



Universidad Austral de Chile

Facultad de Ciencias de la Ingeniería
Escuela de Ingeniería Naval

ANALISIS DE FALLA DE UN CASCO DE CANOA
SINGLE CONSTRUIDA EN SISTEMA
SANDWICH PRF/HONEYCOMB/PRF
MEDIANTE UN SOFTWARE DE ELEMENTOS
FINITOS

Tesis para optar al Título de:
Ingeniero Naval
Mención Arquitectura Naval.

Profesor Guía:
Sr. Marcos Salas Inzunza.
Ingeniero Naval.
Licenciado en Ingeniería Naval
M.Sc. en Ingeniería Oceánica.
Doctor of Philosophy (Ship Science).

IVAN MAURICIO MARIN BORQUEZ
VALDIVIA - CHILE
2008

Esta Tesis ha sido sometida para su aprobación a la comisión de Tesis, como requisito para obtener el Grado de Licenciado en Ciencias de la Ingeniería.

La Tesis aprobada, junto con la nota del examen correspondiente, permite al alumno obtener el título de Ingeniero Naval, mención Arquitectura Naval.

EXAMEN DE TITULO:

Nota de presentación (ponderada) (1) :

Nota de Examen (ponderada) (2) :

Nota Final de Titulación (1+2) :

COMISION EXAMINADORA:

.....
Decano	Firma
.....
Patrocinante	Firma
.....
Informante	Firma
.....
Informante	Firma
.....
Secretario Académico	Firma

Valdivia,

NOTA DE PRESENTACION = $\frac{NC}{NA} \times 0.6 + \text{Nota Tesis} \times 0.2$

NOTA FINAL = Nota de Presentación + Nota Examen x 0.2

NC: Sumatoria Notas Curriculum, sin Tesis

NA: Número de asignaturas cursadas y aprobadas, incluida Práctica Profesional

INDICE

ITEM	PAGINA
RESUMEN	1
INTRODUCCION	2
CAPITULO I: MATERIALES COMPUESTOS	3
1) METODOS DE CONSTRUCCION	3
1.1) Moldeado por contacto	3
Laminación spray	
Laminación manual	
1.2) Moldeado por compresión	5
Moldeado con saco de vacío	
Moldeado autoclave	
1.3) Construcción sandwich	5
2) MATERIALES	6
2.1) Resinas	6
2.2.1) Resina Poliéster	7
2.2.2) Resina Vinilester	8
2.2.3) Resina Epoxilínica	8
2.2) Fibras de reforzamiento	9
2.2.1) Fibra de Vidrio E	9
2.2.2) Fibras Polímeras	10
2.2.3) Fibras de Carbón	11
2.2.4) Arquitectura de los reforzamientos	11
2.2.4.1) Tejidos (Wovens)	11
2.2.4.2) Entretejidos (Knits)	12
2.2.4.3) Omnidireccional	12
2.2.4.4) Unidireccional	12
2.3) Materiales de Núcleo	12
2.3.1) Honeycomb (Panal e abejas)	13
3) PROPIEDADES DEL LAMINADO	14
3.1) Propiedades Elásticas	16
3.1.1) Regla de las Mezclas	16
3.1.2) Influencia de Voids	19
3.1.3) Tratamiento de Laminados Woven Roving	19
5.2) Resistencia a la Tracción y a la Compresión del Laminado	19
3.2.1) Modos de falla por Tensión	20
3.2.2) Modos de falla por Compresión y Flexión	20
3.3) Resistencia a la Fatiga	22
3.4) Creep y Esfuerzo de Ruptura	22
3.5) Resistencia al Impacto	22

3.6) Laminados Híbridos	23
4) REFORZAMIENTOS TEXTILES	23
4.1) Tejidos Bidimensionales (2D Woven)	24
4.2) Resistencia a la Compresión y al Corte	24
4.3) Elección entre Laminados Textiles y de Capas Unidireccionales	25
<i>CAPITULO II: MODELACION EN ELEMENTOS FINITOS</i>	28
1) DISCRETIZACION	28
1.2) Discretización de los Elementos Finitos	28
2) CONSIDERACIONES GENERACION DE LA MALLA	29
2.1) Discretización del Dominio	29
2.2) Generación de los Elementos Finitos (Datos)	30
2.3) Geometría del Elemento	32
3) ELEMENTO FINITO	32
3.1) Teoría de Placas	32
3.2) Limitaciones de la Teoría de Placas Gruesas	33
<i>CAPITULO III: ANALISIS DE FALLA</i>	35
1) ANALISIS DE FALLA PARA MATERIALES COMPUESTOS	35
1.1) Criterios de Falla No Interactivos	35
Criterio del Máximo Esfuerzo	
1.2) Criterios de Falla Interactivos	36
Criterio de Tsai-Wu	
2) OBSERVACIONES ACERCA DE LOS CRITERIOS DE FALLA	39
3) COMPORTAMIENTO ESFUERZO DEFORMACION	40
<i>CAPITULO IV: ANALISIS DE FALLA DE UN CASCO DE CANOA PRF/HONETCOMB/PRF MEDIANTE SOFTWARE ALGOR</i>	
1) Planteamiento del Problema	45
1.1) Modelo Propuesto	45
1.2) Características Principales Estructura	46
2) Estimación Propiedades del Laminado	47
3) Resistencia a la Falla del laminado y del Núcleo	49
4) Generación del Modelo	51
Input de Datos al Programa	51
5) Output de Resultados	53
6) Interpretación de los Resultados	59
CONCLUSION	60
ANEXOS	61
BIBLIOGRAFIA	64

RESUMEN

El siguiente trabajo de tesis es una recopilación y a la vez una investigación bibliográfica para establecer una metodología sencilla de determinar con aproximación razonable las propiedades de materiales compuestos (plásticos reforzados).

Además se realizan dos modelos, uno con malla gruesa y otro con malla refinada, para analizar su comportamiento en determinado estado de cargas, mediante el software de elementos finitos Algor 12.

El objetivo principal de esta tesis es plantear los lineamientos y directrices necesarias realizar un análisis de este tipo y proveer la información necesaria.

SUMMARY

The following thesis work is a compilation and at the same time a bibliographical investigation to establish a simple methodology of determining with reasonable approach the properties of compound materials (reinforced plastics).

Moreover to made two models, thick net and fine net, to analyse it behaviour in one load condition, whit finite element software Algor 12

The main objective of this thesis is to outline the limits and necessary guidelines to carry out an analysis of this type.

This thesis say that theoric analysis is so aproach to made a proyect to minor boat of great performace.

INTRODUCCION

El presente trabajo de tesis pretende entregar información confiable para el ingeniero que proyecte una estructura de plástico reforzado con fibra. Para esto se entrega información teórica y datos relacionados con este tipo de construcción, además de los lineamientos básicos para confeccionar una malla de elementos finitos y de como analizar las fallas que se pueden producir en este tipo de estructuras.

Se analiza además el comportamiento de materiales compuestos a partir de sus constituyentes.

El objetivo principal de esta tesis es aportar con información necesaria para el análisis de falla en etapa de proyecto de estructuras composites, es decir, a partir de datos de propiedades del material obtenidas en forma teórica, dejando claro que el ensayo de materiales de un elemento representativo es el método más exacto de encontrar las propiedades de rigidez y resistencia del laminado para luego obtener resultados más confiables de la estructura en su conjunto.

Utilizando el software Algor 12 se muestra un ejemplo de como abarcar el problema, obteniendo las propiedades de rigidez y resistencia a partir de un método propuesto.

Se utiliza en concepto o la palabra inglesa "*composite*" para definir un "*material compuesto*", es decir que su estructura intima esta compuesta por dos o mas constituyentes que forman un solo material.

CAPITULO I

MATERIALES COMPUESTOS (COMPOSITES)

1) METODOS DE CONSTRUCCION

1.1) MOLDEADO POR CONTACTO (CONTACT MOULDING)

Uno de los métodos de fabricación de cascos PRF (plástico reforzado con fibra) de piel única (*single-skin*) de todos los tamaños es el moldeado por contacto en un molde hembra abierto, usando resina poliéster *cold-curing* y refuerzos vidrio E (también se usa frecuentemente resina vinilester).

El primer paso en el proceso de fabricación es la preparación del molde. Para cascos pequeños y de moderado tamaño, los moldes usualmente se fabrican en PRFV (plástico reforzado con fibra de vidrio), en cuyo caso un molde macho comúnmente de madera terminado en PRFV, que define exactamente la forma requerida del casco, sirve para construir el molde hembra definitivo en PRFV. Moldes muy grandes para construcción de barcos pueden ser de construcción metálica (acero o aluminio) y recubiertos con pasta *epoxy* para reparar las distorsiones provocadas por la soldadura, estos están divididos a lo largo del plano central mediante una conexión atornillada, para facilitar la remoción del molde hembra.

La preparación del molde esta completada después del encerado, lustrado y la aplicación de una película de alcohol polyvinilico (PVA, poly vinyl alcohol) o un agente desmoldante equivalente.

El laminado generalmente comienza con la aplicación de un pigmento *gel coat* de resina de buena calidad, depositado sobre el molde con brocha o spray a un espesor de 0.3 a 0.5 mm., cuyo principal propósito es proveer una pequeña superficie externa (intermedia entre el molde y el laminado del casco) del color requerido, para evitar la necesidad del posterior pintado y proteger la interfase fibra-resina de la directa exposición a un medioambiente húmedo. El *gel coat* puede ser reforzado con una fina gasa de fibra de vidrio, poliéster o acrílico con el objeto de entregar resistencia superficial, como por ejemplo resistencia al resquebrajamiento superficial (*cracking*), ampoyamiento (*blistering*) y ralladuras. El laminado, continua después que el gel coat ha curado completamente, usando uno de los siguientes procesos.

Importante es disponer de la información necesaria relativa a la seguridad personal (especialmente con la fibra de vidrio) y del medio ambiente (especialmente con las resinas) al embarcarse en la empresa de construir una estructura de PRF.

(i) Laminación Spray (*Spray-Up*)

Fibras de vidrio continuas, cortadas a una longitud de 25 a 50 mm., son aplicadas simultáneamente con resina poliéster, catalizador y acelerador con la pistola pulverizadora. La mezcla es consolidada con rodillo manual, procurando un laminado con una fracción de peso de fibra de 0.25 a 0.3 (ósea entre 25 a 30%). Mucha de la labor involucrada en la laminación manual es evitada mediante éste proceso de fabricación, el cual se presta para la producción en línea de pequeños cascos y de bajo rendimiento. El control de espesores es, empero, dificultoso

y la calidad del laminado es generalmente mas baja de la que puede ser obtenido mediante laminación manual.

(ii) Laminación Manual (*Hand Lay-Up*)

Resina mezclada con catalizador y acelerador es depositada libremente sobre el *gel coat* o sobre una aplicación previa de reforzamiento impregnado con brocha, rodillo o pistola pulverizadora. Cada aplicación de reforzamiento, en forma de fieltros de hilos cortados (CSM, chopped strand mat) con peso usualmente en el rango de 300 a 600 g/m² o woven rovings (WR) con peso usualmente en el rango de 400 a 800 g/m² (la forma comercial de este producto es en rollos de 1 o 1.5 m de ancho), es empapada y consolidada (utilizando brocha o rodillo) con resina. Para embarcaciones mayores el reforzamiento es *knits* en forma de triaxial o biaxial. Las tiras adyacentes de refuerzos son traslapadas o a tope, como se muestra esquemáticamente en la figura 1.

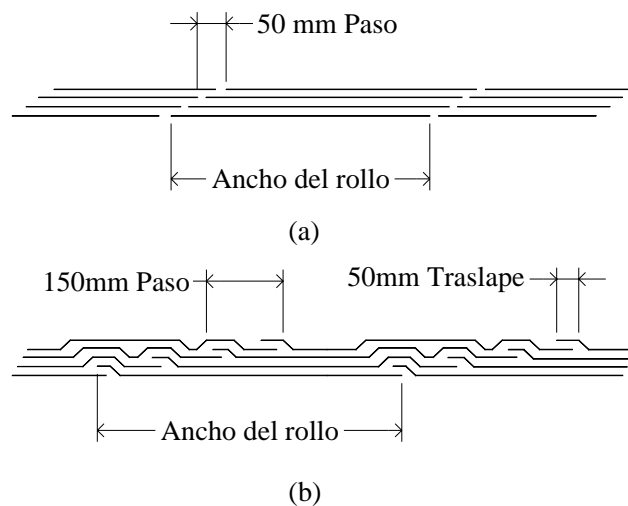


Figura 1: Juntura de las tiras de refuerzo: (a) a tope; (b) traslapadas

El laminado resultante normalmente tiene una fracción de peso de fibra W_f entre 0.25 y 0.35 en el caso de refuerzos CSM o entre 0.45 y 0.55 en el caso de refuerzos WR. Ignorando el efecto de *voids* el espesor por aplicación t_p (espesor lámina) puede ser estimado de la expresión:

$$t_p = w_f \left[\frac{1}{d_f} + \left(\frac{1 - W_f}{W_f} \right) * \frac{1}{d_m} \right]$$

Donde w_f es el peso por unidad de área de refuerzo (valor entregado por el fabricante), W_f es la fracción de peso de fibra, d_f y d_m son densidades de fibra y resina respectivamente. No obstante la mayor e intensiva labor, el laminado manual es un proceso flexible el cual admite laminados de distintas configuraciones (por ejemplo combinación de CMS, WR y reforzamiento unidireccional en cualquier secuencia prescrita) y generalmente concede un material de buena calidad, satisfactorio para cascos de alto rendimiento.

1.2) MOLDEADO POR COMPRESION (COMPRESSION MOULDING)

El moldeado por compresión involucra la aplicación de presión, algunas veces acompañada de calor, a un laminado sin curar con el objeto de aumentar la concentración de fibra y reducir *voids* exprimiendo el exceso de resina y aire, además con la aplicación de calor, que acelera el curado se desarrolla una rigidez y solidez máximas. Los procesos esbozados a continuación, los cuales son adecuados para producción de gran número de moldeados pequeños y de alta calidad, han sido usados extensivamente en la construcción de pequeños cascos de botes.

(i) Moldeado con saco de vacío (*vacuum bag moulding*)

Este proceso, el cual se puede considerar como una elaboración del *contact moulding*, implica colocar sobre el molde una membrana flexible, separada del laminado incurado por una película de PVA, polythene u otro desmoldante, sellando los extremos y evacuando los espacios vacíos de la membrana, de tal modo que el laminado este sujeto a la presión de 1 bar.

(i) Moldeado con Autoclave

Altas presiones (por ejemplo 5 a 15 bar) combinadas con elevadas temperaturas, producen un incremento en la concentración de fibra, lo que mejora las propiedades mecánicas. Puede ser ejecutado llevando el proceso de moldeado con saco de vacío a un autoclave (horno presurizado).

1.3) CONSTRUCCIÓN SÁNDWICH

Pueden fabricarse cascos, cubiertas y mamparos utilizando el proceso *contact moulding*, usando resina poliéster curada en ambiente cerrado, de la misma forma que estructuras de piel única (llamadas monolíticas o *single-skin*). Primero, la piel exterior de PRF es puesta sobre el molde hembra. El núcleo es empapado con una capa de resina poliéster o epoxi, posiblemente reforzado con una aplicación de CMS. La fabricación es completada entonces colocando la piel interna de PRF.

En el caso de fabricación *pressure moulding* (usando *vacuum bag* o autoclave), la aplicación de presión combinada con elevadas temperaturas permite un mejor afianzamiento de núcleo y pieles (usando películas adhesivas epoxi o acrílicas) y es esencial en el caso de núcleos honeycomb.

El propósito principal del núcleo en la construcción sándwich es aportar rigidez a la estructura (por el aumento del momento de inercia geométrica) como lo muestra la figura 3.

Las propiedades requeridas en un material núcleo eficiente son baja densidad, alto modulo de corte, alta resistencia al corte, alta resistencia a la compresión en sentido transversal

a la superficie (en dirección del espesor), estabilidad térmica, resistencia al creep, al impacto, a la fatiga y a la penetración de agua.



Figura 2: Sección transversal canoa de alto rendimiento con núcleo honeycomb.




			
Relative Stiffness	100	700	3700
Relative Strength	100	350	925
Relative Weight	100	103	106

Figura 3: Construcción sándwich comparada con construcción sólida

Rigidez, Resistencia y peso del sándwich (2t y 4t) son relativos al laminado sólido (de espesor t)

La Resistencia relativa se refiere a la flexión.

Fuente: Marine Composites, Eric Greene Asóciates

2) MATERIALES

En construcción de estructuras *composites* existe una amplia gama de refuerzos, resinas y materiales de núcleo, además de otros productos tales como gel-coat, desmoldantes, aceleradores y catalizadores. En términos generales podemos decir que los refuerzos se distinguen de acuerdo al material de la fibra y su geometría; las resinas se dividen en termoestables y termoendurentes. A continuación solo se describirán los materiales ocupados en la construcción de canoas de competición de alto rendimiento.

2.1) RESINAS

Las resinas termoendurentes o termoestables (que endurecen irreversiblemente durante el proceso de curado) que incluyen las Poliésteres, Vinilésteres, Epoxilínicas y no tan

comúnmente las Fenólicas, son casi siempre usadas como matriz en plásticos reforzados para construcción marina. Las resinas termoplásticas (polímeros que se ablandan y pueden deformarse a elevadas temperaturas, normalmente de 150° a 250°C), no son aconsejables para la construcción de grandes cascos pero han encontrado aplicación en algunos pequeños cascos de botes y en componentes especializados. Polietileno, poliestireno, polipropileno, poliamidas y nylon son ejemplos de resinas termoplásticas. Factores que influyen en la elección de la resina son propiedades mecánicas, durabilidad en el medio ambiente marino, comportamiento a elevadas temperaturas y condiciones de fuego y conveniencia para incorporarse a un proceso de fabricación económico.

La siguiente tabla muestra algunas de las propiedades más importantes de las resinas termoendurentes, que son las que se utilizan en el tipo de casco en estudio.

Tabla 1: Propiedades típicas de las resinas Termoendurentes.

Material	G.E.	E (GPa)	μ	σ^T (MPa)	σ^C (MPa)	ϵ de falla %	Distorsión Por Calor	Costo relativo
Poliéster (ortoftalica)	1.23	3.2	0.36	65	130	1	65°C	0.9
Poliéster (isoftalica)	1.21	3.6	0.36	60	130	2	95°C	1.0
Vinilester (Derakane 411-45)	1.12	3.4	-	83	120	4-5	110°C	1.8
Epoxilínica (DGEBA)	1.2	3.0	0.37	85	130	5-6	110°C	2.3
Fenólica	1.15	3.0	-	50	-	2	120°C	0.8

σ^T , σ^C : resistencia a la tracción y a la compresión respectivamente.

G.E., gravedad específica en grs/cm³.

E: Modulo de Young

μ : Coeficiente de Poisson

Distorsión por calor se refiere a temperatura máxima donde la resina curada se distorsiona

Fuente: *Desing of Marine Strutures in Composite Material*, C. S. Smith.

2.1.1) RESINA POLIESTER

La resina de poliéster insaturado es lejos el material matriz más comúnmente usado para laminados de estructuras marinas. Su eficiencia viene dada por su moderado costo, facilidad de uso en los procesos de fabricación *Hand-Lay up* y *Spray-up*, y generalmente buen rendimiento en el medio ambiente marino.

En el mercado se encuentran tres tipos principales de éstas resinas:

(i) Poliéster ortoftalica, hecha por combinación de anhídrido málico (ácido hidroxibutanodioico) y anhídrido ftálico con un glicol (comúnmente glicol propileno). Es la menos expansiva y la más ampliamente ocupada para construcción de pequeños botes.

(ii) Poliéster isoftálica, contiene ácido isoftálico, en lugar de anhídrido ftálico. Es más expansiva, tiene propiedades mecánicas un poco superior y mejor resistencia al agua, es comúnmente especificada para construcción de botes de alto rendimiento.

(iii) Poliéster bisfenol, en las cuales el ácido o anhídrido ftálico es parcial o completamente reemplazado por bisfenol A, ofreciendo mucha mejor resistencia química y al agua, a un costo sustancialmente más alto.

La resina poliéster es una solución en la cual el solvente, normalmente estireno, reacciona químicamente con el polímero (soluta) en presencia de un catalizador y un acelerador para formar un sólido fuerte. Para resinas poliéster se utilizan las siguientes combinaciones:

Catalizador	Acelerador
Methyl Ethil Keytone Peroxide (MEKP)	Cobalt Napthanate
Cuemene Hydroperoxide	Manganese Napthanate

La reacción (curado) es exotérmica, procurando calor el cual ayuda al proceso mismo, pero este calor puede, si el espesor es excesivo causar una temperatura suficiente para dañar el material, por esta razón el espesor del laminado que pueden ser depositados en una aplicación es limitado, típicamente alrededor de 2 mm. Durante el curado ocurre un encogimiento de la resina de entre el 5 al 8%. Estas resinas vienen comúnmente premezcladas con acelerador, así que el curado se inicia siempre agregando el catalizador, esto para evitar el peligro de la reacción violenta entre el catalizador y el acelerador. El tiempo de vida para la resina envasada es típicamente de 6 a 12 meses, mientras que una vez abiertas, dependiendo de la temperatura ambiental y de la cantidad de catalizador, puede ser de unos pocos minutos a varias horas.

2.1.2) RESINA VINYL ESTER

Las resinas Vinyl Ester son resinas insaturadas que en su preparación reacciona un ácido insaturado monofuncional (metacrílico o acrílico) con un bisphenol diepoxide. El polímero resultante es mezclado con un monómero insaturado, tal como el estireno. En cuanto a características de manejo y de rendimiento, las vinilester son similares a las poliéster. Algunas de las ventajas de las vinilester, que pueden justificar su alto costo, incluyen mejor resistencia a la corrosión, estabilidad hidrolística y excelentes propiedades físicas tales como resistencia al impacto y a la fatiga. Se ha comprobado que una capa de 0.51 a 1.52 mm de matriz resina vinilester puede proveer una excelente barrera de permeabilidad para resistir el ampollamiento (blistering) en laminados marinos.

2.1.3) RESINA EPOXILINICA

Las resinas epoxilínicas (epoxy) son una extensa familia de materiales que contienen un grupo funcional reactivo en su estructura molecular. Las resinas epoxy muestran las mejores

características de rendimiento de todas las resinas usadas en la industria marina. Principal aplicación tienen en naves y artefactos aeroespaciales como matriz en sistemas con fibra de carbono (e.g., AS4/epoxy), excepto cuando el rendimiento a altas temperaturas es crítico. El alto costo de las resinas epoxy y las dificultades en el manejo han limitado su uso.

2.2) FIBRAS DE REFORZAMIENTO

La fibra de reforzamiento, la cual solo sirve para soportar cargas de tensión cuando esta en forma de hebras sin impregnar, aporta la mayor parte de la resistencia y la rigidez de tensión, compresión, flexión y corte del laminado PRF. La incorporación de fibra convierte la frágil resina en un compuesto tenaz y resistente a la fatiga. La notable relación cinética entre resina y refuerzo es además demostrada por el incremento a la tensión impartido a las fibras cuando estas son impregnadas en una matriz de resina. El reforzamiento de laminados PRF marinos es en la mayoría de los casos fibra de vidrio, empero en lo que se refiere al tipo de embarcaciones menores llamadas canoas de competencia de alto rendimiento las fibras de reforzamiento son en su mayoría carbón y aramidas (kevlar).

Tabla 2: Propiedades típicas de algunas fibras de reforzamiento

Tipo de fibra	G.E.	E_A/E_T GPa	G_A GPa	μ	σ^T/σ^C GPa	ϵ de falla %	α	Costo Relativo
Vidrio E	2.55	72	-	0.2	2.4-3.4	3-4.8	5	1.0
Vidrio R, S2	2.5	90/90*	36	0.2	3.0/1.57*	3.5	5.6	8
Vidrio S	2.49	86.9	-	0.22	4.3	5.0	-	-
Carbon HS (Thornel T-40)	1.74	297	-	-	4.1	1.4	-	50
Carbon HS (Thornel T-700)	1.81	248	-	-	4.5	1.8	-	45
Carbon HS (Fortafil F-5)	1.8	345	-	-	3.1	0.9	-0.5	50
Carbon HM (P-755)	2.0	520	-	-	2.1	0.4	-1.2	250
Carbon HM (P-120)	2.18	826	-	-	2.2	0.3	-	2700
Carbon-Pan (T-300)	1.77	231/14*	22	-	2.97/2.69*	0.38- 2.0	-	-
Carbon-Pan (AS4)	1.8	248/13*	21	0.3**	3.49/2.7*	-	-	-
Aramida (Kevlar 49) Ref.:1	1.45	124/7*	3	-	3.6/1.05*	2.9	-2	15
Aramida (Kevlar 49) Ref.:12	1.45	131	-	0.35	3.62	2.8	-	-
Kevlar 149	1.47	179	-	-	3.45	1.9	-	-
Spectra 900	0.97	-	-	-	2.588	-	-	22
Pitch (P100)	2.15	772/7*	22	-	2.44/0.7*	-	-	-
Fibra de Boro	2.7	393	-	0.2	3.1	0.8	-	-

La fibra de vidrio es casi isotropica, las propiedades de la fibra de carbón y aramidas son altamente anisotropicas y no están bien definidas en la literatura;

σ^T , resistencia a la tracción axial;

*α , coeficiente de expansión axial (*10⁻⁶/°C);*

** en la columna del Módulo de Young (E), los pares de valores se refiere al módulo axial y transversal (E_A y E_T) respectivamente y en la columna de la Resistencia a la Tracción se refieren a la resistencia a la tracción y a la compresión respectivamente.*

μ : Coeficiente de Poisson

G.E., gravedad específica en grs/cm³

Fuente: Referencia 1, 2, 3 y 12

2.2.1) FIBRA DE VIDRIO E

La fibra de vidrio E, cuyo nombre deriva de su alta resistencia eléctrica y cuyas características estructurales son alta resistencia a la tracción, moderada rigidez (un poco baja) y bajo costo. Es lejos el tipo de refuerzo más ampliamente usado en la construcción de PRF marino. El vidrio E tiene una composición alcalina baja, contiene principalmente óxido de silicio, calcio, aluminio y boro. Las fibras individuales (filamentos) tienen diámetros en el rango de 4 a 20 μm (usualmente cerca de 10 μm).

Varios son los procedimientos que conducen a la producción de tales fibras, pero en general el principio en el cual se basan es siempre el mismo, ósea el estiramiento a muy alta temperatura por tracción mecánica o por acción de fluidos en movimiento de una veta o vena de vidrio fundido y su inmediata solidificación. Información más completa acerca del proceso de producción de las fibras, se halla en la tesis n° 615 de Fabián Córdova, Biblioteca Ingeniería Naval.

Las hebras pueden ser cortadas en longitudes cortas de 25 a 50 mm para el uso directo en laminación Spray-up, o pueden ser tratadas con una emulsión para fabricar fieltros de hilos cortados (*chopped-strand mat* o CMS) con mayor o menor orientación randomica de la fibra. Los grados de CMS más comúnmente usados en fabricación de botes son de pesos en el rango de 300 a 900 g/m² (mat-300 a mat-900), también gasas muy livianas de 20 a 50 g/m².

También, las hebras pueden ser combinadas para formar mechas, tales contienen de 1 a 100 hebras, estas pueden ser tejidas para formar WR (*woven rovings*). El material WR es usualmente un tejido plano, de configuración balanceada, es decir, con aproximadamente igual distribución de fibra en dirección de la urdiembre y del entramado (longitudinal y transversalmente), pero también puede tener configuración des balanceada según prescripción. Las densidades de WR comúnmente empleadas en construcción de cascos de botes están en el rango de 200 a 900 g/m².

Tejidos paralelos, livianamente cosidos con hebras de vidrio o nylon, son usados para formar lienzos o cintas unidireccionales (UD).

2.2.2) FIBRAS POLIMERAS

La fibra aramida más común (aromatic polyamide) es el Kevlar desarrollado por DuPont en los años setenta. Esta es una fibra de reforzamiento predominantemente orgánica. Incluye el Kevlar 49 que tiene extensiva aplicación en estructuras PRF, y el Kevlar 29 el cual es usado principalmente en cabos y cables y como reforzamiento para caucho. Las más importantes características de las fibras aramidadas son muy alta resistencia a la tensión, bajo peso y alta resistencia a la fatiga y al impacto, sin embargo tienen una compleja estructura anisotrópica, la cual resulta en constreñimiento y fibrilación de las fibras individuales, causando baja resistencia bajo condiciones de compresión y flexión. Por ésta razón es que para PRF de cascos donde se producen altas cargas de compresión y flexión solo se deben ocupar mestizadas con fibra de vidrio o de carbón.

Allied Corporation desarrollo una fibra de polietileno de alto modulo y resistencia llamada Spectra que fue introducida en 1985. Las propiedades mecánicas a temperatura ambiente son ligeramente mejor que el Kevlar, aunque su rendimiento a elevadas temperatura decae. Su resistencia química y a la fatiga es mejor que las aramidadas. Existen otras fibras poliéster y nylon como Compet y Trevaria. Aunque las fibras poliéster tienen claramente alta resistencia, su rigidez es considerablemente más baja que las de vidrio.

2.2.3) FIBRAS DE CARBON

Los términos fibra de carbón y fibra de grafito son generalmente usados indistintamente, aunque el grafito técnicamente se refiere a fibras que tienen más de un 99% de composición de carbón versus las fibras de base PAN que tienen entre 93 a 95%.

Las fibras de carbón son producidas usualmente por pirolisis (calentamiento en ausencia de aire) con fibras PAN (*poly-acrylonitrile*) o *Pitch* (alquitrán, brea). La complejidad de su proceso, el cual involucra estiramiento y estabilización de las fibras a moderadas temperaturas para alcanzar una orientación favorable de las moléculas (resultando en anisotropía de las fibras individuales) seguido de calentamiento en una atmósfera inerte a temperaturas en el rango de 1200 a 2800°C, resultando en un muy alto costo.

Se distinguen comúnmente dos tipos de fibra de carbón: (i) de alta resistencia (HS, high strength) que son las más usadas, y (ii) las de gran módulo (HM, high modulus) que se caracterizan por ser más expansivas. Estas fibras son más ampliamente ocupadas en la industria aeroespacial.

2.2.4) ARQUITECTURA DE LOS REFORZAMIENTOS

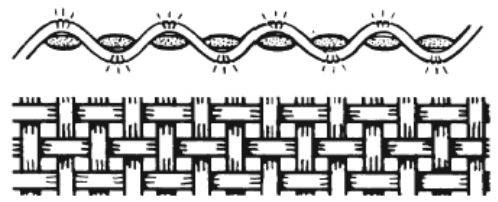
La gama de arquitecturas de reforzamientos textiles que existe en el mercado es amplia, existen además fieltros de hilos cortados CMS y haces de fibras dispuestas unidireccionalmente UD.

La gama de reforzamientos textiles se puede clasificar en: 2D woven (e.g., WR y TRIAX), 2D braided, knitted, stitched, 3D interlock weaves y 3D braid. Aunque describiré

algunos de los más usados, completa información acerca de reforzamientos textiles referirse a Handbook of Analytical Methods for Textile Composites, NASA contractor report 4750, 1997. Sin embargo en el ítem 4 de este capítulo se analizan y describen los tejidos bidimensionales (2D woven).

2.2.4.1) TEJIDOS (WOVENS)

Los reforzamientos tejidos caen generalmente en la categoría de tela (cloth) y tejido de mechas continuas (WR). Las telas son livianas en peso y se requieren cerca de 40 a 50 pieles para alcanzar una pulgada de espesor. Su uso en construcción naval está limitado a pequeñas partes y reparaciones. Particulares modelos de tejidos incluyen los tejidos planos, de los cuales la mayoría son altamente entrelazados, por ejemplo tejido de cesta (basket weave). Los tejidos rasos (*satin weaves*),

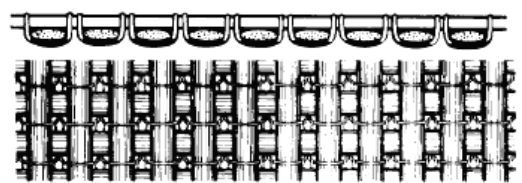


Tejido Woven Roving

que exhiben un mínimo de entrelazamiento, tienen buena resistencia a la distorsión por corte. Los reforzamientos Woven Roving consisten en haces aplastados de mechas continuas en un tejido plano con ligeramente más material en la dirección de la urdiembre. Este tipo de reforzamiento es común en estructuras marinas pequeñas, para grandes cascos se utilizan los entretejidos (*knits*). Esta disponible en grandes densidades, lo que facilita la rápida construcción del espesor. Tiene buena resistencia al impacto.

2.2.4.2) ENTRETEJIDOS (KNITS)

Los reforzamientos entretejidos fueron introducidos en 1975 por Knytex para proveer gran resistencia y rigidez por unidad de espesor, comparados con los tejidos WR. Un reforzamiento entretejido (knitted) está construido usando una combinación de reforzamiento unidireccional cosido con hilo sintético no estructural tal como un poliéster. Una capa de mat puede ser incorporado a la construcción. Este reforzamiento tiene la ventaja de tener las fibras perfectamente extendidas en comparación con los tejidos (wovens), que por esta propia razón tienen las fibras plegadas (ver figuras). Se pueden alcanzar superiores relaciones fibra/resina.



Knitted biaxial

2.2.4.3) OMNIDIRECCIONAL

Los reforzamientos omnidireccionales pueden ser aplicados como MAT prefabricados en laminación manual o como fieltros de hilos cortados en laminación spray (premix). Los fieltros

de hilos cortados consisten de hebras de fibra de vidrio orientadas estocasticamente que son sostenidas con una resina ligadora. Esta es una forma muy económica de construir espesores, especialmente con moldes complejos. Las propiedades mecánicas son menores que otros reforzamientos.

2.2.4.4) UNIDIRECCIONAL

Materiales de grandes módulos y resistencia, tales como fibra de carbón, son a veces usados en esta forma de reforzamiento. El espesor del material esta generalmente limitado debido a la dificultad de manejo y dificultad para deshumedecer. Típicas aplicaciones son fabricación de rodas y refuerzos de crujía. Cascos enteros son fabricados de reforzamiento unidireccional cuando se desean laminados de gran rendimiento.

2.3) MATERIALES DE NUCLEO

Un núcleo es un material que puede separar físicamente en forma resistente pieles de laminados y transmitir fuerzas de corte a través del sándwich. El rango de materiales de núcleo abarca desde especies naturales (como madera de balsa) a estructuras de gran ingeniería como honeycomb o espumas. El comportamiento dinámico de una estructura composite esta íntegramente relacionado con las características del material de núcleo utilizado.

En éste trabajo solo se describirán los núcleos honeycomb, ya que son estos los que se ocuparan en la parte práctica, empero se presenta una tabla con los materiales de núcleo más comunes y sus principales propiedades.

Tabla 3: Propiedades de los principales materiales de núcleo.

Material Núcleo	G.E.	Modulo de Corte (MPa)	Resistencia al Corte (MPa)	Modulo * Elástico(MPa)	Resistencia * Comp. (MPa)
Espuma PVC	0.075	25	0.8	50	1.1
Espuma PVC	0.13	40	1.9	115	3.0
Espuma PVC	0.19	50	2.4	160	4.0
Espuma PU	0.10	10	0.6	39	1.0
Espuma PU	0.19	30	1.4	83	3.0
Espuma Sintáctica	0.40	430	-	1200	10.0
Espuma Sintáctica	0.80	1000	2.1	2600	45.0
Madera de Balsa	0.10	110	1.4	800	6.0

Madera de Balsa	0.18	300	2.5	1400	13.0
Honeycomb Aluminio	0.07	455/205	2.2/1.4	965	3.5
Honeycomb Aluminio	0.13	895/365	4.8/3.0	2340	9.8
Honeycomb GRP	0.08	117/52	2.3/1.4	580	5.7
Honeycomb (Nomex) Papel de Aramida	Se indican en la tabla 4: Propiedades honeycomb Nomex Aramida, de este capítulo				

**Transversalmente (a través de espesor)*

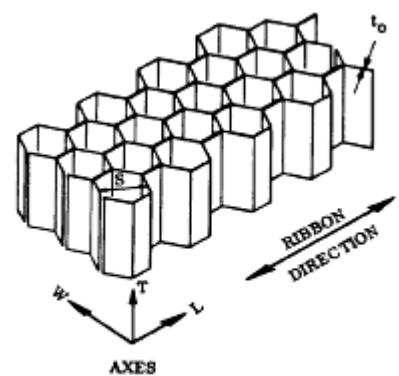
Los pares de números se refieren a las direcciones longitudinal y transversal del honeycomb hexagonal PVC, poly vinyl chloride; PU, poly urethane; Espuma Sintáctica, está formada por microesferas de vidrio ($\varnothing = 50$ a $400 \mu\text{m}$) en resina poliéster, epoxi o fenólica.

G.E., gravedad específica en grs/cm³

Fuente: Referencias 1, 2, y 3

2.3.1) HONEYCOMB (PANAL DE ABEJAS)

Tienen mayor aplicación en la industria aeroespacial, y aunque su aplicación en la industria marina es limitada por ser muy expansivos y por riesgo de penetración de agua, canoas de alto rendimiento se construyen con este tipo de núcleo. Otra desventaja es riesgo de desligamiento núcleo/piel bajo cargas de impacto. Los materiales que se ocupan para este tipo de núcleo incluyen aluminio, fibra de vidrio impregnada con resina fenólica, polipropileno y papel tratado resina fenólica y fibra aramida. El honeycomb está definido por material, tamaño de celda y densidad, por ejemplo: HRH-10-3/16-3.0, donde HRH-10 se refiere al tipo de material (aramida), 3/16 es el tamaño de celda en fracción de una pulgada y 3.0 es la densidad nominal en libras por pie cúbico. El rango de densidades varía de 1 a 6 lbs/ft³ y el tamaño de celda varía de 1/8 a 3/8 de pulgadas. Las propiedades físicas varían en forma casi lineal con la densidad. La fabricación de estructuras (o paneles) extremadamente livianas es posible con núcleos honeycomb. Respecto a las formas geométricas posibles de lograr, el de papel de aramida es el más maleable. Con honeycomb de aluminio no son posibles muchas formas.



Honeycomb hexagonal

Tabla 4: Propiedades honeycomb Nomex Aramida Fuente: www.hexcelcomposites.com

HRH10 Nomex (Aramid)		COMPRESSION		PLATE SHEAR			
Densidad	Tamaño celda			L Direction		W Direction	
kg/m ³	mm	Strength MPa	Modulus MPa	Strength MPa	Modulus MPa	Strength MPa	Modulus MPa
29	3	0.9	60	0.5	25	0.35	17.0
32	5	1.2	75	0.7	29	0.4	19.0
32	13	1.0	75	0.75	30	0.35	19.0
48	3	2.4	138	1.25	40	0.73	25.0
48	5	2.4	140	1.2	40	0.7	25.0
64	3	3.9	190	2.0	63	1.0	35.0
64	6	5.0	190	1.55	55	0.86	33.0
80	3	5.3	250	2.25	72	1.2	40.0
96	3	7.7	400	2.6	85	1.5	50.0
123	3	11.5	500	3.0	100	1.9	60.0
144	3	15.0	600	3.5	115	1.9	69.0
29	5 OX	1.0	50	0.4	14	0.4	21.0
48	5 OX	2.9	120	0.8	20	0.85	35.0

3) PROPIEDADES DEL LAMINADO

Sabida es la dificultad de predecir las cargas que actuarán en una estructura en condiciones de mar, fluviales y lacustres, es igualmente difícil establecer las propiedades del material y las resistencias admisibles en un composite. Los diseños aeroespaciales proveen datos de propiedades de material para reforzamiento unidireccional, de acuerdo a la notación (a) de la figura 4 (la regla de las mezclas esta en esta notación). Debido a la extrema seguridad y consideraciones de peso, la industria aeroespacial ha hecho considerables inversiones para la determinación de manera analítica del comportamiento de materiales compuestos. Desafortunadamente, éstos materiales son típicamente carbón/epoxy, los cuales son raramente ocupados en la industria naval. En la tabla 4 se presentan algunos laminados típicos y sus principales propiedades.

(a)

(b)

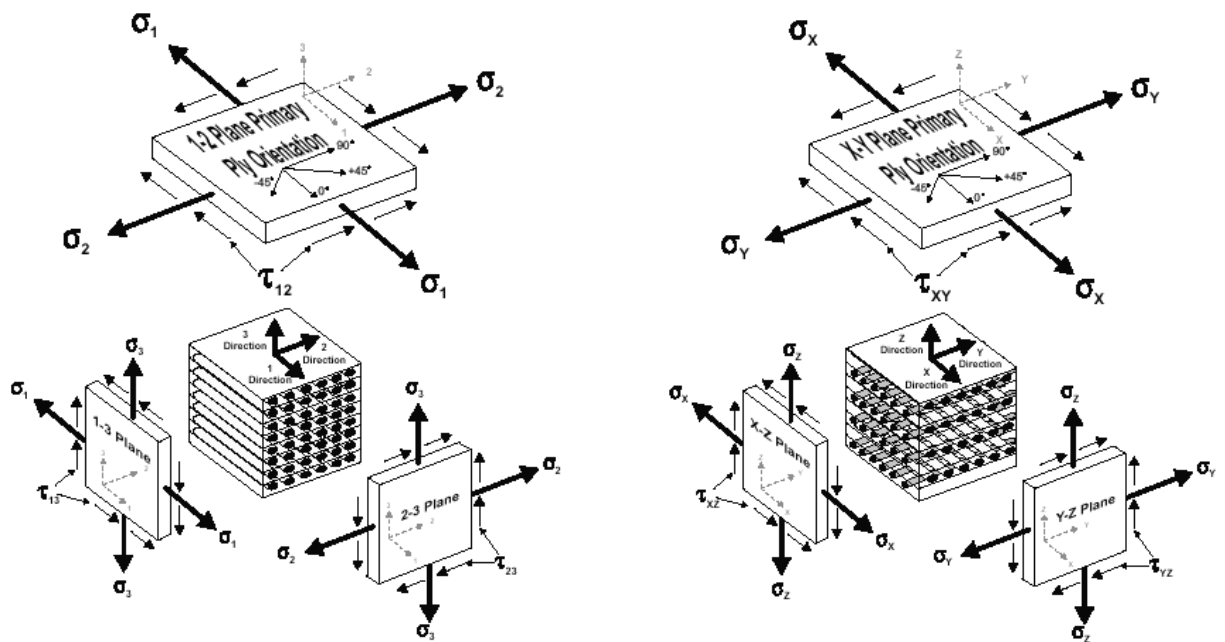


Figura 4: notación para describir los esfuerzos aplicados de (a) lamina (una lamina es una capa única unidireccional del laminado) y (b) laminado (un laminado consiste de una serie de capas de laminas)

Tabla 4: Propiedades típicas de laminados

Material	V_f	E.G.	E^T/E^C (GPa)	G (GPa)	μ	σ^T (MPa)	σ^C (MPa)	Peso por Area/ Espesor
Vidrio E/Poliéster (CMS)	0.18	1.5	8	3	-	100	140	-
Vidrio E/Poliéster (WR)	0.34	1.7	15	3.5	-	250	210	-
Vidrio E/Poliéster (UD)	0.43	1.8	30	3.5	-	750	600	-
Carbón/Epoxy (textil HS)	0.5	1.5	55	12	-	360	300	-
Carbón/Epoxy (UD HS)	0.62	1.6	140	15	-	1500	1300	-
Carbón/Epoxy (UD HM)	0.62	1.7	300	20	-	700	680	-
Carbón/Epoxy (UD)	0.6	-	130/115	-	0.25	2000	1300	0.19/0.12 5
Kevlar49/Epoxy (UD)	0.62	1.4	50	8	-	1600	230	-
Vidrio/Epoxy (UD)	0.55	-	43/42	-	0.28	1100	900	0.25/0.12 5
Carbón/Epoxy (Woven)	0.55	-	70/60	-	0.05	800	700	0.45/0.3

(G793-5HS)								
Kevlar/Epoxy (Woven) (285K-4HS)	0.6	-	30/31	-	0.2	500	150	0.27/0.2
Vidrio/Epoxy (Woven) (7781-8HS)	0.5	-	20/17	-	0.13	660	550	0.47/0.25
Vidrio/Fenolica (Woven) (7781-8HS)	0.55	-	20/17	-	0.13	400	360	0.47/0.25
Madera marina (caoba)	-	0.6	7	1.0	-	40*	25*	-
Acero B o Lloyds EH32	-	7.8	207	80	-	325*	340*	4.0/0.5
Aluminio 5083	-	2.8	70	26	-	150*	150*	1.35/0.5

*0.2% del ensayo de resistencia; G.E., gravedad específica en grs/cm³.

Peso por unidad de Área en kg/m².; Espesor (típico) en mm.

Fuente: Referencias 1 y 2

3.1) PROPIEDADES ELASTICAS DE LAS PIELES O LAMINAS

Debido a las características de los laminados PRFV: alta resistencia y baja rigidez, el reforzamiento en el diseño de las estructuras PRFV obedece más a consideraciones de deformación y pandeo elástico que por consideraciones de tensión máxima y resistencia a la compresión. Por lo tanto una cuidadosa evaluación de las propiedades elásticas es parte importante del proceso de diseño. Para los propósitos del diseño estructural, el modulo elástico de laminados PRF será establecido idealmente por "test" de ensayo de materiales sobre probetas representativas, tan cerca como sea posible, del material de la estructura proyectada. En el caso de que tales valores sean desconocidos o en el caso de que en la etapa inicial del diseño se considere un ancho rango de posibles configuraciones fibra/resina, puede ser necesario estimar el modulo teóricamente y examinar la influencia sobre las propiedades del laminado de las variaciones en contenido de fibra, módulos de fibra y resina, orientación de la fibra y distribución de la fibra a través del espesor del laminado (laminados que combinan distintos configuraciones de fibra), junto con el efecto de la introducción de materiales con altos módulos tales como la fibra de carbón. Interesante puede ser también (o necesario) examinar la influencia de las imperfecciones en el proceso de fabricación tales como exceso de resina y/o incorrecto alineamiento de la fibra.

El análisis elástico de *composites* reforzados con fibra está basado generalmente sobre las siguientes suposiciones:

- (i) Que el material es microscópicamente homogéneo y que su comportamiento global esta gobernado por la ecuación de elasticidad anisotrópica.
- (ii) Que las propiedades globales o promedio del material pueden ser establecidas, especificando la geometría fibra/matriz y los módulos de fibra y matriz de un elemento representativo del *composite*.

3.1.1) REGLA DE LAS MEZCLAS O ECUACION DE HALPIN-TSAI

La ecuación semiempírica desarrollada por Halpin y Tsai, corresponde a una generalización de la solución elástica exacta (proveniente de del teorema de la energía potencial mínima) para un modelo microscópico fibra/matriz (= elemento representativo axisimétrico formado por una fibra cilíndrica encerrada por un cilindro de material matriz), proporciona un medio simple de estimar los módulos, el cual parece ser suficientemente exacto para la mayoría de los composites excepto, posiblemente para aquellos con un muy alto contenido de fibra ($V_f > 0.6$). Para un composite reforzado unidireccionalmente el módulo de Young E_1 en la dirección de la fibra y las relaciones de Poisson mayor y menor son estimadas por la regla de las mezclas de la siguiente manera:

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m \quad (1)$$

$$\mu_{12} = \mu_f V_f + \mu_m V_m \quad (2)$$

$$\mu_{21} = \mu_{12} E_2 / E_1 \quad (3)$$

Donde E_f y E_m son los módulos de fibra y matriz, asumidos como isotrópicos, μ_f y μ_m son los coeficientes de Poisson para fibra y matriz; V_m es la fracción porcentual de volumen de matriz relacionado con la fracción de peso de matriz R y las gravedades específicas de fibra y matriz γ_f y γ_m (ignorando voids):

$$V_m = \frac{\gamma_f}{\gamma_m} \left/ \left(\frac{1}{R} + \frac{\gamma_f}{\gamma_m} - 1 \right) \right. \quad (4)$$

$V_f = 1 - V_m$ es la correspondiente fracción porcentual de volumen de fibra.

El modulo de Young transversal E_2 y el modulo de corte G_{12} se obtienen de:

$$\frac{M}{M_m} = \frac{1 + \xi \mathcal{G} V_f}{1 - \mathcal{G} V_f} \quad ; \quad \mathcal{G} = \frac{M_f / M_m - 1}{M_f / M_m + \xi} \quad (5);(6)$$

Donde: $M = E_2$ o G_{12} ; $M_f = E_f$ o G_f respectivamente; $M_m = E_m$ o G_m respectivamente.

El coeficiente ξ , el cual depende de la geometría de la fibra y de la forma de la carga, es determinado empíricamente, para el caso usual de fibras de sección circular se han obtenido resultados satisfactorios tomando $\xi = 2$ en la evaluación de E_1 y $\xi = 1$ evaluando G_{12} .

Luego para fibra unidireccional, en condición de isotropía transversal pueden ser asumidos:

$$E_3 = E_2 ; \quad G_{13} = G_{12} ; \quad \mu_{13} = \mu_{12} ; \quad \mu_{32} = \mu_{23}$$

$$G_{23} = E_3 / [2(1 + \mu_{23})] \quad (7)$$

Ahora para laminados Chopped-Strand Mat (CMS) usados generalmente en construcción marina que tienen orientación estocástica de la fibra e isotropía en el plano pueden ser estimados de las siguientes expresiones:

$$E = \frac{3}{8} E_1 + \frac{5}{8} E_2 \quad ; \quad G = \frac{1}{8} E_1 + \frac{1}{4} E_2$$

Donde E_1 y E_2 se obtienen de las ecuaciones para fibra unidireccional.

La correspondiente relación de Poisson:

$$\mu = E/2G - 1$$

El modulo de corte transversal:

$$\frac{G_{23}}{G_m} = \frac{1 + \xi \mathcal{G} V_f}{1 - \mathcal{G} V_f} \quad ; \quad \mathcal{G} = \frac{G_f/G_m - 1}{G_f/G_m + \xi}$$

$$\xi = \frac{k_m}{G_m} \left/ \left(\frac{k_m}{G_m} + 2 \right) \right. \quad ; \quad k_m = \frac{E_m}{2(1 - V_m - 2V_m^2)}$$

Mediciones de las propiedades elástica para laminados Poliéster PRFV, WR con fracción de peso de resina en el rango de 0.45 – 0.55 tienen generalmente módulo de Young principal en el rango de 13 – 22 GPa, principal módulo de corte entre 2.8 – 4.5 GPa y relación de Poisson principal cerca de 0.13.

En la figura siguiente que comparan distintos modelos para predecir las propiedades elásticas, se tiene que cada uno predice las cinco constantes elásticas para seis grados de libertad admisibles por isotropía transversal. Solo el modelo de Hashin admite anisotropía en las fibras, todos los otros modelos asumen que fibra y resina son isotropicas por separado. Asumiendo que la fibra de vidrio es isotropica esto es muy plausible. Pero la anisotropía en fibras de carbón es sustancial, entonces solo el modelo de Hashin puede predecir sus propiedades satisfactoriamente. Se puede concluir, además, que la regla de las mezclas funciona perfectamente a volúmenes de fibra bajo 0.6, para predecir los módulos. Las propiedades de los haces de filamentos (tow) equivalen a las propiedades de un reforzamiento unidireccional.

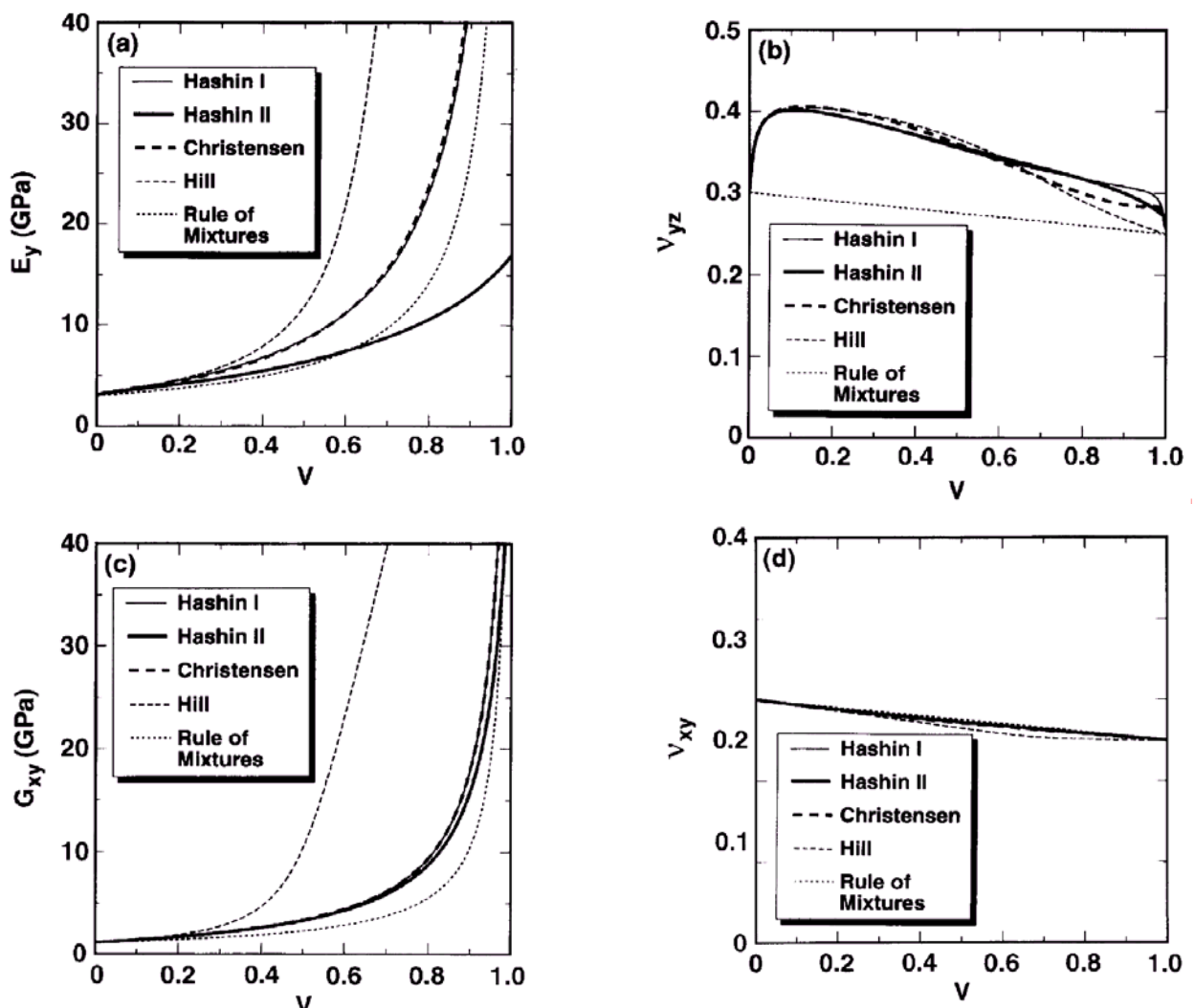


Figura: Comparación de distintos modelos para predecir las constantes elásticas para las fibras en un composite AS4/1895. Hashin I asume las constantes elásticas isotropicas igual que la regla de las mezclas. Hashin II considera anisotropía en las fibras.

Fuente: Handbook of analytical methods for textile composites, NASA contractor report 4750, 1997.

3.1.2) INFLUENCIA DE VOIDS

Además de fibra y matriz un *composite* puede contener *voids* en forma de burbujas de aire ocupando una fracción V_0 de volumen total de material. Luego $V_f + V_m + V_0 = 1$. En composites de alta calidad, usualmente el contenido de voids V_0 es menor de 0.02. En este orden puede tener una fuerte influencia sobre la resistencia a la tracción del laminado pero es indiferente sobre las propiedades elásticas. Para la mayoría de los procesos prácticos parece que los voids pueden ser ignorados en la evaluación del módulo elástico del laminado.

3.1.3) TRATAMIENTO DE LAMINADOS WOVEN ROVING

Con el objeto de simplificar el análisis de laminados textiles se aplica la noción de la eficiencia de la lámina. Un textil bidireccional puede ser entonces tratado como un par de capas unidireccionales superpuestas orientadas ortogonalmente, ocupando el mismo espacio, es decir teniendo el mismo espesor y posición relativos al plano central del laminado. La capa unidireccional equivalente de un textil balanceado tiene una eficiencia de 0.5. Un textil desbalanceado (distinta distribución de la fibra en la trama con respecto a la urdiembre) puede ser representado por la adopción de diferentes eficiencias en las direcciones ortogonales; e. g. en un material con distribución de la fibra 4:1 las capas constituyentes tendrán eficiencia de 0.8 en la dirección de la fibra dominante y 0.2 en la dirección secundaria.

Así, por ejemplo, para un laminado WR típico el modulo de corte efectivo a través del espesor puede ser estimado promediando los módulos de corte de las capas G_{13} y G_{23} .

Para un laminado WR balanceado:

$$G_{XZ} = G_{YZ} = (G_{13} + G_{23}) / 2$$

Para un laminado desbalanceado 4:1:

$$G_{XZ} = (4G_{13} + G_{23}) / 5$$

$$G_{YZ} = (G_{13} + 4G_{23}) / 5$$

La relación de Poisson (μ_{XZ} y μ_{YZ}) el módulo elástico (E_X y E_Y) pueden ser encontrados similarmente.

3.2) RESISTENCIA A LA TRACCION Y COMPRESION DEL LAMINADO

A diferencia del módulo elástico, las resistencias de los laminados FRP no pueden en general predecirse confiablemente de las propiedades de sus constituyentes y debe por lo tanto ser evaluada referente a tests de ensayo de materiales. A continuación se describirán los modos de falla y las resistencias asociadas de los laminados FRP marinos típicos de interés para esta tesis.

3.2.1) MODOS DE FALLA POR TENSION

Cuando las fibras unidireccionales son impregnadas en una matriz de resina, las fallas bajo cargas de tensión en la dirección de la fibra dan lugar a un proceso muy complicado. Si la deformación debida a la falla de la fibra ϵ_{ff} es más grande que la deformación debida a falla de la matriz ϵ_{im} , como en un típico composite poliéster de fibra de vidrio, ocurre (primero) resquebrajamiento de la resina (*cracking*) antes que fractura de la fibra (ver figura 4), excepto cuando la fracción de volumen de fibra es muy baja, la carga transmitida a la fibra es muy pequeña y no proporciona resistencia significativa al laminado. Si $\epsilon_{ff} < \epsilon_{im}$, como en composites poliéster o epoxi de fibra de carbón, la fractura en la fibra precede al *cracking* en la resina.

En el caso de un típico PRFV marino, el daño inicial con la forma de *cracking* en la resina y desligamiento de la fibra ocurre a un esfuerzo de tensión entre 20 y 50% del valor máximo y esta asociado con una reducción por sobre el 40% del modulo de Young: Por esta razón y con el objeto de evitar el ingreso de agua a través de la rajadura (*crack*) de la matriz, el esfuerzo admisible de tensión será del orden del 20 al 30% del valor máximo.

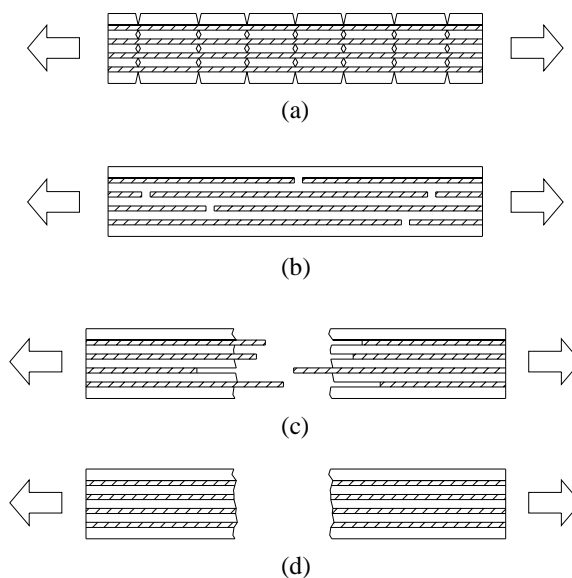
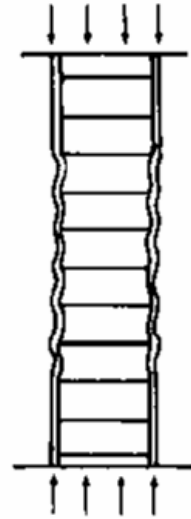


Figura 4: Modos de falla por tensión en composites unidireccionales: (a) *cracking* en la matriz precede la fractura de la fibra; (b) fractura de la fibra; (c) superficie de falla muestra desgarramiento de la fibra; (d) superficie de falla lisa: debilitamiento de la fibra.

3.2.2) MODOS DE FALLA POR COMPRESION Y FLEXION

La falla de un laminado bajo cargas de compresión actuando en la dirección de la fibra es semejante al pandeo microscópico de la fibra individual (filamento), la cual actúa como una viga/columna cilíndrica en una fundación elástica y rodeada de una capa de matriz. El pandeo puede ser de la forma “extensional” (*out-of-phase*) mostrada en la figura 5 (a), el cual puede ocurrir a muy bajos volúmenes de fibra V_f , o de la forma de “corte” (*in-phase*) mostrada en la figura 5 (b) conduciendo a la formación de *kink band* (figura 5 (c)) comúnmente observados en fallas por compresión en laminados. En compuestos que contienen fibras de alta rigidez (e.g., fibras de alto modulo de Young, de gran diámetro o huecas) la falla por corte de la matriz sobre un plano de 45° puede producir inestabilidad en la fibra, llegando al colapso de la forma mostrada en la figura 5 (d). Compresión actuando a través de la línea de la fibra (i.e., transversalmente a ella) provoca una falla por corte similar, involucrando poco o nada de fractura el la fibra (figura 5(e)).



Los laminados con núcleo Honeycomb pueden fallar debido a *dimpling* de las pieles, como se observa en la figura, por el aplastamiento del núcleo (efecto acordeón). El esfuerzo crítico para predecir esta falla está dado por la siguiente relación:

$$\sigma_{critico} = 2 \frac{E_{piel}}{(1 - \mu_{piel}^2)} \left(\frac{t_{piel}}{c} \right)$$

Donde c es el tamaño de la celda del Honeycomb considerado como un círculo inscrito en el hexágono de la celda, y t_{piel} es el espesor de la lamina.

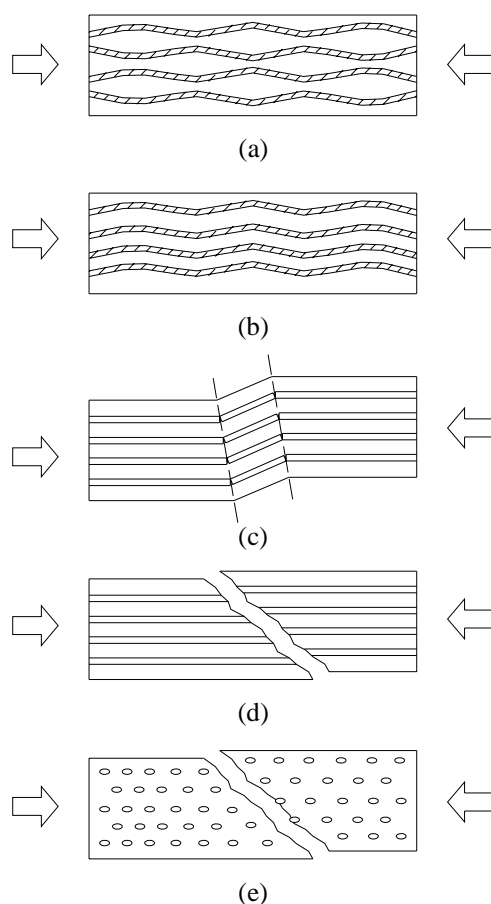


Figura 5: Modos de falla por compresión en composites unidireccionales: (a) pandeo microscópico de la fibra, modo extensional; (b) pandeo microscópico de la fibra, modo de corte; (c) formación de "kink band"; (d) falla por corte sobre un plano de 45°; (e) falla por corte bajo compresión transversal.

3.3) RESISTENCIA A LA FATIGA

Las cargas cíclicas, tendientes a causar falla por fatiga, pueden ser provocadas en estructuras por la acción de olas, de maquinaria propulsora que induce vibraciones o en éste caso por la acción de bogar, localizadas éstas en la unión de las chumaceras con el casco, por esta razón es son reforzadas con cuaderna de madera justo en aquella zona. En laminados CMS y WR la falla por fatiga ocurre progresivamente comenzando con desligamiento (*debonding*) de la fibra, seguido por resquebrajamiento de la resina (*cracking*) (el cual aparece como un blanqueado característico del laminado). El *crack* tiende entonces a propagarse paralelo a la fibra de una manera acumulativa hasta que el laminado se debilita al punto de fracturarse.

Se ha encontrado que el incremento en el contenido de fibra resulta en un mejoramiento de la resistencia a la fatiga en laminados PRFV. Composites que emplean fibras de altos módulos, como los PRFC (laminados de alta rigidez) reducen la deformación en la matriz y tienen mayor rendimiento a la fatiga.

3.4) CREEP Y ESFUERZO DE RUPTURA

El *creep* se puede definir como el incremento de deformación que un material sostiene durante un periodo de tiempo cuando esta bajo un esfuerzo constante. También puede ocurrir como relajación del esfuerzo bajo condiciones de deformación constante. El *creep* de laminados PRF termoendurentes es predominantemente visco elástico. Después de la remoción de las cargas moderadas ocurrirá mitigación del *creep* (desaparición progresiva de la deformación), si las cargas son grandes ocurrirá deformación permanente que puede resultar en *resin-cracking* y *fibre-debonding*. La falla (esfuerzo de ruptura), puede ocurrir bajo cargas prolongadas a niveles de esfuerzos muy bajos del inicial a corto plazo.

El *creep* de PRF, como en los metales es agravado por las elevadas temperaturas.

En el caso de cargas de corta duración, inducidas en estructuras marinas por acción de olas, vibración o impacto, el *creep* puede ignorarse. Un significativo efecto del *creep* puede, sin embargo, suceder en componentes estructurales expuestos a elevadas temperaturas (e.g., cubiertas bajo el sol tropical) y simultáneamente expuestas a cargas prolongadas.

3.5) RESISTENCIA AL IMPACTO

Las cargas de impacto experimentadas por estructuras navales pueden ser *slamming* y fuerzas concentradas causadas por colisiones o caída de pesos en cubierta.

Cargas de impacto normales a la superficie de un laminado inducen esfuerzos en la dirección zeta que se reflejan como esfuerzos de tensión, tendiendo a causar delaminación y desligamiento (*debonding*). La delaminación que esta en función de la resistencia al corte y las tensiones interlaminares, depende principalmente de las propiedades de la matriz. Resinas Vinyl Ester y Epoxy ofrecen algo mejor rendimiento que la Poly Ester.

3.3. Tabla 5: Resistencia al impacto de varios laminados Epoxi con reforzamiento de fibra.

Tipo de Reforzamiento	Resistencia al Impacto Charpy (KJ/m ²)
Vidrio E	610
Carbón HS	190
Carbón HM	15
Aramida	250
Carbón HS / Vidrio	400
Carbón HM / Vidrio	250

Carbón HS / Aramida	230
Carbón HM / Aramida	60

Fuente: Referencia 1

3.6) LAMINADOS HIBRIDOS

Combinando dos o más tipos de fibras las propiedades mecánicas (o térmicas o eléctricas) de un laminado pueden ser construidas de acuerdo a los requerimientos de diseño. En construcción de botes, son combinados frecuentemente capas de woven-roving y chopped-strand mat para obtener propiedades mecánicas intermedias.

Una variación más radical de las propiedades se puede obtener mezclando fibras de diferentes materiales. La adición de fibra de carbón a un laminado PRFV aumenta la rigidez y la resistencia a la fatiga (junto con aumentar el costo), mientras que la adición de fibra de vidrio a un laminado PRFC resultaría en pérdida de rigidez, aumento de la resistencia al impacto y reducción de costo.

Las propiedades elásticas de un laminado híbrido pueden ser calculadas con razonable exactitud de las propiedades de fibra y matriz de las láminas constituyentes usando el método aproximado de Halpin-Tsai o regla de las mezclas.

4) REFORZAMIENTOS TEXTILES

Un composite textil tiene estructura interna en varias escalas. A escala molecular, matriz polímera y fibra exhiben detalles que afectan profundamente la resistencia y la rigidez. Las propiedades de la matriz están determinadas, sobre todo, por su cadena morfológica y sus enlaces cruzados. Las fibras de carbono deben su rigidez y resistencia axial a la ordenación de los átomos de carbono orientados en láminas de grafito. En una escala más grosera, típicamente 1 mm, lotes de 103 a 104 fibras son liadas en estambres o haces. Con el composite terminado tales haces se comportan como una entidad sólida altamente anisotrópica (para el caso del carbono), con resistencia y rigidez a lo largo de su eje lejos más grande que en la dirección transversal. Ya que los haces raramente son empaquetados derechos y paralelos, los esfuerzos y deformaciones a menudo poseen grandes variaciones de haz a haz. Las propiedades mecánicas de los composites pueden solo ser consideradas uniformes en escalas de 10 mm o más, donde el efecto de la estructura heterogénea a nivel de los haces es despreciada.

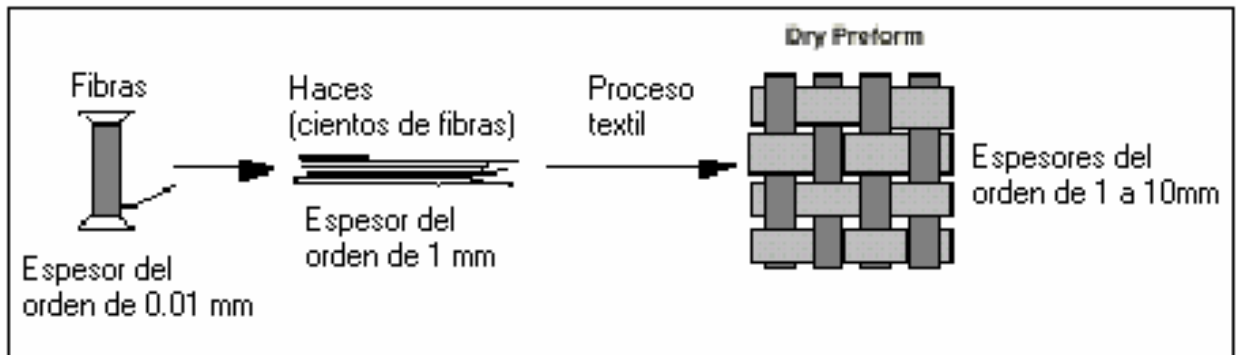


Figura 6: Etapas en la fabricación de un reforzamiento textil.

4.1) TEJIDOS BIDIMENSIONALES (2D WOVEN)

Los tejidos pueden ser clasificados por el *patrón de entrelazamiento*. El patrón más simple es el tejido plano (WR) mostrado en la figura 7 (a). Una desventaja de los tejidos planos son los frecuentes cambios de posición de arriba a bajo hechos por cada haz. Estos pliegues de los haces reduce la resistencia y la rigidez del composite. Otros patrones de tejido reducen el número de cambios de posición, incrementando la longitud llana de los segmentos de haces. De particular interés son los tejidos satén (satén), los patrones de estos están definidos por el número de espesores de haces entre el cambio de posición. Durante el curado de una capa de laminado, el tejido satén tiende a combarse, esto puede minimizarse colocando los paños en caras opuestas.

Ya que los tejidos 2D son frecuentemente el material a elegir para complejas estructuras, el diseñador debe considerar que las especificadas direcciones del material pueden ser imposibles de mantener en una superficie de doble curvatura; y los inicialmente ortogonales haces pueden no permanecer ortogonales en el producto fabricado.

La mayoría de los tejidos 2D involucran dos direcciones ortogonales de haces, implicando una débil resistencia al corte en el plano, para una capa de laminado. Empero, el tejido triaxial, en el cual los haces forman ángulos de 60° poseen mejor resistencia. Una capa de laminado triaxial tendrá elasticidad aproximadamente isotrópica en el plano.

4.2) RESISTENCIA A LA COMPRESION Y AL CORTE (características principales)

Para cargas de compresión alineadas, la falla es por delaminación y por pandeo Euler de capas delaminadas, especialmente en composites textiles 2D, o por formación de *kink band*.

De acuerdo a la ley de Argon, se puede calcular la resistencia a la compresión máxima a través del esfuerzo de corte crítico \mathcal{T}_C para corte axial y el ángulo de desalineación ϕ (medido en radianes):

$$\sigma_C = \mathcal{T}_C / \phi. \quad (1)$$

Esta ecuación es una aceptable aproximación para prevenir la formación de *kink band* en composites polímeros. El ángulo de desalineación es el ángulo de la fibra con respecto a la

carga aplicada medido en radianes. La medición de ϕ es laboriosa y no se puede predecir por modelos del proceso textil. En los mejores procesos de composites el máximo ángulo medido por métodos destructivos fue aproximadamente 3 a 5°. En composites inferiores fue aproximadamente 8 a 11°.

Desde el punto de vista del rango de esfuerzos de corte relevantes a la última falla, la respuesta medida es a menudo aproximadamente plástica perfectamente lineal, ocurriendo plasticidad sobre el umbral de \mathcal{T}_C .

La resistencia al corte puede ser aproximada por la vía del esfuerzo de corte crítico \mathcal{T}_C .

Es importante considerar el daño sufrido por las fibras en haces durante el proceso textil.

Las propiedades dependen del volumen de fibra, para calcularlo existe una formula relacionada con la arquitectura del textil, esta se encuentra en la referencia: Handbook of Analytical Methods for Textile Composites.

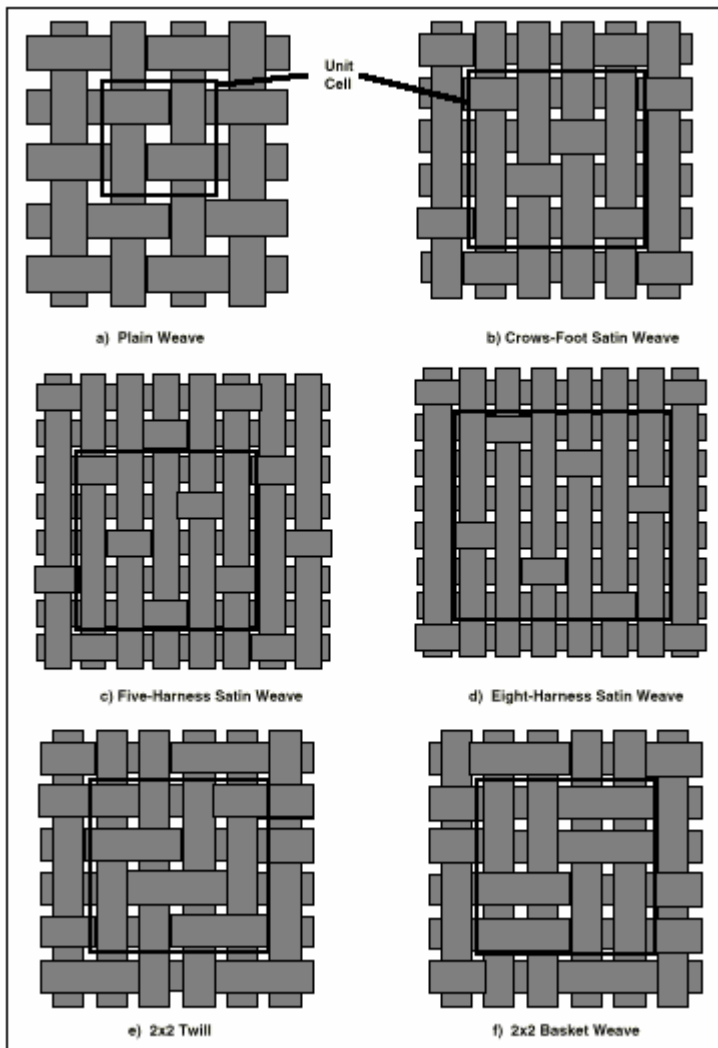


Figura 7: Patrones de tejidos 2D comúnmente usados.

4.3) ELECCION ENTRE LAMINADOS TEXTILES Y DE CAPAS UNIDIRECCIONALES

Los principales factores a considerar en la decisión de usar un composite textil o un convencional laminado de capas unidireccionales, son las propiedades mecánicas, la facilidad de manufactura y el costo. El composite textil debe compararse con el laminado de capas unidireccionales equivalentes. Este laminado equivalente tiene la misma fracción de volumen

de fibra, la orientación de las capas es equivalente a la del textil y el espesor de los haces unidireccionales es igual al de los haces del textil.

La principal ventaja de manejo de los textiles es que son manufacturados como fibra seca preformada que se mantiene junta cuando ellas dejan la maquinaria textil, sin utilizar ningún polímero u otra matriz. El textil preformado puede ser transportado, almacenado, plegado (con límites que dependen de la fabricación) y presionado en moldes. Estos también ofrecen un método de bajo costo para fabricar grandes áreas de material

Comparado con el laminado de capas unidireccionales equivalente, los textiles tienen algo menos rigidez en el plano debido al tejido. En los textiles 2D, tanto en los tejidos planos como en los tejidos de brida triaxial, el tejido es topológicamente inevitable. El tejido puede ser reducido con la utilización de tejidos satén o usando haces con sección transversal plana (aplastada), pero no eliminarlo.

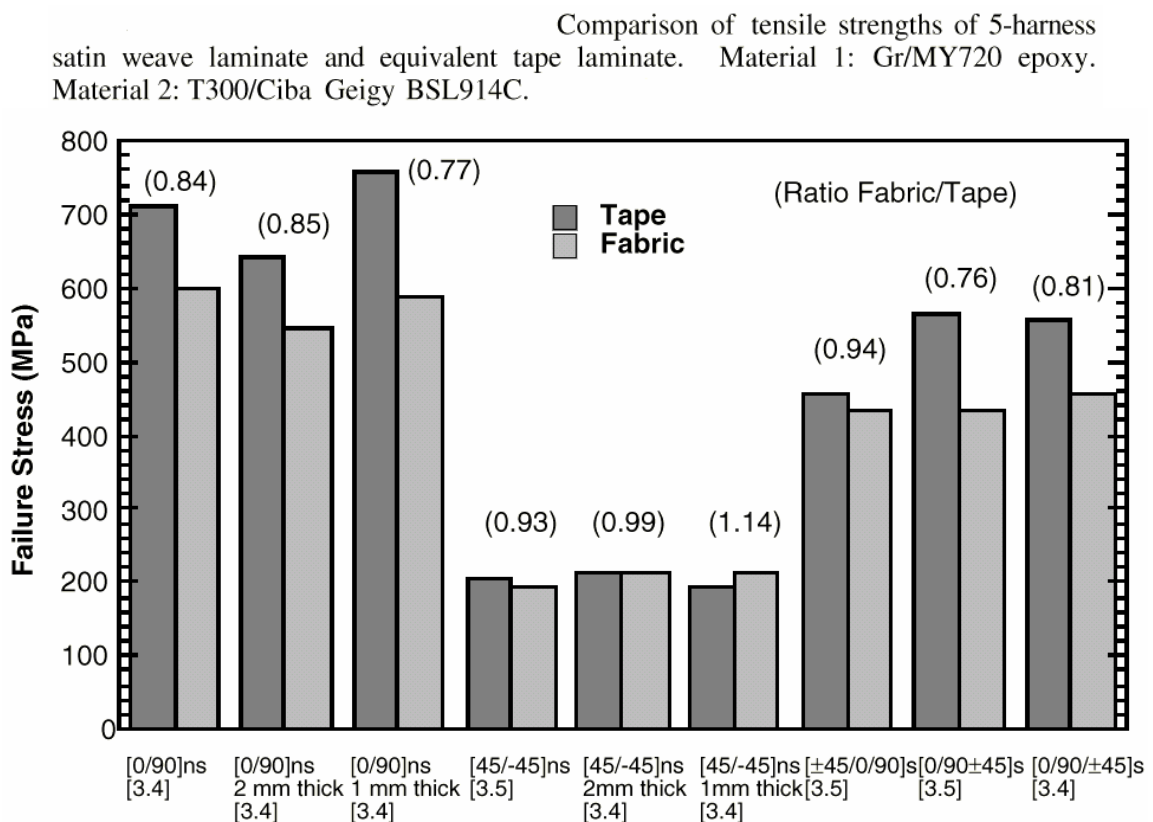


Figura 8: Comparación experimental de la resistencia a la tensión de un laminado satén (fabric) y un laminado unidireccional equivalente (tape). Nota: el volumen de fibra en el laminado de tejido es un 10% menor que su equivalente unidireccional.

Fuente: Handbook of analytical methods for textile composites, NASA contractor report 4750, 1997.

Varios modelos más o menos complicados existen en la literatura para calcular el factor de eficiencia en rigidez de un composite textil debido al tejido de los haces. Para composites de tejidos planos y para composites de bridas triaxiales de fibra de vidrio éste es de 30 a 50%. En esta tesis se utilizara un factor de eficiencia de 50% que es el más desfavorable.

CAPITULO II

MODELACION EN ELEMENTOS FINITOS

1) DISCRETIZACION

La modelación numérica de un proceso físico o un sistema requiere (i) un modelo matemático que describa el proceso y (ii) un método numérico para analizar el modelo matemático. En el desarrollo del modelo matemático, a menudo se hacen una serie de suposiciones acerca del proceso (e.g., comportamiento, cargas y condiciones de contorno) para derivar la relación matemática que gobierne el sistema. Si la relación es simple, es posible obtener la información mas aproximada sobre las cantidades de interés. Esto es conocido como la solución analítica. Empero la mayoría de los problemas prácticos son demasiado complicados para admitir soluciones analíticas del modelo. Entonces estos modelos matemáticos deben ser estudiados mediante métodos numéricos, tales como el M.E.F.

El análisis de elementos finitos es una simulación numérica de un proceso físico. Por lo tanto, el modelado de elementos finitos involucra suposiciones concernientes a la representación del sistema y/o su comportamiento, he aquí que los elementos planos no pueden representar las formas curvas de un casco. Las suposiciones son validas solo si se tiene un conocimiento cualitativo de cómo el proceso o sistema trabaja. Un buen conocimiento de los principios básicos que gobiernan el proceso y de la teoría de elementos finitos permite (o facilita) el desarrollo de un buen modelo numérico del proceso real.

1.1) DISCRETIZACION DE LOS ELEMENTOS FINITOS

En dos dimensiones, hay más de una forma geométrica simple que puede ser usada como *elemento finito*. Las funciones de interpolación dependen no solo del número de nodos en el elemento sino también de la forma del elemento. La forma del elemento debe ser tal que su geometría esté únicamente definida por un conjunto de puntos, que son los nodos del elemento, para el desarrollo de las funciones de interpolación. Un triangulo es la forma geométrica más simple seguida por la de un rectángulo.

La representación de una región dada, por un conjunto de elementos (discretización o generación de la malla) es un paso importante el análisis por elementos finitos. La elección del tipo de elemento, numero de elementos y densidad del elemento dependen de la geometría del dominio del problema a analizar y de el grado de exactitud (aproximación) deseado. Por supuesto no hay una formula especifica para obtener esta información. En general, el analista se guiara por su panorama técnico, conocimiento de la física del problema (e.g., un entendimiento cualitativo de la solución) y experiencia con el modelado de elementos finitos. Las reglas generales de generación de mallas para formulación de elementos finitos incluyen lo siguiente:

- (i) selección del elemento que caracterice la ecuación que gobierna el problema,

- (ii) el numero, forma y tipo (i.e., lineal o cuadrático) de elemento será tal que la geometría del dominio sea representada tan aproximadamente como se desee,
- (iii) la densidad del elemento será tal, que las regiones de grandes gradientes en las soluciones serán discretizadas adecuadamente (i.e., en regiones de grandes gradientes serán usados mas elementos y/o de mayor orden) y
- (iv) en mallas con elementos mixtos o con regiones de distinta densidad habrán elementos de transición o variaran gradualmente de densidad respectivamente.

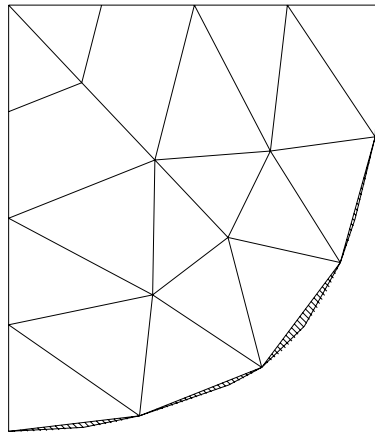


Figura 6: Discretización de un dominio (mamparo) por elementos triangulares y cuadriláteros, se aprecia el error de la discretización en achurado.

2) CONSIDERACIONES GENERACION DE LA MALLA

2.1) DISCRETIZACION DEL DOMINIO

La representación de un dominio dado, en un conjunto de elementos finitos requiere un juicio ingenieril sobre la partición de elementos finitos. El numero, tipo (e.g., lineal o cuadrático), forma (e.g., triangular o rectangular) y densidad de los elementos usados en un problema dado depende de ciertas consideraciones. Primero, discretizar el dominio tan cercano como sea posible con elementos que le sean permitidos. Segundo, discretizar el cuerpo o porciones del cuerpo en elementos suficientemente pequeños, de tal modo que la gradiente de soluciones pueda ser calculada con mayor exactitud.

Un conocimiento del comportamiento del sistema a analizar nos llevara a refinar la malla donde sea requerido. En general se necesita una malla refinada en lugares donde ocurren agudos cambios en la geometría (e.g., para representar mejor un conjunto dado), condiciones de contorno, cargas, propiedades del material o soluciones.

En una malla refinada encontraremos tres condiciones:

- (i) cada malla refinada esta contenida en la anterior,
- (ii) cada punto del cuerpo puede ser incluido en un pequeño elemento arbitrario en cualquier etapa del refinamiento y

(iii) se puede conservar el mismo orden de aproximación para la solución a través de todas las etapas del proceso de refinamiento.

El último requerimiento elimina la comparación de dos diferentes aproximaciones en dos diferentes mallas. Cuando una malla es refinada se evitan elementos con muy grandes relaciones de aspecto (i.e., relación entre el lado mas pequeño y el mas grande del elemento. Límites superior e inferior seguros de $a/b = 0.1$ y 10 respectivamente, aunque dependen de la naturaleza del fenómeno físico a modelar) o con ángulos pequeños o muy extendidos.

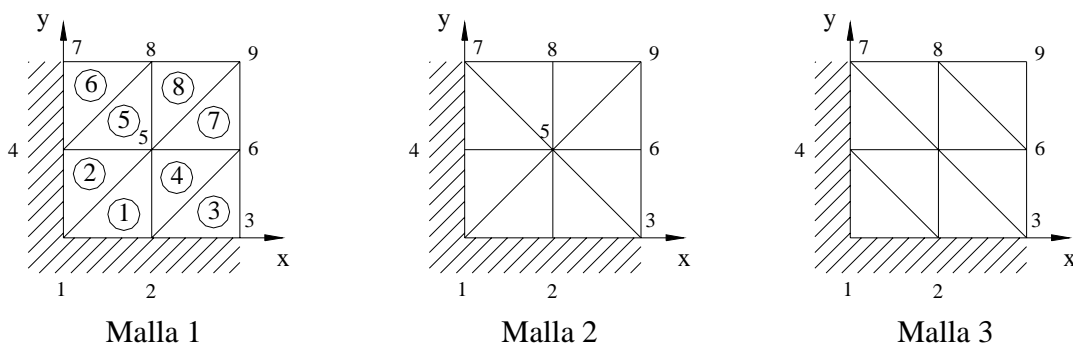
Los términos malla grosera y malla fina son relativos. Cualquier problema dado, se resuelve primero con una malla grosera luego se refina y se comparan las dos soluciones, si hay diferencia significativa se refina nuevamente, si hay diferencia pequeña no es necesario otro refinamiento. Tales experimentos numéricos con refinamientos no son siempre factibles en la práctica debido al costo computacional involucrado. En casos donde el costo computacional es de primer interés, uno debe depender del juicio propio para determinar una buena malla (razonable), el cual es a menudo dictado por la geometría y el entendimiento de las variaciones de la solución y su gradiente. El conocimiento científico (o de ingeniería) y experiencia con cierta clase de problemas dados es esencial en cualquier análisis de aproximación.

2.2) GENERACION DE LOS ELEMENTOS FINITOS (DATOS)

Una parte importante en la modelación de elementos finitos es la generación de la malla, la cual involucra numeración de los nodos y elementos, y la generación de las coordenadas nodales y la matriz de conectividad.

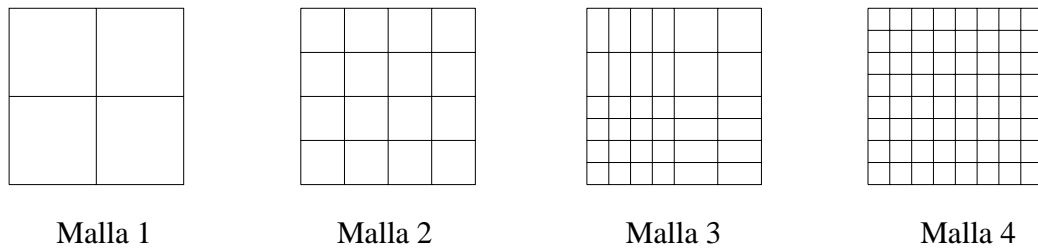
La exactitud de la solución de elementos puede también depender de la elección de la malla de elementos finitos. Por ejemplo si la malla viola la geometría física del problema, la solución resultante será menos aproximada que una obtenida usando una malla conforme a la simetría física del problema. Geométricamente, un elemento triangular tiene muy pocos ejes de simetría comparado con un elemento rectangular, por lo tanto se usan las mallas de elementos triangulares con mucho cuidado (e.g., seleccionar una malla que no viole la simetría matemática del problema).

Considerando la siguiente figura, la solución obtenida usando la malla 3 es menos aproximada. Esto es esperado ya que la malla 3 es simétrica acerca de la línea diagonal conectando los nodos 3 y 7, mientras que la simetría matemática es acerca de la línea diagonal que conecta los nodos 1 y 9.



La malla 1 es la más aceptable de las tres, ya que esta no viola la simetría matemática del problema.

Ahora veremos el efecto del refinamiento con elementos rectangulares. En la figura siguiente se muestran cuatro diferentes mallas con elementos rectangulares.



La malla 3 no es uniforme, fue obtenida subdividiendo las dos primeras columnas y las dos ultimas filas de elementos de la malla 2. Las soluciones de elementos finitos obtenidas por estas mallas son comparadas en la tabla siguiente.

Tabla 6: Convergencia de la solución de elemento finito (desplazamiento de los nodos) con refinamiento de malla

Posición		Solución de Elementos Finitos				Convergencia
x	y	2x2	4x4	6x6	8x8	
0.0	0.0	0.31071	0.29839	0.29641	0.29560	0.29469
0.25	0.0	-	0.28239	0.28055	0.27975	0.27888
0.5	0.0	0.24107	0.23220	0.23081	0.23005	0.22934
0.25	0.25	-	0.26752	0.26580	0.26498	0.26415
0.5	0.5	0.19286	0.18381	0.18282	0.18179	0.18114
0.75	0.75	-	0.07506	0.07418	0.07332	0.07282

Fuente: Referencia 4

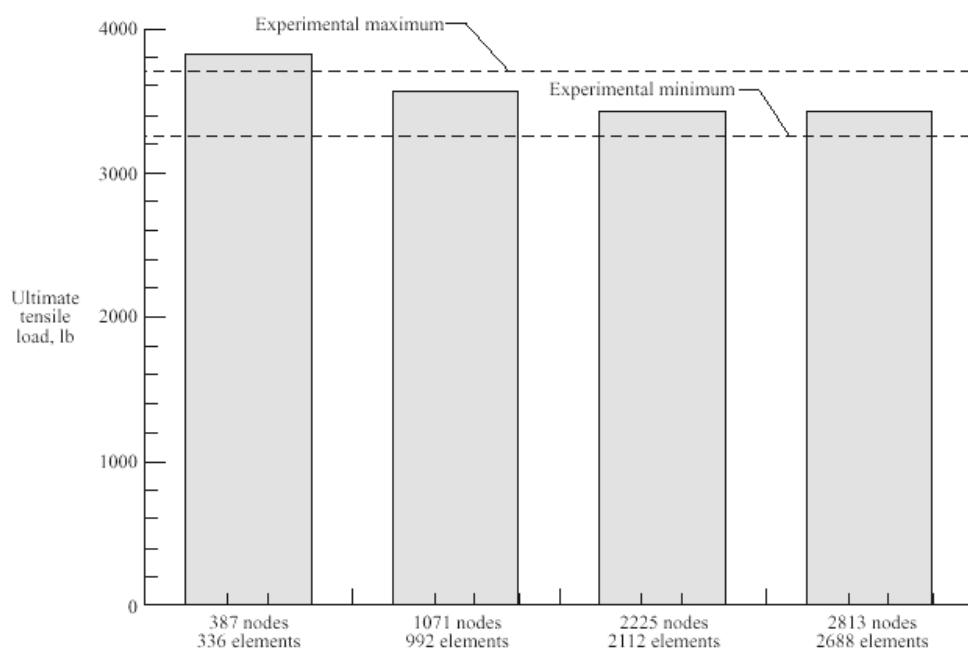


Figura: estudio del refinamiento de malla para la predicción de resistencia residual en un laminado (0/+45/90)_s carbón/epoxy con elementos shell cuadriláteros de cuatro nodos. Se aprecia convergencia al valor obtenido experimentalmente. Fuente: Referencia3

2.3) GEOMETRIA DEL ELEMENTO

Ciertas formas geométricas de los elementos no son aceptables. Por ejemplo, el ángulo interior de cada vértice de un elemento triangular o cuadrilátero no deberá ser igual a 0° o 180° . En la práctica el ángulo será mayor que cero y menor que 180° . Aunque el rango aceptable depende del problema, el rango 15° a 165° puede ser usado como guía. En elementos cuadráticos la relación de aspecto debe estar en el rango de $a/b = 0.1$ y 10 , aunque estas consideraciones dependen de la geometría del problema.

3) ELEMENTO FINITO

Se utilizarán elementos cuadriláteros de primer orden, en el análisis estos elementos serán del tipo *placa*, específicamente *placa gruesa* para el análisis de composites sándwich con espesores que no caen dentro del rango de *placa delgada* ($t/a = 0.01$).

3.1) TEORIA DE PLACAS

La palabra placa se refiere a un cuerpo sólido que está limitado por dos planos paralelos cuyas dimensiones laterales son grandes comparadas con la separación entre ellos. Geométricamente las placas son similares a los cuerpos elásticos planos de la teoría de elasticidad plana y sujetas a cargas transversales (i.e., cargas perpendiculares al plano de la placa). Una placa es una analogía bidimensional de una biga. Por lo tanto, la deformación de una placa puede ser descrita por la Teoría de Placas Clásica o por la Teoría de Deformación de Corte de Primer Orden. La teoría de placas clásica es una extensión de la teoría de vigas Euler-Bernoulli para placas y es conocida como la teoría de placas de Kirchhoff. La teoría de deformación por corte de primer orden es una extensión de la teoría de vigas de Timoshenko y es conocida como teoría de placas de Hencky-Mindlin.

La teoría de placas clásica esta basada en la suposición de que una línea recta perpendicular al plano de la placa, permanece recta y perpendicular a la tangente de la superficie deformada. Esto es equivalente a decir:

$$\epsilon_z = 0 ; \epsilon_{yz} = 0 ; \epsilon_{xz} = 0 \quad (\epsilon: \text{Deformación})$$

En la teoría de deformación por corte de primer orden, dicha línea no permanece perpendicular a la tangente de la superficie deformada, resultando en un estado constante de deformación de corte transversal a través del espesor y deformación normal transversal cero:

$$\epsilon_z = 0 ; \epsilon_{yz} = \epsilon_{yz}(x,y) ; \epsilon_{xz} = \epsilon_{xz}(x,y)$$

Esta última teoría es usada para modelar placas gruesas.

El análisis de placas fue una de las primeras aplicaciones del método de elementos finitos en los inicios de los años sesenta. Las placas no son más que formas particulares de un sólido tridimensional cuyo tratamiento no presenta dificultades teóricas al menos en el caso de la elasticidad. En las hipótesis formalizadas por Kirchhoff en 1850 se basa la modelación de placas delgadas, y ciertamente su nombre se asocia con frecuencia a esta teoría, aunque Sofhie Germain presentó una versión anterior en 1811. Reissner introdujo en 1945 una relajación de la hipótesis de Kirchhoff y lo mismo hizo Mindlin de manera ligeramente diferente en 1951. Estas teorías modificadas amplían el campo de aplicación a placas gruesas (postulados de Reissner-Mindlin).

La teoría de placas gruesas es más sencilla de implementar en el M.E.F.

En relación a la figura siguiente, es necesario suponer que cualquiera que sean las funciones de forma en el plano xy , las de la dirección z son solamente lineales.

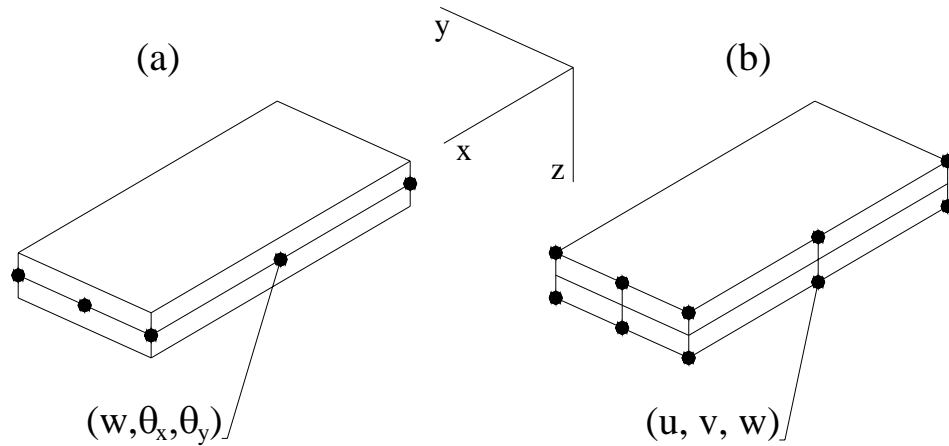


Figura 8: (a) elemento placa gruesa, (b) elemento tridimensional con interpolación en z .

3.2) LIMITACIONES DE LA TEORIA DE PLACAS GRUESAS

El comportamiento de los elementos gruesos y delgados se explica en el libro “El método de Elementos Finitos” de Kienkiewicz-Taylor (ref. 5) con placas cuadradas empotradas y simplemente apoyadas. Ahí se muestra el comportamiento de varios elementos en el caso de una relación de luz/espesor (a/t) de 100, considerada generalmente dentro del rango de la teoría de placa delgada. Según el autor: “... es evidente que los elementos de placa gruesa se comportan tan bien como los mejores de placa delgada”.

Naturalmente cuando la importancia del espesor y la deformación por cortante aumentan, los elementos de placa gruesa son capaces de dar resultados no obtenibles con la teoría de placa delgada. También se presenta una tabla con resultados obtenidos por el M.E.F. para una placa simplemente apoyada, cargada uniformemente con cuatro enmallados distintos refinados paulatinamente por el principio de la parcela, para dos relaciones diferentes de a/t (10 y 100). Luego se deduce:

- i) la placa gruesa ($a/t = 10$) tiene flechas que convergen a valores muy diferentes dependiendo de las condiciones de apoyo, siendo ambas considerablemente mayores que los que da la teoría de placa delgada,
- ii) para la palca delgada ($a/t = 100$) las flecha convergen uniformemente a los resultados de placa delgada de Kirchhoff.

En este libro se encuentra también un estudio de una placa rómbica simplemente apoyada con $a/t = 100$ y $a/t = 1000$. Para éste problema existe una solución exacta de la teoría de palcas de Kirchhoff, pero puede apreciarse que los resultados de la placa gruesa convergen uniformemente a un desplazamiento un 4% en exceso de las soluciones de placa delgada para los casos en que $a/t = 100$.

Aquí se aprecia la diferencia sustancial que puede aparecer a veces en situaciones que caen dentro de los límites supuestos para la teoría convencional de placa delgada ($a/t = 100$).

En el libro *Finite Element Method* de J. N. Reddy, el autor investiga también la exactitud de los resultados obtenidos con distintas relaciones lado/espesor ($a/t = 10, 20, 40, 50$ y 100) evaluando flecha y esfuerzo, para distintos refinamientos de malla ($1 \times 1, 2 \times 2, 4 \times 4$ lineal y 2×2 cuadrática).

Nota:

Si $a/t \leq 100$, implica placa delgada

Si $a/t \geq 100$, implica placa gruesa

De lo anterior se deduce que la teoría de placas gruesas no debe ocuparse para rangos de a/t cercanos a 100.

CAPITULO III

ANÁLISIS DE FALLA

1) ANÁLISIS DE FALLA PARA MATERIALES COMPUESTOS

La falla catastrófica de una estructura *composite* raramente ocurre debido a las cargas correspondientes a la falla inicial o falla de la primera capa (*first-ply failure*). En lugar de eso, la estructura finalmente falla debido a la propagación de fallas locales (averías) a medida que se incrementa la carga. La falla inicial de una capa en el laminado de una estructura puede ser predecida por medio de un criterio de falla apropiado. Esto requiere un entendimiento de los modos de falla y propagación de la falla.

Los laminados *composites* pueden fallar debido a fractura de la fibra, resquebrajamiento de la matriz (*cracking*) o por delaminación de las capas. El modo de falla depende de la naturaleza de las cargas y de la geometría del espécimen. Los primeros dos de éstos modos de falla dependen de las propiedades de resistencia de los constituyentes, mientras que la delaminación puede ocurrir debido a anomalías de manufacturación durante el proceso *lay-up* o durante el curado.

La mayoría de los criterios de falla se basan en el estado de esfuerzos de la lámina. El modelo puede ser tridimensional o bidimensional, para el caso de laminación sólida el modelo puede ser bidimensional usando elementos placa (*plate*) o cáscaras (*shell*), para el caso de laminación sándwich el modelo puede ser tridimensional o bidimensional usando elementos placa gruesa.

Los criterios de falla están desarrollados para predecir la falla macroscópica en el laminado *composite* y se basan en la resistencia a la tensión, a la compresión y al corte de la lámina individual.

Los criterios de falla para materiales compuestos se clasifican frecuentemente en dos grupos llamados criterios de falla no interactivos y criterios de falla interactivos.

1.1) CRITERIOS DE FALLA NO INTERACTIVOS

Un criterio de falla no interactivo esta definido como aquel que no tiene interacción entre las componentes de deformación y esfuerzos. Estos criterios a veces llamados criterios de falla independientes, comparan las componentes de esfuerzos o deformaciones individuales con los valores de resistencia admisibles del material. Los criterios del Máximo Esfuerzo y el de la Máxima Deformación pertenecen a esta categoría (ambos criterios indican el modo de falla), la superficie de falla para estos criterios es rectangular en el espacio de los esfuerzos y en el de las deformaciones.

CRITERIO DEL MAXIMO ESFUERZO

En el criterio del máximo esfuerzo, la falla es asumida que ocurre si se satisface alguna de las siguientes condiciones:

$$\sigma_1 \geq X_T \text{ o } |\sigma_1| \geq X_C \quad \text{falla de la fibra}$$

$$\sigma_2 \geq Y_T \text{ o } |\sigma_2| \geq Y_C \quad \text{falla de la matriz}$$

$$|\tau_{12}| \geq T \quad \text{falla por corte}$$

Donde X, Y y T son las resistencias admisibles del material denotadas como:

X_T = resistencia critica a la tensión en dirección de la fibra,

X_C = resistencia critica a la compresión en dirección de la fibra,

Y_T = resistencia critica a la tensión de la matriz,

Y_C = resistencia critica a la compresión de la matriz y

T = resistencia critica al corte.

Si una de estas condiciones no se cumple quiere decir que el material ha fallado.

El criterio de La Máxima Deformación es análogo al del máximo esfuerzo pero para deformaciones criticas o admisibles.

1.2) CRITERIOS DE FALLA INTERACTIVOS

Los criterios de falla interactivos involucran interacción entre las componentes de esfuerzos y deformaciones. Los criterios de falla interactivos son matemáticos en su formulación. Estos caen dentro de tres categorías:

- i) Teorías polinomiales,
- ii) Teorías del modo directo y
- iii) Teorías de la energía de deformación.

Las teorías polinomiales usan un polinomio basado en la resistencia del material para describir una superficie de falla. Las teorías del modo directo son usualmente ecuaciones polinomiales basadas en la resistencia del material y usan una ecuación separada para describir cada modo de falla. Finalmente, las teorías de la energía de deformación están basadas en los niveles de energía de deformación local determinadas durante un análisis no lineal. La mayoría de los criterios de falla interactivos son polinomios basados sobre curvas de datos ajustados de ensayos de materiales compuestos. El criterio de falla polinomial más general para materiales compuestos es el criterio polinomial del tensor propuesto por Tsai y Wu.

CRITERIO DE FALLA DE TSAI - WU

La superficie de rotura en el espacio de las fatigas (superficie de fluencia) esta expresada por:

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j + F_{ijk} \sigma_i \sigma_j \sigma_k \cong 1 \quad i,j,k = 1,\dots,6$$

Donde F_i , F_{ij} y F_{ijk} son los componentes del tensor de resistencia. En términos prácticos el tensor de tercer orden F_{ijk} es generalmente ignorado debido al gran número de constantes del material requeridas. Entonces el criterio polinomial general se reduce a un criterio cuadrático general dado por.

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j + \cong 1 \quad i,j = 1,\dots,6$$

O en forma explicita:

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_3 \sigma_3 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + 2F_{13} \sigma_1 \sigma_3 + 2F_{23} \sigma_2 \sigma_3 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{33} \sigma_3^2 + F_{44} \sigma_4^2 + F_{55} \sigma_5^2 + F_{66} \sigma_6^2 \cong 1$$

Los términos F_4 , F_5 y F_6 asociados con σ_4 a σ_6 , respectivamente, se asumen cero. Por lo tanto el supuesto es que la resistencia al corte es la misma para los esfuerzos de corte positivos y negativos. Varios criterios cuadráticos difieren en la forma en que son determinadas las componentes del tensor de esfuerzos. El programa Algor para realizar el cálculo del criterio de fallas de Tsai-Wu requiere la componente F_{12} del tensor de esfuerzos. Otros populares criterios de falla cuadráticos Tsai-Hill, Azzi-Tsai, Hoffman y Chamis son representados en términos del criterio cuadrático de Tsai-Wu general como se muestra en la tabla 1, donde X, Y y Z son resistencias de la lamina en las direcciones x , y y z respectivamente, y R, S y T son las resistencias al corte de los planos yz , xz y xy respectivamente. Los subíndices T y C se refieren a las resistencias normales en tensión y compresión. La superficie de falla para estos criterios son de forma elíptica (nota: la superficie de fluencia en el criterio de Von Misses es circular y en Tresca es hexagonal). La desventaja de estos criterios de falla cuadráticos es que ellos predicen la iniciación de la falla, pero no dicen, nada, acerca del modo de falla o como el composite falla.

Los criterios de falla del modo directo se utilizan a menudo en “análisis de falla progresivo” ya que ellos además describen el modo de falla de la lamina composite. En composites unidireccionales, hay dos modos de falla principales: (i) un modo de la fibra y (ii) un modo de la matriz, subdivididos en falla por tensión o compresión. En el modo de la fibra la lamina falla debido a fractura (*breakage*) de la fibra en tensión o pandeo en compresión. En el modo de la matriz la falla es debido a *cracking* de la matriz.

Lee propone un criterio de falla del modo directo. Su criterio consiste en una ecuación polinomial para cada modo de falla, basadas en el cálculo de los esfuerzos tridimensionales. Los modos de falla determinados por ésta teoría incluyen falla en la fibra, falla en la matriz y delaminación. Chirtensen introduce una teoría cuasitridimensional, él desarrollo un criterio de falla basado en las deformaciones el cual distingue entre falla en la fibra y falla en la interacción fibra/matriz. Sandhu desarrolla un criterio de fallas no lineal basado el la energía de deformación total. Este criterio esta basado en el concepto de que la lamina falla cuando la suma de las razones de niveles de energía (debidas a cargas longitudinales, transversales y de corte) de las correspondientes energías máximas es igual a la unidad. Un criterio de falla similar fue introducido por Abu-Farsakh y Abdel-Jawad basados sobre el concepto de la energía.

Tabla 1: Criterios de falla polinomial cuadráticos

	Tsai-Wu	Tsai- Hill	Azzi-Tsai	Hoffman	Chamis
F_1	$\frac{1}{X_r} - \frac{1}{X_c}$	0	0	$\frac{1}{X_r} - \frac{1}{X_c}$	0
F_2	$\frac{1}{Y_r} - \frac{1}{Y_c}$	0	0	$\frac{1}{Y_r} - \frac{1}{Y_c}$	0
F_3	$\frac{1}{Z_r} - \frac{1}{Z_c}$	0	0	$\frac{1}{Z_r} - \frac{1}{Z_c}$	0
F_{12}	$-1/2\sqrt{X_r X_c Y_r Y_c}$	$-\frac{1}{2}(\frac{1}{X_r^2} + \frac{1}{Y_r^2} - \frac{1}{Z_r^2})$	$-\frac{1}{X_r^2}$	$-\frac{1}{2}(\frac{1}{X_r X_c} + \frac{1}{Y_r Y_c} - \frac{1}{Z_r Z_c})$	$\frac{K_{12}}{XY}$
F_{13}	$-1/2\sqrt{X_r X_c Z_r Z_c}$	$-\frac{1}{2}(\frac{1}{Z_r^2} + \frac{1}{Y_r^2} - \frac{1}{X_r^2})$	0	$-\frac{1}{2}(\frac{1}{X_r X_c} + \frac{1}{Z_r Z_c} - \frac{1}{Y_r Y_c})$	$\frac{K_{13}}{XZ}$
F_{23}	$-1/2\sqrt{Y_r Y_c Z_r Z_c}$	$-\frac{1}{2}(\frac{1}{Y_r^2} + \frac{1}{Z_r^2} - \frac{1}{X_r^2})$	0	$-\frac{1}{2}(\frac{1}{Z_r Z_c} + \frac{1}{Y_r Y_c} - \frac{1}{X_r X_c})$	$\frac{K_{23}}{YZ}$
F_{11}	$\frac{1}{X_r X_c}$	$\frac{1}{X_r^2}$	$\frac{1}{X_r^2}$	$\frac{1}{X_r^2}$	$\frac{1}{X_r^2}$
F_{22}	$\frac{1}{Y_r Y_c}$	$\frac{1}{Y_r^2}$	$\frac{1}{Y_r^2}$	$\frac{1}{Y_r^2}$	$\frac{1}{Y_r^2}$
F_{33}	$\frac{1}{Z_r Z_c}$	$\frac{1}{Z_r^2}$	0	$\frac{1}{Z_r^2}$	$\frac{1}{Z_r^2}$
F_{44}	$\frac{1}{R^2}$	$\frac{1}{R^2}$	0	$\frac{1}{R^2}$	$\frac{1}{R^2}$
F_{55}	$\frac{1}{S^2}$	$\frac{1}{S^2}$	0	$\frac{1}{S^2}$	$\frac{1}{S^2}$
F_{66}	$\frac{1}{T^2}$	$\frac{1}{T^2}$	$\frac{1}{T^2}$	$\frac{1}{T^2}$	$\frac{1}{T^2}$

X, Y y Z estan a compresión o tracción dependiendo del signo de σ_1, σ_2 y σ_3 respectivamente.

K es un coeficiente de resistencia que depende del material.

Fuente: Referencia 3

En el software Algor éste criterio de fallas tiene en cuenta la interacción solo de las dos tensiones principales, para una placa ortotrópica sometida a tensión plana. Es decir:

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} \tau_6^2 = 1$$

Luego se define $\sigma_{\max} = R \cdot \sigma_{\text{local}}$

$$\text{Luego } F_1 R \sigma_1 + F_2 R \sigma_2 + 2F_{12} R^2 \sigma_1 \sigma_2 + F_{11} R^2 \sigma_1^2 + F_{22} R^2 \sigma_2^2 + F_{66} R^2 \tau_6^2 = 1$$

Resolviendo la ecuación se obtiene R , que es el valor adimensional que entrega como resultado Algor

La resistencia de materiales isotrópicos bajo cargas combinadas (tensión, compresión y/o corte) incluyendo los metales, puede ser predicha con buena aproximación usando el criterio de Von Mises. En placas y cáscaras bajo condiciones de esfuerzos planos o flexión, ésta tiene la forma:

$$\sigma_X^2 - \sigma_X \sigma_Y + \sigma_Y^2 + 3 \mathcal{I}_{XY}^2 = \sigma_0^2$$

Donde σ_0 es la resistencia admisible uniaxial.

2) OBSERVACIONES ACERCA DE LOS CRITERIOS DE FALLA

Los comentarios siguientes fueron extraídos de estudios realizados por la NASA a cerca de análisis de falla progresivo, y enfocados a los criterios de falla más comunes comparados con resultados experimentales. Otros autores investigan con criterios de falla como Hashin o Christensen los cuales indican el modo de falla, éstos se encuentran en Progressive Failure Analysis Methodology for Laminated Composite Structures, NASA/TP-1999-209107.

Reddy y Pandey desarrollaron un procedimiento de elementos finitos basado en la teoría de deformación por corte de primer orden para análisis de falla de la primera capa (*first-ply failure*) de laminados composites placa sujetos a cargas transversales (normales al plano) y/o en el plano. Se utilizaron los criterios de falla del máximo esfuerzo, la máxima deformación, Tsai-Hill, Tsai-Wu y Hoffman para predecir la falla de la lámina en los puntos Gauss del elemento. Para laminados sujetos a cargas en el plano todos los criterios predijeron satisfactoriamente la falla de la primera capa, sin embargo para laminados sujetos a cargas transversales, la posición de la falla y las cargas de falla predichas por los criterios de Tsai-Hill y la máxima deformación difieren de aquellos predichos usando otro criterio.

Reddy y Reddy calcularon y compararon las cargas de falla de la primera capa obtenidas usando análisis de elemento finito lineal y no lineal sobre placas composites. El modelo de elemento finito se baso en la teoría de deformación por corte de primen orden. Los criterios del máximo esfuerzo, la máxima deformación, Tsai-Hill, Tsai-Wu y Hoffman fueron usados para predecir la falla en placas composite sujetas a cargas de tensión en el plano y cargas transversales. Las cargas de falla y su posición, predichas por los diferentes criterios de falla difieren significativamente unas de otras. Las diferencias entre las cargas de falla encontradas por el análisis lineal y el no lineal fueron mucho más grandes en los casos de carga transversal que en los de tensión en el plano. Reddy y Reddy entonces desarrollaron un algoritmo de falla progresivo tridimensional para laminados composites bajo tensión axial. En el análisis, el criterio de falla de Tsai-Wu junto con otros varios criterios (máximo esfuerzo, máxima deformación, Tsai-Hill y Hoffman) fueron comparados con resultados experimentales. Los resultados mostraron que el algoritmo de falla progresivo predecía aproximadamente las cargas de falla y los esfuerzos. Los resultados también mostraron que los criterios del máximo esfuerzo y de la máxima deformación tienden a sobreestimar las cargas de falla, mientras que los criterios de Hoffman y Tsai-Wu tienden subestimar las cargas de falla. También se notó que el criterio de Tsai-Hill no tuvo consistencia con los resultados experimentales.

Engelstad, Reddy y Knight investigaron la respuesta post pandeo y predijeron la falla de paneles planos no reforzados cargados en compresión axial usando elementos deformables por corte de 9 nodos. El método de Newton-Raphson fue usado para resolver el análisis no lineal. Para predecir la falla fueron implementados los criterios del máximo esfuerzo y Tsai-Wu, y luego comparados con resultados experimentales limitados. El método de Tsai-Wu se acerco más a la estimación de la falla aparente que el método del máximo esfuerzo debido a la interacción entre las componentes de esfuerzo del criterio de falla.

3) COMPORTAMIENTO ESFUERZO / DEFORMACION

Típicamente los laminados composites se comportan de manera elástica lineal hasta que se desarrolla falla estructural. Después de la falla estructural las propiedades de rigidez y resistencia cambian. Visto desde el punto de vista de los esfuerzos relevantes al esfuerzo de fluencia, las respuestas medidas son a menudo aproximadamente plásticas perfectamente lineales, presentando plasticidad sobre el umbral del esfuerzo de corte máximo τ_c . (Nota: aquí la palabra plasticidad es usada en el sentido general de daño irreversible, del cual el material no puede recobrar su estado original después de ser descargado. Esta plasticidad es distinta de la elasticidad no lineal. En un polímero compuesto la plasticidad no surge de un movimiento de dislocación como en los metales, ya que generalmente un polímero no es cristalino. En lugar de eso ésta viene en formas de microcracking acompañado de daño irreversible de la matriz).

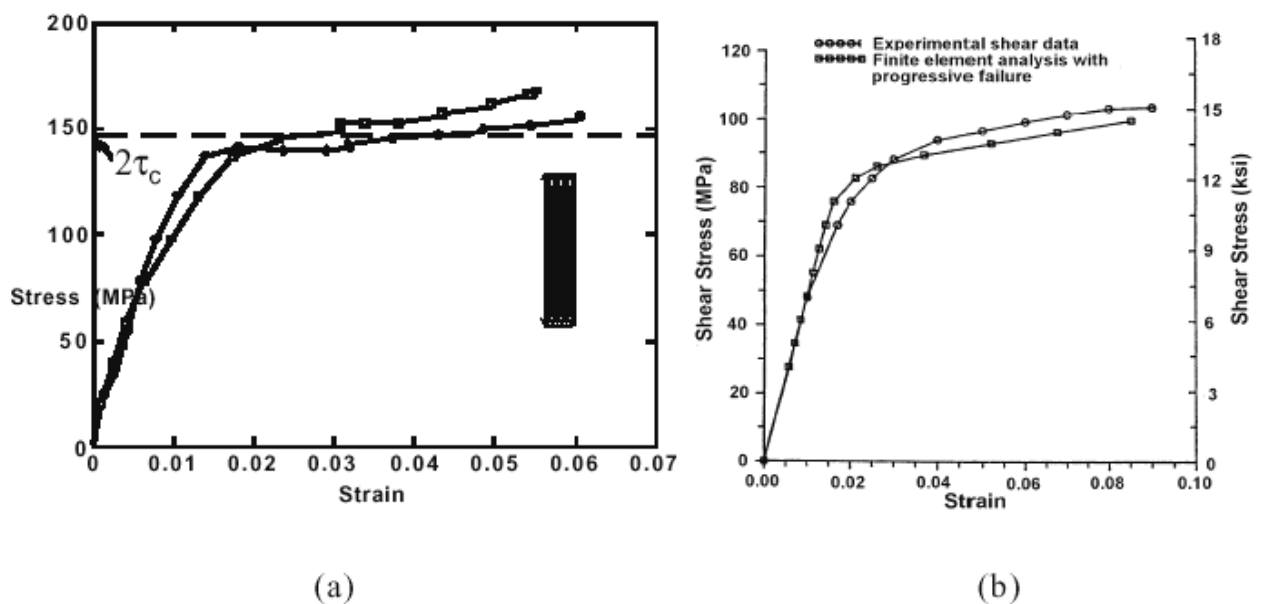


Figura 1: Respuesta esfuerzo/deformación típica de dos polímeros composite cuando el esfuerzo en las pieles es corte puro, (a) laminado unidireccional AS4/1895, (b) tejido plano AS4/3501-6

La figura 2 muestra las curvas esfuerzos/deformaciones para un composite de tejido plano cargado en varias orientaciones. La respuesta en la orientación 0/90° es casi lineal hasta que ocurre la falla, mientras que para cargas fuera de estos ejes la respuesta se torna considerablemente plástica y con grandes deformaciones.

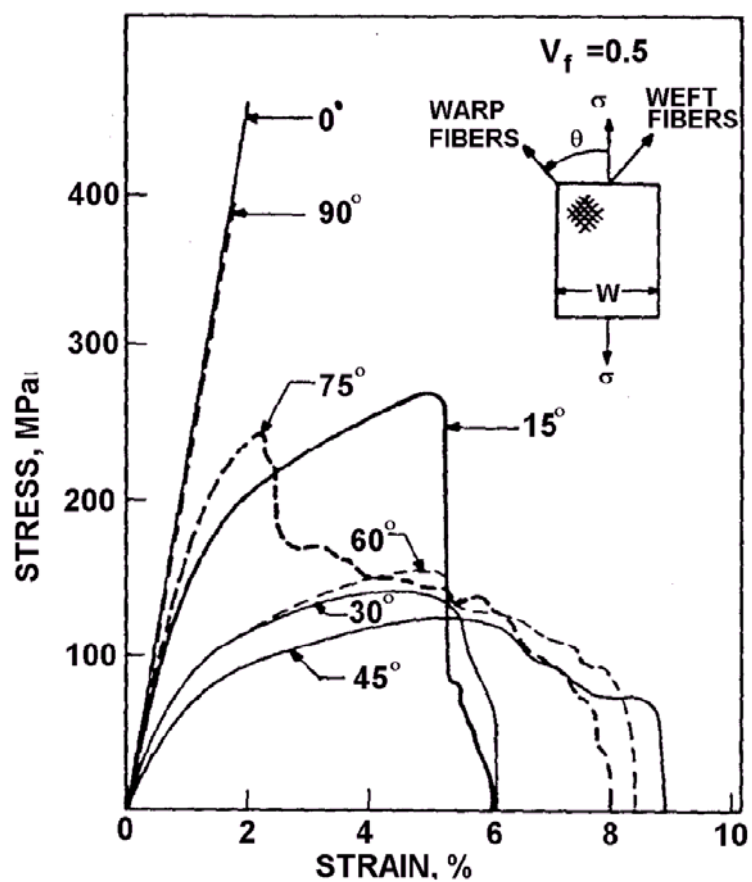


Figura 2: Curvas esfuerzo / deformación para un laminado carbón / epoxi de tejido plano. Las curvas corresponden a distintos ángulos entre la dirección de los esfuerzos y la alineación de las fibras ortogonales del tejido plano.

A continuación se presentan en forma muy concisa y grafica un estudio realizado en el Centro de Investigaciones Langley en Virginia.

Es un análisis de falla del panel que se muestra en la figura 3. El panel esta construido con 24 laminas de fibra unidireccional de configuración $(+45/0_2/+45/0_2/+45/0/90)_{x2}$, en material grafito/epoxy (T300/5208). El modulo E_1 de cada lamina es 19.0 Msi y el $E_2 = 1.89$ Msi y el resto de propiedades se muestran en la tabla 1 del anexo 4. El objetivo es observar el comportamiento a distintas intensidades de carga de acuerdo a las sollicitaciones que muestra la figura 3. Se debe considerar que esta configuración del laminado se aproxima a un material isotrópico en el plano.

Se muestran las respuestas cargas versus deformación donde resalta la tendencia lineal en la zona inicial de la curva. A pesar de esto la falla inicial se produce después que la curva ha cambiado su tendencia lineal. Cabe destacar también la cercana aproximación de los métodos de análisis de falla progresiva, con los resultados experimentales.

También se puede observar que el análisis de falla progresiva predice con bastante exactitud el comportamiento del material, ya que tiene en cuenta que las propiedades elásticas van cambiando a medida que se va deformando, en la zona lineal las propiedades elásticas han permanecido casi inalterables, luego que comienza plasticidad el material se ha deformado irremediabilmente pero aun esta lejos de ocurrir la falla. Podemos decir que la falla de la primera capa o lamina (first ply failure) ocurre al esfuerzo de falla y cuando se pierde la linealidad ocurre la fluencia. En el análisis lineal el esfuerzo admisible será el limite de la zona lineal, o sea donde comienza la fluencia, que será de un 20 a un 30% del esfuerzo de falla.

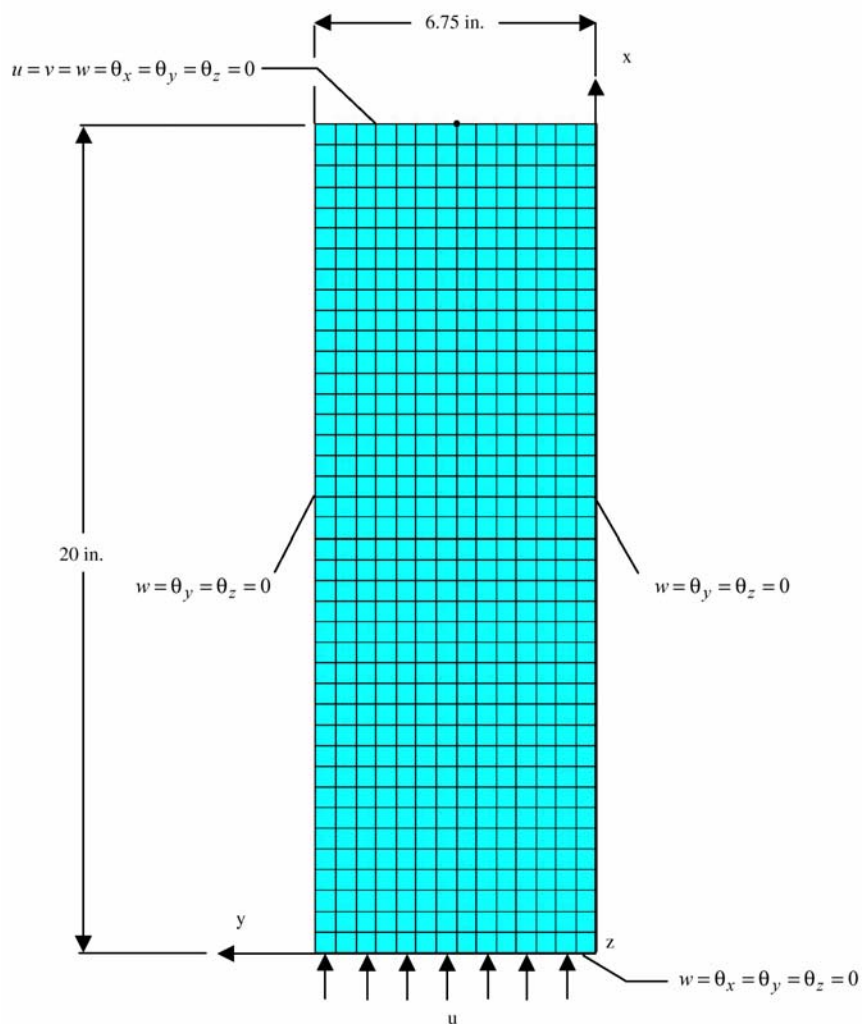


Figura 3: Geometría, estado de cargas y condiciones de contorno del panel.

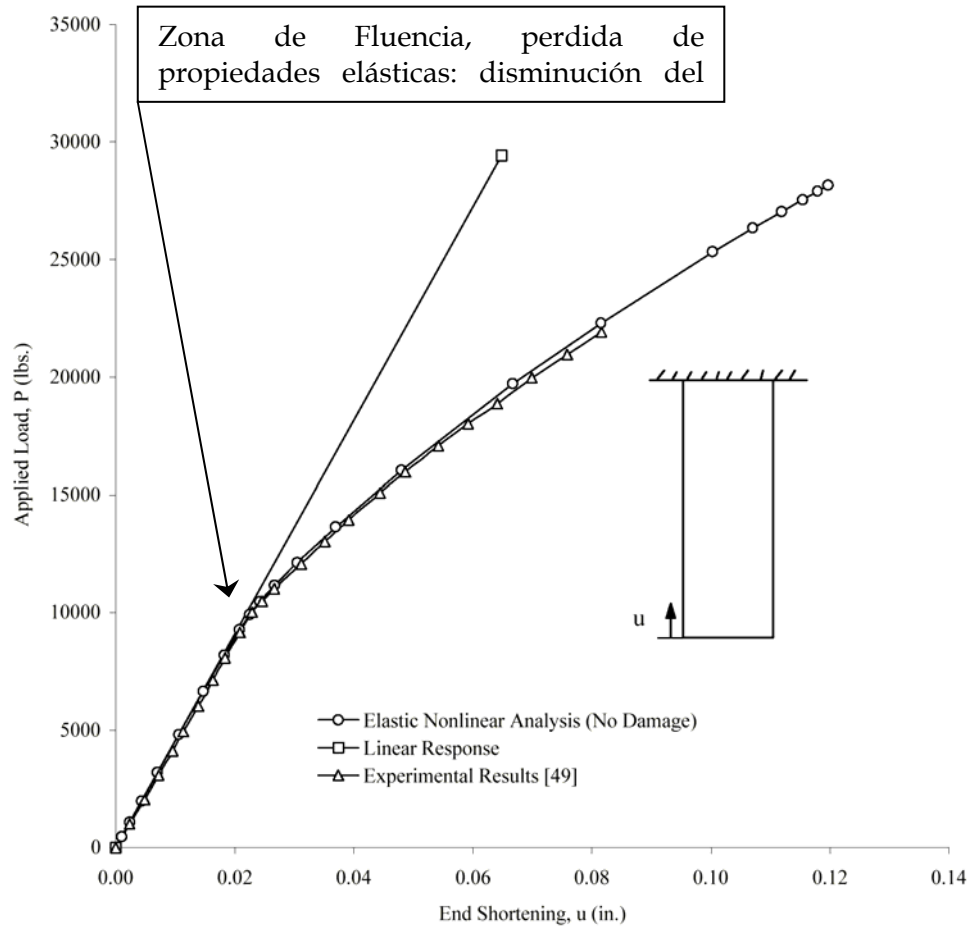


Figura 4: Respuesta carga versus deformación en "x", del panel.

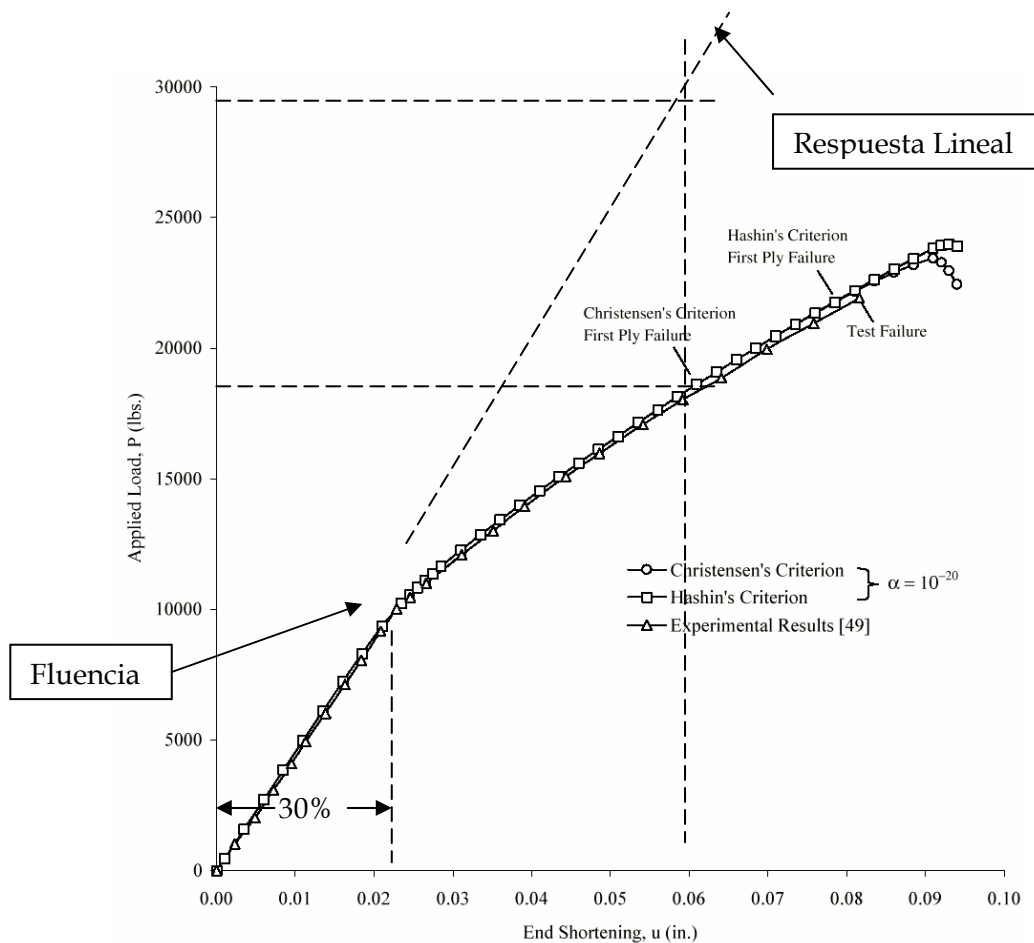


Figura 6: Respuesta carga versus deformación en "x" de resultados experimentales con dos métodos de análisis de falla progresiva. El análisis lineal debe considerar hasta la fluencia, es decir la deformación admisible para este análisis es aprox. un 30% de la deformación de falla.

Si se considerara la deformación o el esfuerzo de falla en un análisis lineal ésta se esperaría a una carga mucho mayor que la real.

Hay que considerar también que después de la fluencia puede producirse microcracking en la matriz y comienza la plasticidad del material. Por lo tanto el análisis de ésta tesis considera que el esfuerzo admisible es aproximadamente entre un 20 a un 30% del esfuerzo de falla de la primera capa.

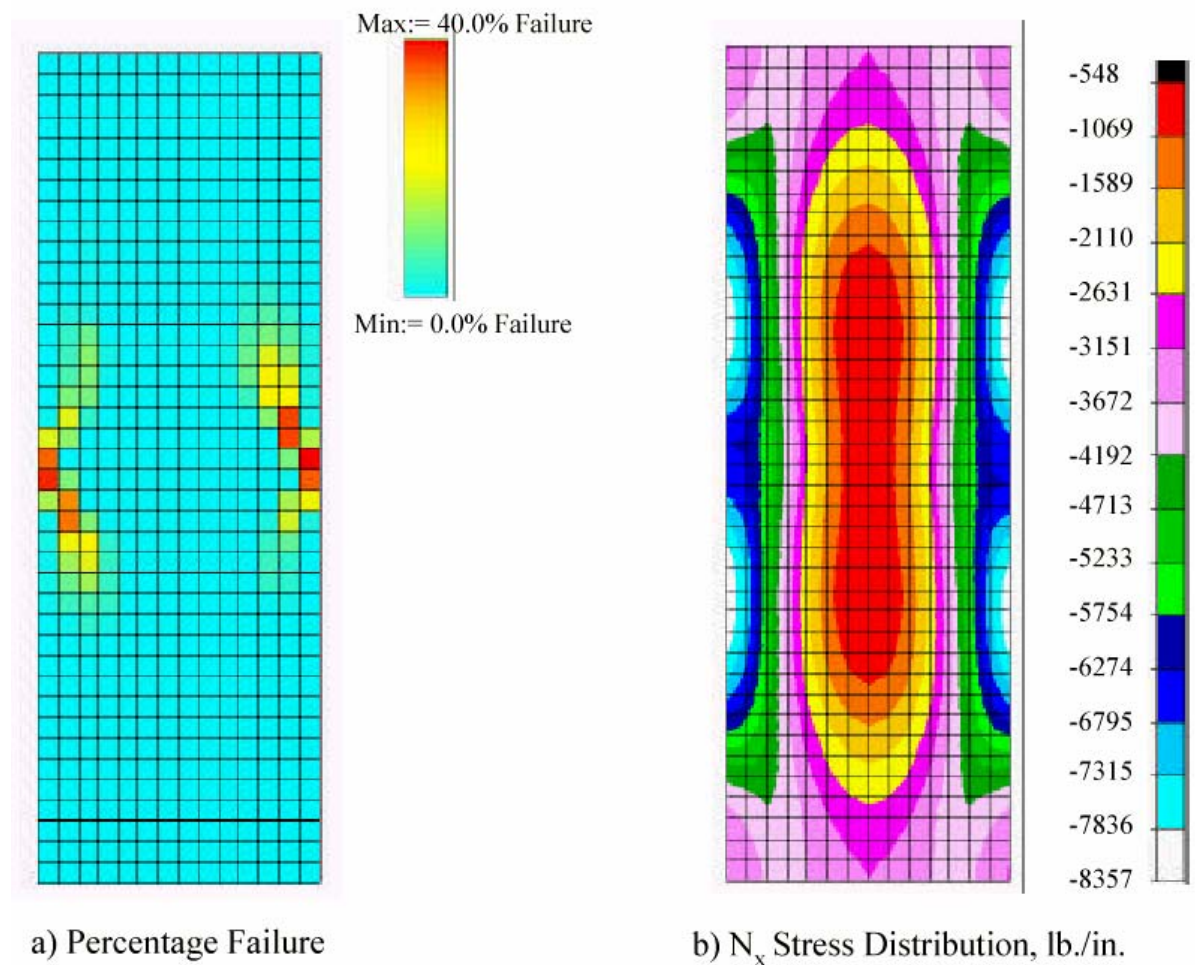


Figura 7: respuesta a la compresión panel C4. La figura a) muestra la zona hasta con un 40% de la falla crítica. La figura b) muestra la distribución de esfuerzos.

CAPITULO IV

ANALISIS DE FALLA DE UN CASCO DE CANOA PRF/HONEYCOMB/PRF MEDIANTE EL SOFTWARE ALGOR 12

1) PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

El análisis siguiente surge de la necesidad de predecir el comportamiento de una estructura en una etapa preliminar del proyecto (en el caso en estudio el proyecto sería la construcción en serie de canoas de competencia de alto rendimiento).

En ésta etapa se deben evaluar las mejores configuraciones posibles de fibra / matriz, considerando parámetros como:

- a) arquitectura del reforzamiento
 - a.1) tipo de textil
 - a.2) densidad del reforzamiento
 - a.3) alineación de las hebras principales
 - a.4) material de la fibra y de la matriz
- b) rango de volumen fibra / matriz a los cuales el proceso de construcción (manual o automático) está sujeto.

1.1) MODELO PROPUESTO

Para analizar una estructura composite por el M. E. F. primero se barajan las configuraciones posibles de fibra / matriz. Luego se seleccionan por lo menos dos configuraciones de las cuales se confeccionan las probetas normalizadas para medir su resistencia de acuerdo a las sollicitaciones de carga de la estructura. A partir de estos datos obtenidos experimentalmente se confecciona un modelo de E. F. de la estructura composite.

En una etapa preliminar, antes de construir las probetas, en el momento de determinar cuales son las mejores configuraciones de la estructura para su estado de cargas, es muy conveniente realizar un modelo de E. F. (cuya malla sirve para posteriores análisis) de la estructura para evaluar las configuraciones. Aquí las propiedades de las láminas por separado serán determinadas por métodos teóricos basados en resultados empíricos de otros laminados.

Se determinarán las zonas donde es posible que la estructura falle por concentración de tensiones, en un estado de cargas propuesto. Se estudiará la resistencia a la falla de la estructura en un caso de choque frontal. Son por lo menos 3 casos de carga que se debieran considerar para este tipo de embarcación: choque frontal, esfuerzos en las zonas del casco donde se ubican los soportes de las chumaceras (ver anexo 5), condición de arrufo cuando atraviesa trenes de olas producidas por una embarcación mayor.

La fuerza generada por el choque frontal se aplicara como carga estatica puntual en el extremo de proa y se determino de la siguiente manera. La embarcación vieja a la velocidad de 1 nudo = 0.5144 m/s., la energia cinetica antes del choque es igual a la energia de impacto mas una disipación de energia.

$$n + \frac{1}{2}mv^2 = \frac{F^2}{2k}$$

F = fuerza de impacto

m = masa de la canoa mas el peso de un deportista mas los remos.

v = velocidad

k = rigidez de la embarcación (la rigidez axial de una viga equivalente $k=E \cdot A/L$)

A = área sección transversal de proa.

n = factor que considera la disipación de energia

por tanto

$$F = 1529 \text{ kg} = 15000 \text{ N}$$

1.2) CARACTERISTICAS PRINCIPALES ESTRUCTURA.

La embarcación en estudio es una canoa single de competición de alto rendimiento, construida en sistema sándwich tal como se indica a continuación:

Piel superior: Kevlar (WR) / Epoxy

Núcleo: Honeycomb (panal de abejas) Aramida

Piel inferior: Kevlar (WR) + Vidrio (CSM) / Epoxy

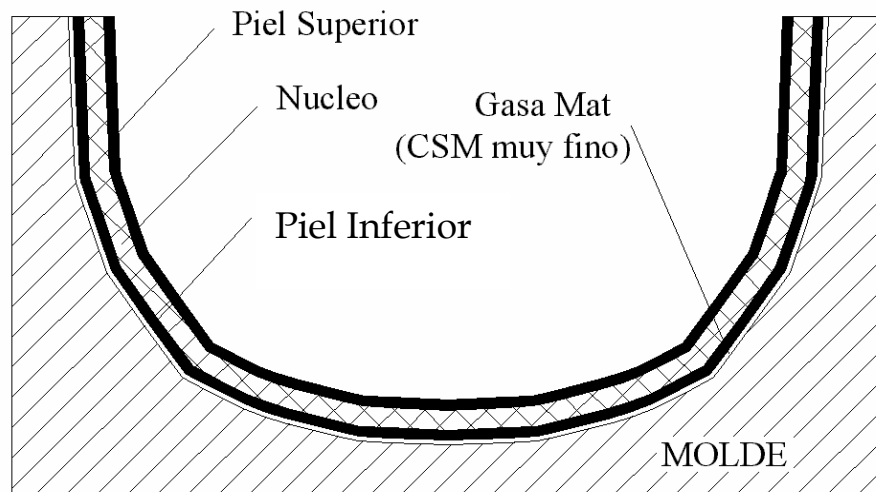


Figura 1: Representación esquemática proceso de construcción.

Las características principales son las que siguen y las líneas que definen su forma se presentan en el plano adjunto:

Eslora total: 8000 mm

Manga máxima: 306 mm

Puntal de trazado: 173 mm

2) ESTIMACION PROPIEDADES DEL LAMINADO

A continuación se expone el calculo resumida (sujeta a consideración) para determinar las propiedades mecánicas de rigidez y resistencia de las pieles y el núcleo.

En el caso de las pieles se utilizo la regla de las mezclas para obtener las propiedades elásticas de los laminados unidireccionales equivalentes, luego mediante el concepto de la eficiencia se obtienen para el laminado *woven roving*. Además de otras consideraciones hechas debido a la falta de información acerca del material Kevlar, lo que no ocurre para materiales como el vidrio y el carbono.

MATERIALES UTILIZADOS

Textil Woven Roving balanceado de fibra de Kevlar, 300 gr/m²

Resina Epoxilínica (DGEBA)

Honeycomb de aramida HRH10 nomex

Tabla 1: Propiedades materiales utilizados. Ver capítulo I

Material	G.E.	E (GPa)	μ	σ^T (MPa)	σ^C (MPa)	ϵ de falla %	G_A GPa
Fibra de Kevlar (hebra)	1.45	124	0.35	3600	1050	2.9	3000
Resina Epoxilínica	1.2	3.0	0.37	85	130	5-6	-

Honeycomb aramida		COMPRESION		PROPIEDADES AL CORTE			
Densidad	Tamaño celda	Estabilizada		Dirección L		Dirección W	
kg/m ³	mm	σ^C MPa	E MPa	\mathcal{J} MPa	G MPa	\mathcal{J} MPa	G MPa
32	5	1.2	75	0.7	29	0.4	19.0

\mathcal{J} : Resistencia máxima a la falla por corte

- a) Volúmenes de fibra y matriz para un laminado WOVEN ROVING balanceado.

Los volúmenes de fibra y resina dependen de la arquitectura del reforzamiento. Existe una estrecha relación entre el peso de resina (R) y el peso de la fibra (Wf). Se debe tener en cuenta que la presión que se ejerce sobre el laminado durante el proceso manual (Hand lay up) no es constante por lo que hay que considerar un cierto rango de variabilidad. Según los textos consultados, para un WR esto es como sigue:

*Según C. S. Smith (anexo 1); El peso de resina R varía entre 0.45 y 0.55 del peso total del laminado por lo tanto R varia entre 0.82 y 1.22 de Wf..

*Según Anexo 3; El requerimiento de resina varía de 1 a 1½ veces Wf, o sea R varía entre 0.5 y 0.6 del peso total del laminado.

Para determinar el volumen de fibra (Vf) de debe observar como varían las propiedades con el volumen de fibra. Como regla general en el caso de la resistencia a la compresión y tracción las propiedades son mejores para Vf altos (o sea para R cercanos a 0.55 del peso total del laminado WR).

Por lo tanto:

$$R = 1 \text{ a } 1\frac{1}{2} W_f$$

Si $W_f = 300 \text{ gr/m}^2$, el requerimiento de resina en 1 m^2 es:

$R = 300 \text{ a } 450 \text{ gr}$; luego si $R + W_f = 1$, implica que:

$$R = 0.5 \text{ a } 0.6$$

Se calcularan las propiedades solo para el caso más desfavorable a juicio de lo anterior, es decir, para:

$$R = 0.6$$

Luego:

$$V_m = 0.645 \cong 0.65 \quad \text{Según formula 17-(4), o sea: pagina 17 - formula (4)}$$

$$* V_f = 1 - V_m = 0.35$$

b) Propiedades elásticas de un laminado UNIDIRECCIONAL equivalente.

$$E_1 = 45.35 \text{ Gpa.}$$

Según formula

$$16-(1)$$

$$E_2 = 7.34 \text{ Gpa.}$$

Según formula

17-(5) y

(6)

$$* E_1 / E_2 = 6.18$$

$$\mu_{12} = 0.3455$$

Según formula

16-(2)

$$\mu_{21} = 0.056$$

Según formula

16-(3)

Para determinar G_{12} se utilizara la relación E_1 / G_{12} (debido a que no es conocido el modulo de corte de la matriz). En el caso de laminados carbón/epoxy ésta relación varía entre valores muy cercanos a 26 como lo muestran las tablas del anexo 1. Para el caso estudiado kevlar/epoxi solo se conoce un antecedente (ver tabla nº4, capítulo I) el cual se utilizara:

$$* E_1 / G_{12} = 6.25$$

Entonces si $E_1 = 45.35 \text{ Gpa.}$; $G_{12} = 7.26 \text{ Gpa.}$

$$* G_{13} = G_{12}$$

Para calcular G_{23} se utiliza la formula 17-(7), la cual requiere el valor de μ_{23} . Un valor típico de $\mu_{23} / \mu_{12} = 1.28$ de acuerdo con tablas anexo 1. Por lo tanto $\mu_{23} = 0.44$, luego:

$$G_{23} = 2.55 \text{ Gpa.}$$

La densidad es igual a $\delta = \delta_f * V_f + \delta_m * V_m$

$$\delta = 1.29 \text{ gr/cm}^3.$$

Tabla propiedades elasticas laminado Unidireccional equivalente

Vf	Vm	G.E. (gr/cm ³)	E ₁ (GPa)	E ₂ (GPa)	μ ₁₂	μ ₂₁	G ₁₂ (GPa)	G ₁₃ (GPa)	G ₂₃ (GPa)
0.35	0.65	1.29	45.35	7.34	0.345	0.056	7.26	7.26	2.55

c) Propiedades elásticas de un laminado WOVEN ROVING balanceado.

Utilizando el concepto de la eficiencia para tejido balanceado se procede como sigue:

$$* E_X = E_Y = (E_1 + E_2) / 2 = 26.35 \text{ GPa.}$$

$$* G_{XZ} = G_{YZ} = (G_{13} + G_{23}) / 2 = 4.9 \text{ GPa.}$$

$$* G_{XY} = G_{12} = 7.26 \text{ GPa.}$$

$$* \mu_{XY} = \mu_{YX} = (\mu_{12} + \mu_{21}) / 2 = 0.2$$

Tabla propiedades elásticas laminado Woven Roving balanceado

Vf	Vm	G.E. (gr/cm ³)	E _x (GPa)	E _y (GPa)	μ _{xy}	μ _{yx}	G _{xz} (GPa)	G _{xy} (GPa)
0.35	0.65	1.29	26.35	26.35	0.2	0.2	4.9	7.26

*Espesor de la lámina sin considerar gasa CSM que se coloca bajo la cara inferior u sobre la cara superior del laminado:

$$t_p = w_f \left[\frac{1}{d_f} + \left(\frac{1 - W_f}{W_f} \right) * \frac{1}{d_m} \right] \quad (\text{ver pagina 4, capitulo 1})$$

$$t_p = 0.6 \text{ mm}$$

d) Propiedades del NUCLEO.

De acuerdo a tabla del capitulo I, ítem 3.1.3

Densidad = 32 kg/m³

E_x = cercano a cero

E_y = cercano a cero

μ_{xy} = cercano a cero

μ_{yx} = cercano a cero

G_{xy} = cercano a cero

G_{xz} = G_L = 29 Mpa.

G_{yz} = G_w = 19 Mpa

J_{xz} = 0.7 Mpa

J_{yz} = 0.4 Mpa

El resto es cercano a cero.

3) RESISTENCIA A LA FALLA DEL LAMINADO Y DEL NUCLEO.

FALLA POR TENSION DEL LAMINADO

La falla de la fibra se produce cuando es superada su elongación admisible, ídem para la matriz. Comparando las deformaciones de falla por tensión de la fibra y de la resina se tiene:

$$\mathcal{E}_f^T = \text{elongación de falla a la tensión de la fibra (axial)} = 0.029$$

$$\mathcal{E}_m^T = \text{elongación de falla a la tensión de la matriz} = 0.0283$$

Esto quiere decir que aproximadamente a la misma elongación ocurre cracking de la resina y fractura de la fibra.

Luego ya que la resistencia a la falla por tensión de la fibra es:

$$\sigma_{T_F} = 3600 \text{ MPa} \quad \text{entonces:}$$

$$\sigma_{T_F (\text{ADMISIBLE})} = 30\% \sigma_{T_F} = 0.3 \cdot 3600 = 1080 \text{ MPa}$$

La resistencia a la falla por tensión de la resina es:

$$\sigma_{T_M} = 85 \text{ MPa} \quad \text{entonces:}$$

$$\sigma_{T_M (\text{ADMISIBLE})} = 30\% \sigma_{T_M} = 0.3 \cdot 85 = 25.5 \text{ MPa}$$

FALLA POR COMPRESION DEL LAMINADO

Comparando las deformaciones de falla por compresión de la fibra y de la resina se tiene:

$$\epsilon_{c_f} = \text{elongación de falla a la compresión de la fibra (axial)} = 0.0085$$

$$\epsilon_{c_m} = \text{elongación de falla a la compresión de la matriz} = 0.0433$$

Esto quiere decir que ocurrirá primero fractura de la fibra antes que cracking en la resina, ya que a menor deformación unitaria falla la fibra.

Luego ya que la resistencia a la falla de la fibra es:

$$\sigma_{C_F} = 1050 \text{ MPa} \quad \text{entonces:}$$

$$\sigma_{C_F (\text{ADMISIBLE})} = 30\% \sigma_{C_F} = 0.3 \cdot 1050 = 315 \text{ MPa}$$

FALLA POR CORTE DEL LAMINADO

La falla debida al corte es en forma de delaminacion, pandeo Euler de capas delaminadas o por formación de kink band.

Mediante la ley de Argon y considerando que ϕ = ángulo de desalineamiento de las hebras en radianes, $\phi = 0.174$ rad:

$$\tau_{XY} = \sigma_{C_X} * \phi$$

$$\tau_{XY} = 25.5 * 0.174 = 4.45 \text{ MPa.}$$

FALLA POR COMPRESION DEL NUCLEO

La falla del núcleo puede ser por aplastamiento (dimpling). El esfuerzo critico para predecir esta falla esta dado por la siguiente ecuación:

$$\sigma_{critico} = 2 \frac{E_{piel}}{(1 - \mu_{piel}^2)} \left(\frac{t_{piel}}{c} \right)$$

Luego

$$\sigma_{CRITICO} = 6.58 \text{ GPa.}$$

Por otro lado el fabricante recomienda

$$\sigma_{\text{CRITICO}} = 1.2 \text{ MPa.}$$

$$\epsilon_{\text{CRITICO}} = 1.2/75 = 0.016$$

4) GENERACION DEL MODELO

El modelo de la embarcación se diseño en el programa computacional Maxsurf. La superficie virtual creada en este programa se exporto como formato IGES (International Graphics Exchange Standard) compatible con el software Algor. La malla fue creada y refinada en el modulo Cad Solid Model Interface de Algor.

Para “settear” el proyecto en el programa Algor se consideraron los siguientes ítems.

- i) Tipo de elemento: Sándwich (placa gruesa)
- ii) Propiedades del laminado
- iii) Unidades: MKS
- iv) Criterio de falla: Tsai Wu y Máximo esfuerzo.
- v) Orientación del laminado: Eje X
- vi) Laminado: a) Espesor y ángulo de orientación
 b) Material (propiedades y resistencias admisibles, ver figura 3)
- vii) Condiciones de Contorno
- viii) Fuerzas Nodales: 15000 N

4) INPUT DE DATOS AL PROGRAMA

Después de seleccionar el tipo de elemento finito, se ingresan las propiedades del laminado, tal como se muestra en la figura siguiente. Algor tiene la opción de ingresar las propiedades de cada lamina, en este caso dos pieles iguales y un núcleo, del cual se debe especificar en cual fila se encuentra en la sección “general” de este cuadro de dialogo.

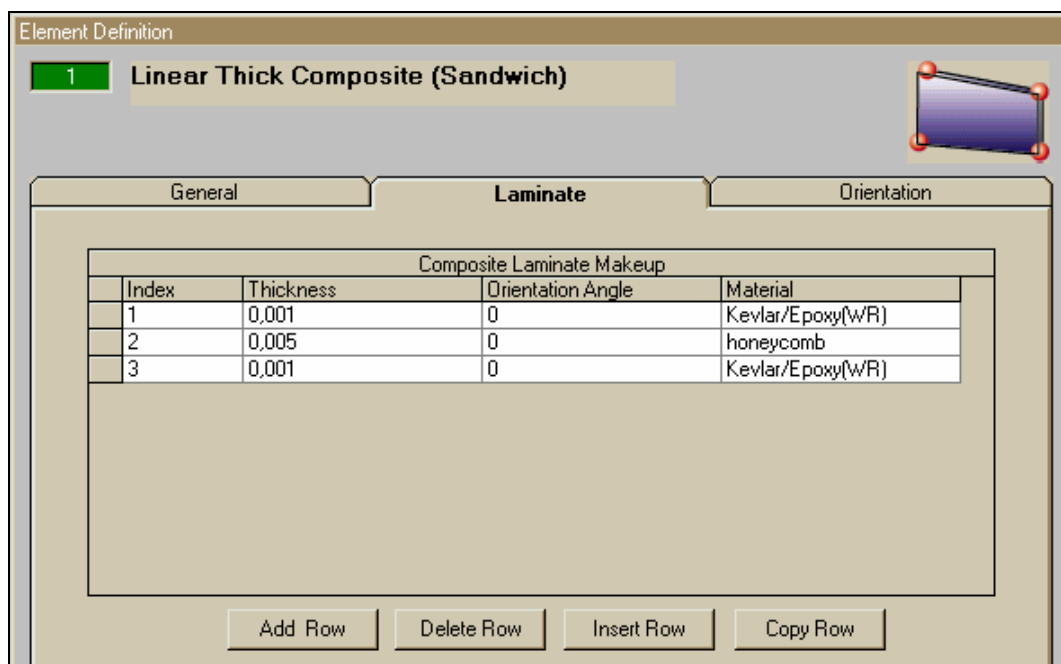


Figura 2: Input datos del laminado

Las propiedades de elasticidad de cada lamina se introducen en el siguiente cuadro de dialogo

Element Material Specification

1 Linear Sandwich Composite

Material: [Customer Defined]

Mass Density: 1290 kg/m³

Unlock Properties

Elastic Properties Composite Allowables

Moduli of Elasticity

Local Axis 1: 26350000000 N/m²

Local Axis 2: 26350000000 N/m²

Poisson's Ratios

Local Plane 12 (Major): 0,2

Local Plane 21 (Minor): 0,2

Thermal Coefficients of Expansion

Local Axis 1: 0 1/°C

Local Axis 2: 0 1/°C

Shear Moduli of Elasticity

Local Plane 12: 6250000000 N/m²

Local Plane 13: 4900000000 N/m²

Local Plane 23: 4900000000 N/m²

Previous Apply

Figura 3: Input propiedades elásticas de cada lamina

Respecto a las condiciones de contorno se restringieron los desplazamientos verticales (eje Z) de todos los nodos y se empotraron los nodos de popa. La carga de 15000 Newton (1529 Kgf) esta aplicada en el nodo del extremo de proa.

5) OUTPUT DE RESULTADOS

Una vez ingresado todos los datos en el modulo Superdraw III se procede al análisis de elementos finitos, cuyas ecuaciones son resueltas internamente por los decodificadores del programa. Si el modelo presenta algún error de geometría o en los datos de las propiedades, éste error será acusado y deberá resolverse para continuar el análisis. Si se completa el análisis satisfactoriamente el modelo será transferido al modulo Superview para la visualización de los resultados.

A continuación se muestran los resultados obtenidos para dos mallas confeccionadas, una gruesa y otra refinada (902 y 5310 nodos respectivamente). Esta ultima debiera arrojar valores que van convergiendo sucesivamente al valor más aproximado posible a medida que se va refinando la malla, debido que la malla más refinada se va aproximando cada vez más a las formas continuas (lisas) del casco (superficie).

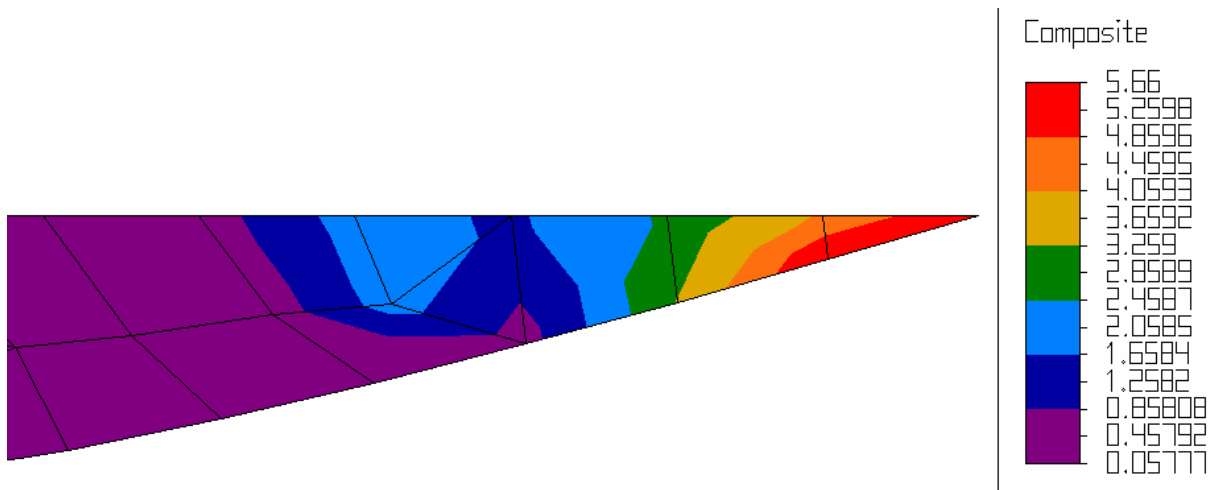


Figura 4: Criterio de Falla del Máximo esfuerzo, para malla gruesa (N/m^2)

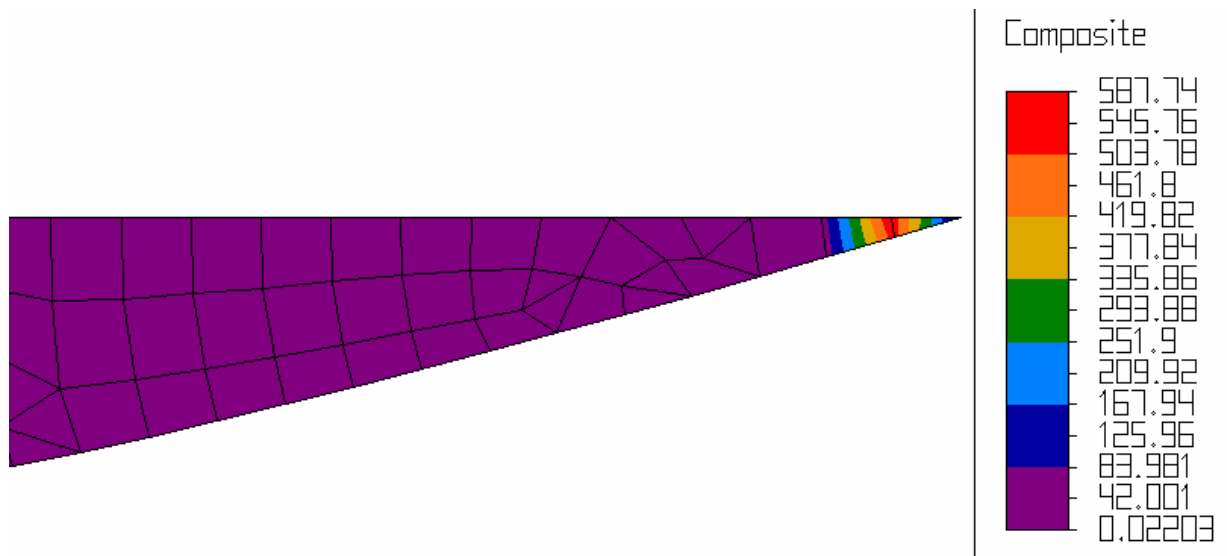


Figura 5: Criterio de Falla del Máximo esfuerzo, para malla refinada (N/m^2)

Aquí (figuras 5 y 6) se observa una gran diferencia de resultados debido a que el casco con elementos más grandes no representa las formas lisas de este. Además la modelación de la punta de proa presenta irregularidades debidas a la complejidad de la forma y el ángulo obtuso de los elementos de esta zona, por ese motivo es probable de que una proa redondeada fuera más conveniente.

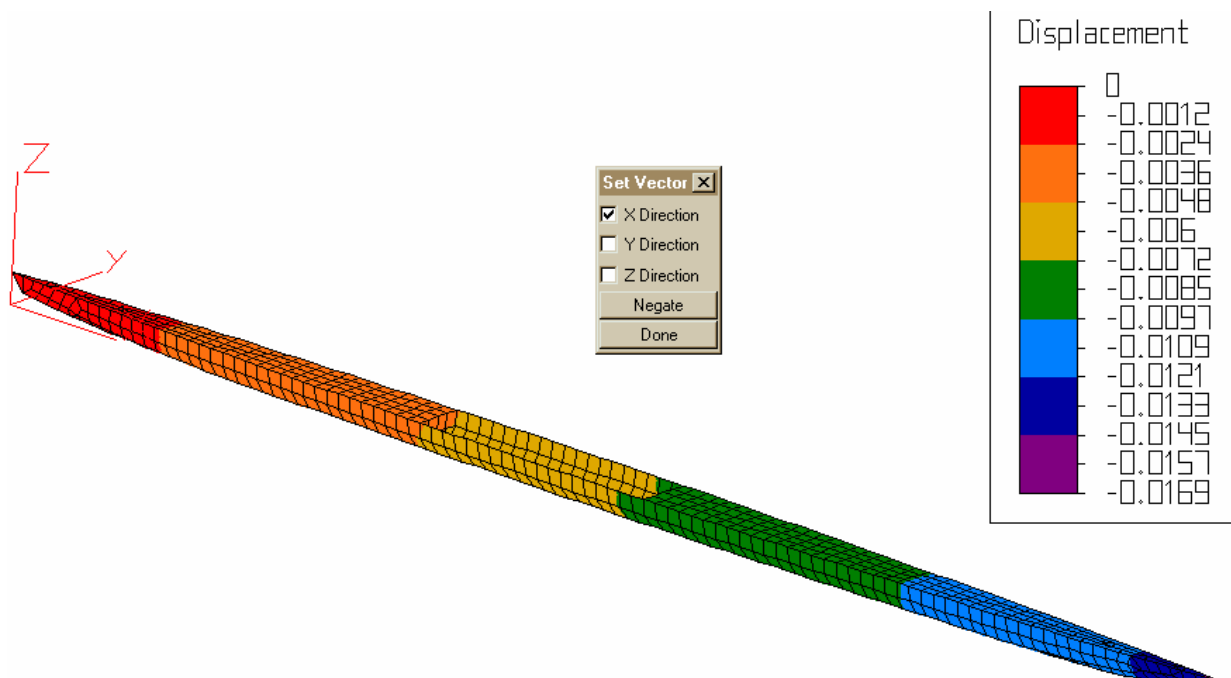


Figura 6: Deformaciones en metros, en la dirección "x", para la malla gruesa.

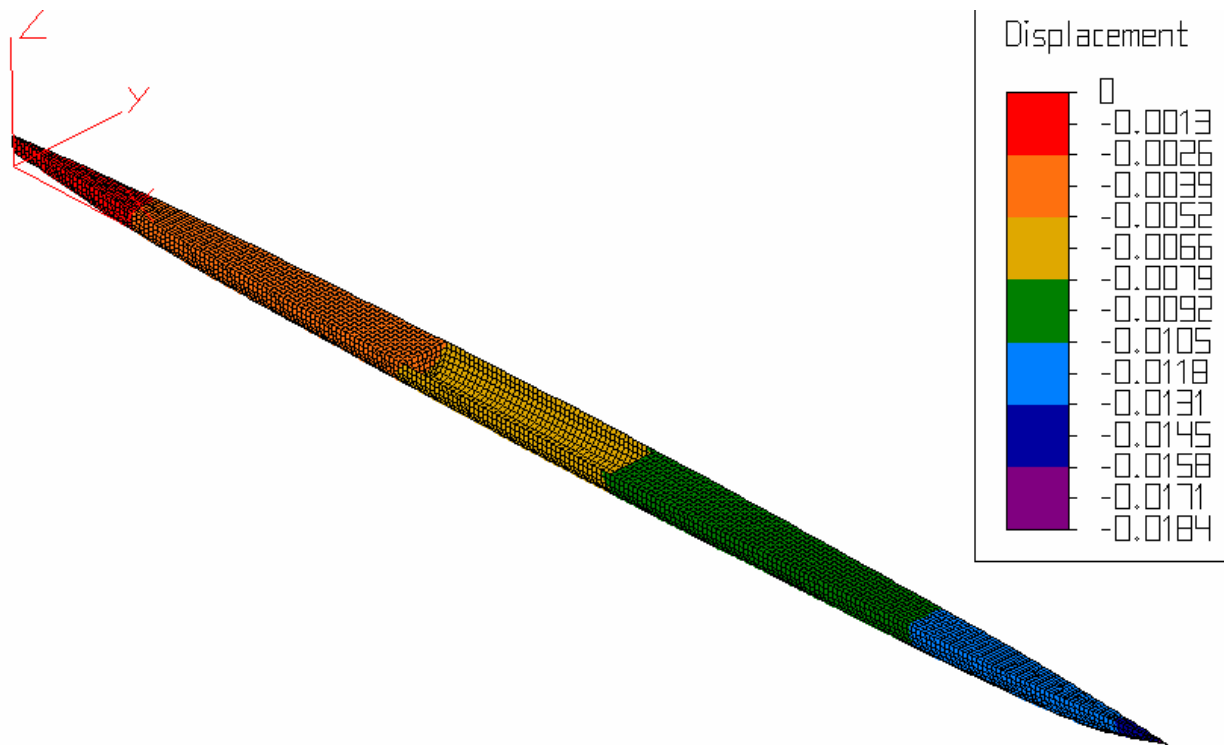


Figura 7: Deformaciones en metros en la dirección "x", para la malla refinada.

Se observa gran similitud de valores entre las mallas

Deformación máxima = de 10.5 a 15.8 mm

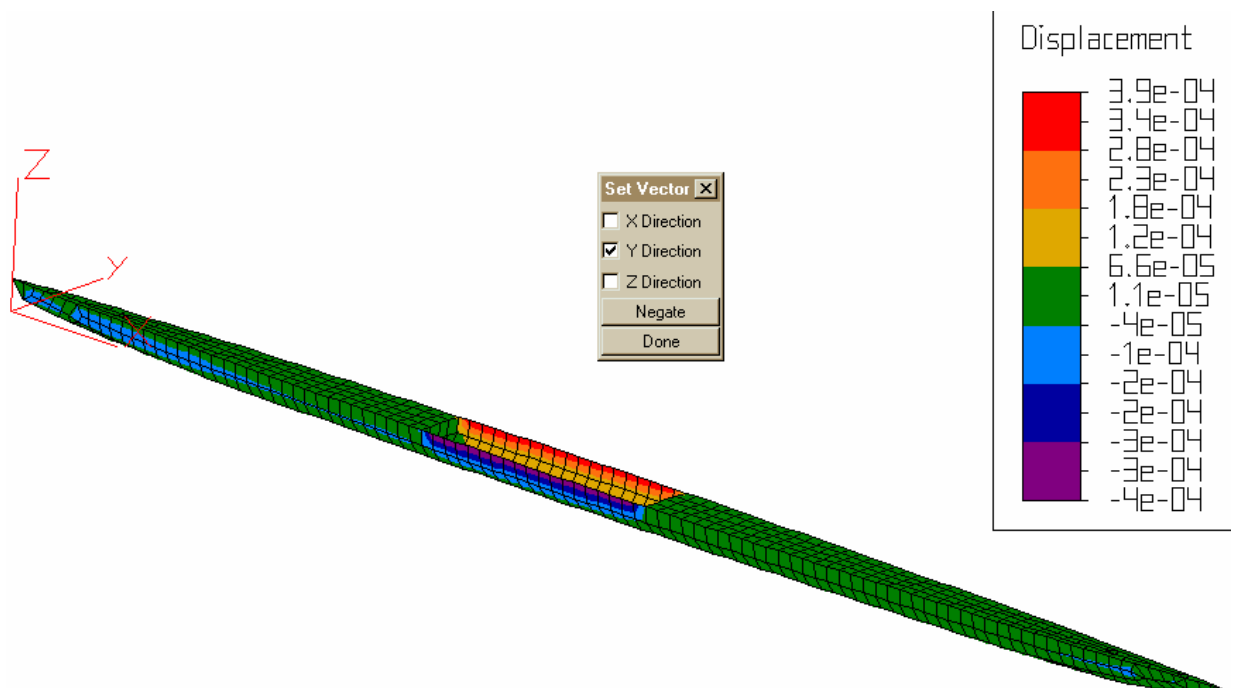


Figura 8: Deformaciones en metros en la dirección "y", para la malla gruesa.

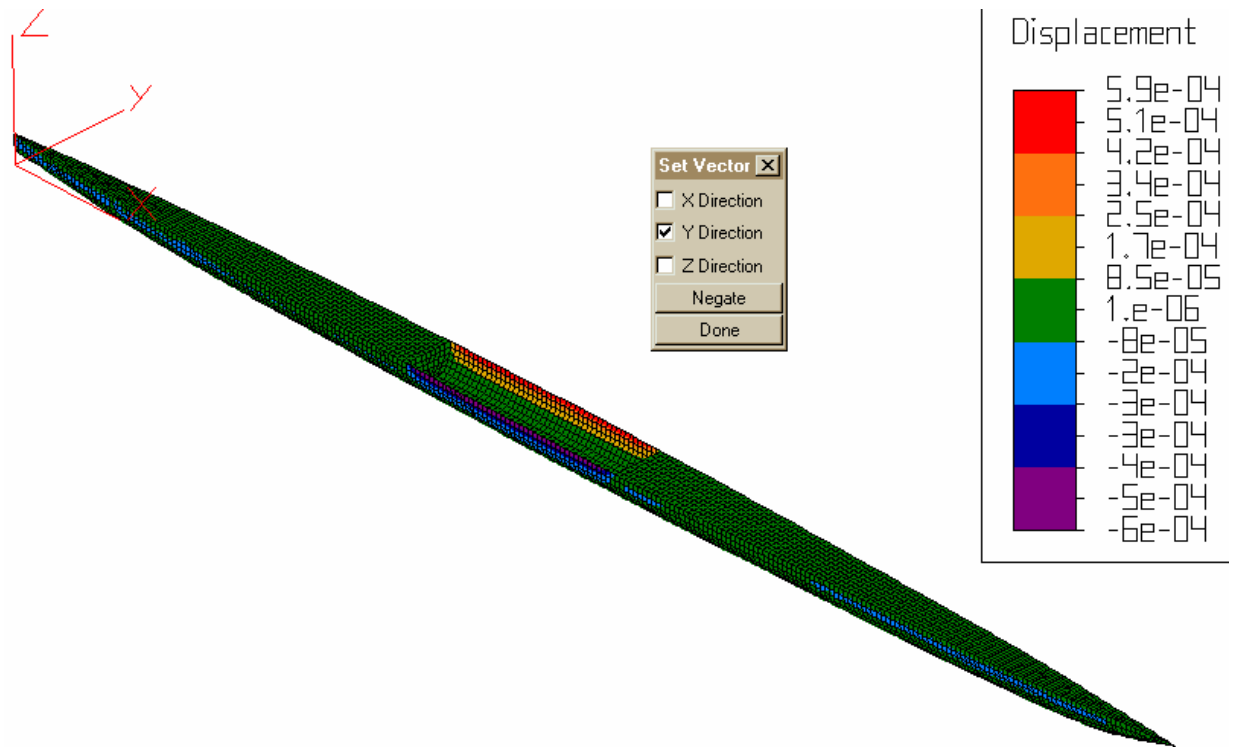


Figura 9: Deformaciones en metros en la dirección "y", para la malla refinada.

Las deformaciones convergen a valores más altos con la malla refinada.

Deformación máxima = 0,59mm

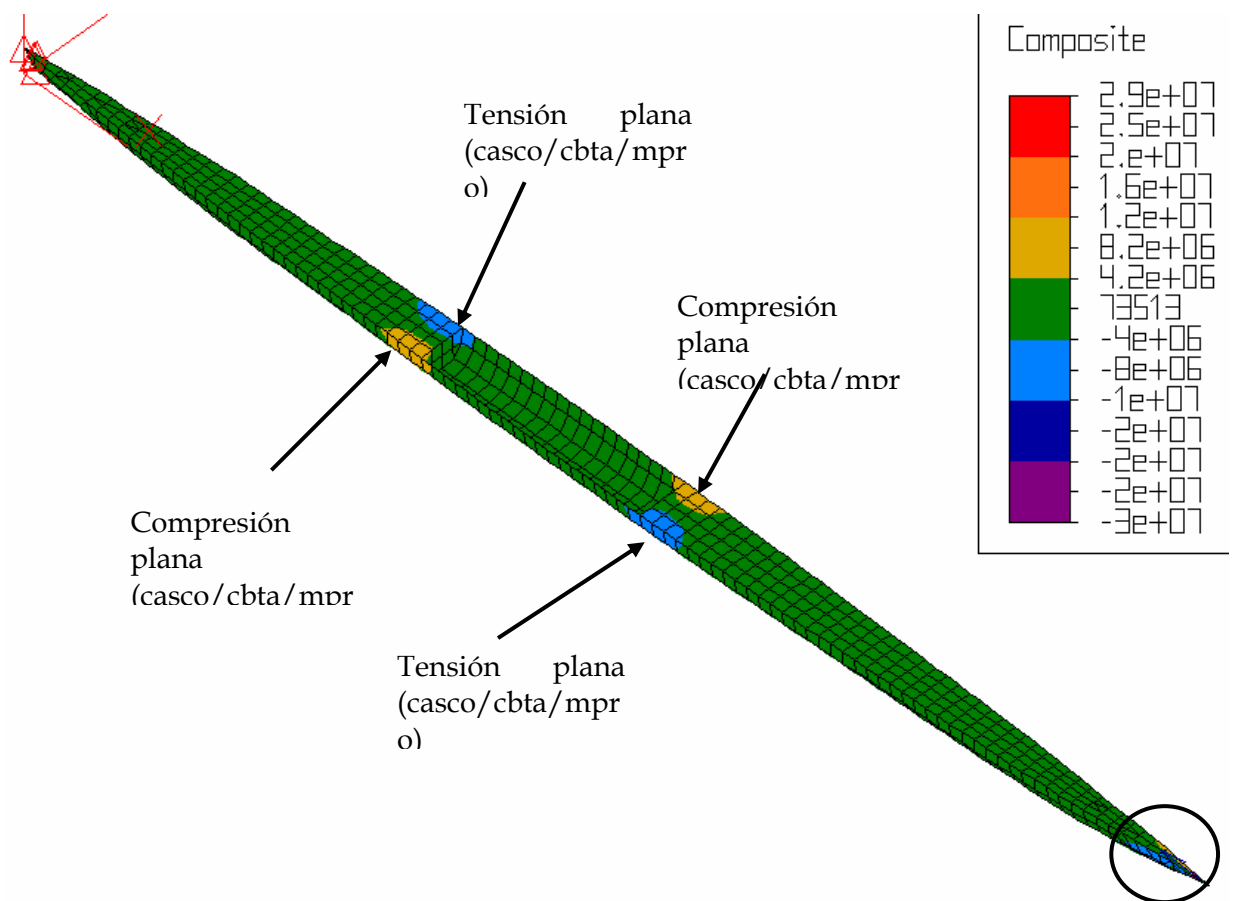


Figura 10: Esfuerzos generados en el plano 1-2 de la superficie, para malla gruesa (N/m²).

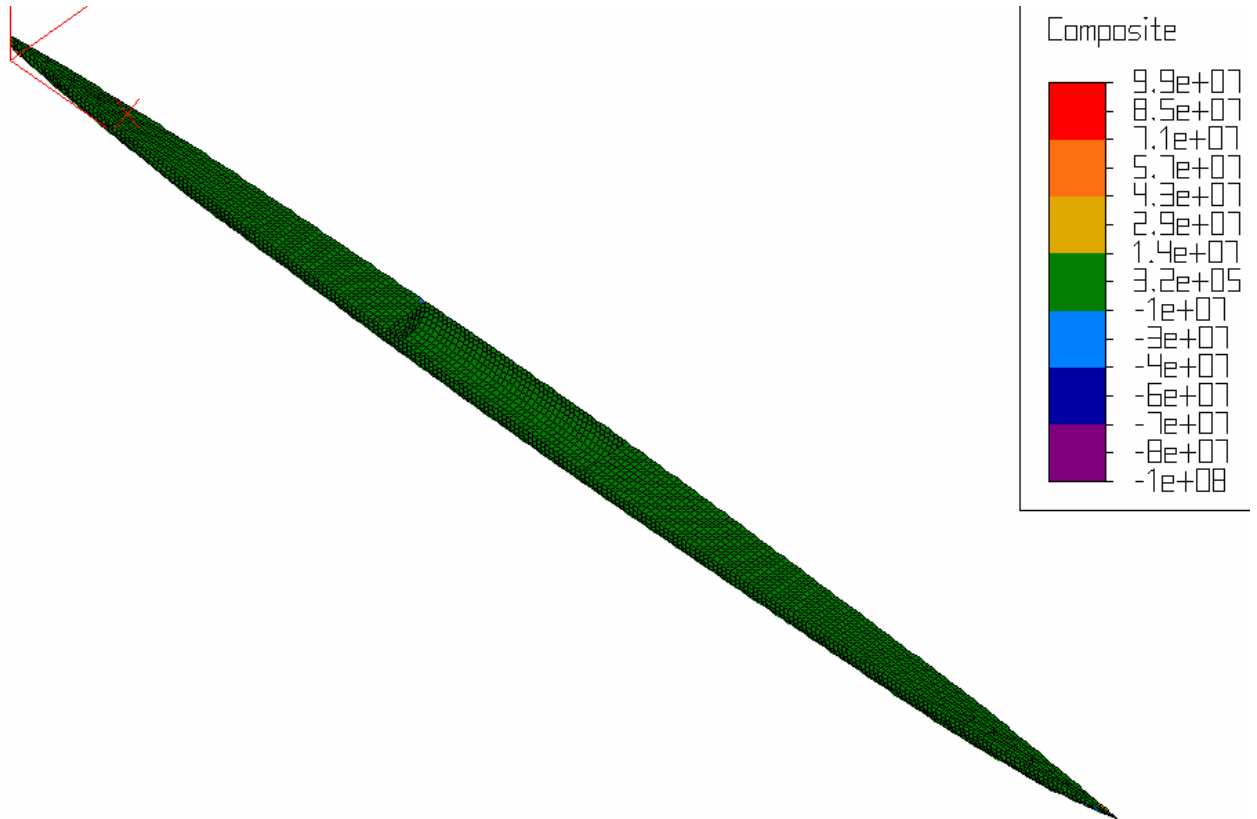


Figura 11: Esfuerzos generados en el plano 1-2 de la superficie, para malla refinada (N/m²).

En el modelo de malla gruesa se aprecia mejor la concentración de esfuerzos las esquinas indicadas. Los esfuerzos convergen a valores mayores en la malla refinada.

Esfuerzo generales = 0.32 MPa;

Esfuerzo maximo=30 MPa

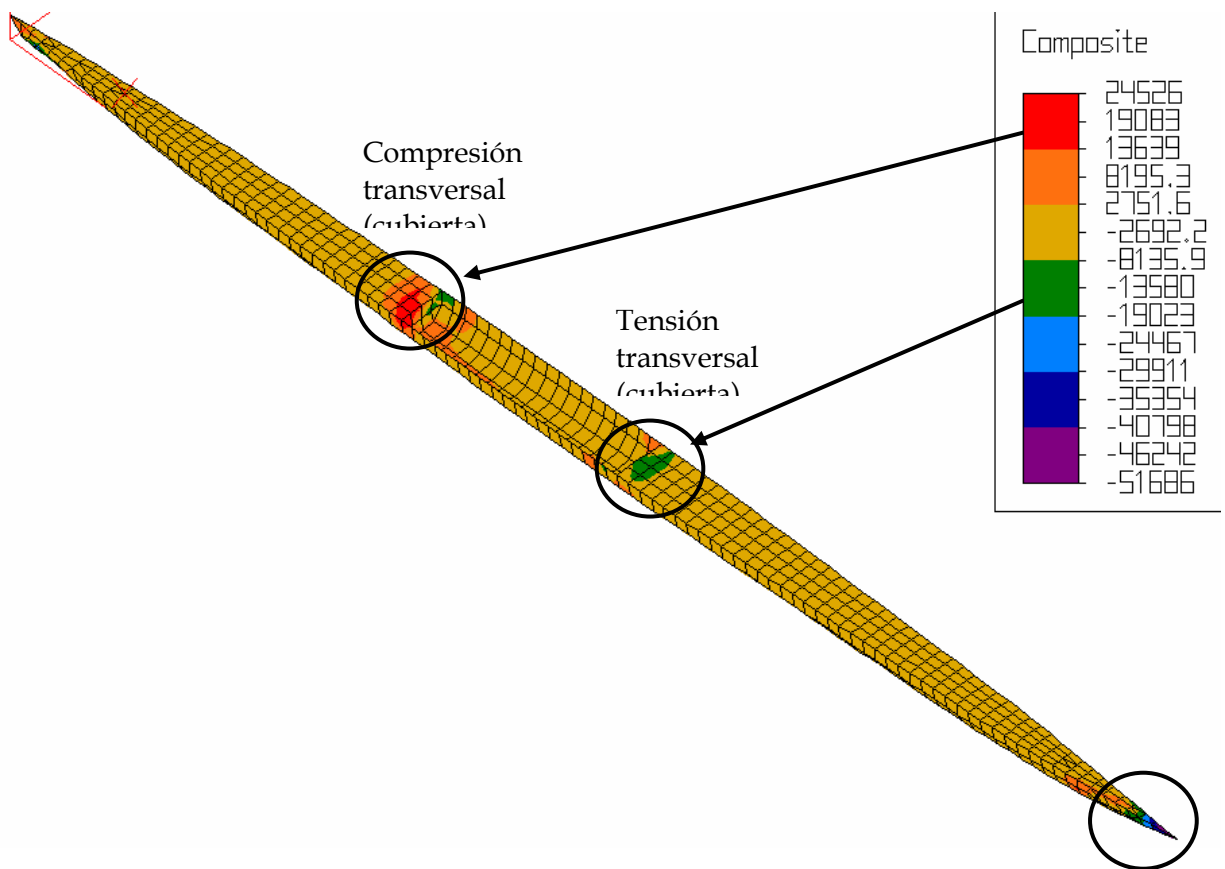


Figura 12: Esfuerzos generados en el plano 1-3 de la superficie, para malla gruesa (N/m²).

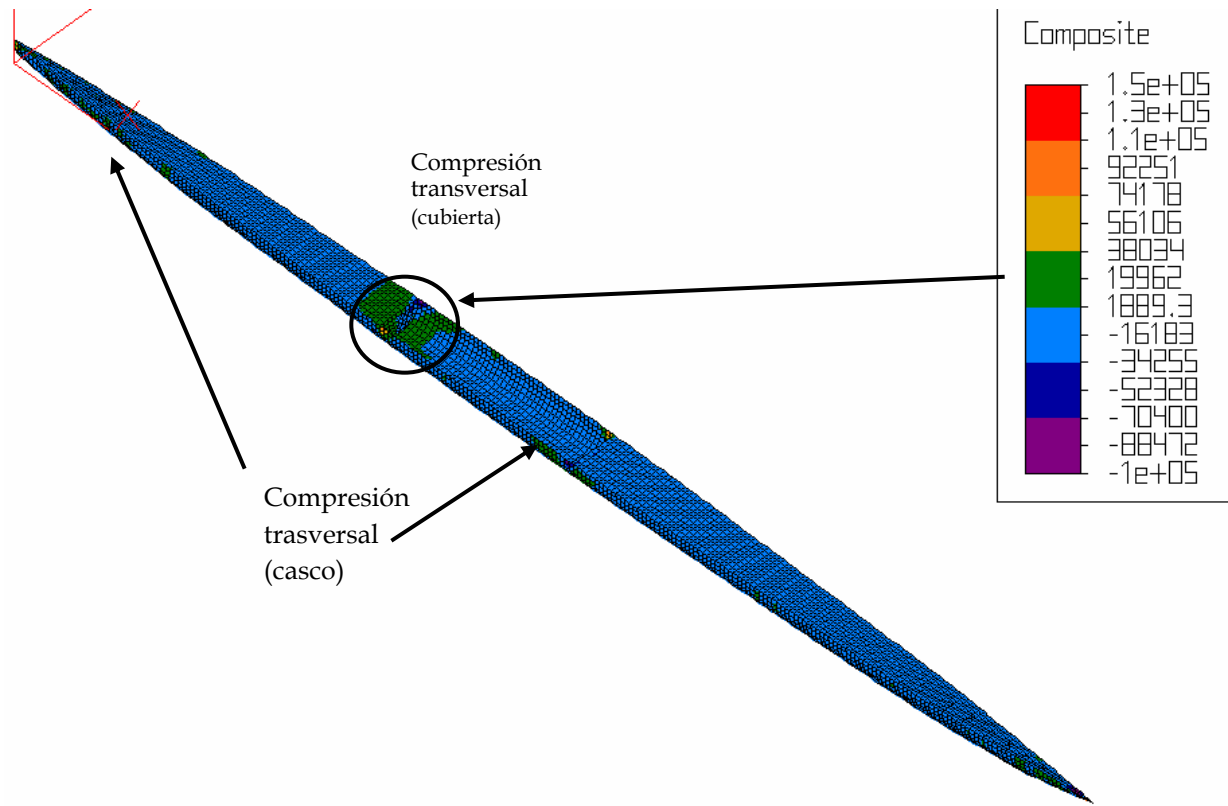


Figura 13: Esfuerzos generados en el plano 1-3 de la superficie, para malla gruesa (N/m²).

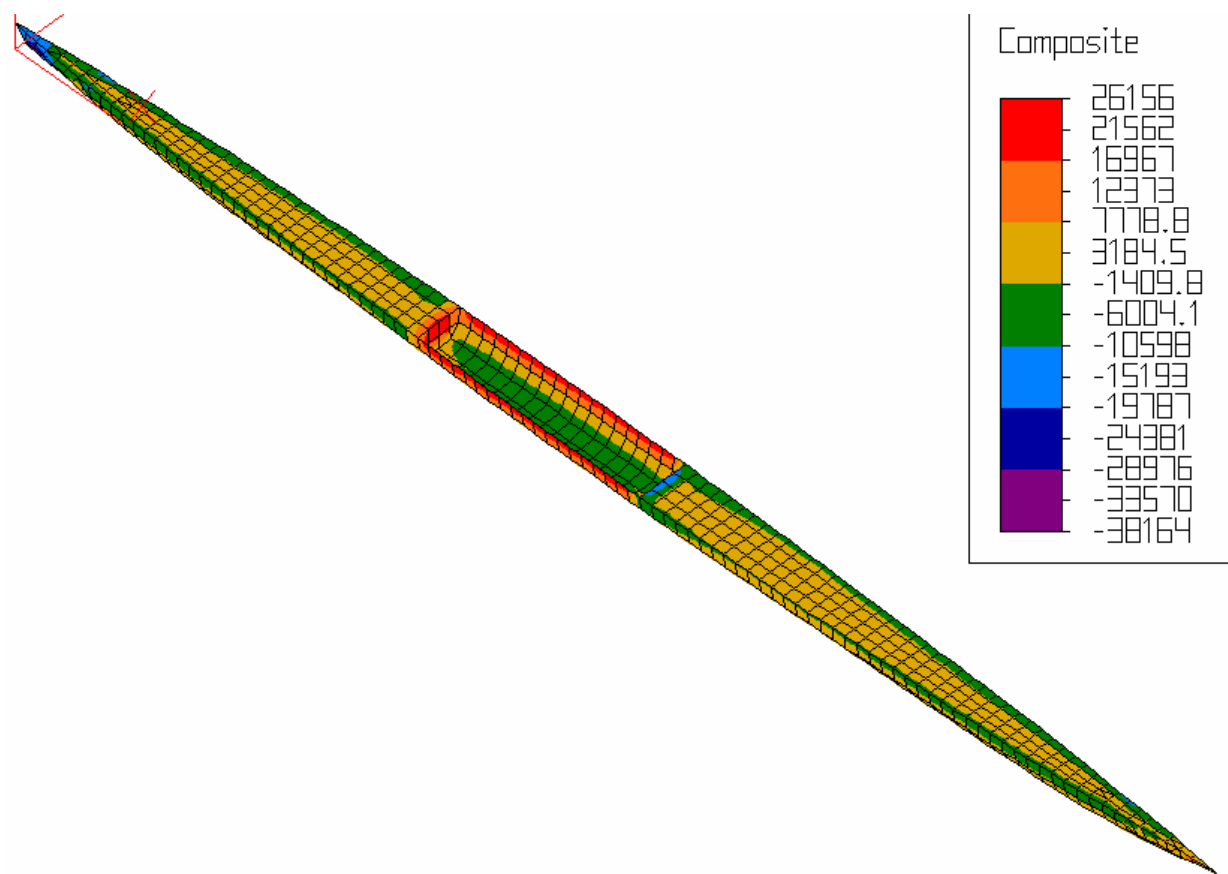


Figura 14: Esfuerzos generados en el plano 2-3 de la superficie, para malla gruesa (N/m²).

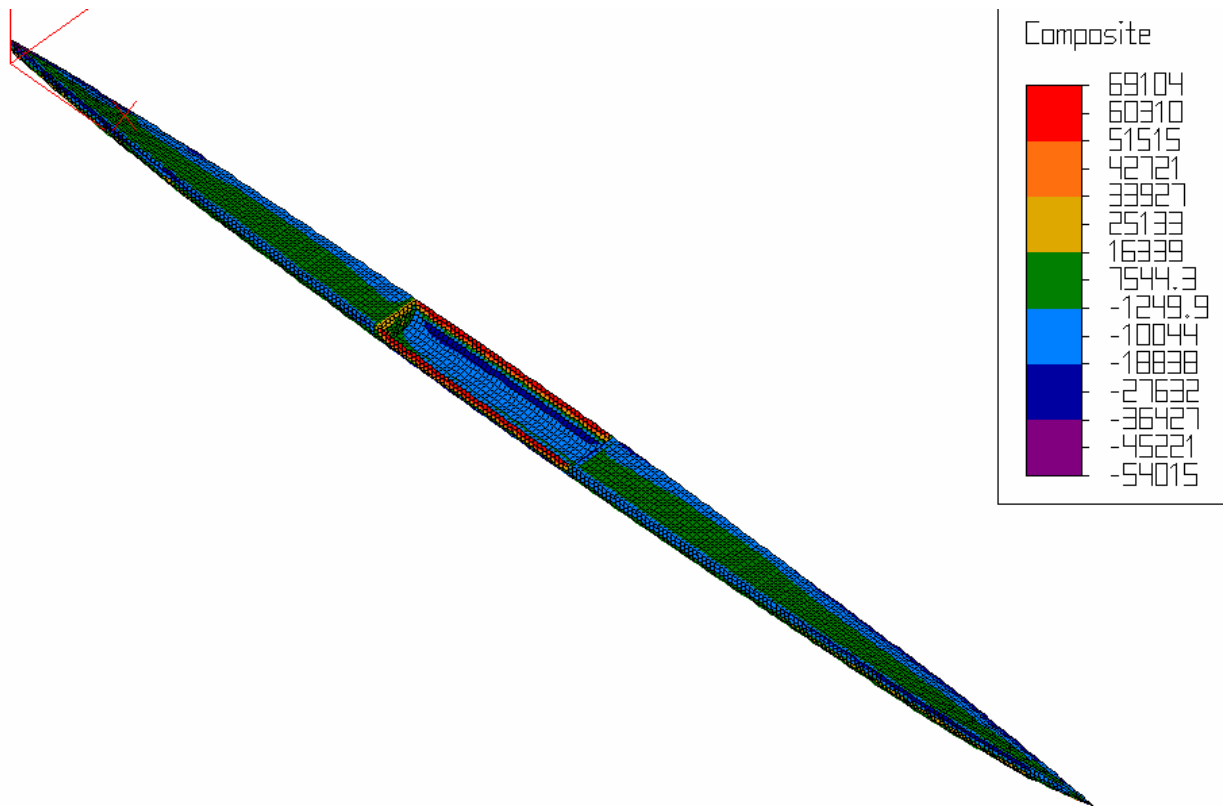


Figura 15: Esfuerzos generados en el plano 2-3 de la superficie, para malla refinada (N/m²).

Zona crítica: francobordo del casco donde no hay cubierta.

6) INTERPRETACIÓN DE LOS RESULTADOS

En la actualidad el análisis de estructuras modeladas con elementos finitos representa un gran avance para la ingeniería en el conocimiento de la distribución de esfuerzos a través de los materiales, prediciendo su comportamiento ante determinadas condiciones.

Se han determinado los esfuerzos planos y a través del espesor y el lugar donde están concentrados. Estos lugares de concentración de esfuerzos se deben primero a que efectivamente aquella zona por su geometría está soportando mayormente las condiciones de carga y/o por que también debido a su geometría, su rigidez es menor; y segundo por que hay zonas que no se han modelado correctamente o que los elementos se han degenerado y allí los elementos finitos no satisfacen sus propias condiciones y por ende los resultados obtenidos casi siempre se disparan a valores altos.

Se encontró que el efecto del refinamiento de la malla es una aspecto considerable sobretodo cuando se calculan los esfuerzos planos principales, en la malla gruesa se observaron zonas de concentración de tensión y compresión que en la malla refinada aparecían como puntos o que no aparecían, en general las zonas afectadas por concentración de esfuerzos cubrían un área mayor en la malla gruesa. Esto puede ser atribuible a que las funciones de forma que determinan la rigidez y que son función de los desplazamientos relacionan los elementos adyacentes gradualmente, y con elementos más grandes implicaría una zona mayor. Sin embargo se encontró que concerniente a los desplazamientos no hay diferencia considerable en éste refinamiento de malla.

Por ejemplo para los esfuerzos (N/m²) en el plano principal 1-2, en la zona verde los esfuerzos varían de la siguiente manera:

Malla gruesa	malla refinada	
4,2x10 ⁶	1,4x10 ⁷	valor superior (compresión)
73513	3,2x10 ⁵	valor medio (compresión)
-4x10 ⁶	-1x10 ⁷	valor inferior (tensión)

Se aprecia que hay una tendencia a valores mas altos (del orden de 3 a 4 veces mas altos, pero ésta diferencia hay que evaluarla mejor ampliando el espectro de los resultados). Teniendo otro refinamiento de malla se puede establecer una convergencia.

A la luz de estas diferencias se pierde un poco de confiabilidad de los resultados, solo los desplazamientos no variaron con el refinamiento, es por eso que es preferible evaluar la falla con las deformaciones de falla admisibles en ves de los esfuerzos.

Bajo esta premisa la deformación unitaria menor que se calculo fue 0.016, para la falla del nucleo honeycomb por compresión axial, la deformación maxima en el eje X (longitudinal) que se encontro por el analisis de e. f. fue 15.8 mm en 8 m de longitud por tanto la deformación unitaria encontrada fue $15.8/8000 = 0.002$, lo que satisface la condicion de no falla para esta situacion.

Por otro lado, tambien se encontro que las zonas de concentración de tensiones y de maximas deformaciones eran esperables, es decir, el analisis detecto las zonas correctamente.

CONCLUSION

Realmente los resultados no son tan concluyentes respecto de lo que se esperaba para predecir la falla por el esfuerzo admisible del laminado, debido principalmente al problema del refinamiento de la malla. En lugar de esto se encontró que evaluar la falla mediante las deformaciones o elongaciones admisibles del laminado o de sus componentes (las cuales son entregadas por el fabricante), para evaluar falla de la matriz, de la fibra o del núcleo, fue una manera mas apropiada.

Existen otros modos de falla que no fueron considerados en esta tesis pero que no son precisamente función de las concentraciones de esfuerzos.

La regla de las mezclas es una manera relativamente fácil de encontrar las propiedades elásticas del laminado a partir de las propiedades elásticas de sus constituyentes, para laminados UD o para laminados CSM, pero la suposición hecha por el "concepto de la eficiencia" para laminados de tejidos (como WR) es un poco baja, ya que existen factores que influyen además del echo de si es balanceado o desbalanceado el tejido, por ejemplo: diámetro de las hebras, densidad de tejido (lo que influye en el ángulo de orientación de las hebras) y tipo de tejido (es decir el mayor o menor predominio de la urdiembre o de la trama respecto de cual de las dos permite el paso de la otra).

La información entregada en esta tesis respecto de datos de propiedades de fibras, resinas y laminados es muy útil para realizar otro estudio de este tipo o para evaluar un proyecto de una estructura composite.

BIBLIOGRAFIA

- 1.- Desing of marine strutures in composite material, C. S. Smith.
- 2.- Handbook of anlytical methods for textile composites, NASA contractor report 4750, 1997.
<http://www.larc.nasa.gov>
- 3.- Progressive failure analysis methodology for laminated composite structures, NASA/TP-1999-209107.
www.larc.nasa.gov
- 4.- Finite element method, J. N. Reddy.
- 5.- Finite element method, Kienkiewicz-Taylor
- 6.- Tesis, construcción de un single en PRF, Ojeda Goluza, 1969.
- 7.- Materiales compuestos, J. L. Gonzalez Diez.
- 8.- Resistencia de Materiales, Timoshenko
- 9.- Aluminio y Fibra: IPIN Cumana 1989
- 10.- Marine Composites, Eric Greene Asóciate, Second Edition
- 11.- www.hexcelcomposites.com
- 12.- Estudio constitutivo de materiales compuestos laminados sometidos a cargas cíclicas
www.tesisenxarxa.net/TDX-0926103-082402