



UNIVERSIDAD DE JAÉN
Escuela Politécnica Superior de Linares

Trabajo Fin de Grado

MAMPARO DE PRESIÓN TRASERO EN MATERIAL COMPOSITE PARA AVIÓN DE NEGOCIOS

Alumno: Francisco Javier Bautista Cabezas

Tutor: Manuel Gómez González
Depto.: Ingeniería eléctrica

Septiembre, 2017

Tabla de contenido

1. Resumen.....	4
2. Presentación de la compañía	4
3. Objetivo.....	6
4. Definición geométrica del mamparo.....	7
4.1. Análisis de la geometría existente	7
4.2. Análisis del proceso existente de fabricación	9
4.3. Resultado del test del mamparo original	9
5. Cargas asumidas.....	10
6. Definición de las propiedades de los materiales y condiciones de contorno	12
6.1. Materiales usados – Prepreg fuera de autoclave.....	12
6.2. Adhesivo.....	14
6.3. Interfaz de unión entre el mamparo y la piel del fuselaje	14
7. Cálculo manual/pre dimensionamiento.....	17
8. Establecimiento del modelo de elementos finitos.....	18
8.1. Metodología de trabajo	18
8.2. Reglas de diseño a aplicar	22
8.3. Revisión del modelo de elementos finitos	23
8.4. Cálculo	24
8.5. Post procesado	24
9. Identificación de la concentración de esfuerzos.....	25
10. Cálculos	27
10.1. Carga Límite.....	27
10.2. Carga Última	41
11. Síntesis de los cálculos	43

12. Conclusiones.....	46
13. Anexos.....	48
14. Referencias bibliográficas	50

1. RESUMEN

El presente trabajo trata sobre el análisis de una propuesta de diseño de un mamparo de presurización trasero de un avión. Dicha propuesta se basa en tecnología monolítica fuera de autoclave o Out Of Autoclave (OOA), en el uso de materiales preimpregnados o prepregs y en pequeños cambios geométricos de la estructura.

2. PRESENTACIÓN DE LA COMPAÑÍA

SST Flugtechnik GmbH, de aquí en adelante SST, se encuentra localizada en Memmingerberg, Alemania. En 2015 obtuvo la aprobación DOA Part 21J por parte de la Agencia Europea de Seguridad Aérea para el diseño de aviones pequeños, cambios y reparaciones de acuerdo con el certificado de tipo correspondiente.

En su ámbito de trabajo encontramos:

- Desarrollo de nuevos productos para su certificación.
- Desarrollo de cambios y reparaciones.
- Certificaciones tipo suplementares.
- Continua navegabilidad para certificado tipo del cual es propietario.
- Consultoría.

SST es, en su totalidad, propiedad de Wang Hongliang, accionista de Jiangsu A-Star Industry Co en China[1].

SST es titular de certificado tipo del avión EA 400 y el modelo EA400-500, asegura la navegabilidad y apoya a Jiangsu A-Star Industry Co.



Figura 2.1 – Avión EA 500

SST también se ocupa del jet Grob G180 SPN, diseñado por Grob Aerospace. Dicho jet está en fase de prototipo desde 2009, por lo que ha sido aprobado su certificado tipo.



Figura 2.2 – Avión SPN

3. OBJETIVO

El objetivo de este trabajo es el de evaluar un nuevo proceso de fabricación para el mamparo trasero de presurización del SPN, comparando el diseño actual existente, realizado mediante tecnología tipo sándwich contra una nueva propuesta basada en material compuesto monolítico. De esta forma, los siguientes pasos fueron tomados en cuenta para lograr el objetivo:

- Análisis del mamparo original, elaborado mediante la tecnología tipo sándwich con materiales compuestos.
- Creación de una nueva propuesta basada en tecnología monolítica con materiales compuestos.
- Validación de los resultados mediante análisis de elementos finitos usando los softwares Hypermesh y Optistruct.

4. DEFINICIÓN GEOMÉTRICA DEL MAMPARO.

4.1. Análisis de la geometría existente

El mamparo de presurización trasero es una pared de sándwich, unida a la piel del fuselaje al final de la cabina. En el borde del mamparo, donde está unida a la piel del fuselaje, es de estructura monolítica. La forma de la sección transversal del mamparo es ovalada y sigue la forma del fuselaje.

La superficie del mamparo es de forma cóncava, para reducir las cargas causadas por la presión interna. La forma óptima sería esférica, pero no es posible debido a los límites de espacio.

El mamparo tiene 6 áreas planas, donde los sistemas penetran el mamparo desde la cabina de presurización hasta la cola cónica sin presurización.

El peso del mamparo es de 12,4 kg. El perímetro del borde es de 5190 mm, la altura es 1893 mm y el área es de 2087000 mm². [2]



Figura 4.1 – Mamparo con sistemas instalados

En la Figura 4.2 se aprecia el mamparo, diseñado mediante Catia V5.

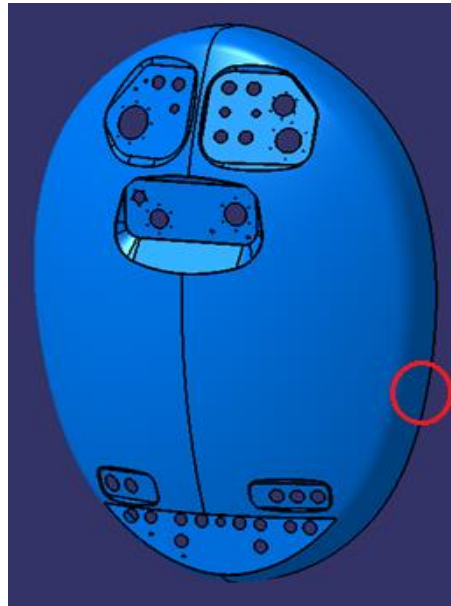


Figura 4.2 – Modelo CAD

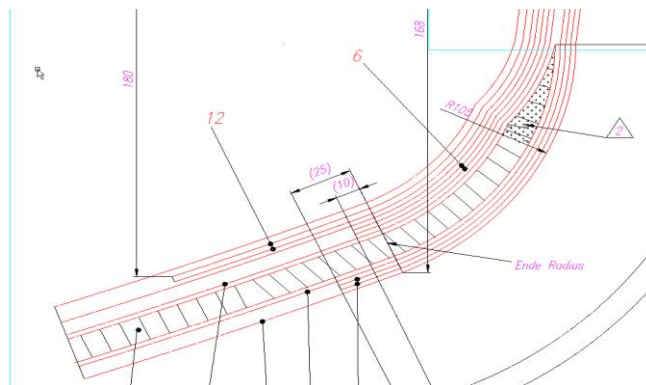


Figura 4.3 – Sección de la estructura sándwich original

En la imagen 4.3 se observa una sección cortada del mamparo. La imagen 4.2 enseña la localización del corte. La sección muestra como en la zona superior, donde se sitúa el marco, hay estructura monolítica y en el resto de la sección, donde se encuentra la cúpula del mamparo, hay estructura tipo sándwich.

4.2. Análisis del proceso existente de fabricación

El proceso original de elaboración del mamparo fue de laminado manual con estructura sándwich. En este proceso las fibras secas son impregnadas a mano con la resina y colocadas capa por capa en el molde.

La principal desventaja de este proceso es que la proporción de fibra cubierta por resina es menor que en los materiales preimpregnados. También, el contenido de espacio vacío es mucho mayor (del 5 al 15 % en comparación con el 3% de prepregs fuera de Autoclave)[3]. Además, la estructura tipo sándwich tiene como desventaja que no hay posibilidad de llevar a cabo una inspección no destructiva.

La calidad del proceso manual de laminación es más baja y es muy difícil conseguir un grosor uniforme. La nueva propuesta busca una laminación con materiales preimpregnados debido a que se busca conseguir mejores propiedades mecánicas.

4.3. Resultado del test del mamparo original

El cálculo original de esfuerzos del mamparo fue realizado mediante un diseño 3D simplificado, donde no había recortes ni áreas planas. En la imagen 5 se muestra dicho análisis simplificado. La condición de carga es la de Carga Ultima. Esta es una presión usada en cálculos aeroespaciales que no debería ocurrir jamás. Los cálculos se realizaron con el software Nastran sin ningún orificio en la superficie. Tiene un índice de fallo de 0,35 aproximadamente y una talla grande por elemento (50 mm)[4].

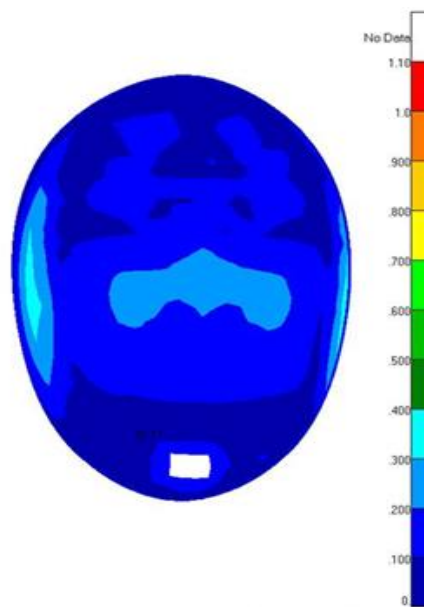


Figura 4.4 – Análisis del mamparo original

5. CARGAS ASUMIDAS

El jet SPN es un avión presurizado que vuela a una altura máxima de 41000ft (12.496,8 m). La cabina presurizada está equilibrada a una altura de 8000 ft (2.438,4 m)[5].

HEIGHTS TO STANDARD PRESSURE AND TEMPERATURE									
Altitude, feet	Pressure, hPa inches		Temperature, °C °F		Altitude, feet	Pressure, hPa inches		Temperature, °C °F	
0	1013.2	29.92	15.0	59.0	26,000	359.9	10.63	-36.5	-33.7
1,000	977.2	28.86	13.0	55.4	27,000	344.3	10.17	-38.5	-37.3
2,000	942.1	27.82	11.0	51.9	28,000	329.3	9.72	-40.5	-40.9
3,000	908.1	26.82	9.0	48.3	29,000	314.8	9.30	-42.5	-44.4
4,000	875.1	25.84	7.1	44.7	30,000	300.9	8.89	-44.4	-48.0
5,000	843.1	24.90	5.1	41.2	31,000	287.4	8.49	-46.4	-51.6
6,000	812.0	23.98	3.1	37.6	32,000	274.5	8.11	-48.4	-55.1
7,000	781.8	23.09	1.1	34.0	33,000	262.0	7.74	-50.4	-58.7
8,000	752.6	22.22	-0.8	30.5	34,000	250.0	7.38	-52.4	-62.2
9,000	724.3	21.39	-2.8	26.9	35,000	238.4	7.04	-54.3	-65.8
10,000	696.8	20.58	-4.8	23.3	36,000	227.3	6.71	-56.3	-69.4
11,000	670.2	19.79	-6.8	19.8	37,000	216.6	6.40	-56.5	-69.7
12,000	644.4	19.03	-8.8	16.2	38,000	206.5	6.10	Constant to 65,500 feet	
13,000	619.4	18.29	-10.8	12.6	39,000	196.8	5.81		
14,000	595.2	17.58	-12.7	9.1	40,000	187.5	5.54		
15,000	571.8	16.89	-14.7	5.5	41,000	178.7	5.28		
16,000	549.2	16.22	-16.7	1.9	42,000	170.4	5.04		
17,000	427.2	15.57	-18.7	-1.6	43,000	162.4	4.79		
18,000	506.0	14.94	-29.7	-5.2	44,000	154.7	4.57		
19,000	484.5	14.34	-22.6	-8.8	45,000	147.5	4.35		
20,000	465.6	13.75	-24.6	-12.3	46,000	140.6	4.15		
21,000	446.4	13.18	-26.6	-15.9	47,000	134.0	3.96		
22,000	427.9	12.64	-28.6	-19.5	48,000	127.7	3.77		
23,000	410.0	12.11	-30.6	-23.9	49,000	121.7	3.59		
24,000	392.7	11.60	-32.5	-26.6	50,000	116.0	3.42		
25,000	376.0	11.10	-34.5	-30.2					

Tabla 5.1 – Temperaturas y presiones a diferentes alturas

La diferencia de presión es:

$$\begin{aligned}\Delta p &= p(8000ft) - p(41000ft) = 75260Pa(10.92\text{ psi}) - 17870Pa(2.3psi) \\ &= 57390Pa(8.32psi)\end{aligned}\quad (5.1)$$

De acuerdo con estos valores, la válvula de relevo seleccionada fue la siguiente: Honeywell Part Number: 103924. La presión que otorga esta válvula está entre 8.51 y 8.71 psi. El máximo valor es el que va a ser utilizado para los cálculos. De acuerdo con la CS-23.365(d)[6], la diferencia de presión (Δp) que actúa en las paredes presurizadas debe ser incrementada por un factor de 1,33 veces.

$$8.71psi * 1.33 = 11.58psi (0.79\text{ bar})\quad (5.2)$$

La presión calculada es llamada Carga Límite y su valor es el usado en los cálculos. Este es el máximo valor de carga esperado en servicio.

La Carga Última tiene que ser calculada también. La estructura tiene que soportar un factor de seguridad de 1.5 multiplicado por la carga límite durante, mínimo, 3 segundos de acuerdo a las CS-23.301 y CS-23.303.

$$11.58psi * 1.5 = 17.37psi (1.2 bar) \quad (5.3)$$

Después de la validación de la estructura con la Carga Límite, la Carga Última será aplicada en la misma.

6. DEFINICIÓN DE LAS PROPIEDADES DE LOS MATERIALES Y CONDICIONES DE CONTORNO

6.1. Materiales usados – Prepreg fuera de autoclave

Los materiales usados son materiales preimpregnados. Las principales razones para remplazar el laminado manual por prepreg son:

- Facilidad de uso
- Bajo contenido de espacio vacío
- Buena resistencia a fatiga
- Control sobre el grosor del laminado
- Control sobre la proporción del volumen de fibra
- Proceso limpio
- Mejor conformidad y calidad
- Alta resistencia
- Mejora la resistencia de amortiguación por vibración.

Estos materiales son capaces de ser procesados fuera de autoclave (OOA). Este proceso no usa una autoclave para el curado sino un horno y una bomba aspiradora. El hecho de que no sea necesaria una autoclave reduce considerablemente el precio de producción. Sin embargo, este da ligeramente peores propiedades mecánicas. El principal objetivo de un proceso OOA es:

- Eliminar tanto como sea posible el aire atrapado aplicando vacío.
- Lograr buenas propiedades mecánicas sin el uso costoso de una autoclave.

Uno de los materiales seleccionados fue el Hexcel M56/40%/193PW/AS4-3K. El tipo de tejido es plano (Plain Weave). La urdimbre y la trama están alineadas de manera que forman un patrón simple entrecruzado.

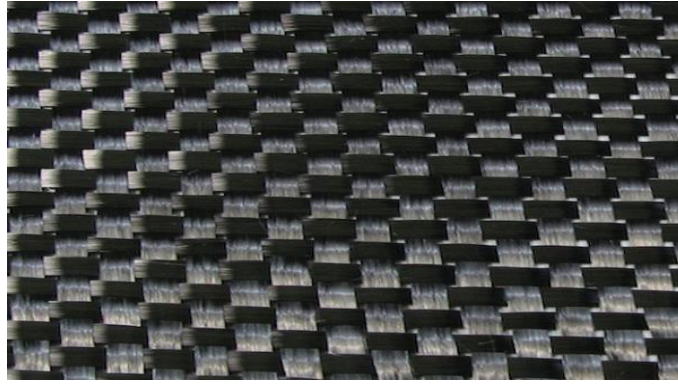


Figura 6.1 – Tejido plano

El otro material seleccionado fue la cinta Hexcel M56/UD286/IM7-12K.



Figura 6.2 – Tejido tipo cinta

Los valores de cada material están dados en la siguiente tabla

	Hexcel M56/40%/193PW	Hexcel M56/35%/UD268
E1	65900 MPa	182000 MPa
E2	65900 MPa	9300 MPa
Nu12	0.3	0.3
G12	3500 MPa	4500 MPa
G1Z	3500 MPa	4500 MPa
G2Z	3500 MPa	4500 MPa
RHO	1.5 e-9	1.53 e-9
Xt	924 MPa	2730 MPa
Xc	848 MPa	1550 MPa
Yt	924 MPa	80 MPa
Yc	848 MPa	176 MPa
S	74.1 MPa	81 MPa

Tabla 6.1 – Propiedades de los materiales

El significado de cada constante dada en la Tabla 6.1 es:

- E_1, E_2 = módulo de elasticidad a lo largo y ancho.
- ν_{12} = número de Poisson
- G_{12} = modulo cortante interlaminar
- G_{1Z} = modulo cortante en el plano 1-Z
- G_{2Z} = módulo cortante en el plano 2-Z
- ρ = densidad
- X_t, X_c, Y_t, Y_c = resistencia a compresión y tracción en las direcciones 1 y 2.
- S = resistencia al esfuerzo cortante interlaminar.

6.2. Adhesivo

El adhesivo propuesto por SST es 3M Scotch-Weld EPX Adhesive DP490. Las razones son:

- Posee una alta resistencia para una gran franja de temperaturas operativas.
- El producto presenta una gran resistencia al calor y al medio ambiente.

Temperature (°C)	Shear Strength (1) (N/mm ²)	Shear Strength (2) (N/mm ²)	Peel Strength DaN/cm
-55	23.7	31.6	N/A
23	30.2	28.7	9.24
80	11.9	12.7	7.32
120	2.8	3.2	N/A
150	1.9	1.7	N/A

Tabla 6.2 – Propiedades del adhesivo

6.3. Interfaz de unión entre el mamparo y la piel del fuselaje

Para saber si la unión del mamparo a la piel del fuselaje es capaz de soportar las cargas se debe calcular el esfuerzo cortante. El valor del esfuerzo cortante calculado debe ser comparado con el esfuerzo disponible. El coeficiente de seguridad (la relación entre el esfuerzo calculado y el disponible) debe ser mayor que 1.

$$RF = \frac{\tau_{disponible}}{\tau_{calculado}} > 1 \quad (6.1)$$

La anchura total del área de unión es de 70 mm. Sin embargo, el total de esta longitud no puede tomarse en cuenta debido a que la distribución del esfuerzo cortante no homogénea. Al principio y al final del solapamiento de las dos partes unidas, el esfuerzo cortante alcanza su máximo, mientras que en la mitad de la unión este valor será mucho más pequeño. Por esta razón el área de unión será calculada con un valor aproximado de 30 mm de solapamiento. Para una mejor comprensión, se observa en la Figura 6.3 como es este efecto.

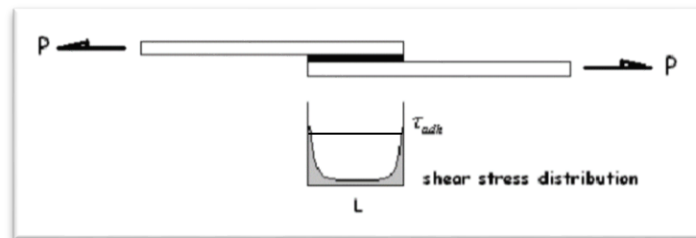


Figura 6.3 – Esfuerzo cortante entre capas considerando valor medio

La superficie de union es:

$$A_{calc} = l * w = 5190 \text{ mm} * 30 \text{ mm} = 155700 \text{ mm}^2 \quad (6.2)$$

Siendo:

- l = perímetro del mamparo
- w = anchura del área de unión
- A_{calc} = área de unión calculada

Para saber el valor del esfuerzo cortante también es necesario calcular el valor de la fuerza aplicada. Esta fuerza viene de la presión aplicada al mamparo, cuyo valor depende de las condiciones aplicadas (Carga Límite o Carga Última). El área del mamparo es de 2087000 mm².

$$F_{CL} = \Delta p_{CL} * A_{mamparo} = 0,08 Nmm^2 * 2087000 mm^2 = 166960 N \quad (6.3)$$

$$F_{CU} = \Delta p_{CU} * A_{mamparo} = 0,12 Nmm^2 * 2087000 mm^2 = 250440 N \quad (6.4)$$

De manera que los valores de los esfuerzos cortantes son:

$$\tau_{calcCL} = \frac{F_{CL}}{A_{calc}} = \frac{166960 N}{155700 mm^2} = \frac{1,07 N}{mm^2} \approx 1 N/mm^2 \quad (6.5)$$

$$\tau_{calcCU} = \frac{F_{CU}}{A_{calc}} = \frac{250440 N}{155700 mm^2} = \frac{1,6 N}{mm^2} \approx 1,6 N/mm^2 \quad (6.6)$$

El esfuerzo cortante disponible es 12 N/mm² como se puede observar en la Tabla 6.2 de las propiedades del adhesivo.

Con ambos esfuerzos cortantes (disponible y calculado) se obtienen los coeficientes de seguridad para ambas cargas:

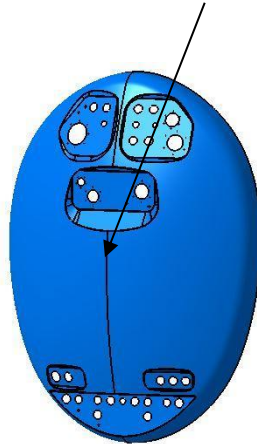
$$RF_{CL} = 12 N mm^2 / 1 N mm^2 = 12 \quad (6.7)$$

$$RF_{CU} = 12 N mm^2 / 1,6 N mm^2 = 7.5 \quad (6.8)$$

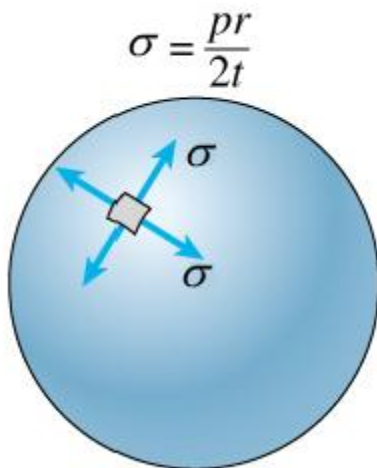
Los valores de los coeficientes de seguridad señalan que la unión permite mantener el mamparo en la piel del fuselaje.

7. CÁLCULO MANUAL/PRE DIMENSIONAMIENTO

Con el objetivo de cuantificar las restricciones aplicadas al mamparo se ha llevado a cabo un pre dimensionamiento. Este está basado en una superficie simplificada del mamparo (una esfera). El radio más grande del mamparo (2192 mm) es el que ha sido considerado.



En los siguientes cálculos hechos a mano, se ha considerado 8 capas de Hexcel /40%/193PW/AS4-3K. Los cálculos darán las restricciones que aplicar a la estructura simplificada



$$\sigma = \frac{pr}{2t}$$

$$\sigma_{predim} = \frac{p * r}{2t} \quad (7.1)$$

$$\sigma_{predim} = \frac{0,08MPa * 2192mm}{2 * (8 * 0,256mm)} = 42,8MPa$$

Estos cálculos manuales muestran que:

$$\sigma_{predim} \ll X_t \text{ \& } Y_t \text{ (ver § 6.1)}$$

Figura 7.1 – recipiente de presión esférico

Del siguiente modelo de elementos finitos (8 capas) se puede observar que el pre-dimensionamiento tiene un valor de deformación muy parecido.

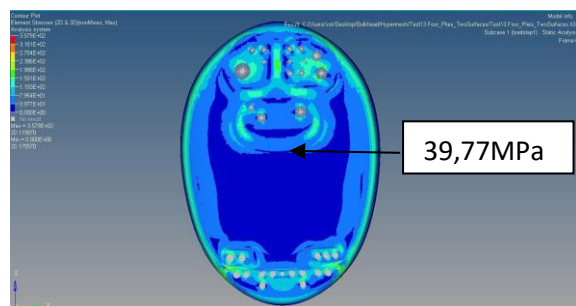


Figura 7.3 – Demostración de cálculos manuales

8. ESTABLECIMIENTO DEL MODELO DE ELEMENTOS FINITOS.

8.1. Metodología de trabajo

Mallado

Para hacer el análisis mediante elementos finitos es necesario dividir el objeto en un número concreto de elementos. El tamaño elegido para cada elemento es de 10 mm. Sin embargo, en ciertas áreas delicadas del mamparo, como las esquinas, el tamaño es reducido para relacionar tanto como sea posible la superficie con la malla.

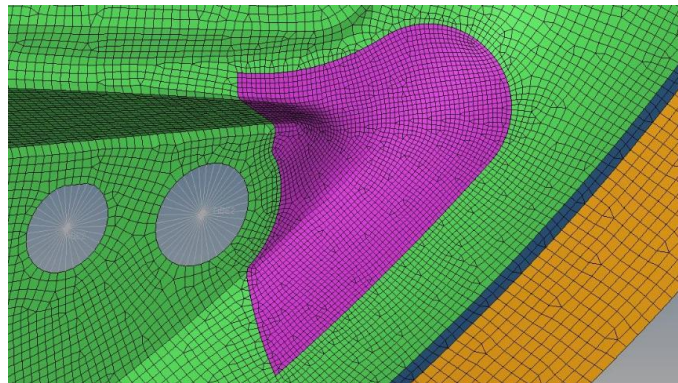


Figura 8.1 – Mallado de esquina

Asignación de la normal del elemento y de la orientación del material

La orientación normal debe ser la misma en toda la superficie del mamparo para tener una correcta laminación. La superficie que se hizo fue externa de manera que todos los pliegues estarán dentro del mamparo. Por esta razón, todas las normales de los elementos deben ir desde la superficie interna[7].

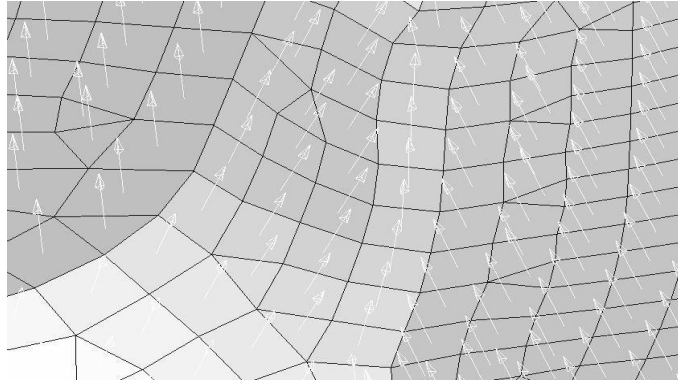


Figura 8.2 – Orientación de la normal de los elementos

También, la orientación del material debe ser asignada en los elementos. De esta manera, se proporciona una dirección para posicionar la tela[8].

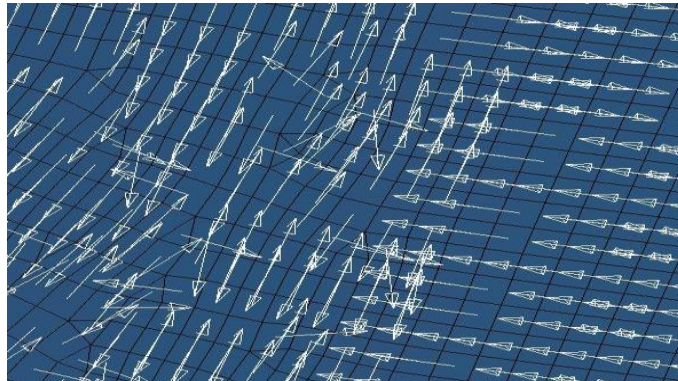


Figura 8.3 – Orientación del material antes de ser asignada

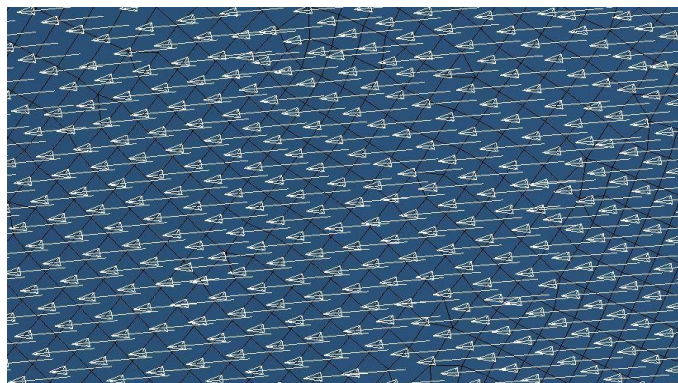


Figura 8.4 – Orientación del material después de ser asignada

Creación de material

La tarjeta de material MAT8 fue la usada para este modelo. Todas las propiedades están enseñadas en la Tabla 6.1 están insertadas en la tarjeta del material[9].

Creación de la laminación

Cuando se aplica el material para los elementos se elige la configuración ortotrópica debido a que las propiedades del material no son las mismas en todas las direcciones[10]. En la laminación se estableció una configuración simétrica de los pliegues, respetando la regla de diseño 8.2.1.

Ply1_0-90°	1		Hexcel M56/40%/193Pw	0.25600	0.0
Ply2_-45+45	2		Hexcel M56/40%/193Pw	0.25600	-45.0
Ply3_0-90°	3		Hexcel M56/40%/193Pw	0.25600	0.0
Ply4_-45+45	4		Hexcel M56/40%/193Pw	0.25600	-45.0
ply5_-45+45	5		Hexcel M56/40%/193Pw	0.25600	-45.0
ply6_0-90°	6		Hexcel M56/40%/193Pw	0.25600	0.0
ply7_-45+45	7		Hexcel M56/40%/193Pw	0.25600	-45.0
ply8_0-90°	8		Hexcel M56/40%/193Pw	0.25600	0.0

Figura 8.5 – Ejemplo de laminación en mamparo

Asignación de propiedades

Los principales aspectos a tener en cuenta son:

- La tarjeta imagen: es una propiedad para modelar la laminación. La tarjeta imagen usada fue PCOMPP; esta propiedad es usada para crear propiedades de materiales compuestos a través de los pliegues definidos[11].
- La teoría de fallo: se usó la teoría de fallo TSAI en la que el índice de fallo es el parámetro medido para saber si la estructura resiste las condiciones aplicadas. La ecuación aplicada para el cálculo es:

$$F_{th} = \sqrt{\left(\frac{\sigma_{11}}{\sigma_{11dB}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{22}}{\sigma_{22dB}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{\sigma_{11dB}^2}\right)^2 + \left(\frac{\tau}{\tau_B}\right)^2} \leq 1 \quad (8.1)$$

Aplicación de restricciones

Las condiciones de contorno están aplicadas mediante restricciones de punto único (SPC) en todos los nodos del borde del mamparo. Todos los grados de libertad están bloqueados (GDL=0)[12].

Aplicación de RBE

En el área de los agujeros, la presión de la superficie no puede ser aplicada. Por esta razón se usa los elementos RBE. Estos elementos tienen rigidez infinita y serán usados para transferir las cargas aplicando, en el centro de estos elementos, la fuerza correspondiente al área dada. Los elementos RBE transfieren la fuerza al borde de los orificios[13].

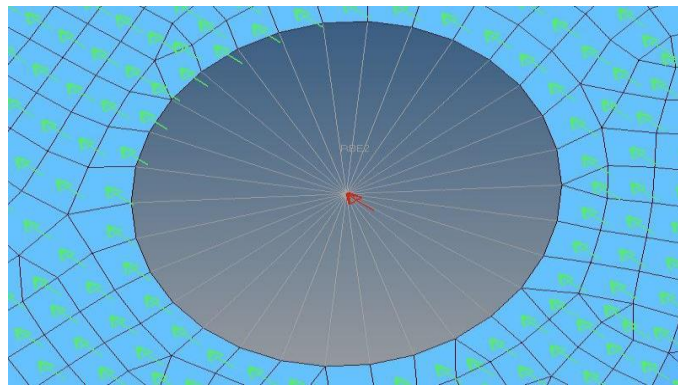


Figura 8.6 – Configuración RBE

Un ejemplo de la aplicación de RBE para el orificio de un mamparo con un área de 4015.15 mm^2 y para una presión aplicada de $0,08 \text{ N/mm}^2$ esta enseñada abajo:

$$P=FA \rightarrow F=P \cdot A = 0.08 \text{ N/mm}^2 \cdot 4015.15 \text{ mm}^2 = 321,21 \text{ N} \quad (8.1)$$

Esta fuerza será la aplicada en el centro del orificio y los RBE transmitirán la carga.

8.2. Reglas de diseño a aplicar[14]

8.2.1. La laminación tiene que ser simétrica sobre el centro de las superficies

Las razones por las que la aplicación de esta regla es fundamental son:

- Desacoplamiento de flexión y respuesta de membrana
- Prevenir pandeo ante cargas térmicas.

8.2.2. El laminado debe estar equilibrado

Esta pauta es más importante para laminaciones con cinta. En este contexto, equilibrado significa que el ángulo de los pliegues (aquellos con cualquier otro ángulo de 0° o 90°) deben colocarse solo en pares equilibrados. Para la familia del laminado $0/\pm 45/90$, cualquier pliegue de $+45^\circ$ debe estar acompañado por un pliegue de -45° .

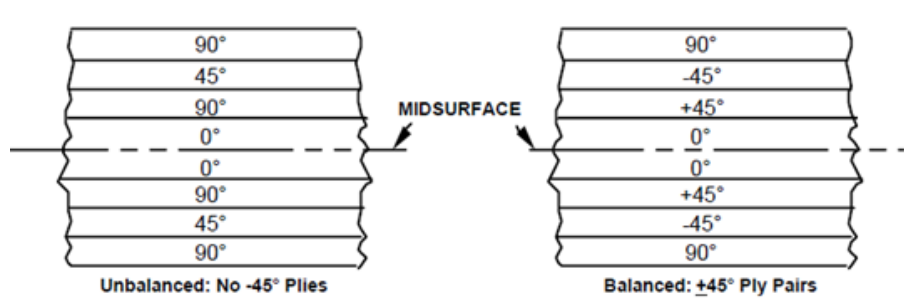


Figura 8.7 Equilibrio en pliegues

8.2.3. El contenido relativo de las fibras en una dirección no debe ser menor del 10%.

En una laminación el contenido de las fibras en una dirección no debe ser menor de 10%. Esto significa que:

- Para las laminaciones con cinta el contenido de fibras para cada una de las direcciones no debe ser menor del 10%. La combinación de los pliegues debe ser, aproximadamente, igual para todas las direcciones.
- Para los tejidos el contenido de pliegues con $\pm 45^\circ$ o $0/90^\circ$ debe estar en un rango entre el 20% y el 80%.

8.3. Revisión del modelo de elementos finitos

Comprobación de la dirección normal por elemento

Para saber si cada elemento de la superficie tiene la misma dirección normal podemos hacer una comprobación por colores. Si en la misma superficie se muestra solo un color, la dirección normal ha sido bien aplicada. En la imagen se observa que hay un elemento que no tiene la misma dirección normal que el resto.

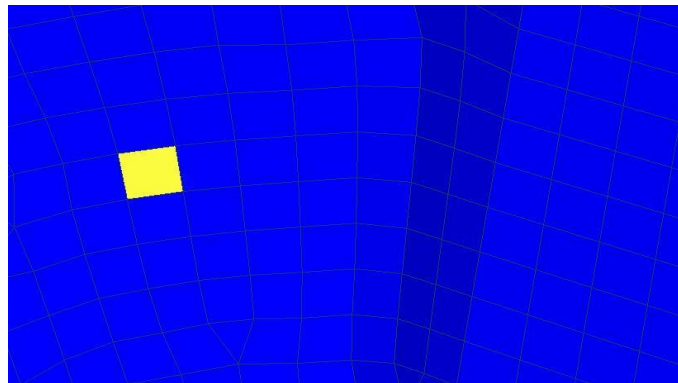


Figura 8.8 – Ejemplo de un elemento con mala orientación

Revisión del tamaño de los elementos

El tamaño por elemento se asignó con la herramienta *automesh*. Sin embargo, modificar la malla para cubrir ciertas necesidades puede llevar a una modificación del tamaño de cada elemento, aumentando o disminuyendo demasiado la talla. Por ello, se hace uso de la herramienta *check-element size*:



Figura 8.9 - Revisión del tamaño de elemento

Revisión del laminado

Para saber si el laminado de un componente se ha realizado adecuadamente primero se le adjudica un color a cada pliegue por orientación. Se debe poder apreciar que cada pliegue está en el orden correcto. En este caso, los pliegues están puestos con dos orientaciones: $\pm 45^\circ$ (verde) y $0/90^\circ$ (azul).

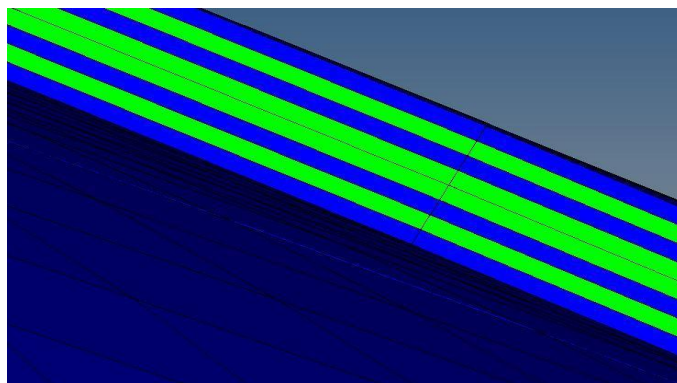


Figura 8.10 – Ejemplo de borde con laminado

Ply1_0-90°	1	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply2_-45+45	2	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply3_0-90°	3	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply4_-45+45	4	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
ply5_-45+45	5	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
ply6_0-90°	6	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
ply7_-45+45	7	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
ply8_0-90°	8	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0

Figura 8.11 – Ejemplo de laminado

8.4. Cálculo

La presión, aplicada a todos los elementos, va en la dirección externa del mamparo. El cálculo realizado en la estructura se ha hecho en la zona elástica.

8.5. Post procesado

De acuerdo con los resultados se analiza el mamparo de presurización trasero para identificar las áreas críticas y optimizar el laminado para mejorar la distribución de esfuerzos. La distribución de colores es la guía para entender mejor como afectan los distintos parámetros a la estructura.

Los parámetros a revisar son los siguientes:

- La deformación de elementos, comparados con un valor permitido de <1%.
- La tensión de elementos, comparados con un valor permitido de tensión de 848 MPa
- El índice de fallo, cuyo valor debe ser menor que 1.
- El desplazamiento, que debe estar en un rango aceptable (10mm).

9. IDENTIFICACIÓN DE LA CONCENTRACIÓN DE ESFUERZOS

Para tener una idea general de la situación del mamparo con una estructura monolítica, se ejecutó un cálculo simplificado. En este cálculo los orificios no se han tomado en cuenta. Los SPC están aplicados en el borde del mamparo. La presión aplicada es de 0,8 bar (0,08 MPa) con 8 pliegues de Hexcel M56 PW. En la imagen se pueden contemplar las áreas más problemáticas (el área frontal superior y las esquinas). El índice de fallo del área frontal superior es mayor que 1 mientras que el de las esquinas es de 4.

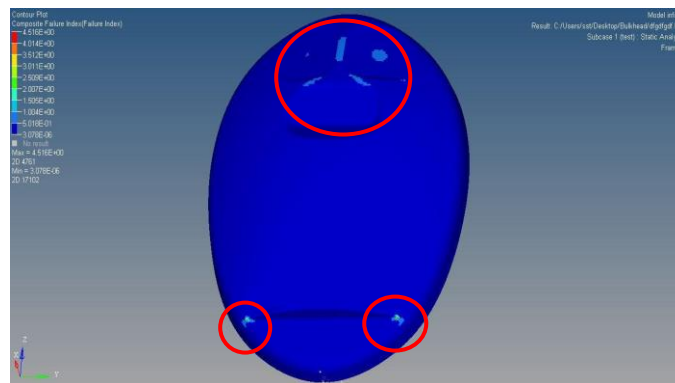


Figura 9.1 – Primera estimación del mamparo



Figura 9.2 – Índice de fallo en área superior

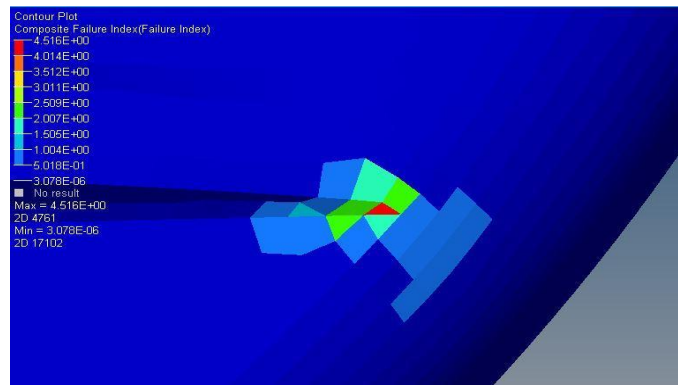


Figura 9.3 – Índice de fallo en esquina

10. CÁLCULOS

Los cálculos hechos con Hypermesh están basados en dos tipos de cargas: la Carga Límite y la Carga Última.

10.1. Carga Límite

Cálculo 1 – Refuerzo de la zona superior plana

Debidos a las restricciones encontradas en el cálculo previo, se decidió dividir la superficie original. Ahora, en su lugar, hay dos superficies. El propósito es reducir el índice de fallo en la zona frontal superior del mamparo. Además, las esquinas han sido rediseñadas, haciéndolas menos pronunciadas. El tamaño por elemento escogido es 12 mm.

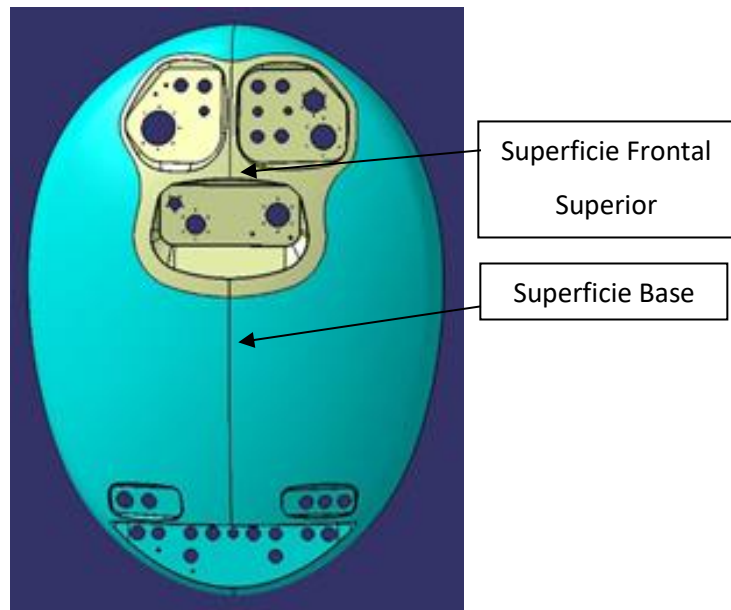


Figura 10.1 – Primera modificación de diseño en el mamparo

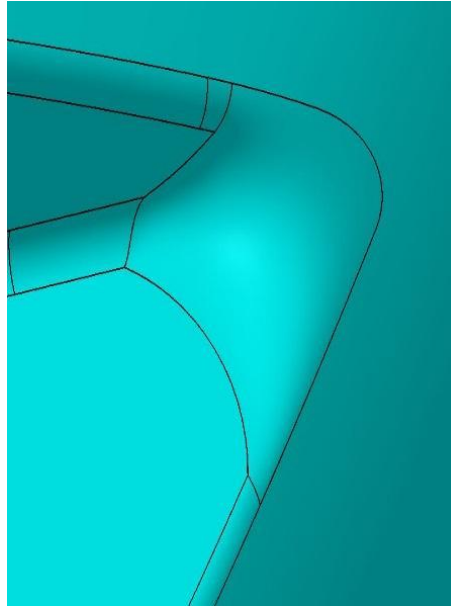


Figura 10.2 – Modificación geométrica de esquina

Debido a esta configuración, podemos aplicar 8 pliegues en el mamparo y 8 + 4 en el refuerzo (hay 8 pliegues en el mamparo y 4 más en la superficie superior). Podemos ver en la imagen los 12 pliegues que tiene el área frontal superior.

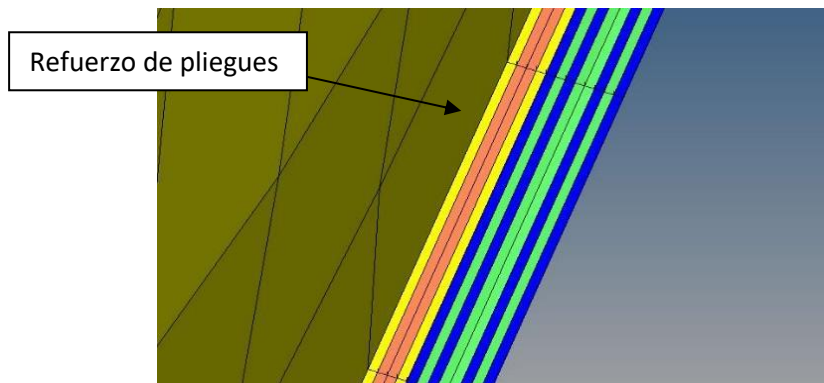


Figura 10.3 - Capas de la superficie frontal superior

Name	Id	Color	Material	Thickness	Orientation
ply1_Main_Bulkhead_Surface_0-90°	17	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
ply2_Main_Bulkhead_Surface_-45+4	18	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
ply3_Main_Bulkhead_Surface_0-90°	19	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
ply4_Main_Bulkhead_Surface_-45+4	20	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
ply5_Main_Bulkhead_Surface_-45+4	21	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
ply6_Main_Bulkhead_Surface_0-90°	22	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
ply7_Main_Bulkhead_Surface_-45+4	23	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
ply8_Main_Bulkhead_Surface_-45+4	24	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
ply1_Frontal_Surface_0-90°	25	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
ply2_Frontal_Surface_-45+45°	26	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
ply3_Frontal_Surface_-45+45°	27	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
ply4_Frontal_Surface_-45+45°	28	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0

Figura 10.4 – Laminación del mamparo en Calc 1

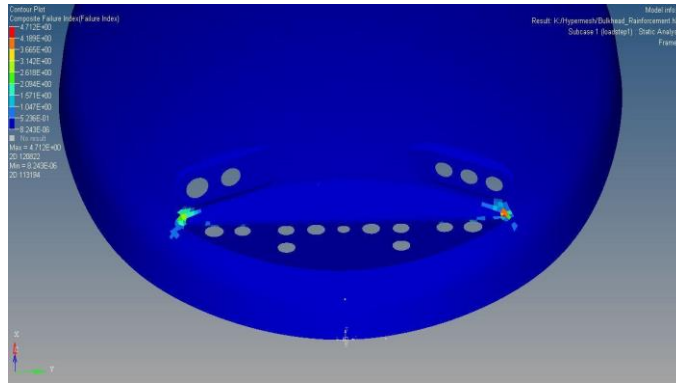


Figura 10.5 – Índice de fallo en esquinas. Calc 1

Las esquinas tienen un gran índice de fallo (4.71) y las áreas planas tienen un gran desplazamiento. Los resultados del análisis se muestran en la Tabla 11.1.

Cálculo 2 – Refuerzos varios

Para resolver las restricciones previas se han creado múltiples superficies. La superficie frontal superior o superficie frontal tiene un refuerzo. Además, hay 1 superficie para cada esquina y 1 superficie para el área lateral y el área inferior. La talla por elemento es de 12 mm exceptuando en las esquinas, donde el tamaño es de 5 mm. Esto es debido a que en los cálculos previos los elementos eran demasiado grandes para dar una buena estimación de semejante área.

De esta manera, se diferencian las siguientes superficies:

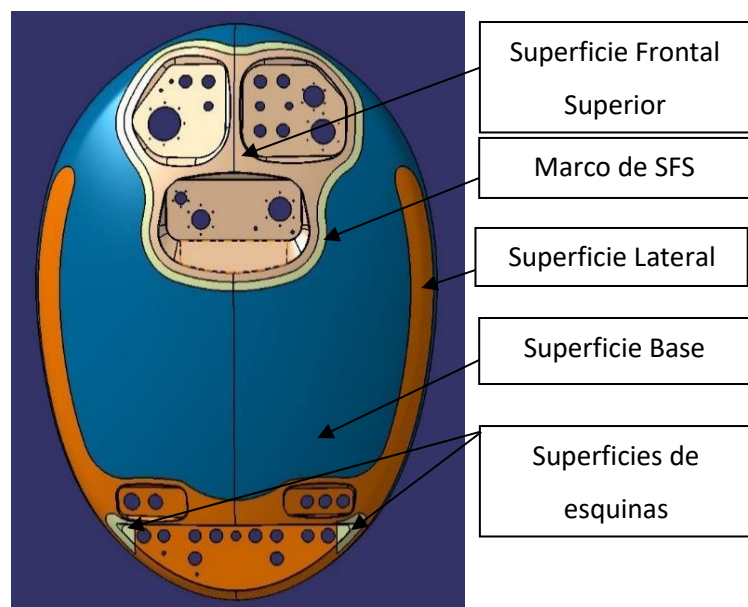


Figura 10.6 – Nuevas superficies en mamparo

Hay 8 pliegues en el mamparo, 2 más en el área lateral, 4 más en cada esquina, 4 más en el área frontal y dos más en el marco del área frontal.

Name	Id	Color	Material	Thickness	Orientation
Ply1_Bulkhead_0-90°	1	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply2_Bulkhead_-45+45°	2	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply3_Bulkhead_0-90°	3	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply4_Bulkhead_-45+45°	4	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply5_Bulkhead_-45+45°	5	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply6_Bulkhead_0-90°	6	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply7_Bulkhead_-45+45°	7	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply8_Bulkhead_0-90°	8	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply1_Lateral_Surface_-45+45°	9	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply2_Lateral_Surface_0-90°	10	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply1_Corners_Surface_0-90°	11	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply2_Corners_Surface_-45+45°	12	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply3_Corners_Surface_-45+45°	13	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply4_Corners_Surface_0-90°	14	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply1_Frontal_Surface_0-90°	15	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply2_Frontal_Surface_-45+45°	16	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply3_Frontal_Surface_-45+45°	17	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply4_Frontal_Surface_0-90°	18	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply1_Frontal_Surface_Reinforcement	19	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply2_Frontal_Surface_Reinforcement	20	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0

Figura 10.7 – Laminación del mamparo en Calc 2

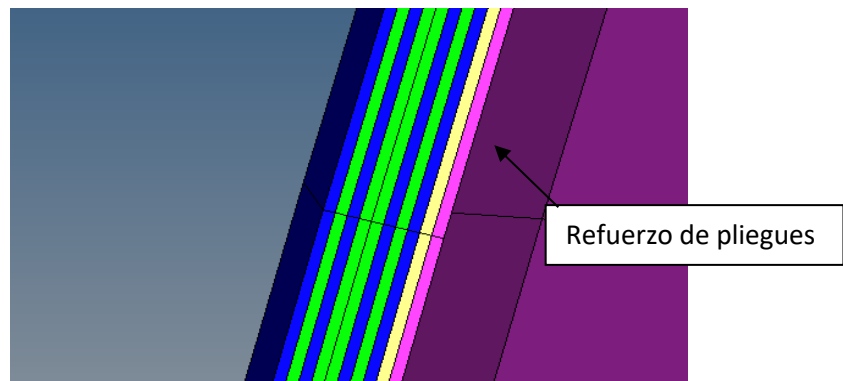


Figura 10.8 – Capas de la superficie lateral en Calc 2

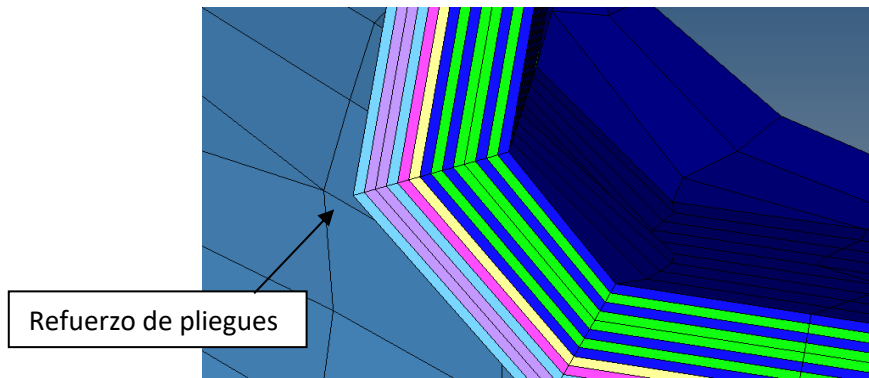


Figura 10.9 – Capas de la esquina en Calc 2

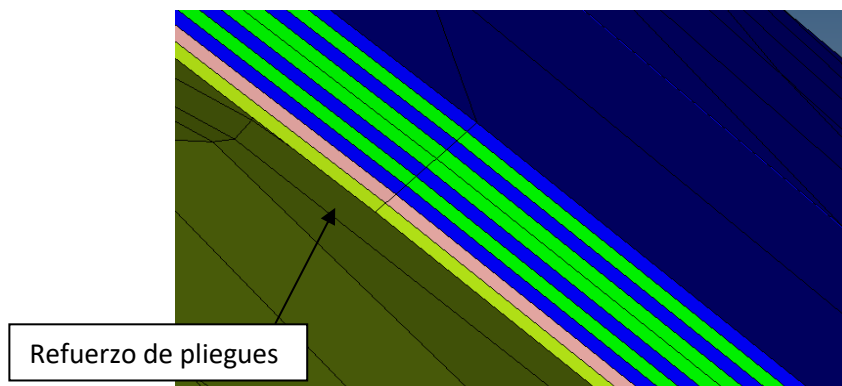


Figura 10.10 – Capas del marco de SFS. Calc 2

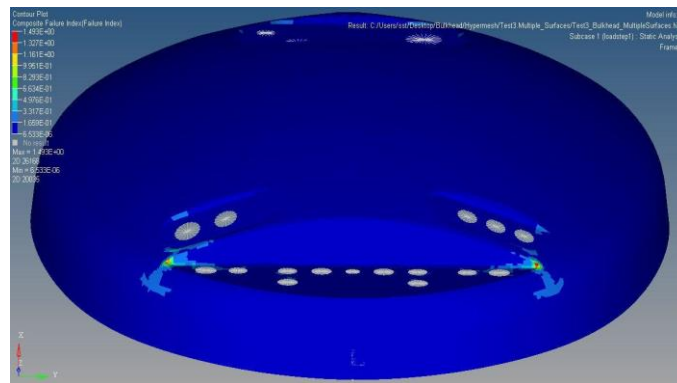


Figura 10.11 – Índice de fallo. Calc 2

Como resultado de esta configuración el índice de fallo ha decrecido dramáticamente (1,49).

Todos los resultados se muestran en la tabla 11.1.

Cálculo 3 – Refuerzo de las esquinas

Siguiendo la misma configuración de superficies que en el Cálculo 2, se incrementa el número de pliegues en las esquinas para hacerlas más resistentes. Esto hace que el índice de fallo decrezca hasta 1,47. Como se observa, incrementar el número de pliegues no tiene una gran influencia en este cálculo.

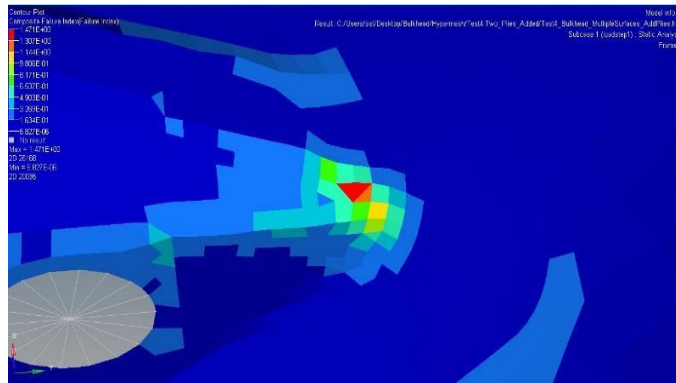


Figura 10.12 – Índice de fallo en esquina. Calc 3

Ply1_Corners_Surface_0-90°	11		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply2_Corners_Surface_45+45°	12		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	45.0
Ply3_Corners_Surface_0-90°	13		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply4_Corners_Surfaces_0-90°	14		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply5_Corners_Surface_45+45°	21		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	45.0
Ply6_Corners_Surfaces_0-90°	22		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0

Figura 10.13 – Laminación de la esquina. Calc 3

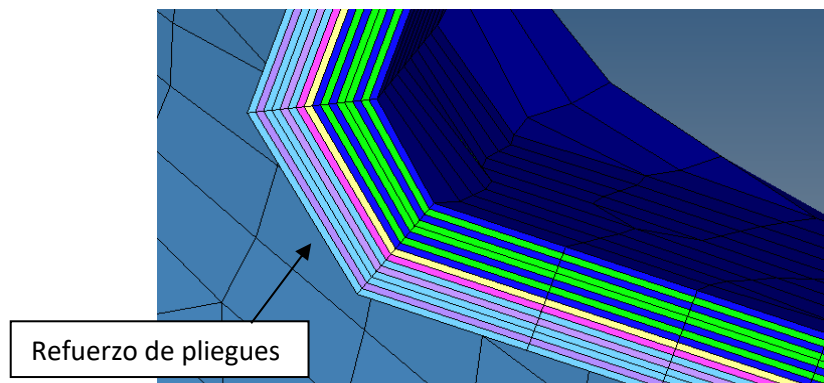


Figura 10.14 – Capas de la esquina. Calc 3

Cálculo 4 – Mejora del mallado

En este cálculo el cambio respecto al anterior es un mejor mallado de las esquinas. Como el mallado no puede tener un salto muy grande respecto al tamaño de los elementos entre dos superficies, todo el mallado ha sido modificado:

- Superficie de las esquinas: 2 mm
- Superficie lateral: 4mm
- Superficie base: 7 mm
- Superficie frontal: 12 mm

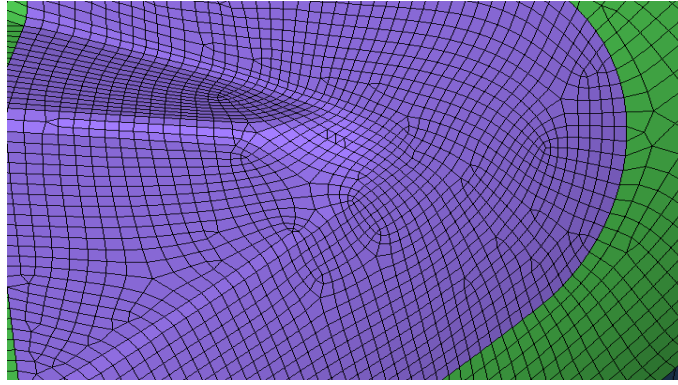


Figura 10.15 – Mallado de la esquina en Calc 4

Las esquinas siguen siendo las áreas más problemáticas. Para entender mejor en qué condiciones de deformación se encuentran se analiza la orientación de estas deformaciones:

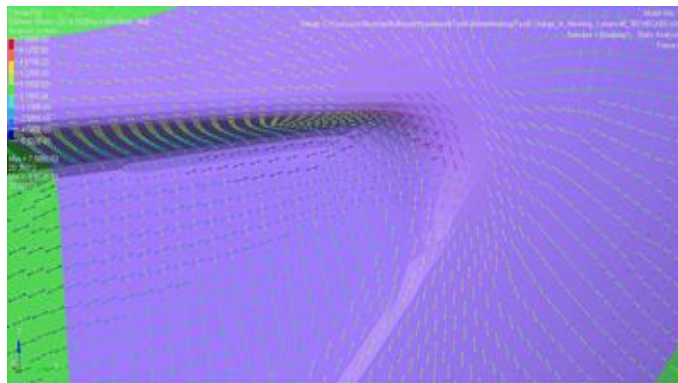


Figura 10.16 – Orientación de esfuerzos. Calc 4

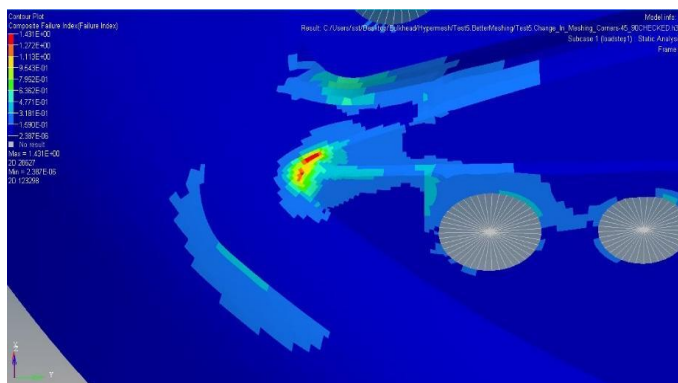


Figura 10.17 – Índice de fallo. Calc 4

El índice de fallo ha decrecido hasta 1,43. Las deformaciones por elemento tienen un valor muy fuerte en una dirección, lo que llevara a futuros cambios en los siguientes cálculos.

El resto de los resultados se muestran en la Tabla 11.1.

Cálculo 5 – Pliegues de cinta

Para este análisis previamente se han sustituido 4 pliegues de tejido por pliegues de cinta. La orientación adjudicada busca hacerle frente a un gran índice de fallo en las esquinas aplicando pliegues unidireccionales en ellos.

Ply1_Corners_Surface_45+45°	11		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply2_Corners_Surface_UDTape_0°	12		Hexcel M56/35%/UD268	0.25600	0.0
Ply3_Corners_Surface_UDTape_0°	13		Hexcel M56/35%/UD268	0.25600	0.0
Ply4_Corners_Surfaces_45+45°	14		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply5_Corners_Surface_UDTape_90°	21		Hexcel M56/35%/UD268	0.25600	90.0
Ply6_Corners_Surfaces_UDTape_90°	22		Hexcel M56/35%/UD268	0.25600	90.0

Figura 10.18 – Capas de la esquina con UD Tape. Calc 5

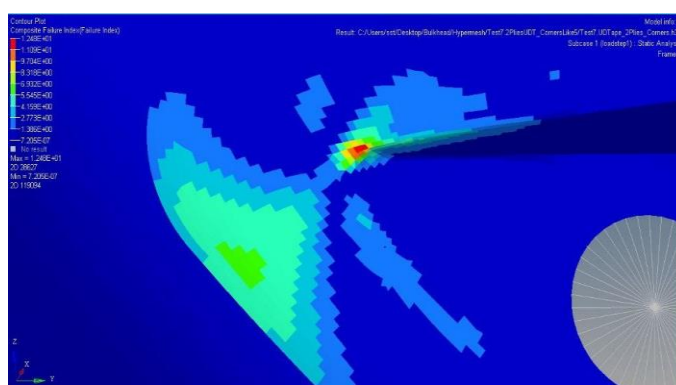


Figura 10.19 – Índice de fallo. Calc 5

Con un índice de fallo de 12, este cambio en los pliegues no ha sido el adecuado para mejorar la situación crítica de las esquinas.

El resto de resultados se encuentran en la Tabla 11.1.

Cálculo 6 – Pliegues de cinta intercalados

En este cálculo se utiliza de nuevo el material de tela. Sin embargo, hay un cambio considerable en la laminación de los pliegues: los pliegues de las esquinas están aplicados desde el principio de la laminación (y no al final), siendo estos intercalados

con los pliegues del mamparo. El propósito es tener esquinas más fuertes con el solapamiento de pliegues de diferentes sitios.

Name	Id	Color	Material	Thickness	Orientation
Ply1_Bulkhead_0-90°	1	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply1_Corners_Surface_UDTape_90°	11	■	Hexcel M56/35%/UD268	0.25600	90.0
Ply2_Bulkhead_-45+45°	2	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply2_Corners_Surface_UDTape_90°	12	■	Hexcel M56/35%/UD268	0.25600	90.0
Ply3_Bulkhead_0-90°	3	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply3_Corners_Surface_UDTape_90°	13	■	Hexcel M56/35%/UD268	0.25600	90.0
Ply4_Bulkhead_-45+45°	4	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply4_Corners_Surfaces_UDTape_+4	14	■	Hexcel M56/35%/UD268	0.25600	45.0
Ply5_Bulkhead_-45+45°	5	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply5_Corners_Surface_UDTape_0°	21	■	Hexcel M56/35%/UD268	0.25600	0.0
Ply6_Bulkhead_0-90°	6	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply6_Corners_Surfaces_UDTape_-4	22	■	Hexcel M56/35%/UD268	0.25600	-45.0
Ply7_Bulkhead_-45+45°	7	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply8_Bulkhead_0-90°	8	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0

Figura 10.20 – Laminación mezclada con UD Tape. Calc 6

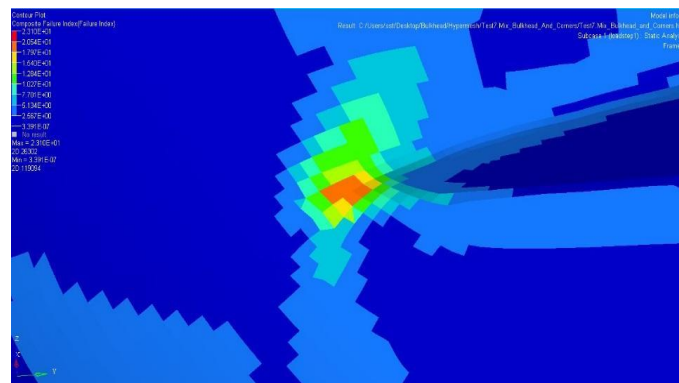


Figura 10.21 – Índice de fallo. Calc 6

El índice de fallo ha incrementado a 23. De esta forma de laminación va a ser descontada, del mismo modo que los pliegues de cintas, ya que no ayudan en absoluto a reducir el índice de fallo en las esquinas.

Para ver el resto de resultados se debe mirar la Tabla 11.1.

Cálculo 7 – Modificación en las esquinas

Este cálculo está basado en el cálculo 4, teniendo la misma laminación. Sin embargo, hay un cambio en el diseño: las esquinas han sido modificadas y se han diseñado aún más suaves. Este concepto de diseño se lleva a cabo para lograr un valor más bajo de índice de fallo sin aplicar más pliegues del material. Además, las superficies de las

esquinas tienen una localización más suave con respecto a los orificios más cercanos. Esto se hace para que la laminación de la esquina no intervenga con la instalación de los sistemas.

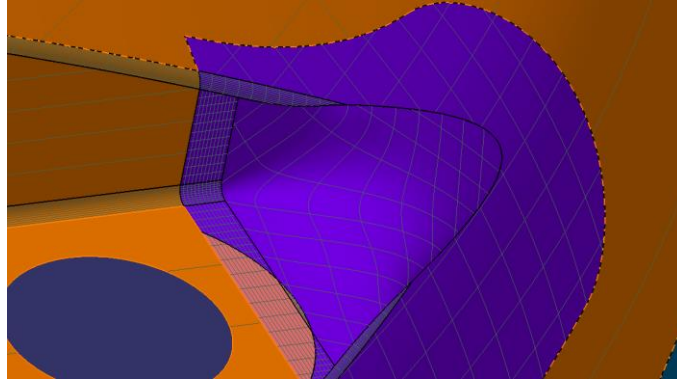


Figura 10.22 – Nuevo cambio en diseño: esquinas más suaves

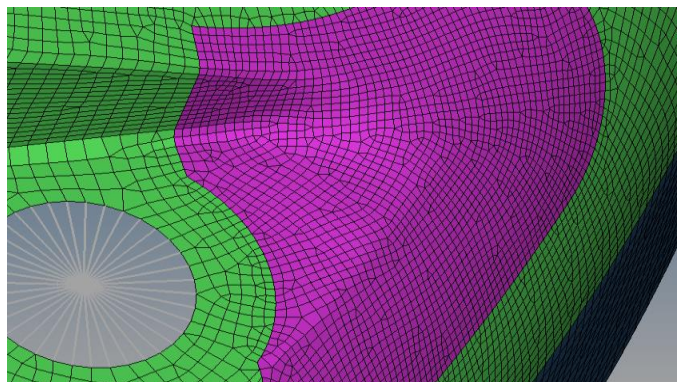


Figura 10.23 – Esquina nueva con malla

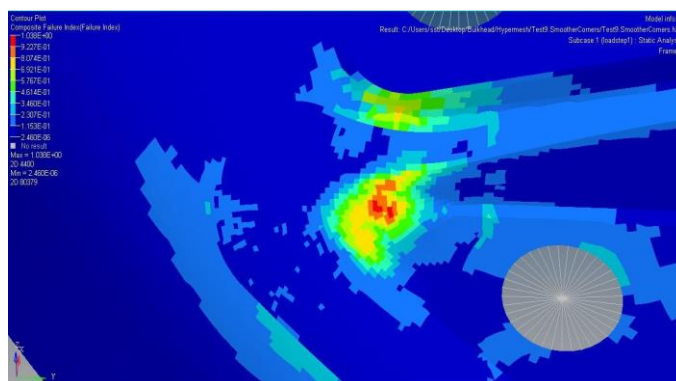


Figura 10.24 – Índice de fallo. Calc 7

El índice de fallo tiene un valor de 1,04, lo que hace que esta propuesta de diseño se encuentre muy cerca del resultado requerido.

El resto de resultados están en la Tabla 11.1.

Cálculo 8 – Refuerzo de las esquinas

Se añaden 2 pliegues a las esquinas. El objetivo es lograr el principal propósito de los cálculos: un índice de fallo <1.

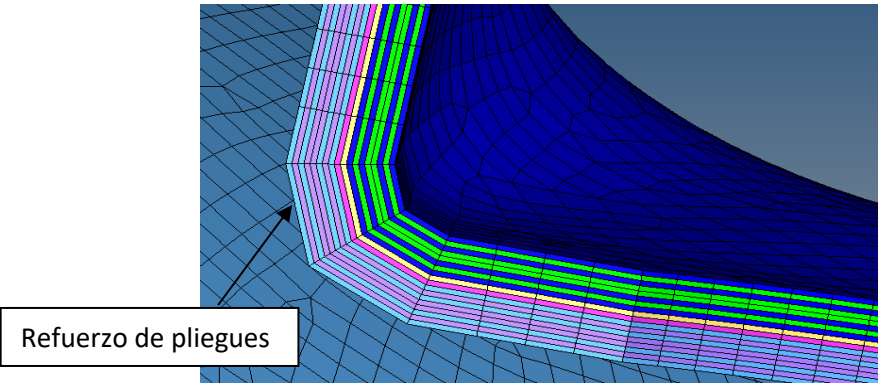


Figura 10.25 – Capas en esquina. Calc 8

Ply1_Corner_Surface_0-90°	11		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply2_Corner_Surface_45+45°	12		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	45.0
Ply3_Corner_Surface_0-90°	13		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply4_Corner_Surface_45+45°	14		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	45.0
Ply5_Corner_Surface_45+45°	21		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	45.0
Ply6_Corner_Surface_0-90°	22		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply7_Corner_surfaces_45+45°	23		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	45.0
Ply8_Corner_surfaces_0-90°	24		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0

Figura 10.26 – Laminación de esquinas en Calc 8

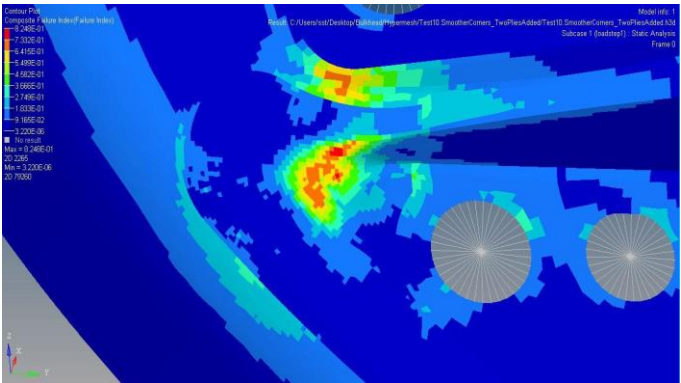


Figura 10.27 – Índice de fallo en Calc 8

El índice de fallo ha decrecido hasta 0,82. Sin embargo, aún se tiene un desplazamiento de 17 mm. Para tener una confianza mayor sobre la estructura, el segundo objetivo será tener un desplazamiento máximo de 10 mm para afectar tan poco como sea posible los sistemas acoplados en el mamparo.

Cálculo 9 – Refuerzo de la superficie frontal

Este cálculo trata de reducir el desplazamiento en las áreas planas frontales. De esta forma, se aplican 2 pliegues a la superficie frontal superior.

Ply1_Frontal_Surface_0-90°	15		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply2_Frontal_Surface_-45+45°	16		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply3_Frontal_Surface_0-90°	17		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply4_Frontal_Surface_0-90°	18		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply5_Frontal_Surface_-45+45°	25		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply6_Frontal_Surface_0-90°	26		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0

Figura 10.28 – Laminación de Superficie Frontal Superior en Calc 9

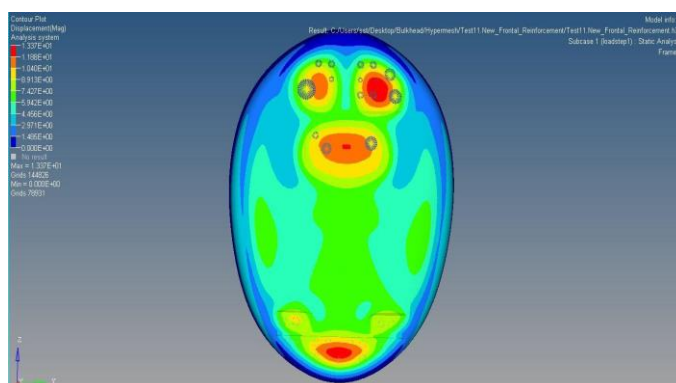


Figura 10.29 – Desplazamiento en Calc 9

El desplazamiento es de 1,33, de manera que la modificación realizada no es suficiente.

Todos los resultados de este cálculo se muestran en la tabla 11.1.

Cálculo 10 – Aplicación de restricciones al área de unión

En este cálculo se busca una situación más realista en la que se encuentra el mamparo; las restricciones se aplican en toda el área de unión. Con este cambio se espera

que el desplazamiento sea menor ya que el área de unión no transmitirá nunca más el desplazamiento desde los bordes. De esta manera, se aplican restricciones con 0 GDL en el área de unión.

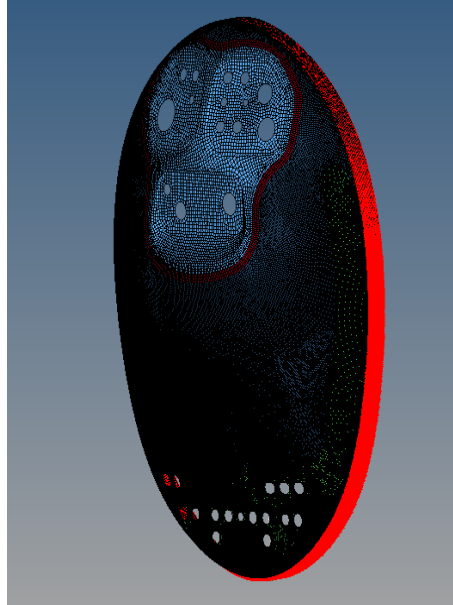


Figura 10.30 – Aplicación de restricciones en el borde

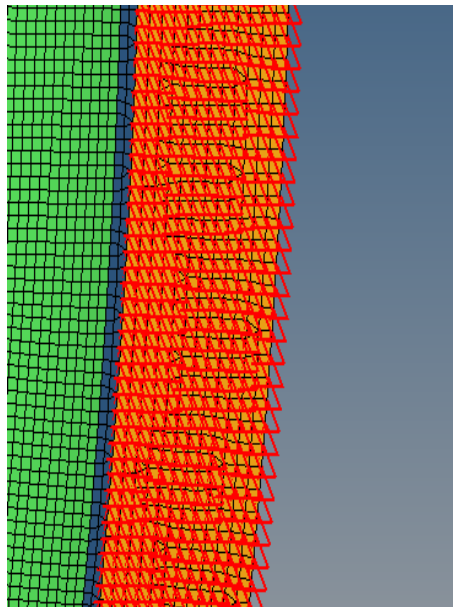


Figura 10.31 – Zoom del borde

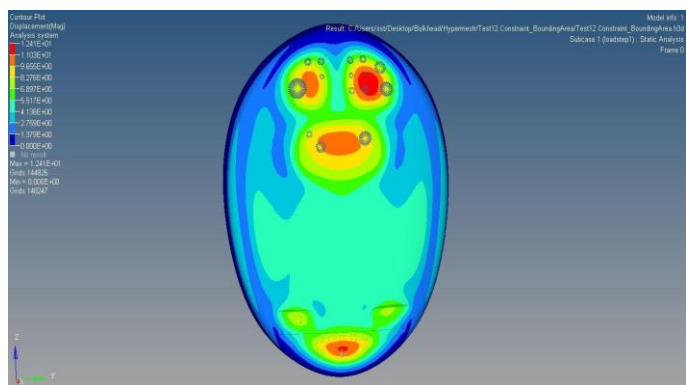


Figura 10.32 – Desplazamiento en Calc 10

El desplazamiento en las áreas planas tiene ahora una distribución más homogénea. No obstante, El máximo desplazamiento está todavía por encima de 10 mm. El mayor desplazamiento se encuentra en las áreas planas superiores y en el área plana inferior.

El resto de resultados se muestran en la tabla 11.1.

Cálculo 11 – Refuerzo de las superficies frontal y lateral

En este cálculo se aplican 4 pliegues: 2 en la superficie frontal y otros 2 en la superficie lateral, que también cubre la superficie plana inferior. Esta laminación intenta reducir el máximo desplazamiento sobre 10 mm.

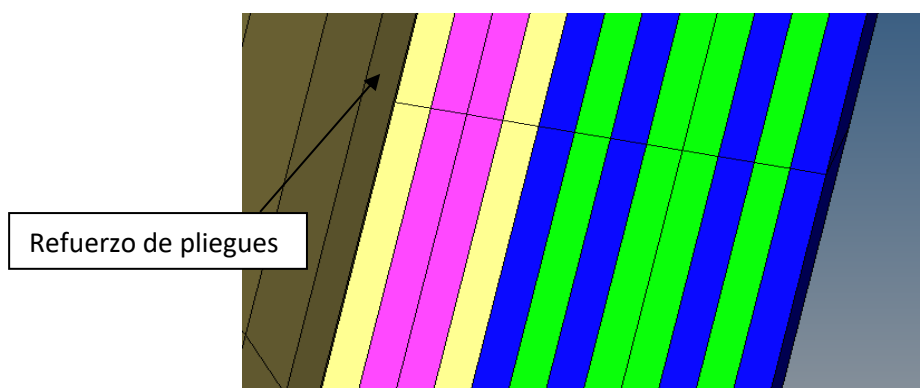


Figura 10.33 – Borde de superficie lateral. Calc 11

Ply1_Lateral_Surface_-45+45°	9		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply2_Lateral_Surface_0-90°	10		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply3_Lateral_Surface_0-90°	29		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply4_Lateral_Surface_-45+45°	30		Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0

Figura 10.34 – Laminación de superficie lateral. Calc 11

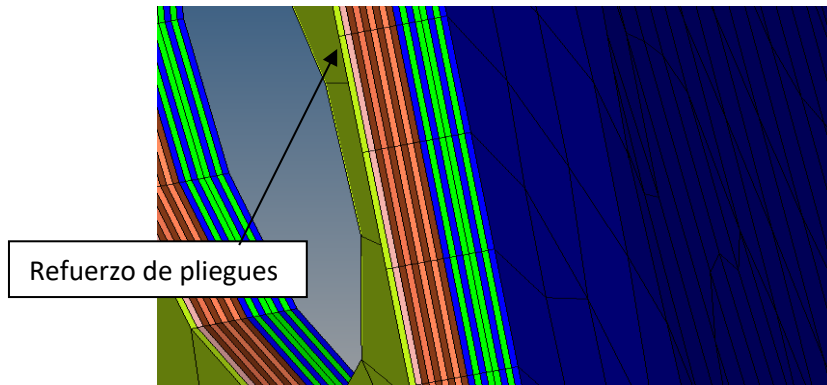


Figura 10.35 – Capas de la superficie frontal superior. Calc 11

Ply1_Frontal_Surface_0-90°	15	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply2_Frontal_Surface_-45+45	16	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply3_Frontal_Surface_0-90°	17	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply4_Frontal_Surface_-45+45°	18	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply5_Frontal_Surface_-45+45°	25	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply6_Frontal_Surface_0-90°	26	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0
Ply7_Frontal_Surface_-45+45°	27	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	-45.0
Ply8_Frontal_Surface_0-90°	28	■	Hexcel M56/40%/193PW	0.25600	0.0

Figura 10.36 – Laminación de la superficie frontal superior

El máximo desplazamiento es más pequeño que 10 mm. La estructura no tendrá problemas con los sistemas acoplados en ella al reducirse el movimiento donde están sujetos.

10.2. Carga Última

En este análisis la presión elegida fue 1,2 bar (la Carga Última). Este valor es diferente al aplicado en los cálculos previos, de 0,8 bar. Al cambiarse la presión, las fuerzas aplicadas los elementos RBE deben ser adaptadas al nuevo valor. La laminación fue la misma en el cálculo 12.

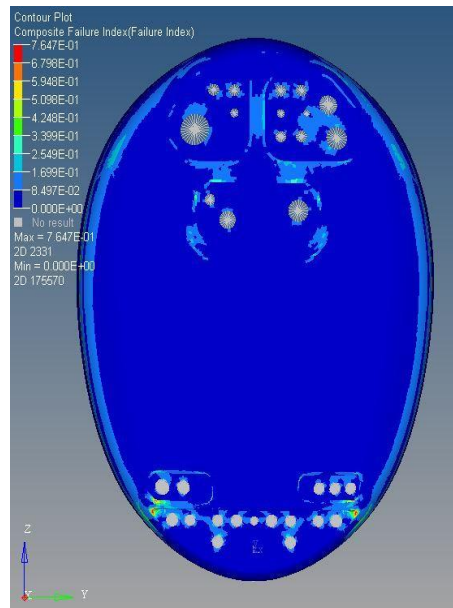


Figura 10.37. Índice de fallo con Carga Última

El índice de fallo está por debajo de 1, lo que significa que la estructura resiste la Carga Última.

11. SÍNTESIS DE LOS CÁLCULOS

Primero, los análisis de la carga límite están enseñados en la siguiente tabla y en la siguiente gráfica. Cada gráfica tiene una línea roja. Bajo dicha línea se muestran los valores permisibles para cada parámetro en los cálculos.

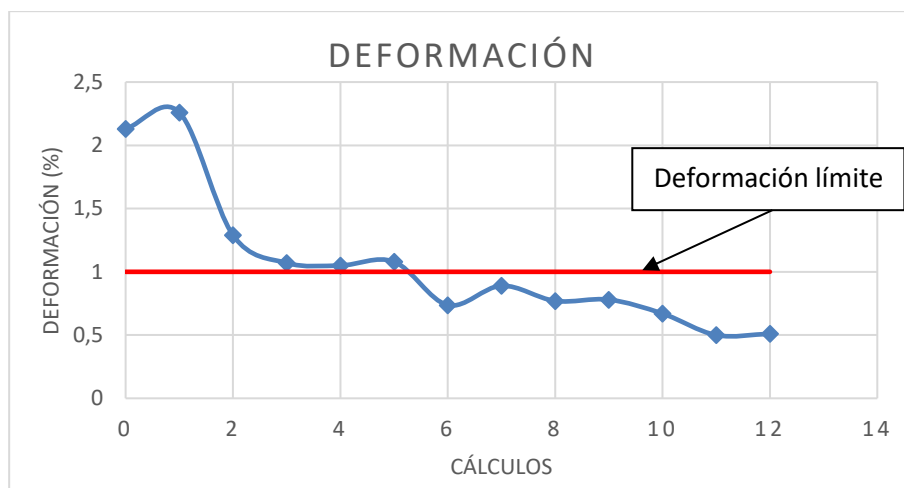


Figura 11.1 – Deformación en función de los cálculos

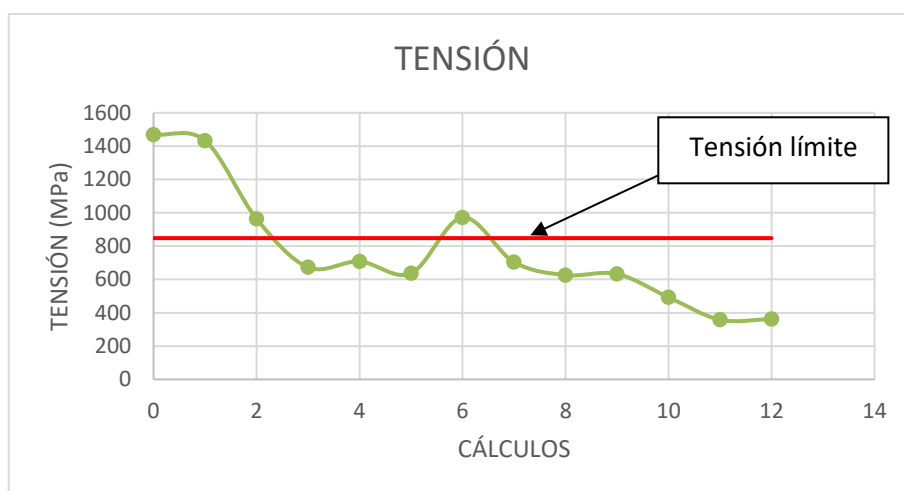


Figura 11.2 - Tensión en función de los cálculos

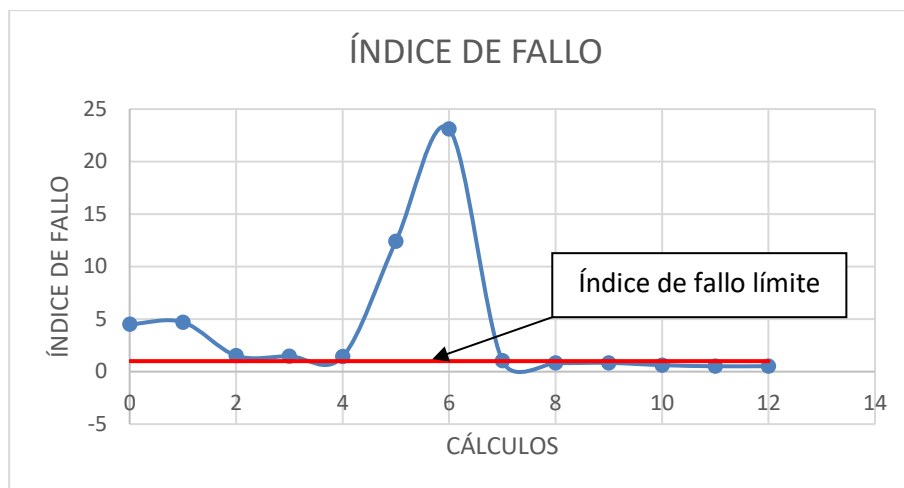


Figura 11.3 - Índice de fallo en función de los cálculos

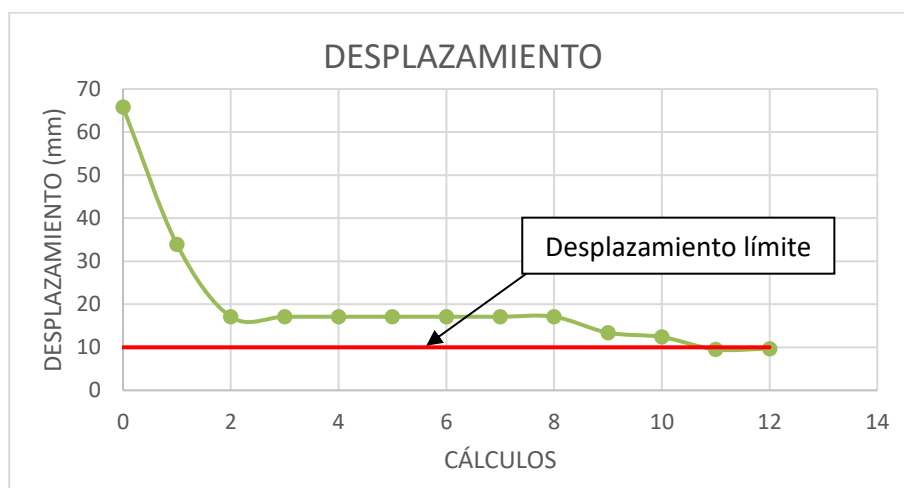


Figura 11.4 - Desplazamiento en función de los cálculos

	Deformación (%)	Tensión (MPa)	Índice de fallo	Desplazamiento (mm)
Calc 0	2.13	1470	4.51	65.8
Calc 1	2.26	1433	4.71	33.94
Calc 2	1.29	964	1.52	17.1
Calc 3	1.07	673	1.47	17.1
Calc 4	1.05	708	1.43	17.1
Calc 5	1.08	637	12.4	17.1
Calc 6	0.737	972	23.1	17.1
Calc 7	0.89	704	1.038	17.1
Calc 8	0.77	626	0.825	17.1
Calc 9	0.78	633	0.833	13.4
Calc 10	0.67	493	0.62	12.4
Calc 11	0.5	358	0.51	9.5
Calc 12	0.51	362	0.52	9.7

Tabla 11.1 – Resultado de los cálculos

12. CONCLUSIONES

De acuerdo con los resultados de los cálculos, realizados con las condiciones de Carga Limite y Última, se puede asegurar la fiabilidad del mamparo trasero de presurización con estructura monolítica y con materiales prepreg fuera de autoclave.

Las principales conclusiones obtenidas son:

- Las áreas de las esquinas y de las superficies planas fueron las zonas más problemáticas del mamparo
- Si es posible, las áreas planas deberían suprimidas tanto como sea posible, dado que la forma ideal del mamparo será semiesférica.
- El índice de fallo en el análisis realizado con la Carga Última es de 0,76. Este valor bastante bajo, ya que la Carga Ultima es una situación que no debería darse nunca en la cabina de la aeronave. Por este motivo es posible una futura optimización de los pliegues.
- El peso final es de 9,24 kg, lo que hace a este mamparo, aproximadamente, un 25 % más ligero que el original.
- Las cintas no han proporcionado rigidez a la estructura. Esto es debido a que las cintas no son adecuadas para cargas multidireccionales.
- La forma geométrica del mamparo es un factor clave. Se ha observado como haciendo las esquinas menos pronunciadas se ha conseguido reducir considerablemente índice de fallo en la región. Un radio mayor es mejor para conseguir menor concentración de esfuerzos.

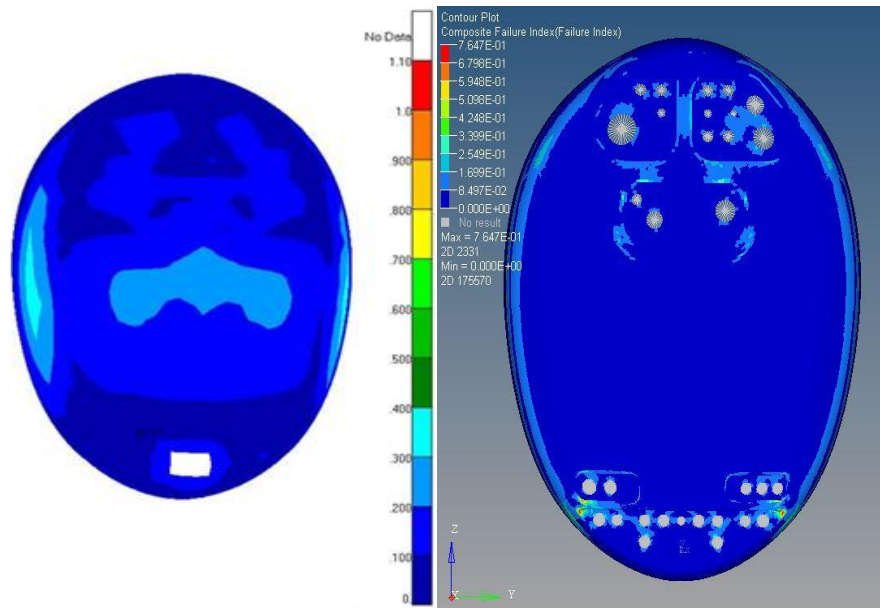


Figura 12.1 – Comparación del análisis del modelo sándwich (izquierda) y el monolítico (derecha)

El primero tiene un índice de fallo de 0,35. Sin embargo, el cálculo no considera las perforaciones, haciendo el análisis menos realista. Además, la malla tiene un tamaño por elemento de 50 mm.

Con el modelo basado en estructura monolítica, el índice de fallo es de 0,76. No obstante, los cálculos son más conservativos que los del original: se consideraron los orificios y una talla de elemento más adecuada.

13. ANEXOS

Anexo A.

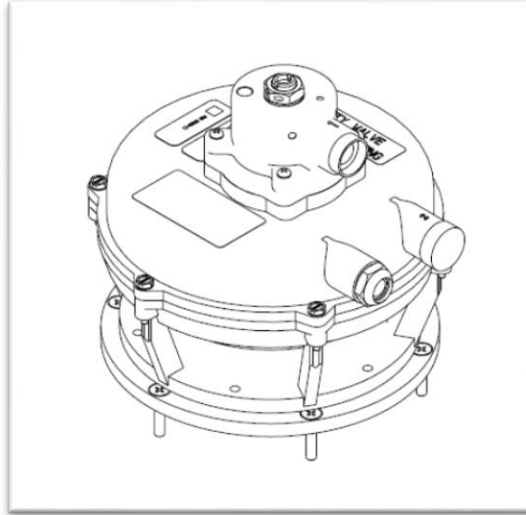


Figura 13.1 – Válvula del mamparo

Anexo B



Figura 13.2 – Molde del mamparo

Anexo C



Figura 13.3 – Avión SPN en hangar

14. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

1. Aircraft Design, Development and Certification. Disponible en: <http://www.sst-flugtechnik.com/home.html>
2. Departamento de navegabilidad de SST.
3. Federal Aviation Administration. Aviation Maintenance Technician Handbook, 1(7): *Advanced composite materials*. Disponible en: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_handbook/media/ama_Ch07.pdf
4. Fuselage strength calculation incl.. vertical tail and engine mounts, Doc No: SC-G180A-530000
5. Load Assumptions Fuselage Structure, Doc: LA-G180-530000
6. CS-23. EASA
7. ALTAIR. Tutorial: *Composite optimization of a skateboard with Optistruct*, 5
8. ALTAIR. Tutorial: *Composite optimization of a skateboard with Optistruct*, 6-7
9. ALTAIR. Tutorial: *Composite optimization of a skateboard with Optistruct*, 8
10. ALTAIR. Tutorial: *Composite optimization of a skateboard with Optistruct*, 9-10
11. ALTAIR. Tutorial: *Composite optimization of a skateboard with Optistruct*, 11
12. ALTAIR. Tutorial: *Composite optimization of a skateboard with Optistruct*, 14
13. ALTAIR. Tutorial: *Composite optimization of a skateboard with Optistruct*, 14
14. SST Handbook