

Proyecto Fin de Carrera

Ingeniería Aeronáutica

Desarrollo de un modelo numérico para la
caracterización del estado tensional en la zona de
run-out de un larguerillo de fuselaje mediante una
estrategia global-local

Autor: Luis Contador Blanco-Morales
Tutores: Antonio Blázquez Gámez
Alejandro Estefani Morales

**Dep. Mecánica de medios continuos y teoría de
estructuras**
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Sevilla, 2015



Proyecto Fin de Carrera
Ingeniería Aeronáutica

**Desarrollo de un modelo numérico para la
caracterización del estado tensional en la zona
de run-out de un larguerillo de fuselaje
mediante una estrategia global-local**

Autor:
Luis Contador Blanco-Morales

Tutores:
Antonio Blázquez Gámez
Profesor titular

Alejandro Estefani Morales
Personal de investigación

Dep. Mecánica de los medios continuos y teoría de estructuras
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla
Sevilla, 2015

Proyecto Fin de Carrera: Desarrollo de un modelo numérico para la caracterización del estado tensional en la zona de run-out de un larguerillo de fuselaje mediante una estrategia global-local

Autor: Luis Contador Blanco-Morales
Tutores: Antonio Blázquez Gámez
Alejandro Estefani Morales

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

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2015

El Secretario del Tribunal

A mi familia

A mis maestros

Agradecimientos

A mis padres, Patricia, familia y amigos por apoyarme en estos años y animarme a continuar con mi esfuerzo y dedicación.

Luis Contador Blanco-Morales
Sevilla, 2015

Resumen

Tras cinco cursos resulta casi imposible plasmar en un Proyecto Fin de Carrera todos los conocimientos adquiridos. Este proyecto cierra los años de estudio tratando de ser un trabajo completo que abarca uno de los muchos contenidos estudiados. El propósito de este documento es presentar un proyecto que estudia una configuración que se da en las estructuras aeronáuticas.

Abstract

After five courses it is almost impossible to summarize in an End of Dissertation every acquired knowledge among these years. This End of Dissertation try to cover one of the many contents that have been studied. The aim of this document is to present an End of Dissertation which studies a particular configuration that appears in some aircraft structures.

Índice

Agradecimientos	i
Resumen	iii
Abstract	v
Índice	vi
1. Introducción	1
1.1 <i>Motivación</i>	1
1.2 <i>Alcance</i>	4
2. Modelo global	5
2.1 <i>Geometría</i>	6
2.2 <i>Propiedades del material</i>	11
2.3 <i>Malla de elementos finitos del modelo global</i>	15
2.4 <i>Condiciones de contorno e interacciones entre los grados de libertad</i>	18
2.5 <i>Análisis de los resultados</i>	20
2.5.1 <i>Tracción</i>	23
2.5.2 <i>Compresión</i>	33
2.5.3 <i>Torsión</i>	43
2.5.4 <i>Pandeo</i>	53
2.6 <i>Conclusiones</i>	56
3. Modelo local	60
3.1 <i>Geometría</i>	60
3.2 <i>Propiedades del material</i>	63
3.3 <i>Malla de elementos finitos del modelo local</i>	65
3.4 <i>Condiciones de contorno y restricciones</i>	67
3.5 <i>Análisis de los resultados</i>	68
3.5.1 <i>Comprobación de los desplazamientos</i>	73
3.5.2 <i>Tracción</i>	79
3.5.3 <i>Torsión</i>	93
3.5.4 <i>Distribución de S33, S13 y S23 en el espesor en la zona de run-out</i>	107
3.6 <i>Conclusiones</i>	115
Referencias	117

1. Introducción

En los últimos años se ha incrementado notablemente el uso de los materiales reforzados con fibra de carbono en un amplio rango de aplicaciones, destacando entre ellas las estructuras de aeronaves. Debido a la alta resistencia y rigidez específica de estos materiales se han llevado a cabo numerosos estudios para su incorporación al diseño y fabricación de estructuras aeronáuticas. Una de las mayores ventajas es la reducción de la masa estructural de las aeronaves comparada con aquellas en las que su estructura se compone principalmente de elementos fabricados de aleaciones de aluminio, acero y titanio.

El comportamiento de estos materiales, anisótropo, es bien distinto al de los materiales metálicos, que son isótropos. Pero la mayor complejidad radica en los mecanismos de fallo del material que conducen al colapso de la estructura. Ello incrementa notablemente la complejidad del diseño y el análisis de estas estructuras, obligando en general a trabajar con elevados coeficientes de seguridad.

1.1 Motivación

Las estructuras de las aeronaves suelen tener una tipología común, ya sea para el fuselaje o las alas. Ésta consiste en una piel rigidizada por elementos transversales (costillas para las alas, cuadernas para el fuselaje) y longitudinales (larguerillos). En las figuras 1 y 2 pueden verse unos esquemas de dichas tipologías estructurales.

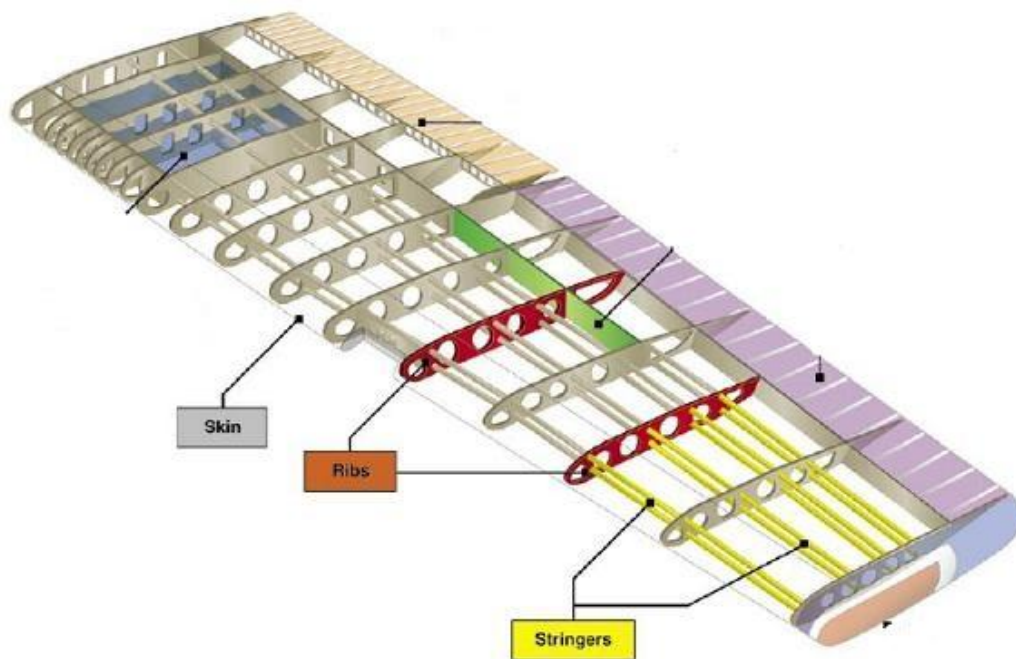


Figura 1. Tipología estructural de un ala de avión, obtenida de [3]

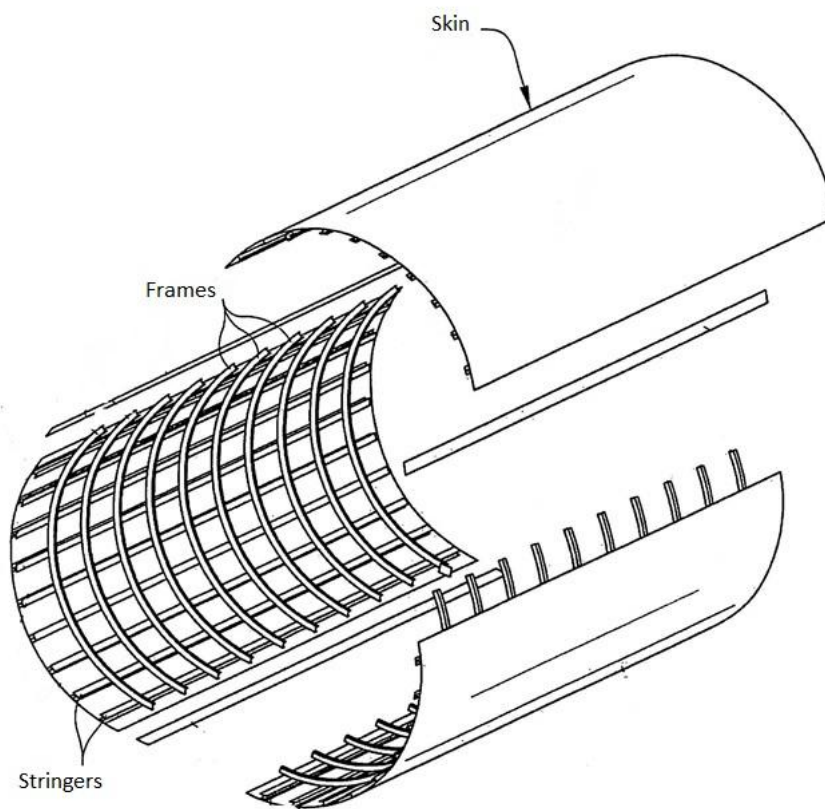


Figura 2. Tipología estructural de un fuselaje, obtenida de [3]

Uno de los puntos más conflictivos en estas estructuras son las intersecciones entre cuadernas y larguerillos en el fuselaje y su equivalente en las alas. Muchas de las soluciones adoptadas formalmente requieren el uso de elementos auxiliares para asegurar la correcta unión de los elementos. Algunas de las soluciones implican el corte de la cuaderna para que pase el larguerillo y otras proponen la interrupción del larguerillo. Por un lado el corte de la cuaderna introduce unas concentraciones de tensión que deberán ser minimizadas en lo posible, por el contrario la interrupción del larguerillo hace necesario el uso de clips para asegurar la unión de los distintos elementos estructurales.

Entre todos los estudios que abordan esta problemática, en uno de ellos (véase [1]), aborda el problema interrumpiendo parte del larguerillo a una cierta distancia de la cuaderna, lo que hace que no sean necesarios elementos auxiliares para asegurar la unión. Con ello se introduce una zona de run-out en la estructura, en esta zona el camino de transferencia de la carga se modifica sustancialmente convirtiéndose en una zona crítica de la estructura. Para analizar la seguridad (fiabilidad) de un diseño concreto resulta imprescindible conocer con suficiente precisión el campo tensional en la zona de run-out. Esto se realiza a través de experimentos o numéricamente (empleando modelos de elementos finitos).

En [1] se realiza un análisis de una probeta específica con una zona de run-out sometida a tracción y compresión utilizando el software de elementos finitos Abaqus®, y además se realiza una comprobación experimental en el laboratorio (véase [1] y [2]). En los estudios mencionados la comprobación experimental se lleva a cabo mediante inspecciones con ultrasonidos y bandas extensométricas. En el análisis numérico de [1] y [2] se modela el daño incluyendo elementos cohesivos en la interfaz de la piel y el larguerillo en el modelo.

Dichos estudios han sido el punto de partida de este proyecto, cuyo objetivo es aclarar determinados aspectos. En este sentido, la probeta (y el modelo de elementos finitos correspondiente) en [1] y [2] es plana, por lo que no se tiene en cuenta el efecto de la curvatura que tiene realmente la estructura. Por otro lado al no tratarse de un ensayo de la estructura completa no se tienen en cuenta los efectos del resto de la estructura sobre la zona de run-out. El sistema de carga de la probeta es complejo y necesita de muchos elementos auxiliares. Por todo ello parece interesante comprobar hasta qué punto las condiciones de la probeta se asemejan a las de la estructura.

1.2 Alcance

El objetivo del proyecto es desarrollar un modelo numérico que permita conocer con precisión el estado tensional de la zona de run-out de una estructura completa de un avión, de forma que sirva de referencia para el diseño de probetas para estudios experimentales de dichas zonas. Ello permitiría responder a las preguntas surgidas a partir de los estudios presentados en [1] y [2].

Utilizar un modelo de una sección completa de fuselaje para este fin sería muy costoso computacionalmente, incluso si la malla se refina solo en la zona de run-out, utilizando técnicas estándares. Un modelo de detalle (más pequeño), focalizado en la zona de interés, presenta la dificultad de tener que modelar la acción del resto de la estructura mediante condiciones de contorno “artificiales”, difíciles de estimar con precisión. La alternativa es un análisis global-local.

Se ha realizado un análisis global-local haciendo uso del software de elementos finitos Abaqus®. Para el modelo global se ha considerado una sección del fuselaje para tener en cuenta los efectos del conjunto de la estructura en la zona de run-out. El resultado principal del modelo global son las condiciones de contorno y las dimensiones aproximadas del modelo local. El modelo local se centra en la zona de run-out y su resultado es el campo de tensiones en el área de run-out.

Abaqus® tiene dos opciones distintas para realizar el análisis global-local de una estructura: submodelo y “shell to solid coupling”. El primero consiste en resolver primero el modelo global y empleando los resultados obtenidos se resuelve el modelo local. El segundo implica resolver a la vez el modelo local y el global por lo que computacionalmente es muy costoso. Para este proyecto se eligió la técnica de submodelo.

La técnica de submodelo consiste en utilizar los desplazamientos obtenidos en el análisis del modelo global como condiciones de contorno cinemáticas en el modelo local. El modelo local es una parte que se ha cortado del modelo global, y las condiciones de contorno se aplicarán en la interfaz del modelo global con el modelo local.

Se realizarán análisis de estados tensionales de tracción y compresión, como en [1] y [2] y además uno de torsión, para considerar otros estados nominales que pueden aparecer en la zona de run-out.

También se realizará por complitud un análisis para ver si hay inestabilidades por pandeo en el modelo global.

2. Modelo global

El modelo está formado por tres componentes distintos: piel, larguerillos y cuadernas. Se han empleado geometrías tipo lámina de Abaqus® para modelar las distintas partes que forman el modelo. Dicha geometría idealiza sólidos 3D en los que el espesor es mucho menor que las otras dos dimensiones.

La sección de fuselaje elegida tiene 2.6 m de radio (valor típico en aviones comerciales) y 2m de longitud, por lo que los larguerillos también tendrán esa longitud. Se ha tomado dicha longitud para tener una cuaderna central alejada de los bordes del modelo. Se han empleado 3 cuadernas y 40 larguerillos. No se han considerado ventanas ni otros huecos en la sección de fuselaje, con el fin que todos los larguerillos se encuentren en la misma situación, ya que la presencia de una ventana o hueco provocaría que unos larguerillos estuviesen más solicitados que otros. En cualquier caso la metodología utilizada en este proyecto es fácilmente aplicable a estos casos.

A continuación se ha detallado cada una de las partes del modelo.

2.1 Geometría

-Piel: se muestra en la figura 3.

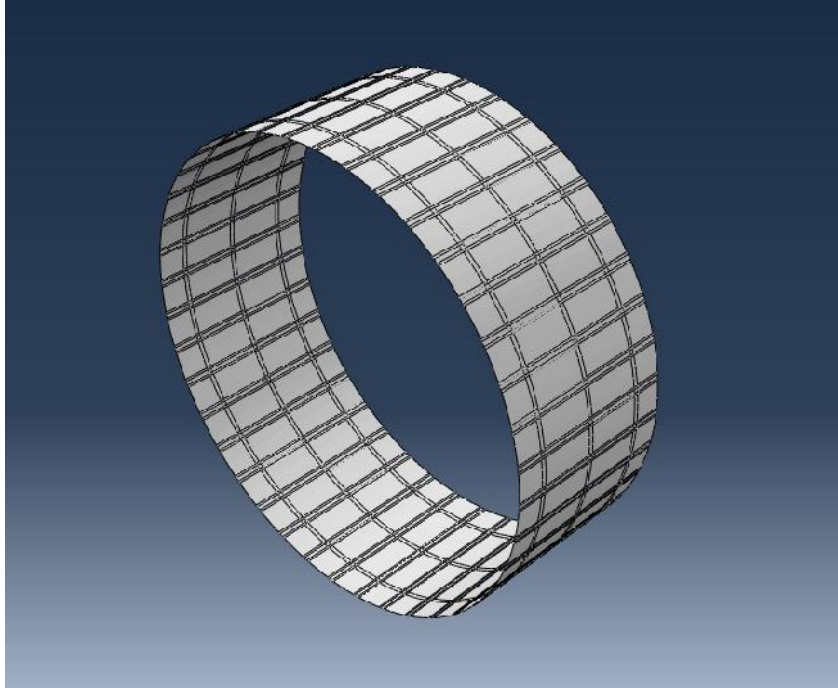


Figura 3. Modelado de la piel en el modelo global

Los cortes dados al modelo geométrico tienen como finalidad facilitar el acoplamiento de la piel con las cuadernas y los larguerillos, para así facilitar el ensamblaje del modelo y un mallado conforme.

-Larguerillos: se toma como modelo el larguerillo utilizado en [1]. Tendrá un perfil Ω que se detalla en la figura 4.

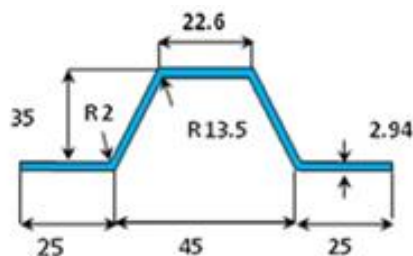


Figura 4. Esquema de la sección del larguerillo. Cotas en mm.

El modelo geométrico del larguerillo puede verse en la figura 5.

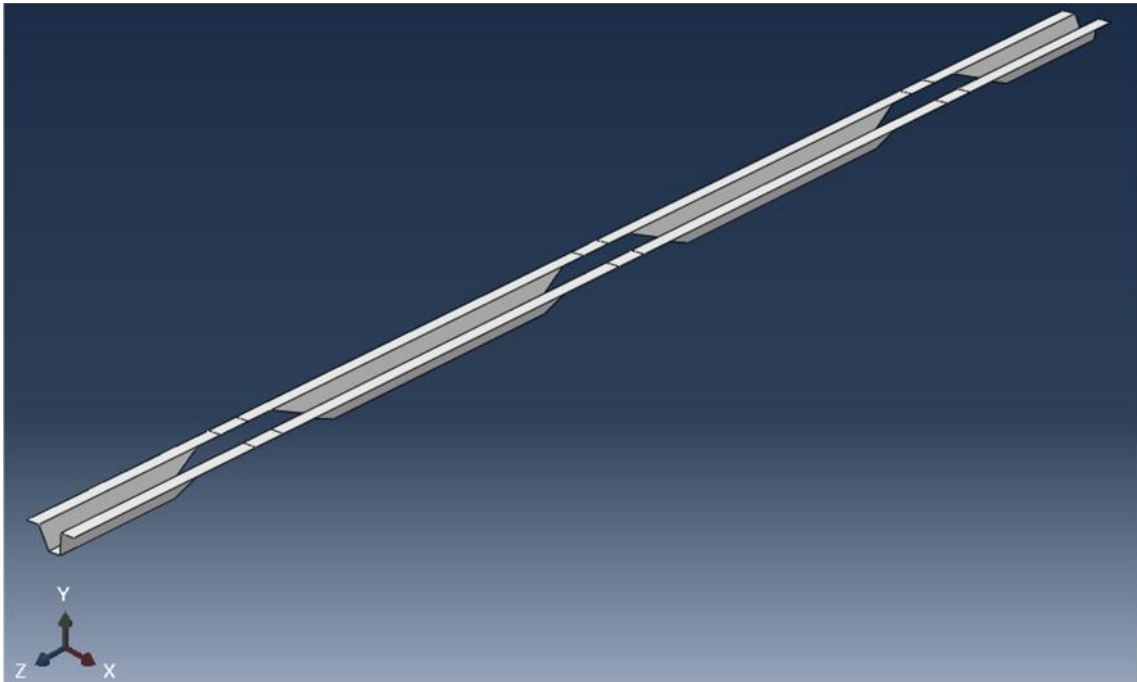


Figura 5. Modelo geométrico del larguerillo en el modelo global

En la figura 6 puede verse un detalle de la geometría del larguerillo en la zona de intersección con la cuaderna. El larguerillo está cortado a 25° , con el alma del mismo a una distancia de 115 mm de la intersección entre cuaderna y larguerillo, y comenzará de nuevo a la misma distancia tras pasar la intersección.

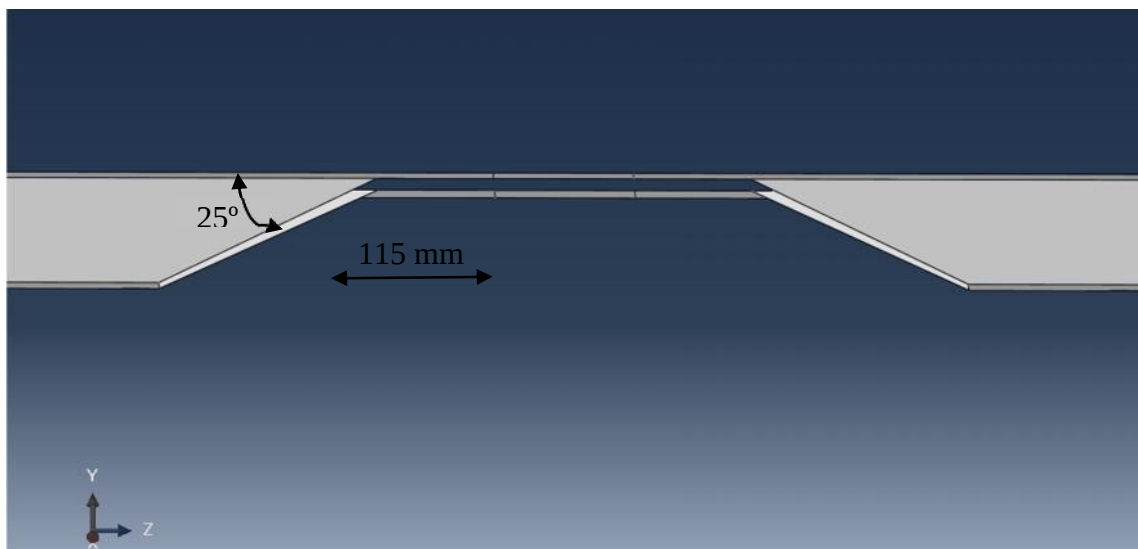


Figura 6. Detalle de la zona de run-out en el modelo global

-Cuaderna: el perfil se toma de [1]. A continuación vemos en las figuras 7 y 8 el perfil de la cuaderna y de su modelo geométrico.

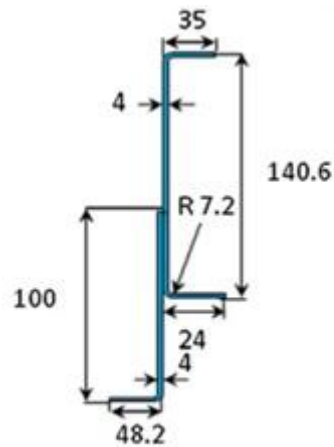


Figura 7. Perfil de la cuaderna. Cotas en mm.

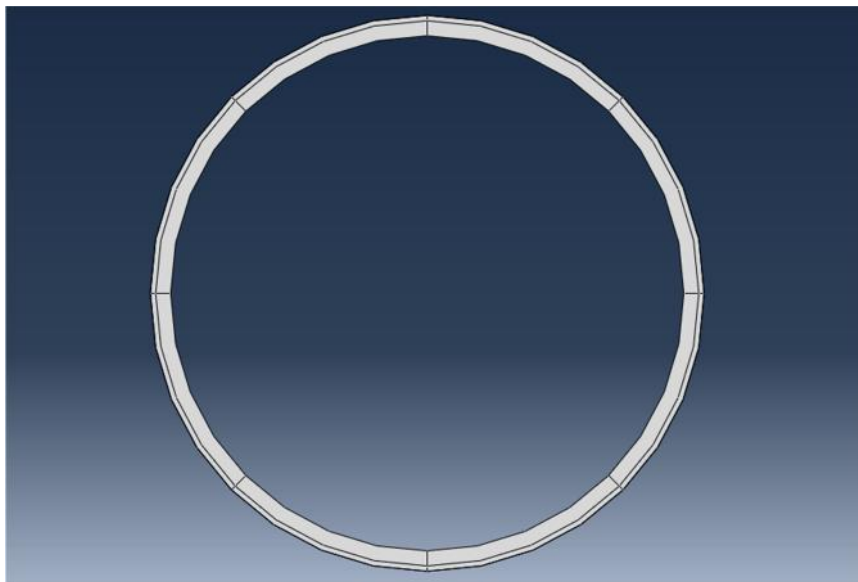


Figura 8. Modelado de la cuaderna en el modelo global

Los cortes transversales dados a la cuaderna pretenden facilitar el mallado de la misma.

A continuación se presenta el procedimiento seguido para ensamblar el conjunto:

- 1) Los larguerillos se colocan sobre la piel de manera equidistante, así tendremos simetría de revolución en la distribución de los mismos. Con un total de 40 larguerillos la separación entre cada uno es;
 - Distancia entre larguerillos: $(2.6 \cdot 2 \cdot \pi - 40 \cdot 95e-3)/40 = 313.4 \text{ mm}$

- 2) Se sitúa una cuaderna en el centro de la longitud del fuselaje, y las otras dos a una distancia tal que se consiga una configuración con simetría axial.

En la figura 9 puede verse la distribución de las cuadernas.

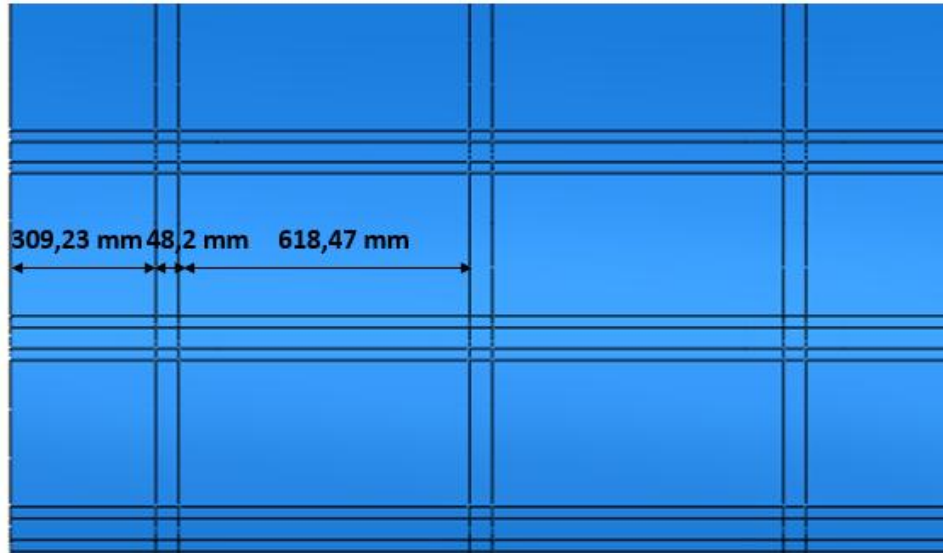


Figura 9. Esquema de distribución de las cuadernas en la piel

A continuación en las figuras 10 y 11 se muestra el modelo completo ensamblado:

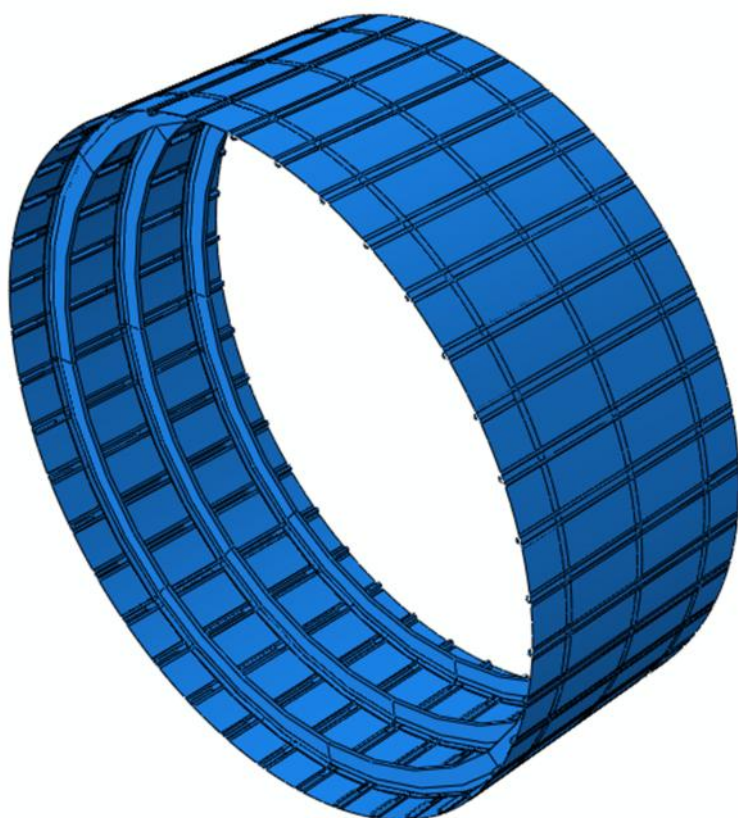


Figura 10. Modelo ensamblado

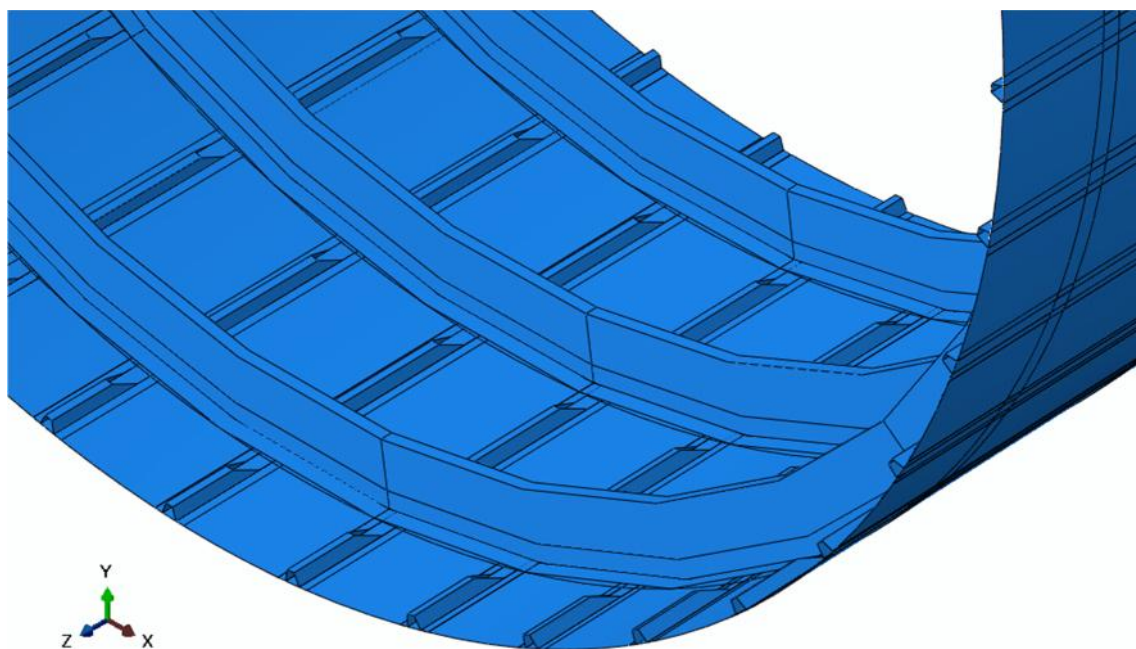


Figura 11. Detalle del modelo ensamblado

Por último la figura 12 muestra la zona del run-out apreciándose como se resuelve el encuentro del larguerillo con la cuaderna.

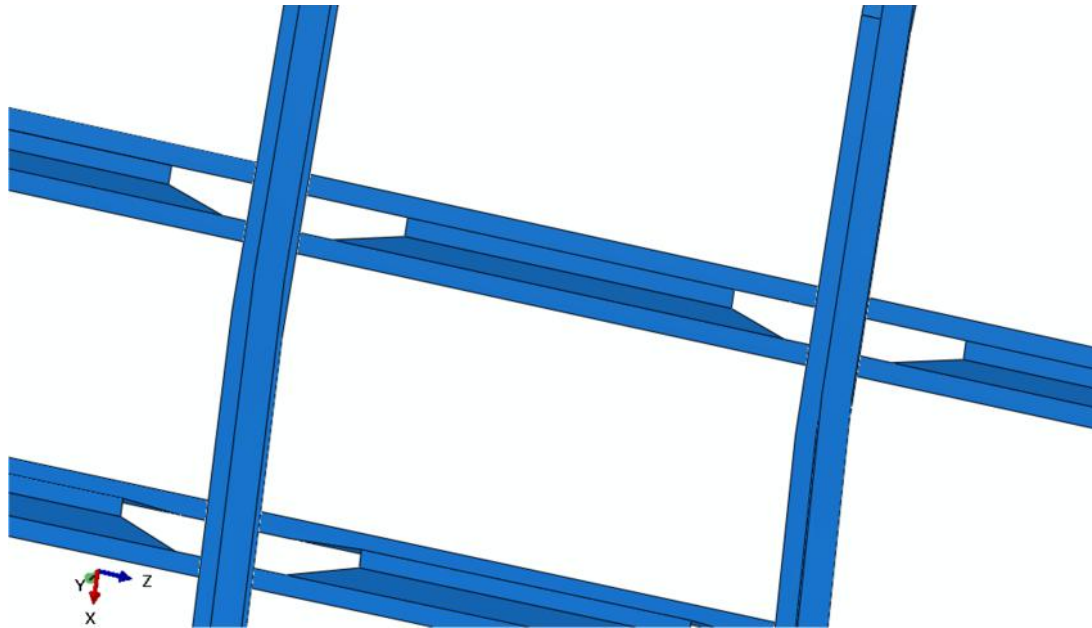


Figura 12. Detalle intersección larguerillo-cuaderna

2.2 Propiedades del material

Se ha empleado el mismo material para todos los componentes del modelo: un material compuesto de fibra de carbono. Su comportamiento se ha modelado elástico y lineal tipo lámina. Las propiedades mecánicas se han tomado de [1], y son:

- $E_{11} = 154 \text{ GPa}$
- $E_{22} = 8.5 \text{ GPa}$
- $G_{12} = 4.2 \text{ GPa}$
- $G_{13} = 4.65 \text{ GPa}$
- $G_{23} = 3 \text{ GPa}$
- $\nu_{12} = 0.34$
- $t = 0.184 \text{ mm}$

Los laminados empleados se han tomado de los estudios mencionados anteriormente, para cada parte son los siguientes:

-Piel: laminado simétrico de 15 láminas

$[45/-45/90/0/-45/45/90/90]_s$

-Cuaderna: laminado simétrico de 16 láminas

$[-45/45/90/90/90/0/90/90]_s$

-Larguerillos: laminado simétrico de 16 láminas

$[45/-45/0/0/0/90/0/0]_s$

El subíndice “S” denota simetría del laminado, es decir, que se repite el laminado completo. En cambio “\$” significa simetría del laminado en el que se repiten todas las láminas salvo la última.

La dirección de referencia (0°) tomada es la axial, para piel y larguerillos y la circunferencial para las cuadernas.

Abaqus® dispone de dos maneras distintas de asignar laminados a regiones. La primera consiste en definir un laminado que se aplica a la región que debe tener asignada una dirección de referencia. Este es el procedimiento empleado para la piel y los larguerillos. La otra opción consiste en definir secciones que se asignan a las regiones elegidas. Este método ha sido utilizado para definir el laminado de las cuadernas.

A continuación en las figuras 13, 14 y 15 puede observarse la asignación de las normales para cada parte del modelo. Se ha seleccionado que las normales vayan de “bottom” a “top”, que es la dirección en la que Abaqus® considera el apilado.

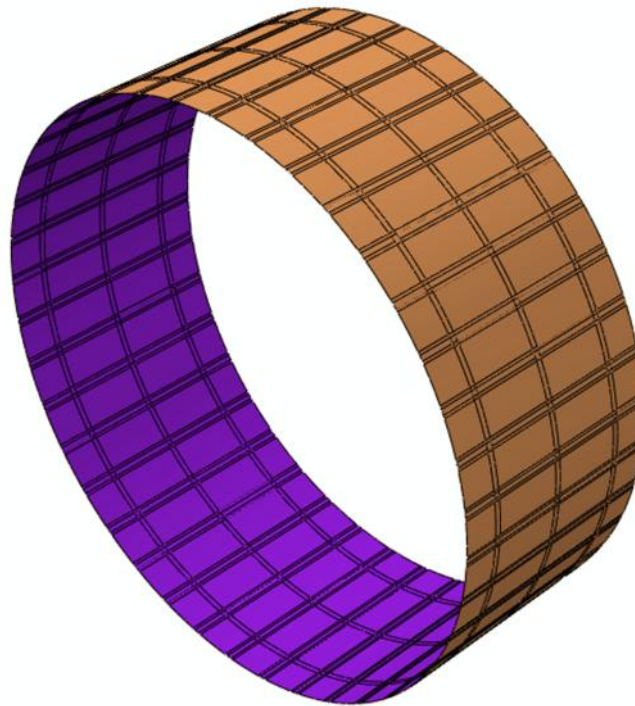


Figura 13. Dirección de apilado para la piel. Marrón=“top”, Morado= “bottom”

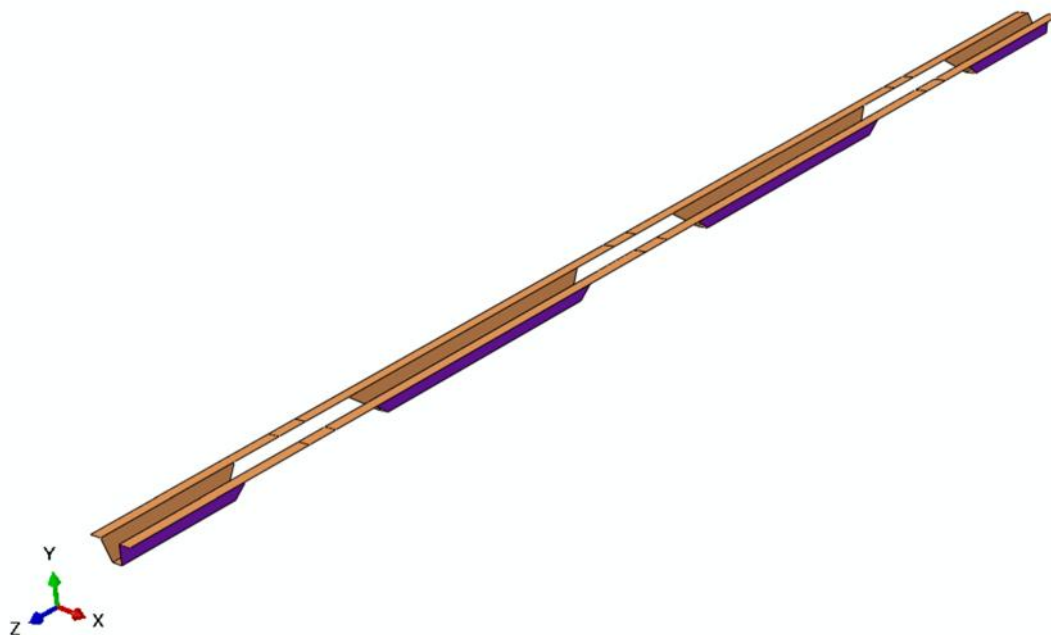


Figura 14. Dirección de apilado para el larguero. Marrón="top", Morado= "bottom"

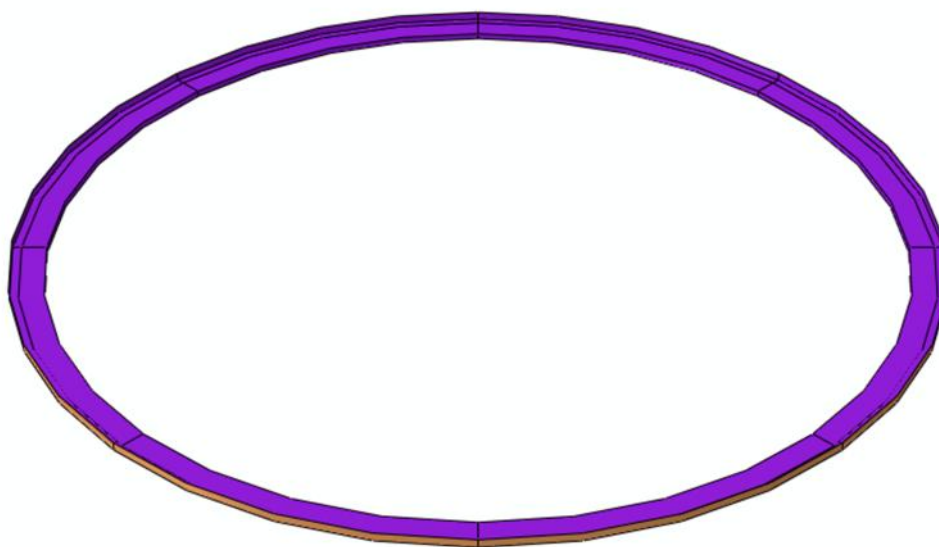


Figura 15. Dirección de apilado para la piel. Marrón="top", Morado= "bottom"

Finalmente se van a representar las direcciones de referencia que se han tomado para las distintas partes del modelo en las figuras 16, 17 y 18.

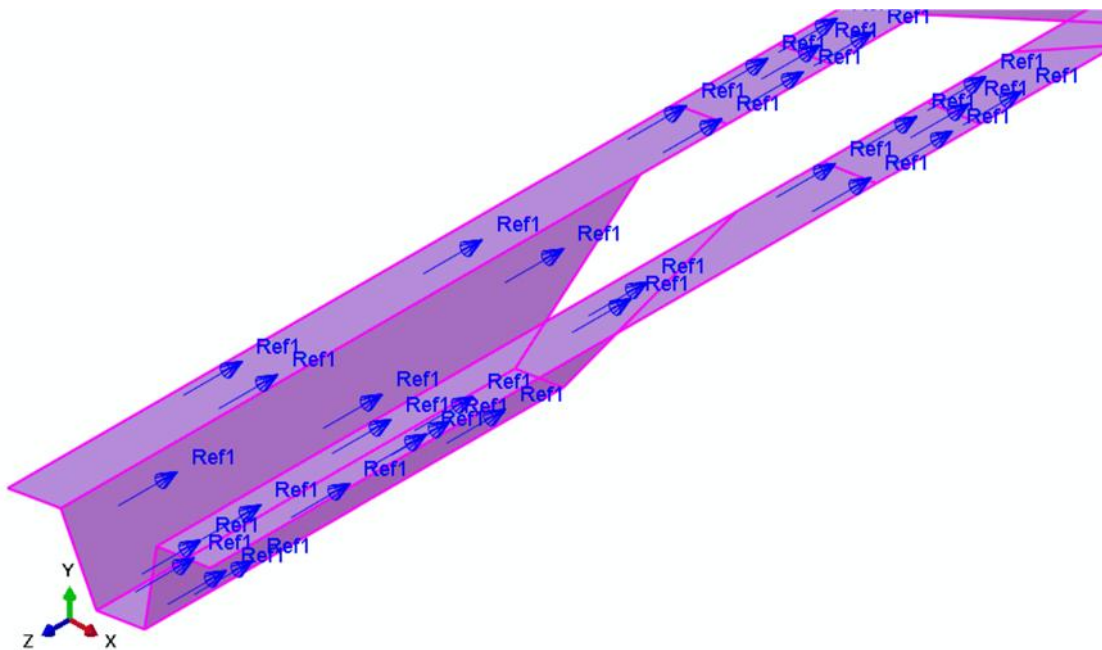


Figura 16. Dirección de referencia para los larguerillos

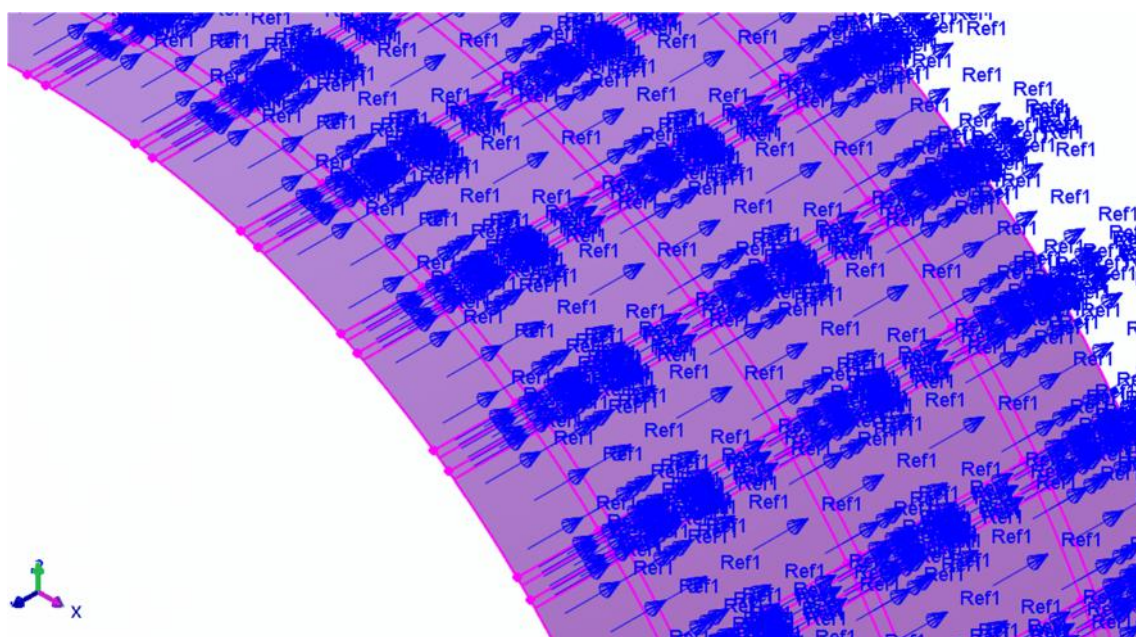


Figura 17. Dirección de referencia para la piel

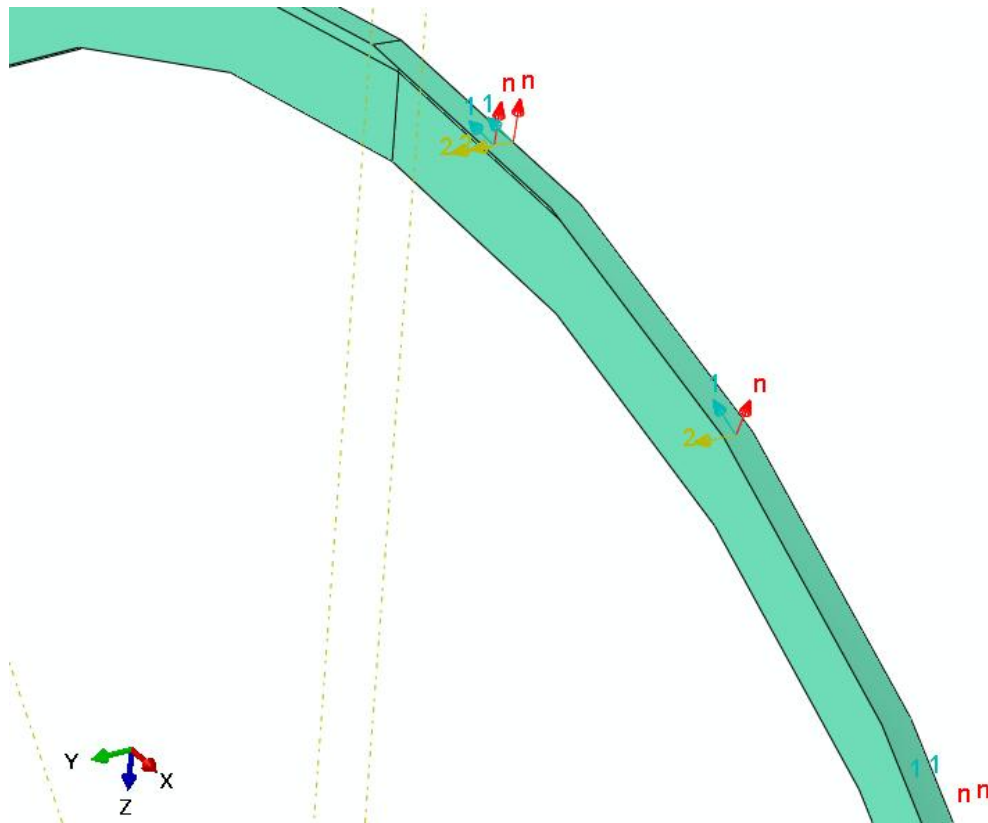


Figura 18. Dirección de referencia para las cuadernas

2.3 Malla de elementos finitos del modelo global

Se ha mallado cada parte del modelo por separado, utilizando la técnica de generación de malla estructurada, con elementos de cuatro nodos en piel, cuadernas y larguerillos. Se han usado elementos “S4R”, que es el recomendado Abaqus®. Se trata de un elemento lineal de integración reducida.

- **Piel:** el tamaño global de mallado es de 0.031 m. Se han obtenido 78498 elementos. A continuación se expone una figura del mallado de la piel.

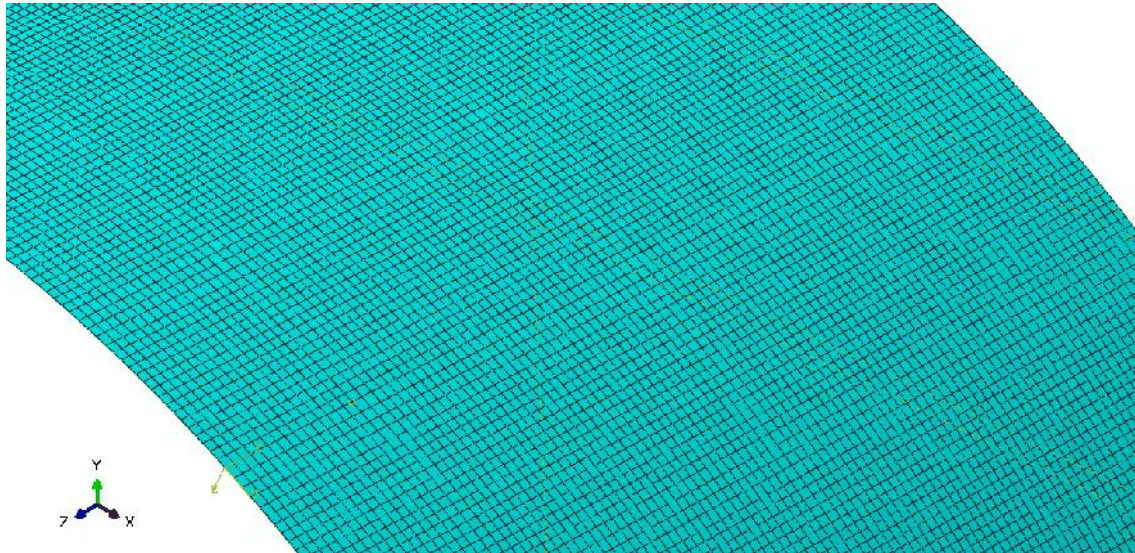


Figura 19. Malla de la piel

- **Cuadernas:** el tamaño del elemento es de 0.031 m. Se han obtenido 12240 elementos. En la siguiente figura puede verse el mallado de las cuadernas.

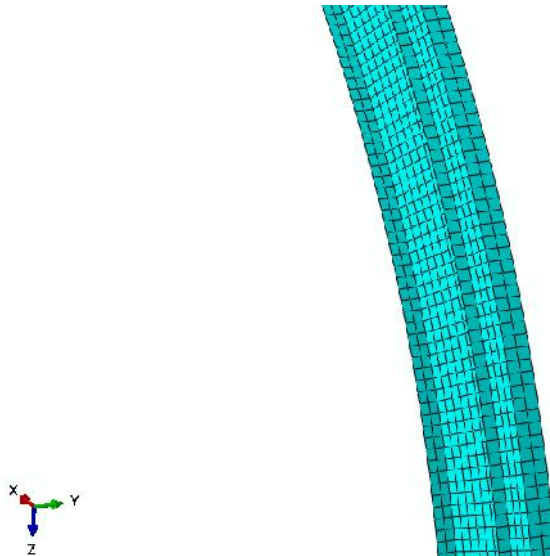


Figura 20. Malla de la cuaderna

- **Larguerillos:** el tamaño del elemento es de 0.01 m. Se tienen 3536 elementos. En las s figuras 20 y 21 se observa el mallado del larguerillo y en detalle de la zona de run-out.



Figura 21. Malla del larguerillo

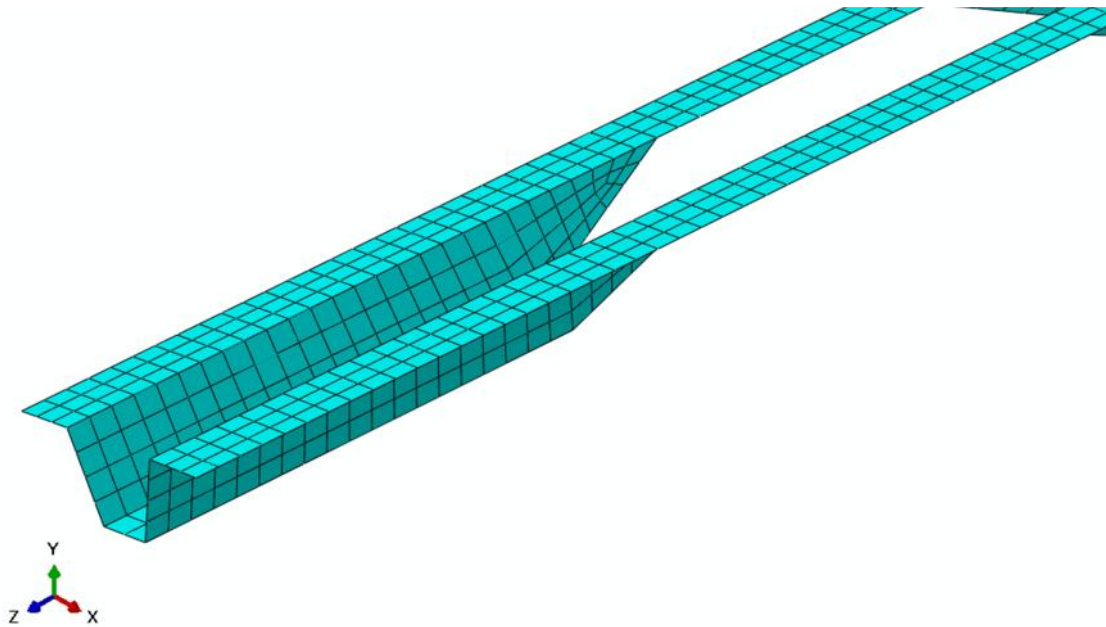


Figura 22. Detalle de la malla del larguerillo

Con este tamaño se obtiene una malla regular en todas las particiones existentes. No obstante, la malla de este modelo no es apropiada para un análisis preciso, pero cómo quedará probado

al analizar los resultados es suficiente para obtener las dimensiones del modelo local y emplear los resultados obtenidos como condiciones de contorno de dicho modelo.

2.4 Condiciones de contorno e interacciones entre los grados de libertad

Para aplicar las condiciones de contorno se han definido dos puntos. Éstos se han situado cada uno en el centro de las secciones extremas del modelo. En la figura 23 pueden verse dichos puntos. Desde este momento se hará referencia a estos puntos como RP-1 y RP-2.

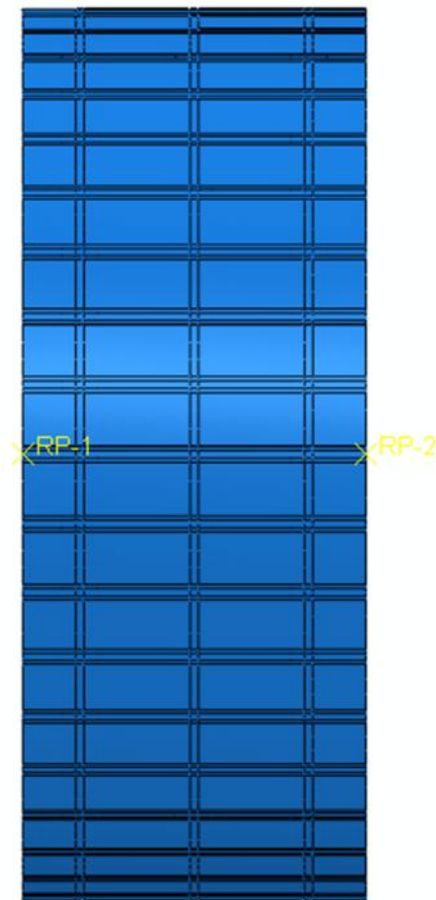


Figura 23. Detalle situación de los “reference points”

-Acoplamientos entre grados de libertad e interacciones entre partes: se han utilizado distintas herramientas y métodos para relacionar y/o restringir los grados de libertad de las distintas partes del modelo:

- **Tie:** sirve para simular una unión entre partes como si se tratase de un pegado perfecto. Se ha utilizado la opción “Surface to Surface”, que pone los grados de libertad de una superficie (“slave”) en función de otra (“master”). La superficie definida como “master” en todo momento ha sido la de la piel, mientras que se han definido como “slave” las superficies de las cuadernas y los larguerillos que están en contacto con la piel.
- **Coupling kinematic:** esta herramienta permite acoplar las condiciones de contorno de un nodo a otro conjunto de nodos, elementos o superficies. En concreto liga los grados de libertad de los nodos seleccionados con los de un punto de referencia.

Utilizando la herramienta “Coupling Kinematic” se han relacionado todos los grados de libertad, salvo el desplazamiento en la dirección axial, de los nodos de las secciones extremas de los larguerillos y de la piel con los de RP-1 y RP-2.

Por último se han aplicado dos restricciones del tipo ecuación en los grados de libertad de RP-1 y RP-2 según el sistema de referencia global que es el siguiente:

- Eje de revolución: eje z
- Eje x e y forman el plano de la sección del fuselaje.

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \\ p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

Figura 24 .Grados de libertad del modelo en coordenadas globales

Las ecuaciones son las siguientes:

- $w(RP-1)+w(RP-2)=0$
- $r(RP-1)+r(RP-2)=0$

Con esto se consigue que los desplazamientos sean simétricos.

-Condiciones de apoyo: Las condiciones de apoyo se han impuesto en RP-1 y RP-2. Para todos los casos de carga las condiciones de contorno son las mismas. Utilizando los grados de libertad que definimos anteriormente quedan como sigue:

- $u(RP-1)=0$
- $u(RP-2)=0$
- $v(RP-1)=0$
- $v(RP-2)=0$

-Cargas: se han considerado tres tipos de cargas estáticas distintas. Están aplicadas en RP-2, y son transmitidas a la estructura mediante la restricción “coupling kinematic”. Los casos de cargas son:

- Tracción: 5000 KN
- Compresión: 5000 KN
- Torsión: 6500 KN·m (positiva en el eje Z global)

Se han estimado estos valores a partir de los empleados en [1] y [2], utilizando un factor de multiplicación igual al número de largueros de este modelo, en este caso 40.

2.5 Análisis de los resultados

Se presentan aquí las deformaciones en el “top” y el “bottom” del elemento lámina para cada parte en cada uno de los análisis llevados a cabo. Haciendo uso de dichas imágenes se establecerán las dimensiones preliminares del modelo local, intentando seguir un patrón de repetitividad de las deformaciones. También se va a realizar un análisis para comprobar que no se dan fenómenos de inestabilidad en la estructura.

Los resultados se presentan en el sistema de coordenadas de la lámina, para estos casos tanto en el “top” como en el “bottom” para las tres partes del modelo las láminas están giradas 45° respecto la dirección de referencia definida en las figuras 16, 17 y 18. En las figuras 25, 26 y 27 se va a representar las direcciones 1 y 2 de las láminas representadas.

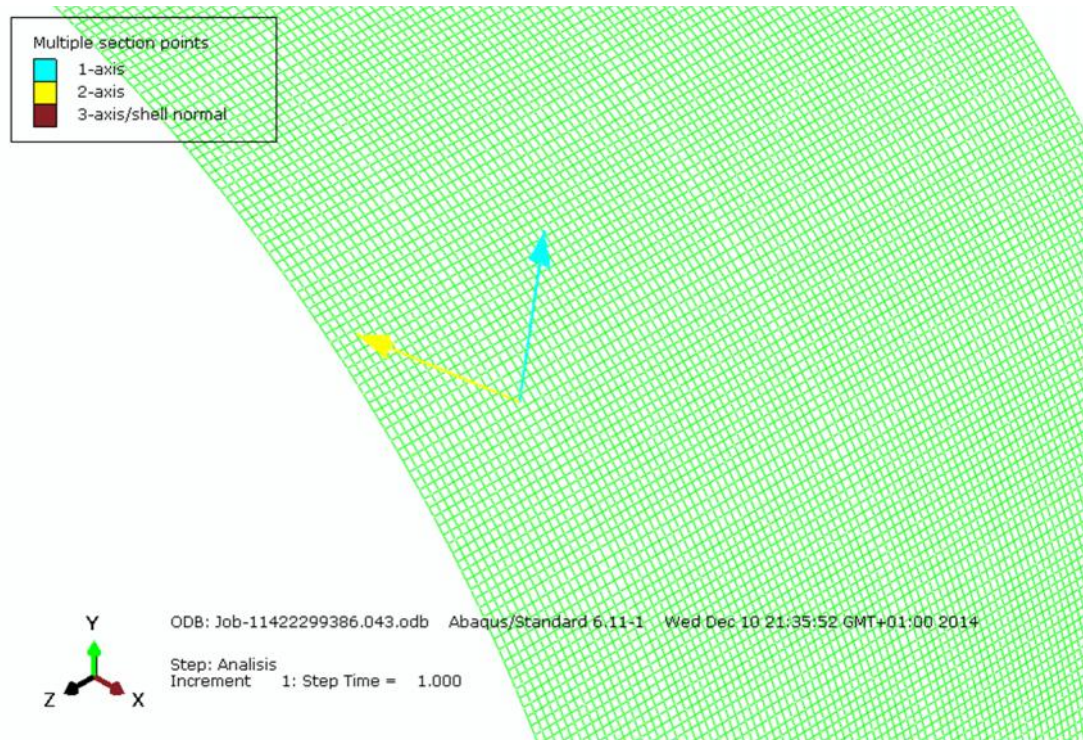


Figura 25. Direcciones 1 y 2 en “top” y “bottom” de la piel

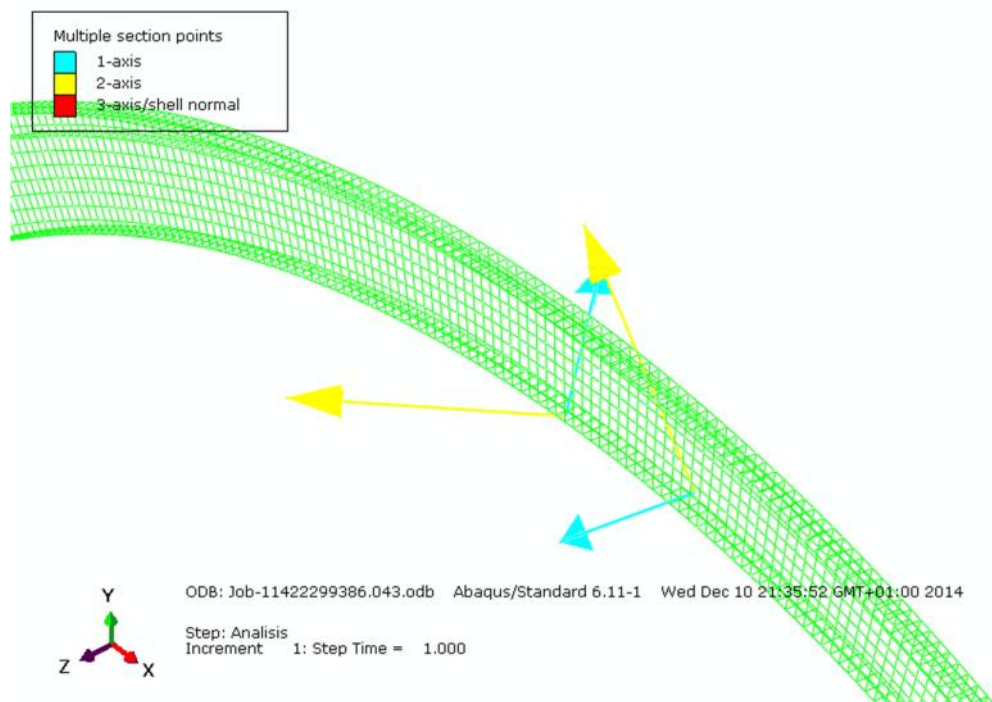


Figura 26. Direcciones 1 y 2 en “top” y “bottom” de las cuadernas

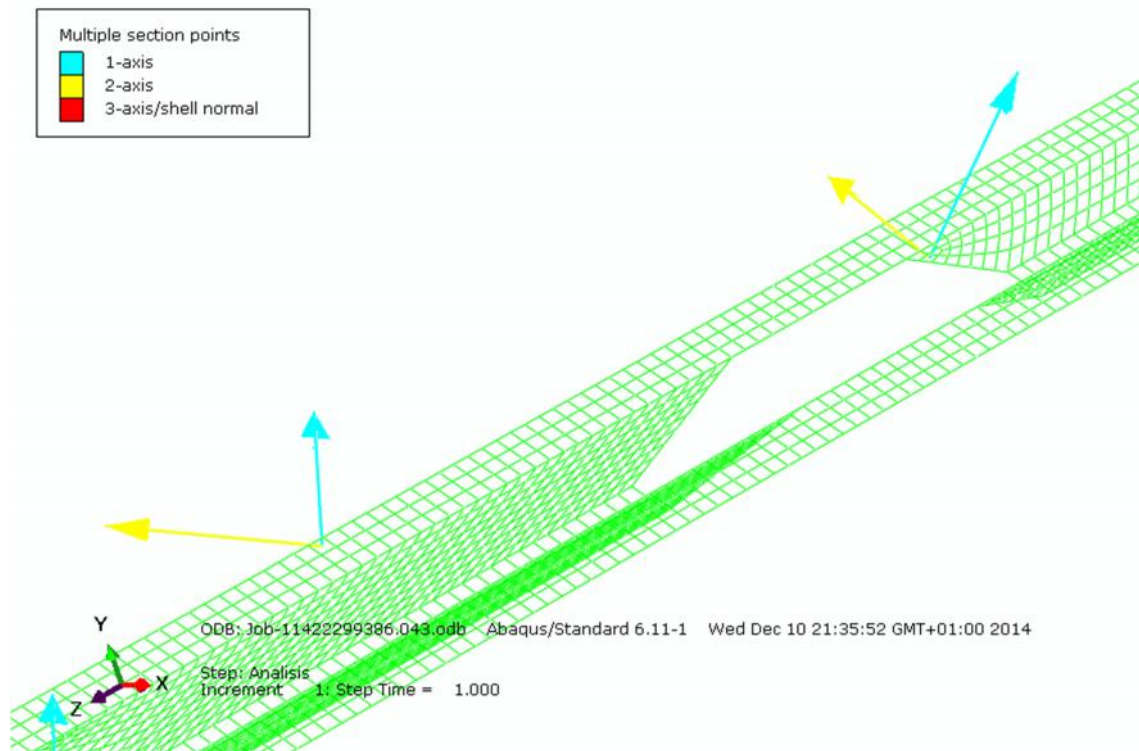


Figura 27. Direcciones 1 y 2 en “top” y “bottom” de los larguerillos

A continuación se presentan los campos de deformaciones obtenidos en “top” y “bottom” para cada caso de carga:

2.5.1 Tracción

En las figuras 28 a 45 se muestran los resultados de las deformaciones E11, E22 y E12 en “top y bottom” del laminado de la piel, la cuaderna y el larguerillo para el caso de tracción.

1) Piel

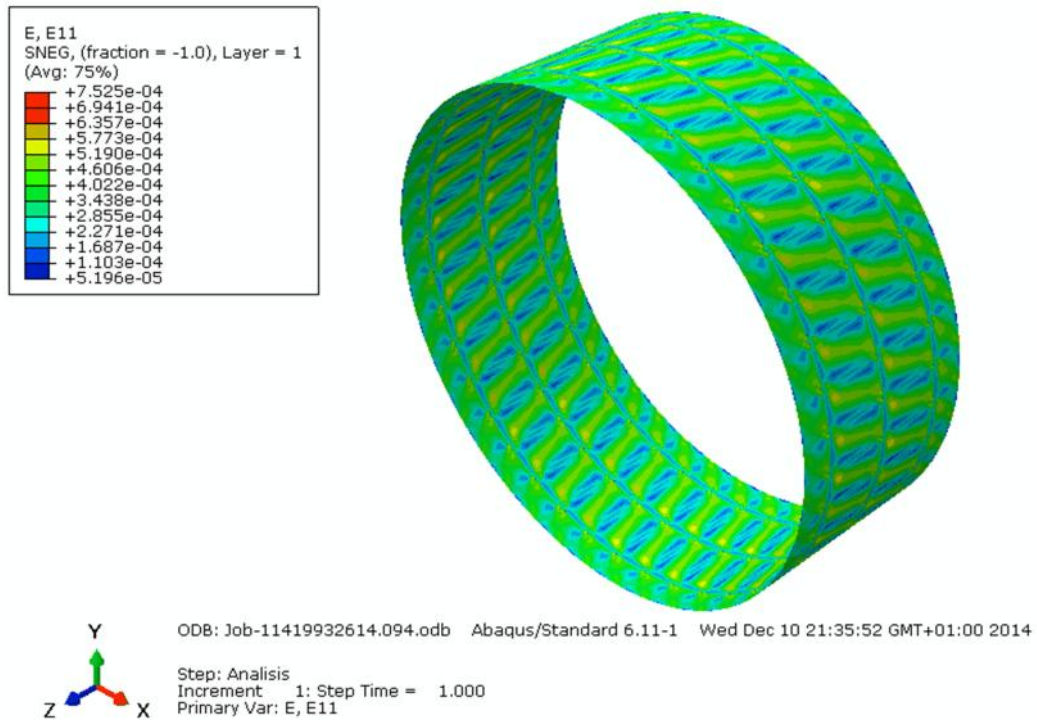


Figura 28. E11 “bottom” Piel

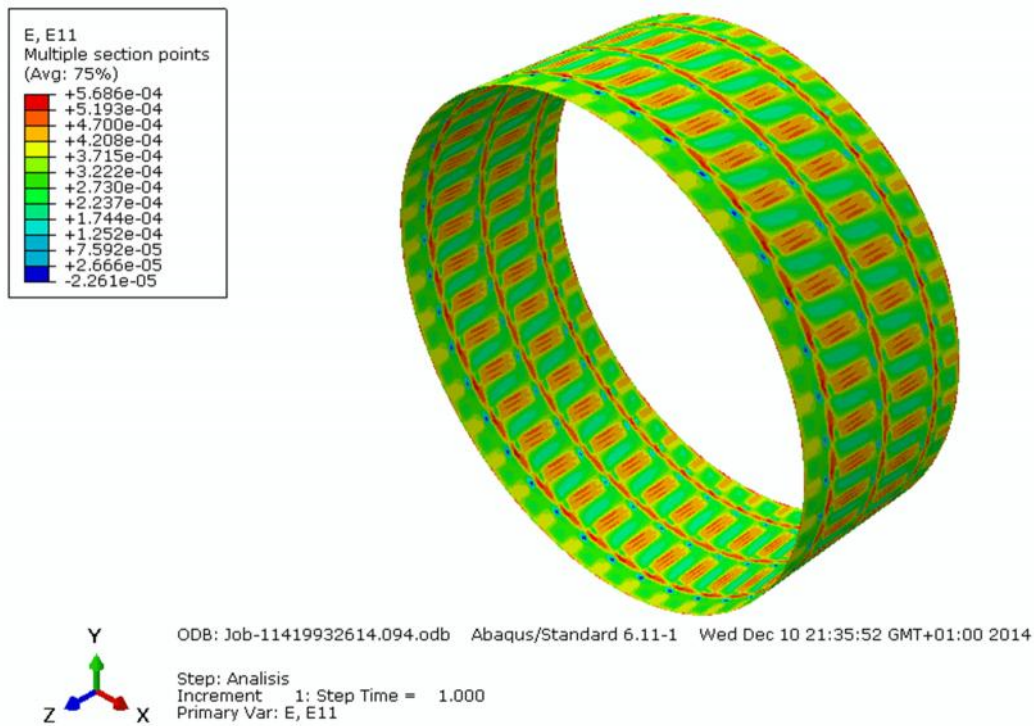


Figura 29. E11 “top” Piel

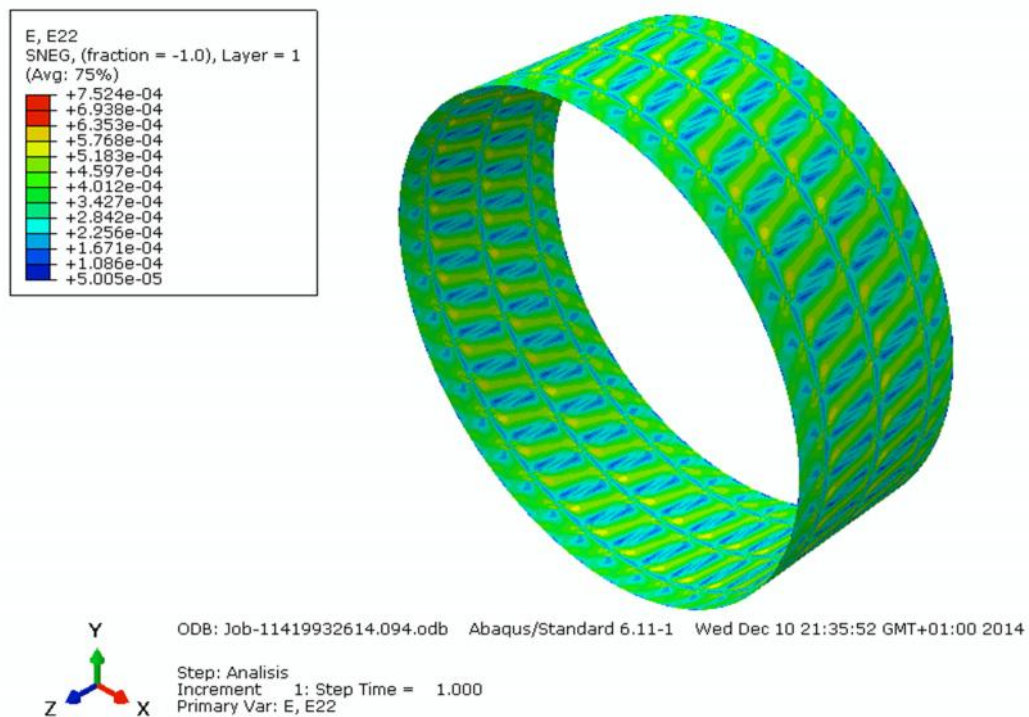


Figura 30. E22 “bottom” Piel

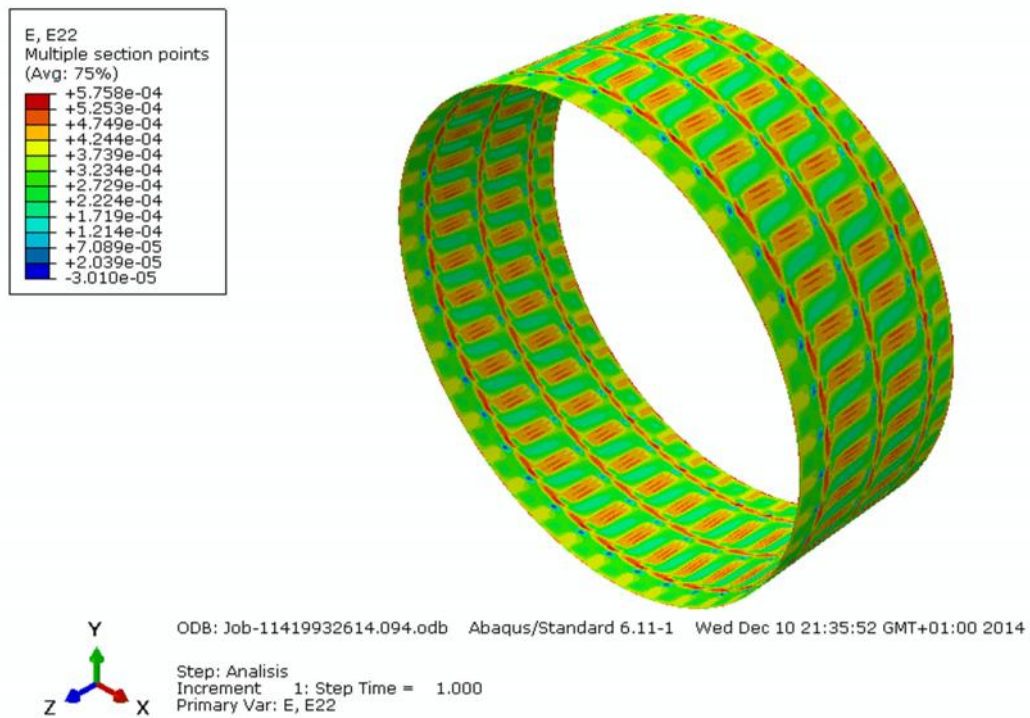


Figura 31. E22 “top” Piel

Tanto para E11 como para E22 puede verse el efecto de la existencia de las cuadernas y de los larguerillos en la piel, y como el patrón de las deformaciones es razonablemente repetitivo.

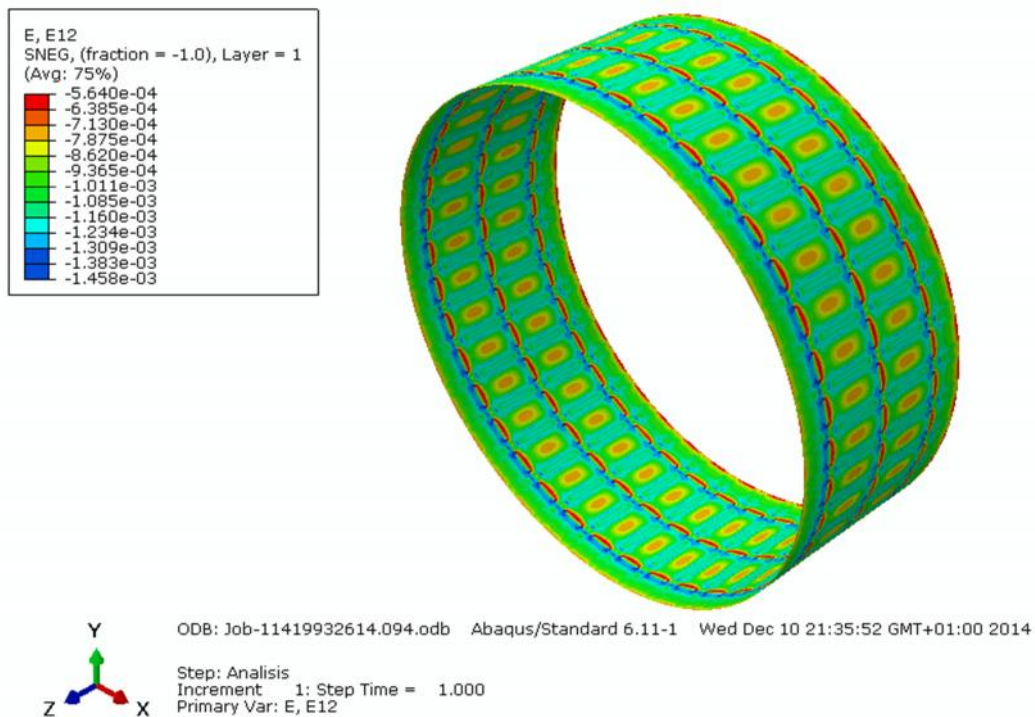


Figura 32. E12 “bottom” Piel

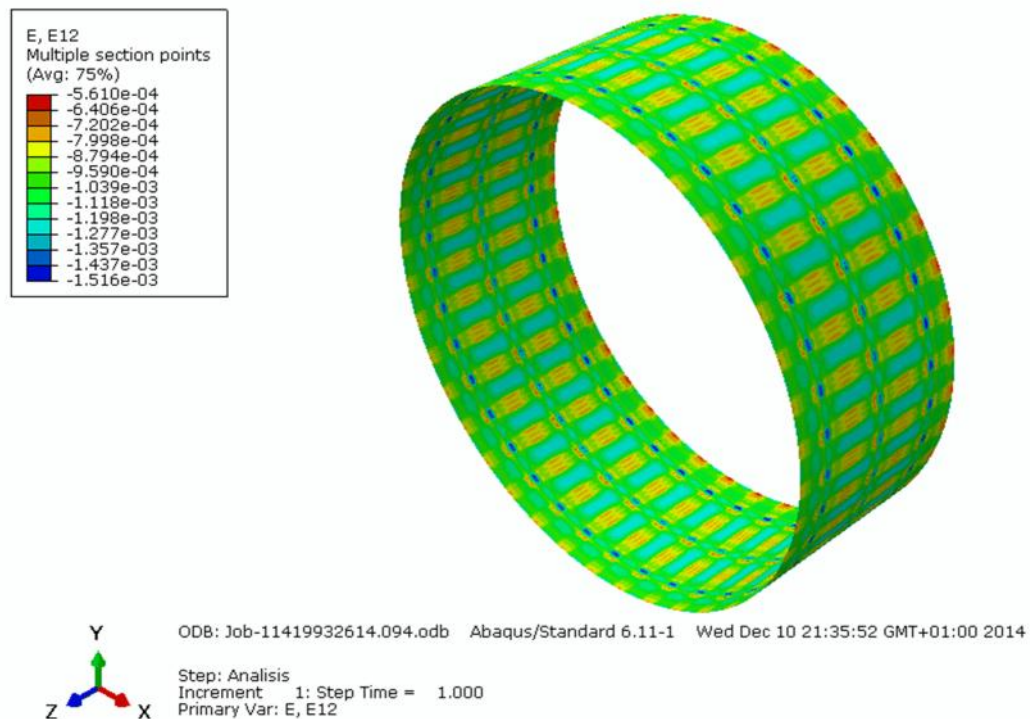


Figura 33. E12 “top” Piel

Para E12 la distribución de deformaciones cambia, pero sigue observándose la influencia de largueros y cuadernas, además se mantiene la periodicidad en los resultados.

2) Cuadernas

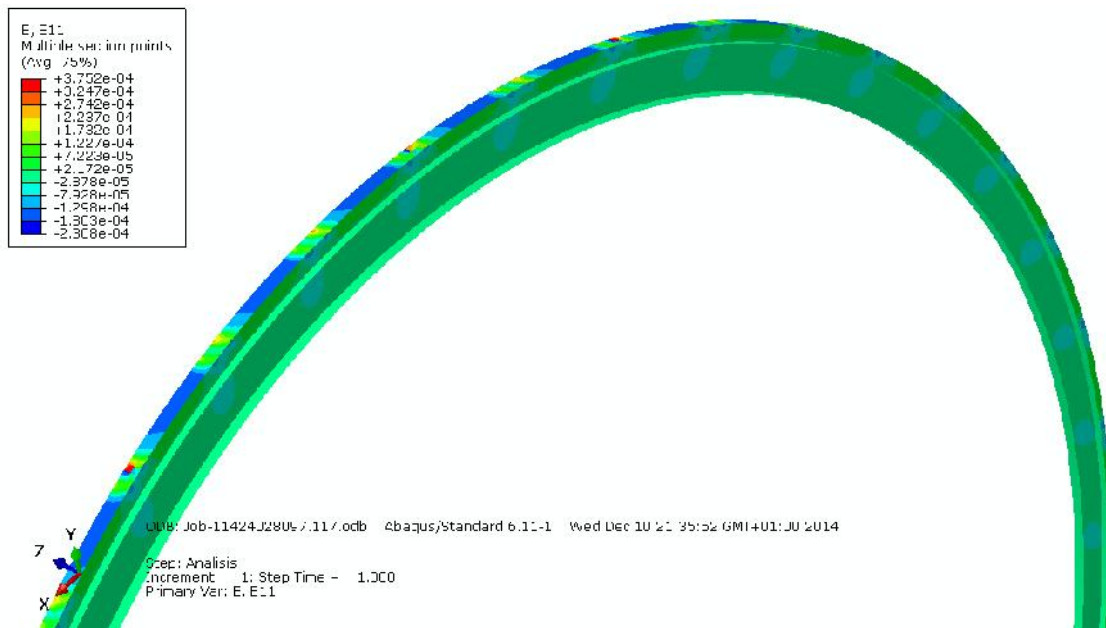


Figura 34. E11 “bottom” Cuadernas

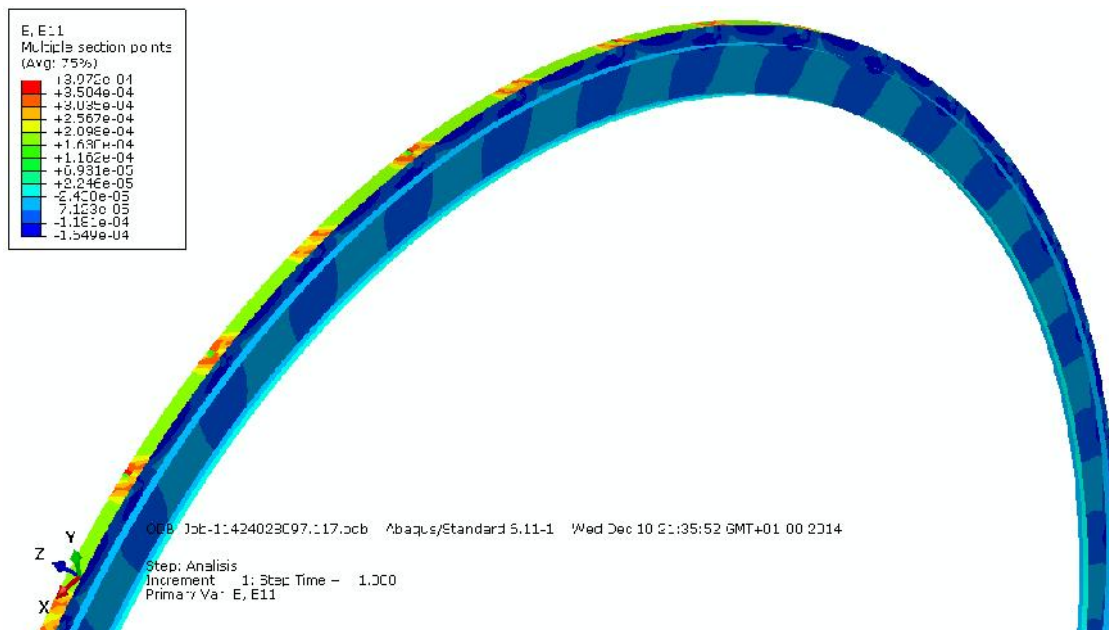


Figura 35. E11 “top” Cuadernas

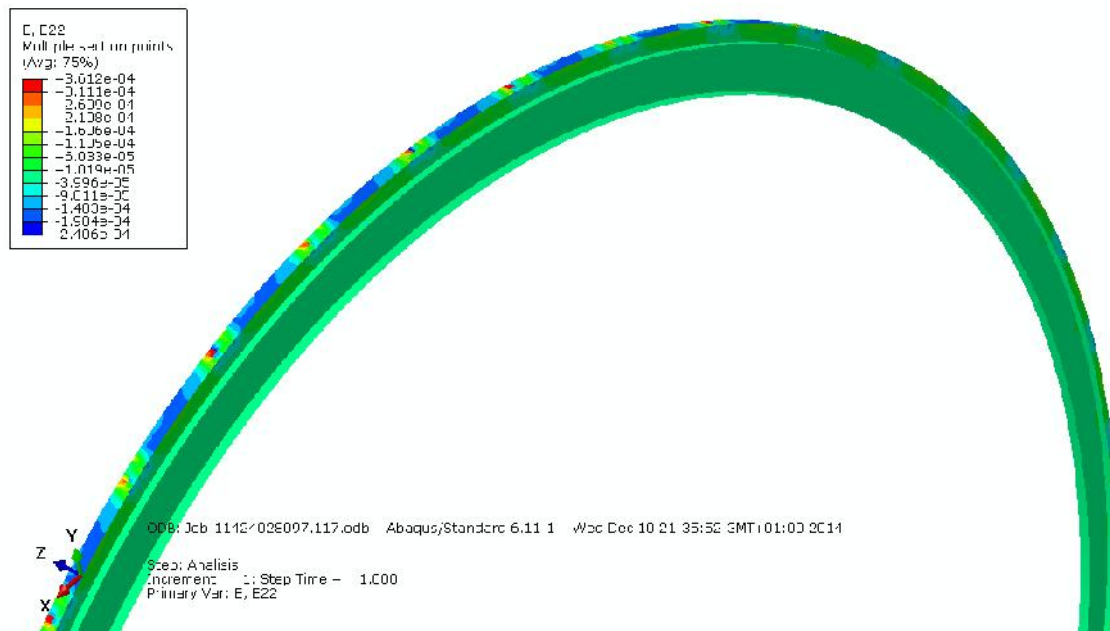


Figura 36. E22 “bottom” Cuadernas

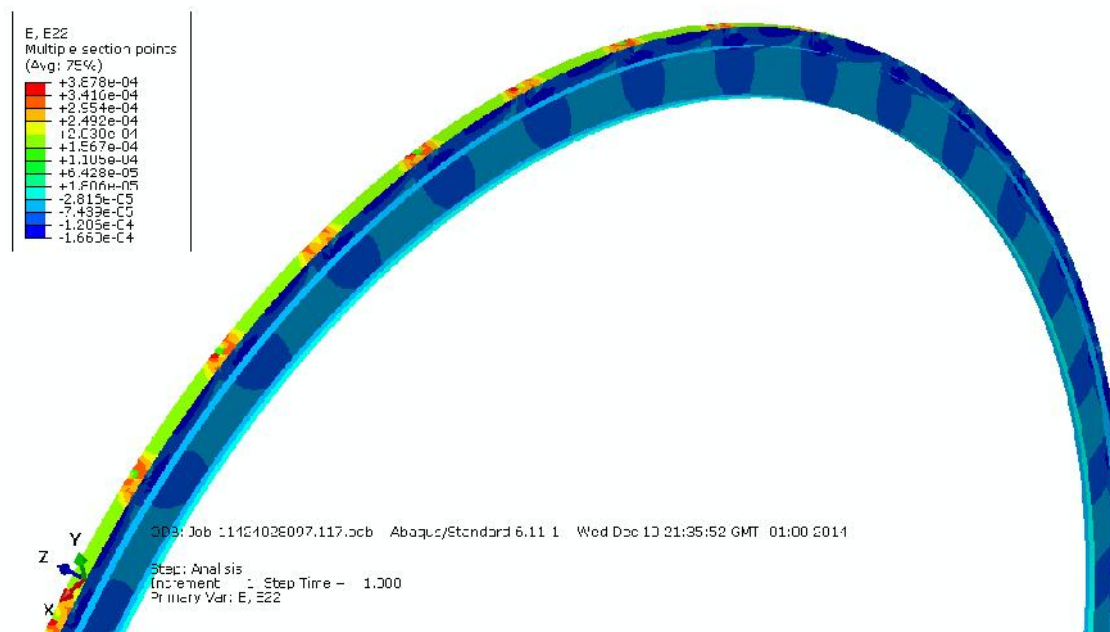


Figura 37. E11 “top” Cuadernas

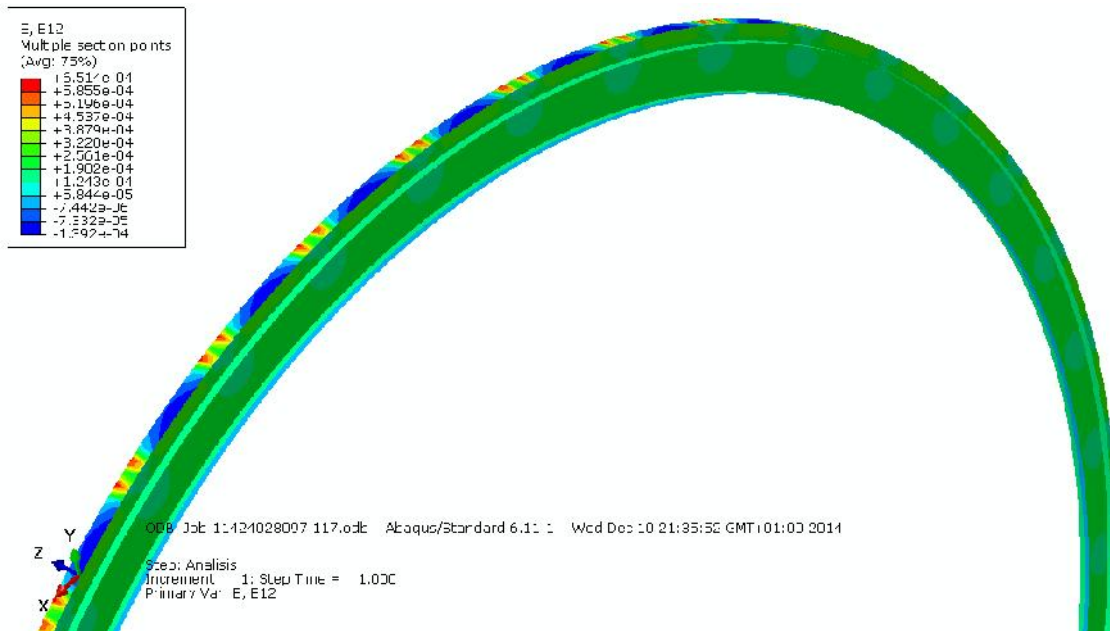


Figura 38. E12 “bottom” Cuadernas

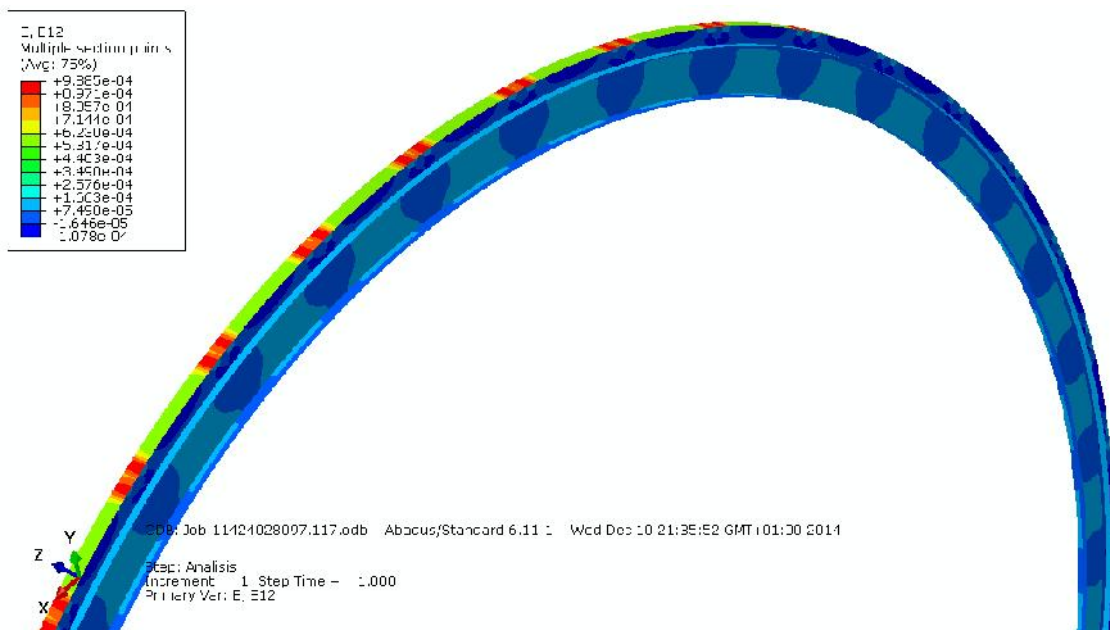


Figura 39. E12 “top” Cuadernas

Puede verse claramente la influencia de los largueros en la distribución de las deformaciones, siendo éstas aproximadamente uniformes lejos de la zona de influencia de los larguerillos.

3) Larguerillo

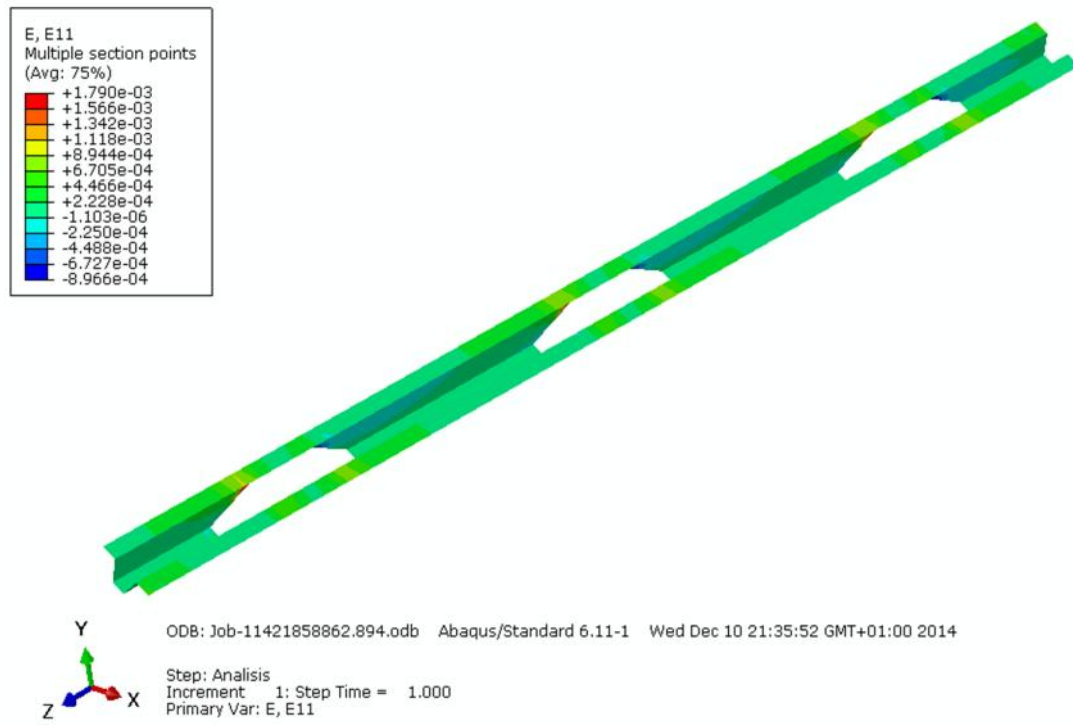


Figura 40. E11 “bottom” Larguerillos

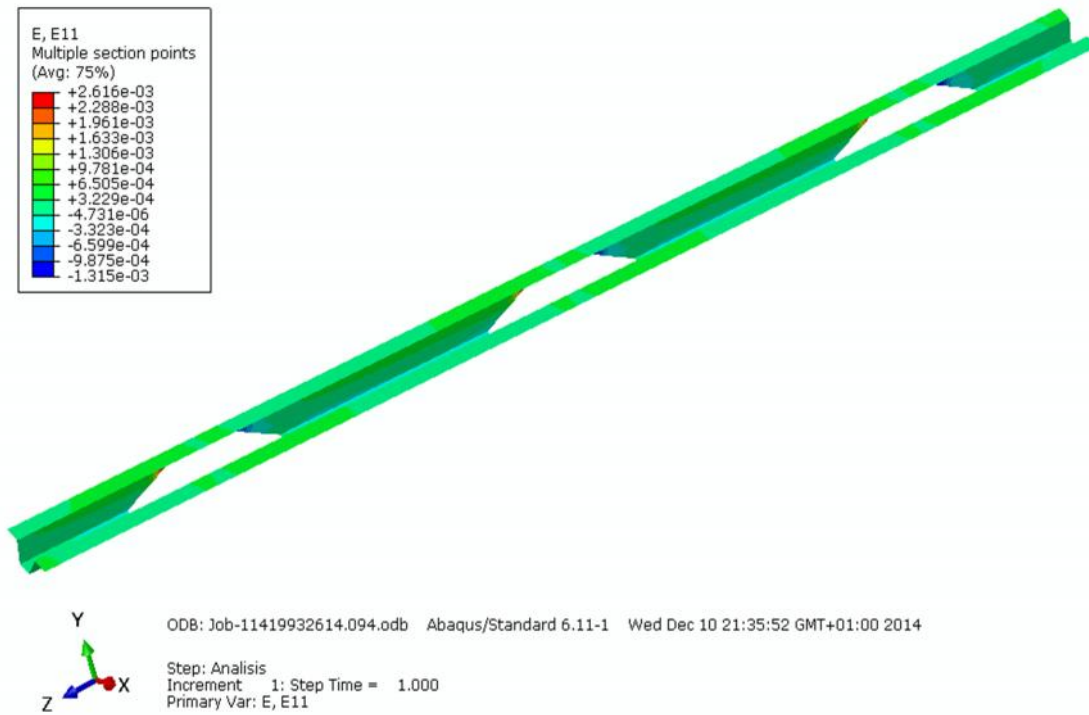


Figura 41. E11 “top” Larguerillos

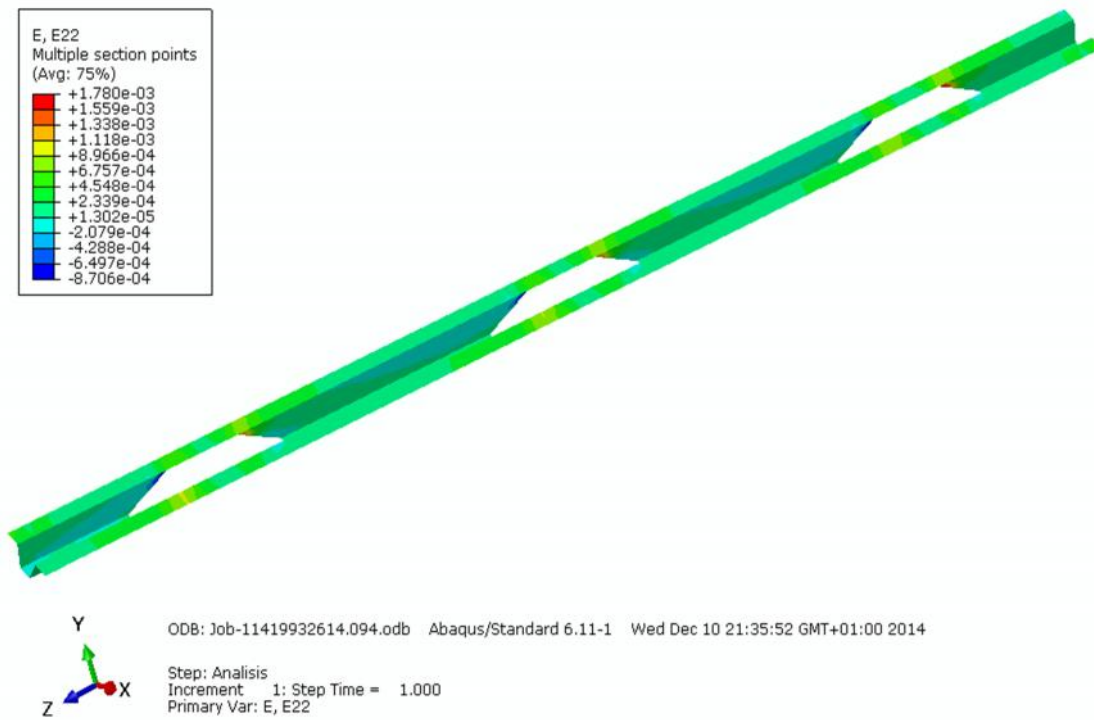


Figura 42. E22 “bottom” Larguerillos

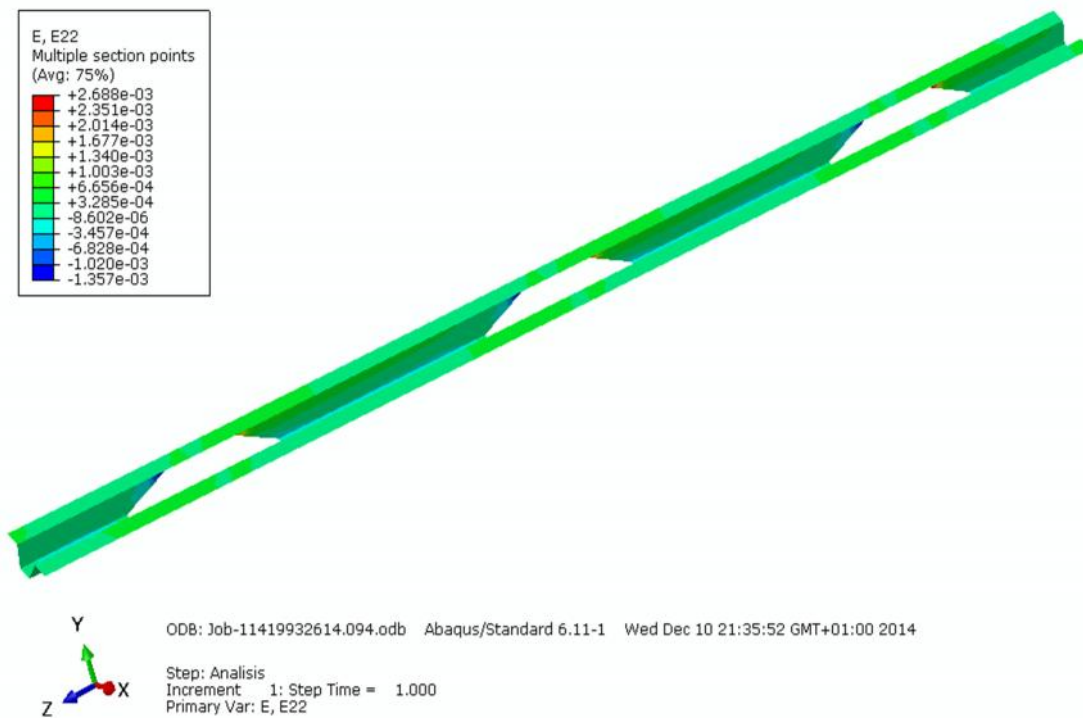


Figura 43. E22 “top” Larguerillos

Tanto para E11 como para E22 puede verse elevados gradientes de deformaciones en la zona de run-out.

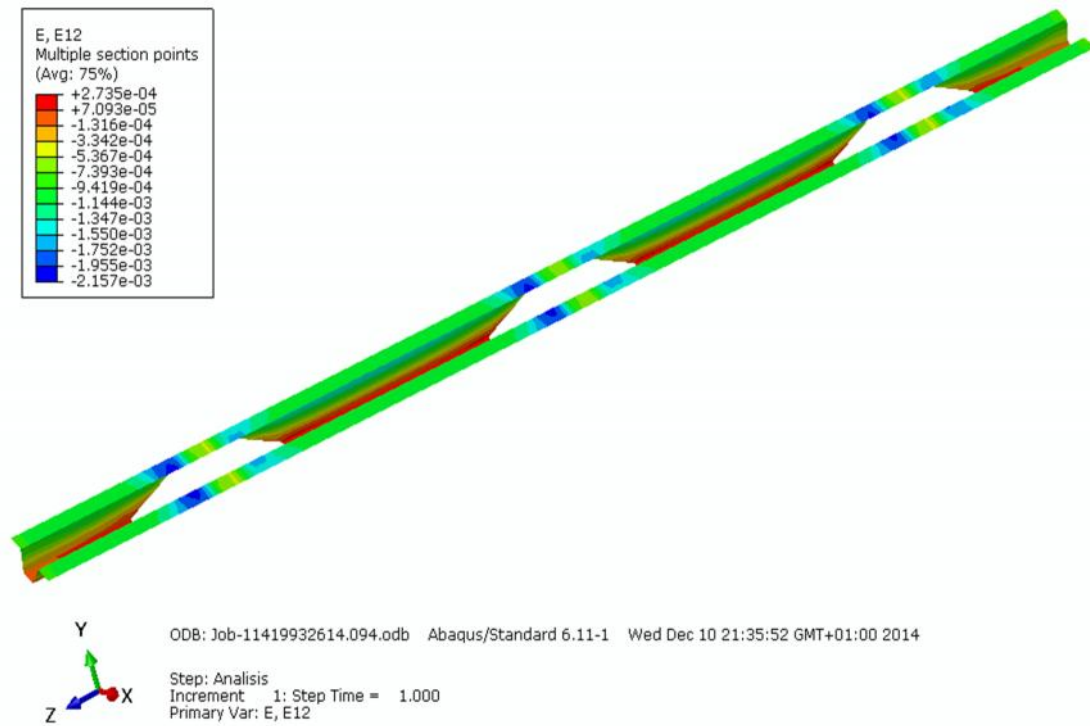


Figura 44. E12 "bottom" Larguerillos

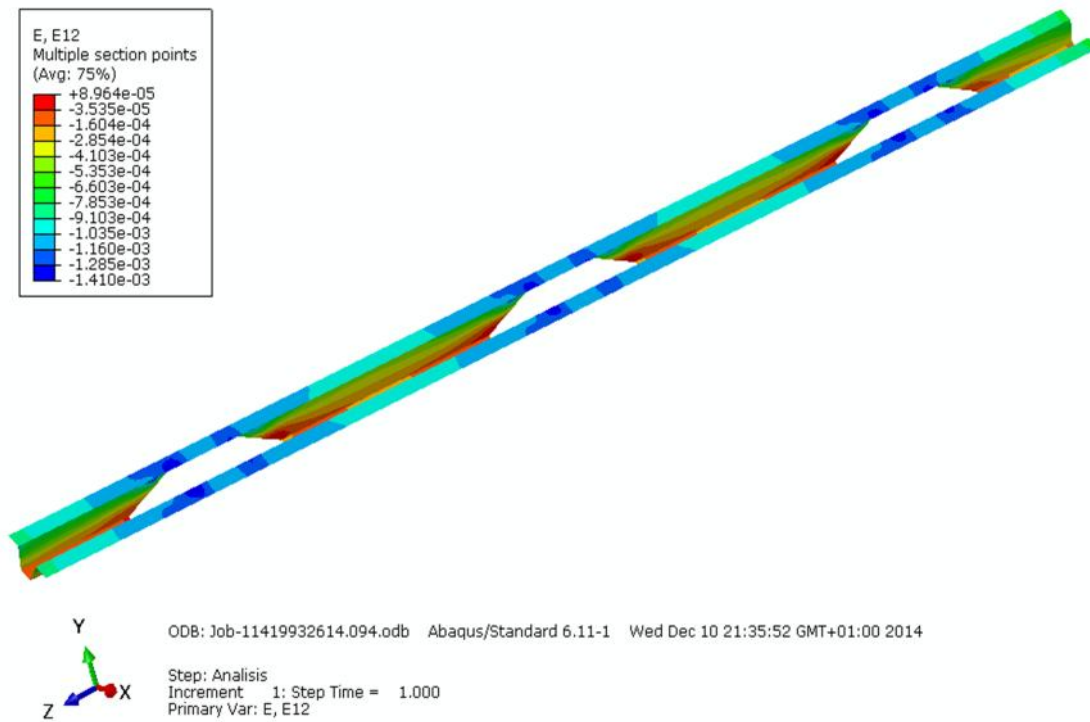


Figura 45. E12 "top" Larguerillos

Como se observa en las figuras en las zonas alejadas del run-out el patrón de las deformaciones es uniforme, produciéndose las concentraciones en la zona de interés precisamente.

2.5.2 Compresión

En las figuras 46 a 63 se muestran los resultados de las deformaciones E11, E22 y E12 en “top y bottom” del laminado de la piel, la cuaderna y el larguerillo para el caso de compresión.

1) Piel

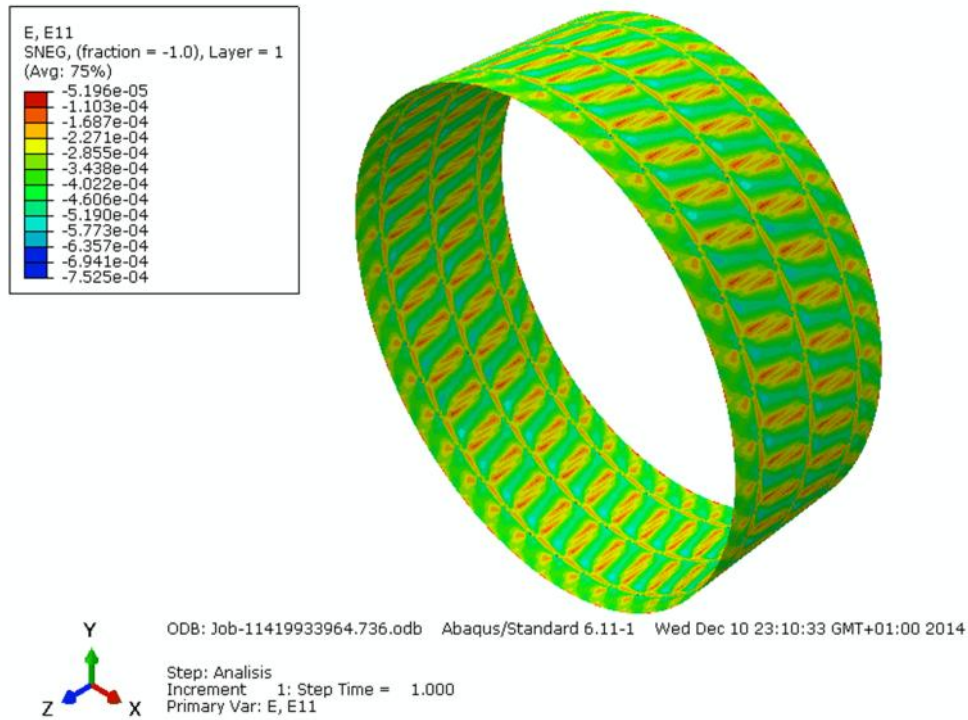


Figura 46. E11 “bottom” Piel

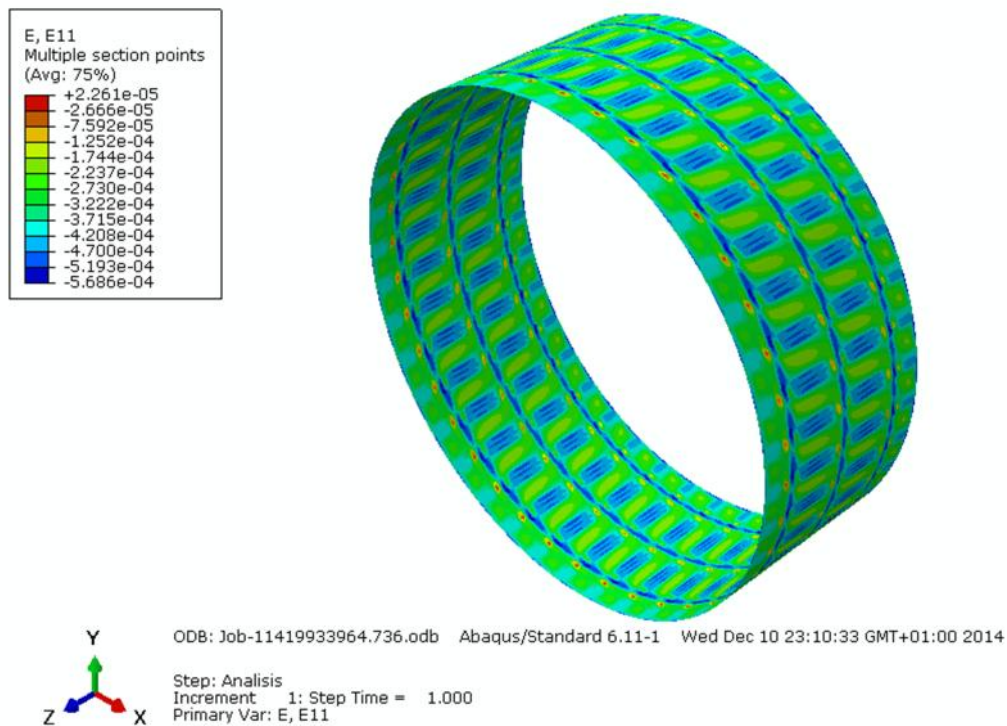


Figura 47. E11 “top” Piel

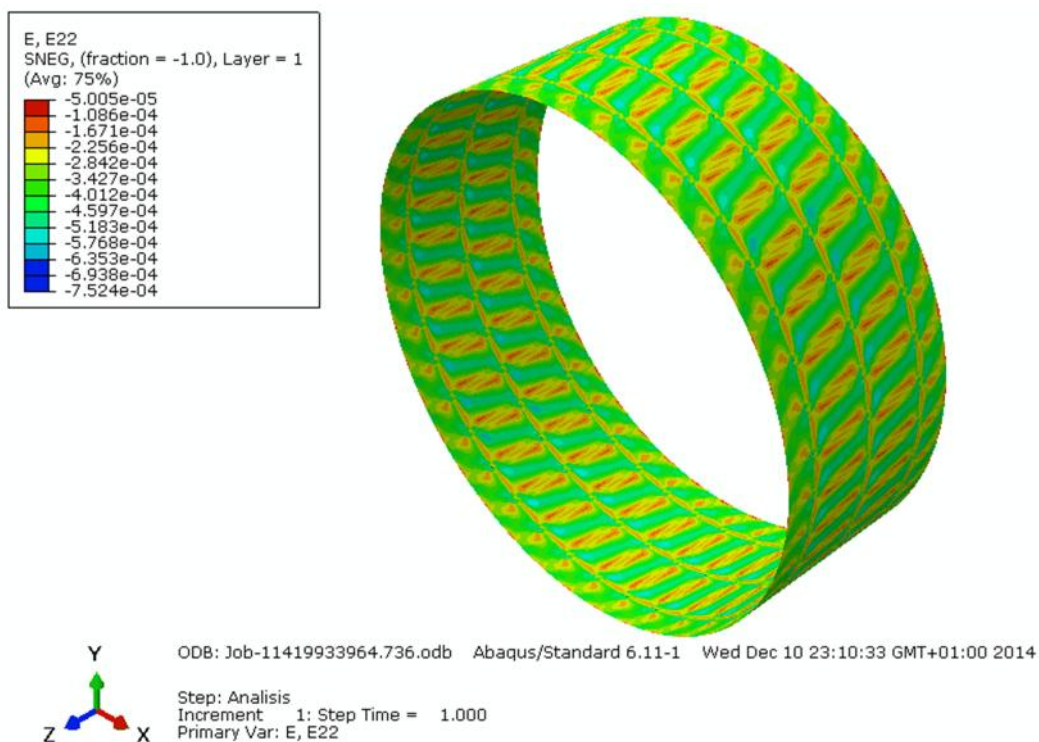


Figura 48. E22 “bottom” Piel

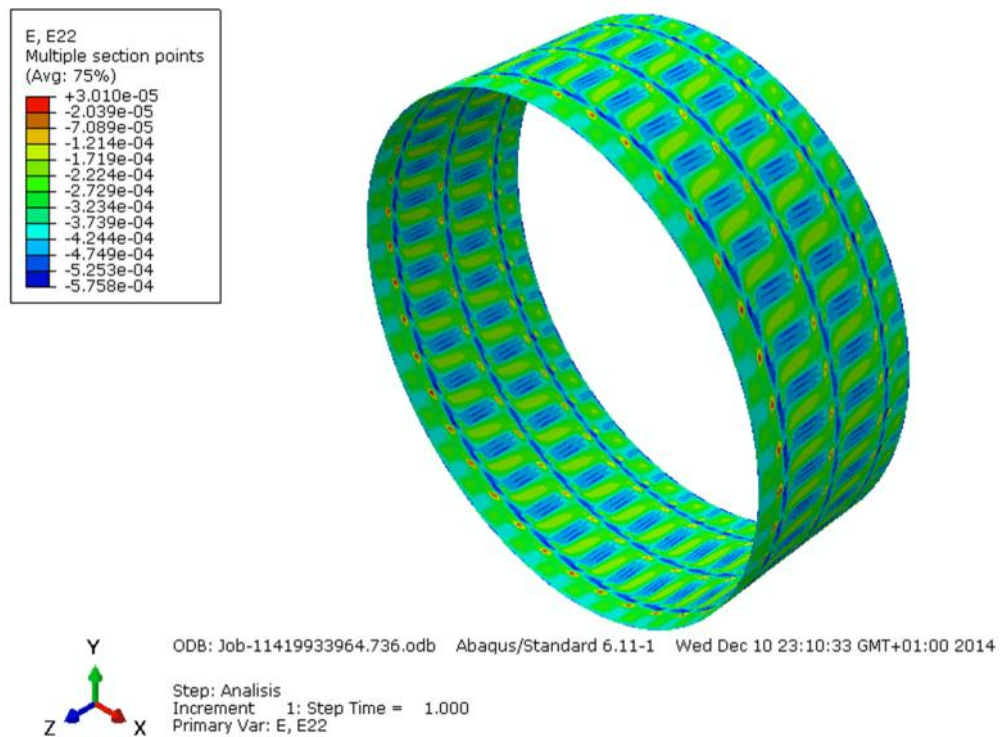


Figura 49. E22 “top” Piel

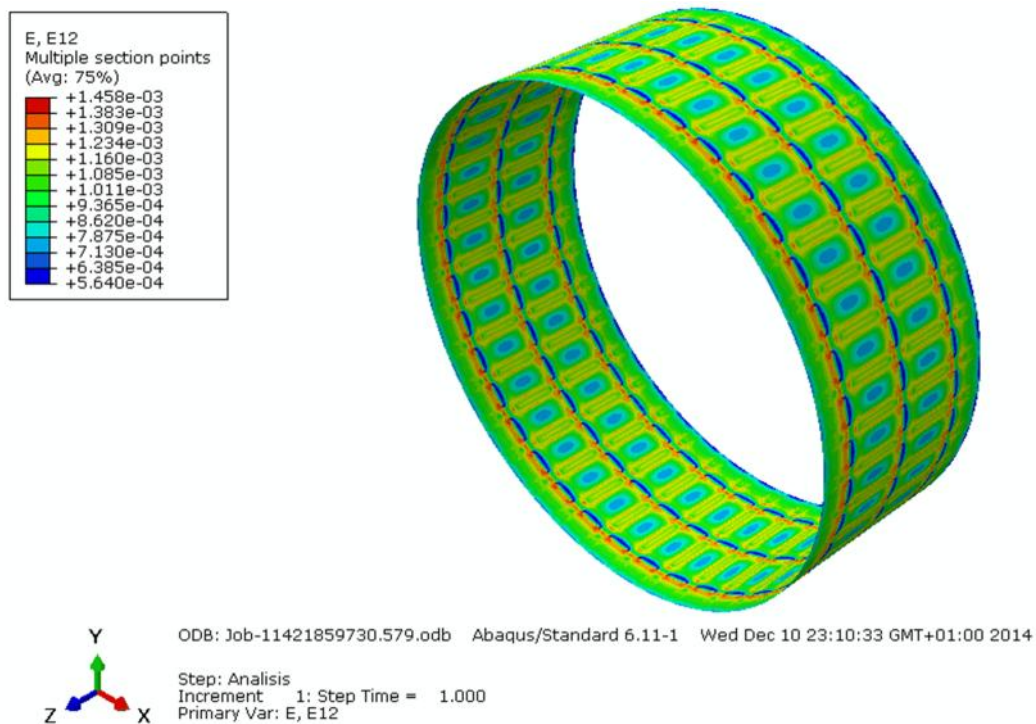


Figura 50. E12 “bottom” Piel

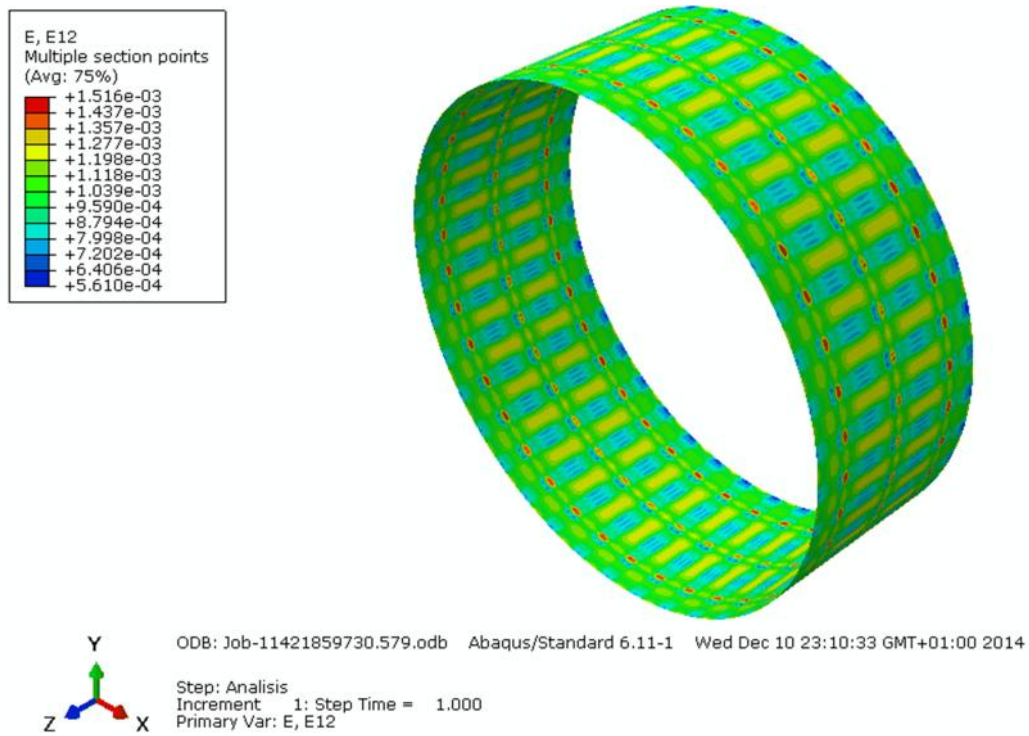


Figura 51. E12 “top” Piel

2) Cuadernas

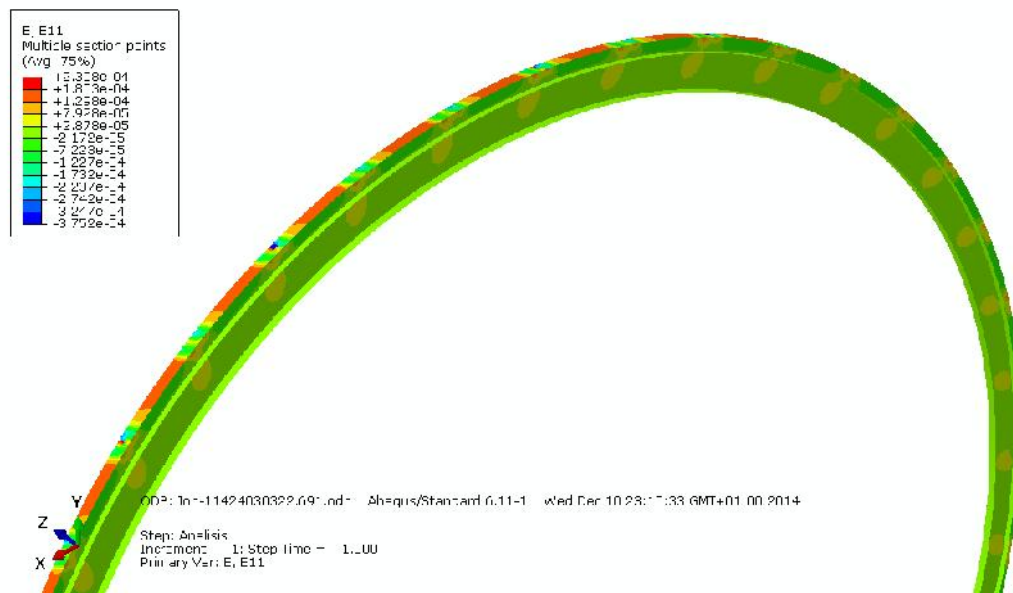


Figura 52. E11 “bottom” Cuadernas

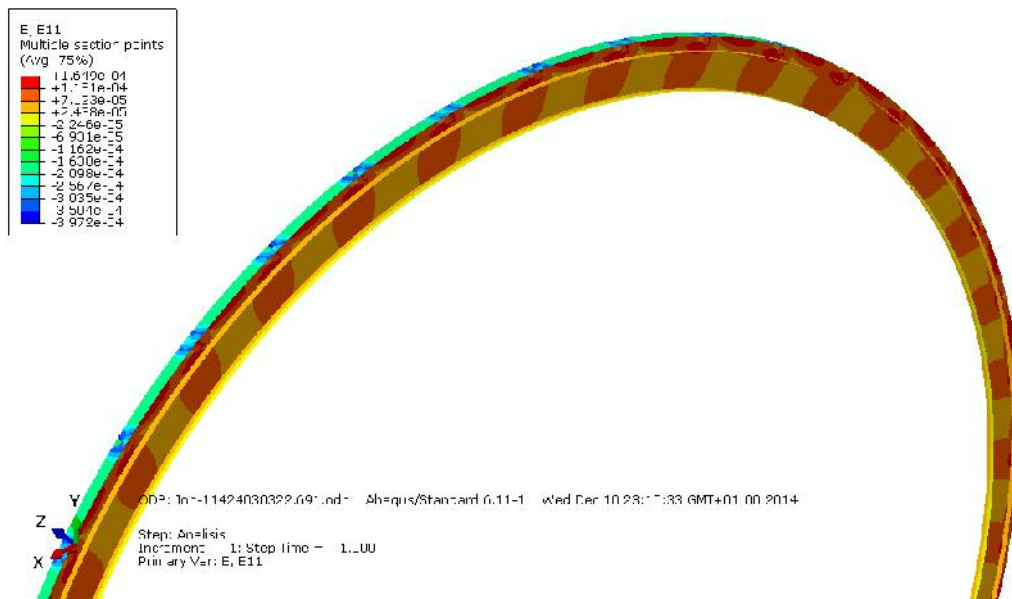


Figura 53. E11 "top" Cuadernas

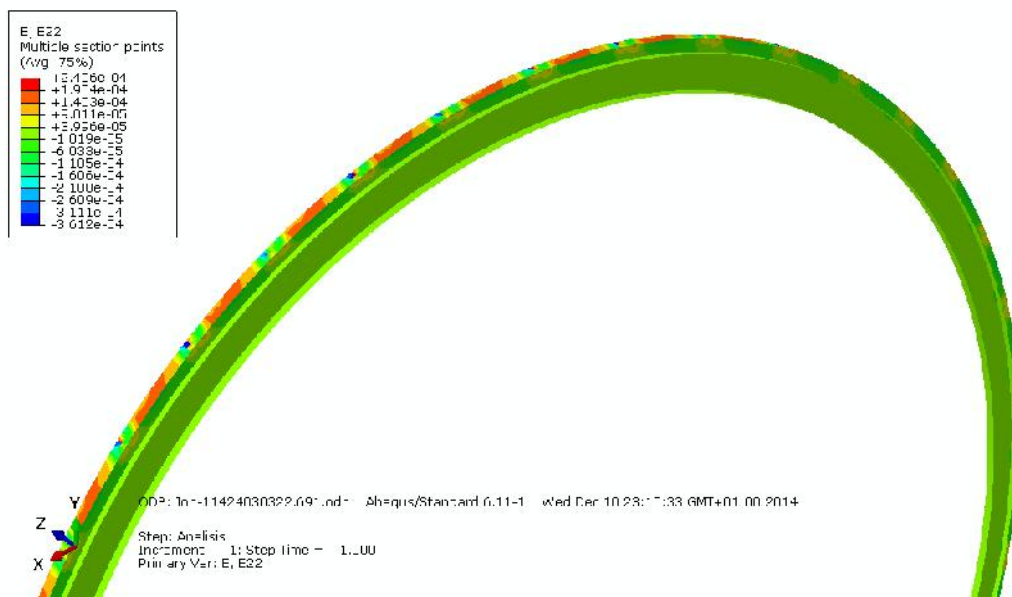


Figura 54. E22 "bottom" Cuadernas

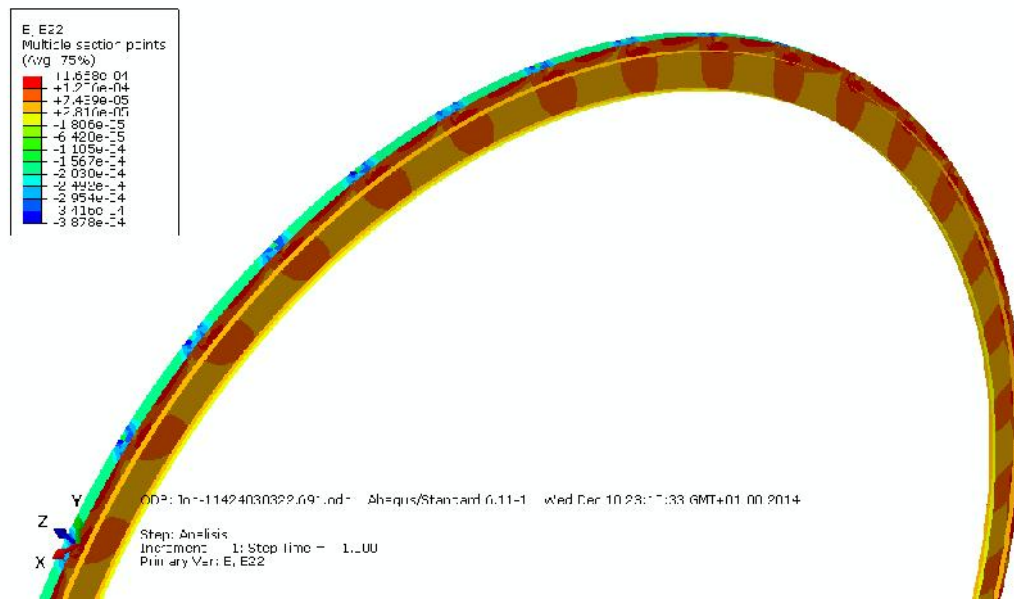


Figura 55. E22 “top” Cuadernas

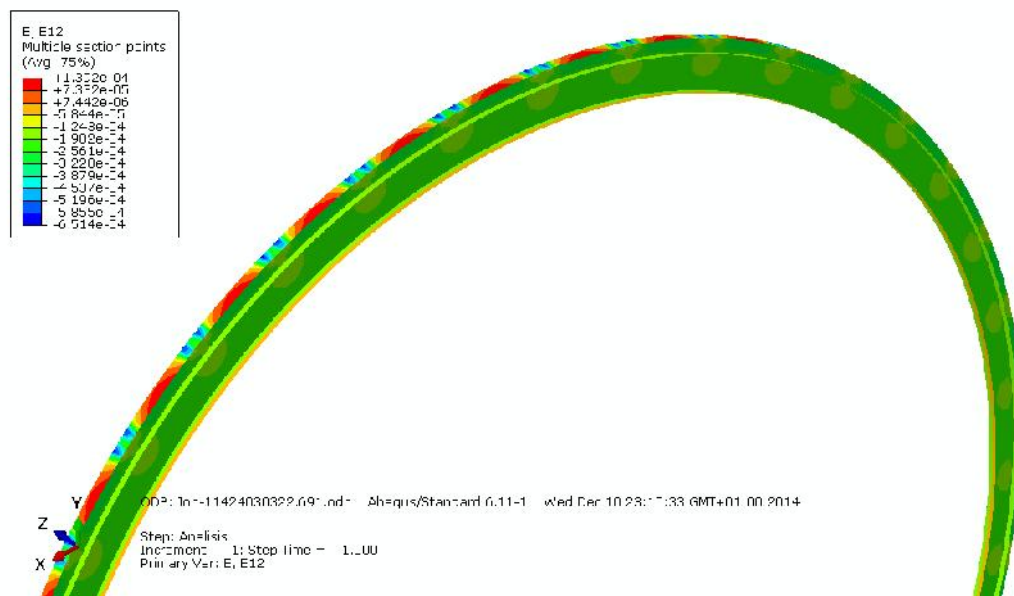


Figura 56. E12 “bottom” Cuadernas

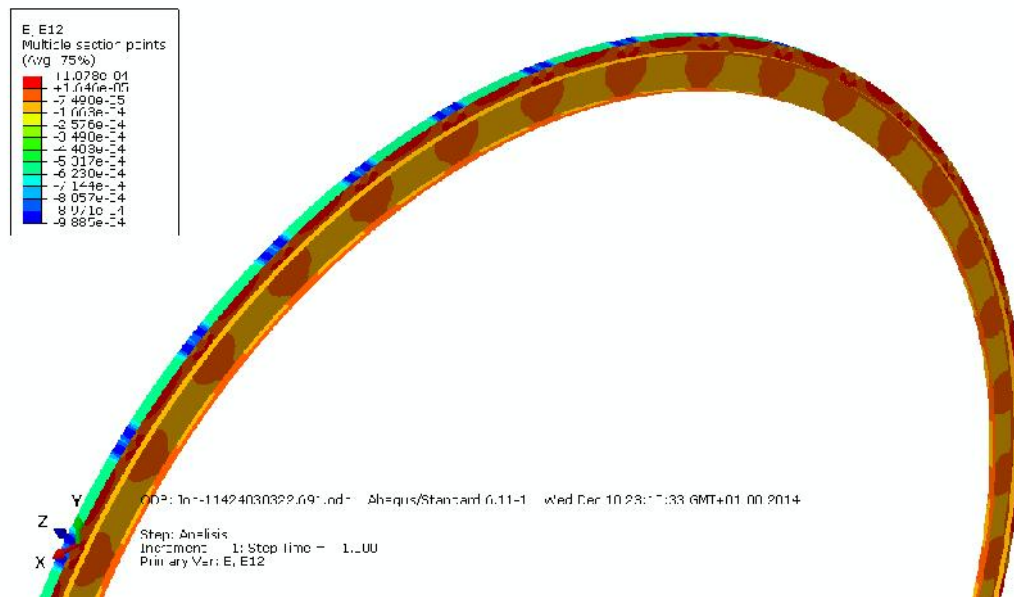


Figura 57. E12 "top" Cuadernas

3) Larguerillos

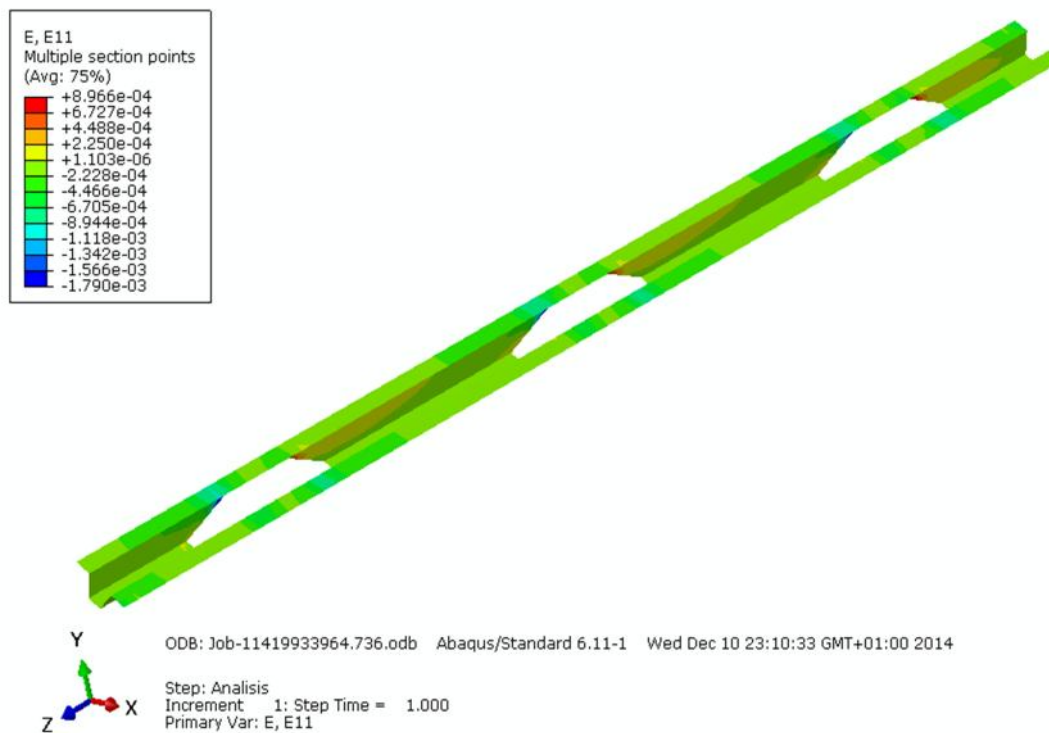


Figura 58. E11 "bottom" Larguerillos

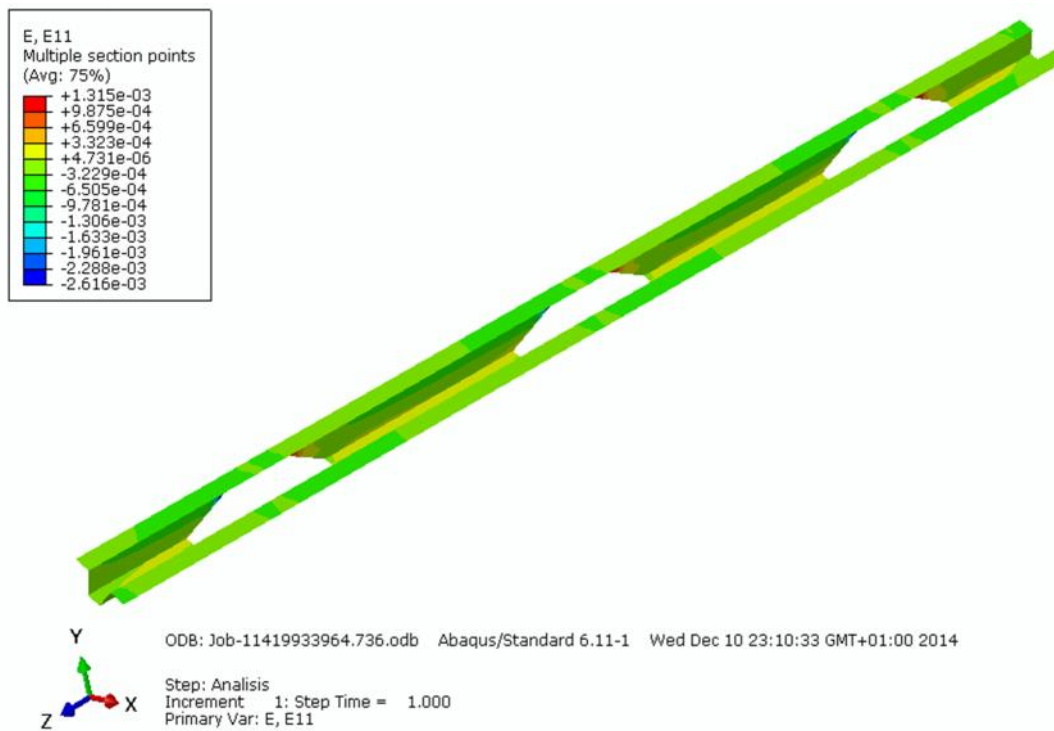


Figura 59. E11 “top” Larguerillos

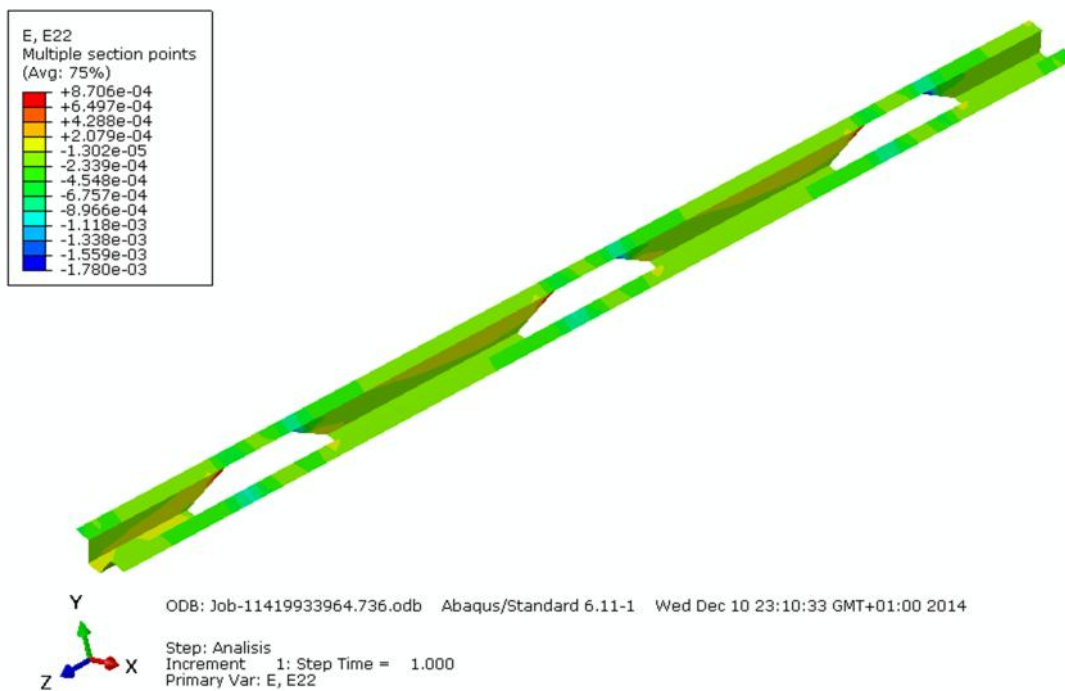


Figura 60. E22 “bottom” Larguerillos

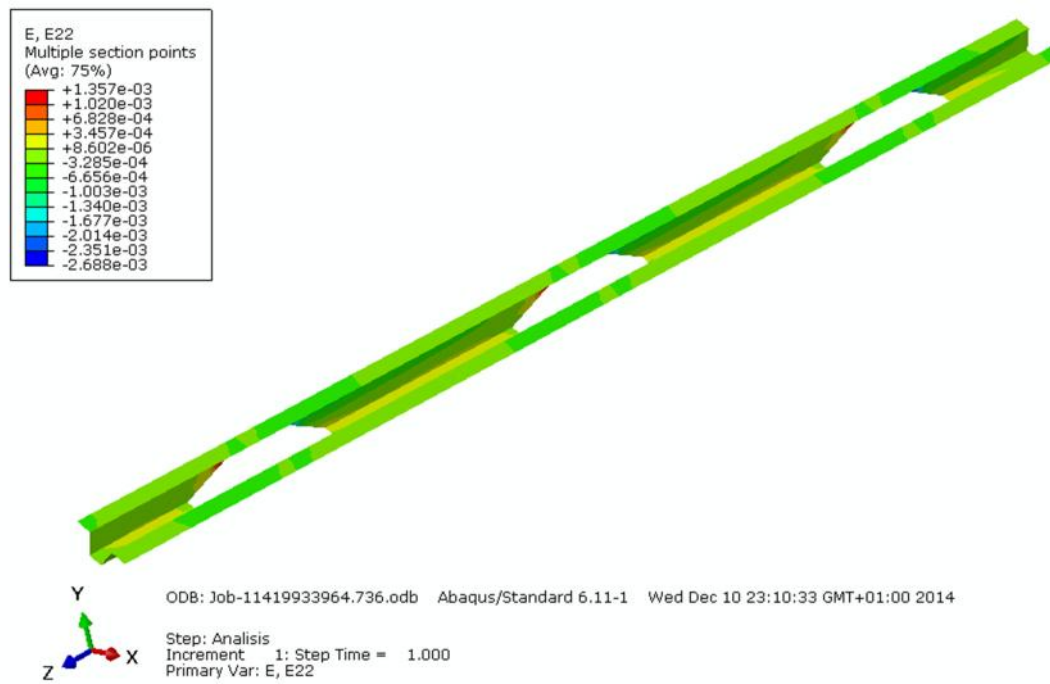


Figura 61. E22 “top” Larguerillos

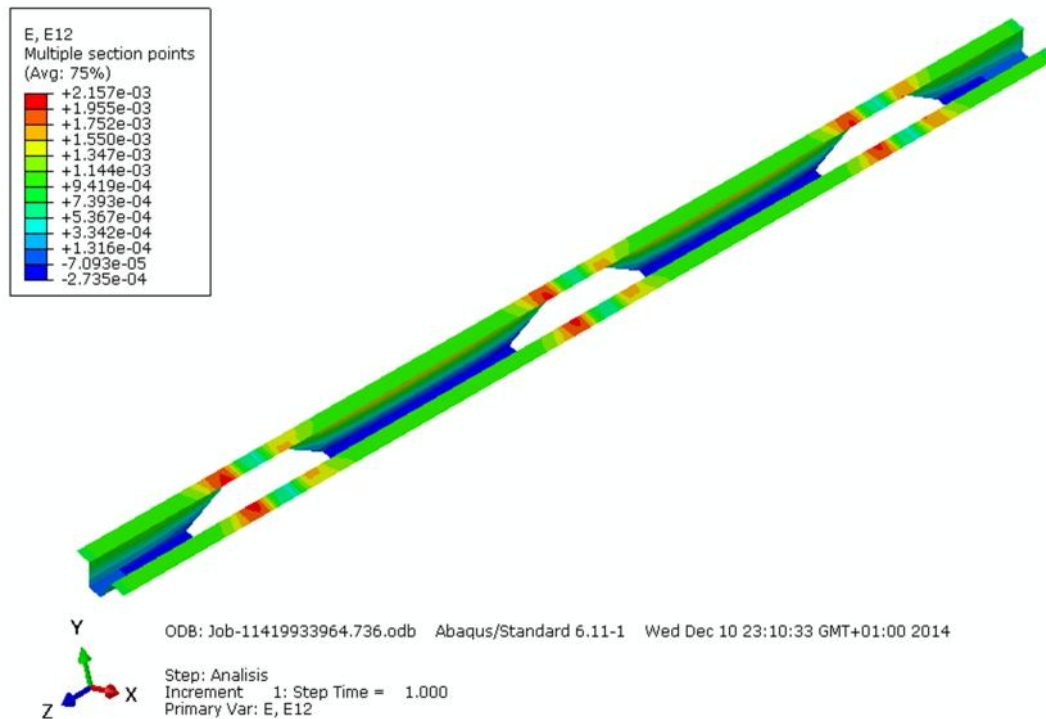


Figura 62. E12 “bottom” Larguerillos

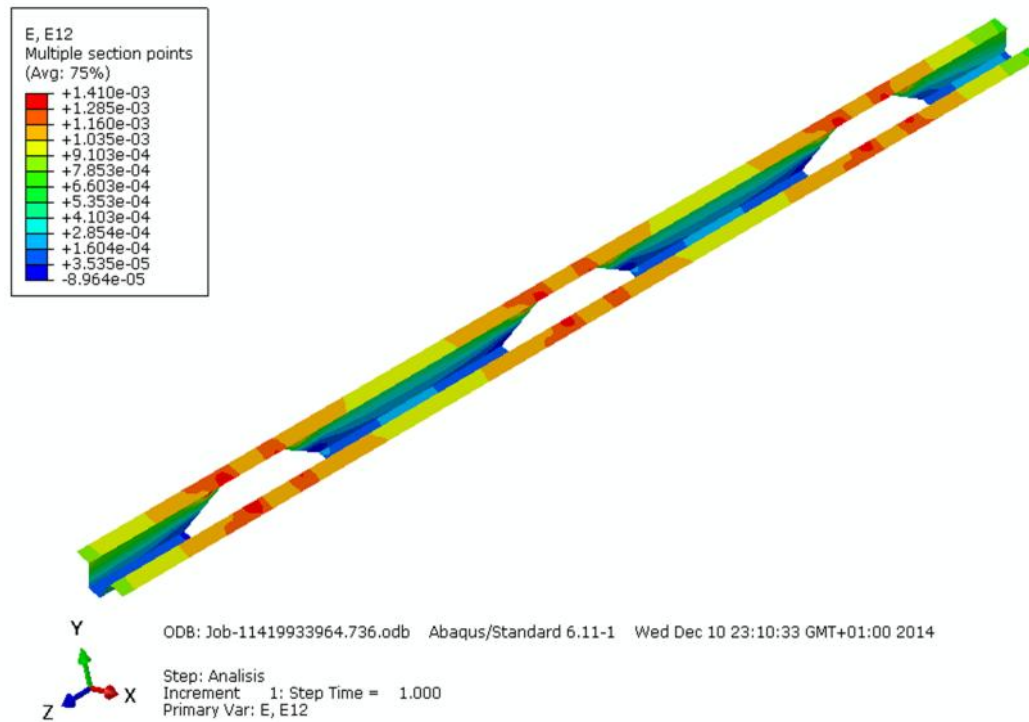


Figura 63. E12 “top” Larguerillos

Como era de esperar en ausencia de cualquier fenómeno de inestabilidad, se obtienen los mismos resultados que en el caso de tracción multiplicado por -1.

En los casos de tracción y compresión las deformaciones son del mismo orden en todos los casos, dándose los valores máximos para E11 en los larguerillos, mientras que en la piel y las cuernas los valores máximos corresponden a E12.

2.5.3 Torsión

En las figuras 64 a 81 se muestran los resultados de las deformaciones E11, E22 y E12 en “top y bottom” del laminado de la piel, la cuaderna y el larguerillo para el caso de torsión.

1) Piel

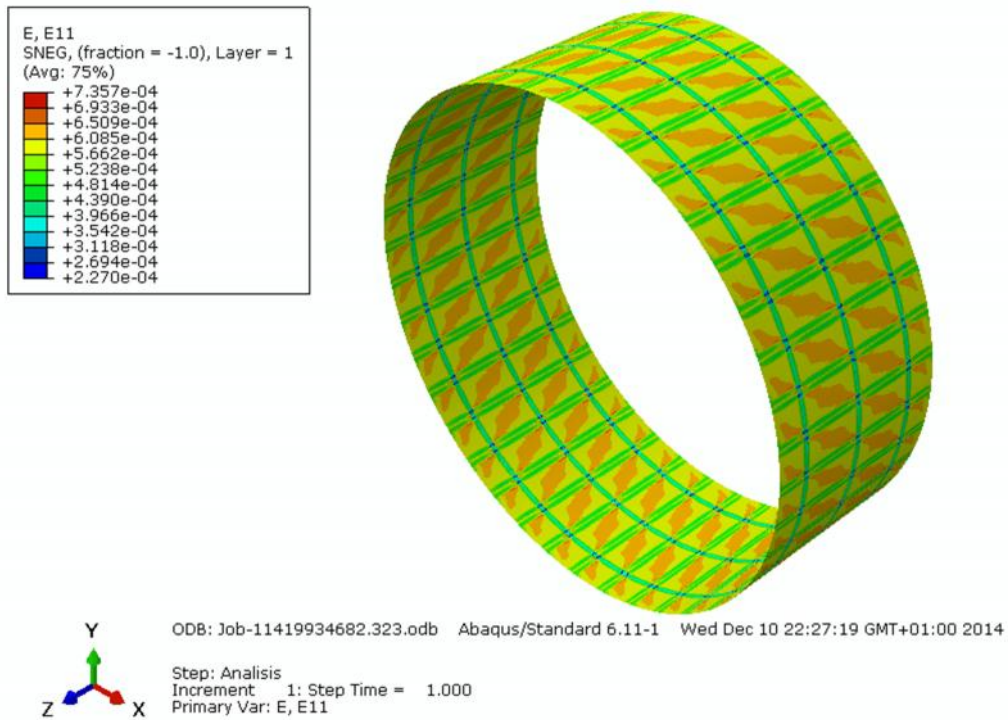


Figura 64. E11 “bottom” Piel

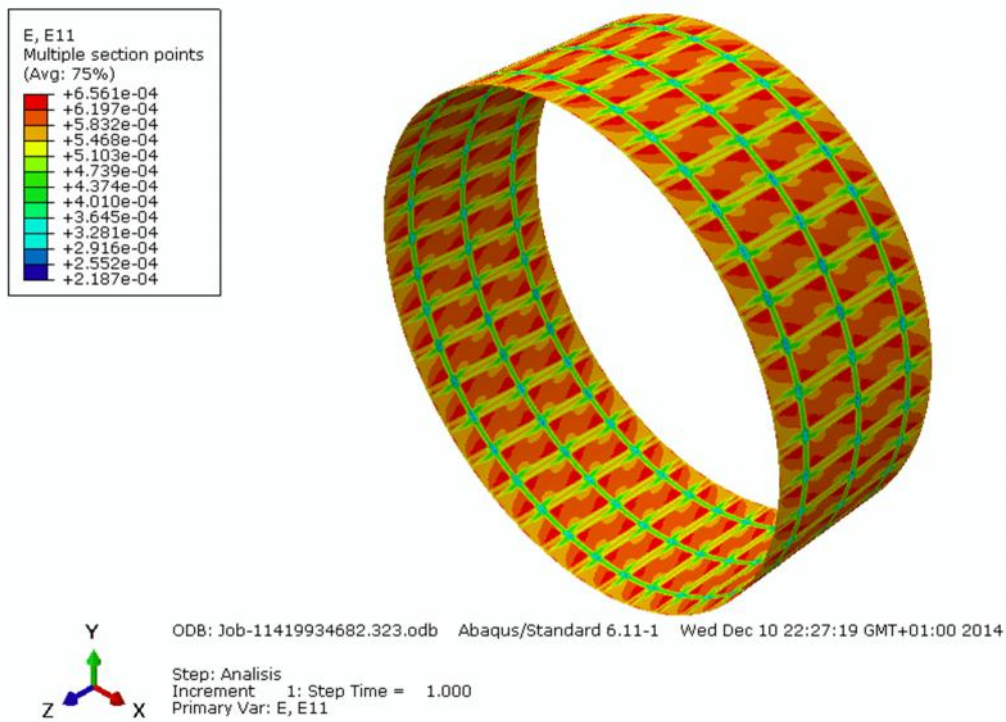


Figura 65. E11 “top” Piel

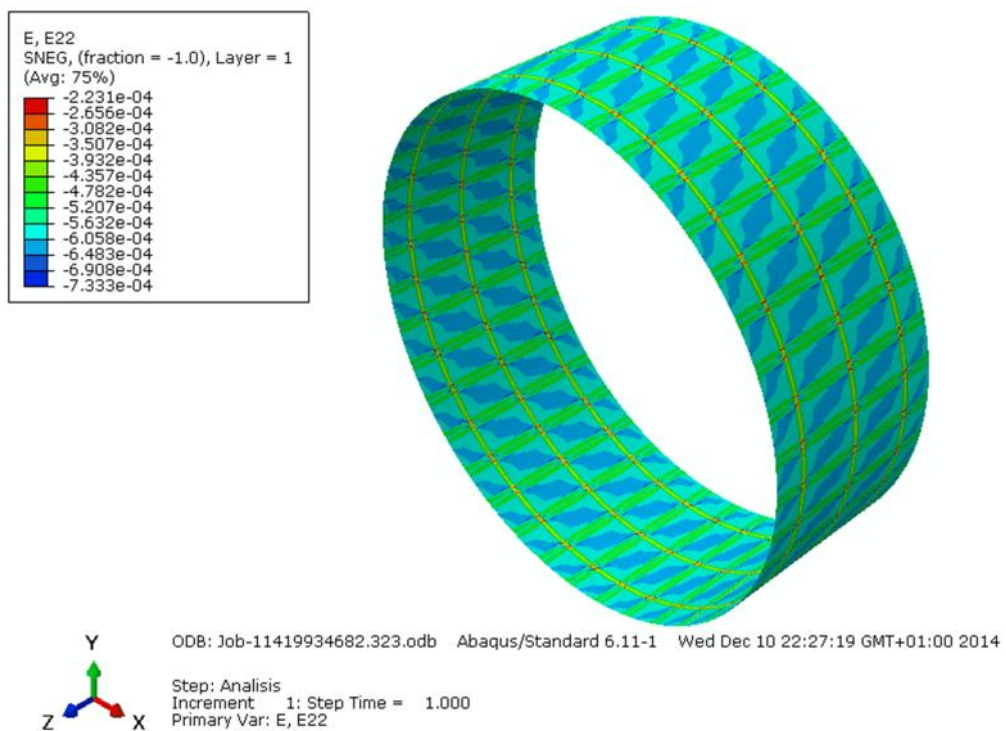


Figura 66. E22 “bottom” Piel

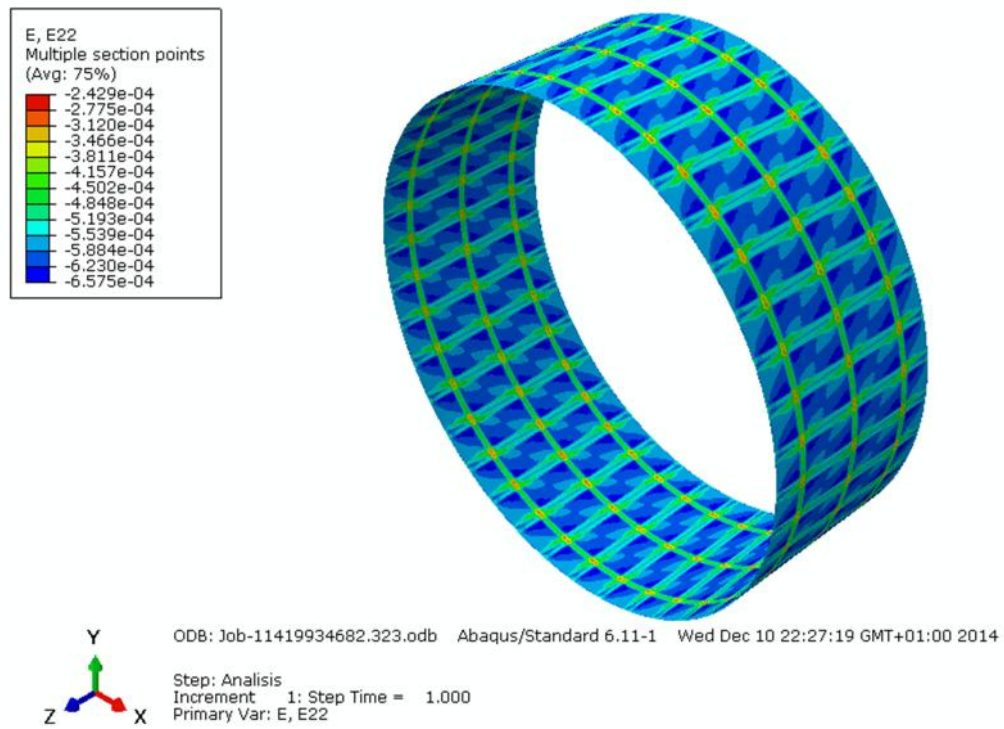


Figura 67. E22 "top" Piel

Se puede apreciar como destacan las zonas donde el campo de deformación es uniforme, salvo en las zonas de run-out donde los gradientes y los valores elevados son evidentes.

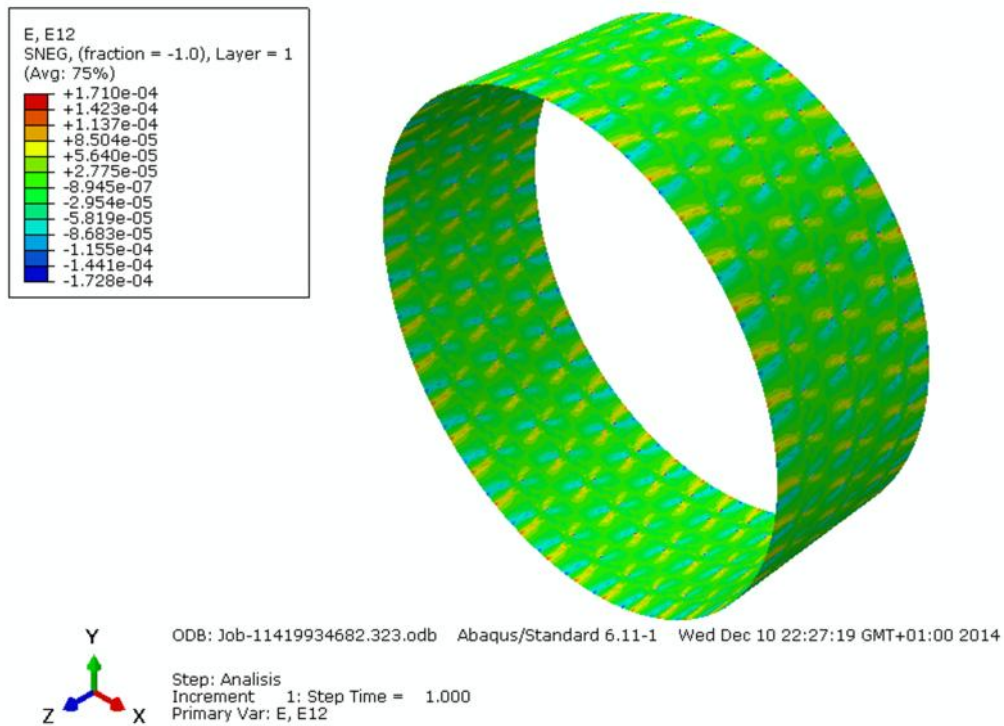


Figura 68. E12 “bottom” Piel

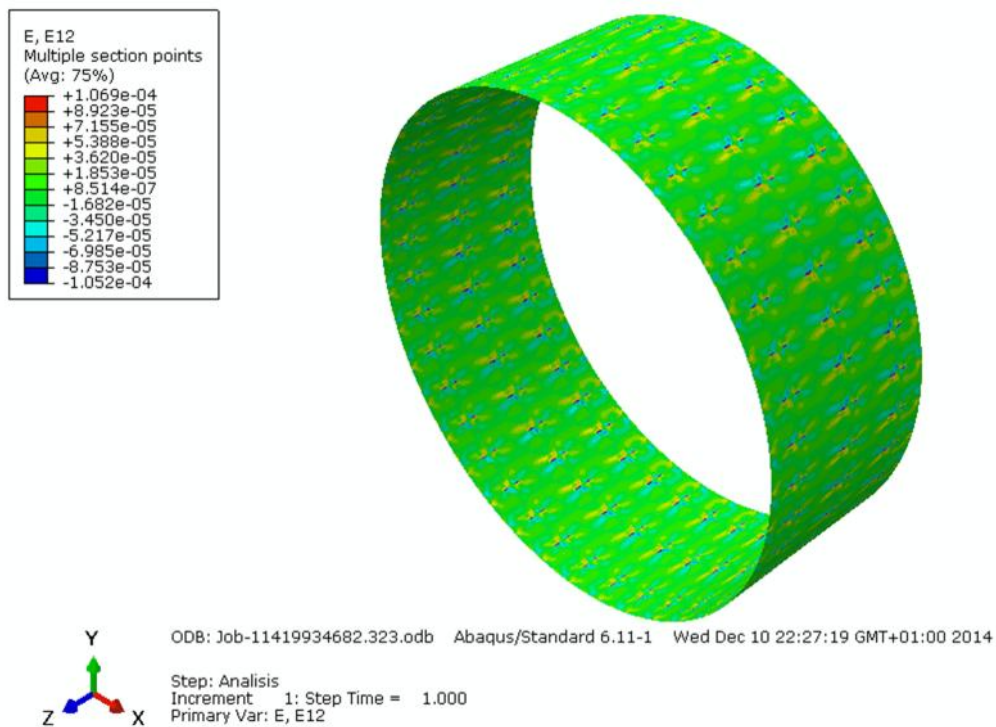


Figura 69. E12 “top” Piel

En este caso se observa que las deformaciones son uniformes en toda la piel salvo la zona del run-out.

2) Cuadernas

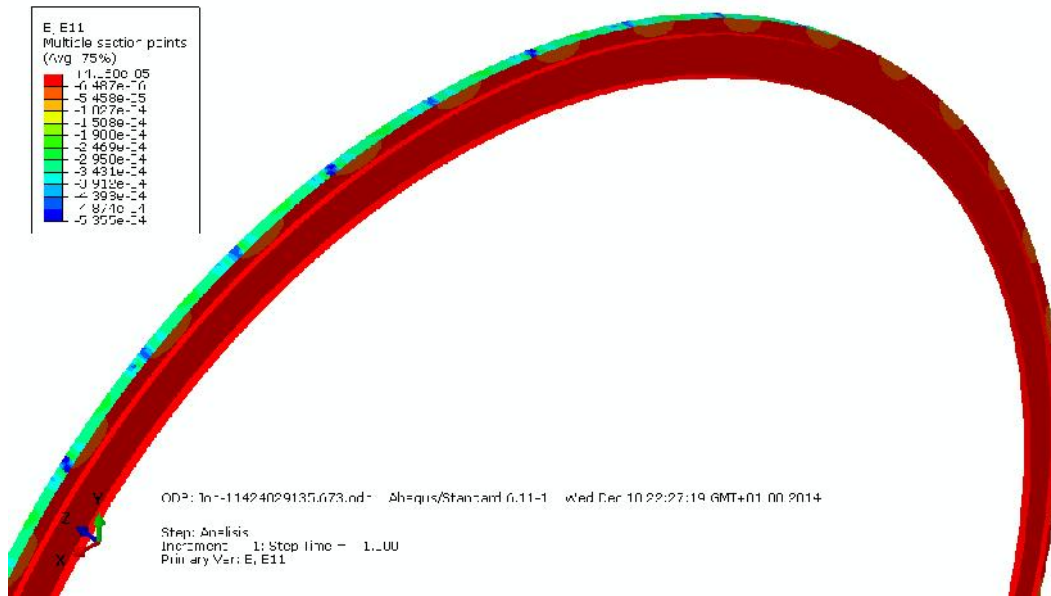


Figura 70. E11 “bottom” Cuadernas

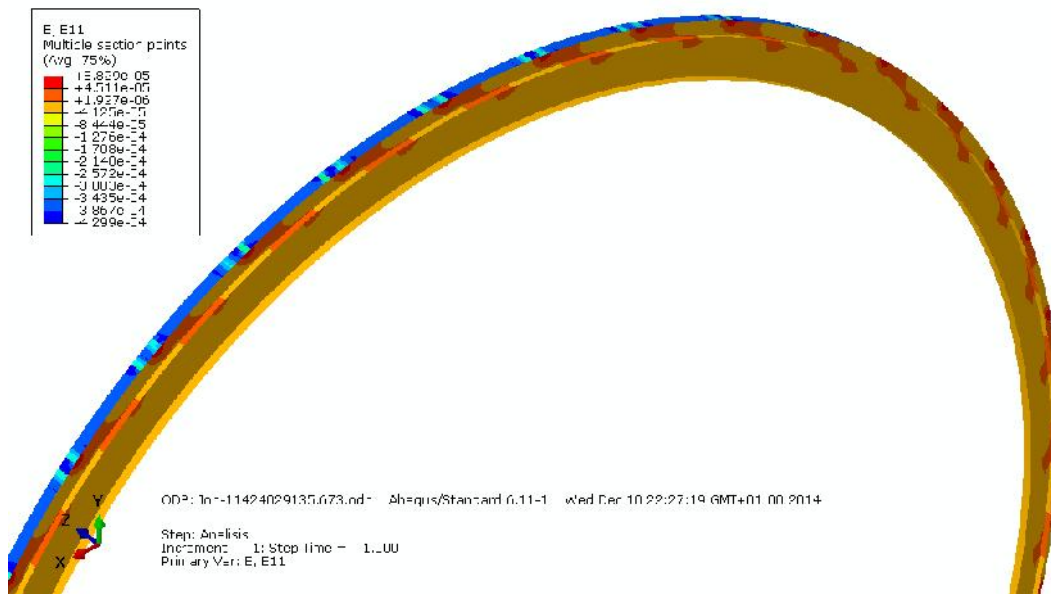


Figura 71. E11 “top” Cuadernas

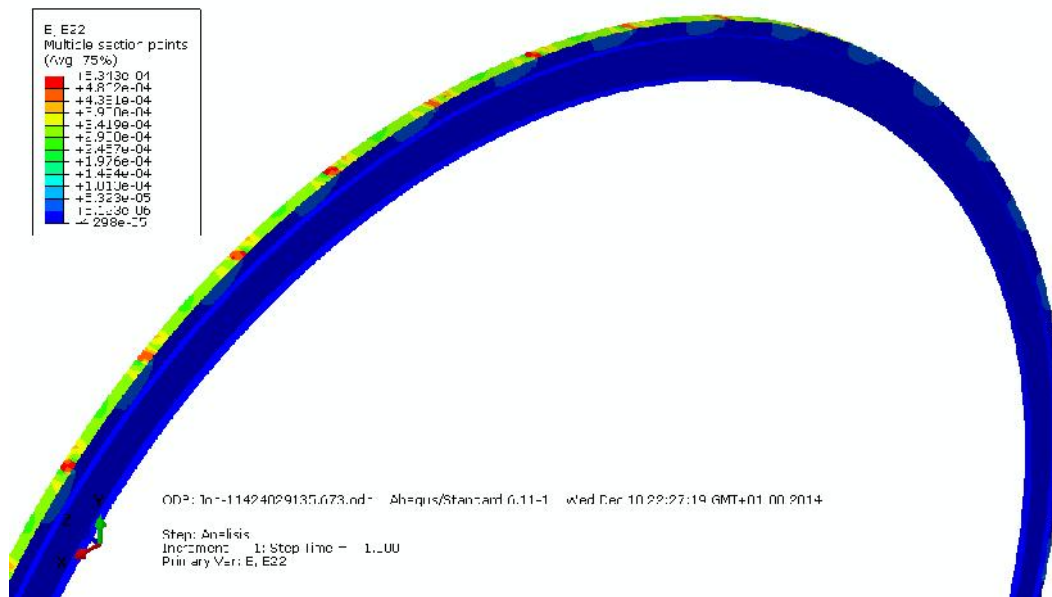


Figura 72. E22 "bottom" Cuadernas

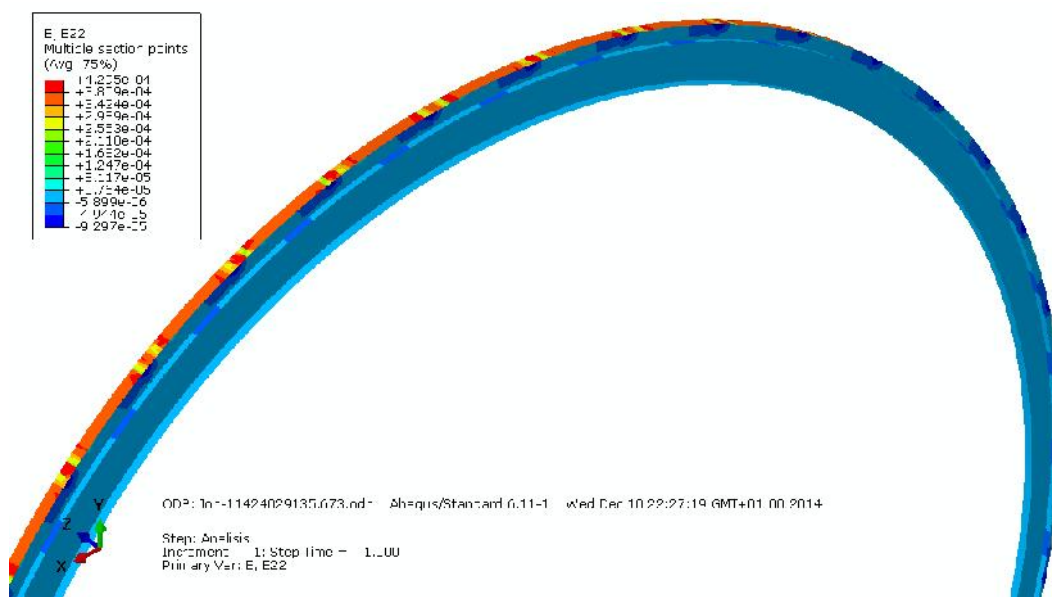


Figura 73. E22 "top" Cuadernas

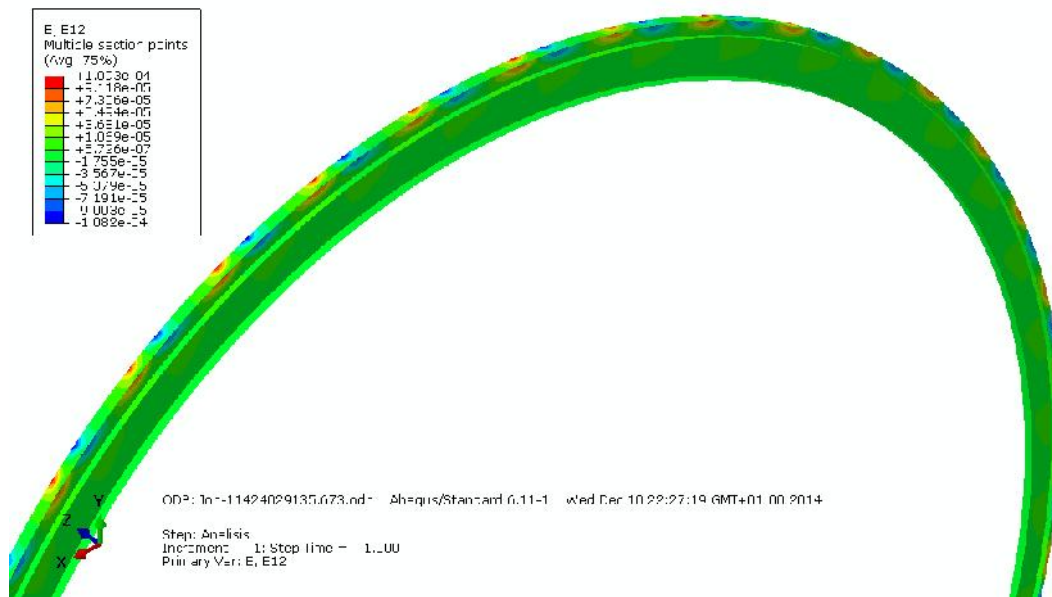


Figura 74. E12 "bottom" Cuadernas

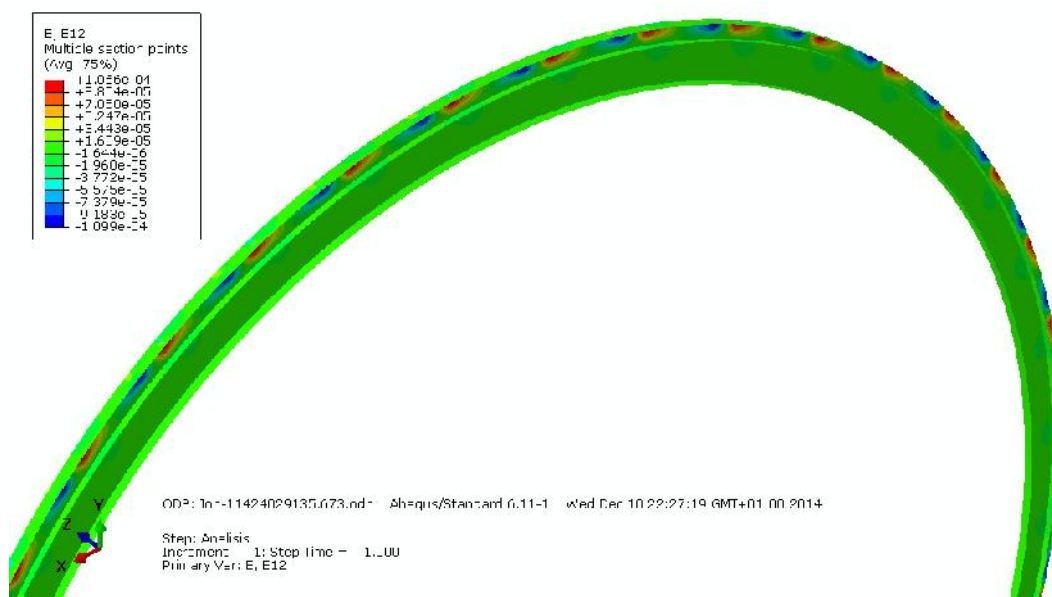


Figura 75. E12 "top" Cuadernas

Este caso es muy similar a los anteriores análisis, las deformaciones son uniformes salvo en la zona de interacción con la piel y los larguerillos.

3) Larguerillos

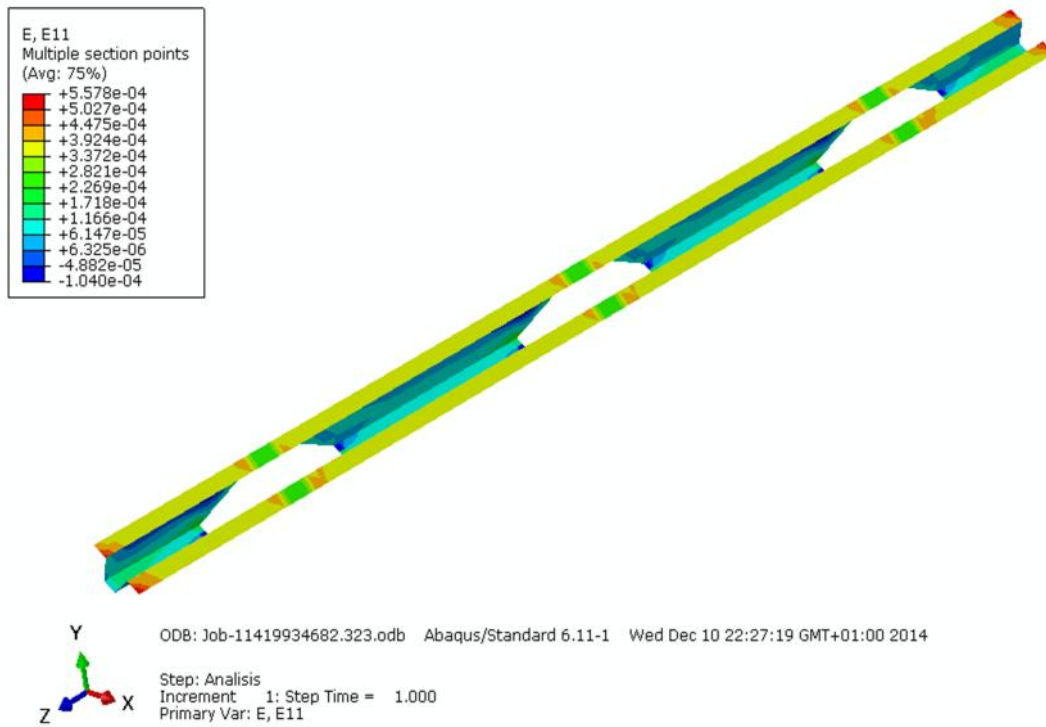


Figura 76. E11 “bottom” Larguerillos

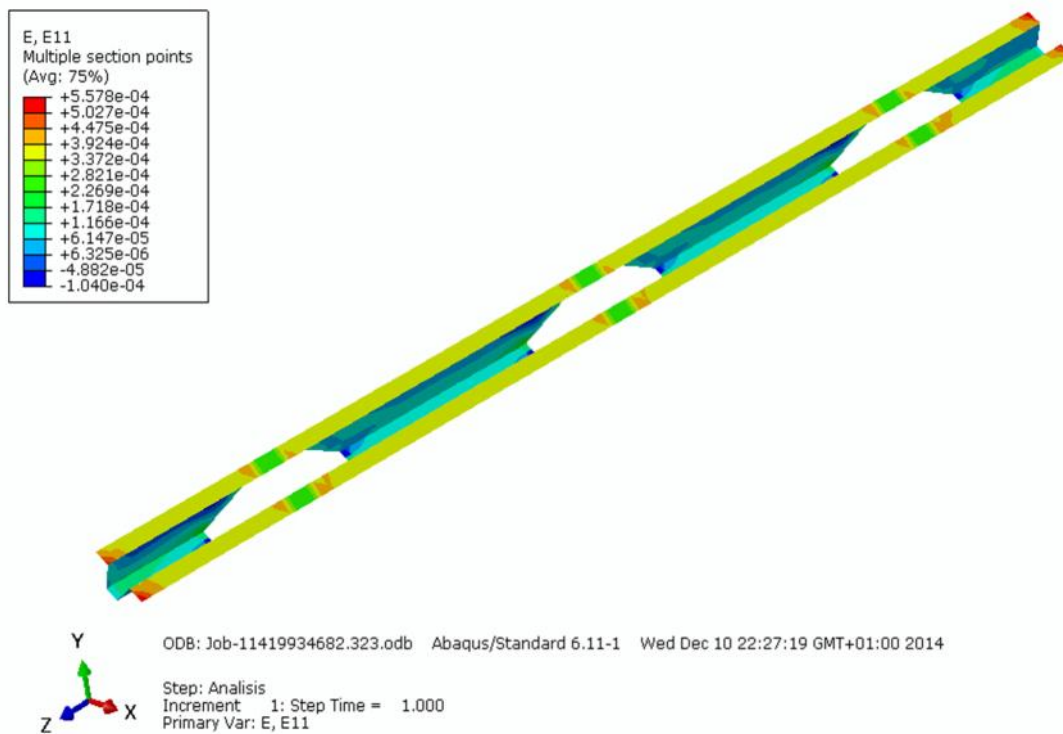


Figura 77. E11 “top” Larguerillos

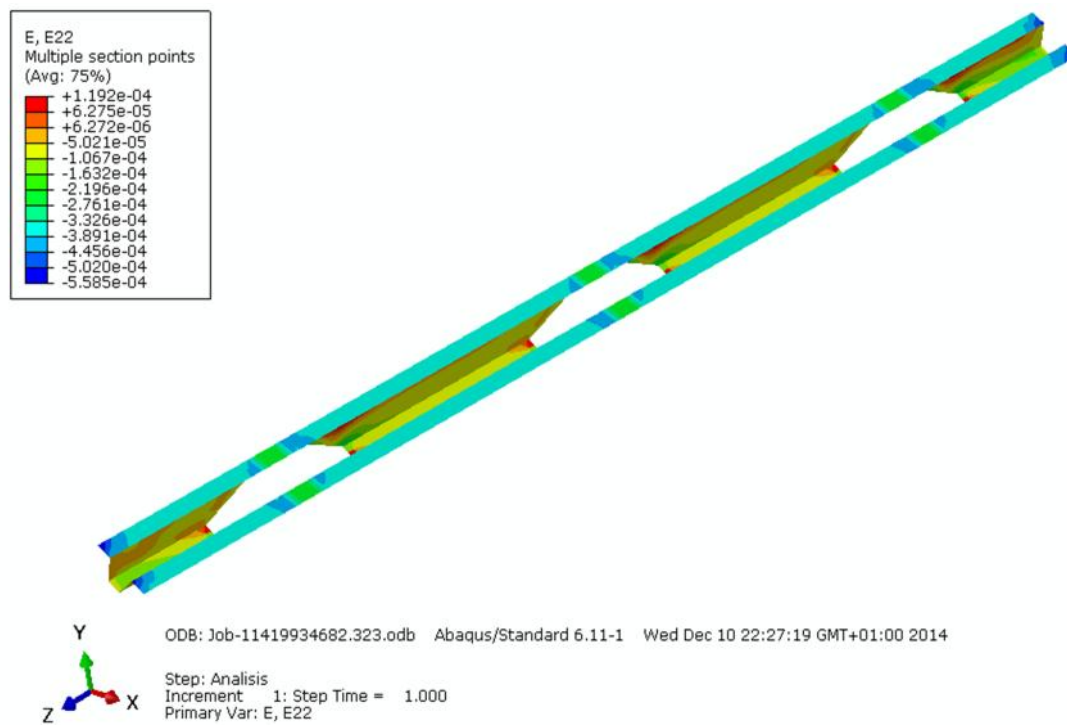


Figura 78. E22 “bottom” Larguerillos

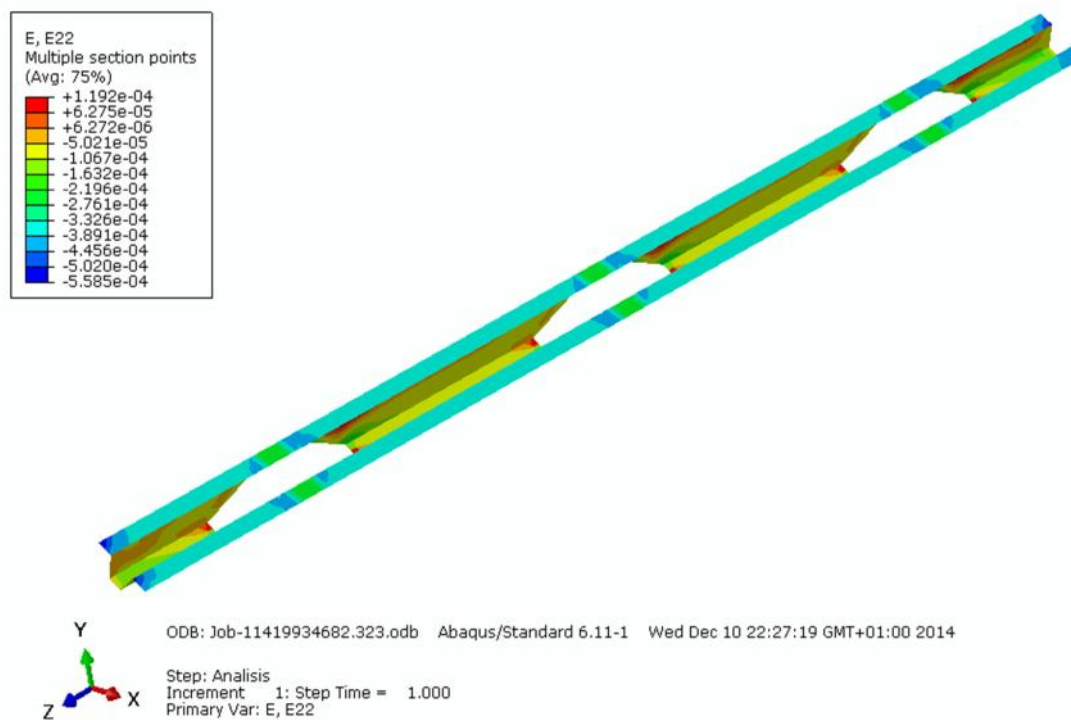


Figura 79. E22 “top” Larguerillos

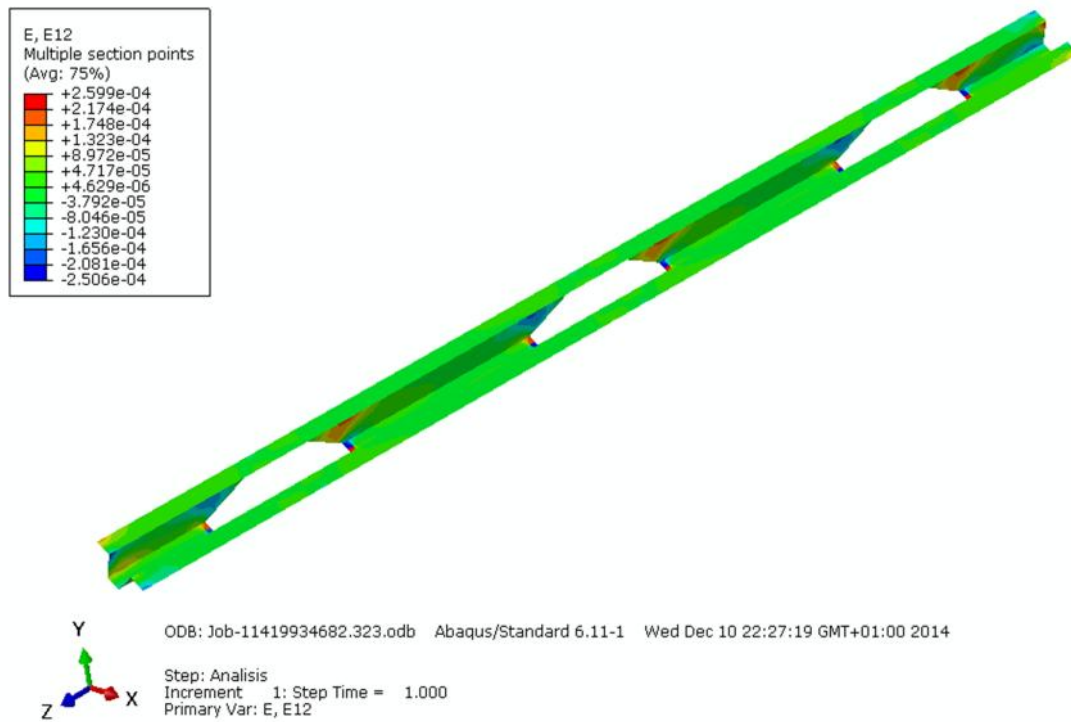


Figura 80. E11 “bottom” Larguerillos

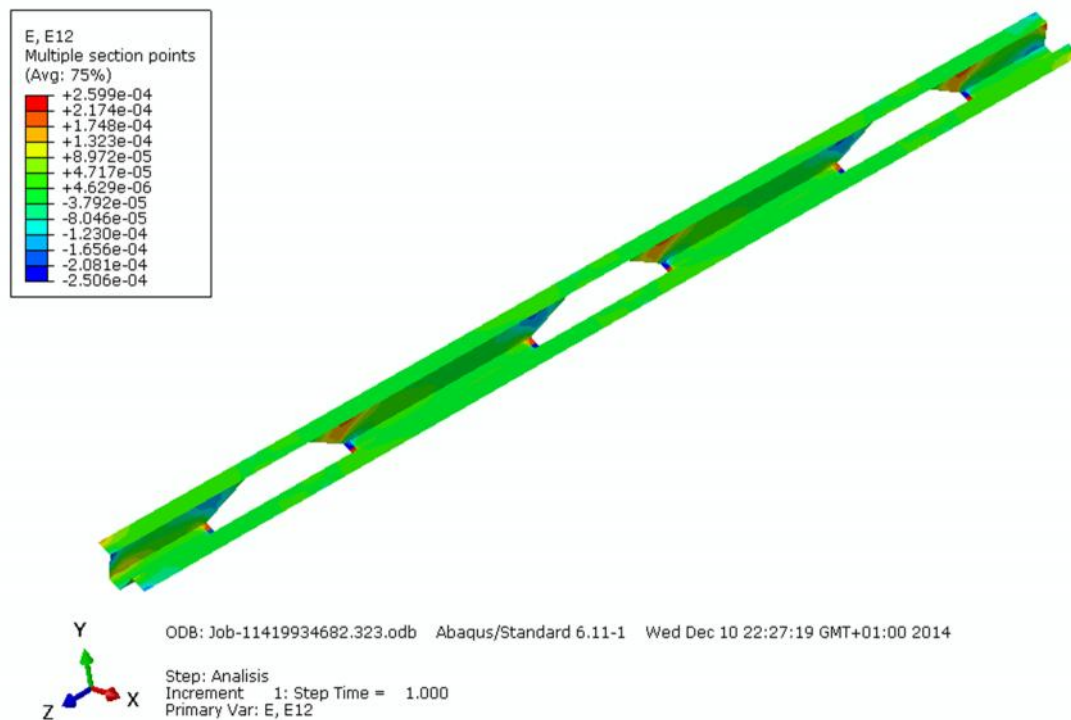


Figura 81. E12 “top” Larguerillos

Se repiten los mismos patrones que en los análisis anteriores, campo de deformaciones uniformes en todo el larguerillos menos en las zonas de run-out.

Las deformaciones en el caso de torsión son del mismo orden en las distintas partes de la estructura, los valores mayores corresponden a E11.

2.5.4 Pandeo

Se ha utilizado una carga de compresión de valor 1, es decir, los autovalores obtenidos serían los valores que provocarían inestabilidad. Se han calculado los cinco primeros, siendo éstos:

- $\lambda_1 = 5.8297e6$
- $\lambda_2 = 5.8327e6$
- $\lambda_3 = 5.8361e6$
- $\lambda_4 = 5.8386e6$
- $\lambda_5 = 5.8599e6$

Cómo vemos los valores obtenidos son mayores que $5e6$, la carga de compresión en el modelo global, por lo que no son esperados fenómenos de inestabilidad global en la estructura.

Las figuras 82 a la 86 muestran los modos de pandeo de la estructura.

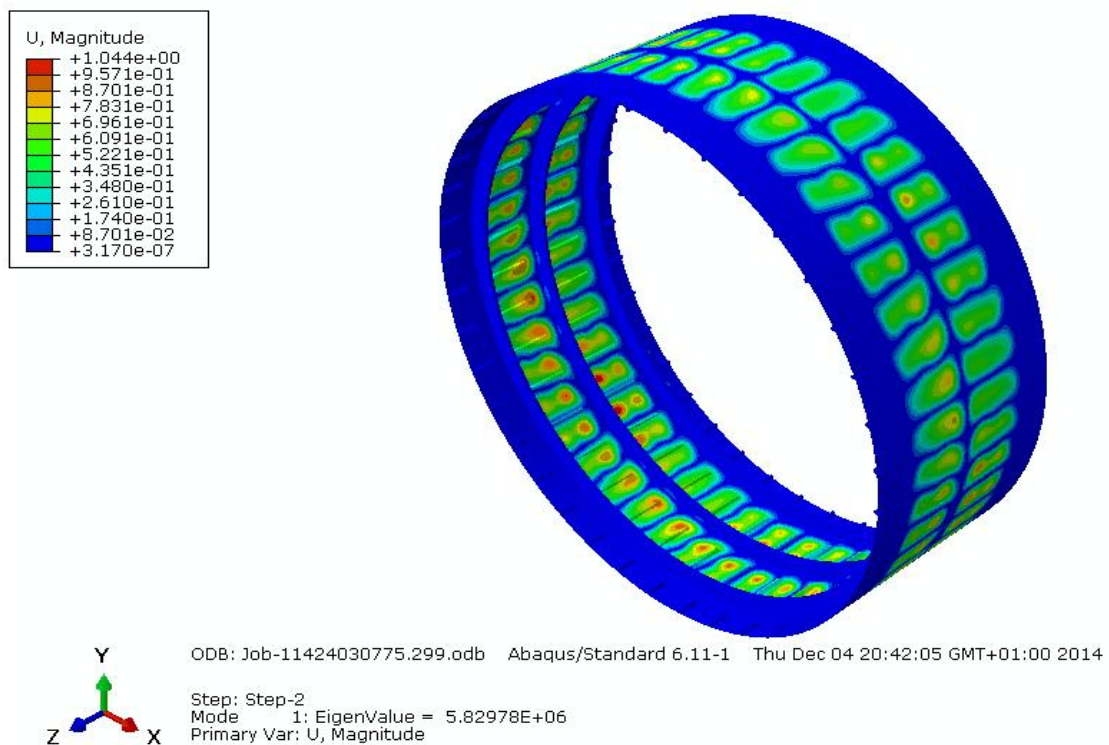


Figura 82. Modo 1 de pandeo

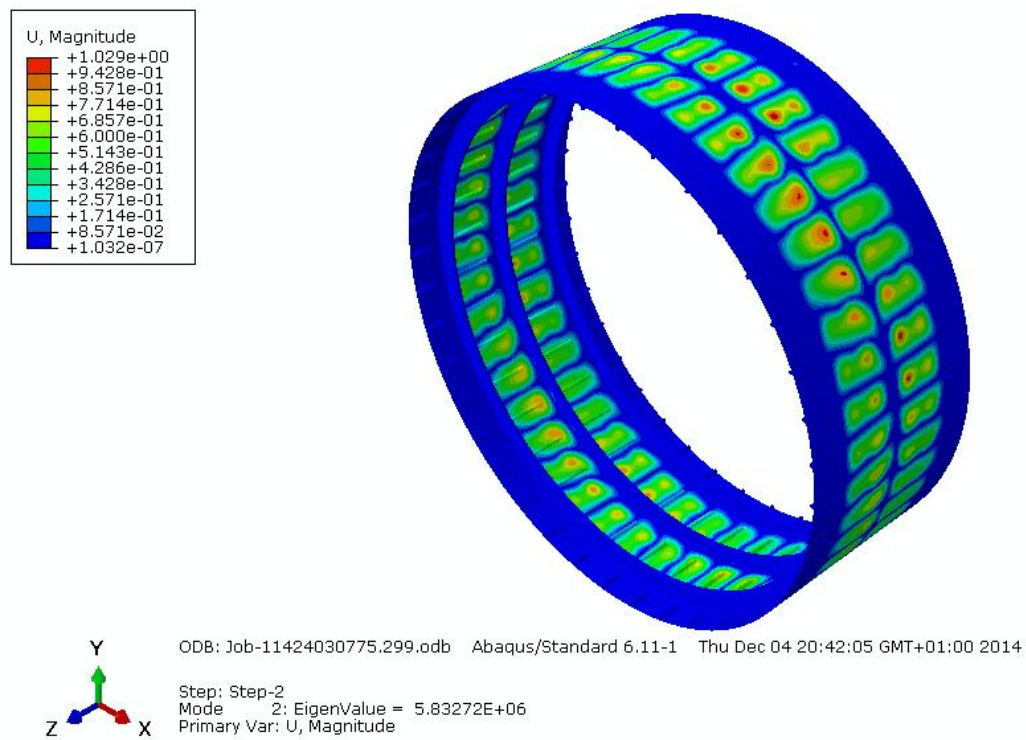


Figura 83. Modo 2 de pandeo

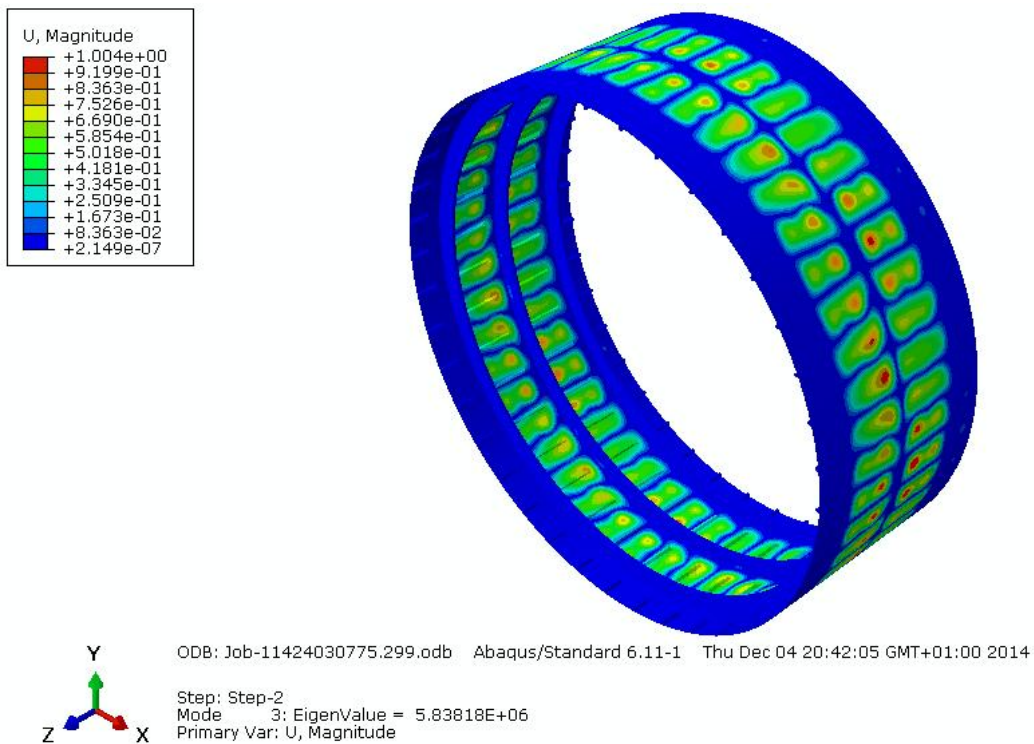


Figura 84. Modo 3 de pandeo

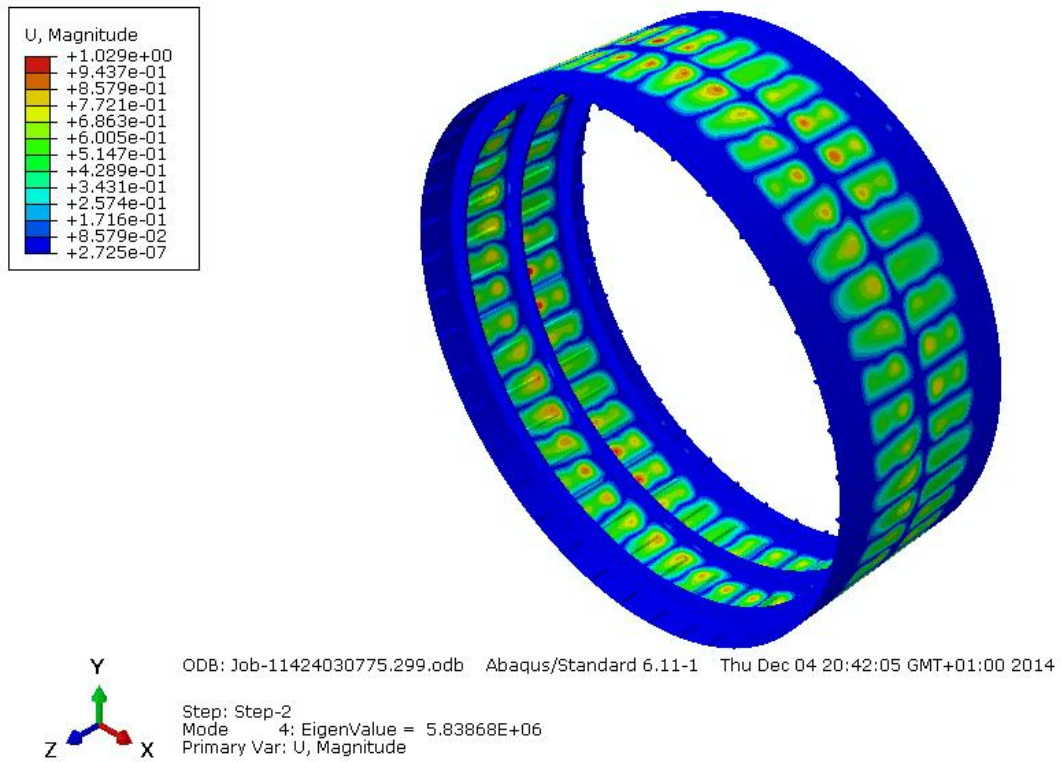


Figura 85. Modo 4 de pandeo

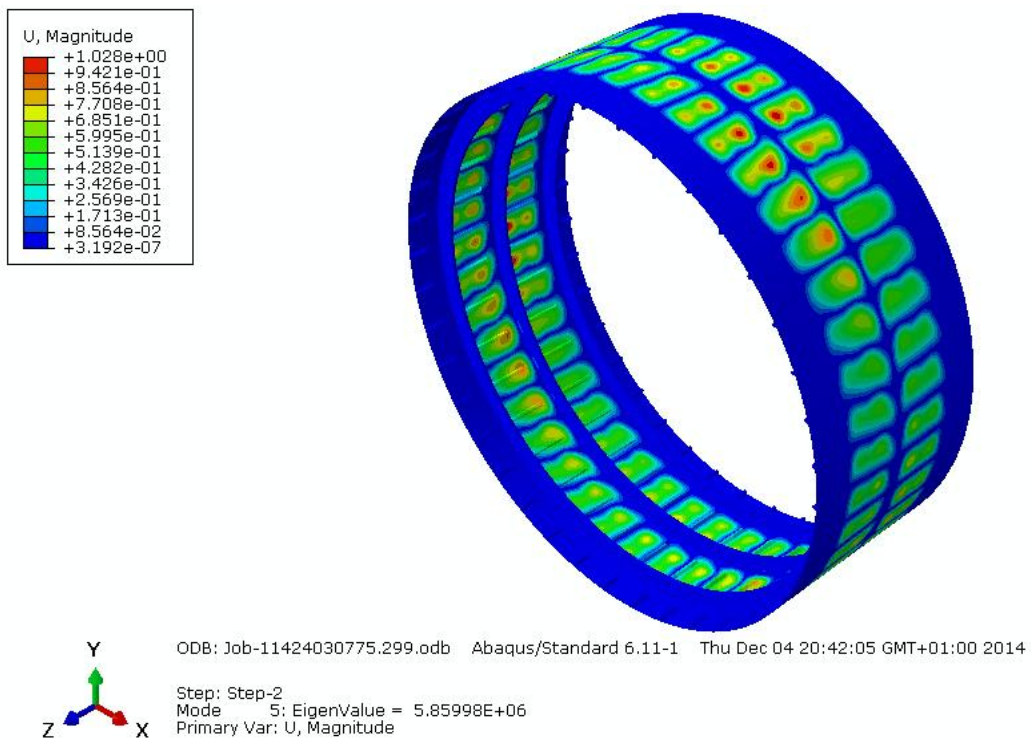


Figura 86. Modo 5 de pandeo

2.6 Conclusiones

Es reseñable que las deformaciones son mayores dentro que fuera en la piel, y similares a ambos lados para las cuadernas. Esto tiene sentido ya ambas zonas donde las deformaciones son mayores son las que están en contacto con el larguerillo que es donde se producen las mayores deformaciones debido a la zona de run-out.

Observando las deformaciones obtenidas para los distintos análisis del modelo global puede afirmarse que son suaves en todo el modelo salvo en la zona de run-out. Por lo tanto la zona de run-out se comporta como un concentrador de tensiones, ello hace que el problema sea susceptible para un análisis global-local. Para definir geométricamente el modelo local, se ha ajustado su tamaño a la zona del run-out y su entorno más próximo.

La primera decisión que se toma es no incluir la cuaderna en el modelo local, ya que tras el análisis realizado en el modelo global se observa que la influencia de las cuadernas sobre el modelo en general y sobre la zona de run-out (piel y larguerillo) no es muy significativa. Hay que tener en cuenta que el larguerillo se interrumpió a 115 mm de la cuaderna, siendo esta distancia más del doble del ancho de la cuaderna que se apoya sobre la piel (48.2 mm).

La figura 87 muestra un detalle del modelo global que se ha usado para generar la geometría del modelo local.

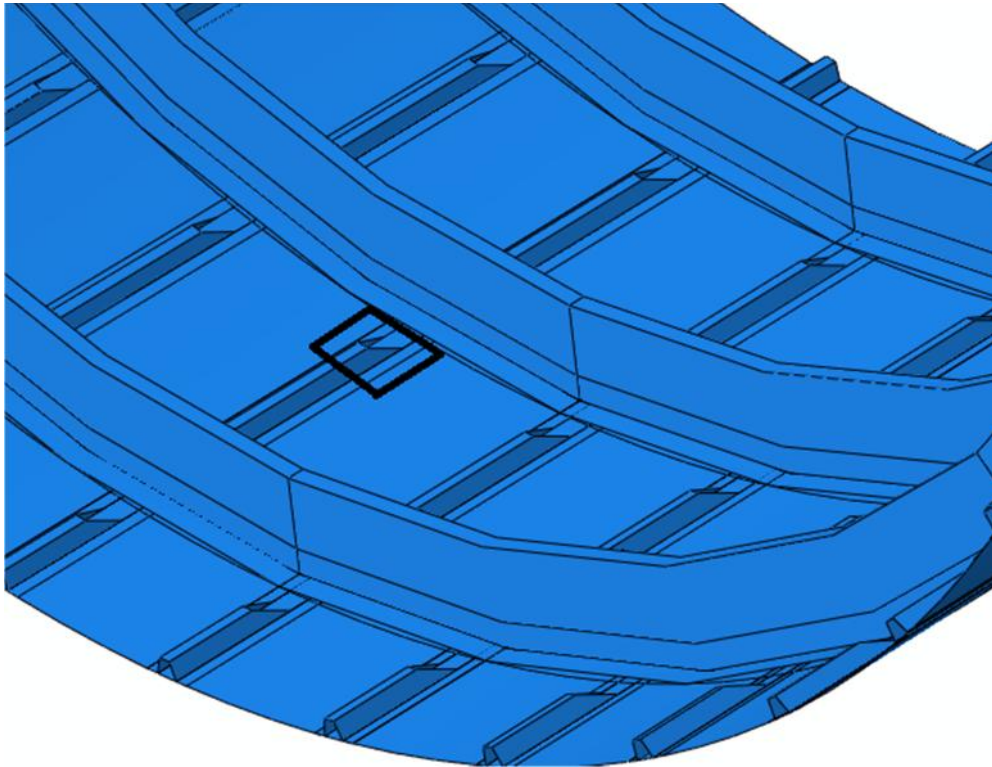


Figura 87. Detalle de la zona de estudio del run-out

Las figuras 88, 89 y 90 representan los desplazamientos en el entorno de la zona de run-out.

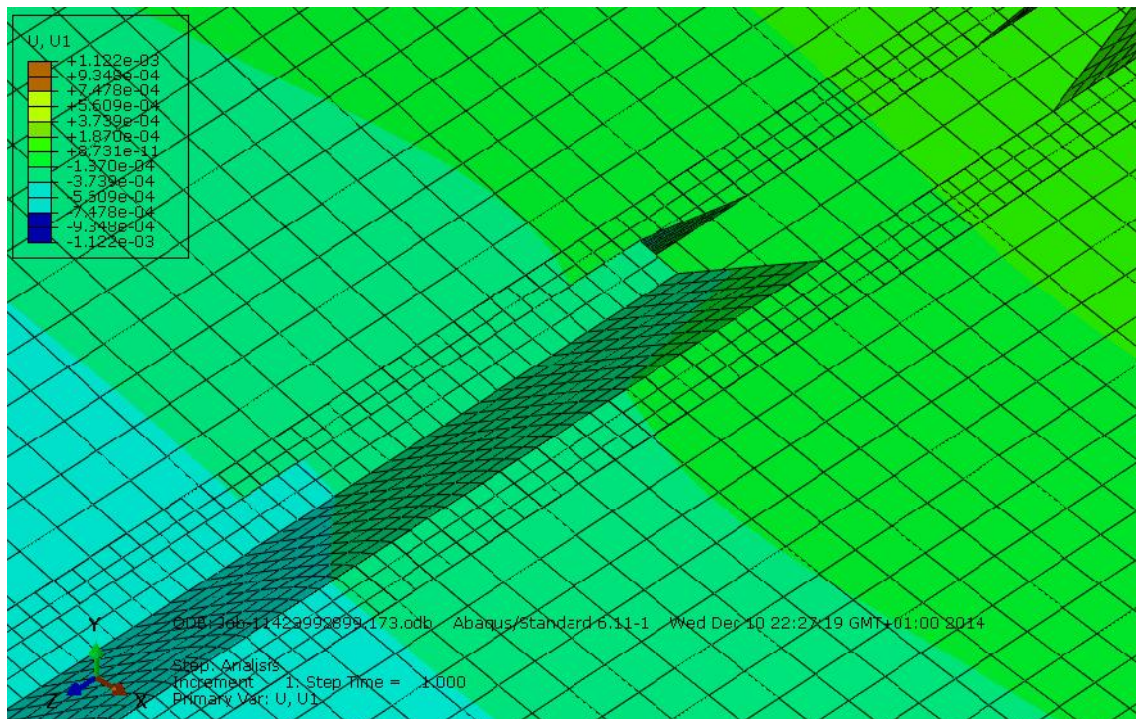


Figura 88. U1 en la zona de run-out, con límites de elementos

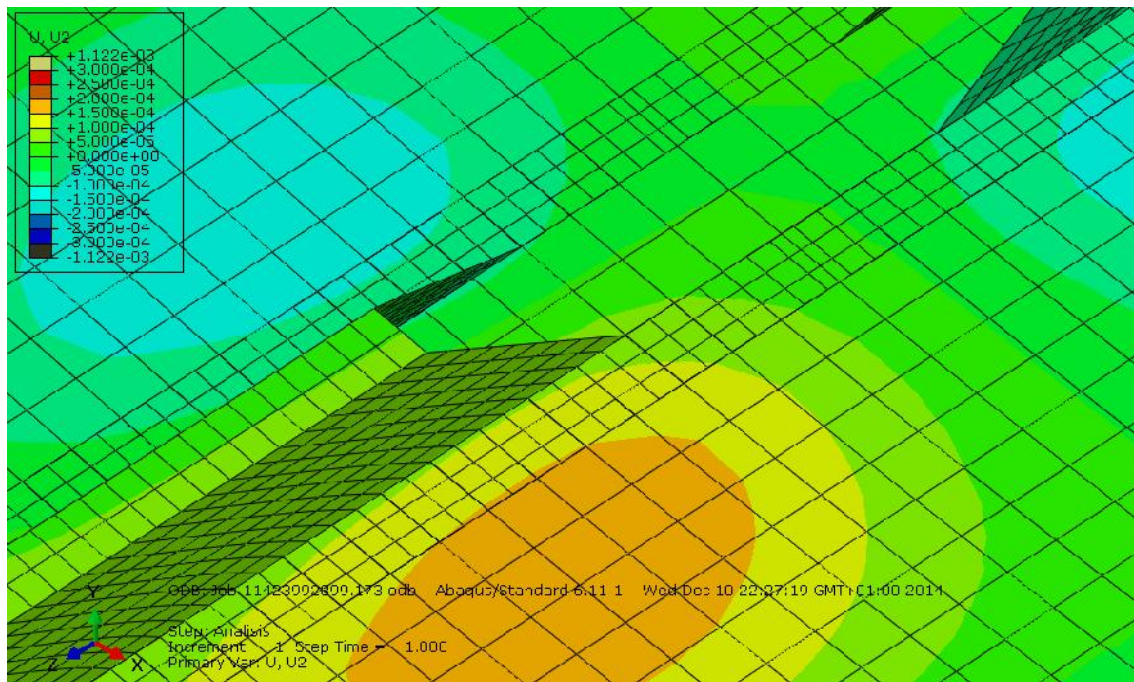


Figura 89. U2 en la zona de run-out, con límites de elementos

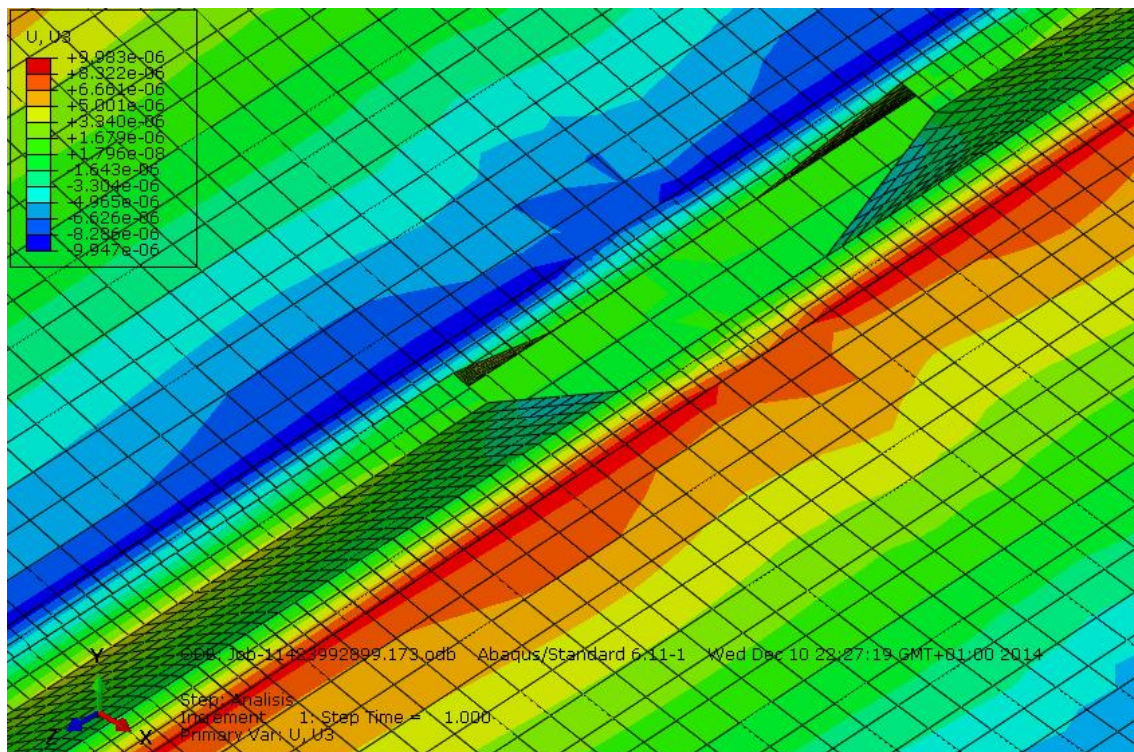


Figura 90. U3 en la zona de run-out, con límites de elementos

El tamaño exacto se ha decidido observando los resultados obtenidos en los distintos análisis que se han llevado a cabo apoyándose en la malla utilizada para el modelo. Es decir, se han tomado las distancias tomando como referencia de medida los elementos de mallado en la piel, alejándonos una distancia suficiente de la zona de run-out. Se ha empleado como unidad de

medida el tamaño de los elementos ya que los desplazamientos se calculan en los nodos de los mismos, siendo el valor de éstos interpolados en el resto de la estructura. Por lo tanto, los desplazamientos empleados en las condiciones de contorno en el modelo local serán más exactos.

Las dimensiones globales del modelo local serán 212.26 x 160 mm.

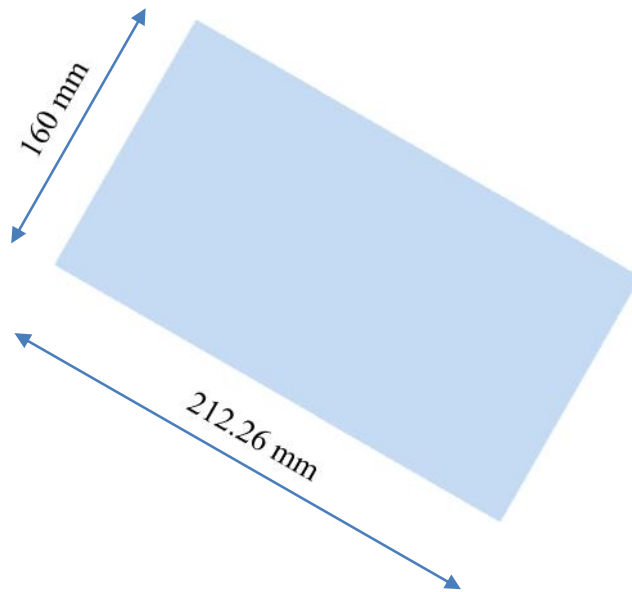


Figura 91. Medidas generales del modelo local

3. Modelo local

Este modelo está formado por dos componentes distintos: piel y larguerillos. Se han empleado sólidos laminados para las distintas partes que forman el modelo.

3.1 Geometría

-Piel: podemos ver la sección de la piel empleada en el modelo local en la figura 92.

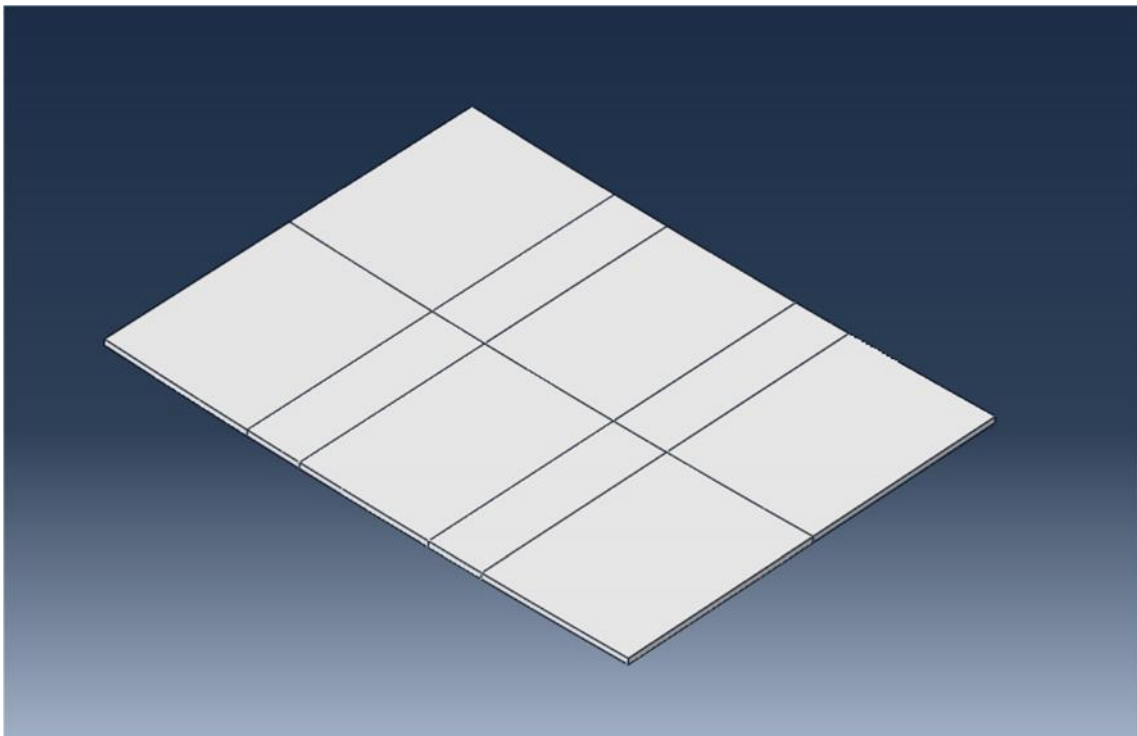


Figura 92. Modelo local de la piel

Los cortes dados al modelo reproducen la posición del larguerillo en la piel, para así facilitar el ensamblaje del modelo y también para obtener un mallado conforme.

Sus características geométricas son:

- Espesor es de 2.76 mm.
- Largo: 212.26 mm en el plano medio
- Ancho: 160 mm

Las medidas de largo y ancho se corresponden con las de la figura 91

-Larguerillos: Tendrá un perfil Ω , igual que el empleado en el modelo global (véase figura 4). Su longitud será de 160 mm y su espesor de 2.944 mm.

El modelo geométrico del trozo de larguerillo puede verse en la figura 93:

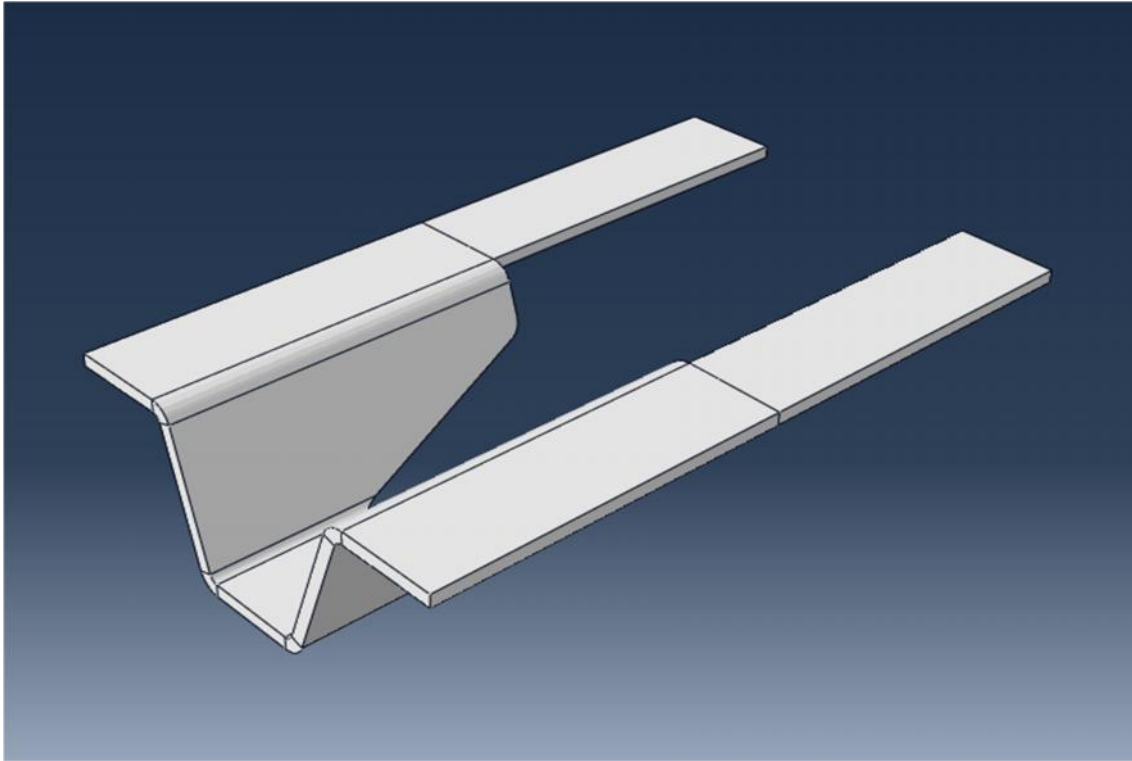


Figura 93. Modelo del trozo de larguerillo en el modelo local

En este modelo se ha hecho un diseño más detallado de la zona de run-out que en el modelo global, teniendo en cuenta los radios de acuerdo y otros detalles geométricos que se obviaron en el modelo global. En la figura 94 pueden apreciarse estos detalles.

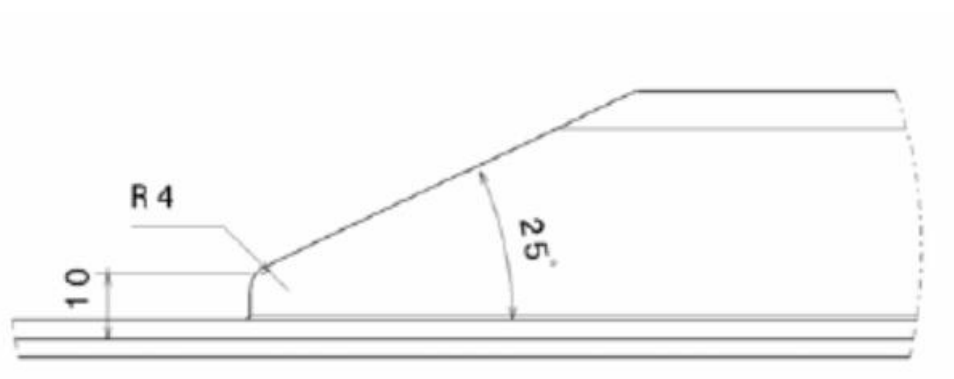


Figura 94. Esquema de la zona de run-out

En la figura 95 puede verse en detalle una imagen de la zona de run-out en el modelo:

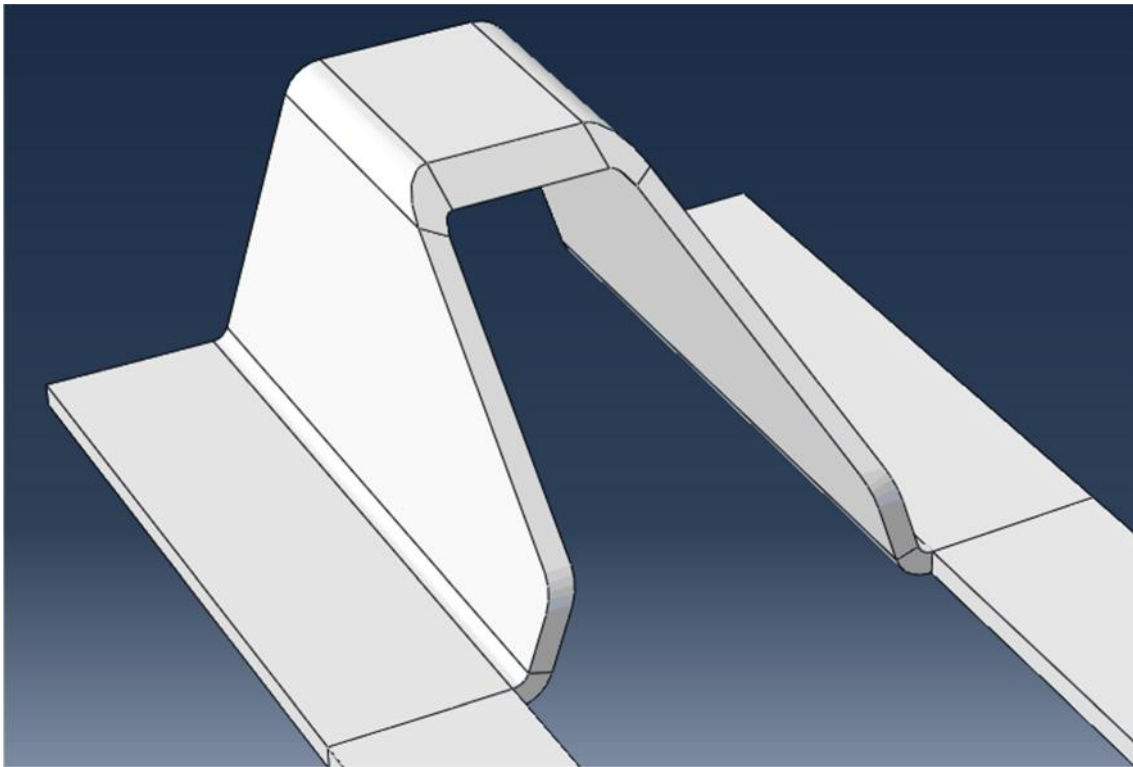


Figura 95. Detalle 3D de la zona de run-out

Las figuras 96 y 97 muestran como queda el modelo ensamblado:

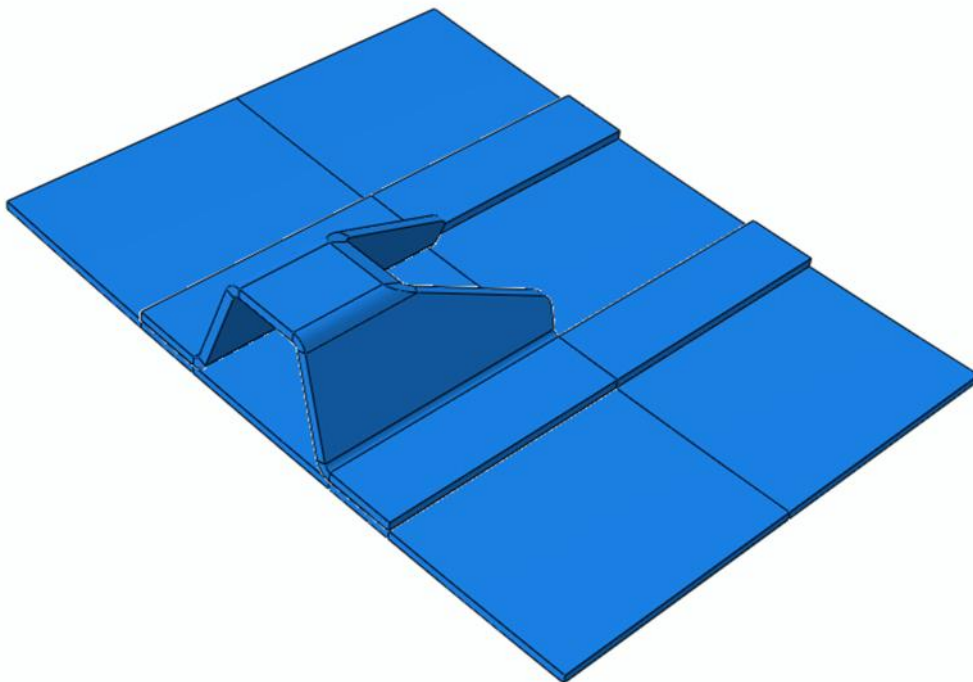


Figura 96. Modelo local ensamblado

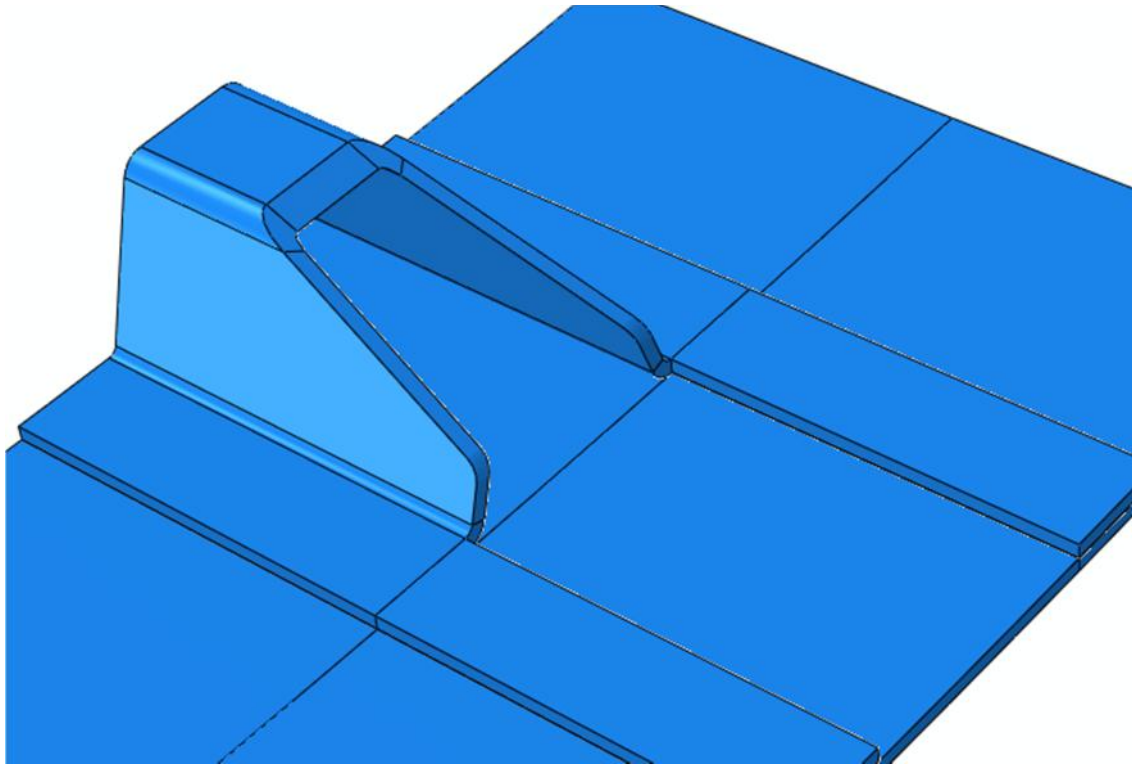


Figura 97. Zona de run-out del modelo local ensamblado

3.2 Propiedades del material

Las propiedades mecánicas son las mismas que en el modelo global, adicionalmente se han añadido el módulo de elasticidad en el espesor (E_{33}) y los coeficientes de Poisson, ν_{13} y ν_{23} . A continuación se adjuntan dichas propiedades.

- $E_{11} = 154 \text{ GPa}$
- $E_{22} = 8.5 \text{ GPa}$
- $E_{33} = 8.5 \text{ GPa}$
- $G_{12} = 4.2 \text{ GPa}$
- $G_{13} = 4.65 \text{ GPa}$
- $G_{23} = 3 \text{ GPa}$
- $\nu_{12} = 0.32$
- $\nu_{13} = 0.32$
- $\nu_{23} = 0.42$
- $t = 0.184 \text{ mm}$

Los laminados empleados son idénticos a los del modelo global.

-Piel: laminado simétrico de 15 láminas

$[45/-45/90/0/-45/45/90/90]_s$

-Larguerillos: laminado simétrico de 16 láminas

$[45/-45/0/0/0/90/0/0]_s$

La dirección de referencia (0°) tomada es la axial. Ya que en coordenadas globales se corresponde con la dirección “1” mostrada en la figura 98.

En las figuras 98 y 99 pueden verse las direcciones de apilado, se apila de “bottom” a “top”:

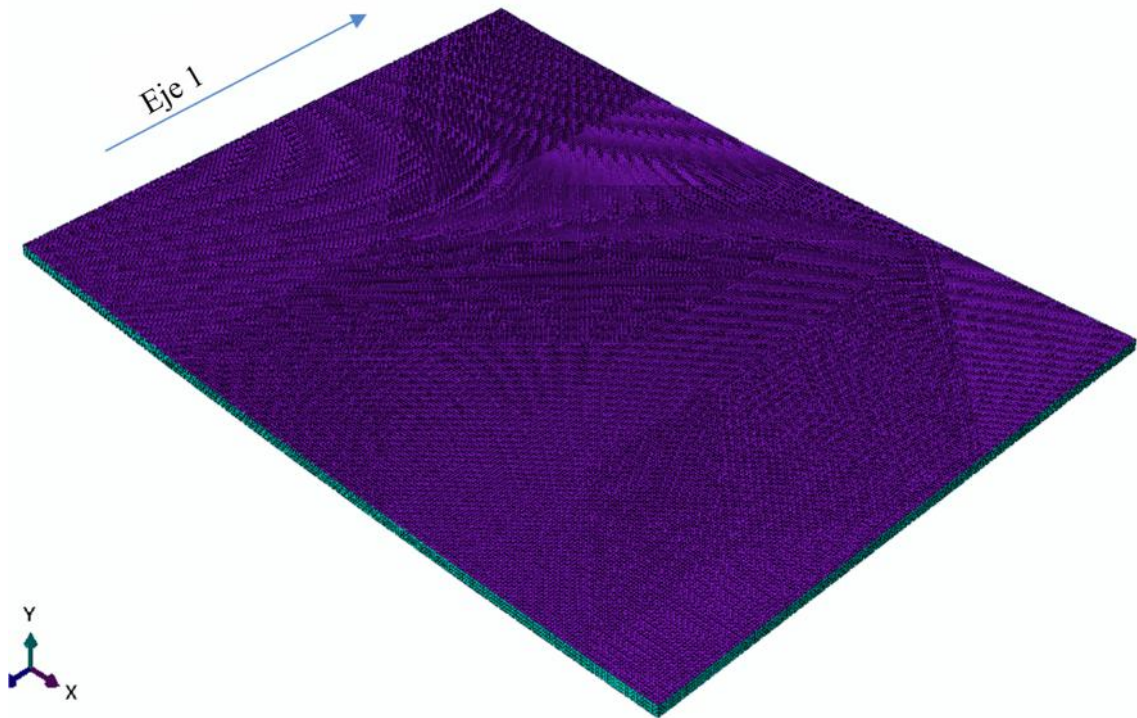


Figura 98. Dirección de apilado para el modelo local de la piel. Marron=“top”, Morado= “bottom”

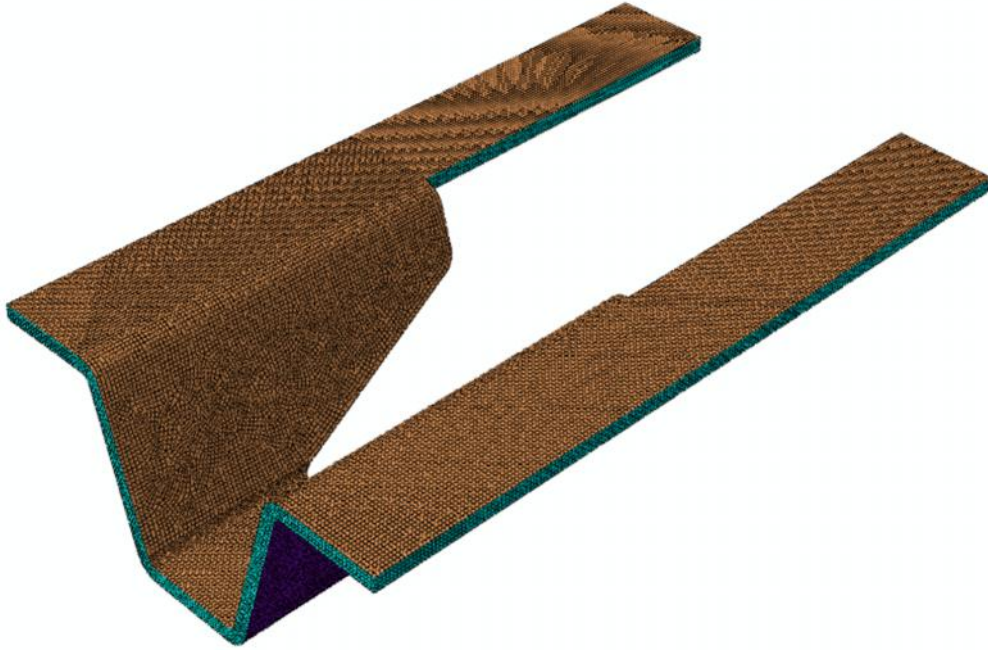


Figura 99. Secuencia de apilado para el modelo local del larguerillo. Marron="top", Morado= "bottom"

En conclusión, la primera lámina de la piel y la última del larguerillos son las que están en contacto en el modelo. Esto será importante a la hora de analizar los resultados

3.3 Malla de elementos finitos del modelo local

Se ha mallado cada parte del modelo por separado utilizando la técnica de barrido, que es la más adecuada para elementos 3D laminados de material compuesto, ya que permite elegir la dirección de apilado. Se han empleado elementos tipo "C3D8R" que es el recomendado por Abaqus®. Son elementos lineales de 8 nodos de integración reducida.

- **Piel:** el tamaño global de mallado es de 0,008 mm. El espesor se ha mallado con tres elementos, por lo que en cada elemento habrá cinco láminas. Se han obtenido 159000 elementos. En la figura 100 puede verse el mallado de la piel.

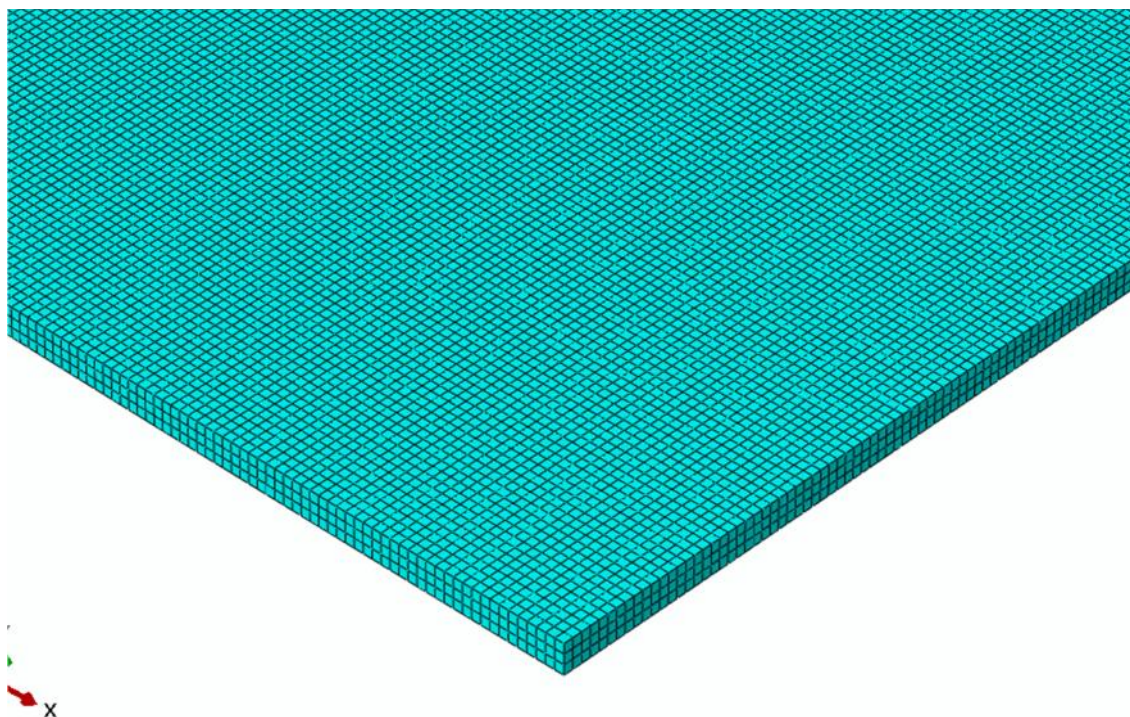


Figura 100. Malla del modelo local de la piel

- **Larguerillo:** se han obtenido 83956 elementos hexaédricos tipo “C3D8R. El tamaño global de mallado es de 0,008 mm. El espesor se malla con cuatro elementos, cada elemento tendrá cuatro láminas, porque el total de láminas es 16.

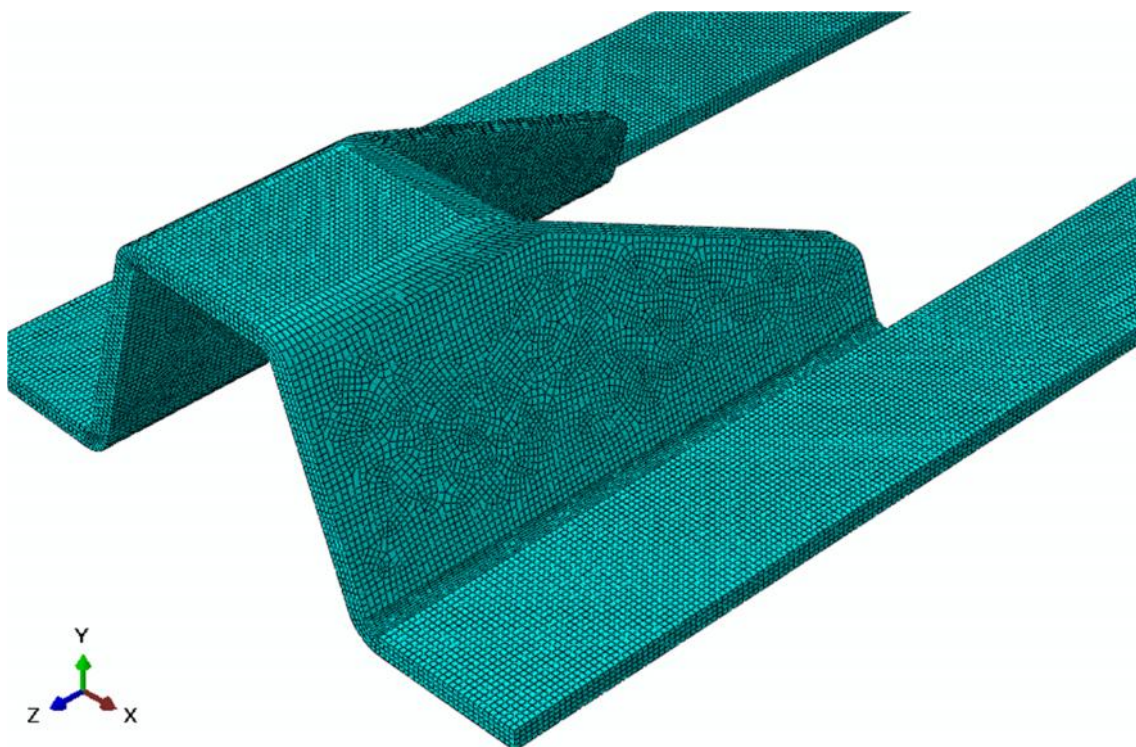


Figura 101. Malla del larguerillo en el modelo local

Pueden observarse zonas en la pared del larguerillo en las que el mallado no es estructurado esto se debe a que la geometría circundante al run-out no es sencilla.

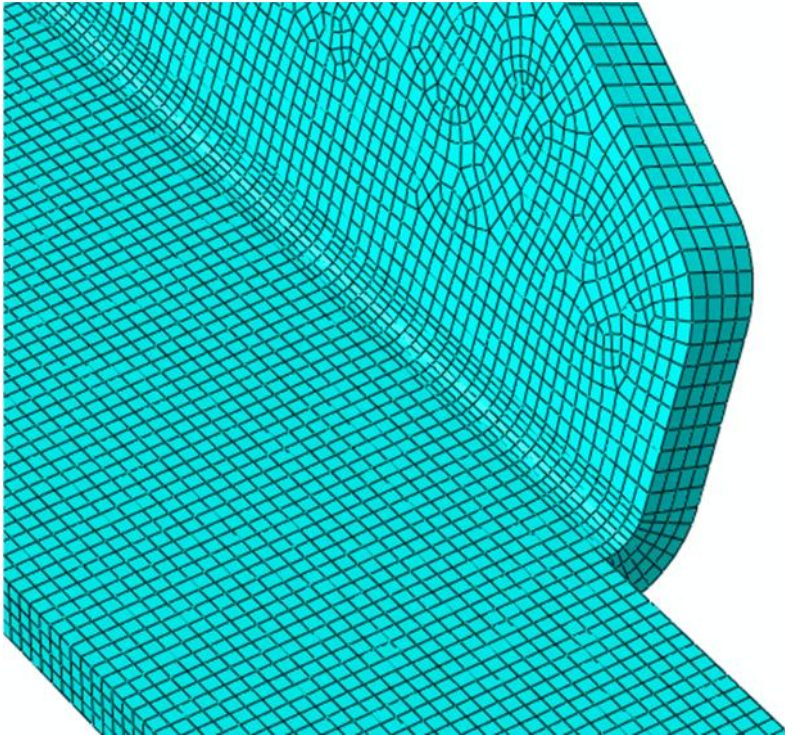


Figura 102. Detalle de la malla en la zona del run-out del modelo local

Como puede observarse se ha tenido especial cuidado para que la malla de la transición curva entre pie y pared del larguerillo tenga los elementos suficientes para una correcta caracterización de la zona.

3.4 Condiciones de contorno y restricciones

Se ha seguido un procedimiento similar al del modelo global, aunque sólo se ha empleado la herramienta “TIE”, ya que el resto de restricciones no serán necesarias al tomar en este modelo las condiciones de contorno del modelo global. La piel se ha definido como “master” y el larguerillo como “slave”, igual que en el modelo global.

Como se explicó anteriormente, las condiciones de contorno del modelo son los desplazamientos (traslaciones y giros) obtenidos de la resolución del modelo global. La configuración de las opciones del modelo son claves a la hora de que el análisis funcione, por lo tanto se van a tratar aquí para incidir sobre la problemática que puede aparecer.

Primero, para este caso en las opciones del modelo debe elegirse la opción “shell global model drives a solid submodel”. Esto es así debido a que el modelo global es tipo shell y el local es 3D, por lo que los giros de los elementos “shell” (del modelo global) deben traducirse en traslaciones para los elementos sólidos (del modelo local).

Tras este ajuste hay que modelar las condiciones de contorno cinemáticas que alimentan al modelo local, las cuales tiene una serie de parámetros críticos:

- “Shell thickness”: si el modelo local proviene de un modelo global tipo lámina este campo deberá completarse con el valor máximo del espesor del modelo global
- “Exterior tolerance”: hay dos opciones, “absolute” y “relative”. Se recomienda utilizar la opción “relative”, que representa la fracción del tamaño medio del elemento en el modelo global donde Abaqus® buscará en el modelo local nodos que están fuera del modelo global para aplicar la condición de contorno.
- “Center zone size”: suele ponerse el 10% del espesor máximo del modelo global.

3.5 Análisis de los resultados

En primer lugar, se presentan los resultados para las tensiones S33, S13 y S23 en el centro (referido al espesor) de cada lámina para los casos de tracción y torsión. Se presentan estas tensiones porque se conoce por la experiencia y en los estudios mencionados anteriormente son las asociadas al fallo de la estructura. No se presentarán los resultados del análisis de compresión debido a que la S33 resultante es de compresión, por lo que la situación en tracción es más severa. En concreto, se analizan los resultados de las láminas de los elementos con nodos en la interfaz de la piel y el larguero. En la piel se presentan los resultados de las láminas 1, 2, 3, 4 y 5. Para el larguero se analizan las láminas 16, 15, 14 y 13. Dichas láminas son las que pertenecen a los elementos con nodos en contacto en la interfaz de cada parte, siendo para la piel la lámina 1 la más cercana a la interfaz, y la lámina 16 la más cercana a la interfaz por parte del larguero.

La figura 103 muestra un esquema de los elementos en el espesor del laminado.

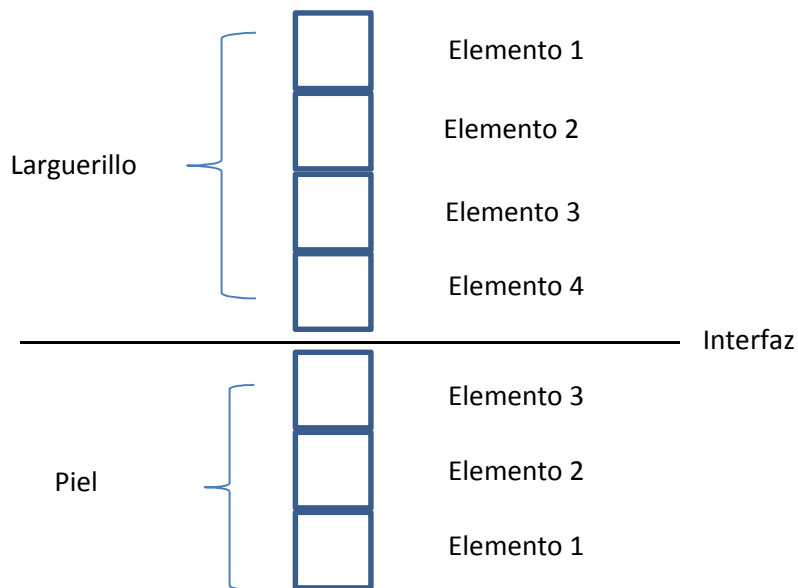


Figura 103. Esquema de los elementos

Los resultados se han representado en el sistema de coordenadas de la lámina. A continuación se presenta en las figuras 104 hasta la 110 las direcciones 1 y 2 de las láminas que se han analizado tanto para la piel como para el larguerillo.

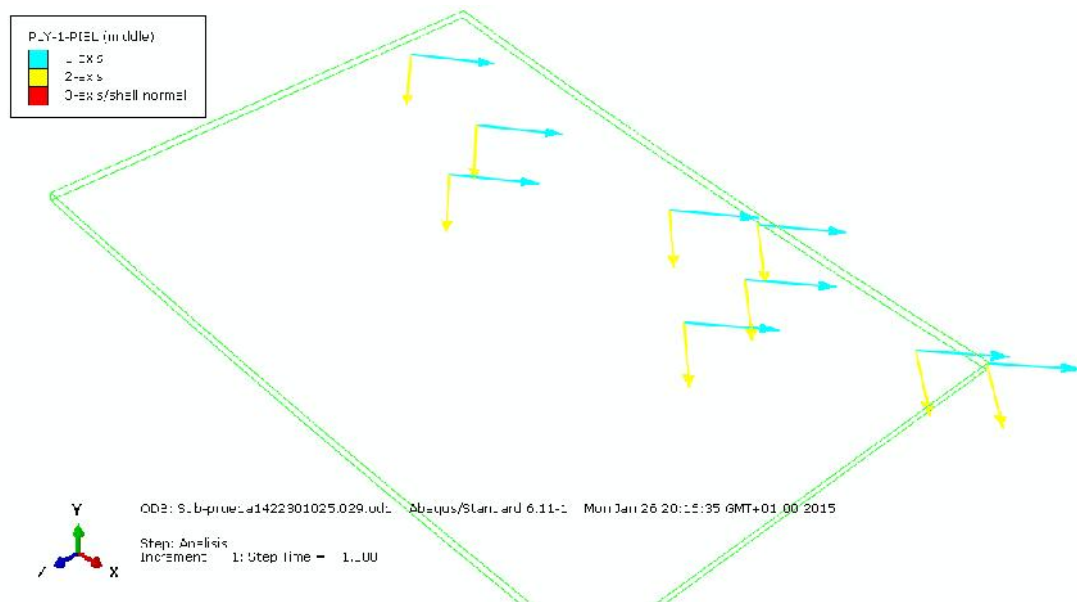


Figura 104. Direcciones principales de la lámina 1 de la piel

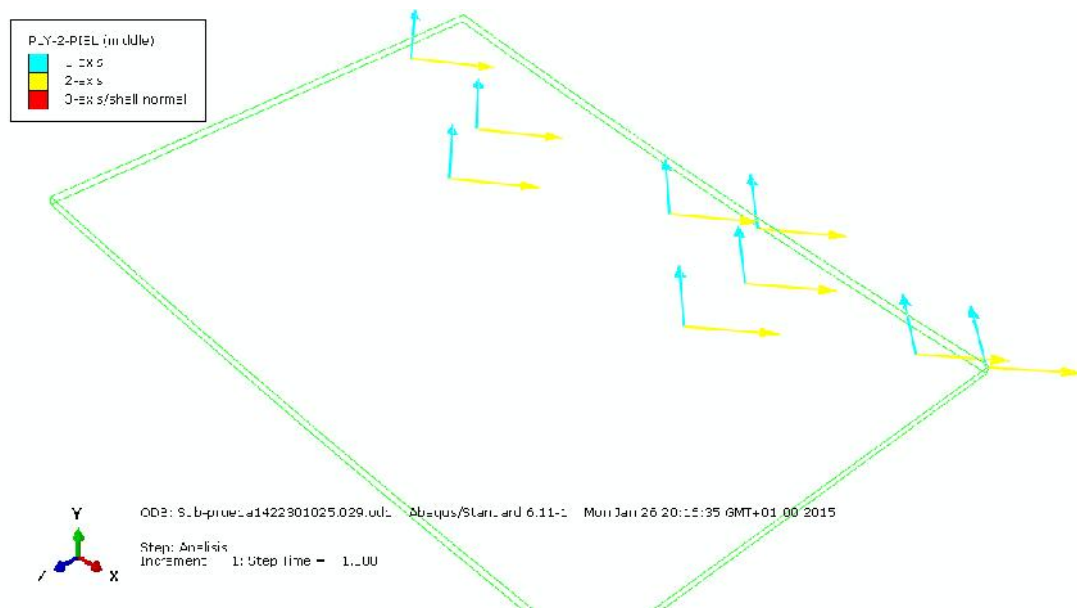


Figura 105. Direcciones principales de las láminas 2 y 5 de la piel

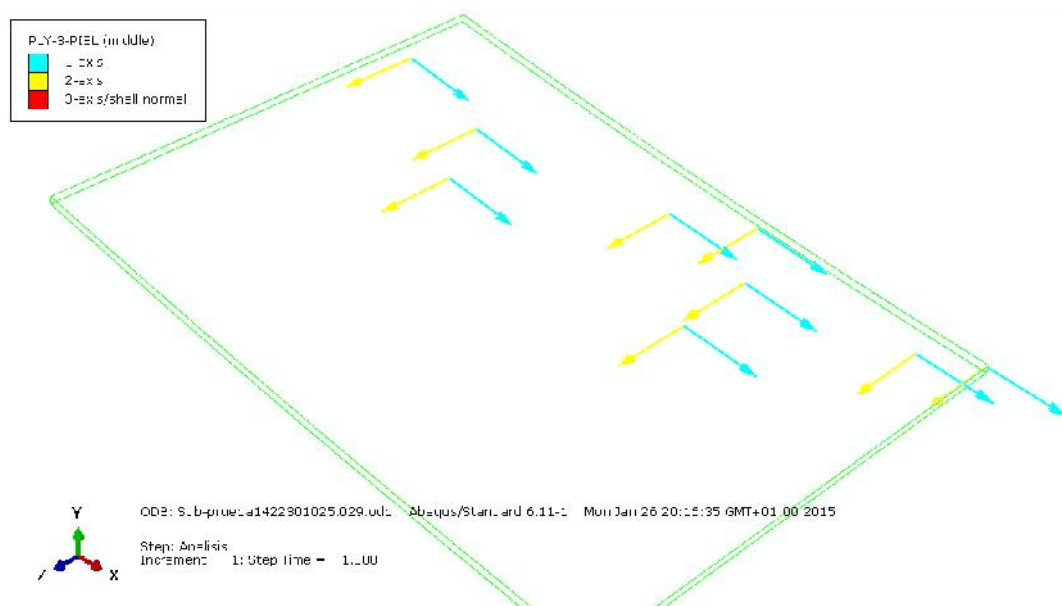


Figura 106. Direcciones principales de la lámina 3 de la piel

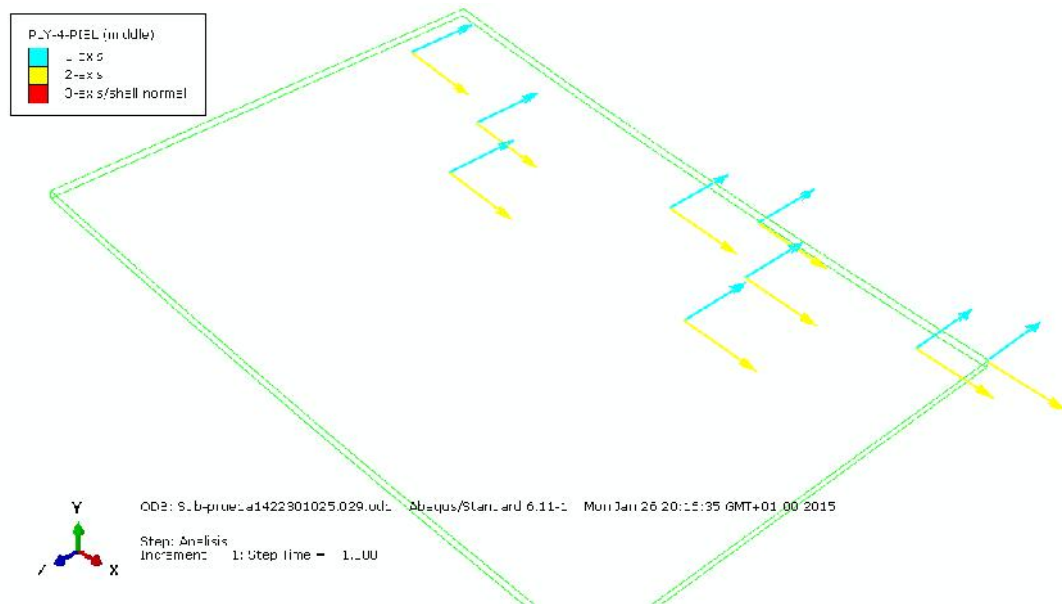


Figura 107. Direcciones principales de la lámina 4 de la piel

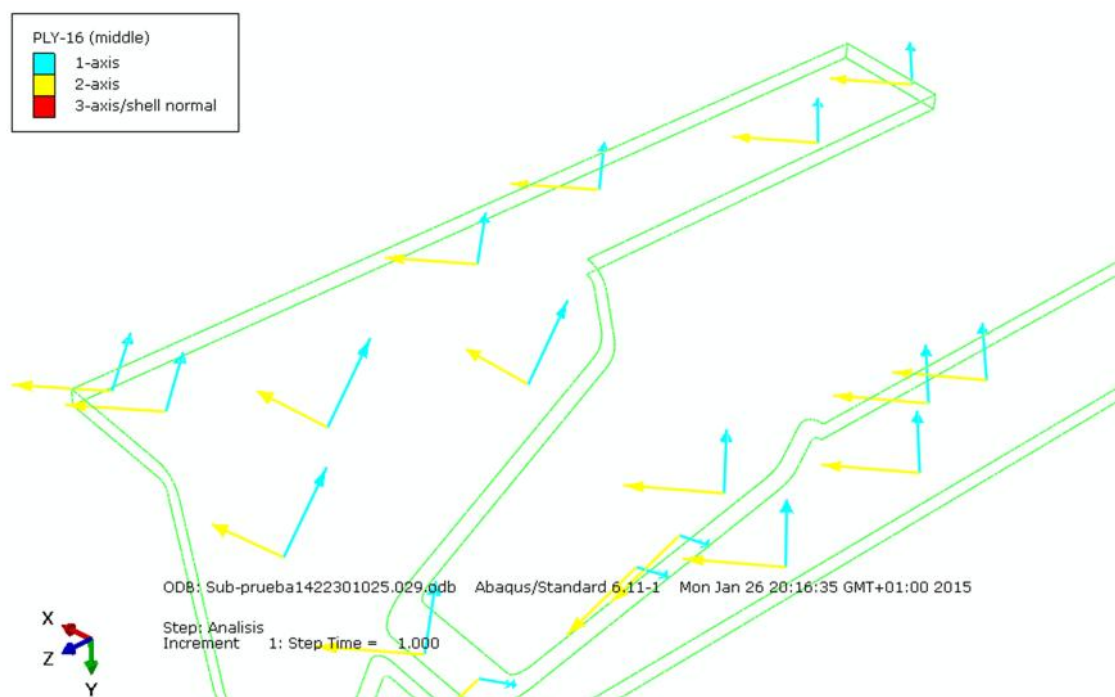


Figura 108. Direcciones principales de la lámina 16 del larguero

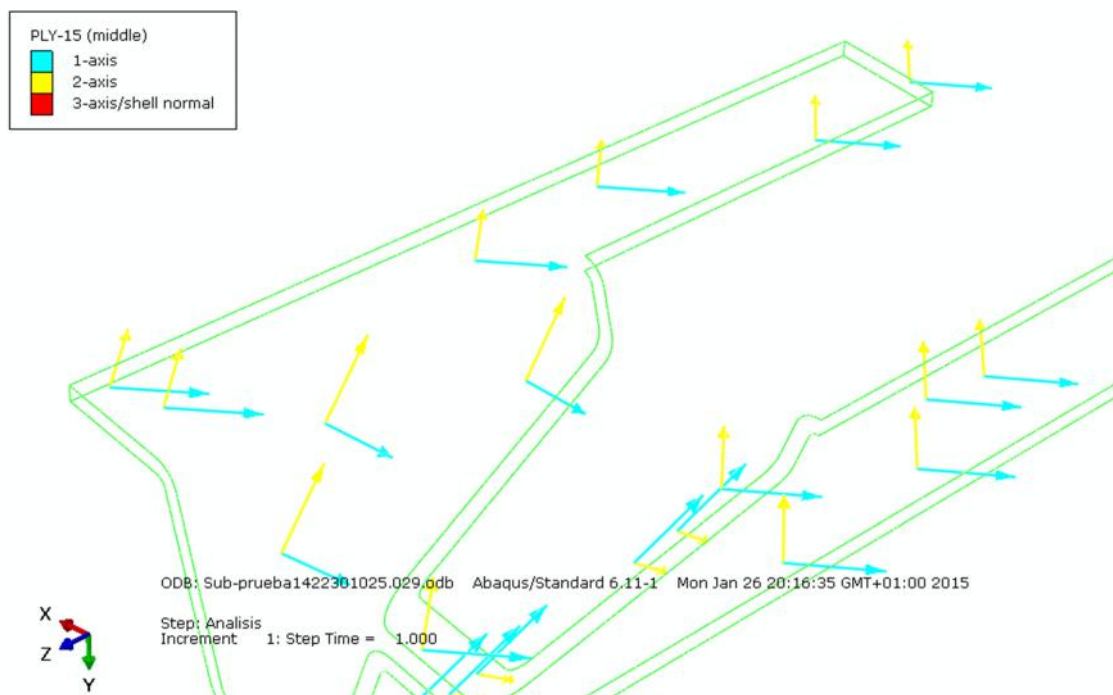


Figura 109. Direcciones principales de la lámina 15 del larguero

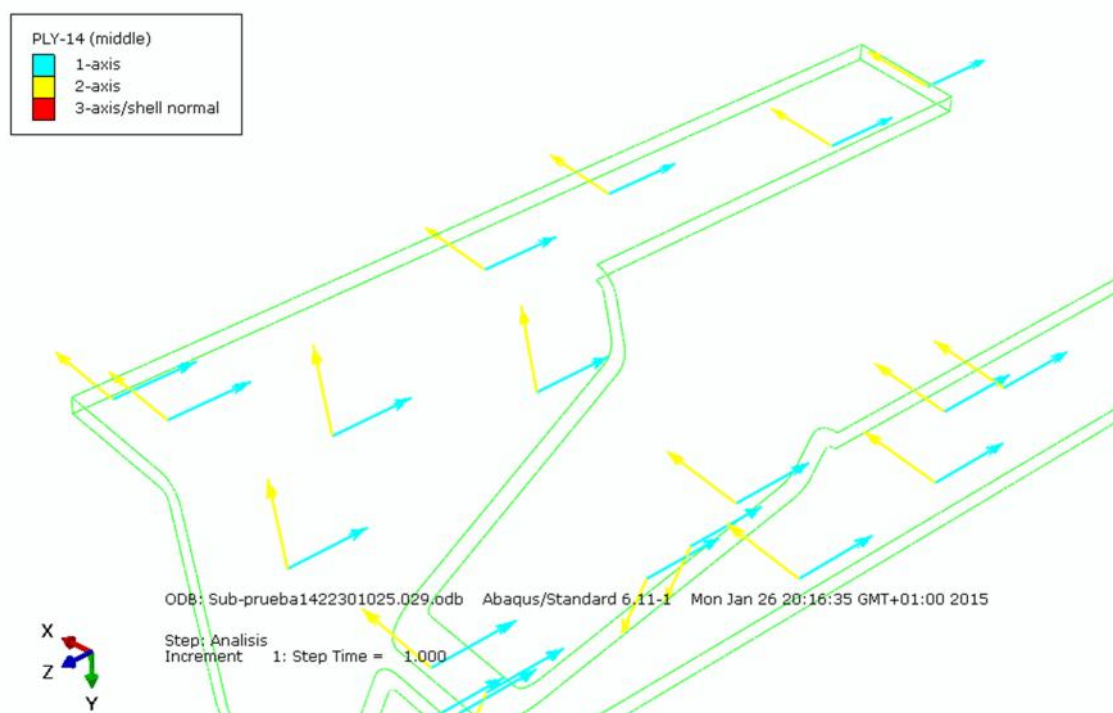


Figura 110. Direcciones principales de la lámina 14 y 13 del larguero

3.5.1 Comprobación de los desplazamientos

En las figuras 111 a la 122 se muestran a la izquierda los desplazamientos del modelo global de piel y larguerillo, y a la derecha los del modelo local. Así se comprueba la correcta aplicación de las condiciones de contorno cinemáticas en el modelo local.

1) Piel

- Análisis de tracción

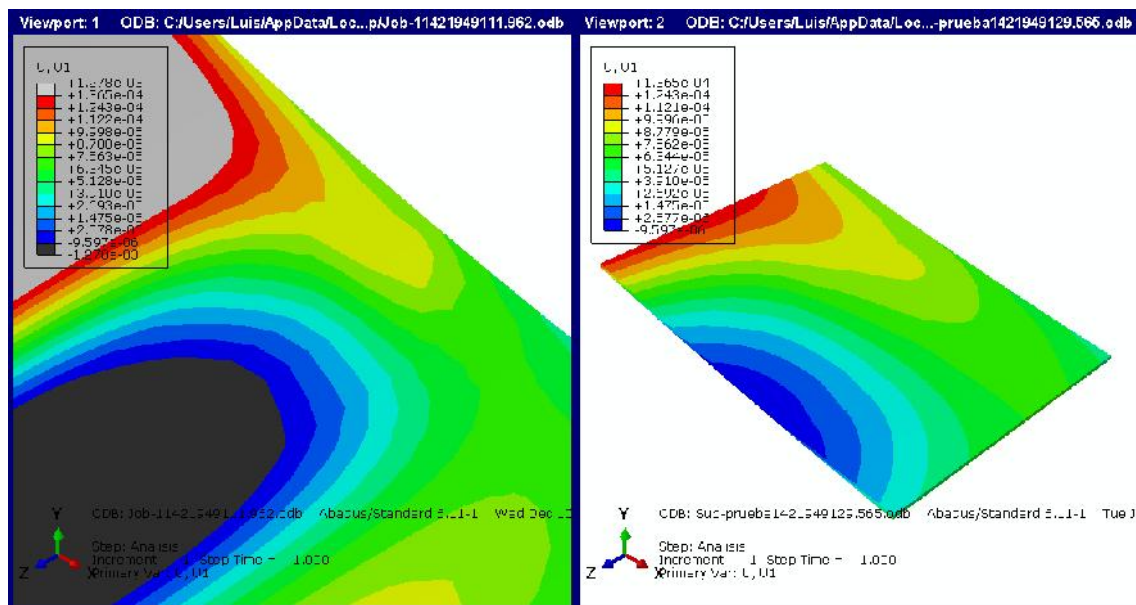


Figura 111. Desplazamientos U_1

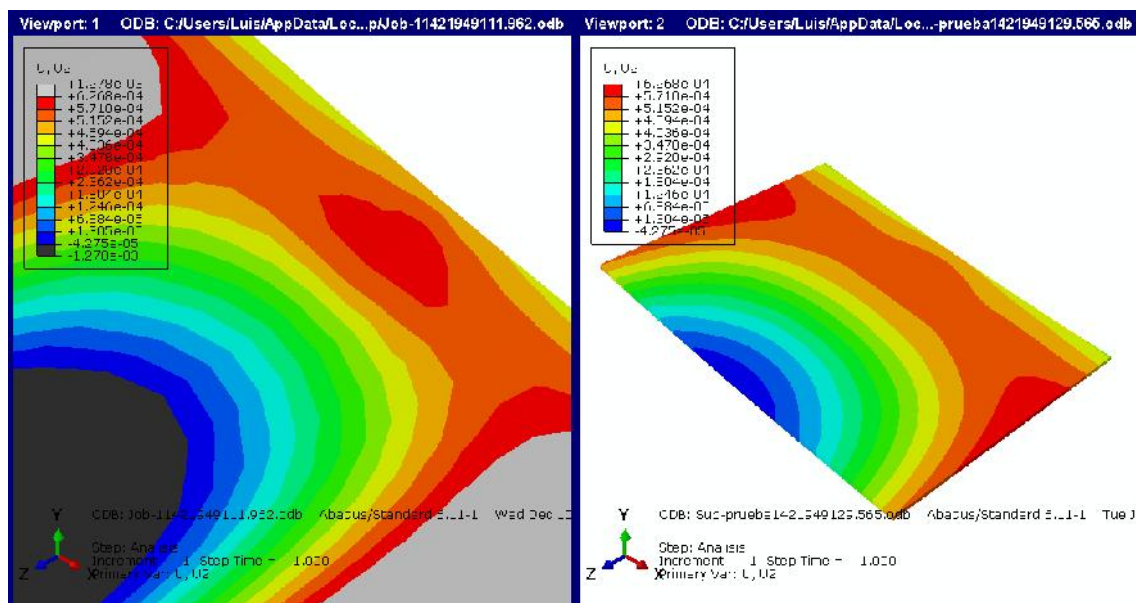


Figura 112. Desplazamientos U_2

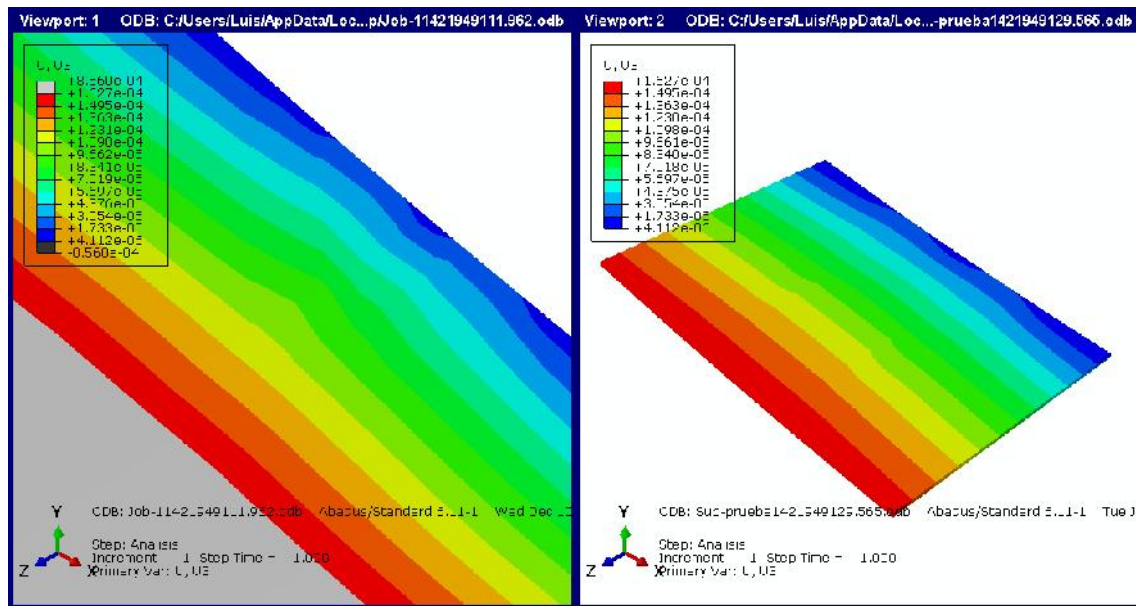


Figura 113. Desplazamientos U3

- Analisis de torsión

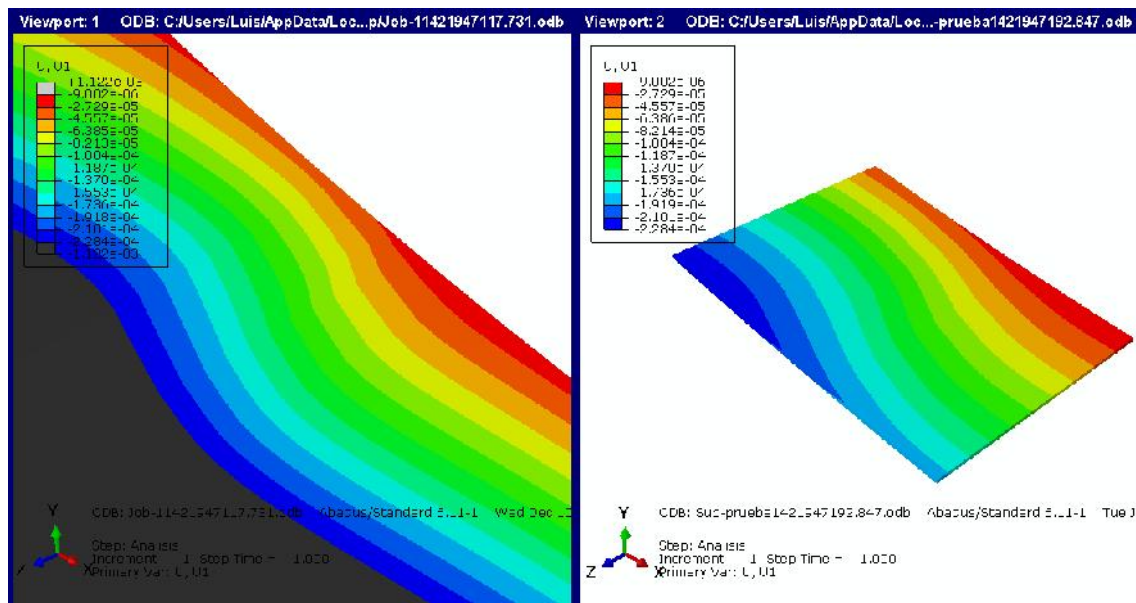


Figura 114. Desplazamientos U1

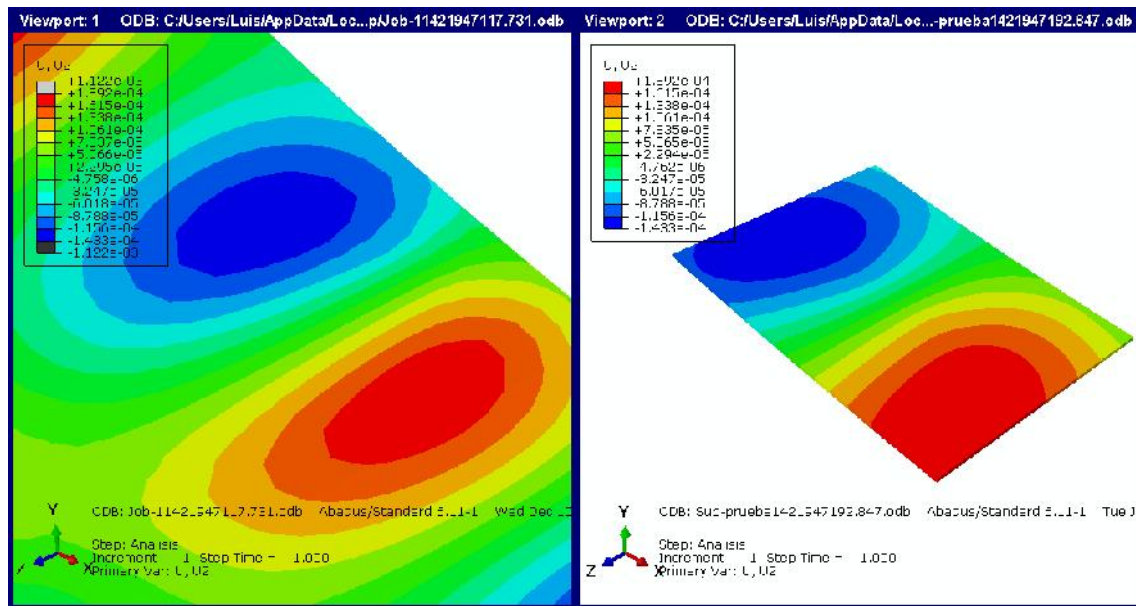


Figura 115. Desplazamientos U2

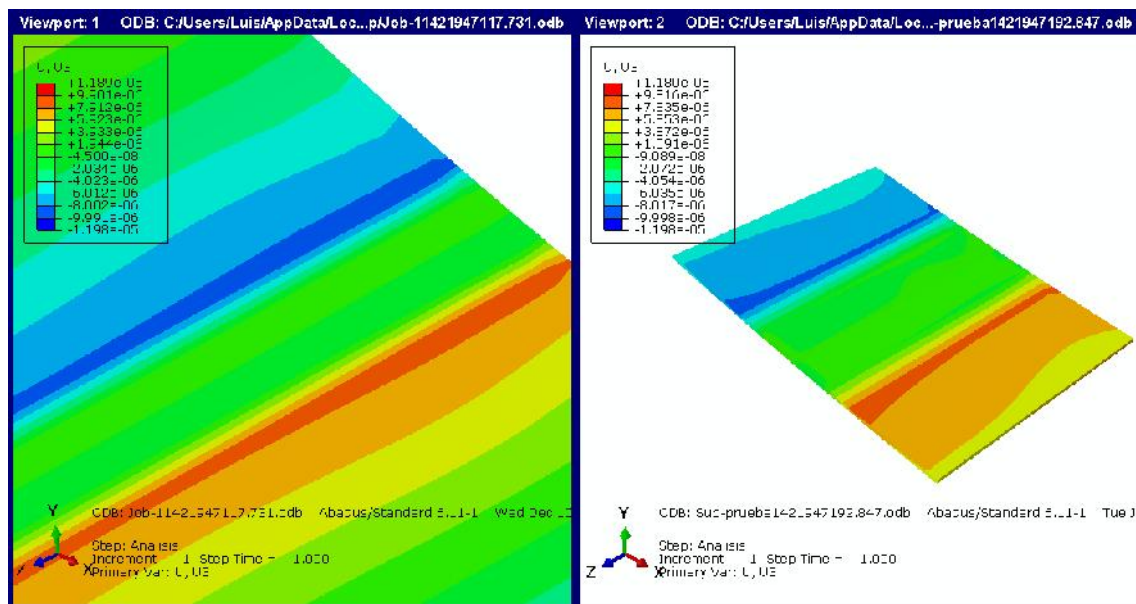


Figura 116. Desplazamientos U3

2) Larguerillo

- Análisis de tracción

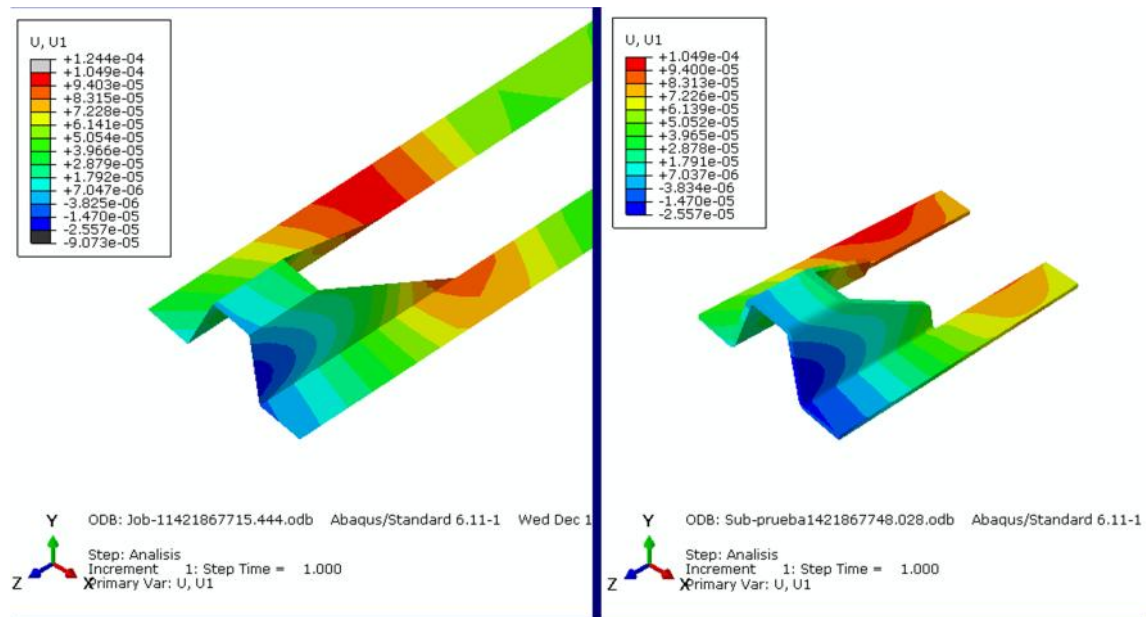


Figura 117. Desplazamientos U1

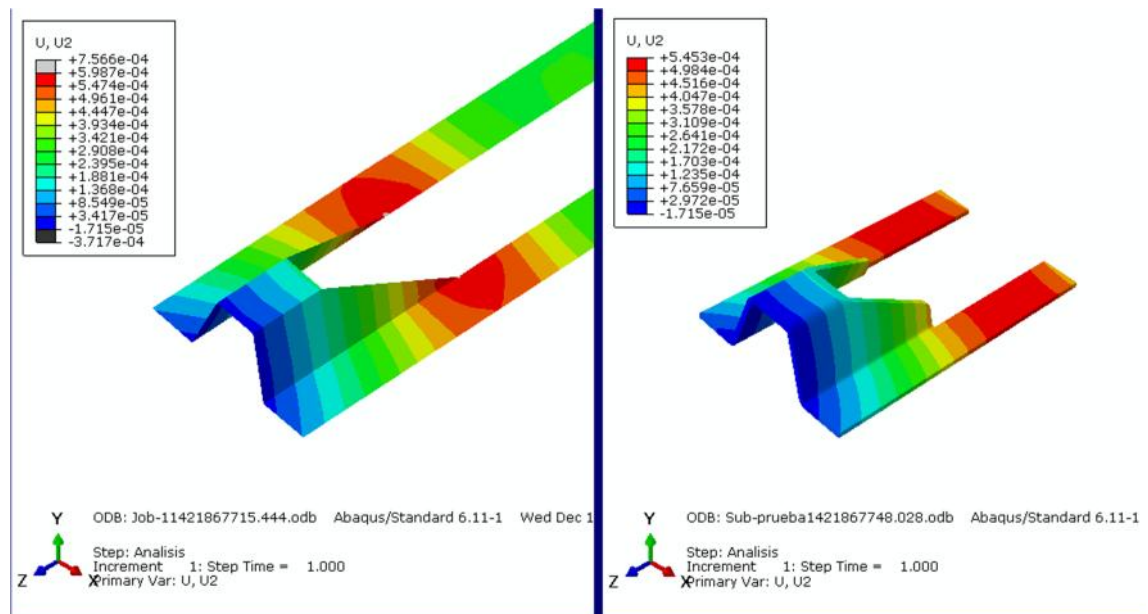


Figura 118. Desplazamientos U2

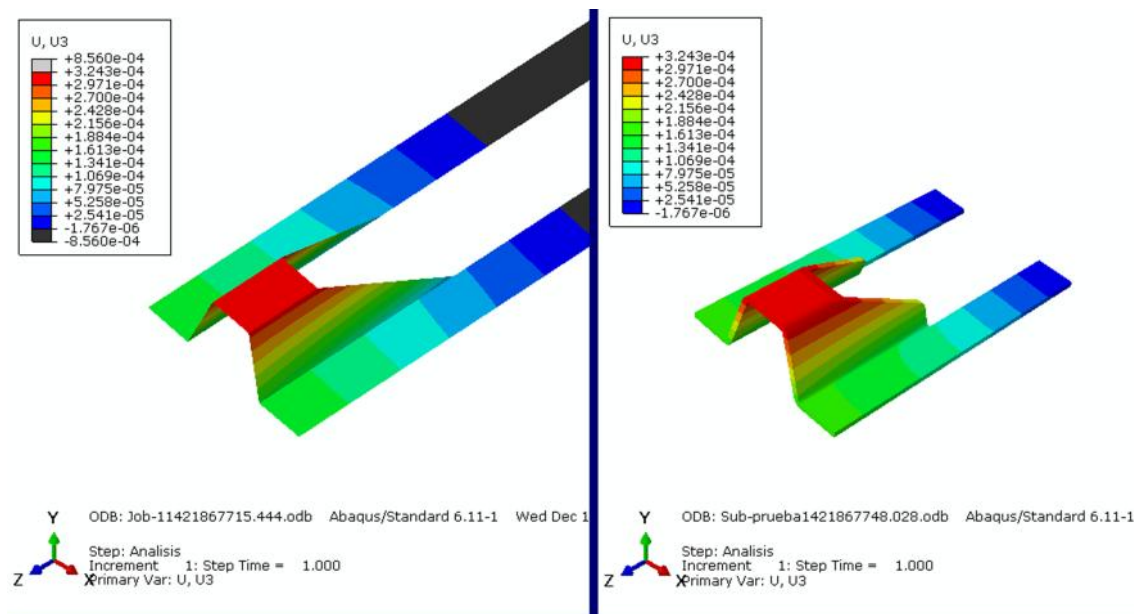


Figura 119. Desplazamientos U3

- Análisis de torsión

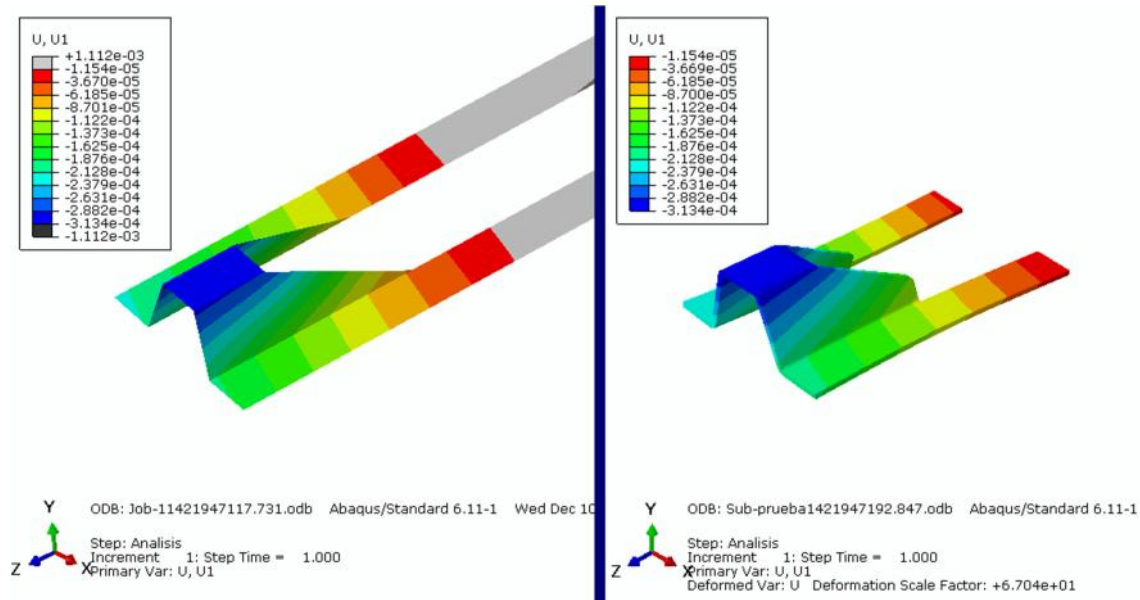


Figura 120. Desplazamientos U1

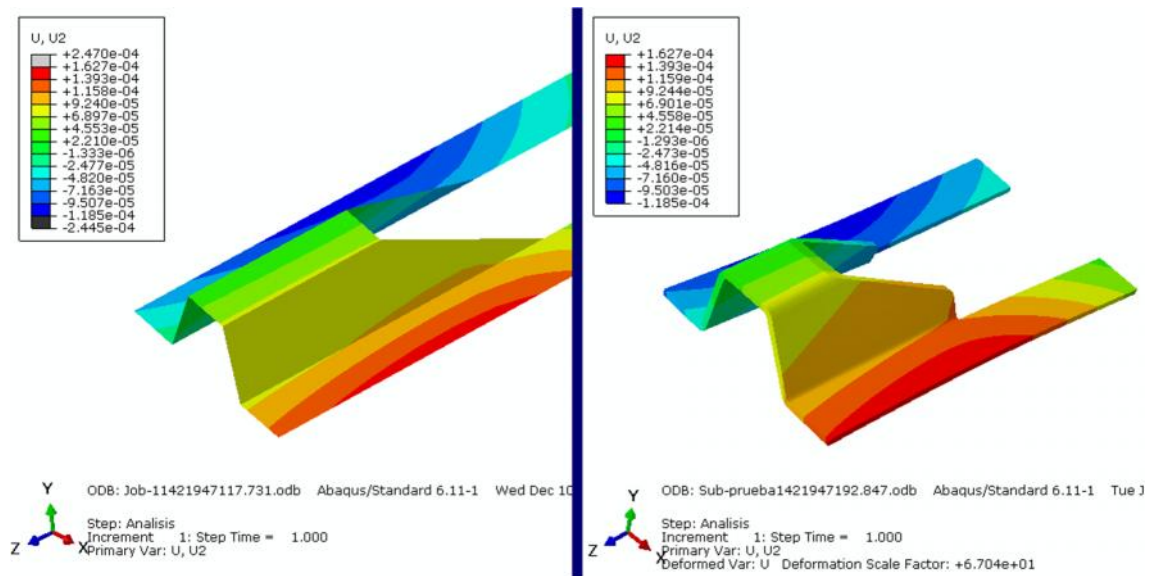


Figura 121. Desplazamientos U2

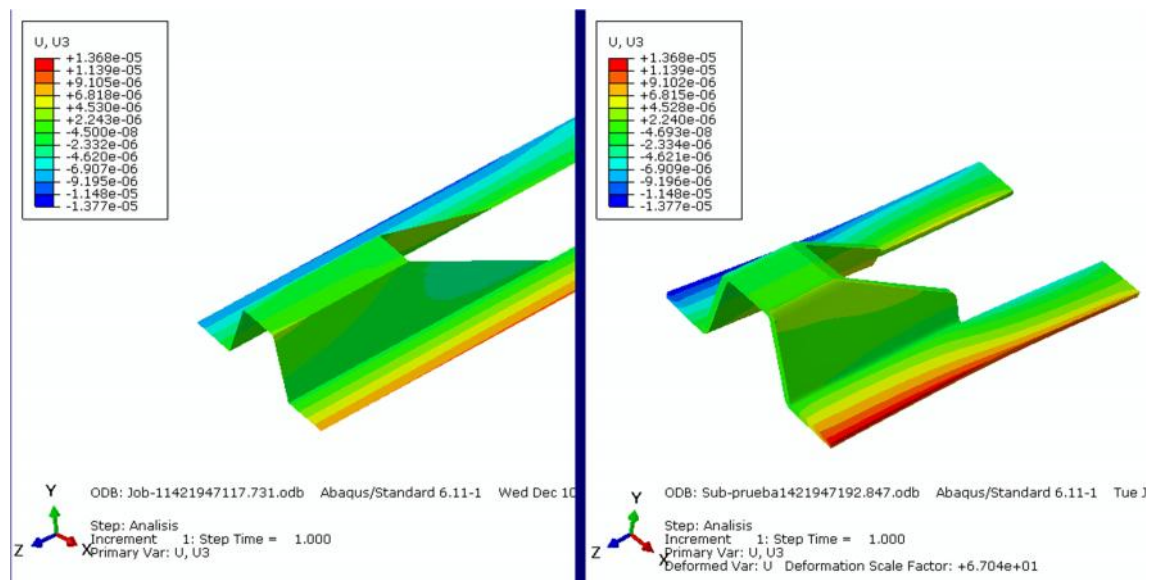


Figura 122. Desplazamientos U3

Se observa que los campos de desplazamientos para los dos análisis son muy similares. Lo que permite corroborar la correcta transmisión de las condiciones de contorno al modelo local.

3.5.2 Tracción

En las figuras 123 a 137 se muestran los resultados de las tensiones S33, S13 y S23 en el centro de las láminas de los elementos de la piel situados en la interfaz con el larguerillo para el caso de tracción.

1) Piel

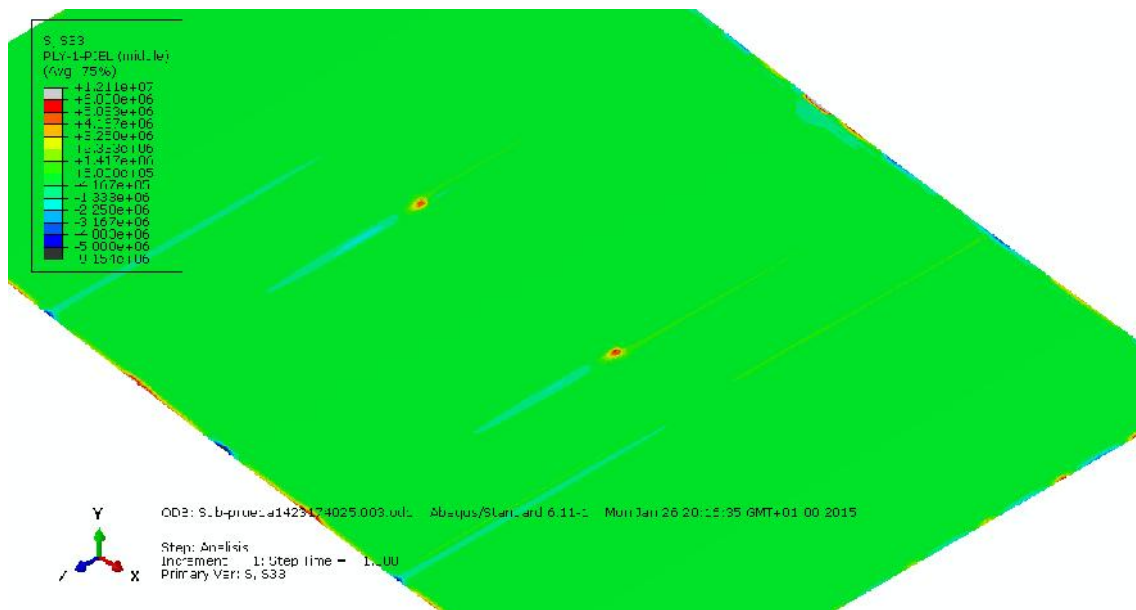


Figura 123. S33 en la lámina 1 de la piel

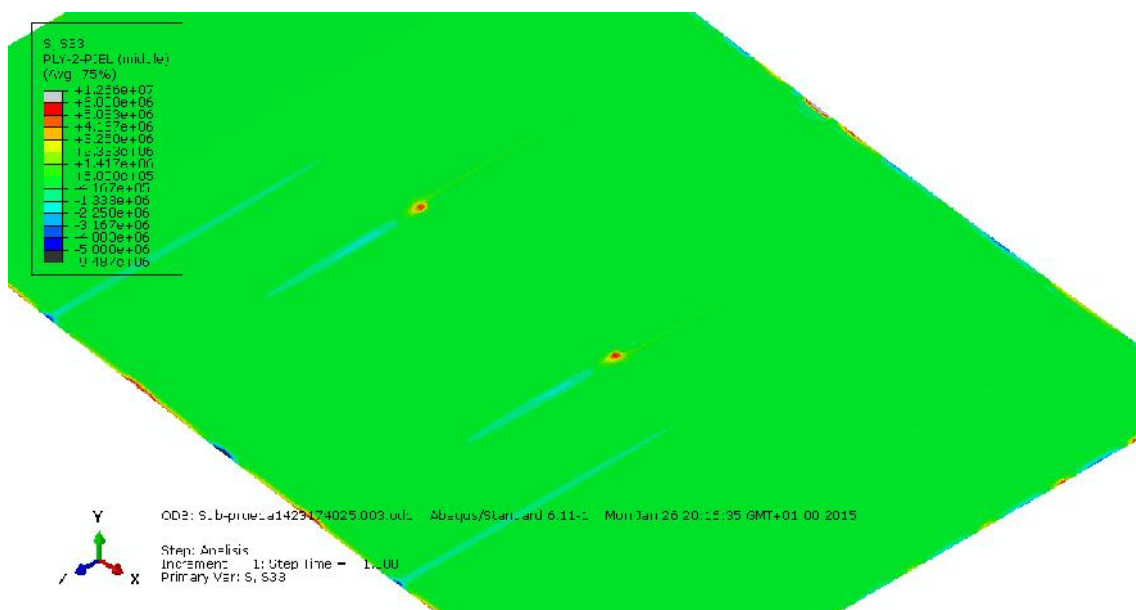


Figura 124. S33 en la lámina 2 de la piel

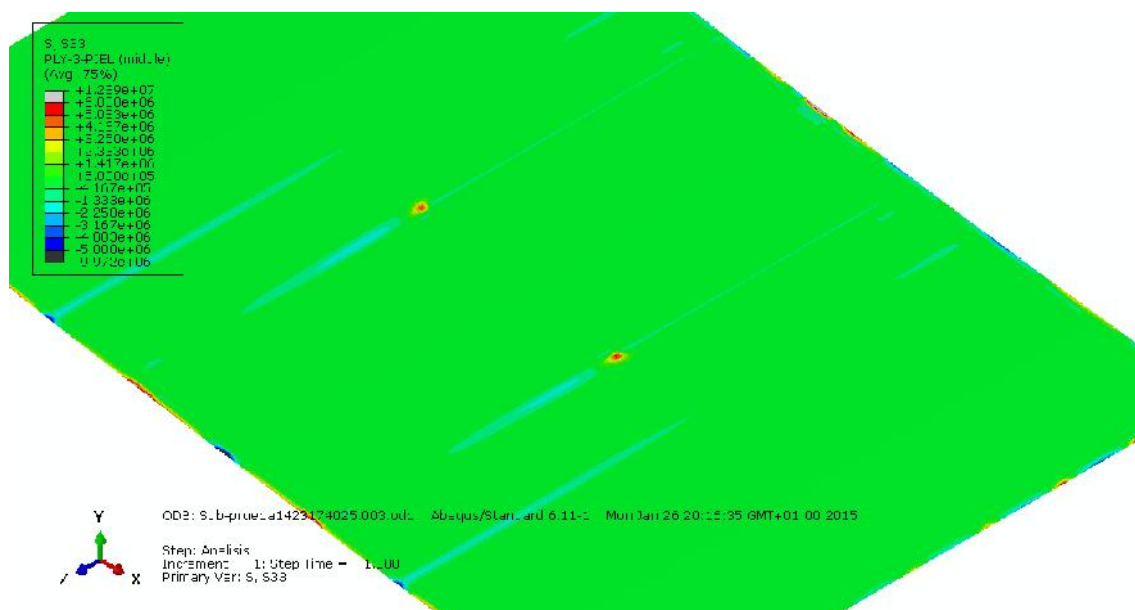


Figura 125. S33 en la lámina 3 de la piel

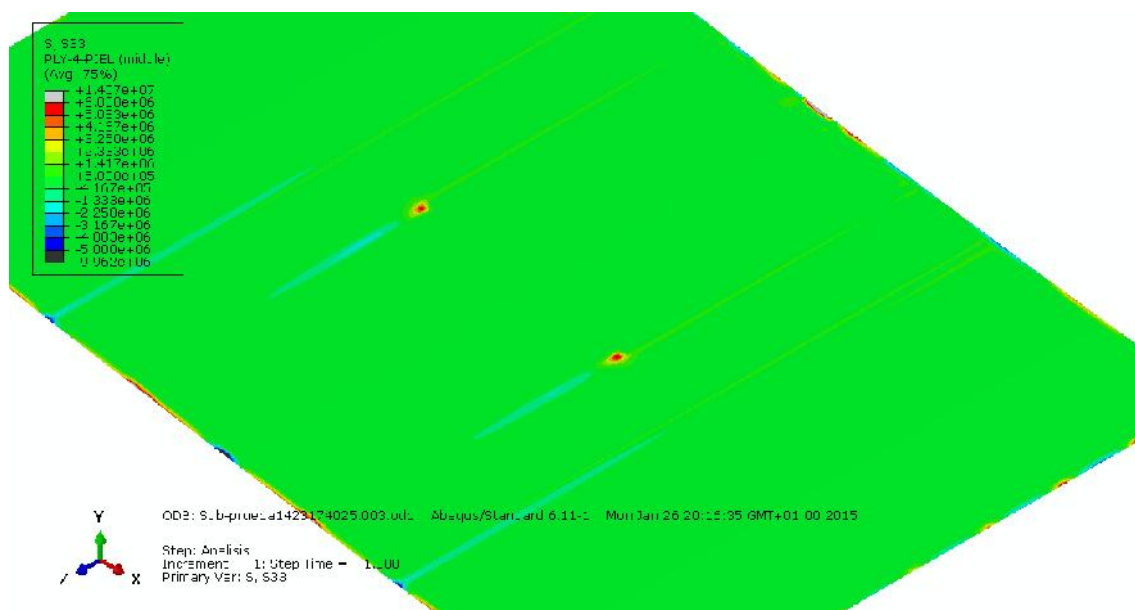


Figura 126. S33 en la lámina 4 de la piel

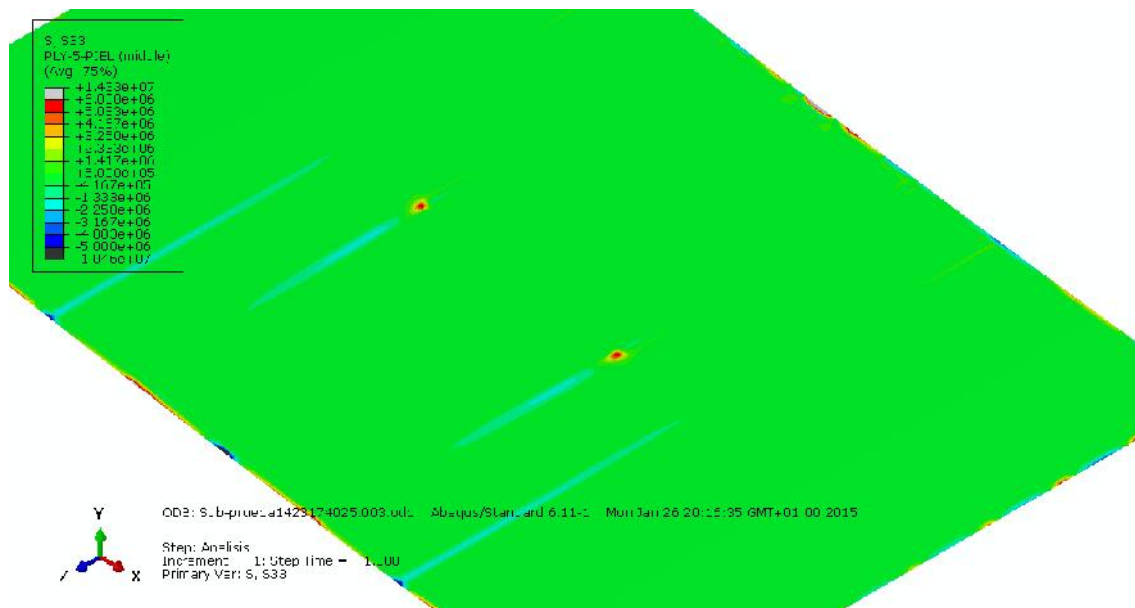


Figura 127. S33 en la lámina 5 de la piel

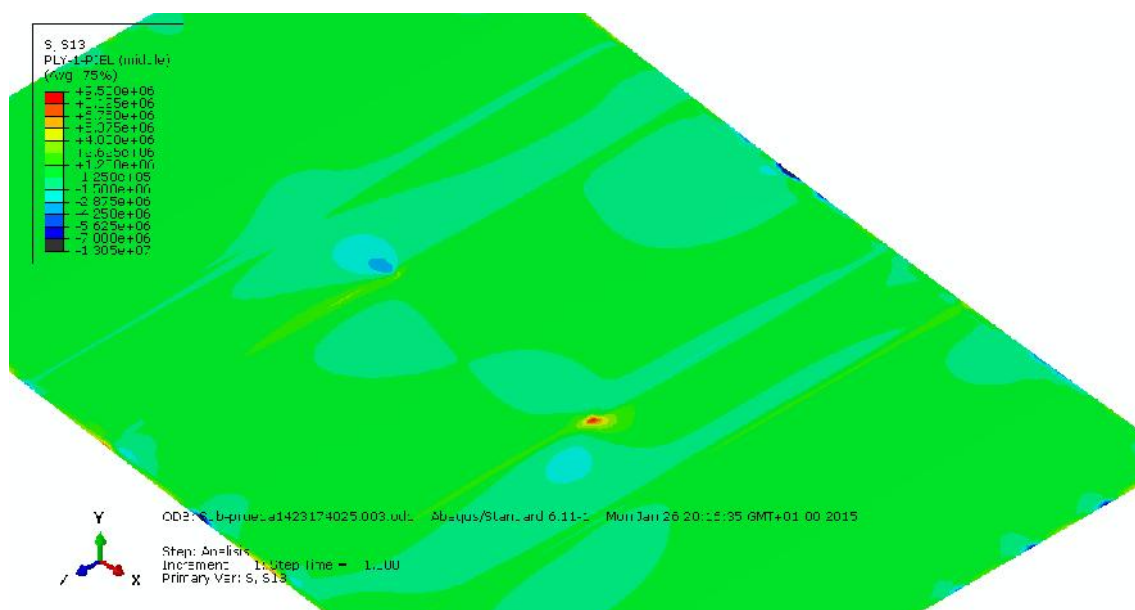
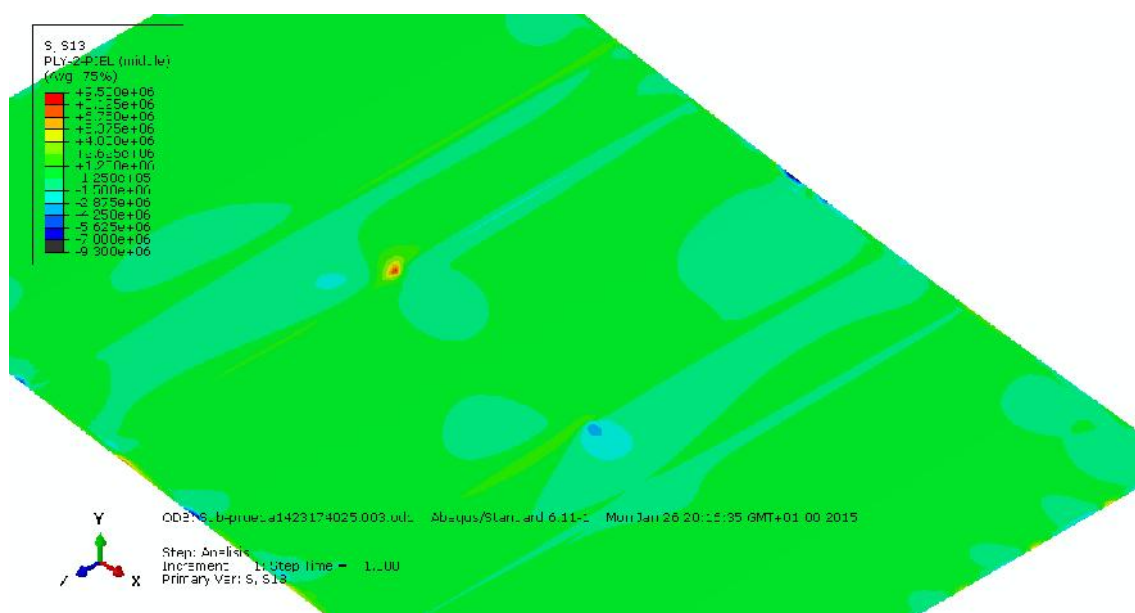


Figura 128. S13 en la lámina 1 de la piel



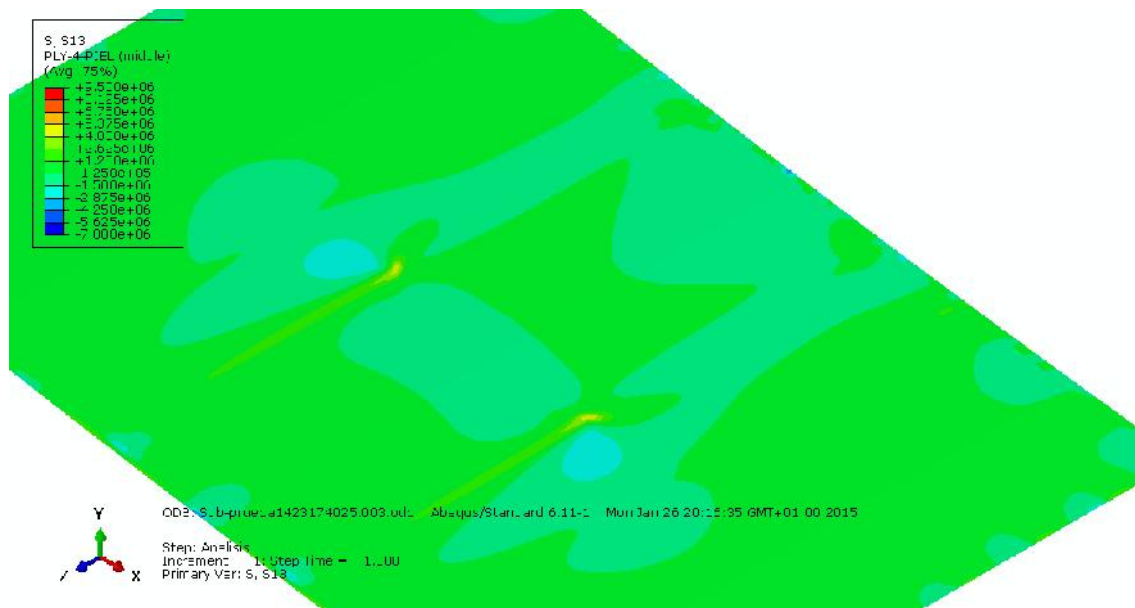


Figura 131. S13 en la lámina 4 de la piel



Figura 132. S13 en la lámina 5 de la piel

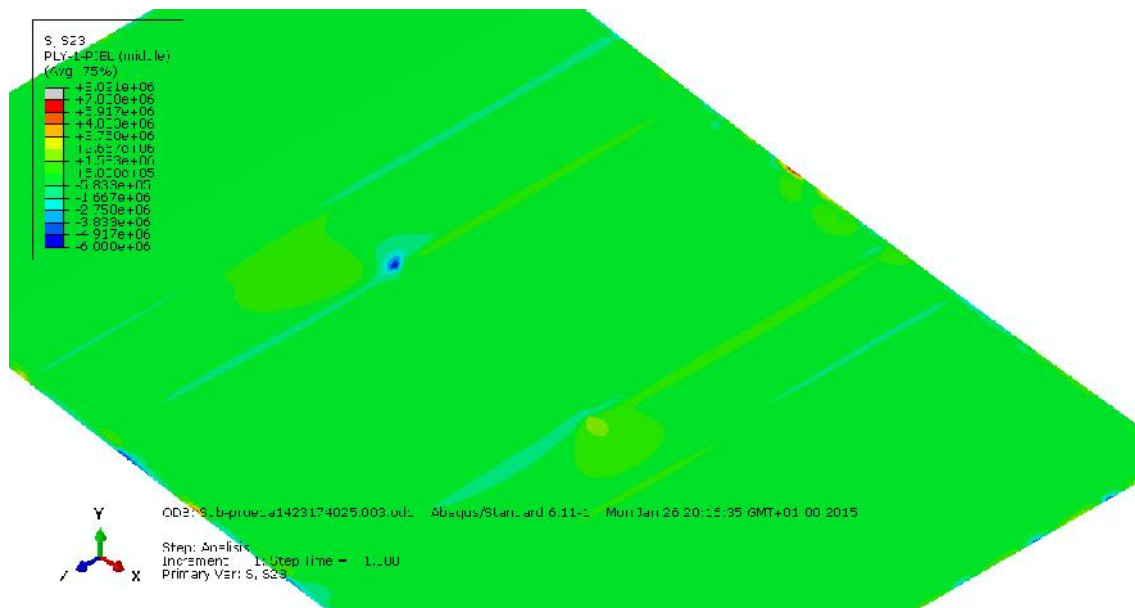


Figura 133. S23 en la lámina 1 de la piel

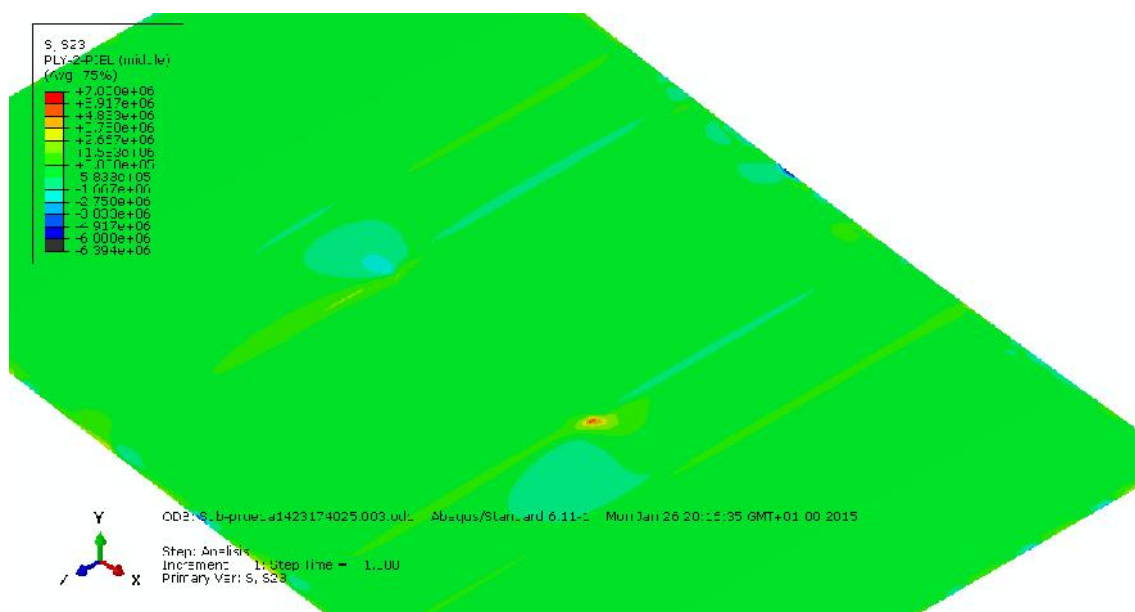


Figura 134. S23 en la lámina 2 de la piel

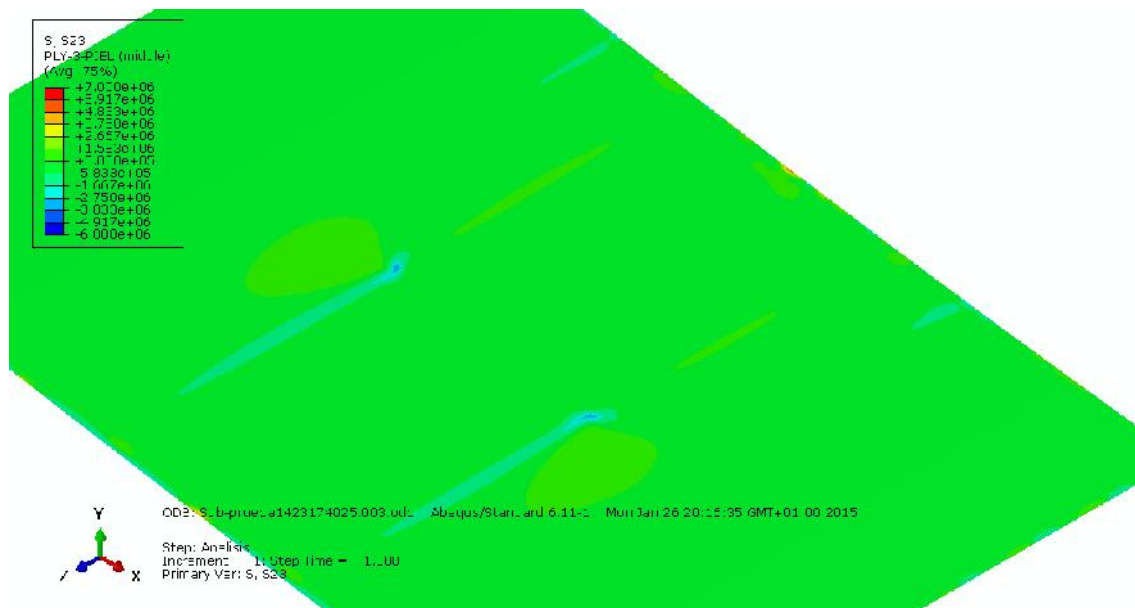


Figura 135. S23 en la lámina 3 de la piel

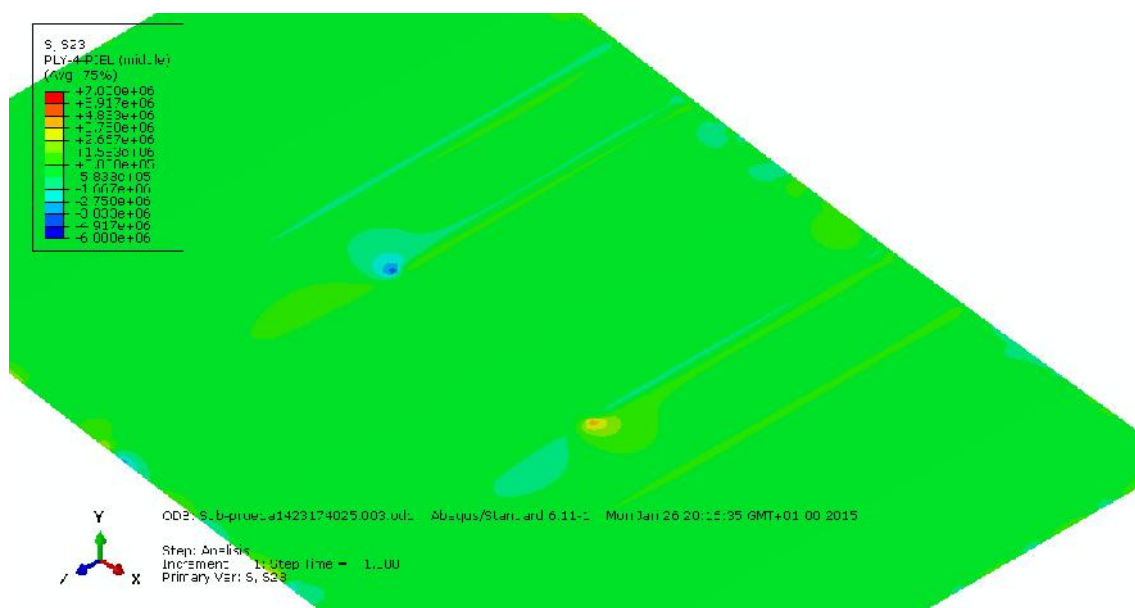


Figura 136. S23 en la lámina 4 de la piel

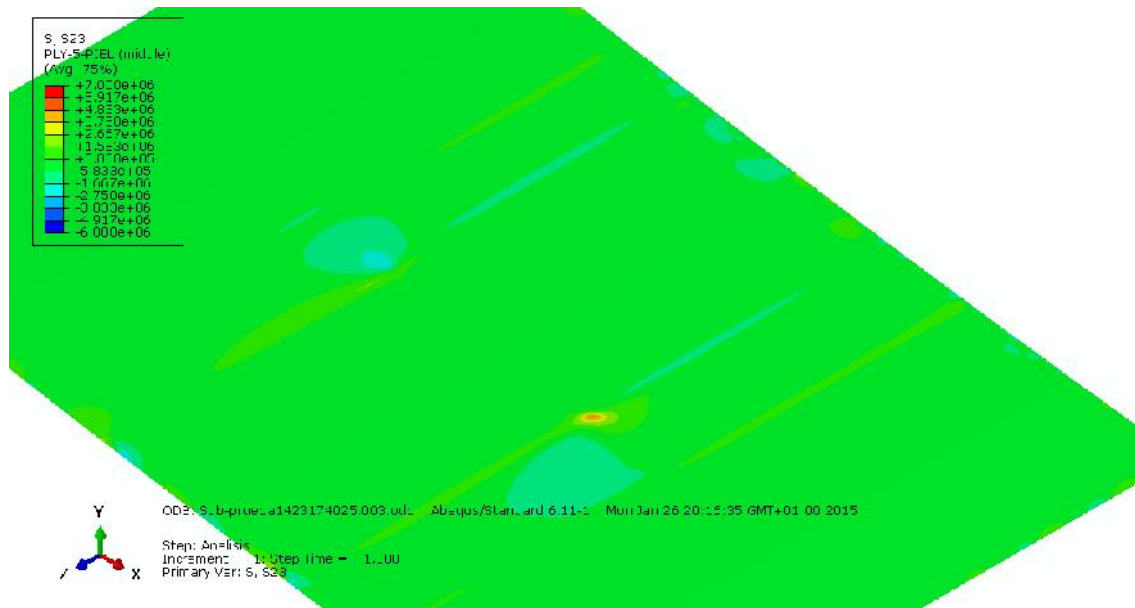


Figura 137. S23 en la lámina 5 de la piel

Hay elevados gradientes de tensiones en la zona de run-out de estructura. Es lo esperado, tanto por los resultados del modelo global como por la experiencia y otros estudios véase [1] y [2].

2) Larguerillo

En las figuras 138 a 149 se muestran las tensiones S33, S13 y S23 en el centro de las láminas de los elementos del larguerillo en la interfaz con la piel. Se muestra la vista inferior.

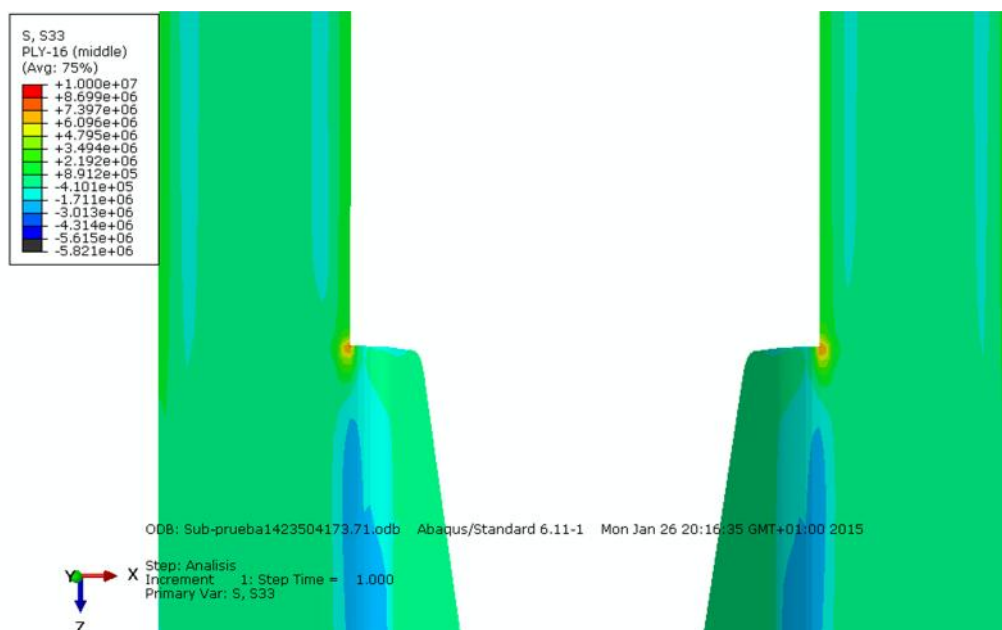


Figura 138. S33 en la lámina 16 del larguerillo

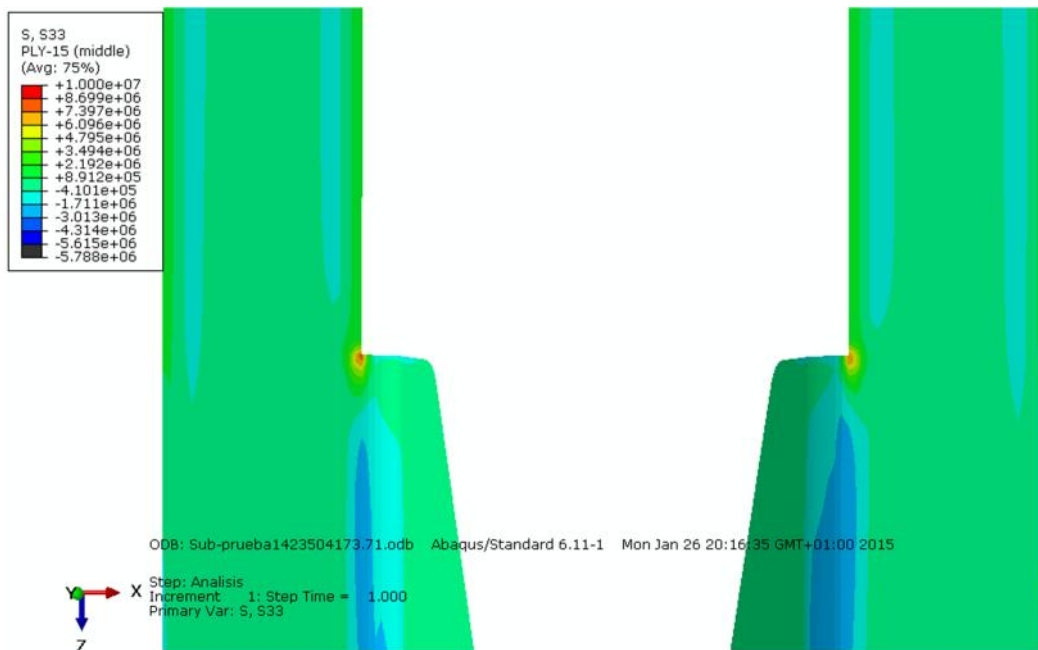


Figura 139. S33 en la lámina 15 del larguerillo

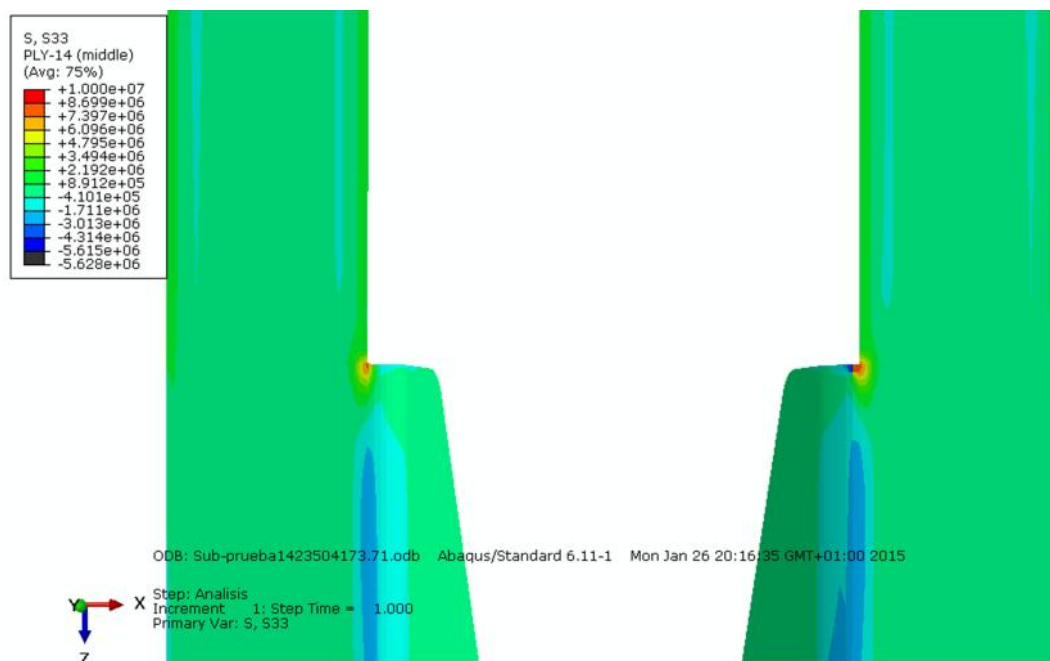


Figura 140. S33 en la lámina 14 del larguerillo

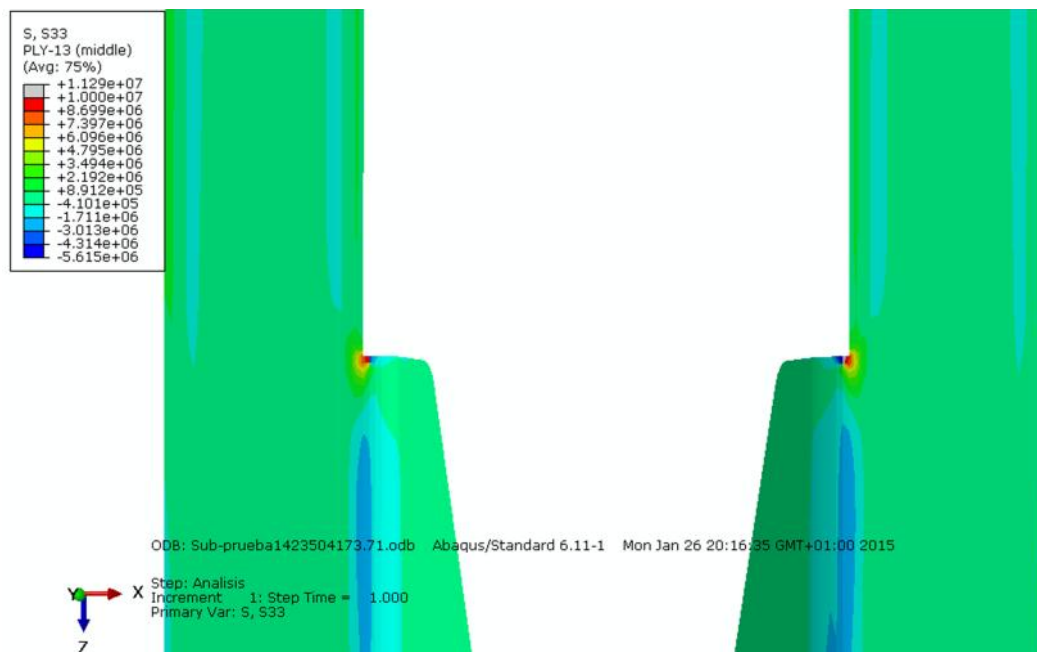


Figura 141. S33 en la lámina 13 del larguero

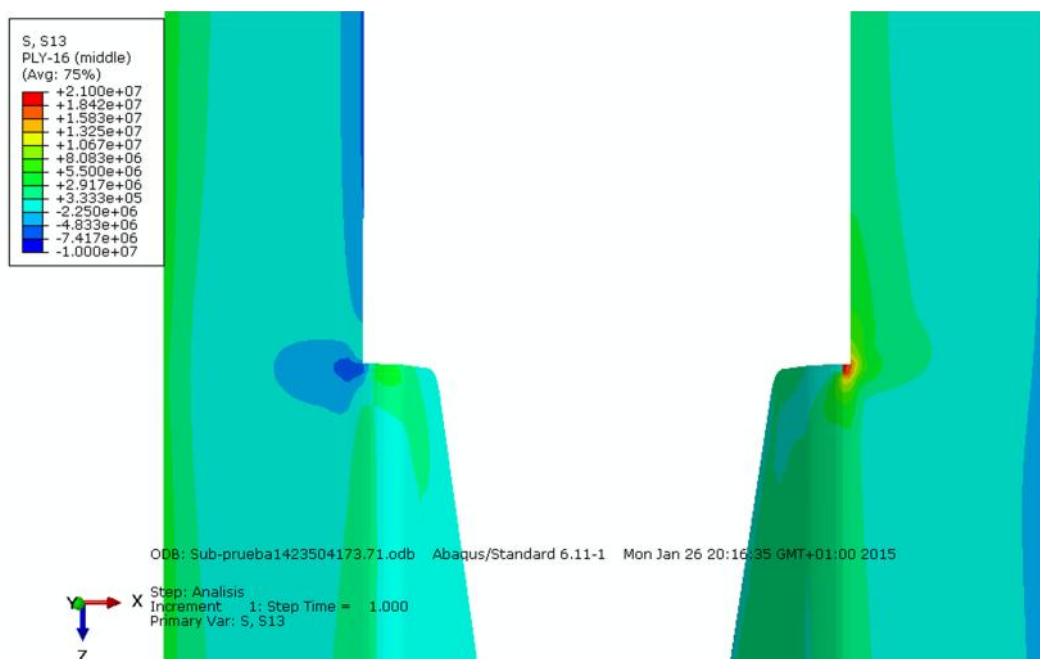


Figura 142. S13 en la lámina 16 del larguero

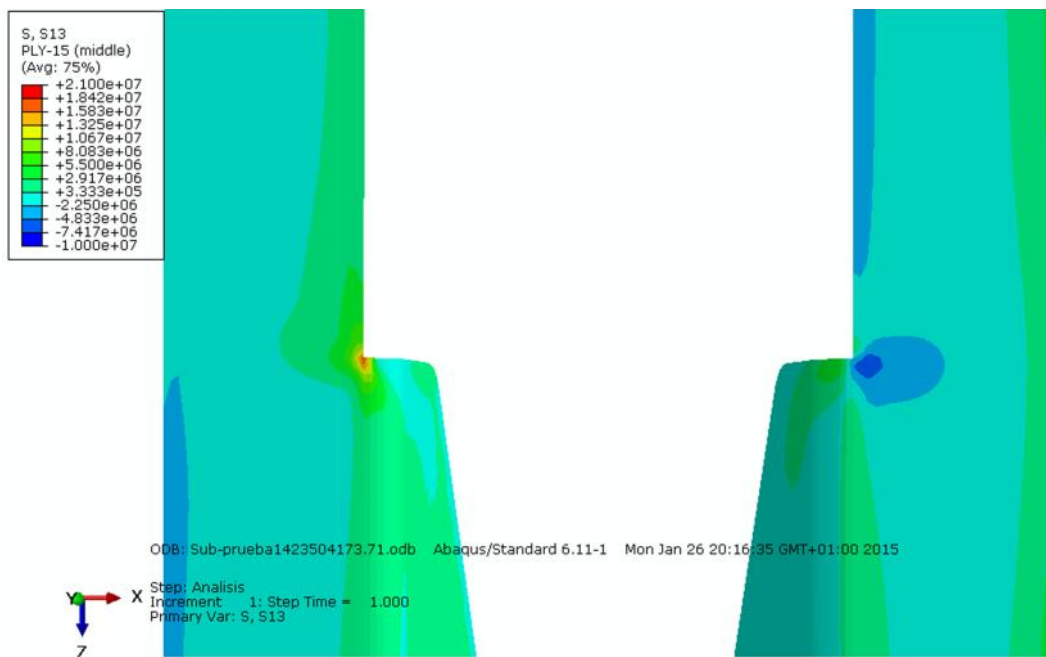


Figura 143. S13 en la lámina 15 del larguerillo

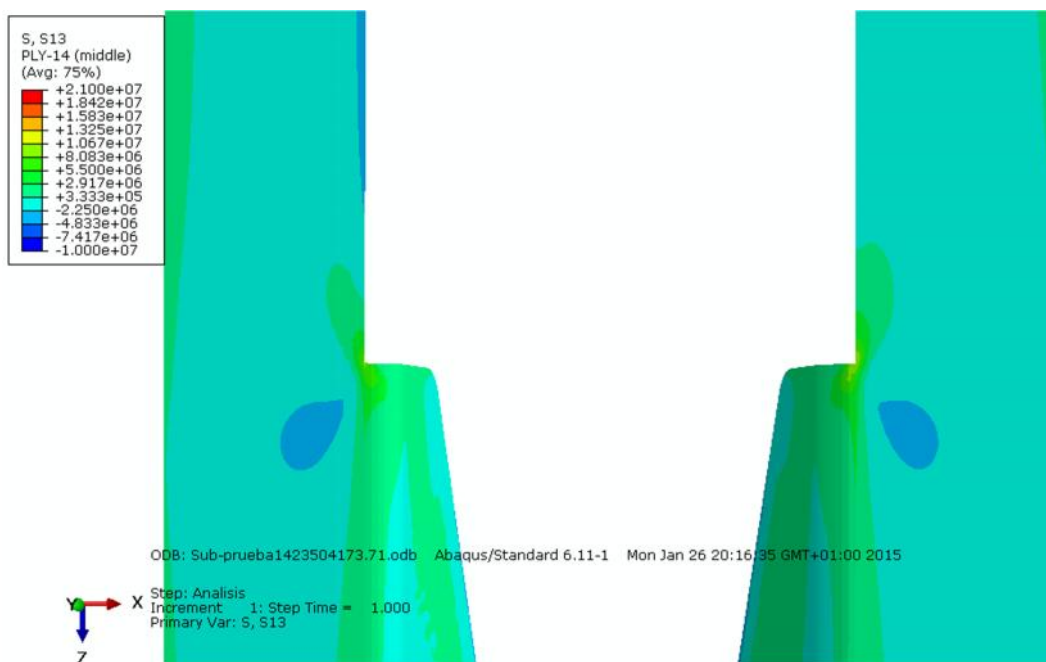


Figura 144. S13 en la lámina 14 del larguerillo

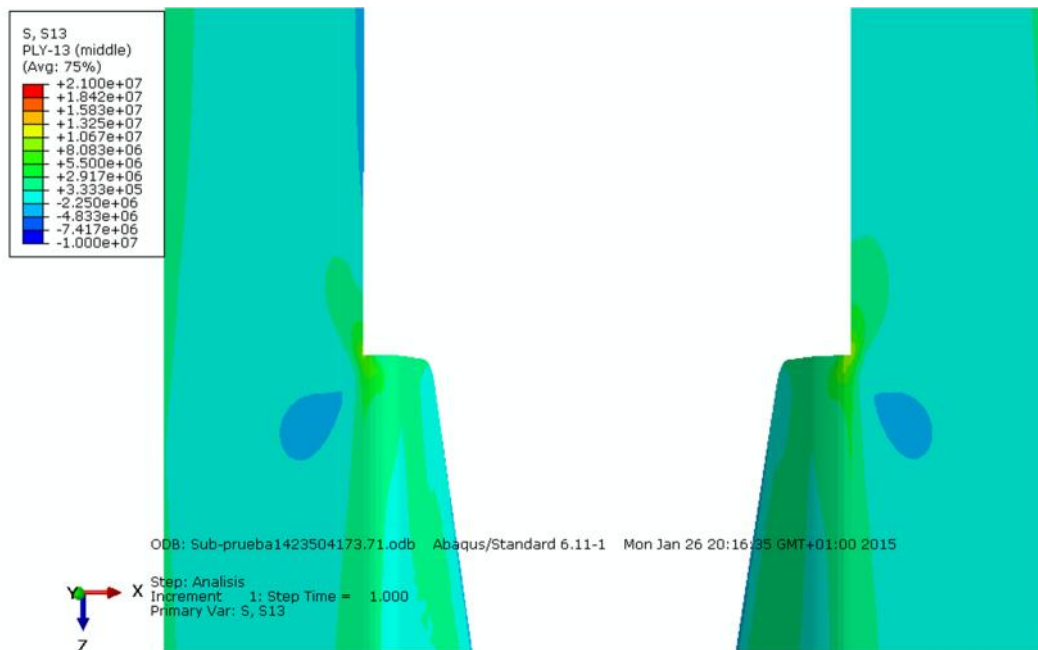


Figura 145. S13 en la lámina 13 del larguerillo

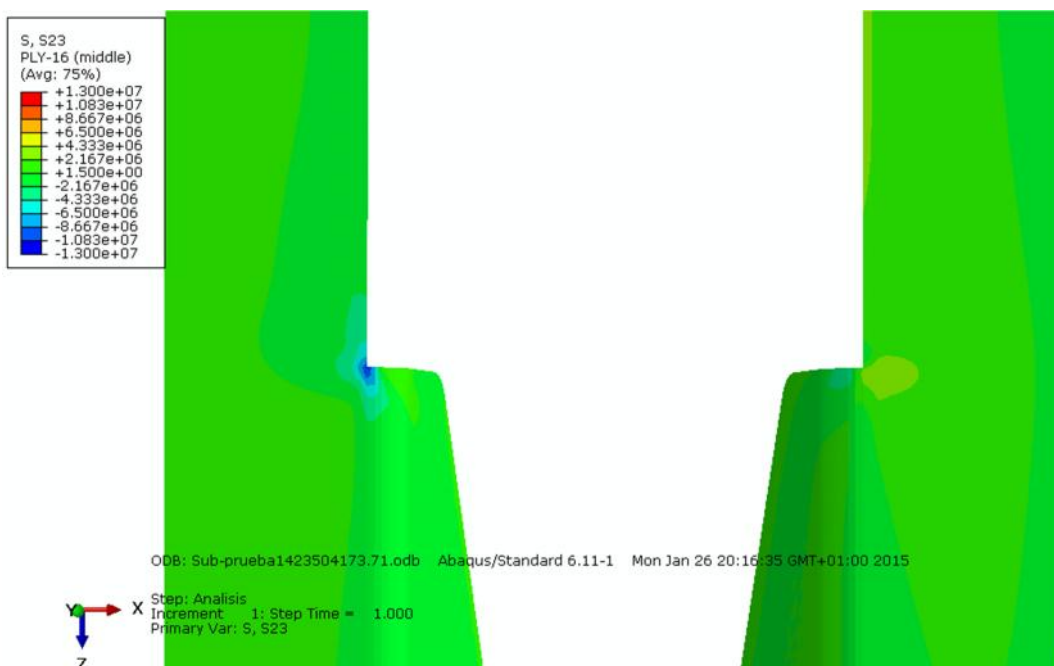


Figura 146. S23 en la lámina 16 del larguerillo

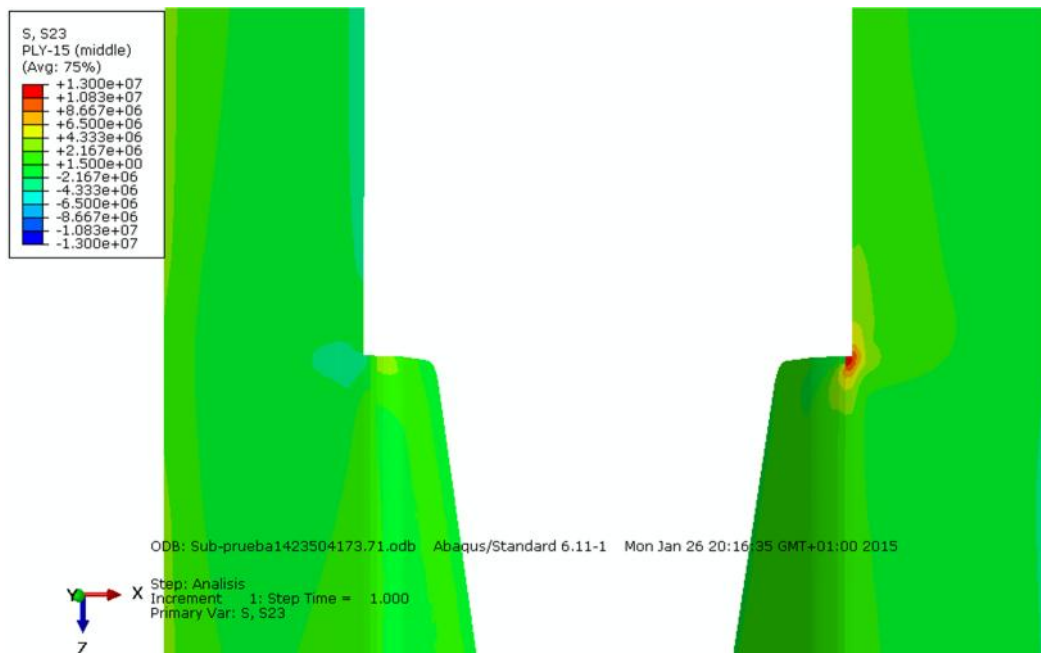


Figura 147. S23 en la lámina 15 del larguerillo

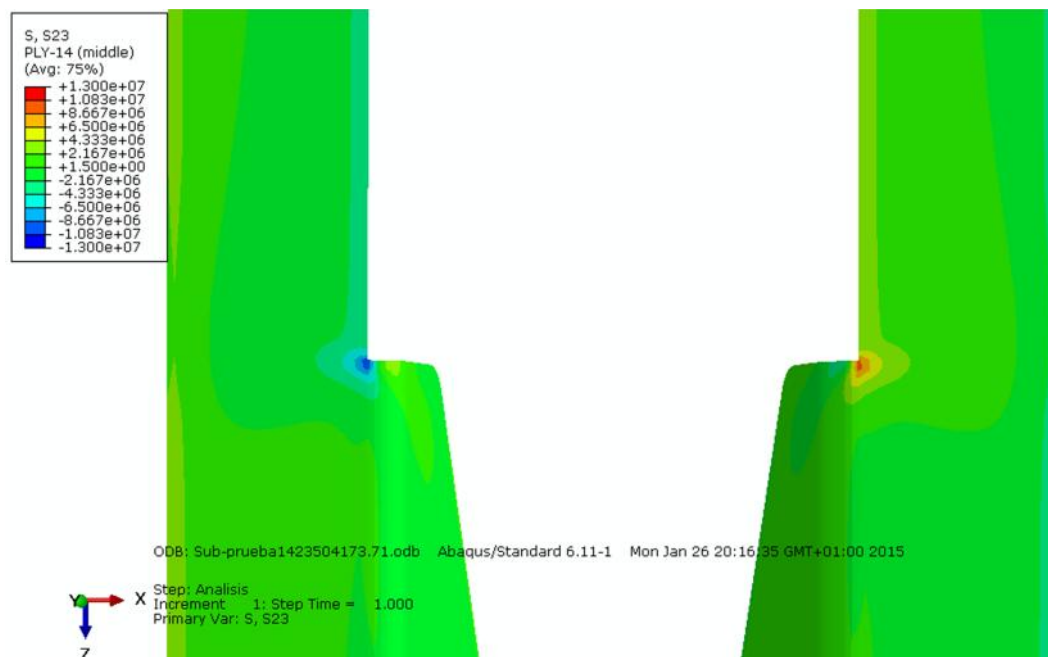


Figura 148. S23 en la lámina 14 del larguerillo

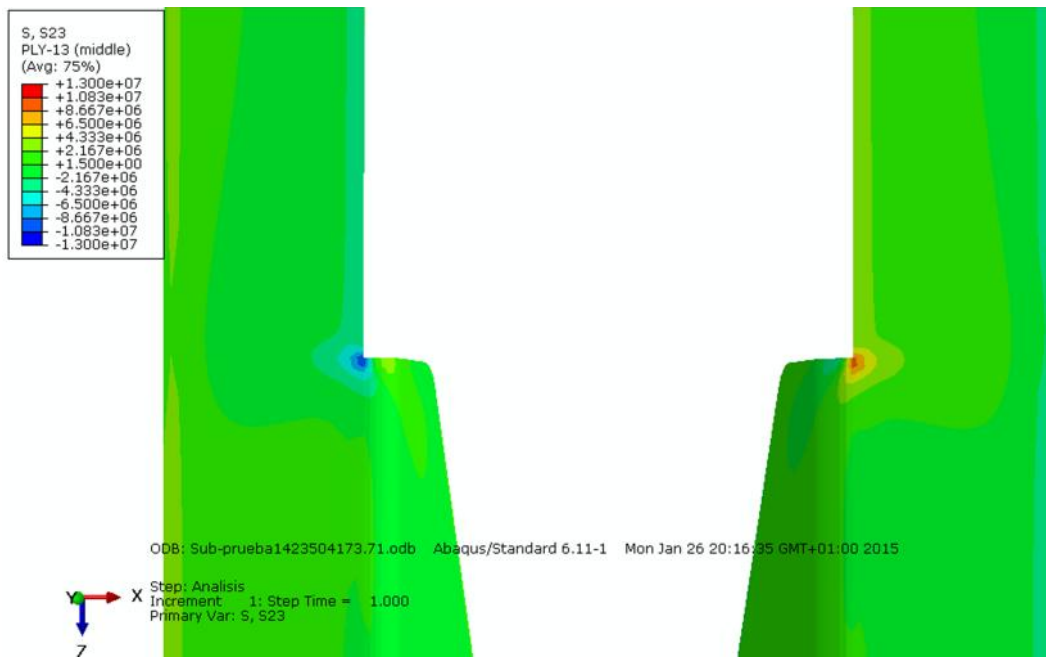


Figura 149. S23 en la lámina 13 del larguerillo

Valores elevados de las tensiones y altos gradientes se dan en la zona de run-out, siendo en el resto de zonas más o menos uniforme el campo tensional. Puede apreciarse en varios casos que en la zona de curvatura entre el pie y el alma del larguerillo hay unos saltos de tensión considerables, esto es debido a la malla empleada en el modelo.

3.5.3 Torsión

En las figuras 150 a 164 se muestran los resultados de las tensiones S33, S13 y S23 en el centro de las láminas de los elementos de la piel situados en la interfaz con el larguero para el caso de torsión.

1) Piel

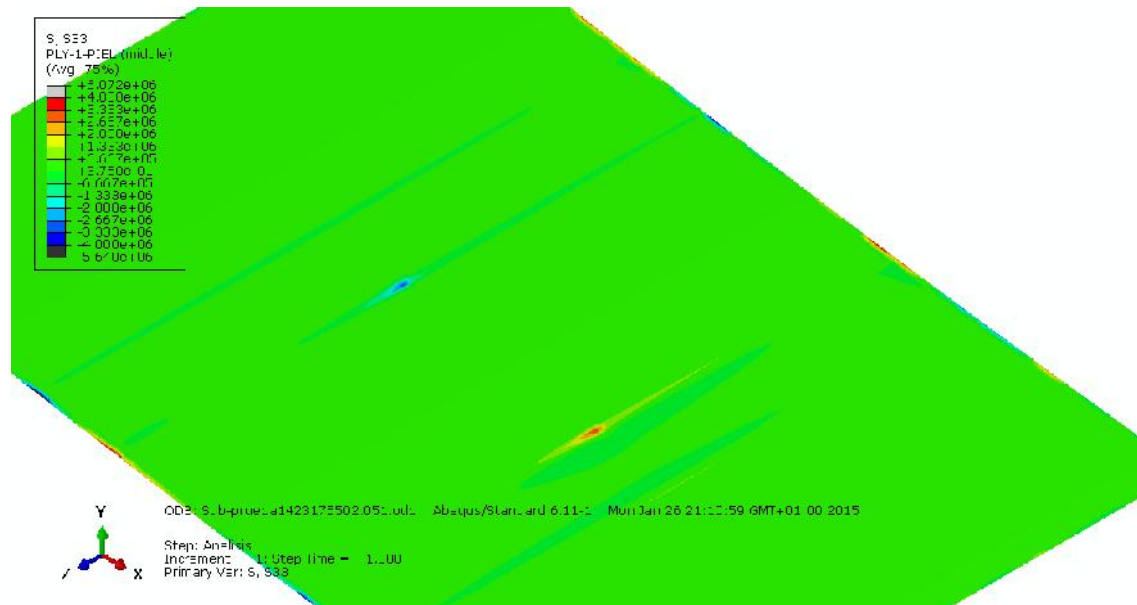


Figura 150. S33 en la lámina 1 de la piel en el análisis de torsión



Figura 151. S33 en la lámina 2 de la piel en el análisis de torsión

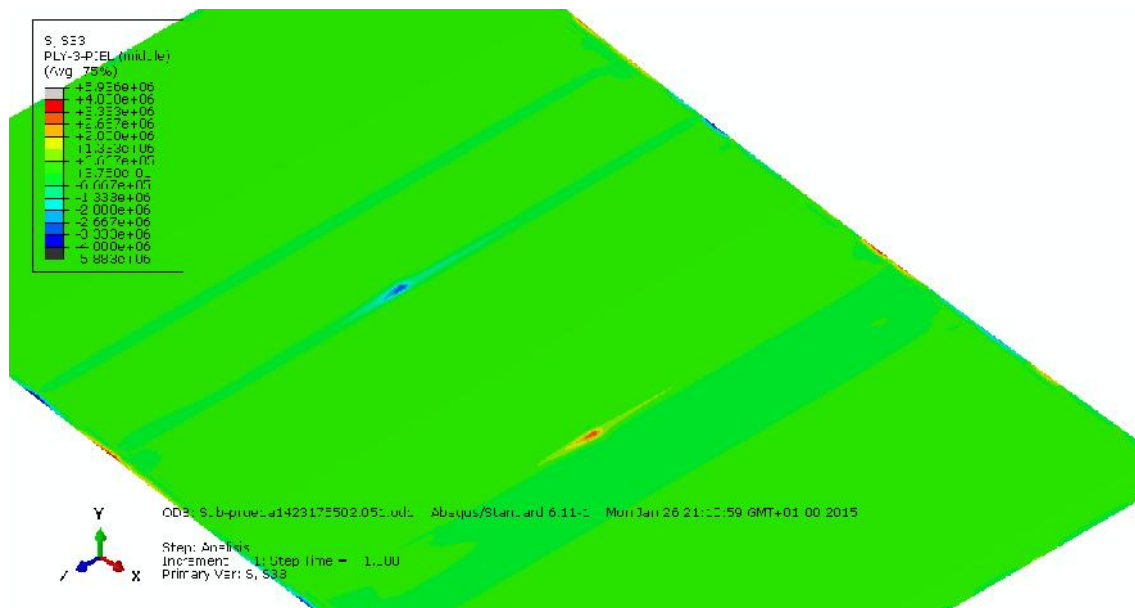


Figura 152. S33 en la lámina 3 de la piel en el análisis de torsión

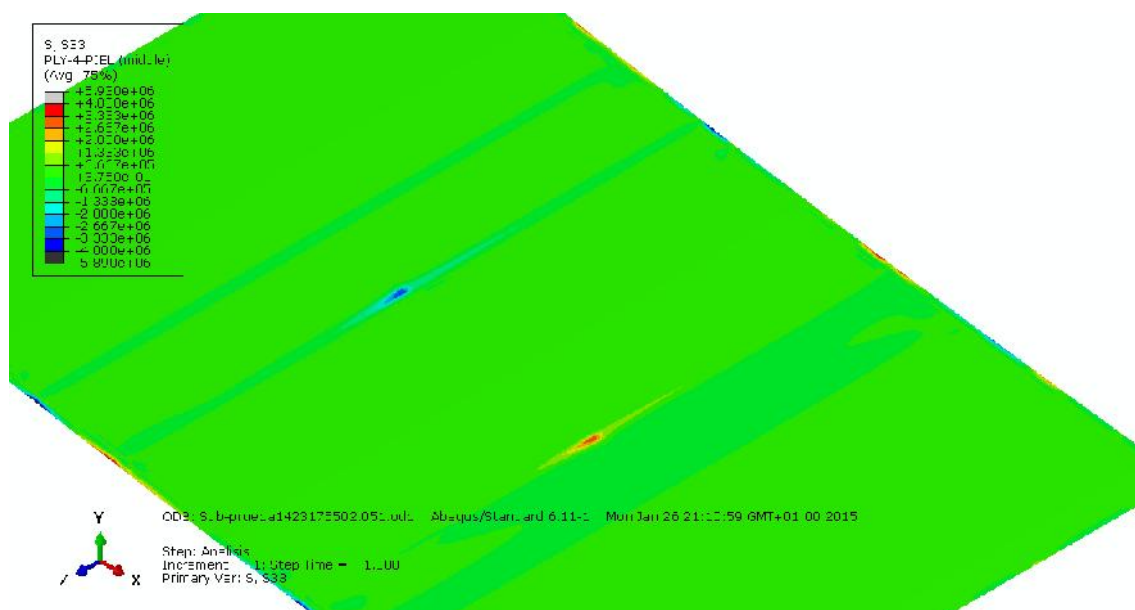


Figura 153. S33 en la lámina 4 de la piel en el análisis de torsión

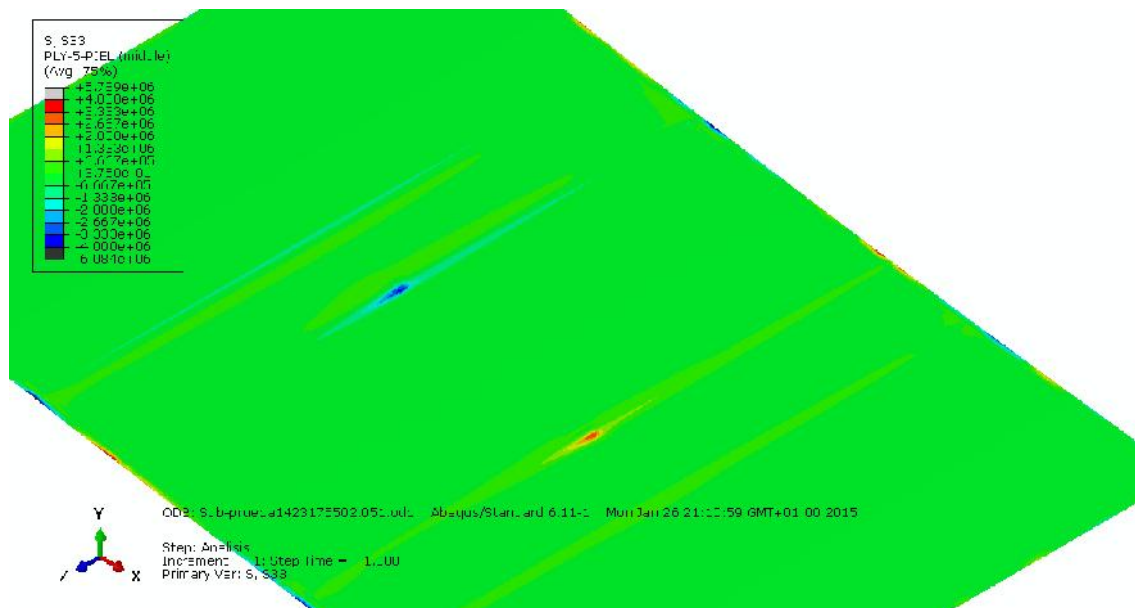


Figura 154. S33 en la lámina 5 de la piel en el análisis de torsión

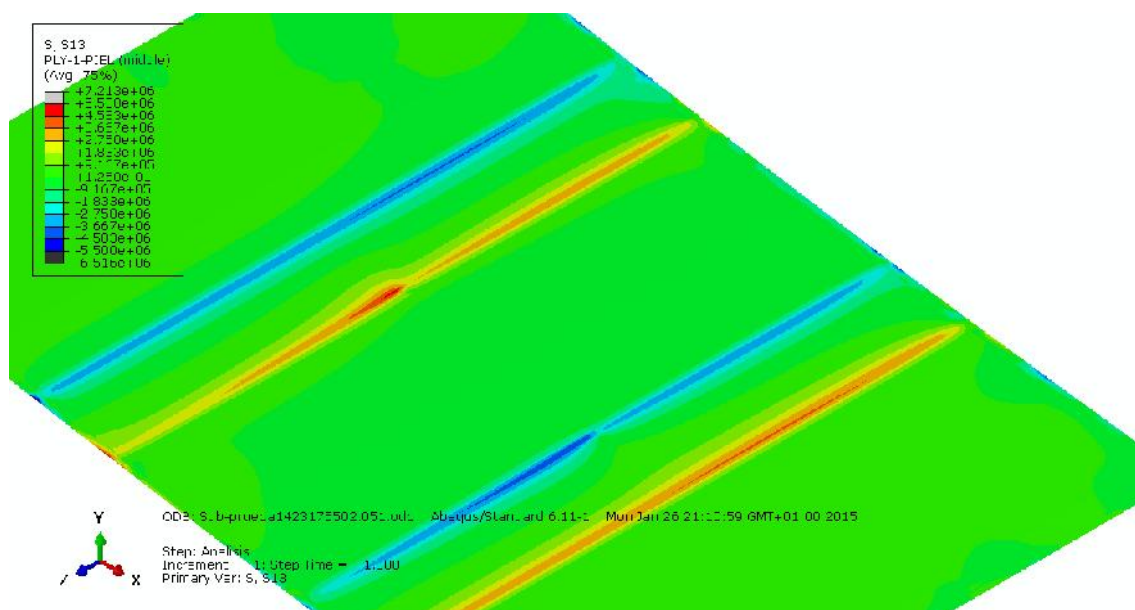


Figura 155. S13 en la lámina 1 de la piel en el análisis de torsión

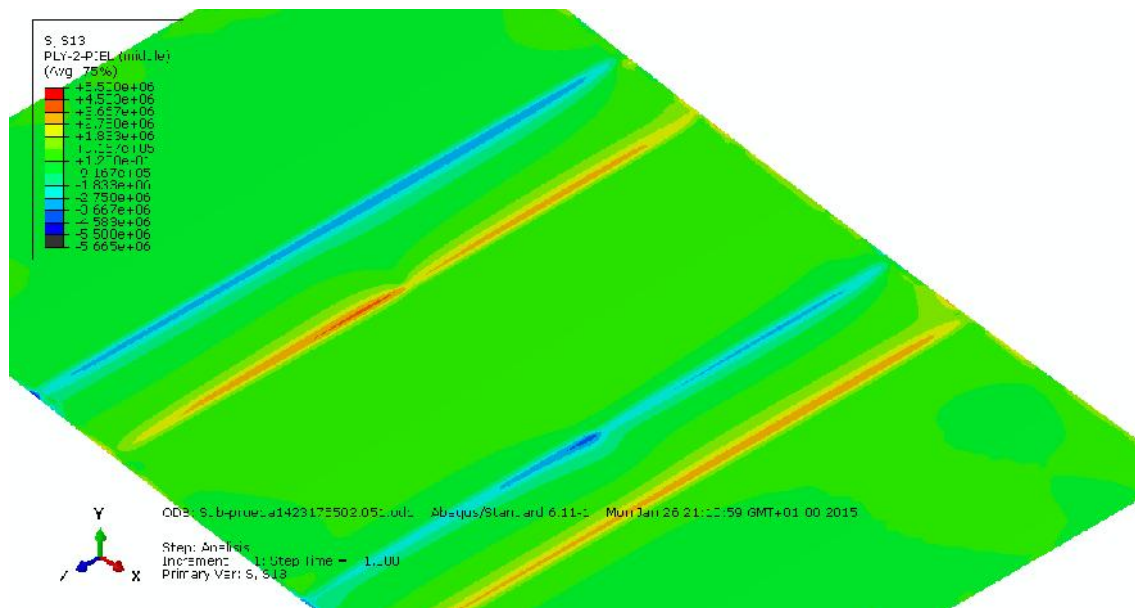


Figura 156. S13 en la lámina 2 de la piel en el análisis de torsión

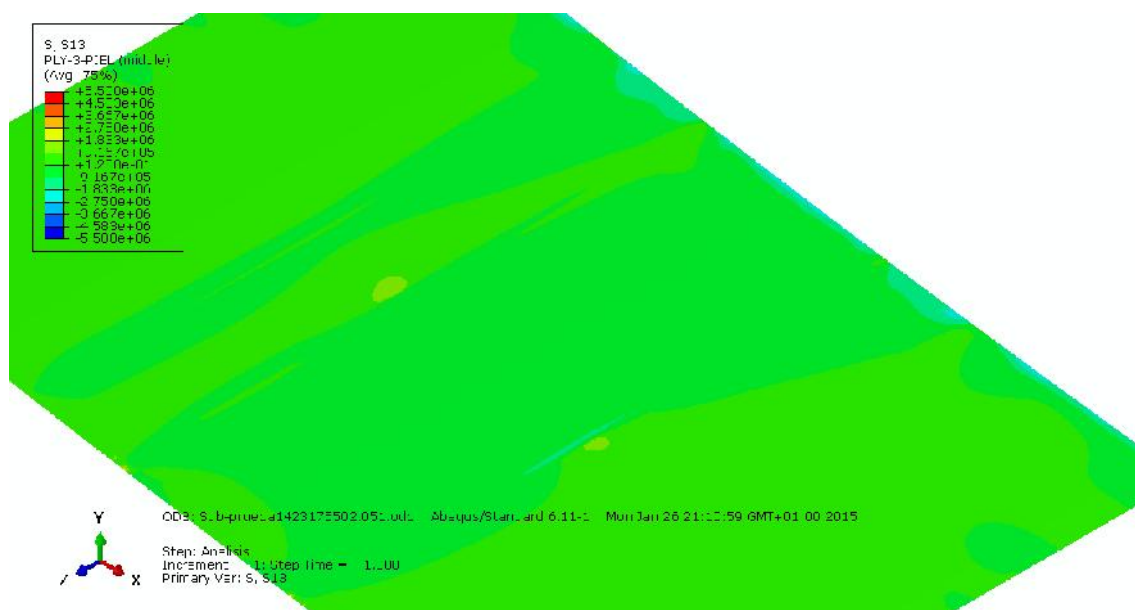


Figura 157. S13 en la lámina 3 de la piel en el análisis de torsión

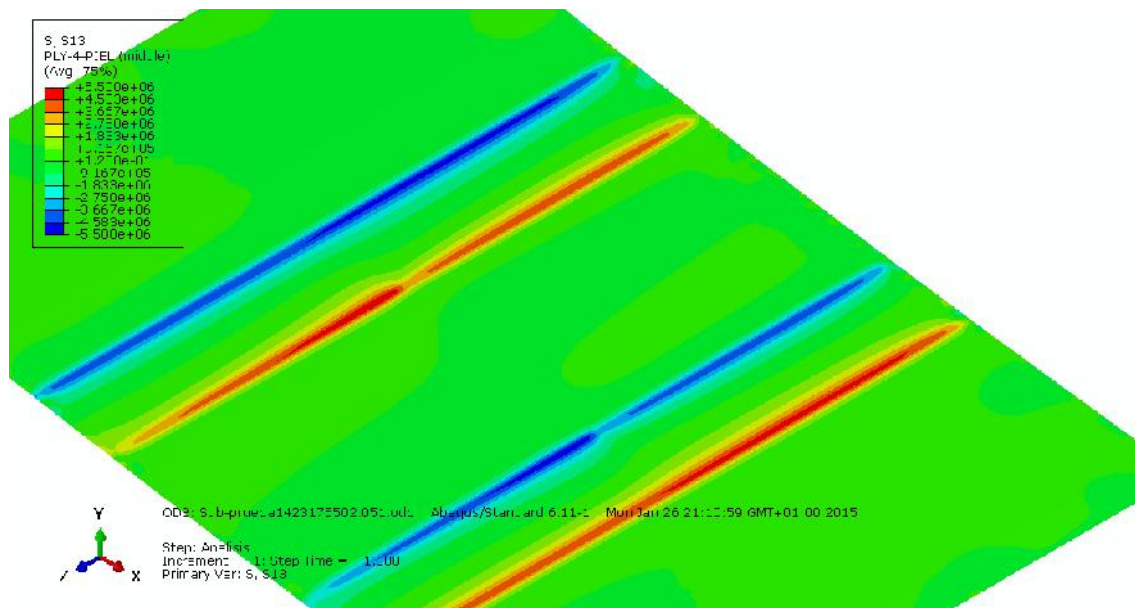


Figura 158. S13 en la lámina 4 de la piel en el análisis de torsión

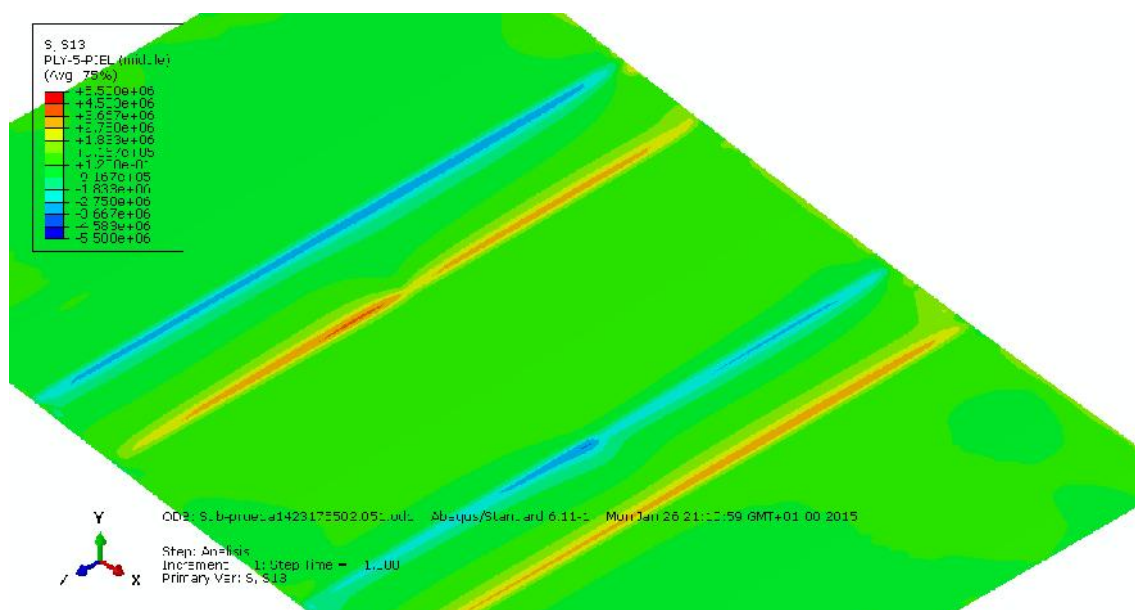


Figura 159. S13 en la lámina 5 de la piel en el análisis de torsión

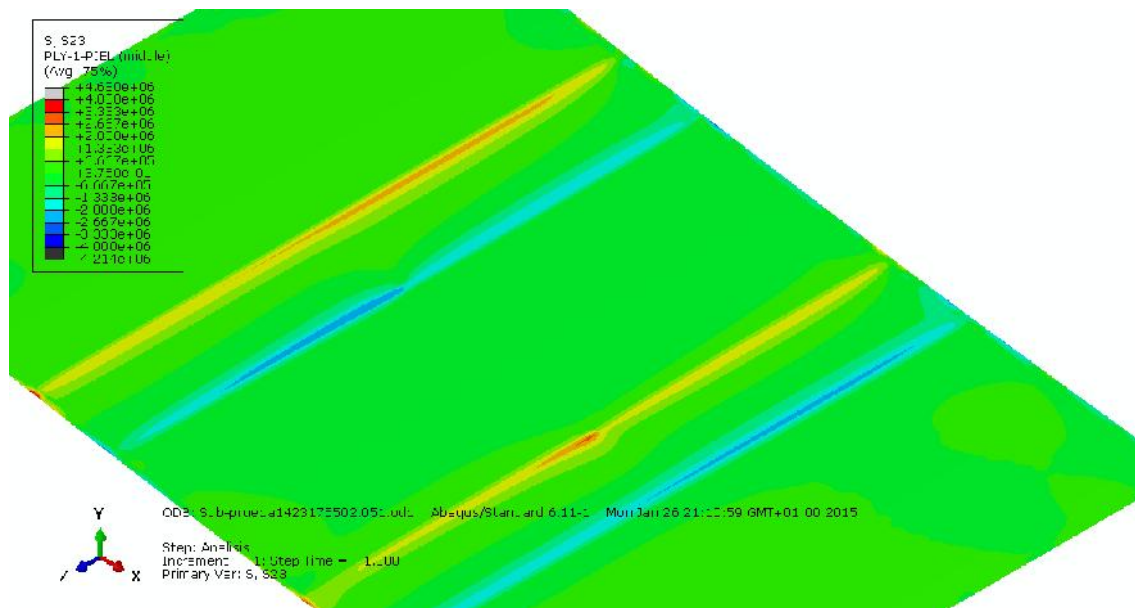


Figura 160. S23 en la lámina 1 de la piel en el análisis de torsión

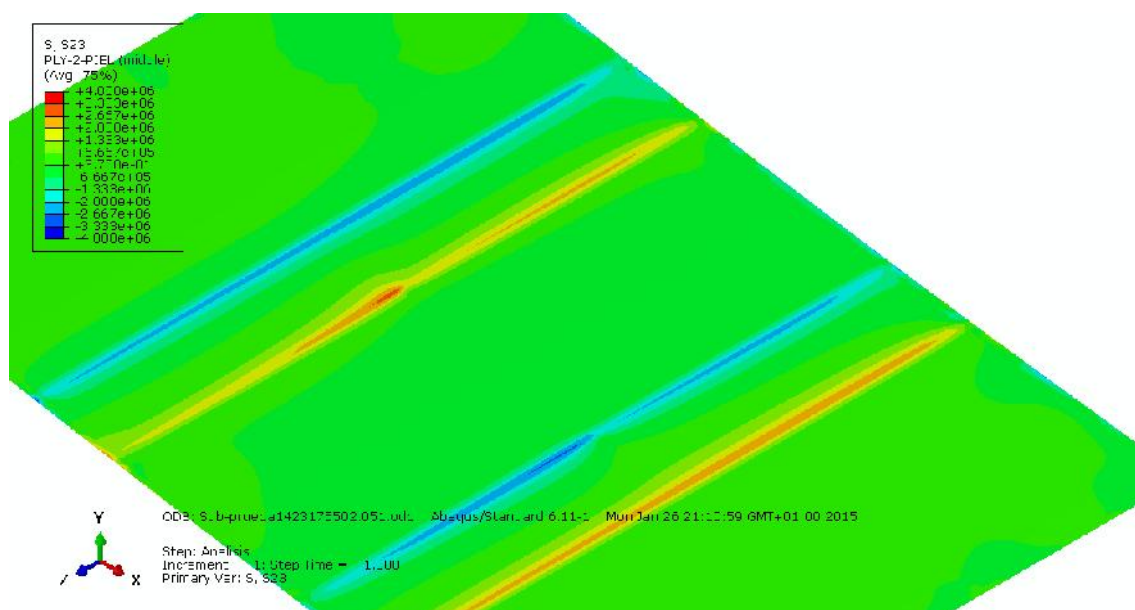


Figura 161. S23 en la lámina 2 de la piel en el análisis de torsión

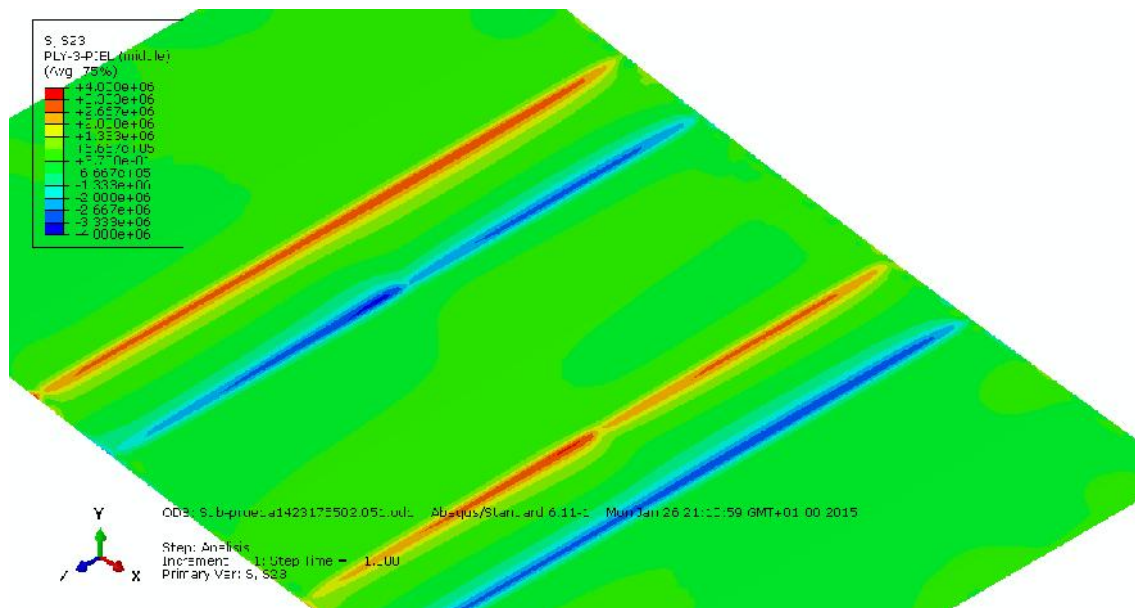


Figura 162. S23 en la lámina 3 de la piel en el análisis de torsión

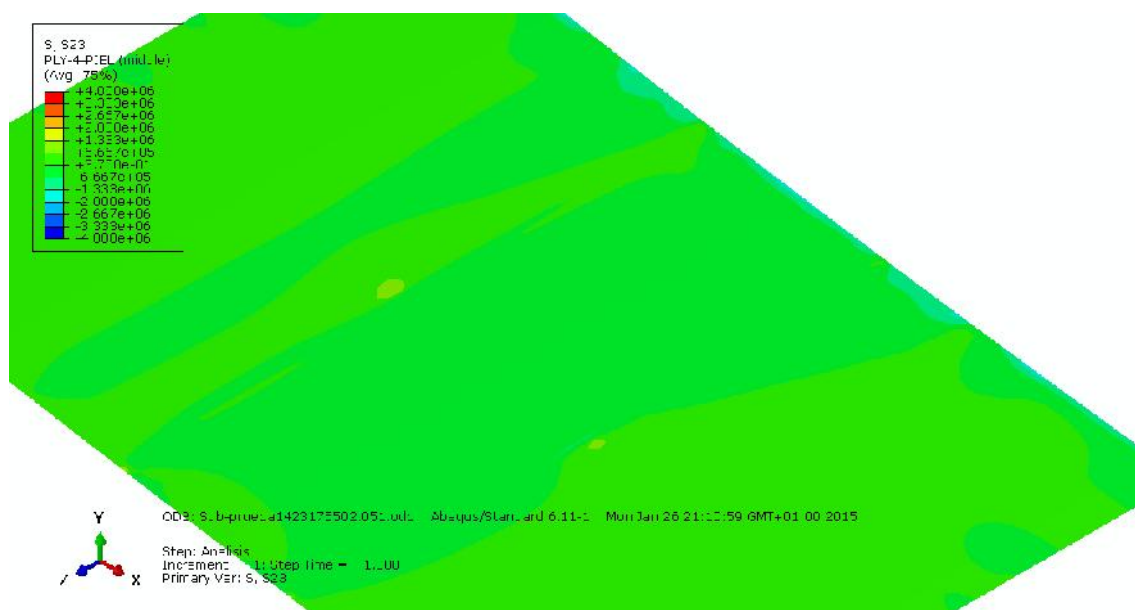


Figura 163. S23 en la lámina 4 de la piel en el análisis de torsión

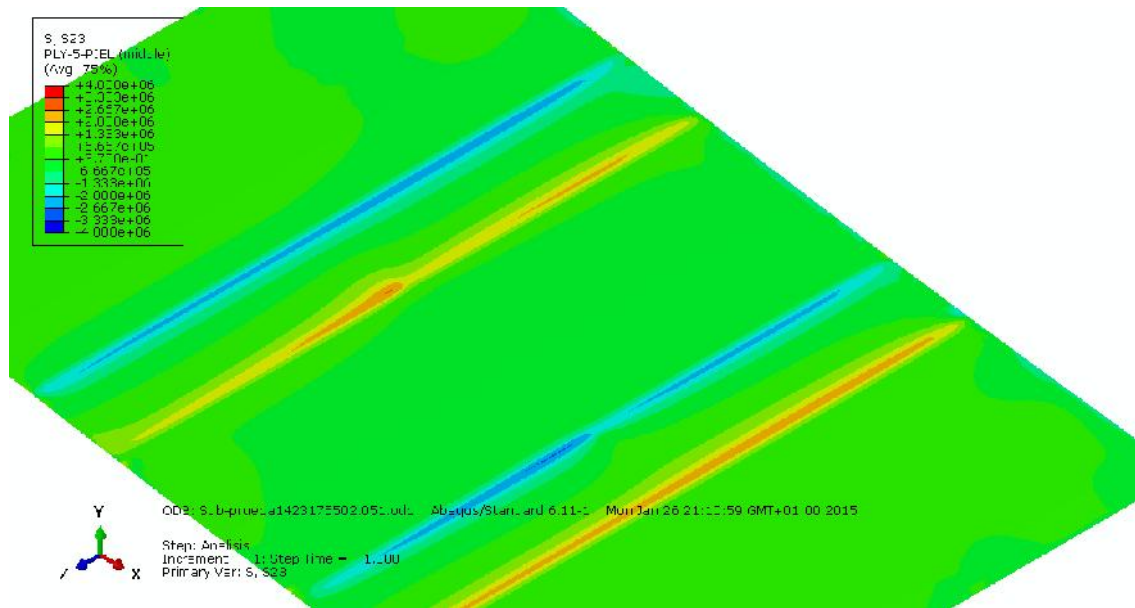


Figura 164. S23 en la lámina 5 de la piel en el análisis de torsión

En este caso los altos valores de las tensiones y los gradientes se dan en la zona del contorno del larguero, acentuándose en la zona de run-out.

Las tensiones en la zona de run-out para ambos tipos de carga en la piel son del mismo orden, estando los valores máximos entre los 4 y los 8.5 MPa.

2) Larguerillo

En las figuras 165 a 176 se muestran las tensiones S33, S13 y S23 en el centro de las láminas de los elementos del larguerillo en la interfaz con la piel. Se muestra la vista inferior.

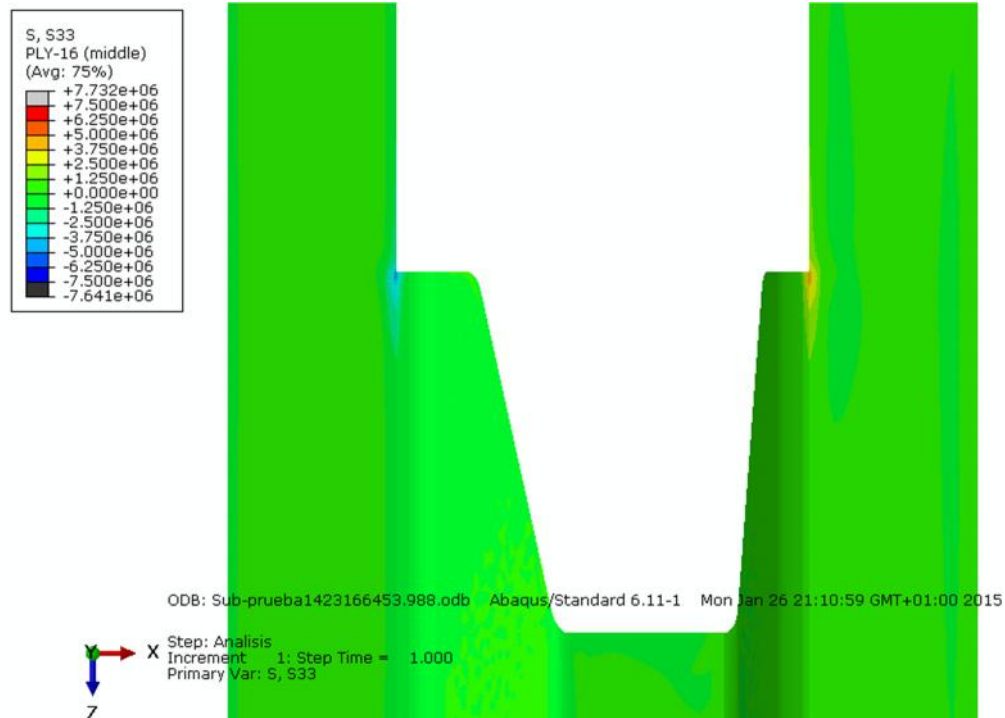


Figura 165. S33 en la lámina 16 del larguerillo en el análisis de torsión

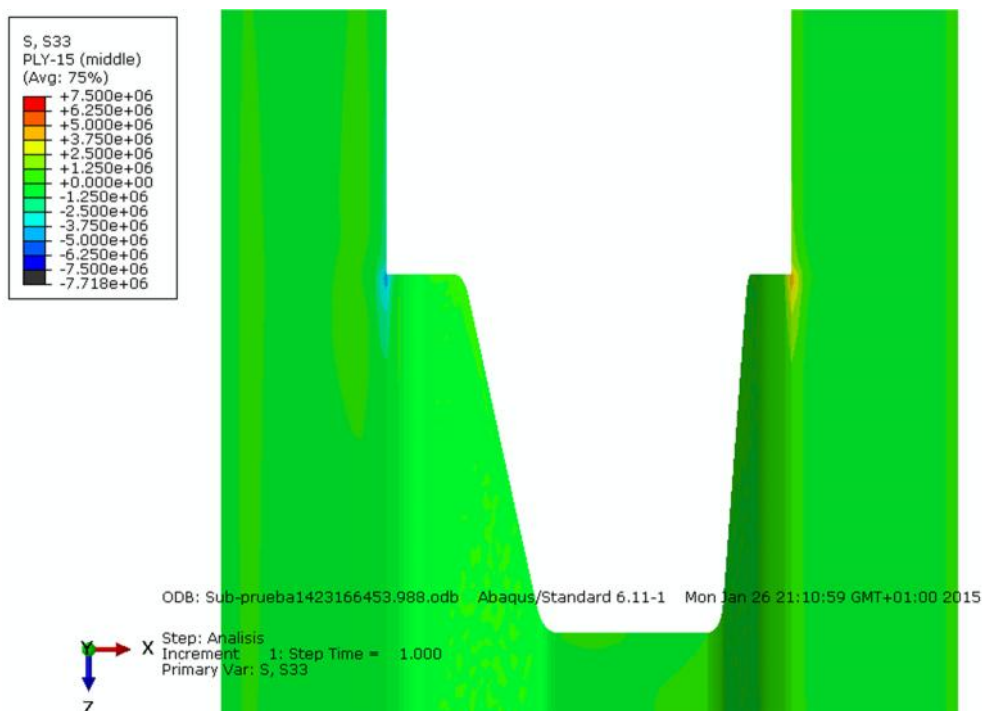


Figura 166. S33 en la lámina 15 del larguerillo en el análisis de torsión

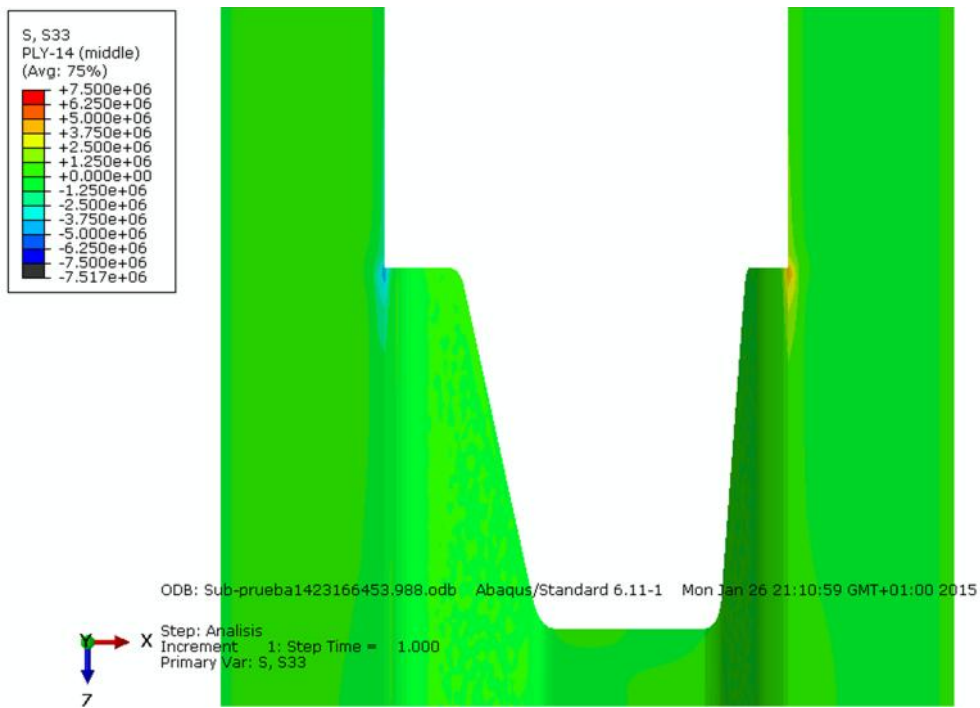


Figura 167. S33 en la lámina 14 del larguerillo en el análisis de torsión

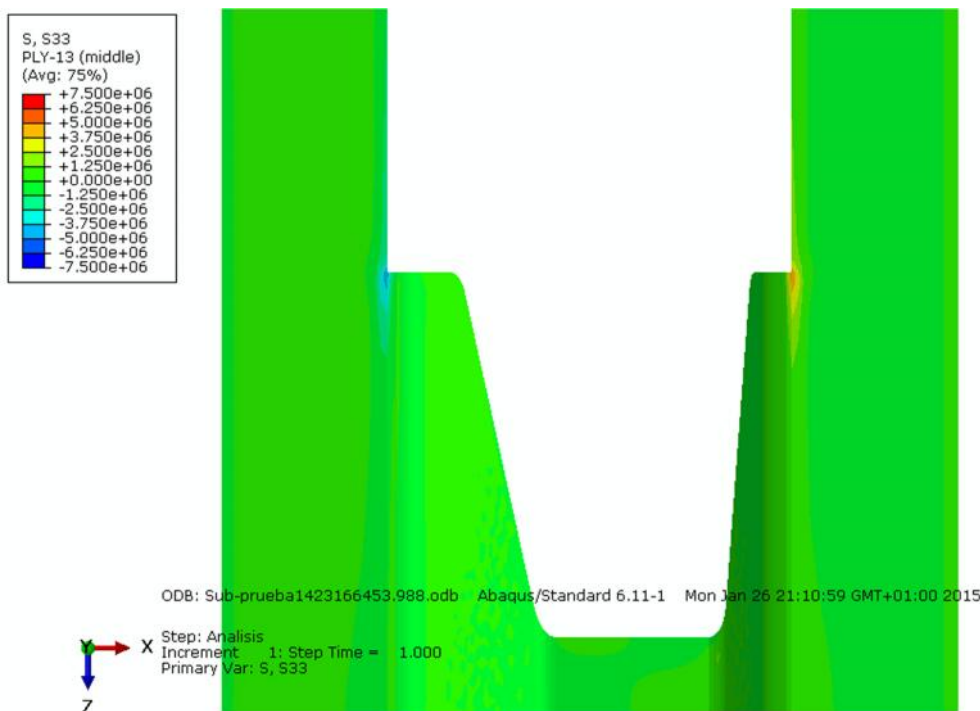


Figura 168. S33 en la lámina 13 del larguerillo en el análisis de torsión

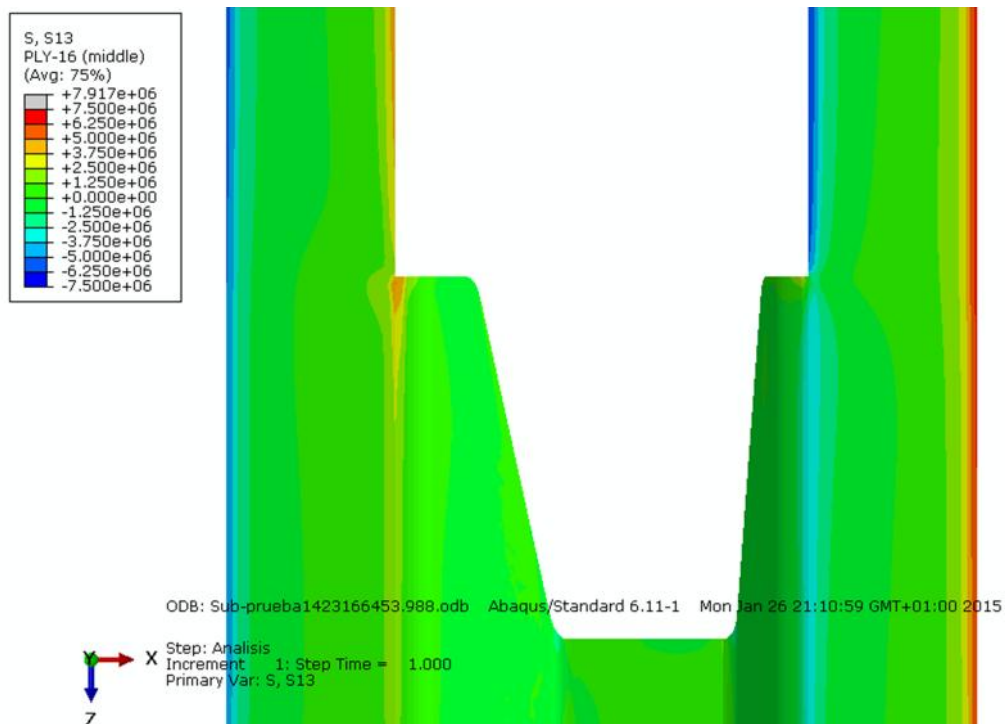


Figura 169. S13 en la lámina 16 del larguero en el análisis de torsión

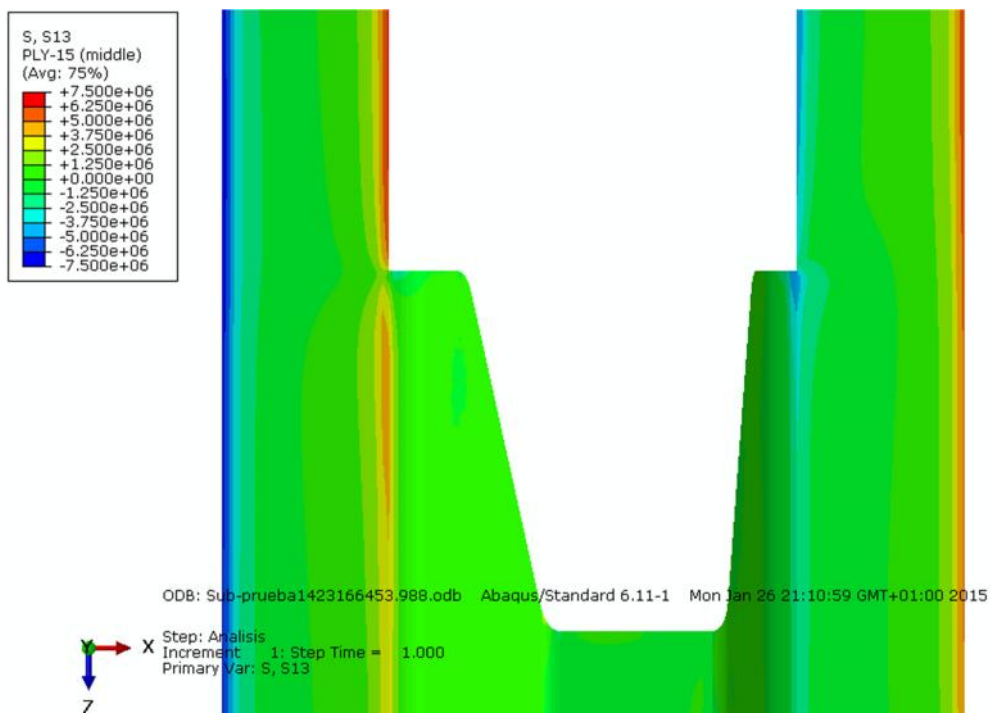


Figura 170. S13 en la lámina 15 del larguero en el análisis de torsión

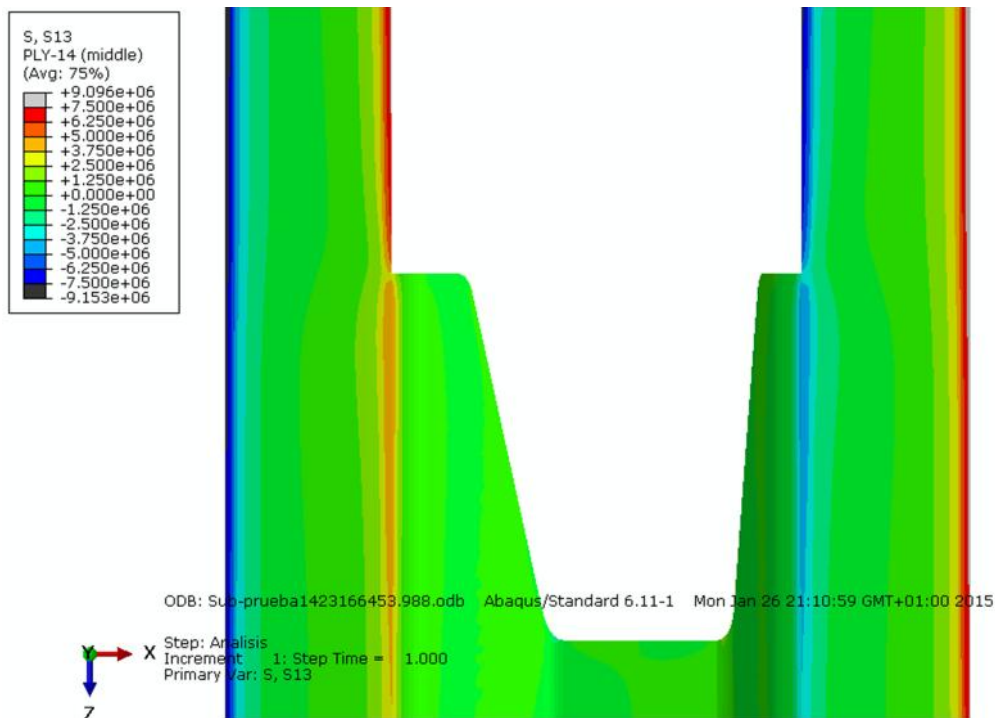


Figura 171. S13 en la lámina 14 del larguero en el análisis de torsión

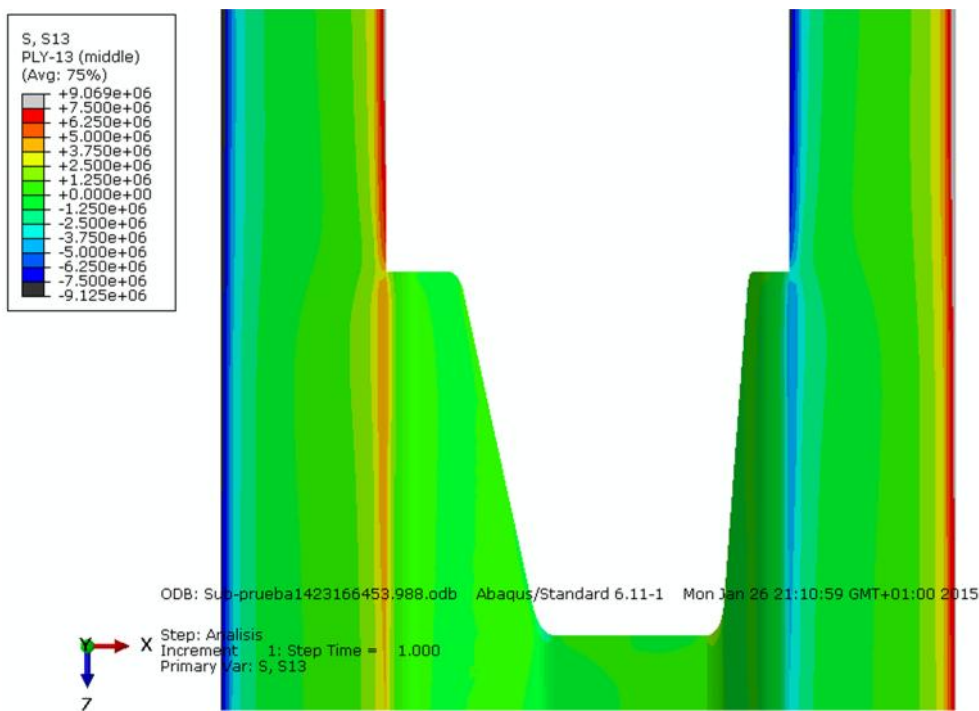


Figura 172. S13 en la lámina 13 del larguero en el análisis de torsión

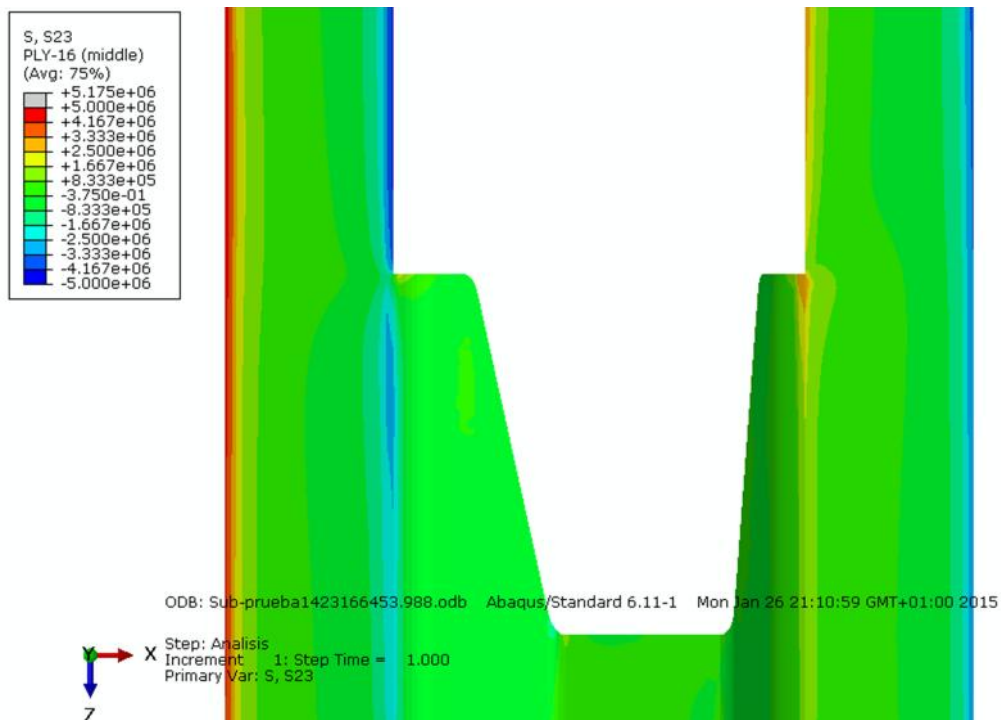


Figura 173. S23 en la lámina 16 del larguerillo en el análisis de torsión

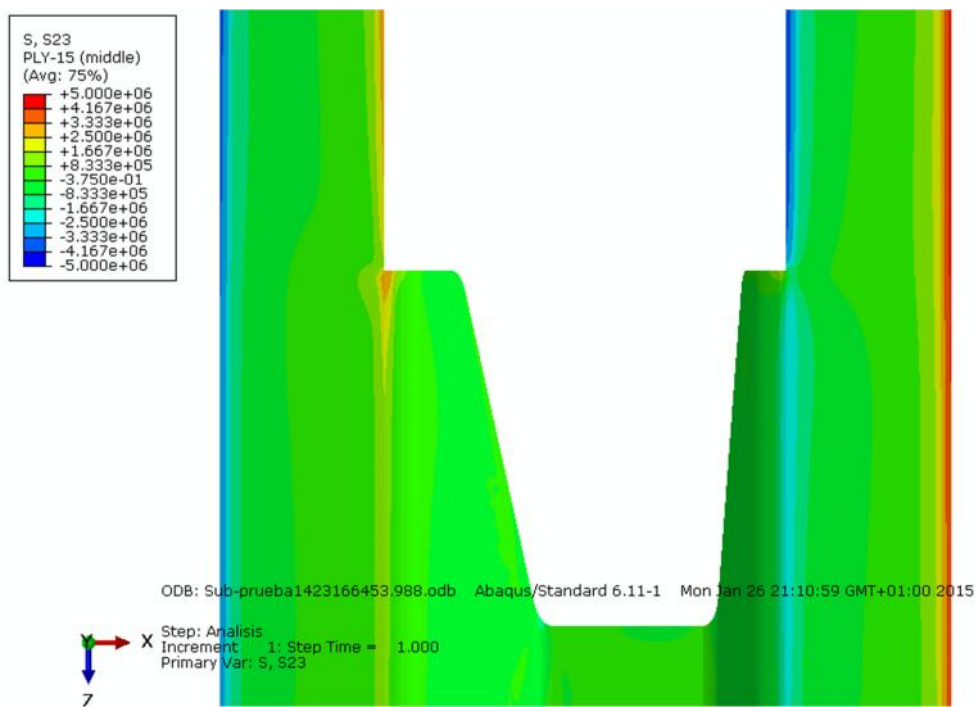


Figura 174. S23 en la lámina 15 del larguerillo en el análisis de torsión

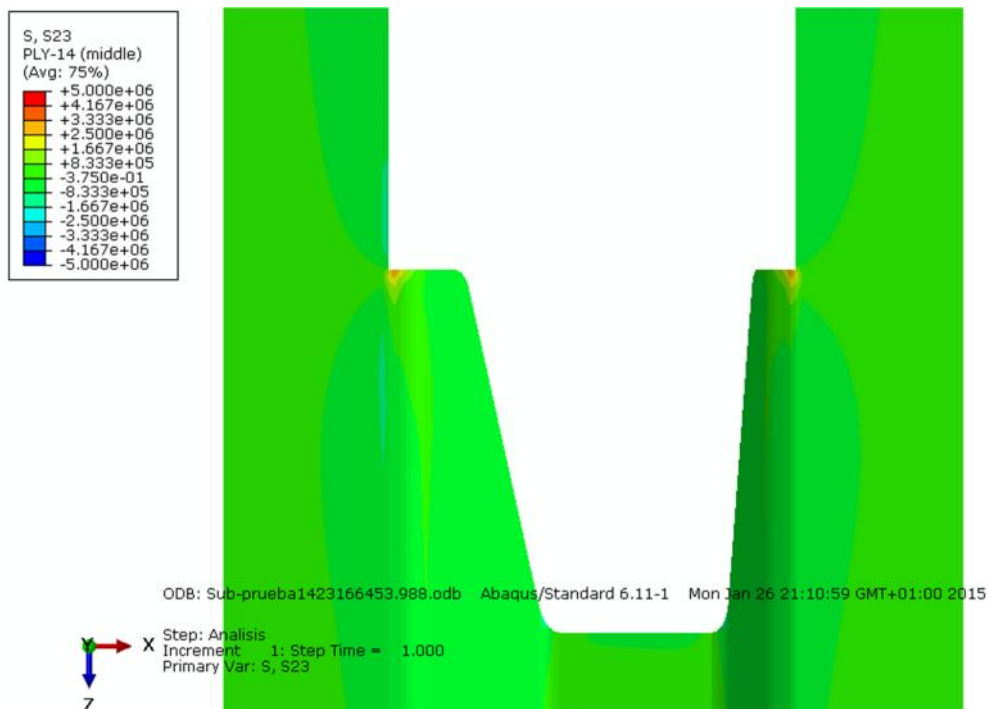


Figura 175. S23 en la lámina 14 del larguerillo en el análisis de torsión

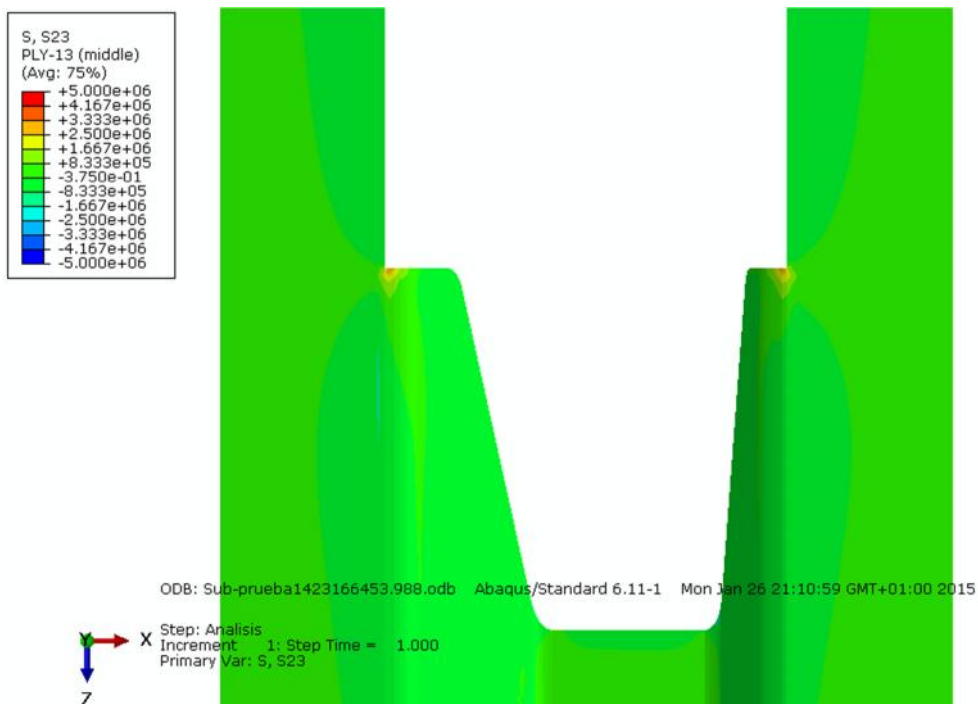


Figura 176. S23 en la lámina 13 del larguerillo en el análisis de torsión

Como ocurriera con la piel, las tensiones se concentran en la zona de contacto entre piel y larguerillo, siendo mayores en la zona del run-out del larguerillo.

Las tensiones en la zona de run-out de los larguerillos en el caso de carga a tracción son sensiblemente mayores que en el de torsión. En el caso de tracción se alcanzan valores cercanos a los 12 MPa (S23, S13), mientras que en el caso de torsión los valores máximos son de 7 Mpa (S33, S13).

3.5.4 Distribución de S33, S13 y S23 en el espesor en la zona de run-out

Se presenta la evolución de las tensiones en el espesor en una zona seleccionada próxima al run-out. En la figura 177 pueden verse los nodos seleccionados. Se han escogido estos nodos al ser muy cercanos a la esquina pero no en la misma. Pues en ella las tensiones tienden al infinito en teoría. Por lo tanto el resultado de elementos finitos no sería representativo.

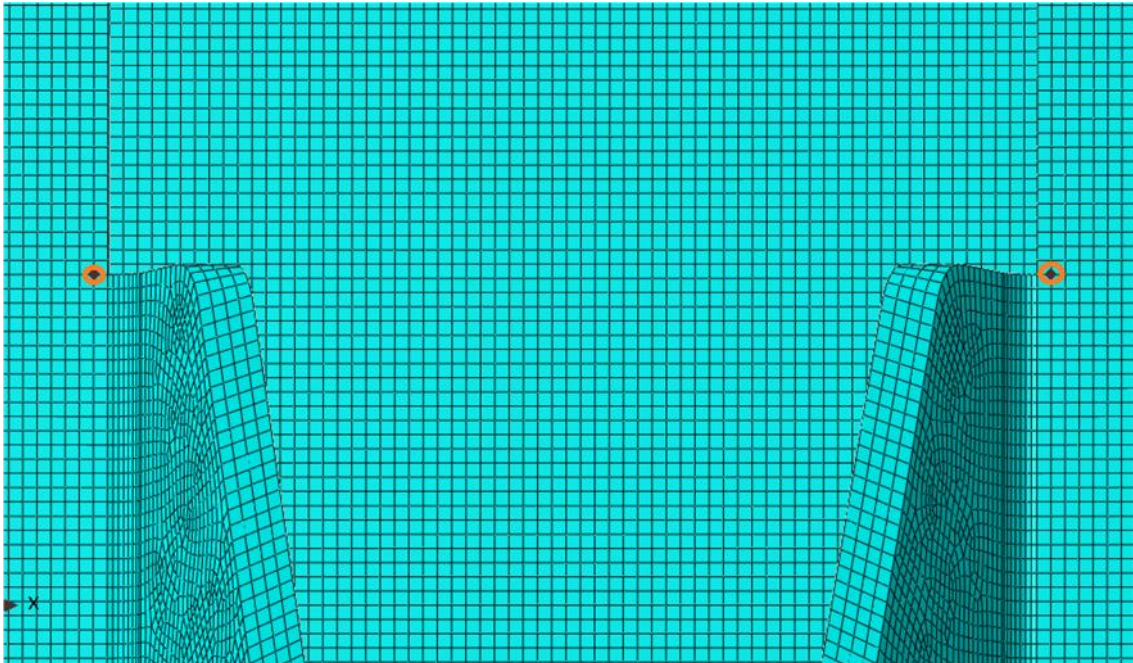


Figura 177. Puntos en los que se analiza la evolución en el espesor de las tensiones

Las figuras mostradas a continuación muestran la evolución de las tensiones en el espesor desde el larguerillo hasta la piel. Las tensiones se han representado en un sistema de coordenadas común para toda la estructura que se define a continuación en la figura 178.

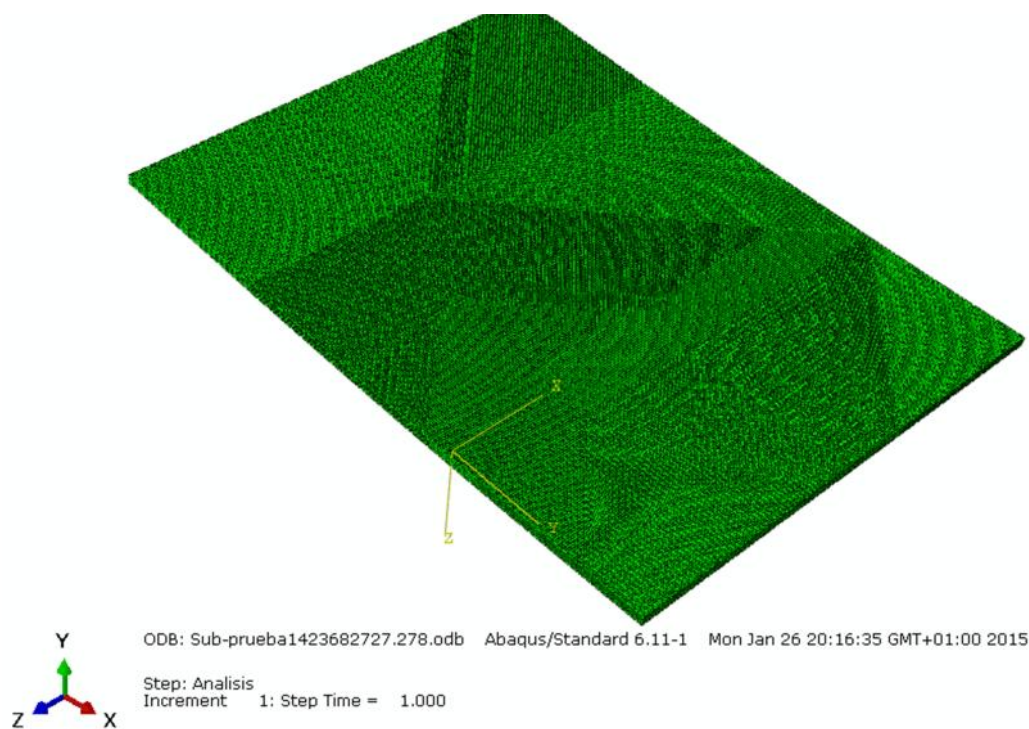


Figura 178. Sistema de coordenadas en el que se representa la evolución de las tensiones en el espesor

TRACCIÓN

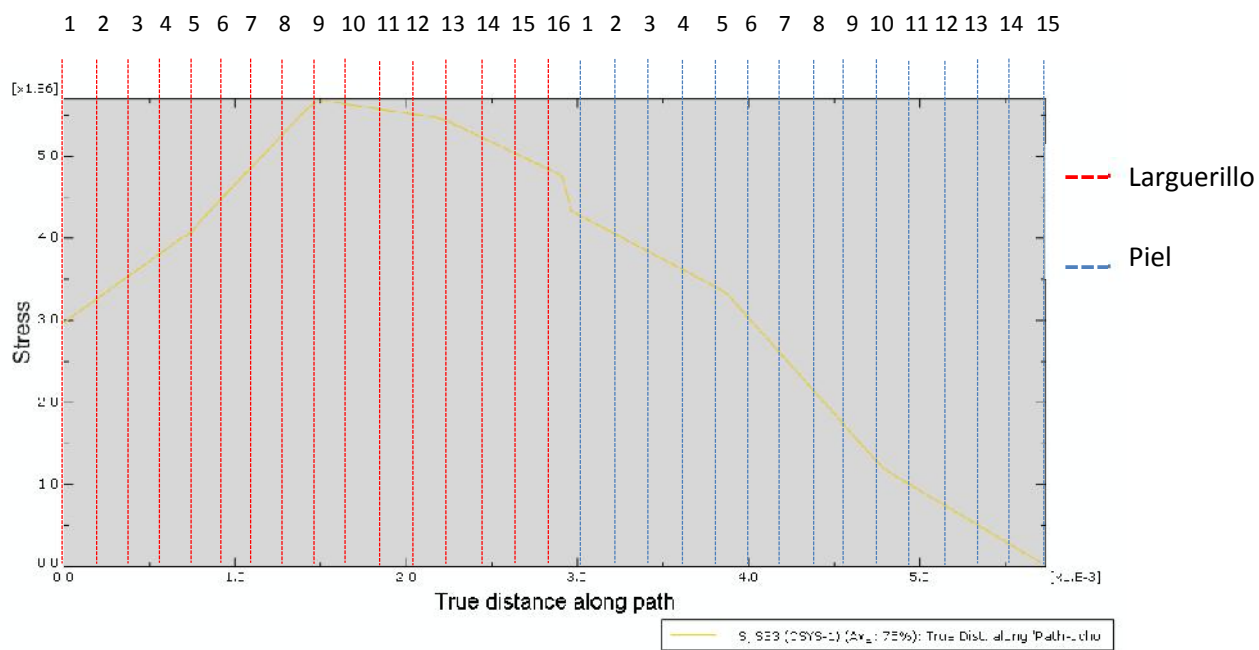


Figura 179. Evolución S33 en el espesor en el lado derecho en el análisis de tracción

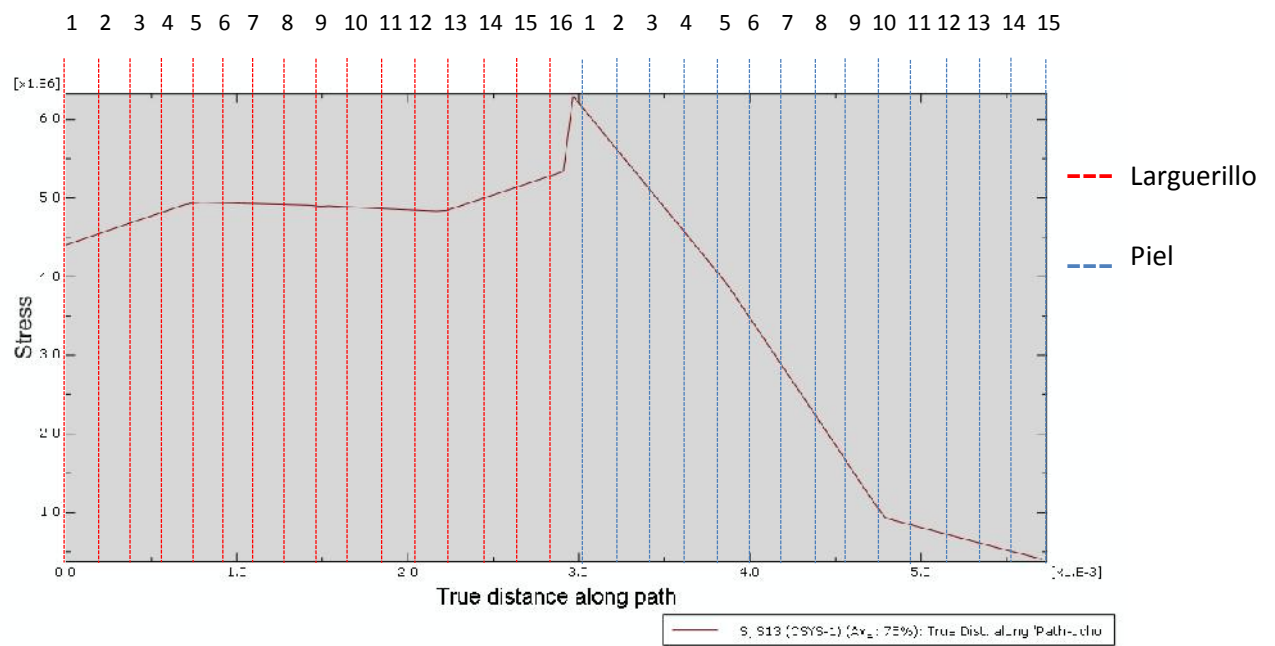


Figura 180. Evolución S13 en el espesor en el lado derecho en el análisis de tracción

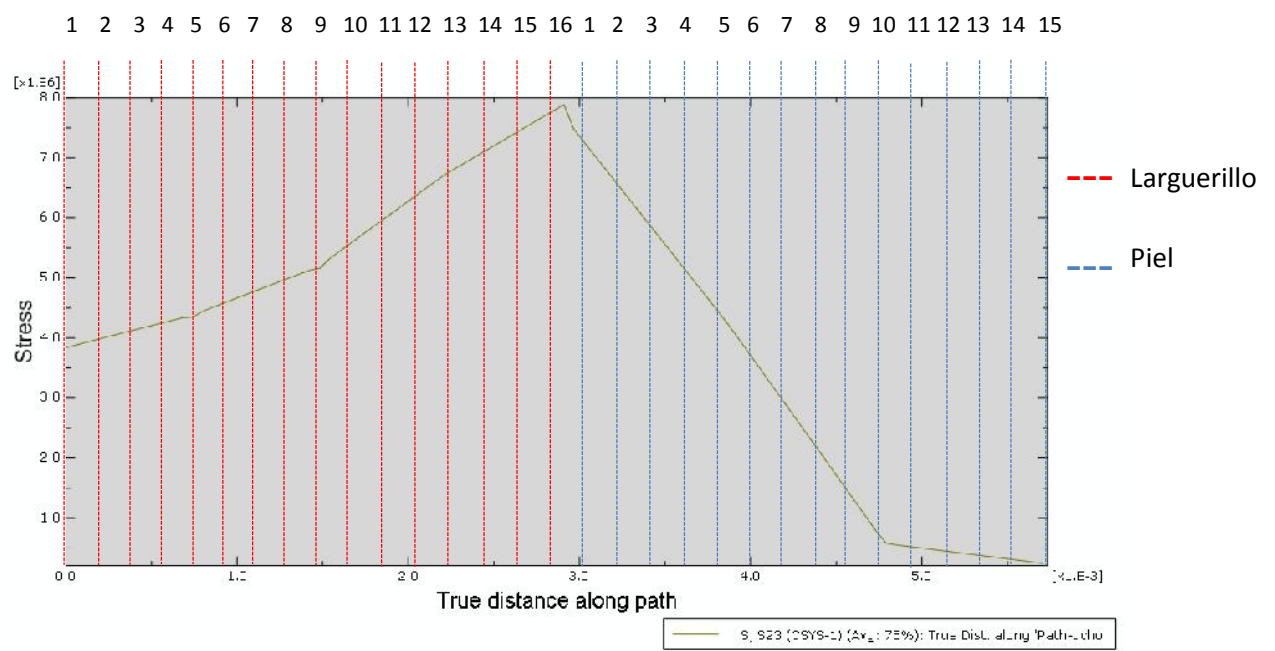


Figura 181. Evolución S23 en el espesor en el lado derecho en el análisis de tracción

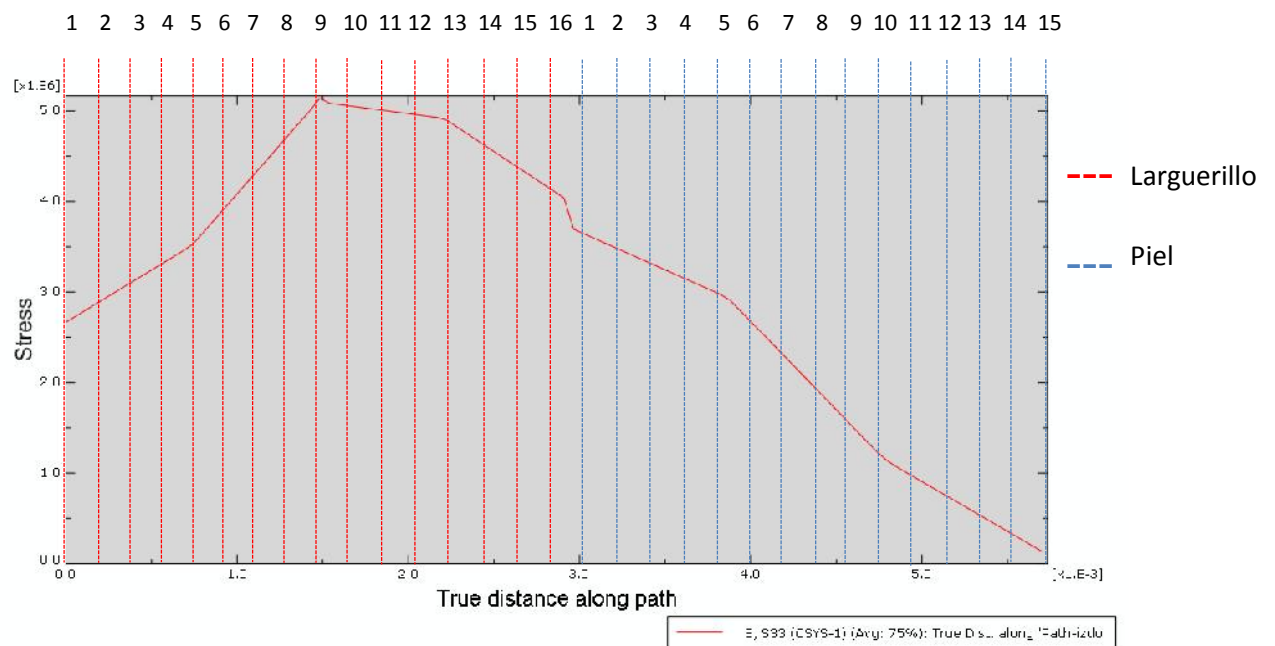


Figura 182. Evolución S33 en el espesor en el lado izquierdo en el análisis de tracción

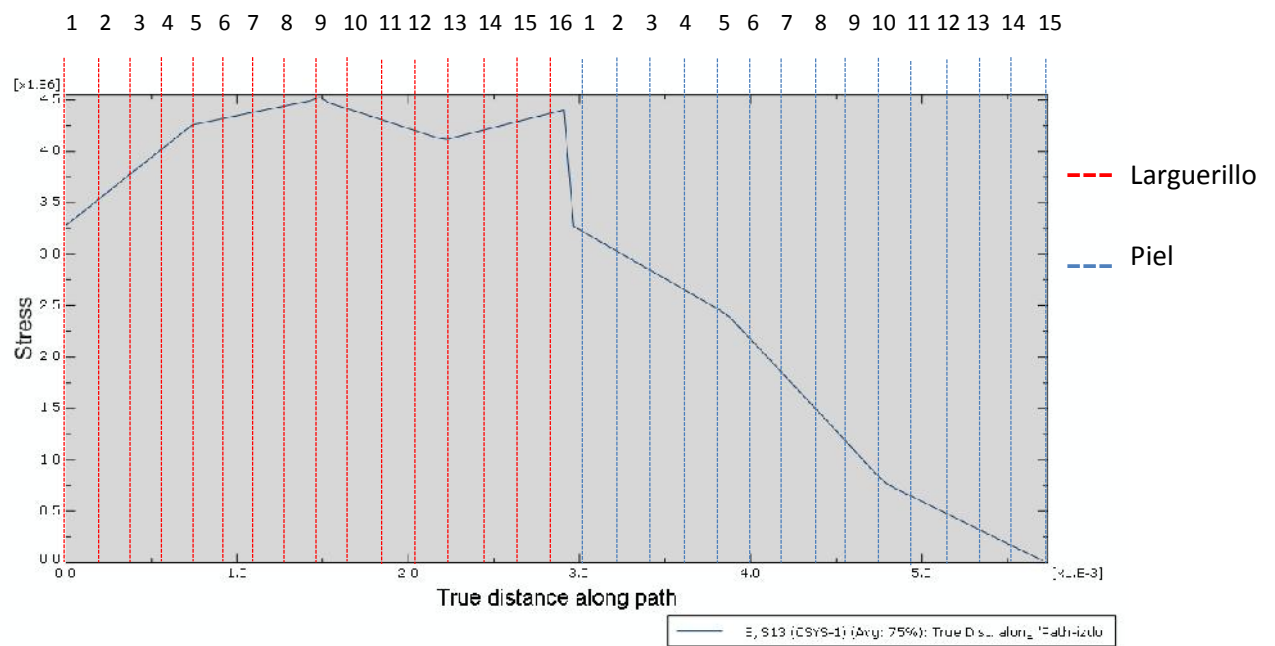


Figura 183. Evolución S13 en el espesor en el lado izquierdo en el análisis de tracción

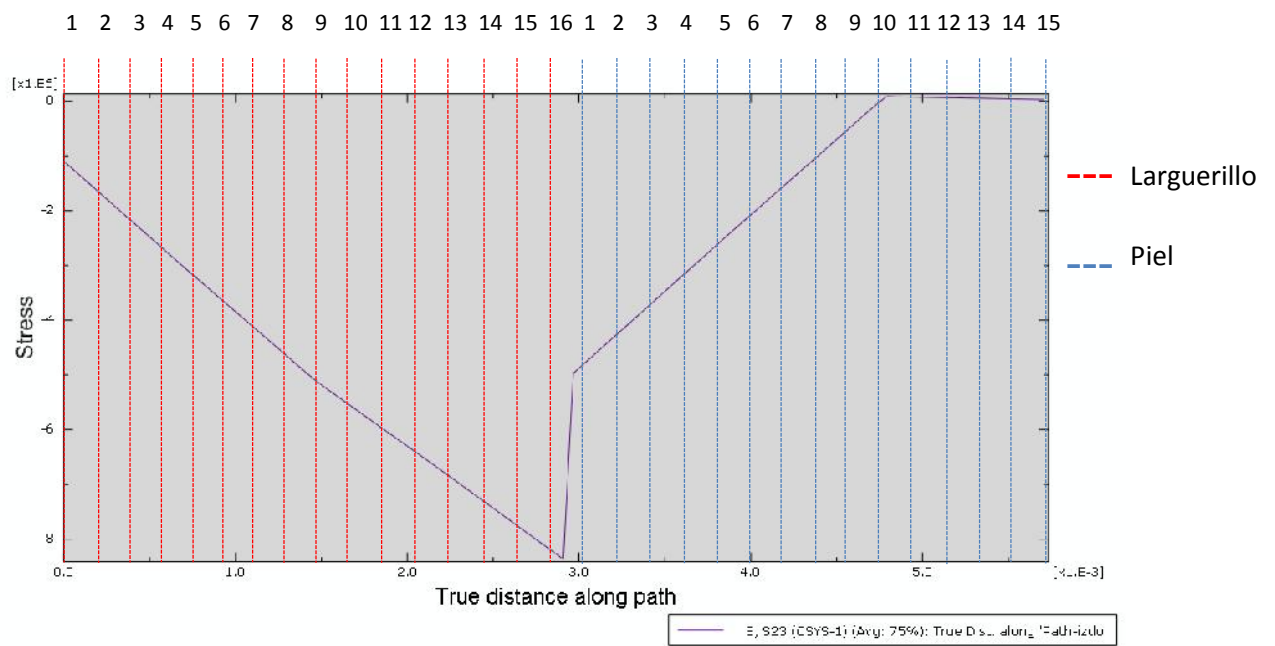


Figura 184. Evolución S23 en el espesor en el lado izquierdo en el análisis de tracción

Se observa que las tensiones alcanzan su valor máximo aproximadamente en la zona de interfaz entre piel y larguerillo (2.944 mm). En el análisis de tracción las mayores tensiones corresponden a S23.

TORSIÓN

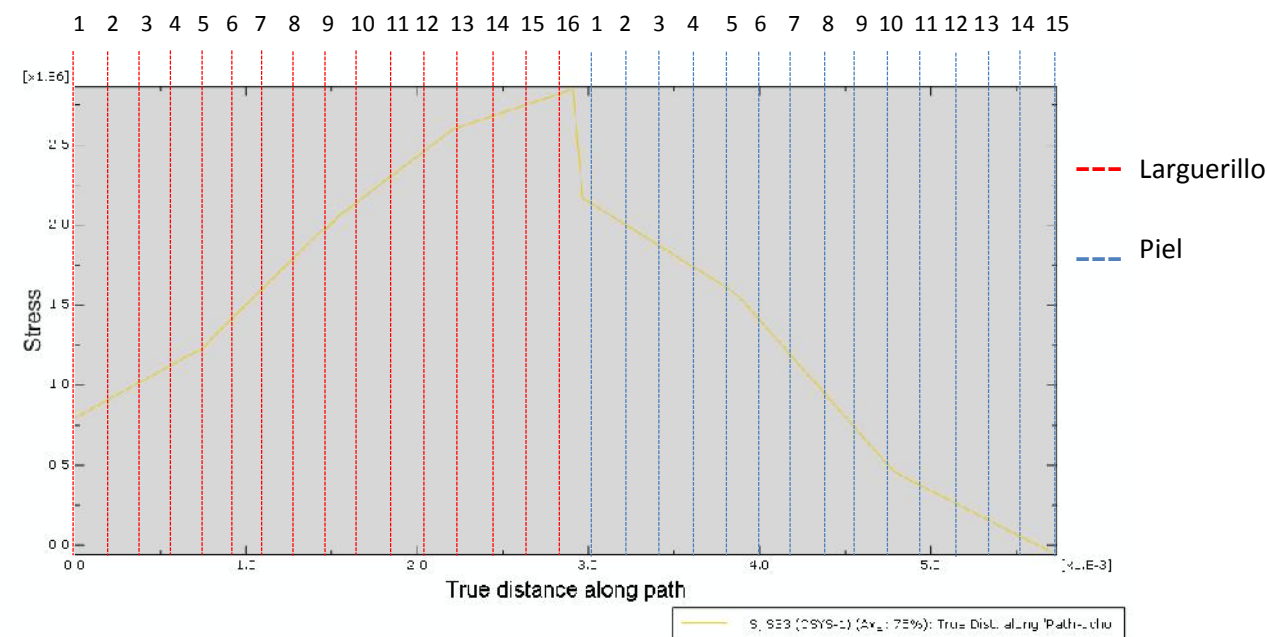


Figura 185. Evolución S33 en el espesor en el lado derecho en el análisis de torsión

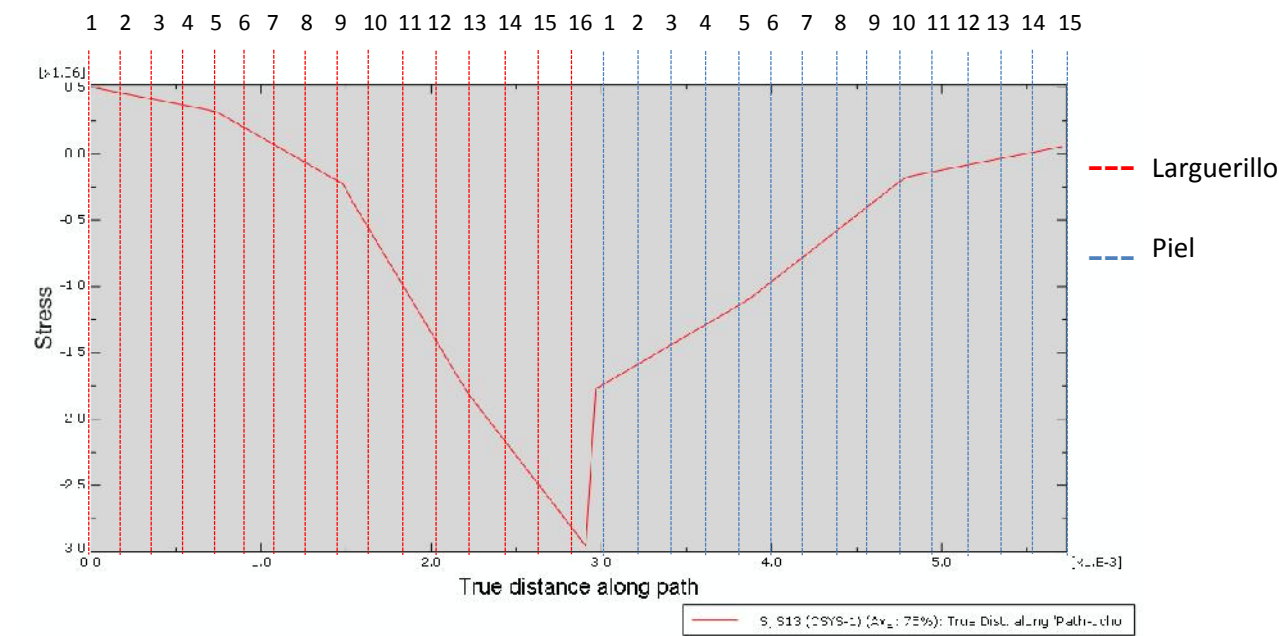


Figura 186. Evolución S13 en el espesor en el lado derecho en el análisis de torsión

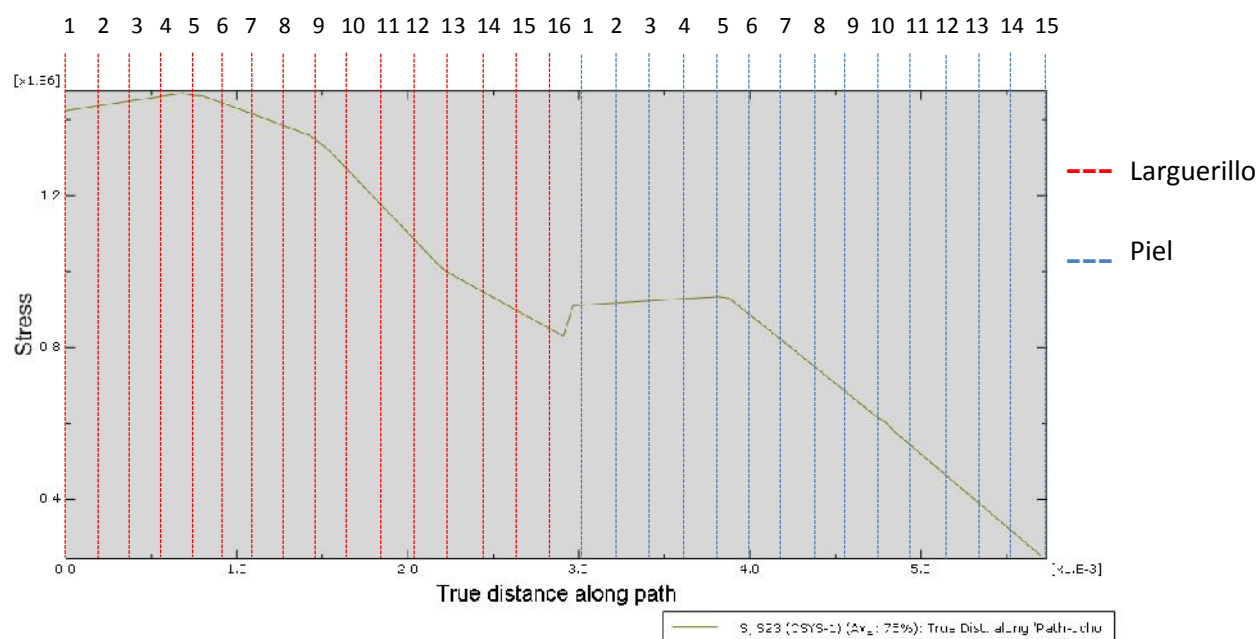


Figura 187. Evolución S23 en el espesor en el lado derecho en el análisis de torsión

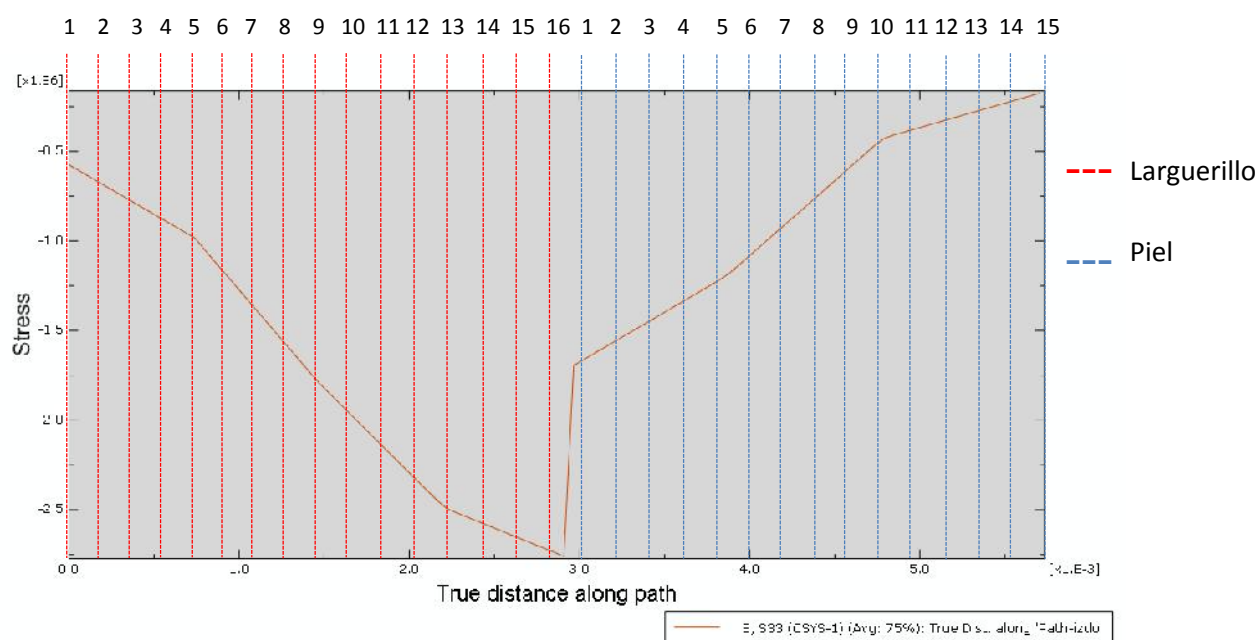


Figura 188. Evolución S33 en el espesor en el lado izquierdo en el análisis de torsión

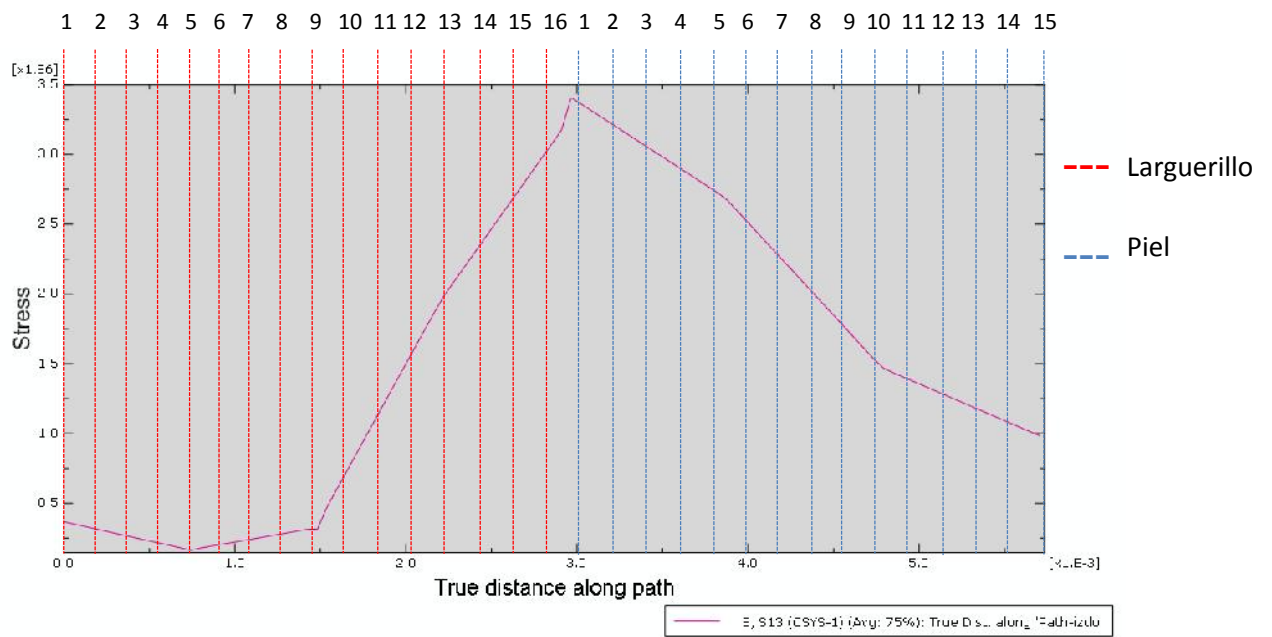


Figura 189. Evolución S_{13} en el espesor en el lado izquierdo en el análisis de torsión

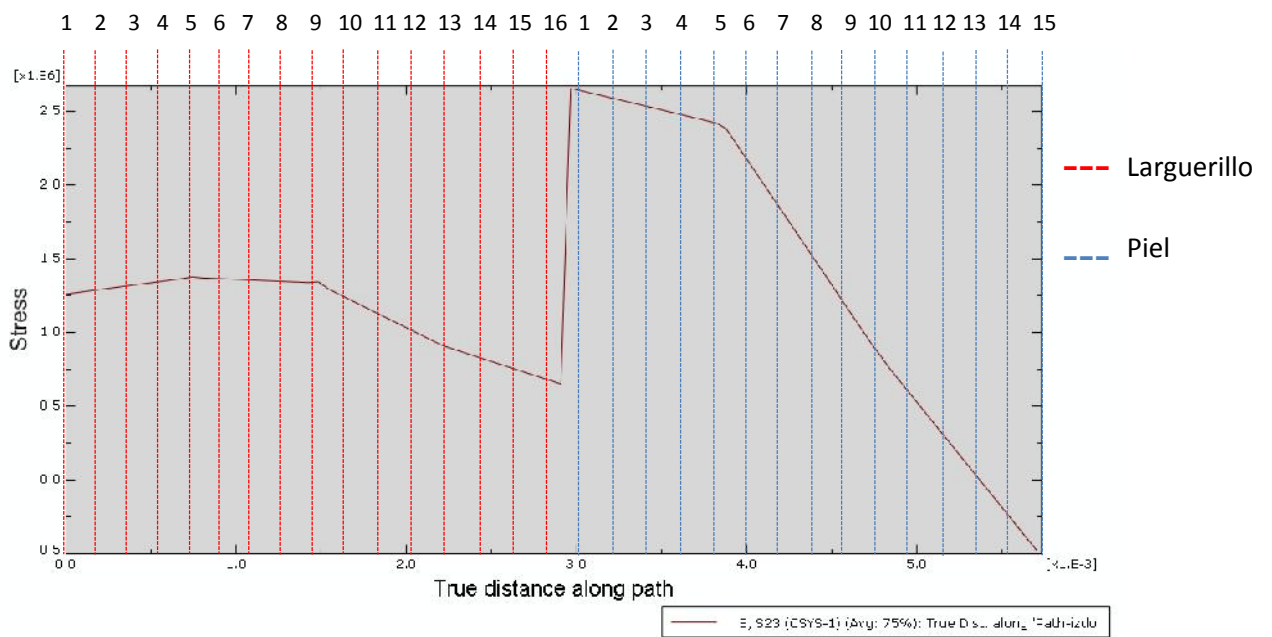


Figura 190. Evolución S_{23} en el espesor en el lado izquierdo en el análisis de torsión

Las tensiones alcanzan su valor máximo aproximadamente en la zona de interfaz entre piel y larguerillo. En el análisis de torsión las mayores tensiones corresponden a S_{13} .

3.6 Conclusiones

Se ha desarrollado un modelo numérico para caracterizar el campo tensional en la zona de run-out de un larguerillo de fuselaje. Se ha partido de una sección de fuselaje específica, compuesta por piel, cuadernas y larguerillos fabricados en material compuesto de fibra de carbono. Se ha sometido a dicha sección a diferentes casos de carga y se han utilizado los resultados obtenidos para definir el tamaño y las condiciones de contorno de un modelo más detallado. Luego se ha analizado dicho modelo, lo que ha permitido caracterizar el campo tensional en la zona de run-out. Mediante este modelo numérico específico para esta configuración geométrica se podría analizar los efectos de cambiar la secuencia de apilado de los laminados, junto con modificaciones en el tipo de material empleado. Además, partiendo de este modelo es posible realizar modificaciones geométricas de mayor o menor complejidad para cumplir los requerimientos de diseño de otros fuselajes, larguerillos y cuadernas.

Se ha desarrollado un modelo numérico mediante el software de elementos finitos Abaqus®. Para ello se ha empleado una estrategia global-local, desarrollándose dos modelos, uno sin incluir todos los detalles geométricos (global) y otro más refinado y centrado en la zona de interés (local). Para llevar a cabo esta estrategia se ha utilizado la técnica submodelo de Abaqus®, que analiza por separado los dos modelos. Los resultados del modelo global son utilizados como condiciones de contorno cinemáticas del modelo local, calculando el campo de tensiones en la zona de interés a partir de los resultados de un análisis de un modelo global “sencillo”, evitando así un coste computacional alto, logrando tener en cuenta la influencia del resto de la estructura sobre la zona de interés

Tras analizar los resultados obtenidos tras los análisis del modelo global y del modelo local pueden extraerse distintas conclusiones:

- La configuración geométrica del run-out da lugar a un concentrador de tensiones en la estructura.
- Los resultados del análisis global muestran gradientes de deformaciones en la zona de run-out. Para la piel y las cuadernas las deformaciones son mayores en las láminas más cercanas a la interfaz con el larguerillo, que son las más cercanas a la zona de run-out.
- Los resultados del modelo local muestran gradientes en el campo tensional en la zona más próxima al run-out. Tras analizar la distribución de tensiones en el espesor se ha

comprobado que los mayores valores de éstas se dan en la zona de la interfaz entre la piel y el larguerillo.

A partir de las conclusiones anteriores junto con los resultados de los análisis se aprecia que la zona afectada por el run-out es pequeña, regularizándose el campo tensional relativamente rápido. Esto podría dar lugar a que el análisis de otras configuraciones constructivas de run-out utilizando el mismo modelo global, sirva para otros modelos locales que incluyan detalles geométricos diferentes a los estudiados en este proyecto. Por otro lado, la regularización relativamente rápida del campo tensional abriría la posibilidad de sustituir las condiciones de contorno usadas en los ensayos experimentales por condiciones de contorno más.

Como desarrollos futuros y mejoras para el modelo numérico desarrollado en este Proyecto podrían hacerse modelos locales más complejos que incorporen iniciación y propagación del daño. Tras lo comentado en el primer párrafo podría parametrizarse el modelo mediante lenguaje de programación avanzado como Python, para poder realizar modificaciones geométricas fácilmente que permitan analizar distintas configuraciones sin tener que realizar modificaciones complejas. Por último podrían fabricarse probetas con una geometría y condiciones de contorno similares para contrastar los resultados numéricos obtenidos.

REFERENCIAS

- [1] J.Reinoso, A.Blázquez et al. A composite runout specimen subjected to tensión-compression loading conditions: Experimental and global-local finite element analysis.
- [2] J.Reinoso, A.Blázquez et al. Experimental and three-dimensional global-local finite element analysis of a composite component including degradation process at the interfaces.
- [3] Internet

