

Metodología para combinar fibra de vidrio reforzada con estructuras de acero aplicado a superestructura de buques

Autor: Franklin Jhonny Domínguez Ruiz

Tesis doctoral UDC / 2020

Director: Dr. Luis Manuel Carral Couce

Tutor: Dr. Luis Manuel Carral Couce

Departamento de Ingeniería Naval y Oceánica



UNIVERSIDADE DA CORUÑA

ACREDITACIÓN DEL DIRECTOR

AGRADECIMIENTO

Expreso mi sentido agradecimiento mi familia, que me ha sabido apoyar durante estos años de estudio e investigación hasta poder completar una nueva etapa en mi vida profesional.

Al Dr. Luis Carral, director de mi tesis. Al Dr. José Frágüela, al Dr. Armando Yáñez y todos los demás profesores de la UDC por haberme motivado a desarrollar mis estudios de maestría y Doctorado.

A los profesores de la ESPOL - FIMCM, por la ayuda y el estímulo que me han dado durante esta investigación.

A la Facultad de Ingeniería Marítima y Ciencias del Mar - ESPOL por las facilidades prestadas con el laboratorio.

Al personal de TECNAVIN S. A., por haberme acompañado en todo momento, su ayuda ha sido fundamental en todo momento de mi vida profesional.

DEDICATORIA

Dedico esta tesis a Dios Padre, por haberme guiado en todo momento.

A mis Padres, a mi esposa Mariuxi, a mis hijos: Gabriela, Belén y Eduardo A., a mis hermanos.

A todos mis amigos que siempre han confiado en mí.

RESUMEN

Uno de los principales objetivos del diseño y construcción de un barco es la optimización de la carga útil, y para ello la reducción del peso estructural es un factor importante. El peso estructural de la superestructura en los barcos de pasajeros y militares representa entre el 25% y 40% del peso estructural total. El uso de material compuesto en la construcción de la superestructura, ha permitido una reducción considerable del peso estructural, sin embargo, la dificultad se genera debido al comportamiento disímil entre la unión híbrida entre la cubierta de acero naval y la superestructura de paneles compuestos. Por esta razón, en esta investigación se presentará una metodología para estimar el escantillonado de la unión híbrida propuesta, la primera frecuencia natural de los paneles compuestos con refuerzos y recomendaciones para combinar fibra de vidrio reforzada con estructuras de acero.

El escantillonado de laminados compuestos con estructuras de acero se basa en el modelo elástico macro-estructural, siguiendo las fórmulas propuestas por la Clasificadora American Bureau of Shipping-ABS, para luego realizar un estudio micro-estructural de capa crítica, como lo propone la Clasificadora Lloyd's Register-LR, con algunas modificaciones propuestas en esta investigación.

Para conocer los beneficios constructivos que otorga una superestructura construida con fibra de vidrio reforzada se han realizado tres análisis comparativos que incluyen: Análisis del peso estructural; Análisis global de esfuerzos equivalentes y Análisis de respuesta de la vibración forzada por excitación de la hélice. Para hacer el análisis costo beneficio de los materiales compuestos aplicados en la superestructura, se han estudiado cuatro opciones de materiales usando fibra de vidrio reforzada y acero.

Para el análisis comparativo se ha tomado como referencia las formas de un yate de pasajeros de 36.80 m construido en el 2005, con casco de acero naval y superestructura con paneles de fibra de vidrio y estructura tubular de acero. De estos análisis se concluye que la superestructura construida con material completamente de fibra de vidrio tendría mayor beneficio en la reducción de peso.

Para finalizar, se presenta un estudio de las posibles uniones híbridas que se pueden usar entre cubierta de acero y superestructura de fibra de vidrio. Para seleccionar la mejor propuesta de unión híbrida se ha realizado un análisis usando Elementos Finitos para estimar las fuerzas a las que estará sometida la unión híbrida, luego hacer un análisis de capa crítica en el laminado y finalmente aplicar los criterios de aceptación entre los esfuerzos interlaminares tanto de corte como normal.

ABSTRACT

One of the main objectives of ship design and the building is the optimization of the payload, therefore, the reduction of the structure weight is an important factor. The structural weight of the superstructure on passenger and military ships represents between 25% and 40% of the total ship structural weight. The use of composite material for the construction of the superstructure has allowed a considerable structural weight reduction, however, the dissimilar behavior on the hybrid joint between naval steel deck and the composite panels superstructure is a difficulty presented in this type of construction, for this reason, this research will present a methodology to estimate the scantling of the hybrid joint, the first natural frequency of composite panels with reinforcements and recommendations for combining reinforced fiberglass with steel structures.

The scantling of composite laminates with steel stiffeners is based on the macro-structural elastic model, following the formulas proposed by the American Bureau of Shipping-ABS. Then a microstructural study of the critical layer is carried out, as recommended by Lloyd's Register-LR Society, with some modifications proposed in the present investigation.

In order to know the construction benefits of a superstructure built with reinforced fiberglass, three comparative analyses have been carried out that include: Analysis of the structural weight, Global analysis of stresses and Forced Vibration Analysis by propeller excitation. To perform the cost-benefit analysis of the composite materials applied in the superstructure, four material different construction options including fiberglass and steel were studied.

For the comparative analysis, the form lines of a 36.80 m passenger yacht built-in 2005, with a naval steel hull and fiberglass superstructure with tubular steel structure, have been taken as a reference. From the analysis, it is concluded that the superstructure built with completely fiberglass material would have a greater benefit in weight reduction.

Finally, a study of the possible hybrid joints that can be used between the steel deck and fiberglass superstructure is presented. To select the best hybrid joint proposal, a Finite

Elements analysis was carried out to estimate the forces to which the hybrid joint will be subjected, then a critical layer analysis on the laminate is performed and finally, acceptance criteria are checked on interlaminar stresses for shear and normal.

RESUMO

Un dos obxectivos principais do deseño e construción dun barco é a optimización da carga útil, e para iso a redución do peso estrutural é un factor importante. O peso estrutural da superestrutura nos buques de pasaxeiros e militares representa entre o 25% e o 40% do peso estrutural total. O uso de material composto para a construción da superestrutura permitiu unha redución considerable do peso estrutural, sen embargo, a dificultade xérase debido ao comportamento diferente entre a conexión híbrida da cuberta de aceiro naval e a superestrutura de paneis compostos. Por este motivo, esta investigación presentará unha metodoloxía para estimar a escala da unión híbrida, a primeira frecuencia natural dos paneis compostos con reforzos e recomendacións para combinar fibra de vidro reforzada con estruturas de aceiro.

A escala de laminados compostos con estruturas de aceiro baséase no modelo elástico macro-estrutural seguindo as fórmulas propostas pola American Bureau of Shipping-ABS. A continuación realízase un estudo crítico de estrutura micro-estrutural, tal e como propón o Lloyd's Register-LR [76], con algunhas modificacións propostas nesta investigación.

Para coñecer os beneficios construtivos outorgados por unha superestrutura construída con fibra de vidro reforzada, realizáronse tres análises comparativas que inclúen: Análise do peso estrutural; Análise global de tensións equivalentes e Análise da resposta de vibración obrigada por excitación da hélice. Para facer a análise custo-beneficio de materiais compostos aplicados na superestrutura, estudáronse catro opcións de materiais empregando fibra de vidro reforzada e aceiro.

Para a análise comparativa tomáronse como referencia un iate de pasaxeiros de 36,80 m construído en 2005, con casco de aceiro naval e superestrutura con paneis de fibra de vidro e estrutura de aceiro tubular. Da análise realizada, conclúese que a superestrutura construída con material completamente de fibra de vidro tería un maior beneficio na redución do peso.

Por último, preséntase un estudo das posibles xuntas híbridas que se poden usar entre o tellado de aceiro e a superestrutura de fibra de vidro. Para seleccionar a mellor proposta de unión híbrida, fíxose unha análise mediante elementos finitos para estimar as forzas ás

que estará sometida a unión híbrida, para logo facer unha análise de capa crítica no laminado e aplicar finalmente os criterios de aceptación entre os esforzos interlaminares tanto de corte como de tensión.

PROLOGO

Aprovechando las cualidades del laminado de fibra de vidrio reforzado, tanto en peso como en sus propiedades mecánicas, en esta tesis se ha considerado que sería de mucha utilidad estudiar cómo mejorar la aplicación de los laminados en la construcción de superestructuras, para ser instaladas sobre un casco de acero naval. De las experiencias previas se ha notado que la disminución esperada de pesos en las superestructuras construidas con material de fibra de vidrio con estructura tubular puede estar en el orden entre un 20% pudiendo optimizarse aproximadamente a 43%.

Esta investigación está dedicado a estudiar y proponer una metodología que permita escantillonar paneles reforzados de fibra de vidrio y escantillonar una unión híbrida entre una cubierta de acero naval con una superestructura construida con laminado compuesto; usando la menor cantidad de estructuras tubulares.

El estudio se ha dividido en tres partes:

Primera parte - Estado del Arte: revisión exhaustiva del estado del arte y fórmulas para escantillonado de los paneles con refuerzos;

Segunda parte - Investigación: estimar el comportamiento dinámico de los paneles con refuerzos, de tal manera de evitar posibles resonancias; el estudio de una unión híbrida, que permita minimizar el peso estructural.

Tercera parte - Resultados: se ofrece recomendaciones para realizar la laminación de los elementos tubulares y se ha propuesto un procedimiento para diseñar unión híbrida.

El estudio del escantillonado se ha basado en el comportamiento elástico del laminado. En forma preliminar se ha iniciado con la estimación macro-estructural (monolítica). Luego se ha realizado el estudio micro-estructural del laminado para aplicar la metodología de capa crítica.

En el caso de la unión híbrida se ha considerado que los refuerzos serán del tipo tubular, fijados al panel mediante laminación.

Debido a la presencia de diferentes propiedades en los materiales: laminado del refuerzo, panel sandwich y la estructura tubular de acero, se ha considerado de importancia realizar

el estudio interlaminar entre las capas del laminado del refuerzo como en la piel adyacente del panel sandwich.

Finalmente se propone recomendaciones prácticas para el diseño de uniones híbridas entre el refuerzo tubular y el panel sandwich, que permitan minimizar el peso estructural.

Trabajos publicados relacionados con esta investigación

1. Dominguez J., Carral L., "Fiberglass stiffened panels: Estimation of natural vibration frequency", COPINAVAL 2019
2. Dominguez J., Carral L., "Hybrid Joint Between Steel Deck and Fiberglass Superstructure", Springer, Proceedings of the Multidisciplinary International Conference of Research Applied to Defense and Security MICRADS, Volume 94, pag 284 - 295, April, 2018, Editors: Robert James Howlett, Bournemouth University and KES International, Shoreham-by-sea, UK; Lakhmi C. Jain, University of Canberra, Canberra, Australia; Bournemouth University, UK; KES International, UK
3. Dominguez J., Carral L., "Superstructure Design: Combination of Fiberglass Panel and Tubular Structure with Naval Steel Hull", Springer, Proceedings of the 25th Pan-American Conference of Naval Engineering - COPINAVAL 2017, Pag 81-91, July 2018. Editors: Adán Vega Sáenz, Newton Narciso Pereira, Luis Manuel Carral Couce, José Angel Fraguera Formoso

ÍNDICE GENERAL

	pág.
1. INTRODUCCIÓN	24
1.1. Ventajas del uso del laminado compuesto y estructura de acero en la construcción naval.	24
1.2. Tipos de estructuras usadas para el reforzamiento de paneles de fibra de vidrio ..	25
1.3. Antecedentes del uso de paneles de fibra de vidrio aplicados en los barcos	28
1.3.1. Experiencias desarrolladas a nivel Internacional	28
1.3.2. Experiencias desarrolladas en el Ecuador	37
2. HIPÓTESIS Y OBJETIVOS.....	42
2.1. Hipótesis	42
2.2. Objetivos.....	42
2.2.1. Objetivo General	42
2.2.2. Objetivos Específicos.....	42
3. REVISIÓN ESTADO DEL ARTE	44
3.1. Estado del arte de la Unión híbrida.....	44
3.2. Fundamentos Matemáticos	52
3.2.1. Fundamentos para la estimación del laminado compuesto	52
3.2.2. Fundamentos para el análisis de uniones adhesivas	61
3.3. Materiales y Propiedades	64
3.4. Fórmulas para escantillado de laminado en fibra de vidrio	65
3.4.1. Escantillado por capa	66
3.4.2. Escantillado de panel de fibra de vidrio	67
3.4.3. Escantillado de refuerzos de fibra de vidrio.....	70
3.4.4. Criterios de aceptación para escantillado	70
4. METODOLOGÍA	78
4.1. Generalidades.....	78
4.2. Paneles compuestos con estructura tubular equivalente	78
4.3. Aplicación del Modelo de Bigwood & Crocombe a la unión híbrida tubular propuesta	79
4.3.1. Definición de fuerzas a aplicarse en el modelo Bigwood & Crocombe.....	80
4.3.2. Validación del método	83
4.3.3. Aplicación del criterio de falla aplicado a esfuerzos interlaminares	87
4.4. Ancho Efectivo para escantillado de paneles híbridos.....	89

4.4.1.	Comparación entre el ancho efectivo de paneles compuestos y paneles de acero.	89
4.5.	Fórmulas para estimar la frecuencia natural de paneles de fibra vidrio con refuerzos	91
4.5.1.	Desarrollo de la fórmula para estimación de la primera frecuencia natural de un panel compuesto con refuerzos.	91
4.5.2.	Validación de la fórmula de frecuencia regresional propuesta.	100
5.	RESULTADOS	109
5.1.	Aplicación de metodología	109
5.1.1.	Paneles de superestructura	110
5.1.2.	Propuestas de unión híbrida	122
5.2.	Resultados	141
5.2.1.	Resultados de los esfuerzos en el bloque de popa.	141
5.2.2.	Resultados de la vibración forzada por excitación de hélice.	145
5.2.3.	Resultados de los esfuerzos cortantes de la unión híbrida tubular.	152
5.2.4.	Comparación de pesos de las opciones de superestructura propuestas	156
5.2.5.	Costo para las opciones de superestructura propuestas	157
6.	CONCLUSIONES	161
6.1.	Conclusiones Generales	161
6.2.	Pesos Obtenidos	161
6.3.	Esfuerzos en el bloque de popa.	162
6.4.	Vibraciones Forzadas	162
6.5.	Esfuerzo cortante de Unión híbrida tubular	163
6.6.	Costos de Construcción.	163
7.	RECOMENDACIONES	166
7.1.	Recomendaciones Generales	166
7.2.	Resumen del procedimiento recomendado para combinar fibra de vidrio reforzada con estructuras de acero aplicado en Superestructura. -	167
	ANEXOS	169
	Anexo A: Propiedades de materiales compuestos, Lloyd's Register	170
	Anexo B: Modelo Lloyd's Register para laminado de refuerzo.	173
	Anexo C: Análisis de Ancho efectivo	174
	BIBLIOGRAFÍA	176

ÍNDICE DE FIGURAS

	pág.
Figura 1: Esquema de Reforzamiento - Panel con omega de fibra de vidrio. Fuente: [propia].	25
Figura 2: Esquema de Reforzamiento - Panel con perfil L de acero estructural. Fuente: [propia]	26
Figura 3: Esquema de Reforzamiento - Panel con perfil canal de acero estructural. Fuente: [propia]	26
Figura 4: Esquema de Reforzamiento - Panel con perfil I de acero estructural. Fuente: [propia]	27
Figura 5: Esquema de Reforzamiento - Panel con perfil tubular de acero ASTM B53. Fuente: [propia]	27
Figura 6: Aplicaciones de laminado compuesto: (C) - Conceptual; (TD) -Tecnología en desarrollo; (D) - Desarrollado, [94].	29
Figura 7: Empresas y organizaciones involucradas en el proyecto LASS, [76].	30
Figura 8: a) Stena Ferry Ro-Pax - 188 metros, b) Stena Ferry HSS - 127 metros, c)Wallenius Wilhelmsen Turandot - 200 metros, [150].	31
Figura 9: Programa LMV (Singapur) - Fragata 15 construida con casco de acero y superestructura CFRP, eslora 80 metros [69].	32
Figura 10: Programa LMV (Singapur) - Proceso de montaje: superestructura de 18 m de largo para Fragata [69].	32
Figura 11: Programa P28 (India), Reconstrucción de Superestructura de Buque Carguero, eslora 109.1 metros [69].	33
Figura 12: Fragata La Fayette con la sección de superestructura compuesta, [104].	34
Figura 13: Detalle de unión híbrido usada en el proyecto Euclid [15].	35
Figura 14: Aplicación en mástiles sistema Advanced Enclosed Mast/Sensor (AEM/S): USS Arthur W. Radford, [94].	36
Figura 15: Yate de Pasajeros original, modificación 2004, Eslora 30.00 metros. Fuente: [propia]	38
Figura 16: Ensanchamiento y alargamiento de Yate de Pasajeros, Eslora 40.00 y Manga 8.60 metros. Fuente: [propia]	38
Figura 17: Yate de Pasajeros final, modificado 2004, Eslora 40.00 metros. Fuente: [propia]	38
Figura 18: Yate de Pasajeros modificación 2011, eslora 27.50 metros. Fuente: [propia]	39
Figura 19: Yate de Pasajero modelo 2005, eslora 36.80 metros. Fuente: [propia]	39
Figura 20: Esquema de unión nominal para cubierta de intemperie, [112].	45
Figura 21: Uniones Híbridas propuesta por Rudiger & McGeorge [114].	45
Figura 22: Uniones Híbridas propuesta por Hentinen & Hildebrand [60]	46
Figura 23: Uniones Híbridas propuesta por Bohlmann & Fogarty [14].	47
Figura 24: Esquema de unión híbrida analizada por Kotsidis, [77].	48
Figura 25: Detalle de panel híbrido propuesto por Klopfer [72].	48
Figura 26: Configuración fijada, adaptada por Shkolnikov [115].	49
Figura 27: Unión Híbrida Panel compuesto y Cubierta de acero, Simler & Brown [124].	50
Figura 28: Detalle de unión híbrido usada por Boyd [15].	50
Figura 29: Esquema de unión híbrida analizada por Babazadeh, [1].	51
Figura 30: Unión de Superestructura compuesta con cubierta de acero, Kockums [69].	51

Figura 31: Elemento diferencial de un cuerpo solido fletando. A) Vista Perfil y B) Vista Planta, [138].	54
Figura 32: Modelo de un panel rectangular de un laminado con carga normal, [134].	56
Figura 33: Modelo de un panel rectangular de una capa de laminado, [138].	57
Figura 34: Esquema de elemento diferencial de una capa de laminado, [138].	59
Figura 35: Modelo de un panel rectangular de un laminado con varias capas, [138].	60
Figura 36: Esquemas de fuerzas, cortes y momentos aplicados en una capa, [138].	60
Figura 37: Diagrama típico de la unión refuerzo - panel, [12].	61
Figura 38: Esquema de cargas aplicadas para evaluar el esfuerzo normal en un adhesivo: a) Aplicación de esfuerzo de corte, b) Aplicación de momento, [12].	62
Figura 39: Esquema de cargas aplicadas para evaluar el esfuerzo de corte en un adhesivo, a) Aplicación de esfuerzo de tracción, b) Aplicación de esfuerzo cortante, c) Aplicación de momento, [12].	64
Figura 40: Esquema de fuerzas aplicadas en un refuerzo hibrido. Fuente: [propia]	75
Figura 41: Configuración de unión hibrida tubular. Fuente: [propia]	79
Figura 42: Fuerzas aplicadas en unión hibrida Panel + Refuerzo. Fuente: [propia]	80
Figura 43: Momento equivalente en unión hibrida Panel + refuerzo. Fuente: [propia]	81
Figura 44: Fuerzas de levante equivalentes en laminado de refuerzo. Fuente: [propia]	82
Figura 45: Fuerza T aplicada en el laminado de refuerzo. Fuente: [propia]	83
Figura 46: Resultado de Esfuerzo Normal para fuerza aplicada P. Fuente: [propia]	85
Figura 47: Resultado de Esfuerzo de Corte para fuerza aplicada P. Fuente: [propia]	85
Figura 48: Resultado de Esfuerzo Normal para fuerza aplicada V. Fuente: [propia]	85
Figura 49: Resultado de Esfuerzo de Corte para fuerza aplicada V. Fuente: [propia]	86
Figura 50: Resultado de Esfuerzo Normal para fuerza aplicada T. Fuente: [propia]	86
Figura 51: Resultado de Esfuerzo de Corte para fuerza aplicada V. Fuente: [propia]	86
Figura 52: Fallas interlaminares típicas en unión hibrida - refuerzo. Fuente: [propia]	87
Figura 53: Esfuerzos resultantes normales y cortes de una unión hibrida: Panel +Refuerzo. Fuente: [propia]	88
Figura 54: Refuerzos con planchas asociadas: a) Estructura y panel de acero, b) Estructura tubular de acero con ancho efectivo, y c) Estructura tubular de acero sin ancho efectivo. Fuente: [propia]	90
Figura 55: Panel Compuesto con 3 refuerzos tipo omega. Fuente: [propia]	93
Figura 56: Regresión de coeficiente de frecuencia N . Fuente: [propia]	96
Figura 57: Grafica de la Relación de Frecuencia Posinominal vs Relación de Frecuencia con formula. Fuente: [propia]	99
Figura 58: Grafica de interpolación de f'' en función de las diferentes razones de aspecto - Panel de Costado. Fuente: [propia]	102
Figura 59: Análisis de Elementos Finitos para panel de costado con omega de H125, 1er frecuencia - Panel de Costado. Fuente: [propia]	102
Figura 60: Análisis de Elementos Finitos para panel simple de costado sin refuerzo, 1er frecuencia - Panel de Costado. Fuente: [propia]	103
Figura 61: Análisis de Elementos Finitos para refuerzo con plancha asociada, 1er frecuencia - Panel de Costado. Fuente: [propia]	103
Figura 62: Análisis de Elementos Finitos para panel de piso con omega H255, 1er frecuencia. Fuente: [propia]	105
Figura 63: Análisis de Elementos Finitos para panel simple de piso sin refuerzo, 1er frecuencia - Panel de Cubierta 02. Fuente: [propia]	106

Figura 64: Análisis de Elementos Finitos para refuerzo con plancha asociada, 1er frecuencia - Panel de Cubierta 02. Fuente: [propia].....	106
Figura 65: Grafica de evaluación de f'' con las diferentes razones de aspecto - Panel de Cubierta. Fuente: [propia]	107
Figura 66: Sección Transversal de Superestructura, Opción 1-Original. Fuente: [propia].....	111
Figura 67: Sección Transversal de Superestructura, Opción 2-Acero. Fuente: [propia]	112
Figura 68: Sección Transversal de Superestr., Opción 3- Compuesto de Fibra. Fuente: [propia]	114
Figura 69: Sección Transversal de Superestructura, Opción 4-Compuesto y Acero. Fuente: [propia].....	115
Figura 70: Soportes tipo resorte en modelo de Elementos Finitos. Fuente: [propia].....	118
Figura 71: Modelo Estructural.- Ejes y Links de soportes. Fuente: [propia].....	118
Figura 72: Modelo estructural en Elementos Finitos del modelo analizado. Fuente: [propia]	119
Figura 73: Modelo Estructural.- Mamparos. Fuente: [propia].....	119
Figura 74: Modelo Estructural. - Tanques. Fuente: [propia]	119
Figura 75: Modelo Estructural. - Base de Maquinas. Fuente: [propia].....	120
Figura 76: Modelo Estructural. - Quilla, Enquilladura y Timones. Fuente: [propia]	120
Figura 77: Resortes tipo link para unión eje-bocín. Fuente: [propia]	121
Figura 78: Esquema de protección típica de balsa. Fuente: [propia]	122
Figura 79: Detalle estructural, unión entre panel de fibra de vidrio y estructura tubular: a) Tubo Simple, b) Tubo doble, c) Tubo doble separados. Fuente: [propia].....	123
Figura 80: Detalle estructural, unión entre paneles de casco y compuesto de superestructura. Fuente: [propia].....	125
Figura 81: Esquema amarre estructural: a) Estructura tubular típica, b) Estructura tubular propuesta. Fuente: [propia]	126
Figura 82: Modelo de costado de superestructura que se optimizara. Fuente: [propia].....	127
Figura 83: 1ra Condición: Escora de 30^0 + Presión de diseño de 5.16 kN/mm^2 . Fuente: [propia]	128
Figura 84: 2da Condición: Encabuzamiento de 15^0 + Presión de diseño de 10.08 kN/mm^2 . Fuente: [propia].....	128
Figura 85: Posiciones de fuerzas aplicadas en modelo de costado. Fuente: [propia]	129
Figura 86: Panel local por analizar. Fuente: [propia].....	131
Figura 87: Resultados de esfuerzo cortante: a) con cargan de tensión (F1), b) con carga normal (F2), c) con carga diagonal (F3). Fuente: [propia].....	132
Figura 88: Relación de esfuerzo cortante λ_T vs Diámetro de tubo soldador. Fuente: [propia]	133
Figura 89: Relación de esfuerzo cortante λ_L vs Numero de capas. Fuente: [propia]	134
Figura 90: Unión Híbrida tubular- Opción 1, Fuente: [propia].....	136
Figura 91: Unión Híbrida tubular - Opción 2, Fuente: [propia].....	136
Figura 92: Unión Híbrida tubular - Opción 3, Fuente: [propia].....	137
Figura 93: Unión Híbrida tubular - Opción 4, Fuente: [propia].....	137
Figura 94: Unión híbrida tubular. Fuente: [propia].....	138
Figura 95: Resultados de esfuerzos con MEF de la Superestructura Original, Opción 1. Fuente: [propia].....	142
Figura 96: Resultados de esfuerzos con MEF de la Superestructura Acero, Opción 2. Fuente: [propia].....	142
Figura 97: Resultados de esfuerzos con MEF de la Superestructura de Fibra, Opción 3. Fuente: [propia].....	143

Figura 98: Resultados de esfuerzos con MEF de la Superestructura Compuesto, Opción 4. Fuente: [propia]	143
Figura 99: Resultados de análisis de vibración con MEF a 33.07 Hz, Superestructura Original - Opción No 1. Fuente: [propia]	146
Figura 100: Resultados de análisis de vibración con MEF a 33.07 Hz, Superestructura Acero - Opción No 2. Fuente: [propia]	147
Figura 101: Resultados de análisis de vibración con MEF a 33.07 Hz, Superestructura FRP- Opción No 3. Fuente: [propia]	147
Figura 102: Resultados de análisis de vibración con MEF a 33.07 Hz, Superestructura Laminado Compuesto - Opción No 4. Fuente: [propia].....	148
Figura 103: Resultados de análisis de vibración con MEF a 86.80 Hz, Superestructura Original - Opción No 1. Fuente: [propia]	149
Figura 104: Resultados de análisis de vibración con MEF a 86.80 Hz, Superestructura Acero - Opción No 2. Fuente: [propia]	150
Figura 105: Resultados de análisis de vibración con MEF a 86.80 Hz, Superestructura FRP - Opción No 3. Fuente: [propia]	150
Figura 106: Resultados de análisis de vibración con MEF a 86.80 Hz, Superestructura laminado Combinada - Opción No 4. Fuente: [propia].....	151
Figura 107: Modelo Estructural - Opción No 3: Costado de Superestructura. Fuente: [propia]	152
Figura 108: Modelo Estructural - Opción 5: Mamparo de proa de Superestructura. Fuente: [propia].....	153
Figura 109: Resultados de esfuerzo cortante del laminado de los tubos 2". Segunda capa - WR400, Costado. Fuente: [propia]	154
Figura 110: Resultados de esfuerzo cortante del laminado de los tubos soldadores 1". Segunda capa – WR 400, Costado. Fuente: [propia]	154
Figura 111: Resultados de esfuerzo cortante del laminado de los tubos 2". Segunda capa - WR 400, Mamparo. Fuente: [propia]	155
Figura 112: Resultados de esfuerzo cortante del laminado de los tubos soldadores 1". Segunda capa - WR 400, Mamparo. Fuente: [propia]	155
Figura 113: Modelo 3D de la Superestructura de Fibra, opción No 3. Fuente: [propia]	157
Figura 114: Coeficientes de presión de diseño de cubiertas y superestructura, [84].	168
Figura 115: Comportamiento típico de curva: Esfuerzo - Deformación para laminado de fibra Mat, [62].....	172
Figura 116: Modelo del laminado de un refuerzo de fibra de vidrio, [82].....	173
Figura 117: Resultados de deformación en elementos finitos de una viga T125x6x80x8 mm con ancho efectivo de 1061 mm. Fuente: [propia].....	174
Figura 118: Resultados de deformación en elementos finitos de una viga de Doble tubo de 2"- Sch40 y separación de 80 mm, con ancho efectivo de 1061 mm con ancho efectivo. Fuente: [propia].....	174
Figura 119: Resultados de deformación en elementos finitos de una viga de Doble tubo de 2"- Sch40 y separación de 200 mm, sin plancha asociada. Fuente: [propia]	175

ÍNDICE DE TABLAS

	pág.
Tabla 1: Datos de embarcación usada como modelo de análisis. Fuente: [propia].....	40
Tabla 2: Tipos de uniones híbridas propuestas por Hentinen, Hildebrand & Visuri [61]......	47
Tabla 3: Coeficientes para determinar las deflexiones y esfuerzos máximos para una placa rectangular, bajo carga uniforme p_0 , fijadas en los cuatro bordes ($\nu=0.3$), [134]......	56
Tabla 4: Reforzamiento mínimo de fibra de vidrio, [82].	69
Tabla 5: Reforzamiento mínimo de resina, [82].	69
Tabla 6: Estimación de esfuerzos de ruptura en el interlaminado. Fuente: [propia].....	72
Tabla 7: Criterio de esfuerzo límite para cargas locales dadas por Lloyd's Register, [82]......	73
Tabla 8: Criterio de esfuerzo límite para núcleos dados por Lloyd's Register, [82]......	73
Tabla 9: Criterio de esfuerzo límite basado en fatiga, [62].	74
Tabla 10: Resultados de esfuerzos de la unión híbrida: Panel + Refuerzo. Fuente: [propia]....	84
Tabla 11: Datos y resultados de modelos. Fuente: [propia].....	91
Tabla 12: Datos para estimación de coeficiente de frecuencia N regresional. Fuente: [propia]	96
Tabla 13: Coeficientes Posinomiales para la ecuación (64): coeficiente de frecuencia N . Fuente: [propia].....	96
Tabla 14: Refuerzos tipo omega usados en la base de datos, medidas en mm. Fuente: [propia]	97
Tabla 15: Tamaño de Paneles usados en la base de datos. Fuente: [propia].....	97
Tabla 16: Coeficientes Posinomiales para paneles con refuerzos. Fuente: [propia]	98
Tabla 17: Panel de Costado de Cubierta 01 con omega H125. Fuente: [propia]	101
Tabla 18: Análisis de Frecuencia del Panel - Panel de Costado. Fuente: [propia].....	104
Tabla 19: Panel de Cubierta 02 como omega de H255. Fuente: [propia]	105
Tabla 20: Análisis de Frecuencia del Panel - Panel de Cubierta 02. Fuente: [propia]	107
Tabla 21: Interpolación de la relación de frecuencias f'' . Fuente: [propia]	107
Tabla 22: Laminado de paneles de Superestructura Original. Fuente: [propia].....	110
Tabla 23: Elemento estructurales de Superestructura Original. Fuente: [propia]	111
Tabla 24: Elemento estructurales de Superestructura de Acero. Fuente: [propia].....	112
Tabla 25: Laminado de paneles de Superestructura Compuesto de Fibra. Fuente: [propia]....	113
Tabla 26: Elemento estructurales de Superestructura Compuesto de Fibra. Fuente: [propia].	113
Tabla 27: Laminación de estructuras tubulares de acero y fibra vidrio, Opción No 4. Fuente: [propia].....	114
Tabla 28: Calculo de la frecuencia crítica del barco modelo. Fuente: [propia]	115
Tabla 29: Frecuencias de elementos estructurales secundarios de Superestructura Compuesto de Fibra, Opción No 3. Fuente: [propia].....	116
Tabla 30: Frecuencias de elementos estructurales secundarios de Superestructura Propuesta, Opción No 4. Fuente: [propia]	116
Tabla 31: Presiones de Diseño en cubiertas. Fuente: [propia]	120
Tabla 32: Datos de Hélice. Fuente: [propia]	121
Tabla 33: Resultados: 1ra Condición: Componentes de fuerzas. Fuente: [propia]	129
Tabla 34: Resultados: 2da Condición: Componentes de fuerzas. Fuente: [propia].....	130
Tabla 35: Relación de Esfuerzo cortante respecto al tubo de acero de 3/4", 2da capa WR 400. Fuente: [propia].....	133
Tabla 36: Relación de Esfuerzo cortante respecto a la primera capa Mat 450, Fuente: [propia]	135

Tabla 37: Esfuerzos obtenidos por MEF en opciones de superestructuras. Fuente: [propia] ..	144
Tabla 38: Valores límites de velocidades rms de vibración. Fuente: [propia]	145
Tabla 39: Comparación de velocidades de vibración en las opciones de superestructuras para una excitación de hélice a 33.07 Hz, 1Z. Fuente: [propia].....	148
Tabla 40: Comparación de velocidades de vibración en las opciones de superestructuras para una excitación de hélice a 86.80 Hz, 2Z. Fuente: [propia].....	151
Tabla 41: Comparación de peso estructural de las opciones de superestructuras propuestas. Fuente: [propia]	156
Tabla 42: Costo unitarios [\$/kg] de materiales y mano de obra por refuerzos. Fuente: [propia]	158
Tabla 43: Costo unitarios [\$/kg] de materiales y mano de obra por paneles. Fuente: [propia]	158
Tabla 44: Costo totales de materiales y mano de obra para paneles. Fuente: [propia]	159
Tabla 45: Costo totales de materiales y mano de obra por refuerzos. Fuente: [propia]	159
Tabla 46: Comparación de costos de construcción de opciones de superestructuras. Fuente: [propia]	159
Tabla 47: Propiedades mecánicas mínimas para telas tipo Mat, [83].	170
Tabla 48: Propiedades mecánicas mínimas para telas tipo Woven Roving, [83].	170
Tabla 49: Propiedades mecánicas mínimas de fibra de vidrio, [83].	171
Tabla 50: Propiedades mecánicas mínimas de la resina poliéster, [83].	171
Tabla 51: Propiedades mecánicas mínimas del núcleo (balsa), [83].....	171
Tabla 52: Propiedades mecánicas mínimas del laminado propuestas por Hollaway, [62].	172

NOMENCLATURA

A_R	Relación de aspecto del panel
A_{PL}	Área transversal de panel compuesto,
A_{TR}	Área transversal del refuerzo tipo omega de fibra de vidrio
A_{RPA}	Área transversal del refuerzo con plancha asociada
a	Largo de un panel compuesto en metros
b	Ancho de un panel compuesto en metros
b_e	Ancho efectivo de estructuras de acero o compuesto
b_w	Ancho de la base del refuerzo tipo omega, en metros
c	Media longitud del adhesivo
D	Rigidez a la flexión de un panel
D_1, D_2	Rigidez de los adherentes
D_h	Diámetro de hélice
D_s	Rigidez a la flexión del panel en N-mm
d	Diámetro de refuerzo tubular
d_1	Distancia desde el eje neutro del adhesivo a carga aplicado
E	Modulo de elasticidad
E_a	Modulo de elasticidad del adhesivo
E_{ci}	Modulo de compresión de una capa de laminado
E_{cps}	Modulo de compresión equivalente de un laminado compuesto
E_f	Modulo de tensión de la fibra de vidrio
E_I	Modulo de rigidez equivalente de una panel o refuerzo de fibra de vidrio
E_i, E_1, E_2	Modulo de elasticidad de los adherentes
E_m	Modulo de tensión de la matriz resina
E_N	Modulo de elasticidad del núcleo de un panel compuesto
E_{pi}, E_{po}	Módulo de elasticidad del laminado interior y exterior
E_{PL}	Modulo de elasticidad equivalente del panel compuesto
E_R	Modulo de elasticidad equivalente del refuerzo más plancha asociada
E_{ti}	Modulo de tensión de una capa de laminado
E_{tps}	Modulo de tensión equivalente de un laminado compuesto
F_{rc-i}	Fracción de esfuerzo interlaminar
f''	Formula posinomial propuesta
f_c, f_{ci}	Contenido de fibra de la capa individual de laminado
f_{balde}	Frecuencia de aspa de la hélice
f_{PL}	Frecuencia del panel compuesto sin refuerzo
f_{PLR}	Frecuencia del panel con refuerzo
f_R	Frecuencia de un refuerzo con plancha asociada

f_{δ}	Relación del espaciamiento respecto a la deflexión de un panel de fibra de vidrio
G	Modulo de corte del laminado de un panel compuesto
G_a	Modulo de corte del adhesivo
g	Gravedad
h_1, h_2	Espesor de los adherentes
I_{PL}	Inercia transversal del panel
I_R	Inercia del refuerzo más plancha asociada
K, N	Coefficientes de frecuencia regresionales
K_5	Constante en las ecuaciones diferenciales de tensión
K_6	Constante en las ecuaciones diferenciales de tensión
k_b	Parámetro de rigidez a la flexión para adherentes compuestos
k_{db}	Factor por momento de flexión
k_{ds}	Factor por esfuerzo cortante
k_s	Factor de corrección por relación de aspecto
k_1	Factor de Excentricidad
L	Ancho de un panel con refuerzos
l_e	Longitud equivalente no soportada de un refuerzo
M	Momento xz en unión adhesiva
M'	Momento equivalente en laminado de refuerzo tubular
M_{H-S}	Momento en unión adhesiva propuesto por Hart-Smith
M_i	Momento de flexión de un panel compuesto en N-m
M_s	Momento de flexión de un refuerzo tipo omega
m_{Fi}	Masa por unidad de área de la capa de laminado en g/m^2
n	Número de refuerzos
n_r	Relación de Reducción
P	Fuerza en dirección Y en laminado de refuerzo tubular
p	Presión de diseño kN/m^2
R_a	Radio de giro longitudinal
R_L	Radio de giro transversal
R_1, R_2, R_3, a_0	Coefficientes posinomiales para estimación de coeficiente de frecuencia N
S_t	Esfuerzo interlaminar límite de corte
s	Espaciamiento entre refuerzos
T	Fuerza en dirección X en unión adhesiva
t	Espesor del adhesivo
t_c	Espesor del núcleo de un panel compuesto en milímetros
t_i	Espesor de una capa de laminado estructural
t_{int}, t_o	Espesor del laminado interior y exterior del panel sanduche en milímetros

t_s	Espesor total del laminado de fibra sin núcleo en milímetros
t_f, t_{PL}	Espesor total un panel compuesto de fibra de vidrio
t_p	Espesor de la plancha de acero
t_R	Espesor de refuerzo tipo omega de fibra de vidrio
V	Fuerza en dirección z en unión adhesiva
x_i	Eje neutro de una capa de laminado en un panel de fibra de vidrio, con relación a la línea base, en milímetros
x_s	Eje neutro de un panel de fibra de vidrio, con relación a la línea base, en milímetros
y_i	Distancia entre eje neutro del panel y el extremo de la capa de laminado, en metros
W	Trabajo necesario para producir el esfuerzo interlaminar de corte en un laminado
Z_t	Esfuerzo interlaminar límite transversal
z	Numero de aspas de la hélice
Y_{xy}, Y_{yz}	Deformaciones transversales por esfuerzo de corte
α_1, α_2	Factores de cumplimiento de los adherentes para los esfuerzos de corte
β_1, β_2	Factores de cumplimiento de los adherentes para los esfuerzos normales
ρ, ρ_{PL}	Densidad equivalente del panel en Kg/m^3
ρ_N	Densidad del núcleo de un panel compuesto en Kg/m^3
δ	Deflexión de un panel
δ_s	Deflexión de un refuerzo tipo omega de fibra de vidrio
ξ_1	Exponente de la distribución de la tensión de flexión en el adherente
$\epsilon_z, \epsilon_x, \epsilon_y$	Deformaciones unitarias de ley de Hook
$\epsilon_{xx}, \epsilon_{yy}, \epsilon_{zz}$	Deformaciones unitarias de ley de Hook
$\epsilon_{xy}, \epsilon_{yz}, \epsilon_{zx}$	Deformaciones unitarias de ley de Hook
$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$	Esfuerzos de flexión de ley de Hook
$\sigma_{xx}, \sigma_{yy}, \sigma_{zz}$	Esfuerzos de flexión de ley de Hook
$\sigma_{xy}, \sigma_{yz}, \sigma_{zx}$	Esfuerzos de corte de ley de Hook
σ_{eq}	Esfuerzo equivalente de Von Mises
σ_{ti}	Esfuerzo de flexión en una capa de laminado, N/mm^2
σ_{ILSS}	Esfuerzo interlaminar de corte propuesto por Lloyd's Register
σ_{ILTS}	Esfuerzo interlaminar transversal propuesto por Kedward
σ_S	Esfuerzo de ruptura del material
σ_u	Esfuerzo ultimo del material en N/mm^2
σ_V	Esfuerzo normal interlaminar por fuerza de corte
σ_M	Esfuerzo normal interlaminar por momento
σ_{cr}	Esfuerzo critico para laminado compuesto dado por Lloyd's Register
σ_{33}	Esfuerzo interlaminar transversal

ϕ_s	Coefficiente por esfuerzo cortante
ζ_{Fi}	Gravedad específica de una capa de laminado
ζ_{Ri}	Gravedad específica de la resina usada para el laminado
τ_c	Esfuerzo de corte para un núcleo, en N/mm ²
τ_D	Esfuerzo interlaminar de corte propuesto por Dirand
τ_T	Esfuerzo interlaminar de corte por fuerza axial
τ_V	Esfuerzo interlaminar de corte por fuerza de corte
τ_M	Esfuerzo interlaminar de corte por momento
τ_{xy}	Esfuerzo interlaminar de corte
τ_{23}	Esfuerzo interlaminar cortante en dirección 23
τ_{13}	Esfuerzo interlaminar cortante en dirección 13
ν	Coefficiente de Poisson
ν_1, ν_2	Coefficiente de Poisson de los adherentes
ω	Frecuencia Natural

CAPÍTULO 1
INTRODUCCIÓN

1. INTRODUCCIÓN

Los paneles compuestos de fibra de vidrio reforzada-FRP han sido usados en embarcaciones comerciales y militares, [15][69][76][94]. La aplicación de paneles compuestos ha sido motivada por la ventaja de las propiedades químicas y su relación de propiedades mecánicas / peso, proporcionando una disminución del peso estructural. Este material ha presentado facilidades para conformar superficies con curvaturas simples y dobles, presentando dificultades en la unión híbrida entre la cubierta de acero naval y los paneles de fibra de vidrio reforzados.

Las uniones híbridas que se han venido usando entre la cubierta de acero y superestructura de fibra de vidrio han sido desarrolladas siguiendo la técnica de unión materiales disimiles.

Al considerarse que la unión híbrida entre dos paneles de diferentes materiales deben ofrecer mayor resistencia y confiabilidad, en la presente investigación se ha estudiado el comportamiento de la unión de un panel de acero de cubierta con panel de fibra de vidrio reforzados con estructuras tubulares metálica.

1.1. Ventajas del uso del laminado compuesto y estructura de acero en la construcción naval.

Entre los principales objetivos del diseño y construcción de un barco se encuentra la optimización del peso siguiendo los requerimientos exigidos por las Sociedades de Clasificación. El peso estructural de la superestructura representa aproximadamente entre el 25% y el 40% del peso total de la nave [40], por tanto, es de interés buscar métodos para la reducción de este peso estructural. La fibra de vidrio reforzada tiene propiedades mecánicas suficientes que permiten contribuir a disminuir el peso estructural si se compara con el peso de una misma estructura en acero [76].

Los yates de pasajeros y las embarcaciones militares, debido al servicio que ofrecen necesitan superestructuras de gran tamaño. Para la construcción de estas superestructuras se han usado diferentes materiales:

- El acero, es el más común pero su principal desventaja es el exceso de peso, sin contar con los gastos para mantener un acabado exterior adecuado.
- El aluminio, permite una reducción de peso, pero presenta un elevado costo para conformar las superficies y el acabado exterior.
- Paneles de fibra reforzada, permite una reducción de peso y facilidad para dar las formas del acabado exterior e interior. La principal dificultad radica en la unión disímil (unión híbrida) entre el casco de acero naval y los paneles de fibra de vidrio.

1.2. Tipos de estructuras usadas para el reforzamiento de paneles de fibra de vidrio

Los paneles de fibra de vidrio son reforzados típicamente con estructuras de fibra de vidrio tipo omegas, ver Figura 1. Pero existen alternativas de reforzamiento a través de perfiles de acero estructural, como son:

- Perfiles tipo L
- Perfiles tipo canal
- Perfiles tipo I
- Perfiles tubulares

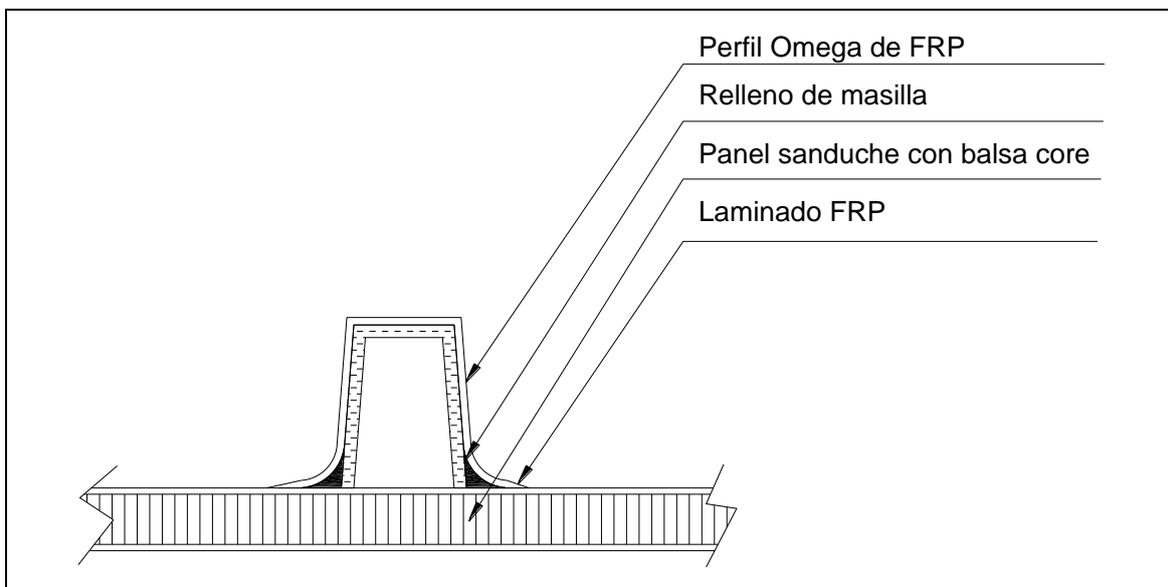


Figura 1: Esquema de Reforzamiento - Panel con omega de fibra de vidrio. Fuente: [propia]

En las siguientes figuras se presentan modelos típicos de posible reforzamiento con perfiles de acero estructural.

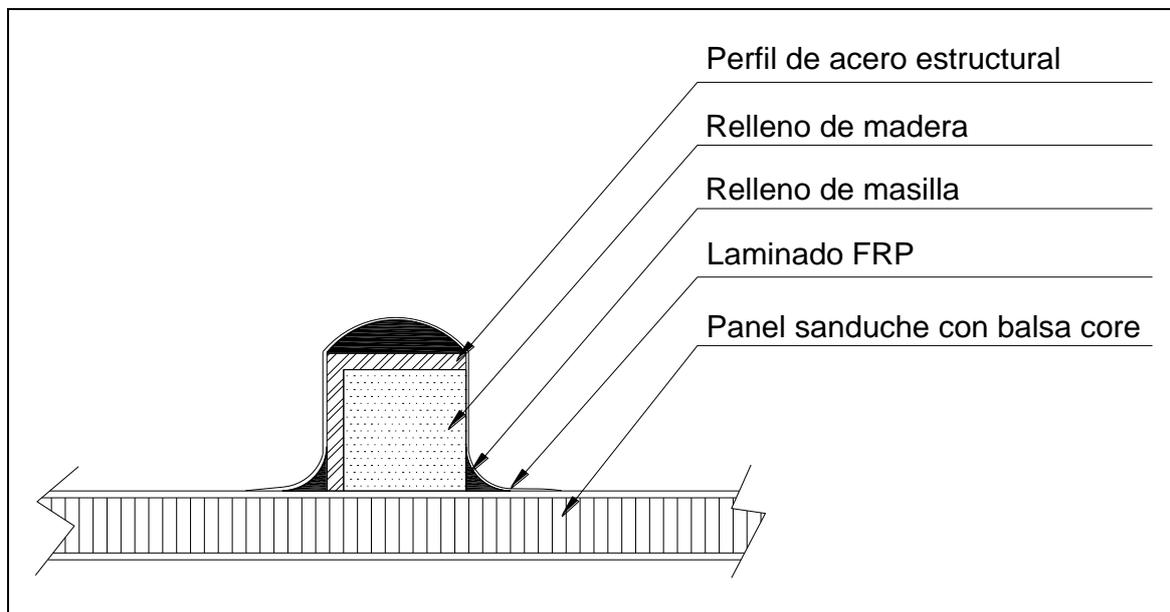


Figura 2: Esquema de Reforzamiento - Panel con perfil L de acero estructural. Fuente: [propia]

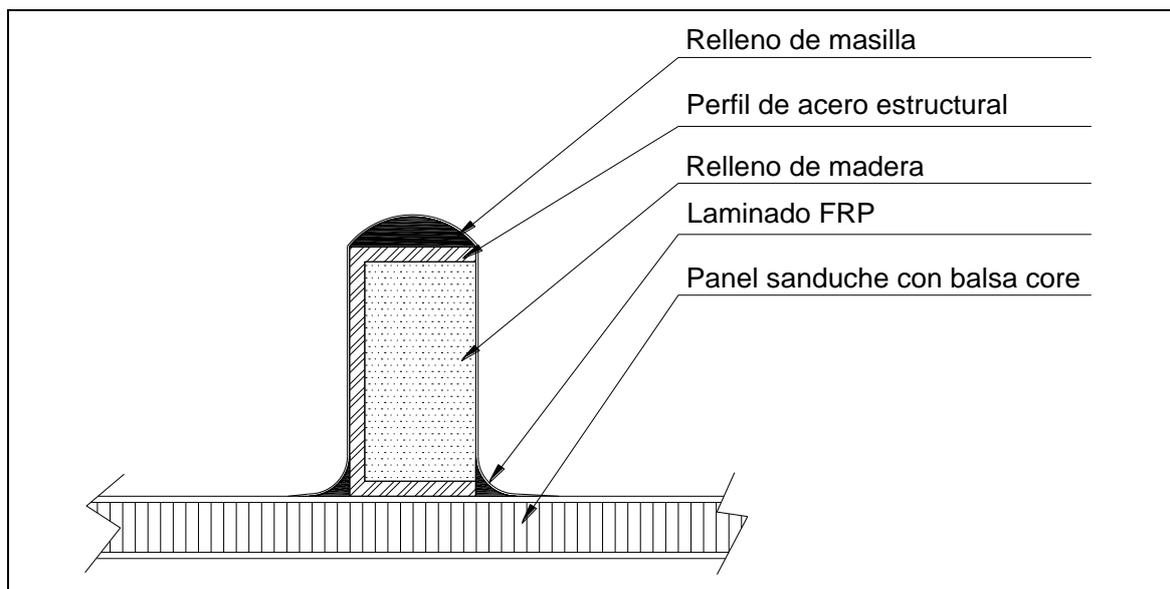


Figura 3: Esquema de Reforzamiento - Panel con perfil canal de acero estructural. Fuente: [propia]

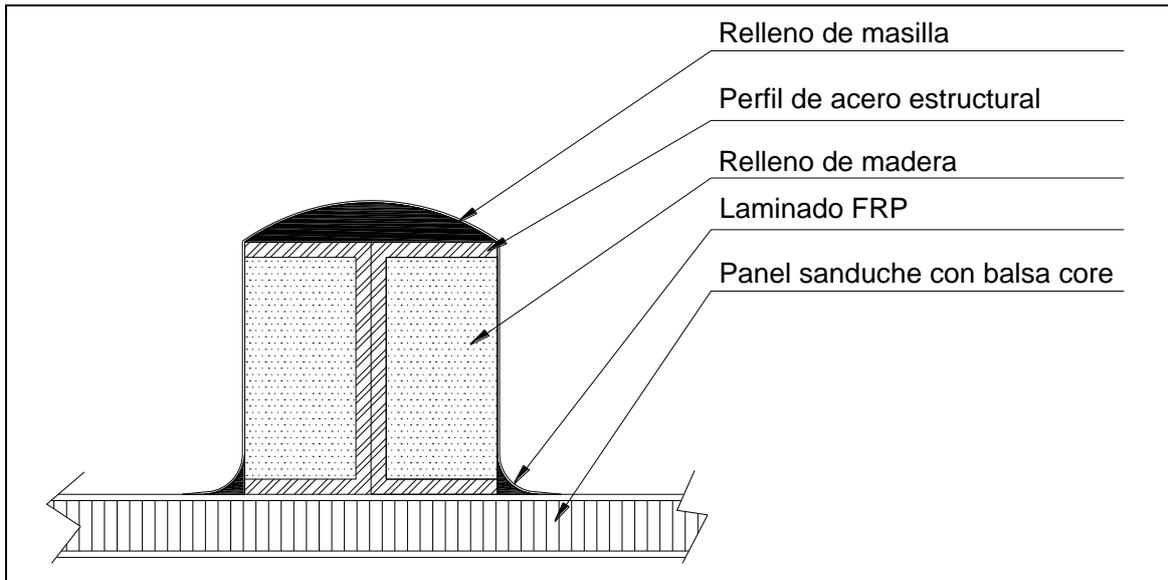


Figura 4: Esquema de Reforzamiento - Panel con perfil I de acero estructural. Fuente: [propia]

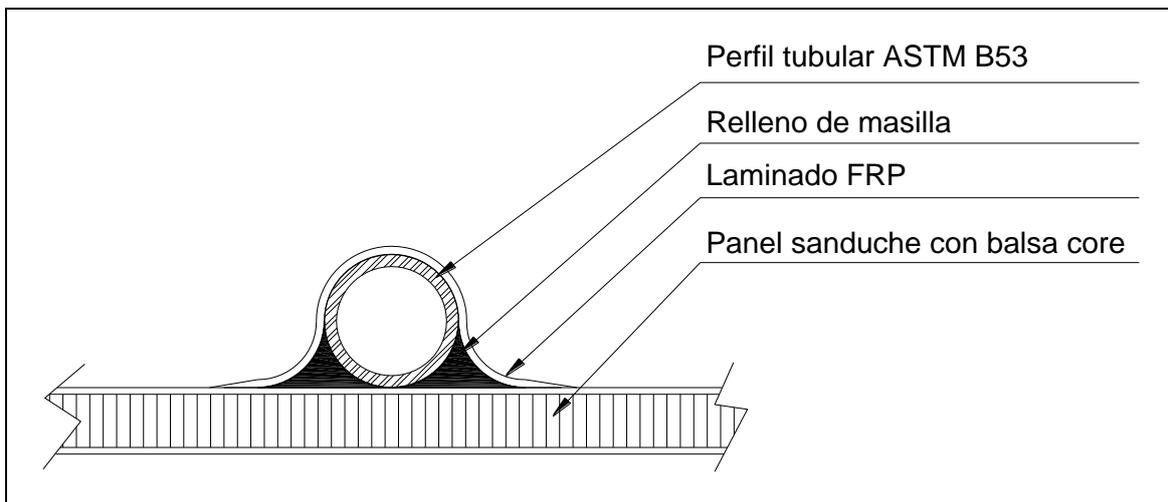


Figura 5: Esquema de Reforzamiento - Panel con perfil tubular de acero ASTM B53. Fuente: [propia]

Debido a que los perfiles de acero estructural tienen por lo general esquinas muy agudas, el laminado de fijación de estos perfiles obliga a usar rellenos de madera y el uso de masilla para suavizar las esquinas.

Todos estos artificios mencionados incrementan el peso estructural y el tiempo de construcción. Por esta razón en la presente investigación, se ha propuesto usar el reforzamiento tubular como se ilustra en la Figura 5.

En la Figura 5 se puede apreciar que no es necesario usar madera de relleno, sino solo suavizamiento con masilla para fijación. El laminado típico que se usa para el reforzamiento estructural es como se indica:

- 3 Capas de fibra de vidrio: Mat 375 + Woven Roving 400 + Mat 375
- La resina usada para la laminación es Ortoftálica catalizada con Mek peróxido.
- La masilla de suavizamiento usada es preparada con resina Ortoftálica y micro esfera

El laminado típico deberá ser modificado según sea el caso y las condiciones de trabajo. La condición necesaria para el laminado de los perfiles es que sea continuo en toda la estructura tubular, como también sellar todos los extremos para que la estructura tubular se mantenga inerte.

1.3. Antecedentes del uso de paneles de fibra de vidrio aplicados en los barcos

1.3.1. Experiencias desarrolladas a nivel Internacional

En general, en los barcos se han usado los materiales compuestos para la construcción de superestructuras, mástiles y marcos ventanas. A partir del 2002, al incluir SOLAS una nueva reglamentación de seguridad que ha permitido el uso de materiales compuesto estructurales (Regla 17-Parte F- SOLAS II-2), se ha venido incrementando la reducción de peso estructural, la disponibilidad de materiales resistentes al fuego, vida útil de los materiales compuestos, las propiedades mecánicas de los adhesivos, e investigaciones buscando encontrar soluciones a la unión híbrida entre metal & laminado de FRP.

En la Figura 6 se resume el estado de arte de las aplicaciones laminado compuesto, tanto en lo que se ha desarrollado, lo que está en vía de desarrollo y las ideas conceptuales propuestas:

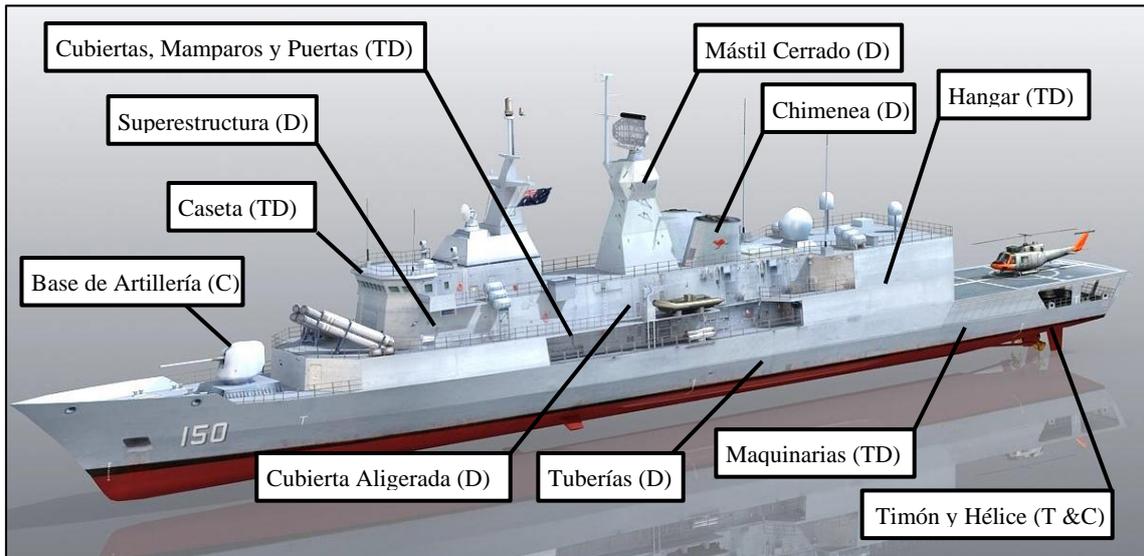


Figura 6: Aplicaciones de laminado compuesto: (C) - Conceptual; (TD) -Tecnología en desarrollo; (D) - Desarrollado, [94]

Las aplicaciones de los laminados compuestos y uniones híbridas se han venido desarrollando a través de varios proyectos, entre los que se pueden mencionar:

- **Proyecto LASS**
- **Proyecto Euclid Rtp 3.2.1**
- **Proyecto de Fragata La Fayette, FL-3000**

Proyecto LASS

En el 2005 se desarrolló en Suecia el proyecto LASS, que ha consistido en la construcción de un barco tipo Ferry Ro-Pax de 188 m de eslora [150], ver Figura 8. El Ferry ha sido diseñado por el astillero Kockums AB en conjunto con 29 empresas y organizaciones (ver Figura 7) entre las que destacan: DIAB (líder en materiales compuestos) y Thermal Ceramics (dedicados a protección contra incendios y aislamiento). Los paneles usados han sido de fibra de vidrio con una capa de aislamiento "Fire Master" (A60) y un núcleo desarrollado por DIAB; estos paneles compuestos fueron diseñados para resistir cargas locales y globales, además de resistencia al fuego, [76].



Figura 7: Empresas y organizaciones involucradas en el proyecto LASS, [76].

Las metas que se han propuesto en este proyecto han sido disminuir el peso estructural, desarrollar unión híbrida para unir cubiertas metálicas con laminados; desarrollar materiales resistentes al fuego y recomendaciones para que SOLAS pueda emitir regulaciones de seguridad para las construcciones con FRP. Entre las pruebas que se han realizado con materiales resistentes al fuego se pueden mencionar:

- Investigar propiedades de materiales claves resistentes al fuego;
- Obtener datos para hacer simulaciones;
- Prepararse para certificar en construcciones a prueba de fuego.

En la Figura 8 se presenta parte de los barcos ejecutados mediante el proyecto LASS.



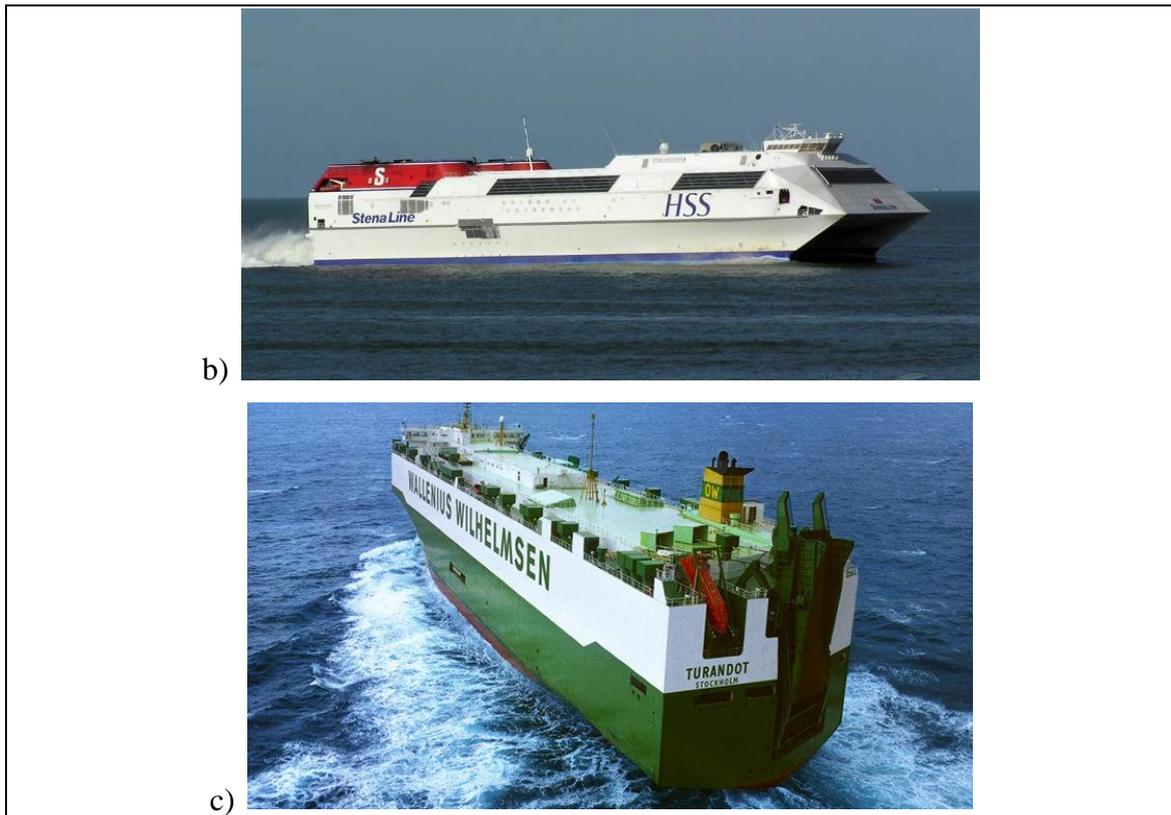


Figura 8: a) Stena Ferry Ro-Pax - 188 metros, b) Stena Ferry HSS - 127 metros, c) Wallenius Wilhelmsen Turandot - 200 metros, [150].

El astillero Kockums [69] han construido superestructuras de material compuesto con fibra de carbono-CFRP y fibra de vidrio FRP, para diferentes embarcaciones, entre los que se puede mencionar: el programa LMV (Singapur) de una fragata de 80 m de eslora, con aprobación DNV, ver Figura 9. Esta fragata tiene una superestructura de 18 m de largo y 20 ton, ha sido prefabricada y posteriormente instalada sobre cubierta, usando paneles tipo sanduche, ver Figura 10.



Figura 9: Programa LMV (Singapur) - Fragata 15 construida con casco de acero y superestructura CFRP, eslora 80 metros [69].



Figura 10: Programa LMV (Singapur) - Proceso de montaje: superestructura de 18 m de largo para Fragata [69].

Entre otras de las construcciones realizadas por el astillero Kockums [69] ha sido el cambio de una superestructura de acero por una superestructura CFRP, como parte del programa P28 (India), en un Buque Carguero de 109.1 m de eslora. Esta reconstrucción

permitió una reducción de peso de la superestructura del 50%, con certificación contra incendios. Esta superestructura modificada tiene 65 m de longitud y un peso de 100 ton. El diseño y construcción fue de acuerdo a las normas de DNV, ver Figura 11.



Figura 11: Programa P28 (India), Reconstrucción de Superestructura de Buque Carguero, eslora 109.1 metros [69].

Proyecto Euclid Rtp3.2.1

Este proyecto ha sido conformado entre 24 empresas y organizaciones de seis países europeos entre los que se mencionan:

- Norway: Det Norske Veritas AS (overall coordinator), Umoe Mandal, FiReCo
- Denmark: Risø National Laboratory, FORCE Institute, Dany and Aalborg
- Italy: CETENA, Fincantieri, SI R Industriale, IDS, CSI, OTOBREDA
- France: DCN, DCE, Ifremer, MEDYS YS, AI A-CP
- Netherlands: TNO, Royal Schelde
- U.K.: DERA, BAE Systems, Vosper Thornycroft, Newcastle University, University of Southampton

Este proyecto se ha venido desarrollando entre el 2002 y 2003. Su meta principal ha sido analizar la supervivencia, durabilidad y rendimientos de las estructuras compuestas navales aplicadas en fragatas, [86].

Las investigaciones han sido orientadas a: uniones entre metal/laminado; uniones en *T* y reforzamiento de paneles.

Para las evaluaciones costo beneficio entre las diferentes opciones del proyecto, se han tenido en consideración los siguientes aspectos:

- Evaluación de funcionalidad y vida útil del diseño;
- Evaluación de costo de construcción;
- Selección de opciones para mejoramiento del diseño.

Proyecto de Fragata La Fayette, FL-3000

La Armada Francesa ha desarrollado un proyecto inicialmente de seis fragatas con la superestructura en FRP de las siguientes características: eslora 125 m x 15.4 m x 4.1 m calado y 25 nudos de velocidad, 3600 Ton. Estas fragatas han sido construidas por DCNS [104], buscando construir una estructura liviana. Se ha usado resinas poliéster y balsa como núcleo, En una segunda fase del proyecto se ha construido otras fragatas similares para la armada de Taiwán y Arabia Saudí [94].



Figura 12: Fragata La Fayette con la sección de superestructura compuesta, [104].

La sección de popa de la superestructura de la fragata, ha sido construida con paneles compuestos FRP. La construcción ha consistido de un hangar para helicóptero, de 38 m de longitud, 15 m de ancho, altura entre 6.5 y 8.5 m, con peso de 85 ton aproximadamente (ver Figura 12).

La unión híbrida que se ha usado entre el metal y el laminado tiene la configuración de unión Y que se aprecia en la Figura 13. Esta unión Y consiste de un panel sánduche biselado en la transición y laminado ambos extremos sobre la lámina de metal.

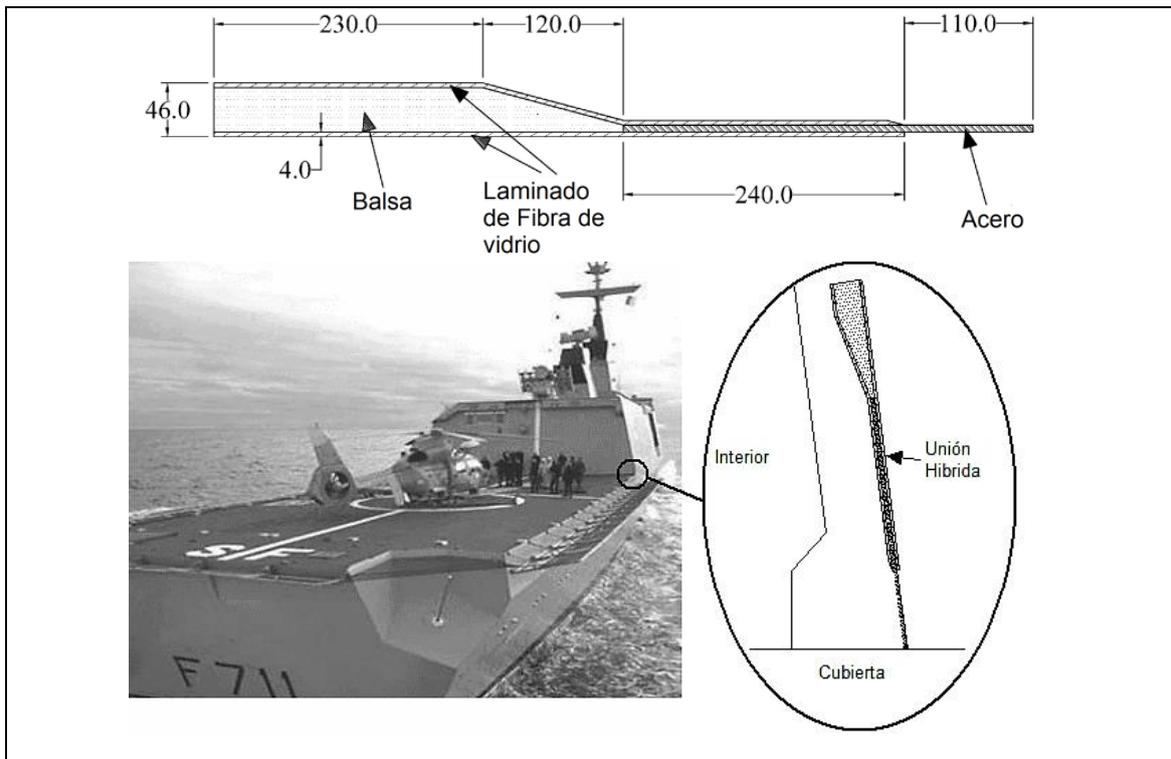


Figura 13: Detalle de unión híbrida usada en el proyecto Euclid [15].

Armada USA

Proyectos similares a La Fayette han sido realizados por la armada de USA, quienes han preferido extender el uso de la combinación metal/laminado en destructores, compartimentos para sistemas de armamentos, chimeneas, marcos de puertas, superestructuras y puentes.

En 1995 la Armada USA decide desarrollar la aplicación en mástiles del USS Arthur W. Radford, usando el sistema Advanced Enclosed Mast/Sensor (AEM/S), consiguiendo resultados relevantes al remplazar los mástiles de acero por laminados compuestos y unión híbrida (ver Figura 14). Este mástil ha llegado a tener 28 m de altura; ha sido construido con material compuesto, en forma hexagonal y con frecuencia selectiva para los radares.



Figura 14: Aplicación en mástiles sistema Advanced Enclosed Mast/Sensor (AEM/S): USS Arthur W. Radford, [94]

Hackett [52], ha mencionado adicionalmente experiencias exitosas que se han desarrollado en la armada de USA, entre los que se puede citar: el programa "LPD 17: Amphibious assaults, class ships"; el hangar compuesto para DDG 51 Flight IIA; la superestructura de DDG 1000 Class, entre otros.

Otras Armadas

En la armada de Inglaterra se ha aplicado este sistema de materiales compuestos aplicados en el hangar de helicóptero y en la nueva generación de fragatas. Vosper & Thornycroft ha diseñado superestructuras de compuestos laminados y unión híbrida para ser aplicados en corvetas y patrulleras [115].

La real armada Noruega, también ha desarrollado la aplicación de compuestos laminados para la construcción de superestructuras en fragatas.

Shkolnikov en el libro “Hybrid Ship Hulls”, [115], menciona experiencias adicionales.

En la sección 3.1 se va a presentar diferentes uniones híbridas que se han investigado hasta la presente.

1.3.2. Experiencias desarrolladas en el Ecuador

En esta sección se resume la aplicación de los paneles compuestos aplicados en el Ecuador. La construcción con materiales compuestos inicia en el 2004 con la conversión de un yate con superestructura de aluminio a material compuesto. En las siguientes construcciones que se han venido realizando, se ha venido mejorando el peso estructural de la superestructura, buscando optimizar el uso de la estructura tubular, para encontrar el menor peso estructural.

El uso de tubos de acero como elementos estructurales en la superestructura se ha iniciado con la modificación de un yate de pasajeros en el 2004. Originalmente, el casco del barco ha sido construido con acero y superestructura con aluminio (Figura 15), eslora 30.00 metros, para luego modificar las dimensiones principales mediante ensanchamiento y alargamiento (Figura 16), a la nueva eslora de 40.00 metros.

Las nuevas dimensiones del casco han permitido construir una superestructura más grande, con un mínimo peso de superestructura. Se ha decidido como opción de construcción, usar paneles de fibra de vidrio con estructura tubular de acero, por las formas curvas solicitadas y la búsqueda del menor peso estructural, ver Figura 17.



Figura 15: Yate de Pasajeros original, modificación 2004, Eslora 30.00 metros. Fuente: [propia]



Figura 16: Ensanchamiento y alargamiento de Yate de Pasajeros, Eslora 40.00 y Manga 8.60 metros. Fuente: [propia]



Figura 17: Yate de Pasajeros final, modificado 2004, Eslora 40.00 metros. Fuente: [propia]

En el 2011 se ha realizado la modificación de la superestructura de un yate de pasajeros de 27.50 m de eslora, ver Figura 18. Este yate originalmente ha sido construido casco de acero naval y superestructura de madera revestida de fibra de vidrio reforzado. Con la finalidad de optimizar el peso se ha cambiado la superestructura usando materiales compuestos. Se ha usado: costados de la cubierta principal y el piso de la segunda cubierta de materiales compuestos, mientras que el resto de la superestructura ha sido completamente de fibra de vidrio.



Figura 18: Yate de Pasajeros modificación 2011, eslora 27.50 metros. Fuente: [propia]

En la presente investigación se va a usar como referencias para las formas, el yate de Pasajeros construido en el 2005, ver Figura 19. Durante la construcción de la superestructura de este yate se ha realizado el reforzamiento estructural completo con tubos de acero. Las principales características del yate se indican en la Tabla 1.



Figura 19: Yate de Pasajero modelo 2005, eslora 36.80 metros. Fuente: [propia]

Tipo de Barco	-	Monocasco
Servicio	-	Pasajeros
Eslora	m	36.80
Eslora entre perpendiculares	m	30.09
Puntal	m	3.35
Manga	m	7.70
Calado	m	1.65
Desplazamiento	ton	201.5
Coefficiente de Bloque	-	0.47

Tabla 1: Datos de embarcación usada como modelo de análisis. Fuente: [propia]

CAPÍTULO 2
HIPÓTESIS Y OBJETIVOS

2. HIPÓTESIS Y OBJETIVOS

2.1. Hipótesis

- El peso estructural de una superestructura es factible optimizar mediante el uso del laminado compuesto y la unión híbrida tubular (panel compuesto FRP y la estructura tubular de acero).

2.2. Objetivos

2.2.1. Objetivo General

- Desarrollar la metodología para combinar fibra de vidrio reforzada con estructuras de acero aplicado a Superestructuras, FRP&S.

2.2.2. Objetivos Específicos

- Revisar las formulas disponibles para escantillonado de la superestructura con material compuesto de fibra de vidrio reforzada.
- Estudiar la unión híbrida entre paneles de fibra de vidrio y estructura de acero (FRP&S)
- Desarrollar fórmulas para la estimación de la primera frecuencia natural de los paneles de superestructura con refuerzos, FRP&S.
- Desarrollar los aspectos constructivos de la unión híbrida
- Realizar un análisis comparativo para conocer los beneficios de la superestructura contruidos con laminado compuesto

CAPÍTULO 3
REVISIÓN ESTADO DE ARTE

3. REVISIÓN ESTADO DEL ARTE

En el presente capítulo se ha realizado una revisión de:

- Las uniones híbridas que se han desarrollado hasta la actualidad en la construcción naval.
- Los modelos matemáticos de un laminado tanto para un análisis macro-estructural y micro-estructural.
- Las fórmulas propuestas por Lloyd's Register para poder escantillonar paneles de fibra de vidrio y las modificaciones para aplicarlas en estructuras tubulares.
- El criterio de aceptación para análisis interlaminar del laminado en la unión tubular.

3.1. Estado del arte de la Unión híbrida.

En la construcción naval, una meta de interés ha sido la reducción del peso estructural, lo que ha motivado a estudiar la aplicación de materiales compuestos. Un aspecto importante de esta aplicación ha sido estudiar las uniones híbridas, por lo que diferentes investigadores han realizado propuestas para este tipo de uniones.

Suárez & Herreros, del Departamento de Arquitectura Naval y Construcción Naval de Universidad Politécnica de Madrid, España, han desarrollado un material híbrido denominado MALECON, [131], el cual consiste en planchas metálicas con laminación de fibra de vidrio reforzada. Este material puede alcanzar la misma resistencia y propiedades que el acero, pero con menor densidad. La fabricación se ha realizado mediante infusión.

Ritter y Speth [112] han desarrollado una propuesta para la unión híbrida en un barco militar, entre una cubierta de acero y superestructura de material compuesto. La unión de tipo simétrica se la realiza por medio de un doble adhesivo, ver Figura 20. La propuesta consiste en unir un panel sánduche sin bisel en conexión no completamente alineada, entre el metal y el panel sánduche. Ritter y Speth han ejecutado pruebas de tensión y han concluido que, para las condiciones planteadas en el estudio, se espera que primero fallaría el panel compuesto y luego el adhesivo, aunque la carga crítica de la unión es

absorbido por el adhesivo. Esta unión ha sido probada al convertir dos fragatas alemanas en yates.

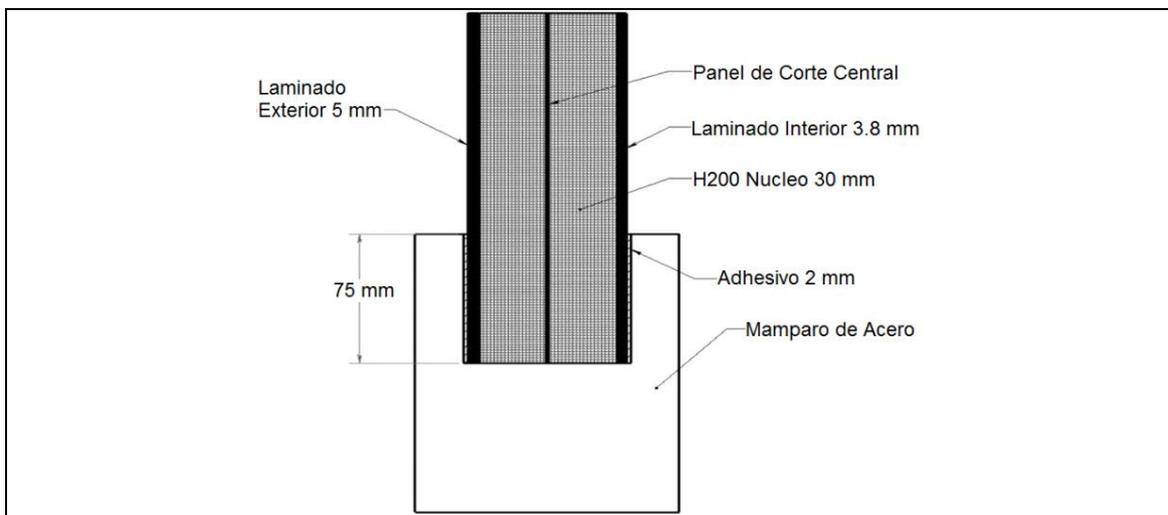


Figura 20: Esquema de unión nominal para cubierta de intemperie, [112].

Rudiger y McGeorge [114], han desarrollado una unión simétrica, tipo doble adhesivo con panel sanduche sin bisel en conexión, ver Figura 21. Esta unión es fijada mediante adhesivo, apoyada con enclavamientos mecánicos. La superficie exterior no está completamente alineada entre el metal y el panel sanduche. La carga crítica de la unión es absorbida por el adhesivo.

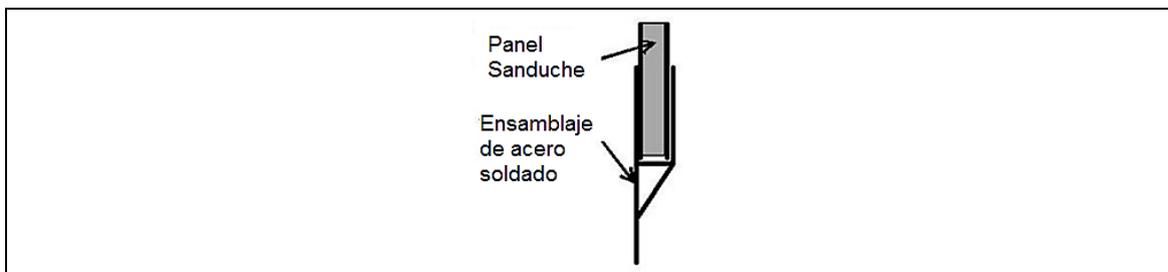


Figura 21: Uniones Híbridas propuesta por Rudiger & McGeorge [114].

Hentinen y Hildebrand [60] han sido entre los primeros en investigar la eficiencia de las juntas híbridas usando pernos para facilitar el uso de paneles reforzados con fibra de vidrio, ver Figura 22. Esta unión asimétrica, es de tipo simple adhesivo con panel sanduche y bisel en transición. Su superficie exterior no está completamente alineada entre el metal y el panel sanduche. La carga crítica de la unión es absorbida por los pernos.

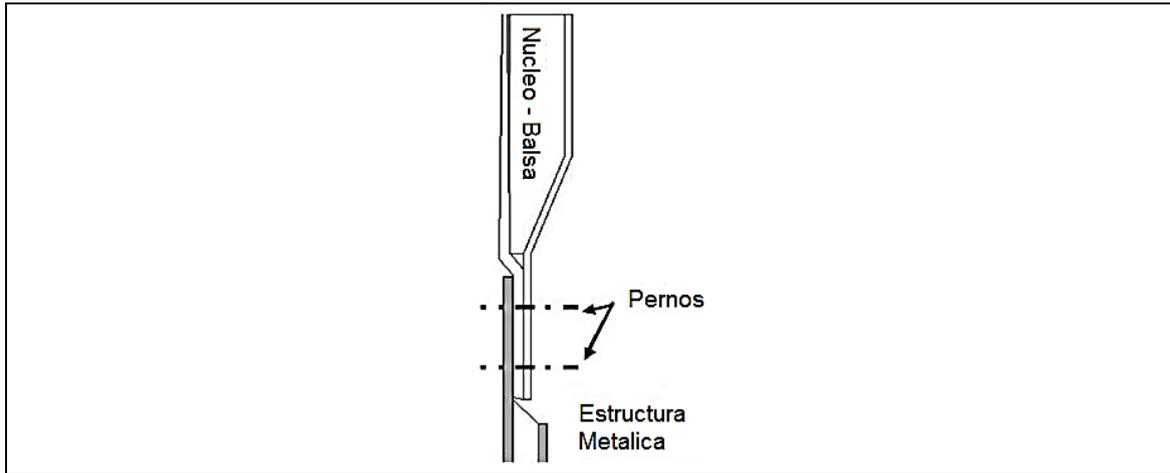


Figura 22: Uniones Híbridas propuesta por Hentinen & Hildebrand [60]

Hentinen, Hildebrand y Visuri [61], han realizado varias propuestas de uniones híbridas como se presentan en la Tabla 2; en cada una se hace un análisis de valor para facilitar parámetros de comparación.

	<p>Unión híbrida sobre laminada</p> <ul style="list-style-type: none"> • Similar a la unión Y indicada en la Figura 28 • Puede ser usada sobre lamina de Aluminio o acero inoxidable • La unión híbrida asimétrica puede ser adhesiva o empernada • Facilidad de construcción • Tensiones laterales o normales causan desgarro en la unión
	<p>Unión híbrida tipo flexible</p> <ul style="list-style-type: none"> • La unión a) es recomendada para usar con lamina de acero inoxidable • La unión b) es recomendada para usar con lamina de aluminio • En ambos casos, la unión es llenada con adhesivo • Facilidad de construcción • El núcleo del panel sandwich es instalado en el extremo de la unión

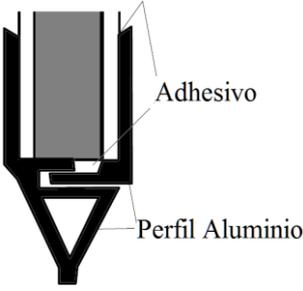
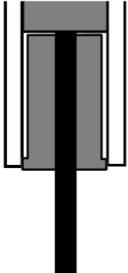
	<p>Unión híbrida tipo Clevis</p> <ul style="list-style-type: none"> • Unión simétrica • Unión doble fijada con adhesivo • Las partes metálicas de la unión pueden ser trabadas por soldadura o por suelda con adhesivo • Unión recomendada para diferentes espesores de panel sandwich • Unión recomendable para paneles sujetos a momentos flectantes
	<p>Unión híbrida tipo lamina insertada</p> <ul style="list-style-type: none"> • Unión simétrica • Unión con núcleo de alta densidad soldado con adhesivo al perfil • El núcleo del panel será instalado a partir del extremo • Fabricación en varias etapas

Tabla 2: Tipos de uniones híbridas propuestas por Hentinen, Hildebrand & Visuri [61].

Bohlmann y Fogarty, [14], debido a la necesidad de utilizar paneles compuestos en fragatas de la marina de EE.UU. han propuesto una unión híbrida con pernos, adhesivo y una placa de acero que se puede soldar directamente a la plataforma y atornillar o unir al laminado tipo sándwich, ver Figura 23. Esta unión es asimétrica, tipo doble adhesivo con panel sandwich y bisel en transición. La unión es fijada mediante la combinación de adhesivo y pernos, aumentando la rigidez de la unión con escuadras de metal y la superficie exterior alineada entre el metal y el panel sandwich. La carga crítica de la unión es compartida entre el adhesivo y los pernos, una vez realizada las simulaciones se ha observado que la falla se ha iniciado por corte en el núcleo, pero justamente fuera de la región de la unión.

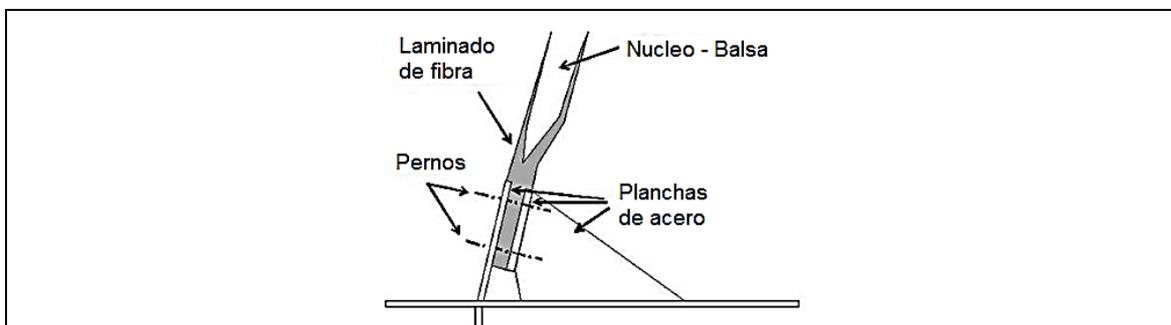


Figura 23: Uniones Híbridas propuesta por Bohlmann & Fogarty [14].

Kotsidis, Kouloukouras y Tsouvalis [77] en su investigación hicieron un análisis en Elementos Finitos de una unión tipo sandwich, pero con una modificación, tal que el extremo interior de la placa de acero, lleve un quiebre de longitud L_{in} y un ángulo de θ , ver la Figura 24, En este estudio se ha concluido que el ángulo óptimo del quiebre debe ser: 15° , para la reducción de esfuerzo por flexión.

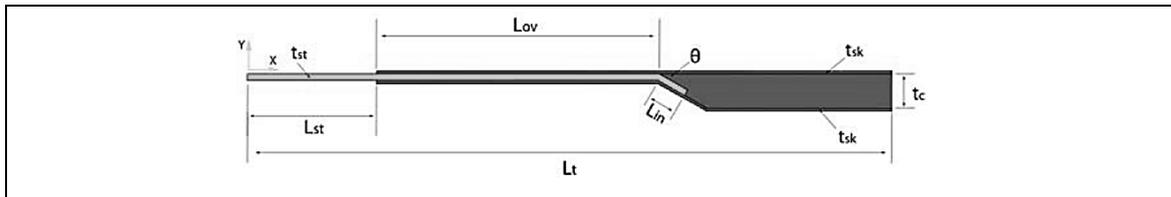


Figura 24: Esquema de unión híbrida analizada por Kotsidis, [77].

Klopfer [72] propuso un panel compuesto por capas de fibra de vidrio y una malla de alambre metálico, que permite soldar la estructura metálica, ver Figura 25. Esta unión no es confiable para superestructura y cubiertas.

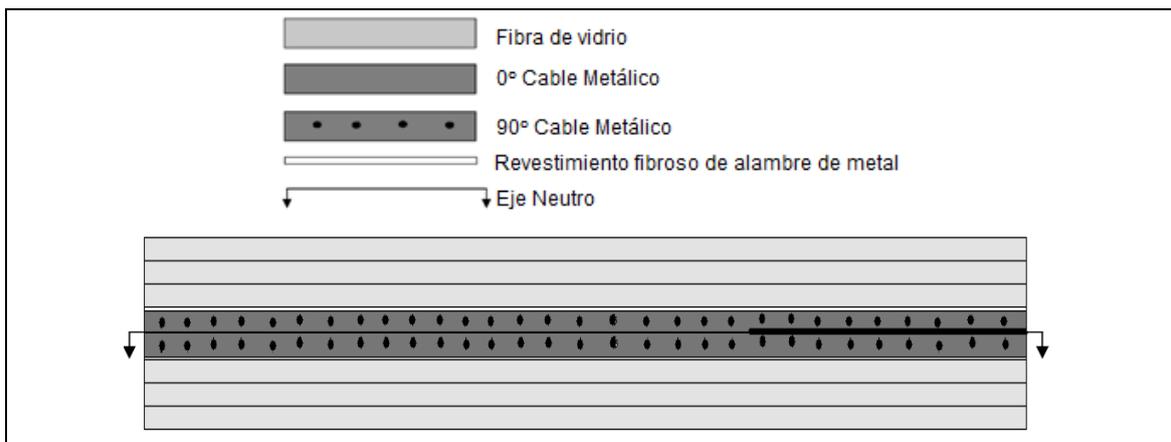


Figura 25: Detalle de panel híbrido propuesto por Klopfer [72].

Shkolnikov [115], planteo la unión híbrida entre los paneles de acero y compuestos FRP, denominada "Comeld-2", ver Figura 26. Este estudio se ha enfocado en la aplicación de paneles compuestos en buques militares y submarinos. La unión híbrida Comeld-2 consiste en una junta adhesiva doble, asistida por el proceso "Surfi-Sculpt" de un haz de electrones (EB) para causar protuberancia en el sustrato metálico para mejorar la eficiencia del adhesivo hasta el 72%. La unión esta prevista a ser construida usando como

acero el EH-36 o ASTM A945 Grade 65; la resina viniléster y como fibra de vidrio, tipo E.

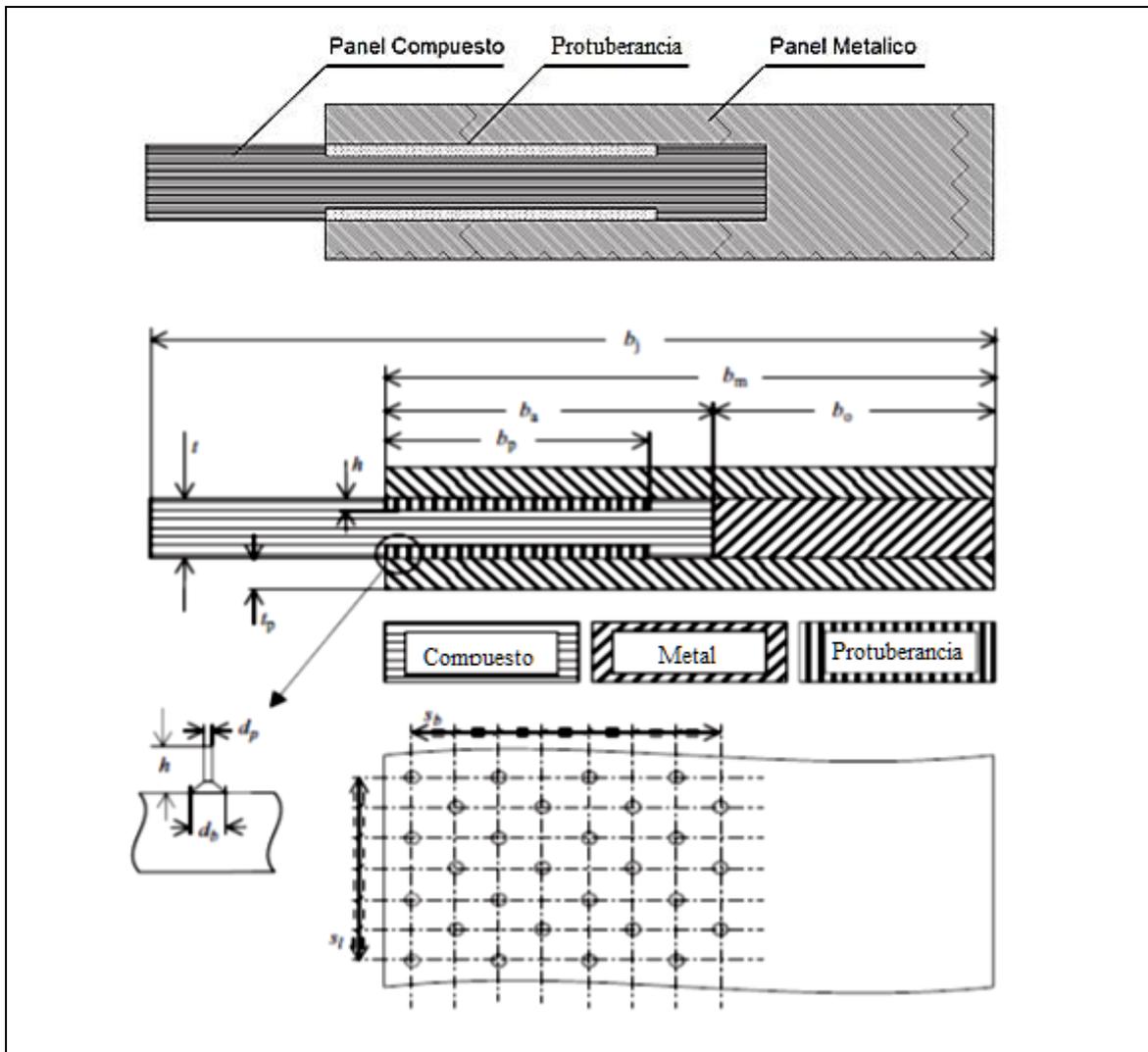


Figura 26: Configuración fijada, adaptada por Shkolnikov [115].

Simler y Brown [124], proponen una unión adhesiva "NJC's" que consiste en perfil H metálico para generar una unión de doble adhesivo, que será soldada a la cubierta, ver Figura 27. La laminación considera usar resina viniléster y núcleo (balsa). Esta unión ha sido aplicada al remplazar la superestructura del destructor clase DDG 1000 que tenía en principio la unión híbrida tipo empernada.

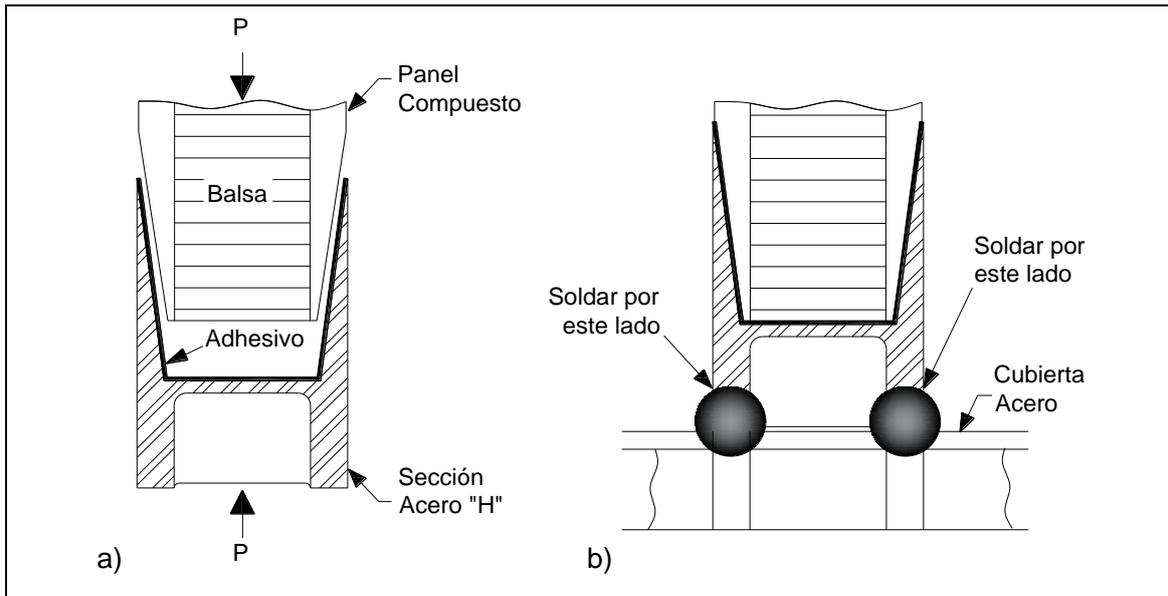


Figura 27: Unión Híbrida Panel compuesto y Cubierta de acero, Simler & Brown [124].

Boyd, Blake, Sheno y Kapadia [15], realizaron un análisis local de fatiga en panel compuesto-acero, entre la unión de la cubierta y el costado de una superestructura de una fragata, ver Figura 28, concluyendo que el daño causado por la carga de fatiga en el plano tiene poca influencia en la carga de falla final de la junta.

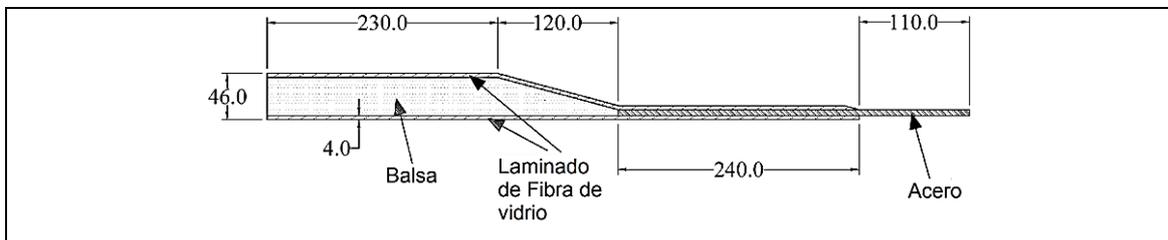


Figura 28: Detalle de unión híbrida usada por Boyd [15].

Ozes y Naser [101], realizaron pruebas experimentales de uniones híbridas entre paneles de acero y fibra reforzada, usando el método de infusión, para diferentes rugosidades del acero. De los resultados obtenidos por Ozes se concluye que, la rugosidad de la superficie del acero tiene un efecto significativo en el rendimiento de la unión, como también que el rendimiento de la resina puede mejorarse utilizando la imprimación de una manera económica.

Babazadeh y Khedmati [7] en su publicación han analizado el efecto de los parámetros principales de la unión híbrida, tipo sándwich con adhesivo, aplicando cargas de tensión.

Entre los parámetros analizados están: la longitud de la unión híbrida, el espesor del adhesivo y el espesor del laminado superior e inferior, concluyendo que el rendimiento de la unión híbrida con adhesivo depende de la geometría de la articulación, ver ilustración de Figura 29.

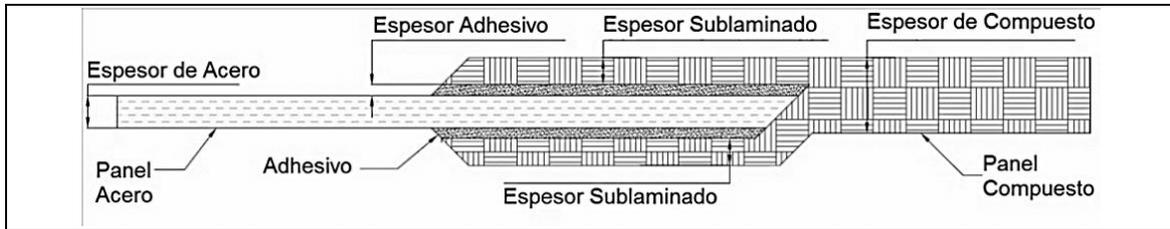


Figura 29: Esquema de unión híbrida analizada por Babazadeh, [1].

Johansson [69] ha presentado el tipo de construcción que usa el astillero Kockums para la unión de superestructuras de fibra de vidrio reforzada/CFRP con cascos de acero. En la Figura 30 se presenta un esquema de la unión híbrida usada por Kockums, donde se observa que la unión entre el panel compuesto y del panel de acero se realiza a través de una estructura armada con un perfil *U* soldado a una escuadra y una platina. El contacto del panel se realiza en el perfil *U* por medio de adhesivos, ver Figura 30.

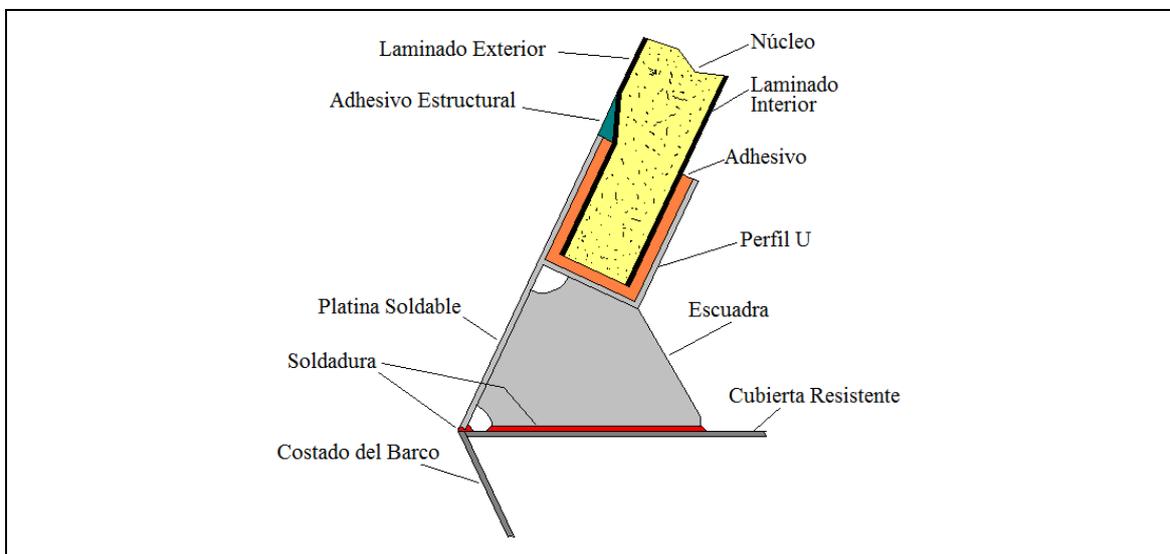


Figura 30: Unión de Superestructura compuesta con cubierta de acero, Kockums [69].

3.2. Fundamentos Matemáticos

3.2.1. Fundamentos para la estimación del laminado compuesto

El escantillonado del laminado compuesto se lo realiza en dos etapas:

1. La estimación preliminar de las dimensiones del laminado compuesto estimada como un cuerpo solido-elástico, tipo monolítico, que constituye el estudio macro-estructural del laminado.
2. La estimación definitiva del laminado se realiza mediante el estudio micro-estructural del comportamiento de cada capa para obtener los esfuerzos y deformaciones en cada capa del laminado; esta etapa se la llama estudio de capa crítica.

3.2.1.1. Análisis Macro-estructural (tipo monolítico)

3.2.1.1.1. Definición del modelo matemático con cargas coplanares

El laminado compuesto para ser considerado como un cuerpo solido-elástico, se fundamente en las siguientes consideraciones:

- El laminado estructural tiene un comportamiento lineal, por tanto, cumplen la Ley de Hook;
- Las deformaciones transversales por esfuerzo de corte [γ_{xy} y γ_{yz}] son despreciables;
- Las deformaciones varían linealmente a través del espesor;
- La deformación unitaria en dirección vertical [ϵ_z] se considera despreciable comparada a las elongaciones unitarias del plano [ϵ_x] y [ϵ_y];

Con estas consideraciones, a seguir se va a definir las ecuaciones diferenciales del comportamiento de un panel compuesto.

El desarrollo matemático como una macro-estructura, se basa en la consideración de que el laminado tiene un comportamiento quasi-isotrópico. Las fórmulas que se indican a seguir están basadas en la teoría clásica de planchas. El panel del laminado estructural será considerado circunscrito entre refuerzos, como si estuviera empotrado.

Basado en la Ley de Hook se tiene en forma general las siguientes fórmulas para los

esfuerzos - deformaciones en tres dimensiones:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{zx} \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} = \frac{1}{E} \begin{bmatrix} 1 & -\nu & -\nu & 0 & 0 & 0 \\ -\nu & 1 & -\nu & 0 & 0 & 0 \\ -\nu & -\nu & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1+\nu & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1+\nu & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1+\nu \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{zx} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} \quad (1)$$

Las formulas indicadas en (1) pueden también ser escritas como se indica

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{zx} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} = \frac{E}{(1+\nu)(1-2\nu)} \begin{bmatrix} 1-\nu & \nu & \nu & 0 & 0 & 0 \\ \nu & 1-\nu & \nu & 0 & 0 & 0 \\ \nu & \nu & 1-\nu & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1-2\nu & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1-2\nu & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1-2\nu \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{zx} \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} \quad (2)$$

Las formulas (1) para el caso 2D se pueden simplificar como se indica:

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E} - \frac{\nu\sigma_y}{E} \quad (3)$$

$$\varepsilon_y = \frac{\sigma_y}{E} - \frac{\nu\sigma_x}{E} = 0 \quad (4)$$

En la formula (4) se considera que no hay deformación unitaria en la dirección y . Combinando la (3) y (4) se obtiene:

$$\varepsilon_x = \frac{(1-\nu^2)\sigma_x}{E} \quad (5)$$

La deformación unitaria en dirección x basado en el radio de curvatura (ver Figura 31) es como se indica:

$$\varepsilon_x = -z \frac{d^2\omega}{dx^2} \quad (6)$$

Remplazando la ecuación (6) en (5) se obtiene que el esfuerzo en la dirección x :

$$\sigma_x = \frac{E \cdot \varepsilon_x}{(1-\nu^2)} = -\frac{E \cdot z}{(1-\nu^2)} \frac{d^2\omega}{dx^2} \quad (7)$$

Donde E y ν se considera el módulo de tensión y el coeficiente de Poisson equivalente del laminado.

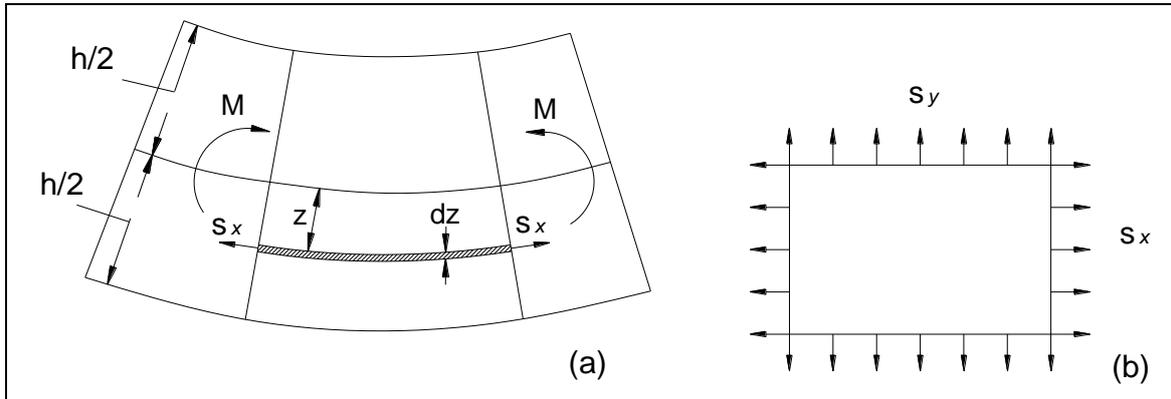


Figura 31: Elemento diferencial de un cuerpo sólido fletando. A) Vista Perfil y B) Vista Planta, [138].

3.2.1.1.2. Definición del modelo matemático con cargas normales

Un panel laminado no solo está sometido a carga coplanares como se ha definido en los apartados anteriores, sino que también pueden ser sometidos a cargas normales.

Las ecuaciones de equilibrio, para la superficie media y simétrica, de un panel sometido a una carga normal $p(x, y)$, son como sigue:

$$\frac{\partial M_x}{\partial x} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial y} - Q_x = 0 \quad (8a)$$

$$\frac{\partial M_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial M_y}{\partial y} - Q_y = 0 \quad (8b)$$

$$\frac{\partial Q_x}{\partial x} + \frac{\partial Q_y}{\partial y} + p(x, y) = 0 \quad (8c)$$

Remplazando la ecuación (8a) y (8b) en (8c), se tiene

$$\frac{\partial^2 M_x}{\partial x^2} + 2 \frac{\partial^2 M_{xy}}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 M_y}{\partial y^2} = -p(x, y) \quad (9)$$

La ecuación diferencial (9) puede ser definida en función de la deflexión del panel w

$$D_1 \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2D_3 \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_2 \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} = p(x, y) \quad (10)$$

En donde:

$$D_{11} \equiv D_1$$

$$(D_{12} + 2D_{66}) \equiv D_3$$

Definiendo rigidez a la flexión como:

$$D_{i,j} = \frac{h^3 \cdot E_{ij}}{12 \cdot (1 - \nu^3)} \quad (11)$$

Se puede formular los momentos M_{ij} en términos de la curvatura k_{ij}

$$M_x = D_{11} \cdot k_x + D_{12} \cdot k_y \quad (12a)$$

$$M_y = D_{12} \cdot k_x + D_{22} \cdot k_y \quad (12b)$$

$$M_{xy} = 2 \cdot D_{66} \cdot k_{xy} \quad (12c)$$

Debido a que las deformaciones unitarias en las direcciones ε_{xy} y ε_{yz} son cero, se tiene:

$$\varepsilon_{xz} = 0 = \frac{1}{2} \left(\bar{\alpha} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \quad \varepsilon_{yz} = 0 = \frac{1}{2} \left(\bar{\beta} + \frac{\partial w}{\partial y} \right)$$

$$\bar{\alpha} = -\frac{\partial w}{\partial x}$$

$$\bar{\beta} = -\frac{\partial w}{\partial y}$$

$$k_x = \frac{\partial \bar{\alpha}}{\partial x}$$

$$k_y = \frac{\partial \bar{\beta}}{\partial y}$$

$$k_{xy} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{\alpha}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{\beta}}{\partial x} \right)$$

$$k_x = -\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}$$

$$k_y = -\frac{\partial^2 w}{\partial y^2}$$

$$k_{xy} = -\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}$$

La solución de la ecuación diferencial (9) debe estar en dependencia de la condición de contornos del panel. Para este caso se ha considerado, bordes empotrados como se muestra en la Figura 32, esto es:

$$\left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)_{y=b/2} + \left(\frac{\partial w_1}{\partial y} + \frac{\partial w_2}{\partial y} \right)_{y=b/2} = 0$$

$$\left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)_{y=a/2} + \left(\frac{\partial w_1}{\partial x} + \frac{\partial w_2}{\partial x} \right)_{y=a/2} = 0$$

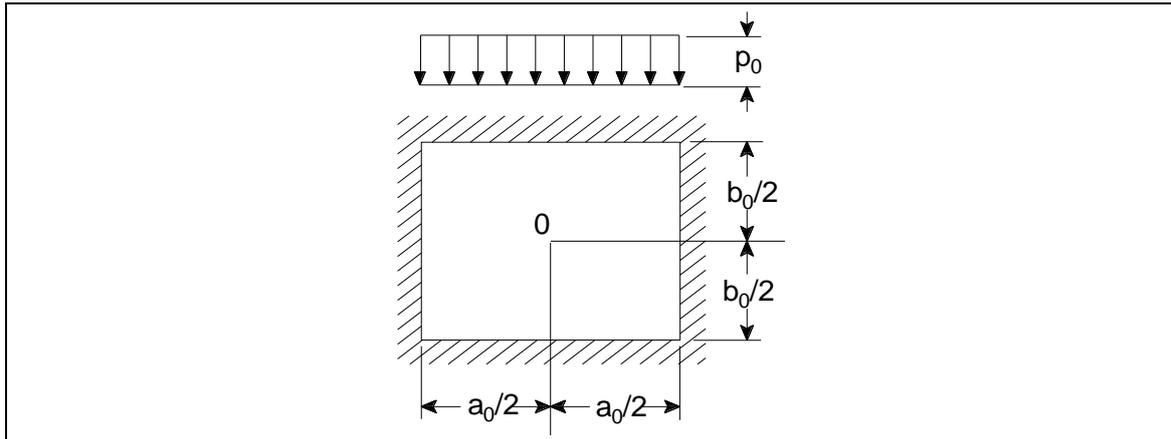


Figura 32: Modelo de un panel rectangular de un laminado con carga normal, [134].

Los valores resultantes máximos de deformación, momento y esfuerzo se resumen como se indica:

$$w_{\max} = \frac{C_0 \cdot p_0 \cdot a_0^4}{E \cdot h_0^3} \quad (13)$$

$$M_{\max} = C_1 \cdot p_0 \cdot a_0^2 \quad (14)$$

$$\sigma_{\max} \left(\pm \frac{h}{2} \right) = \pm \frac{6 \cdot M_{\max}}{h_0^2} \quad (15)$$

Siendo a_0 la dimensión menor del panel, h_0 es el espesor del panel, p_0 la presión normal al panel. Las constantes C_0 y C_1 son dadas en la siguiente tabla:

b_0/a_0	1	1.2	1.4	1.6	1.8	2.0	2.2
C_0	0.0138	0.0188	0.0226	0.0251	0.0267	0.0277	0.0285
C_1	0.0513	0.0639	0.726	0.0780	0.0812	0.0829	0.0833

Tabla 3: Coeficientes para determinar las deflexiones y esfuerzos máximos para una placa rectangular, bajo carga uniforme p_0 , fijadas en los cuatro bordes ($\nu=0.3$), [134].

3.2.1.2. Análisis Micro-Estructural (capa crítica)

3.2.1.2.1. Introducción

Considerando que las capas del laminado se puede aproximar a un panel rectangular como se indica en la Figura 33, a seguir se presenta las formulas simplificadas en dos dimensiones, para los esfuerzos y deformaciones en cualquier dirección coplanar.

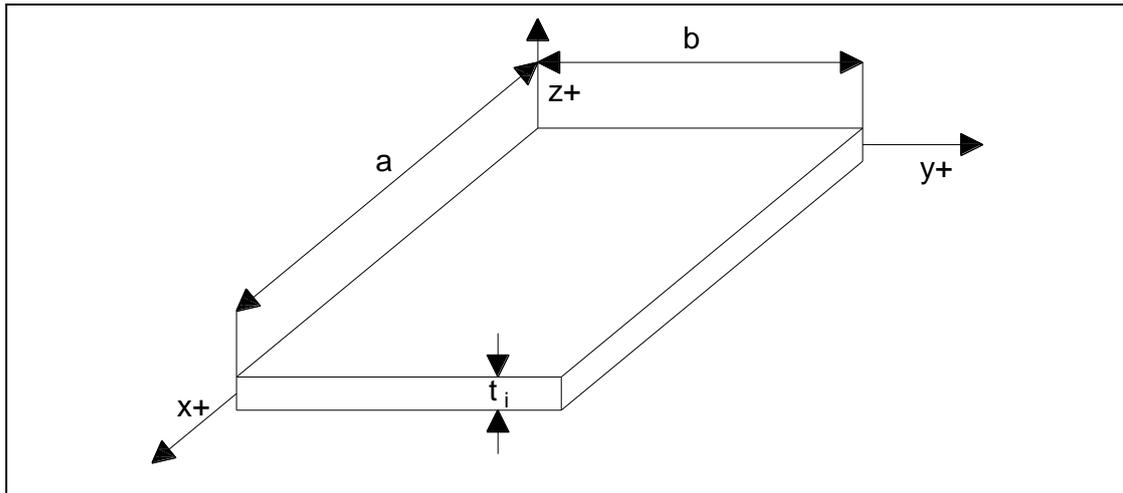


Figura 33: Modelo de un panel rectangular de una capa de laminado, [138].

En la formula (16) se presenta la matriz general de esfuerzo y deformaciones resultantes al aplicar una tensión en dirección θ , tomando en cuenta los efectos higroscópico y de variación de temperatura.

$$\begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x - \alpha_x \Delta T - \beta_x \Delta m \\ \varepsilon_y - \alpha_y \Delta T - \beta_y \Delta m \\ 2(\varepsilon_{xy} - \alpha_{xy} \Delta T - \beta_{xy} \Delta m) \end{Bmatrix} \quad (16)$$

Siendo:

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11}m^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}n^4$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})m^2n^2 + Q_{12}(m^4 + n^4)$$

$$\bar{Q}_{16} = -mn^3Q_{22} + m^3nQ_{11} - mn(m^2 - n^2)(Q_{12} + 2Q_{66})$$

$$Q_{22}^- = Q_{11}n^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{12}m^4$$

$$Q_{26}^- = -m^3nQ_{22} + m^3nQ_{11} - mn(m^2 - n^2)(Q_{12} + 2Q_{66})$$

$$Q_{66}^- = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12})m^2n^2 + Q_{66}(m^2 - n^2)^2$$

Las variables α_i y β_i corresponden a los coeficientes térmicos e higroscópicos, respectivamente:

$$\alpha_x = \alpha_1m^2 + \alpha_2n^2$$

$$\alpha_y = \alpha_2m^2 + \alpha_1n^2$$

$$\alpha_z = \alpha_3$$

$$\beta_x = \beta_1m^2 + \beta_2n^2$$

$$\beta_y = \beta_2m^2 + \beta_1n^2$$

$$\beta_z = \beta_3$$

$$\alpha_{xy} = (\alpha_1 - \alpha_2) \cdot m \cdot n$$

$$\beta_{xy} = (\beta_1 - \beta_2) \cdot m \cdot n$$

Donde m y n dependen de la dirección de aplicación de la fuerza θ , como se indica:

$$m = \cos \theta$$

$$n = \sin \theta$$

Las fórmulas para Q_{ij} , son como sigue:

$$Q_{11} = \frac{E_{11}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})}$$

$$Q_{22} = \frac{E_{22}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})}$$

$$Q_{12} = Q_{21} = \frac{\nu_{21}E_{11}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})} = \frac{\nu_{12}E_{22}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})}$$

$$Q_{66} = G_{12}$$

3.2.1.2.2. Definición del modelo matemático

Tomando como elemento diferencial una capa de laminado que está sometido a las fuerzas N_{ij} , fuerzas de corte Q_i y momentos M_{ij} , se tienen las siguientes ecuaciones de equilibrio:

$$\frac{\partial \sigma_x}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zx}}{\partial z} + N_x = 0 \tag{17a}$$

$$\frac{\partial \sigma_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_y}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zy}}{\partial z} + N_y = 0 \tag{17b}$$

$$\frac{\partial \sigma_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_z}{\partial z} + N_z = 0 \tag{17c}$$

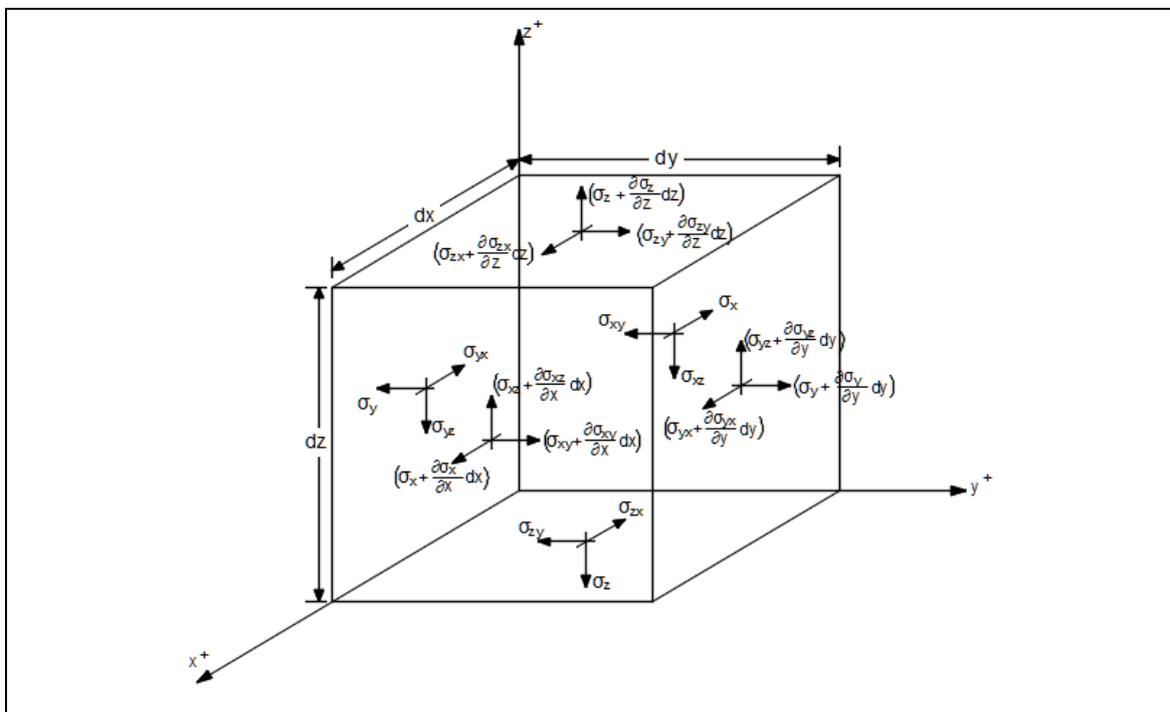


Figura 34: Esquema de elemento diferencial de una capa de laminado, [138]

Para un panel laminado de varias capas como se muestra en la Figura 35 la fuerza de tensión, corte y momento resultante, son como sigue:

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \int_{-h/2}^{+h/2} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} dz = \sum_{k=1}^N \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}_k dz_k \tag{18a}$$

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xx} \\ Q_x \\ Q_y \end{bmatrix} = \int_{-h/2}^{+h/2} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \\ \sigma_{xz} \\ \sigma_{yz} \end{bmatrix} dz = \sum_{k=1}^N \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \\ \sigma_{xz} \\ \sigma_{yz} \end{bmatrix}_k dz_k \quad (18b)$$

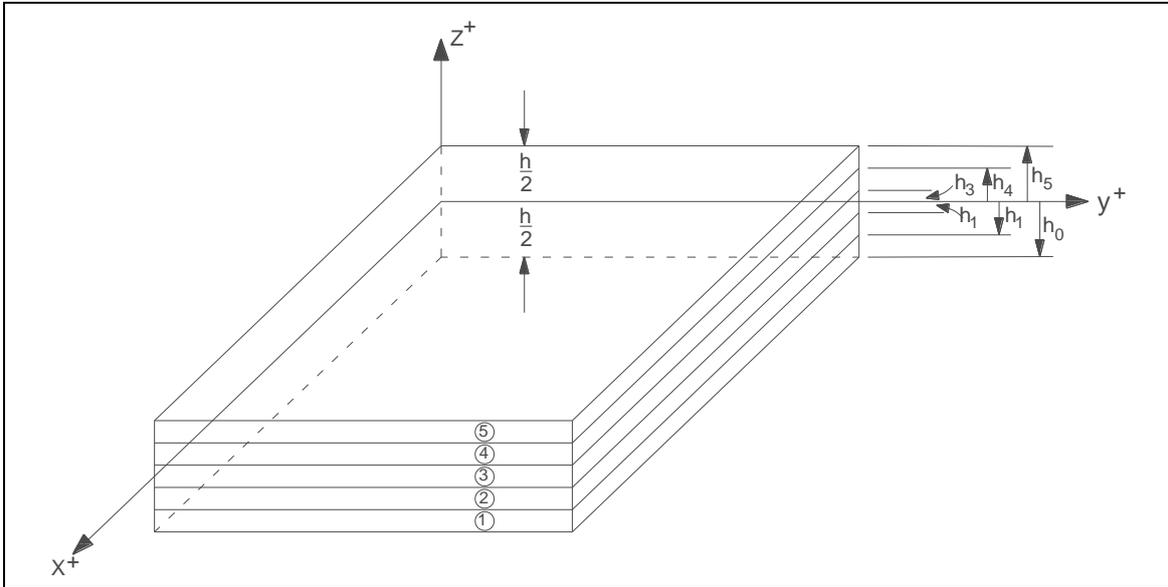


Figura 35: Modelo de un panel rectangular de un laminado con varias capas, [138].

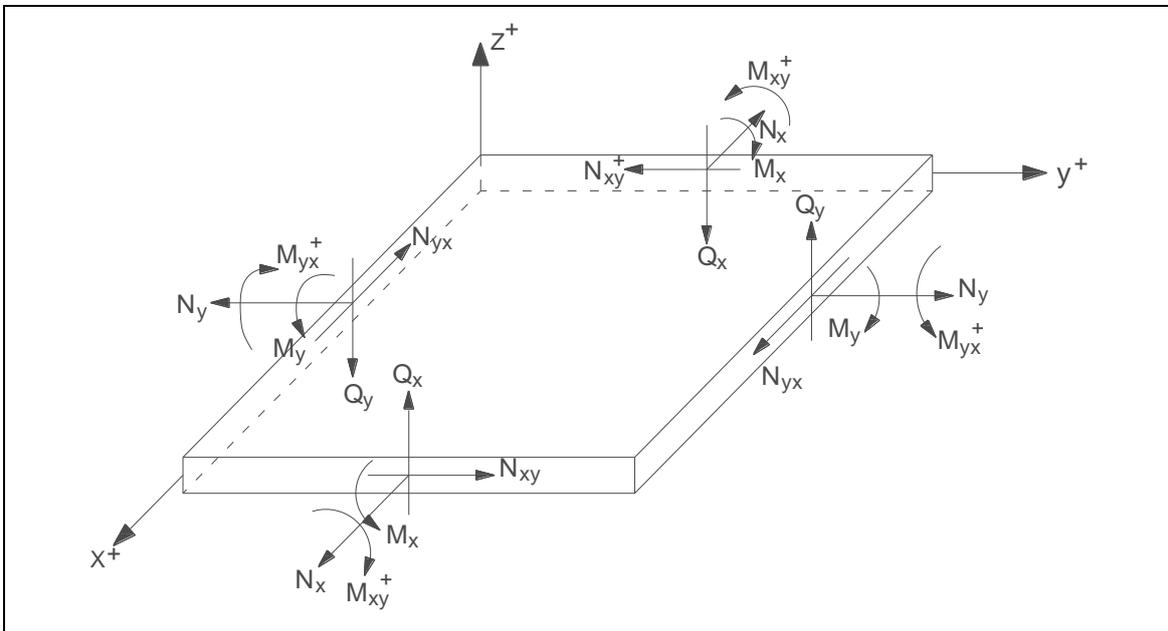


Figura 36: Esquemas de fuerzas, cortes y momentos aplicados en una capa, [138].

3.2.2. Fundamentos para el análisis de uniones adhesivas

En las secciones anteriores se ha venido definiendo los modelos matemáticos para un panel laminado sin refuerzos. En esta sección se va a formular el modelo matemático que define el comportamiento de un panel con refuerzos.

Los refuerzos en un panel son considerados unidos con adhesivo; para este caso se considera como adhesivo la resina poliéster.

Consideraciones

- Los esfuerzos de corte y normales del adhesivo se han modelado siguiendo la propuesta por Bigwood y Crocombe [12].
- Para los cálculos de esfuerzos se ha considerado comportamiento lineal de los adherentes.
- La unión del refuerzo con el panel se va a analizar de acuerdo a la teoría de elasticidad.
- La unión se va a considerar como constituida con materiales isotrópicos, pudiendo los adherentes ser de diferentes espesores.
- El diagrama típico de la unión entre el refuerzo y el panel se lo muestra en la Figura 37 :

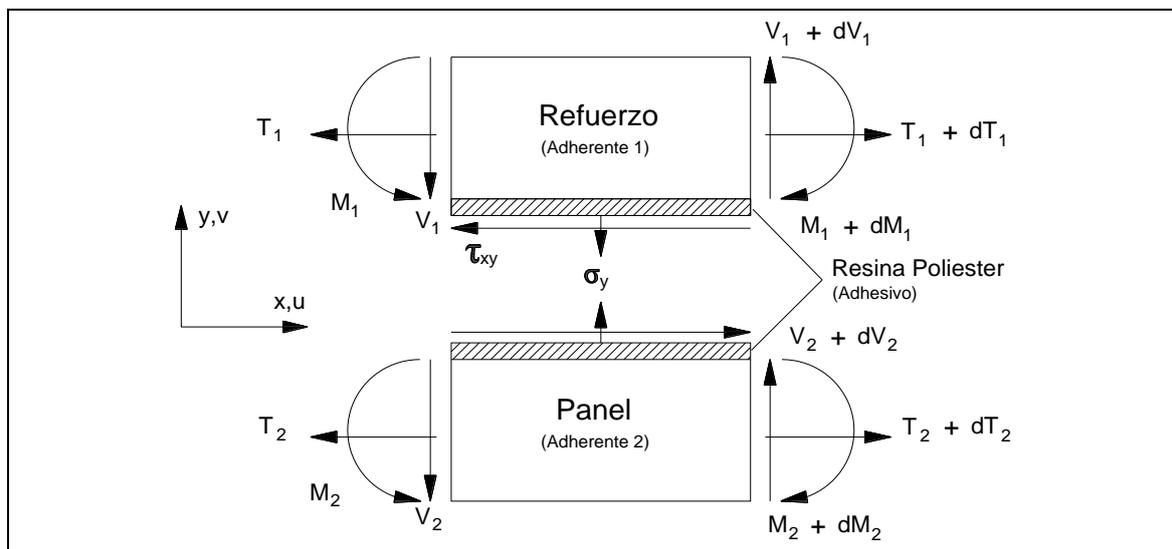


Figura 37: Diagrama típico de la unión refuerzo - panel, [12].

- El modelo considera como longitud de análisis la distancia $2c$, que corresponde a la longitud del adhesivo.
- Las ecuaciones de movimiento han sido obtenidas asumiendo que el panel tiene comportamiento cilíndrico flectante.

Ecuaciones de movimiento para el esfuerzo normal

Para el esfuerzo normal se ha simplificado la ecuación de movimiento, basada en la consideración que la variación del esfuerzo de corte a lo largo de unión es mínima, [12].

$$\frac{d^4 \sigma_y}{dx^4} + 4K_5^4 \sigma_y = 0 \quad (19)$$

Donde:

$$K_5^4 = \frac{E_a}{4 \cdot t} \left(\frac{1}{D_1} + \frac{1}{D_2} \right) \quad (20)$$

Usando para el cálculo de esfuerzo normal los siguientes factores de cumplimiento:

$$\beta_1 = \frac{12 \cdot E_a \cdot (1 - \nu_1^2)}{E_1 \cdot h_1^3 \cdot t} \quad (21)$$

$$\beta_2 = \frac{12 \cdot E_a \cdot (1 - \nu_2^2)}{E_2 \cdot h_2^3 \cdot t} \quad (22)$$

Basado en el cumplimiento de estos dos factores (21) y (22), se han obtenido las siguientes fórmulas para los máximos valores de esfuerzos normales:

$$\sigma_V = \frac{-(2)^{0.5} \cdot \beta_1 \cdot V}{(\beta_1 + \beta_2)^{0.5}} \quad (23)$$

$$\sigma_M = \frac{-\beta_1 \cdot M}{(\beta_1 + \beta_2)^{0.5}} \quad (24)$$

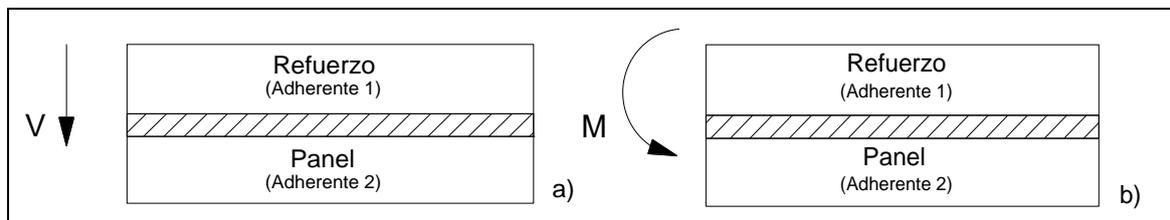


Figura 38: Esquema de cargas aplicadas para evaluar el esfuerzo normal en un adhesivo: a) Aplicación de esfuerzo de corte, b) Aplicación de momento, [12].

Ecuaciones de movimiento para el esfuerzo corte

Para el esfuerzo de corte se ha simplificado la siguiente ecuación de movimiento, basada en la consideración que la variación del esfuerzo normal a lo largo de unión es mínima, [12].

$$\frac{d^3 \tau_{xy}}{dx^3} - K_6^2 \frac{d\tau_{xy}}{dx} = 0 \quad (25)$$

Donde:

$$K_6^2 = \frac{4 \cdot G_a}{t} \left(\frac{(1-\nu_1^2)}{E_1 \cdot h_1} + \frac{(1-\nu_2^2)}{E_2 \cdot h_2} \right) \quad (26)$$

Usando los siguientes factores de cumplimiento para el cálculo de esfuerzo de corte:

$$\alpha_1 = \frac{G_a \cdot (1-\nu_1^2)}{E_1 \cdot h_1 \cdot t} \quad (27)$$

$$\alpha_2 = \frac{G_a \cdot (1-\nu_2^2)}{E_2 \cdot h_2 \cdot t} \quad (28)$$

Basado en el cumplimiento de estos dos factores (27) y (28), se han obtenido las siguientes fórmulas para los máximos valores de esfuerzos de corte:

$$\tau_T = \frac{-\alpha_1 \cdot T}{2 \cdot (\alpha_1 + \alpha_2)^{0.5}} \quad (29)$$

$$\tau_V = \frac{3 \cdot V}{4 \cdot h_1} \quad (30)$$

$$\tau_M = \frac{3 \cdot \alpha_1 \cdot M}{h_1 \cdot (\alpha_1 + \alpha_2)^{0.5}} \quad (31)$$

La definición de las variables V , T y M , son las mismas que han sido indicadas para las fórmulas del esfuerzo normal.

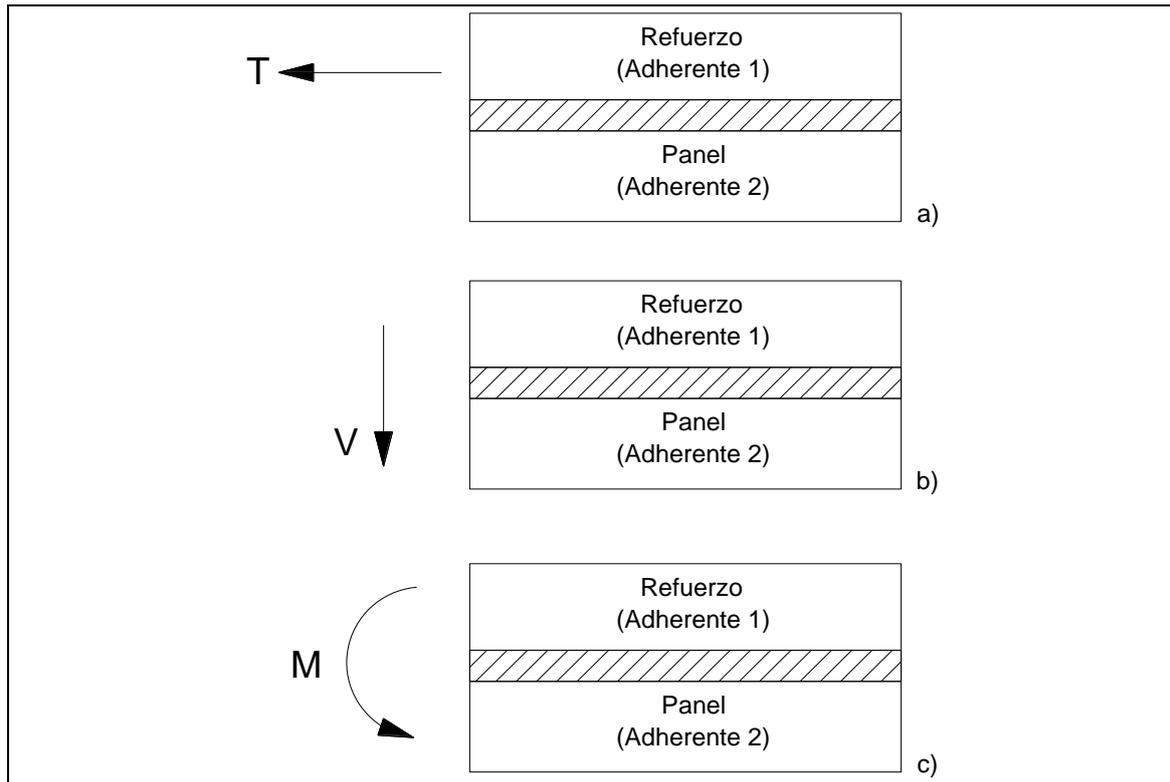


Figura 39: Esquema de cargas aplicadas para evaluar el esfuerzo de corte en un adhesivo, a) Aplicación de esfuerzo de tracción, b) Aplicación de esfuerzo cortante, c) Aplicación de momento, [12].

3.3. Materiales y Propiedades

Las propiedades de los componentes de los materiales compuestos desempeñan un papel importante. En la construcción de laminado en fibra de vidrio se usa la tela de fibra de vidrio tipo “E”, que pueden ser: mat, woven roving y tela unidireccional. La resina usada es tipo poliéster, en los tipos: ortoftálica e isoftálica.

Frecuentemente en las estructuras de fibra se usan de preferencia: mat 300 gr/m², mat 375 gr/m², y mat 450 gr/m². Como capa de reforzamiento ortogonal se prefiere usar woven roving 400 gr/m², 600 gr/m² y 800 gr/m². Como otra opción de reforzamiento se considera el uso de la combinación de Mat & Woven Roving de 1200 gr/m², Mat & Woven Roving de 1500 gr/m².

En el Anexo A, se presentan las propiedades mínimas equivalentes para la fibra de vidrio reforzada con resina poliéster en función de la fracción de fibra- resina y las propiedades del núcleo (balsa).

La confiabilidad de la estructura laminada depende de:

- Los porcentajes de fibra y resina usados;
- Limpieza de las superficies;
- Preparación adecuada de la resina: catalizador, acelerante y dilución con estireno;
- Humedad del ambiente, se prefiere humedad menor al 80%;
- En cada capa se espera no sobrepasar los límites de esfuerzo permitidos.

Para la laminación se recomienda reforzar con telas de fibra de vidrio siguiendo la guía de las Sociedades de Clasificación, como se indica:

- Las capas de Woven Roving (WR) son combinadas en juegos de: Mat-WR-Mat
- Se evita poner más de dos juegos a la vez: Mat-WR-Mat & Mat-WR-Mat
- Al lado de cada núcleo, se coloca una capa de Mat para mejorar la adherencia.
- La capa de gelcoat y/o barrera química deben ser consideradas como adicional del espesor calculado para la estructura a laminarse.

3.4. Fórmulas para escantillado de laminado en fibra de vidrio

Las Sociedades de Clasificación han desarrollado fórmulas para escantillar barcos monocascos y multi-cascos con material compuesto. Entre los parámetros usados para evaluar un panel y/o refuerzos con panel asociado, se encuentra la deflexión, el contenido de fibra de vidrio y el esfuerzo de flexión del laminado. Adicional a estos parámetros, se incluye para el núcleo de los paneles la restricción al esfuerzo de corte.

Lloyd's Register, [82] ha dado límites de los parámetros a evaluarse. La deflexión es evaluada por medio de la relación del espaciamiento respecto a la deflexión ('span / deflection'), $f\delta$; esta relación puede ser desde 50 a 250, el límite dependerá de la ubicación y si es laminado simple o sandwich. El contenido de fibra para los paneles ha sido propuesto en base a su emplazamiento. Los esfuerzos críticos de flexión han sido evaluados usando el concepto de capa crítica interlaminar. Estos parámetros han sido

aplicados en todos los paneles y refuerzos del barco, los cuales están directamente relacionados con el módulo de rigidez equivalente, EI .

Para el estudio de paneles y estructuras con materiales de fibra de vidrio reforzada se ha considerado:

- Debido a la orientación de sus fibras, el comportamiento del laminado se ha considerado como quasi- isotrópico.
- Las dimensiones de un panel $[a, b]$ son mucho mayores a su espesor $[t_f]$;
- Las deflexiones del panel:
 - En la dirección del lado menor, la longitud es pequeña comparado con el espesor del panel;
 - Son continuas en la superficie del panel;
- Los esfuerzos se mantienen en su mismo plano;
- La línea normal en la mitad de la superficie del panel se mantiene recta y normal a la superficie aun después de deformado;
- Se espera que el laminado entre capas sea lo más perfecto posible, esto es:
 - No haya espacios o claros entre capas laminadas;
 - No haya deslizamiento entre las capas, por tanto, la preparación de la resina y superficies debe ser adecuada;
 - La unión entre capas debe tener la suficientemente adherencia para que el comportamiento del material sea considerado como quasi- isotrópico.
- En este estudio no se van a considerar variaciones de temperatura y ni efectos higroscópicos, [23];
- El laminado estructural se estudia en sus dos comportamientos: macro-estructura y micro-estructura.

3.4.1. Escantillonado por capa

Para analizar un panel compuesto de fibra de vidrio se debe realizar el cálculo por cada capa de fibra del laminado. Entre las fórmulas para el análisis tenemos, [82]:

- El espesor de una capa de laminado estructural, t_i , se estima como:

$$t_i = \frac{m_{Fi} \cdot \left[\frac{\zeta_{Fi}}{f_{ci}} - (\zeta_{Fi} - \zeta_{Ri}) \right]}{1000 \cdot \zeta_{Fi} \cdot \zeta_{Ri}} \quad (32)$$

Donde m_{Fi} es la masa por unidad de área de la capa en g/m^2 , ζ_{Fi} es la gravedad específica de la capa de fibra, ζ_{Ri} es la gravedad específica de la resina, y f_{ci} es el contenido de fibra de la capa individual.

- El módulo de tensión (E_{tps}) o compresión (E_{cps}) equivalente para un análisis macro-estructural, según sea el caso, se estima como se indica:

$$E_{tps} = \frac{\sum(E_{ti} t_i)}{\sum(t_i)} \quad (33a)$$

$$E_{cps} = \frac{\sum(E_{ci} t_i)}{\sum(t_i)} \quad (33b)$$

Donde E_t y E_c son calculadas por medio de las formulas presentadas en la Tabla 47 y Tabla 48 del Anexo A. Eje neutro, x_s , es la distancia en milímetros con relación a la línea base asumida

$$x_s = \frac{\sum(E_{ti} \cdot t_i \cdot x_i)}{\sum(E_{ti} \cdot t_i)}$$

Tomando x_i como el eje neutro de la capa individual.

3.4.2. Escantillonado de panel de fibra de vidrio

Capa Crítica.- Como se ha mencionado, los paneles de fibra de vidrio son estimados siguiendo las normas dadas por la Clasificadora Lloyd's Register, [82]. En el cálculo se aplica el concepto de capa crítica indicado en la ecuación (34), mediante el cual se evalúa la relación entre el esfuerzo de flexión generado en cada capa de laminación con el esfuerzo extremo. Esta relación no debe exceda el factor de esfuerzo límite:

$$\sigma_{ti} = \frac{E_{ti} \cdot y_i \cdot M_i}{\sum(E_{ti} \cdot I_i)} \quad (34)$$

$$\text{Factor _ Esfuerzo _ Limite} = \frac{\sigma_{ti}}{\sigma_u}$$

Donde σ_{ti} es el esfuerzo generado en la cada capa en N/mm^2 , σ_u es esfuerzo extremo del material en N/mm^2 , E_{ti} es el módulo de elasticidad de la capa de fibra respecto al eje neutro en N/mm^2 , y_i distancia entre eje neutro y el extremo de la capa de fibra en m, M_i es el momento de flexión dado por la ecuación (35) en N-m, y EI el módulo de rigidez total del panel.

$$M_i = \frac{k \cdot p \cdot b}{12} \quad (35)$$

Donde:

$$k = \frac{\gamma^3 + 1}{\gamma + 1} \quad \gamma = \frac{b_w}{b}$$

Donde p es la presión de diseño en kN/m^2 , b es el ancho del panel en metros, y b_w es el ancho de la base del refuerzo en metros,

Deflexión. - Para evaluar este parámetro se debe usar la ecuación (36),

$$\delta = \frac{p \cdot b}{8} \cdot \left(\frac{b \cdot k_{db}}{48 \cdot D_s} + \frac{k_{ds}}{G \cdot t_c} \right) \times 10^{-3} \quad (36)$$

Donde:

$$k_{db} = 1.5 - \frac{1}{A_R} \quad k_{ds} = 1.2 - \frac{0.6}{A_R}$$

$$D_s = \frac{E_{pi} \cdot t_{int} - E_{po} \cdot t_o}{E_{pi} \cdot t_{int} + E_{po} \cdot t_o} (t_c + t_s)$$

D_s es la rigidez a la flexión del panel en N-mm, k_{db} es factor del momento de flexión, k_{ds} es un factor del esfuerzo cortante, A_R es la relación de aspecto del panel, G es el módulo de corte del núcleo en N/mm^2 , t_c es el espesor del núcleo en mm, t_s es el espesor total del laminado de fibra en mm, t_{int} y t_o son los espesor interior y exterior del panel en mm, E_{pi} y E_{po} son los módulos de elasticidad del laminado interior y exterior.

Contenido de Fibra por emplazamiento.- Como guía de este parámetro, el laminado exterior e interior de los paneles deben cumplir los siguientes valores mínimos propuestos por la Lloyd's Register, ver Tabla 4.

Ubicación del Panel	Laminado [g/cm ²]	
	Exterior	Interior
Tanque integrado	3650	3650
Fondo	3650	2850
Costado	3250	2450
Doble fondo	3650	2850
Mamparo longitudinal del doble fondo	1650	1650
Mamparo estanco	1650	1650
Mamparines, Costados y Fondos de tanques	2450	3250
Cubierta resistente o exterior	2450	1650
Cubierta de acomodación	1650	1650
Cubierta de carga	2450	1650
Superestructura de costado	1650	1650
Superestructura a proa	2050	2050
Superestructura a popa	1650	1650
Superestructura superior	1650	1650
Superestructura techo superior	1650	1650
Cubierta de maquinaria	2050	2050
Regala	1650	1650

Tabla 4: Reforzamiento mínimo de fibra de vidrio, [82].

Contenido de Resina: La cantidad recomendada para la laminación de los paneles es como sigue:

Telas	Porcentaje de fibra	Porcentaje de resina
Mat	30%	70%
Woven Roving	50%	50%
Barrera Química	20%	80%

Tabla 5: Reforzamiento mínimo de resina, [82].

Siendo el porcentaje promedio de resina de 65% recomendado en una la laminación de fibra de vidrio.

3.4.3. Escantillonado de refuerzos de fibra de vidrio

Usualmente, los refuerzos de fibra de vidrio son tipo omega, ver Anexo B. Para escantillar se recomienda cumplir con dos parámetros: la deflexión y los esfuerzos en cada capa. Para el cálculo de deflexión se ha aplicado la ecuación (37):

$$\delta_s = \frac{\varphi_s \cdot P \cdot s \cdot l_e^4}{(EI)_s} \times 10^5 \quad (37)$$

Donde s es el espaciamiento entre refuerzos, l_e es la longitud equivalente no soportada, φ_s es el coeficiente por esfuerzo cortante, y $(EI)_s$ es el módulo de rigidez equivalente.

La relación entre longitud equivalente y deflexión no debe ser menor que los valores límites dados por Lloyd's Register [82].

Para el análisis de capa crítica se va a usar la formula (34) siendo un momento flector calculado con la ecuación (38):

$$M_s = \frac{s \cdot l_e \cdot P}{12} \quad (38)$$

3.4.4. Criterios de aceptación para escantillonado

La Lloyd Register recomienda diseñar un panel sanduche teniendo presente las siguientes recomendaciones, [82]:

- La relación entre el espesor del núcleo y del laminado promedio debe ser:

$$\frac{t_c}{0.5 \cdot (t_o + t_{int})} \geq 5.77 \quad (39)$$

- Entre el laminado exterior e interior debe cumplirse que:

$$t_o = 1.33 \cdot t_{int} \quad (40)$$

3.4.4.1. Criterios de Esfuerzo interlaminar ILSS y ILTS

En un panel compuesto reforzado sometido a una fuerza aplicada en un refuerzo, se producen los siguientes esfuerzos de interlaminado:

- ILSS: Esfuerzo interlaminar de corte
- ILTS: Esfuerzo interlaminar transversal

Esfuerzo de corte – ILSS.

La Lloyd's Register recomienda estimar el valor del esfuerzo ILSS basado en la relación de la ecuación (41), en función de la fracción de fibra de vidrio en la matriz [f_c]

$$\sigma_{\text{ILSS}} = S_t = 22 - 13.5 \cdot f_c \quad (41)$$

Otra manera de estimar el esfuerzo ILSS es usando la fórmula (42) propuesta por Dirand [6].

$$\tau_D = \left(\frac{E_m}{E_f} \right)^{1/2} \frac{W}{\lambda} \quad (42)$$

Donde W es el trabajo necesario para producir el esfuerzo ILSS en un laminado, E_f es el módulo de tensión de la fibra y E_m es el módulo de tensión de la matriz resina.

Esfuerzo de transversal – ILTS.

Este esfuerzo es de menor magnitud comparado con el esfuerzo ILSS, por tanto, en un laminado compuesto, una vez estimado las fuerzas sobre el laminado, se debe comparar con la resistencia del interlaminado.

Este esfuerzo se presenta en dirección normal al laminado, una vez aplicada una fuerza y/o momento en dirección horizontal, por tanto, es de esperarse en la reacción interlaminar de la fibra Mat o Woven Roving, según sea el caso. Kedward [73] [74], ha desarrollado una fórmula que permite aproximar el esfuerzo ILTS, ejercido sobre un panel curvo:

$$\sigma_{\text{ILTS}} = Z_t = \frac{3 \cdot M}{2 \cdot b' \cdot t' \cdot (R_i \cdot R_o)^{1/2}} \quad (43)$$

Donde M , es el momento aplicado sobre el panel curvo, con radio R_i y R_o , interior y exterior, respectivamente. b' y t' , corresponde al ancho y espesor, respectivamente.

Relación adimensional entre los esfuerzos interlaminares

Considerando que en un mismo laminado se pueden aplicar el mismo momento M y trabajo W , equivalentes. Despejando W de la formula (42); M de la formula (43), e igualando $M=W$ y los parámetros dimensionales del panel, se puede obtener la siguiente relación adimensional entre los esfuerzos Z_t (ILTS) y S_t (ILSS).

$$\frac{Z_{t1}}{S_{t1}} \cdot \left(\frac{E_{m1}}{E_{f1}} \right)^{1/2} = \frac{Z_{t2}}{S_{t2}} \cdot \left(\frac{E_{m2}}{E_{f2}} \right)^{1/2}$$

$$Z_{t2} = Z_{t1} \cdot \frac{S_{t2}}{S_{t1}} \cdot \left(\frac{E_{m1}}{E_{m2}} \right)^{1/2} \cdot \left(\frac{E_{f2}}{E_{f1}} \right)^{1/2} \quad (44)$$

Esta relación permite estimar en forma preliminar la magnitud de uno de los esfuerzos interlaminares.

Como aplicación de la formula (44), para un laminado compuesto con resina poliéster Ortoftálica, se tienen los siguientes esfuerzos:

Fibra	$f_c^{(1)}$	$E_f^{(1)}$	$E_m^{(2)}$	$S_t^{(1)}$	Z_t
		[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]
UDC	60%	17400	4070	15.00	12.60 ⁽¹⁾
WR	50%	14500	4070	15.25	11.70 ⁽³⁾
Mat	30%	6900	4070	17.95	9.50 ⁽³⁾
<p>(1) Lloyd's Register[85] (2) Greene E. [48] (3) Valor Z_t indicado ha sido estimado con la formula (44)</p>					

Tabla 6: Estimación de esfuerzos de ruptura en el interlaminado. Fuente: [propia]

Recomendaciones Lloyd's Register

La Lloyd's Register [82] en la Tabla 7 recomienda como fracción al esfuerzo de ruptura para paneles y refuerzos:

	Fracción al esfuerzo ruptura - F_{rc-l}		
	Tensión	Comprensión	Corte
Superestructura/ Caseta			
(a) Mamparo Frontal, cub. principal			
• Laminado	0.30	0.30	-
• Refuerzo	0.33	0.33	0.33
(b) Mamparo Frontal, cub. superior			
• Laminado	0.30	0.30	-
• Refuerzo	0.33	0.33	0.33
(c) Popa y costado			
• Laminado	0.30	0.30	-
• Refuerzo	0.33	0.33	0.33
(d) Parte superior de puente, no sujeto a carga de personas			
• Laminado	0.40	0.40	-
• Refuerzo	0.40	0.40	0.40
(e) Las cubiertas inferiores / interiores y la parte superior de la caseta están sujetas a la carga de personas			
• Laminado	0.33	0.33	-
• Refuerzo	0.30	0.30	0.30

Tabla 7: Criterio de esfuerzo límite para cargas locales dadas por Lloyd's Register, [82].

Para el caso de un panel sandwich, la Lloyd's Register recomienda estimar la fracción del esfuerzo cortante del núcleo y compararlo con el límite que se indica a seguir:

Material del Núcleo	Fracción Límite de Esfuerzo Cortante
PVC	0.45
Otros Núcleos	0.35

Tabla 8: Criterio de esfuerzo límite para núcleos dados por Lloyd's Register, [82].

Para el esfuerzo cortante del núcleo se recomienda calcular usando la siguiente formula:

$$\tau_c = \frac{p \cdot b \cdot k_s}{2(t_c + t_s)} \times 10^{-3} \left[\frac{\text{N}}{\text{mm}^2} \right] \quad (41)$$

Donde:

- k_s es el factor de corrección por relación de aspecto y A_R es la relación de aspecto (Longitud/Ancho).

$$k_s = 0.32 \cdot A_R + 0.36 \quad \text{para } A_R \leq 2$$

$$k_s = 1.0 \quad \text{para } A_R > 2$$

- t_s , espesor promedio en el laminado sandwich en mm, según se indica:

$$t_s = \phi_1 \cdot k_s \cdot b^3 \sqrt{\frac{p}{E_{tps}}} \quad (42)$$

Donde $\phi_1 = 0.0214$ para laminado interior

$\phi_1 = 0.0286$ para laminado exterior

$\phi_1 = 0.1440$ para el espesor del núcleo

b , el ancho de panel;

p , presión de diseño del panel

E_{tps} , módulo de flexión del laminado del panel sandwich (excluyendo el núcleo)

Recomendaciones para las fracciones de esfuerzos interlaminado, Hollaway

Al diseñar una unión híbrida adhesiva, se debe tener en consideración el tipo de fuerza que estará sometido el panel, de tal manera de definir la vida útil de la unión híbrida. Hollaway [62] recomienda usar para el diseño de una unión híbrida las siguientes fracciones de esfuerzos interlaminado, en función del ciclo de vida

Ciclos de vida	Fracción del esfuerzo interlaminar - F_{rc-2}		
	Mat - Resina Poliéster	Woven Roving - Resina Poliéster	Unidireccional - Resina Epóxica
10^3 ciclos	0.60 - 0.70	0.35 - 0.45	0.40 - 0.60
10^6 ciclos	0.25 - 0.35	0.20 - 0.30	0.20 - 0.30
Horas de funcionamiento (10^2 horas)	0.65 - 0.75	0.55 - 0.65	0.75 - 0.90

Tabla 9: Criterio de esfuerzo límite basado en fatiga, [62]

Criterio de falla entre esfuerzos del interlaminado

Una vez obtenido los resultados de los esfuerzos cortantes y transversales, es importante evaluar la combinación entre estos esfuerzos interlaminares. Como criterio de falla se va a usar el criterio cuadrático propuesto por Hou [63].

$$\sigma_{33} \geq 0, \quad \left(\frac{\sigma_{33}}{Z_t} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}^2 + \tau_{13}^2}{S_t^2} \right) \geq 1 \quad (43)$$

Donde

σ_{33} , esfuerzo interlaminar transversal

τ_{23} , esfuerzo interlaminar cortante en dirección 23

τ_{13} , esfuerzo interlaminar cortante en dirección 13

Z_t , esfuerzo interlaminar límite transversal

S_t , esfuerzo interlaminar límite de corte

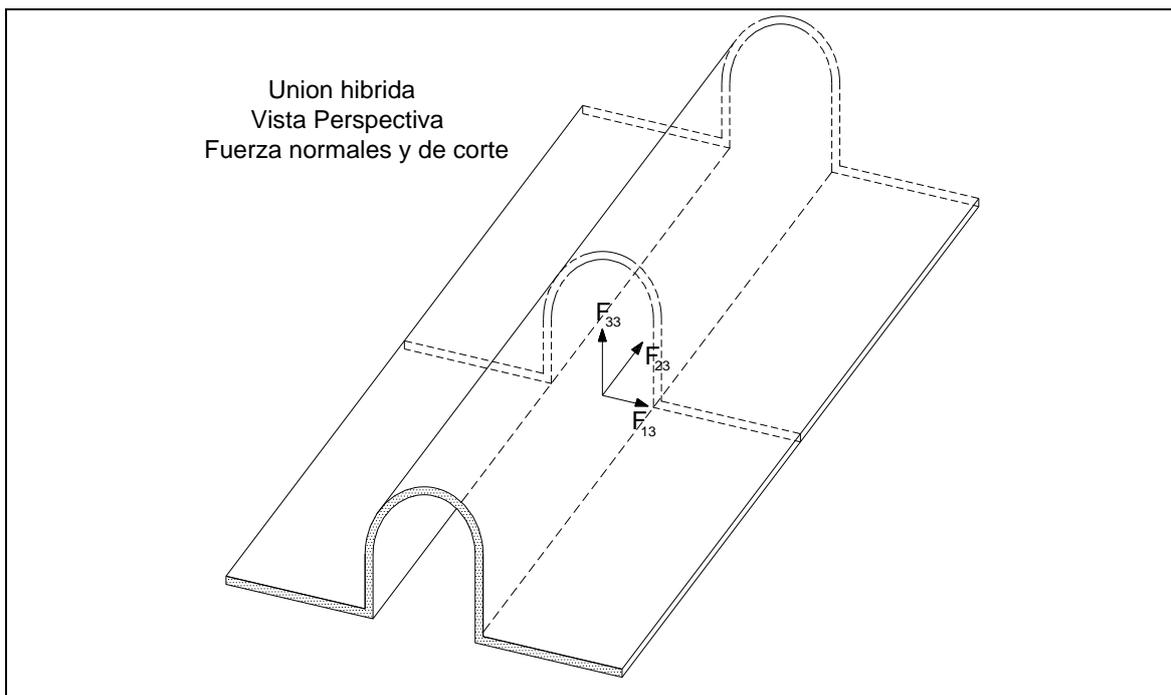


Figura 40: Esquema de fuerzas aplicadas en un refuerzo híbrido. Fuente: [propia]

Al diseñar un panel con refuerzo tubular se debe tener presente el tipo de carga que se va a aplicar o la fatiga a la que va a estar sometido. Por esta razón al evaluar el criterio de falla cuadrático (43) se debe reconsiderar los esfuerzos calculados en forma estática para

obtener un esfuerzo virtual que incluya el tipo de carga al que estará sometido. Este nuevo esfuerzo virtual se lo ha definido como:

$$\sigma_{33}' = \frac{\sigma_{33}}{F_{rc-i}} \quad \tau_{23}' = \frac{\tau_{23}}{F_{rc-i}} \quad \tau_{13}' = \frac{\tau_{13}}{F_{rc-i}} \quad (44)$$

El criterio de falla modificado tomando en consideración los esfuerzos virtuales es como se indica:

$$\sigma_{33} \geq 0, \quad \left(\frac{\sigma_{33}'}{Z_t} \right)^2 + \left(\frac{(\tau_{23}')^2 + (\tau_{13}')^2}{S_t^2} \right) \geq 1, \text{ se tiene}$$

$$\sigma_{33} \geq 0, \quad \left(\frac{\sigma_{33}}{F_{rc-i} \cdot Z_t} \right)^2 + \left(\frac{(\tau_{23})^2 + (\tau_{13})^2}{F_{rc-i}^2 \cdot S_t^2} \right) \geq 1 \quad (45)$$

Esto es, si la desigualdad se cumple, el interlaminado fallara.

CAPÍTULO 4
METODOLOGÍA

4. METODOLOGÍA

4.1. Generalidades

Un panel compuesto de fibra de vidrio reforzado, consiste de una estructura plana o curva, laminada con varias capas de resina poliéster ortoftálica y reforzadas con tela. El espesor depende de las dimensiones principales y de las presiones de trabajo.

En esta investigación se considera que el reforzamiento del panel puede ser realizado con estructura tubular laminada, por tanto, en este estudio se propones las consideraciones para escantillonar las estructuras equivalentes.

El laminado de la estructura tubular ha sido considerado como una unión híbrida de comportamiento elástico, cuyo esfuerzos son similares a una unión adhesiva simple, por esta razón para el análisis micro-estructural se han usado las formulas generales simplificadas de esfuerzos, propuestas por Bigwood y Crocombe [12]; siendo necesario para este caso en particular, definir las fórmulas de fuerza cortantes, tracción y momentos flectantes, aplicables a la unión híbrida tubular.

Para completar el escantillonado, en esta investigación se propone usar una fórmula para estimar la frecuencia natural de paneles de fibra con refuerzos.

4.2. Paneles compuestos con estructura tubular equivalente

Para el escantillonado de las estructuras tubular, se ha realizado una modificación a la formula equivalente del módulo de rigidez. Se ha conservado el criterio de capa crítica entre laminados y refuerzos, sin embargo, se ha calculado los resultados considerando los valores de inercia y módulo de rigidez equivalentes, para cumplir con la mínima deflexión requerida.

Para el cálculo del módulo de rigidez equivalente se ha realizado la estimación considerando: el refuerzo tubular (EI_{Tubo}), la plancha asociada del panel de fibra (EI_{PL}), el laminado de contacto entre el refuerzo y la plancha “boundary bonding” (EI_B) y el laminado respectivo del refuerzo tubular (EI_{LT}). El laminado de los refuerzos dependerá del área analizada, sin considerar el aporte por masilla.

$$(EI)_S = EI_{PL} + EI_{Tubo} + EI_B + EI_{LT} \quad (46)$$

Cumpliendo el criterio de capa crítica aplicado en la ecuación (34), se han realizado variaciones en el diámetro del tubo o se ha aumentado el número de capas en el laminado de tal manera que pueda cumplir con el esfuerzo recomendado. En los casos en que sea requerida mayor inercia, es preferible usar tubos dobles con o sin separación, según sea el caso.

4.3. Aplicación del Modelo de Bigwood y Crocombe a la unión híbrida tubular propuesta

El modelo elástico mencionado por Bigwood y Crocombe [12] propone en forma general las formulas simplificadas para estimación de los esfuerzos interlaminares en el adhesivo: normal y de corte. Estas fórmulas van a ser aplicadas para el caso de la unión híbrida con reforzamiento tubular.

En la Figura 41 se presenta un esquema de la unión entre un panel sanduche y un tubo metálico laminado con fibra de vidrio. El análisis ha sido realizado considerando las estructuras tipo monolítica, donde se va a considerar siguiente configuración de unión híbrida:

- Adherente 1: laminado del refuerzo (tubo metálico)
- Adherente 2: panel sanduche FRP
- Adhesivo: una capa de resina poliéster de 250 micras

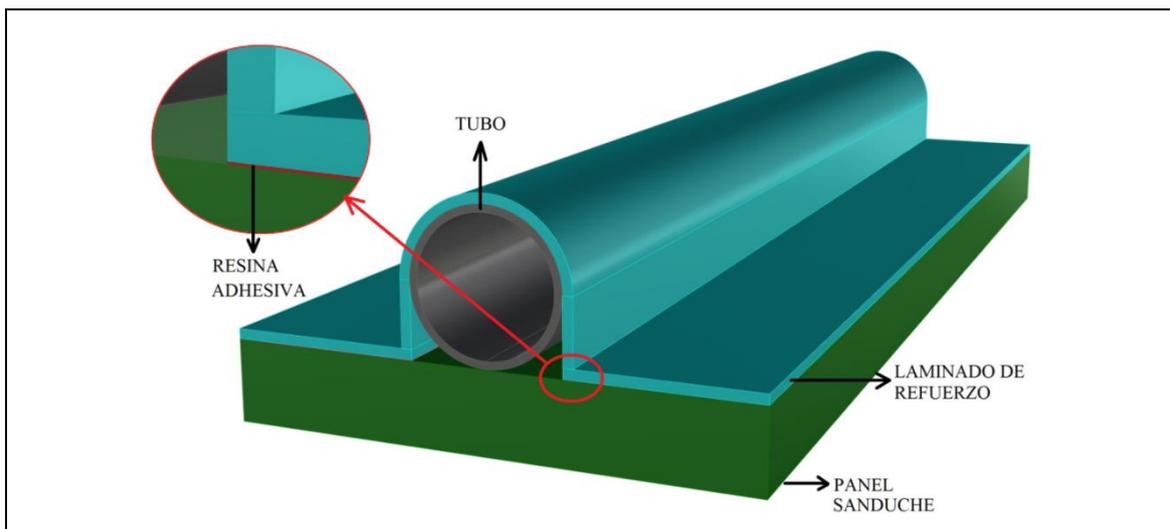


Figura 41: Configuración de unión híbrida tubular. Fuente: [propia].

4.3.1. Definición de fuerzas a aplicarse en el modelo Bigwood y Crocombe

Las fórmulas de Bigwood y Crocombe como se indica en el párrafo 3.2.2 han sido simplificadas para estimar los esfuerzos interlaminares normales y de corte, por esta razón será necesario definir las fuerzas y momentos requeridos para aplicar este modelo.

En la Figura 42 se considera que el refuerzo está sometido a fuerzas en sus tres direcciones; las fuerzas son aplicadas en el centro del reforzamiento tubular, que se encuentra adyacente al panel y fijado mediante laminado.

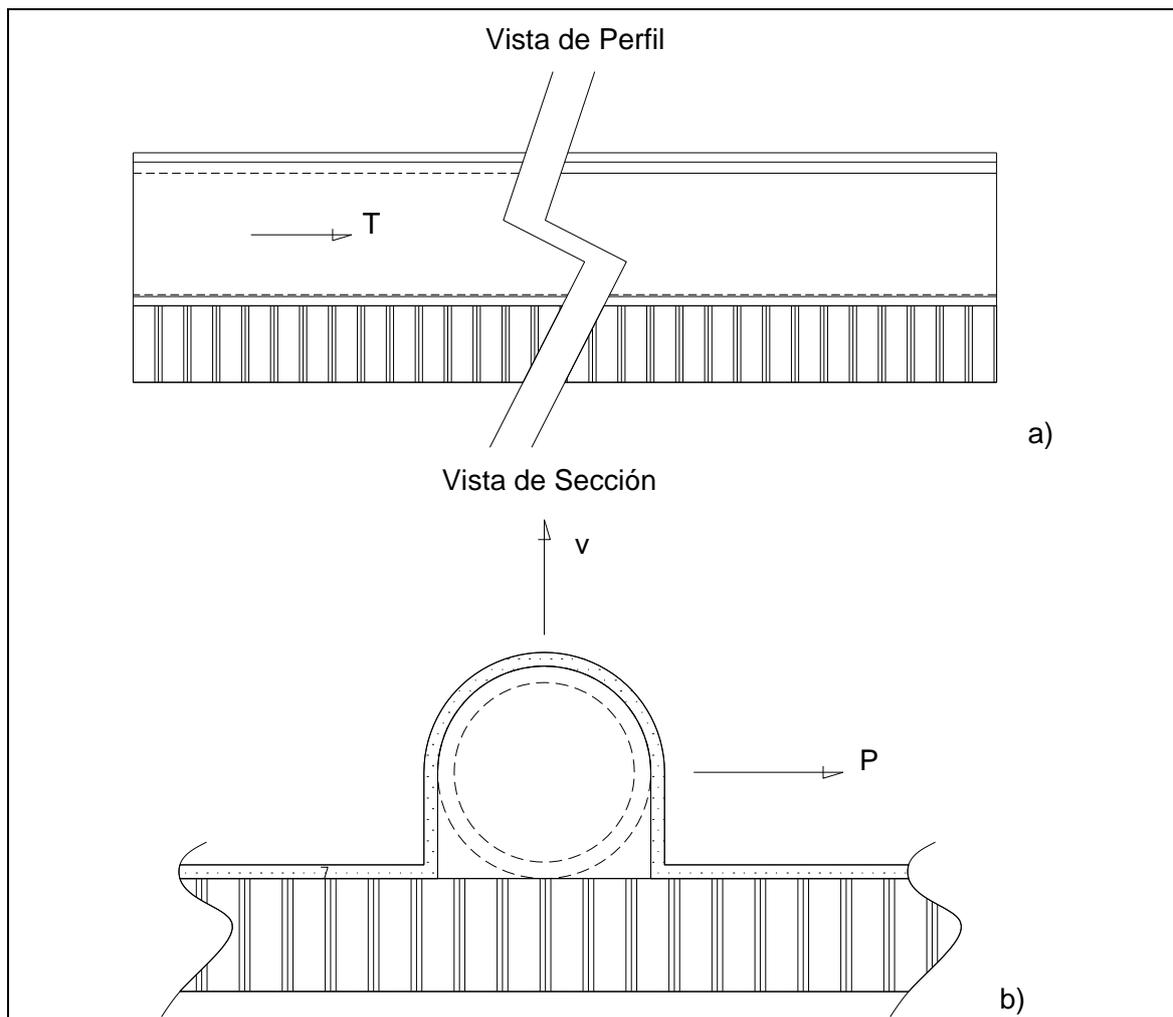


Figura 42: Fuerzas aplicadas en unión híbrida Panel + Refuerzo. Fuente: [propia]

Donde:

- P , es la fuerza en el refuerzo híbrido, y-dirección. Esta fuerza genera un momento equivalente M' ejercido por el refuerzo tubular sobre el laminado de fijación, ver

Figura 43. Este momento para el refuerzo tubular se ha estimado como:

$$M' = \frac{P \cdot D}{12} \quad (47)$$

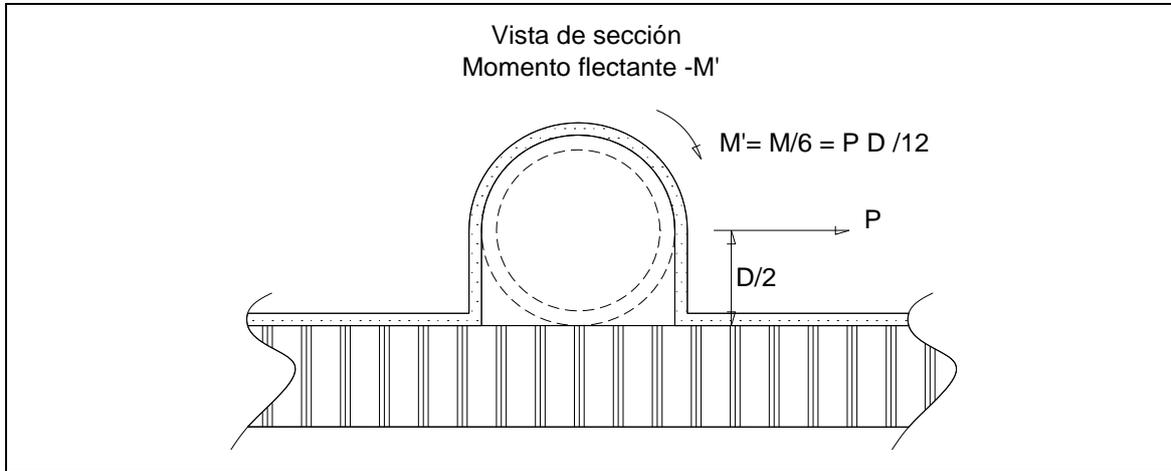


Figura 43: Momento equivalente en unión híbrida Panel + refuerzo. Fuente: [propia]

- V_z , es la fuerza en el refuerzo híbrido, z-dirección. Esta fuerza se va a considerar aplicada en sus dos componentes, en ambos lados de la unión del laminado del refuerzo, ver Figura 44. Las componentes son como se indican:

$$V_z = \frac{V}{2} \quad V_y = \frac{V}{2} \cdot \tan(30) \quad (48)$$

La componente V_y genera un momento en el adherente 1. El comportamiento del laminado del refuerzo tubular en la y-dirección es similar a una unión simple sobrepuesta por lo que se va a usar la definición del momento propuesto por Hart - Smith [54], como se indica:

$$M_{H-S} = V_y \cdot d_1 \cdot k_1 \quad (49)$$

$$k_1 = \frac{1}{1 + \xi_1 \cdot c + \frac{(\xi_1 \cdot c)^2}{6}}$$

$$\xi_1^2 = \frac{12 \cdot V_y \cdot (1 - \nu^2)}{k_b \cdot E_i \cdot t^3}$$

Donde k_1 es el factor por excentricidad, ξ es el exponente de la distribución de la

tensión de flexión en adherente, c es la media longitud del adhesivo, ν es el número de Poisson (laminado del refuerzo), k_b es parámetro de rigidez a la flexión para adherentes compuestos en este caso se considera 1, E_i es el módulo de elasticidad del adherente y t es el espesor del adherente, ambos corresponden al laminado del refuerzo.

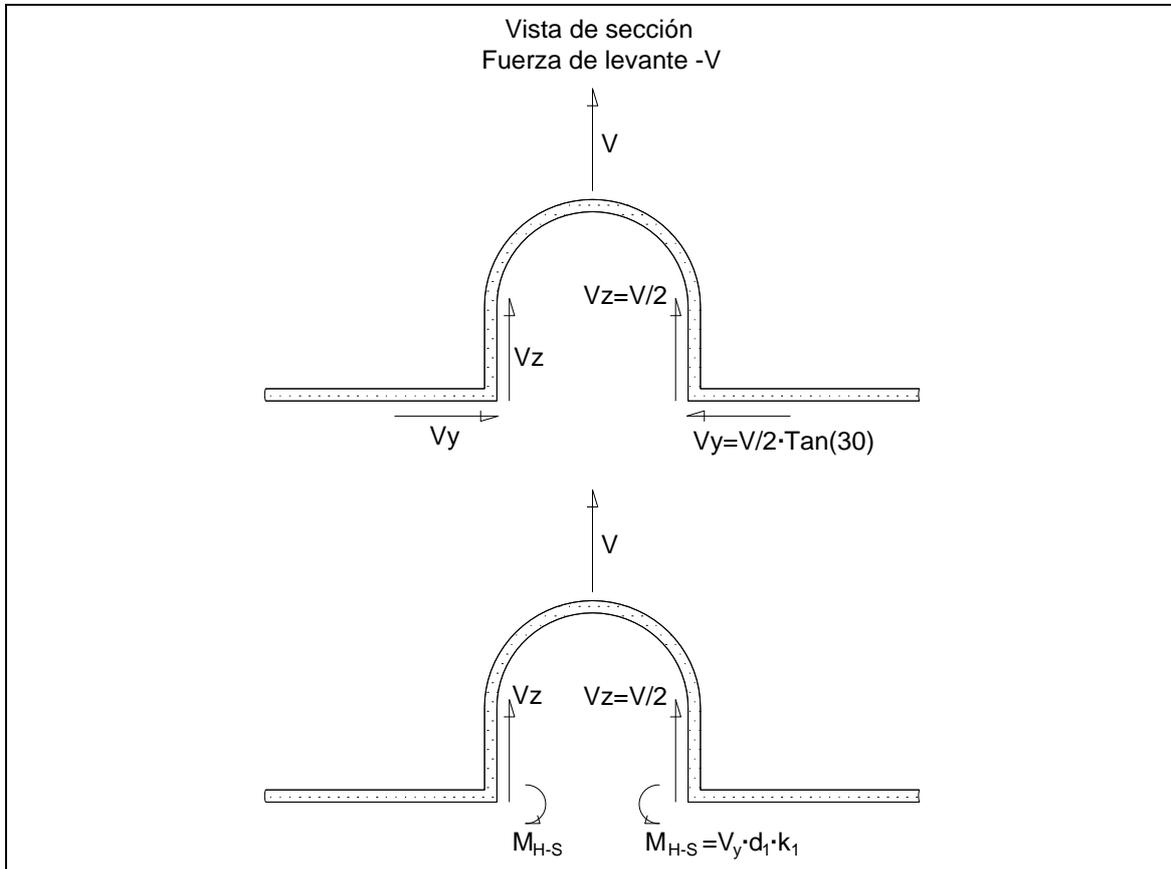


Figura 44: Fuerzas de levante equivalentes en laminado de refuerzo. Fuente: [propia]

- T , es la fuerza en el refuerzo híbrido, x-dirección. Para aplicar la fórmula de Bigwood y Crocombe, esta fuerza se considera aplicada entre los dos laminados del refuerzo, de tal manera que los esfuerzos de corte corresponde a cada adhesivo como se indica en la Figura 45.

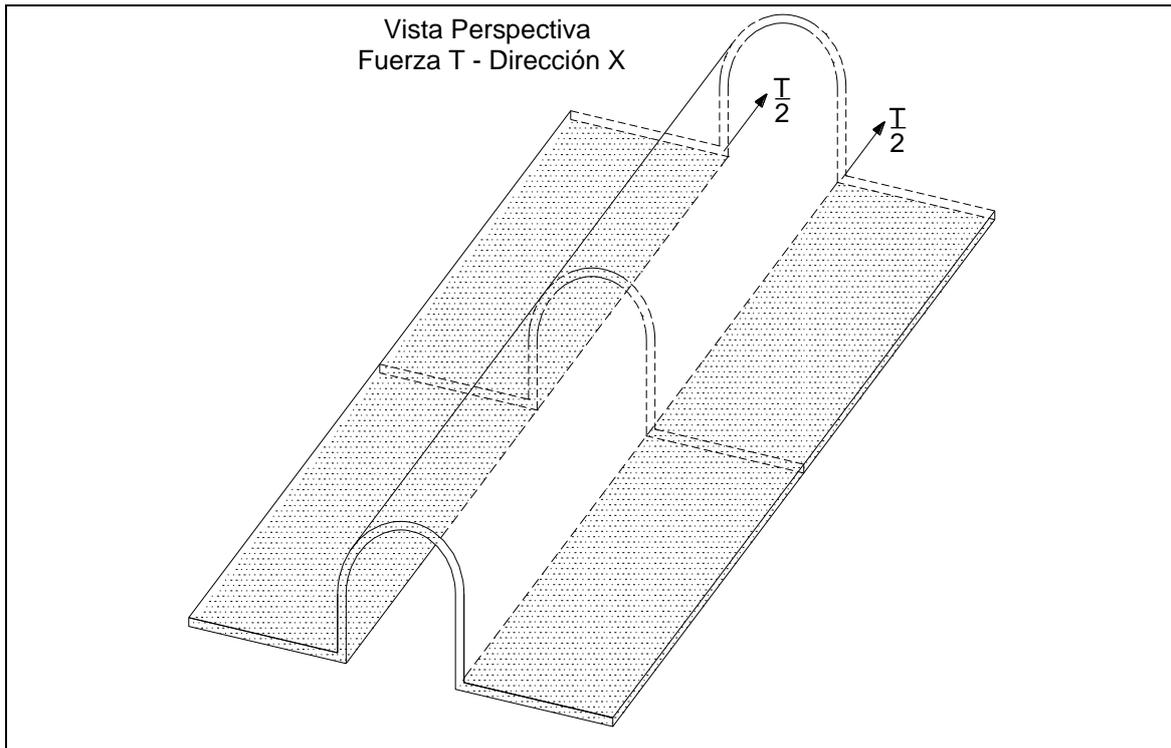


Figura 45: Fuerza T aplicada en el laminado de refuerzo. Fuente: [propia]

4.3.2. Validación del método

En resumen, las formulas propuestas por Bigwood y Crocombe [12], son como se detallan en el párrafo 3.2.2 y son las siguientes:

- Para el esfuerzo normal son:

$$\sigma_V = \frac{-(2)^{0.5} \cdot \beta_1 \cdot V}{(\beta_1 + \beta_2)^{0.5}}$$

$$\sigma_M = \frac{-\beta_1 \cdot M'}{(\beta_1 + \beta_2)^{0.5}}$$

- Para el esfuerzo corte son:

$$\tau_T = \frac{-\alpha_1 \cdot T}{2 \cdot (\alpha_1 + \alpha_2)^{0.5}}$$

$$\tau_V = \frac{3 \cdot V}{4 \cdot h_1}$$

$$\tau_M = \frac{3 \cdot \alpha_1 \cdot M'}{h_1 \cdot (\alpha_1 + \alpha_2)^{0.5}}$$

Siendo V , T y M' las fuerzas y momentos respectivamente definidas en el párrafo 4.3.1. En base a estas fórmulas se ha obtenido como validación los siguientes resultados:

Dirección	Y			Z			X		
Fuerza	P (N)			V/2 (N)			T (N)		
	267.56			10254.22			9797.64		
Resultados	$M_1^{(4)}$	$M_2^{(5)}$	% Error	$M_1^{(4)}$	$M_2^{(5)}$	% Error	$M_1^{(4)}$	$M_2^{(5)}$	% Error
σ (MPa)	-1.879	-1.970	5%	-7.72	-6.140	-12%	0	0	0%
τ (MPa)	-0.846	0.989	14%	3.168	3.069	-2%	-2.089	-2.200	5%
<i>(4) Calculado con método de Bigwood y Crocombe [12] para un laminado del refuerzo-panel</i>									
<i>(5) Calculado con método de elementos finitos</i>									

Tabla 10: Resultados de esfuerzos de la unión híbrida: Panel + Refuerzo. Fuente: [propia]

Los resultados obtenidos con las fórmulas para estimar el esfuerzo normal y el esfuerzo de corte se van a comparar usando el método de Elementos Finitos-MEF. Para aplicar el MEF se han tenido presente las siguientes consideraciones

- **Restricciones:** Para todas las direcciones se ha considerado el panel simplemente apoyado en los bordes a lo largo del eje x
- **Fuerzas:**
 - Para la x -dirección, ver Figura 50 y Figura 51:
 - La fuerza es aplicada tomando en consideración toda la superficie del laminado del refuerzo excluyendo la unión con el panel
 - El desplazamiento del modelo ha sido restringido en y -dirección y z -dirección
 - Para la y -dirección, ver Figura 46 y Figura 47:
 - La fuerza es aplicada en el costado del laminado del refuerzo con punto remoto en el centro del tubo metálico.
 - Para la z -dirección, ver Figura 48 y Figura 49:
 - La fuerza es aplicada tomando en consideración toda la superficie del laminado del refuerzo excluyendo la unión con el panel

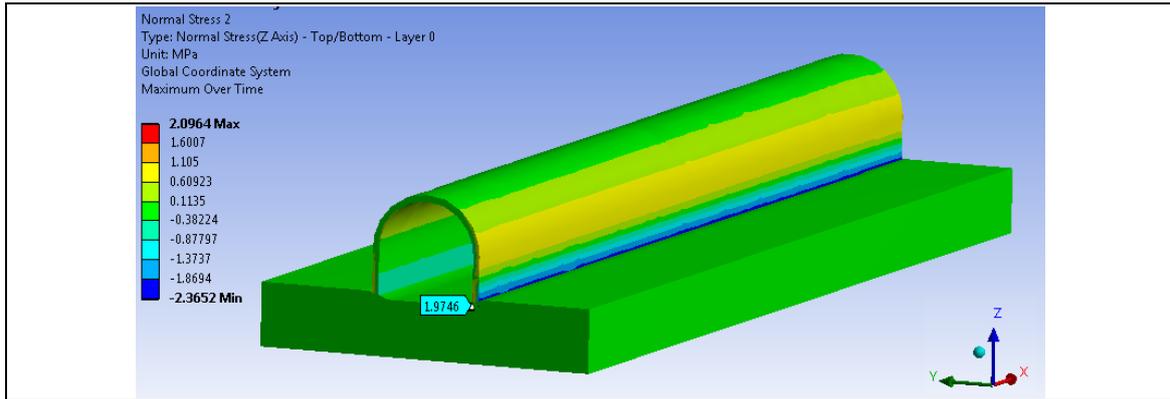


Figura 46: Resultado de Esfuerzo Normal para fuerza aplicada P. Fuente: [propia]

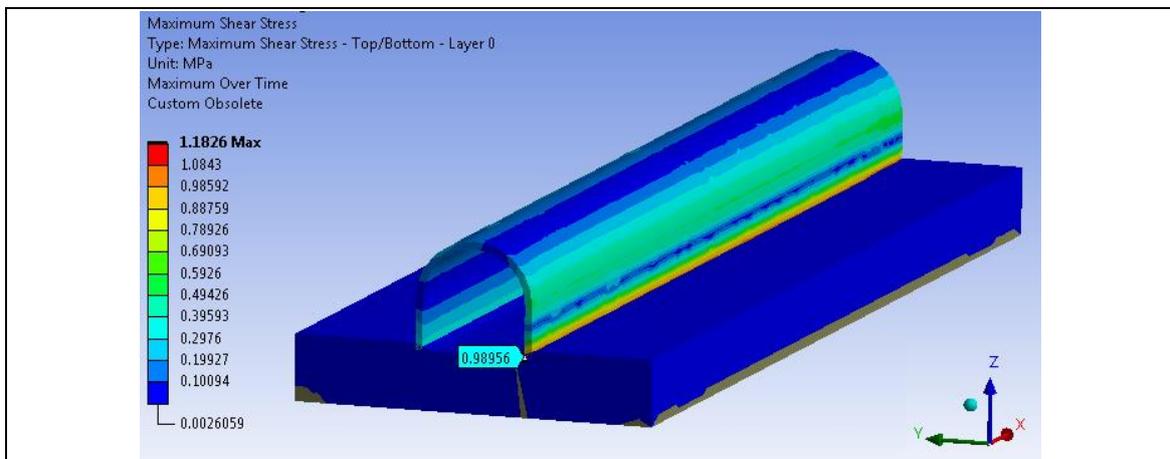


Figura 47: Resultado de Esfuerzo de Corte para fuerza aplicada P. Fuente: [propia]

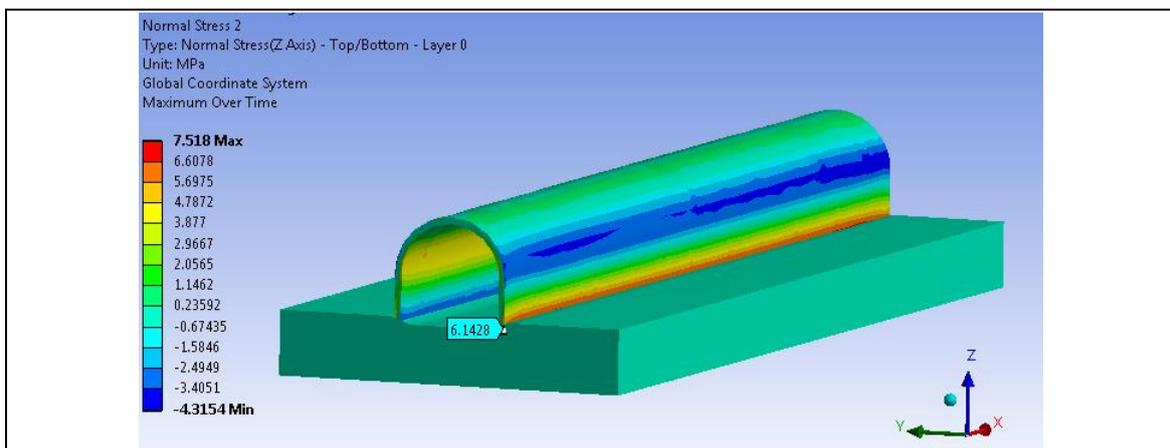


Figura 48: Resultado de Esfuerzo Normal para fuerza aplicada V. Fuente: [propia]

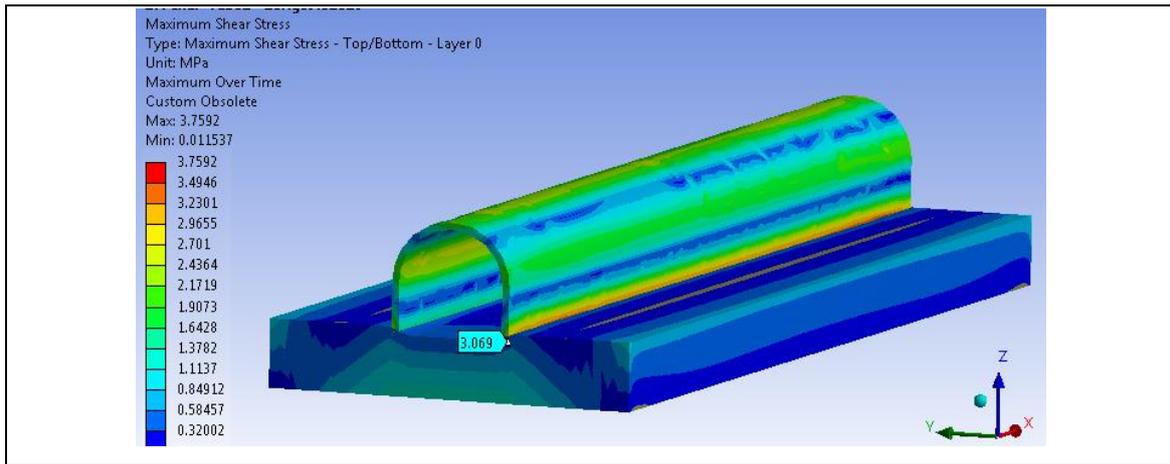


Figura 49: Resultado de Esfuerzo de Corte para fuerza aplicada V. Fuente: [propia]

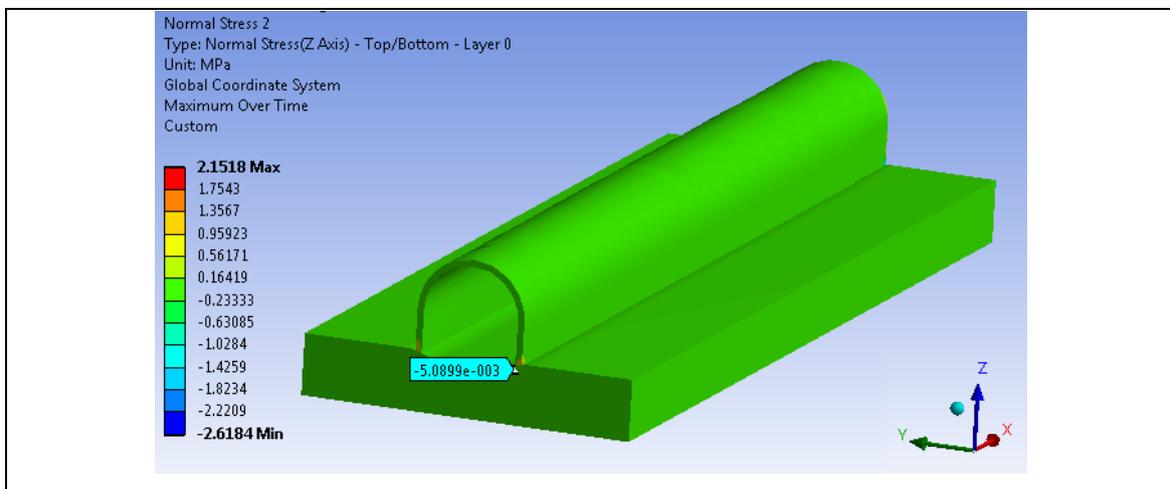


Figura 50: Resultado de Esfuerzo Normal para fuerza aplicada T. Fuente: [propia]

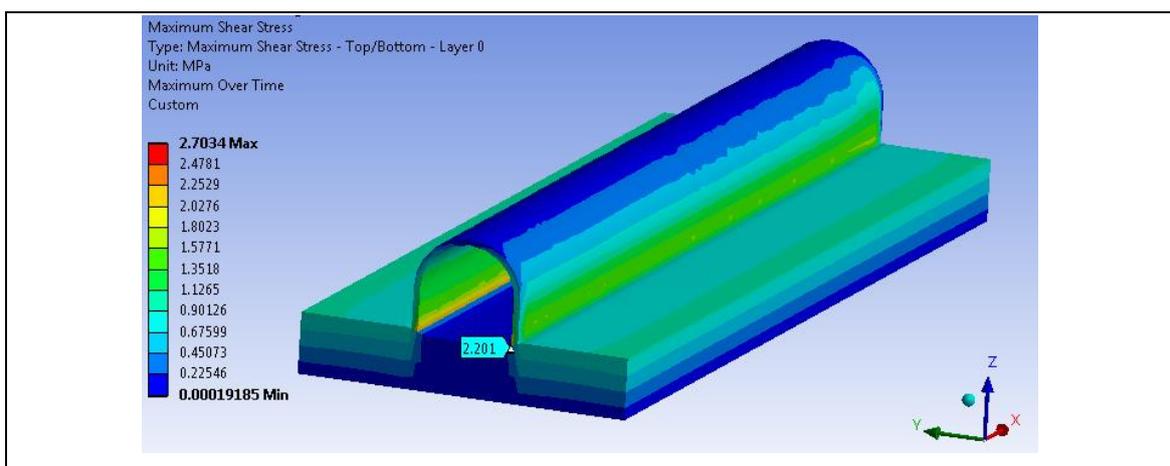


Figura 51: Resultado de Esfuerzo de Corte para fuerza aplicada V. Fuente: [propia]

De la Tabla 10 se puede apreciar que los resultados obtenidos a partir de las formulas propuesta por Bigwood y Crocombe [12] y de la definición de las variables P , V y T , dan resultados aceptables comparados con los esfuerzos obtenidos con Elementos Finitos, por lo que se recomiendan usar esta metodología para una estimación preliminar del escantillonado de la unión híbrida.

4.3.3. Aplicación del criterio de falla aplicado a esfuerzos interlaminares

En la unión híbrida se considera que la falla más probable comienza en los efectos interlaminares. En la Figura 52 se muestran las zonas críticas más probables en que se pueden presentar como fallas interlaminares.

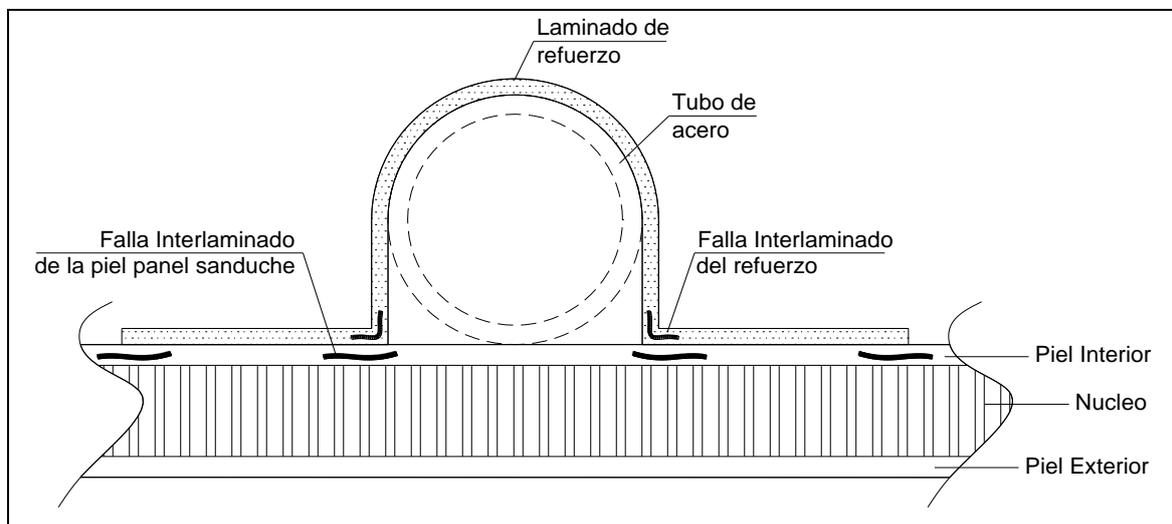


Figura 52: Fallas interlaminares típicas en unión híbrida - refuerzo. Fuente: [propia]

Usando la formula definida en (43) y haciendo la suma algebraica de los esfuerzos en su misma dirección como se muestra en la Figura 53. Se tiene que:

$$\tau_{13} = \tau_T \quad (51)$$

$$\tau_{23} = \tau_P + \tau_{V_Y} \quad (50)$$

$$\sigma_{33} = \sigma_{V_Z} + \sigma_P \quad (52)$$

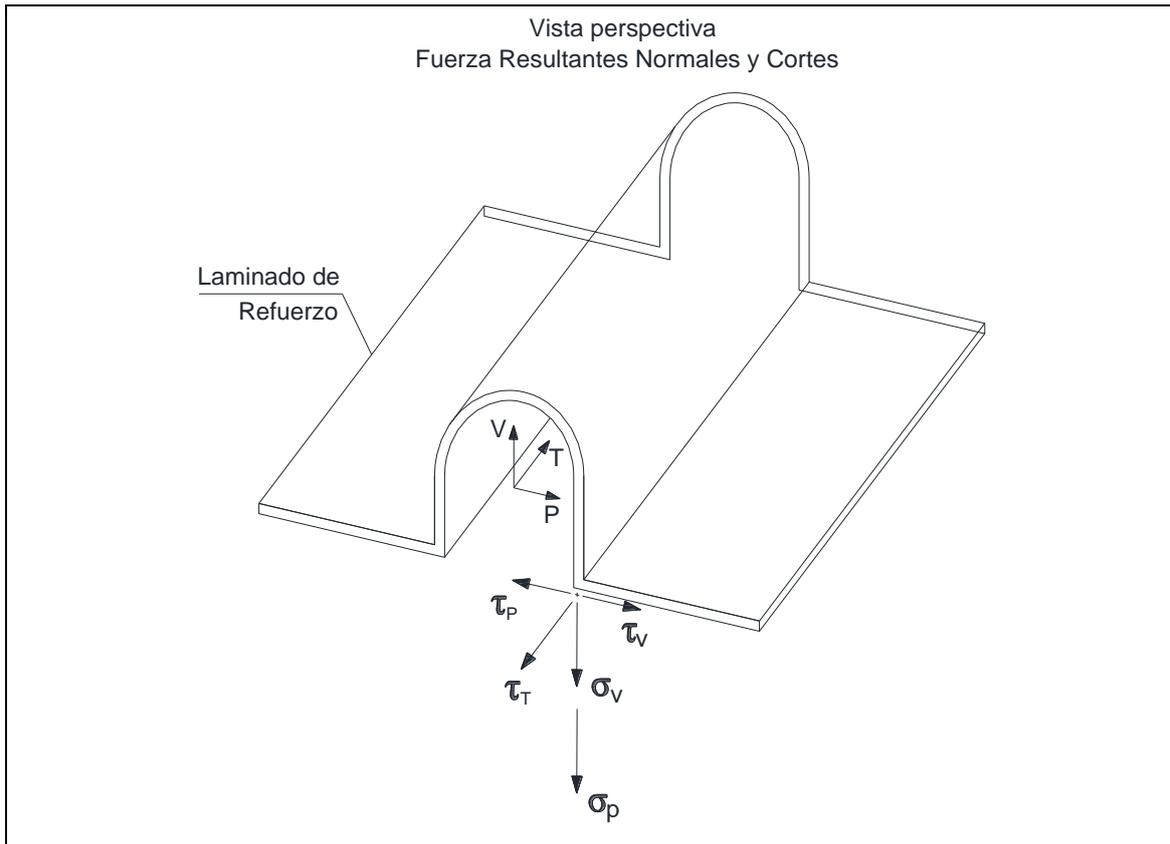


Figura 53: Esfuerzos resultantes normales y cortes de una unión híbrida: Panel +Refuerzo.

Fuente: [propia]

Al remplazar en la ecuación (43) se tiene:

$$\left(\frac{\sigma_v + \sigma_p}{Z_t}\right)^2 + \left(\frac{(\tau_p + \tau_v)^2 + \tau_t^2}{S_t^2}\right) \geq 1 \tag{53}$$

Para los casos en que la ecuación (53) sea mayor que 1, se espera que se produzca un efecto de deslaminado entre capas. Este efecto se puede esperar tanto en el laminado del refuerzo como en el laminado piel del panel sandwich. Por lo que para una unión híbrida con refuerzo tubular de acero se recomienda que el número de capas del laminado del refuerzo sea al menos similar al laminado piel del panel.

Para los casos en que se debe tener en consideración la fatiga del laminado por la presencia de carga tipo dinámicas o semi-dinámicas, se debe incluir la fracción del esfuerzo interlaminar por fatiga que se ha indicado en la Tabla 9 y en la formula (45).

4.4. Ancho Efectivo para escantillonado de paneles híbridos

4.4.1. Comparación entre el ancho efectivo de paneles compuestos y paneles de acero.

El ancho efectivo, es un factor de importancia en el escantillonado de un elemento estructural compuesto. Para esto se ha realizado una comparación de la deformación obtenida con Elementos Finitos entre un elemento estructural de acero y elementos compuestos con y sin plancha asociada. Para el cálculo del ancho efectivo en principio se han usado las formulas proporcionadas por Lloyd's Register, [82].

Lloyd's Register propone para el cálculo del ancho efectivo de estructuras primarias de acero o compuesto la siguiente formula:

$$b_e = s \cdot f \quad (54)$$

$$f = 0.3 \left(\frac{l_e}{s} \right)^{2/3}$$

Donde b_e es el ancho efectivo de una estructura, s es la separación promedio entre las vigas en metros, l_e es la longitud no soportada de la viga en metros.

Lloyd's Register recomienda para estructuras secundarias de acero naval la ecuación (55) y para compuesto la ecuación (56).

$$b_e = 2 \cdot t_p \cdot \sqrt{\frac{E}{\sigma_S}} \quad (55)$$

$$b_e = 2 \cdot [0.5 \cdot b_w + 10 \cdot (t_o + t_{int})] \quad (56)$$

Donde t_p es el espesor de la plancha de acero en mm, E módulo de elasticidad del acero en N/mm^2 , σ_S es el esfuerzo de ruptura del material en N/mm^2 , b_w es el ancho del refuerzo del panel compuesto y t_o y t_{int} son los espesores del laminado exterior e interior, respectivamente.

Como comparación se ha realizado el cálculo de la deformación en un bao de cubierta de 6.23 m de longitud con separación entre refuerzos de 1.14 m. Se han analizado los 3 modelos que se indican:

- T125x6+80x8 mm, estructura de acero,
- Doble tubo de acero de 2"- SCH 40 con separación de 80 mm, asociado con panel de fibra de vidrio y
- Doble tubo de acero de 2"- SCH 40 con separación de 200 mm, asociado a un panel de fibra de vidrio. Se ha excluido la plancha asociada como se ilustra en la Figura 54.

La condición de contornos en los 3 modelos considerados es:

- Los extremos empotrados, en el lado de menor longitud;
- Se ha aplicado sobre el refuerzo una carga distribuida de 52.53 kN

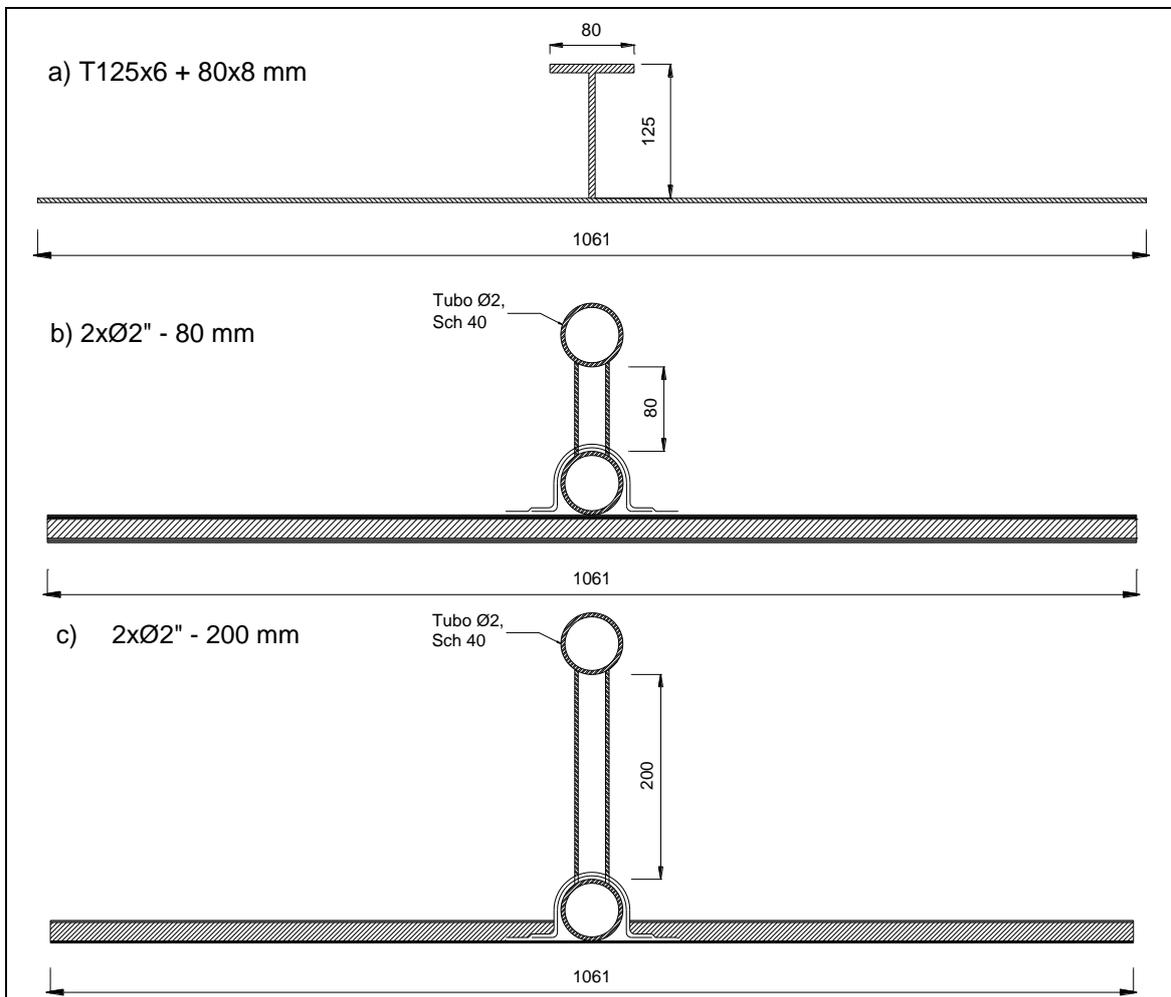


Figura 54: Refuerzos con planchas asociadas: a) Estructura y panel de acero, b) Estructura tubular de acero con ancho efectivo, y c) Estructura tubular de acero sin ancho efectivo. Fuente:

[propia]

En la Tabla 11 se presentan las propiedades geométricas de cada modelo y las deformaciones obtenidas en base al análisis con Elementos Finitos, ver Anexo C . En los dos primeros casos, se ha considerado que los modelos tienen un ancho efectivo de 1.061 m y se puede observar que, para lograr una deformación similar al panel de acero, en los paneles compuestos se necesita mayor inercia y modulo seccional.

	T125x6x80x8 mm	2xΦ2"-80 mm +Pl. asociada	2xΦ2"-200 mm -sin Pl. asociada
Modulo Rigidez, EI [N-mm²]	2.09E+10	2.09E+12	4.70E+12
Inercia, I [mm⁴]	1.04E+07	1.76E+08	2.35E+07
Modulo seccional, SM [mm³]	9.91E+04	1.38E+06	1.47E+05
Deformación, δ [mm]	20.23	21.11	30.04

Tabla 11: Datos y resultados de modelos. Fuente: [propia]

4.5. Fórmulas para estimar la frecuencia natural de paneles de fibra vidrio con refuerzos

En esta sección se presenta las fórmulas para estimar la primera frecuencia natural de los paneles compuestos con fibra de vidrio mediante una fórmula propuesta, tipo posinomial. Luego se ha propuesto opciones de superestructuras siguiendo las formulaciones explicadas en el capítulo 1 y considerando la frecuencia de la hélice. En la segunda parte, se dan recomendaciones de construcción para paneles con estructuras de acero. Luego, se explica las consideraciones para el análisis en Elementos Finitos de las opciones de superestructura. Finalmente, se propone una unión híbrida entre cubierta de acero y costado de fibra, tomando en consideración que la superestructura sea completamente de fibra de vidrio reforzada.

4.5.1. Desarrollo de la fórmula para estimación de la primera frecuencia natural de un panel compuesto con refuerzos.

En la etapa de diseño estructural, es necesario conocer la frecuencia de los paneles con refuerzos para evitar posibles resonancias con el sistema de propulsión, por esta razón, en esta sección se propone una formula en función de sus dimensiones principales. Para esto se ha:

- Desarrollado una base de datos considerando diferentes formas de paneles con refuerzo,
- Se ha calculado por medio de Elementos Finitos la primera frecuencia natural de cada panel propuesto.
- Para calcular la frecuencia de los paneles sin refuerzo, se ha usado la fórmula de Leissa [79] modificando el coeficiente de frecuencia N ,
- Una vez completado la base de datos se han realizado regresiones basadas en función de la razón de aspecto; la formula posinomial obtenida incluye 8 términos, obteniéndose finalmente los coeficientes posinomiales para 5 razones de aspecto.

4.5.1.1. Consideraciones para el desarrollo de la formula posinomial, para la frecuencia de un panel con refuerzos.

La propuesta se ha basado en considerar el panel con refuerzos, empotrados en sus extremos. Las variables principales que intervienen en el desarrollo de la formula posinomial son:

- Numero de refuerzos, n
- Ancho de base del refuerzo, b_w
- Razón de aspecto, A_R
- Ancho de panel simple, b
- Radio de giro longitudinal, R_a
- Radio de giro transversal, R_L
- Módulo de elasticidad equivalente del panel, E_{PL}
- Módulo de elasticidad equivalente del refuerzo más plancha asociada, E_R
- Inercia transversal del panel, I_{PL}
- Inercia del refuerzo más plancha asociada, I_R
- Espesor del panel, t_{PL}
- Espesor de refuerzo, t_R
- Área transversal del refuerzo, A_{TR}
- Área transversal de panel, A_{PL}

Las *dimensiones del panel con refuerzo* se definen en función del ancho del panel simple, siendo: L , el ancho del panel y a , el largo, ver Figura 55:

$$L = (n + 1) \cdot b \tag{57}$$

$$M = A_R \cdot b \tag{58}$$

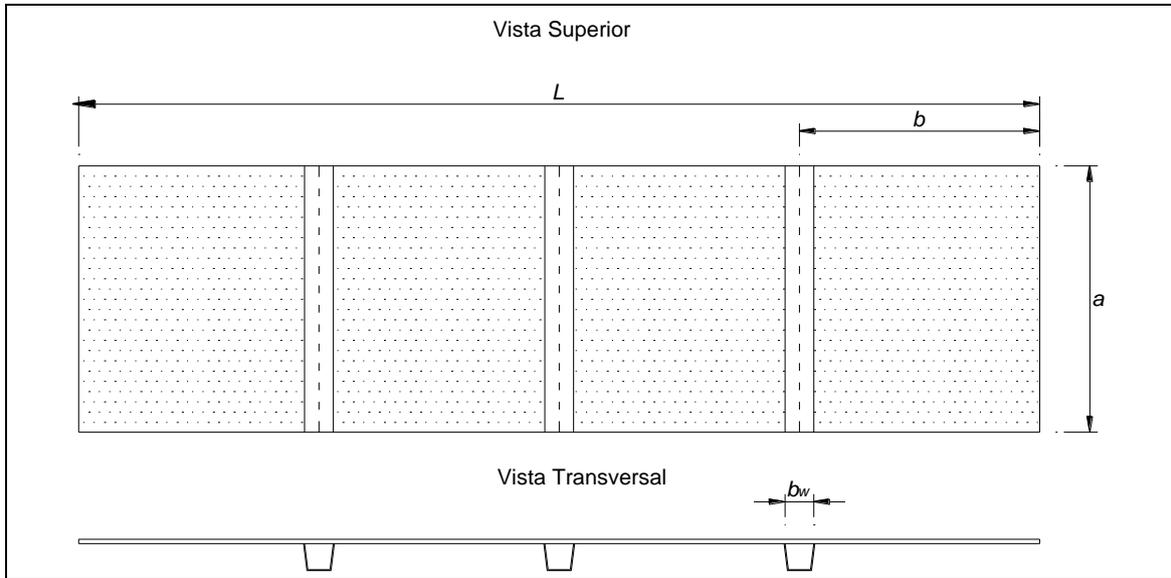


Figura 55: Panel Compuesto con 3 refuerzos tipo omega. Fuente: [propia]

El *radio de giro* se lo define según la ecuación (59), para el radio de giro longitudinal se incluye solo el espesor del panel t_{PL} y su longitud a , en cambio para el radio de giro transversal interviene el ancho b y los refuerzos n presentes.

$$R = \frac{I}{A} \tag{59}$$

$$I = \frac{EI_{eq}}{E_{eq}} \tag{60}$$

Debido a que los paneles son de material compuesto, las inercias han sido calculadas usando el módulo de rigidez equivalente como se indica en la ecuación (60).

La *relación m''* , es la relación entre el producto del módulo de elasticidad y el área transversal del panel y el panel más refuerzo, definida en la ecuación (61).

$$m_{PL} = E_{PL} \cdot A_{PL}$$

$$m_R = E_R \cdot A_{TR}$$

$$m'' = \frac{m_{PL}}{m_{PL} + m_R} \quad (61)$$

La *fórmula posinomial* resultante consta de 8 términos que han permitido relacionar todas las variables geométricas del panel con refuerzos. Las variables se las ha agrupado de tal manera que la regresión obtenida tenga el menor error posible. Los términos que intervienen en la formula posinomial son:

- 1) $\ln(L/R_a)$
- 2) $\ln(E_{PL} \cdot L \cdot t_{PL})$
- 3) $\ln(n+1)$
- 4) $I_R \cdot E_R \cdot t_R / I_{PL} \cdot E_{PL} \cdot t_{PL}$
- 5) $a/(b - b_w)$
- 6) m''
- 7) R_L / a
- 8) $\ln(E_{PL} \cdot a \cdot t_{PL})$

La fórmula posinomial propuesta, f'' , es la relación entre la frecuencia del panel compuesto sin refuerzo f_{PL} y la frecuencia del panel con refuerzo f_{PLR} ; ver la ecuación (62). La frecuencia del panel f_{PL} ha sido estimada usando la fórmula de Leissa modificada. La frecuencia del panel más refuerzo f_{PLR} usada en la base de datos ha sido obtenida mediante Elementos Finitos.

$$f'' = \frac{f_{PL}}{f_{PLR}} \quad (62)$$

Los paneles analizados con Elementos Finitos han sido tipo “Shell”, con un mallado con razón de aspecto entre 1 a 1.2. Los extremos han sido considerados con bordes empotrados tanto para los paneles y refuerzos.

4.5.1.2. La frecuencia natural de un panel compuesto sin refuerzo- formula Leissa modificada.

La frecuencia de un panel sin refuerzos se define mediante la fórmula empírica propuesta por Leissa [79], ver la ecuación (63).

$$f_{PL}^2 = \frac{\pi^4 \cdot D \cdot K}{b^4 \cdot \rho \cdot N} \quad (63)$$

$$D = \frac{E_{PL} \cdot t_{PL}^3}{12 \cdot (1 - \nu^2)}$$

$$K = 12 + 8 \cdot \left(\frac{b}{a}\right)^2 + 12 \cdot \left(\frac{b}{a}\right)^4$$

Donde f_{PL} es la frecuencia de un panel en Hz, D es la rigidez del panel, ρ es la densidad equivalente del panel en Kg/m^3 , K y N son los coeficientes de frecuencia regresionales. Originalmente, el valor de N ha sido propuesto para un número de Poisson de 0.25, con la condición de bordes empotrados; siendo b , el ancho del panel en metros; a , es el largo del panel en metros; E_{PL} es el módulo de rigidez en N/m^2 ; t_{PL} es el espesor en metros; ν es el número de Poisson.

4.5.1.2.1. Modificación del coeficiente regresional N para varios valores de Poisson.

Debido a la limitación del número de Poisson en la ecuación (63) se ha propuesto una ecuación posinomial para el coeficiente de frecuencia N . Para esto se ha generado una tabla de datos para diferentes paneles, en la cual se ha variado el laminado compuesto (ver Tabla 12), de tal forma de conseguir variaciones en el número de Poisson. La frecuencia f_{PL} ha sido obtenida mediante Elementos Finitos.

Para esta regresión se consideran las siguientes variables:

- Relación de módulo de rigidez, E_{PL}/E_N
- Relación de densidad, ρ_{PL}/ρ_N
- Numero de Poisson, ν

Donde E_N y ρ_N corresponden al módulo de rigidez y densidad del núcleo (balsa).

t_{PL} m	b m	a m	E_{PL} N/m ²	ρ_{PL} kg/m ³	D -	K -	f_{PL} Hz	ν -	N -
0.03945	3	0.75	1.44E+09	369.34	7473.1	3212	143.80	0.115	3.78
0.0331	3	0.75	1.70E+09	412.56	5259.8	3212	125.00	0.143	3.15
0.0257	3	0.75	2.18E+09	489.88	3179.5	3212	101.85	0.178	2.42
0.04003	3	0.75	1.62E+09	383.04	9017.3	3212	153.28	0.192	3.84

0.03368	3	0.75	1.92E+09	429.30	6421.0	3212	134.36	0.221	3.23
0.02628	3	0.75	2.44E+09	509.65	3950.6	3212	109.87	0.257	2.47
0.0406	3	0.75	1.80E+09	398.33	10782.4	3212	163.27	0.260	3.92
0.03425	3	0.75	2.12E+09	445.48	7760.3	3212	143.25	0.289	3.28
0.02685	3	0.75	2.69E+09	528.57	4852.9	3212	118.14	0.325	2.54

Tabla 12: Datos para estimación de coeficiente de frecuencia N regresional. Fuente: [propia]

En la ecuación (64) se presenta la formula posinomial propuesta para el coeficiente de frecuencia N en función de las variables mencionadas.

$$N = a_0 \cdot \left(\frac{E_{PL}}{E_N}\right)^{R_1} \cdot \left(\frac{\rho_{PL}}{\rho_N}\right)^{R_2} \cdot \nu^{R_3} \tag{64}$$

Donde:

a_0	0.202
R_1	2.270
R_2	-4.623
R_3	-0.156

Tabla 13: Coeficientes Posinomiales para la ecuación (64): coeficiente de frecuencia N . Fuente: [propia]

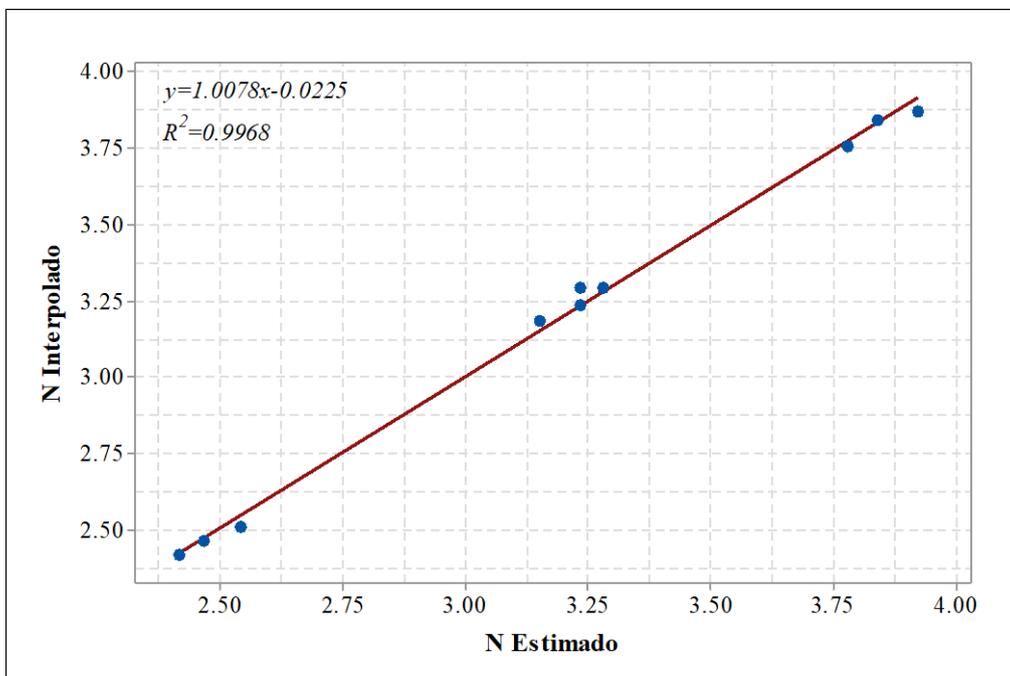


Figura 56: Regresión de coeficiente de frecuencia N . Fuente: [propia]

4.5.1.3. Fórmula propuesta, tipo posinomial, para estimar la frecuencia del panel con refuerzos.

Base de datos:

Para el desarrollo de la fórmula de frecuencia de paneles compuestos se han usado refuerzos tipo omega; las dimensiones se muestran en la Tabla 14. La base de datos está conformada por 684 variaciones. En cada caso se ha variado el tamaño de refuerzo, el número de refuerzos, la razón de aspecto y el ancho del panel. Ver Tabla 15.

Las combinaciones que se han usado son:

- Numero de refuerzos: desde 1 a 3,
- Espesores de refuerzos de 5.22 mm y 8.11 mm,
- Espesores de panel de: 26.28, 33.67 y 40.03 mm.

Elementos	Alto	Base	Corona	Espesor	Laminado
H75	75	86	67	5.22	3Mat450 + 2WR600
H100	100	92	76	5.22	3Mat450 + 2WR600
H150	150	130	100	5.22	3Mat450 + 2WR600
H255	255	220	170	8.11	4Mat450 + 3WR800

Tabla 14: Refuerzos tipo omega usados en la base de datos, medidas en mm. Fuente: [propia]

No.	Razón de Aspecto, A_R [m]	Ancho del Panel, b [m]	Largo, a [m]
1	1	0.8	0.8
2	2	0.8	1.6
3	3	0.8	2.4
4	0.5	1.5	0.75
5	1	1.5	1.5
6	2	1.5	3
7	0.5	2	1
8	1	2	2

Tabla 15: Tamaño de Paneles usados en la base de datos. Fuente: [propia]

4.5.1.3.1. Fórmula para estimación de frecuencia de un panel con refuerzos.

A partir de la ecuación (62) propuesta, se obtiene la frecuencia natural de un panel compuesto con refuerzos (65), siendo la relación adimensional f'' estimada mediante la ecuación posinomial (66) y f_{PL} a través de la ecuación (63).

$$f_{PLR} = \frac{f_{PL}}{f''} \tag{65}$$

$$f'' = \frac{a_0 \ln\left(\frac{L}{R_a}\right)^{R_1} \ln(E_{PL} \cdot L \cdot t_{PL})^{R_2} \ln(n+1)^{R_3} \left(\frac{I_R E_R t_R}{I_{PL} E_{PL} t_{PL}}\right)^{R_4} \left(\frac{a}{b-b_w}\right)^{R_5}}{m^{R_6} \left(\frac{R_L}{a}\right)^{R_7} \ln(E_{PL} \cdot a \cdot t_{PL})^{R_8}} \tag{66}$$

Los coeficientes posinomiales resultantes son presentados en la Tabla 16 para diferentes relaciones de aspectos.

a	a₀	R₁	R₂	R₃	R₄	R₈	R₅	R₆	R₇
0.5	3.38E+00	0.1534	0.279	-0.0678	-0.0121	-0.2619	0.2975	-0.0167	0.8773
1	8.56E+01	0.8897	-3.438	-0.1360	-0.0879	-0.4413	0.6148	-0.1149	-1.4514
1.5	5.25E+03	1.8488	-6.447	-0.3907	-0.2143	-0.8327	1.1601	-0.2302	-2.6866
2	4.40E+04	0.9168	-3.477	-0.5481	-0.2431	0.1677	1.2911	0.0323	1.0962
3	4.46E+15	1.8628	-13.689	-0.6240	-0.3964	0.0000	2.8021	0.0079	0.0000

Tabla 16: Coeficientes Posinomiales para paneles con refuerzos. Fuente: [propia]

La Figura 57, corresponde a la gráfica entre las relación de frecuencia estimada con la fórmula de Leissa modificada (63) y la frecuencia obtenida por Elementos Finitos (62) comparada con la frecuencia obtenida mediante la fórmula posinomial f'' (66). Al hacer una comparación de resultados estimados de f'' entre la formula posinomial y el cálculo teórico, se ha obtenido de la base de datos un error máximo de 8%.

Para los casos en que se desee aplicar las formula posinomial para un valor de relación de aspecto que no se encuentre en la Tabla 16, se recomienda estimar f'' para las razones de aspecto de sus extremos adyacentes e interpolar linealmente los resultados.

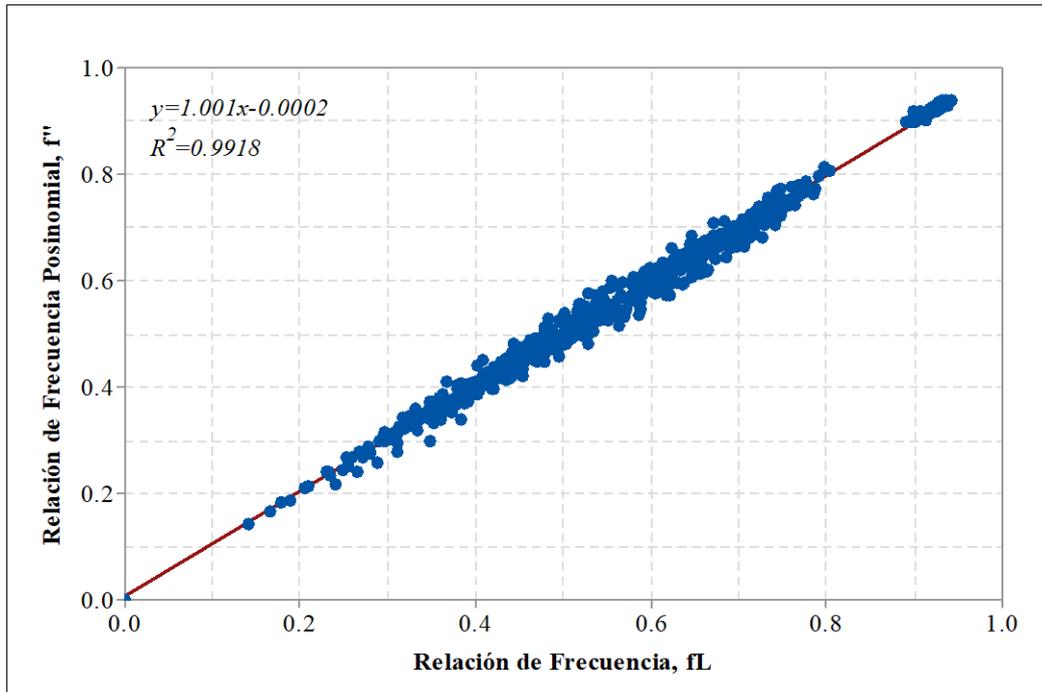


Figura 57: Grafica de la Relación de Frecuencia Posinomial vs Relación de Frecuencia con fórmula. Fuente: [propia]

4.5.1.3.2. Fórmula para estimación de frecuencia de un refuerzo con plancha asociada.

La fórmula de la frecuencia de un refuerzo con plancha asociada es presentada en la ecuación (69). Esta fórmula fue deducida a partir de las siguientes ecuaciones:

La ecuación de la frecuencia sin amortiguamiento es:

$$\omega^2 = \frac{k}{m} \quad (67)$$

Donde k es deducida a partir de la fórmula de flexión de vigas para un caso de extremos empotrados, obteniéndose:

$$k = \frac{384 \cdot E \cdot I}{l^3}$$

La masa es representada por:

$$m = \frac{A \cdot \gamma \cdot l}{g}$$

Remplazando las ecuaciones anteriores en (67) e igualando la ecuación (67) con la (68) se obtiene la ecuación de frecuencia de un refuerzo con plancha asociada.

$$\omega^2 = (2\pi)^2 f^2 \quad (68)$$

$$f_R = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{384 \cdot E_R \cdot I_R \cdot g}{A_{RPA} \cdot \gamma \cdot l_e^4}} \quad (69)$$

Donde E_R es el módulo de elasticidad del refuerzo con plancha asociada en N/m^2 , I_R es la inercia del refuerzo con plancha asociada en m^4 , A_{RPA} es el área transversal del refuerzo con plancha asociada en m^2 , l_e es la longitud no soportada en m, γ es el peso específico del refuerzo en N/m^2 , y g es la gravedad en m/s^2 .

4.5.2. Validación de la fórmula de frecuencia regresional propuesta

Para validar la fórmula para la estimación de la frecuencia de un panel con refuerzos (66) y la frecuencia de un refuerzo con plancha asociada (69), se han analizado los siguientes paneles:

- **1.- Panel de costado de la cubierta 01 del buque modelo.** Las características principales son:

CALCULO DE LA PRIMERA FRECUENCIA NATURAL DE UNA PANEL+ REFUERZOS			
<u>Elemento</u>	<u>Variable</u>	<u>Unidad</u>	<u>Magnitud</u>
Elemento tipo omega	-	-	H125
Numero de refuerzos	n	-	2
Ancho de base del refuerzo	b_w	mm	114
Espesor de núcleo	t_c	mm	25.4
Espesor Total	t_{PL}	mm	34.25
Espesor Omega	t_R	mm	5.22
Ancho del Panel	b	m	1.71
Relación de aspecto	A_R	-	1.49
Ancho del Panel con refuerzos	L	m	5.13
Largo del Panel	a	n	2.55

Área transversal del panel	A_{PL}	mm^2	1.76E+05
Área transversal del refuerzo	A_{TR}	mm^2	1.70E+03
Densidad del Panel	ρ_{PL}	kg/m^3	445
Densidad del Núcleo	ρ_N	kg/m^3	144
Numero de Poisson del Panel	ν	-	0.289
Módulo de Elasticidad equivalente del panel	E_{PL}	N/mm^2	2125
Módulo de Elasticidad equivalente del refuerzo + plancha asociada	E_R	N/mm^2	3147
Inercia transversal del Panel	I_{PL}	mm^4	3.75E+07
Inercia del refuerzo + plancha asociada	I_R	mm^4	7.17E+07
Radio de giro transversal	R_L	mm	31.81
Radio de giro longitudinal	R_a	mm	14.60
Termino 1	$\ln(L/R_a)$	-	5.862
Termino 2	$\ln(E_{PL}L_{tPL})$	N	19.738
Termino 3	$\ln(n+1)$	-	1.099
Termino 4	$E_R I_{Rtr} / E_{PL} I_{PL} t_{PL}$	-	0.431
Termino 5	$a/(b-b_w)$	-	1.596
Termino 6	m''	-	0.986
Termino 7	R_L/a	-	0.012
Termino 8	$\ln(E_{PL} \cdot a \cdot t_{PL})$	N	19.038
Frecuencia del panel sin refuerzos	f_{PL}	Hz	12.38
Relación de frecuencia posinomial	f''	-	0.4897
Frecuencia del panel con refuerzos, estimada con formula posinomial	f_{PLR}	Hz	25.71

Tabla 17: Panel de Costado de Cubierta 01 con omega H125. Fuente: [propia]

El panel de costado analizado tiene como refuerzo una omega de H125 y una razón de aspecto de 1.49. El valor obtenido con la formula posinomial propuesta es de 25.71 Hz, mientras que la frecuencia obtenida mediante Elementos Finitos es de 23.74 Hz (ver Figura 59), por lo cual se tiene para este caso, un error de 6%.

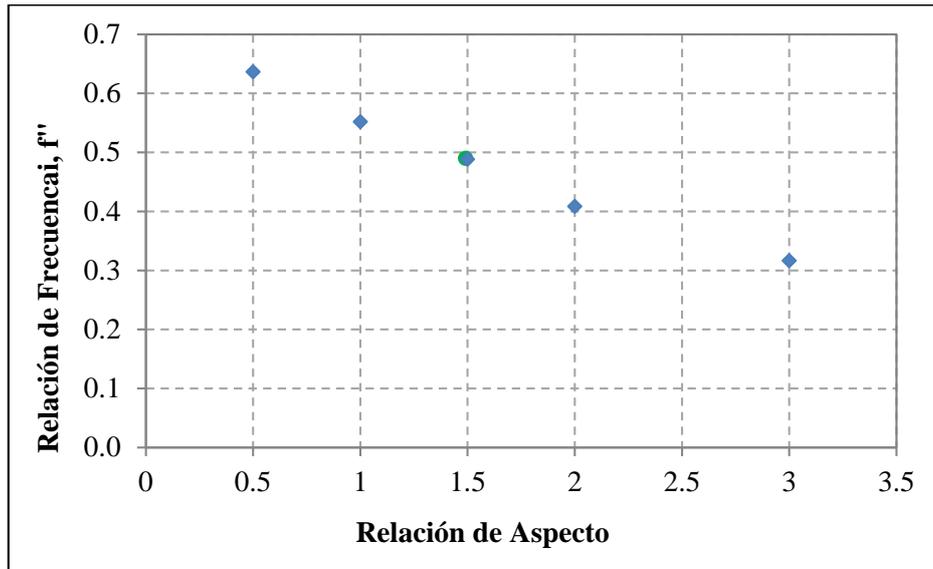


Figura 58: Grafica de interpolación de f' en función de las diferentes razones de aspecto - Panel de Costado. Fuente: [propia]

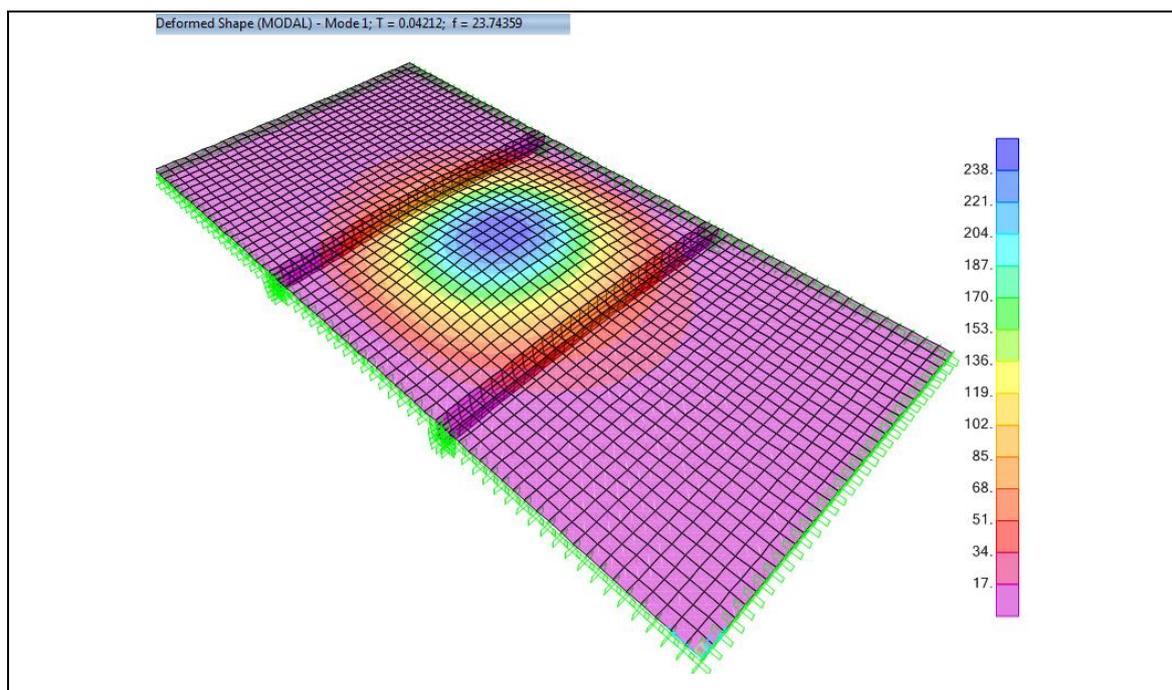


Figura 59: Análisis de Elementos Finitos para panel de costado con omega de H125, 1er frecuencia - Panel de Costado. Fuente: [propia]

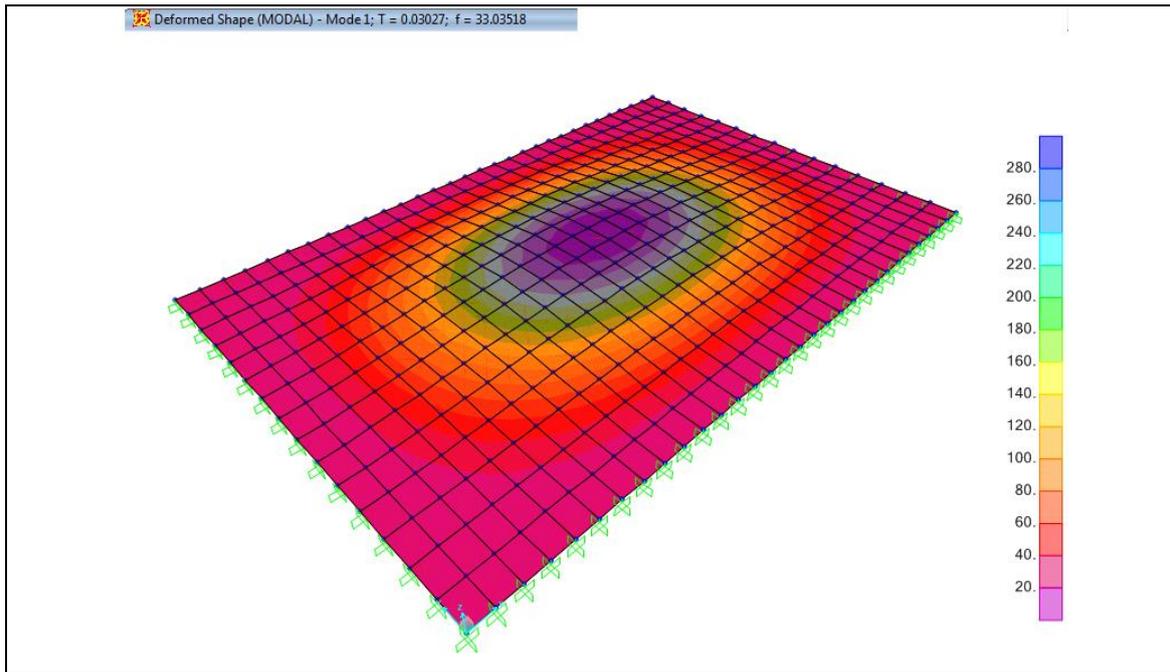


Figura 60: Análisis de Elementos Finitos para panel simple de costado sin refuerzo, 1er frecuencia - Panel de Costado. Fuente: [propia]

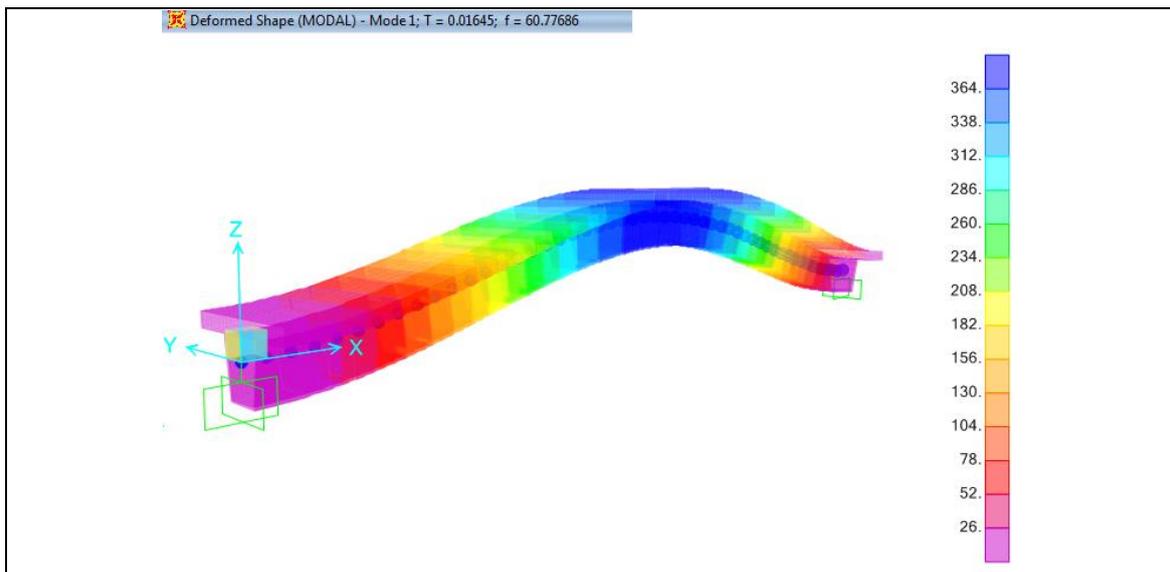


Figura 61: Análisis de Elementos Finitos para refuerzo con plancha asociada, 1er frecuencia - Panel de Costado. Fuente: [propia]

En la Tabla 18 se presenta las frecuencias estimadas para el panel con refuerzo, panel simple sin refuerzo y el refuerzo con plancha asociada. En las Figura 59, Figura 60 y Figura 61 se presentan las primeras frecuencias validadas con MEF.

<u>Elemento</u>	Frecuencias Estimadas [Hz]	Frecuencias MEF [Hz]	Error [%]
Panel con refuerzos, f_{PLR} Ec.(66)	25.25	23.74	5.96
Refuerzo más ancho efectivo, f_R Ec. (69)	58.38	60.78	4.10
Panel simple, f_{LS} Ec.(63)	32.88	33.03	0.47
Frecuencia de aspa de hélice, f_{Blade}	50.90		-

Tabla 18: Análisis de Frecuencia del Panel - Panel de Costado. Fuente: [propia]

- **2.- Panel de cubierta 02 del buque modelo, entre vigas primarias.** Las características principales son:

CALCULO DE LA PRIMERA FRECUENCIA NATURAL DE UNA PANEL+ REFUERZOS			
<u>Elemento</u>	<u>Variable</u>	<u>Unidad</u>	<u>Magnitud</u>
Elemento tipo omega	-	-	H255
Numero de refuerzos	n	-	3
Ancho de base del refuerzo	b_w	mm	220
Espesor de núcleo	t_c	mm	18
Espesor Total	t_{PL}	mm	25.7
Espesor Omega	t_R	mm	8.11
Ancho del Panel	b	m	1.84
Relación de aspecto	A_R	-	1.12
Ancho del Panel con refuerzos	L	m	7.36
Largo del Panel	a	m	2.06
Área transversal del panel	A_{PL}	mm ²	1.89E+05
Área transversal del refuerzo	A_{TR}	mm ²	5.41E+03
Densidad del Panel	ρ_{PL}	kg/m ³	490
Densidad del Núcleo	ρ_N	kg/m ³	144
Numero de Poisson del Panel	ν	-	0.178
Módulo de Elasticidad equivalente del panel	E_{PL}	N/mm ²	2176
Módulo de Elasticidad equiv. del refuerzo + PL	E_R	N/mm ²	5464
Inercia transversal del Panel	I_{PL}	mm ⁴	2.17E+07
Inercia del refuerzo + plancha asociada	I_R	mm ⁴	1.84E+08

Radio de giro transversal	R_L	mm	85.26
Radio de giro longitudinal	R_a	mm	10.71
Termino 1	$\ln(L/R_a)$	-	6.533
Termino 2	$\ln(E_{PL}L_{tPL})$	N	19.836
Termino 3	$\ln(n+1)$	-	1.386
Termino 4	$E_R I_{RtR} / E_{PL} I_{PLtPL}$	-	6.701
Termino 5	$a/(b-b_w)$	-	1.272
Termino 6	m''	-	0.933
Termino 7	R_L/a	-	0.041
Termino 8	$\ln(E_{PL} \cdot a \cdot t_{PL})$	N	18.562
Frecuencia del panel sin refuerzos	f_{PL}	Hz	13.58
Relación de frecuencia posinomial	f''	-	0.5493
Frecuencia del panel con refuerzos, estimada con formula posinomial	f_{PLR}	Hz	24.71

Tabla 19: Panel de Cubierta 02 como omega de H255. Fuente: [propia]

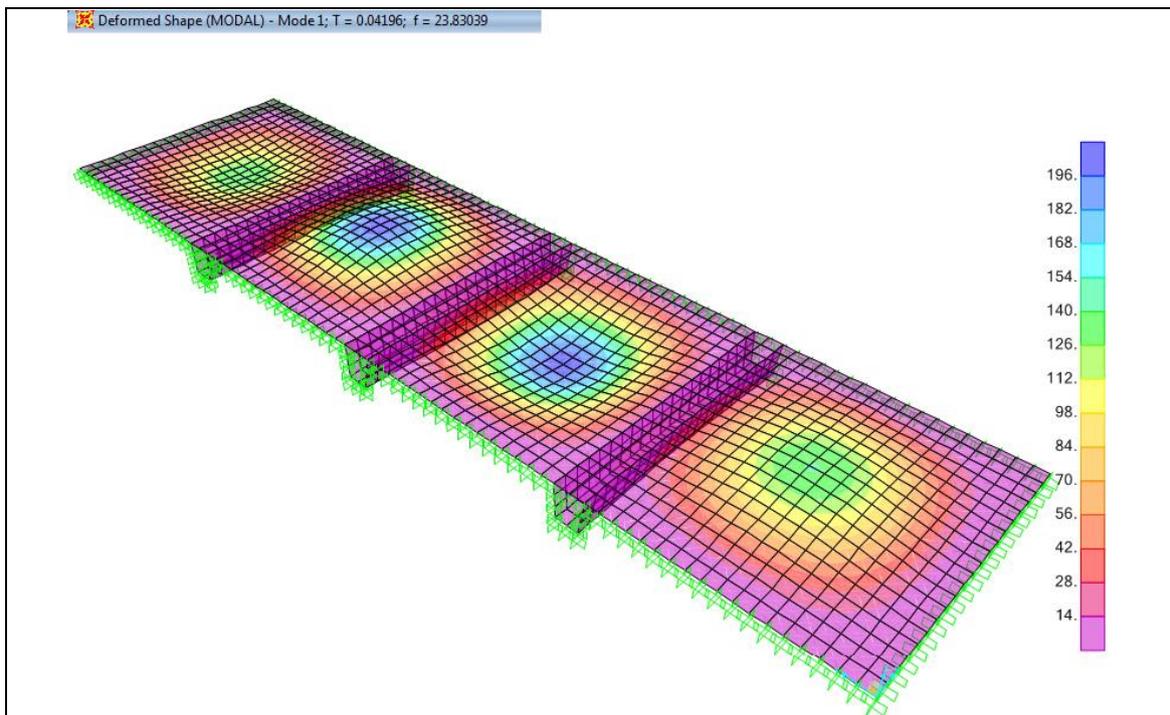


Figura 62: Análisis de Elementos Finitos para panel de piso con omega H255, 1er frecuencia.

Fuente: [propia]

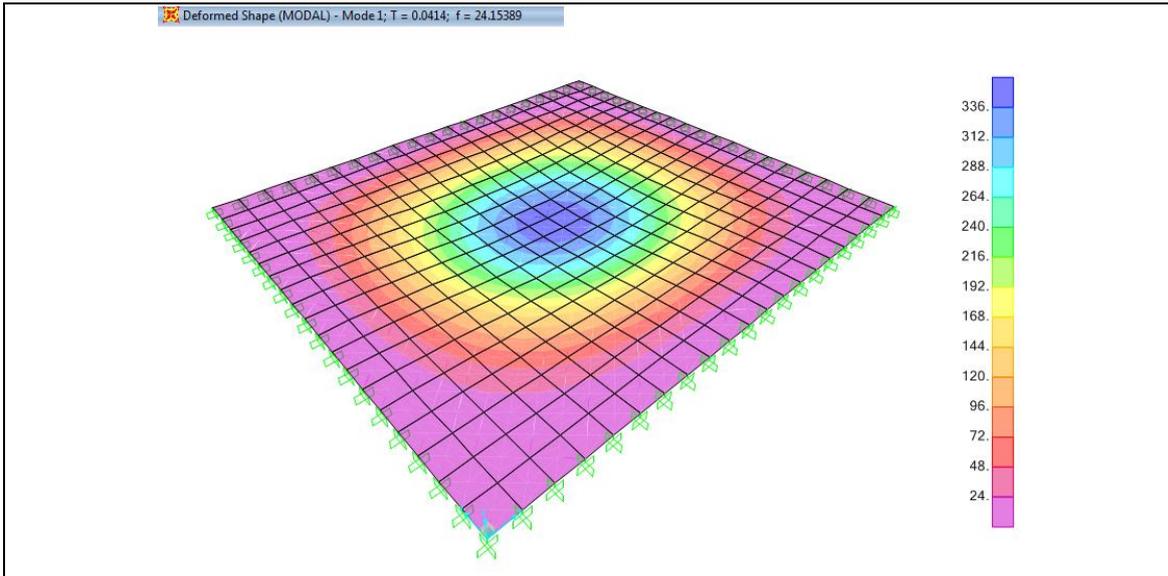


Figura 63: Análisis de Elementos Finitos para panel simple de piso sin refuerzo, 1er frecuencia - Panel de Cubierta 02. Fuente: [propia]

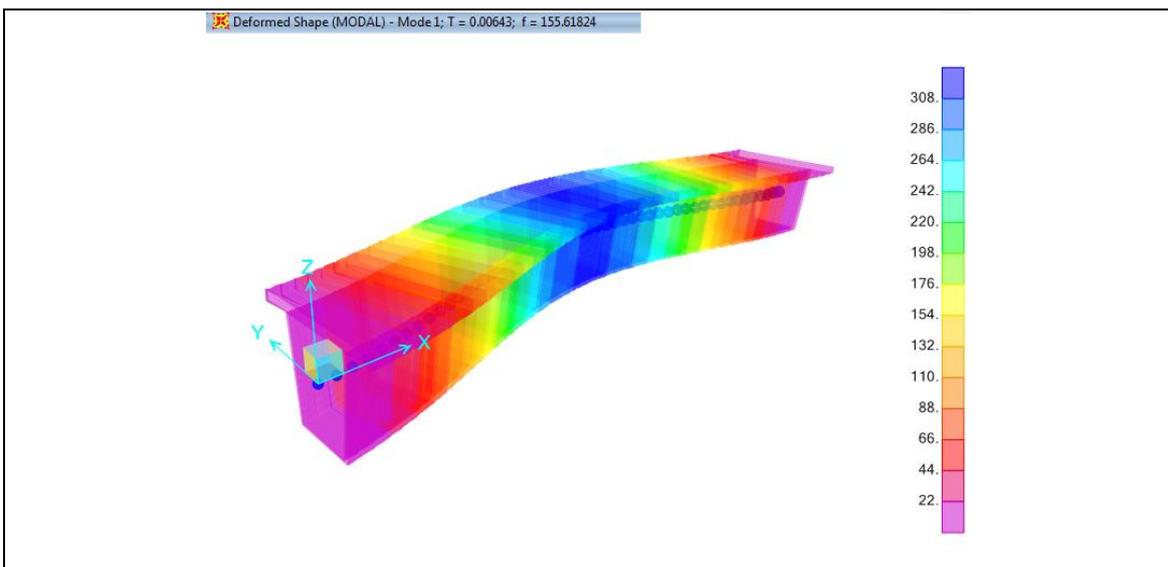


Figura 64: Análisis de Elementos Finitos para refuerzo con plancha asociada, 1er frecuencia - Panel de Cubierta 02. Fuente: [propia]

Para el panel de cubierta planteado se presenta en la Tabla 20: la frecuencia para el panel con refuerzo, panel simple sin refuerzo y el refuerzo con plancha asociada. En las Figura 62, Figura 63 y Figura 64 se presentan las primeras frecuencias validadas con MEF.

<u>Elemento</u>		<u>Frecuencias</u> <u>Estimadas [Hz]</u>	<u>Frecuencias</u> <u>MEF [Hz]</u>	<u>Error</u> <u>[%]</u>
Panel con refuerzos, f_{PLR}	Ec.(66)	24.71	23.83	3.56
Refuerzo más ancho efectivo, f_R	Ec. (69)	164.73	155.61	5.53
Panel simple, f_{LS}	Ec.(63)	24.36	24.15	0.85
Frecuencia de aspa de hélice, f_{Blade}		50.90		-

Tabla 20: Análisis de Frecuencia del Panel - Panel de Cubierta 02. Fuente: [propia]

El panel de piso analizado tiene como vigas omegas de H255 y una razón de aspecto de 1.12. El valor obtenido con la formula posinomial propuesta es de 24.71 Hz, mientras que la frecuencia obtenida mediante análisis de Elementos Finitos es de 23.83 Hz (ver Figura 62), por lo cual se tiene para este caso, un error de 3.56%.

En la Tabla 21 y la Figura 65 se presentan la interpolación entre las razones de aspecto adyacentes.

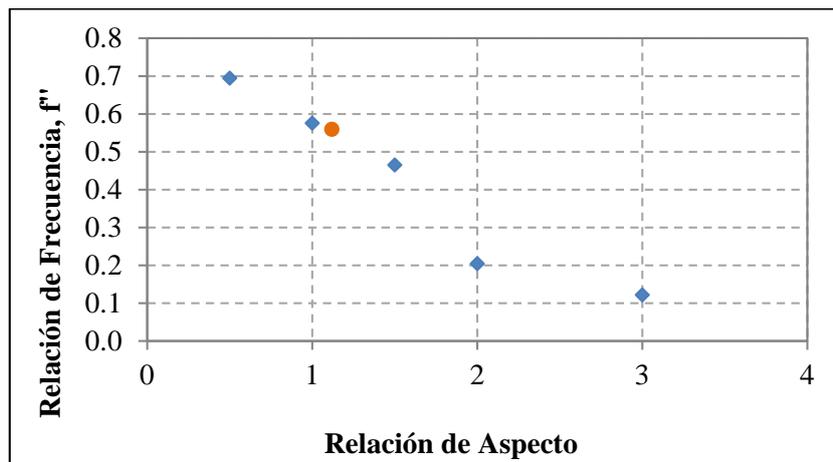


Figura 65: Grafica de evaluación de f'' con las diferentes razones de aspecto - Panel de Cubierta. Fuente: [propia]

A_R	f''
1	0.5757
1.5	0.4653
1.12	0.5493

Tabla 21: Interpolación de la relación de frecuencias f''. Fuente: [propia]

CAPÍTULO 5

RESULTADOS

5.1.-APLICACIÓN DE METODOLOGÍA

5. RESULTADOS

5.1. Aplicación de metodología

Este capítulo, se ha orientado a los aspectos constructivos de los paneles mediante el estudio de:

- a) Fabricación de los paneles de la superestructura reforzadas con estructuras tubulares de acero
- b) La unión híbrida tubular para ser usado entre la unión entre la superestructura de fibra de vidrio y la cubierta de acero naval.

Como aplicación de la metodología antes mencionada, se ha modelado un bloque desde la sección media hasta el espejo. Se ha considerado analizar las siguientes opciones de materiales de superestructura para un casco de acero naval:

- a) Superestructura de laminado compuesto de fibra de vidrio en cubierta principal y cubierta superior, con reforzamiento tubular (construcción original)
- b) Superestructura de acero naval
- c) Superestructura completamente de fibra de vidrio reforzada
- d) Superestructura:
 - i. Laminado compuesto de fibra de vidrio en cubierta principal, con reforzamiento tubular
 - ii. Completamente de fibra de vidrio reforzado en cubierta superior

Para cada opción, se ha realizado el análisis de vibraciones forzada por excitación de la línea de propulsión y gobierno. Se ha incluido las fuerzas, momentos y amortiguadores de las hélices a su respectiva frecuencia crítica, de tal manera de determinar las posibles estructuras o paneles que entren en resonancia.

5.1.1. Paneles de superestructura

5.1.1.1. Tipos de paneles de superestructura a ser considerados

Para demostrar los beneficios de los paneles compuestos en una superestructura se han planteado varias opciones de construcción como se indica a continuación:

- **Opción 1:** Superestructura con paneles compuestos de fibra de vidrio y estructura tubular, construcción realizada en 2005.
- **Opción 2:** Superestructura con paneles y estructuras de acero naval.
- **Opción 3:** Superestructura con paneles compuestos y estructuras de fibra de vidrio en su totalidad.
- **Opción 4:** Superestructura con paneles compuestos de fibra de vidrio y estructuras tubular para la primera cubierta. Paneles compuestos y estructuras de fibra de vidrio para las cubiertas superiores.

5.1.1.2. Escantillonado de paneles de superestructura usando FRP

En esta sección se va a presentar el escantillonado que se ha realizado para las diferentes opciones de superestructura propuestas. Para el escantillonado de las estructuras de acero y laminado compuesto se ha seguido las recomendaciones dadas por Lloyd's Register [82]; para el caso de la superestructura de laminado compuesto (opción 4) se han usado algunas de las recomendaciones de Lloyd's Register [82] adicionando lo propuesto en la sección 3.4 y 4.5.1.

Opción 1.- Superestructura Original

La superestructura original del barco en estudio, consta de dos tipos de paneles: uno usado como forro de costados y otro usado para cubiertas; ver Tabla 22. Las divisiones interiores se mantienen con forro de plywood marino de 9 mm.

Paneles	Espesor [mm]	Laminado*
Costados	22.19	M3M37-18-M37M4
Cubiertas	23.05	M3W4M37-18-M37M4
* M3= Mat 300 g/m ² , M37= Mat 375 g/m ² , M4= Mat 450 g/m ² , * W8= WR 800 g/m ² , W4= WR 400 g/m ² , W6= WR 600 g/m ²		

Tabla 22: Laminado de paneles de Superestructura Original. Fuente: [propia]

En la Tabla 23 se muestran los elementos estructurales tubulares de acero que han usado en la superestructura original. En este escantillonado se han adicionado más elementos estructurales, para evitar paneles FRP muy pesados.

Dk	Área	Estructural	Laminado	Separación [m]
01	Cuadernas - Costados	2xΦ2"	M37M37	0.85
	T. soldador - Costados	Φ 3/4"	M37M37	0.90
	Diagonales - Costados	Φ 3/4"	M37M37	-
	Verticales-Mamparo Pp	L 50x50x4 mm	M37M37	0.90
02	Baos – Cubierta	2xΦ2"@ 200mm	M37M37	0.85
	Long Vigas-Cubierta	2xΦ2"@ 200mm	M37M37	0.73
	Long Primarios Cubierta	Φ 2"	M37M37	0.55
	Long Secundarios-Cubierta	Φ 3/4"	M37M37	0.55
	Cuadernas – Costados	Φ 1 1/2"	M37M37	0.85
03	Baos – Cubierta	Φ 1 1/2"	M37M37	0.85
	Longitudinales-Cubierta	2xΦ 1 1/2"	M37M37	0.73

Tabla 23: Elemento estructurales de Superestructura Original. Fuente: [propia]

En la Figura 66 se muestra un esquema de una sección de la superestructura original construida con laminado compuesto y reforzamiento tubular.

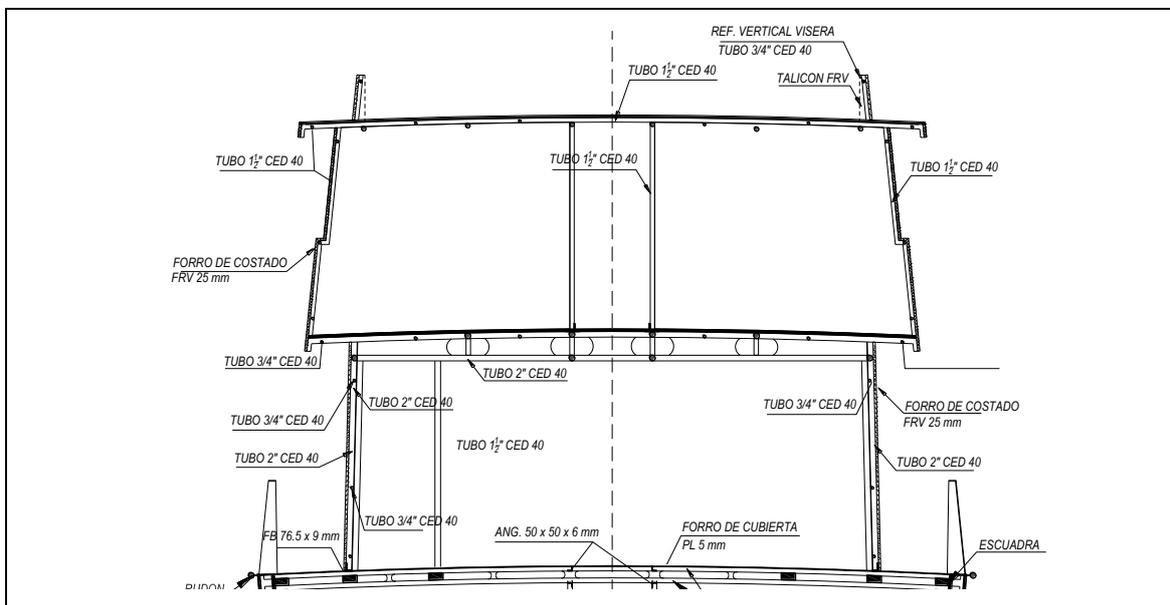


Figura 66: Sección Transversal de Superestructura, Opción 1-Original. Fuente: [propia]

Opción 2.- Superestructura de acero

En esta opción de superestructura se han usado plancha de acero ASTM A131 de espesor 4 mm. En la Tabla 24 se presentan los elementos estructurales usados para este caso; el escantillonado se lo ha realizado manteniendo igual separaciones entre estructuras de la viga buque y a la superestructura original.

Dk	Área	Elementos Estructural	Separación [m]
01 Dk	Cuadernas Costados	L 50x50x4 mm	0.85
	Longitudinales de Costado	FB 50x4 mm	0.55
	Verticales-Mamparo Pp	FB 50x6 mm	0.71
02 Dk	Baos	T 125x6+80x8 mm	0.85
	Long Vigas	T 125x6+80x8 mm	0.73
	Long Secundarios	FB 50x6 mm	0.55
	Cuadernas Costados	L 50x50x4 mm	0.85
03 Dk	Baos	T 125x6+80x6 mm	0.85
	Longitudinales de Cubierta	FB 50x6 mm	0.55

Tabla 24: Elemento estructurales de Superestructura de Acero. Fuente: [propia]

En la Figura 67 se muestra un esquema de una sección de la superestructura de acero propuesta.

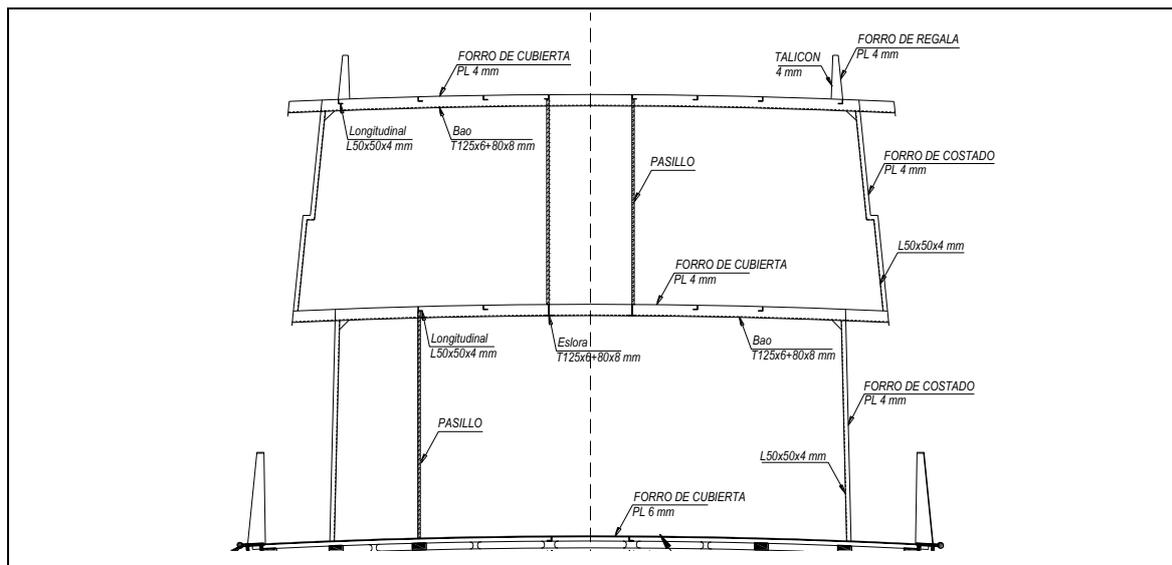


Figura 67: Sección Transversal de Superestructura, Opción 2-Acero. Fuente: [propia]

Opción 3.- Superestructura de laminado fibra de vidrio reforzado en su totalidad. -

A seguir se detalla el plan usado para la construcción de laminados compuestos. La tela de fibra de vidrio usada es tipo E y núcleo (balsa) de 144 kg/m³-Humedad: 7%. El laminado propuesto es presentado en la Tabla 25.

	Espesor [mm]	Laminado*
Costados -01 Dk	33.85	M3M4W8M4-25-M4W8M4M3
Mamparo Popa -01 Dk	32.70	M3M4W4M4-25-M4W4M4M3
Cubierta -02 Dk	25.70	M3M4W4M4-18-M4W4M4M3
Costados -02 Dk	26.28	M3M4W6M4-18-M4W6M4M3
Mamparo Popa -02 Dk	25.70	M3M4W4M4-18-M4W4M4M3
Cubierta -03 Dk	27.16	M3M4M4W6M4-18-M4W4M4M3
Regala -03 Dk	26.28	M3M4W6M4-18-M4W6M4M3
* M3= Mat 300 g/m ² , M37= Mat 375 g/m ² , M4= Mat 450 g/m ² , * W8= WR 800 g/m ² , W4= WR 400 g/m ² , W6= WR 600 g/m ²		

Tabla 25: Laminado de paneles de Superestructura Compuesto de Fibra. Fuente: [propia]

Las dimensiones y laminado de los estructurales se presentan en la Tabla 26.

Dk	Área	Elementos Estructural	Laminado	Separación [m]
01 Dk	Cuadernas - Costados	H125	M4W6M4W6M4	1.70
	Verticales-Mamparo Pp	H150 – H100	M4W6M4W6M4	1.14
02 Dk	Baos – Cubierta	H255	M4W8M4W8M4W8M4	1.70
	Long Vigas-Cubierta	H255	M4W8M4W8M4W8M4	1.00
	Long Secundarios-Cubierta	H125 – H100	M4W6M4W6M4	1.14
	Cuadernas - Costados	H125	M4W6M4W6M4	1.70
03 Dk	Baos – Cubierta	H150	M4W8M4W8M4W8M4	1.70
	Longitudinales-Cubierta	H125	M4W6M4W6M4	1.14

Tabla 26: Elemento estructurales de Superestructura Compuesto de Fibra. Fuente: [propia]

En la Figura 68 se muestra un esquema de una sección de la superestructura de laminado compuesto.

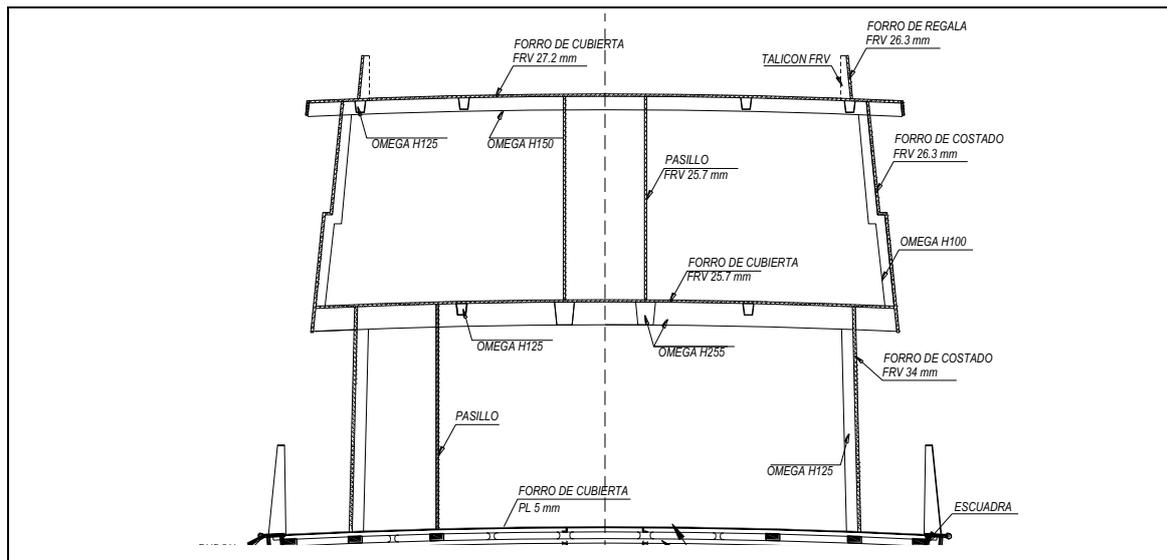


Figura 68: Sección Transversal de Superestr., Opción 3- Compuesto de Fibra. Fuente: [propia]

Opción 4.- Superestructura con paneles compuestos de fibra de vidrio y estructuras tubular para la primera cubierta. Paneles compuestos y estructuras de fibra de vidrio para las cubiertas superiores.

Los paneles usados en esta opción son iguales a los indicados para el laminado de fibra de vidrio reforzado; ver Tabla 25. El escantillonado de la estructura tubular se presenta en la Tabla 27. Para el nivel 01, consiste de tubos de acero ASTM B53, sin costura, cedula SCH 40, usados en los costados de la cubierta 01 y en el piso de la cubierta 02. Para el nivel 02: se ha usado: estructura de fibra de vidrio reforzada y los perfiles tipo omega con laminado simple.

		Elementos Estructural			Separación [m]
		Tubular	Fibra	Laminado*	
01 Dk	Cuadernas - Costados	2xΦ2"	-	M37M37	1.70
	T. soldador - Costados	Φ 3/4"	-	M37M37	0.25
	Verticales-Mamparo Pp	Φ2"	-	M37M37	1.60
02 Dk	Baos – Cubierta	2xΦ2"@ 80mm	-	M37M37	1.70
	Longitudinales-Cubierta	Φ2"	-	M37M37	1.10
	Cuadernas - Costados	-	H125	M4W6M4W6M4	1.20
03 Dk	Baos – Cubierta	-	H150	M4W8M4W8M4W8M4	1.20
	Longitudinales-Cubierta	-	H125	M4W6M4W6M4	1.10

Tabla 27: Laminación de estructuras tubulares de acero y fibra vidrio, Opción No 4. Fuente: [propia]

En la Figura 69 se muestra un esquema de una sección de la superestructura de laminado compuesto.

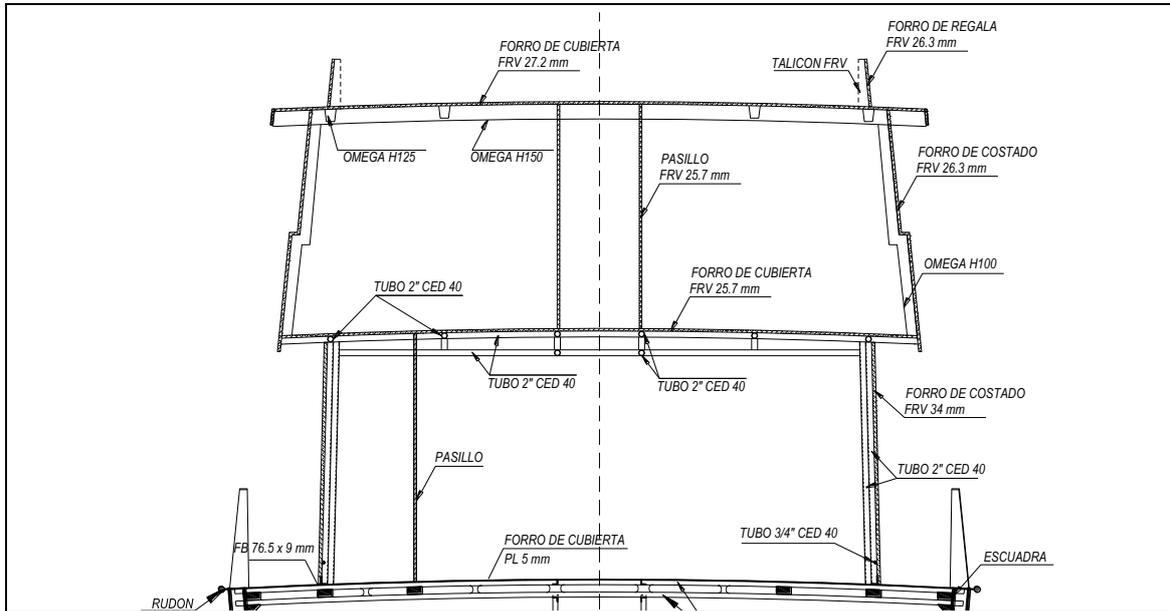


Figura 69: Sección Transversal de Superestructura, Opción 4-Compuesto y Acero. Fuente: [propia]

5.1.1.3. Comparación de la frecuencia de paneles con frecuencia de la hélice

5.1.1.3.1. Estimación de las frecuencias para las opciones de superestructura propuestas.

Siguiendo la recomendación de DNV-GL [34], la frecuencia de los paneles de material compuesto será comparada con la frecuencia del asa de la hélice, f_{blade} , que ha sido estimada a partir de ecuación (70).

$$f_{blade} = \frac{RPM \cdot z}{n_r} \tag{70}$$

Donde RPM son las revoluciones del motor, z es el número de aspas de la hélice, y n_r es la relación de reducción.

Revoluciones	RPM	1800
Numero de aspas	z	5
Reducción	n_r	2.947
Frecuencia critica	f_{blade}	50.90

Tabla 28: Calculo de la frecuencia crítica del barco modelo. Fuente: [propia]

Comparación de la frecuencia en paneles compuestos y refuerzos. -

En la Tabla 29 y Tabla 30 se presentan las frecuencias de: paneles con refuerzos, panel simple y refuerzo más plancha asociada, para la opción de superestructuras No 3 y No. 4 respectivamente.

Dk	Área	Frecuencia [Hz]		
		Panel + Refuerzos (a)	Panel Simple (b)	Refuerzo + Plancha Asociada (c)
01	Cuadernas - Costados	25.25	32.94	58.38
	Verticales-Mamparo Pp	32.53	46.98	61.67
02	Baos – Cubierta	-	24.36	164.73
	Long Vigas-Cubierta	-	58.12	129.75
	Long Secundarios-Cubierta	32.68	47.50	54.11
	Cuadernas - Costados	26.92	27.04	54.91
03	Baos – Cubierta	-	33.43	57.02
	Longitudinales-Cubierta	44.42	58.56	67.72
(a) Estimadas con la ecuación (66)				
(b) Estimadas con la ecuación (63)				
(c) Estimada con la ecuación (69)				

Tabla 29: Frecuencias de elementos estructurales secundarios de Superestructura Compuesto de Fibra, Opción No 3. Fuente: [propia]

Dk	Área	Frecuencia [Hz]		
		Panel + Refuerzos (d)	Panel Simple (e)	Refuerzo + Plancha Asociada (d)
01	Cuadernas – Costados	31.09	32.94	58.06
	Verticales-Mamparo Pp	29.58	46.98	53.20
02	Baos – Cubierta	-	24.36	179.95
	Longitudinales-Cubierta	43.34	47.50	63.40
	Cuadernas – Costados	26.92	27.04	54.91
03	Baos – Cubierta	-	33.43	57.02
	Longitudinales-Cubierta	44.42	58.56	67.72
(d) Estimadas con MEF				
(e) Estimadas con la ecuación (63)				

Tabla 30: Frecuencias de elementos estructurales secundarios de Superestructura Propuesta, Opción No 4. Fuente: [propia]

5.1.1.3.2. Superestructura: Validación de las opciones propuestas mediante Análisis de vibraciones forzadas y esfuerzos combinados en el bloque de popa

Para validar el escantillonado de las opciones de superestructura propuestas en la sección 5.1.1.2, es frecuente desarrollar el modelo completo de la nave para ser estudiados con MEF, sin embargo en esta tesis para dar un mayor énfasis a la metodología que se viene desarrollado, se ha orientado el análisis al bloque de popa, para este caso en particular inicia en el mamparo de sala de máquinas. Mediante el análisis con MEF se han obtenido como resultados: los esfuerzos combinados y las respuestas a las vibraciones forzadas por excitación de la hélice. Para realizar el cálculo de esfuerzos se han aplicado las presiones de diseño dadas por Lloyd's Register [82]. Para el análisis de las respuestas de vibraciones forzadas se ha considerado las dos condiciones de excitación de la hélice: 1Z y 2Z. Para este último cálculo se han incluido las rigideces, amortiguamiento y masas añadidas de la hélice.

5.1.1.3.3. Modelo con Elementos Finitos

Para desarrollar el modelado estructural del barco modelo se ha considerado:

- Elementos tipo “Shell y Frame”. El mallado “Shell” es tipo cuadrilateral y triangular.
- Auto-divisiones de longitud de segmento 50 mm en los “Frame”, de tal manera que coincida con la malla “Shell”.
- Para el cálculo de esfuerzos combinados se ha considerado la quilla central como simplemente soportada.
- Para el cálculo de vibraciones forzada se ha considerado la superficie del fondo soportada por resortes, equivalente a las boyantes del barco al calado de 1.65 m (ver Figura 70).

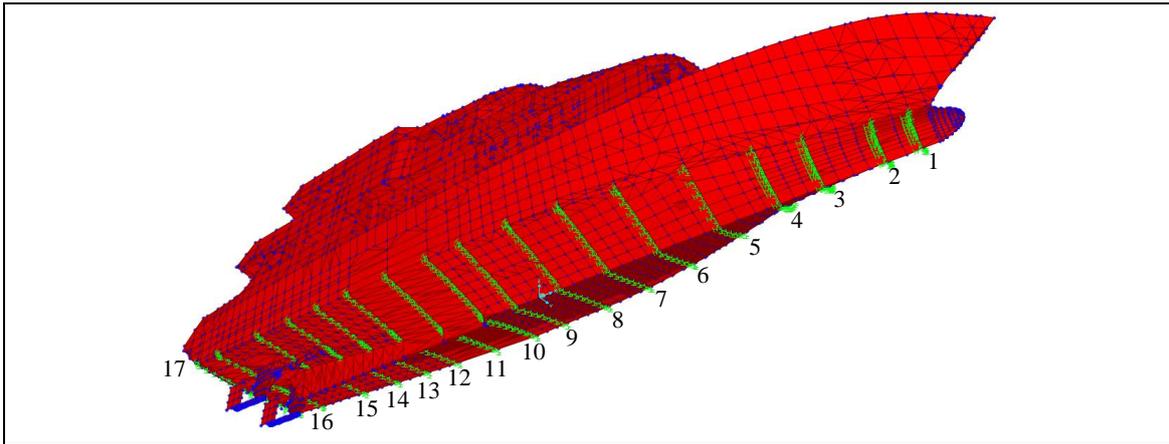


Figura 70: Soportes tipo resorte en modelo de Elementos Finitos. Fuente: [propia]

- Para modelar la línea del eje, los bocines y la hélice se han representado los nodos con sus respectivas propiedades de amortiguamiento y rigidez (ver Figura 71).

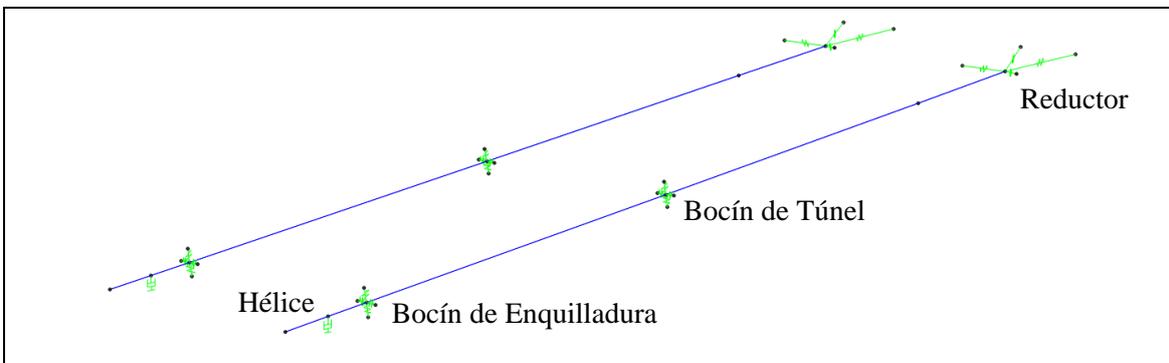


Figura 71: Modelo Estructural.- Ejes y Links de soportes. Fuente: [propia]

- En el modelo geométrico se han incluido:
 - Casco
 - Superestructura
 - Mamparos y divisiones
 - Quilla central y Enquilladura
 - Tanques
 - Base de Motores
 - Timones
 - Ejes

En la Figura 72 se presenta el modelo estructural del yate modelo en estudio.

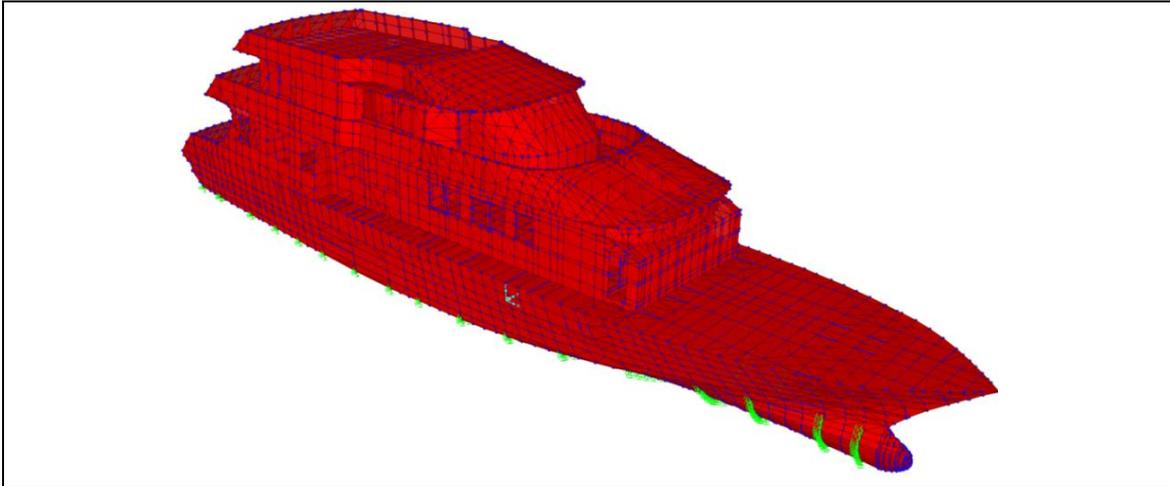


Figura 72: Modelo estructural en Elementos Finitos del modelo analizado. Fuente: [propia]

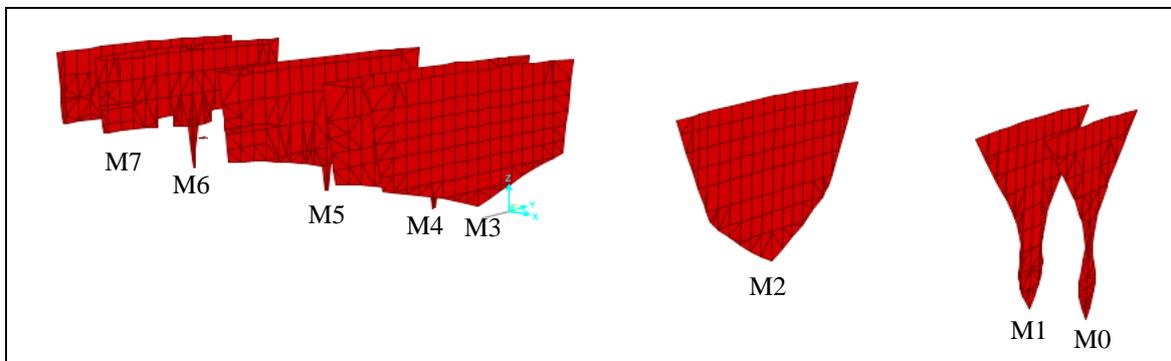


Figura 73: Modelo Estructural.- Mamparos. Fuente: [propia]

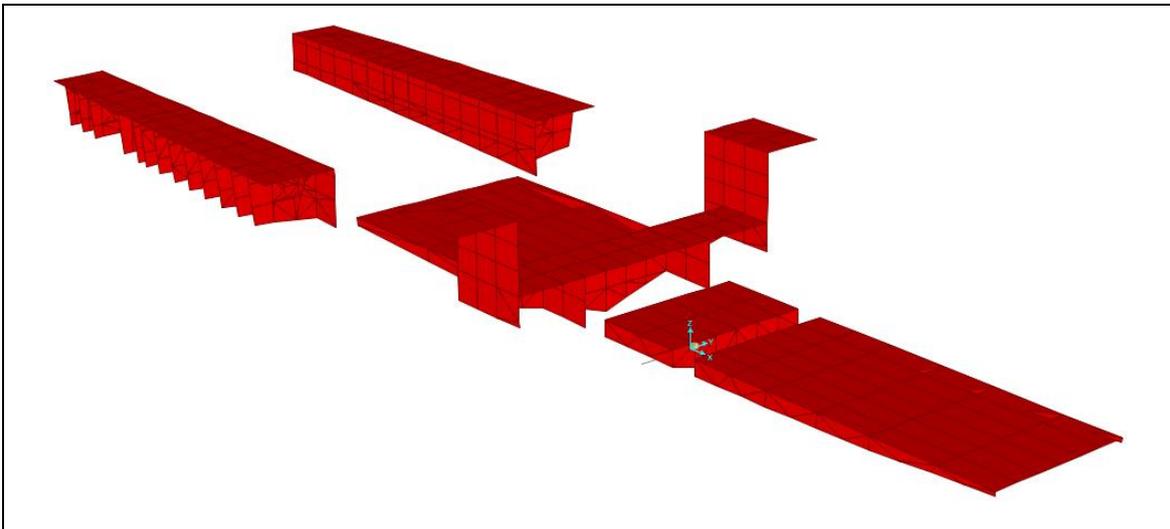


Figura 74: Modelo Estructural. - Tanques. Fuente: [propia]

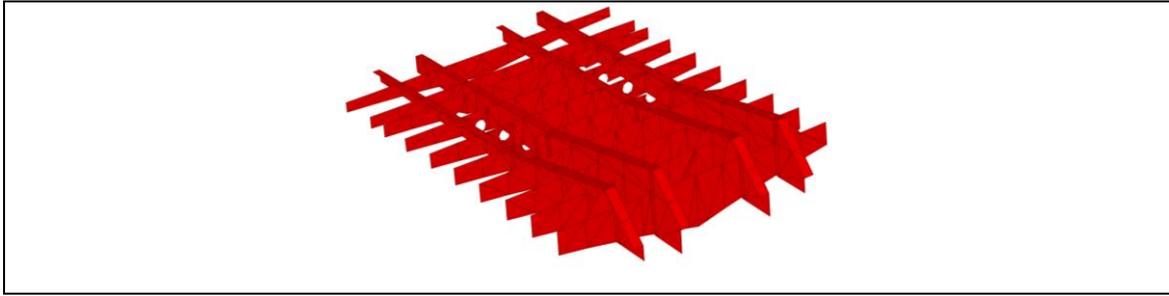


Figura 75: Modelo Estructural. - Base de Maquinas. Fuente: [propia]

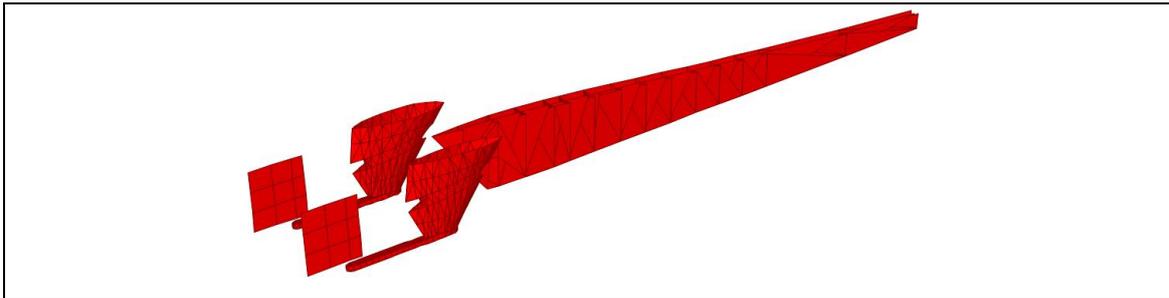


Figura 76: Modelo Estructural. - Quilla, Enquilladura y Timones. Fuente: [propia]

5.1.1.3.3.1. Consideraciones para análisis de esfuerzos combinados en el bloque de popa

Para el análisis de los esfuerzos combinados de este bloque, se han considerado las presiones de diseño dadas por Lloyd's Register para cubiertas interiores y exteriores, ver Tabla 31. Las cargas han sido aplicadas en las cubiertas del barco modelo.

Cubierta	Presión de Diseño [KN/m ²]
Interior	7.430
Exterior	9.494

Tabla 31: Presiones de Diseño en cubiertas. Fuente: [propia]

Los límites de los esfuerzos son dados por Lloyd's Register para los diferentes materiales de construcción. El límite del acero que ha sido considerado es de 0.75 del esfuerzo de fluencia del material (235 N/mm²). Para el laminado compuesto se ha considerado 0.33 del esfuerzo crítico σ_{cr} , ecuación (71).

$$\sigma_{cr} = 0.5 \cdot (E_{cps} \cdot E_N \cdot G)^{1/3} \quad (71)$$

$$\sigma_{lim} = 0.33 \cdot \sigma_{cr} \quad (72)$$

Donde E_{cps} es el módulo de elasticidad de compresión del panel en N/mm^2 , E_N es el módulo de elasticidad del núcleo en N/mm^2 y G es el módulo de corte en N/mm^2 .

5.1.1.3.3.2. Consideraciones para análisis de vibración forzada por excitación de la hélice

Para el análisis de vibración forzada se ha considerado las siguientes propiedades de las hélices:

Diámetro [m]	D_h	1.067
Paso [m]	P	0.942
Relación de Área	A_R	0.700
Relación de Reducción	n_r	2.947
Numero de Aspas	Z	5

Tabla 32: Datos de Hélice. Fuente: [propia]

Rigidez de bocines

Para simular las posiciones de los bocines en los nodos se han usado resortes en las 4 direcciones.

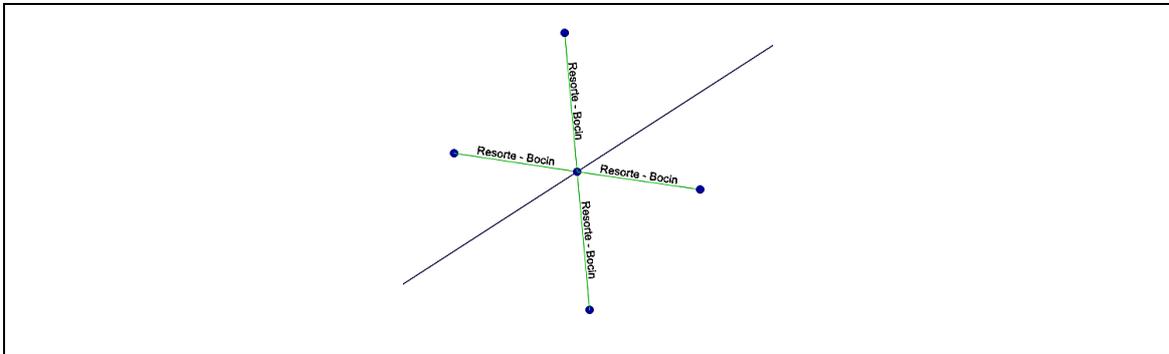


Figura 77: Resortes tipo link para unión eje-bocín. Fuente: [propia]

5.1.2. Propuestas de unión híbrida

5.1.2.1. Detalles constructivos de la Unión híbrida

En la construcción con materiales compuesto se debe seguir las recomendaciones dadas por las Sociedades de Clasificación. Esto incluye tener un adecuado control de calidad y cuidado en la preparación del laminado y manipulación de los componentes químicos involucrados en la construcción.

Para garantizar la vida útil de los paneles compuestos y estructuras tubulares es recomendable que:

- Las capas de fibra deben estar laminadas adecuadamente y con los porcentajes de materiales de laminación deben ser como se indica: Mat (30%)-Resina (70%); WR (50%)-Resina (50%).
- Todas las superficies de acero donde se va a laminar, debe ser eliminada la calamina mediante chorreado grado SA 2-1/2 y pintadas con anticorrosivo epóxico poliamina.
- Los tubos de acero deben tener los extremos sellados completamente y pintados con anticorrosivo epóxico poliamina.
- Los tubos de acero se deben encontrar completamente sellados para evitar corrosión en su interior.
- El núcleo (balsa) quede completamente inerte, con el fin de evitar ingreso de humedad y polillas, ver Figura 78.

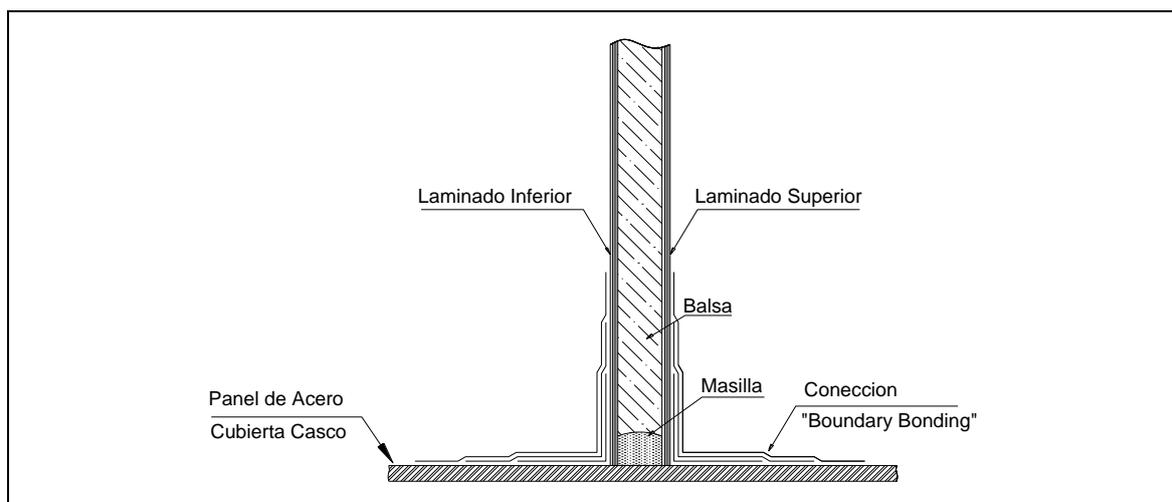


Figura 78: Esquema de protección típica de balsa. Fuente: [propia]

- Toda la estructuración tubular de la superestructura debe ser laminada completamente para evitar la corrosión, usando resina ortoftálica más catalizador MEK Peróxido, sobre la superficie protegida.
- Los paneles compuestos deben incluir en el proceso de laminado retardante al fuego. Para esto se agrega alúmina en la preparación del Gelcoat y en la laminación de la primera capa de Mat, en una proporción de máximo 15% de sólidos.

5.1.2.2. Propuestas de unión híbrida tubular

En esta sección se presenta la propuesta de paneles de fibra de vidrio y estructuras tubulares de acero (FRP & S) y una adecuada unión entre ambos. En principio, se presentan las estructuras típicas recomendadas como elementos primarios, secundarios. También se dan sugerencias para la construcción de los paneles compuestos con una adecuada vida útil.

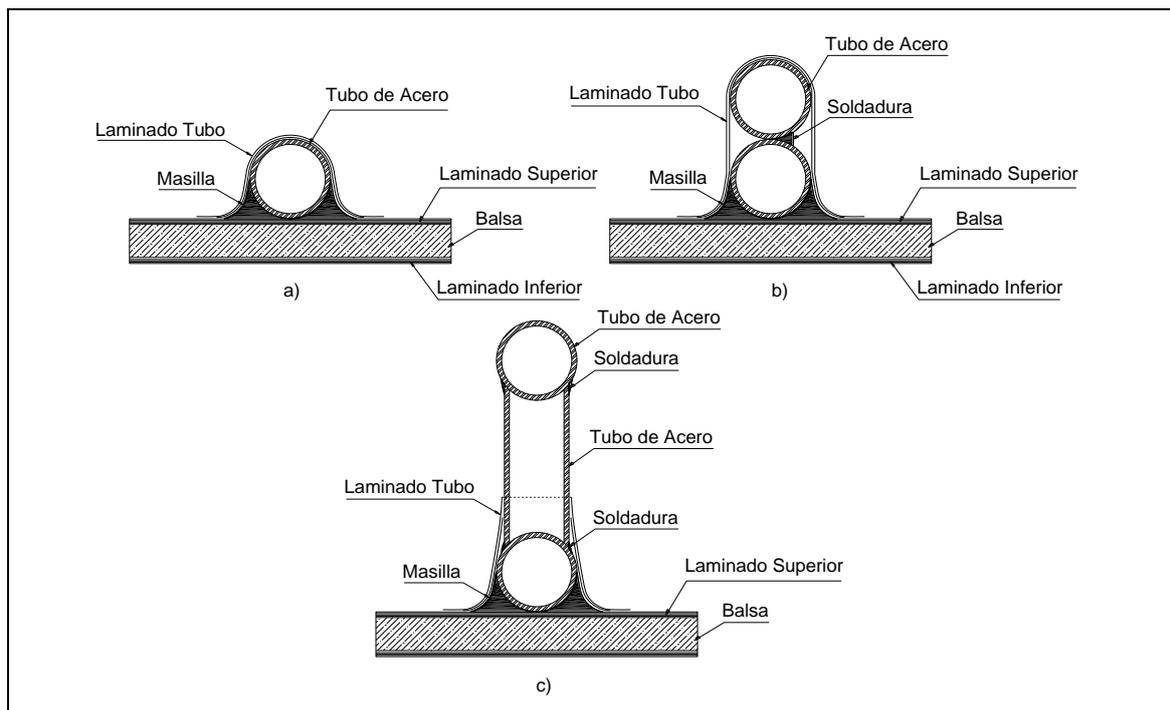


Figura 79: Detalle estructural, unión entre panel de fibra de vidrio y estructura tubular: a) Tubo Simple, b) Tubo doble, c) Tubo doble separados. Fuente: [propia]

En la Figura 79 se ilustran las 3 estructuras tubulares típicas usadas con los paneles

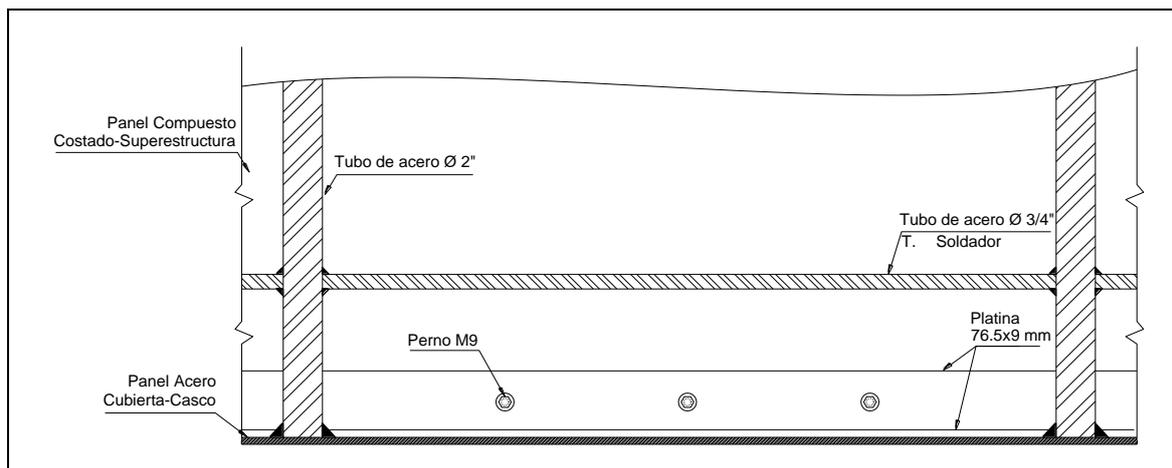
compuestos de fibra de vidrio (FRP & S). Las estructuras tubulares que se han usado en este estudio se resumen en: tubos simples, tubos dobles y tubos dobles con separación.

El uso de un tubo simple, doble con o sin separación dependerá de la inercia requerida de acuerdo a la presión de diseño analizada. Los tubos con separación generalmente son usados como elementos primarios en las cubiertas. Los diámetros de tubos de acero usados van desde 3/4" a 2".

Para la fijación de unión híbrida tubular entre el panel compuesto de costado de superestructura con una superficie metálica de cubierta de acero, se propone usar:

- Colocar platinas de acero (Flat Bar) soldadas a la cubierta del casco para luego empernar la platina a los paneles compuestos de costado, ver la Figura 80. Los pernos usados son AISI 316-M9 y deben estar separados aproximadamente entre ellos 30 cm;
- Usar de forma típica un tubo soldador de 1/2" a 1" plg, ubicado a una distancia vertical de 25 cm desde la cubierta.

Para garantizar la estanqueidad de la unión entre estructuras tubulares de acero y paneles de fibra de vidrio, se recomienda usar al menos dos capas de fibra con Mat 450 gr/m², según sea el caso.



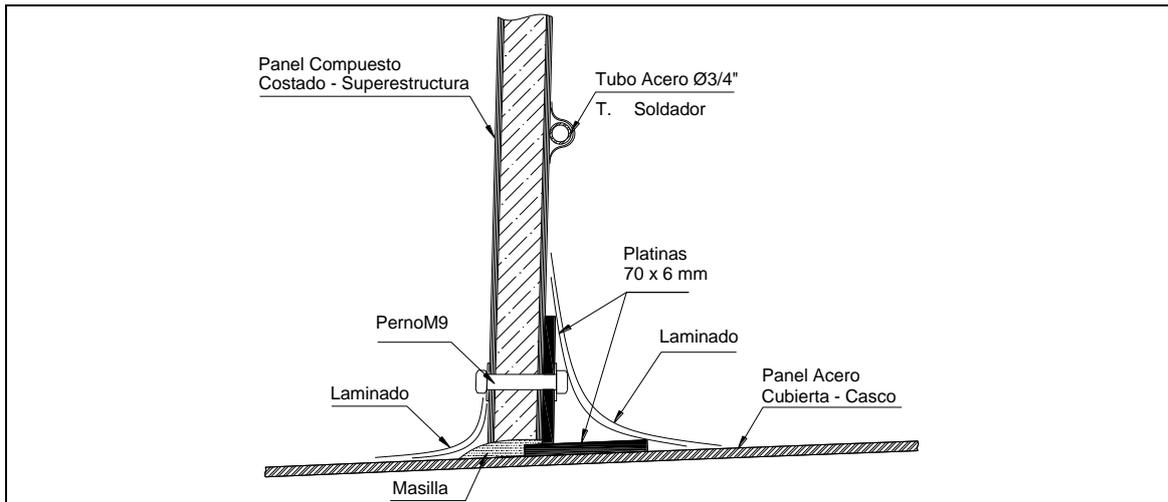


Figura 80: Detalle estructural, unión entre paneles de casco y compuesto de superestructura.

Fuente: [propia]

5.1.2.3. Estudio de esfuerzos y capa crítica usando Elementos Finitos

El estudio de los paneles compuestos de fibra de vidrio ha sido desarrollado siguiendo la opción No 4: Superestructura construida en su totalidad con paneles compuestos FRP y la unión híbrida del tipo compuesto con estructura tubular. Esta opción ha demostrado que ofrece la ventaja del menor peso estructural.

Estudio de la unión híbrida tubular

A seguir se plantea el estudio de la unión híbrida entre el costado de la superestructura y la cubierta del casco. El objetivo de este estudio ha sido reducir en los paneles de superestructura el uso de la estructura tubular y remplazar con refuerzos de fibra de vidrio, tipo omega tal como se muestra en la Figura 81. Las propuestas de unión híbrida constan de una estructura tubular soldada a la cubierta. La estructura vertical son tubos de diámetro de 3/4" a 2" Sch40 y como estructura de amarre horizontal a cubierta se ha usado una platina de acero naval de 3", y tubos soldadores de 1/2" a 1" separados verticalmente a 25 cm desde la cubierta.

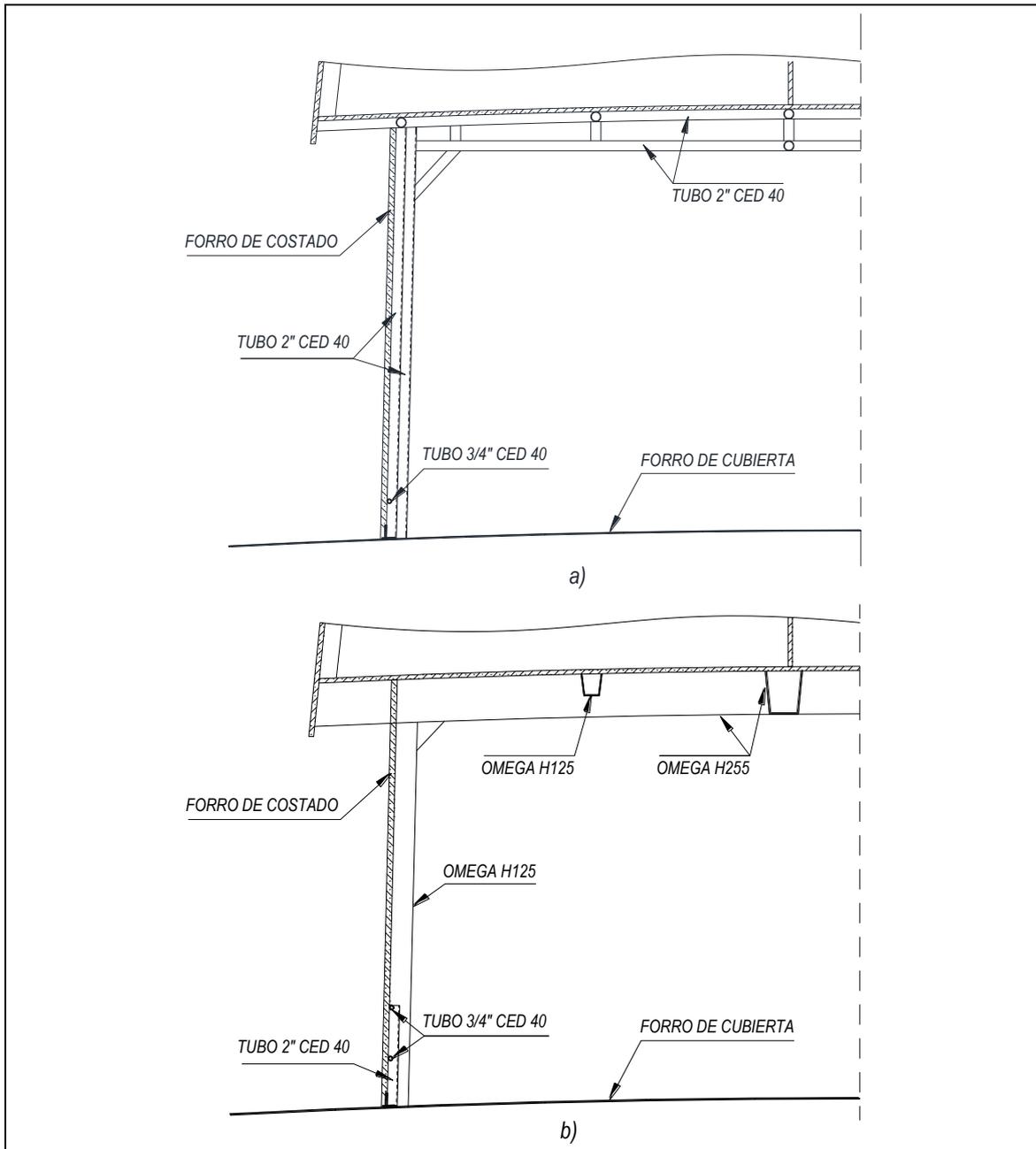


Figura 81: Esquema amarre estructural: a) Estructura tubular típica, b) Estructura tubular propuesta. Fuente: [propia]

Para estudiar adecuadamente la unión híbrida, se ha realizado en el modelo de Elementos Finitos, un análisis de esfuerzo cortante por capas. En este análisis se ha modelado el costado de la primera cubierta de la superestructura con una longitud de 4.46 m y 2.55 m de altura, con separación de refuerzos (omegas H125) de 2.00 m, ver Figura 82.

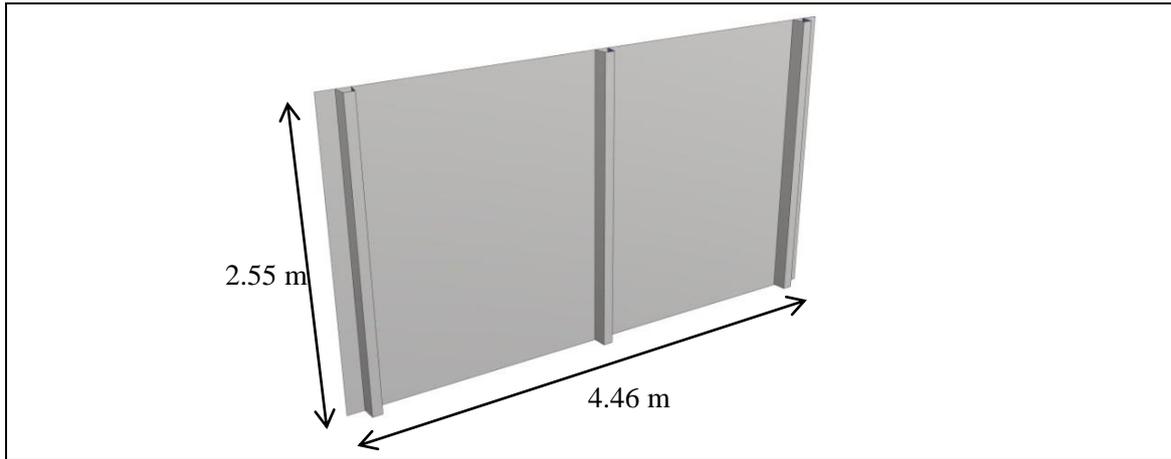


Figura 82: Modelo de costado de superestructura que se optimizara. Fuente: [propia]

5.1.2.3.1. Consideraciones para el análisis con Elementos Finitos

Para el análisis con Elementos Finitos se han tomado las siguientes consideraciones:

- El peso de la superestructura que se ha considerado es de 9.09 ton.
- Las fuerzas a aplicarse en el modelo híbrido propuesto han sido obtenidas considerando las reacciones del barco en las condiciones críticas: 30° de escora y 15° de encabuzamiento. En cada caso se han aplicado las presiones de diseño dadas por Lloyd's Register, [82].
- No existe contacto entre el tubo de acero y los paneles, sin embargo, se ha aplicado contacto superficial mediante el laminado de los tubos.
- Para los análisis se ha considerado que los bordes del panel se encuentran simplemente apoyado.
- El tamaño de la malla se encuentra entre 1.5 – 9 mm con elementos cuadriláteros y triangulares.
- En los resultados de Elementos Finitos, no se han tomado en consideración la formación de “Hot spots”, para evitar llegar a conclusiones erróneas.
- Para la estructura tubular se ha usado como material: acero ASTM B53. Para los paneles compuesto se han usado: como núcleo (balsa) de 144 Kg/m³, laminadas con fibra de vidrio de 450 g/m³ (Mat 450), fibra de vidrio bidireccional WR de 400 g/m³ y 800 g/m³ (WR 400 y WR 800), respectivamente.

5.1.2.3.2. Estimación de fuerzas en unión entre costados y cubierta.

Para el análisis de los esfuerzos cortantes, se han considerado como condiciones críticas en el laminado: la superestructura con escora y en encabuzamiento. Para la primera condición se ha considerado:

- Escora del barco 30° a estribor aplicando una presión de diseño de 5.16 kN/mm^2 en el costado de primera cubierta babor con un área de 48.78 m^2 , ver Figura 83.
- Para la segunda condición se ha encabuzado el barco 15° y se ha aplicado una presión de diseño de 10.08 kN/mm^2 en el mamparo de proa con un área de 6.75 m^2 , ver Figura 84.

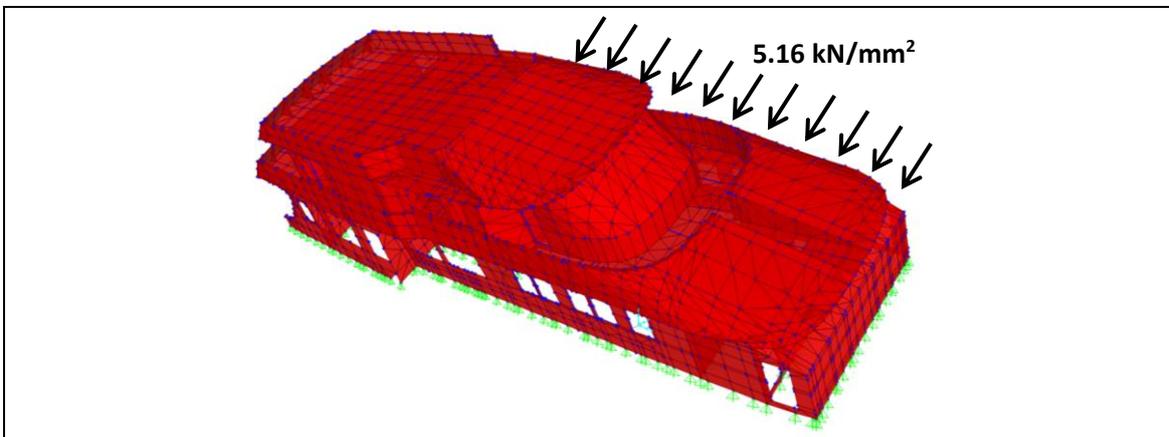


Figura 83: 1ra Condición: Escora de 30° + Presión de diseño de 5.16 kN/mm^2 . Fuente: [propia]

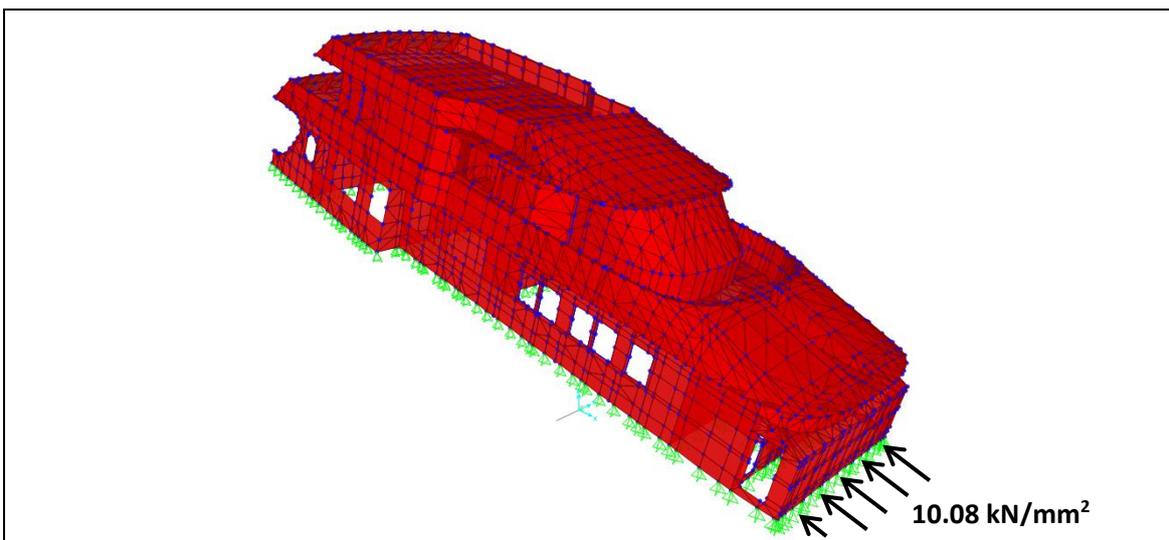


Figura 84: 2da Condición: Encabuzamiento de 15° + Presión de diseño de 10.08 kN/mm^2 .

Fuente: [propia]

A continuación, se presenta la posición de las fuerzas que se aplicaran en las dos condiciones de análisis. En las Tabla 33 y Tabla 34 se presentan las magnitudes en sus tres componentes.

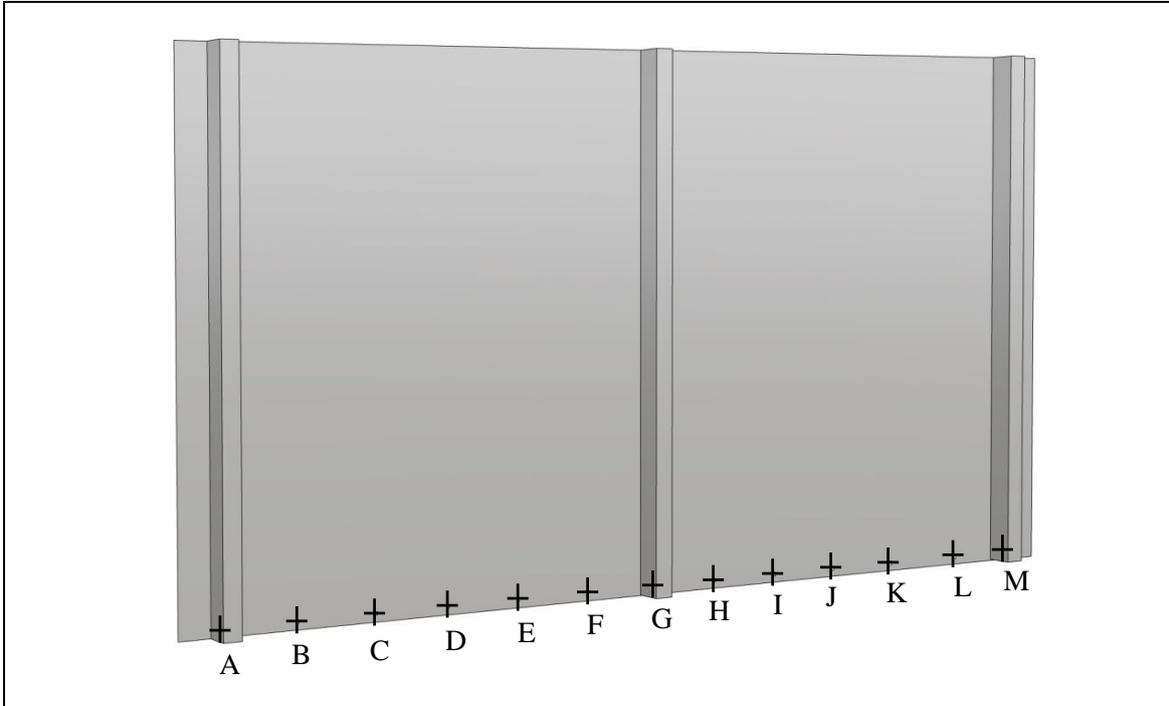


Figura 85: Posiciones de fuerzas aplicadas en modelo de costado. Fuente: [propia]

Posición	X [N]	Y [N]	Z [N]
A	3349.04	-1148.518	-24585.94
B	3812.9	-2480.72	2390.3
C	267.56	-10254.22	9797.64
D	-579.44	-8295.1	-237.6
E	-84.76	-5298.32	12022.14
F	1886.02	-1830.936	1835.42
G	3407.82	-728.44	-25686.28
H	3039.44	-2160.92	2089.59
I	-512.98	-9020.44	8924.32
J	-741.38	-7337.42	-1044.94
K	473.9	-4531.78	9274.48
L	2146.7	-2428.6	386.72
M	860.378	-1206.086	-16500.16

Tabla 33: Resultados: 1ra Condición: Componentes de fuerzas. Fuente: [propia]

Posición	X [N]	Y [N]	Z [N]
A	-672.939	-3877.709	-791.568
B	-2092.87	-3714.047	-3138.918
C	533.468	-5672.495	-3794.552
D	-1228.555	-3975.606	-4802.086
E	538.351	-5331.101	-3837.378
F	-730.549	-1890.989	-2546.723
G	-443.436	-4775.236	-4921.497
H	-1065.147	-1994.931	-2599.758
I	235.354	-5388.508	-3760.612
J	-1984.421	-4191.855	-4855.172
K	455.173	-5656.178	-3680.198
L	-1292.755	-3467.962	-3032.916
M	542.957	-3340.228	-12.467

Tabla 34: Resultados: 2da Condición: Componentes de fuerzas. Fuente: [propia]

5.1.2.3.3. Comportamiento de unión híbrida propuesta

El estudio de la unión híbrida propuesta, se comienza analizando los esfuerzos de corte en el interlaminado para diferentes cargas aplicadas. A seguir, se ha realizado análisis de sensibilidad para conocer como varía el esfuerzo de corte en función del diámetro del tubo soldador y en función del laminado de fibra.

Zonas Críticas del laminado

Para estudiar el comportamiento de la unión híbrida entre la estructura tubular de acero y un panel de fibra de vidrio reforzada se ha realizado un análisis local en un panel de 1x1m con un tubo de reforzamiento vertical de 2" y un tubo soldador (horizontal) de 3/4". El panel FRP usado ha sido tipo sandwich de espesor 37.20 mm y el laminado de fijación de los tubos está conformado por 3 capas de fibra de vidrio (Mat450–WR400–Mat450) con un espesor total de 2.92 mm.

Las cargas típicas que han sido aplicadas en un extremo del tubo de 2", se han asumido en las tres direcciones XYZ, con una fuerza resultante de 5kN; x-dirección (F1-tensión), z-dirección (F2-normal) y xz-dirección (F3), ver Figura 86.

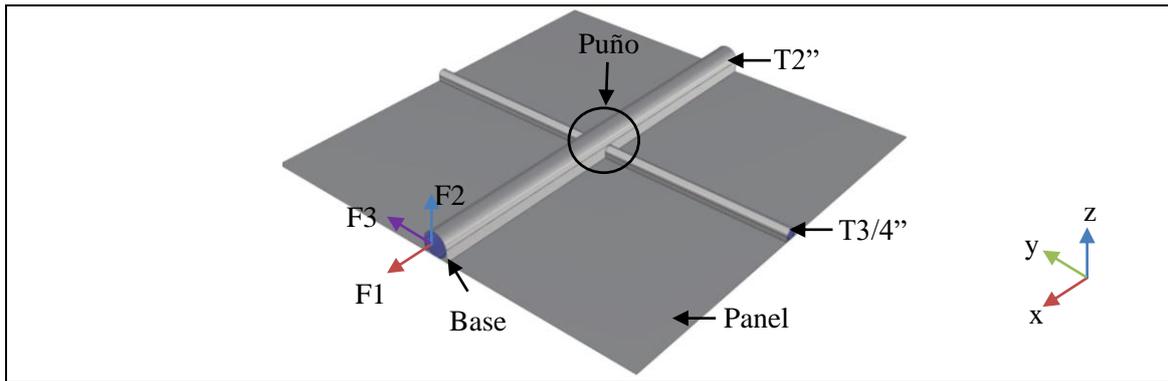


Figura 86: Panel local por analizar. Fuente: [propia]

Al hacer el análisis de la unión híbrida tubular se han presentado dos zonas críticas: el puño (laminado de intersección entre tubos) y la base (laminado cercano al área de aplicación de carga). En ambas zonas, la magnitud del esfuerzo de corte se presenta un incremento desde el borde del laminado de los tubos hasta la corona.

Si la fuerza a la cual está sometida un panel híbrido con estructura tubular es en x-dirección (tensión-paralela al panel), el máximo esfuerzo de corte se genera en el puño entre el tubo vertical y horizontal, tal como se ilustra en la Figura 87a). Mientras que si se aplica la fuerza en z-dirección normal a la superficie, el máximo esfuerzo de corte se desarrolla en el borde del laminado en la zona donde se aplica la carga, como se ilustra en la Figura 87b), considerándose esta última, la condición más crítica para la unión híbrida tubular.

La magnitud de la zona crítica dependerá de la dirección de la carga y de su intensidad. En la Figura 87c) se puede observar las zonas afectadas por una carga en xz-dirección diagonal; la magnitud del esfuerzo de corte es menor que los casos anteriores, pero se producen en las mismas áreas.

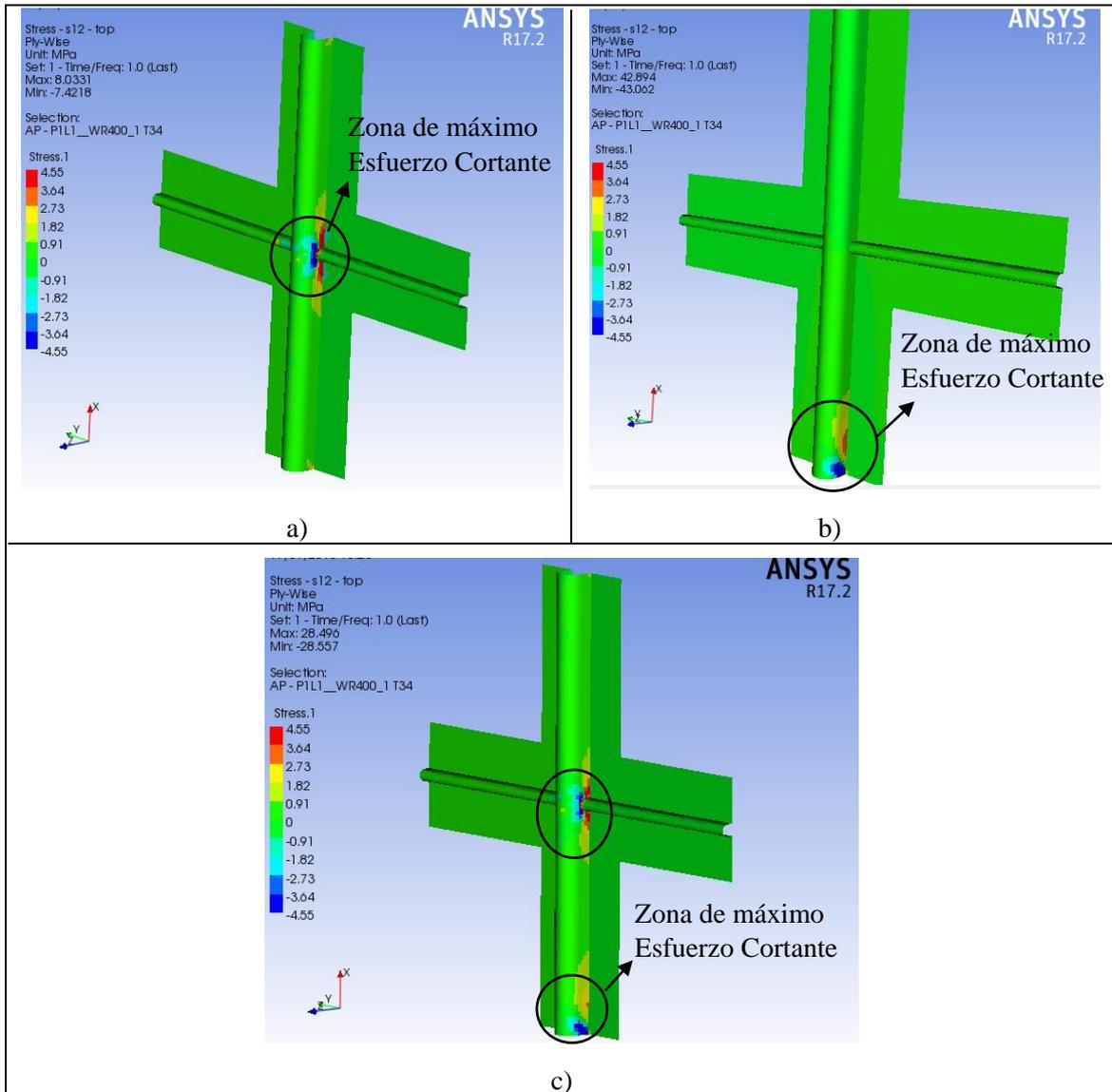


Figura 87: Resultados de esfuerzo cortante: a) con carga de tensión (F1), b) con carga normal (F2), c) con carga diagonal (F3). Fuente: [propia]

Variación del diámetro de tubo soldador

A seguir se presenta el resultado de la variación del diámetro del tubo soldador y el efecto en la unión híbrida. Para esto, se presenta un análisis comparativo entre los esfuerzos cortantes resultantes al variar el diámetro del tubo y aplicar una carga F3 de 5kN con dirección diagonal al plano del panel XZ.

Los resultados obtenidos se presentan en la Tabla 35 en la cual se muestra la relación comparativa del esfuerzo cortante para los diferentes diámetros de tubo soldador, comparada con el esfuerzo que se genera con relación al tubo de acero de 3/4", λ_T .

Ítem	Relación de Esfuerzo Cortantes, $\lambda_T = \tau_{Ti} / \tau_{T3/4}$		
	Diámetro de Tubo	Puño	Base
1	3/4"	1	1
2	1"	0.983	0.991
3	1 1/4"	0.862	0.873
4	1 1/2"	0.871	0.865
5	2"	0.855	0.844

Tabla 35: Relación de Esfuerzo cortante respecto al tubo de acero de 3/4", 2da capa WR 400.

Fuente: [propia]

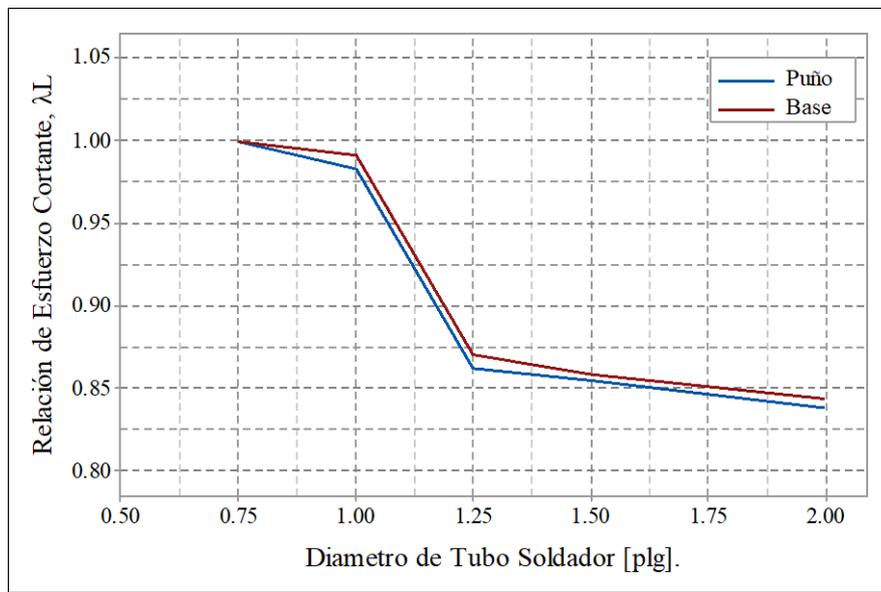


Figura 88: Relación de esfuerzo cortante λ_T vs Diámetro de tubo soldador. Fuente: [propia]

En la Figura 88 se puede observar que una mayor reducción de esfuerzo de corte se consigue con un tubo de acero de 1-1/4". Si se usaría mayores diámetros en los tubos soldadores no se genera un mayor beneficio en la unión híbrida, añadiendo más bien peso a la estructura.

El uso del tubo de acero de 1-1/4” no es mandatorio, sin embargo, es una opción que se puede considerar para la reducción de esfuerzo cortante en zonas de la superestructura, consideradas como críticas.

Influencia del número de capas en la unión híbrida

En la unión híbrida, el laminado de los refuerzos es el responsable de soportar todo el impacto de las cargas, por esta razón es de importancia seleccionar un laminado adecuado. Si se sobredimensiona este laminado en la unión híbrida, solo se va a incrementar el peso.

En la Tabla 36 se presentan un cuadro comparativo con varias combinaciones de laminado, que permiten relacionar entre el esfuerzo cortante máximo y el esfuerzo cortante que se ha obtenido si se usa solo una capa de Mat 450, λ_L .

En la Figura 89 se muestra la gráfica de la relación λ_L .

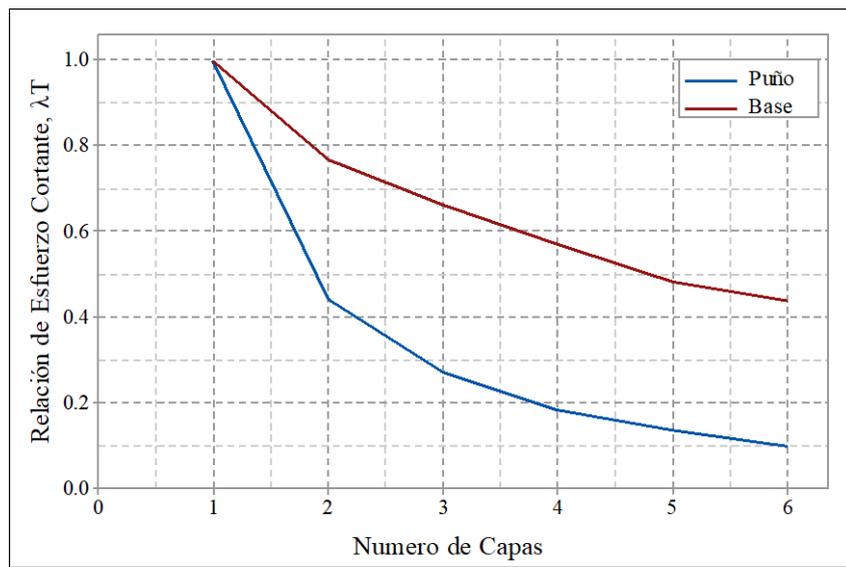


Figura 89: Relación de esfuerzo cortante λ_L vs Numero de capas. Fuente: [propia]

# Capas	Relación de Esfuerzo Cortantes, λ_L		
	Laminado de Tubos	Puño	Base
1	Mat	1	1
2	Mat – Mat	0.442	0.767
3	Mat – WR – Mat	0.274	0.664
4	Mat – WR – Mat – Mat	0.185	0.572

# Capas	Relación de Esfuerzo Cortantes, λ_L		
	Laminado de Tubos	Puño	Base
5	Mat – WR – Mat – WR – Mat	0.136	0.484
6	Mat – WR – Mat – WR – Mat – Mat	0.100	0.438

Tabla 36: Relación de Esfuerzo cortante respecto a la primera capa Mat 450, Fuente: [propia]

De la tabla se puede observar las siguientes variaciones del esfuerzo cortante:

- En el puño se aprecia una reducción del esfuerzo de 73% al usar tres capas de fibra, comparado con el esfuerzo obtenido con una capa
- En la base se consigue una reducción del esfuerzo de 54%.

5.1.2.4. Selección de la Unión Híbrida tubular de mejor comportamiento

Estudio de la Unión híbrida propuesta

Para el estudio de la unión híbrida en la superestructura, se han tomado en consideración dos áreas críticas, por considerarse que soportan las mayores presiones:

- El mamparo frontal de proa, y
- Los costados de la superestructura.

Tomando en consideración estas dos zonas, se han planteado para la unión híbrida varias geometrías. En todos los casos, los tubos verticales tienen una altura de 60 cm y están unidos por una platina de 3” en la base. Las opciones de amarre que han sido propuestas son:

- 1) Tubos verticales de 2” de diámetro separados 100 cm y un tubo soldador de 3/4” a 30 cm desde la cubierta. Ambos tubos laminados con 3 capas de fibra de vidrio, ver Figura 90.

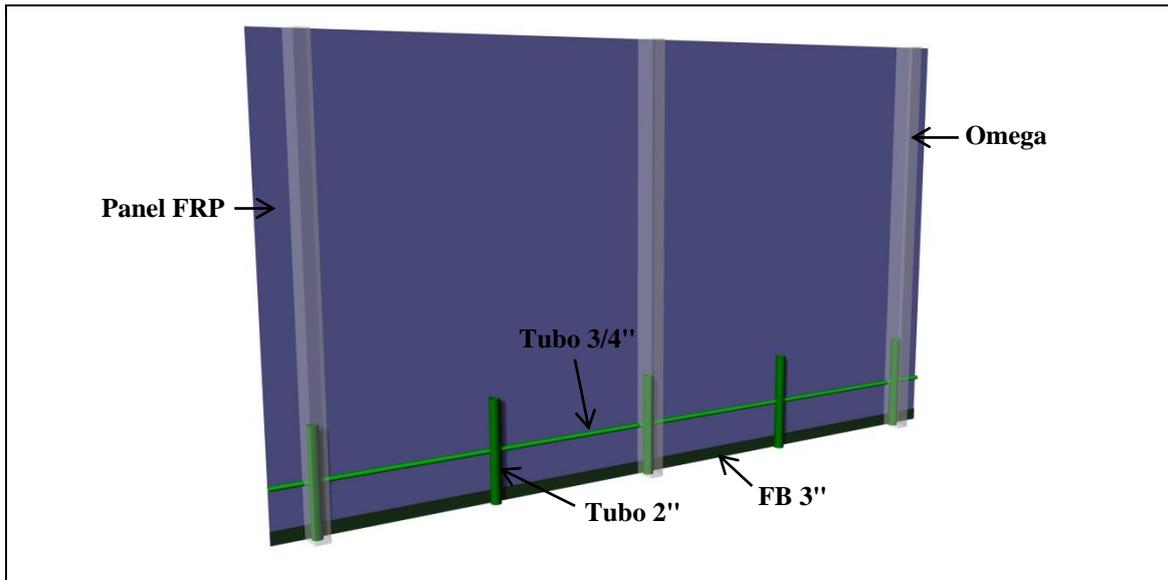


Figura 90: Unión Híbrida tubular- Opción 1, Fuente: [propia].

- 2) Tubos verticales de 2" de diámetro separados 100 cm y doble tubo soldador de 3/4" a 30 y 60 cm medidos desde la cubierta. Ambos tubos laminados con 3 capas de fibra de vidrio, ver Figura 91.

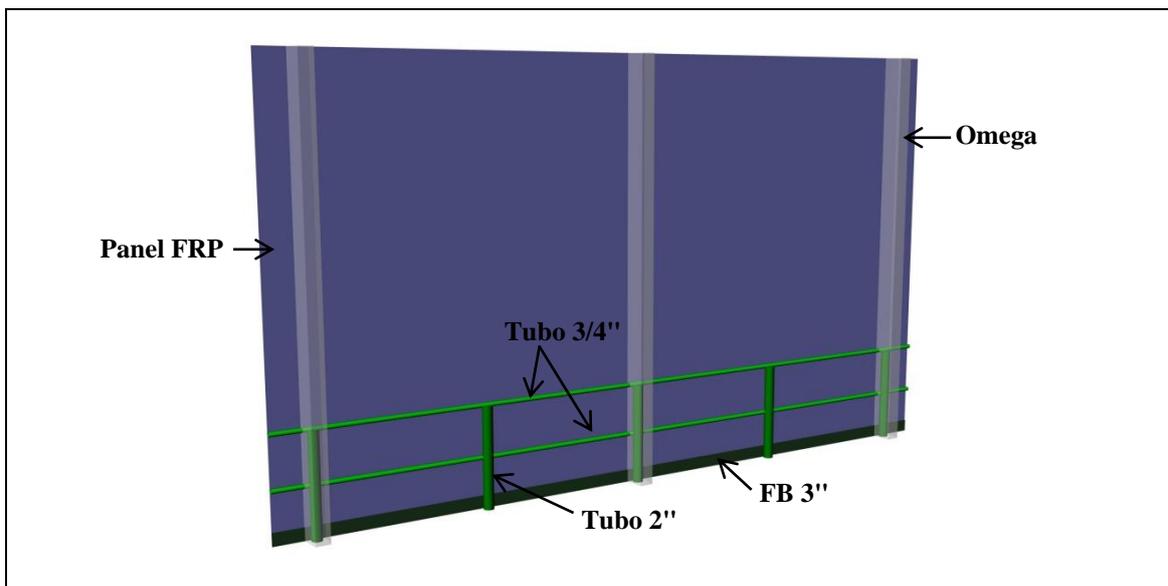


Figura 91: Unión Híbrida tubular - Opción 2, Fuente: [propia].

- 3) Tubos verticales de 2" de diámetro separados 100 cm y doble tubo soldador de 1" a 30 y 60 cm medidos desde la cubierta. Para este caso, los tubos de 2" han sido

laminados con 4 capas de fibra de vidrio y los tubos soldadores laminados con 3 capas de fibra, ver Figura 92.

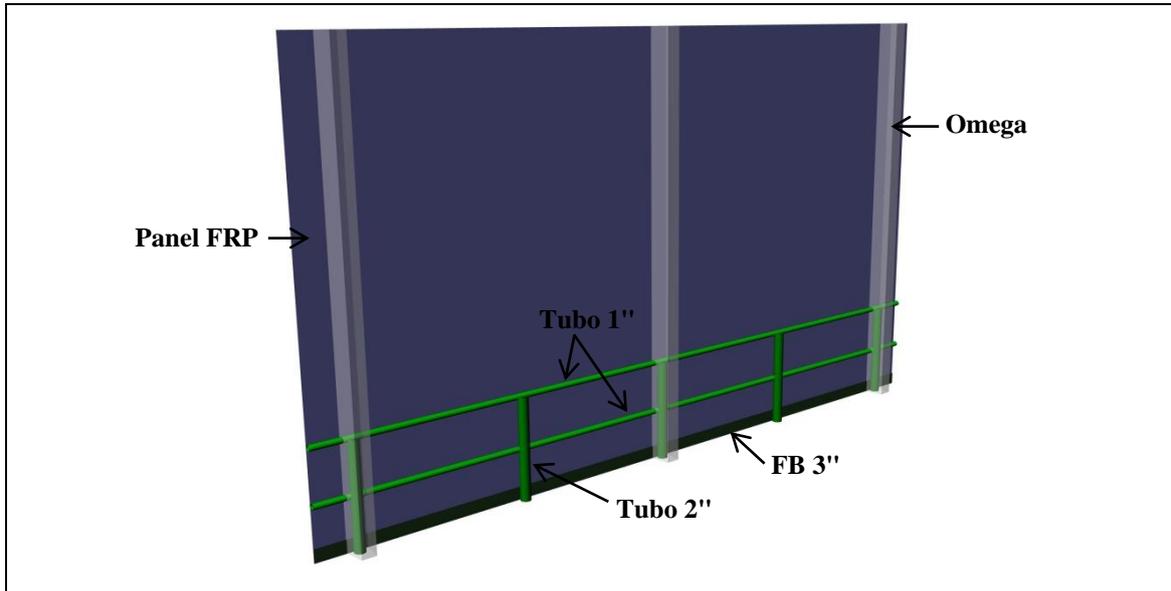


Figura 92: Unión Híbrida tubular - Opción 3, Fuente: [propia].

- 4) Tubos verticales de 2'' de diámetro separados 60 cm y doble tubo soldador de 1'' a 30 y 60 cm medidos desde la cubierta. Ambos tubos han sido laminados con 3 capas de fibra de vidrio, ver Figura 93.

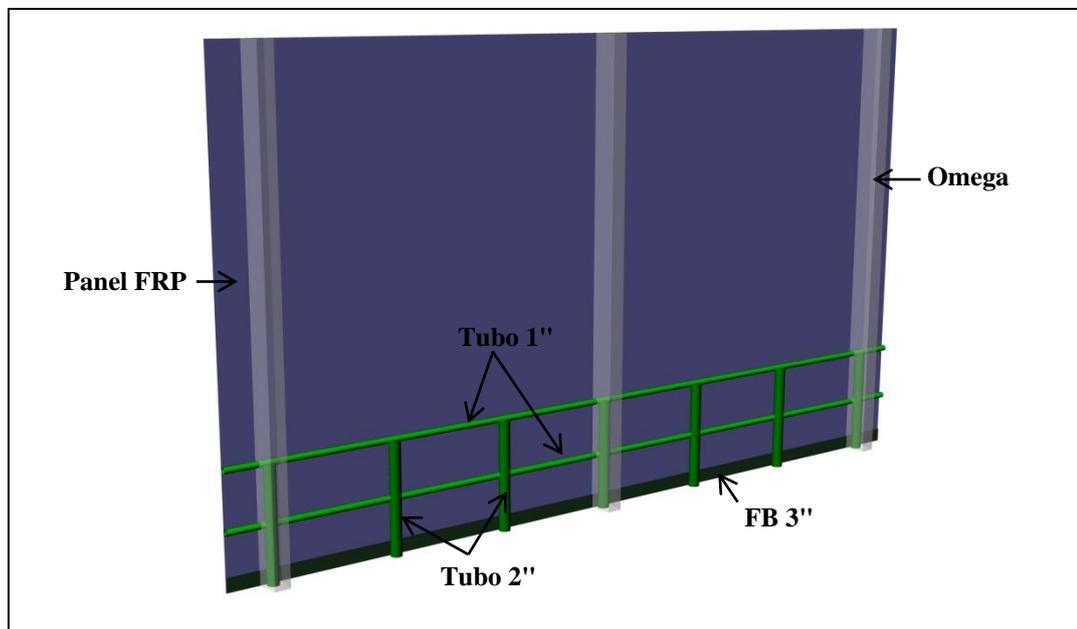


Figura 93: Unión Híbrida tubular - Opción 4, Fuente: [propia].

- 5) Tubos verticales de 2" de diámetro separados 60 cm y doble tubo soldador de 1" a 30 y 60 cm medidos desde la cubierta. Para este caso, los tubos de 2" han sido laminados con 5 capas de fibra de vidrio y los tubos soldadores laminados con 3 capas de fibra.

De las pruebas realizadas, las opciones de amarre No 3 y 5 son las más convenientes debido a que se produce menor esfuerzo de corte en el interlaminado, por esta razón, se recomiendan usar:

- Opción de amarre No 3: para los paneles de costado,
- Opción de amarre No 5: para el mamparo de proa (Figura 94).

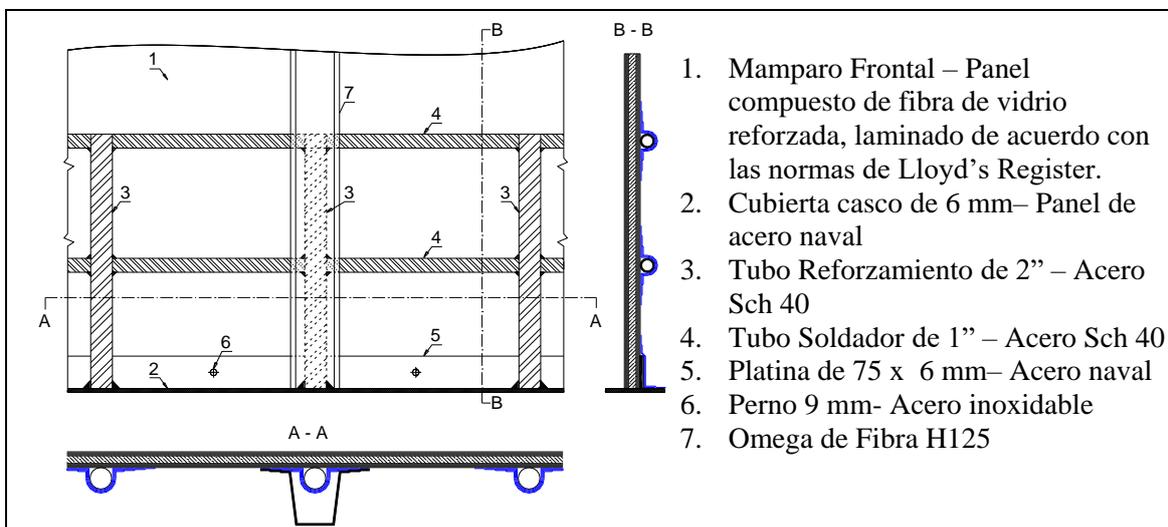


Figura 94: Unión híbrida tubular. Fuente: [propia]

Consideraciones para el análisis mediante MEF

Para el diseño de la unión híbrida se ha tomado en consideración lo siguiente:

- El laminado de todos los tubos debe tener un traslape para el contacto con el panel ("Boundary bonding") de mínimo 25 mm entre capa, siguiendo las recomendaciones de Lloyd's Register [82]. Un traslape mayor no mejora las propiedades del laminado.
- Para el laminado de la platina de acero de 75 x 6 mm, se recomienda usar con dos capas de Mat 450.

- En el laminado de los tubos soldadores, es recomendado usar 3 capas de fibra: Mat 450–WR 400 –Mat 450, en especial en todas las zonas de la caseta.
- En el laminado de los tubos verticales, se recomienda usar:
 - Área de costado: 4 capas de fibra de vidrio: Mat 450 - WR 400 - Mat 450 – Mat 450.
 - Área de mamparo: 5 capas de fibra de vidrio: Mat 450 –WR 400– Mat 450 – WR 400 – Mat 450.
- Los tubos deben estar completamente soldados entre ellos y la platina.
- Para los costados y mamparos de la superestructura, se recomienda emplazar un tubo vertical por cada refuerzo estructural de costado o división y un refuerzo intermedio entre ellos.
- Para el mamparo de proa se debe ubicar dos tubos intermedios entre refuerzos, según sea el rayado estructural. Las separaciones de las vigas de los paneles de la superestructura dependen de los cálculos estructurales realizados.

CAPÍTULO 5

RESULTADOS

5.2.-RESULTADOS

5.2. Resultados

En este apartado se va a presentar el análisis de los resultados obtenidos en los diferentes planteamientos realizados en la sección 5.1 . Entre estos resultados se tiene lo siguiente:

- Resultados de Esfuerzos combinados en el bloque de popa y las Vibraciones forzadas por excitación de la hélice.
- Resultados obtenidos del análisis de esfuerzo cortante de la propuesta de unión híbrida mejorada.
- Análisis comparativo de los pesos estructurales para las opciones planteadas.
- Estimación de costos para las superestructuras propuesta.

5.2.1. Resultados de los esfuerzos en el bloque de popa

La resistencia estructural tanto para el casco como superestructura, debe brindar la rigidez adecuada para resistir las cargas a las cuales está sometido el barco. Para este análisis de esfuerzo combinado se ha modelado un bloque, usando Elementos Finitos, desde la sala de máquinas hacia popa.

Desde la Figura 95 a Figura 98, se presentan los resultados de esfuerzo equivalentes obtenidos usando las presiones de diseño calculadas siguiendo SSC- Lloyd's Register, [82]. En estas imágenes se puede observar que en todas las opciones los esfuerzos combinados generados se encuentran por debajo del límite, sin embargo, los porcentajes de esfuerzos combinados en función del esfuerzo crítico son menores para los paneles de fibra de vidrio (Opción No. 3 y 4).

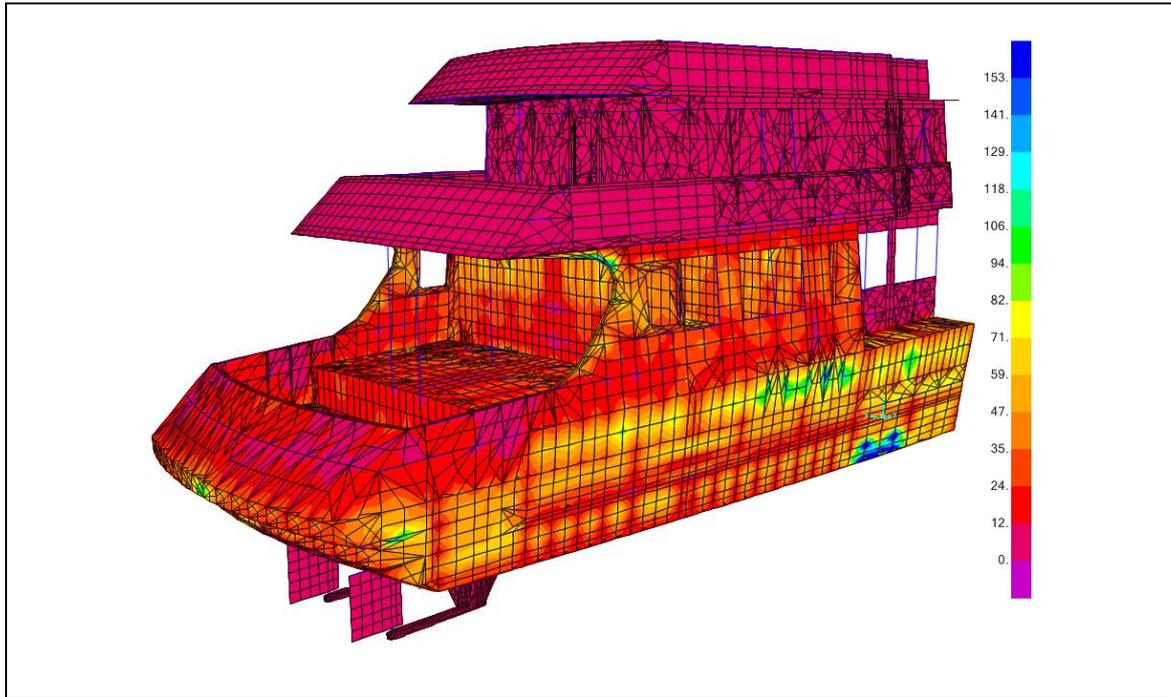


Figura 95: Resultados de esfuerzos con MEF de la Superestructura Original, Opción 1. Fuente: [propia]

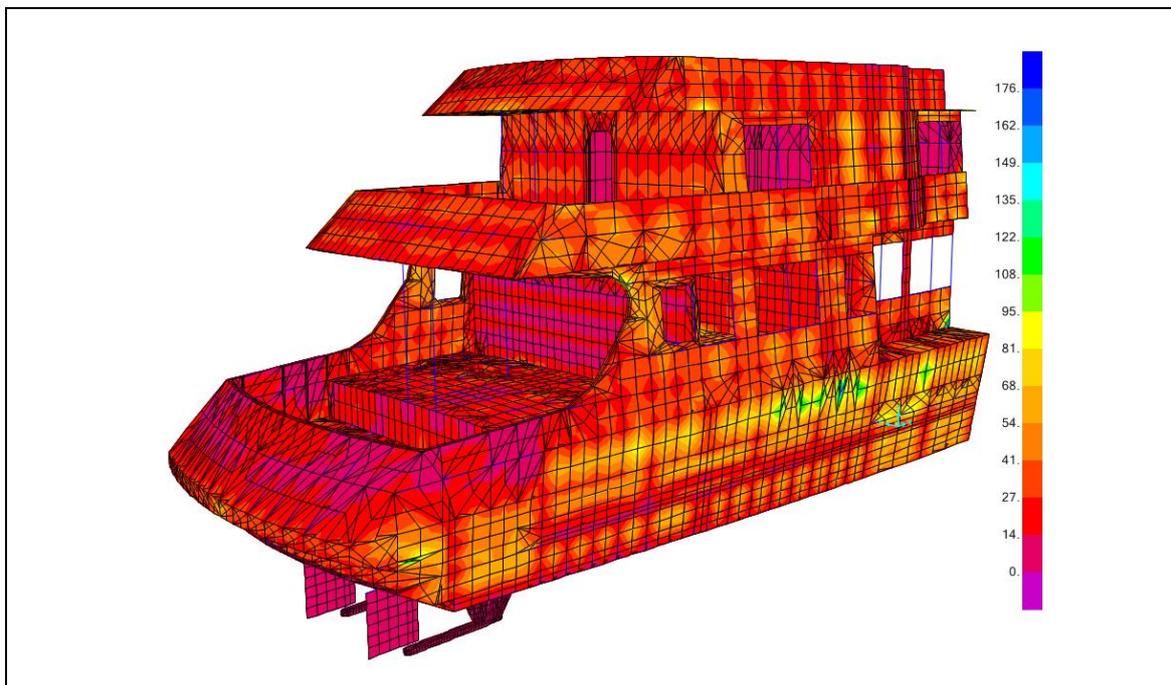


Figura 96: Resultados de esfuerzos con MEF de la Superestructura Acero, Opción 2. Fuente: [propia]

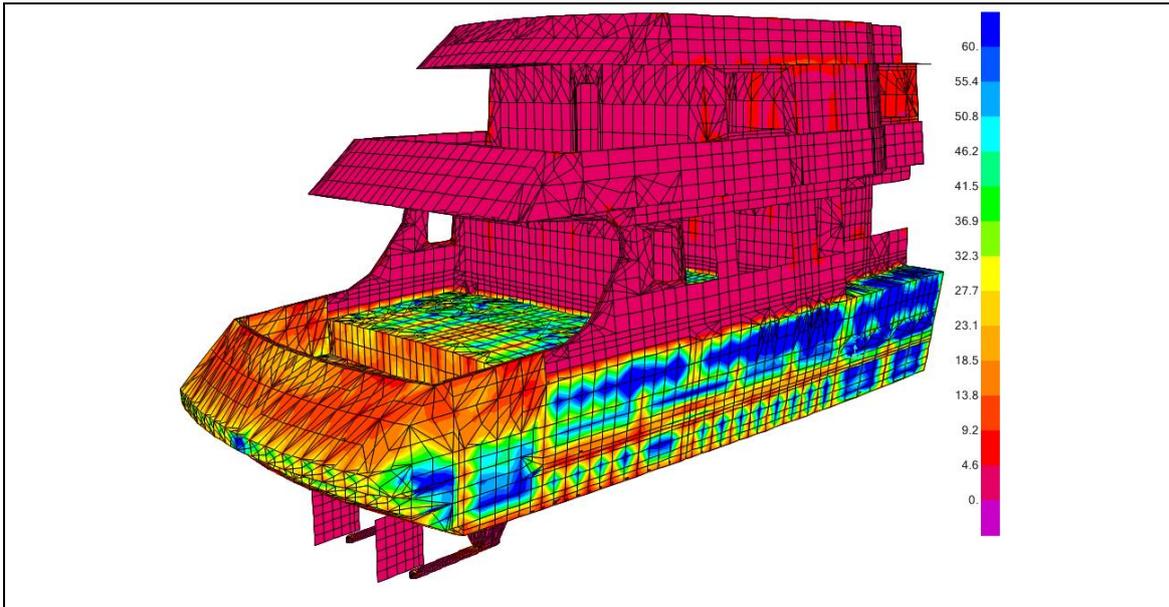


Figura 97: Resultados de esfuerzos con MEF de la Superestructura de Fibra, Opción 3. Fuente: [propia]

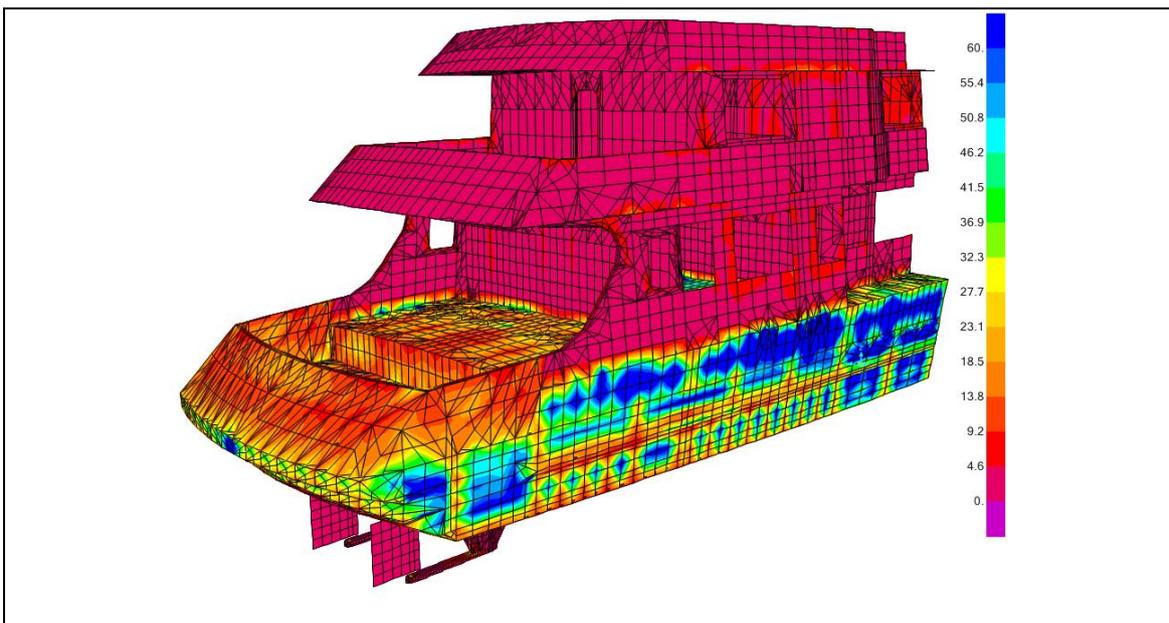


Figura 98: Resultados de esfuerzos con MEF de la Superestructura Compuesto, Opción 4. Fuente: [propia]

En la Tabla 37 se muestra los valores de esfuerzos en [MPa] para las opciones de superestructuras planteadas. Se puede observar que los valores de esfuerzos combinados en los paneles son inferiores a los valores máximos de esfuerzos recomendados por Lloyd's Register [83].

DK	Esfuerzos [MPa]	Esfuerzos equivalentes de Superestructuras							
		Opción No 1		Opción No 2		Opción No 3		Opción No 4	
		σ_{eq}	σ_{Lm-LR}	σ_{eq}	σ_{Lm-LR}	σ_{eq}	σ_{Lm-LR}	σ_{eq}	σ_{Lm-LR}
01	Costados	0.83	56.16	43.81	153	8.80	61.88	7.58	61.88
02	Cubierta	2.13	65.28	53.40	176	5.00	64.09	5.06	64.09
	Costados	4.00	56.16	59.37	176	5.56	59.69	4.94	59.69
	Regala Cost	2.59	56.16	51.54	176	3.90	59.69	3.50	59.69
	Regala Popa	1.02	56.16	31.43	176	2.60	59.69	2.80	59.69
	Divisiones	2.60	56.16	29.92	176	3.60	58.26	3.60	58.26
	Pasillo Int	4.46	56.16	3.24	176	6.40	58.26	6.40	58.26
03	Cubierta	5.18	61.77	73.90	176	5.68	65.82	5.68	65.82
	Regala	1.90	59.35	33.85	176	12.15	59.69	12.15	59.69
	Regala Popa	1.30	56.16	17.05	176	3.95	59.69	3.95	59.69

Tabla 37: Esfuerzos obtenidos por MEF en opciones de superestructuras. Fuente: [propia]

En la superestructura original (opción No 1), los esfuerzos combinados generados se encuentran entre 0.83 y 5.18 MPa, siendo que el máximo esfuerzo se produce en la cubierta Dk 03.

Para la superestructura de acero (opción No 2) los esfuerzos combinados generados en los costados Dk 01 y cubierta Dk 02 son los más alto, el máximo esfuerzo se produce en la cubierta Dk 03 con un valor de 73.9 MPa.

Para superestructura de fibra (opción No 3) y panel compuesto (opción No 4), los esfuerzos combinados son muy similares, esto se debe a que en ambos casos los paneles poseen el mismo escantillonado de paneles y solo cambia el tipo de reforzamiento para los costados de la primera cubierta y el piso de la segunda cubierta. El máximo esfuerzo se desarrolla en la regala Dk 03 con un valor de 12.15 MPa.

En forma general, todas las opciones de superestructuras tienen la resistencia estructural necesaria para soportar las cargas aplicadas a los modelos, sin embargo, la superestructura FRP se presenta como mejor opción, dado sus bajos esfuerzos.

5.2.2. Resultados de la vibración forzada por excitación de hélice

Otra forma de comprobar la resistencia estructural de un barco es mediante la estimación de las velocidades de vibración (mm/s) que se generan por excitación de la hélice. Esta metodología consiste en medir las deformaciones producidas mediante las vibraciones forzadas generadas por la excitación de la hélice. Para cada opción de superestructura, han sido incluidas las fuerzas y momentos dinámicos generadas por la hélice, siguiendo las recomendaciones de ABS [1]. El análisis ha sido desarrollado para dos condiciones críticas del sistema de propulsión: frecuencia de excitación (1Z): 33.07 Hz y (2Z): 86.80 Hz (2Z).

En la Tabla 38 se presentan los valores límites recomendados que han servido de valores de mérito al evaluar las velocidades rms de vibración [43].

Velocidades rms [mm/s]	Área de clasificación		
	Cabinas Pasajeros	Acomodación Tripulantes	Áreas de trabajo
Valores límites de vibraciones	4	6	8

Tabla 38: Valores límites de velocidades rms de vibración. Fuente: [propia]

5.2.2.1. Resultados correspondientes a la frecuencia de excitación (1Z): 33.07 Hz

Esta condición constituye la frecuencia de excitación (1Z) de la línea de propulsión. Desde la Figura 99 a Figura 102, se presentan los resultados de velocidad de vibración obtenidas para las diferentes opciones de superestructuras. La ventaja de este método se basa en que permite visualizar los amarres estructurales insuficientes o estructuras con falta de rigidez. Por tanto, en los casos en que alguna estructura presente exceso de vibración, se debe proceder a reforzar esa área.

En la Figura 99 se puede observar la superestructura original, siendo las áreas con mayor vibración: el costado de la cubierta principal-C01 con 5.1 (mm/s) y el pasillo de la cubierta superior-C01 con 3.0 (mm/s).

En la Figura 100, se puede observar la superestructura de acero, con los siguientes resultados de la velocidad de vibración: regala de popa de la cubierta superior-C02 con 4.0 (mm/s) y paredes interiores con una vibración de 4.8 (mm/s).

Para las opciones de la superestructura de fibra FRP (Figura 101) y laminado compuesto (Figura 102), las velocidades de vibración para el escantillonado propuesto son mayores que los dos casos anteriores. Para el caso de superestructura de fibra FRP y laminado compuesto, la máxima velocidad de vibración se produce en las regalas de popa de la cubierta magistral-C03 con 11.8 y 6.7 (mm/s) respectivamente y en la cubierta magistral-C03 con valores de 8.5 y 7.5 (mm/s). Por tanto, en ambos casos existen zonas que necesitan reforzamiento y modificación al amarre estructural para cumplir con el límite de vibración.

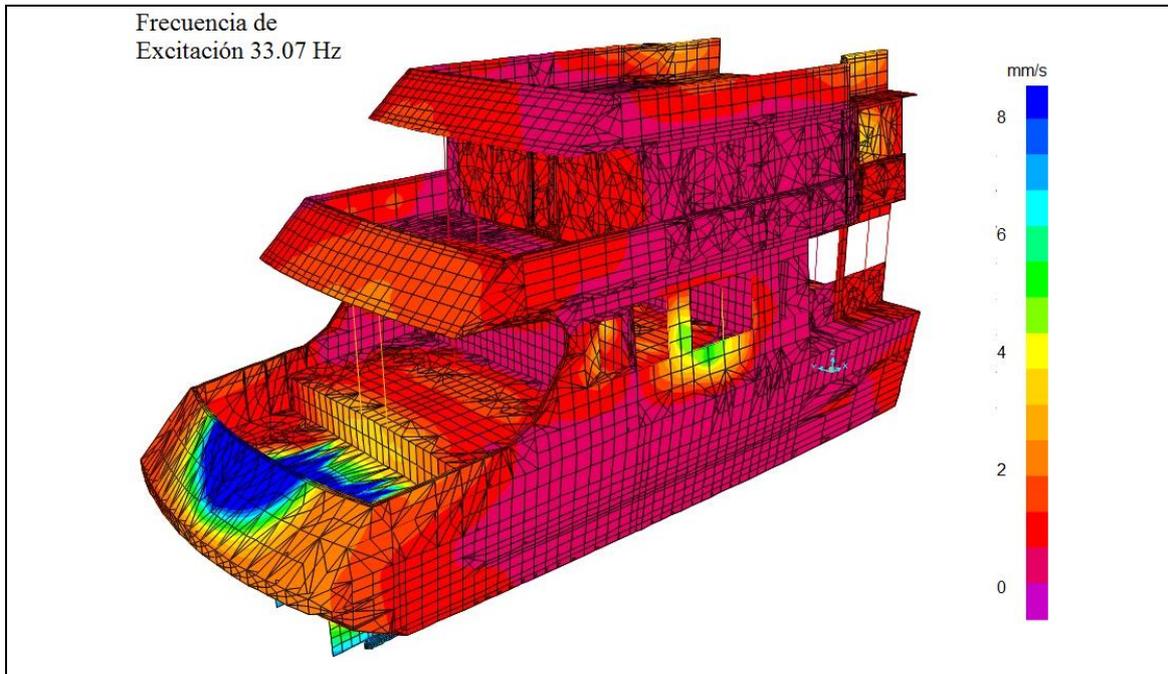


Figura 99: Resultados de análisis de vibración con MEF a 33.07 Hz, Superestructura Original - Opción No 1. Fuente: [propia]

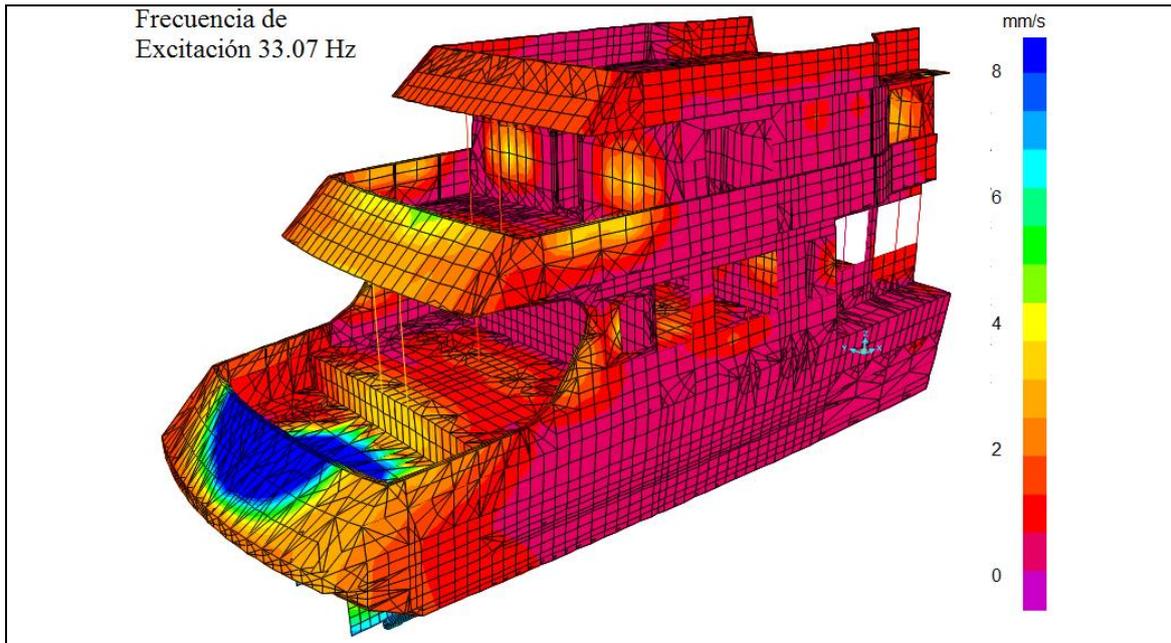


Figura 100: Resultados de análisis de vibración con MEF a 33.07 Hz, Superestructura Acero -
Opción No 2. Fuente: [propia]

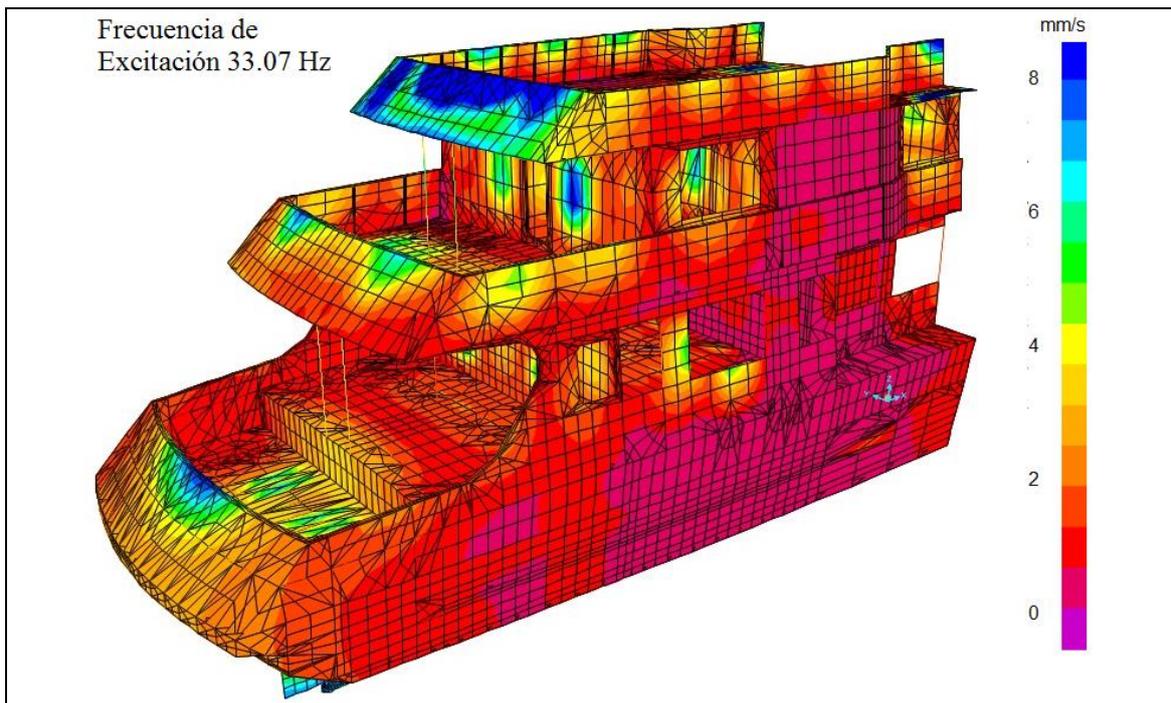


Figura 101: Resultados de análisis de vibración con MEF a 33.07 Hz, Superestructura FRP-
Opción No 3. Fuente: [propia]

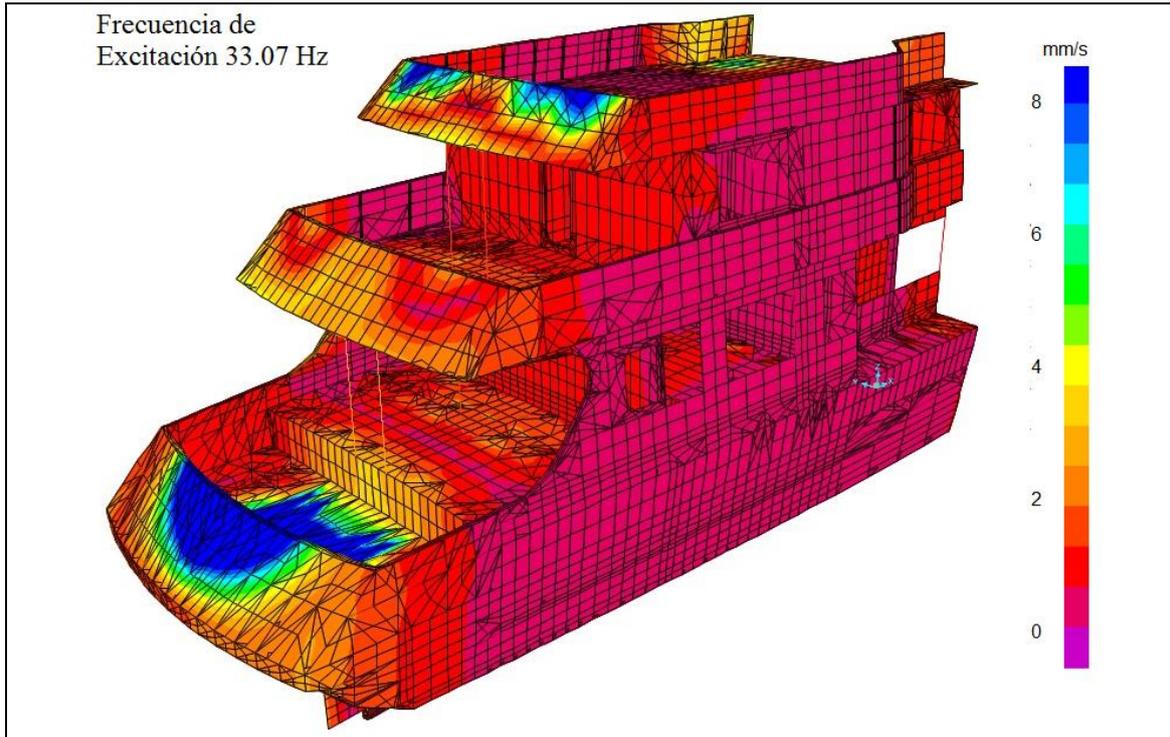


Figura 102: Resultados de análisis de vibración con MEF a 33.07 Hz, Superestructura Laminado Compuesto - Opción No 4. Fuente: [propia]

En la Tabla 39 se presentan los valores de velocidades de vibración rms en (mm/s) para la frecuencia crítica (1Z): 33.07 Hz.

Velocidad de Vibración [mm/s]	Superestructura a 33.07 Hz,				Limite
	Original	Acero	Fibra	Combinado	
Costados C01	5.1	2.3	5.2	2.2	4.0
Cubierta C02	1.6	2.0	6.2	4.9	4.0
Costados C02	0.7	0.3	4.0	2.9	4.0
Regala Costados C02	1.8	3.6	2.8	1.9	6.0
Regala Popa C02	1.5	4.0	5.1	4.5	6.0
Paredes Interior C02	3.0	4.8	3.5	2.7	4.0
Pasillo Interior C02	2.3	1.6	6.2	1.6	4.0
Cubierta C03	1.9	1.7	8.5	7.1	6.0
Regala C03	2.8	0.7	4.9	6.3	6.0
Regala Popa C03	1.3	1.3	11.8	6.7	6.0

Tabla 39: Comparación de velocidades de vibración en las opciones de superestructuras para una excitación de hélice a 33.07 Hz, 1Z. Fuente: [propia]

5.2.2.2. Resultados correspondientes a la frecuencia de excitación (2Z): 86.80 Hz

Desde las Figura 103 a Figura 106, se presentan los resultados de velocidad de vibración rms para la frecuencia crítica 86.80 Hz (2Z). En forma general se puede decir que en esta condición se presentan menores niveles de vibración que la condición anterior 33.07 Hz (1Z). De las cuatro opciones planteadas, la superestructura laminada combinado y FRP (opción No 4 y 3) presentan mayores velocidades de vibración. Para el caso de laminado combinado, la vibración se presenta en la regala de popa de la cubierta 03 con un valor de 2.4 (mm/s) y en la opción fibra FRP, en la cubierta 03 con 1.6 (mm/s).

Para esta condición (86.8 Hz - 2Z) en general, la opción que presenta menor velocidad de vibración es la superestructura de acero (opción No 2), excepto por un sector de la regala de popa de cubierta superior-C02 que tiene una velocidad de vibración de 1.3 (mm/s).

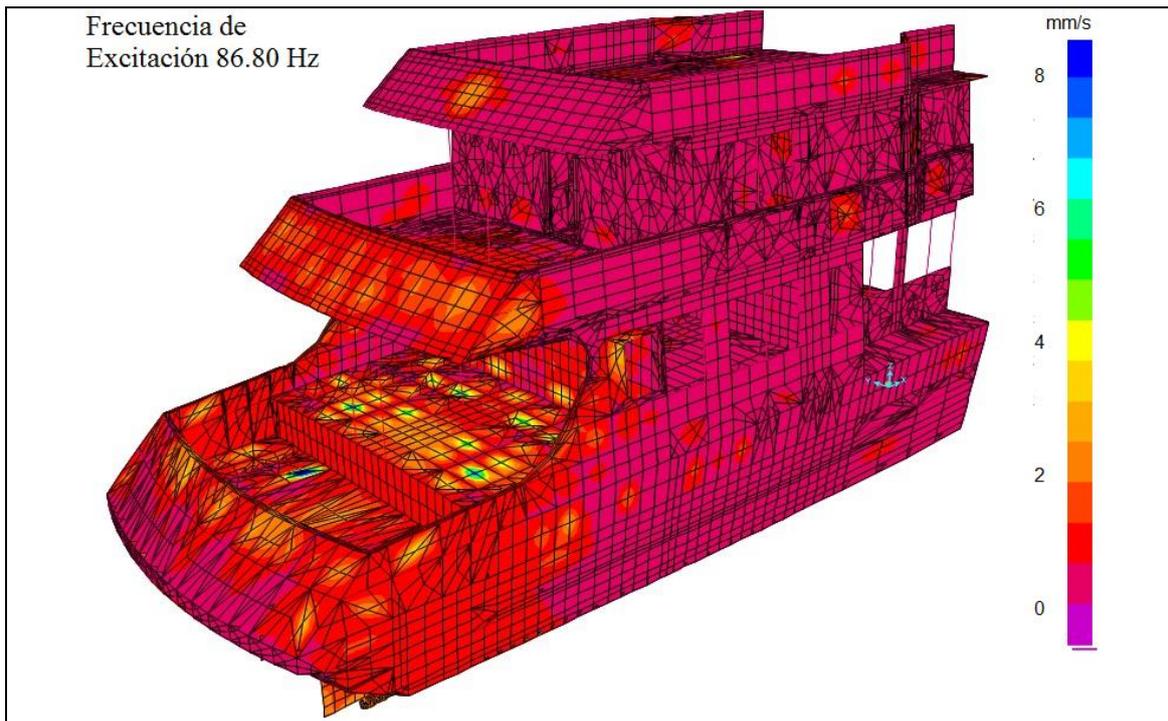


Figura 103: Resultados de análisis de vibración con MEF a 86.80 Hz, Superestructura Original - Opción No 1. Fuente: [propia]

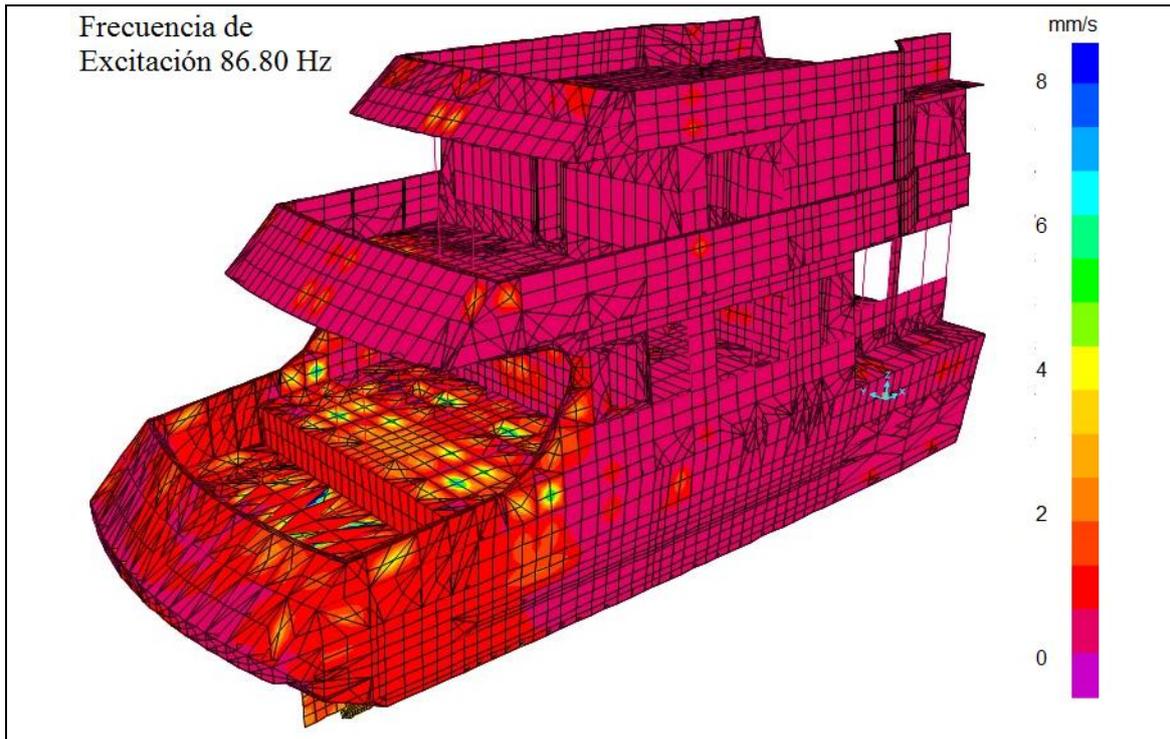


Figura 104: Resultados de análisis de vibración con MEF a 86.80 Hz, Superestructura Acero - Opción No 2. Fuente: [propia]

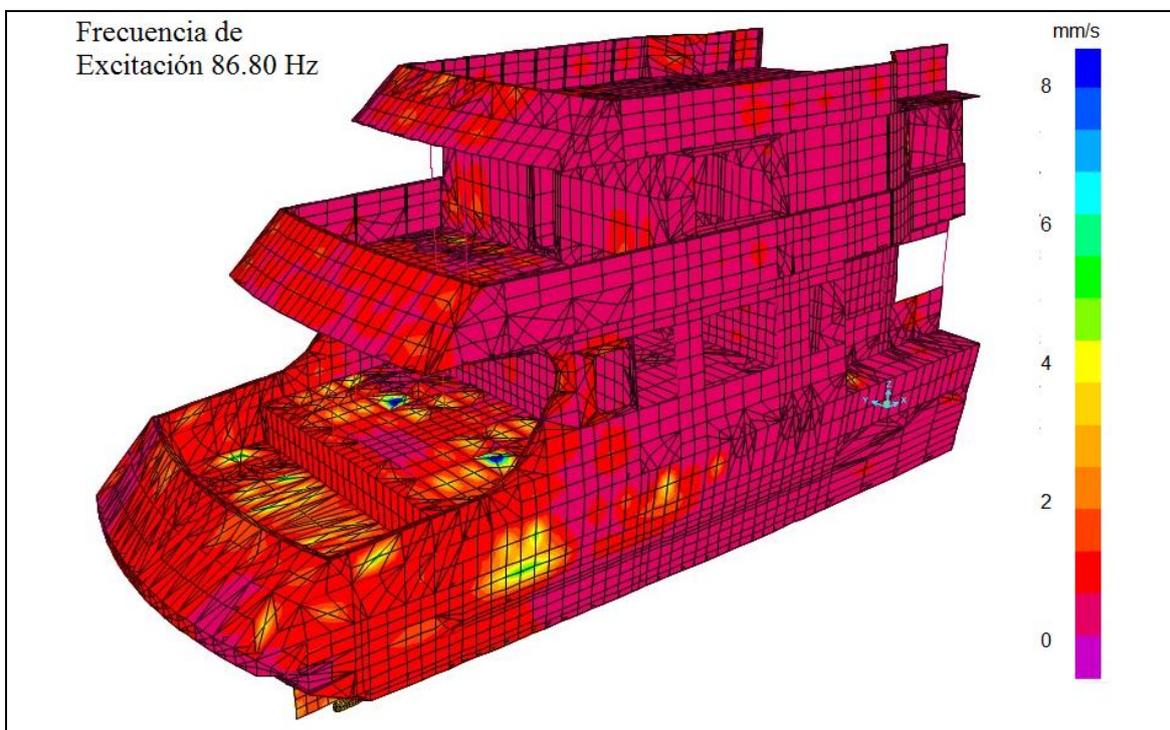


Figura 105: Resultados de análisis de vibración con MEF a 86.80 Hz, Superestructura FRP - Opción No 3. Fuente: [propia]

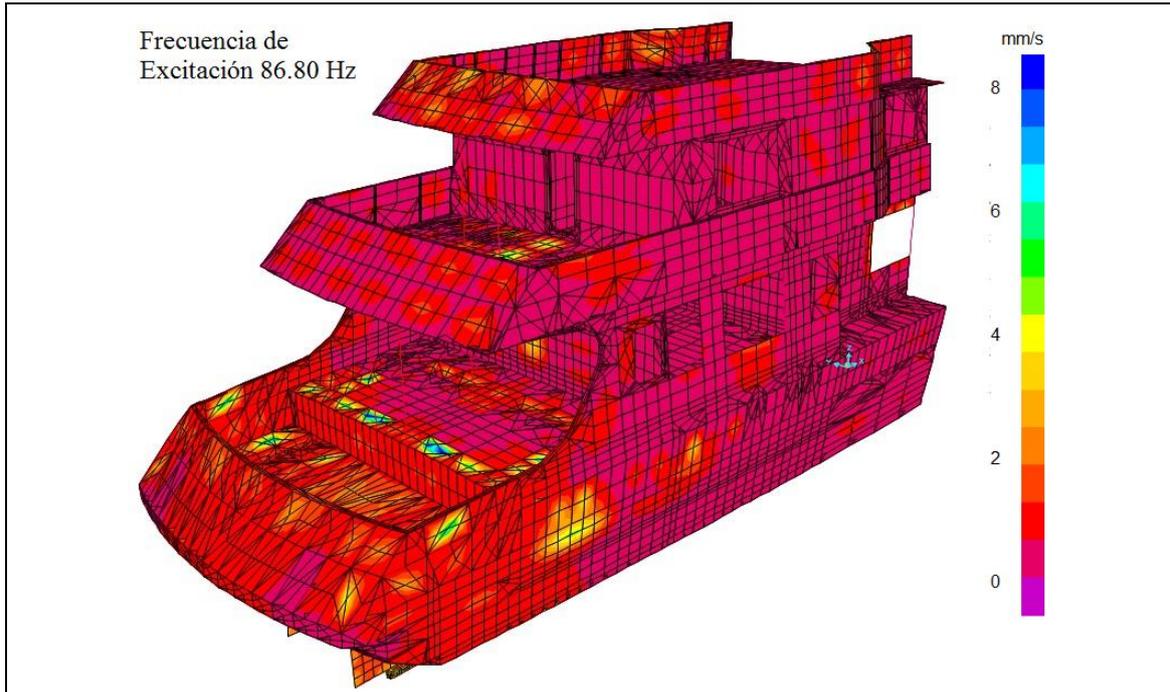


Figura 106: Resultados de análisis de vibración con MEF a 86.80 Hz, Superestructura laminado Combinada - Opción No 4. Fuente: [propia]

En la Tabla 40 se presentan los valores resultantes de velocidades de vibración en (mm/s) para la frecuencia crítica de 86.80 Hz (2Z). Se puede observar que todas las velocidades de vibraciones en los diferentes paneles son menores al valor límite.

Velocidad de Vibración (mm/s)	Superestructura a 86.8 Hz,				Limite
	Original	Acero	Fibra	Combinada	
Costados C100	2.9	0.3	1.3	1.5	4.0
Cubierta C200	0.9	0.7	1.3	2.7	4.0
Costados C200	0.3	0.4	0.4	0.7	4.0
Regala Costados C200	1.0	0.4	0.3	1.4	6.0
Regala Popa C200	0.3	1.3	1.0	1.2	6.0
Paredes Interior C200	0.7	0.6	1.5	0.3	4.0
Pasillo Interior C200	0.2	0.8	1.4	0.7	4.0
Cubierta C300	0.9	0.6	1.6	1.1	6.0
Regala C300	1.2	0.4	1.3	1.8	6.0
Regala Popa C300	0.5	0.9	0.9	2.4	6.0

Tabla 40: Comparación de velocidades de vibración en las opciones de superestructuras para una excitación de hélice a 86.80 Hz, 2Z. Fuente: [propia]

5.2.3. Resultados de los esfuerzos cortantes de la unión híbrida tubular.

En este subcapítulo se presentan los resultados del análisis de la unión híbrida propuesta en la sección (5.1.2.4) El objetivo de este análisis ha sido proponer un arreglo estructural para la unión entre la cubierta de acero y los costados de fibra de vidrio, de tal forma de minimizar la cantidad de estructura tubular.

En base a las consideraciones tomadas anteriormente (sección 5.1.2.4), se ha desarrollado el estudio de dos zonas críticas: panel de costado y mamparo frontal de proa. En cada área, al amarre estructural se han asignado propiedades y restricciones necesarias para cada condición. Al finalizar, se han obtenido resultados para la mejor opción de unión híbrida.

5.2.3.1. Paneles Estructurales para el análisis mediante MEF.

En la Figura 107 se muestran las cargas que se han aplicado en los tubos verticales y pernos del panel de costado; los valores han sido presentados en el apartado 5.1.2.3.2. Las cargas han sido estimadas para una escora de 30 grados hacia estribor y una presión de diseño en el costado de 5.16 kN/mm^2 .

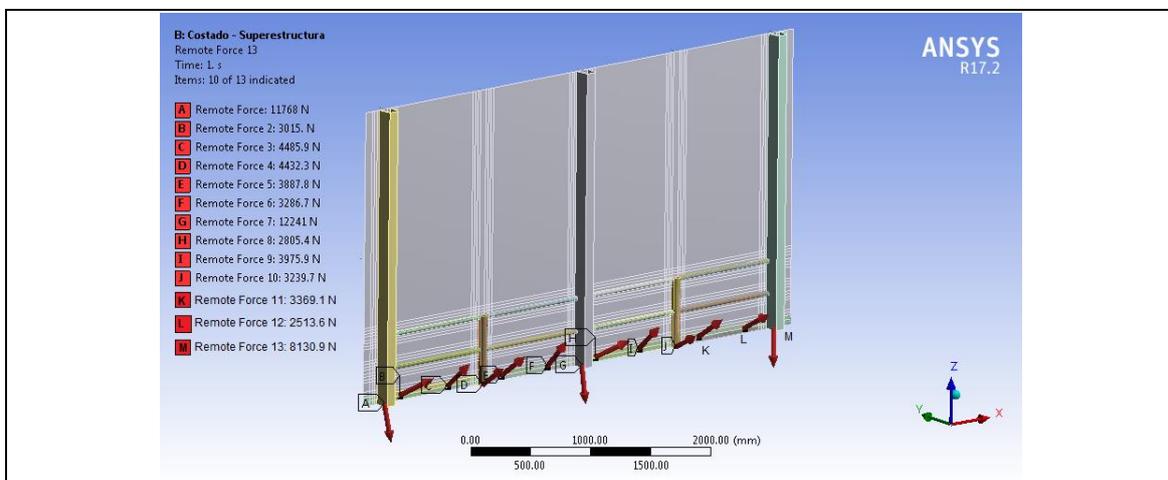


Figura 107: Modelo Estructural - Opción No 3: Costado de Superestructura. Fuente: [propia]

En la Figura 108 se muestran las cargas equivalentes aplicadas en el panel del mamparo de proa. Estas cargas han sido estimadas por un encabuzamiento de 15 grados y una presión de diseño frontal de 10.08 kN/mm^2 .

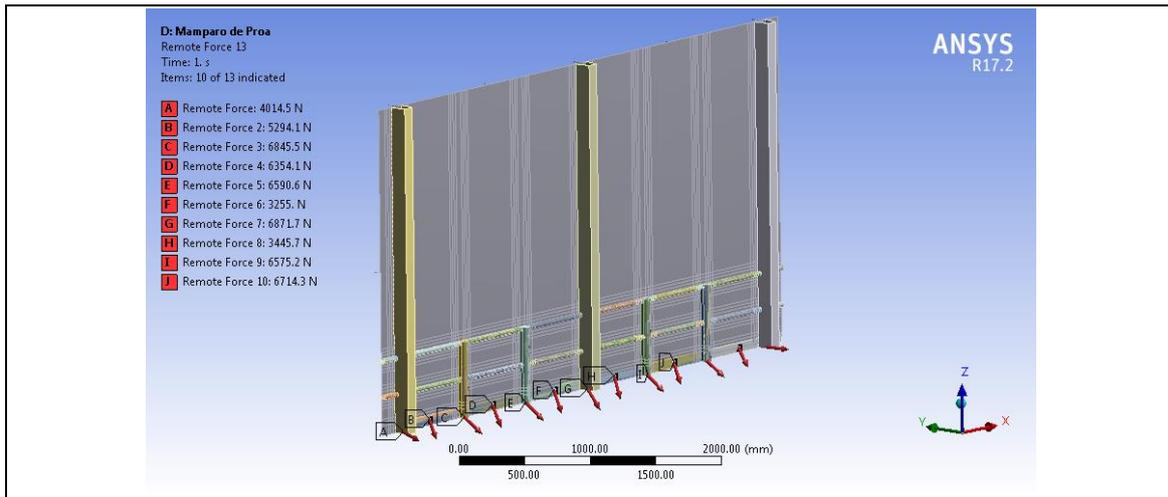


Figura 108: Modelo Estructural - Opción 5: Mamparo de proa de Superestructura. Fuente: [propia]

5.2.3.2. Resultados del modelo para la unión híbrida tubular de costado.

Para las opciones de amarre mencionadas en la sección 5.1.2.4, la opción de unión híbrida No 3 presenta mayor ventaja para el panel de costado. Esta opción consta de tubos verticales de 2" de diámetro y dos tubos soldador de 1", los tubos de 2" han sido laminados con 4 capas de fibra de vidrio y los tubos soldadores laminados con 3 capas de fibra. Los resultados que se han presentado pertenecen a la segunda capa (WR 400), debido a que en esta capa se presentan los mayores esfuerzos de corte.

En la Figura 109, se presenta la distribución de esfuerzo cortante para los tubos verticales para la opción de amarre No 3. Se observa que los mayores esfuerzos se presentan en el puño intermedio con un valor de 3.87 MPa y en la base con un valor de 4.51 MPa. En el puño el esfuerzo parte desde el centro del laminado del tubo de 1" y su magnitud se distribuye en 45° aproximadamente hacia el laminado "boundary bonding". Para la zona de la base, el máximo esfuerzo parte desde la esquina del laminado y de la misma manera se distribuye a 45°, siendo este punto el primero que sufre debido a la cercanía con la carga aplicada.

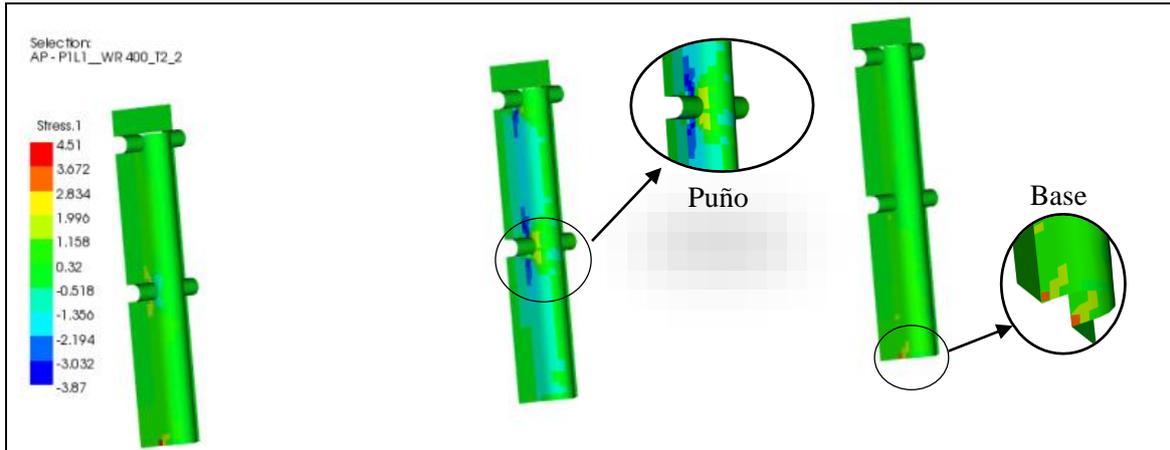


Figura 109: Resultados de esfuerzo cortante del laminado de los tubos 2". Segunda capa - WR400, Costado. Fuente: [propia]

El laminado de los tubos soldadores de 1", no presentan esfuerzos cortantes significativos. El máximo esfuerzo obtenido para este caso de estudio hay sido de 3.5 MPa y se produce únicamente en la zona en contacto con el puño, sin embargo, los esfuerzos promedios tienen un valor de 0.5 MPa, ver Figure 11. La magnitud de los esfuerzos cortantes dependerá de la dirección y magnitud de la carga aplicada.

El objetivo de los tubos soldadores ha sido de contribuir con el amarre de los tubos verticales de 2", junto con los pernos, de esta manera evitar posibles fallas.

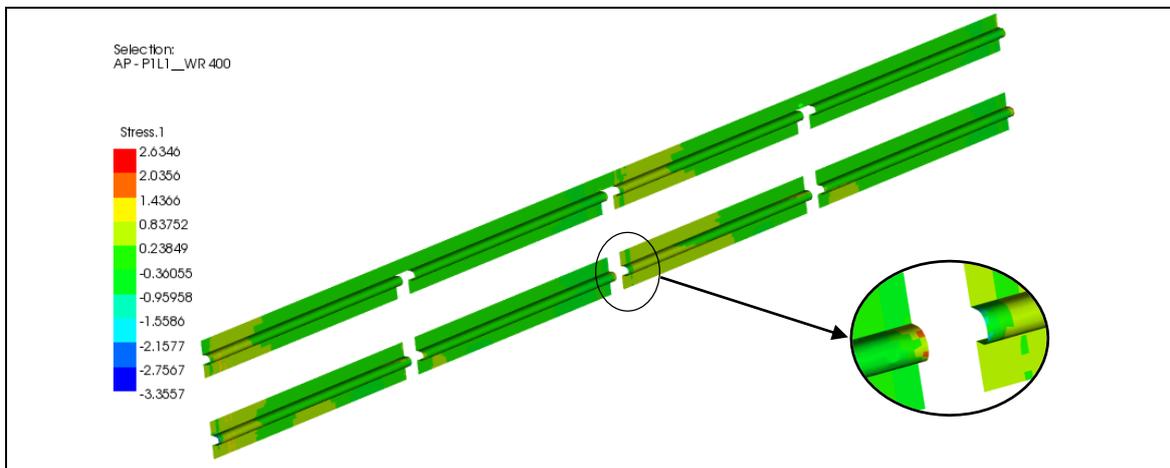


Figura 110: Resultados de esfuerzo cortante del laminado de los tubos soldadores 1". Segunda capa – WR 400, Costado. Fuente: [propia]

5.2.3.3. Resultados del modelo para la unión híbrida tubular de mamparo de proa.

En la Figura 111 son mostrados los esfuerzos cortantes correspondientes al mamparo de proa (opción de amarre No 5). Estos resultados corresponden a la segunda capa del laminado (WR 400) en los tubos verticales de 2". Se puede observar que la distribución de esfuerzos cortantes a lo largo del laminado es diferente al caso anterior, esto es debido a la dirección de las fuerzas aplicadas. El máximo esfuerzo en todos los tubos se genera en la base de los tubos y se distribuyen por el borde del laminado hacia la corona. En valor máximo de esfuerzo cortante para este panel es de 4.11 MPa, mientras que el esfuerzo limite es de 4.55 MPa.

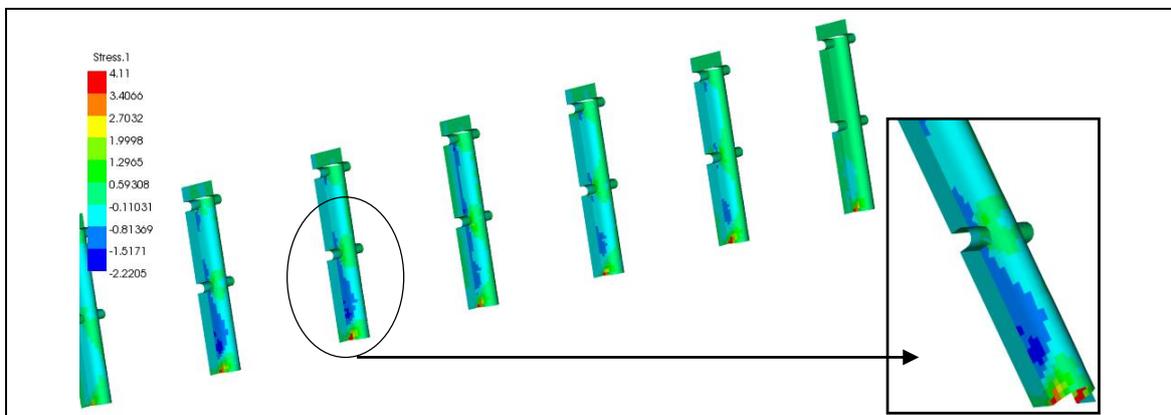


Figura 111: Resultados de esfuerzo cortante del laminado de los tubos 2". Segunda capa - WR 400, Mamparo. Fuente: [propia]

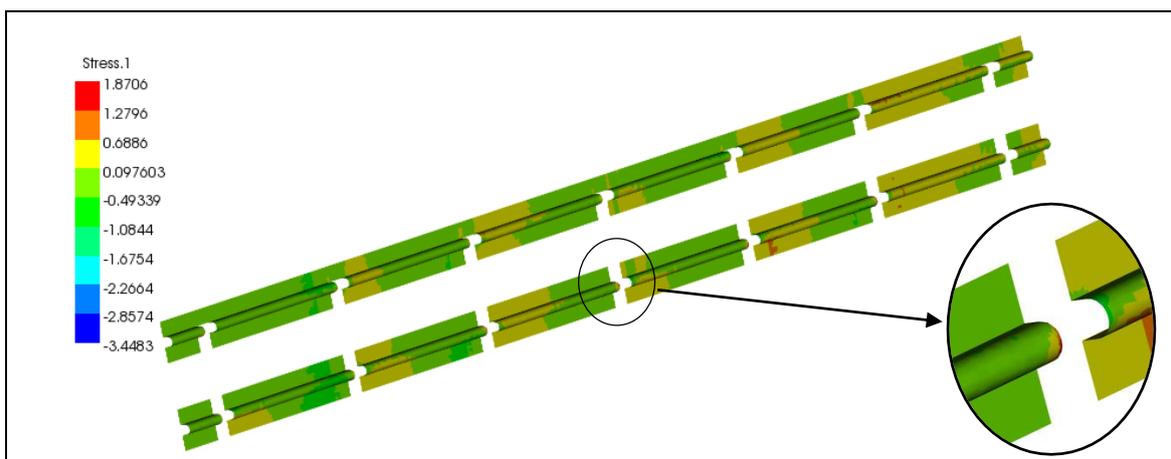


Figura 112: Resultados de esfuerzo cortante del laminado de los tubos soldadores 1". Segunda capa - WR 400, Mamparo. Fuente: [propia]

5.2.4. Comparación de pesos de las opciones de superestructura propuestas

Debido a la importancia del peso estructural en una embarcación, se ha realizado las estimaciones de pesos para las opciones de superestructuras propuestas. En el caso de la superestructura de acero naval (opción No 2), la estimación incluye planchas, refuerzos y todas las estructuras metálicas que la conforman. Para el caso de la superestructura original (opción No 1) se ha considerado todos los tubos estructurales usados en la construcción ejecutada en el 2005; estas estimaciones han sido realizadas usando los modelos 3D (ver Figura 113).

En la Tabla 41 se presenta la comparación de peso entre las diferentes opciones de superestructuras. Se puede observar que el mayor peso corresponde a la superestructura de acero con 16.89 ton, mientras que el menor se presenta en la superestructura de fibra de vidrio en su totalidad, con 9.09 ton.

Opción	Superestructura	Peso [ton]	% Respecto a la superestructura de acero
1	Original	13.39	79 %
2	Acero	16.89	100 %
3	Fibra FRP	9.09	54 %
4	Combinada: II nivel de FRP. I nivel de Compuesto: FRP + Tubos.	9.79	57 %

Tabla 41: Comparación de peso estructural de las opciones de superestructuras propuestas.

Fuente: [propia]

Con los resultados obtenidos considerando el escantillonado estructural, se comprueba que la superestructura de fibra de vidrio (opción No 3 – Figura 72) ofrece el menor peso estructural. A pesar de ser una superestructura más liviana presenta una adecuada resistencia estructural de acuerdo al análisis de esfuerzo realizado.

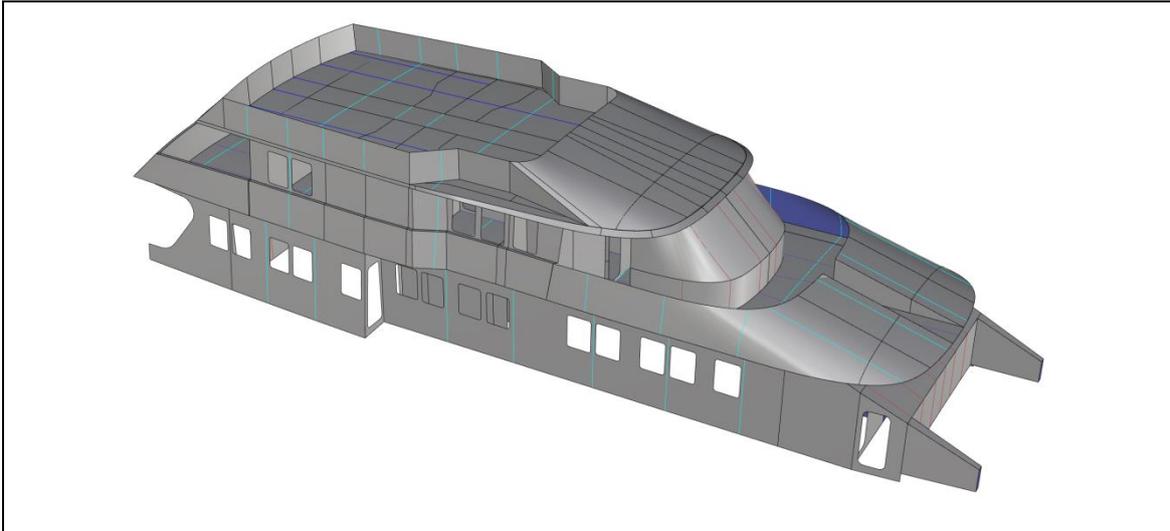


Figura 113: Modelo 3D de la Superestructura de Fibra, opción No 3. Fuente: [propia]

5.2.5. Costo para las opciones de superestructura propuestas

En este análisis se incluye la estimación de costo de construcción para las opciones de superestructuras propuestas.

Para todos los casos, el presupuesto del material es dependiente de los siguientes parámetros:

- Costo de material
 - Acero (Planchas o tubos)
 - Fibra (telas y resinas)
 - Moldes (madera)
- Costo de insumos (15% del costo del material)

En la Tabla 43 y Tabla 42 se presentan los costos unitarios [\$/kg] usados para estimación de precios para las opciones de superestructuras. En las tablas se incluye el costo de material y mano de obra. Los costos unitarios han sido estimados siguiendo las siguientes consideraciones:

- Los costos se han dividido en dos partes: costos de paneles y costos de refuerzos.
- En la opción No 3 y No 4 se incluye el costo por matrices de madera.
- En la opción No 2 (Acero) se incluyen divisiones y forros de plywood.

- El costo unitario de mano de obra para los paneles en la opción No 1 (Original): se ha considerado menor que para los paneles de fibra de la opción No 3 y No 4 (Fibra y Compuesto), debido a que el número de capas del laminado en toda la superestructura es menor.
- El costo unitario de la mano de obra para los refuerzos en la opción No 1 (Original) y opción No 4 (Compuesto), se ha considerado mayor que la opción No 2 (Acero), debido a que la remuneración económica de un soldador tubero es mayor que un soldador de casco.
- Los costos unitarios asumidos han sido tomados a la fecha y pueden variar dependiendo del país y la modalidad de construcción.

Opciones		Costo [\$/kg]	
		Material	Mano de obra
1	Original: Acero	\$ 1.41	\$ 4.60
2	Acero	\$ 1.08	\$ 4.00
3	Fibra	\$ 9.03	\$ 13.54
4	Combinado: Fibra	\$ 9.03	\$ 13.54
	Combinado: con tubos	\$ 1.41	\$ 4.60

Tabla 42: Costo unitarios [\$/kg] de materiales y mano de obra por refuerzos. Fuente: [propia]

Opciones		Costo [\$/kg]		
		Material	Mano de obra	Plywood o Molde
1	Original: Fibra	\$ 5.19	\$ 4.67	\$ -
2	Acero	\$ 1.08	\$ 4.00	\$ 1.28
3	Fibra	\$ 5.19	\$ 7.79	\$ 8.53
4	Combinado: Fibra	\$ 5.19	\$ 7.79	\$ 8.53

Tabla 43: Costo unitarios [\$/kg] de materiales y mano de obra por paneles. Fuente: [propia]

En las Tabla 44 y Tabla 45 se presenta para las opciones de superestructuras la estimación del costo total por paneles y refuerzos. Todos los costos tienen un incremento del 15% por insumos.

Opciones		Costos de Paneles [\$]		
		Material	Mano de obra	Total
1	Original: Fibra	\$ 41,783.64	\$ 37,605.27	\$ 79,388.91
2	Acero	\$ 14,984.06	\$ 54,593.31	\$ 69,577.37
3	Fibra	\$ 50,556.06	\$ 75,031.46	\$ 125,587.52
4	Combinado: Fibra	\$ 47,619.18	\$ 71,027.45	\$ 118,646.63

Tabla 44: Costo totales de materiales y mano de obra para paneles. Fuente: [propia]

Opciones		Costos de Refuerzos [\$]		
		Material	Mano de obra	Total
1	Original: Acero	\$ 10,367.87	\$ 29,412.40	\$ 39,780.27
2	Acero	\$ 6,249.76	\$ 23,112.01	\$ 29,361.77
3	Fibra	\$ 16,675.47	\$ 25,013.21	\$ 41,688.68
4	Combinado: Fibra	\$ 10,251.29	\$ 15,376.93	\$ 36,932.69
	Combinado: con tubos	\$ 2,946.27	\$ 8,358.20	

Tabla 45: Costo totales de materiales y mano de obra por refuerzos. Fuente: [propia]

Opciones		Costo Total [\$]	\$/Kg
1	Original	\$ 119,169.18	8.90
2	Acero	\$ 98,939.13	5.86
3	Fibra	\$ 167,276.19	18.40
4	Combinado	\$ 155,579.32	16.03

Tabla 46: Comparación de costos de construcción de opciones de superestructuras. Fuente: [propia]

CAPÍTULO 6
CONCLUSIONES

6. CONCLUSIONES

6.1. Conclusiones Generales

- **Frecuencia Natural**

- De las validaciones desarrolladas al aplicar la fórmula para estimación de la primera frecuencia natural de un panel laminado con refuerzos, se tiene que esta fórmula es conveniente usarla en la etapa de diseño preliminar y dentro de los rangos recomendados.

- **Opciones de Superestructura propuestas. -**

- La unión entre paneles laminados - FRP y estructuras tubulares, se ha venido utilizando en yates durante varios años sin reportar problemas estructurales, sin embargo, se ha considerado que es posible proponer una opción de superestructura y unión híbrida alternativa que pueda ser estanca y de fácil fabricación.
- La superestructura de construcción realizada totalmente en fibra de vidrio (Opción No 3) presenta un mejor costo beneficio con relación a otros materiales, sin embargo, tiene mayor costo de construcción.
- Para garantizar la vida útil, es importante que se cumplan las recomendaciones de las Sociedades de Clasificación para la construcción con materiales compuestos.
- La unión híbrida tubular propuesta como alternativa, puede ser considerada para todo tipo de embarcación, debido a que la junta se basa en la distribución de esfuerzos en los componentes tubulares que son laminados sobre el costado del buque y por su vez soldados a la estructura de cubierta.

6.2. Pesos Obtenidos

- La superestructura con paneles de fibra de vidrio (Opción No 3) presenta el menor peso estructural y se puede construir para cualquier curvatura.

- Entre las ventajas que ofrece la superestructura con paneles de fibra de vidrio (Opción No 3) y para laminado Combinado (opción No 4), se resumen como sigue:
 - Permite mayor separación entre refuerzos que los paneles de acero (Opción No 2); esto contribuye con la reducción del peso estructural.
 - Permite agregar capas adicionales en áreas de esfuerzos altos, reforzar zonas específicas y optimizar el peso.
 - Permite una reducción de peso del 43% en comparación con la estructura de acero.

6.3. Esfuerzos en el bloque de popa

- En base al escantillonado propuesto, contenido mínimo de fibra de vidrio y criterio de capa crítica, se tiene que el esfuerzo combinado resultante en los paneles de fibra de vidrio presenta los menores valores.
- Para todas las opciones de superestructura se tiene que el esfuerzo combinado se encuentra por debajo del límite de esfuerzos de flexión dados las Lloyd's Register.

6.4. Vibraciones Forzadas

- De las opciones de superestructuras planteadas, para una frecuencia de 33.07 Hz (1Z), en algunos casos se presentan resultados de los niveles de vibraciones por encima de los límites recomendados por Lloyd's Register, [82]. Estos resultados nos conducen a concluir que los escantillonados y amarre estructural propuestos deben ser consideradas como preliminares, debiendo en la etapa de diseño definitivo, hacer las modificaciones estructurales para disminuir las velocidades de vibración.
- En todas las opciones analizadas para la frecuencia de 86.80 Hz (2Z) las velocidades de vibración se presentan por debajo de los límites permitidos.

- Para la frecuencia de 33.07 Hz (1Z), la superestructura de fibra (Opción No 3) tiene los niveles más altos de velocidad de vibración en los diferentes puntos evaluados.
- Para la frecuencia de 86.80 Hz (2Z), la superestructura acero (Opción No 2) en general tiene niveles de vibración más bajo en comparación a las otras opciones.
- En forma general, para todas las opciones de superestructura, para la frecuencia de 33.07 Hz (1Z), los niveles de vibración son mayores que para la frecuencia de 86.80 Hz (2Z).

6.5. Esfuerzo cortante de Unión híbrida tubular

- Como se ha demostrado, el mayor esfuerzo se genera en el laminado de los tubos verticales, por lo tanto, en ocasiones es conveniente adicionar más capas de fibra de vidrio especialmente en las zonas críticas
- La unión híbrida propuesta para las zonas de costado y mamparo de proa en estudio, cumplen con el esfuerzo cortante límite de 4.55 MPa, recomendado por Lloyd's Register, [82].
- El diseñador tiene la opción de variar los diámetros de los tubos verticales y los tubos soldadores, o aumentar el laminado, sin embargo, debería tomar en consideración el costo – beneficio de estas modificaciones.
- La separación entre tubos dependerá del amarre estructural, de la zona en estudio.

6.6. Costos de Construcción

- La construcción con material de acero naval (Opción No 2) es más económica que si se realizara con materiales compuestos.
- La superestructura de fibra de vidrio (Opción No 3) y laminado combinado (Opción No 4) son 69% y 57% respectivamente, más caro que la superestructura de acero (Opción No 2).

- A pesar de los altos costos de los materiales compuestos, las superestructuras construidas con este material requieren menor mantenimiento que si se realizan con estructuras de acero.

CAPÍTULO 7
RECOMENDACIONES

7. RECOMENDACIONES

7.1. Recomendaciones Generales

- **Frecuencia Natural**

- En la etapa de diseño preliminar es conveniente no solo hacer el escantillado basado en los límites de esfuerzos sino también realizar el análisis de inercia y radio de giro que sean convenientes para cumplir con los valores límites de velocidad rms de vibración.
- Por esta razón, se recomienda que el diseñador use las formulas regresionales propuestas para evaluar cada elemento estructural propuesto

- **Casos de estudio**

- En los casos que no se cumplan con los límites de velocidad de vibraciones se recomienda hacer la propuesta mejorada de amarre estructural hasta que se satisfaga con el criterio de mérito propuesto en [43].

- **Unión híbrida tubular**

- De acuerdo con la revisión bibliográfica realizada sobre uniones híbridas que se han usado en la construcción naval y con laminados compuestos, se tiene que la mayoría de las aplicaciones se basa en el principio de unión de dos materiales disímiles por medio de adhesivos. Sin embargo, por la naturaleza disímil entre el acero y el laminado de fibra de vidrio, en esta investigación se ha propuesto como alternativa una unión híbrida que se basa en la distribución de esfuerzos entre los elementos tubulares. Por esta razón se considera que esta alternativa de unión puede ser de aplicación general.

7.2. Resumen del procedimiento recomendado para combinar fibra de vidrio reforzada con estructuras de acero aplicado en Superestructura. -

El uso de paneles de fibra de vidrio con reforzamiento completamente con estructuras tubulares es de gran utilidad en las superestructuras por las siguientes ventajas en su aplicación:

- Permite evitar el uso de moldes de fibra de vidrio y/o matrices para poder conseguir las formas deseadas. La misma estructura tubular facilita dar las formas necesarias.
- Permite usar paneles de mayores dimensiones principales con estructura tubular de menor dimensión comparada con las estructuras de fibra de vidrio tipo omega equivalente.
- Entre la principal desventaja se puede mencionar que el peso del reforzamiento tubular es mayor si se compara con el peso de una omega de fibra de vidrio equivalente.

Por esta razón, una combinación conveniente para usar paneles de fibra de vidrio en las superestructuras es justamente usar la mayor cantidad de reforzamiento con omegas de fibra de vidrio y limitar las estructuras tubulares a la unión híbrida con la cubierta de acero naval.

El procedimiento recomendado para el diseño de esta combinación se resume como se indica a seguir:

1. Estimar las presiones de diseño de la superestructura para las diferentes zonas como se indica en Figura 114.
2. Escantillonar la estructura de laminación de fibra de vidrio, usando como reforzamientos, omegas de FRP. Para esto se puede seguir las reglas propuestas por una Sociedad de Clasificación.

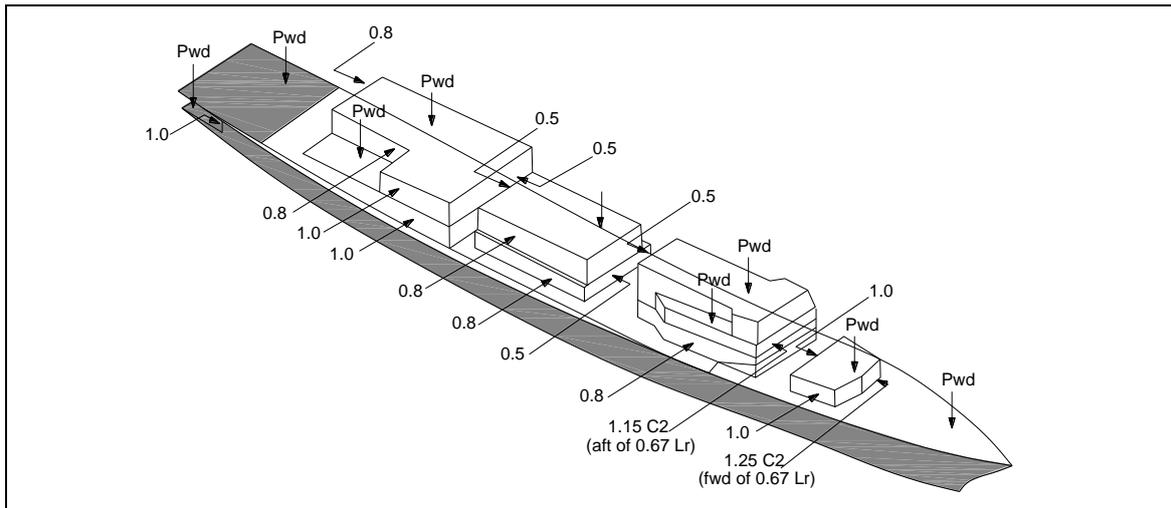


Figura 114: Coeficientes de presión de diseño de cubiertas y superestructura, [84].

3. Estimar las frecuencias críticas de excitación de la hélice 1Z y 2Z
4. Estimar la mínima frecuencia que debe cumplir la superestructura de acuerdo a las recomendaciones de Germanischer Lloyd, [43].
5. Aplicar la formula regresional propuesta en la sección (4.5) para estimar la frecuencia de los paneles de fibra de vidrio con refuerzos de FRP
6. En caso de que la frecuencia del panel estimado sea inferior a la indicada en numeral 4, se deberá incrementar el escantillonado de la estructura hasta que se cumpla con la mínima frecuencia.
7. En ciertos sectores estructurales es conveniente comparar el escantillando de la estructura de fibra de vidrio con la estructura tubular, para definir cuál reforzamiento es más conveniente y obtener el menor peso con un mayor tamaño de panel.
8. Como último paso, se debe diseñar la unión híbrida entre la cubierta de acero y la superestructura de fibra de vidrio combinada, como se propone en la sección (5.1.2). Estimar los esfuerzos interlaminares y validar el laminado mediante la aplicación del criterio de falla.

ANEXOS

Anexo A: Propiedades de materiales compuestos, Lloyd's Register

Anexo B: Modelo Lloyd's Register para laminado de refuerzo

Anexo C: Análisis de Ancho efectivo

Anexo A: Propiedades de materiales compuestos, Lloyd's Register

Las siguientes propiedades mecánicas son recomendadas por Lloyd's Register como valores mínimos, para los diferentes tipo de fibra de vidrio laminadas con resina poliéster, ver Tabla 47 y Tabla 48. Las propiedades mecánicas están directamente relacionadas con el contenido de fibra en peso en un laminado, f_c .

Propiedades Mecánicas	N/mm ²
Resistencia ultima de tensión	$200 \cdot f_c + 25$
Módulo de tensión	$(15 \cdot f_c + 2) \cdot 10^3$
Resistencia ultima de compresión	$150 \cdot f_c + 72$
Módulo de compresión	$(40 \cdot f_c - 6) \cdot 10^3$
Resistencia ultimo de corte	$80 \cdot f_c + 38$
Módulo de corte	$(1.7 \cdot f_c + 2.24) \cdot 10^3$
Resistencia ultima de flexión	$502 \cdot f_c^2 + 106.8$
Módulo de flexión	$(33.4 \cdot f_c^2 + 2.2) \cdot 10^3$
Resistencia de corte interlaminar	$22 - 13.5 \cdot f_c$ (min 15)

Tabla 47: Propiedades mecánicas mínimas para telas tipo Mat, [83].

Propiedades Mecánicas	N/mm ²
Resistencia ultima de tensión	$400 \cdot f_c - 10$
Módulo de tensión	$(30 \cdot f_c - 0.5) \cdot 10^3$
Resistencia ultima de compresión	$150 \cdot f_c + 72$
Módulo de compresión	$(40 \cdot f_c - 6) \cdot 10^3$
Resistencia ultimo de corte	$80 \cdot f_c + 38$
Módulo de corte	$(1.7 \cdot f_c + 2.24) \cdot 10^3$
Resistencia ultima de flexión	$502 \cdot f_c^2 + 106.8$
Módulo de flexión	$(33.4 \cdot f_c^2 + 2.2) \cdot 10^3$
Resistencia de corte interlaminar	$22 - 13.5 \cdot f_c$ (min 15)

Tabla 48: Propiedades mecánicas mínimas para telas tipo Woven Roving, [83].

En la Tabla 49 se presentan las propiedades mecánicas mínimas de la fibra de vidrio para la clase E y S. En la Tabla 50 se muestra las propiedades mínimas de la resina poliéster.

Clase de Fibra	Gravedad Específica	Módulo de Tensión [N/mm ²]	Módulo de Corte [N/mm ²]	Relación de Poisson
E	2.56	69000	28000	0.22
S	2.49	69000	-	0.20

Tabla 49: Propiedades mecánicas mínimas de fibra de vidrio, [83].

Resina	Tipo	Gravedad Específica	Módulo de Tensión [N/mm ²]	Módulo de Corte [N/mm ²]	Relación de Poisson
Poliéster	Termo- endurecible	1.20	3400	1300	0.36

Tabla 50: Propiedades mecánicas mínimas de la resina poliéster, [83].

Propiedades de núcleo (balsa)

El núcleo más comercial usado con panales sandwich, es la balsa con una densidad 144 kg/m³. En la Tabla 51 se muestran las propiedades mecánicas de la balsa en función de su densidad. Adicional a esto se recomienda que la humedad máxima sea 12%.

Densidad Aparente [kg/m ³]	Resistencia [N/mm ²]				Corte	Módulo de compresión [N/mm ²]		Módulo de corte elástico (N/mm ²)
	Compresión		Tensión			Dirección del Esfuerzo		
	Dirección del Esfuerzo					Par.	Perp.	
	Par.	Perp.	Par.	Perp.		Par.	Perp.	
96	5.00	0.35	9.00	0.44	1.10	2300	35.20	105
144	10.60	0.57	14.60	0.70	1.64	3900	67.80	129
176	12.80	0.68	20.50	0.80	2.00	5300	89.60	145

Tabla 51: Propiedades mecánicas mínimas del núcleo (balsa), [83].

Propiedades de laminado propuestas por Hollaway [62]

Propiedades	Mat - Resina Poliéster	Woven Roving - Resina Poliéster	Unidireccional - Resina Poliéster
v_f	0.2	0.35	0.6
E_{11} (GPa)	8	16	42
E_{22} (GPa)	8	16	12
G_{12} (GPa)	3	4	5
v_{12}	0.3	0.15	0.3
σ_{11ult} (MPa)*	95	250	700
σ_{11dam} (MPa) ⁺	50	100	-
σ_{22ult} (MPa)*	95	250	30
σ_{22} (MPa) ⁺	50	100	-
σ_{12ult} (MPa)*	80	95	72

* Esfuerzo Ultimo de Falla
+ Esfuerzo de daño

Tabla 52: Propiedades mecánicas mínimas del laminado propuestas por Hollaway, [62].

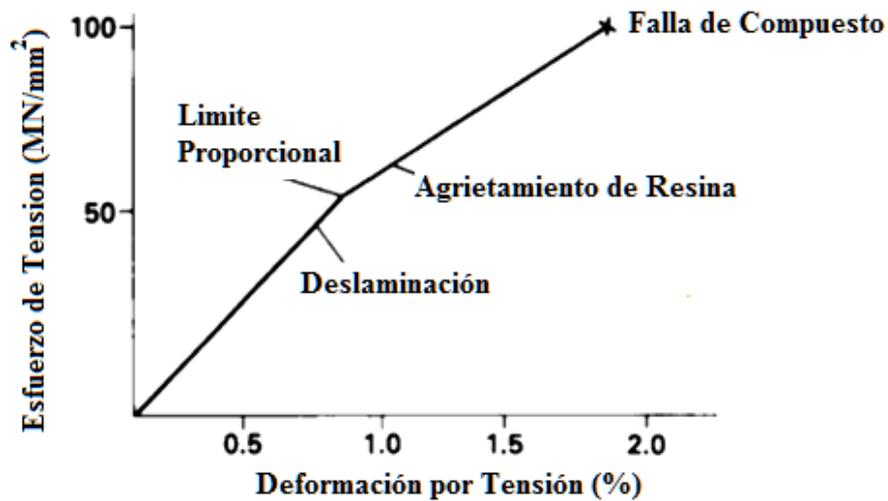


Figura 115: Comportamiento típico de curva: Esfuerzo - Deformación para laminado de fibra Mat, [62].

Anexo B: Modelo Lloyd's Register para laminado de refuerzo

En la Figura 116 se presenta el modelo esquemático dado por Lloyd's Register [82] de la unión entre un refuerzo de fibra de vidrio tipo omega con un panel de fibra de vidrio.

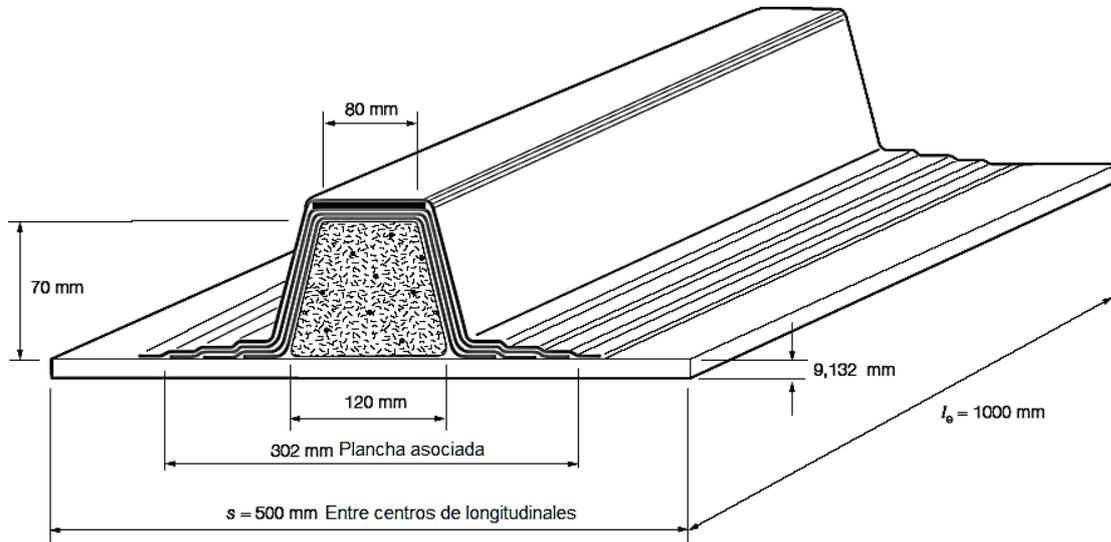


Figura 116: Modelo del laminado de un refuerzo de fibra de vidrio, [82]

Esta información se la recomienda como una guía para estimar la longitud del laminado del refuerzo. Para establecer el número de capas debe realizarse la estimación de los esfuerzos de la unión adhesiva (sección 3.2.2) y aplicar los criterios de aceptación de la sección 3.4.4.

Anexo C: Análisis de Ancho efectivo

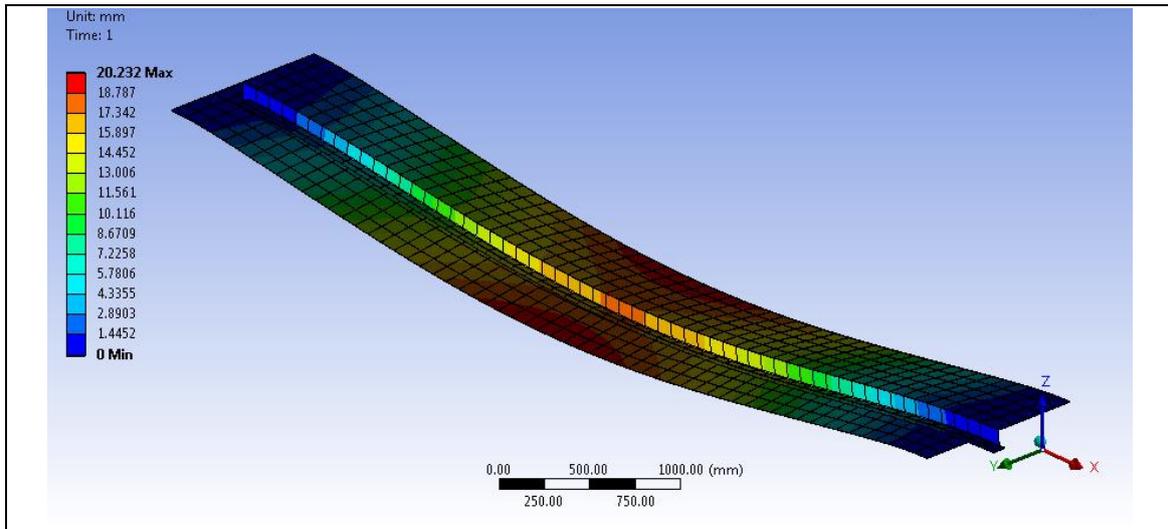


Figura 117: Resultados de deformación en elementos finitos de una viga T125x6x80x8 mm con ancho efectivo de 1061 mm. Fuente: [propia]

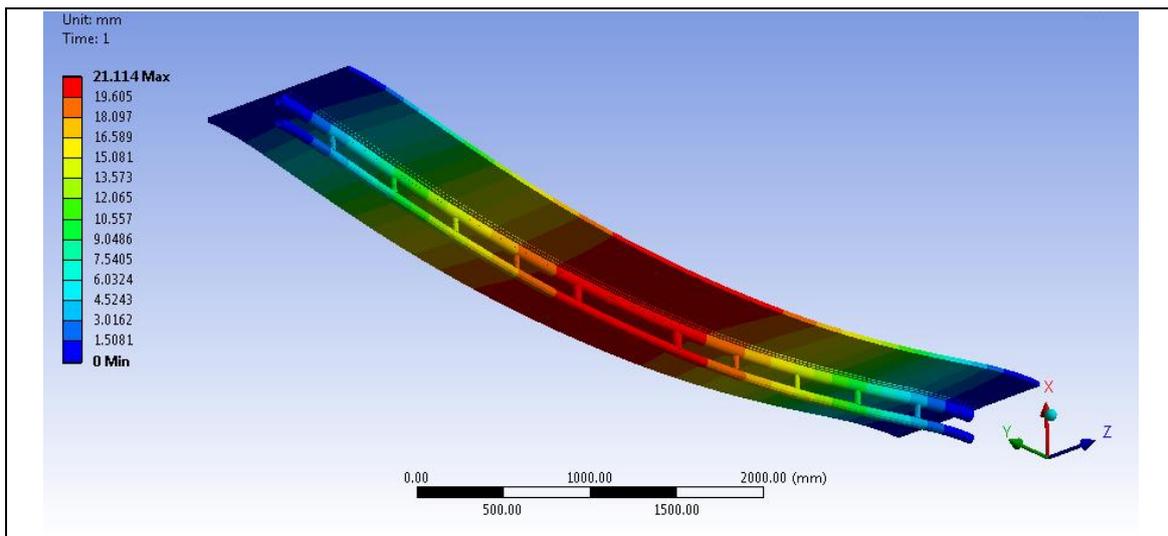


Figura 118: Resultados de deformación en elementos finitos de una viga de Doble tubo de 2"-Sch40 y separación de 80 mm, con ancho efectivo de 1061 mm con ancho efectivo. Fuente: [propia]

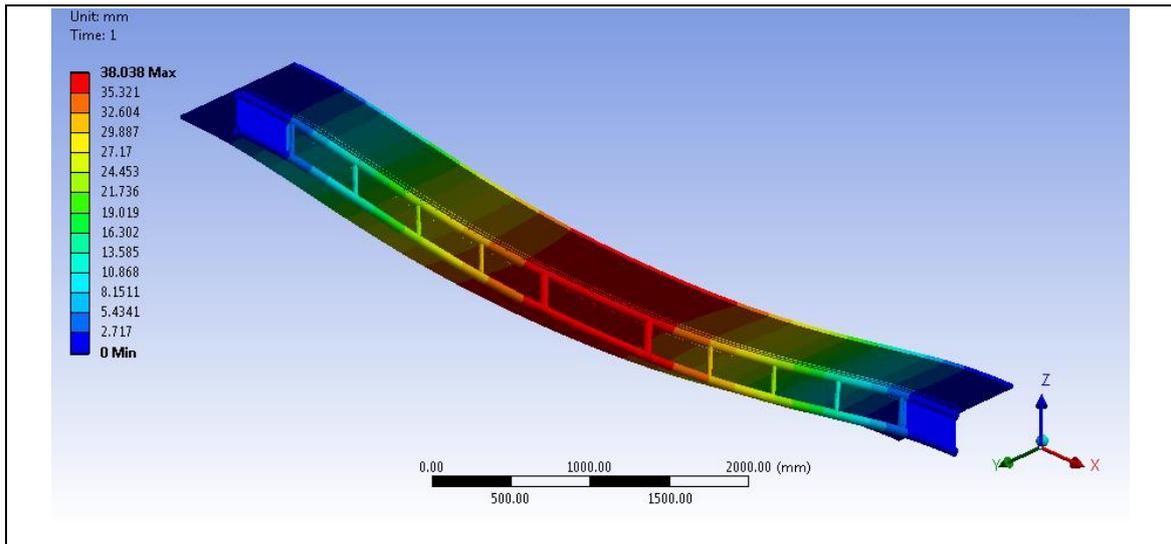


Figura 119: Resultados de deformación en elementos finitos de una viga de Doble tubo de 2"-Sch40 y separación de 200 mm, sin plancha asociada. Fuente: [propia]

BIBLIOGRAFÍA

1. ABS, "Guidance notes on Ship Vibration", April, 2016.
2. Adams R., Peppiatt N., "Stress analysis of adhesive bonded tubular lap joints", *The Journal of Adhesion*, Vol. 9, 1977
3. Afendi M., Abdul Rahman A., Haftirman, Abdul Majid M, Syayuthi A, "Closed-form Solutions for Epoxy Adhesively Bonded Dissimilar Joint", 8th Asian-Australasian Conference on Composite Materials, (ACCM-8), 2012.
4. Anekar N., "Single Lap Adhesive Joint (SLAJ) A Study", *International Journal of Engineering and Technology*, 2017
5. Ascione F., "Mechanical behavior of FRP adhesive joints: A theoretical model", *Composites: Part B* 40, pag. 116–124, 2009.
6. Avalon S. C., "Strength of structural composite angle bracket with nano - Enhanced resin", Thesis, U. of Dayton, 2008
7. Babazadeh A., Reza M., "Finite Element Investigation of Performance of Composite-Steel Double Lap Adhesive Joint Under Tensile Loading", *Latin American Journal of Solids and Structures*, pp 277-291, 2017.
8. Babazadeh H., "FRP Stiffener efficiency coefficient for SBS shear strengthening applications", Tesis, Louisiana State University, 2012.
9. Banea M., Da Silva L., "Adhesively bonded joints in composite materials: an overview", *Instituto de Engenharia Mecânica, Materials: Design and Applications*, Vol. 223, 2009.
10. Banea M., Da Silva L., "An overview of adhesively bonded joints in fibre-reinforced plastic composite materials", *The Annals of Dunarea de Jos University of Galati, Fascicle XII, Welding Equipment and Technology, Year XIX, ISSN 1221 – 4639*, 2008
11. Bednarczyk B., Bansal Y., Pindera M., "3D Stress Analysis of Adhesively Bonded Composite Joints", *Structural Dynamics and Materials Conference*, April, 2005.
12. Bigwood D., Crocombe A., "Elastic analysis and engineering design formulae for bonded joints", *University of Surrey, UK, Adhesion and Adhesives*, Vol. 9, October, 1989.

13. Bigwood D., Crocombe A., "Non-linear adhesive bonded joint design analyses", University of Surrey, UK, Adhesion and Adhesives, Vol. 10, January, 1990.
14. Bohlmann, R.E., Fogarty, J.H., "Demonstration of a composite to steel deck joint on a Navy destroyer". In: 9th International Conference on Marine Applications of Composite Materials: paper L, Melbourne, FL, USA, pp. 19–21 (2002)
15. Boyd S., Blake J., Shenoi R., Kapadia A., "Integrity of hybrid steel to composite joints for marine application". Engineering for the Maritime Environment, Vol. 218 Part M, pp. 235-246, Nov 2014.
16. Brambleby R., "The structural performance and frequency filtering effects of perforated metal to composite joints". Thesis of Imperial College, London, 2016
17. Broughton W., Crocker L., "Gower M. R. L., Design Requirements for Bonded and Bolted Composite Structures", NPL Report MATC(A)65, 2002.
18. Broughton W., Hinopoulos G., "Evaluation of the Single-Lap Joint Using Finite Element Analysis", NPL Report CMMT(A) 206, 1999.
19. Bureau Veritas, "Hull in Composite Materials and Plywood", Material Approval, Design Principles, Construction and Survey, 2018
20. Burke J., Gorum A., Tarpian A., "Advances in Joining Technology", Proceedings of the 4th Army Materials Technology Conference Held in Boston, Massachusetts, pag. 16-19, September, 1975.
21. Campilho R. D. S. G., Pinto A. M. G., Banea M. D, Silva R. , "Strength Improvement of Adhesively-Bonded Joints Using a Reverse-Bent Geometry", J. Adhesion, 2010.
22. Carpenter WC, "A comparison of numerous lap joint theories for adhesively bonded joints". J Adhes 35(1):55–73, 1991
23. Clark J. L., "Structural Design of Polymer Composites - Eurocomp Design Code and Handbook", Halcrow Polymerics Ltd, 1996.
24. Castagnetti D., Spaggiari A., Dragoni E., "Effect of bondline thickness on the static strength of structural adhesives under nearly-homogeneous shear stresses", The Journal of adhesion, 87, Taylor & Francis Group, LLC, 2011.
25. Chamis C., Murthy P., "Simplified Procedures for Designing Adhesively Bonded Composite Joints", NASA Technical Memorandum 102120, 1989.

26. Christiansson H., Helsing J., "Poisson's ratio of fiber-reinforced composites", Rensselaer Polytechnic Institute, 2000
27. Clarke J. L., "Structural Design of Polymer Composites", Taylor & Francis e Library, 2005
28. Cui W., Liu T., Len J., Ruo R., "Interlaminar tensile strength (ILTS) measurement of woven glass/polyester laminates using four-point curved beam specimen", *Composites Part A* 27A, 1996.
29. Das R.R., Pradhan B., "Adhesion failure analyses of bonded tubular single lap joints in laminated fibre reinforced plastic composites", *International Journal of Adhesion & Adhesives*, Vol. 30, pag. 425–438, 2010
30. Da Costa Mattos H., Monteiro A., Palazzetti R., "Failure analysis of adhesively bonded joints in composite materials", *Materials and Design*, Vol. 33, pag 242–247, 2012
31. Da Silva L., "Modeling of Adhesively Bonded Joints", Springer, 2008, ISBN: 978-3-540-79055-6
32. Da Silva L., Campilho R., "Advances in Numerical Modelling of Adhesive Joints", Springer, 2012, ISBN 978-3-642-23607-5
33. Da Silva L., Ochsner A., Adams R., "Handbook of Adhesion Technology", Springer, 2011.
34. Det Norske Veritas – DNV-GL, "Part 3 Structures - Equipment - Chapter 4 Hull structural design - fibre composite and sandwich constructions", HSC 2018
35. Det Norske Veritas - DNV, "Long-term testing of composite through-thickness properties", Report 131, 2004
36. Det Norske Veritas - DNV, "HSC - Part 3 Chapter 4 - Hull Structural Design Fiber Composite And Sandwich Constructions", 2010
37. Dirand X., Hilaire B., Soulier J., Nardin M., "Interfacial Shear Strength in glass-fiber/vinylester resin composites", *Composites Science and Technology*, Vol 56, pag 533 - 539, Northern Ireland, 1996.
38. Dominguez J., Carral L., "Fiberglass stiffened panels: Estimation of natural vibration frequency", COPINAVAL 2019

39. Dominguez J., Carral L., "Hybrid Joint Between Steel Deck and Fiberglass Superstructure", Springer, Proceedings of the Multidisciplinary International Conference of Research Applied to Defense and Security MICRADS, Volume 94, pag 284 - 295, April, 2018, Editors: Robert James Howlett, Bournemouth University and KES International, Shoreham-by-sea, UK; Lakhmi C. Jain, University of Canberra, Canberra, Australia; Bournemouth University, UK; KES International, UK
40. Dominguez J., Carral L., "Superstructure Design: Combination of Fiberglass Panel and Tubular Structure with Naval Steel Hull", Springer, Proceedings of the 25th Pan-American Conference of Naval Engineering - COPINAVAL 2017, Pag 81-91, July 2018. Editors: Adán Vega Sáenz, Newton Narciso Pereira, Luis Manuel Carral Couce, José Angel Fraguela Formoso
41. Dominguez F.J., Garcia L.A., Cali E. M., "Forced vibration analysis of the hull girder by propeller excitation and rudder interaction", Progress in the Analysis and Design of Marine Structures. Proceeding of the 6th International Conference on Marine Structures (Marstruct 2017), Lisbon, Portugal. Edited by: Guedes Soares C. and Garbatov Y., CRC Press/Balkema P. O. Box 11320, 2301 EH Leiden, The Netherlands CRC Press/Balkema 2017, Print ISBN: 978-1-138-06907-7, <https://doi.org/10.1201/9781315157368-107>
42. Ealias J., Lalmoni, Mattam J., "Study of Interlaminar shear stress of composite structures", International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering, ISSN 2250-2459, Volume 3, Issue 8, pp. 543-552, August, 2013.
43. Gaiotti M., Ravina E., Rizzo C. M., Ungaro A., "Testing and simulation of a bolted and bonded joint between steel deck and composite side shell plating of a naval vessel", Engineering Structures 172 (2018) 228–238
44. Germanischer Lloyd's, "GL Technology Ship Vibration", Hamburg 2001
45. Gleich D., Van Tooren M., "Development of an adhesive joint design and analysis tool", Delft University of Technology, 2000
46. Goland M., Reissner E., "The stresses in cemented joints". J Appl Mech 11:A17–A27, (1944)

47. Gonzalez J., "Study of the unfolding failure of curved composite laminates", Thesis, Seville, 2017
48. Greene E., "Design process for marine composite structure", Marine composites, Webb Institute, Spring, 2013
49. Gültekin K., Akpınar S., Özel A., "The Effect of Moment and Flexural Rigidity of Adherend on the Strength of Adhesively Bonded Single Lap Joints", The Journal of Adhesion, Pag 637-650, DOI: 10.1080/00218464.2014.953674
50. Gurit, Guide to composites, www.gurit.com
51. Gustafsson J., "Stress equations for 2d lap joints with a compliant elastic bond layer", ISRN LUTVDG/TVSM, 08/7148--SE (1-43), 2008, ISSN 0281-6679
52. Hackett J. P., "Report 306", Naval Engineering in the 21st Century, The Science and Tech, Foundation for Future Naval Fleets, Transportation Research Board, 2011
53. Harris B., "Engineering Composite Materials", 1999
54. Hart, Smith, "Adhesive bonded single lap joints", National Aeronautics and Space Administration, Technical Report, January, 1973
55. Hart, Smith, "Adhesive bonded double lap joints", National Aeronautics and Space Administration, Technical Report, January, 1973
56. Hart-Smith L., "Non-classical adhesive joints in practical aerospace construction", National Aeronautics and Space Administration, 1973
57. Hart-Smith L., "Further developments in the Design and Analysis of adhesive-Bonded structural Joints", Joining of composite materials, ASTM STP 749, 1981
58. Hart-Smith L. J., "Design methodology for bonded-bolted composite joints", Vol I: Analysis derivations and illustrative solutions, Report AFWAL-TR-81-3154, 1982
59. Hayman B., Echtermeyer A., McGeorge S., "Use of fibre composites in naval ships", Det Norske Veritas AS, Høvik, Norway
60. Hentinen, M., Hildebrand, M., "How to efficiently join FRP structures to metal ships?", In: 3rd International Conference on Fast Sea Transportation, FAST'95, Lübeck-Travemünde, Germany, 25–27 September 1995

61. Hentinen M., Hildebrand M., Visuri M., "Adhesively bonded joints between FRP sandwich and metal- Different concepts and their strength behavior", VTT Manufacturing Tech., 1997, Research notes 1862, 44 p.
62. Hollaway L., "Handbook of polymer composites for engineers", British Plastic Federation, Cambridge, England, 1994.
63. Hou J., Petrinic N., Ruiz C., "A delamination criterion for laminated composites under low-velocity impact", Composites Science and Technology, Department of Engineering Science, Vol 61, July, 2001
64. Huang H., Yang C., "Elastic-plastic model of adhesive-bonded composite joints", Wichita State University, 2000
65. Hu N., "Composites and their properties", 2012, ISBN 978-953-51-0711-8
66. Hull D., Clyne T., "An introduction to composite materials", Cambridge University Press, 2nd edition, 1996
67. Jackson W., Martin R., "An Interlaminar Tensile Strength Specimen", Composite materials: testing and Design, Vol. 11, 1993
68. Johnson A. F., "Comparison of the mechanical proprieties of SMC with laminates GRP materials", Vol. 17 - No 3, 1986
69. Johansson, H., "Superstructure in FRP Composites", Saab, 01-41020236-000.
70. Jun He, GuijunXian, "Debonding of CFRP-to-steel joints with CFRP delamination", ELSEVIER, Composite Structures, Volume 153, 1 October 2016, Pages 12-20
71. Karatzas V., "Composite superstructures for large passenger ships (COMPASS)", Technical report, DTU Mechanical Engineering, 2016
72. Klopfer J., "An experimental study of fiberglass composites containing metal wire joints". Thesis, Naval Postgraduate School, California, September 2009.
73. Kedward T., Wilson R., Mclean S., "Flexure of simply curved composite shapes", McDonnell Douglas Technologies, Composite, Volume 20, Number 6, November, 1989.
74. Kedward T., Kim H., "Stress Analysis of Adhesive bonded joints under in plane shear loading", Journey Adhesion, Department of Mechanical and Environmental Engineering, University of California, 2001.

75. Khan M. A., "Development of rules for the design of adhesively bonded fiber-reinforced plastic composite joints in aerospace applications", University of Surrey, 2008
76. Kockums, DIAB, Thermal Ceramics, "Developments in fire protection of FRP composite vessels", RINA, Innovation in High Speed Marine Vessels, Freemantle, Australia, 28-29th January 2009
77. Kotsidis E., Kouloukouras I., Tsouvalis N., "Finite element parametric study of a composite to steel join", 2nd International Conference on Maritime Technology and Engineering, Lisbon, Portugal, October 2014.
78. Krueger R., Minguet P., "Analysis of Composite Panel-Stiffener Debonding Using a Shell/3D Modeling Technique", NASA/CR-2006-214299, NIA Report No. 2006-02
79. Leissa A., "Vibration of plates", Ohio State University, National Aeronautics and Space Administration, SP-160, Washington, February, 1970.
80. Lempke M., "A study of single-lap joints", Michigan State University, 2013
81. Li X., Li P., Lin Z., Yang D., "Analysis and optimization of metal to composite joints for marine structures", Trans Tech Publications, Switzerland, Applied Mechanics and Materials, ISSN: 1662-7482, Vols. 556-562, pp 91-95, May 2014.
82. Lindblom F., "Use of composites in the Visby class Stealth corvette", ACMC/SAMPE Conference on Marine Composites Plymouth, 2003 (ISBN 1-870918-02-9)
83. Lloyds Register, "Hull Construction in Composite. Rules and Regulations for the Classification of Special Service Craft", July, 2016.
84. Lloyds Register, "Rules and Regulations for the Classification of Naval Ships", Volume 1 Ship Structures, January, 2017.
85. Lloyds Register, "Materials and Qualification Procedures for Ship", Procedure 14-2, 2013
86. McGeorge D., Lilleborge J., Høyning B., Eliassen G., "Survivable composite sandwich superstructures for naval applications". In: Proceedings of the SANDWICH'6, Fort Lauderdale, USA (2003)

87. MIL HDBK, "Adhesive Bonding", Military Standardization Handbook, Department of Defense, Washington D. C., May, 1965
88. MIL-HDBK-17-1F, "Polymer matrix composites guidelines for characterization of structural materials", Volume 1 of 5, 2002
89. MIL-HDBK-17-2F, "Polymer matrix composites materials properties", Volume 2 of 5, 2002
90. MIL-HDBK-17-3E, "Structural behavior of joints", Volume 3, 2002
91. MIL-HDBK-17-4^a, "Metal matrix composites", Volume 4, 2002
92. MIL-HDBK-17-5, "Ceramic matrix composites", Volume 5, 2002
93. Mortensen F., "Development of tools for engineering analysis and design of high-performance FRP-composite structural elements", Aalborg University, Tesis, 1998
94. Mouritz A.P., Gellert E., Burchill P., Challis K., "Review of advanced composite structures for naval ships and submarines", *Composite Structures* 53 21-41, 2001
95. Müller M., Herák D., "Dimensioning of the bonded lap joint", pag 59–68, 2010
96. Nemes O., Lachaud F., "Double-lap adhesive bonded-joints assemblies modeling", *International Journal of Adhesion & Adhesives*, 2010
97. Nguyen H., Zatar W., Mutsuyoshi H., "Hybrid Polymer Composite Materials: Applications", Elsevier, 2017. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/B978-0-08-100785-3.00002-4>
98. Noury P., Hayman B., McGeorge D. Weitzenböck J., "Lightweight construction for Advanced Shipbuilding – Recent Development", Transport Systems Program, Det Norske Veritas, 2002.
99. Oplinger D., "A layered beam theory for single lap joints", U.S. Army Materials Technology Laboratory, Watertown Massachusetts, June, 1991.
100. Orozco R., "Effects of toughened matrix resins on composite materials for wind turbine blades", Montana State University-Bozeman, Thesis, 1999.
101. Ozes, C., Nesar, N., "Experimental Study on steel to FRP bonded lap joints in marine applications", Dokuz Eylul University, Hindawi Publishing Corporation, Turkey, July, 2015.

102. Ozer H., "Introductory Chapter: Structural Adhesive Bonded Joints, Intech, 2018.
<http://dx.doi.org/10.5772/intechopen.74229>
103. Ozoliņš, O. "Steel Sandwich Mechanical Joint Optimization Employing Response Surface Method", Scientific Proceedings of Riga Technical University, Architecture and Construction Science, Vol. 4, pp. 170-181, 2003.
104. Pandey P., Narasimhan S., "Three-dimensional nonlinear analysis of adhesively bonded lap joints considering viscoplasticity in adhesives", Computers and Structures 79, pag 769-783, 2001.
105. Parson, W., Vorus, W., Richard, E., "Added Mass and Damping of vibrating propeller", Department of Naval Architecture and Marine Engineering, The University of Michigan, October, 1980.
106. Parashar A., Mertiny P., "Adhesively bonded composite tubular joints: Review, International Journal of Adhesion & Adhesives", Vol 38, pag 58–68, 2012.
107. Pinto A., Magalães A., Campilho R., De Moura M., Baptista A., "Single-Lap Joints of Similar and Dissimilar Adherends Bonded with an Acrylic Adhesive", 2010.
108. Putić S., Bajčeta B., Vitković D., Stamenović M., Pavićević V., "The interlaminar strength of the glass fiber polyester composite", CI & CEQ 15 (1) 45-48, 2009.
109. Raju, "Delamination damage analysis of curved composites subjected to compressive load using cohesive zone modeling", Quest Global, 2014.
110. Raos P., Koza D., Lucić M., "Stress-Strain Analysis of Single-Lap Tensile Loaded Adhesive Joints", University of Osijek.
111. Riccio A., Sellitto A., "Analytical tool for the preliminary design of an adhesively bonded T joint", Key Engineering Materials, ISSN: 1662-9795, Vol. 665, pp 285-288.
112. Ritter G., Speth D., Yang Y., "Qualifications of Adhesives for Marine Composite-to-Steel Bonded Applications", Journal of Ship Production, Vol. 25, No. 4, pp. 198–205, November 2009.
113. Roland, F., "Advanced Joining Techniques in European Shipbuilding", Journal of Ship Production, Vol. 20, No. 3, pp. 200-210, 2004.

114. Rudiger J., McGeorge D., "Science and Technology of Bolt-Adhesive joints", Springer-Verlag Berlin Heidelberg, Adv Struct Mater 6: 177–199, March 2011.
115. Shkolnikov V., "Hybrid Ship Hulls, Engineering Design Rationales. Butterworth-Heinemann", New York, USA, 2014.
116. Salih N., Patil M., "Hybrid (Bonded/Bolted) Composite Single-Lap joints and its load transfer analysis", International Journal of Advanced Engineering Technology, E-ISSN 0976-3945, IJAET-Vol.III, pp. 213-216, March 2012.
117. Sanchez E., Zavaglia C., Felisberti M., "Unsaturated polyester resins: influence of the styrene concentration on the miscibility and mechanical properties", Polymer 41, pp 765-769, 2000.
118. SANDCORE, "Best Practice Guide for Sandwich Structures in Marine Applications".
119. Segovia F., Salvador M., Amigo V., Bloem C., "Shear strength characteristics in aged polyester-glass fiber composites", Universidad Politécnica de Valencia.
120. Shaik J., Talla G., Pavan Kishore M., "Effect of adhesive thickness on static analysis of adhesively bonded double lap joints in FRP laminated composites", IJPRET, pp 17-32, Volume 2 (6), 2014.
121. Shenoj R., Williconme J., "Composite materials in maritime structures", V1: Fundamental aspects, Cambridge University Press, 2008, ISBN 978-0-521-45153-6
122. Shenoj R., Williconme J., "Composite materials in maritime structures", V2: Practical Considerations, Cambridge University Press, 2008, ISBN 978-0-521-45154-3
123. Shortall J., Yip H., "The interfacial bond strength in glass fiber-polyester resin composite systems", The Journal of adhesion, Vol 7, 2006
124. Simler J., Brown L., 21st Century Surface combatants require improved composite to Steel adhesive bonds, AMPTIAC Q. 7 (3), 2003
125. Sipes J., "Use of fiber reinforced plastics in the marine industry", Ship Structure Committee, SSC-360, 1990

126. Spaggiari A., "Efficient modelling of complex adhesively bonded structures by standard finite element techniques", Tesis, University of Modena e Reggio Emilia, (2010)
127. Spaggiari A., Dragoni E., "Effect of mechanical surface treatment on the static strength of adhesive lap joints", *The Journal of Adhesion*, 2013
128. Stapleton S., "The analysis of adhesively bonded advanced composite joints using joint Finite Elements", The University of Michigan, Thesis, 2012
129. Stuparu F., Apostol D., Constantinescu D., Sandu M., Sorohan S., "Failure analysis of dissimilar single-lap joints", *Frattura ed Integrità Strutturale*, Vol. 36, pp 69-77, 2016; DOI: 10.3221/IGF-ESIS.36.08
130. Sugiman S., Salman S., Setyawan P., Sulardjaka S., "Effect of adhesive thickness on the strength of steel-composite joints aged in wet environment", *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering* 532 012007, 2019
131. Suárez, J., Herreros, M., "New Fiber-Metal Hybrid Laminated Material (MALECON)". Naval Architecture and Shipbuilding Department, Polytechnic de Madrid, España
132. Sutherland L. S., "A review of impact testing on marine composite materials: Part I – Marine impacts on marine composites", Centre for Marine Technology and Ocean Engineering (CENTEC), Instituto Superior Técnico, Universidade de Lisboa, Lisbon, Portugal, 2016
133. Tavakoldavani K., "Composite materials equivalent properties in lamina, laminate, and structure level", The University of Texas At Arlington, Thesis, 2014
134. Timoshenko S., Woinowsky S., "Theory of plates and shells", McGraw Hill Book Company, July, 1989.
135. Tsai M., Morton J., "Three-dimensional deformations in a single-lap joint", *The Journal of Strain Analysis for Engineering Design*, 1994
136. Van Straalen I, Wardenier J., Vogelesang L., Soetens F., "Structural adhesive bonded joints in engineering drafting design rules", *International Journal of Adhesion & Adhesives*, Vol. 18, pp 41 - 49, 1998

137. Venkateswarlu S., Rajasekhar K., "Modelling and Analysis of Hybrid Composite joint using FEM in Ansys", IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering, Volume 6, Issue 6, PP 01-06, Juny. 2013.
138. Vinson J., "Plate and Panel Structures of isotropic, composite and piezoelectric materials, including sandwich construction", Springer, Department of Mechanical Engineering, Center for Composite Materials and College of Marine Studies, Newark, Delaware, USA, 2005, ISBN 1-4020-3110-6.
139. Volkersen O (1938) Die Nietkraftverteilung in Zugbeanspruchten Nietverbindungen mit Konstanten Laschenquerschnitten (The rivet load distribution in lap-joints with members of constant thickness subjected to tension). Luftfahrtforschung 15:41–47
140. Yu T., Fernando D., Teng J., Zhao X.L., Experimental study on CFRP-to-steel bonded interfaces, ELSEVIER, Composites Part B: Engineering, Volume 43, Pages 2279-2289, Issue 5, July 2012
141. Yu T., Fernando D., Teng J., "Strengthening of steel structures with fiber-reinforced polymer composites", ELSEVIER, Journal of Constructional Steel Research, Volume 78, Pages 131-143, November, 2012
142. Wazery M., "Mechanical Characteristics and Novel Applications of Hybrid Polymer Composites - A Review", Journal of Materials and Environmental Sciences ISSN : 2028-2508, 2017
143. Weitzenböck J. R., Introduction to using adhesives in marine and offshore engineering, DNV 2012
144. Weitzenböck J. R., Hayman B., Mc George D., Noury P., Application of composites in ships and offshore - A review and outlook, DNV 2010
145. Weitzenböck J. R., McGeorge D., Science and Technology of Bolt-Adhesive Joints, DNV-GL 2011, DOI: 10.1007/8611_2011_54
146. Wong E., Liu J., "Design Analysis of Adhesively Bonded Structures", Polymers 2017; DOI:10.3390/polym9120664
147. Xiao-Wen Li, Ping Li, Zhuang Lin and Dong-Mei Yang, Analysis and Optimization of Composite to Steel Joints for Ships, Sensors & Transducers, Vol. 182, Issue 11, November 2014, pp. 10-16

148. Zhu Y., Kedward K., "Methods of Analysis and Failure Predictions for Adhesively Bonded Joints of Uniform and Variable Bond line Thickness", Aviation research, DOT/FAA/AR-05/12, 2005
149. Zou G., Shahin K., Taheri F., "An analytical solution for the analysis of symmetric composite adhesively bonded joints", Composite Structures, Vol. 65, pp 99–510, 2004
150. http://www.composite-superstructure.com/csc_home.html
151. 3M, "Joining & Bonding of Composite Parts – The Structural Adhesive Advantage", 3M and Scotch-Weld and EPX are trademarks of 3M Company, 2016