

Proyecto Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

Procedimiento para la estimación de las imperfecciones geométricas de un panel rigidizado a partir de las medidas de ensayos mecánicos.

Autor: Jason Wander Cóndor Romero

Tutores: Antonio Báñez Gámez

José Antonio Reinoso Cuevas

**Dep. Mecánica de Medios Continuos y Teoría de
Estructuras**

**Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla**

Sevilla, 2017



Proyecto Fin de Grado
Grado en Ingeniería Aeroespacial

**Procedimiento para la estimación de las
imperfecciones geométricas de un panel rigidizado
a partir de las medidas de ensayos mecánicos.**

Autor:

Jason Wander Cóndor Romero

Tutores:

Antonio Blázquez Gámez

José Antonio Reinoso Cuevas

Dep. Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2017

Trabajo de fin de Grado: Procedimiento para la estimación de las imperfecciones geométricas de un panel rigidizado a partir de las medidas de ensayos mecánicos.

Autor: Jason Wander Cóndor Romero

Tutor: Antonio Blázquez

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

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2017

El Secretario del Tribunal

A mi familia

A mis maestros

Agradecimientos

Me gustaría agradecer en primer lugar a mis padres, María y Wander, porque sin ellos este sueño no se hubiese hecho realidad. Desde pequeño me enseñaron muchas cosas, entre las cuales estaban el trabajo duro y la constancia. Si a eso le sumamos que consiguieron que no dejase los estudios en segundo plano y me apoyaron en todo momento en mis decisiones. Siendo los más críticos conmigo, mis padres consiguieron sacar lo mejor de mí. Por lo que, son propietarios de esta trabajo en gran medida.

Este trabajo no hubiese sido posible sin la supervisión de mi tutor, Antonio Blázquez Gámez, y la ayuda de distintos profesores del departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras, como Jose Reinoso y Alejandro Estefani que mostraron una gran predisposición a la hora de consultarles diversas dudas.

Resumen

En este TFG se desarrolla un procedimiento que permita estimar las imperfecciones de un panel rigidizado (de material compuesto) de manera indirecta haciendo uso de las mediciones experimentales obtenidas en los ensayos, en particular las deformaciones captadas por las bandas extensométricas. Dicha estimación se realiza cuantificando la presencia de posibles imperfecciones, mediante unos coeficientes. Para obtener dichos coeficientes, se hace uso de la regresión lineal aplicada a los datos experimentales y numéricos.

Abstract

In this TFG, a procedure is developed that allows to estimate the imperfections of a stiffened panel (of composite material) in an indirect way to make use of the experimental measurements obtained in the tests, in particular strains captured by the gages. This estimation is done by quantifying the presence of possible imperfections, by means of coefficients. Linear regression is applied to the experimental and numerical data to obtain these coefficients.

Índice

Agradecimientos	9
Resumen	11
Abstract	13
Índice	15
Índice de Tablas	17
Índice de Figuras	19
1 Introducción	21
1.1 <i>Antecedentes</i>	21
1.2 <i>Marco del trabajo de fin de grado</i>	21
1.3 <i>Revisión bibliográfica. Análisis en postpandeo de paneles con rigidizadores.</i>	22
1.1.1 Descripción de los paneles con rigidizadores	22
1.1.2 Descripción general de la evolución hasta el colapso de un panel rigidizado de material compuesto	24
1.1.3 Estudio de comportamiento mediante métodos numéricos y ensayos experimentales	27
1.1.4 Aspectos a tener en cuenta en el análisis de paneles rigidizados en post-pandeo	28
1.4 <i>Objetivo del trabajo de fin de grado</i>	28
2 Método utilizado para la estimación de las imperfecciones	30
2.1 <i>Workflow de la regresión lineal</i>	30
2.1.1 Definición de los predictores y del vector objetivo	30
2.1.2 Planteamiento del problema	31
2.1.3 Localización y eliminación de outliers	33
2.1.4 Planteamiento y resolución del sistema de ecuaciones	33
2.1.5 Comprobación de resultados	33
3 Descripción y modelado en abaqus del panel rigidizado elegido	34
3.1 <i>Descripción del ensayo</i>	34
3.2 <i>Descripción de la geometría del panel a ensayar</i>	36
3.3 <i>Posicionamiento de las bandas extensométricas</i>	38
3.4 <i>Propiedades de los materiales y configuración del laminado de cada elemento</i>	38
3.5 <i>Modelado del panel rigidizado en abaqus</i>	39
3.5.1 Módulo Part	40
3.5.2 Módulo Property	41
3.5.3 Módulo assembly	44
3.5.4 Módulo step	44
3.5.5 Módulo interaction	44
3.5.6 Módulo load	45
3.5.7 Módulo Mesh	47
3.5.8 Módulo Job	48
4 Aplicación del proceso de estimación de imperfecciones	49
4.1 <i>Obtención curva carga-desplazamientos de modelo lineal</i>	49

4.2	<i>Cálculo de los modos de pandeo.</i>	50
4.3	<i>Análisis lineal de la geometría perturbada con los modos</i>	53
4.3.1	Introducción de imperfecciones en la geometría ideal. Determinación del coeficiente CA general	54
4.3.2	Solicitar archivo .fil con las deformaciones de las bandas	54
4.4	<i>Exportación e importación de deformaciones numéricas y experimentales</i>	54
4.4.1	Obtención de un archivo .rpt	55
4.4.2	Importación de los archivos .rpt a matlab	56
4.4.3	Importación de los resultados experimentales a matlab	57
4.4.4	Obtención de un archivo *.fil	57
4.5	<i>Localización y eliminación de outliers</i>	57
4.5.1	Bandas extensométricas de los larguerillos	57
4.5.2	Selección de modos para cada roseta según su ubicación	57
4.5.3	Muchos modos al hacer la regresión. Overfitting	58
4.6	<i>Plantemiento y resolución del sistema de ecuaciones</i>	58
4.7	<i>Coeficientes obtenidos con cada uno los 4 modos de pandeo (9, 10, 11 y 12)</i>	58
4.7.1	Cálculos de los coeficientes	58
4.8	<i>Introducción de los coeficientes y simulación en abaqus</i>	59
4.8.1	Influencia del tamaño de la muestra	59
4.8.2	Comparación de coeficientes de cada modo para la muestra de 300	60
5	Análisis no-lineal con el coeficiente de mejor aproximación	64
6	Conclusiones y desarrollos futuros	69
6.1	<i>Desarrollos futuros</i>	69
	Referencias	71

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 3-1. Propiedades mecánicas del material compuesto IMA/M21E	39
Tabla 3-2. Propiedades del aluminio 2024T42	39
Tabla 3-3. Configuración de los laminados de las diferentes zonas del panel rigidizado.	39
Tabla 3-4. Todos los Composite Layups definidos en el modelo monolítico.	43
Tabla 3-5. Cargas aplicadas según el tipo del análisis	46
Tabla 4-1. Valores seleccionados para calcular los modos de pandeo con el método Subspaces	50
Tabla 4-2. Cargas críticas para los 12 modos de pandeo	53
Tabla 4-3. Posición de cada uno de los resultados experimentales de las bandas extensométricas	56
Tabla 4-4. Coeficientes de las regresiones para cada modo sin interpolar los valores de las deformaciones de cada banda de las rosetas para cargas intermedias	59
Tabla 4-5. Coeficientes de las regresiones para cada modo interpolando los valores de las deformaciones de cada banda de las rosetas para cargas intermedias	59
Tabla 4-6. SME dependiendo del tamaño de muestra	60
Tabla 4-7. Comparación de aproximaciones por coeficientes de cada uno de los 4 modos basándose en SME	60

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1. Componentes de un panel con rigidizadores	23
Figura 1.2 Tipos de secciones transversales típicas de los rigidizadores (reproducida con autorización de J. Reinoso [4])	23
Figura 1.3 Tipos de uniones entre piel y rigidizadores (<i>Estado de Arte</i> [3])	24
Figura 1.4. Curva carga-desplazamientos de un panel con rigidizadores (reproducida con autorización de J. Reinoso et al [4])	24
Figura 1.5 . (a) Curva carga-desplazamientos experimental y de evolución lineal. (b) Curva carga-deformaciones experimentales (reproducida con autorización de J. Reinoso et al [4])	25
Figura 1.6. Deformada típica en régimen de post pandeo (<i>Estado de Arte</i> [3])	26
Figura 1.7. a) Deformada de panel en colapso por inestabilidad. b) Región dañada donde se produjo el colapso y rotura del panel (reproducida con autorización de J. Reinoso et al [4])	26
Figura 3.1. (a) Croquis simplificado del equipamiento que transmite la carga al espécimen (reproducida con autorización de J. Reinoso et al [4])	35
Figura 3.2. (a) Detalle de la Clamping box de los extremos longitudinales. (b) Detalle de la guía de los extremos laterales. (c) Detalle del sistema de soporte para la parte superior de las cuadernas (reproducida con autorización de J. Reinoso et al [4])	36
Figura 3.3. Medidas del panel rigidizado Ω (reproducida con autorización de J. Reinoso et al [4])	37
Figura 3.4. (a) Pendiente de la zona de transición de los bordes laterales. (b) Pendiente de los bordes longitudinales	37
Figura 3.5. Localización y nomenclatura de cada una de las bandas extensométricas y rosetas (reproducida con autorización de J. Reinoso et al [4])	38
Figura 3.6. Part monolítica	40
Figura 3.7. Offset de la piel y la cuaderna	41
Figura 3.8. Adición de una lámina de Aluminio al Composite Layup de la piel	42
Figura 3.9. Modelado de la pendiente de transición entre el refuerzo y el revestimiento.	42
Figura 3.10. Zonas de laminado	43
Figura 3.11. Particiones para fijar la posición de los elementos correspondientes a bandas extensométricas	44
Figura 3.12 MPCs Beam de los bordes longitudinales (superior e inferior)	45
Figura 3.13. Condiciones de contorno.	45
Figura 3.14 Partición para evitar Over-constraint entre las distintas condiciones de contorno	46
Figura 3.15 Mallado del panel con separación de semillas de 8 mm	47
Figura 4.1. Curvas carga-desplazamientos del modelo antes presentado, del modelo 3 de la Tesis del Dr. J. Reinoso [4] y de las medidas experimentales del ensayo	49
Figura 4.2. Ventana de configuración de Step para el cálculo de los modos de pandeo	50
Figura 4.3. Solicitud del archivo .fil que contiene los desplazamientos normalizados de cada uno de los 20 modos de pandeo calculados	51

Figura 4.4. Modos de pandeo normalizados que afectan principalmente a la roseta R1	52
Figura 4.5. Modos de pandeo normalizados que afectan principalmente a las rosetas R2 y R3	52
Figura 4.6. Modos de pandeo normalizados que afectan principalmente a las rosetas R4	53
Figura 4.8. Perturbación de la geometría ideal con el modo 1 con un coeficiente de 0,001	54
Figura 4.9. Petición de un archivo .fil en formato ASCII que contenga las deformación de <i>Bandas</i> (Bandas extensométricas) en el centroide de cada elemento.	54
Figura 4.10. Menu Result Options	55
Figura 4.11. Menu de <i>XYData from ODB Field Output</i>	56
Figura 4.12. Estructura de X' e Y' para la regresión considerando las rosetas R2 y R3 para cada modo de pandeo K (9, 10, 11 y 12)	58
Figura 4.13. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E11	61
Figura 4.14. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E22	61
Figura 4.15. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E12	62
Figura 4.16. Curva Carga-Microdeformaciones de R3 en la dirección E11	62
Figura 4.17. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E22	63
Figura 4.18. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E11	63
Figura 5.1. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E11 hasta 820 KN	64
Figura 5.2. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E22 hasta 820 KN	65
Figura 5.3. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E12 hasta 820 KN	65
Figura 5.4. Curva Carga-Microdeformaciones de R3 en la dirección E11 hasta 820 KN	66
Figura 5.5. Curva Carga-Microdeformaciones de R3 en la dirección E22 hasta 820 KN	66
Figura 5.6. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E12 hasta 820 KN	67

1 INTRODUCCIÓN

1.1 Antecedentes

El Plan de Estudios vigente del título de Grado en Ingeniería Aeroespacial (Plan 2011) contempla la realización del Trabajo de Fin de Grado (TFG), 12 créditos ETCS. Para de esta forma completar los 240 créditos del grado exigidos para obtener el Título del Grado de Ingeniería Aeroespacial.

El TFG puede ser de diversas temáticas y caracteres. El carácter es de investigación y se realiza dentro del Grupo de investigación de Elasticidad y Resistencia de materiales (GERM) del departamento de Mecánica de los Medios Continuos y Teoría de la Elasticidad de la facultad de ingeniería. El grupo de elasticidad y resistencia de materiales (GERM) viene desarrollando el estudio del comportamiento de los paneles rigidizados en el post-pandeo desde hace poco más de una década y este TFG forma parte de dicho estudio.

1.2 Marco del trabajo de fin de grado

En los últimos años el uso de materiales compuesto ha aumentado considerablemente en la industria, especialmente en el sector aeronáutico. El uso de los materiales compuestos tiene como finalidad reducir el peso del avión, ya que se poseen una relación resistencia/peso más elevada que la del aluminio (material metálico aeronáutico por excelencia).

El reemplazo de los materiales metálicos por los materiales compuestos en la fabricación de las aeronaves se ha estado a cabo con mayor rapidez a medida que pasan los años y se conoce más acerca de los materiales compuestos. Aunque ya se hayan fabricado algunas aeronaves con un alto porcentaje de material compuesto, la fabricación completa de aviones comerciales de material compuesto es inviable de momento. Hay algunos componentes de la estructura del avión, como el tren de aterrizaje, cuyas exigencias de resistencia a las cargas que se generan al aterrizar no las pueden cumplir satisfactoriamente.

La predicción del comportamiento de los materiales compuestos a cargas elevadas es muy compleja de estimar analíticamente y, numéricamente, los resultados obtenidos no son del todo precisos. Lo cual no permite explotar toda la capacidad de resistencia de los materiales compuestos como sucede con los metales. En los metales, el comportamiento se puede analizar mediante métodos ya establecidos. Lamentablemente dichos métodos no se pueden extrapolar a los materiales compuestos porque estos últimos tienen una estructura interna diferente y

más compleja que la de los metales.

Los paneles rigidizados ya estaban presentes en los aviones, barcos construcciones, etc, antes de la llegada de los materiales compuestos. Concretamente conforman el fuselaje y las alas de las aeronaves. La aparición de los materiales compuestos despertó el interés para que los paneles rigidizadores pasaran de estar fabricados de aluminio a estarlo de materiales compuestos.

A la hora de fabricar cualquier componente, en particular un panel rigidizado, nunca se consigue que la pieza posea la geometría ideal que se ha diseñado. Siempre se producen desviaciones, más o menos pequeñas según la calidad del proceso de fabricación, de la pieza fabricada con respecto al diseño ideal. A estas desviaciones que presenta cada una de las piezas fabricadas, se les llaman, en este TFG, imperfecciones. Estas imperfecciones, pueden interpretarse como una distribución de desplazamientos no deseados de cada uno de los componentes que conforman la estructura fabricada a partir de su posición ideal.

1.3 Revisión bibliográfica. Análisis en postpandeo de paneles con rigidizadores.

En este apartado, a partir del documento *Estado del Arte* [3], se resumen los aspectos más directamente relacionados con este TFG. El comportamiento estructural de los paneles con rigidizadores de material compuesto ha sido ampliamente estudiado en los últimos años, debido a la generalización de su uso a distintas aplicaciones. Se sabe que los paneles rigidizados tienen una gran capacidad portante residual. Cuando están correctamente diseñados, son capaces de soportar cargas muy por encima de la carga de pandeo de la piel (Pandeo local). Pueden llegar a soportar hasta 3 veces la carga a la que se alcanza el pandeo local. Para aprovechar esta gran cualidad es necesario disponer de métodos de cálculo fiables y efectivos para determinar la evolución de estos elementos estructurales en régimen de postpandeo. Los paneles rigidizados metálicos poseen un procedimiento de análisis que incorpora la no-linealidad geométrica (grandes desplazamientos y grandes deformaciones) necesaria para la correcta resolución de problema obteniendo resultados fiables y contrastados, que se traducen en un gran entendimiento de los mecanismos de fallo de los paneles metálicos mediante la plasticidad y la posibilidad de diseñar de forma óptima la capacidad de carga que pueden soportar.

Por lo contrario en el caso de los materiales compuestos, a la dificultad de la no-linealidad de su comportamiento se le añade:

- Comportamiento no isótropo
- Hay diferentes mecanismos de fallo (roturas de fibras a tracción y compresión, agrietamiento de matriz a tracción y compresión, rotura por cizalladura, delaminaciones y despegue)

Todas estas dificultades añadidas hacen que no se disponga de ningún criterio general y universalmente aceptado de fallo para estos materiales.

1.3.1 Descripción de los paneles con rigidizadores

Los paneles rigidizados están formados por una piel, en general muy delgada y con cierta curvatura, en la que se posicionan los rigidizadores (larguerillos o cuadernas) en una o dos direcciones, dichos perfiles aportan mayor rigidez a la estructura. Los componentes de los paneles se distinguen perfectamente en la Figura 1.1.

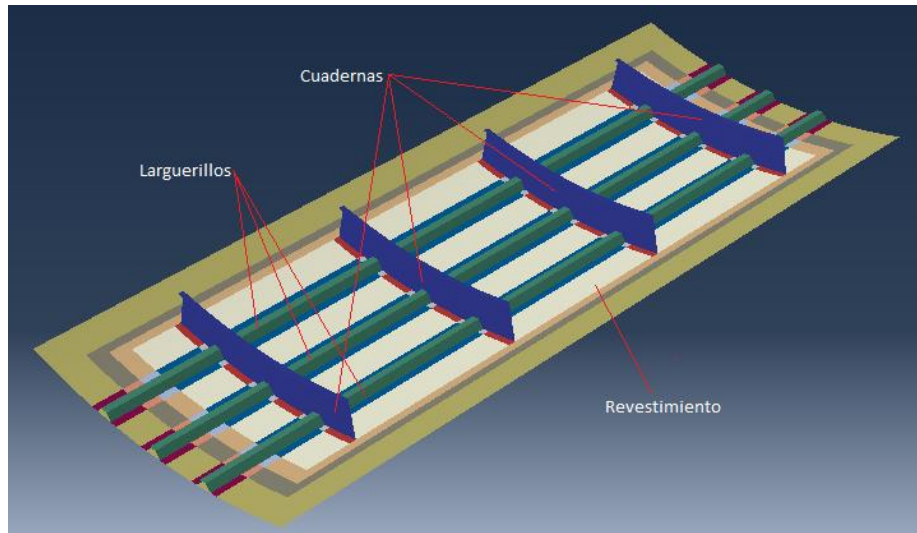


Figura 1.1. Componentes de un panel con rigidizadores

La mayoría de rigidizadores se orientan en la dirección preferente de la carga del panel (larguerillos), pero también hay rigidizadores con dirección transversal (cuadernas). La sección transversal de los rigidizadores puede tener diferentes formas, ver Figura 1.2.

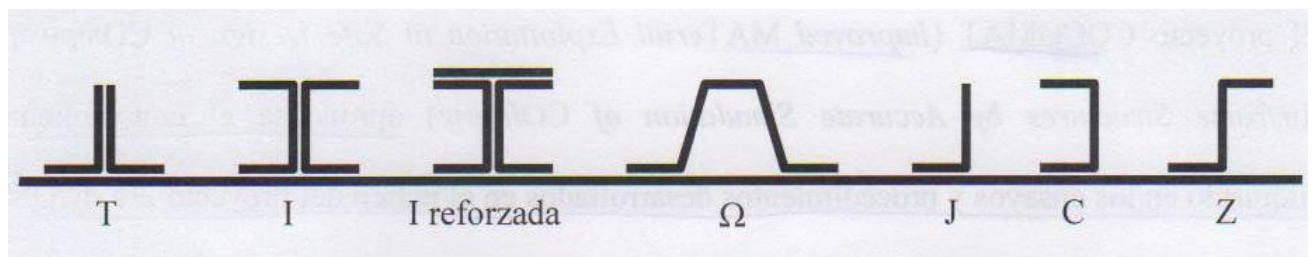


Figura 1.2 Tipos de secciones transversales típicas de los rigidizadores (reproducida con autorización de J. Reinoso [4])

Se pueden encontrar estudios de los rigidizadores de sección transversal con forma de T, I, Ω y paneles con forma de C, J y Z. El rigidizador con mejores prestaciones, según los recientes estudios, es el rigidizador con forma de Ω .

Las uniones entre la piel y los rigidizadores pueden ser de diversos tipos:

- Integradas (en la que el rigidizador se fabrica conjuntamente con la piel, en algunos casos se comparten la misma tela, no se utiliza adhesivo)
- Co-curadas (No comparten telas, el rigidizador y la piel se curan conjuntamente, se utiliza adhesivo)
- Co-pegadas (No comparten tela, o el rigidizador o la piel está curado, requiere adhesivo)
- Simplemente pegadas (No comparten tela, ambos elementos están precurados, requiere adhesivo)



Figura 1.3 Tipos de uniones entre piel y rigidizadores (*Estado de Arte* [3])

Aunque no existen investigaciones específicas sobre la influencia del tipo de unión en el comportamiento en postpandeo, no parece que existan diferencias entre las uniones co-pegadas con y co-curadas. La inclusión de fibras transversales en la unión (cosido) puede hacer que la carga de colapso se incremente en un 30%.

1.3.2 Descripción general de la evolución hasta el colapso de un panel rigidizado de material compuesto

Cuando un panel rigidizado, plano o curvo, se somete a una carga de compresión que aumenta progresivamente, se produce una evolución como la mostrada en la curva carga-desplazamiento de la Figura 1.4.

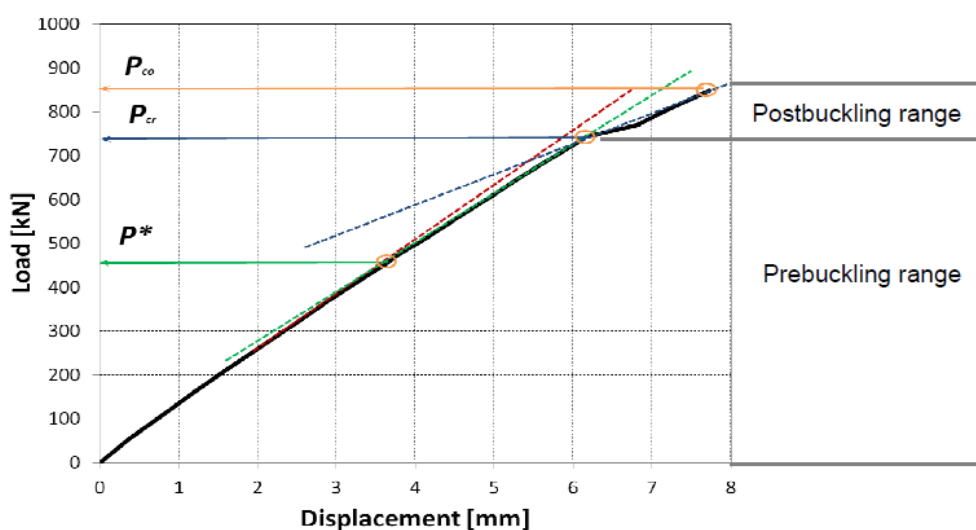


Figura 1.4. Curva carga-desplazamientos de un panel con rigidizadores (reproducida con autorización de J. Reinoso et al [4])

Dicha curva carga-desplazamientos se puede dividir en tres tramos, ver figura 1.4:

1.3.2.1 Tramo 1.

Conocida como el tramo lineal antes de que se aprecien deformaciones de flexión. Finaliza cuando se alcanza la carga P^* . A partir de dicha carga se produce un cambio de pendiente más o menos apreciable dependiendo de las imperfecciones que presenta el panel ensayado. Este cambio de pendiente puede ser difícil de detectar en los ensayos experimentales. A partir de P^* , los efectos no lineales se hacen más significativos por la presencia del pandeo local del revestimiento. Este tramo finaliza cuando se alcanza la carga crítica de la estructura entera (P_{cr}).

1.3.2.2 Tramo 2.

Se extiende de P^* a P_{cr} . Es en este tramo donde los efectos del pandeo local (no-lineales) se manifiestan de forma significativa. Dicha manifestación se aprecia en la curva carga-desplazamientos, cuando esta cambia de pendiente y deja de tener una evolución lineal. Los efectos de flexión son cada vez más importantes.

Hay una par de aspectos a recalcar de lo descrito antes:

- La carga P^* se suele hacer coincidir con la carga a la cual la recta que corresponde al análisis lineal se separa de la curva experimental, ver figura 1.5.a.
- Estos aspectos suelen ser más fácilmente detectables analizando la evolución de las deformaciones (por ejemplo mediante bandas extensométricas). En la Figura 1.5.b. se puede ver representada la curva carga-deformaciones experimental. Se puede ver en dicha curva un cambio de pendiente brusco para una carga determinada, dicha carga es la carga crítica (P_{cr}).

1.3.2.3 Tramo 3.

Empieza una vez se alcanza la carga crítica de pandeo del panel entero (P_{cr}) y finaliza cuando se da la inestabilidad global de la estructura, que se produce al alcanzar carga de colapso (P_{co}).

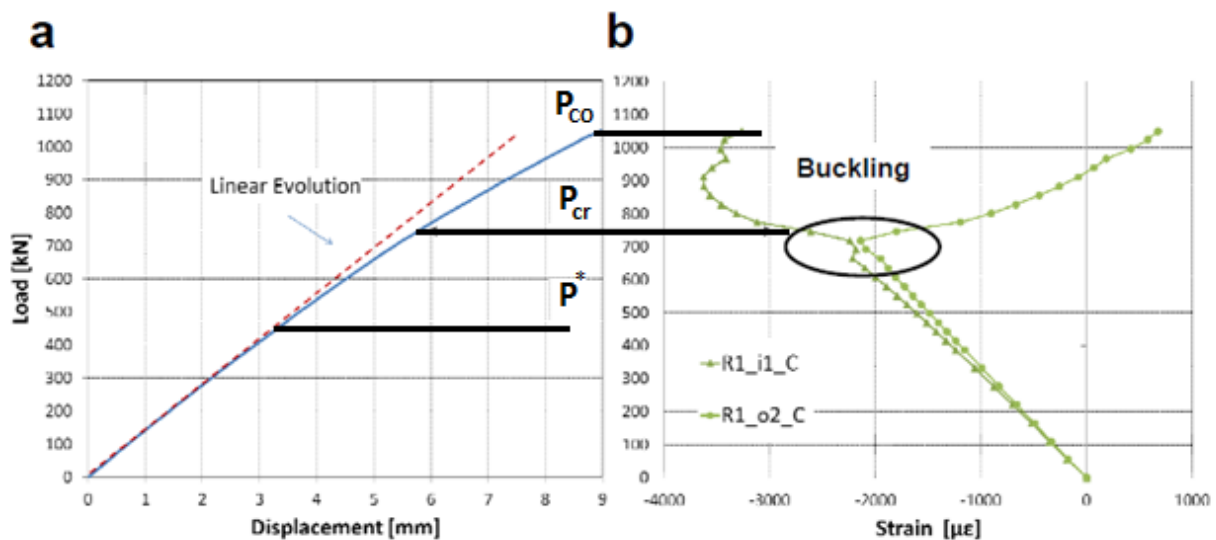


Figura 1.5 . (a) Curva carga-desplazamientos experimental y de evolución lineal. (b) Curva carga-deformaciones experimentales (reproducida con autorización de J. Reinoso et al [4])

La deformación inicial de post-pandeo viene caracterizada por abolladuras locales de la piel como las mostradas en la Figura 1.6. En la deformada se puede ver que los desplazamientos varían periódicamente en todo el panel. Dichas abolladuras no limitan la carga portante de la estructura. El número de ondas puede cambiar dependiendo de la carga. Si no aparece daño en la etapa avanzada de postpandeo, la flexión de los rigidizadores aumentaría considerablemente sin aumentar apenas la carga. En este punto se alcanzaría la carga de colapso, la cual lleva asociada una inestabilidad global del elemento, ver Figura 1.7.a. Dicha carga viene asociada a la carga de postpandeo de los rigidizadores, los que son los principales portantes de la carga que se aplica.

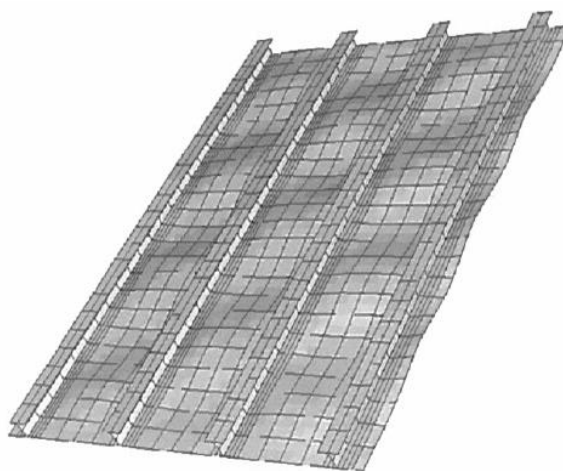


Figura 1.6. Deformada típica en régimen de post pandeo (*Estado de Arte* [3])

El comienzo de fallo se asocia a la aparición de una grieta entre el ala del rigidizador y la piel. En ocasiones esta grieta aparece en la superficie entre el rigidizador y la piel, a veces entre las láminas de la piel, quedando algunas de ellas adheridas al ala del rigidizador, y en otras entre las láminas del ala del rigidizador. En la Figura 1.7.b. se puede ver un panel ensayado colapsado y roto, en el que se ha producido un desprendimiento entre la piel y el rigidizador. El análisis de la evolución de tensiones y desplazamientos en el postpandeo permitirá encontrar las causas del despegue.

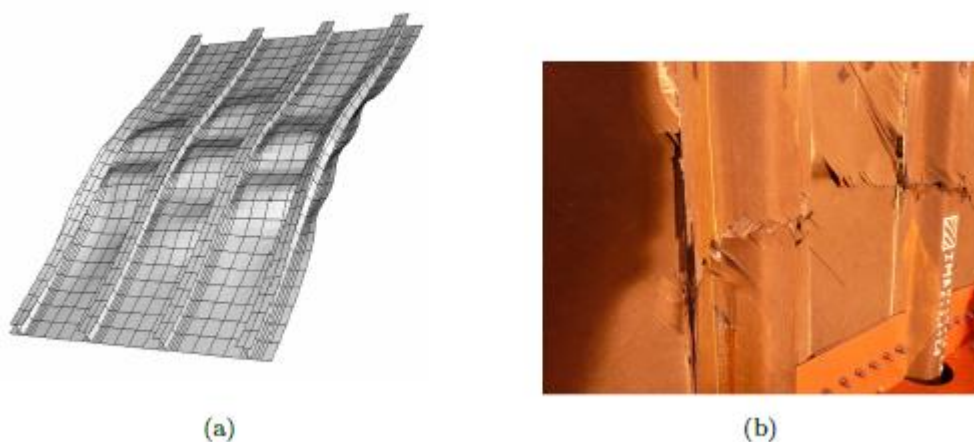


Figura 1.7. a) Deformada de panel en colapso por inestabilidad. b) Región dañada donde se produjo el colapso y rotura del panel (reproducida con autorización de J. Reinoso et al [4])

El fallo de panel es repentino y, en ocasiones explosivo, viene caracterizado por su despegue generalizado de los rigidizadores. Incluso si los ensayos se realizan cuidadosamente y se emplean transductores para detectar acústicamente la posible activación de algún mecanismo de fallo, al descargar y realizar un escáner de ultrasonido no se detectan señales de que se hayan generado ningún daño, solo para cargas cercanas a las de colapso. Ello conlleva que en un ensayo de post-pandeo se realice el proceso de carga y descarga hasta 20 veces por ensayo. Aunque no se aprecie diferencia entre las distintas repeticiones a menos de que se haya producido un cambio de modo de postpandeo, este cambio de modo se produce para cargas ligeramente inferiores a la de colapso. Por lo que, se deduce que este es el motivo general por el que los modelos numéricos y analíticos aproximados son capaces de predecir el comportamiento de carga-desplazamientos, aun cuando no se implementa ningún modelo de daño en el material.

1.3.3 Estudio de comportamiento mediante métodos numéricos y ensayos experimentales

El comportamiento estructural de los paneles con rigidizadores de material compuesto ha sido ampliamente estudiado en los últimos años, debido a la generalización de su uso a distintas aplicaciones. Cuando están correctamente diseñados, son capaces de soportar cargas muy por encima de la carga de pandeo de la piel (pandeo local). Pueden llegar a soportar hasta 3 veces la carga a la que se alcanza el pandeo local. Para aprovechar esta gran cualidad es necesario disponer de métodos de cálculo fiables y efectivos para determinar la evolución de estos elementos estructurales en régimen de postpandeo.

Los paneles rigidizados metálicos, la incorporación en el análisis de la no-linealidad geométrica (grandes desplazamientos y grandes deformaciones) necesaria para la correcta resolución de problema, permite obtener resultados fiables y contrastados, que se traducen en un gran entendimiento de los mecanismos de fallo de los paneles metálicos mediante la plasticidad, y abre la posibilidad de diseñar de forma óptima el panel aprovechando la capacidad de carga total (hasta el colapso) que pueden soportar.

Por lo contrario en el caso de los materiales compuestos, a la dificultad de la no-linealidad geométrica se le añade:

- Comportamiento no isótropo
- Y, fundamentalmente, la existencia de diferentes mecanismos de fallo (roturas de fibras a tracción y compresión, agrietamiento de matriz a tracción y compresión, rotura por cizalladura, delaminaciones y despegue). Todas estas dificultades añadidas hacen que no se disponga de ningún criterio general y universalmente aceptado que permita modelar el fallo para estos materiales.

En la actualidad, el análisis numérico se realiza principalmente por elementos finitos. En el caso de los paneles, dada su geometría, los modelos suelen utilizar elementos finitos tipo lámina, aunque algunos trabajos emplean elementos 3D.

Los principales problemas de los modelos numéricos son el elevado coste computacional que requiere este tipo de problemas no-lineales, la convergencia, la dificultad para detectar cambios de modo en la evolución de postpandeo y la dificultad al modelar la evolución del daño en el material. De ahí que sea de vital importancia la realización de ensayos experimentales para conocer y corroborar que el comportamiento real de los especímenes es parecido al comportamiento obtenido en las simulaciones numéricas. Las técnicas más utilizadas para la medición de las variables a comparar, desplazamientos, tensiones y deformaciones, en la realización de los ensayos experimentales son:

- Transductores de desplazamientos. Se encargan de medir los desplazamientos que se producen durante el ensayo.
- Extensometría. Las bandas extensométricas se encargan de medir las deformaciones que sufren el espécimen en el ensayo.
- Interferometría Moiré. Método óptico de medición de tensiones superficiales en la cual una rejilla de tamaño microscópico (patrón de rejilla) se deposita en la superficie del material mediante el uso de fotolitografía.
- Video correlación de imágenes.

Dentro de la industria aeronáutica mundial se demanda una reducción de los costes de desarrollo y operación de los nuevos modelos de estudio utilizados para diseñar estructuras aeronáuticas. Siguiendo esta línea, la Comisión Europea dentro de los Programas Marcos ha subvencionado los proyectos POSICOSS (5º Programa Marco), COCOMAT (6º Programa Marco) y ALCAS (6º Programa Marco).

- El proyecto POSICOSS (*Improved Post.buckling Simulation for Design of Fibre Composite Stiffened Fuselage Structures*) intenta realizar las investigaciones y desarrollos necesarios para diseño de estructuras del fuselaje de los futuros aviones. Su objetivo es desarrollar procedimientos mejorados, rápidos y fiables para el análisis y diseño en régimen de postpandeo de paneles rigidizados de material compuesto creándose una base de datos experimentales exhaustiva con propósitos de validación.

- El proyecto COCOMAT (*Improved Material Exploitation at Safe Design of Composite Airframe Structures by Accurate Simulation of Collapse*) aprovecha los conocimientos obtenidos en los ensayos y procedimientos desarrollados en POSICOSS, para incorporar la simulación numérica de la degradación del material. Una predicción más ajustada de la evolución hasta el colapso permitirá explotar la capacidad resistente de los elementos estructurales de material compuesto.
- El proyecto ALCAS (*Advance and Low Cost Aircraft Structures*) pretende aprovechar todos los conocimientos disponibles para el diseño de un avión de transporte y un business jet completos en material compuesto (salvo componentes muy concretos).

Estos programas se centran especialmente en mejorar los métodos de análisis en postpandeo de paneles rigidizados, permitiendo que las restricciones de diseño sean menores. Dichas mejoras supondrían una reducción de costes significativa en la fabricación de los aviones.

1.3.4 Aspectos a tener en cuenta en el análisis de paneles rigidizados en post-pandeo

Es importante remarcar que la evolución en postpandeo en general, y los cambios de modos en particular, puede ser muy sensible a las imperfecciones geométricas iniciales del panel. Hoy en día existen tecnologías (por ejemplo los escáneres) que permiten medir con precisión la geometría real de cualquier pieza. Con dicha geometría puede realizarse el correspondiente modelo numérico y estudiar el comportamiento de ese panel, intentando incrementar el conocimiento sobre el postpandeo de paneles corroborando las predicciones numéricas con las medidas experimentales. Es de vital importancia conocer las imperfecciones que se producen al fabricar el elemento para poder estudiar el comportamiento de este en régimen de post-pandeo. Ya que, como se dijo antes las imperfecciones, influyen significativamente en el tramo de post-pandeo.

No obstante, lo habitual es disponer de las medidas experimentales de transductores, bandas extensométricas, etc, pero no conocer, con la suficiente precisión, la geometría real del panel ensayado debido al coste que ello supone. Ello supone un inconveniente muy importante cuando se intentan corroborar las predicciones numéricas con las medidas experimentales.

1.4 Objetivo del trabajo de fin de grado

El objetivo de este TFG es desarrollar un procedimiento que permita estimar las imperfecciones de un panel rigidizado (de material compuesto) de manera indirecta haciendo uso de las mediciones experimentales obtenidas en los ensayos, en particular las deformaciones captadas por las bandas extensométricas.

Para la estimación de las imperfecciones se obtienen unos coeficientes proporcionados por una regresión lineal aplicada a los datos numéricos y los datos experimentales del panel rigidizado del que se quiere obtener las imperfecciones. Por tanto, se necesita lo siguiente para poder llevar a cabo este proceso:

- Datos experimentales del panel del que se quieren estimar las imperfecciones.
- Datos numéricos de los análisis que se han realizado en Abaqus sobre el modelo del panel.
- Método de regresión que cuantifica el valor de los coeficientes de las imperfecciones. Para realizar la regresión se hace uso de Matlab.

En primer lugar, se selecciona el panel sobre el cual se va a llevar a cabo la estimación de las imperfecciones. En este TFG se ha seleccionado uno de los paneles que han sido ensayados en el proyecto ALCAS, descripción detallada de su geometría en Apartado 3.2. De este panel rigidizado se han cogido los valores de las deformaciones de las bandas extensométricas que se utilizaron en el ensayo.

En segundo lugar, se realiza un modelado de la geometría ideal del panel rigidizado en el programa de elementos finitos, Abaqus. Es en este programa que se realiza una serie de simulaciones, las cuales se explican en los apartados siguientes, que son necesarias para obtener las deformaciones de numéricas de las bandas extensométricas y, así, obtener los valores de los coeficientes que cuantifican la imperfección.

Después se aplica el método de regresión sobre los datos experimentales en el programa Matlab. Dicho método se explica en profundidad en el Apartado 2. Ya por último, se realiza la comprobación de la veracidad del

procedimiento de estimación de los coeficientes de las imperfecciones.

2 MÉTODO UTILIZADO PARA LA ESTIMACIÓN DE LAS IMPERFECCIONES

El proceso que se desarrolla en este TFG se encarga de cuantificar las imperfecciones mediante la obtención de unos coeficientes mediante una regresión lineal aplicada a las deformaciones numéricas respecto de las medidas experimentales.

Se pretenden realizar análisis lineales, utilizando en software Abaqus®, para la geometría ideal del panel y para la geometría perturbada del mismo con las posibles imperfecciones que se consideren en el panel rigidizado.

2.1 Workflow de la regresión lineal

Los métodos de regresión son variados en complejidad, van desde métodos relativamente simples, como la regresión lineal de mínimos cuadrados, hasta regresiones complejas de difícil comprensión. Para analizar diversas opciones, en este TFG se ha consultado el libro *The elements of statistical learning* [5]. De todos los procedimientos expuestos en la citada referencia, en este TFG se utiliza la regresión lineal múltiple por mínimos cuadrados, que además de su simplicidad conceptual está directamente implementada en Matlab mediante la función: *LinearModel.fit.m*.

En el Manual de Usuario de Matlab [2] se define un flujo de trabajo para sistematizar el proceso de estimación de los coeficientes que mejora ajustan el resultado para unos predictores (X) al resultado deseado (Y). Los pasos de dicho flujo de trabajo son los siguientes:

- Definición de los predictores, X, y del vector objetivo, Y
- Planteamiento del problema
- Localizar y eliminar los outliers
- Planteamiento y resolución del sistema de ecuaciones
- Comprobar las respuestas para dicho modelo

Es importante seguir este flujo, ya que te da una estructura ordenada y coherente a seguir. Se seguirá este flujo de trabajo para el caso de la regresión lineal múltiple.

2.1.1 Definición de los predictores y del vector objetivo

Los predictores vienen definidos por los resultados obtenidos utilizando determinadas distribuciones de las imperfecciones. El número de tipos de imperfecciones que se pueden presentar en los paneles es infinito, en el caso de paneles rigidizadores se pueden clasificar en dos grupos dependiendo del lugar donde se produzcan:

- Imperfecciones de los rigidizadores
- Imperfecciones del revestimiento

En este TFG, se utilizan combinaciones de los primeros modos de pandeo, que son fáciles de obtener con Abaqus, para describir la geometría real del panel.

El inconveniente de este procedimiento es que los modos de pandeo que afectan a los rigidizadores son modos muy altos, que exigen un mallado muy fino del componente, con el consiguiente incremento adicional costo computacional.

Las imperfecciones de cada modo de pandeo se introducen en el modelo ideal siguiendo la ecuación.

$$x_i^k(n) = x_i^0(n) + a_k \bar{u}_i^k(n)$$

Para cada modo, es decir, hay tantas geometrías perturbadas como modos de pandeo se consideren. En la expresión anterior, $x_i^0(n)$ es la coordenada x_i ideal del nodo n , mientras que $\bar{u}_i^k(n)$ es el desplazamiento normalizado del nodo n según el modo de pandeo k , y a_k es el coeficiente que escala los desplazamientos de del modo de pandeo k .

Los análisis numéricos lineales de las geometrías perturbadas con cada uno de los modos de forma independiente, se realizan para una carga para la que se considera que los efectos no lineales no son significativos.

Una vez obtenidas las deformaciones correspondientes al análisis lineal de la geometría ideal y para los análisis lineales de las geometrías perturbadas con cada uno de los modos de pandeo independientemente, se procesan los resultados de las deformaciones numéricas obtenidas de tal forma que se pueda aplicar sobre ellos una regresión que cuantifique la presencia cada uno de los modos de pandeo en el panel rigidizado real. Cuánto menos se presente un modo de pandeo en el panel, el coeficiente de dicho modo será menor.

2.1.2 Planteamiento del problema

2.1.2.1 Hipótesis de partida

En primer lugar, lo que se ha realizado es plantear una hipótesis para poder aplicar la regresión lineal sobre las deformaciones numéricas y experimentales:

- El incremento de deformaciones que produce cada uno de los modos de pandeo sigue la fórmula (1)

$$E_{Perturbado_k}(G, P, M) = E_{ideal}(G, P) + \Delta E_{modo\ lineal_k}(G, P, M) + \Delta E_{modo\ no-lineal_k}(G, P, M) \quad (1)$$

Donde se representa que las deformaciones del análisis con la geometría perturbada con el modo k ($E_{Perturbado_k}$) es la suma de las deformaciones del análisis con la geometría ideal más un incremento de deformación lineal producido por la consideración de una imperfección con “la forma” del modo de pandeo e incrementos de deformaciones no lineales de mayores órdenes. Las deformaciones dependen de la geometría del panel (G), la carga a la que se somete el panel (P) y del modo con el que ha sido perturbada la geometría ideal (M).

El incremento de deformación para cada modo de pandeo viene definido en la siguiente fórmula, en la que se han despreciado los incrementos de deformación de mayor orden (no lineales).

$$\Delta E_{modo_k}(G, P, M) = E_{Perturbado_k}(G, P, M) - E_{ideal}(G, P) \quad (2)$$

El valor del incremento de deformación de cada modo k depende del coeficiente (C_A que se le asigne al modo de pandeo, se selecciona el mismo para todos los modos con la finalidad de dar el mismo peso a cada uno de los modos de pandeo a la hora de obtener los incrementos de deformaciones.

Viene bien explicar que a lo largo del TFG se van a utilizar tres tipos de coeficientes:

- C_A : Coeficiente que se le asigna a cada modo de pandeo en los análisis lineales de las geometrías perturbadas que se realizan en Abaqus con la finalidad de obtener los incrementos de deformaciones numéricas que le corresponden a cada modo.
- β : Coeficiente que se obtiene al hacer la regresión lineal en Matlab. Son importantes, ya que aportan información sobre la magnitud de la presencia de cada modo en el panel.
- C : Es la multiplicación de los dos coeficientes anteriores. Es la cantidad real que se le multiplica a cada uno de los modos de pandeo.

El valor de C_A debe ser el indicado para debe ser lo suficientemente pequeño para que los últimos términos de

la expresión anterior sean despreciables, y lo suficientemente grande para que la influencia de cada modo de pandeo “se note”.

Al realizar estas hipótesis se está considerando que las deformaciones experimentales se pueden expresar como una combinación lineal de las deformaciones del análisis lineal y los incrementos de deformaciones de cada uno de los modos, donde cada uno está multiplicado con el coeficiente C_M que le corresponde.

$$E_{Exp} \cong E_{Ideal} + C_{M1}\Delta E_{M1} + C_{M2}\Delta E_{M2} + \dots + C_{Mp}\Delta E_{Mp} \quad (3)$$

C_{Mi} ($i = 1, \dots, p$) son los coeficientes que se pretenden calcular con la regresión lineal.

2.1.2.2 Planteamiento del problema

Se pretende obtener una aproximación de unos resultados experimentales: Y , mediante una combinación lineal de los resultados numéricos (predictores), X , (cada una de las columnas de la matriz X):

$$\begin{pmatrix} y_1 \\ \vdots \\ y_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_0 \\ \vdots \\ f_0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} f_1(x_1) & \dots & f_p(x_1) \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ f_1(x_n) & \dots & f_p(x_n) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta_1 \\ \vdots \\ \beta_n \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \epsilon_1 \\ \vdots \\ \epsilon_n \end{pmatrix} \quad (4)$$

$$y - f_0 = Y = X\beta + \epsilon$$

Siendo β el vector de coeficientes (que son las incógnitas del procedimiento) y ϵ el vector error cometido en la aproximación, cada x_i se corresponde con cada uno de las medidas, f_0 es un vector con los resultados del análisis con la geometría ideal y f_j ($j = 1, \dots, p$) se corresponde con el incremento de deformaciones del resultado obtenido en el análisis considerando la imperfección del modo de pandeo respecto del resultado ideal. El problema consiste en obtener los coeficientes β que hacen que el error de aproximación, ϵ sea mínimo.

2.1.2.3 Procesado de las deformaciones numéricas para la regresión

Para este apartado se considera que se tiene un número N de bandas extensométricas. Para poder realizar la regresión lineal se debe ordenar los resultados numéricos y experimentales en una matriz (X) y en vector columna (Y), respectivamente. La obtención de la matriz X y el vector Y , a partir de las deformaciones experimentales y numéricas de cada banda, se explica claramente a continuación.

$$y = \begin{pmatrix} E_{Banda\ 1}^{Exp} \\ \vdots \\ E_{Banda\ N}^{Exp} \end{pmatrix} \quad (5)$$

Donde $E_{Banda\ 1}^{Exp}$ son las deformaciones experimentales que miden la banda extensométrica 1, así como $E_{Banda\ N}^{Exp}$ son las deformaciones experimentales medidas por la banda N .

$$f_0 = \begin{pmatrix} E_{Banda\ 1}^{Ideal} \\ \vdots \\ E_{Banda\ N}^{Ideal} \end{pmatrix} \quad (6)$$

Donde $E_{Banda\ 1}^{Ideal}$ son las deformaciones numéricas del análisis ideal que les corresponden a la banda extensométrica 1, así como $E_{Banda\ N}^{Ideal}$ son las deformaciones numéricas del análisis ideal que les corresponden la banda N .

Para obtener el vector Y se debe restar el vector f_0 al vector y . Para obtener la matriz X , primero se define la matriz X^* .

$$X^* = \begin{pmatrix} E_{Banda\ 1}^{Modo\ 1} & \cdots & E_{Banda\ 1}^{Modo\ p} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ E_{Banda\ N}^{Modo\ 1} & \cdots & E_{Banda\ N}^{Modo\ p} \end{pmatrix} \quad (7)$$

Donde $E_{Banda\ 1}^{Modo\ 1}$ son las deformaciones del análisis perturbado con el modo 1 que le corresponde a la banda 1 y $E_{Banda\ 1}^{Modo\ p}$ contiene las deformaciones del análisis perturbado con el modo p que le corresponden a la banda 1. Una vez se tiene la matrix X^* , la matriz X se obtiene restando a cada columna de X^* el vector f_0 que contiene las deformaciones del análisis ideal. Así se tendría en cada columna los incrementos de deformaciones correspondiente a cada modo de pandeo.

$$X = \begin{pmatrix} E_{Banda\ 1}^{Modo\ 1} - E_{Banda\ 1}^{Ideal} & \cdots & E_{Banda\ 1}^{Modo\ p} - E_{Banda\ 1}^{Ideal} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ E_{Banda\ N}^{Modo\ 1} - E_{Banda\ N}^{Ideal} & \cdots & E_{Banda\ N}^{Modo\ p} - E_{Banda\ N}^{Ideal} \end{pmatrix} \quad (8)$$

2.1.3 Localización y eliminación de outliers

La localización de los outliers que hacen que la regresión sea menos precisa es de vital importancia. Dado que en este TFG no se consideran modos de pandeo que afecten a los larguerillos, tampoco se considerarán las medidas experimentales de las bandas situadas sobre dichos componentes.

La explicación consiste en que al realizar la regresión lineal los incrementos de deformación de cada modo se tendrían que multiplicar considerablemente para poder conseguir deformaciones apreciables en los larguerillos, con la consecuente obtención de valores desorbitados de los coeficientes.

2.1.4 Planteamiento y resolución del sistema de ecuaciones

Planteado el problema en la ecuación (1) y eliminados los resultados outliers, la aplicación estándar del proceso de regresión por mínimos cuadrados aporta la siguiente solución para el vector β .

$$\hat{\beta} = (X'X)^{-1}(X'Y) \quad (9)$$

$$Y = \hat{\beta}X + \epsilon_{min} \quad (10)$$

La función que realiza este cálculo es: *LinearModel.fit.m*, que se encuentra en la toolbox de Statistics de Matlab. Los inputs de entrada en dicha función son la matriz X y el vector objetivo Y .

2.1.5 Comprobación de resultados

Dependiendo del problema que se esté tratando, la experiencia adquirida, debe permitir decidir que rango de valores son aceptables y cuales no, originando la aceptación o el rechazo del resultado obtenido. En este último caso, deberá procederse a un nuevo cálculo revisando las decisiones adoptadas, por ejemplo las referidas a la selección de los predictores y/o el vector objetivo, los outliers, etc.

3 DESCRIPCIÓN Y MODELADO EN ABAQUS DEL PANEL RIGIDIZADO ELEGIDO

En este apartado se describen las características geométricas y modelado del panel ALCAS sobre el que se va a realizar la estimación de imperfecciones siguiendo el procedimiento definido anteriormente.

En primer lugar, se describe las características del ensayo que han sido importantes para decidir cuáles son las condiciones de contorno a la hora de modelar el panel rigidizado en Abaqus (Apartado 3.1). Se puede encontrar una explicación más detallada en la Tesis de Dr. Jose Reinoso [4]. En segundo lugar, se habla de las características geométricas del panel (Apartado 3.2), el posicionamiento de las bandas extensométricas (Apartado 3.3) y las propiedades de los materiales que cada uno de los componentes del panel a ensayar (3.4). Por último, se describe el modelo de Abaqus (Apartado 3.5)

3.1 Descripción del ensayo

El análisis del este panel con rigidizadores formó parte del proyecto de la Unión Europea, ALCAS. Dentro de este proyecto se han realizados muchos estudios numéricos con la finalidad de fabricar un avión íntegramente de material compuesto. Entre ellos se encuentra el ensayo que se hizo sobre nuestro panel. En el ensayo se tiene una disposición como la mostrada en la Figura 3.1. Aunque el panel y el ensayo considerado en este TFG es un ensayo a compresión, el sistema es capaz de transmitir carga de cortante pura al espécimen.

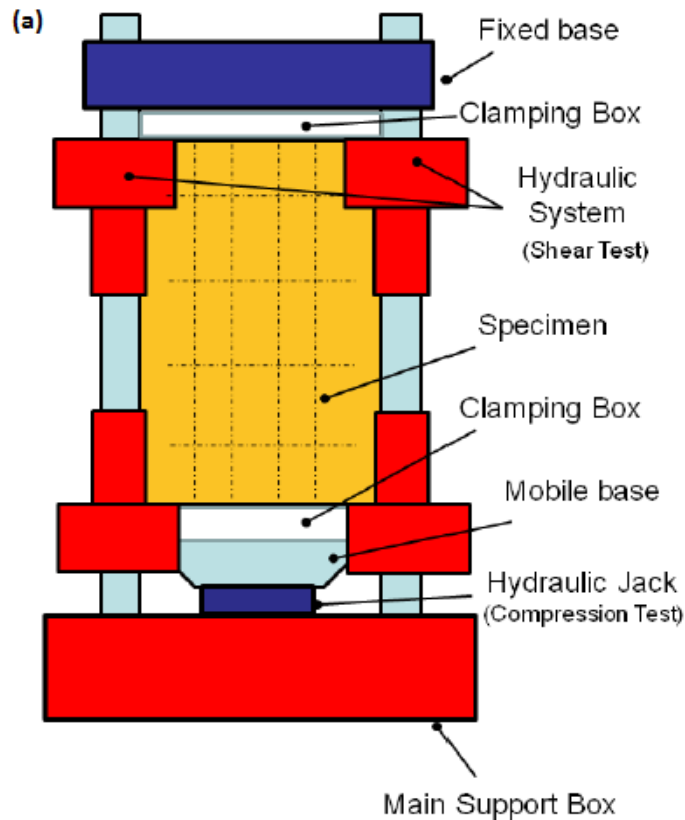


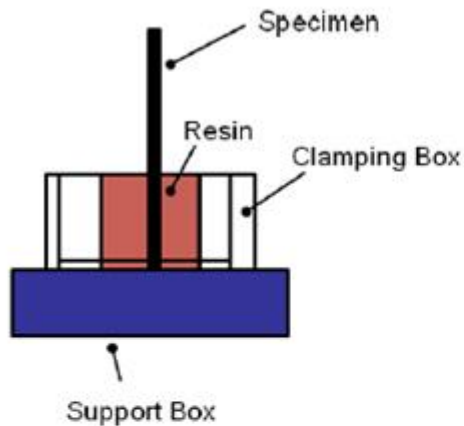
Figura 3.1. (a) Croquis simplificado del equipamiento que transmite la carga al espécimen (reproducida con autorización de J. Reinoso et al [4])

A continuación se comenta lo más importante del ensayo de cara a definir las condiciones de contorno del modelo de Abaqus. La base móvil se acerca a la la base fija y transfiere la carga al espécimen. Los dos extremos longitudinales están introducidos dentro de una cajas de aluminio rellenas de resina, referidas como “Clamping box” en la Figura. 3.2.a. La resina asegura que la carga introducida sobre los extremos del espécimen sea uniforme.

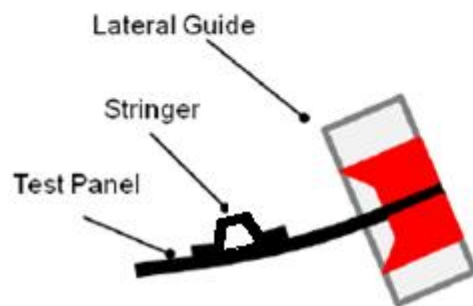
Asimismo, se tiene dos sistemas hidráulidos ubicados en los laterales que se encargarían de transmitir la carga de cizalladura pura en su caso. Para el ensayo de compresión pura ambos sistemas funcionan como guías para que los extremos laterales no tengan movimiento fuera del plano de desplazamientos de dicha zona. Estos sistemas se han referido como “Lateral Guides” en la Figura 3.2.b.

Las alas superiores de las cuadernas están sujetadas por tres barras cada una, ver Figura 3.2.c. Dichas barras no permiten los desplazamientos perpendiculares al panel. Actúan como apoyos a lo largo de la parte superior de las cuadernas.

(a) Detail of the load introduction zone



(b) Detail of the lateral guide support



(c) Detail of frame rod support system

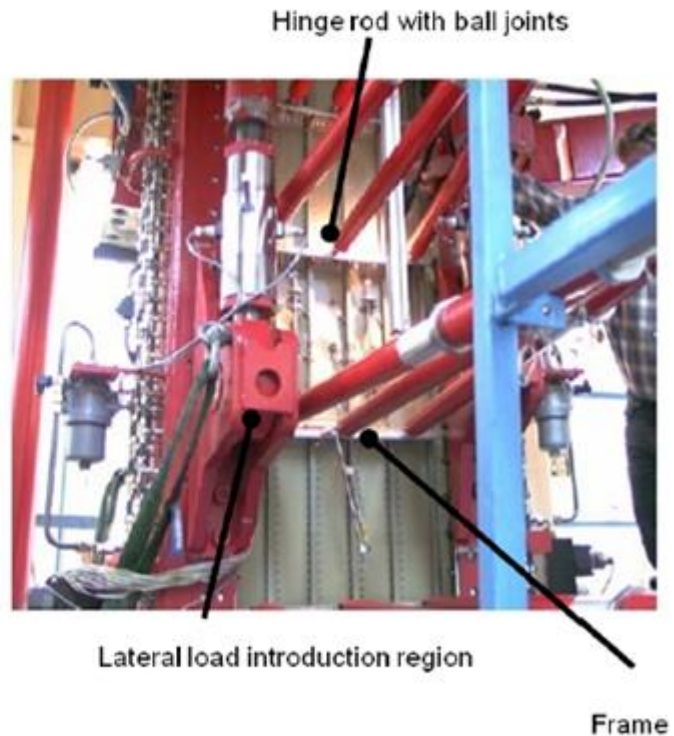


Figura 3.2. (a) Detalle de la Clamping box de los extremos longitudinales. (b) Detalle de la guía de los extremos laterales. (c) Detalle del sistema de soporte para la parte superior de las cuadernas (reproducida con autorización de J. Reinoso et al [4])

3.2 Descripción de la geometría del panel a ensayar

En este trabajo, se hace uso de un panel que posee 3 larguerillos con perfil en forma de Ω y 4 cuadernas transversales. Las cuadernas tienen un perfil en forma de C. El modelo tiene un marco de refuerzo de espesor de 8.28 mm. Sin embargo, el espesor del revestimiento del panel o piel es de 2.208mm, entre ambas regiones existe una región que hace de transición (entre el refuerzo y la piel). Las medidas de cada uno de los componentes del panel nigidizado se pueden ver en la Figura 3.3.

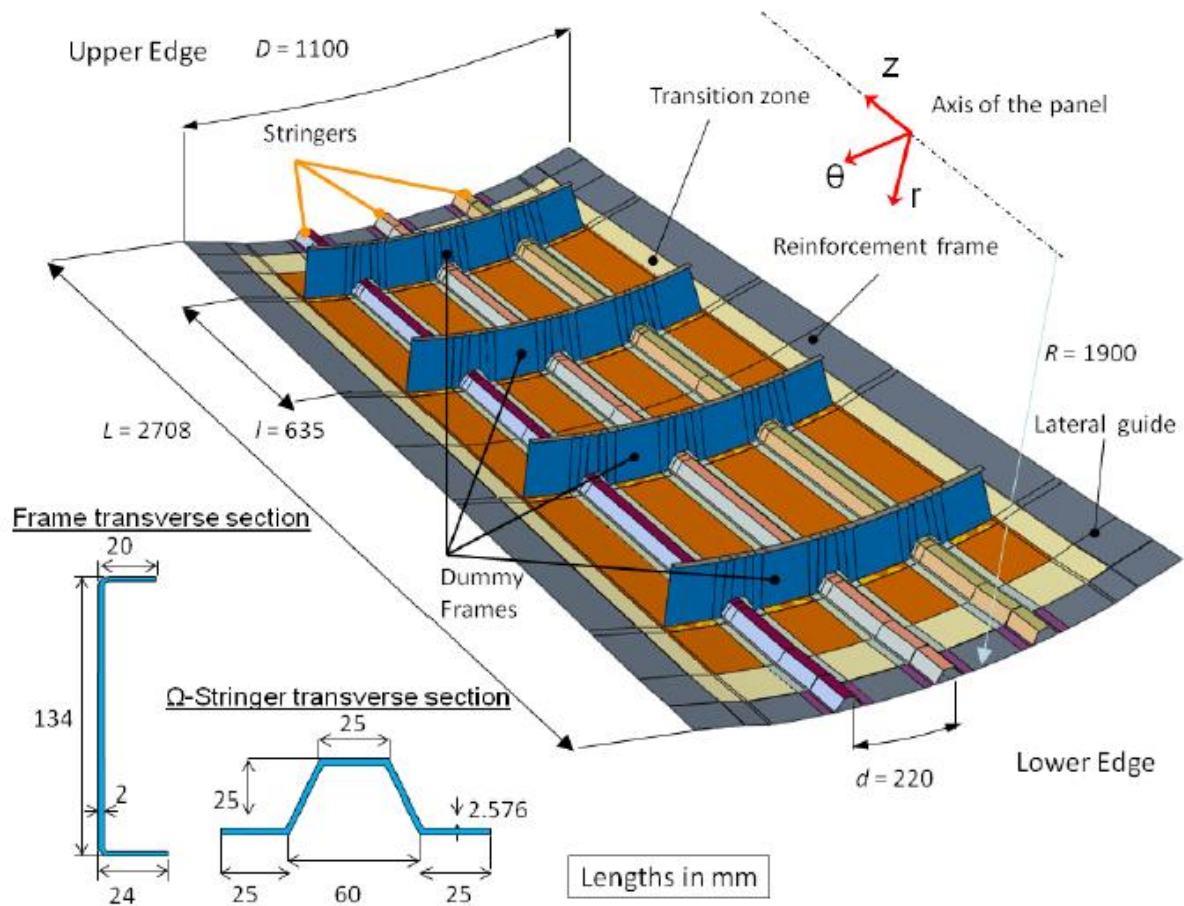


Figura 3.3. Medidas del panel rigidizado Ω (reproducida con autorización de J. Reinoso et al [4])

El revestimiento tiene un radio de 1900 mm, el ancho es de 1100 mm de longitud de arco. Los tres rigidizadores están separados 220 mm de longitud de arco. El espesor de los larguerillos es de 2.576 mm. La parte superior de la sección transversal tiene una longitud y una altura de 25 mm. La separación entre los dos pies es de 60 mm. Y la longitud de los dos pies de la sección transversal es de 25 mm.

En el espécimen a estudiar en este trabajo, los larguerillos están separados a una distancia de 635 mm uno de otro, estando uno de ellos en el centro del panel. Además, la sección transversal de las cuadernas tiene un espesor de 2 mm y una altura de 134 mm. El pie de la C de la cuaderna tiene una longitud de 24 mm, teniendo la parte superior de la cuaderna una longitud 20 mm.

La anchura del marco de refuerzo en las partes superior e inferior del panel es de 132 mm, mientras que en los laterales es de 105 mm de longitud de arco. La zona de transición de los bordes laterales, ver Figura 3.4.a, y longitudinales del marco de refuerzo, ver Figura 3.4.b, tienen una pendiente de 1/10 y 1/20, respectivamente.

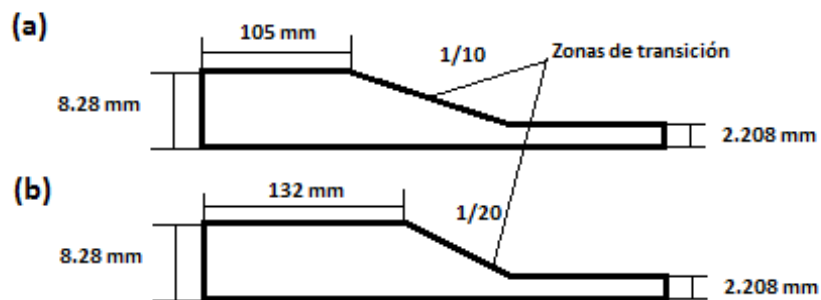


Figura 3.4. (a) Pendiente de la zona de transición de los bordes laterales. (b) Pendiente de los bordes longitudinales

3.3 Posicionamiento de las bandas extensométricas

Las bandas extensométricas en el ensayo se posicionaron de acuerdo a la Figura 3.5.

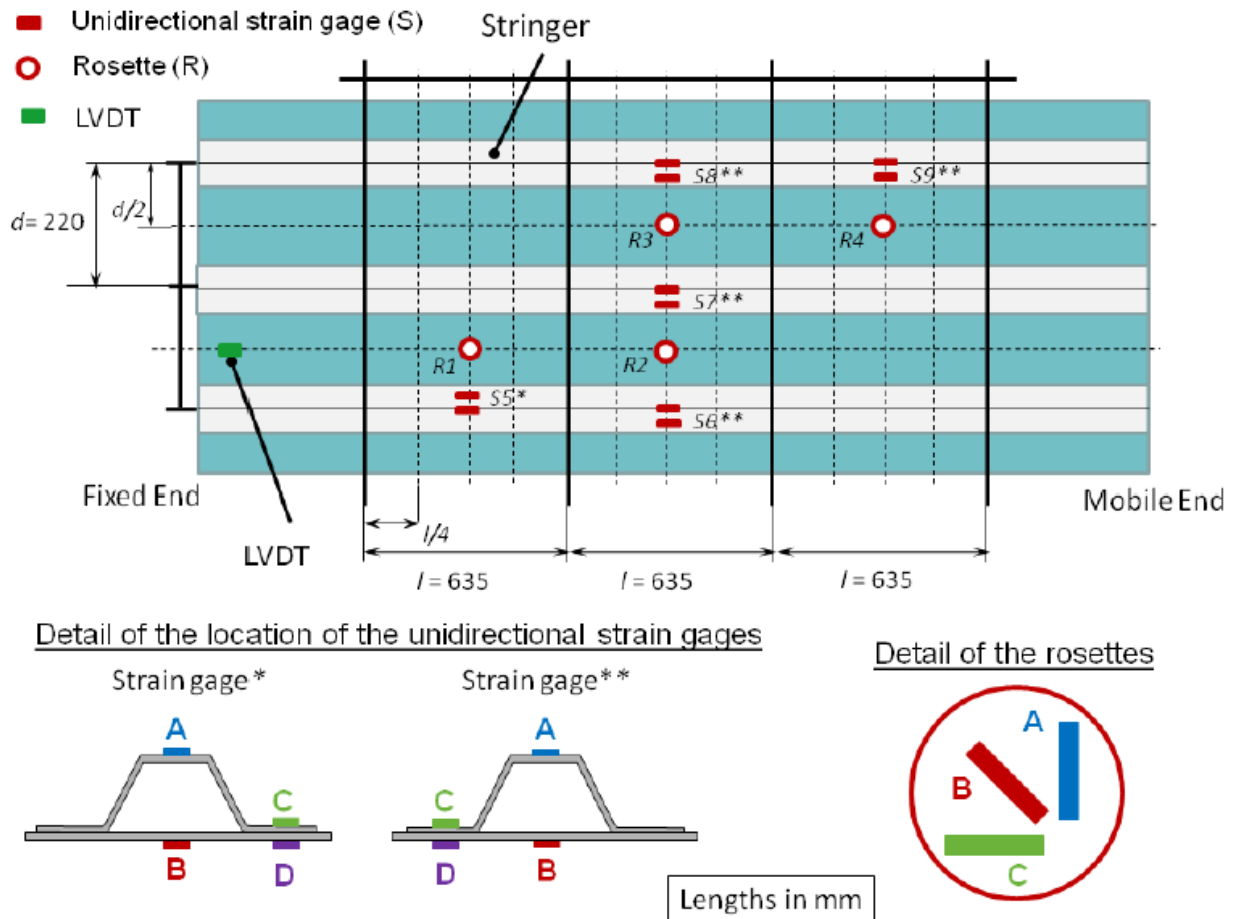


Figura 3.5. Localización y nomenclatura de cada una de las bandas extensométricas y rosetas (reproducida con autorización de J. Reinoso et al [4])

En total se tiene 20 bandas extensométricas unidireccionales y 4 rosetas, las cuales están formadas por 3 bandas unidireccionales cada una. Los resultados experimentales y numéricos de estas bandas se utilizan para estimar los coeficientes de las imperfecciones.

3.4 Propiedades de los materiales y configuración del laminado de cada elemento

Los materiales utilizados en la fabricación del espécimen son tres en la realidad:

- IMA/M21E. Material compuesto que tiene un alto coeficiente resistencia/peso, el espesor de cada una de las láminas es de 0.184 mm. Sus propiedades vienen en la Tabla 3-1.
- Aluminio 2024T42, aleación principalmente utilizada en el sector aeronáutico. Ver Tabla 3-2.
- Loctite-Henkel Hysol 9695 (Z15435). Adhesivo muy utilizado en el sector aeronáutico. Ver Tabla 3-2

Sin embargo, en el caso de este trabajo no se considerará el adhesivo porque no se tiene pensado hacer un análisis considerando la aparición y progresión de despegues hasta el fallo catastrófico.

Las cuadernas están fabricadas de Aluminio 2024T42 y el resto del panel está hecho de IMA/M21E con distintas configuraciones de laminado para cada una de las zonas del panel. Las propiedades mecánicas de cada uno de los materiales son:

Tabla 3-1. Propiedades mecánicas del material compuesto IMA/M21E

Propiedades mecánicas	Ima/m21e
$E_{11}(GPa)$	148
$E_{22}(GPa)$	8.9
$G_{12}(GPa)$	5.31
$G_{13}(GPa)$	5.31
$G_{23}(GPa)$	3.52
ν_{12}	0.32

Tabla 3-2. Propiedades del aluminio 2024T42

Materiales	Módulo de young, e (gpa)	Coefficiente de poisson, ν
ALUMUNIO 2024t42	73	0.3

Las secuencias de apilado del refuerzo, la piel y los larguerillos se muestra en la Tabla 3-3.

Tabla 3-3. Configuración de los laminados de las diferentes zonas del panel rigidizado.

Zonas del panel	Laminado	Espesor (mm)
Revestimiento	[45/-45/0/90/-45/45]s	2.208
Refuerzo	[45/-45/0/-45/45/90/45/- 45/0/45/45/90/45/- 45/0/-45/45/90/45/-45/0/90/0]s	8.28
Larguerillos Ω	[45/-45/0/0/0/90/0]s	2.576

3.5 Modelado del panel rigidizado en abaqus

El espécimen ensayado se modela en el programa comercial de elementos finitos Abaqus®. A continuación se realiza una exposición de lo que se ha hecho en cada uno de los módulos del programa.

El modelado del panel con rigidizadores se hace con el elemento Conventional Shell, pero en 3D. Gracias a esto se puede diseñar un modelo monolítico del panel entero. Se utiliza el elemento Conventional Shell porque pese a que es simple este elemento, los resultados obtenidos son lo suficientemente precisos [34]. A la hora de crear el modelo numérico en Abaqus, los módulos a seguir son:

- **Part:** En este se define la geometría de todos los componentes del modelo que se desea analizar. En

este caso solo tendremos una Part, porque el modelo es monolítico.

- **Property:** Aquí se define las propiedades de los materiales y se asigna estas propiedades a las diferentes zonas, dependiendo del modelo que se persigue.
- **Assembly:** Es el módulo donde se montan todos los componentes que conforman el modelo a analizar. En este caso solo hace falta incluir la Part monolítica.
- **Step:** Es donde se selecciona el análisis que se realizará al ejecutar el programa.
- **Interaction:** Aquí es donde se define las interacciones que hay entre las diferentes componentes que conforman el modelo a analizar. Pueden ser interacciones de contacto entre cara de diferentes, condiciones de sólido rígido, TIE constraints, etc.
- **Load:** Es donde se define las carga que se aplican sobre el modelo, así como las condiciones de contorno.
- **Mesh:** Módulo donde se define la malla sobre la cual se aplicará el método de los elementos finitos.
- **Job:** Desde este módulo se ejecutan los trabajos a analizar.
- **Visualization:** Módulo que sirve para visualizar los resultados obtenidos una vez los trabajos ya han sido resueltos.

3.5.1 Módulo Part

Siguiendo las medidas de la geometría se crea una Part que es la estructura entera a analizar, como se dijo antes este modelo numérico está hecho con elementos Shell S4R en un espacio de tres dimensiones. En el módulo Part se crea el modelo sólido de acuerdo a la descripción geométrica del apartado 3.2 y se hacen las particiones necesarias para después asignar las propiedades a cada partición. Para eso en el ventana del módulo se disponen de las herramientas necesarias para crear cualquier tipo estructura laminar, ver Figura 3.6. Es importante hacer las particiones necesarias para poder asignar las propiedades correctas a la Part, lo cuál se hará en el módulo Property.

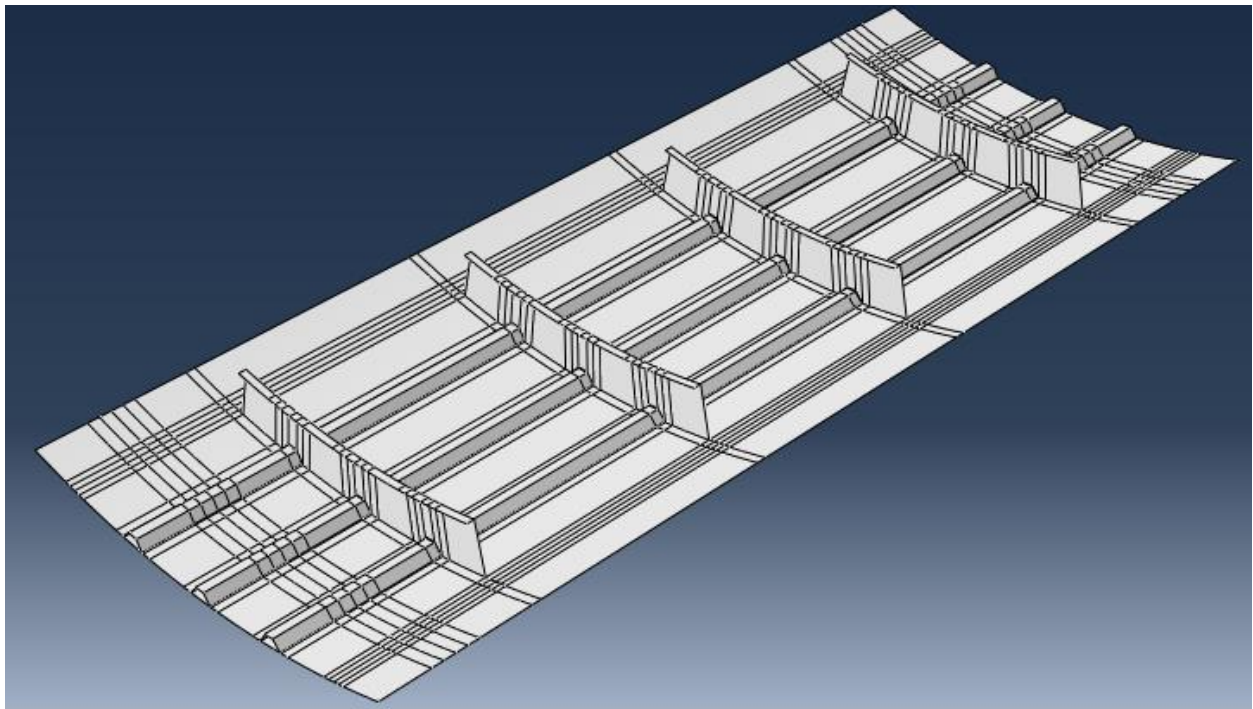


Figura 3.6. Part monolítica

3.5.2 Módulo Property

Una vez terminada la Part monolítica, se le debe asignar las propiedades de material compuesto a cada una de las zonas mediante la creación de diferentes Composite Layups para cada una de las particiones. Antes de realizar la asignación se debe definir los dos materiales de los que está hecho este modelo (Aluminio 2024T42 y IMA/M21E).

El modelo monolítico se divide en diversas zonas, donde cada una de ellas tendrá un *offset* y un *Composite layup* determinado que hace que todo el material esté posicionado correctamente coincidiendo con el espécimen real, ver Figura 3.3.

Un *Composite Layup* es una configuración de laminado que se le puede asignar a cualquier partición de la Part. El *Offset* de cada *Composite Layup* se encarga de desplazar el laminado en la dirección del espesor. El *Offset* está referido respecto al centro del laminado, siendo *Offset*=0 cuando los nodos coinciden con la mitad del espesor del laminado.

Si se tiene un *Offset* de 0.5, quiere decir que los nodos coinciden con la parte superior del laminado. Si *Offset* de -0.5, los nodos coinciden con la parte inferior. Si se tuviese la piel y la cuaderna en diferentes Parts, El *Offset* de la cuaderna sería -0.5 y el de la piel 0.5, ver Figura 3.7.

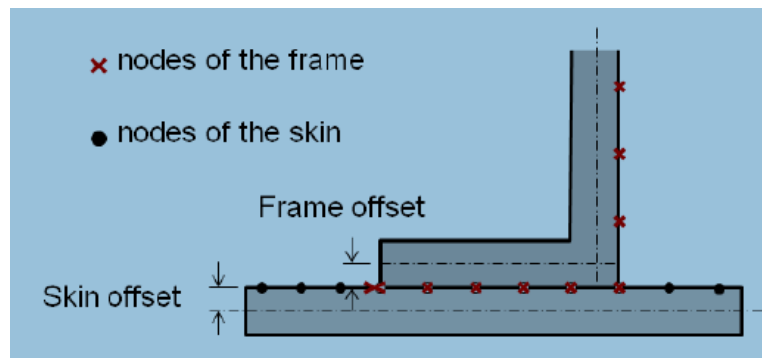


Figura 3.7. Offset de la piel y la cuaderna

Para el caso de las cuadernas no hace falta crear un Composite Layup, en su lugar se crea una Sección de Aluminio 2024T42 de 2 mm de espesor que se le asigna a todas las cuadernas excepto a los pies de estas. En el caso de los pies de las cuadernas, se le asignan las propiedades con un Composite Layup, porque los pies de las cuadernas están apoyados sobre la piel del revestimiento y al tener un modelo monolítico, esta es una manera de asignar las propiedades correctamente. En este caso, el Composite Layup se realiza apilando las mismas láminas para la piel pero se le añade una lámina de Aluminio 2024T42 de 2 mm en la parte superior, como se muestra en la Figura 3.8.

		Ply Name	Region	Material	Thickness	CSYS	Rotation Angle	Integration Points
1	✓	γ -36-Copy1-Cop	(Picked)	IMA/M21E	0.184	<Layup>	45	3
2	✓	γ -37-Copy1-Cop	(Picked)	IMA/M21E	0.184	<Layup>	-45	3
3	✓	γ -38-Copy1-Cop	(Picked)	IMA/M21E	0.184	<Layup>	0	3
4	✓	γ -39-Copy1-Cop	(Picked)	IMA/M21E	0.184	<Layup>	90	3
5	✓	γ -40-Copy1-Cop	(Picked)	IMA/M21E	0.184	<Layup>	-45	3
6	✓	γ -41-Copy1-Cop	(Picked)	IMA/M21E	0.184	<Layup>	45	3
7	✓	γ -42-Copy1-Cop	(Picked)	IMA/M21E	0.184	<Layup>	45	3
8	✓	γ -43-Copy1-Cop	(Picked)	IMA/M21E	0.184	<Layup>	-45	3
9	✓	γ -44-Copy1-Cop	(Picked)	IMA/M21E	0.184	<Layup>	90	3
10	✓	γ -45-Copy1-Cop	(Picked)	IMA/M21E	0.184	<Layup>	0	3
11	✓	-Copy1-Copy1-Cop	(Picked)	IMA/M21E	0.184	<Layup>	-45	3
12	✓	-Copy1-Copy1-Cop	(Picked)	IMA/M21E	0.184	<Layup>	45	3
13	✓	py1-Copy1-Cop	(Picked)	Aluminio 2014T42	2	<Layup>	0	3

Figura 3.8. Adición de una lámina de Aluminio al Composite Layup de la piel

Por otro lado, el modelado de la pendiente es importante ya que los modos de pandeos pueden depender de ello si no se hace suficientemente bien. Dicha zona de transición se dividirá en dos partes con diferentes números de láminas, Pendiente 1 y Pendiente 2, ver Figura 3.9. Esta configuración se aplicará tanto en la pendiente de transición longitudinal como lateral.

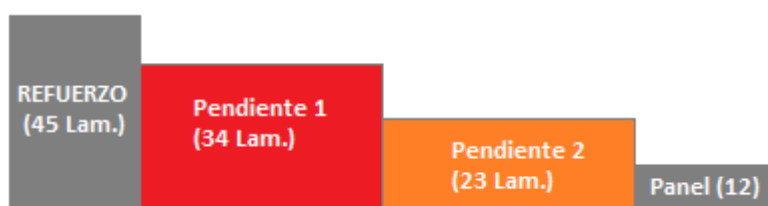


Figura 3.9. Modelado de la pendiente de transición entre el refuerzo y el revestimiento.

A la hora de seleccionar la configuración de laminado de la Pendiente 1 lo que se ha hecho es coger la disposición de láminas del Refuerzo y eliminar las 5 láminas inferiores y las 6 superiores. Se aplica este criterio, ya que la configuración exacta del laminado de la pendiente de transición no viene explicada y que a la hora de fabricar las láminas exteriores, a excepción de las dos láminas exteriores +45/45 de cada lado, son las que se eliminar por motivos de accesibilidad. El mismo criterio se aplica a la Pendiente 2, se coge la configuración de lamiando del refuerzo y a este se le quita las 11 primeras láminas superiores y las 11 láminas inferiores.

Siguiendo lo anterior, hace falta dividir el panel en 11 zonas de laminado, incluyendo la sección de las cuadernas, cada una con un Composite Layup diferente, ver Figura 3.10. Cada zona tiene una configuración, un número de láminas y Offset diferentes, las zonas vienen descritas en la Tabla 3-4.

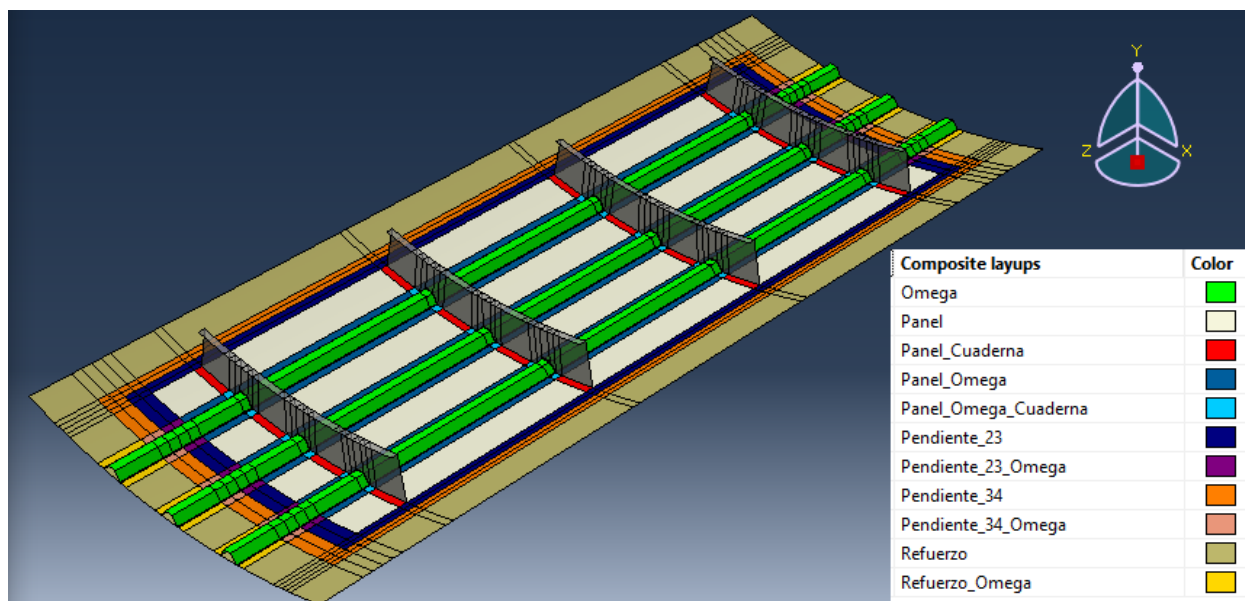


Figura 3.10. Zonas de laminado

Zonas de laminado	Descripción	Nº láminas	Offset
Omega	Formado los larguerillos, excepto los pies.	14	BOTTON (-0.5)
Panel	Formado solo por el revestimiento o piel.	12	TOP (0.5)
Panel_cuaderna	Formado por el revestimiento y el pie de la cuaderna que se encuentra encima	15	0.02471
Panel_omega	Formado por el revestimiento y los pies de los larguerillos que se encuentran encima.	26	-0.0384
Panel_omega_cuaderna	Son las pequeñas zonas donde coinciden el revestimiento, los pies de los larguerillos y los de las cuadernas.	27	-0.1745
Pendiente 23	Parte primera de la pendiente (23 láminas) que no coincide con los pies de los larguerillos.	23	0.0217
Pendiente_23_omega	Parte primera de la pendiente (23 láminas) que coincide con los pies de los larguerillos.	37	-0.1756
Pendiente_34	Parte primera de la pendiente (34 láminas) que no coincide con los pies de los larguerillos	34	-0.1470
Pendiente_34_omega	Parte primera de la pendiente (34 láminas) que coincide con los pies de los larguerillos	48	-0.25
Refuerzo	Parte del refuerzo que no coincide con los pies de los larguerillos	45	-0.2333
Refuerzo_omega	Parte del refuerzo que coincide con los pies de los larguerillos	69	-0.2966

Tabla 3-4. Todos los Composite Layups definidos en el modelo monolítico.

3.5.3 Módulo assembly

Ya que se tiene solo una Part en este módulo se realizará solo la adición de dicha Part a módulo del Assembly. Aparte de esto se realiza particiones que sirven para fijar el centro de un elemento con la posición de la banda extensométrica. Facilitando la obtención de las deformaciones en cada una de las bandas extensométricas una vez que se realicen las simulaciones y se obtengan los resultados. En la Figura 3.11 se puede ver las particiones hechas para fijar los elementos que se corresponden con las bandas extensométricas 5A, 5B, 5C/D y Roseta 1.

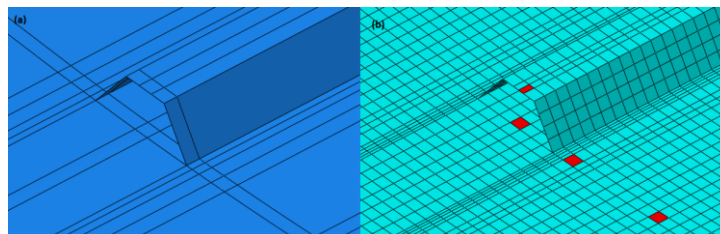


Figura 3.11. Particiones para fijar la posición de los elementos correspondientes a bandas extensométricas

Se crea un Set de elementos, que se correspondan con las bandas extensométricas, llamada *Bandas*. Este Set de elementos será de gran ayuda a la hora de exportar las deformaciones a Matlab (Apartado 4).

3.5.4 Módulo step

Lo siguiente es definir el análisis que se quiere realizar y de acuerdo a los resultados que se desean obtener. En el TFG harán falta dos tipos de análisis:

- **Linear Perturbation, Buckling.** Se utilizará para calcular los modos de pandeo que definen las distribuciones de imperfecciones consideradas.
- **General, Static General.** Consiste en el análisis general del modelo ante unas condiciones iniciales de cargas y condiciones de contorno. Dentro de este modelo se puede elegir entre realizar el análisis lineal y no-lineal.

3.5.5 Módulo interaction

En este caso, solo se utiliza un tipo de MPC CONSTRAINT, concretamente se usa el MPC Beam. El MPC Beam define una conexión, mediante una barra rígida, de desplazamientos y giros de cada uno de los nodos esclavos con el desplazamiento y giro del punto de control (Abaqus Documentation, [1]). Dicho MPC se utilizará en los bordes longitudinales. El borde superior se une con un punto de control, al que se restringe todos los desplazamientos y rotaciones. El borde inferior se une con un punto de control, sobre el cual se aplica una carga puntual y se restringe todos los desplazamientos y rotaciones, excepto los desplazamientos longitudinales, ver Figura 3.12.

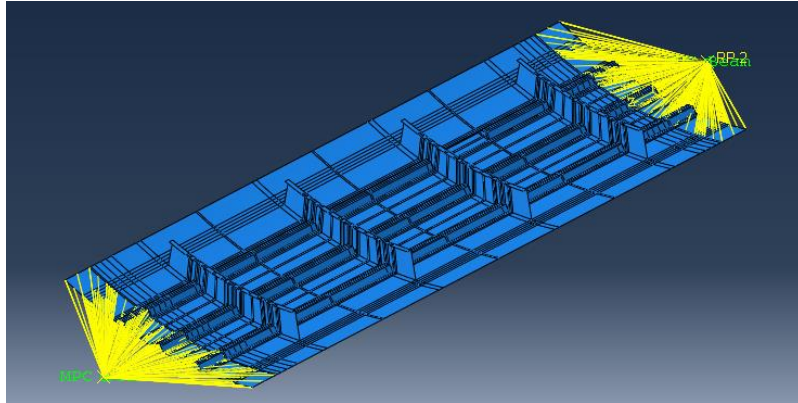


Figura 3.12 MPCs Beam de los bordes longitudinales (superior e inferior)

3.5.6 Módulo load

En este módulo se definen las condiciones de contorno y cargas que se aplican sobre el modelo.

3.5.6.1 Condiciones de contorno

En nuestro caso se aplicarán las siguientes condiciones de contorno:

- **Desplazamientos radiales nulos**, $u_r = 0$. Se aplicarán tanto a los bordes laterales, como a la parte superior de cada una de las cuadernas.
- **Empotramiento**. El empotramiento se aplica sobre el punto de control de la borde superior longitudinal (Borde fijo).
- **Desplazamientos y rotaciones nulas, excepto los desplazamientos longitudinales**, $u_z \neq 0$. Se aplica para el punto de control del borde inferior longitudinal (Borde móvil).

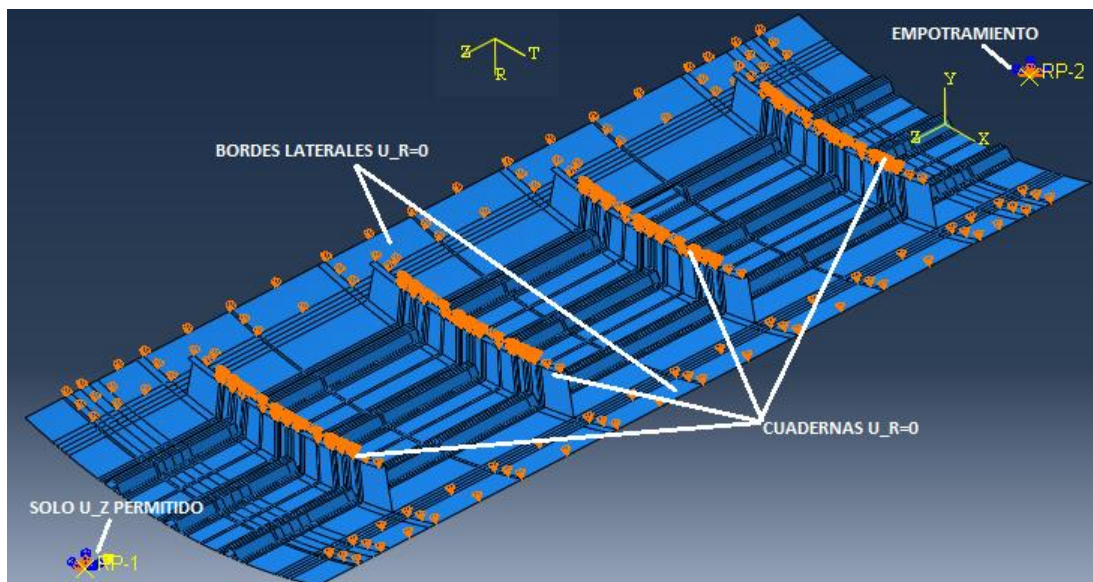


Figura 3.13. Condiciones de contorno.

Es relevante de mencionar que para que no se de un Over-Constraint a la hora de realizar un análisis por definir las condiciones de contorno de las bandas laterales y las longitudinales de tal forma que compartan una serie de nodos, se crea una partición de 8mm que evita la existencia de una línea compartida por ambas particiones, ver

Figura 3.14.

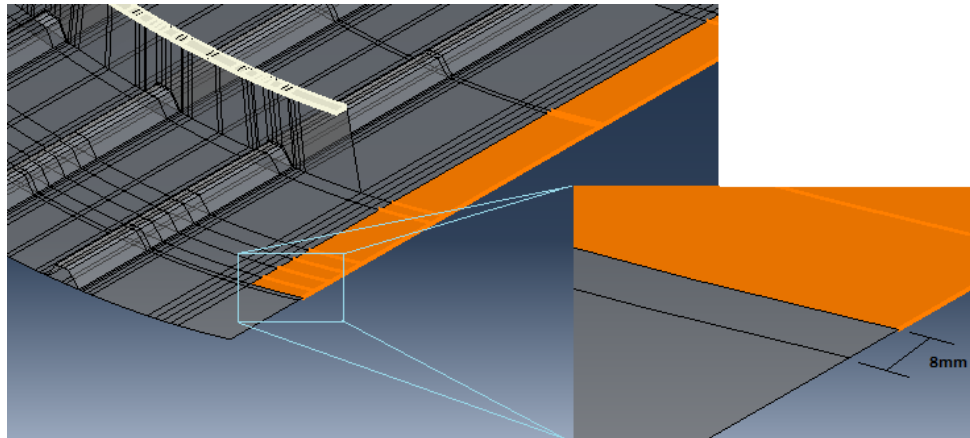


Figura 3.14 Partición para evitar Over-constraint entre las distintas condiciones de contorno

3.5.6.2 Cargas aplicadas

En este caso solo se aplica una carga que dependiendo del análisis es de diferente magnitud, ver Tabla 3-5. Dicha carga se aplica sobre el punto de control del borde móvil con dirección igual al del eje longitudinal z y con sentido contrario al del eje z .

TIPO DE ANÁLISIS	MAGNITUD DE CARGA (KN)
LINEAR PERTURBATION (CÁLCULO DE MODOS)	1
GENERAL STATIC (ANÁLISIS PRINCIPAL)	400000

Tabla 3-5. Cargas aplicadas según el tipo del análisis

En el caso del cálculo de los modos de pandeo se utilizará la carga 1 para que al obtener los autovalores de los modos de pandeo sean directamente las cargas a las que se dan esos modos de pandeo.

En el caso del análisis general estático lineal, a partir de los resultados experimentales mostrados en la Figura Plin, se utiliza 400 KN, que garantiza que el comportamiento del panel es lineal.

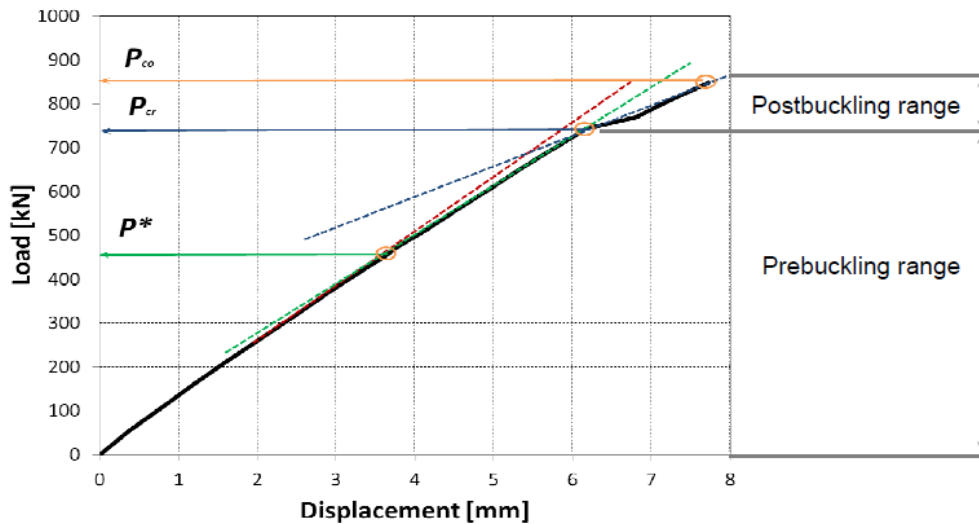


Figura Plin. Curva carga-desplazamientos de un panel con rigidizadores (reproducida con autorización de J. Reinoso et al [4])

3.5.7 Módulo Mesh

Se define el número de nodos y elementos que va a tener el modelo. Del mallado depende que a la hora de resolver mediante elementos finitos los resultados sean fiables. Por tanto, es importante tener un mallado lo suficientemente pequeño pero que no conlleve un coste numérico elevado. El número de elementos que se recomienda por los autores (Blázquez and Picón [45_6]) por cada onda de pandeo es de 10 como mínimo. Considerando que entre cuadernas no se tendrá más de 6 ondas de pandeo, con una distancia de 8 mm entre semillas se cumple dicha condición satisfactoriamente. Cabe mencionar que se ha tenido que hacer muchas particiones y edición de número de semillas por cada línea de partición para conseguir tener todos los elementos del tipo S4R.

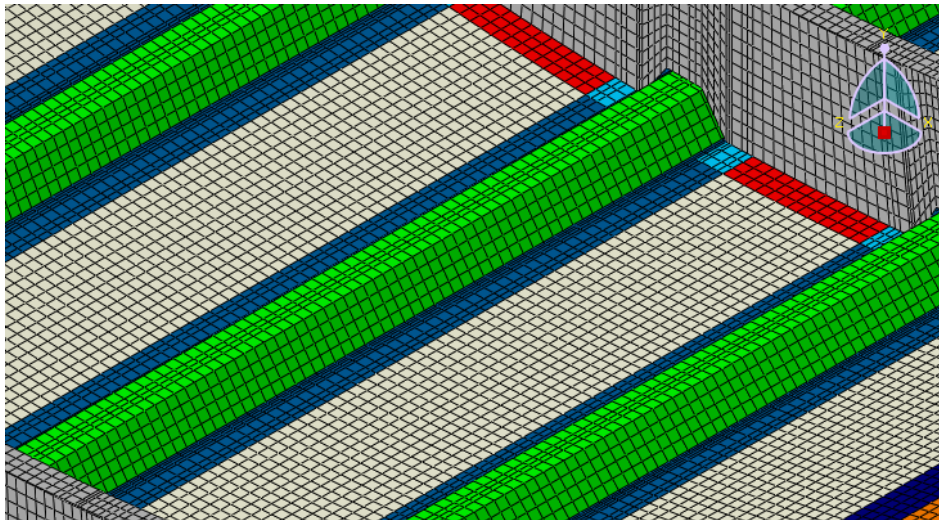


Figura 3.15 Mallado del panel con separación de semillas de 8 mm

El número total de nodos y elementos es de 75312 y 75592, respectivamente.

Una vez definida la malla lo único que falta es ir al módulo JOB y ejecutar el problema definido en los módulos anteriores.

3.5.8 Módulo Job

Una vez definida la malla lo único que falta es ir al módulo JOB y ejecutar el problema definido en los módulos anteriores.

En la resolución se ha utilizado un equipo con sistema Con las características que vienen el la Figura 3.16.

Sistema	
Fabricante:	Samsung Electronics
Procesador:	Intel(R) Core(TM) i3-3110M CPU @ 2.40GHz 2.40 GHz
Memoria instalada (RAM):	6,00 GB (5,71 GB utilizable)
Tipo de sistema:	Sistema operativo de 64 bits, procesador x64
Lápiz y entrada táctil:	La entrada táctil o manuscrita no está disponible para esta pantalla

Figura 3.16. Características de la PC

Las capacidades del ordenador antes descrito, hace que el cálculo numérico de las distintas simulaciones sean muy tediosas. Es debido a ese motivo, por el que se ha hecho uso de **Cluster**, que tiene a su disposición el Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras para realizar las simulaciones de forma más rápida.

4 APLICACIÓN DEL PROCESO DE ESTIMACIÓN DE IMPERFECCIONES

En este capítulo se aplica el método descrito en el apartado 2 al ensayo realizado sobre el panel definido en el capítulo 3. En primer lugar, se realiza un análisis general lineal del modelo Abaqus® del panel, para comprobar que la rigidez del modelo numérico se parece a la del panel real ensayado (Apartado 4.1). A continuación, se realiza el cálculo de los modos de pandeo (Apartado 4.2). Una vez que se tengan los modos de pandeo se realiza un análisis general lineal del modelo ideal y los análisis generales lineales correspondientes a cada uno de los modos de pandeo con los que se perturban la geometría ideal (Apartado 4.3).

Una vez que se tengan los resultados de cada uno de los análisis generales, se realiza la exportación de las deformaciones en las bandas extensométricas a Matlab (Apartado 4.4), donde se realiza la regresión lineal que da una serie de coeficientes correspondientes a cada uno de los modos.

4.1 Obtención curva carga-desplazamientos de modelo lineal

Para obtener la curva carga-desplazamientos numérica del modelo se realiza un análisis lineal aplicando una carga de 400 KN. Para cargas de 0 KN hasta 400 KN, la curva carga-desplazamientos del ensayo es lineal por lo que se toma $P^* = 400\text{KN}$. Los resultados se muestran en la Figura 4.1.

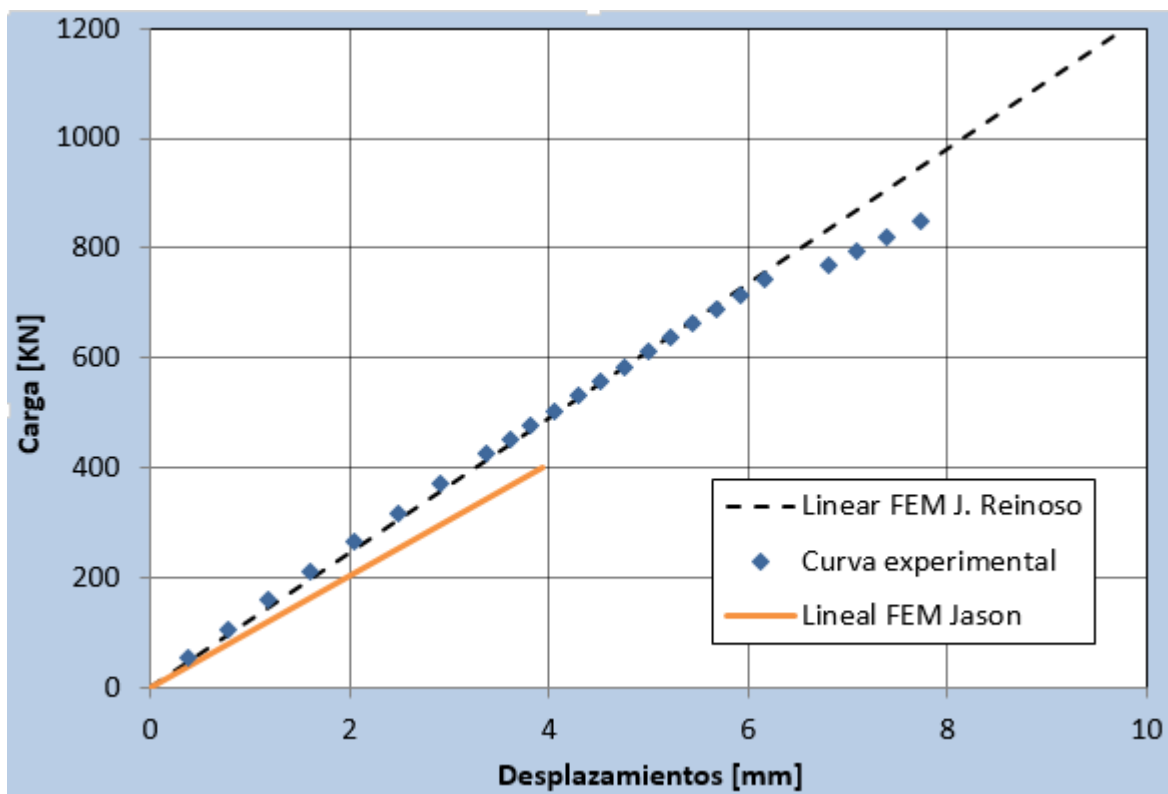


Figura 4.1. Curvas carga-desplazamientos del modelo antes presentado, del modelo 3 de la Tesis del Dr. J. Reinoso [4] y de las medidas experimentales del ensayo

El modelo descrito en el capítulo 3, no tiene una rigidez muy diferente de la del panel real. Se ha realizado un examen detallado del modelo Abaqus® desarrollado intentando identificar las deficiencias que originan dichos resultados. Para ello, se ha dispuesto del modelo original desarrollado por J. Reinoso, y se han comparado las dimensiones, apilados, materiales, etc. definidos en los modelos. No obstante, no se han localizado aún los errores, y a partir de este punto se continuará con el modelo 3 desarrollado en la Tesis de J. Reinoso [4].

4.2 Cálculo de los modos de pandeo.

En primer lugar se realiza el cálculo de los modos de pandeo, para dicho análisis se define el análisis en el módulo Step como “**LINEAR PERTURBATION, BUCKLING**”. Dentro de dicho análisis se utiliza el método de “**SUBSPACES**” el cual permite la adición de elementos de sólido rígido tales como los MPCs. El método de “**LANCZOS**” no permite la presencia de ningún tipo de sólidos rígido en el modelo, al incluirlos dan error al ejecutar el programa. Dentro del método de Subspaces se debe definir el número de modos de pandeo que se desea calcular, el número de componentes del vector utilizado en las iteraciones y el número máximo de iteraciones. Ver Tabla 4-1 y ver Figura 4.2.

Características de buckling	Valor
Nº de modos de pandeo	20
Nº de componentes del vector	28
Nº máx. de iteraciones	1000

Tabla 4-1. Valores seleccionados para calcular los modos de pandeo con el método Subspaces

Figura 4.2. Ventana de configuración de Step para el cálculo de los modos de pandeo

El número de modos de pandeo se escoge y, automáticamente, para dicho número de modos de pandeo se selecciona el número de vectores necesarios por iteración. El número de iteraciones máximo se ha aumentado hasta 1000, con dicho valor ya no se dan errores de convergencia por alcanzar el número máximo de iteraciones sin que los modos de pandeo convergieran.

Para poder añadir las imperfecciones a partir de los modos de pandeo, posteriormente en el análisis general, hace falta editar las “**KEYWORDS**”. En una de las últimas líneas de las “**Keywords**” se le añade el siguiente comando, “***NODE FILE**” y en la línea siguiente se le añade una U, con la cual se solicita un archivo *.fil en el que viene definido los valores de los desplazamiento normalizado en cada uno de los nodos para todos los

modos de pandeo solicitados, ver Figura 4.3. Este archivo es necesario para perturbar la geometría ideal con los diferentes modos de pandeo en el análisis general de cada uno de los análisis generales de los modos (Apartado 4.3).

```

** OUTPUT REQUESTS
**

*Restart, write, frequency=0
**
** FIELD OUTPUT: F-Output-1
**

*Output, field, variable=PRESELECT
**
** HISTORY OUTPUT: H-Output-1
**

*Output, history, variable=PRESELECT

*NODE FILE
U

*End Step

```

Figura 4.3. Solicitud del archivo .fil que contiene los desplazamientos normalizados de cada uno de los 20 modos de pandeo calculados

El nombre del archivo que contiene los desplazamientos de cada modo es *20Modos.fil*.

Los modos de pandeo que se obtienen se han clasificado según afecten a cada una de las tres zonas que se encuentran entre cuadernas, R1, R2/R3 y R4. En este caso, se cogen los primeros 12 modos de pandeo. Los modos que afectan a cada uno de los tres tramos vienen en las Figura 4.4, 4.5 y 4.6. Se coge 4 modos para cada uno de los tres zonas que se encuentran entre las cuaderna, porque el efecto del resto de modos se considera despreciable.

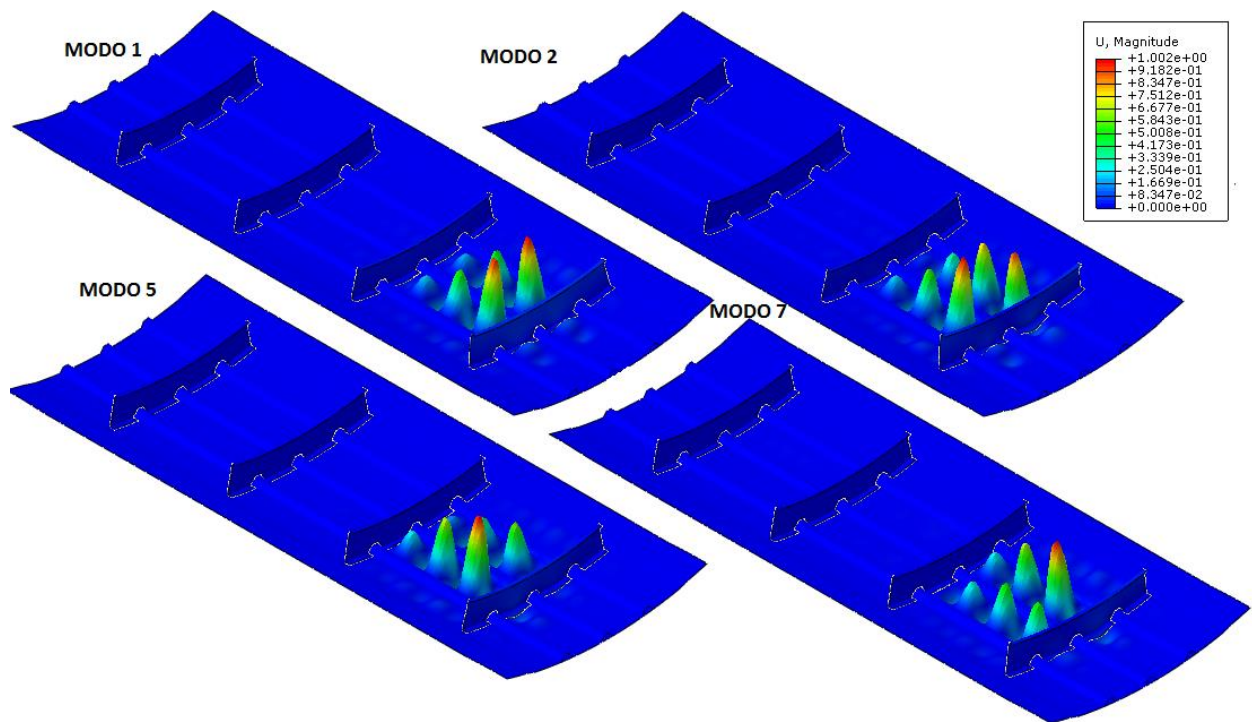


Figura 4.4. Modos de pandeo normalizados que afectan principalmente a la roseta R1

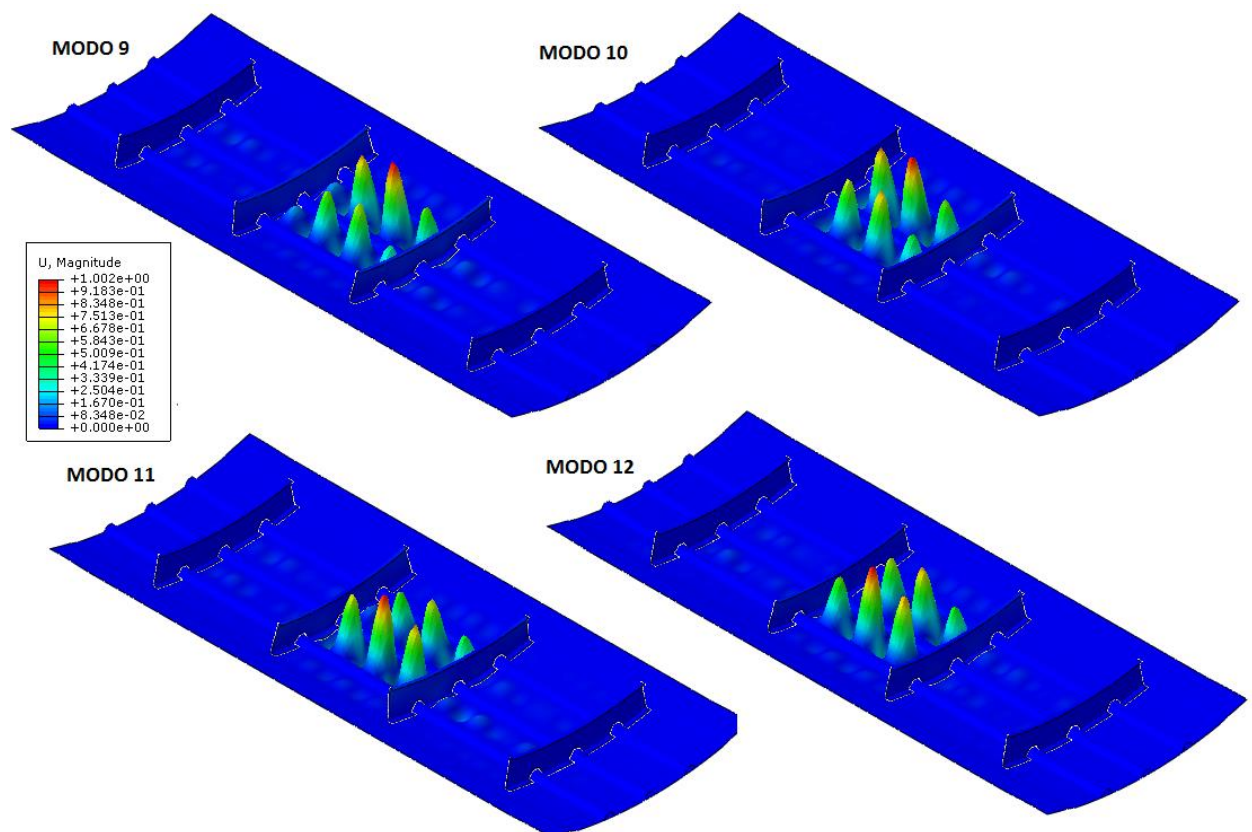


Figura 4.5. Modos de pandeo normalizados que afectan principalmente a las rosetas R2 y R3

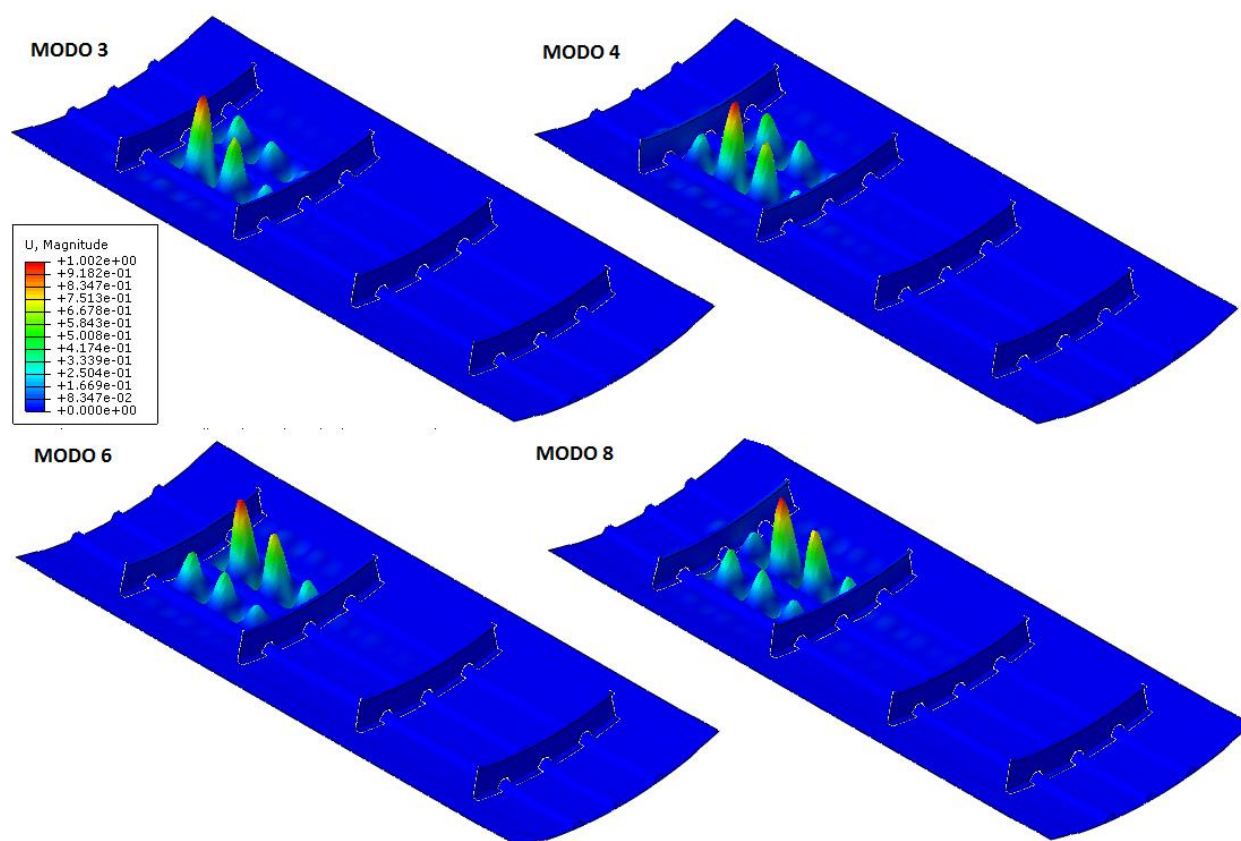


Figura 4.6. Modos de pandeo normalizados que afectan principalmente a las rosetas R4

Al tener 12 modos de pandeo, la base de datos es lo suficientemente extensa para realizar la aproximación de Y mediante la regresión lineal, ya que se tendrá un mayor número de columnas en la matriz X.

A continuación se presenta la Tabla 4-2 con los valores de las cargas a las cuales se alcanzan los 12 modos de pandeo.

Modo	Carga crítica (KN)	Modo	Carga crítica (KN)	Modo	Carga crítica (KN)
1	723.28	5	731.18	9	745.54
2	726.22	6	732.83	10	746.89
3	728.39	7	734.14	11	748.51
4	730.57	8	734.42	12	749.92

Tabla 4-2. Cargas críticas para los 12 modos de pandeo

4.3 Análisis lineal de la geometría perturbada con los modos

Para el caso del análisis general en el módulo Step se define como “*GENERAL, STATICS GENERAL*”. En este caso, la carga aplicada es de 400 KN. Se hace una distinción entre el análisis del modelo ideal y los de las perturbaciones con los modos de pandeo. Al editar el Step, ver Figura 4.7, se fijan los valores del tiempo de periodo igual al de la carga máxima 400 KN. Se aplica solo un incremento, debido a esto este análisis también

se podría realizar con '*PERTURBATION, STATICS GENERAL*'

4.3.1 Introducción de imperfecciones en la geometría ideal. Determinación del coeficiente C_A general

En este caso también hará falta modificar las '*KEYWORDS*' para poder implementar las imperfecciones de cada modo de pandeo en la geometría ideal, excepto para el caso del análisis de la geometría ideal. La introducción de las imperfecciones se realiza mediante el comando '**IMPERFECTION*', ver Figura 4.8. Después del comando, se define el archivo .fil que contiene los 20 modos de pandeo y el step que se quiere simular. En las líneas siguientes se especifican las imperfecciones y sus coeficientes con los que desean perturbar el modelo ideal.

En este estudio se realiza solo la perturbación con uno de los modos cada vez, con un coeficiente C_A de valor **0.001**, lo que corresponde a una perturbación de la geometría ideal máxima de 1 mm, con la distribución definida por el modo de pandeo considerado.

```
*Boundary
_PICKEDSET11, 6, 6
** -----

*IMPERFECTION, FILE=20Modos, STEP=1
1, 0.001
** -----
**
** STEP: Step-1
**
```

Figura 4.7. Perturbación de la geometría ideal con el modo 1 con un coeficiente de 0,001

4.3.2 Solicitar archivo .fil con las deformaciones de las bandas

De estos análisis también se solicitan los valores de las deformaciones de los elementos correspondientes con las bandas extensométricas. Dicha petición se realiza mediante el comando '**EL FILE*', seguido se define el set de elementos de los que se desean obtener la variable que se especifica en la línea siguiente. Por último, se selecciona la posición del elemento de donde se darán el valor de la variable, en este caso se pone el centro del elemento. En la siguiente línea se añade la variable que se quiere obtener, las deformaciones (E). El formato del archivo que se exporta es importante para que Matlab pueda interpretar los resultados. Matlab es capaz de entender los resultados del archivo .fil en formato ASCII, de allí que fijemos dicho formato con el comando '**FILE FORMAT*'.

```
*FILE FORMAT, ASCII
*EL FILE, ELSET=Bandas, POSITION=CENTROIDAL
E
*End Step
```

Figura 4.8. Petición de un archivo .fil en formato ASCII que contenga las deformación de *Bandas* (Bandas extensométricas) en el centroide de cada elemento.

4.4 Exportación e importación de deformaciones numéricas y experimentales

A la hora de exportar los datos, esta exportación se puede hacer de dos formas diferentes. La primera consiste

en abrir el archivo .odb del análisis y reextrae un report con las deformaciones de cada elemento de las bandas, obteniéndose un archivo *.rpt (recomendable para el caso en el que se tienen pocos resultados).

La segunda forma es solicitar los ficheros .fil obtenidos en cada uno de los análisis generales lineales perturbados con cada una de los modos de pandeo, son los archivos que se importan a Matlab de forma más automática.

Ambas formas de exportar son válidas, sin embargo en este TFG se utiliza el primero debido que el número total de resultados no es muy elevado. Cuando todos los ficheros ya han sido importados, se aplica el procedimiento descrito en el Capítulo 2 con las deformaciones experimentales (vector Y) y las numéricas obtenidas en Abaqus (matriz X).

4.4.1 Obtención de un archivo .rpt

La exportación de las deformaciones de los elementos que se corresponden con las bandas extensométricas se realiza solicitando un archivo .rpt en el módulo de visualización de resultados de cada análisis. Es importante saber que las deformaciones de un elemento que se obtienen por defecto son las deformaciones de la lámina superior (*Top*) e inferior (*Bottom*) del elemento. El sistema de referencia en el que están dadas las deformaciones es tal que las direcciones 1 y 2 vienen definidas por las orientaciones de la lámina superior y la inferior del elemento.

Por tanto antes de solicitar el report, se debe realizar una transformación de los resultados desde dicho sistema de referencia por defecto al sistema de coordenadas que nos interese. En este caso, el sistema de referencia es el cilíndrico utilizado para definir la carga y las condiciones de contorno.

Esta transformación se realiza en *Results>Options*, donde se abre el menú de la Figura 5.1. En este menú se selecciona la transformación de especificada por el usuario y se selecciona el sistema de coordenadas en el que se quiere obtener las deformaciones.

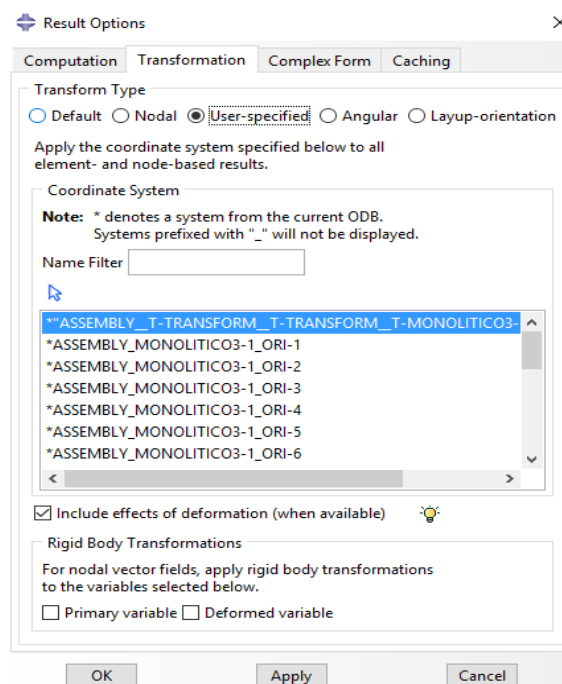


Figura 4.9. Menu Result Options

En segundo lugar, se crea diferentes *XYData* de cada uno de los elementos que se corresponden con las bandas extensométricas. En cada *XYData*, se guardarán las deformaciones E11, E22 y E12 de los elementos. En el menú del *XYData from ODB Field Output*, ver Figura 2.2, se selecciona la posición de la cual se quiere obtener los resultados que en nuestro este caso es el *Centroid*, y también se selecciona las variables E11, E12 y E12.

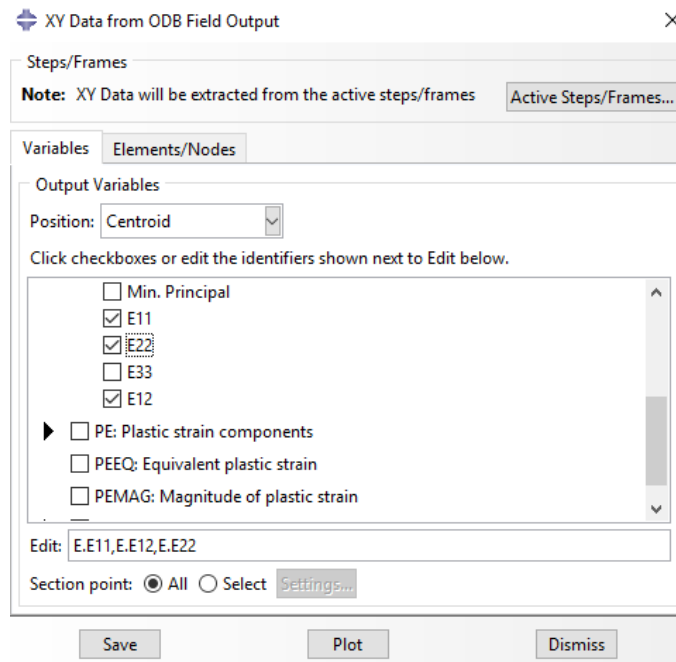


Figura 4.10. Menu de *XYData from ODB Field Output*

Por ultimo, se solicita un report con los valores de cada uno de los XYData creados antes. Este archivo se solicita en *Report>XY*, se seleccionan todos los XYData y se solicita el archivo *.rpt. Este proceso se debe hacer con cada uno de los archivos .odb, en total se realizará 13 veces.

4.4.2 Importación de los archivos .rpt a matlab

El programa que se encarga de importar los datos a Matlab, *Importdata_R.m*, se encuentra en el anexo en caso de que se desee ver más en detalle lo que se ha realizado en la importación.

En Matlab se ha desarrollado dicho script que se encarga de importar las deformaciones de cada una de las bandas extensométricas de los 13 casos (1 ideal y 12 perturbados), así como los resultados experimentales y ordenar dicha información para que después se pueda aplicar a los métodos de regresión sobre dichos datos.

A la hora de ordenar los datos importados de Abaqus, las deformaciones de cada uno de los análisis se ordenan en una columna de una matrix. En cada columna se agrupan los resultados numéricos de todas las bandas extensométricas de cada análisis. El orden viene definido en la Tabla 4-3.

Tabla 4-3. Posición de cada uno de los resultados experimentales de las bandas extensométricas

Columna por cada modo	Orden de las bandas extensométricas en cada COLUMNA
x_1	R5A, R5B, R5C, R6A, R6B, R6C, R7A, R7B, R7C, R8A, R8B, R8C, R9A, R9B, R9C,
Todas las bandas en una sola columnas con los resultados unos debajo de los otros	R1TOP_E11, R1TOP_E22, R1TOP_E12, R1BOT_E11, R1BOT_E22, R1BOT_E12,
	R2TOP_E11, R2TOP_E22, R2TOP_E12, R2BOT_E11, R2BOT_E22, R2BOT_E12,
	R3TOP_E11, R3TOP_E22, R3TOP_E12, R3BOT_E11, R3BOT_E22, R3BOT_E12,
	R4TOP_E11, R4TOP_E22, R4TOP_E12, R4BOT_E11, R4BOT_E22, R4BOT_E12,

Donde TOP se corresponde con el interior del panel y BOT con la exterior del panel.

En el caso de la comparación de las deformaciones E12 de las rosetas entre el modelo numérico lineal y los resultados experimentales, por un lado se tiene bandas en tres direcciones de las cuales ninguna de ellas refleja

las deformaciones E12. Sin embargo, existe una relación entre la deformación E12 y las deformaciones medidas por las bandas A, B y C, la cual viene descrita por la ecuación (11).

$$E_{12} = E_B - \frac{E_A + E_C}{2} \quad (11)$$

Las medidas van unas debajo de las otras. La primera columna se correspondería con un vector de unos, la segunda se corresponde con los las deformaciones del análisis perturbado con el primer modo menos las deformaciones del análisis ideal, las siguientes columnas son con los análisis con el resto modos restándoles las deformaciones del ideal. Así se obtienen los incrementos de deformaciones de cada modo de pandeo.

4.4.3 Importación de los resultados experimentales a matlab

Los resultados experimentales se han suministrado en un fichero .xls. La importación de los datos experimentales se realiza con la función *xlsread.m* (Matlab User's Guide [2]) que tiene implementada Matlab. Esta función se encarga de leer los archivos con formato Excel e introducirlos en una matriz. Los resultados experimentales se encuentran el archivo *Hamburg_results.xls*.

Las medidas experimentales se exportan en un vector columna, que se nombre Y, con cada una de las deformaciones de las bandas, a estas deformaciones se les resta en valor de las deformaciones del caso con la geometría ideal. El orden que siguen las bandas en la columna es el mismo que el de la tabla 4-1.

4.4.4 Obtención de un archivo *.fil

La segunda forma de exportar los datos es con ayuda de la Toolbox ABAQUS2MATLAB, que es una herramienta de uso libre desarrollada por Papazafeiropoulos [5], que permite la lectura en Matlab de un archivo *.fil con formato ASCII de Abaqus. Por ese motivo a la hora de pedir el archivo *.fil en las Keywords se selecciona el formato ASCII.

Haciendo uso de las funciones de dicha herramienta, concretamente: *Rec2l.m* y *Fil2str.m*. Ambas permiten la obtención de las deformaciones E11, E22 y E12 de todos los elementos del archivo *.fil.

Se presenta un inconveniente, el cual consiste en que los resultados de las deformaciones están referidas al sistema de referencia de las láminas superior e inferior (± 45 respecto al eje longitudinal del panel). Basta con girar dicho tensor de deformaciones plano para que las deformaciones numéricas y experimentales estén en el mismo sistema de referencia

4.5 Localización y eliminación de outliers

Se han localizado distintos tipos de outliers para este panel en concreto.

4.5.1 Bandas extensométricas de los larguerillos

Los primeros datos que se eliminaron de la regresión fueron los valores de las bandas extensométricas de la ubicación S5 (A, B, C y D), S6, S7, S8 y S9. Se descartan los datos numéricos de las bandas ubicadas en los larguerillos, porque los modos de pandeo que se han incluido no afectan a la geometría de los larguerillos.

Para apoyar esta decisión, se ha realizado el cálculo de los coeficientes β considerando todas las bandas y rosetas, como resultados se obtienen valores que supondrían un desplazamiento de la geometría ideal del orden de 100 mm, lo que resulta inaceptable.

Por lo que de aquí en adelante solo se utilizarán las deformaciones de las rosetas, ya que están situadas en las posiciones más afectadas por los modos de pandeo.

4.5.2 Selección de modos para cada roseta según su ubicación

En segundo lugar, se realiza una separación de modos en tres grupos, ver Figuras 4.4, 4.5 y 4.5. Al realizar la regresión de cada roseta solo se consideran los modos que afectan la zona en la que se encuentra la roseta. Por

ejemplo, si se quiere hacer una regresión con los datos de la roseta R1, solo se hacen uso los incrementos de deformaciones de los modos que afectan su zona. En este caso serían los modos 1, 2, 5 y 7.

En el caso de las rosetas, R4 y R3, los modos que se consideran son el 9, 10, 11 y 12. En el caso de R4, solo se consideran los modos 3, 4, 6 y 8. Al realizar la selección de modos que afectan a cada roseta, se supone que el efecto del resto de los modos sobre la roseta es muy pequeño y se puede despreciar.

4.5.3 Muchos modos al hacer la regresión. Overfitting

Al calcular los coeficientes de cada uno de los modos para una de las rosetas, realizando la regresión lineal considerando los 4 modos de la zona correspondiente, los coeficientes β obtenidos siguen siendo muy grandes. Se tendrían un desplazamiento máximo de 10 mm. Dicha magnitud de desplazamiento sigue siendo inaceptable para un panel de 2 mm

La posible explicación de dichos resultados es que se produce overfitting. Es decir, que cuando se tiene muchos predictores para un tamaño de muestra pequeño, aunque el ajuste lineal tenga menos error, el ruido en los errores de los puntos intermedios se incrementa significativamente.

De aquí se deduce, que es mejor realizar la regresión lineal para con los incrementos de deformación utilizando menos modos de pandeo, por ejemplo solo un modo de pandeo. Para poder continuar el estudio, se seleccionan las rosetas centrales R2 y R3 de la parte interior y exterior. Sobre estas rosetas de la zona central se realizará la regresión lineal con cada uno de los 4 modos que les corresponden (9, 10, 11 y 12) independientemente.

4.6 Planteamiento y resolución del sistema de ecuaciones

La matriz X' y el vector Y' que quedan para hacer la regresión después de eliminar los outliers descritos en el apartado 4.5 son las que vienen la Figura 4.12.

$$X' = \begin{bmatrix} \Delta E_{R2 Top}^K \\ \Delta E_{R2 Bottom}^K \\ \Delta E_{R3 Top}^K \\ \Delta E_{R3 Bottom}^K \end{bmatrix}; Y' = \begin{bmatrix} \Delta E_{R2 Top}^{Exp} \\ \Delta E_{R2 Bottom}^{Exp} \\ \Delta E_{R3 Top}^{Exp} \\ \Delta E_{R3 Bottom}^{Exp} \end{bmatrix}$$

Figura 4.11. Estructura de X' e Y' para la regresión considerando las rosetas R2 y R3 para cada modo de pandeo K (9, 10, 11 y 12)

Resulta interesante estudiar la influencia sobre los coeficientes β del tamaño de la muestra. Teniendo solo las deformaciones numéricas a la carga de 400 KN y 9 valores de deformaciones experimentales para carga entre 0 y 400 KN, se puede realizar una interpolación para obtener el mismo número de valores para cada una de las bandas. En el apartado siguiente, se estudia la influencia de tener solo un valor de deformaciones para cada banda (Deformaciones a 400 KN) o, por el contrario al realizar la interpolación, de tener varios valores para cada banda (en este caso se considera que cada banda tendrá 25 datos).

4.7 Coeficientes obtenidos con cada uno los 4 modos de pandeo (9, 10, 11 y 12)

La regresión lineal múltiple ha pasado a ser una regresión lineal simple por problemas de overfitting. En este apartado, se realizará dicha regresión para las rosetas R2 y R3 con los resultados de cada modo por separado. En primer lugar se realiza la

4.7.1 Cálculos de los coeficientes

Los coeficientes se calculan para el caso de tener solo una medida de las deformaciones por bandas (sin realizar interpolación) ver Tabla 4-4, y para el caso en el que se realiza interpolación Tabla 4-5. Cabe recalcar que en el primero de los casos, se coge las deformaciones experimentales solo para 400 KN. En el segundo de los casos,

se realiza una interpolación, en la que se tiene 25 valores de deformaciones numéricas y experimentales para cargas entre 0 y 400 KN por cada una de las bandas. La interpolación se realiza para ambos tipos de deformaciones, en este caso se selecciona 25 datos por banda.

Tabla 4-4. Coeficientes de las regresiones para cada modo sin interpolar los valores de las deformaciones de cada banda de las rosetas para cargas intermedias

Sin interpolar los valores del análisis numérico				
Coeficientes	Modo 9	Modo 10	Modo 11	Modo 12
β	-0.0308	0.18884	0.0593	0.2925

Tabla 4-5. Coeficientes de las regresiones para cada modo interpolando los valores de las deformaciones de cada banda de las rosetas para cargas intermedias

Interpolando los valores del análisis numérico y ensayo experimental				
Coeficientes	Modo 9	Modo 10	Modo 11	Modo 12
β	-0.0311	0.2081	0.0712	0.3257

Los coeficientes de las Tablas 4-4 y 4-5 se han calculado incluyendo imperfecciones según la distribución definida por cada uno de los modos independientemente. La diferencia entre ambos es que en la Tabla 4-4 solo se tiene 13 valores de deformaciones considerando las 4 bandas al realizar el análisis lineal. Sin embargo, en el caso de la Tabla 4-5 se han calculado los coeficientes con resultados de las deformaciones interpolados en un vector de 25 muestras por banda, en total se tiene un vector columna una longitud de 300 valores. El tamaño de la muestra afecta notablemente en el coeficiente calculado

Todos los coeficientes están referidos a un coeficiente de imperfección de cada modo $C_A = 0.001$. Por tanto, si se tiene un coeficiente β de 0.2081 (Modo 10). Cuando se quiera introducir el coeficiente de imperfección en Abaqus de los resultados de la regresión se debe introducir el coeficiente $C = \beta * C_A = 0.0002081$.

4.8 Introducción de los coeficientes y simulación en abaqus

En este apartado se comparan los resultados obtenidos para cada uno de los modelos resultantes de la aplicación de los coeficientes C del apartado anterior. Dichos coeficientes se introducirán en el modelo ideal y se realizará un análisis lineal. De estos análisis se obtiene deformaciones que se comparan con las deformaciones experimentales.

Como herramienta de control de si la aproximación ha sido buena o no, se define el error cuadrático medio (SME). Dicho error se calcula para el caso ideal y para el caso perturbado con el coeficiente obtenido en la regresión. Se comparan ambos errores y se verá el porcentaje que disminuye al introducir la imperfección de cada modo. Los errores cuadráticos de cada uno se realizan considerando que cada vector columna de deformaciones de las bandas tienen 25 elementos (300 valores totales por columna) para cargas comprendidas entre 0 y 400 KN.

4.8.1 Influencia del tamaño de la muestra

En primer lugar lo que se hace, es una comparación de los resultados para un número diferente de tamaño de muestra. Dicha comparación se realizará con el modo 9. Los errores cuadráticos medios en este caso vienen

definidos en la Tabla 4-6.

Tabla 4-6. SME dependiendo del tamaño de muestra

Tamaño muestra	β	Error cuadrático medio (Modo 9)						
		SME R2 Ideal	SME R2 Numérico	SME R3 Ideal	SME R3 Numérico	Suma SME ideal	Suma SME Numérica	Reducción (%)
13	-0,0308	3296	3060	2422	2146	5718	5206	8,9
300	-0,0311	3296	3059	2422	2144	5718	5203	9

En la tabla anterior se puede ver que cuando mayor es la muestra ligeramente mejor es la aproximación de los coeficientes. Ya que la reducción de SME con un tamaño de muestra de 300 se consigue aproximar mejor la curva. A partir de este punto se utilizará la muestra de 300 para comparar la diferencia entre los diferentes coeficiente para cada modo de pandeo.

4.8.2 Comparación de coeficientes de cada modo para la muestra de 300

En la Tabla 4-7 se compara las aproximaciones de cada uno de de los 4 coeficientes de los modos de pandeo para la muestra de 300 valores.

Tabla 4-7. Comparación de aproximaciones por coeficientes de cada unos de los 4 modos basándose en SME

Modos	Error cuadrático medio SME $\left(\left(\frac{\mu m}{m}\right)^2\right)$												
	SME Ideal	R2	SME Numérico	R2	SME Ideal	R3	SME Numérico	R3	Suma ideal	SME	Suma Numérica	SME	Reducción (%)
9	3296		3059		2422		2144		5718		5203		9
10	3296		2818		2422		2251		5718		5069		11,3
11	3296		3911		2422		1861		5718		5772		-1
12	3296		2194		2422		1857		5718		4051		29,1

En la tabla anterior se ve claramente que el coeficiente que mejor aproximación de las deformaciones experimentales da es el del modo 12. Con una reducción del SME de casi el 30%. A continuación, se representa las curvas carga-deformaciones, para cada una de las bandas de las rosetas R2 y R3, de la mejor aproximación (Modo 12) con un coeficiente de 0.3257.

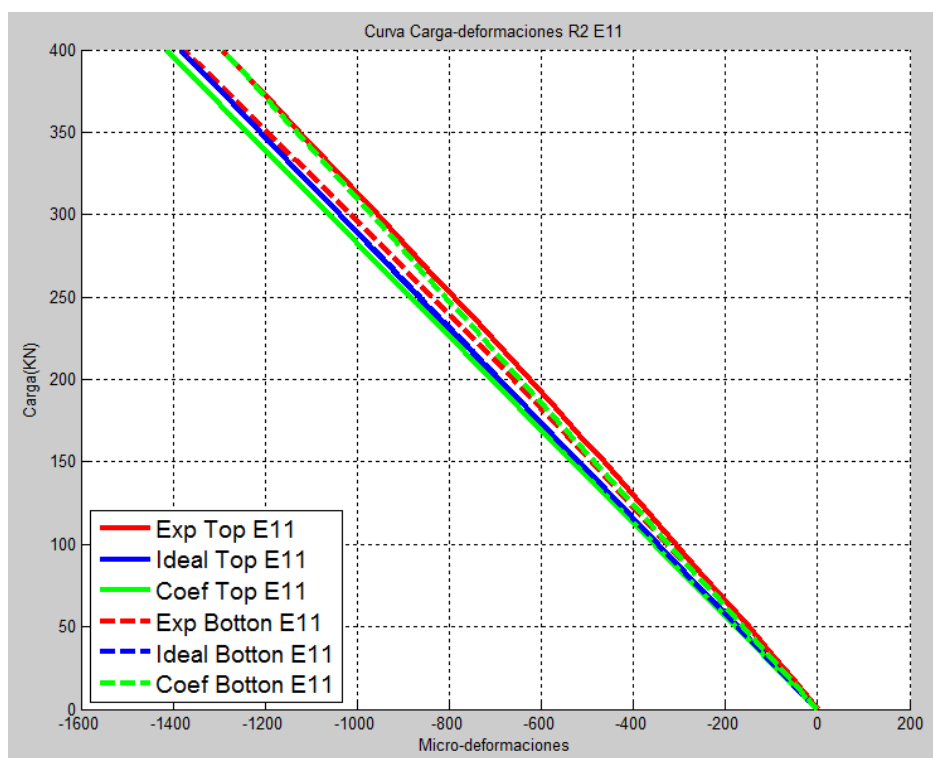


Figura 4.12. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E11

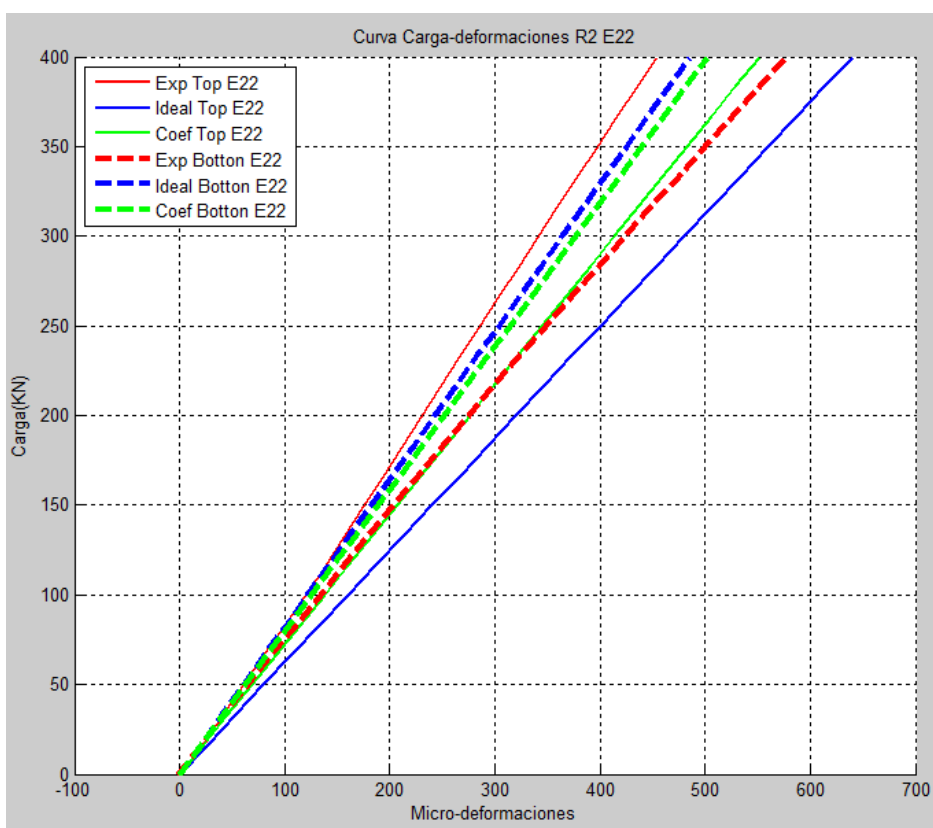


Figura 4.13. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E22

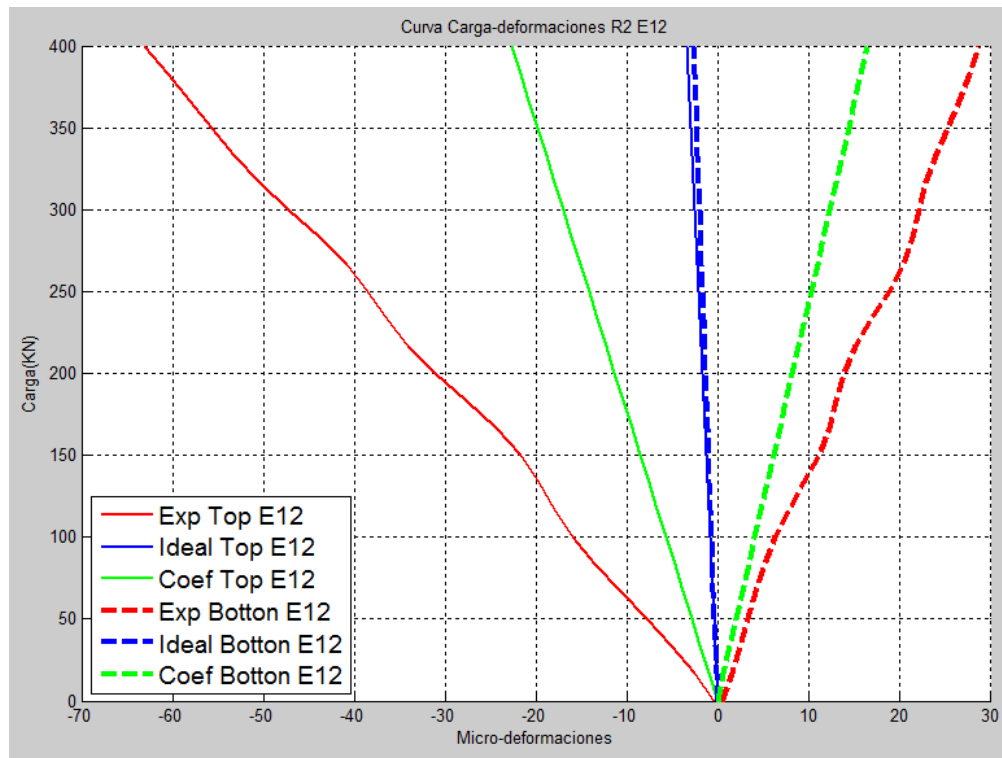


Figura 4.14. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E12

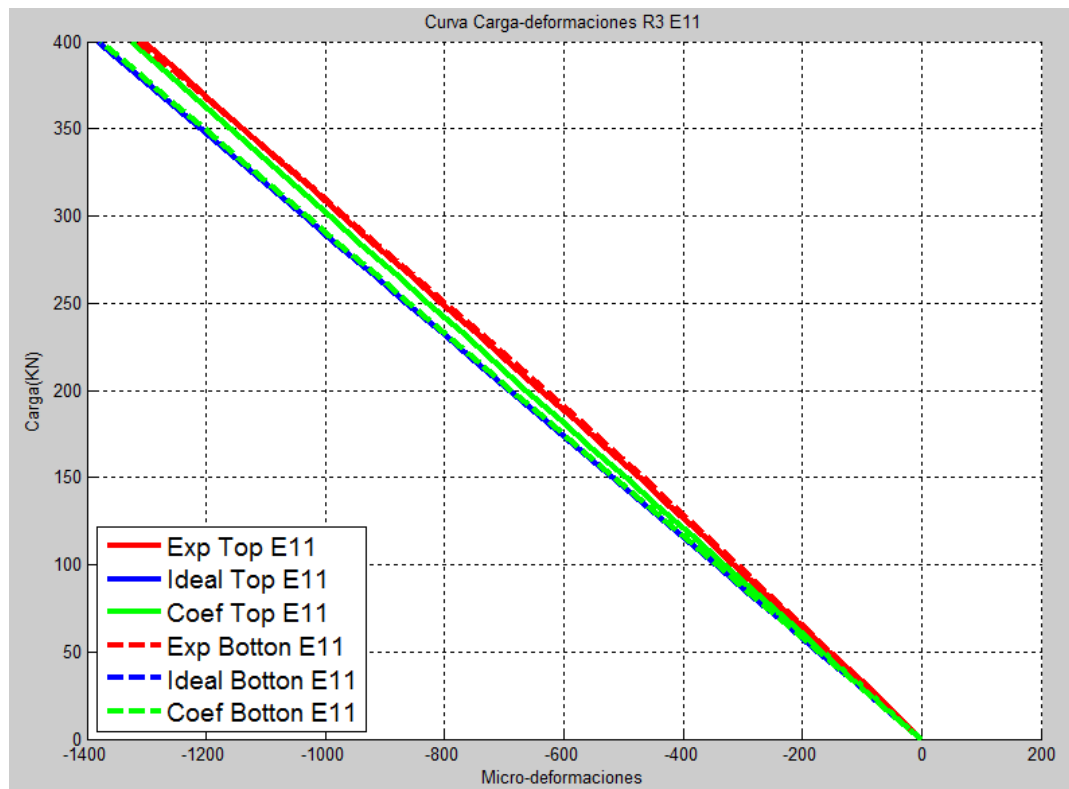


Figura 4.15. Curva Carga-Microdeformaciones de R3 en la dirección E11

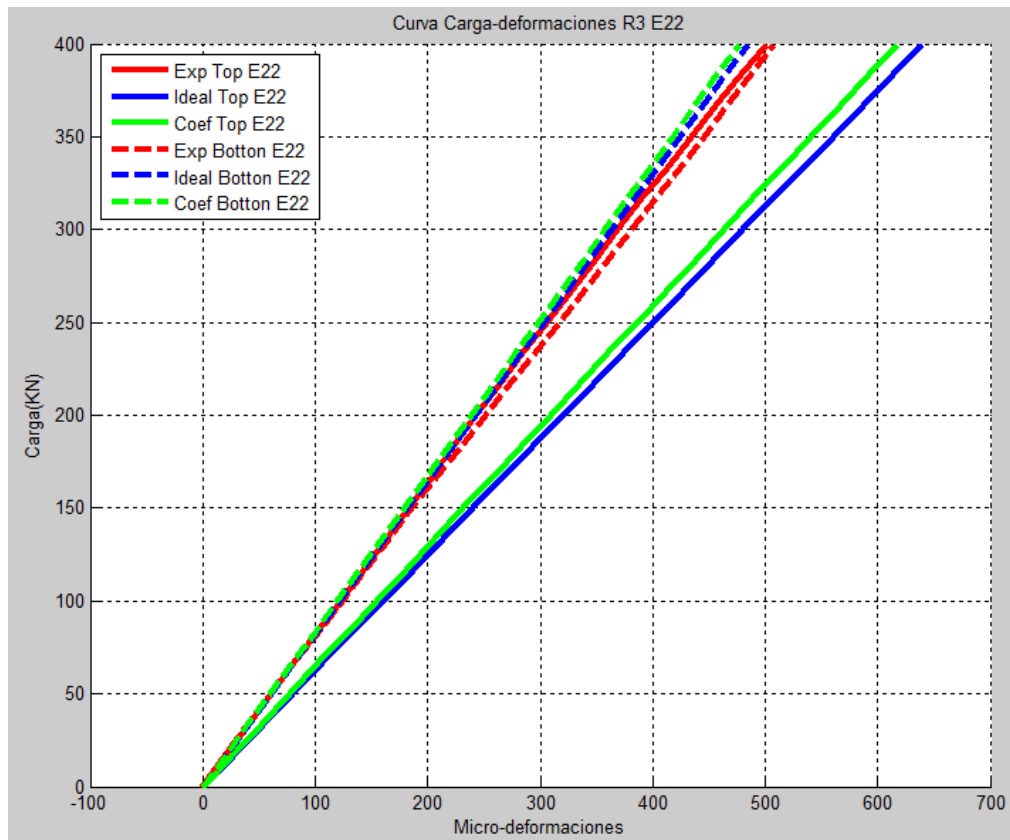


Figura 4.16. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E22

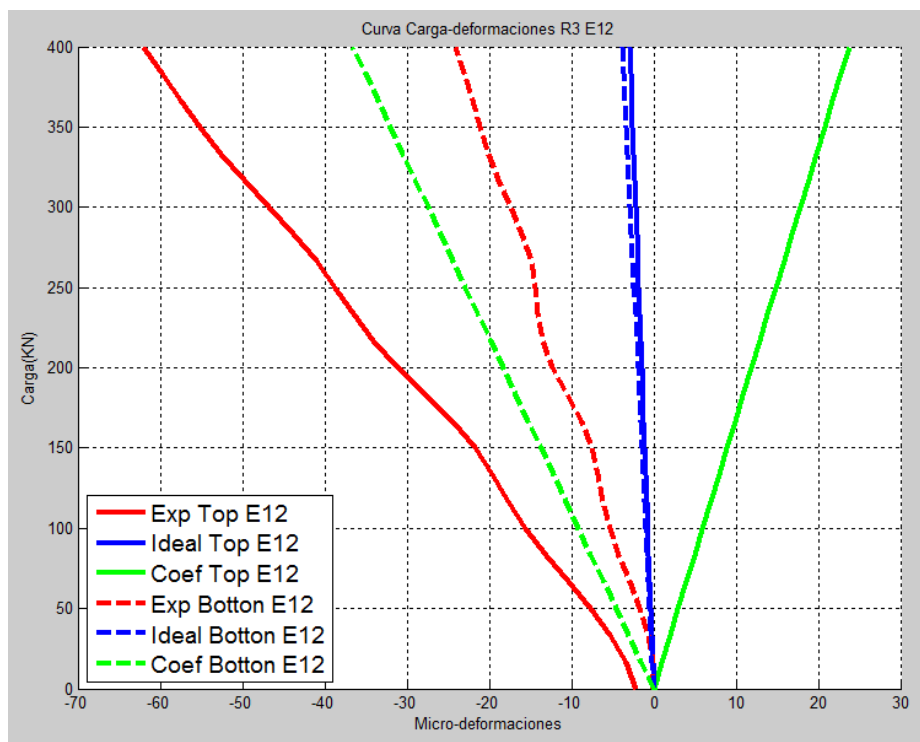


Figura 4.17. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E11

Aunque el Modo 12 con un coeficiente C de 0.0003257, este factor de la imperfección está dentro del rango de imperfecciones que, razonablemente, puede esperarse en un componente como el analizado.

5 ANÁLISIS NO-LINEAL CON EL COEFICIENTE DE MEJOR APROXIMACIÓN

Para terminar los análisis, en las siguientes figuras se muestra los resultados del análisis no-lineal para la imperfección del modo 12. En todos y cada uno de los gráficos se ve claramente que la carga de pandeo local de la zona central de la piel se alcanza para cargas menores que en el caso ideal y experimental. La aproximación para carga superiores de 400 KN deja de ser aceptable.

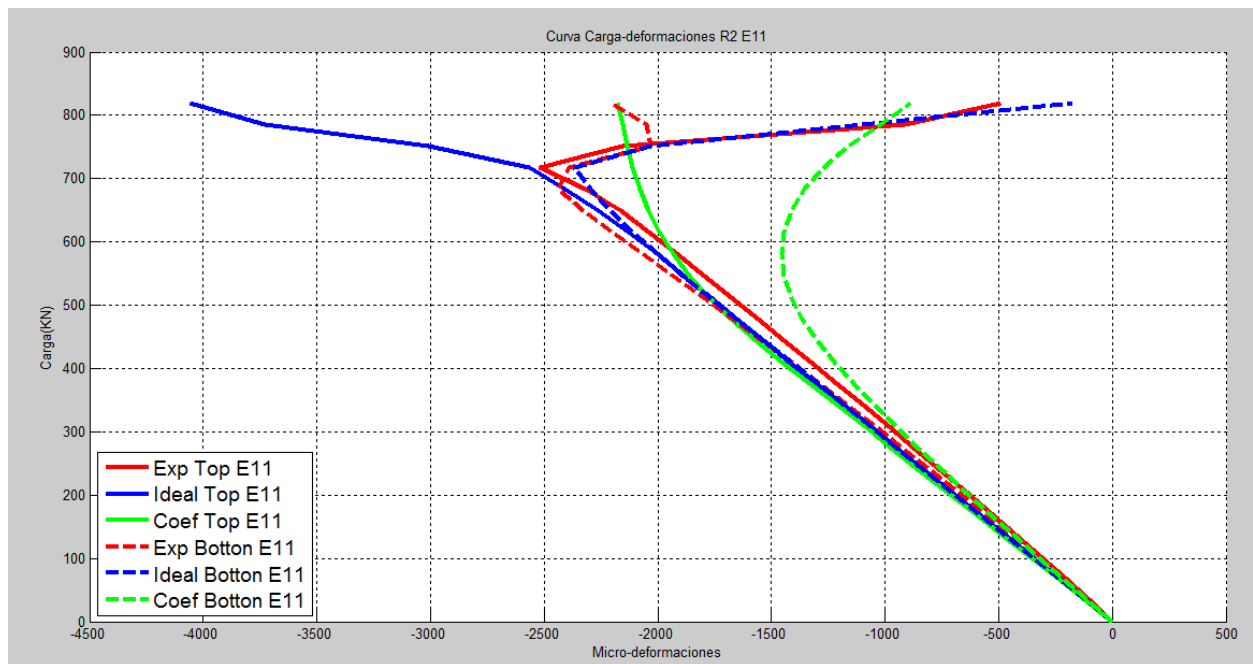


Figura 5.1. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E11 hasta 820 KN

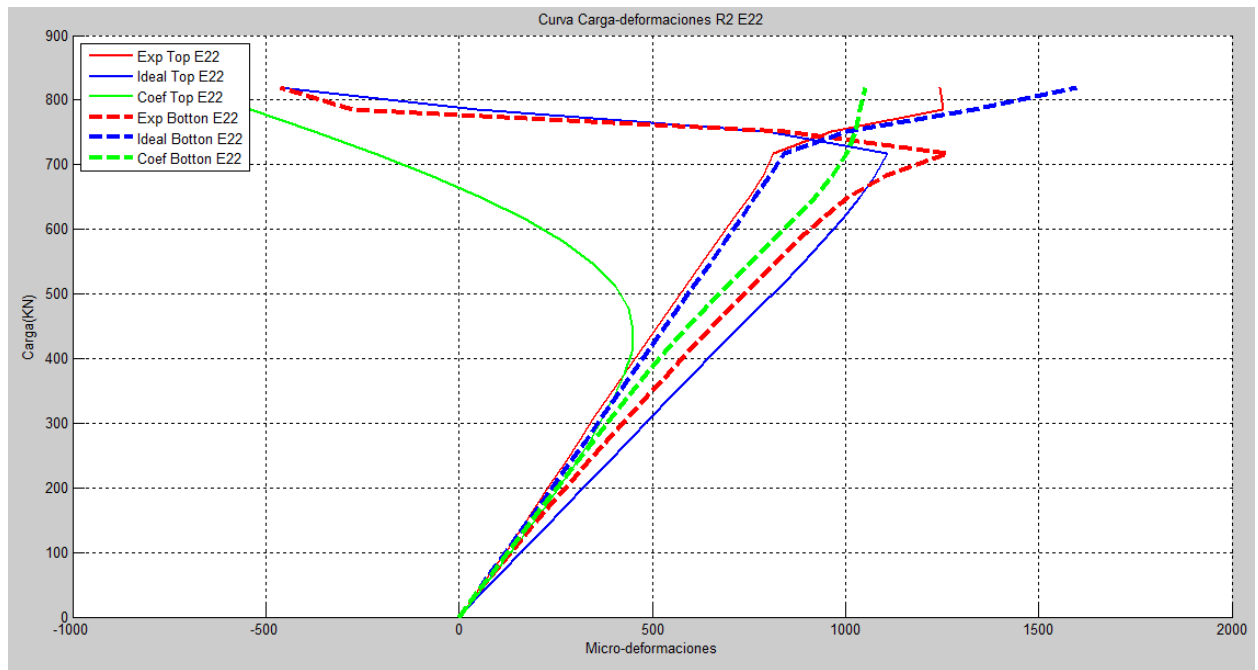


Figura 5.2. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E22 hasta 820 KN

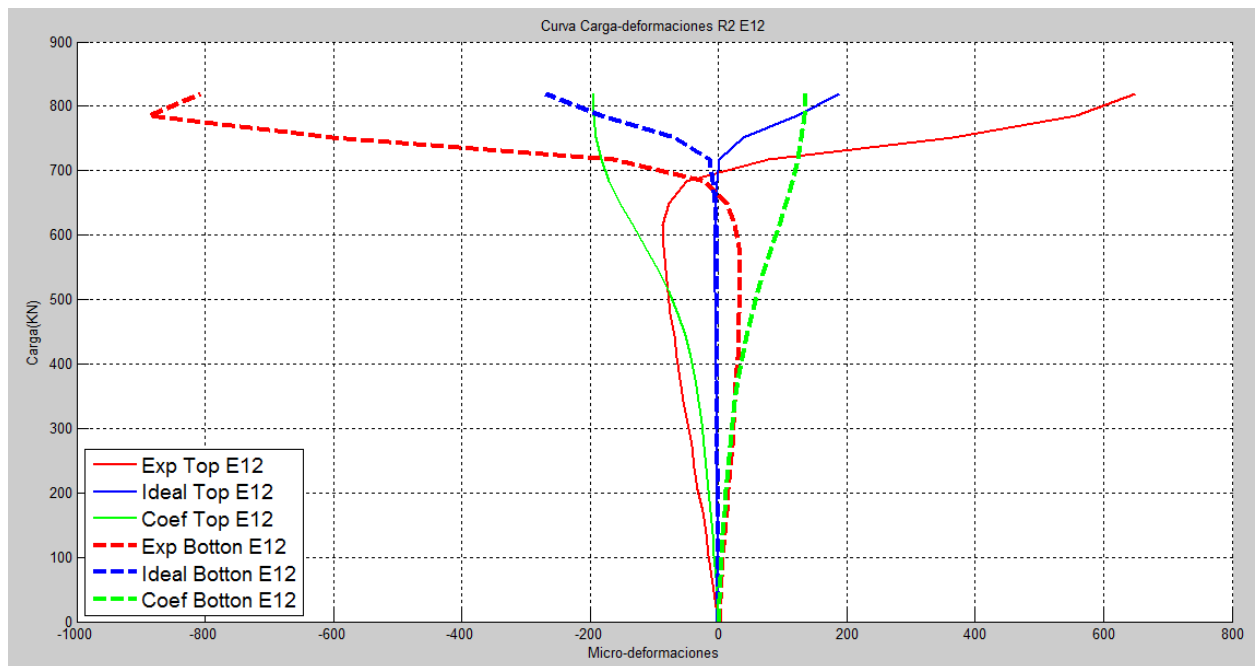


Figura 5.3. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E12 hasta 820 KN

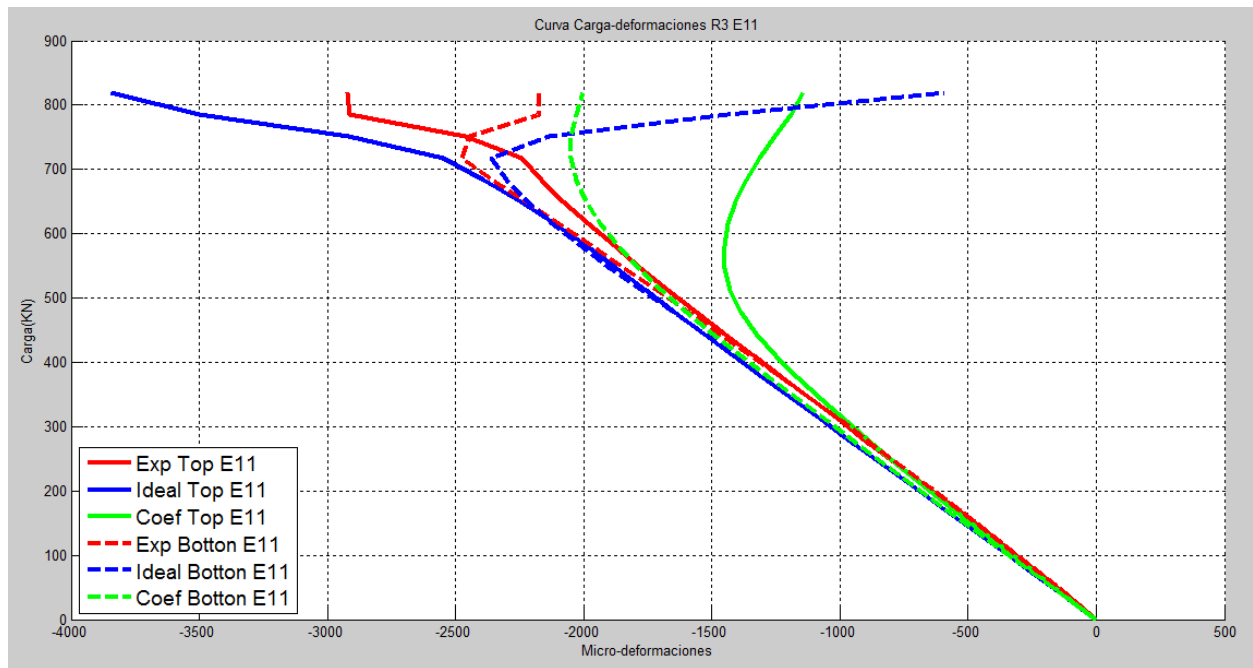


Figura 5.4. Curva Carga-Microdeformaciones de R3 en la dirección E11 hasta 820 KN

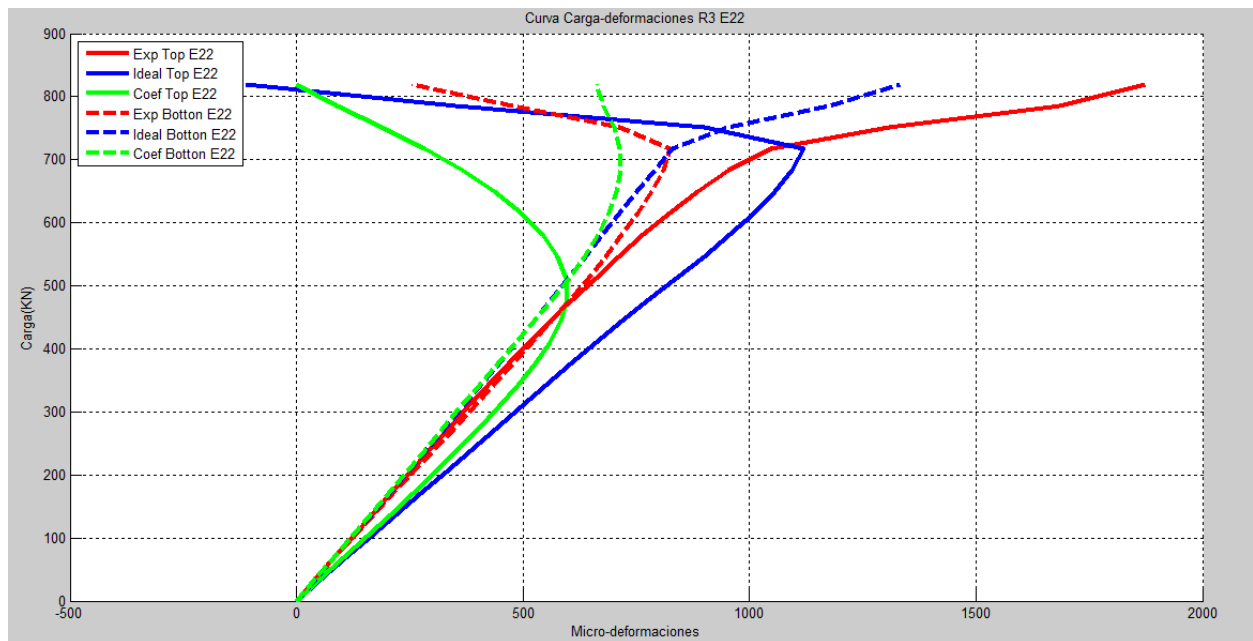


Figura 5.5. Curva Carga-Microdeformaciones de R3 en la dirección E22 hasta 820 KN

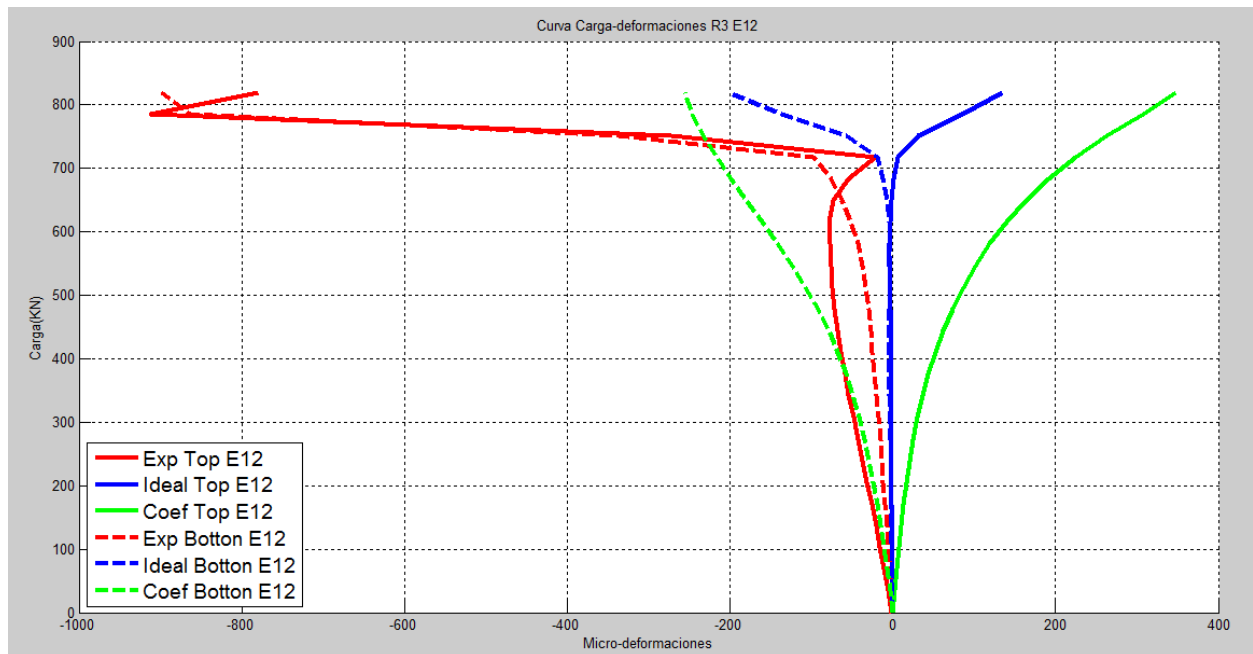


Figura 5.6. Curva Carga-Microdeformaciones de R2 en la dirección E12 hasta 820 KN

Al realizar el cálculo de la reducción de SME para el coeficiente del modo 12 en el análisis no-lineal hasta una carga de 400 KN, se obtiene que el SME se reduce incluso más que en el caso lineal. Sin embargo, si se realiza el cálculo de SME hasta los 820 KN se obtienen resultados menos atractivos, es decir en lugar de reducir el SME lo que hace es aumentar el SME al comparar las SME del análisis con el del análisis ideal no-lineal. De esto se deduce que aunque se ajuste aceptablemente en el tramo lineal, en el tramo donde los efectos no-lineales no son despreciables la curva de deformaciones dan resultados lejanos a los experimentales.

6 CONCLUSIONES Y DESARROLLOS FUTUROS

Se ha conseguido el objetivo, que se propuesto al inicio de la realización de este TFG, de desarrollar un procedimiento con el que poder estimar las imperfecciones que se dan en un panel a partir de las medidas de ensayos en el periodo lineal, haciendo uso de una regresión lineal. Aunque los resultados no son completamente satisfactorios, se ha visto que haciendo uso del desarrollo explicado en el TFG se ha podido acercar las deformaciones de la geometría ideal a las deformaciones experimentales. Se puede deducir que en el tramo no lineal esta mejora no se nota, incluso parece empeorar en algunos casos.

El tamaño de la muestra influye positivamente en la aproximación lineal, a que cuando más grande es la muestra mejores son los resultados, como se comprueba en el apartado 4.8.1. Cuanto mayor sea el número de bandas, mejor será la estimación de las imperfecciones, aunque la mejora no es considerable, ya que el aumento de la muestra se realiza de forma artificial.

6.1 Desarrollos futuros

A la vista de los resultados obtenidos, es importante seguir investigando en este tema, porque hay varios frentes de mejoras abiertos.

En primer lugar, al no poder incluir los modos de pandeo de los larguerillos las medidas de las bandas extensométricas que se ubicaban sobre los larguerillos no han podido ser utilizadas, lo que representa una pérdida importante de información. Es muy interesante incluir en el futuro distribuciones de perturbaciones que impliquen imperfecciones en los rigidizadores

En segundo lugar, dados los problemas de overfitting que han aparecido en la regresión lineal por mínimos cuadrados, parece interesante investigar métodos de regresión alternativos, menos sensibles a este tipo de problemas.

La revisión del modelo del panel numérico definido en este TFG se añade también a los desarrollos futuros.

También resulta interesante realizar un estudio paramétrico para analizar la influencia del valor del coeficiente C_A en los valores de los coeficientes β obtenidos en la regresión lineal.

REFERENCIAS

- [1] ABAQUS DOCUMENTATION. 6.12.
- [2] MATLAB USER'S GUIDE. R2012.
- [3] Documento Estado de Arte, 2008, grupo GERM.
- [4] Jose Reinoso, A. Blázquez. (2012). "Study of composite stiffened panels in postbuckling regimen" Tesis Doctoral, 6:175-226
- [5] Abramovich, H., Weller, T., Bisagni, C. (2008) "Buckling behavior of composite laminated stiffened panels under combined shear-axial compression", Journal of Aircraft, 45(2):402-413.
- [6] Jose Reinoso, A. Blázquez. (2012). "Study of composite stiffened panels in postbuckling regimen" Tesis Doctoral, 6:175-226
- [7] Blázquez, A., Picón, R. (2010) "Analytical and numerical models of postbuckling of orthotropic symmetric plates", Journal of Engineering Mechanics, 136(10):1299-1308
- [8] Reinoso, J., Blázquez, A., París, F., Cañas, J., Meléndez, J.C. (2011) "Postbuckling behaviour of a pressurized stiffened composite panel. Part I: Experimental analysis", Composite Structures (ISSN: 0263-8223), doi:10.1016/j.compstruct.2011.12.014.
- [9] Blázquez, A., Reinoso, J., París, F., Cañas, J. (2011) "Analysis in the postbuckling regime of a pressurized stiffened panel. Part II: Numerical analysis and effect of the geometric imperfections", Composite Structures (ISSN: 0263-8223), doi:10.1016/j.compstruct.2011.12.013.
- [10] George Papazafeiropoulos, ABAQUS2MATLAB 2016.