánica a solape simple. El principal objetivo es la captación de la rigidez global de la unión. La dificultad añadida reside fundamentalmente en la tipología de la unión, en tanto en cuanto la excentricidad se encuentra presente, ya sea por la carga o por la geometría. Dicho fenómeno hace modificar la respuesta de la unión mecánica, haciéndola perder su linealidad o variando su resistencia, como se ha detallado en la sección 2.2.3 y se ejemplifica en la figura 2.12 de dicha sección.

Los modelos analíticos presentados hasta la fecha (ver sección 2.4.1) han logrado caracterizar el comportamiento de la rigidez de la unión, pero incluyendo la excentricidad como un factor β dependiente de si, dicha unión se produce con un tornillo de cabeza recta, avellanada o un pasador, no considerando el efecto del material o la geometría de la unión en sí misma.

4.1.1. Modelo de unión mecánica a solape simple.

Como recordatorio del modelo global propuesto, se han extraído de la sección 2.4.1 los aspectos más relevantes presentados por los autores científicos hasta el momento, sobre el comportamiento de la unión mecánica a solape simple.

El modelo masas-muelles, planteado por McCarthy y Gray [45], es la versión más reciente hasta el momento para una unión mecánica a solape simple. El comportamiento “típico” de una unión mecánica se observa en la figura 4.2, donde se visualizan tres zonas claramente diferenciadas. La primera (Rama 1) dominada por la fricción entre las placas; la segunda (Zona de Transición) que se produce cuando se vencen las fuerzas de fricción, y la unión recorre una distancia equivalente a la holgura existente; y la tercera (Rama 2) en la que se produce un contacto de presión entre el fuste del tornillo con la placa.

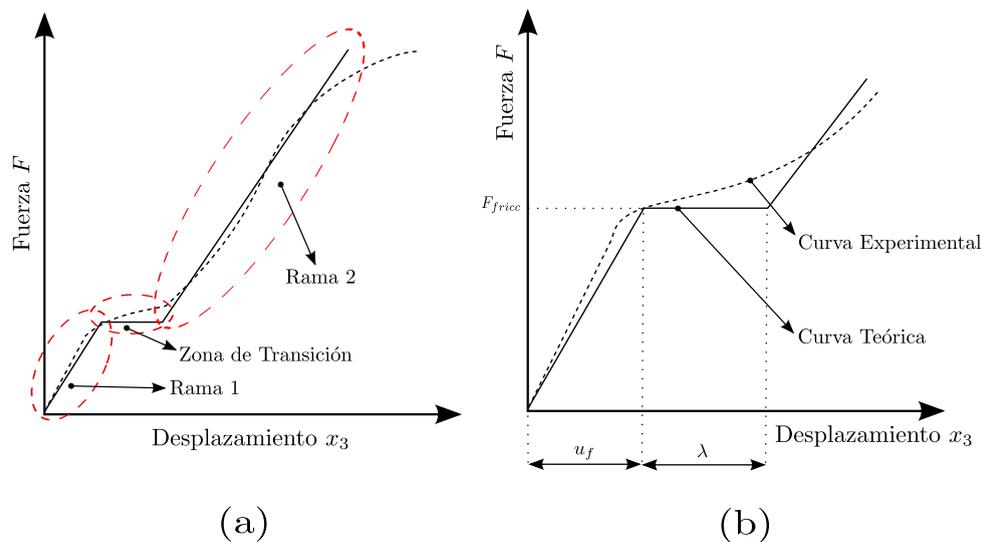


FIGURA 4.2: Típica curva Fuerza-Desplazamiento de unión mecánica a solape simple. (a) Regiones de comportamiento y (b) Detalle de la región de transición y curvas experimental y teórica.

La ecuación 4.1 describe el problema en cuestión.

$$[M] \{\ddot{x}\} + [K] \{x\} = \{F\} \quad (4.1)$$

Donde $[M]$ es la matriz de masas del sistema, $\{\ddot{x}\}$ es el vector de aceleraciones asociadas a las masas, $\{x\}$ es el vector desplazamiento, $[K]$ es la matriz de rigidez de los términos involucrados, y $\{F\}$ es el vector de cargas aplicado.

El siguiente paso es la realización de un balance de masas para cada situación a considerar, primeramente teniendo en cuenta las rigideces y los elementos en la fase de fricción (figura 4.3), y seguidamente teniendo en cuenta la fase de presión (figura 4.4)

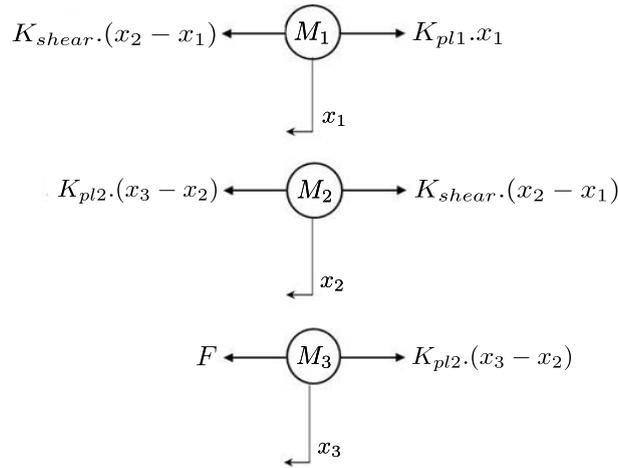


FIGURA 4.3: Balance de masas en la fase de fricción.

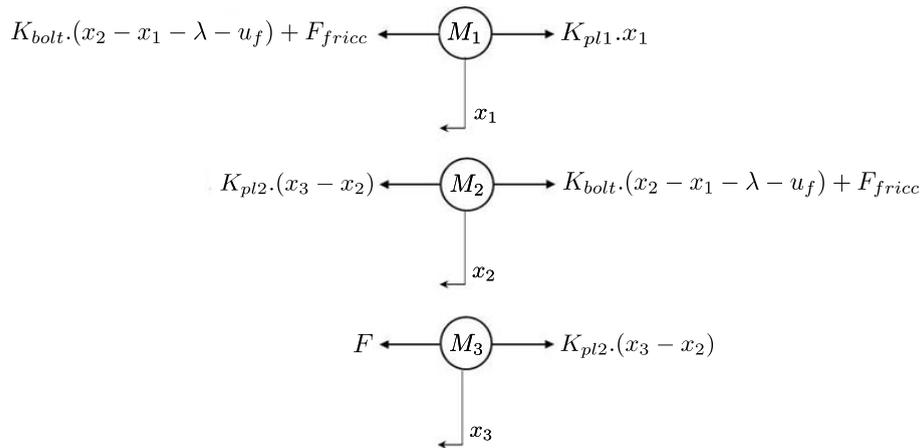


FIGURA 4.4: Balance de masas en la fase de presión.

Se desarrolla la ecuación 4.1 con la finalidad de incluir en ella los términos de los balances de masa para cada una de las regiones consideradas, mediante las ecuaciones 4.2-4.4.

Primeramente para la rama 1 dominada por la fricción entre las placas.

$$M_1 \cdot \ddot{x}_1 + (K_{shear} + K_{pl1}) \cdot x_1 - K_{shear} \cdot x_2 = 0 \quad (4.2)$$

$$M_2 \cdot \ddot{x}_2 - K_{shear} \cdot x_1 + (K_{shear} + K_{pl2}) \cdot x_2 - K_{pl2} \cdot x_3 = 0 \quad (4.3)$$

$$M_3.\ddot{x}_3 - K_{pl2}.x_2 + K_{pl2}.x_3 = F \tag{4.4}$$

Seguidamente para la rama 2 dominada por la presión del contacto entre el tornillo y las placas, incluyendo los efectos debidos a la holgura λ y al desplazamiento debido a la fricción u_f .

$$M_1.\ddot{x}_1 + (K_{bolt} + K_{pl1}).x_1 - K_{bolt}.x_2 = -K_{bolt}.(\lambda + u_f) + F_{fricc} \tag{4.5}$$

$$M_2.\ddot{x}_2 - K_{bolt}.x_1 + (K_{bolt} + K_{pl2}).x_2 - K_{pl2}.x_3 = K_{bolt}.(\lambda + u_f) - F_{fricc} \tag{4.6}$$

$$M_3.\ddot{x}_3 - K_{pl2}.x_2 + K_{pl2}.x_3 = F \tag{4.7}$$

Para el estudio realizado, se considera situación cuasiestática, por lo que no se tiene en cuenta el efecto de la aceleración ($\{\ddot{x}\} = 0$) al ser la variable tiempo fundamental en el análisis, quedando la ecuación simplificada del problema como la mostrada a continuación.

$$[K] \{x\} = \{F\} \tag{4.8}$$

Las ecuaciones 4.9 y 4.10 muestran, de manera definitiva, las utilizadas para el modelo analítico masas-muelles de una unión mecánica a solape simple que se muestra en la figura 4.5, para la ramas del modelo que consideran la fricción (Rama 1) y la presión de contacto (Rama 2).

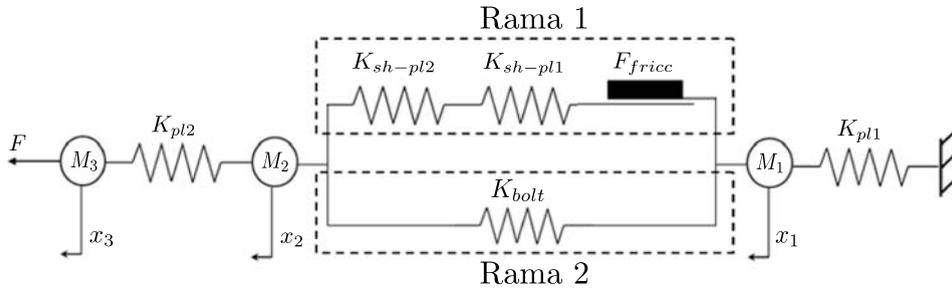


FIGURA 4.5: Modelo de masas muelles para una configuración de unión a solape simple.

$$\begin{bmatrix} K_{pl1} + K_{shear} & -K_{shear} & 0 \\ -K_{shear} & K_{shear} + K_{pl2} & -K_{pl2} \\ 0 & -K_{pl2} & K_{pl2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

$$\begin{bmatrix} K_{pl1} + K_{bolt} & -K_{bolt} & 0 \\ -K_{bolt} & K_{bolt} + K_{pl2} & -K_{pl2} \\ 0 & -K_{pl2} & K_{pl2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{bolt} \cdot \lambda + K_{bolt} \cdot u_f - F_{fricc} \\ -K_{bolt} \cdot \lambda - K_{bolt} \cdot u_f + F_{fricc} \\ F \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

Seguidamente, se explican cada uno de los términos involucrados en las ecuaciones anteriores de manera directa y descriptiva.

El término K_{pli} representa la rigidez de cada placa i de material compuesto, y viene calculada en este caso por la expresión 4.11.

$$K_{pli} = \frac{E_{Lci} \cdot W_{ci} \cdot t_{ci}}{p_{ci} - D_c/2} \quad (4.11)$$

Donde E_{Lci} es el módulo de elasticidad aparente en la dirección longitudinal calculado a través de la teoría clásica del laminado [76–78], W_{ci} es el ancho de la placa, t_{ci} es el espesor de la placa, p_{ci} es la distancia característica más larga al borde libre de la placa desde el borde del agujero, y D_c es el diámetro del agujero.

El término K_{shear} de la ecuación 4.9, representa la consecución de la unión de los muelles en serie mostrados mediante las rigideces K_{sh-pl1} y K_{sh-pl2} de la rama dominada por la fricción en la figura 4.5, como se muestra en la siguiente expresión:

$$K_{shear} = \left[\frac{1}{K_{sh-pl1}} + \frac{1}{K_{sh-pl2}} \right]^{-1} \quad (4.12)$$

donde el término general K_{sh-pli} representa la rigidez en la dirección normal a la placa a través del espesor, debido a la presencia de un par de apriete impuesto, y su fuerza ejercida hacia la propia placa por elementos distribuidores de la misma como la tuerca y cabeza del tornillo, y las arandelas. La rigidez viene representada en términos de ecuación como se muestra:

$$K_{sh-pli} = \frac{A_{Wpli} \cdot G_{xzi}}{t_{ci}} \quad (4.13)$$

donde A_{Wpli} es el área de contacto del elemento en cuestión (tuerca, cabeza de tornillo o arandela) que se muestra de manera real en la figura 4.6, G_{xzi} es la rigidez de cortadura interlaminar del laminado, y t_{ci} es el ya citado espesor de la placa.

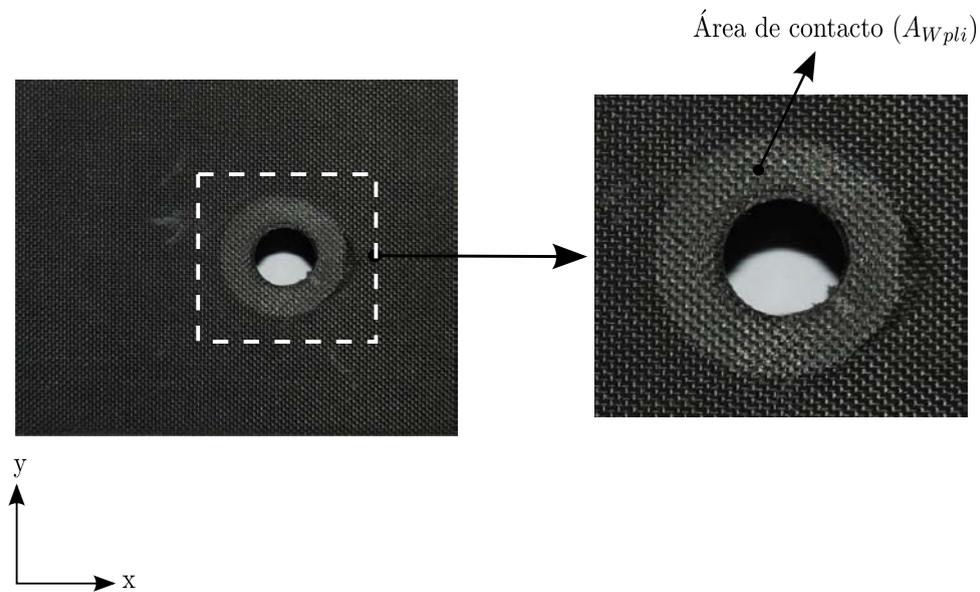


FIGURA 4.6: Área de contacto producido por la arandela.

Tras la primera fase dominada por la fricción, llega una zona de transición para un posterior inicio de una zona dominada por el contacto del fuste del tornillo con las placas. El final de la zona de fricción viene dado cuando se supera la fuerza de fricción F_{fricc} , como se muestra en la figura 4.2(b), y dada por la siguiente expresión:

$$F_{fricc} = \mu \cdot F_{torque} \quad (4.14)$$

donde μ es el coeficiente de fricción entre las placas, y F_{torque} es la fuerza de compresión ejercida por el par de apriete impuesto en el tornillo, que se calcula como ha sido mostrado por Collings [27]:

$$F_{torque} = \frac{\tau}{k \cdot D_c} \quad (4.15)$$

donde τ es el par de apriete aplicado, y k es un coeficiente experimental de par de apriete, que posteriormente se explica, en la sección 4.3. La selección de dicho coeficiente es definida por Mischke y Budynas [90] para materiales compuestos en 0,2, aunque para la presente Tesis Doctoral se ha fijado para cada nuevo propio tornillo de titanio en 0,18, como posteriormente se detalla en la sección 4.3.1.

El término u_f , que aparece en la figura 4.2 y la ecuación 4.10, se define como el desplazamiento originado en el tornillo debido a las fuerzas de fricción. Se puede calcular a través de la expresión 4.16, ya que guarda relación con la rigidez en el tornillo K_{shear} para la rama 1.

$$F_{fricc} = \mu \cdot F_{torque} \quad (4.16)$$

Tras superar la rama 1, se produce el movimiento relativo de las placas correspondiente a la holgura λ , y seguidamente comienza la fase denominada como presión, donde la rigidez del tornillo de la figura 4.5 aparece. Dicha rigidez, obtenida, estudiada y evolucionada por investigadores [26, 42–44] dio lugar a la ecuación 4.17, que representa a una consecución de muelles en serie, explicado en detalle en la sección 2.4.1.

$$K_{bolt} = \left[\frac{1}{K_{sh-b}} + \left[\frac{1}{K_{bend-b}} + \frac{1}{K_{be-pl1}} + \frac{1}{K_{be-pl2}} \right] (1 + 3\beta) \right]^{-1} \quad (4.17)$$

K_{sh-b} es la cortadura producida en el tornillo por la acción de la tracción a la cual se someten a las placas, cuya expresión es:

$$K_{sh-b} = \frac{3 \cdot G_b \cdot A_b}{2 \cdot (t_{c1} + t_{c2})} \quad (4.18)$$

donde G_b es el módulo de cortadura del tornillo, A_b es la sección transversal del fuste del tornillo y t_{ci} es el espesor de la placa i .

K_{bend-b} es la rigidez del tornillo ante la flexión producida por la acción de la compresión local, siendo su expresión:

$$K_{bend-b} = \frac{E_b \cdot t_{c1} + t_{c2}}{2 \cdot (t_{c1} + t_{c2})} \quad (4.19)$$

donde E_b es el módulo de Young del tornillo.

K_{be-pl1} y K_{be-pl2} son las rigideces de las placas en cuestión (placa superior ($pl1$) o inferior ($pl2$)) ante la acción de compresión local, regida por las expresiones siguientes:

$$K_{be-pl1} = t_{c1} \cdot \sqrt{E_{Lc1} \cdot E_{Tc1}} \tag{4.20}$$

$$K_{be-pl2} = t_{c2} \cdot \sqrt{E_{Lc2} \cdot E_{Tc2}} \tag{4.21}$$

donde E_{Lci} y E_{Tci} son los módulos equivalentes para la placa general i , calculados por la teoría clásica del laminado [76–78].

β es el factor que, según los investigadores, incorpora el ya estudiado efecto de la excentricidad de la carga, aumentando la flexibilidad de la unión. Se produce una rotación en el tornillo haciendo que las placas flecten y pierdan el contacto de superficies que inicialmente tenían, tal y como se aprecia en la figura 4.7. Este factor es diferente dependiendo de si estamos ante una unión con pasador (no hay par de apriete aplicado), una unión con tornillo de cabeza recta o avellanada. Para el caso que se alberga en este capítulo el tornillo es de titanio con cabeza recta, siendo el factor $\beta = 0,15$, según Nelson et al. [44].

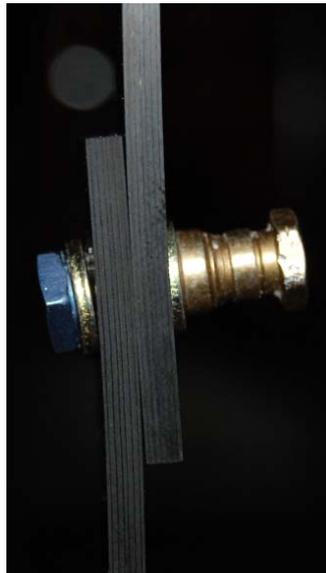


FIGURA 4.7: Efecto de la flexión secundaria.

Se propone la eliminación del factor β y un nuevo cálculo de la rigidez global de la unión, teniendo en cuenta el sentido físico del fenómeno producido. Dicho fenómeno debe depender de todas aquellas variables que produzcan tal efecto, como son los parámetros geométricos de la unión, propiedades elásticas de los materiales, secuencia de apilamiento y de la propia carga, ya que ésta misma produce excentricidad. La expresión 4.17 lleva intrínseca una consecución de términos, que no son más que nuevas rigideces que dan sentido físico al problema en cuestión. Se proponen dos nuevas rigideces K_{ϕ_1} y K_{ϕ_2} (una por cada placa), que caracterizan el comportamiento ante la flexión secundaria hasta que aparecen no linealidades significativas en el problema. La expresión 4.22 determina la nueva rigidez del tornillo K_{bolt} .

$$K_{bolt} = \left[\frac{1}{K_{sh-b}} + \frac{1}{K_{bend-b}} + \frac{1}{K_{be-pl1}} + \frac{1}{K_{\phi_1}} + \frac{1}{K_{be-pl2}} + \frac{1}{K_{\phi_2}} \right]^{-1} \quad (4.22)$$

Donde K_{sh-b} , K_{bend-b} , K_{be-pl1} y K_{be-pl2} son las rigideces con el mismo significado entendido hasta ahora. K_{ϕ_1} y K_{ϕ_2} representan el sentido físico de la flexión secundaria de las placas 1 y 2, considerando que el tornillo transmite a cada placa i una fuerza P y un momento M_{ci} debido al movimiento producido, calculadas según los planteamientos de Gere [91] y Ortiz-Berrocal [92]. De manera simplificada, el problema a resolver consiste en dos vigas empotradas en uno de sus extremos, y en el opuesto se aplican una fuerza y un momento, tal y como se muestra en la figura 4.8.

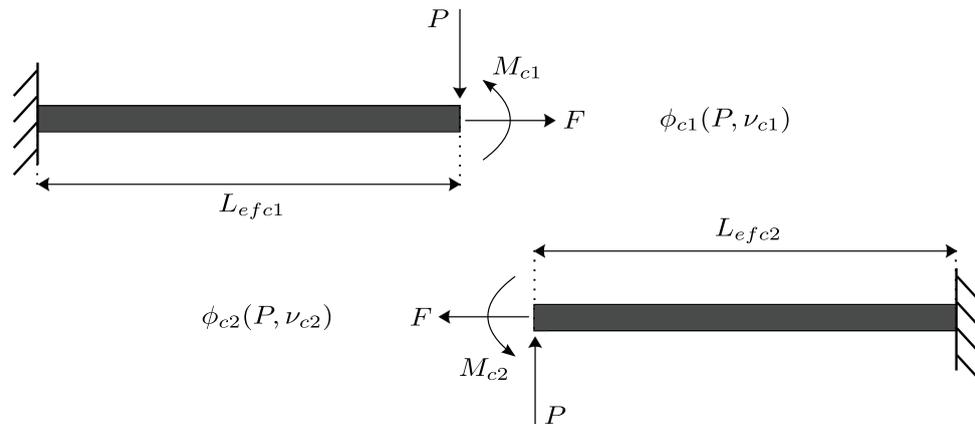


FIGURA 4.8: Condiciones de contorno y cargas para la estimación de la rigidez de flexión secundaria en unión mecánica a solape simple.

La fuerza P y el momento M_{ci} originan en el extremo de la placa un giro $\phi_{ci}(P, \nu_{ci})$ y un desplazamiento en la dirección vertical ν_{ci} , que se muestran en las ecuaciones 4.23-4.26 para las placas 1 y 2 respectivamente. F es la fuerza externa de actuación del problema

y, L_{efci} es la distancia longitudinal efectiva a considerar desde el borde del agujero hasta el extremo de la placa. Los momentos M_{c1} y M_{c2} aplicados en la figura 4.8 están en equilibrio con el momento producido por la excentricidad de la carga F de actuación, como se muestra en la ecuación 4.27.

$$\phi_{c1} = \frac{PL_{efc1}^2}{2E_{Fc1}I_{c1}} - \frac{M_{c1}L_{efc1}}{E_{Fc1}I_{c1}} \quad (4.23)$$

$$\nu_{c1} = -\frac{PL_{efc1}^3}{3E_{Fc1}I_{c1}} + \frac{M_{c1}L_{efc1}^2}{2E_{Fc1}I_{c1}} \quad (4.24)$$

$$\phi_{c2} = \frac{PL_{efc2}^2}{2E_{Fc2}I_{c2}} - \frac{M_{c2}L_{efc2}}{E_{Fc2}I_{c2}} \quad (4.25)$$

$$\nu_{c2} = \frac{PL_{efc2}^3}{3E_{Fc2}I_{c2}} - \frac{M_{c2}L_{efc2}^2}{2E_{Fc2}I_{c2}} \quad (4.26)$$

Donde E_{Fci} es el módulo a flexión de la placa de material compuesto en cuestión, calculado a través de la teoría clásica del laminado [76–78], e I_{ci} es el momento de inercia de dicha placa.

$$M_{c1} + M_{c2} = F.t_m \quad (4.27)$$

Donde t_m es la medida propia de la excentricidad, calculada como la distancia medida desde los planos medios de cada una de las placas ($t_m = (t_{c1} + t_{c2})/2$).

Para la resolución del problema fue necesario analizar, en el punto de unión entre las placas en este problema local, la compatibilidad de giros ($\phi_{c1} = \phi_{c2}$) y la compatibilidad de desplazamientos verticales ($\nu_{c1} = \nu_{c2}$). Todo ello bajo la hipótesis de pequeñas deformaciones y considerando la teoría clásica del laminado [76–78, 91, 92]. Tanto la compatibilidad de giros, como la de desplazamientos se muestra en las ecuaciones 4.28 y 4.29 respectivamente.

$$\phi_{c1} = \phi_{c2} = \frac{F t_m L_{efc1} L_{efc2} (L_{efc2}^3 E_{Fc1} I_{c1} + L_{efc1}^3 E_{Fc2} I_{c2})}{L_{efc2}^4 E_{Fc1}^2 I_{c1}^2 + 2 L_{efc1} L_{efc2} E_{Fc1} E_{Fc2} I_{c1} I_{c2} (2 L_{efc1}^2 + 3 L_{efc1} L_{efc2} + 2 L_{efc2}^2) + L_{efc1}^4 E_{Fc2}^2 I_{c2}^2} \quad (4.28)$$

$$\nu_{c1} = \nu_{c2} = \frac{F t_m L_{efc1} L_{efc2} (L_{efc2}^2 E_{Fc1} I_{c1} + L_{efc1}^2 E_{Fc2} I_{c2})}{2 L_{efc2}^4 E_{Fc1}^2 I_{c1}^2 + 4 L_{efc1} L_{efc2} E_{Fc1} E_{Fc2} I_{c1} I_{c2} (2 L_{efc1}^2 + 3 L_{efc1} L_{efc2} + 2 L_{efc2}^2) + 2 L_{efc1}^4 E_{Fc2}^2 I_{c2}^2} \quad (4.29)$$

Los desplazamientos longitudinales para cada placa, según [91, 92], son definidos como función de la rotación existente y el espesor de la misma, como se muestra en la ecuación 4.30.

$$u_{ci} = \phi_{ci} \cdot \frac{t_{ci}}{2} \quad (4.30)$$

Entonces, la rigidez de flexión secundaria, para cada placa, $K_{\phi i}$, es definida como el ratio entre la fuerza ejercida F sobre la unión, y el desplazamiento en la dirección longitudinal u_{ci} , como se hace ver en la ecuación 4.31, y de manera desarrollada para cada placa en las ecuaciones 4.32 y 4.33 respectivamente.

$$K_{\phi i} = \frac{F}{u_{ci}} \quad (4.31)$$

$$K_{\phi 1} = \frac{2 \left[L_{efc2}^4 E_{Fc1}^2 I_{c1}^2 + 2 L_{efc1} L_{efc2} E_{Fc1} E_{Fc2} I_{c1} I_{c2} (2 L_{efc1}^2 + 3 L_{efc1} L_{efc2} + 2 L_{efc2}^2) + L_{efc1}^4 E_{Fc2}^2 I_{c2}^2 \right]}{t_{c1} t_m L_{efc1} L_{efc2} (L_{efc2}^3 E_{Fc1} I_{c1} + L_{efc1}^3 E_{Fc2} I_{c2})} \quad (4.32)$$

$$K_{\phi 2} = \frac{2 \left[L_{efc2}^4 E_{Fc1}^2 I_{c1}^2 + 2 L_{efc1} L_{efc2} E_{Fc1} E_{Fc2} I_{c1} I_{c2} (2 L_{efc1}^2 + 3 L_{efc1} L_{efc2} + 2 L_{efc2}^2) + L_{efc1}^4 E_{Fc2}^2 I_{c2}^2 \right]}{t_{c2} t_m L_{efc1} L_{efc2} (L_{efc2}^3 E_{Fc1} I_{c1} + L_{efc1}^3 E_{Fc2} I_{c2})} \quad (4.33)$$

Con las rigideces K_{ϕ_1} y K_{ϕ_2} quedan descritos todos los términos del problema de masas-muelles mostrados en la figura 4.5. Todas las propuestas realizadas se pueden incorporar al modelo analítico, aplicando dicho modelo mediante las ya mostradas ecuaciones 4.9 y 4.10, imponiendo incrementos de desplazamiento x_3 , y obteniendo respuestas lineales de la fuerza soportada F .

La novedad del modelo para la caracterización de la unión mecánica a solape simple utilizando material compuesto reside principalmente en, la consideración del fenómeno físico de la excentricidad como tal, no incluyendo este efecto como un parámetro general dependiente del tipo de unión; sino calculando la rigidez a flexión de las placas. Además, en las rigideces caracterizadoras del fenómeno de la excentricidad, se encuentran incluidos tanto la influencia del material de las placas, pudiendo considerarse diferentes materiales y secuencia de apilamiento para cada placa; o la geometría de las mismas, pudiendo no ser iguales tanto el largo, ancho, espesor, distancia al borde libre o el diámetro de manera indirecta.

4.2. Ensayos experimentales de unión mecánica a solape simple.

En esta sección se dan a conocer los diferentes ensayos realizados para la unión a solape simple, que posteriormente se utilizan para la validación del modelo analítico propuesto y entender la física del problema. Los ensayos se realizaron conforme a la norma ASTM 5961 [85]. El material compuesto utilizado para estos ensayos de nuevo ha sido fibra de carbono IM7 en resina epoxi MTM-45-1, con la secuencia de apilamiento $[\pm 45/0/90]_{3S}$, siendo también el espesor de cada lámina de $0,125mm$, cuyas propiedades pueden consultarse en la tabla 3.1 del capítulo 3. La unión en sí se realizó con un tornillo de cabeza recta de titanio 6Al-4V, y sus propiedades se muestran en la tabla 3.3 del capítulo 3.

Las probetas ensayadas ambas poseían la misma geometría, consistió en dos placas rectangulares iguales con longitud L_c igual a $140mm$, ancho W_c igual a $30mm$, espesor t_c de $3mm$, y un agujero con un diámetro de D_c igual a $4,8mm$, posicionado a una distancia centrada de borde libre de E_c igual a $15mm$. De nuevo, con los datos proporcionados por el suministrador de tornillería (Alcoa), y por el mecanizador de las placas de fibra de carbono (Megacal S.L.), se estimó una holgura media $\lambda = 50\mu m$ entre tales placas y el

tornillo, considerándose que el tornillo de titanio poseía un diámetro medio de $4,75\text{mm}$. Para poder llevar a cabo los ensayos experimentales respecto al correcto alineamiento de la máquina universal de ensayos con las probetas, éstas fueron fabricadas con unos talones de fibra de vidrio, como se muestra en la figura 4.9, para asegurar que el efecto por flexión secundaria no se inducía de manera voluntaria.

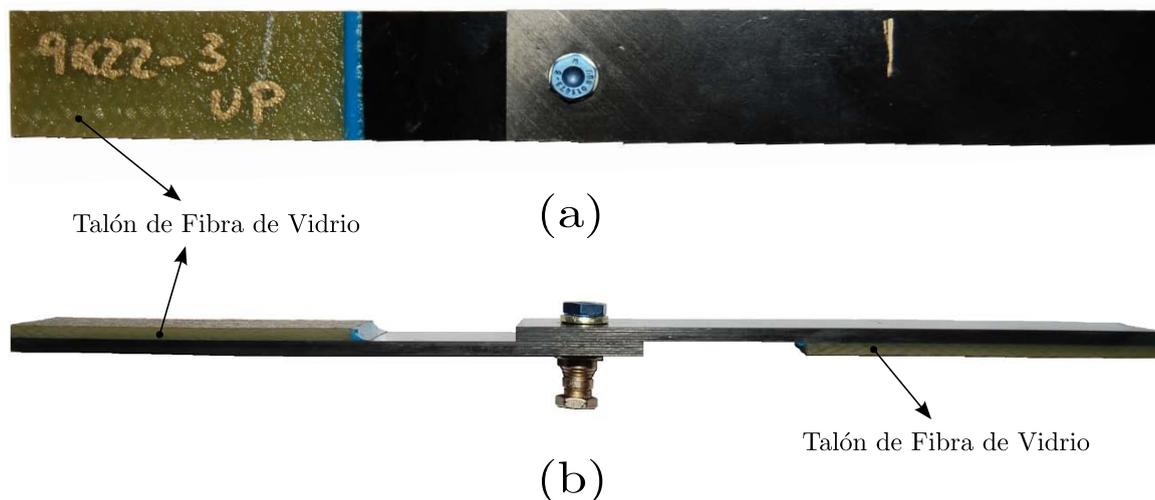


FIGURA 4.9: Probetas de fibra de carbono a solape simple con talones de fibra de vidrio. (a) Vista en planta y (b) Vista en alzado.

La geometría de las placas, de nuevo, se ha seleccionado acorde con las relaciones geométricas adecuadas para que el modo de fallo progresivo por compresión local fuese preferente, tal y como se mostró en la figura 2.15 del capítulo 2. Dichas relaciones han sido en este caso $W_c/D_c = 6,25$ y $E_c/D_c = 3,125$.

En este caso, a diferencia de la unión mecánica con pasador, ha sido necesario la realización de un par de apriete utilizando una llave dinamométrica. Para ello, siguiendo las normas estandarizadas internacionales sobre tornillos (ASTM A307, A325, A354 y A449 [93–96]), y analizado en diversos estudios de autores [19, 30, 37, 38, 41] entre otros, se decidió aplicar dos pares de apriete diferentes. Por un lado, lo que los autores llaman un “un par de apriete a mano”, que se especificó en $\tau = 1Nm$; y por otro lado un par de apriete normalizado, especificado en $\tau = 8Nm$. Se pretendía, de esta manera, ver la influencia del par de apriete en el comportamiento mecánico de la unión propuesta.

Otro parámetro importante y crucial en una unión mecánica a solape simple ha sido el tratamiento de la fricción, ya que en el presente capítulo relacionado con el modelo analítico se han especificado dos regiones en la curva Fuerza-Desplazamiento, y que la

transición entre ambas se producía cuando se vencía la fuerza de fricción existente entre las placas. Por ello se ha trabajado con dos acabados superficiales diferentes que dan lugar a dos coeficientes de fricción diferentes: uno de ellos asociado a un acabado superficial “más pulido” y otro asociado a un acabado superficial “más rugoso”, como se muestran en las figuras 4.10 y 4.11 respectivamente. En la sección 4.3.2 de la Tesis Doctoral se muestra cómo se han determinado de manera experimental estos coeficientes, siendo para el “acabado pulido” $\mu = 0,18$ y para el “acabado rugoso” $\mu = 0,35$.

Todas las probetas han sido ensayadas a una velocidad de $0,2\text{mm}/\text{min}$, adquiriendo los datos con una frecuencia de muestreo de 10Hz , suficientes para el estudio de la curva Fuerza-Desplazamiento. La máquina de ensayos universal utilizada fue, de nuevo, el modelo Instron 8516 (ver figura 3.10), y la disposición experimental real se muestra en las figuras 4.10 y 4.11 para el acabado superficial pulido y rugoso respectivamente, donde en ambos casos, como se aprecia en la figuras 4.10(a) y 4.11(a) no fue necesario el empleo de utillaje, sino que la excentricidad geométrica en la sujeción con las mordazas de presión se corrigió mediante los ya explicados talones de fibra de vidrio en cada placa. El detalle de las uniones a ensayar, donde se encuentran el tornillo, la tuerca y las arandelas con las placas se muestra en la figuras 4.10(b) y 4.11(b).

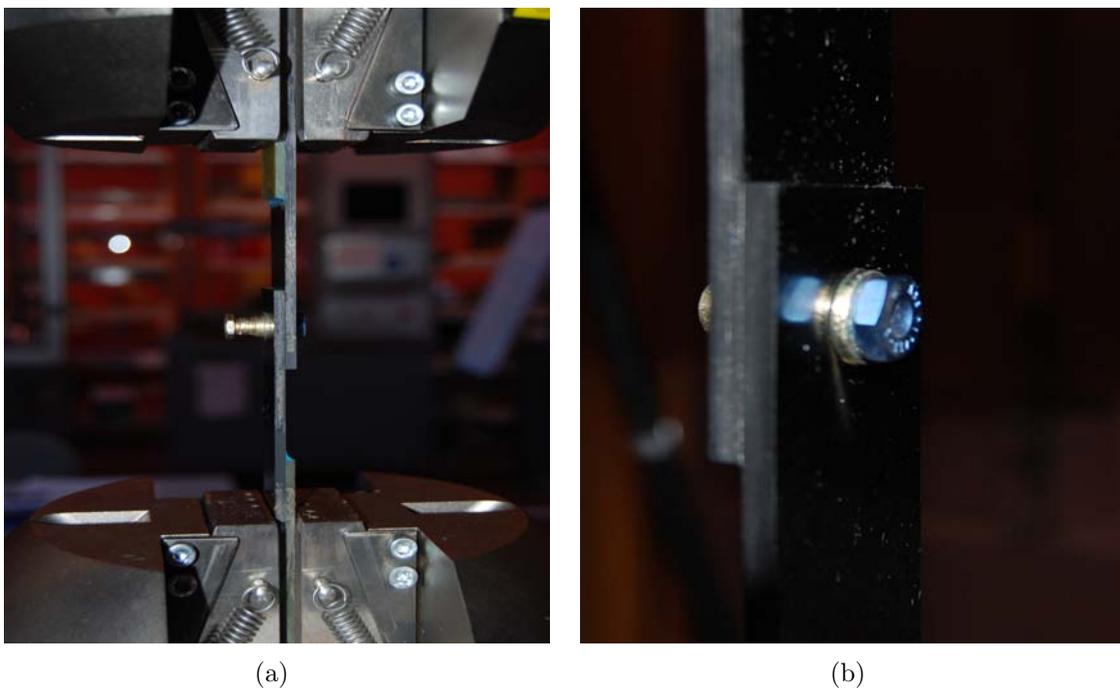


FIGURA 4.10: Ensayo de unión mecánica a solape simple con acabado superficial pulido. 4.10(a) Disposición experimental y 4.10(b) Detalle.

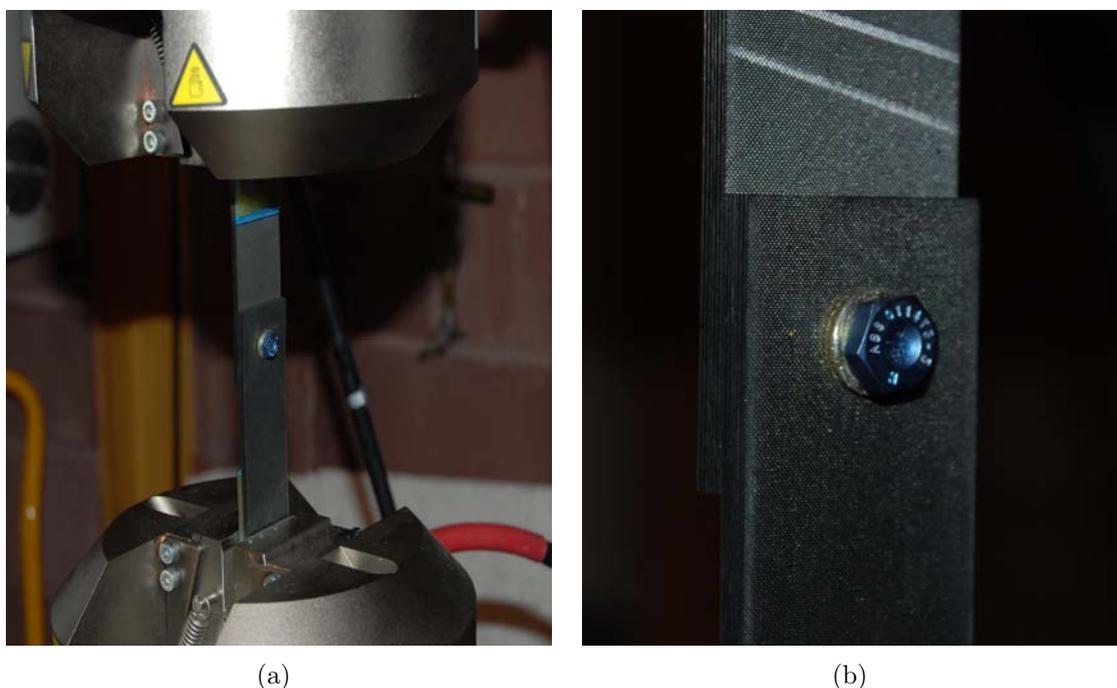


FIGURA 4.11: Ensayo de unión mecánica a solape simple con acabado superficial rugoso. 4.11(a) Disposición experimental y 4.11(b) Detalle.

4.3. Estudio de par de apriete y coeficiente de fricción.

A lo largo de la Tesis Doctoral, tanto el concepto de par de apriete como de coeficiente de fricción, han aparecido relacionándolos de manera directa con uniones mecánicas, como se ha mostrado en la sección 2.1. Es lógico pensar en la importancia del par de apriete cuando en la unión se pueden utilizar tornillos, pero lo es también el pensar en el coeficiente de fricción ya que, cuando se tienen elementos unidos, estos pueden tener partes en contacto. Además estos dos parámetros resultan imprescindibles en los modelos analíticos y numéricos propuestos, pues al igual que ocurre en el tratamiento experimental, modifican el comportamiento de la propia unión.

En esta sección se muestra en detalle qué influencia presentan tanto el par de apriete como el coeficiente de fricción en una unión mecánica, pudiendo determinar cuales son los valores a introducir en los modelos utilizados (analítico y numérico).

4.3.1. Estudio del par de apriete.

El estudio del par de apriete es importante ya que se es capaz de controlar el valor del par introducido mediante las herramientas adecuadas, pero es difícil especificar qué fuerza normal al eje del tornillo se está transmitiendo a los elementos unidos.

En el proceso de roscado y apriete de un tornillo, intervienen principalmente los parámetros geométricos del propio tornillo de cara a la transmisión de fuerzas. F_{torque} es la fuerza de compresión transmitida por el par de apriete, p es el paso del tornillo; y θ y ϕ son ángulos asociados al plano de inclinación del roscado y avance respectivamente. Todo ello se aprecia en la figura 4.12.

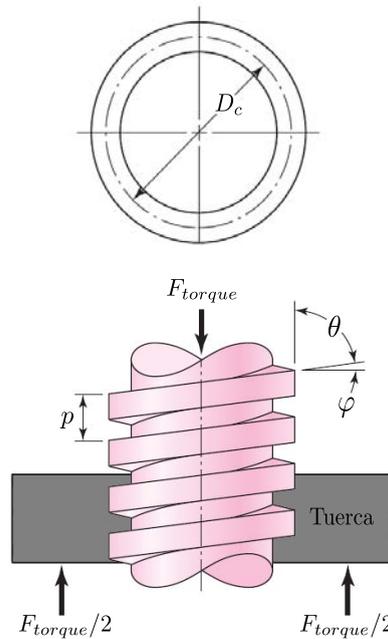


FIGURA 4.12: Descripción del proceso de aplicación del par de apriete [90].

Observado el planteamiento general del problema, se plantea una descripción más detallada del problema, recurriendo a las fuerzas presentes que verdaderamente dominan el comportamiento del tornillo. Tal planteamiento se muestra en la figura 4.13, donde N es la fuerza normal, l es la longitud asociada al ángulo de avance ϕ , μ_{ros} es el coeficiente de fricción en este caso entre la rosca del tornillo y la tuerca, y P_R es la fuerza que produce el roscado del tornillo sobre la tuerca.

Basado en el análisis planteado en [90], se plantean, sobre el problema presentado en la figura 4.13, el equilibrio de fuerzas horizontales y verticales mediante las ecuaciones 4.34 y 4.35.

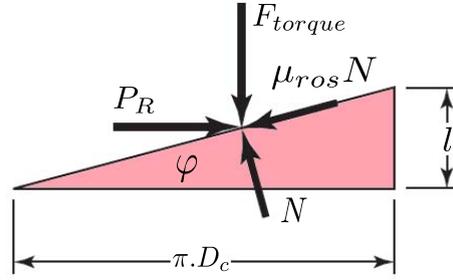


FIGURA 4.13: Fuerzas presentes en el proceso de aplicación del par de apriete [90].

$$\sum F_H = P_R - N.\text{sen}\varphi - \mu N.\text{cos}\varphi = 0 \quad (4.34)$$

$$\sum F_V = F_{\text{torque}} + \mu_{\text{ros}}N.\text{sen}\varphi - N.\text{cos}\varphi = 0 \quad (4.35)$$

Operando sobre las anteriores ecuaciones, de manera que se produzca por igualación la eliminación del término N , el valor de la fuerza P_R se muestra como:

$$P_R = \frac{F_{\text{torque}}(\text{sen}\varphi - \text{cos}\varphi)}{\text{cos}\varphi - \mu_{\text{ros}}\text{sen}\varphi} \quad (4.36)$$

Dividiendo la anterior ecuación en el numerador y denominador por $\text{cos}\varphi$, y sabiendo que $\tan\varphi = l/\pi D_c$, se tiene la siguiente expresión:

$$P_R = \frac{F_{\text{torque}} [(l/\pi D_c) + \mu_{\text{ros}}]}{1 - (\mu_{\text{ros}}l/\pi D_c)} \quad (4.37)$$

Sabiendo que por definición, el par es la fuerza transmitida por una distancia ($\tau_R = P_R D_c/2$), el par para superar las fuerzas de fricción e incrementar la carga de compresión sobre el elemento unido se muestra en la expresión 4.38.

$$\tau_R = \frac{F_{\text{torque}} D_c}{2} \left(\frac{l + \pi \mu_{\text{ros}} D_c}{\pi D_c - \mu_{\text{ros}} l} \right) \quad (4.38)$$

Si se sigue analizando en detalle la mencionada fuerza F_{torque} , que se observa en las figuras 4.12 y 4.13, ésta ejerce una fuerza de apriete sobre la rosca en sí misma, y su valor dependerá del ángulo de roscado α , que repercute en la fricción ejercida por la propia

rosca al ejercer un par establecido, siendo mayor a mayor ángulo α . El ángulo de roscado α , y el cómo está aplicada la fuerza F_{torque} se muestra en la figura 4.14(a).

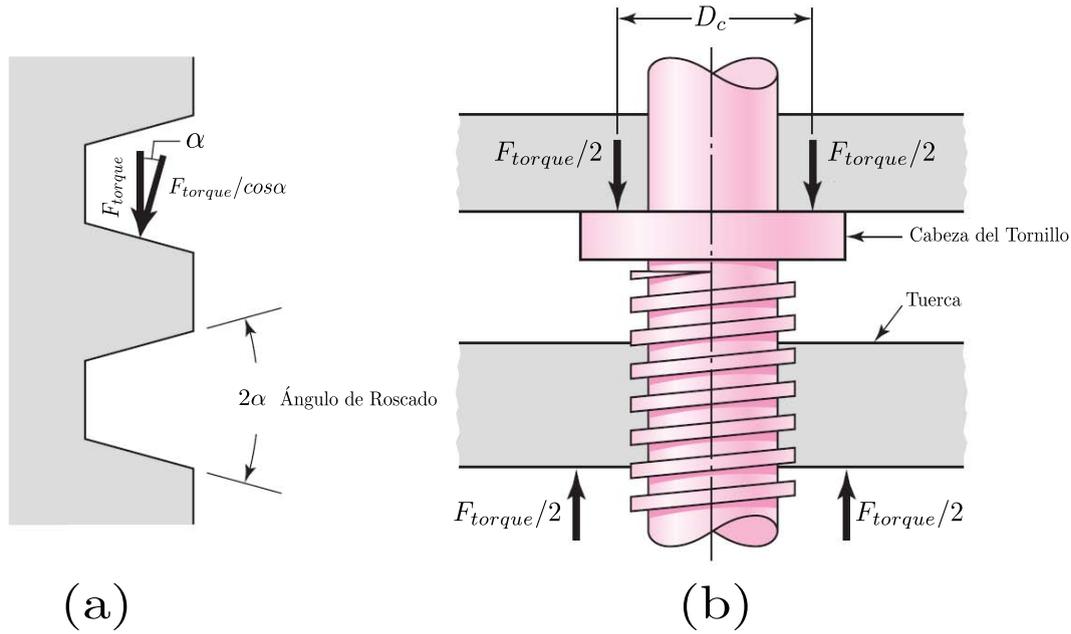


FIGURA 4.14: Fuerzas presentes en el proceso de aplicación del par de apriete con tornillo [90]. (a) Ángulo de roscado y (b) Fuerza ejercida por tornillo con cabeza.

Sobre la expresión 4.38 y según lo mostrado en la figura 4.14(a) se introduce la aplicación real de la fuerza F_{torque} como $F_{torque}/\cos\alpha = F_{torque}/\sec\alpha$; quedando la siguiente expresión.

$$\tau_R = \frac{F_{torque}D_c}{2} \left(\frac{l + \pi\mu_{ros}D_c\sec\alpha}{\pi D_c - \mu_{ros}l\sec\alpha} \right) \quad (4.39)$$

Sobre este problema planteado, existe otro añadido al considerar que no solamente la fuerza del roscado es la presente, sino que en el par de apriete considerado en esta Tesis Doctoral, el tornillo presenta cabeza o posee una arandela inmediatamente debajo que distribuye la fuerza, tal y como se ejemplifica en la figura 4.14(b). La contribución del par de apriete ejercido por la cabeza del tornillo o la arandela se muestra en la siguiente ecuación:

$$\tau_{cab} = \frac{F_{torque}\mu_{cab}D_c}{2} \quad (4.40)$$

donde μ_{cab} es el coeficiente de fricción a considerar entre la cabeza del tornillo con la arandela o parte en contacto.

Si se incorpora la contribución del par de apriete producido por el propio roscado (ecuación 4.38) con el producido por la compresión ejercida por la cabeza del tornillo o arandela (ecuación 4.40), se tiene la expresión completa 4.41 del par de apriete existente en un tornillo en unión con un elemento.

$$\tau = \frac{F_{torque} D_c}{2} \left(\frac{l + \pi \mu_{ros} D_c \sec \alpha}{\pi D_c - \mu_{ros} l \sec \alpha} \right) + \frac{F_{torque} \mu_{cab} D_c}{2} \quad (4.41)$$

Considerando que $\tan \phi = l / \pi D_c$, la expresión anterior queda modificada como:

$$\tau = \frac{F_{torque} D_c}{2} \left(\frac{\tan \phi + \mu_{ros} \sec \alpha}{l - \mu_{ros} \tan \phi \sec \alpha} \right) + \frac{F_{torque} \mu_{cab} D_c}{2} \quad (4.42)$$

Operando la anterior expresión se tiene que:

$$\tau = \left[\frac{1}{2} \left(\frac{\tan \phi + \mu_{ros} \sec \alpha}{l - \mu_{ros} \tan \phi \sec \alpha} \right) + \frac{\mu_{cab}}{2} \right] F_{torque} D_c \quad (4.43)$$

Teniendo en cuenta la definición de par de apriete, de la expresión 4.43 se puede definir el coeficiente k , relativo a geometría y estado del propio tornillo y los materiales debido a los coeficientes de fricción presentes. Esto se aprecia en la expresión 4.44.

$$k = \frac{1}{2} \left(\frac{\tan \phi + \mu_{ros} \sec \alpha}{l - \mu_{ros} \tan \phi \sec \alpha} \right) + \frac{\mu_{cab}}{2} \quad (4.44)$$

Donde considerando el parámetro k , es posible describir el par de apriete del tornillo con la expresión 4.45.

$$\tau = k \cdot F_{torque} \cdot D_c \quad (4.45)$$

El tornillo empleado fue de Titanio 6Al4V, donde sus parámetros geométricos y coeficientes de rozamiento se exponen en la tabla 4.1. Los coeficientes de rozamiento han sido obtenidos de manera experimental siguiendo el procedimiento expuesto en la sección 4.3.2.

<i>Parámetro</i>	<i>Valor</i>
Diámetro del tornillo, D_c (mm)	4,8
Ángulo de avance, φ ($^\circ$)	4,52
Ángulo de roscado, α ($^\circ$)	35,1
Coefficiente de fricción rosca-tuerca, μ_{ros}	0,155
Coefficiente de fricción cabeza de tornillo-arandela, μ_{cab}	0,126

TABLA 4.1: Parámetros geométricos del tornillo de titanio 6Al4V.

Considerando únicamente los parámetros expuestos en la tabla 4.1, es posible obtener el valor del parámetro k de la ecuación 4.44; quedando fijado este valor en $k = 0,205$. Con este valor obtenido directamente de los datos ofrecidos por el tornillo es posible conocer, junto al par de apriete aplicado por la llave dinamométrica, la fuerza F_{torque} de compresión que mantiene los elementos unidos. Esta fuerza es necesaria tanto para el modelo analítico expuesto en la sección 4.1 del presente capítulo, como para el modelo numérico que se expone en la sección 5.2 del capítulo 5.

No obstante, para un aseguramiento y una validación de las ecuaciones anteriormente presentadas, se desarrolló un procedimiento experimental que pudiese relacionar el par aplicado sobre el tornillo, con la fuerza de fijación de éste. Para ello se utilizó la célula de carga XFL225D de Measurement Specialties, Inc, que se muestra en la figura 4.15, que previamente fue calibrada en la máquina universal de ensayos Instron 8802 (3.6).



FIGURA 4.15: Célula de carga modelo XFL225D de Measurement Specialties, Inc.

La célula presentaba un rango hasta 20kN de fuerza de compresión, y se encontraba conectada a un equipo que transformaba la señal recibida de la célula en medida en fuerza. La célula de carga se encontraba intercalada entre arandelas y el elemento a unir, de manera que soportase la fuerza de compresión asociada a un par aplicado, tal y como

se muestra en la figura 4.16. La elección de tal colocación fue para minimizar un posible daño en la propia célula de carga, ya que se probaron diversas colocaciones sin apreciar diferencias significativas en las mediciones.



FIGURA 4.16: Posición de la célula de carga en los ensayos experimentales.

Se realizaron un total de veinte ensayos modificando el espesor y el material de la placa a unir, pero manteniendo el tornillo de titanio. Para cada uno de los ensayos, el procedimiento experimental se centró en fijar valores discretos de par de apriete entre 0Nm y 10Nm, y recoger los valores de las fuerzas de compresión captadas por la célula de carga, de manera que pudiésemos establecer una relación entre ambos parámetros, siendo esta su gran finalidad. Además, este procedimiento sirve de validación del planteamiento analítico que busca obtener el parámetro k del tornillo, utilizando el par introducido y fuerza producida en la ecuación 4.45. Se obtuvo un valor medio de parámetro $k = 0,191$, lo que supone una diferencia inferior al 8% con respecto al valor obtenido al aplicar la ecuación 4.44, teniendo en cuenta los parámetros geométricos del tornillo.

De esta manera, ya es posible tener analizada la relación existente entre un par aplicado en un tornillo, y la fuerza de compresión que ejerce éste sobre los elementos unidos.

Del presente estudio sobre el par de apriete se obtiene además la conclusión de que, la reutilización de los tornillos tras pares de apriete altos no es recomendable para la fijación de componentes aeronáuticos. Para este caso en concreto reutilizar tornillos con pares de apriete previamente aplicados en torno a los 10-12Nm resultan perjudiciales, ya que la fuerza de compresión aplicada es menor (entre un 30-40%) considerando un mismo par de apriete con un tornillo nuevo y reutilizado. Si se analiza este hecho con la ecuación 4.45 y considerando que el diámetro del tornillo es el mismo, es entonces debido a la geometría del tornillo, a través del parámetro k la que se ve modificada por existir daño en la rosca

del tornillo, modificando el paso y los ángulos explicados previamente, como se muestra en la figura 4.17.

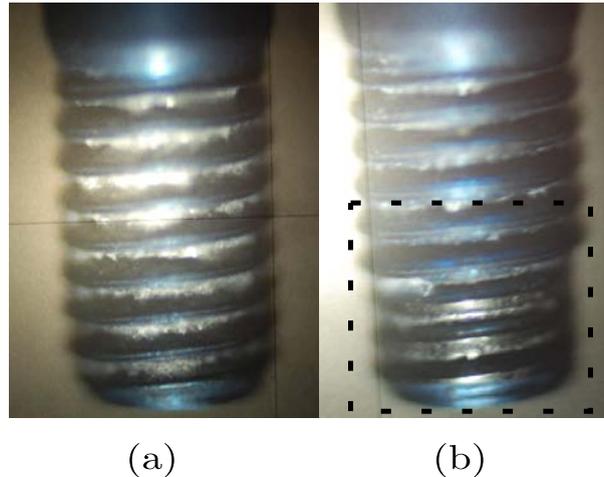


FIGURA 4.17: Tornillos de titanio. (a) Nuevo y (b) Reutilizado.

4.3.2. Estudio del coeficiente de fricción.

El coeficiente de fricción cobra una importancia relevante por el mero hecho de encontrarse superficies en contacto. Cuando se describe una unión mecánica a solape simple, se aprecia que existen al menos dos superficies en contacto (una por cada placa), y que por el tipo de ensayo experimental al que es sometido, se produce desplazamiento relativo entre las placas. Además en una unión a solape simple, si se analiza la figura 4.2, se ha descrito que la denominada como Rama 1 es la región donde las fuerzas de fricción son relevantes, afectando al pase hacia la denominada Rama 2 tras el deslizamiento producido.

Existen, de manera general, dos coeficientes de fricción: uno estático y otro dinámico. El coeficiente de fricción estático viene ligado a la oposición de un cuerpo a deslizarse sobre otro cuando ambos se encuentran en reposo. El coeficiente de fricción dinámico está asociado a la oposición de un cuerpo a deslizarse también, pero en este caso cuando se encuentra en movimiento.

Para el caso que compete, el coeficiente de fricción estático es sobre el que se trabaja, al partir de una unión mecánica en reposo. La situación producida en la unión mecánica, referente al estudio del coeficiente de fricción se muestra en la figura 4.18. Su cálculo no resulta tan sencillo como un equilibrio de fuerzas en una situación de ensayo a solape

simple (figura 4.18), por el gran número de fenómenos que suceden, como son la excentricidad, la indentación y no uniformidad de contactos del fuste del tornillo con la placa, etc.

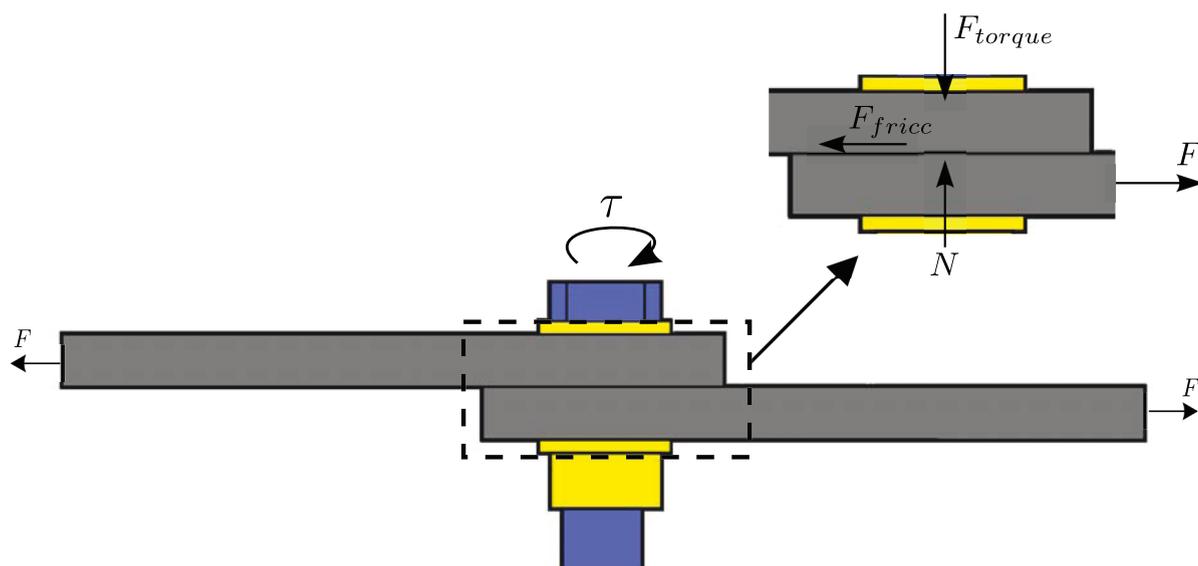


FIGURA 4.18: Probetas de fibra de carbono a solape simple con talones de fibra de vidrio.

Se ha desarrollado un procedimiento experimental para el conocimiento del coeficiente de fricción estático, de manera que el objeto de tal procedimiento sea exclusivamente éste, y no se vea afectado por otros fenómenos como los citados previamente. Para ello se ha diseñado un utillaje adaptado para ser testado en una máquina universal de ensayos, que para este caso en concreto ha sido el modelo Instron 8516 (ver figura 3.10), y se muestra en la figura 4.19.

El útil, fabricado con acero, presentaba dos aspectos relevantes en su diseño que se pueden observar en la figura 4.19. El primero de ellos era referente al tornillo que se empleaba para generar la fuerza normal de manera controlada. Era necesario introducir un par de apriete calibrado previamente, a través de la utilización de la célula de carga mostrada en la sección 4.3.1, que relacionaba el par de apriete aplicado con la fuerza normal generada por tal par de apriete. En el extremo del tornillo, en la parte en contacto con la placa presentaba un casquillo, de tal manera que a pesar de la rotación obvia de la rosca del tornillo, se aplicase la fuerza normal. El segundo aspecto hace referencia al elemento antisalida. Este elemento permite que se puedan alojar dentro de la cavidad probetas con un ancho máximo de 4cm , siendo el ancho máximo de las probetas salientes

entre los elementos antisalida de 3cm; permitiendo de esta manera, un deslizamiento entre las placas que determine el coeficiente de fricción.

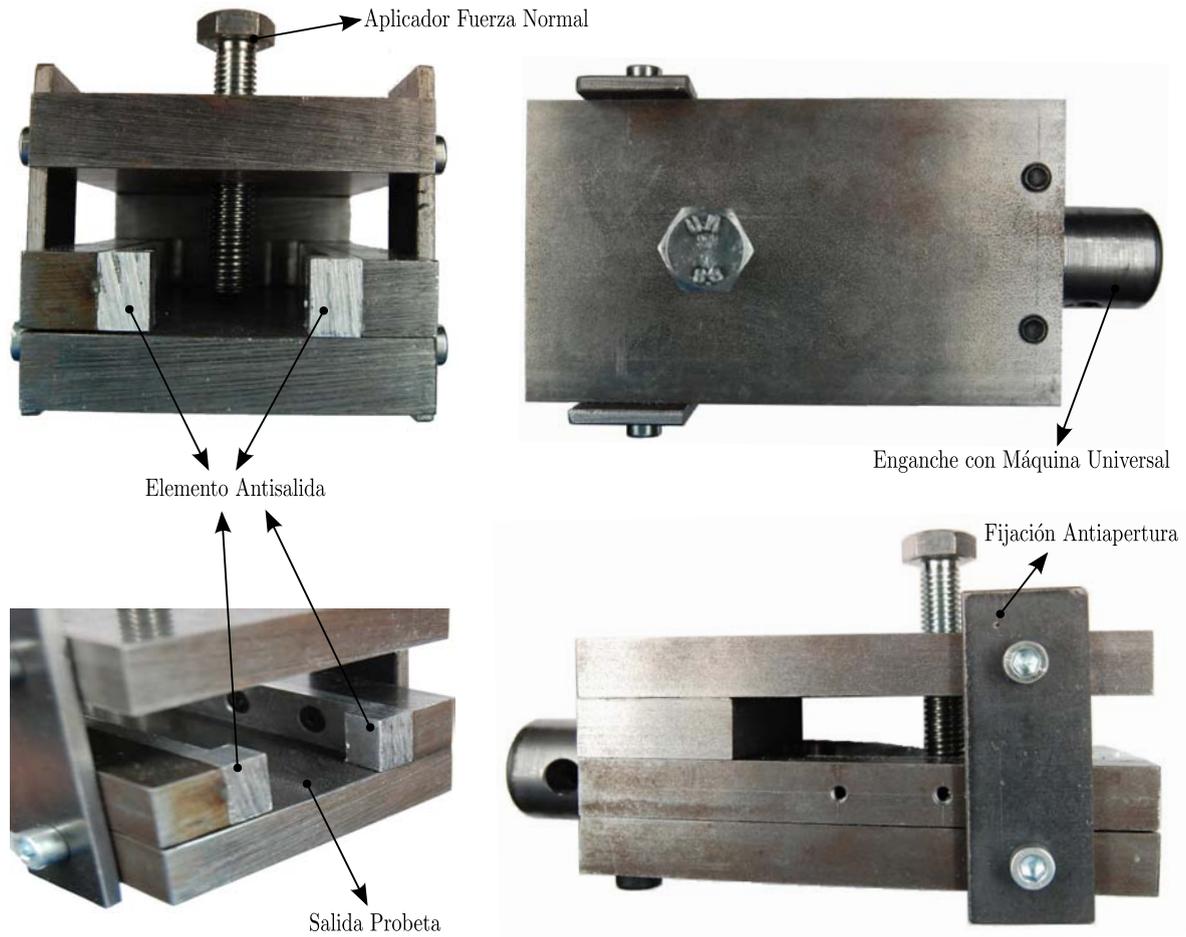


FIGURA 4.19: Utillaje empleado en el ensayo del coeficiente de fricción.

Todas las probetas han sido ensayadas a una velocidad de $0,1\text{mm}/\text{min}$, adquiriendo los datos con una frecuencia de muestreo de 10Hz , suficientes para el estudio del deslizamiento de la probeta en la curva Fuerza-Desplazamiento, incluyendo previamente el par de apriete calibrado en el tornillo. La disposición experimental real se muestra en las figura 4.20, viendo un detalle del interior donde se aprecia el citado casquillo para que produzca una correcta aplicación de la fuerza normal.

El mecanismo de obtención del coeficiente de fricción comienza con la aplicación de un par de apriete en el tornillo aplicador de la fuerza normal. Tras esto se aplica un desplazamiento en la mordaza inferior de la máquina universal que sujeta a la probeta saliente en cuestión, disponiendo así de un registro de fuerza capturado por la máquina, identificando de esta manera el punto en el que comienza el deslizamiento, tal y como se

aprecia en la figura 4.21(a) en el pico de fuerza, que proporciona el otro dato necesario para calcular el coeficiente de fricción. En la figura 4.21(b) se aprecia el esquema de fuerzas presentes en dirección horizontal y vertical presentes en el ensayo de fricción.

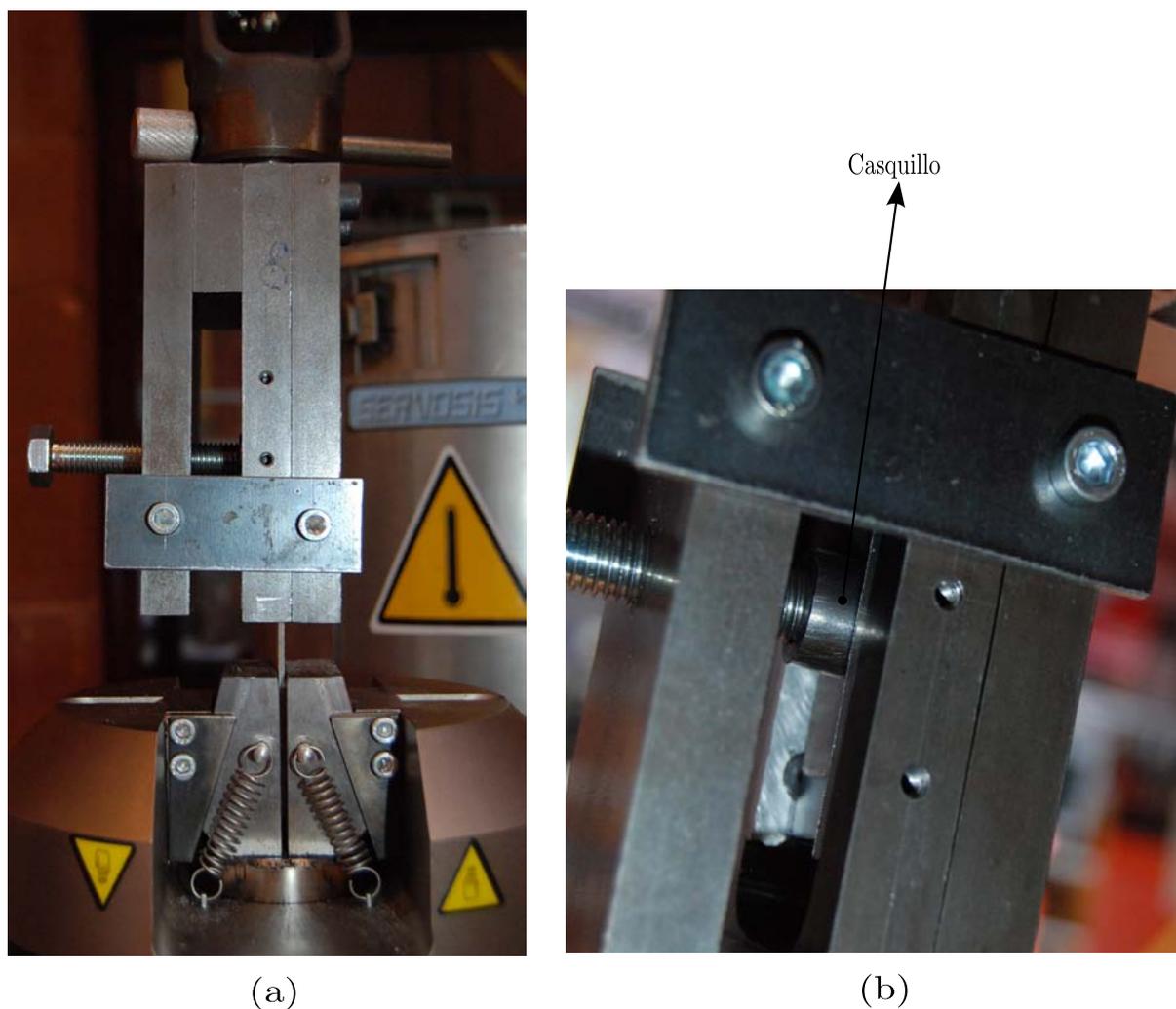


FIGURA 4.20: Disposición experimental del ensayo del coeficiente de fricción. (a) Ensayo y (b) Detalle del interior.

Realizando el equilibrio de fuerzas en las direcciones horizontal y vertical se tiene que:

$$\sum F_x = 0 \longrightarrow F_{maquina} = 2 \cdot F_{fricc} \quad (4.46)$$

$$\sum F_y = 0 \longrightarrow F_{torque} = N \quad (4.47)$$

Por otro lado, de la teoría básica de contactos entre superficies se sabe que la propia fuerza de rozamiento se relaciona con el coeficiente de fricción mediante la fuerza normal. En este caso en particular de ensayo, y según las fuerzas presentes en la figura 4.21(b), la relación se muestra como la ecuación 4.48.

$$2.F_{fricc} = \mu.N \quad (4.48)$$

Teniendo en cuenta el equilibrio de fuerzas mostrado en las expresiones 4.46 y 4.47, se obtiene, mediante la ecuación 4.49, el coeficiente de fricción según el ensayo experimental realizado.

$$\mu = \frac{F_{torque}}{2.F_{maquina}} \quad (4.49)$$

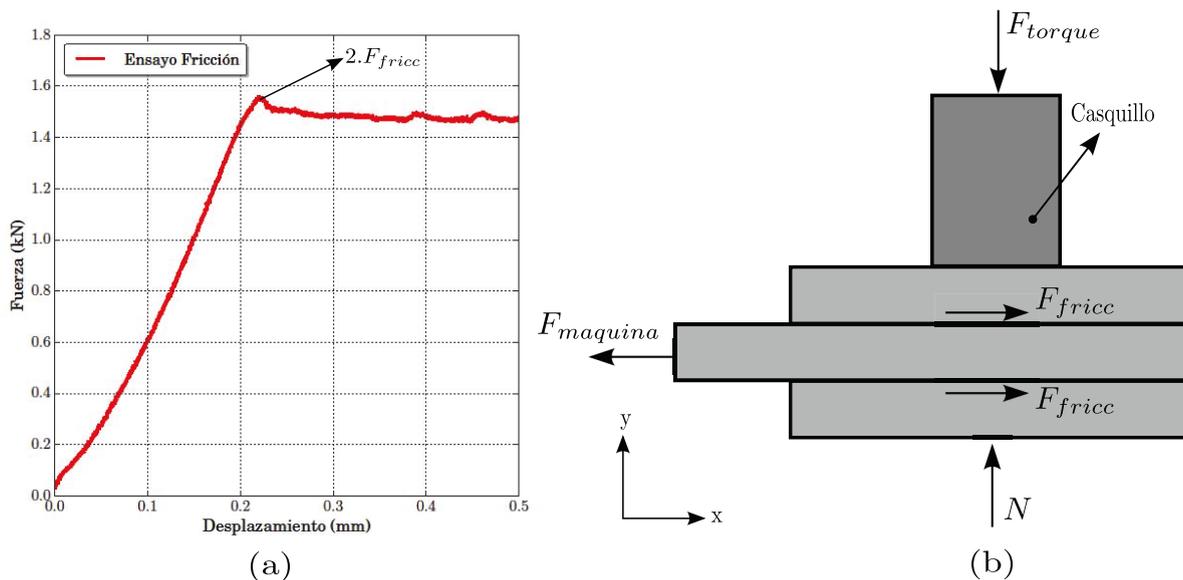


FIGURA 4.21: (a) Ejemplo de curva Fuerza-Desplazamiento del ensayo del coeficiente de fricción y (b) Esquema de fuerzas presentes en el ensayo.

Este ensayo experimental ha sido realizado para las dos superficies ya descritas previamente como “acabado pulido” y “acabado rugoso”, que se muestran en la figura 4.22, que son en definitiva los dos tipos de acabados con los que se estudió la unión a solape simple. En el caso de la unión con pasador, el estudio fue realizado con probetas de “acabado pulido”. Tras los ensayos realizados, se ha especificado el coeficiente de fricción para el considerado como “acabado pulido” en $\mu = 0,18$, y para el “acabado rugoso” en $\mu = 0,35$.

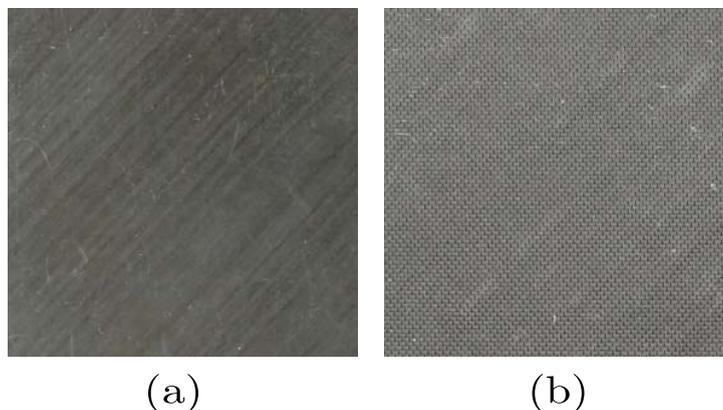


FIGURA 4.22: Acabados superficiales de las probetas para el cálculo del coeficiente de fricción. (a) Acabado pulido y (b) Acabado rugoso.

4.4. Validación del modelo analítico de unión mecánica a solape simple.

En esta sección se presentan los resultados experimentales para la unión mecánica a solape simple de fibra de carbono y tornillo de titanio. Junto a estos resultados experimentales, se presentan, además, los resultados extraídos del modelo analítico propuesto en la sección 4.1 del presente capítulo con la finalidad de validar dicho modelo.

De cara a la validación, se recuerda que en los ensayos realizados se modificaron los pares de apriete a considerar ($\tau = 1Nm$ y $\tau = 8Nm$); además del acabado superficial de las probetas, influyendo el coeficiente de fricción entre las placas ($\mu = 0,18$ y $\mu = 0,35$), obtenidos de la sección 4.3 de la Tesis Doctoral. Tales validaciones se muestran en las figuras 4.23-4.25, donde se especifica en las subfiguras (a) las curvas Fuerza-Desplazamiento en el rango de desplazamientos adecuados para la validación, y en las subfiguras (b) el detalle de la zona de transición.

En las figuras 4.23-4.25 se muestran un total de tres curvas posibles: la primera en trazo rojo continuo muestra los resultados experimentales, mostrando dos modelos en trazo discontinuo, por un lado en color azul el modelo analítico propuesto en esta Tesis Doctoral, y por otro en color verde el modelo analítico presentado hasta la fecha en la bibliografía, donde se adoptaba el parámetro β para la captación del efecto de la flexión secundaria. Hacer notar que se pueden apreciar ciertas irregularidades en el comienzo de la parte experimental, debido a una posible presencia de desalineamiento de las mordazas de sujeción de las placas, que no cobra efecto después.

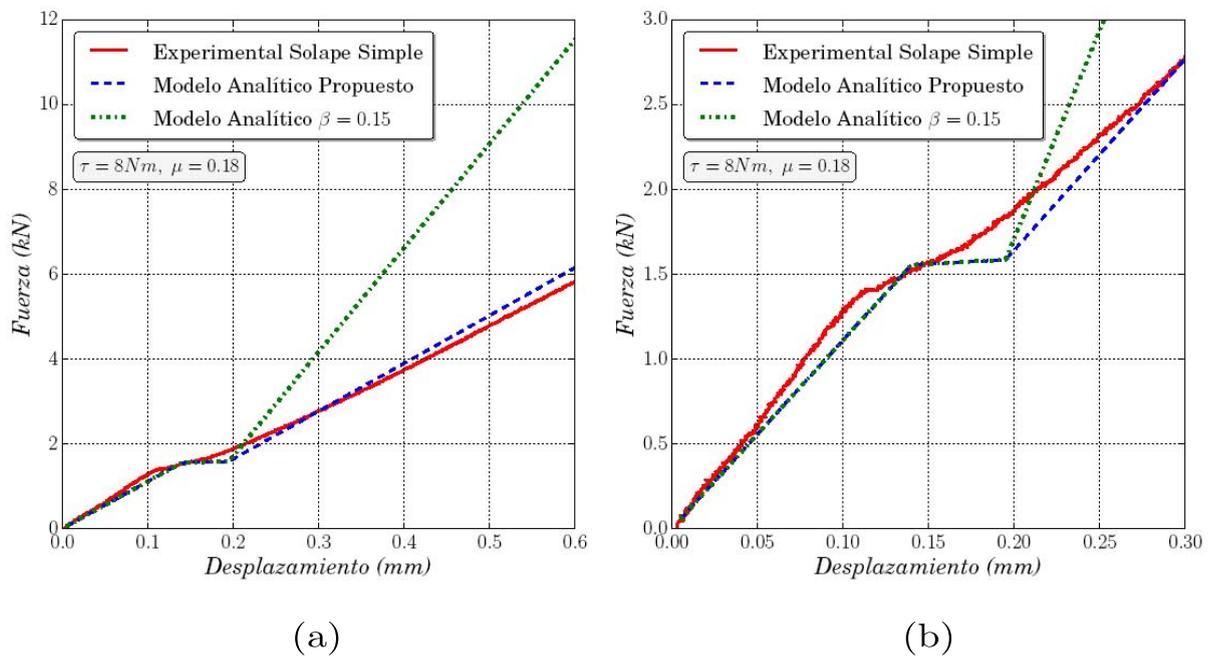


FIGURA 4.23: Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre modelos analíticos y resultados experimentales. (a) Par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$. (b) Detalle de la zona de transición.

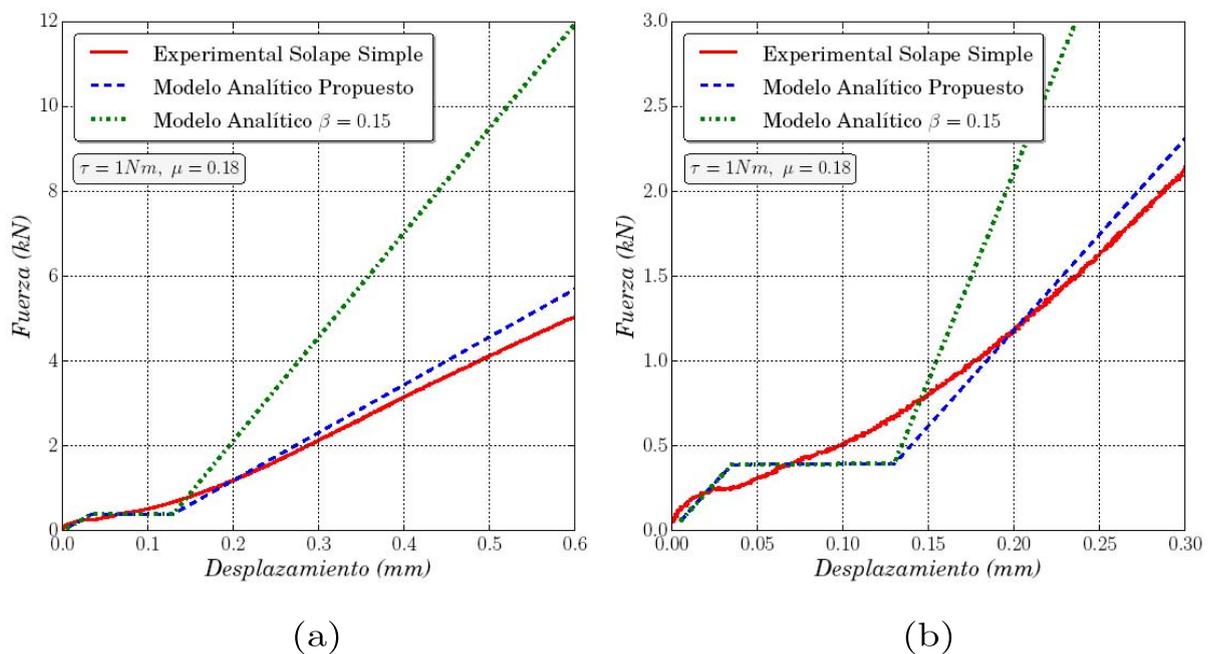


FIGURA 4.24: Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre modelos analíticos y resultados experimentales. (a) Par de apriete $\tau = 1Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$. (b) Detalle de la zona de transición.

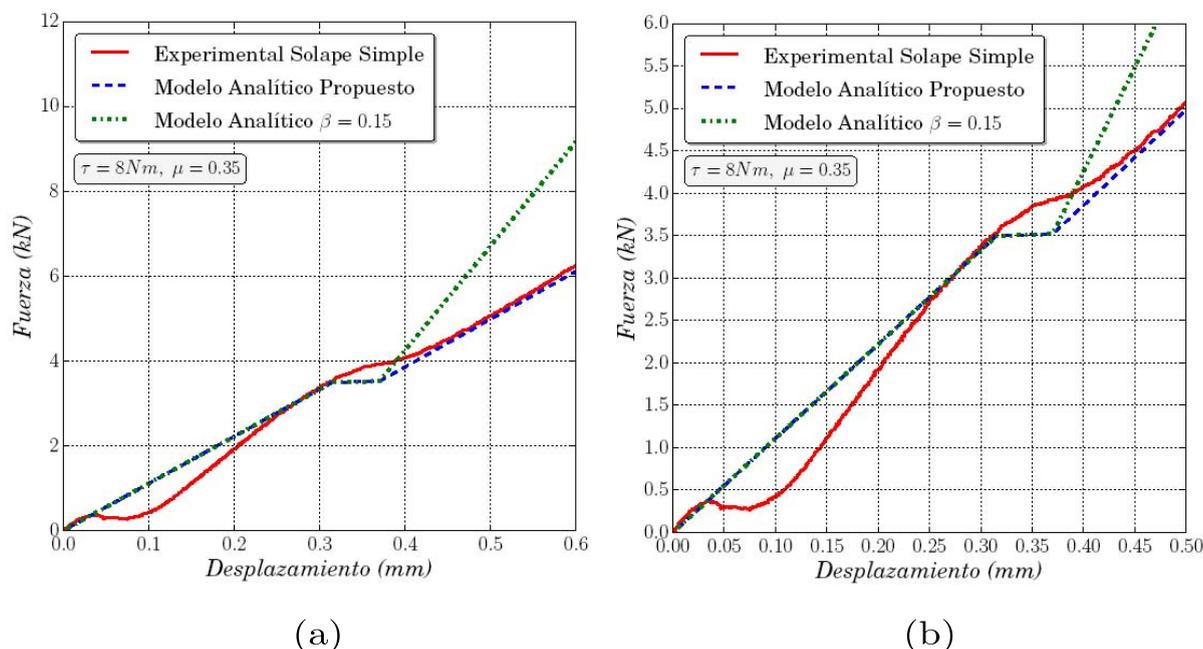


FIGURA 4.25: Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre modelos analíticos y resultados experimentales. (a) Par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,35$. (b) Detalle de la zona de transición.

Se puede observar una buena correlación entre los resultados experimentales y el modelo analítico propuesto en este capítulo de la unión mecánica, aun mostrándose variaciones tan significativas como han sido el par de apriete, combinado con el coeficiente de fricción, como aparece en las figuras 4.23-4.25. Comparando el modelo propuesto con el hasta ahora muy utilizado por los autores de la literatura científica (inclusión del parámetro β), se puede observar cómo en la primera zona ambos modelos son idénticos, pues no hay modificación de las rigideces en el modelo masas-muelles propuesto; incluso el momento de transición es el mismo, ya que el par de apriete, las fuerzas de fricción e incluso la holgura son los mismos; y ha sido en la segunda rama, donde considerar el modelo con el parámetro β , o considerar el problema de flexión secundaria las diferencias aparecieron de manera más significativa, ajustándose muy aceptablemente el modelo analítico propuesto con los resultados experimentales. El tratar este problema, desde el entendimiento del suceso físico que ocurre en la zona elástica de la unión mecánica fue una mejor opción, porque en él entraron el módulo de rigidez a flexión de las placas de material compuesto y valores geométricos de las placas, todo ello muy determinante a la hora del establecimiento de una rigidez como se ha podido observar en las ecuaciones 4.32 y 4.33, y que los anteriores modelo no contemplaban.

El modelo analítico propuesto adopta buenos resultados, aun modificándose el par de apriete o el coeficiente de fricción, en cuanto a la rigidez global de la unión, especialmente en la segunda pendiente donde se encuentra el aporte original del modelo. Se aprecia como estos dos parámetros resultan determinantes en el comportamiento de la unión, siendo para este capítulo influyente en el cuándo y en el dónde se produce la transición desde la llamada zona de fricción hasta la zona de presión, observándose que pares de apriete más bajos implican un valor de fuerza de transición (F_{fricc} en la figura 4.2) más bajo, siendo más corta o más pequeña la región de fricción, algo mostrable al compararse la figura 4.23 con la figura 4.24. De manera análoga sucede con el coeficiente de fricción, si se compara la figura 4.23 con la figura 4.25, donde valores más bajos implican, como ocurría con el par de apriete, un valor de la ya citada fuerza de transición (F_{fricc}) más bajo, y una llegada más temprana a la zona dominada por la presión.

Además, y con objeto de un mayor asentamiento del modelo analítico propuesto, se procede a la validación del mismo mediante resultados publicados en artículos científicos de la literatura, tomando como referencia los resultados experimentales de Ireman et al. [30] y Riccio y Marciano [38].

En ambos artículos se plantean modificaciones de una unión a solape simple significativas, que hicieron introducir valores diferentes de parámetros de entrada del modelo. En ambos, una de las placas fue de fibra de carbono HTA7/6376 (diferentes propiedades al propuesto) con longitud de $150mm$ y espesor de $4,6mm$, y otra de aluminio AA7475-T76 con longitud de $150mm$ y espesor $4mm$, con tornillo de cabeza recta de titanio Ti6Al-4V, siendo la holgura existente de $50\mu m$. Las propiedades de la fibra de carbono y el aluminio pueden visualizarse en la tabla 4.2, y las del tornillo de titanio en la tabla 3.3. El coeficiente de fricción entre las placas seleccionado fue de $\mu = 0,2$, tomado por Ireman et al. [30] en su modelo numérico y Riccio [39] para la validación de su modelo con los resultados experimentales de Riccio y Marciano (2005) [38]. De las particularidades del caso de Ireman et al. [30] destacan una secuencia de apilamiento de $[\pm 45/0/90]_{4s}$, un ancho de las placas de $36mm$, un diámetro de $6mm$, una distancia al borde libre en su lado más cercano de $18mm$ y un par de apriete de $\tau = 1Nm$. En el caso de Riccio y Marciano [38] se planteó una secuencia de apilamiento de $[0/\pm 45/90]_{4s}$, un ancho de las placas de $28,8mm$, un diámetro de $4,8mm$, una distancia al borde libre en su lado más cercano de $14,4mm$ y un par de apriete de $\tau = 10Nm$.

<i>Propiedad fibra de carbono HTA7/6376</i>	
Módulo de elasticidad en dirección longitudinal, E_1 (GPa)	145
Módulo de elasticidad en dirección transversal, E_2 (GPa)	11,3
Coefficiente de Poisson, ν_{12}	0,3
Módulo de cortadura en el plano, G_{12} (GPa)	5,3
Resistencia a tracción en dirección longitudinal, X_T (MPa)	2250
Resistencia a compresión en dirección longitudinal, X_C (MPa)	1600
Resistencia a tracción en dirección transversal, Y_T (MPa)	64
Resistencia a compresión en dirección transversal, Y_C (MPa)	290
Resistencia a cortadura en el plano, S_{12} (MPa)	120
<i>Propiedad aluminio AA7475-T76</i>	
Módulo de elasticidad, E (GPa)	70
Coefficiente de Poisson, ν	0,3
Límite elástico, σ_y (MPa)	451

TABLA 4.2: Propiedades de la fibra de carbono HTA7/6376 y del aluminio AA7475-T76 (Ricio y Marciano [38]).

En la figura 4.26 se puede observar una comparación entre los resultados extraídos de la bibliografía ([30, 38]) con los resultados de los modelos analíticos (propuesto y con la inclusión del parámetro β). Tanto para los resultados de Ireman et al. [30] como para los de Riccio y Marciano [38], el modelo analítico propuesto con la consideración de la flexión secundaria muestra una mejor correlación, aun variándose un parámetro que se ha tildado de fundamental como fue el par de apriete, considerándose $\tau = 1Nm$ para la figura 4.26(a) y $\tau = 10Nm$ para la figura 4.26(b); siendo ciertos parámetros geométricos como el diámetro o el ancho diferentes; o por tratarse de diferentes materiales en las placas (aluminio y fibra de carbono). El hecho de que el modelo analítico, considerando el factor β presente mejores correlaciones en estas validaciones, que en los ensayos experimentales presentados para este capítulo, hace pensar para lo que inicialmente se utilizó este modelo, y ello fue para metales, especificando que la isotropía favorece a la correlación del modelo con factor β , ya que los ensayos propios muestran, en conjunto, una mayor anisotropía por ser las dos placas de fibras de carbono, algo determinante como se ha especificado en las ecuaciones 4.32 y 4.33, pues incluso el módulo de rigidez a flexión se ve afectado por la secuencia de apilamiento, siendo diferente para un mismo espesor el tener una configuración $[\pm 45/0/90]_{4s}$ o $[\pm 45/0/90]_{3s}$.

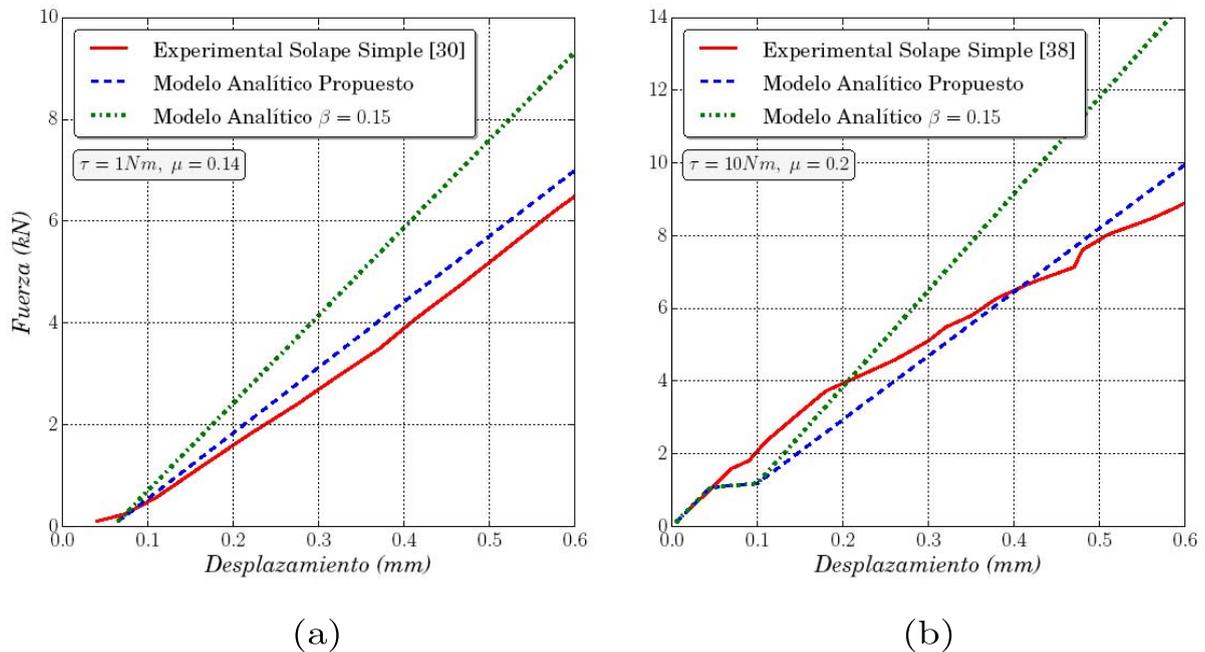


FIGURA 4.26: Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre modelos analíticos y resultados experimentales. (a) Datos experimentales de Ireman et al. [30]. (b) Datos experimentales de Riccio y Marciano [38].

Para todas las curvas presentadas, se extrae como conclusión que el modelo con factor β estima una mayor rigidez global de la unión, siendo el modelo propuesto adecuado para una optimización del comportamiento global de la unión; ya que para un mismo desplazamiento fijado de la misma en la zona de presión, el modelo con el factor β considera que se alcanza una mayor carga, siendo superior la diferencia a un 50% con una mayor anisotropía.

4.5. Estudio paramétrico del modelo analítico de unión mecánica a solape simple.

Tras la validación del modelo analítico con resultados experimentales propios y obtenidos de las referencias, se decide realizar un estudio paramétrico para obtener el potencial y rendimiento del modelo analítico propuesto. Se modifican parámetros relevantes como el par de apriete, el coeficiente de fricción entre las placas, la holgura entre las placas y el tornillo, la longitud de las placas, en ancho de las placas, el diámetro del agujero,

la secuencia de apilamiento y el material utilizado en las placas; no produciéndose una variación de más de un parámetro a la vez.

En la figura 4.27 se muestra la variación del par de apriete en el rango desde $\tau = 1Nm$ considerándose “par de apriete a mano”, hasta un par relevante recomendado por la norma estándar internacional ASTM D5961 [85] como $\tau = 8Nm$. Los resultados mostraron algo esperable: a mayor par de apriete la transición entre las zonas de fricción y presión es más tardía y a mayor valor de carga, debido a la fuerza normal que ejerce la cabeza del tornillo por tener mayor par sobre la arandela y esta sobre la placa, haciendo que le cueste más someterse a un desplazamiento, como así se especifica en la ecuaciones 4.14 y 4.15, aumentándose la resistencia de la unión.

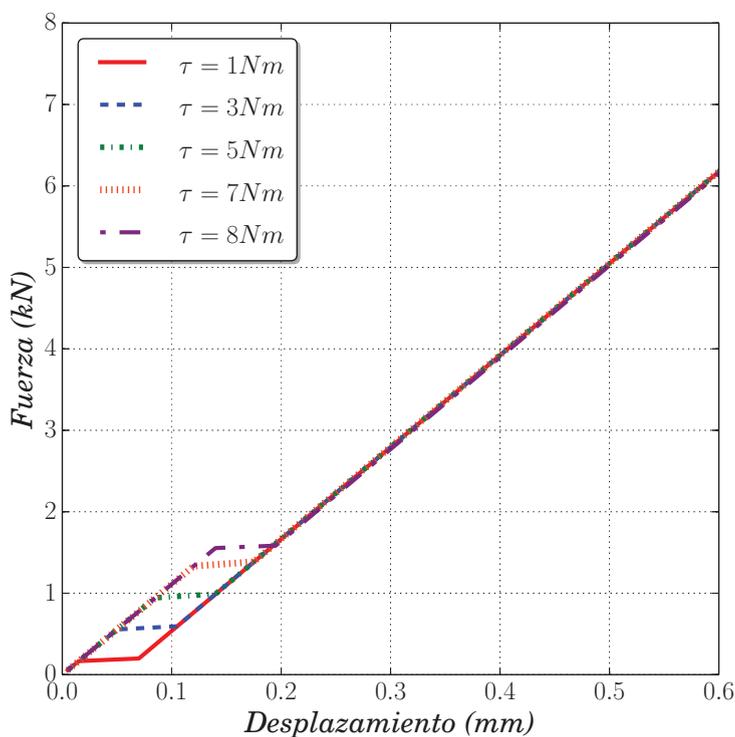


FIGURA 4.27: Curva Fuerza-Desplazamiento. Estudio paramétrico del par de apriete en el modelo analítico propuesto.

La variación del coeficiente de fricción se muestra en la figura 4.28, en los rangos típicos de coeficientes en materiales tratados utilizados para uniones mecánicas (desde $\mu = 0,1$ hasta $\mu = 0,5$). Como sucede en cierta manera con el par de apriete, un coeficiente de fricción más alto proporciona un mayor impedimento en el movimiento de las placas, por lo que se necesita una mayor carga para que dichas placas deslicen, siendo la transición a

valores más altos de fuerza y desplazamiento, como se especifica en la ecuación 4.14 para un valor de par de apriete fijado.

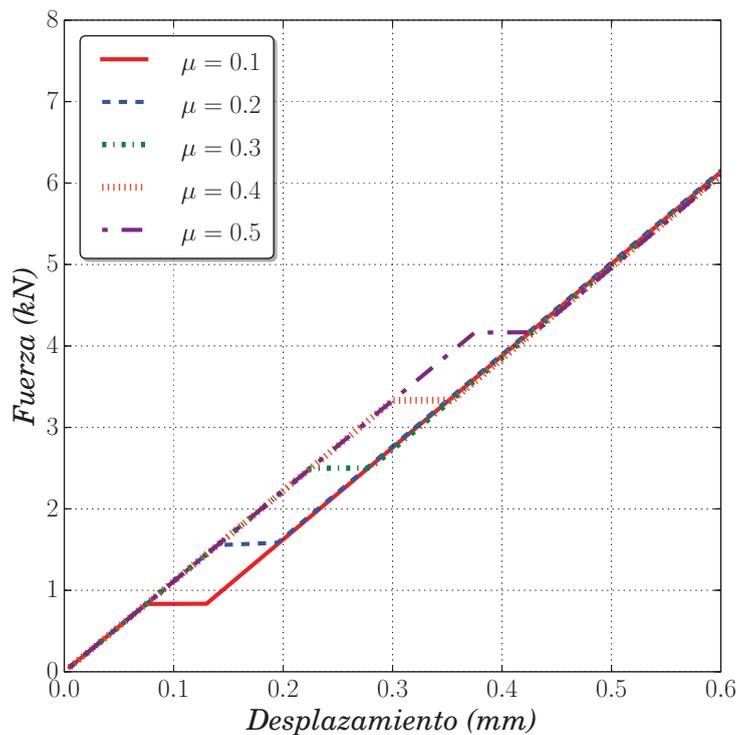


FIGURA 4.28: Curva Fuerza-Desplazamiento. Estudio paramétrico del coeficiente de fricción en el modelo analítico propuesto.

La holgura es otro de los parámetros analizados, mostrada en la figura 4.29. Este parámetro no influye de manera directa en las rigideces de la unión, pero sí en cuánto dura la zona de transición, oscilando el estudio entre una holgura cero de $\lambda = 0\mu m$ y una holgura ya significativa de $\lambda = 200\mu m$, siendo éstas recomendadas por la norma ISO f7/H10. Se puede observar, como un aumento de la holgura proporciona cambios en la resistencia de la unión, siendo ésta menor, ya que fijado un valor de desplazamiento la fuerza alcanzada es consecuentemente inferior.

La longitud de las placas influye de manera directa sobre todo el comportamiento global de la unión mecánica, como así se muestra en la figura 4.30. Se ha variado en un rango de longitudes vistas y analizadas en los artículos de referencias entre $L_c = 80mm$ y $L_c = 200mm$. La longitud ha entrado en el modelo primeramente en las rigideces de las placas K_{pli} (ecuación 4.11), como así se aprecia en la primera pendiente de las curvas de la figura 4.30, siendo inferior la rigidez global de la unión a mayor longitud de placa. De

igual forma (como rigidez de la placa), la longitud de la placa entra en el modelo para la segunda pendiente en la zona de presión, junto a su influencia en el cálculo de las rigideces de flexión secundaria K_{ϕ_1} y K_{ϕ_2} , como se muestra en las ecuaciones 4.32 y 4.33. Para esta segunda pendiente también un aumento de la longitud hace disminuir la rigidez global de la unión en el plano, algo lógico entendiendo el significado de los conceptos de rigidez y flexibilidad en una placa, o en un modelo más sencillo sobre un elemento unidimensional ([77, 91, 92])

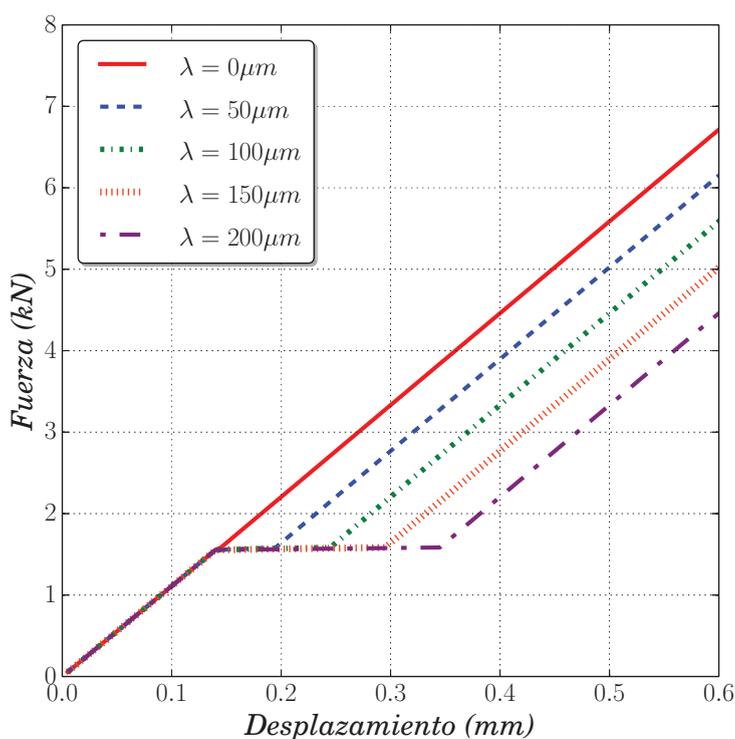


FIGURA 4.29: Curva Fuerza-Desplazamiento. Estudio paramétrico de la holgura en el modelo analítico propuesto.

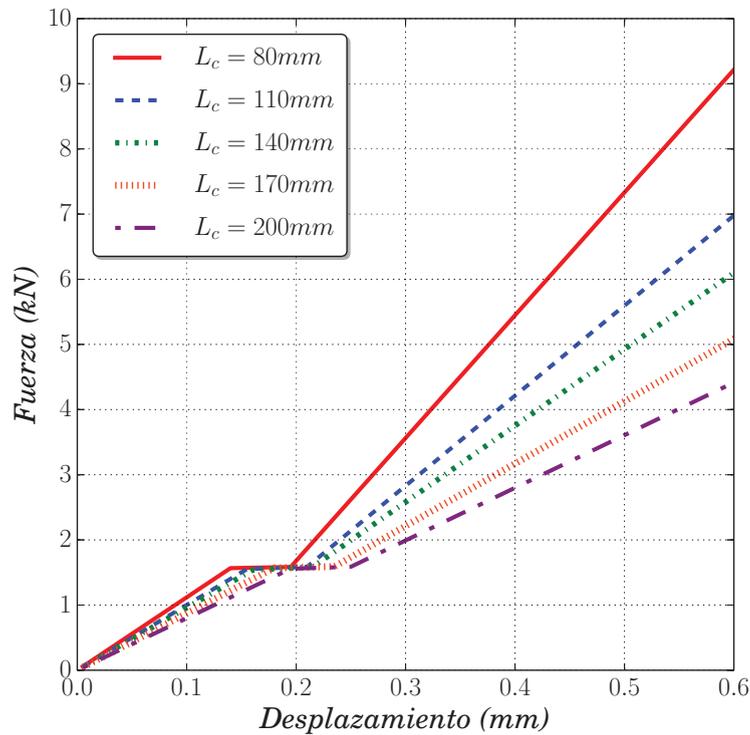


FIGURA 4.30: Curva Fuerza-Desplazamiento. Estudio paramétrico de la longitud de la placa en el modelo analítico propuesto.

El estudio paramétrico continúa con el análisis del ancho de la placa, como se muestra en la figura 4.31, en un rango de variación desde $W_c = 20mm$ hasta $W_c = 40mm$, donde al igual que ocurría con la longitud de la placa L_c , también modifica la rigidez de la misma K_{pli} en la ecuación 4.11. No se aprecia una diferencia significativa, aunque la hay, en los resultados para la primera región, al oscilar levemente la variación de manera lineal. Para la segunda región, sigue entrando en el cálculo de las rigideces de las placas, y además entra de manera relevante, al igual de nuevo que la longitud, en el cálculo de las rigideces de flexión secundaria $K_{\phi 1}$ y $K_{\phi 2}$, mostrable mediante las ecuaciones 4.32 y 4.33, en los momentos de inercia de las placas, y no de manera lineal, de ahí la diferencia observable. La rigidez de la unión aumenta al aumentar el momento de inercia de la placa en la sección transversal con un cambio de ancho mayor, necesitando más carga para producir el fenómeno de flexión secundaria.

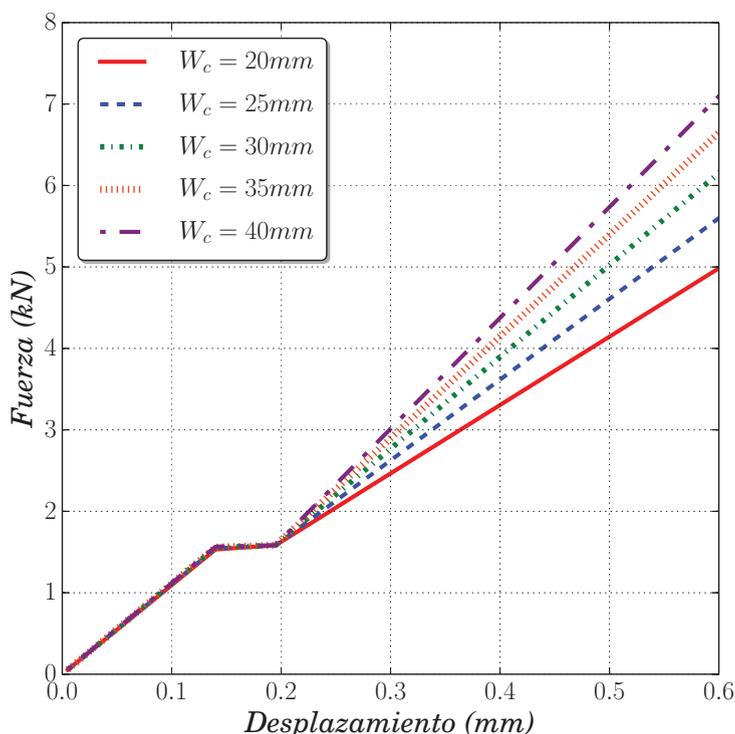


FIGURA 4.31: Curva Fuerza-Desplazamiento. Estudio paramétrico del ancho de la placa en el modelo analítico propuesto.

El diámetro es otro de los parámetros relevantes objeto de estudio, que se muestra en la figura 4.32 en un rango de variación desde $D_c = 4,4\text{mm}$ hasta $D_c = 5,2\text{mm}$. Su influencia se muestra en la rigidez de las placas K_{pli} como se aprecia en la ecuación 4.11 en ambas pendientes de la curva, pero no con una influencia tan alta. La rigidez que verdaderamente se ha visto modificada ha sido la K_{shear} global y de cada placa K_{sh-pl1} y K_{sh-pl1} para la región de fricción en cuanto a rigidez del tornillo en sí se refiere, como se aprecia en las ecuaciones 4.12 y 4.13, donde la región afectada por la arandela Aw_{Wpli} y su fuerza transmitida desde el tornillo a la placa también se ve modificada. Un aumento del diámetro implica menor rigidez en el comportamiento de la unión, al “perder” material físico, ya que la distancia al borde libre e_c , la distancia característica p_{ci} o las distancias características L_{efci} en el cálculo de las rigideces $K_{\phi1}$ y $K_{\phi2}$ se han visto modificadas.

Otra de las modificaciones significativas reside en el espesor de las placas, a través de la modificación de la secuencia de apilamiento, como se muestra en la figura 4.33. Se mantiene una configuración cuasi-isótropa de $[\pm 45/0/90]_{ns}$ para un valor de $n = 1$ hasta $n = 5$ con un espesor de cada lámina de $0,125\text{mm}$. En la región de fricción, el tener un

espesor menor con configuración $[\pm 45/0/90]_{1s}$ produce un aumento de rigidez global al aumentar la citada rigidez K_{shear} , como se aprecia de manera explícita en la ecuación 4.13, necesitando una mayor carga para producir un mismo desplazamiento. Para la región de presión, el efecto de la secuencia de apilamiento influye de manera directa primeramente en la rigidez a flexión del laminado E_{Fci} , en el cálculo de las rigideces $K_{\phi 1}$ y $K_{\phi 2}$, aumentando conforme se aumenta la secuencia de apilamiento hasta $[\pm 45/0/90]_{5s}$. También se han visto modificadas otras rigideces que conforman la rigidez K_{bolt} , analizada en la expresión 4.22; como las rigideces de compresión local K_{be-pli} (expresiones 4.20 y 4.21), la rigidez de cortadura K_{sh-b} (expresión 4.18) y la rigidez a flexión por compresión local K_{bend-b} (expresión 4.19). Todas ellas, con una mayor secuencia de apilamiento (mayor espesor) contribuyeron a aumentar la rigidez de la unión mecánica, siendo más difícil la aparición de la flexión secundaria.

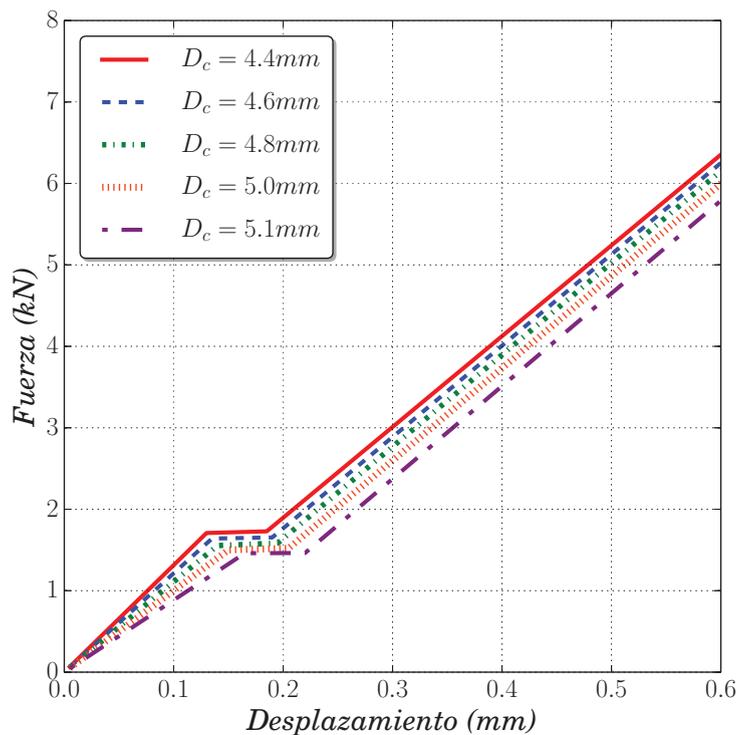


FIGURA 4.32: Curva Fuerza-Desplazamiento. Estudio paramétrico del diámetro del agujero de la placa en el modelo analítico propuesto.

El último elemento a valorar dentro del presente estudio paramétrico es el cambio del material. Se proponen un total de cinco materiales compuestos diferentes, tres fibras

de carbono, una fibra de vidrio y una fibra de aramida, presentando diferentes propiedades cada uno de ellos, tal y como se muestra en la figura 4.34. La primera fibra de carbono es la presentada en los ensayos experimentales de esta Tesis Doctoral con el código IM7/MTM45-1, cuyas propiedades están mostradas en la tabla 3.1; la segunda fibra de carbono es HTA7/6376 obtenida de [38], con propiedades mostradas en la tabla 4.2; la tercera fibra de carbono es T300/LTM45-EL obtenida de [97]; la fibra de vidrio es Silenka 1200tex/DY063 obtenida de [98], siendo por último el Kevlar de fibra de aramida K-285/ADR 240 obtenido de [99]. Las propiedades de los tres últimos materiales compuestos se muestran en la tabla 4.3. En la comparación de materiales existió una clara diferencia entre las fibras de carbono, que poseían valores más altos de propiedades elásticas, seguidas de la fibra de vidrio, y por último de la fibra de aramida. Las propiedades entraron prácticamente de manera directa en todas las ecuaciones presentes en el modelo planteado, estando presente la relación de mayor fuerza soportada para un desplazamiento fijado, cuando los materiales poseen mejores valores de propiedades elásticas; por lo que catalogar de adecuado un material u otro siempre estará condicionado al tipo de aplicación al que vayan destinado.

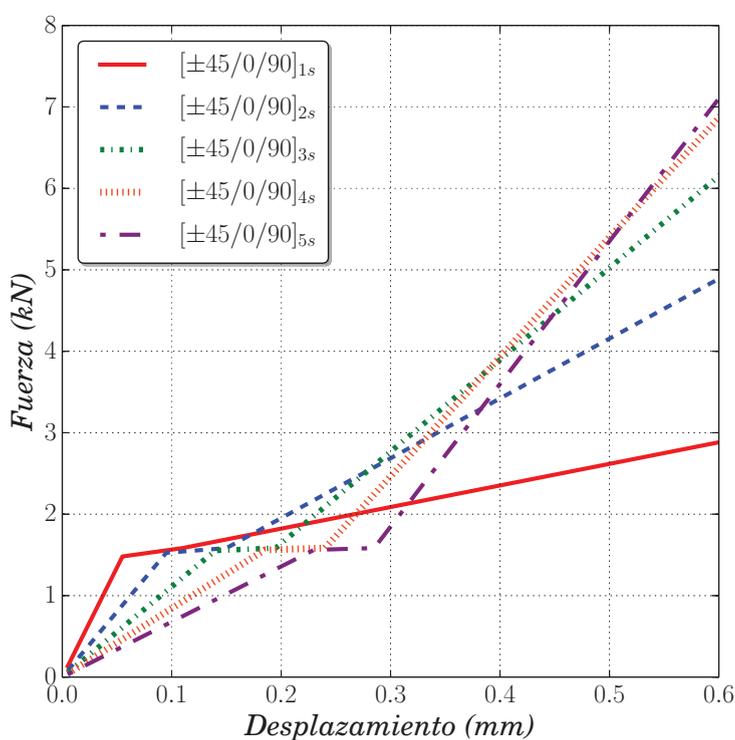


FIGURA 4.33: Curva Fuerza-Desplazamiento. Estudio paramétrico de la secuencia de apilamiento de la placa en el modelo analítico propuesto.

	<i>T300/LTM45-EL</i>	<i>Silenka 1200tex/DY063</i>	<i>K-285/ADR 240</i>
E_1 (GPa)	127	74	56
E_2 (GPa)	9,1	74	6,4
ν_{12}	0,31	0,2	0,3
G_{12} (GPa)	5,6	30,8	1,3
X_T (MPa)	2720	2150	1987
X_C (MPa)	1690	1450	1370
Y_T (MPa)	74	2150	68
Y_C (MPa)	214	1450	187
S_{12} (MPa)	115	104	98

TABLA 4.3: Propiedades de la fibra de carbono T300/LTM45-EL [97], de la fibra de vidrio Silenka 1200tex/DY063 [98] y la fibra de aramida Kevlar K-285/ADR 240 [99].

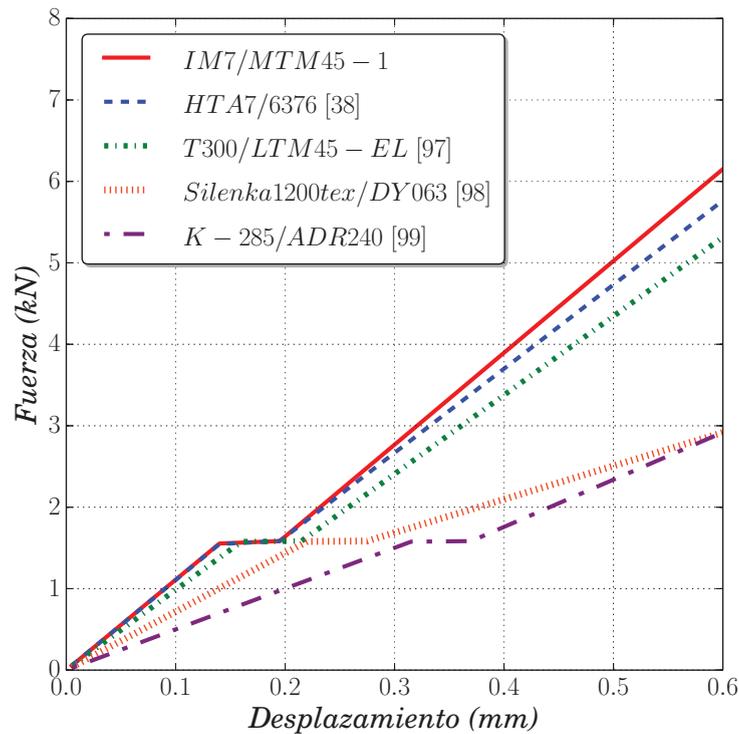


FIGURA 4.34: Curva Fuerza-Desplazamiento. Estudio paramétrico de materiales compuestos en la placa en el modelo analítico propuesto.

4.6. Resumen del capítulo.

En el presente capítulo se ha propuesto un modelo analítico para el estudio y análisis de una unión a solape simple de material compuesto y tornillo de titanio. Se ha propuesto una solución analítica modificada de lo presentado hasta el momento, para caracterizar el fenómeno de flexión secundaria en la unión, y que ésta dependa de parámetros físicos de la unión como es la geometría o del material; y no de un parámetro experimental que solamente dependía del tipo de tornillo empleado para la propia unión (cabeza recta, avellanada o pasador). Además, seguido a esto se ha mostrado cómo introducir de manera justificativa el efecto de los parámetros del par de apriete y del coeficiente de fricción de cara al modelo analítico en este capítulo y al numérico en el siguiente. El modelo analítico de este capítulo ha trabajado con muy bajo coste computacional, dando soluciones y estimaciones en resultados de la unión de manera rápida e inmediata con tiempos inferiores al segundo.

El modelo planteado ha presentado una buena correlación en las diferentes zonas del comportamiento elástico en la unión mecánica, validado con resultados experimentales presentados (ver figuras 4.23-4.25); y con resultados experimentales de la bibliografía (ver figura 4.26), que presentaban modificaciones geométricas, de material, de par de apriete y coeficiente de fricción con respecto a los aquí presentados. Además, tras la excelente validación se ha propuesto un estudio paramétrico completo al realizarse un total de ocho modificaciones de elementos relevantes (ver figuras 4.27-4.34), que perseguían ver la influencia de éstos de cara a la optimización del diseño de una unión mecánica de material compuesto en una estructura aeronáutica.

El análisis de la unión mecánica en el rango elástico es, actualmente, muy propio de la industria aeronáutica de cara a la seguridad de la aeronave, ya que no es tolerable que la propia unión trabaje fuera de dicho rango, habiéndose producido daño en la misma.

Esta página está en blanco de manera intencionada

Capítulo 5

Modelo numérico de uniones mecánicas a solape simple

En el presente capítulo se ha propuesto un modelo numérico para el estudio y análisis de uniones mecánicas, en la configuración de solape simple. En este caso el modelo numérico pretende predecir el fallo en la unión, algo que no era posible con el modelo analítico del anterior capítulo, debido a la existencia de tensiones y desplazamientos en la dirección de fuera del plano. Para predecir el fallo de la unión mediante el método de los elementos finitos ha sido necesario desarrollar un nuevo criterio de rotura. Dicho criterio consiste en la ampliación del criterio de rotura propuesto por Chang-Chang [100] y Chang-Lessard [101], incluyendo el efecto de las tensiones fuera del plano. El modelo validado mediante ensayos experimentales, ha sido utilizado para entender mejor los mecanismos de daño que aparecen durante el fallo en uniones mecánicas a solape simple.

Las simulaciones de esta Tesis Doctoral han sido desarrolladas empleando el código de elementos finitos Abaqus [102]. Se ha utilizado Abaqus/Standard como procesador debido a que emplea métodos implícitos, obteniendo mejores calidades en los resultados por los menores errores presentados en la convergencia hacia el resultado, además de tratarse de un problema que no depende de la variable tiempo.

5.1. Criterio de fallo empleado.

Los mecanismos de fallo de los materiales compuestos son complejos debido a su anisotropía, ya que están formados por la superposición de diferentes láminas. Se ha mostrado con anterioridad el buen funcionamiento del modelo analítico propuesto en el capítulo anterior para caracterizar el comportamiento de la unión en su rango elástico, pero estos modelos simplificados tienen ciertas limitaciones para predecir el fallo progresivo de la unión, cuando hay tensiones y desplazamientos fuera del plano.

Para poder predecir el comportamiento de la unión cuando se produce y se propaga el fallo, se ha implementado un criterio de rotura basado en tensiones, mediante la subrutina de usuario USDFLD para Abaqus en lenguaje Fortran. Se ha propuesto una modificación del criterio de rotura de Chang-Chang [100] y Chang-Lesard [101], incluyendo el efecto de las tensiones fuera del plano, que no estaba inicialmente implementado. La razón reside en la fuerte no linealidad del problema por el efecto del par de apriete aplicado y la flexión secundaria producida por la excentricidad geométrica y de la carga.

Partiendo de la formulación de teoría del laminado [77, 78], se considera, al igual que Chang-Chang [100] y Chang-Lesard [101], que la no linealidad aparecía a nivel de lámina, expresando la deformación a cortadura γ_{12} como una función de la tensión a cortadura τ_{12} , tal como propusieron Hahn y Tsai [103], y que se muestra en la ecuación 5.1.

$$\gamma_{12} = \frac{1}{G_{12}}\tau_{12} + \kappa\tau_{12}^3 \quad (5.1)$$

Donde G_{12} es el módulo a cortadura en el plano, y κ es un parámetro no lineal del material obtenido experimentalmente, fijado por Chang-Lesard [101] para fibra de carbono en $5,52,10^{-17} \text{Mpa}^{-3}$.

Este parámetro es difícil de medir considerando las tensiones de cortadura en dirección fuera del plano de la lámina. No obstante, la respuesta no lineal del laminado va a venir dominada por el comportamiento de la matriz ante las cargas solicitadas. Es por esta razón por la se propone que las deformaciones de cortadura en las direcciones fuera del plano estén asociadas con las tensiones de cortadura en esas mismas direcciones, de la forma que se muestra en las ecuaciones 5.2 y 5.3.

$$\gamma_{13} = \frac{1}{G_{13}}\tau_{13} + \kappa\tau_{13}^3 \tag{5.2}$$

$$\gamma_{23} = \frac{1}{G_{23}}\tau_{23} + \kappa\tau_{23}^3 \tag{5.3}$$

Donde G_{13} y G_{23} son los módulos a cortadura, τ_{13} y τ_{23} son las tensiones de cortadura, y γ_{13} y γ_{23} son las deformaciones a cortadura.

Chang-Chang [100] propusieron el fallo en las fibras únicamente a tracción, que posteriormente fue extendido por Chang-Lesard [101] para cuatro modos de fallo más: fallo en la fibra a compresión, fallo por cortadura fibra-matriz, fallo por tracción y por compresión en la matriz. Tales modos de fallo se aprecian en la figura 5.1.

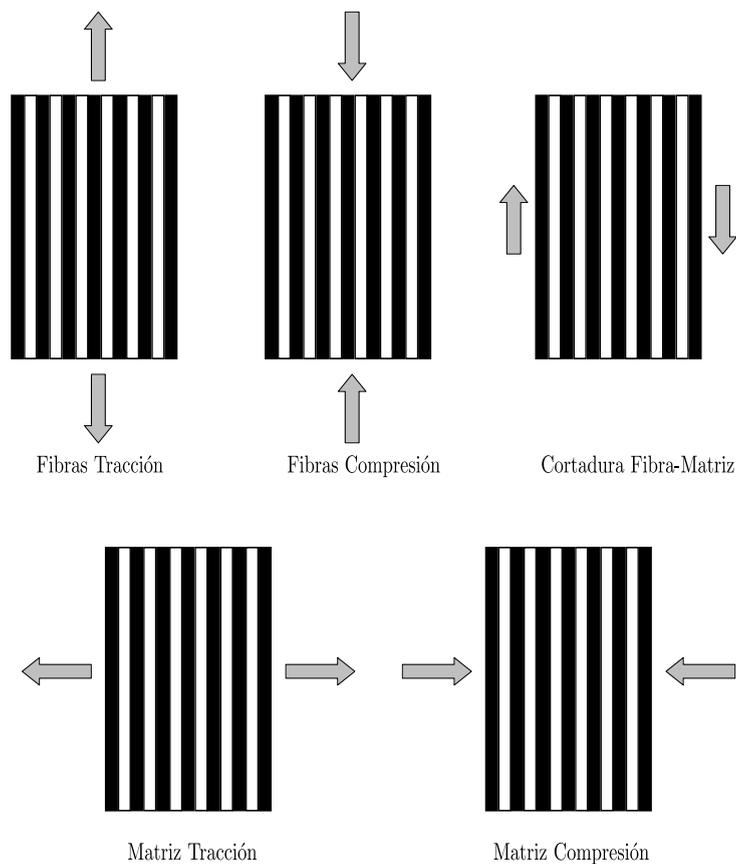


FIGURA 5.1: Modos de fallo considerados en el criterio de rotura propuesto.

5.1.1. Fallo en las fibras a tracción.

Chang-Chang [100] propusieron el modo de fallo a tracción en las fibras, únicamente con la consideración de las tensiones participantes en el plano, tal y como se muestra en la expresión 5.4 de manera diferencial.

$$e_{ft}^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_T} \right)^2 + \frac{\int_0^{\gamma_{12}} \tau_{12} d\gamma_{12}}{\int_0^{\gamma_{12}^M} \tau_{12} d\gamma_{12}} \quad (5.4)$$

Donde σ_1 es la tensión originada en la dirección de las fibras, X_T es la resistencia a tracción en la dirección de las fibras; y donde γ_{12}^M es la deformación última a cortadura en el plano.

La propuesta desarrollada en esta Tesis Doctoral reside en la incorporación del efecto de las tensiones fuera del plano dentro del criterio de rotura ya considerado; entendiendo para ello la fabricación de un laminado de fibra de carbono. En definitiva, y tratado con una visión más general, la fibra se encuentra rodeada de matriz en todas sus direcciones, no solamente en el plano. Si bien es cierto que, una visión experimental del fenómeno físico de la unión a solape simple, hace entender que por la presencia de la flexión secundaria, el fallo en las fibras a tracción no solamente depende de las tensiones participantes en el plano, sino también en la dirección fuera del plano; construyendo la expresión del criterio de la misma forma que propusieron Chang-Chang [100], tal y como se muestra en la expresión 5.5, donde el tercer conjunto de términos refleja la contribución propuesta. Analizando el comportamiento experimental de la unión se tiene certeza de que esta contribución ayuda a originar presencia de daño en la unión, y presentar una no linealidad en las tensiones.

$$e_{ft}^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_T} \right)^2 + \frac{\int_0^{\gamma_{12}} \tau_{12} d\gamma_{12}}{\int_0^{\gamma_{12}^M} \tau_{12} d\gamma_{12}} + \frac{\int_0^{\gamma_{13}} \tau_{13} d\gamma_{13}}{\int_0^{\gamma_{13}^M} \tau_{13} d\gamma_{13}} \quad (5.5)$$

Donde γ_{13}^M es la deformación última a cortadura fuera del plano.

Considerando en la anterior ecuación el efecto no lineal de las tensiones de cortadura involucradas en este caso (expresiones 5.1 y 5.2), se tiene que la ecuación 5.6 domina el fallo en las fibras a tracción, cumpliéndose el criterio cuando $e_{ft}^2 \geq 1$. El criterio propuesto es más crítico que el considerado por los autores, ya que se incluye la contribución del efecto existente en la dirección fuera del plano, siendo más sencillo que se cumpla.

$$e_{ft}^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_T} \right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\kappa\tau_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\kappa S_{12}^4} + \frac{\frac{\tau_{13}^2}{2G_{13}} + \frac{3}{4}\kappa\tau_{13}^4}{\frac{S_{13}^2}{2G_{13}} + \frac{3}{4}\kappa S_{13}^4} \quad (5.6)$$

Donde S_{12} y S_{13} son las resistencias a cortadura en el plano y fuera de él.

5.1.2. Fallo en las fibras a compresión.

Para el caso del fallo en las fibras a compresión se ha mantenido el criterio propuesto por Chang-Lesard [101], que propuso un criterio de máxima tensión que considera una compresión pura en las fibras, que se cumple cuando $e_{fc}^2 \geq 1$

$$e_{fc}^2 = \frac{\sigma_1}{X_C} \quad (5.7)$$

Donde X_C es la resistencia a compresión en la dirección de las fibras.

5.1.3. Fallo a cortadura fibra-matriz.

Chang-Lesard [101] propusieron el fallo a cortadura combinando fibra-matriz, que poseía una expresión muy similar al fallo a tracción en las fibras, pero considerando el efecto de las tensiones de compresión en la dirección longitudinal, como aparece reflejado en la expresión 5.8.

$$e_s^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_C} \right)^2 + \frac{\int_0^{\gamma_{12}} \tau_{12} d\gamma_{12}}{\int_0^{\gamma_{12}^M} \tau_{12} d\gamma_{12}} \quad (5.8)$$

De la misma manera que ya se ha realizado, se ha propuesto incorporar el efecto de las tensiones fuera del plano, tal y como se muestra en la expresión 5.9.

$$e_s^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_C} \right)^2 + \frac{\int_0^{\gamma_{12}} \tau_{12} d\gamma_{12}}{\int_0^{\gamma_{12}^M} \tau_{12} d\gamma_{12}} + \frac{\int_0^{\gamma_{13}} \tau_{13} d\gamma_{13}}{\int_0^{\gamma_{13}^M} \tau_{13} d\gamma_{13}} \quad (5.9)$$

Incorporando a la anterior expresión la no linealidad del material e integrando, la expresión 5.10 refleja el modo de fallo a cortadura fibra-matriz, cumpliéndose tal criterio cuando $e_s^2 \geq 1$. Al igual que se ha mostrado anteriormente el criterio de rotura no sobrestima la acción del modo de fallo.

$$e_s^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_C} \right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\kappa\tau_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\kappa S_{12}^4} + \frac{\frac{\tau_{13}^2}{2G_{13}} + \frac{3}{4}\kappa\tau_{13}^4}{\frac{S_{13}^2}{2G_{13}} + \frac{3}{4}\kappa S_{13}^4} \quad (5.10)$$

5.1.4. Fallo en la matriz a tracción.

El fallo en la matriz a tracción es otro de los modos de fallo considerados por Chang-Lesard [101], solamente propuesto en dirección del plano de la lámina, como se muestra en la expresión 5.11.

$$e_{mt2}^2 = \left(\frac{\sigma_2}{Y_T} \right)^2 + \frac{\int_0^{\gamma_{12}} \tau_{12} d\gamma_{12}}{\int_0^{\gamma_{12}^M} \tau_{12} d\gamma_{12}} \quad (5.11)$$

Donde σ_2 es la tensión en la dirección transversal, e Y_T es la resistencia a tracción del material en su dirección transversal.

Considerando el efecto de las tensiones fuera del plano, para una de las direcciones transversales de las fibras, el criterio propuesto se visualiza en la expresión 5.12.

$$e_{mt2}^2 = \left(\frac{\sigma_2}{Y_T} \right)^2 + \frac{\int_0^{\gamma_{12}} \tau_{12} d\gamma_{12}}{\int_0^{\gamma_{12}^M} \tau_{12} d\gamma_{12}} + \frac{\int_0^{\gamma_{23}} \tau_{23} d\gamma_{23}}{\int_0^{\gamma_{23}^M} \tau_{23} d\gamma_{23}} \quad (5.12)$$

Donde γ_{23}^M es la deformación última a cortadura fuera del plano.

Incorporando el efecto de la no linealidad del material a cortadura mediante las ecuaciones 5.1 y 5.2, el criterio de fallo de la matriz a tracción en la dirección 2 transversal se muestra con la ecuación 5.13, cumpliéndose el criterio cuando $e_{mt2}^2 \geq 1$.

$$e_{mt2}^2 = \left(\frac{\sigma_2}{Y_T} \right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\kappa\tau_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\kappa S_{12}^4} + \frac{\frac{\tau_{23}^2}{2G_{23}} + \frac{3}{4}\kappa\tau_{23}^4}{\frac{S_{23}^2}{2G_{23}} + \frac{3}{4}\kappa S_{23}^4} \quad (5.13)$$

Donde S_{23} es la resistencia a cortadura fuera del plano.

De la misma manera, con la ecuación 5.14 se muestra el criterio de fallo en la matriz en la dirección 3 transversal, presentando daño en el material cuando $e_{mt3}^2 \geq 1$.

$$e_{mt3}^2 = \left(\frac{\sigma_3}{Z_T} \right)^2 + \frac{\frac{\tau_{13}^2}{2G_{13}} + \frac{3}{4}\kappa\tau_{13}^4}{\frac{S_{13}^2}{2G_{13}} + \frac{3}{4}\kappa S_{13}^4} + \frac{\frac{\tau_{23}^2}{2G_{23}} + \frac{3}{4}\kappa\tau_{23}^4}{\frac{S_{23}^2}{2G_{23}} + \frac{3}{4}\kappa S_{23}^4} \quad (5.14)$$

Donde σ_3 es la tensión en la dirección fuera del plano, y Z_T es la resistencia a tracción en esa misma dirección.

5.1.5. Fallo en la matriz a compresión.

Chang-Lesard [101] trataron el fallo de la matriz a compresión, de la misma forma que a tracción, pero obviamente considerando las tensiones y resistencias que presentaban este efecto sobre el material, como se refleja en la expresión 5.15.

$$e_{mc2}^2 = \left(\frac{\sigma_2}{Y_C} \right)^2 + \frac{\int_0^{\gamma_{12}} \tau_{12} d\gamma_{12}}{\int_0^{\gamma_{12}^M} \tau_{12} d\gamma_{12}} \quad (5.15)$$

Donde Y_C es la resistencia a compresión en la dirección transversal.

De nuevo, y siguiendo con la filosofía de los autores, se propone el efecto de las tensiones fuera del plano considerando las tensiones de compresión en la dirección transversal a las fibras, como se muestra en la expresión 5.16.

$$e_{mc2}^2 = \left(\frac{\sigma_2}{Y_C} \right)^2 + \frac{\int_0^{\gamma_{12}} \tau_{12} d\gamma_{12}}{\int_0^{\gamma_{12}^M} \tau_{12} d\gamma_{12}} + \frac{\int_0^{\gamma_{23}} \tau_{23} d\gamma_{23}}{\int_0^{\gamma_{23}^M} \tau_{23} d\gamma_{23}} \quad (5.16)$$

Aplicando de nuevo la no linealidad, el criterio de fallo en la matriz en la dirección 2 transversal se muestra en la ecuación 5.17, habiendo presencia de daño en los elementos del material cuando $e_{mc2}^2 \geq 1$.

$$e_{mc2}^2 = \left(\frac{\sigma_2}{Y_C} \right)^2 + \frac{\frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\kappa\tau_{12}^4}{\frac{S_{12}^2}{2G_{12}} + \frac{3}{4}\kappa S_{12}^4} + \frac{\frac{\tau_{23}^2}{2G_{23}} + \frac{3}{4}\kappa\tau_{23}^4}{\frac{S_{23}^2}{2G_{23}} + \frac{3}{4}\kappa S_{23}^4} \quad (5.17)$$

De la misma forma, se propone el fallo en la matriz en la dirección transversal a las fibras restante, mediante la expresión 5.18, con el criterio cumplido cuando $e_{mc3}^2 \geq 1$.

$$e_{mc3}^2 = \left(\frac{\sigma_3}{Z_C} \right)^2 + \frac{\frac{\tau_{13}^2}{2G_{13}} + \frac{3}{4}\kappa\tau_{13}^4}{\frac{S_{13}^2}{2G_{13}} + \frac{3}{4}\kappa S_{13}^4} + \frac{\frac{\tau_{23}^2}{2G_{23}} + \frac{3}{4}\kappa\tau_{23}^4}{\frac{S_{23}^2}{2G_{23}} + \frac{3}{4}\kappa S_{23}^4} \quad (5.18)$$

Donde Z_C es la resistencia a compresión en la dirección fuera del plano.

5.2. Descripción del modelo numérico en la unión mecánica a solape simple.

5.2.1. Geometría.

El modelo numérico planteado para caracterizar el comportamiento de la unión mecánica se ha realizado con elementos sólidos en un espacio tridimensional, con la geometría que reproduce los ensayos experimentales, que aparece en la figura 4.1 del capítulo 4. El modelo consistía en dos placas rectangulares y un tornillo; donde las placas presentaban una longitud L_c igual a $140mm$, un ancho W_c igual a $30mm$, un espesor t_c de $3mm$, y un agujero con un diámetro de D_c igual a $4,85mm$. El tornillo fue modelado por revolución con la geometría del tornillo experimental, considerándole un diámetro medio de $4,8mm$. Este hecho hace que el modelo contase una holgura $\lambda = 50\mu m$, establecida por los fabricantes de ambos componentes. Tanto la placa como el tornillo por separado pueden visualizarse en la figura 5.2.

5.2.2. Modelo de material.

El material implementado para las placas es el ya estudiado en capítulos anteriores, y se trata de la fibra de carbono IM7 en resina epoxi MTM-45-1. Para reducir el coste computacional y favorecer la convergencia en la solución, se ha sustituido la secuencia de apilamiento $[\pm 45/0/90]_{3S}$ de las probetas experimentales por la secuencia $[\pm 45/0/90]_{2S}$ (ver figura 5.2(a)). Se verificó que esta simplificación no suponía un cambio significativo en la estimación de la rigidez del laminado, como se muestra en la tabla 5.1, donde aparecen los resultados de la rigidez de la unión entre un desplazamiento de $0,5mm$ y $0,8mm$. La razón de este intervalo, por un lado reside en evitar la presencia de daño y la consecuente degradación de propiedades; y por otro lado, como así se verificó en el modelo analítico, la presencia importante del efecto de la flexión secundaria, parámetro influyente en la no linealidad del problema.

Secuencia Apilamiento	Exp	$[\pm 45/0/90]_{1S}$	$[\pm 45/0/90]_{2S}$	$[\pm 45/0/90]_{3S}$
Rigidez (kN/mm)	9.89	7.53	10.76	10.09
Error (%)	-	19.65	9.28	7.66

TABLA 5.1: Estudio de la secuencia de apilamiento. Rigidez de la unión para un intervalo de desplazamiento entre $0,5mm$ y $0,8mm$.

Adicionalmente se ha estimado la rigidez a flexión del laminado aparente mediante la teoría clásica del laminado [76–78], teniendo en cuenta sus propiedades mecánicas, que pueden consultarse en la tabla 3.1 del capítulo 3. Los módulos a flexión aparentes para las diferentes secuencias de apilamiento propuestas, y sus errores con respecto a la secuencia experimental se muestran en la tabla 5.2.

Secuencia Apilamiento	$[\pm 45/0/90]_{1S}$	$[\pm 45/0/90]_{2S}$	$[\pm 45/0/90]_{3S}$
Rigidez a flexión aparente (GPa)	33.4	52.8	57.3
Error (%)	41.8	7.8	-

TABLA 5.2: Estudio de la secuencia de apilamiento. Rigidez de la unión para un intervalo de desplazamiento entre $0,5mm$ y $0,8mm$.

En el caso del tornillo de cabeza recta, el material implementado fue el titanio 6Al-4V, cuyas propiedades elásticas pueden comprobarse en la tabla 3.3 del capítulo 3.

Una vez implementado el modelo numérico, es necesario analizar qué le pasa al material cuando está dañado. Se trata de analizar qué les ocurre a los elementos que se ven

afectados por el cumplimiento de tal criterio en el modelo numérico. Se debe de tener en cuenta además, que la implementación se produce para Abaqus/Standard, por lo que no se concibe la eliminación de elementos como sí sucede para Abaqus/Explicit. Los elementos afectados que cumplan uno o varios modos de fallo propuestos se encuentran dañados pero no eliminados, por lo que pueden soportar más o menos carga en función de si lo que está dañado son las fibras, la matriz o la combinación de ambos. Este hecho realmente sucede en el procedimiento experimental, donde por ejemplo la matriz puede agrietarse pero sigue soportando solicitaciones.

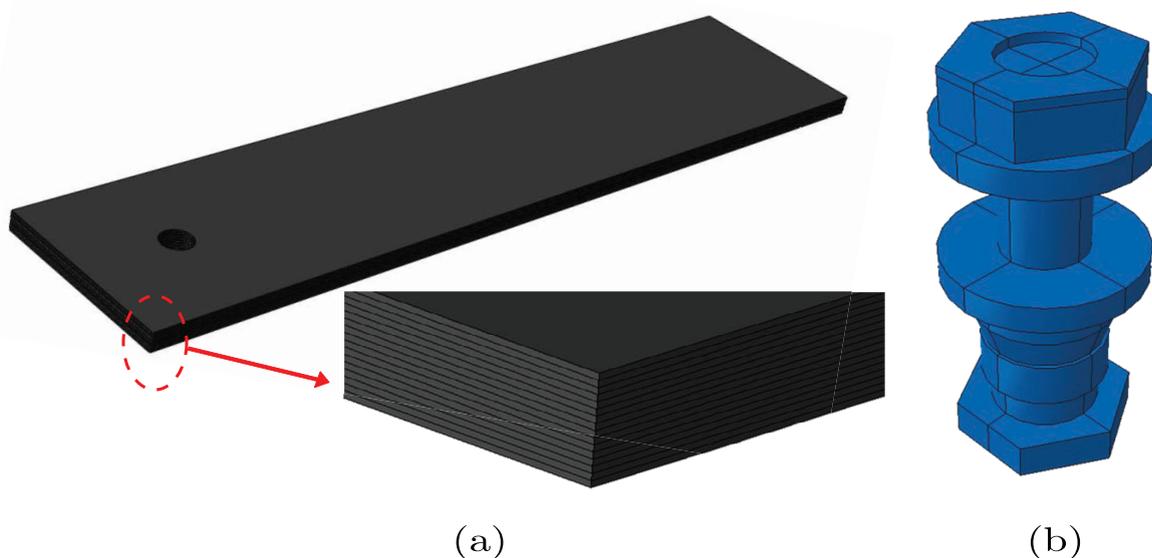


FIGURA 5.2: Partes del modelo numérico de unión mecánica a solape simple. (a) Placa de fibra de carbono y (b) Tornillo de titanio.

La traducción de que un elemento dañado soporta carga, absorbiendo energía se realiza mediante la degradación de propiedades. Para este caso, las propiedades que se ven afectadas son las constantes elásticas del material, algo entendible ya que un elemento dañado tiene que tener afectada su rigidez y su capacidad de deformación cuando se ha producido un fallo.

Camanho y Matthews [31] propusieron una degradación de las propiedades elásticas dependiente del modo de fallo que apareciese. Se ha propuesto la degradación de las constantes elásticas del laminado adaptadas al criterio de rotura planteado, y dicha degradación va a estar condicionada a los modos de fallo implementados, como se aprecia en la tabla 5.3.

<i>Modo de Fallo</i>	E_1	E_2	E_3	G_{12}	G_{13}	G_{23}	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}
Tracción en Fibras	0.14	0.4	0.4	0.25	0.25	0.2	0	0	0
Compresión en Fibras	0.14	0.4	0.4	0.25	0.25	0.2	0	0	0
Cortadura Fibra-Matriz	-	-	-	0.25	0.25	-	0	0	-
Tracción en Matriz	-	0.4	0.4	-	-	0.2	0	0	0
Compresión en Matriz	-	0.4	0.4	-	-	0.2	0	0	0

TABLA 5.3: Degradación de las propiedades en el modelo numérico en función del modo de fallo.

5.2.3. Condiciones de contorno.

El modelo es ensamblado como una unión a solape simple, que se puede visualizar en la figura 5.3. Como condición de contorno se impuso en uno de los extremos de una placa un empotramiento, impidiendo de esta manera tanto los desplazamientos como los giros de los nodos de tal sección.

Además, se presentaba un problema inicial en el modelo numérico para los primeros instantes de la simulación, ya que el tornillo no estaba en contacto con las placas, se encontraba en “el aire” debido a su posicionamiento inicial. Como se muestra en el detalle de la figura 5.3, ha sido necesario, para favorecer la convergencia en el cálculo, aplicar unos muelles de baja rigidez tanto en una de las placas en las direcciones donde no ha ejercido la fuerza (transversal y fuera del plano) como en el tornillo en las tres direcciones del espacio.

5.2.4. Aplicación de las cargas.

Para la aplicación de las cargas se reproduce el proceso experimental desarrollado en los ensayos. Este consiste en primer lugar en la aplicación del par de apriete en un primer paso de simulación, sin introducir ninguna carga más. Cuando el proceso de carga por el par de apriete ha finalizado, éste se mantiene aplicado durante todo el proceso de simulación, y es cuando entonces se comienza a ejercer, en el otro extremo de la placa sobre el cual se impuso la condición de empotramiento, una carga en la dirección longitudinal por control de desplazamiento, de manera que se asemejase al ensayo experimental lo más posible, como se aprecia en la figura 5.3.

Por otro lado, es necesario introducir el par de apriete en el modelo numérico. En Abaqus [102], este efecto no es introducido como un par, sino como una fuerza de compresión permitiendo la unión del tornillo en este caso con las placas. Es por este motivo donde recae la importancia de conocer qué valor de fuerza de compresión F_{torque} (ver figura 5.4) corresponde un determinado valor de par, que se ha estudiado y analizado en la sección 4.3.1 del capítulo 4. En el modelo planteado se ha trabajado con los dos valores de par establecidos experimentalmente: el considerado como “par de apriete a mano” $\tau = 1Nm$, y el valor estándar de par igual a $\tau = 8Nm$. Los valores de la fuerza introducida para “par de apriete a mano” para el valor estándar de par, considerando la ecuación 4.43, son de $1016N$ y $8130N$ respectivamente. Se ha introducido el par de apriete en el software de manera que la simulación contemple y ejerza dicho par antes de aplicar ningún desplazamiento sobre la unión.

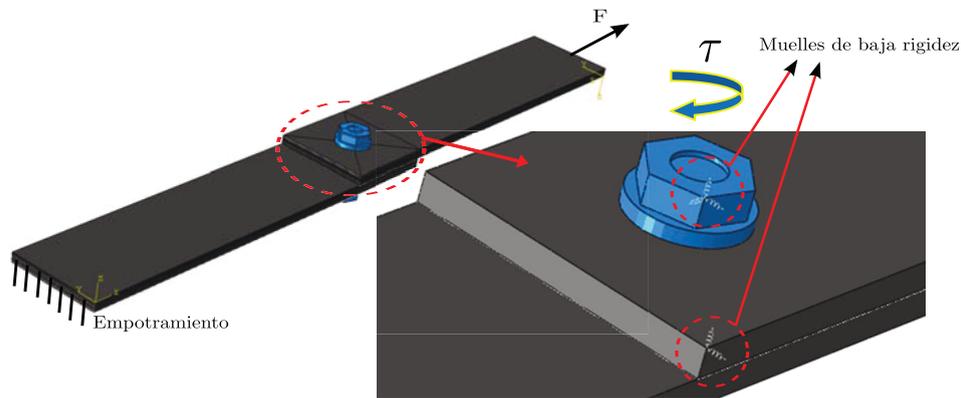


FIGURA 5.3: Modelo ensamblado. Cargas y condiciones de contorno.

5.2.5. Contactos e interacciones.

Otro de los efectos relevantes que se producen en una unión mecánica en particular son las diversas partes en contacto existentes, y que en su tratamiento numérico son necesario caracterizar. En la figura 5.4 se muestra que existen un total de cinco partes en contacto, donde cada una de ellas tiene que ser caracterizada impidiendo inclusiones de unas partes con otras, y con un determinado coeficiente de fricción, siendo esto último estudiado en la sección 4.3.2 del capítulo 4. La interacción dominadora del efecto de la fricción, y que modifica el comportamiento de la unión es la producida entre las dos placas. Experimentalmente se han considerado dos tipos de superficies en contacto, una de ellas con “acabado pulido” ($\mu = 0,18$) y otra con “acabado rugoso” ($\mu = 0,35$), que se muestran en la figura 4.22. En las restantes interacciones existe un contacto de metal del

tornillo de titanio con la fibra de carbono de las placas, fijándose un coeficiente de fricción de $\mu_{metal-composite} = 0,114$ en el caso del contacto con la superficie de “acabado pulido” de la fibra de carbono, y de valor $\mu_{metal-composite} = 0,171$ con la superficie de “rugoso”. Si bien es cierto, que va a pesar más en el modelo las fuerzas de presión por contacto en las interacciones del metal con el material compuesto, como son el caso de fuerzas ejercidas por el fuste, y las indentaciones locales de las arandelas de la cabeza y la tuerca.

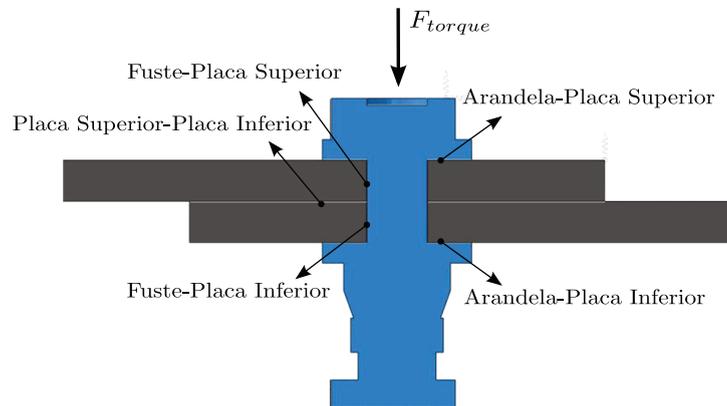


FIGURA 5.4: Partes en contacto en la unión y dirección de la fuerza de apriete.

5.2.6. Mallado.

Se realizó un mallado con elementos sólidos lineales con ocho nodos, control de *hourglass* e integración reducida C3D8R para reducir, en la manera de lo posible el coste computacional sin pérdida en la calidad de la solución. Se ha realizado un estudio de sensibilidad de la malla para la optimización de ésta, eligiendo la variable fuerza de reacción en la unión como referencia para un desplazamiento de $1mm$ en el caso con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$, como se aprecia en la tabla 5.4; y seleccionando aquella malla estable que se encontraba en el umbral de equilibrio, entre coste computacional y variación del valor de la variable seleccionada.

Dentro de los mallados seleccionados, partiendo de la llamada Malla 1 en la tabla 5.4, se fue incrementando el número de elementos al doble tanto en las placas como en el tornillo, verificando el tiempo computacional de cada caso, y la diferencia en la variable seleccionada con respecto a los ensayos experimentales en las citadas condiciones. La malla seleccionada ha sido la llamada como Malla 3, ya que presenta errores inferiores al 5%, y los tiempos de cálculo son del orden de la mitad que la malla que presenta los mejores resultados con el doble de elementos.

En la figura 5.5 puede apreciarse el mallado final seleccionado con un total de 109316 elementos, repartidos en 48000 elementos por cada placa y 13316 elementos en el tornillo. Además puede apreciarse en las inmediaciones de los agujeros de las placas, un mallado con técnica de “tela de araña” para poder mantener el tamaño de los elementos en la dirección radial. Se ha empleado además un elemento por cada lámina considerada, para no introducir a lo largo de una lámina física el efecto de la cortadura que existe en la conexión de dos elementos.

<i>Sensibilidad Malla</i>	<i>Exp</i>	<i>Malla 1</i>	<i>Malla 2</i>	<i>Malla 3</i>	<i>Malla 4</i>
Nº Elementos	-	27329	54658	109316	218632
Fuerza Reacción (<i>kN</i>)	9.372	10.582	8.751	9.021	9.115
Error (%)	-	12.91	6.63	3.75	2.74
Tiempo de cálculo (<i>horas</i>)	-	8.3	17.8	25.5	48.2

TABLA 5.4: Estudio de sensibilidad de la malla. Fuerza de reacción soportada en la unión para un desplazamiento $d = 1mm$.

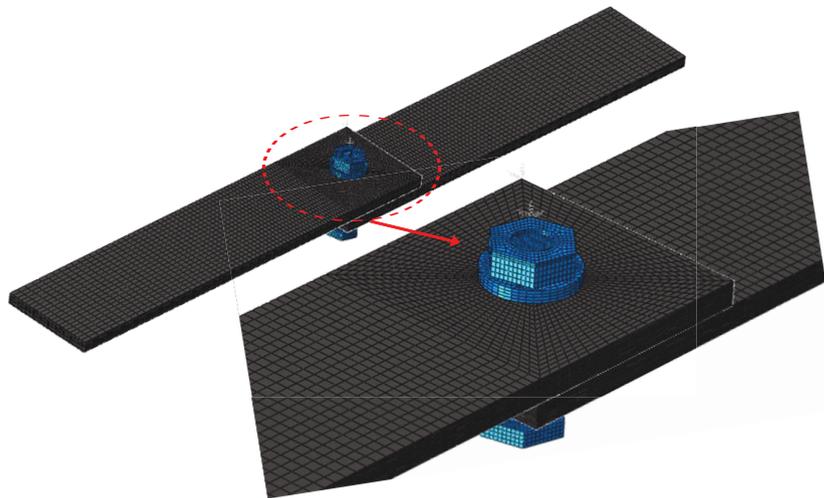


FIGURA 5.5: Mallado de la unión mecánica con 109316 elementos.

Los casos seleccionados con la malla adecuada se han llevado a cabo en uno de los servidores del departamento de Medios Continuos y Teoría de Estructuras de la Universidad Carlos III de Madrid. Para cada caso se emplearon para 5 CPUs con un consumo en torno a los 4 GB de memoria RAM, y un tiempo medio de resolución de 26 horas.

5.2.7. Modelo adicional.

Complementario al modelo numérico presentado, y con objeto de una validación de este, se ha decidido modelar numéricamente la unión mecánica presentada por Riccio y Marciano [38], que ya ha sido estudiada analíticamente en el capítulo anterior para su validación con el modelo presentado en su primera fase de la curva.

Esta unión se compone de dos placas, la primera de fibra de carbono HTA7/6376 (diferentes propiedades al propuesto) con longitud de 150mm , ancho de $28,8\text{mm}$ y espesor de $4,6\text{mm}$. La segunda es de aluminio AA7475-T76 con longitud de 150mm , ancho de $28,8\text{mm}$ y espesor 4mm , con tornillo de cabeza recta de titanio Ti6Al-4V de diámetro $4,8\text{mm}$, siendo la holgura existente de $50\mu\text{m}$ y la distancia al borde libre de $14,4\text{mm}$.

Se planteó una secuencia de apilamiento de $[0/\pm 45/90]_{2s}$ (el caso experimental poseía una secuencia de apilamiento de $[0/\pm 45/90]_{4s}$) por eficiencia computacional a la hora de obtener los resultados; un par de apriete de $\tau = 10\text{Nm}$ y un coeficiente de fricción entre las placas de $\mu = 0,2$. Dicho coeficiente ha sido tomado por Riccio [39] en su modelo numérico, y tenido en cuenta en el modelo analítico para este caso en concreto. Las propiedades de la fibra de carbono y el aluminio pueden consultarse en la tabla 4.2 del 4.

El segundo modelo numérico planteado se muestra en la figura 5.6, visualizando las cargas y condiciones de contorno aplicadas, el detalle de la zona de unión y el mallado final (tras el análisis de sensibilidad de la malla) con 83512 elementos sólidos C3D8R, repartidos en 39722 para la placa de fibra de carbono, 31512 para la placa de aluminio y 12278 para el tornillo.

5.3. Validación del modelo numérico de unión mecánica a solape simple.

En esta sección se muestra la validación del modelo numérico planteado para la unión a solape simple, detallando los resultados experimentales completos, los resultados numéricos tras las simulaciones; y el análisis del daño existente en cada uno de los casos planteados.

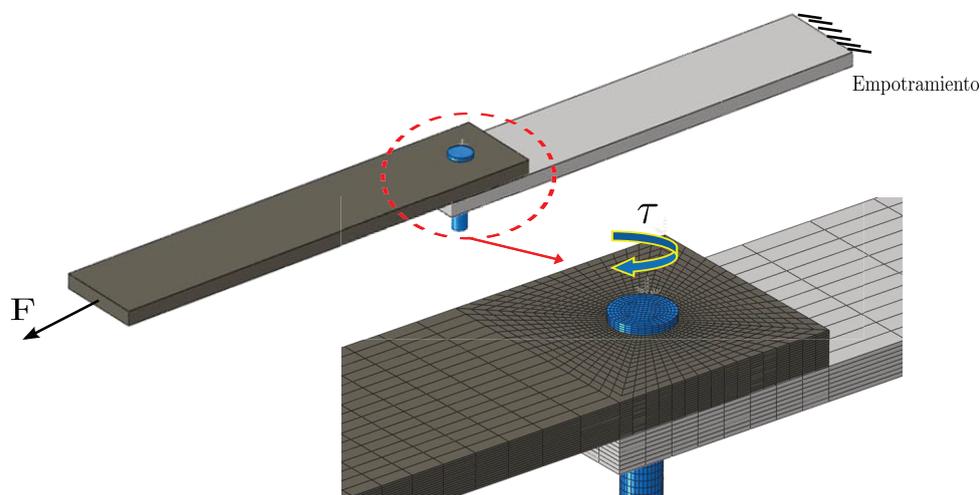


FIGURA 5.6: Modelo numérico de unión mecánica a solape simple basado en Riccio y Marciano [38].

5.3.1. Respuesta global de la unión a solape simple.

Los ensayos experimentales, sobre los que está basado el modelo numérico, son los ya explicados en cuanto a su procedimiento en la sección 4.2 del capítulo 4. En tal capítulo se ha propuesto un modelo analítico para caracterizar el comportamiento de la unión a solape simple en el rango elástico. Cuando el fallo en la unión aparece, es necesario recurrir a técnicas numéricas que faciliten la resolución del problema cuando el material se encuentra ante condiciones no elásticas, y donde el mecanismo de daño es complejo.

De cara a la validación, al igual que sucedía con el modelo analítico, previamente se ha mostrado que en los ensayos realizados se modificaron los pares de apriete a considerar ($\tau = 1Nm$ y $\tau = 8Nm$); además del acabado superficial de las probetas, influyendo el coeficiente de fricción entre las placas ($\mu = 0,18$ y $\mu = 0,35$), obtenidos de la sección 4.3 de la Tesis Doctoral. Tales validaciones se muestran en las figuras 5.7-5.9, donde se ha especificado en las subfiguras (a) las curvas Fuerza-Desplazamiento en el rango de desplazamientos adecuados para la validación, y en las subfiguras (b) el detalle de la zona de transición.

En las figuras 5.7-5.9 se muestran un total de tres curvas: la primera de ellas en trazo rojo continuo muestra los resultados experimentales de los ensayos realizados sobre la unión a solape simple; la segunda de ellas en trazo azul discontinuo muestra los resultados ya analizados del modelo analítico planteado en la Tesis Doctoral; y la tercera en

color verde, también con trazo discontinuo, muestra los resultados de la curva Fuerza-Desplazamiento del modelo numérico planteado en el presente capítulo. Las curvas se han presentado hasta un desplazamiento de la unión de $6mm$, valor considerado como aceptable para la validación del modelo, por el daño existente en la unión experimental y numérica para tal valor.

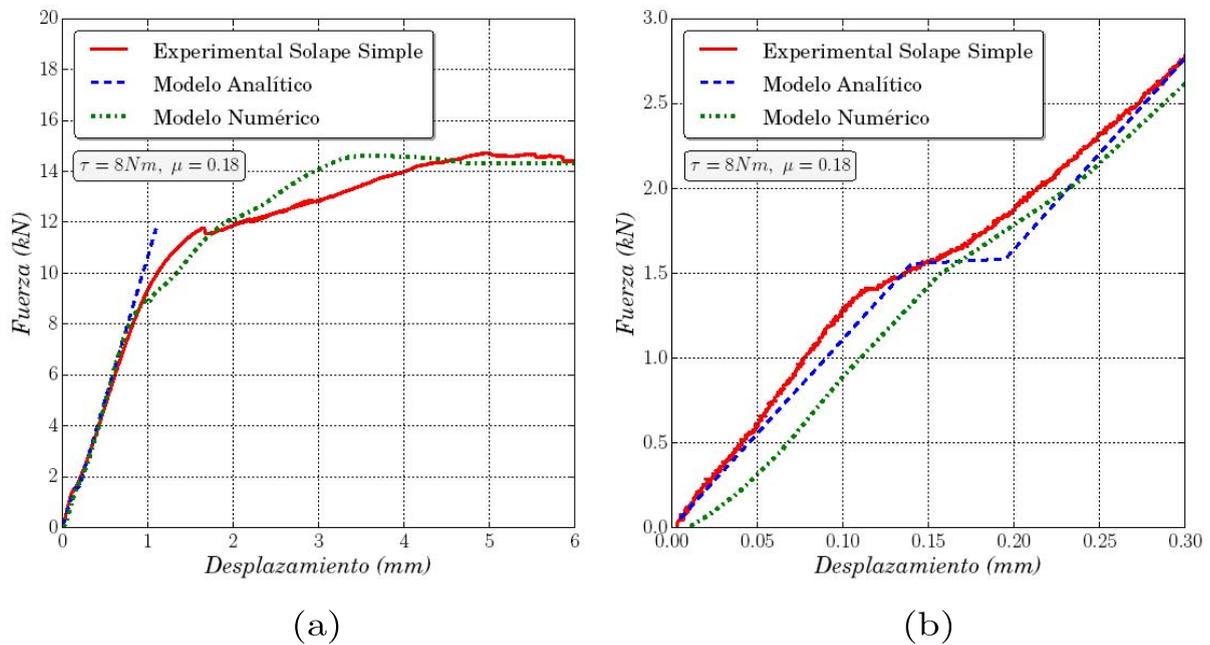


FIGURA 5.7: Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre los modelos analítico y numérico con los resultados experimentales. (a) Par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$. (b) Detalle de la zona de transición.

Como característica general a los tres casos presentados está el buen ajuste de los resultados numéricos a los resultados experimentales, en todas las fases del ensayo con errores inferiores al 10% en el rango elástico, predicción del fallo y evolución de éste, salvo en puntos muy concretos. Si bien es cierto, y como se ha explicado, en el rango elástico del comportamiento de la unión, tanto el modelo analítico como el numérico presentan una buena correlación con los resultados experimentales.

En el caso del modelo numérico, en la zona de transición (figuras 5.7(b)-5.9(b)), presenta una mayor suavidad a la hora de pasar de la zona de fricción de las placas a la zona de presión del fuste con las mismas, que lo que pueda presentar el modelo analítico, ya que en éste último se produce literalmente un “salto” para pasar de una zona a otra recorriendo una distancia igual a la holgura existente, obviando todo contacto o fenómeno que pudiese suceder en la zona, aspecto que el modelo numérico sí que es capaz de captar.

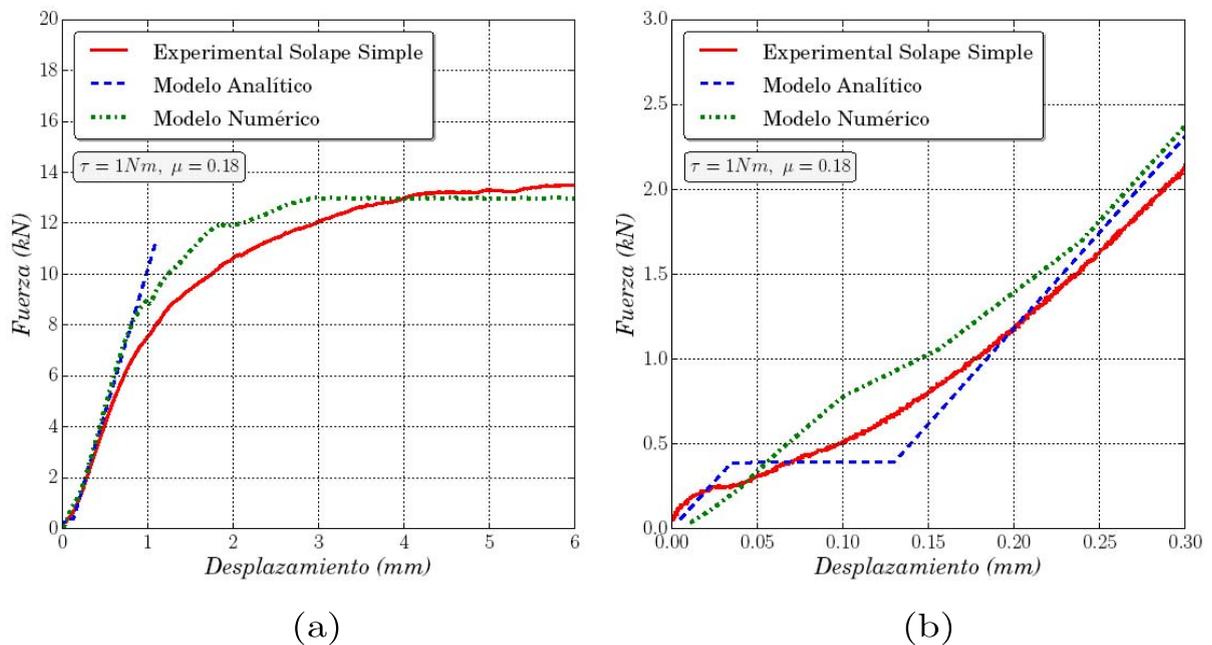


FIGURA 5.8: Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre los modelos analítico y numérico con los resultados experimentales. (a) Par de apriete $\tau = 1 Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$. (b) Detalle de la zona de transición.

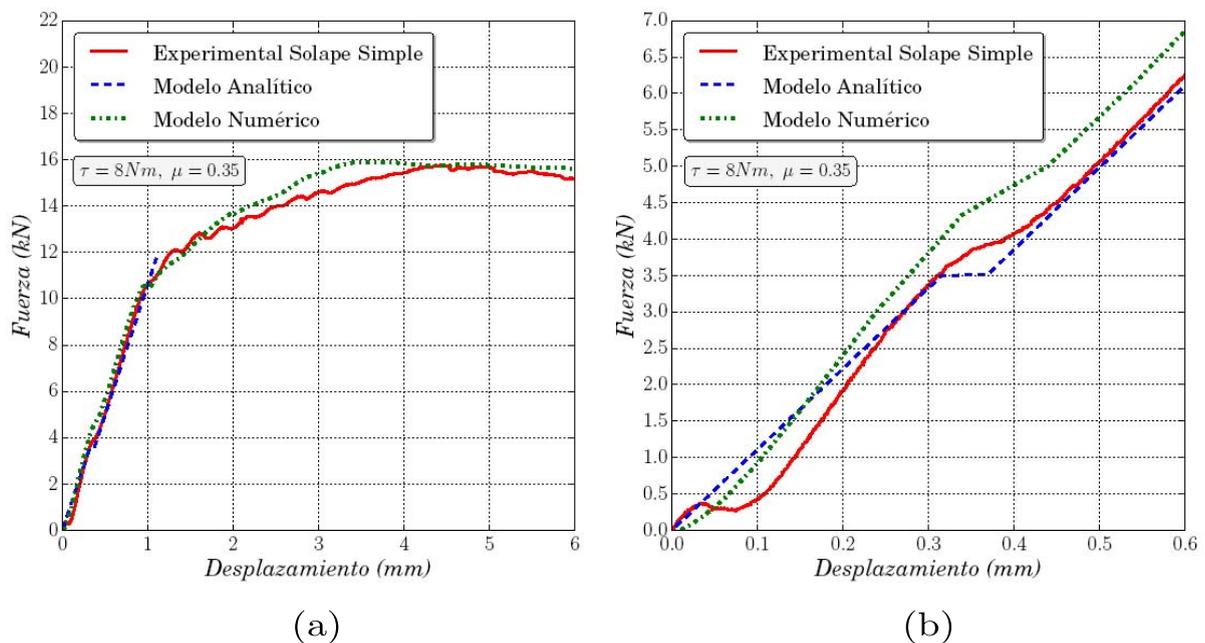


FIGURA 5.9: Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre los modelos analítico y numérico con resultados experimentales. (a) Par de apriete $\tau = 8 Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,35$. (b) Detalle de la zona de transición.

Siguiendo la cronología de fenómenos que puedan encontrarse en el ensayo destaca sin duda el aspecto fundamental que da razón de ser a este capítulo, y no es otro que la aparición del daño en la unión. La principal limitación que presentaba el modelo analítico, era cuando la unión ya no se encontraba en rango elástico presentándose los primeros compases del fallo, combinado con el fenómeno de flexión secundaria, que si que era caracterizado por el modelo analítico en el rango elástico. En las figuras 5.7(a)-5.9(a) se observa una separación de las curvas para un desplazamiento de la unión entre $0,8mm$ y $1mm$, que viene asociado con la aparición de los primeros daños en las placas de fibra de carbono, como seguidamente se tratará y analizará en la sección 5.3.2.

Tras esa separación entre las curvas, es solamente el modelo numérico quien puede reproducir el fenómeno que está ocurriendo en el ensayo realizado en la unión. En todos los casos, la curva, cuando se produce el daño en el material compuesto, cambia su comportamiento mostrando un carácter más curvo tendiendo hacia un valor asintótico horizontal, cuyo valor depende directamente del par de apriete existente y del coeficiente de fricción.

Si se quiere comparar el par de apriete, pero manteniendo el coeficiente de fricción, hay que analizar lo que sucede en las figuras 5.7(a) y 5.8(a). Se puede afirmar que pares de apriete más altos permiten alcanzar valores de carga más altos, lo que repercute en la resistencia y la energía absorbida de la propia unión antes del fallo catastrófico. Comparando los valores de carga máxima soportada en la unión, para un par de apriete de $\tau = 8Nm$ la fuerza máxima se sitúa en torno a los $14,5kN$, y para un par de apriete de $\tau = 1Nm$ se sitúa en torno a $13,5kN$.

Si lo que se quiere comparar es el coeficiente de fricción entre las placas, pero manteniendo el par de apriete, se analizan las figuras 5.7(a) y 5.9(a). En tales figuras se puede contrastar como coeficientes de fricción más altos también permiten alcanzar valores de carga, resistencia y energía absorbida de la unión. Comparando los valores de carga máxima soportada en la unión, para un coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ la fuerza máxima se sitúa en torno a los $14,5kN$, y para un coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ se sitúa en torno a $16kN$.

Como ya se ha mostrado en la sección 4.4 del capítulo anterior, un aumento del par de apriete y del coeficiente de fricción implica un retardo a la hora de producirse la zona de transición, elevando por tanto el valor de la carga a la cual se produce tal efecto, y

a su vez elevando la curva con las implicaciones que en los párrafos anteriores se han mostrado.

Con objeto de aumentar la calidad de la validación del modelo numérico presentado, en la figura 5.10 se muestran los resultados comparativos entre los resultados experimentales de Riccio y Marciano [38], el modelo numérico presentado por Riccio [39], con el modelo analítico y numérico presentados en la Tesis Doctoral.

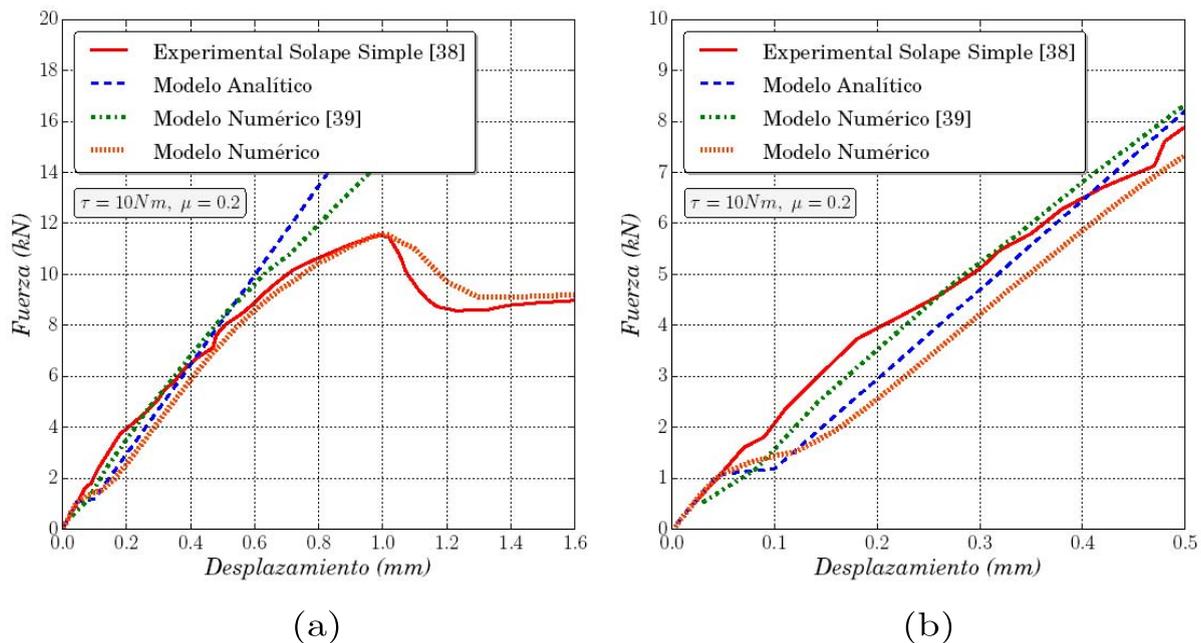


FIGURA 5.10: Curva Fuerza-Desplazamiento. Comparación entre los modelos analítico y numéricos con los resultados experimentales, según Riccio y Marciano [38] y Riccio [39]. (a) Par de apriete $\tau = 10Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,2$. (b) Detalle de la zona de transición.

En la figura 5.10(a) se visualiza como cuando el daño se produce, solo el modelo numérico presentado es capaz de reproducir los resultados experimentales, captando el instante del fallo (con un desplazamiento de unión en torno a $1mm$), que implica la caída de la carga y un posterior soporte de carga aproximado de $9kN$. De hecho el modelo numérico predice el valor máximo de carga soportado, pero la caída de carga es realizada de manera más suave debido al método implícito de cálculo. Todo ello a pesar de que tanto la geometría, el par de apriete, el coeficiente de fricción, como los materiales de las placas son diferentes a los casos experimentales presentados previamente. El modelo numérico del autor no consigue un ajuste tan significativo a sus resultados experimentales, a pesar de estar implementando para caracterizar el daño el criterio de fallo de Hashin

[68] de manera tridimensional. El problema de ajuste no se encuentra en los primeros compases del ensayo de la unión, más en particular en la zona elástica (figura 5.10(b)), donde todos los modelos presentados (analítico y numérico), y el numérico presentado por el autor del mismo presentan una buena correlación de los resultados. Este hecho demuestra que la captación del fallo en un material compuesto no es una labor sencilla, debido a la anisotropía de estos materiales.

5.3.2. Análisis del daño en la unión mecánica a solape simple.

Tras la validación a nivel global del modelo numérico presentada previamente, en esta sección se muestra el comportamiento a nivel local, a nivel del propio daño en la unión, relacionándolo con el comportamiento en la curva Fuerza-Desplazamiento tratada con anterioridad, a nivel experimental y numérico.

En las curvas presentadas respecto a los ensayos experimentales propios existen dos instantes seleccionados como cruciales: el primero de ellos es la aparición del fallo y la pérdida de linealidad en la unión, que se produce como se ha dicho para desplazamientos de la unión entre $0,8mm$ y $1mm$, y el instante seleccionado como final del modelo con un desplazamiento de $6mm$, donde el daño en la unión es significativo, y donde la calidad de la convergencia de las simulaciones decrece por la gran distorsión que presentan los elementos dañados.

Se analiza el daño producido para la unión para los tres casos estudiados, con par de apriete fijado en $\tau = 8Nm$ o $\tau = 1Nm$ y con coeficiente de fricción de $\mu = 0,18$ o $\mu = 0,35$; siendo válido dicho análisis para todos ellos.

En cuanto al criterio de fallo implementado para la caracterización del daño en la unión, los resultados obtenidos de la simulación están orientados a la identificación de los modos de fallo en las fibras, cortadura fibra-matriz, matriz dentro del plano y fuera del mismo. Estos modos de fallo pueden visualizarse para un desplazamiento de $1mm$ y $6mm$ en las figuras 5.11-5.13, con un valor máximo de la unidad en el criterio asociado a cada modo de fallo presentado.

En primer lugar puede observarse la razón que justifica el por qué del empleo de un modelo numérico, y es la identificación del daño en la unión. Se ha citado en la sección anterior cómo se producía un cambio de comportamiento en la unión, que el modelo analítico era incapaz de captar, y era donde se producía la ya analizada separación entre

las curvas en torno a un desplazamiento de $1mm$. En las figuras 5.11(a)-5.13(a) se aprecia la existencia ya de daño en la propia unión, tanto para las fibras como para la matriz. En el momento que los elementos se encontraban dañados, éstos degradaban sus propiedades, acorde a los valores ya vistos en la sección 5.1.

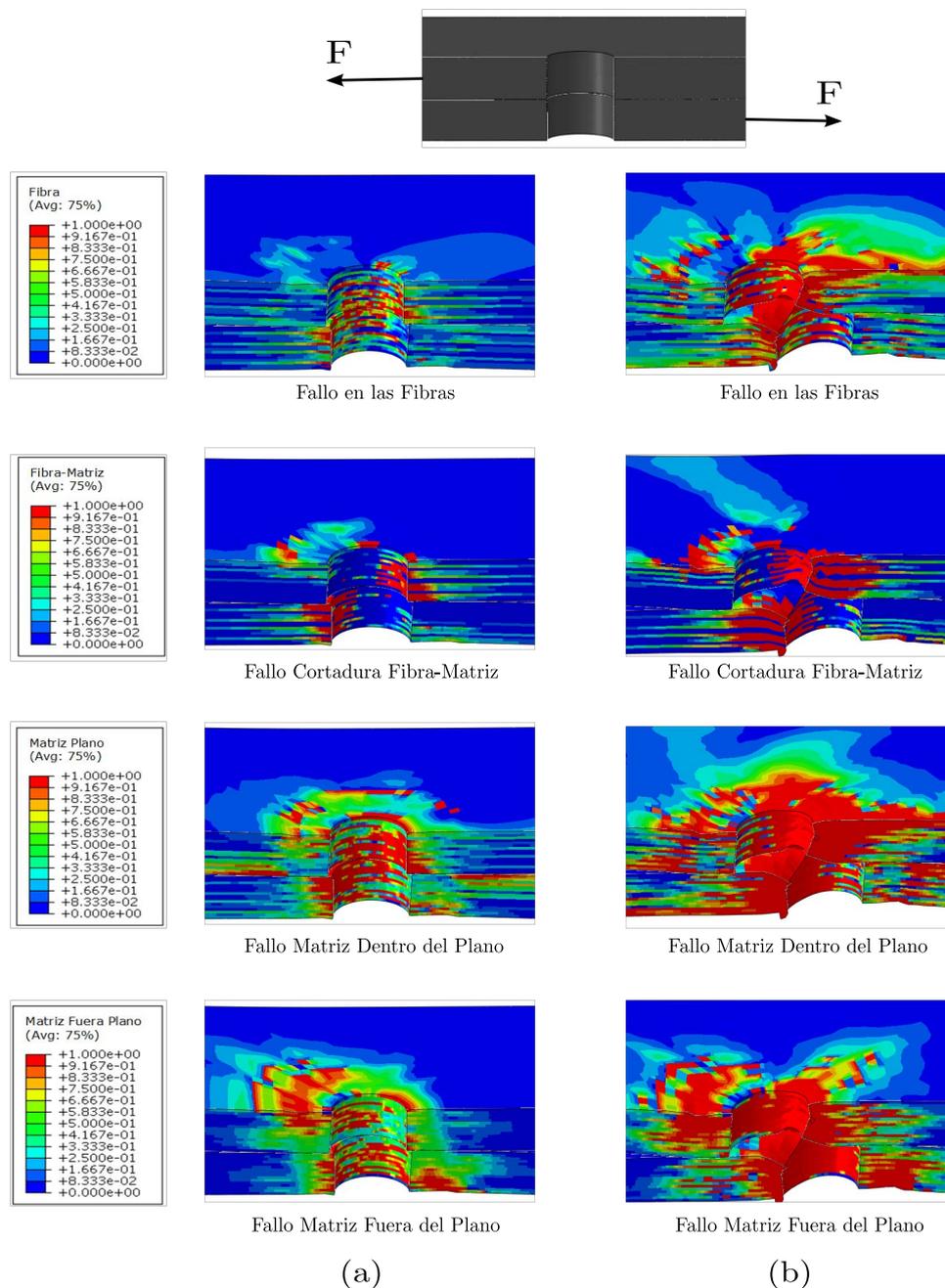


FIGURA 5.11: Modos de fallo en la unión a nivel numérico con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$. (a) Desplazamiento $1mm$ y (b) Desplazamiento $6mm$.

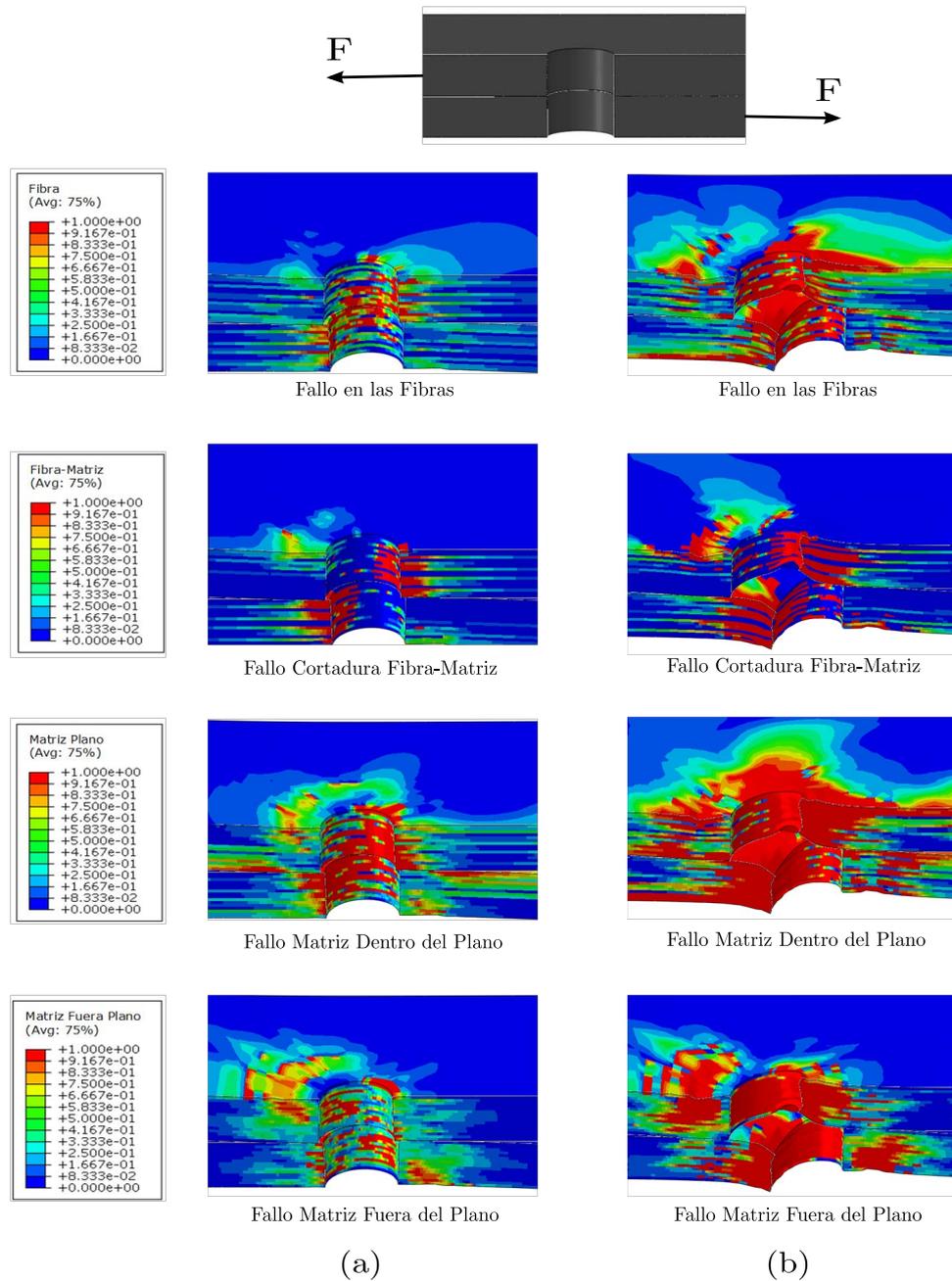


FIGURA 5.12: Modos de fallo en la unión a nivel numérico con par de apriete $\tau = 1Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$. (a) Desplazamiento $1mm$ y (b) Desplazamiento $6mm$.

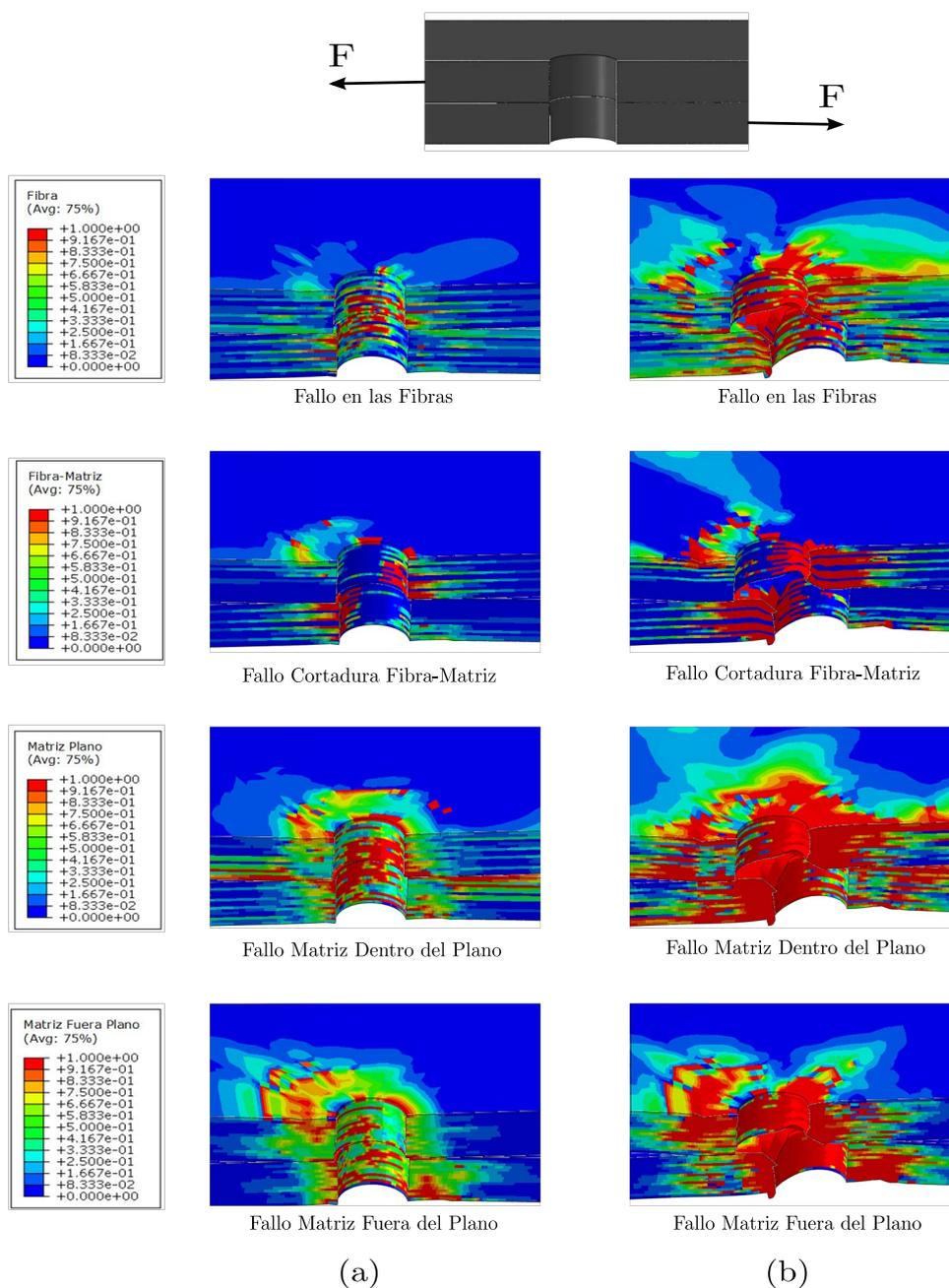


FIGURA 5.13: Modos de fallo en la unión a nivel numérico con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,35$. (a) Desplazamiento 1mm y (b) Desplazamiento 6mm .

El daño, en su comienzo, ya es la conocida compresión local y se encuentra localizado en las inmediaciones del agujero, principalmente dominado por las fuerzas de presión del tornillo (cabeza, fuste, arandelas y tuerza) con el laminado; y no de manera repartida a lo largo del espesor por encontrarse el fenómeno de flexión secundaria, modificando el comportamiento de la unión. Este fenómeno, ya es relevante cuando comienza el daño, como puede apreciarse en las figuras 5.14(a)-5.19(a) para los diferentes casos, donde se compara de manera visual la flexión secundaria de manera experimental y numérica (mostrado el criterio de fallo de la matriz en el plano) para un desplazamiento en la unión de $1mm$.

A partir del desplazamiento de $1mm$, tiende la curva hacia el carácter asintótico alcanzando los mayores valores de carga alcanzada y cada vez absorbiendo mayor energía. Se va produciendo cada vez más daño en la unión, producido por la compresión local, pero en combinación de un modo de fallo fuera del plano por la modificación de las tensiones en tal plano debido a la flexión secundaria. El material es dañado de manera progresiva, encontrándose cada vez el fuste una nueva superficie de contacto que se opone al movimiento, y que de manera local produce el mecanismo de daño, agrietando la matriz del laminado y posteriormente dañando la fibra, como se aprecia en las figuras 5.11(b)-5.13(b) para los tres casos estudiados.

Es visto como, el daño por compresión local, hace que la matriz dentro del plano sea la más damnificada, debido a las fuerzas de presión de contacto del fuste. A esto le sigue el fallo en la matriz fuera del plano, influenciado por la fuerza de apriete asociada al par que implica, impidiendo en esa región que las placas se separen unido a la flexión secundaria (ver figuras 5.14(b)-5.19(b)), que provoca indentaciones locales de la cabeza del tornillo, la arandela o tuerza en la placa, que la dañan en la dirección del espesor. El daño en las fibras, que se considera como el más catastrófico, se encuentra seguido al daño en la matriz en ambas direcciones, siendo relevante tras producirse en una región pequeña el “desgarro” de una parte de la placa, eliminando por compresión el material resistente. La última contemplación como fallo, es la combinación a cortadura fibra-matriz que viene asociado a las zonas de contacto por presión del fuste del tornillo, y donde se produce a la vez este fallo combinatorio.

Se ha mencionado con anterioridad que el origen del fallo comienza por una compresión local, pero existe otro modo muy relevante que sucede después debido a un conglomerado de circunstancias, y es la deslaminación. Este modo de fallo considerado como peligroso ya que el material no se encuentra adherido entre las capas, produciéndose una separación entre las mismas, que en este caso es visible, y haciendo caer drásticamente

el comportamiento del laminado. Este efecto de manera directa es posible visualizarse en las figuras 5.14(b)-5.19(b).

El origen de las deslaminaciones tiene principalmente dos causas. La primera es conocida por haberse ya analizado en la sección 3.3.2 del capítulo 3, y está relacionada con el contacto del fuste con la placa, que produce daño en la matriz y después en las fibras produciendo, al eliminar superficie de contacto, separación entre las capas. Ese origen de fisura unido a la consecuente carga hace que se propague, extendiendo la deslaminación en modo I.

La segunda de las razones está ligada al efecto de la flexión secundaria, que provoca unas tensiones muy elevadas en el borde libre de las placas debido a la excentricidad, haciendo que el daño en la matriz aparezca, se origine la fisura y esta se propague también en modo I. En este caso las deslaminaciones aparecen entre las láminas de 0° y 90° , por existir la mayor diferencia entre ángulos en el laminado, y siendo necesaria menor energía producir tal efecto, como especifica Abrate [89]. Tal hecho es posible apreciarse con claridad en las figuras 5.11(b)-5.13(b) para el daño en la matriz con color rojo cerca de los bordes, donde la misma se encuentra dañada y con las propiedades degradadas.

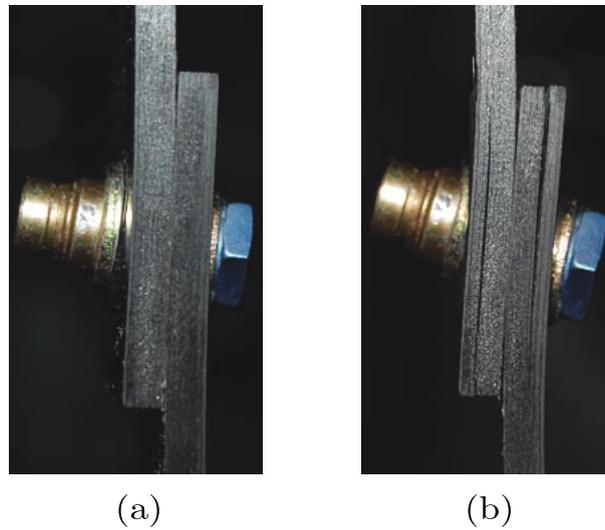


FIGURA 5.14: Fenómeno de flexión secundaria en la unión a nivel experimental con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$. (a) Desplazamiento $1mm$ y (b) Desplazamiento $6mm$.

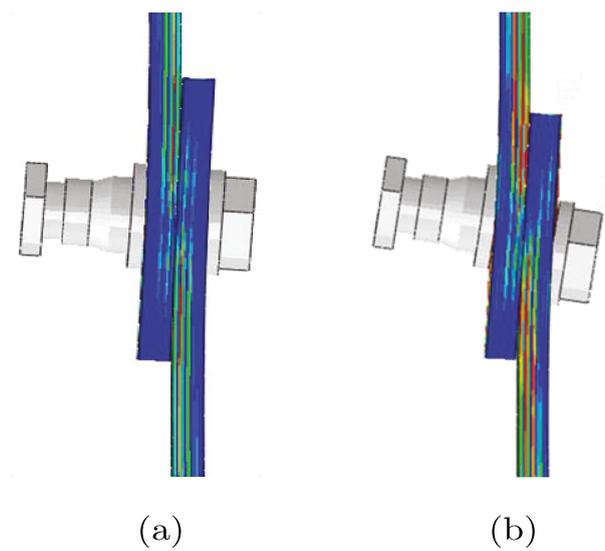


FIGURA 5.15: Fenómeno de flexión secundaria en la unión a nivel experimental con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$. (a) Desplazamiento $1mm$ y (b) Desplazamiento $6mm$.

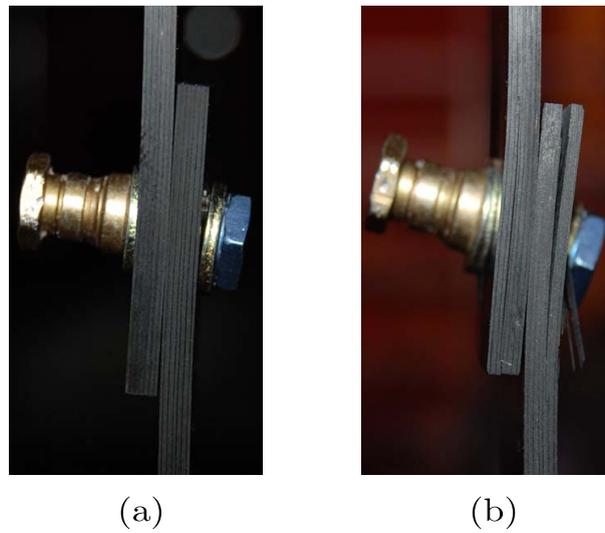


FIGURA 5.16: Fenómeno de flexión secundaria en la unión a nivel experimental con par de apriete $\tau = 1Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$. (a) Desplazamiento $1mm$ y (b) Desplazamiento $6mm$.

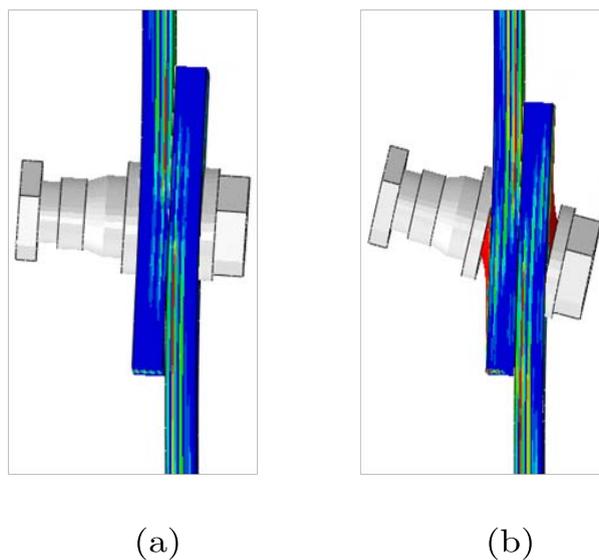


FIGURA 5.17: Fenómeno de flexión secundaria en la unión a nivel experimental con par de apriete $\tau = 1Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$. (a) Desplazamiento $1mm$ y (b) Desplazamiento $6mm$.

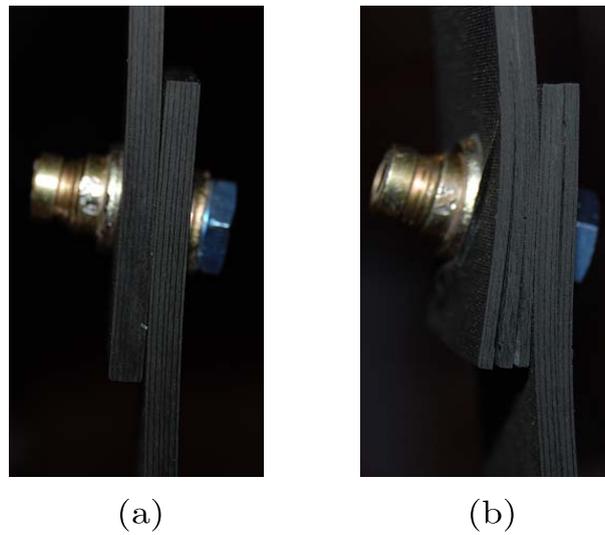


FIGURA 5.18: Fenómeno de flexión secundaria en la unión a nivel experimental con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,35$. (a) Desplazamiento $1mm$ y (b) Desplazamiento $6mm$.

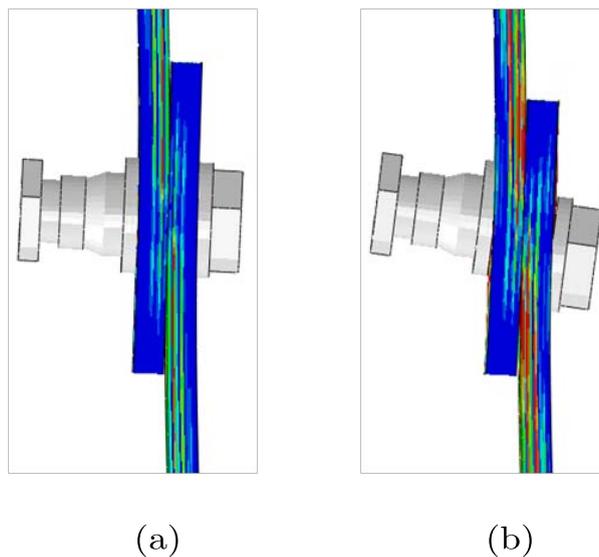


FIGURA 5.19: Fenómeno de flexión secundaria en la unión a nivel experimental con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,35$. (a) Desplazamiento $1mm$ y (b) Desplazamiento $6mm$.

De manera experimental y, mediante inspección visual directa y proyector de perfiles, es posible detectar la presencia de las deslaminaciones en todos los casos presentados, tal y como se aprecia en las figuras 5.20-5.22 excepto las subfiguras (d). Éstas muestran el estado del tornillo tras el ensayo, donde destaca la fuerte plasticidad sufrida, que también contribuye a no poder alcanzar valores de carga más altos, y sí a absorber mayor energía en la unión. De las demás subfiguras destaca la presencia de la flexión inducida en detalle, así como la fácil visibilidad de las deslaminaciones originadas, pudiendo comprender la línea de propagación de las mismas en las subfiguras (b), que han sido obtenidas mediante el citado proyector de perfiles. Se aprecia como uno de los orígenes de la aparición de la fisura se encuentra localizado en el borde libre del extremo de la placa, en particular entre las láminas de 0° y 90° (la lámina a 90° es la más brillante de la figura), como el modelo numérico ha conseguido predecir con el daño en la matriz en el borde libre. Tras este proceso de aparición de la fisura, ésta se propaga buscando el camino más frágil en modo I apoyada por la flexión inducida; hasta el momento en el que se produce la rotura translaminar y la fisura “salta” de lamina, provocada por las elevadas tensiones fuera del plano debido a la vulnerabilidad de la lámina en esa dirección, donde la resina no se encuentra ya adherida a la fibra, haciendo que ésta se encuentre solitaria por el inicio de la deslaminación, resistiendo únicamente esfuerzos en la dirección longitudinal de la misma. Además, no solamente la propagación de la fisura provocada por el inicio de la deslaminación se propaga en la dirección longitudinal de la placa, sino que en la dirección del ancho de la placa, se puede apreciar en las subfiguras (c) como la deslaminación es total, realizando literalmente un “corte” a la placa, que crea un fuerte plano para la deslaminación en la placa.

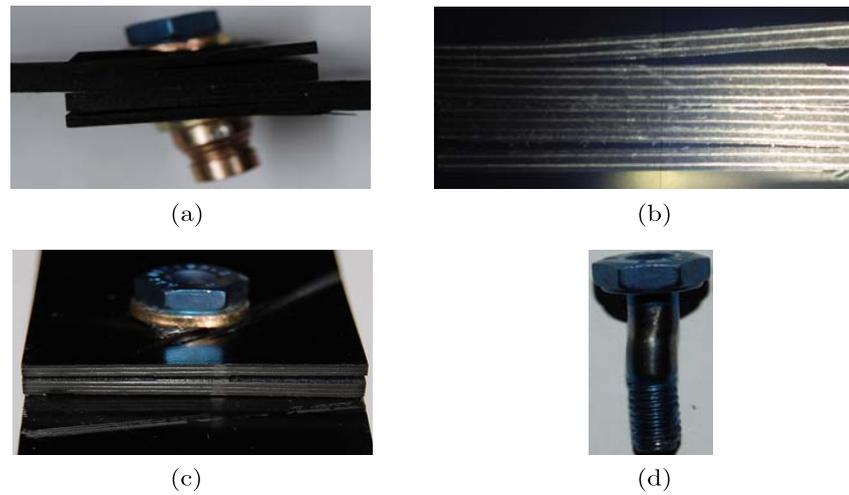


FIGURA 5.20: Efectos del daño en la unión con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ para un desplazamiento de $6mm$. (a) Percepción lateral. (b) Percepción lateral con proyector de perfiles. (c) Percepción longitudinal. (d) Estado del tornillo tras el ensayo.

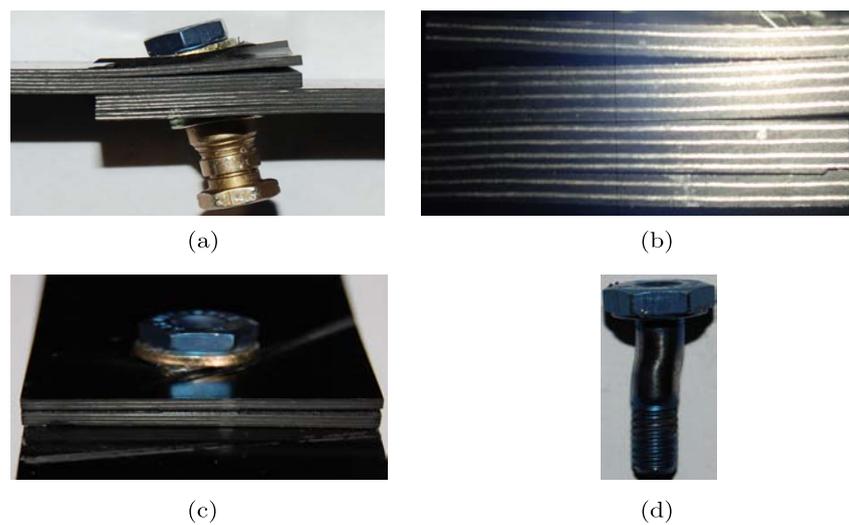


FIGURA 5.21: Efectos del daño en la unión con par de apriete $\tau = 1Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ para un desplazamiento de $6mm$. (a) Percepción lateral. (b) Percepción lateral con proyector de perfiles. (c) Percepción longitudinal. (d) Estado del tornillo tras el ensayo.

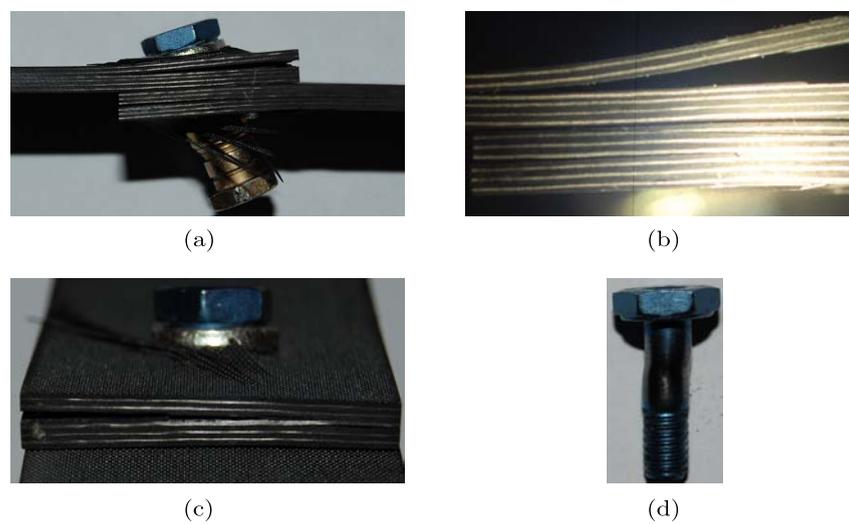
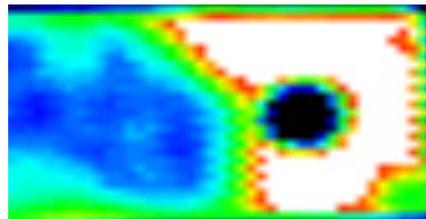
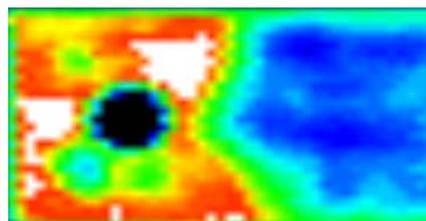


FIGURA 5.22: Efectos del daño en la unión con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,35$ para un desplazamiento de $6mm$. (a) Percepción lateral. (b) Percepción lateral con proyector de perfiles. (c) Percepción longitudinal. (d) Estado del tornillo tras el ensayo.

De la misma manera que se ha hecho para la unión con pasador, se ha realizado un estudio del fallo por ultrasonidos empleando la técnica C-Scan (el procedimiento aparece en la sección 3.2.2 del capítulo 3). La finalidad de ello ha sido asegurarse de las zonas afectadas por la deslaminación, y que de manera macroscópica no era posible detectar. Este hecho se aprecia en las figuras 5.24-5.25 para un desplazamiento en la unión de $6mm$. Si bien es cierto que los resultados presentados se encuentran muy afectados por los acabados superficiales, la gran deslaminación en algunas placas es motivo de atenuaciones importante de la señal impulso emitida. Se puede apreciar como la deslaminación se encuentra presente no solamente en las superficies de los bordes libres, como se aprecia en la figuras 5.20(c)-5.22(c), algo fácil de detectar visualmente, sino que de manera interna cerca de las inmediaciones del agujero, extendiéndose posteriormente por toda la placa, algo que ya es más difícil de detectar. El área deslaminada máxima encontrada en las placas se ha situado en $720mm^2$, siendo no inferior a $530mm^2$ en los demás ensayos realizados donde la placa se encontraba totalmente separada una lámina con la otra en la dirección del ancho de la placa, que eran las superiores en contacto con la cabeza del tornillo. En las placas en contacto con la tuerca del tornillo, el área deslaminada máximo ha sido de $405mm^2$, contemplando la separación entre las láminas que no se apreciase también mediante inspección visual, siendo el área deslaminada no inferior a $205mm^2$. Las deslaminaciones no afectaban a las regiones de las placas no próximas al agujero.

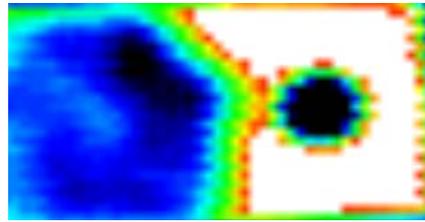


(a)

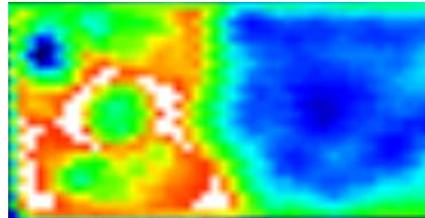


(b)

FIGURA 5.23: Imagen por C-Scan en la unión con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ para un desplazamiento de $6mm$. (a) Placa superior en contacto con la cabeza del tornillo. (b) Placa inferior en contacto con la tuerca del tornillo.

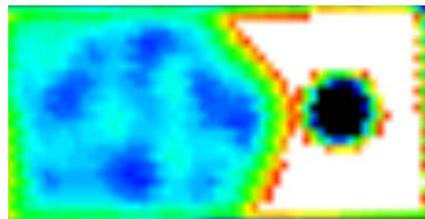


(a)

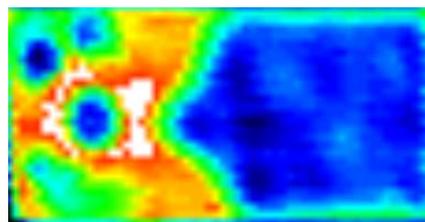


(b)

FIGURA 5.24: Imagen por C-Scan en la unión con par de apriete $\tau = 1Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ para un desplazamiento de $6mm$. (a) Placa superior en contacto con la cabeza del tornillo. (b) Placa inferior en contacto con la tuerca del tornillo.



(a)



(b)

FIGURA 5.25: Imagen por C-Scan en la unión con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,35$ para un desplazamiento de $6mm$. (a) Placa superior en contacto con la cabeza del tornillo. (b) Placa inferior en contacto con la tuerca del tornillo.

Para un completo análisis del daño, en las figuras 5.26-5.31, se muestra una comparativa para los tres casos propuestos en la perspectiva visual de planta entre, el estado de las probetas experimentales y las numéricas contemplando el daño de la matriz en el plano. En las figuras se puede observar una similitud en el mecanismo de rotura entre la parte experimental y la numérica, observando el fallo en la primera lámina mostrando

ambas caras de cada placa, estableciendo como orden de aparición desde la cabeza del tornillo hasta la tuerca.

Las capas superiores de ambas placas muestran un mecanismo más agudizado del daño por compresión local, produciendo el ya citado como “desgarro lento” de la placa al encontrarse el fuste una superficie nueva cada vez; a pesar de que tanto la lámina superior como la inferior es del mismo sentido, ya que tenemos un laminado simétrico. Este hecho es muy fácil de ser apreciado tanto a nivel experimental como numérico.

Las capas inferiores de las placas presentan además del daño por compresión local, en menor medida un daño más significativo de la matriz en el plano produciendo el colapso y agrietamiento de la misma, que provoca el consecutivo daño en las fibras y una mayor propagación de la deslaminación. Todo ello influenciado por el efecto de la flexión secundaria, que provoca una no uniformidad de los contactos del fuste con la placa, no poseyendo la misma superficie de contacto las láminas superiores que las inferiores para la misma placa, reduciendo la presencia de unos mecanismos de daño e incrementando otros.

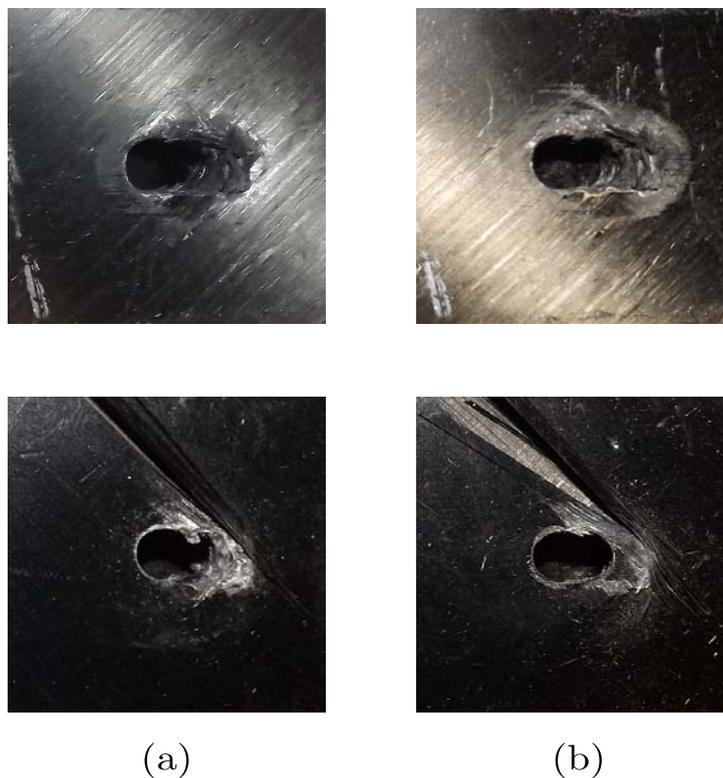


FIGURA 5.26: Estado experimental de las placas con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ para un desplazamiento de $6mm$. (a) Placa superior en contacto con la cabeza del tornillo. (b) Placa inferior en contacto con la tuerca del tornillo.

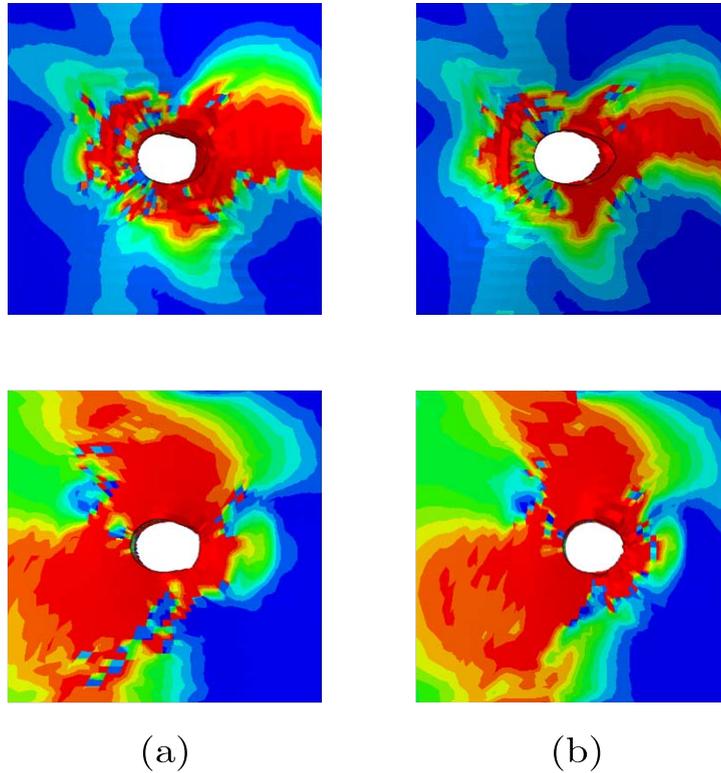


FIGURA 5.27: Estado experimental de las placas con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ para un desplazamiento de $6mm$, contemplando daño de la matriz en el plano. (a) Placa superior en contacto con la cabeza del tornillo. (b) Placa inferior en contacto con la tuerca del tornillo.

El modelo numérico ha conseguido reproducir los mecanismos de fallo que se producen en la unión a solape simple, contemplando lo que sucede tanto en las fibras como en la matriz en ambas direcciones; ya que se ha realizado la modificación de un criterio de rotura $2D$ para convertirlo en $3D$, y poder contemplar las tensiones fuera del plano considerando la cortadura.

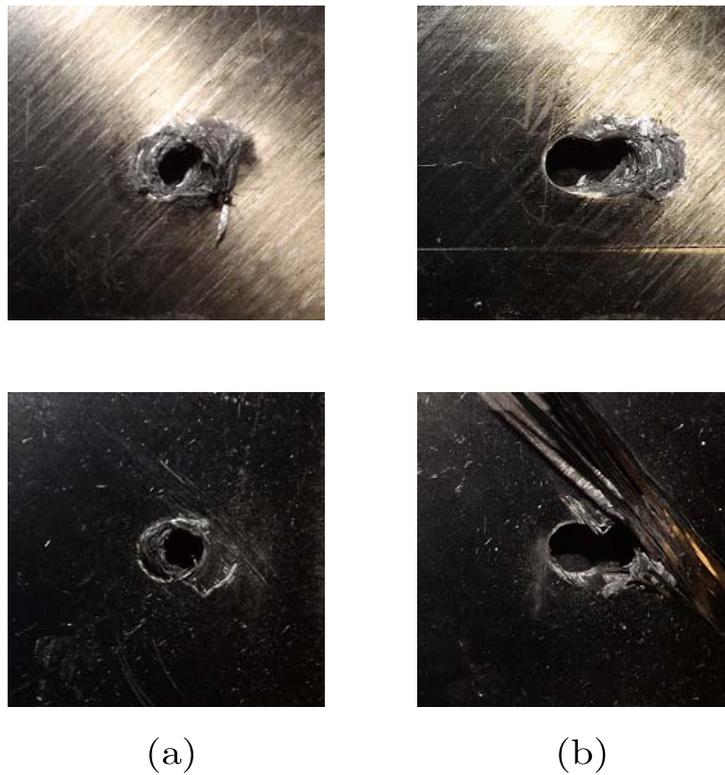


FIGURA 5.28: Estado experimental de las placas con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ para un desplazamiento de $6mm$. (a) Placa superior en contacto con la cabeza del tornillo. (b) Placa inferior en contacto con la tuerca del tornillo.

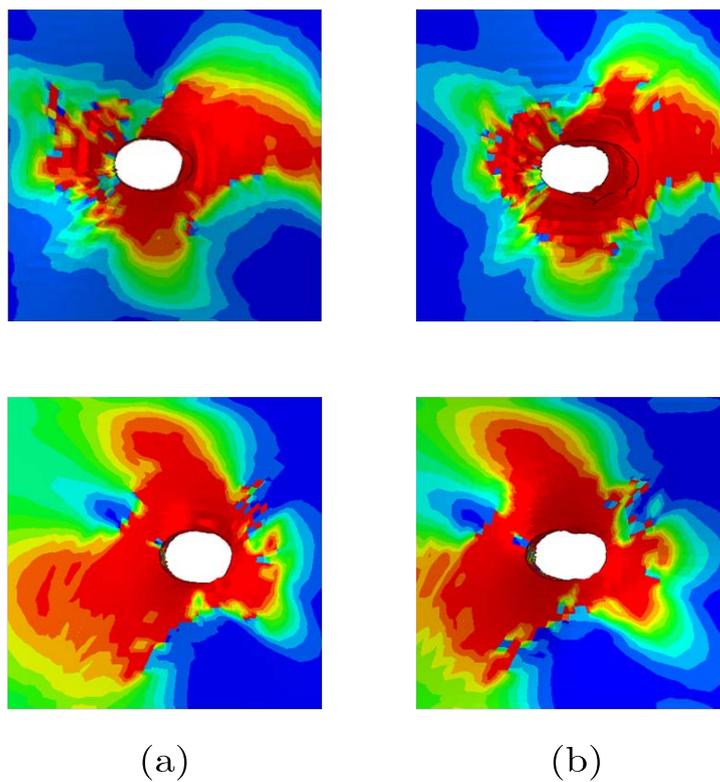


FIGURA 5.29: Estado experimental de las placas con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,18$ para un desplazamiento de $6mm$, contemplando daño de la matriz en el plano. (a) Placa superior en contacto con la cabeza del tornillo. (b) Placa inferior en contacto con la tuerca del tornillo.

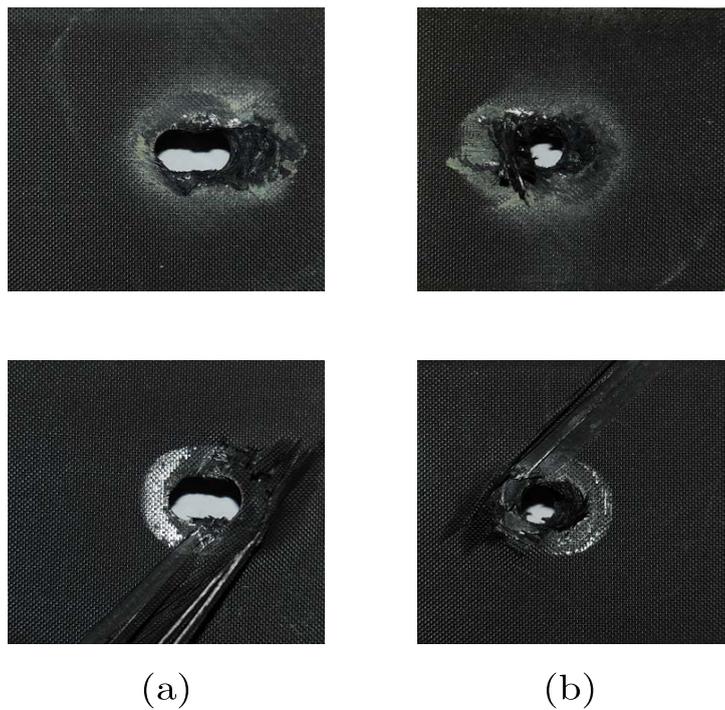


FIGURA 5.30: Estado experimental de las placas con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,35$ para un desplazamiento de $6mm$. (a) Placa superior en contacto con la cabeza del tornillo. (b) Placa inferior en contacto con la tuerca del tornillo.

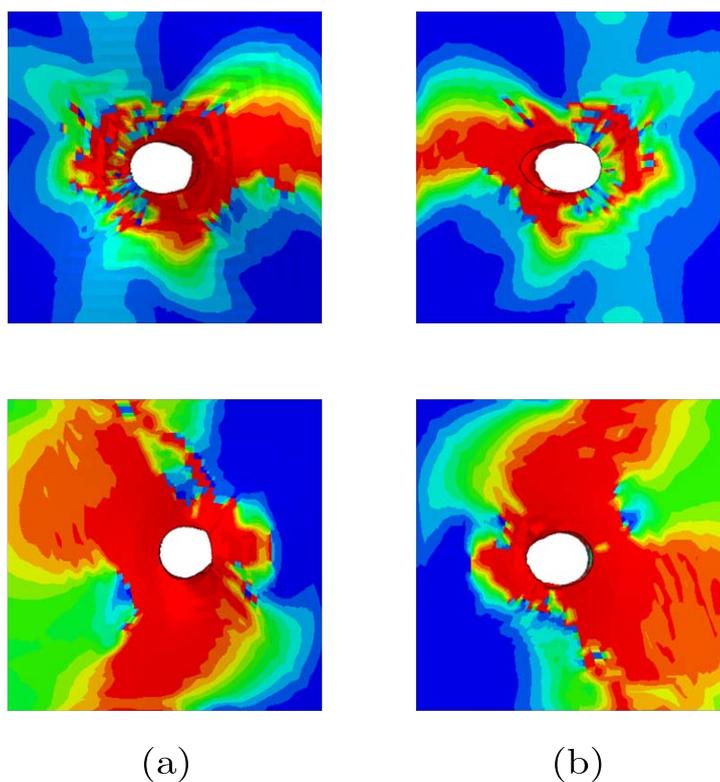


FIGURA 5.31: Estado experimental de las placas con par de apriete $\tau = 8Nm$ y coeficiente de fricción $\mu = 0,35$ para un desplazamiento de $6mm$, contemplando daño de la matriz en el plano. (a) Placa superior en contacto con la cabeza del tornillo. (b) Placa inferior en contacto con la tuerca del tornillo.

5.4. Resumen del capítulo.

En el presente capítulo se ha propuesto un modelo numérico para el estudio y análisis de una unión a solape simple de material compuesto y tornillo de titanio. La razón de esta propuesta reside en que el modelo analítico contempla la unión a solape simple trabajando en zona elástica, no identificando ni el instante de inicio del daño ni por supuesto la evolución de ello, siendo una tarea compleja por cómo la unión se comporta con la presencia de la flexión secundaria.

Se ha propuesto una modificación del criterio de rotura de Chang-Chang [100] y Chang-Lesard [101], incluyendo el efecto de las tensiones fuera del plano por ser éstas muy relevantes en el comportamiento de la unión con la flexión secundaria. Dicha modificación se ha implementado en la subrutina de usuario USDFLD en lenguaje Fortran para Abaqus.

El modelo numérico propuesto presenta una reproducción exacta a nivel geométrico de la unión estudiada experimentalmente. Se han introducido los parámetros del material, tanto en su rango elástico como cuando se produce el daño, y se han introducido los valores de par de apriete y coeficiente de fricción obtenidos experimentalmente del anterior capítulo. Si bien es cierto que por la dificultad de convergencia en el mecanismo de daño, los tiempos computacionales son altos comparados con los modelos analíticos propuestos en la presente Tesis Doctoral.

El modelo planteado ha presentado una buena correlación en las diferentes zonas del comportamiento elástico, comienzo del daño, y evolución de este en la unión mecánica, validando los resultados experimentales obtenidos (ver figuras 5.7-5.9); y los resultados experimentales de la bibliografía (ver figura 5.10), que presentaba modificaciones geométricas, de material, de par de apriete y coeficiente de fricción con respecto a los aquí presentados.

El modelo además presentaba una buena captación del mecanismo de fallo producido en la unión mecánica, captando no solamente los instantes en los que se producía, sino también como se producían, y si el fallo sucedía en las fibras o en la matriz, y dentro de esta última si se producía dentro o fuera del plano.

El contemplar el fallo dentro de la unión mecánica ayuda a entenderlo, para conocer el comportamiento de la misma en la peor situación posible, cuando los márgenes de actuación sobre la estructura son muy limitados.

Esta página está en blanco de manera intencionada

Capítulo 6

Conclusiones y Trabajos Futuros

En la presente Tesis Doctoral se ha analizado la predicción del comportamiento de las uniones mecánicas de material compuesto en estructuras aeronáuticas. Para ello se han estudiado dos configuraciones de unión, la primera de ellas a solape doble con una unión mediante pasador, y la segunda a solape simple con la unión realizada mediante tornillo. Se han planteado dos enfoques: el primero relacionado con modelos analíticos empleando ecuaciones que caracterizasen el problema y permitiesen entender la influencia de los principales parámetros; y el segundo de ellos mediante un modelo numérico, empleando el método de los elementos finitos para reproducir el fallo de uniones a solape simple, ya que presentan un estado tensional más complejo debido principalmente a las tensiones existentes en la dirección fuera del plano. Los modelos propuestos han sido validados mediante la realización de ensayos experimentales, y la comparación con resultados publicados en la literatura científica.

En el presente capítulo se exponen las conclusiones del trabajo desarrollado en la Tesis Doctoral, y se proponen futuras líneas de investigación a raíz de los resultados presentados.

6.1. Resumen y Conclusiones.

Como resultado de los trabajos realizados en esta Tesis Doctoral, se ha conseguido desarrollar modelos teóricos que sean capaces de predecir el comportamiento de las uniones mecánicas de material compuesto en estructuras aeronáuticas, tanto en la configuración a solape doble, como a solape simple.

En relación a los objetivos parciales planteados inicialmente, se detallan las conclusiones extraídas para cada uno de ellos.

Modelo analítico para predecir el comportamiento de la unión a solape doble.

- El comportamiento de la unión se ha podido predecir a nivel global mediante el empleo de un modelo de masas-muelles que caracterizaba la rigidez en la unión; y a nivel local mediante el empleo del método de la variable compleja para la obtención de las tensiones en las inmediaciones del agujero. El modelo propuesto contempló además la aplicación de los modelos a nivel global y local de manera conjunta, interactuando entre ellos.
- Se han llevado a cabo ensayos experimentales, de caracterización de propiedades elásticas y de compresión local. Estos ensayos permiten caracterizar el modelo analítico de forma que sea capaz de predecir el comportamiento de la unión.
- El modelo analítico tiene una gran versatilidad, puede aplicarse a otros materiales y otras secuencias de apilamiento realizando los correspondientes ensayos de caracterización.
- El modelo analítico reproduce las diferentes etapas del modo de fallo progresivo por compresión local. Las curvas Fuerza-Desplazamiento presentaron varias caídas de carga asociadas a láminas con diferente orientación. La evolución del fallo fue verificada mediante la realización de ensayos experimentales.
- Se ha desarrollado una metodología experimental para los ensayos de unión a solape doble mediante pasador, con la finalidad de poder validar del modelo analítico propuesto, evaluando posteriormente el daño producido mediante técnicas de inspección destructivas y no destructivas, destacando el empleo de ultrasonidos para la obtención de imágenes C-Scan.

Modelo analítico para predecir el comportamiento de la unión a solape simple.

- El comportamiento de la unión se ha podido predecir a nivel global mediante el empleo de un modelo de masas-muelles que caracterizaba la rigidez en la unión. El modelo ha demostrado que puede reproducir el efecto de la flexión secundaria producida por la excentricidad de la carga, que modifica el comportamiento de la unión.
- La inclusión del efecto de la flexión secundaria en el modelo analítico se ha implementado en función de parámetros geométricos y materiales empleados en la placa. Esto hace que el modelo pueda implementarse para cualquier geometría y material.
- Se han desarrollado dos metodologías experimentales para calcular el par de apriete y el coeficiente de fricción aplicados en los modelos desarrollados. Referente al par de apriete, se puede relacionarlo con la fuerza normal al plano que ejerce la cabeza del tornillo sobre la unión. Y para el coeficiente de fricción, su conocimiento a través de ensayos experimentales permite entender cómo se modifican los valores de carga y resistencia soportados por la unión.
- El modelo analítico consigue predecir las zonas principales del comportamiento de la unión en rango elástico: zona de fricción y zona de presión, con la consideración del efecto de la flexión secundaria. Se ha conseguido estimar el instante en el que la unión se mueve de una zona a la otra recorriendo una distancia igual a la holgura existente entre el tornillo y el agujero. Además de validar los resultados obtenidos en la campaña experimental, se han validado resultados experimentales de la literatura científica.
- Se ha realizado un estudio paramétrico para estudiar el grado de variabilidad del modelo ante cambios en el largo, ancho, espesor y diámetro del agujero; propiedades de los materiales, holgura, par de apriete aplicado y coeficiente de fricción.

Modelo numérico para predecir el comportamiento de la unión a solape simple.

- Se ha desarrollado un modelo numérico completo para poder predecir el comportamiento de las uniones mecánicas a solape simple. Este modelo supera las limitaciones del modelo analítico, ya que no sólo predice el comportamiento de la unión en régimen elástico, sino que también reproduce su fallo progresivo.
- Dado que se ha demostrado que el efecto de las tensiones fuera del plano sobre el fallo en la unión es muy importante debido a la flexión secundaria, se ha modificado el criterio de rotura de Chang-Chang [100] y Chang-Lesard [101].
- Para la implementación del criterio de fallo propuesto, se ha desarrollado en el modelo numérico una subrutina de usuario USDFLD en lenguaje Fortran para Abaqus.
- Se ha conseguido predecir el fallo en la unión teniendo en cuenta el daño en las fibras y en la matriz dentro y fuera del plano. La aparición de la deslaminación se encuentra ligada al efecto de la flexión secundaria sobre la unión.
- Los resultados del modelo numérico han demostrado que, pares de apriete y coeficientes de fricción más altos incrementan los valores de carga y resistencia de la unión.
- Se ha utilizado la metodología experimental de los ensayos de unión a solape simple, con la finalidad de poder validar del modelo numérico propuesto, evaluando posteriormente el daño producido mediante técnicas de inspección no destructivas, empleando el método de ultrasonidos para la obtención de imágenes C-Scan.

6.2. Trabajos Futuros.

Como continuación de los trabajos realizados en esta Tesis Doctoral se proponen las siguientes líneas de trabajos futuros.

- *Aplicación del método de daño por variable compleja a otras uniones mecánicas a solape doble de tipo pasador.* Se propone aplicar el método a otros materiales compuestos diferentes a la fibra de carbono, que presenten un comportamiento

menos frágil, como por ejemplo de los materiales compuestos constituidos por fibras naturales. Ya se está trabajando en esta línea, y como resultado de ello se han publicado dos artículos en revistas recogidas en el Journal Citation Report.

- *Inclusión del fallo en el modelo analítico a solape simple.* El modelo analítico incluye el comportamiento de la unión bajo rango elástico; por lo que se propone incluir un modo de fallo para predecir la aparición y propagación del mismo, considerando el efecto de la flexión secundaria, de forma que se combinen el enfoque global y local en el modelo.
- *Predecir la resistencia en la unión mecánica en función del daño producido por el taladrado.* Se propone analizar, ante diferentes parámetros influyentes en el proceso de taladrado del material compuesto (avance, velocidad de giro, temperatura, etc.), el daño inicial originado que puede modificar el comportamiento de la unión. Esta línea también se ha iniciado y se dispone de resultados preliminares, que han sido publicados en otros dos artículos en revistas recogidas en el Journal Citation Report.
- *Predicción del inicio de la deslaminación en el modelo numérico.* Aunque el presente modelo predice el inicio de las deslaminaciones en las placas de la unión, se propone implementar en el modelo numérico las técnicas de los elementos cohesivos o elementos XFEM (Extended Finite Element Method). Los elementos cohesivos presentan la ventaja de poder aplicarse en condiciones estáticas y dinámicas, y que su cálculo es más rápido respecto a los elementos XFEM, que solo son aplicables en estático; pero en contraposición con los elementos cohesivos es necesario “predefinir” el camino de la fisura. Este hecho con los elementos XFEM no sucede, ya que se enriquece la región cambiando las funciones de forma y la fisura puede tomar una forma aleatoria partiendo elementos incluso.
- *Uniones bajo condiciones dinámicas.* Se propone considerar cargas dinámicas donde las fuerzas de inercia pueden modificar el comportamiento de la propia unión mecánica. Esta línea es extensible a lo realizado en esta Tesis Doctoral tanto a nivel experimental, analítico y numérico; para las configuraciones a solape doble y simple.

6.3. Publicaciones.

A continuación se recogen las publicaciones y las contribuciones en congresos científicos relacionadas con esta Tesis Doctoral.

Artículos publicados en revistas indexadas en el Journal Citation Report.

1. A. Olmedo, C. Santiuste y E.Barbero. An analytical model for the secondary bending prediction in single-lap composite bolted-joints. *Compos Struct*, 111:354-61, 2014.
2. A. Olmedo, C. Santiuste y E.Barbero. An analytical model for predicting the stiffness and strength of pinned-joint composite laminates. *Compos Sci Technol*, 90:67-73, 2014.
3. A. Olmedo y C. Santiuste. On the prediction of bolted single-lap composite joints. *Compos Struct*, 24(6):2110-7, 2012.
4. A. Rubio-López, A. Olmedo, A. Díaz-Álvarez y C. Santiuste. Manufacture of compression moulded PLA based biocomposites: a parametric study. *Compos Struct*, DOI:, 2015.
5. A. Rubio-López, A. Olmedo y C. Santiuste. Modelling impact behaviour of all-cellulose composite plates. *Compos Struct*, 122:139-43, 2015.
6. J. Díaz-Álvarez, A. Olmedo, C. Santiuste y M.H. Miguélez. Theoretical estimation of thermal effects in drilling of woven carbon fiber composite. *Mater*, 90(6):4442-54, 2014.
7. C. Santiuste, A. Olmedo, X. Soldani y M.H. Miguélez. Delamination prediction in orthogonal machining of carbon long fiber-reinforced polymer composites. *J Reinf Plast and Compos*, 31(13):875-85, 2012.

Divulgaciones en congresos científicos.

1. A. Olmedo, C. Santiuste y E.Barbero. On the prediction of bolted composite joints: analytical and numerical models. *1st International Conference on Mechanics of Composites, Stony Brook University, (Estados Unidos)*, 2014.
2. A. Olmedo, C. Santiuste y E.Barbero. Analytical model to predict the secondary bending of composite bolted joint. *17th International Conference on Composite Structures, Oporto (Portugal)*, 2013.

3. A. Olmedo, C. Santiuste y E.Barbero. Modelo analítico para la predicción del fallo de uniones mecánicas de material compuesto. *X Congreso Nacional de Materiales Compuestos, Algeciras (España)*, 2013.
4. A. Olmedo, C. Santiuste y E.Barbero. Influence of out-of-plane stresses on failure prediction of composite bolted joints. *15th European Conference on Composite Materials, Venecia (Italia)*, 2012.
5. A. Rubio-López, A. Díaz-Álvarez, A. Olmedo y C. Santiuste. Numerical study of behaviour of natural fibres composites under low-velocity impact. *18th International Conference on Composite Structures, Lisboa (Portugal)*, 2015.
6. A. Rubio-López, A. Díaz-Álvarez, A. Olmedo y C. Santiuste. Analysis of the manufacturing parameters on the mechanical properties of natural fibres composites. *18th International Conference on Composite Structures, Lisboa (Portugal)*, 2015.
7. A. Rubio-López, A. Olmedo, A. Díaz-Álvarez y C. Santiuste. Fabricación de materiales compuestos biodegradables con matriz de ácido poliláctico. *3º Encontro Português de Materiais e Estruturas Compósitas, Lisboa (Portugal)*, 2015.
8. A. Rubio-López, A. Olmedo y C. Santiuste. Modelización de impactos de baja velocidad sobre placas de material compuesto biodegradable. *3º Encontro Português de Materiais e Estruturas Compósitas, Lisboa (Portugal)*, 2015.
9. J. Díaz-Álvarez, A. Olmedo, C. Santiuste y M.H. Miguélez. Estimación teórica del efecto de la temperatura en taladrado de tejido de fibra de carbono. *3º Encontro Português de Materiais e Estruturas Compósitas, Lisboa (Portugal)*, 2015.

Esta página está en blanco de manera intencionada

Capítulo 7

Conclusions and Future Works

In this PhD Thesis the prediction of the mechanical behaviour aircraft structures is analysed. Two configurations of joints have been studied, the first one is double-lap joint by pin, and the second one single-laps joint by bolt. Two approaches have been proposed: the first one related to analytical models using equations that allow charecterize the problem and understand the influence of the main parameters; and the second one by a numerical model using finite element method to reproduce the failure of single-lap joints. The proposed models have been validated by conducting experimental tests, and comparison with results published in scientific literature.

In this chapter, conclusions and future works related with the main results of this PhD Thesis are exposed.

7.1. Conclusions.

This PhD Thesis has proved the capability of analytical and numerical models to predict the mechanical behaviour of composite joints. The contributions of this work have improved the accuracy of available models.

Detailed conclusions related to each model are exposed below.

Analytical model to predict the behaviour of double-lap joint.

- The global behaviour of the joint has been predicted through the use of a mass-spring model characterizing the stiffness in the joint; and locally by using the complex variable method for obtaining the stresses in vicinity of the hole. The proposed model also studied the application of the models globally and locally together, interacting with each other.
- Experimental tests have carried out to characterize, elastic properties and local compression strength. These tests can characterize the analytical model in order to predict the joint behaviour.
- A great applicability is presented by the analytical model. It can be applied using other materials or stacking sequence if the material was previously characterized.
- Different stages of progressive failure mode by local compression are reproduced by the analytical model. The force-displacement curves presented several load drops associated with the failure of plies with different orientation. This evolution of progressive failure was verified by experimental tests.
- An experimental methodology for composite double-lap joint using pin has been developed, to be able to validate the proposed analytical model. Additionally, the damage has been estimated by techniques of destructive and nondestructive inspection using ultrasound to get C-Scan pictures.

Analytical model to predict the single-lap joint behaviour.

- The global behaviour of the joint has been predicted through the use of a mass-spring model that characterized the joint stiffness. In the proposed model, it has taken into account the secondary bending effect caused by the eccentricity of the load, which modifies the joint behaviour.
- Including the secondary bending effect in the analytic model is implemented depending on the geometric parameters and materials. Thus, the model can be implemented for any geometry and material.

- Two different experimental methodologies are developed to predict the effects of torque and friction coefficient. Concerning the torque, it can be related to the clamping force produced by the bolt head. The value of the friction coefficient is needed to predict the stiffness and the strength of the joint.
- Main stages of joint behaviour in elastic range are predicted: friction and pressure, with consideration of the secondary bending effect. In addition, the results were validated through comparison with experimental tests and results published in the scientific literature.
- A parametric study has been developed to analyse the influence of the main parameters: Length and width of the plates, thickness and diameter of the hole; material properties, clearance, torque and friction coefficient.

Numerical model to predict the single-lap joint behaviour.

- A complete numerical model to predict the mechanical behaviour of single-lap joints has been developed. This model overcomes the analytical model limitations, as it not only predicts the joint behaviour in elastic range, but also shows its progressive failure.
- Due to the out-of-plane stresses effect produced by the secondary bending effect, a modified set of failure criteria based on Chang-Chang [100] y Chang-Lesard [101] is developed.
- The failure criteria proposed has been implemented in the numerical model through a user subroutine USDFLD in Fortran language for Abaqus.
- Predicting the joint failure has been possible considering the damage in fibers, matrix in-plane and out-of-plane directions. The delamination onset is related with the secondary bending effect.
- Numerical model results have shown how high values of torque and friction coefficients increase the stiffness and the strength of the joint.
- An experimental methodology of single-lap joint, has been used to validate the numerical model. Additionally damage was evaluated by non-destructive inspection techniques using the method of ultrasonic imaging C-Scan.

7.2. Future Works.

In order to contribute to the knowledge and research of mechanical joints the following lines of future work are proposed.

- *Application of the complex variable damage method to other pin double-lap mechanical joints.* Carbon fibre composites can be considered as linear-elastic materials up to failure. However, other composite materials, such as biocomposites made of natural fibres, show a more ductile behaviour. The model must be modified to consider this mechanical behaviour. This line of research has been already initiated, and as a result have been published two JCR papers.
- *Prediction of the failure of the analytical model in the single-lap joint.* The analytical model includes the behavior of the union under elastic range; thus the model can be improved including a failure criterion, considering the secondary bending effect and combining the global and local approach.
- *Prediction of mechanical joint strength as a function the damage induced by the drilling.* The quality of the hole Surface produced during drilling is influenced by different parameters (feed, cutting speed, temperature, etc), thus the joint strength is also influenced by drilling process. This line also has produced advances, the results and contributions have been published in two JCR papers.
- *Prediction of the onset of delamination in the numerical model.* Delamination onset can be predicted using techniques based on cohesive elements or XFEM (Extended Finite Element Method) elements. Cohesive elements show the advantage of being applicable in static and dynamic conditions, and that low computational cost compared to XFEM elements. XFEM elements show the advantage that the crack path is not defined a priori.
- *Mechanical joints under dynamic conditions.* The mechanical behaviour of composite joints can be modified in dynamic conditions due to the presence of inertial forces. This line is extensible both at experimental, analytical and numerical level, for double-lap and single-lap configurations.

7.3. Publications.

Below are listed the publications and the conference contributions related to this PhD Thesis.

Papers indexed in the Journal Citation Report.

1. A. Olmedo, C. Santiuste y E.Barbero. An analytical model for the secondary bending prediction in single-lap composite bolted-joints. *Compos Struct*, 111:354-61, 2014.
2. A. Olmedo, C. Santiuste y E.Barbero. An analytical model for predicting the stiffness and strength of pinned-joint composite laminates. *Compos Sci Technol*, 90:67-73, 2014.
3. A. Olmedo y C. Santiuste. On the prediction of bolted single-lap composite joints. *Compos Struct*, 24(6):2110-7, 2012.
4. A. Rubio-López, A. Olmedo, A. Díaz-Álvarez y C. Santiuste. Manufacture of compression moulded PLA based biocomposites: a parametric study. *Compos Struct*, DOI:, 2015.
5. A. Rubio-López, A. Olmedo y C. Santiuste. Modelling impact behaviour of all-cellulose composite plates. *Compos Struct*, 122:139-43, 2015.
6. J. Díaz-Álvarez, A. Olmedo, C. Santiuste y M.H. Miguélez. Theoretical estimation of thermal effects in drilling of woven carbon fiber composite. *Mater*, 90(6):4442-54, 2014.
7. C. Santiuste, A. Olmedo, X. Soldani y M.H. Miguélez. Delamination prediction in orthogonal machining of carbon long fiber-reinforced polymer composites. *J Reinf Plast and Compos*, 31(13):875-85, 2012.

Contributions at scientific conferences.

1. A. Olmedo, C. Santiuste y E.Barbero. On the prediction of bolted composite joints: analytical and numerical models. *1st International Conference on Mechanics of Composites, Stony Brook University, (Estados Unidos)*, 2014.

2. A. Olmedo, C. Santiuste y E.Barbero. Analytical model to predict the secondary bending of composite bolted joint. *17th International Conference on Composite Structures, Oporto (Portugal)*, 2013.
3. A. Olmedo, C. Santiuste y E.Barbero. Modelo analítico para la predicción del fallo de uniones mecánicas de material compuesto. *X Congreso Nacional de Materiales Compuestos, Algeciras (España)*, 2013.
4. A. Olmedo, C. Santiuste y E.Barbero. Influence of out-of-plane stresses on failure prediction of composite bolted joints. *15th European Conference on Composite Materials, Venecia (Italia)*, 2012.
5. A. Rubio-López, A. Díaz-Álvarez, A. Olmedo y C. Santiuste. Numerical study of behaviour of natural fibres composites under low-velocity impact. *18th International Conference on Composite Structures, Lisboa (Portugal)*, 2015.
6. A. Rubio-López, A. Díaz-Álvarez, A. Olmedo y C. Santiuste. Analysis of the manufacturing parameters on the mechanical properties of natural fibres composites. *18th International Conference on Composite Structures, Lisboa (Portugal)*, 2015.
7. A. Rubio-López, A. Olmedo, A. Díaz-Álvarez y C. Santiuste. Fabricación de materiales compuestos biodegradables con matriz de ácido poliláctico. *3^o Encontro Português de Materiais e Estruturas Compósitas, Lisboa (Portugal)*, 2015.
8. A. Rubio-López, A. Olmedo y C. Santiuste. Modelización de impactos de baja velocidad sobre placas de material compuesto biodegradable. *3^o Encontro Português de Materiais e Estruturas Compósitas, Lisboa (Portugal)*, 2015.
9. J. Díaz-Álvarez, A. Olmedo, C. Santiuste y M.H. Miguélez. Estimación teórica del efecto de la temperatura en taladrado de tejido de fibra de carbono. *3^o Encontro Português de Materiais e Estruturas Compósitas, Lisboa (Portugal)*, 2015.

Esta página está en blanco de manera intencionada

Bibliografía

- [1] Web oficial de Airbus, Acceso en Noviembre de 2014. URL <http://www.airbus.com>.
- [2] Web oficial de Boeing, Acceso en Noviembre de 2014. URL <http://www.boeing.com>.
- [3] Z. Kapidzic, L. Nilsson, and H. Ansell. Finite element modeling of mechanically fastened composite-aluminum joints in aircraft structures. *Compos Struct*, 109:198–210, 2014.
- [4] A. Miravete. *Materiales Compuestos: Tomos I y II*. Reverté Ed. Barcelona, España, 2000.
- [5] D. Gray and S.V. Hoa. *Composite Materials: Design and Applications*. CRC Press, 2nd Ed. Londres, Reino Unido, 2007.
- [6] S. Kapti, O. Sayman, M. Ozen, and S. Benli. Experimental and numerical failure analysis of carbon/epoxi laminated composite joints under different conditions. *Mater and Des*, 31(10):4933–42, 2010.
- [7] B. Mandal and A. Chakrabarti. A simple homogenization scheme for 3d finite element analysis of composite bolted joints. *Compos Struct*, 120:1–9, 2015.
- [8] M.A. McCarthy, C.T. McCarthy, and G.S. Padhi. A simple method for determining the effects of bolt-hole clearance on load distribution in single-column multi-bolt composite joints. *Compos Struct*, 73(1):78–87, 2006.
- [9] P.J. Gray, R.M. O’Higgins, and C.T. McCarthy. Effects of laminate thickness, tapering and missing fasteners on the mechanical behaviour of single-lap, multi-bolt, countersunk composite joints. *Compos Struct*, 107:219–30, 2014.

- [10] N. Hirano, Y. Takao, and W-X. Wang. Effects of temperature on the bearing strength of cf/epoxy pinned joints. *J Compos Mater*, 41(3):335–51, 2007.
- [11] H-J. Park. Effects of stacking sequence and clamping force on the bearing strengths of mechanically fastened joints in composite laminates. *Compos Struct*, 53(2):213–21, 2001.
- [12] B. Castanié, S. Crézé, J.J. Barrau, F. Lachaud, and L. Risse. Experimental analysis of failures in filled hole compression tests of carbon/epoxy laminate. *Compos Struct*, 92(5):1192–9, 2010.
- [13] R. Starikov and J. Schön. Experimental study on fatigue resistance of composite joints with protruding-head bolts. *Compos Struct*, 55(1):1–11, 2002.
- [14] R. Starikov and J. Schön. Local fatigue behaviour of cfrp bolted joints. *Compos Sci Technol*, 62(2):243–53, 2002.
- [15] J. Schön and T. Nyman. Spectrum fatigue of composite bolted joints. *Inter J Fatigue*, 24(2–4):273–9, 2002.
- [16] Y. Zhai, D. Li, X. Li, L. Wang, and Y. Yin. An experimental study on the effect of bolt-hole clearance and bolt torque on single-lap, countersunk composite joints. *Compos Struct*, 127:411–9, 2015.
- [17] M.A. McCarthy, V.P. Lawlor, W.F. Stanley, and C.T. McCarthy. Bolt hole clearance effects and strength criteria in single bolt, single lap, composite bolted joints. *Compos Sci Technol*, 62(10–11):1415–31, 2002.
- [18] V.P. Lawlor, M.A. McCarthy, and W.F. Stanley. An experimental study of bolt-hole clearance effects in double-lap, multi-bolt composite joints. *Compos Struct*, 71(2):176–90, 2005.
- [19] F. Sen, M. Pakdi, O. Sayman, and S. Benli. Experimental failure analysis of mechanically fastened joints with clearance in composite laminates under preload. *Mater and Des*, 29(6):1159–69, 2008.
- [20] J-H. Choi, C-S. Ban, and J-H. Kweon. Failure load prediction of a mechanically fastened composite joint subjected to a clamping force. *J Compos Mater*, 42(14):1415–29, 2008.

- [21] B. Harris. *Fatigue in Composites*. Woodhead Publishing Limited, 1st Ed, Cambridge, Reino Unido, 2003.
- [22] C.T. McCarthy, M.A. McCarthy, W.F. Stanley, and V.P. Lawlor. Experiences with modeling friction in composite bolted joints. *J Compos Mater*, 39(21):1881–908, 2005.
- [23] C. Stocchi, P. Robinson, and S.T. Pinho. A detailed finite element investigation of composite bolted joints with countersunk fasteners. *Compos Part A: App Sci Man*, 52(6):143–50, 2013.
- [24] C. Santiuste, E. Barbero, and M.H. Miguélez. Computational analysis of temperature effect in composite bolted joints for aeronautical applications. *J Reinf Plast Compos*, 30(1):3–11, 2011.
- [25] I.F. Soykol, O. Sayman, and M. Ozen. Low temperature and tightening torque effects on the failure response of bolted glass fiber/epoxy composite joints. *J Compos Mater*, 47(26):3257–68, 2013.
- [26] L.J. Hart-Smith. Bolted joints in grafhite-epoxi composites. *NASA Contractor Report*, CR-1444899, 1976.
- [27] T.A. Collings. The strength of bolted joints in multi-directional cfrp laminates. *Compos*, 8(1):43–55, 1977.
- [28] M.C.Y. Niu. *Composite Airframe Structures: Practical Design Information and Data*. Conmilit Press Ltd. Hong Kong, 1992.
- [29] P.P. Camanho and F.L. Matthews. Stress analysis and strength prediction of mechanically fastened joint in frp: a review. *Compos Part A: App Sci Man*, 28(6): 529–47, 1997.
- [30] T. Ireman, T. Ranvik, and I. Eriksson. On damage development in mechanically fastened composite laminates. *Compos Struct*, 49(2):151–71, 2000.
- [31] P.P. Camanho and F.L. Matthews. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates. *J Compos Mater*, 33(24):2248–80, 1999.
- [32] A. Banbury and D.W. Kelly. A study of fastener pull-through failure of composite laminates. part 1: Experimental. *Compos Struct*, 45(4):241–54, 1999.

- [33] A. Banbury, D.W. Kelly, and L.K. Jain. A study of fastener pull-through failure of composite laminates. part 2: Failure prediction. *Compos Struct*, 45(4):255–70, 1999.
- [34] D. J. Elder, A.H. Verdaasdonk, and R.S. Thomson. Fastener pull-through in a carbon fibre epoxy composite joint. *Compos Struct*, 86(1–3):291–8, 2008.
- [35] J. Ekh and J. Schön. Effect of secondary bending on strength prediction of composite, single shear lap joints. *Compos Sci Technol*, 65(6):953–65, 2005.
- [36] J. Schijve, G. Campoli, and A. Monaco. Fatigue of structures and secondary bending in structural elements. *Int J Fat*, 31(7):1111–23, 2009.
- [37] A. Valenza, V. Fiore, C. Borsellino, and L. Calabrese. Failure map of composite laminate mechanical joint. *J Compos Mater*, 41(8):951–64, 2007.
- [38] A. Riccio and L. Marciano. Effects of geometrical and material features on damage onset and propagation in single-lap bolted composite joints under tensile load: Part i: Experimental studies. *J Compos Mater*, 39(23):2071–90, 2005.
- [39] A. Riccio. Effects of geometrical and material features on damage onset and propagation in single-lap bolted composite joints under tensile load: Part ii: Numerical studies. *J Compos Mater*, 39(23):2091–112, 2005.
- [40] H.S. Wang, C.L. Hung, and F.K. Chang. Bearing failure of bolted composite joints. part i: Experimental characterization. *J Compos Mater*, 30(12):1284–313, 1996.
- [41] Y. Xiao and T. Ishikawa. Bearing strength and failure behaviour of bolted composite joints (part i: Experimental investigation). *Compos Sci Technol*, 65(7–8):1022–31, 2005.
- [42] M.B. Tate and S.J. Rosenfeld. Preliminary investigation of the loads carried by individual bolts in bolted joints. *NACA TN*, TN-1051, 1946.
- [43] S.J. Rosenfeld. Analytical and experimental investigation of bolted joints. *NACA TN*, TN-1458, 1947.
- [44] W.D. Nelson, B.L. Bunin, and L.J. Hart-Smith. Critical joints in large composite aircraft structure. *NASA*, CR-3710, 1983.

- [45] C.T. McCarthy and P.J. Gray. An analytical model for the prediction of load distribution in highly torqued multi-bolt composite joints. *Compos Struct*, 93(2): 287–98, 2011.
- [46] S.G. Lekhnitskii. *Anisotropic plates*. Gordon and Beach, English Ed. (S.W. Tsai, T. Cheron). London, Reino Unido, 1968.
- [47] S.W. Tsai. Strength characteristics of composite materials. *NASA Contractor Report*, CR-224, 1965.
- [48] S.W. Tsai and E.M. Wu. A general theory of strength for anisotropic materials. *J Compos Mater*, 5(1):58–80, 1971.
- [49] F.K. Chang and R.A. Scott. Strength of mechanically fastened composite joints. *J Compos Mater*, 16:470–94, 1982.
- [50] K. Zhang and C.E.S. Ueng. Stresses around a pin-loaded hole in orthotropic plates. *J Compos Mater*, 18:432–46, 1984.
- [51] Y. Xiong. An analytical method for failure prediction of multi-fastener composite joints. *Int J Sol Struct*, 33(29):4395–409, 1996.
- [52] H.A. Whitworth, M. Othieno, and O. Barton. Failure analysis of composite pin loaded joints. *Compos Struct*, 59(2):261–6, 2003.
- [53] H.A. Whitworth, O. Aluko, and N.A. Tomilson. Application of the point stress criterion to the failure of composite pinned joints. *Eng Frac Mech*, 75(7):1829–39, 2008.
- [54] O. Aluko and H.A. Whitworth. Analysis of stress distribution around pin loaded holes in orthotropic plates. *Compos Struct*, 86(4):308–13, 2008.
- [55] J.M. Whitney and R.J. Nuismer. Stress failure criteria for laminated composites containing stress concentrations. *J Compos Mater*, 8:253–65, 1974.
- [56] H.J. Konish and J.M. Whitney. Approximate stress in an orthotropic plate containing a circular hole. *J Compos Mater*, 9:157–66, 1975.
- [57] S.C. Tan. Finite-width correction factors for anisotropic plate containing a central opening. *J Compos Mater*, 22:1080–97, 1988.

- [58] S.C. Tan. A progressive failure model for composite laminates containing openings. *J Compos Mater*, 25(5):556–77, 1991.
- [59] R.M. O’Higgins, M.A. McCarthy, and C.T. McCarthy. Comparison of open hole tension characteristics of high strength glass and carbon fibre-reinforced composite materials. *Compos Sci Technol*, 68:2770–8, 2008.
- [60] J-H. Kweon, H-S. Ahn, and J-H. Choi. A new method to determine the characteristic lengths of composite joints without testing. *Compos Struct*, 66(1–4):305–15, 2004.
- [61] S.E. Yamada and C.T. Sun. Analysis of laminate strength and its distribution. *J Compos Mater*, 12:275–84, 1978.
- [62] R.A. Naik and J.H. Crews. Stress analysis method for a clearance-fit bolt under bearing loads. *AIAA J*, 24(8):1348–53, 1986.
- [63] A.J. DiNicola and S.C. Fantle. Bearing strength behaviour of clearance-fit fastener holes in toughened graphite/epoxy laminates. *Compos Mater: Test and Des. ASTM STP 1206*, 11:220–37, 1993.
- [64] G. Kelly and S. Hallström. Bearing strength of carbon fibre/epoxy laminates: Effect of bolt-hole clearance. *Compos Part B: Eng*, 35(4):331–43, 2004.
- [65] T. Ireman. Three-dimensional stress analysis of bolted single-lap composite joints. *Compos Struct*, 43(3):195–216, 1998.
- [66] J. Ekh, J. Schön, and L. Gunnar Melin. Secondary bending in multi fastener, composite-to-aluminium single shear lap joints. *Compos Part B: Eng*, 36(3):195–208, 2005.
- [67] C.T. McCarthy and M.A. McCarthy. Three-dimensional finite element analysis of single-bolt, single-lap composite bolted joints: Part ii—effects of bolt-hole clearance. *Compos Struct*, 71(2):159–75, 2005.
- [68] Z. Hashin. Failure criteria for unidirectional fiber composites. *J Appl Mech*, 47(2): 329–34, 1980.
- [69] M.L. Dano, G. Gendron, and A. Picard. Stress and failure analysis of mechanically fastened joints in composite laminates. *Compos Struct*, 50(3):287–96, 2000.

- [70] K.I. Tserpesa, G. Labeasb, P. Papanikosb, and Th. Kermanidis. Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates. *Compos Part B: Eng*, 33(7):521–9, 2002.
- [71] Y. Xiao and T. Ishikawa. Bearing strength and failure behaviour of bolted composite joints (part ii: modelling and simulation). *Compos Sci Technol*, 65(7–8):1032–43, 2005.
- [72] C.T. McCarthy, M.A. McCarthy, and V.P. Lawlor. Progressive damage analysis of multi-bolt composite joints with variable bolt–hole clearances. *Compos Part B: Eng*, 36(4):290–305, 2005.
- [73] C. Hühne, A.K. Zerbst, G. Kuhlmann, C. Steenbock, and R. Rolfes. Progressive damage analysis of composite bolted joints with liquid shim layers using constant and continuous degradation models. *Compos Struct*, 92(2):189–200, 2010.
- [74] A. Puck and H. Schürmann. Failure analysis of frp laminates by means of physically based phenomenological models. *Compos Sci Technol*, 62(12–13):1633–62, 2002.
- [75] Z. Wang, S. Zhou, J. Zhang, X. Wu, and L. Zhou. Progressive failure analysis of bolted single-lap composite joint based on extended finite element method. *Mater Des*, 27:582–88, 2012.
- [76] D. Hull and T.W. Clyne. *An Introduction to Composite Materials*. Cambridge University Press, 2nd Ed, Trumpington Street, Cambridge, Reino Unido, 1996.
- [77] J.N. Reddy. *Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells: Theory and Analysis*. CRC Press, 2nd Ed. Florida, Estados Unidos, 2003.
- [78] M.W. Hyer. *Stress Analysis of Fiber-reinforced Composite Materials*. DEStech Publications Inc, 1st Ed. Pennsylvania, Estados Unidos, 2009.
- [79] *ASTM D3039M. Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials*, 2005.
- [80] *ASTM D3518M. Standard test method for in-plane shear response of polymer matrix composite materials by tensile test of a $\pm 45^\circ$ laminate*, 2007.
- [81] R. Chris. Complex structures for manned/unmanned aerial vehicles. low temp composite processing mechanical property data. *Air Force Research Laboratory. AFRL-RX-WP-TM-2008-4054*, 2008.

- [82] O. Aluko, , and Q. Mazumder. The accuracy of characteristic length method on failure load prediction of composite pinned joints. *Proceedings of the World Congress on Engineering, II*, 2010.
- [83] O. Aluko. An analytical method for failure prediction of composite pinned joints. *Proceedings of the World Congress on Engineering, III*, 2011.
- [84] P.D. Herrington and M. Sabbaghian. Factors affecting the friction coefficients between metallic washers and composite surfaces. *Compos*, 22(6):418–24, 1991.
- [85] *ASTM D5961/D5961M. Standard test method for bearing response of polymer matrix composite laminates*, 2005.
- [86] S.K. Burke, McK. Cousland, and C.M. Scala. Nondestructive characterization of advanced composite materials. *Mater Forum*, 18:85–109, 1994.
- [87] P. Antequera, L. Jiménez, and A. Miravete. *Calculo y diseño de estructuras de materiales compuestos de fibra de vidrio*. Reverté Ed. Barcelona, España, 1991.
- [88] Y. Turki, M. Habak, R. Velasco, Z. Aboura, K. Khellil, and P. Vantomme. Experimental investigation of drilling damage and stitching effects on the mechanical behavior of carbon/epoxy composites. *Int J Mach Tools Manuf*, 87:61–72, 2014.
- [89] S. Abrate. *Impact on composite structures*. Cambridge University Press. Illinois, Estados Unidos, 1998.
- [90] C.R. Mischke and R.G. Budynas. *Shigley's mechanical engineering design*. McGraw-Hill, Eighth Edition. Estados Unidos, 2008.
- [91] J.M. Gere. *Timoshenko: Resistencia de materiales*. Paraninfo, Quinta Ed. España, 2006.
- [92] L. Ortiz-Berrocal. *Resistencia de materiales*. McGraw-Hill, Tercera Ed. España, 2007.
- [93] *ASTM A307. Standard Specification for Carbon Steel Bolts, Studs, and Threaded Rod 60000 PSI Tensile Strength*, 1979.
- [94] *ASTM A325. Standard Specification for Structural Bolts, Steel, Heat Treated, 120/105 ksi Minimum Tensile Strength*, 1979.

- [95] *ASTM A354. Standard Specification for Quenched and Tempered Alloy Steel Bolts, Studs, and Other Externally Threaded Fasteners*, 2007.
- [96] *ASTM A449. Standard Specification for Hex Cap Screws, Bolts and Studs, Steel, Heat Treated, 120/105/90 ksi Minimum Tensile Strength, General Use*, 2010.
- [97] N. Feito, J. López-Puente, C. Santiuste, and M.H. Miguélez. Numerical prediction of delamination in cfrp drilling. *Compos Struct*, 108:677–83, 2014.
- [98] C. Santiuste, X. Soldani, and M.H. Miguélez. Machining fem model of long fiber composites for aeronautical components. *Compos Struct*, 92(3):691–8, 2010.
- [99] D. Bhattacharyya and D.P.W. Horrigan. A study of hole drilling in kevlar composites. *Compos Sci Technol*, 58(2):267–83, 1998.
- [100] Chang KY Chang FK. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations. *J Compos Materl*, 21(9):834–55, 1987.
- [101] F.K. Chang and L.B. Lessard. Damage tolerance of laminated composites containing an open hole and subject to compressive loadings: part i – analysis. *J Compos Materl*, 25(1):2–43, 1991.
- [102] Abaqus-Inc. *Abaqus user manual, version 6.11*. Dassault Systèmes Simulia Corp., Providence, RI, Estados Unidos, 2012.
- [103] H.T. Hahn and S.W. Tsai. Nonlinear elastic behavior of unidirectional composite laminates. *J Compos Mater*, 7(1):102–18, 1973.

Esta página está en blanco de manera intencionada