

UNSAM - INSTITUTO SÁBATO

TABAJO DE SEMINARIO

**Caracterización mecánica de
paneles sándwich en la industria
aeroespacial**

Alumno:

Juan Manuel GIORDANO Caroline LE MÉNAHÈZE

Director:

Co-director:

Ivan KORIN

UNSAM - INSTITUTO SÁBATO

Resumen

Ingeniería en Materiales

Caracterización mecánica de paneles sándwich en la industria aeroespacial

by Juan Manuel GIORDANO

La disminución del peso de estructuras que serán puestas en órbita es imprescindible en el diseño de estas. Para esto deben conocerse precisamente las propiedades de los materiales utilizados. Este trabajo propone un método para obtener el modo de falla deseado en paneles sandwich con piel de CFRP y alma de honeycomb de aluminio sometidos al ensayo de flexión en 4 puntos, utilizando el método de cálculo por elementos finitos.

Índice general

1. Introducción	1
1.1. Contexto	1
1.2. Objetivos	2
1.3. Alcance	2
2. Fundamentos Teóricos	3
2.1. Materiales compuestos en la industria aeroespacial	3
2.2. Paneles Sándwich	6
2.2.1. Alma	7
2.2.2. Piel	8
2.3. Proceso de fabricación de paneles sándwich en INVAP	9
2.3.1. Laminado de prepreg	10
2.3.2. Proceso de fabricación de paneles sandwich	12
2.4. Modos de falla	14
2.4.1. Falla en la piel	14
2.4.2. Falla en el alma	15
2.5. Ensayo de flexión en 4 puntos	16
2.5.1. Normas ASTM para ensayo de flexión en 4 puntos de paneles sandwich	18
3. Desarrollo	23
3.1. Detalles del Modelo mediante MEF	23
3.2. Mapa de modos de falla con MEF	24
3.2.1. Fluencia de la piel y corte en el alma	24
3.2.2. Fluencia de la piel, corte en el alma y wrinkling	24
3.3. Estimación de cargas	25
4. Resultados y discusión	29
4.1. Fluencia de la piel y corte en el alma	29
4.1.1. Influencia de la cantidad de plies	30
Verificación del modelo	31

4.1.2. Influencia del espesor del alma	32
4.1.3. Influencia de la distancia entre pads de carga	33
4.2. Fluencia de la piel, corte en el alma y wrinkling de la piel . . .	34
4.2.1. Influencia de la cantidad de plies	35
5. Conclusiones y trabajos a futuro	37
5.1. Trabajos a futuro	37

Capítulo 1

Introducción

1.1. Contexto

El diseño de estructuras que serán puestas en servicio en la órbita terrestre tiene como objetivo la disminución del peso ya que el costo de transporte (puesta en órbita) es muy elevado. Por esta razón en INVAP se invierte mucho esfuerzo en el diseño de estructuras optimizadas. La estructura principal de un satélite está compuesta de paneles sandwich, por lo tanto, para la optimización de la estructura de un satélite es necesario conocer precisamente las propiedades del panel y de los materiales que lo constituyen. Para esto, usualmente se ensayan vigas de paneles sandwich sometidas a flexión por que pueden diseñarse para obtener el modo de falla deseado y por lo tanto permite obtener una gran variedad de propiedades con un mismo método de ensayo [18]. Por ejemplo, para disminuir la cantidad de capas del panel sandwich y reducir su peso total, se debe conocer precisamente el modo de falla en función de los parámetros del material y del ensayo, de otra forma se diseñarán probetas que produzcan resultados no válidos o resultados que no son los que se necesitan. Esto genera retrasos y costo extra del ensayo porque se deberán volver a fabricar las probetas y considerando que se trabaja con materiales de costo muy elevado es de gran importancia poder diseñar probetas que produzcan los resultados válidos.

Los paneles sandwich están constituidos de varios materiales por lo tanto poseen un gran número de propiedades y parámetros que pueden variar. Además, el ensayo de flexión en 4 puntos tiene una serie de parámetros que pueden variar de tal forma de obtener el modo de falla deseado. Debido a la cantidad de variables que intervienen, se hace difícil comprender la influencia de cada una por separado. Este trabajo propone un método para comprender como varía el modo de falla en el ensayo de flexión en 4 puntos

en función de los parámetros de ensayo y de las propiedades del material.

1.2. Objetivos

- Determinación teórica de la influencia de los parámetros de ensayo y de las propiedades del material mediante el método de cálculo por elementos finitos.
- Desarrollar un método para obtener el modo de falla deseado en el ensayo de flexión en 4 puntos mediante MEF.

1.3. Alcance

Este trabajo es aplicable a paneles sandwich con piel de CFRP y honeycomb de aluminio unidos mediante adhesivo en film sometidos al ensayo de flexión en 4 puntos según las normas ASTM (American Standard of Testing Materials) C393 y D7249.

Capítulo 2

Fundamentos Teóricos

2.1. Materiales compuestos en la industria aeroespacial

La influencia de los materiales en nuestra vida llevó al hombre a nombrar períodos históricos según los materiales utilizados. En los últimos años, los compuestos comenzaron a ser una clase valiosa de materiales ingenieriles porque ofrecen atributos que no pueden lograrse con otros materiales. Existen varias definiciones de compuesto, estas son algunas de ellas:

- Barbero [3]: Un compuesto es un material formado por la combinación de dos o más materiales disímiles para formar un nuevo material con propiedades mejoradas.
- Marshall [12]:
 - Compuesto: Ensamble de materiales disímiles unidos para una tarea que no pueden realizar por sí mismos.
 - Compuesto avanzado: Aquellos asociados a estructuras aeroespaciales, militares o comerciales que utilizan materiales nuevos, cuidadosamente concebidos y fabricados de modo que son capaces de soportar cargas elevadas, siendo muy livianos.

Los compuestos más antiguos son de origen natural. La madera, por ejemplo, está compuesta por fibras de celulosa embebidas en una matriz de lignina. Los compuestos hechos por el hombre se remontan a ladrillos y piezas cerámicas hechas con arcilla reforzada con fibras naturales. Esto da origen a los compuestos más utilizados: los compuestos reforzados con fibras embebidas en una matriz [3]. Las propiedades de los compuestos pueden confeccionarse

a medida, seleccionar adecuadamente los materiales que lo componen puede mejorar las propiedades con respecto a los componentes por separado, pero también aumenta la complejidad y el número de los parámetros de diseño [14]. Se puede lograr una alta rigidez y resistencia específica así como también una alta estabilidad dimensional. La reducción de peso es una de las motivaciones más importantes para el uso de los compuestos en el transporte y, en particular, en la industria aeroespacial ya que produce un ahorro considerable de combustible. Los compuestos son livianos porque los materiales utilizados como matriz y refuerzo poseen baja densidad. Las fibras utilizadas como refuerzo poseen mayores relaciones resistencia/peso y rigidez/peso que la mayoría de los materiales. Otra razón para la utilización de los compuestos en la industria aeroespacial es su alta estabilidad dimensional, ya que poseen alta rigidez y muy bajo (o incluso negativo para la fibra de carbono) coeficiente de expansión térmica. Esto es imprescindible para los materiales estructurales utilizados en la industria aeroespacial ya que el ciclo térmico al que son sometidas las estructuras en el espacio puede provocar tensiones térmicas que pueden superar las tensiones de diseño. Los materiales compuestos en esta industria se utilizan generalmente para la construcción de satélites y otras estructuras.

Un satélite 2.1 es un dispositivo puesto en órbita con fines científicos, militares o de comunicación. En general se construyen ensamblando dos estructuras principales:

- El módulo de servicio es donde se encuentran todos los sistemas que el satélite necesita para funcionar como el sistema de propulsión, el combustible y las baterías.
- La carga útil es la parte cuya función es realizar las actividades y protocolos que harán posible alcanzar los objetivos de la misión para la que el vehículo está diseñado, por ejemplo las antenas en un satélite de comunicación.



FIGURA 2.1: Satélite SAOCOM 1a con los paneles solares desplegados.

Históricamente los materiales estructurales mejorados llevan a mejores productos, es decir, de mayor valor [17]. Por lo tanto la relación resistencia/peso es uno de los criterios más importantes para la selección de materiales, especialmente en el diseño de satélites o cualquier estructura que deba ser puesta en órbita, donde la reducción de peso acarrea, entre otras, las siguientes ventajas:

- Ahorro de combustible durante el lanzamiento.
- Aumento de vida útil debido a que se necesita menos combustible para:
 - La puesta en órbita y el mantenimiento de la misma.
 - El control de la orientación del satélite con respecto al sol (control de actitud).
- Reducción del tamaño del módulo de servicio, por lo que puede aumentarse la carga útil, agregando valor al satélite.

2.2. Paneles Sándwich

Los paneles sándwich están contruidos de una forma parecida al sándwich comestible, pero en vez de dos rodajas de pan se utiliza un material con alta rigidez y resistencia mecánica, y en el medio un material de baja densidad [18]. Se cree que Duleau en 1820 [6] fue el primero en discutir las ventajas del concepto de utilizar dos pieles de material separadas por una distancia, aunque fue aplicado comercialmente 100 años después. El avión inglés mosquito fabricado durante la segunda guerra mundial fue el primero en ver la producción en masa de paneles sándwich fabricados con pieles de chapa separadas por un alma de madera balsa [18].

ASTM (American Standard of Testing Materials) define una estructura sándwich de la siguiente manera: Un sándwich estructural es una forma especial de un compuesto laminado que comprende la combinación de diferentes materiales unidos entre sí de tal forma de utilizar las propiedades de cada material por separado para obtener una ventaja estructural en el conjunto completo. Como puede observarse en la figura 2.2, un panel sándwich consiste en tres partes principales: dos pieles rígidas y resistentes, separadas por un alma de baja densidad y de baja resistencia. Las pieles se unen al alma mediante una junta adhesiva para transferir la carga entre los componentes [18].

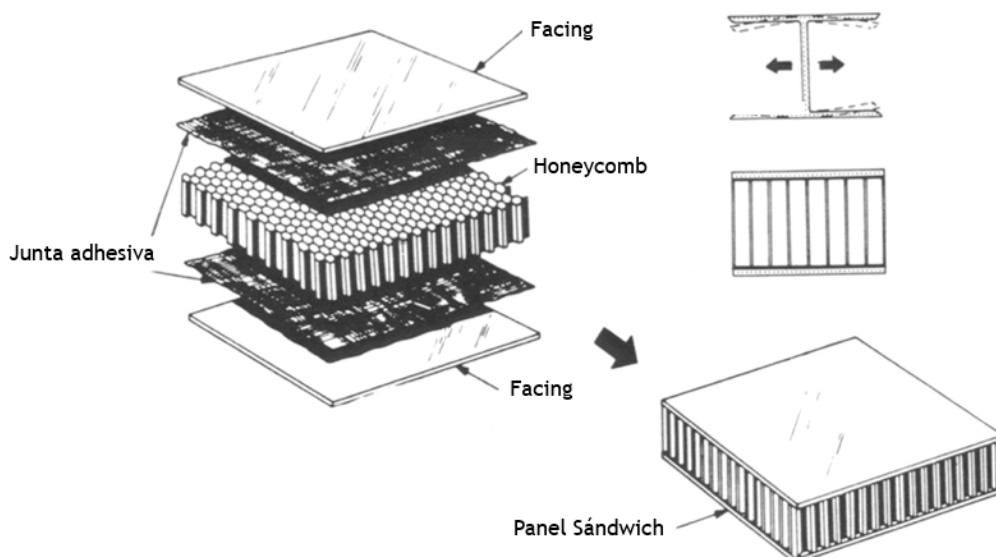


FIGURA 2.2: Esquema de un panel sándwich estructural

Los paneles sándwich aumentan la rigidez y la resistencia a la flexión de la misma forma que una viga doble T. Las pieles actúan como las alas de la viga

y el alma permite transferir carga entre las pieles. Como puede observarse en la figura 2.3, la rigidez del panel puede aumentarse significativamente aumentando el espesor del alma, mientras que el peso aumenta poco [8].

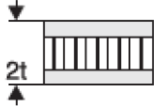
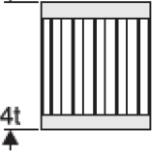
	Solid Material	Core Thickness t	Core Thickness $3t$
			
Stiffness	1.0	7.0	37.0
Flexural Strength	1.0	3.5	9.2
Weight	1.0	1.03	1.06

FIGURA 2.3: Comparación de la rigidez y resistencia relativas de una panel sándwich con el aumento del espesor del core

2.2.1. Alma

El desarrollo de materiales para el alma continúa desde 1940 hasta el hoy, con el foco en la reducción del peso de los paneles sándwich. La madera balsa fue el primer material utilizado como alma y hasta el día de hoy se utiliza en aplicaciones donde el peso no es crítico. A finales de 1940 surgió el honeycomb como material para el alma, desarrollado principalmente para la industria aeroespacial. Las almas de honeycomb ofrecen la máxima relación resistencia al corte/peso y rigidez/peso, pero requieren el desarrollo de una junta adhesiva adecuada [18]. La configuración hexagonal de honeycomb es la más utilizada ya que es la geometría más eficiente para soportar carga en la dirección del espesor (T). El honeycomb se fabrica mediante unión adhesiva y expansión. La dirección paralela a la junta es la L y es la dirección con mayor resistencia al corte, mientras que la dirección perpendicular a la junta es la W como puede observarse en la figura 2.4, y es la dirección con menor resistencia al corte ya que depende de la junta adhesiva. La dirección T es la que posee mayor resistencia a la tracción y a la compresión [4].

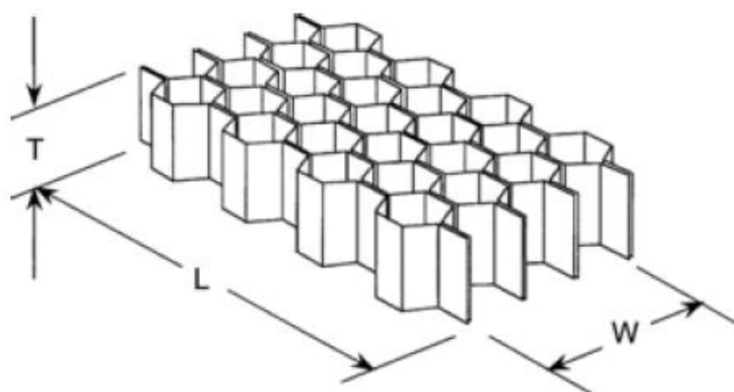


FIGURA 2.4: Orientaciones del honeycomb con alta anisotropía

2.2.2. Piel

La piel consiste en un material delgado y de alto rendimiento. Citando a Allen [1], «Casi cualquier material estructural disponible en forma de lámina delgada puede utilizarse como piel en un panel sándwich». Esto da cuenta de la gran variedad disponible para la selección de materiales. Sin embargo, este trabajo se enfoca en la utilización de pieles de laminados de CFRP (carbón fiber reinforced polymer), que pertenecen al grupo de materiales compuestos reforzados con fibra en configuración de lámina. En la figura 2.5 se observa graficada la resistencia a la tracción en función de la densidad para todos los materiales ingenieriles. Se ve que los prepregs (fibra preimpregnada con la resina) de CFRP tienen una resistencia igual o mayor que los aceros de alta y ultra alta resistencia, pero con una densidad considerablemente menor, es por eso que este tipo de materiales son muy utilizados en la industria aero-espacial. Estos pueden tener orientación unidireccional de las fibras, en varias direcciones en forma de tejidos (fabric) u orientación aleatoria [3]. Una característica de los compuestos reforzados con fibra es su comportamiento anisotrópico. Esta complejidad se ve usualmente como un obstáculo para los ingenieros, pero es realmente una ventaja ya que ofrece la oportunidad de diseñar propiedades a medida de acuerdo a las cargas que deberán ser soportadas [18]. Las propiedades de la lámina pueden utilizarse para calcular las propiedades del laminado, constituido por un arreglo de láminas apiladas con una determinada secuencia de apilamiento [18]. Para utilizar las ventajas de la resistencia de los compuestos laminados y disminuir sus debilidades, existe una serie de guías de diseño, dos de las más importantes son las siguientes:

- El laminado debe ser simétrico con respecto a su superficie media por que de esta manera se desacoplan las respuestas de membrana y flexión, lo que previene la deformación del laminado ante tensiones térmicas [2].
- El laminado debe ser balanceado. Se entiende por balanceado como que las capas del laminado dispuestas en ángulos diferentes a 0° y 90° solo deber ocurrir en pares balanceados, es decir, que si una capa está orientada en la dirección a 45° , se debe poner otra capa en la dirección -45° [2].

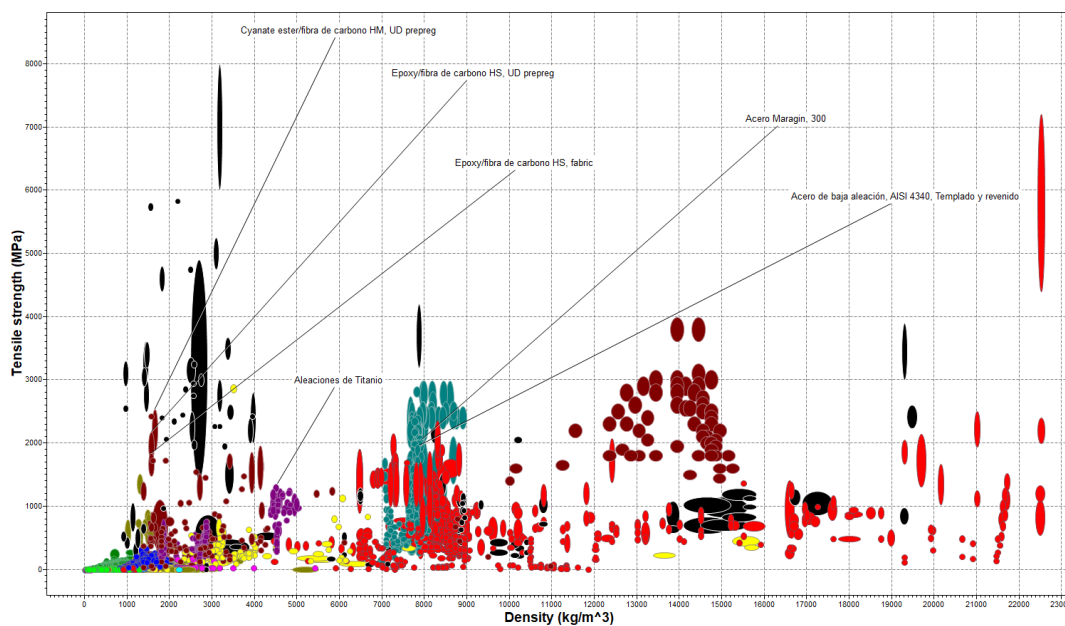


FIGURA 2.5: Diagrama de Ashby. Resistencia a la tracción en función de la densidad para todos los materiales ingenieriles

2.3. Proceso de fabricación de paneles sándwich en INVAP

En el diseño de una estructura fabricada con materiales compuestos, el proceso de manufactura es frecuentemente la consideración inicial. Esto se debe al costo, el volumen y velocidad de producción, y la determinación de si el proceso es adecuado para producir la estructura deseada. El material es diseñado en conjunto con la estructura, debido a esta libertad, pueden diseñarse estructuras de alto rendimiento si el diseñador entiende como será producido el material [3]. Los requerimientos de alto rendimiento limitan los métodos

de laminado manual (húmedo). Hoy en día, los sistemas de resina preimpregnada (prepreg) permiten bajas temperaturas de curado y larga vida útil. Las mejoras de los sistemas prepreg hicieron de estos la elección para estructuras de alto rendimiento [14].

El prepreg es un material reforzado con fibra pre impregnada en una resina parcialmente curada. Las fibras pueden estar dispuestas de forma unidireccional, de tejido o fibras cortadas dispuestas al azar. Generealmente el contenido de resina de los prepreg es mayor que el deseado en la pieza final. La resina en exceso removida durante el proceso de curado contribuye en la remoción de aire, humedades u otros volátiles atrapados que pueden producir porosidad en la pieza. La tensión de corte intralaminar (ILSS) se reduce en un 7 % por cada 1 % de porosidad. Además la reducción de la cantidad de resina reduce el peso y el costo total de la pieza sin afectar la resistencia de la misma [3]. Por esta razón la tendencia reciente es utilizar prepregs con contenidos de resina más cercanos al deseado [11].

2.3.1. Laminado de prepreg

INVAP utiliza prepregs de fibra de carbono con resina epoxy o cianato ester para la confección de laminados que se utilizarán como piel en la fabricación de paneles sandwich con alma de honeycomb de aluminio. A continuación se detalla el proceso de elaboración de placas planas con prepregs de fibra de carbono impregnado en una resina termorígida (fig 2.6).

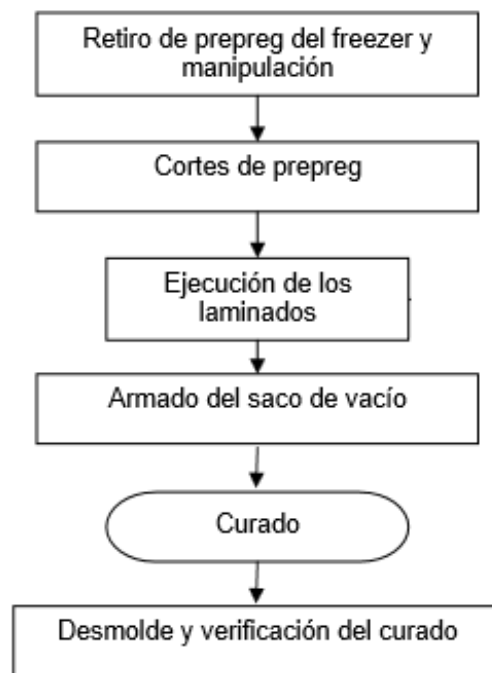


FIGURA 2.6: Diagrama de flujo para la fabricación de placas de fibra de carbono preimpregnada con una resina termocurable

En la figura 2.7 se muestra un rodillo utilizado para el laminado manual de prepregs.

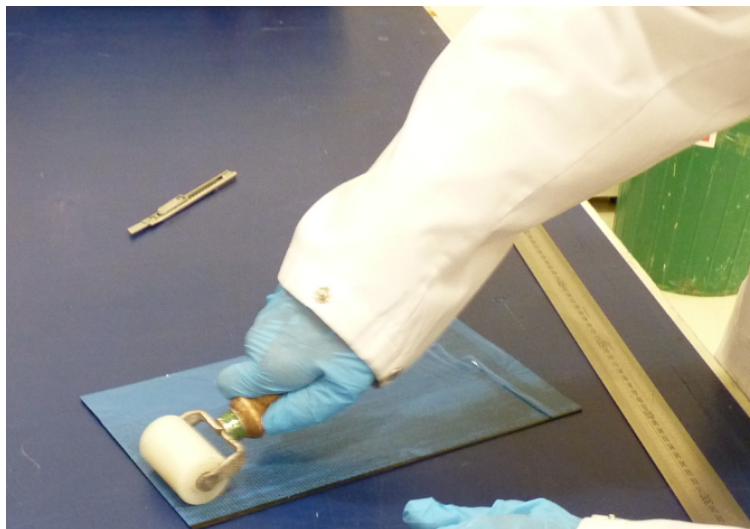


FIGURA 2.7: Realización del laminado con ayuda de un rodillo.

En esta figura (2.8) se observa un corte transversal del saco de vacío utilizado para el curado en autoclave.

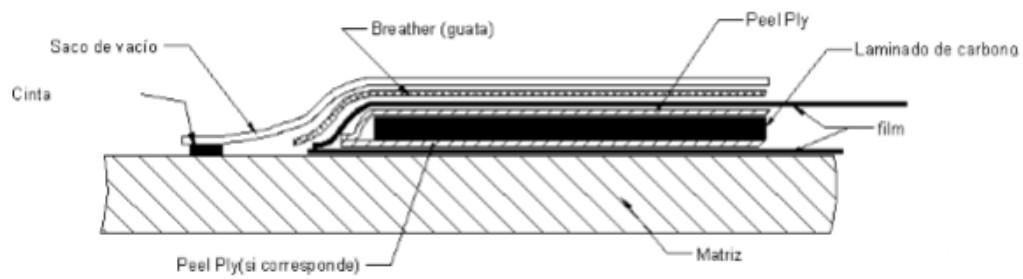


FIGURA 2.8: Esquema de un saco de vacío utilizado para el curado en autoclave.

2.3.2. Proceso de fabricación de paneles sandwich

A continuación se detalla el diagrama de flujo (fig 2.9) del proceso de fabricación de paneles sandwich:

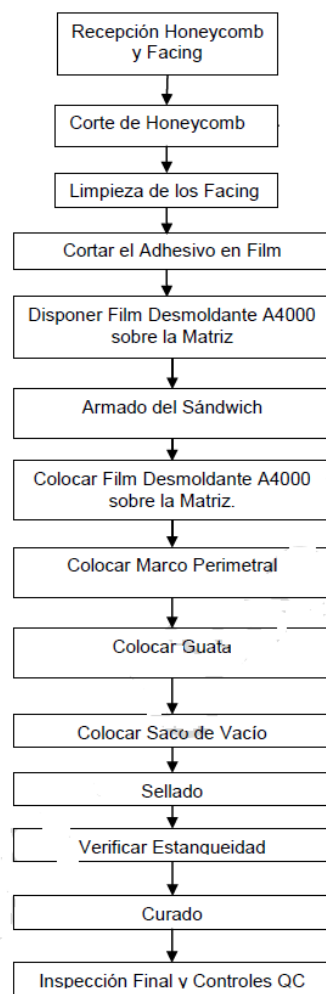


FIGURA 2.9: Diagrama de flujo del proceso de fabricación de paneles sandwich

En la fig 2.10 se observa un corte del saco de vacío. Esta parte del proceso es similar al curado de prepreg.

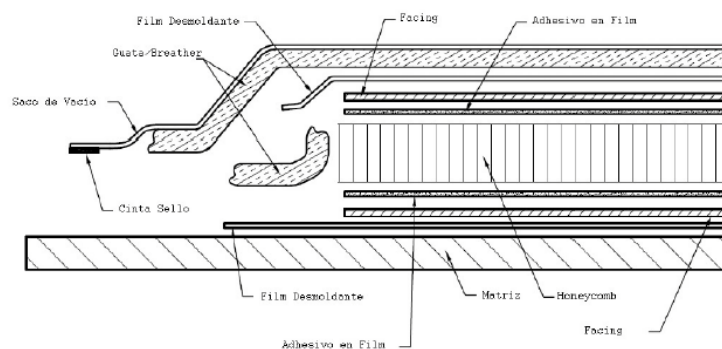


FIGURA 2.10: Esquema de un saco de vacío utilizado para el curado de paneles sandwich.

2.4. Modos de falla

Es importante comprender los distintos modos de falla que pueden ocurrir durante el ensayo que se estudiará. A continuación se detallan estos modos de falla.

2.4.1. Falla en la piel

En la fig 2.11 se observan los modos de falla posibles de la piel.

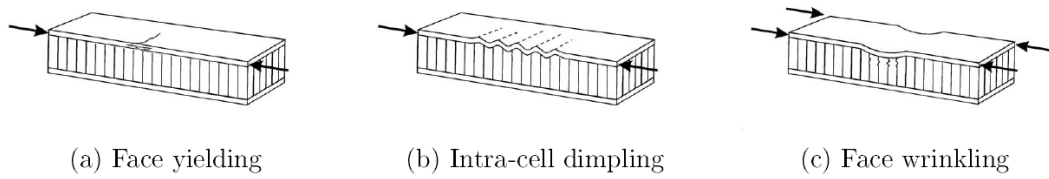


FIGURA 2.11: Modos de falla de la piel.

Fluencia de la piel Cuando la tensión normal σ_{ii} en alguna de las pieles supera la resistencia a la tracción o a la compresión σ_{piel} se produce este modo de falla. Para un panel sandwich con pieles simétricas las tensiones son iguales en módulo. En los materiales compuestos en general la resistencia a la compresión es menor que la resistencia a la tracción por lo tanto falla la piel superior [15]. Este modo de falla es el que maximiza la resistencia a la flexión del panel.

$$\sigma_{ii} = \sigma_{piel} \quad (2.1)$$

Dimpling Un panel sandwich con alma de honeycomb puede fallar por dimpling. Este es un modo de pandeo de la piel en compresión, con una longitud de onda menor que el tamaño de celda. La tensión de dimpling posee la siguiente expresión [13], verificada experimentalmente por Kuenzi [10]:

$$\sigma_d = \left(\frac{E}{3} \frac{t}{R} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (2.2)$$

donde E y t son el módulo elástico y el espesor de la piel, respectivamente. R es el radio del círculo inscrito en una celda de honeycomb.

Wrinkling Analogamente con el dimpling, el wrinkling es un modo de pandeo de la piel en compresión, pero con una longitud de onda mayor que el tamaño de celda [14]. Para hacer estudios de la posibilidad de wrinkling en paneles sandwich INVAP utiliza la siguiente ecuación, obtenida por Hoff y Mautner en 1945 [9]:

$$\sigma_w = c(E_{c3}E_{f1}G_{c13}) \quad (2.3)$$

donde E_{c3} el módulo elástico del alma en la dirección T, E_{f1} el módulo elástico de la piel en la dirección de mayor longitud y G_{c13} el módulo de corte del alma.

Esta ecuación no tiene en cuenta la variación de la cantidad de plies. En 1960 Heath [7] propone la siguiente ecuación que tiene en cuenta dos parámetros que no se encuentran en la ecuación 2.3, el espesor de la piel, es decir, la cantidad de plies, y el espesor del alma:

$$\sigma_w = \left[\frac{2}{3} \frac{h_f}{h_c} \frac{E_{c3}E_{f1}}{1 - \nu_{13}\nu_{31}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2.4)$$

donde h_f es el espesor del alma, h_c el espesor de la piel, E_{c3} el módulo elástico del alma en la dirección T, E_{f1} el módulo elástico de la piel en la dirección de mayor longitud, y ν_{13} y ν_{31} son los coeficientes de Poisson del alma en las direcciones L y W.

2.4.2. Falla en el alma

En la figura 2.12 se observan los modos de falla posibles del alma.

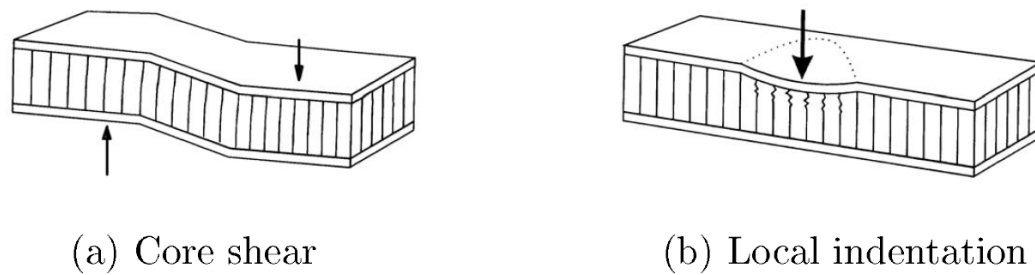


FIGURA 2.12: Modos de falla del alma.

Corte en el alma Este modo de falla ocurre cuando la tensión de corte en el alma alcanza su resistencia al corte. Para que ocurra esta tensión debe alcanzarse antes de que falle la piel.

Indentación Un panel sandwich sometido a flexión en 4 puntos puede fallar por indentación debajo de los pads de carga. Este modo de falla se debe a que la tensión de compresión en el alma en la dirección T alcanza su resistencia a la compresión. Es importante remarcar la diferencia entre wrinkling e indentación. Indentación significa que la piel superior se deflecta después de la falla con una longitud de onda igual a la longitud de contacto entre la piel y el pad de carga, mientras que wrinkling significa que la longitud de onda de la deflexión de la piel superior es mayor que la longitud de contacto entre la piel y el pad de carga [14].

2.5. Ensayo de flexión en 4 puntos

Se observa la gran complejidad de la fabricación de paneles sandwich y la cantidad de parámetros que intervienen, por esta razón la obtención de propiedades del material mediante ensayos no es trivial. Usualmente se utilizan vigas de paneles sandwich para ensayar materiales compuestos ya que pueden diseñarse para obtener el modo de falla deseado y por lo tanto obtener una gran cantidad de propiedades [18]. Los ensayos más comunes son el ensayo de flexión en 3 puntos (TPB) y el ensayo de flexión en 4 puntos (FPB) (fig 2.13), este trabajo se centra en FPB ya que este posee algunas ventajas en comparación con TPB:

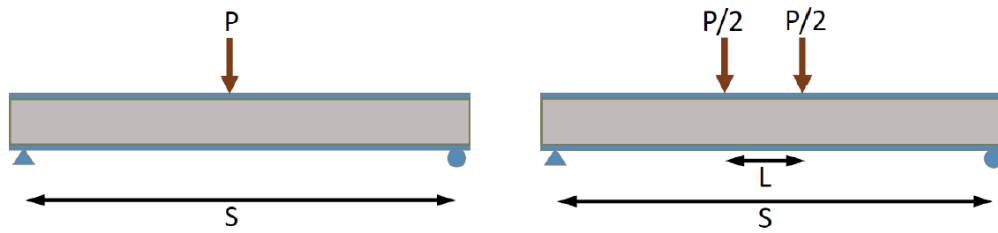


FIGURA 2.13: Comparación entre flexión en 3 puntos y en 4 puntos.

- Permiten obtener valores de las propiedades del material en configuración de sandwich, estas pueden variar respecto de las medidas con ensayos uniaxiales como el ensayo de tracción (ASTM D3039) o el de compresión (ASTM D6641)
- La carga local es más baja por lo tanto el riesgo de indentación es menor comparado con TPB
- La tensión de corte entre el soporte y la carga aplicada es constante (fig 2.14)
- En la zona central el momento flector es constante y la tensión de corte es 0 por lo tanto puede obtenerse la rigidez a la flexión por que la curvatura es constante
- La mayor ventaja es que tanto la geometría de la probeta, los parámetros del material y la distancia entre soportes pueden ajustarse para que se produzca el modo de falla deseado

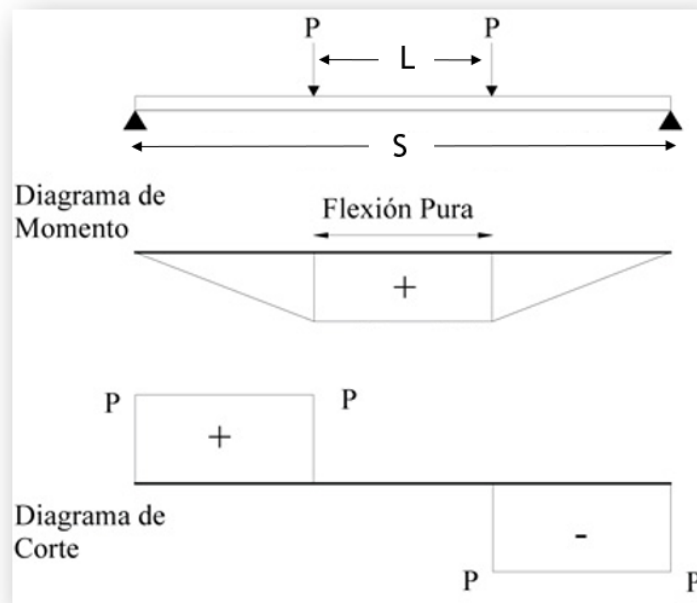


FIGURA 2.14: Esquema ensayo de flexión en 4 puntos, diagrama de momento y diagrama de corte.

2.5.1. Normas ASTM para ensayo de flexión en 4 puntos de paneles sandwich

En 1957 se publicó la norma ASTM C393 [16] para obtener las propiedades de los paneles sandwich. Esta proveía muy pocas guías de diseño para la probeta y para la configuración del ensayo para que se produzca el modo de falla deseado. En 2006 el comité de materiales compuestos ASTM D30 introdujo guías para obtener el modo de falla deseado, estas permiten varias una cantidad limitada de parámetros. Además la norma se separó en 2 y se dejó la ASTM C393 para las propiedades de corte del alma y se creó la ASTM D729 [5] para las propiedades de la piel.

ASTM C393 Esta norma es un método de ensayo estandar para obtener las propiedades de corte del alma de estructuras sandwich mediante flexión de una viga. Es aplicable a estructuras sandwich con almas que poseen una superficie de unión con la piel continua (espumas, madera) o discontinua (honeycomb). Este método consiste en aplicar un momento flector a un panel sandwich y se registra la fuerza en función de la deflexión. El único modo de falla aceptable es la falla del alma por corte. La norma provee dos ecuaciones para variar los parámetros del material y del ensayo para obtener una falla en el alma por corte:

$$S < \frac{2k\sigma t}{F_s} + L \quad (2.5)$$

donde S es la distancia entre soportes, k es un coeficiente de seguridad que asegura la falla del alma, σ es la resistencia a la compresión de la piel, t el espesor de la piel, L la distancia entre soportes de carga y F_s la resistencia al corte del alma.

ASTM D7249 Esta norma es un método de ensayo estandar para obtener las propiedades de rigidez y resistencia de la piel de estructuras sandwich mediante flexión de una viga. Es aplicable a estructuras sandwich con almas que poseen una superficie de unión con la piel continua (espumas, madera) o discontinua (honeycomb). Este método consiste en aplicar un momento flector a un panel sandwich y se registra la fuerza en función de la deflexión. Los modos de falla aceptables son aquellos que ocurren en la piel. La norma provee dos ecuaciones para variar los parámetros del material y del ensayo para obtener una falla en la piel:

$$S > \frac{2k\sigma t}{F_s} + L \quad (2.6)$$

Si se grafica la ecuación 2.5 en función del espesor de la piel se puede visualizar el span límite por debajo del cual se produce una falla en el alma por corte, y por encima la falla ocurre en la piel (fig 2.15).

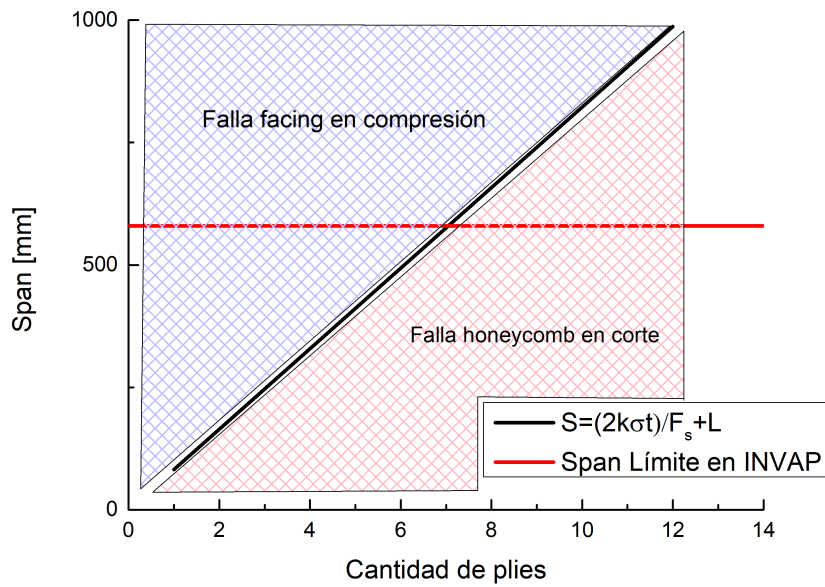


FIGURA 2.15: Influencia de la cantidad de plies en el span límite. $k = 1$, $\sigma = 925$ MPa, $F_s = 3$ MPa, $L = S/2$

Este grafico también puede hacerse en función de la resistencia a la compresión de la piel (fig 2.16).

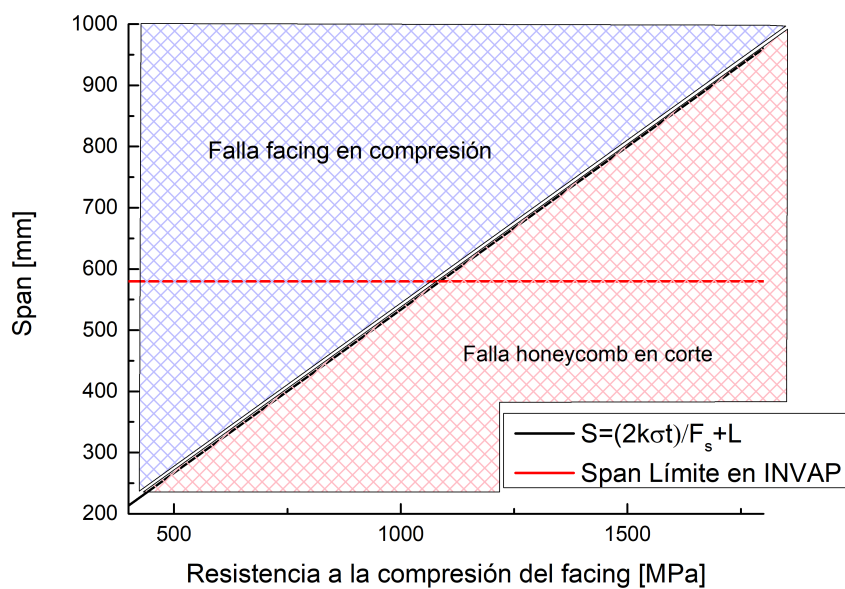


FIGURA 2.16: Influencia de la resistencia a la compresión de la piel en el span límite. $k = 1$, $t = 0,4$ mm, $F_s = 3$ MPa, $L = S/2$

Se observa que dependiendo de las necesidades, la disponibilidad de materiales y equipos de ensayo, se pueden variar los parámetros para obtener el modo de falla y por lo tanto la propiedad deseada. En las figuras 2.15 y 2.16 esta graficado el span límite que el dispositivo disponible en INVAP posee, por lo tanto no se podrán ensayar probetas con largos mayores que ese. Esto pone un límite en la cantidad de plies y en la resistencia a la compresión de las pieles que pueden ensayarse.

Capítulo 3

Desarrollo

3.1. Detalles del Modelo mediante MEF

El modelo se realizó con el software comercial FEMAP/Nx Nastran para el pre-procesamiento y el post-procesamiento. Se utilizaron condiciones de contorno nodales para simular los pads de soporte y cargas nodales para los pads de carga. El panel se encuentra simplemente apoyados sobre los pads de soporte, es decir, los grados de libertad de traslación de los nodos en esta zona estan tomados en todas las direcciones. La carga aplicada simula una carga distribuida sobre los pads de carga, La mitad de la carga total se aplica en cada uno de los pads de carga. Se utilizaron elementos planos tipo laminado (FEMAP) tanto para la piel como para el alma. Este tipo de elementos tiene dos dimensiones por lo tanto esta representado como un plano. El laminado propiamente dicho se construyó utilizando el editor de laminador que provee FEMAP. En la figura 3.1 se ve una imagen del modelo con las condiciones de contorno de los pads de soporte en celeste y la carga en verde. Los colores constituyen una escala que permite visualizar la distribución de tensiones en el material.



FIGURA 3.1: Modelo mediante MEF con FEMAP. Condiciones de contorno en celeste y carga en verde.

3.2. Mapa de modos de falla con MEF

Se construyeron mapas de modos de falla teniendo en cuenta los modos de falla de la piel en compresión, del alma en corte y de la piel por wrinkling.

3.2.1. Fluencia de la piel y corte en el alma

Se introdujeron en el modelo los parámetros del prepreg de CFRP M55JB6K/M76 (Hexcel Compostites) para la piel y del honeycomb de aluminio 5056, de 1/8" de tamaño de celda y 0,001mm de pared (Hexcel Composites) para el alma. Se modeló una geometría de probeta estandar ASTM C393 y se varió la distancia entre soportes S hasta llega al tamaño estandar de probeta de la norma ASTM D7249. Sobre la zona de los pads de carga (con $L = S/2$) se aplica una carga uniaxial en la dirección del espesor. La carga aplicada es cercana a la carga de rotura de la piel superior en compresión. De los resultados del analisis por MEF se extrajo la máxima tensión de corte en el alma y se graficó en función de la distancia entre soportes, además, se graficaron la resistencia al corte del alma y la distancia entre soportes maxima disponibles en el laboratorio de ensayos mecánicos de INVAP. Se repitió el procedimiento variando los siguientes parámetros con el fin de obtener una serie de curvas que evidencien la influencia del parámetro en el modo de falla:

- Cantidad de plies
- Espesor del alma
- Ancho de la probeta
- Distancia entre pads de carga

3.2.2. Fluencia de la piel, corte en el alma y wrinkling

Se introdujeron en el modelo los parámetros del prepreg de CFRP M55JB6K/M76 (Hexcel Compostites) para la piel y del honeycomb de aluminio 5056, de 1/8" de tamaño de celda y 0,001mm de pared (Hexcel Composites) para el alma. Se modeló una geometría de probeta estandar ASTM C393 y se varió la distancia entre soportes S hasta llega al tamaño estandar de probeta de la norma ASTM D7249. Sobre la zona de los pads de carga (con $L = S/2$) se aplica una carga uniaxial en la dirección del espesor. La carga aplicada es cercana a la carga de rotura del alma en corte. De los resultados del analisis por MEF se extrajo la máxima tensión de compresión en la piel y se graficó en función

de la cantidad de plies, además también se graficaron la resistencia a la compresión de la piel, la tensión de wrinkling segun Heath [7] y la distancia entre soportes límite disponible en el laboratorio de ensayos mecánicos de INVAP. Se repitió el procedimiento variando los siguientes parámetros con el fin de obtener una serie de curvas que evidencien la influencia del parámetro en el modo de falla:

- Cantidad de plies
- Espesor del alma

3.3. Estimación de cargas

La carga aplicada utilizada en los modelos corresponde a la carga de rotura de la piel en compresión y a la carga de rotura del ama en corte. Para estimar esta carga de forma iterativa se programó un script en el lenguaje multipropósito Python. En la figura 3.2 se observa el diagrama de flujo del programa de estimación de carga de rotura. El script manipula el modelo de FEMAP mediante la librería pythoncom y convierte el lenguaje de programación de femap a funciones de python. Primero obtiene el índice de falla de los resultados del análisis previo. Si el índice de falla es mayor que 1 se cambia la carga por una menor, por el contrario, si el índice de falla es menor que 1, cambia la carga por una mayor. Se realiza nuevamente el análisis mediante MEF y se verifica nuevamente el índice de falla. El proceso se repite hasta que la diferencia entre 1 y el índice de falla es menor que el error deseado.

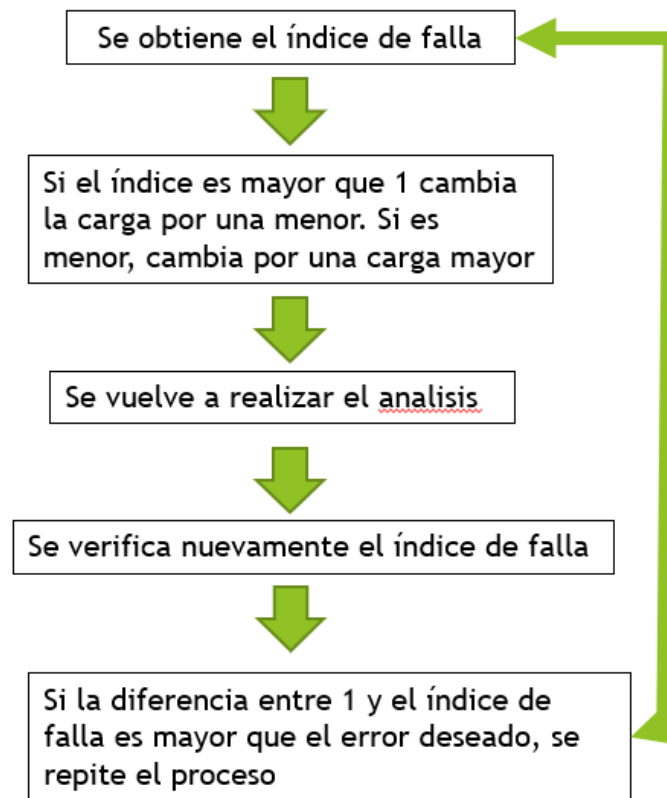


FIGURA 3.2: Diagrama de flujo del programa de estimación de carga de rotura

El cambio de la carga se realiza manipulando un archivo llamado program file en FEMAP, que permite guardar acciones como por ejemplo la colocación de una carga sobre una superficie. Este archivo se edita y se ejecuta de tal forma que se introduzca en el modelo la carga deseada. En la figura 3.3 se observan dos corridas del script. El primer número es el índice de falla y los dos números restantes son la carga anterior y la carga por la cual será reemplazada de forma iterativa hasta alcanzar la carga de rotura.

```
:w !python
Output Set activo: 1
1.323915719985962
13000
12500

:w !python
Output Set activo: 1
1.2240345478057861
12500
12000

:w !python
Output Set activo: 1
1.1280702352523804
12000
11500

:w !python
Output Set activo: 1
1.0360227823257446
11500
11400

:w !python
Output Set activo: 1
1.0180833339691162
11400
11300

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
11300
11200

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
11200
11100

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
11100
11000

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
11000
10900

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
10900
10800

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
10800
10700

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
10700
10600

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
10600
10500

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
10500
10400

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
10400
10300

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
10300
10200

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
10200
10100

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
10100
10000

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
10000
9900

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
9900
9800

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
9800
9700

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
9700
9600

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
9600
9500

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
9500
9400

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
9400
9300

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
9300
9200

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
9200
9100

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
9100
9000

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
9000
8900

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
8900
8800

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
8800
8700

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
8700
8600

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
8600
8500

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
8500
8400

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
8400
8300

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
8300
8200

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
8200
8100

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
8100
8000

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
8000
7900

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
7900
7800

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
7800
7700

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
7700
7600

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
7600
7500

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
7500
7400

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
7400
7300

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
7300
7200

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
7200
7100

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
7100
7000

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
7000
6900

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
6900
6800

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
6800
6700

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
6700
6600

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
6600
6500

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
6500
6400

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
6400
6300

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
6300
6200

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
6200
6100

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
6100
6000

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
6000
5900

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
5900
5800

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
5800
5700

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
5700
5600

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
5600
5500

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
5500
5400

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
5400
5300

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
5300
5200

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
5200
5100

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
5100
5000

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
5000
4900

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
4900
4800

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
4800
4700

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
4700
4600

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
4600
4500

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
4500
4400

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
4400
4300

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
4300
4200

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
4200
4100

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
4100
4000

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
4000
3900

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
3900
3800

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
3800
3700

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
3700
3600

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
3600
3500

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
3500
3400

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
3400
3300

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
3300
3200

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
3200
3100

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
3100
3000

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
3000
2900

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
2900
2800

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
2800
2700

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
2700
2600

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
2600
2500

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
2500
2400

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
2400
2300

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
2300
2200

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
2200
2100

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
2100
2000

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
2000
1900

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
1900
1800

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
1800
1700

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
1700
1600

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
1600
1500

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
1500
1400

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
1400
1300

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
1300
1200

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
1200
1100

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
1100
1000

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
1000
900

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
900
800

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
800
700

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
700
600

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
600
500

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
500
400

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
400
300

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
300
200

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
200
100

:w !python
Output Set activo: 1
1.000300645828247
100
0
```

FIGURA 3.3: Corridas del script que estima la carga de rotura de la piel de forma iterativa.

Un script muy similar al descrito se utiliza para estimar la carga de rotura del alma en corte para los mapas de modos de falla que incluyen wrinkling. La diferencia es que en vez de obtener el índice de falla de Tsai Hill (criterio de falla fenomenológico para compuestos laminados), obtiene la tensión de corte en el alma y la compara con la resistencia al corte de la misma.

Capítulo 4

Resultados y discusión

Las normas ASTM para ensayos de flexión en 4 puntos proveen la ecuación 2.5 para evaluar la influencia de los parámetros de ensayo y del material para poder diseñar una probeta que falle de tal forma que el ensayo permita obtener la propiedad deseada, por ejemplo, si se desea obtener la resistencia a la compresión de la piel, esta debe fallar antes que los demás componentes de la estructura sandwich para que el valor de la propiedad obtenida sea válido. Esta ecuación es útil para evaluar los parámetros más influyentes, pero algunos no son tenidos en cuenta. Para el diseño optimizado de paneles sandwich con pieles de bajo espesor (uno o dos plies) es necesario conocer la influencia de todos los parámetros que influyen en la fabricación de paneles y en el ensayo. Este modelo permite replicar las guías de diseño que la norma provee, pero además permite evaluar parámetros que la norma no tiene en cuenta como por ejemplo el ancho de la probeta.

4.1. Fluencia de la piel y corte en el alma

En esta sección se construyeron mapas de modo de falla teniendo en cuenta la falla por fluencia de la piel y por corte en el alma. De los análisis realizados mediante MEF para distintos parámetros del material y de ensayo se extrajo la tensión de corte en el alma y se volcó en un gráfico que además muestra la resistencia al corte del alma y el span límite disponible en los laboratorios de INVAP. Este gráfico se realizó variando los siguientes parámetros de ensayo y del material:

- Cantidad de plies
- Espesor del alma
- Distancia entre pads de carga

- Ancho de la probeta

4.1.1. Influencia de la cantidad de plies

En la figura 4.1 se observa la influencia de la cantidad de plies y de la distancia entre soportes (span) en el modo de falla del panel sandwich. La recta horizontal corresponde a la resistencia al corte del alma τ_{hc} y la recta vertical es el span límite disponible en los laboratorios de INVAP. Cada punto corresponde a un resultado del análisis de una simulación MEF, en este caso, la tensión de corte en el alma en un ensayo de flexión en 4 puntos con una determinada cantidad de plies y diferentes distancias entre soportes. Los puntos que corresponden a la misma cantidad de plies, pero distinto span, forman una curva que muestra la tensión de corte en el alma en función del span.

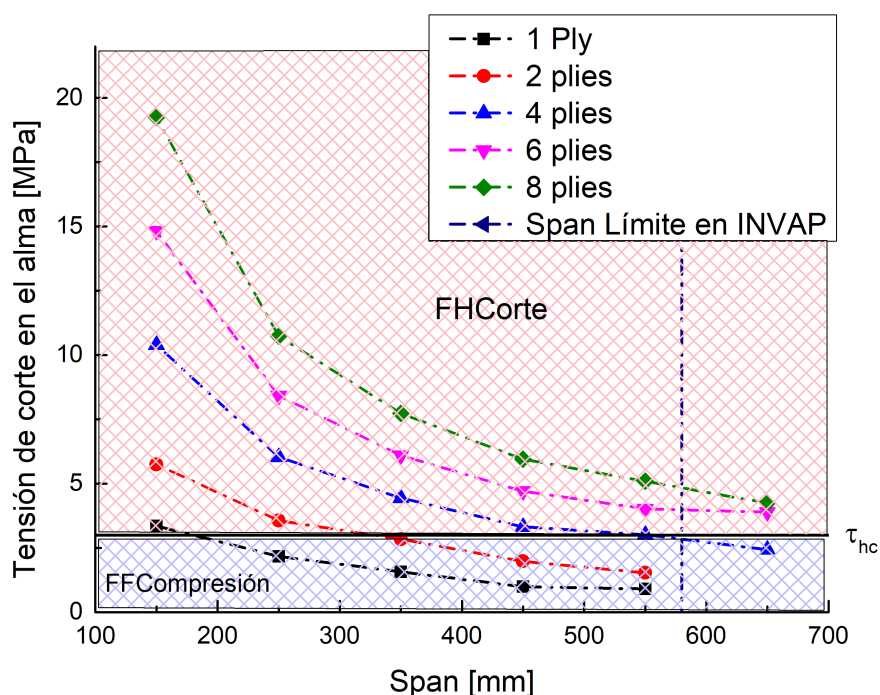


FIGURA 4.1: Influencia de la cantidad de plies y de la distancia entre soportes (span) en el modo de falla. Falla del alma (honeycomb) por corte; FFCompresión: Falla de la piel por compresión.

La figura 4.1 muestra que en un ensayo de flexión en 4 puntos, a mayor span, es menor la influencia de la cantidad de plies en la tensión de corte en el alma. El modo de falla será aquel que posea la mínima tensión entre los distintos

modos. La carga utilizada para las simulaciones corresponde a la carga de rotura de la piel superior en compresión, entonces esta piel ha alcanzado su resistencia a la compresión. Teniendo en cuenta únicamente los modos de falla por fluencia de la piel en compresión y del alma por corte, si la tensión de corte en el alma para un determinado span y cantidad de plies es mayor que la resistencia a la compresión del alma, quiere decir que la resistencia al corte del alma se alcanza antes que la piel alcance su resistencia a la compresión, por lo tanto el panel falla por corte en el alma. Los puntos que se encuentran por encima de la recta correspondiente a τ_{hc} indican que un ensayo de flexión en 4 puntos con esos parametros de ensayo y propiedades del material daría como resultado una falla del alma por corte. Análogamente, los puntos que se encuentran por debajo indican una falla de la piel superior en compresión. Este método permite construir un mapa de modo de falla mediante MEF, algo que es difícil de encontrar en la bibliografía y que ayuda a entender la influencia de los distintos parámetros de ensayo y del material en el modo de falla de un panel sandwich sometido a un ensayo de flexión en 4 puntos. En este caso se utilizaron las propiedades de CFRP y honeycomb de aluminio, pero esta metodología es aplicable a cualquier combinación de materiales con las que se pueda construir un panel sandwich.

Verificación del modelo

Del análisis representado en la figura 4.1 se obtuvieron 3 puntos correspondientes a la intersección de las curvas con la recta τ_{hc} . Estos sirven para verificar el modelo, obteniendo el resultado que las normas ASTM C393 y D7249 predicen mediante la ecuación que proveen para diseñar probetas que fallen como uno desee. La figura 4.2 muestra el span en función de la cantidad de plies, y la ecuación que las normas proveen con los mismos parametros de ensayo y del material que se utilizaron para el analisis mediante MEF (figura 4.2). Se observa que los puntos obtenidos con MEF se ajustan bien a la recta correspondiente a las normas. El modelo permite obtener los mismos resultados que la norma, con la ventaja de que otros parámetros que en la ecuación de la norma no aparecen, ahora pueden ser estudiados.

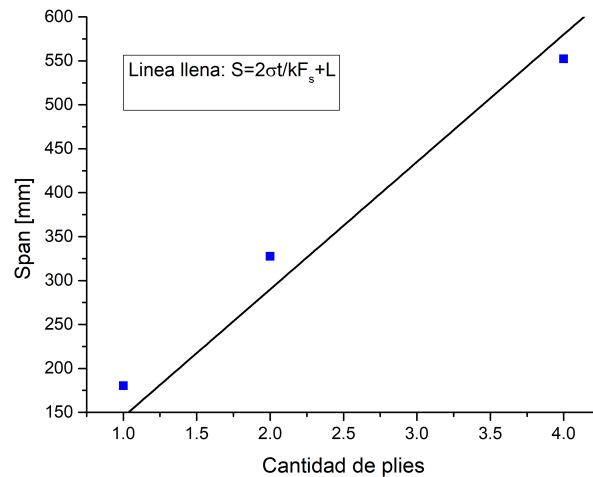


FIGURA 4.2: Comparación entre los valores obtenidos con con MEF y la ecuación que la norma provee para el diseño de probetas (los valores de los parámetros de ensayo y del material utilizados para la ecuación son los mismos que se utilizaron para el MEF).

4.1.2. Influencia del espesor del alma

En la sección anterior se mencionó que la ventaja de este modelo en comparación con las normas ASTM es que permite estudiar la influencia en el modo de falla de parámetros que la ecuación de la norma no tiene en cuenta. Uno de estos parámetros es el espesor del alma. En la figura 4.3 se observa otro mapa de modo de falla, pero que permite estudiar la influencia del espesor del alma en el modo de falla. Se ve que las curvas están cerca unas de otras para distintos espesores de alma. Esto quiere decir que independientemente del span, el espesor del alma no influye demasiado en el modo de falla del panel. Es posible que por esta razón la ecuación de la norma no tiene en cuenta este parámetro, ya que con el coeficiente k , que sirve para asegurar la falla deseada, la influencia del espesor del alma es despreciable.

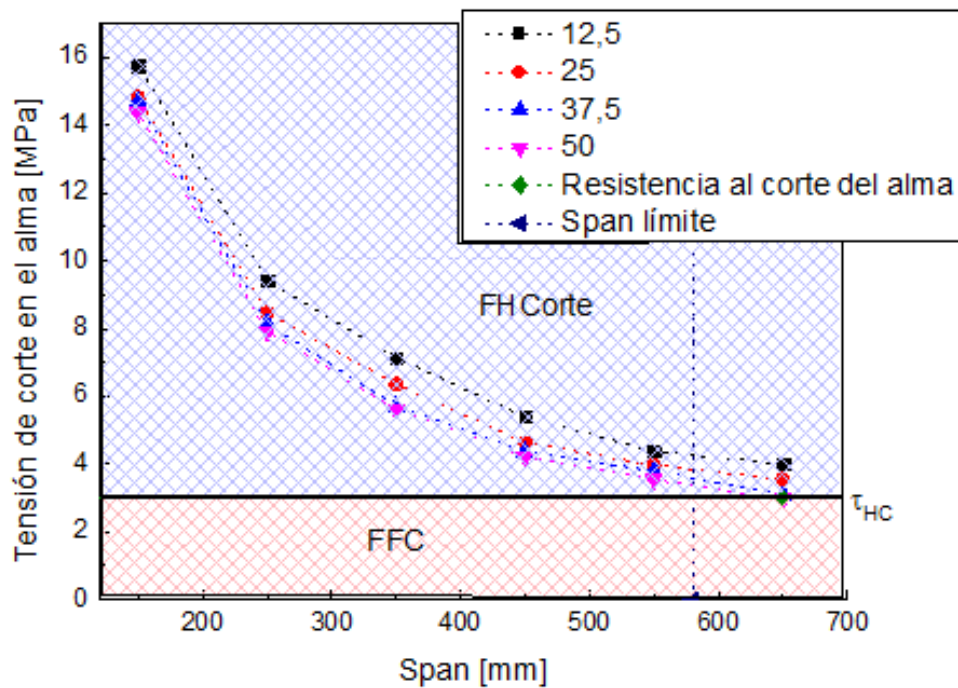


FIGURA 4.3: Influencia del espesor del alma y de la distancia entre soportes (span) en el modo de falla. Falla del alma (honeycomb) por corte; FFCCompresión: Falla de la piel por compresión.

4.1.3. Influencia de la distancia entre pads de carga

La figura 4.1 muestra que para un panel de 6 plies, el span para el cual se obtiene una falla de la piel superior en compresión es mayor que el span máximo disponible en los laboratorios de INVAP, este queda determinado por el tamaño del dispositivo de ensayo de flexión en 4 puntos y de la máquina de ensayo. Por lo tanto la pregunta sería cómo podría obtenerse una falla de la piel superior en compresión con un panel sandwich de 6 plies. La respuesta a esta pregunta puede observarse gráficamente en la figura 4.4, en la que se puede ver la influencia del span de carga en el modo de falla para un panel de 6 plies.

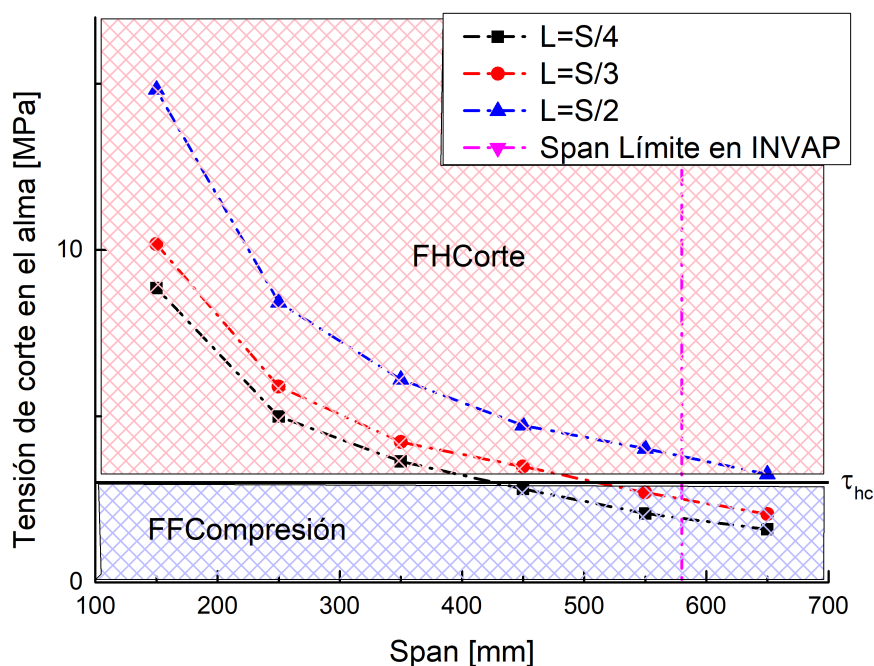


FIGURA 4.4: Influencia del span de carga y del span en el modo de falla. Falla del alma (honeycomb) por corte; FFCompresión: Falla de la piel por compresión.

Si se disminuye el span de carga, la tensión de corte en el alma también disminuye, por lo tanto se puede obtener una falla de la piel superior en compresión con un span menor. La variación de este parámetro permite ensayar un panel sandwich de 6 plies con un span que puede ser ensayado en INVAP sin la necesidad de construir otro dispositivo de ensayo de flexión en 4 puntos.

4.2. Fluencia de la piel, corte en el alma y wrinkling de la piel

En esta sección se construyeron mapas de modo de falla teniendo en cuenta la falla por fluencia de la piel, por corte en el alma y por wrinkling. De los análisis realizados mediante MEF para distintos parámetros del material y de ensayo se extrajo la tensión de compresión de la piel superior y se volcó en un gráfico que además muestra la resistencia a la compresión de la piel, la tensión de wrinkling según Heath [7] y el span límite disponible en los

laboratorios de INVAP. Este gráfico se realizó para variando los siguientes paámetros de ensayo y del material:

- Cantidad de plies
- Espesor del alma

4.2.1. Influencia de la cantidad de plies

En la figura 4.5 se observa la influencia de la cantidad de plies y de la distancia entre soportes (span) en el modo de falla del panel sandwich. La recta horizontal corresponde a la resistencia a la compresión de la piel σ_c , la recta vertical es el span límite disponible en los laboratorios de INVAP y la curva es la tensión de wrinklin σ_w en función de la cantidad de plies según Heath [7]. Cada punto corresponde a un resultado del análisis de una simulación MEF, en este caso, la tensión de compresión de la piel superior sometida en un ensayo de flexión en 4 puntos con una determinada cantidad de plies y diferentes distancias entre soportes. Los puntos que corresponden a la misma cantidad de plies, pero distinto span, forman una curva que muestra la tensión de compresión de la piel superior en función de la cantidad de plies.

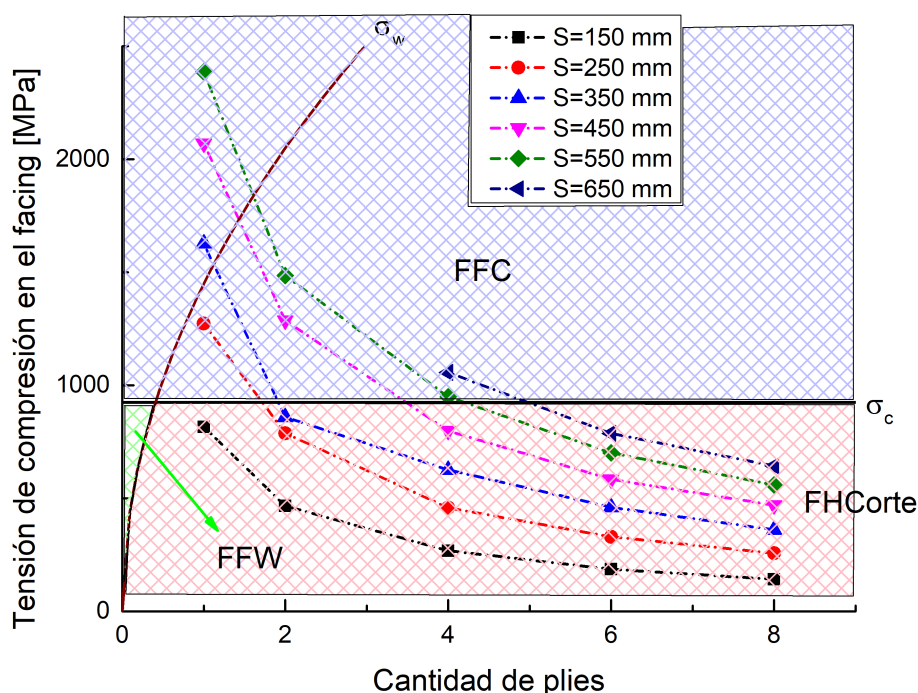


FIGURA 4.5: Influencia de la cantidad de plies y del span en el modo de falla. FHCorte: Falla del alma (honeycomb) por corte; FFC: Falla de la piel por compresión; FFW: Falla de la piel por wrinkling.

La figura 4.5 constituye un mapa de modo de falla en el que se tienen en cuenta las fallas por compresión de la piel superior, por corte en el alma y por wrinkling en la piel superior. Este mapa se construyó diferente a la figura 4.1 para que el eje x muestre la cantidad de plies en vez del span, por que de esta manera se puede graficar la tensión de wrinkling en función de la cantidad de plies y así construir un mapa de modos de falla que tenga en cuenta estos 3 modos. En la 2.3 se debe conocer el coeficiente de Poisson ν para las direcciones L y W, este es un dato difícil de encontrar. Se tomó como valor de referencia 0,4 para ambas direcciones. Por esta razón se debe tener en cuenta que es necesario obtener un valor más preciso de estas propiedades para construir un mapa de modo de falla que se ajuste mejor a la realidad. No obstante, el gráfico de la figura 4.5 sirve para comprender la influencia de la cantidad de plies teniendo en cuenta el modo de falla por wrinkling de la piel, que la norma no tiene en cuenta. Se deduce del gráfico que el wrinkling se torna importante para bajos spans y una piel de 1 o 2 plies. Por esta razón para la optimización de paneles sandwich es necesario hacer un estudio de

wrinkling concociendo con el mínimo error posible los parámetros del material que intervienen en este modo de falla. El wrinkling no es deseable por que el único modo de falla que maximiza la resistencia a la flexión del panel es la falla de la piel superior en compresión, entonces deben tomarse las medidas necesarias para evitarlo.

Capítulo 5

Conclusiones y trabajos a futuro

- Se construyeron mapas de modos de falla mediante MEF, teniendo en cuenta las fallas de la piel por compresión y por wrinkling, y del alma por corte y se encontró una buena correlación con las ecuaciones que las normas proveen. Además, estos mapas permiten variar una mayor cantidad de parámetros que los que la norma provee.
- Se estimó la carga de rotura de la piel en compresión y del alma en corte utilizando una rutina implementada en python.
- Se verificó el modelo utilizando datos que proveen las normas ASTM C393 y D7249.
- Se desarrolló un método para comprender la influencia de los parámetros de ensayo y de las propiedades del material en el modo de falla para una panel sandwich sometido al ensayo de flexión en 4 puntos, mediante MEF.
- Se dedujo que para que falle la piel, se debe disminuir la tensión de corte en el alma variando algún parámetro que influya en esta.

5.1. Trabajos a futuro

- El análisis realizado para comprender la influencia de la cantidad de plies puede extenderse a spans mayores para obtener una intersección de las curvas con la resistencia al corte del alma. De esta forma podrá obtenerse una recta análoga a la figura 4.2
- Construir un mapa de modo de falla que tenga en cuenta la indentación del panel ya que es un modo de falla importante. Para esto debería utilizarse un tipo de elemento tipo laminado, pero de 3 dimensiones a

diferencia de los utilizados en el presente trabajo. Esto se debe a que para verificar si se produce la indentación se debe obtener la tensión de compresión del alma en la dirección T. Lo antes mencionado es de suma importancia para el diseño de los pads de carga.

- Conocer de forma precisa los coeficientes de Poisson del honeycomb utilizado en las direcciones L y W.

Bibliografía

- [1] Howard G Allen. *Analysis and design of structural sandwich panels: the commonwealth and international library: structures and solid body mechanics division*. Elsevier, 2013.
- [2] JA Bailie, RP Ley y A Pasricha. «A summary and review of composite laminate design guidelines». En: *National Aeronautics and Space Administration, Final 22* (1997).
- [3] Ever J Barbero. *Introduction to composite materials design*. CRC press, 2017.
- [4] Nicholas Bruffey y William Shiu. «Predicting Flexural Strength of Composite Honeycomb Core Sandwich Panels Using Mechanical Models of Face Sheet Compressive Strength». En: (2016).
- [5] ASTM D-7249. *Standard test method for facing properties of sandwich constructions by long beam flexure*. 2006.
- [6] William Fairbairn. *An account of the construction of the Britannia and Conway tubular bridges, with a complete history of their progress*. 1849.
- [7] WG Heath. «Sandwich construction». En: *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* (1960).
- [8] C Hexcel. «HexWeb tm honeycomb sandwich design technology». En: (2004).
- [9] Nicholas John Hoff y SE Mautner. «The buckling of sandwich-type panels». En: *Journal of the Aeronautical Sciences* 12.3 (1945), págs. 285-297.
- [10] Edward W Kuenzi y col. «Edgewise compressive strength of panels and flat wise flexural strength of strips of sandwich constructions». En: (1958).
- [11] Pankar K Mallick. *Fibre-reinforced composites: materials, manufacturing, agn design*. CRC press, 2007.
- [12] Andrew C Marshall. *Composite basics*. Marshall Consulting, 1994.
- [13] Charles Brazer Norris. *Short-column Compressive Strength of Sandwich Constructions as affected by Size of Cells of Honeycomb Core Materials*. Vol. 26. US Department of Agriculture, Forest Service, Forest Products Laboratory, 1964.

-
- [14] Stanley T Peters. *Handbook of composites*. Springer Science & Business Media, 2013.
 - [15] Achilles Petras y MPF Sutcliffe. «Failure mode maps for honeycomb sandwich panels». En: *Composite structures* 44.4 (1999), págs. 237-252.
 - [16] ASTM Standard. «ASTM C393-06. Standard test method for core shear properties of sandwich constructions by beam flexure». En: *ASTM international* (2006), págs. 1-7.
 - [17] James C Williams y Edgar A Starke Jr. «Progress in structural materials for aerospace systems». En: *Acta Materialia* 51.19 (2003), págs. 5775-5799.
 - [18] Dan Zenkert. *An introduction to sandwich construction*. Engineering materials advisory services, 1995.

Índice de figuras

2.1. Satélite SAOCOM 1b.	5
2.2. Esquema de un panel sándwich estructural (traducir imagen)	6
2.3. Comparación de la rigidez y resistencia relativas de una panel sándwich con el aumento del espesor del core	7
2.4. Orientaciones del honeycomb con alta anisotropía	8
2.5. Diagrama de Ashby. Resistencia a la tracción en función de la densidad para todos los materiales ingenieriles	9
2.6. Diagrama de flujo para la fabricación de placas de fibra de carbono preimpregnada con una resina termocurable	11
2.7. Realización del laminado con ayuda de un rodillo.	11
2.8. Esquema de un saco de vacío utilizado para el curado en autoclave.	12
2.9. Diagrama de flujo del proceso de fabricación de paneles sandwich	13
2.10. Esquema de un saco de vacío utilizado para el curado de paneles sandwich.	13
2.11. Modos de falla de la piel.	14
2.12. Modos de falla del alma.	16
2.13. Comparación entre flexión en 3 puntos y en 4 puntos.	17
2.14. Esquema ensayo de flexión en 4 puntos, diagrama de momento y diagrama de corte.	18
2.15. Influencia de la cantidad de plies en el span límite. $k = 1$, $\sigma = 925$ MPa, $F_s = 3$ MPa, $L = S/2$	20
2.16. Influencia de la resistencia a la compresión de la piel en el span límite. $k = 1$, $t = 0,4mm$, $F_s = 3$ MPa, $L = S/2$	20
3.1. Modelo mediante MEF con FEMAP. Condiciones de contorno en celeste y carga en verde.	23
3.2. Diagrama de flujo del programa de estimación de carga de rotura	26
3.3. Corridas del script que estima la carga de rotura de la piel de forma iterativa.	27

4.1. Influencia de la cantidad de plies y de la distancia entre soportes (span) en el modo de falla.	30
4.2. Comparación entre los valores obtenidos con con MEF y la ecuación que la norma provee para el diseño de probetas (los valores de los parámetros de ensayo y del material utilizados para la ecuación son los mismos que se utilizaron para el MEF).	32
4.3. Influencia del espesor del alma y de la distancia entre soportes (span) en el modo de falla.	33
4.4. Influencia del span de carga y del span en el modo de falla.	34
4.5. Influencia de la cantidad de plies y del span en el modo de falla.	35

Índice de cuadros