

DESARROLLO DE ESTRUCTURA DE FUSELAJE EN MATERIALES COMPUESTOS

M. Fontana^a y G. Bonet^a

^aÁrea estructuras y Materiales - Departamento de Aeronáutica

Facultad de Ingeniería - Universidad Nacional de La plata

Email: marco.fontana@ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

En el actual trabajo se presenta el desarrollo de una estructura de fuselaje diseñada en materiales compuestos. La particularidad saliente del desarrollo se encuentra en la metodología de conformación de la sección de fuselaje dado que la misma se obtiene de la unión de paneles cilíndricos, lo cual supone evitar procesos de fabricación altamente costosos sin resignar calidad en el desempeño de la estructura. En el trabajo se abarcan las etapas de diseño, ensayos, fabricación e integración de la sección de fuselaje.

Palabras clave: materiales compuestos, VARTM, fuselaje, fibra de carbono, resina epoxy.

INTRODUCCIÓN

Los materiales compuestos reforzados con fibras son muy importantes en las aplicaciones aeronáuticas y aeroespaciales. Presentan una elevada relación resistencia-peso y rigidez-peso, son resistentes a la corrosión, térmicamente estables y resultan especialmente adecuados para estructuras en las que el peso constituye una variable fundamental en el proceso de diseño. Más aún, estos materiales, a diferencia de los metales, pueden diseñarse para satisfacer requerimientos de resistencia, rigidez, y otros parámetros en direcciones particulares aprovechando sus características anisótropas.

El principal objetivo de esta propuesta es el estudio y desarrollo de una estructura cilíndrica optimizada desde el punto de vista del peso, la eficiencia estructural y de la tecnología de construcción. El diseño de la estructura de fuselaje descrita en el presente trabajo se llevó a cabo contemplando los distintos procesos de fabricación para este tipo de tecnologías y bajo la consigna de la factibilidad de manufactura, esto significa evitar procesos costosos o aquellos para los cuales no se cuenta con el equipamiento adecuado. De esta manera la solución alcanzada consta de una repetición radial de piezas idénticas, las cuales se pueden conformar con un mínimo equipamiento sin resignar por ello el buen desempeño estructural.

METODOLOGÍA

Se trabajó en el desarrollo conceptual de un tipo de estructura adaptable a fuselajes cilíndricos de vehículos aeroespaciales. El fuselaje en cuestión es concebido a partir de un concepto de modularidad conformado por una secuencia de secciones iguales. En ese contexto se ideó el reemplazo de uno de esos módulos, originalmente de aluminio, por uno de materiales compuestos.

El eje del diseño se centró la factibilidad de manufactura y desestimando aquellos procesos de fabricación que requieren de grandes inversiones o tecnologías fuera de alcance para la situación actual. De esta manera el diseño fue convergiendo en una repetición radial de paneles cilíndricos de un tamaño abarcable y que, a su vez, vinculados entre sí conformen la geometría completa del fuselaje, de esta forma el centro de la problemática se traslada al desarrollo de dichos paneles.

De acuerdo a las características que presentan los materiales compuestos en cuanto a resistencia y las solicitaciones definidas para esta estructura en particular, las cargas de compresión sobre la sección de fuselaje serán el estado más crítico. Para evitar los fenómenos de inestabilidad se plantea incluir refuerzos longitudinales, los cuales se pretenden obtener de la unión de los paneles antes mencionados y a su vez se prevé utilizar un laminado sándwich en la zona central del panel, con el fin de alterar el momento de inercia de la sección aumentando la carga crítica de la estructura.

Bajo estas premisas se alcanza una configuración satisfactoria que consta de un panel cilíndrico cuyo laminado en la parte cilíndrica es un laminado sándwich y a los lados cuenta con un laminado perpendicular al anterior (es decir, en dirección radial) de manera de poder generar una zona de unión entre paneles y asimismo conformar un refuerzo en el sentido longitudinal del fuselaje.

A continuación se muestra un esquema de los paneles curvos diseñados y la idea de conformación del módulo de fuselaje a partir de ellos.

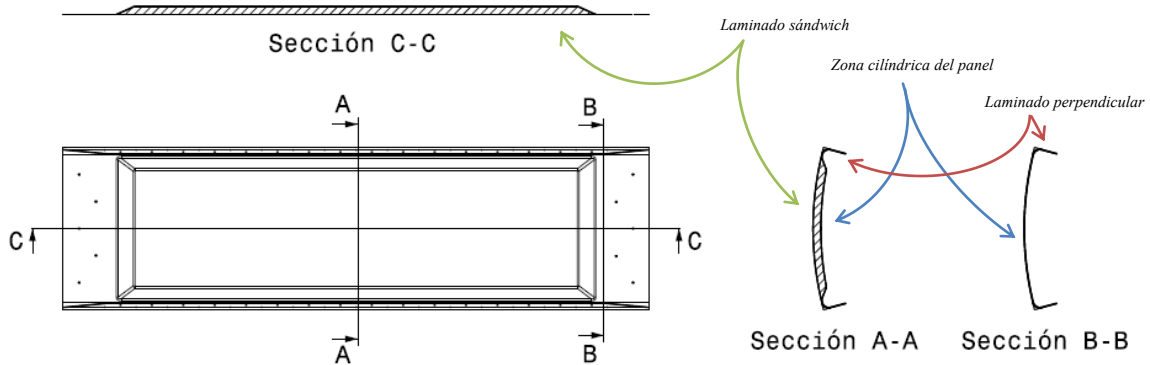


Figura 1: descripción geométrica del panel cilíndrico diseñado.

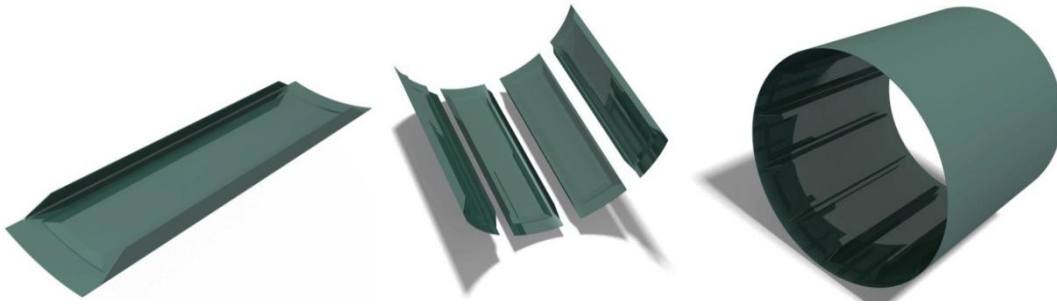


Figura 2: muestra de la conformación de la sección de fuselaje. Panel cilíndrico (izquierda), posición relativa de los paneles (centro) y sección de fuselaje terminada (derecha).

Una ventaja adicional que ofrece esta metodología de conformación del fuselaje es la posibilidad de individualizar el diseño de cada panel, lo cual favorece la ubicación de ventanas de inspección, insertos para herrajes de sujeción de cables y/o cañerías, etc.

PROCESO DE FABRICACIÓN

El proceso de fabricación elegido para confeccionar los paneles cilíndricos es la infusión de resina (VARTM - *Vacuum Assisted Resin Transfer Moulding*) y su elección se debe a varios motivos. Principalmente, el material obtenido por este proceso es de una excelente calidad ya que se minimiza la porosidad y se pueden alcanzar muy buenas fracciones volumétricas de fibra. Asimismo, el proceso no requiere de una gran inversión para llevarse a cabo ya que con una bomba de vacío se puede empezar a hacer pruebas de proceso. No obstante no se trata de un proceso simple ya que existen varias variables a considerar para realizar una infusión exitosa. En este aspecto se efectuaron distintas pruebas cualitativas de proceso sobre distintos tipos de laminados (laminados de fibras unidireccionales y biaxiales) con diferentes niveles de vacío, temperaturas y distintas distribuciones de los consumibles (medios permeables, posición de entradas y salidas de resina, etc.). Posiblemente el mayor trabajo se centró en la infusión de laminados sándwich para los cuales se probaron distintos patrones de canales sobre el núcleo intentando equiparar las permeabilidades en ambos revestimientos de compuesto y de esa manera permitir la correcta impregnación de todas las telas de la preforma.

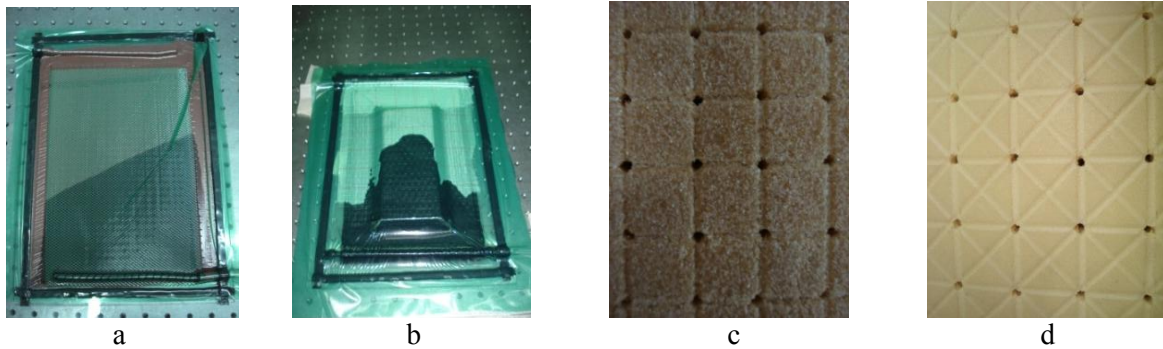


Figura 3: pruebas de infusión sobre distintos tipos de laminados: monolíticos (a) y sándwich (b). Pruebas de permeabilidades de distintos patrones de de los núcleos de los laminados (c y d).

CARACTERIZACIÓN DE MATERIALES Y PROCESOS

Los materiales utilizados en la fabricación de los paneles fueron fibra de carbono unidireccional y resina epoxi. Definido el proceso de fabricación se diagramó una batería de ensayos para caracterizar las propiedades mecánicas del material obtenido. Los ensayos se realizaron según la normativa ASTM [1]-[4] y permitieron determinar la resistencia del material, su rigidez y la tensión de aplastamiento. Todos ellos se llevaron a cabo en la UID-GEMA perteneciente al Departamento de Aeronáutica de la Facultad de Ingeniería de la UNLP utilizando el siguiente equipamiento:

- Máquina universal de ensayos Instron
- Estampillas extensométricas Strain Gage *Vishay*
- Amplificador de señal *Vishay*
- Placa adquisidora Pc
- Celda de carga de 50kN

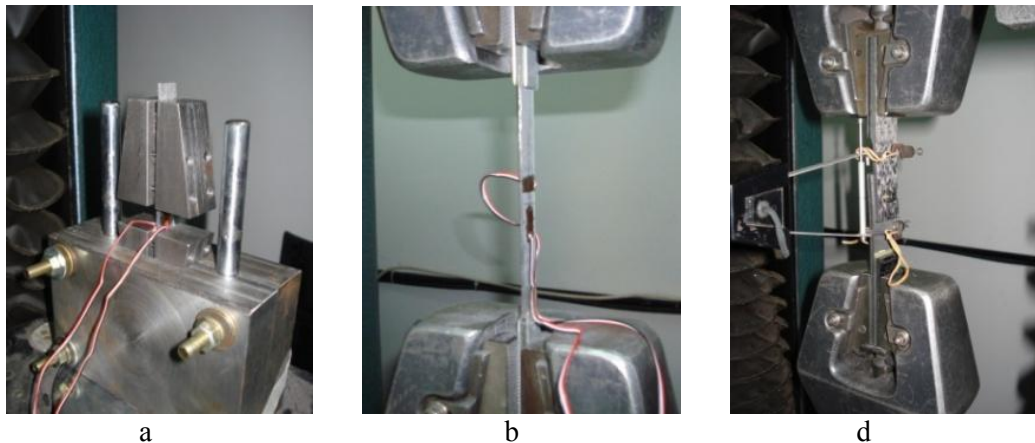


Figura 4: ensayos sobre probetas instrumentadas para la caracterización de rigidez y resistencia (a y b). Determinación de la tensión de aplastamiento del compuesto (d).

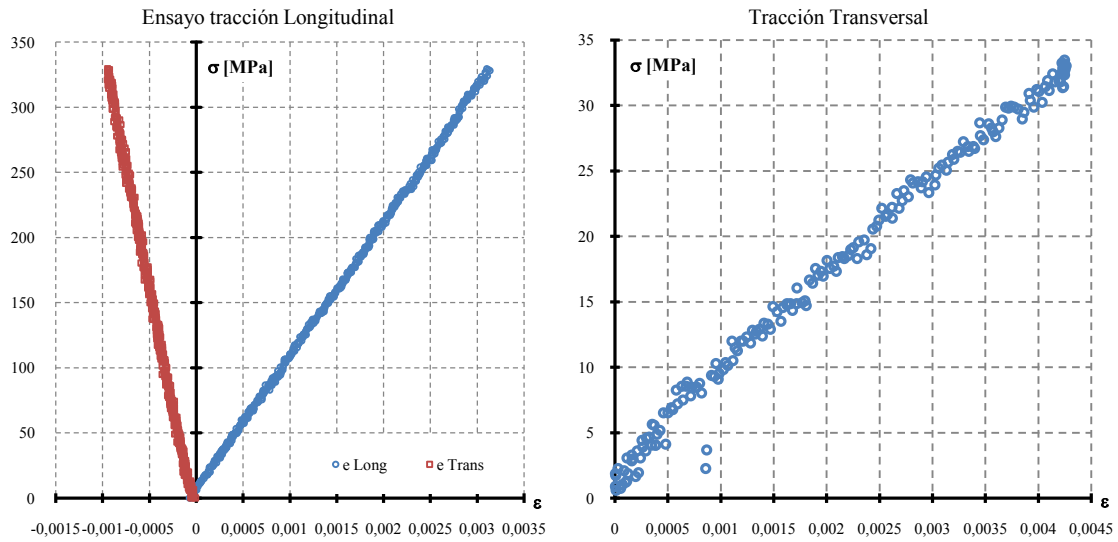


Figura 5: Curvas σ vs ϵ de tracción longitudinal y transversal para determinar de la rigidez del compuesto.

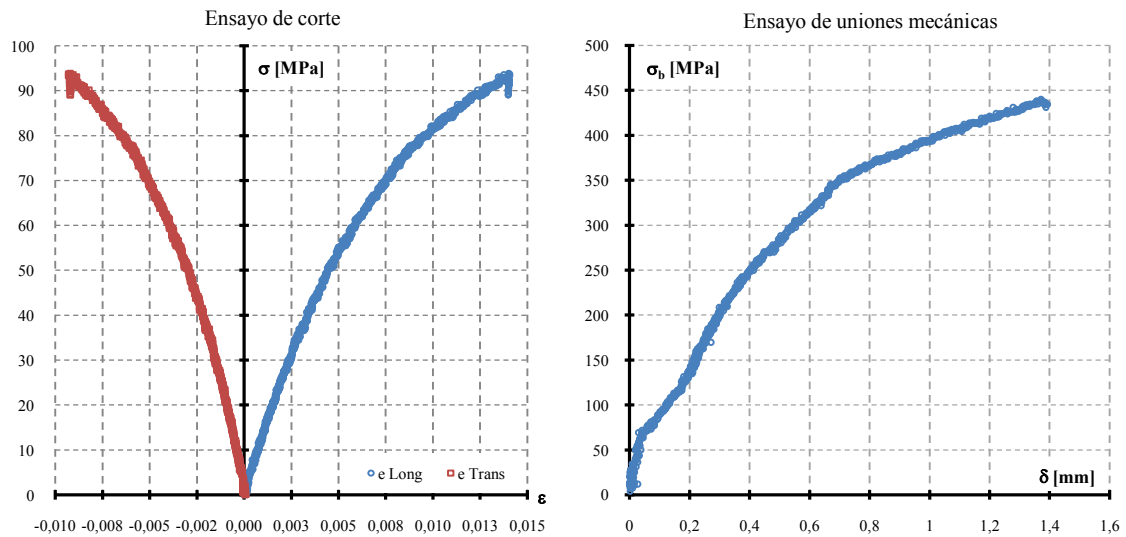


Figura 6: Curvas σ vs ϵ de ensayo de corte (izq.) y σ vs δ para tensión de aplastamiento (der.).

Como resumen de los ensayos realizados se muestra a continuación una tabla con los resultados obtenidos para el material en estudio.

F_{1t} [MPa]	1198,79
F_{2t} [MPa]	48,73
F_{1c} [MPa]	601,29
F_{2c} [MPa]	153,86
F_6 [MPa]	67,51
E_1 [GPa]	98,26
E_2 [GPa]	6,97
ν_{12}	0,30
ν_{21}	0,021
G_{12} [GPa]	3,65
σ_b [MPa]	434,96

Tabla 1: Resumen de resultados sobre el material ensayado

Para completar la caracterización del material se realizaron micrografías en un microscopio electrónico y se utilizaron las imágenes obtenidas para determinar la porosidad y la fracción volumétrica obtenida en el proceso adoptado. Para ello se desarrolló una herramienta de procesamiento de imágenes que mediante el contraste es capaz de detectar las distintas fases del mismo [5]. El resultado de la micrografía y el respectivo procesamiento de la imagen determinaron una fracción volumétrica de 0,5 y una porosidad mínima.

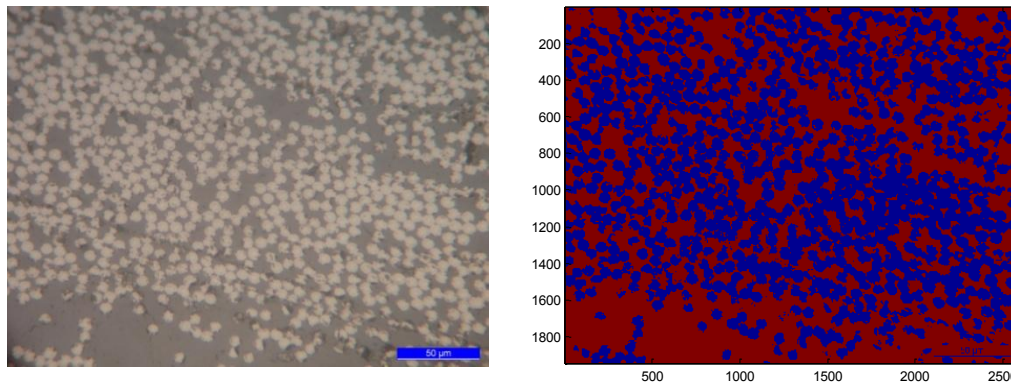


Figura 7: Estudio de las micrografías para la determinación de las fracciones volumétricas y porosidades.

FABRICACIÓN DE PANEL CILÍNDRICO

Con el material caracterizado y avanzando en el desarrollo, se pretende poner a prueba el diseño y para ello se idea extraer una porción del módulo de fuselaje que sea representativa de la configuración antes descrita sometiéndola a un ensayo mecánico que permita ratificar o rectificar los modelos analíticos existentes. La estructura a ensayar se trata de un panel curvo con laminado sándwich y dos larguerillos conformados mediante la misma metodología descrita con anterioridad.

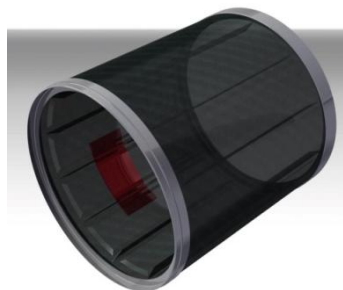


Figura 8: módulo de fuselaje en materiales compuestos y porción representativa a fabricar (panel).

Las dimensiones del panel a fabricar son de 30 cm de longitud y 40° de desarrollo de circunferencia. Se eligió esta configuración porque se estima que es la mínima unidad funcional representativa del módulo de fuselaje en desarrollo y además porque los modelos de elementos finitos elaborados determinaron que un recorrido extra de 5° de circunferencia para cada lado de los larguerillos es suficiente para evitar el pandeo prematuro de los mismos.

Para la fabricación de dos paneles iguales basta con la confección de una porción de fuselaje, la cual se muestra en la figura 9. Se puede ver la disposición de láminas antes y después de colocar el núcleo de espuma, la ubicación de los consumibles y la prueba de estanqueidad sobre la preforma dejando el conjunto listo para la infusión. Con la bolsa compactando la preforma se comienza la infusión. Se muestra en la figura 10, una secuencia de imágenes que permite seguir el patrón de impregnación que se obtuvo para esta pieza.

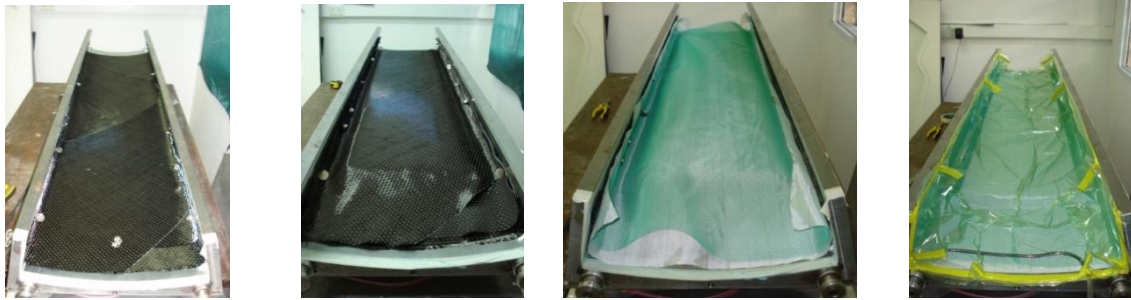


Figura 9: armado de preforma, colocación de consumibles y prueba de estanqueidad de porción a fabricar.



Figura 10: patrón de infusión en la preforma.

Terminada la infusión y la consolidación de la resina, se procede al desmolde. Es necesario realizar una serie de cortes sobre la pieza resultante con el fin de obtener las distintas partes que conforman los paneles.

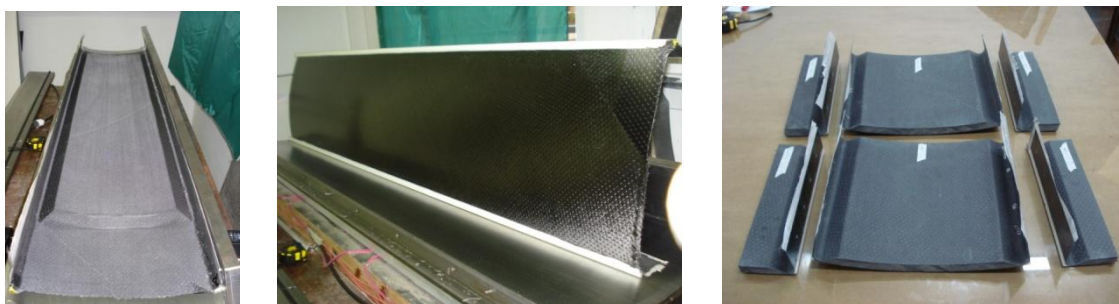


Figura 11: pieza obtenida de la infusión y cortes realizados sobre la misma.

Siguiendo con la fabricación del panel, se prepararon plantillas de corte y perforación para hermanar las partes y poder generar refuerzos longitudinales parejos. La unión de las partes se puede definir como *combinada* debido a que vincula elementos mecánicos y adhesivos. El uso de tornillos facilita el correcto posicionamiento relativo de las piezas y ayuda a definir un espesor de pegado ya que se utilizan arandelas como separadores garantizando la uniformidad de la película de pegamento.

Continuando con la conformación del panel se comienza la unión de las partes. Para ello se previó, en la realización de la pieza, la utilización de una tela de arranque en la zona de pegado con el objetivo de otorgar mayor rugosidad a las superficies y al mismo tiempo protegerlas del contacto con sustancias que puedan perjudicar la adherencia. Así, a último momento se deja al descubierto las superficies siguiendo con la aplicación del pegamento y la unión de las partes.



Figura 12: secuencia de unión de las partes.

Con el adhesivo colocado se efectúa la unión de las partes. Finalmente se rectifican las caras de apoyo de los paneles y se les realiza una colada (mezcla de resina epoxi con microesferas de vidrio) dentro de unas bases metálicas con la finalidad de asegurar una buena distribución de cargas en todo el perímetro del panel.

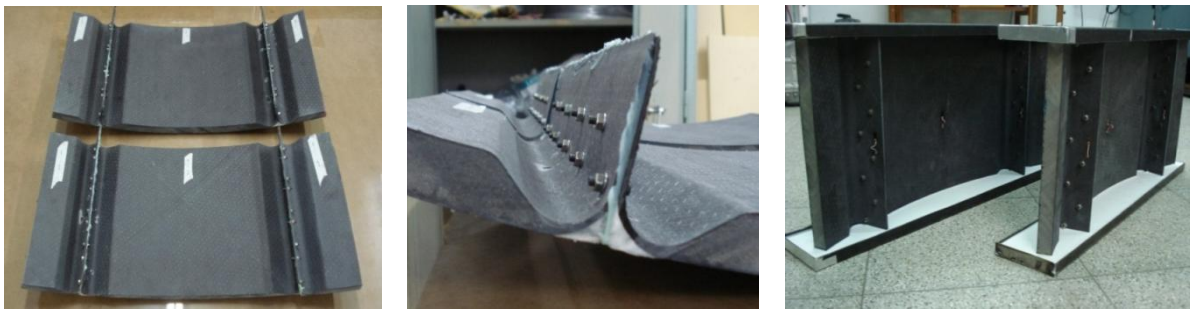


Figura 13: paneles terminados.

ENSAYO DEL PANEL

La última etapa de preparación de los paneles para el ensayo fue la incorporación de extensómetros del tipo *strain gage* que permiten obtener medidas de deformación en puntos específicos. En total se colocaron seis extensómetros por cada panel según la siguiente distribución:

- Zona central del panel sándwich – exterior del cilindro
- Zona central del panel sándwich – interior del cilindro
- Zona central del larguerillo izquierdo interior
- Zona central del larguerillo izquierdo exterior
- Zona central del larguerillo derecho exterior
- Zona central del larguerillo derecho interior

Cada par de extensómetros colocados a cada lado del laminado correspondiente permite determinar si el mismo se encuentra bajo un estado de flexión, compresión o una combinación. Además, al tener instrumentados ambos larguerillos, se puede determinar si sus deformaciones específicas son similares o si existe algún tipo de flexión transversal del panel.



Figura 14: extensómetros en el panel

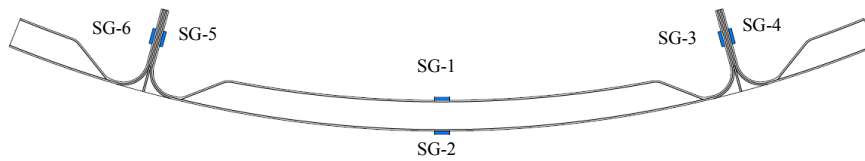


Figura 15: disposición y nomenclatura de los extensómetros

El ensayo se realizó en la máquina de accionamiento hidráulico, en el Departamento de Construcciones de la Facultad de Ingeniería de la UNLP y la adquisición de los extensómetros se realizó mediante una placa adquisidora *National Instruments*.



Figura 16: disposición del panel en la máquina de ensayos.

La carga máxima que alcanzó el panel fue de 17 toneladas con una falla inicial localizada en la base de los larguerillos. El modelo de elementos finitos arrojó una carga máxima de 30 toneladas y una falla en la misma zona que la obtenida en el ensayo. A continuación se grafican las curvas obtenidas para cada extensómetro a lo largo del proceso de carga del panel. Además se incluyen en el gráfico las curvas obtenidas del modelo para poder comparar los resultados obtenidos.

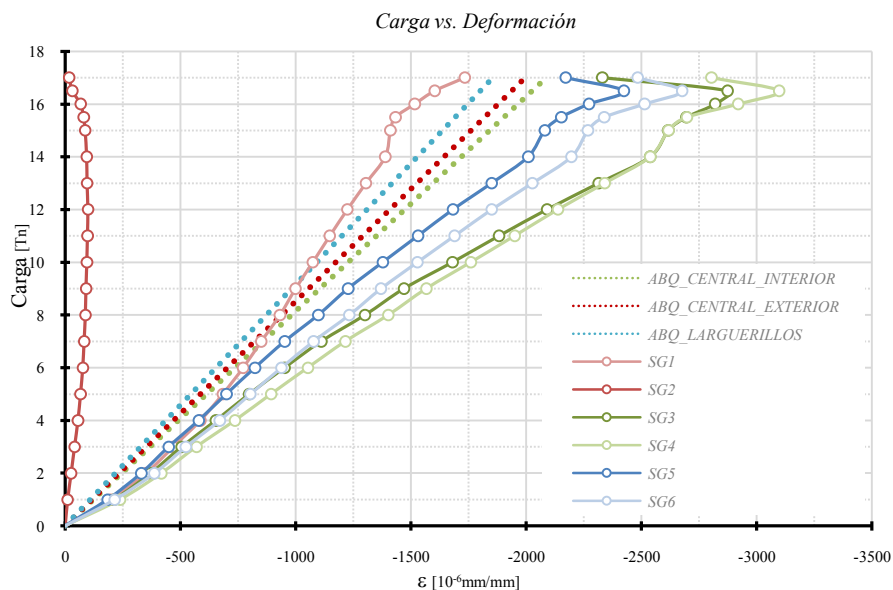


Figura 17: curva de carga vs. deformación durante el ensayo del panel.

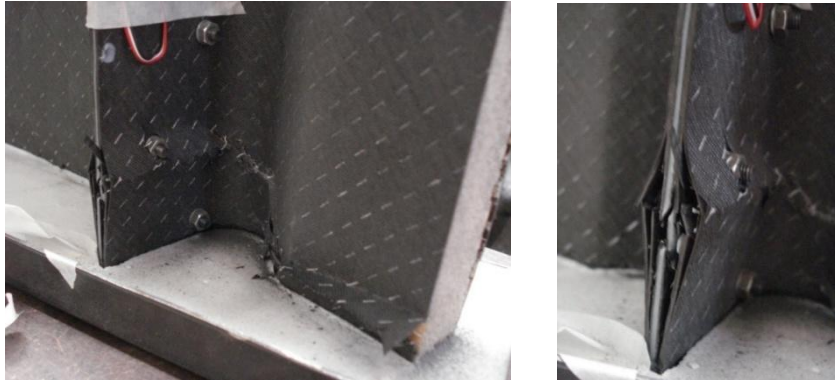


Figura 18: falla del panel en la zona de unión del larguerillo.

La carga de falla del panel estuvo por debajo de lo esperado y el procesamiento de la información muestra que la deformación del panel no estuvo de acuerdo a lo analizado en el modelo ya que en las curvas de deformación obtenidas del ensayo se evidencia que la piel exterior del panel tuvo una deformación muy baja con respecto a la piel interior. Esta diferencia indica que hubo una componente de flexión en el ensayo. La presencia de este esfuerzo pone de manifiesto que durante el proceso de carga, los larguerillos se solicitaron en mayor medida que las pieles provocando la falla prematura. Contando con esta información se alteró el modelo de elementos finitos incluyendo un momento flector para observar la respuesta e intentar replicar los resultados obtenidos en el ensayo. A continuación se grafican las curvas obtenidas junto con los resultados experimentales donde se puede observar que se consiguieron comportamientos similares entre los distintos componentes del panel. El valor del momento aplicado al modelo para simular las condiciones de ensayo fue de $250000\text{ Tn}\cdot\text{m}$.

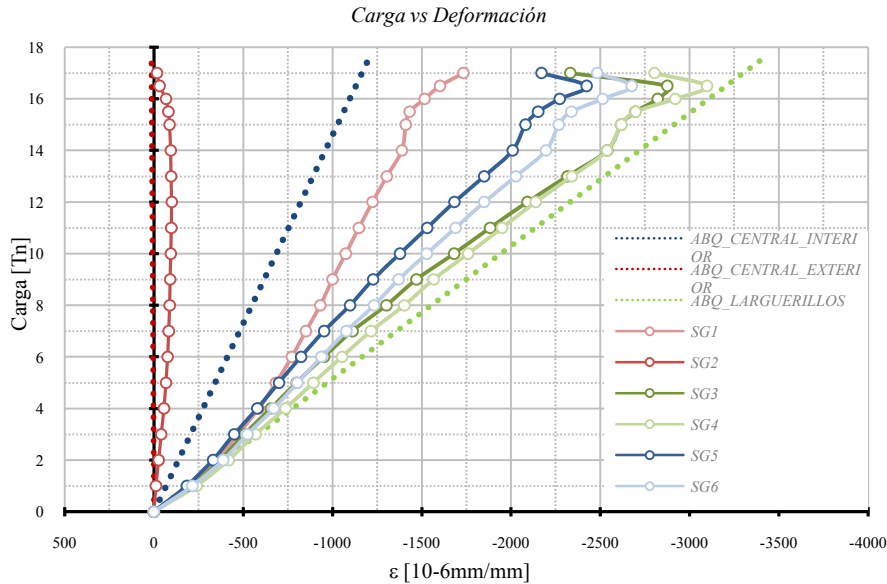


Figura 19: mediciones de deformación durante el ensayo del panel y modelo con momento aplicado.

FABRICACIÓN DEL FUSELAJE

La buena resistencia a la falla del panel, aún bajo las condiciones de carga desfavorables de ensayo hizo auspiciosa la fabricación de la estructura completa, con lo cual se comenzó la fabricación de la sección de fuselaje cilíndrica. Para ello se fabricaron los doce paneles que la conforman y se los recortó dejándolos listos para su ensamblado.



Figura 20: fabricación de los paneles cilíndricos que conforman la sección de fuselaje.

De la fabricación de las doce piezas que conforman la sección de fuselaje se puede ver que la repetitividad en la fabricación es muy buena. Esto se evidencia en una comparación del peso de las piezas obtenidas en donde la diferencia máxima de peso encontrada entre dos piezas no supera el 4%.

Pieza	Peso (gr)	Diferencia (gr)
1	3248	-35
2	3348	65
3	3324	41
4	3352	69
5	3256	-27
6	3318	35
7	3334	51
8	3202	-81
9	3238	-45
10	3302	19
11	3238	-45
12	3238	-45
Media	3283	
Suma	39398	
Desviación	52	

Tabla 2: comparación de peso de los doce paneles fabricados.

El paso final de la fabricación es la integración completa de los doce paneles, en la cual se le incorporan las interfases que vincularán este módulo de fuselaje con los ya fabricados en aluminio. Contando con todas las partes que conforman el módulo se pasa a la secuencia de ensamblado. Para la integración del módulo se plantean dos pasos: el primero consiste en el posicionamiento de cada uno de los paneles vinculando a las interfases de un panel por vez. De esta forma se van sujetando cada una de las porciones con tornillos, de manera que se puedan desacoplar posteriormente para el segundo paso de la integración, el cual consiste en ir desmontando uno a uno los paneles del fuselaje para aplicarles el adhesivo. Estos pasos garantizan que se encuentre primero la posición correcta de cada panel y asimismo, al ir aplicando adhesivo a un panel por vez se puede ir sosteniendo el conjunto para evitar desalineaciones entre las partes.



Figura 21: secuencia de pegado para cada panel (en azul las áreas donde se aplica el adhesivo).

Nuevamente se realiza la unión combinada en donde se aprovecha la presencia de los tornillos para incluir los separadores que aseguran un correcto espesor del adhesivo y con el fin de asegurar que la totalidad de las superficies se encuentren pegadas se colocó adhesivo en exceso y se verificó que escurra por todo el perímetro.

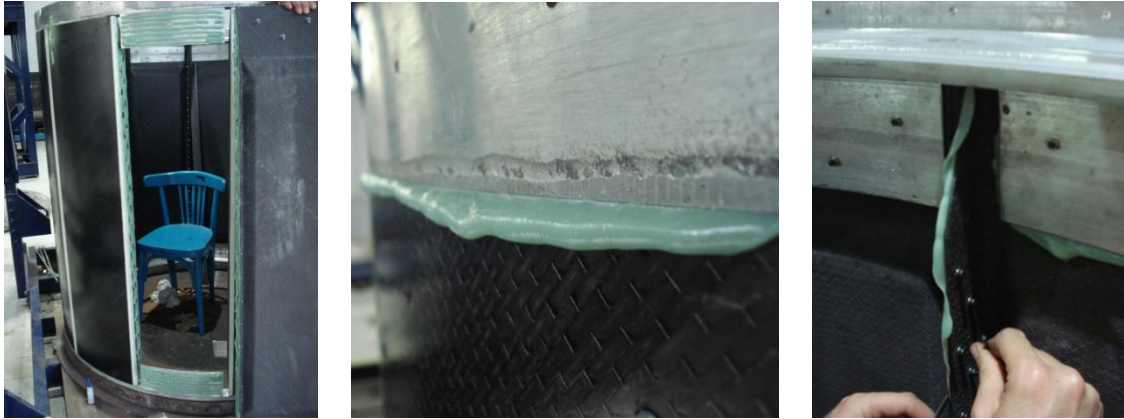


Figura 22: Detalle de pegado en la integración de los paneles.



Figura 23: Sección de fuselaje terminada.

CONCLUSIONES

Se probó la factibilidad de fabricación de un fuselaje en materiales compuestos a partir de la repetición de piezas simples y sin recurrir a costosas maquinarias; el proceso de fabricación elegido es una excelente alternativa para obtener piezas de gran desempeño estructural sin necesidad de contar con preimpregnados, autoclaves, etc. y del cual se obtiene una alta repetitividad.

La estructura de fuselaje obtenida en materiales compuestos, al ser comparada con su análoga en aluminio, supone una reducción de peso del 30% así como un aumento considerable en resistencia y rigidez. Las interfases de aluminio utilizadas en este proceso tienen un peso de 42 Kg representando un 50% del peso total del módulo conseguido lo que hace que la reducción de peso total no sea aún mayor. Una mejora al diseño sería poder incluir el mecanismo de acople entre módulos en las piezas de compuesto aumentando así los índices estructurales del módulo de fuselaje.

El proceso de integración del módulo representó una tediosa tarea debido a la cantidad de paneles a integrar. Otra futura mejora podría ser reducir la cantidad de paneles, sacrificando así la cantidad de refuerzos longitudinales pero ganando en facilidad y velocidad de integración.

Si bien los ensayos del módulo de fuselaje completo no fueron completados, los resultados obtenidos para las caracterizaciones del material y el estudio del comportamiento de la configuración propuesta realizada en el ensayo del panel auguran que se está transitando el camino correcto.

REFERENCIAS

- [1] - Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. Designation D 3039-76. *American Society for Testing of Materials (ASTM)*
- [2] - Standard Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading. Designation D 3410M-03. *American Society for Testing of Materials (ASTM)*
- [3] - Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a $\pm 45^\circ$ Laminate. Designation D 3518M-94. *American Society for Testing of Materials (ASTM)*
- [4] - Standard Test Method for Bearing Response of Polymer Matrix Composite Laminates. Designation D 5961. *American Society for Testing of Materials (ASTM)*
- [5] - M. C. Waterbury, L.T.Drzal (1989) "Determination of fiber volume fractions by optical numeric volume fraction analysis". *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. November 1989 vol.8 no.6 627-636.