

**UNIVERSIDAD DE CONCEPCION  
FACULTAD DE INGENIERIA  
DEPARTAMENTO DE INGENIERIA MECANICA**

Profesor Patrocinante:  
Dr. Luis Quiroz Larrea  
Profesor Co-Patrocinante:  
Dr. Paulo Flores Vega



**ESTRATEGIA PARA LA PREDICCIÓN DEL DAÑO ACUMULADO EN  
UN TREN DE ATERRIZAJE EN MATERIAL COMPUESTO**

**JOAQUÍN RODRÍGUEZ GONDONNEAU**

Informe de Tesis  
para optar al Grado de

Magíster en Ciencias de la Ingeniería  
con mención en Ingeniería Mecánica

Concepción, junio de 2012



## AGRADECIMIENTOS

---

Se agradece a *Proyecto FONDEF D08i1138* y al equipo de trabajo de los siguientes laboratorios del *Departamento de Ingeniería Mecánica* de la *Universidad de Concepción*:

- Laboratorio de Materiales Compuestos,
- Laboratorio de Técnicas Aeroespaciales,
- Laboratorio de Mecánica de Sólidos.

Es importante destacar que esta tesis se desarrolló en el marco del proyecto “*Desarrollo de un Sistema de Monitoreo de Condición Estructural*”, *Folio N° 78102001*, adjudicado por la empresa *CADETECH S.A.* en el concurso nacional del programa *CONICYT “Inserción de Capital Humano Avanzado en el Sector Productivo Chileno”*. Por lo tanto especial agradecimiento también a *CADETECH S.A.* y *CONICYT*.



## SUMARIO

---

El objetivo de este trabajo es presentar una metodología de trabajo para formular un modelo capaz de predecir el daño acumulado en un tren de aterrizaje sometido a cargas cíclicas de operación. Dicho tren corresponde al de un vehículo aéreo no tripulado y consiste en una estructura tipo sándwich, formada por un núcleo de espuma recubierto por pieles de un compuesto de fibra de carbono y resina epóxica. En esta primera etapa, además de presentar la metodología, se ejecuta gran parte de las tareas involucradas. Éstas son la caracterización mecánica de las pieles carbono/epoxi, el análisis por elementos finitos de la estructura y el diseño de una probeta a escala del modelo, la que permitirá hacer ensayos de carga cíclica para estudiar el comportamiento del núcleo y poder validar un modelo de daño.

Esta metodología contempla la fabricación de probetas con el material compuesto de las pieles y la caracterización mecánica de ellas tanto en tracción como en compresión. También considera ensayos de fatiga bajo cargas cíclicas de tracción y bajo cargas cíclicas de compresión. Así, se obtienen las curvas de fatiga respectivas. Luego, con las propiedades de material obtenidas se hace un modelo numérico para determinar los esfuerzos que ocurren en el tren bajo carga de diseño. Con estos resultados de esfuerzo más las curvas de fatiga, se determina el número crítico de ciclos de carga en las pieles. Finalmente, se diseña la geometría de una probeta a menor escala del tren donde se reproduce el estado de esfuerzos de la estructura. De esta forma, se podrá estudiar el comportamiento a la fatiga del núcleo y completar el análisis de daño en el tren de aterrizaje, con un gran ahorro en materiales y tiempo de fabricación, simplificando también el dispositivo de ensayo requerido.

La fabricación de las probetas de compuesto para los ensayos se hizo por infusión al vacío en el *Laboratorio de Materiales Compuestos del Departamento de Ingeniería Mecánica*.

La caracterización mecánica del compuesto carbono/epoxi se llevó a cabo en el *Laboratorio de Mecánica de Sólidos del Departamento de Ingeniería Mecánica* de la *Universidad de Concepción*, bajo los estándares ASTM respectivos. Se obtuvo un comportamiento bilineal debido a la diferencia en el módulo de elasticidad para tracción y

compresión, además de la diferencia entre los esfuerzos de ruptura en cada caso. Las propiedades del núcleo se tomaron de la hoja de datos proporcionada por el fabricante.

La caracterización en fatiga del compuesto también se realizó en el *Laboratorio de Mecánica de Sólidos* del *Departamento de Ingeniería Mecánica* de la *Universidad de Concepción*, bajo los estándares ASTM respectivos. De aquí se obtuvo la curva de fatiga del material tanto en tracción como en compresión.

En el trabajo anterior presentado como memoria de título se validó experimentalmente un modelo de elementos finitos del tren. Ahora, con los nuevos parámetros de material obtenidos, se desarrolló un modelo numérico del tren bajo carga de diseño que consideró el comportamiento bilineal como también la no linealidad geométrica debida a los grandes desplazamientos. Aquí se determinó los máximos esfuerzos en las pieles (-139 MPa en compresión y 157 MPa en tracción) y además se verificó que el núcleo no falla según el criterio de *Tsai Wu*.

Considerando los esfuerzos obtenidos del modelo numérico y las curvas de fatiga, se pudo ver que la piel sometida a compresión es la más crítica, con una vida esperada de  $19.2 \times 10^6$  ciclos. Este resultado corrobora el excelente comportamiento en fatiga del material compuesto por fibra de carbono y resina epóxica. Sin embargo, para completar la metodología propuesta queda como trabajo futuro la fabricación de las probetas a escala y los ensayos de fatiga respectivos. Así se podrá estudiar el núcleo bajo cargas cíclicas, analizar cómo la degradación de sus propiedades mecánicas afecta el comportamiento de la estructura y validar un modelo de daño en función de la pérdida de rigidez.

## ÍNDICE

---

AGRADECIMIENTOS.....	i
SUMARIO.....	ii
ÍNDICE DE FIGURAS .....	vi
ÍNDICE DE TABLAS.....	viii
NOMENCLATURA.....	ix
1. INTRODUCCIÓN.....	1
1.1 Aspectos generales .....	1
1.2 Estado del arte .....	2
1.3 Objeto de estudio.....	7
1.4 Objetivos, hipótesis y etapas .....	8
1.5 Contenidos.....	9
2. CARACTERIZACIÓN CFRP EN TRACCIÓN Y COMPRESIÓN.....	11
2.1 Ensayos de tracción .....	11
2.1.1 Probetas de tracción.....	11
2.1.2 Dispositivo de alineamiento .....	15
2.1.3 Verificación de alineamiento.....	17
2.1.4 Resultados ensayos de tracción .....	18
2.2 Ensayos de compresión .....	20
2.2.1 Probetas de compresión.....	20
2.2.2 Resultados ensayos de compresión.....	23
2.3 Comparación propiedades tracción/compresión.....	27
3. CARACTERIZACIÓN CFRP EN FATIGA.....	29
3.1 Ensayo de fatiga en tracción.....	29
3.2 Ensayo de fatiga en compresión .....	33
4. MODELO ELEMENTOS FINITOS DEL TREN.....	36
4.1 Validación del modelo.....	36
4.2 Consideraciones generales.....	38
4.3 Esfuerzos de operación en el tren de aterrizaje .....	38
4.4 Vida en fatiga de las pieles del tren.....	40

5.	ESTRATEGIA PARA EL ANÁLISIS EN FATIGA DEL NÚCLEO.....	43
5.1	Diseño de la probeta a escala.....	43
6.	CONCLUSIONES, COMENTARIOS Y PERSPECTIVAS FUTURAS .....	47
	REFERENCIAS .....	49
	ANEXO 1 – Verificación del alineamiento.....	51
	ANEXO 2 – Modelo elementos finitos del tren .....	56



## ÍNDICE DE FIGURAS

---

Figura 1.- Placa sándwich formada por núcleo de espuma y pieles carbono/epoxi. ....	2
Figura 2.- Tren de aterrizaje montado en UAV.....	8
Figura 3.- Prototipo de tren de aterrizaje fabricado por infusión al vacío [14]. ....	8
Figura 4.- Placa de CFRP en proceso de infusión. ....	11
Figura 5.- Dimensiones de probeta de tracción [mm]. ....	12
Figura 6.- Microscopía corte de agua versus corte sierra banco [17]. ....	13
Figura 7.- Probetas de tracción. ....	15
Figura 8.- Dispositivo alineamiento ensayo tracción. ....	16
Figura 9.- Probeta de tracción montada con dispositivo. ....	16
Figura 10.- Probeta para verificar alineamiento. ....	17
Figura 11.- Probeta ensayo de tracción, máquina de ensayo y sistema de adquisición. ....	19
Figura 12.- Curvas esfuerzo/deformación y coeficiente de <i>Poisson</i> (ensayo tracción).....	19
Figura 13.- Esfuerzos de ruptura (ensayo tracción).....	20
Figura 14.- Dimensiones de probeta de compresión [mm]. ....	21
Figura 15.- Probetas de compresión. ....	23
Figura 16.- Probeta ensayo de compresión y sistema de adquisición. ....	24
Figura 17.- Pieza para alineamiento y centrado de probeta compresión. ....	25
Figura 18.- Curvas esfuerzo/deformación y porcentaje de flexión (ensayo compresión). ....	26
Figura 19.- Módulo elasticidad y esfuerzo ruptura (ensayo compresión). ....	27
Figura 20.- Comparación esfuerzos de ruptura. ....	28
Figura 21.- Resultados termografía. ....	30
Figura 22.- Curva <i>S/N</i> en tracción. ....	31
Figura 23.- Ejemplo de banda de dispersión para datos en fatiga. ....	32
Figura 24.- Curva <i>S/N</i> en compresión. ....	34
Figura 25.- Ensayo de carga del tren de aterrizaje. ....	37
Figura 26.- Deformada de simulación del ensayo de carga del tren de aterrizaje. ....	37
Figura 27.- Esfuerzos en el compuesto carbono/epoxi. ....	39
Figura 28.- Criterio de falla de <i>Tsai Wu</i> en el núcleo. ....	39
Figura 29.- Gráfico desplazamiento vertical versus carga. ....	40



Figura 30.- Curvas de fatiga de las pieles CFRP.....	41
Figura 31.- Geometría del tren de aterrizaje [mm].....	44
Figura 32.- Estado de esfuerzo en zona crítica del tren.....	44
Figura 33.- Geometría de la probeta a escala del tren de aterrizaje [mm].....	45
Figura 34.- Estado de esfuerzo en zona crítica de la probeta a escala del tren.....	46



## ÍNDICE DE TABLAS

---

Tabla 1.- Dimensiones de probetas de tracción.....	14
Tabla 2.- Datos verificación alineamiento.....	18
Tabla 3.- Resultados ensayo de tracción. ....	20
Tabla 4.- Dimensiones de probetas de compresión. ....	22
Tabla 5.- Resultados ensayo de compresión.....	26
Tabla 6.- Comparación resultados ensayos compresión y tracción.....	28
Tabla 7.- Resumen resultados fatiga en tracción.....	31
Tabla 8.- Resumen resultados fatiga en compresión. ....	33



## NOMENCLATURA

---

$1, 2, 3$	<i>Ejes coordenados configuración material (direcciones principales)</i>
$a$	<i>Deformación axial</i>
$\alpha$	<i>Coefficiente experimental de modelo de daño</i>
ASTM	<i>American Society for Testing and Materials</i>
$b$	<i>Parámetro de forma en ecuación de curva de fatiga</i>
$b_i$	<i>Deformación de flexión local</i>
$B$	<i>Máxima deformación por flexión en probeta</i>
$\beta$	<i>Coefficiente experimental de modelo de daño</i>
CFRP	<i>Plástico reforzado con fibra de carbono (por sus siglas en inglés)</i>
CNC	<i>Control Numérico por Computador</i>
CV	<i>Coefficiente de Variación</i>
$d$	<i>Distancia entre strain gage y canto de probeta</i>
$D$	<i>Parámetro de daño</i>
DE	<i>Desviación Estándar</i>
$e_i$	<i>Deformación medida por strain gage</i>
$E_1, E_2, E_3$	<i>Módulos de elasticidad</i>
$\zeta$	<i>Función de piso de modelo de daño</i>
$v_f$	<i>Fracción de volumen de fibra</i>
$m$	<i>Parámetro de forma en ecuación de curva de fatiga</i>
MEF	<i>Modelo de Elementos Finitos</i>
$N_i, n_i$	<i>Ciclos para falla en fatiga y ciclos acumulados</i>
$N_{trac} - N_{comp}$	<i>Ciclos para falla en tracción y en compresión</i>
PB	<i>Porcentaje de Flexión (por sus siglas en inglés)</i>
$R$	<i>Razón de carga en fatiga</i>
$\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$	<i>Esfuerzos en coordenadas principales</i>
$\sigma_R$	<i>Esfuerzo de ruptura</i>
$\sigma$	<i>Esfuerzo</i>
$\sigma_{UT}$	<i>Esfuerzo de ruptura</i>
$\sigma_{UT,trac} - \sigma_{UT,comp}$	<i>Esfuerzo de ruptura en tracción y compresión</i>

$S$	<i>Esfuerzo en fatiga</i>
$S_{trac} - S_{comp}$	<i>Esfuerzo de tracción y esfuerzo de compresión en fatiga</i>
$S_o - S_i$	<i>Resistencia inicial y residual</i>
$\tau_{12}, \tau_{23}, \tau_{13}$	<i>Esfuerzos de corte en coordenadas materiales</i>
$UAV$	<i>Vehículo Aéreo no Tripulado (por sus siglas en inglés)</i>
$v_f$	<i>Fracción de volumen de fibra</i>
$W$	<i>Ancho de probeta</i>
$X, Y, Z$	<i>Ejes coordenados configuración espacial</i>



## **1. INTRODUCCIÓN**

### **1.1 Aspectos generales**

Los materiales compuestos formados por una matriz de resina reforzada con fibras se comenzaron a implementar en ingeniería a mediados del siglo XX y desde entonces la investigación, el desarrollo y las aplicaciones han aumentado cada día más. La principal ventaja que ofrecen en comparación a los metales como acero o aluminio, es que tienen una mejor relación resistencia/peso y según el tipo de fibra, incluso mejor relación rigidez/peso. Por lo tanto, estas propiedades los hacen muy atractivos, sobre todo en el campo aeronáutico, ya que otorgan un importante ahorro en peso. También, tienen la ventaja de ser muy resistentes a la corrosión, por lo que son de gran utilidad en aplicaciones submarinas o de transporte de ácidos. Por otra parte, dado que la resistencia máxima de estos materiales se encuentra en la dirección de las fibras, se puede optimizar el diseño incrementando el espesor en forma localizada como también orientándolas estratégicamente según el estado de esfuerzos de la estructura. Además, la tecnología actual ha permitido obtener fibras de distintos materiales (e.g. orgánicas, minerales, metálicas) cada vez más resistentes y resinas con mejores propiedades mecánicas.

En el caso particular de fatiga, los materiales compuestos presentan otra gran ventaja, ya que sufren una degradación de sus propiedades bastante más lenta y menos abrupta que los metales, mostrando una pérdida de rigidez que funciona como mecanismo de alerta. Es por esta razón que hoy en día se usan en estructuras sometidas a importantes cargas fluctuantes como palas de aerogeneradores y componentes de aviones. Un punto en contra, es que estos materiales compuestos son anisotrópicos y además se puede lograr una infinidad de laminados distintos según la orientación de cada capa de fibra, lo que hace que tanto su caracterización mecánica como el cálculo estructural sean bastante más complejos. A esto se suma que los mecanismos de falla no son los usuales, por lo que la teoría y los procedimientos de inspección de metales no pueden ser directamente aplicados.

En la actualidad existen distintos procesos de fabricación con este tipo de materiales cuya complejidad y costo aumenta según los estándares de calidad esperados. La principal dificultad radica en la geometría a fabricar y la unión entre piezas, porque estos materiales no admiten procesos de deformación plástica, fundición ni soldadura. Así, siempre se necesitará el

uso de moldes, un montaje preciso de las fibras según las especificaciones de diseño y un correcto mecanismo de unión entre los componentes de una estructura.

Por otra parte, para favorecer aún más el ahorro en peso, se implementa estructuras tipo sándwich, donde un núcleo de baja densidad es recubierto por pieles de material compuesto (ver Figura 1). Así se obtiene excelentes resultados en flexión, impacto y aislación del sonido y/o calor. Sin embargo, al introducir un tercer material se complica aún más la fabricación y el análisis estructural.

Por las ventajas y dificultades anteriores es que la investigación y desarrollo en este campo ha experimentado un avance importante en los últimos años. A continuación se muestra el estado del arte de modelos para predecir la acumulación de daño por fatiga en materiales compuestos y estructuras tipo sándwich. Éstos servirán de base para el desarrollo de esta tesis, donde se estudiará el comportamiento en fatiga del tren de aterrizaje trasero de un avión no tripulado.

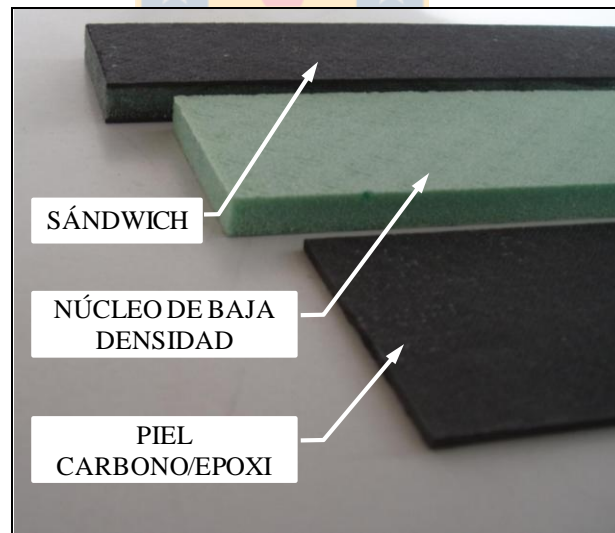


Figura 1.- Placa sándwich formada por núcleo de espuma y pieles carbono/epoxi.

## 1.2 Estado del arte

Para predecir el daño acumulado en un material cualquiera, se puede partir de modelos fenomenológicos estudiando cómo evolucionan distintas propiedades mecánicas del material a medida que la pieza se somete a fatiga. Así es como se formulan modelos de resistencia o rigidez residual, donde estas propiedades se relacionan mediante fórmulas para

cuantificar el daño acumulado. Asimismo, se puede observar otras variables como calor disipado, resistencia eléctrica, emisiones acústicas, tamaño y/o densidad de grietas, porosidad u otra que resulte acorde para generar un modelo de daño específico.

Por supuesto que la variable a medir dependerá del material y probablemente no se pueda aplicar directamente a otro. Así, predecir el daño acumulado en materiales compuestos no es una tarea sencilla, aun considerando la base sólida que existe para metales, ya que los mecanismos de daño son muy distintos. Por lo tanto, existen numerosos estudios que dan a conocer diferentes métodos para evaluar la vida remanente en compuestos, en los que cada día surgen nuevos avances. En los párrafos que siguen se resumen algunos trabajos recientes realizados por diversos autores, dando a conocer los métodos que cada uno utiliza y la aplicación que tienen.

Respecto al daño en material compuesto, Aghazadeh et al. [1] estudió el comportamiento a la fatiga de un laminado carbono/epoxi (en adelante CFRP, por sus siglas en inglés) cuasi-isotrópico sometido a cargas de tracción uniaxial. De los resultados experimentales, este autor nota que el daño se inicia en las láminas orientadas fuera de eje, debido al agrietamiento de la matriz, y que finalmente la falla de la estructura es gobernada por la fractura de las fibras dispuestas a 0°. La delaminación es dominante cuando se aplica esfuerzos menores al 70% del esfuerzo de ruptura. A esfuerzos mayores, la delaminación no alcanza su nivel máximo dado que la falla ocurre antes por fractura de las fibras longitudinales. Por lo anterior, es aquí donde los *peaks* de altos esfuerzos tienen efectos considerables. Además, este tipo de material se ve afectado por la secuencia de carga, ya que se observaron diferentes resultados cuando primero se aplicaba bajos esfuerzos y luego altos, versus ciclos a la inversa. Por lo tanto, la teoría de Palmgren-Miner no permite predecir correctamente la vida en fatiga, pues no considera que en este tipo de materiales la tasa de daño no es constante debido a los distintos modos de falla (en comparación a los metales), los que además ocurren en distintas etapas. La función de daño  $D$  que recomienda este autor se basa en un modelo de resistencia residual y se define como:

$$D = \frac{S_0 - S_i}{S_0 - \sigma} = \zeta \left( \frac{0.7\sigma_R}{\sigma} \right) \sin \left[ \frac{\pi}{2} \left( \frac{n_i}{N_i} \right)^\alpha \right] + \zeta \left( \frac{\sigma}{0.7\sigma_R} \right) \sin \left[ \frac{\pi}{2} \left( \frac{n'_i}{N'_i} \right)^\beta \right], \quad (1)$$

donde  $S_0$  y  $S_i$  son la resistencia inicial y residual, respectivamente;  $\sigma$  es el esfuerzo aplicado,  $\sigma_R$  corresponde al esfuerzo de ruptura,  $n_i$  es el número de ciclos en fatiga y  $N_i$  es el número de ciclos para falla bajo el esfuerzo aplicado. En tanto,  $\alpha$  y  $\beta$  corresponden a coeficientes experimentales que determinan la forma de la función y  $\zeta$  es una función de piso (los detalles de cómo se obtienen se encuentra en [1]). Según los resultados experimentales, este modelo permite predecir la fractura final con una variación del daño  $D$  de  $\pm 2\%$  y es aplicable para todo rango de esfuerzos, incluso bajo la presencia de *peaks* de altos esfuerzos.

Para comparar modelos de acumulación de daño existentes, Epaarachchi [2] tomó resultados experimentales de una base de datos de materiales compuestos y aplicó cuatro modelos de daño diferentes: 2 modelos lineales (el de Palmgren-Miner y el de Broutman and Sahu) y 2 modelos no lineales (el de Hashin and Rotem y el de Epaarachchi and Clausen). Los datos experimentales disponibles correspondían a probetas de fibra de vidrio a las que se aplicaron bloques de carga que se repetían. La principal conclusión que obtuvo fue que ninguno de los 4 modelos tuvo un nivel de confianza razonable, pero de todas formas, los modelos no lineales mostraron mejores resultados comparativamente. Por otra parte, el modelo que este autor postula (Epaarachchi and Clausen) tuvo la mejor probabilidad de predecir el índice de daño según resultados estadísticos. En particular, es importante mencionar que este modelo incluye parámetros como la razón de esfuerzos  $R$  y la frecuencia de carga, ya que influyen considerablemente en el comportamiento a la fatiga de este tipo de materiales.

Por otra parte, Wei et al. [3] creó un modelo estocástico para describir la evolución del daño en fatiga en probetas de fibra de vidrio con un agujero como concentrador de esfuerzos. Para esto aplicó un modelo de cadenas de Markov (modelo estadístico que condiciona eventos futuros considerando el evento inmediatamente anterior) a las imágenes obtenidas por termografía infrarroja sobre la zona del concentrador. Los resultados experimentales mostraron que este modelo es capaz de predecir el daño acumulado en la probeta, pero al igual que otras técnicas, requiere de una calibración previa de las imágenes para definir el umbral de daño y la zona a analizar.

Xiong et al. [4] hizo ensayos de compresión en probetas planas carbono/epoxi, con y sin agujero como concentrador de esfuerzos. Para el caso de probetas sin agujero, el daño inicial fue delaminación en los bordes libres, que se propagó a través de la probeta con el aumento de los



ciclos. Para las probetas con concentrador, el fenómeno fue el mismo, pero esta vez se inició en los bordes del agujero. Este autor presenta una regla de acumulación de daño dual, utilizando una metodología fenomenológica tradicional y aplicando una teoría moderna de mecánica de daño continuo, basada en el criterio de la tasa de liberación de energía de deformación por daño. El error relativo entre los cálculos con el modelo propuesto (más conservador) y los resultados experimentales fue de un 22%.

Otro modelo desarrollado es el de Fuqiang et al. [5] quien se basó en la degradación de la rigidez del laminado y pudo describir la evolución no lineal del daño de probetas sometidas a fatiga. También determinó la tasa de acumulación de daño, identificando claramente 3 etapas, donde la primera y última tienen una mayor velocidad, en tanto que la segunda, que involucra la mayor parte del tiempo de vida en fatiga, la tasa es constante y baja. Giancane [6] hizo un trabajo similar donde además añadió un modelo en base a la energía disipada, analizando la curva de histéresis generada en cada ciclo. Igualmente logró monitorear el daño acumulado satisfactoriamente y propone a su vez otro modelo para predecir la vida remanente.

Sin llegar a establecer un modelo que permita predecir el daño acumulado por fatiga, Van Paepegem et al. [7] estudió la evolución del coeficiente de *Poisson* y comprobó que es un indicador sensible para evaluar el daño en probetas de fibra de vidrio y resina epóxica. Asimismo, Yan et al [8], utilizó materiales piezoeléctricos inteligentes integrados a placas de compuesto para identificar el daño inicial. Esta técnica permite detectar grietas extremadamente pequeñas y además resulta muy útil para inspeccionar estructuras inaccesibles.

Considerando ahora estudios sobre fatiga en estructuras tipo sándwich, El Mahi et al. [9] estudió el comportamiento en fatiga de una estructura formada por un núcleo de espuma y pieles de compuesto vidrio/epoxi. Sometió placas a flexión en 3 puntos y adoptó un enfoque de reducción de rigidez en su modelo para predecir la vida en fatiga. Agrupó todos los mecanismos de daño bajo un único indicador de daño  $D$ , sin hacer un análisis específico de los distintos mecanismos de falla que se generan durante la vida en fatiga. Hizo ensayos cíclicos de desplazamiento controlado y también de carga controlada. Al analizar los resultados obtenidos en cada caso, pudo ver que cuando se aplica un desplazamiento controlado (constante), la reducción de carga que se registra a medida que aumenta el número de ciclos permite construir una mejor

curva donde se identifica claramente tres etapas de degradación, no así bajo carga controlada donde la curva de desplazamiento registrada es más plana.

Sobre los mecanismos de falla en fatiga para este tipo de estructuras, Zenkert et al. [10] mostró que una viga sándwich sometida a fatiga en flexión puede tener un cambio en el modo de falla: falla por corte en el núcleo o falla en el laminado, dependiendo de la amplitud de carga aplicada. Los resultados observados se basan en ensayos de fatiga del núcleo sometido a corte y del laminado de la piel sometido a tracción. La existencia de estos dos modos de falla se explica por el hecho de que la pendiente de la curva  $S-N$  para cada material es distinta. Así, aun cuando una viga sándwich esté diseñada para que el núcleo falle por corte bajo carga cuasi-estática, puede presentar falla en el laminado bajo una carga cíclica de menor amplitud.

Kulkarni et al. [11] desarrolló y validó un modelo de fatiga para un sándwich formado por un núcleo de espuma de PVC y pieles vidrio/epoxi sometido a flexión en 3 puntos. Este sándwich fue diseñado para fallar por corte en el núcleo y el modelo se basa en el crecimiento de grieta que muestra dicho material. La grieta presentó 3 etapas de avance distintas, donde la primera corresponde al 85% de la vida en fatiga. Así, aplicó un modelo cuadrático para predecir el número de ciclos según el largo de grieta de la primera etapa, logrando un error respecto de los ensayos experimentales de un 7,5%.

Como la resistencia de una estructura sándwich queda determinada principalmente por el núcleo, ya que se trata de un material liviano de baja resistencia en comparación a las pieles de compuesto, Kanny et al. [12] hizo ensayos de fatiga en flexión a núcleos de espuma de distinta densidad. Generó las curvas  $S-N$  respectivas y observó que el colapso se debe a grieta que se origina en el lado de la viga sometido a tracción. También, que tanto la resistencia estática como la de fatiga incrementan a mayor densidad del material, pero que al normalizar el esfuerzo de fatiga por el esfuerzo estático de cada tipo de núcleo, esta relación se invierte.

Para terminar, es importante destacar que la mayor parte de los estudios disponibles tratan sobre el daño de estructuras sándwich sometidas a impacto, donde se analiza el daño localizado producido por indentación, perforación, agrietamiento o delaminación. Esto se debe a que paneles de este tipo se usan en aplicaciones marinas, aeroespaciales y militares, donde es muy importante prever el comportamiento mecánico en situaciones de impactos a baja y/o alta velocidad. Por ejemplo, se tiene el trabajo presentado por Jackson et al. [13], quien estudia

experimentalmente un sándwich sometido a impactos de alta y baja velocidad, y cómo en cada caso se ve afectado el posterior desempeño ante una onda de choque de aire. Pudo concluir que en el caso de alta velocidad, la cara de salida es la que se ve más afectada (en tanto que el daño en el agujero de la cara de entrada y en el núcleo es comparativamente mínimo). Además, que en los casos de baja velocidad, el daño se concentra en la cara de impacto y en la zona adyacente del núcleo, incluso llegando a despegarse. El daño predominante luego del ensayo de la onda de choque fue grietas por corte en el núcleo. También pudo observar que aunque las probetas sometidas a impacto de alta velocidad absorben sustancialmente mayor energía respecto a las impactadas a baja velocidad, el daño generado en estas últimas es mayor, lo que se traduce en un peor desempeño posterior bajo la carga de aire.

### **1.3 Objeto de estudio**

El objeto de estudio de esta tesis es el tren de aterrizaje trasero de un avión no tripulado (UAV) que está siendo desarrollado por la empresa CADETECH S.A., denominado VACIF: Vehículo Aéreo para el Control de Incendios Forestales (ver Figura 2). El tren corresponde a una estructura tipo sándwich, donde un núcleo de baja densidad es recubierto por pieles de un compuesto de fibra de carbono y resina epóxica (CFRP), como se puede ver en el prototipo fabricado por infusión al vacío de la Figura 3. El trabajo de diseño, fabricación, ensayos estáticos y dinámicos del tren de aterrizaje como también la validación de los respectivos modelos de elementos finitos, ya fue realizado y la estructura cumplió satisfactoriamente con las solicitudes impuestas [14].

Debido a que el tren estará sometido a cargas cíclicas debidas a los sucesivos aterrizajes que deba soportar, el objetivo es estudiar su comportamiento en fatiga para poder predecir el daño acumulado durante su vida en servicio.

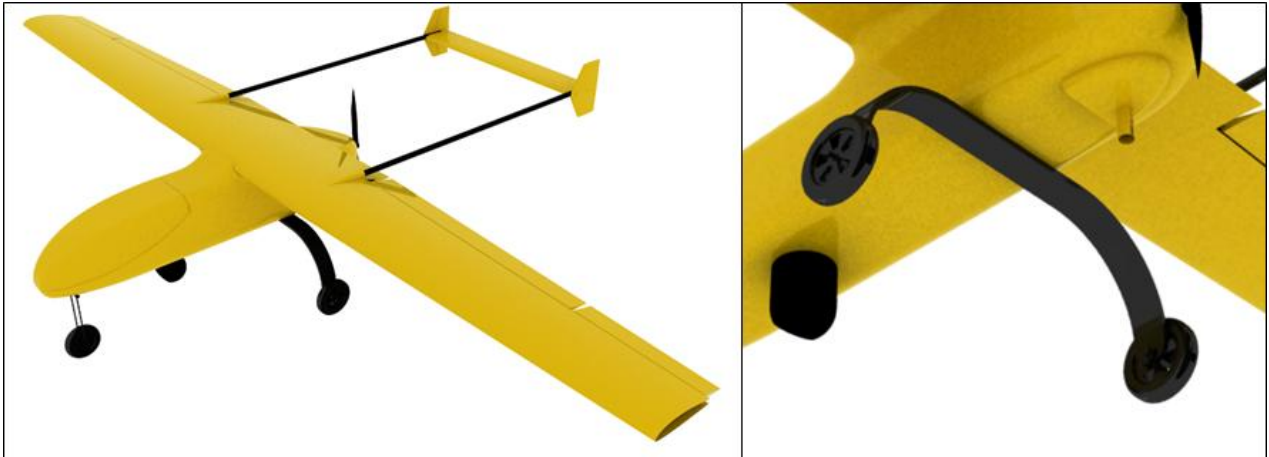


Figura 2.- Tren de aterrizaje montado en UAV.



Figura 3.- Prototipo de tren de aterrizaje fabricado por infusión al vacío [14].

#### 1.4 Objetivos, hipótesis y etapas

El objetivo de esta tesis es presentar una estrategia para desarrollar un modelo capaz de predecir el daño acumulado en el tren de aterrizaje. La metodología contempla caracterización mecánica, ensayos de fatiga, simulaciones numéricas y ensayos experimentales.

Ahora, para desarrollar un modelo que permita predecir el daño acumulado en el tren de aterrizaje se postulan dos hipótesis:

- Primero, que el daño acumulado en el tren de aterrizaje se cuantifica en función de su pérdida de rigidez.

- Segundo, que el daño acumulado en las pieles de compuesto es despreciable y por ende la pérdida de rigidez en el tren se debe a la degradación por fatiga de las propiedades mecánicas del núcleo.

Como el tren opera bajo carga en un solo sentido, la flexión también será en uno sólo y por ende, el laminado superior trabajará en compresión y el inferior en tracción. Luego, para verificar la hipótesis de que las pieles no sufren daño por fatiga, será necesario caracterizar el compuesto para determinar sus propiedades elásticas, esfuerzos de ruptura y propiedades a la fatiga, tanto en tracción como en compresión.

Las etapas generales de trabajo previstas son:

1. Diseño y fabricación de probetas para caracterización mecánica del compuesto CFRP, tanto en tracción como en compresión.
2. Determinar las propiedades mecánicas del compuesto carbono/epoxi, tanto en tracción como en compresión bajo los estándares ASTM respectivos.
3. Determinar las propiedades a la fatiga del compuesto carbono/epoxi, tanto en tracción como compresión.
4. En base a los parámetros de material obtenidos experimentalmente, calcular los esfuerzos de operación a los que se someterá las pieles de CFRP del tren de aterrizaje con un modelo de elementos finitos (y verificar que no se superen los máximos admisibles en el núcleo).
5. Diseñar una probeta a escala del tren de aterrizaje donde bajo una carga menor se reproduzca el estado de esfuerzos de las pieles y del núcleo que se obtuvo del modelo numérico de la estructura. Así, en un trabajo futuro se podrá estudiar el comportamiento a la fatiga del núcleo considerando la geometría del tren y con un gran ahorro en recursos de fabricación.

## 1.5 Contenidos

En el segundo capítulo se presenta el proceso de fabricación de las probetas, la caracterización mecánica en tracción y compresión del compuesto carbono/epoxi de la piel y las tareas que se ejecutaron para cumplir con los requerimientos del estándar ASTM. Luego, en el tercer capítulo se describe la caracterización en fatiga del compuesto CFRP y las curvas *S-N*

obtenidas tanto para tracción como compresión. Con las propiedades de material obtenidas de los ensayos de los capítulos anteriores y junto con otras tomadas de la literatura, en el capítulo cuarto se muestra el modelo de elementos finitos del tren de aterrizaje bajo cargas de operación. En el quinto capítulo se diseña la geometría de una probeta a escala menor del tren de aterrizaje que reproduce el estado de esfuerzos del modelo real, con el objetivo de estudiar el comportamiento a la fatiga del núcleo. Finalmente, en el último se indican las conclusiones y las actividades futuras.



## 2. CARACTERIZACIÓN CFRP EN TRACCIÓN Y COMPRESIÓN

Para poder hacer un cálculo estructural confiable de una estructura cualquiera es imprescindible contar con las propiedades mecánicas de los materiales involucrados para obtener resultados confiables y acordes a la realidad. Dada la anisotropía de los materiales compuestos por una matriz de resina reforzada con fibras y a la infinita variedad de configuraciones que se puede obtener al fabricar, la caracterización mecánica del CFRP que se presenta a continuación es primordial en este trabajo.

### 2.1 Ensayos de tracción

#### 2.1.1 Probetas de tracción

Las probetas que se usaron para los ensayos de tracción del material carbono/epoxi se obtuvieron a partir de una placa de 700x600 mm fabricada por método de infusión al vacío, como se muestra en la Figura 4.

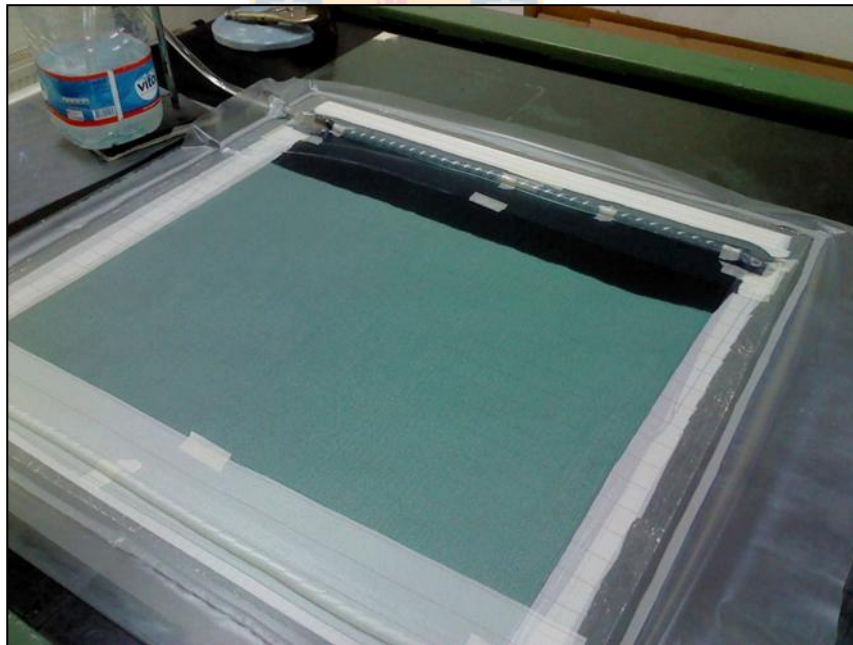


Figura 4.- Placa de CFRP en proceso de infusión.

Se utilizó 12 capas de fibra de carbono *twill* 2x2, bi-axial de 204 g/m<sup>2</sup> [15]. El tejido se orientó a cero grados respecto a los lados del rectángulo que forma la placa. La resina de infusión fue del tipo epóxica *L20* curada con endurecedor *EPH161* [15] y desgasificada antes de la infusión. El curado se hizo a temperatura ambiente (21 °C) por 24 horas. Una vez finalizado el

proceso de curado, se obtuvo 40 probetas rectangulares, con orientación de fibras  $0^{\circ}$ - $90^{\circ}$ , con las medidas que se indican en la Figura 5 y acorde a las recomendaciones del estándar ASTM D-3039. La fracción de volumen de fibra  $v_f$  obtenida fue de un 52%. El proceso de corte utilizado fue corte por agua con CNC [16] para asegurar repetibilidad y calidad superficial. Las caras de corte obtenidas por corte de agua y por sierra de banco se compararon en microscopía, como se muestra en la Figura 6. Aquí se puede ver que el corte por sierra deja una superficie muy irregular y además se observan indicios de delaminación. El corte de agua deja un mejor acabado superficial y asegura repetibilidad, sin embargo, se nota que el corte no queda en ángulo recto.

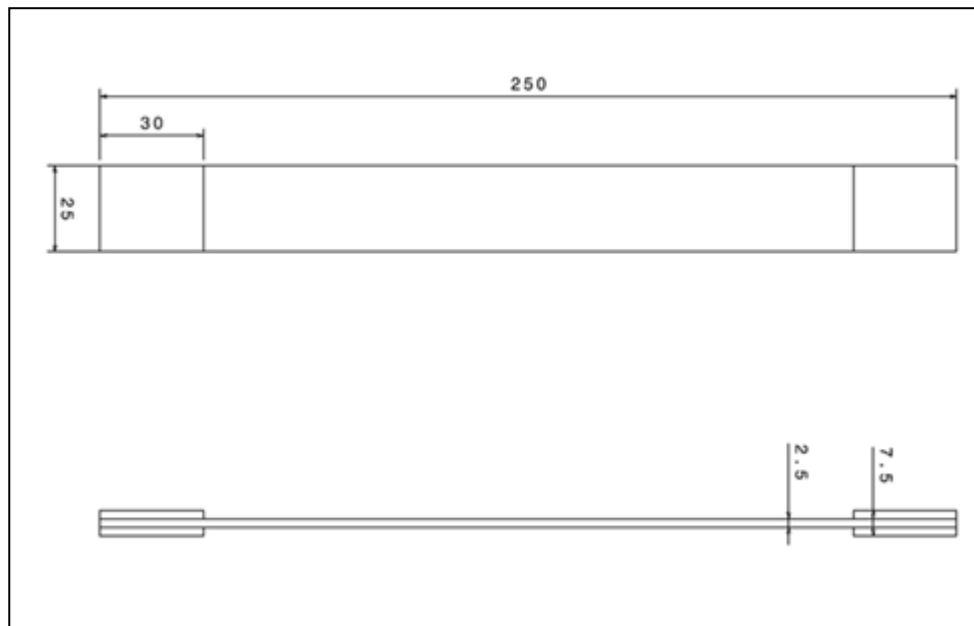


Figura 5.- Dimensiones de probeta de tracción [mm].



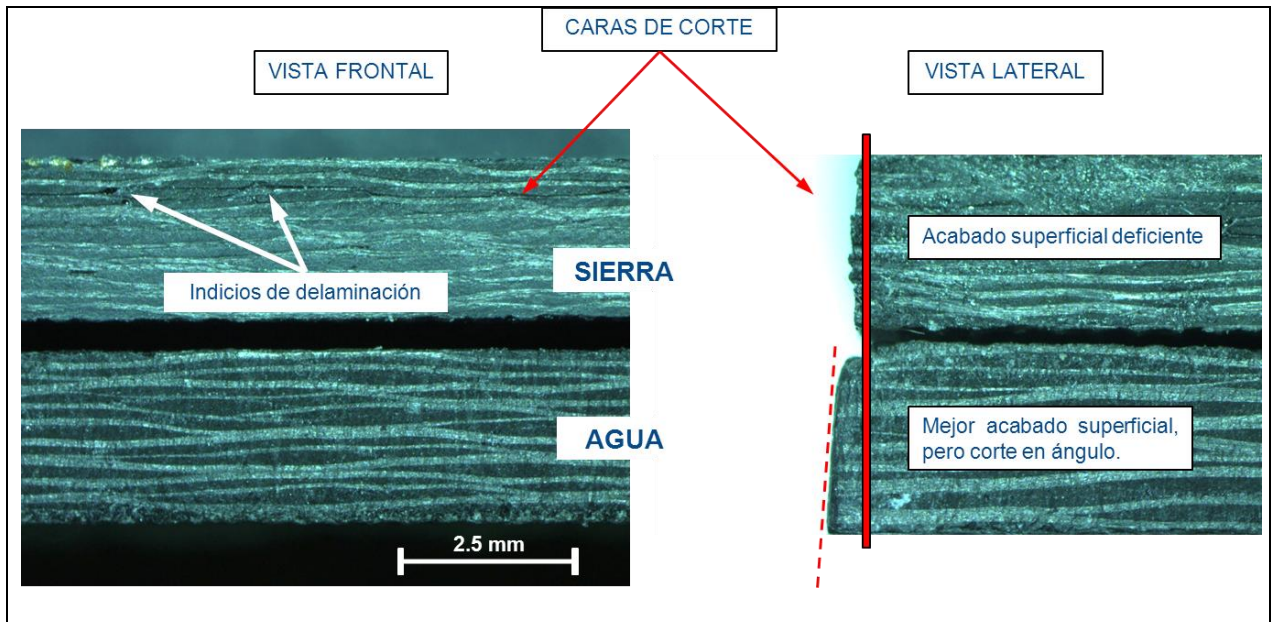


Figura 6.- Microscopía corte de agua versus corte sierra banco [17].

Una vez cortadas las probetas, se sometieron a un post curado de 100 °C durante 15 horas. Luego, en los extremos se pegó refuerzos del mismo material, utilizando como adhesivo la resina epóxica de infusión. Finalmente cada probeta se midió en tres puntos distintos a lo largo de la zona sin refuerzos, utilizando un micrómetro de puntas esféricas para el espesor (sensibilidad 0.01 mm – 0.4% de medida) y un pie de metro para el ancho (sensibilidad 0.05 mm – 0.2% de medida). En la siguiente tabla se muestra el registro de medidas y el cálculo de área promedio, y en la Figura 7 se puede ver el set de 40 probetas luego del post curado y con los refuerzos pegados.

Tabla 1.- Dimensiones de probetas de tracción.

Probeta	Ancho [mm] $\pm 0.05$				Espesor [mm] $\pm 0.01$				Área [mm <sup>2</sup> ] $\pm 1.27$
	a	b	c	PROM	a	b	c	PROM	
1	24.80	24.80	24.80	24.80	2.52	2.47	2.50	2.50	61.92
2	24.80	24.80	24.85	24.82	2.55	2.56	2.51	2.54	63.03
3	24.90	24.85	24.85	24.87	2.52	2.53	2.52	2.52	62.75
4	24.85	24.90	24.85	24.87	2.49	2.56	2.52	2.52	62.75
5	24.90	24.85	24.80	24.85	2.53	2.52	2.47	2.51	62.29
6	24.90	24.90	24.90	24.90	2.50	2.51	2.51	2.51	62.42
7	24.90	24.90	24.90	24.90	2.53	2.52	2.58	2.54	63.33
8	24.85	24.85	24.90	24.87	2.49	2.55	2.55	2.53	62.91
9	24.85	24.90	24.90	24.88	2.50	2.48	2.56	2.51	62.54
10	24.85	24.85	24.90	24.87	2.48	2.46	2.47	2.47	61.42
11	24.90	24.95	24.90	24.92	2.57	2.56	2.51	2.55	63.45
12	24.85	24.80	24.85	24.83	2.56	2.48	2.51	2.52	62.50
13	24.90	24.85	24.85	24.87	2.54	2.52	2.47	2.51	62.42
14	24.90	24.85	24.85	24.87	2.58	2.55	2.52	2.55	63.41
15	24.90	24.90	24.90	24.90	2.53	2.53	2.58	2.55	63.41
16	24.90	24.90	24.90	24.90	2.55	2.50	2.52	2.52	62.83
17	24.85	24.90	24.90	24.88	2.53	2.56	2.58	2.56	63.62
18	24.90	24.90	24.85	24.88	2.53	2.55	2.55	2.54	63.29
19	24.90	24.90	24.90	24.90	2.52	2.51	2.55	2.53	62.91
20	24.90	24.90	24.85	24.88	2.55	2.51	2.55	2.54	63.12
21	24.85	24.85	24.80	24.83	2.54	2.51	2.54	2.53	62.83
22	24.85	24.90	24.90	24.88	2.58	2.56	2.58	2.57	64.03
23	24.85	24.90	24.90	24.88	2.54	2.59	2.51	2.55	63.37
24	24.90	24.85	24.90	24.88	2.48	2.55	2.53	2.52	62.71
25	24.80	24.85	24.85	24.83	2.50	2.49	2.48	2.49	61.84
26	24.85	24.85	24.90	24.87	2.55	2.54	2.55	2.55	63.33
27	24.90	24.90	24.85	24.88	2.53	2.51	2.51	2.52	62.62
28	24.85	24.85	24.90	24.87	2.54	2.50	2.49	2.51	62.42
29	24.90	24.90	24.85	24.88	2.57	2.54	2.54	2.55	63.45
30	24.85	24.90	24.90	24.88	2.58	2.51	2.51	2.53	63.04
31	24.90	24.90	24.85	24.88	2.53	2.52	2.50	2.52	62.62
32	24.85	24.85	24.85	24.85	2.59	2.51	2.52	2.54	63.12
33	24.85	24.85	24.80	24.83	2.54	2.44	2.51	2.50	62.00
34	24.90	24.85	24.90	24.88	2.58	2.50	2.56	2.55	63.37
35	24.90	24.90	24.89	24.90	2.51	2.54	2.52	2.52	62.82
36	24.85	24.90	24.90	24.88	2.56	2.52	2.53	2.54	63.12
37	24.90	24.90	24.90	24.90	2.53	2.55	2.57	2.55	63.50
38	24.80	24.80	24.85	24.82	2.50	2.45	2.50	2.48	61.63
39	24.85	24.85	24.90	24.87	2.48	2.54	2.50	2.51	62.33
40	24.85	24.85	24.80	24.83	2.50	2.51	2.48	2.50	62.00
PROM	-----			24.87	-----			2.53	62.81
DE	-----			0.027	-----			0.022	0.590
CV	-----			0.11%	-----			0.88%	0.94%

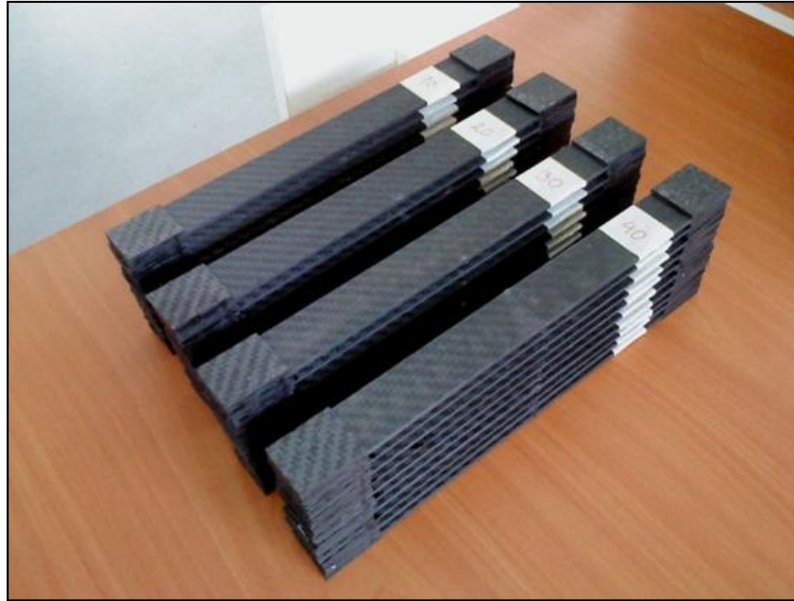


Figura 7.- Probetas de tracción.

### 2.1.2 Dispositivo de alineamiento

Para obtener resultados confiables es imprescindible asegurar un buen alineamiento de la probeta y repetibilidad en el montaje. Por lo tanto se diseñó y fabricó un dispositivo sencillo que se instala directamente en las mordazas hidráulicas de la máquina de tracción y permite cumplir con los requerimientos anteriores. Se trata de un perno ajustable en el cual se apoya el canto de la probeta y que permite centrarla respecto a las mordazas. En las figuras siguientes se muestra algunas imágenes del dispositivo.

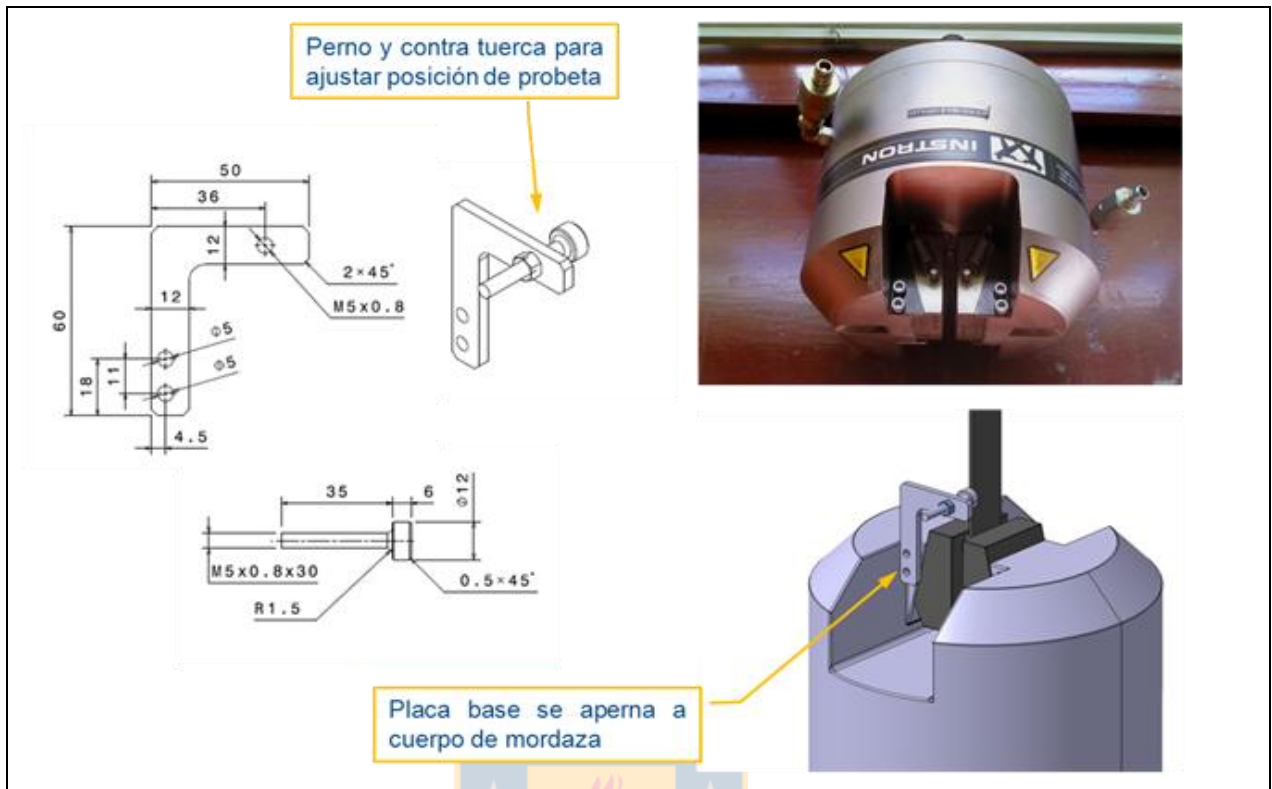


Figura 8.- Dispositivo alineamiento ensayo tracción.

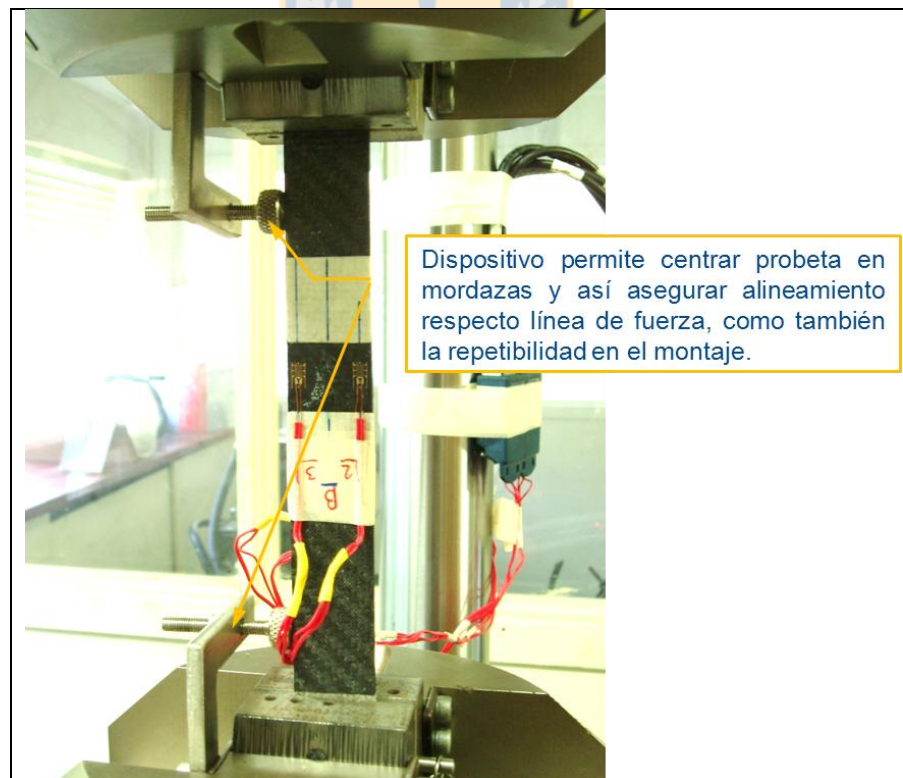


Figura 9.- Probeta de tracción montada con dispositivo.

### 2.1.3 Verificación de alineamiento

El estándar ASTM exige que previo a los ensayos de tracción se verifique el alineamiento de la probeta. Para esto se debe usar una probeta con cuatro *strain gages* para registrar deformación en distintos puntos, como se muestra en la Figura 10 (para más detalles ver Anexo 1).

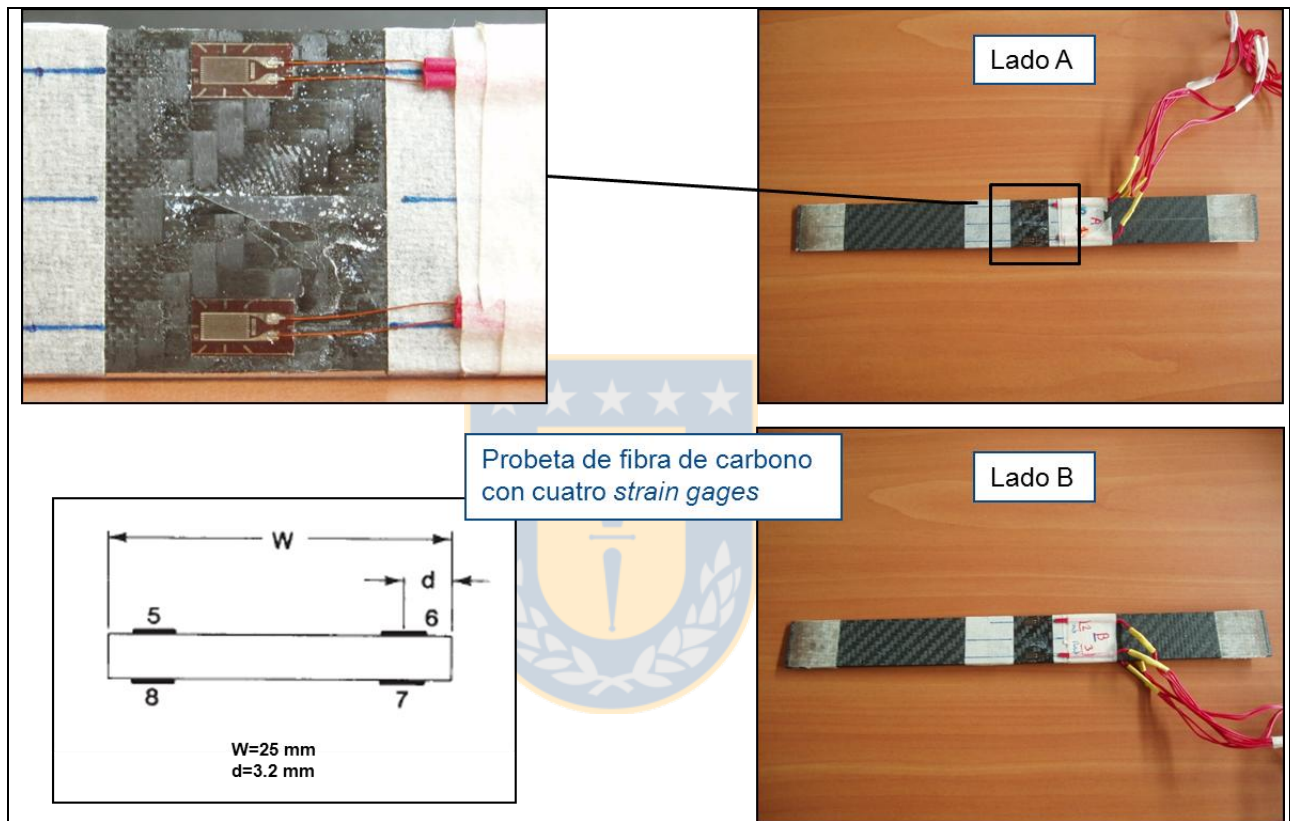


Figura 10.- Probeta para verificar alineamiento.

Utilizando el dispositivo descrito en §2.1.2 y con ayuda de un sistema de adquisición digital de cuatro canales, se verificó el alineamiento de la probeta según estándar ASTM E-1012. Este estándar recomienda que el porcentaje de flexión en la probeta calculado a partir de las mediciones de deformación sea inferior al 5%.

El máximo porcentaje de flexión  $PB$  que se obtuvo fue de un 4%, por lo que se considera aceptable y dentro de norma. En la Tabla 2 se resume los valores registrados y calculados en la verificación de alineamiento.

Tabla 2.- Datos verificación alineamiento.

		POSICIÓN			
		A	A inv	B	B inv
Deformación <i>strain gages</i> [ $\mu$ strain]	A0=e <sub>5</sub>	1584	1598	1573	1586
	A1=e <sub>6</sub>	1568	1544	1566	1550
	B2=e <sub>7</sub>	1619	1598	1622	1605
	B3=e <sub>8</sub>	1632	1653	1639	1654
Ancho probeta [mm]	W	25	25	25	25
Distancia <i>strain gage</i> [mm]	d	3.2	3.2	3.2	3.2
Deformación axial [ $\mu$ strain]	a	1601	1598	1600	1599
Deformación equivalente [ $\mu$ strain]	e <sub>1</sub>	1610	1635	1608	1627
	e <sub>2</sub>	1576	1571	1569.5	1568
	e <sub>3</sub>	1591	1562	1592	1570
	e <sub>4</sub>	1626	1626	1631	1630
Deformación de flexión local [ $\mu$ strain]	b <sub>1</sub>	1610	1635	1608	1627
	b <sub>2</sub>	1576	1571	1570	1568
	b <sub>3</sub>	1591	1562	1592	1570
	b <sub>4</sub>	1626	1626	1631	1630
Máxima deformación flexión [ $\mu$ strain]	B	34	64	39	59
Porcentaje de flexión	PB	2.2%	4.0%	2.4%	3.7%

#### 2.1.4 Resultados ensayos de tracción

Se sometió a ensayo de tracción 5 probetas para poder determinar módulo elástico, coeficiente de *Poisson*, esfuerzo de ruptura y deformación última del material compuesto según estándar ASTM D-3039.

Para medir la deformación de la probeta en las direcciones longitudinal y transversal, se utilizó *strain gages* y un sistema de adquisición digital. La máquina para aplicar y registrar la carga corresponde a la máquina de ensayos hidráulica *INSTRON 8801* del *Departamento de Ingeniería Mecánica* de la *Universidad de Concepción* (ver Figura 11). Se usó las mordazas hidráulicas para tomar la probeta y la presión de apriete se ajustó a 1800 psi, que equivale a una fuerza de apriete de 145500 N. En cuanto a la adquisición de datos, el registro de fuerza y deformación se hizo a una frecuencia de 10 Hz. La velocidad para los ensayos fue de 2 mm/min.

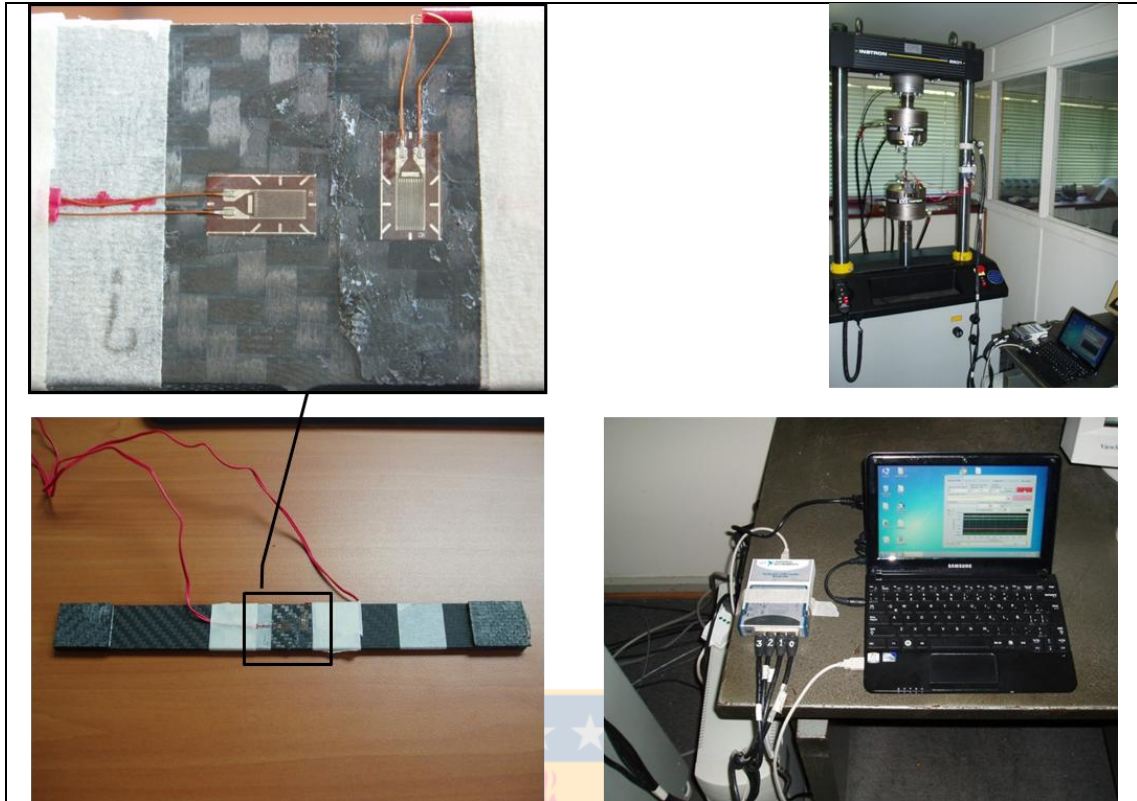


Figura 11.- Probeta ensayo de tracción, máquina de ensayo y sistema de adquisición.

En la siguiente figura se puede ver las curvas de esfuerzo/deformación y del coeficiente de *Poisson* obtenidas de los ensayos. Para el módulo de elasticidad en tracción se obtuvo un promedio de 65108 MPa y para el coeficiente de *Poisson*, un promedio de 0.071. El esfuerzo promedio de ruptura en tracción fue de 804 MPa.

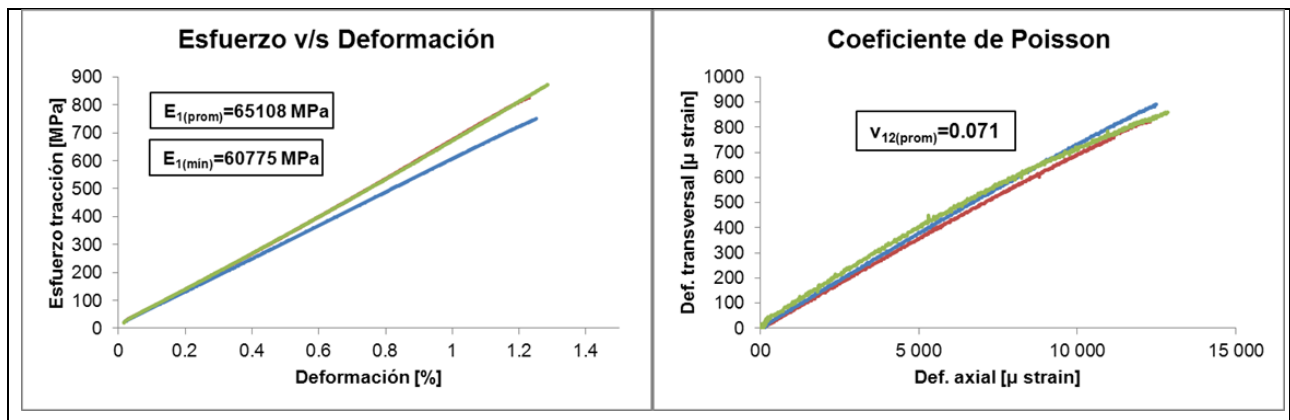


Figura 12.- Curvas esfuerzo/deformación y coeficiente de *Poisson* (ensayo tracción).

En la tabla que se muestra a continuación se resume los valores calculados de los ensayos de tracción, indicando el valor promedio, desviación estándar y coeficiente de variación de cada parámetro.

Tabla 3.- Resultados ensayo de tracción.

	Esfuerzo de ruptura [MPa]	Deformación última [%]	Módulo de Young [MPa]	Coficiente de Poisson	Área sección [mm <sup>2</sup> ]
Valor máximo	872	1.29	67303	0.0732	63.3
Valor mínimo	735	1.23	60775	0.0690	61.4
Promedio	<b>804</b>	<b>1.26</b>	<b>65108</b>	<b>0.0713</b>	<b>62.5</b>
Desv. Estándar	59.5	0.028	3752	0.0021	0.7
Coef. Variación	7.4%	2.2%	5.8%	3.0%	1.1%

Finalmente, en la Figura 13 se tiene un gráfico de barras con los esfuerzos de ruptura obtenidos y además una foto de algunas probetas ensayadas.

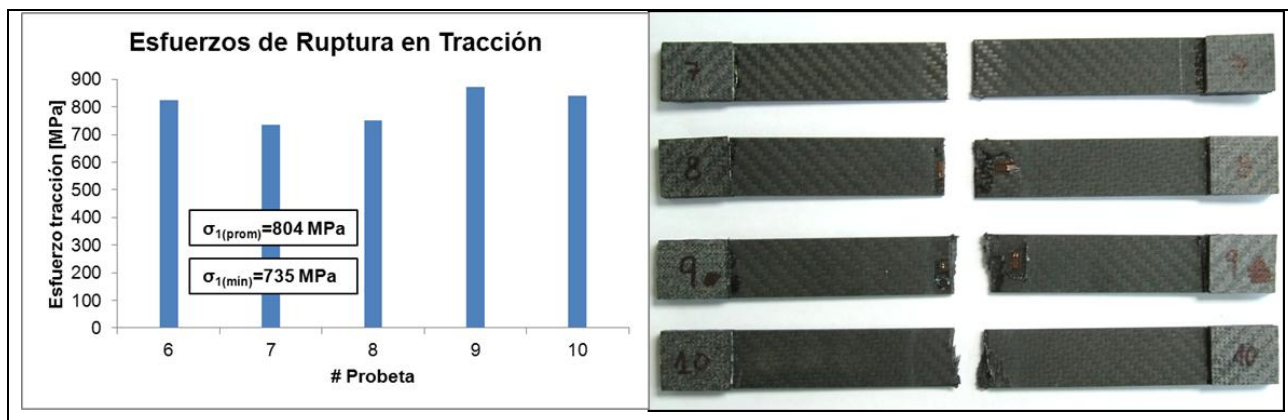


Figura 13.- Esfuerzos de ruptura (ensayo tracción).

## 2.2 Ensayos de compresión

### 2.2.1 Probetas de compresión

Las probetas que se usaron para los ensayos de compresión del material carbono/epoxi se fabricaron bajo el mismo procedimiento de las probetas de tracción (ver §2.1.1). La única diferencia es que aquí se consideró 20 capas de fibra para obtener un mayor espesor y así cumplir con las medidas recomendadas en el estándar ASTM D-3410 para evitar falla por pandeo durante el ensayo. La fracción de volumen de fibra  $v_f$  que se obtuvo en estas probetas fue de un 56%.



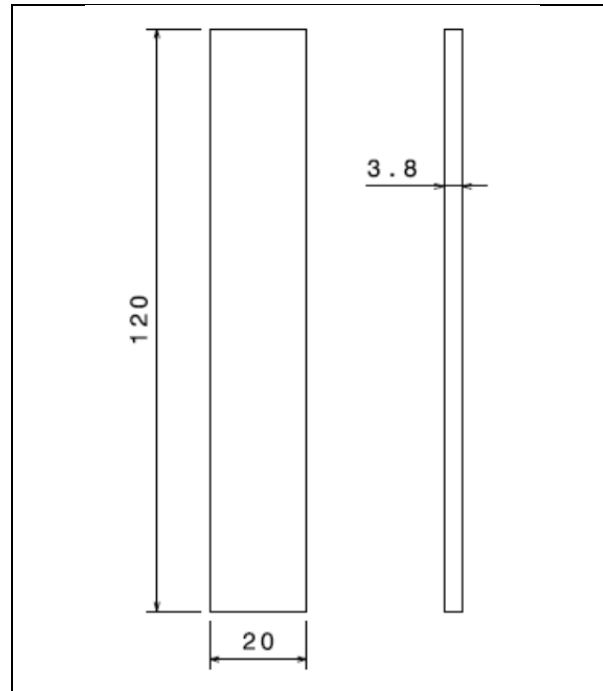


Figura 14.- Dimensiones de probeta de compresión [mm].

Cada probeta se midió en un punto ubicado en la zona central, utilizando un micrómetro de puntas esféricas para el espesor (sensibilidad 0.01 mm – 0.25% de medida) y un pie de metro para el ancho (sensibilidad 0.05 mm – 0.25% de medida). En la siguiente tabla se muestra el registro de medidas y el cálculo de área promedio, y en la Figura 15 se puede ver el set de probetas que se usarán para los ensayos de compresión.

Tabla 4.- Dimensiones de probetas de compresión.

Probeta	Ancho [mm] $\pm 0.05$	Espesor [mm] $\pm 0.01$	Área [mm <sup>2</sup> ]
	en punto centro sección libre		$\pm 1.27$
1	19.75	3.98	<b>78.61</b>
2	19.80	3.85	<b>76.23</b>
3	19.85	3.84	<b>76.22</b>
4	19.75	3.85	<b>76.04</b>
5	19.75	3.83	<b>75.64</b>
6	19.70	3.80	<b>74.86</b>
7	19.80	3.78	<b>74.84</b>
8	19.65	3.78	<b>74.28</b>
9	19.70	3.90	<b>76.83</b>
10	19.70	3.85	<b>75.85</b>
11	19.75	3.98	<b>78.61</b>
12	19.70	3.95	<b>77.82</b>
13	19.75	3.91	<b>77.22</b>
14	19.75	3.92	<b>77.42</b>
15	19.65	3.90	<b>76.64</b>
16	19.80	3.94	<b>78.01</b>
17	19.80	3.97	<b>78.61</b>
18	19.75	3.95	<b>78.01</b>
19	19.80	3.97	<b>78.61</b>
20	19.80	3.88	<b>76.82</b>
21	19.80	3.83	<b>75.83</b>
22	19.80	3.92	<b>77.62</b>
23	19.80	3.85	<b>76.23</b>
24	19.70	3.91	<b>77.03</b>
25	19.75	3.90	<b>77.03</b>
26	19.80	3.88	<b>76.82</b>
27	19.85	3.95	<b>78.41</b>
28	19.85	3.94	<b>78.21</b>
29	19.95	4.04	<b>80.60</b>
30	20.00	4.03	<b>80.60</b>
31	19.90	3.97	<b>79.00</b>
32	19.75	3.98	<b>78.61</b>
33	20.10	3.90	<b>78.39</b>
34	20.00	3.90	<b>78.00</b>
35	19.80	3.79	<b>75.04</b>
36	19.75	3.75	<b>74.06</b>
37	19.95	3.88	<b>77.41</b>
38	19.90	3.87	<b>77.01</b>
39	19.70	3.87	<b>76.24</b>
40	19.80	3.82	<b>75.64</b>
PROM	<b>19.80</b>	<b>3.90</b>	<b>77.12</b>
DE	0.098	0.069	1.528
CV	0.49%	1.78%	1.98%

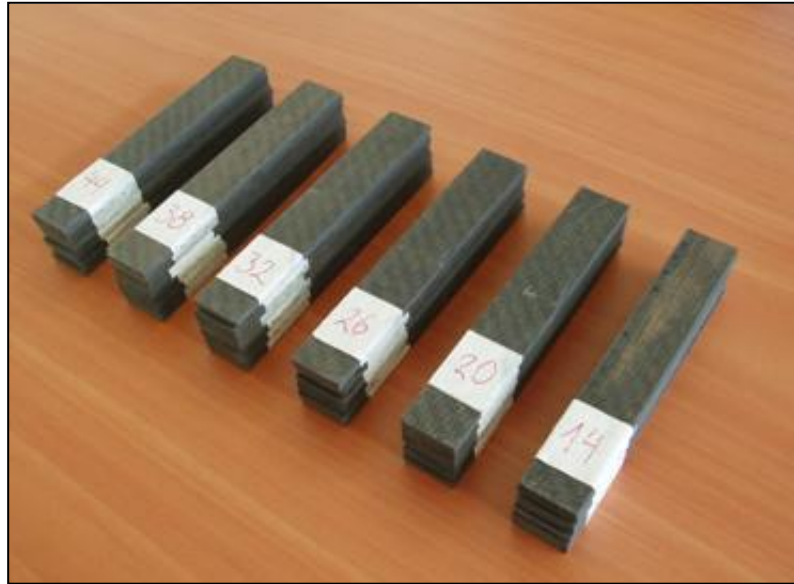


Figura 15.- Probetas de compresión.

### 2.2.2 Resultados ensayos de compresión

Se sometió a ensayo de compresión 5 probetas para poder determinar módulo elástico, esfuerzo de ruptura y deformación última del material compuesto tomando como referencia el estándar ASTM D-3410. Cabe remarcar que esta norma propone el uso de un dispositivo especial para montar la probeta y sobre el cual se aplica la carga de compresión. En este caso se usó directamente las mordazas hidráulicas de la máquina de ensayo. Esta decisión se justifica gracias a la verificación de alineamiento que se hizo en §2.1.3 donde se obtuvo un resultado dentro de norma, y además, por el hecho de que no existe un estándar ASTM para ensayos de fatiga en compresión y que el dispositivo recomendado no sirve para este último propósito (considerando que más adelante será necesario caracterizar el material bajo cargas cíclicas).

Para medir la deformación longitudinal de la probeta se utilizó dos *strain gages* –uno por cada lado, centrados y ubicados frente a frente– conectados a un sistema de adquisición digital (ver Figura 16). Así se cuantifica el porcentaje de flexión que pueda ocurrir durante el ensayo, comparando la deformación medida en cada lado. En este aspecto, la norma recomienda que para el rango en que se quiere determinar las propiedades en compresión, el porcentaje de flexión sea menor a un 10%. La máquina para aplicar y registrar la carga corresponde a la máquina de ensayos hidráulica *INSTRON 8801* del *Departamento de Ingeniería Mecánica* de la

Universidad de Concepción y se usó las mordazas hidráulicas para tomar la probeta, con una presión de apriete de 1900 psi que equivale a una fuerza de apriete de 153600 N. En cuanto a la adquisición de datos, el registro de fuerza y deformación se hizo a una frecuencia de 10 Hz. La velocidad para los ensayos fue de 1.5 mm/min.

Para poder centrar y alinear la probeta en las mordazas como también asegurar repetibilidad en el montaje, se usó un dispositivo que corresponde a un marco ajustado a las dimensiones de la probeta y de la mordaza, como se puede ver en la Figura 17.

Previo a los ensayos fue necesario determinar el largo de la sección libre (columna) de la probeta que se dejará entre mordazas, para evitar falla por pandeo. Considerando la geometría de la probeta y estimando el esfuerzo de ruptura en compresión en 700 MPa (87% de la ruptura en tracción), se obtuvo una carga axial promedio de 54000 N. Según cálculo bajo el estándar D-3410, que para ser más conservador sobre estima el largo efectivo en pandeo considerando condición de extremos con pasador, el largo libre entre las mordazas debe ser igual o menor a 25 mm. El largo de la sección libre que se consideró en estos ensayos fue de 25 mm.

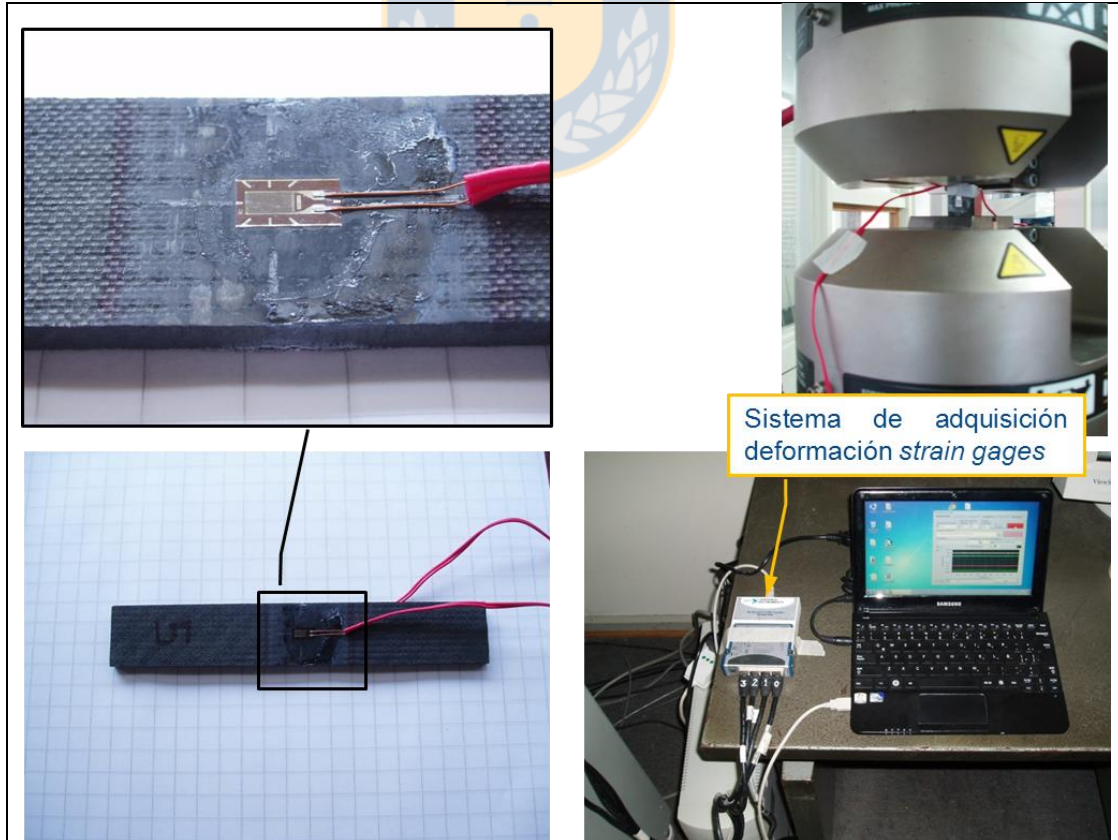


Figura 16.- Probeta ensayo de compresión y sistema de adquisición.

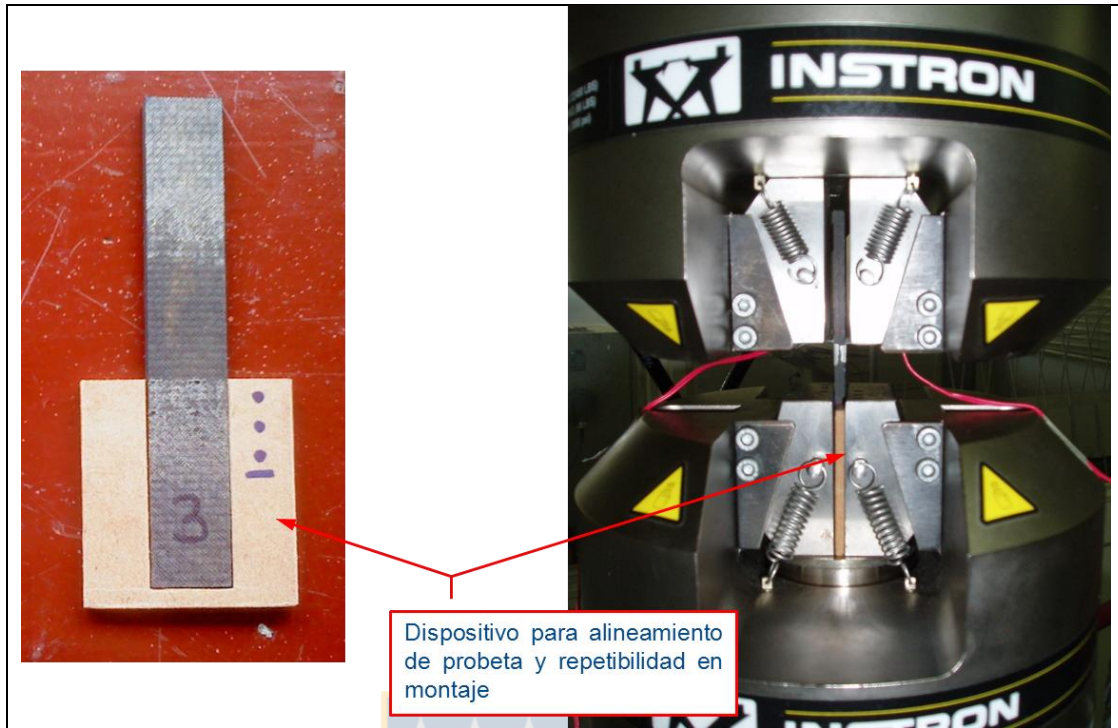


Figura 17.- Pieza para alineamiento y centrado de probeta compresión.

En la siguiente figura se puede ver las curvas de esfuerzo/deformación y el porcentaje de flexión de las tres probetas monitoreadas durante los ensayos. Se obtuvo, en promedio, un módulo de elasticidad en compresión de 55531 MPa y un esfuerzo de ruptura en compresión de 579 MPa. Además, se puede ver que el porcentaje de flexión se mantuvo bajo el 10% en todo el rango lineal del ensayo, por lo que los valores obtenidos son confiables y están dentro de norma.

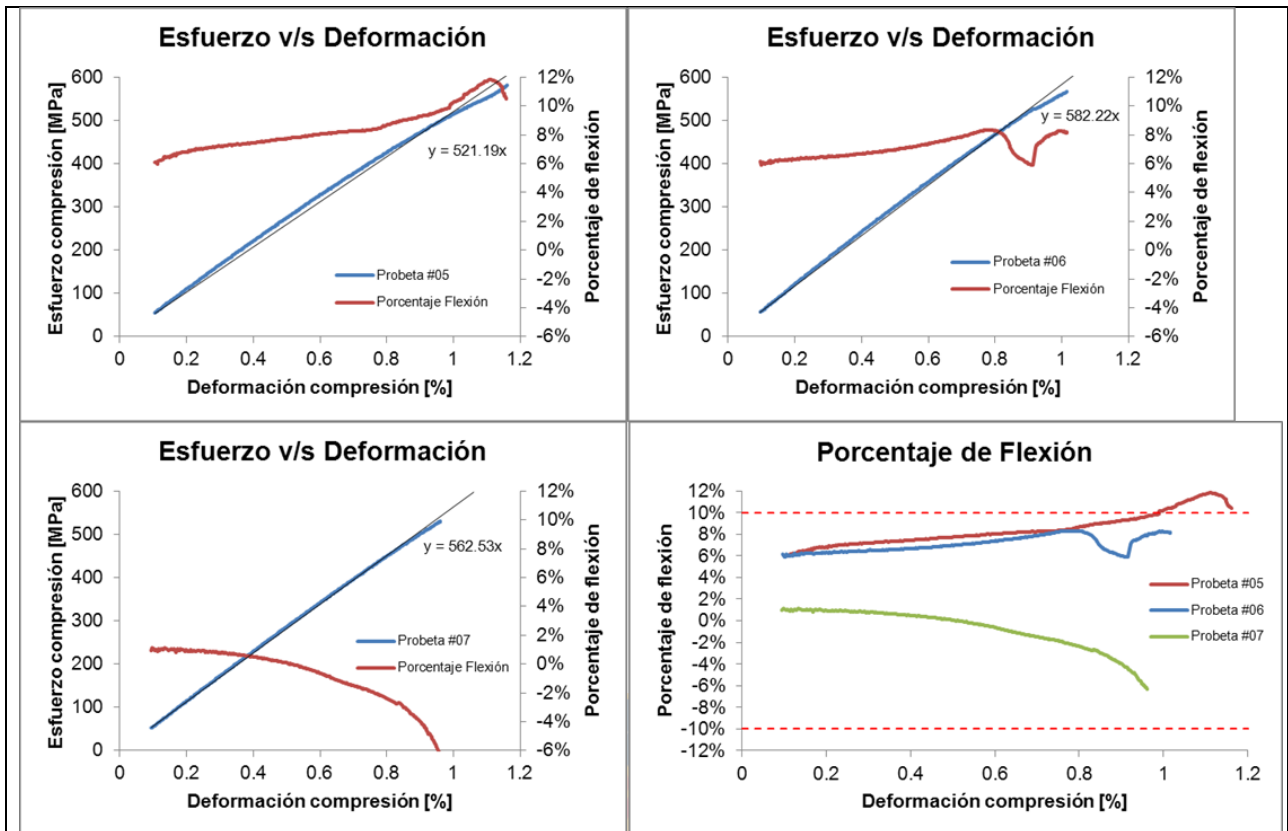


Figura 18.- Curvas esfuerzo/deformación y porcentaje de flexión (ensayo compresión).

En la tabla que se muestra a continuación se resume los valores obtenidos de los ensayos de compresión, indicando el valor promedio, desviación estándar y coeficiente de variación de cada parámetro.

Tabla 5.- Resultados ensayo de compresión.

	Esfuerzo de ruptura [MPa]	Deformación última [%]	Módulo de Young [MPa]	Área sección [mm <sup>2</sup> ]
Valor máximo	584	1.16	58222	75.6
Valor mínimo	570	0.96	52119	74.3
<b>Promedio</b>	<b>579</b>	<b>1.05</b>	<b>55531</b>	<b>74.8</b>
Desv. Estándar	5.9	0.103	3115	0.6
Coef. Variación	1.0%	9.9%	5.6%	0.8%

Finalmente, en la Figura 19 se muestra un gráfico que resume las curvas de esfuerzo/deformación, otro de barras con los esfuerzos de ruptura obtenidos y además imágenes de las probetas ensayadas, donde con una línea intermitente roja se indica la zona de ruptura en cada caso.

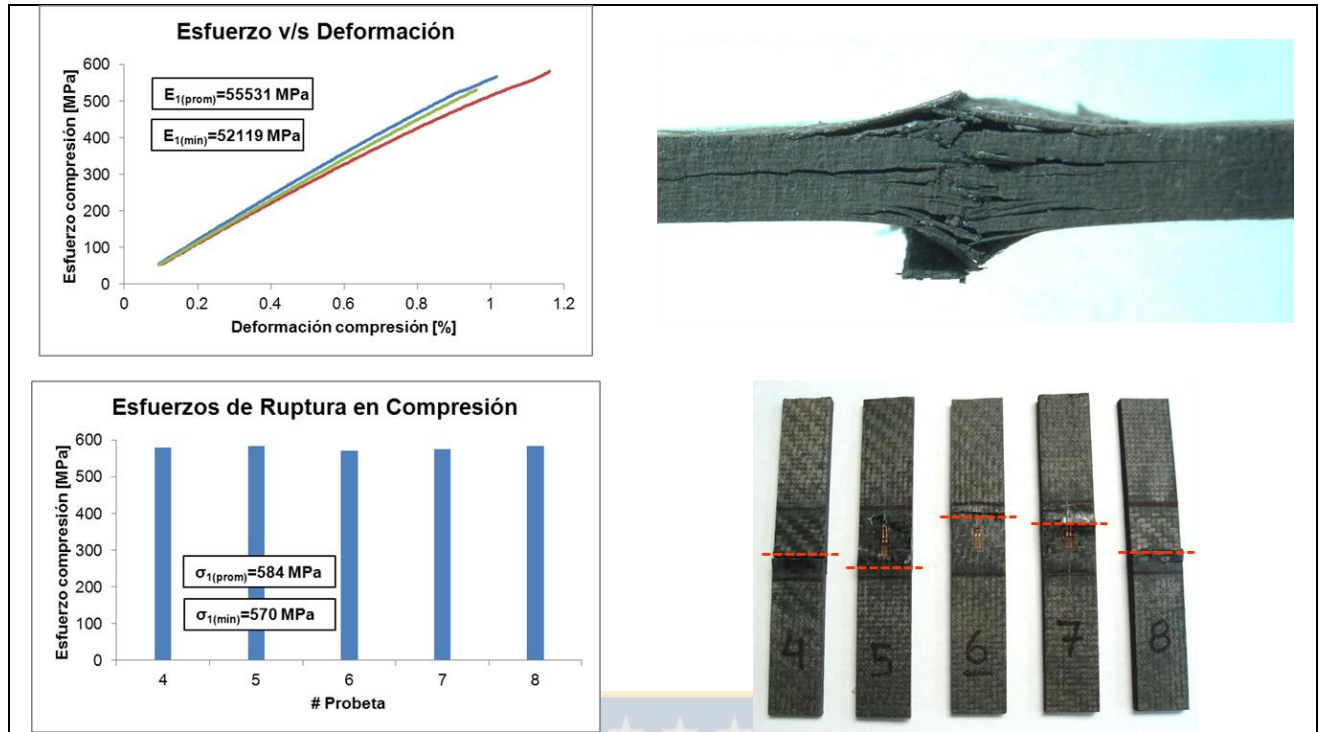


Figura 19.- Módulo elasticidad y esfuerzo ruptura (ensayo compresión).

### 2.3 Comparación propiedades tracción/compresión

En el gráfico de la Figura 20 se muestra los esfuerzos de ruptura determinados de los ensayos de tracción y compresión, y en la Tabla 6 se compara los resultados promedios obtenidos en cada caso. Se puede ver que para el caso de tracción la dispersión en el esfuerzo de ruptura es mayor que en compresión. Además, que la resistencia en compresión es un 28% menor que en el caso de tracción. Esta diferencia se explica por el hecho de que las fibras, cuando se someten a tracción, trabajan mejor ya que pueden alinearse en sentido de la carga; no así para el caso en compresión, donde las fibras presentan fallas locales por pandeo y cualquier desalineamiento respecto a la línea de carga agrava aun más este fenómeno.

Por otra parte, el módulo de elasticidad en compresión es un 15% menor al de tracción, diferencia que se condice con los resultados disponibles en la literatura y que se explica en parte por lo señalado en el párrafo anterior, respecto a la diferencia en los esfuerzos de ruptura. Lo importante es remarcar que esta diferencia entre los módulos de elasticidad en tracción y compresión obliga a desarrollar modelos numéricos que consideren el comportamiento bilineal del material para poder obtener resultados de mejor calidad.

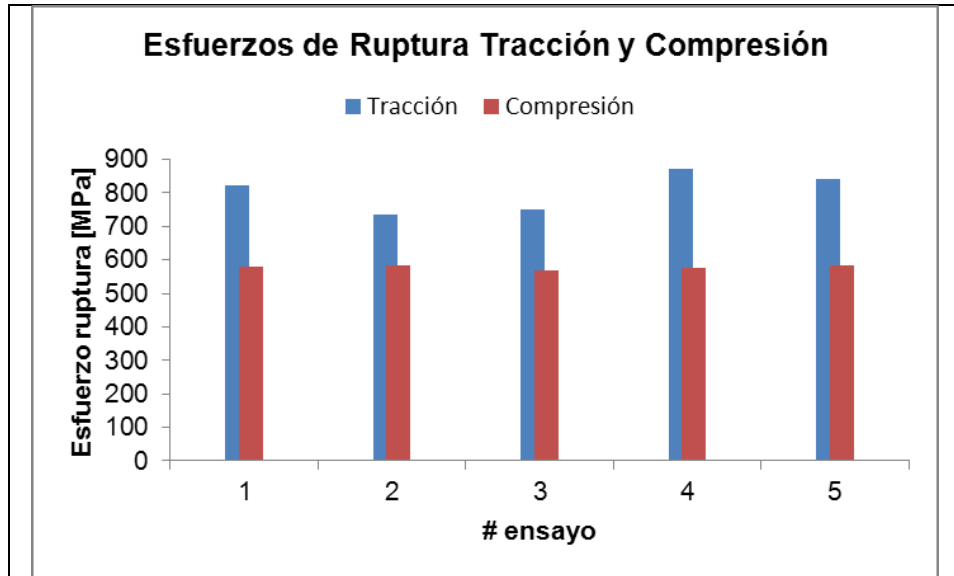


Figura 20.- Comparación esfuerzos de ruptura.

Tabla 6.- Comparación resultados ensayos compresión y tracción.

	Esfuerzo de ruptura [MPa]	Deformación última [%]	Módulo de Young [MPa]
Tracción	804	1.26	65108
Compresión	579	1.05	55531
Diferencia porcentual compresión v/s tracción	<b>-28%</b>	<b>-17%</b>	<b>-15%</b>



### 3. CARACTERIZACIÓN CFRP EN FATIGA

La caracterización en fatiga del CFRP se realiza tanto para esfuerzos de tracción como de compresión. Tomando como base los resultados obtenidos en el capítulo anterior, se hace una serie de ensayos de carga cíclica a distintos niveles de esfuerzo (porcentaje del esfuerzo de ruptura) para poder obtener las respectivas curvas de fatiga  $S-N$ .

Como se dijo anteriormente, en el aterrizaje la carga sobre el tren actúa siempre en el mismo sentido, por ende la flexión que ocurre generará siempre esfuerzos de tracción en el laminado inferior y esfuerzos de compresión en el superior.

#### 3.1 Ensayo de fatiga en tracción

Como el laminado inferior se somete sólo a esfuerzos de tracción, los ensayos se hicieron a una razón de carga  $R=0.1$  (tracción-tracción) bajo el estándar ASTM D-3479. La frecuencia de ensayo fue de 2 Hz y se aplicó una forma de onda sinusoidal. Además, se consideró un tiempo de transición de 30 segundos (es decir 15 ciclos) antes de alcanzar la carga cíclica máxima de ensayo.

Por otra parte, para estudiar la variación de temperatura de la probeta en fatiga y poder elegir una frecuencia de ensayo adecuada, previamente se hizo pruebas de carga cíclica bajo un esfuerzo máximo en tracción de 600 MPa (con  $R=0.1$ ) para distintas frecuencias (1 a 5 Hz). Con una cámara termográfica se observó que para una frecuencia de 5 Hz la temperatura de la probeta aumentó en 3.6 °C (ver Figura 21). Por lo tanto, se consideró que el calentamiento por fricción es despreciable y que no contribuye a la degradación de las propiedades mecánicas de la probeta (principalmente de la resina) durante los ensayos.

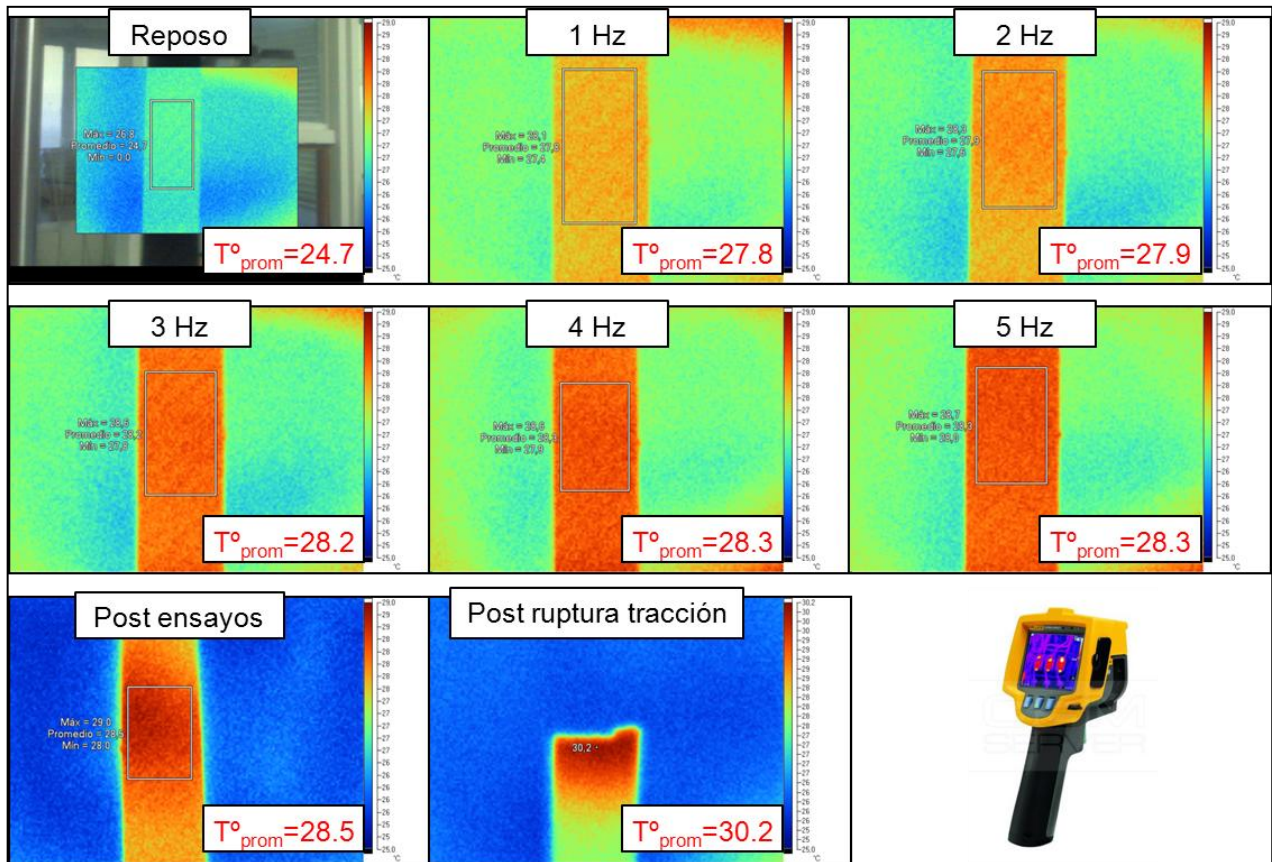


Figura 21.- Resultados termografía.

Volviendo a los ensayos de fatiga, como las fibras están dispuestas en sentido de la carga, en pruebas preliminares se pudo ver que la probeta no mostró una degradación paulatina de sus propiedades mecánicas (ni pérdida de rigidez ni indicios de daño) cuantificable durante el transcurso del ensayo, sino una repentina fractura de la sección transversal. Por lo tanto los ensayos se hicieron hasta la ruptura.

Un primer set de datos de fatiga en tracción se obtuvo para un *peak* de esfuerzo igual a 780 MPa (97% del esfuerzo de ruptura promedio obtenido en §2.1.4). En un segundo set se alcanzó los 750 MPa (93%  $\sigma_{UT, trac}$ ). Finalmente, un tercer caso se hizo bajo un esfuerzo máximo de 720 MPa (90% de  $\sigma_{UT, trac}$ ).

Los resultados para fatiga en tracción se resumen en la siguiente tabla y en la Figura 22 se muestra el gráfico con los datos obtenidos.

Tabla 7.- Resumen resultados fatiga en tracción.

Esfuerzo máx. ensayo [MPa]	Porcentaje de esfuerzo Ruptura promedio	Razón de carga (R)	Cantidad de probetas	Ciclos promedio de vida (N)	Desv. Estándar (DE)	Coef. De variación (CV)
780	97%	0.1	8	34	37	111%
750	93%	0.1	9	10039	19376	193%
720	90%	0.1	4	141966	168169	118%

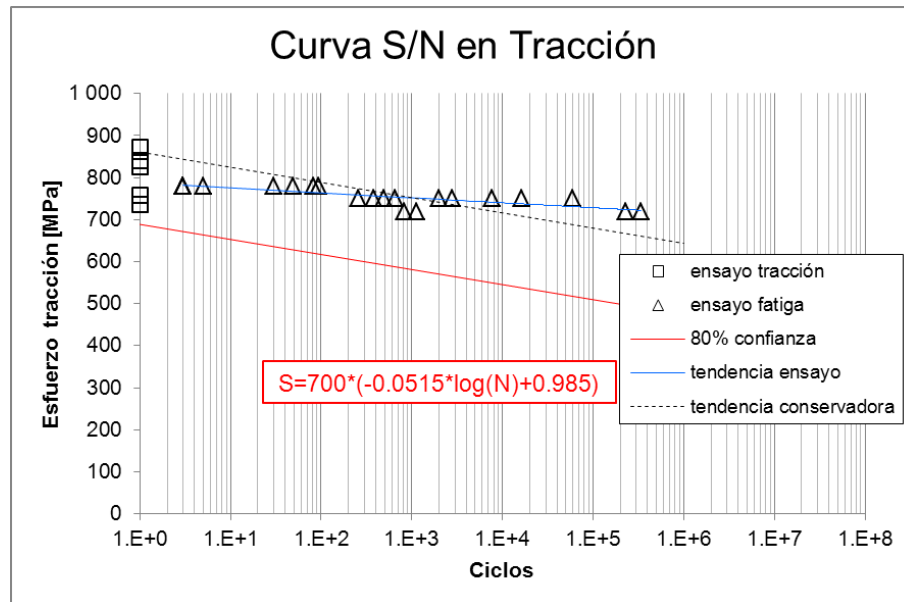


Figura 22.- Curva S/N en tracción.

Se puede ver que la línea de tendencia de los puntos obtenidos en fatiga (línea azul en gráfico de Figura 22) es prácticamente plana, lo que se traduce en un excelente comportamiento a la fatiga. Cabe remarcar que no fue posible agregar a la curva puntos adicionales para niveles menores de esfuerzo, ya que el tiempo de ensayo superaría los 6 días por probeta. Por lo tanto se decidió aplicar las siguientes medidas conservadoras para determinar la curva de fatiga en tracción del material:

1. Primero, forzar la línea de tendencia de los ensayos a cruzar el eje vertical en el valor correspondiente al máximo esfuerzo de ruptura obtenido en los ensayos de tracción (872 MPa), como indica la línea negra intermitente del gráfico de la Figura 22. Con esto, la curva de fatiga en tracción que se obtiene es más conservadora, porque la pendiente es mayor.
2. Luego, para tener un factor de seguridad aún mayor, se plantea como curva de fatiga del material para efectos de diseño, una al 80% de confianza respecto a

la anterior, como muestra la línea roja en el gráfico de la Figura 22. La ecuación de esta curva es de la forma:

$$S = \sigma_{UT} \cdot \left( m \cdot \log(N) + b \right) \quad (2)$$

donde  $S$  es el esfuerzo en fatiga,  $N$  el número de ciclos,  $\sigma_{UT}$  el esfuerzo de ruptura,  $m$  y  $b$  parámetros de forma. Remplazando con los datos correspondientes, la ecuación queda:

$$S = 700 \cdot \left( -0.0515 \cdot \log(N) + 0.985 \right) \quad (3)$$

Ahora, si bien la dispersión de datos es considerable, tomando en cuenta la diferencia que se obtuvo para el esfuerzo de ruptura en los ensayos de tracción ( $\sigma_{\min}=735$  MPa;  $\sigma_{\max}=872$  MPa), esta dispersión es aceptable. Lo anterior se explica por el hecho de que si para los datos de un nivel de esfuerzo se trazan 2 curvas paralelas a la de fatiga del material, y se hace que una pase por el punto obtenido al menor número de ciclos y la otra por el punto obtenido al mayor número de ciclos (como se puede ver en el ejemplo de la Figura 23), la diferencia vertical entre ambas (85 MPa) es del orden de la que se tiene entre el máximo y el mínimo esfuerzo de ruptura en ensayo de tracción (137 MPa).

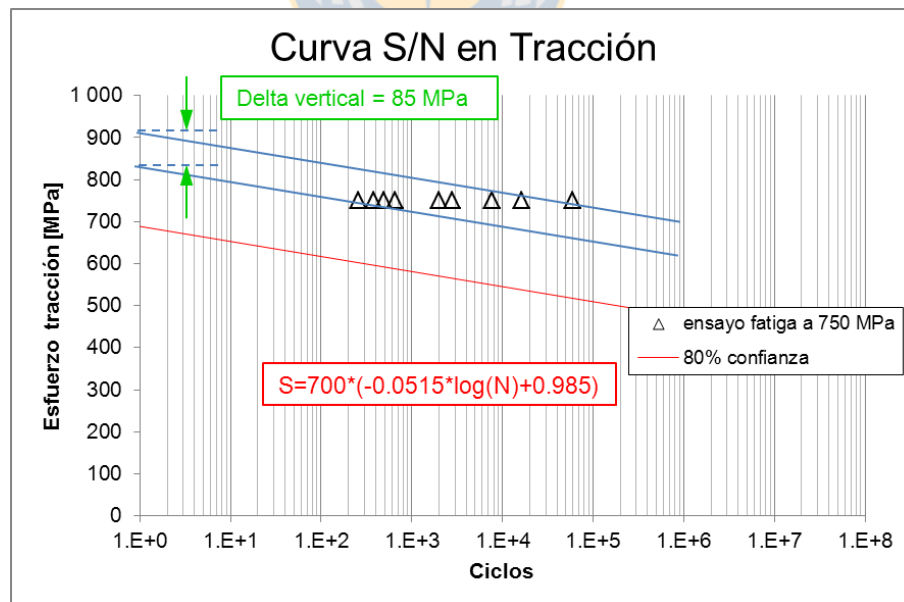


Figura 23.- Ejemplo de banda de dispersión para datos en fatiga.

### 3.2 Ensayo de fatiga en compresión

Aquí, como el laminado superior se somete sólo a esfuerzos de compresión, los ensayos se hicieron a una razón de carga  $R=10$  (compresión-compresión). La frecuencia de ensayo fue de 4 Hz y se aplicó una forma de onda sinusoidal. Además, se consideró un tiempo de transición de 10 segundos (es decir 40 ciclos) antes de alcanzar la carga cíclica máxima de ensayo.

Al igual que en los ensayos de fatiga en tracción, en pruebas preliminares se pudo ver que la probeta no mostró una degradación paulatina de sus propiedades mecánicas (ni pérdida de rigidez ni indicios de daño) cuantificable durante el transcurso del ensayo, sino una repentina fractura. Por lo tanto los ensayos de compresión también se hicieron hasta la ruptura.

Un primer set de datos de fatiga en compresión se obtuvo para un *peak* de esfuerzo igual a -550 MPa (94% del esfuerzo de ruptura promedio obtenido en §2.2.2). En un segundo set se alcanzó los -500 MPa (86%  $\sigma_{UT,comp}$ ). Finalmente, un tercer caso se hizo bajo un esfuerzo máximo de -450 MPa (77% de  $\sigma_{UT,comp}$ ).

Los resultados para fatiga en compresión se resumen en la siguiente tabla y en la Figura 24 se muestra el gráfico con los datos obtenidos.

Tabla 8.- Resumen resultados fatiga en compresión.

Esfuerzo máx. ensayo [MPa]	Porcentaje de esfuerzo Ruptura promedio	Razón de carga ( $R$ )	Cantidad de probetas	Ciclos promedio de vida ( $N$ )	Desv. Estándar ( $DE$ )	Coef. De variación ( $CV$ )
-550	94%	10	10	627	715	114%
-500	86%	10	5	8131	6384	79%
-450	77%	10	5	14839	13747	93%

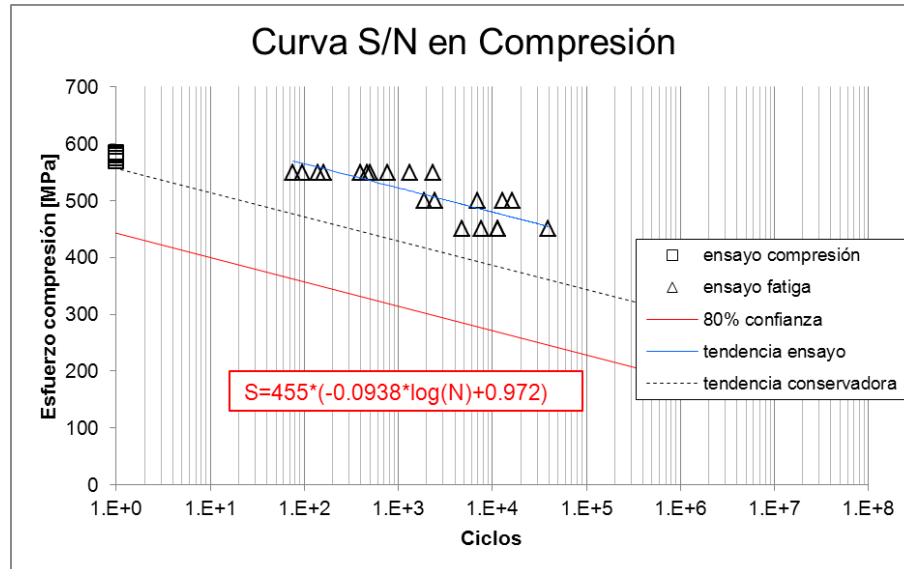


Figura 24.- Curva *S/N* en compresión.

Se puede ver que la línea de tendencia de los puntos obtenidos en fatiga en compresión (línea azul en gráfico de Figura 24) tiene mayor pendiente que en el caso de tracción, lo que comprueba que las propiedades mecánicas de las fibras a la fatiga en compresión son, al igual que en el caso de carga cuasi estática, inferiores a las de tracción. Para determinar la curva de fatiga en compresión del material, se decidió aplicar las siguientes medidas a modo de factor de seguridad:

1. Primero, trazar una línea de tendencia paralela a la obtenida de los ensayos, pero que cruce el eje vertical en el valor correspondiente al mínimo esfuerzo de ruptura obtenido en los ensayos de compresión (570 MPa), como indica la línea negra intermitente del gráfico de la Figura 24. Con esto, la curva de fatiga en compresión que se obtiene es más conservadora, porque para un mismo número de ciclos, ahora el esfuerzo máximo será menor.
2. Luego, para tener un factor de seguridad aún mayor, se plantea como curva de fatiga del material para efectos de diseño, una al 80% de confianza respecto a la anterior, como muestra la línea roja en el gráfico de la Figura 24. La ecuación de ésta tiene la misma forma que para el caso de tracción (ver Ecuación 2), y reemplazando ahora con los datos correspondientes, el esfuerzo

de ruptura  $S$  (en compresión) para un cierto número de ciclos  $N$  queda dado por:

$$S = 455 \cdot \left[ 0.0938 \cdot \log N + 0.972 \right] \quad (4)$$



#### **4. MODELO ELEMENTOS FINITOS DEL TREN**

Utilizando las propiedades mecánicas obtenidas de la caracterización mecánica del CFRP junto con las propiedades del núcleo que informa el fabricante, fue posible construir un modelo de elementos finitos para predecir el comportamiento del tren bajo condiciones de operación. Del modelo se obtienen los esfuerzos a los que se somete la estructura y se puede verificar que no se sobrepasen los valores admisibles de cada material. Además, como estos esfuerzos se generarán en forma cíclica durante el servicio del tren, las curvas *S-N* obtenidas para el CFRP permiten estimar el número de ciclos que soportan las pieles.

##### **4.1 Validación del modelo**

En el trabajo anterior presentado como Memoria de Título [14] se validó un modelo de elementos finitos del tren de aterrizaje. Para esto se fabricó 3 prototipos del tren por el método de infusión al vacío y luego se ensayaron bajo carga estática, como se muestra en la Figura 25. Se cargó paulatinamente el tren y se registró en cada intervalo el desplazamiento horizontal de los apoyos y el desplazamiento vertical de la zona central. El ensayo se simuló con un modelo no lineal de elementos finitos (ver deformada en Figura 26). Al comparar los resultados experimentales y numéricos, se obtuvo un error relativo máximo de un 12%. Este error es aceptable y, además, es importante tomar en cuenta que el modelo no contempló el comportamiento bilineal del CFRP, pues no se contaba con una caracterización mecánica en compresión.



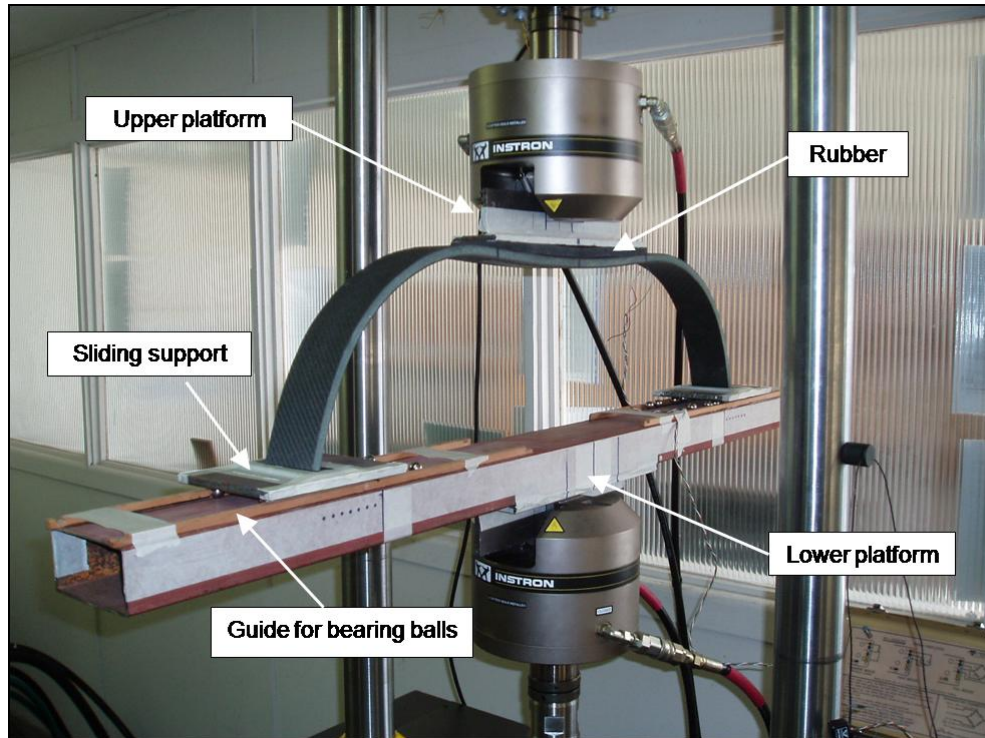


Figura 25.- Ensayo de carga del tren de aterrizaje.

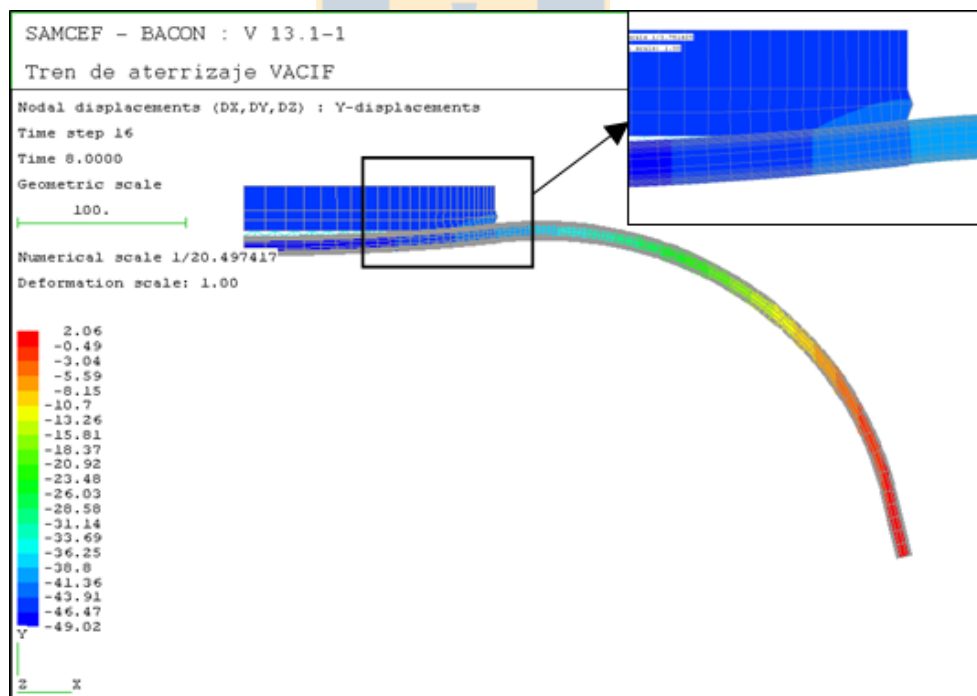


Figura 26.- Deformada de simulación del ensayo de carga del tren de aterrizaje.

## 4.2 Consideraciones generales

Los parámetros de material obtenidos de los ensayos de tracción y compresión se utilizaron en un modelo de elementos finitos estático del tren de aterrizaje para determinar los esfuerzos máximos bajo carga de operación. Dada la diferencia que existe entre el módulo de elasticidad en tracción respecto al de compresión, se desarrolló un modelo que considera un comportamiento bilineal para el material carbono/epoxi. Cabe remarcar que los parámetros de material del compuesto que no se obtuvieron de los ensayos se tomaron de la literatura [14,18,19,20], ya que para el estado de esfuerzos que ocurre en el tren, ellos no tienen mayor influencia (estado de esfuerzos predominante es tracción y compresión en sentido de las fibras debido a la flexión). Las propiedades mecánicas del núcleo las proporciona el fabricante [21]. Para más detalles sobre las condiciones de borde y resultados del modelo, ver Anexo 2.

El cálculo se hizo utilizando el módulo *Mecano* del software *Samcef*<sup>®</sup> para considerar la no linealidad geométrica debida a los grandes desplazamientos. De aquí se extrajo los valores máximos de esfuerzo a los que se somete las pieles de compuesto y además se verificó que el núcleo no falla según el criterio de *Tsai Wu*.

## 4.3 Esfuerzos de operación en el tren de aterrizaje

Para el compuesto se obtuvo un esfuerzo máximo de compresión de -139 MPa y un máximo de tracción de 157 MPa, como se puede ver en la Figura 27. En tanto, el criterio de *Tsai Wu* en el núcleo fue de 0,5 (<1) lo que significa que no falla bajo carga estática (ver Figura 28).

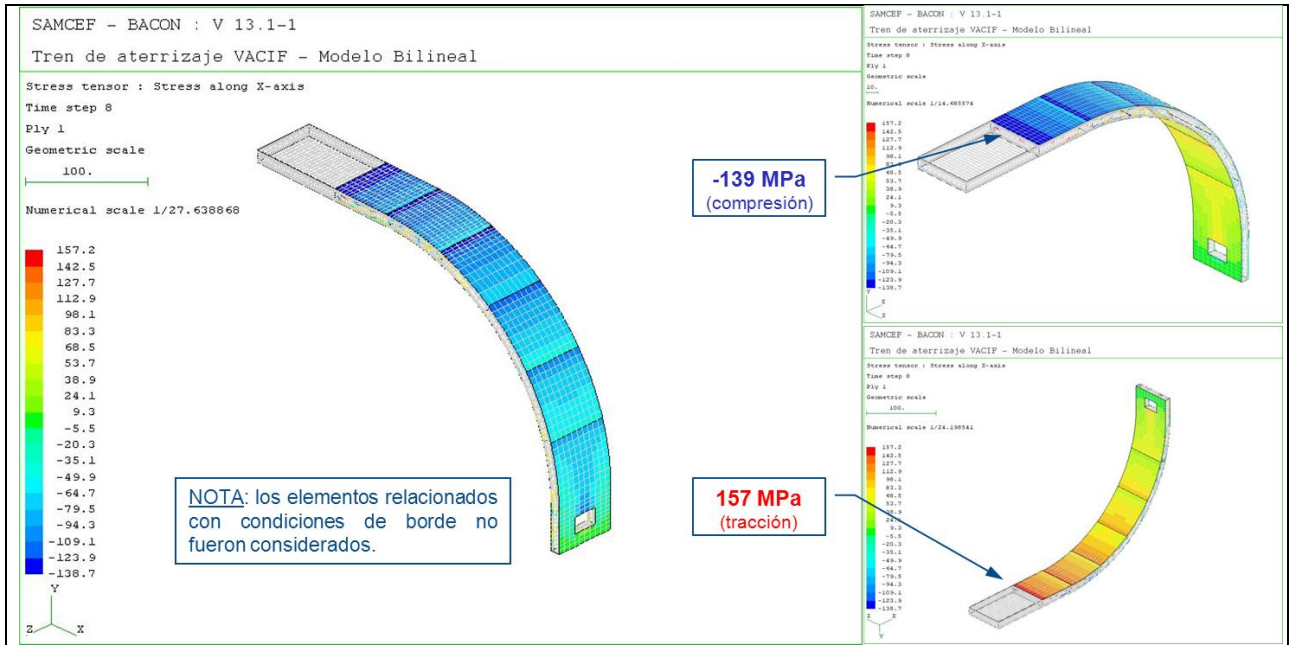


Figura 27.- Esfuerzos en el compuesto carbono/epoxi.

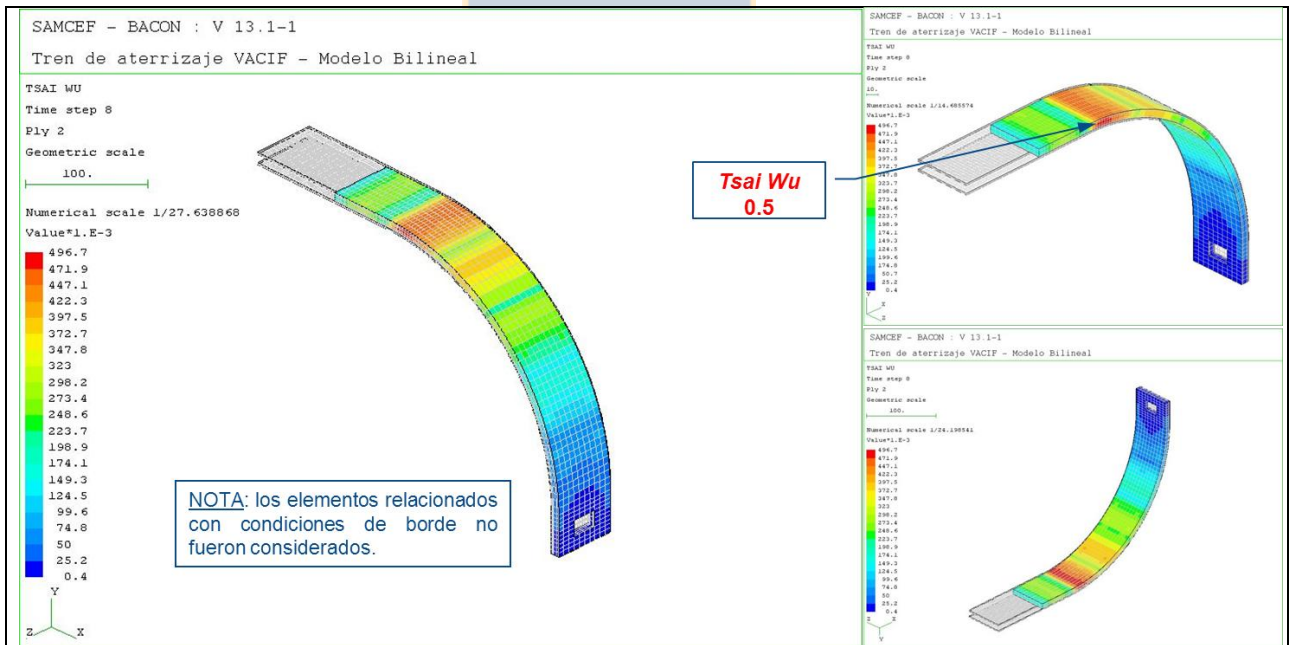


Figura 28.- Criterio de falla de Tsai Wu en el núcleo.

Por otra parte, observando la curva de evolución del desplazamiento vertical del tren versus la carga aplicada que se muestra en el gráfico de la Figura 29, se verificó el comportamiento no lineal del tren de aterrizaje.

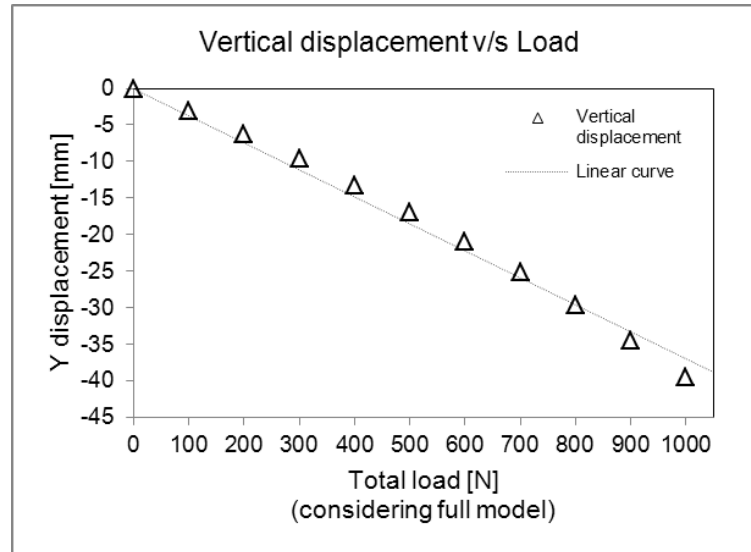


Figura 29.- Gráfico desplazamiento vertical versus carga.

#### 4.4 Vida en fatiga de las pieles del tren

Los esfuerzos máximos sobre el tren que se obtuvieron del MEF en la práctica se darán en forma cíclica por los sucesivos aterrizajes. Gracias a las curvas de fatiga de las pieles de CFRP (ver Figura 30) obtenidas en el capítulo anterior, fue posible determinar el número de ciclos de carga  $N$  que puede soportar el tren de aterrizaje sin que ellas presenten falla por fatiga. Despejando el número de ciclos  $N$  de la ecuación 2 se obtiene:

$$N = 10^{\left( \frac{S - \sigma_{UT} \cdot b}{\sigma_{UT} \cdot m} \right)} \quad (5)$$

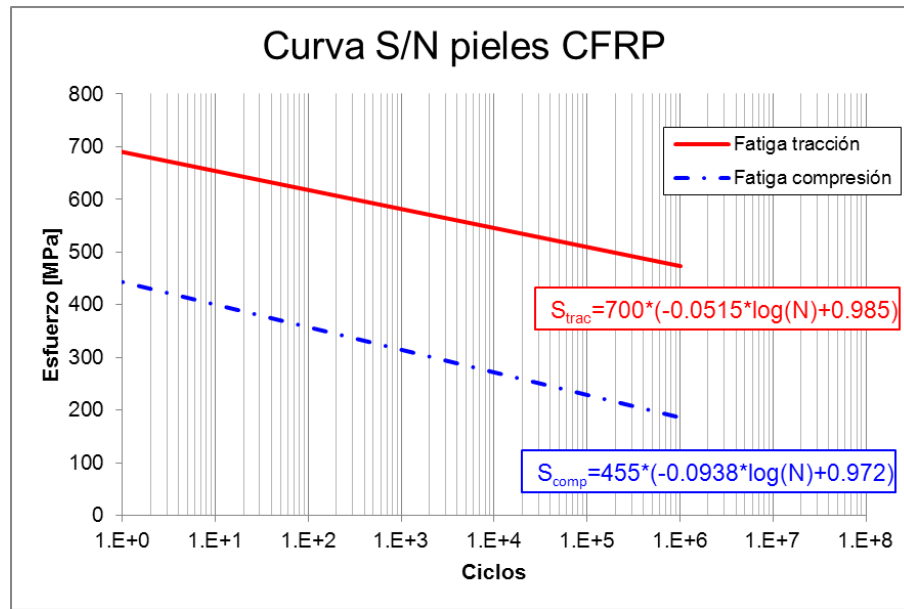


Figura 30.- Curvas de fatiga de las pieles CFRP.

Luego, reemplazando en (5) los valores de  $\sigma_{UT}$ ,  $m$  y  $b$  para fatiga en tracción y en compresión, respectivamente, se obtiene el número de ciclos crítico dado un esfuerzo cíclico  $S$ . Para el caso de esfuerzo de tracción, la ecuación queda:

$$N_{trac} = 10^{\left( \frac{S_{trac} - 700 \cdot 0.985}{700 \cdot (-0.0515)} \right)}, \quad (6)$$

y para compresión:

$$N_{comp} = 10^{\left( \frac{S_{comp} - 455 \cdot 0.972}{455 \cdot (-0.0938)} \right)}. \quad (7)$$

Entonces, recordando que el esfuerzo máximo de tracción es de 157 MPa, reemplazando en (6) se obtiene una vida esperada en fatiga para el laminado inferior de  $N_{trac} = 5.90 \times 10^{14}$  ciclos. Análogamente, como el esfuerzo máximo de compresión es de 139 MPa, reemplazando en (7) se obtiene una vida esperada en fatiga para el laminado superior de  $N_{comp} = 12.7 \times 10^6$  ciclos. Así, se puede ver que el laminado inferior es más crítico, pues fallaría por fatiga en un menor número de ciclos. Sin embargo, se comprueba que las pieles de carbono/epoxi que conforman el tren de aterrizaje no presentan daño por fatiga durante su vida en servicio, ya

que el mínimo número de ciclos obtenido para falla equivale aproximadamente a 100 aterrizajes diarios durante 5 años, lo que supera con creces la frecuencia de vuelo del UAV.



## 5. ESTRATEGIA PARA EL ANÁLISIS EN FATIGA DEL NÚCLEO

Hasta este punto, se ha presentado una completa metodología de trabajo que permite conocer el comportamiento mecánico del tren de aterrizaje sometido a carga de operación. Se pudo verificar que no se sobrepasan los esfuerzos admisibles de cada material y, además, se pudo estimar la vida en fatiga esperada para las pieles de CFRP. Sin embargo, para un completo estudio del comportamiento en fatiga del tren falta ver cómo se comporta el núcleo y cómo influye la degradación de sus propiedades mecánicas en la respuesta de la estructura.

En este capítulo se presenta la estrategia propuesta para poder llevar a cabo ensayos de fatiga en el núcleo. Se trata de una probeta a escala menor del tren de aterrizaje que se someterá a ensayos de carga cíclica para analizar el comportamiento del núcleo. Así se considerará todos los efectos de borde que ocurren en la práctica (i.e. proceso de fabricación, curvatura, estado de esfuerzo). En esta probeta se reproduce el estado de esfuerzo que presentan las pieles y el núcleo en el tren bajo carga de operación. La gran ventaja de ensayar una probeta de menor tamaño es que se logra un importante ahorro en materiales y tiempo de fabricación, simplificando además el dispositivo de ensayo requerido.

### 5.1 Diseño de la probeta a escala

Para poder hacer los ensayos en una probeta de menor tamaño, se debe reproducir en ella el estado de esfuerzos al que se somete el tren de aterrizaje bajo carga de operación.

El tren de aterrizaje tiene las dimensiones y laminado que se describen en la Figura 31. Cabe remarcar que se trata de un laminado variable de carbono/epoxi, que por cada lado del núcleo aumenta de 2 hasta 7 capas, desde el apoyo hasta el centro del tren.

Gracias a un modelo de elementos finitos, se obtuvo que el estado de esfuerzos crítico para el núcleo ocurre bajo una carga de 1260 N sobre el tren. La zona crítica como también los valores de esfuerzo se detallan en la Figura 32. En dicha zona crítica el núcleo supera el valor máximo admisible dado por el criterio de *Tsai Wu* (es decir, el criterio entrega un resultado mayor a 1); los esfuerzos predominantes corresponden a corte transversal  $\tau_{13}=1.1$  MPa y a esfuerzo normal de tracción en la dirección transversal  $\sigma_3=1.1$  MPa. En tanto, para el laminado de carbono, en esta zona, el esfuerzo predominante es de compresión en la dirección longitudinal  $\sigma_1= -223$  MPa.

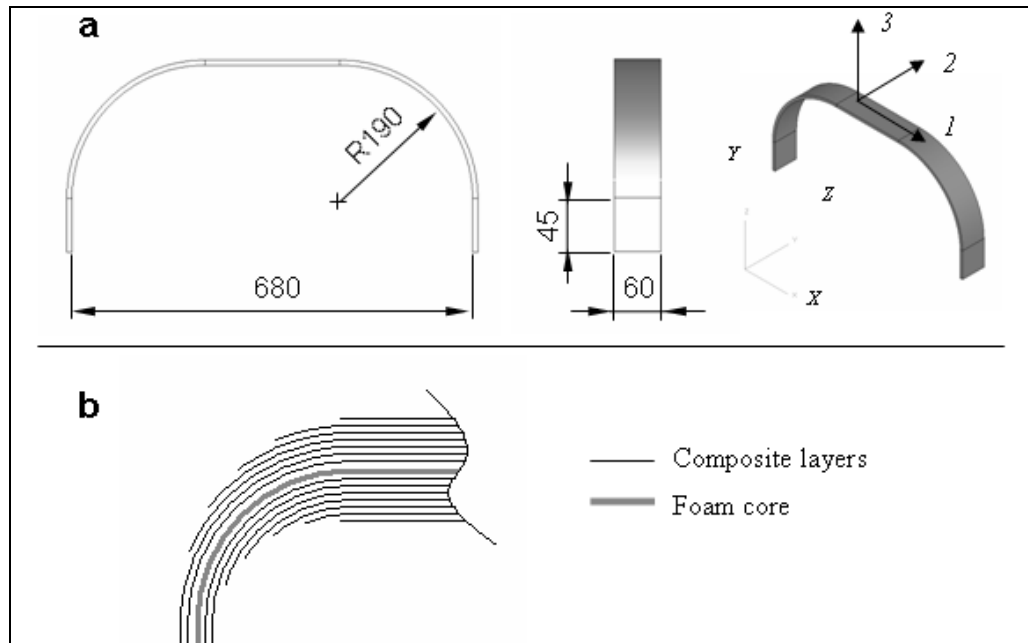


Figura 31.- Geometría del tren de aterrizaje [mm].

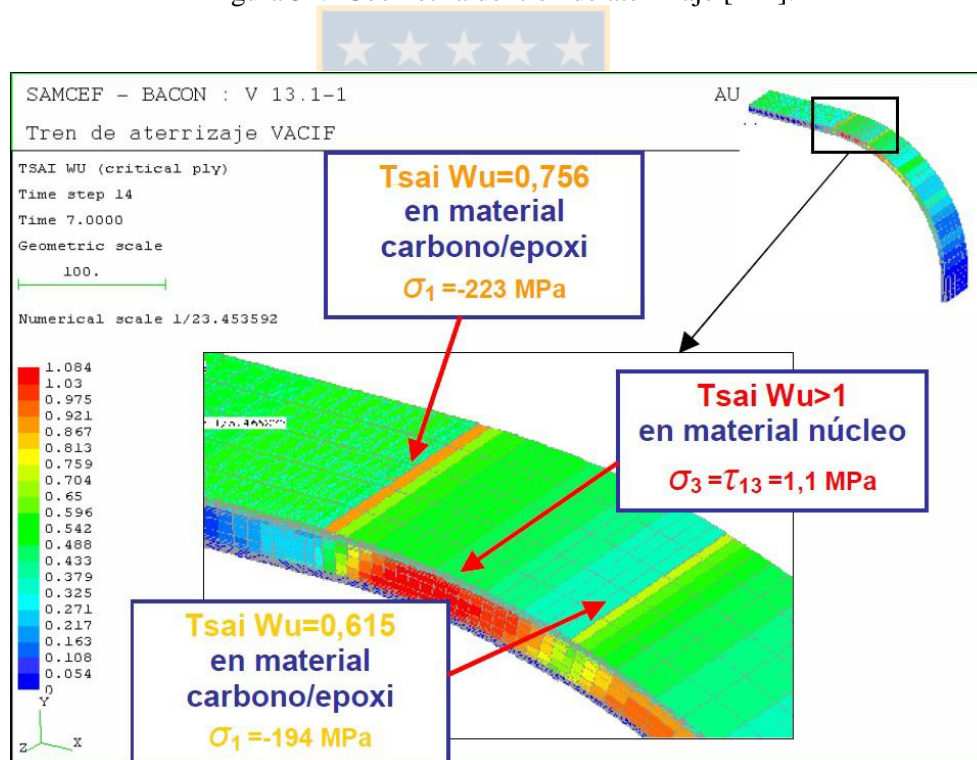


Figura 32.- Estado de esfuerzo en zona crítica del tren.

Entonces, la probeta, que corresponde a un modelo a escala del tren de aterrizaje, debe presentar el mismo estado de esfuerzos, pero por supuesto bajo una carga menor. Para determinar las dimensiones de la probeta se aplicó la teoría de estructuras tipo sándwich para evaluar los esfuerzos a los que se somete el laminado y el núcleo en la zona crítica. Así, se hizo



un trabajo iterativo en una planilla de cálculo, donde se varió las dimensiones, el laminado y la carga hasta reproducirlo. En la Figura 33 se muestra la geometría y el laminado seleccionado para la probeta. Aquí el laminado también es variable, pero ahora pasa de 2 a 4 capas de carbono/epoxi por cada lado del núcleo, desde el apoyo al centro. La carga teórica necesaria para lograr el estado de esfuerzos requerido en la probeta es de tan solo 300 N. En la Figura 34 se indica el estado de esfuerzos para la zona crítica, obtenido ahora del modelo numérico de la probeta. Se puede ver que se reproduce el estado de esfuerzos del núcleo y además, que los esfuerzos que actúan en la piel son prácticamente idénticos a los del tren en tamaño real.

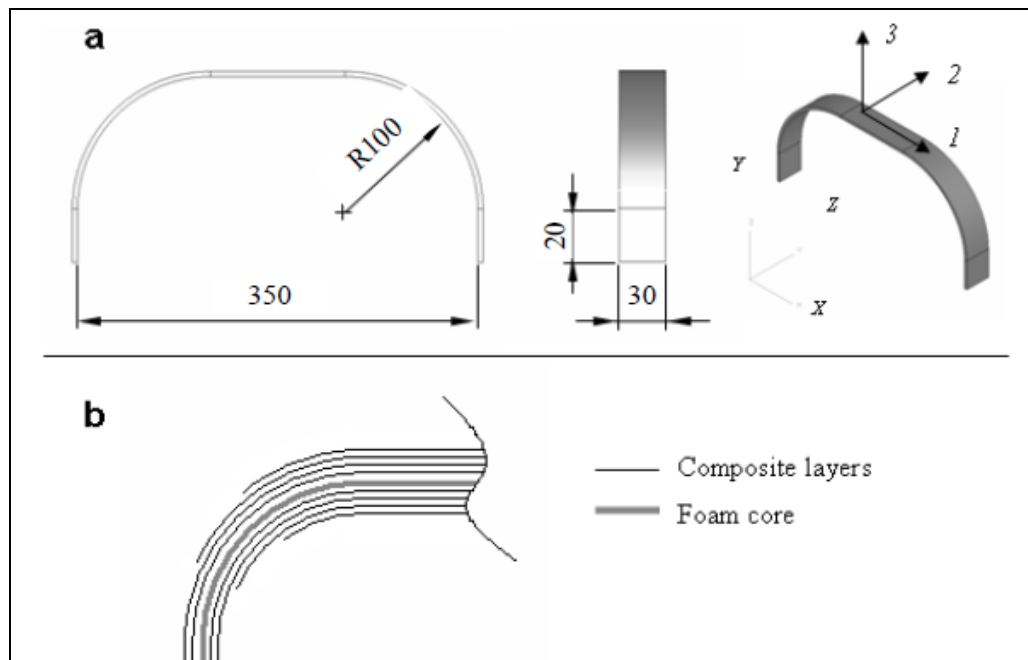


Figura 33.- Geometría de la probeta a escala del tren de aterrizaje [mm].

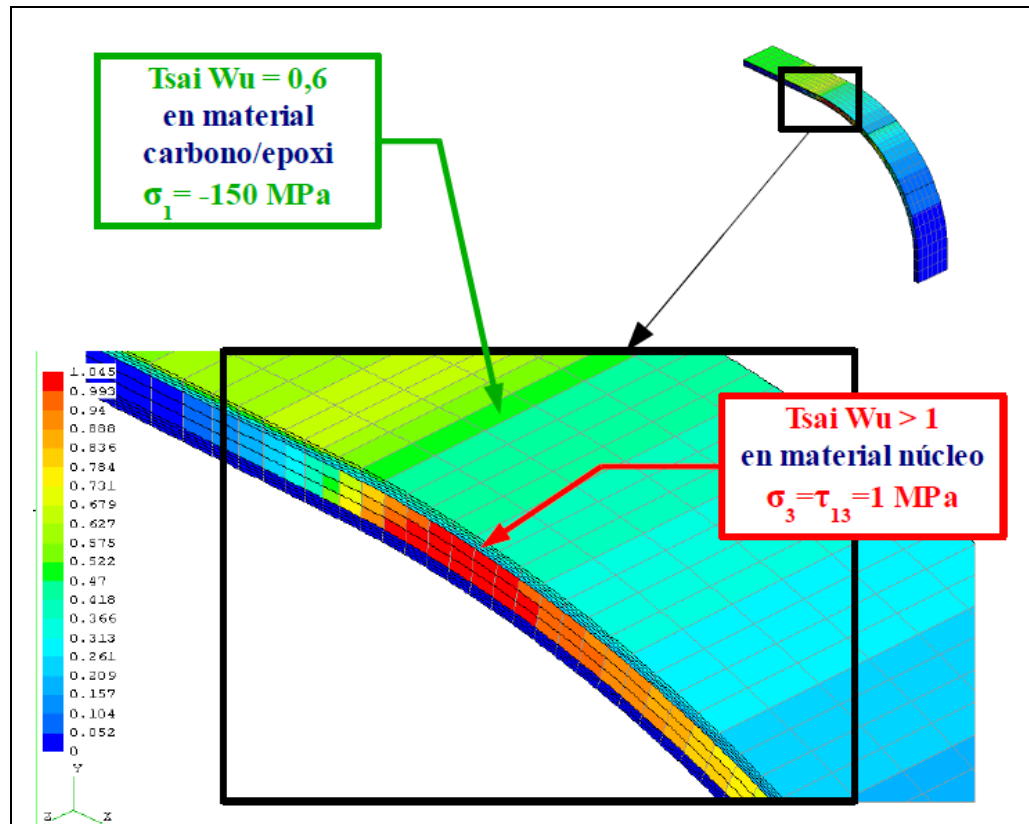


Figura 34.- Estado de esfuerzo en zona crítica de la probeta a escala del tren.

Por lo tanto, se puede usar este modelo a escala para ensayos de fatiga y extrapolar los resultados al caso del tren. De esta forma se consigue un importante ahorro de recursos, lo que se traduce en poder hacer un mayor número de ensayos, lo que resulta esencial en un estudio de fatiga y más aun si se quiere validar un modelo de daño.

Los resultados experimentales que se obtengan permitirán hacer un estudio fenomenológico para desarrollar y validar un modelo de predicción de daño en el tren de aterrizaje. Para este propósito la hipótesis es que el daño se puede cuantificar en función de la pérdida de rigidez de la estructura. Entonces, una pérdida de rigidez se traducirá en una mayor deformación para una misma carga aplicada (a medida que aumenta el número de ciclos). La metodología que se propone consiste en monitorear la deformación de la piel CFRP con un *strain gage* y estudiar la evolución (aumento) de la deformación en función del número de ciclos. Así se podrá plantear una relación entre la deformación inicial y la deformación  $N$ -ésima para obtener una correlación de la vida remanente de la estructura.

## 6. CONCLUSIONES, COMENTARIOS Y PERSPECTIVAS FUTURAS

En general, es importante destacar que se pudo cumplir satisfactoriamente con todas las etapas previstas para este trabajo. Además, que se logró un importante avance respecto a la caracterización del material compuesto CFRP desarrollada hasta la fecha en la *Universidad de Concepción*, ya que no se había analizado este tipo de material en compresión y tampoco se contaba con ensayos en fatiga.

En particular, la caracterización mecánica que se presentó en el capítulo 2 permite concluir que las fibras tienen un comportamiento bilineal, dado que tanto el módulo de elasticidad como el esfuerzo de ruptura presentan diferencias dependiendo si la carga es de compresión o de tracción. El módulo de elasticidad y el esfuerzo de ruptura en compresión fueron inferiores a los obtenidos en tracción (un 15% y un 28% menor, respectivamente). Es fundamental remarcar que estas diferencias deben considerarse en los cálculos estructurales y, si se usa modelos numéricos, éstos tienen que contemplar el comportamiento bilineal para poder entregar resultados de buena calidad.

Gracias a los parámetros de material obtenidos de la caracterización y al desarrollo de un modelo estático de elementos finitos que consideró el comportamiento bilineal del compuesto CFRP (como también la no linealidad geométrica debida a los grandes desplazamientos), se pudo determinar los esfuerzos máximos que actúan sobre las pieles bajo carga de diseño y, además, verificar que el núcleo no falla según el criterio de *Tsai Wu*. Recordando que el tren de aterrizaje recibe carga en un solo sentido, la flexión resultante también ocurre en uno sólo. Por lo tanto, el laminado superior siempre trabaja en compresión y el inferior siempre en tracción. Los esfuerzos máximos en las pieles bajo carga de diseño fueron: -139 MPa en compresión y 157 MPa en tracción.

En cuanto a la caracterización en fatiga del compuesto carbono/epoxi, se pudo llevar a cabo con éxito ensayos de carga cíclica en las probetas fabricadas por infusión al vacío. Al igual que en los ensayos cuasi estáticos, se comprobó que en fatiga este tipo de material también presenta propiedades inferiores cuando se trata de compresión. Con los datos experimentales se verificó el excelente comportamiento en fatiga, dado que incluso para esfuerzos cercanos a los valores de ruptura, el número de ciclos necesarios para que falle es elevado. Sin embargo, cabe destacar que como las fibras estaban dispuestas en el sentido de la carga, no fue posible observar

una degradación paulatina de las propiedades mecánicas de la probeta durante los ensayos, sino una ruptura repentina de toda la sección transversal. Según se estudió en los artículos disponibles que se presentaron como referencias en el estado del arte, cuando existen láminas de compuesto con las fibras orientas fuera de la línea de carga, se puede apreciar una degradación de material más lenta. Esto se debe a que el inicio de daño ocurre en las láminas orientadas fuera de eje, debido al agrietamiento de la matriz y que finalmente la falla de la estructura es gobernada por la fractura de las fibras dispuestas a 0°.

Respecto a la predicción del daño acumulado en la estructura, combinando los valores máximos de esfuerzos del MEF y las curvas de fatiga de las pieles, se determinó que el laminado inferior sometido a compresión presenta el menor número de ciclos para falla ( $12.7 \times 10^6$  ciclos). De todas formas, considerando que este número supera con creces la frecuencia de vuelo del UAV, se concluye que las pieles no fallan por fatiga durante la vida en servicio del tren de aterrizaje y también, que la acumulación de daño en ellas es despreciable. Con esto, se valida en parte la segunda hipótesis planteada en este estudio.

Ahora, para completar la metodología propuesta para el análisis de daño en el tren, falta estudiar el comportamiento en fatiga del núcleo. Para esto se necesita demostrar que el núcleo es quien sufre el mayor daño por fatiga y que debido a la degradación de sus propiedades mecánicas es que el tren de aterrizaje presenta una pérdida de rigidez cuantificable, la que a su vez permite hacer una correlación con la vida remanente de la estructura (primera hipótesis). Para este propósito, la estrategia presentada en esta tesis consideró el diseño de una probeta a menor escala del tren en la que se reproduce el estado de esfuerzos de la estructura en tamaño real. De esta forma, se podrá estudiar el comportamiento a la fatiga del núcleo y validar un modelo de daño del tren de aterrizaje, con un gran ahorro en materiales y tiempo de fabricación, simplificando también el dispositivo de ensayo requerido.

## REFERENCIAS

---

- [1] J.A. Mohandesi, B. Majidi, "Fatigue damage accumulation in carbon/epoxy laminated composites", *Materials and Design*, 30, 1950-1956 (2009).
- [2] J.A. Epaarachchi, "A study on estimation of damage accumulation of glass fibre reinforce plastic (GFRP) composites under a block loading situation", *Composites Structures*, 75, 88-92 (2006).
- [3] B.S. Wei, S. Johnson, R. Haj-Ali, "A stochastic fatigue damage method or composite materials based on Markov chains and infrared thermography", *International Journal of Fatigue*, 32, 350-360 (2010).
- [4] J.J. Xiong, R.A. Shenoi, "A two-stage theory on fatigue damage and life prediction of composites", *Composites Science and Technology*, 64, 1331-1343 (2004).
- [5] F. Wu, W.X. Yao, "A fatigue damage model of composite materials", *International Journal of Fatigue*, 32, 134-138 (2010).
- [6] S. Giancane, F.W. Panella, V. Dattoma, "Characterization of fatigue damage in long fiber epoxy composite laminates", *International Journal of Fatigue*, 32, 46-53 (2010).
- [7] W. Van Paepegem, I. De Baere, E. Lamkanfi, J. Degrieck, "Monitoring quasi-static and cyclic fatigue damage in fibre-reinforced plastics by Poisson's ratio evolution", *International Journal of Fatigue*, 32, 184-196 (2010).
- [8] Y.J. Yan, L.H. Yam, "Online detection of crack damage in composite plates using embedded piezoelectric actuators/sensors and wavelet analysis", *Composite Structures*, 58, 23-38 (2002).
- [9] A. El Mahi, M. Khawar Farooq, S. Sahraoui, A. Bezazi, "Modelling the flexural behaviour of sandwich composite materials under cyclic fatigue", *Materials and Design*, 25, 199-208 (2004).
- [10] D. Zenkert, M. Burman, "Failure mode shifts during constant amplitude fatigue loading of GFRP/foam core sandwich beams", *International Journal of Fatigue*, 33, 217-222 (2011).
- [11] N. Kulkarni, H. Mahfuz, S. Jeelani, L.A. Carlsson, "Fatigue crack growth and life prediction of foam core sandwich composites under flexural loading", *Composite Structures*, 59, 499-505 (2003).
- [12] K. Kanny, H. Mahfuz, L.A. Carlsson, T. Thomas, S. Jeelani, "Dynamic mechanical analyses and flexural fatigue of PVC foams", *Composite Structures*, 58, 175-183 (2002).
- [13] M. Jackson, A. Shukla, "Performance of sandwich composites subjected to sequential impact and air blast loading", *Composites: Part B*, 42, 155-166 (2011).
- [14] J. Rodríguez, "Análisis estructural de tren de aterrizaje en material compuesto", Memoria de Título, Universidad de Concepción (2010).
- [15] R&G composites. [www.r-g.de](http://www.r-g.de)
- [16] Rukan Ltda., [www.rukan.cl](http://www.rukan.cl)
- [17] G. Pincheira, Ingeniería Civil de Materiales, Universidad de Concepción.
- [18] G. Martínez, Memoria de Título, Universidad de Concepción (2010).

- [19] D. Gay, S. Hoa, S. W. Tsai. Composite materials: Design and applications. CRC Press (2003).
- [20] G. Zhao, C. Cho. Damage initiation and propagation in composite shells subjected to impact. Composite Structures, Vol. 78, pp. 91-100 (2007).
- [21] DIAB, Composite core materials. “DIAB Sandwich Handbook”, (<http://www.diabgroup.com>).



## ANEXO 1 – Verificación del alineamiento

### MÁQUINA DE TRACCIÓN INSTRON

#### Verificación Alineamiento según ASTM E-1012

N° de propuesta:		N° Orden de Servicio:	
N° de estudio:			
Preparó : Joaquín Rodríguez	Revisó :	Aprobó :	Cliente :
			Destinatario(s) :
Fecha : 02-Diciembre-2011	Fecha :	Fecha :	
Difusión :	Interna	Externa ■	

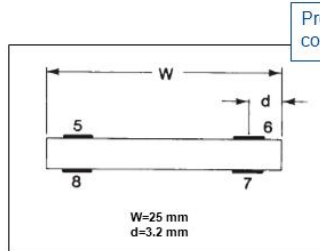
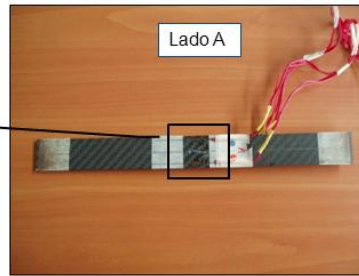
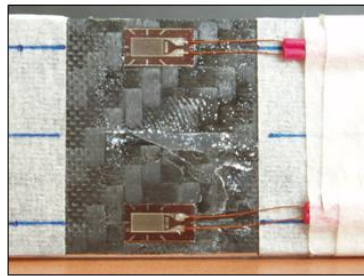


### Objetivos

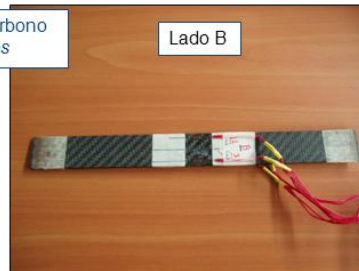
- Verificar alineamiento de probeta bajo carga de tracción en máquina de ensayo Instron según estándar ASTM E-1012.



## Probeta



Probeta de fibra de carbono con cuatro *strain gages*



Máquina tracción Instron – Verificación alineamiento

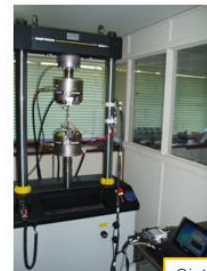
3



## Montaje – Sistema de adquisición



Dispositivo para alineamiento de probeta y repetibilidad en montaje



Sistema de adquisición digital de 4 canales



Máquina tracción Instron – Verificación alineamiento

4





## Procedimiento

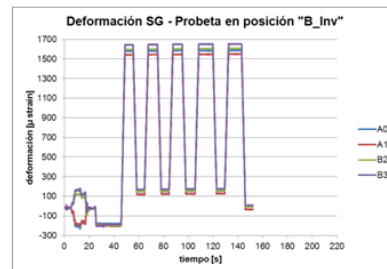
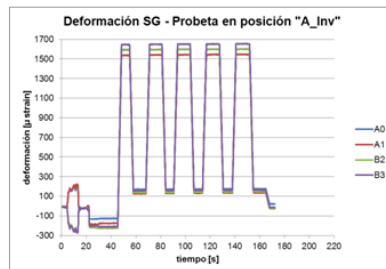
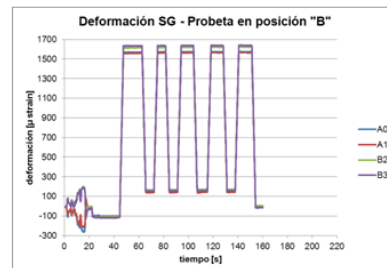
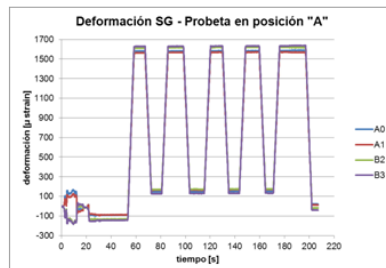
- Empezar registro de adquisición de datos con probeta libre (para determinar valor cero de *strain gages*).
- Montar probeta en mordazas
- Hacer 5 ciclos de carga y descarga de la probeta alcanzando un máximo de 6000 N (96 MPa; 12%  $\sigma_u$ ) y un mínimo de 600 N.
- Repetir el procedimiento para las 4 posiciones posibles en que se puede montar la probeta (A – A\_inv – B – B\_inv).
- Determinar el porcentaje de flexión en la probeta a partir de valores de deformación obtenidos en último ciclo de carga en cada posición.

Máquina tracción Instron – Verificación alineamiento

5



## Gráficos resultados de ciclos de carga

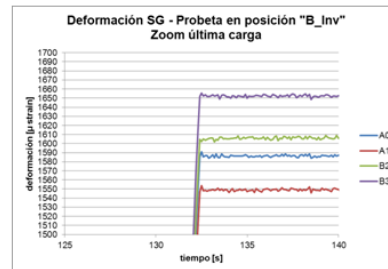
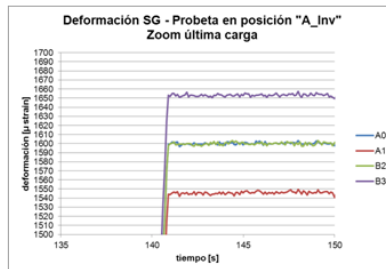
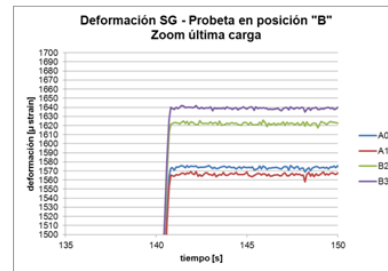
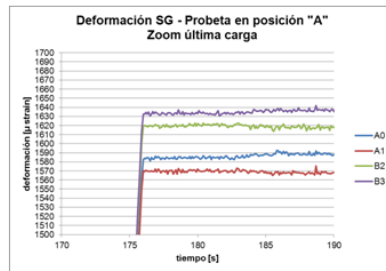


Máquina tracción Instron – Verificación alineamiento

6



## Acercamiento gráfico en último ciclo de carga



Máquina tracción Instron – Verificación alineamiento

7



## Cálculos

Para cada una de las 4 posiciones de montaje de la probeta se calculó:

- Deformación axial

$$a = (e_5 + e_6 + e_7 + e_8)/4$$

- Deformación equivalente al centro de las 4 caras de la probeta

$$e_1 = a - [a - (e_5 + e_6)/2][w/(w - 2d)]$$

$$e_3 = a - [a - (e_6 + e_7)/2][w/(w - 2d)]$$

$$e_2 = (e_5 + e_6)/2$$

$$e_4 = (e_7 + e_8)/2$$

- Deformación de flexión local

$$b_1 = e_1 - a$$

$$b_2 = e_2 - a$$

$$b_3 = e_3 - a$$

$$b_4 = e_4 - a$$

- Máxima deformación de flexión

$$B = |b_1 - b_3|/2 + |b_2 - b_4|/2$$

- Porcentaje de flexión

$$PB = (B/a) \times 100$$

Máquina tracción Instron – Verificación alineamiento

8



## Resumen resultados

		POSICIÓN			
		A	A_inv	B	B_inv
Deformación <i>strain gages</i> [ $\mu$ strain]	A0=e <sub>6</sub>	1584	1598	1573	1586
	A1=e <sub>6</sub>	1568	1544	1566	1550
	B2=e <sub>7</sub>	1619	1598	1622	1605
	B3=e <sub>8</sub>	1632	1653	1639	1654
Ancho probeta [mm]	W	25	25	25	25
Distancia <i>strain gage</i> [mm]	d	3.2	3.2	3.2	3.2
Deformación axial [ $\mu$ strain]	a	1601	1598	1600	1599
	e <sub>1</sub>	1610	1635	1608	1627
Deformación equivalente [ $\mu$ strain]	e <sub>2</sub>	1576	1571	1569.5	1568
	e <sub>3</sub>	1591	1562	1592	1570
	e <sub>4</sub>	1626	1626	1631	1630
	b <sub>1</sub>	1610	1635	1608	1627
Deformación de flexión local [ $\mu$ strain]	b <sub>2</sub>	1576	1571	1570	1568
	b <sub>3</sub>	1591	1562	1592	1570
	b <sub>4</sub>	1626	1626	1631	1630
Máxima deformación flexión [ $\mu$ strain]	B	34	64	39	59
Porcentaje de flexión	PB	2.2%	4.0%	2.4%	3.7%

## Conclusiones y comentarios

- Se verificó el alineamiento de la probeta bajo carga de tracción en la máquina de ensayo Instron.
- El máximo porcentaje de flexión fue de un 4% para la posición "A\_inv". Esto implica que en un ensayo de tracción la sección de la probeta puede presentar una variación de esfuerzo debida a la flexión (desalineamiento) de un 4%.
- El máximo valor de porcentaje de flexión obtenido está dentro de los valores recomendados por norma (ASTM D-3039 recomienda máximo 5%).
- El porcentaje de flexión obtenido se puede ver influenciado por el grado de desalineamiento de las fibras en la probeta.
- El dispositivo diseñado para alinear la probeta permite obtener un porcentaje de flexión dentro de norma y además asegura repetibilidad y rapidez en el montaje.

## ANEXO 2 – Modelo elementos finitos del tren

### TREN DE ATERRIZAJE VACIF ESFUERZOS MÁXIMOS EN LAMINADO DE CARBONO Modelo Bilineal

Nº de propuesta:

Nº Orden de Servicio:

Nº de estudio:

Preparó : Joaquín Rodríguez	Revisó :	Aprobó :	Cliente :
			Destinatario(s) :
Fecha : 26-Marzo-2012	Fecha :	Fecha :	
Difusión :	Interna	Externa ■	

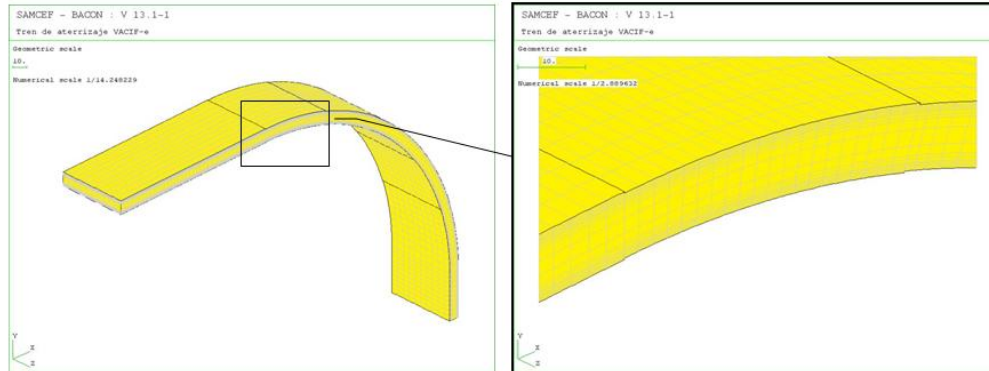


#### Objetivos:

- **Hacer un modelo de elementos finitos del tren de aterrizaje del UAV VACIF y donde se considere la no linealidad geométrica debida a los grandes desplazamientos.**
- **Modelar un material con comportamiento bilineal para tomar en cuenta la diferencia entre los módulos de elasticidad en tracción y compresión que se obtuvo de la caracterización mecánica.**
- **Determinar los esfuerzos máximos que ocurren en laminado de carbono del tren de aterrizaje bajo condición de operación (carga de diseño) y verificar que el núcleo falle.**

## Malla

Gracias a la simetría del problema se modela sólo la mitad del tren de aterrizaje. Se utiliza elementos hexaédricos de segundo orden (.HYP comp volu) para representar el núcleo y cada capa de compuesto.



Tren de Aterrizaje VACIF – Esfuerzos máximos en laminado de carbono



3

## Propiedades de los materiales

Valores dentro de marco verde determinados experimentalmente [1]. Valores restantes tomados de la literatura [2,3].

Datos proporcionados por el fabricante [4].

```
.MAT I 1 nom "Fibra_Carbono"
BEHAVIOR "elastbili"
YT 65108. 65108. 10000. !MPa
YC 55531. 55531. 10000. !MPa
G 4790. 3500. 3500. !MPa
NT 0.071 0.071 0.32 !dimensional
M 1.450E-9 !Tonne/mm3
!/TSAI WU FAILURE CRITERION
XT 804. 804. 100. !MPa
XC 579. 579. 250. !MPa
RST 159. 60. 60. !MPa

.MAT I 2 nom "Airex_C_70.75"
BEHAVIOR "Elastic"
YT 66. 66. 104. ! EL ET EZ [MPa]
G 30. 30. 30. ! GLT GTZ GLZ [MPa]
NT 0.2 0.2 0.2 ! nLT nTZ nLZ
M 8.0e-11 ! Density [ton*mm3]

!/TSAI WU FAILURE CRITERION
XT 2. 2. 1.45
XC 2. 2. 1.45
RST 1.2 1.2 1.2
DST 0.23 0.23 0.23
```

[1] G. Martínez. Estudio del comportamiento mecánico de un perfil estructural compuesto por fibra de carbono, espuma y resina epóxica. Memoria de Título presentada en la Universidad de Concepción (2010).

[2] D. Gay, S. Hoa, S. W. Tsai. Composite materials: Design and applications. CRC Press (2003).

[3] G. Zhao, C. Cho. Damage initiation and propagation in composite shells subjected to impact. Composite Structures, Vol. 78, pp. 91-100 (2007).

[4] Alcan composites core materials, AIREX® C70 universal structural foam, data sheet AA, Issue 10/2008 (<http://www.corematerials.alcancomposites.com>).

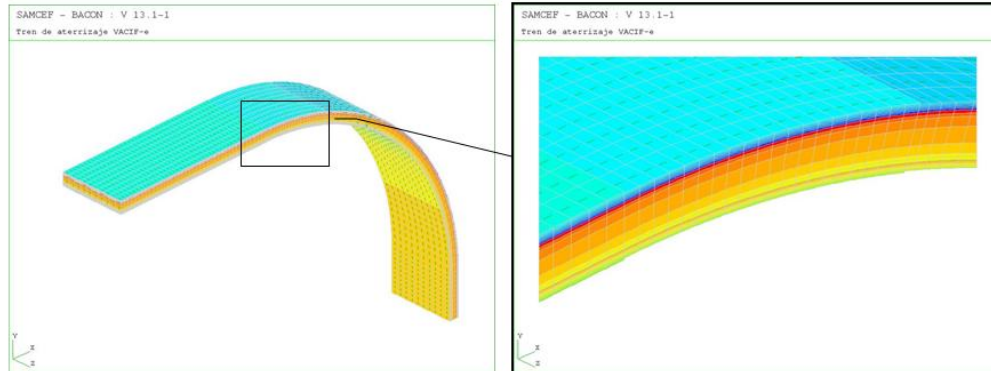
Tren de Aterrizaje VACIF – Esfuerzos máximos en laminado de carbono



4

## Orientación del laminado

El laminado de compuesto carbono/epoxi se orienta a cero grados respecto de la dirección longitudinal



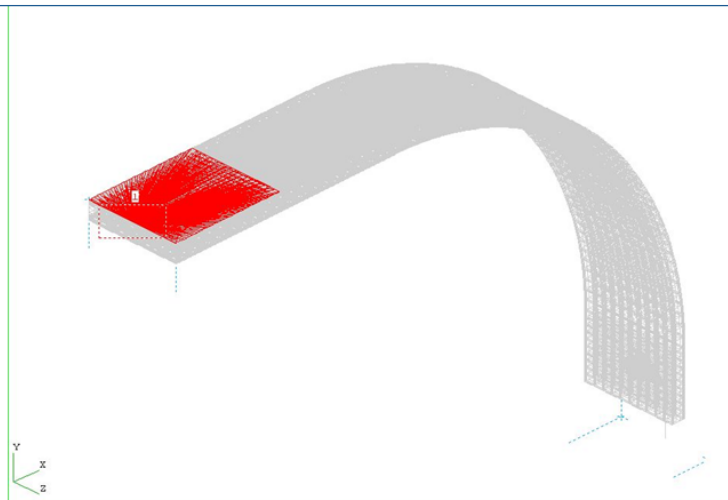
Tren de Aterrizaje VACIF – Esfuerzos máximos en laminado de carbono

5



## Condición de planitud – superficie en contacto con fuselaje

Los nodos ubicados en la superficie que está en contacto con el fuselaje se unieron a un nodo maestro y se impuso una condición de planitud con el comando .MPL, para que mantengan su plano original (simplificación donde fuselaje se considera como un rígido).



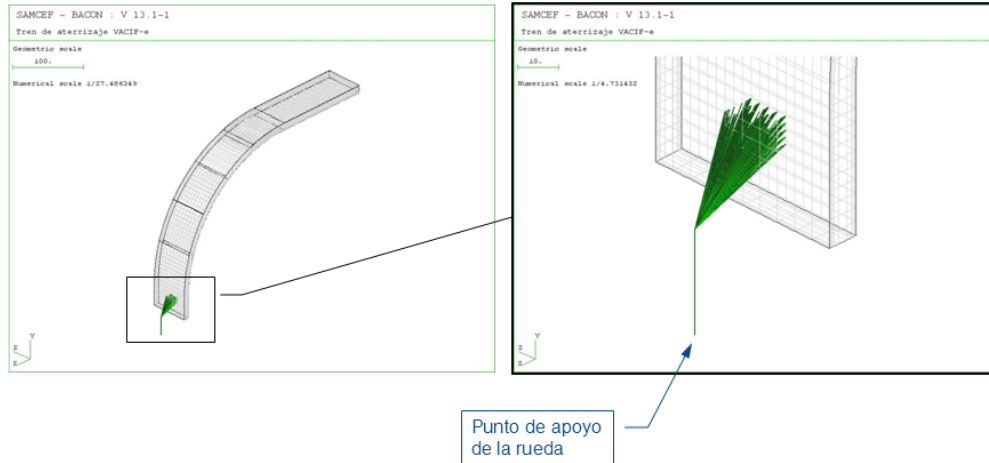
Tren de Aterrizaje VACIF – Esfuerzos máximos en laminado de carbono

6



## Representación de la rueda

El conjunto eje/rueda se simula mediante elementos de cuerpo rígido (.RBE) unidos a los nodos que se ubican en la zona de ensamble del eje con el tren.



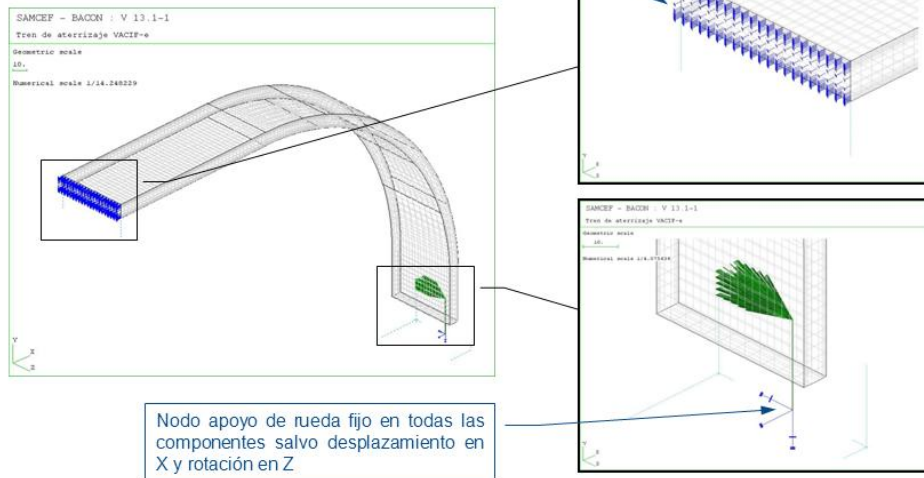
Tren de Aterrizaje VACIF – Esfuerzos máximos en laminado de carbono



7

## Fijaciones

Nodos de cara de simetría con desplazamiento restringido en componente X.



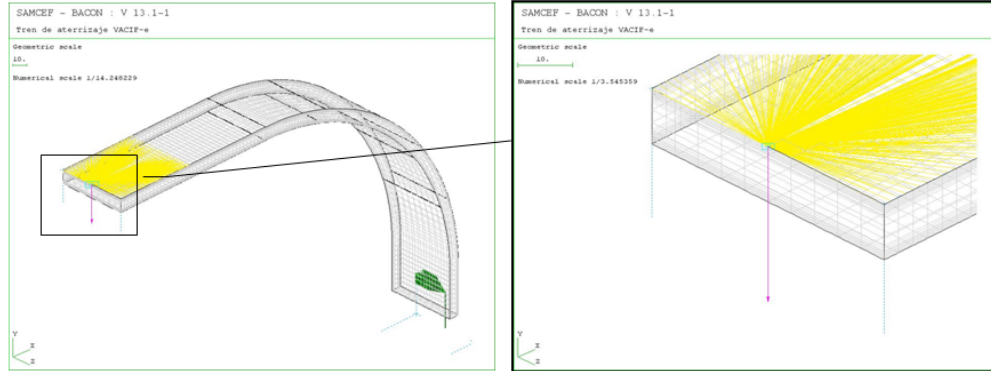
Tren de Aterrizaje VACIF – Esfuerzos máximos en laminado de carbono



8

## ||||| Carga

Una carga de 400 N se aplica en el nodo maestro de la condición de planitud (dada la simetría esto equivale a una carga de 800 N sobre el modelo real del tren de aterrizaje). Esta carga se establece según norma FAR23[5].



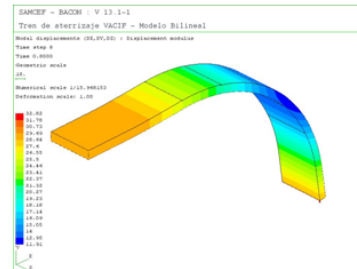
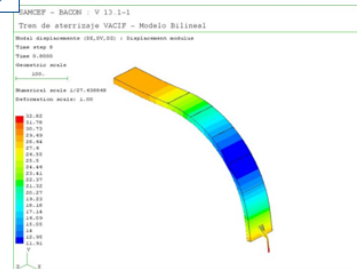
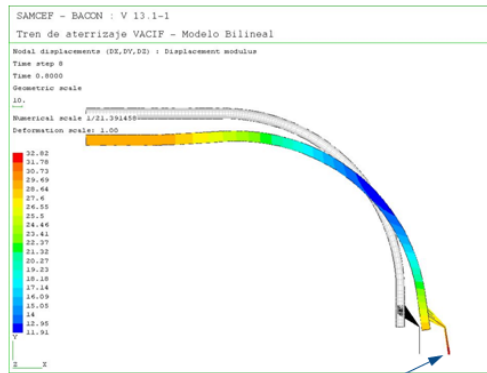
[5] MSc. Mauricio González M. Diseño estructural preliminar de una aeronave no tripulada. Memoria de Título, Universidad de Concepción (2008).

Tren de Aterrizaje VACIF – Esfuerzos máximos en laminado de carbono



## ||||| Resultados – Módulo de desplazamiento [mm]

MAX = 33 mm



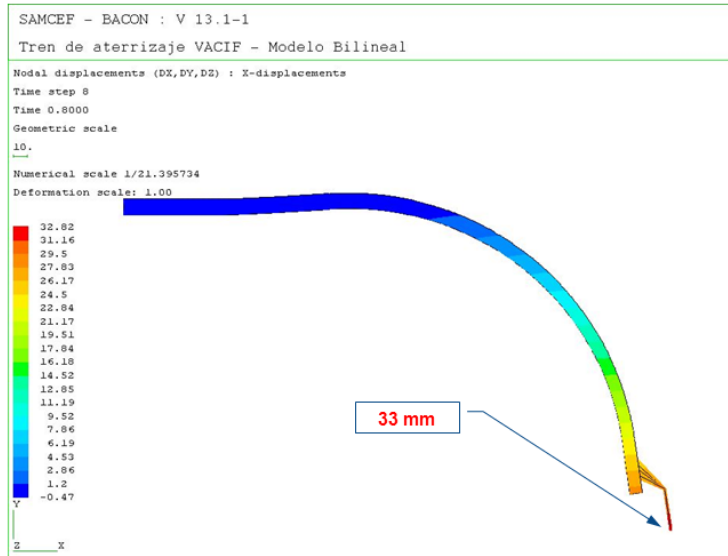
Máx. = 33 mm

Tren de Aterrizaje VACIF – Esfuerzos máximos en laminado de carbono





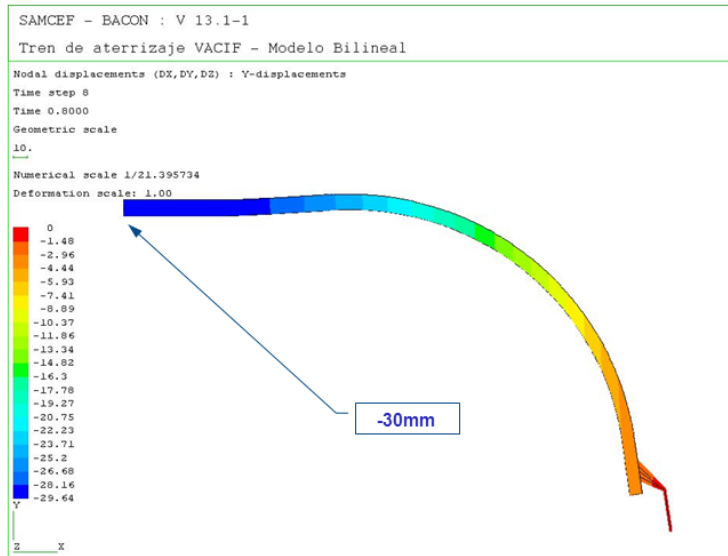
## Resultados – Desplazamiento horizontal [mm]



Tren de Aterrizaje VACIF – Esfuerzos máximos en laminado de carbono



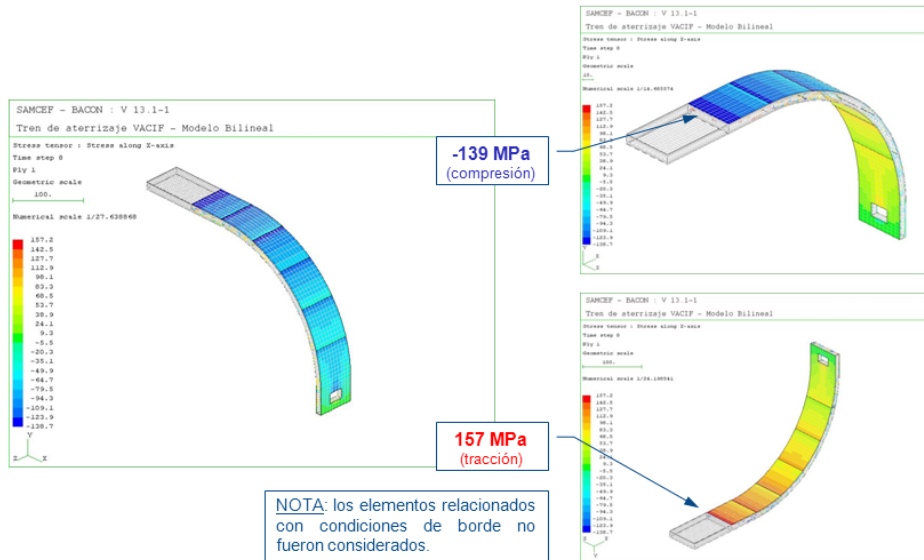
## Resultados – Desplazamiento vertical [mm]



Tren de Aterrizaje VACIF – Esfuerzos máximos en laminado de carbono



## Resultados – Esfuerzos en laminado [MPa]

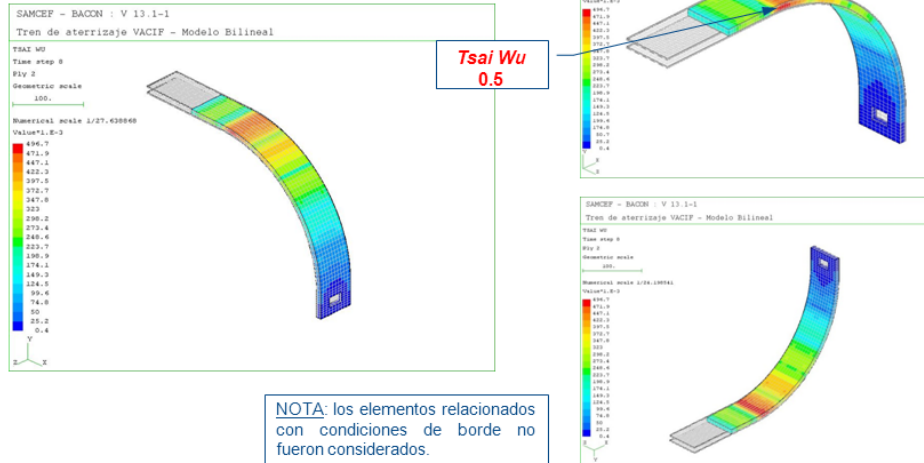


Tren de Aterrizaje VACIF – Esfuerzos máximos en laminado de carbono



## Resultados – Criterio de falla de Tsai Wu en núcleo

El criterio de falla de *Tsai Wu* entrega un máximo de 0.5 en el núcleo por lo que se verifica que no falla bajo carga de diseño.

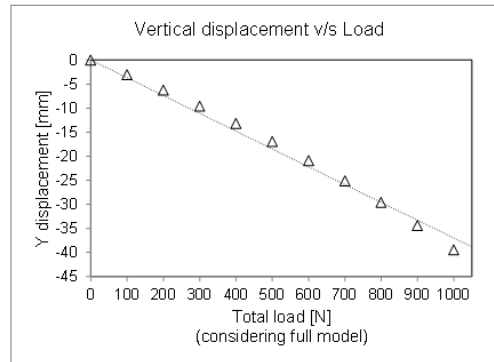


Tren de Aterrizaje VACIF – Esfuerzos máximos en laminado de carbono



## Resultados – Comportamiento no lineal

Analizando el gráfico de desplazamiento vertical versus carga que registra la zona de simetría, se puede observar el comportamiento no lineal del tren de aterrizaje.



Tren de Aterrizaje VACIF – Esfuerzos máximos en laminado de carbono

15



## Conclusiones

- Se verificó la no linealidad geométrica del tren de aterrizaje debida a los grandes desplazamientos.
- Se determinó los esfuerzos máximos que ocurren en las pieles de compuesto carbono/epoxi cuando el tren de aterrizaje se somete a carga de diseño (800 N). Éstos son: 157 MPa de tracción (laminado inferior) y 139 MPa de compresión (laminado superior).

Tren de Aterrizaje VACIF – Esfuerzos máximos en laminado de carbono

16



